

文章编号: 1006-9941(2013)01-0075-05

# 点火过程对小型固体火箭发动机内弹道影响

刘 赞<sup>1</sup>, 王 浩<sup>1</sup>, 陶如意<sup>1</sup>, 朱德龙<sup>2</sup>

(1. 南京理工大学能源与动力工程学院, 江苏 南京 210094; 2. 中国人民解放军 73071 部队, 江苏 新沂 221400)

**摘 要:** 为了研究某小型固体火箭发动机点火过程对内弹道性能的影响, 建立包含点火过程的小型固体火箭发动机的内弹道数值研究模型和试验验证方案, 对点火药量为 1.0 g、0.8 g、0.6 g 和 0.4 g 的发动机进行了内弹道数值研究, 试验研究了点火药量为 1.0 g 和 0.8 g 两种情况, 数值计算结果与试验结果基本一致。研究表明: 小型固体火箭发动机由于燃烧室体积小, 点火过程对内弹道影响明显; 点火药量越大, 点火药装填密度越大, 引起压力峰值越大, 稳定工作时间越短; 经验估算得到的 1.0 g 点火药量产生了过高的压力, 是稳定压力的三倍, 0.8 g 的点火药量能够满足点火可靠性和总体设计要求, 产生最大压力为 27.08 MPa, 稳定工作时长 159 ms, 建议该小型火箭发动机的点火药量为 0.8 g。

**关键词:** 兵器发射理论与技术; 小型固体火箭发动机; 点火过程; 内弹道; 数值仿真

**中图分类号:** TJ7; V430

**文献标识码:** A

**DOI:** 10.3969/j.issn.1006-9941.2013.01.017

## 1 引 言

固体火箭发动机的点火是一个非常短暂的过程, 却关系到发动机能否正常工作。研究人员对点火过程进行了大量的实验研究和理论探索。蒋新广<sup>[1]</sup>, 郭宁<sup>[2]</sup>等人采用试验方法对发动机的点火性能及影响因素进行了研究, 胡建新<sup>[3]</sup>等通过数值计算研究了不同因素对硼颗粒点火的影响, 王志健<sup>[4]</sup>, 王志新<sup>[5]</sup>等人对发动机点火的流场特性进行了研究分析。由于点火作用时间短, 相对整个内弹道的影响很小, 通常在固体火箭发动机的内弹道研究中都会忽略点火过程<sup>[6]</sup>。小型固体火箭发动机由于自身结构特点, 内弹道过程不同于一般火箭发动机, 其初始自由容积小, 相对而言点火过程不容忽视。尤其在工程应用中, 点火药量的选择通常由经验公式获得, 为了确保推进剂可靠点燃, 产生了点火药生成压力过大的现象, 即初始压力峰值过大<sup>[7]</sup>, 常常为工作压力的几倍, 这样过高的初始压力峰值将增大燃烧室的压力负荷, 影响整个小型火箭发动机的内弹道性能。本研究在对小型固体火箭发动机的内弹道计算中考虑了点火因素的影响, 通过与试验数据比较, 能够较准确地预示其整个内弹道过程, 为小型固体火箭发动机的设计、检验提供切实可行的数

值模拟方法, 同时能够为设计人员确定合适的点火药量提供参考。

## 2 物理模型和试验方案

所研究的小型固体火箭发动机的内弹道结构如图 1 所示(图形尺寸均为 mm)。该火箭结构尺寸小, 燃烧室的长径比小, 工作时间短, 完全可以忽略气体参数在轴向上的分布。喷管前置倒流, 导致火药燃气在喉部不成满流, 其影响引入喉面收缩系数<sup>[8]</sup>进行修正, 点火药采用 2 号小粒黑, 推进剂采用双铅-2。

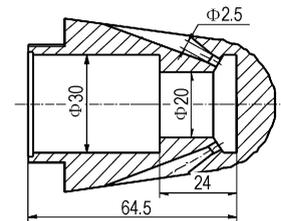


图 1 小型火箭内弹道结构

Fig. 1 Diagram of small-size solid rocket motor

### 2.1 基本假设

本文模型采用了如下假设:

