

DOI:10.11918/j.issn.0367-6234.201610118

非匹配不确定的弹性高超声速飞行器终端滑模控制

宗 群,张秀云,邵士凯,叶林奇,董 琦

(天津大学 电气自动化与信息工程学院,天津 300072)

摘 要:为解决带有非匹配不确定的弹性高超声速飞行器(FHV)鲁棒跟踪控制问题,设计一种基于有限时间干扰观测器的非奇异终端滑模控制器.首先,通过将弹性模态的影响视为不确定,与系统参数不确定一起处理为综合不确定,将带有弹性的高超声速飞行器模型简化为便于控制器设计的面向控制模型;其次,设计有限时间干扰观测器估计模型的综合不确定;进而,基于干扰观测器,设计一种新型的非奇异终端滑模面,将高阶不匹配问题转化成一阶匹配问题,进行控制器的设计;最后通过Lyapunov理论证明了闭环系统的稳定性.仿真结果表明:所设计的控制器可以有效抑制非匹配不确定及弹性的影响,实现了飞行器速度与高度的稳定跟踪控制.

关键词:控制;高超声速飞行器;非匹配不确定;有限时间干扰观测器;非奇异终端滑模

中图分类号: TP273 **文献标志码:** A **文章编号:** 0367-6234(2017)08-0158-07

Terminal sliding mode control for flexible hypersonic vehicle with mismatched uncertainties

ZONG Qun, ZHANG Xiuyun, SHAO Shikai, YE Linqi, DONG Qi

(School of Electrical and Information Engineering, Tianjin University, Tianjin 300072, China)

Abstract: A finite-time disturbance observer-based nonsingular terminal sliding mode control strategy is proposed for flexible hypersonic vehicle (FHV) with mismatched uncertainties. First of all, by considering the effects of flexible modes as uncertainties, the control-oriented model, which is convenient for controller design, is obtained by simplification of the FHV model. Then, the lumped uncertainties are estimated by finite-time disturbance observer. Afterwards, a novel nonsingular terminal sliding surface containing the disturbance estimations is designed, which can transform the high-order mismatched uncertainties into first-order matched uncertainties. Then the controller is developed. The stability of the closed-loop system is guaranteed by Lyapunov theory. Simulation results show that the proposed controller is effective in suppressing the mismatched uncertainties and has achieved stable tracking of velocity and altitude.

Keywords: control; hypersonic vehicle; mismatched uncertainties; finite-time disturbance observer; nonsingular terminal sliding mode

高超声速飞行器一般指飞行马赫数大于5的飞行器,在军事和民用上具有巨大的应用价值.近年来,世界各国都把探索与发展高超声速技术作为航空航天领域的一个重要目标,掀起了研究和发​​展高超声速飞行器的热潮.高超声速飞行器所具有的高速度、强非线性、强耦合性、强不确定(随机干扰引起的不确定及弹性形变引起的不确定等)等一系列特性,都给控制上带来了极大的挑战.

高超声速飞行器弹性问题的存在,导致弹性状态与刚体状态之间产生强烈的耦合,给飞行器的控制带来了极大的困难.因此,如何解决弹性影响下的高超声速飞行器控制是控制的难点问题.另外,模型

不确定问题也是飞行器控制中的一大难点,不确定分为匹配不确定与非匹配不确定.所谓匹配不确定是指不确定出现在输入通道中,反之则为非匹配不确定.解决非匹配不确定问题最常用的方法为反步控制^[1],然而单纯的反步控制会导致所谓的“计算爆炸”问题.除反步控制外,滑模方法对模型不确定及外部干扰具有强鲁棒性,得到广泛应用.但传统滑模控制方法只能解决匹配不确定问题,因此,一方面,通过将滑模方法与反步控制方法结合使用^[2-3],使得两者的优势相互结合,达到更好的控制效果.另一方面,随着 Levant 等人^[4]提出干扰观测器的概念,作为对非线性系统中的外界干扰和不确定估计的有效手段,成为了研究的热点^[5-7].除传统滑模外,高阶滑模控制也得到广泛的应用^[8-9].文献[10]利用反馈线性化后的高超声速飞行器模型,设计观测器实现对系统未知状态的估计,并设计滑模控制器

收稿日期: 2016-10-29
基金项目: 国家自然科学基金(61673294, 61273092)
作者简介: 宗 群(1961—),男,教授,博士生导师
通信作者: 邵士凯, kdssk@126.com

保证整个闭环系统的稳定性.如何单独利用滑模方法,基于非线性控制系统设计控制器,解决非匹配不确定问题是一个研究难点.文献[11]针对一般的带有非匹配干扰的系统,设计了基于有限时间干扰观测器的连续非奇异终端滑模面,解决了非匹配干扰问题,并应用于永磁同步电机的控制上.

本文受到文献[11]的启发,通过设计一种新型终端滑模面,将高超声速飞行器高阶非匹配问题转化为一阶匹配问题,简单有效地处理飞行器的非匹配不确定问题.

