

# 考虑伺服回路动态的飞行器攻角鲁棒控制技术

杨广慧, 杜立夫, 刘晓东

(北京航天自动控制研究所, 北京 100854)

**摘要:**为增强飞行器姿控回路与伺服回路的协调匹配性,提升整个姿态控制系统的综合性能,在考虑飞行器伺服回路动态特性的基础上研究其姿态控制方法。以俯仰通道为例,基于多鲁棒面控制和动态面控制理论,提出一种考虑伺服回路动态特性的攻角鲁棒控制方法,有效解决了回路之间的协调控制问题。计算机仿真结果表明:相比于未考虑伺服回路动态特性的攻角控制方案,该控制方案的攻角跟踪效果更好,飞行器姿控外回路和伺服内回路协调匹配性得到提升,且该方案确保了攻角控制系统具备更优越的综合性能指标。研究成果可重点应用于具有高动态和轻质化需求的飞行器姿态控制领域。

**关键词:**姿态控制; 伺服回路; 反演法; 动态面控制; 鲁棒控制; 攻角控制; 分块控制; 滑模控制

**中图分类号:** TP273

**文献标志码:** A

**DOI:** 10.19328/j.cnki.1006-1630.2018.04.004

## Robust Attack Angle Control Technology Considering Dynamics of Aircraft Servo Loop

YANG Guanghui, DU Lifu, LIU Xiaodong

(Beijing Aerospace Automatic Control Institute, Beijing 100854, China)

**Abstract:** In order to enhance the matching relationship between attitude control loop and servo loop of aircraft, and to improve the comprehensive performance of entire attitude control system, the attitude control approach based on dynamic characteristics of servo loop is studied in this paper. Taking the pitching channel as the example, and based on multiple robust surface control and dynamic surface control approaches, one attack angle controller design method considering servo-loop dynamics is put forward, which can effectively solve the problem of harmonious control between different loops. Computer simulation results show that, compared with other attack angle control schemes without considering servo-loop dynamics, the effect of attack angle tracking is better by using the proposed control scheme, which reflects that the matching relationship between attitude control outer-loop and servo inner-loop is improved. Moreover, it guarantees that the attack angle control system possesses better comprehensive performance. The research findings can be emphatically applied in the attitude control domain of aircraft, which requires higher dynamics and lighter mass.

**Keywords:** attitude control; servo loop; backstepping; dynamic surface control; robust control; attack angle control; block control; sliding mode control

## 0 引言

日趋复杂的现代战场环境对飞行器,尤其是战术导弹提出了轻质化和高动态的双重要求,然而轻质化的实现会在一定程度上降低伺服的动态特性,造成其姿控回路与伺服回路的频谱分离不够明显。传统的飞行器姿态控制设计方法通常将姿控回路和

伺服回路分开设计,并未充分考虑两者之间的交联影响,导致两者之间缺乏有机的协调匹配,无法充分发挥飞行器的最大潜力。此外,为更好地实现制导任务要求,飞行器控制系统会对其伺服系统提出较高的技术指标要求,增加伺服回路的设计难度,因此需要研究考虑伺服回路特性的姿态控制设计方法,

收稿日期:2017-12-29;修回日期:2018-02-07

基金项目:国家自然科学基金青年科学基金(61403355)

