

基于Backstepping的高超声速飞行器模糊自适应控制

高道祥¹, 孙增圻¹, 罗 熊², 杜天容³

(1. 清华大学 计算机科学与技术系智能技术与系统国家重点实验室, 清华信息科学与技术国家实验室, 北京 100084;

2. 北京科技大学 信息工程学院, 北京100083; 3. 鞍山钢铁集团公司, 辽宁 鞍山 114043)

摘要: 提出了高超声速飞行器的模糊自适应控制方法. 根据飞行器纵向模型的特点, 分别设计了基于动态逆的速度控制器和基于Backstepping的高度控制器, 模糊自适应系统用来在线辨识飞行器模型由于气动参数的变化而引起的不确定性, 采用Lyapunov理论设计的自适应律保证了系统的稳定性与指令跟踪的精确性. 仿真使用了高超声速飞行器的纵向模型对算法进行了验证, 得到了较满意的控制效果.

关键词: 高超声速飞行器; Backstepping; 动态逆; 飞行控制; 模糊自适应控制

中图分类号: V 249.1 **文献标识码:** A

Fuzzy adaptive control for hypersonic vehicle via Backstepping method

GAO Dao-xiang¹, SUN Zeng-qi¹, LUO Xiong², DU Tian-rong³

(1. State Key Laboratory of Intelligent Technology and System, Department of Computer Science and Technology, Tsinghua University, Tsinghua National Laboratory for Information Science and Technology, Beijing 100084, China;

2. School of Information Engineering, University of Science and Technology Beijing, Beijing 100083, China;

3. An-Shan Iron and Steel Corporation, Anshan Liaoning 114043, China)

Abstract: An adaptive fuzzy control strategy is proposed for the hypersonic aircraft. The dynamic inversion velocity controller and the Backstepping attitude controller are designed respectively based on the characteristics of the hypersonic vehicle model. The adaptive fuzzy system is then developed to identify the uncertain plant model in the presence of large variations in the aerodynamic parameters. The adaptation law designed by using Lyapunov theory guarantees the system stability and tracking accuracy. The longitudinal model of a hypersonic vehicle is used in demonstrating the effectiveness of the proposed strategy. Simulation results show the expected tracking performance.

Key words: hypersonic vehicle; Backstepping; dynamic inversion; flight control; adaptive fuzzy control

1 引言(Introduction)

高超声速飞行器是1个高度非线性的多变量系统. 受到飞行高度、马赫数高和飞行条件的影响, 飞行器对外形、空气动力学参数以及大气条件的变化非常敏感. 目前比较普遍的方法是采用微分几何理论的动态逆或基于动态逆的控制策略^[1~7], 如鲁棒控制^[1,2]、滑模控制^[3]和神经网络自适应控制^[4,5]等方法, 但是, 基于微分几何的方法在输入输出线性化的过程中需要系统解析的数学模型, 得到的线性化模型包含有复杂的高阶李导数函数, 不易于系统鲁棒性的分析.

虽然高超声速飞行器的外形、马赫数和飞行条

件与传统的飞行器有很大区别, 但可借鉴传统飞行控制器的设计方法, 而基于Backstepping^[8]的自适应控制策略却是传统飞行控制乃至一类复杂非线性系统控制比较有效的方法. 文献[9~11]研究了不确定非线性系统和飞行系统的Backstepping控制器设计方法, 文献[12]使用神经网络为战斗机的飞行控制设计了Backstepping自适应重构系统, 使飞机在出现舵面故障时能够在线重构控制律, 保持稳定并维持一定的控制品质.

本文根据高超声速飞行器模型阶次高, 参数变化大的特点, 给出了模糊自适应控制器的设计方法, 对给定的速度指令跟踪, 采用动态逆控制方法; 对给定的高度指令, 采用Backstepping方法. 系统中的未知

项由模糊自适应系统进行补偿, 仿真说明算法在速度和高度控制中具有较好的跟踪性与鲁棒性.

2 高超声速飞行器的模型及其严反馈形式(Hypersonic vehicle model and its strict-feedback form)

高超声速飞行器是具有六自由度的复杂非线性系统, 本文只考虑高超声速飞行器纵向模型的Backstepping控制器设计, 但本文的方法对于六自由度高超声速飞行器的控制具有普遍意义.

