

# 固体火箭发动机反向喷管推力终止技术

向阳公司 黄坚定

## 摘 要

本文讨论了打开反向喷管时推力终止过程的燃烧室压力衰减和推力瞬变的计算方法。对理论计算与试验结果进行比较,表明经过修正的理论计算结果与试验结果符合得较好。

为了控制弹道导弹的射程和保证命中精度,一般在其主动段终点实行推力终止。实行推力终止的方法很多,在中远程固体弹道导弹上常用反向喷管来实现推力终止。此种方法的优点是推力终止非常迅速,同时还能导弹的头体分离提供必要的反向推力。带反向喷管的固体火箭发动机结构简图示于图1。

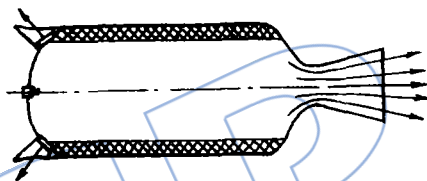


图1 带反向喷管的固体火箭发动机简图

由于结构上的需要,反向喷管一般是多个对称分布的斜切口喷管。在发动机正常工作时,反向喷管是密封的。当需要推力终止时,由打开机构将反向喷管打开,产生反推力。

## 一、打开反向喷管时燃烧室压力的衰减

打开反向喷管,发动机的排气面积增加,燃烧室压力很快下降。根据增加排气面积的多少,压力下降的梯度不同,可能使燃烧室内推进剂的燃烧熄灭、不稳定燃烧或在新的平衡压力下继续正常燃烧。这里,我们讨论在反向喷管打开后压力按一定规律下降到新的平衡压力下继续正常燃烧的情况。

### 1. 反向喷管的有效流动面积

推力终止用的反向喷管型面比较简单,没有像主喷管那样有良好的内型面。这是因为不要求反向喷管有很高的能量转换效率和受到结构上的限制(见图2)。这种喷管的几何喉面积与有效流动喉面积有较大的差别。这里引进收缩系数 $b_s = A_{rp}/A_{rk}$ ,即反向喷管有效流动喉面积 $A_{rp}$ 与反向喷管几何喉面积 $A_{rk}$ 之比。

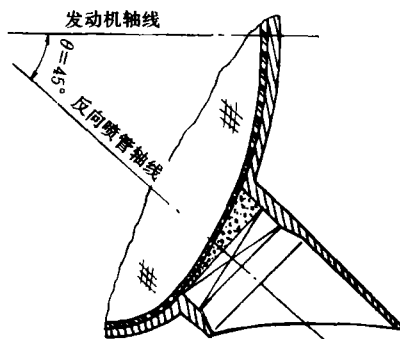


图2 推力终止用的反向喷管结构简图

在气流进口是锐边的情况下,当 $P_a \ll P_c$ ,  $Ma_c \approx 0$ 时,简化的计算公式为

$$b_s = \left[ \left( 1 + r \right) \left( \frac{2}{r+1} \right)^{\frac{r}{r-1}} \right]^{-1} \quad (1)$$

其中 $P_a$ 为外界压力,  $P_c$ 为燃烧室压力,  $Ma_c$ 为燃烧室内气流马赫数,  $r$ 为燃气比热比。

当 $r=1.21$ 时,  $b_s=0.8044$ 。燃气从燃烧室进入反向喷管时, 由于进口边缘有一定的圆弧及发动机前封头上进口为椭圆面, 经过试验数据修正, 得到收缩系数 $b_s \approx 0.9$ 。

## 2. 打开反向喷管时燃烧室压力的衰减

### (1) 瞬时打开的压力衰减

首先, 我们讨论不考虑反向喷管打开有延迟的瞬时打开情况。打开后, 假设推进剂继续进行完全燃烧, 燃气成分和热力参数不变, 燃烧室压力按理想气体的等温过程衰减。

假定燃速服从指数公式 $r = CP_c^n$ , 并且在压力衰减过程中, 燃速系数 $C$ 和压力指数 $n$ 不变。这时, 燃烧室压力变化方程为:

$$dP_c/dt = -(RT/V)[C_w P_c (A_t + A_{rpn}) - SCP_c^n \rho_p] \quad (2)$$

式中:  $T$ ——燃气温度 (K),  $C_w$ ——排气系数 ( $C_w = g/C^*$ ) (1/s),  $C^*$ ——特征速度 (m/s),  $P_c$ ——燃烧室瞬时压力 (kPa),  $A_t$ ——主喷管有效喉面积 ( $\text{cm}^2$ ),  $A_{rpn}$ —— $n$ 个反向喷管总的有效喉面积 ( $\text{cm}^2$ ),  $S$ ——推进剂燃烧面积 ( $\text{cm}^2$ ),  $C$ ——燃速系数 ( $\text{m/s}(\text{kPa})^n$ ),  $n$ ——压力指数,  $\rho_p$ ——推进剂密度 ( $\text{kg/cm}^3$ ),  $V$ ——燃烧室自由容积 ( $\text{cm}^3$ )

