

能源与动力学院

021~022 系

目录

序号	姓名	职称	单位	论文题目	刊物、会议名称	年、卷、期	类别
1	叶志锋	正高	021	基于试车数据的发动机神经网络模型	南京航空航天大学学报	2007. 39. 1	
2	杨开全 叶志锋	硕士生 正高	021 021	基于ARM微控制器的FPGA配置及应用	测控技术	2007. 26. 7	
3	周文祥 黄金泉	中级 正高	021 021	涡扇发动机高空起动模型研究	航空动力学报	2007. 22. 8	
4	周文祥 黄金泉 窦建平 沈峰	中级 正高 硕士生 硕士生	021 021 021 021	面向对象的涡扇发动机及控制系统仿真平台	航空动力学报	2007. 22. 1	
5	夏飞 黄金泉 周文祥	硕士生 正高 中级	021 021 021	基于MATLAB/SIMULINK的航空发动机建模与仿真研究	航空动力学报	2007. 22. 12	
6	李涛 黄金泉	硕士生 正高	021 021	一种基于ACE/TAO的航空发动机分布式仿真方法	系统仿真学报	2007. 19. 1	
7	沈峰 黄金泉	硕士生 正高	021 021	面向对象的航空发动机控制系统仿真	航空发动机	2007. 33. 1	
8	包睿 黄金泉	硕士生 正高	021 021	航空发动机反神经网络自适应控制方法	航空发动机	2007. 33. 4	
9	张海波 孙健国 孙丰诚	中级 正高 博士生	021 021 021	非线性反演控制律在航空发动机多变量控制中的应用	航空动力学报	2007. 22. 7	
10	姚文荣 孙健国	博士生 正高	021 021	基于变旋翼转速的涡轴发动机优化控制	航空动力学报	2007. 22. 9	
11	姚文荣 孙健国	博士生 正高	021 021	基于在线可变导叶角的涡轴发动机优化控制	航空动力学报	2007. 22. 11	
12	李小彪 徐凌志 李俊萍 李锋	博士生 副高 中级 正高	021 31所 31所 北航	涡扇发动机二元喷管模型吹风对比试验	推进技术	2007. 28. 3	
13	姚华 鲍亮亮 孙健国	博士生 硕士生 正高	021 021 021	基于神经网络的航空发动机全包线PID控制	南京航空航天大学学报	2007. 39. 2	
14	李胜泉 杨征山 孙健国	博士生 副高 正高	021 614所 021	基于内模原理的涡轴发动机状态反馈控制方法	航空动力学报	2007. 22. 5	
15	李胜泉 杨征山 张基钢 孙健国	博士生 副高 中级 正高	021 614所 614所 021	转速速率闭环的涡轴发动机起动过程自适应控制	南京航空航天大学学报	2007. 39. 3	
16	江澄 彭立志 孙健国	博士生 副高 正高	021 614所 021	航空发动机数控系统中LVDT传感器信号处理及在线故障检测	航空动力学报	2007. 22. 8	
17	孙丰诚 孙健国 张海波	博士生 正高 中级	021 021 021	量子遗传算法在航空发动机PID控制中的应用	推进技术	2007. 28. 3	
18	姚华 袁鸯 鲍亮亮 孙健国	博士生 硕士生 硕士生 正高	021 021 021 021	航空发动机神经网络自学习PID控制	推进技术	2007. 28. 3	

目录

序号	姓名	职称	单位	论文题目	刊物、会议名称	年、卷、期	类别
19	严后选 孙健国 张天宏	博士生 正高 正高	021 021 021	航空发动机转子遥测系统旋转电源变换器	南京航空航天大学学报	2007. 39. 3	
20	严后选 张天宏 孙健国	博士生 正高 正高	021 021 021	航空发动机转子参数遥测中的FIR编解码器设计	航空动力学报	2007. 22. 3	
21	张天宏 王继业	正高 硕士生	021 021	微型涡轮发动机快速原型控制系统	航空动力学报	2007. 22. 2	
22	张天宏 李秋华	正高 硕士生	021 021	微型涡喷发动机自适应控制实验研究	航空动力学报	2007. 22. 3	
23	刘源 黄向华 张天宏	硕士生 正高 正高	021 021 021	厘米级微型涡轮喷气发动机关键控制技术研究	航空动力学报	2007. 22. 3	
24	赵世荣 黄向华 张天宏	硕士生 正高 正高	021 021 021	基于嵌入式实时操作系统PICos18的多用途智能转速表的研制	测控技术	2007. 26. 1	
25	蒋春明 阮米庆	硕士生 副高	022 022	汽车机械式变速器多目标可靠性优化设计	汽车工程	2007. 29. 12	
26	郭勇民 阮米庆	硕士生 副高	022 022	虚拟样机技术在悬架性能分析优化中的应用	机械设计与制造	2007. 11	
27	张宏涛 阮米庆	硕士生 副高	022 022	两级扭杆弹簧的结构设计与计算	轻型汽车技术	2007. 2	
28	李舜酩 郑兆昌	正高 正高	022 清华	The Probability Density Function Method for Blind Source Separation and the Use in Adaptive Identification for Weak Vibration Signal on Automobile	Advances in Vibration Engineering	2007. 6. 1	
29	李舜酩 杨涛	正高 硕士生	022 021	基于峭度的转子振动信号盲分离	应用力学学报	2007. 24. 4	
30	李舜酩 楚向磊	正高 硕士生	022 021	Research on Fault Fuzzy Clustering Method for Reducing False Alarm by New Three States Demarcation	The 4th International Conference on Fuzzy Systems and Knowledge Discovery	2007. 8	
31	李舜酩 王善坡	正高 副高	022 中国重汽	Blind Source Separation on Complicated Vibration Signal of Power Distribute Box According to Higher-Order Cumulant Method	14 Asia Pacific Automotive Engineering Conference (APAC-14)	2007. 8	
32	廖庆斌 李舜酩 覃小攀	博士生 正高 硕士生	022 022 吉林大学	车辆振动信号的特征提取方法比较	吉林大学学报 (工学版)	2007. 37. 4	
33	廖庆斌 李舜酩	博士生 正高	022 022	统计能量分析中的响应统计估计及其研究进展	力学进展	2007. 37. 3	
34	廖庆斌 李舜酩 辛江慧	博士生 正高 博士生	022 022 022	时序多相关-经验模式分解方法及其对车辆振动信号的分析	南京航空航天大学学报	2007. 39. 4	

目录

序号	姓名	职称	单位	论文题目	刊物、会议名称	年、卷、期	类别
35	廖庆斌 李舜酩	博士生 正高	022 022	Statistical Response Prediction of Vehicle Based on Statistical Energy Analysis	14 Asia Pacific Automotive Engineering Conference (APAC-14)	2007. 8	
36	辛江慧 李舜酩	博士生 正高	022 022	Application of Fuzzy Neural Networks in the Intelligent Mobile Vehicle's Steering Control	14 Asia Pacific Automotive Engineering Conference (APAC-14)	2007. 8	
37	辛江慧 李舜酩 廖庆斌 占日新	博士生 正高 博士生 硕士生	022 022 022 022	The Application of Fuzzy Logic in Exploration Vehicle	The 4th International Conference on Fuzzy Systems and Knowledge Discovery	2007. 8	
38	尚伟燕 李舜酩	博士生 正高	022 022	Structure Designing and Dynamic Model Establishing for Travel Mechanism of Six Leg-wheels Lunar Rover	14 Asia Pacific Automotive Engineering Conference (APAC-14)	2007. 8	
39	梁阮 李舜酩	硕士生 正高	022 022	某重型燃气轮机放气活门及排气管路的改进设计	航空发动机	2007. 33. 2	
40	康保利 赵又群	硕士生 正高	022 022	车辆传动系性能评价与方案优化	农业装备与车辆工程	2007. 9	
41	尹浩 赵又群 徐培民 吴杰	博士生 正高 正高 博士后	022 022 安徽工业大学 022	非线性高速汽车操纵逆动力学建模与仿真	农业机械学报	2007. 38. 9	
42	张丽霞 赵又群 吴杰 尹浩	博士生 正高 博士后 博士生	022 022 022 022	基于RBF神经网络识别路面谱的新方法	公路交通科技	2007. 24. 6	
43	张丽霞 赵又群	博士生 正高	022 022	汽车操纵逆动力学输入识别研究	华南理工大学学报	2007. 35. 6	
44	张丽霞 赵又群 吴杰	博士生 正高 博士后	022 022 022	基于最优控制的汽车操纵逆动力学的研究	中国机械工程	2007. 18. 16	
45	张丽霞 赵又群 宋桂霞 吴杰	博士生 正高 博士生 博士后	022 022 022 022	汽车最速操纵问题的逆动力学研究	中国机械工程	2007. 18. 21	
46	张奇 赵又群	硕士生 正高	022 022	高速轿车车身前部外流数值模拟	中国机械工程	2007. 18. 8	
47	张丽霞 赵又群 徐培民 吴杰	博士生 正高 正高 博士后	022 022 安徽工业大学 022	路面功率谱密度识别的仿真	农业机械学报	2007. 38. 5	
48	尹浩 赵又群 吴杰	博士生 正高 博士后	022 022 022	基于汽车操纵逆问题的蛇行试验分析研究	机械科学与技术	2007. 26. 12	

