

基于非线性干扰观测器的高超声速飞行器滑模反演控制

卜祥伟[†], 吴晓燕, 陈永兴, 白瑞阳

(空军工程大学 防空反导学院, 陕西 西安 710051)

摘要: 针对高超声速飞行器非线性、强耦合和参数不确定弹性体模型, 提出了一种基于非线性干扰观测器的滑模反演控制方法. 将飞行器曲线拟合模型分解为速度子系统和高度相关子系统并表示为严格反馈形式, 分别采用滑模和反演方法设计实际控制量与虚拟控制量. 采用1阶低通滤波器获取虚拟控制量的导数, 解决了传统反演控制方法“微分项膨胀”问题. 基于改进滑模微分器设计了一种新型非线性干扰观测器, 以此对模型不确定项进行估计和补偿. 仿真结果表明, 该控制器对模型不确定性和气动弹性影响具有鲁棒性, 且实现了对速度和高度参考输入的跟踪.

关键词: 高超声速飞行器; 滑模反演控制; 1阶低通滤波器; 改进滑模微分器; 非线性干扰观测器

中图分类号: TP273

文献标识码: A

Nonlinear-disturbance-observer-based sliding mode backstepping control of hypersonic vehicles

BU Xiang-wei[†], WU Xiao-yan, CHEN Yong-xing, BAI Rui-yang

(Air and Missile Defense College, Air Force Engineering University, Xi'an Shaanxi 710051, China)

Abstract: A nonlinear-disturbance-observer-based sliding mode backstepping controller is designed for flexible hypersonic vehicles with the characters of nonlinearity, strong couplings and parameter uncertainties. The vehicle curve-fitted model is decomposed as velocity subsystem and altitude-related subsystem, and is expressed as strict feedback form. The actual control laws and virtual control laws are designed based on the design procedures of sliding mode control and backstepping control, respectively. Low-pass first order filter is introduced to obtain the derivatives of virtual control laws, which avoids the explosion of differentiation terms in the traditional backstepping control. A new nonlinear disturbance observer designed based on improved sliding mode differentiator is introduced to estimate and compensate the model uncertainties. Simulation results demonstrate the effectiveness of this controller in tracking velocity and altitude commands in the presence of model uncertainty and aeroelasticity.

Key words: hypersonic vehicles; sliding mode backstepping control; low-pass first order filter; improved sliding mode differentiator; nonlinear disturbance observer

1 引言(Introduction)

高超声速飞行器一般是指以吸气式发动机为动力, 能够实现在临近空间以大于5马赫速度飞行的一类飞行器^[1], 因其蕴含巨大的军、民用价值, 已成为各航空航天大国争夺空天权的优先发展方向. 然而, 由于这类飞行器飞行速度快、包线大, 飞行过程中极易受到各类干扰, 导致模型具有较大不确定性; 加之其特殊的机体/发动机一体化设计、细长体机身外形和柔性材料的大量使用, 导致飞行器弹性振动显著, 并会带来空气动力学/推进系统/结构动力学/气动热力学之间严重的交叉耦合效应^[2-6]. 这都给控制器的设计带

来了新的挑战.

针对高超声速飞行器这一类存在非匹配不确定性的高阶非线性系统, 反演控制已经被证明是一种非常有效的控制方法. 文献[7]采用反演和动态逆方法设计控制器, 引入模糊自适应系统在线辨识模型不确定性, 克服了单纯反演控制鲁棒性差的问题. 文献[8]引入RBF神经网络对模型不确定动态进行在线逼近, 保证了反演控制律的强鲁棒性. 文献[9-10]引入指令滤波器对控制输入进行限制, 研究了输入受限时的反演控制器设计问题. 需要指出的是, 以上研究都是基于刚体模型进行的, 其模型并不能准确反应出飞行器真实

收稿日期: 2014-03-30; 录用日期: 2014-06-23.

[†]通信作者. E-mail: buxiangwei1987@126.com; Tel.: +86 18691971775.

基金项目: 航空科学基金资助项目(20130196004); 陕西省自然科学基金基础研究计划资助项目(2012JM8020).

飞行状态^[2-6];虽在一定程度上降低了控制器设计难度,但是其控制策略的工程可靠性较难保证.针对高超声速飞行器弹性体模型,文献[2]考虑模型不确定性和外部扰动,设计了一种自适应滑模控制器,但是没有考虑弹性状态对刚体状态的影响.文献[11]基于T-S模糊系统设计了一种输出反馈控制器,但同样忽略了弹性状态对刚体状态的影响.文献[12-13]采用反演方法设计控制器,通过在控制权限中增加鸭翼偏转角,极好地抑制了飞行器弹性振动,但是算法存在过参数化的问题.

本文将研究存在模型参数摄动和外界扰动时的高超声速飞行器弹性体模型滑模反演控制问题,在保证刚体状态稳定跟踪参考输入的同时,有效抑制飞行器弹性振动.基于滑模和反演方法设计控制器,解决了单纯反演控制鲁棒性不强的问题.通过引入1阶低通滤波器,避免了传统反演控制的“微分项膨胀”问题.基于改进滑模微分器设计了一种新型非线性干扰观测器(nonlinear disturbance observer, NDO),用以精确估计和补偿模型不确定项,可以有效提高存在扰动时单纯滑模反演控制的控制精度.最后,通过实例仿真对所设计控制器的有效性进行验证.

