

固体火箭发动机喷管座和壳体接头组合结构的优化设计

陕西动力机械研究所 蒋 华* 何自信 陈汝训

【摘要】 本文采用准则法和数学规划法相结合的方法成功地解决了固体火箭发动机喷管座和壳体接头组合结构的优化设计问题,为减轻结构质量,为寻求喷管座最佳型面和尺寸提供了有价值的方法和结论。以现有某结构为例,经过优化设计,质量降低 16.35%,明显地提高了发动机质量比。

一、前 言

喷管座是喷管和壳体的重要连接部件,也是质量较大的部件。合理选择喷管座结构形式和尺寸,既保证安全可靠又使结构质量最轻是发动机研制的重要课题之一。喷管座在燃烧室压力作用下,不仅受均布内压而且在与大端法兰连接处承受较大弯矩,产生应力峰值。为使这种应力峰值限定在安全范围之内,一般都把锥体和法兰的壁厚设计得很大,这不仅大大提高了结构质量,而且有时可能使应力峰值更大,达不到预期目的。只有通过优化设计从型面上改进喷管座结构形式才是解决问题的好办法。喷管座用连接螺栓组装于壳体,其变形和应力与壳体结构尺寸有直接关系。探索优化的设计方案时,必须把喷管座和壳体结合起来统一考虑。而壳体中尤以接头部位至关重要,质量也较大,需加详细分析。因此我们以结构质量为目标函数,以各部位最大应力不超过许用值为主要限制条件,探讨喷管座和壳体接头组合结构的有约束优化设计问题,所得结果十分满意。

二、结构简图及优化设计的数学模型

根据以往强度计算经验,喷管座在靠近大端法兰连接处有一锥角改变的过渡锥可减小应力峰值,又参考文献 [1] 引用的国外有关资料,为寻求喷管座最佳结构形式,假定倒锥体为三锥段结构。为简化计算,壳体封头在适当位置简化为无限长锥壳。假定和简化的喷管座和壳体接头结构简图示于图 1。

1. 设计变量 为简化优化计算,我们假定下列参数为设计给定值(图 2):壳体开口半径转换为连接螺栓所在圆半径 R_0 ,倒锥小端半径 R_1 、 R_2 ,倒锥轴向高度 B_0 ,壳体接头径向高度 R_s ,顶部宽度 H_s 与壳体相接斜度 B_s 。这些给定值在优化计算中固定不变。优化设计变量为锥

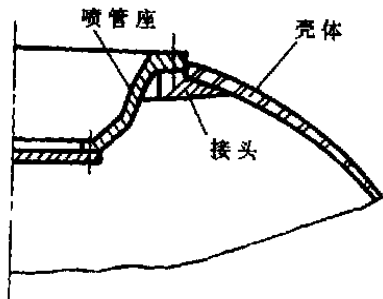


图 1 喷管座和壳体接头结构简图

体各锥段的锥长、锥角、壁厚, 法兰盘的宽度和厚度, 壳体接头各部位几何尺寸以及连接螺栓直径和数量等共计 19 个, 详见图 2。

2. 目标函数 为了提高发动机质量比, 在保证安全工作的情况下, 使结构质量最轻, 取目标函数为结构质量 G

$$f(x) = G = G_0 + \sum_{i=1}^n \frac{\pi \rho_i s_i}{3000} [(2r_{i1} + r_{i2})h_{i1} + (r_{i1} + 2r_{i2})h_{i2}] \quad (1)$$

式中: G_0 为连接螺栓等非壳元质量, ρ_i 为 i 壳元比重, s_i 为 i 壳元母线弧长, r_{i1} , r_{i2} 为 i 壳元两端半径, h_{i1} , h_{i2} 为 i 壳元两端壁厚, n 为结构所划分的壳元数。

3. 约束条件 (1) 强度校核, 各部位最大合成应力不超过许用应力。即最小安全系数大于 1:

$$g_1(x) = \min\{K_i\} - 1 \geq 0 \quad (2)$$

(2) 为保证燃烧室的密封性, 上下法兰之间的相对转角限制在 1° ($\pi/180$ 弧度) 之内:

$$g_2(x) = (\pi/180) - \Delta\beta \geq 0 \quad (3)$$

(3) 各变量之间必须满足特定的几何关系 (图 2):

$$h_1(x) = x_1 + x_4 + x_7 - B_0 = 0 \quad (4)$$

$$h_2(x) = x_2 + x_5 + x_8 + x_{11} + x_{12} + R_2 - R_0 = 0 \quad (5)$$

(4) 部分变量必须满足有关工艺结构关系: 上法兰厚度不低于 1.2 倍螺栓直径:

$$g_3(x) = x_{13} - 1.2 \cdot x_{18} \geq 0 \quad (6)$$

下法兰宽度不低于 2 倍螺栓直径:

$$g_4(x) = x_{16} - 2 \cdot x_{18} \geq 0 \quad (7)$$

螺栓间距不低于 2 倍螺栓直径:

$$g_5(x) = (2\pi \cdot R_0 / x_{19}) - 2 \cdot x_{18} \geq 0 \quad (8)$$

喷管座各壁厚不得小于工艺限制的最小壁厚 h_{min} (取 $h_{min} = 1\text{cm}$):

$$g_6(x) = h_i - h_{min} \geq 0 \quad (9)$$

还有其它一些约束关系这里从略。

优化数学模型确定以后, 要求在结构分析的基础上, 按预定的精度要求用优化方法求 $\min f(x)$, 并满足 $g_i(x) \geq 0$, $h_j(x) = 0$ 。若不满足精度要求, 再自动改变设计变量, 进行结构分析, 往复循环, 直到求得最优解为止。

三、结构分析和优化方法

结构分析 结构分析就是计算组合结构各部位的应力和位移。喷管座和壳体接头应力计算采用文献 [2] 介绍的旋转壳应力分析的系数配置法, 无限长锥壳边界处理采用文献 [3] 的

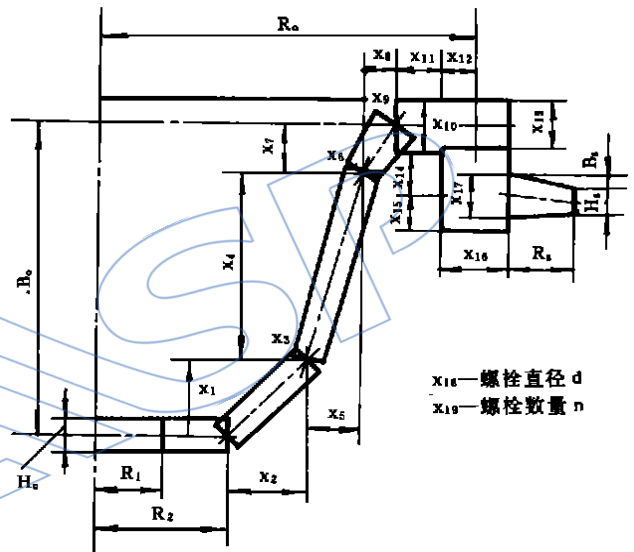


图 2 三锥段喷管座与简化的壳体结构简图

分段解析法的有关公式, 这里不再赘述。

计算实例, 我们取某 01 发动机后封头及倒锥形喷管座组合结构进行结构分析。压强 $P = 5 \text{ MPa}$, 计算结果绘制在图 3 中, 测试结果也相应标出。可看出二者吻合很好, 说明结构分析方法是正确的, 用于优化设计是有效的。

优化方法 现行的优化方法有优化准则法和数学规划法两类。准则法是确定一种准则作为优化目标的方法, 规划法是设计变量在约束条件限制下求目标函数极值的方法。这两种方法使用中各有优缺点。对本题这样无显式表示目标函数、约束条件又很复杂的结构优化问题, 单用任何一种方法都不理想。我们采用准则法—规划法相结合的方法, 先用准则法对各部位进行有效的满应力计算, 再通过规划法整体协调约束条件。一般说来, 准则法只需 2~6 次结构分析就可达到规划法 200~400 次结构分析的近似结果, 从而大大提高了优化效率。

1. 优化准则法 准则法是确定某一种准则作为优化目标的方法。满应力设计是准则法之一。它直接从力学原理出发, 使结构承受极限许用应力。应力比法的准则是各单元应力比 $K_i = \sigma_i / [\sigma]$ 等于 1。每次循环时将壁厚 h_i 乘以 K_i 作为新壁厚, 重新计算应力, 直至各部位 K_i 接近 1 时为止。在此基础上改进的一种准则法叫齿形法, 以诸 K_i 中的最大值 $K_{\max}$ 乘各壁厚 h_i 作为新壁厚。本题采用这种齿形法。其步法分两种^[4]: (1) 应力比步 (奇数步), 计算应力, 求各部位应力比 K_i ; (2) 射线步 (偶数步), 从奇数步各部位 K_i 中选出最大的 $K_{\max}$ 作为各部位壁厚变更的依据。