目录

序号	姓名	职称	单位	论文题目	刊物、会议名称	年、卷、期	类别
49	王乐 赵义群 虞明	硕士生 正高 副高	022 022 总装汽车 试验场	基于GPS的汽车操纵稳定性试验研究	农业机械学报	2007. 38. 12	
50	翁建生	副高	022	Robust Optimization Design of the Power-train Mounting System of the Light Truck	SAE 2007 World Congress	2007. 4	
51	金智林 翁建生 胡海岩	博士生 副高 正高	022 022 013	Rollover stability of a vehicle during critical driving manoeuvres	Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part D:Journal of Automobile Engineering	2007. 221. 9	
52	金智林 翁建生 胡海岩	博士生 副高 正高	022 022 013	汽车侧翻预警及防侧翻控制	动力学与控制学报	2007. 5. 4	
53	金智林 翁建生 胡海岩	博士生 副高 正高	022 022 013	汽车侧翻及稳定性分析	机械科学与技术	2007. 26. 3	
54	邵金菊 魏民祥 温卫东	博士生 正高 正高	022 022 021	基于LMI活塞式发动机恒转速H ∞ 动态输出反馈控制	航空动力学报	2007. 22. 7	

基于试车数据的发动机神经网络模型

叶志锋¹ 杨固东¹ 苏伟生^{1,2}

(1. 南京航空航天大学能源与动力学院, 南京, 210016; 2. 中国航空动力控制系统研究所, 无锡, 214063)

摘要: 利用人工神经网络对某型航空发动机在全飞行包线内的稳态、动态特性(非加力状态)进行建模, 网络的训练样本来自该发动机在高空试车台的试车数据。模型的输入量包括燃油流量、喷口面积、高度及马赫数, 输出量则包括高、低压转子的转速及各截面的温度和压力。计算表明, 当具有足够的训练样本时, 神经网络模型不仅在整个飞行包线内具有较高的稳态、动态精度, 而且具有较好的实时性。

关键词: 发动机; 神经网络; 模型; 试车数据

中图分类号: V 233. 7; TP183

文献标识码: A

文章编号: 1005-2615(2007)01-0026-04

Neural Network Model of Aeroengine Based on Experimental Data

Ye Zhifeng¹, Yang Gudong¹, Su Weisheng^{1,2}

(1. College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China; 2. China Aviation Motor Control System Institute, Wuxi, 214063, China)

Abstract: A neural network model of an aeroengine is established based on experimental data, and steady and transient characteristics of the engine can be simulated. The model inputs include the fuel flow, the nozzle area, the altitude and Mach number, and model outputs include the rotor speed, the temperature and the air pressure. Computational results show that the neural network model can satisfy the accuracy on whole flight envelope as long as the network is trained by sufficient samples.

Key words: aeroengine; neural network; model; experimental data

引言

现代航空发动机数控系统一般都带有机载实时发动机模型, 以便构成状态监控和解析冗余度控制。同时数控系统在研制过程中也离不开发动机模型。因此发动机建模一直是发动机控制领域的重要研究方向之一。传统的基于部件特性的发动机建模方法, 由于包含复杂的热力和气动方程及众多不确定参数, 导致建模过程在有精度要求的情况下, 计算变得极其复杂, 不仅影响实时性, 而且在飞行包线内的某些区域可能存在迭代不收敛等情况。而建立在状态变量之上的线性模型, 通常难以获得满意的精度。自从人们认识到利用人工神经网络可逼近任意非线性函数, 就开始在发动机数据处理及建模中引入人工神经网络^[1-2]。随着神经网络自身构建的不断发展和对

发动机建模要求的不断提高, 为了解决不同的问题, 引入了不同的网络构建, 比如利用自联想神经网络的容错功能来提高发动机测量参数的精度^[3], 用RBF局部逼近网络对发动机局部过程建立模型^[4-5]。本文试图把发动机看成一个黑箱, 以该发动机在高空试车台上的大量的试车数据为样本, 建立发动机的神经网络模型, 从而解决传统建模方法存在的问题。RBF网络有收敛速度快等优点, 但相对于BP神经网络, RBF网络解决同等问题时其隐含层神经元数量是后者的数倍, 且泛化能力较差。考虑到这些因素, 本文使用带延迟反馈的BP神经网络构建方法, 建立了全飞行包线内的发动机在非加力状态下的稳态、动态一体化模型。

收稿日期: 2006-04-24; 修订日期: 2006-09-18

作者简介: 叶志锋, 男, 教授, 1962年12月生, E-mail: yzf@nuaa.edu.cn



1 模型结构

1.1 网络结构

航空发动机在非加力状态下,反映发动机工作状态的主要参数有:低压转子相对转速 n_{pcn1} , 高压转子相对转速 n_{pcnh} , 发动机进口压力 p_1 , 压气机出口压力 p_2 , 涡轮后压力 p_4 , 发动机进口温度 t_1 , 涡轮后温度 t_4 等;而决定发动机工作状态的参数有:高度 h , 马赫数 Ma , 供油量 w_f , 喷嘴截面直径 d_9 等。那么建立模型的目的是根据 h, Ma, d_9, w_f 等参数计算其他参数 (n_{pcn1}, n_{pcnh}, p_1 等), 包括稳态及动态变化过程。

现代数学已经证明,三层网络即可映射任意非线性关系。考虑到航空发动机的强烈非线性,并经试算表明,隐层取 30 个神经元是较佳的选择^[6-7],此时足以保证非线性模型的精度。

把发动机看成一个二自由度的二阶动力学系统,发动机神经网络模型输入参数应包括:

$$P = f[w_f(k), d_9(k), h(k), Ma(k), n_{pcn1}(k-1), n_{pcn1}(k-2), n_{pcnh}(k-1), n_{pcnh}(k-2)]^T \quad (1)$$

输出参数选择前述 7 个主要参数,即

$$T = [n_{pcn1}(k), n_{pcnh}(k), p_1(k), p_2(k), p_4(k), t_1(k), t_4(k)]^T \quad (2)$$

在构造动态网络时,把发动机自由变量 n_{pcn1}, n_{pcnh} 分别延迟两个采样周期,目的是在动态计算过程中用输入参数的当前值及自由变量的前一、二采样时刻的值计算出输出参数的当前值。由此循环,最后能计算出各参数随时间变化的动态过程。所以在网络的输入端引入输出端 n_{pcn1} 的 $(k-1)$ 时刻延迟态 n_{pcn11} , $(k-2)$ 时间延迟态 n_{pcn12} 和 n_{pcnh} 的 $(k-1)$ 时刻延迟态 n_{pcnh1} , $(k-2)$ 时刻延迟态 n_{pcnh2} , 网络结构为 8-30-7 (见图 1)。

由于发动机参数间的绝对数值相差很大,直接训练会让模型收敛非常困难且计算误差增大,所以在网络的输入、输出端进行了数据的归一化处理。

1.2 响应函数的选取

除第一层神经元用作输入外,第二层神经元响应函数选取 $\tan \text{sig}$, 第三层神经元响应函数选取纯线性函数 purelin , 文献[7]对响应函数的选取有很好的说明。

1.3 训练样本

该发动机具有大量的高空台试车数据,包括不同高度、不同马赫数下的稳态、动态试车数据。从中选择出反映发动机典型性能的数据作为样本用于训练网络。动态数据的采样时间为 0.16 s。所有数