作者简介:杨广慧(1980—),男,硕士,高级工程师,主要研究方向为控制理论与应用和飞行器控制技术。

从而降低对伺服回路的性能指标要求。为提高飞行器姿控系统的整体性能指标,研究考虑伺服回路动态的姿态控制设计方法极为必要。

对于飞行器这类非线性系统,通常采取多鲁棒面控制与反演设计相结合的方法<sup>[1-3]</sup>。但是,传统反演方法中的连续微分会带来“计算爆炸”问题。为解决此问题,SWAROOP等<sup>[4]</sup>提出了一种动态面控制方法。该方法通过引入若干组低通滤波器避免了对虚拟指令的直接微分,具有较高的工程实用价值,得到了国内外学者的广泛关注,并被应用于飞行器的制导控制设计中<sup>[5-9]</sup>。本文在此基础上,以飞行器俯仰通道为例,借助多鲁棒面控制和动态面控制理论,提出了一种考虑伺服回路动态的攻角控制设计方法。此外,滑模变结构控制方法具有设计简单、鲁棒性强等特点,自首次被提出以来,得到了广泛的研究,并在工程实践中逐渐得到推广和应用<sup>[10-11]</sup>。因此,在分层设计时,本文将滑模变结构控制理论纳入考虑范围,以提高攻角控制方案的鲁棒性能。为衡量不同控制方案下姿控系统的综合性能,体现本文所提出的控制方案的性能优势,提出了一个用于评价综合性能的指标函数,该函数是关于攻角跟踪误差与控制舵偏量的加权。

## 1 问题描述

俯仰通道的姿态运动方程组为

$$\begin{cases} \dot{\alpha} = -\frac{C_Y q S}{m v} + \omega_z + \frac{g \cos \theta}{v} \\ \dot{\omega}_z = \frac{C_z q S L}{J_z} \end{cases} \quad (1)$$

式中: $\alpha$ 和 $\theta$ 分别为飞行器攻角和弹道倾角; $m$ 和 $v$ 分别为飞行器质量和速度; $g$ 为重力加速度; $\omega_z$ 为俯仰角速率; $J_z$ 为转动惯量; $q$ , $S$ 和 $L$ 分别为动压、参考面积和参考长度。气动升力系数 $C_Y$ 和俯仰力矩系数 $C_z$ 的表达式为

$$\begin{cases} C_Y = C_Y^\alpha \alpha + C_Y^{\delta_z} \delta_z \\ C_z = C_z^\alpha \alpha + C_z^{\delta_z} \delta_z \end{cases} \quad (2)$$

式中: $\delta_z$ 为伺服系统的实际输出; $C_Y^\alpha$ 和 $C_Y^{\delta_z}$ 分别为气动升力相对于 $\alpha$ 和 $\delta_z$ 的偏导数; $C_z^\alpha$ 和 $C_z^{\delta_z}$ 分别为俯仰力矩相对于 $\alpha$ 和 $\delta_z$ 的偏导数。

因此,当未考虑伺服回路动态时,面向攻角控制的设计模型为

$$\begin{cases} \dot{\alpha} = a_1 \alpha + \omega_z + f_\theta + d_a \\ \dot{\omega}_z = a_2 \alpha + b_2 \delta_z + d_z \end{cases} \quad (3)$$

$$\text{式中: } a_1 = -\frac{C_Y q S}{m v}; f_\theta = \frac{g \cos \theta}{v}; a_2 = \frac{C_z q S L}{J_{z_1}}; b_2 = \frac{C_z^{\delta_z} q S L}{J_{z_1}} \neq 0.$$

为便于设计,电动伺服回路的动态特性可简化为一个二阶线性环节,即

$$G(s) = \frac{\delta_z(s)}{\delta_{zd}(s)} = \frac{\omega_n^2}{s^2 + 2\xi_n \omega_n s + \omega_n^2} \quad (4)$$

式中: $\omega_n$ 为电动伺服系统的自然振荡角频率; $\xi_n$ 为电动伺服系统的阻尼比; $\delta_{zd}$ 为电动伺服系统的输入指令。其中, $\omega_n$ 和 $\xi_n$ 的选取需体现伺服回路带宽和动态的设计要求。与式(4)对应的时域表达式为

$$\ddot{\delta}_z = -2\xi_n \omega_n \dot{\delta}_z - \omega_n^2 \delta_z + \omega_n^2 \delta_{zd} + d_m \quad (5)$$

