

文章编号:1006-9941(2021)06-0535-08

节流孔对分离螺母火工冲击的影响

赵象润^{1,2}, 严楠¹, 郭崇星², 代五四², 闫利伟², 金世鑫²

(1. 北京理工大学爆炸科学与技术国家重点实验室, 北京 100081; 2. 辽宁北方华丰特种化工有限公司火工品技术研究所, 辽宁抚顺 113003)

摘要: 为避免航天器因受到火工分离螺母作用时的高冲击载荷而发生故障,采用节流孔来抑制分离螺母分离作用时的冲击响应。研究在分离螺母燃气通道上设置了 $\Phi 2$ 、 $\Phi 4$ mm和 $\Phi 6$ mm三种孔径的节流孔,同步测试不同节流孔的分离螺母在分离过程中的压力、加速度和预紧力,分析分离螺母的作用过程。根据作用过程中的先后顺序将冲击载荷解耦为火药作用、预紧力释放和活塞撞击三类冲击源。将得到的时间-加速度($a-t$)曲线转换为冲击响应谱,并计算每种冲击源的贡献,以获得节流孔孔径与冲击响应的关系。结果表明:采用三种节流孔时,在500~10000 Hz的频域内,火药作用激起的冲击响应的贡献为8.3%~11.0%;预紧力释放激起的冲击响应的贡献为44.0%~51.5%;活塞撞击激起的冲击响应的贡献为40.2%~45.0%。分离过程的最大冲击响应分别为:1416 g($\Phi 6$ mm)、1251 g($\Phi 4$ mm)和852 g($\Phi 2$ mm)。可见,采用节流孔可以有效抑制分离螺母的冲击响应。

关键词: 分离螺母;火工冲击;节流孔;冲击响应谱(SRS)

中图分类号: TJ45

文献标志码: A

DOI:10.11943/CJEM2020129

1 引言

火工装置内的含能材料作用时产生的高频瞬态力学环境导致结构上的高加速度响应被称为爆炸分离冲击或火工冲击(Pyroshock)^[1]。过高的火工冲击能够造成航天器上的高灵敏度设备、光学及电子产品等对冲击敏感的元器件的损伤或失效^[2]。美国航空航天局(NASA)统计分析了从1963~1985年的88次飞行故障事件,其中有63次直接与火工冲击相关,且大多为致命故障^[3-4]。1983~1998年,美国22次发射失败记录中有5次与火工冲击相关^[5]。近年来,国内多个航天任务也遇到严重的火工冲击问题^[6]。由于航天器对冲击环境要求越来越苛刻,降低分离装置作用过程中附加的冲击响应水平,可以有效提高精密仪器使用寿命和可靠性,对飞行器整体技术发展具有重要的战略意义^[7-8]。

分离螺母由于其需要的解锁压力小,产生的分离冲击相对较小,非常适合于级间分离、载荷释放等对低冲击分离有要求的场合^[9]。因此分离螺母冲击抑制的研究越来越受到关注。陈文龙等^[10]设计的低冲击火工驱动装置考虑了节流效应并采用液体阻尼的方式抑制冲击响应,有较好的降冲击效果,但未能开展液体阻尼对于高低温环境的敏感性分析。水龙等^[11]研究了小孔节流对火工驱动装置燃气压力的变化规律,结果表明经过节流孔后的动力腔内的压力上升速率降低,但未展开节流孔和冲击响应的相关分析。这是因为冲击响应谱(SRS)是对设备实施抗冲击设计的分析基础,也是控制产品冲击环境的基本参数^[12-13]。本文通过在燃气通道设置不同孔径的节流孔的方法研究节流对冲击响应的影响。建立多参量测试平台,同步测试分离过程的压力、加速度和预紧力,对冲击源进行解耦分析,计算各冲击源的贡献,并获得不同节流孔对冲击响应的规律和降冲击效果。

收稿日期: 2020-06-02; 修回日期: 2020-08-10

网络出版日期: 2020-12-11

基金项目: 国家自然科学基金资助(U1530135)

作者简介: 赵象润(1983-),男,博士,主要从事火工驱动装置方面的研究。e-mail: zxr.chn@gmail.com

通信联系人: 严楠(1960-),男,教授,主要从事先进火工品技术方面的研究。e-mail: yn@bit.edu.cn

2 试验部分

2.1 设备与仪器

试验中使用压力传感器测试燃烧室压力,加速度

引用本文: 赵象润, 严楠, 郭崇星, 等. 节流孔对分离螺母火工冲击的影响[J]. 含能材料, 2021, 29(6):535-542.

ZHAO Xiang-run, YAN Nan, GUO Chong-xing, et al. Effects of Orifice on Pyroshock of Separation Nut[J]. Chinese Journal of Energetic Materials(Hanneng Cailiao), 2021, 29(6):535-542.

传感器测试分离时的冲击加速度,力传感器测试预紧力变化。由于500 Hz以下的冲击响应基本都是噪声引起的,已经不能真实反映火工冲击的响应值^[14],国内外分析火工冲击响应的频率上限一般为10000 Hz^[15-16],因此本研究只分析500~10000 Hz范围内的冲击响应。信号采集系统采用DEWE-PACK-16信号调理器,DEWE-5001-TR动态分析仪,12 bit A/D,采样率300 kHz(最高截止频率的30倍)。加速度测试使用CA-YD-111A型压电式加速度传感器,量程30000 g,响应频率5~15000 Hz。电爆管的输出压力测试使用KISTLER601A型压电式压力传感器,量程25 MPa,过载50 MPa。螺栓预紧力使用CL-YD-305M型压电式环形力传感器,量程为50000 N。

