

火星探测器器箭分离冲击响应影响分析与评价

申智春^{1,2}, 林小艳^{1,2}, 程坤³, 王海鹏^{1,3}

(1. 上海卫星工程研究所, 上海 201109; 2. 上海市深空探测技术重点实验室, 上海 201109; 3. 探月与航天工程中心, 北京 100190)

摘要: 针对火星探测器器箭分离冲击过大问题, 对单机开展了试验与分析研究。针对完成冲击试验考核的单机可靠性是否受到影响问题, 提出采用强度/应力方法进行判断, 将厂家给出的单机内部器件的冲击条件视为强度, 将单机的冲击响应谱转化后的半正弦波视为应力, 将二者相比, 从试验和分析两方面表明正样单机的可靠性满足要求, 经受过冲击考核的单机可靠性没有下降。此方法可作为判定完成冲击试验考核的单机可靠性是否受影响的依据, 也可作为单机冲击试验前抗冲击能力的判断准则。

关键词: 火星探测; 星箭分离; 冲击响应谱; 半正弦脉冲

中图分类号: TB122

文献标识码: A

文章编号: 2095-7777(2018)05-0483-05

DOI: 10.15982/j.issn.2095-7777.2018.05.012

引用格式: 申智春, 林小艳, 程坤, 等. 火星探测器器箭分离冲击响应影响分析与评价[J]. 深空探测学报, 2018, 5(5): 483-487.

Reference format: SHEN Z C, LIN X Y, CHENG K, et al. The shock response suppression and analysis of Mars probe and rocket separation[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2018, 5(5): 483-487.

引言

冲击环境是航天产品必须经受的环境之一, 冲击响应谱试验已经成为大多数航天产品必做的力学环境试验项目之一。GJB150A技术标准中对冲击响应谱(Shock Response Spectrum, SRS)模拟试验技术进行了规定, 祝耀昌对该标准中有关冲击部分进行了详细的解释, 文中指出:“冲击试验是一种瞬态过程。因此, 在结构或性能未发生永久性变化(即未出现“硬故障”)时, 评价冲击试验对设备性能或完整性的影响是很困难的”^[1]。单机内部器件也需要经过冲击考核试验, GJB548B和GJB360B分别对微电子器件和电子及电气元件的冲击试验做了规定。

我国首次火星探测任务采用“长征5号”运载火箭发射, 器箭分离采用12发F18A火攻品解锁, 初样阶段采用结构热控器与运载支架进行器箭分离试验, 试验测试冲击加速度响应较大, 分离面最大响应达到8 600 g, 单机安装面最大响应达到了近3 000 g, 超过了单机的初样可靠性试验条件。正样单机根据修正后的冲击条件开展了减冲击设计及试验工作, 有单机不加任何减冲方式通过考核, 也有单机增加了减冲措施后通过考核, 限于篇幅, 本文不详细展开修正单机冲击条件、

减冲击设计及冲击试验的过程。单机按照修正后的冲击条件完成冲击试验考核后, 存在以下2个问题需要回答: ①可靠性是否下降? ②冲击试验前后单机电性能指标测试正常, 是否可以表明单机的可靠性不受影响?

本文针对上述问题, 采用可靠性强度/应力模型对单机的冲击响应谱与厂家给定的器件的半正弦波冲击指标进行了比较分析, 从试验和分析两方面表明正样单机的可靠性满足要求, 经受过冲击考核的单机可靠性没有下降。

1 冲击响应谱和半正弦脉冲的定义

1.1 爆炸分离冲击的特点

GJB150A.27中对爆炸分离冲击的特点作了说明, 主要有: ①高频率、宽频带(100 Hz~1 000 KHz); ②结构响应加速度大、但速度和位移小; ③持续时间短(< 20 ms); ④时间历程是随机的, 重复性差等; ⑤结构上各点响应受结构不连续性影响较大。爆炸分离冲击环境主要取决于火工品的类型和结构的传递路径, 典型的航天结构上爆炸分离冲击响应峰值时间与冲击源距离的关系见图1。

