

## 基于高阶滑模观测器的自适应时变滑模再入姿态控制

王亮, 刘向东, 盛永智

(北京理工大学 a. 自动化学院, b. 复杂系统智能控制与决策重点实验室, 北京 100081)

**摘要:** 针对再入飞行器鲁棒姿态控制问题, 提出一种基于高阶滑模观测器的自适应时变滑模控制器设计方法. 首先, 设计了一种时变滑模面, 并在此基础上推导了相应的时变滑模控制律, 其中滑模控制中切换增益通过一种自适应算法获得, 消除了控制器设计过程中对系统不确定性上界已知的要求; 然后, 利用高阶滑模观测器对控制器设计过程中用到的姿态角导数信息进行观测, 同时能够获得系统扰动估计值, 从而构造一种基于观测器的控制器形式; 最后, 通过仿真验证了所提出的控制算法在提高再入飞行器姿态控制精度以及系统鲁棒性方面的有效性.

**关键词:** 再入飞行器; 姿态控制; 自适应时变滑模; 高阶滑模观测器

**中图分类号:** V448.22

**文献标志码:** A

## High-order sliding mode observer based adaptive time-varying sliding mode for re-entry attitude control

WANG Liang, LIU Xiang-dong, SHENG Yong-zhi

(a. School of Automation, b. Key Laboratory for Intelligent Control & Decision of Complex Systems, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China. Correspondent: WANG Liang, E-mail: nicholas1233@bit.edu.cn)

**Abstract:** A high-order sliding mode observer based time-varying sliding mode control strategy is presented to address the robust attitude control problem of uncertain re-entry vehicle. Firstly, a time-varying sliding surface and the corresponding sliding control law are designed respectively, in which the switching gains are obtained through an adaptation scheme. Hence, the requirement of a prior knowledge of the upper bound on the model uncertainty is removed. Further, a high-order sliding mode observer is adopted to get the information of the attitude angle derivatives and estimate the system disturbances as well. Thus, an observer based control scheme is constructed. Finally, a numerical simulation is employed to illustrate the effectiveness of the proposed strategy in improving the attitude control accuracy as well as the system robustness.

**Key words:** re-entry vehicle; attitude control; adaptive time-varying sliding mode; high-order sliding mode observer

### 0 引言

对于再入飞行器而言, 再入过程中飞行条件(空域、速域)大范围变化, 各通道间耦合严重, 呈现出强烈的非线性动态特性. 另外, 各种不确定性外部扰动的存在以及飞行器气动特性不能精确获知, 导致其姿态控制变得异常复杂. 再入飞行器控制系统的设计要解决的关键问题是抑制上述非线性、强耦合和不确定性对系统性能的影响.

滑模控制(SMC)具有对系统的匹配参数存在不确定性以及外部扰动不敏感的特点<sup>[1]</sup>, 这使得它被广泛应用于飞行器姿态控制中<sup>[2-3]</sup>. 文献[2]将飞行器姿态控制系统分为快、慢两回路, 设计双环滑模控制器

分别实现对姿态角和姿态角速度指令的跟踪. 文献[3]针对飞行器姿态控制问题, 利用反馈线性化<sup>[4]</sup>进行解耦, 对三通道分别设计了基于指数趋近律的滑模控制律. 文献[2-3]中采用的是普通滑模控制, 在滑模到达段不具有鲁棒性, 容易受系统参数摄动和外部扰动的影 响. 为了缩短或者消除到达段, 文献[5-6]提出了时变滑模的概念, 使得系统状态从初始时刻就处于滑模面上, 保证了系统的全局鲁棒性. 文献[7]将其成功应用于巡航飞行器飞行控制系统的设计中.

文献[2,3,5-7]中滑模控制切换增益的确定需要事先已知系统的不确定性(参数不确定性和外部扰动)上界. 然而, 对于再入飞行器系统而言, 系统不确

收稿日期: 2012-10-19; 修回日期: 2013-01-28.

基金项目: 国家973计划项目(2012CB720000); 国家自然科学基金项目(61104153); 高等学校博士学科点专项科研基金项目(20091101110025); 北京理工大学科技创新团队基金项目.

作者简介: 王亮(1986—), 男, 博士生, 从事非线性控制、飞行器飞行控制的研究; 刘向东(1971—), 男, 教授, 博士生导师, 从事伺服系统设计、非线性控制等研究.

定性上界不容易获得. 若切换增益的取值过于保守, 即选择足够大的切换增益值来保证滑模到达条件, 会带来严重的抖振问题; 反之, 若切换增益取值过小, 系统抵抗干扰能力变弱, 鲁棒性不足.

针对此类问题, 本文在再入飞行器模型反馈线性化的基础上, 基于自适应方法和时变滑模思想提出了一种自适应时变滑模姿态控制器设计方法. 一方面, 解决了普通滑模控制到达阶段鲁棒性不足的问题; 另一方面, 滑模控制切换增益通过自适应算法在线计算获得, 消除了控制器参数选择时对系统不确定性上界已知的要求.