即
$$K_{\max}^{2k-1} = \max\{K_1^{2k-1}, K_2^{2k-1}, \dots\} \quad (10)$$

$$h_i^{2k} = K_{\max}^{2k-1} \cdot h_i^{2k-1} \quad (11)$$

这种奇数步、偶数步往复循环达到最优解为止。迭代标准是:

$$\max\left\{\frac{\sigma_i}{[\sigma]} - 1\right\} \leq 0.01$$

2. 数学规划法 求解极小化目标函数 $f(x)$ 满足于

$$g_i(x) \geq 0 \quad i = 1, 2, \dots, m$$

$$h_j = 0 \quad j = 1, 2, \dots, p$$

采用内点法与外点法相结合的混合罚函数法^[5]。它把等式约束函数 $h_j(x)$ 和不等式约束函数 $g_i(x)$ 分别构成惩罚项加到目标函数 $f(x)$ 上, 构成一个新的无约束的目标函数 $P(x, r)$, 称为罚函数。其中 r 为罚因子。罚函数为

$$P(x, r) = f(x) - r \sum_{i \in I_1} \log g_i(x) + \frac{1}{r} \sum_{i \in I_2} \{\min[0, g_i(x)]^2\} + \frac{1}{r} \sum_{j=1}^p h_j^2(x) \quad (12)$$

下标定义为

$I_1 = \{i | g_i(x_0) > 0, 1 \leq i \leq m\}$, $I_2 = \{i | g_i(x_0) \leq 0, 1 \leq i \leq m\}$ x_0 为初始值

罚因子采用

$$r_{k+1} = (0.1)^k \cdot 0.01 \quad (13)$$

由 r 构成的序列 $\{r_k\}$ 当 $k \rightarrow \infty$ 时一个单调递减无穷小序列。每改变一次 r , 就构造一个新的罚

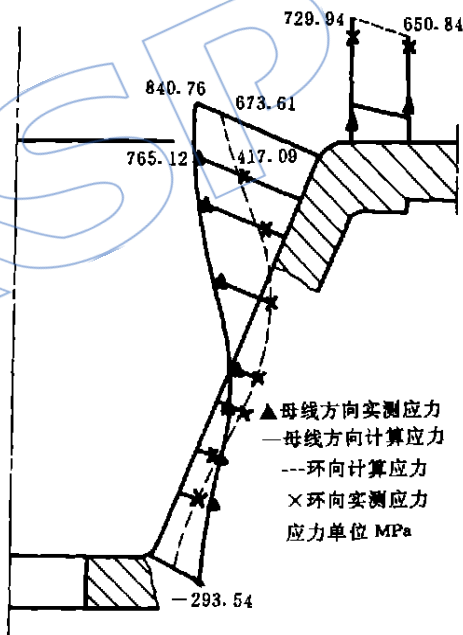


图 3 01 喷管座应力计算值与测试值比较

函数 $P(x, r)$ ，求一次无约束极小。
无约束极小化采用组合的变尺度法^[6]：

$$X_{i+1} = X_i + S_i \tag{14}$$

$$S_i = -t_i H_i \nabla P(x_i, r_i)$$

令 $Y_i = \nabla P(x_{i+1}, r_{i+1}) - \nabla P(x_i, r_i)$ ， $M_i = 1 + Y_i^T H_i Y_i / S_i^T Y_i$
其中 t_i 由直线搜索确定，并取 $H_0 = I$ (单位矩阵)。当 $S_i^T Y_i \geq Y_i^T H_i Y_i$ 时 Hessian 阵采用 BFGS 法：

$$H_{i+1} = H_i + (M_i S_i S_i^T - H_i Y_i S_i^T - S_i Y_i^T H_i) / S_i^T Y_i \tag{15}$$

否则采用 DFP 法：

$$H_{i+1} = H_i - (H_i Y_i Y_i^T H_i^T / Y_i^T H_i Y_i) + (S_i S_i^T / S_i^T Y_i) \tag{16}$$

这种组合算法，避免了单独使用 DFP 有时 H_i 会变为奇异、单独使用 BFGS 时偶尔 H_i 会变为无界的缺点。

计算中所用罚函数的梯度 $\nabla P(x, r)$ 由下式给出：

$$\nabla P(x, r) = \left[\frac{\partial P(x, r)}{\partial x_1}, \frac{\partial P(x, r)}{\partial x_2}, \dots, \frac{\partial P(x, r)}{\partial x_n} \right]^T \tag{17}$$

