

小型固体火箭发动机尾部点火设计与实验

张秋芳^{1,2}, 王宁飞³, 田维平²

(1 西安近代化学研究所, 陕西 西安 710065; 2 中国航天科技集团公司第四研究院
第四十一所, 陕西 西安 710025; 3 北京理工大学, 北京 100081)

摘 要: 根据固体火箭发动机点火器设计经验, 选用赛璐珞为点火器盒体材料, 黑火药为点火药, 并以点火压强作为发动机装药可靠点燃的判据。采用头部点火设计经验公式对端面-侧面燃烧、尾部点火的小型固体火箭发动机点火药量进行了初步估算。为获得点火器的点火压强、点火延迟时间等性能参数, 设计、加工了模拟发动机尾部点火空间的试验容器, 研究了电点火头、电点火管点火方案在不同条件下的试验情况。结果表明, 虽然点火药量相同, 但两种点火方案的点火压强、点火延迟时间、喷管堵片的打开方式却存在较大差异。基于发动机可靠性、维修性考虑, 将电发火管点火方案作为优选方案, 并通过发动机点火试验的成功考核。

关键词: 固体火箭发动机; 燃烧; 尾部点火; 点火器; 点火压强

中图分类号: TJ55; V 435⁺. 6

文献标识码: A

文章编号: 1007-7812(2006)02-0051-04

Design and Experiments of Aft-ignition for Small Solid Rocket Motor

ZHANG Qiu-fang^{1,2}, WANG Ning-fei³, TIAN Weiping²

(1 Xi'an Modern Chemistry Research Institute, Xi'an 710065, China;

2 The 41st Institute of the Fourth Academy of China Aerospace Science & Technology Corporation, Xi'an 710025 China; 3 Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

Abstract According to the igniter design of similar solid rocket motors, celluloid was adopted as the igniter case and black powder as the amorce. Ignition pressure was chosen as a criterion of igniting the propellant. Based on the experimental formula of fore-ignition design, the initial amorce mass of a small solid rocket motor with end-and-lateral burning grain and aft-ignition manner was estimated firstly. A simulation combustion container was made to obtain the ignition characteristics of the igniter, such as the ignition peak, the delay time, and the opening manner of the nozzle closure. The ignition tests of the primers ignition manner and electric-squib ignition manner at different conditions were studied respectively. The results indicated that, though the amorce mass was the same, the ignition pressure, the ignition delay and opened manner of the nozzle closure were different. Finally, the electric-squib ignition manner was regarded as the suitable choice due to the thought of reliability and maintainability for the solid rocket motor and checked in a lot of motor ignition successfully.

Key words solid rocket motor; combustion; aft-ignition; ignition device; ignition pressure

引 言

小型固体火箭发动机的尾部点火设计具有安装、检测方便等优点, 在自由装填、端面燃烧装药固体火箭发动机研制中获得了广泛应用。同固体火箭发动机头部点火设计相比, 尾部点火空间较小, 一旦发动机喷管堵片被打开, 点火器燃烧产物就会迅速从喷管排出, 降低点火能量的利用效率, 不利于发动

机点火。因此, 喷管堵片和点火器的匹配性设计, 成为影响点火性能的一个重要因素, 二者匹配设计不当可导致发动机点火爆炸、点火延迟, 甚至不点火^[1-2]; 目前尚无合适的经验公式用于尾部点火设计, 主要借鉴头部点火设计经验公式进行点火药量估算, 估算值和试验结果出入较大。在尾部点火的试验研究、机理研究方面, 国内外相关报道较少, S. T. Chang, Gusung-dong 等^[3-4]人曾用一维计算模型, 对点火器和推进剂燃烧产物的辐射效应对点火瞬态

收稿日期: 2005-05-16; 修回日期: 2005-11-28

作者简介: 张秋芳(1969-), 男, 博士研究生, 高级工程师, 从事固体发动机点火设计研究。

产生的影响进行了分析,但未对端面燃烧的尾部点火设计进行试验研究和理论分析。

小型战术固体火箭发动机研制经验表明,点火瞬间爆炸、点火延迟或不点火的问题在首发发动机点火试验中经常遇到。因此,在借助点火经验公式的基础上,通过模拟尾部点火空间进行点火器点火试验,对点火器的工作压强、点火延迟时间,以及喷管堵片的打开状态进行预先了解十分必要,这一方法已在许多类似发动机点火设计中得到广泛验证。本研究以某典型的小型战术固体火箭发动机尾部点火设计为例,对发动机尾部点火的设计思路、点火药量计算、不同点火条件下的试验结果进行了分析。