对于自适应时变滑模控制律设计过程中用到的状态变量导数的信息, 可通过构造高阶滑模观测器<sup>[8-9]</sup>获得; 同时, 观测器还能对系统中存在的扰动项进行估计. 高阶滑模观测器具有有限时间收敛的特性, 满足分离定理的条件<sup>[8]</sup>, 因此本文提出的自适应时变滑模控制器和高阶滑模观测器可分开进行设计. 最后, 针对再入飞行器姿态控制, 构造一种基于高阶滑模观测器的自适应时变滑模姿态控制器设计方法, 并通过将观测器估计的系统扰动值引入所设计的控制律中, 实现对姿态角指令的渐近稳定跟踪.

## 1 再入飞行器模型及问题描述

### 1.1 再入飞行器模型

本文采用文献[10]描述的面对称再入飞行器模型, 再入时主发动机关闭, 仅靠气动舵面来提供操纵力和操纵力矩. 建立面向控制的数学模型时考虑如下假设<sup>[11]</sup>:

1) 忽略地球自转角速度, 因其相比于飞行器的旋转运动慢得多;

2) 忽略飞行器的位移运动在旋转运动方程中的作用, 因为飞行器的旋转运动比位移运动快得多;

3) 再入过程中采用 BTT 控制, 侧滑角维持在零值附近, 满足  $\sin \beta \approx \tan \beta \approx 0, \cos \beta \approx 1$ .

得到简化后的再入飞行器姿态运动学方程为

$$\begin{aligned} \dot{\alpha} &= \omega_z, \\ \dot{\beta} &= \omega_x \sin \alpha + \omega_y \cos \alpha, \\ \dot{\mu} &= \omega_x \cos \alpha - \omega_y \sin \alpha; \end{aligned} \quad (1a)$$

姿态动力学方程为

$$\begin{aligned} \dot{\omega}_x &= \frac{I_{yy}}{I^*} M_x + \frac{I_{xy}}{I^*} M_y - \frac{I_{yy}(I_{zz} - I_{yy}) - I_{xy}^2}{I^*} \omega_y \omega_z - \\ &\quad \frac{I_{xy}(I_{yy} + I_{xx} - I_{zz})}{I^*} \omega_x \omega_z, \\ \dot{\omega}_y &= \frac{I_{xy}}{I^*} M_x + \frac{I_{xx}}{I^*} M_y - \frac{I_{xx}(I_{xx} - I_{zz}) + I_{xy}^2}{I^*} \omega_x \omega_z + \end{aligned}$$

$$\frac{I_{xy}(I_{xx} + I_{yy} - I_{zz})}{I^*} \omega_y \omega_z,$$

$$\dot{\omega}_z = \frac{1}{I_{zz}} M_z - \frac{I_{yy} - I_{xx}}{I_{zz}} \omega_x \omega_y - \frac{I_{xy}}{I_{zz}} (\omega_y^2 - \omega_x^2). \quad (1b)$$

其中:  $\alpha, \beta, \mu$  分别为攻角、侧滑角和倾侧角;  $\omega_x, \omega_y, \omega_z$  分别为滚转、偏航和俯仰角速度;  $I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}, I_{xy}$  分别为关于  $x, y, z$  轴的转动惯量和惯量积 (这里, 假设飞行器关于  $x$ - $o$ - $y$  平面对称, 故  $I_{xz} = I_{yz} = 0$ ),  $I^* = I_{xx}I_{yy} - I_{xy}^2$ ;  $M_x, M_y, M_z$  分别为滚转、偏航和俯仰气动力矩, 其计算表达式<sup>[12]</sup>为

$$M_i = \hat{q} S l C_{mi}(\alpha, \beta, Ma, \delta_e, \delta_a, \delta_r), \quad i = x, y, z. \quad (2)$$

动压  $\hat{q} = 0.5\rho V^2$ ;  $S, l$  分别为飞行器参考面积和参考长度;  $\delta_e, \delta_a, \delta_r$  分别为升降舵、副翼和方向舵偏转角;  $C_{mx}, C_{my}, C_{mz}$  分别为滚转、偏航和俯仰力矩系数, 它们是关于  $\alpha, \beta, \delta_e, \delta_a, \delta_r$  以及马赫数  $Ma$  的函数.

### 1.2 反馈线性化

为了便于后面控制器的设计, 需要对再入姿态运动方程 (1) 进行反馈线性化处理. 首先, 将式 (1) 写为如下 MIMO 非线性仿射系统的形式:

$$\begin{aligned} \dot{x} &= f(x) + G(x)u, \\ y &= H(x). \end{aligned} \quad (3)$$

其中:  $x = [\alpha, \beta, \mu, \omega_x, \omega_y, \omega_z]^T$  为状态变量,  $y = [\alpha, \beta, \mu]^T$  为输出变量,  $u = [M_x, M_y, M_z]^T$  为计算得到的气动力矩, 实际用于飞行器姿态控制的舵面偏转角指令可通过式 (2) 求逆计算获得. 另外,  $f(x), G(x)$  ( $G(x) = [g_1(x), g_2(x), g_3(x)]$ ) 以及  $H(x)$  ( $H(x) = [h_1(x), h_2(x), h_3(x)]^T$ ) 的相应表达式可由式 (1) 整理得到.