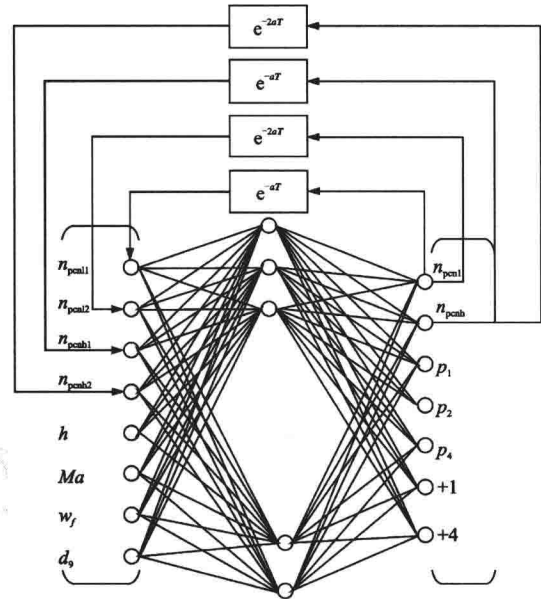


图1 神经网络模型结构图

据经过归一化处理,用于训练如图1所示神经网络。在数据训练的初始阶段,加一数组向量用于对稳态和动态数据的标定与区分,但并不参加训练。稳态数据参加训练时,不存在时间延迟, $n_{pcn11}, n_{pcn12}, n_{pcnh1}, n_{pcnh2}$ 分别为稳态的 n_{pcn1}, n_{pcnh} 。而动态数据参加训练时,输入端 $n_{pcn11}, n_{pcn12}, n_{pcnh1}, n_{pcnh2}$ 分别为 n_{pcn1}, n_{pcnh} 前两个采样时刻的值。

1.4 训练方法的选取

建立该发动机模型是一类非线性回归问题,在 MATLAB 语言中,对于这类含有 30 个隐层神经元和大量训练样本的模型,收敛速度最快的为 trainlm (Levenberg-marquardt), 同时 trainbfg (Quasi-Newton), traincgb (Polak-Ribière conjugate gradient) 算法收敛速度也较快,虽然随着网络神经元的增加 trainlm 的优势会降低,但网络精度提高的优势又会体现出来。所以对上述模型采用 trainlm 算法训练动态网络。

在 trainlm 中,斜率公式为

$$g = J^T e \quad (3)$$

式中 J (Jacobian) 矩阵可以用一种标准的 BP 方法计算出,它的初值包含了与网络权值、阈值有关的量。 e 是一个网络误差的向量。

然后 trainlm 算法用下列递推公式

$$X_{k+1} = X_k - [J^T J + \mu I]^{-1} J^T e \quad (4)$$

当标量 μ 是 0 时,这就是牛顿算法^[8]。当 μ 变大时,减小的步幅导致了斜率的减小。牛顿法的优势就是在误差很小时计算得快速准确,而 trainlm

的目的就是改进牛顿法,使其更快更准确。

2 训练结果

2.1 稳态输出比较

图2为发动机及神经网络模型的典型稳态输出比较,其中高度为11 km,马赫数为0.65, d_0 为53.2 cm,从图中可以看出,发动机与模型在高、低压转子转速及各截面压力和温度随燃油流量变化

关系上基本一致。发动机两个最重要的状态变量高、低压转子转速 n_{pnh} , n_{pnl} 的稳态精度在1%以上。在飞行包线的其余区域这一结论同样成立,限于篇幅,不再给出曲线。

2.2 动态输出比较

图3为发动机及神经网络模型的典型动态输出比较,其中高度为5 km,马赫数为0.65, d_0 为53.2 cm,从图中可以看出,发动机与模型在高、低

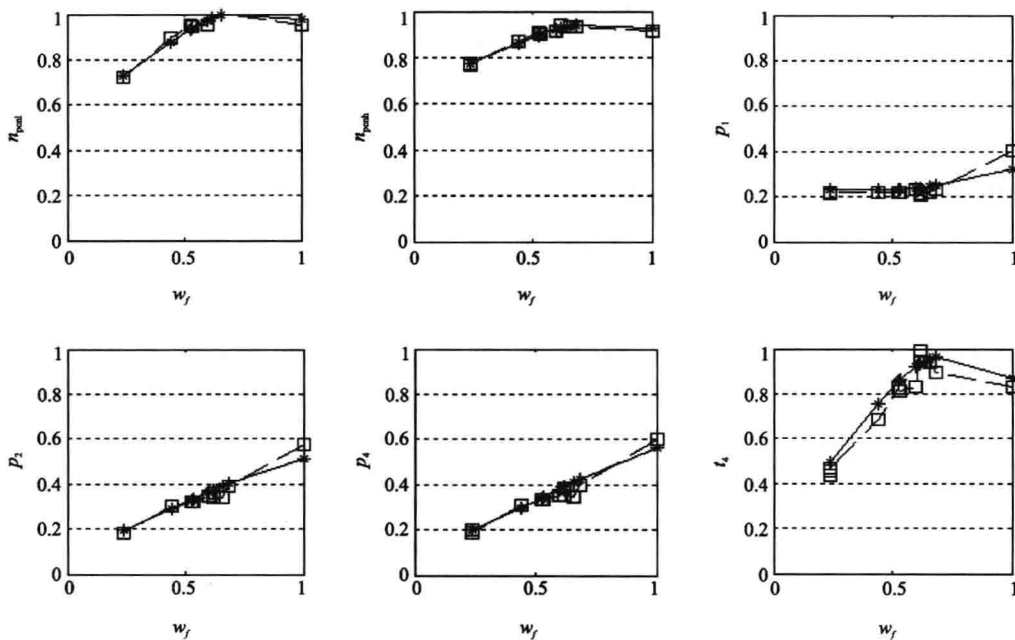


图2 发动机及模型的典型稳态输出比较(□为计算值, * 为试车值)

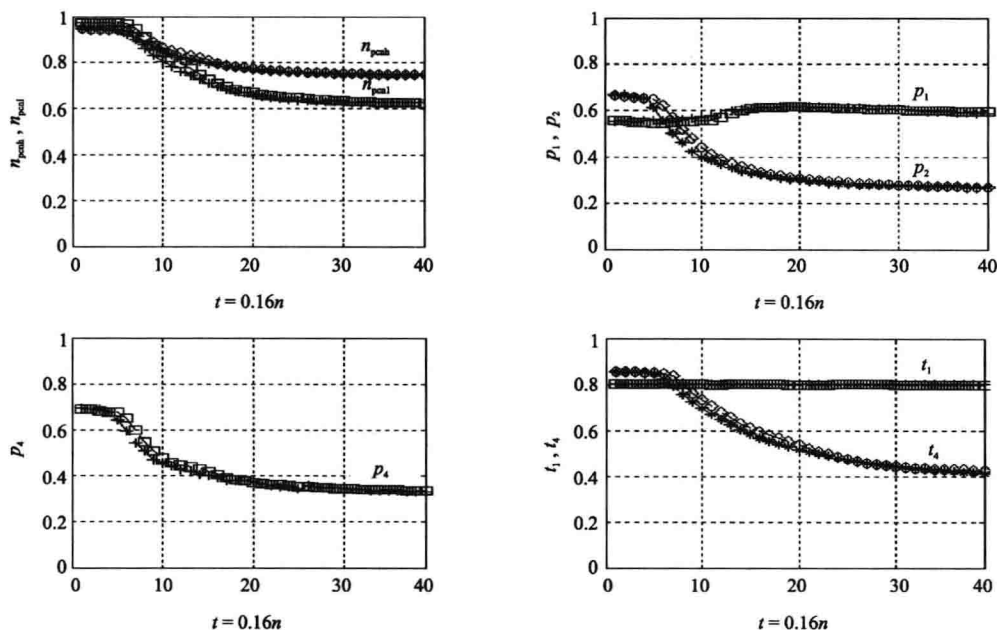


图3 发动机及模型的典型动态过程比较(□, ◇为计算值; +, * 为试车值)



压转子转速及各截面压力和温度随时间变量的变化关系上亦保持一致, 其中高、低压转子转速 n_{pmh} , n_{pml} 的动态精度在 4% 以上。而且由于神经网络的信息并行处理能力, 模型的计算速度高于实时性的要求。在飞行包线的其余区域以上结论亦同样成立。