2.1 高超声速飞行器的纵向模型(Longitudinal model of hypersonic vehicle)

高超声速飞行器如图1所示, 图中: X_b , Y_b 和 Z_b 表示机体坐标, X_i 为参考坐标, 其通用的纵向模型如下:

$$\dot{V} = \frac{T \cos \alpha - D}{m} - \frac{\mu \sin \gamma}{r^2}, \quad (1)$$

$$\dot{\gamma} = \frac{L + T \sin \alpha}{mV} - \frac{\mu - V^2 r \cos \gamma}{V r^2}, \quad (2)$$

$$\dot{h} = V \sin \gamma, \quad (3)$$

$$\dot{\alpha} = q - \dot{\gamma}, \quad (4)$$

$$\dot{q} = M_{yy}/I_{yy}. \quad (5)$$

式中:

$$L = \bar{q} S C_L,$$

$$D = \bar{q} S C_D,$$

$$T = \bar{q} S C_T,$$

$$M_{yy} = \bar{q} S \bar{c} [C_M(\alpha) + C_M(\delta_E) + C_M(q)],$$

$$r = h + R_e,$$

$$C_L = 0.6203\alpha,$$

$$C_D = 0.6450\alpha^2 + 0.0043378\alpha + 0.003772,$$

$$C_T = \begin{cases} 0.02576\beta, & \beta < 1, \\ 0.0224 + 0.00336\beta, & \beta > 1, \end{cases}$$

$$C_M(\alpha) = 0.035\alpha^2 + 0.036617\alpha + 5.3261 \times 10^{-6},$$

$$C_M(q) = (\bar{c}/2V)q(-6.796\alpha^2 + 0.3015\alpha - 0.2289),$$

$$C_M(\delta_E) = c_e(\delta_E - \alpha),$$

式中: $\bar{q} = \rho V^2/2$ 为气动压力, V , γ , h , α , q 分别表示飞行器的速度、航迹倾角、高度、攻角和俯仰角速度; T , D , L 和 M_{yy} 分别表示推力、阻力、升力和俯仰转动力矩; m , I_{yy} , S , μ 和 R_e 分别表示飞行器的质量、俯仰转动惯量、参考气动面积、重力常数和地球半径, $\bar{c}$ 和 c_e 为常数. 控制量为舵偏角 δ_E 和油门开度 β . 发动机动态模型为,

$$\ddot{\beta} = -2\xi\omega_n\dot{\beta} - \omega_n^2\beta + \omega_n^2\beta_c, \quad (6)$$

式中 β_c 为控制器的输出控制指令.

注1 由式(1)~(5)可以看出, 速度的变化主要与油门的开度 β 相关, 见式(1), 而高度的变化主要与舵偏角 δ_E 相关, 见式(2)~(5), 因此我们将速度控制器与高度控制器分开设计, 前者采用动态逆控制, 后者采用Backstepping方法, 对于模型中的未知项, 采用模糊自适应系统在线辨识. 以下高超声速飞行器模型的严反馈形式是针对式(2)~(5)而言的.

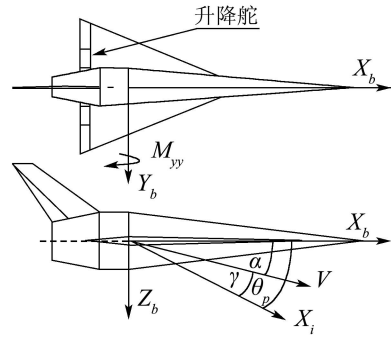


图1 高超声速飞行器纵向模型示意图

Fig. 1 The configuration of longitudinal model of hypersonic vehicle

2.2 高超声速飞行器模型的严反馈形式(Hypersonic vehicle model in strict-feedback form)

为得到高超声速飞行器模型的严反馈形式, 作如下假设:

假设1 式(2)中的推力项 $T \sin \alpha$ 远远小于升力项 L , 可认为 $T \sin \alpha \approx 0$.

假设2 高超声速飞行器的飞行速度变化较慢, 且变化范围较小.

由图1, 俯仰角 $\theta_p = \alpha + \gamma$. 定义 $x = [x_1, x_2, x_3]^T$, $x_1 = \gamma$, $x_2 = \theta_p$, $x_3 = q$, $u = \delta_E$, 根据假设, 式(2)~(5)可改写为严格反馈形式:

$$\dot{x}_1 \approx f_1(x_1, V) + g_1(V)x_2, \quad (7)$$

$$\dot{x}_2 = f_2 + g_2x_3, \quad (8)$$

$$\dot{x}_3 = f_3(x_2, x_3, V) + g_3(V)u. \quad (9)$$

式中:

$$f_1(x_1, V) = -\frac{\mu - V^2 r \cos \gamma}{V r^2} - g_1(V)\gamma,$$

$$f_2 = 0,$$

$$f_3(x_2, x_3, V) = \bar{q} S \bar{c} [C_M(\alpha) + C_M(q) - c_e \alpha]/I_{yy},$$

$$g_1(V) = \bar{q} S \times 0.6203/(mV),$$

$$g_2 = 1,$$

$$g_3(V) = \bar{q} S \bar{c} c_e / I_{yy}.$$

假设3 $f_1(x_1, V)$, $f_3(x_2, x_3, V)$, $g_1(V)$ 和 $g_3(V)$ 为光滑函数, 存在常数 $g_{i1} \geq g_{i0} > 0$, 使 $g_{i1} \geq g_i(V) \geq g_{i0} > 0$ 且 $\dot{g}_i(V)/g_i^2(V) \approx 0$, $i = 1, 3$.

