

# 烧蚀对脉冲发动机软质隔层打开过程影响的试验设计

卞云龙<sup>1,2,3</sup>, 李海阳<sup>1,3\*</sup>, 申志彬<sup>1,3</sup>, 朱洪兵<sup>2</sup>, 王志强<sup>2</sup>

(1. 国防科技大学 空天科学学院, 湖南长沙 410073; 2. 中国航天科工集团公司六院四十一所, 内蒙古呼和浩特 010010;  
3. 空天任务智能规划与仿真湖南省重点实验室, 湖南长沙 410073)

**摘要:**针对脉冲发动机软质隔层在工作过程中状态与规律无法准确描述等问题,设计了软质隔层打开试验系统,近似模拟了隔层在脉冲发动机中的工作历程,对比了烧蚀与未烧蚀隔层打开特性,结合电镜扫描微观手段,从机理分析了烧蚀与未烧蚀隔层变形规律。试验结果表明,烧蚀模拟试验计算与某试验发动机隔层烧蚀率近似相当,相对误差可控制在5%以内;未烧蚀隔层变形呈“谷堆形”,烧蚀后隔层变形呈“灯泡形”。所建立的软质隔层打开试验系统可为脉冲发动机软质隔层设计与试验验证提供一种可行的技术途径和手段。

**关键词:**脉冲固体火箭发动机;软质隔层;工作过程;模拟试验

中图分类号:V438 文献标志码:A 文章编号:1001-2486(2024)06-025-08



论  
文  
拓  
展

## Experimental design for the effect of ablation on the opening process of soft insulator in pulse motor

BIAN Yunlong<sup>1,2,3</sup>, LI Haiyang<sup>1,3\*</sup>, SHEN Zhibin<sup>1,3</sup>, ZHU Hongbing<sup>2</sup>, WANG Zhiqiang<sup>2</sup>

(1. College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;  
2. The 41st Institute of the Sixth Academy of CASIC, Huhhot 010010, China;  
3. Hunan Key Laboratory of Intelligent Planning and Simulation for Aerospace Missions, Changsha 410073, China)

**Abstract:** Aiming at the problem that the soft insulator of pulse motor can not accurately describe its state and regular in the actual working process, a soft insulator opening test system was designed, which approximately simulated the working process of the soft insulator in the pulse motor. The opening characteristics of the ablative and non ablative soft insulator were compared, and the deformation law of the ablative and non ablative interlayer from the mechanism was explained by the means of scanning electron microscope. The test results show that the ablation rate calculated by the ablation simulation test is approximately equivalent to the insulator of a test pulse motor, and the relative error can be controlled within 5%; the deformation of the non ablated insulator is “valley pile” and the deformation of the ablated insulator is “bulb”. The established soft insulator layer opening test system can provide a feasible technical approach and means for the design and test verification of the soft insulator of pulse motor.

**Keywords:** pulse solid rocket motor; soft insulator; working process; simulation experiment

固体火箭发动机作为火箭武器的主要推进装置,在多种战术、战略火箭武器系统中得到广泛应用<sup>[1]</sup>。现有弹用固体动力存在推力调节灵活性差的问题,难以适应实战化需求,从而影响其进一步使用和发展,难以支撑我国固体动力快速发展。脉冲发动机通过多次关机和启动,可合理分配推

力与脉冲间隔时间,实现导弹飞行弹道最优控制和发动机能量的高效管理<sup>[2]</sup>。

脉冲发动机隔层可采用硬质与软质两种结构,目前常采用阻塞式、陶瓷舱盖式、金属膜片式、软质隔层式进行脉冲间隔。而脉冲发动机在软质隔层研制设计过程中主要以经验为主,缺少准

收稿日期:2022-06-29

基金项目:国家自然科学基金资助项目(11872372);湖南省杰出青年基金资助项目(2021JJ10046)

第一作者:卞云龙(1985—),男,黑龙江桦南人,高级工程师,博士研究生, E-mail:bianyunlong123@126.com

\*通信作者:李海阳(1972—),男,河北廊坊人,教授,博士,博士生导师, E-mail: li\_haiyang@263.net

引用格式:卞云龙,李海阳,申志彬,等.烧蚀对脉冲发动机软质隔层打开过程影响的试验设计[J].国防科技大学学报,2024,46(6):25-32.

Citation:BIAN Y L, LI H Y, SHEN Z B, et al. Experimental design for the effect of ablation on the opening process of soft insulator in pulse motor [J]. Journal of National University of Defense Technology, 2024, 46(6): 25-32.

