

单燃速单室双推力三维药柱的工程设计^①

李越森 王 谨 利凤祥

(陕西动力机械研究所, 西安, 710025)

摘 要: 从工程实际的角度, 介绍了单燃速单室双推力三维药柱的设计方法和药型参数优化方法, 并通过设计实例纠正了长期以来对以单一推进剂实现两级推力的几个认识误区, 为这一新技术成果的应用奠定了基础。

主题词: 双推力火箭发动机, 装药结构, 双推力药柱⁺, 工程设计

分类号: V435.11

ENGINEERING DESIGN OF 3-D SINGLE PROPELLANT SINGLE-CHAMBER DUAL THRUST GRAIN

Li Yuesen Wang Jin Li Fengxiang

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

Abstract: The methods of design and parameter optimization for 3-D single propellant single-chamber dual thrust three-dimensional grain were introduced and some misunderstandings about it were corrected by a concrete engineering design example. Thus a necessary foundation was established for the use of the new technical achievement.

Subject terms: Dual thrust rocket engine, Charge structure, Dual thrust grain⁺, Engineering design

1 引 言

约有 80% 的单室双推力发动机均以双燃速 (两种推进剂) 来实现双推力。双燃速药柱的制造工艺复杂, 且生产周期长, 一发药柱需要两套芯模, 两次浇铸, 两次固化, 两次整形, 浪费严重, 难以满足战术固体发动机低成本、短周期、大批量的实际需求。此外, 双燃速药柱的两种推进剂界面的粘接质量、界面组分迁移以及过渡区的复杂燃面计算等都对发动机的产品质量和内弹道性能产生影响。鉴于此, 我们在大量计算的基础上, 进行了以单一推进剂药柱, 通过燃面的调节来实现双推力的方法研究, 并经过数次地面试验以及飞行试验考核, 证明该设计方法既可靠又具有很强的实用性。

2 单燃速双推力三维药柱的设计方法

2.1 内弹道性能的计算方法

单燃速双推力药柱是用单一推进剂实现双推力的, 因此, 压强、工作时间仍可采用成熟的零维模型计算:

^① 收稿日期: 1998-04-03, 修回日期: 1998-06-01, 本课题获航天工业总公司科技进步三等奖

$$p_{ci} = (\eta \cdot \alpha \cdot \rho_p \cdot c^* \cdot \frac{A_{bi}}{A_{ti}})^{1/(1-n)} \quad (1)$$

式中: α, ρ_p, c^*, n 分别为推进剂的燃速系数、密度、特征速度和压强指数; A_{bi}, A_{ti} 分别为药柱的瞬间燃面和瞬间喉部面积; η 为推进剂的燃烧效率, 一般取 0.98。

代入有关参数, 即可求出不同肉厚上的燃烧室压强。将药柱的肉厚分成 n 等分, 则在第 i 个肉厚上有:

$$\bar{r}_{bi} = a \bar{p}_{ci}^n \quad (2)$$

则

$$t_{i-1 \rightarrow i} = \frac{\Delta h}{\bar{r}_{bi}} \quad (3)$$

式中: $\bar{p}_{ci}$ 为第 i 个肉厚上的平均工作压强; $\bar{r}_{bi}$ 为第 i 个肉厚上的平均燃速; Δh 为肉厚的厚度。

因此, 燃烧到第 i 个肉厚时的燃烧时间为:

$$t_i = t_{0 \rightarrow 1} + t_{0 \rightarrow 2} + \cdots + t_{i-1 \rightarrow i} = \sum_{k=1}^i t_{k-1 \rightarrow k} \quad (4)$$

则平均压强

$$\bar{p}_{cI} = \frac{1}{t_{bI}} \int_0^{t_{bI}} p_{ci} dt \quad (5)$$

$$\bar{p}_{cII} = \frac{1}{t_{bII} - t_{bI}} \int_{t_{bI}}^{t_{bII}} p_{ci} dt \quad (6)$$

