

双脉冲固体发动机燃烧室EPDM绝热层烧蚀性能实验研究*

闫航, 陈嘉辉, 冯喜平, 王乐, 侯晓

(西北工业大学 燃烧、热结构与内流场重点实验室, 陕西 西安 710072)

摘要: 为了研究双脉冲发动机燃烧室内复杂热环境下三元乙丙(EPDM)绝热层的烧蚀性能, 开展了工作时间为15s和两次点火工作时间为7.5s+7.5s的发动机实验。采用SEM电镜扫描、微米CT测试分析获得了烧蚀试件的表面宏观形貌、炭化层表面和断面微观形貌以及炭化层三维构型; 利用测厚仪测量结果计算了试件的烧蚀率。结果表明, 在总工作时间相等的情况下, 双脉冲发动机中EPDM绝热层的烧蚀率比传统发动机大。与传统发动机中单次热冲击下烧蚀后试件相比, 双脉冲发动机二次热冲击下烧蚀后试件的炭化层厚度减小约50%, 总体孔隙率增大约13%; 烧蚀表面致密层的致密程度也有所减小。双脉冲发动机工作时, EPDM绝热层的烧蚀性能在二次热冲击下发生较大变化, 需在燃烧室内绝热层的设计过程中予以重视。

关键词: 双脉冲发动机; 固体火箭发动机; 燃烧室; 绝热层; 烧蚀; 实验研究

中图分类号: V435 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055(2022)08-210024-11

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.210024

Experimental Study on Ablation Performance of EPDM Insulation Layer in Combustion Chamber of Dual Pulse Solid Rocket Motor

YAN Hang, CHEN Jia-hui, FENG Xi-ping, WANG Le, HOU Xiao

(Science and Technology on Combustion, Internal Flow and Thermo-Structure Laboratory,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: In order to study the complicated ablation performance of EPDM insulation in the combustion chamber of a double-pulse solid rocket motor, an engine experiment scheme with working time of 15s and two ignition of 7.5s+7.5s was proposed. The surface morphology of the ablation specimen, the surface and section morphology of the carbonized layer and the three-dimensional configuration of the carbonized layer were obtained by SEM scanning and micron CT testing. The ablation rate of the specimen was calculated by the measurement results of the thickness gauge. The results show that the ablation rate of the EPDM insulation is higher than that of the conventional engine under the same total working time. Compared with the specimens in the traditional engine after a single thermal shock, the thickness of carbonization layer decreases by 50% and the overall porosity increases by 13% because of the double pulse engine after a second thermal shock. The density of the dense layer on the abla-

* 收稿日期: 2021-01-11; 修订日期: 2021-10-13。

作者简介: 闫航, 博士生, 研究领域为火箭发动机热防护复合材料。

通讯作者: 冯喜平, 博士, 副教授, 研究领域为火箭发动机燃烧和流动过程数值仿真、固体火箭发动机烧蚀热防护以及固体火箭冲压发动机理论与实验。

引用格式: 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 Hang, CHEN Jia-hui, FENG Xi-ping, 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.)

tion surface also decreases. The ablation performance of EPDM insulation varies greatly under the secondary thermal shock when the double-pulse engine is in operation, which should be paid more attention to in the design process of the insulation in the combustion chamber.

Key words: Dual pulse motor; Solid rocket motor; Combustor; Heat insulation layer; Ablation; Experimental study

1 引言

双脉冲发动机在继承了传统固体发动机可靠性高、结构简单等优点^[1]的同时,还可以通过二次启动实现有效的能量管理,改善飞行器的控制性能^[2-3]。三元乙丙(EPDM)凭借优良的热物理性能成为双脉冲发动机绝热层材料的首选^[4-5]。双脉冲发动机工作时,燃烧室后段的绝热层承受着发动机二次启动所带来的热冲击以及发动机内部高温高压恶劣环境的双重考验,绝热层烧蚀过程与传统固体发动机相比有很大不同^[6-7]。开展双脉冲发动机中EPDM绝热层的烧蚀性能研究,掌握其烧蚀规律,对双脉冲发动机设计具有重要指导意义。

多年来,国内外学者对传统固体发动机内EPDM绝热材料的烧蚀性能开展了大量理论与实验研究^[8],这些研究主要集中在烧蚀实验方法、烧蚀机理研究和烧蚀模型建立三个方面。何国强等^[9]、王书贤等^[10]设计了一种烧蚀实验发动机,真实模拟发动机环境,测试绝热材料的烧蚀性能,研究不同因素的影响。在此基础上,他们又针对高过载条件及发动机内两相流冲刷问题设计了弯管实验发动机试验方案^[11]。娄勇春等^[12]建立了一套富氧烧蚀实验系统,通过富氧燃气来模拟补燃室富氧环境,开展绝热材料烧蚀性能研究。在国外,Martin^[13]借助实时X射线照相(RTR)技术获得了绝热材料的烧蚀动态过程图像。McWhorter等^[14]通过自主设计的烧蚀电位计实时测量绝热材料烧蚀过程的温度变化。Natali等^[15]也通过预置热电偶的方法研究了绝热材料的烧蚀过程。常规发动机中EPDM绝热材料烧蚀性能的实验方法多,涉及范围大,考虑因素广,体系较为成熟。

然而,对双脉冲发动机燃烧室EPDM绝热层烧蚀机理与烧蚀性能研究较少。相关研究主要集中在双脉冲发动机点火过程、隔舱段设计及内流场仿真等方面^[16-19]。汤亮等^[20]对隔舱式双脉冲发动机点火瞬态过程的内流场进行了数值计算,结合实验验证了该仿真方法的准确性。梅开等^[21]设计了一种新型脉冲隔离装置,并通过实验验证了其可行性。Cho等^[22]利用冷热两种气体分别模拟了双脉冲发动机内部的

气体流动情况。汪京等^[19]利用动网格技术进行了隔舱式双脉冲发动机的内流场仿真。惠博等^[7]开展了双脉冲发动机绝热材料烧蚀实验,简单分析了二脉冲气流速度对试件烧蚀率的影响。