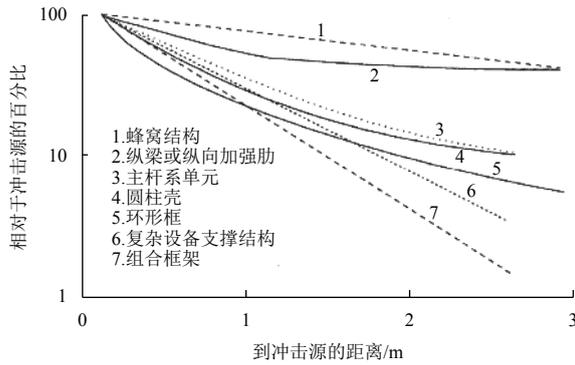


图1 爆炸分离冲击时间历程峰值与冲击源距离的关系

Fig. 1 The relationship between explode separation impact time history peak value and impact origin distance

1.2 冲击响应谱及半正弦标准脉冲

冲击响应谱是一系列不同频率、具有一定阻尼的线性单自由度系统受到冲击所产生的最大响应与系统频率的关系曲线^[2]。冲击响应谱反映的是线性单自由度系统固有频率与系统受到冲击时所产生的最大响应之间的关系，其间不包含激励与响应之间的相位信息。但是由于冲击响应谱缺少相位信息，同一个冲击响应

谱可以通过无数个冲击波形得到。某个冲击谱条件可以与很多个时间历程对应，不存在唯一性。因此用不同方法进行航天器产品的冲击试验将会产生不同的效果^[3]。

半正弦标准脉冲是采用简单的采用标准脉冲模拟爆炸分离冲击环境^[4]。这种方法易于采用传统的跌落式冲击机完成，具有简便、易行、成本低的优点。

典型的冲击响应谱与半正弦脉冲如图2和图3所示。

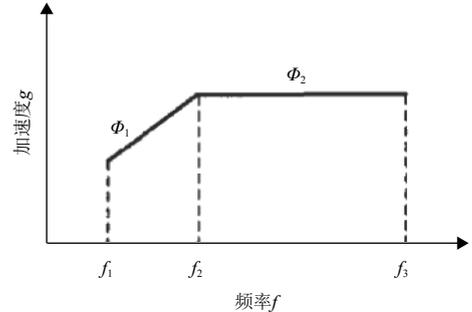


图2 冲击响应谱

Fig. 2 Shock response spectrum

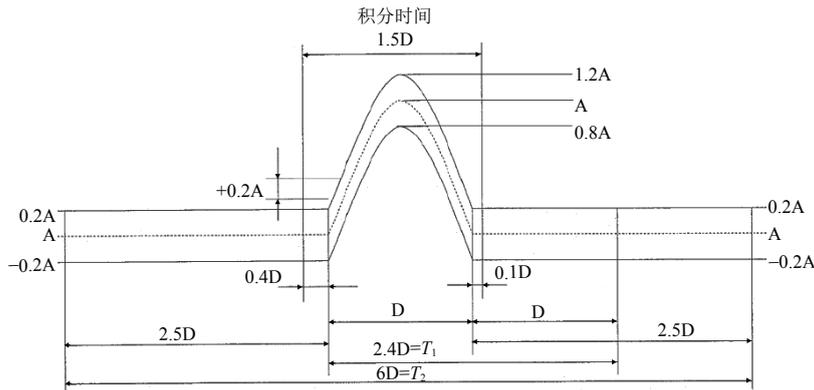


图3 半正弦波脉冲波形及其容差

Fig. 3 Half-sine Pulse wave and its tolerance

1.3 冲击响应谱及半正弦脉冲的区别

当前航天器单机级产品主要采用冲击响应考核单机设备的抗冲击性能，主要依据标准为GJB150A.27。而单机内部的电子元器件主要采用半正弦标准脉冲进行器件的冲击考核，主要依据标准为GJB548B和GJB360B。虽然半正弦脉冲简便、易行、成本低，但相比爆炸分离冲击具有很大的局限性，单个脉冲与复杂振荡型冲击的作用原理存在较大的差别，单脉冲对产品的结构特性影响较大，而复杂振荡冲击则更多地影响产品的电测性能。用单脉冲模拟复杂振荡型冲击，往往在低频段考核“过试验”，而在高频段则会“欠试验”，也就是说单脉冲试验对产品的考核失真^[3-4]。