然后, 运用反馈线性化理论<sup>[4]</sup>, 对系统输出变量求导, 直至输出动态方程中出现控制量  $u$ . 计算可得

$$\ddot{y} = F(x) + E(x)u, \quad (4)$$

其中矩阵  $F(x), E(x)$  的形式为

$$\begin{aligned} F(x) &= [L_f^2 h_1(x), L_f^2 h_2(x), L_f^2 h_3(x)]^T, \\ E(x) &= \begin{bmatrix} L_{g_1} L_f h_1(x) & L_{g_2} L_f h_1(x) & L_{g_3} L_f h_1(x) \\ L_{g_1} L_f h_2(x) & L_{g_2} L_f h_2(x) & L_{g_3} L_f h_2(x) \\ L_{g_1} L_f h_3(x) & L_{g_2} L_f h_3(x) & L_{g_3} L_f h_3(x) \end{bmatrix}. \end{aligned}$$

通过计算可得  $\det(E(x)) = -1/(I^* I_{zz}) \neq 0$ , 从而  $E(x)$  可逆. 因此, 设计控制律

$$u = E^{-1}(x)(v - F(x)), \quad (5)$$

可以实现对系统 (3) 的输入-输出反馈线性化. 其中  $v = [v_1, v_2, v_3]^T$  是引入的辅助控制量.

系统 (3) 关于输出量  $\alpha, \beta, \mu$  的相对阶都为 2, 三者之和为 6, 正好与系统的阶数相等. 因此, 此系统可以完全线性化, 且不存在内动态. 然而, 由于再入过程中飞行环境复杂多变、飞行器参数存在不确定性以及外部扰动的存在, 导致输入-输出反馈线性化过程不

精确. 这时, 利用控制律(5)可将系统解耦成一个线性部分与一个非线性扰动部分, 即

$$\ddot{y} = v + \Delta v, \quad (6)$$

其中  $\Delta v = [\Delta v_1, \Delta v_2, \Delta v_3]^T$  表示系统中存在的聚合扰动. 不失一般性, 假设上述不确定性聚合扰动是有界的, 即存在  $\Delta v_{1\max}, \Delta v_{2\max}, \Delta v_{3\max}$ , 使得  $|\Delta v_1| \leq \Delta v_{1\max}, |\Delta v_2| \leq \Delta v_{2\max}, |\Delta v_3| \leq \Delta v_{3\max}$  成立.

### 1.3 问题描述

再入飞行器的姿态控制目标为: 针对系统(6), 在系统扰动上界未知的情况下设计鲁棒控制律  $v$ , 进而通过控制舵面偏转角  $\delta = [\delta_e, \delta_a, \delta_r]^T$  实现对姿态角指令  $y_c = [\alpha_c, \beta_c, \mu_c]^T$  的渐近稳定跟踪, 即有

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \tilde{y} = \lim_{t \rightarrow \infty} (y - y_c) = 0 \quad (7)$$

成立, 其中  $\tilde{y} = y - y_c = [e_1, e_2, e_3]^T$  为系统跟踪误差.

## 2 控制器设计

所采用的高阶滑模观测器<sup>[8-9]</sup>具有有限时间收敛的特性, 满足分离定理条件, 因此控制器设计与观测器设计分开进行.

### 2.1 自适应时变滑模控制器设计

针对1.2节得到的再入飞行器线性化模型(6), 本节给出一种基于自适应时变滑模的姿态控制器设计方法, 消除了控制器设计过程中对系统扰动上界已知的要求.

普通滑模控制设计时, 一般采用如下形式的线性滑模面:

$$S(t) = \dot{\tilde{y}} + A\tilde{y}. \quad (8)$$

其中:  $S(t) = [s_1(t), s_2(t), s_3(t)]^T$  为滑模函数向量,  $A = \text{diag}\{\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3\}$  为滑模函数增益矩阵.

然而, 滑模面(8)在设计时由于没有考虑系统的初始跟踪误差, 使得系统状态在初始时刻并不处于所设计的滑模面上, 即  $S(0) \neq 0_{3 \times 1}$ , 具有明显的到达段. 根据时变滑模控制理论, 在式(8)的基础上添加一个与系统初始跟踪误差相关的指数项, 使得系统状态从初始时刻就处于滑模面上(消除了普通滑模的到达段, 保证全局鲁棒), 得到如下形式的时变滑模面:

$$S(t) = \dot{\tilde{y}} + A\tilde{y} + Ae^{-at}. \quad (9)$$

其中:  $a \in \mathbf{R}^+$  决定了时变滑模面向时不变滑模面的趋近速度(不失一般性, 这里令  $\lambda_1 = \lambda_2 = \lambda_3 = a = \lambda$ ),  $A \in \mathbf{R}^3$  是与系统初始状态相关的参数矩阵, 保证  $S(0) = 0_{3 \times 1}$  成立. 计算可得

$$A = -\dot{\tilde{y}}(0) - A\tilde{y}(0) = -A\tilde{y}(0). \quad (10)$$

设计时变滑模控制律  $v$  使得系统(6)的轨迹一直处于滑模面(9)上, 保证其全局鲁棒性. 控制律形式为

$$v = v_{eq} + v_{sw} = \ddot{y}_c - A\dot{\tilde{y}} + A\lambda e^{-\lambda t} - \eta \text{sgn}(S(t)). \quad (11)$$

