

文章编号: 1000-8055(2010)05-1151-05

基于混合优化算法的固液发动机装药优化设计

饶大林, 李新田, 田 辉, 蔡国飙
(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 为了减小固液发动机工作过程中氧燃比的变化导致的比冲等性能损失, 提出基于差分进化和克隆选择的混合优化算法, 建立装药优化问题的优化模型和优化流程, 采用惩罚函数处理约束条件, 对某型固液发动机进行了装药优化和分析。结果表明该优化算法和流程性能良好, 优化后发动机的性能得到了明显提高, 减小了余药质量分数和工作压强, 改善了燃烧室和喷管的工作环境, 且平均比冲提高了 1.2 %。

关 键 词: 固液发动机; 装药设计; 差分进化; 克隆选择; 优化设计

中图分类号: V436

文献标识码: A

Optimization of grain design for hybrid rocket engine based on hybrid optimization algorithm

RAO Da-lin, LI Xin-tian, TIAN Hui, CAI Guo-biao

(School of Astronautics,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: To decrease the performance loss such as specific impulse caused by oxidizer fuel ratio deviation from optimal value during the working process, a hybrid optimization algorithm based on clonal selection algorithm(CSA) and differential evolution(DE) was proposed in this paper, which was called differential clonal selection algorithm(DCS). An optimization model and a scheme for grain design were established, and penalty function was adopted to eliminate the restrictions. The algorithm, model and frame were applied to a hybrid rocket grain design, and the result indicates a good performance of the algorithm and scheme. After the optimization, excrescent propellant ratio and combustor pressure are reduced, the working condition of combustor and nozzle is meliorated, and an average specific impulse increase by 1.2 percent.

Key words: hybrid rocket engine; grain design; differential evolution; clonal selection; optimization design

固液混合火箭发动机通常是指采用液体氧化剂和固体燃料的混合火箭发动机,它具有安全性好、易实现推力调节、易关机和重启动、推进剂能量较高和经济性好等特点,因此从 20 世纪 80 年代开始固液发动机重新受到国内外学者的重视。关于燃速特性的理论和试验研究以及工作过程数值仿真的大量报道已见诸各类文献(如文献

[1-6])。固体燃料的几何形状是影响固液发动机总体性能的重要因素,装药优化设计是固液发动机设计的重要内容。

燃料的气化速率主要受氧化剂流率的影响,而氧化剂流率主要受装药通道面积的影响。随着发动机的工作,燃料通道大小、燃烧面积和气化速率都不断变化,导致氧燃比、燃气热力参数及发动

收稿日期:2009-04-30; 修订日期:2009-06-26

作者简介:饶大林(1983-),男,四川资阳人,博士生,研究方向为多学科设计优化及其在航天推进理论与工程中的应用。

机性能不断变化. 因此为保证发动机的总体性能最优, 必须对发动机的装药进行优化设计, 使发动机工作过程中的氧燃比尽量接近最佳值.

本文就装药优化设计的方法和流程进行研究. 装药优化属于非线性实数优化问题. 解决此类问题通常采用群智能算法, 如遗传算法、免疫算法、粒子群算法和差分进化等等. 克隆选择算法^[4] (CSA) 是 Castro 等人基于克隆选择原理提出的进化算法, 它属于免疫算法. 差分进化优化算法^[5] (DE) 是由 Storn 和 Price 等人提出的一种简单有效的基于种群的随机搜索算法. 本文首先将克隆选择算法和差分进化优化算法相结合提出基于克隆选择和差分进化的混合优化算法——差分克隆选择算法(DCS), 然后建立装药优化模型和优化流程, 再将其应用于某型固液发动机, 最后对结果进行分析.

1 混合优化算法

1.1 基本的克隆选择算法和差分进化算法

克隆选择算法^[7] (CSA) 的主要特点是采用高频变异和免疫补充操作, 前者在较优点的邻域范围内大规模搜索, 寻找局部最优点, 后者使新抗体进入种群, 以保持种群的多样性. CSA 的群体在局部寻优和全局搜索方面既分工又合作. 克隆扩增和高频变异使较优个体在局部范围内大规模搜索, 具有很强的局部寻优能力; 而免疫补充能保证种群的多样性. CSA 的流程如图 1(a) 所示.

差分进化^[8] (DE) 通过种群内个体间的合作与竞争来实现对优化问题的求解, 具有记忆个体最优解和种群内信息共享的特点. DE 的控制参数少, 有多种差分变异算子可供选择^[9], 操作简单,

能灵活控制局部和全局寻优能力. DE 包括差分变异、交叉和选择等操作步骤. DE 的流程如图 1(b) 所示.