因此,当考虑伺服回路动态时,面向攻角控制的设计模型为

$$\begin{cases} \dot{\alpha} = a_1 \alpha + \omega_z + f_\theta + d_a \\ \dot{\omega}_z = a_2 \alpha + b_2 \delta_z + d_z \\ \ddot{\delta}_z = -2\xi_n \omega_n \dot{\delta}_z - \omega_n^2 \delta_z + \omega_n^2 \delta_{zd} + d_m \end{cases} \quad (6)$$

式(3)、(6)建立的数学模型为下一步飞行器攻角控制律的设计奠定了基础。下一节将基于此模型进行攻角控制律的设计。

## 2 动态面攻角控制律设计

形如式(3)、(6)所示的非线性系统,通常采取反演与多鲁棒面控制相结合的控制方式。但是,传统反演方法中的连续微分会带来“计算爆炸”问题。为避免此现象的发生,可采用动态面控制方法<sup>[4]</sup>。该方法通过引入若干个低通滤波器避免了对虚拟指令的直接微分,具有较高的工程实用价值。同时,因滑模变结构控制方法设计方便,且具备针对外界干扰和参数摄动的强鲁棒性能,故本文在分层设计时将采用该方法。

针对双层结构的设计模型(3),即未考虑伺服回路动态时,动态面攻角控制律为

$$\begin{cases} s_1 = \alpha - \alpha_d \\ \omega_{zd} = -a_1 \alpha + \dot{\alpha}_d - k_1 s_1 - q_1 \operatorname{sgn}(s_1) - f_\theta \\ \eta \dot{\omega}_{zc} + \omega_{zc} = \omega_{zd} \\ s_2 = \omega_z - \omega_{zc} \\ \delta_{zd} = \frac{-a_2 \alpha - k_2 s_2 - q_2 \operatorname{sgn}(s_2) + \dot{\omega}_{zc}}{b_2} \end{cases} \quad (7)$$

式中: $\alpha_d$ 为攻角指令;滤波器系数 $\eta > 0$ ;  $k_1, q_1, k_2, q_2$ 为控制系数,其值均大于零。

而针对 3 层结构的设计模型(6),即考虑伺服回路动态时,动态面攻角控制律则变为

$$\begin{cases} s_1 = \alpha - \alpha_d \\ \omega_{zd} = -a_1\alpha + \dot{\alpha}_d - k_1s_1 - q_1\text{sgn}(s_1) - f_\theta \\ \eta_1\dot{\omega}_{zc} + \omega_{zc} = \omega_{zd} \\ s_2 = \omega_z - \omega_{zc} \\ \delta_{zd} = \frac{-a_2\alpha - k_2s_2 - q_2\text{sgn}(s_2) + \dot{\omega}_{zc}}{b_2} \\ \eta_2\dot{\delta}_{zc} + \delta_{zc} = \delta_{zd} \\ s_3 = c(\delta_z - \delta_{zc}) + \dot{\delta}_z - \dot{\delta}_{zc} \\ \delta_{zd}^* = \frac{(2\xi_n\omega_n - c)\dot{\delta}_z + \omega_n^2\delta_z - k_3s_3 - q_3\text{sgn}(s_3) + \omega_n^2\delta_{zc}}{\omega_n^2} \rightarrow \leftarrow \frac{\dot{\omega}_{zc} + \ddot{\delta}_{zc}}{\omega_n^2} \end{cases} \quad (8)$$