其中:  $v_{eq}$  表示针对标称系统设计的等价控制, 可根据  $\dot{S}(t) = 0_{3 \times 1}$  计算得到;  $v_{sw} = -\eta \text{sgn}(S(t))$  表示切换控制, 目的是用来抵消系统中存在的不确定性;  $\text{sgn}(\cdot)$  为符号函数;  $\eta = \text{diag}\{\eta_1, \eta_2, \eta_3\}$  为切换增益矩阵, 满足  $\eta_j > \Delta v_{j\max}, j = 1, 2, 3$ .

**定理 1** 对于式(6)描述的再入飞行器非线性系统, 采用式(9)所示的时变滑模面和相应的时变滑模控制律(11)时, 能够保证系统状态从初始时刻就处于滑模面(9)上, 即对于  $\forall t \in [0, \infty)$ , 有  $S(t) \equiv 0$  成立.

**证明** 选择正定 Lyapunov 函数

$$V_1 = \frac{1}{2} S^T(t) S(t). \quad (12)$$

对式(12)求导, 并代入式(6)、(9)和(11), 可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 &= S^T(t)[- \eta \text{sgn}(S(t)) + \Delta v] = \\ &= \sum_{j=1}^3 s_j(t)[- \eta_j \text{sgn}(s_j(t)) + \Delta v_j] \leq \\ &= - \sum_{j=1}^3 |s_j(t)|(\eta_j - \Delta v_{j\max}) \leq 0. \end{aligned}$$

由此可知,  $\dot{V}_1$  为半负定, 对于  $\forall t \in [0, \infty)$ , 有  $V_1(t) \leq V_1(0)$  成立. 又由式(9)定义的滑模面函数初始值  $S(0) = 0$ , 有  $V_1(t) \leq 0$ ; 另一方面, 由式(12)的定义可知,  $V_1(t) \geq 0$ . 二者联立可得  $V_1(t) \equiv 0$ , 这意味对于  $\forall t \in [0, \infty)$ , 有  $S(t) \equiv 0$  成立.  $\square$

在上述控制器设计与分析过程中, 需用到系统中聚合扰动的上界信息  $\Delta v_{1\max}, \Delta v_{2\max}, \Delta v_{3\max}$ . 然而, 在再入飞行过程中由于参数不确定性以及外部扰动的多样性与不可预知性, 使得上述聚合扰动上界信息不可知, 给控制器设计与分析带来一定困难. 为此, 可通过设计自适应算法来获得切换增益值, 构造如下自适应时变滑模控制律:

$$v = \ddot{y}_c - A\dot{\tilde{y}} + A\lambda e^{-\lambda t} - \hat{\eta} \text{sgn}(S(t)). \quad (13)$$

其中:  $\hat{\eta} = \text{diag}\{\hat{\eta}_1, \hat{\eta}_2, \hat{\eta}_3\}$  为自适应切换增益, 其自适应更新算法为

$$\dot{\hat{\eta}}_j = \frac{1}{\kappa_j} |s_j(t)|, \quad j = 1, 2, 3, \quad (14)$$

$\kappa_j \in \mathbf{R}^+$  为自适应率常数, 决定了  $\hat{\eta}_j$  的自适应速度. 从式(14)可以看出, 切换增益自适应机理为: 根据系统状态偏离所设计的滑模面的程度(即  $|s_j(t)|$ )对切换增益进行在线调整. 一旦状态偏离所设计的滑模面, 便对式(14)进行积分, 不断增大切换增益值, 直至使得系统状态收敛到所设计的滑模面上.

**定理 2** 对于式(6)描述的再入飞行器非线性系统, 在聚合扰动上界信息未知的情况下, 采用式(9)所示的时变滑模面和相应的自适应时变滑模控制

律(13)时,整个闭环系统是渐近稳定的,即在 $t \rightarrow \infty$ 时,姿态角误差 $\tilde{y} \rightarrow 0$ .

**证明** 选择正定 Lyapunov 函数

$$V_2 = \frac{1}{2}S^T(t)S(t) + \frac{1}{2}\tilde{\eta}^T \kappa \tilde{\eta}. \quad (15)$$

其中:  $\tilde{\eta} = [\hat{\eta}_1 - \Delta v_{1 \max}, \hat{\eta}_2 - \Delta v_{2 \max}, \hat{\eta}_3 - \Delta v_{3 \max}]^T$  为自适应误差,  $\kappa = \text{diag}\{\kappa_1, \kappa_2, \kappa_3\}$ .