确与有效的等效模拟试验手段,难以有效预示隔层打开压强等问题,制约了高可靠、高安全隔层的设计与应用。国内外针对隔层烧蚀与打开已经开展了相关研究。在隔层脉冲发动机试验与仿真方面:国外 Stadler 等<sup>[3]</sup>设计了轴径混合隔层式双脉冲发动机,并作为导弹动力装置开展了飞行实验;Kim 等<sup>[4]</sup>进行了脉冲点火时间间隔 2 s 和 60 s 双脉冲试验,并测得了 I 脉冲工作时隔层内侧表面温度。国内曹熙焯<sup>[5]</sup>、王硕<sup>[6]</sup>等开展了隔板试验与仿真分析,优化了隔板方案。在脉冲发动机隔层烧蚀研究方面:Wang 等<sup>[7]</sup>采用数值研究了脉冲隔离装置的破裂过程,提出了一种脉冲发动机隔层传热炭化模型;黄波<sup>[8]</sup>采用耦合传热方法研究了燃气对绝热层的影响,获得了激光烧蚀后的隔层试件形貌;惠博等<sup>[9]</sup>开展了 I 脉冲绝热材料二次烧蚀特性试验研究,获得了绝热层的二次烧蚀特性;闫航等<sup>[10]</sup>针对双脉冲发动机开展了绝热层烧蚀试验研究;卞云龙等<sup>[11]</sup>对双脉冲发动机 I 脉冲工作过程中 EPDM 隔层烧蚀特性开展了研究。在脉冲发动机软隔层变形与打开过程研究方面:付鹏等<sup>[12]</sup>针对隔层反向打开过程开展了数值研究,获得了隔层打开断裂模式;范兴贵等<sup>[13-14]</sup>研究了软隔层在有限变形下的本构模型;王坚等<sup>[15]</sup>开展了 II 脉冲点火过程对隔层影响的数值研究;王鼎等<sup>[16]</sup>针对隔层与药柱间不同间隙开展了数值仿真;卞云龙等<sup>[17]</sup>针对脉冲固体火箭发动机开展了大变形研究。目前在隔层烧蚀研究方面,主要是在发动机内绝热层烧蚀研究基础上结合数值仿真开展对应的研究较多,南京理工大学团队等虽对激光烧蚀后的试件进行了微观检测与研究,但未见经历隔层烧蚀并考虑大变形后的隔层烧蚀形貌方面研究。软质隔层变形与失效破坏研究试验方面,大多采用冷态试验,少数采用高温燃气对隔层打开后形貌进行分析,未见隔层整个变形过程以及烧蚀前后隔层变形形貌对比研究。

隔层对脉冲发动机的作用主要为隔绝上一脉冲高温高压燃气对下一脉冲装药的影响,同时在下一脉冲工作时其能够准确可靠打开,且打开物不损伤燃烧室热防护层及堵塞喷管,所以,隔层能否准确稳定可靠工作是决定脉冲发动机性能提升以及成败的关键。目前尚未有隔层烧蚀后打开过程的试验和仿真研究。I 脉冲发动机工作结束后,烧蚀后的隔层厚度和表面形貌发生了改变,同时脉冲间隔时期隔层内部还有一定的残余热量,这均会导致烧蚀后隔层力学特性发生变化。

本文通过开展软质隔层等效模拟烧蚀与变形

打开试验,获得了与发动机工作过程近似的烧蚀后隔层状态,建立了烧蚀后隔层变形与打开试验方法,获得了隔层打开压强,可为软质隔层结构设计提供技术基础。

## 1 隔层工作过程描述与试验系统设计

### 1.1 隔层工作过程描述

脉冲发动机软质隔层变形过程示意图如图 1 所示,隔层在 II 脉冲工作前处于近似初始状态(不考虑 I 脉冲烧蚀和承压对其影响),如图 1(a)所示;在 II 脉冲点火时隔层受燃气压力等影响开始膨胀变形至处于大变形状态,如图 1(b)所示;随着 II 脉冲燃烧室压力继续升高,在设计打开压强下隔层发生断裂,如图 1(c)所示。

隔层在发动机工作过程中经历的状态主要包括在 I 脉冲工作过程中的隔层烧蚀以及 II 脉冲工作过程的隔层变形和打开。本文研究的隔层的试验研究主要包括 I 脉冲隔层烧蚀模拟试验与 II 脉冲隔层打开试验。

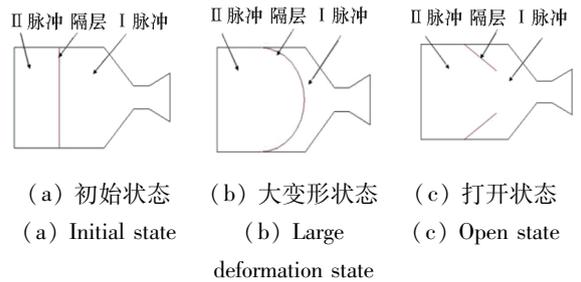
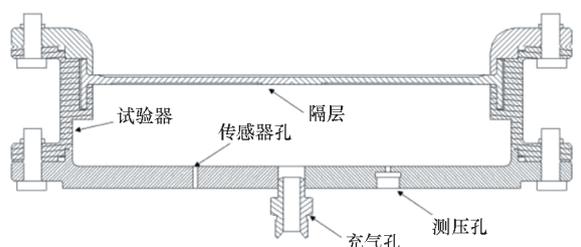


图 1 脉冲发动机软质隔层变形过程示意图

Fig. 1 Schematic diagram of the soft insulator deformation process of pulse engine

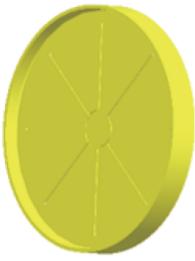
### 1.2 隔层试验研制方案与试验装置设计

隔层试验装置采用直径 450 mm、长度 190 mm 的结构装置。试验装置包括隔层、充气孔、测压孔等结构,隔层厚度为 8 mm,隔层打开结构采用“米”字形结构,削弱槽深度为隔层厚度的 20%,其采用三元乙丙橡胶材料。试验装置与削弱槽结构如图 2 所示。



