

高超声速飞行器输入受限反演鲁棒控制

王鹏飞[†], 王洁, 罗畅, 谭诗利

(空军工程大学 防空反导学院, 西安 710051)

摘要: 针对执行机构受限条件下高超声速飞行器的控制问题, 提出一种鲁棒反演控制设计方法. 设计一种新的辅助系统对跟踪误差和控制律进行补偿, 保证执行器受限时跟踪误差的有界性. 为了避免传统反演方法中虚拟导数计算量膨胀问题, 引入滑模微分器对虚拟导数进行求解. 为了增强系统的鲁棒性, 基于改进反正切跟踪微分器 (MATD) 设计一种新型干扰观测器, 对系统的不确定项进行估计和补偿. 最后, 通过实例仿真验证了所提出控制器的有效性.

关键词: 高超声速飞行器; 反演控制; 输入受限; 干扰观测器

中图分类号: TP273

文献标志码: A

Robust back-stepping control of flexible air-breathing hypersonic vehicle subject to input constraints

WANG Peng-fei[†], WANG Jie, LUO Chang, TAN Shi-li

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

Abstract: The design of a robust back-stepping tracking control for a flexible air-breathing hypersonic vehicle with actuator constraints is discussed. A novel auxiliary system is developed to compensate both the tracking errors and desired control laws, which guarantee the boundedness of velocity and altitude tracking errors with the physical limitations on the actuators. The sliding mode differentiator is introduced to obtain the derivatives of virtual control laws, which avoids the explosion of the differentiation term in the traditional back-stepping control algorithm. The novel nonlinear disturbance observers based on modified arctangent-based tracking differentiator (MATD) are introduced to estimate and compensate the uncertainties of the model. Finally, simulation results show the effectiveness of the proposed controller.

Keywords: flexible air-breathing hypersonic vehicle; back-stepping control; input constraints; disturbance observers

0 引言

吸气式高超声速飞行器是指采用乘波体机身/超燃冲压发动机一体化构型的一类临近空间高超声速飞行器, 具有高超声速巡航与突防、空天往返等应用前景, 现已从原理和概念的探索转入技术开发演示与验证阶段^[1].

高超声速飞行器的一个关键技术是控制器的设计. 当前, 已经有多种控制理论被应用于控制器的设计, 如反馈线性化控制^[2]、滑模控制^[3]、反演控制^[4-6]等. 其中, 反演设计方法因具备较强的非线性处理能力而应用广泛. 文献[7]在考虑复合干扰情况下, 基于反演方法, 实现了对一类通用临近空间飞行器纵向模型的非线性控制, 提高了干扰估计的准确性. 但是, 由

于反演方法设计中存在连续递推的设计过程, 会导致虚拟控制量的导数计算膨胀问题, 常用的解决方法是通过动态面法对虚拟导数进行计算^[8].

执行机构受限导致的输入受限问题是当前研究的热点之一^[9-12]. 文献[11]引入防饱和控制方法来处理输入受限问题, 解决了当执行机构受限时速度与高度的稳定跟踪问题. 文献[12]设计一种辅助系统对误差信号进行补偿, 保证了在执行机构受限情况下的跟踪效果, 但是该算法只能保证闭环系统的稳定性, 而未能给出跟踪误差有界性的严格证明. 当前, 对输入受限问题的研究主要集中于控制量的幅值受限问题, 而对于控制量的速率和带宽约束问题的研究则较少.

本文针对高超声速飞行器输入受限条件下跟踪

收稿日期: 2015-11-16; 修回日期: 2016-01-27.

基金项目: 航空基金项目 (20120196006).

作者简介: 王鹏飞 (1988—), 男, 博士生, 从事非线性控制理论的研究; 王洁 (1963—), 女, 教授, 博士生导师, 从事智能控制、鲁棒控制、深度学习等研究.

[†]通讯作者. E-mail: wang5899229@126.com

误差的有界补偿问题,采用反演控制方法设计控制器.通过构造一种新型辅助系统对跟踪误差进行补偿,保证受限情况下轨迹的稳定跟踪,并在理论上对闭环系统及跟踪误差的有界性进行了严格证明,消除了以往补偿策略只能证明闭环系统有界的局限性.为解决虚拟导数计算量膨胀问题,引入一阶滑模微分器来估计虚拟控制量的导数,引入基于具有快速收敛性的改进反正切跟踪微分器(MATD)设计干扰观测器,并对模型的不确定项进行估计,提高控制系统的鲁棒性.最后,通过仿真实验验证了该控制策略的有效性.

1 动力学建模

1.1 纵向平面运动方程

定义飞行器刚体动力学系统状态量 $x = [V, h, \gamma, \alpha, Q]$. 其中: V 和 h 分别为飞行高度和速度, γ 和 α 分别为航迹角和迎角, Q 为俯仰角速度. 飞行器的动力学方程为^[13]

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

其中: m 为飞行器质量, I_{yy} 为飞行器转动惯量, μ 和 R_E 分别为地球引力常数和地球半径, T 为推力, D 为阻力, L 为升力, M 为气动俯仰力矩, η_i ($i = 1, 2, 3$) 为弹性状态量, ζ_i 和 ω_i 分别为第 i 阶弹性模态的阻尼系数和自然频率, N_i 为第 i 阶广义弹性力.

