

# 两级固体火箭联合动力装置 的参数优化

黎 斌 周中灵 赵嵎林 吴心平

## 摘 要

本文针对某型导弹由两级固体火箭发动机组成的联合动力装置进行九变量寻优计算。通过采用二维抛物线插值方法及合理组织迭代的技巧,解决了庞大的目标函数计算子程序耗时太多的问题;经大量调试,协调寻优步长、罚因子、收敛精度,最后成功地完成了本文的九维寻优计算,得到了能稳定收敛的最优解。所得最优方案比原参考方案的发动机总重减轻7.03kg(约占总重的2%)。

**主题词:** 固体火箭发动机, 最佳设计

## 一、前 言

固体火箭发动机设计领域开展优化设计方法应用研究最早的是美国,现在各公司都已具备自动化和优化设计程序<sup>[1]</sup>,然而有关这方面的报道没有透露实质性的东西。在国内,从现已发表的文章来看,寻优规模最大的是5维<sup>[2]</sup>,数学模型中作了很大的简化,因此计算功能较差。

作者针对某型导弹两级固体火箭发动机联合动力装置进行了设计参数优化计算工作,完成了预定的任务。

## 二、优化设计一般原理简介

优化设计原理可用如下框图表示:

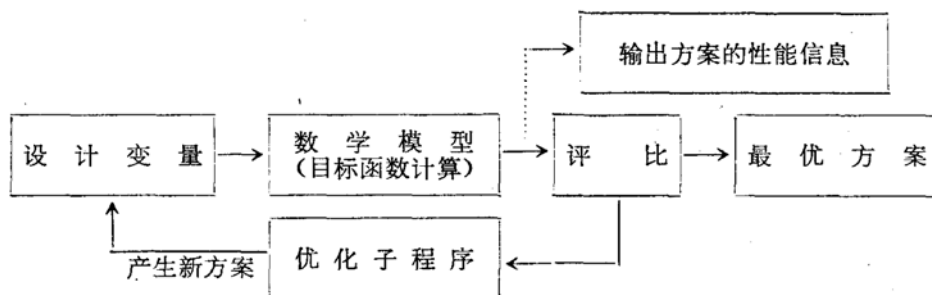


图1 优化设计框图

数学表达为:

设变量空间为 $E^n$ , 设计变量为 $X(x_1, x_2, \dots, x_n)$ , 目标函数为 $f(X)$ , 求 $X \in E^n$ , 使满足

$$\begin{cases} \text{Min } f(X) \\ g_i(X) = 0, \quad i = 1, 2, \dots, m \\ h_j(X) > 0, \quad j = 1, 2, \dots, k \end{cases}$$

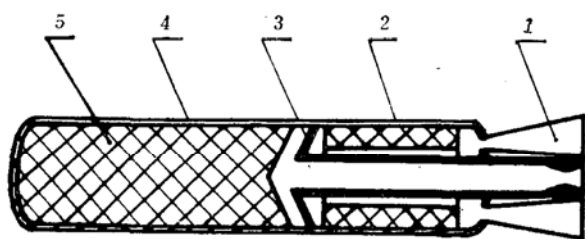
式中设计变量  $X(x_1, x_2, \dots, x_n)$  为确定一个设计方案的一组相互独立的变量, 目标函数  $f(X)$  是评价设计方案好坏的指标值, 约束条件  $g_i(X)$ ,  $h_j(X)$  是对设计的具有数量要求的系统指标。

由图 1 可见, 数学模型及优化子程序是优化设计工作的核心部分。数学模型将常规的固体火箭发动机初步设计计算用数学的形式与方法来加以描述并程序化; 优化方法常用的是有约束的数值解法。

### 三、目标函数、寻优变量及约束条件

本文根据型号研制中减重的需要, 选该联合动力装置总重作为目标函数。

寻优变量的选择根据实际需要与计算能力来进行, 既要抓住主要矛盾, 又要不至于维数太多, 使计算难以进行。作者对该联合动力装置的设计任务要求及结构 (见图 2) 与技术特点进行深入细致的分析, 掌握了其主要特点:



- 1——助推器喷管
- 2——助推器壳体
- 3——公共底
- 4——主发动机壳体
- 5——主发动机装药

图 2 联合动力装置结构简图

(1) 主发动机与助推器采用公共底结构, 助推器为环形, 长尾管直径与助推器的燃烧室容积间相互影响。长尾管直径是一个需经寻优确定的重要设计参量。

(2) 发动机外径 (弹径) 有一规定的最大值限制, 主发动机喷管与环形助推器的两个喷管间争膨胀比, 助推器的喉径也要经寻优确定。

(3) 主发动机工作时间很长, 烧蚀问题严重; 喷管喉径较小, 二相流损失大。燃烧室设计工作压力和推

进剂铝粉含量值, 既影响到能量特性又影响烧蚀率, 要综合权衡利弊后确定。

(4) 环形助推器的星孔装药参数要协调燃面变化的中性度与余药之间的矛盾而确定; 喉通比  $J_0$ 。初值的大小要协调提高装填密度与降低侵蚀峰间的矛盾, 等等。

为了全面协调各种矛盾以得出最优方案, 必须把以上这些对目标函数影响显著的设计参数选为独立设计变量, 在寻优计算中确定。

于是, 作者选定以下九个独立设计变量:

- ①主发动机 (二级) 平均工作压力  $p_{c2n}$ ;
- ②二级推进剂铝粉含量  $N_{A12}$ ;
- ③长尾管外径  $D_w$ ;
- ④助推器 (一级) 常温平均工作压力  $p_{c1n}$ ;
- ⑤一级初始喉通比  $J_1$ ;
- ⑥一级喷管喉径  $D_{t1}$ ;

⑦一级推进剂铝粉含量  $N_{Al1}$ ;

⑧星孔角度系数  $c_1$ ;

⑨星孔内切圆半径  $A_{r_2}$ 。

其中推进剂铝粉含量作为变量变化时,假设推进剂中总的固体填充量保持某定值。

约束条件根据总体对该联合动力装置提出的性能要求及具体结构特点来确定。本文的约束条件有:一、二级总冲满足总体要求,二级常温推力为总体要求值,一级高温最大推力不大于额定最大值,一级低温工作时间不大于规定最大值,壳体壁厚不小于工艺允许的最小壁厚等十四个约束条件。

#### 四、数学模型简介

在选定了目标函数、寻优变量并确定了约束条件之后,接着建立计算目标函数的数学模型。

本文的数学模型由八种计算模块组成:

- (1) 热力计算,采用最小自由能法<sup>[4]</sup>;
- (2) 比冲损失计算,采用美国SPP程序中所用的Coats公式<sup>[5]</sup>;
- (3) 亚音速长尾管出口总压计算,采用文献<sup>[6]</sup>介绍的计算方法;
- (4) 烧蚀热防护设计计算,采用一些被广泛使用且经试算适合本文情况的经验公式;
- (5) 内弹道计算,采用考虑侵蚀的“增量法”<sup>[8]</sup>;
- (6) 壳体强度设计计算;
- (7) 星孔装药燃面变化规律计算;
- (8) 几何及重量计算,采用“标准形体组合法”。

在数学模型中,采用了一些经验公式。在计算过程中,作者根据已有的一些评价观点再结合试算对比情况进行了各经验公式的精度分析,结果表明,数学模型中各计算公式的精度对初步设计计算是足够的。

#### 五、优化方法选择与寻优计算

根据现有的各种优化方法的算法特点,作者选择外点罚函数法套模矢法的优化方法。主要优点:①对目标函数与约束函数无凸性要求;②输入的设计变量初值在可行域内、外均可。

在建立了数学模型、选择好优化方法并编制好相应的程序之后,开始进行寻优计算。由于所建数学模型包括了复杂的计算,计算量很大,因此,计算一次目标函数耗时很多。而优化计算是要成百上千次地计算目标函数,所以必须采取措施,克服耗时太多的困难。

通过试算观察,发现在目标函数计算中耗时最多的是这样两个环节:一是热力计算,二是多处的迭代计算。为了减少热力计算的时间,作者采用了二维抛物线插值方法<sup>[7]</sup>,即先把大量的热力计算结果制成数据库输入程序中,在计算过程中进行插值。经计算对比表明,利用此种方法既能满足精度要求,又能大大地缩短机时,解决了第一个环节的问题。

