

文章编号: 1000-8055(2007)08-1391-05

# 基于 RBF 网络辨识的涡扇发动机双变量神经网络 PID 解耦控制

杨 华, 郭迎清

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

**摘 要:** 根据神经网络与 PID 算法相结合的思想, 针对涡扇发动机双变量控制中变量之间的耦合问题, 提出基于径向基函数神经网络(RBF) 辨识的发动机双变量神经网络 PID 解耦控制, 并给出控制系统的控制结构及原理. 仿真结果表明, 该方法控制精度高、跟踪性能强、鲁棒性良好, 能够有效地减小各回路之间的耦合影响, 并保证控制系统具有良好的稳态和动态性能, 适合航空发动机控制.

**关 键 词:** 航空、航天推进系统; 涡扇发动机; 双变量控制; 径向基函数神经网络(RBF); 解耦

中图分类号: V211.4

文献标识码: A

## Double variable PID decoupling control of turbofan engine based on RBF neural network identification

YANG Hua, GUO Ying qing

(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

**Abstract:** According to the concept of combining the neural network and PID in solving the problem of coupling in turbofan engine double variable control system, double variable PID decoupling control method for turbofan engine based on RBF neural network identification was presented in this paper. The structure of engine decoupling control system, as well as its decoupling principle was given. Simulation of the control system was performed and excellent tracking performance and robustness were obtained. The simulation results show that the method can effectively reduce the coupling influence of each control loop and assure satisfactory transient performance, thus it is suitable for the aero-engine control.

**Key words:** aerospace propulsion system; turbofan engine control; double variable control; radial basis function(RBF) neural network; decoupling

航空发动机控制系统是一个典型的复杂的多变量控制系统, 各变量和回路之间的耦合影响会破坏控制系统的动态性能和稳态性能, 所以消除变量之间的耦合是控制系统设计的任务之一. 近年来, 神经网络在非线性系统解耦控制中的应用研究已取得了许多成果<sup>[1-2]</sup>, 并且把神经网络用于

发动机解耦控制也已有大量的研究<sup>[3-9]</sup>. 文献<sup>[5]</sup>中的航空发动机多变量自适应神经网络 PID 控制方法, 采用共轭梯度法对 BP 网络进行了一定的改进; 文献<sup>[6]</sup>亦采用 BP 神经网络拟合飞行条件、发动机工况与发动机最优控制器参数之间的关系, 从而设计适合于全飞行包线范围内发动机最优稳态控制器. 而本文采用基于 RBF 网络辨识的

收稿日期: 2006-07-24; 修订日期: 2006-10-07

作者简介: 杨华(1981-)女, 河北定州人, 硕士生, 主要从事航空发动机控制方面的研究.

方法设计涡扇发动机的双变量神经网络 PID 控制器, 因为 RBF 网络是近来研究较多的一种前向神经网络, 和 BP 等其它前向网络相比, 这种网络具有结构简单, 全局逼近能力强, 训练方法快速易行的优点, 并且该网络在预测、信号处理及模式识别等很多领域都得到了广泛的应用. 仿真结果表明本文设计的控制器跟踪性能强、鲁棒性良好, 能够有效地减小各回路之间的耦合影响.

# 1 基于 RBF 网络辨识的发动机双变量神经网络 PID 控制结构及方法

选取某型涡扇发动机的低压、高压转子转速  $n_1$ 、 $n_h$  为状态变量, 低压转子转速  $n_1$ 、涡轮落压比  $p_{36}$  为输出变量, 燃烧室供油量  $m_f$ 、尾喷口面积  $A_8$  为控制变量, 则对应的发动机归一化小偏离状态空间模型为

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu \\ y = Cx + Du \end{cases} \quad (1)$$

其中,  $x = [n_1 \quad n_h]^T$  为状态向量,  $u = [m_f \quad A_8]^T$  为输入向量,  $y = [n_1 \quad p_{36}]^T$  为输出向量.