(a) 试验装置示意图

(a) Schematic diagram of test device



(b) 隔层削弱槽结构

(b) Weakening groove structure of the soft insulator

图2 试验装置与削弱槽结构示意图

Fig.2 Schematic diagram of experimental device and weakening groove structure

### 1.3 隔层变形与打开过程模拟试验系统

II脉冲工作过程中,软质隔层状态变化是逐渐胀大变形,直到打开,这个过程持续时间往往会很短。通过采用隔层变形与打开过程试验装置对隔层状态进行描述,具有重要的意义。隔层变形与打开过程试验系统如图3所示,主要包括高压储箱、阀门、压力表、隔层试验装置与高速摄影等。

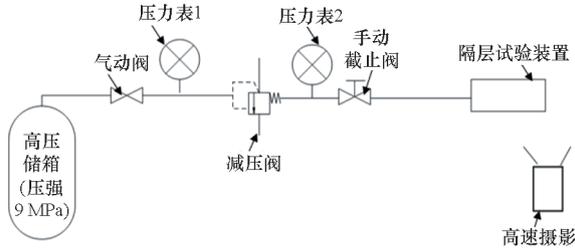


图3 软质隔层变形与打开过程试验系统

Fig.3 Test system of the soft insulator deformation and opening process

在获得较真实的软质隔层烧蚀试验结果后,开展隔层变形与打开试验。通过采用高速摄影结合标尺的方法,对隔层变形与打开过程进行综合测试,其中高速摄影拍摄速度为1/500 s。隔层变形与打开过程试验装置如图4所示。

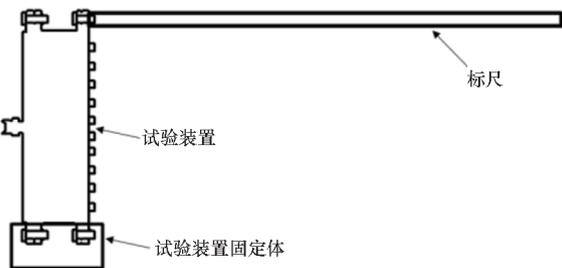


图4 软质隔层变形与打开过程试验装置

Fig.4 Test device diagram of the soft insulator deformation and opening process

本文主要在烧蚀试验的基础上开展隔层打开试验,获得烧蚀前后隔层打开性能,再结合软质隔层断裂形貌分析,获得隔层打开规律,试验方案如图5所示。

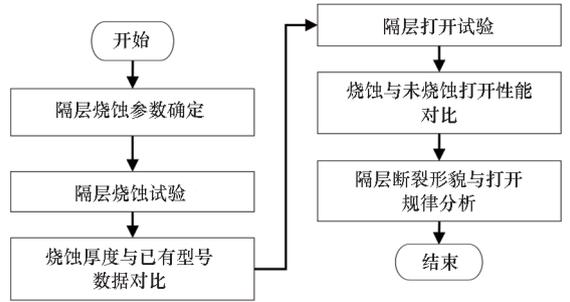


图5 软质隔层打开试验方案

Fig.5 The soft insulator opening test scheme

## 2 试验结果分析

### 2.1 I脉冲工作过程软质隔层烧蚀模拟试验

某试验脉冲发动机I脉冲工作结束后隔层的烧蚀形貌与烧蚀区域如图6所示,隔层厚度为11 mm(相对试验装置隔层厚度增加3 mm),发动机工作时间为12.8 s, I脉冲装药采用复合推进剂(II脉冲为假药),燃温为3 500 K,烧蚀最大位置在轴向和径向的过渡段,最大烧蚀量为2.90 mm,烧蚀率为0.23 mm/s。



(a) 试验后照片

(b) 烧蚀结果测绘

(a) Post test photos

(b) Ablation result mapping

图6 某试验发动机软质隔层烧蚀后状态

Fig.6 Status of the soft insulator of a test motor after ablation

本文采用氧乙炔烧蚀方法近似复现I脉冲工作结束后软质隔层的烧蚀状态。脉冲发动机软质隔层材料通常与发动机绝热层材料一致(本文材料一致),而固体火箭发动机绝热层热物性参数测试多采用氧乙炔烧蚀试验<sup>[18-19]</sup>。为准确获得与试验发动机相当的烧蚀率,经过多次软质隔层烧蚀试验摸底,确定隔层烧蚀时间为25 s,氧乙炔实测隔层表面附近火焰温度为1 755.6 K(电荷

耦合器件系统测试得到)。在不考虑推进剂中燃烧颗粒以及压强对隔层影响外,其余与固体火箭发动机工作热态工况相当,因此可采用氧乙炔烧蚀方法模拟 I 脉冲工作过程的烧蚀状态。

依据 GJB 323B—2018 与 GJB/J 5228—2003 两标准开展软质隔层烧蚀试验,软质隔层烧蚀前后状态对比如图 7 所示,从图中可以明显看出,烧蚀前软质隔层表面光滑,烧蚀后隔层表面出现炭化状态。为尽可能描述发动机实际状态(考虑试验发动机烧蚀最严重状态),软质隔层试验烧蚀区域基本完全覆盖整个隔层区域。



(a) 烧蚀前状态 (b) 烧蚀后状态  
(a) Pre ablation state (b) Post ablation state

图 7 试验装置软质隔层烧蚀前后对比

Fig. 7 Comparison of the soft insulator in the test device before and after ablation

