

高超声速飞行器新型攻角约束反演控制

韦俊宝, 李海燕*, 李 静

(海军工程大学兵器工程学院, 湖北 武汉 430033)

摘 要: 针对考虑攻角约束的高超声速飞行器控制问题, 提出一种受限指令滤波器与预设性能方法相结合的反演控制方案。首先, 从高超声速飞行器运动模型中划分出高度子系统并基于反演控制方法设计控制器。为了解决攻角约束问题, 构造受限指令滤波器对攻角虚拟指令限幅并保证指令的可导性。然后, 利用预设性能方法预先设定约束范围, 保证攻角跟踪误差始终满足约束条件的同时, 提高其瞬态和稳态性能。另外, 针对系统参数不确定与外界干扰, 采用线性扩张状态观测器(linear extended state observer, LESO)进行观测并补偿。基于 Lyapunov 稳定理论证明了系统的跟踪误差最终一致有界, 最后通过仿真验证了该方法的有效性。

关键词: 高超声速飞行器; 攻角约束; 指令滤波器; 预设性能; 线性扩张状态观测器

中图分类号: V 249.1

文献标志码: A

DOI:10.12305/j.issn.1001-506X.2022.04.29

Novel backstepping control for hypersonic vehicle with angle of attack constraint

WEI Junbao, LI Haiyan*, LI Jing

(College of Weaponry Engineering, Naval University of Engineering, Wuhan 430033, China)

Abstract: For the control problem of hypersonic vehicle with angle of attack (AOA) constraint, a backstepping control scheme combining constrained command filter and prescribed performance method is proposed. Firstly, the altitude subsystem is divided from the hypersonic vehicle motion model and the controller is designed based on the backstepping control method. In order to solve the problem of AOA constraint, a constrained command filter is constructed to limit the virtual command of AOA and ensure the virtual command's differentiability. Then, the constraint range is set in advance by using the prescribed performance method to ensure that the tracking error of AOA meets the constraint condition and to improve its transient and steady performance. In addition, linear extended state observer (LESO) is used to observe and compensate the parameter uncertainties of the system and external disturbances. Based on Lyapunov stability theory, it is proved that the tracking error of the system is uniformly bounded. Finally, the simulation results show that the proposed method is effectiveness.

Keywords: hypersonic vehicle; angle of attack (AOA) constraint; command filter; prescribed performance; linear extended state observer

0 引 言

由于高超声速飞行器在军事和民事方面具有巨大的应用前景, 引起了世界广泛的关注。而飞行控制技术作为发展高超声速飞行器的关键技术, 是实现飞行器跟踪轨迹和稳定飞行的基本保障, 因此研究高超声速飞行器的控制系统设计对于其发展具有十分重要的意义。

目前, 关于高超声速飞行器控制技术的研究已经取得了一定的成果。反演法^[1]、动态逆控制^[2]、滑模控制^[3]以及轨迹线性化^[4]等先进控制方法在高超声速飞行器控制器设计中均得到了应用。其中, 反演控制作为一种解决非线性不确定控制问题的有效控制技术, 通过将高超声速飞行器动力学分解为速度子系统和高度子系统, 可实现其控制器设计^[5]。

收稿日期: 2021-03-08; 修回日期: 2021-04-19; 网络优先出版日期: 2021-05-31。

网络优先出版地址: <http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2422.TN.20210531.1003.008.html>

基金项目: 航空基金(20140184001); 中国博士后科学基金(2015M572693)资助课题

* 通讯作者。

引用格式: 韦俊宝, 李海燕, 李静. 高超声速飞行器新型攻角约束反演控制[J]. 系统工程与电子技术, 2022, 44(4): 1310-1317.

Reference format: WEI J B, LI H Y, LI J. Novel backstepping control for hypersonic vehicle with angle of attack constraint[J]. Systems Engineering and Electronics, 2022, 44(4): 1310-1317.

尽管高超声速飞行器的反演控制器设计已经取得了较大的进展,但对于攻角约束问题没有足够的重视。高超声速飞行器在实际飞行中,为了保证超燃冲压发动机的正常工作,需要攻角幅值满足一定的约束条件,否则会造成进气道不启动以及热力壅塞等问题,严重降低飞行性能^[6]。目前,大多文献利用 Barrier 函数来处理攻角约束问题。文献[7-9]基于 Barrier 函数将跟踪误差约束在一定范围内,却忽略了对攻击指令的限制,从而容易出现攻角能实现指令跟踪却超出约束范围的问题。文献[10-13]提出一种基于 Barrier 函数的自适应反演控制方案,首先利用 Barrier 函数约束攻角跟踪误差,然后通过构造饱和函数对攻角指令限幅,从而实现攻角约束。其中,文献[10]利用微分跟踪器估计限幅后攻角指令的一阶导数,却忽略了该指令在饱和值处不可导的问题。文献[11]通过分别约束俯仰角和航迹倾角来处理攻击约束问题,设计流程较复杂。上述关于攻角约束的文献中,所提出的控制方案需要假设攻角初始误差满足约束条件。在实际中,攻角初始误差难以精确得到,并且该值可能过大;而通过扩大约束范围使得初始误差满足约束条件,则会降低攻角的跟踪性能。另外,大多研究注重于攻角误差的稳态性能,忽略了其动态性能。而当跟踪误差具有良好的动态性能时,能够使得攻角快速跟踪上满足约束条件的指令,不仅攻角约束问题得到较好处理,而且能进一步提高飞行器的机动性能。

基于上述分析,本文针对考虑攻角约束的高超声速飞行器控制问题,提出一种受限指令滤波器与预设性能方法相结合的反演控制方案。与已有的研究工作不同,本文通过构造受限指令滤波器对攻角指令限幅,保证攻角指令的有界性;并通过设定指令初始值,无需假设初始误差满足约束条件。在此基础上,本文进一步考虑攻角的跟踪性能,采用预设性能方法对攻角跟踪误差进行约束。所提出的方案在解决攻角约束问题的同时,能够提高攻角跟踪误差的瞬态和稳态性能。最后对该方案的有效性进行了理论证明和仿真验证。

