

爆燃脉冲发动机内弹道模拟及实验分析^{*}

官典^{1,2}, 李世鹏², 李永盛³, 郭亚雯²

- (1. 北京机电工程总体设计部, 北京 100854;
2. 北京理工大学 宇航学院, 北京 100081;
3. 内蒙动力机械研究所, 内蒙古 呼和浩特 010010)

摘要: 为了研究质量轻便、结构紧凑的固体冲量发动机, 提出以微气孔球形推进剂作为能量材、以对流爆燃形成高内压为模式的脉冲动力方案。通过分析不同推进剂密度、长度、点火药量和膜片形式等因素, 得到了大喉燃比发动机中球形装药爆燃诱导条件; 根据球形装药爆燃特性, 通过数值模型研究了新型爆燃冲量发动机的内弹道与流场特性。结果表明: 装药长度、装药密度和点火药量均对发动机中爆燃现象的出现有明显影响, 较长装药、较小装药密度和较大点火药量均利于诱发对流爆燃; 微气孔球形药在发动机燃烧室内燃速与压力规律以分段的指数燃速形式出现; 初步论证了一体式爆燃脉冲发动机的实用潜力。

关键词: 固体冲量发动机; 微气孔球形推进剂; 喉燃比; 对流爆燃; 点火内弹道

中图分类号: TG156 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2022) 08-210232-08

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 210232

Simulation and Experimental Analysis of Interior Ballistics of Deflagration Pulse Rocket

GUAN Dian^{1,2}, LI Shi-peng², LI Yong-sheng³, GUO Ya-wen²

- (1. Beijing System Design Institute of Electro-Mechanic Engineering, Beijing 100854, China;
2. School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;
3. Dynamic Machinery Institute of Inner Mongolia, Hohhot 010010, China)

Abstract: In order to study the lightweight and compact impulse solid rocket motor, a new integrated impulse-rocket solution was proposed, which uses the ball powder with micropores as the energy material and builds the high-pressure internal ballistic by inducing convective deflagration of grain. By analyzing grain density, grain length, ignition charge, and diaphragm form, the deflagration induction conditions of the ball powder with micropores were obtained in the rocket with a large throat-to-burning surface ratio. Based on the deflagration characteristics of the ball powder with micropores, the trajectory and flow field characteristics of the new integrated impulse rocket were both demonstrated. The results show that the grain length, the grain density, and the amount of ignition charge all have a significant effect on the appearance of the deflagration, the longer grain length, the smaller grain density and the larger amount of ignition charge are beneficial to inducing convective deflagration. In the chamber of the rocket, the dependence of the micropore ball powder's burning rate on local static pressure over a useful range of pressures is governed by segmented exponential burning rate. It is preliminarily demonstrated that the possibility of high-pressure operation of the new impulse-rocket.

* 收稿日期: 2021-04-19; 修订日期: 2021-05-28。

作者简介: 官典, 博士, 研究领域为固体火箭发动机点火流动与仿真。

通讯作者: 李世鹏, 博士, 副教授, 研究领域为固体火箭发动机。

引用格式: 官典, 李世鹏, 李永盛, 等. 爆燃脉冲发动机内弹道模拟及实验分析[J]. 推进技术, 2022, 43(8):210232.
(GUAN Dian, LI Shi-peng, LI Yong-sheng, et al. Simulation and Experimental Analysis of Interior Ballistics of Deflagration Pulse Rocket[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(8):210232.)

Key words: Solid impulse-rocket; Micropore ball powder; Throat-to-burning surface ratio; Convective deflagration; Ignition interior ballistic

1 引 言

精确打击能力是未来先进导弹的基本特征之一,高速导弹在飞行过程中不断修正飞行轨迹和姿态进而完成对目标的准确追踪。固体脉冲发动机组在弹轴的垂直方向施加一个短脉冲力,可以实现快速精准的飞控操作^[1-3]。目前,固体脉冲发动机在 ENTRI 微型发动机系统^[4]、MMA 微型发动机^[5]、“龙”式反坦克武器导弹系统以及 ICM 脉冲控制发动机组^[6]中均得到了运用。其中 ENTRI, MMA 微型发动机和“龙”式反坦克导弹的内弹道参数如表 1 所示,由表 1 可发现:上述脉冲发动机都具有短时快响应、高内弹道压力、脉冲式冲量输出等动力特点。在保证脉冲发动机优点的基础上,为了进一步减轻发动机重量,提高发动机空间分布密集度,本文探索性地提出了以微气孔球形装药中诱发爆燃为能量来源和去喷管一体化结构的发动机方案,用以满足快响应、高压、轻质量的要求。

Table 1 Internal ballistic parameters of the typical impulse-rocket

Type	Impulse/(N·s)	Time/ms	Peak pressure/MPa
ENTRI	56	18	81
MMA	35.5	12.76	58.1
BGM-77	331	18	-