2 高超声速飞行器运动学模型(The motion model of hypersonic vehicle)

高超声速飞行器控制系统的主要任务是利用燃料-空气比 Φ 和升降舵偏角 δ_e ,在纵向平面内实现飞行器速度 V 和高度 h 对参考输入 $\mathbf{y}_{\text{ref}} = [V_{\text{ref}} \ h_{\text{ref}}]^T$ 的稳定跟踪.通用的高超声速飞行器弹性体模型可以描述为^[12-14]

$$\begin{cases} \dot{V} = \frac{T \cos \alpha - D}{m} - g_1 \sin \gamma, \\ \dot{h} = V \sin \gamma, \\ \dot{\gamma} = \frac{L + T \sin \alpha}{mV} - \frac{g_2 \cos \gamma}{V}, \\ \dot{\alpha} = Q - \dot{\gamma}, \\ \dot{Q} = \frac{M}{I_{yy}}, \\ \ddot{\eta}_i = -2\zeta_i \omega_i \dot{\eta}_i - \omega_i^2 \eta_i + N_i, \quad i = 1, 2, 3, \end{cases} \quad (1)$$

式中: T , L , D 和 M 分别表示飞行器所受推力、升力、阻力和俯仰力矩; m 和 I_{yy} 分别表示飞行器的质量和转动惯量;刚体状态包括飞行速度 V ,飞行高度 h ,弹道角 γ ,攻角 α 和俯仰角速度 Q ;弹性状态为 $\eta = [\eta_1 \ \dot{\eta}_1 \ \eta_2 \ \dot{\eta}_2 \ \eta_3 \ \dot{\eta}_3]^T$, ζ_i ($i = 1, 2, 3$)和 ω_i ($i = 1, 2, 3$)分别表示前3阶弹性状态的阻尼和自然振动频率, N_i ($i = 1, 2, 3$)表示所受广义弹性力; $g_1 = \mu / (R_E + h)^2$ 和 $g_2 = [\mu - V^2(R_E + h)] / (R_E + h)^2$ 分别表示距地面高度为 h 处的重力加速度及其修正值,

R_E 和 μ 分别表示地球半径及其引力常数.

将模型(1)中的 T , L , D , M 和 N_i ($i = 1, 2, 3$)拟合如下形式^[12-13]:

$$\begin{cases} T \approx qS(C_{T,\Phi}(\alpha)\Phi + C_T(\alpha) + C_T^\eta \eta), \\ L \approx qS(C_L^\alpha \alpha + C_L^{\delta_e} \delta_e + C_L^0 + C_L^\eta \eta), \\ D \approx qS(C_D^{\alpha^2} \alpha^2 + C_D^\alpha \alpha + C_D^{\delta_e^2} \delta_e^2 + C_D^{\delta_e} \delta_e + C_D^0 + C_D^\eta \eta), \\ M \approx z_T T + qS\bar{c}(C_M^{\alpha^2} \alpha^2 + C_M^\alpha \alpha + C_M^{\delta_e} \delta_e + C_M^0 + C_M^\eta \eta), \\ N_i \approx qS(N_i^{\alpha^2} \alpha^2 + N_i^\alpha \alpha + N_i^{\delta_e} \delta_e + N_i^0 + N_i^\eta), \\ \quad i = 1, 2, 3, \\ C_j^\eta = [C_j^{\eta_1} \ 0 \ C_j^{\eta_2} \ 0 \ C_j^{\eta_3} \ 0], \quad j = T, M, L, D, \\ N_i^\eta = [N_i^{\eta_1} \ 0 \ N_i^{\eta_2} \ 0 \ N_i^{\eta_3} \ 0], \quad i = 1, 2, 3, \\ C_{T,\Phi}(\alpha) = C_T^{\Phi^3} \alpha^3 + C_T^{\Phi^2} \alpha^2 + C_T^{\Phi} \alpha + C_T^\Phi, \\ C_T(\alpha) = C_T^3 \alpha^3 + C_T^2 \alpha^2 + C_T^1 \alpha + C_T^0, \end{cases} \quad (2)$$

式中: $q = \rho V^2 / 2$ 为飞行器所受动压, ρ 为高度 h 处的空气密度; $\bar{c}$ 和 S 分别为飞行器平均气动弦长和参考面积.式(1)和式(2)中飞行器几何参数和气动参数见文献[12].

注1 和文献[7-10]采用的刚体模型相比,本文采用的弹性体模型更能准确地描述飞行器真实飞行状态^[12-13].文献[2, 11]采用的弹性体模型并没有考虑弹性状态对刚体状态的影响,本文所采用模型的气动力拟合公式中充分考虑了弹性状态的影响^[12-13],因此控制难度更大.

由式(1)和式(2)易知,飞行器刚体状态和弹性状态通过气动力 T , L , D 和 M 构成严重的耦合效应.如果弹性状态抑制效果不好,将会对刚体状态的控制产生较大影响.因此,控制系统的任务除了保证刚体状态稳定跟踪参考输入以外,还必须确保弹性状态是最终收敛的.由式(1)中的弹性状态方程和式(2)中的广义弹性力 N_i 拟合形式可知,只要保证 α 和 δ_e 足够平滑,便可有效抑制机体弹性振动.同时,考虑到弹性状态 η 是无法测量的,若取

$$\begin{cases} \Delta_V^\eta = \frac{qS[(C_T^\eta \cos \alpha - C_D^\eta) \eta - C_D^{\delta_e^2} \delta_e^2 - C_D^{\delta_e} \delta_e]}{m}, \\ \Delta_\gamma^\eta = \frac{qS[(C_L^\eta + C_T^\eta \sin \alpha) \eta + C_L^{\delta_e} \delta_e]}{mV}, \\ \Delta_\alpha^\eta = -\frac{qS[(C_L^\eta + C_T^\eta \sin \alpha) \eta + C_L^{\delta_e} \delta_e]}{mV}, \\ \Delta_Q^\eta = \frac{qS(z_T C_T^\eta + \bar{c} C_M^\eta) \eta}{I_{yy}}, \end{cases} \quad (3)$$

则模型(1)可以转化为如下严格反馈形式

$$\begin{cases} \dot{V} = g_V \Phi + f_V + \Delta_V^\eta, \\ \dot{h} \approx V \gamma, \\ \dot{\gamma} = g_\gamma \alpha + f_\gamma + \Delta_\gamma^\eta, \\ \dot{\alpha} = g_\alpha Q + f_\alpha + \Delta_\alpha^\eta, \\ \dot{Q} = g_Q \delta_e + f_Q + \Delta_Q^\eta. \end{cases} \quad (4)$$

这样, 模型(4)不仅适合反演控制器设计, 而且可以引入NDO对 Δ_V^η , Δ_γ^η , Δ_α^η 和 Δ_Q^η 进行精确、平滑估计, 从而解决了弹性状态 η 不可测量对控制器设计带来的难题.