图 1 为基于 RBF 网络辨识的涡扇发动机双变量神经网络 PID 控制系统原理图. 在此控制系统中, 两个通道的结构相同, 均包含神经网络 PID 控制器(NNPID)和神经网络辨识器(NNI)两部分. 辨识网络采用 RBF 网络在线辨识, 并回馈相应的灵敏度信息; 神经网络 PID 控制器根据辨识网络提供的灵敏度信息自适应调整网络的输出, 同时实现控制器参数的自整定. 通过辨识网络和控制网络的共同作用, 实现对指定回路的跟踪和解耦控制.

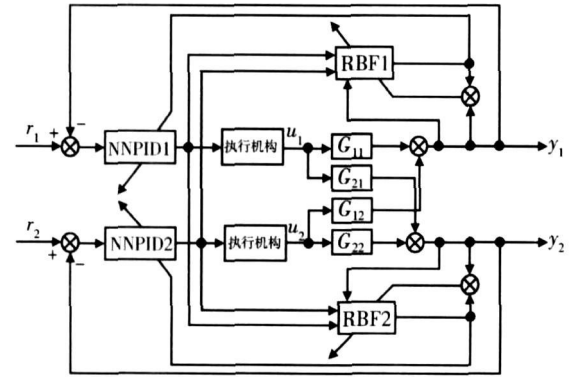


图 1 基于 RBF 网络辨识的涡扇发动机控制系统结构图

Fig. 1 Structure of turbofan engine control based on RBF neural network identification

图中,  $r_1$  代表低压转子的期望转速  $n_{1r}$ ,  $r_2$  代表涡轮落压比的期望值  $p_{36r}$ ,  $u_1$  代表主燃油  $m_f$  的变化量,  $u_2$  代表尾喷管面积  $A_8$  的变化量,  $y_1$  代表低压转子转速实际输出  $n_1$ ,  $y_2$  代表涡轮落压比的实际输出  $p_{36}$ ,  $G_{11}$ ,  $G_{12}$ ,  $G_{21}$ ,  $G_{22}$  为发动机模型的传递函数.

每个通道的控制网络均采用 3-1 网络, 输入信号为系统偏差、偏差的积分和微分, 网络的权重值对应于比例、积分、微分三个系数. 辨识网络均为三层 RBF 网络, 每个 RBF 网络的结构是根据被控对象的形式和多次的仿真实验来确定的, 本文确定的每个辨识网络的结构为 5-8-1 网络.

下面介绍辨识网络的输入变量选择及控制器的算法, 以通道 1 为例进行说明. RBF 网络采用高斯基函数, 网络输入量的选择, 以文献[8]中选择网络输入的方法作为参考, 确定本文辨识网络输入  $X_1 = [u_1(k), u_1(k-1), u_2(k), y_1(k), y_1(k-1)]^T$ , 被控对象 Jacobian 信息(即为对象的输出对控制输入的灵敏度信息  $\partial y / \partial u$ )的辨识算法和具体的控制算法实现参考文献[10], 通道 2 的辨识网络输入和具体算法与通道 1 类似. 两个通道都有各自辨识器和控制器的性能指标, 各通道按照自己性能指标的要求完成对发动机的控制. 由于性能指标中包含了各通道的输出必须实时跟踪其给定的期望值的要求, 因此最终能够使得整个控制系统具有较好的解耦性能.

## 2 仿真示例

以地面状态下(高度  $H = 0$  km、马赫数  $Ma = 0$ )为例, 发动机双变量归一化状态空间模型具体如下:

$$\begin{cases} \dot{x} = \begin{bmatrix} -2 & 250 & -0.722 \\ -0.870 & -1.423 \end{bmatrix} x + \begin{bmatrix} 0.780 & 0.602 \\ 0.532 & 0.416 \end{bmatrix} u \\ y = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ -3.743 & 6.826 \end{bmatrix} x + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ -0.088 & 0.5038 \end{bmatrix} u \end{cases} \quad (2)$$

