

三 院

○三一系



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	高 晖 陈 欣 夏云程	副高	031 035 035	无人机航路规划研究	南京航空航天大学学报	013302	J
2	刘国刚 沈春林 辛季龄	博士 正高 正高	031 031 021	低空突防任务下综合飞行/推进系统的建模与仿真	飞行力学	011902	J
3	李丽荣 沈春林	初级 正高	031 031	基于 BP 网络的热工过程模型辨识方法	南京航空航天大学学报	013305	J
4	高 攀 沈春林	博士 正高	031 031	一种高效的数字地图高程数据存储格式	航空电子技术	013203	H
5	高 攀 沈春林 宋利民	博士 正高 硕士	031 031 031	综合低空突防系统分布式仿真平台的设计与实现	南京航空航天大学学报	013301	J
6	高 攀 沈春林	博士 正高	031 031	飞行器低空突防中的威胁航线优化技术研究	宇航学报	012203	H
7	高 攀 沈春林	博士 正高	031 031	低空突防中威胁信息量化的一种实现方法	数据采集与处理	011603	H
8	赵 伟 袁 信	博士 正高	031 031	基于 GPS 的载体角速度确定研究	南京惯性技术学术交流会	2001	
9	赵 伟 袁 信	博士 正高	031 031	基于 GPS 的载体角速度测量	中国空间科学技术	012105	J
10	赵 伟 袁 信	博士 正高	031 031	利用 GPS 进行角速度确定的研究	航天控制	011902	J
11	赵 伟 袁 信 范胜林	博士后 正高 中级	031 031 031	整周模糊度动态快速求解	南京航空航天大学学报	013305	J
12	孙永荣 刘建业	中级 正高	031 031	基于双 CUP 的激光打标机控制系统设计	工业控制计算机	011405	
13	孙永荣 刘建业	中级 正高	031 031	激光打标机微机控制系统设计	微计算机应用	012204	J
14	刘 亚 胡寿松	博士 正高	031 031	基于粗集神经网络的模糊控制系统设计	东南大学学报	013106	H
15	朱其新 胡寿松	博士 正高	031 031	一类非线性系统的镇定与鲁棒稳定性	东南大学学报	01314A	H
16	张庆龙 胡寿松	硕士 正高	031 031	一种最优鲁棒自修复控制律重构方法	东南大学学报	013104A	H
17	胡寿松 苏丙未	正高 博士	031 031	非线性大系统在直接自适应分散控制的神经网络逆系统方法	飞机设计	01040	
18	胡寿松 王 源	正高	031 031	基于支持向量机的非线性系统故障诊断	控制与决策	011605	H

序号	姓名	职称	单位	论文题目	刊物、会议名称	年、卷、期	类别
19	胡寿松 汪晨曦	正高	031 031	基于递阶残差神经网络的结构故障模式识别	飞机设计	010003	
20	胡寿松 刘文聪	正高	031 031	基于故障检测滤波器的歼击机结构故障检测	南京航空航天大学学报	013303	J
21	王 源 胡寿松	博士 正高	031 031	自组织模糊 CMAC 神经网络及其非线性系统辨识	航空学报	012206	H
22	胡小兵 吴树范 江 驹	硕士 正高 中级	031 031 031	民航飞机飞行航线动态实时优化仿真研究	计算机仿真	011803	J
23	江 驹 吴树范 龚华军	中级 正高 副高	031 031 031	基于模糊逻辑控制的航天器返回段姿态控制	南京理工大学学报	012501	J
24	刘春生	副高	031	集散式自动发油系统的设计与研制	测控技术	012003	J
25	刘春生 邹新生 吴庆宪	副高 硕士 正高	031 031 031	一种新颖的模糊控制算法研究	南京航空航天大学学报	013305	J
26	刘春生 汪 芳 胡寿松	副高 硕士 正高	031 031 031	非线性系统与在线鲁棒故障检测	南京航空航天大学学报	013303	J
27	晋严尊 杨一栋 段朝阳	硕士 正高 硕士	031 031 031	空空导弹自适应飞控系统的定量反馈理论设计	南京航空航天大学学报	013301	J*
28	王从庆 赵正明 程玉法	副高	031 031 031	基于 Open GL 的机械手三维可视化仿真研究	机器人	012307	H
29	刘瑞华 刘建业	博士 正高	031 031	振动轮式 MEMS 陀螺动力学分析	宇航学报	012206	H
30	刘瑞华 刘建业 孙永荣	博士 正高 中级	031 031 031	DGPS/DR 组合车辆定位系统研究	第 4 届全国交通运输领域青年学术会议	2001	
31	刘瑞华 刘建业	博士 正高	031 031	基于 DGPS 的车辆定位系统研究	测控技术	012002	J
32	刘瑞华 刘建业	博士 正高	031 031	联邦滤波信息分配新方法	中国惯性技术学报	010902	
33	刘瑞华 刘建业 姜长生	博士 正高 正高	031 031 031	利用人工神经网络仿真 GPS 误差信号	南京航空航天大学学报	013302	J
34	刘瑞华 刘建业	博士 正高	031 031	遗传算法在捷联惯导初始对准中的应用研究	第 20 届中国控制会议	2001	
35	刘瑞华 刘建业 何秀凤	博士 正高 副高	031 031 031	遗传算法在捷联惯导初始对准中的应用研究	东南大学学报	013106	H
36	刘瑞华 刘建业	博士 正高	031 031	四元数微分方程最小参数解法研究	惯性技术学术交流会议	2001	
37	刘瑞华 刘建业	博士 正高	031 031	方向余弦矩阵微分方程新解法	导航	013702	

序号	姓名	职称	单位	论文题目	刊物、会议名称	年、卷、期	类别
38	刘瑞华 刘建业 孙永荣	博士 正高 中级	031 031 031	多传感器组合导航系统研究	航天控制	011902	J
39	匡启和 刘建业	博士 正高	031 031	嵌入式 Linux 与 GPS 导航定位系统	导航	013702	
40	匡启和 刘建业	博士 正高	031 031	采用 N-Tuple 网络的惯导初始对准系统	南京惯性技术交流会议	2001	
41	匡启和 刘建业 姜长生	博士 正高 正高	031 031 031	基于支持向量机的惯导初始对准系统	航天控制	011903	J
42	匡启和 刘建业	博士 正高	031 031	RTLinux 环境下导航系统的设计与实现	导航	013704	
43	匡启和 刘建业	博士 正高	031 031	基于小波变换的余度敏感器结构故障诊断方法	南京航空航天大学学报	013304	J
44	王丕宏 姜长生 杨冰	博士 正高 硕士	031 031 031	歼击机空战占位的模糊神经网络方法	电光与控制	010003	
45	姜长生 徐涛 许宗泽	正高 副高 正高	031 041 041	产学研密切结合培养高层次人才, 出国防科技成果	南京航空航天大学学报(社科版)	0103 增刊	
46	张锐 姜长生	博士 正高	031 031	武装直升机机动飞行的神经网络逆控制研究	东南大学学报	013104	H
47	耿延洛 姜长生	博士 正高	031 031	机载光电跟踪系统基于遗传算法的模糊控制器优化设计研究	南京航空航天大学学报	013304A	J
48	黎明 姜长生	博士 正高	031 031	Study on intelligent control and 3D real-time distributed animation simulation for super-maneuver attack of the new generation fighter	航空学报(英文版)	011405	H
49	杨善水 刘虎 刘祥	中级 硕士 正高	031 031 031	基于数据采集的 VSCF 电源电压交流畸变检测的研究	数据采集与处理	011602	H

