

# 空射飞航导弹姿态控制的一种自适应方法\*

韩艳铎<sup>1</sup>, 黄攀峰<sup>2</sup>, 孟中杰<sup>2</sup>

(1 南京航空航天大学航天学院, 南京 210016; 2 西北工业大学航天学院, 西安 710072)

摘要: 为解决空射飞航导弹气动力矩导数不确定条件下姿态控制问题, 基于动态逆和非线性系统无源性稳定理论设计了一种姿态自适应控制器。该控制器包括控制律和参数估计器两部分。控制律根据估计器提供的对象参数估值在线调整控制参数。采用李亚普诺夫稳定性理论证明了闭环系统的稳定性。数值仿真表明该方法在保证参数估计误差有界的同时实现了导弹对姿态角指令的快速无静差跟踪。

关键词: 导弹; 姿态控制; 无源性理论; 自适应控制

中图分类号: TJ765.2; V448.2 文献标志码: A

## An Adaptive Attitude Control Law for Air-launched Cruise Missile

HAN Yanhua<sup>1</sup>, HUANG Panfeng<sup>2</sup>, MENG Zhongjie<sup>2</sup>

(1 College of Astronautics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;  
2 School of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: An adaptive attitude controller was designed based on dynamic inversion and passivity theory for air-launched cruise missile to solve the problem of its uncertainty of aerodynamic moment derivatives. The controller includes control law and parameter estimator. The control law was adjusted online according to estimated values of missile's parameters. It is proved by Lyapunov theory that attitude tracking error may converge at zero while parameter's estimation error keeping bounded. Numerical simulation proved effectiveness of the controller.

Keywords: missile; attitude control; passivity theory; adaptive control

### 0 引言

空射飞航导弹由于飞行空域和速度范围较大, 气动参数不确定性较大。文献[1-2]为解决导弹鲁棒控制的保守问题, 加入适应机构, 在线估计不确定性上界。其对参数上界的估计一般单调上升, 导致控制后期保守性增大。文献[3-4]基于近似线性方法, 给出导弹姿态模型参考自适应控制律。文献[5]通过人工神经网络, 适应机构调整控制器和参考模型的参数, 旨在提高系统整体性能。文献[6]基于辨识和控制可分离的原则给出自适应控制器, 其缺点是不能从理论上保证辨识和控制构成的闭环的稳定性。

文中针对空射飞航导弹飞行空域和速度范围大导致气动力矩导数不确定的特点, 基于非线性系统动态逆和无源性稳定理论给出一种姿态控制的自适应方法。

### 1 导弹姿态运动方程

设导弹的攻角、侧滑角、侧倾角分别为  $\alpha$ 、 $\beta$ 、 $\gamma$ , 滚转角速度、偏航角速度、俯仰角速度分别为  $\omega_x$ 、 $\omega_y$ 、 $\omega_z$ , 三轴转动惯量分别为  $J_x$ 、 $J_y$ 、 $J_z$ , 动压头、气动参考面积、参考长度分别为  $q$ 、 $S$ 、 $l$ , 副翼、方向舵、升降舵偏角分别为  $\delta_x$ 、 $\delta_y$ 、 $\delta_z$ , 弹道倾角和偏角分别为  $\theta$ 、 $\phi$ , 则导弹姿态运动方程如式(1)、式(2)所示。

$$\begin{cases} \dot{\alpha} = -\omega_x \cos\alpha \tan\beta + \omega_y \sin\alpha \tan\beta + \omega_z - \dot{\theta} \sec\beta \cos\gamma + \dot{\phi} \sec\beta \sin\gamma \cos\theta \\ \dot{\beta} = \omega_x \sin\alpha + \omega_y \cos\alpha - \dot{\theta} \sin\gamma - \dot{\phi} \cos\gamma \cos\theta \\ \dot{\gamma} = \omega_x \cos\alpha \sec\beta - \omega_y \sin\alpha \sec\beta + \dot{\theta} \tan\beta \cos\gamma - \dot{\phi} (\sin\theta + \tan\beta \sin\gamma \cos\theta) \end{cases} \quad (1)$$

