

引用格式:宋晓娜,刘凯,宋帅.导弹复合控制系统的神经网络控制器设计[J].电光与控制,2018,25(8):74-77. SONG X N, LIU K, SONG S. Neural network controller design for missile compound control system[J]. Electronics Optics & Control, 2018, 25(8):74-77.

## 导弹复合控制系统的神经网络控制器设计

宋晓娜, 刘凯, 宋帅  
(河南科技大学, 河南 洛阳 471023)

**摘要:** 针对导弹直/气复合控制系统,提出了一种基于滑模控制的自适应神经网络控制方法。首先,为提高导弹稳定性,运用滑模控制对气动力部分进行设计,并运用自适应神经网络控制算法消除系统建模中的误差影响,提高导弹过载的稳定性。其次,对直接力部分采用变结构的方法进行设计,提高导弹的响应速度,同时运用模糊控制理论减少变结构控制引起的抖振问题,进一步提高导弹的稳定性。实验结果表明,该控制方法能够有效提高导弹的响应速度,增加导弹的稳定性及过载能力,验证了设计方法的有效性。

**关键词:** 导弹; 自适应控制; 滑模控制; 神经网络; 直接力; 模糊控制

**中图分类号:** TJ765.2      **文献标志码:** A      **doi:**10.3969/j.issn.1671-637X.2018.08.015

## Neural Network Controller Design for Missile Compound Control System

SONG Xiao-na, LIU Kai, SONG Shuai

(Henan University of Science and Technology, Luoyang 471023, China)

**Abstract:** An adaptive neural network control method based on sliding mode control is proposed for the reaction-jet/aerodynamic compound control system of the missile. Firstly, to improve the stability of the missile, the aerodynamic part is designed by using sliding mode control, and the adaptive neural network control algorithm is used to eliminate the error in system modeling, so that the stability of missile overloading can be improved. Secondly, the variable structure method is adopted to design the reaction-jet part to improve the response speed of the missile. Meanwhile, the fuzzy control method is used to reduce the buffeting problem caused by the variable structure control, so that the stability of the missile can be further improved. The experimental results show that the proposed control method can effectively improve the response speed of the missile, and improve the stability and overload capacity of the missile. Therefore, the effectiveness of this method is verified.

**Key words:** missile; adaptive control; sliding mode control; neural network; reaction-jet; fuzzy control

### 0 引言

随着科技的进步,传统的气动力制导已经不能很好地满足现代战争的需求,因此,新一代导弹控制技术普遍采用直/气复合控制方法来提高导弹的制导精度。

针对直/气复合控制系统,国内外相关学者已经进行了大量的研究,其中,法国的“紫苑”和美国的“爱国

者”导弹均已经成功完成拦截试验<sup>[1-2]</sup>,试验表明直/气复合控制制导与常规气动力导弹相比,具有响应速度快、稳定性高等特点,是实现“趋零脱靶量”的一种有效途径<sup>[3]</sup>。

导弹直/气复合控制系统具有很强的非线性和不确定性,因此给复合控制系统建模带来很大难度。近些年,国内外研究人员运用滑模控制<sup>[4]</sup>、自适应理论<sup>[5]</sup>、模糊控制<sup>[6]</sup>、最优控制理论<sup>[7]</sup>、动态逆控制<sup>[8]</sup>等理论对复合控制系统进行研究,但大都忽略了控制系统中非线性因素的影响。文献[9]针对上述非线性问题,提出了基于滑模变结构的切换控制方法。该方法虽能够有效避免传统比例导引的不足,具有实现简单等特点<sup>[10]</sup>,但没有充分考虑到变结构控制自身引起的抖动影响。

收稿日期:2017-08-07

修回日期:2018-06-05

基金项目:国家自然科学基金(61203047, U1604146),河南重点科技攻关项目(152102210273, 162102410024),河南省高校科技创新人才项目(18HASTIT019)

作者简介:宋晓娜(1983—),女,辽宁海城人,博士,副教授,研究方向为模糊控制、飞行器制导与控制。

本文针对导弹复合控制系统中的耦合问题,首先采用自适应神经网络滑模控制方法消除了建模中的非线性影响,其次运用变结构控制实现了导弹复合控制设计,同时利用模糊控制对直接力部分进行设计,减小了系统抖振影响,进而完成了整个闭环制导设计。

