

# 基于模糊控制的高超声速飞行器二阶滑模姿态控制

管萍<sup>†</sup>, 和志伟, 戈新生

(北京信息科技大学 自动化学院, 北京 100192)

**摘要:** 考虑高超声速飞行器飞行过程中气动参数变动导致的不确定, 将模糊控制与二阶滑模控制相结合, 形成自适应模糊二阶滑模控制器, 用于控制高超声速飞行器姿态的飞行系统中. 依据奇异摄动理论, 设计快速和慢速双闭环系统控制角速率和姿态角. 设计二阶滑模控制器用于有效地衰减抖振, 同时对姿态角指令实现准确和快速跟踪. 采用自适应模糊逻辑逼近高超声速飞行器动力学和运动学模型中的不确定部分, 以对控制器进行有效补偿, 基于 Lyapunov 稳定性理论, 推导模糊规则参数的自适应律, 确保整个闭环控制系统的稳定. 仿真结果表明, 所提出的高超声速飞行器的自适应模糊滑模控制系统能够有效抑制气动参数摄动的影响, 对姿态角指令有良好的跟踪性能.

**关键词:** 高超声速飞行器; 气动参数; 姿态控制; 二阶滑模控制; 模糊控制; 自适应

中图分类号: V249.122+.2

文献标志码: A

## Second-order sliding mode attitude control based on fuzzy control for hypersonic vehicle

GUAN Ping<sup>†</sup>, HE Zhi-wei, GE Xin-sheng

(School of Automation, Beijing Information Science and Technology University, Beijing 100192, China)

**Abstract:** Considering the uncertainties caused by aerodynamic parameters variation during flight, fuzzy control and second-order sliding mode control are combined to constitute fuzzy sliding mode controllers for attitude control of hypersonic vehicles. According to the singular perturbation theory, the fast and slow double closed loop system is designed to control angle velocity and attitude angles. The second-order sliding mode controller is designed, so as to attenuate the chattering phenomena and achieve enhanced tracking accuracy with a finite-time convergence. Then the uncertain part of the hypersonic vehicle model is approximated by the adaptive fuzzy logic to compensate for the controller effectively. Based on the Lyapunov stability theory, the adaptive law of fuzzy rule parameters is deduced and the stability of the entire control system is proved. The simulation results show that the fuzzy sliding mode control of the hypersonic vehicle can restrain the influence of the change of aerodynamic parameters effectively and track the expected attitude angle quickly and accurately.

**Keywords:** hypersonic vehicle; aerodynamic parameter; attitude control; second-order sliding mode control; fuzzy control; adaptive

## 0 引言

高超声速飞行器具有射程远、快速响应、打击准确等优点, 存在巨大的军事价值和经济价值<sup>[1-2]</sup>, 逐渐成为各国科技竞争的焦点. 然而, 由于其飞行速度及近空间飞行环境的影响, 高超声速飞行器受内外部扰动影响, 气动参数变化剧烈, 结构存在很大的不确定性, 呈现出强非线性和强耦合性<sup>[3-4]</sup>, 控制器的设计问题仍是一个难点.

在国内外研究人员的共同努力下, 有许多非线性

控制方法, 如鲁棒控制<sup>[5]</sup>、反步自适应控制<sup>[6]</sup>、综合 PID 控制<sup>[7-8]</sup> 和预测控制<sup>[9]</sup> 等相继被应用于高超声速飞行器中. 但由于在飞行器飞行过程中, 气动参数大范围变化, 模型结构存在不确定性, 要求设计的控制器具有高控制精度和强鲁棒性<sup>[10-11]</sup>. 美国的高超声速飞行器 HTV-2 试飞失败正是由于控制系统不能克服飞行环境中的气动参数变化所导致的不确定性的影响<sup>[12]</sup>, 因此构建一个能有效抑制气动参数、外部扰动等摄动的高精度地跟踪姿态指令的控制系统是目

收稿日期: 2018-08-01; 修回日期: 2018-11-20.

基金项目: 国家自然科学基金项目(11472058); 国家自然科学基金重点项目(11732005).

责任编辑: 张国山.

<sup>†</sup>通讯作者. E-mail: lgygp@sina.com.

前需要解决的重要问题之一. 滑模控制对被控对象的参数扰动不敏感, 本身就具有很强的鲁棒性, 成为主要选择的方法之一. 终端滑模控制被引入到飞行器的控制系统设计中<sup>[13-14]</sup>, 在文献[14]中, 终端滑模控制器被构建后通过引入线性饱和函数更换控制输入中的不连续项来消除抖动, 面对不确定性和干扰时, 一些控制精度和鲁棒性会有所丢失. 文献[15]设计了一种连续的高阶滑模控制方法, 该方法消除了抖动, 但需要高阶导数信息, 增加了计算复杂度. 文献[16]构造了高阶系统的二阶超螺旋算法, 系统响应快. 文献[17]构建了二阶滑模控制器, 解决了求高阶导及所特有的抖动问题. 然而, 上述方法未考虑飞行器飞行过程中气动参数的剧烈变化所导致的不确定性, 未验证飞行器的姿态控制系统对气动参数摄动的鲁棒性.

为了减少高超声速飞行器转动惯量等参数不确定和外界扰动对飞行姿态的影响, 设计观测器来补偿系统控制量是目前常用的方法. 文献[17]基于超螺旋算法设计了扰动观测器, 以准确估计惯量矩阵和系统扰动的不确定部分, 提高了控制精度. 文献[18]提出了两种分别基于传统滑模和高阶滑模的观测器, 但需要干扰或干扰导数的边界值. 文献[19]利用 Super-twisting 算法设计滑模观测器, 引入自适应, 使滑模面在有限时间收敛到零, 不需要扰动及其导数边界值, 但自适应律求解复杂, 稳定性证明繁琐. 综上所述, 所设计的观测器有些需要干扰或导数边界值, 有些需要滑模变量高阶导数信息, 设计步骤繁琐, 参数较多, 计算量大, 系统稳定性证明时需假设的条件多, 证明过程复杂. 文献[20]提出小脑模型神经网络对干扰进行估计, 但学习参数较多, 较难实现实时控制. 文献[21]应用模糊控制来估计不确定和干扰, 需要获取合适的模糊规则. 模糊控制不需要干扰边界值, 能够精确地逼近飞行器模型由参数引起的不确定性, 设计简单, 无需大量计算.

