

微纳卫星火工冲击载荷缓冲装置设计及验证

赵相禹^{1,2,3}, 赵春娟^{1,2,3}, 张雷^{1,3}, 陈善搏³, 石有胜^{1,2,3}

(1. 中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所, 长春 130033; 2. 中国科学院大学, 北京 100039;
3. 长光卫星技术股份有限公司, 长春 130033)

摘要: 火工冲击环境是卫星等航天器经历的最恶劣的力学环境之一, 尤其是航天器与运载火箭分离时的冲击最为恶劣。星箭分离冲击会影响有冲击敏感元件的设备甚至航天器的正常工作, 严重时甚至能导致发射任务的失败。因此, 有必要研究火工冲击环境的抑制措施。针对某金属框架微纳卫星在研制阶段星箭分离实验过程中冲击响应过大的问题, 结合火工冲击载荷来源、火工冲击传递机理以及火工冲击抑制方法, 对整星进行了冲击载荷缓冲装置设计并进行了冲击及振动实验验证。实验结果表明, 该火工冲击缓冲装置能够将冲击载荷降低 70% 以上, 对航天产品的抗冲击分析及合理的结构设计具有重要意义。

关键词: 火工冲击; 卫星; 星箭分离

中图分类号: TH212; TH213.3

文献标志码: A

DOI: 10.13465/j.cnki.jvs.2023.03.022

Design and verification of pyrotechnic impact load buffer device for micro-nano satellite

ZHAO Xiangyu^{1,2,3}, ZHAO Chunjuan^{1,2,3}, ZHANG Lei^{1,3}, CHEN Shanbo³, SHI Yousheng³

(1. Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China;
2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China;
3. Chang Guang Satellite Technology Co., Ltd., Changchun 130033, China)

Abstract: Pyrotechnic impact environment is one of the worst mechanical environments experienced by satellites and other spacecrafts, especially, when a spacecraft is separated from launch rocket. Star arrow separation impact can affect normal operation of equipment with impact sensitive elements and even spacecraft, and even lead to failure of launch mission in serious cases. Therefore, it is necessary to study suppression measures of pyrotechnic impact environment. Here, aiming at the problem of excessive impact response in star arrow separation test of a metal frame micro/nano satellite during development stage, combined with source of pyrotechnic impact load, pyrotechnic impact transmission mechanism and pyrotechnic impact suppression method, the impact load buffer device for the whole satellite was designed and verified with impact and vibration tests. The test results showed that the pyrotechnic impact buffer device can reduce impact load by more than 70%; the study results are very important for anti-impact analysis and reasonable structural design of aerospace products.

Key words: pyrotechnic impact; satellite; star arrow separation

星箭分离冲击环境是卫星在发射过程中所经历的最为苛刻的力学环境之一, 是由火工品起爆作用于卫星结构上产生的高频、高量级的瞬态冲击响应, 加速度幅值可高达 $10^4 \sim 10^5 g$, 持续时间仅为几毫秒, 主要频率范围在 $10^2 \sim 10^6$ Hz。通常情况下, 星箭分离产生的火工冲击载荷对航天器主结构的影响较小, 但是却能够对含有冲击敏感的元器件和脆性材料(如继电器、晶

振、陶瓷、环氧材料、玻璃材料、钎焊以及微电子芯片等)的仪器设备造成损伤, 从而导致航天任务的失败, 甚至会造成灾难性的事故^[1-5]。

随着商业航天的快速发展, 对航天器的载荷比要求越来越高, 复杂结构的大卫星采用蜂窝板的结构, 具有较好的冲击缓冲及吸收效果, 而小卫星通常采用铝合金等金属框架, 采用搭载的方式发射, 其结构十分紧凑, 星箭分离产生的冲击波在结构上衰减十分缓慢, 想要通过结构布局将单机布置在距离冲击源较远的区域难以实现。因此, 低冲击星箭分离装置的研制以及整星系统级的降冲击技术研究对改善卫星的冲击环境, 提高单机的工作可靠性至关重要。

