

遗传算法在航空发动机控制中的应用*

樊 丁¹, 傅 强², 戚学锋¹

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072 2. 中国民用航空飞行学院 飞行技术学院, 四川 广汉 618307)

摘 要: 对于航空发动机这样复杂的系统, 经典的定常算法难以对其实现良好控制。遗传算法具有良好的寻优特性, 操作方便、速度快, 不仅适用于单目标寻优, 也适用于多目标寻优。遗传算法可以根据不同的控制系统, 针对一个或多个目标, 均能在规定的范围内寻找到合适参数。文中采用遗传算法实现了对 PID 参数的最佳整定。最后, 通过数字仿真证明了其在航空发动机控制系统中应用的可能性。

关键词: 航空航天推进系统; 遗传算法⁺; 控制; 航空发动机

中图分类号: V233.7 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055(2005)06-0544-04

Genetic algorithms for control of an aircraft engine

FAN Ding¹, FU Qiang², QI Xue-feng¹

(1. Coll. of Propulsion and Energy, Northwestern Polytechnical Univ. Xi'an 710072, China

2. School of Flight Technique, Civil Aviation Flight Univ. of China Guanghan 618307, China)

Abstract Due to its simplicity, utility and easy application, PID controller is used widely in classical automation systems. However, the performance of the PID controller cannot satisfy some systems which are complicated and nonlinear such as aircraft engines. This problem can be solved by the theory which is based on the genetic algorithms control theory. In this paper, the integrated flight/propulsion control system of a new fighter and its new turbofan engine are studied. The Genetic Algorithm and PID control were combined in this paper which were used to revise the parameter of PID. Finally, the simulation results indicate that the designed integrated controller has good performances.

Key words Aerospace propulsion system; Genetic algorithms⁺; Control Aircraft engine

1 引 言

航空发动机是一个结构极其复杂、工作环境极为恶劣、强非线性的被控对象。在实际工作过程中, 航空发动机特性会随着负荷或飞行条件的变化而发生变化。经典自适应控制运用现代控制理论或在线辨识对象特性参数或以定常线形函数为参考模型, 实时改变其控制策略, 以使控制系统品质指标保持在最佳范围内。但其控制效果的好坏取决于辨识模型的精确度或被控对象特性与参考模型的近似程度, 这对于航空发动机这样的特性大范围、非线性变化的对象, 控制效果通常不甚理想。因此, 在实际工程中大量采用的仍然是经典 PID 算法。由于发动机特性的大范

围变化, 因此需要 PID 参数随之变化而获得较好的控制指标。

随着计算机技术的发展, 人们利用人工智能的方法将操作人员的调整经验作为知识预存入计算机中, 所编制的算法可以根据现场的实际情况, 自动调整 PID 参数, 这样就出现了智能 PID 控制器。本文研究的是将遗传算法与 PID 相结合控制发动机的方法。

2 遗传算法的基本原理

遗传算法简称 GA (Genetic Algorithms) 是 1962 年由美国 Michigan 大学的 Holland 教授提出的模拟自然界遗传机制和生物进化论而成的一种并行随机搜索最优化方法。它将“优胜劣汰, 适者生存”的生

* 收稿日期: 2005-02-25 修订日期: 2005-07-06

作者简介: 樊 丁 (1954—), 男, 教授, 博士生导师, 研究领域为航空发动机控制和计算机测控技术。

Email: fanding@nwpu.edu.cn

物进化原理引入优化参数形成的编码串联群体中,按照所选择的适配值函数并通过遗传中的复制、交叉及变异对个体进行筛选,使适配值高的个体被保留下来,组成新的群体,新的群体既继承了上一代的信息,又优于上一代。这样周而复始,群体中个体适应度不断提高,直到满足一定的条件为止。其算法简单,可并行处理,并能得到全局最优解。

3 遗传算法的优化设计

3.1 遗传算法的构成要素

(1)染色体编码方法;
(2)个体适应度评价;
(3)遗传算子;基本遗传算法使用下述三种遗传算子:选择运算使用比例选择算子;交叉运算使用单点交叉算子;变异运算使用基本位变异算子或均匀变异算子。

(4)基本遗传算法的运行参数;有下述 4 个运行参数需要提前设定:

M : 群体大小,即群体中所含个体的数量,一般取为 20~100

G : 遗传算法的终止进化代数,一般取为 100~500

P_c : 交叉概率,一般取为 0.4~0.99

P_m : 变异概率,一般取为 $1.0 \times 10^{-4} \sim 0.1$ 。

3.2 遗传算法的应用步骤

对于一个需要进行优化的实际问题,一般可按下述步骤构造遗传算法:

- (1)确定决策变量及各种约束条件;
- (2)建立优化模型;
- (3)确定表示可行解的染色体编码方法;
- (4)确定解码方法;
- (5)确定个体适应度的量化评价方法;
- (6)设计遗传算子;
- (7)确定遗传算法的有关运行参数,即 M , G , P_c , P_m 等参数。

4 基于遗传算法的 PID 控制参数整定

采用遗传算法进行 PID 三个系数的整定,具有以下优点:

(1)与单纯形法相比,遗传算法同样具有良好的寻优特性,且它克服了单纯形法对参数初值的敏感性。

(2)与专家整定法相比,它具有操作方便、速度

快的优点,不需要复杂的规则,只通过字串进行简单地复制、交叉、变异,便可达到寻优。避免了专家整定法中前期大量的知识库整理工作及大量的仿真实验。

(3)算法是从许多点开始并行操作,在解空间进行高效启发式搜索,克服了从单点出发的弊端以及搜索的盲目性,从而使寻优速度更快,避免了过早陷入局部最优解。

(4)遗传算法不仅适用于单目标寻优,而且也适用于多目标寻优。根据不同的控制系统,针对一个或多个目标,遗传算法均能在规定的范围内寻找到合适参数。

4.1 基于遗传算法的 PID 整定原理

遗传算法的流程图如图 1 所示:

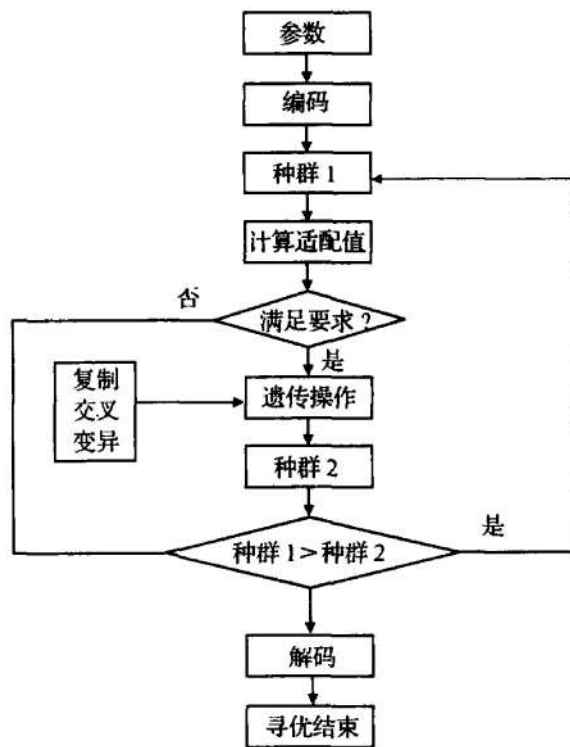


Fig 1 Flow chart of GA

利用遗传算法优化 PID 控制器参数 k_p , k_i , k_d 的具体步骤如下:

(1)确定每个参数的大致范围和编码长度,进行编码;

(2)随机产生 n 个个体构成初始种群 $p(0)$;

(3)将种群中各个体解码成对应的参数值,用此参数求代价函数值 J 及适应函数值 f , 取 $f = \frac{1}{J}$;

(4)应用复制、交叉和变异算子对种群 $P(t)$ 进行操作,产生下一代种群 $P(t+1)$;

(5)重复步骤 (3) 和 (4), 直至参数收敛或达到预定的指标。

为获取满意的过渡过程动态特性,采用误差绝对值时间积分性能指标作为参数选择的最小目标函数。为了防止控制能量过大,在目标函数中加入控制输入的平方项。最终,选用下式作为参数选取的最优指标

$$J = \int_0^{\infty} (w_1 |e(t)| + w_2 u^2(t)) dt + w_3 \cdot t_u$$

式中 $e(t)$ 为系统误差, $u(t)$ 为控制器输出, t_u 为上升时间, w_1, w_2, w_3 为权值。

为了避免超调,采用了惩罚功能,即一旦产生超调,将超调量作为最优指标的一项,此时最优指标为

$$\text{if } e(t) < 0$$

$$J = \int_0^{\infty} (w_1 |e(t)| + w_2 u^2(t) + w_4 |e(t)|) dt + w_3 \cdot t_u$$

式中 w_3 为权值,且 $w_4 \gg w_1$ 。

4.2 仿真和结果分析

本文采用了分段的PID控制方法,把采用闭环控制的区域分成许多小的区域,在这些区域中找一个点,算出在该点的小偏离线性化的模型,然后通过该模型采用适当的算法找到最优的参数。