微气孔球形发射药,外形呈球扁形或球形,从结构上看,其表面和内部含有大量微气孔,具有制备工艺简单安全、易损性低的轻量化的特点^[7-9],其与密实型含能材料燃烧的最大区别是对流燃烧模式。Kagan 等^[10-11]和蔺向阳等^[12]研究已经发现当多孔含能材料的燃烧压力差超过特定的临界值,燃烧方式将从密实型含能材料的热传导型燃烧转变为对流型传热的爆燃,爆燃火焰前沿的预热区可导致局部自点火。多气孔化便成为了提高推进剂燃速的有效途径之一。因此改变传统发动机推进剂通过低速扩散/预混燃烧和喷管建压的动量输出方式,利用微气孔球形药对流爆燃的特性给脉冲发动机提供预定冲量推力这一设想从原理角度是可行的。

本研究结合动力系统需求,考虑对流爆燃的形成特点,采用大喉燃比(喉部面积与推进剂面积之比)发动机,寻找诱导微气孔球形推进剂实现主体高

压输出的条件。基于试验结果提出了一种新型爆燃冲量发动机结构,进行内弹道模拟,探究该新型冲量发动机的潜力。

2 试验方案

为了建压,传统喉燃比($S_{喉部}/S_{燃面}$)通常在 0.1~0.01 量级,本文采用喉燃比为 0.25 的发动机进行试验(如图 1 所示),以分析球形装药脉冲发动机在大敞口条件下点火内弹道性能。

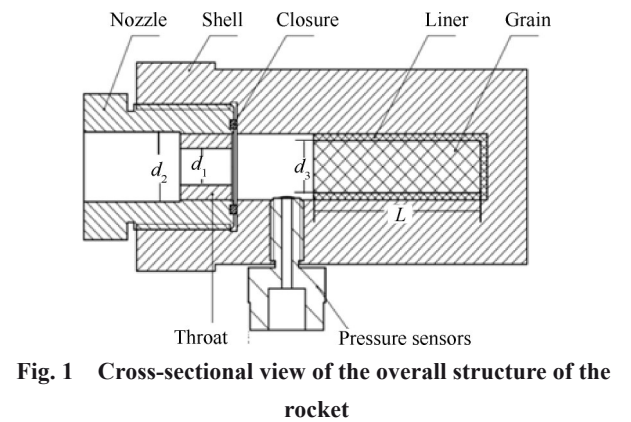


图 1 为发动机整体结构,其中包括喷管、燃烧室、密封垫片、推进剂、推进剂包覆层、喷喉和转接头。图 2 为发动机试验图。

根据试验工况需要

$$d_1=\frac{1}{2}d_2;d_3=d_2-2\text{mm};L=50,55\text{mm}。$$

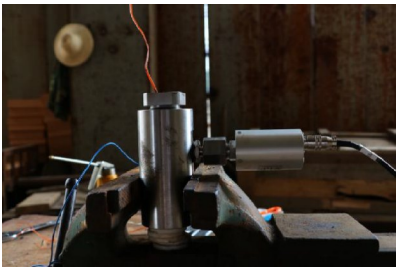


Fig. 2 Platform of the rocket test

3 试验结果与分析

3.1 试验现象分析

图 3 为出现高压过程实验组。发动机内压力曲线在初期平缓上升,而后急剧升高,未出现明显平台阶段,压力峰值介于 37~49.5MPa,推力段时间在 10 ~

15ms。这表明在喉燃比为0.25时,借助微气孔球形推进剂,发动机依然可以实现快响应与高速建压,区别于常规推进剂需要小喉燃比才可实现的建压过程。在压力峰值附近时刻,高速摄影记录的外流场火焰整体结构表明:高温高压射流主体明亮且外缘结构光滑,发动机出口边缘有交替出现的激波与膨胀波结构,并伴随着明显卷吸现象。火焰流动具有高温高速特性,结合发动机内高压和快速升压的出现,推测发动机内微气孔球形推进剂在高压诱导下,在推进剂间隙存在燃气侵入,对流传热加速内部燃烧并引起高压,而局部高压与流动和燃烧耦合致使发动机内表现出持续增压,燃烧加剧。

图4为未出现高压过程实验组。发动机内压力曲线上升较为缓慢,压力曲线出现了明显的多峰现象,峰值压力介于1.2~3.5MPa,仅为高压测试组2.5%~10%。从高速摄影记录的外流场火焰整体结构上看,外流场火焰整体呈现发散状,带有明显火星,没有形成团状或光滑火焰,没有出现类似图3中激波结构。结合外流场与压力内弹道曲线推测:推进剂空隙直径小,表层燃烧产生的热量主要通过热传导作用在推进剂表层燃烧,侵入到未反应材料中热流较少,整体由于以热传导燃烧为主,燃烧速度较慢,致使有推进剂还未点燃时就已飞出,形成火星。同时,由于1~5组试验所用发动机结构尺寸一致,这意味着所选用发动机装药密度、点火药量、长度以及膜片材质对是否能诱导出“大燃喉比”下高背压的出现存在着影响,下一节将对诱导条件进行进一步比较分析。