3 模糊自适应控制设计(Fuzzy adaptive controller design)

3.1 Backstepping高度控制(Attitude controller design via Backstepping method)

Backstepping控制是针对一类严反馈系统而言, 控制信号由一系列虚拟控制量递归计算得到, 控制器设计是基于Lyapunov稳定性理论进行的, 能够保证闭环系统的所有信号是一致终值有界的。

1) 由于式(3)在航迹角变化的范围之内 $-90^\circ \leq \gamma < 90^\circ$ 为精确的一一对应的非线性映射(实际上航迹角的变化远远小于这个范围), 因此可通过式(3)的逆变换, 将给定的理想高度指令转换成理想的航迹角指令来设计高度跟踪控制器,

$$\gamma_d = \arcsin \left[\frac{k_P(h - h_d) + k_I \int (h - h_d) dt}{V} \right]. \quad (10)$$

式中: $k_P > 0, k_I > 0$ 为常数。

2) 定义 $z_1 = x_1 - x_{1d}$, 其中 $x_{1d} = \gamma_d$. 对 z_1 进行微分得

$$\dot{z}_1 = f_1(x_1, V) + g_1(V)x_2 - \dot{x}_{1d}. \quad (11)$$

将 x_2 作为 z_1 -子系统的虚拟控制量, 选取 $x_{2d} \doteq x_2$ 作为 z_1 -子系统的理想控制输入, 同时选择Lyapunov函数, $V_{z_1} = (1/2)z_1^2$, 则有

$$\dot{V}_{z_1} = z_1 \dot{z}_1 = z_1[f_1(x_1, V) + g_1(V)x_{2d} - \dot{x}_{1d}]. \quad (12)$$

因此存在反馈控制使 z_1 -子系统为渐近稳定的,

$$x_{2d} = -k_1 z_1 - g_1^{-1}(V)f_1(x_1, V) + g_1^{-1}(V)\dot{x}_{1d}. \quad (13)$$

式中 $k_1 > 0$ 为常数, 则 $\dot{V}_{z_1} \leq k_1 g_{10} z_1^2 \leq 0$. 由于 $g_1^{-1}(V)f_1(x_1, V)$ 和 $g_1^{-1}(V)$ 未知, 采用模糊自适应系统进行辨识. 本文定义 $\tilde{\theta}_i = \hat{\theta}_i - \theta_i^*, i = 1, 3$, 其中, $\hat{\theta}_i, \theta_i^*$ 和 $\tilde{\theta}_i$ 分别为模糊系统自适应估计参数、理想参数和参数估计误差, 且有, $\|\theta_i^*\| \leq \theta_i^M, \theta_i^M > 0$ 为常数. 取 $Z_1 = [x_1, V]^T$, 则 z_1 -子系统理想的虚拟控制输入为

$$x_{2d} = -k_1 z_1 - \theta_1^{*T} \xi_1(Z_1) + \sigma_1^{*T} \psi_1(V) \dot{x}_{1d} + \epsilon_{11} + \epsilon_{12}. \quad (14)$$

式中 $\epsilon_{11}, \epsilon_{12}$ 为模糊系统 $\theta_1^{*T} \xi_1(Z_1)$ 和 $\sigma_1^{*T} \psi_1(V)$ 对未知项 $g_1^{-1} f_1(x_1, V)$ 和 $g_1^{-1}(V)$ 的逼近误差, 则 z_1 -子系统的虚拟控制输入为

$$x_{2d} = -k_1 z_1 - \theta_1^T \xi_1(Z_1) + \sigma_1^T \psi_1(V) \dot{x}_{1d}. \quad (15)$$

定义 $z_2 = x_2 - x_{2d}, \epsilon_1 = \epsilon_{11} + \epsilon_{12}$ 且 $|\epsilon_1| \leq \epsilon_1^M, \epsilon_1^M > 0$ 为常数, 式(11)为

$$\begin{aligned} \dot{z}_1 &= g_1(V)[\theta_1^{*T} \xi_1(Z_1) - \sigma_1^{*T} \psi_1(V) \dot{x}_{1d} + \\ & z_2 + x_{2d} + \epsilon_1] = \\ & g_1(V)[\tilde{\theta}_1^T \xi_1(Z_1) - \tilde{\sigma}_1^T \psi_1(V) \dot{x}_{1d} + \\ & z_2 - k_1 z_1 + \epsilon_1]. \end{aligned} \quad (16)$$