\* 收稿日期: 2008-11-18

基金项目: 航天支撑技术基金(2008-HT-XGD)资助

作者简介: 韩艳铎(1976-), 男, 山西兴县人, 副教授, 博士, 研究方向: 现代控制理论在导弹及航天器制导与控制中的应用。

$$\begin{cases} \dot{\omega}_x = \frac{J_y - J_z}{J_x} \omega_y \omega_z + \frac{qSl}{J_x} [m_x^\beta \beta + (m_x^{\omega_x} \omega_x + m_x^{\omega_y} \omega_y) + (m_x^{\delta_x} \delta_x + m_x^{\delta_y} \delta_y)] \\ \dot{\omega}_y = \frac{J_z - J_x}{J_y} \omega_z \omega_x + \frac{qSl}{J_y} (m_y^\beta \beta + m_y^{\omega_y} \omega_y + m_y^{\delta_y} \delta_y) \\ \dot{\omega}_z = \frac{J_x - J_y}{J_z} \omega_x \omega_y + \frac{qSl}{J_z} (m_z^\alpha \alpha + m_z^{\omega_z} \omega_z + m_z^{\delta_z} \delta_z) \end{cases} \quad (2)$$

式(1)、式(2)具有积分串联形式,可考虑将导弹姿态控制分为外环和内环分别设计。外环由姿态运动学和外环控制器构成,内环由姿态动力学和内环控制器构成。外环控制器产生的控制信号被内环当作指令去跟踪执行。

$$\begin{cases} \varepsilon_1 \triangleq \alpha - \alpha_c \\ \varepsilon_2 \triangleq \beta - \beta_c \\ \varepsilon_3 \triangleq \gamma - \gamma_c \end{cases} \quad (3)$$

设计跟踪误差服从如下动态特性:

$$\begin{cases} \dot{\varepsilon}_1 + \mu_1 \varepsilon_1 = 0 \\ \dot{\varepsilon}_2 + \mu_2 \varepsilon_2 = 0 \\ \dot{\varepsilon}_3 + \mu_3 \varepsilon_3 = 0 \end{cases} \quad (4)$$

## 2 外环控制器设计

设导弹攻角指令、侧滑角指令、侧倾角指令分别为  $\alpha_c, \beta_c, \gamma_c$ , 指令跟踪误差为:

式中  $\mu_1, \mu_2, \mu_3$  均为大于零的常数,确定跟踪误差趋零的速度。

式(1)、式(3)、式(4) 联立解得:

$$\begin{cases} \omega_x = \dot{\theta}(\sin\alpha\sin\gamma - \cos\alpha\sin\beta\cos\gamma) + \dot{\phi}[\cos\theta\sin\alpha\cos\gamma + (\sin\theta\cos\beta + \cos\theta\sin\beta\sin\gamma)\cos\alpha] - \mu_2(\beta - \beta_c)\sin\alpha - \mu_3(\gamma - \gamma_c)\cos\alpha\cos\beta \\ \omega_y = \dot{\theta}(\cos\alpha\sin\gamma + \sin\alpha\sin\beta\cos\gamma) + \dot{\phi}[\cos\theta\cos\alpha\cos\gamma - (\sin\theta\cos\beta + \cos\theta\sin\beta\sin\gamma)\sin\alpha] - \mu_2(\beta - \beta_c)\cos\alpha + \mu_3(\gamma - \gamma_c)\sin\alpha\cos\beta \\ \omega_z = \dot{\theta}\sec\beta\cos\gamma - \dot{\phi}\cos\theta\sec\beta\sin\gamma + \omega_x\cos\alpha\tan\beta - \omega_y\sin\alpha\tan\beta - \mu_1(\alpha - \alpha_c) \end{cases} \quad (5)$$

