

提高固体火箭发动机 性能的技术途径*

曾 妙 胜

(陕西动力机械研究所, 西安, 710000)

摘 要: 用固体发动机比冲的理论计算方法计算了发动机比冲与平均工作压强的关系。由发动机质量比的表达式, 推出了质量比与发动机最大工作压强和平均工作压强比以及药柱体积装填分数的关系。计算和试验结果表明: 发动机比冲随着平均工作压强增加而增加; 发动机质量比随着药柱体积装填分数增加以及最大压强和平均压强比的减小而增加。结论: 提高平均压强和药柱装填分数以及降低最大压强与平均压强比是提高发动机性能的技术途径。

主题词: 固体推进剂火箭发动机, 推进剂质量比, 比冲, 推进剂药柱

分类号: V435.1

TECHNOLOGY METHODS TO IMPROVE SOLID ROCKET MOTOR PERFORMANCES

Zeng Miaosheng

(Shanxi Power Mechanical Institute, Xi'an, 710000)

Abstract: The relation between motor specific impulse and average operating pressure is calculated by using the theoretic calculating method of motor specific impulse. The relation between propellant-to-motor mass ratio and maximum operating pressure-to-average operating pressure ratio and grain volumetric loading fraction is inferred from the formula of propellant-to-motor mass ratio. It is shown by predication and tests that motor specific impulse rises with increase of average operating pressure and the propellant-to-motor mass ratio rises with the increase of grain volumetric loading fraction and the decrease of maximum pressure-to-average pressure ratio.

Keywords: Solid propellant rocket engine, Propellant mass ratio, Specific impulse, Propellant grain

* 本文 1993 年 4 月 14 日收到, 1993 年 12 月 30 日收到修改稿

符 号 表

I_{sp} ——比冲	F ——推力
$\dot{m}$ ——总质量流率	I_{sp}^0 ——理论比冲
γ ——比热比	R^0 ——通用气体常数
$\bar{m}$ ——燃气平均分子量	T_c ——燃烧室温度
p_c ——燃烧室压强	p_e ——喷管出口平面压强
A_e ——喷管出口面积	A_t ——喷管喉部面积
m ——发动机质量	m_p ——推进剂质量
m_m ——发动机结构质量	m_c ——燃烧室壳体质量
m_n ——喷管质量	m_{ig} ——安全点火装置质量
m_a ——连接件和其他附件质量	m_s ——绝热层和衬层质量
f ——安全系数	r_c ——壳体内半径
ρ_c ——壳体材料密度	p_{cmax} ——燃烧室最大工作压力
L_{sc} ——圆柱段长度	σ_{bc} ——壳体材料强度极限
K_c ——壳体质量系数	K_{c_1} ——前后封头几何形状系数
K_{c_2} ——前后接头的体积系数	K_{c_3} ——前后裙的体积系数
m_{n_1} ——喷管金属壳体质量	K_{n_1} ——喷管金属壳体质量系数
K_{ig} ——安全点火装置等质量系数	K_m ——结构质量系数
V_p ——药柱体积	ρ_p ——推进剂密度
η_{iv} ——药柱体积装填分数	V_c ——燃烧室内腔有效体积
λ ——发动机质量比	ϵ ——喷管扩张比
p_c ——平均工作压力	C_F ——推力系数

1 前 言

80年代前,提高固体火箭发动机性能的技术途径,主要是提高推进剂和材料性能。尤其是研制了高强度比的复合材料。这一发展使发动机质量比提高到0.92左右,但提高推进剂能量方向进展缓慢。直到80年代,人们发现,提高工作压力,降低最大压强与平均压强比和提高药柱体积装填分数,是提高发动机比冲和质量比的有利途径。

2 提高发动机能量的途径

发动机比冲的定义是: $I_{sp} = F/\dot{m}$ (1)

理论比冲是: $I_{sp}^0 = \left\{ \frac{2\gamma}{\gamma-1} \frac{R^0}{\bar{m}} T_c \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] \right\}^{1/2}$ (2)

式(2)表明, I_{sp}^0 随着 p_c/p_e 的减小而增大; I_{sp}^0 与 $\sqrt{T_c}$ 、 $\sqrt{\gamma/(\gamma-1)}$ 和 $1/\sqrt{\bar{m}}$ 成正比关系。为

了获得最大比冲, 必须使 γ 趋于 1, 增加 T_c 和减小 $\bar{m}$ 。目前大多数推进剂的地面比冲仍在 2354 N · s/kg 左右的水平上。不过, 还可减小 p_c/p_c 来提高发动机比冲。

