

一种综合分析 LRE 减损控制律的智能方法研究

魏鹏飞

(中国人民解放军驻七一〇三厂军事代表室, 陕西 西安 710100)

摘 要: 应用遗传算法解决液体火箭发动机减损控制律综合分析这个典型的多目标优化问题, 可以解决传统优化方法在该问题中的局限性。分析了遗传算法在解决液体火箭发动机减损控制律综合分析中的具体应用问题, 如编码方案、种群设定、适应度函数设计、约束条件处理、选择机制、交叉与变异操作以及遗传算法有关参数的确定等, 分别给出了可行的取值参考范围。应用 SPEA 进行了仿真计算, 结果表明遗传算法在综合分析减损控制律时是有效的, 为智能技术在液体火箭发动机减损控制中的应用提供了方法探索。

关键词: 遗传算法; 减损控制律; 综合分析; 液体推进剂火箭发动机

中图分类号: V434

文献标识码: A

文章编号: (2008) 03-0001-06

Research of an intelligent method to analyze damage-mitigating control law for liquid-propellant rocket engine

Wei Pengfei

(Military Representative Office Stationed in 7103 Factory of CASC by the PLA, Xi'an 710100, China)

Abstract: Analysis and synthesis of the Damage-mitigating Control (DMC) law by applying the genetic algorithm for the Liquid-propellant Rocket Engine (LRE) are presented. The genetic algorithm can overcome the demerits of the classical optimizations in solving the DMC law, a typical multi-objective optimization, for the LRE. The related parameters with the genetic algorithm, such as coding scheme, population size, fitness function, constraints, selection operator, crossover operator and mutation operator, are clarified to analyze and synthesize the DMC law for the LRE in this paper. The feasible value domains of each parameter are obtained. The results indicate that the genetic

收稿日期: 2008-01-29; 修回日期: 2008-02-27。

作者简介: 魏鹏飞 (1975—), 男, 博士, 研究领域为液体火箭发动机系统动力学与健康监控。

algorithm is effective for analyzing and synthesizing the DMC law by employing the SPEA (Strength Pareto Evolutionary Algorithm). This paper is a methodology research for applying the intelligent technology to the DMC of the LRE.

Key words: genetic algorithm; damage-mitigating control; analysis and synthesis; liquid-propellant rocket engine

1 引言

所谓减损控制,就是在允许的范围内,在不影响系统完成任务的前提下,通过适当降低系统性能来较为明显地减小系统中关键部件的损伤或抑制其发展,从而较大地延长系统工作寿命的一种控制策略^[1,2]。其关键在于对系统性能与关键部件损伤做出适当权衡(系统性能与关键部件损伤之间的权衡是基于最优化思想进行的),达到既完成任务又延长系统工作寿命的目的,并以此来实现并增强系统的可靠性、可用性、可维护性和部件耐用性的要求。

由于减损控制律的综合分析是一个多学科交叉分析过程,缺乏系统性能与关键部件损伤之间权衡的经验知识,并且在不同的应用中,对此二者的侧重程度也不相同。因此分析过程具有某种任意性。遗传算法作为一类借鉴生物界自然选择与自然遗传机制的随机化搜索算法,是智能计算中的关键技术之一。其基于群体的搜索策略与不依赖问题梯度信息的特点,使其特别适用于处理传统优化方法难以解决的复杂问题与非线性问题,并可广泛地应用于组合优化、自适应控制与规划设计等领域。对于本文所研究的液体火箭发动机减损控制这一问题,应用遗传算法综合分析减损控制律时,不仅可利用遗传算法的并行分布式处理方式,在系统性能与关键部件损伤之间进行多种程度的权衡考虑,而且遗传算法具有简单通用、强鲁棒性等特点,因此可望得到较好的效果。

2 遗传算法在 LRE 减损控制律综合分析中的适用性

首先分析遗传算法在液体火箭发动机减损控制律综合分析中的适用性。液体火箭发动机减损控制律综合分析问题是一个典型的多目标优化问题,如式(1)所示

$$\begin{cases} \text{minimize} & J(Y, U, D) \\ \text{subject to} & g(Y, U, D) \leq 0 \\ & h(Y, U, D) = 0 \end{cases} \quad (1)$$

