双脉冲固体火箭发动机脉冲隔离装置设计与试验*

梅 开^{1,2},李军伟²,王 中¹,王宁飞²

(1. 西安近代化学研究所,陕西西安 710065; 2. 北京理工大学 宇航学院,北京 100081)

摘 要:为提高固体火箭发动机的能量利用效率,设计了一种以堵板、塞子为主体结构的脉冲隔离 装置 (PSD),该装置不同于传统的 PSD,堵板选材为钨渗铜,塞子选用聚甲醛 (POM)、聚已内酰胺 (MC)工程塑料,PSD 组件以其简单的结构实现了对发动机燃烧室的分隔。通过水压试验,测试了不同 材料塞子的爆破压力,对比理论计算的爆破压力值,发现其结果有良好的一致性;POM 和 MC 材料可以 承受 20MPa 以上的压力冲击,并在二脉冲工作时顺利打开,其中,POM 的爆破压力为 39.8MPa。试验结 果证明,PSD 在双脉冲固体火箭发动机中可行且具有优良的可靠性。

关键词: 双脉冲固体火箭发动机; 脉冲隔离装置; 水压试验; 能量控制

中图分类号: V435 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2020) 04-0758-09 **DOI**: 10.13675/j.cnki. tjjs. 190051

Design and Experiment of Pulse Separation Device of Double Pulse Solid Rocket Motor

MEI Kai^{1,2}, LI Jun-wei², WANG Zhong¹, WANG Ning-fei²

(1. Xi'an Modern Chemistry Research Institute, Xi'an 710065, China;2. School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

Abstract: In order to improve the energy efficiency of solid rocket motors, a pulse separation device (PSD) with plug-in board and plug as the main structure is designed. This device is different from the traditional PSD, in which the material for plug-in board is tungsten infiltration of cooper and the plug is Polyoxymethylene (POM) or Polycaprolactam (MC). PSD achieves separation of the combustion chamber of the motor with its simple construction. The bursting pressure of plugs of different materials are tested by the hydraulic test, and the results are in good agreement with theoretical calculations. POM and MC can withstand pressure above 20MPa and open smoothly during the two-pulse operation. The bursting pressure of POM is 39.8MPa. The test results prove that PSD is feasible and has excellent reliability in double-pulse solid rocket motor.

Key words: Double-pulse solid rocket motor; Pulse separation device; Hydraulic test; Energy management

1 引 言

固体火箭发动机如今在战略、战术导弹或航天 领域中已被广泛使用。能多次点火启动的脉冲固体 火箭发动机通过把连续的推力分配成多段,可按照 制导的需要,有序控制推力的间歇式释放,灵活地进行导弹飞行中的能量控制,可以解决提供一次推力的常规固体火箭发动机的相关短板^[1-5]。双脉冲固体 火箭发动机作为研究较为广泛的一种脉冲固体火箭 发动机,以其优异特性已在多种导弹上得到了应

通讯作者: 梅 开,硕士,研究领域为固体火箭发动机,微尺度燃烧。E-mail: 25999201@qq.com

^{*} 收稿日期: 2019-01-17;修订日期: 2019-07-04。

引用格式: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.)

用^[6-8],自20世纪80年代以来,代表性的成果有:美国 SM-3导弹^[9],德国LFK-NG导弹^[10-11],HFK2000导 弹等。

图1是一种双脉冲固体火箭发动机的结构示意 图,其用于两个脉冲工作的推进剂处于两个独立的 燃烧室,并且分别有自己独立的点火装置^[12]。发动 机两个燃烧室一前一后独立分开,一脉冲与喷管相 连,工作时,一脉冲先点火工作,期间二脉冲不受影 响;一脉冲工作结束后,二脉冲点火,二脉冲的燃气 穿过一脉冲燃烧室从喷管排出。两个燃烧室中间位 置有一个脉冲隔离装置(Pulse separation device 简称 PSD),该装置是实现发动机燃烧室独立工作的 关键。



Fig. 1 Double-pulse rocket motor structure^[12]