对烧蚀后试验装置隔层结构进行观察,烧蚀形貌与试验脉冲发动机状态近似一致,详见图 8。

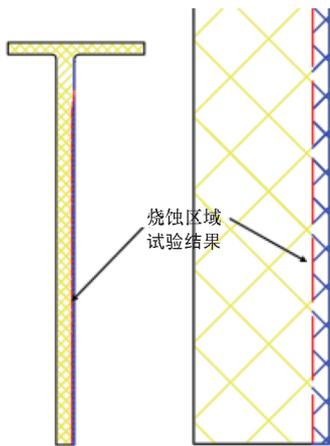
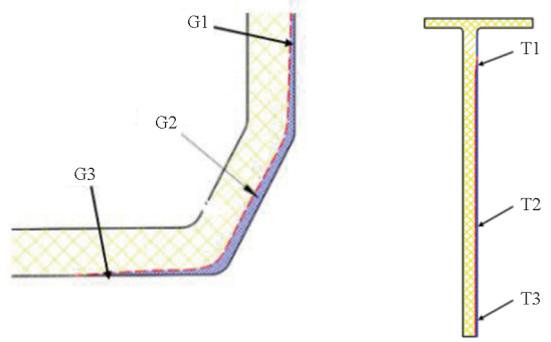


图 8 试验装置软质隔层烧蚀后状态

Fig. 8 State of the soft insulator in the test device after ablation

隔层烧蚀情况测量位置如图 9 所示。通过对烧蚀厚度测量可知,试验发动机隔层 G1 测点在径向隔层中部位置,该位置最大烧蚀量为 1.01 mm,最大烧蚀率为 0.08 mm/s;G2 最大烧蚀量为 2.90 mm,烧蚀率为 0.23 mm/s;G3 测点



(a) 试验发动机 (b) 试验装置  
(a) Test motor (b) Test device

图 9 软质隔层烧蚀情况测量位置

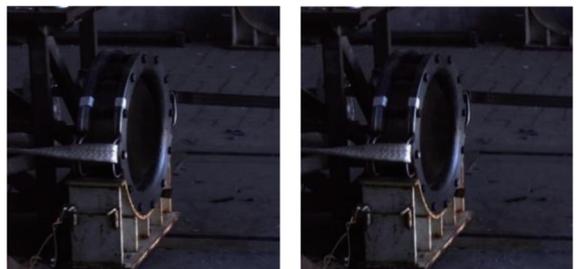
Fig. 9 Measuring position of ablation for the soft insulator

几乎无烧蚀。试验装置隔层 T1 测点近似无烧蚀,T2 与 T3 测点烧蚀厚度近似一致,最大烧蚀厚度为 0.65 mm,为隔层最大烧蚀位置。通过计算该试验器隔层烧蚀率为 0.22 mm/s,与试验发动机实际烧蚀率 0.23 mm/s 近似相当,模拟试验计算烧蚀率与发动机实际烧蚀率的相对误差控制在 5% 以内。

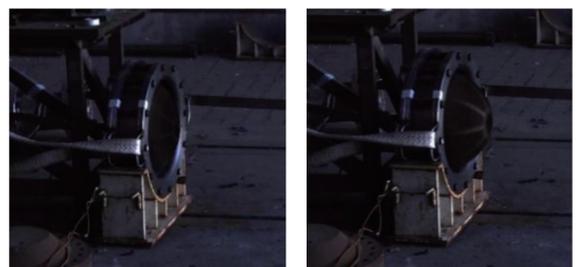
## 2.2 软质隔层打开过程分析

### 2.2.1 烧蚀后软质隔层打开过程试验研究

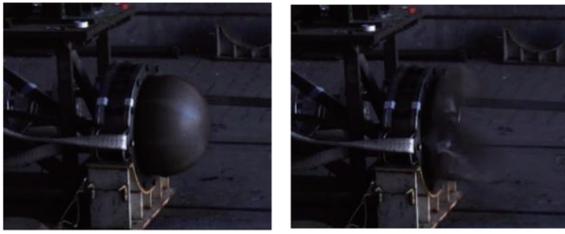
通过高速摄影结合标尺方法可获得烧蚀后隔层变形过程与打开过程,随着试验器内气体不断充气,隔层内压强不断升高,隔层逐渐变形胀大直至打开。通过本试验系统可清晰地获得隔层的变形与打开过程,隔层变形与打开过程详见图 10。



(a) 0 s (b) 0.5 s



(c) 1.0 s (d) 1.26 s



(e) 1.90 s(打开前) (f) 1.90 s(打开后)  
 (e) 1.90 s (before opening) (f) 1.90 s (after opening)

图 10 烧蚀后软质隔层变形与打开过程

Fig.10 Deformation and opening process of the soft insulator after ablation

从图 10 中可以看出,在试验装置充气过程中,前 1.0 s 内隔层未见明显变形,随着充气不断进行,隔层逐渐胀大,胀大形状类似半圆球状,且图中明显可以看出削弱槽宽度会随着隔层变形而逐渐变大,削弱槽处的隔层厚度最薄。隔层在 1.26 s 时实测最大变形量为 190 mm,隔层在 1.90 s 时变形量达到最大(为 310 mm),1.90 s 后隔层瞬间打开。

