

http://htkz.cn

引用格式: 帅士煜, 梁小溪, 程昊宇. 基于固定时间观测器的高超声速飞行器预设性能控制[J]. 航天控制, 2025, 43(3): 24-32.
(SHUAI Shiyu, LIANG Xiaoxi, CHENG Haoyu. Fixed-time observer-based prescribed performance control for hypersonic vehicles[J]. Aerospace Control, 2025, 43(3): 24-32.)

基于固定时间观测器的高超声速飞行器预设性能控制

帅士煜^{1,2,3}, 梁小溪⁴, 程昊宇^{1,2,3}

1. 西北工业大学无人系统技术研究院, 西安 710072
2. 西北工业大学无人飞行器技术全国重点实验室, 西安 710072
3. 西北工业大学无人机技术集成攻关大平台, 西安 710072
4. 上海航天技术研究院, 上海 201109

摘要 针对高超声速飞行器飞行控制中攻角约束难以满足和跟踪误差易超出限制等问题, 提出了一种基于固定时间滑模扰动观测器与预设性能方法相结合的非对称时变约束反步控制方案。首先, 建立高超声速飞行器纵向动力学模型并划分出速度子系统与高度子系统, 将子系统转换为严反馈模型进行反步控制器设计; 然后, 通过结合预设性能方法与非对称障碍函数, 设计了一种新的控制方案, 确保攻角误差严格维持在预设的时变区间内。此外, 本文引入了固定时间滑模扰动观测器, 使得扰动估计误差能够在固定时间内收敛, 确保系统能够在外部干扰的情况下稳健运行。仿真结果验证了该控制方案的有效性, 相较于传统控制方法, 本文方案在攻角约束与跟踪精度方面表现出更优的控制性能。

关键词 高超声速飞行器; 攻角约束; 预设性能控制; 固定时间观测器

中图分类号: V448.2

文献标识码: A

文章编号: 1006-3242(2025)03-0024-09

Fixed-time observer-based prescribed performance control for hypersonic vehicles

SHUAI Shiyu^{1,2,3}, LIANG Xiaoxi⁴, CHENG Haoyu^{1,2,3}

1. Unmanned System Research Institute, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China
2. National Key Laboratory of Unmanned Aerial Vehicle Technology, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China
3. Integrated Research and Development Platform of Unmanned Aerial Vehicle Technology, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China
4. Shanghai Academy of Spaceflight Technology, Shanghai 201109, China

资助项目: 国家自然科学基金(62303380); 航空科学基金(201907053001)

收稿日期: 2025-04-08

作者简介: 帅士煜(2003-), 男, 硕士研究生, 主要研究方向为飞行器控制; 程昊宇(1990-), 男, 博士, 副教授, 主要研究方向为飞行器控制、轨迹优化及智能决策等, 本文通信作者。

Abstract Regarding the challenges associated with hypersonic vehicle flight control, such as difficulties in meeting angle-of-attack (AOA) constraints and the tendency for tracking errors to exceed limits, an asymmetric time-varying constraint backstepping control scheme is proposed, which integrates a fixed-time sliding mode disturbance observer with prescribed performance control. Firstly, the longitudinal dynamic model of the hypersonic vehicle is established, and the velocity and altitude subsystems are identified. These subsystems are then transformed into strict feedback models for backstepping controller design. Subsequently, by combining prescribed performance control with an asymmetric barrier function, a novel control scheme is designed to ensure that the AOA error remains strictly within a predefined time-varying range. Additionally, a fixed-time sliding mode disturbance observer is introduced, which guarantees that the disturbance estimation error converges within a fixed time and ensures the robust performance of system under external disturbances. The simulation results validate the effectiveness of the proposed control scheme which is compared with traditional control methods, and demonstrates superior performance in terms of AOA constraint satisfaction and tracking precision.

Key words Hypersonic vehicle; Limited angle-of-attack; Prescribed performance control; Fixed-time observer

0 引 言

随着科技的不断进步,高超声速飞行器(HFV)凭借其极高的飞行速度和优越的性能展现出巨大的军事和民用价值,特别是在快速反应打击和空间运输等方面具有独特的应用潜力^[1-2]。然而,HFV在飞行过程中处于极端的气动环境时,显现出强耦合、强非线性和快时变的动力学特性。尤其是在高攻角飞行时,超燃冲压发动机的进气性能对飞行器攻角变化敏感^[3],攻角作为影响飞行器气动性能和稳定性的关键因素需要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。因此,针对攻角约束条件下,设计一种能够合规运行、精准跟踪且具备高度鲁棒性的HFV控制方案显得尤为重要。

HFV的攻角约束具有约束范围小、约束刚性强及控制难度大等特点,带有状态量约束的HFV控制方案设计尤其具有挑战性^[4-5]。为解决该问题,现有研究通常采用障碍 Lyapunov 函数(Barrier lyapunov function, BLF)方法或非对称障碍 Lyapunov 函数(Asymmetric barrier lyapunov function, ABLF)方法,该类方法为飞行状态和安全约束提供了明确的数学保障,已经成为 HFV 控制系统设计中的一种主流方法。文献[6]基于 BLF 方法设计了一种相对保守的攻角约束控制器,仅能为攻角的极限值设置对称时不变限制;文献[7]简化了虚拟指令的设计流程,

