

控制与决策

Control and Decision

基于有限时间预设性能的高超声速飞行器反演控制

韦俊宝, 李海燕, 李静, 董海迪

引用本文:

韦俊宝, 李海燕, 李静, 董海迪. 基于有限时间预设性能的高超声速飞行器反演控制[J]. *控制与决策*, 2023, 38(6): 1593–1601.

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2021.1843>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

高超声速飞行器指定时间自适应控制

Prescribed-time adaptive control of hypersonic vehicle

控制与决策. 2023, 38(6): 1602–1610 <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2021.1865>

考虑控制饱和的连铸结晶器振动位移系统预设性能控制

Prescribed performance control for vibration displacement of continuous casting mold with control saturation

控制与决策. 2023, 38(2): 413–420 <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2021.0942>

角速度约束下的刚体飞行器鲁棒有限时间姿态镇定

Robust finite-time attitude stabilization of rigid aircraft under angular velocity constraints

控制与决策. 2022, 37(12): 3314–3320 <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2021.0897>

输出误差约束下四旋翼无人机预定性能反步控制

Prescribed performance backstepping control for quadrotor UAV with output error constraint

控制与决策. 2021, 36(5): 1059–1068 <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2019.1249>

一类非线性大系统分散自适应预设性能有限时间跟踪控制

Decentralized adaptive prescribed performance finite-time tracking control for a class of large-scale nonlinear systems

控制与决策. 2020, 35(12): 3045–3052 <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2019.0623>

基于有限时间预设性能的高超声速飞行器反演控制

韦俊宝, 李海燕[†], 李 静, 董海迪

(海军工程大学 兵器工程学院, 武汉 430000)

摘要: 针对存在参数不确定以及外界干扰的高超声速飞行器跟踪性能问题, 提出一种基于有限时间预设性能的反演控制方案. 首先, 为便于控制器设计, 将高超声速飞行器模型划分为速度和高度子系统, 针对子系统分别设计预设性能控制器以提高系统的瞬态和稳态性能; 然后, 通过设计一种有限时间性能函数, 使得跟踪误差能够在预设时间内收敛至稳态值; 接着, 考虑到反演设计中虚拟指令导数难以获取以及干扰项对系统的影响, 基于干扰观测器提出一种扰动估计方法, 目的是在取得良好的观测扰动效果的同时, 使得控制器设计流程简化、复杂度降低; 最后, 基于 Lyapunov 稳定理论证明系统的跟踪误差最终一致有界, 并通过仿真验证该方法的有效性.

关键词: 高超声速飞行器; 预设性能; 有限时间收敛; 反演控制; 干扰观测器

中图分类号: TP273

文献标志码: A

DOI: 10.13195/j.kzyjc.2021.1843

引用格式: 韦俊宝, 李海燕, 李静, 等. 基于有限时间预设性能的高超声速飞行器反演控制[J]. 控制与决策, 2023, 38(6): 1593-1601.

Backstepping control for hypersonic vehicle based on finite time prescribed performance

WEI Jun-bao, LI Hai-yan[†], LI Jing, DONG Hai-di

(College of Weaponry Engineering, Naval University of Engineering, Wuhan 430000, China)

Abstract: For the problem of hypersonic flight vehicle (HFV) tracking performance with uncertain parameters and external disturbances, a backstepping control scheme based on finite time prescribed performance is proposed. Firstly, in order to facilitate the controller design, the HFV model is divided into velocity and height subsystems. Then, the controllers based on prescribed performance are designed for the these subsystems respectively to improve the transient performance and steady state performance of the system. The tracking error is guaranteed to converge to the steady state within the setting time by designing a finite-time performance function. In addition, considering the difficulty in obtaining the derivative of virtual command and the influence of disturbance items on the system in the backstepping controller design, an estimation method based on the disturbance observer is proposed, which aims to simplify the controller design process and reduce its complexity while achieving great observation effect of disturbance. It is proved that the tracking errors of the system are uniformly bounded based on the Lyapunov stability theory. Finally, the simulation results show the effectiveness of the proposed method.

Keywords: hypersonic flight vehicle (HFV); prescribed performance; finite time convergence; backstepping control; disturbance observer

0 引言

近年来,高超声速飞行器因其在军事和民事方面具有巨大的应用前景,引起了世界的广泛关注. 而飞行控制技术作为高超声速飞行器的核心技术之一,是一个具有挑战性的课题.

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. 通过采用反演法^[1]、动态逆控

制^[2]、滑模控制^[3]以及轨迹线性化^[4]等控制方法,高超声速飞行器的非最小相位、强非线性、不确定性等问题得到了有效处理. 其中,反演法是一种解决非线性和不确定控制问题的有效控制技术. 通过将高超声速飞行器模型分解为速度和高度子系统并运用反演控制方法设计控制器,能够取得良好的控制效果^[5]. 高超声速飞行器的高度子系统阶数较高,在反

收稿日期: 2021-10-27; 录用日期: 2022-03-15.

基金项目: 国家自然科学基金项目(62101579); 中国博士后科学基金项目(2015M572693).

责任编辑: 关新平.

[†]通讯作者. E-mail: haiyanli1818@163.com.

演控制器设计中难以获取虚拟指令的一阶导数. 针对该问题, 指令滤波器^[6]、动态面控制^[7-8]和微分跟踪器^[9]等技术广泛应用于反演控制方法. 另外, 为了提高控制系统的鲁棒性, 文献[10]采用神经网络方法逼近系统未知函数, 取得了良好的控制效果. 对于系统中存在的参数不确定和外界干扰, 文献[11]设计了一种有限时间收敛的干扰观测器以估计集中扰动, 提高系统的抗干扰能力. 文献[8]和文献[12]则设计了自适应律以估计系统扰动的上界, 从而提高系统在干扰下的稳定性. 虚拟指令导数项和扰动项均难以得到准确值甚至未知, 对于此, 常规控制器设计是分别对这两项进行估计并补偿. 虽然该方法能够取得较好的效果, 但若能够将这两项合并视为总扰动项并进行观测补偿, 则控制器设计过程会更加简便, 控制器复杂度降低, 更有利于实际应用.

