

黑火药在真空环境下点火性能试验研究*

毕一凡¹, 邓寒玉¹, 廖文和¹, 陈 诚¹, 文俊杰²

(1. 南京理工大学 机械工程学院, 江苏 南京 210094;

2. 北京理工大学 宇航学院, 北京 100081)

摘要: 黑火药作为固体火箭发动机中常用的点火药, 是决定其工作性能的关键因素。为了研究黑火药在真空环境下的点火性能, 通过真空点火试验, 测试了不同点火结构、不同黑火药质量下的点火压力曲线和羽流现象, 并与常压点火试验结果对比, 分析了不同工况下黑火药点火性能的优劣。结果表明: 真空环境下增加黑火药质量可以提高点火压强峰值, 与常压条件相比提升幅度较小; 与常压试验对比, 真空下前端点火和尾部点火产生的压强峰值都会下降2MPa左右; 不同黑火药质量的常压或真空点火试验中, 前端点火试验样机到达压强峰值的时间都近似为5ms, 而尾部点火试验样机到达峰值的时间不同; 在真空点火试验中, 羽流扩张角会在一段时间内变大或变小, 即出现明显的黑火药不稳定燃烧现象, 试验结束后有较多未燃烧完全的黑火药残留在发动机周围, 而在常压点火试验中, 这些未燃烧完全的黑火药颗粒会在空气中二次燃烧, 黑火药残留较少。

关键词: 固体火箭发动机; 黑火药; 点火性能; 真空试验; 羽流

中图分类号: V433.9

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2022) 08-200974-08

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.200974

Experimental Investigation on Ignition Performance of Black Powder in Vacuum

BI Yi-fan¹, DENG Han-yu¹, LIAO Wen-he¹, CHEN Cheng¹, WEN Jun-jie²

(1. School of Mechanical Engineering, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China;

2. School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

Abstract: As a classical ignition powder in solid rocket motor (SRM), black powder is the key factor to determine performance of SRM. To study the ignition performance of black powder in vacuum, the pressure curve and plume phenomenon of ignition under different ignition structure and different mass of black powder were obtained by the ignition test under vacuum and normal pressure. The ignition performance of black powder under different parameters was analyzed by using experimental data. Results reveal that the pressure peak will increase as increasing mass of black powder in vacuum test, but the increment appears to be smaller relative to that in normal condition. Compared with the atmosphere test, the pressure peak generated by test prototype with forward or aft-end igniter in vacuum will drop by about 2MPa. In the atmosphere or vacuum test of different black powder mass, the time of peak pressure for test prototype with forward igniter is approximately 5ms, but the time of peak pres-

* 收稿日期: 2020-12-07; 修订日期: 2021-06-02。

基金项目: 国家自然科学基金 (11802134); 江苏省自然科学基金 (BK20180453); 中国博士后科学基金 (2018M642255); 中央高校基本科研业务费专项资金 (30920041102)。

作者简介: 毕一凡, 硕士生, 研究领域为卫星推进技术。

通讯作者: 邓寒玉, 博士, 讲师, 研究领域为微纳卫星固体推进技术。

引用格式: 毕一凡, 邓寒玉, 廖文和, 等. 黑火药在真空环境下点火性能试验研究[J]. 推进技术, 2022, 43(8): 200974. (BI Yi-fan, DENG Han-yu, LIAO Wen-he, et al. Experimental Investigation on Ignition Performance of Black Powder in Vacuum[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(8): 200974.)

sure for test prototype with aft-end igniter is different. In the vacuum test with different conditions, the divergence angle of plume will increase or decrease over a period of time, which is remarkable phenomenon of unstable combustion, and a lot of unburned black powder will remain around prototype after the test. While in atmosphere test, the unburned black powder will continue burn in the air, and there is a little black powder remained.

Key words: Solid rocket motor; Black powder; Ignition performance; Experiment in vacuum; Plume

1 引言

微纳卫星以其体积小、质量轻、性能高、可组队编网和研制周期短等优点,被广泛应用于通信、遥感和科学探测等多个领域,在空间资源的探索和利用方面具有重要意义^[1-2]。固体火箭发动机具有结构简单、工作可靠、快速响应能力强等优点,易于进行一体化和模块化设计,在微纳卫星的推进方面具有发展潜力^[3-4]。目前荷兰的ISIS(Innovation Solutions in Space)、APP(Aerospace Propellant Products)和TNO(The Netherlands Organization for Applied Scientific Research)三家共同研制了一种3单元立方星的固体离轨推力器,适用于轨道高度为1000km的卫星离轨,制作了试验室级别样机,并于2013年2月完成地面点火试验,推力180N,总冲590Ns^[5]。意大利的D-Orbit公司研制了D3系列固体离轨发动机,适用于低轨道卫星的寿命末期离轨,并在2017年发射的D-Sat纳卫星上进行了空间试验,由于发动机点火时对准方向的误差,卫星未进入预期轨道^[6]。欧洲航天局(ESA)将推进、热控、通信和航空电子等领域结合,研制了一套固体推进离轨系统“SPADES”,专门用于主动空间碎片清除任务^[7-8]。美国宇航公司(The Aerospace Corporation)开发的PSSCT-2卫星在2011年执行升轨任务时,只有一个固体火箭发动机按照计划成功在真空环境下点火,而剩余的三个固体火箭发动机均点火失败^[9-10]。由此可见,真空条件下的可靠点火是影响固体火箭发动机正常工作的关键因素。因此,开展固体火箭发动机可靠点火研究是十分必要的。

