DOI: 10.11883/1001-1455(2016)02-0259-10

# 航天器火工冲击模拟试验及响应预示方法研究综述*

赵 欣[1],丁继锋[1],韩增尧[2],邹元杰[1]
(1. 中国空间技术研究院总体部,北京 100094;
2. 中国空间技术研究院研究发展部,北京 100094)

**摘要**: 航天器火工冲击力学环境是由星箭分离、部组件展开等工作过程中的火工品起爆引起的作用于结构上的高频、高加速度量级的瞬态冲击响应,能对航天器上含有晶振、脆性材料等的精密电子设备造成致命损伤,是航天器需要经历的最苛刻的力学环境之一。本文中,对国内外航天器火工冲击地面试验方法和环境预示方法做了全面、详细的介绍,总结了这两个方面的研究进展,分析了我国在这两个方面与航天强国的差距。最后,从我国航天工程实际需求出发,提出了今后航天器火工冲击领域应重点开展的研究方向。

**关键词**: 振动理论;响应预示;火工冲击;航天器;地面试验;流体代码;显式有限元;统计能量分析;虚模态综合法

**中图分类号**: O32;V414;V416 **国标学科代码**: 1302099 **文献标志码**: A

航天器在发射、在轨运行过程中会经历严酷复杂的振动、噪声和冲击等力学环境。火工冲击力学环境是冲击力学环境的一种,是由星箭分离、部组件展开等工作过程中的火工品起爆引起的作用于结构上的瞬态冲击响应,具有高频率、高加速度幅值和高应变率的特点。航天器结构及有效载荷可能会在火工冲击力学环境中损伤或失效,这将影响甚至提前终止航天任务[1]。

火工冲击过程中,火工品爆炸产生的载荷以应力波的形式在卫星结构体中传播,并在卫星结构体产生瞬时、高频、高加速度幅值的振动响应。火工冲击的加速度响应幅值可高达 200 000$g$,作用持续时间小于 20 ms,主要频率在 100 Hz~100 kHz 范围[2-3]。火工冲击载荷对航天器主结构通常不会构成破坏性影响,但是能够造成对冲击敏感的元器件和仪器设备的损伤,如高频环境敏感的高灵敏度设备、电子产品,他们会发生故障,轻薄结构、脆性材料会发生破坏等[4]。美国国家航天局(NASA)早在 20 世纪 70~80 年代已经认识到该问题,并投入大量人力物力[5]深入研究了火工冲击产生和传递的机理、冲击响应的预示方法、试验模拟技术,并制定了相应标准[1,6-7],规范了航天领域火工冲击相关的试验、设计和预示方法,目前已经能够对火工冲击导致的飞行故障进行有效控制。

随着我国航天事业的飞速发展,航天器上需要采用火工解锁完成展开任务的组件不断增加,精密电子设备对冲击载荷也更加敏感[8]。因此,对航天器火工冲击力学环境的预示、试验条件的制定、地面的模拟试验方法提出了更高的要求。

依据冲击响应的强度和频谱范围,可以将航天器火工冲击力学环境分为近场、中场和远场[1-2]。在设计中,要求近场范围内不得布置冲击敏感设备,而设备必须通过冲击试验的考核才能布置在中场和远场上[2]。

## 1 地面模拟试验方法研究

航天工程型号中,为了获得火工爆炸时在结构上产生的真实冲击响应,一般需利用真实的火工品和结构进行冲击试验。采用真实装备的火工冲击试验成本高,进行各种类型试验往往是现实条件所不允

* **收稿日期**: 2014-07-27; **修回日期**: 2014-08-21
**第一作者**: 赵 欣(1982— ),女,博士,工程师,zhaoxinbhu@126.com。

许的。因此,从 20 世纪 70～80 年代开始,在美国率先研制了多种火工冲击模拟试验方法[9]。这些方法大体可分为火工爆炸式和非火工爆炸式式两类,应用这些方法能够在极大程度上模拟真实火工品爆炸所产生的冲击响应谱,在航天工程中获得了广泛应用。此后,欧洲等国家也都大体沿用此方法研制自己的试验装备。

### 1.1 模拟试验的考核方法

为了衡量模拟试验在多大程度上能够反应真实火工冲击的载荷环境,需要找寻一种火工冲击的描述方式,或者称为考核方式。用产品的时域响应考核模拟试验的效果是过于苛刻的,在航天工程中,对火工冲击的冲击响应谱描述获得了最广泛的认可[1,6,10]。