令:

$$\begin{cases} \omega_{xc} = \omega_x \\ \omega_{yc} = \omega_y \\ \omega_{zc} = \omega_z \end{cases} \quad (6)$$

$$\begin{cases} \dot{e}_1 + k_1 e_1 = 0 \\ \dot{e}_2 + k_2 e_2 = 0 \\ \dot{e}_3 + k_3 e_3 = 0 \end{cases} \quad (8)$$

作为内环指令。只要内环控制器的设计保证式(6)给出的姿态角速度指令被快速跟踪,式(4)描述的姿态角指令跟踪误差的动态特性就能实现。

式中  $k_1, k_2, k_3$  均为大于零的常数,确定跟踪误差趋零的速度。

式(2)、式(7)、式(8) 联立并定义:

## 3 内环自适应控制器设计

内环由导弹姿态动力学和内环控制器构成。导弹姿态方程中的参数不确定性发生在此环。内环控制器设计目标是使其具有适应性,当导弹气动力矩导数存在不确定性时,式(6)给出的姿态角速度指令仍能被快速跟踪。

定义内环跟踪误差:

$$\begin{cases} e_1 \triangleq \omega_x - \omega_{xc} \\ e_2 \triangleq \omega_y - \omega_{yc} \\ e_3 \triangleq \omega_z - \omega_{zc} \end{cases} \quad (7)$$

$$(a_1, b_1, c_1, d_1, f_1)^T \triangleq \left( \frac{1}{m_x^{\delta_x}}, \frac{m_x^\beta}{m_x^{\delta_x}}, \frac{m_x^{\omega_x}}{m_x^{\delta_x}}, \frac{m_x^{\omega_y}}{m_x^{\delta_x}}, \frac{m_x^{\delta_y}}{m_x^{\delta_x}} \right)^T \quad (9)$$

$$(a_2, b_2, c_2)^T \triangleq \left( \frac{1}{m_y^{\delta_y}}, \frac{m_y^\beta}{m_y^{\delta_y}}, \frac{m_y^{\omega_y}}{m_y^{\delta_y}} \right)^T \quad (10)$$

$$(a_3, b_3, c_3)^T \triangleq \left( \frac{1}{m_z^{\delta_z}}, \frac{m_z^\alpha}{m_z^{\delta_z}}, \frac{m_z^{\omega_z}}{m_z^{\delta_z}} \right)^T \quad (11)$$

$$\begin{cases} z_1 \triangleq \frac{1}{qSl} \{ J_x (\dot{\omega}_{xc} - k_1 e_1) - (J_y - J_z) \omega_y \omega_z \} \\ z_2 \triangleq \frac{1}{qSl} \{ J_y (\dot{\omega}_{yc} - k_2 e_2) - (J_z - J_x) \omega_z \omega_x \} \\ z_3 \triangleq \frac{1}{qSl} \{ J_z (\dot{\omega}_{zc} - k_3 e_3) - (J_x - J_y) \omega_x \omega_y \} \end{cases} \quad (12)$$

设计理想条件下跟踪误差动态特性:

可解得内环控制输入:

$$\begin{cases} \delta_y = a_2 z_2 - b_2 \beta - c_2 \omega_y \\ \delta_z = a_3 z_3 - b_3 \alpha - c_3 \omega_z \\ \delta_x = a_1 z_1 - b_1 \beta - c_1 \omega_x - d_1 \omega_y - f_1 \delta_y \end{cases} \quad (13)$$

