

# “761”主发动机喷管喉部烧蚀 对其内弹道性能影响之分析

雷 碧 文

**提 要** 本文着重分析了“761”主发动机进入“稳态”工况后，喉部烧蚀对其内弹道性能的影响。推导了因烧蚀引起的发动机的压力和推力随时间变化的关系式，并将由该式得到的计算值与试验结果进行了比较和讨论。

## 一、引 言

“761”主发动机的装药为一沿轴向嵌入七根银丝的端面燃烧药柱。当其进入“稳态”工况后若不考虑药柱燃速边缘增值效应和银丝热量积累，则药柱燃烧当取恒面形式，燃烧室压力必然是恒定不变的。但由于喷喉不断被高温、高速的燃气烧蚀而扩大，致使发动机燃烧室压力及其推力不断下降。对压力过渡段而言，因其历时很短，喷喉烧蚀甚微，这种影响则可以不予考虑。但对其“稳态”工作段，在做内弹道分析计算时就不能不考虑喷喉烧蚀的影响了。为了能够描述这种影响以便较为准确地预示发动机内弹道参量的变化，或对试验结果的修正提供某种指导，本文就此做了一些分析和计算。最终导出了压力、推力随时间变化的关系，并将由这种关系式得到的计算值和试验值相比较，证明推导所取的方法和得到的结果是基本正确的。

## 二、基 本 假 设

- 1) 发动机进入“稳态”工况后，药柱燃烧是恒面的，即燃烧面积保持常数；
- 2) 由喷管燃蚀引起的燃烧室温度变化可忽略不计；
- 3) 在整个发动机工作期间，燃烧室压力变化仍符合“准稳态”假设；
- 4) 喷管流动为一维、定常、等熵流。

## 三、公 式 推 导

“761”主发动机喷喉系采用C—C复合材料，其烧蚀率<sup>[1]</sup>为

$$\begin{aligned} \dot{r} &= 0.381 \times 10^{-4} C \dot{m}^{0.8} / \rho_m d_i^{1.8} \\ &= K \cdot \dot{m}^{0.8} / d_i^{1.8} \end{aligned}$$

式中  $\rho_m$ —C—C材料密度；  $d_t$ —喷喉瞬时直径；

$C$ —喉衬材料结构系数，取决于C—C的工艺结构； $K=0.381 \times 10^{-4} \cdot C/\rho_m$ 。

先假定因喷喉烧蚀而致使发动机的燃气重量流量的变化服从于下面关系，即

$$\dot{m}(t) = \dot{m}_0 f(t) \quad (2)$$

$\dot{m}_0$ 是喉衬无烧蚀的燃气的重量流量，它等于

$$\dot{m}_0 = C_D p_0 A_0 \quad (3)$$

$f(t)$ 是一个待定的时间函数。当考虑到假设2)时， $C_D$ 应是一常数。

由①、②式，任意时刻喉部被烧去的肉厚可以表示为

$$e(t) = K \int_0^t \frac{\dot{m}_0^{0.8}}{d_t^{1.8}} f^{0.8}(t) dt \quad (4)$$

则喷喉面积变化应是

$$A_t(t) = A_0 \left[ 1 + \frac{2K}{d_0} \int_0^t \frac{\dot{m}_0^{0.8}}{d_t^{1.8}} f^{0.8}(t) dt \right]^2$$

式中  $d_0$ —喷喉初始直径，  $A_0$ —喷喉初始截面积。

考虑到(2)式，燃气瞬时重量流量 $\dot{m}(t)$ 可以表示为

$$\dot{m}(t) = C_D p(t) A(t) = C_D p_0 C_D f(t)$$

则有

$$p(t) = \frac{A_0}{A_t(t)} p_0 f(t)$$

将(5)式代入上式便有

$$p(t) = p_0 f(t) \left[ 1 + \frac{2K}{d_0} \int_0^t \frac{\dot{m}_0^{0.8}}{d_t^{1.8}} f^{0.8}(t) dt \right]^2$$

考虑到假设(1)及(2)式，由质量守恒方程可得出

$$f(t) = \left[ \frac{p}{p_0} \right]^n = P^n \quad (7)$$

式中  $P = p/p_0$ ，  $n$ —燃速压力指数。

将(7)代入(6)式化简后便有

$$\int_0^t \frac{P^{0.8n}}{d_t^{1.8}} dt = (P^{\frac{n-1}{2}} - 1)/H_1 \quad (8)$$

考虑到假设3)，则平衡压力公式给出

$$\begin{aligned} d_t &= \sqrt{\frac{4\bar{C}}{\pi} \cdot p^{\frac{n-1}{2}}} = \sqrt{\frac{4\bar{C}}{\pi} \cdot p_0^{\frac{n-1}{2}} P^{\frac{n-1}{2}}} \\ &= d_0 P^{\frac{n-1}{2}} \end{aligned} \quad (9)$$

式中  $\bar{C} = C^* \rho_p b A_b$ 。将(9)式代入(8)，并稍加变换，即得到

$$\begin{aligned} \frac{dP}{dt} &= \frac{2H_1}{(n-1)d_0^{1.8}} P^{2.4-0.6n} \\ &= HP^N \end{aligned}$$