下面给出了部分不同飞行条件下发动机在最大状态时的状态空间模型

$$\begin{aligned} \dot{X} &= AX + BU \\ Y &= CX \end{aligned}$$

该型发动机的控制规律为用燃油流量控制发动机转速。本文针对飞行高度 $H = 0, 8.5, 10.7, 18\text{km}$, 相应的飞行马赫数 $Ma = 0.1, 0.3, 0.5$ 的工况进行了研究。

在这四个状态时,6个发动机参考模型最大的变化4.6735倍,最小变化也达1.6404倍,可见被控对象特性的变化是比较大的。研究时,输入指令为一阶跃信号,遗传算法中使用的样本个数为30,交叉概率和变异概率为 $P_c = 0.9, P_m = 0.033$ 。参数 k_p, k_i 的取值范围为 $[0, 30]$, k_d 的取值范围为 $[0, 1]$, 取 $w_1 = 0.999, w_2 = 0.001, w_3 = 2.0, w_4 = 100$ 采用实数编码方式,经过100代进化,获得的优化参数如下:

(1) 飞行状态 $H = 0\text{km}, Ma = 0$ PID 整定结果为 $k_p = 15.7740, k_d = 0.5339, k_i = 19.9817$, 此时的最优指标 $J = 8.3057$ 。

(2) 飞行状态 $H = 8.5\text{km}, Ma = 1.0$ PID 整定结果为

$k_p = 15.1399, k_d = 0.2359, k_i = 22.0081$, 此时的最优指标 $J = 12.1538$ 。

(3) 飞行状态 $H = 10.7\text{km}, Ma = 1.3$ PID 整定结果为

$k_p = 16.1625, k_d = 0.3408, k_i = 21.2161$, 此时的最优指标 $J = 8.2971$ 。

(4) 飞行状态 $H = 18.0\text{km}, Ma = 1.5$ PID 整定结果为

$k_p = 10.9285, k_d = 0.2391, k_i = 6.3582$, 此时的最优指标 $J = 4.2506$ 。

相应的控制响应如图2~图5所示。

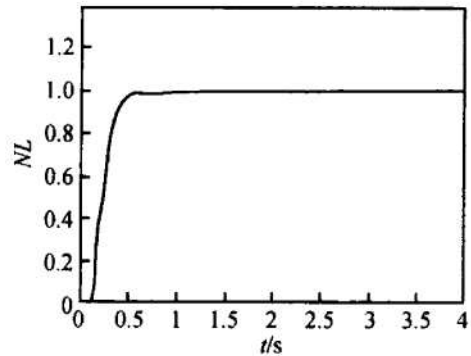


Fig 2 Step response of NL ($H = 0\text{km}, Ma = 0$)

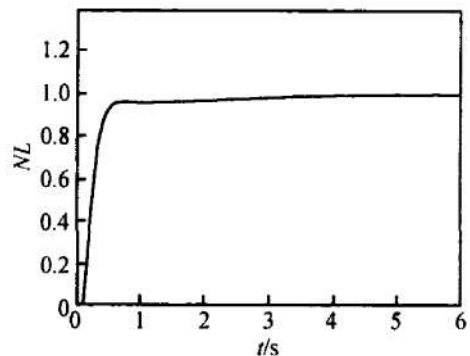


Fig 3 Step response of NL ($H = 8.5\text{km}, Ma = 1.0$)

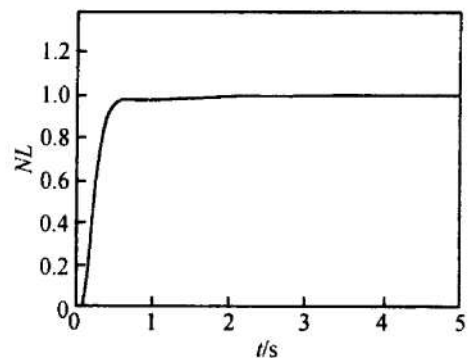


Fig 4 Step response of NL ($H = 10.7\text{km}, Ma = 1.3$)