试验后照片详见图 11,隔层打开后未有大块结构飞出,隔层基本沿着预制缺陷槽破裂,打开位置符合设计要求。



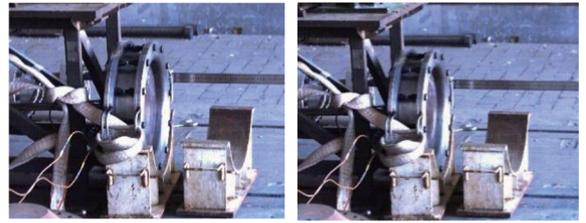
图 11 隔层打开后试验照片

Fig.11 Test photo after the soft insulator opening

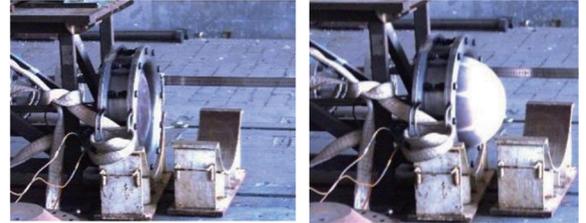
2.2.2 未烧蚀软质隔层打开过程试验研究

为研究烧蚀特性对隔层打开性能的影响,在烧蚀后变形与打开试验系统的基础上,开展未烧蚀隔层变形与打开特性研究,隔层材料和结构尺寸参数保持一致。

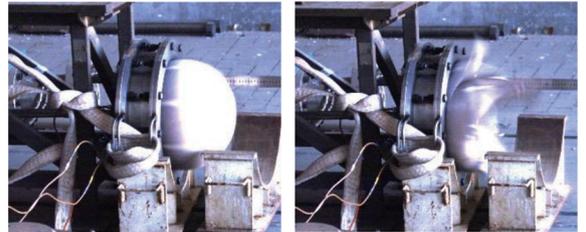
图 12 所示为未烧蚀隔层变形与打开过程试验图像,由图可知,在试验装置充气过程中,前 1.0 s 内隔层未见明显变形,随着试验装置内气体不断增加,隔层逐渐膨胀,呈现近似半圆球形状,隔层在 3.39 s 时变形量达到最大(为 260 mm),3.39 s 后隔层瞬间打开。



(a) 0 s (b) 0.5 s



(c) 1.0 s (d) 2.75 s



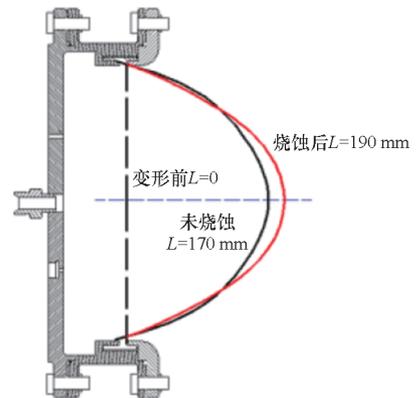
(e) 3.39 s(打开前) (f) 3.39 s(打开后)  
 (e) 3.39 s (before opening) (f) 3.39 s (after opening)

图 12 未烧蚀隔层变形与打开过程

Fig.12 Deformation and opening process of the nonablated soft insulator

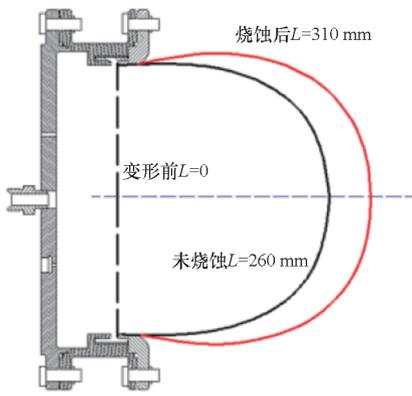
2.2.3 烧蚀与未烧蚀隔层打开过程试验对比分析

通过分别开展烧蚀与未烧蚀隔层打开试验,得到了隔层烧蚀前后的打开特性,获得了隔层变形与打开过程,烧蚀与未烧蚀隔层变形外轮廓曲线对比如图 13 所示。



(a) 达到软质隔层最大变形量的前 0.64 s

(a) 0.64 s before maximum deformation of the soft insulator



(b) 软质隔层最大变形量时刻

(b) Time of maximum deformation of the soft insulator

图 13 烧蚀与未烧蚀隔层变形外轮廓曲线对比

Fig. 13 Comparison of outer contour curves of deformation for the ablated and nonablated soft insulator

通过烧蚀与未烧蚀隔层变形外轮廓曲线的对比可知,随着试验装置内气体不断增加,隔层逐渐膨胀,在隔层达到最大变形量前 0.64 s 时,烧蚀后隔层( $t = 1.26$  s)轴向变形量为 190 mm,未烧蚀隔层( $t = 2.75$  s)轴向变形量为 170 mm,此时烧蚀后隔层较未烧蚀隔层轴向变形量多 20 mm;通过实物照片结合隔层外轮廓曲线可知,未烧蚀隔层较烧蚀隔层变形更靠近轴线,此时未烧蚀隔层表面积为  $157\ 010.79\ \text{mm}^2$ ,烧蚀隔层对应表面积为  $161\ 183.17\ \text{mm}^2$ ,相对未烧蚀隔层表面积增加 2.66%。在隔层最大变形时刻时,烧蚀后隔层( $t = 1.90$  s)轴向变形量为 310 mm,未烧蚀隔层( $t = 3.39$  s)轴向变形量为 260 mm,此时烧蚀后隔层较未烧蚀隔层变形量多 50 mm。从总体变形情况看,隔层变形均为轴对称图形,其中未烧蚀隔层最大变形位置较烧蚀隔层变形更靠近轴线,隔层变形呈“谷堆形”;烧蚀后隔层较未烧蚀隔层变形较大,存在最大变形区域大于试验装置内径现象(较内径增大 28.4 mm),呈“灯泡形”。此时未烧蚀隔层表面积为  $263\ 658.56\ \text{mm}^2$ ,烧蚀隔层对应表面积为  $341\ 439.43\ \text{mm}^2$ ,相对未烧蚀隔层表面积增加 29.50%。

图 14 为烧蚀与未烧蚀隔层打开过程实测压强曲线对比。由图可知,烧蚀隔层在 1.20 s 时,监测的实际压强最大,此时实测压强为 0.153 MPa;在 1.20 ~ 1.90 s 时间段,压强略有下降,下降幅度约为 0.02 MPa,表明此时隔层开始漏气(出现小范围漏气点);在 1.90 s 时压强急剧下降,此时隔层完全打开。因此,实测最大压强 0.153 MPa 为烧蚀隔层的打开压强。未烧蚀隔层

在 3.39 s 时,隔层变形量达到最大(为 260 mm),3.39 s 后压强急剧下降,隔层瞬间打开;当时间在 2.69 s 时监测实际压强最大,此时实测压强为 0.199 MPa;在 2.69 ~ 3.39 s 时间段,压强略有下降,下降幅度约为 0.04 MPa,表明此时隔层开始漏气(出现小范围漏气点)。因此,实测最大压强 0.199 MPa 为未烧蚀隔层的打开压强。两状态隔层打开时间与打开压强试验结果见表 1。

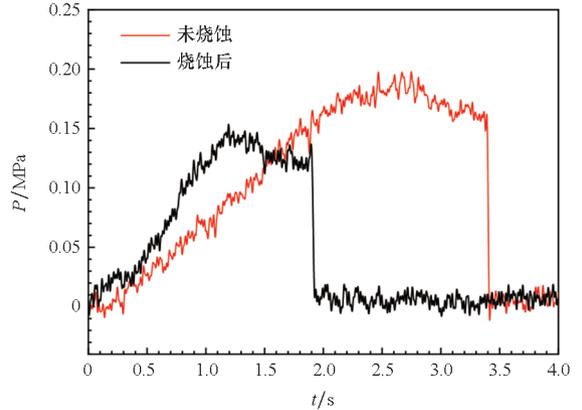


图 14 烧蚀与未烧蚀隔层打开过程实测压强曲线对比  
Fig. 14 Comparison of measured pressure curves during opening of the ablated and nonablated soft insulator

表 1 烧蚀与未烧蚀隔层试验结果对比

Tab. 1 Comparison of test results of the ablated and nonablated soft insulator

试验工况	打开时间/s	打开压强/MPa
隔层未烧蚀	3.39	0.199
隔层烧蚀	1.90	0.153

通过开展烧蚀和未烧蚀隔层变形与打开试验研究可知,烧蚀对隔层的变形量、打开时间及打开压强均存在较大影响,其中最大变形量相差 19.2%,打开时间相差约 78.4%,打开压强相差约 30.1%,结合下一节电镜扫描对该规律进行分析。

### 2.2.4 隔层断裂形貌电镜扫描与分析

通过以上试验从宏观上得到烧蚀与未烧蚀隔层打开规律与现象,结合电镜扫描从微观和机理上分析烧蚀与未烧蚀打开的差异性。烧蚀隔层与未烧蚀隔层电镜扫描如图 15 所示。

烧蚀与未烧蚀打开规律不一致,分析其主要原因是:由于隔层在烧蚀后靠近隔层中心表面烧蚀量大于隔层边缘位置,烧蚀后隔层出现炭化现象,在 60 倍和 200 倍电镜扫描下可以清晰观察到其表面结构出现疏松与大孔洞现象;而原始层