打开反向喷管压力衰减过程的时间相对来说是很短的, 可以认为在这过程中燃烧室自由容积 $V$ 和燃烧面积 $S$ 是不变的。所以只有 $P_c$ 随 $t$ 变化, 其他参数均为常量。

为了简化起见, 令  $\eta = RTC_w (A_t + A_{rpn})/V$ ,  $Ma = SC\rho_p/C_w (A_t + A_{rpn})$

这时, 对 (2) 式积分可得:

$$P_c = \left[ \left( P_{co}^{1-n} - Ma \right) e^{-(1-n)\eta t} + Ma \right]^{\frac{1}{1-n}} \quad (3)$$

式中:  $P_{co}$ ——反向喷管打开前瞬间的燃烧室压力,  $t$ ——从反向喷管打开为起点的时间

发动机参数为:  $S = 8500 \text{cm}^2$ ,  $V = 49000 \text{cm}^3$ ,  $\rho_p = 1.78 \times 10^{-3} \text{kg/cm}^3$ ,  $R = 33.4 \text{m/k}$ ,  $T = 2640 \text{K}$ ,  $C^* = 1.39 \times 10^3 \text{m/s}$ ,  $C_w = 7.05 \times 10^{-3} \text{1/s}$ ,  $A_t = 35.76 \text{cm}^2$ ,  $A_{rpn} = 95.04 \text{cm}^2$ ,  $C = 0.1907 \text{cm/s}(\text{kPa})^n$ ,  $n = 0.205$ 。据此计算打开反向喷管后燃烧室压力衰减的结果列于表 1, 计算结果与试验结果示于图 3。

从试验结果与计算值的比较可以看出: 首先, 在压力下降的起始几毫秒内,

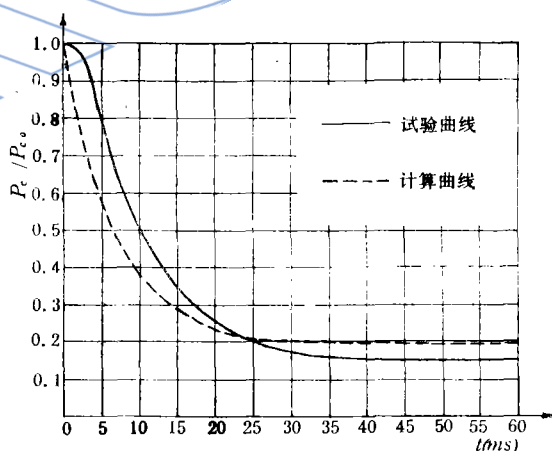


图 3 反向喷管瞬时打开的压力衰减曲线

表 1 瞬时打开的压力衰减计算值

| $t$ (ms)     | 0     | 1     | 2     | 5     | 10    | 20    | 50    | 80    |
|--------------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|
| $P_c$ (kPa)  | 6865  | 6100  | 5443  | 3982  | 2638  | 1667  | 1353  | 1344  |
| $P_c/P_{co}$ | 1.000 | 0.888 | 0.793 | 0.581 | 0.384 | 0.243 | 0.196 | 0.196 |

曲线形状有很大差别。计算曲线一开始就按指数曲线下降,而试验曲线开始有一个弧形,而后才基本按指数曲线下降。造成这种差别的主要原因是,在计算中没有考虑反向喷管打开的延迟。其次,在压力趋向新的平衡压力时,计算的平衡压力高于试验值。这主要是由于推进剂在较低压力下燃烧性能的变化。

## (2) 延迟打开的压力衰减

打开机构将反向喷管堵盖释放后,堵盖在燃气压力作用下加速向外飞出,当飞出的距离所造成的有效气流流通面积等于大于反向喷管有效喉面积时,才算反向喷管全部打开。这打开过程所需的时间称为反向喷管打开延迟时间。这时间的长短和打开机构的结构、反向喷管型式、燃烧室压力等因素有关。在试验中,测得打开延迟时间为2~5毫秒。