但事实上控制律式(13)中与导弹气动力矩导数有关的参数  $a_1, b_1, c_1, d_1, f_1, a_2, b_2, c_2, a_3, b_3, c_3$  未知,只能用其估计值  $\hat{a}_1, \hat{b}_1, \hat{c}_1, \hat{d}_1, \hat{f}_1, \hat{a}_2, \hat{b}_2, \hat{c}_2, \hat{a}_3, \hat{b}_3, \hat{c}_3$  代替,所以内环控制律成为:

$$\begin{cases} \delta_y = \hat{a}_2 z_2 - \hat{b}_2 \beta - \hat{c}_2 \omega_y \\ \delta_z = \hat{a}_3 z_3 - \hat{b}_3 \alpha - \hat{c}_3 \omega_z \\ \delta_x = \hat{a}_1 z_1 - \hat{b}_1 \beta - \hat{c}_1 \omega_x - \hat{d}_1 \omega_y - \hat{f}_1 \delta_y \end{cases} \quad (14)$$

式(2)、式(7)、式(9)~式(12)、式(14)联立并定义参数估计误差:

$$\begin{cases} \tilde{a}_1 \triangleq \hat{a}_1 - a_1 \\ \tilde{b}_1 \triangleq \hat{b}_1 - b_1 \\ \tilde{c}_1 \triangleq \hat{c}_1 - c_1 \\ \tilde{d}_1 \triangleq \hat{d}_1 - d_1 \\ \tilde{f}_1 \triangleq \hat{f}_1 - f_1 \end{cases} \quad (15)$$

$$\begin{cases} \tilde{a}_2 \triangleq \hat{a}_2 - a_2 \\ \tilde{b}_2 \triangleq \hat{b}_2 - b_2 \\ \tilde{c}_2 \triangleq \hat{c}_2 - c_2 \end{cases} \quad (16)$$

$$\begin{cases} \tilde{a}_3 \triangleq \hat{a}_3 - a_3 \\ \tilde{b}_3 \triangleq \hat{b}_3 - b_3 \\ \tilde{c}_3 \triangleq \hat{c}_3 - c_3 \end{cases} \quad (17)$$

为表述方便定义如下矩阵和向量:

$$\mathbf{E} \triangleq (e_1, e_2, e_3)^T \quad (18)$$

$$\mathbf{K} \triangleq \begin{pmatrix} k_1 & 0 & 0 \\ 0 & k_2 & 0 \\ 0 & 0 & k_3 \end{pmatrix} \quad (19)$$

$$\mathbf{M} \triangleq \begin{pmatrix} -\frac{qSl}{J_x} m_{\delta_x} & 0 & 0 \\ 0 & -\frac{qSl}{J_y} m_{\delta_y} & 0 \\ 0 & 0 & -\frac{qSl}{J_z} m_{\delta_z} \end{pmatrix} \quad (20)$$

$$\tilde{\mathbf{p}} \triangleq (\tilde{a}_1, \tilde{b}_1, \tilde{c}_1, \tilde{d}_1, \tilde{f}_1, \tilde{a}_2, \tilde{b}_2, \tilde{c}_2, \tilde{a}_3, \tilde{b}_3, \tilde{c}_3)^T \quad (21)$$

$$\mathbf{W} \triangleq \begin{pmatrix} \mathbf{W}_1 & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{W}_2 & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{W}_3 \end{pmatrix} \quad (22)$$

式中:

$$\begin{cases} \mathbf{W}_1 \triangleq (-z_1, \beta, \omega_x, \omega_y, \delta_y) \\ \mathbf{W}_2 \triangleq (-z_2, \beta, \omega_y) \\ \mathbf{W}_3 \triangleq (-z_3, \alpha, \omega_z) \end{cases} \quad (23)$$