### 1.2 模拟试验方法

#### 1.2.1 火工爆炸式

火工爆炸式模拟试验装置是直接采用火药以一定的装药方式装载在试验台上,火药通常直接与试验台接触,也可能采用附加的装药装置使火药与试验台不发生直接接触。可通过电起爆器或一根简单的引线将火药引爆,产生与实际火工品爆炸相似的冲击激励。一种典型的火工爆炸式冲击模拟试验装置如图 1 所示,试验台由 4 根尼龙橡胶带悬挂起来,布置在试验台底面的柔性聚能炸药条位置可以调节。被测试的仪器按照实际在航天器上安装的方式安装在试验台上。通常需要先安装仪器模拟装置进行反复试验,以确定炸药条的合适位置,然后安装实际被测仪器进行正式的试验[9]。

采用火工爆炸式的模拟试验装置能够模拟真实的火工品爆炸产生的高频谱和高加速度量级,因此在航天器系统级试验中有重要的应用价值。欧洲阿利安太空公司精心设计了火工爆炸式模拟试验装置 SHOGUN(shock generation unit)装置[12](见图 2)。该装置安装于卫星结构和星箭减振转接接头下方,用于模拟星箭转接接头与火箭上级分离的点火冲击。欧洲的 SPOT1 卫星、SPOT5 卫星及 Alphabus 等多颗卫星都使用该装置进行与运载火箭的分离冲击环境试验[12-14]。在火工爆炸近场安装有敏感设备的情况下,火工爆炸式试验装置还被用来模拟火工爆炸近场的冲击环境。法国 Alcatel ETCA 公司研制的火工冲击模拟试验装置可模拟任何类型冲击响应谱[15-16],目前在多台电子产品的冲击试验中得到成功应用[17]。北京强度环境研究所研制了类似的试验装置[18],目前该装置还处于工程应用研究阶段。

采用火工爆炸式模拟试验装置,在正式试验前需要进行多次试错才能得到需要的冲击响应谱,且试验结果的重复性较差。因此,需要特别注意试验的规程和细节,比如存放炸药的沟槽要求经过机械加工使表面光滑,以此避免由于表面空穴引起的能量吸收和爆炸方向的改变。这种试验方法由于使用了炸药,存在安全隐患,因此需要采取安全措施以确保试验人员的安全。

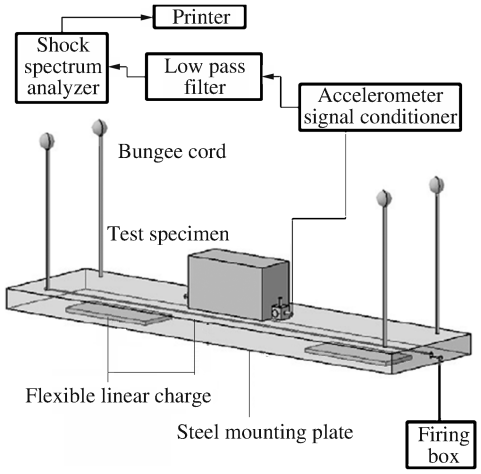


图 1 典型火工爆炸式冲击模拟试验装置[11]

Fig. 1 Ordnance-generated pyroshock simulator



图 2 2010 年 Alphabus 卫星 SHOGUN 试验现场[12]

Fig. 2 SHOGUN test spot for Alphabus in 2010

### 1.2.2　非火工爆炸式

非火工爆炸式试验装置主要有机械试验台、电动振动台两种。机械式试验台采用摆锤或气枪等作为冲击发生器，作用在一个谐振装置上激发其响应，谐振装置上安装有被测仪器，在被测仪器上能够产生与火工冲击十分接近的冲击响应谱。实际的谐振结构可以采用谐振杆、谐振梁、谐振板或多层板等结构形式[9,19]（见图 3）。

MIPS（mechanical impulse pyroshock simulator）是在航天领域被广泛使用的一种试验装置，该装置可以通过调节撞击质量块的质量、材料和速度、撞击位置、被测试仪器的位置及改变夹具和悬吊结构等控制冲击谱形[9]（见图 4～5）。实际试验过程中为了产生要求的冲击响应谱，需反复调试各种参数。