其中

$$\frac{\partial P(x, r)}{\partial x_k} = \frac{\partial f(x)}{\partial x_k} - r \sum_{i \in I_1} \frac{\partial g_i(x)}{\partial x_k} \cdot \frac{1}{g_i(x)} + \frac{2}{r} \sum_{i \in I_2} \min[0, g_i(x)] \frac{\partial g_i(x)}{\partial x_k} + \frac{2}{r} \sum_{j=1}^p h_j(x) \frac{\partial h_j(x)}{\partial x_k} \tag{18}$$

式中用到的问题函数的一阶偏导数由数值微分求得。

求最优步长 t_i 的一维搜索采用二次插值法。

四、结构优化设计

基于前述齿形法和罚函数法的优化方法，本节就图 2 的结构和数学模型说明结构优化设计的程序设计和计算结果。

1. 程序设计 整个程序分两大部分，一是结构分析，二是优化设计，另加一些输入、输出、连接、转换等子程序。

结构分析子程序 ABB 计算各部位应力和位移。
在优化过程中，每调用一次问题函数子程序 FUNC 就必须调用一次 ABB，以确定整个结构最大合成应力和最小安全系数。

优化设计程序 MIN 包括齿形法子程序 AST、建立罚函数子程序 PENA 和求解无约束优化子程序 BFGS 三部分内容。

转换子程序和连接子程序在结构分析和优化设计之间起联系作用。转换子程序 HDX 是把准则法计算的壁厚转换为设计变量 $h \rightarrow x$ ，连接子程序 XDH 主要是将设计变量转换为结构分析所需的几何参数 $x \rightarrow r, f, h$ 。

整个结构优化设计程序粗框如图 4 所示。

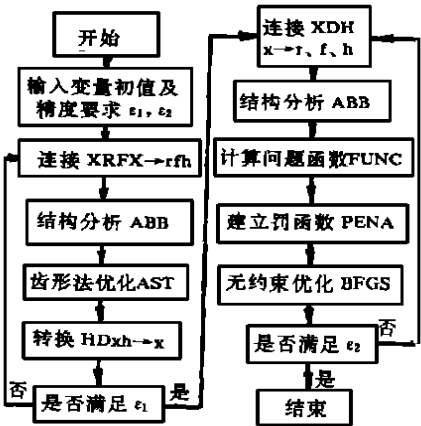


图 4 结构优化设计程序粗框

2. 计算结果及结论 我们取某 01 发动机后封头和喷管座作为优化设计原型。从喷管座到缠绕壳金属接头共分 11 个元素, 缠绕壳在第 2 个元素处按无限长锥壳处理, 如图 5 所示。

优化设计计算在 MS-6800 机进行。由于算机条件所限, 计算精度取为 10^{-2} 。运用齿形法经过 2 次结构分析, 质量降低了 15.40%, 运用罚函数法经过 323 次结构分析, 质量总下降 16.35%。各设计变量的变化详见表 1。

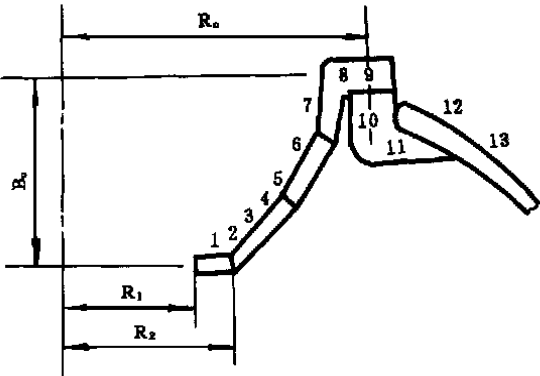


图 5 结构离散示意图

表 1 01 喷管座优化前后比较

变 量	x_1	x_2	x_3	x_4	x_5	x_6	x_7	x_8	x_9	x_{10}
优化前	12.00	5.00	1.90	8.42	2.26	2.00	3.00	1.50	2.16	4.20
优化后	11.99	4.99	1.01	8.42	2.25	1.01	3.00	1.49	1.14	3.98
变 量	x_{11}	x_{12}	x_{13}	x_{14}	x_{15}	x_{16}	x_{17}	x_{18}	x_{19}	G
优化前	3.29	3.20	3.60	5.10	3.20	6.70	6.10	2.20	60.00	132.54
优化后	3.27	3.20	2.55	5.06	3.16	6.63	4.99	2.07	59.99	110.87