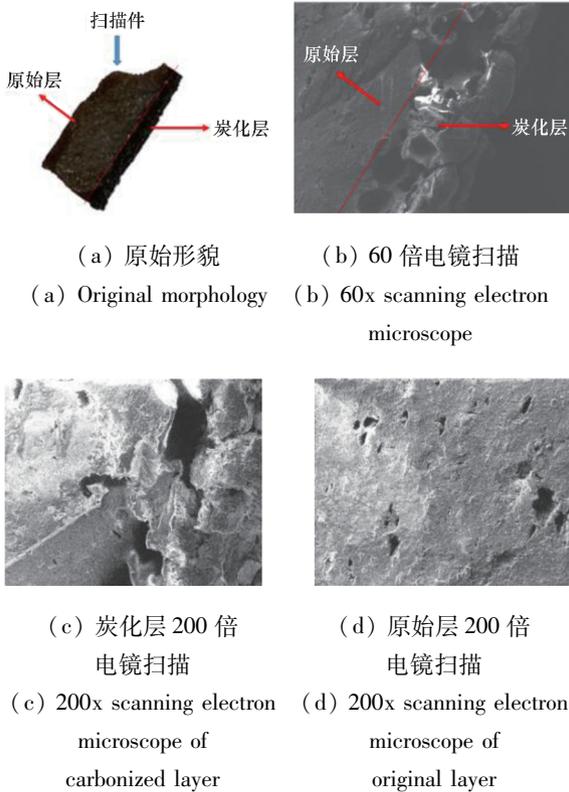


图 15 隔层断裂形貌的电镜扫描

Fig. 15 Scanning electron microscope of the soft insulator fracture morphology

(未烧蚀层)在 60 倍和 200 倍电镜扫描下结构仍然密实。烧蚀隔层表面的疏松和大孔洞现象致使隔层有效承载厚度减薄,烧蚀厚度不一致(隔层中间烧蚀大,边缘烧蚀小)导致隔层中心承载能力小于隔层边缘,从而导致隔层变形呈“灯泡形”。再加上烧蚀后隔层残余温度改变了隔层的本构模型,从而改变了隔层变形胀大过程。综合两者因素,使得烧蚀与未烧蚀隔层打开规律不一致。

试验表明,烧蚀隔层打开压强低于未烧蚀隔层,其变形量大于未烧蚀隔层;两者隔层变形规律不一致,未烧蚀隔层较烧蚀隔层变形更靠近轴线,未烧蚀隔层变形呈“谷堆形”,烧蚀后隔层变形呈“灯泡形”,且烧蚀后存在最大变形大于发动机内径的情况。由于隔层在发动机内部工作,这些变形规律在发动机实际工作过程是难以观察和捕捉到的,因此本文研究可为隔层变形仿真与隔层设计工作提供强有力的试验支撑。

### 3 结论

本文开展了烧蚀对脉冲发动机软质隔层打开过程影响的试验研究,近似模拟了隔层在脉冲发动机中的工作历程,对比了烧蚀与未烧蚀

隔层打开特性,结合电镜扫描微观手段,从机理上解释了烧蚀与未烧蚀隔层变形规律,具体结论如下:

1)建立了软质隔层打开试验系统,为后续脉冲发动机隔层设计与单项试验验证提供了一种技术途径与手段。

2)通过开展隔层烧蚀模拟试验研究,并与某发动机烧蚀试验结果进行对比,本文试验中烧蚀率控制在与实际发动机误差 5% 的水平。

3)在烧蚀模拟试验基础上,开展了烧蚀后和未烧蚀隔层变形与打开过程试验研究,清晰获得了隔层的变形过程与隔层的打开压强,得到了两者隔层变形规律不尽一致。未烧蚀隔层较烧蚀隔层变形更靠近轴线,呈“谷堆形”,烧蚀后隔层呈“灯泡形”变形。由于隔层在发动机内部工作,这些变形规律在发动机实际工作过程是难以观察和捕捉到的,本文研究可为发动机仿真与设计提供试验支撑。

4)通过试验可知,烧蚀后存在最大变形大于发动机内径的情况,这种现象会导致隔层挤压至发动机壁面,而可能导致隔层破坏。该结论可为隔层打开与破坏模式分析提供一定的参考与依据。

5)通过电镜扫描可知,烧蚀后炭化层表面结构出现的疏松与大孔洞现象会导致隔层有效承载厚度减薄,从微观和机理上分析了烧蚀与未烧蚀打开规律的差异性。

后续进一步增加试验子样数,提高该试验方法的可靠性,优化烧蚀后隔层本构模型,补充完善仿真工作。

### 致谢

南京理工大学机械工程学院李映坤副教授在论文方向上提供了帮助,谨致谢意!

### 参考文献 (References)

- [1] 武晓松,陈军,王栋. 固体火箭发动机原理[M]. 2版. 北京:兵器工业出版社,2015.  
WU X S, CHEN J, WANG D. Principle of solid rocket engine[M]. 2nd ed. Beijing: The Publishing House of Ordnance Industry, 2015. (in Chinese)
- [2] 侯晓,付鹏,王渊. 固体火箭发动机能量管理技术及其新进展[J]. 固体火箭技术,2017,40(1):1-6,23.  
HOU X, FU P, WU Y. Energy management technology of SRM and its development[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2017, 40(1): 1-6, 23. (in Chinese)
- [3] STADLER L, HOFFMANN S, HUBER J, et al. The flight demonstration of the double pulse motor demonstrator MSA[C]// Proceedings of the 46th AIAA/ASME/SAE/

