

DOI:10.15892/j.cnki.djzdx.2021.05.015

基于神经网络的变后掠翼飞行器自适应控制方法研究

李墨吟, 马泽远, 周建平, 张云飞, 夏群利

(北京理工大学宇航学院, 北京 100081)

摘 要: 针对变后掠翼飞行器变形过程中的姿态控制问题, 利用动态逆控制原理与时标分离原则, 结合神经网络能够消除误差的特性, 设计了针对变后掠翼飞行器的神经网络 PID 自适应动态逆控制器。基于 Datcom 建立了变后掠翼飞行器形变量与气动关系模型。在控制器设计中将飞行器姿态运动划分为快慢系统, 并利用神经网络自适应调节 PID 参数以增强控制系统的控制能力。仿真结果表明, 所提出的自适应控制方法相比传统的 PID 控制能更高效地稳定变后掠翼飞行器在变形过程中的姿态角。

关键词: 变后掠翼飞行器; 神经网络; 姿态控制; 动态逆; 自适应控制

中图分类号: V249.122 **文献标志码:** A

Research on Adaptive Control Method of Variable-sweep Wing Aircraft Based on Neural Network

LI Moyin, MA Zeyuan, ZHOU Jianping, ZHANG Yunfei, XIA Qunli

(School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

Abstract: For the attitude control problem of the variable-sweep wing aircraft during the deformation process, this paper uses the dynamic inversion theory and the time-scale decomposition principle, combined with the characteristics of the neural network to eliminate errors, to design the neural network PID adaptive dynamic inversion controller for the variable-sweep wing aircraft. Based on Datcom software, the relationship model between deformation and aerodynamics of the deformed aircraft is established. In the controller design, the attitude movement of the aircraft is divided into fast and slow systems, and the neural network is used to adaptively adjust the PID parameters to enhance the control ability of the system. The simulation results show that the adaptive control method proposed in this paper can stabilize the attitude angle of the swept-wing aircraft during the deformation process more efficiently than the traditional PID control.

Keywords: variable-sweep wing aircraft; neural network; attitude control; dynamic inversion; adaptive control

0 引言

变形飞行器作为一种新概念飞行器,在未来民用和军用领域都有着广泛的应用前景,其变形方式包含了变展长、变弦长、变厚度、变后掠以及变弯度等。本质上,变形飞行器可以认为是一类涵盖了多种气动性能模式的特殊飞行器,不同的气动性能可适用的作战场景与任务也不同。例如,远程打击作战场景中,飞行器需要更大的航程,此时,大升阻比的气动构型能够为飞行器提供足够的升力以保证续航飞行能力,而在末段俯冲打击任务中,更小的阻力,更大的侧向过载能力能够增强飞行器的突防能力。因而,变形飞行器研究逐渐成为学术界和工程界的研究热点^[1-4]。

近年来,随着现代控制理论的推进,各种新型控制方法应运而生,对于传统飞行器,张广勇等^[5]在动态逆控制律的基础上,利用神经网络进行误差补偿实现了自适应控制。刘晓岑等^[6]针对高超飞行器姿态

控制问题,在考虑输入饱和的情况下,设计了具有强鲁棒性的基于滑模观测器的动态面控制方法,该方法能够保证控制输入更平滑且尖峰值更小。而对于变形飞行器控制问题,聂博文等^[7]研究了一种可折叠变形的飞行器过渡飞行控制策略,针对垂直起降和高速巡航模态状态衔接问题,通过试验验证了该方案的有效性。郑曼曼^[8]利用 T-S 模糊理论描述整个变体过程,以此设计了 T-S 模糊飞行控制器。熊英等^[9]针对变后掠翼飞行器,研究并设计了非线性多模型切换系统,利用非线性干扰观测器对复合干扰逼近以实现姿态跟踪。而人工神经网络^[10-11]作为一类具有逼近任意函数功能的系统,可以实现在复杂环境下的自适应控制。对于变后掠翼飞行器而言,变后掠角过程中气动参数的改变对于控制系统提出了一定的挑战,因此有必要研究针对该类飞行器的自适应控制律。

