

临近空间飞行器纵向逆控制系统设计*

王鹏, 刘鲁华, 吴杰

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘要: 建立了临近空间飞行器无动力滑翔阶段的纵向运动模型, 并应用动态逆方法推导了模型的逆系统。系统相对阶等于绕质心运动模型的系统阶数, 实现了绕质心运动模型的线性化。为了克服纵向运动模型的隐动态和参数的不确定性, 在内环动态逆控制器的基础上, 设计了外环最优调节器。仿真结果表明: 飞行器纵向逆控制系统可以准确跟踪俯仰角或攻角指令, 并对参数不确定性和外界干扰具有较好的鲁棒性, 具有工程适用性。

关键词: 临近空间; 滑翔; 纵向模型; 动态逆; 最优控制; 鲁棒性

中图分类号: V412.4 **文献标志码:** A **文章编号:** 1001-2486(2012)03-0029-04

Longitudinal inversion control system design for near-space vehicle

WANG Peng, LIU Luhua, WU Jie

(College of Aerospace and Materials Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Near-space glide vehicle motion was modeled by nonlinear longitudinal dynamic equations. The Inverse system of this model was obtained by using dynamic inversion approach. The relative degree of dynamic model was equal to the rotational motion system order, so rotational motion dynamic model could be Input/Output linearization completely. The dynamic inversion method and optimal control were used in inner-loop and outer-loop for the longitudinal dynamic model. Simulation studies demonstrate that the proposed controller tracks the pitch angle or angle of attack command accurately, meets the performance requirements with acceptable control inputs and is robust with respect to the parametric uncertainties and external disturbance.

Key words: near-space; glide; longitudinal model; dynamic inversion; optimal control; robustness

滑翔飞行器是一类临近空间飞行器, 它利用固体火箭发动机助推, 到达一定高度和速度后, 助推器关机并与飞行器分离, 之后飞行器以高超声速无动力滑翔再入。由于这类飞行器飞行空域、速度的跨度和变化都非常大, 体现出快时变、强耦合、强非线性和强不确定的特点, 因此对这类对象的控制, 传统增益预置的线性控制方法难以达到满意的控制效果, 还会带来分段过多、控制器频繁切换的问题, 而非线性控制方法则提供了更好的解决方案^[1-7]。

非线性动态逆控制又称为反馈线性化方法, 是20世纪90年代, Senll、Enns 和 Garrard 等人针对飞机在做大迎角超机动飞行时的本体非线性、强耦合特征而提出来的非线性控制策略^[1], 其基本思想是: 对于具体的研究对象, 用系统模型生成

一种可用反馈方法实现的原系统的“ α 阶积分逆系统”, 将对象补偿为具有线性传递关系的伪线性系统。本文利用动态逆方法处理非线性问题, 在分析模型可逆性的基础上, 设计了基于最优控制的临近空间飞行器纵向逆控制系统, 并通过仿真计算分析了控制系统对参数不确定性和外界干扰的鲁棒性。

1 临近空间飞行器纵向模型

为了推导临近空间飞行器无动力滑翔阶段的纵向模型, 提出如下假设: 视地球为均质圆球, 并忽略地球旋转; 飞行器为面对称体, 惯量积 $J_{xz} = J_{yz} = 0$, 惯量积 J_{xy} 为小量, 忽略不计; 侧向运动参数 $z, \beta, \sigma, \gamma_v, \psi, \gamma, \omega_x, \omega_y$ 均为小量。基于上述假设, 得到飞行器标量形式的纵向运动模型为

* 收稿日期: 2011-09-18

基金项目: 国家部委资助项目

作者简介: 王鹏(1984—), 男, 吉林洮南人, 博士研究生, E-mail: wonderful2020@163.com;

吴杰(通信作者), 男, 教授, 博士, 博士生导师, E-mail: wujie_nudt@sina.com

$$\begin{cases} \dot{V} = -\frac{\mu}{r^3}[x\cos\theta + (y+R_e)\sin\theta] - \frac{D}{m} \\ \dot{\theta} = -\frac{\mu}{r^3V}[-x\sin\theta + (y+R_e)\cos\theta] + \frac{L}{mV} \\ \dot{\omega}_z = \frac{M_z}{J_z}; \dot{\varphi} = \omega_z; \dot{x} = V\cos\theta; \dot{y} = V\sin\theta \end{cases} \quad (1)$$

