

文章编号:1006-9941(2025)01-0032-07

## GAP基固体推进剂喷管结构约束下的烤燃响应

杨钧森,金丰凯,吉康语,吴海波,武毅

(北京理工大学 宇航学院, 北京 100081)

**摘要:** 固体火箭发动机的喷管结构约束对推进剂在烤燃刺激下的响应过程具有显著影响。为研究喷管喉径对GAP基固体推进剂烤燃响应过程的影响规律,设计搭建了喷管结构试验件的热载荷加载与控制系统,基于激光高速纹影成像技术,观测了发动机喷管结构约束下GAP基推进剂烤燃响应的完整过程,同时测量了烤燃过程中的试验件温度和点火响应产生的冲击波超压。结果表明:含喷管约束的GAP基固体推进剂试件的烤燃响应可分为点火前推进剂软化膨胀,点火后燃烧火焰加速、燃烧转爆轰、壳体失效、爆燃过程。点火后响应过程仅持续0.5~2毫秒。燃烧火焰加速阶段压力缓慢增长,当喷管喉径较小时,流动易发生壅塞,使压力和燃速快速增长并相互促进,导致发生燃烧转爆轰;而喷管喉径较大时,试验件内压力的快速增长无法发生或者维持,降低了燃烧转爆轰的可能性,试验件结构完整性得以保持。

**关键词:** GAP固体推进剂;烤燃响应;高速纹影成像;喷管结构约束

中图分类号: Tj55

文献标志码: A

DOI:10.11943/CJEM2024191

### 0 引言

复合固体推进剂是一种含有高氯酸铵(AP)、黑索今(RDX)、奥克托今(HMX)等颗粒增强复合含能材料,作为固体火箭发动机的主要组成部分,广泛应用于深空探测、航天运载等领域。在实际储存和使用过程中,固体火箭发动机的推进剂装药在意外烤燃刺激下容易发生燃烧或爆炸事故,因此有必要对固体火箭发动机进行热安全性评估<sup>[1-4]</sup>。

固体火箭发动机的推进剂装药在烤燃刺激下的一般响应过程是:外部热源的热量经过壳体传递至推进剂装药,随着温度逐渐升高,推进剂中的氧化剂(AP、RDX或者HMX等)、黏合剂(端羟基聚丁二烯HTPB、硝酸酯增塑聚醚NEPE、缩水甘油叠氮聚醚GAP等)开始进行热分解反应<sup>[5-8]</sup>,热分解反应产气导致推进剂本

身的孔洞裂纹等缺陷进一步发展及演化,宏观表现为推进剂装药的软化或膨胀,推进剂装药形成局部高温区,率先温升失控点火爆发,这些区域被称为“热点”<sup>[9]</sup>,热点区域点火后,大量气态高温产物快速生成,在装药结构的孔洞裂纹中流动传播<sup>[10]</sup>,增长的压力造成推进剂不断产生新的裂纹与孔洞,进一步增加燃烧反应面积,在一定条件下演化为燃烧转爆轰。在此过程中,推进剂的膨胀变形、孔隙发展等细观层面响应显著依赖于约束形式,这些细观形貌对于点火后的燃烧转爆轰具有明显影响<sup>[11]</sup>,此外,燃烧转爆轰过程的压力飙升可能导致结构约束的失效,从而影响响应过程演化的走向<sup>[12-13]</sup>。因此,研究约束条件下推进剂的烤燃响应过程具有重要意义。

推进剂常规的热安全性研究方法包括差示扫描量热分析(DSC)、热重分析(TG)、傅里叶红外光谱分析(FTIR)等,以此可获得推进剂各组分在不同升温速率下的热分解、点火特性等<sup>[14-20]</sup>。这一类研究针对的推进剂样品量较小,通常为毫克级,获得的数据和规律无法描述结构约束下的大尺寸推进剂装药的烤燃特性,且忽略了结构约束参数对烤燃特性的影响。因此,国内外学者设计了各种含有简单结构约束的烤燃装置<sup>[21-23]</sup>,研究了通气孔直径、自由空腔体积、约束壳体

收稿日期:2024-07-17;修回日期:2024-09-18

网络出版日期:2024-12-02

基金项目:国家自然科学基金(U2341288)

作者简介:杨钧森(1998-),男,博士研究生,主要从事固体火箭发动机安全性研究。e-mail:1945839091@qq.com

通信联系人:武毅(1988-),男,博士,副教授,主要从事固体火箭发动机安全性及推进剂力学行为研究。e-mail:yi.wu@bit.edu.cn

引用本文:杨钧森,金丰凯,吉康语,等. GAP基固体推进剂喷管结构约束下的烤燃响应[J]. 含能材料,2025,33(1):32-38.

YANG Jun-sen, JIN Feng-kai, JI Kang-yu, et al. Cook-off Response Process of GAP-based Solid Propellants Under Nozzle Structural Constraints[J]. *Chinese Journal of Energetic Materials (Hanneng Cailiao)*, 2025, 33(1):32-38.