文中研究了变后掠角过程中飞行器姿态稳定控制问题。首先利用气动仿真软件 Datcom 建立了变

收稿日期:2020-11-30

作者简介:李墨吟(1996—),男,四川攀枝花人,硕士研究生,研究方向:飞行器总体设计。

后掠翼飞行器在不同形变状态下的气动模型。然后建立适应变后掠翼飞行器姿态动力学、运动学模型,并利用动态逆理论处理该类飞行器姿态运动模型中的强耦合问题,在此基础上,将 PID 参数设置为神经网络隐藏层的节点,实现 PID 参数自适应调整。进一步地,研究了存在外界干扰下的变后掠翼飞行器姿态稳定控制问题。最后仿真结果验证了其有效性。

1 考虑变形参量的飞行器姿态运动模型

在研究变后掠翼飞行器姿态控制问题中做出如下几点假设:

1) 飞行器为刚体,且在变形过程中速度、质量保持不变;

2) 地面坐标轴系为惯性坐标系;

3) 忽略地球自转,将地球看作均匀质量圆球。

针对面对称的变后掠翼飞行器,建立如下考虑变形参量的无动力飞行姿态运动方程组^[6]:

$$\begin{cases} \dot{\alpha} = \omega_z - \cos\alpha \tan\beta \cdot \omega_x + \sin\alpha \tan\beta \cdot \omega_y - \\ \quad (Y(\eta) - mg\cos\theta\cos\gamma_c)/(mV\cos\beta) + \bar{F}_\alpha \\ \dot{\beta} = \sin\alpha \cdot \omega_x + \cos\alpha \cdot \omega_y + \\ \quad (Z(\eta) + mg\cos\theta\sin\gamma_c)/(mV) + \bar{F}_\beta \\ \dot{\gamma}_c = \cos\alpha \sec\beta \cdot \omega_x - \sin\alpha \sec\beta \cdot \omega_y + \\ \quad [Y(\eta)(\tan\theta\sin\gamma + \tan\beta) + Z(\eta)\tan\theta\cos\gamma_c - \\ \quad mg\cos\theta\cos\gamma_c \tan\beta]/(mV) + \bar{F}_{\gamma_c} \\ \omega_x = ((J_y - J_z)/J_x)\omega_y\omega_z + M_x(\eta)/J_x + \bar{M}_x \\ \omega_y = ((J_z - J_x)/J_y)\omega_x\omega_z + M_y(\eta)/J_y + \bar{M}_y \\ \omega_z = ((J_x - J_y)/J_z)\omega_x\omega_y + M_z(\eta)/J_z + \bar{M}_z \end{cases} \quad (1)$$

式中: α, β, γ_c 为飞行器攻角、侧滑角和速度倾角; m, V, θ 为飞行器的质量、速度及弹道倾角; $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ 为机体 3 个轴的角速度; J_x, J_y, J_z 为飞行器的主转动惯量; $\bar{F}_\alpha, \bar{F}_\beta, \bar{F}_{\gamma_c}, \bar{M}_x, \bar{M}_y, \bar{M}_z$ 为外界干扰产生的附加力和附加力矩。 $Y(\eta), Z(\eta)$ 为变后掠翼飞行器关于变形参量 η 的升力和侧向力函数; $M_x(\eta), M_y(\eta), M_z(\eta)$ 为变后掠翼飞行器关于变形参量 η 的滚转力矩、偏航力矩和俯仰力矩函数。

2 变后掠翼飞行器气动模型建立

变后掠翼飞行器构型如图 1 所示,其头部为圆锥,弹身为圆柱,两侧为面积较大的梯形升力翼,提供飞行过程中大部分的气动力,控制舵位于弹身尾部,

呈“+”型分布,可提供少部分气动力。

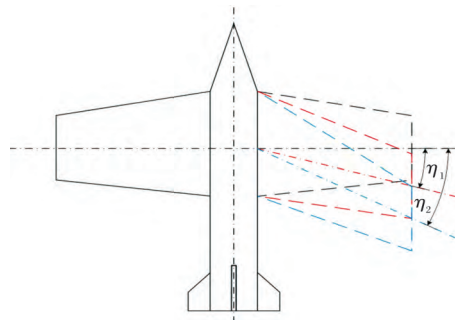


图 1 变后掠翼飞行器示意图

变后掠翼通过改变后掠角来改变飞行器的气动性能,在工程中已被一些飞行器采用,因此文中基于该变形方式,利用气动仿真软件 Datcom,计算不同后掠角状态下的飞行器气动特性,以此建立变后掠角飞行器的气动与变形量之间的函数。

