神经网络在飞翼布局飞机主动涡流控制中的应用

孔轶男 王立新 钱炜祺 汪 清

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院，北京 100191) (中国空气动力研究与发展中心，绵阳 621000)

摘 要：以小展弦比飞翼布局飞机为研究对象，其本体的优化增稳控制器由3个气动舵面(连续控制面)构成.为增加操纵能力，基于神经网络设计了主动涡流(bang-bang型控制面)优化控制器.为加快网络的训练速度和收敛精度，采用三层反馈神经网络，通过改变每层网络权重和隐层神经元单元个数对网络进行优化.最后给出了增加主动涡流控制器的飞机闭环系统的响应结果.与仅采用气动舵面闭环响应结果的对比仿真表明，增加主动涡流控制器后闭环系统可获得更好的响应特性，系统达到稳态的时间和所需气动舵面的控制量均明显减小.

关 键 词：涡流控制器；神经网络；小展弦比飞翼；耗散函数

中图分类号：V 22

文献标识码：A **文 章 编 号**：1001-5965(2008)06-0677-04

Neural network control in active vortex control based on low aspect ratio flying wing

Kong Yinan Wang lixin

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Qian Weiqi Wang Qing

(China Aerodynamics Research & Development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract: A low aspect ration flying wing aircraft was researched. Full state feedback controller was used for the continuous control effectors to improve the stability of aircraft. To improve the control ability, a vortex flow controller(bang-bang controller) based on three layers BP neural network was used. Through adjust weights for states and the number of hidden layers, the designer could optimize the network. The convergence speed and precision of the network were improved by using variety step network. The evaluation criteria consist of closed-loop system performance and activity level of the vortex flow controller nozzles were given. The results show that application of a neural network controller improves general performance of regular design and makes controlling of the vortex flow controller activity more practical comparing to conventional controller.

Key words: vortex flow controller; neural network; low aspect ratio flying wing; cost function

下一代高隐身布局飞机均采用无尾飞翼类布局形式，从而可获得理想的隐身性能和气动性能，但同时又给其优良的操稳特性设计带来许多新问题.由于飞翼类布局飞机的新型气动操纵舵面在某些飞行状态下操纵效能不足，因此很有必要研究非常规操纵机构(如主动涡流控制器)对提高飞机操稳能力的原理、有效性及其闭环控制系统设计的方法等.

1 涡流控制原理及研究对象

1.1 ICE飞机主动涡流控制原理

以小展弦比飞翼布局ICE(Innovative Control Effectors)飞机为研究对象，为了提高其操纵

收稿日期：2007-05-25

基金项目："973"国家安全重大基础研究资助项目；新世纪优秀人才支持计划

作者简介：孔轶男(1979—)，山东淄博人，博士生，kyn2002@sina.com.

性能，在飞机表面安装了主动涡流控制器系统，系统由高压箱和有小喷孔的控制阀构成. 本文采用沿展向喷流方法.

使用某一侧的喷管喷流进行航向控制，喷口位置位于机翼前缘，通过在机翼前缘沿展向喷射出高动力的气体产生不对称的侧力(F)和偏航力矩系数(C_n)，如图 1，其中重心与原点重合. 飞翼布局飞机喷流产生直接力的同时还会对飞机本体的流场产生作用，这使前缘涡涡流的强度、涡轴及破裂位置发生变化并产生力和力矩，因此作用在飞机上的气动力为两者的矢量和. 与传统气动控制面不同，涡流控制器是 bang-bang 型控制面，常规的反馈增益控制理论已不适合这种控制器的设计. 近年来，神经网络控制理论已得到广泛的应用，对于线性控制和非线性控制问题都能得到较好的结果. 本文拟采用这种控制理论设计一种新型的涡流控制器.

