

某型火工解锁装置降冲击设计与试验验证

王萌^{1,2}, 周志涛¹, 林德贵^{1,2}, 周徐斌^{1,2}, 王文涛³

(1. 上海卫星工程研究所, 上海 200240; 2. 空间机热一体化技术实验室, 上海 200240;
3. 北京空间机电研究所, 北京 100076)

摘要: 某型火工解锁装置主要用于星上大型载荷的连接和分离, 针对其解锁冲击大的情况开展了降冲击理论研究, 完成了基于蜂窝缓冲原理的降冲击改进设计。试验验证表明, 改进前后的冲击峰值由大于 11 000g 降低到 1500g 以下, 降冲击设计效果明显。

关键词: 火工解锁装置; 解锁螺栓; 解锁冲击; 蜂窝缓冲

中图分类号: V421.7

文献标志码: B

文章编号: 1673-1379(2015)06-0630-04

DOI: 10.3969/j.issn.1673-1379.2015.06.012

Design and verification test of a pyrotechnic release device for impact reduction

Wang Meng^{1,2}, Zhou Zhitao¹, Lin Degui^{1,2}, Zhou Xubin^{1,2}, Wang Wentao³

(1. Shanghai Institute of Satellite Engineering, Shanghai 200240, China;
2. Laboratory of Space Mechanical and Thermal Integrative Technology, Shanghai 200240, China;
3. Beijing Institute of Space Electromechanical Technology, Beijing 100076, China)

Abstract: A certain pyrotechnic release device is mainly used to realize the connection and separation of large loads. To reduce the large release impact, theoretical researches are carried out and an improved design based on the cellular buffer principle is proposed. Through the verification test, the impact after the improvement is reduced from above 11 000g to below 1500g, showing that the impact reduction is remarkable.

Key words: pyrotechnic release device; unlocking bolt; release impact; cellular buffer

0 引言

为有效隔离平台热变形、微振动对有效载荷工作的影响, 同时保证有效载荷能够承受发射过程的振动环境, 卫星上需要使用解锁装置^[1-3]。火工解锁装置的解锁靠火药爆炸能实现, 工作过程中会产生很大的冲击载荷。根据国内外航天器飞行故障统计数据, 由火工爆炸冲击直接或间接引起的故障属高发事件, 甚至会造成灾难性后果^[4]。随着航天器各种敏感载荷、高集成度器件的使用, 对平台抗冲击能力的要求越来越高。能否有效降低冲击量级, 已成为评价航天器平台性能的重要指标。

某型火工解锁装置用于星上大型遥感载荷的连接。本文针对其在解锁过程中所产生的过大冲击问题, 进行降冲击设计, 并通过试验验证设计效果。

1 解锁装置

1.1 装置构成

解锁装置由解锁螺栓、缓冲垫、弹簧、微动开关组件、展开指示支架、解锁点调节支架、压紧螺母等组成(见图 1)。其中, 解锁螺栓型号为楔块式火工锁, 主要由内筒和外筒构成, 内筒与载荷连接, 外筒与卫星载荷舱底板连接。发出解锁指令后, 解锁螺栓工作, 使内筒和外筒分离, 释放约束, 实现解锁。

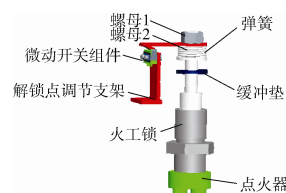


图 1 解锁装置组成

Fig. 1 Components of the pyrotechnic release device

1.2 存在不足

2012 年 7 月, 某卫星进行解锁试验, 解锁螺栓工作正常, 解锁到位, 所有约束点均顺利解锁。

在解锁试验中对解锁点处的冲击值进行了测试, 冲击响应曲线如图 2 和图 3 所示。通过试验数据的判读, 发现解锁点处冲击峰值为 11 348.9g, 敏感单机位置冲击峰值为 284.6g。冲击值过大, 很容易造成星上敏感单机、敏感部件的性能下降甚至损坏, 必须对解锁装置进行降冲击改进设计。