其中, V 为飞行器速度; θ 为速度倾角; ω_z 为俯仰角速度; x, y 为飞行器在地面坐标系中的位置坐标; φ 为俯仰角; $\mu = 3.98600436 \times 10^{14} (\text{m}^3/\text{s}^2)$ 为地球引力常数; $r = \sqrt{x^2 + (y+R_e)^2}$ 为地心距, R_e 为球形引力场时的地球平均半径; D, L 分别为阻力和升力; M_z 为俯仰力矩; m 为飞行器质量; J_z 为飞行器 z 轴转动惯量。

攻角 α 与俯仰角、速度倾角之间满足如下关系

$$\alpha = \varphi - \theta \quad (2)$$

阻力、升力和俯仰力矩的表达式分别为

$$\begin{cases} D = qSC_D \\ L = qSC_L \\ M_z = qSlm_z \end{cases} \quad (3)$$

其中, $q = \frac{1}{2}\rho V^2$ 为动压, ρ 为空气密度; S 为飞行器参考面积; l 为飞行器特征长度; C_D, C_L, m_z 分别为阻力系数、升力系数和俯仰力矩系数。

本文所研究的飞行器采用气动舵单一控制方式, 气动力系数和力矩系数为飞行马赫数 Ma 、高度 H 、攻角 α 及俯仰舵偏角 δ_φ 的非线性函数, 可表达为如下关系式

$$\begin{cases} C_D = f_D(Ma, H, \alpha, \delta_\varphi) \\ C_L = f_L(Ma, H, \alpha, \delta_\varphi) \\ m_z = f_z(Ma, H, \alpha, \delta_\varphi) \end{cases} \quad (4)$$

2 飞行器纵向运动模型的可逆性分析

以飞行器速度 V 、速度倾角 θ 、俯仰角速度 ω_z 、地面坐标系中的质心坐标 x, y , 以及俯仰角 φ 作为飞行器纵向动力学模型的状态变量, 即

$$\mathbf{x} = [V \quad \theta \quad \omega_z \quad x \quad y \quad \varphi]^T \quad (5)$$

且输入量取为俯仰舵偏角, 即 $u = \delta_\varphi$, 输出量取为飞行器俯仰角, 即 $y = \varphi$, 则飞行器纵向运动模型可表述为如下的状态方程形式

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}) + \mathbf{f}_u(\mathbf{x}, u) \\ y = \varphi \end{cases} \quad (6)$$

其中

$$\mathbf{f}(\mathbf{x}) = \begin{bmatrix} -\frac{\mu}{r^3}[x\cos\theta + (y+R_e)\sin\theta] \\ -\frac{\mu}{r^3V}[-x\sin\theta + (y+R_e)\cos\theta] \\ 0 \\ V\cos\theta \\ V\sin\theta \\ \omega_z \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{f}_u(\mathbf{x}, u) = qS \begin{bmatrix} -\frac{C_D}{m} & \frac{C_L}{mV} & \frac{l}{J_z}m_z & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^T$$

可见纵向动力学模型是一个 SISO (单输入单输出) 系统。为了分析飞行器运动模型的可逆性, 首先给出多变量频域理论中 MIMO 非线性系统的可逆性定理——函数可控性定理。

定理 1^[8] 一般 MIMO 非线性系统在 $(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$ 的邻域内可逆的充分必要条件是在此邻域内存在相对向量阶, 即 $(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$ 为 Interactor 算法的正则点。

SISO 系统是 MIMO 系统的特殊情况, 故 (6) 式所示的 SISO 系统在 $(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$ 的某个邻域内可逆的充分必要条件是在此邻域内存在相对阶 k 。求解系统相对阶的基本方法是 Interactor 算法^[8]。该算法的基本思想是: 输出的每个分量分别对时间求导数, 直到导数中显含输入量为止, 即

$$\frac{\partial y_j^{(r_j)}}{\partial u} \neq 0 (j=1, 2, \dots, m) \quad (7)$$

m 为输出的维数, 此时所求导数的次数 r_j 即为该分量的相对阶。

下面利用 Interactor 算法分析飞行器纵向动力学模型系统的可逆性。首先, 计算飞行器俯仰角 φ 关于时间 t 的导数, 直到导数表达式中显含输入量为止。经推导得

$$\dot{\varphi} = \omega_z; \quad \ddot{\varphi} = \dot{\omega}_z = \frac{M_z}{J_z} \quad (8)$$