基金项目: 吉林省科技基金项目(20200401011GX)

收稿日期: 2021-11-01 修改稿收到日期: 2022-02-08

第一作者 赵相禹 男 硕士, 1991 年生

通信作者 张雷 男 博士, 研究员, 1982 年生

对于爆炸环境的减冲击措施,仅有少量文献。丁继峰等^[6]对某卫星平台上冲击环境过大的问题设计了缓冲孔、缓冲垫和过渡段3种卫星系统级缓冲方案,通过实验结果表明,缓冲孔和过渡段方案缓冲效果更优,相比无缓冲方案衰减量提高了30%;严鲁涛等^[7]制作了减冲击环样机,大幅衰减了冲击幅值,并讨论了阻尼层对结构动力学特性及减冲击特性的影响;CSA公司的Conor等研制了多种类型的整星振动及冲击隔离装置,并完成了多项运载火箭的卫星发射任务。

本文研究了一种整星系统级金属橡胶双层隔冲击装置,通过双层转接增加安装界面、延长冲击载荷传递路径,同时在传递路径上安装金属橡胶减振垫,通过金属橡胶减振垫变形,把急剧输入的能量存储起来,在金属橡胶变形过程,金属丝之间发生相对滑移,在接触面之间的干摩擦会消耗大部分冲击能量,从而有效降低金属框架微纳卫星上载荷安装点处的冲击响应,通过冲击实验验证了该装置在高量级火工品爆炸冲击下的有效性,为金属框架微纳卫星整形系统级减冲击设计提供了经验,该装置为整星系统级减冲击装置,具有结构简单、成本低、加工周期短、质量轻等优点,适合研制周期较短的微纳卫星整星系统级降冲击。

1 卫星结构及冲击响应要求分析

某微纳卫星整体主要采用轻量化铝合金框架结构,底板采用蜂窝板,整星质量约20 kg,卫星发射状态外形尺寸为600 mm×420 mm×450 mm。

整星结构分解图,如图1所示。从整星分解图中能够看出卫星布局十分紧凑,各单机距离星箭分离面均较近,冲击在金属框架上衰减较小。该微纳卫星为立方体构型,发射方式为搭载发射,火箭对整星的包络及质量要求严格。卫星分离机构采用三点爆炸螺栓式分离装置,卫星通过分离装置与运载系统相连,星箭分离时刻,3个爆炸螺栓同时起爆,4个分离弹簧实现卫星与运载系统分离,3个爆炸螺栓产生的冲击波沿着卫星底板即星箭分离界面直接传递到卫星框架,分离面处冲击响应通过实验采集超过15 000g,各单机安装点处分离冲击超过2 000g,不满足单机任务书中冲击小于2 000g的要求,因此需要对爆炸螺栓产生的冲击进行缓冲设计。

2 缓冲设计基本理论

2.1 冲击载荷来源

航天器火工装置动作时产生的冲击载荷来源有以下3种:①含能材料(如火药、炸药)爆炸引起冲击波和应力波的传播;②火工装置突然动作(如断裂、解锁、切割等)预载荷产生的应变能突然释放,形成应力波传播和结构谐振响应;③火工装置部件(如爆炸螺栓的螺柱头)以一定速度和冲量撞击结构特定部位,形成应力波

和结构谐振响应。^[8-9]

