

文章编号: 1672-2892(2011)06-0703-05

基于神经网络的飞艇非线性鲁棒滑模飞行控制

邹杰¹, 冯星¹, 陈谋², 尹卫平²

(1.光电控制技术重点实验室, 河南 洛阳 471009; 2.南京航空航天大学 自动化学院, 江苏 南京 210016)

摘要: 为了提高飞艇飞行的鲁棒性能, 针对飞艇水平面受扰运动提出了一种基于非线性滑模的鲁棒神经网络飞行控制方案。对于飞艇模型中的不确定性, 采用神经网络进行逼近, 同时对神经网络权值进行在线调整以达到在线逼近的目的。为了有效地处理外部时变干扰对飞艇飞行控制的影响, 将参数自适应、神经网络输出与滑模控制相结合设计了飞艇的鲁棒飞行控制。最后, 通过飞艇水平面运动控制验证了本文所提出的飞艇鲁棒飞行控制方法的有效性。

关键词: 飞艇; 神经网络; 飞行控制; 滑模控制; 鲁棒控制

中图分类号: TN911.7; V249.1

文献标识码: A

Nonlinear robust sliding-mode flight control for the airship based on neural networks

ZOU Jie¹, FENG Xing¹, CHEN Mou², YIN Wei-ping²

(1.Key Laboratory of National Defense Science and Technology on Fire Control Technology, Luoyang Henan 471009, China;

2.College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing Jiangsu, 210016, China)

Abstract: The robust neural network flight control scheme is proposed for the plane movement of the airship with disturbance based on the nonlinear sliding mode technology to improve the flight robust performance. The neural networks are used to approximate the uncertainty of the airship model and the weight values are adjusted on line to achieve the approximation. To effectively handle the external disturbance of the airship, the robust flight control is designed combining the parameter adaptation with neural networks and sliding mode control for the airship. Finally, the plane movement control of the airship is executed to demonstrate the feasibility of the proposed robust airship flight control method.

Key words: airship; neural networks; flight control; sliding-mode control; robust control

飞艇主要用于侦查、巡逻和运输等领域^[1], 由于飞艇在完成这些任务方面具有独特优越性, 因此飞艇的相关技术得到了大力发展^[2]。为保证飞艇完成上面提到的各项任务, 首要任务是要保证飞艇的鲁棒稳定飞行。由于飞艇在飞行过程中受到种种不同因素的影响, 例如阵风干扰, 往往会使飞艇偏离预定位置, 此时就需要施加控制作用使其在短时间内回到预定的位置范围内。目前有关飞艇飞行控制的方法有很多^[3], 如滑模变结构控制方法^[4]、动态逆控制方法^[5]、轨迹线性化方法^[6]和基于神经网络的鲁棒控制^[7]等, 但这些方法都有各自的优缺点。变结构自适应控制方法具有良好的瞬态性能和强鲁棒性, 同时能有效地降低控制量的最大值, 进而降低对执行机构的要求, 因而工程实现容易^[7-9]。本文结合微分几何理论, 采用神经网络对系统的不确定性进行逼近, 充分利用滑模控制和神经网络控制的优点, 对飞艇设计了非线性滑模鲁棒飞行控制, 以达到对飞艇的良好控制。神经网络具有很好的非线性逼近能力^[7-8], 将其应用于具有模型不确定和外部干扰的飞艇飞行控制系统具有重要实际意义。文献[7]研究了基于滑模神经网络的自主飞艇姿态控制, 而文献[8]研究了平流层飞艇巡航姿态自适应神经网络补偿控制。本文针对具有模型不确定型的飞艇水平面运动, 利用神经网络对飞艇模型中的不确定性进行逼近, 基于神经网络的逼近输出给出了基于非线性滑模的鲁棒神经网络飞行控制方法, 以提高飞艇的鲁棒飞行控制能力。

1 问题描述

对配有螺旋桨、升降舵和方向舵的飞艇, 其六自由度动力学模型为^[10]:

收稿日期: 2010-09-09; 修回日期: 2010-12-10

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(61174102); 江苏省自然科学基金资助项目(BK2011069); 航空科学基金资助项目(20105152); 南京航空航天大学基本科研业务费专项科研资助项目(NS2010060)

$$\mathbf{M}\dot{\boldsymbol{\xi}} = \mathbf{C}_f + \mathbf{A} + \mathbf{T} + \mathbf{G} + \mathbf{B} \quad (1)$$

式中： \mathbf{M} 为飞艇全局惯量系数；状态变量 $\boldsymbol{\xi} = [u \ v \ w \ p \ q \ r]^T$ ， u, v 和 w 为飞艇在 x, y 和 z 方向上的速度分量， p, q 和 r 为飞艇的滚转、俯仰和偏转角速率， \mathbf{T} 为推力项； \mathbf{C}_f 为动态力项；空气动力项 $\mathbf{A} = [\mathbf{F}_a \ \mathbf{M}_a]^T$ ， \mathbf{F}_a 和 \mathbf{M}_a 分别为飞艇的空气动力和动力矩；重力项 $\mathbf{G} = [\mathbf{F}_G \ \mathbf{M}_G]^T$ ， \mathbf{F}_G 和 \mathbf{M}_G 分别为飞艇重力产生的力和力矩；浮力项 $\mathbf{B} = [\mathbf{F}_B \ \mathbf{M}_B]^T$ ， \mathbf{F}_B 和 \mathbf{M}_B 分别为飞艇浮力产生的力和力矩。

为了描述飞艇空间运动，除动力学方程外还需考虑其运动学方程。飞艇的空间运动可用3个线坐标和3个角坐标的六自由度关系来描述^[3]：

$$\begin{cases} \dot{\phi} = p + (r \cos \phi + q \sin \phi) \tan \theta \\ \dot{\theta} = q \cos \phi - r \sin \phi \\ \dot{\psi} = \frac{1}{\cos \theta} (r \cos \phi + q \sin \phi) \end{cases} \quad (2)$$

$$\begin{cases} \dot{x} = u \cos \psi \cos \theta + v (\cos \psi \sin \theta \sin \phi - \sin \psi \cos \phi) + w (\cos \psi \sin \theta \cos \phi + \sin \psi \sin \phi) \\ \dot{y} = u \sin \psi \cos \theta + v (\sin \psi \sin \theta \sin \phi + \cos \psi \cos \phi) + w (\sin \psi \sin \theta \cos \phi - \cos \psi \sin \phi) \\ \dot{z} = -u \sin \theta + v \cos \theta \sin \phi + w \cos \theta \cos \phi \end{cases} \quad (3)$$

式中： ϕ, θ, ψ 为飞艇的滚转、俯仰和偏航姿态角； x, y 和 z 为飞艇的位置。

本文主要考虑飞艇的水平面运动的鲁棒控制，此时飞艇的控制变量 \mathbf{u} 为矢量推力和舵面的组合，即有：

$$\mathbf{u} = [\delta_r, T_x]^T \quad (4)$$

式中： δ_r 是方向舵偏转角； T_x 是螺旋桨推力。

选取飞艇状态变量 \mathbf{X} 为 $\mathbf{X} = [u \ v \ r \ \phi \ x \ y]^T$ ，飞艇输出为 \mathbf{Y} 。水平面内的运动既包括前向运动，又包括侧向运动，但是垂直方向的运动以及俯仰、横滚运动都不在考虑之列，因此有：

$$w = 0, p = 0, q = 0, v = 0, \phi = 0, \theta = 0, \alpha = 0 \quad (5)$$

式中 α 为飞艇的攻角。

将上式代入飞艇的非线性模型(1)~模型(4)可得：

$$\dot{\mathbf{X}} = \mathbf{f}(\mathbf{X}) + \mathbf{g}(\mathbf{X})\mathbf{u} \quad (6)$$