再者, 考虑到飞行器机身弹性振动会导致攻角和升降舵偏角摄动, 进而引起 T , L , D 和 M 摄动; 考虑 T , L , D 和 M 的参数拟合误差分别为 ε_i ($i = T, L, D, M$), 则 V , α , γ , Q 子系统因机体弹性振动和参数拟合引入的误差可以表示为

$$\begin{cases} \Delta_V = \frac{\varepsilon_T(T+\Delta T) \cos(\alpha+\Delta\alpha)}{m} - \frac{\varepsilon_D(D+\Delta D)}{m}, \\ \Delta_\gamma = \frac{\varepsilon_T(T+\Delta T) \sin(\alpha+\Delta\alpha)}{mV} + \frac{\varepsilon_L(L+\Delta L)}{mV}, \\ \Delta_\alpha = -\Delta_\gamma, \\ \Delta_Q = \frac{z_T \varepsilon_T(T+\Delta T) + \varepsilon_M(M+\Delta M)}{I_{yy}}, \end{cases} \quad (5)$$

式中: Δ_α 为攻角摄动量, ΔT , ΔL , ΔD 和 ΔM 分别为 T , L , D 和 M 的摄动量.

注 2 考虑 T , L , D 和 M 的参数拟合误差为 ± 0.3 , 并将弹性振动引起的 T , L , D 和 M 摄动按最大值处理, 则可以大致计算出 Δ_V , Δ_γ , Δ_α 和 Δ_Q 的取值, 在仿真时便可以向被控对象中加入相应大小的时变干扰来模拟模型的不确定性.

3 控制器设计(Controller design)

3.1 速度控制器设计(Velocity controller design)

基于滑模设计思想, 定义滑模面 $S_V = V - V_{\text{ref}}$, 将式(4)中 V 子系统化为

$$\dot{S}_V = g_V \Phi + f_V + d_V - \dot{V}_{\text{ref}}, \quad (6)$$

式中 $d_V = \Delta_V + \Delta_V^\eta$. 将实际控制量 Φ 设计为

$$\begin{aligned} \Phi = g_V^{-1}(-k_{V,1}S_V - k_{V,2} \int_0^t S_V d\tau - f_V - \hat{d}_V - \\ \delta_V \arctan S_V + \dot{V}_{\text{ref}}), \end{aligned} \quad (7)$$

式中: $k_{V,1}$, $k_{V,2}$ 为待设计正数; $\delta_V > 0$, $\hat{d}_V$ 分别为不确定项 d_V 的上界和估计值; $\arctan(\cdot)$ 为滑模切换项.

注 3 $\arctan(\cdot)$ 为反正切形式滑模切换项, 该切换项具有类似饱和函数的特性, 且比饱和函数更加平滑, 可以保证滑模控制律的平滑、连续切换, 因而具有较好的抖振削弱效果.

3.2 高度控制器设计(Altitude controller design)

基于滑模和反演设计思想, 首先定义滑模面

$$\begin{cases} S_h = h - h_{\text{ref}}, S_\gamma = \gamma - \gamma_{\text{cmd}}, \\ S_\alpha = \alpha - \alpha_{\text{cmd}}, S_Q = Q - Q_{\text{cmd}}. \end{cases} \quad (8)$$

将式(4)中的 h , γ , α 和 Q 子系统化为如下形式:

$$\begin{cases} \dot{S}_h = V\gamma - \dot{h}_{\text{ref}}, \\ \dot{S}_\gamma = g_\gamma \alpha + f_\gamma + d_\gamma - \dot{\gamma}_{\text{cmd}}, \\ \dot{S}_\alpha = g_\alpha Q + f_\alpha + d_\alpha - \dot{\alpha}_{\text{cmd}}, \\ \dot{S}_Q = g_Q \delta_e + f_Q + d_Q - \dot{Q}_{\text{cmd}}, \end{cases} \quad (9)$$

式中: $d_\gamma = \Delta_\gamma + \Delta_\gamma^\eta = -d_\alpha$, $d_Q = \Delta_Q + \Delta_Q^\eta$. 将虚拟控制量 $\bar{\gamma}$, $\bar{\alpha}$ 和 $\bar{Q}$ 以及实际控制量 δ_e 分别设计为

$$\begin{cases} \bar{\gamma} = V^{-1}(-k_{h,1}S_h - k_{h,2} \int_0^t S_h d\tau + \dot{h}_{\text{ref}}), \\ \bar{\alpha} = g_\gamma^{-1}(-k_{\gamma,1}S_\gamma - k_{\gamma,2} \int_0^t S_\gamma d\tau - f_\gamma - \\ \quad \hat{d}_\gamma - \delta_\gamma \arctan S_\gamma + \dot{\gamma}_{\text{cmd}}), \\ \bar{Q} = g_\alpha^{-1}(-k_{\alpha,1}S_\alpha - k_{\alpha,2} \int_0^t S_\alpha d\tau - f_\alpha - \\ \quad \hat{d}_\alpha - \delta_\alpha \arctan S_\alpha + \dot{\alpha}_{\text{cmd}}), \\ \delta_e = g_Q^{-1}(-k_{Q,1}S_Q - k_{Q,2} \int_0^t S_Q d\tau - f_Q - \\ \quad \hat{d}_Q - \delta_Q \arctan S_Q + \dot{Q}_{\text{cmd}}), \end{cases} \quad (10)$$

式中: $k_{i,1}$, $k_{i,2}$ ($i = h, \gamma, \alpha, Q$)为待设计正数; $\delta_i > 0$, $\hat{d}_i$ ($i = \gamma, \alpha, Q$)分别为 d_i ($i = \gamma, \alpha, Q$)的上界和估计值.

为了简化虚拟控制量求导运算, 设计如下1阶低通滤波器:

$$\begin{cases} \dot{\gamma}_{\text{cmd}} = \frac{\bar{\gamma} - \gamma_{\text{cmd}}}{\tau_1}, \gamma_{\text{cmd}}(0) = \gamma_{\text{cmd}}(0), \\ \dot{\alpha}_{\text{cmd}} = \frac{\bar{\alpha} - \alpha_{\text{cmd}}}{\tau_2}, \alpha_{\text{cmd}}(0) = \alpha_{\text{cmd}}(0), \\ \dot{Q}_{\text{cmd}} = \frac{\bar{Q} - Q_{\text{cmd}}}{\tau_3}, Q_{\text{cmd}}(0) = Q_{\text{cmd}}(0), \end{cases} \quad (11)$$

式中: τ_1 , τ_2 , τ_3 为待设计常数; γ_{cmd} , α_{cmd} 和 Q_{cmd} 分别为 $\bar{\gamma}$, $\bar{\alpha}$ 和 $\bar{Q}$ 的估计值.