文章编号:1005-2615(2001)02-0135-04

无人机航路规划研究

高 晖 陈 欣 夏云程

(南京航空航天大学自动化学院 南京,210016)

摘要 无人机航路规划的目的是无人机具有对复杂任务进行快速规划或重规划的能力,其中快速而有效的重规划尤其重要。在无人机飞行任务执行过程中,无人机需要根据局部地形、地貌、障碍、威胁等信息以及飞机本身机动能力的限制,实时地计算出飞行航路,并跟踪该航路完成飞行任务。本文通过比较各种算法在航路规划应用中的优劣性,提出了 Dynapath(动态规划)算法在无人机航路规划中的应用,给出了仿真结果。仿真结果表明: Dynapath 算法生成的最优参考航路基本上满足无人机任务飞行的要求,获得了良好的飞行品质。

关键词: 无人航天器; 动态规划; 最优航迹; 任务管理; 数字地图
中图分类号: V27 **文献标识码:** A

引 言

航路轨迹规划是根据任务目标规划满足约束条件的飞行轨迹。自动航路轨迹规划是无人机(UAV)先进任务规划系统的关键组成部分。轨迹规划的目的是在适当的时间内计算出最优或次最优的飞行轨迹,能使 UAV 回避敌方威胁环境,安全地完成预定任务。美国空军莱特飞行实验室的飞行控制研究所在地面使用实时仿真测试了几个航迹产生器算法,并比较了不同数学方法的优劣^[1]。目前,航路产生器优化算法有:可行性方向算法(Feasible direction algorithm, FDA)、通用动态算法(General dynamic algorithm, GDA)及实时优化算法(Realtime optimization algorithm for dynamic maneuvering and penetration, RoadMAP)。另外人们还尝试使用了 A* 搜索算法、电势理论、神经网络、梯度法等方法,这些方法均没有有效地解决全局最优问题^[2]。本文采用的 Dynapath^[3~5]算法是一种前向链动态规划技术,在大的任务区域内进行航线规划是典型的大范围优化问题, Dynapath 算法

可以得到问题的全局最优解。在许多文献中也提到了 Dynapath 算法,并指出了该算法具有维数爆炸特性的缺陷,但在本文中针对某型高空无人机的航路规划中不存在维数爆炸问题,因而采用 Dynapath 算法可得到全局最优解,仿真结果也证明了这一点。

无人机航路规划一般分为两个层次进行^[6]:第一层是整体参考航迹规划;第二层是局部航迹动态优化。整体参考航迹规划是飞行前在地面上进行的。参考航迹的优劣依据预先确定的性能指标,一般根据无人机飞行的任务要求、安全要求、飞行时间和其他战略、战术考虑等因素组合确定,以此最优性能指标为标准,通过动态路径规划算法生成一条最优参考航迹。有了参考航迹之后,无人机在实际飞行中并非一定严格沿着参考航迹来飞,它还要受到参考航迹周围的威胁情况和自身约束条件如最小转弯半径、滚转角、飞行高度、飞行速度等的限制。因此参考航迹生成后还要根据参考航迹周围的威胁情况和无人机自身的性能指标对参考航迹进行局部动态优化,最后生成最优航迹。

基金项目:国家“九五”预研课题基金(编号:A9619-3089)资助项目。

收稿日期:2000-06-15;修订日期:2000-09-08

作者简介:高 晖,男,硕士研究生,1973 年 2 月生;陈 欣,男,副研究员,1958 年 11 月生;夏云程,男,研究员,1937 年 11 月生。

1 威胁建模

在无人机执行任务之前需要对任务进行规划,预装任务航路数据其中包括航路的几何形状特征(航路形状、高度、气候和敌方防空火力等),然后自动生成任务航路的最优航迹。威胁建模是一个复杂的综合问题,它随着威胁的种类、特征和飞行任务的变化而变化。无人机在起飞后将保持一定的高度进入巡航阶段,巡航阶段的威胁主要来自敌方防空火力、气候条件、地形等。可将各种威胁简化建模为具有一定作用半径的圆柱体或圆锥体等几何体的组合。无人机在巡航阶段飞行时一般只考虑它的横侧向运动即水平航迹^[7],因此根据无人机预定的巡航高度进而可简化为平面几何来处理。如图1所示, A 为基地, B 为目标地,1,2,3为无人机在巡航高度 h 时 A,B 之间的威胁区域。高度 h 变化时 A,B 之间的威胁区域也跟着变化。

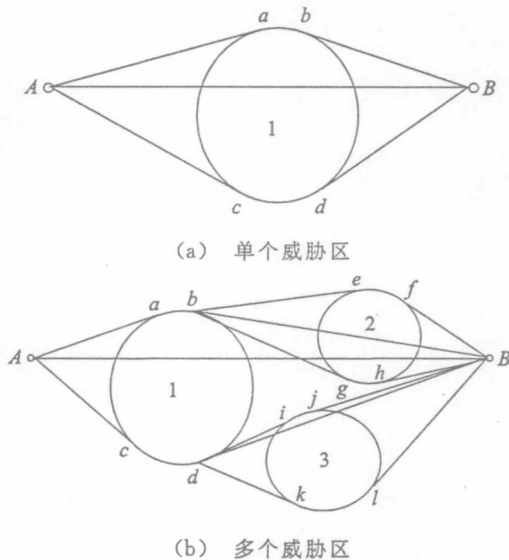


图1 威胁模型和节点及节点代价

2 动态路径规划算法求最优航迹

确定无人机从基地到一个目标地的最优航迹准则是距离最短,并能避开任务飞行区域内各种威胁地区。动态路径规划算法是一种逆序计算法,从末端开始,到始端为止,逆向递推,一级一级地求最优解。

2.1 整体参考航迹规划

利用动态规划算法求解最优航迹,首先得根据任务飞行区域内的威胁模型确定从基地到目标地

之间的各级节点及各节点代价,然后以此为基础生成一棵航迹树。

2.1.1 确定各级节点及各节点代价

如图1(a)所示,在基地 A 与目的地 B 之间有1个威胁区。线段 AB 经过威胁区1,则做 Aa,Ac,bB,dB 切圆1,切点 a,b,c,d 为 A 与 B 之间的各级节点。再计算出线段 Aa,Ac,bB,dB 和弧线 ab,cd 的长度作为节点代价。

