文章编号：1000-5773(2013)03-0379-06

小型旋转固体火箭发动机工作性能研究*

杨伟苓，王在成，姜春兰，李　明

（北京理工大学爆炸科学与技术国家重点实验室，北京　100081）

摘要：通过建立考虑侵蚀燃烧效应的固体火箭发动机内弹道模型，计算发动机内弹道压力时间曲线，将此压力数据作为初始压力输入值，利用 FLUENT 仿真软件对带有平直段的喷管内的流场进行仿真计算，确定喷管是否实现超音速流场。最后进行小型旋转固体火箭发动机静态和动态性能测试，测试结果表明，发动机转速达到 19 000 r/min，满足工作需要。

关键词：小型旋转固体发动机；内弹道；静态测试；动态测试

中图分类号：TJ013.1　　**文献标识码**：A

1　引　言

小型旋转固体火箭发动机具有结构简单、操作方便、可靠性高、储存期长的优点，广泛应用于火箭弹弹道修正、旋转抛撒系统等[1]。径向二次抛撒系统[2]就是利用小型旋转固体发动机作为抛撒动力装置，利用旋转发动机提供的旋转动力，将 4 枚子弹药径向抛出，不仅降低了抛撒过载，而且实现了子弹药轴向排布、径向抛撒，实现了对子弹药的小体积、小空间、大面积抛撒。径向二次抛撒系统结构如图 1 所示。

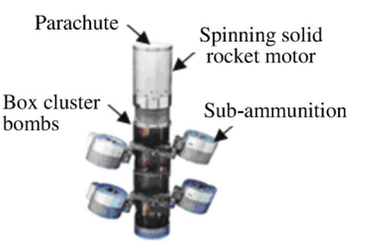


图 1　径向二次抛撒系统结构

Fig. 1　Structural diagram of radial twice throwing system

目前常用的火箭发动机喷管是拉瓦尔喷管（无明显平直段）。而小型旋转固体火箭发动机喷管尺寸小，且带有明显的平直段，采用理论计算和数值仿真研究其内弹道性能，通过试验测试使用此种喷管的小型旋转固体火箭发动机的静态和动态工作性能。

2　固体火箭发动机内弹道模型

假设将燃烧室内部过程的物理参数按整个燃烧室自由容积进行平均，不考虑压强、温度和密度沿燃烧室长度的变化，计算容积平均压强和平均温度随时间的变化。燃烧室压强随时间的变化可分为 3 个阶段：上升段、下降段和结束段[3]。

上升段

$$p_c = p_{eq}\left\{1-\left[1-\left(\frac{p_{ig}}{p_{eq}}\right)^{1-n}\right]e^{-\frac{(1-n)\Gamma\sqrt{RT_{eq}}}{V_c}}\right\}^{\frac{1}{1-n}} \tag{1}$$

工作段

$$p_c^{(1-n)} = p_{eq}^{(1-n)} - \frac{V_c a}{\Gamma^2 A_t k C^*}\frac{\mathrm{d}p_c}{\mathrm{d}e} \tag{2}$$

* **收稿日期**：2011-05-28；**修回日期**：2011-09-06

作者简介：杨伟苓（1981—），男，博士研究生，主要从事弹药总体技术研究. E-mail：sharewishhappy@126.com

通讯作者：姜春兰（1962—），女，教授，主要从事弹药总体技术研究. E-mail：jiangchunwh@bit.edu.cn

结束段

$$p_c = p_{eq}\left[\frac{2V_{cf}}{2V_{cf}+(k-1)\sqrt{RT_{eq}}A_t\Gamma t}\right]^{\frac{2k}{k-1}} \tag{3}$$

推力计算公式

$$F = p_c A_t\left\{\Gamma\sqrt{\frac{2k}{k-1}\left[1-\left(\frac{p_{eq}}{p_c}\right)^{(k-1)/k}\right]}+\frac{A_e}{A_t}\left(\frac{p_{eq}}{p_c}-\frac{p_a}{p_c}\right)\right\} \tag{4}$$

其中

$$\Gamma = \sqrt{k}\left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}}$$

$$p_{eq} = \left[\rho_p C^* \alpha K_N f(\lambda_L)\frac{\bar{r}}{r_0}\right]^{\frac{1}{1-n}}$$

式中：p_c 为燃烧室压强，p_{eq}为平衡压强，p_{ig}为点火压强，e 为燃烧层厚度，n 压力指数，Γ 为比热比函数，t 为发动机工作时间，V_c 为燃烧室容积，T_{eq}为平衡温度，k 为比热比，A_t 为喷喉面积，V_{cf}为装药燃尽瞬间燃烧室的容积，K_N 为面喉比，$f(\lambda_L)$反映了加质量流动所形成的压强下降，使喷管流量减小的影响，$\bar{r}/r_0$反映了侵蚀燃烧使燃气生成率增加的影响。