2.2 火工冲击测试方法

为模拟级间舱段的分离装置轴向的无重力自由状态,减少外界环境给传感器带来的干扰,使用四根柔性绳将铝测试板(600 mm×60 mm×10 mm)吊起悬空,连接板与测试板相当于两个分离目标。测试板下方的螺栓上安装有环形力传感器测试预紧力变化。在测试板上离冲击源轴线15 cm处,使用一个立方转接块安装加速度传感器,测量分离时的加速度时间历程^[14-15]。本次试验所搭建的冲击响应多参量测试装置如图1所示,试验所用的分离螺母结构如图2所示。图2中左侧两个螺纹孔为电爆管安装孔,箭头表示燃气经节流孔的流动方向。测试所采用的工况为:分离螺母单侧发火(图2中箭头示意图为双侧发火),另一安装孔装压力传感器采集燃烧室压力信号。预紧力:

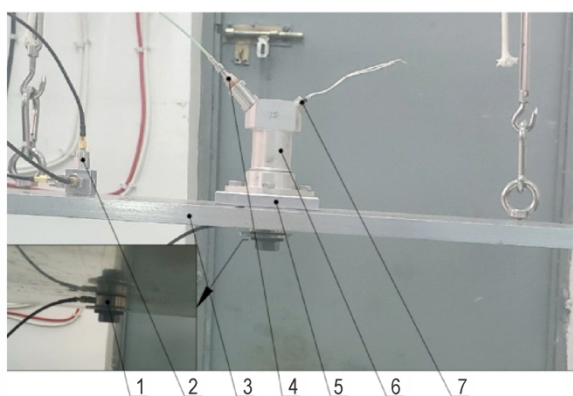


图1 冲击响应多参量测试装置

1—力传感器,2—加速度传感器,3—测试板,4—压力传感器,5—连接板,6—分离螺母,7—电爆管

Fig.1 Pyroshock response multi-parameters testing device
1—force sensor, 2—accelerometer, 3—test plate, 4—pressure sensor, 5—connecting plate, 6—separation nut, 7—electric squib

12000 N。装药条件:羧甲基纤维素斯蒂芬酸钡(40 mg)+炭黑/硝酸钾(标称药量60 mg,大药量120 mg)。发火电流:5 A(DC)。

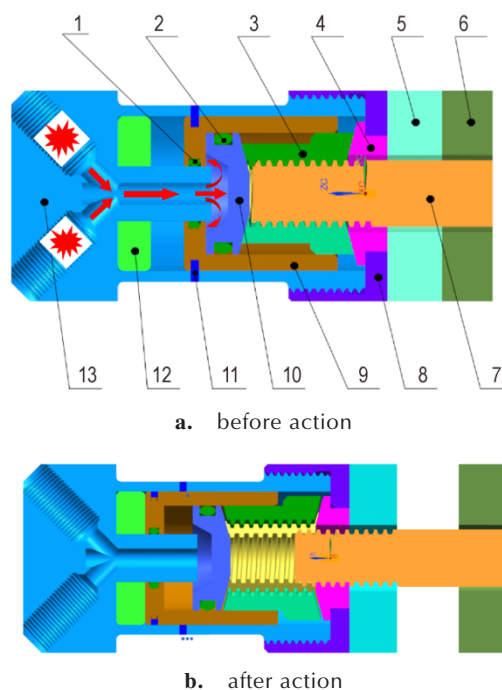


图2 分离螺母结构示意图

1—密封圈 I, 2—密封圈 II, 3—螺母瓣, 4—支撑环, 5—连接板, 6—测试板, 7—螺栓, 8—底座, 9—活塞, 10—顶盖, 11—剪切销(2个), 12—隔振器, 13—壳体

Fig.2 Schematic diagram of the separation nut

1—sealing ring I, 2—sealing ring II, 3—threaded segment, 4—support ring, 5—connecting plate, 6—test plate, 7—bolt, 8—pedestal, 9—piston, 10—upper cover, 11—shear pin (×2), 12—vibration isolator, 13—case

3 结果与讨论

3.1 节流过程的数学模型

节流(Orifice)是指流体在流动时由于通道截面突然缩小而使压力降低的热力过程。设置节流孔的目的是形成压差,对燃气进行先导控制,起到缓冲作用,减小高温高压燃气的冲击。节流过程可视为流体既不对外输出做功,又与外界没有热量交换的绝热过程,根据能量守恒定律,节流前后的流体内部的总能量(焓)应保持不变^[17]。当气体经过节流后,压力降低、温度降低、流速增大、密度减小^[18]。节流孔前后的压差与流量之间的关系可由伯努利方程和流动连续性方程得出^[19]。分离螺母工作时,燃气首先充满高压室(电爆管安装孔内的自由容积),再通过较小截面积的燃气节

节流孔充满低压室(活塞和顶盖内腔组成的容积),低压室的燃气驱动活塞运动。由于节流孔较小横截面积的限制作用也使得进入低压室的燃气流量减小,一定程度上降低了低压室的升压速率,使低压室的升压更加缓慢和平稳,将作用于活塞和负载的初始冲击以及加速度引起的冲击都控制在较低的水平,实现冲击抑制的目的。

在活塞运动之前,相当于定容过程。不同之处在于,燃气要向低压室流动,因此要增加一个燃气由高压室流入低压室的压力降。因此,可将内弹道方程中的压力变化率方程改写为高压室的燃气状态方程^[20]:

$$\frac{d p_1}{d t} = \frac{f m_p - p_1(m_p / \rho - m_p b)}{V_1} \frac{d \psi}{d t} - \frac{p_1 b + f d G}{V_1} \frac{d G}{d t} \quad (1)$$

$$V_1 = V_0 - m_p(1 - \psi) / \rho - b(m \psi - G) - b_0 m_0 \quad (2)$$

式中, p 为高压室压力, Pa; f 为主装药火药力, $J \cdot kg^{-1}$; m_p 为发火药质量, kg; ρ 为主装药密度, $kg \cdot m^{-3}$; b 为主装药余容, $m^3 \cdot kg^{-1}$; ψ 为主装药燃烧的百分比; V_1 为高压室自由容积, m^3 ; V_0 为高压室初容, m^3 ; G 为高压室流入低压室的燃气质量, kg; m_0 为发火药质量, kg; b_0 为发火药余容, $m^3 \cdot kg^{-1}$ 。