对于在基地 A 与目的地 B 之间有多个威胁区,可采用从左至右(基地至目的地)的方向依次递推,先对线段 AB 所经过的威胁区按照图1(a)的方法算出切点和切线段、圆弧的长度,得到节点和节点代价,再判断所得到的切线段是否经过威胁区,如经过则对该线段继续采取图1(a)的方法算出切点和切线段、圆弧的长度,得到新一级的节点和节点代价,并对上一几级的节点代价做相应的调整。依次类推则可得到一棵航迹树。如图1(b)所示。在图1(b)中, AB 间有3个威胁区,路径 AB 经过威胁区1,作切线 Aa,Ac,bB,dB ,可求得节点 a,b,c,d ,又 bB,dB 分别经过威胁区2,3,以此类推采用图1(a)的方法可求得新的节点 e,f,g,h,i,j,k,l 。算出线段 $Aa,Ac,be,bg,di,dk,fB,hB,jB,lB$ 和弧线 ab,cd,ef,gh,ij,kl 的长度作为节点代价。在图1(b)中,如假设 jB 经过威胁区2,则对线段 jB 还要继续采用图1(a)的方法作切线求出下一级节点及其节点代价。

需要注意的是:(1)在每一步对线段所经过的威胁区做切线时不必对每个经过的威胁区都作切线,只对最左边的威胁区作切线,然后再判断切线段是否经过威胁区;(2)在多个威胁区有重叠部分时看成一个整体作切线;(3)在针对基地 A 与目的地 B 之间的威胁区进行航路规划时需要确定航迹的上限,方法为对 A,B 之间最外围的威胁区作最外边的切线,再把这些切点和切线段、圆弧的长度作为节点及节点代价与采用前面的方法所得到的节点及节点代价一起构成一棵航迹树,其目的是确保参考航迹的全局最优。

2.1.2 动态规划法求解

在图1中确定各级节点及各节点代价,其最终目的是得到一棵从基地至目的地的航迹树,这棵树与别的树不同之处在于它的树枝全都汇集一点(目的地)。

图1(b)所示的多个威胁区的航迹树见图2。

本文用动态规划算法求解最优航迹的递推方程^[1]为

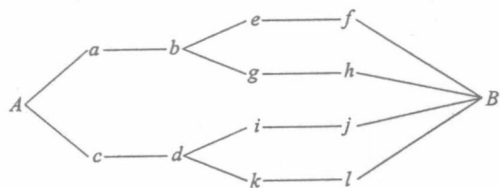


图 2 航迹树

$$J_N(x) = \min_{S_N(x)} \{d[x, S_N(x)] + J_{N-1}[S_N(x)]\} \quad (1)$$

$$J_1(x) = d(x, B) \quad (2)$$

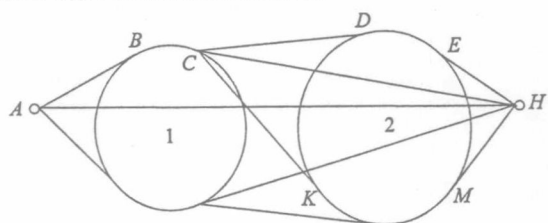
式中: $S_N(x)$ 为各级决策, $d(x, B)$ 为各级距离。

根据递推方程比较树枝端点的性能指标并找到代价最小的节点, 反向搜索其父节点, 一直追溯到初始节点, 最后可得到一条最优参考航迹。

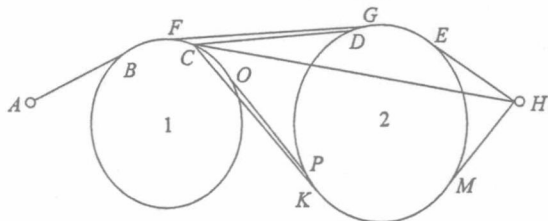
2.2 局部航迹动态优化

有了参考航迹后, 无人机并非沿着参考航迹飞行, 还要根据参考航迹周围的威胁情况和无人机自身的约束条件如最小转弯半径、滚转角等进行局部动态优化。最后得到一条最优航迹。

在图 3(a) 中可求出 A, H 之间的最优参考航迹为 ABCDEH, 很明显参考航迹的 CD 段需要优化, 优化方法为作圆 1、圆 2 的外切线 FG, 见图 3(b)。最后可得最优航迹 ABFGEH。在图 3(a) 中假设参考航迹为 ABCKMH (仅是假使, ABCDEH 才是最优参考航迹), 则 CK 段需要优化, 优化方法为作圆 1、圆 2 的内切线 OP, 如图 3(b) 所示, ABOPMH 为优化后的航迹。



(a) 优化前参考航迹



(b) 优化后最优航迹

图 3 局部航迹动态优化

由图 3(b) 也可看出, 最优参考航迹经局部动态优化后所得到的最优航迹由线段和圆弧组成, 且线段与圆弧均为相切关系, 这样无人机在飞行中不

会出现滚转角很大和转弯半径很小的情况, 其次由于本课题所研究的该型无人机高空巡航速度的限制经上述方法优化后的航迹一般满足无人机自身约束条件。

3 最优航迹生成

随着计算机的迅猛发展和广泛应用, 以往是人工在地图上用图钉加连线确定航迹的方式已过时, 现在可以在计算机上编程实现, 由于在 VC++ 中可以调用 MATLAB, 因此可采用 MATLAB 和 VC++ 混合编程。用 VC++ 来编写系统的实时处理部分、对端口的操作和应用程序的界面, 而对大量的数据分析、数据统计和图形绘制, 则可采用 MATLAB 来处理。这样既提高了航线规划的精度, 也提高了工作效率。

3.1 最优航迹生成步骤

(1) 输入无人机任务目标点和威胁模型等航路数据。

(2) 根据两目标点之间的威胁数据, 按从左至右(基地至目的地)方向采用图 1 的方法及 1, 2, 3 点注意事项确定多级决策过程的各级节点及其代价, 最后得到一棵航迹树。

(3) 用动态路径规划算法逆向递推求解最优参考航迹。

(4) 参考无人机自身性能指标和参考航迹周围的威胁数据对参考航迹进行局部动态优化, 得到最优航迹。

Dynapath 算法产生水平参考航迹的程序流程图如下所示:

Program: Dynapath 算法产生水平参考飞行航迹

Begin:

初始化

调入数字地图、威胁模型, 定义优化控制参数

While 没有到达目标点

 定义航迹树起始点及相关信息

 While 没有达到一次应该生成的航迹树规模

 生成航迹树

 End: 生成航迹树

 计算代价最小的航迹树终点

 While 没有反向搜索到起点

 反向搜索航迹树, 形成参考飞行航迹

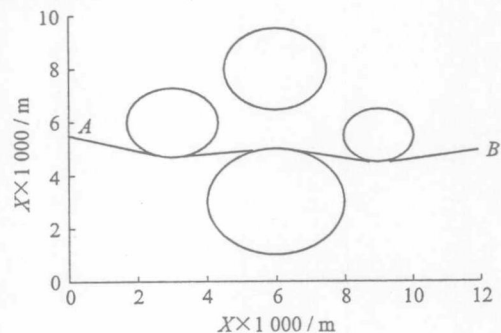
 End: 反向搜索

End: 主循环

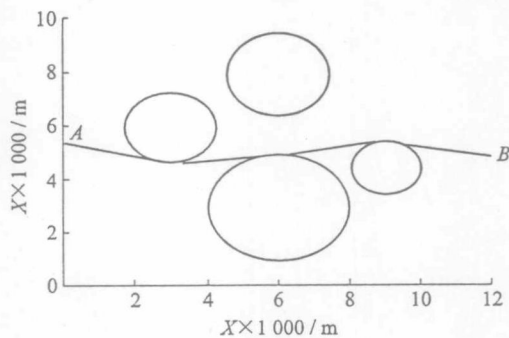
End: Dynapath

3.2 仿真实验

根据本课题无人机飞控系统关键技术研究——无人机航路规划的要求,给定两点和区域威胁模型后能自动生成两点间的最优航迹,基于这一要求,本文在 MATLAB 中进行了仿真。在 MATLAB 中给出 A, B 两点的坐标和 4 个威胁区圆的方程,经 Dynapath 算法计算可得动态优化后的最优航迹(如图 4 所示)。



(a) 结果 1



(b) 结果 2

图 4 仿真结果

在图 4(b)中改变了一下第 4 个威胁区的圆心坐标,最优航迹也相应的改变了。仿真结果表明,通过动态路径规划算法生成一条最优参考航迹,这条航迹保证了整个飞行任务的全局最优特性,以该航迹为参考进行动态航迹优化,可以保证优化结果的最优性,该方法既满足了无人机任务飞行的需要也利于工程上的实现。

参 考 文 献

- 1 胡寿松,王执铨,胡维礼. 最优控制理论与系统[M]. 南京:东南大学出版社,1994. 202~216
- 2 雷仲魁. 无人机飞行监测系统及其策略[J]. 航空计算技术,1994,1:29~33
- 3 Denton R V, Marsh J P. Applications of autopath technology to terrain/obstacle avoidance [J]. NAECON, 1982,82:1373~1377
- 4 Denton R V, Jones J E, Proeberg P L. Demonstration of an innovative technique for terrain following/terrain avoidance—the dynapath algorithm [J]. NAECON, 1985,85:522~529
- 5 Denton R V, Pekelsma N, Hagen M, et al. Guidance automation for nap-of-the-earth [C]. In: Flight 7th DASC, 1985. 261~266
- 6 李清. 综合低空飞行与突防系统研究[D]:[学位论文]. 南京:南京航空航天大学,1997. 66~73
- 7 邱晓红,张林昌,高金源. 战术飞行任务的水平航迹快速生成算法[J]. 北京航空航天大学学报,1996,22(6):775~779
- 8 Lemm R D, Feeser K A. TF/TA² system design evaluation [J]. NAECON, 1985,85:530~530

Study on Trajectory Plan for Unmanned Aircraft Vehicle

Gao Hui Chen Xin Xia Yuncheng

College of Automation Engineering,
 (Nanjing University of Aeronautics & Astronautics Nanjing 210016, P. R. China)

Abstract The target for unmanned aircraft vehicle (UAV) trajectory programming is to enable UAV to plan and replan complex tasks, of which the rapid and effective replan capability is more important. During implementing the task, the UAV tracks the real-time trajectory to finish the task. It is often calculated in term of terrain, physiognomy, obstacle, threaten, and itself maneuverability. Advantages and disadvantages of various calculating formulas are compared, and a new dynamic plan is presented. Simulation shows that the optimized reference trajectory generated by dynamic path can obtain the best flying quality.

Key words: unmanned spacecraft; dynamic path; optimal trajectory; task management; digital map

低空突防任务下综合飞行/推进系统的建模与仿真

刘国刚¹, 沈春林¹, 辛季龄²

(1. 南京航空航天大学 自动化学院, 江苏 南京 210016;

2. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘要: 建立了综合飞行/推进系统的数学模型, 介绍了飞机全维非线性数学模型和涡轮风扇发动机非线性部件级数学模型的建模及综合方法。对飞机执行地形跟随任务时, 飞行员调节飞行速度的方法与基于总能量的调节飞行速度的方法进行了比较。结果表明, 基于总能量的方法比飞行员直接控制飞行速度能够减小发动机的燃油消耗, 降低发动机的磨损, 进而可以增加飞机的航程, 延长发动机的使用寿命。

关键词: 飞行控制; 发动机控制; 控制系统仿真; 低空突防; 地形跟随

中图分类号: TP391.9; V235.1; V249.1

文献标识码: A

引言

综合飞行/推进控制技术(IFPC)是在飞机及动力装置的发展过程中逐步提出并得到重视的^[1]。由于综合控制可以充分利用飞行系统及推进系统的信息, 可以从全局的角度对系统进行优化, 因而采用综合飞行/推进控制技术的飞机将比不采用此项技术的飞机具有更好的性能。如更好的加速性能、更大的爬升率、更小的转弯半径、更小的耗油率、更高的机动性、更远的航程等, 将使作战飞机具有更强的战术任务执行能力。

现代作战飞机的另一个特点是多任务, 且任务要求不断提高。例如要完成低空突防、拦截、攻击、格斗、空中加油和电子对抗等任务。由于飞行员受反应速度和决策能力的限制, 已很难胜任各个子系统的协调工作。如在地形跟随过程中, 视觉效应将会使飞行员非常紧张, 飞行员对速度的控制很容易诱发长周期振荡, 必须由相应的飞行管理系统和综合控制方法来协助飞行员完成。

在开展综合飞行/推进控制技术研究的过程

中, 需要建立有效的综合系统数学模型, 以便在系统设计的早期进行综合方案的论证和控制算法的仿真验证工作。针对这一问题, 本文利用现有的控制系统计算机辅助设计软件开发了飞行/推进系统综合控制的仿真平台。仿真平台综合了某型战斗机的全维非线性模型和它的动力装置(某型涡轮风扇发动机的部件级非线性模型), 并针对飞机执行地形跟随任务时的飞行速度调节问题进行了仿真研究。