令 $\mathbf{Y} = \ddot{\varphi}$, 则有

$$\frac{\partial \mathbf{Y}}{\partial u} = \frac{M_z^{\delta_\varphi}}{J_z} = \frac{\rho V^2 S l}{2J_z} m_z^{\delta_\varphi} \quad (9)$$

显然有 $\frac{\partial \mathbf{Y}}{\partial u} \neq 0$, 至此 Interactor 算法正常结束, 相对阶 $k=2$, 满足 $k < n=6$, 故飞行器纵向运动模型是可逆的。

由以上可逆性推导过程可知: 可逆性分析只用了如下的绕质心运动模型

$$\begin{cases} \dot{\omega}_z = \frac{M_z}{J_z} \\ \dot{\varphi} = \omega_z \end{cases} \quad (10)$$

并有系统相对阶等于绕质心运动模型的系统阶数。当系统相对阶等于系统阶数时,利用反馈线性化方法可实现模型的完全线性化^[8],故动态逆方法实现了绕质心运动模型的线性化。

若记绕质心运动的原系统 Σ 为

$$\varphi = \Phi(\delta_\varphi) \quad (11)$$

原系统以俯仰舵偏角 δ_φ 为输入,俯仰角 φ 为输出,则可构造逆系统 $\widehat{\Sigma}$ 为

$$\delta_\varphi = \Xi(\ddot{\varphi}) \quad (12)$$

原系统 Σ 与逆系统 $\widehat{\Sigma}$ 串联,可得到如下的伪线性复合系统

$$\varphi = \Phi[\Xi(\ddot{\varphi})] = \Gamma(\ddot{\varphi}) \quad (13)$$

可见引入逆系统后,伪线性复合系统的输入输出之间具有线性传递关系,理论上可将该线性关系简单地表示成如下的线性积分型传递函数

$$G(s) \approx \frac{1}{s^2} \quad (14)$$

但这种线性关系仅限于输入输出之间,系统的内部结构可能仍是非线性关系,这也就是伪线性的含义。

3 基于最优控制的纵向逆控制系统设计

虽然动态逆方法实现了绕质心运动模型的线性化,但由于系统相对阶小于纵向运动模型的总系统阶数,故纵向运动存在隐动态,内环动态逆控制器达不到期望的性能指标。从充分利用绕质心运动线性化结果和解决隐动态控制问题的角度出发,可采用线性系统理论设计外环最优控制器,实现对伪线性系统的控制,保证飞行器纵向运动稳定和高精度控制。

首先,定义以下形式的非线性坐标变换

$$\begin{cases} \xi_1 = e_\varphi \\ \xi_2 = \dot{e}_\varphi \end{cases} \quad (15)$$

其中, $e_\varphi = \varphi - \varphi_c$, φ_c 为飞行器俯仰角指令。对上式进行微分得

$$\dot{\xi} = \mathbf{A}\xi + \mathbf{B}W \quad (16)$$

其中

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, \mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix}, W = \ddot{\varphi} - \ddot{\varphi}_c \quad (17)$$

为了得到 W ,可采用最优状态调节器。因为最优状态调节器的解具有统一的解析表达式,且可引入一个简单的状态线性反馈控制律,便于计算和实现反馈控制,另外,最优状态调节器除易于实现、具有工程性以外,还具有良好的频响特性,可以实现极点的最优配置^[4]。 W 的最优控制表

达式为^[4]

$$W = -r^{-1} \mathbf{B}^T \mathbf{P} \xi \quad (18)$$

其中对称非负矩阵 \mathbf{P} 满足黎卡提矩阵代数方程

$$\mathbf{A}^T \mathbf{P} + \mathbf{P} \mathbf{A} - r^{-1} \mathbf{P} \mathbf{B} \mathbf{B}^T \mathbf{P} + \mathbf{Q} = 0 \quad (19)$$