采用 ABLF 方法直接对攻角进行约束,避免了估计带来的保守性与复杂性。上述研究表明,采用单一 BLF 或 ABLF 方法侧重于满足攻角控制的稳态性能,而对其暂态性能关注较少。预设性能方法通过设定特定的性能指标可同时满足控制系统稳态性能和暂态性能的要求^[8]。具体而言,文献[9]引入预设性能方法消除了执行机构故障导致的性能变化影响;文献[10]设计了一种可调节包络的预设性能函数,解决了控制输入饱和引发的奇异问题。可见,预设性能方法在解决状态量约束问题时展现了卓越的能力,是优化攻角跟踪过程的一个具有巨大潜力的研究方向。

此外还需要注意的是,在使用预设性能方法进行状态约束时,尚未充分考虑和处理扰动的影响。尽管扰动估计与补偿领域存在多种技术路径,但观测器方法因其可定量设计收敛速度等优势逐渐引起了人们的关注^[11-12]。文献[13]设计了一种新的级联非线性扩展状态观测器,该观测器提高了噪声容量但无法在固定时间内达到预期效果;文献[14]设计了一种有限时间收敛扩张状态观测器,其相较传统观测器具有更快的收敛速度,然而在控制器设计阶段该方案仅对攻角子系统和俯仰角速度子系统进行了干扰观测,未考虑飞行器的整体系统控制。目前的研究表明,现有观测器的设计大多集中于有限时间内收敛,然而使用预设性能方法设计具有状态约束的 HFV 控制方案通常对实时性具有较高的要求,因此迫切需要设计能够保证固定时间收敛的

观测器^[15-16]。

综上所述,本文提出了一种固定时间滑模扰动观测器(Sliding model disturbance observer, SMDO)与预设性能方法相结合的非对称时变约束反演控制方案,主要创新点为:本文控制方案融合非对称时变障碍函数与预设性能方法,在保证攻角能够有效收敛至预设区间的同时,进一步强化对攻角误差的限制,确保攻角误差维持于设定的非对称时变区间内。为进一步提升系统抗扰能力,本文设计了一种固定时间SMDO,该观测器能够在固定时间内实现干扰估计误差的收敛且收敛速度与初始估计误差无关。

1 模型说明

1.1 控制模型

本文描述的是引入弹性体动态特性的HFV纵向动力学模型。HFV在经历高速飞行时,气动加热和空气动力学压力会引起飞行器结构的弹性形变,这种形变将导致飞行器的实际运动轨迹与模型预测轨迹不一致,严重影响飞行器的稳定性和控制精度。其模型的具体表达式为

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

式中: V, h, γ, α 和 Q 分别表示速度、高度、航迹角、攻角和俯仰角速率。 L, D, T, M_{yy} 和 N_i 分别表示升力、阻力、推力、俯仰力矩和第 i 阶弹性状态的广义力。 m, I_{yy} 和 g 分别表示飞行器质量、转动惯量和重力加速度。 ζ_i, ω_i 和 η_i 分别表示弹性状态 η_i 的阻尼比、弹性模态频率和第 i 阶弹性状态, $\eta = [\eta_1 \quad \dot{\eta}_1 \quad \eta_2 \quad \dot{\eta}_2 \quad \eta_3 \quad \dot{\eta}_3]^T$ 表示三阶弹性状态及其导数所构成的矩阵。

1.2 模型转换

将1.1中提出的HFV纵向动力学模型分解为速度子系统和高度子系统,并分别将其重写为严反馈形式,便于下文进行控制器设计。

考虑到弹性状态的广义力与外部不确定气流对飞行器系统的扰动,速度子系统可重写为

$$\begin{cases} \dot{V} = f_v + g_v \phi + d_v \\ f_v = \frac{\bar{q} S C_T(\alpha) \cos \alpha}{m} - \bar{q} S \left(\frac{C_D^{\alpha^2} \alpha^2 + C_D^{\alpha} \alpha}{m} + \frac{C_D^{\delta_e^2} \delta_e^2 + C_D^{\delta_e} \delta_e + C_D^{\delta_c^2} \delta_c^2 + C_D^{\delta_c} \delta_c + C_D^0}{m} \right) - g \sin \gamma \\ g_v = \frac{\bar{q} S C_{T,\phi}(\alpha) \cos \alpha}{m} \\ d_v = \frac{\bar{q} S C_T^{\eta} \eta \cos \alpha}{m} - \frac{\bar{q} S C_D^{\eta} \eta}{m} + \Delta V \end{cases} \quad (2)$$