### 1 导弹复合控制系统建模

在末节制导过程中,导弹推力发动机已经停止运行,且制导时间较短,因此将导弹的质量  $m$  和速度  $V$  定义为常值,建立如下导弹动力学模型

$$\begin{cases} \dot{\alpha} = \omega_z - a_1\alpha - a_5\sigma_z - \dot{a}_5F \\ \dot{\omega}_z = -a_2\alpha - a_3\omega_z - a_4\sigma_z - \dot{a}_3F \end{cases} \quad (1)$$

式中: $F$  为脉冲发动机有效推力值; $\alpha$  为导弹攻角; $\omega_z$  为导弹俯仰角速度; $a_j (j = 1, \dots, 5)$  为导弹动力学参数; $\dot{a}_3 = -\frac{l}{J_z}$ ,  $l$  为导弹质心到脉冲发动机的距离; $\dot{a}_5 = \frac{1}{mV}$ ,  $m$  为弹体质量,  $V$  是导弹在末节制导时的速度。因为  $-a_5\sigma_z - \dot{a}_5F$  的存在,不利于直接进行滑模控制器的设计,在此将  $u_0 = -a_5\sigma_z - \dot{a}_5F$  设计为等效控制,整理后得到导弹的动力学模型为

$$\begin{cases} \dot{\alpha} = \omega_z - a_1\alpha - u_0 \\ \dot{\omega}_z = -a_2\alpha - a_3\omega_z - a_4\sigma_z - \dot{a}_3F \end{cases} \quad (2)$$

### 2 直/气复合控制系统设计方案

导弹复合控制系统需要考虑直接力与气动力的协调问题,气动力主要保证导弹飞行的姿态稳定性,直接力主要负责提高导弹的响应速度,增加复合控制系统的过载能力,导弹复合控制系统回路见图1。

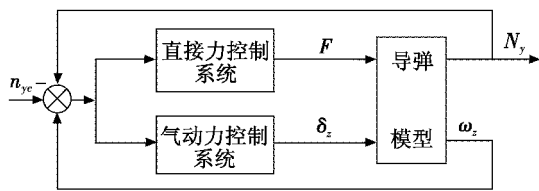


图1 导弹复合控制系统

Fig.1 Missile compound control system

#### 2.1 气动力控制方案

气动力控制器设计,采用神经网络滑模控制方法来保障复合控制系统的稳定性,增加系统的鲁棒性,同时,由于过载  $N_y = V_g \dot{\vartheta} = V_g(\omega_z - \dot{\alpha})$ ,整理式(2)可得

$$\begin{cases} \dot{N}_y = V_g a_1 \omega_z - a_1 n_y + V_g [a_1(a_1 - 1)u_0 + \dot{u}_0] \\ \dot{\omega}_z = -\frac{a_2}{a_1} \frac{1}{V_g} n_y - a_3 \omega_z + \frac{a_2}{a_1} u_0 - a_4 \sigma_z - \dot{a}_3 F \end{cases} \quad (3)$$

式中,  $V_g = V/g$ 。设定导弹过载跟踪指令为  $n_{yc}$ , 过载跟踪误差  $e = N_y - n_{yc}$ , 目的是通过设计合适的控制律,使得  $\lim_{t \rightarrow \infty} e = 0$ 。

选取滑模面为

$$s = \dot{e} + c_0 e \quad (4)$$

式中,  $c_0 > 0$ 。对式(4)两边求导可得

$$\dot{s} = c \dot{e} + \ddot{e} = c(\dot{N}_y - \dot{n}_{yc}) + \ddot{n}_y - \ddot{n}_{yc} \quad (5)$$

为保证在有限时间内到达滑模面的品质,选取指数趋近律

$$\dot{s} = -\xi \text{sgn } s - ks \quad \xi > 0, k > 0 \quad (6)$$

将式(5)与式(6)联立后得

$$\begin{aligned} \sigma_z = \frac{1}{a_1 a_4 V_g} [-(a_1^2 + a_2 - c_0 a_1) N_y + (c a_1 - a_1^2 - a_1 a_3) \times \\ V_g \omega_z - a_1 \dot{a}_3 F V_g + \xi \text{sgn } s + ks + [c V_g a_1 (a_1 - 1) + a_2 V_g - \\ V_g a_2^2 (a_1 - 1)] u_0 + [c V_g - V_g (a_1^2 - 2a_1)] u_0 + \\ V_g \dot{u}_0 - c \dot{n}_{yc} - \ddot{n}_{yc}] \end{aligned} \quad (7)$$