1 模型描述

本文考虑的吸气式高超声速飞行器纵向动力学模型来源于文献[12]的研究成果.基于平面地球假设,将飞行器建模为一个弹性结构,推导的运动方程中包含弹性效应,同时刚体动力学和弹性动力学之间通过气动力产生耦合.高超声速飞行器纵向动力学模型为

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

式中: V, h, γ, θ, Q 为系统的5个刚体状态,分别为速度、高度、航迹角、俯仰角以及俯仰角速率; α 为攻角, $\alpha = \theta - \gamma$; $\eta_1, \dot{\eta}_1, \eta_2, \dot{\eta}_2, \eta_3, \dot{\eta}_3$ 为系统的6个弹性状态; m 为质量; g 为重力加速度;弹性动态的阻尼因子 $\zeta_i = 0.02$;自然振荡频率 ω_i 取决于随燃料消耗变化的飞行器质量; I_{yy} 为沿纵向的转动惯量; T, D, L, M, N_i 分别为推力、阻力、升力、俯仰角力矩以及广义力,表达式为

$$\begin{cases} T = \bar{q}S(C_T + C_{T\phi}\phi + C_T^\eta\eta); \\ L = \bar{q}S(C_L + C_L^{\delta_e}\delta_e + C_L^\eta\eta); \\ D = \bar{q}S(C_D + C_D^{\delta_e^2}\delta_e^2 + C_D^{\delta_e}\delta_e + C_D^\eta\eta); \\ M = z_T T + \bar{q}cS(C_M + C_M^{\delta_e}\delta_e + C_M^\eta\eta); \\ N_i = \bar{q}S[N_i^{\alpha^2}\alpha^2 + N_i^\alpha\alpha + N_i^{\delta_e}\delta_e + N_i^0 + N_i^\eta\eta], \\ i = 1, 2, 3. \end{cases} \quad (2)$$

式中: ϕ, δ_e 为控制输入,分别为燃油当量比以及升降舵偏转角; $\bar{q} = \frac{\rho V^2}{2}$ 为动压,其中 $\rho = \rho_0 e^{-(h-h_0)/h_s}$ 为空气

密度; S 为参考面积; z_T 为推力-力矩耦合系数; $\bar{c}$ 为平均气动弦长; $C_{T\phi}, C_T, C_M, C_L, C_D$ 的表达式为

$$\begin{cases} C_{T\phi} = C_T^{\phi\alpha^3}\alpha^3 + C_T^{\phi\alpha^2}\alpha^2 + C_T^{\phi\alpha}\alpha + C_T^\phi, \\ C_T = C_T^3\alpha^3 + C_T^2\alpha^2 + C_T^1\alpha + C_T^0, \\ C_L = C_L^\alpha\alpha + C_L^0, \\ C_D = C_D^{\alpha^2}\alpha^2 + C_D^\alpha\alpha + C_D^0, \\ C_M = C_M^{\alpha^2}\alpha^2 + C_M^\alpha\alpha + C_M^0. \end{cases} \quad (3)$$

式中参数具体取值见文献[13].

由于纵向动力学模型(1)~(3)的强耦合、强不确定等特性,不适合直接进行控制器设计,因此通过将弹性与刚体之间的耦合视为综合不确定,并经过进一步的调整,可得到面向控制模型^[14]为

$$\begin{cases} \dot{V} = f_V + g_V\phi + \Delta_V, \\ \dot{h} = V\sin\gamma, \\ \dot{e}_\gamma = \theta + \Delta_\gamma, \\ \dot{\theta} = Q, \\ \dot{Q} = f_Q + g_Q\delta_e + \Delta_Q. \end{cases} \quad (4)$$

式中: e_γ 为航迹角 γ 及其期望值 γ_r 之间的误差,记为 $e_\gamma = \gamma - \gamma_r$; $\Delta_V, \Delta_\gamma, \Delta_Q$ 为综合不确定变量,其中 Δ_γ 为非匹配不确定, Δ_V, Δ_Q 为匹配不确定;另外,其他系数表达为

$$f_V = \frac{\bar{q}SC_T\cos\alpha - \bar{q}SC_D - mg\sin\gamma}{m}, g_V = \frac{\bar{q}SC_{T\phi}\cos\alpha}{m}, \\ f_Q = \frac{Z_T\bar{q}SC_T + \bar{q}cSC_M}{I_{yy}}, g_Q = \frac{\bar{q}cSC_M^{\delta_e}}{I_{yy}}.$$

高超声速飞行器控制的目标是设计控制器 ϕ, δ_e ,使得飞行器的速度 V 与高度 h 沿着给定的参考轨迹 V_r, h_r 飞行,保证跟踪误差在有限时间内趋于0.后续控制器设计过程中会将飞行器模型(4)分为速度环与高度环,基于多时间尺度理论,分别进行控制器设计.

2 基于自适应律的速度环控制器设计

由于本文采用的基于有限时间干扰观测器的新型非奇异终端滑模方法主要针对非匹配不确定问题,而速度环为一阶系统,并不存在非匹配不确定问题,故此处速度环采用自适应滑模方法进行控制器的设计.

由式(4)知,速度环模型为

$$\dot{V} = f_v + g_v\phi + \Delta_v. \quad (5)$$

假设1 系统(5)中的不确定 Δ_v 有上界,但上界未知,即 $|\Delta_v| \leq \bar{\Delta}_v$, $\bar{\Delta}_v$ 为未知的常数^[15].

定义速度跟踪误差为

$$e_v = V - V_r. \quad (6)$$

对式(6)进行求导并代入式(5),可得到速度跟踪误差动态为

$$\dot{e}_v = f_v + g_v \phi + \Delta_v - \dot{V}_r. \quad (7)$$

控制量设计为

$$\phi = [-f_v - k_v \text{sgn}(e_v) + \dot{V}_r - \hat{\Delta}_v \text{sgn}(e_v)]/g_v. \quad (8)$$

式中 k_v 为大于 0 的常数, $\hat{\Delta}_v$ 为不确定上界 $\bar{\Delta}_v$ 的估计值,利用以下自适应律确定

$$\dot{\hat{\Delta}}_v = \kappa(-\mu \hat{\Delta}_v + |e_v|). \quad (9)$$

式中 μ 为大于 0 的常数, κ 为待设计参数.

说明 1 针对速度系统(5)设计的控制器(8)中,通过利用自适应律(9)获得不确定上界 $\bar{\Delta}$ 的准确估计值 $\hat{\Delta}_v$,从而可以降低控制增益 k_v 的数值,进而能够有效地减小滑模方法带来的抖振问题.

引理 1^[16] 针对系统

$$\begin{cases} \dot{z} = f(z), \\ f(0) = 0. \end{cases} \quad (10)$$

式中 z 为状态量, $f(z)$ 为已知连续函数.假设存在一个连续可微的正定函数 $\Psi(z): D \rightarrow \mathbb{R}^n, \lambda > 0, 0 < \tau < 1, 0 < \psi < \infty$,使得 $\dot{\Psi}(z) \leq -\lambda \Psi^\tau(z) + \psi$ 成立,则系统(10)是实际有限时间稳定的,且到达时间为

$$T_{\text{reach}} \leq \frac{\Psi^{1-\tau}(z_0)}{\lambda \theta_0 (1-\tau)}, 0 < \theta_0 < 1. \quad (11)$$

其中 $\Psi(z_0)$ 为 $\Psi(z)$ 的初始值.

定理 1 在假设 1 的条件下,针对速度环动力学模型(5),选取合适的参数,则利用基于综合不确定自适应律估计(9)的控制输入(8)能够保证速度跟踪误差(6)在有限时间内收敛到原点的任意小的 ε -邻域内,定义 Lyapunov 函数

$$V_v = \frac{1}{2} e_v^2 + \frac{1}{2\kappa} \hat{\Delta}_v^2. \quad (12)$$

式中 $\bar{\Delta}_v = \bar{\Delta}_v - \hat{\Delta}_v$,则到达时间可估计为

$$T_f \leq \frac{\sqrt{2} V_v^{1/2}(0)}{k_v \theta_0}. \quad (13)$$

式中 $0 < \theta_0 < 1, V_v(0)$ 为 $V_v(x)$ 的初始值.

证明 定义估计误差 $\tilde{\Delta}_v = \bar{\Delta}_v - \hat{\Delta}_v$,将式(8)代入式(7),得到

$$\dot{e}_v = -k_v \text{sgn}(e_v) + \Delta_v - \hat{\Delta}_v \text{sgn}(e_v). \quad (14)$$

对 Lyapunov 函数(12)进行求导,可以得到

$$\dot{V}_v = e_v \dot{e}_v - \frac{1}{\kappa} \hat{\Delta}_v \dot{\Delta}_v =$$

$$-k_v |e_v| + e_v \Delta_v - \hat{\Delta}_v |e_v| - \tilde{\Delta}_v (-\mu \hat{\Delta}_v + |e_v|) \leq$$

$$\begin{aligned} & -k_v |e_v| + |e_v| |\Delta_v| - |e_v| \hat{\Delta}_v - \tilde{\Delta}_v (-\mu \hat{\Delta}_v + |e_v|) = \\ & -k_v |e_v| + |e_v| (|\Delta_v| - \hat{\Delta}_v) + \tilde{\Delta}_v |e_v| - \\ & \tilde{\Delta}_v (-\mu \hat{\Delta}_v + |e_v|) \leq -k_v |e_v| + \mu \tilde{\Delta}_v \hat{\Delta}_v \leq \\ & -k_v |e_v| - \sqrt{\frac{\mu(2\varepsilon-1)}{2\varepsilon}} \tilde{\Delta} + \sqrt{\frac{\mu(2\varepsilon-1)}{2\varepsilon}} \tilde{\Delta} + \\ & \mu \tilde{\Delta}_v \hat{\Delta}_v \leq -\sqrt{2} k_v \left(\frac{e_v}{\sqrt{2}} + \frac{\tilde{\Delta}}{\sqrt{2}\sqrt{\kappa}} \right) + \sqrt{\frac{\mu(2\varepsilon-1)}{2\varepsilon}} \tilde{\Delta} + \\ & \mu \tilde{\Delta}_v \hat{\Delta}_v \leq -\sqrt{2} k_v V_v^{1/2} + \sqrt{\frac{\mu(2\varepsilon-1)}{2\varepsilon}} \tilde{\Delta} + \mu \tilde{\Delta}_v \hat{\Delta}_v. \end{aligned} \quad (15)$$

式中 $\varepsilon > \frac{1}{2}$, 且 $\kappa = \frac{2k_v \varepsilon}{\mu(2\varepsilon-1)}$, 另外,

$$\begin{aligned} \mu \tilde{\Delta}_v \hat{\Delta}_v &= \mu \tilde{\Delta}_v (\Delta_v - \bar{\Delta}_v) = \mu (-\tilde{\Delta}_v^2 + \tilde{\Delta}_v \Delta_v) \leq \\ \mu (-\tilde{\Delta}_v^2 + \frac{1}{2\varepsilon} \tilde{\Delta}_v^2 + \frac{\varepsilon}{2} \Delta_v^2) &\leq \\ \frac{\mu(1-2\varepsilon)}{2\varepsilon} \tilde{\Delta}_v^2 + \frac{\mu\varepsilon}{2} \Delta_v^2. \end{aligned} \quad (16)$$

因此,式(15)转化为

$$\begin{aligned} \dot{V}_v &\leq -\sqrt{2} k_v V_v^{1/2} + \sqrt{\frac{\mu(2\varepsilon-1)}{2\varepsilon}} \tilde{\Delta}_v + \mu \tilde{\Delta}_v \hat{\Delta}_v \leq \\ & -\sqrt{2} k_v V_v^{1/2} + \frac{\mu(2\varepsilon-1)}{2\varepsilon} \tilde{\Delta}_v^2 + \mu \tilde{\Delta}_v \hat{\Delta}_v \leq \\ & -\sqrt{2} k_v V_v^{1/2} + \frac{\mu\varepsilon}{2} \Delta_v^2. \end{aligned} \quad (17)$$

根据假设 1, Δ_v 是有界的,根据引理 1 可知,速度跟踪误差(6)是有限时间收敛的,且收敛时间为

$$T_f \leq \frac{\sqrt{2} V_v^{1/2}(0)}{k_v \theta_0}. \quad (18)$$

3 基于有限时间干扰观测器的高度环控制器设计

定义高度跟踪误差为

$$e_h = h - h_r.$$

由于航迹角 γ 很小,因此假设 $\sin \gamma \approx \gamma$. 对式(18)进行求导,得到

$$\dot{e}_h = \dot{h} - \dot{h}_r = V \sin \gamma - \dot{h}_r \approx V \gamma - \dot{h}_r. \quad (19)$$

虚拟控制量 γ_r 设计为

$$\gamma_r = (-k_{h1} e_h - k_{h2} \text{sgn}(e_h) |e_h|^\rho + \dot{h}_r)/V. \quad (20)$$

式中 $k_{h1}, k_{h2} > 0, 0 < \rho < 1$.

定义跟踪误差为 $e_\gamma = \gamma - \gamma_r$,将式(20)代入式(19)可得

$$\dot{e}_h = -k_h e_h + V e_\gamma. \quad (21)$$

因此只需 $e_\gamma \rightarrow 0$, 则有 $e_h \rightarrow 0$, 下面将设计非奇异终端

滑模控制器,使得 $e_y \rightarrow 0$.

为了便于后文书写方便,定义 $[x_1, x_2, x_3] = [e_y, \theta, Q]$, $[d_1, d_2] = [\Delta_\gamma, \Delta_q]$. 根据式(4), e_y, θ, Q 的状态方程变为

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 + d_1, \\ \dot{x}_2 = x_3, \\ \dot{x}_3 = f_q(x) + g_q(x)\delta_e + d_2. \end{cases} \quad (22)$$

从式(22)中可以看出, d_1 为非匹配不确定, d_2 与控制输入在一个通道,为匹配不确定.

假设 2 d_1, d_2 为三阶可微的,且 $d_i^{(3)}(i=1,2)$ 具有一组 Lipschitz 常数 L_i , 即 $|d_i^{(3)}| \leq L_i, i=1,2$ [17].

参考文献[11], 针对式(22)设计一种新型的滑模面, 首先定义扩展状态变量为

$$\begin{cases} \tilde{x}_1 = x_1, \\ \tilde{x}_2 = x_2 + \hat{d}_1, \\ \tilde{x}_3 = x_3 + \hat{d}_1. \end{cases} \quad (23)$$

式中 $\hat{d}_1, \hat{d}_1$ 分别为 $d_1, \dot{d}_1$ 的估计值, 可以利用有限时间干扰观测器 [4] 得到

$$\begin{cases} \dot{z}_0 = v_0 + x_2, \\ v_0 = -\lambda_0 L_1^{1/3} |z_0 - x_1|^{2/3} \text{sgn}(z_0 - x_1) + z_1, \\ \dot{z}_1 = v_1, \\ v_1 = -\lambda_1 L_1^{1/2} |z_1 - v_0|^{1/2} \text{sgn}(z_1 - v_0) + z_2, \\ \dot{z}_2 = v_2, \\ v_2 = -\lambda_2 L_1 \text{sgn}(z_2 - v_1). \end{cases} \quad (24)$$

式中: $\hat{x}_1 = z_0, \hat{d}_1(x) = z_1, \hat{d}_1(x) = z_2, \hat{x}_1$ 为 x_1 的估计值, $\lambda_i(i=0,1,2)$ 为观测器参数, $L_1 > 0$ 且满足假设 1.

此时, 可以得到 $\hat{d}_1, \hat{d}_1$.

定义观测器估计误差为 $e_0^1 = \hat{x}_1 - x_1, e_1^1 = \hat{d}_1 - d_1, e_2^1 = \hat{d}_1 - \dot{d}_1$. 结合式(22), 可以得到估计误差动态为

$$\begin{cases} \dot{e}_0^1 = -\lambda_0 L_1^{1/3} |e_0^1|^{2/3} \text{sgn}(e_0^1) + e_1^1, \\ \dot{e}_1^1 = -\lambda_1 L_1^{1/2} |e_1^1 - \dot{e}_0^1|^{1/2} \text{sgn}(e_1^1 - \dot{e}_0^1) + e_2^1, \\ \dot{e}_2^1 \in -\lambda_2 L_1 \text{sgn}(e_2^1 - \dot{e}_1^1) + [-L_1, L_1]. \end{cases} \quad (25)$$

引理 2 [4] 假设观测器设计(24)中的参数选择合理, 状态量可以准确获得, 那么式(25)中的估计误差动态可以在有限时间内趋于 0, 即在有限时间内可以实现 $\hat{d}_1 = d_1$.

设计如下非奇异终端滑模面

$$S = \tilde{x}_3 + \sum_{i=1}^3 \int_0^t k_i \text{sgn}(\tilde{x}_i) |\tilde{x}_i|^{\alpha_i} d\tau. \quad (26)$$

式中 $k_i, \alpha_i(i=1,2,3)$ 为大于 0 的常数.

对滑模面(26)进行求导, 得到

$$\dot{S} = f_q + g_q \delta_e + d_2 + \dot{d}_1 + \sum_{i=1}^3 k_i \text{sgn}(\tilde{x}_i) |\tilde{x}_i|^{\alpha_i}. \quad (27)$$

设计控制器为

$$\delta_e = \frac{1}{g_q} \left[-K_1 S - K_2 |S|^r \text{sgn}(S) - f_q - \dot{d}_2 - \dot{d}_1 - \sum_{i=1}^3 k_i \text{sgn}(\tilde{x}_i) |\tilde{x}_i|^{\alpha_i} \right]. \quad (28)$$

式中 $K_1 > 0, K_2 > 0$, $\dot{d}_2$ 可以利用有限时间观测器(24)得到, 此处不再赘述.

定理 2 针对系统(22), 若假设 1 成立, 且参数选取恰当, 则有限时间干扰观测器估计误差会在有限时间内趋于 0, 并且在控制律(28)作用下, 滑模面(26)会在有限时间内收敛, 从而使得高度跟踪误差(18)有限时间内收敛至 0.

证明 将控制器(28)代入式(27)中, 得到

$$\dot{S} = -K_1 S - K_2 |S|^r \text{sgn}(S) - e_1^2. \quad (29)$$

式中 $0 < r < 1, e_1^2 = \dot{d}_2 - d_2$.

另外对式(23)求导, 并将式(28)代入式(23)可以得到

$$\begin{cases} \dot{\tilde{x}}_1 = x_2 + \hat{d}_1 - e_1^1 = \tilde{x}_2 - e_1^1, \\ \dot{\tilde{x}}_2 = x_3 + \dot{d}_1 = \tilde{x}_3 + \tilde{e}_1, \\ \dot{\tilde{x}}_3 = f_q + g_q \delta_e + d_2 + \dot{d}_1 = \\ -K_1 S - K_2 |S|^r \text{sgn}(S) - e_1^2 - \sum_{i=1}^3 k_i \text{sgn}(\tilde{x}_i) |\tilde{x}_i|^{\alpha_i}. \end{cases} \quad (30)$$

式中 $\tilde{e}_1 = \dot{e}_1^1 - e_2^1$.

为了证明扩展状态变量 $\tilde{x}_i(i=1,2,3)$ 在有限时间内是有界的, 选取 Lyapunov 函数为

$$V_1 = \frac{1}{2} S^2 + \sum_{i=1}^3 \frac{1}{2} \tilde{x}_i^2. \quad (31)$$

对式(31)进行求导, 得到

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 &= S\dot{S} + \tilde{x}_1 \dot{\tilde{x}}_1 + \tilde{x}_2 \dot{\tilde{x}}_2 + \tilde{x}_3 \dot{\tilde{x}}_3 = \\ &= -K_1 S^2 - K_2 |S|^{r+1} - e_1^2 S + \tilde{x}_1 \tilde{x}_2 - e_1^1 \tilde{x}_1 + \tilde{x}_2 \tilde{x}_3 + \\ &\quad \tilde{x}_2 \tilde{e}_1 + \dot{S} \tilde{x}_3 - \tilde{x}_3 \sum_{i=1}^3 k_i \text{sgn}(\tilde{x}_i) |\tilde{x}_i|^{\alpha_i} \leq |e_1^2 S| + \\ &\quad |\tilde{x}_1 \tilde{x}_2| + |e_1^1 \tilde{x}_1| + |\tilde{x}_2 \tilde{x}_3| + |\tilde{x}_2 \tilde{e}_1| + (K_1 + K_2) |\tilde{x}_3| + \\ &\quad |e_1^3 \tilde{x}_3| + |\tilde{x}_3| \sum_{i=1}^3 k_i (1 + |\tilde{x}_i|) \leq \frac{(e_1^2)^2 + S^2}{2} + \\ &\quad \frac{\tilde{x}_1^2 + \tilde{x}_2^2}{2} + \frac{(e_1^1)^2 + \tilde{x}_1^2}{2} + \frac{(\tilde{x}_2^2 + \tilde{x}_3^2)}{2} + \frac{\tilde{x}_2^2 + \tilde{e}_1^2}{2} + \end{aligned}$$

$$\frac{(K_1 + K_2)(S^2 + \tilde{x}_3^2)}{2} + \frac{(e_1^3)^2 + \tilde{x}_3^2}{2} + \frac{\tilde{x}_3^2 + (\sum_{i=1}^3 k_i)^2}{2} + \frac{\sum_{i=1}^3 k_i(\tilde{x}_3^2 + \tilde{x}_i^2)}{2} \leq \lambda V_1 + L_1. \quad (32)$$

式中 $\lambda = 3 + \sum_{i=1}^3 k_i + K_1 + K_2$,

$$L_1 = \frac{1}{2} \max \{ (e_1^2)^2 + (e_1^1)^2 + \tilde{e}_1^2 + (e_1^3)^2 + (\sum_{i=1}^3 k_i)^2 \}.$$

由引理 2 可得到, 不论状态 x_i 怎样, 估计误差 e_j^i 都会在有限时间内趋于 0, 因此 L_1 是有界的. 所以, 在有限时间内状态 V_1 不会发散到无穷, 从而在干扰估计误差趋于 0 之前, 扩展变量 $\tilde{x}_i$ 是有界的^[17].

当干扰估计误差在有限时间内收敛到 0 以后, 滑模动态 (29) 变为

$$\dot{S} = -K_1 S - K_2 |S|^r \operatorname{sgn}(S). \quad (33)$$

根据文献[18], 系统状态会在有限时间内到达滑模面, 当到达滑模面 $S=0$ 时, 且不确定估计误差 $e_j^i=0$ 时, 系统动态 (30) 变为

$$\begin{cases} \dot{\tilde{x}}_1 = \tilde{x}_2, \dot{\tilde{x}}_2 = \tilde{x}_3, \\ \dot{\tilde{x}}_3 = \sum_{i=1}^3 k_i \operatorname{sgn}(\tilde{x}_i) |\tilde{x}_i|^{\alpha_i} (i=1, 2, 3). \end{cases} \quad (34)$$

该系统是有限时间收敛的^[19].

4 仿真分析

为了说明所设计控制器的有效性, 下面将进行 MATLAB 仿真分析.

4.1 仿真条件及参数设置

针对飞行器机动爬升阶段, 给定的飞行器速度的参考轨迹为由初始速度 2 350 m/s 经过二阶滤波器, 自然频率为 0.06 rad/s, 阻尼为 0.95, 实现阶跃变化量 $\Delta V=30.5$ m/s, 高度的参考轨迹为 25 925 m 经过同样的滤波器实现阶跃变化量 $\Delta h=610$ m. 控制器中参数设置分别为: $k_1=k_2=15$, $k_3=5$, $k_v=3$, $k_{h1}=k_{h2}=2$, $\rho=0.5$, $K_1=5$, $K_2=0.5$, $\alpha_1=\alpha_2=0.65$, $\alpha_3=1.3$, $\kappa=2$, $\mu=6$. 有限时间干扰观测器参数设置为: $\lambda_0=\lambda_1=3$, $\lambda_2=2$, $L_1=L_2=5$.

4.2 仿真结果分析

在上述仿真条件下, 分别利用本文的新型终端滑模及反步控制方法, 完成 FHV 纵向爬行机动仿真实验. 其仿真结果如图 1~5 所示.

从仿真结果图 1 可以看出, 两种方法均可实现非匹配不确定下高超声速飞行器速度与高度的稳定

有效跟踪, 但本文方法可以在有限时间内达到跟踪效果. 当飞行器进入稳定状态后, 从图 2、3 可以看到, 控制量与其他状态量均可以趋于稳态值, 有效的抑制了弹性及不确定的影响. 图 4、5 表明, 干扰观测器的估计误差及速度与高度滑模面均可以在有限时间内收敛到 0.