黑火药作为常用的点火药,具有火焰感度良好、燃烧速度快、燃烧产物的气体比热容大,燃烧热较小等特点,在固体推进领域有着广泛的应用^[11]。如今随着微纳卫星应用的不断拓展,固体火箭发动机在其快速轨道机动方面具有较好的应用前景,黑火药作为重要的固体推进剂点火药,需要对其点火性能进行详细研究。刘攀^[12]通过低压环境下黑火药的点火试验,发现黑火药燃速与环境压力成线性关系,且随着压力的下降,黑火药燃速下降,燃烧趋于不稳

定,并出现熄火和瞎火的现象。赵汝岩等^[13]通过测量点火器某一截面的压强变化曲线,采用等效容积法拟合得到了点火室质量流率-时间曲线。程龙等^[14]采用光-电靶法测试了不同温度和压力条件下高密度压实黑火药柱的燃速,得到了黑火药燃速与环境压力和温度双因素的数学拟合方程。陈军^[15]研究了不同环境压力下黑火药点燃硝酸胍/碱式硝酸铜(GN/BCN)低温气体发生剂的情况,结果表明500mg黑火药可以在常压下点燃GN/BCN,当表压为-5kPa时,黑火药增加药量也无法点燃GN/BCN。贾庆英等^[16]基于近代点火理论,通过试验发动机点火测得的压力-时间曲线,获得黑火药的点火药量、点火药粒度、点火器密封强度对其燃烧时间和燃烧气体生成速率的影响。张智慧等^[17]采用试验研究和理论分析结合的方法,探究了黑火药质量、药柱数量、限燃面积对点火初始压强峰的影响。Ermolaev等^[18]通过试验和数值计算的方法分析了黑火药非理想状态下的爆炸和爆燃性质,对促进黑火药不稳定燃烧的研究具有重要意义。上述的黑火药研究主要针对其在常压或低压下的点火特性,目前对黑火药在真空环境下的点火特性研究鲜有报道,而在真空条件下,环境压强低,温度低,黑火药的点火过程与常压有较大差异,经常会出现点火不充分或失效等问题^[12]。

因此,本文针对黑火药在真空环境下的点火过程,采用真空试验与常压试验对比分析的手段,研究了点火结构、点火药量对黑火药真空点火性能的影响,以获得提升黑火药在真空下点火性能的技术手段,对固体推进在空间环境下的工程化应用有促进作用。

2 方法

2.1 试验样机设计

阵列式固体发动机结构紧凑、易于点火、适合标准化设计,是未来微纳卫星轨道机动或离轨的重要推进手段。美国的PACSCI EMC公司设计的“P-MAPS”固体推进系统,集成了数百个固体发动机,具有小体积和低功耗的点火控制电路,并成功在2017年发射的PACSCISAT立方星上完成空间试验

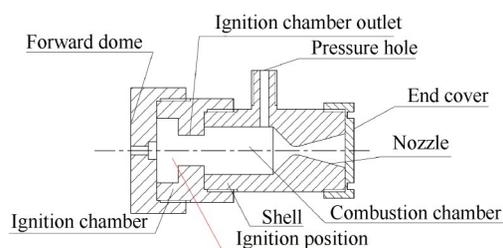
证^[19]。阵列式固体发动机的推力单元大多具有相同的结构,因此根据推力单元的结构设计试验样机,通过开展试验样机的点火试验,对阵列式固体发动机的点火性能进行研究。试验样机结构如图1所示,使用铝合金材料制作,主要组成部分包括前封头、测压孔、端盖、燃烧室壳体、喷管等,其中端盖的设计爆破压力为3MPa,测压孔可以外接压力传感器,在点火过程中实时测量燃烧室的压力。

固体发动机的点火位置是影响点火性能的关键因素,点火位置在燃烧室前端,点火燃烧产物均参与点火过程,但会使电源引线复杂化;点火装置在燃烧室尾部,可以使发动机结构更加紧凑,减少发动机消极质量,电源引线安装方便,维护性较好^[20]。因此,为了探究前端口点火与尾部点火对黑火药点火性能的影响,设计前端口点火发动机如图1(a)所示,并在前封头的中心位置开一个小孔,用于点火线的引出,包络尺寸为 $\Phi 29 \times 51.8 \text{mm}$ 。尾部点火试验样机如图1(b)所示,黑火药放置在燃烧室的尾部,包络尺寸为 $\Phi 24 \times 44 \text{mm}$,在前封头的中心处开小孔,引出黑火药的点火线,并在喷管的末端添加整流段,用于消除点火过程中的湍流,达到稳定层流的效果。上述两种试验样机都通过对点火线施加15V直流电压,完成黑火药的点火。

