

高超声速飞行器的滑模边界层模糊自适应控制方法研究

崔亚龙, 杨永浩, 曹立佳, 蔡光斌, 张 超

(第二炮兵工程大学 304 教研室, 西安 710025)

摘要: 针对高超声速飞行器飞行过程中存在的高度非线性、强耦合、参数不确定性等问题提出了一种基于滑模边界层模糊自适应的控制方法; 首先将纵向模型进行精确线性化, 通过引入一个滑模边界层可调参数, 在边界层外施加基于正切趋近律的准滑模控制律; 在边界层内, 去掉准滑模控制律, 采用饱和函数法设计的控制律; 边界层参数用模糊逻辑系统进行在线调节, 从而消除了系统处于准滑动模态时的高频抖振; 仿真结果表明: 该方法在保证控制系统具有良好跟踪性能的同时, 具有削弱抖振的能力和强鲁棒性。

关键词: 高超声速; 滑模控制; 模糊边界层; 正切趋近律

Research on an Adaptive Fuzzy Sliding Mode Boundary Layer Control Method for a Hypersonic Vehicle

Cui Yalong, Yang Yonghao, Cao Lijia, Cai Guangbin, Zhang Chao

(304 Research office, The Second Artillery Engineering University, Xi'an 7100252, China)

Abstract: Contrary to hypersonic vehicle's high nonlinear, strong coupling, uncertain parameters and other issues existed in its flight process, This paper presents an adaptive control method based on fuzzy sliding mode boundary layer. Firstly, the longitudinal mode is lined exactly, then by introducing an adjustable parameters as sliding boundary layer, quasi-sliding mode control law based on tangent reaching law is applied on the outside of the boundary layer. However, it is replaced by control law designed by the saturated function in the boundary layer. The parameters is adjusted online by fuzzy logical system, so the high-frequency buffeting which is caused by quasi-sliding mode is eliminated. The simulation results demonstrate that the system can not only track the input, but also possess strong robust and eliminated buffeting.

Key words: hypersonic; sliding mode control; fuzzy boundary layer; tangent reaching law

0 引言

高超声速飞行器^[1]作为当前国内外前沿研究热点之一, 在国防和民用方面都具有非常重要的意义。然而由于其机身一体化设计, 以及飞行速度和飞行高度导致其成为一个非线性、强耦合、快时变且具有很大不确定性的复杂系统, 难以建立精确模型, 为控制器的设计提出各种挑战^[2]。

目前, 国内外许多学者对高超飞行器的控制方法进行了一定的研究, 主要有动态逆控制, 自适应控制, 滑模控制以及智能控制等方法。文献 [3] 中利用控制输入的功能分配, 并结合虚拟控制指令设计与非线性动态逆技术, 实现了速度和高度的稳定跟踪, 但动态逆方法过分依赖于系统的精确数学模型, 并且计算量较大, 对硬件有较高要求。

滑模控制^[4]作为一种重要的非线性控制方法, 其主要优点在于系统响应对模型的不确定性和干扰不敏感, 能够较好地解决模型不确定性问题。该方法的缺点在于当状态轨迹到达滑模面后, 难于严格地沿着滑模面向着平衡点滑动, 而是在滑模面两侧来回穿越, 从而产生抖振。为降低抖振对系统造成的影

响, 很多学者对此进行了研究^[5]。

1 高超声速飞行器模型及其线性化

纵向模型描述如下。

选择 GHV 俯仰通道 6 自由度纵向动力学模型为控制对象模型, 可表述为:

$$\begin{cases} \dot{V} = (T \cos \alpha - D) / m - \mu \sin \gamma / r^2 \\ \dot{h} = V \sin \gamma \\ \dot{\gamma} = (L + T \sin \alpha) / m V - [(\mu - V^2 r) \cos \gamma] / (V r^2) \\ \dot{\alpha} = q - \dot{\gamma} \\ \dot{q} = M_{yy} / I_{yy} \end{cases} \quad (1)$$

其中:

$$\begin{aligned} r &= h + R_E \\ L &= \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \\ D &= \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D \\ T &= \frac{1}{2} \rho V^2 S C_T \end{aligned}$$

$$M_{yy} = \frac{1}{2} \rho V^2 S \bar{c} [C_M(\alpha) + C_M(\delta_e) + C_M(q)] \quad (2)$$

各气动参数计算表达式分别为:

$$\begin{aligned} C_L &= 0.620 \ 3 \alpha \\ C_D &= 0.645 \ 0 \alpha^2 + 0.004 \ 337 \ 8 \alpha + 0.003 \ 772 \\ C_T &= \begin{cases} 0.025 \ 76 \beta & \beta < 1 \\ 0.022 \ 4 + 0.003 \ 36 \beta & \beta > 1 \end{cases} \end{aligned}$$

