

文章编号: 1006-9941(2017)12-1025-06

# 膏体推进剂火箭发动机点火特性

叶小兵, 陈雄, 单新有, 周长省, 秦振杨

(南京理工大学机械工程学院, 江苏南京 210094)

**摘要:** 为研究膏体推进剂火箭发动机点火工作特性, 推导了膏体推进剂燃面变化模型和各阶段燃面方程, 编制了发动机点火特性参数计算程序, 计算了不同输运管道口径以及膏体推进剂初始堆积量下瞬态燃烧室压力。设计了膏体推进剂火箭发动机热试车试验系统, 成功进行了点火试验, 分析了膏体推进剂火箭发动机点火工作过程中四个阶段的特性。结果表明: 燃烧室平均压强的计算结果与试验数据吻合较好, 计算误差小于 5.7%, 该计算程序适用于膏体推进剂火箭发动机点火特性参数计算; 膏体推进剂初始堆积量增加一倍, 初始压力峰值平均增加 42.8%; 输运管道口径减小 60%, 初始燃烧时间平均减小 66.5%, 余药燃烧时间平均下降 26.1%。发动机点火试验时, 减小膏体推进剂初始堆积量, 可降低燃烧室初始压力峰、增大稳定燃烧时间, 另外减小输运管道口径, 可明显增大发动机稳定燃烧时间。

**关键词:** 膏体推进剂; 燃面模型; 火箭发动机; 点火特性**中图分类号:** TJ55; V439**文献标志码:** A**DOI:** 10.11943/j.issn.1006-9941.2017.12.009

## 1 引言

膏体推进剂火箭发动机比液体火箭发动机结构更加优化, 储存运输更加安全可靠, 工艺简单, 比固体火箭发动机能实现更大范围内的推力控制和多次启动, 因此越来越受到世界各国重视<sup>[1-2]</sup>。

前苏联从 20 世 80 年代便开始了膏体火箭推进技术的研究, 在膏体推进剂的基础研究、流变特性及实用化应用上取得了丰硕成果, 成功研制了多种试验用的火箭发动机<sup>[3-4]</sup>。美国同期进行了大量试验, 将膏体推进剂火箭发动机用于“灵巧战术导弹”, 进行了飞行测试<sup>[5]</sup>。我国开展相关研究时间较晚, 但近二十年来进展较大。其中, 南京理工大学的曹琪<sup>[6]</sup>、第二炮兵工程学院夏学礼<sup>[7]</sup>对凝胶/膏体推进剂在不同形状管道中的输运特性进行了研究, 分析了膏体推进剂流动参数变化规律。陈志刚<sup>[8]</sup>对金属化凝胶/膏体推进剂的燃烧特性(比冲、载荷性能、燃烧性能、稳定性)进行了综合评价。周守强<sup>[10]</sup>、沈铁华<sup>[11]</sup>针对膏体推进剂火箭发动机多次点火特性, 分别进行了理论和试

验研究, 对关键技术提出了解决方法。张胜勇<sup>[12]</sup>计算了不同构型的膏体冲压发动机的反应流场, 探索出燃烧效率最高的构型模式。张家仙<sup>[13]</sup>研究了膏体推进剂火箭发动机设计及工作过程中的关键技术。张明信<sup>[14]</sup>、刘爱华<sup>[15]</sup>进行了膏体推进剂火箭发动机点火和燃烧特性实验, 研究了发动机点火特性, 并解决了内弹道不稳定问题。上述研究着重于膏体推进剂火箭发动机的点火试验研究, 而对发动机工作过程中推进剂的燃面变化规律及影响发动机点火特性的因素未做进一步研究。

为此, 本研究推导了各阶段燃面模型, 编制了发动机点火特性计算程序。设计了膏体推进剂火箭发动机试验系统, 进行了点火试验。研究了膏体推进剂初始堆积量、输运管道口径对发动机点火特性的影响, 探究了改善膏体推进剂火箭发动机点火特性的方法途径。