纵观国内外研究较为成功的脉冲固体发动 机^[13],其PSD 典型结构有隔舱式和隔层式。隔舱式 PSD 是通过级间隔舱将燃烧室分隔成多个独立的燃 烧室舱体,隔舱既要隔热又要承受压力,根据隔舱的 结构形式可分为陶瓷隔舱^[14-15]、喷射棒式隔舱、金属 膜片式隔舱。

陶瓷材料作为隔舱主要是因为其具有较高压缩 与拉伸强度比,具有一侧在承受较高压强下结构完 整,另一侧在较低压强作用下顺利破坏打开的功能, 其结构如图2所示^[14]。由于陶瓷材料破碎有一定的 随机性,为防止出现大尺寸碎片,可在凸侧加工刻 痕,以引导隔板沿刻痕破碎,控制碎片的尺寸和破口 形状。



加拿大国防科学研究中心 Carrier 等研制了一种 陶瓷隔板双脉冲试验发动机^[16-17],其中的 PSD 采用一 种称之为 MACOR 的材料,该材料为一种可进行切 削、研磨和钻孔的玻璃陶瓷。发动机进行了地面试验,隔舱承受了一脉冲19MPa的压强,并在二脉冲压强为4.8MPa时破碎,试验成功。

刘雨等对多脉冲固体火箭发动机陶瓷隔舱的结构进行了有限元仿真分析^[18]。刘亚冰等利用 Ansys 软件建立了陶瓷隔板组件的平面轴对称有限元模型,计算分析了各结构设计参数对提高陶瓷隔板预 紧载荷承受能力的影响^[19]。

日本东京防务所推进剂和爆炸物实验室推进剂 化学家 Nishii 等研制了一种喷射棒式隔舱双脉冲发 动机^[20],其设计原理是用铬钼钢等难熔金属材料作 隔舱基体,在上面以同心圆排列方式钻孔作喷射用, 喷射孔用重量轻耐烧蚀的纤维增强酚醛复合材料做 成的台阶状小塞子堵塞,为保证密封,每个喷射棒上 装有"O"形环,利用喷射棒台阶的特性实现双脉冲的 分隔。隔离装置结构简图如图3所示,这种隔舱结构 简单且密封可靠性高。该发动机共进行了5次试验, 间隔时间9.5s,全部成功。



金属膜片式依靠膜片组件将燃烧室分隔成多个 舱体,膜片组件包括一个多孔支撑件和一个高强度 易变形的金属膜片。当一脉冲工作时,金属膜片盖 在支撑件后面,防止燃气通过;二脉冲工作时,膜片 破裂,燃气通过多孔支撑件从喷管排出。德国LFK-NG导弹是在研的新一代短程空中防御(SHORAD)导 弹,实物如图4所示。该导弹采用巴伐利亚航空化学 推进剂公司研制的基于金属膜片式隔舱的双脉冲固 体发动机^[21-22]。

石瑞等提出了带有刻痕的铝膜隔板及其组件的 设计方法,对铝膜隔板结构进行设计数值分析和试



Fig. 4 LFK-NG missile^[10]

验研究^[23]。张跃峰等设计了一种用于脉冲固体火箭 发动机的级间隔离装置^[24]。王硕等研究了双脉冲固 体火箭发动机软隔板破裂和应力分布规律^[25]。王春 光等分析了双脉冲固体火箭发动机软隔板绝热效果 和温度变化^[26]。曹熙炜等对软隔板双脉冲固体火箭 发动机二级点火延迟进行了试验分析^[27]。

隔层式 PSD 在结构上采用隔层把各脉冲药柱沿 轴向或径向隔离,各脉冲药柱分别点火。隔层主要 采用轻质、易碎限燃层材料,起阻燃和隔热的作用, 不需要承受压力。在隔层设计时,既要求隔层有一 定的厚度,起阻燃和隔热的作用,又不能太厚,在二 脉冲燃气作用下能够撕开或破碎成碎片,并且破碎 后的碎片不能对喷管造成堵塞。隔层式 PSD 分为径 向隔层式和轴向隔层式两种。

本文以双脉冲发动机为背景,提出一种以堵板、 塞子为主要结构的脉冲隔离装置,从结构设计和材 料选择的方向对该PSD进行了阐述,通过水压试验和 地面点火试验,验证了PSD在本发动机中的工作可行 性与可靠性。

2 脉冲隔离装置结构设计

本发动机是一个双脉冲固体火箭发动机,发动 机中有两个独立的燃烧室。基于发动机工作条件, 对PSD提出以下要求:一脉冲工作时,PSD需分隔两 个燃烧室,并保证在3200K高温、15MPa高压燃气下 保证0.15s内结构不失效;二脉冲工作时,PSD需顺利 打开使得两个脉冲燃烧室相通,并且PSD需经受 3000K高温燃气7s的高速冲刷,保持结构完整性。

传统应用较多的 PSD 主要有陶瓷材料隔舱式、金 属膜片隔舱式、轴向隔层以及径向隔层。就本发动 机而言,隔层式 PSD 不适用于分开的燃烧室,陶瓷材 料隔舱式和膜片隔舱式 PSD 在工艺上需要的步骤较 为复杂,并且陶瓷和膜片破开后产生的碎片尺寸和 形状具有较大的随机性,可能会划伤下游喷管收敛 段或喉衬内壁,造成燃气的波动,使发动机有一定的 安全隐患。

针对本发动机的工作特殊性,设计了一种类似 "喷射棒"式的PSD。该装置主要由两部分组成,结构 如图5所示:基体结构为一个堵板,该堵板与燃烧室 壳体连接,将燃烧室一分为二,堵板上周向均布有四 个圆形通孔,使两个燃烧室相通;填充圆形通孔的结 构为塞子,塞子形状大小与通孔相匹配,通过结构的 特殊性实现气流正向流通、反向阻隔的工作性能。 相比传统的PSD,该装置最大的优点是:以其简易的 结构性和良好的工艺性实现对发动机燃烧室的功能 性分隔。



2.1 堵板设计

2.1.1 堵板结构

堵板为 PSD 的主要部分,其三维模型如图 6 所 示,该模型为圆饼状;最外圈有螺纹结构,用于与燃 烧室壳体固连;周侧外圈开有密封槽,密封槽中填放 O型密封圈用于两个燃烧室之间的密封;堵板上周向 均布 4 个圆形台阶通孔,用于填放塞子,塞子与堵板 上的通孔进行间隙配合,缝隙里涂有密封胶密封,利 用台阶结构实现轴向限位固定。



Fig. 6 3D model of the plug-in board

堵板所开台阶通孔分为大小两个端面,如图6所 示,(a)为大端面,(b)为小端面。大端面与一脉冲燃 烧室相连,一脉冲工作时,大端面需要在短时间内承 受高温高压的燃气冲击,保证二脉冲不受影响;小端 面与二脉冲燃烧室相连,二脉冲工作时,燃气从小端 面将塞子冲开,进入一脉冲燃烧室,随后从喷管 流出。

大端面靠近外圈有4个小螺纹孔,用于装填螺栓 固定膜片,图7为膜片与堵板的装配图,膜片周向开 有半圆形凹槽,膜片的主要作用:(1)使大端面在一 脉冲工作过程中受力均匀;(2)一脉冲工作过程短时 间为塞子起隔热作用;(3)半圆形凹槽结构的设计使 得二脉冲燃烧室压力到达一定程度后膜片会自动打 开并迅速被高温燃气熔化。



Fig. 7 Assembly of diaphragm and plug-in board

2.1.2 堵板材料

已知二脉冲工作时间为7s,燃气温度达到3000K 以上,因此对堵板选材时主要考察塞子打开后,该材 料是否能经受二脉冲工作过程高温燃气的长时间冲 刷。由于金属的强度较高,可以承受燃烧室工作过 程中的高压力,且金属材料具有较好的工艺性,所以 选用金属作为堵板的制作材料。能够承受高温的高 熔点金属材料主要有钼、钨、钨渗铜和钨渗银等,物 理性能如表1所示。