要减小 p_c/p_c 值, 可减小 p_c 值或增大 p_c 值来达到。喷管出口平面的压强 p_c 为:

$$\frac{A_e}{A_t} = \sqrt{\frac{\gamma-1}{2}} \left(\frac{2}{\gamma-1} \right)^{(\gamma+1)/(2(\gamma-1))} \left(\frac{p_c}{p_c} \right)^{-1/\gamma} \left[1 - \left(\frac{p_c}{p_c} \right)^{(\gamma-1)/\gamma} \right]^{-1/2} \quad (3)$$

式 (3) 表明, 若把 p_c 和 λ 看成定值, p_c 随 A_e/A_t 增大而减小, 直至等于环境压强为止。若使 p_c 保持不变, p_c/p_c 随 p_c 增加而减小。因此, 说明 I_{sp}^0 随着 p_c 增加而增加。

用某发动机的推进剂参数, 取 $p_c = 0.094 \text{ MPa}$ 代入式 (2) 计算的理论比冲、燃烧室压强、扩张比和推力系数等值列于表 1。

表 1

p_c (MPa)	5.0	6.0	7.0	8.0	9.0	10.0	11.0	12.0	13.0	14.0	15.0
I_{sp}^0 (N · s/kg)	2455.7	2496.7	2529.8	2557.4	2581.0	2601.5	2619.6	2635.7	2650.3	2663.5	2675.5
ϵ	7.37	8.42	9.43	10.39	11.33	12.24	13.10	14.00	14.88	15.71	16.56
C_F	1.602	1.627	1.647	1.663	1.677	1.689	1.700	1.709	1.718	1.726	1.733

用于理论计算的推进剂在某发动机地面点火试验中的测量结果列于表 2。

表 2

p_c (MPa)	6.53	7.51	8.52	9.54	11.18	12.19	12.36	13.75
I_{sp} (N · s/kg)	2326.0	2354.1	2377.9	2398.4	2425.8	2438.6	2439.1	2443.2
ϵ	8.57	8.57	8.57	8.57	8.57	8.57	8.57	8.57
C_F	1.510	1.515	1.519	1.521	1.534	1.523	1.534	1.525

美国 MX 和三叉戟导弹三级发动机的数据列于表 3。

表 3

导弹名称	第一级			第二级			第三级		
	p_c (MPa)	I_{sp} (N · s/kg)	ϵ	p_c (MPa)	I_{sp} (N · s/kg)	ϵ	p_c (MPa)	I_{sp} (N · s/kg)	ϵ
MX	9.65	2510.0	16.0	8.24	2902.8*	57.0	5.21	2922.4*	67.5
三叉戟	8.85	2510.5	12.4	7.44	2814.5*	19.9	6.42	2853.7*	34.2

注: 带 * 号的数据为高空数据

表1说明, p_c 从5MPa提到10MPa, I_{sp}^0 提高145.8N·s/kg。表2说明, p_c 从6.5MPa提高到12MPa, 推进剂的 I_{sp} 可从2326N·s/kg提高到2438N·s/kg左右。表中数值比理论值低主要是由于喷管不是全扩张喷管造成的。表3说明, 第一级发动机的压强已提高到了8.8MPa和9.65MPa, ϵ 增加到12.4和16.0, 因而比冲提高到2501N·s/kg和2511N·s/kg。据分析, 这二种推进剂仍属中能推进剂, 其比冲所以能够达到这样高是由于提高压强和增大扩张比取得的结果。

上述理论分析计算和试验结果表明, 把发动机平均压强提高到10MPa左右, 可使发动机比冲提高约100N·s/kg。

3 提高发动机质量比的途径

为提高发动机质量比, 国内金属材料的比强度已提高到226.3kN·m/kg, 研制和发展了玻璃纤维/环氧复合材料和有机纤维/环氧复合材料。复合纤维的比强度分别达到985.6kN·m/kg、1737.8kN·m/kg。不过, 这些材料的研制成功, 也只能使发动机质量比提高到0.89~0.91。因此, 为了进一步提高发动机质量比, 除了继续研制和发展更好的壳体和喷管材料外, 必须探讨其他技术途径。

3.1 发动机质量比

$$\lambda = \frac{m_p}{m} = \frac{m_p}{m_p + m_m} \quad (4)$$

由式(4)可得

$$\frac{d\lambda}{\lambda} = \frac{m_m}{m_p + m_m} \frac{dm_p}{m_p} - \frac{dm_m}{m_p + m_m} \quad (5)$$

由式(5)计算的推进剂质量和发动机结构质量变化对质量比的影响列于表4。

表4

$\frac{dm_m}{m_m}$	0.20	0.15	0.10	0.05	$\frac{dm_p}{m_p}$	0.20	0.15	0.10	0.05
$\frac{d\lambda}{\lambda}$	0.024	0.017	0.011	0.005	$\frac{d\lambda}{\lambda}$	0.017	0.013	0.009	0.005