基于以上分析, 本文针对高超声速飞行器飞行过程中气动参数导致的不确定性而引起飞行失稳的问题, 利用模糊逻辑逼近飞行器模型的不确定部分, 并与二阶滑模控制相结合, 形成模糊滑模控制器, 用于控制高超声速飞行器姿态的飞行系统中. 二阶滑模控制不仅具有滑模控制鲁棒性强、对参数变化不敏感的优点, 而且可以有效消除抖振, 实现姿态角指令的有限时间跟踪. 为有效处理系统气动参数大范围扰动引起的模型不确定性问题, 基于模糊控制的逼近原理, 对模型的不确定非线性部分进行模糊逼近, 以

增强系统对气动参数的鲁棒性, 提高姿态角的跟踪精度和速度. 仿真结果显示, 所提出的自适应模糊二阶滑模姿态控制系统能有效抑制气动参数不确定性的变化, 从而获得较好的跟踪性和稳定性.

## 1 高超声速飞行器的姿态模型

分析高超声速飞行器的飞行特点, 可得到其运动学与动力学模型<sup>[22]</sup>. 由于近空间复杂的飞行环境, 飞行器气动参数发生剧烈变化, 引入由于气动参数变化而造成的模型不确定性, 得到如下仿射非线性数学模型:

$$\dot{\Omega} = g_{\Omega}\omega + f_{\Omega} + \Delta f_{\Omega}, \quad (1)$$

$$\dot{\omega} = g_{\omega}M_c + f_{\omega} + \Delta f_{\omega}. \quad (2)$$

其中:  $\Omega = [\alpha \ \beta \ \mu]^T$ ,  $\mu, \beta, \alpha$  为高超声速飞行器的倾侧角、侧滑角和攻角;  $\omega = [p \ q \ r]^T$ ,  $r, q, p$  为偏航、俯仰和滚转角速度;  $M_c = [l \ m \ n]^T$ ,  $n, m, l$  为偏航、俯仰和滚转力矩.  $g_{\Omega}, g_{\omega}, f_{\Omega}, f_{\omega}$  分别为

$$g_{\Omega} = \begin{bmatrix} -\tan \beta \cos \alpha & 1 & -\tan \beta \sin \alpha \\ \sin \alpha & 0 & -\cos \alpha \\ \sec \beta \cos \alpha & 0 & \sec \beta \sin \alpha \end{bmatrix},$$

$$g_{\omega} = \begin{bmatrix} \frac{I_z}{I_x I_z - I_{xz}^2} & 0 & \frac{I_{xz}}{I_x I_z - I_{xz}^2} \\ 0 & 1/I_y & 0 \\ \frac{I_{xz}}{I_x I_z - I_{xz}^2} & 0 & \frac{I_x}{I_x I_z - I_{xz}^2} \end{bmatrix},$$

$$f_{\Omega} = [f_{\alpha} \ f_{\beta} \ f_{\mu}]^T, f_{\omega} = [f_p \ f_q \ f_r]^T.$$

其中

$$f_{\alpha} = (-\bar{q}SC_{L0} + Mg \cos \gamma \cos \mu)/MV \cos \beta,$$

$$f_{\beta} = (\bar{q}SC_{Y\beta0}\beta + Mg \cos \gamma \sin \mu)/MV,$$

$$f_{\mu} = (\bar{q}SC_{Y\beta0}\beta \tan \gamma \cos \mu + \bar{q}SC_{L0}(\tan \gamma \sin \mu + \tan \beta) - Mg \cos \gamma \cos \mu \tan \beta)/MV,$$

$$f_p = ((I_x - I_y + I_z)I_{xz}pq + ((I_y - I_z)I_z - I_{xz}^2)qr + (I_z l_{\text{aero}} + I_{xz} n_{\text{aero}}))/(I_x I_z - I_{xz}^2),$$

$$f_q = ((I_z - I_x)pr + I_{xz}(r^2 - p^2) + m_{\text{aero}})/I_y,$$

$$f_r = (((I_x - I_y)I_x + I_{xz}^2)pq - (I_x - I_y + I_z)I_{xz}qr + (I_{xz} l_{\text{aero}} + I_x n_{\text{aero}}))/(I_x I_z - I_{xz}^2),$$

$$l_{\text{aero}} = \bar{q}Sb(C_{l,\beta0}\beta + C_{l,p0}pb/2V + C_{l,r0}rb/2V),$$

$$m_{\text{aero}} = \bar{q}Sc(C_{m,\alpha0} + C_{m,q0}qc/2V),$$

$$n_{\text{aero}} = \bar{q}Sb(C_{n,\beta0}\beta + C_{n,p0}pb/2V + C_{n,r0}rb/2V),$$

$\gamma$  为航迹倾斜角;  $I_i (i = x, y, z)$  为  $x$ 、 $y$  和  $z$  轴的转动惯量,  $I_{xz}$  为  $x$  轴和  $z$  轴的惯性积;  $g$  为重力加速度;  $\bar{q}$  为空气中的动压;  $S$  为飞行器参考面积;  $M$  为飞行器

的瞬时质量;  $V$  为飞行器的飞行速度;  $b$  为翼展长度;  $c$  为平均气动弦长;  $C_{(\cdot)}$  为气动参数, 限于篇幅, 具体含义见文献[23-24].

飞行过程中, 高超声速飞行器的气动系数  $C_{(\cdot)}$  都是变化的, 如  $f_{\Omega}$  中的  $C_{Y\beta 0}$ 、 $C_{L0}$  等都是摄动的气动参数;  $f_{\omega}$  与气动参数有关, 为不确定量. 因此, 令  $\Delta f_{\Omega}$ 、 $\Delta f_{\omega}$  分别表示  $f_{\Omega}$ 、 $f_{\omega}$  中因气动参数  $C_{(\cdot)}$  变化产生的不确定性部分.

高超声速飞行器的姿态模型呈现高度非线性、强耦合性, 当气动参数  $C_{(\cdot)}$  大范围变化时, 很难建立精准的数学模型. 因此, 控制的主要目标是构建适合的控制力矩  $M_c$ , 使高超声速飞行器在气动参数剧烈变化时能快速精准地达到期望姿态角.

## 2 模糊滑模控制器设计

基于多个时间尺度, 高超声速飞行器系统由慢速和快速双闭环系统组成, 如图1所示. 快速内环是姿态角速率反馈, 其快速变化并产生控制力矩  $M_c$ ; 慢速外环是姿态角反馈, 其缓慢变化并产生内环制导指令  $\omega_c$ . 对于动力学和运动学模型的不确定部分分别采用模糊逻辑逼近, 在此基础上构建二阶滑模控制器.