1 系统描述与预备知识

1.1 系统描述

高超声速飞行器纵向运动刚体模型^[14]为

$$\dot{V} = \frac{T \cos \alpha - D}{m} - g \sin \gamma \quad (1)$$

$$\dot{h} = V \sin \gamma \quad (2)$$

$$\dot{\gamma} = \frac{L + T \sin \alpha - g \cos \gamma}{mV} \quad (3)$$

$$\dot{\alpha} = q - \dot{\gamma} \quad (4)$$

$$\dot{q} = \frac{M}{I_{yy}} \quad (5)$$

式中:速度 V 、高度 h 、航迹倾角 γ 、攻角 α 以及俯仰角速度 q 为刚体状态变量; m 为质量; g 为重力加速度; I_{yy} 为转动惯量; T 、 D 、 L 、 M 分别为推力、阻力、升力以及俯仰力矩^[15],可描述为

$$\begin{cases} D \approx QS(C_D^a \alpha^2 + C_D^a \alpha + C_D^0) \\ L = L_0 + L_a \alpha \approx QSC_L^a + QSC_L^0 \alpha \\ T = T_\Phi(\alpha)\Phi + T_0(\alpha) \\ M = M_T + M_0(\alpha) + M_{\delta_e} \delta_e \approx \\ z_T T + QSc(C_M^a \alpha^2 + C_M^a \alpha + C_M^0) + QScC_M^{\delta_e} \delta_e \end{cases} \quad (6)$$

式中: $Q=0.5\rho V^2$ 为飞行器动压,其中 ρ 为空气密度; S 为飞行器参考面积; Φ 为燃油当量比; δ_e 为升降舵偏角; z_T 为推力-力矩耦合系数; \bar{c} 为平均气动弦长; C_D^a 、 C_D^0 、 C_L^a 、 C_L^0 、 $T_\Phi(\alpha)$ 、 $T_0(\alpha)$ 分别为阻力、升力以及推力的相关气动参数; C_M^a 、 C_M^0 、 $C_M^{\delta_e}$ 为俯仰力矩的相关参数。

假设 1^[16] 式(3)中的 $T \sin \alpha$ 项数值远小于升力 L 值,因此该项可以忽略。

系统模型的输出为速度 V 、高度 h ;控制输入为燃油当量比 Φ 、升降舵偏角 δ_e 。结合模型式(1)~式(5)与假设 1 可知,速度 V 的变化主要受燃油当量比 Φ 控制;升降舵偏角 δ_e 通过直接控制俯仰角速率 q 变化,进而控制攻角 α 、航迹倾角 γ 的变化,因此飞行器高度 h 变化主要受 δ_e 控制^[17]。为了便于控制律设计,通常情况下,模型式(1)~式(5)可分解为速度子系统和高度子系统^[18]:

$$\dot{V} = f_v + g_v \Phi + d_v \quad (7)$$

$$\begin{cases} \dot{h} = V \sin \gamma \\ \dot{\gamma} = f_\gamma + g_\gamma \alpha + d_\gamma \\ \dot{\alpha} = f_\alpha + q - d_\gamma \\ \dot{q} = f_q + g_q \delta_e + d_q \end{cases} \quad (8)$$

式中:

$$\begin{cases} f_v = \frac{T_0(\alpha) \cos \alpha - D}{m} - g \sin \gamma \\ g_v = \frac{T_\Phi(\alpha) \cos \alpha}{m} \\ f_\gamma = \frac{L_0 - mg \cos \gamma}{mV} \\ g_\gamma = \frac{L_a}{mV} \\ f_\alpha = -f_\gamma - g_\gamma \alpha \\ f_q = \frac{M_T + M_0(\alpha)}{I_{yy}} \\ g_q = \frac{M_{\delta_e}}{I_{yy}} \end{cases}$$

$d_i (i=V, \gamma, q)$ 为扰动项,包含外界干扰以及参数摄动,且有如下假设^[18]。

假设 2 扰动项 $d_i (i=V, \gamma, q)$ 连续且一阶导数有界。

1.2 预设性能

预设性能^[19]方法包括性能函数以及误差变换,是指跟踪误差收敛在一个预先设定的任意小区域内的同时,跟踪误差的收敛速度和超调量均满足预设条件,保证系统的瞬

态和稳态性能满足预设要求。

性能函数 $\tilde{\omega}(t)$ 为单调递减的正函数,对系统误差 $e(t)$ 约束满足:

$$-\tilde{\omega}(t) < e(t) < \tilde{\omega}(t) \quad (9)$$

为将不等式约束转化为等式约束,建立等式

$$e(t) = \tilde{\omega}(t) S(\epsilon) \quad (10)$$

式中: ϵ 为转换误差。定义转换函数为

$$S(\epsilon) = \frac{e^\epsilon - e^{-\epsilon}}{e^\epsilon + e^{-\epsilon}}$$

易知, $S(\epsilon)$ 为光滑、严增可逆函数,满足:

$$\begin{cases} -1 < S(\epsilon) < 1 \\ \lim_{\epsilon \rightarrow -\infty} S(\epsilon) = -1 \\ \lim_{\epsilon \rightarrow \infty} S(\epsilon) = 1 \end{cases} \quad (11)$$

进一步, $S(\epsilon)$ 的逆变换为

$$\epsilon = S^{-1}(e, \tilde{\omega}) = \frac{1}{2} \ln \left(\frac{1 + e/\tilde{\omega}}{1 - e/\tilde{\omega}} \right) \quad (12)$$

根据式(12),若 ϵ 始终有界,则不等式(9)成立,即系统跟踪误差不仅有界而且被限制在设定的范围内,从而保证跟踪误差满足预设的瞬态和稳态性能要求。

1.3 线性扩张状态观测器

考虑如下的一阶不确定系统:

$$\begin{cases} \dot{x}_1(t) = f(x_1) + g(x_1)u + d(t) \\ y = x_1(t) \end{cases} \quad (13)$$

式中: $d(t)$ 为不确定项,假设 $d(t)$ 连续且一阶导数有界。针对该系统,可以建立如下所示的线性扩张状态观测器(linear extended state observer, LESO):

$$\begin{cases} e_1(t) = x_1(t) - \hat{x}_1(t) \\ \dot{\hat{x}}_1(t) = \hat{x}_2(t) + l_1 e_1(t) + f_1(x_1) + g(x_1)u \\ \dot{\hat{x}}_2(t) = l_2 e_1(t) \end{cases} \quad (14)$$

