

# 多根管型装药固体火箭发动机 初始压强峰影响因素研究\*

张智慧<sup>1</sup>, 李军伟<sup>1</sup>, 梅开<sup>2</sup>, 王晶<sup>1</sup>, 王宁飞<sup>1</sup>

(1. 北京理工大学 宇航学院, 北京 100081;

2. 西安近代化学研究所, 陕西 西安 710065)

**摘要:** 为了解多根管型装药固体火箭发动机实验时出现的过高的初始压强峰的问题, 采用实验研究和理论分析相结合的方法, 对点火药量、药柱数量、限燃面积对初始压强峰的影响进行了研究。结果表明: 对于多根管型装药固体火箭发动机, 发现点火药量对初始压强峰影响较小, 减少点火药量不能有效降低初始压强峰; 药柱数量和限燃面积对燃通比和初始压强峰影响较大, 装药数量从7根减少为6根时, 初始压强峰减小了57%; 限燃面积为装药外表面面积的0.22倍时, 初始压强峰消失。同时, 得到了该类型装药的侵蚀函数, 其临界燃通比为50.10。

**关键词:** 装药; 固体火箭发动机; 初始压强峰; 燃通比; 推进剂

中图分类号: V430 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2020) 03-0632-10

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.190115

## Study on Factors Affecting Initial Pressure Peak in Solid Rocket Motor with Multiple Tubular Charges

ZHANG Zhi-hui<sup>1</sup>, LI Jun-wei<sup>1</sup>, MEI Kai<sup>2</sup>, WANG Jing<sup>1</sup>, WANG Ning-fei<sup>1</sup>

(1. School of Aerospace, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;

2. Xi'an Modern Chemistry Research Institute, Xi'an 710065, China)

**Abstract:** In order to understand the problem of excessive initial pressure peaks appearing in the test of multiple tubular solid rocket motors, the combination of experimental research and theoretical analysis is used to study the effects of the ignition dose, the number of charges and the area of the limited of burning on the initial pressure peak. The results show that for multiple tubular solid rocket motor, it is found that the ignition dose has little effect on the initial pressure peak, and the reduction of the ignition dose can not effectively reduce the initial pressure peak. The number of charges and the limited burning area have a greater influence on the burn-through ratio and the initial pressure peak, when the number of charges is reduced from 7 to 6, the initial pressure peak is reduced by 57%, when the burning-limiting area is 0.22 times the outer surface area of the charges, the initial pressure peak disappears. At the same time, an erosion function of this type of charge was obtained with a critical burn-through ratio of 50.10.

**Key words:** Charges; Solid rocket motor; Initial pressure peak; Burn-through ratio; Propellant

\* 收稿日期: 2019-02-25; 修订日期: 2019-05-10。

作者简介: 张智慧, 硕士生, 研究领域为固体火箭发动机设计及燃烧。E-mail: 2120170121@bit.edu.cn

通讯作者: 李军伟, 博士, 副教授, 研究领域为微尺度燃烧及固体火箭发动机燃烧。E-mail: david78lee@gmail.com

引用格式: 张智慧, 李军伟, 梅开, 等. 多根管型装药固体火箭发动机初始压强峰影响因素研究[J]. 推进技术, 2020, 41(3): 632-641. (ZHANG Zhi-hui, LI Jun-wei, MEI Kai, et al. Study on Factors Affecting Initial Pressure Peak in Solid Rocket Motor with Multiple Tubular Charges[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(3): 632-641.)

## 1 引言

随着反坦克武器的发展,需研制短时间获得大推力的新型固体火箭发动机,这就要求推进剂在很短时间内释放大能量。为此,国外一方面在推进剂中引入碳硼烷的衍生物大幅度提高燃速,燃速高达200mm/s,制成了贴壁浇铸内孔燃烧的装药;另一方面,用中等燃速的推进剂制成管状或异型的毛刷式装药<sup>[1-3]</sup>。在发动机设计中,为提高发动机性能,往往将发动机的装填系数尽可能大。随着装填比的增加,或大长径比的要求,使得燃气通道减小,通气面积减小,容易使发动机在工作初期产生很高的压强峰,这种现象被称为初始压强峰。较高的初始压强峰不仅给发动机或导弹在发射瞬时带来较大的冲击载荷,也大大降低了发动机强度设计余量,严重影响了发动机的可靠性,轻则导致实验失败,重则造成重大事故。造成固体火箭发动机产生初始压强峰的因素有很多,但大致可归为两类:一类是由点火药量、点火器设计不合理等点火条件;另一类是由于装药工作初期通气面积小,燃气流动速度大而引起的侵蚀燃烧效应。其中侵蚀燃烧是产生初始压强峰的主要因素<sup>[4]</sup>。

针对这些因素,国内外学者对这些因素做了很多研究,并取得了一定的成果。McDonald<sup>[5]</sup>采用美国军队的紧凑型动能导弹(Compact Kinetic Energy Missile, CKEM)发动机针对高燃速HTPB/AP推进剂的侵蚀燃烧进行了实验,得到了该种类推进剂的侵蚀函数;文献[6]中提到侵蚀公式(L-R公式),认为推进剂总燃速为基本燃速和侵蚀燃速之和;Srinivasan等<sup>[7]</sup>采用 $k-\varepsilon$ 模型和Spalding的涡破碎模型对内孔燃烧装药发动机进行了侵蚀燃烧的数值模拟,结果表明靠近壁面边界层厚度20%中的化学反应导致该区域温度梯度大,从而提高了燃速;王利等<sup>[8]</sup>通过改变点火药量和调整点火结构的方法,有效降低了内孔装药发动机的初始压强峰;徐中信<sup>[9]</sup>通过理论计算提出内孔装药发动机装药内、外通道流动参数不同时,燃烧产物换向流动的概念,提出换向流动下侵蚀燃烧初始压力峰的计算方法;张旭东等<sup>[10]</sup>对固体火箭发动机点火启动过程进行了内弹道仿真,讨论了点火药量、点火药颗粒度以及防潮堵盖吹脱压力对点火启动过程以及初始压强峰的影响,结果表明点火质量越大、点火药片厚度越小、直径越小、防潮堵盖吹脱压力越大则点火启动时间越短,初始压强峰越高;余贞勇等<sup>[11]</sup>通过数值仿真的方法,得出燃烧室尾部结

构不匹配是导致初始压强峰的原因,修改尾部药型,消除初始压强峰;陈洪章等<sup>[12]</sup>通过优化点火设计来降低初始压强峰,提出预估点火压强峰的具体方法;唐必顺等<sup>[13]</sup>使用Fluent计算软件和UDF接口,采用Zeldovich-Novozhilov方程,耦合移动边界,使用动网格技术求解燃面退移非线性问题,对二维轴对称内孔装药固体火箭发动机进行了侵蚀燃烧的数值模拟,较准确地得到了内流场的细节和燃面退移图像,动态分析了侵蚀比和燃气通道直径的变化情况。

国内外虽然做了很多研究,但主要针对的是单根内孔装药固体火箭发动机,而对于多根管型装药的固体火箭发动机却鲜有研究,这种类型的固体火箭发动机缺少实验数据和研究成果。本文针对多根管型装药固体火箭发动机实验时产生的较高初始压强峰,采用实验研究和理论计算分析相结合的方法,分析了点火药量、装药数量、限燃面积对初始压强峰的影响,找出抑制初始压强峰的方法。

## 2 实验研究

### 2.1 实验装置介绍

试验固体火箭发动机燃烧室的内径 $D_i=59\text{mm}$ 燃烧室长度 $L_c=190\text{mm}$ 。发动机采用7根管形双基推进剂装药,每根装药的尺寸为外径 $D=17\text{mm}$ 、内径 $d=5\text{mm}$ 、长度 $L_p=180\text{mm}$ ,固体火箭发动机示意图如图1所示。推进剂的基本参数如表1所示,表中 $\rho_p$ 为推进剂密度; $r$ 为装药燃速; $n$ 为压力指数; $a$ 为推进剂燃速系数; $I_{sp}$ 为推进剂比冲。发动机采用点火药包进行点火,点火药为7g二号小粒黑火药,药包位于发动机的头部。在发动机的头部有一个安全阀,安全阀上有四个安全塞子。当燃烧室内部压力过大时,塞子会破裂,发动机开始泄压,从而保护发动机壳体,也保证试验的安全。

Table 1 Parameters of propellant

Parameters	Value
Density $\rho_p/(\text{kg}/\text{m}^3)$	1712
Burning rate $r/(\text{mm}/\text{s})$	20(15MPa)
Pressure exponent $n$	0.412
Burning rate coefficient $a$	0.0059
Specific impulse $I_{sp}/\text{s}$	225

### 2.2 实验结果与分析

#### 2.2.1 发动机地面实验

发动机在进行地面点火实验时,点火初期产生了较高的压强峰,图2为发动机的 $p-t$ 曲线。燃烧室

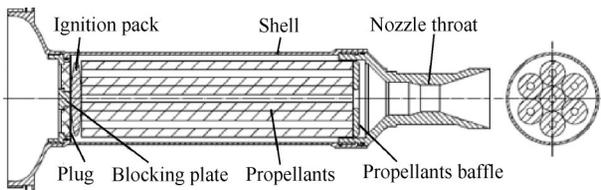


Fig. 1 Solid rocket motor schematic

压力在点火初期有一个急剧爬升,点火压力峰值达到了 39.8MPa,随后压力突然下降,随后在缓慢爬升到 15MPa。整个工作过程时间 250ms,平均压力为 9.8MPa(设计工作压力为 15MPa)。对比来看该实验所得内弹道无论从总能量还是曲线性能都与设计相差甚远。同时发动机堵板上的安全塞子遭到了严重破坏,不再保持原有结构,如图 3 所示。

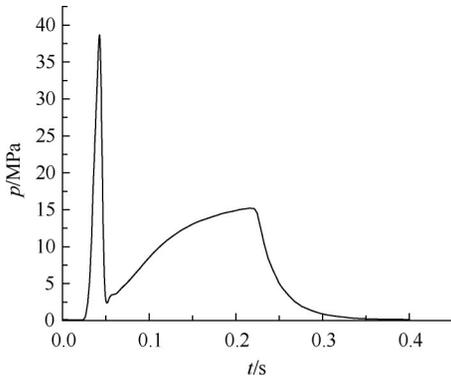


Fig. 2  $p-t$  curve of a motor test

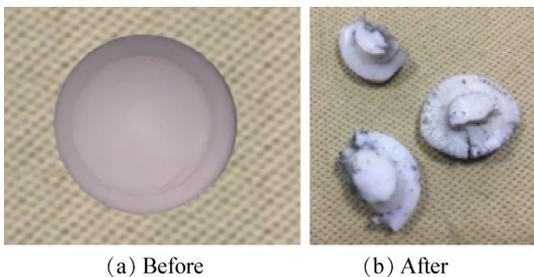


Fig. 3 Comparison of plugs before and after the test

结合内弹道曲线和塞子结构的破坏可知,发动机燃烧室点火初期,产生了一个很高的压力峰,超过塞子的承压能力 36MPa,结构被破坏,塞子的破裂对整个燃烧室起到了泄压作用,所以燃烧室压力会突然下降,随后装药继续燃烧工作,压力逐渐上升,但此时发动机除了后端喷管喷出燃气外,发动机前端也有燃气喷出,所以内弹道性能与设计相差甚远。

针对之前提到的引起初始压强峰的可能原因逐个进行分析,发现:由于发动机采用点火药包进行点火,所以不存在点火器的设计优化问题;燃烧室尾部和喷管连接处通道顺畅,不会堵塞燃气的流动;发动

机实验结束后检查喷管,喷管未出现堵塞,且喷管型面保持较好,没有残留物。所以问题主要集中于点火药量和侵蚀燃烧两个方面。由文献[8]可知,降低点火药量可以降低点火压强峰。而由侵蚀燃烧的判定准则可知<sup>[4]</sup>,减小燃面和增大通气面积可有效降低侵蚀燃烧产生的初始压强峰。基于此,又进行了以下实验。

### 2.2.2 不同质量点火药发动机实验

点火药量是产生初始压强峰的一个因素,点火药量的多少直接影响实验的成败。点火药量过少,则可能点不燃装药;点火药量过多,则很容易形成较高的压力峰。基于第一次实验的 7g 点火药,又进行了点火药量为 5g, 3g 的发动机实验,实验  $p-t$  曲线如图 4 所示。

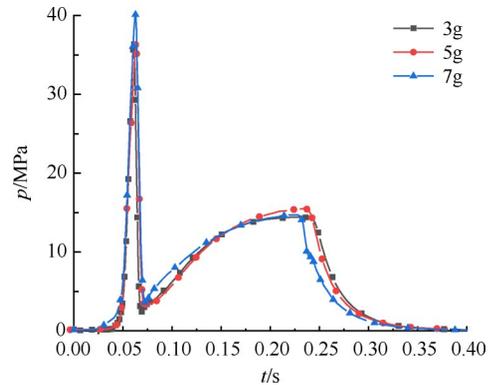


Fig. 4  $p-t$  curve of motor tests with different ignition dose

由实验  $p-t$  曲线可知,不同的点火药量均产生了很高的初始压力峰,内弹道走势和 7g 的点火药量很接近。塞子结构也遭到破坏。其中 3g 的最大压强为 36.38MPa, 5g 为 37MPa, 7g 为 40.1MPa。最大压强相差很小,这说明减少点火药量并不能有效降低初始压强峰,初始压强峰的产生是由其它原因引起的。

### 2.2.3 不同数量装药发动机实验

对于多根管型装药发动机,减少装药数量是降低装药燃面和增大通气面积的最有效的方法,但如果装药数量太少,则不能满足发动机设计要求。在接近发动机设计要求的情况下,又进行装药数量为 6.5 根和 6 根的发动机实验。6.5 根是将中间的装药截去一半。实验  $p-t$  曲线如图 5 所示。

由实验曲线可知,减少装药根数能有效降低初始压强峰。装药根数  $N=7$  时,燃烧室最大压强  $p_{\max}$  为 36.5MPa;  $N=6.5$  时,  $p_{\max}$  为 28MPa,相比于 7 根装药的最大压强,降低了 23.3%。而  $N=6$  时,  $p_{\max}$  为 17.3MPa,相比于 7 根装药的最大压强,降低了 52.6%,内弹道曲

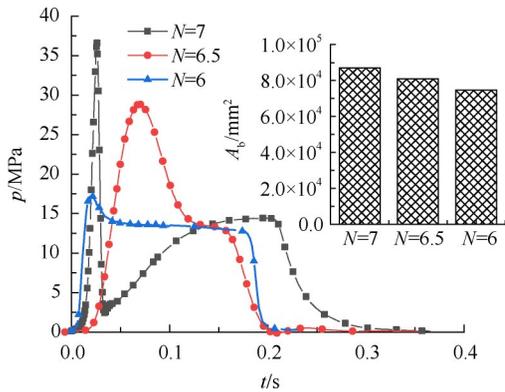


Fig. 5 *p-t* curves of motor tests with different number of charges

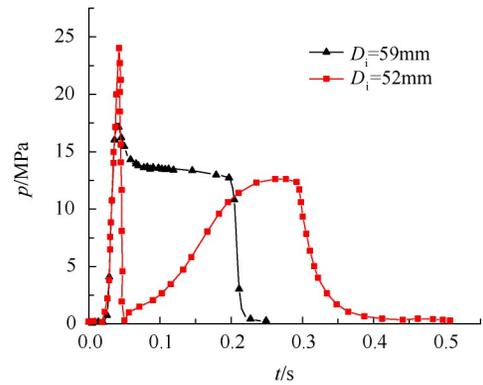


Fig. 7 *p-t* curve of two 6-charged motor test with different inner diameter

线接近正常的内弹道曲线,工作压力也满足设计要求。说明减少装药数量能有效降低初始压强峰。减少装药数量能有效降低初始压强峰,但发动机的总冲会随着装药数量的减少而降低,7根装药的总冲为  $1026.31N \cdot s$ , 6.5根装药的总冲为  $980.21N \cdot s$ , 较7根装药减少了4.5%; 6根装药的总冲为  $948.6N \cdot s$ , 较7根装药减少了7.6%。

2.2.4 装药不同限燃面积实验

装药根数从7根减少为6根,有效地降低了初始压强峰,使发动机内弹道曲线恢复正常。但由于发动机设计要求,要在燃烧室壳体内部贴上用于抗烧蚀的绝热层,绝热层厚度为3.5mm,导致燃烧室内径由原来的59mm变为52mm。同样进行6根装药的发动机实验,则发现依然有很高的初始压强峰。分析原因是绝热层的增加,导致燃烧室内部的通气面积减少了41%,使得燃气流通性差,从而形成了很高的初始压力峰。不同内径通气面积如图6所示。两次6根装药发动机实验 *p-t* 曲线对比如图7所示。

为降低初始压强峰,不能再采用减少装药数量的措施,会导致发动机不能满足总体的能量需求。在通气面积不变的情况下,采用在装药外表面<sup>[14]</sup>涂

上包覆层进行包覆来降低初始燃面,包覆层厚度为0.06mm,以此来降低初始压强峰。包覆形式如图8所示。在点火初期,包覆层能在短时间抑制装药的燃烧,避免点火初期燃面较大的问题;当度过点火期后,装药按照设计进行工作。包覆面积要适当选取,包覆过大会导致装药难以点燃;包覆太小,起不到对初始压强峰的抑制作用。同时定义限燃比例  $\eta$  来评定包覆面积的多少。

$$\eta = \frac{A_{\text{coated}}}{A_{\text{out-total}}} \quad (1)$$

式中  $A_{\text{coated}}$  为包覆面积,  $A_{\text{out-total}}$  为外表面总面积。

然后进行了  $\eta=1/2, 1/3, 1/4$  的发动机实验。实验 *p-t* 曲线如图9所示。由实验曲线可知,限燃比例  $\eta=1/4$  时,内弹道曲线没有初始压强峰,内弹道走势正常,燃烧室最大压强为15.07MPa,相比于  $\eta=0$  时的最大压强24.5MPa降低了38.5%; 而  $\eta=1/2, 1/3$  时,燃烧室的最大压强只有6MPa左右,通过拆除发动机,发现装药没有被点燃,这说明包覆面积过大时,装药无法被点燃。以上实验结果表明,通过对装药表面进行限燃能有效降低初始压强峰。 $\eta=1/4$  时效果最好,能有效降低初始压强峰。

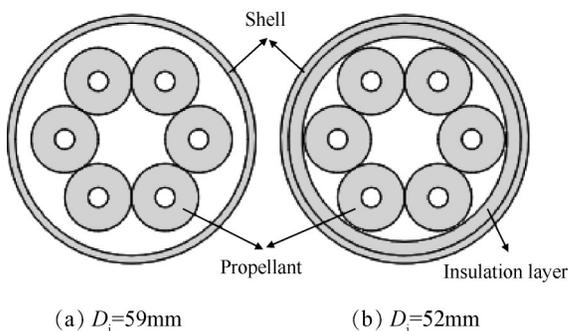


Fig. 6 Schematic diagram of different inner diameter ventilation areas



Fig. 8 Outer surface strip-like flame retardant limited combustion

3 初始压强峰问题理论分析

通过实验的摸索能找出降低初始压强峰的合适方法,这也是前人多采用的方法。但发动机实验耗费巨大、危险性高。可以通过理论分析计算,找出抑

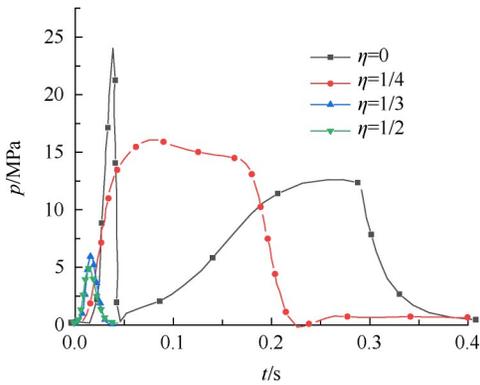


Fig. 9  $p-t$  curve of motor tests with different  $\eta$

制初始压强峰的方法。对此,针对影响多根管型装药发动机的初始压强峰问题的主要因素,进行了理论研究。

### 3.1 点火药量对初始压强峰的影响

#### 3.1.1 点火药量的估算

黑火药常用于双基推进剂的点火,点火药量的多少可根据不同的经验公式<sup>[15-16]</sup>计算可得,不同的经验公式以及计算结果如表2所示。

Table 2 Calculation results of ignition dose

No.	Empirical equation	$m_{ig}/g$
1	$m_{ig} = 4.65 \times 10^{-2} A_p^{1.1} L_p 0.72$	6.18
2	$m_{ig} = 36.0 [A_b A_1 D_c / (\Delta L_p)]^{0.5} \Delta = M_p / V_c$	3.54
3	$m_{ig} = 1.4 h_1 [9.6 A_1 \sqrt{A_b / A_1} + 5.7 V_{fic}]$ $h_1 = 1 + 0.01(20 - T_0)$	8.72
4	$m_{ig} = 0.95 (V_{fic} A_b A_p L_p)^{0.32}$	7.35
5	$m_{ig} = \frac{p_{ig} V_{fic}}{(1 - \varepsilon) R_{ig} T_{ig}}$	8.47
6	$m_{ig} = p_{ig} V_{fic} / (\chi f_1)$	7.60
7	$m_{ig} = q A_b / Q_1$	10.45

表中  $m_{ig}$  为点火药质量;  $A_p$  为通气面积,取  $12.82 \text{cm}^2$ ;  $L_p$  为装药长度,取  $18 \text{cm}$ ;  $A_b$  为装药燃烧面积,取  $8.7084 \text{dm}^2$ ;  $A_1$  为发动机喷喉面积,取  $D_c$  为燃烧室内径,取  $0.59 \text{dm}$ ;  $M_p$  为主装药质量,取  $0.4 \text{kg}$ ;  $V_c$  为燃烧室自由容积,取  $0.25 \text{dm}^3$ ;  $h_1$  为点火温度系数;  $V_{fic}$  为包括喷管收敛段在内的初始自由容积,取  $0.35 \text{dm}^3$ ;  $T_0$  为主装药初始温度,取  $20^\circ\text{C}$ ;  $p_{ig}$  为点火压强,取  $6 \text{MPa}$ ;  $\varepsilon$  为点火药燃气的凝聚相分数,取  $0.6$ ;  $R_{ig}$  为点火燃气气体常数,取  $238.9$ ;  $T_{ig}$  为点火药定压燃烧温度,取  $2590 \text{K}$ ;  $\chi$  为能量损失修正系数,取  $0.95$ ;  $f_1$  为火药力,取  $2.9 \times 10^5 \text{N} \cdot \text{m}/\text{kg}$ ;  $q$  为点燃单位装药表面积所需的能量,取  $700 \text{Cal}/\text{dm}^2$ ;  $Q_1$  为黑火药爆热,取  $585 \text{Cal}/\text{g}$ 。

根据计算结果可知,几个公式的计算结果除了表2中的式(2)和式(7)以外,其它公式的计算结果很接近。平均点火药量为  $7.7 \text{g}$ 。发动机实验的点火药量为  $7 \text{g}$ ,符合估算值。

#### 3.1.2 不同点火药量的内弹道曲线计算

内弹道模型采用零维模型<sup>[17]</sup>,假设:(1)点火建压过程瞬时完成;(2)燃气为理想气体,气体流动为零维定常流动;(3)忽略流量损失和热损失。

根据质量、能量守恒方程,可得如下计算方程

$$\begin{cases} \frac{d(\rho_c V_c)}{dt} = \dot{m}_d + \dot{m}_p - \dot{m}_t \\ \frac{d(\rho_c c_{ve} T_c V_c)}{dt} = \dot{m}_d c_{pd} T_d + \dot{m}_p c_{pp} T_f - \dot{m}_t c_{pe} T_c \\ \frac{dV_c}{dt} = A_b r \\ r = ap^n \\ p = R_c \rho_c T_c \end{cases} \quad (2)$$

式中  $\rho_c$  为燃烧室内燃气密度;  $V_c$  为燃烧室自由容积;  $\dot{m}_d$  为点火药燃气生成率;  $\dot{m}_p$  为装药燃气生成率;  $\dot{m}_t$  为喷口燃气流率;  $c_{ve}$  为燃烧室内燃气定容比热;  $T_c$  为燃烧室内燃气温;  $c_{pd}$  为点火药燃烧产物定压比热;  $T_d$  为点火药绝热燃烧温度;  $c_{pp}$  为装药燃烧产物定压比热;  $T_f$  为装药绝热燃烧温度;  $c_{pe}$  为装药燃烧产物定容比热;  $A_b$  为装药燃面;  $r$  为装药燃速;  $a$  为燃速系数;  $p$  为燃烧室压强;  $n$  为燃速压力指数;  $R_c$  为燃烧室内燃气气体常数。式中

$$\dot{m}_d = \begin{cases} \rho_d A_d r_d & 0 \leq e_d \leq e_{i0} \\ 0 & e_d \geq e_{i0} \end{cases} \quad (3)$$

$$\dot{m}_p = \rho_p A_b r \quad (4)$$

$$\dot{m}_t = \Gamma \frac{p_c A_1}{\sqrt{R_c T_c}} \quad (5)$$

式(3)~式(5)中,  $\rho_d$  为点火药密度;  $A_d$  为点火药燃烧面积,  $e_{i0}$  为点火药的粒度,由参考文献[18]可知;  $r_d$  为点火药燃速;  $e_d$  为点火药燃去肉厚;  $\rho_p$  为装药密度;  $\Gamma$  为比热比函数;  $A_1$  为喷管喉部面积。

首先进行纯点火药量的内弹道计算,在这个过程中不考虑装药的点燃,即  $A_b=0$ 。取点火药量  $1 \text{g} \sim 10 \text{g}$ ,进行内弹道计算,  $p-t$  曲线如图10所示。

同时根据点火药量计算经验公式(5)和式(6),反推点火压强计算式(6)和式(7),分别计算不同点火药量的点火压强。将内弹道计算得到的最大压强和式(6)、式(7)的计算结果进行对比,如图11所示。

$$p_{ig} = \frac{m_{ig}(1 - \varepsilon)M_{ig}T_{ig}}{V_{fic}R} \quad (6)$$

$$p_{ig} = \frac{m_{ig}\chi f_1}{V_{fic}} \quad (7)$$

通过点火压强内弹道计算以及式(6)和式(7)的计算结果可知,点火药燃烧产生的最大压强随着点火药量的增大而增大。但点火药燃烧产生的压力峰值和发动机实验产生的初始压强峰相差甚远,7g点火药产生的点火压强为5.36MPa,而实验产生的初始压力峰为40.1MPa,只占13.3%,5g点火药只占9.51%,3g点火药只占5.09%。说明点火药燃烧不是产生初始压强峰的主要因素。

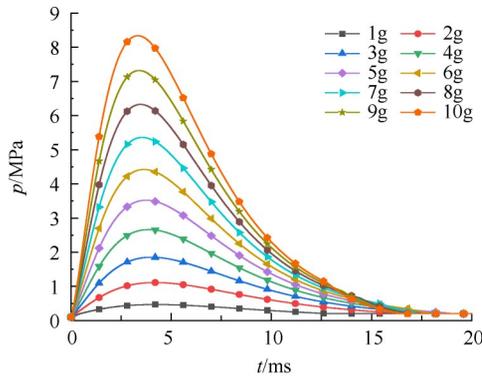


Fig. 10  $p-t$  curve with different ignition dose

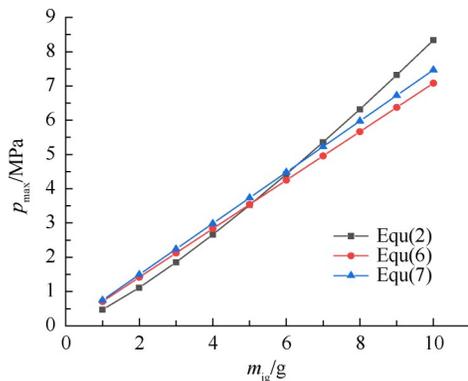


Fig. 11  $p_{max}-m_{ig}$  curve of calculation results with different equations

### 3.1.3 发动机点火启动过程内弹道计算

发动机的点火启动过程包括点火药量的燃烧和装药燃面的引燃两个过程。点火药量燃烧产生的压强往往不会很高,而随着装药燃面的引燃,会在短时间内产生大量的燃气,此时的通气面积相较于初始通气面积变化很小,可以认为不变,大量的燃气通过较小的通气面积,则会造成燃烧室内的压力急剧升高。

对于多根管型药柱,理想的点火过程为装药燃

面全部被点燃,而由于多根管型药柱燃面较大,不一定能确保装药的全部燃面被引燃,为此需要计算一下,不同点火药量所引燃的燃面,然后再进行点火启动过程的内弹道计算。

点火初期,点火药产生的燃气在燃气通道中自由流动,点火燃气速度减小,温度上升,当温度达到装药点燃温度  $T_i$  时装药被成功点燃。此过程相当于燃气在一长管道中自由流动。气流受管道中摩擦力的作用,经过某一长度以后,燃气流速则会达到声速,即  $Ma=1$ ,产生壅塞,这个长度可作为产生壅塞的最大管长  $l_m$ 。而对于大长径比的管型装药发动机点火过程,这个长度则可作为一定点火药量能点燃装药的最大长度。点火药产生的燃气在发动机内的流动示意图如图12所示。最大管长  $l_m$  可由下式计算

$$\dot{m}_d = \rho_{ig}uA \quad (8)$$

$$a_* = \sqrt{k_{ig}R_{ig}T_i} \quad (9)$$

$$\lambda_1 = u/a_* \quad (10)$$

$$a(\lambda) = \frac{1}{\lambda^2} + 2\ln\lambda \quad (11)$$

$$L_{max} = a(\lambda_1) - 1 \quad (12)$$

$$l_m = \frac{L_{max}\bar{D}}{4f} \quad (13)$$

式中  $\dot{m}_d$  为点火药燃气生成率;  $\rho_{ig}$  为点火药燃气密度;  $u$  为点火药燃气初始流速;  $A$  为发动机通气面积,  $A = \frac{\pi\bar{D}^2}{4}$ ;  $a_*$  为临界声速;  $k_{ig}$  为点火药燃气比热比;  $R_{ig}$  为点火药燃气气体常数;  $T_i$  为装药点燃温度;  $\lambda_1$  为入口速度系数;  $a(\lambda)$  为速度系数函数;  $L_{max}$  为最大折合管长;  $l_m$  为点燃装药的最大长度;  $f$  为平均摩擦系数;  $\bar{D}$  为导管内径,这里指燃气通道的当量直径。

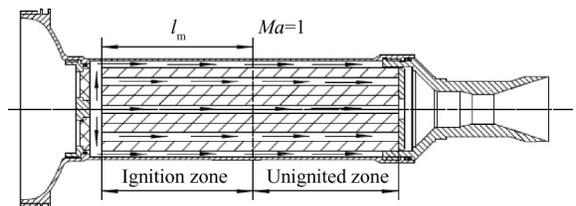


Fig. 12 Schematic diagram of the flow of ignition gas in the motor

结合式(2)~式(5)以及式(8)~式(13)可得不同点火药量  $m_{ig}$  和最大点火装药长度  $l_m$  之间的关系,如图13所示。内弹道计算过程中装药的燃面会根据  $l_m$  发生变化,有

$$A_{bt} = \begin{cases} \frac{l_m}{L_p} A_{bt} & (0 \leq l_m \leq L_p) \\ A_{bt} & (l_m \geq L_p) \end{cases} \quad (14)$$

式中  $A_{bt}$  为装药的总燃面;  $L_p$  为装药的总长度,  $L_p = 180\text{mm}$ 。

利用式(2)~式(14)进行不同点火药量的点火启动过程内弹道计算,计算结果如图14所示。

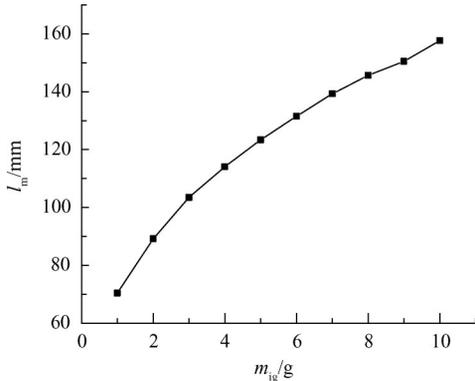


Fig. 13 Relationship between the ignition dose  $m_{ig}$  and the maximum ignition charge length  $l_m$

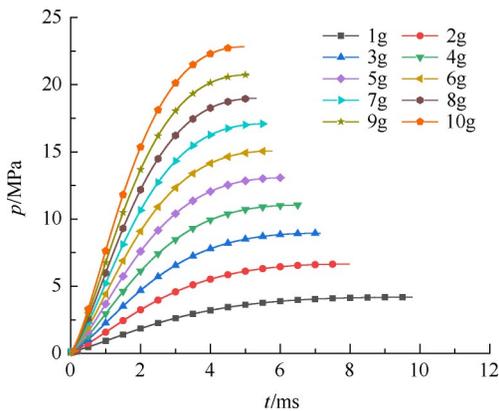


Fig. 14  $p-t$  curve of ignition process with different ignition dose

通过内弹道计算可知,点火药量点燃装药的长度  $l_m$  随着点火药量的增大而增大,1g点火药点燃装药的长度为70.38mm,10g点火药点燃装药的长度为157.68mm。由图14可知,由于装药燃面和点火药燃气的共同作用,燃烧室内的压强急剧增加;随着点火药量的增大,燃烧室压强达到最大压强的时间逐渐减少,最大压强  $p_{max}$  则逐渐增大,10g点火药产生的  $p_{max}$  为22.82MPa。7g点火药产生的  $p_{max}$  为17.09MPa,相较于试验的40.1MPa,相差57%,5g相差64%,3g相差81%,这说明点火药量虽然会产生初始压强峰,但所产生的初始压强峰较小,对于本发动机而言,点火药

量不是产生高初始压强峰的主要因素。

### 3.2 药柱数量对初始压强峰的影响

为了达到能量性能较好的高质量比,本发动机将装填系数设计为0.65。装填系数高就导致发动机的通气参量偏大,过大的通气参量容易引起装药严重的侵蚀燃烧效应。而侵蚀燃烧也是引起初始压强峰的一个重要原因。

侵蚀燃烧压力峰是由于装药内部通气面积减小,燃烧室通道内燃气流速加大,增大了装药的燃速,使燃气生成速率明显增大;同时也由于燃气流速的加大,燃气压力沿装药通道下降,在喷管入口处燃气总压明显下降,使燃气从喷管的排出率也减小,即燃气生成率的增大及喷管排出率的减小,这两方面的影响使燃烧室压力急剧增高<sup>[19]</sup>。

燃通比  $\chi$  是反映压强对侵蚀燃烧效应影响的一个重要参量。 $\chi$  越大,则侵蚀效应越严重<sup>[4]</sup>。它是装药燃烧面积  $A_b$  和发动机内部通气面积  $A_p$  的比值,能很好地反映装药燃面和通气面积对侵蚀燃烧的影响,表达式为

$$\chi = \frac{A_b}{A_p} \quad (15)$$

对于多根管型装药,加入了装药数量  $N$  变量。因为是多气流通道的装药,因此引入了沿药柱内孔通气面的内燃通比  $\chi_i$  和药柱外表面的外燃通比  $\chi_e$ <sup>[20]</sup>。

$$\chi_i = \frac{4L}{d} \quad (16)$$

$$\chi_e = \frac{4NDL_p}{D_i^2 - ND^2} \quad (17)$$

#### 3.2.1 不同数量装药的内弹道计算

本文采用上述的零维内弹道方程,对不同数量的装药进行了内弹道计算。计算假设装药的燃面瞬时全部点燃,内弹道计算中的装药燃速  $r$  为考虑侵蚀燃烧的燃速,侵蚀燃速表达式为

$$r = \varepsilon r_0$$

$$r_0 = ap^n$$

$$\varepsilon = \begin{cases} 1 & (\chi \leq 50.10) \\ 1.3128 - 1.249 \times 10^{-2} \chi + \\ 1.8527 \times 10^{-4} \chi^2 - 5.3868 \times 10^{-7} \chi^3 & (\chi > 50.10) \end{cases} \quad (18)$$

式中  $r$  为有侵蚀的燃速;  $r_0$  为无侵蚀的燃速;  $\varepsilon$  为侵蚀函数;  $\chi$  为燃通比。内弹道计算中随着装药数量  $N$  的改变和装药的燃烧,燃通比  $\chi$  发生变化,从而影响装药的燃速发生变化,最终导致燃烧室压强发生变化。

取装药数量为2~7根进行内弹道计算,计算结果如图15所示。同时对不同数量装药的燃通比进行了计算,为了更好地表征初始压强峰,引入峰值比 $P_r$ 的概念,它是最大压强 $p_{max}$ 和平衡压强 $p_{eq}$ 的比值。结合内弹道曲线,得出如表3所示的结果。

$$P_r = p_{max}/p_{eq} \quad (19)$$

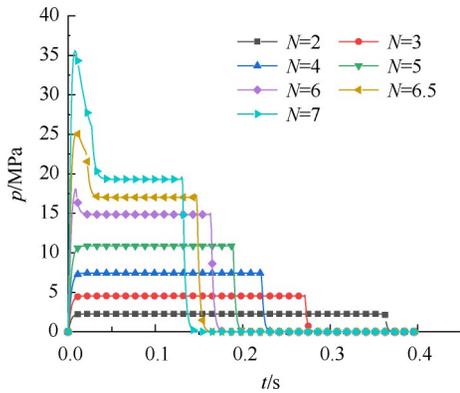


Fig. 15  $p-t$  curves with different number of charges

Table 3 Calculation results of  $\chi$  with different number of charges

$N$	$\chi_i$	$\chi_e$	$\chi$	$p_{max}/\text{MPa}$	$p_{eq}/\text{MPa}$	$P_r$
7	144	58.77	67.90	36.56	19.30	1.89
6.5	144	49.65	58.33	25.12	17.21	1.45
6	144	42.04	50.10	17.12	14.85	1.15
5	144	30.06	36.65	10.89	10.89	1.00
4	144	21.06	26.13	7.43	7.43	1.00
3	144	14.05	17.62	4.54	4.54	1.00
2	144	8.43	10.73	2.26	2.26	1.00

结合内弹道计算和通气参量可知:

当装药根数为5时,初始压强峰完全消失,但此时发动机的平衡压强 $p_{eq}$ 为10.89MPa已经不能满足设计要求。同时随着装药数量的减少,发动机达到初始压强峰或者平衡压强的时间逐渐减小,而工作时间却逐渐加长。

随着装药数量的减少,燃通比 $\chi$ 和外燃通比 $\chi_e$ 在不断减小,初始压强峰也不断减小,直至消失。装药根数6的燃通比 $\chi$ ,外燃通比 $\chi_e$ 和 $P_r$ 较装药数量为7分别下降了28.5%,26.2%,39.2%,且峰值比为1.15,接近于1。这是因为随着装药数量的减少,装药的燃面 $A_b$ 逐渐减小,通气面积 $A_p$ 却逐渐增加,导致燃通比 $\chi$ 逐渐减小,而由侵蚀准则可知, $\chi$ 越小,侵蚀燃烧产生的初始压强峰就越小,当达到某一个数值时,初始压强峰就会消失。说明减少装药数量能有

效降低初始压强峰,对于本发动机,装药根数为6时最为合适。

结合理论计算和实验来看,装药数量 $N=6$ 和6.5的理论内弹道曲线和实验接近, $N=7$ 时理论计算和实验相差较大,这是因为理论计算假设的是发动机正常工作,而在实验中,发动机的堵板发生破裂,出现了泄压,所以内弹道曲线出现异常。

### 3.3 装药限燃面积对初始压强峰的影响

实验中当燃烧室内径 $D_i$ 从59mm减小到52mm时,发动机实验出现较高初始压强峰的原因在于,当燃烧室内径减小时,通气面积 $A_p$ 减小,而装药的燃面保持不变,这就导致燃通比 $\chi$ 增大。当 $D_i=52\text{mm}$ 时, $\chi_e=75.71$ , $\chi=84.86$ 较 $D_i=59\text{mm}$ 的 $\chi_e=42.04$ , $\chi=50.10$ 分别增加了80.1%,69.4%。远大于依旧有初始压力峰的 $D_i=59\text{mm}$ 的数值,所以产生了较高的初始压力峰,峰值比 $P_r=1.7$ 。

在装药数量无法减少,通气面积 $A_p$ 保持不变的情况下,装药限燃可以减小初始燃面,减小点火初期的燃通比 $\chi$ 。使点火初期的 $\chi$ 值低于产生压力峰的临界 $\chi$ 值,从而达到降低初始压强峰的效果。

#### 3.3.1 不同限燃比例发动机内弹道仿真

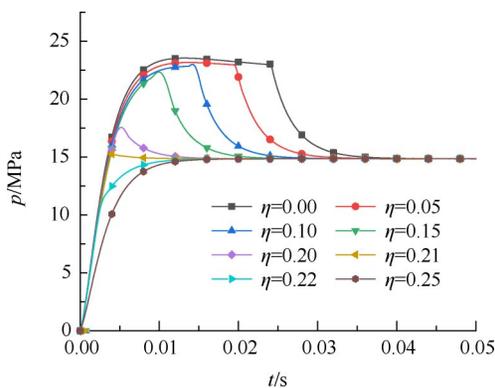
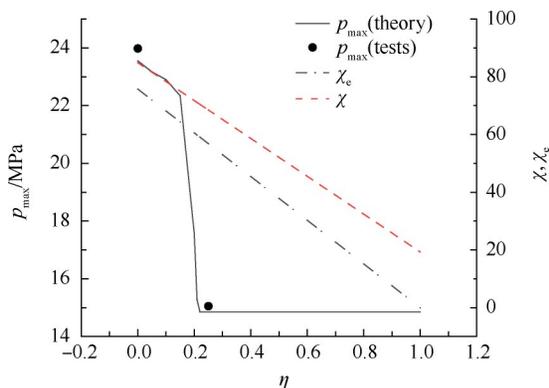
利用上述零维内弹道方程和侵蚀函数,对不同限燃比例的装药进行了内弹道计算。计算假设发动机能正常工作,装药全部点燃;包覆层只影响点火初期的初始燃面,使初期的燃通比 $\chi$ 发生变化,从而影响装药的燃速,最终影响燃烧室的压强变化。包覆层烧完以后,对之后的燃面没有影响。内弹道计算的目的在于找出最佳限燃比例。计算结果如图16所示。同时对不同限燃比例的通气参量进行了计算,考察不同限燃比例对通气参量的影响,结果如表4所示。结合理论计算和发动机实验,得出不同限燃比例 $\eta$ 和 $p_{max}$ 以及通气参量的关系图,如图17所示。

由理论计算和试验结果可知:

随着限燃比例的增加,初始压强峰逐渐减小。由限燃比例 $\eta$ 和 $p_{max}$ 的关系可知, $\eta$ 从0增加到0.15时,降低初始压强峰的效果不太明显。峰值比只降低了5.7%,峰值比在1.5以内;而当 $\eta$ 的增加增加到0.2时,随着限燃比例的增加,通气参量 $\chi$ 很接近于临界通气参量值70.43, $\eta=0.2$ 时, $\chi=71.74$ ,虽然依然有初始压强峰,但比 $\eta=1.5$ 时初始压强峰降低了21.4%,而限燃比例只增加了0.05,所以出现一个初始压强峰急剧下降的过程,峰值比为1.18,更接近于1;而当 $\eta$ 增加到2.2后,初始压强峰完全消失。说明通过装药限

Table 4 Results of ventilation parameters with different  $\eta$ 

$\eta$	$\chi_e$	$\chi$	$p_{\max}/\text{MPa}$	$p_{\text{eq}}/\text{MPa}$	$P_r$
0	75.71	84.86	23.55	14.85	1.59
0.05	71.92	81.58	23.17	14.85	1.56
0.10	68.14	78.30	22.90	14.85	1.54
0.15	64.35	75.02	22.34	14.85	1.50
0.20	60.57	71.74	17.56	14.85	1.18
0.21	59.81	71.08	15.27	14.85	1.03
0.22	59.05	70.43	14.85	14.85	1.00
0.25	56.78	68.46	14.85	14.85	1.00

Fig. 16  $p$ - $t$  curves of different  $\eta$ Fig. 17 Results of  $p_{\max}$  and ventilation parameters with different  $\eta$ 

燃能有效降低初始压强峰,对于本发动机  $\eta=0.22$  为最佳限燃比例。

根据限燃比和通气参数的关系,可以看出随着限燃比例  $\eta$  的增加,外通气参量  $\chi_e$  和总通气参量  $\chi$  均减小,而外通气参量减小得更快。说明限燃比例  $\eta$  对外通气参量影响更大。

## 4 结论

通过本文研究,得到以下结论:

(1)点火药单独燃烧时产生的最大压强较小,点火药和装药的引燃会增加燃烧时内部的压力,产生点火初始压强峰。点火压强峰值随着点火药量的减少而降低,但对于本发动机,降低点火药量并不能有效降低初始压强峰,因点火药产生的峰值和试验所得的峰值相差 57%~81%,相差较大。点火药量不是产生初始压强峰的主要因素。

(2)药柱数量  $N$  对发动机初始压强峰有较大影响,减少装药数量能有效降低初始压强峰。减少装药数量是减小装药的燃面和增大发动机的通气面积,最终影响的是发动机的燃通比  $\chi$ ,使其接近或小于 50.10,从而不产生初始压强峰。

(3)药柱限燃对降低初始压强峰有很好的效果,但限燃面积要合适,限燃面积太大,容易造成发动机点火失败,限燃面积太小,则降低初始压强峰的效果较差。对于本发动机,限燃比例  $\eta=0.22$  为最佳限燃比例,燃通比  $\chi$  为 70.43。

(4)通过实验和理论计算分析,得到了适用于本发动机装药的临界燃通比,临界燃通比为 50.10。

## 参考文献

- [1] Beason L, Hill W. Composite Modified Double-Base Propellants with Very High Burning Rates [P]. US: 3811966, 1974-05-21.
- [2] Hill W E. High Burning Rate Catalyst [P]. US: 3962297, 1976-06-08.
- [3] 包昌火. 近几年来国外固体火箭推进剂发展动向(一)[J]. 火炸药, 1978, Z1: 63-73.
- [4] 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.
- [5] McDonald B A. The Development of an Erosive Burning Model for Solid Rocket Motors Using Direct Numerical Simulation [D]. Atlanta: Georgia Institute of Technology, 2004.
- [6] 陈汝训. 固体火箭发动机设计与研究(上)[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2009.
- [7] Srinivasan K, Narayanan S, Sharma O P. Numerical Studies on Erosive Burning in Cylindrical Solid Propellant grain[J]. Heat Mass Transfer, 2008, 44(5): 579-585.
- [8] 王利, 唐汉云. 一种点火压强峰的控制方法[J]. 固体火箭技术, 2002, 25(1): 24-25.
- [9] 徐中信. 装药内、外通道的换向流动及初始压力峰[J]. 推进技术, 1985, 6(3): 27-36. (XU Zhong-xin. The Reversing Flow and Initial Pressure Peak of the Inter-

- nal and External Channels of Charge[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1985, 6(3): 27-36.)
- [10] 张旭东, 王宏伟, 邢耀国, 等. 某固体火箭发动机点火启动过程的仿真研究[J]. 海军航空工程学院学报, 2006, 21(3): 319-321.
- [11] 余贞勇, 甘晓松. 小型固体发动机尾部药型对点火升压过程的影响[J]. 固体火箭技术, 2002, 25(3): 21-22.
- [12] 陈洪章, 贾庆英. 小型固体火箭发动机的点火与初始压力峰[J]. 兵工学报, 1983, (3): 53-59.
- [13] 唐必顺, 陈 军, 马 虎. 固体火箭发动机侵蚀燃烧数值仿真[J]. 计算机仿真, 2014, 31(4): 69-72.
- [14] 苏晓鹏, 贺宏博, 曾 旭, 等. 高装填多根管型装药发动机侵蚀燃烧试验研究[J]. 固体火箭技术, 2005, 25(1): 17-19.
- [15] 樊 超, 张为华, 王中伟. 固体火箭发动机的一种点火药量估算方法[J]. 航空动力学报, 2009, 24(10): 2379-2383.
- [16] 王元有. 固体火箭发动机设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 1984.
- [17] 程兴华. 固体脉冲发动机设计及优化[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2007.
- [18] 董师颜, 张兆良. 考虑点火过程的固体火箭发动机内弹道计算方法[J]. 兵工学报, 1988, S1: 37-43.
- [19] 张 唯. 侵蚀燃烧压力峰的分析[J]. 哈尔滨工程大学学报, 1982, (1): 48-57.
- [20] 鲍弘人. 侵蚀燃烧综述[J]. 南京理工大学学报, 1979, (2): 165-175.

(编辑: 史亚红)