其中,在液体火箭发动机减损控制律综合分析问题中, $J(Y, U, D)$ 是包含系统性能目标函数 J^{perf} 、关键部件损伤函数 J^{damage} 、系统控制作用目标函数 J^{control} 的目标函数空间,在目标函数空间 $J(Y, U, D)$ 中各目标函数之间互相竞争, $g(Y, U, D) \leq 0$ 是不等式约束条件向量, $h(Y, U, D) = 0$ 是等式约束条件向量,具体阐述见文献[3]。

由于该问题中待优化的控制变量是液体火箭发动机系统中流量调节器的控制输入,其与目标函数之间是隐式关系,因此难以从中获知目标函数的解析性质与其他附属信息,如各目标函数之间的主次关系、加权系数以及目标函数的凹凸性、目标函数是连续且可微的等信息。

遗传算法在处理优化问题时,具有较为突出的优势,其具体特点见文献[4]。在综合分析液体火箭发动机减损控制律时,遗传算法具有较好的适用性。此外,遗传算法借鉴生物系统在许多不同的环境中通过较高的效率与较强的功能之间协调平衡,以求生存的能力,相比于其他的优化方

法（如解析法、穷举法等），具有较强的鲁棒性。

3 遗传算法分析 LRE 减损控制律的基本问题分析

在液体火箭发动机减损控制律的综合分析问题中，需要优化的是发动机工作过程中流量调节器的控制输入 $U(k)$ ，显然这是连续变化的，因此首先需要将其离散化处理为 $U(k)$ ，离散化处理方法见文献[3]。遗传算法分析减损控制律的具体过程如图 1 所示。

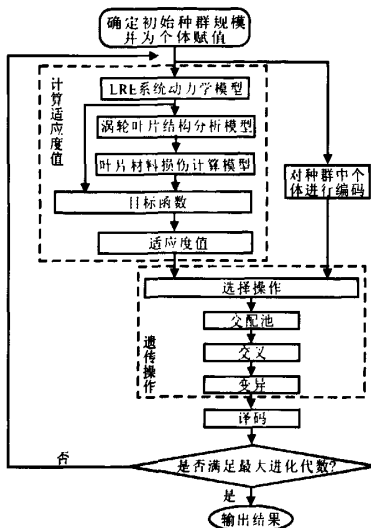


图 1 遗传算法分析 LRE 减损控制律的流程图

Fig.1 Flowchart of analyzing the DMC law by the genetic algorithm

在用遗传算法分析液体火箭发动机减损控制律的过程中，涉及到的主要问题有编码方案、种群设定、适应度函数设计、约束条件处理、选择机制、交叉与变异操作以及遗传算法有关参数的确定等，下面详细分析这些问题。

3.1 编码方案

由于遗传算法不能直接处理问题空间的参数，因此需要将其转换为遗传空间中的染色体表示形式，此过程即为编码。在本文所研究范围内，液体火箭发动机系统中流量调节器的控制输入 $U(k) \in [0,1]$ ，精度要求达到 10^{-3} 即可。根据 David

E Goldberg 提出的编码应遵循的两条基本原理^[4]，本文选取基于 $\{0,1\}$ 符号集的二进制编码形式，应用多参数映射编码技术^[4]，对控制输入中的每一分量进行编码，而后将其依照时间顺序组成一个完整的染色体。选用一个长度为 10 位的二进制字符串表示该序列中的任一分量，其中，二进制字符串“0000000000”表示十进制的数值“0”，二进制字符串“1111111111”表示十进制的数值“1”，则此方案中映射的编码精度 ε 为

$$\varepsilon = \frac{1-0}{2^{10}-1} = \frac{1}{1023}$$

小于控制输入所要求的精度 10^{-3} 。因此采用这种编码方案可满足本文所研究的减损控制律综合分析的要求。

3.2 种群设定

在遗传算法中，种群的设定主要包含两方面的内容，一方面是初始种群的产生方法与规模，另一方面是遗传进化过程中种群规模的维持。在液体火箭发动机减损控制律综合分析问题中采用相同的种群规模是比较好的，有利于控制优化过程的发展。