推进剂装药采用多根管形药柱，$n=7$ 不仅装填系数大，且极限装药量也大。药柱内、外表面同时燃烧，端面包覆，特点是恒面燃烧、燃烧面较大、能产生较大的推力。选用双铅-2 推进剂，药柱尺寸为 ∅44(14) mm×59 mm，单根药柱质量为 130 g，总装药量为 910 g，如图 2 所示。

用 Matlab 软件采用四阶龙哥库塔法编制固体火箭发动机内弹道计算程序进行计算，计算结果如图 3、图 4 所示。

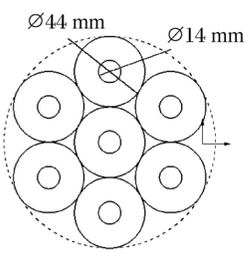


图 2 多根管形装药结构

Fig. 2 Milti-tubular charge

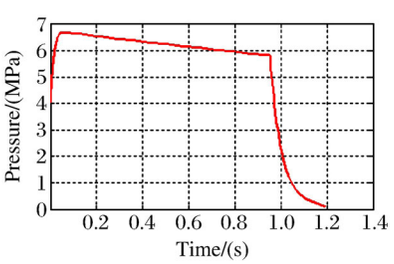


图 3 压力-时间曲线

Fig. 3 Pressure-time curve

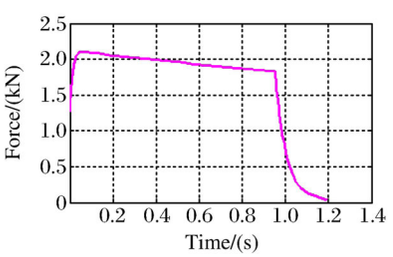


图 4 推力-时间曲线

Fig. 4 Thrust-time curve

3 喷管的设计

喷管设计要求在喷喉出口处实现流场达到超音速状态。目前比较经典的喷管是拉瓦尔喷管，其特点是由收缩段和扩张段组成，没有明显的平直段。本研究根据固体旋转发动机结构尺寸的要求，喷管的尺寸很小，为了加工工艺可操作性和抗燃烧产物烧蚀性，喷管需要加一平直段。增加平直段以后有可能对喷管内的流场产生影响，不利用发动机的稳定工作。因此利用 Fluent 软件对喷管内的流场进行分析，确定在喷喉出口处流场能否达到超音速状态。喷管是轴对称结构，采用二维模型进行简化。

3.1 几何模型

几何模型如图 5 所示。喷管包括收缩段、平直段、扩张段。发动机喷管的膨胀比为 $\varepsilon_A=7.7$，喷喉直径 $d_t=8.0$ mm。

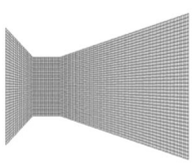


图 5 喷管的网格模型

Fig. 5 Gridding model of nozzle

3.2 定义边界条件和迭代计算

选取喷管收缩段的入口为压力的入口，压力和温度选取从燃烧室出来的工作平均压强 6.2 MPa(如图 3 所示)和气体温度 1 924 K，由固体火箭发动机内弹道程序计算。喷管边界条件设为无滑移壁面边界条件，取外界压

强为标准大气压，选用理想气体定律计算流体的密度。压力出口的边界条件：表压强是 0.103 MPa。采用隐式耦合求解器，湍流 k-ε Standard 模型。

3.3　计算结果及分析

如图 6 所示，在喷管喉部出口处流场马赫数大于 1，实现了超音速状态，而且流场稳定，可保证发动机可靠工作。如图 7 所示，随着流场经过收缩段、平直段、扩张段，且在喷喉的出口处实现超音速状态，喷管壁面的压强随着流场流速的增加，喷管内壁面压强迅速减小，有利于喷管结构强度设计，图 7 中“±”表示坐标原点在喷管中心。仿真计算表明喷管方案可实现流场超音速状态，方案是可行，可用于小型旋转固体火箭发动机。