考虑后掠角变化范围在 $0^\circ \sim 60^\circ$,以 $30^\circ, 60^\circ$ 后掠角的升力系数、俯仰力矩系数为例,其气动特性如图 2 ~ 图 5 所示。

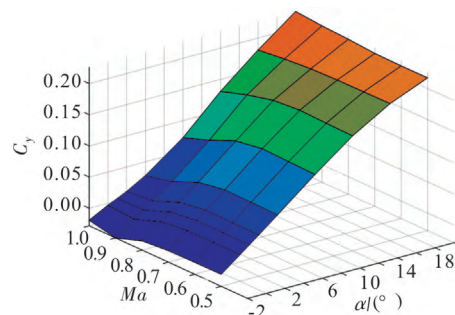


图 2 30°后掠角下的升力系数

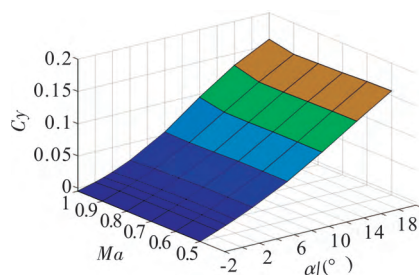


图 3 60°后掠角下的升力系数

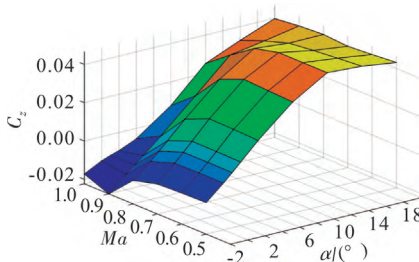


图 4 30°后掠角下的俯仰力矩系数

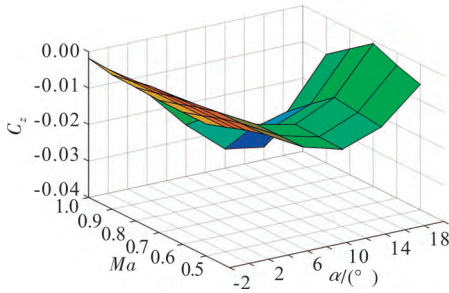


图5 60°后掠角下的俯仰力矩系数

根据 Datcom 计算得到的气动数据,建立包含形变参数的飞行器气动力和气动力矩表达式:

$$\begin{cases} Y(\eta) = C_Y(\eta)qS \\ Z(\eta) = C_Z(\eta)qS \\ M_x(\eta) = C_x(\eta)qSl \\ M_y(\eta) = C_y(\eta)qSl \\ M_z(\eta) = C_z(\eta)qSl \end{cases} \quad (2)$$

式中: q, S, l 为动压、飞行器参考面积及参考长度; $C_Y(\eta), C_Z(\eta)$ 为升力系数、侧力系数; $C_x(\eta), C_y(\eta), C_z(\eta)$ 为滚转、偏航、俯仰力矩系数。为了更好的实现控制器的设计,可以将气动系数在特征点处拟合成线性化形式,如式(3)所示:

$$\begin{cases} C_Y(\eta) = C_Y^\alpha(\eta)\alpha + C_Y^\beta(\eta)\beta + C_Y^{\delta_z}(\eta)\delta_z \\ C_Z(\eta) = C_Z^\alpha(\eta)\alpha + C_Z^\beta(\eta)\beta + C_Z^{\delta_y}(\eta)\delta_y \\ C_x(\eta) = C_x^\alpha(\eta)\alpha + C_x^\beta(\eta)\beta + C_x^{\delta_x}(\eta)\delta_x \\ C_y(\eta) = C_y^\beta(\eta)\beta + C_y^{\delta_y}(\eta)\delta_y \\ C_z(\eta) = C_z^\alpha(\eta)\alpha + C_z^{\delta_z}(\eta)\delta_z \end{cases} \quad (3)$$