1 点火装置设计思路

1.1 点火装置的设计

点火器点火试验的目的在于确定点火器本身的点火延迟、点火压强随时间的变化,以及堵片打开情况,对以何种状态参加发动机点火试验提供依据。

小型自由装填式装药战术导弹固体火箭发动机,可采用以赛璐珞、聚酯薄膜等可燃材料为壳体,黑火药为点火药的点火方案。某典型固体发动机尾部点火设计,采用赛璐珞材料作为壳体,选用小粒二号黑火药为点火药。点火器固定在发动机喷管和绝热壳体的结合部位。试验装置见图1。点火试验容器的尾段尺寸与实际发动机一致,前段采用了特殊处理,使总的初始自由容积与实际发动机一致,采用酚醛模压布棒作为模拟药柱,并可通过增加或减少模拟药柱块改变初始点火容积。

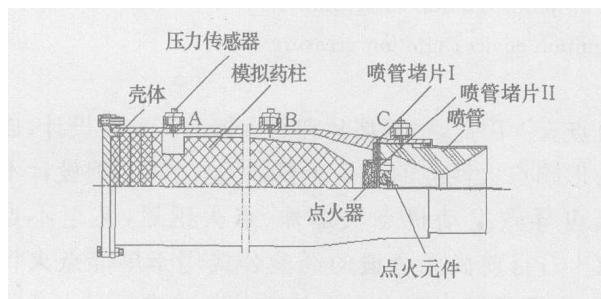


图1 点火试验装置简图

Fig 1 Configuration of ignition test device

在试验容器的不同部位,安装3个压力传感器(图1中A、B、C所示),用于监测不同部位的压强-时间曲线。

1.2 点火方式

以图1为例,点燃点火药盒的点火元件可以是

电点火头、电点火管,或非电点火元件,根据具体要求确定。

该发动机点火设计采用了两种初始点火方式:

在点火药盒中放置两个电点火头,电点火头点火后直接点燃点火药;该方案具有点火可靠、成本低等优点;采用电点点管先将点火药盒点燃,继而点燃点火药。点火药盒、电发点管相互独立、安装方便,点火药盒、发动机的密封问题易于解决。

1.3 喷管堵片设计

尾部点火设计中,喷管堵片除了传统意义上的防潮、防尘作用外,其点火建压作用更为重要。

喷管堵片由两层组成:一层为0.05mm 铝箔;另一层为0.3mm 铝箔,在其圆周方向开有相同的3个Φ4mm 泄压孔,使点火器工作后能够将堵片迅速打开,避免燃气壅塞,同时又可适当提高点火压强,使推进剂能够被可靠点燃。

1.4 点火药量计算

小型固体火箭发动机设计经验表明^[1-2],较高的初始点火压强可以有效解决该类发动机的点火延迟问题。

根据点火器燃气引起发动机燃烧室内压强的变化确定点火药量^[5]。在较高的点火压强和较小的点火空间内,可假定点火器的燃烧是在密闭的容器内进行的,根据气体状态方程可得:

$$m_{ig} = k \frac{V_{fic} p_{ig} M_{ig}}{(1 - \epsilon) R T_{big}} \quad (1)$$

式中: m_{ig} 为点火药质量, kg; k 为经验常数,一般取 1.25~1.74, 对于地面点火发动机, k 取 1.25; V_{fic} 为发动机初始点火容积, $6.83 \times 10^{-4} \text{ m}^3$; p_{ig} 为点火压强,取发动机平均工作压强的 30%~40%, $p_{ig} = 4 \times 10^6 \text{ Pa}$; ϵ 为点火药燃烧产物的凝聚相分数, $\epsilon = 0.6$; R 为气体常数, $R = 8.31 \text{ J}/(\text{mol} \cdot \text{K})$; M_{ig} 为点火药的燃气摩尔质量, $M_{ig} = 3.48 \times 10^{-2} \text{ kg/mol}$; T_{big} 为点火药的燃烧温度, $T_{big} \approx 2590 \text{ K}$ 。

由式(1)经计算可得 $m_{ig} \approx 0.014 \text{ kg} = 14 \text{ g}$ 。

2 结果与讨论

2.1 不同点火条件对试验结果的影响

采用不同点火药量和不同点火方式进行点火试验,试验结果见表1。

表1 不同点火条件下的试验结果

Table 1 Ignition test results under different conditions				
序号	m_{ig}	点火方式	p_m/MPa	堵片状态
1	14	电发火管	1.38	全部打开
2	10	电发火管	1.13	全部打开
3	14	电点火头	2.07	部分打开
4	10	电点火头	2.03	部分打开