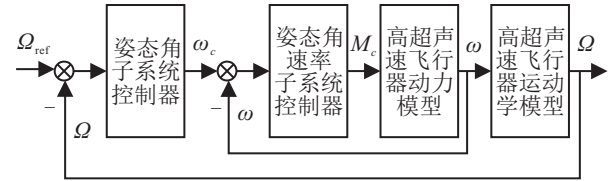


图1 高超声速飞行器的控制框图

### 2.1 姿态角子系统控制器设计

定义姿态角的误差  $e_{\Omega}$  为

$$e_{\Omega} = \Omega - \Omega_{\text{ref}}. \quad (3)$$

其中:  $\Omega_{\text{ref}}$ 、 $\Omega$  分别为姿态角的预期值和实际值,  $e_{\Omega} = [e_{\Omega 1} \ e_{\Omega 2} \ e_{\Omega 3}]^T$ . 将式(1)代入(3)的导数中, 得到

$$\dot{e}_{\Omega} = g_{\Omega} \omega + f_{\Omega} + \Delta f_{\Omega} - \dot{\Omega}_{\text{ref}}. \quad (4)$$

#### 2.1.1 姿态角子系统的模糊控制器

使用T-S模型逼近姿态系统的不确定性  $\Delta f_{\Omega}$ , 模糊规则为

$$R_l : \text{if } e_{\Omega 1} \text{ is } E_1^l \text{ and } e_{\Omega 2} \text{ is } E_2^l \text{ and } e_{\Omega 3} \text{ is } E_3^l, \\ \text{then } \Delta \hat{f}_{\Omega} \text{ is } \theta_{\Omega l}.$$

其中:  $E_i^l$  为模糊控制器的输入变量 ( $e_{\Omega 1}$ ,  $e_{\Omega 2}$ ,  $e_{\Omega 3}$ ) 的模糊集,  $\Delta \hat{f}_{\Omega}$  为输出量,  $\theta_{\Omega l}$  为常数,  $l = 1, 2, \dots, M$  ( $M$  为规则总数). 为缩减在线运算量, 在确保所需的控制精度条件下, 仅在线调节规则参数  $\theta_{\Omega l}$  ( $l = 1, 2, \dots, M$ ). 模糊控制器的输出为

$$\Delta \hat{f}_{\Omega}(e_{\Omega} | \theta_{\Omega}) = \theta_{\Omega}^T \xi(e_{\Omega}). \quad (5)$$

其中

$$\xi(e_{\Omega}) = [\xi_1(e_{\Omega}), \xi_2(e_{\Omega}), \dots, \xi_M(e_{\Omega})]^T, \\ \xi_l(e_{\Omega}) = \frac{\mu_{E_1^l}(e_{\Omega 1}) \mu_{E_2^l}(e_{\Omega 2}) \mu_{E_3^l}(e_{\Omega 3})}{\sum_{l=1}^M [\mu_{E_1^l}(e_{\Omega 1}) \mu_{E_2^l}(e_{\Omega 2}) \mu_{E_3^l}(e_{\Omega 3})]}, \quad (6)$$

$\mu_{E_i^l}$  ( $i = 1, 2, 3$ ) 为模糊集  $E_i^l$  的隶属函数,  $\xi(e_{\Omega})$  为模糊基函数,  $\theta_{\Omega} = [\theta_{\Omega 1}, \theta_{\Omega 2}, \dots, \theta_{\Omega M}]^T$  为可调的模糊规则参数矢量.

#### 2.1.2 姿态角子系统的模糊滑模控制器

取二阶滑模趋近律为

$$\begin{cases} \dot{e}_{\Omega} = -k_1 |e_{\Omega}|^{\frac{m_1-1}{m_1}} \text{sgn}(e_{\Omega}) + e_1, \\ \dot{e}_1 = -k_2 |e_{\Omega}|^{\frac{m_1-2}{m_1}} \text{sgn}(e_{\Omega}). \end{cases} \quad (7)$$

其中:  $e_{\Omega} = [e_{\Omega 1}, e_{\Omega 2}, e_{\Omega 3}]^T$ ,  $e_1 = [e_{11}, e_{12}, e_{13}]^T$ . 将式(4)和(5)代入(7), 获得如下控制律, 能够使系统(1)有限时间稳定:

$$\begin{cases} \omega_c = g_{\Omega}^{-1} [-\Delta \hat{f}_{\Omega}(e_{\Omega} | \theta_{\Omega}) - f_{\Omega} - \\ k_1 |e_{\Omega}|^{\frac{m_1-1}{m_1}} \text{sgn}(e_{\Omega}) + e_1 + \dot{\Omega}_{\text{ref}}], \\ \dot{e}_1 = -k_2 |e_{\Omega}|^{\frac{m_1-2}{m_1}} \text{sgn}(e_{\Omega}). \end{cases} \quad (8)$$

其中:  $e_1$  为系统的增广状态,  $m_1 \geq 2$ ,  $k_1$  和  $k_2$  为控制增益.

**定理1** 在模糊滑模控制律(8)的作用下, 当  $m_1 \geq 2$  且适当选取控制增益  $k_1$ 、 $k_2$  以及模糊自适应参数  $\theta_{\Omega}$  时, 在有限时间内可使姿态角误差  $e_{\Omega}$  及其导数  $\dot{e}_{\Omega}$  达到零.

**证明** 将式(8)代入(4), 姿态角误差子系统为

$$\begin{cases} \dot{e}_{\Omega} = -k_1 |e_{\Omega}|^{\frac{m_1-1}{m_1}} \text{sgn}(e_{\Omega}) + e_1 + \\ \Delta f_{\Omega} - \Delta \hat{f}_{\Omega}(e_{\Omega} | \theta_{\Omega}), \\ \dot{e}_1 = -k_2 |e_{\Omega}|^{\frac{m_1-2}{m_1}} \text{sgn}(e_{\Omega}). \end{cases} \quad (9)$$

若令

$$s_i = (s_{i1}, s_{i2})^T = (|e_{\Omega i}|^{\frac{m_1-1}{m_1}} \text{sgn}(e_{\Omega i}), e_{1i})^T, \\ i = 1, 2, 3. \quad (10)$$

则有

$$s_i^T s_i = s_{i1}^2 + s_{i2}^2 = |e_{\Omega i}|^{\frac{2(m_1-1)}{m_1}} + e_{1i}^2, \\ |s_{i1}| = |e_{\Omega i}|^{\frac{m_1-1}{m_1}}, \text{sgn}(e_{\Omega i}) = \text{sgn}(s_{i1}). \quad (11)$$

整理式(9)~(11), 得到

$$\begin{cases} \dot{s}_{i1} = \\ \frac{m_1 - 1}{m_1} \frac{(-k_1 s_{i1} + s_{i2} + \Delta f_{\Omega i} - \Delta \hat{f}_{\Omega i}(e_{\Omega} | \theta_{\Omega}))}{|e_{\Omega}|^{1/m_1}}, \\ \dot{s}_{i2} = \frac{-k_2 s_{i1}}{|e_{\Omega}|^{1/m_1}}. \end{cases} \quad (12)$$