这里 I 级推力与 II 级推力的肉厚是根据各自工作时间及推进剂质量计算之后给定的。最后应用工程通用坐标程序, 即可对内弹道性能进行计算。

2.2 三维药柱的优化选择

对三种典型药型 (翼槽型、锥翼型及翼柱型) 的计算分析后发现, 翼柱型药柱的燃面易于调节, 工艺简单, 可实现的推力比较大, 最适合于双推力药柱。在对药型的参数进行精选时, 选择如下几个关键的设计变量: 喷管膨胀比 ϵ , 翼片数目 N , 翼片长度 L , 翼片深度 H , 翼片角度 α 以及药柱内径 ϕ 。目标函数则为发动机的最大工作压强与燃烧室平均压强:

$$f_p = \frac{p_{cmax}}{p_c} = (\frac{A_{bmax}}{A_b})^{1/(1-n)} \leq f_{pmax} \quad (7)$$

式中: A_{bmax}, A_b 分别表示最大燃面与平均燃面, 是 $\epsilon, N, L, H, \alpha$ 和 ϕ 的函数, f_{pmax} 一般取 1.07。

将用于计算燃面的通用坐标程序作为一个子程序编入优化程序中, 反复计算使得小于或等于预先设定的临界值 f_{pmax} 。

3 工程设计中存在的几个问题

通常认为以单一推进剂实现双推力有两个问题, 即可实现的推力比较低 ($F_{II}/F_I \leq 2.5$) 和推进剂的能量不能充分发挥, 我们通过工程实例设计和试验考核, 基本上排除上述认识误区。

3.1 关于推力比

对于单燃速单室双推力药柱而言, 要实现较大的 F_{II}/F_I , 就需要较大的 A_{bII}/A_{bI} , 从而就要降低药柱的体积装填分数, 亦即提高了推力比就要以降低发动机的质量比为代价, 降低

的程度见表 1。

Table 1 Relation of thrust ratio and volumetric loading fraction

Thrust ratio	2.0	2.4	2.8	3.2	3.6	4.2
Volumetric loading fraction η_v	0.8933	0.8838	0.8768	0.8680	0.8609	0.8552

表 1 中的数据显示, 推力比提高 20%, η_v 值最多仅下降了 1.07%。即推力比的提高对发动机的质量比影响很小, 这是因为初始燃面的增大, 主要由翼槽的尺寸和数量来实现。翼槽的表面积对于燃面增大的贡献极为显著, 而其消耗的燃烧室有效体积却相当小。对一般的双推力战术发动机, 质量比的要求并不高 ($\mu \leq 0.83$), 推力比一般也在 2.0~4.0 之间。0.85 以上的体积装填分数是能够满足较高的推力比要求的。

3.2 推进剂比冲

由于单燃速单室双推力三维药柱低推力段的压强较低 ($p_{c\parallel} = 2.5\text{MPa} \sim 4.0\text{MPa}$), 且工作时间较长, 因此, 单燃速双推力药柱往往被认为能量发挥不充分。然而, 理论计算和发动机试验均表明: 单燃速双推力发动机并不比单推力发动机的比冲低, 几种发动机的比冲试验数据见表 2。

Table 2 Comparison of specific impulse data

Item	Single thrust	Dual thrust	Single thrust
Average pressure/MPa	5.6	9.3/3.3	7.6
Operating time/s	60	4/17	17
Specific impulse/ ($\text{N} \cdot \text{s}/\text{kg}$)	2312.8	2391.2	2399.04

表 2 的数据表明, 只要低推力段的压强超过推进剂的临界压强 ($p_{c\parallel} \geq 2.0\text{MPa}$), 使推进剂能够正常燃烧, 单燃速单室双推力发动机的比冲就不会受损失。

3.3 燃速偏差

在单燃速单室双推力发动机的工程研制中, 经常发现发动机的实际工作时间较设计工作时间短 5%~8%, 这是由于发动机工作过程中推进剂燃速偏差造成的。燃速偏差会对发动机内弹道性能产生影响, 值得重视。