假设在打开过程中,作用在堵盖上的压力是不变的(从试验结果看,在初始几毫秒内燃烧室压力变化较小)。那么,堵盖可以看成是等加速运动。这样,打开面积 $A_d$ 可近似认为与打开时间 $t_d$ 平方成正比。

$$A_d = \xi t_d^2 \quad (4)$$

### a. 打开延迟时间为2ms的压力衰减

因为经过打开延迟时间 $t_{do}$ 后,打开面积等于反向喷管有效喉面积,因此可以得:

$$\xi = \frac{A_{rpn}}{t_{do}^2} = \frac{95.04 \text{ cm}^2}{2^2 \text{ ms}^2} = 23.76 \text{ cm}^2/\text{ms}^2$$

用数值计算得到数据列于表2。

### b. 打开延迟时间为5ms的压力衰减

这时,  $t_{do} = 5 \text{ ms}$ , 代入可得:

$$\begin{aligned} \xi &= \frac{A_{rpn}}{t_{do}^2} = \frac{95.04 \text{ cm}^2}{5^2 \text{ ms}^2} \\ &= 3.8016 \text{ cm}^2/\text{ms}^2 \end{aligned}$$

同样计算,数据也列于表2。

把打开延迟时间分别为2ms和5ms的计算结果与试验值同绘于图4。

从图4的曲线比较可以看出,在燃烧室压力2500kPa以上(相当于 $P_c/P_{co} \geq 0.35$ ),延迟时间5ms的计算结果与试验结果符合得较好。

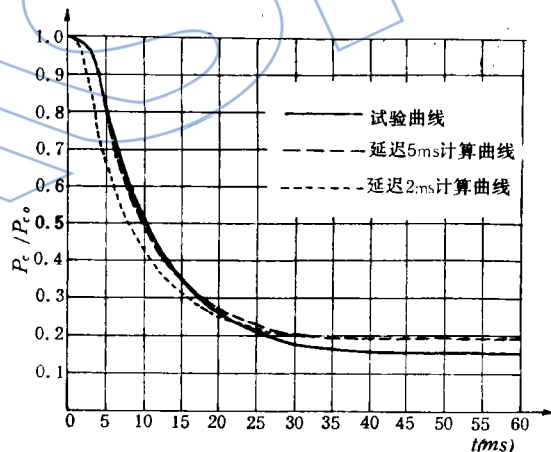


图4 考虑打开延迟2ms和5ms的压力衰减曲线

表2 考虑打开延迟的燃烧室压力衰减计算值

|         |              |       |       |       |       |       |       |       |
|---------|--------------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|
| 延迟 2 ms | t (ms)       | 0     | 1     | 2     | 4     | 10    | 20    | 50    |
|         | $P_c$ (kPa)  | 6865  | 6767  | 6286  | 5021  | 2893  | 1736  | 1353  |
|         | $P_c/P_{co}$ | 1.000 | 0.986 | 0.916 | 0.731 | 0.421 | 0.252 | 0.197 |
| 延迟 5 ms | t (ms)       | 0     | 1     | 3     | 5     | 10    | 20    | 50    |
|         | $P_c$ (kPa)  | 6865  | 6845  | 6541  | 5600  | 3403  | 1854  | 1353  |
|         | $P_c/P_{co}$ | 1.000 | 0.997 | 0.953 | 0.816 | 0.496 | 0.270 | 0.197 |

### (3) 考虑低压下燃烧性能变化的压力衰减

一般, 固体火箭发动机正常工作压力都在 3000kPa 以上。通常给出的推进剂燃烧性能参数也是在这条件下的数值。但是, 打开反向喷管后, 燃烧室压力很快下降, 在试验中, 压力降到约 1000kPa 下继续燃烧。推进剂在 3000kPa 压力以下的燃烧性能有一定变化, 但目前有些参数还难以测得。这里近似地认为这些性能的变化综合反映在排气系数  $C_w$  中。经过试验数据的处理可以近似得到:

$$C_{wp} = C_w [1 + 0.15 \times 10^{-3} (P_{c1} - P_c)] \quad (5)$$

$P_c \geq P_{c1}$  时, 取  $C_{wp} = C_w$  式中  $P_{c1}$  为考虑对  $C_w$  修正的最高燃烧室压力, 取  $P_{c1} = 2500\text{kPa}$ 。

