

固体火箭发动机参数调整的优化方法^{*}

赵文胜, 陶善治

(航天科工集团公司 31 所, 北京 100074)

摘 要: 分析了固体火箭发动机研制阶段地面试验性能与设计目标之间存在偏差的原因, 提出了工程上参数调整的对象, 并以性能和工程双重条件作为约束, 建立了以燃烧室压强为目标函数的数学模型。在优化计算、分析的基础上, 进行发动机设计参数的调整。经工程实际验证, 取得了较好的效果。

关键词: 固体推进剂火箭发动机; 发动机性能参数; 参数最优化; 调整

中图分类号: V435.1 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2002) 01-0005-03

Optimizing modification on parameter of solid rocket engine

ZHAO Wen-sheng, TAO Shan-zhi

(The 31st Research Inst., Beijing 100074, China)

Abstract: The difference between the actual performance and the aim of design on solid rocket engine was analyzed. The object about the parameter adjustment on project was presented. Founded the mathematics model with combustor pressure as objective function, regarded the double conditions of performance and project as restriction. Based on the calculation optimization and analysis, the design parameters of motor were adjusted.

Key words: Solid propellant rocket engine; Motor performance parameter; Parameter optimization; Adjustment

1 引 言

关于提高固体火箭发动机性能及总体参数和分系统的优化设计及设计准则已经有很多成果^[1~4], 但对在工程研制阶段, 经过一定数量试验后如何调整相关参数, 以使发动机满足总体性能指标的专门论述却较少。本文结合实际型号的研制, 提出了工程上参数调整的对象, 通过计算、分析, 比较理想地实现了对发动机设计参数的优化调整。

发动机研制过程中, 结构可靠性和性能的达标程度是最重要的考核内容。由于其自身的特点, 性能难以一次达到预期设计目标, 需要进行设计参数的调整。如能量水平不足、最大(小)推力超出、工作时间

超出或不够等。其原因包括药型设计、推进剂对指标的满足情况、喷管效率等及总体协调关系, 同时一些工程因素也会导致产品内弹道偏离设计工作点。这些矛盾多是在产品与环境双边界考核时暴露得比较充分。因受工艺水平、模具、研制周期等约束条件的制约, 过大的变化已不现实。因此, 参数调整中进行优化计算和分析就十分必要。

2 物理分析

假定药型、推进剂、喷管及总体设计不宜作方案性改变, 那么造成推力及工作时间超标的原因主要是推进剂燃速的标准发动机测试值与产品的差异及压强指数、温度敏感系数超标等工程因素。这些因素的

^{*} 收稿日期: 2001-04-10; 修订日期: 2001-05-10。

作者简介: 赵文胜 (1962—), 男, 硕士, 高级工程师, 研究领域为固体火箭发动机。

存在使得发动机实际工作状况下连续方程中的参量与设计状态产生偏差, 出现过高或过低的燃烧室压强。燃烧室压强过高, 推进剂燃速增高, 最大推力和最短工作时间可能会超标; 推进剂燃速增高, 最大推力和最短工作时间可能会超标; 反之, 则满足不了最小推力和最长工作时间的要求, 也必然影响能量水平的发挥。燃烧室压强虽然是一个过程参数, 但却是核心参数, 所以参数调整主要是使实际燃烧室工作压强接近设计工作点。此时的设计点也由于有了一定的地面试验样本数量而有所修正, 并且更加接近实际。

如上所述, 产生问题原因的物理描述是由于产品实际工作连续方程中参量的偏差, 因此解决问题的方法也就源自连续方程导出的燃烧室压强平衡公式

$$p = \left[\rho_p C^* a \frac{A_b}{A_t} \right]^{\frac{n}{1-n}}$$

由上式推出的各参数对性能的影响在文献[5]中已有论述, 其中可以调整的参量包括推进剂密度、推进剂燃速、推进剂燃速压强指数、特征速度、装药燃面和喷管喉径等。而推进剂的密度、压强指数不宜进行大的调整, 调整的难度也较大, 特别对高燃速推进剂而言; 特征速度难以作为单独的调整目标; 燃面的调整会影响到内弹道变化规律和模具的改变, 对整个研制周期和发动机的状态影响较大, 没必要进行如此大的调整。工程实际中可进行调整的参数主要是推进剂燃速和喷管喉径。因此, 此优化可简化为两个变量的二维设计问题。