2 单机减冲击试验

火星探测器在器箭分离试验后，对计算机、驱动控制器、飞轮等单机根据修正后的冲击试验条件开展了减冲设计及试验验证工作。以计算机为例，修正后计算机的冲击响应谱条件见表1~2。

先采用计算机工艺件和计算机电性件进行冲击试验摸底，最后采用计算机鉴定件通过了冲击试验考核。类似驱动控制器和反作用飞轮也是先进行冲击摸底试验后，在有减冲措施情况下完成了各自冲击试验考核。

冲击试验考核后，各单机的电性能测试正常，X光检测结果表明无裂纹。但有以下两个问题需解决：如

何评价单机在经过这样高量级冲击条件考核后，可靠性不受影响？单机电性能测试结果正常，是否表明经过冲击试验后内部元器件没有损伤，单机可靠性没有下降？本文在第3节给出了评价方法。

表 1 原计算机冲击响应谱条件

Table 1 SRS of computers

| 项目 | 数据指标 | |
|------------|-------------|-------------|
| 频率/Hz | 100~1 000 | 1 000~4 000 |
| 冲击谱加速度As/g | + 6 dB/oct | 1 400 |
| 持续时间 | 10~20 ms | |
| 冲击方向 | X、Y、Z； | |
| 冲击次数 | 每方向3次，共9次冲击 | |

表 2 修正后的计算机冲击响应谱条件

Table 2 Modified SRS of computers

| 项目 | 数据指标 | |
|------------|-------------|-------------|
| 频率/Hz | 100~1 500 | 1 500~4 000 |
| 冲击谱加速度As/g | + 6 dB/oct | 1 700 |
| 持续时间 | 10~20 ms | |
| 冲击方向 | X、Y、Z； | |
| 冲击次数 | 每方向3次，共9次冲击 | |

3 评价方法

首先评价单机经过高量级冲击条件考核后的单机可靠性是否下降未见可行的理论方法，而且工程上也曾经发生过单机通过冲击试验考核后，在整星火工品解锁试验中冲击响应过大导致单机内部元器件损坏致单机功能失效的问题。另外限于探测器一种单机数量仅有工艺件或结构热控件、电性件、鉴定件等几台，可靠性样本少，单机冲击试验时内部布置冲击测点困难，即便布置测点，也很难测到单机内部元器件的最大冲击响应，因此直接用单机内部测点的冲击响应与单机的冲击阈值相比方法不可行。

本文采用可靠性强度/应力模型，将元器件的半正弦波冲击指标视为强度，单机的冲击条件视为应力，如果应力不超过强度，那么认为单机可靠性不受影响，这种方法忽略了从单机安装面到元器件安装点冲击响应的衰减，安全裕度高。但这种方法带来一个新的问题：探测器单机按照GJB150A.27采用冲击响应谱开展冲击试验，冲击响应谱输入界面为单机的安装面，而单机内部电子元器件采用的是半正弦脉冲进行冲击试验，参照标准为GJB548B或GJB360B，二者无法直接相比，必须经过转换后才能对比。

3.1 冲击响应谱转换方法

半正弦波条件常用于元器件冲击试验，而响应谱

条件常用于单机或整机试验，本文根据单机的响应谱反推元器件所需的半正弦波冲击波形，然后与厂家给定的元器件的半正弦冲击指标相比。冲击响应谱试验技术是以等效损伤原则为依据，参考冲击响应谱，采用合成小波等方法构造满足冲击谱条件的瞬态波形以模拟复杂的冲击环境^[5]。冲击响应谱的计算方法采用改进的递归数字滤波法^[5-7]，该方法由Smallwood提出，计算方法如下：

设单自由度系统基础加速度输入 $U(t)$ 的采样值为 $U_k, k=0, 1, \dots, N$ 。单自由度系统的绝对加速度响应为 $X_k, k=0, 1, \dots, N$ 。则有

$$X_k = b_0 U_k + b_1 U_{k-1} + b_2 U_{k-2} + q_1 X_{k-1} + q_2 X_{k-2} \quad k \geq 2 \quad (1)$$