通过精心设计谐振结构可使调试次数有效减少。可调节谐振梁装置可实现冲击响应谱的拐点频率的连续变化，它的主体由两个夹具将一个矩形截面共振梁固定在试验台上，通过调节两个夹具的位置来调节谐振梁的长度和固有频率，实现被测量仪器上的冲击响应谱拐点频率在 250～7 000 Hz 范围内连续变化[9]（见图 6）。

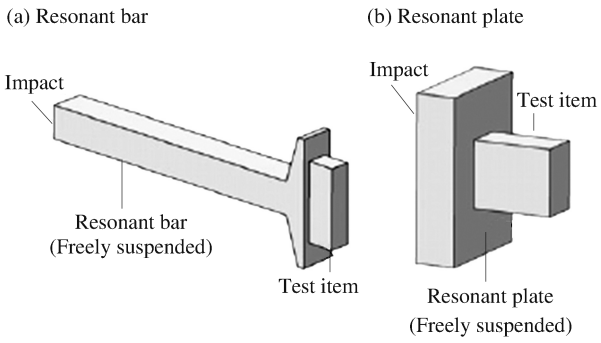


图 3　机械式冲击模拟试验装置示意图[11]

Fig. 3　Resonant fixtures for MIPS

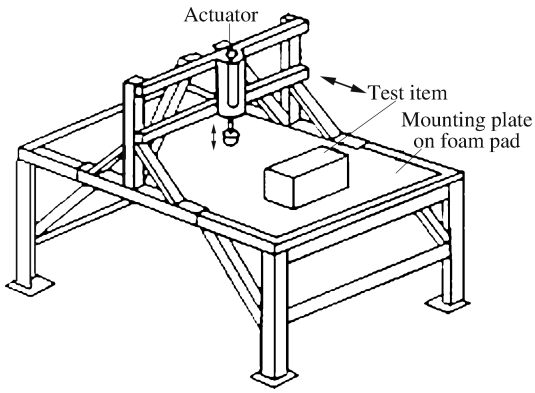


图 4　MIPS 试验台原理图[9]

Fig. 4　MIPS simulator

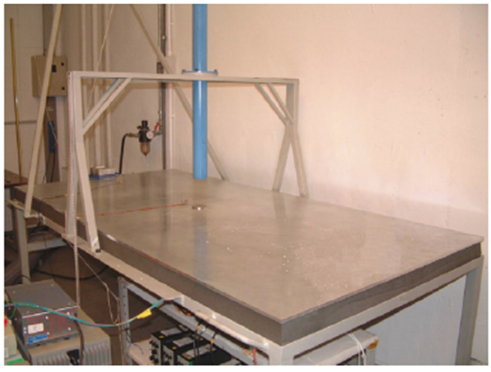

图 5　意大利研制的 MIPS 模拟试验装置[20]

Fig. 5　A mechanical impulse pyroshock simulator in Italy

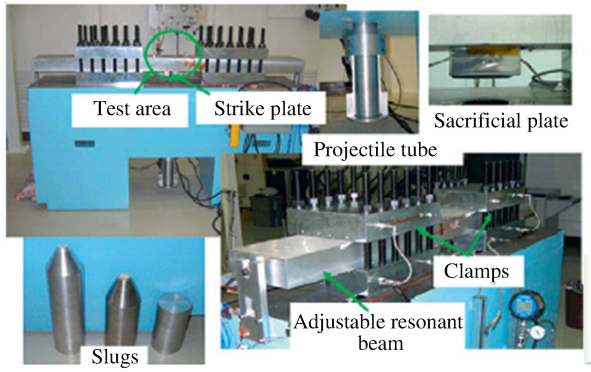


图 6　美国研制的可调节谐振梁装置[21]

Fig. 6　A tunable resonant beam device in America

机械撞击式冲击试验一般可以模拟频率在 10 kHz 以内、幅值不超过 5 000$g$ 的冲击响应谱，主要用于模拟火工冲击中、远场的响应。因重复性好、试验成本低，航天型号中进行冲击试验时，主要采用该方法。但是，采用该方法时也会产生明显的过试验问题[2]。

电动式振动台或电液式振动台也可以用来模拟量级不是很高的火工冲击环境，经过控制系统综合处理，电动振动台能够在被测试设备上产生接近于火工冲击响应谱的加速度振动响应。这种方法具有操作成本低、可控性高等优点，但是该设备仅能实现单向加载，且能够达到的加速度幅值较低，频谱范围较小（3 000 Hz 以下），在航天工程型号中多用于元器件筛查和量级较低的冲击试验中[9]。