$$\mathbf{Y} = \mathbf{h}(\mathbf{X}) = (x \ y)^T \quad (7)$$

式中 $\mathbf{f}(\mathbf{X})$ 和 $\mathbf{g}(\mathbf{X})$ 的具体表达式参见文献[10]。

2 基于神经网络的飞艇滑模自适应控制设计

不失一般性，考虑到飞艇的不确定性，则飞艇动力学方程可写为如下形式的一般仿射非线性系统：

$$\begin{cases} \dot{\boldsymbol{\zeta}} = \mathbf{f}(\boldsymbol{\zeta}) + \Delta \mathbf{f}(\boldsymbol{\zeta}) + \mathbf{G}(\boldsymbol{\zeta})\mathbf{u} \\ \mathbf{y}_o = \mathbf{H}(\boldsymbol{\zeta}) \end{cases} \quad (8)$$

式中： $\boldsymbol{\zeta} \in R^n$ ， $\mathbf{u} \in R^m$ 及 $\mathbf{y}_o \in R^m$ 分别是飞艇系统的状态、输入控制和输出向量； $\mathbf{G}(\boldsymbol{\zeta}) = (\mathbf{g}_1, \dots, \mathbf{g}_j, \dots, \mathbf{g}_m)$ ， $\mathbf{f} = [f_1, f_2, \dots, f_m]^T$ 和 $\mathbf{H} = [\mathbf{H}_1, \mathbf{H}_2, \dots, \mathbf{H}_m]^T$ 是充分光滑的具有相应维数的函数，且由式(8)中的确定性部分组成的系统具有有限的相对阶 $\{r_1, r_2, \dots, r_m\}$ ； $\Delta \mathbf{f}(\boldsymbol{\zeta})$ 则表示飞艇系统的不确定部分，满足条件 $L_{\Delta \mathbf{f}}^k \mathbf{h}_i = 0$ ， $(0 < k \leq r_i - 1; i = 1, 2, \dots, m)$ 。则在该条件下有

$$y_{io}^{(k)} = L_f^k \mathbf{h}_i, \quad 0 \leq k \leq r_i - 1 \quad (9)$$

$$y_{io}^{(r_i)} = L_f^{r_i} \mathbf{h}_i + \sum_{j=1}^m L_{g_j} L_f^{r_i-1} \mathbf{h}_i u_j + L_{\Delta \mathbf{f}} L_f^{r_i-1} \mathbf{h}_i \quad (10)$$

对飞艇系统公式(8)设计如下形式的切换函数^[9]：

$$\mathbf{S} = [S_1, \dots, S_m]^T = \left[\sum_{j=0}^{r_1-2} C_1^j y_{1o}^{(j)} + y_{1o}^{(r_1-1)}, \dots, \sum_{j=0}^{r_m-2} C_m^j y_{mo}^{(j)} + y_{mo}^{(r_m-1)} \right]^T \quad (11)$$

式中 C_i^j 为大于零的设计参数。当系统进入滑动模运动后, 显然有:

$$y_{io}^{(r_i-1)} + \sum_{j=0}^{r_i-2} C_i^j y_{io}^{(j)} = 0, \quad i = 1, 2, \dots, m \quad (12)$$

根据公式(12)可以很容易地选取系数 C_i^j , 使其具有期望的动态特性。考虑到反馈线性化误差和系统外部不确定, 则由公式(8)及公式(11)可得^[9]:

$$\dot{\mathbf{S}} = \mathbf{F} + \Delta\mathbf{F}(\zeta) + \mathbf{E}\mathbf{u} + \mathbf{D}(\zeta, t) \quad (13)$$

