

航天器火工冲击载荷减缓设计及验证

张欢¹, 刘海平¹, 刘天雄¹, 向树红², 张庆明³

(1. 北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094;

2. 北京卫星环境工程研究所, 北京 100094;

3. 北京理工大学 爆炸科学与技术国家重点实验室, 北京 100081)

摘要: **目的** 研究航天器火工冲击缓冲方案,降低火工冲击对航天器上设备的影响。**方法** 根据火工冲击环境保护设计原则设计3种系统级缓冲方案,由NASTRAN软件进行响应预示,用火箭分离局部结构解锁分离试验数据进行验证及模型修正。**结果** 在火箭连接界面增加间断面的加速度响应最大衰减量为62%,增加复杂构型结构的加速度响应最大衰减量为82%,采用冲击隔离的加速度响应最大衰减量为60%。**结论** 在火箭连接界面增加间断面、复杂构型结构或减小火箭界面接触面积均有一定的缓冲效果,系统缓冲设计时应综合考虑质量、结构连接刚度、缓冲效果、卫星状态、运载火箭状态约束等条件。冲击响应预示计算结果与试验结果基本吻合(在±6 dB内),表明这种预示方法能够较准确预示某卫星结构火工冲击响应。

关键词: 火工冲击环境保护;有限元分析;航天器;缓冲方案

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2015.03.006

中图分类号: TJ86; V41 **文献标识码:** A

文章编号: 1672-9242(2015)03-0034-08

Design and Verification of Pyrotechnic Shock Reduction Scheme of Spacecraft

ZHANG Huan¹, LIU Hai-ping¹, LIU Tian-xiong¹, XIANG Shu-hong², ZHANG Qing-ming³

(1. Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China;

2. Beijing Institute of Spacecraft Environment Engineering, Beijing 100094, China;

3. State Key Laboratory of Explosion Science and Technology, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

ABSTRACT: Objective To study pyrotechnic shock reduction schemes for the spacecraft, and reduce the influence of pyrotechnic shock on the devices mounted in the spacecraft. **Methods** Three pyrotechnic shock reduction schemes were designed based on the principles of pyrotechnic shock reduction, prediction of shock response was made by NASTRAN software, and validation and model modification were conducted using the separation test data of local joint structure of satellite and launch vehicle. **Results** The maximum decrease of acceleration response was 62% by increasing the interfaces between satellite and launch vehicle, 86% by inserting a complex structure between satellite and

收稿日期: 2015-02-13; 修订日期: 2015-03-13

Received: 2015-02-13; Revised: 2015-03-13

作者简介: 张欢(1987—),女,内蒙呼伦贝尔人,硕士,主要研究方向为航天器结构力学分析。

Biography: ZHANG Huan(1987—), Master, from Hulun Buir, Inner Mongolia, Research focus: mechanical analysis of structure, assistant engineer.

通讯作者: 向树红(1963—),男,研究员,博导,长期从事航天器动力学环境工程方面的研究。

Corresponding author: XIANG Shu-hong(1963—), Male, Researcher, Ph.D supervisor, Research focus: spacecraft environment engineering.

launch vehicle, and 60% by decreasing the contact area. **Conclusion** Certain pyrotechnic shock reduce effect can be achieved by increasing the interfaces, inserting a complex structure or decreasing the contact area between satellite and launch vehicle. Mass, stiffness of joint structure, pyrotechnic shock reduction effect, and the satellite and launch vehicle status restrictions are factors to be considered when designing the system pyrotechnic shock reducing schemes.

KEY WORDS: pyrotechnic shock environment protection; FEA; spacecraft; shock reduction schemes

点式连接方式可以作为一箭多星发射中、高轨道直接进入卫星优先采用的连接方式^[1]。随着国内一箭多星发射任务的增加,点式分离螺栓将越来越多地应用于星箭分离。在采用点式连接时,传力路径最短、最直接,可以减少隔板数量,具有更大的布局空间,而且更容易分舱操作^[1]。同时,分离螺栓动作时,在安装结构处产生巨大的局部压力,并以高量级、高频响的应力波形式在航天器结构传播^[2]。紧凑的布局和更短的传力路径使得外形尺寸与波长同量级的微型电子产品更易受到恶劣的火工冲击环境的影响,产生高频响应,从而对航天器电子设备和微机电设备产生危害^[3]。

文献[4]在调研国内外航天器火工冲击环境防护方案的基础上提出了4点火工冲击环境防护设计原则:优化火工装置药型、药量及预紧力,降低火工冲击量级;优化航天器设计构型布局,避免在火工装置附近安装敏感仪器;增加冲击载荷传递路径、结构、界面之间的连接环节,吸收或隔离火工冲击载荷;开展冲击敏感仪器抗火工冲击环境的设计工作。