$$f_1(\mathbf{x}_1, \theta) = \begin{bmatrix} \frac{-(C_Y^\alpha(\eta)\alpha + C_Y^\beta(\eta)\beta)qS + mg\cos\theta\cos\gamma_c}{mV\cos\beta} \\ \frac{(C_Z^\alpha(\eta)\alpha + C_Z^\beta(\eta)\beta)qS + mg\cos\theta\sin\gamma_c}{mV} \\ \frac{(C_Y^\alpha(\eta)\alpha + C_Y^\beta(\eta)\beta)(\tan\theta\sin\gamma_c + \tan\beta)qS + (C_Z^\alpha(\eta)\alpha + C_Z^\beta(\eta)\beta)\tan\theta\cos\gamma_cqS - mg\cos\theta\cos\gamma_c\tan\beta}{mV} \end{bmatrix} \quad (5)$$

$$g_1(\mathbf{x}_1) = \begin{bmatrix} -\cos\alpha\tan\beta & \sin\alpha\tan\beta & 1 \\ \sin\alpha & \cos\alpha & 0 \\ \cos\alpha\sec\beta & -\sin\alpha\sec\beta & 0 \end{bmatrix} \quad (6)$$

$$f_2(\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2) = \begin{bmatrix} \frac{J_y - J_z}{J_x}\omega_y\omega_z + \frac{qSl(C_x^\alpha(\eta)\alpha + C_x^\beta(\eta)\beta)}{J_x} \\ \frac{J_z - J_x}{J_y}\omega_x\omega_z + \frac{qSlC_y^\beta(\eta)\beta}{J_y} \\ \frac{J_x - J_y}{J_z}\omega_x\omega_y + \frac{qSlC_z^\alpha(\eta)\alpha}{J_z} \end{bmatrix} \quad (7)$$

式中: $\delta_x, \delta_y, \delta_z$ 为副翼、方向舵和升降舵的偏角; $C_*^*(\eta)$ 是关于变形量 η 拟合的气动系数函数。

综上,结合第1节中的飞行器姿态运动方程式(1),建立了包含不同后掠角的气动特性变后掠翼飞行器姿态运动学动力学模型。

3 基于神经网络的 PID 自适应动态逆控制方法

3.1 动态逆控制结构

由运动方程式(1)可知,系统的状态变量有 $\alpha, \beta, \gamma_c, \omega_x, \omega_y, \omega_z$ 共6个,而系统的控制变量只有 $\delta_x, \delta_y, \delta_z$,由于动态逆控制方法需要控制对象满足控制量与状态量个数相等,因此根据奇异摄动理论需要对状态变量进行时标分离。考虑飞行器姿态角变化相对于角速度变化慢,由此将整个飞行器姿态控制系统划分为慢变子系统和快变子系统。结合式(1)~式(3)建立面向变后掠翼飞行器姿态动态逆控制的状态方程^[6]:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}_1 = \mathbf{f}_1(\mathbf{x}_1, \theta) + \mathbf{g}_1(\mathbf{x}_1)\mathbf{x}_2 + \boldsymbol{\xi}_1 \\ \dot{\mathbf{x}}_2 = \mathbf{f}_2(\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2) + \mathbf{g}_2(\mathbf{x}_2)\mathbf{u} + \boldsymbol{\xi}_2 \end{cases} \quad (4)$$

式中: $\mathbf{x}_1 = [\alpha \ \beta \ \gamma_c]^T, \mathbf{x}_2 = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T$ 代表状态量; $\mathbf{u} = [\delta_x \ \delta_y \ \delta_z]^T$ 为控制变量。第一个公式代表慢变量回路,第二个公式代表快变量回路。 $\boldsymbol{\xi}_1, \boldsymbol{\xi}_2$ 为飞行器所受到的外界干扰。 $\mathbf{f}_1(\mathbf{x}_1, \theta), \mathbf{g}_1(\mathbf{x}_1), \mathbf{f}_2(\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2), \mathbf{g}_2(\mathbf{x}_2)$ 具体形式如式(5)~式(8)。