3.2 重点试验组分析

有效对流爆燃现象试验组出现在第1,2和3组,第4组由于未出现明显对流爆燃现象作为对比组,其试验过程物理参数如表2所示。

由于该试验为高速瞬变试验,对流爆燃现象出现时内弹道压力急剧升高,且出现高压峰值,为了便于分析,将以下将各组试验的峰值时间点统一为横坐标0点,横坐标正负不代表时间正负,数值大小代表时间变化。

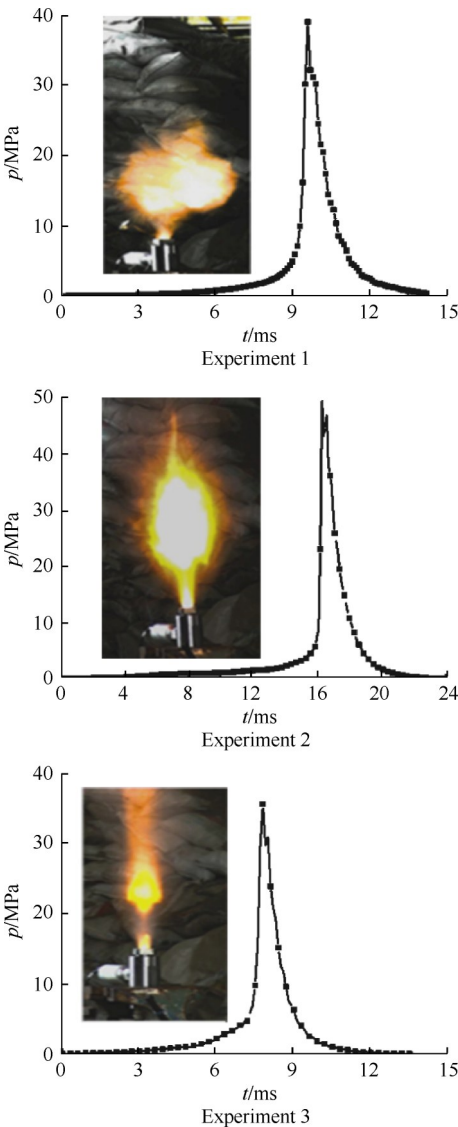


Fig. 3 High-pressure emergence experimental groups

第1组和第2组在装药密度和点火药量上一致,而装药长度和膜片材质的选择不同。在装药长度上,第1组的装药长度略长于第二组;在膜片使用上,第1组采用胶片,第2组采用铝片。图5为第1组和第2组内弹道曲线对比图,从图中可以发现:在压力激增段前,燃烧室内压强第2组出现了高于第1组的时段,考虑到第2组试验所采用的铝片较胶片具有更大剪切强度,膜片保压作用会略微增加燃烧室内压力。在压力激增段,第1组和第2组内弹道和升压速

Table 2 Experimental group parameters

Experiment	Grain density/(kg/m ³)	Ignition charge/g	Grain length/mm	Closer material
1	370	0.6	55	Plastic flake
2	370	0.6	50	Aluminum flake
3	400	0.9	55	Aluminum flake
4	620	0.6	55	Plastic flake

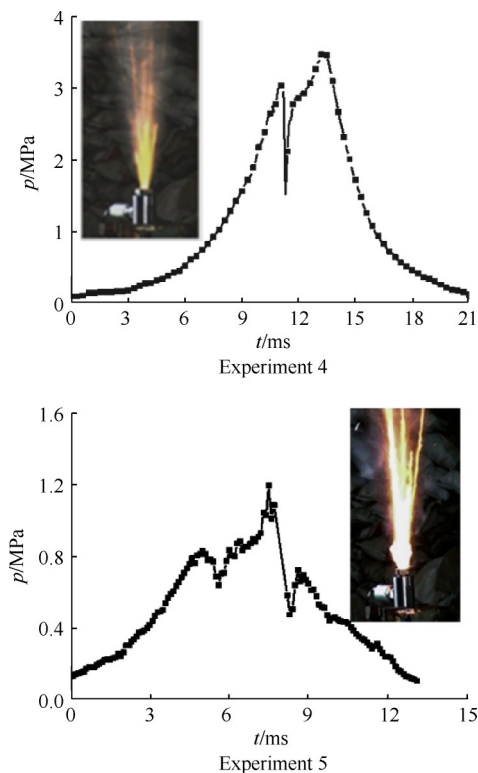


Fig. 4 Experimental groups without high-pressure

率几乎一致,而第2组的峰值压力略低于第1组。由于该装药燃速极快,内弹道压力未出现平台期,装药量对内弹道的影响表现在峰值压力上,因此出现如图5中装药长度影响峰值大小的现象:装药长度越长,峰值压力越大。