采用基于曲线拟合的思想,将推力、气动力和俯仰力矩表示成与飞行状态量及控制系统输入量相关的多项式形式^[14],即

$$\begin{aligned} T &\approx \bar{q} S C_T(\alpha, \Phi, \eta), \\ L &\approx \bar{q} S C_L(\alpha, \delta_e, \eta), \\ D &\approx \bar{q} S C_D(\alpha, \delta_e, \eta), \\ L &\approx z_T T + \bar{q} S \bar{c} C_M(\alpha, \delta_e, \eta), \\ N_i &\approx \bar{q} S [N_i^{\alpha^2} \alpha^2 + N_i^\alpha \alpha + N_i^{\delta_e} \delta_e + N_i^0 + N_i^\eta \eta]. \end{aligned} \quad (2)$$

其中

$$\begin{aligned} C_T(\alpha, \Phi, \eta) &= C_{T,\Phi} \Phi + C_{T,0} + C_T^\eta \eta; \\ C_{T,\Phi} &= C_T^{\Phi^3} \alpha^3 + C_T^{\Phi^2} \alpha^2 + C_T^{\Phi} \alpha + C_T^0; \\ C_{T,0} &= C_T^3 \alpha^3 + C_T^2 \alpha^2 + C_T^1 \alpha + C_T^0; \end{aligned}$$

$$C_D(\alpha, \delta_e, \eta) = C_D^{\alpha^2} \alpha^2 + C_D^\alpha \alpha + C_D^{\delta_e^2} \delta_e^2 + C_D^{\delta_e} \delta_e + C_D^0 + C_D^\eta \eta;$$

$$C_M(\alpha, \delta_e, \eta) =$$

$$C_M^{\alpha^2} \alpha^2 + C_M^\alpha \alpha + C_M^{\delta_e} \delta_e + C_M^0 + C_M^\eta \eta;$$

$$C_j^\eta = [C_j^{\eta_1}, 0, C_j^{\eta_2}, 0, C_j^{\eta_3}, 0], \quad j = T, L, D, M;$$

$$N_i^\eta = [N_i^{\eta_1}, 0, N_i^{\eta_2}, 0, N_i^{\eta_3}, 0], \quad i = 1, 2, 3.$$

这里: \bar{q} 为动压, ρ 为高度 h 处的空气密度, z_T 为推力相对于质心的力臂, S 和 \bar{c} 分别为参考面积和平均气动弦长. 文献[10]中采用的拟合模型未考虑弹性振动对控制的影响,相比之下,本文采用的拟合模型则充分考虑了弹性状态对刚体状态量的影响,增加了控制难度.

将机身的弹性振动视为扰动,弹性扰动可定义为

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

于是模型(1)可转化为如下严格反馈形式:

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

定义 $\varepsilon_i \in \{\varepsilon_T, \varepsilon_L, \varepsilon_D, \varepsilon_M\}$ 分别为 T, L, D 和 M 的拟合误差,则因拟合引入的误差分别为

$$\begin{cases} \Delta_V(\mathbf{x}, \boldsymbol{\eta}, \mathbf{u}) = (\varepsilon_T \cos \alpha - \varepsilon_D)/m, \\ \Delta_\gamma(\mathbf{x}, \boldsymbol{\eta}, \mathbf{u}) = (\varepsilon_L + \varepsilon_T \sin \alpha)/(mV), \\ \Delta_\alpha(\mathbf{x}, \boldsymbol{\eta}, \mathbf{u}) = -\Delta_\gamma(\mathbf{x}, \boldsymbol{\eta}, \mathbf{u}), \\ \Delta_Q(\mathbf{x}, \boldsymbol{\eta}, \mathbf{u}) = (z_T \varepsilon_T + \varepsilon_M)/I_{yy}. \end{cases} \quad (5)$$

令 $d_i = \Delta_i^\eta + \Delta_i$, 其中 $i = V, \gamma, \alpha, Q$, 则式(4)可以改写为

$$\begin{cases} \dot{V} = f_V + g_V \Phi + d_V, \\ \dot{h} \approx V \gamma, \\ \dot{\gamma} = f_\gamma + g_\gamma \alpha + d_\gamma, \\ \dot{\alpha} = f_\alpha + g_\alpha Q + d_\alpha, \\ \dot{Q} = f_Q + g_Q \delta_e + d_Q. \end{cases} \quad (6)$$

1.2 受限问题分析

由于物理结构的限制,高超声速飞行器执行机构的输出必然是受限的,在控制系统设计过程中必须考虑输入受限问题对系统稳定性的影响. 本文主要研究燃料当量比和舵偏角的受限问题. 对于燃料当量比而言,要保证超燃冲压发动机的稳定工作,就必然要求

其只能在一定范围内变化.若超出这一范围,则可能导致发动机熄火^[14].而舵偏角的幅值限制主要取决于控制舵面的可执行位移.燃料当量比和舵偏角受限的数学描述为

$$\Phi = \begin{cases} \Phi_{\max}, & \Phi_c \geq \Phi_{\max}; \\ \Phi_c, & \Phi_{\min} \leq \Phi_c \leq \Phi_{\max}; \\ \Phi_{\min}, & \Phi_c \leq \Phi_{\min}; \end{cases} \quad (7)$$

$$\delta_e = \begin{cases} \delta_{e\max}, & \delta_{ec} \geq \delta_{e\max}; \\ \delta_{ec}, & \delta_{e\min} \leq \delta_{ec} \leq \delta_{e\max}; \\ \delta_{e\min}, & \delta_{ec} \leq \delta_{e\min}. \end{cases} \quad (8)$$

其中: Φ_{\max} 和 Φ_{\min} 分别为燃料当量比的上限和下限, $\delta_{e\max}$ 和 $\delta_{e\min}$ 分别为舵偏角的上限和下限, Φ_c 和 δ_{ec} 为待设计的控制律.