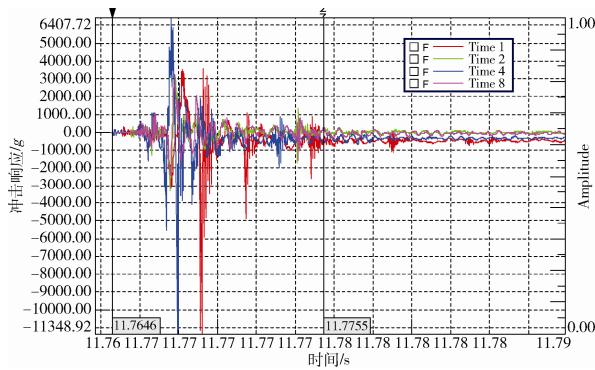


图 2 解锁点处的冲击响应时域曲线

Fig. 2 Impact response curve in time domain at the release points

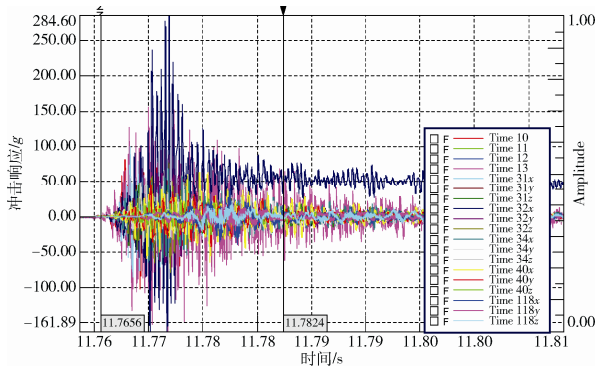


图 3 星上敏感单机位置的冲击响应时域曲线

Fig. 3 Impact response curve in time domain near sensitive equipment

2 解锁装置降冲击设计

2.1 蜂窝压溃吸能原理

铝蜂窝结构作为一种多孔材料, 具有良好的能量吸收能力、较高的比强度和比刚度, 因此, 被作为轻质材料和能量吸收构件在航天领域得到大量应用^[5-7]。

铝蜂窝结构受力时有特殊的应力-应变关系^[8], 如图 4 所示。

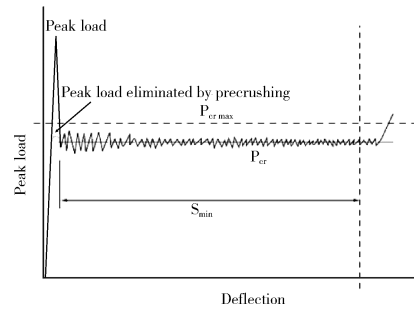


图 4 铝蜂窝应力-应变关系

Fig. 4 Stress-strain relation of aluminum cellular

根据其应力-应变关系, 可将铝蜂窝的压缩过程分为 3 个区段。

1) 蜂窝弹性变形区: 负载从 0 到最大时的区域, 在该区域, 材料能够在未发生塑性变形的情况下承受较大载荷。

2) 蜂窝塑性压溃区: 位于图 4 中的负载平缓区, 此阶段受力基本保持不变, 蜂窝材料屈曲变形, 各蜂窝孔壁发生周期性折叠, 甚至压塌。

3) 蜂窝压实区: 蜂窝塑性区后负载出现剧烈上升, 在该区段, 蜂窝被压实, 呈现弹性金属性质, 其物理特性可近似看作蜂窝材料的物理特性。

蜂窝塑性压溃区, 又称为蜂窝材料吸能区, 通过应力对应变的积分可计算出单位体积吸收的能量。可以通过适量的预压缩提高蜂窝的承载能力, 这样也有助于其吸能品质的充分发挥。正因为蜂窝的这一特殊性质, 使其在航空航天领域得到广泛的应用。