目前, 我们仍然较多地采用指数燃速公式: $r = ap^n$ 进行燃速和燃烧室压强的理论计算, 而且燃速系数和压强指数均作为与压强无关的经验常数。然而实际情况是, a 除了决定于推进剂本身的性质外, 还受推进剂初温的影响。对于大多数推进剂, n 具有随压强的增高而减小的趋势。正是由于这种实际因素造成了燃速在理论计算与实际应用上的偏差。对于在两个压强下工作的双推力发动机来说, 这种偏差就更大了。将 a, n 作为变量, 我们得到下式:

$$\frac{dr}{r} = \frac{da}{a} + (\ln p)dn \quad (8)$$

显而易见, 燃速偏差 dr 与 da, dn 均有关, 而且在高压段期间 dr 更大, 解决此问题的方法: 一是要根据经验数据对 a 值进行反算, 在高、低压下使用不同的 a 值; 另一方面要针对某一特定的推进剂, 通过标准发动机试验就测出较为准确的 n 值, 以便在高低压下使用不同的 n 值。

实践证明，应用不同的 a ， n 值，对于双推力药柱进行计算，燃速偏差大大减小。

4 计算实例

对直径 $\phi 650\text{mm}$ ，推力比 2.8 的某战术双推力发动机装药进行了设计。该药型为前后翼柱型，通过调节翼的长度、宽度和数量满足了发动机的推力比及质心位置等要求，调节后翼的尺寸避免了产生侵蚀燃烧的可能。数次地面试验和飞行试验均获成功，试验数据表明发动机内弹道性能良好，Ⅰ，Ⅱ级推力间的过渡平滑，主要性能指标：药柱的体积装填分数达到了 0.9 以上，发动机的质量比达到了 0.83，高推力段最大压强与平均压强之比达到了 1.04 的高水平。理论设计值与试验结果的比较见表 3，药柱的 p - t 理论预示和试验曲线见图 1。

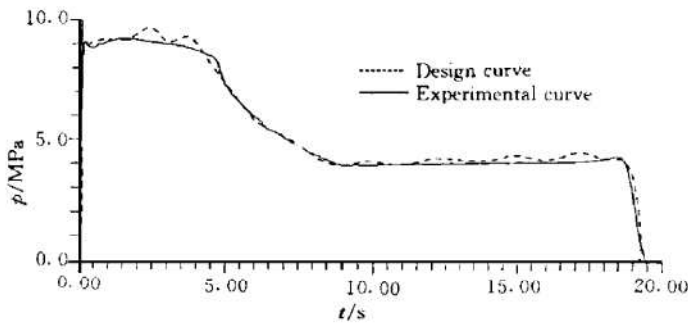


Fig. 1 Comparison of theoretical design curve and experimental curve

Table 3 Comparison of theoretical and experimental value

Item	Design value	Experimental value
Mass of propellant/kg	1223	1226
Thrust ratio	2.85	2.83
Average specific impulse/ (N · s/kg)	2342.2	2381.4
$p_{\text{cmax}}/\bar{p}_{\text{c}}$	1.08	1.04
Volumetric loading fraction	0.897	0.905
Pressure in high thrust/MPa	9.3	9.1
Operating time in high thrust/s	04.5	4.65
Pressure in low thrust/MPa	3.32	3.20
Operating time in low thrust/s	16.5	15.8

参 考 文 献

1 陈汝训. 固体火箭发动机设计与研究 (上、下). 北京: 宇航出版社, 1991.
2 李宜敏, 张中钦. 固体火箭发动机原理. 北京: 国防工业出版社, 1985.
3 方国尧, 余利风. 固体火箭发动机总体优化设计. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1988.
4 何洪庆, 张振鹏. 固体火箭发动机气体动力学. 西安: 西北工业大学出版社, 1988.