需要指出的是, 高超声速飞行器在实际飞行中, 对于控制系统的动态性能要求很高^[13], 仅依靠反演控制方法未必能够满足高超声速飞行器的性能需求. 考虑到预设性能^[14]方法具有能够同时兼顾系统瞬态和稳态性能的独特优势, 在高超声速飞行器控制研究中得到了广泛应用. 文献[15]首次将预设性能方法应用于高超声速飞行器的控制器设计, 使得控制系统的瞬态和稳态性能得到了较好的提升. 考虑到传统性能函数需要已知跟踪误差的初始值, 不利于实际应用, 文献[15-18]分别设计了一种新的性能函数, 在保证预设性能方法良好控制效果的同时, 无需获取跟踪误差初始值. 其中文献[16]所设计的性能函数, 可通过调节相应参数, 更便于预先设定控制系统的调节时间、超调量等动态性能的要求. 为了进一步发挥预设性能方法对于提高系统瞬态和稳态性能的能力, 文献[17]和文献[19]提出了一种新型性能函数, 可有效降低跟踪误差的超调量. 注意到传统预设性能方法需要误差变换, 文献[20]将障碍Lyapunov函数引入预设性能控制器设计, 该方法无需误差变换, 可降低控制器的复杂度. 考虑到目前常规性能函数无限时间收敛至稳态值, 收敛速度较慢, 且上述预设性能方法研究均未涉及有限时间控制问题. 为此, 文献[21]和文献[22]分别设计了一种有限时间收敛的性能函数, 以保证跟踪误差在预设时间内收敛至稳态值, 从而提高其收敛速度. 然而, 所设计的性能函数参数较多, 参数值设计过程较复杂, 不利于实际应用.

基于上述分析, 首先考虑到现有的反演控制器设计, 常常采用分别估计难以获取的虚拟指令导数项和未知扰动项的做法, 易造成控制器参数较多、结构较

复杂的问题, 不利于实际应用. 其次, 常规预设性能方法未考虑有限时间控制问题, 性能函数无法预设明确的跟踪误差收敛时间, 不能保证误差有限时间收敛, 现实中未必能够满足高超声速飞行器的跟踪性能要求.

本文以跟踪误差有限时间收敛为目标, 提出一种有限时间预设性能控制方法, 以实现控制系统良好的跟踪性能. 与文献[21]和文献[22]相比, 参数较少且设置简便, 更有利于实际应用. 在此基础上, 基于干扰观测器提出一种干扰估计方法, 在实现良好观测效果的同时, 简化反演控制器设计过程. 通过提出一种基于有限时间预设性能的反演控制方案, 使得系统跟踪误差在预先设定的有限时间内收敛至稳态值的同时, 降低控制器复杂度. 最后, 通过对比仿真验证所提出控制方案的有效性.

1 系统描述和预备知识

1.1 系统描述

高超声速飞行器纵向运动刚体模型^[23]为

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

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

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

$$\dot{\theta} = q, \quad (4)$$

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

其中: 速度 V 、高度 h 、航迹倾角 γ 、俯仰角 θ 以及俯仰角速度 q 为刚体状态变量; α 为攻角, 且有 $\alpha = \theta - \gamma$; 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, 可描述为^[24]

$$\begin{cases} D = QS(C_D^{\alpha^2} \alpha^2 + C_D^{\alpha} \alpha + C_D^0), \\ L = L_0 + L_{\alpha} \alpha, \\ T = T_{\Phi}(\alpha) \Phi + T_0(\alpha), \\ M = M_T + M_0(\alpha) + M_{\delta_e} \delta_e. \end{cases} \quad (6)$$

其中: $Q = 0.5\rho V^2$ 为飞行器动压, 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; $C_D^{\alpha^2}$ 、 C_D^{α} 、 C_D^0 、 L_0 、 L_{α} 、 $T_{\Phi}(\alpha)$ 、 $T_0(\alpha)$ 分别为阻力、升力以及推力的相关气动参数; M_T 、 $M_0(\alpha)$ 和 M_{δ_e} 为俯仰力矩的相关参数.

假设1 式(3)中的 $T \sin \alpha$ 项数值远小于升力 L 值, 因此该项可忽略^[25].

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(1)~(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

俯仰角 θ 、航迹倾角 γ 的变化,使得飞行器高度 h 变化主要受 δ_e 控制. 为了便于控制律设计,通常情况下,模型(1)~(5)可分解为速度子系统和高度子系统^[11],有

$$\dot{V} = f_V + g_V\Phi + d_V; \quad (7)$$

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

其中

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

式中 d_V 、 d_γ 、 d_q 为扰动项,包含外界干扰和参数摄动.

1.2 预设性能

预设性能方法通过设计性能函数并进行误差变换,使得跟踪误差收敛于一个预先设定的任意小区域内的同时,误差的收敛速度和超调量均满足预设条件,系统的瞬态和稳态性能满足预设要求^[14].

常规性能函数表达式如下:

$$\varpi(t) = (\varpi_0 - \varpi_\infty) \exp(-\mu t) + \varpi_\infty. \quad (9)$$

其中: ϖ_0 、 μ 、 ϖ_∞ 均为常数且 $\varpi_0 > \varpi_\infty > 0$, $\mu > 0$, ϖ_∞ 为误差稳态值,且 $\lim_{t \rightarrow \infty} \varpi(t) = \varpi_\infty$. 显然,性能函数始终为正,具有连续有界、单调递减的性质. 该函数对系统跟踪误差 $e(t)$ 的约束满足

$$-\varpi(t) < e(t) < \varpi(t). \quad (10)$$

注意到常规性能函数(9)无限时间收敛至稳态值 ϖ_∞ ,无法保证跟踪误差在明确的有限时间内收敛至稳态范围内. 为了进一步提高跟踪误差的瞬态性能,本文提出一种有限时间收敛的新型性能函数,即

$$\varpi(t) = \begin{cases} \frac{\varpi_0 - \varpi_\infty}{T_0^2} (T_0 - t)^2 \exp(-\mu t) + \varpi_\infty, & t \leq T_0; \\ \varpi_\infty, & t > T_0. \end{cases} \quad (11)$$

其中 $T_0 > 0$ 为 $\varpi(t)$ 收敛至稳态值 ϖ_∞ 的设定时间. 不难得到,所设计的性能函数在 $t = T_0$ 处收敛至稳态值 ϖ_∞ ,是连续有界、单调递减的正函数.

注1 与传统性能函数(9)相比,所设计的性能函数可依据系统跟踪性能要求,预先设定收敛时间值,进而使得跟踪误差在有限时间内收敛至稳态值,提高

收敛速度.