目前EPDM绝热层烧蚀性能的研究主要针对传统固体发动机,烧蚀相关理论也比较完善。对于双脉冲发动机燃烧室内EPDM绝热层烧蚀性能的相关研究很少,双脉冲发动机工作中二次热冲击下的烧蚀规律还有待探索。本文采用保留绝热层试件进行二次点火的方案,通过固体发动机烧蚀实验,开展了EPDM绝热层在双脉冲发动机工作时二次热冲击下的烧蚀性能研究,得到了EPDM绝热层的烧蚀率,分析了传统发动机和双脉冲发动机工作时二次热冲击下EPDM绝热层试件烧蚀后的表面宏观形貌、炭化层表面及断面微观形貌及其孔隙率等烧蚀性能指标,旨在为双脉冲发动机中EPDM绝热层烧蚀预估提供依据,为绝热层设计提供支持。

2 实验方法

2.1 研究方案

双脉冲发动机借助多种形式的分离手段,将燃烧室分为两个相对独立的部分,通过控制各个燃烧室的点火时间间隔,实现发动机的二次启动,进而全面提升飞行器的控制性能^[20-24]。双脉冲发动机工作时,其燃烧室的绝热层在一次点火工作后会生成化学热解而生成表面疏松的多层结构,发动机二次点火时绝热层的物理状态明显与此前不同,二次点火会对表面疏松多层结构产生强大的热和力冲击,引起绝热层的烧蚀率增加。此外,在两次点火的间隔时间内,绝热材料的基层同样会发生热解。想要通过二次启动的实验发动机直接模拟这一过程存在实际困难,实验系统复杂,成本较高,并且有着很大的安全隐患。

为此,提出了先进行一次发动机点火,在不拆除绝热层试件条件下,拆卸发动机后封头,完成发动机装药后再次进行点火的实验方案,设计进行了工作时间分别为15s和7.5+7.5s的点火实验,排除时间因素对实验的干扰。此方案很大程度上契合EPDM

绝热层在双脉冲发动机中烧蚀性能的实验研究需求,在传统固体发动机绝热层烧蚀实验方案的基础上进行了改进,真实可靠而又简单易行。

2.2 实验系统

设计并建立的固体发动机绝热层地面烧蚀实验系统如图1,其主要由实验发动机及实验架、测量传感器、数据采集装置、视频记录设备等组成。实验发动机是系统的主体,用于模拟 EPDM 绝热层在双脉冲发动机工作时二次热冲击下的工作环境,实验过程中,通过实验架及实验平台安装实验发动机,以确保发动机安全工作。发动机工作过程中,利用包括压力、温度传感器在内的测量装置测量发动机燃烧室内压力和绝热层内部受关注点的温度,通过数据采集装置实时记录发动机工作过程中传感器传出的感应信号,并借助视频记录设备记录整个实验过程,从外部观察发动机工作情况。发动机工作完成待冷却后取下绝热层试件,通过多种表征方法对比分析不同工况下试件的烧蚀性能。

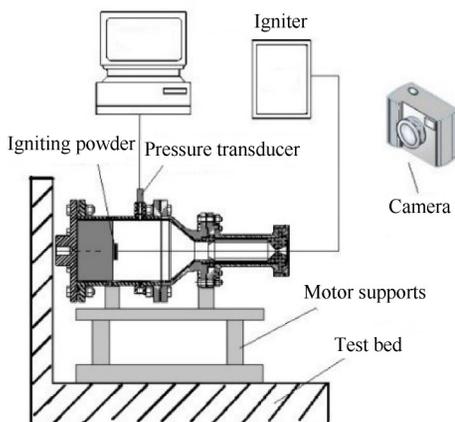


Fig. 1 Ablation experimental system

2.3 实验发动机

实验采用自主设计的直管烧蚀实验发动机,结构如图2所示。其由前封头、燃烧室壳体、收敛段、调节环、实验段、尾喷管组成。燃烧室采用常规轴对称结构,实验段采用外圆内方结构,见图3。燃烧室是装药的储箱及燃烧的主要场所,外圆内方的实验段结构一方面便于装卸实验件;另一方面可以保证各个实验件均与燃气流平行,提高数据的可靠性和一致性。实验过程中,将 EPDM 绝热层试件切割成“凸”字形,分别安装于实验段方形内孔的四边中,再将试件夹同试件一起放入实验段底部。

2.4 实验工况

设计进行总工作时间相等但启动次数不同的多

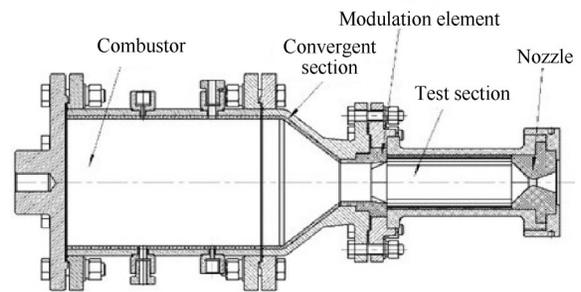


Fig. 2 Straight tube experimental engine

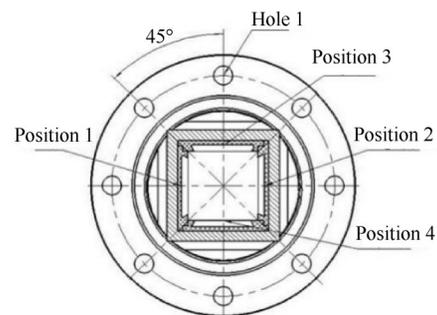


Fig. 3 Specimen holder

组实验,一次点火后待试件冷却进行第二次点火从而模拟双脉冲发动机工作时二次热冲击环境,实现传统发动机工作时单次热冲击与双脉冲发动机工作时二次热冲击下 EPDM 绝热层的烧蚀性能对比。文中列举出两组代表性工况下的烧蚀发动机实验。两组实验采用配方相同的高能复合推进剂,Al 含量为 16%,燃温为 3536K。

两组实验的总工作时间相等,各组实验压强均为 7MPa,实验段速度由计算获得,均为 14m/s,通道截面均为 54mm×54mm,实验过程中选用的试件厚度均为 14mm。第一组实验仅进行一次点火,总工作时间为 15s。第二组实验中,第一次点火后,工作时间为 7.5s,不拆卸试件,进行第二次点火,工作时间也为 7.5s。实验结束后取下试件进行分析,并将实验结果进行对比。每组实验中各有四个试件,由最上方试件按逆时针方向开始分别编号为 1,2,3,4,各个试件除位置外材料、厚度、大小等特性完全相同,实验序号写在试件编号前予以区分,如第一组实验的第一个试件编号为 1-1。

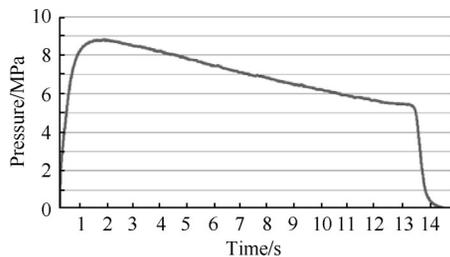
3 实验结果及分析

绝热材料的炭化烧蚀率反映单位时间内绝热层减小的厚度,绝热材料烧蚀后产生的炭化层直接承受着高温、高速燃气流的冲击,其组成、宏观表面形貌、微观内部形貌及特性很大程度上决定着绝热层

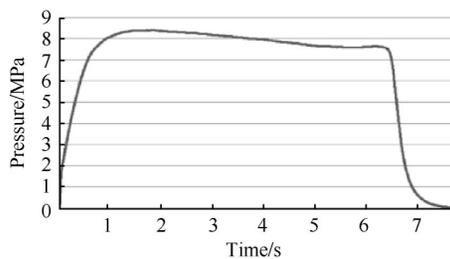
的烧蚀性能。故对比分析两组实验共8个烧蚀试件的炭化烧蚀率,以及具有代表性的试件1-1,1-2和2-1,2-2的表面形貌、炭化层表面和截面形貌以及三维构型,进而研究总工作时间相等的条件下,单次热冲击与二次热冲击下EPDM绝热层烧蚀性能的区别。

3.1 压强时间曲线

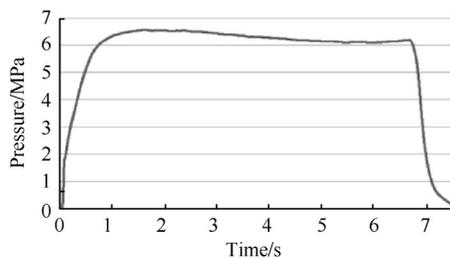
两组发动机实验的压强时间曲线如图4所示。其中图4(a)为第一组实验,图4(b),(c)分别为第二组的两次实验。各组实验的平均压强均在7MPa左右,以发动机点火后压强连续升到0.3MPa为工作起点,以发动机熄火后压强连续下降到0.3MPa为终点,可知,第一组实验与第二组实验两次点火的总工作时间相等,第二组实验中两次点火的工作时间也基本一致。



(a) Test 1 (15s)



(b) Test 2 (the first 7.5 s)



(c) Test 2 (the second 7.5s)

Fig. 4 Experimental pressure time curve

3.2 烧蚀率

绝热材料的炭化烧蚀率指的是烧蚀前材料法线厚度与烧蚀后基体法线厚度之差与烧蚀时间的比值,为了减小误差,在烧蚀后试件表面统计20个测量点的炭化烧蚀率,并计算其平均值,绝热层厚度测量

采用高精度测厚仪,精度为1 μ m,测试结果如表1所示。

Table 1 Two groups of experiments each specimen carbonization ablation rate(mm/s)

Test	Specimen 1	Specimen 2	Specimen 3	Specimen 4	Average
1	0.212	0.196	0.206	0.194	0.202
2	0.232	0.223	0.208	0.213	0.219

从表中可以看出第二组实验后试件的平均炭化烧蚀率大于第一组试件,二次热冲击下EPDM绝热层的平均炭化烧蚀率相比于单次热冲击下增大了8.5%,这表明总工作时间相等的情况下,双脉冲发动机二次热冲击下EPDM绝热层的炭化烧蚀量并非单次热冲击下炭化烧蚀量的简单叠加,烧蚀性能的改变与材料烧蚀过程与烧蚀微观结构的变化有关,需要通过表征对其加以分析。

3.3 试件表面宏观形貌

实验结束后,取出烧蚀试件,对各个试件的形貌进行观察,所得到的分析结果基本一致,图5,6分别是试件烧蚀前以及1-1,1-2与2-1,2-2的试件烧蚀后表面形貌照片。

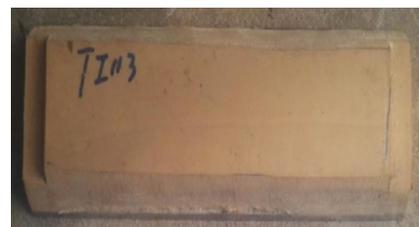


Fig. 5 Photographs of specimen surface before ablation

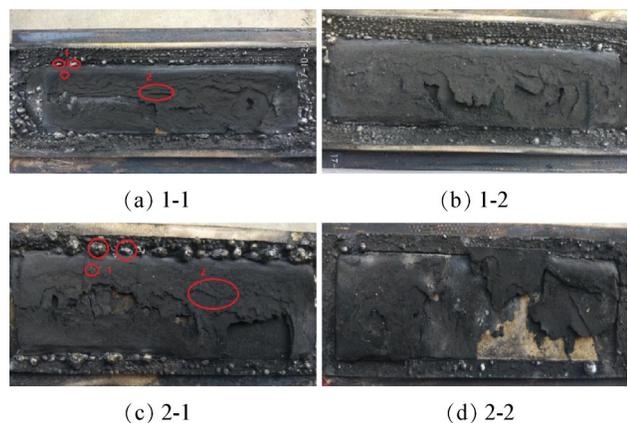


Fig. 6 Photograph of specimen surface after ablation

从图中5可以看出,烧蚀前EPDM绝热层试件呈黄褐色,表面平整,无裂纹、凹坑等明显缺陷。图6中1位置即试件夹具上分布着粒径大小不一的发动机

工作过程中药柱燃烧产生的 Al_2O_3 粒子,呈白色,试件表面无明显大颗粒,但存在较小粒径的颗粒沉积在炭化层中, Al_2O_3 粒子的存在会引发粒子侵蚀作用,加剧绝热层的烧蚀。从2位置处可以看出绝热材料表面完全炭化,炭化层宏观形貌极不平整,在气流剥蚀和粒子侵蚀作用下存在着局部凹坑和阶梯状的剥离边缘。从宏观角度来看两组实验烧蚀后试件并不存在较大差异,可以看出炭化层容易被破坏并发生脱落,使得内部的热解层暴露,分析认为双脉冲发动机中绝热层烧蚀性能的改变也与此有关。

3.4 炭化层表面微观形貌

借助加速电压为 15kV 的 EVO 扫描电子显微镜 (SEM, 德国蔡司仪器公司),进一步分析 EPDM 绝热层烧蚀后炭化层的表面微观形貌,从微观角度观察试件的炭化层微观形貌,两组实验中试件的烧蚀后炭化层表面放大 50, 200, 500 倍的电镜照片见图 7, 8。

从两组实验的 50 倍放大图中位置 1 处可以看出,炭化层表面存在细条纹状孔隙结构,且疏密孔隙交替排列。在 200 倍放大图中,位置 2 及 500 倍放大图中位置 4 处的炭化层表面存在着大量颗粒,经过 EDS 能谱仪元素分析后可知,这是推进剂烧蚀过程中产生的 Al 或 Al_2O_3 粒子粘附在了绝热层上。在 200 倍放

大图中,位置 3 与 500 倍放大图中位置 5 碳骨架结构裸露并与纤维有机固连,孔与孔之间相互连通。从 500 倍放大图的位置 6 可以看出,孔隙结构近似呈圆形,小而密,表面纤维明显可见,这是由材料炭化过程中大量高聚物分解生成小分子气体逸出所引起的。

第一组与第二组实验得到的试件烧蚀后炭化层的表面形貌相似,但仍可看出,第二组实验烧蚀后即二次热冲击下试件炭化层的表面孔隙更大,孔隙分布也更为密集。这是因为第二组实验中的试件第一次点火产生的炭化层在第二次点火的热冲击下发生脱落,暴露了已经发生反应的热解层。热分解反应吸热,产生大量气体,并在衬层内压的作用下由分解区向燃气附面层喷出,使得热解层相比于基层孔隙率更大,烧蚀更加剧烈,产生了更多的热解气体,进而使得炭化层孔隙变大、孔隙率也增加,在烧蚀机械作用下更容易脱落,使得烧蚀率增加,抗烧蚀性能变差。

3.5 炭化层断面微观形貌

得到两组试件炭化层表面微观电镜照片的同时,对两组试件的炭化层断面微观形貌进行观察。图 9, 10 给出了两组试件炭化层断面的 50, 100 倍放大的电镜照片。

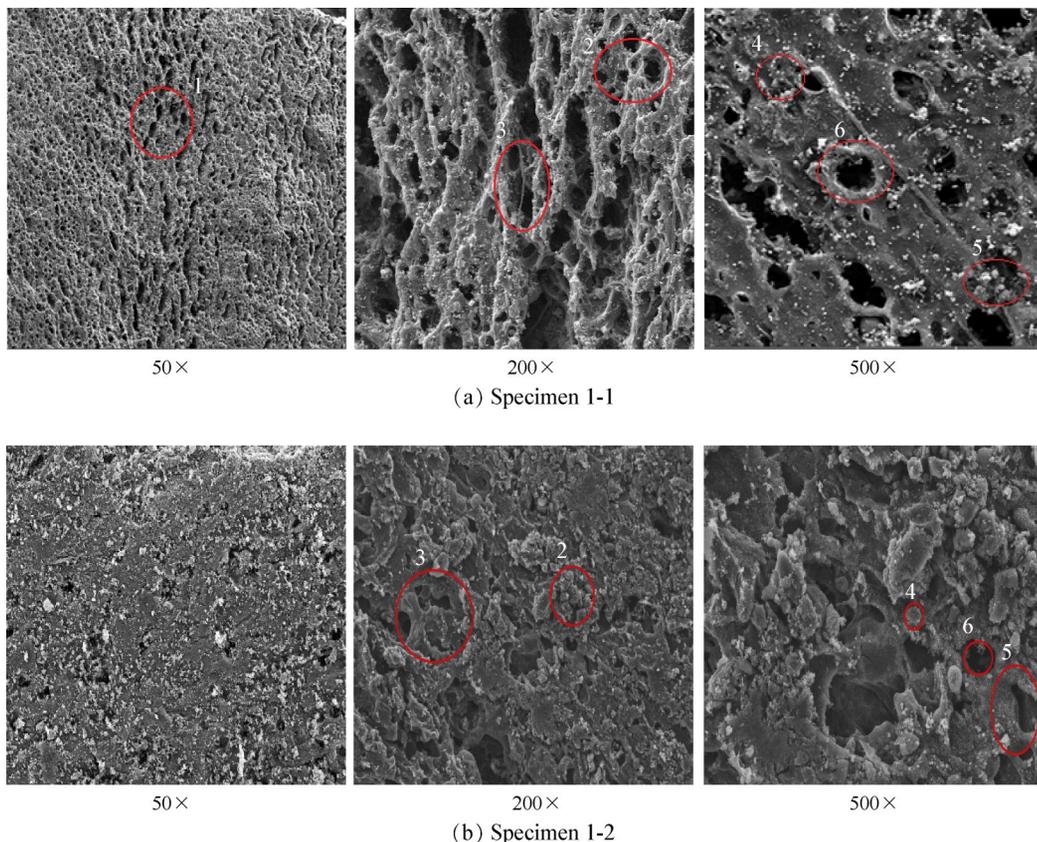


Fig. 7 SEM photos of specimens after ablation (I)

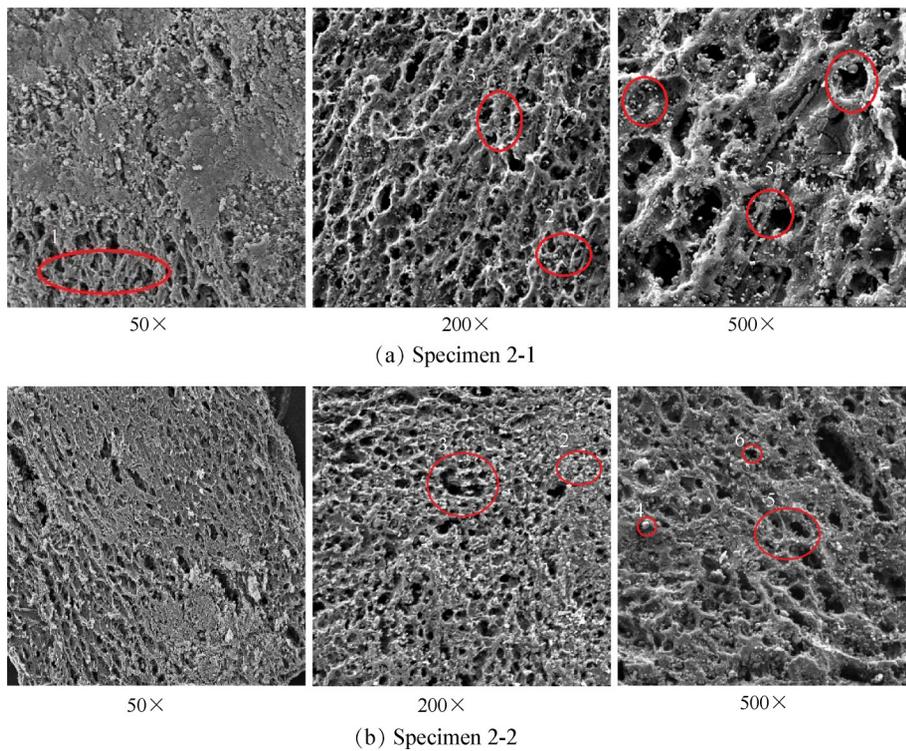


Fig. 8 SEM photos of specimens after ablation (II)

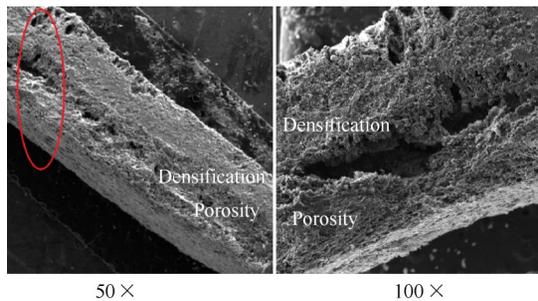


Fig. 9 SEM photos of carbonized layer cross section (I)

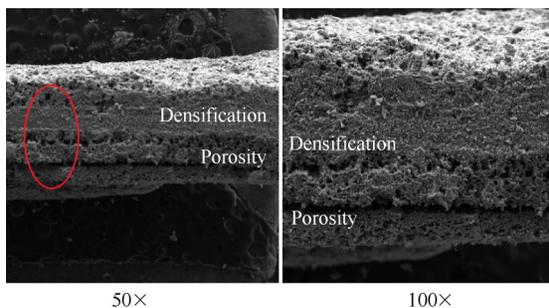


Fig. 10 SEM photos of carbonized layer cross section (II)

EPDM 绝热材料在烧蚀过程中依据内部温度会产生分层,两组试件烧蚀后的炭化层断面形貌电镜照片中均存在分层现象,致密-疏松的结构清晰可见,其中致密部分是材料的热解层,疏松部分为多孔的炭化层。但电镜照片中层间的间隙并不明显,且炭化层取样过程中并不能保证取到完整的炭化层断

面结构,需要结合微米 CT 三维构型进行更详细地分析。

3.6 炭化层三维构型

3.6.1 微米 CT 测试方法

EPDM 绝热层试件烧蚀后的炭化层结构疏松、脆性较大,很难制得规整样品,更无法用切片法制备结构完整的可用于光学观察和测量的薄试样^[25]。采用微米 CT 的无损扫描,可在不破坏炭化层整体结构的前提下获得绝热材料炭化层的各层结构信息,细致地分析绝热材料炭化层的形貌特征。图 11 和 12 是第二组实验,即双脉冲发动机工作时二次热冲击下 EPDM 绝热层 2-1 试件烧蚀后的炭化层试样及其切面的测试结果。

图 11 是固体发动机烧蚀试车后得到的 2-1 试件

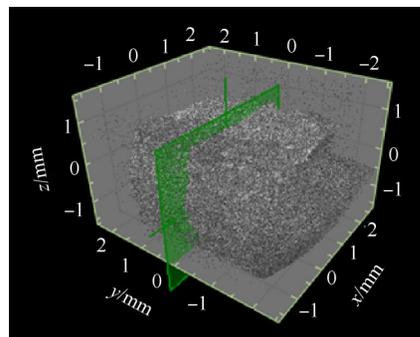


Fig. 11 3D reconstruction results of specimen 2-1

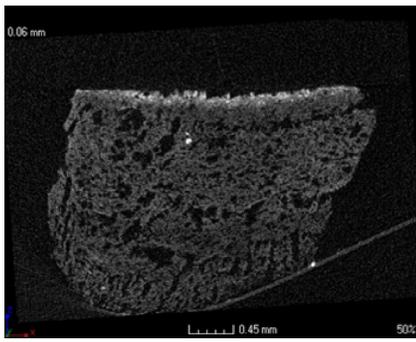


Fig. 12 Section diagram of carbonized layer reconstructed in 3D

的EPDM绝热层炭化层试样的三维构型灰度图。整体形状为不规则的立方体,长宽高分别对应于 x, y, z 轴。图12则是图11中平面所获得的切面图,其底部较明显的光亮带是透明胶,用于固定试件,顶部亮白色表面为烧蚀表面,烧蚀方向同样为由上至下。

3.6.2 三维构型宏观分析

利用上节中介绍的微米CT测试方法,三维重建的图片利用VG Studio软件进行任意方向的裁剪,获得该方向上的平面图片,以便于更全面地分析。分别对试件1-1与试件2-1进行了三维构型扫描。

图13是第一组实验中编号为1-1的试件烧蚀后的炭化层选定位置的 x, y, z 三个坐标方向上的切面视图,图片的右下角给出试件三维构型图用以说明坐

标方向与切面位置。其中, x 方向无明显方向界定,选取试样较齐整的边缘,正向指向试样渐薄一侧。 z 方向为绝热层烧蚀方向,即为烧蚀表面的法向,正向为烧蚀方向,试件底部为烧蚀气流经过的一侧。 y 方向遵守右手定则以 x 和 z 方向进一步确定,选取试样较齐整的边缘。

同样地,图14给出了第二组实验中编号为2-1的试件烧蚀后的炭化层选定位置的 x, y, z 三个坐标方向上的切面视图,其中图12中的截面与图14中的 xoz 截面在 y 方向上选取的位置不同而存在差异,与图13中的 xoz 截面相比材料烧蚀后孔径变大,孔隙率也增加。

通过图13,14对比可以看出:

(1) xoy 平面上:单次热冲击下试件的整体孔隙较为均匀,而二次热冲击下试件的孔隙更大,且分布并不均匀,在二次热冲击机械作用下,已形成的炭化层并不是整体脱落,而是出现块状分离,炭化层脱落部分相比于未脱落区域的烧蚀更加剧烈,引起孔隙分布不均。

(2) xoz 平面上:沿烧蚀方向,两组试件的孔径均逐渐变大,但二次热冲击下试件的烧蚀表面亮白色区域更薄(亮白色区域十分致密,孔隙很少),炭化层孔隙分布不均,在机械作用下孔径和孔隙率较大的

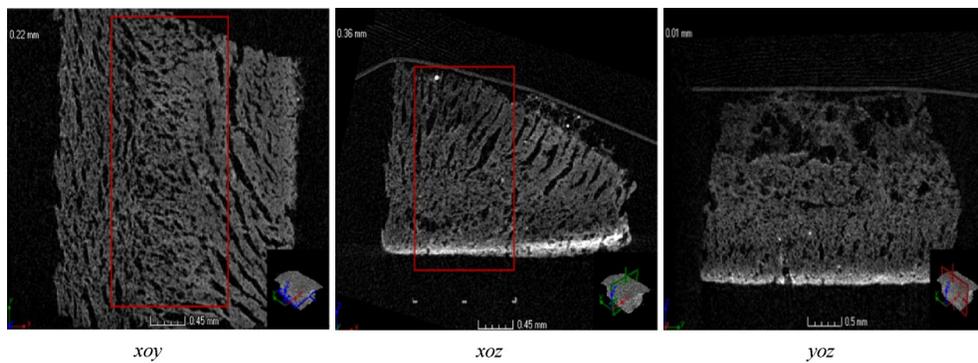


Fig. 13 Section view of carbonized layer after ablation of specimen 1-1

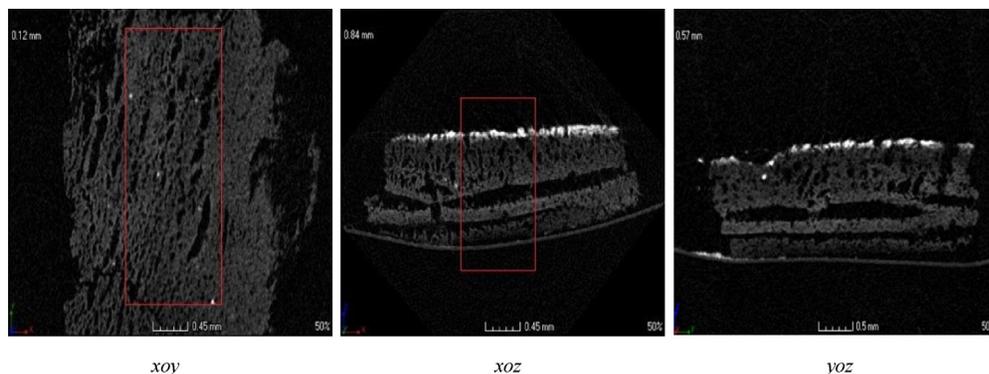


Fig. 14 Section view of carbonized layer after ablation of specimen 2-1

部位出现割裂。

(3) *yo*z 平面上: 单次热冲击下试件的亮白色区域基本不变, 少有孔隙, 而二次热冲击下试件的亮白色区域明显变薄, 且存在缺失区域, 亮白色区域缺失的地方烧蚀更严重。

三维构型图中的亮白色区域, 是绝热材料烧蚀过程中出现的超致密的烧蚀表层, 这是由于在发动机环境下, 一方面高压环境会将烧蚀表层的结构进行压缩, 另一方面绝热材料内部的热解气体膨胀对烧蚀表层进一步压缩, 并在过程中伴随着碳的沉淀。致密的烧蚀表层可以对绝热材料内部起到保护作用。二次热冲击使得绝热材料的热解加剧, 产生更多的热解气体, 引起烧蚀表层变薄且存在缺失, 使得炭化层与燃气中的氧化性组分以及空气中的氧气和氮气发生的化学反应速度加快, 使得双脉冲发动机绝热层热化学烧蚀更加严重。仅仅从整体角度, 并不能全面地对两组实验进行对比, 需要对两组实验的三维构型图进行图像处理, 对其孔隙结构进行细致分析。

3.6.3 微观孔隙结构特征

通过三维图像分析软件 VG Studio 可以得到炭化层内部某一剖面的孔隙走向、孔隙尺寸分布、从烧蚀表层沿烧蚀方向向外的分布状况等相关信息, 针对上述两试件的分析结果分别由表 2, 3 给出。

表 2 为试件 1-1 分析结果, A1~10 为单次热冲击下试件的炭化层沿烧蚀方向从烧蚀表面向外截取的侧面分层图。感兴趣区共分为 10 层, 层间距为 0.2mm。由表中数据可以看出: (1) 感兴趣区测得整体最大厚度为 2mm, 平均孔隙率为 51.63%, 炭化层结构和孔隙都是比较均匀的。(2) A1 层为烧蚀表面层, 十分致密, 孔隙数目少体积小, 该层孔隙率也比其他层小得多, 即是可以直观地从灰度图中观察到的亮白色区域。(3) A2~6 层为靠近烧蚀表面的致密层, 层孔隙率比烧蚀表面层的大, 但在总体平均体孔隙率之下, 其中 A2 和 A5 的层孔隙率更为接近平均孔隙率。(4) A7~10 层为疏松层, 随着层数的增加远离烧蚀表层, 层孔隙率增大, 并在 A10 层达到最大。

表 3 为试件 2-1 分析结果, D1~6 为二次热冲击下试件的炭化层沿烧蚀方向从烧蚀表面向外截取的

Table 2 Results of stratified image analysis in ablation direction of carbonized layer (specimen 1-1)