收稿日期: 2014-01-18; 修回日期: 2014-02-28。

基金项目: 国家自然科学基金青年项目 (NSFC: 61203007); 陕西省自然科学基金基础研究计划面上项目 (2013JM8045)。

作者简介: 崔亚龙 (1989-), 男, 硕士研究生, 主要从事先进控制理论与应用方向的研究。

$$C_M(\alpha) = -0.035\alpha^2 + 0.036\,617\alpha + 5.326l \times 10^{-6}$$

$$C_M(q) = (\bar{c}/2V)q(-6.796\alpha^2 + 0.301\,5\alpha - 0.228\,9)$$

$$C_M(\delta_e) = c_e(\delta_e - \alpha) \quad (3)$$

飞行器的发动机动力学模型可以由二阶系统模型来等效:

$$\ddot{\beta} = -2\xi\omega_n\dot{\beta} - \omega_n^2\beta + \omega_n^2\beta_c \quad (4)$$

ξ, ω_n 分别为二阶系统模型的阻尼比和无阻尼自然频率; β 为发动机的节流阀调定; β_c 为发动机节流阀调定的指令信号。

在假定的参数额定值中加入随机变化量 Δ 来表示参数的不确定性,表示如下:

$$m = m_0(1 + \Delta m), |\Delta m(t)| \leq 0.3$$

$$I_{yy} = I_0(1 + \Delta I) \times 10^6, |\Delta I(t)| \leq 0.2$$

$$S = S_0(1 + \Delta S), |\Delta S(t)| \leq 0.1$$

$$\bar{c} = \bar{c}_0(1 + \Delta \bar{c}(t)), |\Delta \bar{c}(t)| \leq 0.1$$

$$c_e = 0.0292(1 + \Delta c_e(t)), |\Delta c_e(t)| \leq 0.3$$

$$\rho = \rho_0(1 + \Delta \rho(t)), |\Delta \rho(t)| \leq 0.3$$

$$|\Delta C_{Ma}| \leq 0.1 \quad (5)$$

本文以在标称巡航飞行条件下控制飞行器的速度和高度为目的,控制输入为发动机节流阀设置 β_c 和升降舵偏角 δ_e ,通过调节 β_c 和 δ_e 的值来控制速度 V 和高度 h ,以跟踪速度阶跃指令和高度阶跃指令。分别在精确模型和大范围时变参数模型下进行仿真,以验证控制器的可靠性和鲁棒性。

取状态向量 $\mathbf{X} = [V \ \gamma \ \alpha \ \beta \ h]^T$,控制输入向量为 $\mathbf{u} = [\beta_c \ \delta_e]^T$,控制输出向量为 $\mathbf{y} = [V \ h]^T$,基于精确线性化理论将高超声速飞行器的纵向模型线性化,可得到:

$$\begin{bmatrix} \dot{V} \\ \dot{h}^{(4)} \end{bmatrix} = f^*(\mathbf{X}) + G^*(\mathbf{X}) \begin{bmatrix} \beta_c \\ \delta_e \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f_v \\ f_h \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} g_{11} & g_{12} \\ g_{21} & g_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta_c \\ \delta_e \end{bmatrix} \quad (6)$$

文献 [6] 对具体参数中有详细表示。

2 基于正切趋近律的边界层模糊自适应滑模控制器

2.1 滑模控制器设计

对于高超声速飞行器逆系统模型,定义如下积分滑模面:

$$\begin{cases} S_V = \left(\frac{d}{dt} + \lambda_V\right)^3 \int_0^t e_V(\tau) d\tau, e_V(t) = V - V_d \\ S_h = \left(\frac{d}{dt} + \lambda_h\right)^4 \int_0^t e_h(\tau) d\tau, e_h(t) = h - h_d \end{cases} \quad (7)$$

式中, λ_V 和 λ_h 是定义动态带宽的两个严格正常数^[7],设计如下控制律:

$$\mathbf{U} = \mathbf{U}_{eq} + \mathbf{U}_{sw} \quad (8)$$

式 (8) 中, \mathbf{U}_{sw} 为切换控制, \mathbf{U}_{eq} 为等效控制,

$$\mathbf{U}_{eq} = -\mathbf{G}^*(\mathbf{X})^{-1} \begin{bmatrix} v_1 \\ v_2 \end{bmatrix} \quad (9)$$

其中:

$$\begin{bmatrix} v_1 \\ v_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\dot{V}_d + 3\lambda_V \ddot{V}_d + 3\lambda_V^2 \dot{V}_d + \lambda_V^3 V_d \\ -h_d^{(4)} + 4\lambda_h \ddot{e}_h^{(3)} + 6\lambda_h^2 \ddot{e}_h + 4\lambda_h^3 \dot{e}_h + \lambda_h^4 e_h \end{bmatrix}$$