文中首先根据防护设计原则三,设计了三种系统级缓冲方案,并将三种方案应用于一典型点式卫星连接结构,通过NASTRAN软件预示三种方案的缓冲效果,由星箭连接局部结构对接分离试验验证及模型修正。工程上预示火工冲击响应的方法主要有有限元法、统计能量法、有限元与统计能量混合法、虚模态综合法等^[4-5]。与其他方法相比,有限元法能够提取关键部位的火工冲击加速度响应。文献[6—10]使用有限元法的预示结果均满足工程需要,因此,文中选用有限元法。

点式分离螺栓爆炸时产生的冲击载荷一般由三部分组成:火工品爆炸、结构预紧力释放、结构撞击^[11]。文献[12]使用LS-DYNA软件仿真点式火工分离螺母连接的典型星箭连接局部结构的分离过程。传统的结构响应预示模型中载荷一般采用半正弦或梯形波等简单波形,文中研究的星箭分离结构及分离螺栓与文献[12]相同,因此,使用文献[12]的分析结果,以其星箭界面载荷曲线作为仿真分析的载荷曲线。

1 系统级缓冲试验

典型点式连接局部结构及分析试验采用的测点

位置如图1所示,测点位置分别为星箭分离结构卫星支架一侧(A₁)、星箭分离结构上卫星一侧(A₂)、星箭分离结构与纵向桁架相连处(A₃)。火工分离螺栓动作时产生的火工冲击经星箭连接界面直接传递至卫星结构。根据文献[13]—[16]所述,如果在星箭连接界面采取系统级缓冲措施,则可以从整体上降低火工冲击对星上设备的影响。据此,文中设计了三种缓冲方案,建立星箭接口局部结构的有限元模型,通过NASTRAN软件SOL112预示三种缓冲方案下结构的火工冲击响应,对比三种方案的缓冲效果。

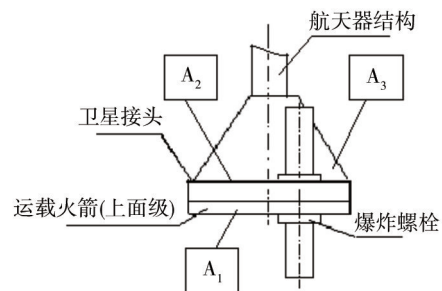


图1 典型点式连接结构及分析试验测点

Fig.1 Diagram of typical point joint structure and measuring point for analysis and test

1.1 缓冲方案设计

1) 缓冲垫方案。增加结构连接界面的间断面可以有效衰减火工冲击,其原理是利用间断面对火工冲击载荷的不断反射和折射造成能量的衰减^[13]。连续间断面不宜过多,一般不超过3个,否则叠加的反射波可能造成更恶劣的火工冲击环境^[14]。文献[15]使用多种金属材料进行原理性试验,文献[16]将多种金属材料与刚性非金属材料配合使用,设计了系统级和局部结构缓冲方案。结果均表明,在结构连接环节使用多层垫片具有缓冲效果。文献[17]—[18]设计的记忆合金缓冲垫片具有良好的缓冲效果。综合以上结论,文中设计了缓冲垫方案,在卫星接头与运载火箭上面级之间增加3层金属垫片,如图2a所示。考虑导电性、卫星质心高度要求及连接刚度要求等因素,方案选取3层1 mm厚的铝钢铝垫片。

2) 缓冲块方案。复杂构型结构能够有效衰减火工冲击载荷^[16],多项基于这一结论的专利得到工程应

用。如文献[19]在火工冲击载荷的传递路径上,通过Z型分布的长孔不断改变材料应力波的传播方向,延长火工冲击载荷的传递路径,衰减火工冲击能量。缓冲方案二在卫星接头与运载火箭上面级之间使用一复杂构型结构,缓冲块高8 mm,满足卫星电性能、连接刚度及安装操作性等要求。

3) 缓冲孔方案。采用冲击隔离的安装方式可以

通过改变安装结构的固有频率有效降低火工冲击响应^[20]。这一原理在工程上主要应用于局部设备的安装,利用垫片将仪器设备与安装面隔离开,减小传递至仪器设备的火工冲击能量。基于冲击隔离原理,缓冲孔方案在卫星接头上增加了3 mm的缓冲孔,减小传力路径上传递至卫星的火工冲击能量。

上述三种方案如图2所示。

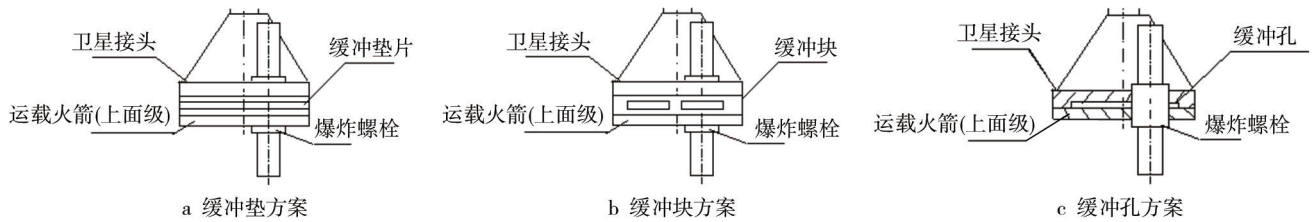


图2 缓冲方案结构

Fig 2 Schematic diagram of shock reduction schemes

1.2 有限元分析

分析时采用坐标系的坐标原点为卫星星箭分离结构对接面圆心; x 轴为过坐标原点,垂直于星箭分离面,指向地板方向为正; y 轴为位于星箭分离面内,过坐标原点,指向卫星东板为正; z 轴为位于星箭分离面内,与 x 轴、 y 轴构成右手系。

星箭接口局部有限元模型如图3a所示,模型将卫星结构简化成大质量块,单元总数为43 714个。其中,卫星支架采用实体加壳单元,卫星接头和大质量块采用实体单元,各部件的连接螺栓通过梁和MPC模拟。固支大质量块的顶面中心。卫星接头底面的节点通过MPC连接于一个节点,在该节点上施加如图4所示的载荷。

各缓冲方案的有限元模型均基于上述模型,在此

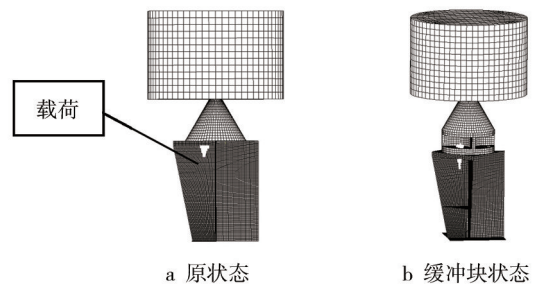


图3 星箭分离局部结构有限元模型

Fig.3 FEM model of local structure of separation of satellite and launch vehicle

模型基础上,缓冲垫方案在卫星接头和运载卫星支架之间加入铝/钢/铝材料的三层壳单元,在爆炸螺栓孔位置通过MPC与其他结构相连;缓冲块方案在卫星支架和卫星接头之间加入实体单元的缓冲块结构,连接

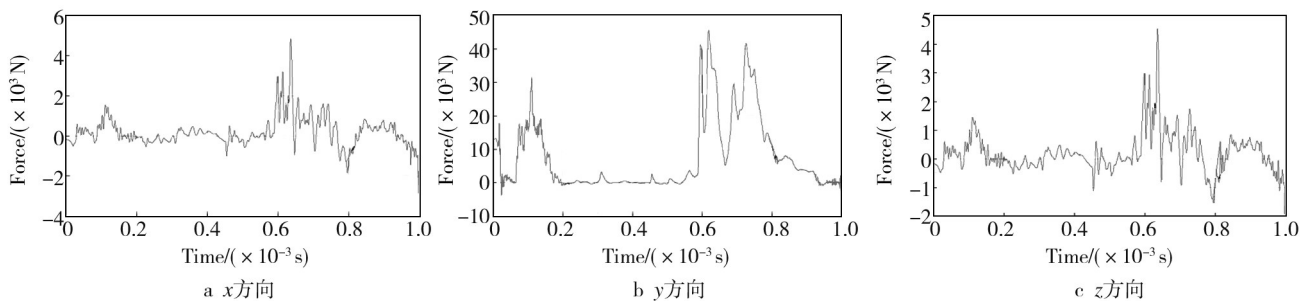


图4 载荷时间历程

Fig.4 Time history of pyrotechnic load

螺栓简化方式同原模型,如图3b所示;缓冲孔方案在卫星支架底部去掉一个半径为6 cm、深度为3 mm的圆柱体区域单元。模型使用的材料参数见表1。

1.2.1 原状态及仿真模型修正

仿真模型的系统阻尼取0.02,采样频率与试验数据采集设备相同,取 $f_s=100$ kHz。为保证有限元分析结果

表1 模型材料参数

Table 1 Parameters of materials of the FEM model

位置	材料	弹性模量/GPa	泊松比	密度/(kg·m ⁻³)
卫星接头及大质量块	2A12	70	0.33	2700
卫星支架	2A12	70	0.33	2700
钢缓冲垫片	30CrMnSiNi2A	207	0.27	7930
铝缓冲垫片	2A12	70	0.33	2700
缓冲块	2A12	70	0.33	2700

的准确性,首先对原状态模型进行模型修正。首轮计算后,计算结果与试验结果的对比如图5所示。可以看出,拐点位置不同,谱型差别较大。由试验数据对计算结果进行模型修正,分段调整模型阻尼系数,5~2 000 Hz频率段的阻尼系数为0.02,2 000~10 000 Hz频率段的阻尼系数为0.05。瞬态响应计算时间步长为10⁻⁷ s,计算时间为1 ms,计算结果如图5所示。可以看出,在±6 dB范围内,100~400 Hz及2 000~3 500 Hz频率段的计算值与试验值存在误差,400~200 Hz及3 500~10 000 Hz频率段的计算值与试验值基本吻合,可以使用修正后的模型进行下一步的缓冲效果计算。

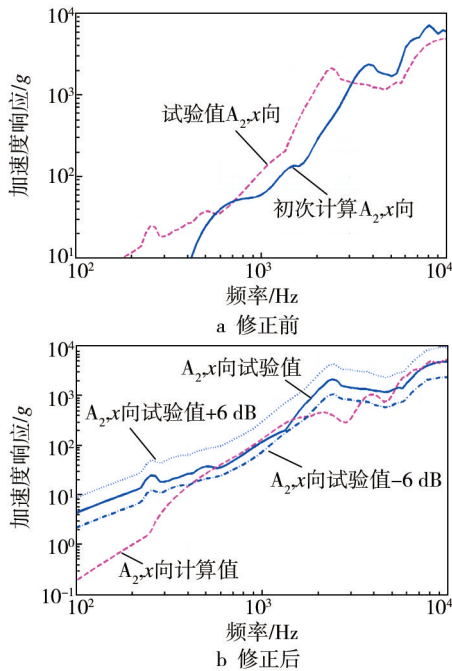


图5 模型修正前后的计算结果与试验结果对比

Fig.5 Comparison of data before and after model modification

1.2.2 缓冲方案预示结果

星箭局部结构对接分离冲击响应预示结果如图6所示。比较采用缓冲方案前后A₂点x向的冲击响应,在3 000 Hz以后缓冲垫对火工冲击有一定衰减;4 000 Hz后缓冲块方案对火工冲击的衰减较明显;缓冲孔对

火工冲击的衰减不明显。

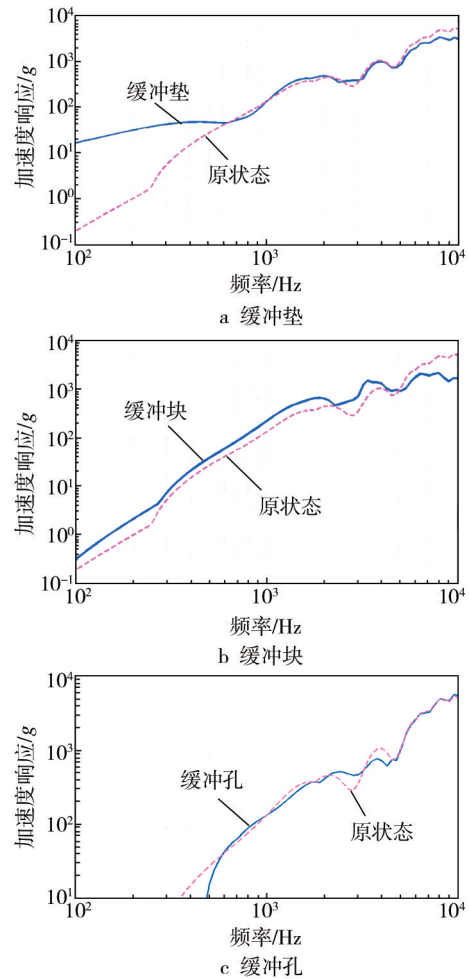


图6 缓冲状态下A₂点x向冲击响应对比

Fig.6 Shock response of A₂ x under three kinds of shock reduction status

2 星箭接口局部结构对接分离试验

2.1 试验状态

试验中采用真实火工品在星箭局部对接结构进行解锁的试验方法,以确保缓冲方案试验验证的有效性。同时为了避免卫星质量对火工解锁冲击响应的

影响,采用1/4的卫星质量配重用于模拟该状态卫星1/4的质量效应,验证试验方案如图7所示。

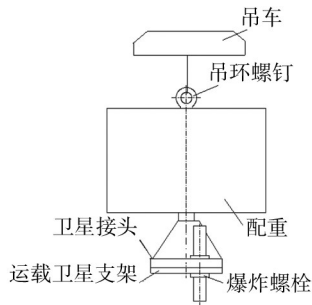


图7 星箭对接局部结构分离试验结构件状态

Fig.7 Structure used for separation test of satellite and launch vehicle

2.2 试验数据整理

试验分别对三种方案的效果进行验证,对试验的

时域数据进行冲击响应谱变换,提取冲击响应谱峰值及对应频率,见表2。冲击响应过星箭界面缓冲结构后都有一定的衰减,以垂直星箭界面的x向衰减最为明显,如图8所示。

2.3 各方案效果分析

在缓冲方案衰减特性分析中,采用幅值衰减方法,即计算试验中输入点在时域和冲击谱中最大值的衰减情况,计算方法如下:

$$\text{Damping-Ratio} = \frac{\text{Max}(Re_{\text{sponse}_{in}}) - \text{Max}(Re_{\text{sponse}_{out}})}{\text{Max}(Re_{\text{sponse}_{in}})} \times 100\% \quad (1)$$

式中:Max($Re_{\text{sponse}_{in}}$)为输入点时域/冲击谱最大值;Max($Re_{\text{sponse}_{out}}$)为输出点时域/冲击谱最大值。由式(1)可知,当峰值衰减率为正数表示衰减,为负数时表示冲击响应放大。

表2 缓冲试验中输入/输出冲击响应谱峰值

Table 2 Peak value at in/out point of SRS shock response in shock reduction test

测点	缓冲垫最大值/g	对应频率/Hz	缓冲块最大值/g	对应频率/Hz	缓冲孔最大值/g	对应频率/Hz
A1-x	7593	4340	10205	4340	8825	4096
A1-y	5906	3444	5672	3444	8411	3251
A1-z	3375	1933	3840	3444	3806	1626
A2-x	2899	9742	1786	6889	3557	6889
A2-y	1927	9742	796	4871	1837	5793
A2-z	1276	3649	1202	8679	1840	3866

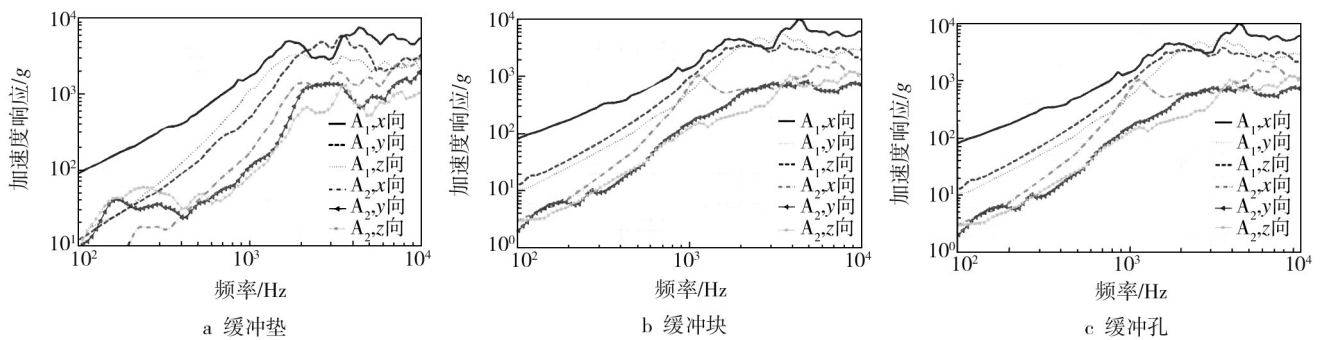


图8 输入输出冲击响应对比

Fig.8 Shock response at in and out point under three kinds of shock reduction status

由冲击响应谱(SRS)峰值衰减情况可知,三种缓冲方案相对于原状态均有不同程度的衰减,见表3。三种方案的衰减量在4 000 Hz以前相对于原状态分别增加了2%,19%,16%,在4 000~10 000 Hz上增加了40%,60%,38%。其中缓冲孔方案和过渡段方案衰减效果较好,如图9所示。

通过数据分析可以看出,以衰减量来判断缓冲

效果,以缓冲块效果最好,其次是缓冲孔方案,最后是缓冲垫方案。各缓冲方案对结构带来的影响见表4。

3 仿真预示模型误差分析

以缓冲块方案的计算与试验结果对比,如图10所

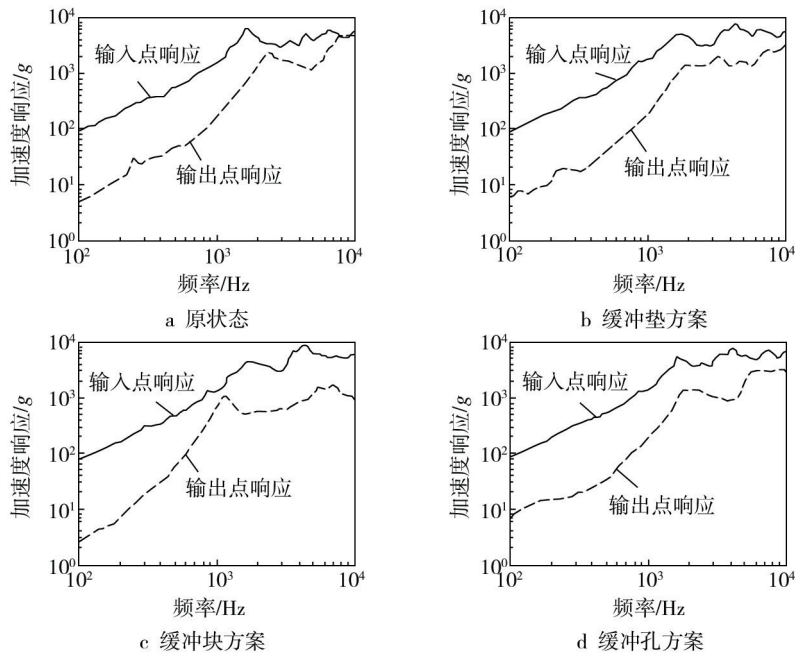


图9 各方案下输入点/输出点SRS响应试验数据

Fig.9 Test result at in and out point of SRS shock response of each scheme

表3 各方案SRS峰值衰减量

Table 3 Damping ratio of SRS peak value by each scheme

工况	小于4 000 Hz			大于4 000 Hz		
	A ₁ -x/g	A ₂ -x/g	衰减量/%	A ₁ -x/g	A ₂ -x/g	衰减量/%
工况1(原状态)	6 075	2 134	65		4 717	22
工况2(缓冲垫方案)	5 910	1 953	67	7 593	2 899	62
工况3(缓冲块方案)	6 860	1 072	84	10 205	1 787	82
工况4(缓冲孔方案)	8 411	1 590	81	8 825	3 557	60

表4 缓冲方案影响分析

Table 4 Analysis of effects of each shock reduction scheme

影响因素	方案1(缓冲垫)	方案2(缓冲块)	方案3(缓冲孔)
强度	较小,分析满足要求	较小,分析满足要求	较小,满足安全性要求
刚度	较小,卫星基频满足18 Hz要求	较小,卫星基频满足18 Hz要求	/
星箭接口参数	抗剪锥套需改进设计	卫星星箭分离结构需开40 mm通孔,分离插头位置需调整	/
卫星质心高度	/	提高85 mm	/
卫星的力学环境	/	/	/
总装操作性	易	复杂	/
整星验证试验	易	易	易

示。可以看出,在±6 dB范围内,主要考察点A₂的x向冲击响应计算值与试验值吻合较好,只在200 Hz以前及1000 Hz附近偏差较大。导致误差的主要原因为:计算模型中没有考虑试验中的界面接触和摩擦;计算

模型的载荷施加在通过MPC施加在节点上,这与真实的火工冲击环境有一定差别;某型号火工分离螺母火工冲击源仿真存在一定误差,提取的星箭界面载荷曲线作为仿真载荷将带来一定的误差积累。

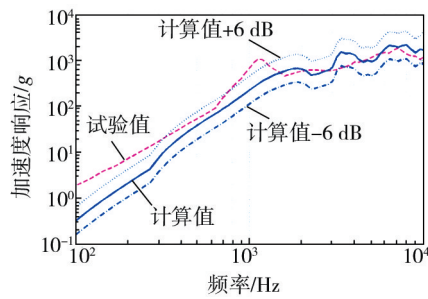


图10 缓冲块计算与试验结果对比

Fig.10 Comparison of buffer block calculations and test results

4 结论

在星箭连接界面增加间断面、复杂构型结构或减小星箭界面接触面积均有一定的缓冲效果。在星箭连接界面增加间断面的加速度响应最大衰减量为62%；增加复杂构型结构的加速度响应最大衰减量为82%；采用冲击隔离加速度响应最大衰减量为60%。系统缓冲设计时应综合考虑质量、结构连接刚度、缓冲效果、卫星状态、运载火箭状态约束等条件。文中冲击响应的预示计算结果与试验结果基本吻合（在±6 dB内），表明这种预示方法能够较准确地预示某卫星结构火工冲击响应。

研究表明，在火工冲击传递路径上采用基于能量隔离及能量吸收的缓冲措施均可在一定程度上获得缓冲效果。以后应针对引起分析结果误差的因素进一步细化仿真模型，定量研究影响缓冲效果的因素。同时，进一步开展航天器火工冲击载荷机制与仿真研究，更加准确地刻画航天器火工冲击载荷；深入研究火工冲击载荷减缓机理以及火工冲击环境防护试验验证方法；通过火工装置-航天器一体化动力学仿真计算，科学合理地制定航天器火工冲击环境试验条件。

参考文献：

[1] 肖伟,陈忠贵,钱志英. 一箭多星发射直接入轨的卫星构型研究[J]. 航天器工程, 2012, 21(1): 43—47.
XIAO Wei, CHEN Zhong-gui, QIAN Zhi-ying. Study on Satellite Configuration for One Vehicle with Multi-satellites [J]. Spacecraft Engineering, 2012, 21(1): 43—47.

[2] NASA-STD-7003, Pyroshock Test Criteria[S].

[3] 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 Jian-hua. Pyroshock Environment of Missiles and

Launch Vehicles[J]. Missiles and Space Vehicles, 2005(3): 30—36.

[4] 张欢,李长江,刘天雄,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—114.
ZHANG Huan, LI Chang-jiang, LIU Tian-xiong, et al. Status and Application Analysis of Spacecraft Pyroshock Protection Techniques[J]. Spacecraft Engineering, 2014, 23(2): 104—114.

[5] 张欢,李长江,刘天雄,等. 航天器火工冲击缓冲技术综述[C]// 2013年全国机械行业可靠性技术学术交流会. 杭州: 浙江理工大学, 2013.
ZHANG Huan, LI Chang-jiang, LIU Tian-xiong, et al. Review of Spacecraft Pyroshock Reduction Techniques[C]// 23rd Communication Meeting of Reliability Techniques of Mechanism Industry. Hangzhou: Zhejiang Sci-tech University, 2013.

[6] LEE Jung-ryul, KONG Churl-won. Review of Pyroshock Wave Measurement and Simulation for Space Systems[J]. Measurement, 2012, 45: 631—642.

[7] BARBONI R, GALLUCCIO G, COLLINI L, et al. On the Use of FEM for Pyroshock Propagation in Space Structure[C]// Proc of 53rd International Astronautical Congress, the World Space Congress. Houston: Texas, 2002.

[8] WILLIAM A Barber. Finite Element Analysis of Pyrotechnic Shock Test[R]. Pro Quest Information and Learning Company, 2005.

[9] SIAM N. Development of an Efficient Analysis Method for Prediction and Structural Dimensioning of Space Structures Subjected to Shock Loading[R]. Sweden: Space Science and Technology, Lulea University of Technology, 2010.

[10] MIHAI Vladimirescu A Z. 3D Finite Element Analysis of the Glass Encapsulated Magnetic Reed Switches Under Pyroshock Environment[R]. IEEE, 2010.

[11] 王军评. 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(2): 9—13.
WANG Jun-ping. Numerical Simulation for Impulsively Loading Mechanism of a Point Pyrotechnic Separation Device[J]. Journal of Vibration and Shock, 2013(2): 9—13.

[12] 张欢,李长江,刘天雄,等. 星箭火工分离装置爆炸冲击环境数值模拟[J]. 航天器环境工程, 2014, 31(4): 363—368.
ZHANG Huan, LI Chang-jiang, LIU Tian-xiong, et al. Numerical Simulation of Pyrotechnic Shock Environment Concerning Pyroshock Separation Nut of Spacecraft[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2014, 31(4): 363—368.

[13] BARRETT S, KACENA W J. Methods of Attenuating Pyrotechnic Shock[R]. The Shock and Vibration Bulletin, Part 4, 1972.

[14] GARCIA J Gomez, ALBUS J, HUDE C, et al. Isolation of Sen-

- sible Instrumentation-Platforms Against Very High Pyrotechnic Shock in Launch Vehicles[C]// ZProc of 52nd International Astronautical Congress. France :Toulouse,2001.
- [15] SMITH James Lee. Pyrotechnic Shock: A Literature Survey of the Linear Shaped Charge (LSC)[R]. NASA Technical Memorandum,1984.
- [16] ROGGERO E, CEROCCHI M. Multilayer Pyroshock Isolator [C]// Proc of the 51st International Astronautical Congress. Brazil:Rio de Janeiro,2000.
- [17] YOUN Se-hyun. Compressed Mesh Washer Isolators Using the Pseudoelasticity of SMA for Pyroshock Attenuation[J]. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 2010, 21:407—421.
- [18] YOUN Se-hyun. Development of a Three-axis Hybrid Mesh Isolator Using the Pseudoelasticity of a Shape Memory Alloy [J]. Smart Materials and Structures, 2011, 20:1—12.
- [19] PETER H Vo, EDWARD C Schlatter. Z-leg Shock Isolator: United States,20100327142 [P]. 2010-10-30.
- [20] TOM Irvine. An Introduction to the Shock Response Spectrum [EB/OL]. [2013-10-20]. <http://www.vibrationdata.com>.

(上接第21页)

- eling and Simulation of Micro-vibration for a Satellite[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2011, 28(1):40—44.
- [5] KIM Y. Thermal Creak Induced Dynamics of Space Structures [D]. Boston:MIT, 1999.
- [6] COLLINS Simon A. Multi-axis Analog Adaptive Feed-forward Cancellation of Cryocooler Vibration[D]. Boston: MIT, 1994.
- [7] BELY P Y, LUPIE O L, HERSHEY J L. The Line of Sight Jitter of the Hubble Space Telescope[C]// Proceedings of SPIE, 1993.
- [8] 赵伟. 航天器微振动环境分析与测量技术发展[J]. 航天器环境工程, 2006, 23(4):210—214.
ZHAO Wei, Analysis on Micro-vibration Environment of Spacecraft and Measurement Technology[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2006, 23(4):210—214.
- [9] 周东强, 曹瑞, 赵煜. 遥感系列卫星在轨微振动测量与分析[J]. 航天器环境工程, 2013, 30(6):627—630.
ZHOU Dong-qiang, CAO Rui, ZHAO Yu. Micro-vibration Measurement and Analysis of a Series of Remote Sensing Satellites In-orbit[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2013, 30(6):627—630.
- [10] 邹元杰, 王泽宇, 张志娟, 等. 航天器微振动稳态时域响应分析方法[J]. 航天器工程, 2012, 21(6):37—42.
ZOU Yuan-jie, WANG Ze-yu, ZHANGH Zhi-juan, et al. Analysis Method of Steady Time-domain Response for Spacecraft Micro-vibration[J]. Spacecraft Engineering, 2012, 21(6):37—42.
- [11] 葛东明, 邹元杰, 张志娟, 等. 基于全柔性卫星模型的控制闭环微振动建模与仿真[J]. 航天器工程, 2012, 21(5):36—41.
GE Dong-ming, ZOU Yuan-jie, ZHANGH Zhi-juan, et al. Control Closed-loop Micro-vibration Modeling and Simulation Based on Flexible Satellite Model[J]. Spacecraft Engineering, 2012, 21(5) 36—41.
- [12] 葛东明, 邹元杰. 高分辨率卫星结构-控制-光学一体化建模与微振动响应分析[J]. 航天器环境工程, 2013, 30(6):586—590.
GE Dong-ming, ZOU Yuan-jie. Structure-Control-Optics Integrated Modeling and Micro-vibration Analysis for High Resolution Satellite[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2013, 30(6):586—590.
- [13] 刘涌, 胡永力, 王伟之, 等. 动量轮扰振对成像质量影响的全路径分析[J]. 航天器工程, 2013, 22(1):44—48.
LIU Yong, HU Yong-li, WANG Wei-zhi, et al. Full Path Analysis of Momentum Wheel Jitter Effect on Imaging Quality [J]. Spacecraft Engineering, 2013, 22(1):44—48.
- [14] 李连军, 戴金海. 反作用轮系统内干扰建模与仿真分析[J]. 系统仿真学报, 2005, 17(8):1855—1863.
LI Lian-jun, DAI Jin-hai. Inner Disturbance Modeling and Simulation Analysis of Reaction Wheel System[J]. Journal of System Simulation, 2005, 17(8):1855—1863.
- [15] 赵煜, 张鹏飞, 程伟. 反作用轮扰动特性测量及研究[J]. 实验力学, 2009, 24(6):532—538.
ZHAO Yu, ZHANG Peng-fei, CHEN Wei. Measurement and Study of Disturbance Characteristics of Reaction Wheel Assembly[J]. Experimental Mechanics, 2009, 24(6):532—538.