1 系统建模思想及实现方法

作为在大气层内飞行的以涡轮风扇发动机为动力的现代飞机是一个典型的刚体动力学系统, 而涡轮风扇发动机是一个典型的热力学系统。综合系统的外流特性和内流特性共同决定了飞机的性能。

1.1 飞机数学模型

在飞机的建模过程中不考虑飞机的挠性, 忽略飞机质量和重心位置的变化。作为刚体的飞机

在空间有六个自由度,即质心在惯性空间的位移和机体绕机体轴的转动。采用三个直角坐标系,即速度轴系、机体轴系和地面轴系。速度轴系和机体轴系之间的位置关系由迎角(α)和侧滑角(β)确定;速度轴系与地面轴系的关系由航迹方位角(w_ψ)、航迹倾斜角(w_θ)和航迹滚转角(w_ϕ)确定;机体轴系和地轴系之间的关系由航向角(ψ)、俯仰角(θ)和滚转角(ϕ)确定。

飞机的外流特性由飞机的气动布局决定,气动导数由高度、空速、迎角和侧滑角、控制面的偏转角度计算得到。由气动导数得到的升力、侧力和阻力及力矩作用在机体轴系上。

飞机的外流和内流之间的相互影响,如进气道的流场和机体前部流场之间的作用,喷口流场和机体后部流场的作用建模困难。在综合系统的建模中,把这些因素简化为推力有效系数,由发动机数学模型计算得到的净推力乘以有效系数得到发动机的可用推力。可用推力作为控制量作用在机体轴系上。

参照文献[2]建立飞机的全维非线性微分方程,模型的输入包括三个控制舵面和发动机的推力,模型提供15个输出,即速度(v)、迎角和侧滑角、三个姿态角、三个航迹角、三个机体轴角速度(p, q, r)、飞机质心的坐标(x, y)和高度(h)。

1.2 推进系统模型

典型的推进系统由进气道、发动机和尾喷口组成,它们共同构成一个内流通道。以涡轮风扇发动机为核心的推进系统,发动机的风扇、压气机、燃烧室、外涵道、涡轮、混合器等各部件与进气道和尾喷口共同工作^[3,4]。在进行发动机动态建模计算时,假设热力循环参数在发动机横截面内均匀分布,忽略部件气容、热惯性及燃烧延迟的影响,燃烧为等压过程。

在飞机以亚音速执行低空突防任务时,假设进气道的调节机构处于不作动状态,气流在进气道内按一元流动,由于飞机主要依靠纵向机动和横侧向机动能力实现地形跟随/地形回避/威胁回避(TF/TA/TA),因此考虑迎角和侧滑角对进气道空气流量的影响。

在作了这些假设之后,如果知道了循环参数中的压力沿内流的变化情况,主要是风扇和压气机的增压比和高低压涡轮的落压比,就可根据涡轮的吸收功率和压气机的提取功率建立转子动力

学方程^[5]。

求解压力分布的方法是依据各部件共同工作的条件,即流量连续和能量守恒。首先按准稳态过程,根据发动机的控制方案和四个压比的初猜值计算出该准稳态下的热力参数,按流量连续的原理建立风扇出口、压气机出口、涡轮出口、喷口处的校验方程式(1),用解非线性方程组的方法校正四个压比猜值。

$$\left. \begin{aligned} f_1(\pi_F^*, \pi_C^*, \pi_{TH}^*, \pi_{TL}^*) &= 0 \\ f_2(\pi_F^*, \pi_C^*, \pi_{TH}^*, \pi_{TL}^*) &= 0 \\ f_3(\pi_F^*, \pi_C^*, \pi_{TH}^*, \pi_{TL}^*) &= 0 \\ f_4(\pi_F^*, \pi_C^*, \pi_{TH}^*, \pi_{TL}^*) &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

式中, π_F^* 为风扇增压比; π_C^* 为压气机增压比; π_{TH}^* 为高压涡轮落压比; π_{TL}^* 为低压涡轮落压比。

在得到各压比之后,可根据部件特性计算出风扇、压气机和涡轮的功率,建立转子的动力学方程式(2)。

$$\left. \begin{aligned} P_{TL} - P_F &= I_L \left(\frac{\pi}{30} \right)^2 n_L \frac{dn_L}{dt} \\ P_{TH} - P_C &= I_H \left(\frac{\pi}{30} \right)^2 n_H \frac{dn_H}{dt} \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

式中, P_F 和 P_C 分别为风扇和压气机功率; P_{TH} 和 P_{TL} 分别为高压涡轮和低压涡轮功率; n_H 和 n_L 分别为高压转子和低压转子的转速; I_H 和 I_L 分别为高压转子和低压转子的转动惯量。

模型的输入包括飞行高度、飞行速度、迎角、侧滑角、风扇和压气机的导叶角、燃油流量和喷口面积;模型的输出为全部可测的推进系统各截面的热力循环参数,以及部分需计算的性能参数,如推力和喘振裕度。

2 综合系统仿真

为验证所建立的综合系统数学模型,以飞机低空飞行进行地形跟随为例,进行了系统仿真。选取 Matlab 的工具箱 Simulink 作为仿真工具,飞机和发动机分别用 S 函数描述成不同的对象。飞行控制子系统包括俯仰角控制器、高度控制器和高度线性预测控制器^[6]。

在飞机进入地形跟随之后,若保持油门杆位置不变,由于能量不断损失,速度误差逐渐增大,将造成高度线性预测控制器的性能下降。因此,在地形跟随过程中需要对飞行速度进行控制,以保证地形跟踪控制系统的精度。本文用模糊推理系

统模拟飞行员控制速度的过程,并假设飞行员由于视觉能力的限制无法获取未来的航迹信息,仅依靠仪表获得速度信息。当速度低于参考速度时,推油门杆增加推力,当速度高于参考速度时,收油门杆减小推力,飞行员可操纵的油门位置位于节油状态到额定状态之间。发动机控制系统由转速控制器、温度限制器和防喘控制器组成。综合控制系统的结构如图1所示。

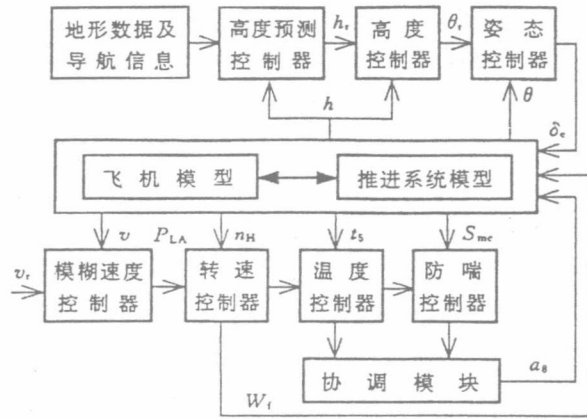


图1 地形跟随及速度控制系统结构

图1中, v_r 为参考飞行速度; h_r 为高度控制器输入指令; θ_r 为姿态控制器输入; δ_e 为平尾偏角指令; P_{LA} 为油门杆位置; t_5 为低压涡轮后温度; S_{mc} 为压气机喘振裕度; W_f 和 a_8 分别为燃油流量和尾喷口面积指令。