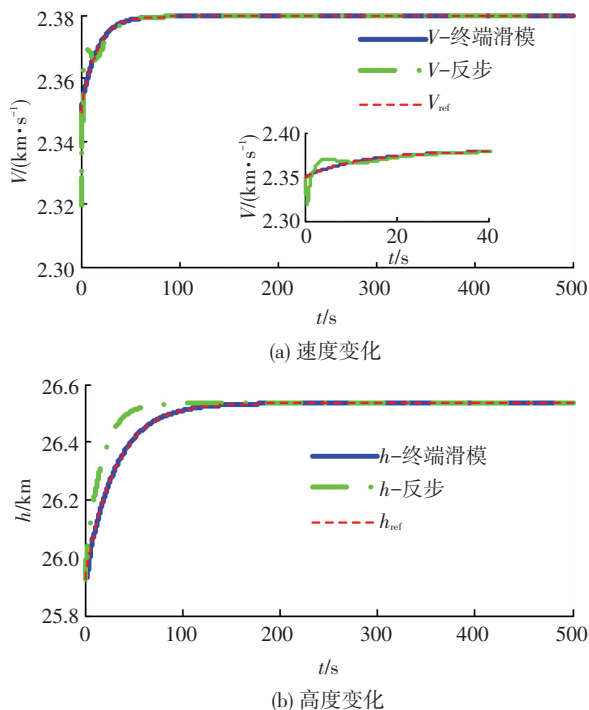


图 1 飞行器速度及高度曲线

Fig.1 Velocity and altitude of FHV

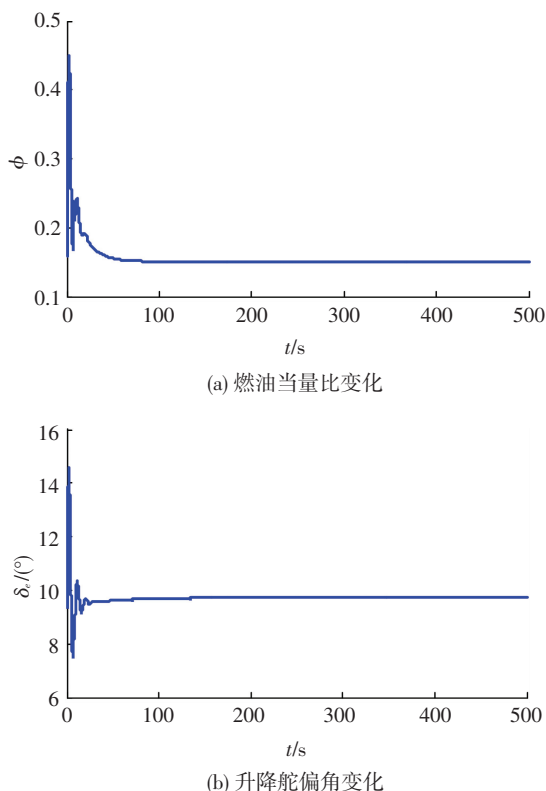


图 2 控制量变化曲线

Fig.2 Control inputs of FHV

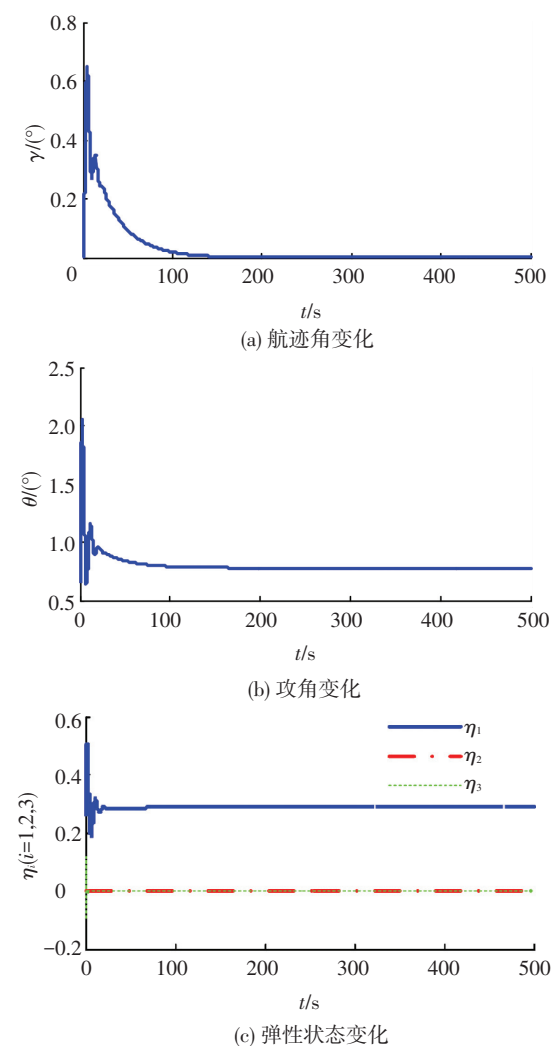


图 3 其余状态量变化曲线
Fig.3 Changes of other states

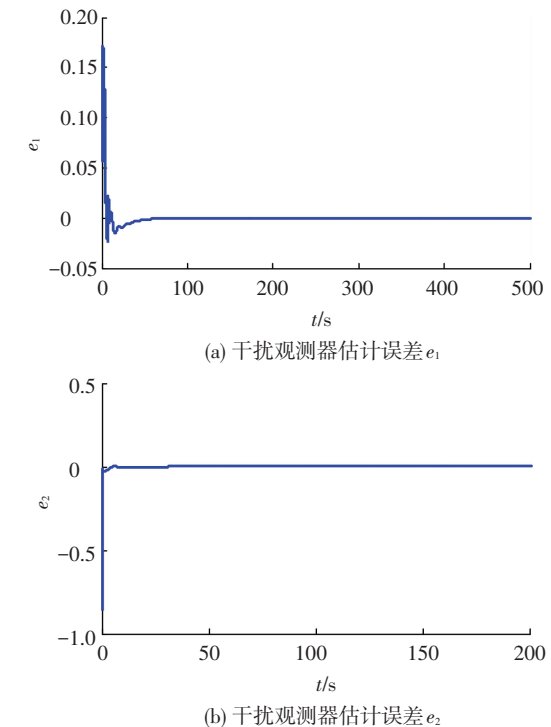


图 4 观测器估计误差变化曲线

Fig.4 Changes of estimation errors of FDO

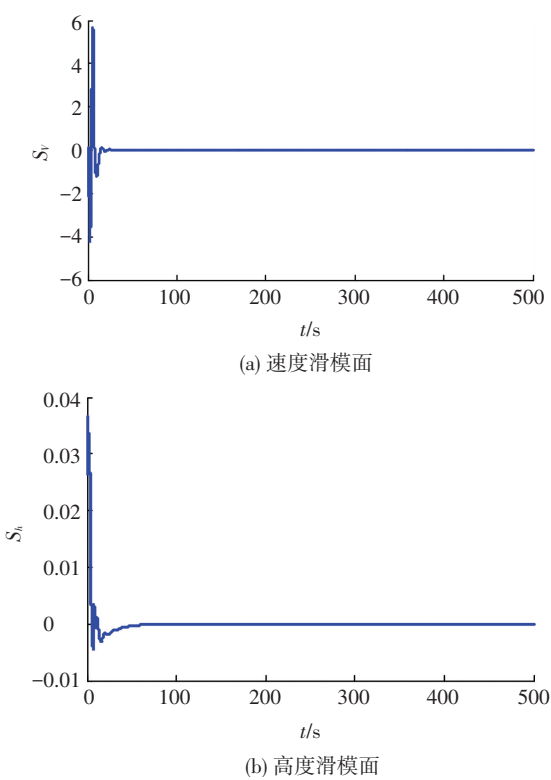


图 5 滑模面变化曲线

Fig.5 Changes of sliding mode surfaces

5 结 论

1) 针对带弹性的高超声速飞行器的非匹配不确定问题,采用了一种基于有限时间干扰观测器的非奇异终端滑模控制策略,巧妙地在滑模面设计中加入了非匹配不确定的估计值,从而抵消其对系统稳定性的影响。

2) 该方法可以将高阶非匹配问题转化成一阶匹配问题,计算简单,有效地解决了非匹配不确定问题.且仿真结果表明,该方法设计的控制器可以实现速度与高度的有限时间稳定跟踪。

参考文献

[1] BU Xiangwei, WU Xiaoyan, YONG Yongxing, et al. Tracking differentiator design for the robust backstepping control of a flexible air-breathing hypersonic vehicle [J]. Journal of the Franklin Institute, 2015, 352(4): 1739–1765. DOI: 10.1016/j.jfranklin.2015.01.014.