将两个通道的执行机构分别考虑为两个惯性环节, 传递函数为

$$G_1 = \frac{1}{0.1s + 1} \quad (3)$$

$$G_2 = \frac{1}{0.3s + 1} \quad (4)$$

为了得到比较合适的网络权值、节点中心和基宽参数初值, 可以先对辨识网络进行离线训练, 以提高控制系统的辨识精度. 下面对控制系统的

跟踪性能、解耦性能和鲁棒性能进行仿真研究。

2 1 系统的跟踪性能与解耦性能分析

图 2 和图 3 分别给出了低压转子转速和涡轮落压比发生阶跃变化时, 发动机控制系统的仿真结果, 图 (a) 为系统输出变化和控制量变化的曲线, 图 (b) 为 RBF 辨识网络的 Jacobian 辨识信息。由图可以看出, 控制系统在两种阶跃输入情况下均响应迅速, 几乎不存在稳态误差, 且两个回路之间的耦合影响基本上得到了消除, 满足发动机的控制和解耦要求。

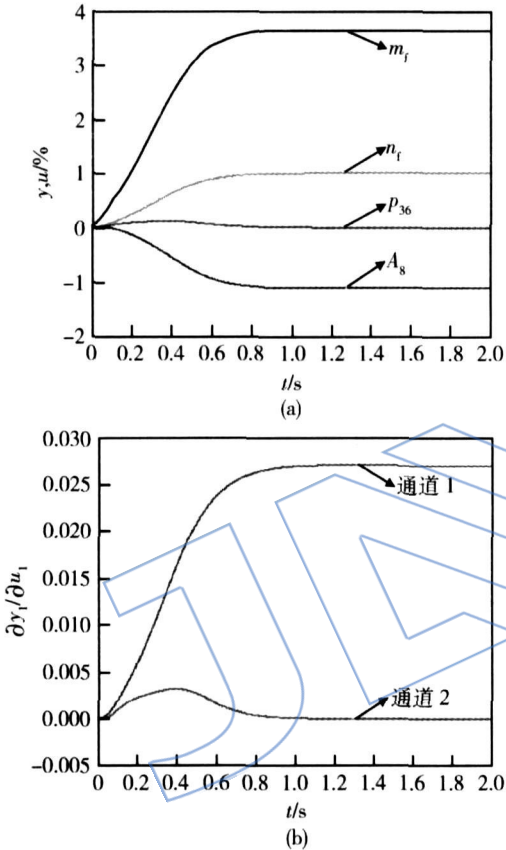


图 2  $\Delta n_v = 1\%$ ,  $\Delta p_{36r} = 0$  时的仿真结果  
Fig. 2 Simulation result when  $\Delta n_v = 1\%$ ,  $\Delta p_{36r} = 0$

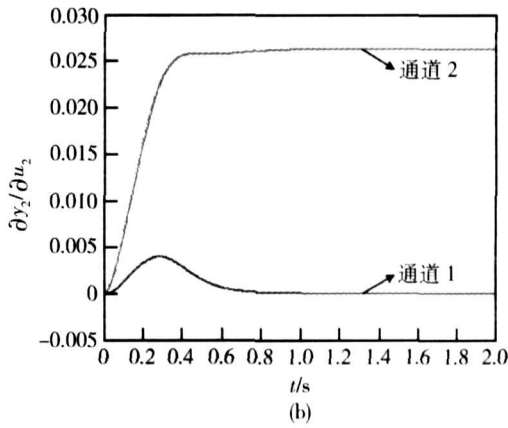
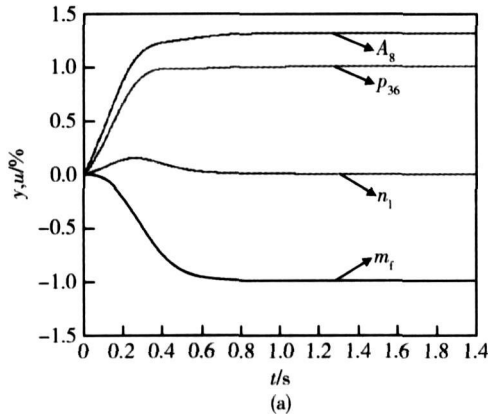