2 控制器设计

2.1 速度控制器设计

定义速度的跟踪误差为

$$\tilde{V} = V - V_{\text{ref}}. \quad (9)$$

对式(9)求导可得

$$\dot{\tilde{V}} = f_V + g_V \Phi + d_V - \dot{V}_{\text{ref}}. \quad (10)$$

为了消除由于输入受限而导致待设计输入量与可执行输入量之间的偏差,引入一种新的辅助系统对速度的跟踪误差进行补偿,即

$$\dot{\chi}_V = -k_V \tanh \chi_V + g_V(\Phi - \Phi_c), \quad (11)$$

其中 $k_V > 0$ 为待设计的参数.

重新定义修正后的状态量跟踪误差为

$$Z_V = \tilde{V} - \chi_V. \quad (12)$$

对式(12)求导可得

$$\dot{Z}_V = f_V + d_V - \dot{V}_{\text{ref}} + k_V \tanh \chi_V + g_V \Phi_c. \quad (13)$$

设计实际控制律 Φ_c 为

$$\Phi_c = g_V^{-1} \left(-k_{V,1} Z_V - k_{V,2} \int_0^t Z_V d\tau - f_V + \dot{V}_{\text{ref}} - \hat{d}_V - k_V \tanh \chi_V \right). \quad (14)$$

其中: $k_{V,1} > 0$ 和 $k_{V,2} > 0$ 为待设计的参数, \hat{d}_V 为 d_V 的估计.

2.2 高度控制器设计

高度控制系统由 $h - \gamma$ 和 $\gamma - \alpha - Q$ 两个子系统决定.首先定义高度误差为

$$\tilde{h} = h - h_{\text{ref}}. \quad (15)$$

选取控制律为

$$\gamma_c = \arcsin \left(\left(-k_I \tilde{h} - k_I \int_0^t \tilde{h} d\tau + \dot{h}_{\text{ref}} \right) / V \right). \quad (16)$$

令 $k > 0, k_I > 0$ 以及 $\gamma \rightarrow \gamma_c$,则 \tilde{h} 能够指数收敛到零^[12].

下面对 $\gamma - \alpha - Q$ 子系统进行控制器设计.定义航迹角的跟踪误差为

$$\tilde{\gamma} = \gamma - \gamma_c, \quad (17)$$

对其求导可得

$$\dot{\tilde{\gamma}} = f_\gamma + g_\gamma \alpha + d_\gamma - \dot{\gamma}_c. \quad (18)$$

选取虚拟控制量 $\bar{\alpha}$ 为

$$\bar{\alpha} = g_\gamma^{-1} \left(-k_{\gamma,1} \tilde{\gamma} - k_{\gamma,2} \int_0^t \tilde{\gamma} d\tau - f_\gamma - \hat{d}_\gamma + \dot{\gamma}_c \right). \quad (19)$$

其中: $k_{\gamma,1}, k_{\gamma,2} > 0$ 为待设计系数, \hat{d}_γ 为 d_γ 的估计.

为避免虚拟导数计算膨胀问题,引入一阶滑模微分器^[15]对 $\bar{\alpha}$ 的一阶导数进行精确估计,有

$$\begin{cases} \dot{\alpha}_c = -\lambda_{11} |\alpha_c - \bar{\alpha}|^{1/2} \text{sgn}(\alpha_c - \bar{\alpha}) + v_1, \\ \dot{v}_1 = -\lambda_{12} \text{sgn}(v_1 - \dot{\alpha}_c), \end{cases} \quad (20)$$

其中 λ_{11} 和 λ_{12} 为待设计参数.

定义攻角的跟踪误差为

$$\tilde{\alpha} = \alpha - \alpha_c, \quad (21)$$

则有

$$\dot{\tilde{\alpha}} = f_\alpha + g_\alpha Q + d_\alpha - \dot{\alpha}_c. \quad (22)$$

设计虚拟控制量 \bar{Q} 为

$$\bar{Q} = g_\alpha^{-1} \left(-k_{\alpha,1} \tilde{\alpha} - k_{\alpha,2} \int_0^t \tilde{\alpha} d\tau - f_\alpha - \hat{d}_\alpha + \dot{\alpha}_c \right). \quad (23)$$

其中: $k_{\alpha,1}, k_{\alpha,2} > 0$ 为待设计系数, \hat{d}_α 为 d_α 的估计.

类似地, \bar{Q} 一阶导数的估计可表示为

$$\begin{cases} \dot{Q}_c = -\lambda_{21} |Q_c - \bar{Q}|^{1/2} \text{sgn}(Q_c - \bar{Q}) + v_2, \\ \dot{v}_2 = -\lambda_{22} \text{sgn}(v_2 - \dot{Q}_c), \end{cases} \quad (24)$$

其中 λ_{21} 和 λ_{22} 为待设计参数.

定义虚拟导数的估计误差

$$\begin{cases} e_\alpha = \alpha_c - \bar{\alpha}, \\ e_Q = Q_c - \bar{Q}. \end{cases} \quad (25)$$

由滑模观测器的性质^[15]可知,通过选择合适的设计参数,可以保证估计误差 e_α 和 e_Q 有界,定义常数 e_i^M 满足 $|e_i| \leq e_i^M (i = \alpha, Q)$.

定义俯仰角速度的跟踪误差为

$$\tilde{Q} = Q - Q_c, \quad (26)$$

则有

$$\dot{\tilde{Q}} = f_Q + g_Q \delta_e + d_Q - \dot{Q}_c. \quad (27)$$

同样,为了消除输入受限而产生的偏差,引入辅助系统对俯仰角速度的跟踪误差进行补偿,有

$$\dot{\chi}_h = -k_h \tanh \chi_h + g_Q(\delta_e - \delta_{ec}), \quad (28)$$

其中 $k_h > 0$ 为待设计的参数.

