

固体火箭发动机三维药柱燃面 自动化设计方法研究^①

高 波 叶定友 侯 晓 孙利清 蹇泽群

(陕西动力机械研究所, 西安, 710025)

摘 要: 提出了一种三维药柱燃面自动化设计的新方法; 根据设计者输入的设计指标和全局参数值, 自动确定一系列药柱结构可选方案, 自动对每一个结构方案进行药形几何参数的优化设计, 自动对结构方案进行优选, 并确定出可行的药柱设计方案, 输出燃面设计结果。经实例设计, 表明该方法是切实可行的。

主题词: 固体推进剂火箭发动机, 推进剂药柱, 自动程序设计, 最优设计

分类号: V435.21

AUTOMATIC APPROACH FOR 3-D GRAIN BURNING AREA DESIGN OF SOLID ROCKET MOTOR

Gao Bo Ye Dingyou Hou Xiao Sun Liqing Jian Zequan

(Shaanxi Inst. of Power Machinery, Xi'an, 710025)

Abstract: An improved automatic approach for 3-D grain burning area design of solid rocket motor was developed. According to the input data of the design indexes and the whole variables, the approach could automatically determine a number of probable projects of grain construction, optimize the grain configuration geometry for every project, select the preferred projects, and obtain the final grain burning area design results. The approach was utilized in 3-D grain burning area design of some experimental motors. The results show that this approach is practical and effective.

Subject terms: Solid propellant rocket engine, Propellant grain, Automatic programming, Optimum design

1 引 言

药柱燃面设计是固体发动机内弹道设计的基础, 药柱燃面自动化设计的主要内容包括: (1) 根据设计指标, 自动确定药柱结构可选方案; (2) 自动对每一个结构方案进行几何参数优化设计; (3) 根据计算结果, 自动对结构方案进行优选, 确定可行的药柱设计方案, 并输出燃面设计结果。目前存在的主要问题有: (1) 没有建立有效的药柱结构生成和优选模型; (2) 没有建立和药柱结构相关联的药形几何参数优化设计数学模型。本文从建立三个模型入手, 提出了一种三维药柱燃面自动化设计的新方法。

2 三维药柱结构生成模型

利用三维药柱结构图形库的查询和分类功能来实现药柱结构自动生成的工作量大, 也

^① 收稿日期: 1998-03-27, 修回日期: 1998-05-18

很难与药形参数的优化设计联系在一起。本文发展了建立药形外型面、前封头和后封头可选方案模型库的方法,以确定每一种结构方案的模型变量及所能满足的性能指标范围,并将药柱结构的几何参数参量化。这样只要确定三部分的模型变量,就可以确定整个药柱的结构方案。这种方法的主要优点有:(1) 方案组合灵活,大大减少建立药柱结构可选方案模型库的工作量;(2) 可以方便地与药形参数的优化设计联系在一起。图 1 是药形模型库中的一种典型的前封头翼柱药形的结构图。

药形的几何参变量,除图中所示外,还有 δ 和 n_o (翼宽和翼数), r, h, x (环向槽的宽度、高度和轴向位置参数),环向槽可根据设计需要选择使用。以图 1 的前封头药柱结构方案为例,各性能参数的取值范围如表 1 所示。

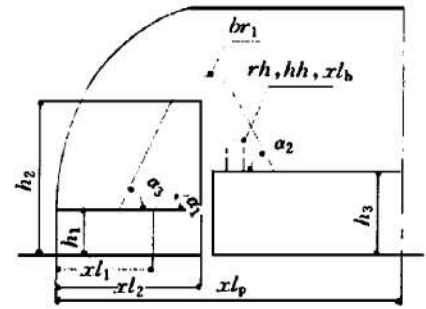


Fig. 1 Finocyl grain construction figure in forward dome

Table 1 Numerical value ranges of performance parameters

Performance parameters	Numerical value ranges
Variable value in forward dome construction	2
Loading fraction of grain volume	0.85~0.95
Ratio of outside and internal hole diameters of grain	3~6
Ratio of length and diameters of grain	≤ 3
Burning area ratio	≥ 1.05
Type parameters of SRM	Big (1), Medium and small (2), Space flight (3)

3 三维药柱燃面优化设计数学模型

建立和药柱结构相关联的药形几何参数优化设计数学模型的最大困难是如何根据不同的药柱结构,自动选取相应的优化变量,并进行优化计算,得到优化结果。

目前,三维药柱燃面的计算方法较多,但燃面解析计算法没有通用性^[1];微分法的药柱燃面通用坐标计算法虽具有较好的通用性,但其计算结果的准确性和燃面计算的输入数据方法使它难以用于药形的优化设计^[2];将药柱燃面计算通用坐标法改为积分法计算燃面^[3],准确性有了较大提高,但输入数据多的问题仍未得到解决;实体造型燃面计算法^[4~6]同样不适合用于药形的优化设计。为满足和药柱结构相关联的药形几何参数优化设计数学模型的要求,本文将药形的全部输入参数进行参量化(图 1),并对每一种药柱结构都预先设定优化设计变量。