高度子系统可重写为

$$\begin{cases} \dot{h} = g_h \gamma + d_h \\ \dot{\gamma} = f_\gamma + g_\gamma \alpha + d_\gamma \\ \dot{\alpha} = f_\alpha + g_\alpha Q + d_\alpha \\ \dot{Q} = f_Q + g_Q \delta_e + d_Q \end{cases} \quad (3)$$

$$\begin{cases} g_h = V \\ d_h = \Delta h \end{cases} \quad (4)$$

$$\begin{cases} f_\gamma = \frac{\bar{q} S C_L^0}{mV} - \frac{g \cos \gamma}{V} \\ g_\gamma = \frac{\bar{q} S C_L^{\alpha}}{mV} \\ d_\gamma = \frac{\bar{q} S C_L^{\eta} \eta}{mV} + \Delta \gamma \end{cases} \quad (5)$$

$$\begin{cases} f_\alpha = -\frac{\bar{q} S (C_L^{\alpha} \alpha + C_L^0)}{mV} - \frac{g \cos \gamma}{V} \\ g_\alpha = 1 \\ d_\alpha = -\frac{\bar{q} S C_L^{\eta} \eta}{mV} + \Delta \alpha \end{cases} \quad (6)$$

$$\begin{cases} f_Q = \frac{z_T \bar{q} S (C_{T,\phi}(\alpha) \phi + C_T(\alpha))}{I_{yy}} + \frac{\bar{q} S \bar{c} (C_M^{\alpha^2} \alpha^2 + C_M^{\alpha} \alpha + C_M^0)}{I_{yy}} \\ g_Q = \frac{\bar{q} S \bar{c} (C_M^{\delta_e} + k_{ec} C_M^{\delta_c})}{I_{yy}} \\ d_Q = \frac{z_T \bar{q} S C_T^{\eta} \eta}{I_{yy}} + \frac{\bar{q} S \bar{c} C_M^{\eta} \eta}{I_{yy}} + \Delta Q \end{cases} \quad (7)$$

式(2)~(8)中: ϕ, δ_e 和 δ_c 分别表示油门开度、升降舵偏转角和鸭翼偏转角, δ_c 通常与 δ_e 联合设置,两者的关系为 $\delta_c = k_{ec} \delta_e, k_{ec} = -C_L^{\delta_c} / C_L^{\delta_e}$ 。所以,控制输入量可简化为 ϕ 油门开度与 δ_e 升降舵偏转角。

2 控制器设计

步骤1: 定义高度跟踪误差 $e_h = h - h_d$,结合式(4),

定义如下 Lyapunov 函数 $W_2 = \frac{1}{2} e_\gamma^2$, 求导后可得

$$\dot{W}_2 = e_\gamma^* (f_\gamma + g_\gamma \alpha - \dot{\gamma}_d + d_\gamma - \dot{\zeta}_\gamma) \quad (19)$$

步骤3: 定义攻角跟踪误差 $e_\alpha = \alpha - \alpha_d$, 设定性能函数为

$$\tilde{w}_\alpha(t) = (\tilde{w}_0 - \tilde{w}_\infty) \exp(-\mu t) + \tilde{w}_\infty \quad (20)$$

式中: $\tilde{w}_0, \tilde{w}_\infty$ 和 μ 均为正的设计参数, 并且 $\tilde{w}_0 > \tilde{w}_\infty$.

根据预设性能的定义, 将攻角跟踪误差进行变换可得

$$\varepsilon_\alpha(t) = \frac{1}{2} \ln \left(\frac{1 + e_\alpha / \tilde{w}_\alpha}{1 - e_\alpha / \tilde{w}_\alpha} \right) \quad (21)$$

结合式(4), ε_α 对于时间的导数为

$$\dot{\varepsilon}_\alpha = r_\alpha (f_\alpha + g_\alpha Q + d_\alpha - \dot{\alpha}_d) + v_\alpha \quad (22)$$

式中: $r_\alpha = \frac{1}{1 - (e_\alpha / \tilde{w}_\alpha)^2} \cdot \frac{1}{\tilde{w}_\alpha}$, $v_\alpha = -\frac{e_\alpha}{1 - (e_\alpha / \tilde{w}_\alpha)^2} \cdot \frac{\dot{\tilde{w}}_\alpha}{\tilde{w}_\alpha^2}$,

α_d 为攻角的期望信号。

虚拟指令 Q_c 可设计为

$$Q_c = \frac{1}{g_\alpha} \left(-\left(\frac{k_\alpha + \bar{k}_\alpha}{r_\alpha} \right) \varepsilon_\alpha - \frac{1}{2} (\omega \tau_M + (1 - \omega) \tau_m) r_\alpha - f_\alpha - \dot{\alpha}_d + \chi_{\alpha 2} - \frac{v_\alpha - \omega(\varepsilon_\alpha) \frac{\tilde{w}_\alpha^2 \varepsilon_\alpha^2}{r_\alpha \tau_M} - (1 - \omega(\varepsilon_\alpha)) \frac{\tilde{w}_\alpha^2 \varepsilon_\alpha^2}{r_\alpha \tau_m}}{r_\alpha} \right) \quad (23)$$