重新定义修正后的状态量跟踪误差为

$$Z_h = \tilde{Q} - \chi_h. \quad (29)$$

对式(29)求导可得

$$\dot{Z}_h = f_Q + d_Q - \dot{Q}_c + k_h \tanh \chi_h + g_Q \delta_{ec}. \quad (30)$$

设计实际控制律 δ_{ec} 为

$$\begin{aligned} \delta_{ec} = & g_Q^{-1} \left(-k_{Q,1} Z_h - k_{Q,2} \int_0^t Z_h d\tau - f_Q - \right. \\ & \left. g_\alpha \tilde{\alpha} + \dot{Q}_c - \hat{d}_Q - k_h \tanh \chi_h \right). \end{aligned} \quad (31)$$

其中: $k_{Q,1}, k_{Q,2} > 0$ 为待设计系数, \hat{d}_Q 为 d_Q 的估计.

2.3 干扰观测器设计

为了提高控制系统的鲁棒性以应对不确定性干扰,基于文献[16]中提出的MATD设计非线性干扰观测器,对模型中的不确定项进行精确估计.从文献[16]中的结果可以看出,相比于文献[17]中提出的增强型跟踪微分器和文献[18]中提出的反正切跟踪微分器,MATD具备跟踪精度高、响应速度快等特点,跟踪和微分曲线平滑,对噪声具有良好的抑制能力.因此,基于MATD设计的干扰观测器对扰动可以实现更好的平滑估计.MATD的一般形式为

$$\begin{cases} \dot{x}_1(t) = x_2(t), \\ \dot{x}_2(t) = -R^2 l_1 |x_m(t)|^b \arctan[x_m(t)] - \\ \quad R^2 l_2 |x_n(t)|^b \arctan[x_n(t)]. \end{cases} \quad (32)$$

其中

$$x_m(t) = x_1(t) - u(t), \quad x_n(t) = x_2(t)/R.$$

引理 1^[16] 对于如式(32)形式的系统,若 $R > 0, R$ 为设计参数, $l_1 > 0, l_2 > 0, 0 < b < 1$, 则对于任意常数 $T > 0$ 和输入函数 $u(t)$, 且 $u(t)$ 有界可积, 则式(32)的解 $x_1(t)$ 满足

$$\lim_{R \rightarrow \infty} \int_0^T |x_m(t)| dt = 0. \quad (33)$$

根据MATD,设计如下非线性干扰观测器:

$$\begin{cases} \dot{\hat{V}} = f_V + g_V \Phi + \hat{d}_V, \\ \dot{\hat{d}}_V = R_V^2 [-l_{V1} |\hat{V} - V|^{b_V} \arctan(\hat{V} - V) - \\ \quad l_{V2} |\hat{d}_V / R_V|^{b_V} \arctan(\hat{d}_V / R_V)]; \end{cases} \quad (34)$$

$$\begin{cases} \dot{\hat{\gamma}} = f_\gamma + g_\gamma \alpha + \hat{d}_\gamma, \\ \dot{\hat{d}}_\gamma = R_\gamma^2 [-l_{\gamma 1} |\hat{\gamma} - \gamma|^{b_\gamma} \arctan(\hat{\gamma} - \gamma) - \\ \quad l_{\gamma 2} |\hat{d}_\gamma / R_\gamma|^{b_\gamma} \arctan(\hat{d}_\gamma / R_\gamma)]; \end{cases} \quad (35)$$

$$\begin{cases} \dot{\hat{\alpha}} = f_\alpha + g_\alpha \alpha + \hat{d}_\alpha, \\ \dot{\hat{d}}_\alpha = R_\alpha^2 [-l_{\alpha 1} |\hat{\alpha} - \alpha|^{b_\alpha} \arctan(\hat{\alpha} - \alpha) - \\ \quad l_{\alpha 2} |\hat{d}_\alpha / R_\alpha|^{b_\alpha} \arctan(\hat{d}_\alpha / R_\alpha)]; \end{cases} \quad (36)$$

$$\begin{cases} \dot{\hat{Q}} = f_Q + g_Q \delta_e + \hat{d}_Q, \\ \dot{\hat{d}}_Q = R_Q^2 [-l_{Q1} |\hat{Q} - Q|^{b_Q} \arctan(\hat{Q} - Q) - \\ \quad l_{Q2} |\hat{d}_Q / R_Q|^{b_Q} \arctan(\hat{d}_Q / R_Q)]. \end{cases} \quad (37)$$

其中: $l_{i1} > 0, l_{i2} > 0, 0 < b_i < 1, R_i > 0 (i = V, \gamma, \alpha, Q)$ 均为待设计参数.

干扰观测器的设计参数整定规则与文献[16]中设计的微分器相同.通过上述干扰观测器,可以实现对模型中的不确定项 d_V, d_γ, d_α 和 d_Q 的精确估计.定义 d_V, d_γ, d_α 和 d_Q 的估计误差为

$$\begin{cases} \tilde{d}_V = \hat{d}_V - d_V, \quad \tilde{d}_\gamma = \hat{d}_\gamma - d_\gamma, \\ \tilde{d}_\alpha = \hat{d}_\alpha - d_\alpha, \quad \tilde{d}_Q = \hat{d}_Q - d_Q. \end{cases} \quad (38)$$

3 稳定性分析

选择Lyapunov函数为

$$W = W_V + W_\gamma + W_\alpha + W_Q. \quad (39)$$

其中

$$W_V = \frac{1}{2} Z_V^2 + \frac{1}{2} k_{V,2} \left[\int_0^t Z_V d\tau \right]^2 + \frac{1}{2} \tilde{d}_V^2,$$

$$W_\gamma = \frac{1}{2} \tilde{\gamma}^2 + \frac{1}{2} k_{\gamma,2} \left[\int_0^t \tilde{\gamma} d\tau \right]^2 + \frac{1}{2} \tilde{d}_\gamma^2,$$

$$W_\alpha = \frac{1}{2} \tilde{\alpha}^2 + \frac{1}{2} k_{\alpha,2} \left[\int_0^t \tilde{\alpha} d\tau \right]^2 + \frac{1}{2} \tilde{d}_\alpha^2,$$

$$W_Q = \frac{1}{2} Z_h^2 + \frac{1}{2} k_{Q,2} \left[\int_0^t Z_h d\tau \right]^2 + \frac{1}{2} \tilde{d}_Q^2.$$