取Lyapunov函数:

$$V_1 = \frac{1}{2g_1(V)} z_1^2 + \frac{1}{2} \tilde{\theta}_1^T \Gamma_{11}^{-1} \tilde{\theta}_1 + \frac{1}{2} \tilde{\sigma}_1^T \Gamma_{12}^{-1} \tilde{\sigma}_1. \quad (17)$$

式中 Γ_{11} 和 Γ_{12} 为正定对角矩阵. 对 V_1 微分, 并考虑假设3, 得

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 &= \frac{z_1 \dot{z}_1}{g_1(V)} - \frac{\dot{g}_1(V) z_1^2}{2g_1^2(V)} - \tilde{\theta}_1^T \Gamma_{11}^{-1} \dot{\tilde{\theta}}_1 - \tilde{\sigma}_1^T \Gamma_{12}^{-1} \dot{\tilde{\sigma}}_1 = \\ & -k_1 z_1^2 + z_1 z_2 + z_1 \epsilon_1 + \tilde{\theta}_1^T [z_1 \xi_1(Z_1) - \Gamma_{11}^{-1} \dot{\tilde{\theta}}_1] - \\ & \tilde{\sigma}_1^T [z_1 \psi_1(Z_1) \dot{x}_{1d} - \Gamma_{12}^{-1} \dot{\tilde{\sigma}}_1]. \end{aligned} \quad (18)$$

取如下自适应控制律

$$\begin{aligned} \dot{\tilde{\theta}}_1 &= \Gamma_{11} [z_1 \xi_1(Z_1) - \delta_{11} \tilde{\theta}_1], \\ \dot{\tilde{\sigma}}_1 &= \Gamma_{12} [-z_1 \psi_1(Z_1) \dot{x}_{1d} - \delta_{12} \tilde{\sigma}_1]. \end{aligned} \quad (19)$$

式(19)中的 δ -修正法用来抑制自适应参数的漂移, $\delta_{11} > 0, \delta_{12} > 0$ 为常数. 式(19)代入式(18)得,

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 &= z_1 z_2 - k_1 z_1^2 + \delta_{11} \tilde{\theta}_1^T \tilde{\theta}_1 + \delta_{12} \tilde{\sigma}_1^T \tilde{\sigma}_1 + z_1 \epsilon_1 = \\ & z_1 z_2 - k_1 z_1^2 + \delta_{11} \tilde{\theta}_1^T (\theta_1^* - \tilde{\theta}_1) + \\ & \delta_{12} \tilde{\sigma}_1^T (\sigma_1^* - \tilde{\sigma}_1) + z_1 \epsilon_1 \leq \\ & z_1 z_2 - [-d_1 + k_1 (\|z_1\| - \epsilon_1^M / (2k_1))^2 + \\ & \delta_{11} (\|\tilde{\theta}_1\| - \theta_1^M / 2)^2 + \delta_{12} (\|\tilde{\sigma}_1\| - \sigma_1^M / 2)^2]. \end{aligned} \quad (20)$$

式中

$$d_1 = (\epsilon_1^M)^2 / (4k_1) + \delta_{11} (\theta_1^M)^2 / 4 + \delta_{12} (\sigma_1^M)^2 / 4,$$

式中的耦合项 $z_1 z_2$ 将在下一步设计中消除。

3) 由于式(8)在飞行器纵向飞行时是精确的对应关系, 不存在任何的不确定性, 因此定义 $z_3 = \dot{z}_2 + \lambda z_2, \lambda > 0$ 为常数, 取 z_3 的微分得

$$\dot{z}_3 = \ddot{z}_2 + \lambda \dot{z}_2. \quad (21)$$

由 z_2 的定义, 将式(8)(9)代入式(21)得

$$\dot{z}_3 = f_3(x_2, x_3, V) + g_3(V)u - \ddot{x}_{2d} + \lambda \dot{z}_2. \quad (22)$$

则, 控制输入为

$$u = -z_1 - k_3 z_3 - g_3^{-1}(V)f_3(x_2, x_3, V) + g_3^{-1}(V)(\ddot{x}_{2d} - \lambda \dot{z}_2). \quad (23)$$