设计的分离螺母是密封无污染的,即作用过程中及作用后的燃气始终密闭在药室。但低压室的压力要考虑活塞运动过程导致的压力降。综上,低压室的压力包括由高压室流入燃气,活塞运动导致体积增大带来的压力降和负载能量消耗引起的压力降。则低压室的燃气状态方程可写为:

$$\frac{d p_2}{d t} = \frac{f + p_2 b}{V_2} \frac{d G}{d t} - \frac{(k - 1) M \nu}{V_2} \frac{d \nu}{d t} - \frac{(k - 1) \sum F + p_2 S}{V_2} \frac{d x}{d t} \quad (3)$$

$$V_2 = V - b G + S x \quad (4)$$

式中, p_2 为低压室压力, Pa; V_2 为低压室自由容积, m^3 ; V 为低压室初容, m^3 ; k 为燃气绝热指数; M 为活塞及负载质量, kg; S 为燃气在活塞上的作用面积, m^2 ; ν 为活塞及负载的速度, $m \cdot s^{-1}$; x 为活塞及负载的位移, m; $\sum F$ 为活塞及负载的总阻力, N。

气体由高压室向低压室流动,根据节流效应,给出燃气通过节流孔的节流方程为^[11]:

$$\frac{d G}{d t} = S_m p_1 \sqrt{\frac{2k}{f(k-1)} \left[\left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{2}{k}} - \left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{k+1}{k}} \right]} \left(\frac{p_2}{p_1} > \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}} \right) \quad (5a)$$

$$\frac{d G}{d t} = S_m p_1 \sqrt{\frac{k}{f} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}} \left(\frac{p_2}{p_1} \leq \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}} \right) \quad (5b)$$

式中, S_m 为节流孔横截面积, m^2 。式 5a 对应于亚音速流动, 5b 对应于超音速流动。本研究中分离螺母电爆管装药作用为火药爆燃, 属亚音速流动, 炭黑/硝酸钾的绝热指数取 1.09^[21], 可得:

$$\left(\frac{k+1}{2} \right)^{\frac{k}{k-1}} = 1.7 \quad (6)$$

进行节流孔孔径设计时,假设主装药全部转化为燃气,同一时刻燃烧室内各处的燃气的密度均相同。由电爆管结构尺寸和安装孔尺寸及高压室尺寸,计算得高压室的容积约为总燃烧室容积的 47%,因此通过节流孔的燃气质量按照大药量的 47% 进行设计,即平均流量 $56.7 \text{ mg} \cdot \text{ms}^{-1}$ 。按照最大压力差 1.7 计算临界直径。由式 5a 可计算出节流孔最小截面积为 2.86 mm^2 ,即节流孔直径为 1.91 mm。由于主装药药室直径为 $\Phi 6 \text{ mm}$,因此节流孔的直径范围为 1.91~6 mm。理论上来说,孔径越小时节流效果越好,但是孔径过小时,也会带来如下问题:1)壳体内细长节流孔和两个电爆管输出孔三孔相贯,加工时在相贯位置易产生飞边毛刺且不易清理;2)电爆管作用时不可避免产生固体残渣,当节流孔孔径过小时可能会堵塞节流孔导致产品失效;3)孔径过小时流经节流孔的气体流量过小会导致分离螺母作用时间过长。综合计算结果及上述分析,在结构设计时最小节流孔取 $\Phi 2 \text{ mm}$ 。为对比验证,再增加 $\Phi 4 \text{ mm}$ 和 $\Phi 6 \text{ mm}$ (相当于无节流效应)两个节流孔直径。通过试验结果得到不同节流孔径下的冲击响应变化规律,为确定最佳节流孔直径提供依据。本研究中加工的三种节流孔的壳体零件如图 3 所示。

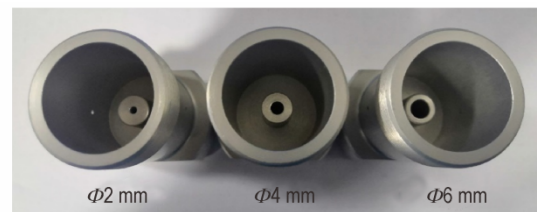


图3 不同节流孔的壳体
Fig.3 The cases with different orifices

3.2 不同孔径节流孔对冲击响应的影响

火工冲击响应研究时,选择最大绝对加速度 SRS 为分离螺母冲击响应的基本表示方法,采用 Smallwood 提出的改进的递归数字滤波法进行 SRS 数值计

算^[22-23]。计算时的频率间隔取1/12倍频程,放大因子 $Q=10$ (对应5%阻尼比)^[24]。由于结构和测试手段的限制,在压力测试时,获得的实际上是高压室的压力,而推动活塞的则是低压室的压力。测试 $\Phi 2$ mm节流孔分离螺母的多参量时域曲线如图4所示。实际测试的信号采集时长为150 ms,图中只列出了30 ms时长的信号。

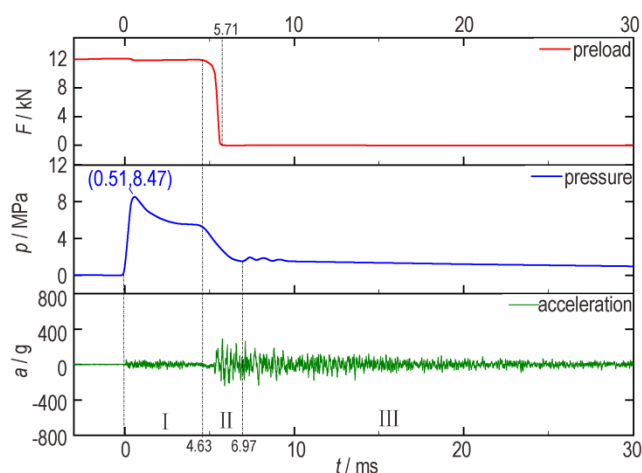


图4 $\Phi 2$ mm节流孔分离螺母分离过程多参量时域曲线

Fig.4 Time domain curves of multi-parameters in separation process of separation nut with $\Phi 2$ mm orifice