首先，确定待优化的控制输入 $U(k)$ 的种群规模。通常，种群规模越大，种群中个体的多样性越高，算法更容易收敛到全局最优解。但是，大规模种群不仅会增加计算量，降低算法的效能，而且也会降低种群中大多数个体的生存能力，影响父配池的形成，从而会进一步影响交叉操作^[6]。另一方面，种群规模太小，将会使遗传算法搜索空间的分布范围缩小，因而搜索过程有可能在未成熟阶段停止，导致算法出现未成熟收敛的现象。因此，根据文献[4]，结合本文所研究问题的特点，并考虑遗传算法的计算效能，可设定控制输入 $U(k)$ 的种群规模为 50~100。

其次，设定控制输入 $U(k)$ 的初始种群。在该问题中，利用随机数生成方法，在区间 $[0,1]$ 内先随机生成一定数目的个体，然后根据对控制输入的约束条件选取合适的个体作为初始种群中的个体，直到满足所设定的种群规模为止。

3.3 适应度函数设计

由于适应度函数评估是遗传算法中选择操作

的依据, 适应度函数设计直接影响到遗传算法的性能。在综合分析液体火箭发动机减损控制律时, 需要考虑系统性能目标函数与涡轮叶片损伤目标函数, 优化目的是寻求这两个目标函数在某种权衡下的最小值。但是, 遗传算法是趋向适应度函数值最大的方向进化。因此, 采用如下的方法将系统性能目标函数与涡轮叶片损伤目标函数转换为相应的适应度函数

$$\begin{cases} F^{\text{perf}}(Y, U, D) = C_1 - A J^{\text{perf}}(Y, U, D) \\ F^{\text{damage}}(Y, U, D) = C_2 - B J^{\text{damage}}(Y, U, D) \end{cases} \quad (2)$$

其中, 由于系统性能目标函数 J^{perf} 与涡轮叶片损伤目标函数 J^{damage} 的值均远小于 1, 为了使适应度函数值 F^{perf} 与 F^{damage} 在其取值区间内有较好的分布, 因此, 给 J^{perf} 与 J^{damage} 分别乘以系数 A 与 B, 将其适当放大, A 与 B 可根据需要放大的倍数取值。一般地, C_1 与 C_2 最好与种群无关, 在减损控制律综合分析问题中, 可设定 $C_1 = C_2 = 1$ 。

3.4 约束条件处理

在液体火箭发动机减损控制律的综合分析问题中, 要求系统性能不发生明显的损失, 可通过对控制输入 $U(k)$ 施加约束来满足, 具体的约束条件为

$$\begin{cases} U(k) \in [0, 1] \\ \sum U(k) = \text{const} \end{cases} \quad (3)$$

应用遗传算法分析减损控制律, 期望得到系统性能与关键部件损伤之间较为全面的权衡结果, 所以对关键部件的损伤不加约束。公式 (3) 所表示的约束条件在种群设定中已经考虑。

3.5 遗传操作

在遗传算法中, 遗传操作包括选择、交叉与变异这三个基本遗传算子。

为了保证算法的效能, 联合应用规模为 2 的联赛选择方法与最佳个体保存方法进行选择操作。联赛选择方法的操作思想是, 从种群中随机选择两个个体, 其中适应度高的个体被选中, 将其输送到交配池中, 以便进行随后的遗传操作。这一过程反复进行, 直到交配池填满为止。最佳个体保存方法的操作思想是将当前种群中的最佳

个体不进行交叉与变异操作而直接复制到下一代。

由于减损控制律综合分析问题中, 待优化的变量是发动机系统的控制输入, 该变量经过编码后转换为一个较长的二进制字符串 (一般有几百位), 一点交叉难以使算法有效地收敛到最优解, 而多点交叉会影响到算法的在线与离线性能, 且不能有效地保存个体中重要的模式。因此在综合分析液体火箭发动机减损控制律的问题中, 采用两点交叉方法, 即在交配池中随机地选取两个个体作为父代个体, 并且在每一个体中随机地设定两个交叉点, 将父代个体在这两个交叉点之间的码串相互交换, 可分别生成两个新的个体作为子代个体。在该问题中交叉算子作为遗传算法中的主要算子, 通常选取较大的交叉概率, 可在 0.6~1 之间取值。

基本变异操作是随机地改变一个串位的值, 对于本文采用的二进制编码方案, 即是随机选取的串位由 1 变为 0 或由 0 变为 1。变异算子是遗传算法中的辅助算子, 可使遗传算法具有局部的随机搜索能力, 并可维持种群的多样性。变异概率通常是很小的, 一般可在 0.001~0.01 之间取值。