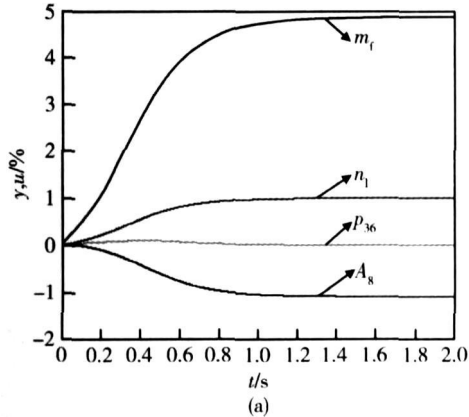
图 3  $\Delta n_v = 0$ ,  $\Delta p_{36r} = 1\%$  时的仿真结果  
Fig. 3 Simulation result when  $\Delta n_v = 0$ ,  $\Delta p_{36r} = 1\%$

2 2 控制系统对模型不确定性因素的鲁棒性能分析

发动机工作在一个宽广的飞行包线内, 工况差别很大, 气动热力过程多变, 是一个复杂的强时变非线性系统, 得到的线性模型只是一种近似, 因此要求控制系统对模型有一定的鲁棒性。为此, 我们需要考察控制系统对模型不确定性的鲁棒性。

(1) 将发动机线性模型中系数矩阵  $A$  的对应元素都变化 10%, 然后利用控制器进行控制仿真, 每个通路参考输入端分别输入单位阶跃信号, 其输出变化和控制量变化的仿真曲线如图 4 所示, 图 (a) 为低压转子参考输入端输入单位阶跃响应的仿真结果, 图 (b) 为涡轮落压比参考输入端单位阶跃响应的仿真结果。从图中可以看出, 当模型参数摄动 10% 时, 控制系统的响应时间仍然很快, 无稳态误差, 且基本上满足解耦的要求。

(2) 当飞行条件在较大范围内变化时, 利用上述在地面状态下 ( $H = 0\text{ km}$ ,  $Ma = 0$ ) 设计的控制器实现对其余点的控制, 以  $H = 5\text{ km}$ ,  $Ma = 0.8$  时为例进行说明, 对各通路参考输入端的单位阶跃响应仿真结果如图 5 所示, 同样, 图 (a) 为低压



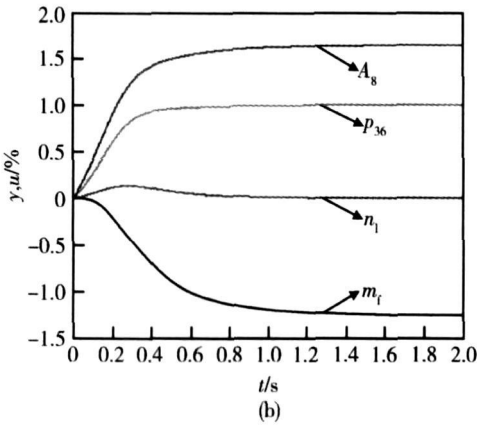


图 4 模型参数扰动 10% 时的响应曲线

Fig. 4 Response of model parameter changed 10%

转子转速参考输入端单位阶跃响应曲线图, 图 (b) 为涡轮落压比参考输入端单位阶跃响应曲线图. 由图可见, 控制器的控制效果仍然比较好, 阶跃响应调节时间短均不超过 1.5 s, 没有稳态误差, 且能有效降低各分系统间的耦合作用.