研究表明,航天器火工装置动作时产生的冲击响应是由以下三种类型的冲击源构成:1)工药剂作用引起冲击波和应力波在刚体结构中的传播;2)火工装置内运动部件以一定速度撞击刚性结构表面,形成应力波和结构谐振响应;3)火工装置上的预紧力突然卸载产生的应变能突然释放,形成应力波传播和结构谐振响应^[25-26]。因此,为分析节流孔对冲击响应的影响,需要对分离螺母冲击响应进行解耦分析,以区分三类冲击源所占的比例以及节流孔对每种冲击源的影响。

通过图4的多参量时域曲线可以进行不同冲击源在时序上的区分。药剂开始作用后高压室压力开始迅速上升,在0.51 ms时压力为8.47 MPa,达到分离螺母的临界启动压力,此时剪切销被剪断,活塞开始运动,燃烧室容积相应增大,压力随之下降。当活塞继续运动到4.63 ms时,预紧力开始突降,说明此时活塞脱离螺母瓣,解除约束后的螺母瓣径向张开,预紧力开始释放。因此,从0~4.63 ms的区间(图4中区域I)即为火工药剂爆燃作用激起的冲击响应。这个阶段所对应的 $a-t$ 曲线也显著区别于其它时段,因为该时段的冲击源只有火药爆燃作用一种,没有与其它冲击源耦合。由此可见多参量时域曲线的测试可互相印证。预紧力

开始卸载后活塞继续运动,压力持续下降。在5.71 ms时预紧力释放完毕,螺栓脱出,但释放过程中激起的冲击响应仍然在结构中持续传播。在6.97 ms时压力到达底部并出现波动。此时对应于活塞撞击到隔振器后出现反弹导致燃烧室容积变化,压力出现波动。因此6.97 ms的时刻对应着撞击行为开始。由此可见从4.63~6.97 ms的区间(图4.5中区域II)为预紧力释放激起的响应。活塞与隔振器撞击并经过数个反弹后压力趋稳,加速度稳定而缓慢衰减。故6.97 ms后的所有时段(图4.5中区域III)是活塞撞击激起的冲击响应。基于此,对冲击源进行解耦分析时,分别将整个分离过程全时域的 $a-t$ 曲线和三个不同时间段的 $a-t$ 曲线分别进行滤波分析转换为频域上的响应,获得 $\Phi 2$ mm节流孔分离螺母分离过程和三个冲击源的SRS,如图5所示。

需要指出,这种通过时序来区分冲击源只是一种近似的方法。从理论上来说,在极短时间内激起的火工冲击响应是复杂的多冲击源耦合过程,每个过程激起的响应都不会在某个瞬间突然结束^[27]。因此,三类冲击源事实上无法完全区分开来。这就导致图4所示的时域范围内,预紧力开始下降时,药剂冲击激起的后效作用仍然存在。同样地,活塞与隔振器接触时,仍然有预紧力释放后激起的低频成分响应。由于每个冲击源在对应时段内已完成绝大部分能量的释放,因此其结果仍然具有较高的准确性。

由于不同节流孔分离螺母的作用过程近似,按照同样的方法对 $\Phi 4$ mm节流孔分离螺母和 $\Phi 6$ mm节流孔分离螺母在整个作用时间历程上按照时序对火药作用过程、预紧力释放过程和活塞碰撞过程三类冲击源进行解耦分析。试验所得多参量时域曲线如图6所示,分离过程的SRS如图7所示。

由于测试时压力传感器安装在电爆管安装孔上,多参量时域曲线中的 $p-t$ 曲线实际上是另一个电爆管孔内的压力,也就是高压室的压力。图4、图6的结果表明,节流孔的大小对燃烧室内升压速率有明显的影响。三种节流孔时,到达峰值压力的时间分别为0.51 ms($\Phi 2$ mm节流孔)、0.42 ms($\Phi 4$ mm节流孔)和0.38 ms($\Phi 6$ mm节流孔)。可见直径与升压速率呈正相关的关系。由于 $\Phi 6$ mm节流孔时燃气通道与电爆管输出端直径相同,没有燃气流量限流效应,形不成压差,因此没有高压室与低压室的区别,此时燃气以最快的速度到达活塞因而解锁时间最短。反之, $\Phi 2$ mm节流孔时,通往低压室的流量有限,燃气在一定时长内集聚在