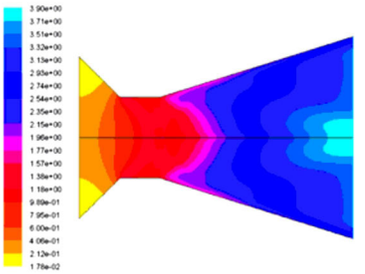


图 6　喷管马赫数 *Ma* 分布图

Fig. 6　*Ma* contour of nozzle

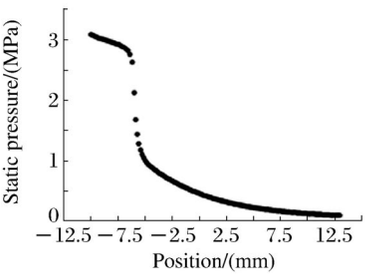


图 7　喷管壁面压强分布图

Fig. 7　Pressure contour of nozzle's wall

4　小型旋转固体火箭发动机工作性能研究

小型旋转固体火箭发动机工作性能研究包括静态性能测试和动态性能测试。

4.1　小型旋转固体火箭发动机静态工作性能测试

为使小型旋转固体火箭发动机获得一个低工作初始压力峰值且燃烧稳定的工况，在图 2 所示药柱结构尺寸的基础上，设计了 2 种不同的药柱方案，药柱如图 8 所示。试验一共进行了 2 发。测试时将小型旋转固体火箭发动机固定在试验台上（如图 9），传感器选用 ZQ-Y1 型（压力 20 MPa、精度 0.3%FS、电源 5～15 VDC、输出 1.367 2 mV/V），示波器选用 TDS2012B。



图 8　端面用硝基油漆布包覆的药柱

Fig. 8　Tubular grain coated with nitrocellulose lacquer

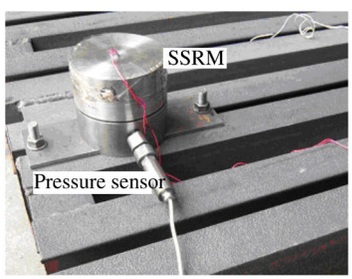


图 9　小型旋转固体火箭发动机静态测试布置

Fig. 9　Static test of spinning solid rocket motor

方案 1：药柱一端包覆 2 mm 厚的硝基油漆，另一端未完全包覆，包覆面离内、外表面各 5 mm，内、外表面同时燃烧，点火药量 20 g。测试曲线如图 10 所示。

方案 2：药柱一端包覆 2 mm 厚的硝基油漆，另一端未完全包覆，包覆面离内、外表面各 2 mm，内、外表面同时燃烧，点火药量 20 g。测试曲线如图 11 所示。

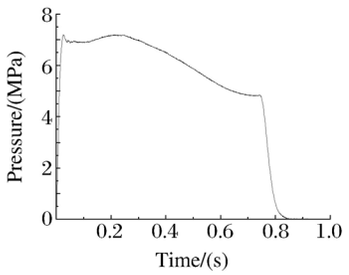


图 10 方案 1 压力-时间测试曲线

Fig. 10 Pressure-time curve of Project 1

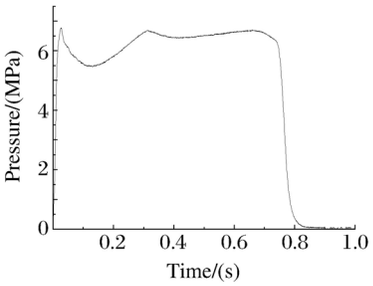


图 11 方案 2 压力-时间测试曲线

Fig. 11 Pressure-time curve of Project 2

测试结果如表 1、表 2 所示。由表 1 可见，方案 1 药柱的峰值压力较大，且燃烧室内的最大压力和最小压力相差较大，这对发动机提供稳定的压力是不利的。较大的峰值压力对发动机的结构强度不利，设计中需要增加一定的强度余量，但是峰值压力出现的时间极短，致使大部分时间内燃烧室壳体强度储备过大，会使发动机的性能降低[4]。方案 1 药柱的平均压力低于方案 2 的平均压力。因此选用方案 2 的药柱设计，其峰值压力小，平均压力比峰值压力稍小，说明此药柱方案燃烧均匀、稳定。

由表 2 可见，试验测试压力和推力值高于计算值，测试的工作时间低于计算的工作时间。在短时间内获得一个高的推力有利于径向二次抛撒系统实现子弹药与集束弹箱的快速分离。

表 1 静态测试数据

Table 1 Static tested data

Project	p_{max}/(MPa)	p_{min}/(MPa)	p_n/(MPa)	t_b/(s)	t_k/(s)
Project 1	7.41	4.8	6.18	0.76	0.83
Project 2	6.77	5.5	6.55	0.74	0.88

表 2 计算值与试验值

Table 2 Calculated values and tested data

Method	p_n/(MPa)	F_n/(N)	t_b/(s)	t_k/(s)
Calculated values	6.20	1920.5	1.00	1.18
Tested data of Project 2	6.55	2058.2	0.74	0.88