由表1可知,钼的熔点比钨低,较为廉价,常用作 低能推进剂和长时间工作的小型发动机的喉衬。钨 的熔点高,常用作高能推进剂和长时间工作的小型 发动机的喉衬。

为了进一步提高难熔金属的耐热性,将粉末冶 金法制造的难熔金属(钨或钼)的多孔性基体,在高 温下渗入具有高熔化热和蒸发热的金属(如银、铜、 锌等),作为发汗剂。发汗剂体积占总体积20%左 右。发动机工作时,材料表面受热,当温度达到发汗 剂熔点时,它便开始融化,并在材料表面内形成一层 液体薄膜,当温度超过发汗材料的气化温度时,发汗 剂便蒸发,并带走大量的热量,从而降低了材料表面 的温度。基于钨渗铜良好的抗烧蚀性^[29-30],本发动机 堵板材料选用钨渗铜,它可以承受二脉冲燃气3000K 的高温冲刷。

2.2 塞子设计

2.2.1 塞子结构

堵板作为 PSD 的主要基体部分,起到 PSD 与燃烧 室壳体的连接以及对两个燃烧室的主要分隔作用。 而塞子则是实现气流正向阻隔、反向流通的决定性 因素。图 8 为塞子的三维模型图,塞子与堵板上的通 孔具有相同的型面,可实现间隙配合。其大端面与 一脉冲燃烧室相连,一脉冲工作时,塞子的台阶设计 能起到较好的承压作用,分隔两个燃烧室;小端面与 二脉冲燃烧室相连,二脉冲燃烧室工作时,塞子受到 燃烧室压力的作用,失去轴向限位瞬间打开,使一、 二脉冲燃烧室连通。



Fig. 8 3D model of the plug

2.2.2 塞子材料

塞子在被燃气冲开之后会被挡药板拦下,随后 在一脉冲燃烧室被烧掉,如果选择金属材料,其不会 在短时间内被烧掉,并且金属冲开时打在挡药板上 可能将挡药板击碎,随后与挡药板的碎片从喷管喉 部喷出,如果它与喉部通道发生擦碰,可能会对喉部 通道造成一定的损伤。

由总体任务可知,塞子的大端面在一脉冲燃烧 室工作时需承受3200K高温、15MPa高压的燃气,工 作时间为0.15s。由于工作时间较短,一脉冲工作过 程中燃气所产生的高热量对塞子作用时间较短,几

 Table 1
 Characteristics of high melting point metal materials
 [28]

Property		Density/(g/cm ³)	Temperature of melting	Specific heat/	Thermal	Linear expansion
			or sublimation/ $^{\circ}$ C	$(J/(kg \cdot K))$	$conductivity/(W/(m{\boldsymbol{\cdot}}K))$	$\operatorname{coefficient}/^{\circ}\!C^{-1}$
Molybdenum	Forging or extrusion	10.2	2625	_	_	4.9×10 ⁻⁶
	Molding sintering	—	2625	—	_	—
Tungsten	Forging or extrusion	19.0	3410	140	166	4.5×10 ⁻⁶
	Molding sintering	17.4	3410	140	94	4.1×10 ⁻⁶

乎不会产生热破坏;而一脉冲点火瞬间会有15MPa 的压力作用于堵板和塞子,所以承受高压力是塞子 选材时需要考察的重点。基于以上考虑,选用强度 较高的工程塑料作为原材料。

表2是选取的一些工程塑料的部分物理性质,在 本设计中,由于主要考察材料在一脉冲工作时的抗 高压冲击能力,因此,对于塞子材料的选择主要依照 材料的许用切应力。关于塞子结构的具体试验结果 会在下文给出。

3 脉冲隔离装置相关试验

3.1 水压试验设备

上节结尾给出了塞子的几种备选材料,为考察 不同材料塞子的承压能力,选出适用于本发动机塞 子的材料,使用不同材料分别加工了塞子试件,并对 各材料的塞子依次进行了水压强度试验。