$$g_2(\mathbf{x}_2) = qSl \begin{bmatrix} \frac{1}{J_x} \\ \frac{1}{J_y} \\ \frac{1}{J_z} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} C_x^{\delta_x}(\eta) & C_x^{\delta_y}(\eta) & C_x^{\delta_z}(\eta) \\ C_y^{\delta_x}(\eta) & C_y^{\delta_y}(\eta) & C_y^{\delta_z}(\eta) \\ C_z^{\delta_x}(\eta) & C_z^{\delta_y}(\eta) & C_z^{\delta_z}(\eta) \end{bmatrix} \quad (8)$$

其中,当侧滑角 $\beta \neq \pm 90^\circ$ 时,矩阵 $\mathbf{g}_1(\mathbf{x}_1)$ 可逆。综上,可得变后掠翼飞行器快慢子系统控制律为:

$$\begin{cases} \mathbf{x}_2 = \mathbf{g}_1(\mathbf{x}_1)^{-1}[\dot{\mathbf{x}}_{1des} - \mathbf{f}_1(\mathbf{x}_1, \theta)] \\ \mathbf{u} = \mathbf{g}_2(\mathbf{x}_2)^{-1}[\dot{\mathbf{x}}_{2des} - \mathbf{f}_2(\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2)] \end{cases} \quad (9)$$

式中: $\dot{\mathbf{x}}_{1\text{des}} = [\dot{\alpha}_{\text{des}} \quad \dot{\beta}_{\text{des}} \quad \dot{\gamma}_{\text{des}}]^T$ 为期望的制导指令变化率, 由期望指令经过 PID 自适应控制器得到; $\dot{\mathbf{x}}_{2\text{des}} = [\dot{\omega}_{x\text{des}} \quad \dot{\omega}_{y\text{des}} \quad \dot{\omega}_{z\text{des}}]^T$ 为期望得角速度变化率, 由快回路得到, 考虑到动态逆控制方法对于建模误差引起的逆误差, 在控制器中引入基于神经网络的 PID 自适应调整策略进行动态调整。

3.2 基于神经网络的 PID 自适应控制器设计

在实际飞行过程中, PID 参数通常是预置好的, 而在变形过程中, 预置参数不一定完全适应整个飞行过程, 因此, 提出了一种利用神经网络对 PID 参数进行自适应调整的策略, 使得控制器能够在飞行器变形过程中实时调节 PID 参数。该方法将 PID 的 3 个参数设置为神经网络隐藏层中的基函数, 通过不断计算当前控制参数对被控对象的状态影响进行迭代训练, 采用梯度下降的策略对输出层的权重进行调整, 神经网络 PID 自适应控制器结构如图 6 所示。

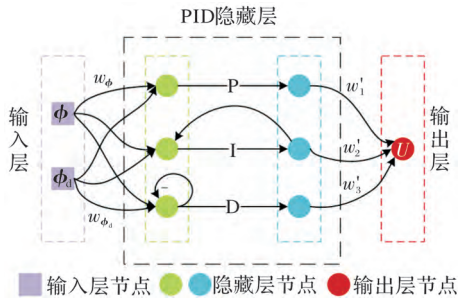


图6 神经网络PID控制结构

该网络结构的输入包含状态量的期望值 ϕ_d 与状态量的实际值 ϕ , 即:

$$\begin{cases} \phi = \mathbf{x}_1 = [\alpha \quad \beta \quad \gamma]^T \\ \phi_d = \mathbf{x}_{1\text{des}} = [\alpha_{\text{des}} \quad \beta_{\text{des}} \quad \gamma_{\text{des}}]^T \end{cases} \quad (10)$$

由此传递给隐藏的 PID 自适应层, 其中, $w_{\phi} = -1, w_{\phi_d} = 1, w_1', w_2', w_3'$ 代表神经网络 PID 自适应控制器的输出权值。根据误差反向传播机制和梯度下降法可得到权值更新规则:

$$w_j'(k+1) = w_j'(k) + \eta_j \cdot \Delta w_j'(k) \quad (11)$$

其中: η_j 为神经网络的学习率; $\Delta w_j'(k) = \partial E(k) / \partial w_j'(k)$, $E(k) = (\varphi_d(k) - \varphi(k)) / 2$; 通过式(11)可以求得使误差函数最小的最优 w_1', w_2', w_3' 值。