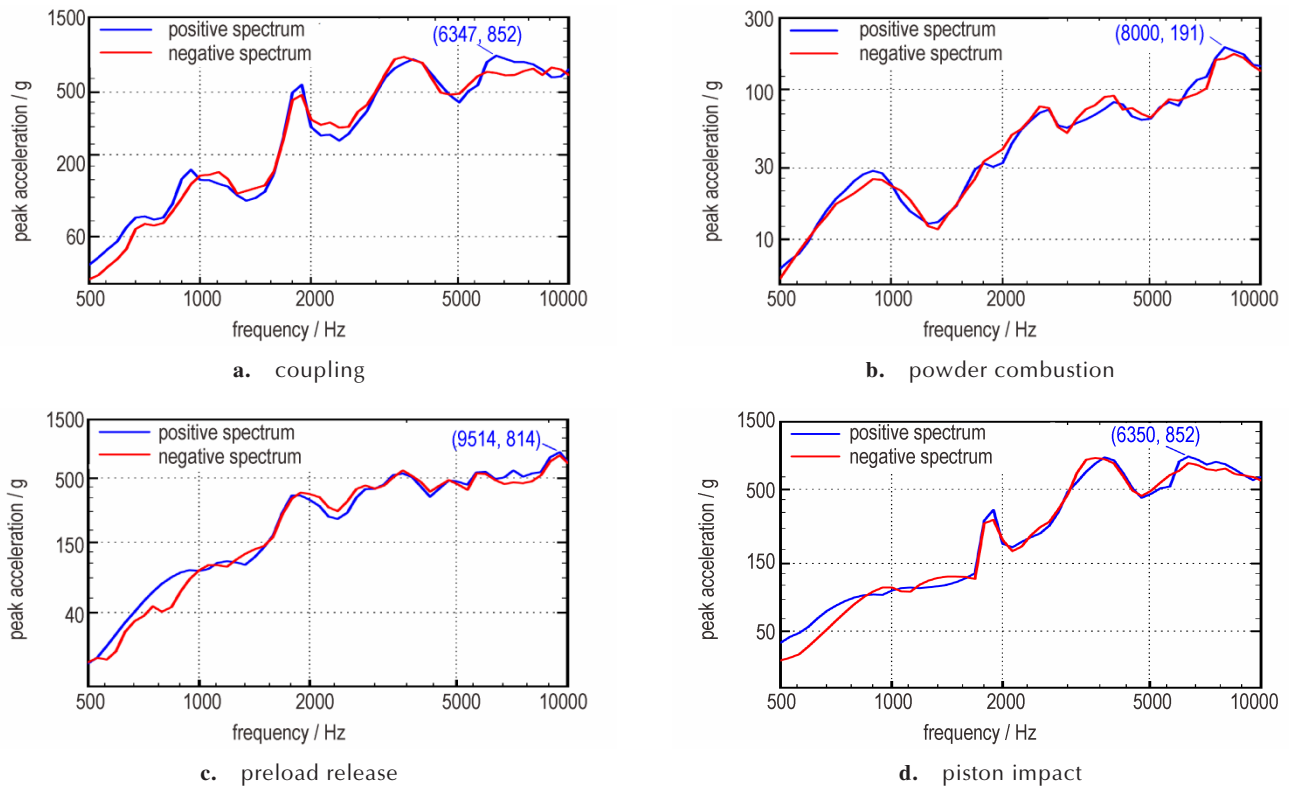


图5 $\Phi 2$ mm 节流孔分离螺母各冲击源的冲击响应谱

Fig.5 SRS obtained by decoupling the shock source with $\Phi 2$ mm orifice separation nut

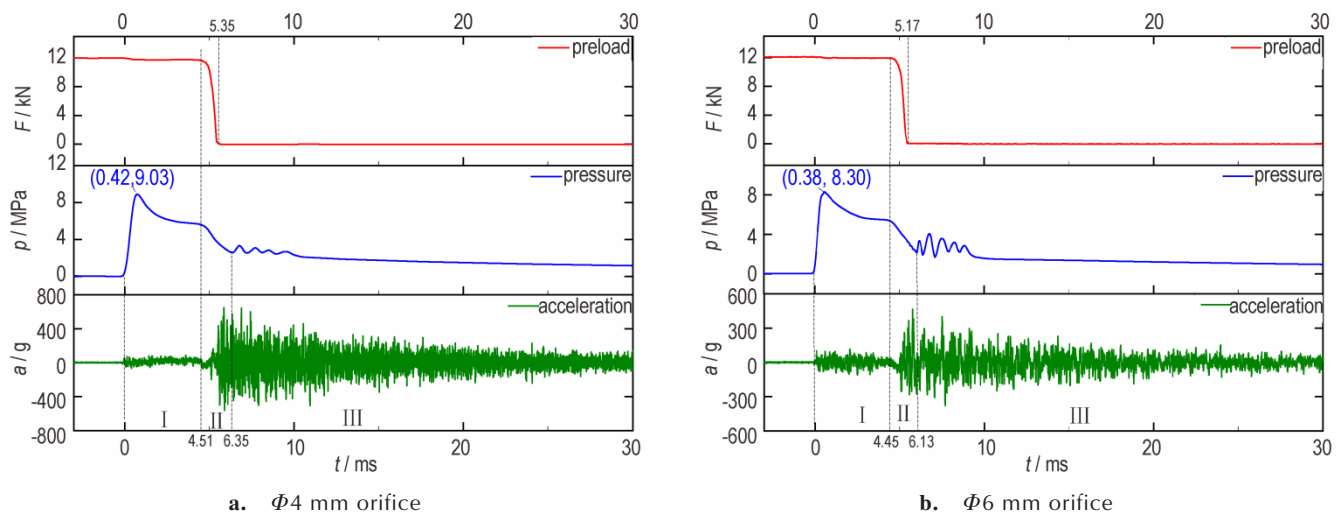


图6 两种节流孔分离螺母分离过程多参量时域曲线

Fig.6 Multi-parameters time domain curves of in separation process of two diameter orifice separation nuts

高压室,导致低压室升压最为缓慢,解锁时间最长,因此冲击抑制效果最好。图6、图7的结果表明,采用节流孔后,在500~10000 Hz频段内,最大冲击响应从1416 g($\Phi 6$ mm)降低到852 g($\Phi 2$ mm),降低幅度达到40%。因此,节流措施对于分离螺母的冲击抑制有较好的效果。