Layered information of ablation direction	Material volume/mm ³	Defect volume/mm ³	Bulk volume/mm ³	Defect volume ratio
A1 	0.14	0.02	0.16	11.55
A2 	0.08	0.08	0.16	49.41
A3 	0.09	0.07	0.16	42.20
A4 	0.10	0.06	0.16	37.21
A5 	0.08	0.08	0.16	48.76
A6 	0.09	0.07	0.16	44.85
A7 	0.06	0.09	0.15	58.67
A8 	0.04	0.12	0.16	74.98
A9 	0.05	0.11	0.16	68.92
A10 	0.03	0.12	0.15	79.70
Total	0.76	0.81	1.57	51.63

Table 3 Results of stratified image analysis in ablation direction of carbonized layer(specimen 2-1)

Layered information of ablation direction	Material volume/mm ³	Defect volume/mm ³	Bulk volume/mm ³	Defect volume ratio
D1 	0.08	0.06	0.14	42.64
D2 	0.05	0.10	0.15	63.31
D3 	0.08	0.08	0.16	48.36
D4 	0.08	0.08	0.16	52.05
D5 	0.05	0.10	0.15	65.16
D6 	0.04	0.12	0.16	75.34
Total	0.39	0.54	0.93	58.14

侧面分层图。感兴趣区共分为6层,层间距为0.2mm。由表中数据可以看出,(1)感兴趣区测得整体最大厚度约为1.2mm,平均孔隙率为58.14%,炭化层整体结构并不均匀,孔隙较大,有割裂部分炭化层的情况。(2)D1层为烧蚀表面层,较为致密,孔隙数目少但体积相对较小,该层孔隙率比其他层小,即是可以直观地从灰度图中观察到的亮白色区域。(3)D2,3层为靠近烧蚀表面的致密层,层孔隙率相较于烧蚀表面层的要大一些,尤其是D2层孔隙率较大,与D1层区别明显。(4)D4~6层为疏松层,各层孔隙率基本大于总体的体孔隙率,在D6层再次增大达到新的层孔隙率峰值。

图15给出了两组试件炭化层厚度与孔隙率的关系。

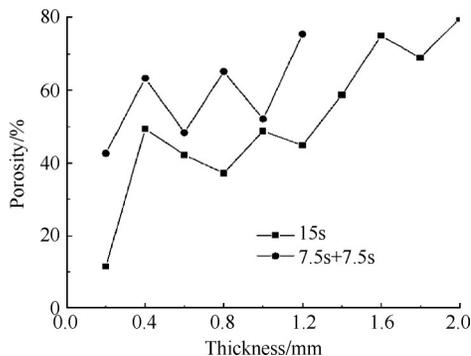


Fig. 15 Relationship between porosity and thickness

两组试件都存在表面致密层,第一层孔隙率远小于其它层,而二次热冲击下表面致密层的孔隙率约为单次热冲击下孔隙率的4倍。从第二层开始,两组各层孔隙率整体呈上升趋势,梯度明显,而一定厚度上层孔隙率略有减小,但变化不大,维持在一定范

围内(约10%),在试样的末端层孔隙率进一步变化发展,峰值出现在75%左右。对孔隙结构特征进行对比,可以看出:

(1)厚度方面:二次热冲击下得到的试件2-1的炭化层厚度与单次热冲击下在总工作时间相同的情况下得到的试件1-1相比,炭化层厚度减小了约一半,这是因为炭化层的孔隙增加,热化学烧蚀更快,机械侵蚀作用也更容易将其破坏。

(2)整体结构:试件1-1的炭化层结构相对完整,孔隙分布较为均匀,而试件2-1的炭化层出现割裂,孔隙分布也并不均匀,这与二次热冲击下热解更加剧烈产生更多热解气体有关,而且炭化层的脱落并不是整体脱落,脱落部分的热解层与燃气直接接触,烧蚀更加剧烈,未脱落区域的炭化层对绝热层起到了一定的保护作用,因此出现了孔隙分布不均的情况。

(3)烧蚀表面致密层:试件2-1的烧蚀表面致密层相比于试件1-1的烧蚀表面致密层厚度更薄,也变得没有那么致密,出现了缺失区域,缺失区域绝热材料的烧蚀更加严重,整体孔隙率与平均孔隙率的差也减小了约25%。

分析认为,传统固体发动机环境下,靠近燃气的炭化层在高压燃气的作用下被压缩,炭化层流动的热解气体在高温下发生二次裂解,产生高温下更稳定的碳元素并沉积下来,使得炭化层的致密程度进一步增大,因此形成了烧蚀表面致密层,隔绝了燃气与内部材料,起到了一定程度的保护作用,延缓了绝热层的烧蚀退移。

然而,在双脉冲发动机第一次工作时,绝热层表面产生的炭化层在发动机二次启动时被迅速剥离,

无法继续起到保护作用,暴露出了内部的热解层。发动机第二次工作是在已有热解层的基础上继续烧蚀,加剧了绝热材料的热解,使得双脉冲发动机燃烧室中EPDM绝热层的烧蚀更加严重,具体表现为炭化层的厚度减小、孔隙率增大、烧蚀表面致密层的致密程度降低,其炭化烧蚀量也并不是相同时间下单次点火工作的简单叠加,烧蚀率变得更大。需要在绝热层设计工作中予以重视,在关键区域进行加厚,或者对现有的绝热层进行改性,在不改变抗烧蚀性能的同时增强抗机械作用的能力,以减少双脉冲发动机二次热冲击对已形成保护层的破坏。

4 结论

利用小型固体发动机作实验发动机,通过固体发动机地面烧蚀实验,开展了双脉冲发动机工作时二次热冲击下EPDM绝热层烧蚀性能研究,针对实验情况,得到的主要结论如下:

(1)在地面发动机烧蚀实验中,发动机内部平均压强为7MPa,总工作时间均为15s的条件下,二次热冲击下EPDM绝热层的烧蚀率相比传统固体发动机增大约8.5%,烧蚀后表面宏观形貌和炭化层表面及断面微观形貌与单脉冲发动机条件下EPDM绝热层相似,但二次热冲击下EPDM绝热层的孔隙更大,孔隙分布也更为密集。