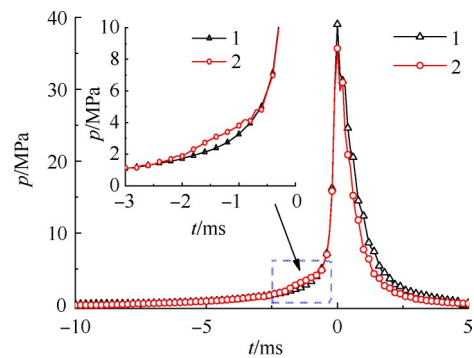


Fig. 5 Comparison of pressure-time curves of experiment 1 and experiment 2

第1组和第4组在点火药量和膜片使用以及装药长度上一致,但第4组所用装药密度比第1组所用装药密度大,意味着第1组装药孔隙率更大。图6为第1组和第4组内弹道曲线对比图,从图中可以发现:在相同的装药长度下,第4组试验没有出现明显的压力激增,而第1组试验出现了极高压力峰值。产生这种现象的原因是:推进剂堆积密度越大,孔隙直

径越小,传火速度降低,多孔推进剂表层燃烧产生的热量主要通过热传导作用传递到未反应材料中,将材料预热至点火温度。当球形装药以热传导燃烧为主时,燃速较慢,所以出现第4组中压力上升较低的现象;推进剂堆积密度越小,孔隙直径越大,当气体压力超过某一阈值时,大量高温气体进入孔隙,快于热传导预热加热甚至点燃未反应材料,推进剂整体燃烧形式以对流燃烧为主,燃速快,进而诱发“高压过程”出现,因此出现第1组中压力极高的现象。

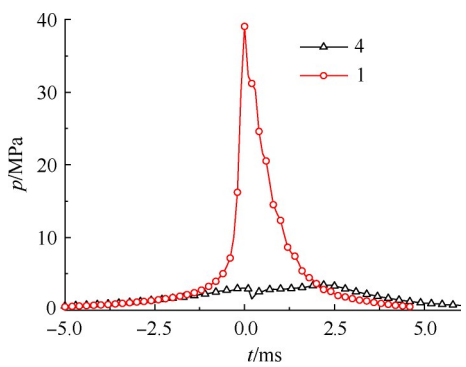


Fig. 6 Comparison of pressure-time curves of experiment 1 and experiment 4

第1组和第3组在装药长度上一致,第3组所用装药密度略大于第1组,所用点火药量为第1组1.5倍。图7为第1组和第3组内弹道曲线对比图,从图中可以发现:在相同的装药长度下,第1组和第3组试验同时出现压力激增,相比而言,第1组试验压力峰值低于第3组试验,由于两者装药密度相差较小,孔隙率相差较小,高温推进剂在空隙间的热对流并未受到较大影响,因此,更大的点火药质量能诱发更高的初始压力,增强初始燃气侵彻作用,使得燃烧效率提高。最终,对推力与时间过程积分获得第3组比冲67N·s,第1组比冲40.3N·s。因此可以推测:点火药量越多,更容易诱发“高压过程”出现,不仅使得发

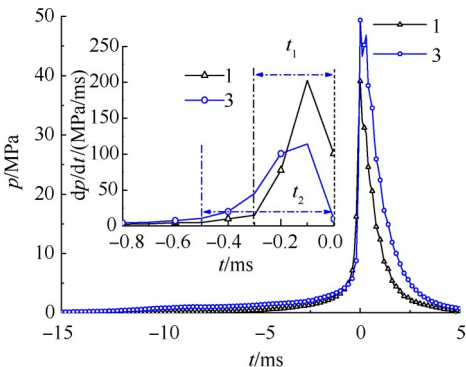


Fig. 7 Comparison of pressure-time curves of experiment 1 and experiment 3

动机峰值压力更大,而且使得球形装药燃烧效率更高。

3.3 瞬态燃速辨识与分析

由图1可知,推进剂装药结构简单,圆形燃面在较小空间内等效于同时被点燃,依据装药物理性质以及试验测试压力 $p(t)$,依据下式(1)~(7)推导,可获得球形推进剂在燃烧室内等效质量流量 $\dot{m}$ 。

$$\frac{V_c}{\Gamma^2 c^{*2}} \frac{dp}{dt} = (1 - \varepsilon) \dot{m} - \frac{pA_t}{c^*} \quad (1)$$

式中 V_c 为瞬时自由容积; A_t 为喉部直径; ε 为燃气密度与推进剂密度比。

$$V_c A(t) = B(t) \dot{m} - C(t) \quad (2)$$

其中

$$V_{t=t_2} = V_{t=t_1} + \int_{t_1}^{t_2} \frac{\dot{m}}{\rho_p} dt$$

$$A(t) = \frac{1}{\Gamma^2 c^{*2}} \frac{dp(t)}{dt}$$

$$B(t) = 1 - \frac{p(t)}{RT_t \rho_p}$$

$$C(t) = \frac{p(t)A_t}{c^*}$$

利用试验测得压力数据 $p(t)$,使用三点微分法求解 $\frac{dp(t)}{dt}$,提高微分精度。

对于 $\frac{dp(t=1)}{dt}$:

$$\frac{dp(t=1)}{dt} = \frac{1}{2\Delta t} [-3p(t=1) + 4p(t=2) - p(t=3)] \quad (3)$$