2.3 对未包含在训练样本中的动态过程的比较

神经网络模型的训练样本是高空台试车数据

中的各种典型的稳态、动态数据, 但是训练后的模型可以对飞行包线内任何区域的稳态、动态过程进行计算。图 4 是对未包含在训练样本中的一个动态过程的计算结果, 其中高度为 11 km, 马赫数为 1.3, d_9 为 53.2 cm。发动机与模型在高、低压转子的转速、各截面压力及温度随时间变量的变化关系上仍然保持一致。这一结果也反映出 BP 神经网络的泛化能力。

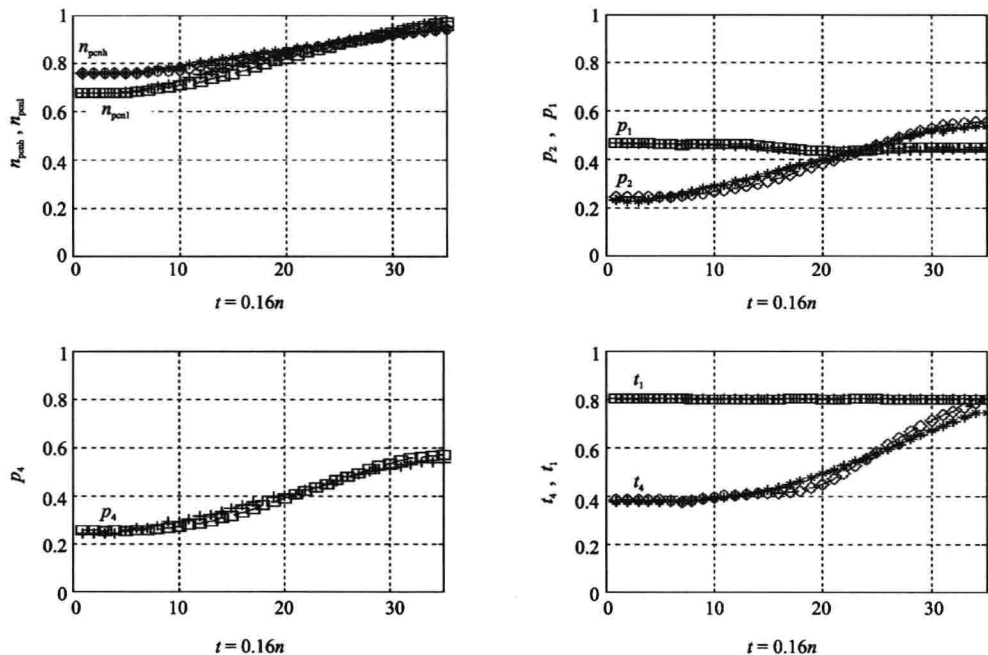


图 4 发动机及模型对未包含在训练样本中的动态过程比较(□, ◇为计算值; +, * 为试车值)

3 结束语

对于航空发动机这样复杂的强烈非线性动力学系统, 只要有足够的稳态、动态试车数据, 其全飞行包线内的特性是可以神经网络建模的。借助于神经网络的信息并行处理能力, 这种模型在实时性方面亦能够满足使用的要求。同时, 由于运算过程不再需要迭代, 因此也不存在迭代不收敛等问题。对于成熟的发动机, 其积累的试车数据通常能够满足模型训练的要求; 对于新研制的发动机, 模型的精度可以随着试车数据的积累而逐步提高。

参考文献:

[1] 魏东, 马瑞平, 张明廉, 等. 基于神经网络的自适应非线性控制及仿真[J]. 北京航空航天大学学报, 2004, 30(3): 217-221.

[2] 徐亮, 黄金泉. 适用于全包线的航空发动机 BP 网络模型的动态辨识[J]. 南京航空航天大学学报, 2001, 33(4): 334-337.

[3] 苏伟生, 叶志锋. 基于 AANN 的数字滤波技术[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2002, 15(4): 45-48.

[4] 姜涛, 李应红. 基于动态网络的发动机起动过程模型辨识[J]. 航空动力学报, 2002, 17(3): 381-384.

[5] 谢寿生, 樊思齐. 采用内积原理建立航空发动机神经网络辨识模型[J]. 1998, 19(1): 11-15.

[6] 高大文, 王鹏. 人工神经网络中隐层节点与训练次数的优化[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2003, 33(2): 207-209.

[7] Howard Demuth, Mark Beale and Martin Hagan. neural network design[R]. Oklahoma State University, ISBN 0-9717321-0-8, 1996.

[8] Battiti R. First and second order methods for learning: Between steepest descent and Newton's method[J]. Neural Computation, 1992, 4(2): 141-166.

基于 ARM 微控制器的 FPGA 配置及应用

杨开全, 叶志锋, 万 云

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘要:微控制器在某些工程应用中经常需要对 FPGA 进行灵活的配置, 采用常规的 EPROM 配置 FPGA 很难满足这一要求。提出一种基于 ARM 芯片的 FPGA 动态配置方案, 将 FPGA 的配置文件存储在 ARM 芯片的内部 Flash 中, 从而充分利用了 ARM 片内资源, 实现了 FPGA 上电动态配置, 使得 FPGA 功能可以在线灵活更新。该方案已成功应用于航空发动机转速测量中, 实现了对航空发动机转速的精确实时测量。

关键词: FPGA; ARM 控制器; 动态配置; 转速测量

中图分类号: TP211 **文献标识码:** A **文章编号:** 1000-8829(2007)07-0062-02

Configuration and Application of FPGA Based on ARM Micro-Controller

YANG Kai-quan, YE Zhi-feng, WAN Yun

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: A microcontroller requests a flexible configuration of FPGA in some special project applications, usually it cannot be satisfied by routine EPROM configuration. A dynamic FPGA configuration scheme has been put forward based on ARM chip, in which the configuration files of FPGA are stored in an inner Flash of ARM. Thus the inner resource of ARM chip could be utilized adequately; accordingly the dynamic configuration of FPGA will be implemented when the chip is electrified, the functions of FPGA could conveniently be updated on line. The scheme has been successfully applied to measure aero-engine's speed and a reliable and accurate measurement is finally realized.

Key words: FPGA; ARM controller; dynamic configuration; speed measurement

基于 SRAM 的 FPGA 加电时需要配置文件, 以设置其功能。在大多数应用场合, FPGA 的配置文件由片外专用 EPROM 来加载^[1]。这种配置方式在 FPGA 功能相对固定的情况下, 可以满足应用需求。但是很多场合系统希望实现对 FPGA 进行动态配置, 甚至要求在系统运行状况下在线更改 FPGA 的功能, 以实现灵活复杂的功能, 采用上述方法就很难实现。本研究提出一种基于 ARM7 芯片的嵌入式系统中以 PS 方式配置 FPGA 的设计和实现, 并成功应用于航空发动机转速测量。

1 FPGA 器件的配置方式和配置文件

1.1 FPGA 器件的配置方式

FPGA 配置总体上可分为两大类: 主动配置方式和被动配置方式。主动配置方式由 FPGA 器件产生时钟, 引导配置操作过程, 它控制着外部存储器和初始化过程; 而被动配置由微控制器来控制配置过程, 在系统重新上电时, 系统本身自动加载可编程逻辑器件的配置文件。

ALTERA 公司生产的具有在线重新配置功能的 FPGA 器件有 FLEX6000、FLEX10K、APEX 和 ACEX 等系列, 它们的配置方式可分为 PS (被动串行)、PPS (被动并行同步)、PPA (被动并行

异步)、PSA (被动串行异步) 和 JTAG 等 5 种方式^[2,3]。这几种方式都适合于微控制器配置。使用 PS、PPS、PPA 方式时, 配置文件预先以二进制形式保存在系统的存储器中。若采用 PS 方式, 微处理器将配置数据以串行方式送给 FPGA, 在配置时钟驱动下完成配置。若采用 PPS 方式, 微处理器将配置数据以并行方式送给 FPGA, 由 FPGA 在其内部将并行数据转换成串行数据, 该串行化的过程需要外部配置时钟的驱动。其中 PS、PPS 方式所用的配置时间几乎相同, 但 PS 的接口要比 PPS 简单。若采用 PPA 方式, 微处理器仍将配置数据以并行方式送给 FPGA, 在 FPGA 内部完成数据的串行化。虽然 PPA 在串行化过程中不需要外部配置时钟的驱动, 但其接口更复杂, 并且需要地址译码, 增加了系统的复杂度, 所以很少采用^[4]。JTAG 方式需要计算机的配合, 通常只在调试程序时使用, 而无法在最终的系统中使用。考虑到 PS 方式的接口最为简单, 并对配置时钟的要求相对较低, 所以使用该方式。