3.3 非线性干扰观测器设计(NDO design)

Levant^[15-17]提出的高阶滑模微分器具有诸如参数整定困难、微分器输出存在抖振等不足, 文献[18]通过引入Terminal吸引子函数有效避免了输出抖振, 从而提出了一种改进滑模微分器. 本文将基于改进滑模微分器设计一种新型NDO. 对于如下一般系统:

$$\dot{x} = f + gu + d, \quad (12)$$

式中: x 为状态量, u 为控制量, d 为系统不确定项, f , g 已知. 将NDO设计为如下形式:

$$\begin{cases} \dot{\hat{x}} = f + gu + \nu, \\ \nu = -\lambda_0 |\hat{x} - x|^{\frac{1}{2}} \text{sgn}(\hat{x} - x) + \dot{\hat{d}}, \\ \dot{\hat{d}} = -\lambda_1 |\hat{d} - \nu|^{\frac{q}{p}} \text{sgn}(\hat{d} - \nu), \end{cases} \quad (13)$$

式中: $\hat{x}$, $\hat{d}$ 分别为 x 和 d 的估计值; q, p 为Terminal吸引子设计参数.

定义误差 $e_1 = \hat{x} - x$, $e_2 = \hat{d} - d$, 将式(13)转化为如下误差系统:

$$\begin{cases} \dot{e}_1 = -\lambda_0 |e_1|^{\frac{1}{2}} \text{sgn} e_1 + e_2, \\ \dot{e}_2 = -\lambda_1 |e_2 - \dot{e}_1|^{\frac{q}{p}} \text{sgn}(e_2 - \dot{e}_1) - \dot{d}. \end{cases} \quad (14)$$

根据文献[18]中的定理1, 容易得到如下定理.

定理1 误差系统(14)是有限时间稳定的, 若 d 为快变干扰, 误差 e_1, e_2 将在有限时间收敛至包含原点的闭球内, 收敛过程振荡衰减, 选择合适的参数 λ_0, λ_1 , 可使闭球半径足够小; 若 d 为慢变干扰, 近似 $\dot{d} = 0$, 误差 e_1, e_2 将在有限时间收敛至原点.

注4 本文NDO的设计参数整定规则与文献[18]的改进滑模微分器相同. 由于改进滑模微分器具有较好的消抖效果, 因此, 本文的NDO可以实现对扰动的平滑无抖估计.

采用NDO(13)可以实现对模型不确定项 d_V, d_γ, d_α 和 d_Q 的有效估计.

$$\begin{cases} \dot{\hat{V}} = f_V + g_V \Phi + \nu_1, \\ \nu_1 = -\lambda_{V0} |\hat{V} - V|^{\frac{1}{2}} \text{sgn}(\hat{V} - V) + \dot{\hat{d}}_V, \\ \dot{\hat{d}}_V = -\lambda_{V1} |\hat{d}_V - \nu_1|^{\frac{q_V}{p_V}} \text{sgn}(\hat{d}_V - \nu_1), \end{cases} \quad (15)$$

$$\begin{cases} \dot{\hat{\gamma}} = f_\gamma + g_\gamma \alpha + \nu_2, \\ \nu_2 = -\lambda_{\gamma 0} |\hat{\gamma} - \gamma|^{\frac{1}{2}} \text{sgn}(\hat{\gamma} - \gamma) + \dot{\hat{d}}_\gamma, \\ \dot{\hat{d}}_\gamma = -\lambda_{\gamma 1} |\hat{d}_\gamma - \nu_2|^{\frac{q_\gamma}{p_\gamma}} \text{sgn}(\hat{d}_\gamma - \nu_2), \end{cases} \quad (16)$$

$$\begin{cases} \dot{\hat{\alpha}} = f_\alpha + g_\alpha Q + \nu_3, \\ \nu_3 = -\lambda_{\alpha 0} |\hat{\alpha} - \alpha|^{\frac{1}{2}} \text{sgn}(\hat{\alpha} - \alpha) + \dot{\hat{d}}_\alpha, \\ \dot{\hat{d}}_\alpha = -\lambda_{\alpha 1} |\hat{d}_\alpha - \nu_3|^{\frac{q_\alpha}{p_\alpha}} \text{sgn}(\hat{d}_\alpha - \nu_3), \end{cases} \quad (17)$$

$$\begin{cases} \dot{\hat{Q}} = f_Q + g_Q \delta_e + \nu_4, \\ \nu_4 = -\lambda_{Q0} |\hat{Q} - Q|^{\frac{1}{2}} \text{sgn}(\hat{Q} - Q) + \dot{\hat{d}}_Q, \\ \dot{\hat{d}}_Q = -\lambda_{Q1} |\hat{d}_Q - \nu_4|^{\frac{q_Q}{p_Q}} \text{sgn}(\hat{d}_Q - \nu_4), \end{cases} \quad (18)$$

式(15)–(18)中: $\hat{V}, \hat{\gamma}, \hat{\alpha}$ 和 $\hat{Q}$ 分别为 V, γ, α 和 Q 的估计值; $\lambda_{i0}, \lambda_{i1}$ ($i = V, \gamma, \alpha, Q$) 为待设计常数.

3.4 稳定性分析(Stability analysis)

定义低通滤波器估计误差

$$\begin{cases} y_1 = \gamma_{\text{cmd}} - \bar{\gamma}, \\ y_2 = \alpha_{\text{cmd}} - \bar{\alpha}, \\ y_3 = Q_{\text{cmd}} - \bar{Q}, \end{cases} \quad (19)$$

求导并结合式(11)得

$$\dot{y}_1 = -\frac{y_1}{\tau_1} - \dot{\bar{\gamma}}, \quad \dot{y}_2 = -\frac{y_2}{\tau_2} - \dot{\bar{\alpha}}, \quad \dot{y}_3 = -\frac{y_3}{\tau_3} - \dot{\bar{Q}}. \quad (20)$$

易知 $|\dot{\bar{\gamma}}|, |\dot{\bar{\alpha}}|$ 和 $|\dot{\bar{Q}}|$ 有界, 上界分别取为 B_1, B_2 和 B_3 .