为了实现快速趋近与消除抖振,设计了基于正切趋近律的改进边界层设计的切换控制:

$$\mathbf{U}_{sw}^* = \mathbf{G}^*(\mathbf{X})^{-1} \left(- \begin{bmatrix} k_1 \rho(S_V/\hat{\varphi}_V) \\ k_2 \rho(S_h/\hat{\varphi}_h) \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} l_1 S_V^2 \operatorname{sgn}(S_V) \\ l_2 S_h^2 \operatorname{sgn}(S_h) \end{bmatrix} \right) \quad (10)$$

$$\rho(S_V/\hat{\varphi}_V) = \begin{cases} \operatorname{sgn}(S_V) - \frac{l_1}{k_1} \hat{\varphi}_V^2 \operatorname{sgn}(S_V), & |S_V| \geq \hat{\varphi}_V \\ (S_V/\hat{\varphi}_V)^{a_1}, & |S_V| \leq \hat{\varphi}_V \end{cases} \quad (11)$$

$$\rho(S_h/\hat{\varphi}_h) = \begin{cases} \operatorname{sgn}(S_h) - \frac{l_2}{k_2} \hat{\varphi}_h^2 \operatorname{sgn}(S_h), & |S_h| \geq \hat{\varphi}_h \\ (S_h/\hat{\varphi}_h)^{a_2}, & |S_h| \leq \hat{\varphi}_h \end{cases} \quad (12)$$

式中, l_1, l_2, k_1, k_2 为正常数, $\hat{\varphi}_{V(h)} > 0$ 为边界层厚度, $0 < a_i = p_i/q_i < 1, i = 1, 2$ 且 p, q 为奇数。滑模边界层外系统状态按照正切趋近律快速地到达边界层;在边界层内,控制分量使系统在扰动存在的情况下,将全局有界地收敛于滑模面上。

2.2 边界层模糊自适应设计

将系统滑模面函数 $|S|$ 和系统输入导数的绝对值 Γ 作为模糊控制系统的输入,边界层厚度作为系统的输出。下面以速度通道为例对模糊控制器进行设计。

1) 定义模糊集:模糊控制相关的模糊语言集定义如表 1 所示。

表 1 模糊语言集的定义

代码	含义	代码	含义
NB	Negative Middle	Z	Zero
PS	Positive Small	S	Small
PB	Positive Big	M	Middle
NS	Negative Small	B	Big

2) 模糊化与模糊控制规则:设 A 、 B 和 C 分别是 $|S|$ 、 Γ 和 $\Delta\hat{\varphi}$ 的 fuzzy 语言变量,本文中 A 、 B 和 C 分别设定为下列 fuzzy 子集:

$$A = \{S, M, B\} \quad B = \{S, M, B\}$$

$$C = \{NB, NS, Z, PS, PB\}$$

边界层设计需服从以下规则^[8]:

(1) 当产生抖振时,边界层需增加以平滑控制输入信号。

(2) 如果控制律变化慢需减小边界层厚度,这是由于系统取得很好的跟踪效果,需要一定的控制律变化速度,系统控制的目的在于在较小的抖振情况下保持系统的动态性能,控制输入的快慢可以用控制抖振参数 Γ 表示。

规则 (1) 和 (2) 可以用来边界层厚度自适应调整,但是上述规则只用到了系统的抖振信息,可以选择系统滑模面参数作为另一个模糊控制器的输入,下面规则描述了系统滑模面参数在滑模面自适应调整所起的作用。

(3) 当滑模面参数 $|S|$ 的绝对值较小,相轨迹趋近于滑模面,然而斜率较大的饱和函数(窄边界层)会增强抖振。

(4) 当滑模面参数 $|S|$ 的绝对值较大时,相轨迹远离滑模面,需要提高饱和函数的斜率,即减小边界层厚度。

根据以上规则采用“IF $|S|$ is A and Γ is B then $\hat{\varphi}$ is C ”的模糊控制规则,具体如下:

Rule1: IF $|S|$ is S and Γ is S then $\Delta\hat{\varphi}$ is Z

Rule2: IF $|S|$ is S and Γ is M then $\Delta\hat{\varphi}$ is PS

Rule3: IF $|S|$ is S and Γ is B then $\Delta\hat{\varphi}$ is PB

Rule4: IF $|S|$ is M and Γ is S then $\Delta\hat{\varphi}$ is NS

Rule5: IF $|S|$ is M and Γ is M then $\Delta\hat{\varphi}$ is Z

Rule6: IF $|S|$ is M and Γ is B then $\Delta\hat{\varphi}$ is PB

Rule7: IF $|S|$ is B and Γ is S then $\Delta\hat{\varphi}$ is NS

Rule8: IF $|S|$ is B and Γ is S then $\Delta\hat{\varphi}$ is NB

Rule9: IF $|S|$ is B and Γ is S then $\Delta\hat{\varphi}$ is NB

3) 隶属函数

模糊控制器的输入量 $|S|$ 、 Γ 的隶属函数如图 1, 图 2 所示。由于模糊输出对于隶属函数形态的选择对控制效果影响不是很明显, 为简化计算, 模糊输出 $\Delta\hat{\varphi}$ 的隶属函数采用单点模糊化函数, 如图 3 所示。