进而式(12)可化为

$$\dot{\varsigma}_i = \frac{1}{|e_\Omega|^{1/m_1}} \begin{bmatrix} -k_1 \frac{m_1-1}{m_1} & \frac{m_1-1}{m_1} \\ -k_2 & 0 \end{bmatrix} \varsigma_i + \frac{1}{|e_\Omega|^{1/m_1}} \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \end{bmatrix} (\Delta f_{\Omega i} - \Delta \hat{f}_{\Omega i}(e_\Omega|\theta_\Omega)). \quad (13)$$

记式(13)为如下形式:

$$\dot{\varsigma}_i = A_i \varsigma_i + B_i (\Delta f_{\Omega i} - \Delta \hat{f}_{\Omega i}(e_\Omega|\theta_\Omega)). \quad (14)$$

其中

$$A_i = \frac{1}{|e_\Omega|^{1/m_1}} \begin{bmatrix} -k_1 \frac{m_1-1}{m_1} & \frac{m_1-1}{m_1} \\ -k_2 & 0 \end{bmatrix},$$

$$B_i = \frac{1}{|e_\Omega|^{1/m_1}} \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \end{bmatrix}.$$

取 Lyapunov 函数为

$$V_1 = \frac{1}{2} \varsigma_i^T P_1 \varsigma_i + \frac{1}{2a_1} (\theta_\Omega - \theta_\Omega^*)^T (\theta_\Omega - \theta_\Omega^*). \quad (15)$$

其中:  $P_1 = \begin{bmatrix} 2k_2 + k_1^2/2 & -k_1/2 \\ -k_1/2 & 1 \end{bmatrix}$  为正定矩阵,  $k_2 > 0$ ,  $a_1$  为正常数. 定义最优参数

$$\theta_\Omega^* = \arg \min_{\theta_\Omega \in R^M} [\sup_{e_\Omega \in R^3} |\Delta \hat{f}_\Omega(e_\Omega|\theta_\Omega) - \Delta f_\Omega|]. \quad (16)$$

于是,对于式(5)的模糊系统,  $\Delta \hat{f}_\Omega(e_\Omega|\theta_\Omega^*)$  是  $\Delta f_\Omega$  最佳逼近器<sup>[25]</sup>. 定义最小逼近误差

$$w_\Omega = \Delta \hat{f}_\Omega(e_\Omega|\theta_\Omega^*) - \Delta f_\Omega, \quad (17)$$

式(15)两端对时间求导,得到

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 = & -\frac{1}{2} |e_{\Omega i}|^{-\frac{1}{m_1}} \varsigma_i^T Q_1 \varsigma_i + \\ & (\Delta f_{\Omega i} - \Delta \hat{f}_{\Omega i}(e_\Omega|\theta_\Omega)) B_i^T P_1 \varsigma_i + \\ & \frac{1}{a_1} (\theta_\Omega - \theta_\Omega^*)^T \dot{\theta}_\Omega = \\ & -\frac{1}{2} |e_{\Omega i}|^{-\frac{1}{m_1}} \varsigma_i^T Q_1 \varsigma_i + \\ & (\theta_\Omega^* \xi(e_\Omega) - w_\Omega - \Delta \hat{f}_{\Omega i}(e_\Omega|\theta_\Omega)) B_i^T P_1 \varsigma_i + \\ & \frac{1}{a_1} (\theta_\Omega - \theta_\Omega^*)^T \dot{\theta}_\Omega = \\ & -\frac{1}{2} |e_{\Omega i}|^{-\frac{1}{m_1}} \varsigma_i^T Q_1 \varsigma_i + \\ & (\theta_\Omega^* - \theta_\Omega)^T \xi(e_\Omega) B_i^T P_1 \varsigma_i - \\ & w_\Omega B_i^T P_1 \varsigma_i + \frac{1}{a_1} (\theta_\Omega - \theta_\Omega^*)^T \dot{\theta}_\Omega = \\ & -\frac{1}{2} |e_{\Omega i}|^{-\frac{1}{m_1}} \varsigma_i^T Q_1 \varsigma_i - w_\Omega B_i^T P_1 \varsigma_i + \\ & (\theta_\Omega - \theta_\Omega^*)^T \left( \frac{\dot{\theta}_\Omega}{a_1} - \xi(e_\Omega) B_i^T P_1 \varsigma_i \right). \quad (18) \end{aligned}$$

其中

$$Q_1 = \begin{bmatrix} \frac{m_1-1}{m_1} (4k_1 k_2 + k_1^3) - k_1 k_2 & & \\ -\frac{m_1-1}{m_1} (2k_2 + k_1^2) + k_2 & & \\ & & -\frac{m_1-1}{m_1} (2k_2 + k_1^2) + k_2 \\ & & & \frac{m_1-1}{m_1} k_1 \end{bmatrix}.$$

令

$$\dot{\theta}_\Omega = a_1 \xi(e_\Omega) B_i^T P_1 \varsigma_i, \quad (19)$$

则有

$$\dot{V}_1 = -\frac{1}{2} |e_{\Omega i}|^{-\frac{1}{m_1}} \varsigma_i^T Q_1 \varsigma_i - w_\Omega B_i^T P_1 \varsigma_i. \quad (20)$$

当  $k_1 > 0$ ,  $k_2 < \frac{m_1(m_1-1)}{(m_1-2)^2} k_1$  时,  $Q_1$  为正定矩阵. 由于模糊系统式(5)是万能逼近器<sup>[25]</sup>, 选择足够数量的模糊规则可以使最小逼近误差  $w_\Omega$  足够小. 根据万能逼近理论, 可以使

$$-\frac{1}{2} |e_{\Omega i}|^{-\frac{1}{m_1}} \varsigma_i^T Q_1 \varsigma_i - w_\Omega B_i^T P_1 \varsigma_i \leq 0,$$

所以  $\dot{V}_1 \leq 0$ , 负定. 式(4)可以在有限时间内收敛到零.  $\square$

## 2.2 姿态角速率的控制子系统

定义姿态角速率误差

$$e_\omega = \omega - \omega_c. \quad (21)$$

其中:  $\omega_c$ 、 $\omega$  分别为代表姿态角速率的预期值和实际值,  $e_\omega = [e_{\omega 1}, e_{\omega 2}, e_{\omega 3}]^T$ . 将式(2)代入(21)的导数中, 得到

$$\dot{e}_\omega = g_\omega M_c + f_\omega + \Delta f_\omega - \dot{\omega}_c. \quad (22)$$