式中, \mathbf{Q} 为选定的非负定对称矩阵, r 为选定的正实数。

综上可得纵向逆控制系统由内环动态逆控制器和外环最优调节器组成,控制系统结果如图1所示。



图1 纵向逆控制系统结构框图

Fig. 1 Longitudinal inversion control system structure

4 控制系统仿真分析

纵向控制系统的输出为俯仰角,故最直接的控制方式是跟踪俯仰角指令,而在实际中,控制指令一般以攻角形式给出。俯仰角和攻角可由欧拉角关系式(2)相互转化,故两种控制指令本质上是一致的。俯仰角变化率指令用式(20)计算

$$\dot{\varphi}_c = \frac{\varphi_c - \varphi}{K_\omega \Delta t} \quad (20)$$

其中 Δt 为仿真时间步长; K_ω 为俯仰角变化率指令参数;俯仰角二阶导数指令为 $\ddot{\varphi}_c = 0$ 。

仿真步长取为50ms。仿真初始条件如表1所列。

表1 仿真初始条件

Tab. 1 Initial parameters in simulation

变量	V_0 (m/s)	H_0 (km)	x_0 (km)	y_0 (km)
数值	6000	60	160	58
变量	ω_{s0} (rad/s)	θ_0 (°)	φ_0 (°)	α_0 (°)
数值	0	0	15	15

控制器相关参数取为: $\mathbf{Q} = \begin{bmatrix} 40 & 0 \\ 0 & 40 \end{bmatrix}, r = 1, K_\omega = 30$ 。仿真中考虑如下参数不确定性

$$\begin{cases} \rho = \rho_0 (1 + \Delta\rho) \\ J_z = J_{z0} (1 + \Delta J) \\ m_z = m_{z0} (1 + \Delta m_z) \end{cases} \quad (21)$$

其中 $|\Delta\rho| \leq 0.3, |\Delta J_z| \leq 0.1, |\Delta m_z| \leq 0.35$ 。同时由于高空中的横向风等因素的作用,临近空间飞行器会受到外界干扰作用,仿真中认为外界干扰力矩为一随机量,且其均方差为控制力矩的20%。

仿真中还加入考虑舵机系统的实际工作特

性,主要包括:幅值限制 $\pm 20^\circ$;指令延迟 10ms;超调量 5%;最大角速度 $100^\circ/\text{s}$ (相当于 $5^\circ/\text{控制周期}$)。分别采用俯仰角指令 $\varphi_c = 10^\circ$ 和攻角指令 $\alpha_c = 10^\circ$ 进行仿真计算,仿真结果分别如图 2 和图 3 所示。

由图 2 和图 3 可知:在存在参数不确定性和外界干扰作用,同时考虑舵机实际工作特性的条件下,纵向逆控制系统可以准确跟踪俯仰角或攻角指令,俯仰角控制精度为 0.006° ,攻角控制精度为 0.036° ,可以满足控制精度要求。可见,基于动态逆和最优调节器的纵向控制系统对参数不确定性和外界干扰具有较好的鲁棒性,可以适应

舵机实际工作特性,具有工程适用性。

5 结 论

高超声速飞行器无动力滑翔阶段纵向运动模型是可逆的,系统相对阶等于绕质心运动模型的系统阶数,应用动态逆方法可实现绕质心运动模型的线性化。

由内环动态逆控制器和外环最优调节器所组成的飞行器纵向逆控制系统,在考虑舵机实际工作特性的条件下可以准确跟踪俯仰角或攻角指令,满足控制精度要求,对参数不确定性和外界干扰具有较好的鲁棒性,具有工程适用性。