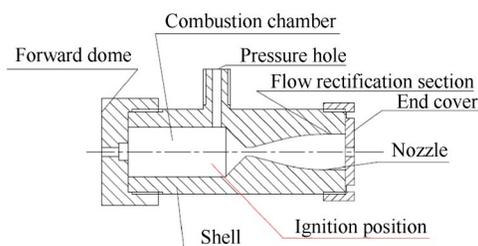
2.2 试验装置

搭建真空试验系统,原理和实物图如图2和图3所示。主要的试验设备和参数如下:

(1)真空罐:真空罐的两台TRP60旋片泵在试验中同时工作,将试验时的实际环境压力稳定在20Pa左右,真空罐的正面为一个玻璃的圆形观察窗口,用于观测试验过程中的羽流现象。



(a) Test prototype with forward igniter



(b) Test prototype with aft-end igniter

Fig. 1 Structure sketch of test prototype

(2)保护箱:试验样机在点火过程中会喷出高温高压燃气,其中包含的炙热颗粒可能进入真空罐的分子泵中,损坏试验设备。因此设计试验保护箱,将试验样机通过转接件固定在保护箱内,在保护箱两侧与后板设置过滤孔,箱子与外部通过多层滤布和铁丝网进行气体交换,可以有效阻拦点火过程产生颗粒逸散到保护箱外,同时保证保护箱内外的压力一致。

(3)压力数据采集系统:使用压力传感器与试验样机连接,实时监测发动机燃烧室的压力变化,传感器的输出信号经过信号变送器和数据采集卡,在电脑上显示并保存,压力数据的采集频率为4800Hz,在点火开始的前3s左右开始压力监测,确保点火过程中压力变化曲线的完整性。

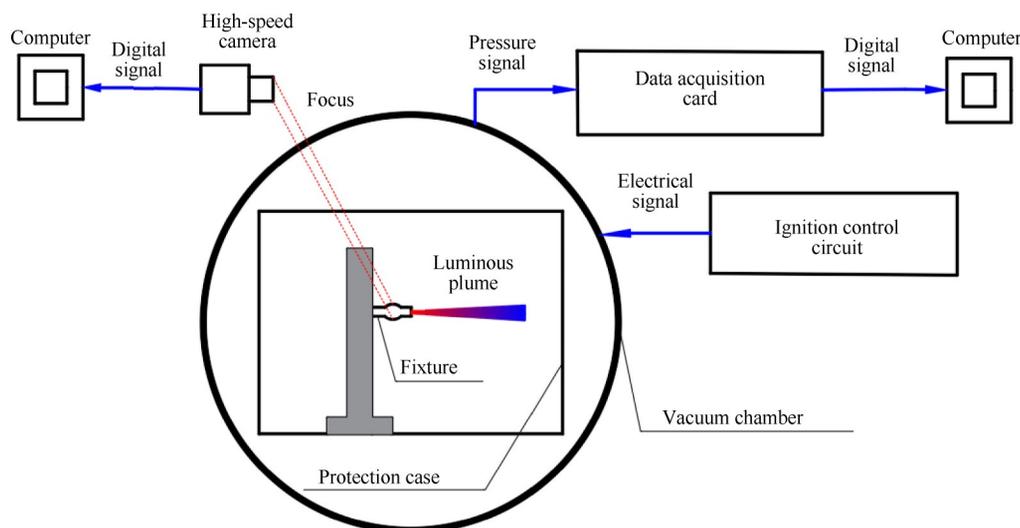


Fig. 2 Experimental set up in vacuum

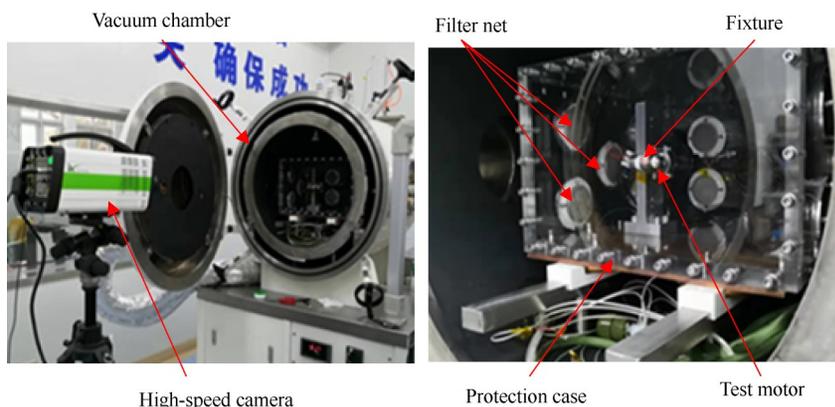


Fig. 3 Experimental system in vacuum

(4)图像数据采集系统:将高速相机对焦于试验样机表面,采集频率为8000帧率,分辨率为1024×720,通过电脑控制图像数据采集的开始,在开始点火的前3s左右开始图像拍摄,确保记录到点火瞬间。

将真空试验里的保护箱放置在常压环境下,即可进行常压下的点火试验。根据试验过程中测得的压力变化曲线和羽流现象判断黑火药的点火性能,分析不同试验条件对黑火药点火性能的影响。

3 试验结果与分析

3.1 真空与常压下黑火药点火性能对比

分别在真空和常压环境下,对0.5g黑火药进行前端点火和尾部点火试验,得到压力-时间曲线如图4所示。常压下前端点火和尾部点火的压强峰值为10MPa,15.27MPa,真空下前端点火和尾部点火的峰值压力为7.73MPa,13.1MPa。与常压点火试验对比,在真空条件下,黑火药点火过程中产生的压强峰值会显著下降,且下降的幅度都在2MPa左右,到达压强峰值的时间也变短。初步分析:常压点火时,发动机内部包含的空气对黑火药燃烧有助燃作用,而在真空环境下,氧浓度极低,黑火药燃烧不充分,甚至有部分黑火药未能完全燃烧,残留在试验样机内部或被喷出,试验结束后在燃烧室、喷管及试验样机周围观察到较多黑火药残留。由于黑火药在真空环境下的不充分燃烧,导致前端点火或尾部点火产生的压强较低,压强总冲量下降,峰值压强降低。在黑火药量和点火位置等其他因素不变的情况下,真空与常压点火相比,压强上升段的变化速率相近,而真空点火峰值压强的降低,导致其峰值时间变短。

3.2 黑火药质量对点火性能的影响

通过不同黑火药质量条件下的前端点火试验,使用出口直径为7mm的点火室,得到压力-时间曲线

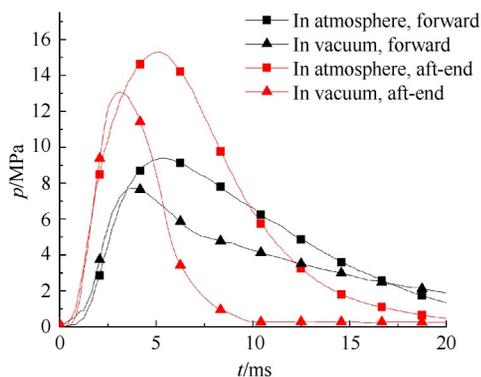


Fig. 4 $p-t$ curve of test prototype

如图5所示,由图可知,对相同质量的黑火药进行两次重复试验,得到的压力曲线相似,表明相同条件下的点火试验具有较好的一致性。用不同质量的黑火药进行常压环境下的前端点火试验,测量得到的压力-时间曲线如图5(a)所示,图中 m 表示黑火药的质量。由图可知,第二次重复测量得到的压强值都比第一次高,峰值相差1MPa左右,分析如下:第一次点火后仍有少数的黑火药残留,而且试验中两次重复点火试验的时间间隔较短,第一次点火产生热量还未完全流失,导致第二次点火的初始温度较高,在上述因素的共同影响下,第二次试验测得压强相对第一次试验偏高。由图可知,0.5g,0.3g,0.2g黑火药点火时的燃烧室压强峰值分别在9.38MPa,5.2MPa和3.7MPa附近。随着黑火药质量的上升,点火能量越高,发动机燃烧室的压强峰值会显著上升。在真空环境下,使用不同质量的黑火药进行前端点火试验,得到压力-时间曲线如图5(b)所示。常压条件下0.2g,0.3g,0.5g与真空条件下0.5g黑火药到达峰值压力的时间都近似为0.5ms,黑火药质量改变,到达峰值的时间近似相同。真空下0.2g,0.5g黑火药的点火压强峰值分别为2.89MPa,7.73MPa。其中0.2g黑火药在真空点火试验中未能冲破端盖,导致燃烧室压力

无法迅速下降,如图5(b)所示。分析如下:端盖的理论爆破压力计算为3MPa,试验中0.2g黑火药峰值压强小于理论爆破压力,理论上无法冲破端盖,试验结果与理论相符。

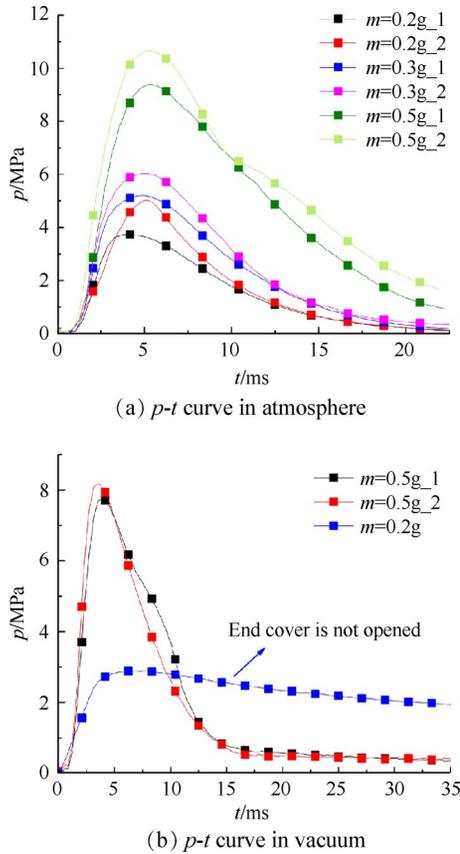


Fig. 5 Test prototype with forward igniter

3.3 点火位置对点火性能的影响

在常压条件下,使用0.2g和0.5g黑火药进行前端点火和尾部点火试验,得到压力变化曲线如图6(a)所示。0.2g黑火药的前端点火与尾部点火压强峰值为5MPa,5.41MPa,0.5g黑火药的前端点火与尾部点火压强峰值为10MPa,15.27MPa,黑火药质量越高,尾部点火与前端点火的压强峰值之差越大。前端点火到达压强峰值的时间均在5ms左右,对于尾部点火,0.2g和0.5g黑火药到达压强峰的时间分别为2.5ms,5ms。真空条件下,使用0.5g黑火药进行前端点火与尾部点火试验,得到压强变化曲线如图6(b)所示。0.5g黑火药前端点火与尾部点火产生的压强为7.75MPa,13.1MPa,到达压强峰值的时间为5ms和3.14ms。

对前端点火试验样机,压强峰值会随着工况的改变而改变,但到达压强峰值的时间都近似为5ms;对尾部点火试验样机,到达点火峰值的时间会随工

况改变,根据图6可知,当峰值压强为5.41MPa,13.1MPa,15.27MPa时,到达压强峰值的时间为2.5ms,3.14ms,5ms,峰值时间会随压强峰值的增大而延长。在真空试验与常压试验中,尾部点火的压强在点火初期都高于前端点火,而在点火后期,前端点火压强高于尾部点火,主要原因是:尾部点火时黑火药放置在测压孔附近,而前端点火时,燃气流经过点火具和燃烧室到达测压点,点火具出口直径较小,在一定程度上起限流作用,导致燃气喷出速度相对较慢,压强变化速度较慢,前端点火压强在点火前期一直低于尾部点火,而在点火后期,由于前端点火的压强下降速度慢,逐渐超过尾部点火的压强。

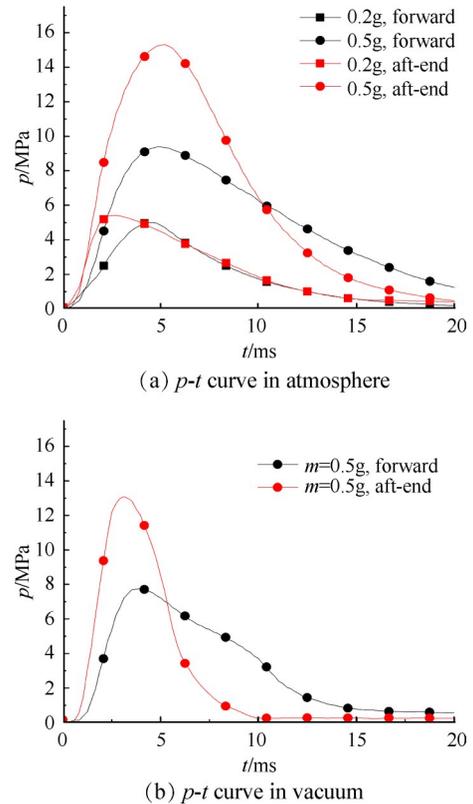


Fig. 6 Test prototype with different ignition position

3.4 真空羽流与常压羽流的对比分析

在常压环境中,对0.5g黑火药尾部点火的羽流现象进行拍摄,并假设端盖喷出为零时刻,如图7所示。在0.125ms时,端盖上端先破裂,点火燃气喷出,并产生剧烈发光发热的燃气团;在0.125~1.25ms,点火燃气主要沿中心轴线喷出,因为初始时端盖上端先破裂,一部分燃气流向上倾斜,从端盖上端喷射而出;在1.25~2ms,点火燃气不断从端盖处喷出,燃气团进一步扩散,黑火药燃烧比较充分,向上倾斜喷出的燃气逐渐减少,最终在喷管出口处形成狭长形的羽流;

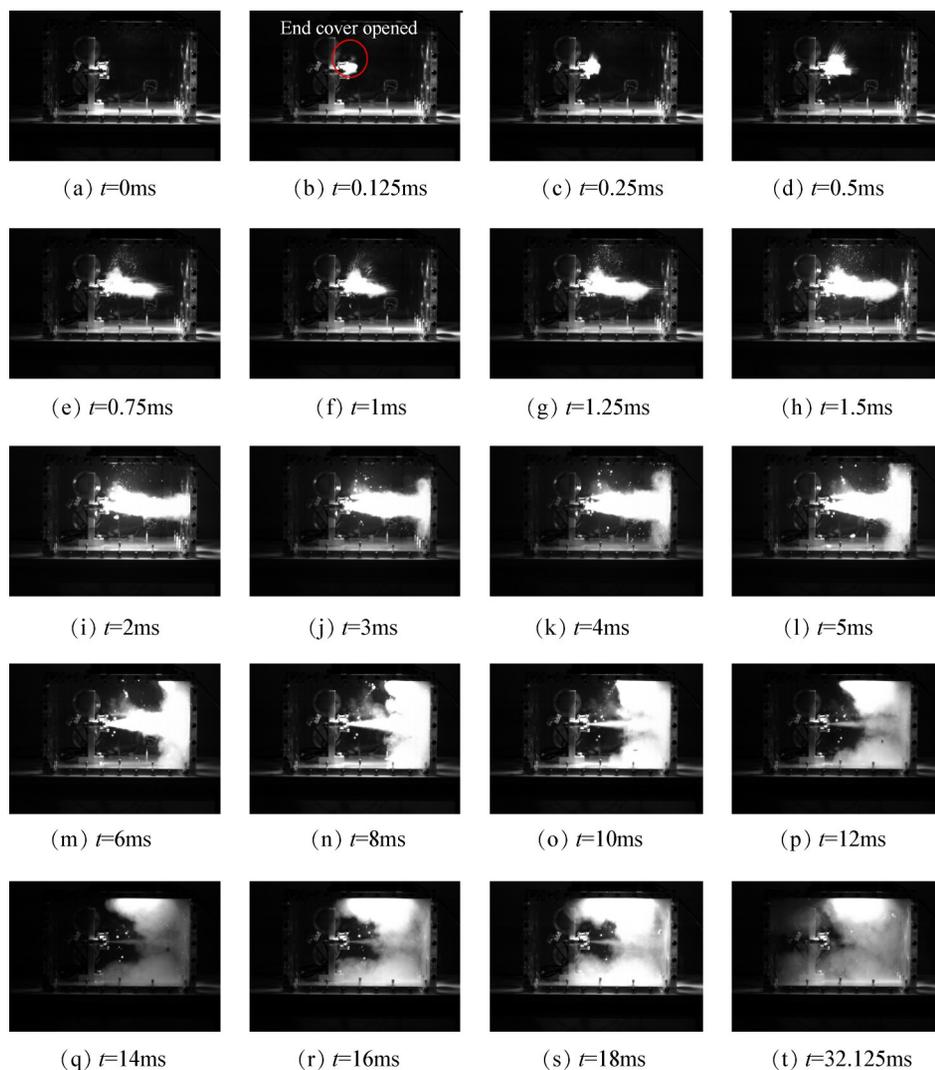


Fig. 7 Ignition process of test prototype with aft-end igniter under atmospheric pressure

在2~4ms,燃气主流流量相对稳定,点火燃气沿发动机的中心轴线不断冲击保护箱壁面,并向空气中大量喷射未燃烧完全的黑火药颗粒,黑火药颗粒会在空气中二次燃烧;在4~12ms,燃气流量逐渐减小,羽流逐渐呈现圆锥形,且圆锥形羽流的顶角也在不断减小;在12~32ms,点火燃气进一步减少,喷射出的黑火药颗粒随着燃气流扩散至保护箱的顶部和底部,并在空气中再次燃烧;在32.125ms时,点火燃气不再喷出,点火过程结束,保护箱内还有大量未完全燃烧的黑火药在空气中继续燃烧,并照亮保护箱内的大部分区域。根据常压下点火羽流,可知在点火前期,随着黑火药燃烧产生能量的不断增加,产生燃气流不断增大,并在一段时间内持续稳定地喷出。

真空环境下拍摄的0.5g黑火药尾部点火羽流如图8所示。在0.125ms时,燃气开始冲破端盖,形成一个小燃气团;在0.25ms时,由于环境压力较低,在压力差作用下,燃气向四周扩散,在端盖处形成一个

锥面;在0.25~0.5ms,燃气向右扩散,并集中在发动机中心轴线上压力较高的区域,保护箱右侧形成一片烟雾区域,燃气主流形成尖峰,周围伴随少量发光的未燃烧完全黑火药颗粒喷出;在0.5~0.75ms,燃气的流量变小,燃气主流形成的尖峰变小,保护箱右侧的烟雾区域变小;在0.75~1ms,燃气的流量变大,形成圆锥形的羽流;在1~5.5ms,由于黑火药的不稳定燃烧,燃气流量不稳定,在1~1.625ms,羽流的扩张角减小,燃气主流形成尖峰变小,在1.625~2.625ms,羽流扩张角增大,燃气主流形成尖峰变大,在2.625~3.125ms,羽流扩张角再次减小,在3.125~3.625ms,羽流扩张角增大,在3.625~5.5ms,羽流扩张角不断变大或变小,燃气主流形成的尖峰大小也随之不断变大或变小;从5.5ms开始,燃气流不断减小,到10.125ms时,仅存在发出微弱光亮的羽流;10.125~11ms,逐渐出现较小的燃气流,发光反应略微变强;在11~17.25ms,发动机喷出的燃气流状态与10.125到11ms

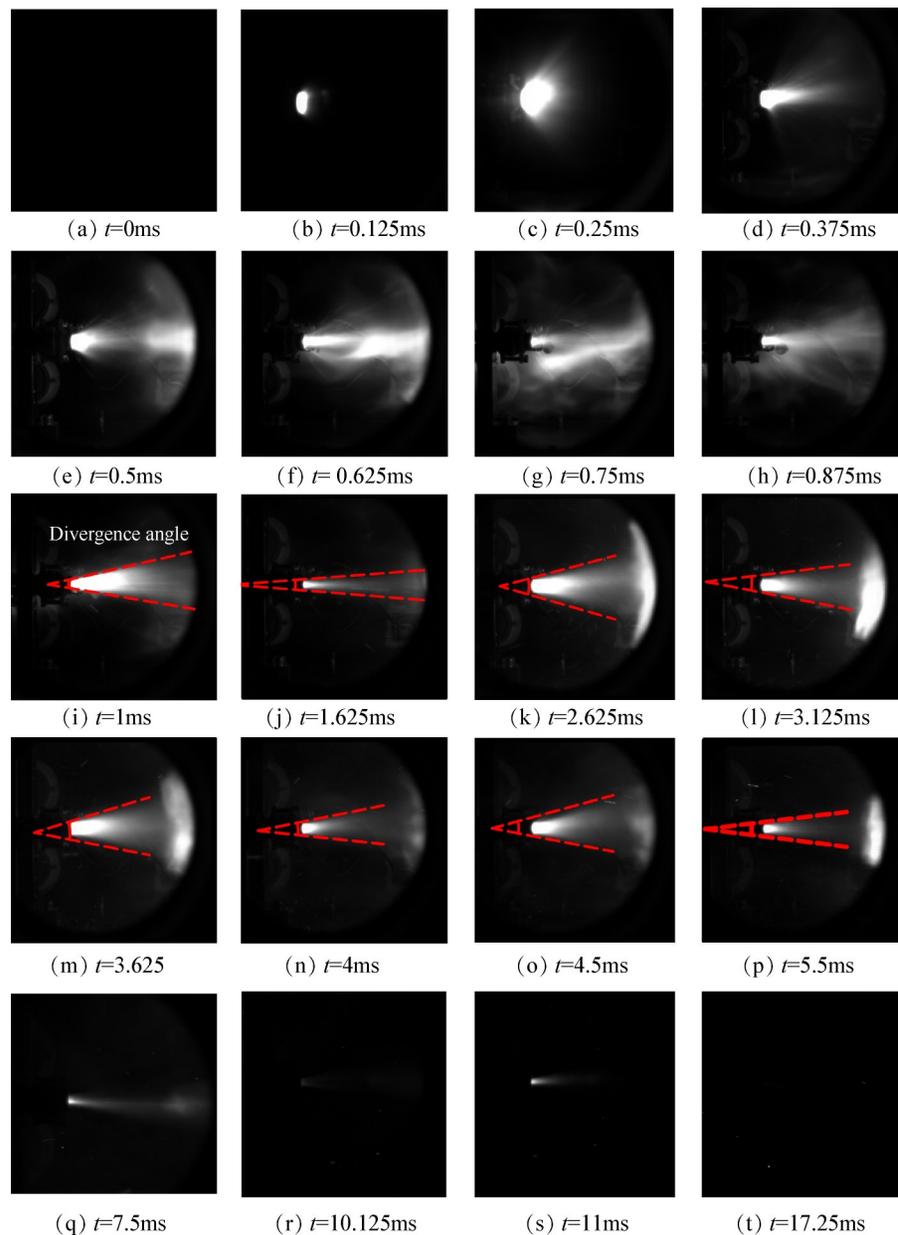


Fig. 8 Ignition process of test prototype with aft-end igniter in vacuum

之间的状态相似,在几乎没有燃气喷出和有较小燃气喷出之间变换。直到 17.25ms,端盖处无燃气喷出,点火结束,保护箱内一片黑暗。

与常压环境相比,真空环境下的氧浓度与压强都降低,在低压低氧浓度的共同影响下,真空点火过程中的燃烧反应现象并不强烈,从端盖处喷出的黑火药颗粒大多不再进行二次燃烧,导致点火结束后保护箱中残留较多的未燃烧完全的黑火药颗粒,点火持续时间较短。真空点火时产生的羽流扩张角会在一段时间内不断变大和变小,出现明显的黑火药不稳定燃烧现象,而常压下的点火并未明显出现该现象。

4 结论

针对黑火药在固体火箭发动机中的点火过程,通过试验探讨不同黑火药质量、点火药位置和真空条件对试验样机点火性能的影响,试验结果表明:

(1)黑火药质量会影响点火过程中的压强峰值,质量越高,点火压强越高。在本文设计的点火结构中,黑火药质量为 0.2~0.5g 时,质量越高,尾部点火与前端点火产生压强峰的差值越大,点火位置对压强峰值影响越大,真空条件下的 0.5g 黑火药尾部点火与前端点火压强峰值之差最大,为 5.35MPa。而且在真空条件下,0.2g 黑火药的前端点火不能与常压试验一样建立冲破试验样机端盖的压力,通过增大黑火药

质量,可以增大点火压强峰值,但与常压试验相比增大幅度较小。

(2)在黑火药质量相同,试验样机结构相同时,真空点火产生的压强峰值与常压试验产生的压强峰值之差均为2MPa,表明在相同黑火药质量的情况下,真空环境对前端点火和尾部点火压强峰值的抑制程度是相近的。

(3)对于前端点火试验样机,不同工况下的压强峰值不同,但到达压强峰值的时间都近似为5ms;而对于尾部点火试验样机,到达压强峰值的时间会随压强峰值的增大而增大,相对前端点火,尾部点火的压强峰值时间受黑火药质量、真空环境影响较大。

(4)真空环境下的点火燃气流量不稳定,造成羽流扩张角在点火过程中时大时小,即出现典型的黑火药不稳定燃烧现象。常压试验中喷射出的黑火药大多都会在空气中二次燃烧,而在真空试验中,喷射出的黑火药很少会继续燃烧,最终在试验样机周围残留较多的未燃烧完全的黑火药颗粒,真空下的黑火药在点火过程中燃烧相对不充分。

致谢:感谢国家自然科学基金、江苏省自然科学基金、中国博士后科学基金和中央高校基本科研业务费专项资金的资助。

参考文献

- [1] 李 焱, 刘 焱, 胡冬生, 等. 国外微纳运载火箭发展现状及趋势分析[J]. 中国航天, 2020, 502(2): 40-44.
- [2] 卢国权, 刘旭辉, 魏延明, 等. 基于纳米铝热剂的MEMS固体微推力器点火实验研究[J]. 推进技术, 2017, 40(4): 2115-2121. (LU Guo-quan, LIU Xu-hui, WEI Yan-ming, et al. Experimental Study on Ignition of MEMS Microthruster Based on Nanothermite Solid Propellant[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 40(4): 2115-2121.)
- [3] Lemmer K. Propulsion for CubeSats[J]. *Acta Astronaut*, 2017, 134(1): 231-243.
- [4] Boughers W L, Carr C E, Rauscher R A, et al. Prototype Development of a Solid Propellant Rocket Motor and Electronic Safing and Arming Device for Nanosatellite (NANOSAT) Missions[C]. *Utah: 14th Annual AIAA/USA Small Satellite Conference*, 2000.
- [5] Faber D, Overlack A, Welland W, et al. Nanosatellite Deorbit Motor[C]. *Utah: 27th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, 2013.
- [6] Caprara G. A History of the Italian Space Adventure[M]. *Cham: Springer*, 2020.
- [7] Schonborg R A C, Schoyer H F R. Solid Propulsion De-Orbiting and Re-Orbiting[C]. *Germany: European Conference on Space Debris*, 2009.
- [8] Schonborg R A C, Soares T, Huesing J, et al. Solid Propellant Autonomous DE-Orbit System[C]. *Germany: Space Propulsion 2014*, 2014.
- [9] Bishop R L, Hinkley D A, Stoffel D R, et al. First Results from the GPS Compact Total Electron Content Sensor (CTECS) on the PSSCT2 Nanosat[C]. *Utah: 26th Annual AIAA/USU Small Satellite Conference*, 2012.
- [10] Janson S, Hardy B, Chin A, et al. Attitude Control on the Pico Satellite Solar Cell Testbed-2[C]. *Utah: the Annual AIAA/USU Small Satellite Conference*, 2012.
- [11] 成 一, 陈守文. 点火药点火性能的研究[J]. 火工品, 2001(4): 21-22.
- [12] 刘 攀. 点火药的低压燃速规律及点火性能研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2018.
- [13] 赵汝岩, 于胜春, 李 昊, 等. 翼柱形模拟发动机点火燃气填充过程研究[J]. 固体火箭技术, 2009, 32(3): 258-261.
- [14] 程 龙, 刘 攀, 杨洪涛, 等. 低压环境下高密度压实黑火药柱燃速规律研究[J]. 兵工学报, 2018, 39(2): 290-295.
- [15] 陈 军. 低温气体发生剂的点火研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2017.
- [16] 贾庆英, 陈洪章. 黑火药燃烧特性与点火器设计的分析[J]. 兵工学报, 1984, 5(3): 93-98.
- [17] 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.)
- [18] Ermolaev B S, Belyaev A A, Viktorov S B, et al. Nonideal Regimes of Deflagration and Detonation of Black Powder[J]. *Russian Journal of Physical Chemistry B, Focus on Physics*, 2010, 4(3): 428-439.
- [19] Nelson S D, Current P. Modular Architecture Propulsion System (MAPS™)[C]. *USA: 18th Joint Propulsion Conference*, 2018.
- [20] 林 飒, 彭 瑾. 固体火箭发动机点火装置安装位置对点火性能的影响研究[J]. 火工品, 2012(5): 9-13.

(编辑:张 贺)