### 2.2.1 姿态角速率子系统的模糊控制器

与第2.1.1节姿态角子系统中设计的模糊控制器相似, 采用 T-S 模型逼近系统的不确定部分  $\Delta f_\omega$ , 模糊规则为

$$R_l: \text{if } e_{\omega 1} \text{ is } A_1^l \text{ and } e_{\omega 2} \text{ is } A_2^l \text{ and } e_{\omega 3} \text{ is } A_3^l, \\ \text{then } \Delta \hat{f}_\omega \text{ is } \theta_{\omega l}.$$

为缩减在线运算量, 在确保所需的控制精度条件下, 仅在线调节规则参数  $\theta_{\omega l}$  ( $l = 1, 2, \dots, M$ ). 模糊控制器的输出为

$$\Delta \hat{f}_\omega(e_\omega|\theta_\omega) = \theta_\omega^T \xi(e_\omega). \quad (23)$$

### 2.2.2 姿态角速率子系统的模糊滑模控制器

取二阶滑模趋近律为

$$\begin{cases} \dot{e}_\omega = -l_1 |e_\omega|^{\frac{m_2-1}{m_2}} \text{sgn}(e_\omega) + e_2, \\ \dot{e}_2 = -l_2 |e_\omega|^{\frac{m_2-2}{m_2}} \text{sgn}(e_\omega). \end{cases} \quad (24)$$

其中:  $e_\omega = [e_{\omega 1} \ e_{\omega 2} \ e_{\omega 3}]^T, e_2 = [e_{21} \ e_{22} \ e_{23}]^T$ .

将式(22)和(23)代入(24), 获得如下控制律, 使系统(2)有限时间稳定:

$$\begin{cases} M_c = g_\omega^{-1}[-\Delta \hat{f}_\omega(e_\omega|\theta_\omega) - f_\omega - \\ \quad l_1|e_\omega|^{\frac{m_2-1}{m_2}} \text{sgn}(e_\omega) + e_2 + \dot{\omega}_c], \\ \dot{e}_2 = -l_2|e_\omega|^{\frac{m_2-2}{m_2}} \text{sgn}(e_\omega). \end{cases} \quad (25)$$

其中:  $e_2$  为系统的增广状态,  $m_2 \geq 2, l_1$  和  $l_2$  为控制增益.

**定理2** 在模糊滑模控制律(25)的作用下, 当  $m_2 \geq 2$  且适当选取控制增益  $l_1, l_2$  以及模糊自适应参数  $\theta_\omega$  时, 在有限时间内可使角速率误差  $e_\omega$  及其导数  $\dot{e}_\omega$  达到零.

定理2的证明过程与定理1相似, 此处不再赘述. 模糊规则参数  $\theta_\omega$  的自适应律为

$$\dot{\theta}_\omega = a_2 \xi(e_\omega) \bar{B}_i^T P_2 \zeta_i. \quad (26)$$

综上所述, 本文提出的模糊滑模控制主要思想是, 利用模糊逻辑逼近运动学与动力学模型的不确定部分, 通过二阶滑模控制(式(8)和(25))及规则参量 ( $\theta_\Omega$  和  $\theta_\omega$ ), 根据自适应调节律(式(19)和(26))在线调节, 可有效减少由于气动参数变化等不确定性所造成的姿态误差.

### 3 仿真研究

对所提出的自适应模糊滑模控制高超声速飞行器姿态系统进行仿真研究. 其中, 高超声速飞行器飞行速度为 8.8 Ma, 高度为 30 km, 质量为 82 310 kg, 翼展长度  $b = 23.79$  m, 平均气动弦长  $c = 12.07$  m.

高超声速飞行器的惯性矩阵为

$$I = \begin{bmatrix} 3930420 & 0 & -683551 \\ 0 & 28563682 & 0 \\ -683551 & 0 & 29636834 \end{bmatrix} \text{ kg} \cdot \text{m}^2.$$

预期姿态角  $\Omega_{\text{ref}} = [5^\circ \ 0^\circ \ 6^\circ]^T$ , 初始角速率  $\omega_0 = [0 \ 0 \ 0]^T$ , 初始姿态角  $\Omega_0 = [2^\circ \ 0.2^\circ \ 3^\circ]^T$ . 模糊控制器输入量  $e_\Omega, e_\omega$  均使用高斯隶属函数定义模糊集. 模糊规则参数  $\theta_\Omega$  和  $\theta_\omega$  的初始值设为零附近的随机值, 分别由自适应律(式(19)和(26))在线调节.

慢回路控制器参数设计如下:  $m_1 = 3, k_1 = 10, k_2 = 0.2$ , 增广状态  $e_1$  的初始值设为 0.

快回路控制器参数设计如下:  $m_2 = 3, l_1 = 9, l_2 = 0.1$ , 增广状态  $e_2$  的初始值设为 0.

为了加以比较, 对高超声速飞行器分别采用所提出模糊滑模、二阶滑模和传统滑模控制进行仿真研究. 在标称气动参数条件下, 不同控制器仿真曲线如图2~图4所示.