### 1.3 数据测量、采集和分析

火工冲击的典型测量系统通常包含传感器、导线、信号调制器、滤波器、模数转换器和数据记录装置等。由于火工冲击产生的加速度量级超过一般加速度传感器的量程,因而需要采用特制的加速度传感器,用以防止峰值加速度达到晶体极限而产生的噪声和零位漂移现象。除此以外,必须特别关注测量系统的一些细节,如导线的连接方式、数模转换装置的频率响应、零位漂移、频率截断和动态量程等[22]。即便试验的数据测量和采集过程特别仔细,测得数据仍可能具有很大的离散性,甚至有一些数据有本质错误,因此需要对测量数据的有效性进行甄别。一般采用 Powers-Piersol 程序判断爆炸冲击数据的有效性,该方法对加速度时间历程进行一次或两次积分,并比较 SRS 的正谱和负谱[23]。如 2.1 节中所述,采用 SRS 对测量结果进行分析,SRS 的计算算法也将影响对测量结果的评估,采用 Smallwood 算法可以减少算法引起的误差[7,24]。另外,在对大量地面测量数据进行分析,来确定极限飞行动力学环境,或者对结构响应进行预示的情况下,需要对有效数据进行必要的统计学分析[13,25]。

## 2 航天器火工冲击环境预示方法

航天器火工冲击力学环境问题是一个宽频、瞬态和强非线性的冲击动力学问题。目前,工程上采用的和在研的火工冲击响应预示方法有两类:一类是通过工程上大量试验数据分析的结果估计结构上冲击载荷的量级,即试验外推方法;另一类是应用有限元方法、统计能量分析及模态综合等方法进行结构响应预示分析,即数值与分析模型方法。

### 2.1 试验外推方法

由于难以采用传统的动力学分析方法准确预示冲击载荷的结构响应,工程中常采用试验外推方法,即结合工程经验与相似试验的数据估计结构上冲击载荷的量级。近年来,冲击响应的试验外推方法取得了一定的进展,较有效的方法主要有 3 种:经验模型法、数据外推法和子结构路径外推法。其中,前 2 种方法由美国 NASA 基于经验数据提出,第 3 种方法由法国宇航环境工程试验中心(INTESPACE)和法国国家空间中心(CNES)联合提出。

#### 2.1.1 经验模型法

经验模型法[1]能够根据火工冲击源的类型以及冲击传递的距离、过连接界面的数目,快速、粗略地估计航天器结构上某一区域的冲击响应谱。该方法无需建立结构和火工品的详细模型,不需要结构设计的细节,即可快速估计结构上的冲击响应,但是预示精度较低,可以在航天器设计的方案阶段为火工品的选择、结构构型方案的确定提供重要参考。文献[1]中,给出了不同类型点源附近(10~15 cm)实测冲击响应谱随距离衰减的关系。一般冲击载荷每经过一个界面冲击响应谱峰值衰减约 40%,但界面总数不能超过 3 个,且冲击谱的斜线部分不衰减。

#### 2.1.2 数据外推法

应用航天工程中已经积累的大量火工冲击数据,一个新型航天器结构上的冲击响应可以根据一个参考航天器上的实测响应外推得到,此种冲击响应预示方法即为数据外推法。

文献[1]中,给出了一种外推法的实施步骤和计算公式。新型航天器结构上的冲击响应谱,可以由一个参考航天器上距爆炸源相同距离的实测冲击谱计算得到。数据外推法的准确性,取决于 2 种航天器采用的火工品和结构构型的相似程度。火工品为同类产品、结构构型相似时,该方法的准确性较高[2]。欧美各国较多采用该方法进行航天器设计和冲击环境预示[26-28]。

#### 2.1.3 子结构路径外推法

子结构路径外推法先对卫星整体结构进行特定规则的子结构分解和归类,并确定传递路径的定义方法。对卫星结构上任意一点,有确定的传递路径。任意一点的响应,可以用传递路径上的传感器测点数据简化结果加上一个连接影响函数(与传递路径上的连接数相关)和一个距离影响函数(与承力筒径向距离 $\Delta R$ 和轴向距离 $\Delta X$ 相关)得到[13](见图 7)。