水压测试装置如图9所示。测试装置包括:发动 机壳体组件、虎钳、转接头、手动式水压计、压力传感 器、数据采集卡以及PC,其中手动式水压计为测试装 置的主要组成部分,它由蓄水箱、注水管和水压计手 柄构成;发动机组件结构示意图如图10所示,由一级 壳体、喷管、PSD以及喷管堵塞组成,其中喷管堵塞为 高强度工程塑料,在水压试验中能对发动机燃烧室 起到承压密封作用。

如图9,将组装好的发动机固定于虎钳上,发动 机壳体壁侧面开有测压孔,将水压计注水管和压力 传感器通过转接头分别与测压孔相连,使得发动机 壳体内部、水压计注水管以及压力传感器之间相互 连通。注水管与水压计储水箱相连,可通过手柄手 动将蓄水箱中的水注入封闭的发动机壳体,随着水 逐渐进入壳体,壳体内的压力逐渐升高;压力传感器 通过数据采集装置可以将发动机壳体内压力变化数 据传输到 PC上。在测试过程中,由于手动加压的范 围有限,因此选用0~20MPa量程的压力传感器,精度 为10⁻³MPa,采集频率为1kHz。考虑到发动机设计压 力为15MPa,所以拟定20MPa为满足工作要求的临界值,通过20MPa的压力测试即认为可满足本设计的要求。

图 11 是各材料制成的塞子,从左往右依次为 PE,PTFE,PP,ABS,MC,POM,它们的形状大小完全 相同。将每种材料的塞子装填于堵板上构成待测试 的发动机组件,分别进行水压测试。



Fig. 9 Hydrostatic test device



Fig. 10 Schematic diagram of the motor assembly of the plug hydrostatic test



Fig. 11 Different material plugs

3.2 塞子承压的水压试验

图 12 是使用聚四氟乙烯(PTFE)为原料的塞子

Code	Name	Density/(g/cm ³)	Tensile strength/MPa	Allowable shear stress/MPa	Melting point/°C
PE	Polyethylene	0.95	21~26	11.75	92
PTFE	polytetrafluoroethylene	2.20	18~25	10.75	330
PP	Polypropylene	0.92	35~40	18.75	170
ABS	Acrylonitrile-butadiene-styrene	1.05	21~63	21.00	150
POM	Polyoxymethylene	1.43	68~70	35.00	175
MC	polycaprolactam	1.15	73~91	41.00	225

 Table 2 Physical properties of different engineering plastic materials
 [31]

经过水压试验后的图片,从图中可以看出,随着发动 机壳体内压力的逐渐升高,到达一定程度后,强度低 的塞子会直接爆破。这是由于塞子大端面受到巨大 压力,压力通过台阶结构传给堵板,金属堵板承压能 力远大于塑料材料,当堵板对塞子台阶反作用的剪 切力突破塞子的许用剪应力极限后,其结构就会被 破坏,呈现爆破状态,从堵板孔的小端面被打出,形 状如图12所示;而当材料的强度较高时,试验过程中 产生的剪切力不足以达到材料的抗剪极限,所以在 水压试验结束之后仍然能够保持原状。



Fig. 12 Plug blasting pattern of PTFE in hydraulic test

图 13 是使用 6 种材料塞子试件分别进行水压试 验的压力曲线。考虑到 PSD 在一脉冲工作时需要承 受的是压力冲击,为了更好模拟实际点火时的压力 冲击状态,在进行水压试验时对发动机进行脉冲式 加压,压力结果如图 13 所示,图中每一个峰谷都代表 进行一次压力冲击。

表3呈现了20MPa冲击压力下不同材料塞子的两种试验结果:其中PE,PTFE,PP,ABS在试验过程中塞子未能承受20MPa的压力冲击,均出现爆破形态,爆破压力分别为:PE(11.1MPa),PTFE(10.8MPa),PP(17.5MPa),ABS(19.9MPa)。根据塞子许用应力可以计算出理论的爆破压力,即

$$p_{\rm b} = \tau \frac{S_2}{S_1} \tag{1}$$

式中 *p*_b表示塞子的爆破压力, *r*表示许用切应 力, *S*₁表示塞子小端面积, *S*₂表示塞子受剪的侧面积。 计算所得塞子理论爆破压力与实际爆破压力的数据 对比在表 3 中呈现, 对比可以发现, 塞子爆破压力实 际值与理论许用值较为接近,误差不超过 15%。