对于 $\frac{dp(t=i)}{dt}$:

$$\frac{dp(t=i)}{dt} = \frac{1}{2\Delta t} [-p(t=i-1) + p(t=i+1)] \quad (4)$$

对于 $\frac{dp(t=i_{\text{end}})}{dt}$:

$$\frac{dp(t=i_{\text{end}})}{dt} = \frac{1}{2\Delta t} [p(t=i_{\text{end}}-2) - 4p(t=i_{\text{end}}-1) + 3p(t=i_{\text{end}})] \quad (5)$$

对于式(1)到式(5)方程组进行数值解析

$$\dot{m}(t=i) = \frac{V(t=i-1)A(t=i) + C(t=i)}{B(t=i) - \Delta t A(t=i)/\rho_p} \quad (6)$$

$$V(t=i) = \frac{(\dot{m}(t=i-1) + \dot{m}(t=i))\Delta t}{2\rho_p} + V(t=i-1) \quad (7)$$

其中

$$\dot{m}(t=1) = 0$$

$$V(t=1) = V_0$$

$$r = \frac{\dot{m}}{A_b \rho_p} \quad (8)$$

式中 A_b 为燃面面积; ρ_p 为推进剂密度; r 为推进剂表观燃速。

考虑到微气孔球形药燃烧速度可能存在的特殊性,在式(1)中未对其燃速规律特性进行直接描述,而是使用等效质量流量表征。在获得等效质量流量后,通过式(8)转化为燃速规律,并做对数处理,如图8的1,2和3组燃速/压力对数图所示:微气孔球形药在发动机燃烧室内表观燃速模型基本符合 $\lg(r) = \lg(a) + n\lg(p)$ 等效形式(即 $r=ap^n$),燃速 r 单位m/s,压力 p 单位MPa,其中压力指数 $n>0.88$ 。

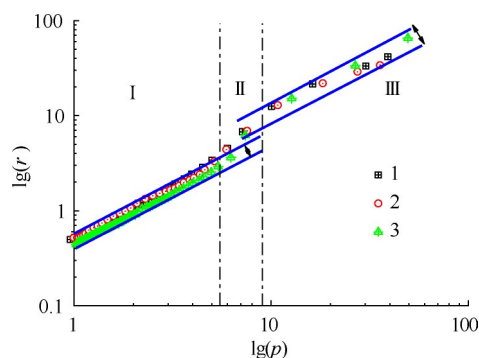


Fig. 8 Logarithmic graph of transient burning rate characteristics of experiment 1, 2 and 3

三组装药均出现明显的三区域燃烧特性,分别为低压区域Ⅰ、过渡区域Ⅱ和高压区域Ⅲ。在区域Ⅰ中, $\lg(r)=\lg(a)+n\lg(p)$ 的线性特征明显,瞬态燃烧的燃速离散性较小,这意味着在低压区域外界对微气孔球形药的燃烧影响较小;在区域Ⅲ中,高压段瞬变燃烧时,燃速变化波动相对较大,相对低压区域稳定性降低。由于第3组装药密度略大于第1组和第2组,装药孔隙率略小,在低压区域Ⅰ,燃速略小于另外两组。但由于第3组装药较长,点火药量最大,使得初始点火压强较大,加强初始燃气侵彻作用,形成燃烧室内初始高压,对火焰在推进剂内渗入深度影响加大,从而产生更大的表观燃速,因此出现了第3组试验中高压区域Ⅲ中燃速较大的现象。

推进剂爆轰燃速约为5000~7000m/s^[13-14],正常固体推进剂燃速量级约为0.1m/s^[15],而在本次试验中三组试验推进剂燃速在30~80m/s,说明试验中关于密度、堵盖以及点火装药量的控制促使大燃喉比发动机内球形装药被诱导以爆燃形式燃烧,燃速介于普通燃速和爆轰燃速之间,工作时间处于10~30ms量级。上述试验结论将用于下文一体式爆燃发动机内弹道论证中。

3.4 一体式冲量发动机内弹道模拟

爆燃是一种瞬时性极强的强能量释放过程,危险性较大,在将其运用到动力系统上时,需进行一系列的基础试验,探索相关规律,目前国内外还未有相关方面的研究。

图 9 为一体式爆燃脉冲发动机结构示意图,该发动机特点是:省去传统冲量发动机的拉瓦尔喷管结构,将燃烧室与出口设计成一体式锥面结构,从而密集发动机阵列分布以提高总冲;利用球形装药爆燃特性与扩张式燃烧室结构实现冲量输出。该型无喷管发动机在装药使用和构型上,与文献[16]中使用低燃速常规推进剂和装药“喷管”倒锥形收敛段技术无喷管发动机的技术路径不一样。该发动机拟采用尾部点火、堵盖保压的工作方式对推进剂进行点燃。由于装药是内燃结构且无喷管结构,所以发动机出口等效为喉部,该发动机出口与燃面比可做到上文试验喉燃比程度。图 10 为一体式爆燃脉冲发动机简化后的物理模型及网格设置。