综合式(13)、(14)及式(18)~(31),对式(39)求得

$$\begin{cases} \dot{W}_V = Z_V \dot{Z}_V + k_{V,2} Z_V \int_0^t Z_V d\tau = \\ \quad -k_{V,1} Z_V^2 - Z_V \tilde{d}_V + \tilde{d}_V \dot{\tilde{d}}_V, \\ \dot{W}_\gamma = \tilde{\gamma} \dot{\tilde{\gamma}} + k_{\gamma,2} \tilde{\gamma} \int_0^t \tilde{\gamma} d\tau = \\ \quad -k_{\gamma,1} \tilde{\gamma}^2 + g_\gamma \tilde{\gamma} \tilde{\alpha} + g_\gamma \tilde{\gamma} e_\alpha - \tilde{\gamma} \tilde{d}_\gamma + \tilde{d}_\gamma \dot{\tilde{d}}_\gamma, \\ \dot{W}_\alpha = \tilde{\alpha} \dot{\tilde{\alpha}} + k_{\alpha,2} \tilde{\alpha} \int_0^t \tilde{\alpha} d\tau = \\ \quad -k_{\alpha,1} \tilde{\alpha}^2 + g_\alpha \tilde{\alpha} \tilde{Q} + g_\alpha \tilde{\alpha} e_Q - \tilde{\alpha} \tilde{d}_\alpha + \tilde{d}_\alpha \dot{\tilde{d}}_\alpha, \\ \dot{W}_Q = Z_h \dot{Z}_h + k_{Q,2} Z_h \int_0^t Z_h d\tau = \\ \quad -k_{Q,1} Z_h^2 - g_\alpha \tilde{\alpha} Z_h - Z_h d_Q + \tilde{d}_Q \dot{\tilde{d}}_Q. \end{cases} \quad (40)$$

由于

$$\begin{aligned} -Z_V \tilde{d}_V &\leq \frac{1}{2} Z_V^2 + \frac{1}{2} \tilde{d}_V^2, \quad g_\gamma \tilde{\gamma} \tilde{\alpha} \leq \frac{1}{2} |g_\gamma| (\tilde{\gamma}^2 + \tilde{\alpha}^2), \\ g_\gamma \tilde{\gamma} e_\alpha &\leq \frac{1}{2} |g_\gamma| [\tilde{\gamma}^2 + (e_\alpha^M)^2], \quad -\tilde{\gamma} \tilde{d}_\gamma \leq \frac{1}{2} \tilde{\gamma}^2 + \frac{1}{2} \tilde{d}_\gamma^2, \end{aligned}$$

$$g_\alpha \tilde{\alpha} \tilde{Q} - g_\alpha \tilde{\alpha} Z_h = g_\alpha \tilde{\alpha} \chi_h \leq \frac{1}{2} |g_\alpha| \chi_h^2 \tilde{\alpha}^2 + \frac{1}{2} |g_\alpha|, \quad (k_h |\tanh \chi_h| - \delta_e^M) |\chi_h|. \quad (44)$$

$$g_\alpha \tilde{\alpha} e_Q \leq \frac{1}{2} |g_\alpha| [\tilde{\alpha}^2 + (e_Q^M)^2], \quad -\tilde{\alpha} \tilde{d}_\alpha \leq \frac{1}{2} \tilde{\alpha}^2 + \frac{1}{2} \tilde{d}_\alpha^2,$$

$$-Z_h \tilde{d}_Q \leq \frac{1}{2} Z_h^2 + \frac{1}{2} \tilde{d}_Q^2,$$

式(39)可改写为

$$\begin{aligned} \dot{W} \leq & -\left(k_{V,1} - \frac{1}{2}\right) Z_V^2 - \left(k_{\gamma,1} - |g_\gamma| - \frac{1}{2}\right) \tilde{\gamma}^2 - \\ & \left(k_{Q,1} - \frac{1}{2}\right) Z_h^2 - (k_{\alpha,1} - C) \tilde{\alpha}^2 + \Sigma. \end{aligned} \quad (41)$$

其中

$$C = \frac{1}{2} |g_\gamma| + \frac{1}{2} |g_\alpha| + \frac{1}{2} |g_\alpha| \chi_h^2 + \frac{1}{2},$$

$$\Sigma = \frac{1}{2} \tilde{d}_V^2 + \frac{1}{2} \tilde{d}_\gamma^2 + \frac{1}{2} \tilde{d}_\alpha^2 + \frac{1}{2} \tilde{d}_Q^2 + \tilde{d}_V \dot{d}_V +$$

$$\tilde{d}_\gamma \dot{d}_\gamma + \tilde{d}_\alpha \dot{d}_\alpha + \tilde{d}_Q \dot{d}_Q +$$

$$\frac{1}{2} |g_\gamma| (e_\alpha^M)^2 + \frac{1}{2} |g_\alpha| [(e_Q^M)^2 + 1].$$