同样, 采用模糊自适应系统在线辨识未知非线性项 $g_3^{-1}(V)f_3(x_2, x_3, V)$ 和 $g_3^{-1}(V)$, 取 $Z_3 = [x_2, x_3, V]^T$, 则理想的控制输入为

$$u = -z_1 - k_3 z_3 - \theta_3^{*T} \xi_3(Z_3) + \sigma_3^{*T} \psi_3(V)(\ddot{x}_{2d} - \lambda \dot{z}_2) + \epsilon_{31} + \epsilon_{32}. \quad (24)$$

式中 ϵ_{31} , ϵ_{32} 为模糊系统 $\theta_3^{*T} \xi_3(Z_3)$ 和 $\sigma_3^{*T} \psi_3(V)$ 对未知项 $g_3^{-1} f_3(x_2, x_3, V)$ 和 $g_3^{-1}(V)$ 的逼近误差, 则系统的控制输入为

$$u = -z_1 - k_3 z_3 - \theta_3^T \xi_3(Z_3) + \sigma_3^T \psi_3(V)(\ddot{x}_{2d} - \lambda \dot{z}_2). \quad (25)$$

将式(25)代入式(22)得

$$\dot{z}_3 = g_3(V)[\tilde{\theta}_3^T \xi_3(Z_3) - \tilde{\sigma}_3^T \psi_3(V)(\ddot{x}_{2d} - \lambda \dot{z}_2) - z_1 - k_3 z_3 + \epsilon_3]. \quad (26)$$

式中: $\epsilon_3 = \epsilon_{31} + \epsilon_{32}$ 且 $|\epsilon_3| \leq \epsilon_3^M$, $\epsilon_3^M > 0$ 为常数, 设计如下自适应控制律:

$$\begin{aligned} \dot{\theta}_3 &= \Gamma_{31}[z_3 \xi_3(Z_3) - \delta_{31} \theta_3], \\ \dot{\sigma}_3 &= \Gamma_{32}[-z_3 \psi_3(Z_3)(\ddot{x}_{2d} - \lambda \dot{z}_2) - \delta_{32} \sigma_3]. \end{aligned} \quad (27)$$

式中: $\delta_{31} > 0$, $\delta_{32} > 0$ 为常数, Γ_{31} 和 Γ_{32} 为正定对角矩阵. 选取系统的Lyapunov函数:

$$V_3 = V_1 + \frac{1}{2g_3(V)} z_3^2 + \frac{1}{2} \tilde{\theta}_3^T \Gamma_{31}^{-1} \tilde{\theta}_3 + \frac{1}{2} \tilde{\sigma}_3^T \Gamma_{32}^{-1} \tilde{\sigma}_3. \quad (28)$$

对式(28)进行微分, 并整理得

$$\begin{aligned} \dot{V}_3 &\leq d - [k_1(\|z_1\| - \epsilon_1^M/(2k_1))^2 + \\ &\delta_{11}(\|\tilde{\theta}_1\| - \theta_1^M/2)^2 + \delta_{12}(\|\tilde{\sigma}_1\| - \sigma_1^M/2)^2] - \\ &[k_3(\|z_3\| - \epsilon_3^M/(2k_3))^2 + \\ &\delta_{31}(\|\tilde{\theta}_3\| - \theta_3^M/2)^2 + \delta_{32}(\|\tilde{\sigma}_3\| - \sigma_3^M/2)^2]. \end{aligned} \quad (29)$$

式中:

$$\begin{aligned} d &= d_1 + d_3, \\ d_3 &= (\epsilon_3^M)^2/(4k_3) + \delta_{31}(\theta_3^M)^2/4 + \delta_{32}(\sigma_3^M)^2/4. \end{aligned}$$

设:

$$\begin{aligned} \Omega_{z_i} &= \{z_i \mid \|z_i\| \leq \epsilon_i^M/(2k_i) + \sqrt{d/k_i}\}, \\ \Omega_{\theta_i} &= \{\theta_i \mid \|\theta_i\| \leq (\theta_i^M/2) + \sqrt{d/\delta_{i1}}\}, \\ \Omega_{\sigma_i} &= \{\sigma_i \mid \|\sigma_i\| \leq (\sigma_i^M/2) + \sqrt{d/\delta_{i2}}\}, \\ i &= 1, 3. \end{aligned}$$

如果 z_i , $\tilde{\theta}_i$ 和 $\tilde{\sigma}_i$ 分别在紧集 Ω_{z_i} , Ω_{θ_i} 和 Ω_{σ_i} 之外, 则 $\dot{V}_3 \leq 0$, 这说明 z_i , $\tilde{\theta}_i$ 和 $\tilde{\sigma}_i$ 是一致终值有界的, 可知 x , θ_i 和 σ_i 是有界的. 根据虚拟控制量的定义和期望轨迹及其导数的有界性, 可知 x_{2d} 和 u 是有界的, 因此, 闭环系统的所有信号都是有界的.