对于迭代问题,作者按迭代值变化规律确定迭代形式,以加快迭代速度。

①当初设值和计算值按图3(a)规律变化时,即在精确值左右跳动时,按以下迭代形式:新假定值  $X_0^{(i+1)} = (\text{旧假定值 } X_0^{(i)} + \text{计算值 } X_{\text{计}}^{(i)})/2$

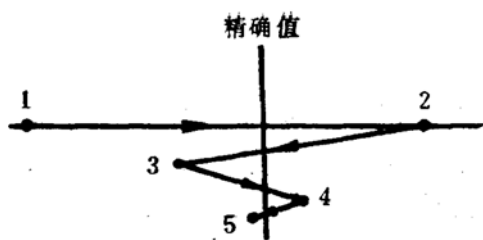


图 3(a) 初设值和计算值变化规律示意图



图 3(b) 初设值和计算值变化规律示意图

②当初设值和计算值按图 3(b)规律变化时, 按以下迭代形式:

新假定值  $X_0^{(i+1)} = \text{计算值 } X_{\text{计}}^{(i)}$

通过采用这些计算技巧, 很有效地节省了机时。

经大量调试计算协调寻优步长、罚因子、收敛精度, 最后成功地完成了九维寻优计算, 收敛稳定。表1、表2列出了本文算例的四种不同初点及对应的寻优计算结果:

表 1 初始设计变量  $X_0$

| 组<br>号 | 变量名<br>单位 | $p_{c1n}$          | $N_{At1}$ | $J_1$ | $D_{t1}$ | $E_{sp}$ | $A_{r2}$ | $p_{c2n}$          | $N_{At2}$ | $D_w$ | 目标函数<br>$W_M$ |
|--------|-----------|--------------------|-----------|-------|----------|----------|----------|--------------------|-----------|-------|---------------|
|        |           | Pa                 | %         | /     | cm       | /        | cm       | Pa                 | %         | cm    | kg            |
| 1      |           | $7.84 \times 10^6$ | 18.0      | 0.5   | 6.45     | 0.71     | 6.0      | $5.88 \times 10^6$ | 9.0       | 9.50  | 351.50        |
| 2      |           | $6.76 \times 10^6$ | 18.5      | 0.5   | 6.51     | 0.705    | 5.9      | $6.27 \times 10^6$ | 10.0      | 9.45  | 351.21        |
| 3      |           | $8.33 \times 10^6$ | 16.0      | 0.49  | 6.50     | 0.71     | 6.03     | $5.98 \times 10^6$ | 7.0       | 9.50  | 352.20        |
| 4      |           | $7.84 \times 10^6$ | 18.0      | 0.51  | 6.50     | 0.766    | 5.9      | $4.90 \times 10^6$ | 14.0      | 9.80  | 356.48        |

表 2 优化计算结果  $X^*$

| 组<br>号 | 变量名<br>单位 | $p_{c1n}$          | $N_{At1}$ | $J_1$ | $D_{t1}$ | $E_{sp}$ | $A_{r2}$ | $p_{c2n}$           | $N_{At2}$ | $D_w$ | 目标函数<br>$W_M$ |
|--------|-----------|--------------------|-----------|-------|----------|----------|----------|---------------------|-----------|-------|---------------|
|        |           | Pa                 | %         | /     | cm       | /        | cm       | Pa                  | %         | cm    | kg            |
| 1      |           | $7.11 \times 10^6$ | 20.1      | 0.52  | 6.45     | 0.70     | 5.97     | $6.37 \times 10^6$  | 6.71      | 9.41  | 349.45        |
| 2      |           | $7.05 \times 10^6$ | 20.1      | 0.514 | 6.45     | 0.70     | 5.99     | $6.272 \times 10^6$ | 6.90      | 9.45  | 349.56        |
| 3      |           | $7.01 \times 10^6$ | 20.1      | 0.514 | 6.45     | 0.70     | 5.97     | $6.37 \times 10^6$  | 6.80      | 9.41  | 349.46        |
| 4      |           | $7.11 \times 10^6$ | 20.1      | 0.512 | 6.45     | 0.701    | 6.50     | $6.18 \times 10^6$  | 6.79      | 9.44  | 349.75        |

由计算结果可见,从不同的初点进行寻优迭代,都能稳定收敛于最优点,四组优化结果的目标函数值间的最大相对误差为 $0.87 \times 10^{-3}$ ,最优方案的发动机总重比参考方案减轻7.03 kg,这对于提高发动机性能具有较大的意义。