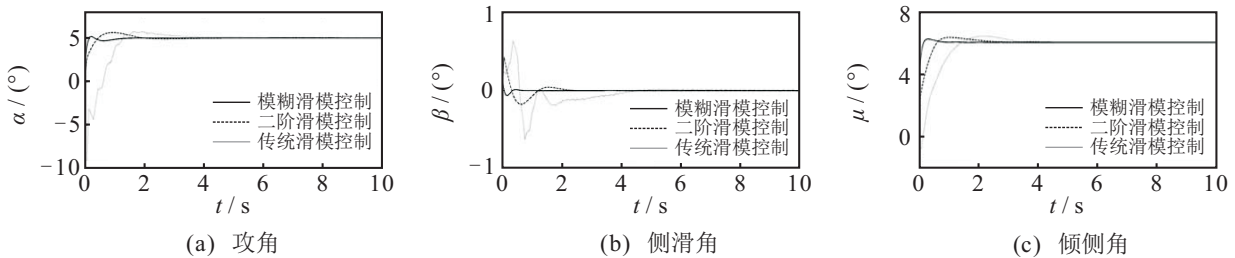


图2 标称气动参数下姿态角响应曲线

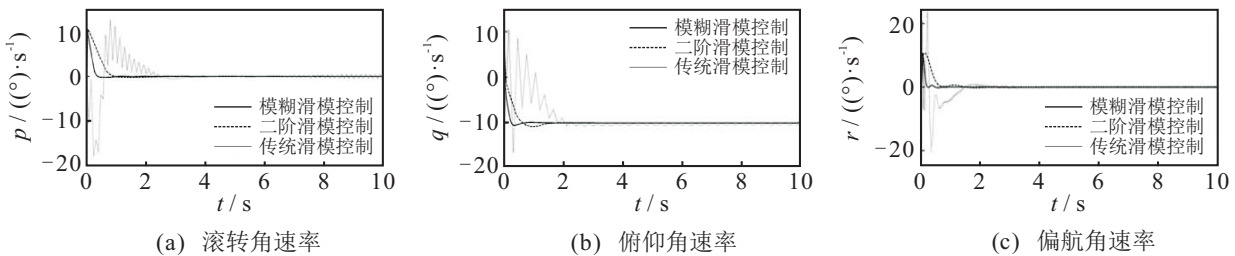


图3 标称气动参数下姿态角速率响应曲线

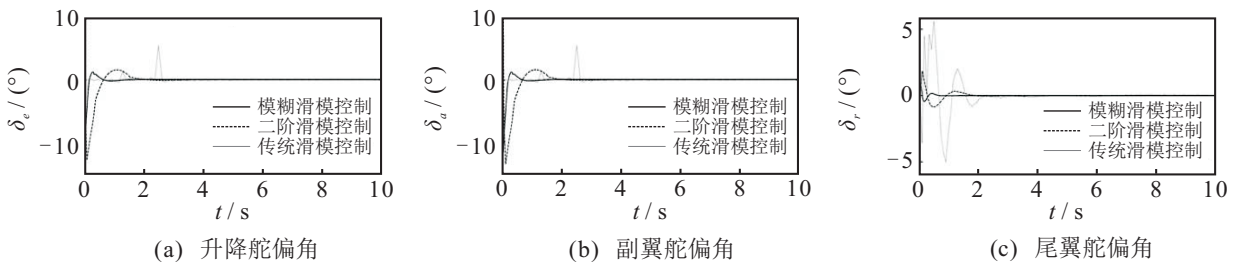


图4 标称气动参数下气动舵偏角响应曲线

标称气动参数下各控制方法的姿态角响应的性能指标如表1所示.由此可见,二阶滑模控制比传统滑模控制姿态角抖振明显减弱,调整时间和超调均减少.而所提出模糊滑模控制系统响应时间最短,超调量最小,跟踪精度更高,且无明显抖振,具有更好的动

静态性能和较好的控制品质.

为了测试气动参数变化较大时模糊滑模控制系统的稳定性,对气动参数变化 $\pm 30\%$ 和 $\pm 50\%$ 进行仿真研究.在气动参数变动的条件下,不同控制器的仿真曲线见图5~图8.

表1 不同控制方法下的姿态角响应的性能指标

控制方法	姿态角	调节时间/s			稳态误差/(°)		
		标称气动参数	气动参数增加30%	气动参数减少30%	标称气动参数	气动参数增加30%	气动参数减少30%
传统滑模控制	攻角	4.9	8.2	7.9	0.0021	0.0066	0.0098
	侧滑角	4.2	5.2	8.1	0.0056	0.0089	0.0101
	倾侧角	3.7	6.6	6.2	0.0032	0.0045	0.0091
二阶滑模控制	攻角	3.6	6.3	5.3	0.0019	0.0030	0.0049
	侧滑角	2.4	3.6	6.2	0.0015	0.0035	0.0051
	倾侧角	2.5	4.6	3.8	0.0018	0.0028	0.0043
模糊滑模控制	攻角	1.7	2.2	2.8	0.0001	0.0002	0.0002
	侧滑角	0.9	1.0	2.5	0.0002	0.0004	0.0003
	倾侧角	1.3	1.5	1.5	0.0002	0.0003	0.0002

