

基于 Backstepping 的高超声速飞行器鲁棒自适应控制

黄喜元¹, 王青¹, 董朝阳²

(1. 北京航空航天大学自动化科学与电气工程学院, 北京 100191;

2. 北京航空航天大学航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘要: 针对非线性、多变量、不稳定且包含不确定参数的高超声速飞行器模型, 设计了高超声速飞行器的鲁棒自适应 Backstepping 控制器。采用指令滤波的设计方法, 得到内回路的跟踪指令及其一阶微分信号, 避免了虚拟控制信号需要进行复杂求导计算的困难。飞行器不确定参数采用自适应律在线调整, 通过设计辅助滤波系统, 并通过修改自适应律中跟踪误差的定义, 消除由于期望控制信号不能完全执行所引起的跟踪误差的影响, 保证了参数估计在控制信号约束情况下的顺利进行。仿真结果表明, 所提出的设计方法不仅应用简单, 且能保证高超声速飞行器在不确定参数存在情况下的闭环稳定及良好的跟踪控制性能。

关键词: 高超声速飞行器; Backstepping; 鲁棒自适应控制; 指令滤波器

中图分类号: V 249.1

文献标志码: A

DOI: 10.3969/j.issn.1001-506X.2011.06.24

Robust adaptive control of hypersonic vehicles via Backstepping method

HUANG Xi-yuan¹, WANG Qing¹, DONG Chao-yang²

(1. School of Automation Science and Electrical Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;

2. School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: A robust adaptive Backstepping control approach is proposed for a hypersonic vehicle. The vehicle model is nonlinear, multivariable, and unstable and includes uncertain parameters. The command filtered approach is used to generate the tracking commands and their first derivatives of inner loop, so that the tedious analytic computation of virtual control signal derivatives is avoided. The uncertain parameters are adapted online by Lyapunov-based update laws. With the design of assistant filters and the use of a modified definition of tracking errors in the update laws, where the effect on tracking errors due to the implementing limits of desired control signals is removed, a stable parameter estimation process is ensured even when constraints on the control signals are in effect. Simulation results show that the proposed approach is not only simple to apply, but also achieves the closed-loop stability in the presence of uncertain parameters as well as good tracking performance.

Keywords: hypersonic vehicle; Backstepping; robust adaptive control; command filter

0 引言

高超声速飞行器是一个极其复杂的多变量系统。受自身复杂动力学特性的影响及诸如机体和发动机一体化技术等的应用, 高超声速飞行器机体结构、气动与推进系统之间的耦合很强, 其模型具有高度的非线性动态特性; 由于飞行高度和飞行马赫数跨度范围大, 飞行环境非常复杂, 在飞行过程中, 飞行器热特性和气动特性的剧烈变化, 使得飞行器的动力学模型具有较大的不确定性; 此外, 由于高超声速飞行器采用了轻质材料, 其在飞行过程中极易发生气动弹性振动。这些特点均使得高超声速飞行器控制系统的设计极富挑战性^[1-3]。

目前, 国内外许多学者对高超声速飞行器的控制问题

展开了讨论。文献[6]采用非线性随机鲁棒控制方法, 设计了高超声速飞行器的鲁棒控制器; 文献[7]引入了自适应滑模控制技术进行控制器的设计, 该控制器的自适应结构可有效处理参数不确定性, 并且利用非线性滑模观测器对不可量测状态进行估计; 文献[8]提出了一种基于近似反馈线性化的非线性控制设计方法, 该方法可以实现对大包线的稳定跟踪, 但由于所设计的控制律过于复杂, 因此难以对其稳定性和鲁棒性能进行解析分析。

基于 Backstepping 的自适应控制策略^[9], 由于其实现简单, 已经成为飞机和导弹飞行控制以及其他复杂非线性系统控制比较有效的方法。文献[10]基于动态逆和反推组合的方法设计了高超声速飞行器的非线性鲁棒自适应控制器, 实现了对于高度和速度参考曲线的鲁棒跟踪能力和对

攻角的定点调节能力;文献[11]在输入输出线性化的基础上,采用动态逆和 Backstepping 方法设计了高超声速飞行器的控制器;文献[12]则结合 Backstepping 设计方法与模糊自适应理论实现了对高度与速度指令的稳定跟踪。然而,上述控制器的设计存在两个重要的问题,一是中间控制变量的解析求导计算问题,由于 Backstepping 控制器需要对中间控制变量进行求导,在系统控制阶次较高的情况下,求导计算项出现爆炸,因此中间控制变量的求导往往是不易的;另一方面则是上述控制器的设计均未考虑控制信号的约束问题。对于实际的应用,控制信号约束是控制器设计所面临的一个关键问题,由于控制信号的一些物理限制,如执行机构的饱和,控制律中的中间状态约束等,期望的控制信号不能被很好地执行,因此导致控制系统跟踪性能变差,并可能会破坏系统自适应学习过程的稳定性。

本文针对高超声速飞行器非线性、多变量、不稳定且包含不确定参数的运动模型,提出了一种基于指令滤波的鲁棒自适应 Backstepping 设计方法。该方法将飞行器高度子系统飞行航迹角、攻角和俯仰角速率分别作为高度、飞行航迹角和攻角的虚拟控制量逐步进行控制器的设计,使虚拟的期望控制信号通过一个设计的指令滤波器,产生内回路跟踪指令及其微分信号,避免了虚拟控制量求导计算的爆炸问题。在考虑控制信号约束存在的情况下,设计辅助滤波系统,重新定义跟踪误差信号,保证了闭环系统自适应学习过程的稳定性。仿真结果验证了本文提出方法的有效性。

1 高超声速飞行器模型及问题描述

假定高超声速飞行器为面对称形式, $Ox_b y_b z_b$ 为高超声速飞行器的体坐标系,坐标原点 O 位于高超声速飞行器的质心; Ox_b 轴沿着飞行器纵轴指向头部; Oy_b 轴在飞行器纵向对称面的垂直平面内; Oz_b 轴与 Ox_b 轴、 Oy_b 轴构成右手坐标系。其结构外形示意图如图 1 所示。

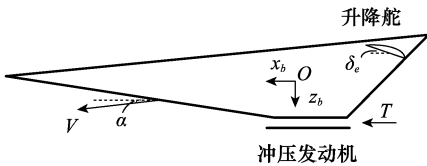


图 1 高超声速飞行器示意图

利用复杂的流体力学理论,根据 Lagrange 方程,忽略飞行器结构弹性振动的影响,高超声速飞行器的纵向动力学模型可描述为^[8,10]

$$\begin{cases} \dot{V} = \frac{T \cos \alpha - D}{m} - g \sin \gamma \\ \dot{h} = V \sin \gamma \\ \dot{\gamma} = \frac{L + T \sin \alpha}{mV} - \frac{g}{V} \cos \gamma \\ \dot{\alpha} = q - \frac{L + T \sin \alpha}{mV} + \frac{g}{V} \cos \gamma \\ \dot{q} = \frac{M}{I_{yy}} \end{cases} \quad (1)$$

式中, V, h, γ, α, q 分别为飞行器的速度、高度、航迹角、攻角和俯仰角速率; m, I_{yy}, g 分别为飞行器的质量、俯仰转动惯

量和重力加速度; T, D, L, M 分别为飞行推力、阻力、升力和俯仰转动力矩,且能近似表示为

$$\begin{cases} T = T_\phi(\alpha)\Phi + T_0(\alpha) \approx \\ \quad \bar{q}S(C_{T\phi}^3 \alpha^3 + C_{T\phi}^2 \alpha^2 + C_{T\phi}^1 \alpha + C_{T\phi}^0)\Phi + \\ \quad \bar{q}S(C_T^3 \alpha^3 + C_T^2 \alpha^2 + C_T^1 \alpha + C_T^0) \\ D \approx \bar{q}S(C_D^2 \alpha^2 + C_D^1 \alpha + C_D^0 + C_D^{\delta_e} \delta_e^2 + C_D^{\delta_e} \delta_e) \\ L = L_0 + L_\alpha \alpha + L_{\delta_e} \delta_e \approx \bar{q}S C_L^0 + \bar{q}S C_L^1 \alpha + \bar{q}S C_L^{\delta_e} \delta_e \\ M = M_T + M_0(\alpha) + M_{\delta_e} \delta_e \approx \\ \quad z_T T + \bar{q}S c (C_M^2 \alpha^2 + C_M^1 \alpha + C_M^0) + \bar{q}S c C_M^{\delta_e} \delta_e \end{cases} \quad (2)$$

式中,油门开度 Φ 和升降舵偏 δ_e 为控制输入; $\bar{q} = \rho V^2 / 2$ 为动压; S 为飞行器的气动参考面积; c 为平均气动弦长; z_T 为推力力矩耦合系数。

假定飞行器所有的气动力和力矩近似系数(如 C_T^{\cdot} 、 C_M^{\cdot} 等),及飞行器质量和惯性参数等均不确定。记不确定参数矢量为 $p \in R^p$, 设 $p \in \Omega_p, \Omega_p$ 为实数域内的一个紧密的凸集,包含所有参数的名义值 p_0 及其可容许的变化范围 Δp 。

控制器设计的目标是在考虑上述模型参数不确定的情况下,使得飞行器的高度和速度能够跟踪已知的期望参考轨迹,达到期望的高度和速度。假定 h_d 和 V_d 分别为高超声速飞行器从初始高度和速度到达期望的高度和速度的参考轨迹,则控制器设计的目标是使得 $\lim_{t \rightarrow \infty} (V - V_d) = 0, \lim_{t \rightarrow \infty} (h - h_d) = 0$, 同时保证控制系统稳定。

2 非线性控制器设计

根据式(1)动力学模型的形式,可将高超声速飞行器简单地分成两个子系统——速度子系统和高度子系统。速度子系统由状态 V 的动特性描述,高度子系统由状态 h, γ, α, q 的动特性描述,速度的变化主要由油门开度 Φ 决定,高度的变化则主要取决于升降舵偏 δ_e 。对于高度子系统来说,由于升降舵对升力的耦合是很弱的,且 $T \sin \alpha$ 项相对 L 是很小的,因此可采用 Backstepping 的方法设计控制器,将状态 γ, α, q 分别作为状态 h, γ, α 的虚拟控制量逐步进行控制器的设计。需要注意的是,采用 Backstepping 方法设计控制器,往往需要对虚拟控制量进行求导,虽然一般的解析计算方法也能得到虚拟控制量的导数,但这往往是极其复杂的,尤其对于包含不确定函数且控制阶次较高的系统。为避免这一问题,本文采用指令滤波^[13]的方法,控制器设计思路如下:首先分别针对式(1)的跟踪误差方程式,设计期望的控制量,使期望的控制信号通过适当设计的指令滤波器,得到可执行的虚拟指令信号及其微分信号,这样既可以有效地避免虚拟控制量复杂的求导计算问题,同时还可以在控制器的设计过程中考虑控制信号的幅值和速率约束;然后针对不确定的模型参数,基于 Lyapunov 稳定方法设计保证系统稳定的自适应律。

本文所采用的指令滤波器如图 2 所示。图中幅值限制器和速率限制器保证指令滤波器的输出在所定义的限制范围内, ζ_ω 和 ω_n 分别为指令滤波器的阻尼和带宽。若输入 x_{cd} 是有界的,则输出 x_c 与 \dot{x}_c 也是有界的。当幅值和速率限制不起作用时, x_c 与 x_{cd} 之间为简单的线性关系,即

$$\frac{x_c(s)}{x_{cd}(s)} = \frac{\omega_n^2}{s^2 + 2\zeta_\omega \omega_n s + \omega_n^2}$$

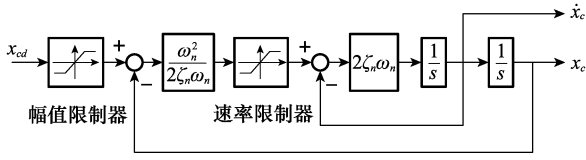


图 2 带幅值和速率限制的指令滤波器

若滤波带宽选择得足够大,误差 $x_c - x_{cd}$ 可以是任意小。

2.1 控制器设计

速度子系统控制器的设计采用鲁棒自适应动态逆的方法。

定义速度跟踪误差 $\tilde{V} = V - V_d$, 对其进行求导并将式(2)中 T 的表达式代入可得

$$\dot{\tilde{V}} = \frac{T_\Phi \cos \alpha}{m} \Phi + \frac{T_0 \cos \alpha - D}{m} - g \sin \gamma - \dot{V}_d \quad (3)$$

定义 $g_1 = \frac{T_\Phi \cos \alpha}{m}, f_1 = \frac{T_0 \cos \alpha - D}{m}$, 则式(3)可简写为

$$\dot{\tilde{V}} = g_1 \Phi + f_1 - g \sin \gamma - \dot{V}_d \quad (4)$$

则虚拟控制指令 Φ_d 可设计为

$$\hat{g}_1 \Phi_d = -k_1 \tilde{V} - \hat{f}_1 + g \sin \gamma + \dot{V}_d \quad (5)$$

式中, $k_1 > 0$ 为控制增益设计常数; \hat{g}_1 和 \hat{f}_1 分别为 g_1 和 f_1 的估计值。虚拟控制信号 Φ_d 通过图 2 所示的指令滤波器, 得到考虑幅值、速率及带宽限制的实际控制输入 Φ 。

高度子系统控制器的设计采用 Backstepping 方法, 从外回路出发, 逐步设计控制器实现高度的跟踪控制。

定义高度跟踪误差 $\tilde{h} = h - h_d$, 对其进行求导可得

$$\dot{\tilde{h}} = \dot{h} - \dot{h}_d = V \sin \gamma - \dot{h}_d \quad (6)$$

利用式(6)的逆变换, 航迹角虚拟控制指令可设计为

$$\gamma_{cd} = \arcsin \left(\frac{-k_2 \tilde{h} + \dot{h}_d}{V} \right) \quad (7)$$

式中, $k_2 > 0$ 为控制增益。使虚拟控制信号 γ_{cd} 通过图 2 所示的指令滤波器, 得到实际可执行的虚拟控制指令 γ_c 及其微分信号 $\dot{\gamma}_c$, 从而避免了虚拟控制信号复杂的求导计算。

飞行航迹角控制的目标是使飞行航迹角 γ 趋近内环航迹角指令 γ_c 。选择气动攻角 α 作为虚拟控制量, 对跟踪误差 $\tilde{\gamma} = \gamma - \gamma_c$ 进行求导, 并将式(2)代入可得

$$\begin{aligned} \dot{\tilde{\gamma}} &= \frac{L + T \sin \alpha}{mV} - \frac{g}{V} \cos \gamma - \dot{\gamma}_c = \\ &g_2 \alpha + f_2 - \frac{g}{V} \cos \gamma - \dot{\gamma}_c \end{aligned} \quad (8)$$

式中, $g_2 = \frac{L_\alpha}{mV}; f_2 = \frac{L_0 + L_\delta \delta_e + T \sin \alpha}{mV}$ 。为调节飞行航迹角误差 $\tilde{\gamma} \rightarrow 0$, 设计虚拟控制量 α_{cd} 满足

$$\hat{g}_2 \alpha_{cd} = -k_3 \tilde{\gamma} - \hat{f}_2 + \frac{g}{V} \cos \gamma + \dot{\gamma}_c \quad (9)$$

式中, $k_3 > 0$ 为控制增益; \hat{g}_2 和 \hat{f}_2 分别为 g_2 和 f_2 的估计值。

考虑控制信号幅值、速率及带宽的限制并对虚拟控制信号 α_{cd} 进行滤波, 得到内回路的控制指令 α_c 及其微分信号 $\dot{\alpha}_c$ 。

攻角的稳定采用俯仰角速率 q 进行控制。令 $f_3 = -\frac{L + T \sin \alpha}{mV}$, 则攻角跟踪的误差动态可写为

$$\dot{\tilde{\alpha}} = q + f_3 + \frac{g}{V} \cos \gamma - \dot{\alpha}_c \quad (10)$$

为实现 $\tilde{\alpha}$ 的稳定, 虚拟控制指令可设计为

$$q_{cd} = -k_4 \tilde{\alpha} - \hat{f}_3 - \frac{g}{V} \cos \gamma + \dot{\alpha}_c \quad (11)$$

实际可执行的虚拟控制信号 q_c 及其微分信号 \dot{q}_c 同样也可采用指令滤波器得到。

高度子系统 Backstepping 控制的最后一步是实现俯仰角速率的跟踪控制, 即控制俯仰角速率 q 使其跟踪指令信号 q_c , 控制输入为升降舵偏 δ_e 。

定义 $g_3 = \frac{M_\delta}{I_{yy}}, f_4 = \frac{M_T + M_0}{I_{yy}}, \tilde{q} = q - q_c$, 则俯仰角速率跟踪的误差动态为

$$\dot{\tilde{q}} = g_3 \delta_e + f_4 - \dot{q}_c \quad (12)$$

根据式(12), 设计虚拟升降舵偏指令为

$$\hat{g}_3 \delta_{ed} = -k_5 \tilde{q} - \hat{f}_4 + \dot{q}_c \quad (13)$$

使虚拟控制指令 δ_{ed} 通过图 2 所示的指令滤波器, 得到考虑幅值、速率及带宽限制的实际升降舵偏控制输入 δ_e 。

2.2 自适应律设计及稳定性分析

将式(5)、式(7)、式(9)、式(11)和式(13)分别代入式(4)、式(6)、式(8)、式(10)和式(12), 并定义 $\mathbf{x} = [x_1, x_2, x_3, x_4, x_5]^T = [\tilde{V}, \tilde{h}, \tilde{\gamma}, \tilde{\alpha}, \tilde{q}]^T, \mathbf{u} = [\Phi, \gamma, \alpha, q, \delta_e]^T, \mathbf{F} = [f_1, 0, f_2, f_3, f_4]^T, \mathbf{G} = \text{diag}\{g_1, 0, g_2, 0, g_3\}$, 可得系统误差动态方程

$$\dot{\mathbf{x}} = -\mathbf{K}\mathbf{x} - \tilde{\mathbf{F}} - \tilde{\mathbf{G}}\mathbf{u} + \begin{bmatrix} \hat{g}_1(\Phi - \Phi_d) \\ V(\sin \gamma - \sin \gamma_{cd}) \\ \hat{g}_2(\alpha - \alpha_{cd}) \\ q - q_{cd} \\ \hat{g}_3(\delta_e - \delta_{ed}) \end{bmatrix} \quad (14)$$

式中, $\mathbf{K} = \text{diag}\{k_1, k_2, k_3, k_4, k_5\}$ 为控制增益矩阵, $\tilde{\mathbf{F}} = \hat{\mathbf{F}} - \mathbf{F}, \tilde{\mathbf{G}} = \hat{\mathbf{G}} - \mathbf{G}$ 分别为矢量函数和矩阵函数的估计误差, $\hat{\mathbf{F}}$ 和 $\hat{\mathbf{G}}$ 分别为矩阵函数 \mathbf{F} 和 \mathbf{G} 的估计值。

定义不确定参数矢量 $\theta_1 \in \mathbf{R}^{16}$ 和 $\theta_2 \in \mathbf{R}^8$ 分别为

$$\begin{aligned} \theta_1 &= \frac{1}{m} [C_{T\Phi}^{\alpha^2}, C_{T\Phi}^{\alpha^2}, C_{T\Phi}^{\alpha^2}, C_{T\Phi}^0, C_T^{\alpha^3}, C_T^{\alpha^2}, C_T^{\alpha}, C_T^0, \\ &C_D^{\alpha^2}, C_D^{\alpha}, C_D^0, C_D^{\delta^2}, C_D^{\delta}, C_L^{\alpha}, C_L^0, C_L^{\delta}]^T \\ \theta_2 &= \frac{S}{I_{yy}} [z_T C_{T\Phi}^{\alpha^2}, z_T C_{T\Phi}^{\alpha^2}, z_T C_{T\Phi}^{\alpha}, z_T C_{T\Phi}^0, z_T C_T^{\alpha^3}, \\ &(z_T C_T^{\alpha^2} + c C_M^{\alpha^2}), (z_T C_T^{\alpha} + c C_M^{\alpha}), (z_T C_T^0 + c C_M^0)]^T \end{aligned}$$

定义 $\theta_F = [\theta_1^T, \theta_2^T]^T$, 并定义不确定参数矢量 $\theta_G \in \mathbf{R}^6$ 为

$$\theta_G = \frac{1}{m} [C_{T\Phi}^{\alpha^3}, C_{T\Phi}^{\alpha^2}, C_{T\Phi}^{\alpha}, C_{T\Phi}^0, C_L^{\alpha}, mSc C_M^0 / I_{yy}]^T$$

依据矢量函数 \mathbf{F} 和矩阵函数 \mathbf{G} 及式(2)气动力和气动力矩的表达形式, 则有

$$\mathbf{F} = \mathbf{W}_F \theta_F, \mathbf{G}\mathbf{u} = \mathbf{W}_G \theta_G \quad (15)$$

式中

$$\begin{aligned} \mathbf{W}_F &= [\psi_{f1}, \psi_{f2}, \psi_{f3}, \psi_{f4}, \psi_{f5}]^T \in \mathbf{R}^{5 \times 24} \\ \mathbf{W}_G &= [\psi_{g1}, \psi_{g2}, \psi_{g3}, \psi_{g4}, \psi_{g5}]^T \in \mathbf{R}^{5 \times 6} \end{aligned}$$

其相应的列矢量分别为

$$\begin{aligned} \psi_{f1} &= \bar{q} S [\mathbf{0}_{1 \times 4}, \alpha^3 \cos \alpha, \alpha^2 \cos \alpha, \alpha \cos \alpha, \cos \alpha, \\ &-\alpha^2, -\alpha, -1, -\delta_e^2, -\delta_e, \mathbf{0}_{1 \times 11}]^T \\ \psi_{f2} &= [\mathbf{0}_{1 \times 24}]^T \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \boldsymbol{\psi}_{f3} &= \frac{\bar{q}S}{V} [\alpha^3 \Phi \sin \alpha, \alpha^2 \Phi \sin \alpha, \alpha \Phi \sin \alpha, \Phi \sin \alpha, \\ &\alpha^3 \sin \alpha, \alpha^2 \sin \alpha, \alpha \sin \alpha, \sin \alpha, \mathbf{0}_{1 \times 6}, 1, \delta_e, \mathbf{0}_{1 \times 8}]^T \\ \boldsymbol{\psi}_{f4} &= -\frac{\bar{q}S}{V} [\alpha^3 \Phi \sin \alpha, \alpha^2 \Phi \sin \alpha, \alpha \Phi \sin \alpha, \Phi \sin \alpha, \\ &\alpha^3 \sin \alpha, \alpha^2 \sin \alpha, \alpha \sin \alpha, \sin \alpha, \mathbf{0}_{1 \times 5}, \alpha, 1, \delta_e, \mathbf{0}_{1 \times 8}]^T \\ \boldsymbol{\psi}_{f5} &= \bar{q} [\mathbf{0}_{1 \times 16}, \alpha^3 \Phi, \alpha^2 \Phi, \alpha \Phi, \Phi, \alpha^3, \alpha^2, \alpha, 1]^T \\ \boldsymbol{\psi}_{g1} &= \bar{q} S [\alpha^3 \Phi \cos \alpha, \alpha^2 \Phi \cos \alpha, \alpha \Phi \cos \alpha, \Phi \cos \alpha, \mathbf{0}_{1 \times 2}]^T \\ \boldsymbol{\psi}_{g2} &= [\mathbf{0}_{1 \times 6}]^T \\ \boldsymbol{\psi}_{g3} &= \frac{\bar{q}S}{V} [\mathbf{0}_{1 \times 4}, \alpha, 0]^T \\ \boldsymbol{\psi}_{g4} &= [\mathbf{0}_{1 \times 6}]^T \\ \boldsymbol{\psi}_{g5} &= \bar{q} [\mathbf{0}_{1 \times 5}, \delta_e]^T \end{aligned}$$

定义参数估计误差

$$\tilde{\boldsymbol{\theta}}_F = \hat{\boldsymbol{\theta}}_F - \boldsymbol{\theta}_F, \tilde{\boldsymbol{\theta}}_G = \hat{\boldsymbol{\theta}}_G - \boldsymbol{\theta}_G \quad (16)$$

则式(14)中的未知函数估计误差 \tilde{F} 与 $\tilde{G}u$ 可以写为

$$\tilde{F} = \mathbf{W}_F \tilde{\boldsymbol{\theta}}_F, \tilde{G}u = \mathbf{W}_G \tilde{\boldsymbol{\theta}}_G \quad (17)$$

下面分析闭环系统的稳定性,考虑准 Lyapunov 函数

$$V = \frac{1}{2} [\mathbf{x}^T \mathbf{x} + \text{tr}(\tilde{\boldsymbol{\theta}}_F^T \boldsymbol{\Gamma}_F^{-1} \tilde{\boldsymbol{\theta}}_F) + \text{tr}(\tilde{\boldsymbol{\theta}}_G^T \boldsymbol{\Gamma}_G^{-1} \tilde{\boldsymbol{\theta}}_G)]$$

式中, $\boldsymbol{\Gamma}_F = \boldsymbol{\Gamma}_F^T > 0; \boldsymbol{\Gamma}_G = \boldsymbol{\Gamma}_G^T > 0$ 为自适应增益矩阵。对 V 沿系统误差动态方程式(14)及参数估计误差式(16)求导,则有

$$\dot{V} = -\mathbf{x}^T \mathbf{K} \mathbf{x} - \mathbf{x}^T \mathbf{W}_F \tilde{\boldsymbol{\theta}}_F - \mathbf{x}^T \mathbf{W}_G \tilde{\boldsymbol{\theta}}_G + \Delta +$$

$$\tilde{\boldsymbol{\theta}}_F^T \boldsymbol{\Gamma}_F^{-1} \dot{\hat{\boldsymbol{\theta}}}_F + \tilde{\boldsymbol{\theta}}_G^T \boldsymbol{\Gamma}_G^{-1} \dot{\hat{\boldsymbol{\theta}}}_G =$$

$$-\mathbf{x}^T \mathbf{K} \mathbf{x} - \tilde{\boldsymbol{\theta}}_F^T (\mathbf{W}_F^T \mathbf{x} - \boldsymbol{\Gamma}_F^{-1} \dot{\hat{\boldsymbol{\theta}}}_F) - \tilde{\boldsymbol{\theta}}_G^T (\mathbf{W}_G^T \mathbf{x} - \boldsymbol{\Gamma}_G^{-1} \dot{\hat{\boldsymbol{\theta}}}_G) + \Delta$$

式中

$$\begin{aligned} \Delta &= x_1 \hat{g}_1 (\Phi - \Phi_d) + x_2 V (\sin \gamma - \sin \gamma_{cd}) + \\ &x_3 \hat{g}_2 (\alpha - \alpha_{cd}) + x_4 (q - q_{cd}) + x_5 \hat{g}_3 (\delta_e - \delta_{ed}) \end{aligned}$$

为消除系统不确定参数误差的影响,自适应律可设计为

$$\dot{\hat{\boldsymbol{\theta}}}_F = \text{Proj}(\boldsymbol{\Gamma}_F \mathbf{W}_F^T \mathbf{x}), \dot{\hat{\boldsymbol{\theta}}}_G = \text{Proj}(\boldsymbol{\Gamma}_G \mathbf{W}_G^T \mathbf{x}) \quad (18)$$

式中, $\text{Proj}(\cdot)$ 为投影算子^[14], 保证估计参数驻留在参数变化的凸集 Ω_ρ 内。

则有

$$\dot{V} \leq -\mathbf{x}^T \mathbf{K} \mathbf{x} + \Delta$$

当指令滤波器中不发生饱和时,通过选择充分大的滤波带宽,指令滤波器输入输出的差可以是任意小, Δ 也可以是任意小,选择合适的控制增益 \mathbf{K} ,可以保证 $\dot{V} \leq 0$ 。因此,闭环系统稳定,系统跟踪误差 \mathbf{x} 渐近收敛。但当指令滤波器中发生饱和时,由于期望的控制信号不能被很好地执行,系统跟踪误差不能渐近收敛,将直接导致由系统跟踪误差驱动力的自适应参数估计过程的性能变差。为解决这一问题,本文采用修改跟踪误差定义^[13,15]的方法,消除控制信号幅值和速率限制的影响,将自适应律修改为

$$\dot{\hat{\boldsymbol{\theta}}}_F = \text{Proj}(\boldsymbol{\Gamma}_F \mathbf{W}_F^T \mathbf{z}), \dot{\hat{\boldsymbol{\theta}}}_G = \text{Proj}(\boldsymbol{\Gamma}_G \mathbf{W}_G^T \mathbf{z}) \quad (19)$$

式中

$$\mathbf{z} = \mathbf{x} - \mathbf{e} \quad (20)$$

且 \mathbf{e} 由辅助滤波系统(21)得到,即

$$\dot{\mathbf{e}} = -\mathbf{K} \mathbf{e} + \begin{bmatrix} \hat{g}_1 (\Phi - \Phi_d) \\ V (\sin \gamma - \sin \gamma_{cd}) \\ \hat{g}_2 (\alpha - \alpha_{cd}) \\ q - q_{cd} \\ \hat{g}_3 (\delta_e - \delta_{ed}) \end{bmatrix} \quad (21)$$

定理 1 对于式(1)描述的高超声速运动方程,控制律(5)、(7)、(9)、(11)和(13)、自适应律(19)及辅助滤波系统(21)保证系统补偿跟踪误差 \mathbf{z} 渐近收敛。

证明 联立误差动态方程(14)和辅助滤波系统(21),有

$$\dot{\mathbf{z}} = \dot{\mathbf{x}} - \dot{\mathbf{e}} = -\mathbf{K} \mathbf{z} - \tilde{F} - \tilde{G}u$$

选择准 Lyapunov 函数

$$V = \frac{1}{2} [\mathbf{z}^T \mathbf{z} + \text{tr}(\tilde{\boldsymbol{\theta}}_F^T \boldsymbol{\Gamma}_F^{-1} \tilde{\boldsymbol{\theta}}_F) + \text{tr}(\tilde{\boldsymbol{\theta}}_G^T \boldsymbol{\Gamma}_G^{-1} \tilde{\boldsymbol{\theta}}_G)]$$

对 V 沿闭环系统求导,则

$$\dot{V} = \mathbf{z}^T \dot{\mathbf{z}} + \tilde{\boldsymbol{\theta}}_F^T \boldsymbol{\Gamma}_F^{-1} \dot{\hat{\boldsymbol{\theta}}}_F + \tilde{\boldsymbol{\theta}}_G^T \boldsymbol{\Gamma}_G^{-1} \dot{\hat{\boldsymbol{\theta}}}_G = -\mathbf{z}^T \mathbf{K} \mathbf{z} - \mathbf{z}^T \mathbf{W}_F \tilde{\boldsymbol{\theta}}_F -$$

$$\mathbf{z}^T \mathbf{W}_G \tilde{\boldsymbol{\theta}}_G + \tilde{\boldsymbol{\theta}}_F^T \boldsymbol{\Gamma}_F^{-1} \dot{\hat{\boldsymbol{\theta}}}_F + \tilde{\boldsymbol{\theta}}_G^T \boldsymbol{\Gamma}_G^{-1} \dot{\hat{\boldsymbol{\theta}}}_G = -\mathbf{z}^T \mathbf{K} \mathbf{z} -$$

$$\tilde{\boldsymbol{\theta}}_F^T (\mathbf{W}_F^T \mathbf{z} - \boldsymbol{\Gamma}_F^{-1} \dot{\hat{\boldsymbol{\theta}}}_F) - \tilde{\boldsymbol{\theta}}_G^T (\mathbf{W}_G^T \mathbf{z} - \boldsymbol{\Gamma}_G^{-1} \dot{\hat{\boldsymbol{\theta}}}_G) \leq -\mathbf{z}^T \mathbf{K} \mathbf{z} \leq 0$$

由于 \dot{V} 是负半定的, V 是下有界且是单调减的, $\int_0^\infty \dot{V}(t) dt$ 存在且有限,因此可知 $\mathbf{z} \in L_2 \cap L_\infty$, 且 $\dot{\mathbf{z}}$ 有界,根据 Barbalat's 引理,补偿跟踪误差 \mathbf{z} 渐近收敛。

需要特别说明的是:定理不能得出系统跟踪误差 \mathbf{x} 渐近收敛的结论。由于辅助滤波系统(21)为稳定的线性滤波系统,当指令滤波器不发生饱和时,信号 \mathbf{e} 收敛于 0,因此系统跟踪误差 \mathbf{x} 也收敛于 0;而当指令滤波器发生饱和时,由于期望的控制信号不能被很好执行,系统跟踪误差 \mathbf{x} 可能增大,辅助滤波系统的输出信号 \mathbf{e} 不收敛于 0,但由于信号 \mathbf{e} 对实际跟踪误差 \mathbf{x} 的补偿作用,补偿跟踪误差 \mathbf{z} 仍然是渐近收敛的,因此依然可以保证闭环系统自适应学习过程的稳定性。

3 仿真分析

为验证上述方法的性能,采用前述的控制器进行仿真分析。高超声速飞行器仿真模型采用式(1)的非线性模型,飞行器在动压保持不变的情况下,跟踪方波变化的高度信号,同时保持速度不变,初始条件 $V_0 = 2\ 392.7\ \text{m}$, $h_0 = 26\ 212.8\ \text{m}$, $\gamma_0 = 0^\circ$, $\alpha_0 = 3.5^\circ$, $q_0 = 0^\circ/\text{s}$, 动压 $\bar{q} = 95\ 136\ \text{Pa}$ 。

由于控制器设计参数包括控制增益参数,指令滤波器参数和自适应律学习参数,而这些控制参数的选择并没有实际的指导原则。一种有效的思路是首先基于系统的名义参数值,选择控制增益保证系统稳定,且通常 Backstepping 控制器内回路的控制增益选择得比外回路的控制增益大;然后设计滤波器参数和自适应律学习参数。控制器的参数设计如下: $\mathbf{K} = \text{diag}\{5, 0.5, 1, 5, 10\}$ 。指令滤波器参数设置如下:控制信号 Φ, γ, α, q 和 δ_e 的幅值限制满足 $\Phi \in [0.05, 1.5]$, $\gamma \in [-3^\circ, 3^\circ]$, $\alpha \in [-5^\circ, 8^\circ]$, $q \in [-10^\circ/\text{s}, 10^\circ/\text{s}]$, $\delta_e \in [-25^\circ, 25^\circ]$;不考虑 Φ, γ, α 和 q 的速率限制, δ_e 的速率限制为 $\pm 50^\circ/\text{s}$;滤波器频率分别取为 20 rad/s, 50 rad/s, 4 rad/s, 10 rad/s, 40 rad/s, 所有滤波器的阻尼系数均取为 1。自适应律学习参数 $\boldsymbol{\Gamma}_F$ 和 $\boldsymbol{\Gamma}_G$ 分别选择为 $\boldsymbol{\Gamma}_F = \text{diag}\{10\mathbf{I}_6, \mathbf{I}_8\}$, $\boldsymbol{\Gamma}_G = 10\mathbf{I}_6$ 。为说明所设计方法的有效性,考虑一种较恶劣的仿真情况,所有参数不确定设定为 -30%, 分别考虑幅值 300 m、周期 100 s 的方波高度信号的跟踪和幅值 600 m、周期 100 s 的方波高度信号的跟踪,仿真结果分别如图 3 和图 4 所示。

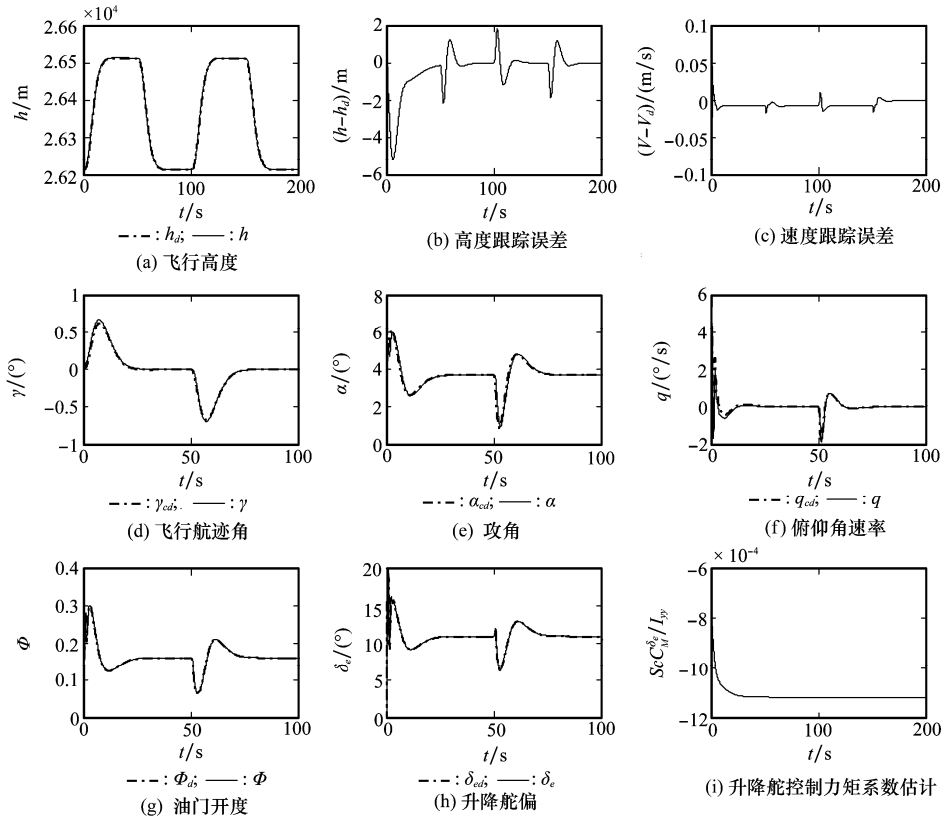


图 3 幅值 300 m、周期 100 s 的方波高度信号的跟踪

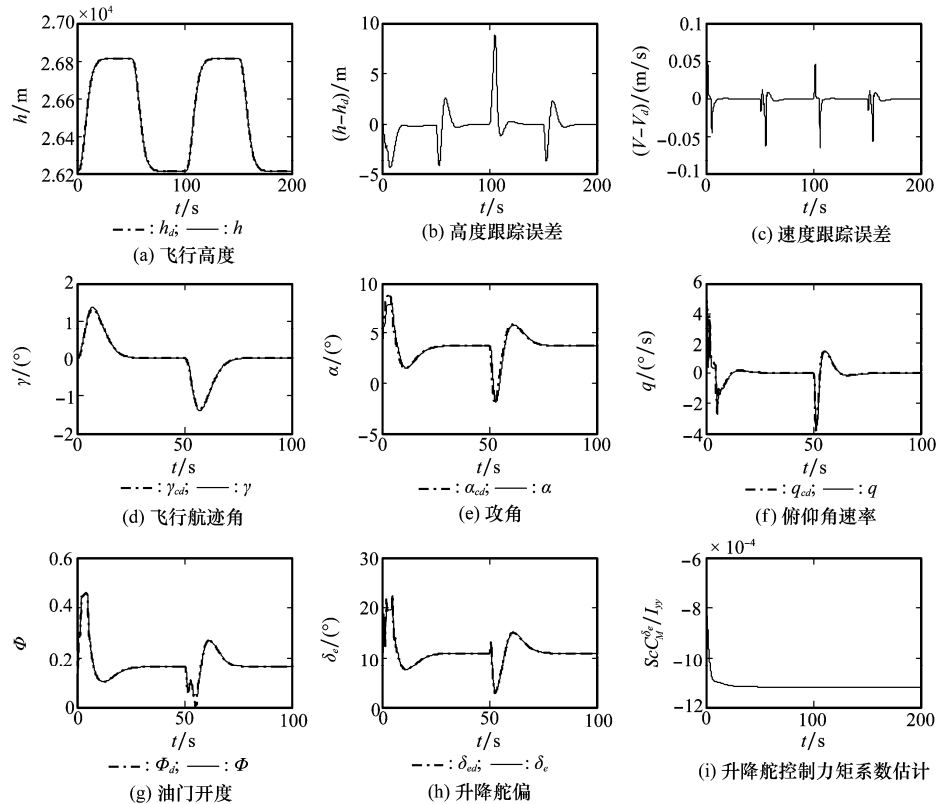


图 4 幅值 600 m、周期 100 s 的方波高度信号的跟踪

图 3 给出了指令滤波器幅值和速率限制不起作用时的仿真结果,控制信号 Φ 、 γ 、 α 、 q 和 δ_e 均在所定义的幅值和速率限制的范围,控制器表现出了良好的跟踪性能,实现了飞行高度的跟踪控制和速度的保持。图 4 给出了指令滤波器幅值和速率限制起作用时的仿真结果,从图中可以看出,飞行攻角和油门开度由于幅值限制均出现了控制信号不能完全执行的情况,但设计的控制器仍表现出了良好的跟踪性能,实现了飞行高度的跟踪控制,同时保证了自适应学习过程的稳定。

4 结 论

本文研究了高超声速飞行器非线性鲁棒自适应控制系统的设计。采用 Backstepping 设计方法,并结合指令滤波方法设计了高超声速飞行器的鲁棒自适应控制器,实现了高超声速飞行器速度与高度在不确定参数存在情况下的鲁棒跟踪控制。该方法应用简单,避免了一般 Backstepping 设计方法虚拟控制信号需要进行复杂的求导计算的困难,同时在考虑控制信号受约束的情况下,保证了自适应学习过程的稳定性和闭环系统的稳定性。仿真分析验证了所设计方法的有效性,得到了较为理想的控制效果。

参考文献:

- [1] 吴宏鑫,孟斌.高超声速飞行器控制研究综述[J].力学进展,2009,39(6):756-765. (Wu H X, Meng B. Review on the control of hypersonic flight vehicles[J]. *Advances in Mechanics*, 2009,39(6):756-765.)
- [2] Rodriguez A A, Dickeson J J, Cifdaloz O, et al. Modeling and control of scramjet-powered hypersonic vehicles: challenges, trends, and tradeoffs[C]//*Proc. of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*,2008.
- [3] Fidan B, Mirmirani M, Ioannou P A. Flight dynamics and control of air-breathing hypersonic vehicle: review and new directions[C]//*Proc. of the 12th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference and Exhibit*,2003.
- [4] Cai G, Duan G, Hu C, et al. Tracking control for air-breathing hypersonic cruise vehicle based on tangent linearization approach[J]. *Journal of Systems Engineering and Electronics*,2010,21(3):469-475.
- [5] 吴浩,杨业,王永骥,等.基于 RCMAC 干扰观测器的高超声速飞行控制[J].系统工程与电子技术,2010,32(8):1722-1726. (Wu H, Yang Y, Wang Y J, et al. Nonlinear control for hypersonic vehicles based on RCMAC disturbance observer[J]. *Systems Engineering and Electronics*,2010,32(8):1722-1726.)
- [6] Wang Q, Stengel R F. Robust nonlinear control of a hypersonic aircraft[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2000,23(4):577-585.
- [7] Xu H, Mirmirani M, Ioannou P A. Adaptive sliding mode control design for a hypersonic flight vehicle[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*,2004,27(5):829-838.
- [8] 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] Krstic M, Kanellakopoulos I, Kokotovic P. *Nonlinear and adaptive control design*[M]. New York: Wiley,1995.
- [10] Fiorentini L, Serrani A, Bolender 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.
- [11] 刘燕斌,陆宇平.基于反步法的高超音速飞机纵向逆飞行控制[J].控制与决策,2007,22(3):313-317. (Liu Y B, Lu Y P. Longitudinal inversion flight control based on backstepping for hypersonic vehicle[J]. *Control and Decision*,2007,22(3):313-317.)
- [12] 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 D X, Sun Z Q, Luo X, et al. Fuzzy adaptive control for hypersonic vehicle via Backstepping method[J]. *Control Theory and Applications*,2008,25(5):805-810.)
- [13] Farrell J, Sharma M, Polycarpou M. Backstepping-based flight control with adaptive function approximation[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*,2005,28(6):1089-1102.
- [14] Lian J, Lee Y, Zak S H. Variable neural direct adaptive robust control of uncertain systems[J]. *IEEE Trans. on Automatic Control*,2008,53(11):2658-2664.
- [15] Sonneveldt L, van Oort E R, Chu Q P, et al. Nonlinear adaptive trajectory control applied to an F-16 model [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*,2009,32(1):25-39.