图2(a)~图2(d) 分别表示表1中4种点火条件下的点火 $p-t$ 曲线, 曲线A,B,C 分别表示图1中3个传感器的监测结果。

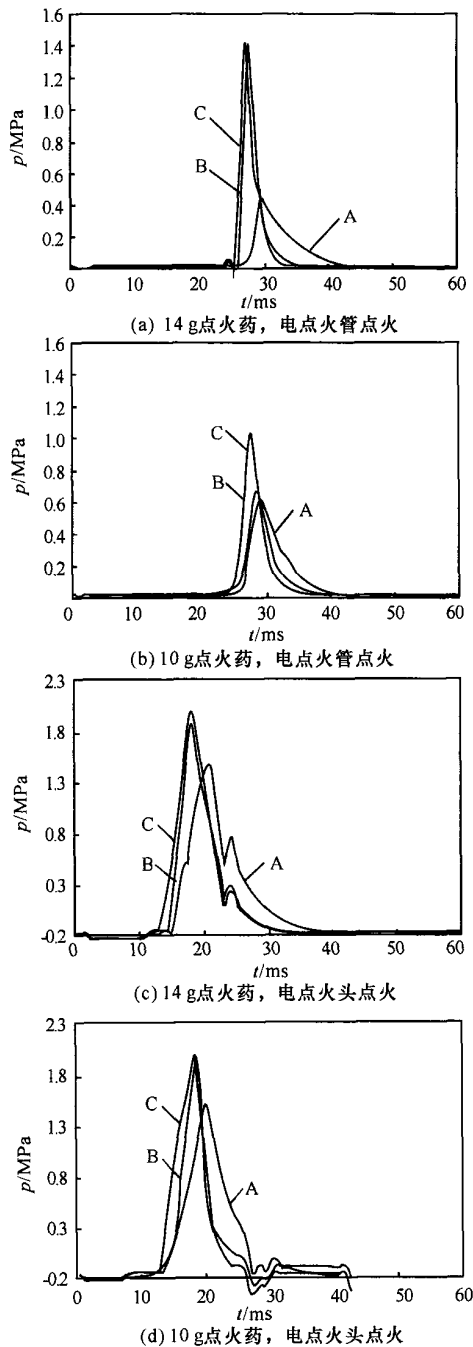


图2 不同点火条件下的 $p-t$ 曲线

Fig 2 The $p-t$ curves under different conditions

从图2可以看出, 采用点火头直接点燃点火药的点火方案, 其点火延迟时间明显短于电发火管点火方案, 这与预想结果一致。随着点火药量的增加, 点火压强并没有发生明显的变化, 这归结于喷管堵片设计的打开压强接近于试验结果(2MPa左右)。因此, 单靠增加点火药量而不改变喷管堵片的设计状态, 点火压强不会得到较大幅度提高, 这种现象在其他类似发动机研制中也经常遇到^[1-2]。

喷管堵片的打开压强与初始预设值(4MPa)相比, 实际打开压强较低。这是由喷管堵片厚度较薄、强度偏低, 加上受力面积较大所造成的。但对于复合推进剂而言, 其临界点火压强一般为0.7MPa, 因此, 点火压强在1MPa以上被认为可以接受。

提高喷管堵片打开压强, 可以强化点火药燃烧产物与推进剂表面的传热过程, 对于要求点火延迟时间短的发动机, 常采用这一措施解决点火延迟问题。

2.2 不同点火方式对喷管堵片打开效果的影响

图3(a)为喷管堵片试验前状态, 图3(b)表示采用电点火管点火、14g点火药量情况下的喷管堵片打开情况, 可以看出, 堵片打开状态比较理想。

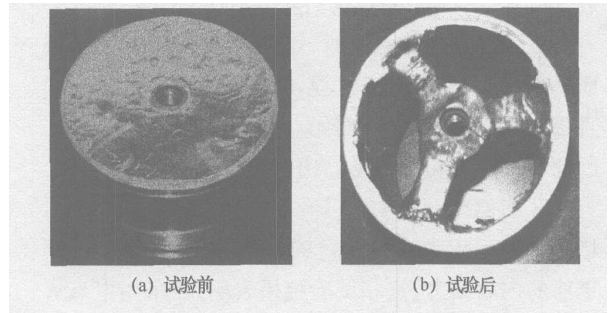


图3 点火前后堵片状态

Fig 3 Nozzle closure status before and after ignition

图4为堵片复原状态, 堵片的3个泄压孔边缘存在明显的裂纹, 说明点火器工作后堵片首先从3个泄压孔被撕裂。图5表示采用电点火头点火、14g点火药情况下的喷管堵片打开情况。