由于直接利用不等式(10)难以设计控制器,需要将不等式约束转换为等式约束,如下所示:

$$e(t) = \varpi(t)S(\varepsilon). \quad (12)$$

其中: ε 为转化误差;转换函数为 $S(\varepsilon) = \frac{e^\varepsilon - e^{-\varepsilon}}{e^\varepsilon + e^{-\varepsilon}}$,易知, $S(\varepsilon)$ 为光滑、严增可逆函数.

进一步, $S(\varepsilon)$ 的逆变换为

$$\varepsilon = S^{-1}(e, \varpi) = \frac{1}{2} \ln \left(\frac{1 + e/\varpi}{1 - e/\varpi} \right). \quad (13)$$

注2 若在 $\forall t \in [0, \infty)$ 的条件下,能够满足 $\varepsilon(t) \in l_\infty$,此时 $-1 < S(\varepsilon) < 1$,则不等式(10)成立,系统跟踪误差被限制在预设范围内. 根据所设计的性能函数性质,跟踪误差在有限时间内收敛至稳态值,且满足预设的瞬态和稳态性能要求.

1.3 干扰观测器

考虑如下不确定系统:

$$\dot{x} = f(x) + g(x)u + d(t). \quad (14)$$

其中: $x \in \mathbf{R}$ 、 $u \in \mathbf{R}$ 分别为系统状态变量和输入, $f(x)$ 、 $g(x)$ 均为连续函数, $d(t)$ 为系统未知干扰.

为了观测未知干扰,参考文献[26]设计如下干扰观测器:

$$\begin{cases} \dot{\chi} = f + gu + \hat{d}, \\ \dot{\hat{d}} = -R^2 \left(l_1 \arctan(\chi - x) + l_2 \arctan \left(\frac{\hat{d}}{R} \right) \right). \end{cases} \quad (15)$$

其中: χ 为 x 的估计值, \hat{d} 跟踪 $d(t)$, $R > 0$ 、 $l_1 > 0$ 、 $l_2 > 0$ 均为观测器参数.

注3 关于干扰观测器的收敛性,依据文献[26]的结论,有 $\lim_{R \rightarrow \infty} \chi = x$ 、 $\lim_{R \rightarrow \infty} \hat{d} = d$. 即存在未知正常数 $\eta_{\chi 1}$ 和 $\eta_{\chi 2}$,使得 $|\chi - x| \leq \eta_{\chi 1}$ 、 $|\hat{d} - d| \leq \eta_{\chi 2}$.

2 控制器设计

控制目标:在考虑高超声速飞行器控制系统存

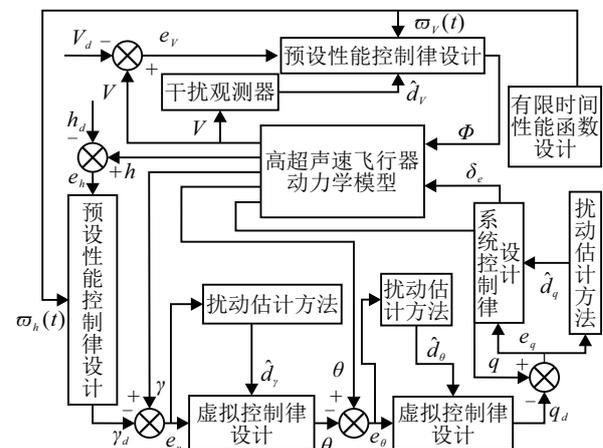


图1 控制器结构

在参数不确定、外界干扰的情形下,系统输出能够稳定跟踪指令信号,跟踪误差在预设的有限时间内收敛至稳态值,满足预设的瞬态和稳态性能的要求. 本文设计的控制器结构如图1所示.

2.1 速度子系统控制器设计

针对式(7)定义跟踪误差

$$e_V = V - V_d, \quad (16)$$

其中 V_d 为速度指令.

针对跟踪误差 e_V 构造性能函数

$$\varpi_V(t) = \begin{cases} \frac{\varpi_{V_0} - \varpi_{V_\infty}}{T_{V_0}^2} (T_{V_0} - t)^2 \exp(-\mu_V t) + \varpi_{V_\infty}, & t \leq T_{V_0}; \\ \varpi_{V_\infty}, & t > T_{V_0}. \end{cases} \quad (17)$$

其中: μ_V 、 ϖ_{V_0} 、 ϖ_{V_∞} 均为性能函数参数, $T_{V_0} > 0$ 为预设的收敛时间.

由式(12),对速度误差进行误差变换,得到

$$\varepsilon_V(t) = \frac{1}{2} \ln \left(\frac{1 + e_V/\varpi_V}{1 - e_V/\varpi_V} \right). \quad (18)$$

结合式(7),对(18)求导,得到

$$\dot{\varepsilon}_V = r_V(f_V + g_V\Phi + d_V - \dot{V}_d) + \nu_V. \quad (19)$$

其中

$$r_V = \frac{1}{1 - \left(\frac{e_V}{\varpi_V}\right)^2} \cdot \frac{1}{\varpi_V}, \quad \nu_V = \frac{-1}{1 - \left(\frac{e_V}{\varpi_V}\right)^2} \cdot \frac{\dot{\varpi}_V}{\varpi_V^2}.$$

设计子系统控制律为

$$\Phi = \frac{1}{g_V} \left(-k_V \varepsilon_V - \frac{\lambda_V r_V \varepsilon_V}{2} - f_V + \dot{V}_d - \frac{\nu_V}{r_V} - \hat{d}_V \right). \quad (20)$$

其中: $k_V > 0$ 、 $\lambda_V > 0$ 均为待设计参数; \hat{d}_V 为 d_V 的观测值,由如下干扰观测器得到:

$$\begin{cases} \dot{\chi}_V = f_V + g_V\Phi + \hat{d}_V, \\ \dot{\hat{d}}_V = -R_V^2 \left(l_{V_1} \arctan(\chi_V - V) + l_{V_2} \arctan \left(\frac{\hat{d}_V}{R_V} \right) \right). \end{cases} \quad (21)$$

其中 R_V 、 l_{V_1} 和 l_{V_2} 均为观测器参数.