(2)与单次热冲击相比,二次热冲击下烧蚀表面致密层的致密程度减小,其孔隙率约为单次热冲击下的四倍,烧蚀后试件的炭化层厚度减小约50%,总体平均孔隙率为58%,且炭化层出现割裂现象,二次热冲击使得绝热层的热解加剧,烧蚀更加严重。

(3)双脉冲发动机工作时,二次启动后原有EPDM绝热层烧蚀后产生的炭化层被迅速冲刷掉,暴露出热解层,使得二次热冲击下的烧蚀性能发生较大变化,不能使用与传统发动机绝热层相同的设计方法,需要考虑绝热材料烧蚀率的变化情况,在保证发动机结构可靠的前提下,实现EPDM绝热层的精细化设计。

参考文献

- [1] 苟秋雄,王伟,杨晓英,等. 双脉冲发动机对火箭弹增程可行性分析. 弹箭与制导学报, 2020, 40(3): 79-84.
- [2] 刘辉,曾金芳,余惠琴,等. 固体脉冲发动机隔离装置及其材料研究进展[J]. 航天制造技术, 2018(2): 1-5.
- [3] 邓康清,郭翔,余小波,等. 隔舱式脉冲发动机金属膜片破裂仿真研究[J]. 固体火箭技术, 2020, 43(2): 192-198.
- [4] 曹军,房雷. 三元乙丙橡胶绝热层的烧蚀特性研究[J]. 航空兵器, 2015(2): 46-49.
- [5] 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.
- [6] Li Y, Chen X, Xu J, et al. Three-Dimensional Multi-Physics Coupled Simulation of Ignition Transient in a Dual Pulse Solid Rocket Motor [J]. *Acta Astronautica*, 2018, 146(5): 46-65.
- [7] 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.
- [8] 李江,郭梦飞,刘洋,等. 固体发动机绝热材料烧蚀研究进展[J]. 宇航学报, 2019, 40(10): 1146-1156.
- [9] 何国强,陈景蕙,季成伍,等. 固体火箭发动机内绝热层烧蚀率实验研究[J]. 推进技术, 1993, 14(4): 31-35. (HE Guo-qiang, CHEN Jing-hui, JI Cheng-wu, et al. Experimental Study for Ablation Rate of Solid Rocket Motor Internal Insulation [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1993, 14(4): 31-35.)
- [10] 王书贤,何国强,刘佩进,等. 气相燃气速度对EPDM绝热材料烧蚀的影响[J]. 推进技术, 2010, 31(2): 235-239. (WANG Shu-xian, HE Guo-qiang, LIU Pei-jin, et al. Effects of Gas-Phase Speed on EPDM Insulator Ablation [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2010, 31(2): 235-239.)
- [11] 刘洋,李江,杨飒,等. 过载条件下EPDM绝热材料烧蚀机理和模型研究(I)烧蚀机理分析[J]. 固体火箭技术, 2011, 34(2): 229-233.
- [12] 娄永春,余晓京,何国强,等. 富氧环境模拟绝热层烧蚀试验方法[J]. 固体火箭技术, 2006, 29(3): 229-231.
- [13] Martin H T. Assessment of the Performance of Ablative Insulators under Realistic Solid Rocket Motor Operating Conditions[J]. *International Journal of Energetic Materials and Chemical Propulsion*, 2013, 16(1).
- [14] McWhorter B B, Ewing M E. Real-Time Measurements of Aft Dome Insulation Erosion on Space Shuttle Reusable Solid Rocket Motor [C]. *Florida: The 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 2004.
- [15] Natali M, Monti M, Puglia D, et al. Ablative Properties of Carbon Black and MWNT/Phenolic Composites: A Comparative Study [J]. *Composites, Part A*, 2012, 43(1): 174-182.

- [16] 许团委, 陆贺建, 王健儒, 等. 稠密粒子流作用下三元乙丙绝热材料烧蚀性能分析[J]. 推进技术, 2018, 39(12): 2845-2852. (XU Tuan-wei, LU He-jian, WANG Jian-ru, et al. Analysis of Dense Particle Stream on Ablation Properties of EPDM Insulation[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(12): 2845-2852.)
- [17] 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.
- [18] 乐浩, 覃海艺, 杨明, 等. 双脉冲固体火箭发动机隔舱打开与破片运动过程模拟[J]. 推进技术, 2020, 41(7): 1580-1586. (LE Hao, QIN Hai-yi, YANG ming, et al. Simulation Analysis Opening Process and Movement of Pulse Separation Device in Dual Pulse Motor[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(7): 1580-1586.)
- [19] 汪京, 白桥栋, 翁春生, 等. 基于动网格技术的双脉冲发动机内流场仿真[J]. 计算机仿真, 2018, 35(1): 57-60.
- [20] 汤亮, 邓康清, 余小波, 等. 隔舱式双脉冲发动机第Ⅱ脉冲点火过程数值仿真[J]. 航空动力学报, 2020, 35(7): 1541-1548.
- [21] 梅开, 李军伟, 王中, 等. 双脉冲固体火箭发动机脉冲隔离装置设计与试验[J]. 推进技术, 2020, 41(4): 758-766. (MEI Kai, LI Jun-wei, WANG Zhong, et al. Design and Experiment of Pulse Separation Device of Double Pulse Solid Rocket Motor[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(4): 758-766.)
- [22] Cho K, Park J, Kim E. Internal Flow Characteristics of Simulated Dual Pulse Rocket Motor by Using the Hot Gas and Cold Gas[J]. *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, 2015, 19(2): 1-8.
- [23] Liu W, Chen X, Li Y. Numerical Simulation on Cold-Flow Impact of the Soft Pulse Separation Device in Dual Pulse Solid Rocket Motor[J]. *Journal of Physics: Conference Series*, 2020, 1510(1).
- [24] Javed A, Manna P, Chakraborty D. Numerical Simulation of a Dual Pulse Solid Rocket Motor Flow Field[J]. *Defence Journal*, 2012, 62(6): 369-374.
- [25] 孙翔宇, 张炜, 杨宏林, 等. EPDM绝热材料炭化层的三维孔隙结构特征[J]. 固体火箭技术, 2011, 34(5): 644-647.

(编辑:史亚红)