对式(15)沿系统轨迹求导,并代入式(6)、(13)和(14),整理可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 &= S^T(t)[- \hat{\eta} \text{sgn}(S(t)) + \Delta v] + \\ &\sum_{j=1}^3 (\hat{\eta}_j - \Delta v_{j \max}) |s_j(t)| \leq \\ &-\sum_{j=1}^3 (\Delta v_{j \max} - |\Delta v_j|) |S_j(t)| \leq 0. \end{aligned}$$

由上述推导可知,  $\dot{V}_2$  是半负定的,因此  $V_2(t)$  是非增且有界的. 这表明,  $S(t)$ ,  $\tilde{\eta}$  同样是有界的. 进一步,令  $\Xi(t) = -\dot{V}_2$ , 并对其从 0 到  $t$  进行积分,可得

$$\int_0^t \Xi(\tau) d\tau = V_2(0) - V_2(t). \quad (16)$$

由于  $V_2(0)$  和  $V_2(t)$  是有界的,求式(16)的极限

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \int_0^t \Xi(\tau) d\tau \leq V_2(0) < \infty. \quad (17)$$

从而,根据 Barbalat 引理<sup>[4]</sup>,有  $\lim_{t \rightarrow \infty} \Xi(t) = 0$ . 又由于  $|\Delta v_j| < \Delta v_{j \max}$ ,  $j = 1, 2, 3$ , 可推得  $\lim_{t \rightarrow \infty} S(t) = 0$ .

直观上讲,由  $\lim_{t \rightarrow \infty} S(t) = 0$  并不能直接得到  $\lim_{t \rightarrow \infty} \tilde{y} = 0$ . 然而,姿态角跟踪误差  $\tilde{y}$  的渐近稳定性可解释如下: 由自适应切换增益  $\hat{\eta}$  的计算式(14)可知,若  $s_j(t) \neq 0$ , 则  $\hat{\eta}_j$  会一直增大,直至满足滑模到达条件(即  $\hat{\eta}_j > \Delta v_{j \max}$ ), 从而,滑动模态会在有限时间内出现. 此时,根据时变滑模面函数的表达式(9)可得,系统姿态角误差渐近收敛,保证了整个闭环系统的渐近稳定性.  $\square$

**注 1** 式(14)提供了一种估计系统聚合扰动上界的方法,但其仅在“理想”滑动模态存在的条件下是可行的,即  $S(t) = 0$  是可实现的. 然而,在实际工程应用中,由于测量噪声、模型不确定性、外部扰动和有限切换频率等因素的影响,仅能保证“实际”滑模存在,即滑模面函数值不能精确限制到零,只能保证  $|S(t)| \leq \delta$  ( $\delta \in \mathbf{R}^+$  为一个较小的常数). 此时,由式(14)可知,自适应切换增益值会持续增加直至无界. 另一方面,控制律(13)中由于符号函数  $\text{sgn}(\cdot)$  的存在,会带来严重的抖振问题,容易激发系统未建模动态,造成系统不稳定. 针对上述问题,可考虑采用如下修正的连续化自适应时变滑模控制律

$$v = \ddot{y}_c - A\dot{\tilde{y}} + A\lambda e^{-\lambda t} - \hat{\eta} \text{sat}(S(t)). \quad (18)$$

其中: 饱和函数  $\text{sat}(\cdot)$  以及修正的切换增益自适应律分别为

$$\text{sat}(s_j(t)) = \begin{cases} \hat{\eta}_j s_j(t) / \varphi_j, & \hat{\eta}_j |s_j(t)| \leq \varphi_j; \\ \text{sgn}(s_j(t)), & \hat{\eta}_j |s_j(t)| > \varphi_j. \end{cases} \quad (19a)$$

$$\dot{\hat{\eta}}_j = \frac{1}{\kappa_j} (-\epsilon_j \hat{\eta}_j + |s_j(t)|), \quad j = 1, 2, 3. \quad (19b)$$

$\varphi_j \in \mathbf{R}^+$  为边界层厚度,  $\epsilon_j \in \mathbf{R}^+$  为较小的常数. 此时,整个闭环系统为毕竟有界的,相关分析可参见文献[13].

## 2.2 高阶滑模观测器设计

从 2.1 小节控制律的设计过程中可以看出,控制律(13)和(18)中均用到  $\dot{\tilde{y}}$  的信息,从而需要知道姿态角导数  $(\dot{\alpha}, \dot{\beta}, \dot{\mu})$  的信息. 在实际应用时,由于姿态角测量噪声等原因,直接对其求导会引入高频噪声,本文可通过构造高阶滑模观测器<sup>[8-9]</sup>获得所需的姿态角导数信息,同时对系统聚合扰动进行估计.

首先,将 1.2 节给出的再入飞行器的线性化模型(6)描述为如下状态空间形式:

$$\dot{z}_1 = z_2, \quad \dot{z}_2 = v + \Delta v, \quad (20)$$

其中  $z_1 = y$  表示姿态角向量.