将式(20)代入(19),得到

$$\dot{\varepsilon}_V = r_V \left(-k_V \varepsilon_V - \frac{\lambda_V r_V \varepsilon_V}{2} - \hat{d}_V + d_V \right). \quad (22)$$

2.2 高度子系统控制器设计

定义高度误差 $e_h = h - h_d$,其中 h_d 为高度指令. 针对高度误差 e_h 构造性能函数

$$\varpi_h(t) =$$

$$\begin{cases} \frac{\varpi_{h_0} - \varpi_{h_\infty}}{T_{h_0}^2} (T_{h_0} - t)^2 \exp(-\mu_h t) + \varpi_{h_\infty}, & t \leq T_{h_0}; \\ \varpi_{h_\infty}, & t > T_{h_0}. \end{cases} \quad (23)$$

其中: μ_h 、 ϖ_{h_0} 、 ϖ_{h_∞} 均为性能函数参数, $T_{h_0} > 0$ 为预设的收敛时间.

由式(12),对高度误差进行误差变换,得到

$$\varepsilon_h(t) = \frac{1}{2} \ln \left(\frac{1 + e_h/\varpi_h}{1 - e_h/\varpi_h} \right). \quad (24)$$

为了使得高度 h 实现对高度指令 h_d 的快速跟踪,设计如下虚拟控制律:

$$\gamma_d = \arcsin \left(\frac{-k_h \varepsilon_h / r_h + \dot{h}_d - \nu_h / r_h}{V} \right). \quad (25)$$

其中: $k_h > 0$ 为待设计参数, $r_h = \frac{1}{1 - (e_h/\varpi_h)^2} \cdot \frac{1}{\varpi_h}$,

$$\nu_h = \frac{-1}{1 - (e_h/\varpi_h)^2} \cdot \frac{\dot{\varpi}_h}{\varpi_h^2}.$$

注4 当航迹倾角 γ 实现对 γ_d 的跟踪时,转换误差 $\varepsilon_h(t)$ 满足 $\varepsilon_h(t) + k_h \dot{\varepsilon}_h(t) = 0$ ^[17],即 $\varepsilon_h(t)$ 有界. 因此,根据注2可知,当 $\gamma \rightarrow \gamma_d$ 时,高度跟踪误差 e_h 满足预设的瞬态和稳态性能要求.

下面利用反演控制方法设计高度子系统控制律.

step 1: 定义航迹倾角误差 $e_\gamma = \gamma - \gamma_d$,结合式(8),对其求导,得到

$$\dot{e}_\gamma = f_\gamma + g_\gamma \theta + d_\gamma - \dot{\gamma}_d. \quad (26)$$

注5 考虑到反演控制器设计中,虚拟指令难以求导,常规方法是利用跟踪微分器估计虚拟指令的一阶导数. 注意到大多数文献采用分别估计系统的扰动项和虚拟指令一阶导数的做法,但这容易造成控制器参数过多、结构复杂,不利于实际应用.

针对该问题,本文基于干扰观测器提出一种估计方法:首先将 $\dot{\gamma}_d$ 视为另一扰动项,令 $d'_\gamma = d_\gamma - \dot{\gamma}_d$ 作为总扰动;然后,以跟踪误差 e_γ 为输入,设计如下干扰观测器:

$$\begin{cases} \dot{\chi}_\gamma = f_\gamma + g_\gamma \theta + \hat{d}_\gamma, \\ \dot{\hat{d}}_\gamma = -R_\gamma^2 \left(l_{\gamma_1} \arctan(\chi_\gamma - e_\gamma) + l_{\gamma_2} \arctan \left(\frac{\hat{d}_\gamma}{R_\gamma} \right) \right). \end{cases} \quad (27)$$

其中 R_γ 、 l_{γ_1} 、 l_{γ_2} 均为观测器参数.

注6 由式(15)可见,式(27)中 χ_{γ_1} 、 \hat{d}_γ 分别为误差 e_γ 、总扰动 d'_γ 的估计值. 与文献[11]相比,所提出方法在实现对系统扰动项和指令导数估计的同时,无需引入跟踪微分器,使得控制器设计更为简便.

进一步,设计虚拟控制律

$$\theta_d = \frac{1}{g_\gamma} (-k_\gamma e_\gamma - f_\gamma - \hat{d}_\gamma), \quad (28)$$

其中 $k_\gamma > 0$ 为待设计参数.

将式(28)代入(26),得到

$$\dot{e}_\gamma = -k_\gamma e_\gamma + g_\gamma(\theta - \theta_d) - \hat{d}_\gamma + d'_\gamma. \quad (29)$$

step 2: 定义俯仰角误差 $e_\theta = \theta - \theta_d$, 结合式(8), 对其求导, 得到

$$\dot{e}_\theta = q + d'_\theta, \quad (30)$$

其中 $d'_\theta = -\dot{\theta}_d$, 与 step 1 类似, 视 $\dot{\theta}_d$ 为未知干扰项.

设计虚拟控制律

$$q_d = -k_\theta e_\theta - g_\gamma e_\gamma - \hat{d}_\theta. \quad (31)$$

其中: $k_\theta > 0$ 为待设计参数; \hat{d}_θ 为干扰项 d'_θ 的估计值, 可通过如下干扰观测器得到:

$$\begin{cases} \dot{\chi}_\theta = \hat{d}_\theta, \\ \dot{\hat{d}}_\theta = -R_\theta^2 \left(l_{\theta_1} \arctan(\chi_\theta - e_\theta) + l_{\theta_2} \arctan\left(\frac{\hat{d}_\theta}{R_\theta}\right) \right). \end{cases} \quad (32)$$

其中 $R_\theta, l_{\theta_1}, l_{\theta_2}$ 均为观测器参数.

将式(31)代入(30), 得到

$$\dot{e}_\theta = -k_\theta e_\theta - g_\gamma e_\gamma + q - q_d - \hat{d}_\theta + d'_\theta. \quad (33)$$

step 3: 定义俯仰角速率误差 $e_q = q - q_d$, 结合式(8), 对其求导, 得到

$$\dot{e}_q = f_q + g_q \delta_e + d'_q, \quad (34)$$

其中 $d'_q = d_q - \dot{\theta}_d$ 为总扰动.

设计系统控制律

$$\delta_e = \frac{1}{g_q} (-k_q e_q - f_q - e_\theta - \hat{d}_q). \quad (35)$$

其中: $k_q > 0$ 为待设计参数; \hat{d}_q 为总扰动 d'_q 的估计值, 可通过如下干扰观测器得到:

$$\begin{cases} \dot{\chi}_q = f_q + g_q \delta_d + \hat{d}_q, \\ \dot{\hat{d}}_q = -R_q^2 \left(l_{q_1} \arctan(\chi_q - e_q) + l_{q_2} \arctan\left(\frac{\hat{d}_q}{R_q}\right) \right). \end{cases} \quad (36)$$

其中 R_q, l_{q_1}, l_{q_2} 均为观测器参数.