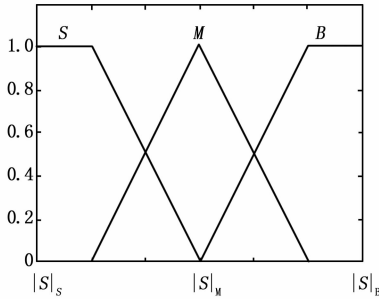


图 1 $|S|$ 的隶属函数

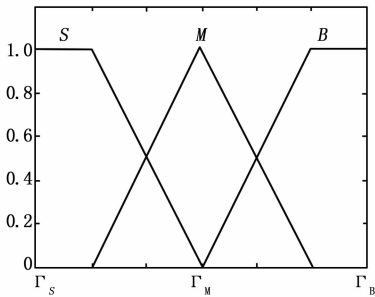


图 2 Γ 的隶属函数

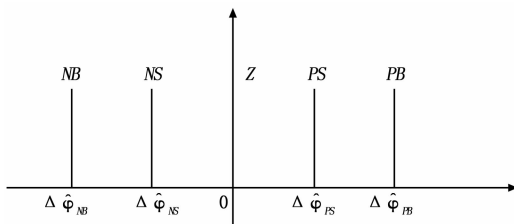


图 3 输出变量 $|S|$ 的隶属函数

其中, 各参数的值如表 2 所示。

表 2 模糊变量参数值

参数	Γ_s	Γ_b	$ S _s$	$ S _b$	$\Delta\hat{\varphi}_{NB}$	$\Delta\hat{\varphi}_{NS}$	$\Delta\hat{\varphi}_{PS}$	$\Delta\hat{\varphi}_{PB}$
值	0	10^3	0	4	-0.1	-0.05	0.05	0.1

4) 模糊推理与去模糊

设模糊控制器的输入量 $|S|$ 和 Γ , 语言变量隶属函数分别表示为 $\mu_{A_i}(|S|)$ 和 $\mu_{B_i}(\Gamma)$, 输出语言变量 $\Delta\hat{\varphi}$ 的隶属函数表示为 $\mu_{C_i}(\Delta\hat{\varphi})$, 这样能够得到每条控制规则的关系:

$$R_i = (A_i \times B_i) \times C_i \quad (13)$$

R_i 的隶属函数为

$$\mu_{R_i}(\Delta\hat{\varphi}, |S|, \Gamma) = \mu_{C_i}(\Delta\hat{\varphi}) * \mu_{A_i}(|S|) * \mu_{B_i}(\Gamma) \quad (14)$$

因为输出语言变量 $\Delta\hat{\varphi}$ 的隶属函数定义为单点, 因此适合采用加权平均法来进行模糊量的精确化, 即

$$\Delta\hat{\varphi} = (\mu_{S(|S|)} \mu_{S(\Gamma)} \times 0 + \mu_{S(|S|)} \mu_{M(\Gamma)} \Delta\hat{\varphi}_{NS} +$$

$$\begin{aligned} & \mu_{S(|S|)} \mu_{B(\Gamma)} \Delta\hat{\varphi}_{PB} + \mu_{M(|S|)} \mu_{S(\Gamma)} \Delta\hat{\varphi}_{NS} + \\ & \mu_{M(|S|)} \mu_{M(\Gamma)} \times 0 + \mu_{M(|S|)} \mu_{B(\Gamma)} \Delta\hat{\varphi}_{PB} + \\ & \mu_{B(|S|)} \mu_{S(\Gamma)} \Delta\hat{\varphi}_{NS} + \mu_{B(|S|)} \mu_{M(\Gamma)} \Delta\hat{\varphi}_{NB} + \\ & \mu_{B(|S|)} \mu_{M(\Gamma)} \Delta\hat{\varphi}_{NB}) / \sum_{i=1}^9 \mu_{A_i \times B_i \rightarrow C_i} \end{aligned} \quad (15)$$