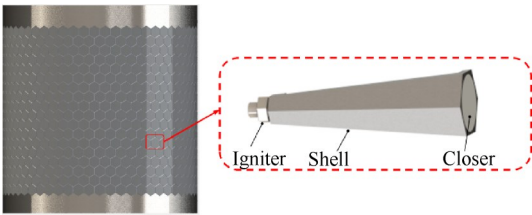


Fig. 9 Schematic diagram of integrated deflagration pulse rocket

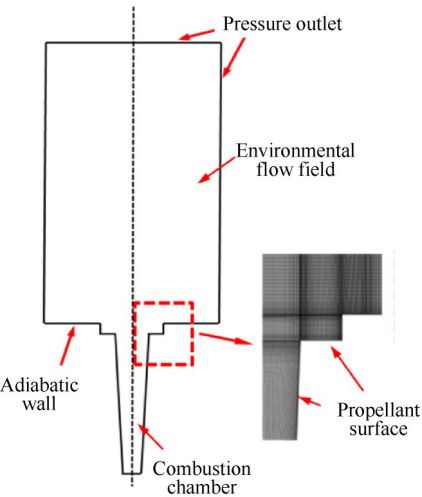


Fig. 10 Schematic diagram of calculation domain and boundary conditions

计算中使用到的主要物性参数为:燃气密度为 $0.4\text{g}/\text{cm}^3$;燃气定压比热容为 $1757\text{J}/(\text{kg}\cdot\text{K})$;燃温为 2650K ;比热比为 1.23;1kg 推进剂燃烧产物基本组成如表 3 所示。

Table 3 Main components of exhausted gas

Species	CO ₂	CO	H ₂ O	H ₂	N ₂
Component/mol	5.64	15.90	9.32	3.99	4.64

边界条件设置中环境边界采用压力出口,其中环境温度为 300K ,压强为 0.1MPa ;推进剂表面第一层网格采用质量、动量与能量源项加注的方式,详细内容如下方程;其余边界采用绝热固壁。

质量源项

$$\dot{m}_g = \rho_p A_b a p_c^n \tag{9}$$

动量源项

$$\dot{m}_g v_g = \frac{\dot{m}_g^2}{\rho_g A_b} = \dot{m}_g a p_c^n \frac{\rho_p}{\rho_g} \tag{10}$$

能量源项

$$e_g = \dot{m}_g h = \dot{m}_g c_{pg} T_g \tag{11}$$

式中 $\dot{m}_g$ 为喷管入口处燃气质量流量; ρ_p 为推进剂密度; $a p_c^n$ 为固体推进剂燃速; A_b 为燃面面积; ρ_g 为燃气密度; c_{pg} 为燃气定压比热; T_g 为燃气温度。

求解器采用压力基求解器,离散方法使用二维轴对称模型离散空间,湍流模型采用标准 $k-\varepsilon$ 模型。采用 PISO 算法对压力和速度进行解耦。空间项离散精度为二阶,时间项离散精度为二阶,初始环境压力为 0.1MPa ,初始环境温度为 300K ,时间步长取 $0.05\mu\text{s}$ 。

由上一节试验研究可以发现,当外界激发燃烧转爆轰时,球形装药的表现燃烧指数 n 大于 0.88。基于这一发现,为了研究燃烧转爆轰在无喷管发动机内的燃烧特性,假设仿真中的推进剂表面全部点燃,并以较高的燃烧指数的形式形成燃烧。以图 10 所示发动机结构对 $n=0.8, 0.85, 0.87, 0.885, 0.9, 0.95$ 时进行仿真模拟,分析模型羽流结构和内弹道压力变化。

图 11 为不同压力指数下发动机内流道中心位置点火过程压力变化,可以发现:燃速指数 $n=0.8$ 时,在

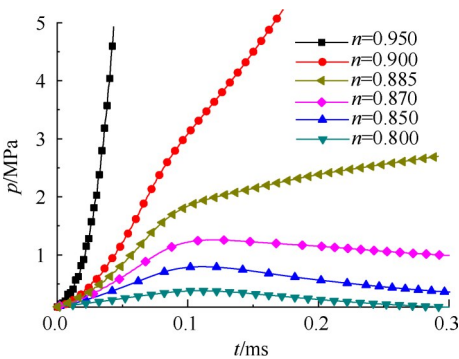


Fig. 11 Pressure-time curves of the center point in the deflagration pulse rocket under different n