从计算结果可以看出: (1) 锥体部分三个锥段拉直变成一个锥段的趋向很小。说明原定多锥段结构是正确的, 特别是靠近大端平法兰连接处的一小段近似圆柱壳的过渡壳可明显地降低应力峰值, 提高安全性。这与文献 [1] 引用的 HPM 喷管和 SRM 喷管的喷管座结构是一致的。(2) 优化前后设计变量变化最多的是各部位壁厚, 特别是各锥段相接处的 x_3 、 x_6 、 x_9 , 接近壁厚最低限制值 (1cm)。可见只要型面结构合理, 壁厚可大为减小。小的壁厚可使锥体有一定变形, 从而改变应力分布, 缓冲应力峰值, 提高安全性。(3) 平法兰厚度 x_{13} 减小也很多, 说明过去平法兰设计不尽合理。过厚的平法兰不仅增加了结构质量, 而且影响连接螺栓受力条件, 增大弯曲应力, 降低了安全性。(4) 接头根部厚度 x_{17} 有一定变化, 这意味着接头倾斜角变化。倾斜大一些, 受力条件好一些, 这是很明显的。(5) 由于变化多为结构厚度, 因而准则法的齿形法在优化设计中起了十分明显的作用, 只需 2 次结构分析就降低质量 15.40%。说明采用准则法—规划法相结合的优化是正确的、有益的。

参 考 文 献

[1] 吴心平, “计算机在固体火箭发动机设计中的应用”, 西工大科技资料, 1990 年。
[2] 何自信, “旋转壳对称载荷有限元应力分析的系数配置法”, 力学与实践, 1987 年第 5 期。
[3] 黄炎、杨光松, “轴对称载荷下迭层复合材料旋转壳的分段解析法”, 力学与实践, 1985 年第 2 期。
[4] 李炳威, “结构优化设计”, 人民交通出版社, 1989 年, P. 90。
[5] 赵瑞安, “解约束极小化问题的罚函数程序”, 应用数学与计算数学, 1984 年第 2 期。
[6] 叶庆凯、王肇明, “优化与最优控制中的计算方法”, 科学出版社, 1986 年, P. 118。

(责任编辑 杨再荣)

FULL-LENGTH PAPERS

AN INVESTIGATION ON LASER ATTENUATION THROUGH SOLID PROPELLANT FLAMES

Zhang Ping and Xu Rongfu
(*Beijing Institute of Technology*)

ABSTRACT

Attenuation experiments are introduced with the emphasis on a YAG pulse laser system with wave length of $1.06\mu\text{m}$. The experiments include two parts: first, the measurement of laser signal attenuation through the flames above the burning propellant strands in a strand burner in order to compare the relative attenuation characteristics of different propellants; second, the measurement of laser signal attenuation through exhaust plume of a scaling-down single chamber-dual thrust solid propellant rocket motor in its sustain period. The experiments demonstrate that an obvious difference in the relative attenuation (from 2.6% to 12.7%) exist among the various propellants (DB, PS, HTPB and CMDB propellant) at same measuring conditions; the Al content in propellant formulation is a major factor of the attenuation; and the attenuation of the scaling-down motor plume (35.7%) is more severe than at of the propellant strand flame because of the longer path and the higher concentration of particles in the plume.

RESEARCH ON CRACK COMBUSTIONS OF PROPELLANT GRAINS

Li Lu and Pei Haitao
(*Beijing University of Aeronautics and Astronautics*)

ABSTRACT

On the basis of experimental study of crack combustion of both composite and double-base grains a comprehensive static igniting model has been established, which considers heat convection, heat conduction, heat radiation, erosive burning effect and the influence of acoustic oscillation chamber. Two sets of partial differential governing equations have been derived. As a result of their numerical solution variations of many principal parameters have been obtained such as the flame spreading velocity, the pressure distribution, the temperature distribution and the hot-gas velocity distribution. The essential behaviours of propellant crack combustion could be easily predicted. For example, the flame predicted spreading velocity is proved in quite good agreement with the experimental data. This model is possessed of extensive applicability not only for the double-base propellant but also for the composite propellant.

OPTIMAL DESIGN OF COMBINED STRUCTURE OF NOZZLE CONIC SUPPORT AND CASE JOINT OF SOLID ROCKET MOTOR

Jiang Hua, He Zixin, Chen Ruxun
(*Shaanxi Power Machinery Research Institute*)

ABSTRACT

The optimal design of the combined structure of nozzle conic support and case joint is completed by means of a mixed method of optimality criterion method and mathematic programming method. A valuable method and helpful conclusions are supplied for decreasing structural mass and optimizing shape of nozzle support. Calculation of practical examples shows that the multi-conic support is better than single-conic one especially a short shell near the flange is approximate to cylindrical shell which can decrease the stress peak efficiently. The thicknesses of the shells and the flange, the thickness and the width of the case joint are decreased magnificently, therefore the overall mass of the structure is cut down by 16.35%.