1.2 基于克隆选择和差分进化的混合优化算法

基本的 CSA 采用二进制编码, 其编码和解码操作复杂, 而且难以克服维数灾的问题; 此外, 随机变异虽扩大了搜索空间, 增加了抗体的多样性, 同时也可能破坏亲和度高的抗体, 打乱抗体的结构; 而差分进化也有“早熟”和算法停滞的缺陷.

本文将差分进化作竞争的特点与克隆选择原理的局部寻优和全局搜索分工合作的特点相结合, 提出基于差分操作的克隆选择和免疫补充——差分克隆选择算法(DCS). DCS 采用实数编码, 采用两次差分变异分别代替克隆选择算法的高频变异和免疫补充. 第一次差分变异操作选用局部寻优能力较强的差分变异算子, 实现局部范围内的高效率搜索, 相当于克隆选择的高频变异; 第二次差分变异操作选用全局搜索能力较强的差分变异算子, 保证种群的多样性, 相当于克隆选择的免疫补充. DCS 的步骤如下:

- 1) 初始化, 随机产生 N 个个体作为循环种群 A , 设置克隆个体的数量 a , 克隆倍数 c , 差分收缩因子 F_d 和交叉概率 C , 免疫补充的数量 m , 并计算个体的适应值;
 - 2) 选择活化细胞和免疫补充个体, 从 A 种群中选择 a 个个体作为活化细胞, 记为群体 B ; 选择 m 个个体用于免疫补充, 记为群体 C ;
 - 3) 克隆扩增, 对群体 B 进行克隆扩增, 形成种群 B_c ;
 - 4) 局部差分变异, 选择局部能力较强的差分变异算子, 对 B_c 中的个体进行差分变异和交叉操作, 得到群体 B'_c ;
 - 5) 免疫补充, 选择全局能力较强的差分变异算子, 对 C 中的个体进行差分变异和交叉操作得到群体 C' ;
 - 6) 计算适应值, 计算 B'_c 和 C' 中各个体的适应值;
 - 7) 选择, 若 B'_c 中抗体亲和度高于对应的活化细胞的亲和度, 则选择最优抗体替换活化细胞, 余下的抗体被清除, 将 C' 中较好的个体替换 A 中较差的个体;
 - 8) 检查是否满足终止条件, 若是则终止, 否则重复步骤 2)~7), 进入下一次迭代.
- 步骤 2) 是选择种群中较优的个体作为活化

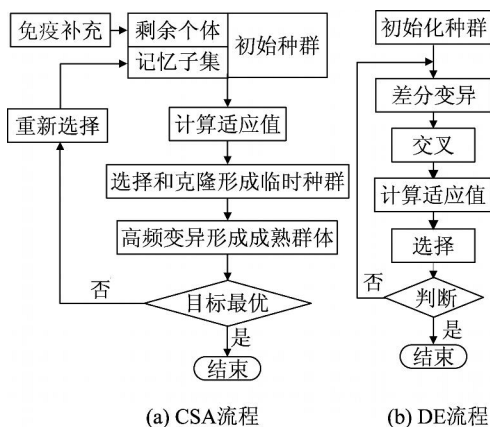


图 1 CSA 和 DE 算法流程

Fig. 1 Flow chart of CSA and DE

细胞. 步骤 3) 的克隆扩增是对活化细胞按一定的倍数进行简单的复制, 为简化算法, 可采用固定的扩增倍数. 步骤 4) 相当于高频变异, 步骤 4) 和 5) 进行差分变异时, 构成差分向量的随机向量从整个种群中随机选择.

2 装药优化模型与优化流程

2.1 目标函数

固体燃料的燃速特性是固液发动机的重要参数. 常用平均燃速公式计算燃速^[1]

$$r = a \cdot G^n$$

(1)

式中 a 和 n 是燃速系数, 可由理论计算或燃速试验得到. 工程上常采用两种燃料气化速率公式, 一种是气化速率 r 仅与主流流率有关^[10], 则 G 由式 (2) 计算; 另一种是 r 与总流流率有关^[11-12], 则 G 由式 (3) 计算.

$$G = G_{ox} = q_{ox} / A_p$$

(2)

$$G = (q_{ox} + q_f) / A_p$$

(3)

其中 A_p 为装药通道横截面积, G 为流率, q_{ox} 为氧化剂流量, q_f 为燃料流量.