- (1) 推进剂装药燃烧完全, 燃烧产物组分不变, 燃烧温度等于推进剂等压燃烧温度;
- (2) 燃气为完全气体, 服从完全气体状态方程;
- (3) 装药燃烧服从几何燃烧定律, 不考虑侵蚀燃烧;

收稿日期: 2011-12-22; 修回日期: 2012-02-22

作者简介: 刘赞(1984-), 女, 博士生, 主要从事小型固体火箭发动机及变结构飞行器姿态研究。e-mail: liuyun801@yahoo.cn

(4) 点火药与主装药产生的两种燃气,热力学参数相同,燃气混合过程等熵,不发生化学反应<sup>[9]</sup>;

(5) 燃气流动参数取其沿轴向的平均值。

## 2.2 数理模型

根据质量守恒原理<sup>[10]</sup>:

$$\frac{d}{dt}(\bar{\rho}V_g) = \dot{m}_a - \dot{m}_t \quad (1)$$

考虑点火过程,则  $\dot{m}_a = \dot{m}_b + \dot{m}_p$ ,  $\dot{m}_b$  为点火药燃气生成率,  $\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$ ;  $\dot{m}_p$  为推进剂燃气生成率,  $\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$ ;  $\bar{\rho}$  为燃气平均密度,  $\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$ ;  $V_g$  为燃烧室的自由容积,  $\text{m}^3$ ;  $\dot{m}_a$  为推进剂燃气生成率,  $\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$ ;  $\dot{m}_t$  为燃气通过喷管排出的质量流率,  $\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$ 。

式(1)可具体表示为:

$$V_g \frac{d\bar{\rho}}{dt} = \rho_b s_b \bar{r}_b + \rho_p s_p \bar{r}_p - \varphi \Gamma \frac{\bar{\rho} C A_t}{\sqrt{R \bar{T}_0}} \quad (2)$$

其中,  $\rho$  为装药密度,  $\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$ ;  $s$  为燃烧面积,  $\text{m}^2$ ;  $\bar{r}$  为平均燃速,  $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$ ; 下标  $b$  表示点火药,  $p$  表示推进剂;  $\varphi$  为流量修正系数;  $\Gamma$  是有关比热比  $k$  的函数,具体表达式为  $\Gamma = \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \sqrt{k}$ ;  $\bar{p}$  为燃烧室平均压力, Pa;  $C$  为喉面收缩系数,是气体流经喉面与设计喉面的比值,一般取值为 0.85 ~ 1.0,可由试验值进行反算求得,求解方程参见文献[9],计算得出本文发动机的喉面收缩系数为 0.98;  $A_t$  为喷喉截面积,  $\text{m}^2$ ;  $R$  为气体常数,  $\text{J} \cdot \text{mol}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$ ;  $\bar{T}_0$  为燃烧室平均温度, K。

同理,建立考虑点火过程的能量守恒方程

$$V_g \frac{d\bar{p}}{dt} = \rho_b s_b \bar{r}_b \chi k f_b + \rho_p s_p \bar{r}_p \chi k R \bar{T}_p - \varphi \Gamma \frac{\bar{\rho} C A_t}{\sqrt{R \bar{T}_0}} k R \bar{T}_0 \quad (3)$$

其中,  $\chi$  为散热系数;  $k$  燃气比热比;  $f_b$  为点火药火药力,  $\text{J} \cdot \text{kg}^{-1}$ ;  $\bar{T}_p$  为推进剂定压燃烧温度, K。