式中: $k_\alpha > 0, \sigma_\alpha > 0$ 为设计参数, $\tau_M = \varepsilon_\alpha^2 / (k_M^2 - \varepsilon_\alpha^2)$ 且 $\tau_m = \varepsilon_\alpha^2 / (k_m^2 - \varepsilon_\alpha^2)$ 。当 $\varepsilon_\alpha > 0$ 时, $\omega(\varepsilon_\alpha) = 1$; 当 $\varepsilon_\alpha \leq 0$ 时, $\omega(\varepsilon_\alpha) = 0$ 。 \hat{d}_α 为固定时间 SMDO 对扰动 d_α 的估计。

攻角固定时间 SMDO 可表示为

$$\begin{cases} \dot{z}_{\alpha 1} = z_{\alpha 2} - k_{\alpha 1} [z_{\alpha 1} - \alpha]^{\alpha_{\alpha 1}} - k_{\alpha 2} [z_{\alpha 1} - \alpha]^{\beta_{\alpha 1}} + f_\alpha + g_\alpha Q_c \\ \dot{z}_{\alpha 2} = z_{\alpha 3} - k_{\alpha 3} [z_{\alpha 1} - \alpha]^{\alpha_{\alpha 2}} - k_{\alpha 4} [z_{\alpha 1} - \alpha]^{\beta_{\alpha 2}} \\ \dot{z}_{\alpha 3} = z_{\alpha 4} - k_{\alpha 5} [z_{\alpha 1} - \alpha]^{\alpha_{\alpha 3}} - k_{\alpha 6} [z_{\alpha 1} - \alpha]^{\beta_{\alpha 3}} \\ \dot{z}_{\alpha 4} = -k_{\alpha 7} [z_{\alpha 1} - \alpha]^{\alpha_{\alpha 4}} - k_{\alpha 8} [z_{\alpha 1} - \alpha]^{\beta_{\alpha 4}} \\ \hat{d}_\alpha = z_{\alpha 2} \end{cases} \quad (24)$$

\bar{k}_α 为时变增益函数, 用来补偿时变跟踪边界的影响, \bar{k}_α 被设计为

$$\bar{k}_\alpha = \sqrt{\left(\frac{\dot{k}_M}{k_M} \right)^2 + \left(\frac{\dot{k}_m}{k_m} \right)^2} + o_\alpha \quad (25)$$

式中: o_α, k_M 与 k_m 为正的设计参数。 k_M 与 k_m 为预先设定的 ε_α 时变跟踪边界, 可表示为

$$-k_m(t) < \varepsilon_\alpha < k_M(t) \quad (26)$$

使用指令滤波器来近似估计虚拟指令 Q_d 及其

导数 \dot{Q}_d 。

定义如下时变非对称对数障碍 Lyapunov 函数:

$$W_3 = \frac{\omega(\varepsilon_\alpha)}{2} \ln \left(\frac{k_M^2(t)}{k_M^2(t) - \varepsilon_\alpha^2} \right) + \frac{1 - \omega(\varepsilon_\alpha)}{2} \ln \left(\frac{k_m^2(t)}{k_m^2(t) - \varepsilon_\alpha^2} \right) \quad (27)$$

对式(27)求导后可得:

$$\dot{W}_3 = \frac{\omega}{k_M} \tau_M (k_M \dot{\varepsilon}_\alpha - \dot{k}_M \varepsilon_\alpha) + \frac{1 - \omega}{k_m} \tau_m (k_m \dot{\varepsilon}_\alpha - \dot{k}_m \varepsilon_\alpha) \quad (28)$$

步骤4: 定义俯仰角速率跟踪误差 $e_Q = Q - Q_d$, 结合式(4), e_Q 对于时间的导数为

$$\dot{e}_Q = f_Q + g_Q \delta_e - \dot{Q}_d + d_Q \quad (29)$$

式中: Q_d 为俯仰角速率的期望信号。

升降舵控制律 δ_e 可设计为

$$\delta_e = \frac{1}{g_Q} (-k_Q e_Q - r_\alpha g_\alpha [\omega \tau_M + (1 - \omega) \tau_m] - f_Q - \hat{d}_Q + \chi_{Q2}) \quad (30)$$

式中: $k_Q > 0$ 为设计参数, \hat{d}_Q 为固定时间 SMDO 对扰动 d_Q 的估计。

俯仰角速率固定时间 SMDO 可表示为

$$\begin{cases} \dot{z}_{Q1} = z_{Q2} - k_{Q1} [z_{Q1} - h]^{\alpha_{Q1}} - k_{Q2} [z_{Q1} - h]^{\beta_{Q1}} + g_Q \delta_e \\ \dot{z}_{Q2} = z_{Q3} - k_{Q3} [z_{Q1} - Q]^{\alpha_{Q2}} - k_{Q4} [z_{Q1} - Q]^{\beta_{Q2}} \\ \dot{z}_{Q3} = z_{Q4} - k_{Q5} [z_{Q1} - Q]^{\alpha_{Q3}} - k_{Q6} [z_{Q1} - Q]^{\beta_{Q3}} \\ \dot{z}_{Q4} = -k_{Q7} [z_{Q1} - Q]^{\alpha_{Q4}} - k_{Q8} [z_{Q1} - Q]^{\beta_{Q4}} \\ \hat{d}_Q = z_{Q2} \end{cases} \quad (31)$$