可得:

$$\dot{\mathbf{E}} + \mathbf{KE} = \mathbf{MW}\tilde{\mathbf{p}} \quad (24)$$

因为  $\mathbf{K}$  和  $\mathbf{M}$  是正定的,所以式(24)表示联结输入信号  $\mathbf{W}\tilde{\mathbf{p}}$  和输出信号  $\mathbf{E}$  的系统是损耗型的。根据非线性系统的无源性理论<sup>[7]</sup>,只要构造从输入  $\mathbf{W}^T \mathbf{E}$  到输出  $\tilde{\mathbf{p}}$  的无源系统,并将它同原系统负反馈联结起来,就可保证闭环系统是损耗型的,从而是李亚普诺夫稳定的。因此设计参数估计自适应律:

$$\dot{\tilde{\mathbf{p}}} = -\gamma \mathbf{W}^T \mathbf{E} \quad (25)$$

式中  $\gamma$  是任意  $11 \times 11$  维正定阵,为简单起见可取为对角阵。

$$\gamma = \begin{pmatrix} \gamma_1 & & & & \\ & \gamma_2 & & & \\ & & \dots & & \\ & & & & \gamma_{11} \end{pmatrix} \quad (26)$$

相对于导弹姿态动力学变量,气动力矩导数是慢变量。将式(12)、式(15)~式(17)、式(21)~式(23)、式(25)代入式(26)得参数自适应律具体形式:

$$\begin{cases} \dot{\tilde{a}}_1 = \gamma_1 z_1 e_1 \\ \dot{\tilde{b}}_1 = \gamma_2 \beta e_1 \\ \dot{\tilde{c}}_1 = \gamma_3 \omega_x e_1 \end{cases} \quad (27)$$

$$\begin{cases} \dot{\tilde{d}}_1 = -\gamma_4 \omega_y e_1 \\ \dot{\tilde{f}}_1 = -\gamma_5 \delta_y e_1 \end{cases}$$

$$\begin{cases} \dot{\tilde{a}}_2 = \gamma_6 z_2 e_2 \\ \dot{\tilde{b}}_2 = -\gamma_7 \beta e_2 \\ \dot{\tilde{c}}_2 = -\gamma_8 \omega_y e_2 \end{cases} \quad (28)$$

$$\begin{cases} \dot{\tilde{a}}_3 = \gamma_9 z_3 e_3 \\ \dot{\tilde{b}}_3 = -\gamma_{10} \alpha e_3 \\ \dot{\tilde{c}}_3 = -\gamma_{11} \omega_z e_3 \end{cases} \quad (29)$$

导弹姿态自适应控制系统原理如图 1 所示。

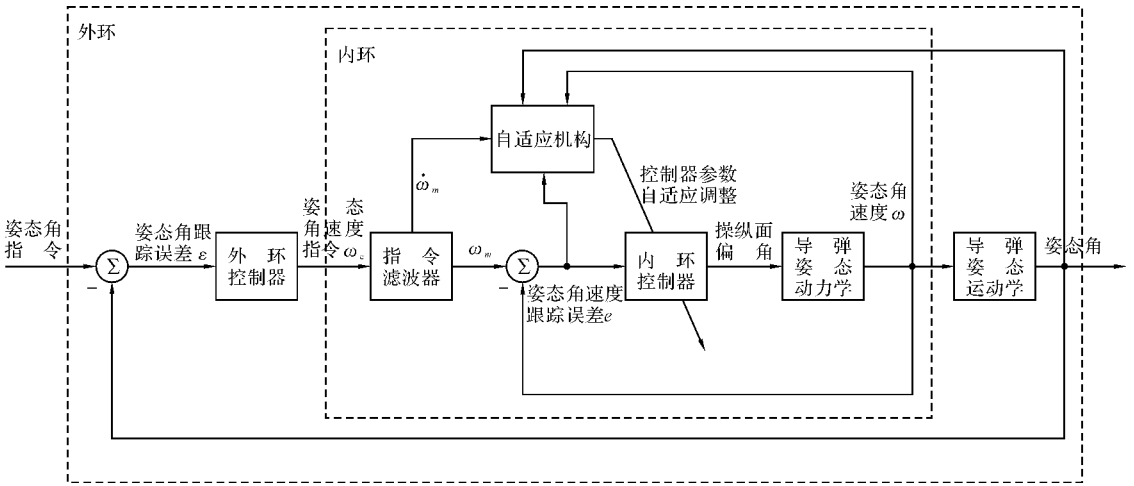


图 1 导弹姿态自适应控制系统原理

### 4 内环稳定性分析

根据前文,导弹姿态运动的不确定性发生在内环,只需对内环作稳定性分析。

取李亚普诺夫函数:

$$V = \frac{1}{2} E^T M^{-1} E + \frac{1}{2} \tilde{p}^T \gamma^{-1} \tilde{p} \quad (30)$$