3.6 算法迭代终止条件

严格地讲, 遗传算法的迭代终止条件目前尚无定论^[6]。在液体火箭发动机减损控制律综合分析问题中, 经优化而得到的最优控制输入本身就是算法搜索的对象, 其值难以确定, 故不能将寻找最优值作为算法迭代过程的终止条件。因此, 考虑种群中个体进化过程的发展趋势, 同时兼顾算法所需的计算时间, 本文以遗传算法进化的最大代数作为算法迭代过程的终止条件, 进化的最大代数可在 50~100 之间取值

4 仿真计算结果与分析

根据前面对遗传算法综合分析液体火箭发动机减损控制律的分析, 选择一种适用于多目标优化问题的遗传算法 SPEA (Strength Pareto Evolutionary Algorithm)^[7]进行仿真计算。对算法中

的相关参数进行设置，设定初始种群数为 50，交叉概率为 0.8，变异概率为 0.01，交配池规模为 50，联赛规模设为 2，控制输入变量 U 离散为 13 个分量，其中 $U(13)=0$ ，即前 12 个分量是待优化变量。上述这些参数在仿真计算中保持不变，主要通过改变算法的最大进化代数与外部 Pareto 解数可设置如下四种仿真计算条件：

计算条件一：

最大进化代数为 50，外部 Pareto 解数为 20；

计算条件二：

最大进化代数为 50，外部 Pareto 解数为 30；

计算条件三：

最大进化代数为 100，外部 Pareto 解数为 20；

计算条件四：

最大进化代数为 100，外部 Pareto 解数为 30；

仿真结果如图 2 所示。图中近似 Pareto 最优前沿是根据算法搜索到的最优解经拟合得到的，该最优前沿将发动机系统性能目标函数与涡轮叶片损伤目标函数平面划分为可行解域与不可行解域两部分，可行解域及近似 Pareto 最优前沿为发

动机减损控制器的设计及性能提供了参考信息。

图 2a 给出了计算条件一的仿真结果，该图中可行解较少，说明了有较多的可行解在本文的研究范围内是不可取的，同时，图中可行解的分布比较分散，说明不了算法是否收敛，即说明不了算法所搜索到的最优解是否就是该问题的最优解。图 2b 给出了计算条件二的仿真结果，该图中可行解的分布在近似 Pareto 前沿附近较为密集，即说明算法呈现出了收敛到 Pareto 最优前沿的趋势，即可认为算法搜索到的最优解就是该问题的最优解。图 2c 给出了计算条件三的仿真结果，该图中可行解的分布也没有清晰地表明算法是否收敛到该问题的最优解，但是可行解的分布范围与图 2a 与图 2b 相比没有太大的变化，这说明增加算法的最大进化代数对问题解的改进作用不大。图 2d 给出了计算条件四的仿真结果，该图中不仅大量的可行解分布在所考察的范围之内，而且算法明显地收敛到近似 Pareto 最优前沿，结果表明在这种仿真条件下得到的结果比较理想。