最后, $\hat{\varphi}$ 可以这样得出

$$\hat{\varphi}(k) = \hat{\varphi}(k-1) + \Delta\hat{\varphi}(k-1) \quad (16)$$

2.3 鲁棒性分析

前两节分别讨论了滑模控制器和边界层模糊自适应的设计问题, 然而这只是在理想模型下进行的。这一节将讨论存在模型不确定性和外界干扰的情况下所设计控制方法的鲁棒性。

对于高超声速飞行器纵向模型具有不确定性和未知干扰的系统:

$$\dot{H} = f^*(X) + \Delta f^*(X) + [G^*(X) + \Delta G^*(X)]U + D(X)$$

式中, $H = \begin{bmatrix} \dot{V} \\ h^{(4)} \end{bmatrix}$, $f^*(X) = \begin{bmatrix} f_v \\ f_h \end{bmatrix}$, $G^*(X) = \begin{bmatrix} g_{11} & g_{12} \\ g_{21} & g_{22} \end{bmatrix}$, $U =$

$\begin{bmatrix} \beta \\ \delta_e \end{bmatrix}$, $\Delta f^*(X)$ 与 $\Delta G^*(X)$ 是具有适当维数的系统建模不确定性向量, $D(X)$ 为系统中未知的外界扰动。滑模面的定义与 2.1 节的定义不变, 对 S_v 和 S_h 分别进行微分, 可以得到:

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \dot{S}_v \\ \dot{S}_h \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} v_1(X) \\ v_2(X) \end{bmatrix} + G^*(X) \begin{bmatrix} \beta \\ \delta_e \end{bmatrix} + (\Delta f^*(X) + \Delta G^*(X)U + D(X)) = \\ &= \begin{bmatrix} v_1(X) \\ v_2(X) \end{bmatrix} + G^*(X) \begin{bmatrix} \beta \\ \delta_e \end{bmatrix} + G^*(\Delta\Lambda_f + \Delta\Lambda_G U + \Delta D) \end{aligned} \quad (17)$$

根据 2.1 节的控制方法, 得到如下控制律:

$$\begin{bmatrix} \beta \\ \delta_e \end{bmatrix} = G^*(X)^{-1} \begin{bmatrix} -v_1 \\ -v_2 \end{bmatrix} - G^*(X)^{-1} \begin{bmatrix} k_1 \rho(S_v / \hat{\varphi}_v) + l_1 S_v^0 \operatorname{sgn}(S_v) \\ k_2 \rho(S_h / \hat{\varphi}_h) + l_2 S_h^0 \operatorname{sgn}(S_h) \end{bmatrix} \quad (18)$$

构造 Lyapunov 函数

$$V = \frac{1}{2} S^T S$$

其中 $S = \begin{bmatrix} S_v \\ S_h \end{bmatrix}$, 对上式求导可得

$$\dot{V} = S^T \dot{S}$$

在边界层外,

$$\dot{V} = S^T \dot{S} = -k_1 |S_v| - l_1 (S_v^2 - \hat{\varphi}_v^2) |S_v| - k_2 |S_h| - l_2 (S_h^2 - \hat{\varphi}_h^2) |S_h|$$

由于在边界层外, $|S_v| > \hat{\varphi}_v$, $|S_h| > \hat{\varphi}_h$, 因此 $\dot{V} < 0$ 。可以得出即使在干扰及不确定性存在的条件下, 系统状态依然可以到达系统边界层。

到达边界层后, 将式代入 (17), 可得

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \dot{S}_v \\ \dot{S}_h \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} v_1 \\ v_2 \end{bmatrix} + G^* \begin{bmatrix} \beta \\ \delta_e \end{bmatrix} + G^*(\Delta\Lambda_f + \Delta\Lambda_G U + \Delta D) = \\ &= \begin{bmatrix} k_1 (S_v / \hat{\varphi}_v)^{a_1} \\ k_2 (S_h / \hat{\varphi}_h)^{a_2} \end{bmatrix} + (\Delta f^* + \Delta G^* U + D^*) \end{aligned} \quad (19)$$

设 $(\Delta f^* + \Delta G^* U + D^*) = \begin{bmatrix} \Delta\Psi_1 \\ \Delta\Psi_2 \end{bmatrix} \leq \begin{bmatrix} \Psi_1 \\ \Psi_2 \end{bmatrix}$, 则式 (19) 可

变为

$$\begin{bmatrix} \dot{S}_v \\ \dot{S}_h \end{bmatrix} = - \begin{bmatrix} k_1 (S_v / \hat{\varphi}_v)^{a_1} + \Delta\Psi_1 \\ k_2 (S_h / \hat{\varphi}_h)^{a_2} + \Delta\Psi_2 \end{bmatrix}$$

选择 Lyapunov 函数:

$$\dot{\mathbf{v}} = \frac{1}{2} \mathbf{S}^T \mathbf{S}$$

式中, $\mathbf{S} = \begin{bmatrix} S_V \\ S_h \end{bmatrix}$, 对上式求导可得

$$\dot{\mathbf{v}} = \mathbf{S}^T \dot{\mathbf{S}} = - \left(\frac{k_1}{\varphi_V^{q_1}} - \frac{\Delta \Psi_1}{S_V^{q_1}} \right) S_V^{\frac{p_1+q_1}{q_1}} - \left(\frac{k_2}{\varphi_h^{q_2}} - \frac{\Delta \Psi_2}{S_h^{q_2}} \right) S_h^{\frac{p_2+q_2}{q_2}} \quad (20)$$

对于式(20), 只要满足以下条件:

$$\begin{cases} \frac{k_1}{\varphi_V^{q_1}} - \frac{\Delta \Psi_1}{S_V^{q_1}} > \frac{k_1}{\varphi_V^{q_1}} - \frac{\Psi_1}{|S_V^{q_1}|} > 0 \\ \frac{k_2}{\varphi_h^{q_2}} - \frac{\Delta \Psi_2}{S_h^{q_2}} > \frac{k_2}{\varphi_h^{q_2}} - \frac{\Psi_2}{|S_h^{q_2}|} > 0 \end{cases} \quad (21)$$

或等效于

$$|S_V| > \left[\frac{\Psi_1}{k_1} \right]^{\frac{1}{q_1}} \hat{\varphi}_V, |S_h| > \left[\frac{\Psi_2}{k_2} \right]^{\frac{1}{q_2}} \hat{\varphi}_h \quad (22)$$

则就能满足 Lyapunov 稳定定理, 即

$$\dot{\mathbf{v}} = - \left(\frac{k_1}{\varphi_V^{q_1}} - \frac{\Psi_1}{S_V^{q_1}} \right) S_V^{\frac{p_1+q_1}{q_1}} - \left(\frac{k_2}{\varphi_h^{q_2}} - \frac{\Psi_2}{S_h^{q_2}} \right) S_h^{\frac{p_2+q_2}{q_2}} < 0 \quad (23)$$

若式(23)成立, $|S_V|$ 和 $|S_h|$ 必然减小, 因此 $|S_V|$ 和 $|S_h|$ 最终将满足下面条件:

$$|S_V| \leq \left[\frac{\Psi_1}{k_1} \right]^{\frac{1}{q_1}} \hat{\varphi}_V, |S_h| \leq \left[\frac{\Psi_2}{k_2} \right]^{\frac{1}{q_2}} \hat{\varphi}_h \quad (24)$$

也即系统状态将稳定在一个滑模面带状邻域内

$$\Delta = \left\{ X: |S_V| \leq \left[\frac{\Psi_1}{k_1} \right]^{\frac{1}{q_1}} \hat{\varphi}_V, |S_h| \leq \left[\frac{\Psi_2}{k_2} \right]^{\frac{1}{q_2}} \hat{\varphi}_h \right\} \quad (25)$$

为了系统的鲁棒性, 在系统的设计中, 控制器的控制增益 k 大于系统不稳定性和外部干扰的上界, 即:

$$k_1 > \Psi_1, k_2 > \Psi_2 \quad (26)$$

2.4 仿真分析

为验证滑模控制器对高超声速飞行器纵向逆模型的动态性能, 以加入不确定参数的模型为对象, 结合 Matlab 的仿真工具 Simulink 对系统进行仿真。初始平衡条件为:

$V_0 = 4\,590.3 \text{ m/s}, h_0 = 33\,528 \text{ m}, \gamma_0 = 0 \text{ deg/s}, q_0 = 0 \text{ deg/s}, \alpha_0 = 2.745^\circ, \delta_{e0} = -0.55^\circ, \beta_0 = 0.21$

给定高度跟踪指令 $h_d = 50 \text{ m}$ 和速度跟踪指令 $V_d = 50 \text{ m/s}$, 选取滑模控制器参数 $\lambda_V = \lambda_h = 1, k_1 = k_2 = 5, l_1 = l_2 = 10$, 模糊控制器参数设置见表 4.1, 经过 50 s 得到仿真图如图 4~9 所示。

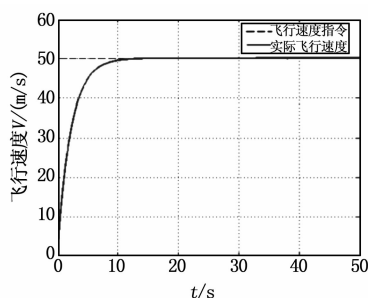


图4 输出 V 阶跃响应

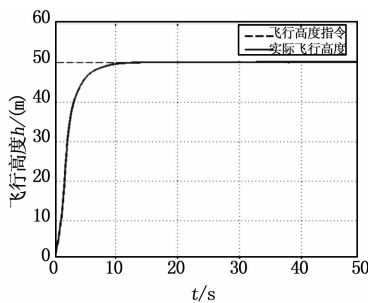


图5 输出 h 阶跃响应

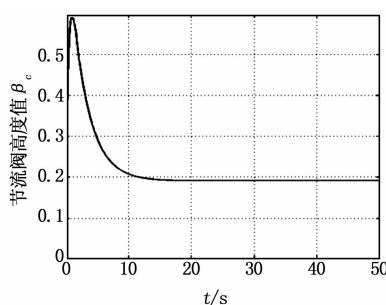


图6 节流阀调定值 β_e 响应

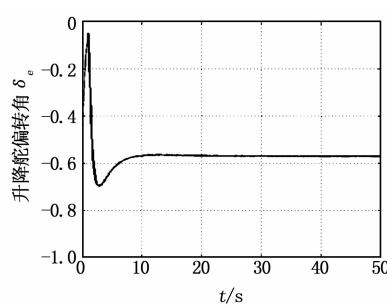


图7 升降舵偏角 δ_e 响应

自适应的滑模控制器使飞行高度和飞行速度能够快速地跟踪控制指令, 且稳态误差较小。图 6、图 7 表明设计的控制器能够有效降低输入的抖振, 使不影响控制效果的前提下使控制输入更加平滑。图 8、图 9 表明模糊控制器能够自动根据规则调整边界层的厚度, 很好的协调稳态误差和系统抖振之间的关系, 仿真表明该系统具有更强的鲁棒性。

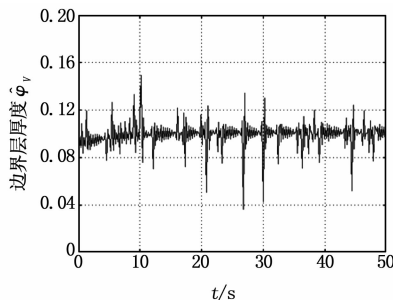


图8 $\hat{\varphi}_V$ 仿真曲线

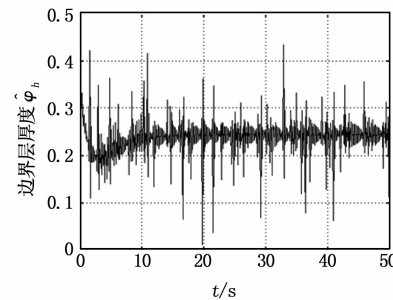


图9 $\hat{\varphi}_h$ 仿真曲线

3 结论

本文以高超声速飞行器的纵向模型为研究对象, 设计了滑模控制器。首先对该模型进行了输入输出反馈线性化, 将其转换成仿射型。然后, 为了保证系统快速地到达滑模边界层, 提出了以正切趋近律为到达条件。同时, 采用模糊逻辑系统进行在线调节边界层参数, 来消除系统的高频抖振。最后, 仿真验证了该方法的有效性。

参考文献:

- [1] 王旭豪, 王文发, 王兆雷. 高超声速飞行器的特点及其对未来作战的影响 [J]. 飞航导弹, 2011, (5): 26-28.
- [2] 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, (3): 5-8.
- [3] 黄喜元, 王青, 董朝阳. 基于动态逆的高超声速飞行器鲁棒自适应控制 [J]. 北京航空航天大学学报, 2011, (5): 560-563.
- [4] Utkin V. Variable Structure Systems with Sliding Modes [J]. Automatic Control, Ieee Transactions on, 1977, 22 (2): 212-222.
- [5] 鹿存侃, 阎杰, 杨淑君, 等. 基于模型参考的高超声速飞行器自适应滑模控制 [J]. 计算机测量与控制, 2009, 17 (7): 1320-1322.

(下转第 1432 页)

由图 4、图 5 中可以看出, 基于正切趋近律的边界层模糊

2.3 协议设计

为了实现系统间传输的消息格式统一，提高协议通用性，在 NGTP 消息格式基础上进行再定义。一个完整消息包括 MessageHeader, DispatcherData, ServiceData 三部分，其中 MessageHeader, DispatcherData 是每个消息的公共部分，即消息头，这个部分共 75 字节，ServiceData 就是真正的消息内容，主要包括车身控制器，传输控制单元，车身电子稳定系统，发动机控制模块等车辆相关状况信息，对 NGTP 消息中没有明确具体部分的数据类型和长度进行再定义。

3 系统实现

3.1 终端程序

终端程序主要是采集当前车辆运行状况信息，同时转发相应的指令。它包括 CAN 驱动，GPRS 通信模块，CAN 中间层，应用程序。CAN 驱动包括 canJNI 接口函数和 canFrame，供 CAN 中间层调用。CAN 中间层调用 CAN 驱动在车辆网络上采集 CAN 报文，并进行移位处理对数据进行解析，同时将终端接收到的指令传递到车上相应控制器。GPRS 通信模块采用 UDP 通信，调用 CAN 中间层的接口，将数据打包往后台发送，同时接收后台传递的指令转发出去。应用程序通过调用 CAN 中间层的接口，将车辆的相关运行状况显示在终端界面上，定时刷新界面，同时对其他模块进行管理。

3.2 业务处理程序

业务处理程序是 WebServer 和车载终端之间的通信接口，它主要是对信息进行处理，将接收到的信息进行解析，形成 mySQL 语句，将相关语句存入字符串列表中，SQL 处理线程会逐字处理字符串列表中语句，将相应的信息存入数据库表中，同时转发查询或控制指令。传递的信息包括查询信息，查询返回信息，控制信息，控制返回信息等。同时可以配置 IP 地址和端口号，一般情况 IP 地址和端口号使用固定的。

3.3 数据库

数据库的功能主要是用来存放车辆的当前状况信息，供查询等使用。根据相应需求，建立数据库的物理模型，即不同数据表的交互关系，主要有发动机表，车身控制器表，传输控制单元表，车身电子稳定系统表，安全气囊表，转角传感器表等。最后数据库装入数据后，进行相关调试和维护。

4 实验

实验用长安悦翔 V5 实车作为控制对象，对本文设计的系统进行测试。它用远程查询和远程控制两个应用去测试系统的响应时间以及成功执行情况，远程查询主要是查询车辆的运行状况信息，远程控制主要是控制车窗和车灯等。本系统运行需要一台 PC 机当服务器，将 Dispatcher 和数据库以及 WebServer 装在 PC 机上，终端程序运行在车载终端上，在服务器上启动业务处理程序和 Tomcat，设置 IP 地址，终端和服务器可以相互通信，通过手机输入服务器 IP 地址，登上 WebServer，

这样就可以通过网页发出查询和控制命令，以推送网页的形式将执行的结果返回。如下表 2 所述，实验结果表明查询的响应时间在 3 s 左右，远程控制的执行时间在 2 s 之内，成功执行率接近 100%，系统的实时性和可靠性较好，亦说明了系统的可行性。

表 1 测试结果

功能	实验次数	成功次数	平均响应时间(s)
远程查询	100	98	3.15
远程控制	100	97	1.24

5 结束语

本文设计的远程控制系统，参考 NGTP 架构，可以接受多用户同时登入，并且根据 NGTP 消息协议对系统传输的消息进行再定义，提高了系统架构的开放性和协议扩展性，采用 B/S 模式，客户端不需要开发专门的控制程序，而简化成一个简单的 Web 浏览器，解决客户端设备类型的限制问题。并且运用远程查询和远程控制对系统进行测试和验证。同时不断的对整个系统进行优化与改善，增加系统的稳定性。

参考文献：

[1] Lin C L, Hsieh M S, Tzeng G H. Evaluating vehicle telematics system by using a novel MCDM techniques with dependence and feedback [J]. Expert System with Application, 2010, 37 (10): 6723-6736.

[2] Lee B H, An S H, Shin D R. A Remote Control Service for OSGi-based Unmanned Vehicle using SmartPhone in Ubiquitous Environment [A]. Communication Systems and Networks [C], 2011.

[3] 钟新跃. 基于 C/S 架构的停车场车位信息发布于管理系统 [J]. 计算机测量与控制, 2013, 21 (7): 1957-1962.

[4] Daniel de Santos, Victor Lorente, Felix de la Paz. A client-server architecture for remotely controlling a robot using a closed-loop system with a biological neuroprocessor [J]. Robotics and Autonomous Systems, 2010, 58 (12): 1223-1230.

[5] Lin C E, Li C C, Hou A S. A Real-Time Remote Control Architecture Using Mobile Communication [J]. IEEE Transactions on instrumentation and measurement, 2003, 52 (4): 997-1003.

[6] 苏东震, 陈明, 史忠值. 基于 B/S 架构的数据挖掘原型系统的设计与实现 [J]. 微电子学与计算机, 2008, 25 (12): 131-133.

[7] Garcia J, Alesanco A. Web-Based System for Managing a Telematics Laboratory Network [J]. IEEE Transactions on Education, 2004, 47 (2): 284-294.

[8] 腾飞, 王常虹, 王玉峰, 等. 利用 Java 和 Web 构建基于互联网的远程控制系统 [J]. 计算机集成制造系统, 2004, 10 (1): 195-200.

[9] NGTP 2.0 Compendium Version 1.0 [Z]. The NGTP Group, October, 2010.

(上接第 1429 页)

[6] Levant A. Quasi-continuous high-order sliding mode controllers [J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2006, 50 (11): 1812-1816.

[7] Xu H, Mirmirani M D, Ioannou P A. Adaptive sliding mode control design for a hypersonic flight vehicle [J]. Journal of Guidance,

Control, and Dynamics, 2004, 27 (5): 829-838.

[8] Erbaturo K, Kawamura A. Chattering elimination via fuzzy boundary layer tuning [A]. IECON 02. Industrial Electronics Society, IEEE 2002 28th Annual Conference of the, IEEE [C], 2002, 3: 2131-2136.