自由容积随时间的变化率

$$\frac{dV_g}{dt} = s_b \bar{r}_b + s_p \bar{r}_p \quad (4)$$

$$s_b = \frac{6\omega_b}{\rho_b (d_b - 2e_b)} \quad (5)$$

$$s_p = \pi \left\{ (D_1 + d_1 - 4e_p)(l_1 - 2e_p) + (D_2 + d_2 - 4e_p)(l_2 - 2e_p) + \frac{1}{2} [(D_1 - 2e_p)^2 - (d_1 - 2e_p)^2] + \frac{1}{2} [(D_2 - 2e_p)^2 - (d_2 - 2e_p)^2] \right\} \quad (6)$$

式中,  $D$ 、 $d$ 、 $l$  分别为管状推进剂的外径、内径和长度,

$m$  (如图 2 所示);  $\omega_b$  为点火药装药量,  $\text{kg}$ ;  $\rho_b$  为点火药密度,  $\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$ ;  $d_b$  为点火药直径,  $\text{m}$ ;  $e_b$  为点火药已燃厚度,  $\text{m}$ ;  $e_p$  为推进剂已燃厚度,  $\text{m}$ 。

结合燃气状态方程及点火药和推进剂的燃速方程,方程组封闭可解。

$$\bar{p} = \bar{\rho} R \bar{T}_0 \quad (7)$$

$$\bar{r}_i = a_i \bar{p}^{n_i} \quad (i = b, p) \quad (8)$$

其中,  $a$  为火药燃速系数,  $\text{m} \cdot \text{s}^{-1} \cdot \text{Pa}^{-1}$ ;  $n$  为火药燃速指数。

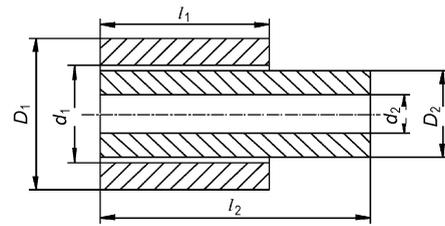


图 2 推进剂装药结构

Fig. 2 Charge structure of propellant

## 2.3 数值计算

采用四阶 Runge-Kutta 方法对上述微分方程进行数值求解,由于发动机的工作时间为毫秒级,考虑到计算精度和求解效率,本文选取步长为 0.000001。数值求解流程图如图 3 所示。点火药首先工作,根据药粒的尺寸变化判断点火药是否燃完,若在达到临界压力前燃完则推进剂未被点燃,发动机未能正常工作;若点火药产生压力达到临界压力,则推进剂点燃,之后判断点火药和推进剂的燃烧情况,有如下几种可能:点火药未燃完,推进剂燃完,这时仅点火药工作,计算模型不考虑推进剂相关选项(不考虑下标为  $p$  的选项),由于点火药量相对很小,燃烧时间非常短,这种情况基本不会发生;点火药未燃完,推进剂未燃完,点火药和推进剂共同工作;点火药燃完,推进剂未燃完,这时仅推进剂工作,数值模型不考虑点火药相关选项(不考虑下标为  $b$  的选项);点火药燃完,推进剂燃完,数值计算仅考虑流出项。

## 2.4 试验方案

小型固体火箭发动机内弹道测量的试验安装系统如图 4 所示,被测试的小型固体火箭发动机通过连接底座固定连接与钢制的试验台上,火箭发动机燃烧室外壳预留测压孔,传感器采用 Kistler-6215,使用预紧扭力扳手安装,安装完毕后连接测试线通过多通道瞬态记录仪 DEWE-4010 采集数据。试验开始前,设置记录仪参数,仪器清零,检查点火线;试验时通过起爆