式中:滤波器系数  $\eta_1 > 0, \eta_2 > 0$ ; 控制系数  $k_3 > 0, q_3 > 0$ 。

下面将重点分析在采用本文所提出的控制算法(8)时攻角控制系统的稳定性。作为分析的前提,首先给出 2 个具有可行性的假设条件。

**假设 1** 系统中的不确定项均是有界的,且满足  $|d_a| \leq \kappa_a, |d_z| \leq \kappa_z, |d_m| \leq \kappa_m$ 。

**假设 2** 当采用动态面控制方法时,低通滤波器的输出信号  $y_{fo}$  与输入信号  $y_{fi}$  的差值是有界的,且满足  $|y_{fo} - y_{fi}| \leq \kappa_{fy}$ 。

基于上述 2 个假设条件,给出本文所提方案下攻角控制系统的稳定性定理。

**定理 1** 对于具有 3 层级联结构的含伺服环节的设计模型(6),采用动态面攻角控制律(8),当满足式(9)条件时,飞行器实际攻角  $\alpha$  将渐近收敛于指令攻角  $\alpha_d$ , 即攻角控制系统渐近稳定。

$$\begin{cases} 4k_1k_2 > 1 \\ q_1 > \kappa_a + \kappa_{fz} \\ q_2 > \kappa_z + |b_2| \kappa_{fm} \\ q_3 > \kappa_m \end{cases} \quad (9)$$

**证明** 采用滑模面变量构建 Lyapunov 函数

$$V = \frac{1}{2}s_1^2 + \frac{1}{2}s_2^2 + \frac{1}{2}s_3^2 \quad (10)$$

对 Lyapunov 函数进行微分计算,得到

$$\dot{V} = \dot{s}_1s_1 + \dot{s}_2s_2 + \dot{s}_3s_3 \quad (11)$$

由式(6)、(8)可得

$$\begin{aligned} \dot{s}_1 &= \dot{\alpha} - \dot{\alpha}_d = a_1\alpha + \omega_z + f_\theta + d_a - \dot{\alpha}_d = \\ &a_1\alpha + s_2 + \omega_{zc} + f_\theta + d_a - \dot{\alpha}_d \end{aligned} \quad (12)$$

当采用动态面方法时,有  $\omega_{zc} = \omega_{zd} + d_{fz}$ 。因此,式(12)可改写为

$$\dot{s}_1 = a_1\alpha + s_2 + \omega_{zd} + f_\theta + d_{s1} - \dot{\alpha}_d \quad (13)$$

式中:不确定性变量  $d_{s1} = d_a + d_{fz}$  是有界的,且满足  $|d_{s1}| \leq \kappa_{s1} = \kappa_a + \kappa_{fz}$ 。

然后,将角速度虚拟控制律代入式(13)可得

$$\dot{s}_1 = s_2 - k_1s_1 - q_1\text{sgn}(s_1) + d_{s1} \quad (14)$$

同样,由式(6)、(8)可得

$$\dot{s}_2 = \dot{\omega}_z - \dot{\omega}_{zc} = a_2\alpha + b_2\delta_{zd} + d_z - \dot{\omega}_{zc} \quad (15)$$

$$\begin{aligned} \dot{s}_3 &= c(\dot{\delta}_z - \dot{\delta}_{zc}) + \ddot{\delta}_z - \ddot{\delta}_{zc} = \\ &c(\dot{\delta}_z - \dot{\delta}_{zc}) - 2\xi_n\omega_n\dot{\delta}_z - \omega_n^2\delta_z + \\ &\omega_n^2\delta_{zd}^* + d_m - \ddot{\delta}_{zc} = \\ &-k_3s_3 - q_3\text{sgn}(s_3) + d_m \end{aligned} \quad (16)$$

当满足式(9)中的第 4 个条件时,  $\dot{V}_b = \dot{s}_3s_3 \leq 0$  显然成立,当且仅当  $s_3 = 0$  时,  $\dot{V}_b = 0$  成立。因此,可以得到  $\delta_z \rightarrow \delta_{zc}$ 。同时,基于假设条件 2,可得  $\delta_z = \delta_{zd} + d_{fm}$ , 且满足  $|d_{fm}| \leq \kappa_{fm}$ 。将其代入式(15)可得

$$\dot{s}_2 = -k_2s_2 - q_2\text{sgn}(s_2) + d_{s2} \quad (17)$$

式中:  $d_{s2} = d_z + b_2d_{fm}$  是有界的,且满足  $|d_{s2}| \leq \kappa_{s2} = \kappa_z + |b_2| \kappa_{fm}$ 。