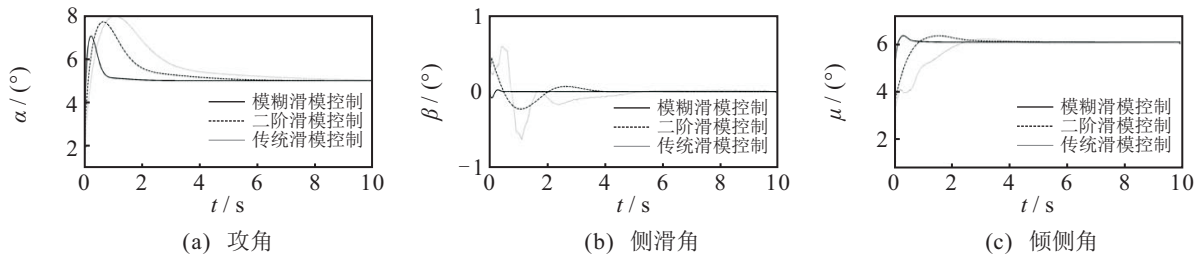


图5 气动参数增加30%时姿态角响应曲线

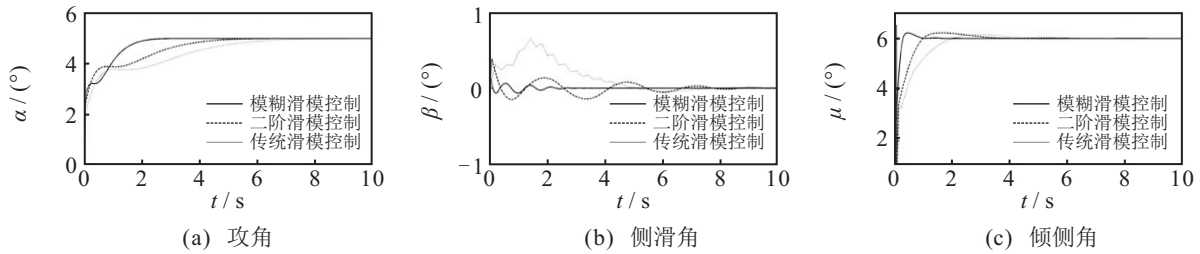


图6 气动参数减少30%时姿态角响应曲线

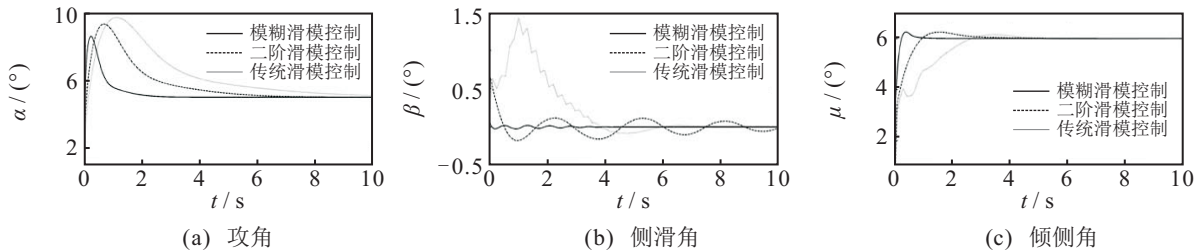


图7 气动参数增加50%时姿态角响应曲线

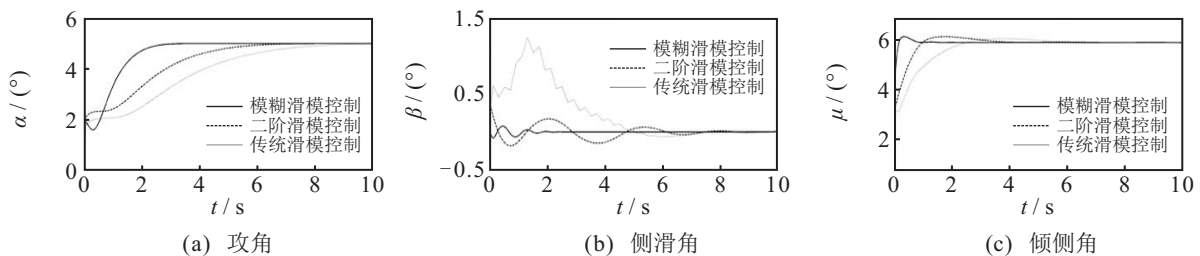


图8 气动参数减少50%时姿态角响应曲线

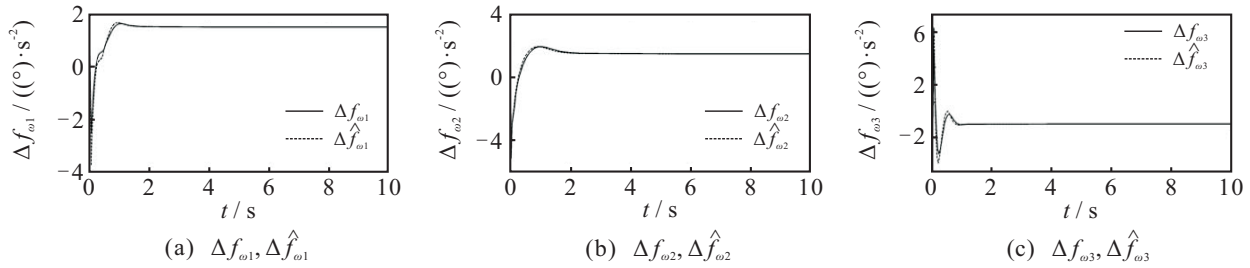


图9 气动参数增加50%时 $\Delta f_\omega$ 和 $\Delta \hat{f}_\omega$ 的仿真曲线

气动参数增加50%时,模型不确定性 $\Delta f_\omega$ 和自适应模糊逼近的 $\Delta \hat{f}_\omega$ 如图9所示.所设计的自适应模糊控制 $\Delta \hat{f}_\omega$ 能够实时逼近模型不确定性 $\Delta f_\omega$ ,从而使所设计的模糊滑模控制系统能有效地抑制气动参数变化,增强系统的鲁棒性.

气动参数变化 $\pm 30\%$ 时,各控制方法的姿态角响应的性能指标如表1所示,气动参数变化 $\pm 50\%$ 时,3种控制系统的性能与前两种情况相似,在此不再一一列出.

从上述仿真结果可以看出,与传统滑模不同,因为二阶滑模控制中的不连续控制输入作用于滑模的二阶导数,可以大大减弱系统切换期间的抖振,故在气动参数发生较大变化时,传统滑模姿态控制系统的抖振加剧,而二阶滑模姿态控制系统的抖振仍然无明显变化,姿态跟踪误差也仍然较小.所提出的控制方法基于二阶滑模控制,采用自适应模糊逻辑逼近模型的不确定部分,有效处理由气动参数变化引起的模型不确定性问题.因此,在气动参数剧烈变化的情况下,模糊滑模控制系统能很快达到稳定,响应时间仍然较短,稳态误差仍保持最小,且无明显抖振,所以所提出的控制系统对气动参数扰动有较强的抑制作用.

#### 4 结论

本文考虑高超声速飞行器由于气动参数扰动引起的不确定性而导致飞行不稳的问题,将自适应模糊控制与二阶滑模控制相结合,形成模糊滑模控制器,使其兼具自适应模糊控制与二阶滑模控制的优势.将其用于控制高超声速飞行器姿态的飞行系统中,二阶滑模控制能有效抑制抖振,同时采用自适应模糊逻辑系统逼近系统的不确定部分,不仅有效解决了系统不确定及控制抖振问题,而且加强了系统对气动参数变化的鲁棒性.仿真结果表明,所提出的模糊滑模控制高超声速飞行器的系统不仅有较好的跟踪性和稳定性,对姿态角指令有较高的跟踪精度和较快的跟踪速度,而且能抑制气动参数变化的影响,具有鲁棒性强、控制算法简单、操作简便等优点,具有广阔的应用前景.

#### 参考文献(References)

- [1] Bertin J J, Cummings R M. Fifty years of hypersonics: Where we've been, where we're going[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2003, 39(6/7): 511-536.
- [2] 黄琳, 段志生, 杨剑影. 近空间高超声速飞行器对控制科学的挑战[J]. 控制理论与应用, 2011, 28(10): 1496-1505.  
(Huang L, Duan Z S, Yang J Y. Challenges of control science in near space hypersonic aircrafts[J]. Control Theory & Applications, 2011, 28(10): 1496-1505.)
- [3] 郁嘉, 杨鹏飞, 严德. 高超声速飞行器模型不确定性影响分析[J]. 航空学报, 2015, 36(1): 192-200.  
(Yu J, Yang P F, Yan D. Influence analysis of hypersonic flight vehicle model uncertainty[J]. Acta Aeronautica Et Astronautica Sinica, 2015, 36(1): 192-200.)
- [4] Sziroczak D, Smith H. A review of design issues specific to hypersonic flight vehicles[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2016, 84: 1-28.
- [5] 王鹏飞, 王洁, 罗畅, 等. 高超声速飞行器输入受限反演鲁棒控制[J]. 控制与决策, 2017, 32(2): 232-238.  
(Wang P F, Wang J, Luo C, et al. Robust back-stepping control of flexible air-breathing hypersonic vehicle subject to input constraints[J]. Control and Decision, 2017, 32(2): 232-238.)
- [6] Hu Q, Meng Y. Adaptive backstepping control for air-breathing hypersonic vehicle with actuator dynamics[J]. Aerospace Science & Technology, 2017, 67(7): 412-421.
- [7] Song J, Wang L, Cai G, et al. Nonlinear fractional order proportion-integral-derivative active disturbance rejection control method design for hypersonic vehicle attitude control[J]. Acta Astronautica, 2015, 111(1): 160-169.
- [8] 管萍, 和志伟, 戈新生. 高超声速飞行器的神经网络PID控制[J]. 航天控制, 2018, 36(1): 8-13.  
(Guan P, He Z W, Ge X S. Neural network PID control of hypersonic vehicle[J]. Aerospace Control, 2018, 36(1): 8-13.)
- [9] 张天翼, 周军, 郭建国. 基于干扰观测器的高超声速飞行器预测控制器设计[J]. 航空学报, 2014, 35(1): 215-222.