厚度等结构参数对烤燃响应的影响<sup>[24-26]</sup>。对于点火后的响应过程,有部分研究分析了爆炸对约束结构的损伤,通过爆炸驱动的滑块速度定量表征了响应烈度<sup>[27]</sup>,结合反应温度曲线,对响应等级的变化规律给出了合理的解释。上述研究主要针对推进剂材料或试验弹开展,完全封闭的约束条件与固体火箭发动机喷管结构约束存在较大差距,因此有必要开展发动机喷管结构约束下推进剂的响应过程研究。

喷管结构是固体发动机典型的约束结构,与炸药类应用场景不同,喷管是指具有一定最小喉部直径的先收敛后扩张的变截面机械结构。它不同于完全密闭环境,能够进行对流传热传质,一旦点火燃烧发生后,产生堵塞流动,可能导致压力快速上升,存在燃烧转爆轰可能。在以往结构约束下推进剂的烤燃响应研究中,鲜有喷管约束结构的影响研究。

GAP 基固体推进剂将传统复合推进剂中的惰性黏合剂替换为含能黏合剂,具备高能量、燃烧快、燃气污染小、成气量大的特点,是目前高能推进剂研发的重点,但鲜见关于 GAP 基固体推进剂在意外烤燃刺激下的响应特性相关研究。为此,本工作以 GAP 基固体推进剂为研究对象,观测 GAP 基固体推进剂在烤燃刺激下的温升、膨胀、点火、燃烧、燃烧转爆轰过程,进行不同喉径的喷管结构试验件烤燃试验,探究喷管喉径对烤燃响应的影响规律,以期对发动机结构约束下推进剂的响应过程建模和发动机安全性设计提供必要的数据和理论基础。

## 1 试验方法

### 1.1 样品制备

本研究所选用的 GAP 基固体推进剂由湖北航天化学技术研究所提供,其组成为 27% 质量分数的 GAP 黏合剂基体、10% 质量分数的 RDX、45% 质量分数的 AP 氧化剂和 18% 质量分数的 Al 颗粒。试验所用的 GAP 基推进剂样品尺寸为  $\Phi 10 \text{ mm} \times 20 \text{ mm}$ ,质量为 11.3 g,密度为  $1.66 \text{ g} \cdot \text{cm}^{-3}$ ,试验前装填于喷管结构试验件中。

### 1.2 仪器与装置

仪器:K 型热电偶,型号为中恒 TT-K-30-SLE,温度范围为  $0 \sim 1250 \text{ }^\circ\text{C}$  时,精度误差  $1.1 \text{ }^\circ\text{C}$  或  $0.4\%$ ;冲击波超压传感器,型号为振臣 SCYG312,精度  $\pm 0.5\% \text{ FS}$ ;激光器,型号 SP-1064-25,出光波长为  $532 \text{ nm}$ ,能量上限  $25 \text{ W}$ ;高速相机,型号为 Revealer X213,实验中相

机帧率设置为  $50000 \text{ FPS}$ ,曝光时间设置为  $0.1 \text{ } \mu\text{s}$ ,成像区域像素为  $700 \times 220 \text{ Pixel}$ ,实际成像区域约为  $60 \text{ mm} \times 20 \text{ mm}$ ,得到其图像分辨率为  $0.085 \text{ mm/pixel}$ ;采集卡,型号为拓普 NDAQ-20616UF,采集频率  $10 \text{ MHz}$ ,能够满足冲击波超压的采集需要。

装置:为模拟 GAP 基固体推进剂在喷管结构约束条件下的烤燃刺激响应行为,设计了一种具有燃烧室结构装药、发动机喷管的试验件。如图 1 所示,整个试验系统包括喷管结构试验件、温度控制装置、高速纹影诊断装置、压力采集装置 4 个部分。