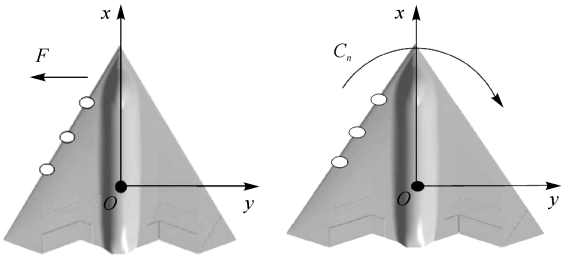


图 1 ICE 飞机及喷孔示意图

1.2 飞机模型和动态特性

为重点开展涡流控制方法的研究，本文采用 ICE 的线性时不变运动数学模型，选择飞行状态：马赫数 $Ma=0.6$，高度 $H=4\,572$ m，迎角 $\alpha=4.39°$，速度 $V=193.2$ m/s. 此时的横航向线性状态方程为

$$\begin{bmatrix}\dot\beta\\ \dot p\\ \dot r\\ \dot\phi\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}-0.011 & 0.0766 & -1 & 0.0504\\ -11.734 & -0.121 & 0.1632 & 0\\ -0.803 & -0.053 & -0.0252 & 0\\ 0 & 1 & 0.105 & 0\end{bmatrix}\cdot\begin{bmatrix}\beta\\ p\\ r\\ \phi\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}-0.0034 & 0.0013 & 0\\ -0.185 & -0.0852 & 0.0987\\ 0.0116 & 0.0142 & 0.0271\\ 0 & 0 & 0\end{bmatrix}\cdot\begin{bmatrix}\delta_{\mathrm{ELEV}}\\ \delta_{\mathrm{AMT}}\\ \delta_{\mathrm{SSD}}\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}0.0013\\ 0\\ 0.02\\ 0\end{bmatrix}[\delta_{\mathrm{VFC}}] \tag{1}$$

式中，β 为侧滑角；p 为滚转角速度；r 为偏航角速度；ϕ 为滚转角；δ_{ELEV}，δ_{AMT}，δ_{SSD} 分别为升降副翼、全动翼尖和嵌入面控制偏转角度；δ_{VFC} 为涡流控制器状态. 模型中有 4 个横航向控制器：3 个连续型的(升降副翼、全动翼尖和嵌入面)和 1 个 bang-bang 型的(涡流控制器). 飞翼构型由于取消垂尾，导致航向静不稳定偏航阻尼很小，使飞机本体的荷兰滚模态不稳定.

2 控制系统设计

2.1 二次型最优增稳控制器设计

由于系统本身不稳定，先由连续控制面对飞机进行控制. 对连续控制面采用全状态反馈，和最优控制器进行控制，使下列目标函数达到最小：

$$J_k=\sum_{k=1}^{N}\boldsymbol{X}_k^{\mathrm{T}}\hat{\boldsymbol{Q}}\boldsymbol{X}_k+\boldsymbol{U}_k^{\mathrm{T}}\hat{\boldsymbol{R}}\boldsymbol{U}_k+2\boldsymbol{X}_k^{\mathrm{T}}\boldsymbol{M}\boldsymbol{U}_k \tag{2}$$

式中，$\boldsymbol{X}_k$ 为状态矢量；$\boldsymbol{U}_k$ 为控制矢量；$\hat{\boldsymbol{Q}}\in\mathbf{R}^{n\times m}$ 为半正定状态权重矩阵；$\hat{\boldsymbol{R}}\in\mathbf{R}^{m\times n}$ 为正定控制权重矩阵；$\boldsymbol{M}\in\mathbf{R}^{n\times m}$ 为半正定矩阵. 其中 $\boldsymbol{M}$ 为可选项，这些权重矩阵由设计者选择. 同时将函数 J_k 作为系统耗散函数，通过式(2)可以对不同初始状态和输入的系统响应进行量化. 在上文的基准状态下，设计得到的反馈增益矩阵为

$$\boldsymbol{K}_1=\begin{bmatrix}-34 & -5.4 & 33.68 & -5.9\\ -105 & 5.84 & 59.6 & 5.4\\ -125 & -0.15 & 85.6 & -0.93\end{bmatrix}$$

2.2 涡流控制器设计

图 2 为增加主动涡流控制系统的结构图[1]，u_1，u_2 分别为连续舵面和涡流控制器的控制信号. 在整个闭环控制过程中，主动涡流控制有 3 种可能的控制状态：飞行员左侧的涡流控制器作用、涡流控制器不作用和飞行员右侧的涡流控制器作用.