由于指数趋近律中符号函数的使用会加剧系统的抖振,在此利用连续函数  $\tan s$  来替换符号函数  $\text{sgn } s$ , 且当等效控制  $u_0 = -a_5\sigma_z - \dot{a}_5F$  不确定时,式(7)中控制律的设计无法完成,因此将  $d(\cdot) = [cV_g a_1(a_1 - 1) + a_2 V_g - V_g a_2^2(a_1 - 1)]u_0 + [cV_g - V_g(a_1^2 - 2a_1)]u_0 + V_g \dot{u}_0$  作为系统扰动误差,用神经网络算法来逼近系统扰动误差  $d(\cdot)$ , 估计值为  $\hat{d}(\cdot)$  的控制算法如下

$$H_j = \exp\left(\frac{\|x - c_j\|^2}{2b_j^2}\right) \quad (8)$$

$$d(\cdot) = \omega^* H(x) + \eta \quad (9)$$

式中: $\omega^*$  为网络理想权值; $\eta$  为网络的逼近误差; $j$  为网络隐含层第  $j$  个节点; $H = [H_j]^T$  为网络的高斯基函数输出,网络输入为  $x = e^T, \eta \leq \eta_N$ , 则网络输出为

$$\hat{d}(\cdot) = \hat{\omega}^T H(x) \quad (10)$$

证明 定义 Lyapunov 函数为

$$V_1 = \frac{1}{2} s^2 + \frac{1}{2\lambda} \tilde{\omega}^T \tilde{\omega} \quad (11)$$

式中:  $\lambda > 0$ ;  $\tilde{\omega} = \hat{\omega} - \omega^*$ 。对式(11)两边求导可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 = s\dot{s} + \frac{1}{\lambda} \tilde{\omega}^T \dot{\tilde{\omega}} = \\ -\xi |s| - ks^2 + \eta s + \tilde{\omega}^T \left(\frac{1}{\lambda} \dot{\tilde{\omega}} - H(x)s\right) \end{aligned} \quad (12)$$

取  $\xi > \eta_N$ , 自适应律为

$$\dot{\hat{\omega}} = \lambda s H(x) \quad (13)$$

则  $\dot{V}_1 = \eta s - \xi |s| - ks^2 < 0$ 。

导弹控制系统渐进稳定,证毕。

#### 2.2 直接力控制方案

取直接力切换控制为

$$u_2 = -k_\lambda \text{sgn } s \quad k_\lambda > 0 \quad (14)$$

稳定性是控制系统能正常运行的前提,由于切换控制的引入,会给系统造成一定程度的抖振影响,在此采用  $s/|s| + r$  来替换切换控制中的符号函数  $\text{sgn } s$ , 以降低控制系统的抖振,整理式(14)得

$$u_2 = -k_\lambda \frac{s}{|s| + r} \quad (15)$$

式中,  $r$  为引入的小量, 当  $r$  无穷小时,  $\lim_{r \rightarrow 0} \frac{s}{|s| + r} = \text{sgn } s$ 。

为进一步提高直接力的控制效率, 提高系统的稳定性, 采用模糊控制算法对  $r$  进行设计。当过载指令  $n_{yc} = 20$  时, 跟踪误差  $e$  变化范围为  $[0 \ 20]$ , 模糊输出  $|r| > 1$  时会增加脉冲发动机的使用, 因此取模糊化论域的输入为  $e = [-20 \ 20]$ , 模糊输出为  $r = [-1 \ 1]$ , 定义模糊化子集如下:  $e = \{NB, NM, ZO, PB, PM\}$ ;  $r = \{NB, NM, ZO, PM, PB\}$ 。其中, PB 为正大, PM 为正中, ZO 为零, NM 为负中, NB 为负大, 输入和输入子集采用高斯和三角形隶属度函数。