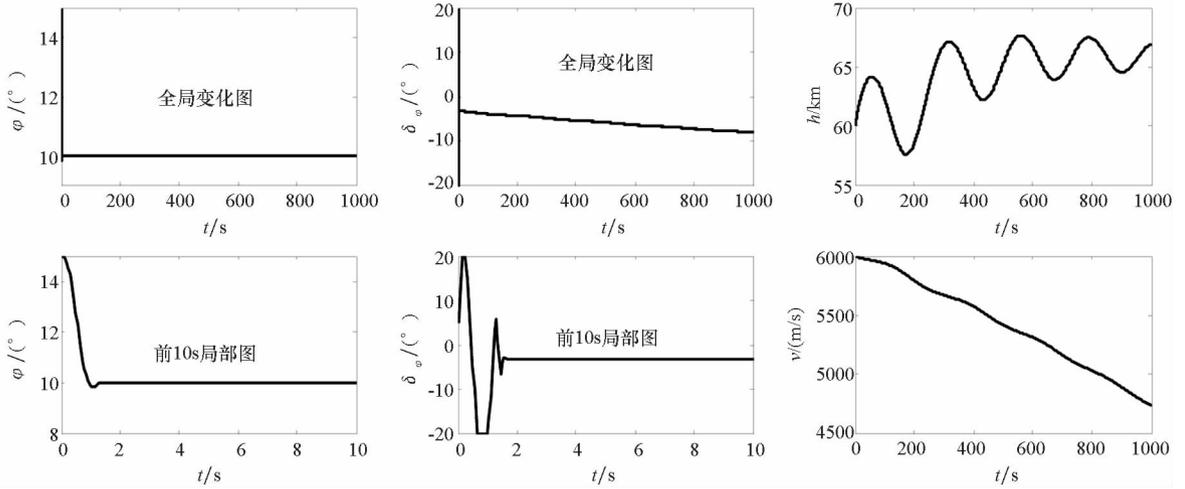


图 2 俯仰角指令控制结果及其局部放大图

Fig. 2 Results under the pitch angle command and local enlargements

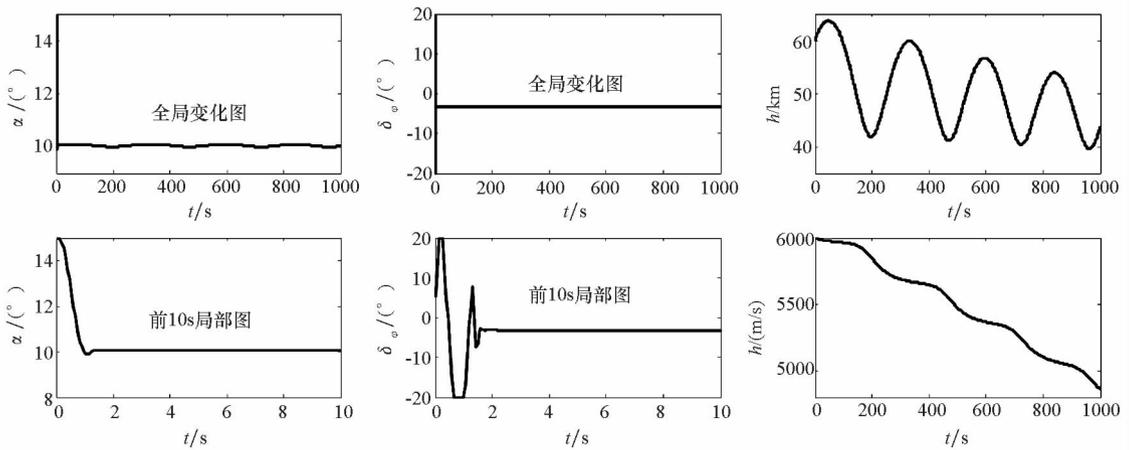


图 3 攻角指令控制结果及其局部放大图

Fig. 3 Results under the angle of attack command and local enlargements

- and characterization [J]. *Journal of Applied physics*, 1998, 84(7): 3912–3916.
- [4] Xue S W, Zu X T, Zheng X G, et al. Effect of annealing and dopant concentration on the optical characteristics of ZnO:Al thin films by sol-gel technique [J]. *physic B: Condensed Matter*, 2006, 382: 201–204.
- [5] Valle G G, Hammer P, et al. Transparent and conductive ZnO: Al thin films prepared by Sol-gel dipcoating [J]. *Journal of the European Ceramic Society*, 2004, 24: 1009–1013.
- [6] 尹玉刚, 沈鸿烈, 楼晓波, 等. 溶胶-凝胶法生长(002)高度择优取向的 ZnO:Al 薄膜[J]. *功能材料*, 2008(7): 1122–1125.
- YIN Yugang, SHEN Honglie, LOU Xiaobo, et al. Highly (002) oriented ZnO:Al films prepared by Sol-gel method [J]. *Journal of Functional Materials*, 2008(7): 1122–1125. (in Chinese)
- [7] 倪星元, 姚兰芳, 沈军, 等. 纳米材料制备技术[M]. 北京: 化学工业出版社, 2008.
- NI Xingyuan, YAO Lanfang, SHEN Jun, et al. The preparation technology of Nano-materials [M]. Beijing: Chemical Industry Press, 2008. (in Chinese)
- [8] Zhao L, Lian J S, Liu Y H, et al. Structural and optical properties of nanostructured ZnO thin films deposited on quartz glass [J]. *Applied Surface Science*, 2006, 252: 8451–8455.
- [9] Keh M L, Pajjay T. Growth mechanism and characterization of ZnO:Al multi-layered thin films by sol-gel technique [J]. *Thin Solid Films*, 2007, 515: 8601–8604.
- [10] Lu W L, Huang K C, Hung P K, et al. Study of textured ZnO:Al thin film and its optical properties for thin film silicon solar cells [J]. *Journal of Physics and Chemistry of Solids*, 2012, 73(1): 52–56
- [11] Lou X B, Shen H L, Zhang H, et al. Optical properties of nanosized ZnO films prepared by sol-gel process [J]. *Transactions Nonferrous met Soc China*, 2007, 17: 814–817.
- [12] 高立, 张建民. 带隙可调的 Al, Mg 掺杂 ZnO 薄膜的制备 [J]. *物理学报*, 2009, 58(10): 7199–7203.
- GAO Li, ZHANG Jianmin. Preparation of Mg and Al co-doped ZnO thin films with tunable band gap [J]. *Acta Physica Sinica*, 2009, 58(10): 7199–7203. (in Chinese)
- [13] 张天宝, 李金培. 制备条件对铝掺杂氧化锌(AZO)薄膜结构和电学性质的影响[J]. *影像科学与光化学*, 2009, 27(6): 452–461.