分离变量并积分上式，得到

$$P = [1 + (1-N)Ht]^{\frac{1}{1-N}} \quad (10)$$

式中

$$\left. \begin{aligned} H_1 &= \frac{2K \dot{m}_0^{0.8}}{d_0} \\ H &= \frac{2H_1}{(n-1)d_0^{1.8}} \\ N &= 2.4 - 0.6n \end{aligned} \right\} \quad (10)'$$

(10)式即为求得的喷喉烧蚀时燃烧室压力随时间变化的解析式。

下面再求发动机推力随时间变化关系。推力  $F(t)$  可表示为

$$F(t) = I_s(t) \dot{m}_0 f(t)$$

考虑到(7)式, 上式可变成

$$F(t) = \dot{m}_0 P^n I_s(t) \quad (11)$$

比冲  $I_s(t)$  用气动力学函数表示

$$I_s(t) = \frac{\sqrt{RT_0/g}}{B(k)} \cdot \frac{f(\lambda_e) + \frac{p_a(t)}{p(t)}}{q(\lambda_e)_t} \quad (12)$$

式中

$(\lambda_e)_t$ —喷管出口面上气流速度系数, 它可由(13)式求得

$$q(\lambda_e)_t = A_t(t)/A_e \quad (13)$$

$A_e$ —喷管的出口面积。  $A_t(t)$  由方程(9)所确定, 即

$$A_t(t) = \frac{\pi d_0^2}{4} [1 + (1-N)Ht]^{1-n} \quad (14)$$

(12)式中的  $p_a(t)$  为外环境压力, 被火箭外弹道所规定。

方程(11)~(14)再加上(10)便可得到  $F(t)$ 。

#### 四、讨 论

1) 从上面推导得出的结果中我们可以看到, 由于喷喉烧蚀使得发动机的压力和推力均随时间单调下降; 且当其它条件相同时, 推进剂燃速压力指数越大, 这种下降趋势越明显。

2) 喷喉烧蚀引起发动机压力、推力下降的相对量:  $[p_0 - p(t)]/p_0$ 、 $[F_0 - F(t)]/F_0$  是相当可观的。“761”主机“稳态”工作段持续 18 秒左右, 在该段终点, 喉径扩大了 14% (见表 1); 压力降接近 30%, 推力降达 14% (见表 2), 因此为了改善发动机的内弹道性能, 选用耐烧蚀材料做喉衬; 或尽量降低推进剂的燃速压力指数是必需的; 另外发动机工作时间不宜过长。

3) 面对喷喉烧蚀这种无法完全避免的事实, 设计者如果想保持发动机恒定的工作压力, 仅当药柱的燃面设计成增面型才有可能。对于“761”这样类型的发动机, 欲做到这一点似乎比较困难。

## 五、理论计算与试验结果比较

表2中列举了两发全尺寸试验发动机(203#, 204#)热试结果, 将按三中推导的关系式计算值与之相比, 可以看出:

1) 压力计算值, 对204#而言, 与实测值相差不大, 相对差均在5%以内; 对203#而言, 其实测值偏高, 相对差接近10%。

2) 推力值, 其计算值与实测值相差不大, 相对差基本上均在5%以内。

3) 理论计算值低于实测值(见图1、2)可能由于

(a) 端燃药柱往往存在燃速边缘增值效应, 使得“稳态”工作段时, 药柱并不是恒面燃烧, 而是增面的。发动机的压力、推力实际上是随时间递增, 这一点被假设1)所忽略;

(b) 药柱头部采取了绝热措施, 于是银丝导入的热量一部份逐渐积累, 提高了银丝周围推进剂的初始温度。因而沿银丝的推进剂的燃速随时间递增, 亦造成了“稳态”时药柱增面燃烧的条件, 此点在(10)、(11)式中均未反映出来;

(c) 文献[1]给出的计算式(1)系根据大量的热试数据, 经理论分析和计算整理出来的半经验半理论公式, 它没有考虑喉部沉积对烧蚀的反抗。因而由(1)式算得的烧蚀率往往偏高于实际情况。这是造成压力、推力的实测值高于理论计算值的一个很重要的原因。

203#, 204#发动机喉径烧蚀计算值

表 1

$d_t$ (cm) \ t(s)	0	2	4	6	8	10	12	14	16	18
代号										
203#	1.680	1.708	1.735	1.761	1.781	1.810	1.833	1.856	1.878	1.899
204#	1.686	1.714	1.741	1.766	1.791	1.815	1.838	1.860	1.882	1.893

203#, 204# 发动机  $p(t)$ 、 $F(t)$  计算值和实测值

表 2

t(s)		0	2	4	6	8	10	12	14	16	18	
$p(t)$ (kg/cm <sup>2</sup> )	203#	实	72	72	71.5	70	68	65	62	(62.5)	59.5	54.5
		计	71.5	68.7	65.3	62.5	60	57.5	55.2	53.1	51.1	49.2
	204#	实	68.5	68	66	62	63	61.5	60	58.5	57	53.5
		计	71.6	69	66	63.6	61.2	58.9	56.7	54.7	52.7	50.9
$F(t)$ (kg)	203#	实	274	273	273	273	268	256	248	(253)	244	222
		计	270	267	261	257	253	249	245	241	237	233
	204#	实	278	277	274	272	270	270	266	262	258	234
		计	271	267	261	258	254	251	246	242	239	233