3.2 动态逆速度控制(Velocity controller design via dynamic inversion)

将式(1)改写为

$$\dot{V} = f_V(x_1, x_2, x_3, V) + g_V(x_1, x_2, V)\beta_c. \quad (30)$$

式中 $g_V(x_1, x_2, V) > 0$. 给定有界跟踪轨迹 V_d 和 $\dot{V}_d$, 系统的动态逆控制律为

$$\begin{aligned} \beta_c &= -k_V z_V + g_V^{-1}(x_1, x_2, V) \cdot \\ &[-f_V(x_1, x_2, x_3, V) + \dot{V}_d]. \end{aligned} \quad (31)$$

式中 $z_V = V - V_d$.

对于未知非线性项 $g_V^{-1}(x_1, x_2, V)[-f_V(x_1, x_2, x_3, V) + \dot{V}_d]$ 采用模糊系统进行补偿, 取 $Z_V = [x_1, x_2, x_3, V, \dot{V}_d]$, 则模糊自适应控制器为

$$\beta_c = -k_V z_V + \theta_V^T \xi_V(Z_V), \quad (32)$$

$$\dot{\theta}_V = \Gamma_V[z_V \xi_V(Z_V) - \delta_V \theta_V]. \quad (33)$$

容易证明系统的跟踪误差与参数估计误差是一致终值有界的.

4 仿真结果(Simulation results)

对高超声速飞行器在高度 $h = 110000$ ft, 速度为15马赫巡航条件下的飞行情况进行仿真研究, 飞行器仿真模型的参数见文献[3], 控制的目标是要求飞行器跟踪给定的高度指令和速度指令. 本文给出了以下3种情况的仿真结果,

- 1) 速度阶跃 $V_c = 100$ ft/s, 高度 $h = 110000$ ft.
- 2) 高度阶跃 $h_c = 2000$ ft, 速度 $V = 15060$ ft/s.
- 3) 高度变化为幅值2000 ft, 周期80 s的方波信号, 速度 $V = 15060$ ft/s.

选取如下线性系统作为指令的参考模型, 即

$$\begin{aligned} h_d/h_c &= (\omega_{n1}\omega_{n2}^2)/[(s+\omega_{n1})(s^2+2\varsigma\omega_{n2}s+\omega_{n2}^2)], \\ V_d/V_c &= \omega_{n1}/(s+\omega_{n1}). \end{aligned}$$

式中: $\omega_{n1} = 5$ rad/s, $\omega_{n2} = 1$ rad/s, $\varsigma = 0.7$, s 为Laplace算子. 取

$$\begin{aligned} X &= [x_1, x_2, x_3, V, \dot{V}_d]^T, x_1 \in [-0.03, 0.03], \\ x_2 &\in [-0.5, 0.5], x_3 \in [-0.5, 0.5], \\ V &\in [14500, 15500], \dot{V}_d \in [-30, 30], \end{aligned}$$

其隶属度函数为:

$$\begin{aligned} \mu_{F_{1j}} &= 1/\{1 + \exp[\bar{\zeta}_j(X_j + \bar{v}_j)]\}, \\ \mu_{F_{2j}} &= \exp\{-(X_j + \zeta_j)/v_j\}^2, \\ \mu_{F_{3j}} &= \exp[-(X_j/v_j)^2], \\ \mu_{F_{4j}} &= \exp\{-(X_j - \zeta_j)/v_j\}^2, \\ \mu_{F_{5j}} &= 1/\{1 + \exp[-\bar{\zeta}_j(X_j - \bar{v}_j)]\}. \end{aligned}$$

式中: $j = 1, \dots, 4$, 隶属度函数参数 $\bar{\zeta}_j, \zeta_j, \bar{v}_j$ 和 v_j 的选择要均匀地覆盖输入变量空间. 控制器的参数为:

$$k_P = 0.1, k_I = 0.01,$$

$$k_1 = 1, k_3 = 2, \lambda = 2,$$

$$\Gamma_{11} = \Gamma_{12} = \text{diag}\{10\}, \Gamma_{31} = \Gamma_{32} = \text{diag}\{2\},$$

$$\delta_{11} = \delta_{12} = \delta_{31} = \delta_{32} = 0.1, k_V = 0.01,$$

$$\Gamma_V = \text{diag}\{5 \times 10^{-4}\}, \delta_V = 0.1,$$

自适应参数的初始值为[0,0.01]区间的随机数. 仿真结果如图所示, 说明所设计的控制器不但有较好的阶跃响应效果, 对周期信号也有较好的跟踪性能. 仿真中, $T \sin \alpha / (\text{mV})$ 的最大值约为 $3\text{e}-5$, $L / (\text{mV})$ 的最小值约为 $1\text{e}-3$, 说明前文中的假设是合理的.