图2所示为模糊隶属度函数, 图3所示为模糊输出隶属度函数。

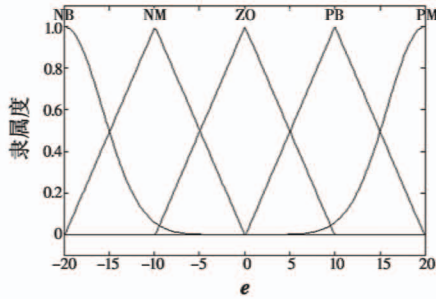


图2 模糊隶属度函数

Fig. 2 The fuzzy membership function

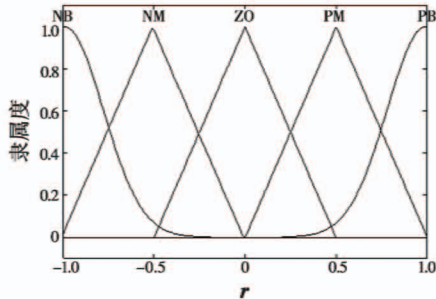


图3 模糊输出隶属度函数

Fig. 3 The membership function of the fuzzy output

表1所示为模糊控制规则。

表1 模糊控制规则

Table 1 The rule of fuzzy control

|     | 模糊子集 |    |    |    |    |
|-----|------|----|----|----|----|
| $e$ | NB   | NM | ZO | PB | PM |
| $r$ | NB   | NM | ZO | PM | PB |

由式(15)可知, 当  $k_\lambda$  过大时, 需要更多的脉冲发动机提供推力, 因此降低了脉冲发动机的使用效率; 当  $k_\lambda$  过小时, 系统的响应速度过慢, 为了获得更高的制导效率, 对  $k_\lambda$  取关于  $k_\lambda$  的函数

$$k_\lambda = \text{floor} \left[ N \cdot \text{sat} \left( \frac{|s| - s_{\min}}{s_{\max}} \right) \right] \quad (16)$$

整理后得

$$u_2 = \text{floor} \left[ N \cdot \text{sat} \left( \frac{|s| - s_{\min}}{s_{\max}} \right) \right] \frac{s}{|s| + \gamma} \quad (17)$$

### 3 仿真结果

本文采用 Simulink 软件对复合控制系统进行仿真验证, 固体发动机的最大推力  $F_{\max} = 2500 \text{ N}$ , 工作时间  $T = 0.025 \text{ s}$ , 动态响应时间为  $\tau = 0.05 \text{ s}$ , 脉冲发动机到导弹质心的距离为  $l = 1 \text{ m}$ ,  $N = 5$  为脉冲发动机最大开启数,  $s_{\max} = 10.0$ ,  $s_{\min} = 2.0$ , 设定导弹的过载指令为  $N_y = 20$ , 仿真结果如图4~图8所示。