- ZHANG Tianbao, LI Jinpei. Effects of preparing conditions on structure and electrical properties of AZO films [J]. *Imaging Science and Photochemistry*, 2009, 27(6): 452–461. (in Chinese)
- [14] Jiang X, Wong F L, Fung M K, et al. Aluminum-doped zinc oxide films as transparent conductive electrode for organic light-emitting devices [J]. *Applied Physics Letters*, 2003, 83: 1875–1879.
- [15] Dieter K S. 半导体材料与器件表征技术[M]. 刘爱民, 张贺秋, 刘艳红, 等译. 大连: 大连理工大学出版社, 2008.
- Dieter K S. Semiconductor material and device characterization [M]. LIU Aimin, ZHANG Heqiu, LIU Yanhong, et al. Dalian: Dalian University of Technology Press, 2008. (in Chinese)

(上接第 32 页)

参考文献 (References)

- [1] Snell S A, Enns D F, Garrard L. Nonlinear inversion flight control for a super maneuverable aircraft [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1992, 15(4): 976–984.
- [2] Wang Q, Stengel R F. Robust nonlinear control of a hypersonic aircraft [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2000, 23(4): 577–585.
- [3] 张友安, 胡云安, 苏身榜. BTT 导弹控制系统鲁棒动态逆设计[J]. *宇航学报*, 2002, 32(2): 89–91.
- ZHANG Youan, HU Yunan, SU Shenbang. Robust dynamic inversion control for BTT missile [J]. *Journal of Astronautics*, 2002, 32(2): 89–91. (in Chinese)
- [4] 刘燕斌, 陆宇平. 非线性动态逆控制在高超飞控系统中的应用[J]. *应用科学学报*, 2006, 24(6): 613–617.
- LIU Yanbin, LU Yuping. Application of nonlinear dynamic inversion control in flight control of hypersonic vehicle [J]. *Journal of Applied Sciences*, 2006, 24(6): 613–617. (in Chinese)
- [5] Lee H P, Reiman S E, Dillon C H. Robust nonlinear dynamic inversion control for a hypersonic cruise vehicle [R]. AIAA 2007–6685, 2007.
- [6] Kawaguchi J, Miyazawa Y. Stochastic evaluation and optimization of the hierarchy-structured dynamic inversion flight control [R]. AIAA 2009–6175, 2009.
- [7] 武立军, 贺有智. 应用时标分离和动态逆方法设计飞行器的姿态控制系统 [J]. *现代防御技术*, 2007, 35(4): 55–58.
- WU Lijun, HE Youzhi. Design method to attitude control system of flying vehicle with dynamic inversion and time scale separation [J]. *Modern Defence Technology*, 2007, 35(4): 55–58. (in Chinese)
- [8] 戴先中. 多变量非线性系统的神经网络逆控制方法 [M]. 北京: 科学出版社, 2005: 29–45.
- DAI Xianzhong. Neural network inverse control method for multivariable nonlinear system [M]. Beijing: Science Press, 2005: 29–45. (in Chinese)