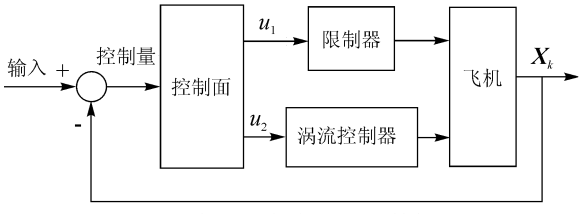


图 2 加涡流控制系统的结构图

建立神经网络控制器需要大量的数据对其进行训练，这里使用变结构控制器产生神经网络的训练数据，详细介绍参见文献[1]. 通过变结构控制器得到飞机在不同初始状态下所采用的控制结构.

本文采用误差反向传播算法 BP(Back-Propagation)神经网络建立涡流控制器的基本形式：

$W(K+1)=W(k)+\alpha D(k)$,式中 $W(k)$ 为 k 时刻的权值;α 为学习率;$D(k)=-\partial E/\partial W(k)$ 为 k 时刻的负梯度.用 3 层 BP 网络可以任意逼近任何连续函数,但在训练网络时常常会出现收敛慢、振荡和陷入局部极小等问题.因此,采用引入动量项的自适应变步长来调整 α 的改进算法.α 的调整可用如下公式进行描述:

$$W(K+1)=W(k)+\alpha(k)[1-\eta D(k)+\eta D(k-1)] \tag{3}$$

其中

$$\alpha(k)=2^{\lambda}\alpha(k-1)$$

$$\lambda=\mathrm{sign}[D(k)D(k-1)]$$

式中,$\alpha(k)$ 为 k 时刻的学习率;η 为动量因子,用来抑制振荡.确定好网络结构和训练算法后,就可以利用输入输出样本对网络进行训练,即按照式(3)对网络权值进行调整,当达到期望的输出时训练即告完成,否则继续调整权值.

训练好的 BP 神经网络输出是−1～1 之间连续变化的数值,但涡流控制器的输出只有 3 种状态,因此,在 BP 神经网络控制器中增加一个判断环节,即计算结果≤−0.5 时输出为−1,对应于右侧涡流控制器作用;计算结果在−0.5～0.5 之间时输出为 0,此时涡流控制器不作用;计算结果≥0.5 时输出结果为 1,对应于左侧涡流控制器作用[1].

3　系统训练及仿真

用连续控制面完成飞机从 β 为 5°恢复到 0°这个飞行动作,并通过 MATLAB 进行控制系统设计仿真.将涡流控制器加入到飞机控制系统,对涡流控制器考虑 4 个输入变量:β,p,r 和 ϕ.在飞机完成这个机动过程中,β 变化范围−5°～+5°,p 变化范围−25～+25(°)/s,r 变化范围−5～+5(°)/s,ϕ 变化范围−25°～+25°,因此对相应变量作如下划分:

$$\beta=\{-5,-4,-3,-2,-1,0,1,2,3,4,5\}$$

$$p=\{-25,-10,0,10,25\}$$

$$r=\{-5,-3,-1,0,1,3,5\}$$

$$\phi=\{-25,-10,0,10,25\}$$

则共有 $11\times5\times7\times5=1925$ 个训练样本,如表 1.

通过变步长学习算法对表 1 的数据进行学习,训练生成 BP 神经网络涡流控制器.设计者可以通过改变隐层单元数对网络进行调整.通过对隐层单元数为 8,16,20 的网络进行训练,得出单元数为 20 的效果最好,因此将它做为最终的训练网络.将训练目标定为 0.001 网络需要训练 2 000～3 000 次.而在同样的网络结构下,采用定步长训练网络,训练 2 000～3 000 次时其精度只能达到 0.1.可见采用变步长学习算法,神经网络训练速度更快,精度更高.