定义不确定项估计误差

$$\begin{cases} \tilde{d}_V = \hat{d}_V - d_V, \quad \tilde{d}_\gamma = \hat{d}_\gamma - d_\gamma, \\ \tilde{d}_\alpha = \hat{d}_\alpha - d_\alpha, \quad \tilde{d}_Q = \hat{d}_Q - d_Q. \end{cases} \quad (21)$$

选取Lyapunov函数

$$W = W_V + W_h + W_\gamma + W_\alpha + W_Q, \quad (22)$$

式中:

$$\begin{aligned} W_V &= \frac{S_V^2}{2} + \frac{k_{V,2}}{2} \left(\int_0^t S_V d\tau \right)^2 + \frac{\tilde{d}_V^2}{2}, \\ W_h &= \frac{S_h^2}{2\bar{V}^2} + \frac{k_{h,2}}{2\bar{V}^2} \left(\int_0^t S_h d\tau \right)^2 + \frac{y_1^2}{2}, \\ W_\gamma &= \frac{S_\gamma^2}{2} + \frac{k_{\gamma,2}}{2} \left(\int_0^t S_\gamma d\tau \right)^2 + \frac{\tilde{d}_\gamma^2}{2} + \frac{y_2^2}{2}, \\ W_\alpha &= \frac{S_\alpha^2}{2} + \frac{k_{\alpha,2}}{2} \left(\int_0^t S_\alpha d\tau \right)^2 + \frac{\tilde{d}_\alpha^2}{2} + \frac{y_3^2}{2}, \\ W_Q &= \frac{S_Q^2}{2} + \frac{k_{Q,2}}{2} \left(\int_0^t S_Q d\tau \right)^2 + \frac{\tilde{d}_Q^2}{2}, \end{aligned}$$

其中 $\bar{V} \geq V$. 沿 W_i ($i = V, h, \gamma, \alpha, Q$) 求时间的1阶导数, 并结合式(6)–(10)和式(19)–(20)得

$$\begin{cases} \dot{W}_V \leq -k_{V,1} S_V^2 - \tilde{d}_V S_V + \tilde{d}_V \dot{\tilde{d}}_V, \\ \dot{W}_h \leq -\frac{k_{h,1} S_h^2}{\bar{V}^2} - \frac{y_1^2}{\tau_1} + B_1 y_1 + \frac{V S_\gamma S_h}{\bar{V}^2} + \frac{V y_1 S_h}{\bar{V}^2}, \\ \dot{W}_\gamma \leq -k_{\gamma,1} S_\gamma^2 - \frac{y_2^2}{\tau_2} + g_\gamma S_\alpha S_\gamma + g_\gamma y_2 S_\gamma + \\ \quad B_2 y_2 - \tilde{d}_\gamma S_\gamma + \tilde{d}_\gamma \dot{\tilde{d}}_\gamma, \\ \dot{W}_\alpha \leq -k_{\alpha,1} S_\alpha^2 - \frac{y_3^2}{\tau_3} + g_\alpha S_Q S_\alpha + g_\alpha y_3 S_\alpha + \\ \quad B_3 y_3 - \tilde{d}_\alpha S_\alpha + \tilde{d}_\alpha \dot{\tilde{d}}_\alpha, \\ \dot{W}_Q \leq -k_{Q,1} S_Q^2 - \tilde{d}_Q S_Q + \tilde{d}_Q \dot{\tilde{d}}_Q. \end{cases} \quad (23)$$

取 $\Gamma_i = -\tilde{d}_i S_i + \tilde{d}_i \dot{\tilde{d}}_i$ ($i = V, \gamma, \alpha, Q$), 则由定理1知 Γ_i 有界且收敛, 取 $|\Gamma_i|$ 的上界为 $\bar{\Gamma}_i$. 对于式(23)有

$$\begin{aligned} \frac{V S_\gamma S_h}{\bar{V}^2} &\leq \frac{S_h^2 + V^2 S_\gamma^2}{2\bar{V}^2}, \quad \frac{V y_1 S_h}{\bar{V}^2} \leq \frac{S_h^2 + V^2 y_1^2}{2\bar{V}^2}, \\ B_1 y_1 &\leq \frac{B_1^2 y_1^2 + 1}{2}, \quad g_\gamma S_\alpha S_\gamma \leq \frac{|g_\gamma|}{2} (S_\alpha^2 + S_\gamma^2), \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} g_\gamma y_2 S_\gamma &\leq \frac{|g_\gamma|}{2} (y_2^2 + S_\gamma^2), \quad B_2 y_2 \leq \frac{B_2^2 y_2^2 + 1}{2}, \\ g_\alpha S_Q S_\alpha &\leq \frac{|g_\alpha|}{2} (S_Q^2 + S_\alpha^2), \quad B_3 y_3 \leq \frac{B_3^2 y_3^2 + 1}{2}, \\ g_\alpha y_3 S_\alpha &\leq \frac{|g_\alpha|}{2} (y_3^2 + S_\alpha^2), \end{aligned}$$

则式(22)可化为

$$\begin{aligned} \dot{W} &\leq -k_{V,1} S_V^2 + \frac{S_h^2}{V^2} (-k_{h,1} + 1) + (-k_{\gamma,1} + |g_\gamma| + \\ &1) S_\gamma^2 + (-k_{\alpha,1} + |g_\alpha| + \frac{|g_\gamma|}{2}) S_\alpha^2 + (-k_{Q,1} + \\ &\frac{|g_\alpha|}{2}) S_Q^2 + (-\frac{1}{\tau_1} + \frac{B_1^2}{2} + 0.5) y_1^2 + \\ &(-\frac{1}{\tau_2} + \frac{B_2^2}{2} + \frac{|g_\gamma|}{2}) y_2^2 + (-\frac{1}{\tau_3} + \frac{B_3^2}{2} + \\ &\frac{|g_\alpha|}{2}) y_3^2 + 1.5 + \bar{\Gamma}_V + \bar{\Gamma}_\gamma + \bar{\Gamma}_\alpha + \bar{\Gamma}_Q, \quad (24) \end{aligned}$$