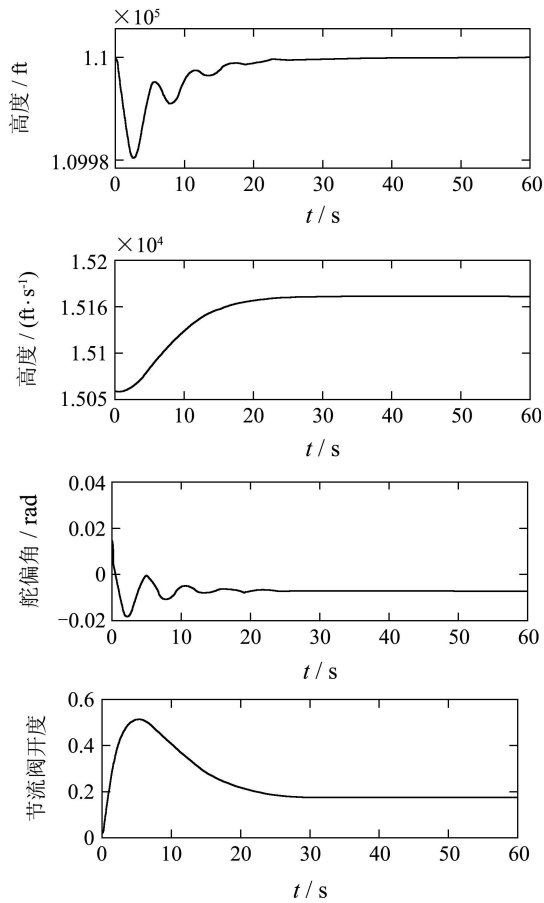


图2 速度阶跃变化(15060~15160 ft/s)时的仿真结果

Fig. 2 Simulation results of velocity step response (15060~15160 ft/s)

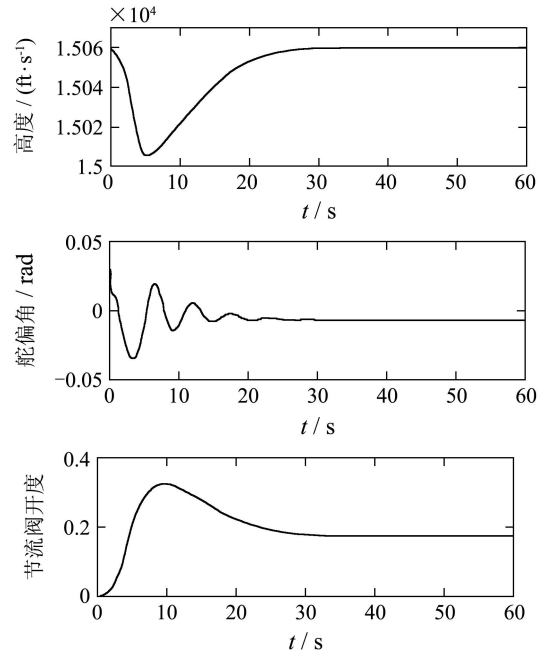
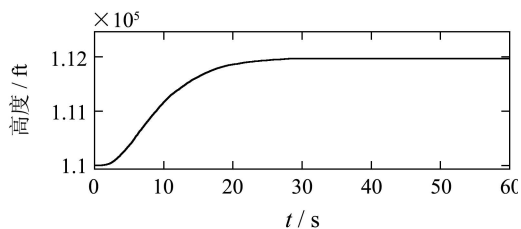


图3 高度阶跃变化(110000~112000 ft)时的仿真结果

Fig. 3 Simulation results of altitude step response (110000~112000 ft)