其中：

$$b_0 = 1 - \exp(-D) \sin(E) / E;$$

$$b_1 = 2 \exp(-D) [\sin(E) / E - \cos(E)];$$

$$b_2 = \exp(-D) [\exp(-D) - \sin(E) / E];$$

$$q_1 = 2 \exp(-D) \cos(E) \quad q_2 = -\exp(-2D);$$

$$D = \zeta \omega \Delta t;$$

$$E = \omega d \Delta t;$$

$$\omega = 2\pi f;$$

$$\omega_d = \omega \sqrt{1 - \zeta^2};$$

f 为系统频率；

Δt 为采样间隔；

ζ 为系统阻尼系数。

利用该方法将单机的冲击响应谱反推转换成半正弦波与单机内部器件的半正弦波冲击指标进行比较。

3.2 转换结果比较

以计算机的冲击响应谱为例，起始频率100 Hz，拐点频率为1 500 Hz，等冲区为1 700 g，其经过计算对应的半正弦波形应为幅值 $A = 1 259 \text{ g}$ ，0.3 ms的半正弦波形。计算机上器件众多，器件的冲击响应指标多数是100 g/6 ms，二者比较如图4所示。

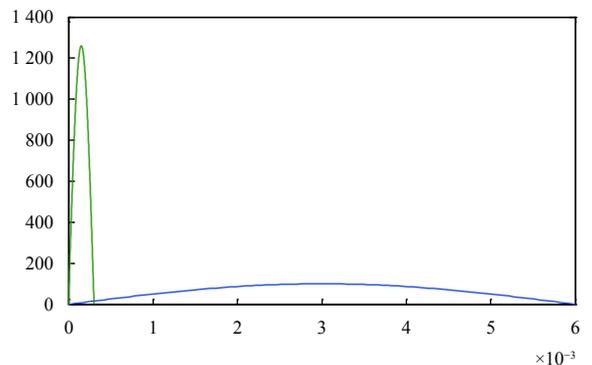


图 4 正弦波形对比

Fig. 4 Sine wave comparison

两者相比加速度峰值增加了约12.6倍,冲击时间缩短了20倍,二者无法直接相比,针对这种情况,有两种方法可以使用,即可以利用冲击速度和冲击位移分别相比。以下利用冲击速度比和冲击位移比进行比较。两个正弦波形的面积比相当于两种波形的冲击速度比,计算得到冲击输入速度比 = $0.240\ 6/0.381\ 9 = 0.63$,冲击速度再对时间积分可以得到两种波形的冲击位移比为0.027 6。

通过计算不同的单机除了计算机的一个振荡器以外,其它器件的半正弦波冲击条件与单机冲击响应谱转化后的冲击波形相比冲击速度小于1,冲击位移远小于1,应力小于强度公式,足够安全。该振荡器的冲击响应条件为30 g/11 ms,该冲击条件与单机冲击响应谱转化后的冲击波形相比后的冲击速度比为1.15,大于1,但冲击位移比为0.031 2,远小于1。考虑冲击从单机底面传递到该器件在PCB板上安装位置,至少经过PCB板与单机壳体螺钉连接,按GJB150A.27附录A“结构不连续性(如接头和螺栓连接)可大幅衰减爆炸分离冲击的幅值”,一般认为经过螺接面冲击有3 dB的衰减,另外该器件经过灌封防止振动、冲击时发生断裂与脱焊,因此尽管冲击速度比大于1,但综合分析以上因素认为,裕度仍然能够满足要求。

4 结 论

本文针对火星探测器器箭分离试验时单机冲击响应较大问题,对单机开展了减冲设计及冲击试验,为判断完成冲击试验考核后的单机可靠性是否下降,采用可靠性强度/应力,将厂家给定的单机内部器件的半正弦冲击条件视为强度,将单机的冲击响应谱采用递归数字滤波法将冲击响应谱逆变换为半正弦波视为应力,因两个波形在时间、和幅值上无法直接相比,对其进行一次积分后进行速度比、二次积分后进行位移比,通过速度比和位移比判断应力和强度的大小,这种方法忽略了单机底面到器件的冲击衰减,安全裕度