器点燃电点火头,点火头引燃点火药,点火过程开始;之后推进剂被点燃,发动机进入工作状态,瞬态记录仪全程记录发动机燃烧室内压力随时间的变化情况。

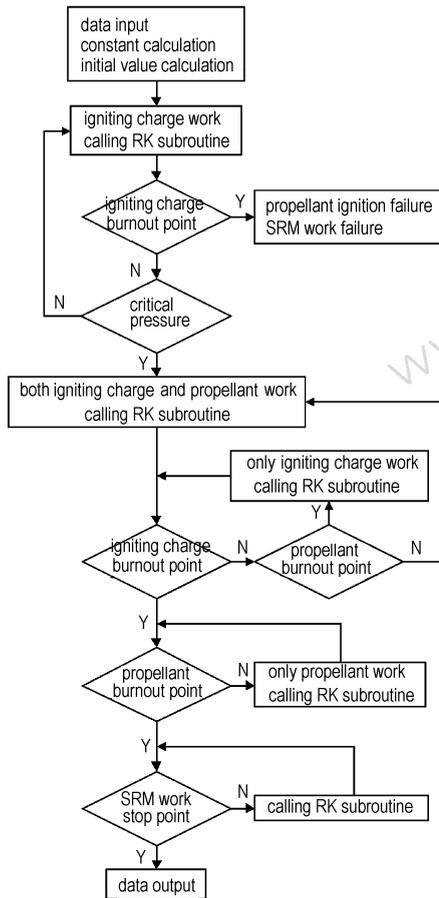


图3 数值计算流程  
Fig.3 Flow chart of numerical computation

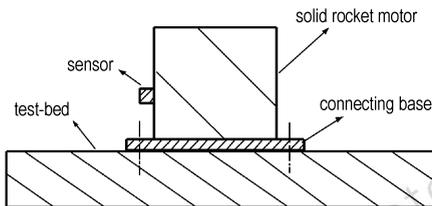


图4 试验安装简图  
Fig.4 Diagram of test installation

### 3 计算结果与讨论

双铅-2 为双基推进剂,双基推进剂具有良好的内弹道性能,临界压力低,为 2.94 ~ 3.92 MPa,易点火<sup>[11]</sup>。因此保守选择内弹道计算中的推进剂临界压力为 4 MPa。整个计算过程按照发动机的工作特点分为四个阶段:(1)从点火开始到燃烧室压力达到推进剂临界压力 4 MPa,即点火药工作阶段;(2)从推进剂临界压力点到燃烧室达到最大压力,即点火药与推

进剂共同工作阶段;(3)从最大压力到推进剂燃烧完,即推进剂工作阶段;(4)从推进剂燃完到火箭停止工作为工作结束阶段。

#### 3.1 计算与试验曲线对比分析

试验中推进剂药量为 36.4 g,装药结构为套管式如图 2 所示;通过经验公式计算得到点火药药量为 1.0 g;燃烧室容积  $3.4 \times 10^{-5} \text{ m}^3$ 。

图 5 为计算曲线与试验曲线的对比图,通过计算与试验  $\bar{p} \sim t$  曲线对以上四个阶段进行对比分析说明。

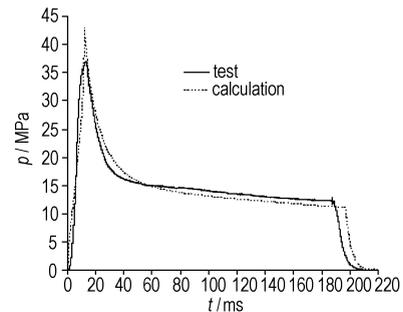


图5 1.0 g 点火药计算与试验  $p-t$  曲线比较  
Fig.5 Calculated and tested pressure-time curves with 1.0 g igniting charge

第一阶段:点火药工作阶段,由于燃烧室压力未能达到临界压力,因此仅点火药燃烧,这一过程时间非常短,从计算结果来看,仅有 1 ~ 2 ms,并且燃烧室内压力偏小,喷口流出气体忽略不计。