式中: $\hat{x}_1(t)$ 为 $x_1(t)$ 的估计值; $\hat{x}_2(t)$ 跟踪 $d(t)$; $l_i > 0$ ($i = 1, 2$)为可调参数。

采用带宽配置方法^[20]选取参数,使参数满足 $[l_1 \quad l_2] = [\omega_0 a_1 \quad \omega_0 a_2]$,其中 ω_0 表示观测器的带宽。选取增益函数 $a_i = 3! / i! \cdot (3-i)! \quad (i = 1, 2)$ 。参考文献[21]关于LESO收敛性的证明:观测误差 $\tilde{d} = \hat{x}_2 - d$ 在有限时间内, $|\tilde{d}| \rightarrow 0$ 。即做出如下假设:

假设 3 LESO 观测误差 $\tilde{d} = \hat{x}_2 - d$ 有界,且存在未知正常数 \tilde{D} ,使得 $|\tilde{d}| \leq \tilde{D}$ 。

2 控制器设计

由于本文主要研究控制系统中的攻角约束问题。考虑到速度子系统结构较为简单、阶数较少,通过设计动态逆控制器可使其稳定跟踪指令,因此省略该子系统的控制器设计与仿真,而将研究重心放在含有攻角状态的高度子系统中。

针对高度子系统式(8),进行控制器设计。

首先定义高度跟踪误差 $e_h = h - h_d$,其中 h_d 为高度指

令。依据文献[10],航迹倾角指令取为

$$\gamma_d = \arcsin \left(\frac{-k_h e_h - k'_h \int e_h dt + \dot{h}_d}{V} \right) \quad (15)$$

式中: k_h, k'_h 均为正参数。

考虑到反演控制器设计中,虚拟指令难以求导,因此引入文献[22]中的指令滤波器来估计虚拟指令 γ_d 及其导数 $\dot{\gamma}_d$ 。

$$\begin{cases} \dot{\chi}_{\gamma 1} = \chi_{\gamma 2} \\ \dot{\chi}_{\gamma 2} = 2\xi_\gamma \omega_\gamma \left[\frac{\omega_\gamma^2}{2\xi_\gamma \omega_\gamma} (\gamma_d - \chi_{\gamma 1}) - \chi_{\gamma 2} \right] \end{cases} \quad (16)$$

式中: γ_d 为输入; $\chi_{\gamma 1}, \chi_{\gamma 2}$ 为跟踪器输出,分别为 $\gamma_d, \dot{\gamma}_d$ 的估计值; $\xi_\gamma, \omega_\gamma$ 均为正参数。

下面进行反演控制器设计。

步骤 1 定义航迹角误差 $e_\gamma = \gamma - \gamma_d$ 以及补偿误差:

$$v_\gamma = e_\gamma - \varsigma_\gamma \quad (17)$$

式中: ς_γ 为待设计的辅助变量。结合式(8),对式(17)求导,得

$$\dot{v}_\gamma = f_\gamma + g_\gamma \alpha + d_\gamma - \dot{\gamma}_d - \dot{\varsigma}_\gamma \quad (18)$$

选取 Lyapunov 函数 $W_1 = \frac{1}{2} v_\gamma^2$ 并求导,得

$$\dot{W}_1 = v_\gamma (f_\gamma + g_\gamma \alpha + d_\gamma - \dot{\gamma}_d - \dot{\varsigma}_\gamma) \quad (19)$$

设计虚拟控制律为

$$\alpha_c = \frac{1}{g_\gamma} (-k_\gamma e_\gamma - \frac{1}{2} g_\gamma^2 v_\gamma - f_\gamma - \dot{d}_\gamma + \chi_{\gamma 2}) \quad (20)$$

式中: $k_\gamma > 0$ 为参数; \dot{d}_γ 为 d_γ 的LESO观测值。

考虑攻角约束问题,首先对虚拟控制律 α_c 进行限幅,并且为了保证限幅后指令的可导性,以便后续反演设计的顺利进行,构造如下受限指令滤波器:

$$\begin{cases} \dot{\chi}_{a1} = \chi_{a2} \\ \dot{\chi}_{a2} = 2\xi_a \omega_a \left\{ \frac{\omega_a^2}{2\xi_a \omega_a} [\text{sat}(\alpha_c) - \chi_{a1}] - \chi_{a2} \right\} \end{cases} \quad (21)$$

式中: ξ_a, ω_a 均为正参数。饱和函数 $\text{sat}(\cdot)$ 如下:

$$\text{sat}(\alpha_c) = \begin{cases} \alpha_M, & \alpha_c > \alpha_M \\ \alpha_c, & \alpha_m \leq \alpha_c \leq \alpha_M \\ \alpha_m, & \alpha_c < \alpha_m \end{cases} \quad (22)$$

式中:常数 $\alpha_M > 0, \alpha_m < 0$ 分别为攻角指令的上下限。取虚拟控制律 $\alpha_d = \chi_{a1}$ 。

式(21)中,取滤波器初值 $\chi_{a1}(0) = \alpha(0), \chi_{a2}(0) = -(\omega_a + 1)\chi_{a1}(0)$ 。目的是一方面使得攻角初始误差为零,满足特定的约束条件,无需假设初始误差满足约束条件。另一方面,通过赋予初始值,能够保证虚拟指令 α_d 满足限幅条件,相关证明将在下文给出。

为了抵消攻角指令限幅造成的影响,设计如下辅助补偿系统:

$$\dot{\varsigma}_\gamma = -k_\gamma \varsigma_\gamma + g_\gamma [\text{sat}(\alpha_c) - \alpha_c] \quad (23)$$

将式(20)、式(23)代入式(19),得

$$\dot{W}_1 = -k_\gamma v_\gamma^2 - \frac{1}{2} g_\gamma^2 v_\gamma + v_\gamma g_\gamma (\alpha - \alpha_d) + v_\gamma g_\gamma [\alpha_d - \text{sat}(\alpha_c)] + v_\gamma (d_\gamma - \tilde{d}_\gamma + \chi_{\gamma 2} - \dot{\gamma}_d) \quad (24)$$