结合式(11), 给出基于神经网络的 PID 自适应控制律为:

$$U(k) = \sum_{j=1}^3 w_j'(k) \cdot o_j(k) \quad (12)$$

式中, w_1', w_2', w_3' 为该控制器中 PID 参数的输出增益。

由误差指标函数 $E(k) = \frac{1}{2} e_{\varphi}^2(k)$ 可得:

$$\Delta E(k) = \frac{1}{2} \eta (e_{\varphi}(k) \frac{\partial (e_{\varphi}(k))}{\partial W})^2 (\eta (\frac{\partial (e_{\varphi}(k))}{\partial W})^2 - 2) \quad (13)$$

对于该控制律, 为保证系统稳定, 需要 $\Delta E < 0$, 根据式(13)可得:

$$0 < \eta < 2 \left(\frac{\partial (e_{\varphi}(k))}{\partial W} \right)^{-1} \quad (14)$$

综上, 建立的针对变后掠翼飞行器控制系统流程如图 7 所示。

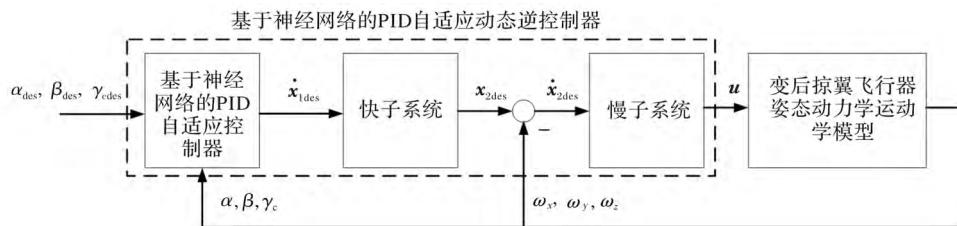


图7 变后掠翼飞行器控制系统流程图

4 仿真分析

在考虑最大舵偏角 30° 的情况下, 设置飞行器的期望姿态为 $\alpha_{\text{des}} = \beta_{\text{des}} = \gamma_{\text{des}} = 5^\circ$ 。表 1 给出了相应的控制器初始参数, 在仿真过程中, 假定飞行器在 $1 \sim 2$ s 过程中后掠角从 0° 线性变化到 60° , 并且在 $t = 3$ s 时受到突然的外界干扰, 根据式(1), 具体干扰形式为 $\bar{F}_\alpha = \bar{F}_\beta = \bar{F}_{\gamma_c} = 0.05 \text{ rad/s}$, $\bar{M}_x = \bar{M}_y = \bar{M}_z = 50 \text{ rad/s}^2$, 以此验证该方案的控制能力与鲁棒性。图 8 ~ 图 13 给出了响应的仿真曲线。

表 1 控制器初始参数设置

参数	取值	参数	取值	参数	取值
K_p^α	1.00	K_i^α	0.45	K_d^α	0.03
K_p^β	1.00	K_i^β	0.45	K_d^β	0.03
$K_p^{\gamma_c}$	1.00	$K_i^{\gamma_c}$	0.45	$K_d^{\gamma_c}$	0.03

图 8 ~ 图 10 展示了基于神经网络动态逆 PID 自适应控制律的跟踪效果, 对比可以看出: 文中提出的控制律在响应速度、超调等方面均优于传统的动态逆 PID 控制律, 姿态跟踪的超调相比传统控制律下降了 33.03% ~ 40.52%, 干扰产生的扰动下降了 42.33% ~

75%。从图11~图13可以看出:由于动态逆控制方法将变后掠飞行器在变形过程中的气动参数引入到了控制量中,在 $t=[1\text{ s}, 2\text{ s}]$ 的变后掠角过程中,该控制律能够有效稳定住飞行器的姿态;当 $t=3\text{ s}$ 时,飞行器在外部干扰下,自适应控制律能够在充分利用舵机资源的情况下迅速的稳定飞行器姿态,因此,该方案具有更合理的输入控制设计,能有效调度控制资源,提升系统的控制性能。