表 1　系统不同初始值对应的涡流控制器状态

β/(°)	p/((°)·s^{-1})	r/((°)·s^{-1})	ϕ/(°)	涡流控制器状态
−5	−25	−5	−25	+1
−5	−25	−5	−10	+1
−5	−25	−5	0	+1
−5	−25	−5	10	+1
−5	−25	−5	25	+1
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
5	25	5	10	−1
5	25	5	25	−1

采用 $\boldsymbol{K}_1$ 作为系统反馈增益矩阵时,系统很快达到稳定,因此增加涡流控制后的效果并不显著,涡流控制器作动次数也较少,如图 3.但通过耗散函数的数值对比:未加喷流的耗散函数值为 1.99×10^6;增加喷流后的耗散函数值为 1.71×10^6,系统综合指标提高了 15%.

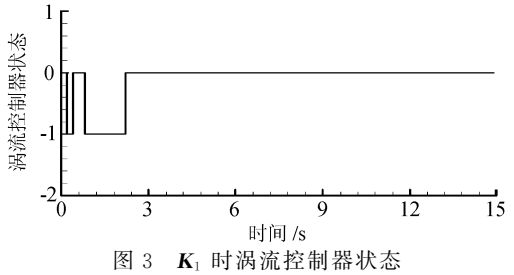


图 3　$\boldsymbol{K}_1$ 时涡流控制器状态

将训练好的涡流控制器应用于一个新的设计状态,完成相同的动作,以验证神经网络控制的鲁棒性.此时系统反馈增益矩阵为

$$\boldsymbol{K}_2=\begin{bmatrix}15 & 20 & 15 & -2\\ -20 & -10 & 20 & 10\\ -50 & 38 & 10 & 10.5\end{bmatrix}$$

增加涡流控制后,系统响应曲线和舵面的时间历程如图 4、图 5.从图 4、图 5 的对比中看出,未加涡流控制时系统达到稳态的时间约 13.2 s,加涡流控制后达到稳态的时间约为 10.9 s,稳定时间减少了 21.1%,且振荡幅值也有所减少.连续舵面的作动幅值和时间也有明显的减少,系统特性得到较好的改善.

由于采用新的连续控制系统下系统达到稳态时间增加,从图 3、图 6 的对比中看出,涡流控制器的动作次数和时间也相应有所增加.由图 6,涡流控制器共作动 7 次,时间约 4.2 s.