- ASEE Joint Propulsion Conference & Paper, 2010: 2010 - 6756.
- [4] 김진용, 권태하, 이원복, 등. 이중펄스 로켓모터의 격막형 펄스분리장치 설계 및 성능평가[J]. 한국군사과학기술학회지, 2015, 18(1): 93 - 99.
- KIM J, KWON T, LEE W, et al. The design & analysis of pulse separation device with thermal barrier type for dual pulse rocket motor [J]. Journal of the Korea Institute of Military Science and Technology, 2015, 18 ( 1 ): 93 - 99. ( in Korean)
- [5] 曹熙炜, 任军学, 王长辉, 等. 软隔板双脉冲发动机二级点火延迟试验分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2012, 38(2): 244 - 246.
- CAO X W, REN J X, WANG C H, et al. Testing of ignition delay of second pulse of soft-clapboard dual-pulse motor[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2012, 38(2): 244 - 246. ( in Chinese)
- [6] 王硕, 王一白, 陈铮, 等. 双脉冲固体火箭发动机软隔板破裂试验研究[J]. 上海航天, 2017, 34(1): 116 - 120.
- WANG S, WANG Y B, CHEN Z, et al. Fracture test of soft-clapboard in dual-pulse solid rocket motor [ J ]. Aerospace Shanghai, 2017, 34(1): 116 - 120. ( in Chinese)
- [7] WANG C G, XU G Y. The analytical method to compute the strain on the soft PSD in double-pulse SRM[J]. International Journal of Aerospace Engineering, 2019, 2019: 3190980.
- [8] 黄波. 双脉冲发动机软质隔层热载荷条件下烧蚀特性研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2019.
- HUANG B. Study on ablation characteristics of dual pulse motor soft compartment under thermal loadings[D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2019. ( in Chinese)
- [9] 惠博, 蒲德汉, 刘伟凯. 双脉冲发动机 I 脉冲绝热材料二次烧蚀研究[J]. 弹箭与制导学报, 2020, 40(3): 35 - 38, 44.
- HUI B, PU D H, LIU W K. Research on the secondary ablation of I pulse insulation material in double pulse solid rocket [ J ]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2020, 40(3): 35 - 38, 44. ( in Chinese)
- [10] 闫航, 陈嘉辉, 冯喜平, 等. 双脉冲固体发动机燃烧室 EPDM 绝热层烧蚀性能实验研究[J]. 推进技术, 2022, 43(8): 210024.
- YAN H, CHEN J H, FENG X P, et al. Experimental study on ablation performance of EPDM insulation layer in combustion chamber of dual pulse solid rocket motor [ J ]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43 ( 8 ): 210024. ( in Chinese)
- [11] 卞云龙, 李映坤, 李海阳, 等. 双脉冲发动机 I 脉冲工作过程中 EPDM 隔层烧蚀特性[J]. 固体火箭技术, 2022, 45(5): 764 - 771.
- BIAN Y L, LI Y K, LI H Y, et al. Ablation characteristics of EPDM separation device of dual-pulse motor during the pulse I operation[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2022, 45(5): 764 - 771. ( in Chinese)
- [12] 付鹏, 宋学宇, 孙利清, 等. 脉冲发动机软隔离装置反向打开过程研究[J]. 固体火箭技术, 2017, 40(2): 146 - 150, 163.
- FU P, SONG X Y, SUN L Q, et al. Investigation on the reverse opening process of the soft insulator of double pulse solid rocket motor [ J ]. Journal of Solid Rocket Technology, 2017, 40(2): 146 - 150, 163. ( in Chinese)
- [13] 范兴贵, 许进升, 陈雄. 双脉冲发动机 EPDM 软隔层含率相关能量限制器的黏超弹本构模型[J]. 固体火箭技术, 2019, 42(3): 308 - 313.
- FAN X G, XU J S, CHEN X. A visco-hyperelastic constitutive model of EPDM soft PSD of dual-pulse SRM with rate-dependent energy limiter [ J ]. Journal of Solid Rocket Technology, 2019, 42(3): 308 - 313. ( in Chinese)
- [14] FAN X G, XU J S, CHEN X, et al. Investigation on failure properties and constitutive modeling of EPDM used for pulse separation device [ J ]. Mechanics of Materials, 2019, 137: 103127.
- [15] 王坚, 陈雄, 许进升, 等. 一种软隔层双脉冲固体火箭发动机点火冲击仿真分析[J]. 南京理工大学学报, 2019, 43(6): 778 - 783.
- WANG J, CHEN X, XU J S, et al. Simulation of ignition impact for soft interlayer dual-pulse solid rocket motor [ J ]. Journal of Nanjing University of Science and Technology, 2019, 43(6): 778 - 783. ( in Chinese)
- [16] 王鼎, 吴昊, 白玉冰, 等. 基于超弹性本构模型的双脉冲发动机径向软隔层承载数值研究[J]. 新技术新工艺, 2021(7): 64 - 68.
- WANG D, WU H, BAI Y B, et al. Research on numerical value of radial soft barrier load of double pulse engine based on hyper elastic constitutive model [ J ]. New Technology & New Process, 2021(7): 64 - 68. ( in Chinese)
- [17] 卞云龙, 李映坤, 徐洁, 等. 脉冲固体火箭发动机软质隔层大变形特性研究 [ J ]. 弹道学报, 2023, 35(3): 1 - 7.
- BIAN Y L, LI Y K, XU J, et al. Study on large deformation characteristics of soft interlayer in pulsed solid rocket motor [ J ]. Journal of Ballistics, 2023, 35 ( 3 ): 1 - 7. ( in Chinese)
- [18] 中国航空科技集团公司. 烧蚀材料烧蚀试验方法: GJB 323B—2018[S]. 北京: 中央军委装备发展部, 2018.
- China Aerospace Science and Technology Corporation. Test method for ablation of ablators: GJB 323B—2018 [ S ]. Beijing: Equipment Development Department of the Central Military Commission, 2018. ( in Chinese)
- [19] 中国兵器工业集团公司. 绝热层、包覆层氧 - 乙炔烧蚀率标准物质规范: GJB/J 5228—2003[S]. 北京: 国防科学技术工业委员会, 2003.
- China North Industries Group Corporation Limited. Specification for certified reference materials of oxyacetylene ablation rate of insulator and inhibitor: GJB/J 5228—2003 [ S ]. Beijing: Commission of Science, Technology and Industry for National Defense of the CPLA, 2003. ( in Chinese)