然后,构造高阶滑模观测器形式如下:

$$\begin{aligned} \dot{\hat{z}}_1 &= \chi_1, \\ \chi_1 &= \hat{z}_2 - \gamma_3 |\hat{z}_1 - z_1|^{2/3} \text{sgn}(\hat{z}_1 - z_1), \\ \dot{\hat{z}}_2 &= \Delta \hat{v} + v, \\ \Delta \hat{v} &= -\gamma_2 |\hat{z}_2 - \chi_1|^{1/2} \text{sgn}(\hat{z}_2 - \chi_1) + \hat{z}_3, \\ \dot{\hat{z}}_3 &= -\gamma_1 \text{sgn}(\hat{z}_3 - \Delta \hat{v}). \end{aligned} \quad (21)$$

其中:  $\gamma_1, \gamma_2, \gamma_3 \in \mathbf{R}^+$  为观测器参数;  $\hat{z}_1, \hat{z}_2$  分别为  $z_1, z_2$  的观测值;  $\Delta \hat{v}$  为聚合扰动  $\Delta v$  的估计值.

**引理 1**<sup>[9]</sup> 对于式(21)所示高阶滑模观测器,假设系统状态  $z_1$  和控制量  $v$  有界且 Lebesgue 可测,则通过选择合适的参数  $\gamma_1, \gamma_2, \gamma_3$ , 可使得状态观测值  $\hat{z}_1, \hat{z}_2$  以及扰动估计值  $\Delta \hat{v}$  在有限时间内收敛到其真实值.

综上,可将式(21)观测到的值  $\hat{z}_2, \Delta \hat{v}$  应用于 2.1 节的控制器的设计中,构造基于高阶滑模观测器的自适应时变滑模控制律如下:

$$v = \ddot{y}_c - A\dot{\tilde{y}} + A\lambda e^{-\lambda t} - \hat{\eta} \text{sat}(S(t)) - \Delta \hat{v}, \quad (22)$$

其中  $\dot{\tilde{y}} = \hat{z}_2 - \dot{y}_c$ . 通过在控制律中引入聚合扰动估计值  $\Delta \hat{v}$  能够有效地提高姿态角控制精度,后面的仿真结果有效地验证了这一点.

## 3 仿真实验

以某再入飞行器为例进行姿态控制系统的数值仿真实验. 仿真中,初始高度为 28 km, 速度为 2000 m/s, 姿态角初始值为  $[0^\circ, 0.2^\circ, 0^\circ]^T$ , 姿态角给定指令为  $y_c = [6^\circ \sin(t + \pi/2), 0^\circ, 20^\circ \sin(t + \pi/2)]^T$ , 舵面偏转角限制为  $\pm 30^\circ$ . 为了验证所设计控制器的

鲁棒性, 仿真中取大气密度摄动范围为30%, 并添加如下高频外部扰动(直接施加于三轴的控制力矩上):

$$d = [100 \sin t, 100 \sin t, 100 \sin t]^T.$$

为了便于比较所设计控制器的性能, 仿真分如下3种情况进行.

Case 1: 控制器形式如式(18)所示, 且假设控制器中用到的姿态角导数的信息可以直接测得;

Case 2: 控制器形式如式(18)所示, 控制器中用到的姿态角导数信息由式(21)设计的高阶滑模观测器得到;

Case 3: 控制器形式如式(22)所示, 控制器中用到的姿态角导数和聚合扰动估计值信息由式(21)设计的高阶滑模观测器得到.

控制器参数选择为:  $\lambda = 4$ , 边界层厚度  $\varphi_1 = \varphi_2 = \varphi_3 = 0.05$ , 自适应率常数  $\kappa_1 = \kappa_2 = \kappa_3 = 0.02$ ,  $\epsilon_1 = \epsilon_2 = \epsilon_3 = 0.01$ ; 观测器参数选择为:  $\gamma_1 = 2.1, \gamma_2 = 4.2, \gamma_3 = 8.4$ . 仿真结果如图1~图5所示.

图1给出了姿态角跟踪误差曲线, 右侧3个小图分别为对应情况下的局部放大图. 从图中可以看出, Case 2与Case 1的跟踪效果几乎一样(3轴跟踪精度在 $0.1^\circ$ 左右), 而Case 3的跟踪精度有明显提高(3轴跟踪精度约为 $0.005^\circ$ ). 由图2舵面偏转角曲线可以看出, 3种情况下舵面偏转角指令均没有超过饱和限制, 且较为平滑, 便于执行机构实现. 图3分别给出了3种情况下的滑模面函数和自适应切换增益响应曲线. 从左侧的滑模面函数曲线可以看出, 3种情况下均能在有限时间内收敛于所设定的边界层(0.05)之内, 但Case 1与Case 2  $S(t)$  的幅值稳定在0.01左右, 而Case 3  $S(t)$  的幅值维持在  $2 \times 10^{-4}$  左右, 精度明显提高; 从右侧的自适应切换增益曲线可以看出, Case 1与Case 2的切换增益自适应结果相似, 是一个随着系统