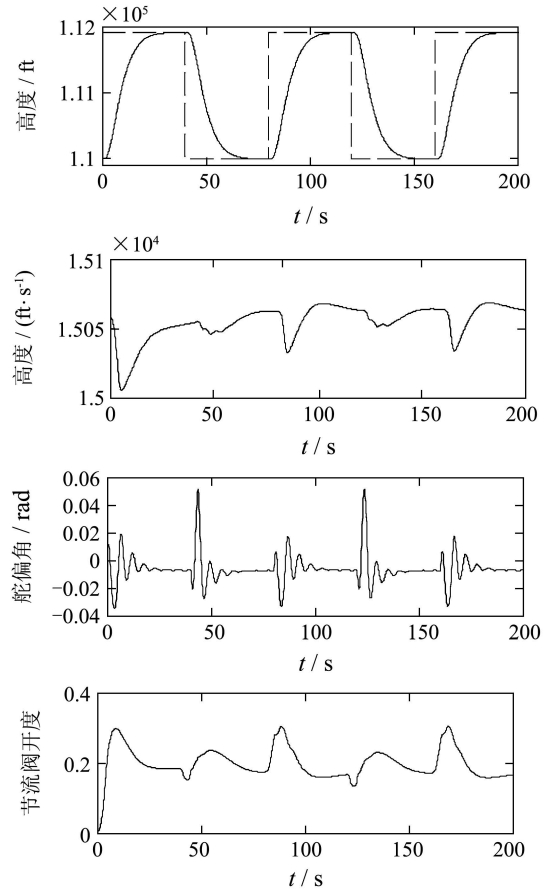


图4 高度方波变化时的仿真结果

Fig. 4 Simulation results of altitude tracking with square wave trajectory

5 结论(Conclusion)

本文根据高超声速飞行器纵向模型的结构, 采用了Backstepping方法进行控制器的设计, 对于系统的不确定性参数和外界干扰, 采用模糊自适应系统进行在线的辨识, 参数自适应律是由Lyapunov理论设计的, 因此, 设计的控制器适合于高超声速飞行器复杂的飞行条件和大范围变化的气动参数. 文中对系统的稳定性进行了理论分析, 证明了闭环系统的所有信号都一致终值有界. 最后对飞行器进行了高度和速度指令跟踪的仿真研究, 得到了较为理想的控制效果.

参考文献(References):

- [1] WANG Q, STENGEL R F. Robust nonlinear control of a hypersonic aircraft[J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2000, 23(4): 577 – 584.
- [2] ITO D, WARD D, VALASEK J. Robust dynamic inversion controller design and analysis for the X-38[C] // *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*. Montreal, Canada: AIAA, 2001: 1–11.
- [3] XU H J, IOANNOU P A, MIRMIRANI M. Adaptive sliding mode control design for a hypersonic flight vehicle[J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2004, 25(5): 829 – 838.
- [4] XU H J, MIRMIRANI M, IOANNOU P A. Robust neural adaptive control of a hypersonic aircraft[C] // *AIAA Guidance, Navigation, and Control conference and Exhibit*. Austin, Texas: AIAA, 2003: 1 – 8.
- [5] WALLNER E M, WELL K H. Nonlinear flight control design for the X-38 using CMAC neural networks[C] // *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*. Montreal, Canada: AIAA, 2001: 1 – 8.
- [6] 刘燕斌, 陆宇平. 基于反步法的高超音速飞机纵向逆飞行控制[J]. *控制与决策*, 2007, 22(3): 313 – 317.
(LIU Yanbin, LU Yuping. Longitudinal inversion flight control based on backstepping for hypersonic vehicle[J]. *Control and Decision*, 2007, 22(3): 313 – 317.)
- [7] 朱云骥, 史忠科. 高超声速飞行器飞行特性和控制的若干问题[J]. *飞行力学*, 2005, 23(3): 5 – 8.
(ZHU Yunji, SHI Zhongke. Several problems of flight characteristics and flight control for hypersonic vehicles[J]. *Flight Dynamics*, 2005, 23(3): 5 – 8.)
- [8] KOKOTOVIC P V. The joy of feedback: nonlinear and adaptive[J]. *IEEE Control System Magazine*, 1992, 12(7): 7 – 17.
- [9] JAGANNATHAN S, LEWIS F L. Robust backstepping control of a class of nonlinear systems using fuzzy logic[J]. *Information Sciences*, 2000, 133: (3 / 4) 223 – 240.
- [10] ZHANG T, GE S S, HANG C C. Adaptive neural network control for strict-feedback nonlinear systems using backstepping design[J]. *Automatica*, 2000, 36(12): 1835 – 1846.
- [11] KIM K S, KIM Y. Robust backstepping control for slew maneuver using nonlinear tracking function[J]. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 2003, 11(6): 822 – 829.
- [12] SHIN D H, KIM Y D. Reconfigurable flight control system design using adaptive neural networks[J]. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 2004, 12(1): 87 – 100.

作者简介:

高道祥 (1972—), 男, 在清华大学计算机系进行博士后研究工作, 主要研究方向为机器人与复杂航天器的智能自主控制, E-mail: Dausson@163.com;

孙增圻 (1943—), 男, 教授, 博士生导师, 主要研究方向为智能系统理论、机器人与复杂航天器的智能自主控制;

罗 熊 (1976—), 男, 博士, 副教授, 主要研究方向为智能优化控制、计算智能、飞行器的智能自主控制、人工智能等;

杜天容 (1970—), 女, 硕士, 工程师, 主要研究方向为机电一体化设计.