必须指出: 对  $C_w$  修正的压力  $P_{c1}$  以及修正公式的形式与推进剂的燃烧性能密切相关, 对不同类型的推进剂, 必须进行不同的修正。

打开延迟 5ms 和  $P_c < 2500\text{kPa}$  时, 对  $C_w$  按 (5) 式进行修正的燃烧室压力衰减进行了数值计算。计算结果列于表 3。同时把这计算结果与试验值绘于图 5。

从图 5 可以看出, 计算结果与试验值符合得较好。可以满足实际应用的要求。

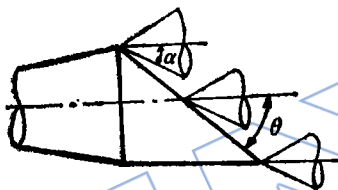


图 6 马赫波不进入斜切口部分的反向喷管

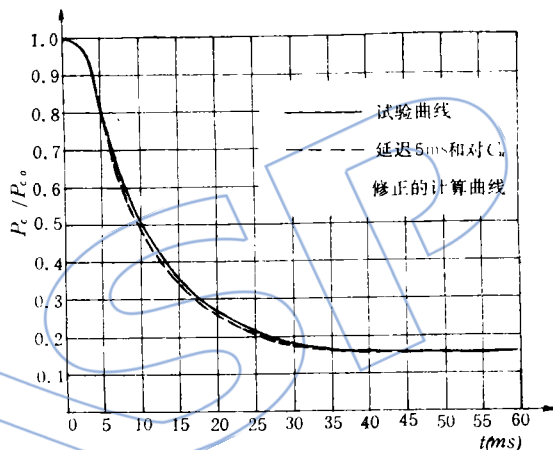


图 5 考虑打开延迟 5ms 和对  $C_w$  修正的压力衰减曲线

表 3 考虑打开延迟 5ms 和  $C_w$  修正的压力衰减计算值

| t (ms)         | 0     | 1     | 8     | 5     | 10    | 15    | 25    | 35    | 50    |
|----------------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|
| $P_c$ (kPa)    | 6865  | 6845  | 6541  | 5600  | 3403  | 2334  | 1432  | 1167  | 1069  |
| $P_c / P_{c0}$ | 1.000 | 0.997 | 0.953 | 0.816 | 0.496 | 0.340 | 0.209 | 0.170 | 0.156 |

## 三、打开反向喷管时推力瞬变和后效冲量

打开反向喷管有一定的延迟时间, 在这延迟时间内, 反向排气逐步建立。从堵盖向外抛射就开始逐渐建立反推力, 推力的变化要比燃烧室压力下降迅速得多。这里, 我们暂不讨论反向喷管没有完全打开以前的过渡过程, 而来计算从反向喷管完全打开后的推力变化。

### 1. 反向喷管推力性能的计算

斜切口喷管 (参见图 2) 由轴对称的基本部分和非轴对称的斜切口部分组成。对于轴对称的基本部分, 其推力性能和普通喷管计算方法相同。我们所设计的斜切口喷管, 其基本部分的膨胀比为  $e_p = 1.24$ , 燃气比热比  $\gamma = 1.21$ , 相应的出口马赫数  $Ma = 1.54$ 。这时, 马赫角  $\alpha$  为:

$$\alpha = \sin^{-1}(1/Ma) = \sin^{-1}(1/1.54) = 40.5^\circ$$

而我们所设计的反向喷管倾角  $\theta = 45^\circ$ ，因此，马赫波不会进入斜切口部分(参见图6)。

我们利用作用于基元面上的作用力的积分来计算斜切口部分的推力(参见图7)。

$$F_{rs} = 2 \int_0^\pi dF_{rs} = 2r^2 \int_0^\pi (\bar{P} - P_a) \cos\theta (1 + \cos\varphi) \cos\varphi d\varphi$$

式中： $\bar{P}$ ——作用在斜切口壁面上的压力，由于斜切口部分没有扩散角，所以 $\bar{P}$ 就等于其基本部分的出口压力。

$\bar{P}$  和  $P_a$  都可以看成是常值，上式积分得：

$$F_{rs} = \varepsilon_p A_{rpn} (\bar{P} - P_a) \cos\theta \quad (6)$$

式中： $\varepsilon_p$ ——反向喷管基本部分的有效膨胀比

由于反向喷管是轴对称分布的，因此，斜切口部分推力的垂直轴线的分量是互相抵消的推力的轴向分量为：

$$F_{rt} = C_{Frt} P_c A_{rpn} \cos\theta \quad (7)$$

总的轴向反推力为：

$$F_r = F_{rt} - F_{rs} = \left[ C_{Frt} - \varepsilon_p \left( \frac{\bar{P}}{P_c} - \frac{P_a}{P_c} \right) \right] P_c A_{rpn} \cos\theta \quad (8)$$