若取

$$\begin{aligned} k_{V,1} &\geq r, \quad k_{h,1} \geq 1 + r, \\ k_{\gamma,1} &\geq |g_\gamma| + 0.5 + r, \quad k_{\alpha,1} \geq |g_\alpha| + \frac{|g_\gamma|}{2} + r, \\ k_{Q,1} &\geq \frac{|g_\alpha|}{2} + r, \quad \frac{1}{\tau_1} \geq \frac{B_1^2}{2} + 0.5 + r, \\ \frac{1}{\tau_2} &\geq \frac{B_2^2}{2} + \frac{|g_\gamma|}{2} + r, \quad \frac{1}{\tau_3} \geq \frac{B_3^2}{2} + \frac{|g_\alpha|}{2} + r, \end{aligned}$$

则式(24)可以化为

$$\dot{W} \leq -2rW + 1.5 + \bar{\Gamma}_V + \bar{\Gamma}_\gamma + \bar{\Gamma}_\alpha + \bar{\Gamma}_Q, \quad (25)$$

取 $r \geq (1.5 + \bar{\Gamma}_V + \bar{\Gamma}_\gamma + \bar{\Gamma}_\alpha + \bar{\Gamma}_Q)/(2W)$, 则 $\dot{W}(t) \leq 0$, 解式(25)可得

$$\begin{cases} W(t) \leq \frac{\Gamma}{2r} + (W(0) - \frac{\Gamma}{2r}) e^{-2rt}, \\ \Gamma = 1.5 + \bar{\Gamma}_V + \bar{\Gamma}_\gamma + \bar{\Gamma}_\alpha + \bar{\Gamma}_Q. \end{cases} \quad (26)$$

显然 $W(t)$ 半全局一致有界, 又 $\dot{W} \leq 0$, 则滑模面 S_V , S_h 是渐近可达的。

4 仿真验证(Simulation validation)

为了验证控制策略的有效性, 对高超声速飞行器模型(1)进行闭环系统仿真. 初始速度取 $V = 2331.7$ m/s, 初始高度取 $h = 26212.8$ m. 考虑典型的巡航飞行, 仿真时保持飞行动压 $q = 90148$ Pa 不变, 使速度阶跃 $\Delta V = 351.6$ m/s, 高度阶跃 $\Delta h = 1828.8$ m. 考虑到速度和高度阶跃幅值较大, 为避免出现控制输入超限的问题, 高度参考输入由阻尼为 0.95, 自然频率为 0.03 rad/s 的 2 阶参考模型给出. 仿真采用定步长的 4 阶 Runge-Kuta 法数值求解, 步长选为 0.01 s. 控制器参数取为 $k_{V,1} = 1$, $k_{V,2} = 0.5$, $k_{h,1} = 1.5$, $k_{h,2} = 0.5$, $k_{\gamma,1} = 1$, $k_{\gamma,2} = 0.3$, $k_{\alpha,1} = 1.2$, $k_{\alpha,2} = 0.5$, $k_{Q,1} = 1.2$, $k_{Q,2} = 0.5$. 滤波器参数都取为 $\tau_1 = \tau_2 = \tau_3 = 0.1$. NDO 参数取为 $\lambda_{i0} = \lambda_{i1} = 100$, $q_i = 5$, p_i

$= 7$ ($i = V, \gamma, \alpha, Q$). 为了验证控制器的鲁棒性, 在 $t > 300$ s 时分别向系统(1)加入如下时变扰动 $\Delta_V = 0.61 \sin(0.01\pi t)$ m/s, $\Delta_Q = 1.72 \sin(0.01\pi t)$ ($^\circ$)/s.

注 5 根据式(5), 考虑到速度 V 一直处于较大的取值, 因此, 气动参数摄动对 Δ_γ 和 Δ_α 的影响很小, Δ_γ 和 Δ_α 取值较小, 仿真中取 $\Delta_\gamma = 0$, $\Delta_\alpha = 0$.

仿真结果如图 1–6 所示. 其中, 图 1–4 中的下标 “1” 和 “2” 分别表示加入 NDO 和没有 NDO.