(1) 以燃面比最小为药柱优化设计的目标函数: $f(\vec{x}) = Ab_{\max}(\vec{x})/Ab(\vec{x})$

(2) 为了实现药柱燃面的自动化设计,把模型库中的所有药形的输入参数(包括性能参数,结构几何参数等)分为全局参数和优化设计变量。如对图 1 的前封头翼柱药形,预先选取了药形关键参数 $h_1, h_2, h_3, x_{12}, \alpha_2, \alpha_3, \delta$ (翼宽)和 n_o (翼数)为优化设计变量,其它所有燃面自动化设计所需的输入参数设计为全局参数,统一赋值。

(3) 对设计变量给出几何上下限(参考图 1),上下限值根据全局参数来确定。如对图 1,设计变量的上下限可确定为:

$$R_{\text{igniter}} < h_1 < R_{\text{igniter}} + \Delta h_1$$

$$x_{11} < x_{12} < x_{1p}$$

$$\alpha_1 \leq \alpha_3 \leq 90^\circ$$

$$h_3 < h_2 < R_{\text{case}} - R_{\text{propellant}} \times t'_{\text{burn}} - R_1$$

$$0^\circ \leq \alpha \leq 90^\circ$$

$$\Delta\delta < \delta < \frac{2\pi h_1}{n_o}$$

$$R_{\text{igniter}} + \Delta h_1 < h_3 < \frac{R_{\text{case}}}{4}, \quad (\text{if } \frac{R_{\text{case}}}{4} < R_{\text{igniter}} + \Delta h_1, \text{ then } h_3 = R_{\text{igniter}} + \Delta h_1)$$

$$4 \leq n_o \leq 12$$

式中: R_{igniter} 为点火器半径, R_{case} 为壳体内半径, Δh_1 为点火器和药柱内孔的许可间隙, $\Delta \delta$ 为翼片许可的最小厚度, $R_{\text{propellant}}$, t_{burn} 分别为推进剂燃速和推进剂翼顶部燃烧时间。对药柱体积装填分数给出下限, 推进剂质量给出上下限。

(4) 优化方法采用混合罚函数调 DFP 法或复合形等其它方法, 燃面计算采用积分法。

4 方案优选及设计实例

根据不同药柱结构方案的优化计算结果, 按下面的步骤进行方案的比较和优选:

(1) 比较设计方案的性能指标 (药柱体积装填分数、药柱外径和内孔直径之比、药柱长径比、燃面比), 确定满足设计要求的设计方案;

(2) 按药柱结构的每一种性能指标参数进行设计方案的排序;

(3) 如有关键设计指标, 则按关键设计指标确定最佳的药柱设计方案;

(4) 对都满足设计要求的方案, 按各部分药柱结构的复杂性系数的大小来确定最终方案。

根据主要设计指标, 用建立的设计方法进行了燃面自动化设计, 并得到了药柱体积装填分数为 0.9239, 燃面比为 1.097 的优选方案, 药形结构如图 2 所示, 图 3 为燃面肉厚关系图。

主要设计指标为: 体积装填分数 ≥ 0.92 , 燃面比 ≤ 1.1 , 壳体内径、筒段长度: 472mm, 370mm, 前后封头开口半径: 27mm, 70mm。

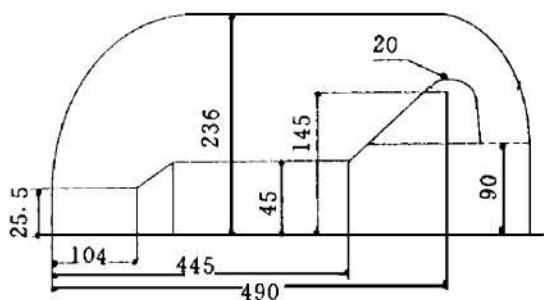


Fig. 2 Construction figure of design project

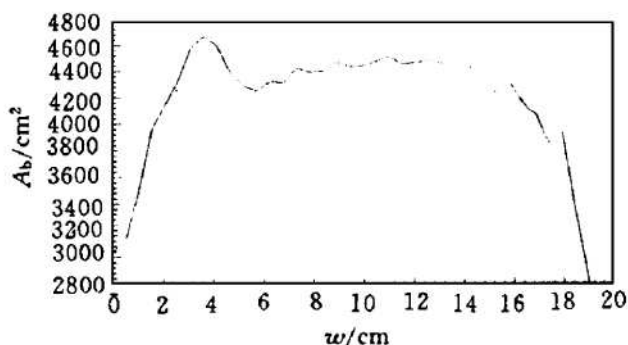


Fig. 3 Relation of burning area vs web

参 考 文 献

- 1 王光林. 固体火箭发动机设计. 西安: 西北工业大学出版社, 1994.
- 2 孙利清, 黄代尧. $\eta_v \geq 0.92$ 药柱型面优化设计研究及计算机程序. 陕西动力机械研究所, 1992.
- 3 侯 晓, 蹇泽群. 固体火箭发动机药柱燃面计算通用积分法. 陕西动力机械研究所, 1992.
- 4 方蜀州, 胡克嫻. 固体火箭发动机三维药柱燃面推移仿真技术及燃面通用技术方法. 固体火箭技术, 1993 (4)
- 5 田维平, 王 琨. 固体火箭发动机 CAD 及燃烧模拟分析. 固体火箭技术, 1993 (3)
- 6 高 波. 固体火箭发动机 CAD 技术研究: [学位论文]. 西安: 陕西动力机械研究所, 1993.