图2给出了地形跟随120s时参考轨迹、实际飞行轨迹和跟踪误差的变化情况。

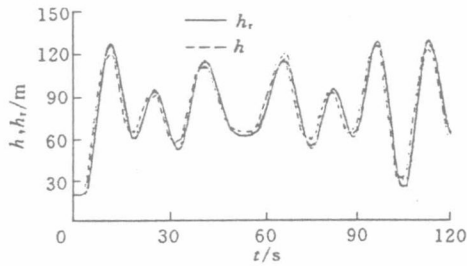


图2 轨迹跟踪情况

从图2可以看出高度线性预测控制器具有良好的航迹跟踪能力。

图3给出了飞行速度、发动机高压轴转速的变化情况。

仿真结果表明,在地形跟随过程中,通过飞行员控制飞行速度将会造成转速的大幅波动,进而降低发动机的效率,缩短发动机的使用寿命。而且由于推进系统没有反推力装置,也不能实现对飞

行速度的精确调节。

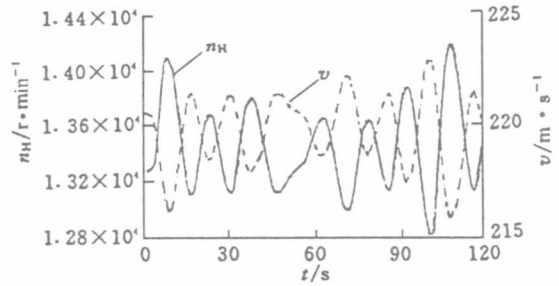


图3 速度与发动机转速的变化情况

在地形跟随过程中,动能和势能是不断转变的,参照文献[7],并考虑能量耗散的影响。当总能量低于平均能量时,推油门杆增大发动机输出功率,当总能量高于平均能量时,收油门杆减小发动机的输出功率。图1中的模糊速度控制器由能量管理模块代替,并引入高度信号。图4、图5给出了地形跟随120s的系统仿真结果。

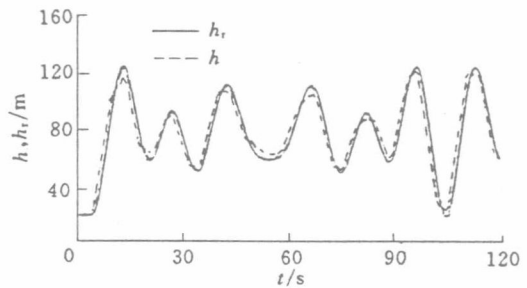


图4 轨迹跟踪情况

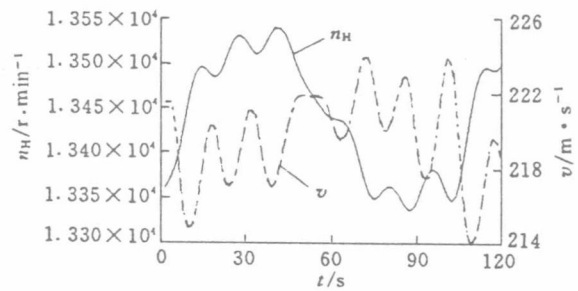


图5 基于总能量方法的速度与转速变化

图4中的跟踪情况与图2相比,高度线性预测控制器的性能没有明显的变化。但通过比较图5和图3可知,用总能量的方法比飞行员控制飞行速度能够使发动机的工况变化平缓,因而能改善发动机的工作效率,延长发动机的使用寿命。

3 结束语

本文建立了综合飞行/推进系统的数学模型,

对地形跟随任务下的飞行/推进系统控制问题进行了仿真研究。通过将飞行员调节飞行速度的方法与基于总能量的调节飞行速度的方法进行比较,可知基于总能量的方法在保证轨迹跟踪精度的同时,比飞行员直接控制飞行速度的方法能够减小燃油消耗,降低发动机的磨损,进而可以增加飞机的航程,延长发动机的使用寿命。

参考文献:

- [1] Burcham W Frank, *et al.* Myers propulsion system/flight control integration and optimization [R]. NASA TM-4207, 1990.
- [2] Moore L Frederick; *et al.* Utilization of a fixed-base simulator to study the stall and spin characteristics of fighter airplanes[R]. NASA TN D-6117, 1971.
- [3] 陈大光, 张津. 飞机-发动机性能匹配与优化[M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 1990.
- [4] 管彦深, *et al.* 航空动力装置控制(系统部分)[M]. 北京:国防工业出版社, 1985.
- [5] Sellers J F, Daniele S J. DYNGEN-A program for calculating steady state and transient performance of turbojet and turbofan engines[R]. NASA TN D-7901, 1975.
- [6] 王栋. 低空突防航迹规划、航迹控制的工程实现[D]. 南京:南京航空航天大学, 1999.
- [7] Funk E James, Breza J Michael, *et al.* An integrated system for thrust and path control during terrain following[A]. NAECON'78(Vol. 2)[C]. 1978. 529-538.

Modeling and simulation of flight/propulsion system for low altitude penetration

LIU Guo-gang¹, SHEN Chun-lin¹, XIN Ji-ling²

(1. College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Mathematics model of integrated flight/propulsion system is developed in this paper. Both the nonlinear model of plane and the nonlinear component model of turbofan engine are introduced, and their synthesis method is discussed. Velocity regulation in low altitude penetration using different method, such as by pilot and by total energy management, is discussed also. The result of simulation indicates that the efficiency of engine is improved and wear of engine is reduced by total energy management method, so both the flight range and the life of engine are prolonged.