子结构路径外推法由法国等欧洲国家的宇航部门和公司联合提出,并实施于 SPOT5 卫星平台。

经过 SHOGUN 试验数据的检验，证明该方法可以较准确地估计卫星结构与设备连接界面上任意一点的冲击响应[13]。但是应用该方法进行冲击响应预示时，特定型号卫星数据的处理结果（计算公式）只适用于该卫星的响应预示；在进行其他卫星型号响应预示时，需要对卫星结构进行重新分解，连接结构的影响系数需要重新估算，测量结果的响应谱简化公式的参数也有所不同。

**2.1.4**　小结

采用试验外推方法能够给出冲击环境的大致估计，但是依据这种方法进行航天器及其组件冲击环境条件设计往往过于苛刻，或者需要未知型号航天器和已有试验数据的航天器在结构上具有很大的相似性。表 1 是各种方法特点的对比。

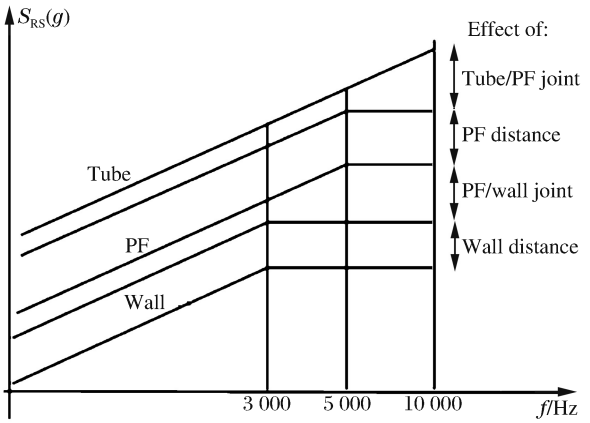


图 7　Walls 结构响应路径衰减示意图[20]

Fig. 7　Level decrease in the Walls-structure

**表 1　试验外推方法比较**

**Table 1　Comparison of different extrapolations**

| 方法 | 准确性 | 可操作性 | 控制参数 | 适用范围 |
|---|---|---|---|---|
| 经验模型法 | 预示精度较低 | 简便 | 距冲击源距离、冲击源类型、过连接面数目、材料和结构类型 | 任意型号适用 |
| 数据外推法 | 准确性较高 | 简便 | 结构构型、冲击源能量、距冲击源距离 | 新型航天器和参考航天器采用的火工品和结构构型相似 |
| 子结构路径外推法 | 准确性较高 | 相对复杂 | 传递路径上的连接数、距冲击源轴向距离、距冲击源径向距离 | 特定型号航天器 |

## 2.2　数值与分析模型方法

火工冲击载荷具有以高频为主的宽频带、瞬态和强非线性的特点，用分析方法准确地预示冲击载荷引起的结构响应具有相当的难度。但是相比于试验方法，应用数值与分析模型方法的硬件成本低、能够获取的数据量大且详细、并且能够先于结构的制造装配给出响应结果。因而，考虑到航天器及其组件冲击环境条件设计及结构的协同设计等，对冲击响应数值及分析方法的研究仍具有重要的意义。

**2.2.1**　Hydrocodes

Hydrocodes[29]是能够解决高频、瞬态加载条件下流固耦合问题的显式有限元或有限差分计算程序，应用这类程序能够对爆炸/燃烧过程、非线性结构变形/分离以及应力波的产生和传递特性，进行精细建模与分析[1]。Hydrocodes 的核心是它的计算框架，而不拘泥于某种特定的方法。首先，将表示连续系统的物理方程在时间和空间上离散，将变量的时间相关性和空间相关性分离开来，然后，根据质量、能量和动量守恒建立控制方程求解[30]。Hydrocodes 采用传统的有限元法或有限差分法进行空间离散，为了能够捕捉应力波传播的细节，在时域上求解时必须采用显式的差分方程进行。J. A. Zukas[29]系统介绍了 Hydrocodes 的计算框架以及所包含的理论知识和方法体系。

典型的 Hydrocodes 程序有 Zeus、EPIC、DYNA 和 CTH 等，基于 DYNA 程序的商用软件 LS-DYNA 已被广泛应用于爆炸冲击动力学分析。理论上，该类 Hydrocodes 程序可求解各类冲击问题，但是

由于精细建模所带来的时间成本和人力成本较高,该方法应用于复杂航天器火工冲击响应的预示受到了一定的限制。

**2.2.2** 显式有限元法

动力有限元法可以对弹性系统的低频动力问题给出近似的解答,它通过变分原理和空间有限元离散得到一个近似的弹性动力学微分方程组,然后通过差分法(如显式的中心差分法和隐式的 Newmark 法)得到 $t+\Delta t$、$t-\Delta t$、$t-2\Delta t$ 等时刻的运动量之间的递推关系[31]。