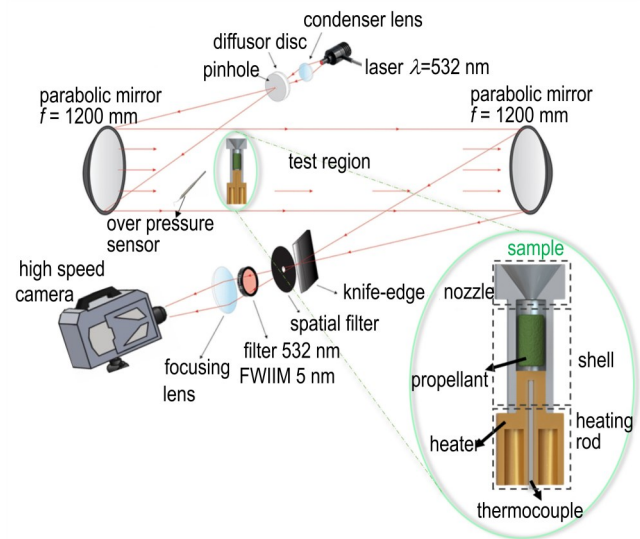


图 1 烤燃实验与光学诊断系统示意图

Fig. 1 Schematic of the cook-off test and optical diagnosis system

其中喷管结构试验件如图 1 右侧所示,其主体由铝合金加工而成,壳体部分长  $40 \text{ mm}$ ,壳体厚度  $4 \text{ mm}$ ,内径  $10 \text{ mm}$ 。喷管结构试验件可以通过改变推进剂外侧试验件工装喷管喉部直径,模拟不同的发动机喷管约束强度。温度控制装置是通过在铝合金结构的底部设置铜质加热器,在其中插入电加热棒进行温度控制,升温速率可控(控温精度  $\pm 3 \text{ }^\circ\text{C}$ ),使用 K 型热电偶实时监测被加热的试验件壳体的温度。试验件和加热器通过螺纹连接,电加热棒通电后快速升温,虽然加热热源位于推进剂尾部,但热量传递给加热器后会快速传递给试验件壳体,而且加热位置对研究喷管喉径与燃烧转爆轰的关系的影响较小,因此认为该系统可以模拟发动机烤燃环境中的温度载荷。

试验中使用 Z 型激光高速纹影装置记录发动机试验件的烤燃响应过程,该装置由激光器、反射镜、高速相机、狭缝和滤波片组成。在相机镜头前加装了狭缝

和滤波片( $\lambda=532\text{ nm}$ ),目的是消除点火起爆强光引起的过曝现象。为了实现热刺激响应烈度的定量评估,在距离试验件30 cm处布置一支冲击波超压传感器,可以对推进剂样品点火起爆后产生的冲击波超压进行测量。

### 1.3 试验

试验前,将GAP基推进剂样品装填进喷管结构试验件中,连接试验件和加热器,开启加热棒电源对试验件进行加热,当温度升高到响应温度时,试验件内部的GAP基固体推进剂发生点火起爆,高速相机和超压传感器同步触发,自动开始记录。为了研究喷管喉径对烤燃响应的影响规律,研究共设置了3组试验,试验件喷管喉径分别为1 mm,3 mm,6 mm,壳体厚度均为4 mm,为模拟固体发动机在意外烤燃刺激下的真实场景,发动机通常是某一局部受到高温热源持续加热,因此试验中选择使用恒定热源,以恒定的热流密度 $3.8\times 10^5\text{ W}\cdot\text{m}^{-2}$ 对试验件进行加热,而非理想的恒定升温速率。

## 2 试验结果与分析

### 2.1 烤燃响应点火起爆过程分析

为研究GAP基固体推进剂在烤燃刺激下的点火响应过程,对点火后的响应过程进行了激光高速纹影观测,获得了点火起爆过程的高时空分辨率图像,由于3组试验观测的点火起爆过程现象相似,因此选取了其中特征明显、具有代表性的试验1的纹影图像进行分析。试验1:壳体厚度4 mm,喷管喉径1 mm,热流密度 $3.8\times 10^5\text{ W}\cdot\text{m}^{-2}$ 条件下的GAP基固体推进剂从点火时刻开始1400  $\mu\text{s}$ 内点火起爆-燃烧传播过程,如图2所示。对纹影图像进行图像处理获得了推进剂射流速度以及射流加速度随时间变化曲线,见图3。射流速度反映了喷管结构试验件内部压力的大小,射流加速度反映了压力增长的速度。

如图3所示,根据射流速度变化曲线,可将GAP基固体推进剂的烤燃点火起爆过程分为4个阶段:

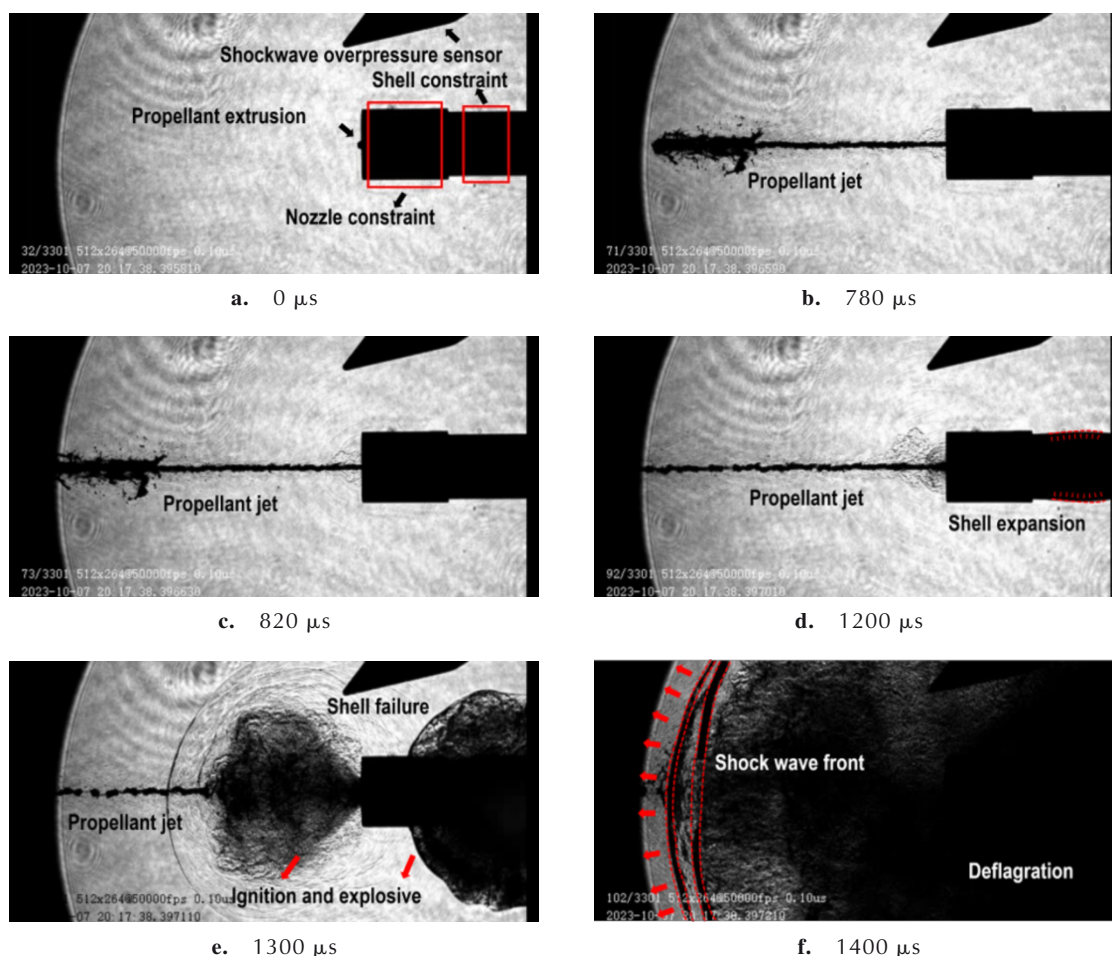


图2 喷管结构试验件响应过程纹影图像

Fig.2 Schlieren images of the response process of nozzle structural test piece



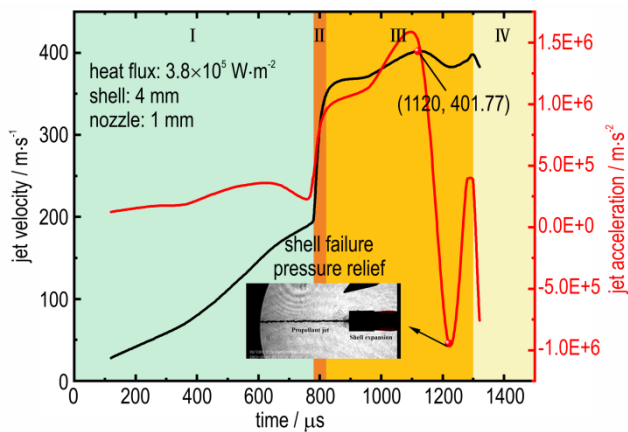


图3 推进剂射流速度-时间曲线和加速度-时间曲线

Fig.3 Propellant jet velocity-time curve and acceleration-time curve

I-膨胀射流阶段(0~780  $\mu\text{s}$ ),对应图 2a 至图 2b,试验件约束内的推进剂受加热器的持续加热,推进剂内发生化学反应,软化膨胀,持续产气产热,约束装置内压强不断升高,在 780  $\mu\text{s}$  内因内部高压,推进剂受压排出喷管,形成软化的固态蘑菇状的射流,此阶段射流速度线性增加,壳体内部推进剂对流燃烧从受热右端面稳定向喷管口传播;II-燃烧转爆轰阶段(780~820  $\mu\text{s}$ ),对应图 2b 至图 2c,此阶段射流速度和加速度陡增,同时由图 2c 可见,喷管出口可见燃烧产气导致的气流波动变化,这说明试验件内部推进剂药柱的对流燃烧加剧,推进剂的反应模式可能由燃烧向爆轰转变,反应速率的陡增导致试验件内部压力陡增;III-壳体失效阶段(820  $\mu\text{s}$  至 1300  $\mu\text{s}$ ),对应图 2c 至图 2e,此阶段中壳体开始膨胀失效,壳体膨胀后的试验件内部体积增大导致压力增长速度减缓,推进剂射流速度在 1120  $\mu\text{s}$  达到峰值 401.77  $\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$ ;IV-爆燃阶段(1300  $\mu\text{s}$  之后),对应图 2e 至图 2f,1300  $\mu\text{s}$  时刻壳体爆炸失效,喷管出口发生点火,爆炸产生了明显激波,并迸溅出大量推进剂,激波后伴随大量推进剂在空气中形成爆燃,图 2e 和图 2f 可见激波前锋面的传播过程,经计算得到激波速度为 807.34  $\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$ 。III 阶段和 IV 阶段中射流加速度的正负波动也反映了壳体膨胀-破碎导致的泄压效应。