步骤2 定义攻角误差 $e_a = \alpha - \alpha_d$ 并设定性能函数

$$\tilde{\omega}_a(t) = (\tilde{\omega}_0 - \tilde{\omega}_\infty) \exp(-\mu t) + \tilde{\omega}_\infty \quad (25)$$

式中: $\tilde{\omega}_0$ 、 $\tilde{\omega}_\infty$ 、 μ 均为正常数且 $\tilde{\omega}_0 > \tilde{\omega}_\infty$ 。根据式(12),对攻角误差进行误差变换,得

$$\epsilon_a(t) = \frac{1}{2} \ln \left(\frac{1 + e_a / \tilde{\omega}_a}{1 - e_a / \tilde{\omega}_a} \right) \quad (26)$$

本文通过采用预设性能方法,将攻角跟踪误差约束在预设范围内。与文献[7-13]利用 Barrier 函数的方法相比,该方法在保证跟踪误差稳态性能的同时,能够进一步提高其动态性能。

结合式(8),对式(26)求导,得

$$\dot{\epsilon}_a = r_a (f_a + q - d_\gamma - \dot{\alpha}_d) + v_a \quad (27)$$

$$\text{式中: } r_a = \frac{1}{1 - \left(\frac{e_a}{\tilde{\omega}_a} \right)^2} \cdot \frac{1}{\tilde{\omega}_a} > 0; v_a = -\frac{1}{1 - \left(\frac{e_a}{\tilde{\omega}_a} \right)^2} \cdot \frac{\dot{\tilde{\omega}}_a}{\tilde{\omega}_a^2}.$$

选取 Lyapunov 函数 $W_2 = W_1 + \frac{1}{2} \epsilon_a^2$ 并求导,得

$$\dot{W}_2 = \dot{W}_1 + \epsilon_a [r_a (f_a + q - d_\gamma - \dot{\alpha}_d) + v_a] \quad (28)$$

设计虚拟控制律为

$$q_d = -k_a \epsilon_a - \frac{\tilde{\omega}_a \epsilon_a}{r_a} - \frac{1}{4} \sigma_a r_a \epsilon_a - f_a + \tilde{d}_\gamma + \dot{\alpha}_d - \frac{v_a}{r_a} \quad (29)$$

式中: k_a 、 σ_a 均为正参数。

将式(29)代入式(28),得

$$\begin{aligned} \dot{W}_2 = & \dot{W}_1 - k_a r_a \epsilon_a^2 - \left(\tilde{\omega}_a^2 + \frac{1}{4} \sigma_a r_a^2 \right) \epsilon_a^2 + \\ & \epsilon_a r_a (q - q_d) - \epsilon_a r_a (d_\gamma - \tilde{d}_\gamma) \end{aligned} \quad (30)$$

本文通过分别约束攻角指令和跟踪误差的方法来解决攻角约束问题。即保证 $\alpha_m < \alpha_d < \alpha_M$, $|e_a| < \tilde{\omega}_a(0)$, 从而使 $\alpha \in (\alpha_m - \tilde{\omega}_a(0), \alpha_M + \tilde{\omega}_a(0))$ 。

步骤3 定义俯仰角误差 $e_q = q - q_d$, 结合式(8)对其求导,得

$$\dot{e}_q = f_q + g_q \delta_e + d_q - \dot{q}_d \quad (31)$$

选取 Lyapunov 函数 $W_3 = W_2 + \frac{1}{2} e_q^2$ 并求导,得

$$\dot{W}_3 = \dot{W}_2 + e_q (f_q + g_q \delta_e + d_q - \dot{q}_d) \quad (32)$$

设计系统控制律为

$$\delta_e = \frac{1}{g_q} (-k_q e_q - f_q - \tilde{d}_q + \chi_{q2} - r_a \epsilon_a) \quad (33)$$

式中: $k_q > 0$ 为参数; \tilde{d}_q 为 d_q 的 LESO 观测值。 χ_{q2} 为虚拟控制律导数 \dot{q}_d 的估计值, 可通过如下指令滤波器得到:

$$\begin{cases} \dot{\chi}_{q1} = \chi_{q2} \\ \dot{\chi}_{q2} = 2\xi_q \omega_q \left[\frac{\omega_q^2}{2\xi_q \omega_q} (q_d - \chi_{q1}) - \chi_{q2} \right] \end{cases} \quad (34)$$

式中: ξ_q 、 ω_q 均为正参数。

结合式(33),式(32)变为

$$\dot{W}_3 = \dot{W}_2 - k_q e_q^2 - e_q r_a \epsilon_a + e_q (d_q - \tilde{d}_q + \chi_{q2} - \dot{q}_d) \quad (35)$$

3 稳定性分析

针对所设计的控制器,可得到如下定理。

定理1 系统模型式(8)在参数摄动、外界干扰的情形下,基于假设1~假设3,采用式(33)所示的系统控制律,可得到如下结论:

- (1) 高度子系统式(8)内所有跟踪误差最终一致有界;
- (2) 攻角满足约束条件 $\alpha \in (\alpha_m - \tilde{\omega}_a(0), \alpha_M + \tilde{\omega}_a(0))$ 。

证明

(1) 结论(1)证明

结合式(24)、式(28)以及式(35),将 Lyapunov 函数 W_3 展开,得

$$\begin{aligned} \dot{W}_3 = & v_\gamma (-k_\gamma v_\gamma + g_\gamma e_a + g_\gamma \eta_a - \frac{1}{2} g_\gamma^2 v_\gamma + \tilde{d}_\gamma + \dot{\eta}_\gamma) + \\ & \epsilon_a (-k_a r_a \epsilon_a - (\tilde{\omega}_a^2 + \frac{1}{4} \sigma_a r_a^2) \epsilon_a + r_a e_q - r_a \tilde{d}_\gamma) + \\ & e_q (-k_q e_q - r_a \epsilon_a + \tilde{d}_q + \dot{\eta}_q) \end{aligned} \quad (36)$$