比较传统的做法是根据基础偏差规律进行推进剂燃速调整, 保持发动机结构不变。其优点是实现快, 缺点是增加推进剂配方特别是高燃速推进剂研制的负担, 如果选用成熟配方或装药工艺受到较严格限制时, 这种方案就不一定合理。特别是遇到能量水平不足、燃烧室压强偏低、最大推力余地不足的情况, 更需要建立数学模型进行优化。

3 数学模型与优化分析

以推进剂燃速、喷管喉径为设计变量, 以最大推力、最长工作时间或最小推力、最短工作时间和现有工艺水平、模具等工程现状为约束条件, 以燃烧室压强为目标函数, 建立数学模型。

(1) 基本方程

$$\text{燃速方程: } \gamma = a p^n, \quad \gamma = \gamma_0 e^{a' \Delta T}$$

$$\text{推力方程: } F = C_F p_c A_t$$

(2) 设计变量

$$x = \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \gamma \\ A_t \end{bmatrix}$$

(3) 目标函数

$$f(x_1, x_2) = p_c(\gamma, A_t) = \left(\rho_p C^* a \frac{A_b}{A_t} \right)^{\frac{n}{1-n}}$$

(4) 约束条件

$$g_1(x_1, x_2) = F(\gamma, A_t) \leq F_{\max} \text{ (或 } F \geq F_{\min} \text{), 最大}$$

(小) 推力

$$g_2(x_1, x_2) = t_a(\gamma, A_t) \leq t_{a \max} \text{ (或 } t_a \geq t_{a \min} \text{), 工}$$

作时间

$$g_3(x_1, x_2) = \gamma \leq \gamma_{\max} \text{ (或 } \gamma \geq \gamma_{\min} \text{), 工艺参数}$$

$$g_4(x_1, x_2) = A_t \leq A_{t \max} \text{ (或 } A_t \geq A_{t \min} \text{), 喉径}$$

由上述数学模型可知, 此优化问题属于非线性规划问题, 可用罚函数法^[6]进行求解, 但工作量很大。针对此问题变量少的特点, 采用直接解法(随机试验法、随机方向搜索法等)比较合适, 其特点是原理比较简单, 方法适用, 整个求解过程在可行域内进行。

(5) 参数敏感性分析及工程修正

在实际发动机设计中, 必须考虑发动机研制及生产工艺的现状。原材料的技术条件以及研制周期等因素。因此, 当发动机按某一种优化准则及数学模型录优后, 得到的结果可能要将某些参数加以调整, 即在最优设计点附近逐个改变设计变量、计算目标函数值以及感兴趣的参量值, 它可以揭示出发动机其他一些重要参数随设计变量的变化规律。

在进行优化计算时有几个参数需要进行工程修正。一个是发动机工作时间; 一个是推力系数 C_F ; 一个是发动机装药的燃速, 即以标准发动机燃速为基础的修正。对于战术弹用固体火箭发动机调整设计状态的目的基本是使产品在边界考核是否满足使用要求, 包括产品与环境双边界考核。此时已经进行了一定数量的整机地面试验, 所以进行修正的准确程度也就与所统计的样本数有关。

4 工程实例

某发动机工作环境温度为 $-40^{\circ}\text{C}\sim 50^{\circ}\text{C}$, 最大推力不大于 150 kN , 最长工作时间为 6.0 s 。按设计要求, 发动机比冲应达到 $2\,332\text{ N}\cdot\text{s}/\text{kg}$ (常温 20°C , 7 MPa), 推进剂燃速为 $(33.5\pm 1.5)\text{ mm/s}$, 喷管喉径为 122 mm , 常温燃烧室工作压强为 7 MPa 。在低温燃速下限的地面试验考核中暴露出能量紧张、比冲低、工作时间偏长的问题, 而高温边界考核的最大推力已经接近指标上限。对此, 通过提高推进剂燃速和减小喉径都可提高工作压强和比冲, 缩短工作时间。

(1) 该发动机采用的高燃速推进剂配方中固体含量及超细氧化剂含量使推进剂药浆的工艺流平性降低, 而结构形式又增加了推进剂浇注的难度, 若调整推进剂配方, 即便不考虑对燃速温度敏感系数 α_r 和压强指数 n 的影响, 也可能会导致浇注失败。因此, 较大幅度提高推进剂燃速会增加浇药的风险指数。

从上述原因考虑, 推进剂燃速上限可调至 36.5 mm/s 。

(2) 由于喷管成型模具的限制, 另外加上考虑到喉径缩小, 膨胀比增大可能带来的过膨胀损失, 喷管喉径可调整的范围为 $115\text{ mm}\sim 122\text{ mm}$ 。

通过分析, 将推进剂燃速上限 36.5 mm/s 、喷管喉径下限 115 mm 、最大推力 150 kN 及最长工作时间 6.0 s 分别作为约束条件, 针对实际常温试验中燃烧室压强为 6.6 MPa 、低温只达到 4.2 MPa 的情况, 将优化目标确定为常温燃烧室压强为 7.2 MPa 进行若干组优化计算。根据计算结果, 由设计师系统确定将燃速上限调至 36 mm/s , 喷管喉径调至 119 mm , 并相应修正型面。与调整后产品的地面试验对比, 在维持最大推力满足要求的前提下, 常温比冲从 $2\,324\text{ N}\cdot\text{s}/\text{kg}$ 增加到 $2\,338\text{ N}\cdot\text{s}/\text{kg}$, 低温比冲提高了 5% , 最长工作时间明显缩短, 达到调整的目的。发动机优化调整前后内弹道曲线对比见图1~3所示。

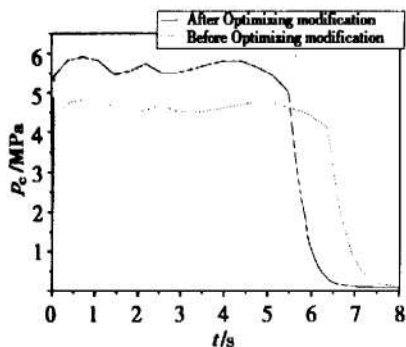


Fig. 1 Curve of pressure in low temperature before and after optimizing modification

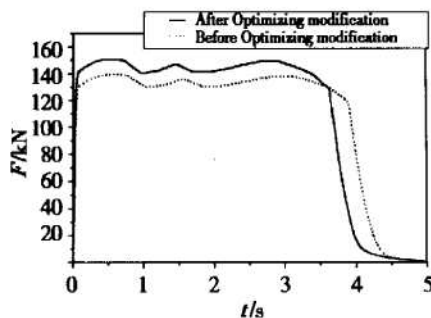


Fig. 2 Curve of thrust in high temperature before and after optimizing modification

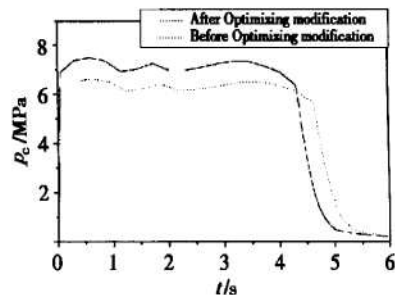


Fig. 3 Curve of pressure in normal temperature before and after optimizing modification

5 结论

(1) 固体火箭发动机研制过程中参数调整不可避免, 将性能和工程双重条件作为约束进行优化计算、分析, 在此基础上进行参数调整在工程上比较实用。

(2) 产品研制初期投产的工装、模具应尽可能留有余地, 以利于必要时的参数调整。

参考文献:

[1] 梁国柱, 张中钦. 用于固体火箭发动机总体参数选择的两条曲线[J]. 推进技术, 1997, 18(2).

[2] 方国尧, 王庆, 高山辉. 火箭发动机喷管内型面优化设计[J]. 推进技术, 1993, 14(3).

[3] 方国雄. 固体火箭发动机喷喉结构设计准则的研究[J]. 推进技术, 1994, 15(6).

[4] 曾妙胜. 提高固体火箭发动机性能的技术途径[J]. 推进技术, 1994, 15(4).

[5] 阿兰·达文纳斯编著. 固体火箭推进技术[M]. 北京: 航天科工集团公司31所, 1995.

[6] 方国尧, 张中钦, 余立凤, 等. 固体火箭发动机总体优化设计[M]. 北京: 航空航天大学出版社, 1988.

(编辑: 王居信)