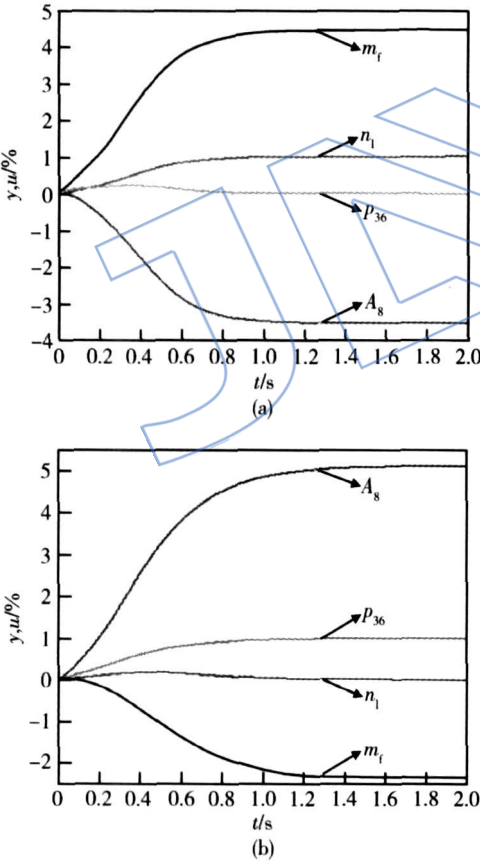


图 5  $H = 5\text{ km}$ 、 $Ma = 0.8$  时的仿真结果

Fig. 5 Simulation result at  $H = 5\text{ km}$ 、 $Ma = 0.8$

以上仿真结果表明, 当模型参数发生较大变化时, 控制系统不但保持了稳定性, 且具有较好的性能, 从而验证了控制系统具有良好的稳定鲁棒

性和性能鲁棒性.

3 结 论

(1) RBF 神经网络具有很强的非线性映射和自学习功能, 本文提出的基于 RBF 网络辨识的航空发动机双变量神经网络 PID 控制, 仿真结果表明, 此法设计的涡扇发动机控制系统, 动态响应迅速、能够有效降低变量之间的耦合影响, 且对模型不确定性具有较强的鲁棒性, 符合涡扇发动机控制系统设计要求.

(2) RBF 神经网络用于涡扇发动机的辨识, 其结构简单, 学习时间短, 辨识精度高; 控制网络采用 PID 算法, 且三个参数可以自适应调整, 其物理概念清晰, 易于实现.

参考文献:

[1] Narendra K S, Neural networks for control theory and practice[J]. IEEE, 1996, 84( 10): 1385-1406.

[2] Rokhsaz K, Steck J E, Shue S P, Longitudinal flight control decoupling using artificial neural network[ R]. AIAA- 94-0274, 1994.

[3] KrishnaKumar K, Kulkarni N, Inverse adaptive neuro control of a turbo fan engine[ R]. AIAA-99-3994, 1999.

[4] 黄金泉, 蔡红武, 孙健国. 航空发动机多变量三层神经网络控制[ J]. 航空动力学报, 1999, 14( 2): 191-194

HUANG Jinquan, CAI Hongwu, SUN Jianguo, Multivariable control for aeroengine with 3-layer neural network[ J]. Journal of Aerospace Power, 1999, 14( 2): 191-194

[5] 蒋衍君, 黄金泉. 航空发动机自适应神经网络 PID 控制[ J]. 航空动力学报, 2000, 15( 3): 334-336

JIANG Yanjun, HUANG Jinquan, Adaptive neural network PID control for an aeroengine[ J]. Journal of Aerospace Power, 2000, 15( 3): 334-336

[6] 郭迎清, 章泓, 杨云波, 等. 利用神经网络设计航空发动机全包线最优控制器[ J]. 航空动力学报, 2000, 15( 3): 331-333

GUO Yingqing, ZHANG Hong, YANG Yunbo, et al. The design of aeror engine optimal controller suitable for all flight envelope with neural network approximator[ J]. Journal of Aerospace Power, 2000, 15( 3): 331-333

[7] 蒋陵平, 左渝钰, 傅强. 航空发动机模糊神经网络控制研究[ J]. 微计算机信息(测控自动化), 2005, 21( 12 1): 74-75.