## 2 试验系统

根据膏体推进剂火箭发动机原理<sup>[12]</sup>, 设计了发动机试验系统, 如图 1 所示。

采用液压系统驱动方式进行膏体推进剂的供给, 液压系统驱动力大, 有较宽的调节范围。控制系统通过控制液压缸的推进速度来调节膏体推进剂的供给流量。膏体推进剂储箱为活塞式储箱, 能够实现膏体推进剂的无夹气输送。输运管道设置了多个输运小孔,

收稿日期: 2017-03-27; 修回日期: 2017-06-28

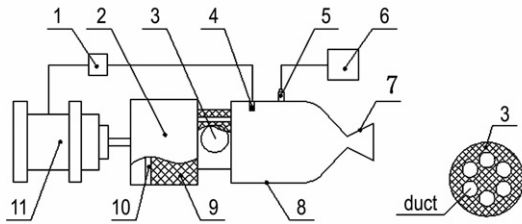
基金项目: 国家自然科学基金资助(51606098)

作者简介: 叶小兵(1992-), 男, 硕士研究生, 主要从事膏体火箭推进技术研究。e-mail: yexbchina@163.com

通信联系人: 陈雄(1977-), 男, 教授, 主要从事航空宇航推进技术研究。e-mail: chenxiong@njust.edu.cn

膏体推进剂通过输运孔进入燃烧室, 输运孔均为直圆孔, 按一定规律分布。压力传感器采集燃烧室压力, 输送到计算机。

试验系统工作过程为: 控制系统发出点火指令, 点火器开启, 与此同时, 液压系统启动工作模式, 膏体推进剂在活塞作用下, 通过输运管道进入燃烧室, 被点火器产生的高温燃气点燃, 发动机工作一定时间后, 控制系统发出终止指令, 液压系统停止工作, 膏体推进剂供给停止, 发动机工作结束。试验时, 膏体推进剂供给质量流率  $\dot{m} = 0.08 \text{ kg} \cdot \text{s}^{-1}$ , 输运管道尺寸见表 1。



**图 1** 膏体推进剂火箭发动机试验系统  
 1—控制系统, 2—膏体推进剂储箱, 3—输运管道, 4—点火器, 5—压力传感器, 6—计算机, 7—喷管, 8—燃烧室, 9—膏体推进剂, 10—活塞, 11—液压系统  
**Fig. 1** Experimental system of pasty rocket engine  
 1—control system, 2—propellant tank, 3—transport pipeline, 4—igniter, 5—pressure sensor, 6—computer, 7—nozzle, 8—combustion chamber, 9—pasty propellant, 10—piston, 11—hydraulics

**表 1** 膏体推进剂流量及输运管道尺寸

**Table 1** Pasty propellant flow and pipeline size

$d/\text{mm}$	$n$	$v/\text{mm} \cdot \text{s}^{-1}$
14	2	150.6
8	6	144.1
4	24	144.1

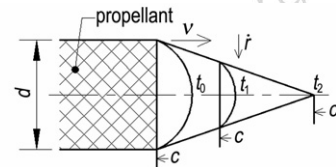
Note:  $d$  is channel diameter;  $n$  is number of transport channel;  $v$  is flow velocity of pasty propellant

### 3 计算方法

#### 3.1 膏体推进剂燃面变化模型

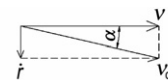
固体火箭发动机中, 装药燃面按几何燃烧定律推导, 认为在整个燃烧过程中, 装药按平行层燃烧规律逐层燃烧, 燃面形状确定燃面方程<sup>[16]</sup>。而对于膏体推进剂火箭发动机, 膏体推进剂一旦通过输运管道末端面进入燃烧室即被点燃, 膏体推进剂边供给边燃烧, 推进剂燃面运动规律为: 一方面推进剂药柱因燃烧产生燃面的退移, 另一方面, 因挤压产生向前的移动。因此,