研究还对喷管结构试验件烤燃全过程的温度和点火爆炸后产生的冲击波超压进行了采集,如图 4 所示。由图 4 可以看出,在加热过程中,壳体温度以  $35\text{ }^{\circ}\text{C}\cdot\text{min}^{-1}$  持续升高一直到 222.4  $^{\circ}\text{C}$  发生点火。点火后,超压传感器记录了超压峰值为 0.249 MPa,超压曲线在达到最高值之后出现了一个快速的下降段,这是由于冲击

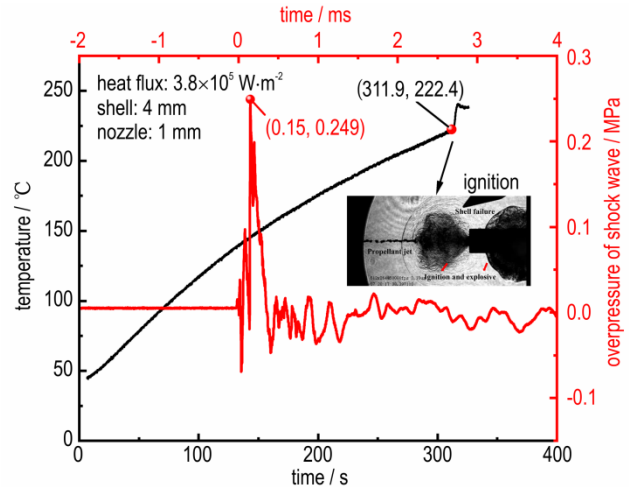


图4 试验1 温度和超压随时间变化曲线

Fig.4 Temperature-time curve and overpressure-time curve of test 1

波过后导致压力突降出现负压。可见,GAP 推进剂在发动机结构约束下的烤燃响应并不是直接爆轰,而是在相当长的时间内先后发生热膨胀、软化、点火、燃烧最后至燃烧转爆轰的过程。

## 2.2 喷管喉径影响分析

为研究喷管喉径对 GAP 基固体推进剂在喷管结构约束下烤燃响应的的影响,试验记录了 3 种不同喷管喉径的试验件点火温度、点火时间和点火爆炸产生的冲击波超压峰值,此处点火时间定义为试验件开始加热至推进剂发生点火的时间间隔,点火温度定义为推进剂点火时刻的温度,结果见表 1。由表 1 可以看出,喉径分别为 1, 3, 6 mm 的喷管结构试验件的点火温度波动范围在  $\pm 5\text{ }^{\circ}\text{C}$  之内,认为推进剂在结构约束条件下的点火温度与喉径无关。而点火时间与喉径大小存在明显正相关关系,喉部作为推进剂与外界空气的热交换通道,喉径越大,换热效率越高,导致了点火时间的增大。喷管结构试验件点火起爆产生的冲击波超压峰值随喉径的增加显著降低,但由 3 mm 增大至 6 mm 时,超压峰值不再有明显变化。

图 5 对比了 3 种不同喷管喉径试验件的残骸、冲

表 1 喷管结构试验件烤燃试验结果

Table 1 Cook-off test results of nozzle structural test pieces

test	ignition temperature / $^{\circ}\text{C}$	ignition delay / s	peak of overpressure / MPa
1	222.4	311.9	0.249
2	225.1	366.9	0.056
3	226.1	448.2	0.053

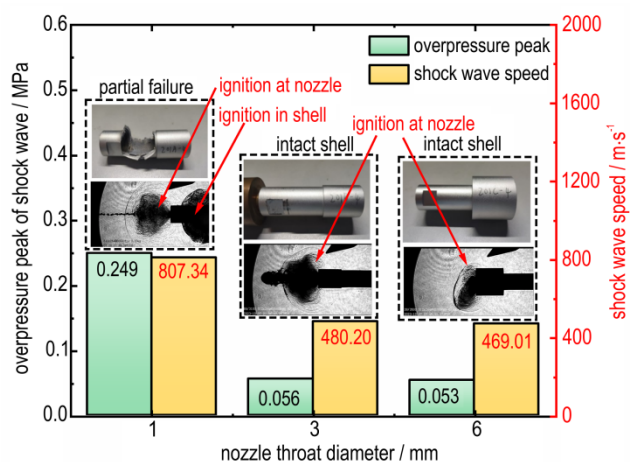
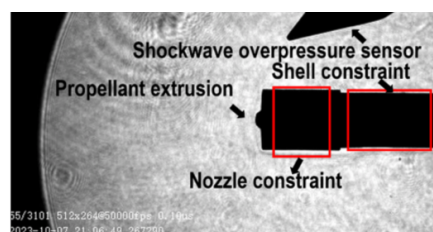


图5 不同试验残骸、超压值、激波速度与响应纹影图像对比

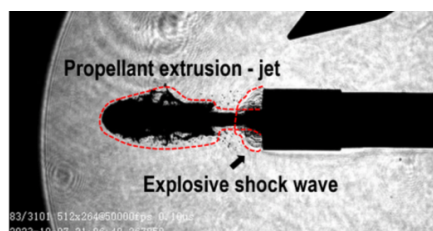
Fig. 5 Comparisons of debris, overpressure peaks of shock waves, shock wave speeds and ignition images for different test pieces