将式(35)代入(34), 得到

$$\dot{e}_q = -k_q e_q - e_\theta - \hat{d}_q + d'_q. \quad (37)$$

3 稳定性分析

定理1 对于系统模型(1)~(5), 基于假设1, 采用控制律(20)和(35), 闭环系统内所有误差最终一致有界, 速度、高度跟踪误差在预设的有限时间内收敛至稳态值, 达到预设的瞬态和稳态性能要求.

证明 针对整个闭环系统构建 Lyapunov 函数, 有

$$W = \frac{1}{2} (\varepsilon_V^2 + e_\gamma^2 + e_\theta^2 + e_q^2). \quad (38)$$

结合式(22)、(29)、(33)以及(37), 对式(38)求导, 得到

$$\begin{aligned} \dot{W} \leq & \varepsilon_V (-r_V k_V \varepsilon_V - \lambda_V r_V^2 \varepsilon_V / 2 - r_V \tilde{d}_V) + \\ & e_\gamma (-k_\gamma e_\gamma + g_\gamma e_\theta - \tilde{d}_\gamma) + \\ & e_\theta (-k_\theta e_\theta - g_\gamma e_\gamma + e_q - \tilde{d}_\theta) + \\ & e_q (-k_q e_q - e_\theta - \tilde{d}_q), \end{aligned} \quad (39)$$

其中 $\tilde{d}_V = \hat{d}_V - d_V$, $\tilde{d}_\gamma = \hat{d}_\gamma - d'_\gamma$, $\tilde{d}_\theta = \hat{d}_\theta - d'_\theta$, $\tilde{d}_q = \hat{d}_q - d'_q$ 均为观测器的估计误差.

根据注3, 存在有界常数 $\eta_i (i = 1, 2, 3, 4) > 0$, 使得 $|\tilde{d}_V| \leq \eta_1, |\tilde{d}_\gamma| \leq \eta_2, |\tilde{d}_\theta| \leq \eta_3, |\tilde{d}_q| \leq \eta_4$.

注意到式(39)中

$$\begin{cases} \varepsilon_V r_V \tilde{d}_V \leq \frac{\lambda_V}{2} r_V^2 \varepsilon_V^2 + \frac{1}{2\lambda_V} \tilde{d}_V^2, \\ e_\gamma \tilde{d}_\gamma \leq \frac{k_\gamma}{2} e_\gamma^2 + \frac{1}{2k_\gamma} \tilde{d}_\gamma^2, \\ e_\theta \tilde{d}_\theta \leq \frac{k_\theta}{2} e_\theta^2 + \frac{1}{2k_\theta} \tilde{d}_\theta^2, \\ e_q \tilde{d}_q \leq \frac{k_q}{2} e_q^2 + \frac{1}{2k_q} \tilde{d}_q^2. \end{cases} \quad (40)$$

结合式(40), 式(39)可化简为

$$\begin{aligned} \dot{W} \leq & -r_V k_V \varepsilon_V^2 - \frac{k_\gamma}{2} e_\gamma^2 - \frac{k_\theta}{2} e_\theta^2 - \frac{k_q}{2} e_q^2 + \\ & \frac{1}{2\lambda_V} \tilde{d}_V^2 + \frac{1}{2k_\gamma} \tilde{d}_\gamma^2 + \frac{1}{2k_\theta} \tilde{d}_\theta^2 + \frac{1}{2k_q} \tilde{d}_q^2. \end{aligned} \quad (41)$$

令 $\mathbf{A} = [\varepsilon_V, e_\gamma, e_\theta, e_q]^T$, $\bar{k} = \min\left(r_V k_V, \frac{k_\gamma}{2}, \frac{k_\theta}{2}, \frac{k_q}{2}\right)$. 根据前文的分析, 存在有界常数 $N_W > 0$, 使得 $\frac{1}{2\lambda_V} \tilde{d}_V^2 + \frac{1}{2k_\gamma} \tilde{d}_\gamma^2 + \frac{1}{2k_\theta} \tilde{d}_\theta^2 + \frac{1}{2k_q} \tilde{d}_q^2 \leq N_W$, 因此式(41)可进一步化简为

$$\dot{W} \leq \bar{k} \|\mathbf{A}\|_2^2 + N_W, \quad (42)$$

则当 $\|\mathbf{A}\| \geq \sqrt{\frac{N_W}{\bar{k}}}$ 时, 式(42)有

$$\dot{W} \leq 0. \quad (43)$$

因此可表明 W 有界, 根据 W 的定义可得到 $\varepsilon_V, e_\gamma, e_\theta, e_q$ 有界. 根据注4, 由 e_γ 有界可得 $\varepsilon_h \in l_\infty$. 根据注2, 由 $\varepsilon_V, \varepsilon_h$ 有界可得 e_V, e_h 有界且在有限时间内收敛至稳态值, 满足预设的瞬态和稳态性能要求. \square

4 仿真分析

为验证所提出控制方案的有效性, 以高超声速飞行器纵向运动模型(1)~(5)为对象, 利用第2节的控制方法进行 Matlab 仿真. 飞行器模型相关参数取自文献[23].

本文通过设置两种情形进行对比仿真, 仿真参数值如表1所示.