推进剂燃面受燃烧速率 ( $\dot{r}$ ) 和流动速度 ( $v$ ) 共同影响。为研究其燃面变化规律, 现选取  $t_0$  时刻,  $c$  截面处的推进剂药柱, 对其整个燃面变化过程进行分析。



**图 2** 药柱燃面随时间变化过程  
**Fig. 2** Forming process of stable burning surface with time ( $t_0 < t_1 < t_2$ )

图 2 为  $c$  截面药柱从流出推进剂储箱到燃烧完全这一过程中燃面变化示意图。由图 2 可知,  $t_0$  时,  $c$  截面药柱经过输运管道末端面进入燃烧室, 装药侧面开始燃烧, 燃面沿径向向轴线退移, 药柱一边燃烧, 一边向前流动。经过时间  $\Delta t = (t_1 - t_0)$ , 药柱沿径向烧去厚度  $f = \dot{r} (t_1 - t_0)$ , 移动距离  $l = v (t_1 - t_0)$ 。分析  $c$  截面处药柱燃面运动状态: 药柱燃面因燃烧产生沿径向的退移, 为推进剂燃速; 因挤压产生沿轴向流动, 流动速度为  $v$ , 膏体推进剂燃面运动速度图如图 3 所示。



**图 3** 膏体推进剂燃面运动速度图  
**Fig. 3** Velocity of grain burning surface

装药燃面运动速度大小为:

$$v_d = \sqrt{v^2 + \dot{r}^2} \quad (1)$$

速度方向与水平夹角为:

$$\alpha = \tan^{-1}(\dot{r} / v) \quad (2)$$

药柱燃面以恒定速度  $v_d$  运动, 运动轨迹为一条斜直线, 方向与水平夹角  $\alpha$ , 当  $t = t_2$  时,  $c$  截面处燃面退移到中心轴线, 药柱燃烧完, 由此可知, 在平衡燃烧段, 膏体推进剂整个燃面形状近似于圆锥状。药柱从燃烧开始到结束所经历的时间可近似计算为  $t = t_2 - t_0 = d / 2 \dot{r}$ 。圆锥底部直径为输运管道孔径  $d$ , 圆锥的高为:

$$h = v(t_2 - t_0) = v / d 2 \dot{r} \quad (3)$$

圆锥的顶角为:

$$\beta = 2\alpha = 2 \tan^{-1}(\dot{r} / v) \quad (4)$$

在实际工作中, 发动机处于平衡段时, 燃烧室压力存在一定波动, 造成推进剂燃速产生波动, 燃速方向也随着燃面变化, 因此, 推进剂真实燃面形状为钝头形,

且趋向于圆锥形,圆锥状燃面模型可作为一种理论模型来计算点火特性。

### 3.2 燃面方程

文献[11]将膏体推进剂火箭发动机点火工作过程分为初始燃烧、稳定燃烧、余药燃烧三个阶段,现采用圆锥状燃面模型,推导出膏体推进剂在各工作阶段的燃面方程。

#### (1) 初始燃烧段

采用点火器与挤进系统同时刻开启的控制模式,当点火指令发出时,挤进系统同时工作,膏体推进剂被推挤出输运管道进入燃烧室,由于膏体推进剂存在点火延迟及各系统的工作延迟,这一时间段内被挤出的膏体推进剂没有被及时点燃,堆积在输运管道的端口处,将这一部分推进剂称为初始堆积膏体推进剂。剪切速率较小时,膏体推进剂粘性很大,初始堆积的膏体推进剂近似认为呈圆柱状,圆柱底为输运管道出口端面,长 $l_0 = vt_c$ , $t_c$ (s)为总的延迟时间。堆积的膏体推进剂被点燃后,膏体推进剂一旦被挤出输运管道即被高温燃气点燃。