表4的数据说明, 发动机结构质量变化百分之几, 质量比约变化千分之几; 推进剂质量对质量比的影响略小于结构质量的影响。发动机结构质量可表示为:

$$m_m = m_c + m_n + m_{ig} + m_s + m_a \quad (6)$$

式中 m_c 包括圆柱段、前后封头、前后接头和前后裙质量。这些质量可近似表示为

$$\text{圆柱段质量} \quad m_{c_1} = f 2\pi r_c p_{c\max} \rho_c L_{sc} / \sigma_{bc} \quad (7)$$

$$\text{前后封头质量} \quad m_{c_2} = f K_{c_1} p_{c\max} \rho_c / \sigma_{bc} \quad (8)$$

$$\text{前后接头质量} \quad m_{c_3} = fK_{c_2}p_{\text{cmax}}\rho_c/\sigma_{bc} \quad (9)$$

$$\text{前后裙质量} \quad m_{c_4} = K_{c_3}\rho_c/\sigma_{bc} \quad (10)$$

式(7)~(9)表明,除了 m_{c_4} 与 p_{cmax} 没有明显关系外,其它质量均与 p_{cmax} 成正比。因此,可以把壳体质量近似看成 $m_c = K_c p_{\text{cmax}}$ 。

喷管质量包括金属壳体和非金属材料质量。由于金属壳体是用来承受工作压强的,所以它的质量可表示为:

$$m_{n_1} = K_{n_1}p_{\text{cmax}} \quad (11)$$

喷管非金属材料质量与压强关系较小。据经验数据统计,约有65%的喷管质量与 p_{cmax} 成正比关系。

安全点火装置、连接件和其它附件质量,可采用经验公式近似表示为:

$$m_{ig} + m_a = K_{ig}p_{\text{cmax}} \quad (12)$$

尽管绝热层和衬层质量与压强关系不大,但它只占发动机结构质量8%左右。

综上所述,约有82%的发动机结构质量与 p_{cmax} 成正比关系。作为定性分析,可把发动机结构质量写成

$$m_m = K_m p_{\text{cmax}} \quad (13)$$

把式(13)代入式(5)得

$$\frac{d\lambda}{\lambda} = \frac{K_m p_{\text{cmax}}}{m_p + K_m p_{\text{cmax}}} \frac{dm_p}{m_p} - \frac{K_m d p_{\text{cmax}}}{m_p + K_m p_{\text{cmax}}} \quad (14)$$

由此得出, p_{cmax} 减小5%, λ 约增加0.5%, p_{cmax} 减小20%, λ 约增加2.4%。推进剂质量是

$$m_p = \rho_p V_p \quad (15)$$

式(15)表明, V_p 不变, m_p 与 ρ_p 成正比; ρ_p 不变, m_p 与 V_p 成正比。因此,把式(15)代入式(5),可以得出药柱体积对质量比的影响,这与推进剂质量的影响基本相同。

综上所述,为了进一步提高 λ ,应该降低 p_{cmax} ,增加 V_p 和 ρ_p 。由于 ρ_p 大小取决于推进剂的研制,所以下面仅分析降低 p_{cmax} 和增大 V_p 技术。

3.2 对药柱设计的要求

为了提高发动机质量比,必须降低最大压强和提高装填分数。为了提高发动机比冲,必须提高平均压强。因此,对药柱设计不仅要提出最大压强和装填分数的要求,而且要加上最大压强与平均压强比的要求,因为只有这个比值接近1,才能提高平均压强,也不会太多地增加最大压强,反之也不至于太多地降低平均压强。只有降低最大压强与平均压强比才能达到提高发动机比冲和质量比的综合目的。

式(15)表明,药柱质量和推进剂密度给定后,便可求出药柱体积 V_p 。

$$V_p = V_c \eta_{iv} \quad (16)$$

式(16)表示 V_c 与 η_{iv} 成反比。由于多数 η_{iv} 小于1,所以 $V_c > V_p$,而且 η_{iv} 越小 V_c 越大。为了减小 V_c ,必须增大 η_{iv} 。减小 V_c 即可减小燃烧室壳体体积,也就是减轻壳体质量,从而达到提高质量比的要求。

3.3 现有发动机参数

现已研制成功的发动机有关参数列于表5。

表5

序 号	1	2	3	4	5	6	7
λ	0.884	0.844	0.885	0.875	0.882	0.905	0.860
$p_{cmax}/\bar{p}_c$	1.24	1.10	1.28	1.13	1.21	1.20	1.29
η_{iv}	0.900	0.842	0.900	0.900	0.900	0.910	0.870
$\bar{p}_c$ (MPa)	5.37	4.12	3.69	3.69	5.16	4.32	3.73
ϵ	9.0	31.0	6.55	6.66	17.0	19.0	45.0
I_{sp} (N·s/kg)	2254	2597*	2298	2368	2295	2697*	2859*
序 号	8	9	10	11	12	13	14
λ	0.880	0.870	0.800	0.885	0.894	0.903	0.771
$p_{cmax}/\bar{p}_c$	1.19	1.14	1.16	1.13	1.19	1.19	1.07
η_{iv}	0.890	0.900	0.869	0.900	0.900	0.905	0.908
$\bar{p}_c$ (MPa)	3.82	5.10	12.25	6.24	5.59	4.81	12.00
ϵ	45.0	11.5	9.0	12.0	17.0	45.0	8.5
I_{sp} (N·s/kg)	2835*	2265	2401	2370	2270	2824*	2432