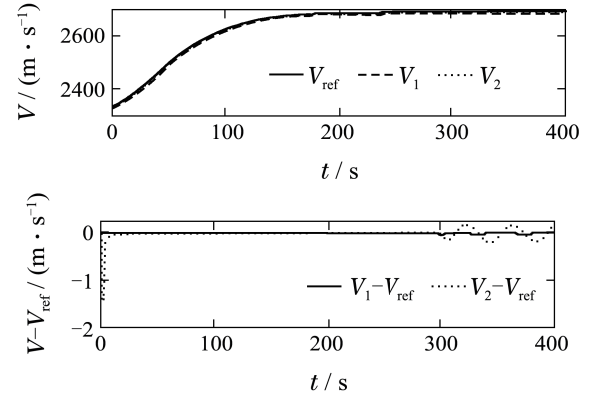


图 1 速度跟踪和跟踪误差

Fig. 1 Velocity tracking and tracking error

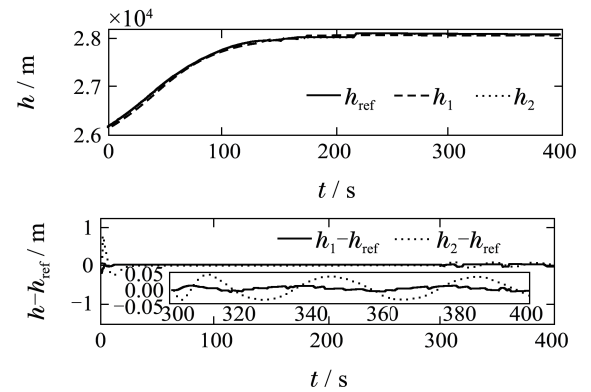
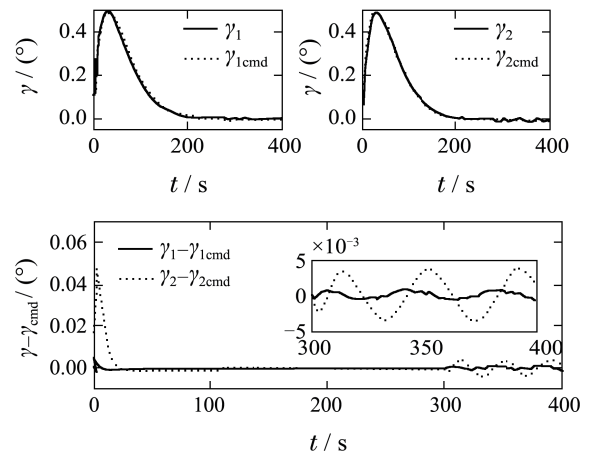


图 2 高度跟踪和跟踪误差

Fig. 2 Altitude tracking and tracking error



(a) 弹道角跟踪及跟踪误差

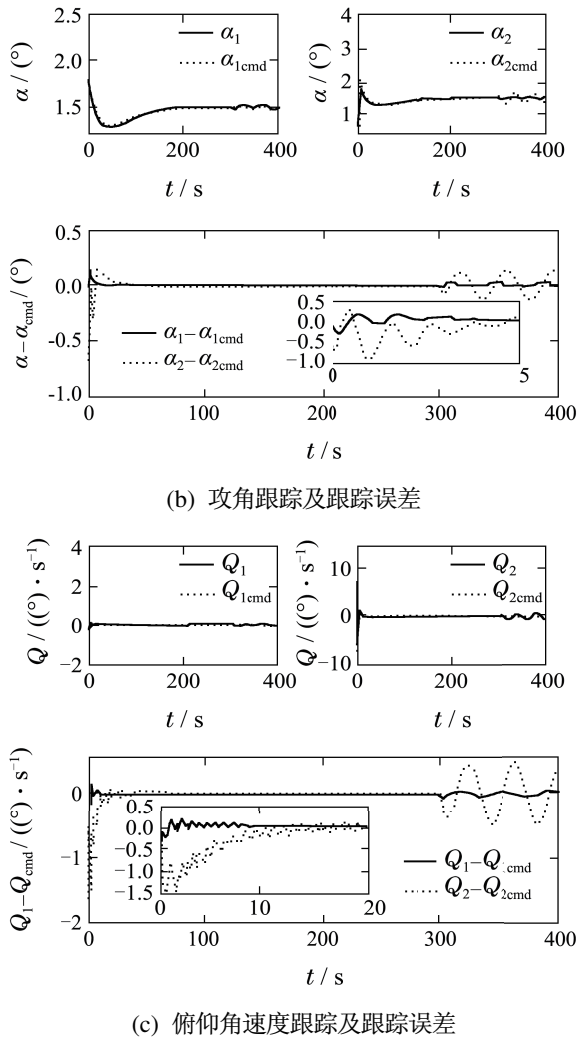


图3 弹道角、攻角和俯仰角速度响应

Fig. 3 The responses of flight-path angle, angle of attack and pitch rate

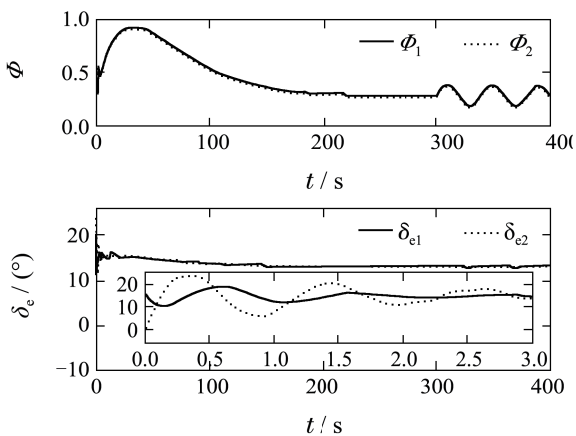
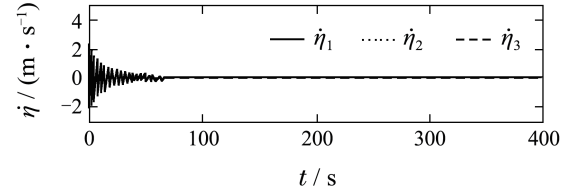
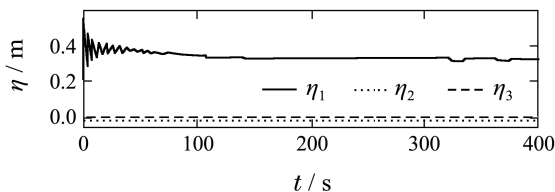
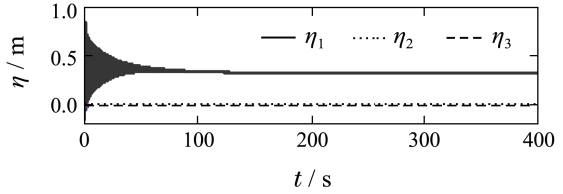