击波超压峰值、激波速度以及点火位置,由图5可见,1 mm喉径的试验件壳体部分破坏,3 mm,6 mm喉径的试验件壳体完整,壳体内无残余推进剂。喷管喉径的改变对反应增长过程的影响主要体现在喉部推进剂受压挤出的变化,1 mm喉径喷管试验条件下,推进剂是由于点火时刻建立高压将靠近喷管的未反应推进剂挤出并形成射流,当喷管喉径增大至3 mm时,推进剂因热膨胀被挤出后堆积在喷管口,当烤燃装置内部的推进剂点火后,燃烧波传播至喷管口形成爆燃。当喉径增大至6 mm时,推进剂在喷管口堆积的现象更加明显。激波速度与冲击波超压峰值的变化趋势一致,喷管喉径为1 mm时,爆炸产生的激波速度为 $807.34 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$ ,当喉径增大至3 mm时,激波速度大幅下降到 $480.2 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$ ,喉径继续增大至6 mm,激波速度仅仅略微减小到 $469.01 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$ 。

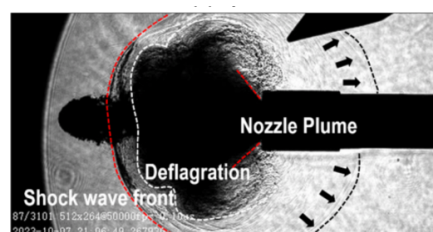
图6给出了试验2(壳体厚度4 mm,喷管喉径3 mm,热流密度 $3.8\times 10^5 \text{ W}\cdot\text{m}^{-2}$ )的推进剂爆炸过程纹影图像。可见,喷管喉径增大到一定程度后,推进剂的热膨胀软化效应增大,使得点火前从喷管膨胀溢出,减弱了推进剂的射流现象。图7给出了3种试验下的推进剂射流速度随时间变化的曲线,由图7可见,与试验1明显不同的是,试验2的推进剂射流速度在 $700 \mu\text{s}$ 时刻增长到 $169.62 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$ 后即发生了爆燃。试验3的推进剂膨胀堆积现象更加显著,在增长初期 $160 \mu\text{s}$ 时刻,速度增长到 $48.58 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$ 后即发生了爆燃,这说明喷管喉径的增大导致泄压,阻碍了燃烧转爆轰的建立。



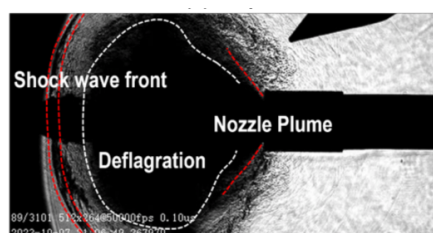
a.  $0 \mu\text{s}$



b.  $700 \mu\text{s}$



c.  $780 \mu\text{s}$



d.  $820 \mu\text{s}$

图6 试验2烤燃响应过程纹影图像

Fig. 6 Schlieren images of the response process of test 2

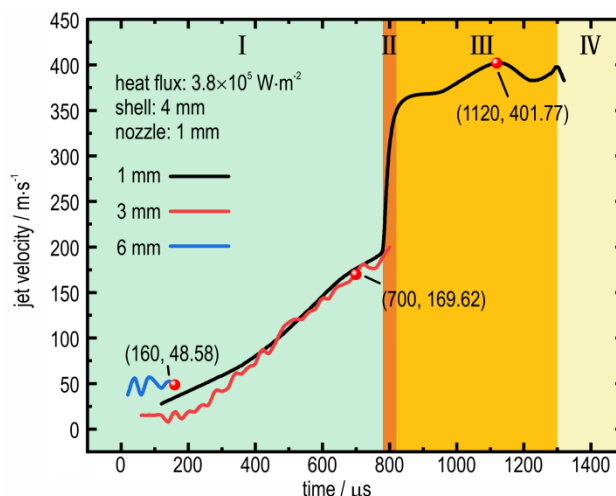


图7 不同试验推进剂射流速度对比

Fig. 7 Comparison of propellant jet velocity for different tests

### 3 总结

对GAP基推进剂在发动机喷管结构约束下的烤燃响应特性进行了研究,基于激光高速纹影成像系统,对发动机结构约束下推进剂的点火燃烧转爆轰过程进行全过程记录,并测量了全过程温度和爆炸后产生的冲击波超压,研究了喷管喉径对烤燃响应特性的影响规律,获得主要结论如下:

(1)GAP基固体推进剂在喷管结构约束下的烤燃响应的过程是:首先随着温度升高,推进剂组分进行热分解反应,发生膨胀软化,热膨胀后的推进剂在点火后的响应可分为4个阶段,膨胀射流、燃烧转爆轰、壳体失效、爆燃;

(2)GAP基固体推进剂在烤燃刺激下的点火温度与喉径大小无关;点火时间与喉径大小存在明显正相关关系,喉径的增大延迟了GAP基推进剂的点火;