定义如下 Lyapunov 函数 $W_4 = \frac{1}{2} e_Q^2$, 求导后可得

$$\dot{W}_4 = e_Q (f_Q + g_Q \delta_e - \dot{Q}_d + d_Q) \quad (32)$$

3 稳定性证明

在本文中, 速度子系统被建模为一个一阶系统。系统结构简单且其动态特性较为明确, 本文不再详细描述速度子系统的控制器设计与稳定性证明。

引理 1^[18-19]. 对于不确定系统, 集总扰动 d 及其导数 $d', \dots, d^{(l-2)}$ 可以在固定时间内由 SMDO 精确估计, 即观测误差 $\tilde{d} = z_2 - d$ 在固定时间内, $|\tilde{d}| \rightarrow 0$ 。

引理 2^[20]. 对于任意正数 $k > 0$, 如果有 $e \in R$ 且 $|e| <$

k , 则有如下不等式:

$$\ln \frac{k^2}{k^2 - e^2} < \frac{e^2}{k^2 - e^2} \quad (33)$$

引理 3^[21-22]. 对于二阶指令滤波器, 通过提高命令滤波器的固有频率 ω_n , 指令滤波器闭环系统的解可以任意接近依赖于解析导数的反演解。即 $\lim_{\omega_i \rightarrow \infty} \eta_i = 0 (i = \gamma, \alpha, Q)$, $\lim_{\omega_i \rightarrow \infty} \dot{\eta}_i = 0 (i = \gamma, \alpha, Q)$, 在可预见的有限时间内存在未知常数 $N_i > 0 (i = \gamma, \alpha, Q)$, $M_i > 0 (i = \gamma, \alpha, Q)$, 使得 $|\eta_i| \leq N_i$, $\dot{\eta}_i \leq M_i$ 。

定理. 对于高度子系统式(4), 采用式(10)、(15)、(23)和(30)所示的控制律, 则闭环系统满足下述性质:

1) 高度子系统式(4)包含的所有误差信号一致最终有界;

2) 攻角 α 始终位于指定的非对称时变边界内, 即: $-k_m(t) + \alpha_m < \alpha < k_m(t) + \alpha_m$ 。

证. 选取整个闭环子系统的 Lyapunov 函数为

$$W = W_1 + W_2 + W_3 + W_4 = \frac{1}{2} e_h^2 + \frac{1}{2} e_\gamma^2 + \frac{\omega(\varepsilon_\alpha)}{2} \ln \left(\frac{k_m^2(t)}{k_m^2(t) - \varepsilon_\alpha^2} \right) + \frac{1 - \omega(\varepsilon_\alpha)}{2} \ln \left(\frac{k_m^2(t)}{k_m^2(t) - \varepsilon_\alpha^2} \right) + \frac{1}{2} e_Q^2 \quad (34)$$

针对式(21)的数学特性, 在给定的近似区间内, 可以通过中值定理推导得出误差的平方满足如下不等式约束:

$$e_\alpha^2 \leq \tilde{\omega}_\alpha^2 \varepsilon_\alpha^2 \quad (35)$$

由 \bar{k}_α 定义可知下列不等式成立:

$$\begin{cases} \bar{k}_\alpha + (\dot{k}_m/k_m) > 0 \\ \bar{k}_\alpha + (\dot{k}_m/k_m) > 0 \end{cases} \quad (36)$$

结合式(12)、(19)、(28)和(32), 对式(34)求导并利用杨氏不等式, 结合式(35)、(36)和引理 2 进行放缩变换可以得

$$\begin{aligned} \dot{W} \leq & -k_\alpha \omega \ln \left(\frac{k_m^2}{k_m^2 - \varepsilon_\alpha^2} \right) - k_\alpha (1 - \omega) \ln \left(\frac{k_m^2}{k_m^2 - \varepsilon_\alpha^2} \right) - \\ & \frac{3}{4} k_h e_h^2 - \frac{1}{2} k_\gamma e_\gamma^2 - \frac{1}{2} k_Q e_Q^2 + \frac{1}{k_h} \tilde{d}_h^2 + \eta_\alpha^2 + \frac{1}{k_\gamma} \tilde{d}_\gamma + \\ & \frac{1}{k_\gamma} \dot{\eta}_\gamma + \tilde{d}_\alpha^2 + \dot{\eta}_\alpha^2 + \frac{1}{k_Q} \tilde{d}_Q^2 + \frac{1}{k_Q} \dot{\eta}_Q^2 \leq -\kappa W + D \end{aligned} \quad (37)$$

式中: $\kappa = \min \left(\frac{3}{4} k_h, \frac{1}{2} k_\gamma, k_\alpha, \frac{1}{2} k_Q \right)$ 。