初始时候,压力上升到0.5MPa左右,而后开始下降。随着压力指数 n 的增大,当 $n=0.87$ 时,压力峰值增大到1.3MPa左右,压力而后降低,但是压力下降速率较 $n=0.8$ 时的下降速率降低,说明随着指数 n 的增大,有压力峰值平台出现的可能。当 $n=0.885$ 时,压力先较快增大,而后缓慢上升,在所计算时间内,没有出现下降趋势,表明压力出现正向积累,这种情况可以理解为爆燃出现的过渡状态。当 $n=0.9$ 或0.95时,压力呈类指数状态急剧上升,升压速率持续增大,发动机出现稳定爆燃现象。

图12为 $n=0.8$ 和 $n=0.9$ 时一体式发动机羽流特征

云图和马赫数云图。可以发现:在 $n=0.8$ 时,开始时刻燃面全部点燃,燃气燃烧逐渐填充内部流道,由于内部流道呈锥形设计,底部截面积较小,燃气率先充满底部,对于端面燃面,由于其初始泄流面积较大,建压没有内部燃面快,燃气生成量相对较低。 $n=0.8$ 时,射流整体呈柱状喷射结构,与试验4和试验5中羽流特征类似,说明此时燃气动能较小;另一方面,由马赫数云图可以看出:除了初始阶段燃气出口处于超声速外,在装药燃面中后期流道内速度低于声速,不利于发动机动量输出。 $n=0.9$ 时,由速度云图可以看出:燃烧室内部流道对燃气起到加速作用,射