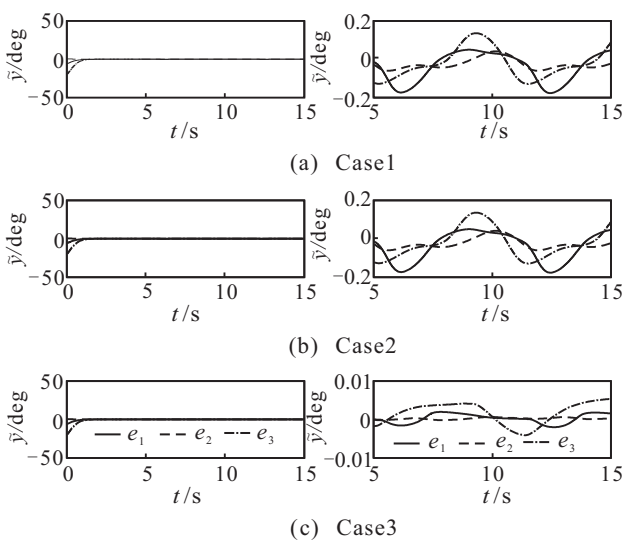


图1 姿态角跟踪误差曲线

响应不断变化的值, 而Case 3由于控制律中引入了扰动估计值, 切换增益值逐渐稳定到零值附近.

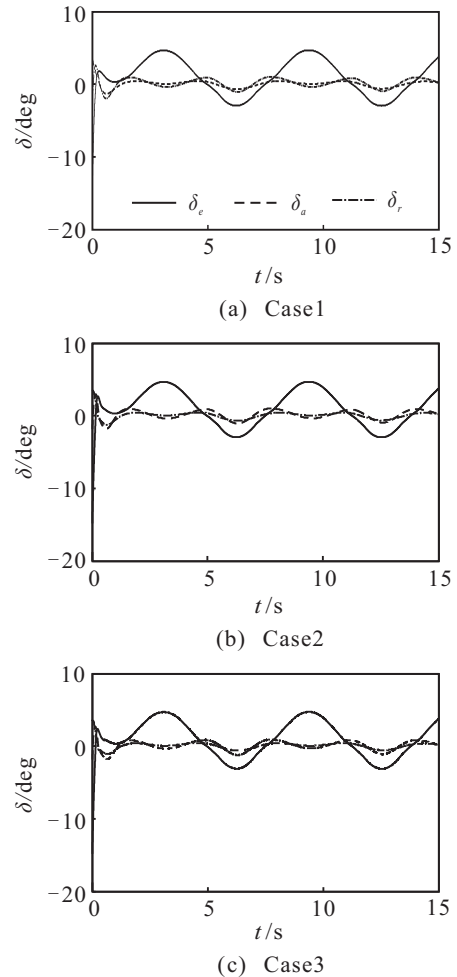


图2 舵面偏转角曲线

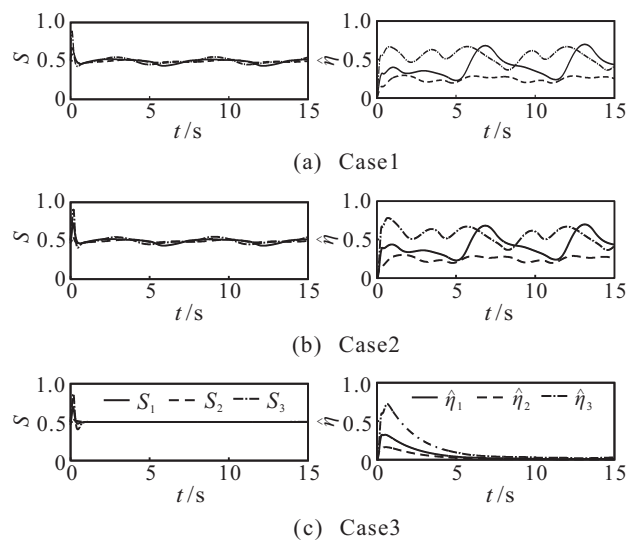


图3 滑模面函数和自适应切换增益曲线

图4分别给出了高阶滑模观测器观测的姿态角和姿态角导数对应的观测误差曲线. 可以看出, 观测器的观测值误差经过一定时间后能够收敛到零, 表明了所设计观测器的有效性. 从图5给出的高阶滑模观