隐式有限元法对于稳态、低频的动力系统能够给出较准确的解答,但是不适合求解瞬态、高频问题。显式有限元法的临界步长较小,在每一个时间步中它所需要的计算量也比隐式方法小得多。由于显式有限元法能够较好地模拟应力波的传播特点[30],以中心差分法为代表的显式有限元法被广泛应用于固体中应力波传播等问题的求解。不同于 Hydrocodes 的是,通常所说的显式有限元法基于变分原理建立控制方程,适用于求解弹性小变形问题。在航天器火工冲击力学环境问题的求解中,显式有限元法最适合求解近场响应,此处的结构响应主要由应力波传播决定,且火工品爆炸剩余能量有限,近场结构变形属于弹性变形。工程上也有应用有限元方法进行整星计算的研究,如文献[32],但是计算结果与试验结果差距较大。

**2.2.3** 统计能量分析

统计能量分析(statistical energy analysis,SEA)方法的提出源于航空航天器工程中的"声振"问题,它从能量的观点分析结构振动与声场间的耦合关系,并应用统计平均的概念,克服了高频、密模态造成的响应随机性难以预示的问题。目前,该方法是解决复杂系统高频动力学问题的一个有力的工具[33]。

SEA 方法将一个复杂的系统划分为若干子系统,以各子系统输入、输出和耗散的"能量"为基本自变量,建立子系统功率流平衡方程。利用功率流平衡方程来描述耦合子系统间的相互作用。它应用统计平均的概念,得到每个子系统在频域上的能量响应平均值,该能量平均值可以转化为速度、声压级等,用于表征系统的动力学响应。

瞬态统计能量分析(transient SEA,TSEA),将传统的统计能量分析方法在稳态激励下的响应分析扩展至冲击或瞬态情况。J. E. Manning 等[34]在稳态能量流平衡方程中,加进了随时间变化的子系统能量和耦合损耗因子,用于表征随时间变化的子系统间的能量流动。同时,提出了用稳态的耦合损耗因子表征子系统间瞬态能量流动的不确定性。H. B. Sun 等[35]和 J. F. Fahy 等[36]分别利用修改的统计能量分析预测随时间变化的振动,这是统计能量分析在瞬态领域的应用。

G. Borello[37]提出用子结构模态信息,将统计能量分析丢失的相位信息补上去,获得相位重构的传递函数,再通过傅里叶反变换得到随时间变化的结构响应,这种方法称为局部模态相位信息重构法(LMPR)。基于统计能量分析的 LMPR 方法,在欧洲获得了大量应用[38],如 SPOT5 卫星、Smart1 卫星和 Ariane5 火箭的星箭分离冲击力学环境分析,该方法被成功集成进商用软件 SEA+中[39]。

从原理上,统计能量分析是解决高频振动问题的方法,当结构模态密度较小(小于 2 或 3)时,该方法将失效[7]。并且,无论是稳态或者瞬态 SEA 分析,都是线性分析,理论上仅适合估计距离爆炸装置较远位置处的高频响应。另外,由于采用了统计平均的概念,统计能量方法仅能得到在一个区域上某个频段内的响应包络,无法得到具体位置上的响应。

**2.2.4** 虚模态综合法

虚模态综合法全称是虚拟模态综合与仿真(virtual mode synthesis and simulation,VMSS)。该方法将统计能量分析(SEA)方法的原理引入到经典模态分析格式中,先假定已知结构一个稳态频率响应包络,如正弦激励作用下结构上某一点响应峰值。初始假定的频率响应既可以是 SEA 的稳态解,也可以是有限元的结果,还可以直接通过试验测量。在高频段,根据子结构模态密度划分频段,该频段上局部模态响应的峰值即可作为每一频段上的响应包络;虚拟模态综合方法依然采用经典模态分析的格式,因此在低频段可以直接采用实测或者模态分析结果,保证较准确的预示整个频段上的响应,更详细的解释可参见文献[1]。