试验测得总的延迟时间 $t_c$ 为0.08~0.11 s,推算出推进剂初始堆积长度 $l_0$ 为12~16 mm。因此在初始燃烧段,膏体推进剂燃面形状分为两部分:初始堆积的膏体推进剂燃面为圆柱状;推进剂点燃后,被挤出输运管道的推进剂燃烧形成圆台状。膏体推进剂燃面由三部分组成:圆台侧面 $A_1$ ,圆柱侧面 $A_2$ 及圆柱端面 $A_3$ ,如图4所示。总的燃面面积 $A_{b1}$ 为:

$$A_{b1} = n(A_2 + A_3) = n \left[ \pi \left( \frac{d}{2} + \frac{d}{2} - f \right) \sqrt{f^2 + l^2} + \pi (d - 2f)(l_0 - f) + \pi \left( \frac{d}{2} - f \right)^2 \right] \quad (5)$$

式中, $d$ 为输运管道孔径,mm; $f$ 为装药烧去肉厚,mm; $n$ 为孔道数量; $l$ 为推进剂流动长度,mm, $l = vt$ 。

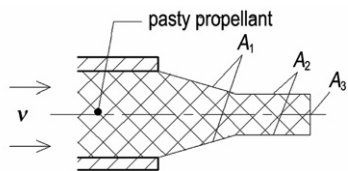


图4 膏体推进剂初始段燃面图

Fig.4 Burning surface of propellant in initial stage

#### (2) 稳定燃烧段

膏体推进剂稳定燃面为圆锥侧表面,燃面面积 $A_{b2}$ 为:

$$A_{b2} = n\pi \frac{d}{2} \sqrt{\left(\frac{d}{2}\right)^2 + h^2} \quad (6)$$

式中, $h$ 为圆锥高度,mm,见式(3)。

#### (3) 余药燃烧段

膏体推进剂停止供给,余药按平行层燃烧规律燃烧,不考虑输运管道内的余药燃烧,燃面如图5所示。燃面面积 $A_{b3}$ 为:

$$A_{b3} = n\pi \left( \frac{d}{2} - f \right) / \sin\alpha \quad (7)$$

式中, $\alpha$ 为圆锥半顶角,(°),见式(2)。

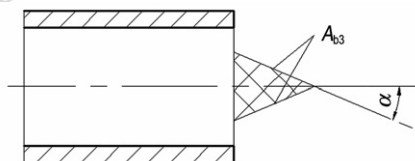


图5 膏体推进剂余药燃烧段燃面图

Fig.5 Burning surface of propellant in ending stage

### 3.3 内弹道计算

工程上常采用零维内弹道模型计算燃烧室压力变化,精度满足要求<sup>[13]</sup>。文献[16]推导出了发动机零维内弹道微分方程:

$$\frac{V_g}{RT} \frac{dp}{dt} = (\rho_p - \rho_g) A_b a p^k - \frac{pA_i}{C^*} \quad (8)$$

式中, $p$ 为燃烧室压力,Pa; $V_g$ 为燃烧室体积, $m^3$ ; $\rho_g$ 为膏体推进剂密度, $kg \cdot m^{-3}$ ; $\rho_p$ 为燃气的平均密度, $kg \cdot m^{-3}$ ; $A_b$ 为燃面积, $m^2$ ; $T$ 为燃气温度,K; $R$ 为气体常数, $8.314 J \cdot (mol \cdot K)^{-1}$ ; $a$ 和 $k$ 分别为推进剂燃速系数和压强指数,由试验获得。采用四阶龙格库塔法<sup>[17]</sup>编制了计算程序,计算燃烧室压力随时间变化。

## 4 结果与分析

### 4.1 膏体推进剂火箭发动机点火工作性能分析

选用三种不同孔径(4,8,14 mm)的输运管道,进行膏体推进剂火箭发动机点火试验,试验系统按照预定程序成功点火,试验采集和软件计算得到的燃烧室压力-时间( $p-t$ )曲线如图6所示。从图6中可以看出,各个工况下,燃烧室压强的计算值与试验测得值吻合较好,计算误差小于5.7%。由于膏体推进剂性能受到温度、压力等的影响,使得燃烧室压力在稳定值附近波动;同时计算所需的膏体推进剂性能参数在测量时存在测量误差,都造成计算值与试验数据存在一定误差。各阶段压力随时间的变化趋势也保持一致,说明膏体推进剂燃面模型推导合理。

