

DOI: 10.7652/xjtuxb201303019

吸气式高超声速飞行器纵向运动反演控制器设计

时建明, 王洁, 王琨, 邵雷

(空军工程大学防空反导学院, 710051, 西安)

摘要: 针对气动/推进/结构耦合的吸气式高超声速飞行器纵向平面飞行控制问题,提出了基于反演的鲁棒控制器设计方法。利用曲线拟合模型将控制系统表示为反馈形式,采用反演方法设计虚拟和实际控制器,并引入鲁棒微分器估计虚拟控制量的导数,解决了虚拟控制量求导运算复杂的问题。为增强控制器应对不确定项的鲁棒性,设计了超扭曲滑模干扰观测器,实现了对系统模型不确定项的估计和补偿。对吸气式高超声速飞行器一体化原理模型的速度和高度指令跟踪仿真表明,该控制器对拟合误差和外加干扰等系统不确定项具有鲁棒性,系统状态量能够在指令跟踪过程中趋于平衡状态,从而验证了所提方案的有效性。

关键词: 吸气式高超声速飞行器;反演控制;鲁棒微分器;干扰观测器

中图分类号: TP273; V448 **文献标志码:** A **文章编号:** 0253-987X(2013)03-0102-06

Design of Backstepping Controller for Longitudinal Motion of an Air-Breathing Hypersonic Vehicle

SHI Jianming, WANG Jie, WANG Kun, SHAO Lei

(School of Air and Missile Defense, Air Force Engineering University, Xian 710051, China)

Abstract: A robust controller based on backstepping design procedure is proposed for an air-breathing hypersonic vehicle with aerodynamic, propulsion and structural couplings. Expressing the control system as strict feedback form via the curve-fitted model, virtual and actual controllers are constructed for the velocity and altitude subsystems. To omit analytic calculation of the virtual control law derivatives, which is very difficult to evaluate in the traditional backstepping control, robust differentiators are introduced. Super-twisting sliding mode disturbance observers are designed to compensate uncertainties in the system dynamics. Trajectory tracking simulation performed on the first principle model of the vehicle's longitudinal dynamics shows that the designed controllers are robust to model fitting errors and outside disturbances, and the system states reach trimmed condition asymptotically.

Keywords: air-breathing hypersonic vehicle; backstepping control; robust differentiator; disturbance observer

吸气式高超声速飞行器是指采用细长体气动机身和超燃冲压发动机一体化外形,具备在临近空间以大于 5 马赫速度飞行的一类有动力式飞行器^[1-2],其控制系统是气动/推进/结构耦合的多变量非线性

系统,且因特殊的构型设计和复杂的飞行环境,导致多种因素引发飞行器模型中的各种不确定性。

目前,美国空军研究实验室完善了包含推进、气动和结构耦合的一体化原理模型^[3-4]。建立面向控

收稿日期: 2012-06-11。 作者简介: 时建明(1984—),男,博士生;王洁(通信作者),女,教授,博士生导师。 基金项目: 航空科学基金资助项目(20120196006, 20110196005)。

网络出版时间: 2012-12-18

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/61.1069.T.20121218.0923.007.html>

制的动力学模型需要将其表示成关于控制量的仿射形式,有两种可行的途径:一是基于小扰动原理,在工作区域内的多平衡点进行模型线性化,再进行平衡点处的线性控制器设计^[5-6];二是基于曲线拟合的近似方法,将模型中的力和力矩表示成控制量的仿射形式,进而进行非线性控制器设计^[7-8]。

对于大范围机动飞行,小扰动线性化方法需要增加增益调度环节,而非线性控制器设计更具灵活性,较多采用的是反馈设计方法。针对早期的winged-cone构型高超声速飞行器,文献[9]提出了基于反馈线性化和自适应滑模控制的组合设计方法;文献[10]提出了基于反演的模糊自适应控制方法;文献[11]采用高增益状态观测器估计高度子系统中经连续求导获得的状态量,并对变换后系统的集总不确定项采用一个神经网络进行逼近,与文献[10]采用多个模糊结构来逼近反演方法每一步控制中的不确定函数相比更简单。针对乘波体构型高超声速飞行器,文献[7]基于序贯闭环算法提出了参数自适应控制方法。已有研究存在的问题在于:①winged-cone构型模型不能反映研究对象的复杂性;②反馈线性化方法需要精确已知被控对象的动态特性,且因需对方程右边的函数进行多次微分而使得设计过于复杂;③自适应参数调整律需解决持续激励问题,且直接自适应估计方法不能充分利用气动参数拟合数据,影响了参数调整速度和控制响应速度。

本文将解决吸气式高超声速飞行器气动/推进/结构耦合非线性系统的鲁棒控制问题。针对含非匹配不确定项的纵向运动曲线拟合模型,采用反演方法设计控制器,通过在控制器中引入鲁棒微分估计项和基于超扭曲滑模算法的干扰观测器,分别解决虚拟控制量导数实现问题和鲁棒性问题。最后,用一体化原理模型对设计方法的有效性进行验证。

1 高超声速飞行器运动学模型

1.1 高超声速飞行器纵向运动学方程

吸气式高超声速飞行器控制系统的主要任务是利用发动机油门调节和升降舵偏角,在纵向平面内实现对速度指令 $V_c(t)$ 和高度指令 $h_c(t)$ 的跟踪。在控制系统中,控制量选择燃料空气混合比 Φ 和升降舵偏角 δ_e ,记 $\mathbf{u}=[\Phi, \delta_e]$;刚体状态量选择飞行速度 V 、飞行高度 h 、航迹角 γ 、迎角 α 以及俯仰角速度 q ,记 $\mathbf{x}=[V, h, \gamma, \alpha, q]$;弹性状态量选择 $\eta_i, \dot{\eta}_i$,以质心处固定的2根悬臂梁近似机身前、后体的弹性振动

特性时, $i \in \{f, a\}$,记 $\boldsymbol{\eta}=[\eta_i, \dot{\eta}_i, \eta_a, \dot{\eta}_a]$ 。吸气式高超声速飞行器纵向动力学方程如下

$$\left. \begin{aligned} \dot{V} &= \frac{T \cos \alpha - D}{m} - \frac{\mu \sin \gamma}{(R_E + h)^2} \\ \dot{h} &= V \sin \gamma \\ \dot{\gamma} &= \frac{L + T \sin \alpha}{m V} - \frac{[\mu - V^2 (R_E + h)] \cos \gamma}{V (R_E + h)^2} \\ \dot{\alpha} &= q - \dot{\gamma} \\ I_{yy} \dot{q} &= M + \tilde{\Psi}_f \ddot{\eta}_f + \tilde{\Psi}_a \ddot{\eta}_a \\ k_f \ddot{\eta}_f &= -2 \zeta_f \omega_f \dot{\eta}_f - \omega_f^2 \eta_f + N_f - \tilde{\Psi}_f \frac{M}{I_{yy}} - \frac{\tilde{\Psi}_f \tilde{\Psi}_a \ddot{\eta}_a}{I_{yy}} \\ k_a \ddot{\eta}_a &= -2 \zeta_a \omega_a \dot{\eta}_a - \omega_a^2 \eta_a + N_a - \tilde{\Psi}_a \frac{M}{I_{yy}} - \frac{\tilde{\Psi}_a \tilde{\Psi}_f \ddot{\eta}_f}{I_{yy}} \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

式中: μ 和 R_E 分别为地球引力常数和地球半径; m 和 I_{yy} 分别为飞行器质量和转动惯量; T, D, L 和 M 分别为推力、阻力、升力和俯仰力矩; ζ_i 和 ω_i 分别为弹性模态的阻尼和振动频率; N_i 为广义弹性力; $k_i = 1 + \tilde{\Psi}_i / I_{yy}$; $\tilde{\Psi}_i$ 为弹性模态常数^[5]。

1.2 曲线拟合模型描述

基于曲线拟合模型^[8],引入参数向量

$$\left. \begin{aligned} \boldsymbol{\theta}_T &= [C_T^{\Phi^3}, C_T^{\Phi^2}, C_T^{\Phi}, C_T^{\Phi}, C_T^3, C_T^2, C_T^1, C_T^0]^T \\ \mathbf{B}_T(V, h, \alpha) &= \bar{q} S [\alpha^3, \alpha^2, \alpha, 1, \mathbf{0}_{1 \times 4}]^T \\ \boldsymbol{\Psi}_T(V, h, \alpha) &= \bar{q} S [\mathbf{0}_{1 \times 4}, \alpha^3, \alpha^2, \alpha, 1]^T \\ \boldsymbol{\theta}_D &= [C_D^{\alpha^2}, C_D^{\alpha}, C_D^{\delta_e^2}, C_D^{\delta_e}, C_D^0]^T \\ \boldsymbol{\Psi}_D(V, h, \alpha, \delta_e) &= \bar{q} S [\alpha^2, \alpha, \delta_e^2, \delta_e, 1]^T \\ \boldsymbol{\theta}_L &= [C_L^{\alpha}, C_L^{\delta_e}, C_L^0]^T \\ \mathbf{B}_L(V, h) &= \bar{q} S [1, 0, 0]^T \\ \boldsymbol{\Psi}_L(V, h, \delta_e) &= \bar{q} S [0, \delta_e, 1]^T \\ \boldsymbol{\theta}_M &= [C_M^{\alpha^2}, C_M^{\alpha}, C_M^{\delta_e}, C_M^0]^T \\ \mathbf{B}_M(V, h) &= \bar{q} S \bar{c} [\mathbf{0}_{1 \times 2}, 1, 0]^T \\ \boldsymbol{\Psi}_M(V, h, \alpha) &= \bar{q} S \bar{c} [\alpha^2, \alpha, 0, 1]^T \end{aligned} \right\}$$

则标称的推力、气动力和力矩可表示成如下形式

$$\left. \begin{aligned} T_n &= \boldsymbol{\theta}_T^T \mathbf{B}_T(V, h, \alpha) \Phi + \boldsymbol{\Psi}_T^T(V, h, \alpha) \boldsymbol{\theta}_T \\ D_n &= \boldsymbol{\Psi}_D^T(V, h, \alpha, \delta_e) \boldsymbol{\theta}_D \\ L_n &= \boldsymbol{\theta}_L^T \mathbf{B}_L(V, h) \alpha + \boldsymbol{\Psi}_L^T(V, h, \delta_e) \boldsymbol{\theta}_L \\ M_n &= z_T T_n + \boldsymbol{\theta}_M^T \mathbf{B}_M(V, h) \delta_e + \boldsymbol{\Psi}_M^T(V, h, \alpha) \boldsymbol{\theta}_M \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

式中: $\bar{q} = \rho V^2 / 2$ 为动压, ρ 为 h 处的大气密度; S 和 $\bar{c}$ 分别为飞行器参考面积和平均气动弦长; z_T 为推力对力矩的耦合系数。

飞行器机身的弹性变形诱发机身的局部流动迎

角摄动,进而影响发动机的工作性能及控制舵面效率。因弹性变形造成的发动机入口和控制舵面处的迎角摄动量为

$$\delta\alpha_s = \frac{d\phi(x_s)}{dx}\eta_f; \quad \delta\alpha_e = \frac{d\phi(x_e)}{dx}\eta_a$$

式中: $\phi(\cdot)$ 为弹性模态振型函数^[4]; x_s 、 x_e 分别为发动机入口及舵轴的位置坐标。因为式(1)中 T 、 D 、 L 和 M 都为迎角的函数,故弹性形变诱发的推力、气动力以及力矩摄动量分别为 $\Delta T(\delta\alpha_s)$ 、 $\Delta D(\delta\alpha_s)$ 、 $\Delta L(\delta\alpha_e)$ 和 $\Delta M(\delta\alpha_s, \delta\alpha_e)$ 。考虑到弹性状态量无法测量,故式(2)中未对弹性状态量进行拟合,而将弹性振动对刚体运动的影响计入拟合误差。如果设计的控制器对拟合误差具有鲁棒性,就能使弹性振动对飞行器运动产生的影响稳定。

令 $\epsilon_i \in \{\epsilon_T, \epsilon_L, \epsilon_D, \epsilon_M\}$ 为推力、气动力和舵偏气动力矩的拟合误差,则式(1)中对应于状态 V 、 γ 、 α 、 q 的4个子系统中因拟合引入的误差分别为

$$\left. \begin{aligned} \Delta_V(\mathbf{x}, \boldsymbol{\eta}, \mathbf{u}) &= (\epsilon_T \cos\alpha - \epsilon_D)/m \\ \Delta_\gamma(\mathbf{x}, \boldsymbol{\eta}, \mathbf{u}) &= (\epsilon_L + \epsilon_T \sin\alpha)/mV \\ \Delta_\alpha(\mathbf{x}, \boldsymbol{\eta}, \mathbf{u}) &= (-\epsilon_L - \epsilon_T \sin\alpha)/mV \\ \Delta_q(\mathbf{x}, \boldsymbol{\eta}, \mathbf{u}) &= (z_T \epsilon_T + \epsilon_M)/I_{yy} \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

式中:假设对于 $\forall t > 0$, 有 $|\dot{\Delta}_j| \leq \delta_j, j \in \{V, \gamma, \alpha, q\}$ 。考虑到系统能够稳定的条件下,拟合误差 ϵ_i 关于 $\mathbf{x}$ 、 $\boldsymbol{\eta}$ 和 $\mathbf{u}$ 的变化率有界,且 $\mathbf{x}$ 、 $\boldsymbol{\eta}$ 、 $\mathbf{u}$ 关于时间的变化率有界,故作出此假设是合理的。

2 速度控制器和高度控制器设计

2.1 速度控制器设计

式(1)中的 V 子系统可改写成以下形式

$$\dot{V} = f_V(V, h, \gamma, \alpha, \delta_e) + g_V(\alpha)\Phi + \Delta_V(\mathbf{x}, \boldsymbol{\eta}, \mathbf{u}) \quad (4)$$

定义 $\tilde{V} = V - V_{\text{ref}}$, V_{ref} 和 $\dot{V}_{\text{ref}}$ 由速度指令 $V_c(t)$ 通过二阶参考模型环节给出。沿式(4)对 $\tilde{V}$ 求时间的导数,得

$$\dot{\tilde{V}} = f_V + g_V\Phi + \Delta_V - \dot{V}_{\text{ref}} \quad (5)$$

将 Φ 作为 $\tilde{V}$ 系统的控制量,设计成如下形式

$$\Phi = g_V^{-1} \left(-k_{V,1} \tilde{V} - k_{V,2} \int_0^t \tilde{V} d\tau - f_V - \hat{\Delta}_V + \dot{V}_{\text{ref}} \right) \quad (6)$$

2.2 基于反演的高度控制器设计

定义 $x_1 = h, x_2 = \sin\gamma, x_3 = \alpha, x_4 = q$, 并定义 α 的平衡状态为 α^* 。在含9个状态量和2个控制量的运动方程中,巡航条件($\gamma = 0^\circ, q = 0^\circ/\text{s}$)下未知的状态量为 V 、 h 、 α 、 η_f 和 η_a , 未知的控制量为 Φ 、 δ_e ,

给定飞行高度和飞行速度后,可计算出其他未知的状态量和控制量,从而获得 α^* 。

式(1)中的 h 相关子系统可改写成以下形式

$$\left. \begin{aligned} \dot{x}_1 &= f_1 + g_1(V)x_2 \\ \dot{x}_2 &= f_2(V, x_1, x_2, \alpha^*, \mathbf{u}) + \\ &\quad g_2(V, x_1, x_2, \alpha^*, \mathbf{u})x_3 + \Delta_2 \\ \dot{x}_3 &= f_3(V, x_1, x_2, x_3, \mathbf{u}) + g_3x_4 + \Delta_\alpha(\mathbf{x}, \boldsymbol{\eta}, \mathbf{u}) \\ \dot{x}_4 &= f_4(V, x_3, \boldsymbol{\eta}, \Phi) + g_4(V)\delta_e + \Delta_q(\mathbf{x}, \boldsymbol{\eta}, \mathbf{u}) \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

将 γ 子系统中的 $T_n(V, h, \alpha, \Phi) \sin\alpha$ 项在 α^* 处展开,并进一步表示成 α 的仿射形式,可得

$$\begin{aligned} f_2(V, x_1, x_2, \alpha^*, \mathbf{u}) &= [T_n(V, h, \alpha^*, \Phi) \sin\alpha^* - \\ &\quad \nabla_\alpha(T_n \sin\alpha) \Big|_{\alpha=\alpha^*} \alpha^* + \boldsymbol{\Psi}_L^T(V, h, \delta_e) \boldsymbol{\theta}_L] \cos\gamma/mV - \\ &\quad [\mu - V^2(R_E + h)] \cos^2\gamma/[V(R_E + h)^2] \\ g_2(V, h, \gamma, \alpha^*, \mathbf{u}) &= [\nabla_\alpha(T_n \sin\alpha) \Big|_{\alpha=\alpha^*} + \\ &\quad \boldsymbol{\theta}_L^T \mathbf{B}_L(V, h)] \cos\gamma/mV \end{aligned}$$

$$\Delta_2(\mathbf{x}, \boldsymbol{\eta}, \mathbf{u}) = [\Delta_\gamma(\mathbf{x}, \boldsymbol{\eta}, \mathbf{u}) + o(\alpha - \alpha^*)] \cos\gamma$$

式中: $o(\alpha - \alpha^*)$ 为高阶余项。式(7)中的其他项可直接通过式(1)获得。

定义误差

$$\begin{aligned} z_1 &= x_1 - x_{1c}; \quad z_2 = x_2 - \hat{x}_{2c} \\ z_3 &= x_3 - \hat{x}_{3c}; \quad z_4 = x_4 - \hat{x}_{4c} \end{aligned}$$

式中: $x_{1c} = h_{\text{ref}}, \dot{x}_{1c} = \dot{h}_{\text{ref}}, h_{\text{ref}}$ 和 $\dot{h}_{\text{ref}}$ 由高度指令 $h_c(t)$ 通过二阶参考模型环节给出。沿式(7)分别对 $z_n (n = 1, \dots, 4)$ 求时间的导数,得

$$\dot{z}_1 = f_1 + g_1(z_2 + \hat{x}_{2c}) - \dot{x}_{1c} \quad (8)$$

$$\dot{z}_2 = f_2 + g_2(z_3 + \hat{x}_{3c}) + \Delta_2 - \dot{\hat{x}}_{2c} \quad (9)$$

$$\dot{z}_3 = f_3 + g_3(z_4 + \hat{x}_{4c}) + \Delta_\alpha - \dot{\hat{x}}_{3c} \quad (10)$$

$$\dot{z}_4 = \hat{f}_4 + g_4\delta_e + \Delta_q - \dot{\hat{x}}_{4c} \quad (11)$$

将 x_{2c}, x_{3c}, x_{4c} 和 δ_e 分别作为 $z_n (n = 1, \dots, 4)$ 系统期望的虚拟和实际控制量,设计成如下形式

$$x_{2c} = g_1^{-1} \left[-k_{1,1} z_1 - k_{1,2} \int_0^t z_1 d\tau - f_1 + \dot{x}_{1c} \right] \quad (12)$$

$$x_{3c} = g_2^{-1} [-k_2 z_2 - f_2 - \hat{\Delta}_2 + \dot{\hat{x}}_{2c}] \quad (13)$$

$$x_{4c} = g_3^{-1} [-k_3 z_3 - g_2 z_2 - f_3 - \hat{\Delta}_\alpha + \dot{\hat{x}}_{3c}] \quad (14)$$

$$\delta_e = g_4^{-1} [-k_4 z_4 - g_3 z_3 - f_4 - \hat{\Delta}_q + \dot{\hat{x}}_{4c}] \quad (15)$$

定义虚拟控制量估计误差

$$\tilde{x}_{2c} = \hat{x}_{2c} - x_{2c}; \quad \tilde{x}_{3c} = \hat{x}_{3c} - x_{3c}$$

$$\tilde{x}_{4c} = \hat{x}_{4c} - x_{4c}; \quad \tilde{\chi}_{4c} = \chi_{4c} - \dot{\hat{x}}_{4c}$$

设计用于获得 $\dot{\hat{x}}_{2c}$ 和 $\dot{\hat{x}}_{3c}$ 的一阶鲁棒微分器

$$\dot{\hat{x}}_{2c} = -k'_{2c}\tilde{x}_{2c} - \delta'_2 \text{sgn}(\tilde{x}_{2c}) \quad (16)$$

$$\dot{\hat{x}}_{3c} = -k'_{3c}\tilde{x}_{3c} - g_2 z_2 - \delta'_3 \text{sgn}(\tilde{x}_{3c}) \quad (17)$$

为使 δ_e 更平滑,设计用于获得 χ_{4c} 的二阶鲁棒微分器

$$\dot{\hat{x}}_{4c} = -k'_{4,1}\tilde{x}_{4c} - g_3 z_3 - \delta'_{4,1} \text{sgn}(\tilde{x}_{4c}) \quad (18)$$

$$\dot{\chi}_{4c} = -k'_{4,2}\tilde{\chi}_{4c} - z_4 - \delta'_{4,2} \text{sgn}(\tilde{\chi}_{4c}) \quad (19)$$

2.3 超扭曲滑模干扰观测器设计

假设 1 $\delta(t, s)$ 为 $t \in [0, \infty)$ 上的有界函数, 对于 $\forall t \geq 0$, 有 $|\delta(t, s)| \leq \bar{\delta}$.

定义 1

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} -\kappa_1/2 & 1/2 \\ -\kappa_2 & 0 \end{bmatrix}; \quad \mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix}; \quad \mathbf{C} = [1 \quad 0]$$

式中: $\mathbf{A}$ 为 Hurwitz 矩阵。

引理 1 基于假设 1 和定义 1, 考虑如下含切换项的系统

$$\dot{s} = -\kappa_1 |s|^{1/2} \text{sgn}(s) - \kappa_2 \int_0^t \text{sgn}(s) d\tau + \Delta(t) \quad (20)$$

式中: $\Delta(t) = \int_0^t \delta(\tau, s) d\tau$. 如果存在矩阵 $\mathbf{P} = \mathbf{P}^T > \mathbf{0}$,

$\mathbf{0}, \mathbf{Q} = \mathbf{Q}^T > \mathbf{0}$, 使得如下 Riccati 方程成立

$$\mathbf{A}^T \mathbf{P} + \mathbf{P} \mathbf{A} + \delta^2 \mathbf{C}^T \mathbf{C} + \mathbf{P} \mathbf{B} \mathbf{B}^T \mathbf{P} = -\mathbf{Q} < \mathbf{0} \quad (21)$$

则 $\dot{s}$ 将在有限的时间 t_r 内收敛于 0。

采用文献[12]的方法, 可证明引理 1 成立。给定 $\bar{\delta}$, 通过选择 $\kappa_1^2 > \kappa_2, \kappa_2 > \bar{\delta}$, 可使式(21)存在可行解^[12]。

引理 1 给出了超扭曲算法在有限时间收敛的性质。下面基于此算法, 在控制方程式(6)和式(12)~式(15)中设计观测项 $\hat{\Delta}_V, \hat{\Delta}_2, \hat{\Delta}_\alpha$ 和 $\hat{\Delta}_q$, 分别对不确定项 $\Delta_V, \Delta_2, \Delta_\alpha$ 和 Δ_q 进行估计。

定义切换变量

$$s_V = \tilde{V} - \hat{V}; \quad \dot{\hat{V}} = -k_{V,1}\tilde{V} - k_{V,2} \int_0^t \tilde{V} d\tau \quad (22)$$

$$s_2 = z_2 - \hat{z}_2; \quad \dot{\hat{z}}_2 = -k_2 z_2 + g_2 z_3 + g_2 \tilde{x}_{3c} \quad (23)$$

$$s_\alpha = z_3 - \hat{z}_3; \quad \dot{\hat{z}}_3 = -k_3 z_3 - g_2 z_2 + g_3 z_4 + g_3 \tilde{x}_{4c} \quad (24)$$

$$s_q = z_4 - \hat{z}_4; \quad \dot{\hat{z}}_4 = -g_3 z_3 - k_4 z_4 + \tilde{\chi}_{4c} \quad (25)$$

设计如下形式的超扭曲滑模干扰观测器

$$\hat{\Delta}_j = \kappa_{j,1} |s_j|^{1/2} \text{sgn}(s_j) + \kappa_{j,2} \int_0^t \text{sgn}(s_j) d\tau,$$

$$j \in \{V, 2, \alpha, q\} \quad (26)$$

基于 1.2 节关于式(3)的假设, 可以证明 $\hat{\Delta}_j$ 将在有限时间内逼近 Δ_j 。

事实上, 沿误差方程式(5)和式(8)~式(11), 分别对式(22)~式(25)求时间的导数, 根据控制器式(6)和式(12)~式(15), 得 $\dot{s}_j = \Delta_j - \hat{\Delta}_j, j \in \{V, 2, \alpha, q\}$, 进一步根据式(26), 可得

$$\dot{s}_j = -\kappa_{j,1} |s_j|^{1/2} \text{sgn}(s_j) - \kappa_{j,2} \int_0^t \text{sgn}(s_j) d\tau + \Delta_j$$

根据引理 1, 通过选择 $\kappa_{j,1}$ 和 $\kappa_{j,2}$, 可使 $\hat{\Delta}_j$ 在有限的时间 $t_{r,j}$ 内分别逼近 Δ_j 。

2.4 稳定性分析

选取 Lyapunov 函数

$$W = W_V + W_1 + W_2 + W_3 + W_4 \quad (27)$$

式中

$$W_V = \frac{1}{2} \tilde{V}^2 + \frac{k_{V,2}}{2} \left(\int_0^t \tilde{V} d\tau \right)^2$$

$$W_1 = \frac{1}{2V_m^2} z_1^2 + \frac{k_{1,2}}{2V_m^2} \left(\int_0^t z_1 d\tau \right)^2 + \frac{1}{2} \tilde{x}_{2c}^2$$

$$W_2 = \frac{1}{2} z_2^2 + \frac{1}{2} \tilde{x}_{3c}^2; \quad W_3 = \frac{1}{2} z_3^2 + \frac{1}{2} \tilde{x}_{4c}^2$$

$$W_4 = \frac{1}{2} z_4^2 + \frac{1}{2} \tilde{\chi}_{4c}^2$$

其中 $V_m \geq V(t)$ 为常数。沿式(5)、式(8)~式(11)和式(16)~式(19)分别对 $W_j (j \in \{V, 2, 3, 4\})$ 求时间的导数, 根据式(6)和式(12)~式(15), 得

$$\dot{W}_V = -k_{V,1} \tilde{V}^2 + \tilde{V}(\Delta_V - \hat{\Delta}_V) \quad (28)$$

$$\dot{W}_1 = -\frac{k_{1,1}}{V_m^2} z_1^2 - k'_{2c} \tilde{x}_{2c}^2 + \frac{g_1 z_1}{V_m^2} (z_2 + \tilde{x}_{2c}) -$$

$$\delta'_2 |\tilde{x}_{2c}| - \dot{\tilde{x}}_{2c} \tilde{x}_{2c} \quad (29)$$

$$\dot{W}_2 = -k_2 z_2^2 - k'_{3c} \tilde{x}_{3c}^2 + g_2 z_2 z_3 + z_2 (\Delta_2 - \hat{\Delta}_2) -$$

$$\delta'_3 |\tilde{x}_{3c}| - \dot{\tilde{x}}_{3c} \tilde{x}_{3c} \quad (30)$$

$$\dot{W}_3 = -k_3 z_3^2 - k'_{4,1} \tilde{x}_{4c}^2 - g_2 z_2 z_3 + g_3 z_3 z_4 +$$

$$z_3 (\Delta_\alpha - \hat{\Delta}_\alpha) - \delta'_{4,1} |\tilde{x}_{4c}| - \dot{\tilde{x}}_{4c} \tilde{x}_{4c} \quad (31)$$

$$\dot{W}_4 = -k_4 z_4^2 - k'_{4,2} \tilde{\chi}_{4c}^2 - g_3 z_3 z_4 + z_4 (\Delta_q - \hat{\Delta}_q) -$$

$$\delta'_{4,2} |\tilde{\chi}_{4c}| - \dot{\tilde{\chi}}_{4c} \tilde{\chi}_{4c} \quad (32)$$

对于式(29), 根据关系式

$$2g_1 z_1 z_2 \leq a z_1^2 + (1/a) g_1^2 z_2^2, \quad a > 0$$

$$2g_1 z_1 \tilde{x}_{2c} \leq b z_1^2 + (1/b) g_1^2 \tilde{x}_{2c}^2, \quad b > 0$$

以及 $g_1^2/V_m^2 \leq 1$, 得

$$\dot{W}_1 \leq -[k_{1,1} - (a+b)/2] z_1^2/V_m^2 - (k'_{2c} -$$

$$0.5/b) \tilde{x}_{2c}^2 + (0.5/a) z_2^2 - \delta'_2 |\tilde{x}_{2c}| - \dot{\tilde{x}}_{2c} \tilde{x}_{2c} \quad (33)$$

综合以上分析, 可得

$$\dot{W} \leq -k_{V,1} \tilde{V}^2 - [k_{1,1} - (a+b)/2] z_1^2/V_m^2 -$$

$$\begin{aligned}
& (k_2 - 0.5/a)z_2^2 - k_3 z_3^2 - k_4 z_4^2 - (k'_2 - 0.5/b)\tilde{x}_{2c}^2 - \\
& k'_{4,1}\tilde{x}_{4c}^2 - k'_{4,2}\tilde{\chi}_{4c}^2 - \delta'_2 |\tilde{x}_{2c}| - \dot{x}_{2c}\tilde{x}_{2c} - \delta'_3 |\tilde{x}_{3c}| - \\
& \dot{x}_{3c}\tilde{x}_{3c} - \delta'_{4,1} |\tilde{x}_{4c}| - \dot{x}_{4c}\tilde{x}_{4c} - \delta'_{4,2} |\tilde{\chi}_{4c}| - \dot{x}_{4c}\tilde{\chi}_{4c} + \\
& \tilde{V}(\Delta_V - \hat{\Delta}_V) + z_2(\Delta_2 - \hat{\Delta}_2) + \\
& z_3(\Delta_3 - \hat{\Delta}_3) + z_4(\Delta_4 - \hat{\Delta}_4)
\end{aligned} \quad (34)$$

令 $\mathbf{K}_1 = \text{diag}(k_{V,1}, [k_{1,1} - (a+b)/2]/V_m^2, (k_2 - 0.5/a), k_3, k_4)$, $\mathbf{K}_2 = \text{diag}((k'_2 - 0.5/b), k'_{4,1}, k'_{4,2}, k'_{4,2})$, 当满足条件

$$\left. \begin{aligned}
& \mathbf{K}_1 > \mathbf{0}, \quad \mathbf{K}_2 > \mathbf{0} \\
& |\dot{x}_{2c}| \leq \delta'_2, \quad |\dot{x}_{3c}| \leq \delta'_3 \\
& |\dot{x}_{4c}| \leq \delta'_{4,1}, \quad |\ddot{x}_{4c}| \leq \delta'_{4,2} \\
& |\dot{\Delta}_V| \leq \delta_V, \quad |\dot{\Delta}_2| \leq \delta_2 \\
& |\dot{\Delta}_3| \leq \delta_3, \quad |\dot{\Delta}_4| \leq \delta_4
\end{aligned} \right\} \quad (35)$$

时, $\dot{W} \leq 0, t \geq \max_{j \in \{V, 2, 3, 4\}}(t_{r,j})$, 此时系统误差 $\tilde{V}$ 和 z_n 、估计误差 $\tilde{x}_{nc}$ 和 $\tilde{\chi}_{4c}$ ($n=1, \dots, 4$) 最终有界稳定。

注: ① x_{3c} 中未设置用于消除耦合 $g_1 z_1 z_2$ 的项, 这是因为通过分析和仿真发现, 当 $g_2^{-1} g_1 z_1$ 取较大值时极易引起 x_{3c} 的饱和, 而 x_{4c} 和 δ_c 中的 $g_3^{-1} g_2 z_2$ 和 $g_4^{-1} g_3 z_3$ 则不存在此问题; ② W_1 中设置 V_m^2 以及针对 $\tilde{W}_1$ 采用的不等式形式, 可方便地选择使系统稳定的 $k_{1,1}$ 、 k_2 和 k'_2 , 改用其他形式无此效果。

3 实例仿真

针对吸气式高超声速飞行器原理模型^[4]进行闭环系统仿真, 采用二维构型的飞行器几何参数, 见文献[4]; 曲线拟合模型参数见文献[8]。弹性模态参数取 $\zeta_t = \zeta_a = 0.02$, 计算值为 $\omega_t = 16.0214 \text{ rad/s}$, $\omega_a = 19.5815 \text{ rad/s}$; $\tilde{\Psi}_t = 159.3534 \text{ kg}^{0.5} \cdot \text{m}$, $\tilde{\Psi}_a = 1.7110 \text{ kg}^{0.5} \cdot \text{m}$ 。飞行器在 $\bar{q} = 95750 \text{ Pa}$ 、 $h = 25908 \text{ m}$ 的初始巡航条件下, 要求在 300 s 的时间内跟踪给定的指令: 速度阶跃 $\Delta V_{\text{ref}} = 304.8 \text{ m/s}$, 高度阶跃 $\Delta h_{\text{ref}} = 3048 \text{ m}$ 。二阶参考模型的阻尼为 0.95 , 自然频率为 0.03 rad/s 。在飞行包线内, 不确定项的时间导数界 $\delta_V = 0.0406 \text{ m/s}^2$, $\delta_2 = 0.0180 \text{ rad/s}^2$, $\delta_\gamma = 0.0018 \text{ rad/s}^2$, $\delta_q = 0.0869 \text{ rad/s}^3$, 迎角平衡状态 $\alpha^* = 1.856^\circ$ 。

采用四阶 Runge-Kuta 数值求解, 仿真步长为 0.01 s , 仿真时间为 $[0, 400] \text{ s}$ 。在 $[0, 200] \text{ s}$ 内, 向速度子系统和俯仰角速度子系统中分别加入 $0.61\sin(0.01\pi\{t\}_s) \text{ m/s}$ 和 $0.2\sin(0.01\pi\{t\}_s) \text{ rad/s}$ 的干扰。控制器参数取 $k_{V,1} = 2$, $k_{V,2} = 0.04$, $k_{1,1} = 2$, $k_{1,2} = 0.01$, $k_2 = 4$, $k_3 = 8$, $k_4 = 16$ 。微分估计器参数取 $k'_2 = 1$, $k'_3 = k'_{4,1} = k'_{4,2} = 0.1$, $\delta'_2 = \delta'_3 = \delta'_{4,1} =$

$\delta'_{4,2} = 0.01$ 。干扰观测器参数取 $\kappa_{j,1} = 1$, $\kappa_{j,2} = 0.1$, $j \in \{V, 2, 3, 4\}$ 。控制器中的符号函数采用近似形式: $\text{sgn}(\cdot) \approx (\cdot)/(|\cdot| + \epsilon^2)^{1/2}$, $\epsilon = 0.01$ 。

仿真结果如图1~图5所示, 其中下角标“1”表示未加干扰, 下角标“2”表示加入干扰。未加干扰时, 系统不确定项源于拟合模型与原理模型之间的拟合误差; 加入干扰时, 系统不确定项为拟合误差和外加干扰叠加。从仿真结果可以看出, 两种情况下的高度和速度跟踪误差在 300 s 内即趋于 0 , 系统刚体状态量和弹性状态量都能趋于另一平衡状态, 且跟踪过程中系统控制量维持在较为合理的区间。仿真结果表明, 本文所设计的控制器应用于飞行器气动/推进/结构耦合非线性系统跟踪问题后, 可达到满意的控制效果。图5为干扰观测器的输出曲线, 从图中可见, 滑模观测器能较好地估计外加干扰趋势, 从而显著削弱外加干扰的影响。

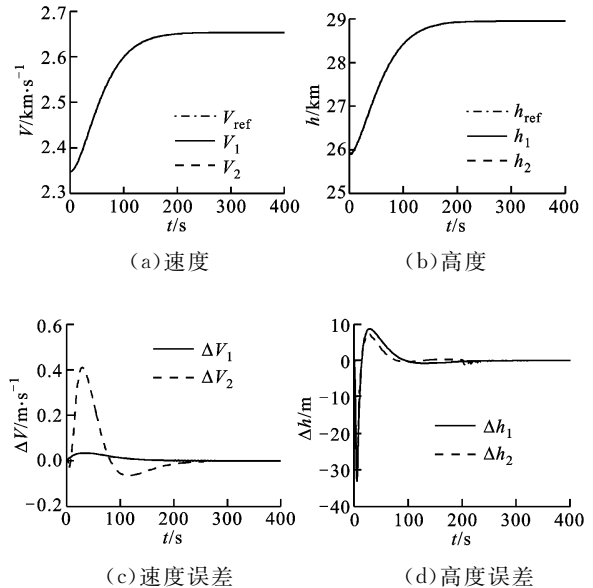


图1 速度和高度跟踪曲线及跟踪误差曲线

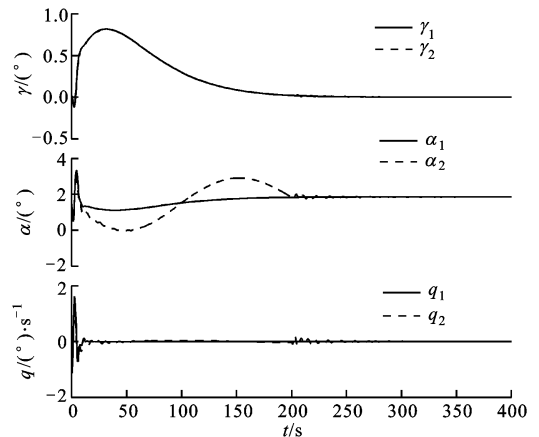


图2 航迹角、迎角和俯仰角速率响应曲线

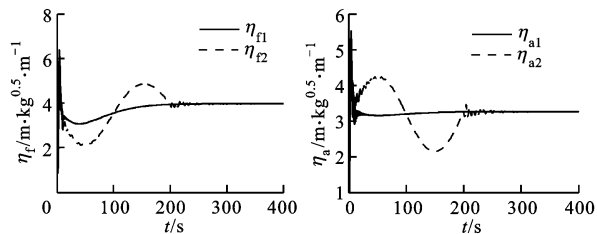


图3 机身后体的弹性状态响应曲线

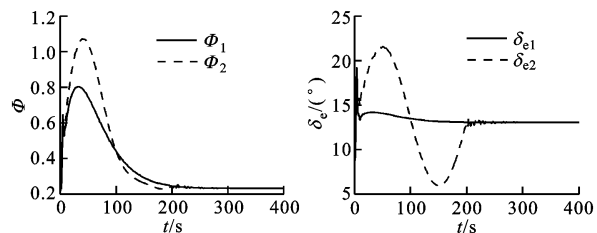


图4 燃料混合比和舵偏控制量曲线

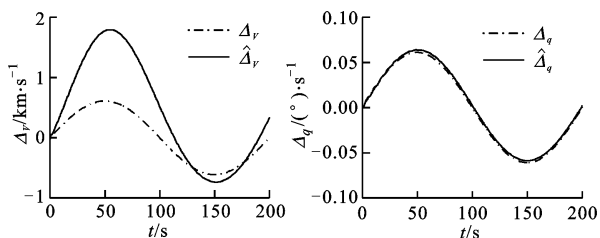


图5 干扰观测器输出曲线

4 结 论

本文提出了一种针对吸气式高超声速飞行器气动/推进/结构耦合非线性系统的反演控制方法。在高度控制器设计过程中引入鲁棒微分器,避免了在每一步中对虚拟控制量的解析求导;通过引入具有有限时间收敛特性的超扭曲滑模干扰观测器,从而保持了速度和高度控制器对拟合误差及外加干扰等系统不确定项的鲁棒性。速度和高度指令跟踪的仿真实例验证了所设计控制器的精确性和鲁棒性。

参考文献:

- [1] MARSHALL L A, BAHM C, CORPENING G P. Overview with results and lessons learned of the X-43A Mach flight [C] // Proceedings of AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Reston, VA, USA: AIAA, 2005: 1-23.
- [2] HANK J M, MURPHY J S, MUTZMAN R C. The X-51A scramjet engine flight demonstration program [C] // Proceedings of 15th AIAA International Space

Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Reston, VA, USA: AIAA, 2008: 1-13.

- [3] BOLENDER M A, DOMAN D B. A non-linear model for the longitudinal dynamics of a hypersonic air-breathing vehicle [C] // AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Reston, VA, USA: AIAA, 2005: 1-22.
- [4] BOLENDER M A, DOMAN D B. Nonlinear longitudinal dynamical model of an air-breathing hypersonic vehicle [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2007, 44(2): 374-387.
- [5] GROVES K P. Modelling, simulation, and control design of an air-breathing hypersonic vehicle [D]. Columbus, Ohio, USA: The Ohio State University, 2005.
- [6] SIGTHORSSON D O. Control-oriented modeling and output feedback control of hypersonic air-breathing vehicles [D]. Columbus, Ohio, USA: The Ohio State University, 2008.
- [7] FIORENTINI L. Nonlinear adaptive controller design for air-breathing hypersonic vehicles [D]. Columbus, Ohio, USA: The Ohio State University, 2010.
- [8] PARKER J T, SERRANI A, YURKOVICH S, et al. Control-oriented modeling of an air-breathing hypersonic vehicle [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2007, 30(3): 856-869.
- [9] XU Haojian, 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.
- [10] 高道祥, 孙增圻, 罗熊, 等. 基于 Backstepping 的高超声速飞行器模糊自适应控制 [J]. 控制理论与应用, 2008, 10, 25(5): 805-810.
GAO Daoxiang, SUN Zengqi, LUO Xiong, et al. Fuzzy adaptive control for hypersonic vehicle via backstepping method [J]. Control Theory & Applications, 2008, 10, 25(5): 805-810.
- [11] XU Bin, GAO Daoxiang, WANG Shixing. Adaptive neural control based on HGO for hypersonic flight vehicles [J]. Science China: Information Science, 2011, 54(3): 511-520.
- [12] DAVILA A, MORENO J A, FRIDMAN L. Optimal Lyapunov function selection for reaching time estimation of super twisting algorithm [C] // Proceedings of Joint 48th IEEE Conference on Decision and Control and 28th Chinese Control Conference. Piscataway, NJ, USA: IEEE, 2009: 8405-8410.

(编辑 葛赵青)