式(30)两边同时对时间求导并将式(24)、式(25)代入得:

$$\frac{dV}{dt} = -E^T M^{-1} K E \leq 0 \quad (31)$$

由式(30)、式(31)并根据 Barbalat 引理<sup>[8]</sup>可得结论:跟踪误差  $E \triangleq (e_1, e_2, e_3)^T$  趋零,参数估计误差  $\tilde{p} \triangleq (\tilde{a}_1, \tilde{b}_1, \tilde{c}_1, \tilde{d}_1, \tilde{f}_1, \tilde{a}_2, \tilde{b}_2, \tilde{c}_2, \tilde{a}_3, \tilde{b}_3, \tilde{c}_3)^T$  保持有界。

### 5 数值仿真及分析

飞航导弹采用 BTT 转弯,需要控制攻角和侧倾角,同时保持侧滑角为零。仿真中采用方波作为姿态角指令。仿真结果如图 2 ~ 图 5 所示。

仿真结果显示,导弹攻角和侧倾角能快速无静差跟踪指令,侧滑角保持在零值附近,且参数估计误差有界,证实了理论分析。参数估计误差保证有界却不一定为零的原因是待估参数向量  $p \triangleq (a_1, b_1, c_1, d_1, f_1, a_2, b_2, c_2, a_3, b_3, c_3)^T$  的维数大于姿态角速度跟踪误差向量  $E \triangleq (e_1, e_2, e_3)^T$  的维数,致式(24)中的矩阵  $W$  列不满秩。事实上即便待估参数减少至 3 个,使式(24)中的矩