此时,由式(14)、(17)可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_a &= \dot{s}_1s_1 + \dot{s}_2s_2 = \\ &[s_2 - k_1s_1 - q_1\text{sgn}(s_1) + d_{s1}]s_1 + \\ &[-k_2s_2 - q_2\text{sgn}(s_2) + d_{s2}]s_2 = \\ &-k_1s_1^2 - k_2s_2^2 + s_1s_2 - q_1|s_1| + \\ &d_{s1}s_1 - q_2|s_2| + d_{s2}s_2 \leq \\ &-2\sqrt{k_1k_2}|s_1s_2| + |s_1s_2| - q_1|s_1| + \\ &\kappa_{s1}|s_1| - q_2|s_2| + \kappa_{s2}|s_2| = \\ &-(2\sqrt{k_1k_2} - 1)|s_1s_2| - \\ &(q_1 - \kappa_{s1})|s_1| - (q_2 - \kappa_{s2})|s_2| \end{aligned} \quad (18)$$

当满足式(9)中的前 3 个条件时,可得  $\dot{V}_a \leq 0$ 。

当且仅当  $s_1 = 0$  和  $s_2 = 0$  同时成立时,  $\dot{V}_a = 0$  成立。于是,根据 Lyapunov 稳定性判别定理,  $s_1 \rightarrow 0$  和  $s_2 \rightarrow 0$  均成立,进而得到飞行器实际攻角  $\alpha$  将渐近收敛于指令攻角  $\alpha_d$ , 即实现了干扰状态下的鲁棒状态跟踪。

由式(7)、(8)可看出,在未考虑伺服回路动态时,解算出的舵偏角指令为  $\delta_{zd}$ ;而在考虑伺服回路动态时,解算出的舵偏角指令变为  $\delta_{zd}^*$ 。这体现出 2 种设计方法之间的区别。显然,控制律(8)中包含了

伺服回路的动态特性参数。此外,为防止控制量的高频抖动,用如下饱和函数来替代符号函数,即

$$\text{sat}(s) = \begin{cases} \frac{s}{\eta} & |s| \leq \eta, \eta > 0 \\ \text{sgn}(s) & s > \eta \end{cases} \quad (19)$$

可以证明,当采用饱和函数代替符号函数后,若同样满足定理1中的条件,则控制系统的Lyapunov渐近稳定性将退变为有界稳定性。此外,我们可通过调节参数 $\eta$ 来减小收敛域界值。实际上,参数 $\eta$ 的选取应折中考虑系统收敛精度与控制平滑程度。

至此,在未考虑/考虑伺服回路动态时,即分别考虑双环结构设计模型(3)和三环结构设计模型(6)时,飞行器攻角鲁棒控制律设计完毕。

### 3 仿真结果

本节将通过计算机仿真,验证本文所提出的控制方案相比于未考虑伺服回路控制方案的性能优势。

仿真中,飞行器对象的参数值为: $v=1.9 \text{ km/s}$ ,  $m=950 \text{ kg}$ ,  $S=0.50 \text{ m}^2$ ,  $L=0.75 \text{ m}$ ,  $J_z=5900 \text{ kg}\cdot\text{m}^2$ 。特征点处的相关气动参数值为: $C_Y^{\alpha}=57.30 \text{ rad}^{-1}$ ,  $C_Y^{\delta_z}=3.65 \text{ rad}^{-1}$ ,  $C_z^{\alpha}=-28.05 \text{ rad}^{-1}$ ,  $C_z^{\delta_z}=-37.95 \text{ rad}^{-1}$ 。伺服回路的参数值为: $\omega_n=80.0 \text{ rad/s}$ ,  $\xi_n=0.3$ 。可以看出,该伺服回路的带宽较窄,会对机体姿控回路特性产生影响。

仿真中,当未考虑伺服回路动态时,攻角控制律的参数为: $k_1=20, q_1=2, k_2=20, q_2=2$ 。当考虑伺服回路动态时,攻角控制律的参数为: $k_1=30, q_1=5, k_2=30, q_2=10, c=500, k_3=30, q_3=5$ 。