图4 控制输入

Fig. 4 The control inputs



(a) 加NDO时弹性状态响应



(b) 无NDO时弹性状态响应

图5 弹性状态响应

Fig. 5 The responses of flexible states

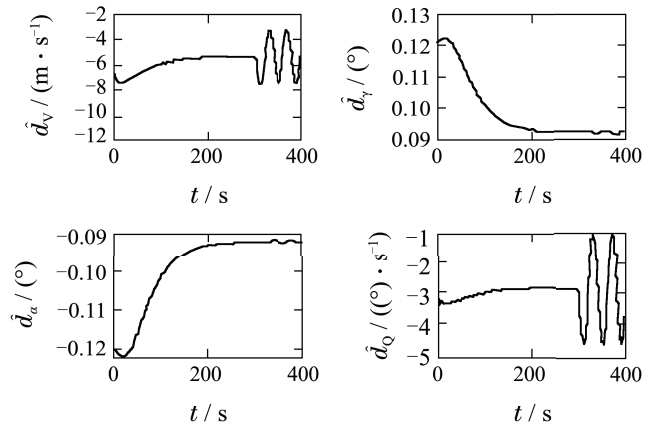


图6 NDO观测效果

Fig. 6 The estimate performance of NDO

仿真结果充分表明, 当没有NDO时, 所设计的滑模反演控制器仍具有较强的鲁棒性, 控制器能够克服模型不确定项的影响, 取得了较好的速度和高度跟踪效果, 高度和速度跟踪误差始终维持在很小的范围内. 所设计的反正切形式滑模切换项实现了控制输入的平滑连续切换, 弹性状态也得到了有效抑制, 能够较快趋于稳定. 但是, 当加入外部时变扰动后, 单纯滑模反演控制的控制效果变差, 速度和高度跟踪精度略有降低, 弹道角、攻角和俯仰角速度等姿态角的跟踪精度也有下降. 当加入NDO时, 由图6可知, NDO实现了对模型不确定项和外部扰动的平滑重构, 并在控制律中进行补偿, 因而取得了更好的控制效果. 由图1-3中 $t = 300 - 400$ s这段时间仿真结果可知, 加入

NDO后, 可以获得更高的速度、高度和姿态角跟踪精度。由图4–5可知, 加入NDO后, 也获得了更好地弹性状态抑制效果, 弹性状态振动幅值变小, 且能在更短的时间内趋于稳定。因此, 仿真结果充分证明了本文控制策略和NDO的可行性和有效性。

5 结论(Conclusion)

针对存在气动参数摄动的高超声速飞行器弹性体模型, 设计了一种滑模反演控制器。采用滑模策略设计控制律, 解决了单纯反演控制鲁棒性不强的问题。采用1阶低通滤波器简化反演控制中虚拟控制量求导运算。基于改进滑模微分器设计了一种新型NDO, 可以对模型不确定项进行平滑估计和补偿, 不仅解决了弹性状态无法测量的难题, 而且可以进一步提高控制精度。仿真结果表明, 控制器对飞行器的气动参数摄动和气动弹性影响具有较强的鲁棒性, 且能实现很好的速度和高度跟踪效果。

参考文献(References):

- [1] 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 System and Technologies Conference*. Reston, VA, USA: AIAA, 2008: 1 – 13.
- [2] HU X X, WU L G, HU C H, et al. Adaptive sliding mode tracking control for a flexible air-breathing hypersonic vehicle [J]. *Journal of the Franklin Institute*, 2012, 349(2): 559 – 577.
- [3] HU X X, GAO H J, KARIMI H R, et al. Fuzzy reliable tracking control for flexible air-breathing hypersonic vehicles [J]. *International Journal of Fuzzy Systems*, 2011, 13(4): 323 – 334.
- [4] LI H Y, SI Y L, WU L G, et al. Guaranteed cost control with poles assignment for a flexible air-breathing hypersonic vehicle [J]. *International Journal of Systems Science*, 2011, 42(5): 863 – 876.
- [5] GE D M, HUANG X L, GAO H L. Multi-loop gain-scheduling control of flexible air-breathing hypersonic vehicle [J]. *International Journal of Innovative Computing, Information and Control*, 2011, 7(10): 5865 – 5880.
- [6] 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 Lin, DUAN Zhisheng, YANG Jianying. Challenges of control science in near space hypersonic aircrafts [J]. *Control Theory & Applications*, 2011, 28(10): 1496 – 1505.)
- [7] 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, 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, 25(5): 805 – 810.)
- [8] GAO D X, WANG S X, ZHANG H J. A singularly perturbed system approach to adaptive neural back-stepping control design of hypersonic vehicles [J]. *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, 2014, 73(1/4): 249 – 259.
- [9] XU B, HUANG X Y, WANG D M, et al. Dynamic surface control of constrained hypersonic flight models with parameter estimation and actuator compensation [J]. *Asian Journal of Control*, 2014, 16(1): 162 – 174.
- [10] XU B, WANG S X, GAO D X, et al. Command filter based robust nonlinear control of hypersonic aircraft with magnitude constraints on states and actuators [J]. *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, 2014, 73(1/4): 233 – 247.
- [11] HU X, WU L, HU C, et al. Fuzzy guaranteed cost tracking control for a flexible air-breathing hypersonic vehicle [J]. *IET Control Theory and Applications*, 2012, 6(9): 1238 – 1249.
- [12] FIORENTINI L. *Nonlinear adaptive controller design for air-breathing hypersonic vehicles* [D]. Columbus: The Ohio State University, 2010.
- [13] FIORENTINI L, SERRANI A, BOLENDOR M A, et al. Nonlinear robust adaptive control of flexible air-breathing hypersonic vehicles [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2009, 32(2): 401 – 416.
- [14] 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.
- [15] ARIE L. High-order sliding modes, differentiation and output-feedback control [J]. *International Journal of Control*, 2003, 76(9/10): 924 – 941.
- [16] ARIE L. Principles of 2-sliding mode design [J]. *Automatica*, 2007, 43(4): 576 – 586.
- [17] ARIE L. Finite differences in homogeneous discontinuous control [J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2007, 52(7): 1208 – 1217.
- [18] 蒲明, 吴庆宪, 姜长生, 等. 高阶滑模微分器的分析与改进 [J]. *控制与决策*, 2011, 26(8): 1136 – 1140.
(PU Ming, WU Qingxian, JIANG Changsheng, et al. Analysis and improvement of higher-order sliding mode differentiator [J]. *Control and Decision*, 2011, 26(8): 1136 – 1140.)

作者简介:

卜祥伟 (1987–), 男, 博士研究生, 目前研究方向为高超声速飞行器建模与非线性控制, E-mail: buxiangwei1987@126.com;

吴晓燕 (1957–), 女, 教授, 博士生导师, 目前研究方向为建模与仿真VV&A、飞行器自动控制, E-mail: x_ywu@126.com;

陈永兴 (1987–), 男, 博士研究生, 目前研究方向为建模与仿真VV&A, E-mail: yongx_c@163.com;

白瑞阳 (1991–), 男, 硕士研究生, 目前研究方向为建模与仿真VV&A, E-mail: brynuaa@163.com.