Key words: flight control; engine control; simulation of control system; low altitude penetration; terrain following

(编辑:崔立峰)

文章编号:1005-2615(2001)05-0499-0

基于 BP 网络的热工过程模型辨识方法

李丽荣 沈春林

(南京航空航天大学自动化学院 南京,210016)

韩 璞

(华北电力大学热工研究所 保定,071003)

摘要 主要研究了人工神经网络在辨识火电厂热工过程模型中的应用。利用 Visual C++ 语言构造 BP 神经网络,提出了把 BP 网络权值转换为传递函数的方法。针对火电厂常见的热工过程,不用人为加入特殊的激励信号,只利用现场生产中自然存在的扰动信号进行辨识试验,试验结果准确可靠。

关键词:热工过程;神经网络;系统辨识;建模

中图分类号:TP29

文献标识码:A

引 言

在火电厂热工过程控制系统的分析设计中,基于模型的控制方法还在普遍使用,大多数用于过程控制的算法,其设计依据是受控对象的数学模型——传递函数。因此,求取生产过程的传递函数已成为对控制系统进行分析与控制的关键。传统的辨识算法主要有时域法、频域法和统计法。它们对输入信号的要求比较高,时域法要求阶跃输入,频域法要求正弦信号激励被控对象,而统计法则要求使用白噪声或 M 序列信号,同时这三种方法无法解决具有非线性特性的生产过程辨识问题。此外,基于对电厂安全经济运行的考虑,很难在热工过程系统中加入上述信号。因此,目前在火电厂中系统辨识的应用是非常有限的。

作为火电厂主要的热工过程,过热汽温控制系统是一个大惯性、大延迟系统,而锅炉水位控制系统为无自平衡对象,本文利用人工神经网络来建立它们的数学模型,不人为加入特殊扰动信号,只利用现场运行时的操作信号及被控对象的输出作为神经网络辨识器的输入,经过神经网络辨识器的学习过程,来获得系统的数学模型,并把该网络表达

的模型转换成传递函数表达形式。

1 BP 神经网络辨识系统结构

1.1 BP 网络系统辨识原理

1989 年 Robert Hecht-Nielson 证明了对于在闭区间内的一个连续函数,都可以用一个隐层的 BP 网络来逼近,因而选用一个三层的 BP 网络进行辨识试验。至于网络各层的节点数,应结合面临的具体问题具体分析,结构过于简单,无法充分提取训练样本的特征,且网络的抗干扰性能变差;结构过于复杂,会使网络的训练时间过长,甚至出现过度训练现象。经过大量的试验,针对火电厂的热工模型,隐层的接点数定为 10 是比较合适的。寻优目的是在同一输入下,使被辨识对象的输出与 BP 神经网络辨识器的输出误差最小。辨识试验的原理如图 1 所示。

1.2 BP 网络的学习算法

BP 算法属于 δ 学习率,是一种有教师的学习算法,输入学习样本为 P 个 x^1, x^2, \dots, x^p , 已知与其对应的教师为 t^1, t^2, \dots, t^p , 学习算法是将实际的

收稿日期:2000-09-05;修订日期:2001-02-14

作者简介:李丽荣,女,助教,1975 年 9 月生;沈春林,男,教授,博士生导师,1935 年 1 月生;韩 璞,男,教授,博士生导师,1959 年 10 月生。

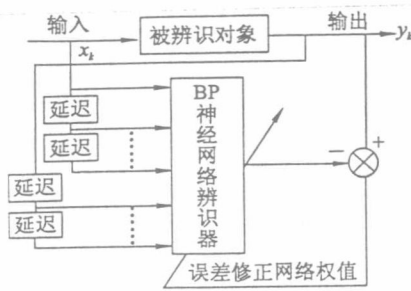


图 1 BP 网络辨识器原理

输出 y^1, y^2, \dots, y^p 与教师的误差 $E_{tol} = \frac{1}{2} \sum_{p=1}^p \sum_{l=0}^{m-1} (t_l^p - y_l^p)^2$ 来修改其连接权和阈值,使网络输出与要求输出尽可能地接近。

本文采用改进的 BP 学习算法

$$w_{sq}(n_0 + 1) = w_{sq}(n_0) + \eta(n_0) \sum_p \delta_{sq}^p x_s^p + \alpha \Delta w_{sq}(n_0)$$

对输出层

$$sq = kl, \delta_{kl}^p = (t_l^p - y_l^p) y_l^p (1 - y_l^p) / \gamma_{l1}^p$$

对隐层

$$sq = jk, ij, \delta_{jk}^p = \sum_{l=0}^{m-1} \delta_{kl}^p w''_{kj} x''_{j1} (1 - x''_{j1}) / \gamma_{j1}^p$$

$$\delta_{ij}^p = \sum_{k=0}^{n_2} \delta_{jk}^p w'_{jk} x'_{j1} (1 - x'_{j1}) / \gamma_{j1}^p$$

$\eta(n_0)$ 为可变的步长

$$\eta(n_0 + 1) = \eta(n_0) \varphi \quad \varphi > 1 \quad \alpha = \alpha \quad \text{当 } \Delta E < 0$$

$$\eta(n_0 + 1) = \eta(n_0) \beta \quad \beta < 1 \quad \alpha = \alpha \quad \text{当 } \Delta E > 0$$

其中, α 为动量因子, $\Delta E = E_{tol}(n_0) - E_{tol}(n_0 - 1)$ 。

在遇到局部极小时,可以通过调节 $\gamma_{l1}^p, \gamma_{k1}^p, \gamma_{j1}^p$ 来克服:将 $\gamma_{l1}^p, \gamma_{k1}^p, \gamma_{j1}^p$ 分别都调节为大于 1。

2 BP 网络权值向传递函数的转换

神经网络的学习、训练过程结束后,网络中神经元连接强度等参数已经确定,BP 网络的输出与系统输出也相吻合。但 BP 网络的连接权没有任何实际意义,只是一些数值,不代表被辨识系统的任何特性,因此 BP 网络的辨识结果很不直观,需要经过进一步的转换化成较常见的传递函数形式,只有这样这一辨识结果才能作为分析、设计及控制热工系统的依据。为了实现 BP 网络连接权与传递函数之间的转换,本文设计了一种算法,原理框图如图 2 所示。

(1) 将 BP 网络已训练好的权值固定不变。

(2) 由于已知被辨识对象是一个具有大惯性、

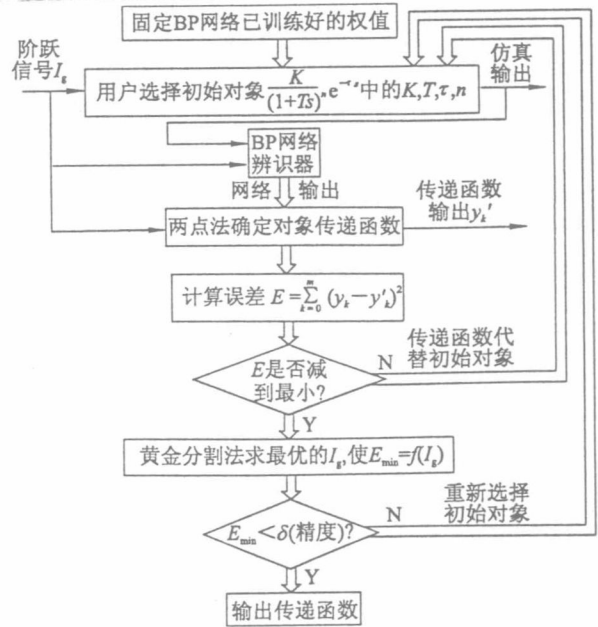


图 2 BP 网络辨识器权值转换为传递函数原理

大延迟的热工对象,即传递函数的通式为: $G(s) = \frac{K}{(1+Ts)^n} e^{-\tau s}$ 。由用户提供一个初始对象,在其输入端加入一个阶跃信号,计算其仿真输出。