发动机工作过程中, 氧化剂流量通常为恒定值或者阶越变化 (例如推力调节), 燃料通道面积逐渐增大, 氧化剂流率不断减小, 从而导致氧化剂燃料流率比 (氧燃比) 不断减小, 燃气热力参数、燃烧室压强、发动机推力及比冲等性能参数也不断变化. 因此, 装药优化设计就是在满足发动机推力、总冲和外径的要求下, 对发动机装药的几何形状及氧化剂流量进行优化, 使发动机工作过程中的氧燃比尽量接近最佳值, 从而使发动机的平均比冲最大, 使发动机的总体性能最优.

固液发动机与固体发动机不同, 其氧化剂与燃料分开贮存, 燃烧过程包括固体燃料内部的传热、气化、升华和热分解以及燃料通道内的气相反应等过程^[6]. 氧化剂流率对燃烧过程有显著的影响. 过小的氧化剂流率将影响燃烧效率和点火过程; 过大的氧化剂流率也不利于点火和组织燃烧. 因此为保证发动机能正常工作, 应将发动机工作过程中的氧化剂流率作为约束条件.

带约束的优化问题不便于直接采用常用的优化算法求解, 为解决此问题, 本文采用惩罚函数将约束条件合并于目标函数中. 以发动机的平均比冲为目标, 以氧化剂流率为约束条件, 并将该约束条件转化为惩罚函数, 建立如下的目标函数.

$$\tilde{I} = \frac{\int F(t) dt}{M_p} - f_p$$

(4)

式 (4) 中 $\tilde{I}$ 为平均比冲, t_a 为工作时间, $F(t)$ 为瞬时推力, M_p 为推进剂的有效质量, f_p 为惩罚函数, 它表示氧化剂实际流率超出流率约束范围的程度, 设氧化剂流率的约束范围为 $[a, b]$, 发动机实际工作过程中的流率范围为 $[x, y]$, 则 f_p 的定义如下:

$$f_p = 10 \left\{ \max \left(0, a - \bar{y} \right) + \max \left(0, y - \bar{b} \right) \right\}$$

(5)

同理, 尺寸和质量等等约束条件可用类似的方法将其转化为惩罚函数, 从而最终得到无约束的优化问题.

2.2 优化流程

由于固体燃料的气化速率取决于氧化剂流量和药柱的通道面积, 而通道面积随时间变化, 所以在给定工作时间的条件下, 药柱的肉厚不能预先确定, 而必须迭代求解. 假如燃速与总流流率有关, 药柱的长度也不能预先确定, 而需要根据总冲和推力等参数迭代求解.

装药优化设计程序由热力计算、推力、比冲和流率计算、肉厚迭代以及药长迭代等程序组成. 由式 (4)~(5) 可知, 将约束条件转化为罚函数后, 装药优化问题为无约束优化问题, 可直接采用 DCS 方法求解. 优化流程如图 2 所示.

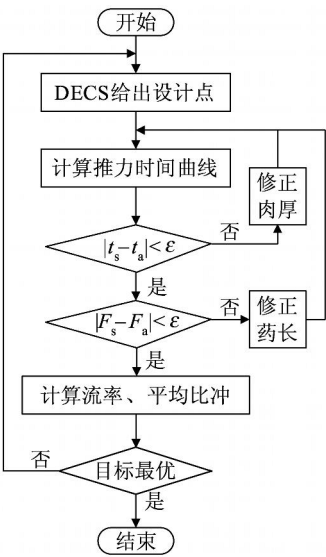


图 2 装药优化设计流程

Fig. 2 Flow chart of grain optimization design

3 优化结果及分析

固液发动机与固体发动机不同, 其燃速通常

较低,这对于需要长时间工作的靶机、悬停飞行器及气体发生器来说是一个优点。但由上述分析可知,随着发动机的不断工作,其氧燃比不断变化,发动机并未工作于最佳氧燃比条件下,所以会造成比冲损失。本文针对某型低成本长时间工作的固液发动机进行装药优化设计。该发动机要求平均推力为5000 N,燃烧室平均工作压强约2 MPa,此外还有对发动机工作时间,直径和药柱长度等参数的约束。

固液发动机通常采用孔形装药。与车轮形装药相比,星形内孔装药设计简单,生产成本低,而且能满足长时间工作的需要。而与管形装药相比,星形内孔装药的燃面变化幅度较小,比冲和性能等参数变化也较小。本文以星孔药柱为研究对象,以发动机的平均比冲为目标,以药柱的几何参数和氧化剂流量为设计变量,以氧化剂流率和药柱长度为约束条件。药柱几何参数包括星角数、星边夹角、星角系数、星槽圆弧半径和星根圆弧半径。

图3(a)为优化前的药柱截面,图3(b)为优化后的截面。图4~图6分别列出了优化前后发动机工作过程中压强、推力、氧燃比和比冲等参数随时间的变化曲线。

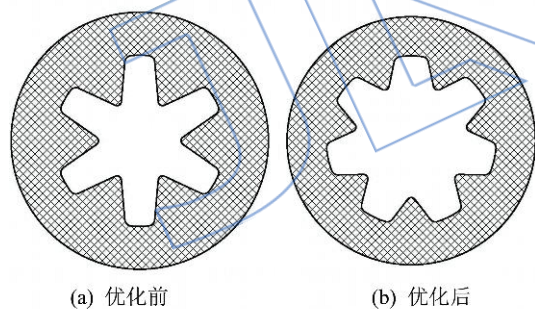


图3 优化前后的药柱截面

Fig.3 Comparison of grain section

由图3可知,优化后药柱星角数由6增加为7,药柱外径略有减小;计算结果表明余药质量分数由6.17%减小到了1.83%。由图4可知,发动机工作过程中推力和压强都随时间减小,这是因为在氧化剂流量固定的情况下,随着固体燃料燃面沿径向的推移,虽然燃烧面积增大,但燃料通道的面积也不断增大,氧化剂流率不断减小而导致燃料的燃速降低,所以燃料的流量减小。由图4还可以看出,优化后的推力时间曲线和压强时间曲线更平缓,变化幅度更小,发动机整个工作过程中,燃烧室压强均小于优化前,最大工作压强由

2.37 MPa减小到2.1 MPa,减小了约11.5%,因此,在满足任务要求的前提下,优化后的装药可以使燃烧室壳体厚度和结构质量减小。

由图5~图6可知,发动机工作过程中的氧燃比在最佳氧燃比附近变化且逐渐增大,这与前面燃料流量逐渐减小的推论是一致的。随着氧燃比的增大,发动机的比冲先增加后减小,在最佳氧燃比附近达到最大值。在达到此最大值之前,随着氧燃比的增加,比冲增大得较快,在此之后,随着氧燃比增加,比冲减小较慢。

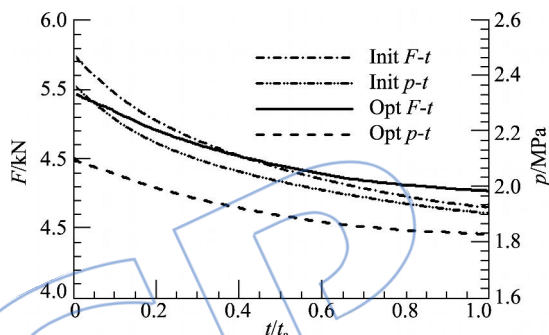


图4 优化前后的推力和压强时间曲线

Fig.4 Comparison of $F-t$ and $p-t$ curves

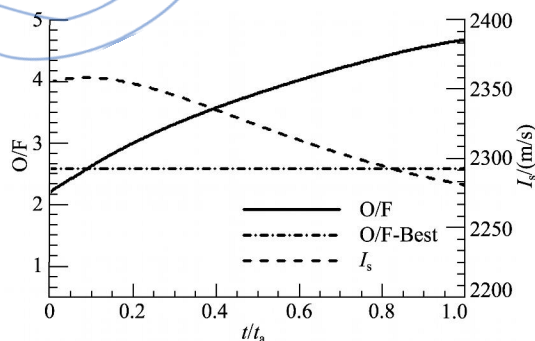


图5 优化前的氧燃比和比冲时间曲线

Fig.5 $(O/F)-t$ and I_s-t curves of the initial scheme

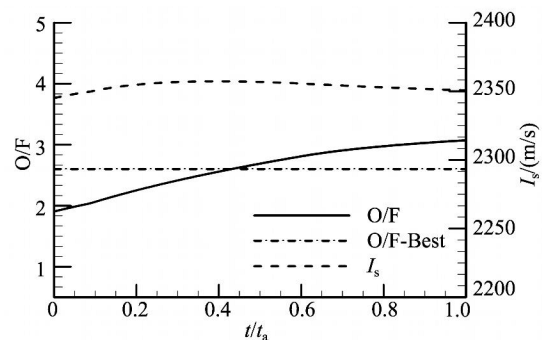


图6 优化后的氧燃比和比冲时间曲线

Fig.6 $(O/F)-t$ and I_s-t curves of the optimized scheme

由图 5~图 6 的对比分析可知,优化前氧燃比变化幅度较大,且大部分时间都工作于大于最佳氧燃比的条件下,瞬时比冲的变化幅度较大,且燃烧室和喷管在大部分时间内工作于富氧条件下;优化后的氧燃比和比冲变化幅度较小,比冲损失较小,改善了燃烧室和喷管的工作环境.本文采用配方的理论最大比冲为 2 358 m/s,优化前的装药的平均比冲为 2 326.7 m/s,优化后的装药的平均比冲为 2 354 m/s,平均比冲提高了约 1.2%.优化后的装药比冲损失小,性能良好.

4 结 论

本文针对固液发动机的装药优化问题,提出了基于克隆选择和差分进化的混合优化算法;采用惩罚函数对各类约束进行处理,得到了无约束的优化模型,简化了优化问题;基于药柱的几何设计方法和上述混合优化算法,建立了装药设计优化流程,并在某型低成本长时间工作的固液发动机装药问题中得到了应用.经优化和分析,得到了如下结论:

- 1) 减小了药柱外径,余药质量分数由 6.17 % 减小到 1.83 %;
- 2) 燃烧室最大工作压强由 2.37 MPa 减小到 2.1 MPa,减小了约 11.5 %,可以减小燃烧室壳体厚度和结构质量;
- 3) 改善了燃烧室和喷管的工作环境;
- 4) 平均比冲由 2 326.7 m/s 提高到 2 354 m/s,提高了约 1.2 %.

燃速公式是影响系统仿真精度的重要因素,为提高仿真精度和优化效果,还需进一步研究燃料的燃速特性.此外,为进一步提高固液发动机的总体性能,还可选取关机速度或冲质比等性能参数作为目标函数.本文的优化算法和优化流程同样适合于其他固液发动机,具有通用性.

参考文献:

[1] Chiaverini M J , Kuo K K. Fundamentals of hybrid rocket

combustion and propulsion[M]. USA : American Institute of Aeronautics and Astronautics , Inc. ,2007.

[2] 田辉,蔡国飙,王慧玉,等. 固液混合火箭发动机燃烧室和喷管流动数值模拟[J]. 宇航学报,2006,27(2) : 281-285. TIAN Hui ,CAI Guobiao ,WANG Huiyu ,et al. Numerical simulation of combustion chamber and nozzle flow in classical hybrid rocket motors [J]. Journal of Astronautics , 2006 ,27 (2) :281-285. (in Chinese)

[3] Salita M. Comparison of four boundary layer solutions for fuel regression rate in classical hybrid rocket motors[R]. AIAA 91-2520 ,1991.

[4] Yee S M , Shaeffer C W. Fuel regression characteristics in two distinct hybrid motor configurations[R]. AIAA 97-3079 ,1997.

[5] Colasurdo G , Pastrone D , Casalino D , et al. Optimal propellant control in hybrid rocket engines [R]. AIAA 95-2393 ,1995.

[6] 田辉,蔡国飙,王慧玉,等. 固液混合火箭发动机固体燃料的燃速计算[J]. 北京航空航天大学学报,2003,23(5) : 379-382. TIAN Hui , CAI Guobiao ,WANG Huiyu , et al. Computation of fuel regression rate in classical hybrid rocket motors [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics ,2003 ,23 (5) :379-382. (in Chinese)

[7] De Castro L N , von Zuben F J. Learning and optimization using the clonal selection principle [J]. IEEE Transactions on Evolutionary Computation , Special Issue on Artificial Immune Systems ,2002 ,6 :239-251.

[8] Storn R , Price K V. Differential evolution - a simple and efficient heuristic for global optimization over continuous spaces [J]. Journal of Global Optimization , 1997 , 11 : 341-359.

[9] Feoktistov V , Janaqi S. Generalization of the strategies in differential evolution [C] // Proceedings of 18th International Parallel and Distributed Processing Symposium. Santa Fe : IEEE ,2004 ,7 :165-170.

[10] Sutton G P. Rocket propulsion elements [M]. 6th ed. New York : John Wiley and Sons ,1992.

[11] Adela B Y , Alon G. Hybrid engine design and analysis [R]. AIAA 93-2548 ,1993.

[12] Estey P , Altman D , McFarlane J S , et al. An evaluation of scaling effects for hybrid rocket motors [R]. AIAA Paper 91-2517 ,1991.