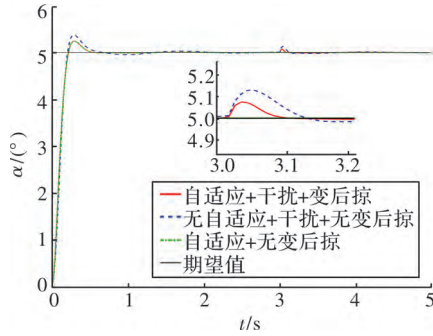


图8 攻角曲线

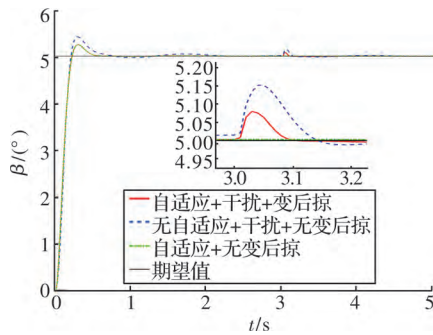


图9 侧滑角曲线

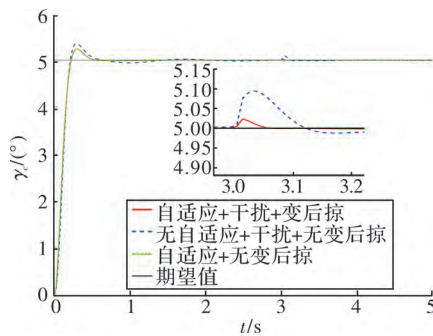


图10 倾侧角曲线

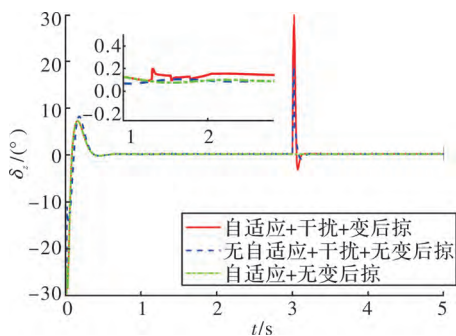


图11 副翼曲线

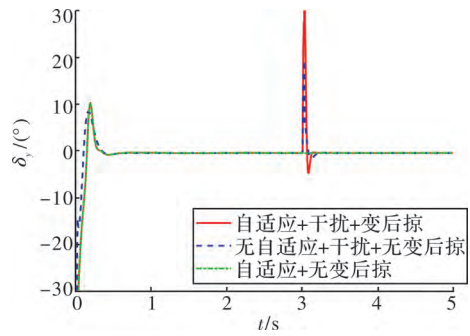


图12 方向舵曲线

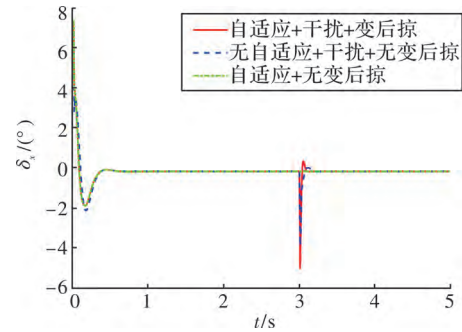


图13 升降舵曲线

5 结论

将PID参数作为神经网络隐藏层,利用梯度下降策略有效实现了变后掠翼飞行器在变形、受干扰情况下的参数自适应控制。采用基于神经网络的PID自适应动态逆控制方法,在响应时间、超调、对干扰的抑制程度以及舵资源的利用率上对于传统控制形式均有所提高。但该方法仍依赖于动态逆控制律,因此对于飞行器的精确建模具有较强的依赖性,后续会针对弱模型依赖的自适应动态逆控制问题开展研究。

参考文献:

- [1] BARBARINO S, BILGEN O, AJAJ R M, et al. A review of morphing aircraft[J]. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 2011, 22(9): 823-877.
- [2] 包为民. 航天飞行器控制技术研究现状与发展趋势[J]. 自动化学报, 2013, 39(6): 697-702.
- [3] 许云涛. 智能变形飞行器发展及关键技术研究[J]. 战术导弹技术, 2017(2): 26-33.
- [4] 刘晓斌. 高超声速飞行器变构型方式探索研究[J]. 战术导弹技术, 2018(4): 1-5.
- [5] 张广勇, 郑新, 石宝兰, 等. 基于神经网络的机动飞行器自适应控制方法[J]. 宇航总体技术, 2019(4): 28-33.
- [6] 刘晓岑, 吴云洁, 徐鹏. 考虑输入饱和的高超声速飞行器姿态控制[J]. 系统仿真学报, 2019, 31(11): 2553-2561.

(下转第85页)

4)前定位块的位置对导弹的俯仰方向扰动影响不大,对滚转和偏航有一定影响,中间定位块的位置对导弹3个方向的扰动影响均较大,后定位块位移对导弹偏航和俯仰两个方向的扰动影响不大,对滚转方向扰动有影响;

5)前定位块的尺寸对导弹的俯仰和偏航方向扰动影响不大,对滚转方向扰动有一定影响,中间定位块和后定位块尺寸变小有利于减小滚转角速度;

6)综合考虑弹轨间隙、推力偏心角、推力偏心距、质量偏心、初始加速度冲击、定位块位置和尺寸等因素,通过发射动力学优化计算,可有效减小初始扰动。

参考文献:

- [1] 姜毅,魏昕林,陈苗. 发射动力学[M]. 北京:北京理工大学出版社,2015:5-10.
- [2] 刘广,许自然,张广军,等. 多管火箭发射系统虚实混合动力学建模与仿真[J]. 计算机辅助工程,2018,27(5/6):26-33.
- [3] 徐伟国,毕世华,陈阵. 发射装置支撑刚度对火箭弹初始扰动的影响研究[J]. 兵工学报,2008,29(6):709-712.
- [4] 刘馨心,徐宏斌,张亮亮,等. 考虑动态接触参数的某型导弹发射动力学分析[J]. 弹道学报,2012,24(4):56-61.
- [5] 王国平,芮晓亭,杨富锋. 火箭弹起始扰动仿真及试验验证[J]. 振动工程学报,2012,25(5):527-531.
- [6] 王海涛,马晓明. 机载导弹导轨式高过载发射动力学特性分析[J]. 航空兵器,2018(3):78-82.
- [7] 钟洲,孟令涛,曾伟,等. 车载导弹推力偏心初始扰动影响研究[J]. 现代防御技术,2018,46(1):41-46.
- [8] 杨奇,甄文强,姬永强. 以减小初始扰动为目标的火箭弹定心部优化设计[J]. 中国机械工程,2019,30(21):2611-2614.
- [9] 何泽鹏,毕世华,付德彬,等. 发射扰动与初始弹道耦合模型研究[J]. 固体火箭技术,2019,42(4):546-552.
- [10] 刘延柱,潘振宽,戈新生. 多体系统动力学[M]. 北京:高等教育出版社,2014:47-51.
- [11] 喻天翔,张玉刚,万晓峰,等. LMS Virtual. Lab Motion 进阶与案例教程[M]. 西安:西北工业大学出版社,2017:38-45.

(上接第77页)

- [7] 聂博文,刘志涛,曾维平,等. 一种可折叠变形飞行器的过渡飞行控制策略设计与初步验证[J]. 控制与信息技术,2019(4):50-57.
- [8] 郑曼曼. 变后掠飞行器变体过程的建模与飞行控制设计[D]. 南京:南京航空航天大学,2015.
- [9] 熊英,陈谋,吴庆宪,等. 基于干扰观测器的变后掠翼近空间飞行器鲁棒跟踪控制[J]. 中国科学:信息科学,2019,49(5):585-598.
- [10] MENON P K, OHLMEYER E J, SWERIDUK G D, et al. Integrated guidance and control for moving-mass actuated kinetic warheads[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2004, 27(1): 118-126.
- [11] XIN M, BALAKRISHNAN S N, OHLMEYER E J. Integrated guidance and control of missiles with theta-D method[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2006, 14(6): 981-992.