伺服回路的阶跃响应曲线如图1所示。

将如图1所示的伺服回路置于飞行器攻角控制系统中,然后比较2种控制方案下的攻角跟踪曲线,如图2所示。由图2可知,当设计中考虑伺服回路动态时,飞行器攻角跟踪的响应速度更快,同时稳态精度更高。

为更为直观地比较2种控制方案下攻角控制系统的综合性能情况,将性能指标函数定义为

$$J = \int_0^t [0.6s_1^2(\tau) + 0.4\delta_z^2(\tau)] d\tau \quad (20)$$

式中:第1项为跟踪误差相关项,第2项为控制消耗相关项。

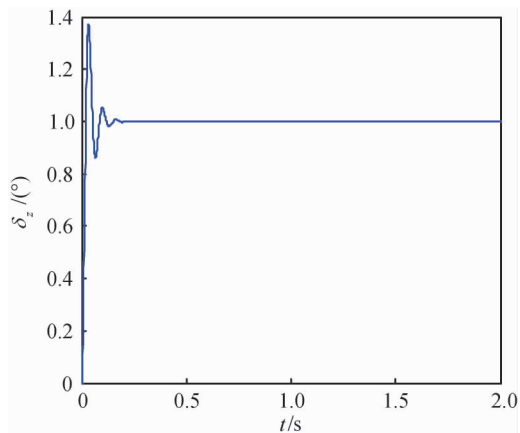


图1 伺服回路的阶跃响应曲线

Fig.1 Step response curve of servo loop

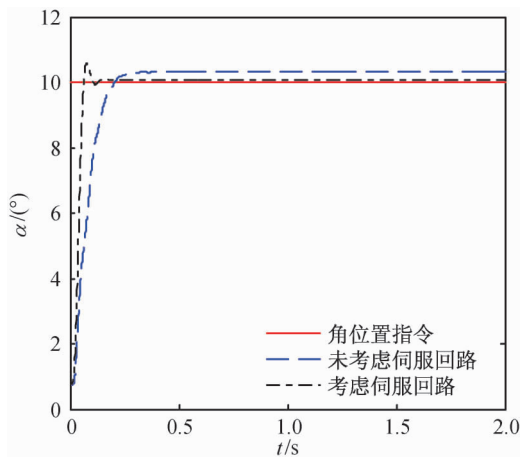


图2 2种控制方案下攻角跟踪曲线

Fig.2 Attack angle tracking curves under two control schemes

2种控制方案下攻角控制系统的性能指标曲线如图3所示。由图3可知,当设计中考虑伺服回路动态时,攻角控制系统的综合性能指标值更小,即具有更优越的综合性能,体现出本文所提出的控制方案的优势。

同时,为了体现本文所提出控制方案的鲁棒性,下面将对对比未包含鲁棒项的控制方案,其控制律参数为: $k_1=30, q_1=0, k_2=30, q_2=0, c=500, k_3=30, q_3=0$ 。于是,2种控制方案下阶跃响应的跟踪误差曲线如图4所示。由图4可以看出,在存在不确定因素的情况下,相比未考虑鲁棒项的控制方案,本文控制方案下攻角跟踪的响应速度更快,稳态精度更高,从而直观体现出其控制性能优势,进而