相比前四种材料,另外两种材料的塞子则表现 出较好的承压性能,它们在水压试验的整个过程中 均能保持结构的完整性,并且从图13(b)中可以看



Fig. 13 Hydrostatic test curves for different materials

出,POM与MC在水压测试过程中都进行了较多次的 冲击,其中POM的次数超过了10次,由此可见,这两 种材料的长期抗冲击性较好。

基于发动机设计要求,分级结构需在高温下承 受15MPa的压力,考虑到水压试验是在常温下进行 的,为保证一定的安全系数,所以将20MPa设置为材 料承压能力的下限。结合以上测试的结果,将POM 和MC列为制作塞子的材料选项。

3.3 塞子打开水压试验

对于 PSD,除了考察其在一脉冲工作时的抗压冲 击能力之外,还需考察二脉冲工作初期是否能及时 打开,保证燃气顺利通过 PSD 从喷管排出。下文是对 二脉冲发动机工作过程进行的水压模拟试验。

图 14为模拟二脉冲工作时塞子打开水压测试的 发动机组件结构示意图,与塞子承压试验类似,发动 机测压孔位于二级壳体左端,与水压计注水管以及 压力传感器互连之后,也需要通过水压计将蓄水箱 中的水逐渐注入发动机的二级壳体,使得壳体内压 力逐渐增大。

图 15 为塞子打开水压试验的压力曲线,从中可 以看出,在加压初期,发动机内压力呈增大趋势,在 增大到某一值后,压力突然下降,降至零点附近,同

2020年

Table 3 Blasting status of different materials in hydraulic test									
Material	Blasting state under 20MPa pressure	Blasting pressure/MPa	Theoretical bursting pressure/MPa	Error/%					
PE	Blasting	11.1	12.8	13.1					
PTFE	Blasting	10.8	11.7	7.6					
PP	Blasting	17.5	20.4	14.2					
ABS	Blasting	19.9	22.8	12.9					
POM	Unblasted		38.0						
MC	Unblasted		44.6						



Fig. 14 Schematic diagram of motor components for the plug opening hydraulic test

时一级壳体右端有水流出,之后再向发动机壳体内 持续加水,压力不再变化,所注入的水都会从一级壳 体右端流出。图15中的压力突变点可以认为是塞子 打开临界压力,大约为0.2MPa,相比二级标准工作压 力4MPa,塞子打开压力为发动机工作压力的5%,所 占比例很小,因此,可以确认PSD的塞子在二脉冲工 作过程中可以顺利打开。



Fig. 15 Curve of plug opening hydraulic test

3.4 点火试验

发动机完成水压试验后,需要进一步进行地面 点火试验以验证发动机各部件满足设计要求,保证 发动机的顺利飞行。本发动机在飞行之前进行了一 系列地面点火试验,包括一脉冲单独试验,二脉冲单 独试验以及一脉冲和二脉冲联合试验,下文主要阐 述地面点火试验中PSD的工作情况。

发动机在进行一脉冲单独地面点火试验时,由 于药型设计不合理,导致点火初期产生较高的点火 压力峰,试验压力曲线如图16中试验1所示,燃烧室 压力在点火初期有一个急剧爬升,当升高到一定值 时,又突然下降,形成一个较高的初始压力峰,随后 再缓慢爬升至15MPa左右,最后有一个拖尾段缓慢 下降。整个工作过程时间为250ms,平均压力为 9.5MPa,点火压力峰值为39.8MPa。一脉冲设计压力 为15MPa,工作时间为150ms,对比来看,该试验所得 内弹道无论从总能量还是曲线性能都与设计相差 甚远。