2.2 解锁装置改进设计

根据蜂窝塑性压溃吸能原理, 对解锁装置进行改进, 即采用蜂窝阻尼件代替原来的橡胶垫, 实现对解锁冲击的缓冲^[9-11]。

原解锁方案: 通过 M30 螺栓与星体固定连接, 再用 M12 螺栓将载荷底脚压紧, 如图 5 所示。解锁时, M12 螺栓组合体向上弹射分离, 利用载荷底脚内安装的 3 mm 厚的橡胶垫吸收组合体的部分动能, 从而达到减小对载荷冲击的目的。

通过分析解锁试验的冲击测试数据, 发现原解锁方案的冲击量级大、频率范围广。这主要是由于橡胶作为一种高阻尼材料, 能够降低运动部件的速度, 延长能量释放时间, 但对抗高速、大能量冲击的能力较差。

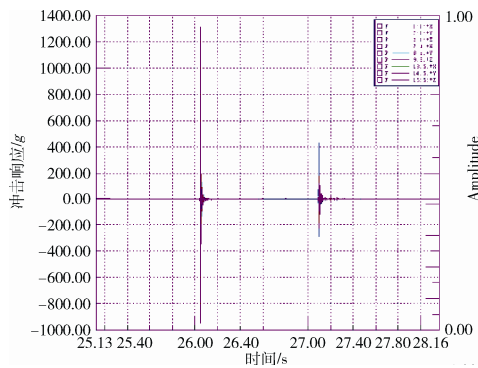


图9 改进后解锁验证试验

Fig. 9 Verification test for the optimized release solution

5 结束语

本文采用蜂窝缓冲垫对火工解锁装置进行了降冲击改进设计,经测试试验和验证试验表明,降冲击效果非常明显,提高了火工解锁装置的适用范围。

随着航天技术的不断进步,火工装置使用过程中的冲击控制会更加严格,降冲击设计和应用的需求会更加迫切。蜂窝缓冲作为冲击缓冲的一种手段,具有可靠性高、降冲击效果好、成本低廉的优点,但也存在启动能量大、缓冲效果不稳定的缺点。后续应用中应重视其缺点,尽量减小对系统性能的影响。

参考文献 (References)

- [1] 陈烈民. 航天器结构与机构[M]. 北京: 中国科学技术出版社, 2005: 30-36
- [2] 于登云, 杨建中. 航天器机构技术[M]. 北京: 中国科学技术出版社, 2010
- [3] Lucy M H, Hardy R C, Kist E H, et al. Report on alternative devices to pyrotechnics on spacecraft[C]//10th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites,

1996: 1-19

- [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
Zhang Jianhua. Pyroshock environment of missiles and launch vehicles[J]. Missiles and Space Vehicles, 2005(3): 30-36
- [5] Peffer A. Development and transition of low-shock spacecraft release devices for small satellites[C]//14th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, 2000: 1-9
- [6] Fosness E, Buckley S, Gammill W. Development and release devices efforts at the Air Force Research Laboratory space vehicles directorate, AIAA 2001-4601[R]
- [7] 陈金宝, 聂宏, 赵金才. 月球探测器软着陆缓冲机构关键技术研究进展[J]. 宇航学报, 2008, 29(3): 731-735
Chen Jinbao, Nie Hong, Zhao Jincai. Review of the development of soft-landing buffer for lunar explorations[J]. Journal of Astronautics, 2008, 29(3): 731-735
- [8] Hexweb. HexWebTM honeycomb energy absorption systems design date[G], 2005
- [9] 马兴瑞, 王本利, 苟兴宇. 航天器动力学若干问题进展及应用[M]. 北京: 科学出版社, 2001
- [10] 叶民镇. 地面撞击模型建模及相关参数确定[J]. 工程力学, 2006, 23(10): 107-110
Ye Minzhen. Ground modeling in machinery-ground interaction system and parameter determination[J]. Engineering Mechanics, 2006, 23(10): 107-110
- [11] 高滨. 火工驱动分离装置的应用[J]. 航天返回与遥感, 2004, 25(1): 55-59
Gao Bin. Application of pyrotechnically actuated devices[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2004, 25(1): 55-59

(编辑: 肖福根)