较高,可以作为单机经过冲击试验后,可靠性是否降低的辅助评判标准,也可以作为冲击试验前判断单机抗冲击能力的评价依据。

参 考 文 献

- [1] 祝耀昌. 对MIL-STD-810D/E中冲击与振动等效的说明[J]. 环境技术, 2010, 28(1): 44-48.
ZHU Y C. Edward szymkowiak&henry caraso[J]. Environmental Technology, 2010, 28(1): 44-48.
- [2] 刘洪英, 马爱军, 安梅岩, 等. 冲击响应谱规范试验室模拟述评[J]. 环境技术, 2010, 10(05): 34-37.
LIU H Y, MA A J, AN M Y, et al. Review of laboratory simulation about shock response spectrum test[J]. Environmental Technology, 2010, 10(05): 34-37.
- [3] 高文硕, 朱子宏, 沈志强, 等. 航天器冲击响应谱试验模拟方法概述[J]. 环境技术, 2017, 8(4): 60-64.
GAO W S, ZHU Z H, SHEN Z Q, et al. Summarization of simulation test methods for spacecraft shock response spectrum[J]. Environmental Technology, 2017, 8(4): 60-64.
- [4] 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, 8(4): 37-44.
MAO Y J, LI Y L. Advances in simulation techniques of pyroshock environments[J]. Missiles and Space Vehicles, 2007, 8(4): 37-44.
- [5] 何文杰, 唐国安. 冲击试验条件的转换方法及其应用[J]. 上海航天, 2012, 29(6): 57-62.
HE W J, TANG G A. Conversion method and application of shock test conditions[J]. Aerospace Shanghai, 2012, 29(6): 57-62.
- [6] 杨博, 陈立伟, 冯伟, 等. 冲击响应谱与经典冲击试验等效计算方法[J]. 环境技术, 2016, 8(4): 11-15.
YANG B, CHEN L W, FENG W, et al. Research on equivalence experimentation of SRS test and classical shock test[J]. Environmental Technology, 2016, 8(4): 11-15.
- [7] TUMA J, KOČI P. Calculation of a shock response spectrum[C]//2011 12th International Carpathian Control Conference (ICCC). [S.l.]: ICC, 2011.

作者简介:

申智春(1974-),男,研究员,博士,主要研究方向:航天器总体设计、结构设计、减振隔振设计。

通信地址:上海市闵行区元江路3666号(201109)

E-mail:szc743@sohu.com

The Shock Response Suppression and Analysis of Mars Probe and Rocket Separation

SHEN Zhichun^{1,2}, LIN Xiaoyan^{1,2}, CHENG Kun³, WANG Haipeng^{1,3}

(1. Shanghai Institute of Satellite Engineering, Shanghai 201109, China;

2. Shanghai Key Laboratory of Deep Space Exploration Technology, Shanghai 201109, China;

3. Lunar Exploration and Space Program Center, Beijing 100190, China)

Abstract: The shock test and analysis of the equipment in the Mars probe for the large shock response generated by separation of the probe and the Long March 5 launch vehicle is discussed. The reliability of the equipment is analyzed after shock test. The Strength-Stress model is proposed to judge if the reliability is affected. The half-sine wave impulse shock condition of components offered by the manufacturers is known as Strength, and the half-sine wave converted by the shock response spectrum of the equipment is known as Stress. The two values are compared. This method can be regarded as an assisting method to judge the reliability of the equipment after shock test, and also can be regarded as the criteria of shock resistance of the equipment.

Key words: Mars exploration; separation of the probe and the rocket; shock response spectrum; half-sine wave impulse

High lights:

- The shock test and analysis of the equipment in the first Mars probe of China is discussed for the large shock response generated by separation of the probe and launch vehicle.
- The Strength-Stress model is proposed to judge the affection to the reliability of the equipment by shock test.
- The Strength-Stress model method can be regarded as an assisting method to judge the reliability of the equipment after shock test, and also can be regarded as the criteria of shock resistance of the equipment.

[责任编辑：高莎，英文审校：朱恬]