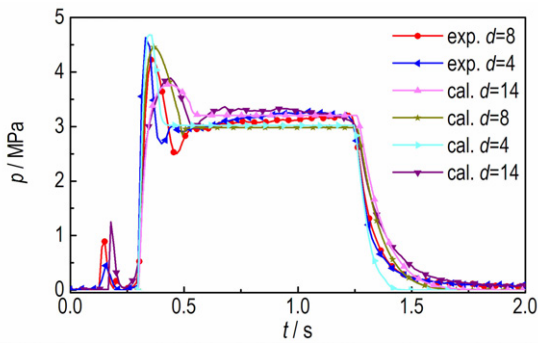


图6 计算和实测的燃烧室  $p-t$  曲线

Fig.6 Experimental and calculated curves of pressure changing relationship with time

由图6进一步分析可知,膏体推进剂火箭发动机点火特性与固体火箭发动机非常相似,燃烧室压力均经历了初始爬升段、平衡段及下降段,并出现了初始压力峰。分析得到膏体推进剂火箭发动机各阶段工作特点:点火药点火段,点火药被点燃,产生高温高压燃气,经过一定延迟时间(0.1 s左右)后,膏体推进剂点燃,发动机开始工作。初始燃烧段,膏体推进剂被点燃,燃烧室压力迅速爬升,达到最大峰值后迅速降低至稳定值,推进剂开始建立稳定燃面。稳定燃烧段,膏体推进剂建立起稳定燃面,燃烧室压强稳定在设计值附近,受液压推进系统稳定性等因素影响,平衡压力存在一定波动。余药燃烧段,膏体推进剂停止供给,余药燃烧,燃烧室压力迅速降低。

发动机部分性能参数实验值和计算值对比如表2所示。由表2可知,三组不同输运管道孔径下,燃烧室初始压力峰值和各阶段工作时间均存在一定差异,这

表2 发动机点火特性参数实验和计算对比

Table 2 Results of interior ballistic parameters between experiments and calculation

method	$d$ /mm	$P_{eq}$ /MPa	$P_m$ /MPa	$t_c$ /s	$t_1$ /s	$t_p$ /s	$t_2$ /s
experiment	14	2.77	3.88	0.11	0.36	0.55	0.67
	8	3.27	4.10	0.09	0.25	0.63	0.63
	4	3.15	4.62	0.08	0.14	0.80	0.50
calculate	14	2.71	3.77	-	0.17	0.81	0.60
	8	3.20	4.27	-	0.27	0.74	0.53
	4	3.02	4.68	-	0.12	0.82	0.45

Note:  $d$  is channel diameter,  $P_{eq}$  is equilibrium pressure,  $P_m$  is initial pressure peak,  $t_c$  is ignition delay time,  $t_1$  is initial combustion time,  $t_p$  is stable burning time,  $t_2$  is residual burning time

可能是因为点火延迟时间的不同造成了推进剂初始堆积量的不同,使得初始燃面面积不同,导致燃烧室压力

峰值出现较大差异,同时膏体推进剂燃速大小受燃烧室压力影响,造成工作时间的不同;另外,输运管道孔径的大小也会对发动机的点火特性产生较大影响。

#### 4.2 推进剂初始堆积量的影响

为进一步研究膏体推进剂初始堆积量对发动机点火特性的影响,初始堆积长度  $l_0$  分别取 10, 14, 18, 20 mm, 输运管道孔径  $d=14$  mm, 推进剂质量流率  $\dot{m}=0.08 \text{ kg} \cdot \text{s}^{-1}$ , 计算得到  $p-t$  曲线如图7所示。