式中: $\tilde{d}_\gamma = d_\gamma - \hat{d}_\gamma$, $\tilde{d}_q = d_q - \hat{d}_q$ 为 LESO 观测误差; $\eta_a = \alpha_d - \text{sat}(\alpha_c)$, $\eta_\gamma = \chi_{\gamma 1} - \gamma_d$, $\eta_q = \chi_{q1} - q_d$ 为指令滤波器误差。

根据文献[22],有 $\lim_{\omega_i \rightarrow \infty} \eta_i = 0$, $\lim_{\omega_i \rightarrow \infty} \dot{\eta}_i = 0$ ($i = \gamma, \alpha, q$)。即存在未知常数 N_i ($i = \gamma, \alpha, q$) > 0 , 使得 $|\dot{\eta}_\gamma| \leq N_\gamma$, $|\eta_a| \leq N_a$, $|\dot{\eta}_q| \leq N_q$ 。则式(36)中,

$$\begin{cases} g_\gamma e_a v_\gamma \leq \frac{1}{4} g_\gamma^2 v_\gamma^2 + e_a^2 \\ g_\gamma v_\gamma \eta_a \leq \frac{1}{4} g_\gamma^2 v_\gamma^2 + \eta_a^2 \\ v_\gamma \tilde{d}_\gamma \leq \frac{k_\gamma}{4} v_\gamma^2 + \frac{1}{k_\gamma} \tilde{d}_\gamma^2 \\ v_\gamma \dot{\eta}_\gamma \leq \frac{k_\gamma}{4} v_\gamma^2 + \frac{1}{k_\gamma} \dot{\eta}_\gamma^2 \\ -r_a \epsilon_a \tilde{d}_\gamma \leq \frac{\sigma_a}{4} r_a^2 \epsilon_a^2 + \frac{1}{\sigma_a} \tilde{d}_\gamma^2 \\ e_q \tilde{d}_q \leq \frac{k_q}{4} e_q^2 + \frac{1}{k_q} \tilde{d}_q^2 \\ e_q \dot{\eta}_q \leq \frac{k_q}{4} e_q^2 + \frac{1}{k_q} \dot{\eta}_q^2 \end{cases} \quad (37)$$

另外,对于式(10),利用中值定理可得

$$e = \tilde{\omega} S(\epsilon) = \tilde{\omega} \frac{\partial S(\epsilon)}{\partial \epsilon} \bigg|_{\epsilon=\epsilon'} \cdot \epsilon \quad (38)$$

式中: ϵ' 为常数,位于0和 ϵ 构成的闭区间上。由于

$$\frac{\partial S(\epsilon)}{\partial \epsilon} \bigg|_{\epsilon=\epsilon'} = 1 - \tanh^2(\epsilon') \leq 1, \text{ 因此对于式(26),可得}$$

$$e_a^2 \leq \tilde{\omega}_a^2 \epsilon_a^2 \quad (39)$$

结合式(37)和式(39),式(36)可以化简为

$$\begin{aligned} \dot{W}_3 \leq & -\frac{k_\gamma}{2} v_\gamma^2 - r_a k_a \epsilon_a^2 - \frac{k_q}{2} e_q^2 + \left(\frac{1}{k_\gamma} + \frac{1}{\sigma_a} \right) \tilde{d}_\gamma^2 + \\ & \frac{1}{k_q} \tilde{d}_q^2 + \eta_a^2 + \frac{1}{k_\gamma} \dot{\eta}_\gamma^2 + \frac{1}{k_q} \dot{\eta}_q^2 \end{aligned} \quad (40)$$

令 $\mathbf{z} = [v_\gamma, \epsilon_a, e_q]^T$, $\bar{k} = \min(k_\gamma/2, r_a k_a, k_q/2)$ 。结合假设3,

存在常数 $N_h > 0$, 使得 $\left(\frac{1}{k_\gamma} + \frac{1}{\sigma_a}\right) \tilde{d}_\gamma^2 + \frac{1}{k_q} \tilde{d}_q^2 + \eta_\mu^2 + \frac{1}{k_\gamma} \cdot$

$\dot{\eta}_\gamma^2 + \frac{1}{k_q} \dot{\eta}_q^2 \leq N_h$, 因此式(40)可进一步简化为

$$\dot{W}_3 \leq -\bar{k} \|z\|_2^2 + N_h \tag{41}$$

则当 $\|z\| \geq \sqrt{\frac{N_h}{\bar{k}}}$ 时, 式(41)有

$$\dot{W}_3 \leq 0 \tag{42}$$

因此可以说明 W_3 有界, 根据 W_3 的定义可得 $v_\gamma, \epsilon_a, e_q$ 有界。根据第 1.2 节, 由 ϵ_a 有界可以得到 e_q 有界且满足约束条件; 当攻角指令退出饱和后, 根据式(22), 此时 $\text{sat}(\alpha_c) = \alpha_c$, 则式(23)中 $\zeta_\gamma \rightarrow 0$, 因此误差 e_γ 有界。

(2) 结论(2)证明

将式(21)进行变换, 得到

$$\ddot{\chi}_{a1} + 2\xi_a \omega_a \dot{\chi}_{a1} + \omega_a^2 \chi_{a1} = \omega_a^2 \text{sat}(\alpha_c) \tag{43}$$

由于 $\alpha_m \leq \text{sat}(\alpha_c) \leq \alpha_M$, 则式(43)可改写为

$$\alpha_m \omega_a^2 \leq \ddot{\chi}_{a1} + 2\xi_a \omega_a \dot{\chi}_{a1} + \omega_a^2 \chi_{a1} \leq \alpha_M \omega_a^2 \tag{44}$$

取 $\xi_a = 1$, 不等式(44)同时乘 $\exp(\omega_a t)$, 得

$$\alpha_m \omega_a^2 \exp(\omega_a t) \leq (\chi_{a1} \exp(\omega_a t))'' \leq \alpha_M \omega_a^2 \exp(\omega_a t) \tag{45}$$