结合引理 1~3 可知, 存在常数 $D > 0$, 使得 $\tilde{d}_h^2/k_h + \eta_\alpha^2 + \tilde{d}_\gamma/k_\gamma + \dot{\eta}_\gamma/k_\gamma + \tilde{d}_\alpha^2 + \dot{\eta}_\alpha^2 + \tilde{d}_Q^2/k_Q + \dot{\eta}_Q^2/k_Q \leq D$ 。因

此, 存在常数 D/κ , 使得对所有充分大的 t , $W(t) \leq D/\kappa$, 故 $W(t)$ 一致有界^[23-24]。由于 W 最终一致有界, 故障 Lyapunov 函数中的 ε_α 始终没有越过时变非对称边界 $[-k_m(t), k_m(t)]$, 即 ε_α 始终满足

$$-k_m(t) < \varepsilon_\alpha < k_m(t) \quad (38)$$

进一步可得

$$-k_m(t) + \alpha_m \leq \alpha \leq k_m(t) + \alpha_m \quad (39)$$

4 仿真校验

通过仿真验证本文所设计的控制器, 针对系统式(4), 采用控制律式(10)、(15)、(23)和(30)进行仿真校验与分析。HFV 非线性模型飞行器参数、飞行动力学参数取自文献[25]。

固定时间 SMDO 式(11)、(16)、(24)和(31)中, $k_{i1} = k_{i2} = 24$, $k_{i3} = k_{i4} = 216$, $k_{i5} = k_{i6} = 864$, $k_{i7} = k_{i8} = 1296$, $\bar{\alpha}_i = 0.8$, $\bar{\beta}_i = 1.2$, 其中, $i = h, \gamma, \alpha, Q$ 。控制律式(10)、(15)、(23)和(30)中, $k_h = 1$, $k_\gamma = 2$, $k_\alpha = 0.5$, $k_Q = 0.1$ 。系统初始状态值为 $V_0 = 2391.5$ m/s, $h_0 = 25908$ m, $\gamma_0 = 0$ rad, $\alpha_0 = 0.0219$ rad/s, $Q_0 = 0$ rad/s, 攻角约束区间设定为 $\alpha \in [-0.27$ rad, 0.27 rad]。使用滤波器生成参考信号, 指令信号设置为速度增加 90 m/s, 高度增加 610 m。为校验本文提出控制方案(记为 PPC-SMDO)的有效性, 将本文设计的控制律和使用 LESO 观测器的传统反步法控制律(记为 BS-LESO)对比仿真, 具体仿真结果为图 2~6。两种控制方案的高度与高度跟踪误差如图 2~3 所示, 攻角与攻角跟踪误差如图 5~6 所示。

由图 2~6 可见, PPC-SMDO 与 BS-LESO 两种控制方案均能实现对指令信号的跟踪。可以明显看出, PPC-SMDO 的控制效果优于 BS-LESO 的控制效果。值得注意的是, 在非对称时变约束下攻角跟踪误差方面, PPC-SMDO 展现出了更为稳定的控制效果。

由图 4 可知, PPC-SMDO 使用的固定时间 SMDO 与 BS-LESO 使用的 LESO 均能够实现对扰动有效观测。BS-LESO 使用的 LESO 相比于 PPC-SMDO 使用的固定时间 SMDO 在进行攻角的扰动观测时存在明显的超调, 在进行俯仰角速率的扰动观测时存在明显的滞后, 虽然扰动误差趋于稳定, 但其收敛速度较慢, 无法实现快速的扰动修正。

由图 5~6 可知, 预设性能方法将控制方案

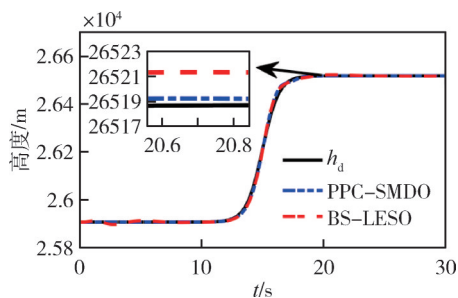


图2 高度指令曲线

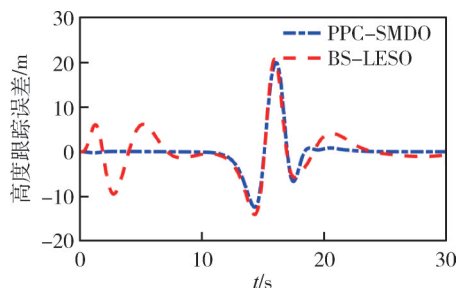
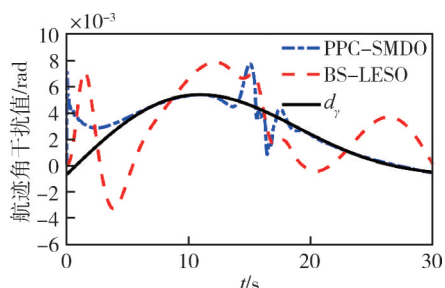
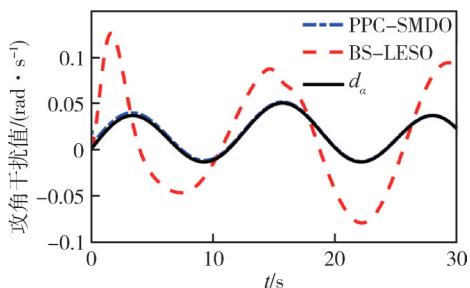