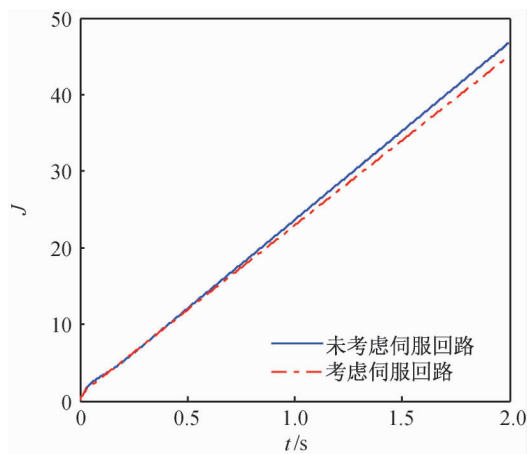


图 3 2 种控制方案下性能指标曲线

Fig. 3 Performance index curves under two control schemes

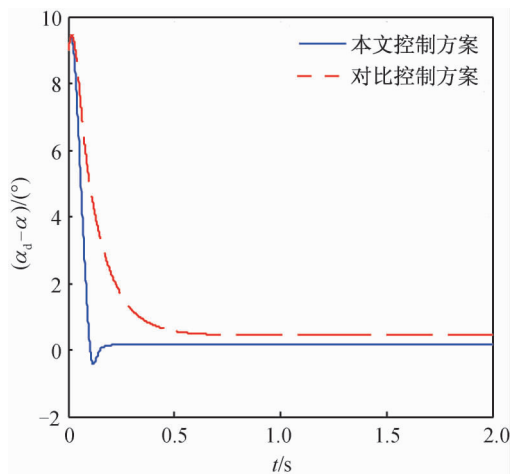


图 4 2 种控制方案下跟踪误差曲线

Fig. 4 Tracking error curves under two control schemes

反映出系统鲁棒性能的提升。

## 4 结论

为提高姿控外回路和伺服内回路的协调匹配性,本文提出了一种考虑伺服回路动态的攻角鲁棒控制设计方法。采用滑模控制与动态面控制相结合的方法,实现了对对象 3 层子系统之间的有效级联。计算机仿真结果表明:相比于未考虑伺服回路动态的姿控设计方法,本文所提出的控制方案具有更好的攻角跟踪效果和更优越的综合性能指标,包括跟踪误差和控制能量消耗。该控制方案结构清晰,便于工程实现,可重点应用于具有高动态和轻质化要

求的飞行器姿态控制领域,并可推广应用于飞行器全通道姿态控制。

## 参考文献

- [1] SONNEVELDT L, CHU Q P, MULDER J A. Non-linear flight control design using constrained adaptive backstepping[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2007, 30(2): 322-336.
- [2] WANG Z, WU Z, DU Y. Robust adaptive backstepping control for reentry reusable launch vehicles[J]. Acta Astronautica, 2016, 126: 258-264.
- [3] WU G H, MENG X Y. Nonlinear Disturbance observer based robust backstepping control for a flexible air-breathing hypersonic vehicle[J]. Aerospace Science and Technology, 2016, 54: 174-182.
- [4] SWAROOP D, HEDRICK J K, YIP P P, et al. Dynamic surface control for a class of nonlinear systems [J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2000, 45(10): 1893-1899.
- [5] HOU M Z, DUAN G R. Adaptive dynamic surface control for integrated missile guidance and autopilot [J]. International Journal of Automation and Computing, 2011, 8(1): 122-127.
- [6] HOU M Z, LIANG X L, DUAN G R. Adaptive block dynamic surface control for integrated missile guidance and autopilot[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2013, 26(3): 741-750.
- [7] 刘晓东, 黄万伟, 禹春梅, 等. 基于鲁棒动态逆的高超声速滑翔飞行器动态面姿态控制[J]. 航天控制, 2015, 33(1): 22-27.
- [8] 刘晓东, 黄万伟, 禹春梅. 含扩张状态观测器的高超声速飞行器动态面姿态控制[J]. 宇航学报, 2015, 36(8): 916-922.
- [9] 刘晓东, 黄万伟, 杜立夫. 含攻击角度约束的三维制导控制一体化鲁棒设计方法[J]. 控制理论与应用, 2016, 33(11): 1535-1542.
- [10] UTKIN V I. Variable structure systems with sliding modes[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 1977, 22(2): 212-222.
- [11] GAO W B, HUNG J C. Variable structure control of nonlinear systems: a new approach[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 1993, 40(1): 45-55.

(本文编辑:李栋颢)