为了综合评价各冲击源的影响,并量化得到各冲击源对总的冲击响应的贡献,应用式(7)计算各冲击源在整个频域中的平均相对值^[27]:

$$E_{M,s} = \frac{\sum_{f=f_i}^{f=f_h} E_s(f)}{N} \quad (7)$$

式中, $E_{M,s}$ 是每一个冲击源在整个频率范围内的相对

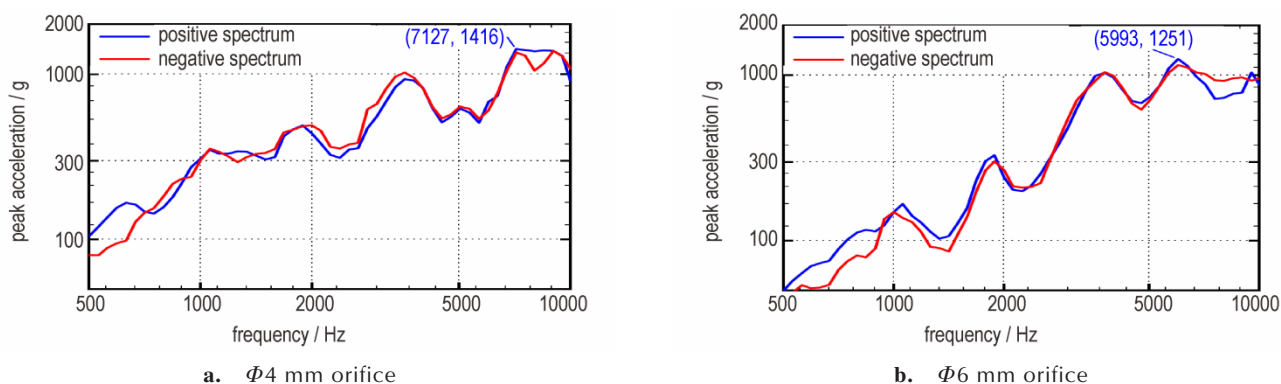


图7 两种节流孔分离螺母分离过程的冲击响应谱

Fig. 7 SRS in separation process of two diameter orifice separation nuts

平均值, g ; $E_s(f)$ 是在不同频率上特定冲击源的相对贡献值, g ; f_l 和 f_h 分别是最低和最高分析频率, Hz; N 表示频率向量的样本数。根据式6, 可将不同节流孔分离螺母的冲击响应进行解耦计算。为描述节流孔对活塞撞击和预紧力释放的影响, 还需计算活塞运动速度和预紧力释放时长。此处主要关心四个时刻: 1) 由于低压室压力达到临界解锁压力后活塞就开始运动, 此时的标志事件就是压力到达峰值; 2) 活塞运动到与螺母瓣脱离, 此时的标志事件就是预紧力开始下降; 3) 螺母瓣与螺栓螺纹解除啮合, 预紧力完全释放, 此时的标志事件就是预紧力下降为0; 4) 活塞与隔振器首次接触, 此时的标志事件是压力下降到底开始反弹。由图4、图6中的时域曲线可以读取活塞在接触隔振器前运动时长(图4、图6中区域II、III的分界时间减去峰值压力对应的时间)、预紧力释放时长(图4、图6中预紧力下降到0对应的时间减去预紧力开始下降对应的时间)。结构设计时, 活塞运动行程为6 mm, 由此可以计算出活塞平均速度和预紧力释放时长。不同节流孔时的冲击源解耦结果及活塞运动状态计算结果见表1。

由表1中的冲击源解耦结果可见, 分离螺母作用过程中预紧力释放和活塞撞击激起的冲击响应接近, 且二者对冲击响应的贡献之和约为90%; 火药冲击激起的冲击响应占比最小, 约为10%。由此表明, 改进

预紧力释放和增加对活塞的缓冲是抑制冲击响应最有效的手段。对分离螺母的冲击解耦结果表明, 随着节流孔孔径的增大, 各冲击源对总冲击响应的贡献的变化较小, 这说明节流效应整体上较为均衡地抑制了各冲击源的冲击响应, 对于整个分离过程都有影响。但也呈现出火药和活塞撞击的冲击响应的贡献随孔径增大而增大, 预紧力的冲击响应的贡献随孔径增大而减小的规律。在 $\Phi 2$ mm和 $\Phi 4$ mm节流孔时, 预紧力对冲击响应的贡献最大, 分别为51.5%和46%。在 $\Phi 6$ mm节流孔时, 活塞碰撞对冲击响应的贡献最大, 预紧力次之。

由表1中活塞运动参数计算结果表明, 活塞运动的平均速度随节流孔孔径的减小而降低, 同时预紧力释放时间增长, 因此这两项冲击源的响应值也相应下降。三种节流孔时的冲击源解耦结果反映出各冲击源的平均加速度响应均随孔径增大增加。火药冲击增大的原因是由于小孔径节流孔时火药首先被节流孔阻碍限流, 药剂能量有一部分作用到壳体节流孔上部, 再逐级往下传导最终激起测试板的响应, 因此小节流孔时一定程度上拉长了火药冲击传导距离, 因而响应值降低。 $\Phi 2$ mm节流孔时活塞运动速度最小($0.93 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$), $\Phi 6$ mm节流孔时活塞运动速度最大为 $1.04 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$ 。因此碰撞激起的响应的平均加速度从 461.2 g ($\Phi 6$ mm)下降到 305.1 g ($\Phi 2$ mm)。同样地, 节流孔越小时预紧

表1 不同节流孔的分离螺母冲击源解耦分析及活塞运动参数

Table 1 Decoupling analysis of pyroshock sources and piston motion parameters of separation nut with different orifices

| orifice | powder combustion | | preload release | | piston impact | | piston average velocity / $\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$ | preload release time / ms |
|-------------|----------------------|----------------|----------------------|----------------|----------------------|----------------|--------------------------------------------------------|---------------------------|
| | $E_{M,S} / \text{g}$ | proportion / % | $E_{M,S} / \text{g}$ | proportion / % | $E_{M,S} / \text{g}$ | proportion / % | | |
| $\Phi 2$ mm | 58.2 | 8.3 | 332.1 | 51.5 | 305.1 | 40.2 | 0.93 | 1.08 |
| $\Phi 4$ mm | 89.3 | 10.1 | 437.4 | 46.0 | 354.0 | 43.9 | 1.01 | 0.84 |
| $\Phi 6$ mm | 112.6 | 11.0 | 452.0 | 44.0 | 461.2 | 45.0 | 1.04 | 0.72 |