式中 $\Delta\mathbf{F}(\zeta)$ 代表反馈线性化误差和模型不确定, 而 $\mathbf{D}(\zeta, t) = [d_1(\zeta, t), \dots, d_m(\zeta, t)]^T$ 代表飞艇系统所受的外部干扰, 且

$$\text{解耦矩阵为 } \mathbf{E} = (e_{ij})_{m \times m} = (L_{g_i} L_{f_i}^{-1} h_i)_{m \times m}, \quad \mathbf{F} = \left[\sum_{j=0}^{r_i-2} C_i^j y_{io}^{(j+1)} + L_{f_i}^r h_i \right]_{m \times 1}, \quad \Delta\mathbf{F} = [L_{\Delta f_i} L_{f_i}^{-1} h_i]_{m \times 1}。$$

对 $\mathbf{D}(\zeta, t)$ 作如下假设:

$$|D_i(\zeta, t)| \leq \rho_i(\zeta) d_{iM} \quad (14)$$

式中 $D_i(\zeta, t)$ 为 $\mathbf{D}(\zeta, t)$ 的第 i 个分量。

考虑如下变结构控制律

$$\mathbf{u} = -\mathbf{E}^{-1} [\mathbf{F} + \Delta\hat{\mathbf{F}} + k\mathbf{S} + \hat{d}_M \text{Sgn}(\mathbf{S}) \rho(\zeta)] \quad (15)$$

式中 $k \geq 0$ 为设计参数。令 \hat{d}_M 是 d_M 的估计值, $\tilde{d}_M = \hat{d}_M - d_M$ 为估计偏差, $d_M = [d_{1M}, \dots, d_{mM}]^T$, $\text{Sgn}(\mathbf{S}) = \text{diag}\{\text{Sgn}(S_1), \dots, \text{Sgn}(S_m)\}$, $\text{Sgn}(\bullet)$ 为符号函数, $\rho(\zeta) = [\rho_1(\zeta), \dots, \rho_m(\zeta)]^T$ 。

为了分析闭环系统的稳定性, 现取如下形式的 Lyapunov 函数

$$V^* = 0.5\mathbf{S}^T \mathbf{S} \quad (16)$$

根据假设条件、公式(13)、公式(14)和公式(15)可得:

$$\dot{V}^* = \mathbf{S}^T \dot{\mathbf{S}} = \mathbf{S}^T \{\mathbf{F} + \Delta\mathbf{F}(\zeta) + \mathbf{E}\mathbf{u} + \mathbf{D}(\zeta, t)\} \leq \mathbf{S}^T \{\Delta\mathbf{F} - \Delta\hat{\mathbf{F}} - k\mathbf{S} - \rho(\zeta) \text{Sgn}(\mathbf{S}) \tilde{d}_M\} \quad (17)$$

未知函数向量 $\Delta\mathbf{F}$ 用径向基神经网络逼近, 其逼近输出为 $\Delta\hat{\mathbf{F}}(\zeta) = \hat{W}^T \phi(\zeta)$ 。而神经网络的最优逼近可以写为:

$$\Delta\mathbf{F}(\zeta) = W^{*T} \phi(\zeta) + \varepsilon \quad (18)$$

式中 \hat{W} 为径向基神经网络的权值; W^* 为神经网络的最优权值; $\phi(\bullet)$ 为径向基函数; ε 为神经网络的逼近误差且满足 $\|\varepsilon\| \leq \|\varepsilon^*\|$ 。

将公式(18)代入公式(17)可得:

$$\dot{V}^* = \mathbf{S}^T \{-\tilde{W}^T \phi(\zeta) - k\mathbf{S} - \rho(\zeta) \text{Sgn}(\mathbf{S}) \tilde{d}_M + \varepsilon\} \quad (19)$$

式中 $\tilde{W} = \hat{W} - W^*$ 。

选取参数自适应律为如下形式

$$\dot{\hat{W}} = \Lambda [\mathbf{S} \phi(\zeta) - \beta_0 \hat{W}] \quad (20)$$

$$\dot{\hat{d}}_M = \Gamma [\rho(\zeta) \text{Sgn}(\mathbf{S}) \mathbf{S} - \beta_1 \hat{d}_M] \quad (21)$$

式中: $\Lambda = \Lambda^T > 0$; $\Gamma = \Gamma^T > 0$; β_0 和 β_1 均为大于零的设计常数。

为了分析参数估计误差的收敛性能, 考虑如下形式的 Lyapunov 函数:

$$V = V^* + 0.5 \text{tr}(\tilde{W}^T \Lambda^{-1} \tilde{W}) + 0.5 \tilde{d}_M^T \Gamma^{-1} \tilde{d}_M \quad (22)$$

对公式(22)求导可得

$$\dot{V} \leq -k \|\mathbf{S}\|^2 - \varepsilon \mathbf{S} - \beta_0 \text{tr}(\tilde{W}^T \hat{W}) - \beta_1 \tilde{d}_M^T \hat{d}_M \quad (23)$$

考虑如下事实:

$$\varepsilon \mathbf{S} \leq 0.5 \|\varepsilon^*\|^2 + 0.5 \|\mathbf{S}\|^2 \quad (24)$$

$$2 \text{tr}(\tilde{W}^T \hat{W}) = \|\tilde{W}\|^2 + \|\hat{W}\|^2 - \|W^*\|^2 \geq \|\tilde{W}\|^2 - \|W^*\|^2 \quad (25)$$

$$2 \tilde{d}_M^T \hat{d}_M = \|\tilde{d}_M\|^2 + \|\hat{d}_M\|^2 - \|d_M\|^2 \geq \|\tilde{d}_M\|^2 - \|d_M\|^2 \quad (26)$$

则公式(24)可以变为:

$$\dot{V} \leq -(k-0.5)\|S\|^2 - \frac{\beta_0}{2}\|\tilde{W}\|^2 - \frac{\beta_1}{2}\|\tilde{d}_M\|^2 + 0.5\|\varepsilon^*\|^2 + \frac{\beta_0}{2}\|W^*\|^2 + \frac{\beta_1}{2}\|d_M\|^2 \leq -\kappa V + C \quad (27)$$

式中: $\kappa = \min\left((k-0.5), \left(\frac{\beta_0}{\lambda_{\max}(\Lambda)}\right), \left(\frac{\beta_1}{\lambda_{\max}(\Gamma)}\right)\right)$; $C = 0.5\|\varepsilon^*\|^2 + \frac{\beta_0}{2}\|W^*\|^2 + \frac{\beta_1}{2}\|d_M\|^2$ 。

根据上面的控制器设计步骤可归纳为如下定理:

定理 1: 对不确定飞艇动力学系统(见式(8)), 其标称系统具有相对阶 $\{r_1, r_2, \dots, r_m\}$, 且 $\Delta f(x)$ 满足条件 $L_{\Delta f}^k h_i = 0$, ($0 < k \leq r_i - 1; i = 1, 2, \dots, m$), 则在所设计参数自适应律(式(20)、式(21))和控制器(式(15))作用下, 闭环系统有界稳定。

该定理的证明可以根据式(22)和式(27)以及 Lyapunov 稳定性理论很容易得到, 由于篇幅限制, 本文不再给出详细证明。因此通过控制律(式(15))的设计, 飞艇闭环状态渐近地收敛于初始条件的一个小的邻域内。

3 仿真结果

为验证本文所提出的基于神经网络的飞艇鲁棒自适应滑模控制的有效性, 考虑飞艇的水平面飞行控制。假设不确定 $\Delta f(X) = [\Delta f_1 \ \Delta f_2 \ \Delta f_3 \ 0 \ 0 \ 0]^T$, 飞艇方向舵角限幅 $|\delta_r| \leq 30^\circ$; 螺旋桨转速最大值为 $|n| \leq 4000 \text{ r/min}$ 。仿真高度为 1000 m, 飞艇的初始位置 $(x_0, y_0) = (0, 0)$, 选择仿真参数分别为, 风速大小为 10 m/s, 飞艇初始偏航角为 $\psi_0 = 30^\circ$, 初始飞行速度为 8 m/s, $w_1 = 0.3$, $\eta = 0.15$, $\varepsilon = 0.08$ 。外部干扰采用谐波函数和正态分布的随机信号叠加而成, 不确定部分为确定部分的 20% 左右, 控制器按式(15)设计, 仿真结果见图 1。