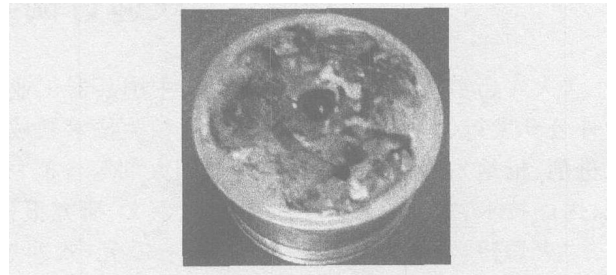


图4 堵片复原情况

Fig 4 Reset configuration of nozzle closure

对比图3(b)与图5可以看出, 采用电点火管点火, 堵片打开效果理想; 而采用电点火头点火, 则堵

片只有三分之一被打开,且堵片打开后形成的碎片较大,打开效果不如前者。

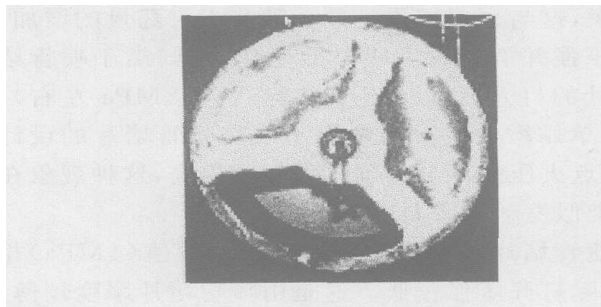


图 5 点火后堵片状态

Fig 5 Nozzle closure status after ignition

将点火头直接放入点火药盒,靠近点火头的点火药首先点燃,其第一点火位置(包括点火药盒壳体、堵片部位)将成为薄弱点。随着点火药的继续燃烧,该薄弱点将受到越来越大的压强作用,一旦超出喷管堵片强度极限,堵片将从该位置首先破裂,燃烧产物必定通过该泄压孔排出,而喷管的其他部位只发生较大变形,但未打开(见图5)。这种情况广泛存在于点火药量较小、点火药盒厚度较小的场合,这是由电点火头放置位置不确定或是点火药燃烧不均匀造成。

采用电点火管点火时,点火器盖首先被点燃,继而是点火药燃烧。这一过程,相当于点火药燃烧压强直接作用于喷管堵片,而无点火器盖的暂时“保护”,因此堵片打开相对容易,打开压强也较低。

从图3(b)及图4可以看出,采用电点火管点火,堵片打开后无大块脱落,打开部分均弯曲在喷管固定筋的内表面上。这一试验结果表明,当采用电点火管点火时,不会出现点火初期由于堵片大块脱落造成喷管喉部堵塞。因此,可优先采用电点火管点火方案参加发动机点火试验。

3 结 论

(1) 设计的点火装置,具有安装、检测方便等优点,点火器、电点火元件相互独立,具有良好的互换性,提高了固体火箭发动机部件的可靠性、维修性。

(2) 采用电点火管点火和点火药量为 14 g 的点火方案,点火延迟时间不大于 80 ms,且点火瞬态没有明显的点火压强峰,满足发动机总体要求。

(3) 随着点火药量的增加,点火压强的大小并没有明显的变化。

(4) 采用点火头直接点燃点火药的点火方案,其点火延迟时间明显短于电点火管点火方案;采用电点火管点火方案点燃药盒,喷管堵片打开效果较为理想。

参考文献

- [1] 张秋芳,李越森,胡乃合. 边界条件对尾部点火性能的影响[J]. 火炸药学报, 2002, 25: 50-51.
- [2] ZHANG Qiufang, HU Changyu, LI Yuesen. A practical method for solving the ignition delay of small solid rocket motor [J]. Theory and Practice of Energetic Materials, 2003, 5: 987-991.
- [3] Chang S T, Han S, John C. Radiation effects on 1-D ignition transient analysis of SRM, 96-3055[R]. New York: AIAA, 1996.
- [4] DONG Gusung, KU Yusing. Numerical analysis of ignition transient in an axisymmetric solid rocket motor equipped with rear ignition system, 97-2715 [R]. New York: AIAA, 1997.
- [5] 陈汝训. 固体火箭发动机设计与研究(下)[M]. 北京: 宇航出版社, 1992: 409-415.

欢迎订阅《火炸药学报》

《火炸药学报》系中国兵工学会与中国兵器工业第 204 研究所主办的学术刊物。1978 年创刊,1986 年国内外公开发行。本刊旨在为火炸药及相关技术领域的科研、生产和教学服务,开展学术交流。主要刊载火箭推进剂、枪炮发射药、炸药、传爆药、烟火剂等含能材料的合成技术、装药技术、加工工艺、理化性能分析与测试、爆炸技术、安全技术等方面的学术论文、研究报告以及相关的基础理论、工程应用成果。

《火炸药学报》为双月刊,全年定价 60 元,欢迎从事火炸药研究、生产、管理、应用的科技人员及有关院校师生订阅。

国内统一刊号: CN 61-1310/TJ

通讯地址: 西安市 18 号信箱《火炸药学报》编辑部

联系电话: (029) 88291297 E-mail: hzyxb@204s.com

国际标准刊号: ISSN 1007-7812

邮政编码: 710065

网址: www.mcri204.com.cn