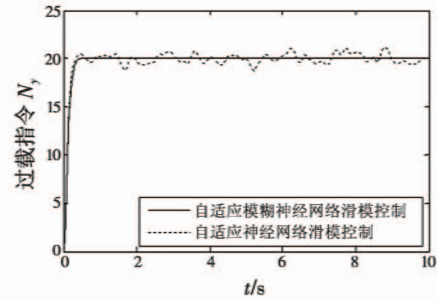


图4 过载跟踪响应

Fig. 4 Tracking response of overload command

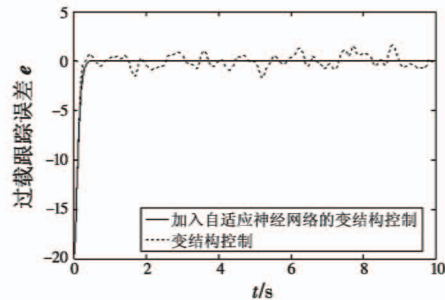


图5 过载跟踪误差

Fig. 5 Overload tracking error

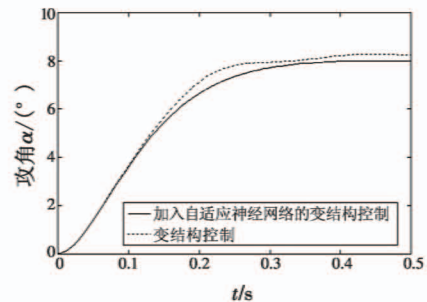


图6 攻角跟踪响应

Fig. 6 Tracking response of attack angle

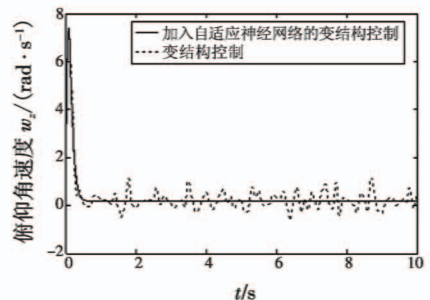


图7 俯仰角速度响应

Fig. 7 Rate response of the pitch angle

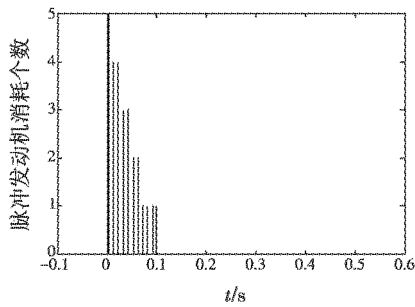


图8 脉冲发动机消耗个数

Fig. 8 Consumption of the pulse thrusters

通过仿真验证可知,该复合控制器能够很好地实现对过载指令的跟踪,同时自适应神经网络的引入,降低了导弹控制系统的抖振,对复合控制系统的稳定性产生较好的影响。当模糊输出 $r$ 取值过大时会增加脉冲发动机的使用,利用模糊控制算法对直接力参数 $r$ (即模糊输出)进行控制,提高了脉冲发动机的使用效率。

#### 4 结论

本文通过对导弹复合控制系统的研究,首先运用自适应神经网络滑模控制对导弹气动力进行设计,并利用连续函数 $\tan(\cdot)$ 替代趋近律中的符号函数 $\text{sgn}(\cdot)$ ,保证了控制系统的稳定性。进一步采用模糊控制的方法,对直接力部分参数进行修订,保证了控制系统的响应速度。最后对导弹数学模型进行了仿真验证,实验结果表明,通过对复合控制系统进行合理的设计,可以在保证系统稳定性的前提下,进一步提高导弹的响应速度,减少脉冲发动机的使用,进而实现精确制导的目的。

#### 参考文献

[1] 徐品高. 新一代防空导弹提高制导控制精度的需求与

技术途径[J]. 战术导弹技术, 2002, (3): 1-8.

[2] 闫亮,段朝阳,张公平,等. 一种采用脉冲调制器的空空导弹直/气复合控制系统稳定性研究[J]. 导航定位与授时, 2017, 4(1): 42-48.

[3] 雷虎民,张旭,董飞垚,等. 零控脱靶量有限时间收敛制导律[J]. 国防科技大学学报, 2015, 37(3): 136-141.

[4] SHTESSEL Y B, SHKOLNIKOV I A, LEVANT A. Guidance and control of missile interceptor using second-order sliding modes[J]. IEEE Transactions on Aerospace & Electronic Systems, 2009, 45(1): 110-124.

[5] CHOI J Y, CHWA D. Adaptive control based on a parametric affine model for tail-controlled missiles[J]. IEEE Transactions on Aerospace & Electronic Systems, 2006, 42(2): 659-669.

[6] 滕江川,吴晓燕,陈永兴,等. 基于模糊控制理论的脉冲推力器点火算法[J]. 四川大学学报:工程科学版, 2011(s1): 194-198.

[7] 朱隆魁,汤国建,余梦伦. 防空导弹直接力/气动力复合控制系统设计[J]. 宇航学报, 2008, 29(6): 1895-1900.

[8] 沙建科,徐敏. 基于随机鲁棒动态逆的防空导弹姿态控制设计[J]. 计算机仿真, 2016, 33(1): 95-99.

[9] 姚怀瑾,林德福,臧路尧,等. 变结构经典比例导引制导性能对比研究[J]. 计算机仿真, 2014, 31(7): 31-35.

[10] YEH F K. Adaptive-sliding-mode guidance law design for missiles with thrust vector control and divert control system[J]. IET Control Theory & Applications, 2012, 6(4): 552-559.

(上接第31页)

[9] 孙如祥,邓朝辉,邓国斌,等. 进化粒子群优化算法在船舶纵向运动参数辨识算法设计中的应用[J]. 舰船科学技术, 2017, 39(4A): 13-15.

[10] 秦余钢,马勇,张亮,等. 基于改进最小二乘算法的船舶操纵性参数辨识[J]. 吉林大学学报:工学版, 2016, 46(3): 897-903.

[11] FOSSEN T I, PETTERSEN K Y, GALEAZZI R. Line-of-

sight path following for dubins paths with adaptive sideslip compensation of drift forces[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2015, 23(2): 820-827.

[12] MOREIRA L, FOSSEN T I, SOARES G. Path following control system for a tanker ship model[J]. Ocean Engineering, 2007, 34, 2074-2085.

[13] 王立军,张显库. 响应型船舶运动模型的建模与遗传算法辨识[J]. 中国航海, 2013, 36(2): 33-37.