对不等式(45)积分, 得

$$\begin{cases} \chi_{a1} \geq \alpha_m [1 - e^{-\omega_a t} (1 + \omega_a t)] + (\omega_a + 1) \chi_{a1}(0) + \dot{\chi}_{a1}(0) \\ \chi_{a1} \leq \alpha_M [1 - e^{-\omega_a t} (1 + \omega_a t)] + (\omega_a + 1) \chi_{a1}(0) + \dot{\chi}_{a1}(0) \end{cases} \tag{46}$$

根据变量 $\chi_{a1}, \dot{\chi}_{a1}$ 的初始赋值: $(\omega_a + 1) \chi_{a1}(0) + \dot{\chi}_{a1}(0) = 0$, 由于 $\alpha_M > 0, \alpha_m < 0$, 并且 $\alpha_d = \chi_{a1}$, 则式(46)可化简为

$$\alpha_m \leq \alpha_d \leq \alpha_M \tag{47}$$

另外, 根据定理 1, 由 ϵ_a 有界可以得到 $|e_a| < \tilde{\omega}_a(t)$, 进一步有:

$$-\tilde{\omega}_a(0) < e_a < \tilde{\omega}_a(0) \tag{48}$$

结合式(47)、式(48), 并且 $\alpha = e_a + \alpha_d$, 显然:

$$\alpha \in (\alpha_m - \tilde{\omega}_a(0), \alpha_M + \tilde{\omega}_a(0)) \tag{49}$$

证毕

4 仿真分析

为验证本文提出的控制方案的有效性, 以高超声速飞行器纵向运动模型式(1)~式(5)为对象, 利用第 2 节的控制方法进行 Matlab 仿真。飞行器参数、气动参数取自文献[14], 如表 1 所示, 仿真控制器参数如表 2 所示。

表 1 高超声速飞行器参数
Table 1 Parameters of hypersonic vehicle

符号	取值	符号	取值
$m/(\text{lb}/\text{ft})$	300	C_D^a/rad^{-1}	-4.531 5
$I_{yy}/(\text{lb}\cdot\text{ft})$	5×10^5	C_D^0	-0.045 315
$\rho/(\text{slug}/\text{ft}^3)$	$6.742\ 9\times 10^{-5}$	C_L^a/rad^{-1}	4.677 3
$g/(\text{ft}/\text{s}^2)$	32.17	C_L^0	-0.018 714
S/ft^2	17	C_M^a/rad^{-2}	6.292 6
\bar{c}/ft	17	C_M^a/rad^{-1}	2.133 56
z_T/ft	17	C_M^0	-0.189 79
$C_D^{a^2}/\text{rad}^{-2}$	5.822 4	$C_M^{a^2}/\text{rad}^{-1}$	-1.289 7

表 2 控制器参数
Table 2 Controller parameters

参数	取值	参数	取值
k_h	0.5	ω_γ	10
k_h'	0.5	ω_a	10
k_γ	1	ω_q	20
k_a	2	μ	0.5
σ_a	0.001	$\tilde{\omega}_0$	0.01
k_q	1	$\tilde{\omega}_\infty$	0.005
ξ_γ	0.5	$\omega_{\gamma 0}$	5
ξ_a	1	ω_{q0}	5
ξ_q	0.5	—	—

考虑系统参数摄动为 +30%; 扰动 d_γ 和 d_q 包含的外界干扰分别设置为 $0.002\sin(0.2t)$ 和 $0.5\sin(0.2t)$; 系统状态初始值设置为 $V_0 = 7\ 702\ \text{ft}/\text{s}, h_0 = 85\ 000\ \text{ft}, \gamma_0 = 0^\circ, \alpha_0 = 1.515\ 3^\circ, q_0 = 0^\circ/\text{s}$; 攻角约束区间设置为 $\alpha \in [-6^\circ, 8^\circ]$, 则饱和函数边界值(单位为 rad)分别设置为

$$\begin{cases} \alpha_M = 8\pi/180 - \tilde{\omega}_a(0) = 0.129\ 6 \\ \alpha_m = -6\pi/180 + \tilde{\omega}_a(0) = -0.094\ 7 \end{cases}$$

高度阶跃指令(单位为 ft)设置为

$$\Delta h = \begin{cases} 1\ 000, & 0 < t \leq 25 \\ -2\ 000, & t > 25 \end{cases}$$

并通过如下滤波器产生指令信号 $h_d^{[23]}$:

$$G(s) = \frac{0.2^2}{s^2 + 0.32s + 0.2^2} \tag{50}$$

针对本文提出的控制方案(记为 Case1), 选取文献[10]所提出的控制方案(记为 Case2)进行对比仿真。其中 Case2 仿真相关参数如下。

为了保证对比的“公平性”, 跟踪控制增益参数与 Case1 相同; 采用相同参数的 LESO 观测并补偿系统扰动。微分跟踪器参数: $p_{20} = 10, p_{30} = 20, p_{21} = p_{31} = 0.001$ 。另外由于 Case2 中运用的 Barrier Lyapunov 方法, 要求设置的边界值大于攻角初始误差值的绝对值, 因此边界值设置为 $k_b = 0.06\ \text{rad}$; 则饱和函数边界值设置为 $x_{2\text{cm}} = \frac{8\pi}{180} - k_b = 0.079\ 6\ \text{rad}$ 。

仿真结果如图 1~图 7 所示。由图 1~图 4 可见, Case1 和 Case2 系统均能实现对指令信号的跟踪。显然, Case1 的跟踪精度更高, 控制效果更佳。为了保证初始误差满足约束条件, Case2 系统需要扩大约束范围, 而这一方面导致了跟踪误差值较大, 造成攻角跟踪指令的效果不佳(见图 3 和图 4); 另一方面, 使得攻角指令约束区间缩小, 限幅后的攻角指令 α_d 与理想指令 α_c 之间误差增大(见图 5), 从而影响了整个高度子系统的跟踪性能。虽然 Case2 系统能够保证攻角始终满足约束条件, 但攻角指令区间十分受限, 系统跟踪性能较差, 不利于实际应用。而对于 Case1 系统, 显然攻角能够快速稳定跟踪上限幅后的指令的同时, 始终处于攻角约束区间内(见图 3)。攻角约束问题的解决, 主要得益于以下两点: Case1 无需考虑初始误差对约束条件的影响, 并且跟踪误差快速收敛到零并保持稳定, 显然跟踪误差的瞬态和稳态性能比 Case2 的更好(见图 4); 另外, Case1 的