由引理1可知, \tilde{d}_x 和 $\tilde{d}_x \dot{d}_x$, $x = (V, \gamma, \alpha, Q)$ 均是有界的, 因此 Σ 有界. 定义下列紧集:

$$\Omega_{Z_V} = \left\{ Z_V \mid |Z_V| \leq \sqrt{\Sigma / \left(k_{V,1} - \frac{1}{2}\right)} \right\},$$

$$\Omega_{\tilde{\gamma}} = \left\{ \tilde{\gamma} \mid |\tilde{\gamma}| \leq \sqrt{\Sigma / \left(k_{\gamma,1} - |g_\gamma| - \frac{1}{2}\right)} \right\},$$

$$\Omega_{\tilde{\alpha}} = \left\{ \tilde{\alpha} \mid |\tilde{\alpha}| \leq \sqrt{\Sigma / (k_{\alpha,1} - C)} \right\},$$

$$\Omega_{Z_h} = \left\{ Z_h \mid |Z_h| \leq \sqrt{\Sigma / \left(k_{Q,1} - \frac{1}{2}\right)} \right\}.$$

假设 χ_h 有界, 令

$$k_{V,1} \geq \frac{1}{2}, \quad k_{\gamma,1} \geq |g_\gamma| + \frac{1}{2}, \quad k_{Q,1} \geq \frac{1}{2}, \quad k_{\alpha,1} \geq C.$$

如果所有的跟踪误差 x 在紧集 Ω_x 之外, 其中 $x = (Z_V, \tilde{\gamma}, \tilde{\alpha}, Z_h)$, 则 $\dot{W} < 0$. 此时, 所有的误差信号均是有界的.

为证明引入的辅助系统 χ_V 和 χ_h 是有界的, 定义辅助系统的 Lyapunov 函数

$$W_\chi = \frac{1}{2} \chi_V^2 + \frac{1}{2} \chi_h^2. \quad (42)$$

分别令 $|\Phi - \Phi_c| \leq \Phi^M$, $|\delta_e - \delta_{ec}| \leq \delta_e^M$, 其中 Φ^M 和 δ_e^M 均为正常数.

结合式(11)和(28), 对式(42)求导可得

$$\begin{aligned} \dot{W}_\chi = & -k_V \chi_V \tanh \chi_V - k_h \chi_h \tanh \chi_h + \\ & \chi_h (\delta_e - \delta_{ec}) + \chi_V (\Phi - \Phi_c). \end{aligned} \quad (43)$$

进一步地, 有

$$\dot{W}_\chi \leq -(k_V |\tanh \chi_V| - \Phi^M) |\chi_V| -$$

令

$$k_V \geq |\tanh \chi_V| k_V \geq \Phi^M, \quad k_h \geq |\tanh \chi_h| k_h \geq \delta_e^M,$$

则有 $\dot{W}_\chi \leq 0$, 由此可知 χ_V 和 χ_h 有界; 由 $Z_V = \tilde{V} - \chi_V$, $Z_h = \tilde{Q} - \chi_h$ 可知 \tilde{V} 和 \tilde{Q} 也是有界的.

若采用文献[12]中的受限补偿策略, 其辅助系统的形式为

$$\begin{cases} \dot{\chi}_V = -k_V \chi_V + (\Phi - \Phi_c), \\ \dot{\chi}_h = -k_h \chi_h + (\delta_e - \delta_{ec}), \end{cases} \quad (45)$$

当受限严重时, 即 $\chi_V \rightarrow \infty$, $\chi_h \rightarrow \infty$, 则 $Z_V = \tilde{V} - \chi_V \rightarrow \infty$, $Z_h = \tilde{Q} - \chi_h \rightarrow \infty$. 因此, 采用这样的形式设计辅助系统, 无法保证跟踪误差的有界性^[12].

4 仿真结果

针对吸气式高超声速飞行器纵向动力学模型进行闭环系统仿真, 模型中标称气动力和气动力矩系数见文献[14]. 标称的弹性模态阻尼 $\zeta_i = 0.02$, $i = 1, 2, 3$, 自然振动频率 $\omega_1 = 20.2 \text{ rad/s}$, $\omega_2 = 48.42 \text{ rad/s}$, $\omega_3 = 95.6 \text{ rad/s}$.

飞行器在 $V = 2346.96 \text{ m/s}$, $h = 25908 \text{ m}$ 的初始巡航条件下, 保持动压不变, 跟踪速度指令幅值为 $\Delta V_c = 457.2 \text{ m/s}$, 高度指令幅值为 $\Delta h_c = 1219.2 \text{ m}$ 的阶跃信号. 速度和高度的参考指令均由二阶参考模型给出, 二阶参考模型的阻尼为 0.95, 自然频率为 0.03 rad/s . 控制器参数取: $k_{V,1} = 1.8$, $k_{V,2} = 0.5$, $k = 2$, $k_I = 0.8$, $k_{\gamma,1} = 0.3$, $k_{\gamma,2} = 0.2$, $k_{\alpha,1} = 0.9$, $k_{\alpha,2} = 0.2$, $k_{Q,1} = 0.6$, $k_{Q,2} = 0.1$; 辅助系统的参数为 $k_V = 2.5$, $k_h = 0.2$; 滑模微分器的参数取 $\lambda_{11} = \lambda_{21} = 0.0949$, $\lambda_{12} = \lambda_{22} = 0.0015$; 干扰观测器的参数为 $R_i = 5$, $l_{i1} = 4$, $l_{i2} = 2$, $b_i = 0.9$, 其中 $i = V, \gamma, \alpha, Q$; 控制输入 $\Phi \in [0.1, 1.0]$, $\delta_e \in [-20, 20]$. 为了验证系统的鲁棒性, 在 $150 \text{ s} < t < 250 \text{ s}$ 时分别向模型(1)中加入下列扰动:

$$\Delta V = 0.5 \sin(0.01\pi t) \text{ m/s},$$

$$\Delta Q = 2.5 \sin(0.01\pi t)^\circ/\text{s}.$$

仿真结果如图1~图5所示. 其中: 图1为未采取输入受限补偿策略的控制输入曲线; 图2~图5为采用受限补偿策略的响应曲线, 其下标“1”和“2”分别代表加入干扰观测器和未加入干扰观测器. 从图1中可以看出, 未采取受限策略时, 控制量出现了持续的饱和进而导致控制任务失败. 由图2和图3可以看出, 所设计的受限补偿策略成功地消除了受限对控制量带来的影响. 从有无干扰观测器的对比可以看出:

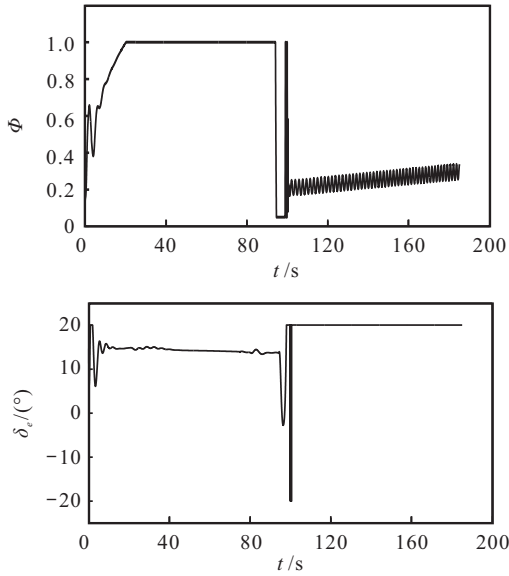


图1 控制输入曲线

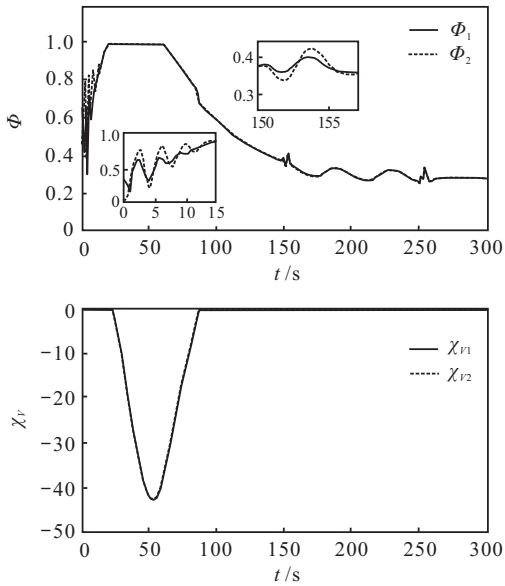


图2 燃料当量比变化曲线

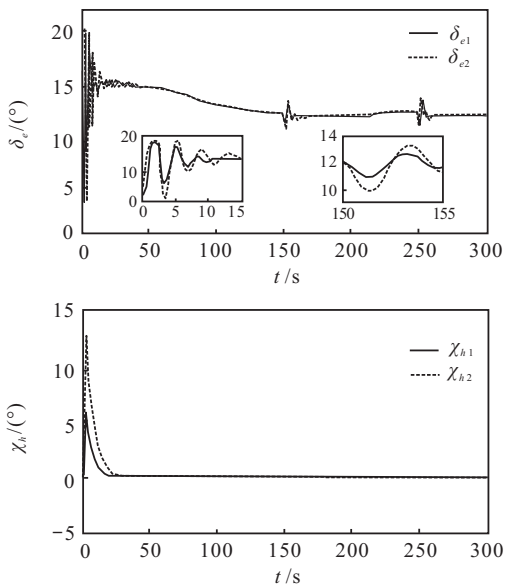


图3 升降舵偏角变化曲线

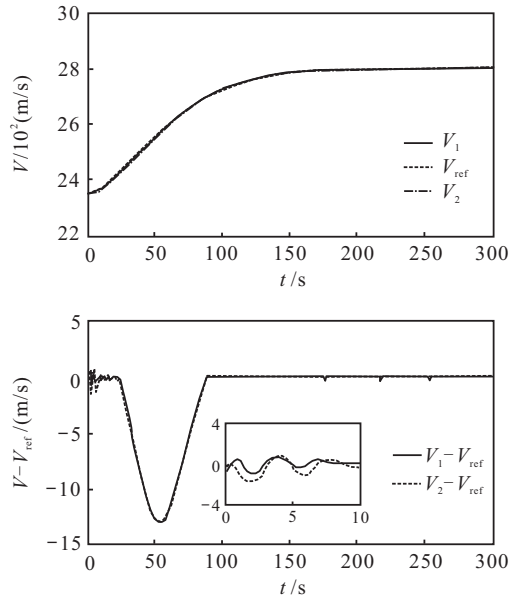


图4 速度跟踪曲线及跟踪误差曲线

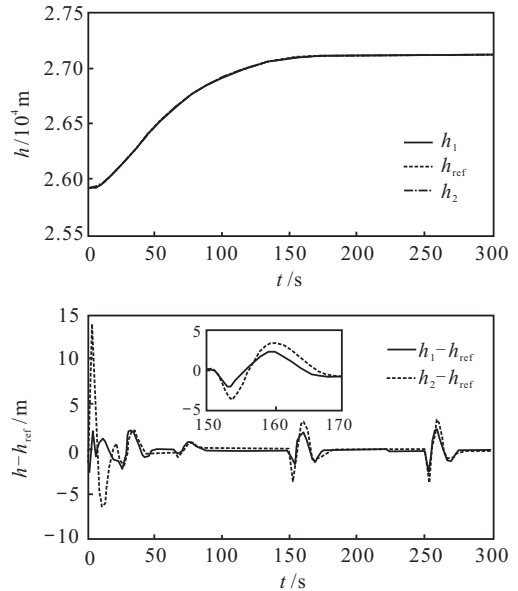


图5 高度跟踪曲线及跟踪误差曲线

当加入干扰观测器时,系统的响应速度变快,改善了仿真初期控制抖振的现象;当遇到外界扰动时,控制输入的抖振幅度也有所减小,这是因为加入的干扰观测器可以对模型中的外部扰动精确估计并及时补偿,从而增强了控制系统的鲁棒性.由图4和图5可知:在仿真初期,控制输入的饱和导致跟踪误差出现了偏差;但当受限消除后,跟踪误差能够迅速收敛至零.同时,从对比曲线可以看出,加入干扰观测器后,速度和高度均获得了更好的跟踪效果.