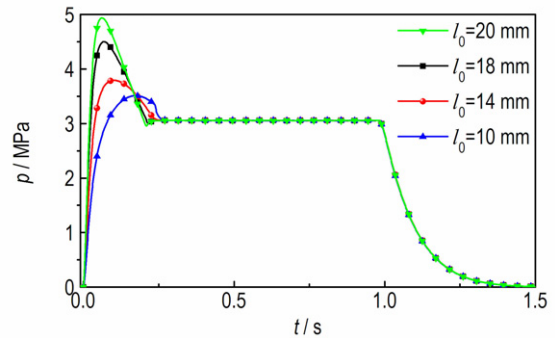


图7 不同初始堆积长度下的  $p-t$  曲线

Fig.7 Calculated curves of pressure changing relationship with time at different initial packing quantity of propellant

由图7可知,膏体推进剂初始堆积对平衡燃烧段和余药燃烧段几乎没有影响,主要影响发动机的初始燃烧段。四种堆积条件下,燃烧室初始压力峰值  $P_m$  分别为 3.5, 3.8, 4.5, 4.9 MPa, 初始堆积长度增加一倍,初始压力峰值增加了 42.8%。这可能是因为随着膏体推进剂初始堆积量的增大,点火时初始燃面面积也越大,导致初始压力峰值增大。因此,在试验过程中,应尽量减小膏体推进剂的初始堆积,以减小初始压力峰值。可通过增大点火药量或改善膏体推进剂配方,缩短点火延迟时间,来减小初始堆积,从而改善膏体推进剂火箭发动机点火特性。

#### 4.3 输运管道孔径的影响

为研究输运管道孔径对膏体推进剂火箭发动机点火特性影响,输运管道孔径  $d$  分别取 8, 10, 14, 20 mm, 质量流率  $\dot{m}=0.08 \text{ kg} \cdot \text{s}^{-1}$ , 孔道数  $n$  分别为 6, 4, 2, 1。计算得到  $p-t$  曲线如图8所示。

由图8可知:输运管道孔径对发动机初始燃烧段和余药燃烧段有较大影响,对平衡燃烧段几乎没有影响。4种工况下的燃烧室压力峰值  $P_m$ 、初始燃烧时间  $t_1$ 、余药燃烧时间  $t_2$  数值大小如表3所示,从表3可以看出:初始压力峰值随输运管道孔径的减小而增大,初始燃烧时间和余药燃烧时间随输运孔径的减小而显

著减小, 输运管道孔径减小 60%, 初始燃烧时间及余药燃烧时间分别平均减小 66.5%、26.1%。这是由于在同一质量流率下, 单个孔道药柱直径越小, 输运孔越多, 推进剂总的表面积越大, 初始燃面面积也越大, 从而导致初始压力峰值变大, 推进剂燃速也随之变大, 初始燃烧时间变短。余药燃烧阶段, 燃烧时间可以近似计算为  $t_2 = d/2 \dot{r}$ , 孔道直径越小, 燃烧时间越短。因而减小输运管道孔径能明显减短膏体推进剂火箭发动机点火时段不稳定燃烧时间和拖尾段余药燃烧时间, 增大稳定燃烧时间。为此, 可以在膏体推进剂进入燃烧室前将其进行雾化处理, 或在输运管道后安装喷头等装置, 来改善发动机点火特性。同时应综合考虑压力峰值的影响。

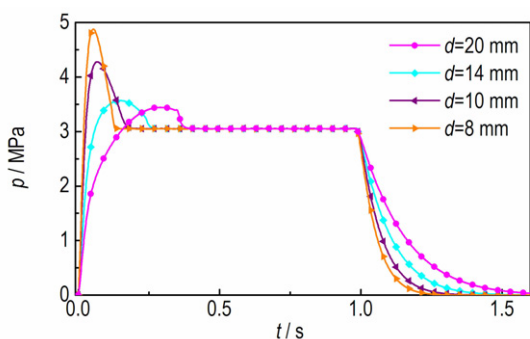


图 8 不同输运管径下的  $p-t$  曲线

Fig. 8 Calculated curves of pressure changing relationship with time at different diameter of duct