测器估计的聚合扰动对比曲线可以看出,扰动估计值能够在有限时间内收敛于系统中的扰动真实值。

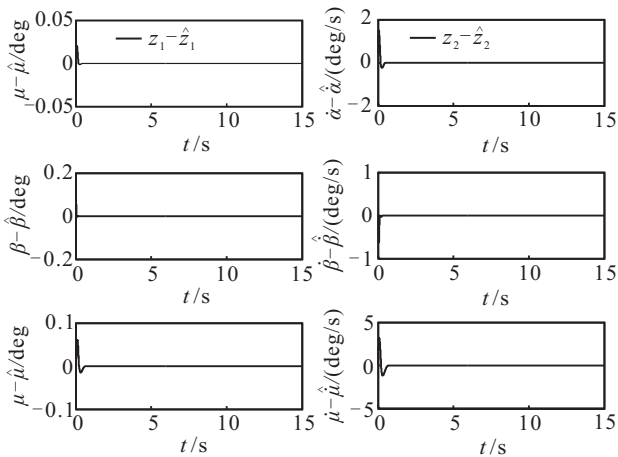


图4 姿态角  $z_1$  及其导数  $z_2$  的观测误差曲线

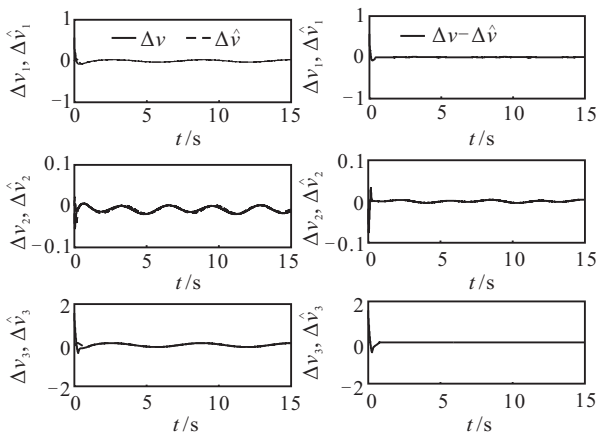


图5 扰动估计对比曲线

## 4 结论

本文针对再入飞行器姿态控制系统设计问题,在飞行器模型反馈线性化的基础上,设计了一种基于高阶滑模观测器的自适应时变滑模控制器.在控制器设计过程中,切换增益通过自适应算法在线计算得到,而姿态角导数以及系统中聚合扰动信息则通过高阶滑模观测器获得.最后,以某再入飞行器为例,考虑了再入过程中存在30%大气密度摄动以及高频外部扰动的情况,数值仿真表明:本文所提出的控制器设计方法具有较强的鲁棒性,且有效地提高了姿态角跟踪精度。

## 参考文献(References)

- [1] Utkin V I. Sliding mode in control and optimization[M]. Berlin: Springer-Verlag Press, 1992.
- [2] Shtessel Y, Hall C, Jackson M. Reusable launch vehicle control in mutiple-time-scale sliding modes[J]. J of

Guidance, Control, and Dynamics, 2000, 23(6): 1013-1020.

- [3] 韩艳铎,周凤岐,周军.基于反馈线性化和变结构控制的飞行器姿态控制系统设计[J].宇航学报,2004,25(6): 637-641.  
(Han Y H, Zhou F Q, Zhou J. Design for aircraft attitude control system based on feedback-linearization and variable-structure-control[J]. J of Astronautics, 2004, 25(6): 637-641.)
- [4] Slotine J J, Li W P. Applied nonlinear control[M]. New Jersey: Prentice Hall Englewood Cliffs, 1991.
- [5] Bartoszewicz A. Time-varying sliding mode for second-order systems[J]. IEE Proc of Control Theory Application, 1996, 143(5): 455-462.
- [6] Jin Y Q, Liu X D, Qiu W. Time-varying sliding mode control in rigid spacecraft attitude tracking[J]. Chinese J of Aeronautics, 2008, 21(4): 352-360.
- [7] 朱纪立,刘向东,王亮,等.巡航段高超声速飞行器的高阶指数时变滑模飞行控制器设计[J].宇航学报,2011, 32(9): 1945-1952.  
(Zhu J L, Liu X D, Wang L, et al. Exponential time-varying sliding mode control design for a hypersonic cruise air vehicle[J]. J of Astronautics, 2011, 32(9): 1945-1952.)
- [8] Davila J, Fridman L, Levant A. Second-order sliding-mode observer for mechanical systems[J]. IEEE Trans on Automatic Control, 2005, 50(11): 1785-1789.
- [9] Iqbal S, Edwards C, Bhatti A I. Robust feedback linearization using higher order sliding mode observer[C]. Proc of IEEE Conf on Decision and Control and European Control Conf. Orlando: IEEE Press, 2011: 7968-7973.
- [10] van Soest W R, Chu Q P, Mulder J A. Combined feedback linearization and constrained model predictive control for entry flight[J]. J of Guidance, Control, and Dynamics, 2006, 29(2): 427-434.
- [11] Recasens J J, Chu Q P, Mulder J A. Robust model predictive control of a feedback linearized system for a lifting-body re-entry vehicle[C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conf and Exhibit. San Francisco: AIAA Press, 2005: 1-33.
- [12] Shaughnessy J D, Pinckney S Z, McMinn J D. Hypersonic vehicle simulation model: Winged-cone configuration[R]. USA: NASA Langley Research Center, 1990.
- [13] Wheeler G, Su C Y, Stepanenko Y. A sliding mode controller with improved adaptation laws for the upper bounds on the norm of uncertainties[J]. Automatic, 1998, 34(12): 1657-1661.

(责任编辑:孙艺红)