令反向喷管推力系数为：

$$C_{Fr} = C_{Frt} - \varepsilon_p \left( \frac{\bar{P}}{P_c} - \frac{P_a}{P_c} \right) \quad (9)$$

$$则 F_r = C_{Fr} P_c A_{rpn} \cos\theta \quad (10)$$

## 2. 打开反向喷管时总推力的计算

打开反向喷管后，主喷管和反向喷管推力的合力为总推力。总推力可写为：

$$F_N = (C_{Ft} A_t - C_{Fr} A_{rpn} \cos\theta) P_c \quad (11)$$

式中： $C_{Ft}$ ——主喷管的推力系数。

对应表3燃烧室压力衰减过程的总推力计算结果列于表4。

在图8中同时表示出燃烧室压力和推力的变化。从图8可以看出，总推力趋于-2515N，而试验测得的总推力为-2504N。计算值与试验值相当接近，能满足实际应用的要求。

## 3. 打开反向喷管时的后效冲量

固体火箭发动机进行地面推力终止试验时，由发动机、试车架和测力传感器组成的系统如图9所示。

这种系统典型的运动方程为：

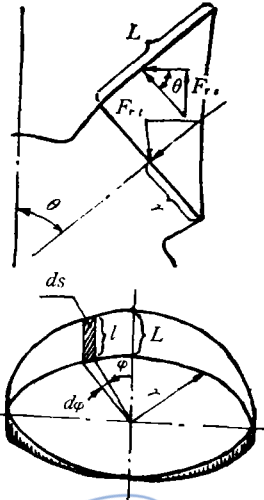


图7 斜切口部分推力计算原理图

表4 打开反向喷管时总推力变化的计算值

| t(ms)    | 0     | 5     | 10    | 15    | 25    | 35    | 50    |
|----------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|
| $F_N(N)$ | 39123 | -5706 | -4570 | -4015 | -3113 | -2693 | -2519 |

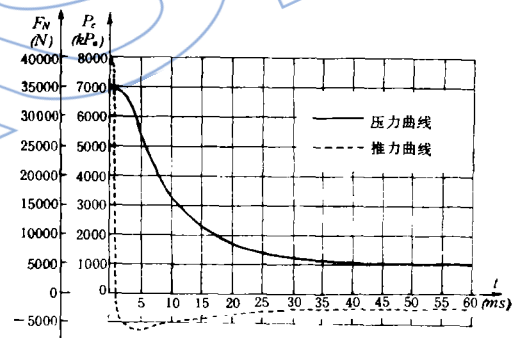


图8 打开反向喷管后燃烧室压力和推力的变化曲线

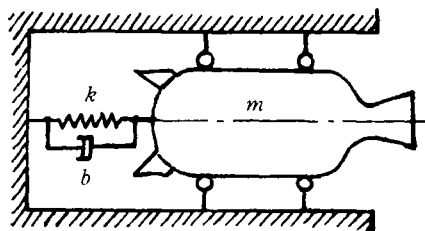


图9 固体火箭发动机地面推力终止试验系统简图

$$m \ddot{x} + b \dot{x} + kx = F_N(t) \quad (12)$$

或

$$\frac{\ddot{x}}{\omega_n^2} + \frac{2\zeta}{\omega_n} \dot{x} + x = \frac{F_N(t)}{k} \quad (13)$$

式中:  $m$ ——发动机和试验架活动部分的质量(kg),  $b$ ——台架系统的阻尼系数( $N/\frac{m}{s}$ ),  $k$ ——测力传感器的弹簧常数(N/m),  $\omega_n = \sqrt{k/m}$ ——系统的固有频率(1/s),  $\zeta = b/2\sqrt{k m}$ ——阻尼比

推力终止时, 测力传感器输出的  $x(t)$ , 不能直接得到  $F_N(t)$ , 必须采取较复杂的测量处理方法<sup>[3]</sup>。由于瞬变推力测量较复杂, 这里讨论直接从测力传感器输出的  $x(t)$ , 计算后效冲量的方法(参见图10)。

对方程(12)从  $t_0$  到  $t_f$  进行积分得到后效冲量。在积分区间的短时间内, 可以认为  $m$ 、 $b$ 、 $k$  都是常数。因此可得:

$$\delta I = m \dot{x} \Big|_{t_0}^{t_f} + b x \Big|_{t_0}^{t_f} + k \int_{t_0}^{t_f} x dt$$