1.2 FPGA 器件的配置文件

ALTERA 公司的 MAX + PLUSII 开发工具可以生成多种配置或编译文件, 用于不同配置方法的系统。对于不同的目标器件, 配置数据的大小不同, 配置文件的大小一般由 .rbf 文件, 即二进制文件决定。配置文件包括所有的配置数据, 一个字节的 .rbf 文件有 8 位配置数据。生成 .rbf 文件的步骤是: 在 MAX + PLUSII 编译状态下, 选择文件菜单中的变换 SRAM 目标文件, 随即在弹出的对话框中指定要转换的文件, 并且选择输出文件格式为 .rbf, 确定后即生成 FPGA 配置文件^[1]。

收稿日期: 2006-10-10

作者简介: 杨开全 (1977—), 男, 江苏仪征人, 在读硕士研究生, 主要从事嵌入式系统方面的设计研究工作。



2 基于 ARM 的 FPGA 系统设计

2.1 硬件电路设计

FPGA 芯片选用 ALTERA 公司的 FLEX10K 系列器件,型号为 EPF10K10LC84-1,支持的 D 接口电压为 5.0 V,该芯片采用先进的 SRAM 工艺制造,并可在 2.5 V, 3.3 V, 5.0 V 电源电压下工作。片内共计 84 个管脚,10 000 门等效门数,可以满足多数工程应用的需要。Philips 公司 ARM 芯片 LPC2214 是一款基于 ARM7 核心的 ARM 控制器,含有丰富的片内存储资源。片内 Flash 256 KB,除保存程序代码外,绝大多数情况下还有相当剩余空间。所以将这段空间充分利用,存储 FPGA 配置文件,即可实现灵活的 FPGA 动态配置。

上述芯片进行在线被动串行配置的硬件电路如图 1 所示。

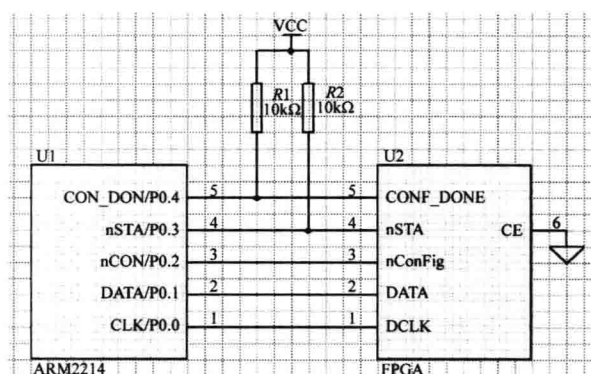


图 1 利用 ARM 进行 PS 方式配置的硬件电路设计

图 1 中的 CLK 是串行时钟端,用于对输入和输出数据的同步,数据采用串行方式从 DATA 管脚按位输出。ARM 与可编程芯片 FPGA 之间串行通信时,是通过 D 脚模拟方式实现的。由 ARM 芯片通用 D 管脚模拟控制信号时序,从而实现对 FPGA 的操作。具体时序在 ARM 中由软件实现,见图 2。

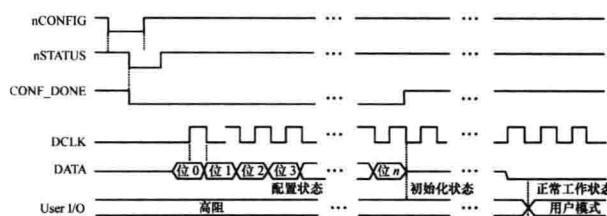


图 2 FPGA 配置时序图

2.2 软件设计

FPGA 芯片的工作状态分为 3 种:一种为用户状态,即正常工作的状态;另一种是配置状态,指的是将编译后的数据装入的过程,称为构造;第 3 种是初始化状态,用来复位各类寄存器,让 D 引脚为 FPGA 正常工作做准备。图 2 给出配置过程中, FPGA 的工作状态变化情况。

配置过程如下:在被动串行配置 (PS) 方式下,由 Bit-Blast-cr, FLEX 下载电缆或 ARM 产生一个由低到高的跳变,送到 nCONFIG 引脚。nCONFIG 信号抬高后, nSTATUS 将在 $1\mu\text{s}$ 之内随之抬高。ARM 检测到此变化后就认为 FPGA 已经做好准备,可以开始配置。配置时钟的第一个上升沿与 nSTATUS 的上升沿之间要求至少有 $1\mu\text{s}$ 的时间间隔^[4]。由于配置数据是与

配置时钟的上升沿同步的,在配置时钟的上升沿到来之前,应当将 1bit 的配置数据在线准备好,配置数据按低位在先、高位在后的顺序从数据线上送出。当全部配置数据送出以后, CONF_DONE 信号将被抬高,表明配置结束。

ARM 检测到 CONF_DONE 变成高电平后,就结束配置过程,此时 DCLK 必须用多余的 10 个周期来初始化,初始化是由下载电缆自动执行的。在 PS 方式中没有握手信号。设计的基于 ARM 配置程序流程如图 3 所示。



图 3 ARM 配置程序流程图

3 在发动机转速测量中的应用与验证

在某型航空发动机控制系统中,转速是最重要的监控参数之一。转速传感器测量信号经调理后转换成不同频率的方波信号,供 FPGA 采集。在 FPGA 中,根据转速信号输入的上升沿,开启内部计数器,当转速信号下一上升沿到达时,关闭计数器,并认为转速信号单周期测量结束。FPGA 此时将测量值放在一缓冲中,当 ARM 访问 FPGA 产生读信号时, FPGA 将该值送到 D 口上,供 ARM 读取。

用硬件描述语言编写的转速测量程序转为 .rbf 文件后,被烧录到 ARM 片内 Flash 中固定地址处。整个 ARM 应用系统采用分区加载文件进行 Flash 存储空间分配。系统上电后,首先对 ARM 进行复位,之后跳到 main() 函数处执行。对外设进行初始化后,系统立即对 FPGA 进行配置,再转入应用程序工作。

由于航空发动机工作状态的复杂性,需要对发动机转速实现快速、大范围的精确测量,因此希望在线改变 FPGA 功能,例如对计数器容量的配置等。此时可以事先将多个 FPGA 配置文件烧写到 ARM 中 Flash 不同区域,工作过程中根据发动机转速的高低重新配置 FPGA 文件,即更改 FPGA 功能,以达到转速的快速、大范围精确测量。图 4 是利用该系统对发动机转速进行测量的结果。在 $60\,000\sim 125\,000\text{ r/min}$ 转速范围内,发动机转速测量及时准确,表明该设计方案和 FPGA 配置方法完全达到设计要求。

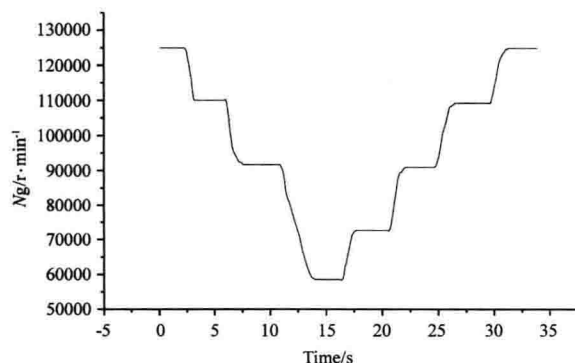


图 4 基于 ARM 微控制器的测量系统对航空发动机转速的测量记录

(下转第 65 页)

输出为

$$\psi_j(x) = \sum_{k=1}^K w_1(j, k) \psi_{a(j), b(j)}(x(k)) \quad (4)$$

网络输出层第 i 个节点输出为

$$y_i(x) = \sum_{j=1}^J w_2(i, j) \psi_j(x) \quad (5)$$

1.2 小波网络训练算法

小波网络的训练算法可以表述为:对于训练样本集,寻找参数集 (w_1, w_2, a, b) 使能量函数 E 最小。

$$E = \frac{1}{2L} \sum_{i=1}^L \sum_{j=1}^J (t_{ij} - y_{ij})^2 \quad (6)$$

$$y_{ij} = \sum_{j=1}^J w_2(i, j) \sum_{k=1}^K w_1(j, k) \psi(\tau) \quad (7)$$

其中, t_{ij} 和 y_{ij} 分别为小波网络期望输出和实际输出; $\tau = \frac{x(k, j) - b(j)}{a(j)}$ 。

根据 BP 算法可以得到各参数的梯度公式:

$$\frac{\partial E}{\partial w_2(i, j)} = -\frac{1}{L} \sum_{i=1}^L (t_{ij} - y_{ij}) \sum_{k=1}^K w_1(j, k) \psi(\tau) \quad (8)$$

$$\frac{\partial E}{\partial w_1(j, k)} = -\frac{1}{L} \sum_{i=1}^L \sum_{j=1}^J [(t_{ij} - y_{ij}) w_2(i, j) \psi(\tau)] \quad (9)$$

$$\frac{\partial E}{\partial b(j)} = -\frac{1}{L} \sum_{i=1}^L \sum_{j=1}^J [(t_{ij} - y_{ij}) w_2(i, j) \sum_{k=1}^K \psi'(\tau) \frac{1}{a(j)}] \quad (10)$$

$$\frac{\partial E}{\partial a(j)} = -\frac{1}{L} \sum_{i=1}^L \sum_{j=1}^J [(t_{ij} - y_{ij}) w_2(i, j) \sum_{k=1}^K \psi'(\tau) \frac{\tau}{a(j)}] \quad (11)$$

式中, $\psi'(\tau) = -[1.75 \sin(1.75\tau) + \tau \cos(1.75\tau)] \exp(-\frac{1}{2}\tau^2)$

小波网络各参数的学习算法为

$$w_2^{\text{new}}(i, j) = w_2^{\text{old}}(i, j) - \eta \frac{\partial E}{\partial w_2(i, j)} + \lambda \Delta w_2^{\text{old}}(i, j) \quad (12)$$

$$w_1^{\text{new}}(j, k) = w_1^{\text{old}}(j, k) - \eta \frac{\partial E}{\partial w_1(j, k)} + \lambda \Delta w_1^{\text{old}}(j, k) \quad (13)$$

$$b^{\text{new}}(j) = b^{\text{old}}(j) - \eta \frac{\partial E}{\partial b(j)} + \lambda \Delta b^{\text{old}}(j) \quad (14)$$

$$a^{\text{new}}(j) = a^{\text{old}}(j) - \eta \frac{\partial E}{\partial a(j)} + \lambda \Delta a^{\text{old}}(j) \quad (15)$$

其中, η 为学习率; λ 为动量因子。

算法的具体步骤可以归结为:

step1: 网络参数进行初始化: 将小波的伸缩因子 $a(j)$ 、平移因子 $b(j)$ 、以及网络权值 w_1, w_2 、学习率 η ($\eta > 0$) 和动量因子 λ ($0 < \lambda < 1$) 赋予初始值, 并令输入样本计数器 $m = 1$;

step2: 输入训练样本;

step3: 用式 (8) ~ (11) 计算梯度向量;

step4: $m = m + 1$, 如果 $m < L$ (训练样本数), 转 step3, 否则计算能量函数 E , 用式 (12) ~ (15) 修改网络参数;

step5: 当能量函数 E 小于预先设定的某个值 ε ($\varepsilon > 0$), 则停止网络的学习, 否则将 m 重置 1, 并转 step2。

2 仿真结果及分析

为了验证本方法的有效性, 对图 2 所示诊断电路进行了仿真。该诊断电路中 3 和 5 为可及节点, 电路由 10 个电阻和两个电源组成, 其中标称值 $R_1 = R_2 = R_3 = R_4 = R_5 = R_6 = R_7 = 10^3 \Omega$, $R_8 = 500 \Omega$, 激励源为 $V_1 = V_2 = 5 \text{ V}$, $R_9 = R_{10} = 10 \Omega$ 。

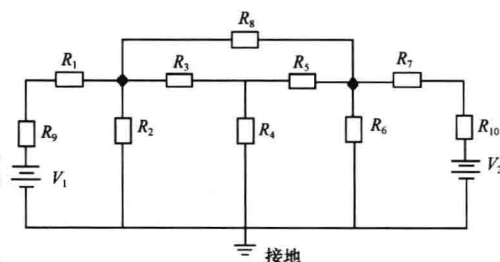


图 2 诊断电路

对电路的正常状态和各种故障状态, 在非故障元件取标称值时, 用 PSPICE 软件对可及点进行分析。将可及点电压的计算值经归一化处理后作为各种状态的典型特征值, 从而得到训练的样本数据如表 1 所示。而在元件容差为 5% 均匀分布的情况下, 对非故障元件在容差范围内随机取值做 50 次 MONTE CARLO 分析, 得到 U_3, U_5 在容差影响下各状态的上下边界诊断特征值, 把这些边界值作为网络的测试样本数据如表 1 所示。

分别采用 BP 网络和本研究提出的 BP 小波神经网络来训练表 1 的样本数据, 训练后的收敛特性曲线分别如图 3 和图 4 所示, 训练结果如表 2 和表 3 所示。其中, 网络的结构都选为 2 - 15 - 8, 学习算法均采用动量法和自适应学习法相结合来训练神经网络, 动量因子为 0.925, 学习率增大系数为 1.05, 学习率减小系数为 0.7。

由图 3 和图 4 对比可知, 在同样的条件下, BP 网络要训练 64 677 次才使目标函数 $\text{sse} = 0.01$, 而 BP 小波网络只要训练 538 次就使目标函数 $\text{sse} = 0.01$; 并且从两个图可以明显地看出 BP 小波网络的收敛速度比 BP 网络快得多, 大大地缩短了网络训练时间, 加快了模拟电路故障诊断的速度。

(上接第 63 页)

4 结束语

基于 ARM7 芯片的 FPGA 被动串行 (PS) 配置方法, 与传统的基于 EPROM 的 FPGA 配置相比, 该方法电路结构简单、易于实现, 工作可靠, 并且利用了 ARM 芯片的资源存储 FPGA 配置文件, 降低了成本。在必要的场合, 只须在相应存储位置存放需要的配置文件, 即可以实现在线更新 FPGA 功能。该方法已成功应用于航空发动机转速测量中, 灵活的 FPGA 配置实现了对发动机转速的快速、大范围准确测量。在自动化控制系统中有很多要求 FPGA 灵活配置的场合, 采用该设计方法不失为一种

经济、可靠的选择。

参考文献:

- [1] Altera Applicationnote116: Configuring SRAM - Based LUT Devices [S]. 2002
- [2] 李广彪. 基于单片机的 FPGA 并行配置方法 [J]. 电子技术应用, 2005, 31(3): 72 - 74.
- [3] 宋万杰, 罗丰, 吴顺君. CPLD 技术及其应用 [M]. 西安: 西安电子科技大学出版社, 1999: 236 - 247.
- [4] 胡修林, 席向清, 张蕴玉. 嵌入式系统在 FPGA 的被动串行配置方法 [J]. 单片机及嵌入式系统应用, 2004, (3): 21 - 31.
- [5] 周立功. ARM 微控制器基础与实践 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2004: 338 - 360.

文章编号: 1000-8055(2007)08-1384-07

涡扇发动机高空起动模型研究

周文祥, 黄金泉

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 基于慢车以上的部件级模型, 通过外推部件特性, 建立了双转子涡扇发动机部件级高空起动模型, 可执行高空风车起动或起动机起动仿真。模型考虑了起动过程中油气比对燃烧效率的影响, 燃烧室、高低压涡轮的热惯性及起动过程中总压恢复系数的变化, 采用容积动力学方法避免了迭代运算。仿真结果表明该模型具有实时性, 仿真转速误差小于5%, 能够满足发动机高空起动性能仿真的需求。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 起动模型; 部件级模型; 部件特性; 风车起动

中图分类号: V235.1

文献标识码: A

Research on the startup model of turbofan engine at high altitude

ZHOU Wen-xiang, HUANG Jin-quan

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics
and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Based on the above-idle component-level model, a two-spool turbofan engine startup model was developed according to extrapolated component characteristics. The model can simulate the startup of windmilling and starter at high altitude. This model has taken into account the influence of fuel-air ratio on combustion efficiency, heat transfer model was built up to estimate the influence of heat transfer on combustor, thermal inertia of combustor and high-/low-pressure turbine as well as the change of total pressure recovery coefficients of different components during startup. The method of volume dynamic was used in order to avoid iterative calculations. The simulation results show that the real-time model has a simulated speed error less than 5%, making it possible to meet the demand of high-altitude startup performance simulation for aeroengine.

Key words: aerospace propulsion system; startup model; component-level model; component characteristic; windmilling startup

飞机在空中飞行时, 由于某种原因突然遭遇空中停车, 需要在极短时间内重新点火起动, 避免重大飞行事故的发生。发动机空中停车后, 受进口气流的影响, 发动机转子仍保持一定的转速(风车状态)。此时, 燃烧室进口的空气温度和压力都较低, 燃烧室中气流以很大的速度流动, 给高空点火带来很大的困难。建立发动机高空起动数学模型

并对起动特性进行研究, 对设计高效可靠的发动机高空点火控制系统, 防止发动机起动过程中超温或喘振, 提高高空点火成功率等具有重要现实意义。

由于起动过程中部件特性很难通过试验获取, 只能采用计算的方法估计, 给建立部件级起动模型带来很大困难。目前特性估算的方法有很多,

收稿日期: 2006-07-31; 修订日期: 2006-10-31

作者简介: 周文祥(1980-), 男, 江苏南京人, 讲师, 主要从事航空发动机控制、建模与仿真研究。

如特性外推^[1]、逐级分解法^[2]、逐级叠加法^[3]、神经网络法^[4]等。逐级分解法与逐级叠加法根据部件典型级特性、结构尺寸和设计点参数来计算部件特性,算法复杂;神经网络法对于特性内插能保证较高的精度,但受其泛化能力所限,外推出的部件特性,远离样本点,精度难以保证。本文根据慢车以上部件特性,按照部件试验统计规律,外推起动部件特性,并通过仿真计算不断对其进行修正。

目前国内已知的航空发动机起动模型有很多,但绝大多数仅能模拟地面起动过程,类似于国外 ATEST-V3^[5] 的高空起动模型还不多见。DSTGTB^[6] 是国内为数不多的可开展高空起动模拟的数学模型,它将发动机部件匹配技术应用于发动机起动过程,实现了单转子发动机的地面、高空起动模拟,由于省去了低压转子部件,其无法计算低压转速和低压涡轮排气温度,模拟出的核心机起动性能与完整的双转子发动机核心机相比存在一定的误差。本文在地面起动模型的基础上^[7],研究了高空起动的建模方法,实现了高空起动模拟,并通过仿真与试验结果进行了对比。

1 高空起动建模

1.1 外推低状态下部件特性

国外试验研究表明,不同发动机的部件特性,在高转速时有比较明显的差异,但在低转速时却保持了较好的通用规律^[1]。本文以某型涡扇发动机试验部件特性为研究对象,获得其在低转速时部件特性的变化规律。以压气机为例,大量试验统计表明:在低换算转速附近,流量与转速的一次方近似成线性关系,工质单位功与转速的平方近似成线性关系^[8]。图1为某型发动机压气机通过试验获取的流量特性图。选取每条换算转速线上喘振边界、最高效率、堵塞边界共三组样本点,以换算

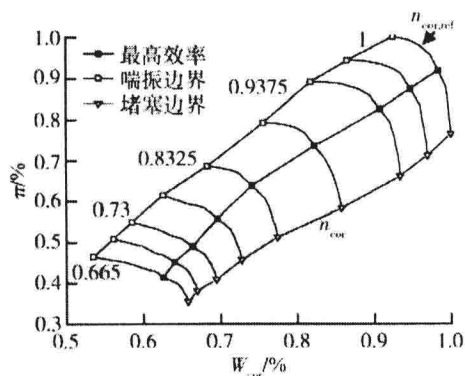


图1 压气机试验流量压比特性

Fig. 1 Compressor airflow characteristic with rig test

算转速比的幂函数为横坐标,流量、压比、效率函数为纵坐标,分别得到压气机流量、压比、效率函数随换算转速变化的特性图(图2~图4)。

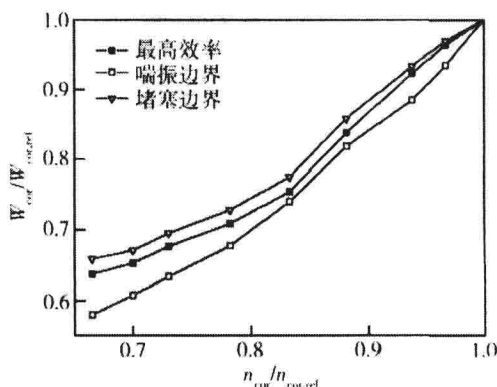


图2 压气机流量随换算转速变化的特性图

Fig. 2 Compressor airflow as a function of relative corrected rotor speed

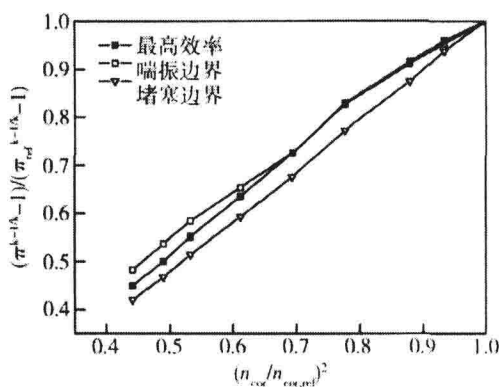


图3 压气机压比随换算转速变化的特性图

Fig. 3 Compressor pressure ratio as a function of relative corrected rotor speed

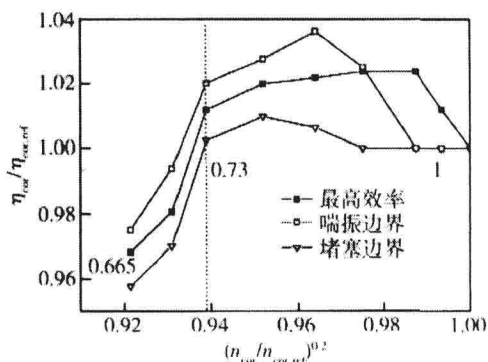


图4 压气机效率随换算转速变化的特性图

Fig. 4 Compressor efficiency as a function of relative corrected rotor speed

从图2~4可以看出,压气机流量与相对换算转速的一次方近似成线性关系,工质单位功与相对换算转速的平方近似成线性关系,压气机效率

仅在低换算转速附近 ($n_{cor} < 0.75$) 与相对换算转速幂函数保持一定的变化规律. 部件特性外推时, 风扇、压气机以及高低压涡轮的流量、压比、效率按下式近似计算^[8]

$$\frac{W_{cor, new}}{W_{cor, ref}} = K_m \left(\frac{n_{cor, new}}{n_{cor, ref}} \right)^q \quad (1)$$

$$\left(\frac{\pi_{new}^k - 1}{\pi_{ref}^k - 1} \right) = K_\pi \left(\frac{n_{cor, new}}{n_{cor, ref}} \right)^m \quad (2)$$

$$\frac{\eta_{new}}{\eta_{ref}} = K_\eta \left(\frac{n_{cor, new}}{n_{cor, ref}} \right)^n \quad (3)$$

式中 W 为质量流率 (kg/s), n 为相对转速 (%), π 为压比, η 为效率 (%), K_m, K_π, K_η 为修正系数, 一般取 (0.9~1.1), 下标 cor 表示换算参数, new 待求点, ref 参考点.

特性外推时, 首先根据已有的试验部件特性, 选择合适的幂指数 q, m, n , 然后以试验最低换算转速为参照, 外推出低换算转速下的部件特性. 本文根据某型发动机试验部件特性的统计规律, 选取的指数 q, m, n 如表 1 所示.

表 1 部件特性外插计算幂指数

Table 1 Exponent value for extrapolation of component characteristic

	q	m	n
风扇	1	2	0.1
压气机	1	2	0.2
高压涡轮	-0.015	0.65	0.025
低压涡轮	-0.1	0.45	0.008

外推出风扇、压气机以及高低压涡轮的部件特性后, 根据仿真结果与试验数据的对比, 对外推出的部件特性进行修正, 修正后的压气机流量效率特性如图 5~图 6 所示.