表1 控制器参数设置

控制方法	参数值
	预设性能参数
	$\varpi_{V_0}=30, \varpi_{V_\infty}=1, \mu_V=0.05, T_{V_0}=20$
	$\varpi_{h_0}=90, \varpi_{h_\infty}=5, \mu_h=0.05, T_{h_0}=30$
本文方法	控制增益参数
	$k_V=2, \lambda_V=0.001, k_h=1, k_\gamma=k_\theta=2, k_q=4$
	干扰观测器参数
	$R_V=R_\theta=R_q=10, R_\gamma=20, l_{V_1}=l_{V_2}=0.5$
	$l_{\gamma_2}=0.7, l_{\theta_1}=0.2, l_{\theta_2}=1, l_{q_1}=0.2, l_{q_2}=1$
	跟踪微分器参数
	$a=b=1, r_1=0.8, r_2=2, \tau=0.5$
对比方法 ^[11]	干扰观测器参数
	$k_{\gamma,1}=0.01, k_{\gamma,2}=0.02, k_{\gamma,3}=0.0002, \lambda_1=0.5$
	$\lambda_2=1.5, k_{q,1}=0.01, k_{q,2}=k_{q,3}=0.05$

考虑式(6)中气动参数和力矩参数的数值摄动为±30%,具体形式为 $C=C_0(1+0.3\sin(0.2t))$, C 为摄动参数的实际值, C_0 为摄动参数的标称值;扰动 d_V 、 d_γ 和 d_q 包含的外界干扰分别设置为 $0.5\sin(0.1t)$ ft/s²、 $0.002\sin(0.1t)$ rad/s、 $0.2\sin(0.1t)$ rad/s²;系统状态初始值设置为 $V_0=7702$ ft/s、 $h_0=85000$ ft、 $\gamma_0=0$ rad、 $\theta_0=0.0264$ rad、 $q_0=0$ rad/s;速度和高度的阶跃指令分别设置为

$$\Delta V = \begin{cases} 20 \text{ ft/s}, & t = 0; \\ 300 \text{ ft/s}, & t > 0. \end{cases}$$

$$\Delta h = \begin{cases} 20 \text{ ft}, & t = 0; \\ 500 \text{ ft}, & t > 0. \end{cases}$$

并分别通过如下滤波器^[27]产生指令信号 V_d 、 h_d :

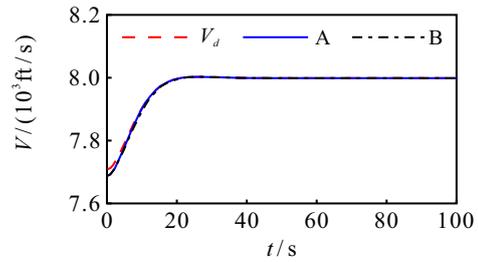
$$G_V(s) = \frac{0.2^2}{s^2 + 0.32s + 0.2^2}, \quad (44)$$

$$G_h(s) = \frac{0.06^2}{s^2 + 0.096s + 0.6^2}. \quad (45)$$

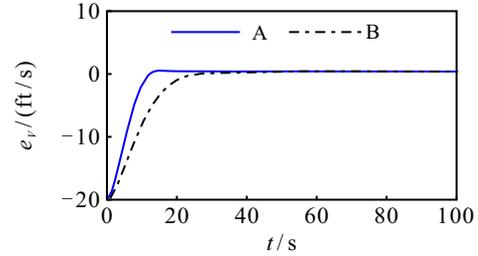
情形1:为了验证所设计性能函数(记为“方案A”)的有效性和优越性,引入常规性能函数^[14](记为“方案B”)并采用除性能函数外,与本文参数相同、形式相同的控制方法进行对比仿真.其中引入的性能函数相关参数值与本文相同,函数具体形式如下所示:

$$\rho(t) = (\varpi_0 - \varpi_\infty) \exp(-\mu t) + \varpi_\infty. \quad (46)$$

情形1的仿真结果如图2~图6所示.方案A和B均能够使控制系统实现对指令信号的稳定跟踪,但显然方案A的跟踪误差收敛更快,跟踪性能更好(如图2和图3所示).这是由于方案A下的性能函数能够预先设置收敛时间 $t=20$ s、 $t=30$ s,并在该时间点收敛至稳态值;而方案B下的性能函数在设置相同参数值的情况下,收敛速度较慢,在 $t=80$ s处才大致趋于稳态值(如图4所示).因此造成了跟踪误差在不