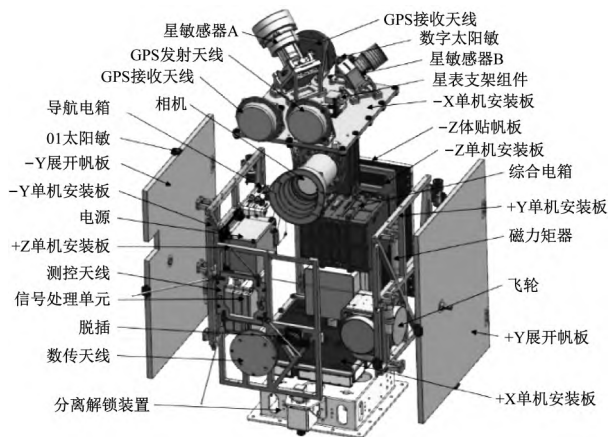


图1 卫星结构分解图

Fig. 1 Satellite structure breakdown diagram

2.2 火工冲击传递机理

冲击载荷在结构中以波的形式传播,根据介质结构的构型和材料的不同,其传递和衰减的特性也随之变化。NASA(National Aeronautics and Space Administration)于20世纪70年代对大量火工品在航天典型结构中的传递特性进行了统计分析,结论认为冲击响应会随着传递距离的增加,响应不断衰减,其衰减的原因主要有:①传递过程中能量的耗散;②通过激励结构的谐振将高频能量转化为低频能量;③波的反射和折射造成频率成份的变化^[10]。

2.3 火工冲击抑制方法

根据火工冲击的来源及传递机理,工程上可以从以下几个环节进行抗冲击载荷设计:

(1) 从源头(火工品)上降低冲击源输出冲击载荷的量级,即优化火工装置的药型、药量及预紧力,降低火工冲击量级^[11-14]。由于星箭分离用火工品需要极高的可靠性和稳定性,一旦定型,任何设计状态的改变都需要大量的地面实验验证其可靠性,因此,火工品的改进设计难度大、费用高、周期长,商业航天环境下卫星的研制周期普遍较短,分离机构火工装置重新设计时间很难满足现有型号的进度要求。

(2) 优化星上单机布局,将对冲击敏感的仪器安装在距火工冲击源较远的距离;爆炸和应变能释放引起的响应频率成分较高,主要表现为应力波传播,因此随距离的增加而迅速衰减。在航天器设计论证初期,可以将对冲击敏感的仪器如星传感器、综合电箱等仪器布置在离火工品较远的位置。由于该微纳卫星布局紧凑,紧靠优化单机布局,难以实现所有冲击敏感元件具有较好的冲击环境。

(3) 在冲击传递路径上通过隔离、附加连接环节等手段增加冲击载荷的衰减量;根据冲击载荷的传递机理,在其传播路径上附加缓冲措施是工程型号进行缓冲设计的主要途径,爆炸和应变能释放引起的响应频率成分较高,主要表现为应力波的传播,连接结构仅

能传递弹性波,传递路径中的不连续结构会加大冲击响应幅值的降低,特别是高频成分,而连接结构本身不容易受到爆炸冲击的影响。

(4) 加强航天器冲击敏感仪器抗火工冲击载荷设计;火工冲击是航天器全生命周期所经历的最为严酷的力学环境之一,需要开展系统级和部件级抗力学环境设计工作,以提高产品环境的适应性和可靠性。商业航天背景下卫星选用的单机通常都是成熟的商用货架产品或者性价比较高的单机,在较短的研制周期下,通常难以进行抗冲击载荷设计。

3 缓冲方案设计

3.1 缓冲方案缓冲原理

通过对火工冲击传递机理的研究并结合卫星结构形式。在卫星底板与侧面主承力框架中间设计一层由两层转接板加金属橡胶垫圈的隔冲击装置,如图 2 所示。双层转接板分上下两层,下层 1a 与整星底板连接,上层 2a 隔一层 2b 与整星框架连接,1a 和 2a 之间隔一层 1b 通过螺钉连接。1a 与 2a 为 2A12 铝合金加工而成,尺寸可根据卫星框架尺寸修改,结构简单,刚度大,质量轻。2a 与 2b 为金属橡胶隔振垫。

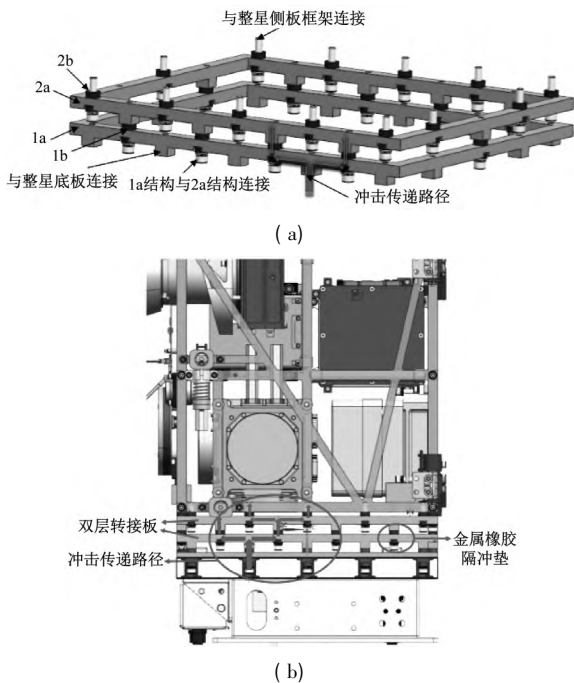


图 2 隔冲装置构型图

Fig. 2 Configuration diagram of impact isolation device

该缓冲装置在星上的布局,如图 3 所示。减冲击原理如下:

(1) 延长冲击载荷传递路径。冲击载荷从整星底板传到 1a 框架后要经过曲折的路径才能继续传到 2a,进而传递到整星框架,这种交错的设计方式极大的延长了冲击路径,增加了冲击波在安装界面处的反射、折射和吸收,从而增加了冲击载荷的衰减。

(2) 附加缓冲措施。在 1a 与 2a 以及 2a 与整星框

架之间增加金属橡胶减振垫,通过减振垫的变形,把急剧输入的能量存储起来,在金属橡胶变形过程中,金属丝之间发生相对滑移,而在接触面之间的干摩擦会消耗大部分冲击能量。



图 3 隔冲装置实物图

Fig. 3 Physical drawing of impact isolation device

3.2 缓冲方案仿真分析

针对上述缓冲方案进行仿真分析。分析方法如下:

(1) 首先建立整星和缓冲装置的有限元模型,对模型进行合理简化。

(2) 将火工品产生的冲击条件作为输入在模型中进行仿真计算。

(3) 通过调整金属橡胶尺寸等参数,得到综合性能最优的隔冲垫方案。

(4) 计算完成后输出整星冲击云图,并提取关键点处的响应值。

本方案最终经过仿真分析优化所选金属橡胶垫直径为 10 mm,厚 5 mm,金属丝直径为 0.2 mm。方案示意,如图 4 所示。



图 4 金属橡胶隔振垫

Fig. 4 Metal rubber vibration isolation pad

整星与隔冲装置有限元模型,如图 5 所示。整星结构采用实体单元建模,帆板采用壳单元,单机采用质量点用 MPC(multipoint constraint) 连接至整星,缓冲装置采用实体单元进行建模。

采用有限元软件进行瞬态分析,仿真云图,如图 6 所示。在近场位置提取关键点加速度时域响应,对时域响应进行数据处理得到冲击响应谱,冲击谱分析范围为 10 ~ 5 000 Hz,品质因子为 10。冲击响应如图 7 所示。图 7 中将有无缓冲方案冲击响应仿真结果进行了对比,从图 7 数据能够看出该缓冲方案能够将冲击

响应从 5 147g 降低至 721.1g 相比无隔冲装置时隔冲效率达到 86% 缓冲效果良好。

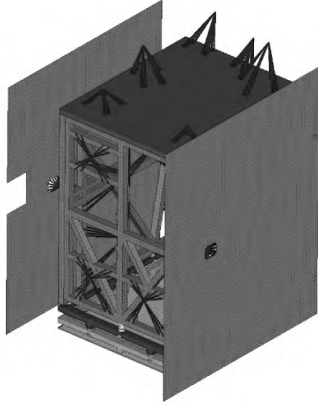
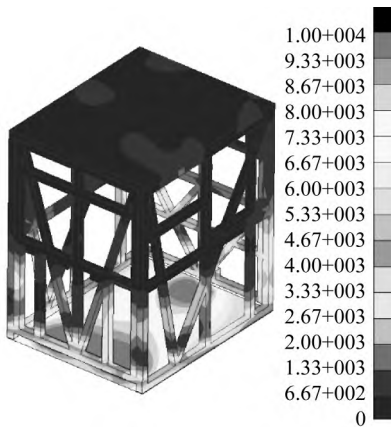
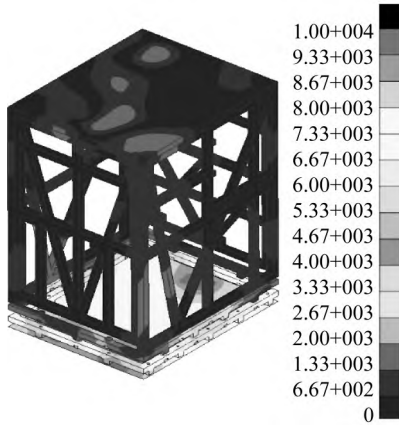


图5 卫星有限元模型
Fig.5 Satellite finite element model



(a) 无隔冲方案云图



(b) 有隔冲方案云图

图6 仿真云图

Fig.6 The simulation of cloud

4 缓冲方案实验验证

为验证缓冲方案的有效性,本文在落锤实验的基础上采用与飞行件同一批次的火工品进行分离冲击实验,同一批次火工品一致性差异较小,火工品和分离机构实物图如图8所示。

4.1 实验准备

实验采用初样卫星与分离机构组合状态进行,爆

炸螺栓解锁后,点式连接解锁装置在重力与弹簧弹力作用下下落至地面,为保证掉落后不发生损坏,在掉落区域铺设厚度不小于 20 mm,大小不小于 1 m × 1 m 的海绵垫。分离实验流程如图 10 所示。分离实验采用的传感器为 PCB 三向冲击加速度传感器,传感器灵敏度 0.5 mV/g,量程为 ± 10 000g pk,分辨率为 0.03 grms。测点布置信息如下。由于分离冲击沿纵向最大,在数据处理时仅对纵向数据进行分析,数据结果如表 1 所示。

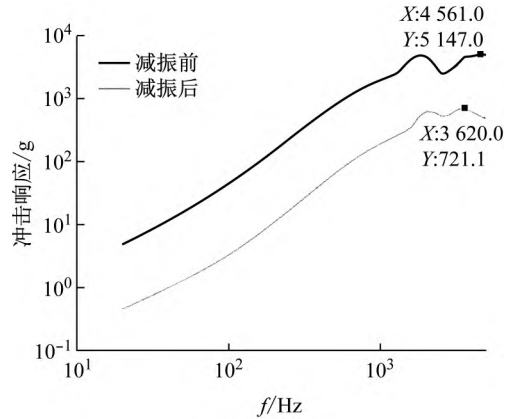


图7 隔冲前后冲击响应谱仿真数据

Fig.7 Simulation data of shock response spectrum before and after impact isolation



图8 分离机构及爆炸螺栓

Fig.8 Separation mechanism and explosive bolt

表1 冲击传感器测点布置

Tab.1 Layout of impact sensor measuring points

测点位置	测量方向		
	X 向	Y 向	Z 向
分离面 50 mm 单机 1 安装点	√	√	√
离面 50 mm 单机 2 安装点	√	√	√
底板,冲击输入面	√	√	√

4.2 实验数据分析

通过对实验过程冲击响应测量数据的分析,发现相同测点的响应减冲后比减冲前降低了 70% 以上,1 000 Hz 以上的高频部分幅值大幅衰减,降冲击效果非常明显,隔冲效率达到 70% 以上,与仿真结果相符,1 000 Hz 以内基本无衰减或者衰减很小。最为关注的综合电箱减冲前及减冲后沿爆炸螺栓爆炸方向的冲击响应谱如图 11 所示,由图 11 可知,减冲环节将冲击波中的高频滤掉,冲击幅值大幅降低,2 000 Hz 以上频率隔冲效率在 70% 以上,采用该缓冲装置缓冲后能够将

综合电箱安装点处的冲击值降至单机任务书中冲击小于 2 000g 的要求, 并有足够的安全裕度。

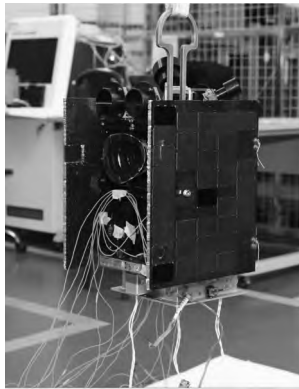


图 9 分离实验现场

Fig.9 Separation test site

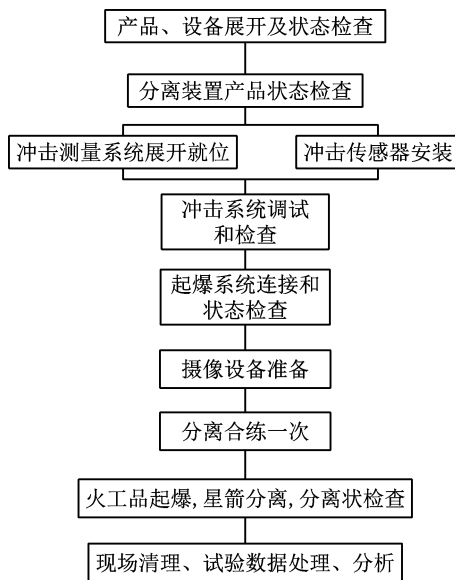


图 10 分离实验流程图

Fig.10 Separation test flow chart

5 振动实验验证

减冲环节不仅需要满足各单机冲击环境, 同时需要满足卫星在发射段的力学环境, 对加有减冲击环节的整星进行力学验证, 并与未加减冲环节时的振动响应进行对比, 各单机力学响应统计如下, 从中能够发现加有减冲环节的整星由于存在金属橡胶柔性环节, 整星基频略有降低, 由于加了缓冲环节后整星纵向基频低于 100 Hz, 导致整星纵向出现共振峰, 正弦响应稍有放大, 但不是很明显。由于缓冲装置中增加了金属橡胶环节, 金属橡胶由许多随机排列的金属螺旋卷彼此相互勾嵌而成, 当其承受外部载荷时, 靠金属螺旋卷接触点之间的互相摩擦来耗散能量, 起到隔振和缓冲的作用, 本方案考虑的整星基频的影响, 选择的金属橡胶刚度较高, 在随机缓冲方面作用较小, 导致随机响应仅略有减小。

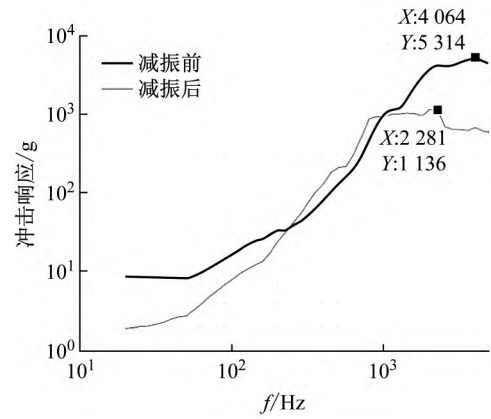


图 11 隔冲前后冲击响应谱实测数据

Fig.11 Measured data of shock response spectrum before and after impact isolation

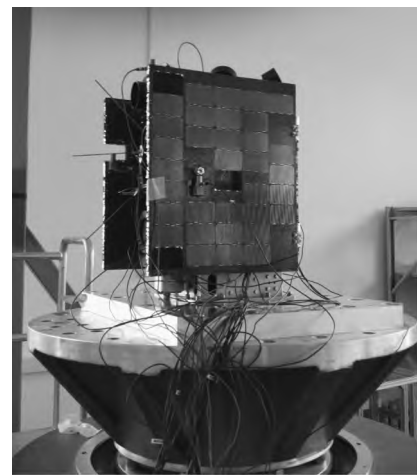


图 12 振动实验现场

Fig.12 Vibration test site

表 2 减冲前整星基频

Tab.2 Whole star fundamental frequency before shock reduction

X/Hz	Y/Hz	Z/Hz
105.21	80.13	91.20

表 3 减冲后整星基频

Tab.3 Whole star fundamental frequency after shock reduction

X/Hz	Y/Hz	Z/Hz
84.77	74.72	78.28

表 4 减冲前星上单机正弦随机响应

Tab.4 Sinusoidal and stochastic response of on-board single machine before shock reduction

位置	正弦响应			随机响应		
	X/g	Y/g	Z/g	X/g	Y/g	Z/g
综合电箱	2.1	3.7	5.8	9.8	8.1	6.8
飞轮	2.1	3.5	4.9	7.8	6.2	8.7
相机	2.4	9.4	9.8	6.4	7.2	6.9
星敏	2.3	8.7	9.9	11.3	6.4	7.6

表5 减冲后星上单机正弦随机响应

Tab. 5 Sinusoidal and stochastic response of on-board single machine after shock reduction

位置	正弦响应			随机响应		
	X/g	Y/g	Z/g	X/g	Y/g	Z/g
综合电箱	3.5	3.9	5.9	9.0	7.5	6.5
飞轮	3.7	3.6	5.2	7.1	5.9	8.1
相机	4.1	9.7	10.5	5.8	6.8	6.6
星敏	4.3	8.8	10.7	10.6	5.8	6.9

6 结论

随着商业航天的快速发展,卫星上搭载的单机越来越多,卫星结构布局更加紧凑,对于搭载卫星而言,力学环境更为苛刻,冲击响应尤为恶劣,通过整星布局优化使冲击响应敏感设备避开冲击响应较高的区域十分困难,因此,为了保证星箭分离过程中星上精密仪器设备,如星敏、中心机的安全性及可靠性,必须开展整星级降冲击设计。本文以某微纳卫星平台星箭分离实验过程中冲击响应过大的问题为背景,基于冲击响应来源、冲击响应传递机理及防护原则进行了整星级降冲击设计并进行了实验验证,星箭分离实验结果表明:

(1) 通过多层转接增加安装界面使冲击波反射、折射和吸收以及延长冲击载荷传递路径能够在很大程度上过滤掉冲击载荷的高频成分,衰减冲击载荷的幅值,从而降低火工冲击的响应强度。

(2) 通过增加金属橡胶柔性环节,能够在冲击传递过程中将火工冲击产生的动能快速转化为金属橡胶的变形能,同时金属橡胶变形过程中,金属丝之间发生相对滑移,这种滑移所引起的金属丝之间的干摩擦将大部分冲击能量消耗,从而大幅降低冲击响应。