力释放被延缓,因此预紧力释放激起的响应的平均加速度从452 g($\Phi 6$ mm)下降到332.1 g($\Phi 2$ mm)。通过三种节流孔时的作用时间来看,呈现出作用时间随着节流孔孔径的减小而增大的趋势,这与理论分析是一致的。其原因是节流孔孔径较小时,通过节流孔的燃气流量较小,延缓了低压室的升压过程。而活塞脱离螺母瓣和接触隔振器都是受低压室压力的直接影响。

采用节流孔抑制分离螺母的冲击响应,使分离螺母的冲击响应有了显著降低。这种方法还具有成本低、容易实现、不增加零部件,且可根据具体的装药量和解锁结构自行调整等优点。可为同类装置的降冲击设计提供参考。

4 结论

通过对分离螺母的燃气通道设置 $\Phi 2$ mm、 $\Phi 4$ mm和 $\Phi 6$ mm三种节流孔来测试分离螺母的冲击响应,并进行冲击源解耦分析,结果表明:

(1)在500~10000 Hz的频域内,分离螺母的最大冲击响应分别为:1416 g($\Phi 6$ mm)、1251 g($\Phi 4$ mm)和852 g($\Phi 2$ mm)。 $\Phi 2$ mm节流孔时比 $\Phi 6$ mm节流孔在的最大冲击响应降幅达40%。

(2)分离螺母作用时药剂作用激起的冲击响应的贡献为8.3%~11.0%;预紧力释放激起的冲击响应的贡献为44.0%~51.5%;活塞撞击激起的冲击响应的贡献为40.2%~45.0%。其中,火药和活塞撞击的冲击响应的贡献随孔径增大而增大,预紧力的冲击响应的贡献随孔径增大而减小。

(3)节流孔越小时活塞运动速度越来越小,预紧力释放被延缓,碰撞激起的响应的平均加速度从461.2 g($\Phi 6$ mm)下降到305.1 g($\Phi 2$ mm),预紧力释放激起的响应的平均加速度从452 g($\Phi 6$ mm)下降到332.1 g($\Phi 2$ mm)。

参考文献:

- [1] National Aeronautics and Space Administration. Dynamic environmental criteria: NASA-HDBK-7005[S]. Washington DC: National Aeronautics and Space Administration, 2001.
- [2] Filippi E. Pyroshock simulation using the alcatel etca test facility[C]//Launch Vehicle Vibrations. First European Conference. Toulouse: CNES, 1999:1-12.
- [3] Moening C J. Pyrotechnic shock flight failures[C]// In: Institute of Environmental Sciences Pyrotechnic Shock Tutorial Program, 31th Annual Technical Meeting, Inst. Envir. Sc., 1985: 1-7.
- [4] 张建华. 航天产品的爆炸冲击环境技术综述[J]. 导弹与航天运载技术, 2005, (3): 30-36.
- [5] ZHANG Jian-hua. Pyroshock environment of missiles and launch vehicles[J]. *Missiles and Space Vehicles*, 2005, (3): 30-36.
- [6] Timmins A R, Heuser R E. A study of first-day space malfunctions [R]. Washington, DC, NASA Technical Note. TND-6474, 1971.
- [7] 张欢, 刘天雄, 李长江, 等. 航天器火工冲击环境保护技术现状与应用[J]. 航天器工程, 2014, 23(2): 104-113. ZHANG Huan, LIU Tian-xiong, LI Chang-jiang, et al. Status and application analysis of spacecraft pyroshock protection techniques [J]. *Spacecraft Engineering*, 2014, 23 (2) : 104-113.
- [8] 丁继锋, 赵欣, 韩增尧, 等. 航天器火工冲击技术研究进展[J]. 宇航学报, 2014, 35(12): 1339-1349. DING Ji-feng, ZHAO Xin, HAN Zeng-yao. Research development of spacecraft pyroshock technique [J]. *Journal of Astronautics*, 2014, 35(12): 1339-1349.
- [9] 苏晗. 典型分离螺母降冲击设计方法和性能分析研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2016. SU Han. Research on the design method of shock reduction and performance analysis for a typical separation nut[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2016.
- [10] 刘竹生, 王小军, 朱学昌, 等. 航天火工装置[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2012: 46-49. LIU Zhu-sheng, WANG Xiao-jun, ZHU Xue-chang, et al. Aerospace pyrotechnic devices[M]. Beijing: China Astronautic Publishing Co., Ltd., 2012: 46-49.
- [11] 陈文龙, 杨树彬, 杨安民, 等. 低冲击火工驱动装置性能仿真研究[J]. 火工品, 2010, (2): 25-28. CHEN Wen-long, YANG Shu-bin, YANG An-min, et al. The simulation study on the property of a low shock pyrotechnic actuated device [J]. *Initiators & Pyrotechnics*, 2010, (2) : 25-28.
- [12] 水龙, 刘轶鑫, 杨勇, 等. 自适应伸长型火工动作装置的动态特性研究[J]. 载人航天, 2016, 22(1): 104-111. SHUI Long, LIU Yi-xin, YANG Yong, et al. Research on dynamic characteristics of self-adaptive and elongate pyrotechnically actuated mechanism [J]. *Manned Spaceflight*, 2016, 22 (1): 104-111.
- [13] 刘洪英, 马爱军, 冯雪梅. 冲击响应谱控制系统仿真研究[J]. 计算机仿真, 2003, 20(7): 23-26. LIU Hong-ying, MA Ai-jun, FENG Xue-mei. Computer simulation of shock response spectrum (SRS) control system [J]. *Computer Simulation*, 2003, 20(7): 23-26.
- [14] 力学环境试验技术编著委员会, 力学环境试验技术[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2003: 352. Mechanical environmental testing technology editorial committee. Mechanical environment test technology [M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press Co. Ltd., 2003: 352.
- [15] John Eriksson. Measuring and analysis of pyrotechnic shock [D]. Goteborg: Chalmers University of Technology, 1999.
- [16] Alexander Luna. Operational improvements of a pyrotechnic ultra low shock separation nut [C]//Proceedings of the 36th Aerospace Mechanisms Symposium, Glenn Research Center, May 15-17, 2002. 131-136.
- [17] Peffer A. Development and transition of low-shock spacecraft release devices for small satellites[C]//14th Annual/USU Con-