表 3 不同输运管道孔径下燃烧室  $p_m$ ,  $t_1$  和  $t_2$  计算值

Table 3 Calculated results of  $p_m$ ,  $t_1$  and  $t_2$  in different diameter of transport pipeline

$d/\text{mm}$	$p_m/\text{MPa}$	$t_1/\text{s}$	$t_2/\text{s}$
20	3.4	0.39	0.70
14	3.9	0.27	0.38
10	4.3	0.19	0.27
8	4.9	0.13	0.21

## 5 结 论

(1) 膏体推进剂火箭发动机稳定工作过程中, 膏体推进剂燃面呈现出圆锥状。本研究提出的计算模型适用于膏体推进剂火箭发动机点火特性参数的计算, 计算误差小于 5.7%。

(2) 燃烧室初始压力峰值随膏体推进剂初始堆积量的增大而增大, 初始堆积量增加一倍, 初始压力峰值平均增加了 42.8%。试验时, 应尽量减小膏体推进剂

初始堆积量。

(3) 随输运管道孔径减小, 发动机初始燃烧时间和拖尾燃烧时间变短, 输运管道孔径减小 60%, 初始燃烧时间及余药燃烧时间分别平均减小 66.5%、26.1%。通过适当减小膏体推进剂初始堆积量或输运管道孔径等措施, 可有效减短发动机点火时段不稳定燃烧时间。

## 参考文献:

- [1] 沈海琴. 膏体推进剂火箭发动机研究进展[J]. 化学推进剂与高分子材料, 2004, 2(4): 32-35  
SHEN Hai-qin. Research progress of pasty propellant rocket engine [J]. *Chemical Propellants & Polymeric Materials*. 2004, 2(4): 32-35.
- [2] 周守强, 郑亚, 鞠玉涛, 等. 膏体推进剂火箭多次点火系统设计及仿真[J]. 火工品, 2008(5): 1-5.  
ZHOU Shou-qiang, ZHENG Ya., JU Yu-tao, et al. Design and simulation of multiple igniting system for pasty propellant rocket [J]. *Initiators & Pyrotechnics*. 2008(5): 1-5.
- [3] Kukushkin V. State and prospects of solid propellant rocket development[J]. *Aiaa Journal*, 1993, 92: 3872.
- [4] Kukushkin V, Ivanchenko A. The pasty propellant rocket engine development [J]. *Aiaa Journal*, 1992, 93: 1754.
- [5] Natan B, Rahimi S. The status of gel propellants in year 2000 [J]. *International Journal of Energetic Materials & Chemical Propulsion*. 2002, 5(1-6).
- [6] 曹琪, 封锋, 武晓松, 等. 凝胶推进剂供给管流的压降数值研究[J]. 推进技术, 2014, 35(5): 701-707.  
CAO Qi, FENG Feng, WU Xiao-song, et al. Numerical study on pressure loss for gel propellants supply pipeline [J]. *Journal of Propulsion Technology*. 2014, 35(5): 701-707.
- [7] 夏学礼, 强洪夫, 周志清. 凝胶推进剂弯管流动特性的数值实验研究[J]. 固体火箭技术, 2011, 34(6): 739-744.  
XIA Xue-li, QIANG Hong-fu, ZHOU Zhi. Numerical experiment research on flow property of gelled propellants in pipe-bending pipe [J]. *Journal of Solid Rocket Technology*. 2011, 34(6): 739-744.
- [8] 陈志刚, 杨荣杰. 金属化凝胶推进剂的性能评估[J]. 推进技术, 1998(1): 102-106.  
CHEN, Zhi-gang, YANG Rong-jie. Evaluation on performance of metalized gelled propellant [J]. *Journal of Propulsion Technology*. 1998(1): 102-106.
- [9] 周守强. 膏体推进剂火箭发动机多次启动技术研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2009.  
ZHOU Shou-qiang. Research study on the multi start technology of pasty propellant rocket engine [D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2009.
- [10] 沈铁华, 杨敬贤, 孙庆曼. 膏体推进剂发动机试验[J]. 推进技术, 2004, 25(2): 173-175.  
SHEN Tie-hua, YANG Jing-xian, SUN Qing-man. Experimental investigation of pasty propellant rocket engine [J]. *Journal of Propulsion Technology*. 2004, 25(2): 173-175.
- [11] 张胜勇, 毛根旺. 膏体冲压发动机机构型对燃烧效率的影响研究[J]. 固体火箭技术, 2009, 32(3): 262-265.  
ZHANG Sheng-yong, MAO Gen-wang. Effect of structure pattern of pasty propellant ramjet motors on combustion efficiency [J]. *Journal of Solid Rocket Technology*. 2009, 32(3): 262-265.