试验1使用PSD结构中塞子的材料选用POM。 图17为试验1试验后现场找到的POM塞子残留物, 从中可以发现,塞子的结构受到了严重破坏,不再保 持原来的外形,从塞子的断裂面来看,发现并无烧蚀 痕迹,而是被较大的力直接破坏。通过图16的内弹 道曲线以及图17所呈现的塞子残留物状态,不难得 出以下结论:一脉冲燃烧室点火初期,燃烧室内压力 急剧上升,当压力值超过POM塞子的承受范围之后, 塞子就会爆破,其结构会被破坏而失去承压密封作 用,塞子的破裂对整个燃烧室变相起到了泄压作用, 所以燃烧室压力会突然下降,随后装药继续燃烧工 作,但此时发动机工作条件已经发生改变,除了后端 喷管喷出燃气,由于塞子打开,发动机前端也有气体 喷出。所以内弹道性能与设计相差甚远。



Fig. 16 Comparison of pressure curves in test 1 and test 2

虽然该试验没有达到预期效果,但通过该试验, 可以变相得出 POM 塞子的爆破压力。由上述试验可 知,选用 POM 作为塞子的制造材料,最大可以承受点 火瞬间接近40MPa的压力冲击,这对于15MPa的设



Fig. 17 Plug residue after a first pulse test

计压力是绰绰有余的。较高的点火压力峰使得 PSD 的结构失效,失去了作用,严重影响发动机内弹道性能,所以必须将点火初期的压力控制在有效范围内。

图 16 中试验 2 是经过修改设计后进行试验的压力曲线,修改后的曲线避免了点火初期的压力峰,整个工作过程顺利进行,试验内弹道性能符合设计要求,PSD 结构在装药工作过程中实现了其对发动机燃烧室的分隔作用,具有优良的可靠性。

4 结 论

本文通过对双脉冲固体火箭脉冲隔离装置的设 计和试验得到了以下结论:

(1)设计了脉冲隔离装置,提出堵板配合塞子的 PSD模型,堵板选材为钨渗铜,塞子选用 POM 和 MC 工程塑料,PSD 组件以其简单的结构实现了对本发动 机燃烧室的分隔。

(2)对比不同材料塞子水压试验的爆破值和理 论爆破值,发现其结果有良好的一致性,且误差在 15%以内。

(3) POM 和 MC 的爆破压力大于 20MPa,可以承 受发动机一脉冲点火初期的压力冲击;二脉冲工作 时,塞子可以顺利打开,打开压力为 0.2MPa;地面点 火试验测试了 POM 塞子的压力承受极限,为 39.8MPa。通过试验证明 PSD 在发动机中是可行的, 并且具有优良的可靠性。

参考文献

- [1] 龚士杰,戴耀松.多脉冲固体火箭发动机评述[J].飞 航导弹,1993,(1):32-39.
- [2] 刘廷国,何洪庆. 多脉冲能量控制在战术导弹中的作用[J]. 推进技术, 1998, 19(5): 110-114. (LIU Tingguo, HE Hong-qing. Investigation of Application of Multiple-Pulse Energy Control Technology to Tactical Missiles[J]. Journal of Propulsion Technology, 1998, 19(5): 110-114.)