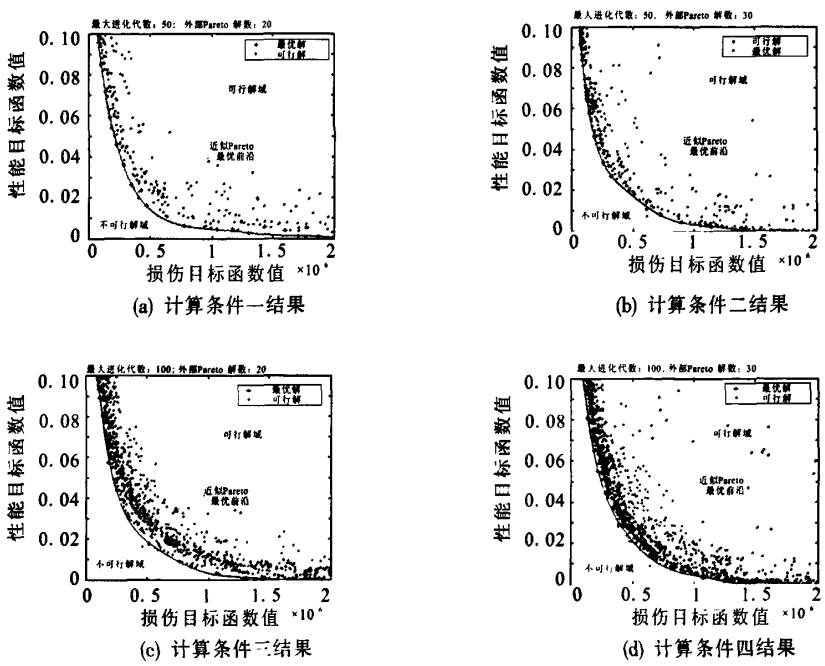


图 2 遗传算法综合分析发动机减损控制律的仿真计算结果

Fig.2 Simulation results of analyzing and synthesizing the DMC law by the genetic algorithm

在上述四种仿真计算情况下所得到的 Pareto 最优前沿比较一致, 这表明尽管当最大进化代数与外部 Pareto 解数较小时解的分布不理想, 但是算法搜索该问题最优解的能力仍然较强。比较四种仿真情况, 可知在最大进化代数不变的情况下, 增加外部 Pareto 解数可以改进算法的收敛性, 而增加最大进化代数对算法收敛性的贡献不明显。

5 结论

本文主要是研究遗传算法在液体火箭发动机减损控制律综合分析问题中的应用, 通过对遗传算法在该问题中的适用性、解决该问题的具体方法及参数进行分析, 应用 SPEA 对该问题进行仿真计算, 可得出如下结论:

- (1) 遗传算法可以解决液体火箭发动机减损控制律综合分析问题, 并具有较好的适用性;
- (2) 本文所分析的遗传算法各参数的取值范围是可行的, 具有较好的参考作用;
- (3) 在 SPEA 分析减损控制律时, 增大最大进化代数对算法的收敛性贡献不明显, 而增加外

部 Pareto 解数可以改进算法的收敛性。

参考文献:

- [1] Lorenzo C F, Walter C Merrill. Life Extending Control: A Concept Paper[R]. NASA TM-104391, 1991.
- [2] Lorenzo, C F. Life Extending Control for Rocket Engines [R]. NASA TM 105789, 1992.
- [3] 魏鹏飞. 可重复使用液体火箭发动机智能减损控制方法研究[D]. 国防科学技术大学研究生院, 2005, 3.
- [4] 陈国良. 遗传算法及其应用[M]. 北京: 人民邮电出版社, 1996.
- [5] David E Goldberg. Generic Algorithms in Search, Optimization and Machine Learning[M]. Addison-Wesley Publishing, 1989.
- [6] Cartwright H M, Mott G F. Looking Around: Using Clues from the Data Space to Guide Genetic Algorithm Searches [C]. Proceedings of ICGA, 1991.
- [7] Eckart Zitzler. Evolutionary Algorithms for Multiobjective Optimization: Methods and Applications[D]. A dissertation Submitted to the Swiss Federal Institute of Technology Zurich for the Degree of Doctor of Technical Sciences. 1999.

(编辑: 王建喜)

(上接第 30 页)

- [4] 宋文艳. 超燃冲压发动机前体/进气道和隔离段气动设计[J]. 西北工业大学学报, 2004, 22(1): 33-37.
- [5] 鞠玉涛, 周长省, 王政时. 超声速轴对称双锥进气道流场数值模拟研究[J]. 南京理工大学学报, 2005, 29(4): 411-414.
- [6] 白鹏. 进气道入口形状对冲压发动机性能影响数值研究[J]. 计算力学学报, 2006, 23(1): 71-74.
- [7] 韩兆林, 王强. 冲压发动机外压式二元进气道流场计算与分析[J]. 飞机设计, 2005, (6): 11-14.
- [8] 李海龙. 某型固冲发动机进气道流场和结构模拟仿真

[D]. 呼和浩特: 内蒙古工业大学. 2006.

- [9] 刘兴洲, 张传民. 飞航导弹动力装置(上)[M]. 北京: 宇航出版社, 1992.
- [10] 潘文全. 工程流体力学 [M]. 北京: 清华大学出版社, 1990.
- [11] 韩占忠, 王敏. Fluent 流体工程仿真计算实例与应用 [M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2002.

(编辑: 马 杰)