式中:  $t_0$ ——推力瞬变开始的时间,  $t_f$ ——推力瞬变达到新的稳定推力的时间。

这里积分的横坐标取在新的稳定推力线上, 若需整个负冲量, 还需加上新的稳定推力乘这段时间。

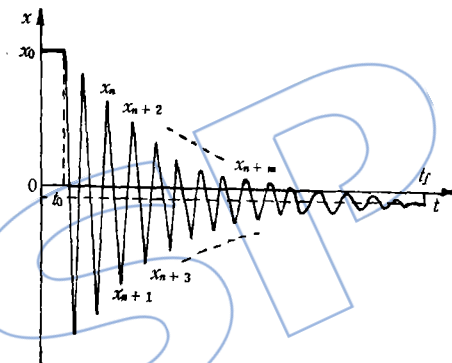


图10 打开反向喷管时测力传感器的输出曲线

考虑到  $t_0$  时,  $\dot{x} = 0$ ,  $x = x_0$ ;  $t_f$  时,  $\dot{x} = 0$ ,  $x = 0$ 。可得后效冲量表示式为:

$$\delta I = k \int_{t_0}^{t_f} x dt - b x_0 \quad (14)$$

根据记录的  $x(t)$  曲线可以确定  $\zeta$  值。

$$\zeta = \frac{1}{\pi m} \ln \left| \frac{x_n}{x_{n+m}} \right| \quad (15)$$

由此可得

$$b = 2\zeta \sqrt{k m}$$

对试验记录的  $x(t)$ , 用积分仪进行积分, 再按公式(14) 计算得后效冲量为  $-57.4 N \cdot s$ 。同时, 对图 8 所示的反向推力曲线进行积分, 得后效冲量为  $-51. N \cdot s$ , 这比实测值小一些。有待瞬变推力测量系统完善后进一步改进。

#### 参 考 文 献

- [1] Buchman, J.J. and Sternfeld, A. S., "Analysis of Problems Related to Thrust Reversal in Solid Propellant Motors", AIAA 72-1110.
- [2] Lilley, Jay S. and Hoffman, Joe D., "Performance Analysis of Scarfed Nozzles", AIAA 84-1416.
- [3] Jrby, J. E. and Hung, J.C., "Optimum Correction of Thrust Transient Measurements", NASA CR-269, July, 1965.

(责任编辑 王慧玉)

"Long skirt", "short skirt" and tail shroud with the apertures controlled by spring loaded differential pressure valves were tested in the flight tests. During 18 flights, the number of the differential pressure valves increased from 10 to 16, in consequence the vibration reduced to 0.1g or below, and the aircraft passed smoothly through the transonic range.

## TECHNIQUE OF THRUST TERMINATION WITH REVERSAL NOZZLE FOR SOLID ROCKET MOTORS

Huang Jianding

(Xiang Yang Company)

### Abstract

This paper presents a discussion of the calculation approach to the pressure decay in the motor chamber and thrust transient, as a result of the blowing-out plug of reversal nozzles during the thrust termination process of the solid rocket motor. The delay time in the blowing-out process and correction to the exhaust coefficient  $C_w$  under the chamber pressure less than 2500 kPa is considered in the calculation of pressure decay. The transient thrust is calculated by use of the variation of thrust coefficient both in main nozzle and reversal nozzle with the chamber pressure. The tailoff impulse is calculated with integration. A comparison of theoretical calculation with testing results shows that the corrected theoretical calculation approach agrees well with the testing results.

## MODELING CALCULATIONS FOR AP/Al/HTPB COMPOSITE SOLID PROPELLANT COMBUSTION

Zhao Yin, Tian Deyu, Jiang Yu

(National University of Defence Technology)

### Abstract

Based on some new concepts about the description of chemical kinetics of solid propellant combustion, such as  $d\tau/dt$ , the change of temperature with time, to represent the rate of reaction, we propose a comprehensive model describing the combustion of AP/HTPB composite solid propellant. A large number of detailed calculations have been performed and compared with the experimental data. The calculations with relative error less than 10% make up 77%. The modeling calculations are conducted for the solid propellant containing Al ingredient and the effects of the Al additive amount and the Al particle size on the burning rate and pressure exponent are investigated. Data calculated by this method are found to be accurate to less than 10% for 90% of the results and in good agree-