(3) 把阶跃信号与初始对象的仿真输出加于 BP 网络辨识器的输入端,得到 BP 网络辨识器的输出。这时利用两点法可以得出一个传递函数,当然这一传递函数同时包含初始对象与被辨识对象的信息。

(4) 把已选择的激励函数加在这一传递函数上并计算仿真输出 y'_k , 计算仿真输出 y'_k 与系统实际响应 y_k 的误差 $E = \sum_{k=0}^m (y_k - y'_k)^2$ 。用这一传递函数替代初始对象,回到(1)重新计算,直至误差 E 最小为止。经过数次的重新计算,所得到的传递函数中所含有的被辨识对象的信息会越来越多,而初始对象的信息会越来越,以致可以忽略不计。

(5) 以误差 E 作为目标函数,利用黄金分割法进行寻优,得到最佳的阶跃信号幅值。

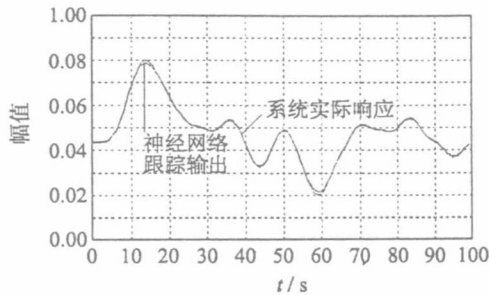
(6) 求出辨识出的传递函数的输出与系统实际响应之间的相对误差,由用户判断这一相对误差是否符合要求,如符合要求,则认为辨识出的传递函数比较准确。否则,重新选择初始对象回到(1)进行转换。

虽然该算法会使辨识过程的精度有所下降,但由文[1]给出的大量试验结果可以看到,利用该算法,只要所选择的初始对象不偏离实际系统过远,就可以得出比较准确的传递函数模型。

3 BP 网络用于热工过程辨识的仿真研究

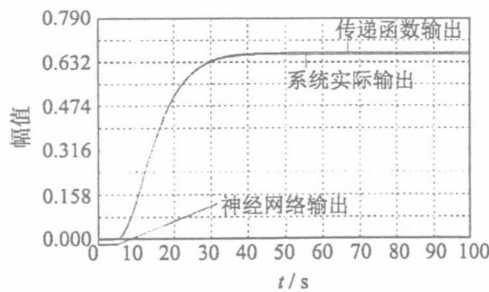
给定一个大惯性、大延迟系统 $\frac{5}{(1+20s)^3}e^{-20s}$, 在随机信号激励下进行闭环辨识试验,结果如图 3,4 所示。(注:选定的随机扰动幅值范围为[0,1],幅值持续的采样点数也为随机值。)

无自平衡对象 $\frac{1}{s(1+10s)}$ 在随机信号激励下开环辨识结果如图 5,6 所示。



辨识出的传递函数输出与系统实际响应之间的相对误差为:0.000 524,如果认为这一相对误差符合要求,则保留辨识结果。否则,重新选择初始对象进行转换。

图 3 BP 网络辨识器输出曲线跟踪系统实际响应 (大惯性、大延迟对象闭环辨识)

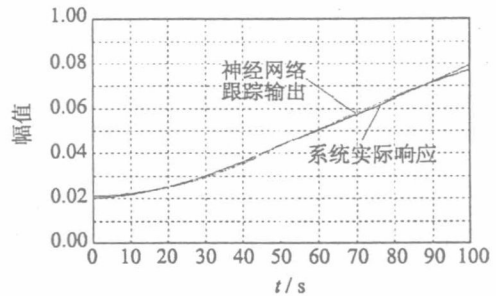


辨识出系统的传递函数为: $G(s) = \frac{5.046 0}{(1+20.370 4s)^2} e^{-19.00s}$

图 4 随机扰动激励下 BP 网络闭环辨识结果 (大惯性、大延迟对象)

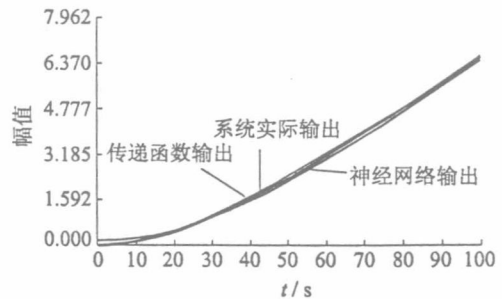
4 结 论

本文给出了 BP 神经网络用于火电厂热工过程系统模型辨识的设计方法及其仿真结果,提出了把 BP 网络权值转换为传递函数的方法,因此解决了在现场不用加入特殊激励信号即可求得传递函数这一难题。该方法对解决电厂中热工控制系统的辨识问题具有重要的实用价值。



辨识出的传递函数输出与系统实际响应之间的相对误差为:0.003 024,如果认为这一相对误差符合要求,则保留辨识结果。否则,重新选择初始对象进行转换。

图 5 BP 网络辨识器输出曲线跟踪系统实际响应 (无自平衡对象开环辨识)



辨识出系统的传递函数为: $G(s) = \frac{1.000 0}{1.090 0s(1+8.100 0s)^1}$

图 6 随机扰动激励下 BP 网络开环辨识结果 (无自平衡对象)

参 考 文 献

- 李丽荣. 人工神经网络在系统辨识中的研究与应用[D]:[学位论文]. 保定:华北电力大学,2000
- 韩 璞. 热工过程建模方法的研究及应用[J]. 华北电力学院学报, 1994,(2):87~92
- 王耀男. 智能控制系统——模糊逻辑·专家系统·神经网络控制[M]. 长沙:湖南大学出版社,1996. 190~273
- 康 雷,徐南荣. 基于误差反馈的组合式人工神经网络的发电过程辨识[J]. 信息与控制, 1999,28(5):327~332
- 张立明. 人工神经网络的模型及其应用[M]. 上海:复旦大学出版社, 1993. 24~51

Identification Method of Thermal Process Based on BP Neural Network

Li Lirong Shen Chunlin

(College of Automation Engineering,
Nanjing University of Aeronautics & Astronautics Nanjing, 210016, P. R. China)

Han Pu

(Thermal Institute, North China Electric Power University Baoding 071003, P. R. China)

Abstract The application of artificial neural network using in system identification of thermal process of power plant is studied. It constructs BP neural network using Visual C++ language, puts forward the transformation method from the weights of network to transfer function. Aiming at familiar thermal process of power plant. It doesn't artificially enter any excitation, only by using manipulation semaphore to carry through identification experiments. Results are reliable and exact. The problem is solved that gets transfer function and it doesn't artificially enter any excitation in thermal process system.

Key words: thermal process; neural network; system identification; modeling