(3)GAP基固体推进剂点火后,喷管喉径的大小影响试验件内部压力升高的速度,从而影响燃烧转爆轰难易程度,喉径尺寸更大的试验件,由于存在较大泄压口,导致燃烧转爆轰未能建立。

#### 参考文献:

- [1] 叶青,余永刚.含能材料热安全性研究进展[J].装备环境工程,2022,19(3):10.  
YE Qing, YU Yong-gang. Research progress on thermal safety of energetic materials[J]. *Equipment Environmental Engineering*, 2022, 19(3): 10.
- [2] 肖冰,田小涛,王绍增,等.绝热层厚度对自由装填固体火箭发动机烤燃特性的影响[J].固体火箭技术,2022(001):045.  
XIAO Bing, TIAN Xiao-tao, WANG Shao-zeng, et al. The influence of insulation layer thickness on the burning characteristics of freely loaded solid rocket engines[J]. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2022(001): 045.
- [3] 张海军,聂建新,王领,等.端羟基聚醚推进剂慢速烤燃尺寸效应[J].兵工学报,2021(042-009).  
ZHANG Hai-jun, NIE Jian-xin, WANG Ling, et al. Size effect of slow burning of hydroxyl terminated polyether propellants[J]. *Acta Armamentarii*, 2021(042-009).
- [4] 宋柳芳,李尚文,王拯,等.HTPE推进剂烤燃试验尺寸效应及数值模拟[J].含能材料,2019,27(9):8.  
SONG Liu-fang, LI Shang-wen, WANG Zheng, et al. Size effect and numerical simulation of HTPE propellant burning test[J]. *Chinese Journal of Energetic Materials(Hanneng Cailiao)*, 2019, 27(9): 8.
- [5] 丁黎,王琼,王江宁,等.高固含量改性双基推进剂的烤燃试验研究[J].固体火箭技术,2014,37(6):5.  
DING Li, WANG Qiong, WANG Jiang-ning, et al. Study on the burning test of high solid content modified double base propellants[J]. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2014, 37(6): 5.
- [6] 李苗苗,陈静静,郑亭亭,等.HTPE与PBT对推进剂慢速烤燃特性的影响[J].四川兵工学报,2022(006):043.  
LI Miao-miao, CHEN Jing-jing, ZHENG Ting-ting, et al. The influence of HTPE and PBT on the slow burning characteristics of propellants[J]. *Journal of Ordnance Equipment Engineering*, 2022(006): 043.
- [7] 赵孝彬,李军,程立国,等.固体推进剂慢速烤燃特性的影响因素研究[J].含能材料,2011,19(6):4.  
ZHAO Xiao-bin, LI Jun, CHENG Li-guo, et al. Study on the influencing factors of slow burning characteristics of solid propellants[J]. *Chinese Journal of Energetic Materials(Hanneng Cailiao)*, 2011, 19(6): 4.
- [8] 夏敏,陈科科,李国平,等.HTPE推进剂的烤燃不敏感机理研究[C]//2016年第七届含能材料与钝感弹药技术学术研讨会,2016.  
XIA Min, CHEN Ke-ke, LI Guo-ping, et al. Study on the Burn Insensitivity Mechanism of HTPE Propellant[C]//The 7th Academic Symposium on Energy containing Materials and Inert Sensing Ammunition Technology in 2016, 2016.
- [9] HU Yan-hong, BRENNER D W, SHI Yun-feng. Detonation initiation from spontaneous hotspots formed during cook-off observed in molecular dynamics simulations[J]. *The Journal of Physical Chemistry C*, 2011, 115(5): 2416-2422.
- [10] FEAGIN T A, HEATWOLE E M, EASTWOOD D S, et al. Mechanistic insights into the initial explosion in the deflagration-to-detonation transition[J]. *Combustion and Flame*, 2022, 242.
- [11] ORAN E S, GAMEZO V N. Origins of the deflagration-to-detonation transition in gas-phase combustion[J]. *Combustion and Flame*, 2007, 148(1-2): 4-47.
- [12] CHEN Wei-dong, WU Shi-bo, MA Jing-xin, et al. Numerical simulation of the deflagration to detonation transition behavior in explosives based on the material point method[J]. *Combustion and Flame*, 2022, 238.
- [13] GUPTA R, KUMAR M, SINGH S K, et al. Deflagration to detonation transition in cast explosives: Revisiting the classical model[J]. *Propellants, Explosives, Pyrotechnics*, 2022, 47(3).
- [14] ZHOU Shui-ping, ZHOU Xiao-yang, TANG Gen, et al. Differences of thermal decomposition behaviors and combustion properties between CL-20-based propellants and HMX-based solid propellants[J]. *Journal of Thermal Analysis and Calorimetry*, 2019, 140(5): 2529-2540.
- [15] YANG Meng, LIAO Cai-yue, TANG Cheng-long, et al. The auto-ignition behaviors and risk assessments of double-base propellant containing different 1,1-diamino-2,2-dinitroethene particle sizes under rapid heating[J]. *Combustion and Flame*, 2021, 234.
- [16] MOORE J S, MORRISON K D, BURNHAM A K, et al. TATB thermal decomposition: An improved kinetic model for explosive safety analysis[J]. *Propellants, Explosives, Pyrotechnics*, 2023.
- [17] WU Xin-zhou, LI Jun, REN Hui, et al. Comparative Study on Thermal Response Mechanism of Two Binders during Slow Cook-Off[J]. *Polymers*, 2022, 14(17).
- [18] QIAO Bing-Xv, LIANG Zeng-You, Zhou Tong-Tong, et al. Study on the effect of binder content on the cook-off response characteristics of HMX-based PBX[J]. *Journal of Energetic Materials*, 2023: 1-17.