攻角指令 α_d 始终处于攻角约束区间内(见图 5),这也验证了所构造的受限指令滤波器限幅指令的有效性。由图 7 可见,LESO 对系统扰动能够实现快速有效的观测,说明系统具有一定的抗干扰能力。综上,本文设计的控制方案在考虑参数摄动和外界干扰的情形下,使得系统实现了较好的指令跟踪效果;并且保证攻角满足约束条件的同时,提高了攻角的跟踪性能,较好地解决了攻角约束问题。这一仿真结果验证了该控制方案的有效性。

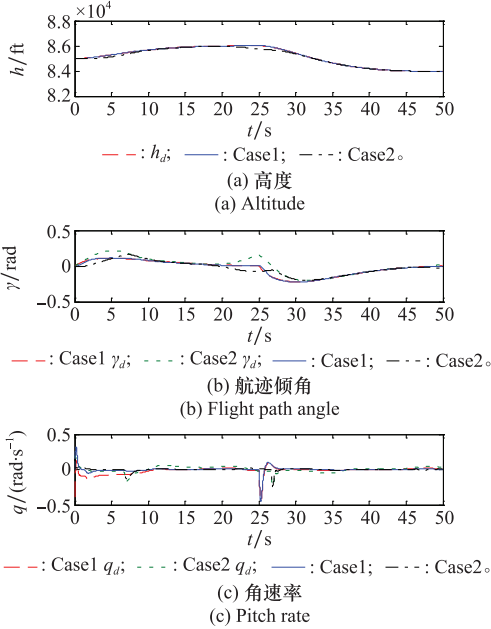


图 1 高度、航迹倾角及俯仰角速率跟踪曲线
Fig. 1 Tracking curves of altitude, flight path angle and pitch rate

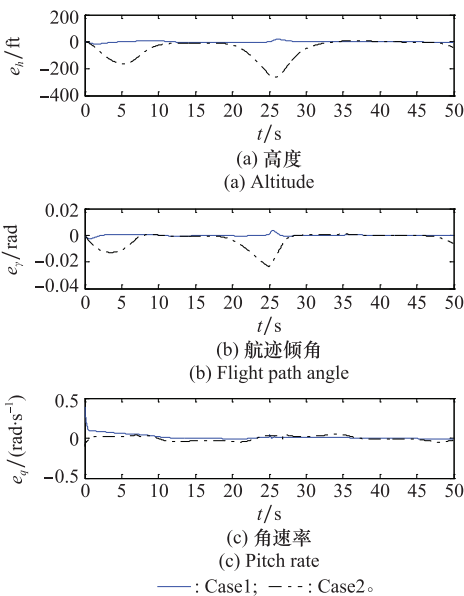


图 2 高度、航迹倾角及俯仰角速率跟踪误差曲线
Fig. 2 Tracking error curves of altitude, flight path angle and pitch rate

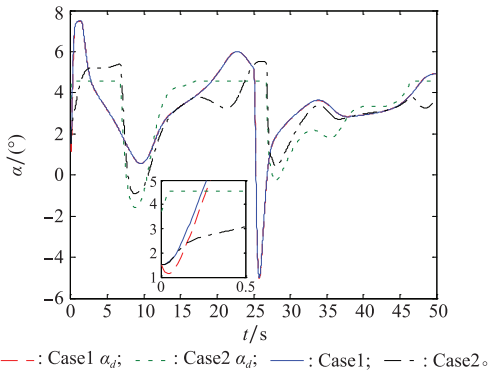


图 3 攻角跟踪曲线
Fig. 3 Tracking curves of angle of attack

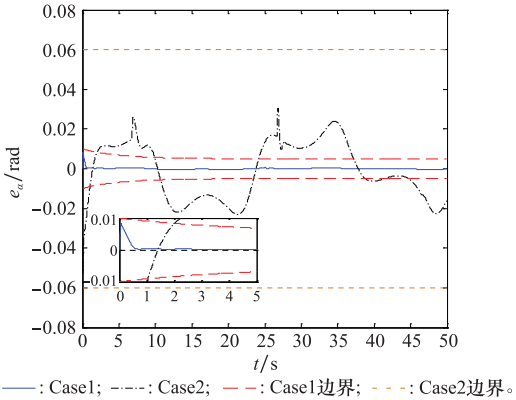


图 4 攻角跟踪误差曲线
Fig. 4 Tracking error curves of angle of attack

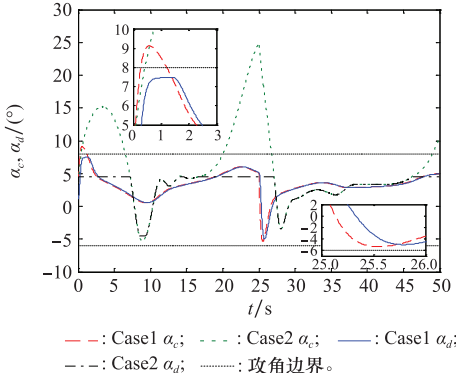


图 5 攻角指令限幅曲线
Fig. 5 Limited curves of angle of attack command

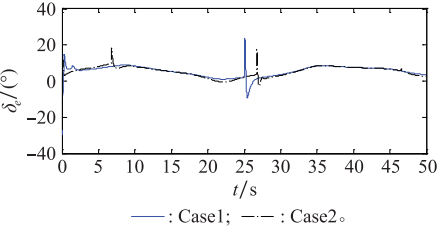


图 6 控制输入曲线
Fig. 6 Curves of system input

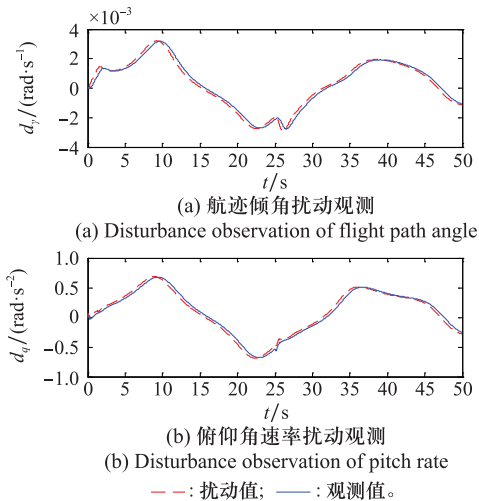


图 7 LESO 观测曲线

Fig. 7 Curves of LESO observation

5 结 论

针对考虑攻角约束的高超声速飞行器控制问题,本文提出一种受限指令滤波器与预设性能相结合的反演控制方案。该方案基于反演控制器设计,通过构造受限指令滤波器和采用预设性能方法,来分别约束攻角指令和跟踪误差,从而解决攻角约束问题,并从理论上完成了证明。最后通过仿真验证,该方案能够提供良好的跟踪性能,攻角始终满足约束条件,攻角跟踪误差满足预设的瞬态和稳态性能要求。