第二阶段:点火药与推进剂共同工作阶段,达到临界条件后点火药与推进剂共同燃烧,此时燃烧室内压力迅速上升,几乎瞬间达到整个工作过程的最大压力点,与第三阶段的稳定工作压力相比,此时的最大压力就是初始压力峰值,应当尽量避免初始压力峰值过高的现象,因为它将增大燃烧室的压力负荷,从而增加发动机的机构质量,并使燃烧室在较长的工作时间上处于强度储备量过大的状态,令发动机总体性能变坏。第二阶段持续到点火药燃完,不能忽略喷口的气体流出。从图 5 可以看出,从点火开始到压力最高值之间就是火箭工作的前两个阶段,试验得到的压力最高值为 37 MPa,计算值为 43 MPa。造成理论计算值偏大的原因是,计算默认点火药完全燃烧,并且假设第一阶段没有燃气流出。

第三阶段:推进剂工作阶段,点火药已经燃尽,压力曲线在极短时间内下降到某一值,开始稳定燃烧。此时燃烧室内产生的气体与流出的气体近似达到动态平衡,计算曲线可以看出,压力值随时间的变化非常

小;但实际上,燃烧室内的压力不能达到理想的平衡,只是压力下降缓慢,这是由于主装药是减面燃烧。从图中看到,计算曲线 45 ms 进入稳定燃烧阶段,试验曲线都是从 35 ms 开始稳定燃烧,计算曲线稳定燃烧理想压力平均值为 12.5 MPa,试验曲线平均值为 13 MPa。整个稳定燃烧的时间是发动机的稳定工作时间,试验得到的稳定工作时间为 148 ms,计算值为 151 ms,理论计算结果与试验结果符合较好。

最后一阶段为发动机工作结束阶段,这时所有火药都已结束燃烧,燃烧室内压力急剧下降,火箭发动机结束工作。

### 3.2 点火药量选择

点火药量过少,会出现点不着、过度点火延迟和断续燃烧等现象;而过多又会出现起始压力突升,即产生初始压力峰值过高的现象。在实际工作中常采用经验公式来估算点火药量,不可避免地会产生上述情况。小型火箭发动机由于燃烧室体积小,点火药量越大,则点火药装填密度越大,产生能量越高,对发动机的工作性能影响越明显。经验公式求得的点火药量为 1.0 g,产生的压力是稳定工作压力的三倍,增大了发动机的结构性能要求。本研究在推进剂不变,同样的点火药情况下选取不同药量进行内弹道计算,最终可以获得合适的小型固体火箭的点火药量。图 5 中的计算曲线,临界压力取值为 4 MPa,图 6 中的计算为了提高点火的可靠性,将临界压力选择为 5 MPa,点火药量分别选取 1.0 g、0.8 g、0.6 g 及 0.4 g,其余参数不变,进行内弹道计算。通过图 6 与表 1 的对照分析,点火药量在 0.6 g 以上都可以达到临界压力,而 0.4 g 的点火药量在黑火药的燃烧结束点,未能产生足够的压力满足点火条件。而且在可满足点火条件的几组数据中,点火药量越大,产生的压力峰值越大,稳定燃烧时间越短,即发动机稳定工作时间越短,反之,则稳定工作时间越长。点火药量对燃烧时间的影响起一定作用但不是主要影响因素,推进剂决定了稳定压力的大小,