虚模态综合法由 E. C. Dalton 等[40]提出，阐明了 VMSS 的原理和基本公式，并将 VMSS 法集成为通用计算程序 MANTA，应用于美军方装备设计中高速撞击等瞬态问题的求解[41-43]。在航天领域，R. Ullio 等[44]在航天器高速冲击影响分析(HVI)项目中利用 Auto SEA 的冲击分析模块(VMSS 方法)进行了 GOCE 卫星冲击环境的预示研究。D. Lee 等[45]采用 VMSS 方法研究了某低轨地球观测卫星与运载火箭分离冲击响应预示。在我国，王军评等[46]采用虚拟模态综合法完成了运载火箭级间分离冲击响应预示。

相比于 SEA 或 TSEA 方法，VMSS 方法具有无需假设激励为稳态或准稳态、可以获得时域数据、当近场结构具有一定的线性特性时可以估计近场响应等优点，并且 VMSS 方法从原理上能够实现包含低频、中频、高频的宽频带的计算。因此，应用虚模态综合法进行航天器火工冲击的响应预示，从理论具有合理性，在工程上具有一定的研究价值。

## 3　总　结

综上所述，在美国和欧洲，对航天器火工冲击力学环境的研究开展较早，发展较完备，已经掌握了航天器火工冲击的传递机理和环境控制方法，拥有较完备的模拟试验方法及试验技术标准等。切实可行的环境预示方法，仍以基于试验数据的外推方法为主，分析和数值方法则能够辅助传递机理的分析，对环境控制提供支持。

在我国，航天部门对于火工冲击的认识也较早[47]，但是火工品爆炸冲击问题一直没有引起足够的关注，使我国对火工冲击力学环境问题的研究大大滞后于发达国家。近年来，由于航天器上携带火工品和冲击敏感仪器设备数量的大幅增加，火工冲击问题已经引起航天部门的广泛关注，相应的地面试验设备[18,48-49]、测量技术[50]、环境防护方法[51]及仿真计算[52-54]的研究均在积极进行中。2009 年，颁布了我国现行的爆炸分离冲击试验标准[10]。在冲击试验和仿真计算方面的研究取得了很大的进步，但仍存在较大的差距，今后应重点开展以下方面的研究。

(1)开展火工爆炸式的地面模拟试验设备的研究。目前，系统级或近场地面模拟试验主要采用火工爆炸式试验设备或采用真实火工品进行；设备级或中、远场试验可以采用非火工爆炸式模拟试验设备。在我国，目前还没有能够进行系统级地面模拟火工冲击的试验设备，非火工爆炸式的试验设备的应用范围有限。因此，应着力开展火工爆炸式的地面模拟试验设备的研究，避免由于地面试验引入的过试验或欠试验的问题。

(2)建立火工冲击响应数据库。目前，美国 NASA 和欧洲宇航部门已经对大量的试验数据进行了统计学分析，初步建立了基于试验数据的冲击力学环境预示方法。在我国，航天工程也已经积累了大量的试验数据，迫切需要在此基础上开展相关的统计分析工作，建立火工冲击响应数据库，为后续航天器火工冲击环境预示和试验条件的制定，提供有力的技术支撑。

(3)推进航天器火工冲击环境预示方法的研究。对火工冲击力学环境进行准确的预示，是对试验数据的有力补充，能够帮助揭示火工冲击在复杂结构中的传递机理，帮助建立合理的冲击试验条件，并且为航天器火工冲击力学环境防护设计、建立基于火工冲击力学环境防护原则的航天器总体设计提供理论参考。

## 参考文献：

[1] Dynamic environmental criteria: NASA-HDBK-7005[S]. USA, 2001.

[2] Pyroshock test criteria: NASA-STD-7003A[S]. USA, 2011.

[3] Environment engineering considerations and laboratory tests: MIL-STD-810F[S]. USA: Department of Defense, 2000.

[4] Filippi E. Pyroshock simulation using the alcatel etca test facility[C]// Launch Vehicle Vibrations. First European Conference. Toulouse: CNES, 1999.

[5] Meoning C J. Pyrotechnic shock flight failures[C]// Institute of Environmental Sciences Pyrotechnic Shock Tutorial Program, 31st Annual Technical Meeting. 1985.

[6] Mcgrath M B, Rader W P. Aerospace systems pyrotechnic shock data. Volume Ⅶ: Investigation of mass loading effects[R]. N71-19250, 1970.

[7] Environment engineering considerations and laboratory tests[M]. USA: Department of Defense, 2000.

[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 Jifeng, Zhao Xin, Han Zengyao. Research development of spacecraft pyroshock technique[J]. Journal of Astronautics, 2014,35(12):1339-1349.

[9] Piersol A G, