

文章编号: 1000-8055(2008)05-0916-05

基于遗传算法的液体火箭发动机参数优化

张黎辉¹, 凌桂龙¹, 段娜¹, 唐家鹏²

(1. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083;

2. 中北大学 机电工程学院, 太原 030051)

摘 要: 建立了液体火箭发动机系统设计的仿真模型和多目标优化模型, 采用组合优化策略和遗传算法, 针对全流量补燃循环发动机, 进行了不同设计变量和目标函数下发动机性能参数的优化, 求得全局最优解. 计算结果表明, 遗传算法是解决该类问题的有效方法, 可为其它类似发动机的优化提供一定的指导作用.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 液体火箭发动机; 系统分析; 弹道; 优化; 遗传算法

中图分类号: V434

文献标识码: A

Optimization of liquid propellants rocket engine based on genetic algorithm

ZHANG Li hui¹, LING Gui long¹, DUAN Na¹, TANG Jia peng²

(1. School of Astronautics, Beijing University of
Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

2. College of Mechanical and Electronic Engineering
North University of china, Taiyuan-030051, China)

Abstract: The system simulation model and the relevant multiobjective optimization model were established for a type of liquid propellants rocket engine, by hybrid algorithm and genetic algorithm. Aiming at FFSC, performance parameters of engine were optimized under kinds of different design variables and objective functions, and got the global optimum solutions. The calculation results showed that genetic algorithm was the most available method to solve such a type of problem, also it could be guidance for other similar engine optimization.

Key words: aerospace propulsion system; liquid propellant rocket engine; systems analysis; trajectory; optimization; genetic algorithm

液体火箭发动机的设计仿真和优化是一个庞大而复杂的工程, 是提高工程设计水平的重要基础和前提. 系统仿真能从总体上反映发动机各组件参数之间的相互关系, 是系统设计的基础. 性能参数优化使发动机最大限度地满足运载任务的要求, 通过优化可以得到运载器的最佳性能, 获得更高的效益. 本文主要针对液体火箭发动机的设计过程, 利用遗传算法对系统参数进行优化.

1 数学模型

液体火箭发动机优化的数学模型主要包括发动机性能计算、发动机循环计算、发动机质量计算、运载器质量计算、弹道计算和优化方法选择等. 本文把这些计算融入到以下几方面进行相应的建模.

收稿日期: 2007-04-26; 收稿日期: 2007-11-26

作者简介: 张黎辉(1966-), 女, 副教授, 主要从事液体火箭发动机系统设计仿真和优化.

1.1 系统设计仿真

发动机系统仿真是建立在参数平衡基础上的, 依据流量、压强、功率平衡原理可建立简单的发动机物理模型, 通过模型根据已选定的参数(如室压、涡轮泵效率、各组件流阻等) 获得系统其它参数(如各管路流量、涡轮压比、泵扬程等), 这些参数将成为系统和组件的设计参数。

在平衡模型的基础上对系统各主要部件建立计算模型, 仿真过程如图 1 所示。

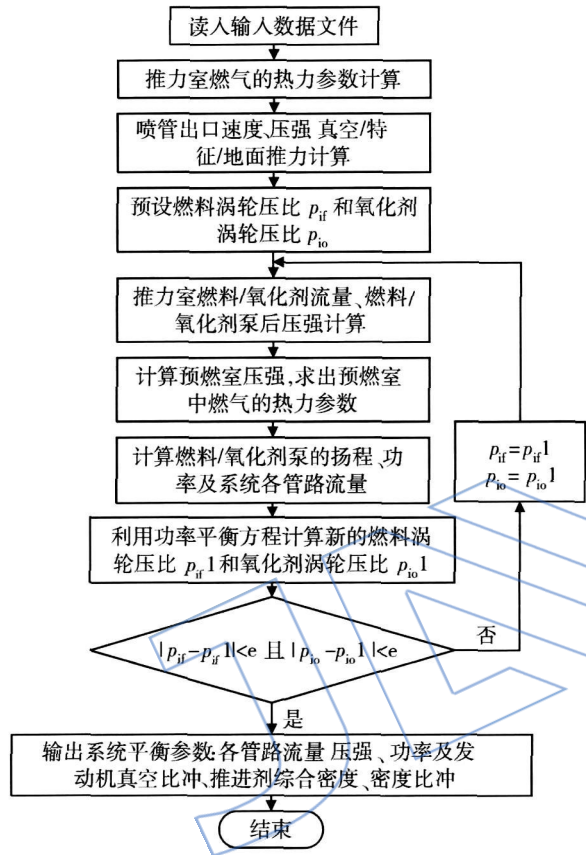


图 1 发动机系统仿真程序流程图

Fig. 1 Simulation program flow chart of engine system

输入数据文件主要包括燃烧室压强、混合比、喷管面积比、预燃室混合比、燃料/氧化剂泵前压强、燃料/氧化剂泵转速等。

1.2 质量模型

质量模型是系统优化的核心, 其建立的优劣直接影响优化精度, 本文主要围绕运载器整体建立质量模型。通常运载器质量包括有效载荷质量、运载器干质量和推进剂质量。运载器干质量又包括发动机质量、贮箱质量、火箭控制系统质量、整流罩质量和箭体本身质量等。对优化结果起主要作用的是发动机质量和贮箱质量。其中, 发动机质量模型的建立是根据泵压式液体火箭发动机的实际特点, 考虑了发动机性能参数、结构尺寸及工艺制造等影响因

素, 利用理论推导、统计学及面密度等方法得到的。质量模型的具体建立过程参考文献[1]。

1.3 弹道模型

为了保护宇航员和设备的安全, 要求运载器的过载系数 n 不能过大, 当达到所允许的最大过载系数 $n_{\max} = 1.5 \sim 5.0^{[2]}$ 时, 为了保持恒定的过载系数, 运载器的推力必须实现大范围调节。本文根据载人运载器的上述特点建立主动段弹道方程, 同时还考虑重力和空气阻力的影响。

运载器的飞行环境简化如下: 1) 大气为理想标准大气; 2) 控制系统理想, 不存在推力偏心, 不考虑飞行滚转, 整个过程完全按程序飞行; 3) 发动机推力能瞬时进入额定状态^[3]。

根据上述条件, 采用典型的运载器飞行轨道^[4], 在平面自然坐标系中建立用于载人的主动段弹道方程

$$\begin{cases} \frac{du}{dt} = \frac{m_p I_{sy}}{m} - g \sin \theta - \frac{\mathcal{M}^2 \rho u^2 C_x}{8m} & n < n_{\max} \\ \frac{du}{dt} = n_{\max} g_0 - g \sin \theta & n = n_{\max} \end{cases} \quad (1)$$

$$\frac{dy}{dt} = u \sin \theta \quad (2)$$

$$\begin{cases} \frac{d\theta}{dt} = 0 & \theta = \theta_1, \theta = \theta_2 \\ \frac{d\theta}{dt} = \frac{\theta_2 - \theta_1}{t_2} & \theta_2 < \theta < \theta_1 \end{cases} \quad (3)$$

$$\begin{cases} \frac{dm_p}{dt} = 0 & n < n_{\max} \\ \frac{dm_p}{dt} = \frac{1}{4I_{sy}} \left[C_x \rho u \mathcal{M}^2 (g_0 n_{\max} - g \sin \theta) \right] & n = n_{\max} \end{cases} \quad (4)$$

$$\frac{dm_p}{dt} = -\dot{m}_p \quad (5)$$

$$\frac{dm}{dt} = -\dot{m}_p \quad (6)$$

$$n = \frac{I_{sy} \dot{m}_p - \frac{1}{2} C_x u^2 \rho S}{mg_0} \quad (7)$$

其中, $\dot{m}_p$ 为运载器推进剂流量; u 为运载器飞行速度; C_x 为空气阻力系数; ρ 为大气密度; D 为运载器柱段截面直径; θ 为运载器俯仰角; m 为 t 时刻运载器瞬时质量; m_p 为 t 时刻运载器推进剂剩余量; n 为 t 时刻运载器瞬时过载系数; I_{sy} 为发动机瞬时比冲; S 为飞行器参考面积; g_0 为地面重力加速度。

2 优化方法

遗传算法是模拟生物在自然环境下的遗传和进化过程而形成的一种自适应全局优化概率搜索方法. 与传统优化方法相比具有如下优点: 1) 群体搜索、全局收敛, 避免传统数值方法的局部性; 2) 不用求解目标函数的导数; 3) 高度的适应性和鲁棒性, 以及计算的可并行性, 搜索效率高.

遗传算法有 4 个运行参数需要提前设定: 1) 群体大小, 取 50~ 500; 2) 终止进化代数, 取100~ 300; 3) 交叉概率, 取 0. 2~ 0. 99; 4) 变异概率, 取 0. 001~ 0. 1.

遗传算法按与个体适应度成正比的概率来决定当前群体中每个个体遗传到下一代群体中的机会多少. 为正确计算这个概率, 要求所有个体的适应度必须为正数或零, 可采用下面两种方法之一将目标函数 $f(x)$ 变换为个体的适应度函数 $F(x)$.

当求目标函数最大值时, 变换方法为

$$F(x) = \begin{cases} f(x) - C_{\min} & f(x) > C_{\min} \\ 0 & f(x) \leq C_{\min} \end{cases} \quad (8)$$

其中, $C_{\min}$ 为一个适当地相对比较小的数.

当求目标函数最小值时, 变换方法为:

$$F(x) = \begin{cases} C_{\max} - f(x) & f(x) < C_{\max} \\ 0 & f(x) \geq C_{\max} \end{cases} \quad (9)$$

其中, $C_{\max}$ 是一个适当地相对比较大的数.

采用二进制编码, 以发动机质量最小为例阐述遗传算法的优化过程. 运行参数设定: 种群大小 100, 最大世代数 300, 交叉率 0. 7, 变异率 0. 03. 由图 2~ 4 可以看出, 初始代中由于个体随机生成, 最佳个体结构的离散性强, 具有全局搜索的特性; 进化到 150 代时, 其基本骨架已经形成, 大部分个体分布在最优值附近; 最终进化到 300 代时, 几乎所有个体都停留在最优值上, 得到了较好的优化结果. 实际计算中, 最佳个体在 50 代时就已经得到, 可见, 遗传算法具有可靠的收敛性和较高的精度.

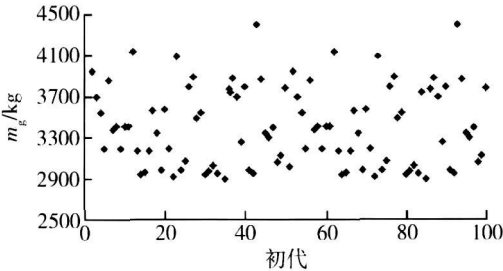


图 2 初代时种群中目标函数分布
Fig 2 Distribution of objective function in the 1st generation

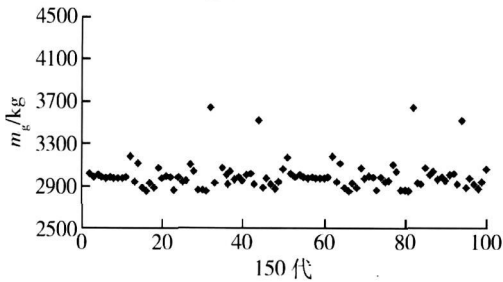


图 3 150 代时种群中目标函数分布
Fig 3 Distribution of objective function in the 150th generation

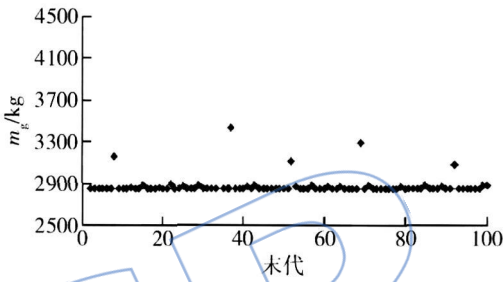


图 4 末代时种群中目标函数分布
Fig. 4 Distribution of objective function in the last generation

3 系统参数优化

在发动机设计阶段, 可将燃烧室压强 p_c 、混合比 r 、喷管面积比 ε 作为设计变量. 优化时需要给定设计变量的变化范围, 可以参考文献 [5] 中各类发动机的研制情况, 并通过系统仿真得到相应的取值范围. 变量范围选择时应该考虑下列因素:

- 1) 室压上限可以通过系统仿真得到, 当室压达到一定数值时, 涡轮输出功率将无法满足系统要求, 系统参数将无法平衡;
- 2) 当混合比达到某一值时, 发动机比冲最大, 混合比的选择应包含此值;
- 3) 影响喷管面积比的因素很多, 取决于给定的运载任务, 同时也受箭体外径影响, 在现有大推力发动机中, RD-0120 的喷管面积比最大, 为 85. 7, 其推力水平和 SSME 相当.

发动机系统设计时, 将要求达到的技术指标作为设计目标或者约束条件. 参数优化时, 可将这些设计目标综合起来构成组合目标函数. 本文采用加权组合法及归一化法获得组合目标函数.

$$f(x) = \sum_{i=1}^n \omega_i \left| \frac{A_i}{A_{0i}} \right| + \sum_{j=1}^m \omega_j \left| \frac{A_{0j}}{A_j} \right| \quad (10)$$

其中, $f(x)$ 为组合目标函数; n, m 分别为极大、极小设计目标的个数; ω 为加权因子, 其值大小决

定于各分目标函数的重要程度, 可在 0~ 1 之间选取; A 为设计目标函数; A_0 为设计目标数值变化的平均值.

优化时可供选择的设计目标为: 发动机质量最小; 比冲最大; 密度比冲最大; 推进剂综合密度最大; 冲量质量比最大; 有效载荷最大; 关机时运载器飞行速度最大等^[6].

基于仿真程序和遗传算法的发动机系统优化流程如图 5 所示, 当以有效载荷最大或关机时运载器飞行速度最大为目标函数时, 系统才自动调用虚框内模块.

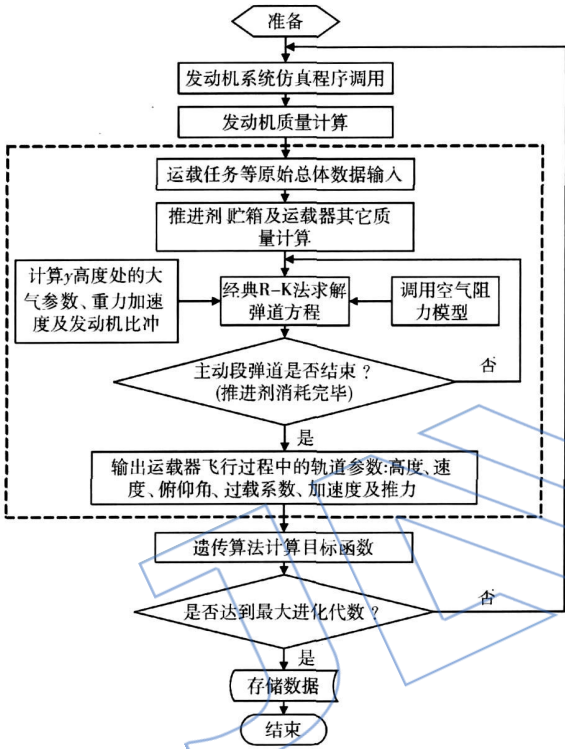


图 5 系统优化流程图

Fig 5 Flow chart of system optimization

以室压、混合比为双设计变量, 给定喷管面积比 60, 对应的单目标和组合目标优化结果如表 1、2 所示; 以室压、混合比、面积比为多设计变量, 对应的单目标和组合目标优化结果如表 3、4 所示. 当采用组合目标函数时, 表中列出了不同加权因子对应的设计变量的变化范围. 表中所指比冲均为真空比冲.

表 1 双变量单目标优化结果

Table 1 Optimism result with double variable and single objective

优化目标	p_c / MPa	r
发动机质量最小	16.2	7.2
冲量质量比最大	16.17	6.88
比冲最大	24	4.49
密度比冲最大	24	7.2
运载器末速度最大	20.02	6.15
有效载荷最大	20.02	6.15

表 2 双变量双目标优化结果

Table 2 Optimism result with double variable and double objective

优化目标	p_c / MPa	r
比冲最大、发动机质量最小	[16.2, 24]	[4.49, 7.2]
比冲最大、综合密度最大	24	[4.49, 7.2]
比冲最大、密度比冲最大	24	[4.49, 7.2]
比冲最大、冲量质量比最大	[16.17, 24]	[4.49, 6.88]
比冲最大、运载器末速度最大	[20.2, 24]	[4.49, 6.15]
比冲最大、有效载荷最大	[20.2, 24]	[4.49, 6.15]

4 结果分析

随着运载任务的不同, 发动机系统设计的性能目标会有所不同. 本文分别针对 2 个、3 个设计变量, 选取单目标函数及组合目标函数, 利用遗传算法进行系统参数优化.

采用的运载器总体任务为: 运载器初始质量 600 t; 运载器起飞过载 1.35; 最大起飞过载 4.5; 发动机数量 4 台(对应的单台地面推力 1 986.5 kN), 运载器飞行高度大于 400 km.

以氢氧全流量补燃循环为例进行发动机系统参数的优化, 设计变量范围选取: $10 \leq p_c \leq 24 \text{ MPa}$; $4.0 \leq r \leq 7.2$; $50 \leq \varepsilon_a \leq 100$.

表 3 多变量单目标优化结果

Table 3 Optimism result with multivariable and single objective

优化目标	p_c / MPa	r	ε_a
发动机质量最小	15.2	7.2	50
密度比冲最大	24	7.2	100
冲量质量比最大	15.42	6.59	50
比冲最大	24	4.49	100
运载器末速度最大	24	6.66	100
有效载荷最大	24	6.66	100

表 4 多变量双目标优化结果

Table 4 Optimism result with multivariable and double objective

优化目标	p_c/MPa	r	ϵ_i
比冲最大、 发动机质量最小	[15. 2, 24]	[4. 49, 7. 2]	[50, 100]
比冲最大、 综合密度最大	24	[4. 49, 7. 2]	100
比冲最大、 密度比冲最大	24	[4. 49, 7. 2]	100
比冲最大、 冲量质量比最大	[15. 42, 24]	[4. 49, 6. 59]	[50, 100]
比冲最大、 运载器末速度最大	24	[4. 49, 6. 66]	100
比冲最大、 有效载荷最大	24	[4. 49, 6. 66]	100

由上述各表可以看出:

- 1) 选取不同的目标函数值时, 燃烧室压强、混合比和喷管面积比的数值波动较大, 在设计过程中应分清各目标函数的主次, 采用正确的目标函数, 以期得到最佳的设计参数;
- 2) 当采用组合目标函数时, 优化结果完全取决于加权因子的选取. 合理的加权因子不仅可以调整各分目标函数值在总目标函数值中的所占比例, 同时也使各变量变化对目标函数值的灵敏度尽可能趋向一致, 比较容易达到预期的优化结果;
- (3) 以关机时运载器飞行速度(或有效载荷)最大为目标时, 可使运载器的性能最佳, 此时对应的其它目标值不一定最佳, 可见, 最佳的各分系统不一定能组成最佳的运载系统, 如果不考虑各分系统的造价, 则以关机时运载器飞行速度(或有效

载荷)最大为目标函数是比较合理的.

5 结束语

本文基于液体火箭发动机的设计过程建立了系统参数平衡模型、发动机质量模型和弹道模型, 编写了系统仿真及优化程序. 以全流量补燃循环发动机为例, 针对不同的目标函数, 利用遗传算法群体搜索、全局收敛的特性, 对发动机性能参数进行优化, 避免了求解的局限性, 得到了可靠的计算结果. 在优化过程中通过线性加权、归一化法来获得组合目标函数, 采用此种方法的关键是加权因子的选取, 关于加权因子的选择还有待进一步探讨.

上述部分结果是基于给定运载任务得到的, 今后还需进一步研究不同运载任务对目标函数的影响.

本文建立的仿真、优化模型同样适用于其它类型的发动机.

参考文献:

[1] 张黎辉, 凌桂龙. 氢氧全流量补燃循环发动机主要参数优化分析[J]. 航空动力学报, 2006, 21(5): 937-942.
ZHANG Lihui, LING Guilong. Optimal analysis of the main parameters of hydroger oxygen FFSC[J]. Aviatric dynamic trasaction, 2006, 21, (5): 937-942.

[2] Козлов А. А. Выбор топлива, схема и основных параметров жидкостной ракетной двигательной установки на ранних этапах проектирования[М]. Москва: Издательство МАИ, 1997: 1-46.

[3] 莫斯卡连科 Г. М. 火箭动力学中的工程设计方法[М]. 北京: 宇航出版社, 1984: 68-73.

[4] 竺苗龙. 星际飞行中的几个问题[М]. 西安: 陕西科学技术出版社, 1980: 112.

[5] 中国航天工业总公司. 世界导弹与航天发动机大全[М]. 北京: 军事科学出版社, 1999.

[6] 朱宁昌, 董锡鉴, 王新龄, 等. 液体火箭发动机设计[М]. 北京: 宇航出版社, 1994: 59-81.