JIANG Lingping, ZUO Yuyu, FU Qiang, Study on Fuzzy Neural Networks Control of Aeror engine[ J]. Control and Automation, 2005, 21( 12 1): 74-75.

[8] 刘建勋, 李应红, 陈永刚, 等. 航空发动机递归神经网络分路式解耦控制[ J]. 航空动力学报, 2005, 20( 2): 287-292

LIU Jianxun, LI Yinghong, CHEN Yonggang, et al. Aeror engine separate decoupling control based on recursive neural networks[ J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20( 2): 287-292

[ 9]  刘延峰, 郭迎清. 基于新型神经网络的航空发动机多变量控制[J]. 航空发动机, 2005, 31( 1): 34- 36

LIU Yanfeng, GUO Yingqing. Aircraft engine double variable controller based on a new neural network [ J]. Aero engine, 2005, 31( 1): 34- 36

[ 10]  刘金琨. 先进 PID 控制 MATLAB 仿真[ M ]. 2 版. 北京: 电子工业出版社, 2004: 171- 172.

第二届喷气推进与动力工程国际会议( 2nd ISJPPE) 征稿

会议简介

第二届喷气推进与动力工程国际会议( 2nd ISJPPE) 由中国北京航空航天大学( BUAA) 和德国亚琛工业大学( RWTH Aachen University) 联合主办, 其主要目的是总结或回顾近年来喷气推进与动力工程领域取得的主要进展, 促进领域内学者和专家之间广泛交流, 使之成为国内外科技人员激情创新、合作奋进的舞台。会议交流使用的正式语言为“英语”。

会议交流主题:

- 吸气式发动机及其进排气系统, 内流气动热力学
  - 结构动力学, 故障诊断, 可靠性与维修性
  - 气动声学与降噪
  - 多相流, 化学反应流与燃烧
  - 其它与喷气推进与动力工程相关内容
- 传热与传质, 发动机冷却及热防护
  - 叶轮机械及微叶轮机械研究
  - 非定常流, 旋涡运动与湍流
  - 高温材料与涂层

通知内容:

- ( 1) 第二届喷气推进与动力工程国际会议专用网址( <http://WWW.ISJPPE.ORG/>) 已正式开通, 有关本次会议的开会通知、论文格式要求、稿件处理流程、会议日程安排、航班信息等都将通过该网址发布。
- ( 2) 本次会议的英文摘要和会议回执提交为日期 2007 年 9 月 30 日前, 英文摘要录取通知发出日期 2007 年 10 月 31 日前。请本领域内专家、学者尽快提交英文摘要和会议回执, 以便顺利参会。
- ( 3) 组委会收到英文摘要和会议回执后, 将尽快与论文作者联系, 并提供英文论文写作的格式要求。英文全文收到后, 将由组委会提交本次会议的科学委员会委员进行函审, 评选出优秀论文。本次会议评选出的优秀论文, 在征得论文作者同意的前提下, 将推荐到《航空动力学报》( EI 核心检索收录刊) 正式发表。
- ( 4) 英文摘要和会议回执格式附后。

有关截止日期和开会日期:

- 英文摘要和会议回执提交日期:

2007 年 9 月 30 日前
- 英文预审稿全文递交截止日期:

2007 年 12 月 31 日前
- 英文全文递交截止日期:

2008 年 5 月 31 日前
- 会议代表注册日期:

2008 年 9 月 22 日
- 会议注册地点:

中国桂林
- 正式会议举办时间:

DW2008 年 9 月 23 日- 25 日

征文寄送

地址: 北京航空航天大学能源与动力工程学院

详细地址: 北京市海淀区学院路 37 号      邮政编码: 100083

联系人: 马宏伟教授, 彭榕博士

Tel: 86-10-82317413    86-10-82317403

Fax: 86-10-82317432

E-mail: mahw2006@163.com      pengrong@buaa.edu.cn

第二届喷气推进与动力工程国际会议( 2nd ISJPPE) 组织委员会  
北京航空航天大学能源与动力工程学院