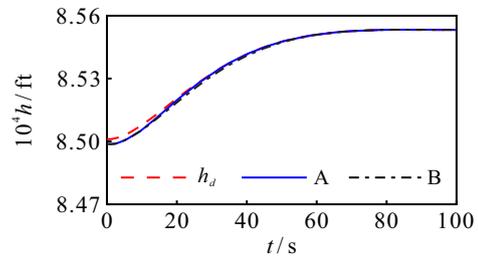


(a) 速度

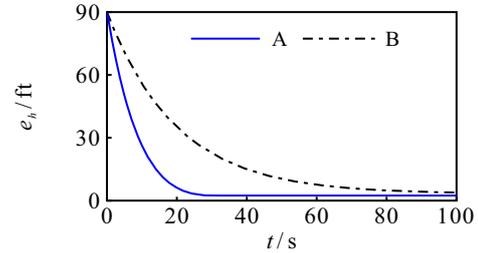


(b) 速度误差

图2 速度跟踪曲线

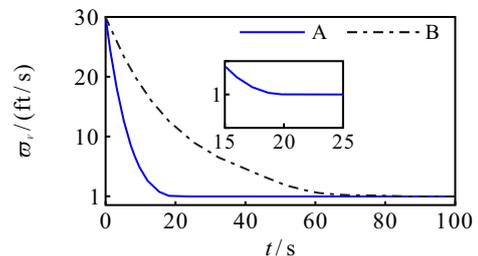


(a) 高度

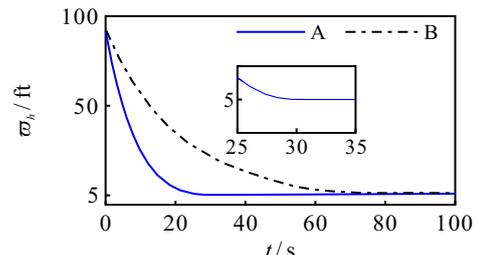


(b) 高度误差

图3 高度跟踪曲线



(a) 速度性能函数



(b) 高度性能函数

图4 速度、高度性能函数曲线

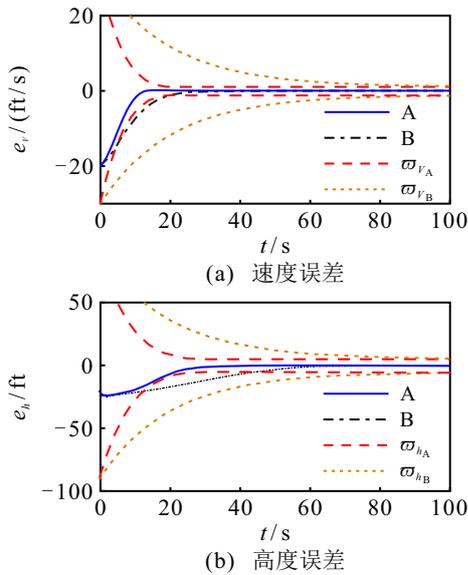


图5 速度、高度跟踪误差曲线

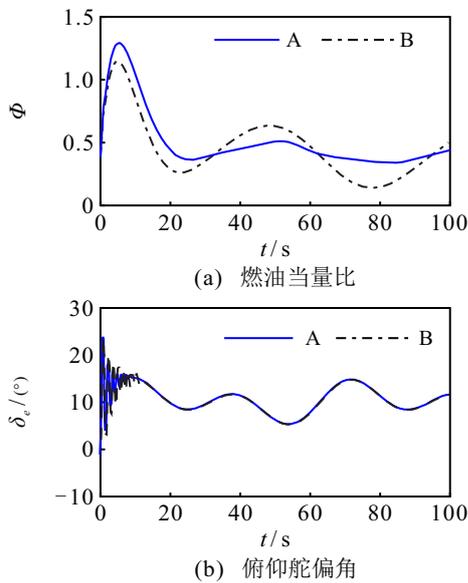


图6 系统控制输入曲线

同性能函数约束下的差异,方案A的跟踪误差能够在预设的时间内收敛至稳态值,且收敛速度更快,方案A的跟踪性能更好(如图5所示).由图6可见,系统控制输入在前10s内反应较快,这是为了满足预设的性能要求,需要提供较大的控制量.基于上述分析,体现了所设计性能函数的有效性和优越性.

情形2:为了验证所提出方法的有效性,将本文控制方案(记为“a”)与文献[11]的干扰估计方法(记为“b”)进行对比仿真.由于将干扰估计方法应用于高度子系统控制器设计,情形2主要进行该子系统的仿真检验.另外,方案b采用所设计的预设性能反演控制方法,且参数值不变,从而消除不同控制方法对仿真结果的影响.

情形2的仿真结果如图7~图10所示.由于难以准确获取反演设计中虚拟控制律的一阶导数值,无法

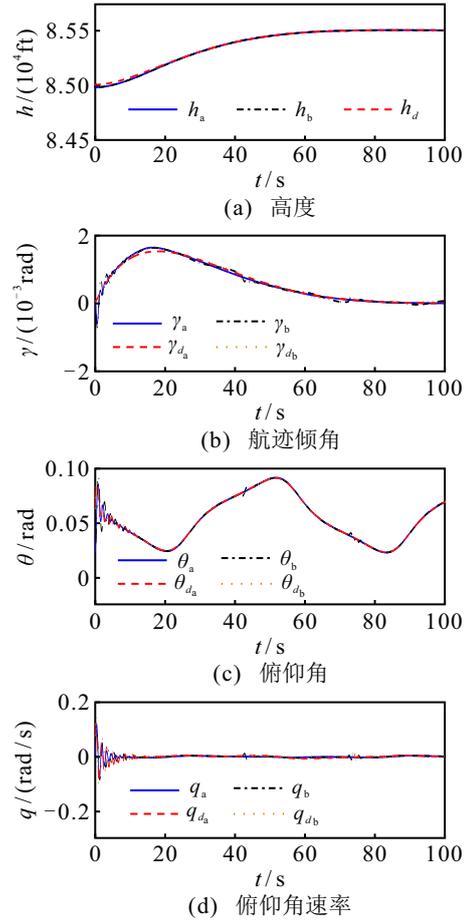


图7 状态变量跟踪曲线

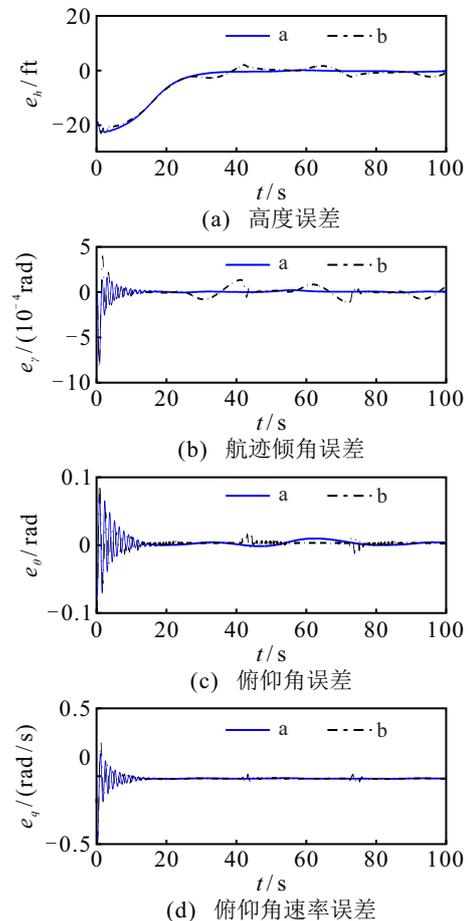


图8 状态变量跟踪误差曲线

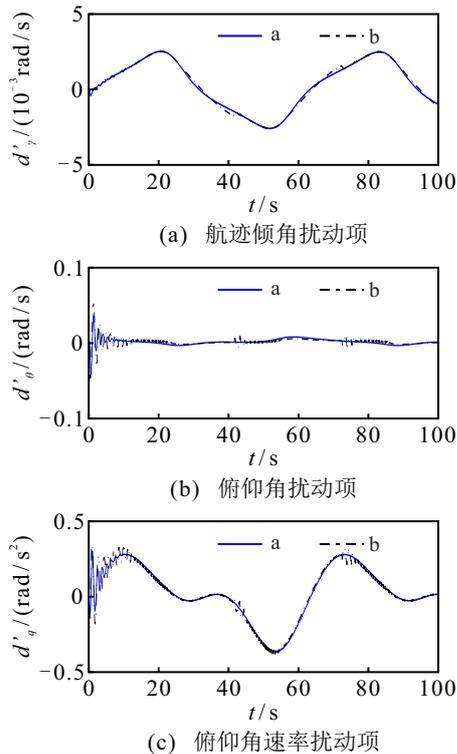


图9 系统干扰估计曲线

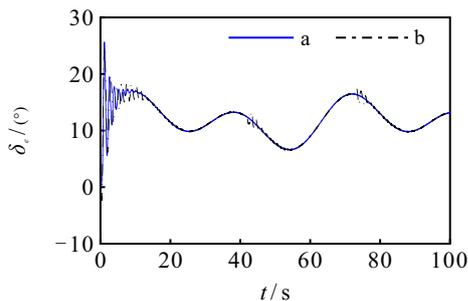


图10 系统控制输入曲线

得知对系统扰动的估计效果. 可通过观察系统状态变量的跟踪效果和对比仿真, 以检验所提出方法的有效性. 由图7和图8可见, 控制方案a、b均能够使系统实现对指令信号的稳定精确跟踪, 表明所提出方法能够较好地抑制干扰对系统的影响. 另外, 图9中方案b估计值曲线由跟踪微分器和干扰观测器的输出组成, 目的是利用估计指令导数、未知干扰的常规处理方法, 与本文估计方法进行对比. 显然, 方案a估计值曲线与方案b几乎相同, 表明所提出方法在简化控制器设计流程、降低控制器复杂度的情况下, 能够呈现出相似的观测干扰效果.