- [19] WU Wei, ZHANG Xi-ming, JIN Peng, et al. Mechanism of PSAN effect on slow cook-off response of HTPE propellant[J]. *Journal of Energetic Materials*, 2022, 42(2): 313–330.
- [20] 徐森, 刘大斌, 李苗苗, 等. 快/慢烤试验中复合推进剂内部温度场的分布[C]//2016年第七届含能材料与钝感弹药技术学术研讨会, 2016.  
XU Sen, LIU Da-bin, LI Miao-miao, et al. Distribution of internal temperature field of composite propellant in fast/slow baking test[C]//The 7th Academic Symposium on Energy containing Materials and Inert Sensing Ammunition Technology in 2016, 2016.
- [21] WU Wei, ZHANG Xi-ming, DING Shan-jun, et al. Effect of block structure of copolyether binder on slow cook-off response of composite propellant [J]. *Propellants, Explosives, Pyrotechnics*, 2022, 47(5).
- [22] İŞİK H, GÖKTAŞ F. Cook-off analysis of a propellant in a 7.62 mm barrel by experimental and numerical methods [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2017, 112: 484–496.
- [23] LI Xiao-dong, ZHANG Xi-ming, YANG Wu, et al. Design and characterization of a cook-off resistant high-energy booster explosive based on CL-20/FOX-7[J]. *Propellants, Explosives, Pyrotechnics*, 2019, 44(5): 550–556.
- [24] LI Xiao-dong, WANG Jing-yu, LIU Wen-jie, et al. Effect of vent hole size on combustion and explosion characteristics during cook-off tests[J]. *Combustion and Flame*, 2022, 240.
- [25] MICHAEL L H, MICHAEL J K, STEPHANIE C. Vented and sealed cookoff of powdered and pressed  $\epsilon$ -CL-20[J]. *Journal of Energetic Materials*, 2020, 39(4): 432–451.
- [26] 杨筱, 智小琦, 杨宝良, 等. 装药尺寸及结构对HTPE推进剂烤燃特性的影响[J]. 火炸药学报, 2016, 39(6): 6.  
YANG Xiao, ZHI Xiao-qi, YANG Bao-liang, et al. The influence of charge size and structure on the burning characteristics of HTPE propellant [J]. *Chinese Journal of Explosives & Propellants*, 2016, 39(6): 6.
- [27] LIANG Jia-hao, NIE Jian-xin, ZHANG Hai-jun, et al. Influence of pre-ignition technology on combustion and explosion characteristics of composite propellants [J]. *Combustion and Flame*, 2023, 254.

## Cook-off Response Process of GAP-based Solid Propellants Under Nozzle Structural Constraints

YANG Jun-sen, JIN Feng-kai, JI Kang-yu, WU Hai-bo, WU Yi

(School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

**Abstract:** The nozzle structural constraints of solid rocket motors significantly affect the response process of propellants under cook-off stimuli. To study the influence of nozzle throat diameter on the cook-off response of GAP-based solid propellants, a thermal load loading and control system for nozzle structural test pieces was designed and constructed. Using high-speed laser schlieren imaging technology, the entire cook-off response process of GAP-based propellants under the constraints of motor nozzle structures was observed. Additionally, the temperature of test pieces and the shock wave overpressure generated upon the ignition response were measured. The results indicate that the cook-off response of GAP-based solid propellant specimens with nozzle constraints can be divided into the following stages: softening and expansion of the propellant before ignition, and flame acceleration, deflagration-to-detonation transition (DDT), casing failure, and deflagration process after ignition. The post-ignition response lasts only 0.5–2 milliseconds. From the pressure curve, it is evident that during the flame acceleration phase, the pressure grows slowly. When the nozzle throat diameter is relatively small, flow choking is more likely to occur. Once choking occurs, pressure and burning rate rapidly increase and reinforce each other, ultimately leading to deflagration-to-detonation transition. In contrast, for test pieces with large nozzle throat diameters, the rapid pressure rise cannot occur or be sustained, reducing the likelihood of deflagration-to-detonation transition and maintaining the structural integrity of test pieces.

**Key words:** GAP solid propellant; cook-off response; high-speed schlieren imaging; nozzle structural constraint

**CLC number:** TJ55

**Document code:** A

**DOI:** 10.11943/CJEM2024191

**Grant support:** National Natural Science Foundation of China (No. U2341288)

(责编: 姜梅)