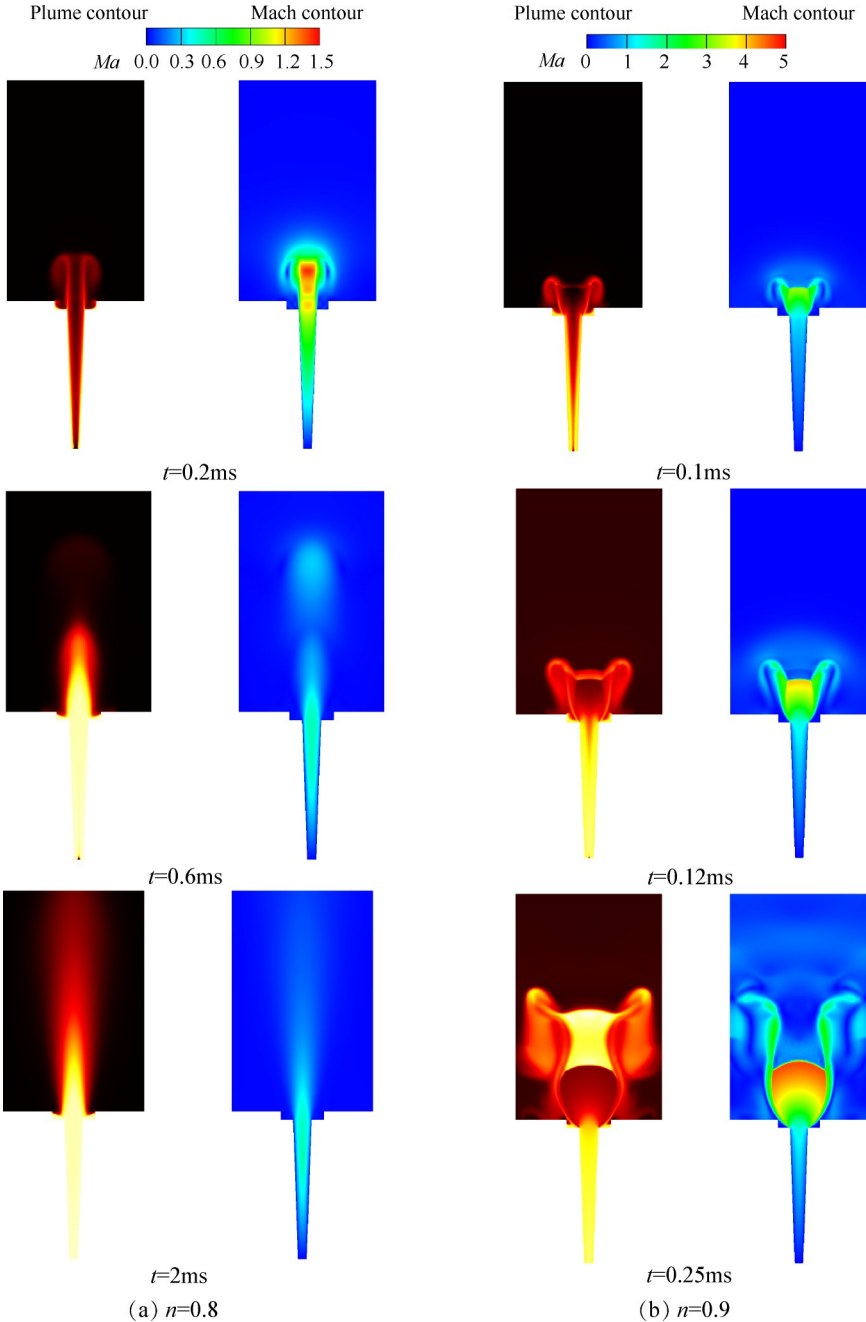


Fig. 12 Jet characteristics of the intergrated rocket when $n=0.8$ and $n=0.9$

流高速喷出,且在装药点燃中后期,速度呈增强趋势,有利于发动机动量输出;同时,流场结构可看到明显激波,羽流呈发展式膨胀,与试验1、试验2和试验3中羽流特征类似。从上文压力瞬变关系以及羽流变化可以看出:当球形装药爆燃特性被激发时,使用该新型发动机结构具有作为冲量发动机的工程潜力。

4 结 论

本文通过研究,得到如下结论:

当发动机出现对流爆燃现象时,外流场火焰边缘较为光顺,高温高压射流在出口形成较强烈激波,并伴随明显卷吸现象。发动机内未出现对流爆燃现象时,对于外流场火焰,整体火焰结构呈现发散状,带有明显火星,没有形成团状或光顺火焰,同时有未燃推进剂飞出,形成飞溅火星。

装药长度、装药密度以及点火药量均对对流爆燃的出现有明显影响。较长装药长度有利于诱发对流爆燃,较小装药密度有利于诱发对流爆燃,较大点火药量有利于诱导对流爆燃并提高发动机工作效率。

微气孔球形药在喉燃比为0.25的发动机内可被激发实现对流爆燃,装药表面燃速基本符合分段型指数燃速形式。

新型一体式冲量发动机在微孔球形药被诱发爆燃后可有效实现高压的建立与高速射流的形成,具有明显的工程实用潜力,对于密集化阵列分布以提高系统总冲与减轻系统重量具有积极意义。

致 谢:感谢南京理工大学化工学院蔺向阳课题组提供的实验场地与装药,感谢北京理工大学宇航学院刘玉群老师和杨保雨同学对实验的指导和帮助。

参考文献

- [1] 任明浩. 固体脉冲发动机高压燃烧性能研究[D]. 北京: 北京理工大学, 2010.
- [2] 张 平, 李世鹏, 刘玉群. 点火药量对微型脉冲推力器内弹道性能的影响[J]. 航空动力学报, 2003, 18(1): 158-160.
- [3] 张 平. 微型固体脉冲推力器内弹道性能的实验研究[J]. 推进技术, 1997, 18(2): 35-38. (ZHANG Ping. An Experimental Investigation on Internal Ballistic Performance of a Solid Impulsive Micro-Thruster[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1997, 18(2): 35-38.)
- [4] Reilly P O, Walter E. The Patriot PAC-3 Missile Program: An Affordable Integration Approach [R]. ADA 319957, 1996.
- [5] Cockrell B L. Maneuver Motor Array-Task Completion Report[R]. AD 917373, 1974.
- [6] 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.
- [7] 王琼林. 国外枪炮发射药技术发展概况[J]. 火炸药学报, 1998, 21(4): 55-59.
- [8] Field J E, Parry M A, Palmer S J. Deformation and Explosive Properties HMX Powers and Polymer Bonded Explosive[C]. *Portland: The 9th Symposium (International) on Detonation*, 1989: 886-896.
- [9] 寇 波, 刘玉军, 蔺向阳, 等. 新型渐增燃烧球形发射药的燃烧性能[J]. 燃烧科学与技术, 2011, 17(4): 45-49.
- [10] Kagan L, Sivashinsky G. An Elementary Model for the Transition from Conductive to Penetrative Burning in Gas-Permeable Explosives[J]. *Combustion and Flame*, 2009, 156(2): 531-538.
- [11] Kagan L, Sivashinsky G. A High-Porosity Limit for the Transition from Conductive to Convective Burning in Gas-Permeable Explosives [J]. *Combustion and Flame*, 2010, 157(2): 357-362.
- [12] 蔺向阳, 王 亚, 刘玉军, 等. 微气孔球形药的定容燃烧性能[J]. 火炸药学报, 2011, 34(6): 80-83.
- [13] 董树南, 王世英, 朱晋生, 等. 含ACP改性双基推进剂的燃烧转爆轰实验研究[J]. 火炸药学报, 2007, 30(2): 17-20.
- [14] 贾祥瑞, 池军智, 段卓平, 等. 高能推进剂燃烧转爆轰实验研究[J]. 兵工学报, 1996, 17(4): 358-361.
- [15] 谭惠民. 固体推进剂化学与技术[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2015.
- [16] 汪志清. 无喷管固体发动机装药技术研究[J]. 推进技术, 1994, 15(3): 56-61. (WANG Zhi-qing. An Investigation of Charging Technology for Solid Propellant of Nozzleless Rocket Motors[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1994, 15(3): 56-61.)

(编辑:张 贺)