仿真结果表明:通过控制器的控制作用,系统在不同的飞行条件下均具有较好的控制指标,控制过程中发动机的转子转速(受控参数)没有超调,调整过程结束后无稳态误差。

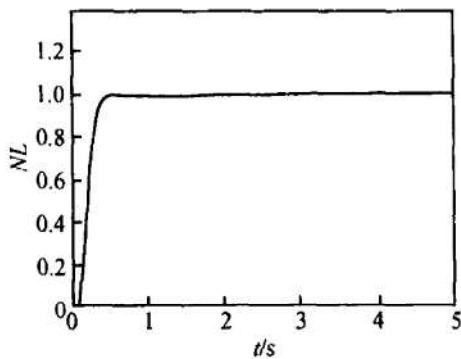


Fig 5 Step response of NL ($H = 18.0 \text{ km}$ $Ma = 1.5$)

出于抗干扰的考虑,工程实际中,通常令 $k_d = 0$ 。在这种情况下,寻优获得的 k_p , k_i 的量值均大幅下降,相应的阶跃响应均无超调、无静差,但调节时间将延长至 2.5 秒左右。针对 $H = 18.0 \text{ km}$ $Ma = 1.5$, PID 整定结果为 $k_p = 1.7605$, $k_d = 0.0$, $k_i = 1.5432$ 。响应曲线如图 6 所示。

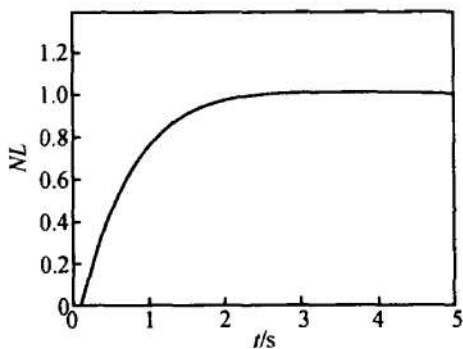


Fig 6 Step response of NL ($H = 18.0 \text{ km}$ $Ma = 1.5$)

5 结 论

研究表明,将遗传算法用于航空发动机控制器 PID 参数整定是可行的。控制器参数整定速度极高,整定后的 PID 控制器控制效果良好。此外,该方法能否用于航空发动机的多变量控制还有待于进一步的研究。

参考文献:

- [1] Åström K J, Hägglund T. PID controllers: theory, design and tuning[M]. Instrument Society of America, 1995.
- [2] 张文修,梁怡. 遗传算法的数学基础[M]. 西安: 西安交通大学出版社, 2000.
- [3] 李敏强. 遗传算法的基本理论与应用[M]. 北京: 科学出版社, 2002.
- [4] Periaux J. Genetic algorithms in aeronautics and turbomachinery[J]. John Wiley, 2002.
- [5] 玄光男,程润伟. 遗传算法与工程优化[M]. 北京: 清华大学出版社, 2004.
- [6] 熊光楞,肖田园,张燕云. 连续系统仿真与离散事件系统仿真[M]. 北京: 清华大学出版社, 1993.

(编辑: 张奕春)

(上接第 543 页)

而氧泵的振动参数都显著线性相关。

(2) 均方根、偏度和偏度因子的独立性较强; 峰值、绝对均值、方根、峭度和一步自相关系数之间显著线性相关; 波形因子、峰值因子、脉冲因子、裕度因子和峭度因子之间显著线性相关。

(3) 绝对均值、均方根、方根、偏度、峭度和一步自相关系数等对涡轮泵故障的敏感性较弱, 但稳定性较强; 波形因子、峰值因子、脉冲因子、裕度因子、偏度因子和峭度因子对故障的敏感性较强, 但稳定性较弱。

(4) 正常涡轮泵振动数据服从正态分布, 而异常涡轮泵振动数据并不再服从正态分布。

(5) 涡轮泵故障检测中, 可选择氢泵轴向振动、氢泵径向振动和氧泵轴向振动作为监测参数, 而统计特征量可选择均方根、裕度因子和峭度因子。

参考文献:

- [1] Fionucci T R, Lakin H D R, Reynolds T D. Advanced engine health management applications of the SSME real-time vibration monitoring system[R]. AAA 2000-3622.
- [2] Davidson M, Stephens J. Advanced health management system for the space shuttle main engine[R]. AAA 2004-3912.
- [3] 朱恒伟. 液体推进剂火箭发动机地面试车故障检测与诊断研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 1997.
- [4] 王慧. 基于振动参量的涡轮泵健康状况判别方法的研究[D]. 北京: 中国航天科技集团公司, 2003.
- [5] Xie G J, Hu N Q, Wen X S, et al. Health monitoring system of turbopump[R]. AAA 2005-3948.
- [6] Stephen Bemstein, Ruth Bemstein. Elements of statistics II: inferential statistics[M]. New York: McGraw Hill Companies, Inc, 1999.

(编辑: 郭振伶)