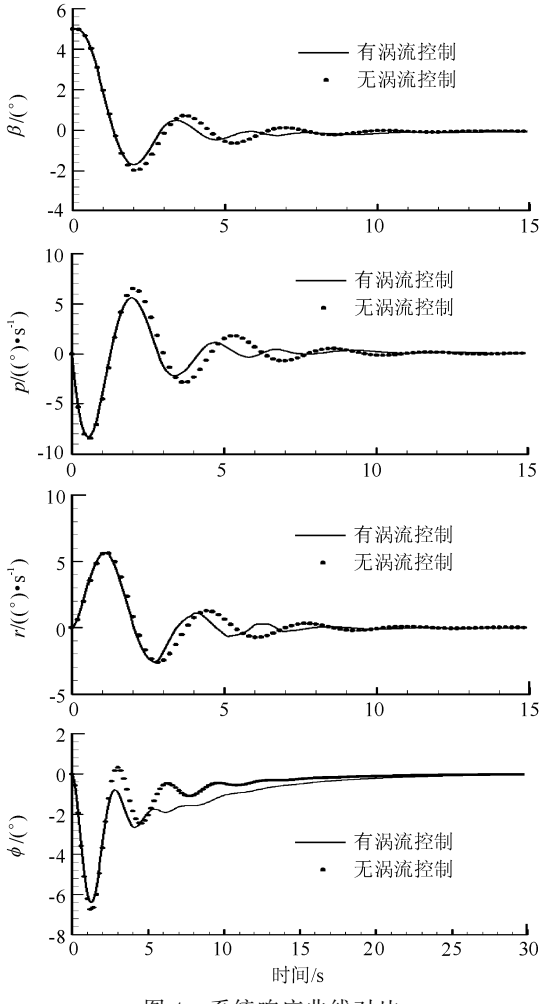


图 4 系统响应曲线对比

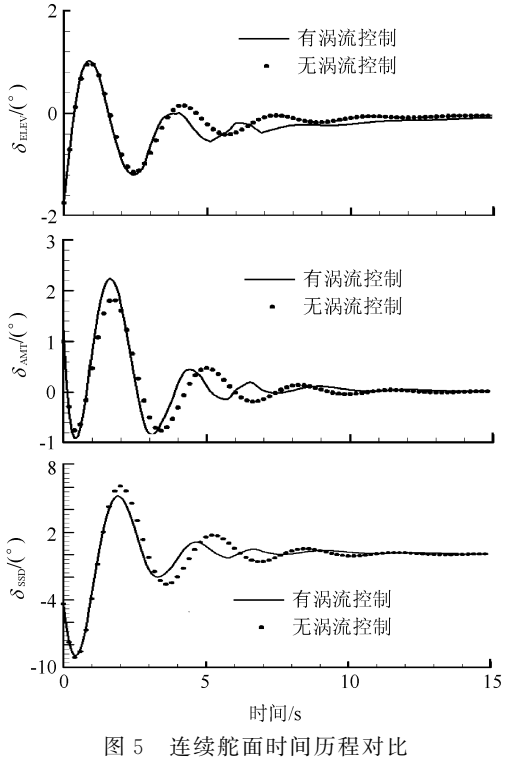


图 5 连续舵面时间历程对比

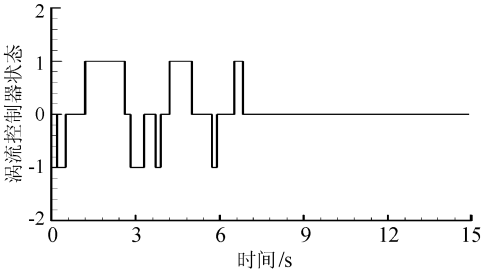


图 6 K_2 时涡流控制器状态

4 结束语

本文在小展弦比飞翼布局飞机的控制系统中加入涡流控制系统，通过 BP 神经网络控制器对涡流控制系统进行控制. 仿真结果表明，通过 BP 神经网络控制器控制涡流发生器使得系统性能比仅用传统控制器控制时有较大的提高：缩短了系统达到稳态的时间，减少了连续舵面动作时间和幅值. 通过改变 BP 神经网络的结构，可以优化网络的训练速度. 将训练好的涡流控制器应用于其它控制方法的系统中也取得了较好的效果，近一步检验了此方法的鲁棒性和实用性.

参考文献（References）

[1] Praveen Joshi, John Valask. Direct comparison of neural network, fuzzy logic and model predictive variable structure vortex flow controllers[R]. AIAA-99-4279, 1999

[2] Bernhardt J, Williams D R. Closed-loop control of forebody flow asymmetry[R]. AIAA-95-0651, 1995

[3] 汪 清. 飞机大攻角非定常气动力建模及其应用研究[D]. 西安：西北工业大学航天工程学院，1994
Wang Qing. Unsteady aerodynamic models at high angles-of-attack and their application[D]. Xi'an: College of Aeronautics, Northwestern Polytechnic University, 1994(in Chinese)

[4] 马超，李林，王立新. 大展弦比飞翼布局飞机新型操纵面设计[J]. 北京航空航天大学学报，2007，33(2)：149－153
Ma Chao, Li Lin, Wang Lixin. Design of innovative control surfaces of flying wing aircrafts with large ratio aspect[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 33(2): 149－153(in Chinese)

[5] Daigoro Ito, John Valasek. Model predictive variable structure control control with model following for forebody vortex flow control[R]. AIAA-99-4216, 1999

[6] Addington A G, Myatt J H. Control-surface deflection effects on the innovative control effectors (ICE 101) design [R]. AFRL-VA-WP-TR-2000-30, 2000

（责任编辑：刘登敏）