[2] GINOYA D, SHENDGE P D, PHADKE S B. Disturbance observer based sliding mode control of nonlinear mismatched uncertain systems[J]. Communications in Nonlinear Science and Numerical Simulation, 2015, 26(1/2/3): 98–107. DOI: 10.1016/j.cnsns.2015.02.008.

[3] MONDAL S, MAHANTA C. Chattering free adaptive multivariable sliding mode controller for systems with matched and mismatched uncertainty[J]. ISA Transactions, 2013, 52(3): 335–341. DOI: 10.1016/j.isatra.2012.12.007.

[4] SHTESSEL Y B, SHKOLNIKOV I A, LEVANT A. Smooth second-

- order sliding modes; missile guidance application[J]. Automatica, 2007, 43(8): 1470–1476. DOI: 10.1016/j.automatica.2007.01.008.
- [5] SUN Haibin, GUO Lei. Composite adaptive disturbance observer based control and back-stepping method for nonlinear system with multiple mismatched disturbances[J]. Journal of the Franklin Institute, 2014, 351(2): 1027–1041. DOI: 10.1016/j.jfranklin.2013.10.002.
- [6] SUN Haibin, LI Shihua, YANG Jun, et al. Non-linear disturbance observer-based back-stepping control for airbreathing hypersonic vehicles with mismatched disturbances[J]. IET Control Theory and Applications, 2014, 8(17): 1852–1865. DOI: 10.1049/iet-cta.2013.0821.
- [7] WANG Na, WU Huaining, GUO Lei. Coupling-observer-based nonlinear control for flexible air-breathing hypersonic vehicles[J]. Nonlinear Dynamics, 2014, 78(3): 2141–2159. DOI: 10.1007/s11071-014-1572-1.
- [8] WANG Jie, ZONG Qun, TIAN Bailing, et al. Flight control for a flexible air-breathing hypersonic vehicle based on quasi-continuous high-order sliding mode[J]. Journal of Systems Engineering and Electronics, 2013, 24(2): 288–295. DOI: 10.1109/JSEE.2013.00036.
- [9] 宗群, 苏芮, 王婕, 等. 高超声速飞行器自适应高阶终端滑模控制[J]. 天津大学学报(自然科学与工程技术版), 2016, 47(11): 1031–1037. DOI: 10.11784/tdxbz201309014.
- ZONG Qun, SU Rui, WANG Jie, et al. Adaptive high-order terminal sliding mode control for hypersonic flight vehicle[J]. Journal of Tianjin University (Science and Technology), 2016, 47(11): 1031–1037. DOI: 10.11784/tdxbz201309014.
- [10] MU Chaoxu, SUN Changyin, YU Xinghuo. Observation and control for air-breathing hypersonic aircrafts based on sliding mode method [C]// Conference on IEEE Industrial Electronics Society. Melbourne: IEEE Press, 2011: 3965–3970. DOI: 10.1109/IECON.2011.6119957.
- [11] YANG Jun, LI Shihua, SU Jinya, et al. Continuous nonsingular terminal sliding mode control for systems with mismatched disturbances[J]. Automatica, 2013, 49(7): 2287–2291. DOI: 10.1016/j.automatica.2013.03.026.
- [12] FIORENTINI L. Nonlinear adaptive controller design for air-breathing hypersonic vehicles [D]. Columbus: The Ohio State University, 2010.
- [13] YE Linqi, ZONG Qun, ZHANG Xiuyun. Adaptive control for a non-minimum phase hypersonic vehicle model [C]//2015 34th Chinese Control Conference (CCC). Hangzhou: IEEE Press, 2015: 991–996. DOI: 10.1109/ChiCC.2015.7259769.
- [14] ZONG Qun, WANG Fang, TIAN Bailing, et al. Robust adaptive dynamic surface control design for a flexible air-breathing hypersonic vehicle with input constraints and uncertainty [J]. Nonlinear Dynamics, 2014, 78(1): 289–315. DOI: 10.1007/s11071-014-1440-z.
- [15] ZHU Zheng, XIA Yuanqing, FU Mengyin. Attitude stabilization of rigid spacecraft with finite-time convergence [J]. International Journal of Robust and Nonlinear Control, 2011, 21(6): 686–702. DOI: 10.1002/rnc.1624.
- [16] TIAN Bailing, SU Rui, FAN Wenru. Multiple-time scale smooth second order sliding mode controller design for flexible hypersonic vehicles[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2014: 0954410014539466. DOI: 10.1177/0954410014539466.
- [17] LI Shihua, TIAN Y P. Finite-time stability of cascaded time-varying systems[J]. International Journal of Control, 2007, 80(4): 646–657. DOI: 10.1080/00207170601148291.
- [18] BHAT S P, BERNSTEIN D S. Finite-time stability of continuous autonomous systems [J]. SIAM J on Control and Optimization, 2000, 38(3): 751–766. DOI: 10.1137/S0363012997321358.
- [19] BHAT S P, BERNSTEIN D S. Geometric homogeneity with applications to finite-time stability [J]. Mathematics of Control, Signals and Systems, 2005, 17(2): 101–127. DOI: 10.1007/s00498-005-0151-x.

(编辑 魏希柱)