5 结论

针对考虑参数不确定、外界干扰的高超声速飞行器控制性能问题, 本文提出了一种基于有限时间预设性能的反演控制方案.

1) 所设计的有限时间性能函数能够使得跟踪误差在预设的有限时间内收敛至稳态值. 通过对比仿

真, 系统输出的误差达到了预期效果, 体现了所设计性能函数的有效性和优越性.

2) 所提出干扰估计方法能够实现对虚拟指令导数和扰动项的观测, 降低控制器复杂度. 仿真结果表明, 该估计方法能够较好地抑制干扰对系统的影响, 呈现出良好的观测效果.

提高控制系统跟踪性能的同时, 也需要考虑其稳定性. 后续进一步考虑高超声速飞行器的输入受限控制和故障容错控制问题并展开相关的研究工作.

参考文献(References)

- [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: 1-19.
- [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: 1-16.
- [6] Zhang X Y, Zong Q, Dou L Q, et al. Improved finite-time command filtered backstepping fault-tolerant control for flexible hypersonic vehicle[J]. *Journal of the Franklin Institute*, 2020, 357(13): 8543-8565.
- [7] 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.
- [8] Li P, Huang P, He C Y, et al. Finite-time dynamic surface fault-tolerant control for hypersonic vehicle with mismatched disturbances[J]. *International Journal of Control, Automation and Systems*, 2021, 19(7): 2309-2322.
- [9] 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.
- [10] Bu X W. Air-breathing hypersonic vehicles funnel control using neural approximation of non-affine dynamics[J]. *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*, 2018, 23(5): 2099-2108.
- [11] Wang X, Guo J, Tang S J, et al. Fixed-time disturbance observer based fixed-time back-stepping control for an

- air-breathing hypersonic vehicle[J]. *ISA Transactions*, 2019, 88: 233-245.
- [12] 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.
- [13] Chen B W, Tan L G. Adaptive anti-saturation tracking control with prescribed performance for hypersonic vehicle[J]. *International Journal of Control, Automation and Systems*, 2020, 18(2): 394-404.
- [14] Bechlioulis C P, Rovithakis G A. Prescribed performance adaptive control of SISO feedback linearizable systems with disturbances[C]. *The 16th Mediterranean Conference on Control and Automation*. Ajaccio, 2008: 1035-1040.
- [15] Bu X W, Wu X Y, Zhu F J, et al. Novel prescribed performance neural control of a flexible air-breathing hypersonic vehicle with unknown initial errors[J]. *ISA Transactions*, 2015, 59: 149-159.
- [16] Wang Y Y, Hu J B. Improved prescribed performance control for air-breathing hypersonic vehicles with unknown deadzone input nonlinearity[J]. *ISA Transactions*, 2018, 79: 95-107.
- [17] Bu X W, Xiao Y, Wang K. A prescribed performance control approach guaranteeing small overshoot for air-breathing hypersonic vehicles via neural approximation[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2017, 71: 485-498.
- [18] Shao X L, Shi Y, Zhang W D. Input-and-measurement event-triggered control for flexible air-breathing hypersonic vehicles with asymmetric partial-state constraints[J]. *Nonlinear Dynamics*, 2020, 102(1): 163-183.
- [19] Liu Y, Li G, Li Y C, et al. Novel prescribed performance control scheme for flexible hypersonic flight vehicles with nonaffine dynamics and neural approximation[J]. *International Journal of Aerospace Engineering*, 2021, 2021: 1-14.
- [20] 冯振欣, 郭建国, 周军. 高超声速飞行器新型预设性能控制器设计[J]. *宇航学报*, 2018, 39(6): 656-663. (Feng Z X, Guo J G, Zhou J. Novel prescribed performance controller design for a hypersonic vehicle[J]. *Journal of Astronautics*, 2018, 39(6): 656-663.)
- [21] 丁一波, 岳晓奎, 代洪华, 等. 考虑进气约束的高超声速飞行器预定性能控制[J]. *航空学报*, 2021, 42(11): 524838. (Ding Y B, Yue X K, Dai H H, et al. Prescribed performance controller for flexible air-breathing hypersonic vehicle with considering inlet airflow constraint[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2021, 42(11): 524838.)
- [22] 陈子印, 林喆, 贾鹤鸣, 等. 永磁同步电机有限时间预设性能控制[J]. *控制理论与应用*, 2021, 38(4): 479-488. (Chen Z Y, Lin Z, Jia H M, et al. Finite-time control for permanent magnet synchronous motor with prescribed performance[J]. *Control Theory & Applications*, 2021, 38(4): 479-488.)
- [23] 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.
- [24] An H, Xia H W, Wang C H. Barrier Lyapunov function-based adaptive control for hypersonic flight vehicles[J]. *Nonlinear Dynamics*, 2017, 88(3): 1833-1853.
- [25] 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.
- [26] Bu X W, Wu X Y, Chen Y X, et al. Design of a class of new nonlinear disturbance observers based on tracking differentiators for uncertain dynamic systems[J]. *International Journal of Control, Automation and Systems*, 2015, 13(3): 595-602.
- [27] 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): 1-16.

作者简介

韦俊宝(1996—), 男, 博士生, 从事飞行器制导与控制等研究, E-mail: wjb898670788@126.com;

李海燕(1979—), 女, 副教授, 博士, 从事飞行器制导与控制等研究, E-mail: haiyanli1818@163.com;

李静(1981—), 男, 讲师, 博士, 从事飞行器制导与控制等研究, E-mail: Lijing7292013@163.com;

董海迪(1988—), 男, 讲师, 博士, 从事飞行器控制、测试与故障诊断等研究, E-mail: donghaidi123@163.com.