5 结论

针对高超声速飞行器输入受限情况下的飞行控制问题,本文采用反演设计方法分别对飞行器的速度和高度子系统设计了控制器.通过引入滑模微分器对虚拟控制量求导,简化了控制系统的设计.同时,设计

了一种新型辅助系统对跟踪误差进行补偿,保证控制器在输入受限情况下的稳定跟踪,并对闭环系统及跟踪误差的有界性进行了严格的证明,消除了以往补偿策略只能证明闭环系统有界的局限性.通过引入基于MATD的干扰观测器对模型的不确定项进行估计,解决了弹性模态难以测量的问题,提高了控制系统的鲁棒性.仿真结果表明,所设计的控制策略在执行机构受限的情况下,仍然能够保证较好的速度和高度的跟踪效果.

参考文献(References)

- [1] Bu X W, Wu X Y, Zhang R, et al. Tracking differentiator design for the robust backstepping control of a flexible air-breathing hypersonic vehicle[J]. J of Franklin Institute, 2015, 352(4): 1739-1765.
- [2] Plestan F, Shtessel Y, Bregeault V. New methodologies for adaptive sliding mode control[J]. Int J of Control, 2010, 83(9): 1907-1919.
- [3] Hu X X, Wu L G, Hu C H, et al. Sliding mode tracking control for a flexible air-breathing hypersonic vehicle[J]. J of Franklin Institute, 2012, 349(2): 559-577.
- [4] Zong Q, Wang F, Su R, et al. Robust adaptive backstepping tracking control for a flexible air-breathing hypersonic vehicle subject to input constraint[J]. J of Aerospace Engineering, 2015, 229(1): 10-25.
- [5] Gao D, Wang S, Zhang H. A singularly perturbed system approach to adaptive neural back-stepping control design of hypersonic vehicles[J]. J of Intelligent & Robotic Systems, 2014, 73(1): 249-259.
- [6] Xu B, Wang S, Gao D, et al. Command filter based robust nonlinear control of hypersonic aircraft with magnitude constraints on states and actuators[J]. J of Intelligent & Robotic Systems, 2014, 73(1): 233-247.
- [7] Wang H, Wang D, Peng Z. Neural network based adaptive dynamic surface control for cooperative path following of marine surface vehicles via state and output feedback[J]. Neurocomputing, 2014, 133(8): 170-178.
- [8] Chen M, Ge S S, Voon E, et al. Robust adaptive neural network control for a class of uncertain MIMO nonlinear systems with input nonlinearities[J]. IEEE Trans on Neural Networks, 2010, 21(5): 796-812.
- [9] Wang H Q, Chen B, Liu X P, et al. Robust adaptive fuzzy tracking control for pure-feedback stochastic nonlinear systems with input constraints[J]. IEEE Trans on Cybernetics, 2013, 43(6): 2093-2104.
- [10] Li Y M, Tong S C, Li T S. Adaptive fuzzy output-feedback control for output constrained nonlinear systems in the presence of input saturation[J]. Fuzzy Sets & Systems, 2014, 248(1): 138-155.
- [11] Kevin P Groves, Andrea Serrani, Stephen Yurkovich Michael A Bolender, et al. Anti-windup control for an air-breathing hypersonic vehicle model[C]. Proc of Guidance, Navigation, and Control Conf. Chicago: AIAA, 2006: 6557-6571.
- [12] Xu B, Huang X, Wang D, et al. Dynamic surface control of constrained hypersonic flight models with parameter estimation and actuator compensation[J]. Asian J of Control, 2014, 16(1): 162-174.
- [13] Bolender M A, Doman D B. Nonlinear longitudinal dynamical model of an air-breathing hypersonic vehicle[J]. J of Spacecraft and Rockets, 2007, 44(2): 374-387.
- [14] Fiorentini L. Nonlinear adaptive controller design for air-breathing hypersonic vehicles[D]. Columbus: Graduate School of the Ohio State University, 2010.
- [15] Levant A. Higher order sliding mode, differentiation and output feedback control[J]. Int J of Control, 2003, 76(9): 924-941.
- [16] 卜祥伟, 吴晓燕, 马震, 等. 改进的反正切跟踪微分器设计[J]. 上海交通大学学报, 2015, 49(2): 164-168. (Bu X W, Wu X Y, Ma Z, et al. Design of a modified arctangent-based tracking differentiator[J]. J of Shanghai Jiaotong University, 2015, 49(2): 164-168.)
- [17] Hua H D, Ma N, Ma J, et al. Design of rail pressure tracking controller for novel fuel injection system[J]. J of Shanghai Jiaotong University: Science, 2013, 18(3): 264-270.
- [18] 董小萌, 张平. 反正切形式跟踪微分器设计及相平面分析[J]. 控制理论与应用, 2010, 27(4): 533-537. (Dong X M, Zhang P. Design and phase plane analysis of an arctangent-based tracking differentiator[J]. Control Theory & Applications, 2010, 27(4): 533-537.)

(责任编辑: 李君玲)