(3) 该装置为整星系统级减冲击装置,方案结构简单、成本低、加工周期短、质量轻,适合研制周期较短的金属框架微纳卫星整星级降冲击。

参考文献

- [1] 张欢,刘天雄,李长江. 航天器火工冲击环境防护技术现状与应用[J]. 航天器工程, 2014, 23(2): 104-113.
ZHANG Huan, LIU Tianxiong, LI Changjiang. Present situation and application of protection technology for spacecraft pyrotechnic impact environment [J]. Spacecraft Engineering, 2014, 23(2): 104-113.
- [2] 金恂叔. 美国 NASA-STD-7003 爆炸冲击试验规范简述[J]. 航天器工程, 2000, 9(3): 62-73.
JIN Xunshu. Brief introduction of NASA-STD-7003 explosion shock test specification [J]. Spacecraft Engineering, 2000, 9(3): 62-73.
- [3] Department of Defense. Environmental Engineering Considerations and Laboratory Tests: MIL-STD-810G [S]. Washington, D. C: Department of Defense, 2008.
- [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. Review on explosion impact environment technology of aerospace products [J]. Missiles and Space Vehicles, 2005(3): 30-36.
- [5] 毛勇建,李玉龙. 爆炸分离冲击环境的模拟试验技术进展[J]. 导弹与航天运载技术, 2007(4): 37-44.
MAO Yongjian, LI Yulong. Progress in simulation test of explosive separation impact environment [J]. Missiles and Space Vehicles, 2007(4): 37-44.
- [6] 丁继锋,赵欣,韩增尧. 航天器火工冲击技术研究进展[J]. 宇航学报, 2014, 35(12): 1339-1349.
DING Jifeng, ZHAO Xin, HAN Zengyao. Research progress of spacecraft pyrotechnic impact technology [J]. Journal of Astronautics, 2014, 35(12): 1339-1349.
- [7] 严鲁涛,李红,丁洋,等. 整星减冲击装置设计及试验研究[J]. 振动与冲击, 2017, 36(14): 138-141.
YAN Lutao, LI Hong, DING Yang, et al. Design and test for the shock isolation structure of a whole spacecraft [J]. Journal of Vibration and Shock, 2017, 36(14): 138-141.
- [8] 王军评,毛勇建,黄含军. 点星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): 14-18.
WANG Junping, MAO Yongjian, HUANG Hanjun. Numerical simulation study on impact load mechanism of point-type fire separation device [J]. Journal of Vibration and Shock, 2013, 32(2): 14-18.
- [9] 刘怀亮,阎绍泽. 星箭连接结构中爆炸螺栓的发展现状与应用分析[C]//第十六届全国机械设计年会. 长沙: 中国机械工程学会, 2012.
- [10] 谭雪峰,阎绍泽. 星箭包带式连接结构动力学研究进展[J]. 导弹与航天运载技术, 2010(1): 6-11.
TAN Xuefeng, YAN Shaoze. Research progress on the dynamics of the belt-type connecting structure of the star and arrow bag [J]. Missile and Space Launch Technology, 2010(1): 6-11.
- [11] 张欢,刘海平,刘天雄. 航天器火工冲击载荷减缓设计及验证[J]. 装备环境工程, 2015(3): 46-53.
ZHANG Huan, LIU Haiping, LIU Tianxiong. Design and verification of impact load mitigation for spacecraft fireworks [J]. Equipment Environmental Engineering, 2015(3): 46-53.
- [12] 韩晓健,焦安超,王睿. 包带低冲击装置冲击试验及数据分析[J]. 航天器环境工程, 2007, 24(5): 318-321.
HAN Xiaojian, JIAO Anchao, WANG Rui. Impact test and data analysis of low-impact device with bag [J]. Spacecraft Environmental Engineering, 2007, 24(5): 318-321.
- [13] 丁继锋. 星箭分离缓冲设计方法及试验验证研究[J]. 强度与环境, 2016, 43(2): 28-35.
DING Jifeng. Study on the design method and experimental verification of the separation buffer of stars and arrows [J]. Strength and Environment, 2016, 43(2): 28-35.
- [14] 杨艳静,向树红,冯国松. 不同星箭分离方式下整星冲击环境特征分析[J]. 装备环境工程, 2017, 14(8): 70-78.
YANG Yanjing, XIANG Shuhong, FENG Guosong. Analysis of the impact environment characteristics of the whole star under different star-arrow separation methods [J]. Equipment Environmental Engineering, 2017, 14(8): 70-78.