- ference on Small Satellites, 2001:277-284.
- [17] 黑恩成,彭昌军.节流过程及其热力学特征[J].化工高等教育,2006,23(4):86-88.
HEI En-cheng, PENG Chang-jun. Throttle process and its thermodynamic characteristics [J]. *Higher Education in Chemical Engineering*, 2006, 23(4): 86-88.
- [18] 孙庆国,陈强,王天祥,等.航天高压气体节流过程温变规律研究[J].低温技术,2019,47(10):11-14.
SUN Qing-guo, CHEN Qiang, WANG Tian-xiang, et al. Study on temperature variation of high pressure gas throttle process in aerospace [J]. *Cryogenics*, 2019, 47(10):11-14.
- [19] Frank M. White. Fluid mechanics [M]. 7th edition. New York: McGraw-Hill Companies, Inc., 2009: 169-173.
- [20] 高滨.火工分离装置的性能研究[D].长沙:国防科学技术大学,2005.
GAO Bin. Research on the pyrotechnically actuated separation devices [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2005.
- [21] 赵象润,严楠,李朝振,等.烟火药在定容条件下的爆燃 $p-t$ 曲线仿真[J].含能材料,2020,28(6):533-538.
ZHAO Xiang-run, YAN Nan, LI Chao-zhen, et al. Simulation on $p-t$ curves of deflagration of pyrotechnical compositions under constant volume [J]. *Chinese Journal of Energetic Material (Hanneng Cailiao)*, 2020, 28(6): 533-538.
- [22] Department of Defense. MIL-STD-810G: Environment engineering considerations and laboratory tests [S]. Washington DC: Department of Defense, 2006.
- [23] Himelblau H, Piersol A. G, Wise J. H, et al. Handbook for dynamic data acquisition and analysis [M]. Mount Prospect, IL, Institute of Environmental Sciences, 1994: 231-237.
- [24] 中国人民解放军总装备部. GJB150.27-2009: 军用装备实验室环境试验方法第27部分:爆炸分离冲击实验[S].北京:中国标准出版社,2009.
General Armament Department of PLA. GJB150.27-2009: Laboratory environmental test methods for military materiel-Part 27: Pyroshock test [S]. Beijing: China Standard Press, 2009.
- [25] National Aeronautics and Space Administration. NASA-STD-7003A: Pyroshock test criteria [S]. Washington DC: National Aeronautics and Space Administration, 2011.
- [26] 王军评,毛勇建,黄含军.点式火工分离装置冲击载荷作用机制的数值模拟研究[J].振动与冲击,2013,32(2):9-13.
WANG Jun-ping, MAO Yong-jian, HUANG Han-jun. Numerical simulation for impulsively loading mechanism of a point pyrotechnic separation device [J]. *Journal of Vibration and Shock*, 2013, 32(2): 9-13.
- [27] 李燕华.典型点式火工分离装置冲击预示与控制研究[D].北京:北京理工大学,2019.
LI Yan-hua. Shock prediction and control of typical point pyrotechnical separation devices [D]. Beijing: Beijing Institute of Technology, 2019.

Effects of Orifice on Pyroshock of Separation Nut

ZHAO Xiang-run^{1,2}, YAN Nan¹, GUO Chong-xing², DAI Wu-si², YAN Li-wei², JIN Shi-xin²

(1. State Key Laboratory of Explosion Science and Technology, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China; 2. Institute of Pyrotechnics Technology, Liaoning North Huafeng Special Chemical Co., Ltd., Fushun 113003, China)

Abstract: In order to prevent the spacecraft from being damaged due to the high pyroshock of the separation nut, an orifice is used to suppress the pyroshock response of the separation nut during separation. Throttle holes with three diameters of $\Phi 2$ mm, $\Phi 4$ mm and $\Phi 6$ mm are set on the powder gas channel of the separation nut. The pressure, acceleration and preload of the separation nuts of different orifices in the separation process are tested simultaneously, so as to analyze the separation process of the separation nuts. According to the sequence of movement, the pyroshock load is decoupled into three types of pyroshock sources: powder combustion, preload release and piston impact. The time-acceleration ($a-t$) curve is transformed into a shock response spectrum (SRS), and the contribution of each shock source is calculated. The relationship between the orifice diameter and the shock response is obtained. The results show that in the frequency domain of 500 to 10000 Hz, the contribution of gun-powder action is 8.3% to 11.0%; the contribution of preload release is 44.0% to 51.5%; and the contribution of piston impact is 40.2% to 45.0%. The maximum pyroshock response during the separation process is: 1416 g ($\Phi 6$ mm), 1251 g ($\Phi 4$ mm) and 852 g ($\Phi 2$ mm). It can be seen that the use of the orifice can effectively suppress the impact response of the separation nut.

Key words: separation nut; pyroshock; orifice; shock response spectrum (SRS)

CLC number: TJ45

Document code: A

DOI: 10.11943/CJEM2020129

(责编:姜梅)