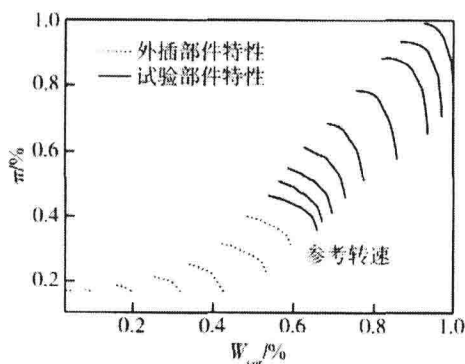


图 5 压气机流量压比特性

Fig. 5 Compressor pressure ratio vs. corrected airflow

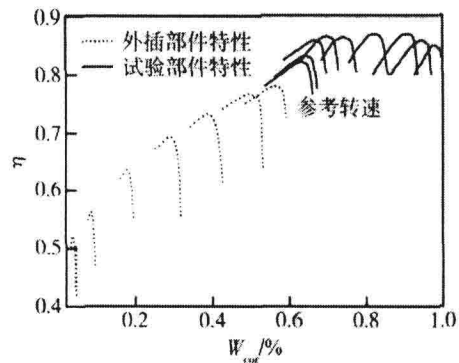


图 6 压气机流量效率特性

Fig. 6 Compressor efficiency vs. corrected airflow

1.2 燃烧室效率特性

在高空起动过程中, 受大气压力、温度的影响, 燃烧室进口压力、温度都很低, 且点火前发动机处于风车状态, 燃烧室进口气流速度很大, 需要选择合适的油气比才能点燃燃烧室. 计算燃烧室效率 η_b 时, 考虑了进口条件和油气比对燃烧效率的影响, 计算公式如下^[11]:

$$\eta_b = \eta_{b, id}(\theta) - \Delta \eta_b(f_a) \quad (4)$$

式中, $\eta_{b, id}$ 是忽略油气比影响的燃烧室效率; 空气负荷函数 $\theta = (p_{in}^{1.75} \cdot e^{T_{in}/300}) / W_{in}$, W_{in} , p_{in} 和 T_{in} 分别为燃烧室进口质量流率、总压和总温, f_a 为油气比.

本文中燃烧室效率随进口条件及油气比变化的特性如图 7, 图 8 所示.

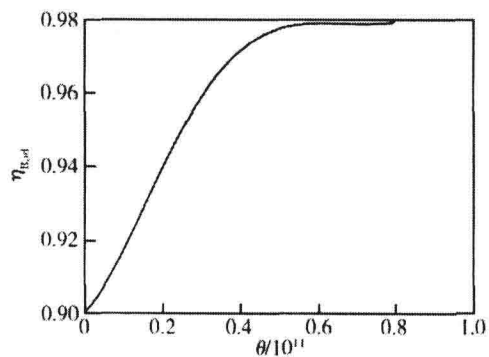


图 7 燃烧室效率随进口条件变化特性

Fig. 7 Combustion efficiency vs. inlet condition

1.3 总压恢复系数修正

在慢车以上部件级模型中, 为了简化计算, 常取典型部件的总压恢复系数 σ 为定值. 事实上, 各个部件的总压恢复系数是随发动机状态不断变化的, 随着转速的升高, 总压恢复系数不断减小. 高空起动过程中, 总压恢复系数略大于慢车以上状

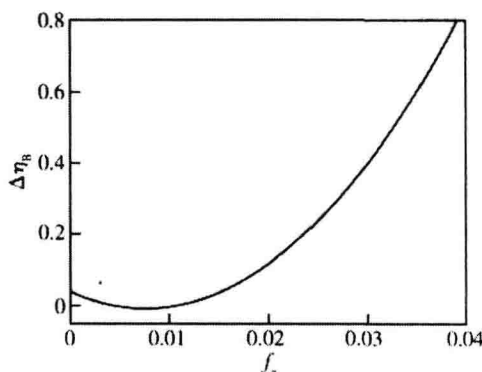


图 8 燃烧室效率随油气比变化特性

Fig. 8 Combustion efficiency vs. fuel air ratio

态的总压恢复系数. 高空起动模型中, 对总压恢复系数的计算作了修正. 点火前, 各个部件的总压恢复系数可近似取略小于 1 的常数; 点火至慢车阶段, 各个部件的总压恢复系数随着转速的升高而逐渐减小; 当发动机达到或超过慢车状态以后, 总压恢复系数近似取常数, 修正公式为

$$\left\{ \begin{array}{ll} \sigma_a & m_h \leq m_{h_a} \\ \sigma_a + \frac{(m_h - m_{h_a}) \cdot (\sigma_b - \sigma_a)}{(m_{h_b} - m_{h_a})} & m_{h_a} < m_h < m_{h_b} \\ \sigma_b & m_h \geq m_{h_b} \end{array} \right. \quad (5)$$

式中 σ 为总压恢复系数, m_h 为高压转速, 次下标 a 代表点火瞬时状态, 次下标 b 表示慢车状态.

根据试验数据, 并经反复调试, 本文选取的典型部件总压恢复系数如表 2 所示.

表 2 典型部件总压恢复系数

Table 2 Total pressure recovery coefficients of typical components

	σ_a	σ_b
分流机匣	0.998	0.995
外涵	0.995	0.97
内涵喷管	0.994	0.97
混合室	1	0.992

1.4 热传递模型

发动机瞬态工作时叶片及机匣壁面与气流之间存在大量的热量交换, 为提高过渡过程模型的精度, 在高空起动模型中应考虑发动机高温部件与气流之间的热交换^[9]. 这里仅以高压涡轮为例, 给出热传递模型的计算方法. 本文高压涡轮热传递模型是在地面起动热传递模型^[7]基础上简化而

来的, 将涡轮动叶片与静叶片、涡轮盘与机匣综合起来考虑其与燃气之间的热交换(图 9), 计算热量损失后高压涡轮的实际出口温度 T_{41} 为

$$T_{41} = T_{41, id} - \frac{q_1 + q_2}{m_{gas} C_{gas}} \quad (6)$$

$$q_1 = h_1 A_1 (T_{gs} - T_{blade}) \quad (7)$$

$$q_2 = h_2 A_2 (T_{gs} - T_{base}) \quad (8)$$

$$q_3 = h_3 A_3 (T_{blade} - T_{base}) \quad (9)$$

$$T_{blade}^k = T_{blade}^{k-1} + \frac{q_1 - q_3}{m_{blade} C_{blade}} \Delta t \quad (10)$$

$$T_{base}^k = T_{base}^{k-1} + \frac{q_2 + q_3}{m_{base} C_{base}} \Delta t \quad (11)$$

式中 m_{gas} 为高压涡轮进口的燃气质量流率; C_{gas} 为燃气平均比热; h_i 为复合换热系数; A_i 为换热面积; T_{gs} 为燃气理想平均温度; T_{blade} 为涡轮叶片平均温度; T_{base} 为涡轮机匣/盘平均温度; m_{blade} , m_{base} 分别为涡轮叶片、机匣/盘参与热交换的金属质量; C_{blade} , C_{base} 分别为涡轮叶片、机匣/盘的平均金属比热; k 表示第 k 步; Δt 为仿真计算步长.

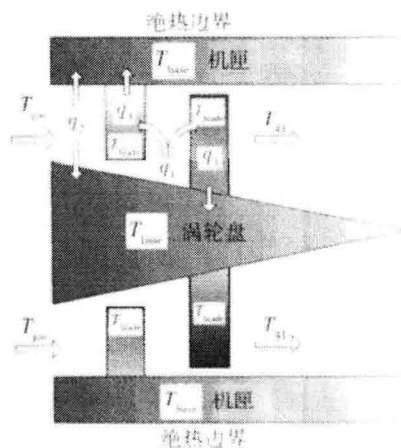


图 9 高压涡轮热传递模型图

Fig. 9 HP Turbine heat transfer model

1.5 起动机特性

起动机特性即起动机扭矩与转速之间的关系, 由试验测得, 二者近似成线性关系. 仿真计算时由高压转速根据扭矩试验数据插值计算扭矩, 与转速相乘得到起动机功率.

1.6 高空起动动态匹配及初猜值选取

建模对象发动机飞行包线如图 10 所示.

按起动初始转速划分, 高空起动分两种类型: 起动机带转高空起动和直接风车点火起动. 飞机