主要决定了燃烧时间的长短。

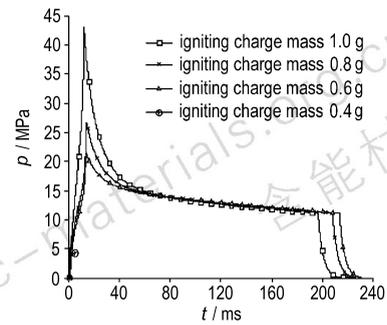


图 6 不同点火药量的  $p-t$  曲线

Fig. 6 Pressure-time curves of different igniter masses

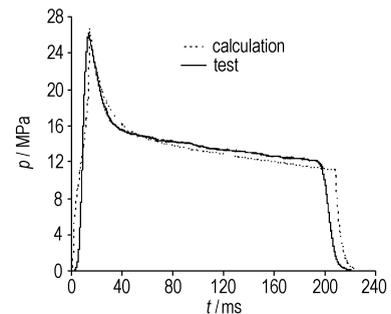


图 7 0.8 g 点火药计算与试验  $p-t$  曲线比较

Fig. 7 Calculated and tested pressure-time curves with 0.8 g igniting charge

相比较试验采取的 1.0 g 点火药,0.8 g 的点火药量产生的初始压力是在可接受范围内的,能满足火箭发动机的总体设计要求,虽然点火药量 0.6 g 产生的压力峰值最小,但从工程上考虑,点火药量越多点火越可靠,0.8 g 的点火药量既能保证足够的点火能量,压力峰值又能满足总体设计要求,因此建议小型火箭发动机的点火药量建议选择 0.8 g。图 7 为点火药量为 0.8 g 的计算与试验压力时间曲线。从图 7 中可以看出,计算曲线与试验曲线基本吻合,同时达到压力峰值,试验得到最大压力为 26 MPa,稳定工作时间为 160 ms;计算得到的最大压力为 27 MPa,稳定工作时间为 159 ms。

表 1 点火药量对小火箭性能的影响

Table 1 The effect on performance of small-size solid rocket motor under different igniter masses

igniter mass $\omega_i$ /g	igniter proportion $\zeta$ /%	igniting charge density $\Delta_i$ /kg · m <sup>-3</sup>	pressure peak $P_m$ /MPa	stable average operation pressure $P_w$ /MPa	stable operation time $t_w$ /ms	single nozzle operation impulse $I_w$ /N · s
1.0	2.67	29.41	43.02	12.5	151	25.60
0.8	2.15	23.53	27.08	12.5	159	26.07
0.6	1.62	17.65	21.32	12.5	163	26.68
0.4	1.09	11.76	4.41	-	-	-

## 4 结 论

(1) 计算结果与试验结果吻合较好,计算模型与实际接近,精确度较高,计算量小,可以为小型固体火箭发动机的装药设计和内弹道性能预测提供理论参考。

小型固体火箭发动机主装药药量少,燃烧室容积小,点火药量对内弹道影响较大。经验计算得到的 1.0 g 点火药量,产生的压力峰值是稳定工作压力的三倍。

(2) 对点火药量分别为 1.0 g、0.8 g、0.6 g 和 0.4 g 的发动机内弹道进行了数值研究。研究发现小型固体火箭发动机点火药量越大,点火药装填密度越大,引起压力峰值越大,0.6 g 以上的点火药量产生的最大压力为稳定工作压力的两倍以上;研究中发现稳定工作压力不随点火药量的变化而变化。

(3) 建议该小型固体火箭发动机的点火药量为 0.8 g,产生最大压力为 27.08 MPa,稳定工作时长 159 ms,即有足够的点火可靠性又能满足总体设计要求。

### 参考文献:

- [1] 蒋新广,李国新,王志新,等. 短脉冲推冲器点火性能的实验研究[J]. 含能材料,2009,17(2): 222-224.  
JIANG Xin-guang, LI Guo-xin, WANG Zhi-xin, et al. Study on ignition performance of short impulsive thruster[J]. *Chinese Journal of Energetic Materials (Hanneng Cailiao)*, 2010, 17(2): 222-224.
- [2] 郭宁,严楠,汪佩兰. 单点三脉冲推冲器感应点火影响因素研究[J]. 含能材料,2010,18(1): 51-54.  
GUO Ning, YAN Nan, WANG Pei-lan. Factors affecting sympathetic ignition of three-impulse-at-one-spot thruster[J]. *Chinese Journal of Energetic Materials (Hanneng Cailiao)*, 2010, 18(1): 51-54.
- [3] 胡建新,夏智勋,罗振兵,等. 固体火箭冲压发动机补燃室内颗粒