- [12] 张家仙. 膏体推进剂火箭发动机工作过程研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2009.  
ZHANG Jia-xian. Research on the working process of pasty propellant rocket engine[D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2009.
- [13] 张明信, 张胜勇. 膏体推进剂点火和燃烧特性的实验研究[J]. 固体火箭技术, 2003, 26(2): 30-32.  
ZHANG Ming-xin, ZHANG Shen-yong. Experimental study on the ignition and combustion characteristics of pasty propellant[J]. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2003, 26(2): 30-32.
- [14] 刘爱华, 崔金平, 孙振华, 等. 膏体推进剂冲压发动机一次燃烧试验[J]. 推进技术, 2012, 33(2): 227-231.  
LIU Ai-hua, CUI Jin-ping, SUN Zhen-hua, et al. Experiment on primary combustion of pasty propellant ramjet[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2012, 33(2): 227-231.
- [15] 陈军. 固体火箭发动机零维两相内弹道研究[J]. 弹道学报, 2013, 25(2): 39-43.  
CHEN Jun. Research on one-dimensional two-phase internal ballistics of SRM[J]. *Journal of Ballistics*. 2013, 25(2): 39-43.
- [16] 武晓松, 陈军, 王栋. 固体火箭发动机原理[M]. 北京: 兵器工业出版社, 2010: 69-72.  
WU Xiao-song, CHEN Jun, WANG Dong. Principles of solid rocket engine [M]. Beijing: Ordnance Industry Press, 2010: 69-72.
- [17] 唐宏, 何慧珠, 陈国光. 固体火箭发动机总体设计[J]. 中北大学学报自然科学版, 2012, 33(3): 37-42+47.  
TANG Hong, HE Hui-zhu, CHEN Guo-guang. Integrated design for solid rocket engine[J]. *Journal of North University of China*, 2012, 33(3): 37-42+47.

## Ignition Characteristics of Pasty Propellant Rocket Engine

YE Xiao-bing, CHEN Xiong, SHAN Xin-you, ZHOU Chang-sheng, QIN Zhen-yang

(School of Mechanical Engineering, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China)

**Abstract:** In order to study the ignition operating characteristics of the pasty propellant rocket engine, the burning surface change model of pasty propellant was built, and regression equations of pasty propellant were deduced in each stage. The calculating procedure was programmed and the transient pressure of combustion chamber under different transport pipeline diameter and pasty propellant initial accumulation was calculated. Also, the ignition tests were carried out successfully based on a pasty propellant rocket launch test system, and the ignition characteristics of the rocket engine in each working stage were analyzed. Results show that the data calculated by the procedure are in good agreement with the experimental and the maximum absolute error are 5.7%. When the pasty propellant initial accumulation doubled, the initial pressure peak increases by 42.8%. Under the same condition, as the diameter of the pipeline decreases by 60%, the initial combustion time and residual combustion time decrease by an average of 66.5% and 26.1%. The initial pressure peak can be decreased and stable burning time can be increased by reducing the initial packing quantity of pasty propellant, in addition, the stable burning time can be increased apparently by reducing the diameter of transport pipeline.

**Key words:** pasty propellant; regression model; rocket engine; ignition characteristics

**CLC number:** TJ55; V439

**Document code:** A

**DOI:** 10.11943/j.issn.1006-9941.2017.12.009