4.2 小型旋转固体火箭发动机动态工作性能测试

小型旋转固体火箭发动机动态工作性能测试时，药柱采用上述方案 2。

测试方法：将发动机(空载)通过轴承等联接机构悬挂在工作架上，使其能够按照径向抛撒的工作模式自由运动，如图 12 所示。利用高速摄影系统记录发动机的动态工作过程，计算发动机的转速，试验共进行两发。发动机转速的理论计算：由动量矩定理 $Flt=J_\circ\omega$，F 为发动机的推力，$J_\circ$ 为发动机的转动惯量，ω 为发动机旋转角速度，t 为发动机工作时间。

测试结果及分析：根据高速摄影记录发动机的工作过程，无负载时，转速达到 19 000 r/min 左右，而发动机转速理论计算值为 16 270 r/min，表明发动机动态工作推力比静态工作推力大，发动机转速较高时，发动机的性能有明显的改变，这是因为发动机喷管的质量流率受转速影响较大，转速越高，质量流率减少越多，并导致燃烧室内的压强升高越多，进而发动机的推力也升高[5]。试验表明，发动机在动态状态下能可靠工作，提供持续旋转动力，工作性能满足径向二次抛撒的要求。



图 12　小型旋转固体火箭发动机动态性能试验(无载荷)

Fig. 12　Dynamic performance test of spinning solid rocket motor(without load)

5　结　论

(1) 由于小型旋转固体火箭发动机结构尺寸的需要,设计了带有平直段的喷管,对其进行仿真计算和试验测试,该喷管在平均压力 6.2 MPa 的工况下,能使喷管扩张段的流场实现超音速状态,研究表明,带有平直段的喷管可用于小型旋转固体火箭发动机的设计中。

(2) 通过 2 种推进剂药柱方案的对比,发现药柱一端包覆,改变另一端包覆区域的大小,可调节燃烧室内的初始峰值压力和平均压力,能实现低的初始压力峰值和产生高的推力,且燃烧均匀稳定。

(3) 小型旋转固体火箭发动机动态工作推力比静态工作推力大,这是由于发动机旋转导致燃烧室内的压强升高,进而发动机的推力也升高;推力越高,发动机的转速就越高。

References:

[1] Xue H, Jiang C L, Wang Z C. Internal ballistic calculation and test study on spinning solid rocket motor [C]//2009 Second International Conference on Intelligent Computation Technology and Automation. Changsha, Hunan, 2009: 860-863.

[2] Cha X Y. Research on radial twice throwing technology [D] Beijing: Beijing Institute of Technology, 2008: 7. (in Chinese)
茶晓燕. 径向二次抛撒技术研究 [D]. 北京:北京理工大学,2008:7.

[3] Zhang P, Sun W S, Gui Y. Theory of Solid Rocket Motor [M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 1992: 273-283. (in Chinese)
张　平,孙维申,眭　英. 固体火箭发动机原理 [M]. 北京:北京理工大学出版社,1992:273-283.

[4] Ye W J, Chang X Q, Cao T Y. Working Process Theory Basic of Solid Rocket Motor [M]. Changsha: NUDT Publish House, 1985: 158-159. (in Chinese)
叶万举,常显奇,曹泰岳. 固体火箭发动机工作过程理论基础 [M]. 长沙:国防科技大学出版社,1985:158-159.

[5] Cai G B, Tian H. Spinning effect on solid rocket motor [J]. Journal of Propulsion Technology, 1999, 20(1): 11-15. (in Chinese)
蔡国飙,田　辉. 旋转对固体火箭发动机的影响 [J]. 推进技术,1999,20(1):11-15.

Research on Working Performance of Small Spinning Solid Rocket Motor

YANG Wei-Ling, WANG Zai-Cheng, JIANG Chun-Lan, LI Ming

(*State Key Laboratory of Explosion Science and Technology, Beijing Institute of Technology, Beijing* 100081, *China*)

Abstract: The small spinning solid rocket motor was employed to perform as the power of the radial twice throwing system. Interior ballistic model of spinning solid rocket motor, in which eroding burn effect was considered, was established. The calculated pressure-time curve was set as initial pressure value for subsequent simulations. Fluid field of nozzle with straight segment was simulatated by software of Fluent, whether fluid field was supersonic or not can be identified. Finally static and dynamic tests of spinning solid rocket motor were performed. The tested results of spinning solid rocket motor indicate that spinning solid rocket motor works well at 19 000 r/min and meets the working need.

Key words: small spinning solid rocket motor; interior ballistic; static test; dynamic test