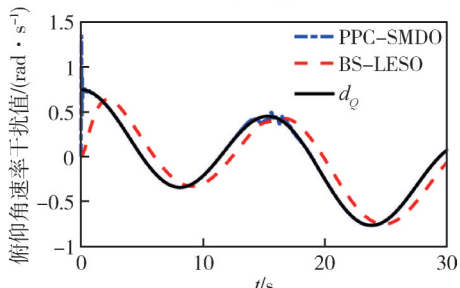
图3 高度跟踪误差曲线



(a) 航迹角



(b) 攻角



(c) 俯仰角速率

图4 航迹角、攻角与俯仰角速率扰动观测曲线

PPC-SMDO的攻角误差 e_α 转化为 ε_α ,对 ε_α 进行误差控制,从而保证攻角误差严格处于非对称时变误差区间 $-k_m(t) \leq e_\alpha \leq k_M(t)$ 之内。

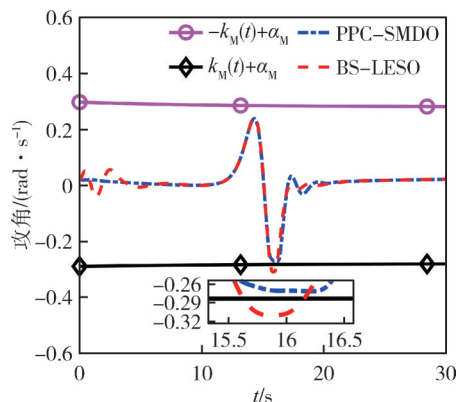


图5 攻角指令曲线

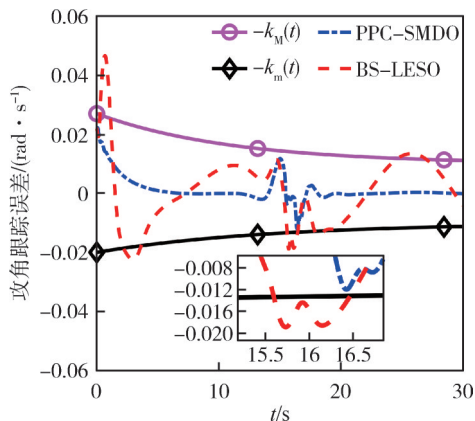


图6 攻角跟踪误差曲线

5 结 论

针对考虑非对称时变攻角约束的高超声速飞行器纵向动力学控制问题,提出了一种固定时间SMDO与预设性能方法相结合的非对称时变约束反演控制方案。该方案基于反演控制器设计,通过饱和函数补偿系统、非对称时变障碍函数与预设性能方法来分别约束攻角指令和攻角跟踪误差,通过固定时间SMDO估计飞行器受到的扰动以及指令信号导数的估计误差等产生的总集干扰。仿真结果表明,本文设计的控制方案能够保证攻角始终不超出预设的非对称时变约束区间,与传统的控制器与观测器相比具有更好的控制性能。