- (Zhang T Y, Zhou J, Guo J G. Design of predictive controller for hypersonic vehicles based on disturbance observer[J]. *Acta Aeronautica Et Astronautica Sinica*, 2014, 35(1): 215-222.)
- [10] 孙长银, 穆朝絮, 余瑶. 近空间高超声速飞行器控制的几个科学问题研究[J]. *自动化学报*, 2013, 39(11): 1901-1913.  
(Sun C Y, Mu C X, Yu Y. Some control problems for near space hypersonic vehicles[J]. *Acta Automatica Sinica*, 2013, 39(11): 1901-1913.)
- [11] 方洋旺, 柴栋, 毛东辉, 等. 吸气式高超声速飞行器制导与控制研究现状及发展趋势[J]. *航空学报*, 2014, 35(7): 1776-1786.  
(Fang Y W, Chai D, Mao D H, et al. Status and development trend of the guidance and control for air-breathing hypersonic vehicle[J]. *Acta Aeronautica Et Astronautica Sinica*, 2014, 35(7): 1776-1786.)
- [12] 甄华萍, 蒋崇文. 高超声速技术验证飞行器HTV-2综述[J]. *飞航导弹*, 2013, 6(6): 7-13.  
(Zhen H P, Jiang C W. Review of hypersonic technology verification aircraft HTV-2[J]. *Aerodynamic Missile Journal*, 2013, 6(6): 7-13.)
- [13] 管萍, 蒋恒, 戈新生. 高超声速飞行器的终端滑模姿态控制[J]. *导弹与航天运载技术*, 2017, 357(6): 60-64.  
(Guan P, Jiang H, Ge X S. Terminal sliding mode attitude control for hypersonic vehicles[J]. *Missiles and Space Vehicles*, 2017, 357(6): 60-64.)
- [14] 韩钊, 宗群, 田柏苓, 等. 基于Terminal滑模的高超声速飞行器姿态控制[J]. *控制与决策*, 2013, 28(2): 259-263.  
(Han Z, Zong Q, Tian B L, et al. Hypersonic vehicle attitude control using Terminal sliding mode control[J]. *Control and Decision*, 2013, 28(2): 259-263.)
- [15] Tian B, Zong Q, Wang J, et al. Quasi-continuous high-order sliding mode controller design for reusable launch vehicles in reentry phase[J]. *Aerospace Science & Technology*, 2013, 28(1): 198-207.
- [16] 范金锁, 张合新, 王桂明, 等. 一种高阶滑模控制算法的改进及应用[J]. *控制与决策*, 2011, 26(9): 1436-1440.  
(Fan J S, Zhang H X, Wang G M, et al. Improvement of higher order sliding mode control and its application[J]. *Control and Decision*, 2011, 26(9): 1436-1440.)
- [17] 董琦, 宗群, 王芳, 等. 基于光滑二阶滑模的可重复使用运载器有限时间再入姿态控制[J]. *控制理论与应用*, 2015, 32(4): 448-455.  
(Dong Q, Zong Q, Wang F, et al. Finite time smooth second-order sliding-mode controller design for reentry reusable launch vehicle[J]. *Control Theory & Applications*, 2015, 32(4): 448-455.)
- [18] Hall C E, Shessel Y B. Sliding mode disturbance observer-based control for a reusable launch vehicle[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2006, 29(6): 1315-1328.
- [19] 都延丽, 尹佳杰, 孟亦真, 等. 高超声速飞行器自适应抗饱和再入控制[J]. *南京航空航天大学学报*, 2015, 47(6): 833-841.  
(Du Y L, Yin J J, Meng Y Z, et al. Adaptive reentry control for hypersonic vehicles with saturation[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2015, 47(6): 833-841.)
- [20] 张强, 于宏亮, 许德智, 等. 基于自组织小波小脑模型关节控制器的不确定非线性系统鲁棒自适应终端滑模控制[J]. *控制理论与应用*, 2016, 33(3): 387-397.  
(Zhang Q, Yu H L, Xu D Z, et al. A robust adaptive integral terminal sliding mode control for uncertain nonlinear systems using self-organizing wavelet cerebella model articulation controller[J]. *Control Theory & Applications*, 2016, 33(3): 387-397.)
- [21] Wu H N, Feng S, Liu Z Y, et al. Disturbance observer based robust mixed  $H_2/H_\infty$ , fuzzy tracking control for hypersonic vehicles[J]. *Fuzzy Sets & Systems*, 2016, 306(6): 118-136.
- [22] 李惠峰. 高超声速飞行器制导与控制技术[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2012: 54-85.  
(Li H F. Guidance and control technology of hypersonic vehicle [M]. Beijing: China Aerospace Publishing House, 2012: 54-85.)
- [23] Keshmiri S, Colgren R, Mirmirani M. Development of an aerodynamic database for a generic hypersonic air vehicle[C]. *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*. San Francisco: AIAA, 2005: 1-21.
- [24] Keshmiri S, Colgren R, Mirmirani M. Six doF nonlinear equations of motion for a generic hypersonic vehicle[C]. *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit*. Hilton Head: AIAA, 2007: 1-28.
- [25] 王立新. 模糊系统与模糊控制教程[M]. 北京: 清华大学出版社, 2003: 233-238.  
(Wang L X. A course in fuzzy system and control[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2003: 233-238.)

### 作者简介

管萍(1968—), 女, 副教授, 博士, 从事智能非线性控制及其应用等研究, E-mail: lgygp@sina.com;

和志伟(1992—), 男, 硕士生, 从事智能非线性控制在飞行器的研究, E-mail: hzwbistu@126.com;

戈新生(1957—), 男, 教授, 博士, 从事多体系统动力学、复杂机械系统动力学与控制等研究, E-mail: gebim@vip.sina.com.

(责任编辑: 郑晓蕾)