为了验证所得最优解是局部最优解还是全局最优解,作者采用了下列方法。

- ①改变初点,从不同的方向寻优;
- ②参数分析计算,观察每个变量单独变化时的极值点情况;
- ③随机投点计算,观察有没有比之更好的点。

结果表明,本文所得最优解在工程可行域内为全局最优。

此外,作者还对优化结果的合理性进行了分析,结果表明,优化结果所指示的最优方向与实际分析是一致的,所得结果是合理的。

## 六、结 论

1. 采用外点罚函数法套模矢法的优化方法进行九维有约束优化计算是可行的,而且很有效。最优方案的该联合动力装置总重比预研参考方案的总重减轻7.03 kg,约占总重的2%。

2. 从优化结果看(见表2),最优方案的设计参数和预研中按常规方法得到的参考方案相比, $p_{c1}$ 趋向低, $p_{c2}$ 趋向高; $N_{A11}$ 趋向高, $N_{A12}$ 趋向低; $D_w$ 趋向小, $D_{r1}$ 趋向小; $J_1$ 较高, $e_1$ 、 $A_{r2}$ 适中。

3. 在优化计算中发现,推进剂中铝粉含量的最优值与发动机大小(或喷管喉径大小)密切相关。大发动机的最佳铝粉含量较高;小发动机的最佳铝粉含量较低。

4. 通过本论文的研究工作,作者很乐观地看到了优化设计方法在固体火箭发动机设计领域的应用前景。

## 参 考 资 料

- (1) 蔡宣三:《最优化与最优控制》,清华大学出版社,1982,12。
- (2) Billheimer, J.S.: Optimization and Simulation in Solid Rocket Design, AIAA68-488。
- (3) 赵岷林、汪亮、黎斌:一种固体火箭发动机的优化设计与参数分析,《推进技术》,1987,2。
- (4) 汪亮:推进剂性能计算的计算机程序,西工大科技资料总字第775期,1979,10。
- (5) Coats, D.E.: A Computer Program for the Prediction of Solid Rocket Motor Performance, Vol.2, AD-A015141。
- (6) 西工大802教研室:《固体火箭发动机设计》,(下),1983,7。
- (7) 北航、西工大合编:《有翼导弹总体设计原理》,国防工业出版社,1980,12。
- (8) 汪亮:固体火箭发动机内弹道计算的计算机程序,西工大科技资料总字第959期,1979,10。

## **PARAMETRIC OPTIMIZATION OF A TWO-STAGE SOLID ROCKET UNITED MOTOR**

Li Bin    Zhou Zhongling    Zhao Meiling    Wu Xinping

### **Abstract**

An approach was performed to develop a mathematical model for the parametric optimization of a two-stage solid rocket united motor. The objective function is the total motor weight. This model can be used in preliminary design.

The optimization technique employed in this paper is SUMT—pattern search. There are 9 independent variables in the optimization process, and finally, an optimum result for a practical engineering problem is obtained.

**Keywords:** Solid rocket engine, Optimum design

## **PREDICTION OF TWO-DIMENSIONAL SUPERSONIC NOZZLE FLOW FIELD**

Fang Guoyao

### **Abstract**

This paper presents a method of two-dimensional characteristic which can be applied to the calculation and design of a rocket supersonic nozzle. Some useful conclusions are drawn from the analysis of computational results. The results, brought about by the method are so good that the method can be suggested as a reference for nozzle design and heat transfer analysis of rocket nozzle.

**Keywords:** Rocket engine nozzle, Isentropic flow, Characteristic method

## **A COMBUSTION MODEL FOR THE HIGH-PRESSURE LIQUID HYPERGOLIC BIPROPELLANT ROCKET ENGINE**

Chen Xinhua    Li Yuanping    Zhuang Fengchen

### **Abstract**

A steady-state combustion computer model for the high-pressure liquid hypergolic bipropellant rocket engine is presented in this paper. The results of the calculation and the analysis of effects of combustion chamber pressure, mixture ratio, propellant injection temperature and injector type on the combustion processes are reported. The computational results are in good agreement with the experiment.

**Keywords:** Liquid propellant rocket engine, Combustion efficiency, Combustion chamber, Injection, Temperature distribution