参 考 文 献

- [1] WANG Z, CAI P C, GONG Z, et al. Review on guidance and control of aerospace vehicles: recent progress and prospect [J]. *Aerospace Systems*, 2024, 7(2): 175-192.
- [2] 刘滔, 雍恩米, 翟岱亮. 面向拦截的高超声速飞行器轨迹预测关键技术综述[J]. *航天控制*, 2021, 39(4): 13-21. (LIU Tao, YONG Enmi, ZHAI Dailiang. A review of the key technologies of trajectory prediction of intercepting hypersonic vehicles [J]. *Aerospace Control*, 2021, 39(4): 13-21.)
- [3] 孟宇鹏, 杨晖, 满延进. 高超声速进气道飞行器一体化设计技术的发展[J]. *气体物理*, 2021, 6(4): 66-83. (MENG Yupeng, YANG Hui, MAN Yanjin. Development of hypersonic inlet-vehicle integrative design technology [J]. *Physics of Gases*, 2021, 6(4): 66-83.)
- [4] 卓佳, 周月荣, 魏鑫, 等. 带工程约束凸优化动力下降制导设计及飞行试验[J]. *航天控制*, 2024, 42(6): 26-31. (ZHUO Jia, ZHOU Yuerong, WEI Xin, et al. Design and flight test verification of convex optimization powered descent guidance algorithm under engineering constraints [J]. *Aerospace Control*, 2024, 42(6): 26-31.)
- [5] LU Q L, SUN R S, LU Y, et al. Enhanced safety-critical control of hypersonic vehicles with multiple constraints [J]. *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, 2025, 35(3): 1294-1302.
- [6] 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 Transactions on Cybernetics*, 2019, 49(3): 1047-1057.
- [7] 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 Chaoyang, LIU Yang, WANG Qing. Adaptive backstepping controller design for hypersonic vehicle with limited angle-of-attack [J]. *Journal of Astronautics*, 2020, 41(2): 174-181.)
- [8] BU X W. Prescribed performance control approaches, applications and challenges: A comprehensive survey [J]. *Asian Journal of Control*, 2023, 25(1): 241-261.
- [9] 李海燕, 吴佳栋, 董海迪, 等. 高超声速飞行器预设性能抗饱和容错控制方法[J]. *海军工程大学学报*, 2024, 36(4): 14-21. (LI Haiyan, WU Jiadong, DONG Haidi, et al. A prescribed performance anti-saturation fault-tolerant control method for hypersonic flight vehicle [J]. *Journal of Naval University of Engineering*, 2024, 36(4): 14-21.)
- [10] BU X W, JIANG B X, FENG Y A. Hypersonic tracking control under actuator saturations via readjusting prescribed performance functions [J]. *ISA Transactions*, 2023, 134: 74-85.
- [11] BERNARD P, ANDRIEU V, ASTOLFI D. Observer design for continuous-time dynamical systems [J]. *Annual Reviews in Control*, 2022, 53: 224-248.
- [12] 李鹤宇, 王建斌, 张锐, 等. 面向机动目标的设定时间多约束协同制导律[J]. *自动化学报*, 2025, 51(1): 104-116. (LI Heyu, WANG Jianbin, ZHANG Rui, et al. Predefined-time multi-constraints cooperative guidance law for maneuvering target [J]. *Acta Automatica Sinica*, 2025, 51(1): 104-116.)
- [13] MA Y M, LIU M, XIAO Z, et al. Prescribed performance and anti-noise control of airbreathing hypersonic vehicle with AOA constraint [C]// 35th Chinese Control and Decision Conference, Yichang, China, May 20-22, 2023.
- [14] 张远, 黄万伟, 田灿. 一种带有观测器的飞行器性能预设控制方法[J]. *航天控制*, 2022, 40(3): 3-9. (ZHANG Yuan, HUANG Wanwei, TIAN Can. A prescribed performance control method with observer for the hypersonic flight vehicle [J]. *Aerospace Control*, 2022, 40(3): 3-9.)
- [15] LIU Y, LI H Y, LU R Q, et al. An overview of finite/fixed-time control and its application in engineering systems [J]. *IEEE/CAA Journal of Automatica Sinica*, 2022, 9(12): 2106-2120.
- [16] KHAN A, XIE W, ZHANG B, et al. A survey of interval observers design methods and implementation for uncertain systems [J]. *Journal of the Franklin Institute*, 2021, 358(6): 3077-3126.
- [17] 李鹤宇, 王建斌, 张锐, 等. 具有角度和时间约束的固定时间协同制导律[J]. *宇航学报*, 2024, 45(3): 462-468. (LI Heyu, WANG Jianbin, ZHANG Rui, et al. Fixed-time cooperative guidance law with angle and remaining flight time constraints [J]. *Journal of Astronautics*, 2024, 45(3): 462-468.)
- [18] SUN J L, YI J Q, PU Z Q, et al. Fixed-time sliding mode disturbance observer-based nonsmooth backstepping control for hypersonic vehicles [J]. *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics: Systems*, 2020, 50(11): 4377-4386.
- [19] 李鹤宇, 王建斌, 张锐, 等. 具有时间和角度约束的欠驱动三维协同制导律[J]. *宇航学报*, 2024, 45(10): 1633-1644. (LI Heyu, WANG Jianbin, ZHANG

- Rui, et al. Underactuated three-dimensional cooperative guidance law with time and angle constraints [J]. *Journal of Astronautics*, 2024, 45(10): 1633-1644.)
- [20] 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): 212203.
- [21] FARRELL J A, POLYCARPOU M, SHARMA M, et al. Command filtered backstepping [J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2009, 54(6): 1391-1395.
- [22] WANG H Q, KANG S J, ZHAO X D, et al. Command filter-based adaptive neural control design for nonstrict-feedback nonlinear systems with multiple actuator constraints [J]. *IEEE Transactions on Cybernetics*, 2022, 52(11): 12561-12570.
- [23] 李小兵, 赵思源, 卜祥伟, 等. 高超声速飞行器预设性能反演控制方法设计 [J]. *北京航空航天大学学报*, 2019, 45(4): 650-661. (LI Xiaobing, ZHAO Siyuan, BU Xiangwei, et al. Design of prescribed performance backstepping control method for hypersonic flight vehicles [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2019, 45(4): 650-661.)
- [24] 李鹤宇, 王建斌, 张锐, 等. 针对机动目标的航天器固定时间协同制导律 [J/OL]. *控制理论与应用*, 2024 [2025]. (LI Heyu, WANG Jianbin, ZHANG Rui, et al. Fixed time convergence spacecraft cooperative guidance law for maneuvering target [J/OL]. *Control Theory & Applications*, 2024 [2025].)
- [25] FIORENTINI L. Nonlinear adaptive controller design for air-breathing hypersonic vehicles [D]. Columbus: The Ohio State University, 2010.