注：带*号的数据为高空数据

表5说明，最大压强与平均压强比和药柱体积装填分数同时达到最佳值的是1.07和0.908，最差的是1.29和0.870，中等值是1.19和0.890。因此，根据前面分析结果，只要把7号发动机的 $p_{cmax}/\bar{p}_c$ ，从1.28降到1.10，保持原有的 η_{iv} 和 $\bar{p}_c$ 值，即可使入由0.860提高到0.878以上。从国外固体发动机的现有数据来看，压强比和装填分数已达到1.05和0.95的水平。假如提高装填分数受到推进剂力学性能限制时，降低最大压强与平均压强比是容易实现的。因为当前普遍采用的翼柱型新药柱，可以根据喉径烧蚀规律，设计成增面燃烧药柱。它在喉径不断扩大下能使最大压强与平均压强比轻易地降至1.1以下。从此看出，只要采用新药柱的设计方法，就可以使现有大多数发动机的质量比和比冲分别增加0.01~0.02和10~20N·s/kg。

4 总 结

根据上述分析，可以肯定从发动机和装药设计上，提高发动机平均工作压强和药柱体积装填分数，降低最大压强与平均压强比是提高发动机比冲和质量比的技术途径。同时必须做

到在降低压强比的同时,保持或提高装填分数,才能收到综合效果。

理论分析和试验结果表明,使发动机的平均压强提高到 10MPa 左右,可使发动机比冲增加约 $100\text{N} \cdot \text{s}/\text{kg}$ 。鉴于高能推进剂仍处在研制阶段,多数发动机仍需继续使用现有推进剂,采用提高平均压强的方法来增加发动机比冲显得尤其必要。即使受各种条件限制,不能把平均压强提高到 10MPa,提高到 8MPa 左右是可能的,因为表 5 中的数据说明,现有发动机的平均压强只有 3.6~6.3MPa, $p_{\text{cmax}}/\bar{p}_c$ 都在 1.13 以上,只要把压强比降到 1.05,平均压强便可提高到 3.9~6.8MPa,加上充分利用其它因素就能使平均压强提高到 8.0MPa,可使发动机比冲增加 $60\text{N} \cdot \text{s}/\text{kg}$ 左右。

表 5 的数据表明,现有发动机的参数与压强比 1.05 和体积装填分数 0.95 相差较大。为了使发动机质量比提高 0.01~0.02,应该采用先进的翼柱型或其它先进药柱,使 $p_{\text{cmax}}/\bar{p}_c$ 和 η_{iv} 接近 1.05 和 0.95 的先进水平。

参 考 文 献

- [1] 威廉斯 F A 等. 固体推进剂火箭发动机的基本问题. 北京: 国防工业出版社, 1976
- [2] 王元有等. 固体火箭发动机设计. 北京: 国防工业出版社, 1984
- [3] Barrere M, et al. Rocket Propulsion. Elsevier London-New York: Publishing Company, 1960

简 讯

低温试验设备

低温技术虽然用于火箭发动机已有 20 余年,但是由于没有完全了解喷射、火焰稳定及其他燃烧现象而使其发展受到阻碍,这使其难以全面地解释失败机理,因而必须重视发动机可靠性。

欧洲二个新试验设备将用于更进一步了解这些物理-化学过程。一个是半封闭式设备,命名为 Mascotte,全部由法国航空航天研究院投资(但是将和 CNES、SEP、CNRS 也许德国的 DLR 公司一起使用),定于今年初开始首次试验。另一个设备是合资的,DLR 占 50%,CNES 占 30%,DASA 和 SEP 各占 10%,称为 P8,1995 年春将开始运转。这两种设备完全是辅助设备,是根据 1988 年 CNES、CNRS、SEP 和航空航天研究院制定的计划建造的。Mascotte 是一种低压、低流量(液氧为 $100\text{g}/\text{s}$,液氢为 $20\text{g}/\text{s}$)设备,设计时只具有定性特性,将用来研究新材料、新技术和低成本技术。相反,P8 能够在 25MPa 压力工作,用高流量液氧($8\text{kg}/\text{s}$)和液氢($1.5\text{kg}/\text{s}$),适合于定量分析。

龙玉珍 供稿