参考文献

- [1] YU C J, JIANG J, ZHEN Z Y, et al. Adaptive backstepping control for air-breathing hypersonic vehicle subject to mismatched uncertainties[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2020, 107:106244.
- [2] AN H, WU Q Q. Disturbance rejection dynamic inverse control of air-breathing hypersonic vehicles [J]. *Acta Astronautica*, 2018, 151:348–356.
- [3] DING Y B, WANG X G, BAI Y L, et al. Robust fixed-time sliding mode controller for flexible air-breathing hypersonic vehicle[J]. *ISA Transactions*, 2019, 90:1–18.
- [4] SHAO X L, WANG H L, ZHANG H P. Enhanced trajectory linearization control based advanced guidance and control for hypersonic reentry vehicle with multiple disturbances[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2015, 46:523–536.
- [5] SHI Y, SHAO X L, ZHANG W D. Quantized learning control for flexible air-breathing hypersonic vehicle with limited actuator bandwidth and prescribed performance[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2020, 97:105629.
- [6] JIAO X L, CHANG J T, WANG Z Q, et al. Mechanism study on local unstart of hypersonic inlet at high mach number[J].

- AIAA Journal*, 2015, 53(10): 3102–3112.
- [7] QIAO H Y, MENG H, WANG M J, et al. Adaptive control for hypersonic vehicle with input saturation and state constraints[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 84:107–119.
- [8] TANG X N, ZHAI D, LI X J. Adaptive fault-tolerance control based finite-time backstepping for hypersonic flight vehicle with full state constraints[J]. *Information Sciences*, 2020, 507:53–66.
- [9] SUN J G, LI C M, GUO Y, et al. Adaptive fault tolerant control for hypersonic vehicle with input saturation and state constraints[J]. *Acta Astronautica*, 2020, 167:302–313.
- [10] XU B, SHI Z K, SUN F C, et al. Barrier Lyapunov function based learning control of hypersonic flight vehicle with AOA constraint and actuator faults[J]. *IEEE Trans. on Cybernetics*, 2019, 49(3): 1047–1057.
- [11] DONG C Y, LIU Y, WANG Q. Barrier Lyapunov function based adaptive finite-time control for hypersonic flight vehicles with state constraints[J]. *ISA Transactions*, 2020, 96:163–176.
- [12] 董朝阳, 刘扬, 王青. 带攻角约束的高超声速飞行器自适应反步控制器设计[J]. *宇航学报*, 2020, 41(2): 174–181.
- DONG C Y, LIU Y, WANG Q. Adaptive backstepping controller design for hypersonic vehicle with limited angle-of-attack[J]. *Journal of Astronautics*, 2020, 41(2):174–181.
- [13] GUO Y Y, XU B, HAN W X, et al. Robust adaptive control of hypersonic flight vehicle with asymmetric AOA constraint[J]. *Science China: Information Sciences*, 2020, 63(11): 180–192.
- [14] 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.
- [15] AN H, XIA H W, WANG C B. Barrier Lyapunov function-based adaptive control for hypersonic flight vehicles[J]. *Nonlinear Dynamics*, 2017, 88(3): 1833–1853.
- [16] LI Y, WANG C L, HU Q L. Adaptive control with prescribed tracking performance for hypersonic flight vehicles in the presence of unknown elevator faults[J]. *International Journal of Control*, 2019, 92(7):1682–1691.
- [17] AN H, LIU J X, WANG C H, et al. Approximate backstepping fault-tolerant control of the flexible air-breathing hypersonic vehicle[J]. *IEEE/ASME Trans. on Mechatronics*, 2016, 21(3):1680–1691.
- [18] WANG X, GUO J, TANG S J, et al. Fixed-time disturbance observer based fixed-time backstepping control for an air-breathing hypersonic vehicle[J]. *ISA Transactions*, 2019, 88: 233–245.
- [19] BCHLIOULIS C P, ROVITHAKIS G A. Prescribed performance adaptive control of SISO feedback linearizable systems with disturbances[C]//*Proc. of the 16th Mediterranean Conference on Control and Automation*, 2008.
- [20] GAO Z Q. Active disturbance rejection control: a paradigm shift in feedback control system design[C]//*Proc. of the American Control Conference*, 2006.

[21] 邵星灵,王宏伦. 线性扩张状态观测器及其高阶形式的性能分析[J]. 控制与决策, 2015,30(5):815 – 822.
SHAO X L, WANG H L. Performance analysis on linear extended state observer and its extension case with higher extended order[J]. Control and Decision, 2015,30(5):815 – 822.

[22] FARRELL J A, POLYCARPOU M, SHARMA M, et al. Command filtered backstepping[J]. IEEE Trans. on Automatic Control, 2009,54(6): 1391 – 1395.

[23] WU Z H, LU J C, SHI J P, et al. Tracking error constrained robust adaptive neural prescribed performance control for flexible hypersonic flight vehicle[J]. International Journal of Advanced Robotic Systems, 2017,14(1):172988141668270.

作者简介

韦俊宝(1996—),男,硕士研究生,主要研究方向为飞行器制导与控制。

李海燕(1979—),女,副教授,博士,主要研究方向为飞行器制导与控制。

李 静(1981—),男,讲师,博士,主要研究方向为飞行器制导与控制。