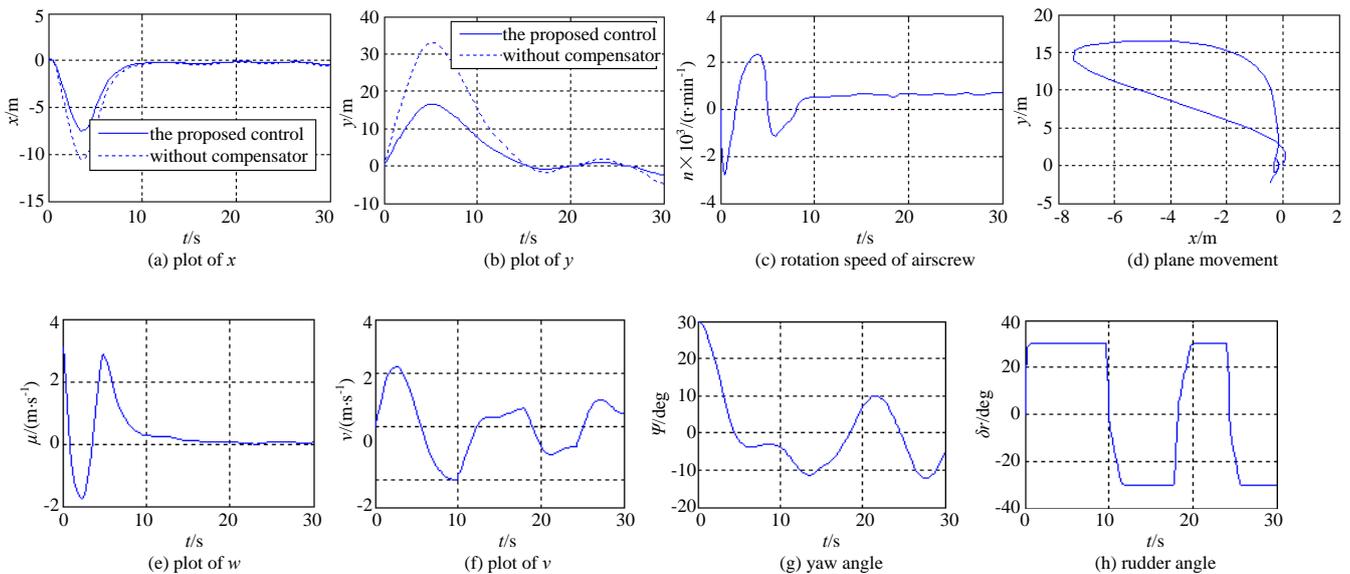


Fig.1 Plots of positioning control on the plane movement of the airship
图 1 飞艇水平面定点控制曲线

从图 1 可以看出, 由于考虑了风的影响, 飞艇的 x 和 y 方向位置都偏离了原点, 但是 20 s 以后, 都能回归到原点, 可见, 外部的不确定干扰, 导致飞艇很难确定地停留在某一点不动, 但是飞艇能在空中的直径大约 25 m 的范围内运动, 符合定点的要求。

4 结论

本文针对飞艇水平面运动提出了一种基于非线性滑模的鲁棒飞行控制方案。对于飞艇模型中的不确定性, 采用神经网络进行逼近, 同时对神经网络权值进行在线调整。为了有效地处理外部时变干扰对飞艇飞行控制的影响, 将参数自适应、神经网络输出和滑模控制相结合以提高飞艇飞行控制的鲁棒性。仿真结果表明本文所提出的飞艇鲁棒飞行控制方法是有效的, 但本文所研究的飞行控制方法在飞艇中的实际应用还需进一步研究。

参考文献:

- [1] 黄翌,陈丽娟. 气球控制安全中的双机冗余设计[J]. 信息与电子工程, 2010,8(3):357-359. (HUANG Li,CHEN Lijuan. Dual-host redundancy design on safe control of balloon[J]. Information and Electronic Engineering, 2010,8(3):357-359.)
- [2] 王晓亮,刘丹,单雪雄. 飞艇三维航迹控制研究[J]. 上海交通大学学报, 2006,40(12):2164-2168. (WANG Xiaoliang,LIU Dan,SHAN Xuexiong. Study on the three dimensional trajectory control for airship[J]. Journal of Shanghai Jiaotong University, 2006,40(12):2164-2168.)
- [3] 阮勇. 一类模糊PID控制器的设计与分析[J]. 信息与电子工程, 2007,5(3):216-219. (RUAN Yong. Design and Analysis of a Fuzzy PID Controller[J]. Information and Electronic Engineering, 2007,5(3):216-219.)
- [4] 付平,周军,郭建国. 基于变结构控制方法的自主飞艇定点控制[J]. 飞行力学, 2008,26(5):28-31. (FU Ping,ZHOU Jun, GUO Jianguo. Design of Station Keeping System for Autonomous Airship Based on Variable Structure Model-Following Method[J]. Flight Dynamics, 2008,26(5):28-31.)
- [5] 郭建国. 基于自适应动态逆的自主飞艇速度控制系统设计[J]. 宇航学报, 2008,29(5):1505-1508. (GUO Jianguo. Velocity Control System of Autonomous Airship Based on Adaptive Dynamic Inversion[J]. Journal of Astronautics, 2008,29(5): 1505-1508.)
- [6] 高明,吴庆宪,姜长生,等. 基于轨迹线性化方法的飞艇姿态控制研究[J]. 电光与控制, 2009,16(2):18-20. (GAO Ming, WU Qingxian,JIANG Changsheng,et al. Design of Attitude Control Based on Trajectory Linearization Control Method for Stratospheric Large Airship[J]. Electronics Optics & Control, 2009,16(2):18-20.)
- [7] 郭建国,周军. 基于滑模神经网络的自主飞艇姿态控制[J]. 飞行力学, 2009,27(1):40-42. (GUO Jianguo,ZHOU Jun. Control System of Autonomous Airship Based on Sliding Mode Control and Neural Network[J]. Flight Dynamics, 2009, 27(1):40-42.)
- [8] 刘其睿,李勇. 平流层飞艇巡航姿态自适应神经网络补偿控制[J]. 空间控制技术与应用, 2009,35(4):34-38. (LIU Qirui, LI Yong. Adaptive Neural Network Compensation for Stratospheric Airship Attitude Control of Cruising Phase[J]. Aerospace Control and Application, 2009,35(4):34-38.)
- [9] 胡跃明. 非线性控制系统理论与应用[M]. 北京:国防工业出版社, 2002. (HU Yueming. Nonlinear Control System Theory and Application[M]. Beijing:National Defence Industry Press, 2002.)
- [10] 尹卫平. 基于视觉伺服的飞艇定点控制技术[D]. 南京:南京航空航天大学, 2010. (YING Weiping. Research on Station Keeping Control Technology for Airship Based on Visual Servoing[D]. Nanjing:Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010.)

作者简介:



邹杰(1977-),男,郑州市人,高级工程师,研究方向为火力控制、非线性系统控制。

冯星(1971-),男,河南省洛阳市人,高级工程师,研究方向为火力控制、非线性系统控制。

陈谋(1975-),男,四川省南充市人,教授,研究方向为火力控制、非线性系统控制, email:chenmou@nuaa.edu.cn.

尹卫平(1985-),男,在读硕士研究生,研究方向为非线性系统控制。