注: 计算时所取参数

$$\rho_m = 2.08(\text{g/cm}^3) \quad C^* = 1518(\text{m/s}) \quad T_0 = 3332^\circ\text{K} \quad R = 31.75(\text{kg} \cdot \text{m/kg} \cdot ^\circ\text{K})$$

$$\text{燃速公式: } r = 0.2411P^{0.3165}(\text{cm/s}) \quad \text{药柱外径 } D = 139(\text{mm})$$

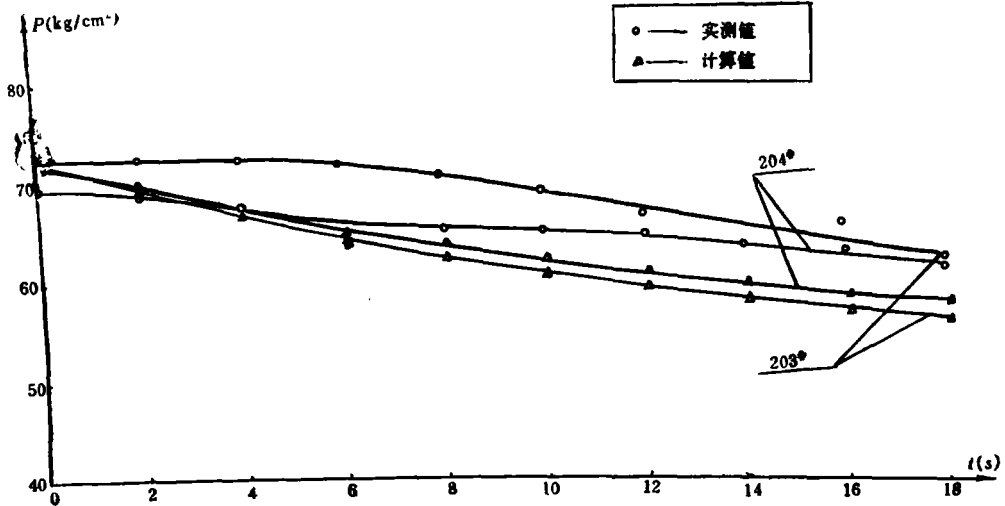


图 1 203#、204# 稳态工况时  $P-t$  曲线

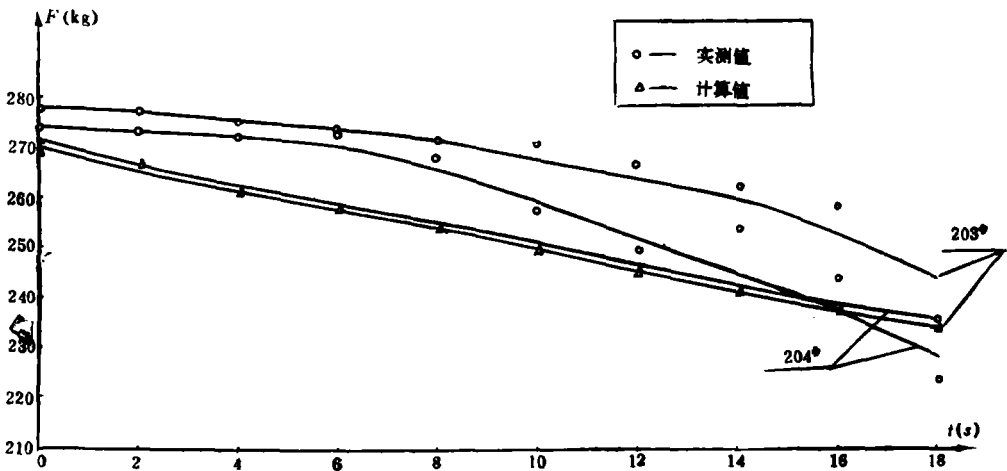


图 2 203#、204# 发动机稳态工况时  $F-t$  曲线

参 考 文 献

- [1] 刘叔涓, 热压 C-C 材料烧蚀计算, 国防科技大学110研究室, 1981.
- [2] A.M.Vinitskiy, Solid Propellant Rocket Engines, AD-780834, 1974.
- [3] 国防科技大学 109 研究室, 761主发动机地面试验报告, 1981.
- [4] 雷碧文, 761主发动机过渡过程计算, 国防科技大学, 82-1026,

# Analysis of the Influence of Erosion in the Nozzle Throat on Ballistic Behaviour for "761" Sustainer

Lei Bi-wen

## Abstract

In the paper, the influence of erosion at the surface of nozzle throat on ballistic behaviour for "761" sustainer is emphatically analysed. The author has derived equations, relating to the change of the pressure and thrust of sustainers caused by erosion as time goes on. The pressure and thrust values, calculated by the obtained equations, are compared with the results of experiments and discussed.