- 粒点火计算研究[J]. 含能材料,2004,12(6): 342-345.  
HU Jian-xin, XIA Zhi-xun, LUO Zhen-bing, et al. Calculation study on ignition of boron particle of ducted rocket secondary chamber[J]. *Chinese Journal of Energetic Materials (Hanneng Cailiao)*, 2004, 12(6): 342-345.
- [4] 王志健,赵汝岩. 点火发动机点火喷流传播过程分析[J]. 推进技术,2010,31(4): 452-455.  
WANG Zhi-jian, ZHAO Ru-yan. Analysis of jet propagating process of jets produced by ignition moter[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2010, 31(4): 452-255.
- [5] 王志新,李国新,蒋新广,等. 点火燃气流量特性对短脉冲推冲器点火过程影响数值分析[J]. 固体火箭技术,2009,32(2): 159-162.  
WANG Zhi-xin, LI Guo-xin, JIANG Xin-guang, et al. Numerical analysis of effect of ignition gas flow characteristic on ignition process of short impulse thruster[J]. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2009, 32(2): 159-162.
- [6] 何景轩,余贞勇,孙利清,等. 固体火箭发动机内弹道性能仿真[J]. 固体火箭技术,2004,27(1): 20-21.  
HE Jing-xuan, YU Zhen-yong, SUN Li-qing, et al. Internal ballistic calculation of solid rocket motors[J]. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2004, 27(1): 20-21.
- [7] 董师颜,张兆良. 固体火箭发动机原理[M]. 北京:北京理工大学出版社,1996.
- [8] 孙利清,余贞勇,陈宁. 斜切喷口性能计算[C]//全国固体火箭发动机设计技术学术交流会议论文集. 北京:中国宇航学会,2000: 29-35.  
SUN Li-qing, YU Zhen-yong, CHEN Ning. Performance calculation of bevel nozzle[C]//Corpus of Academic Exchange Conference on National Solid Rocket Motor Design. 2000: 29-35.
- [9] 李宏顺. 单和双燃速固体发动机零维内弹道方程探讨[J]. 华中科技大学学报,2007,35(12): 103-106.  
LI Hong-shun. Discussion on zero-dimensional internal ballistic equations of single-and dual-burning rate solid rocket motors[J]. *Journal of Huazhong University of Science and Technology*, 2007, 35(12): 103-106.
- [10] 张平. 固体火箭发动机原理[M]. 北京:北京理工大学出版社,1992.
- [11] 张续柱. 双基火药[M]. 北京:北京理工大学出版社,1994.

## Effects of Ignition Process on the Internal Ballistics of Small-size Solid Rocket Motor

LIU Yun<sup>1</sup>, WANG Hao<sup>1</sup>, TAO Ru-yi<sup>1</sup>, ZHU De-long<sup>2</sup>

(1. School of Energy and Power Engineering, NUST, Nanjing 210094, China; 2. The 73071 Unit of PLA, Xinyi 221400, China)

**Abstract:** To study the effects of ignition process on interior ballistic performance of a small-size solid rocket motor, the model for interior ballistic calculation including ignition process of small-size solid rocket motor and verification plan were set up. The numerical calculations interior ballistic performance with 1.0 g, 0.8 g, 0.6 g and 0.4 g igniter masses were carried out. The tests of 1.0 g and 0.8 g igniter mass were done. The compute result and test data were basically consistent. The results indicated that; the effect of ignition process on interior ballistic about small-size solid rocket motor is obvious for the small combustion chamber volume. The igniting charge density and pressure peak increase, stable operating time of motor decreases as the igniter mass increases. The 1.0 g igniter mass is estimated by empirical formula, 1.0 g igniter mass brings too high pressure to motor, the value of pressure reaches three times the stable pressure. 0.8 g igniter mass meets ignition reliability and general design requirements, and the maximum pressure is 27.08 MPa, and stable work time is 159 ms, and 0.8 g igniter mass is suggested for the small-size solid rocket motor.

**Key words:** armament launch theory and technology; small-size solid rocket motor; ignition process; internal ballistic; numerical simulation

CLC number: TJ7; V430

Document code: A

DOI: 10.3969/j.issn.1006-9941.2013.01.017