- [3] 叶定友,王敬超.固体发动机多次起动技术及其应用
 [J].推进技术,1989,10(4):32-34. (YE Ding-you, WANG Jing-chao. Multiple Start Technology and Application of Solid Motor[J]. Journal of Propulsion Technology, 1989, 10(4):32-34.)
- [4] 殷金其.固体火箭发动机的能量管理技术研究[J].推进技术,1993,14(4):24-30. (YIN Jin-qi. Studies of Energy Management Technology of Solid Rocket Motor [J]. Journal of Propulsion Technolog, 1993, 14(4): 24-30.)
- [5] 阮崇智. 战术导弹固体发动机的关键技术问题[J]. 固体火箭技术, 2002, 25(2): 8-12.
- [6] 刘伟凯,何国强,王春光.双脉冲固体火箭发动机压强振荡特性研究[J].航空动力学报,2015,30(10): 2553-2560.
- [7] 孙 娜,娄永春,孙长宏.某双脉冲发动机燃烧室两相流场数值分析[J].固体火箭技术,2012,35(3): 335-338.
- [8] 朱卫兵,张永飞,陈 宏.双脉冲发动机内流场研究
 [J]. 弹箭与制导学报,2012,32(1):114-118.
- [9] McCarthy. Raytheon's SM-3 an Option for German Role in Missile Defense[J]. Defense Daily, 2012, 254(25).
- [10] Stadler L J, Trouillot P, Rienacker C, et al. The Dual Pulse Motor for LFK NG[R]. AIAA 2006-4726.
- [11] Trouillot P, Audri D, Ruiz S. Design of Internal Thermal Insulation and Structures for the LFK-NG Double-Pulse Motor[R]. AIAA 2006-4763.
- [12] 毕世龙,陈延辉. 多脉冲发动机研究[J]. 飞航导弹, 2011, (9): 88-92.
- [13] 韩世福,钟景福. 多脉冲固体火箭发动机[J]. 上海航天, 1994, 7(2): 38-43.
- [14] 王长辉,刘亚冰,林 震,等.脉冲发动机陶瓷隔板的设计和试验研究[J].固体火箭技术,2010,33(3): 327-331.
- [15] 陈国胜, 沈亚鹏, 陶甫贤. 陶瓷盖板结构的应力分析[J]. 固体火箭技术, 1994, (2): 55-65.
- [16] Carrier J L, Constantinou T, Harris P G, et al. Dual-Interrupted-Thrust Pulse Motor [J]. Journal of Propulsion & Power, 1971, 3(4): 308-312.
- [17] Carrier J L. Solid Rocket Motor with Dual-Interrupted-Thrust[P]. USA: 4972673, 1990-11-27.
- [18] 刘 雨,利凤祥,李越森,等.多脉冲固体火箭发动机陶瓷舱盖结构分析[J].固体火箭技术,2008,31
 (2):179-183.
- [19] 刘亚冰,王长辉,刘 宇,等.双脉冲固体火箭发动机隔板预紧载荷数值分析[J].固体火箭技术,2010, 33(5):573-577.
- [20] Nishii S. Combustion Test of Two-Stage Pulse Rocket Motor[R]. AIAA 89-2426.
- [21] Naumann K W, Stadler L J. Double-Pulse Solid Rocket

Motor Technology-Applications and Technical Solution [R]. *AIAA* 2010-6754.

- [22] Schilling S, Trouillot P. On the Development and Testing of a 120mm Caliber Double Pulse Motor[R]. AIAA 2004– 3387.
- [23] 石 瑞,王长辉, 苌艳楠. 双脉冲固体发动机铝膜隔板设计和试验研究[J]. 固体火箭技术, 2013, 36(2): 190-194.
- [24] 张跃峰,房 雷,莫 展,等.一种用于脉冲发动机
 的级间隔离装置设计[J]. 航空兵器, 2012, (2): 40-43.
- [25] 王 硕,王一白,陈 静,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.
- [26] 王春光,田维平,任全彬,等.脉冲发动机中隔层工 作过程的数值分析及试验[J].推进技术,2012,33

(5): 790-794. (WANG Chun-guang, TIAN Wei-ping, REN Quan-bin, et al. Numerical Analysis and Test on Work Process of Pulse Separation Device in Pulse Motor
[J]. Journal of Propulsion Technology, 2012, 33(5): 790-794.)

- [27] 曹熙炜,任学军,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.
- [28] 王元友.固体火箭发动机设计[M].北京:国防工业出版社,1983.
- [29] 孙百顺. 钨渗铜材料性能的研究[J]. 固体火箭技术, 1990, (1): 82-93.
- [30] 孙百顺.国内外两种钨渗铜制品的对比与分析[J].固 体火箭技术,1988,(3):92-102.
- [31] 化学工业合成材料老化质量监督检验中心. 塑料物理 性能汇总[DB/OL]. http://www.laohuajiance.com/h-nd-24.html, 2018-12-02.

(编辑:史亚红)