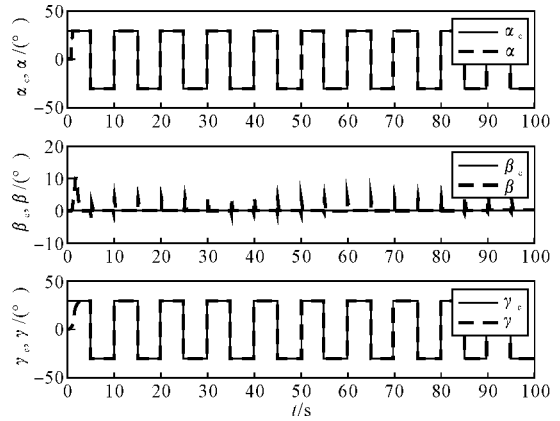


图 2 姿态角跟踪情况

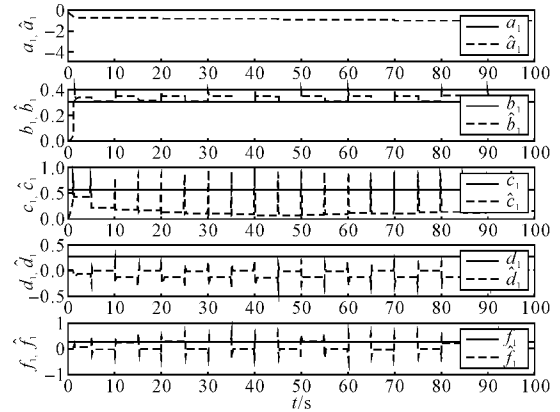


图 3 第一组参数在线估计情况

阵  $W$  为方阵,也不能保证其满秩,因为系统输入信号并不总满足“持续激励”条件。参数估计误差收敛到零无碍于系统对指令信号的无静差跟踪。

文中仅给出导弹气动力矩导数未知恒定情形下的仿真结果。即便其发生大范围缓慢飘移,同样可取得满意的控制和估计效果。限于篇幅,未予列出。

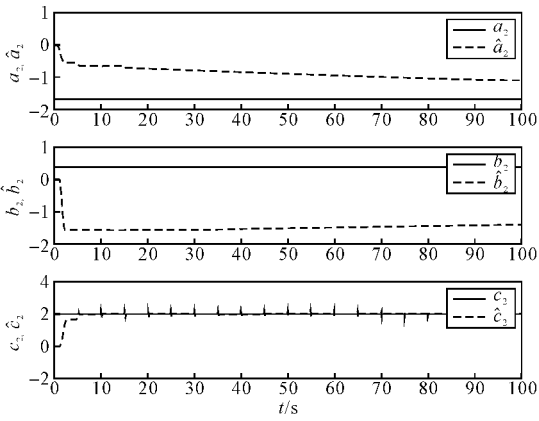


图4 第二组参数在线估计情况

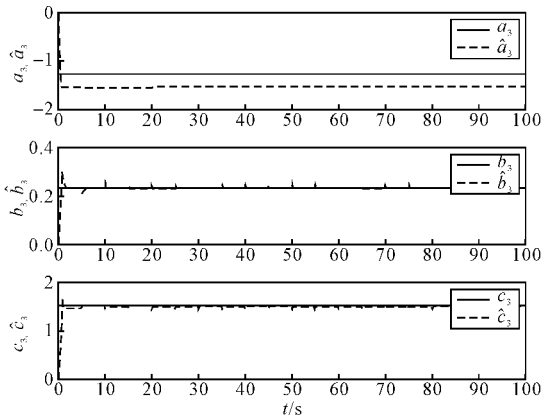


图5 第三组参数在线估计情况

## 6 结论

通过理论分析和数值仿真可得如下结论:

1)文中给出的导弹姿态自适应控制方法是有效的,可保证姿态角跟踪误差趋零和参数估计误差有界。

2)参数估计误差不一定收敛到零的原因是待估参数多于所需跟踪变量的个数,以及系统输入信号不满足“持续激励”条件,但这并不影响控制性能。

3)文中方法适用于系统参数未知恒定或缓

慢时变的情形。参数快速时变条件下的稳定控制问题,是一个理论上具有挑战性的课题,值得进一步研究。

4)文中方法简单易行,可作为工程应用的参考。

参考文献:

- [1] Jin Young Choi, Dongkyoung Chwa, Min-soo Kim. Adaptive control for feedback-linearized missiles with uncertainties[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2000, 36(2): 467-481.
- [2] Xiangrong Tong, Hongchao Zhao, Guohu Feng. Adaptive global terminal sliding mode control for anti-warship missiles [C]// Proceedings of 6th World Congress on Intelligent Control and Automation, Dalian, Shandong, China, 2006: 1962-1966.
- [3] 欧阳玲, 耿晓军. 整体式冲压超音速飞航导弹的自适应控制[J]. 西北工业大学学报, 1995, 13(1): 31-35.
- [4] 李炯, 黄树彩, 王建勋. 导弹自动驾驶仪自适应控制设计与仿真[J]. 战术导弹技术, 2002(5): 46-49.
- [5] Rick Hindman, William M Shell. Design of a missile autopilot using adaptive nonlinear dynamic inversion[C]// American Control Conference, Portland, USA, 2005: 327-332.
- [6] 王正杰, 李霁红, 张天桥. 利用通用自适应控制结构设计导弹自动驾驶仪[J]. 兵工学报, 2002, 23(3): 362-365.
- [7] Hassan K Khalil. Nonlinear systems[M]. 3rd edition. London: Prentice Hall, 2001.
- [8] Jean-Jacques E Slotine, Weiping Li. Applied nonlinear control[M]. Beijing: China Machine Press, 2004.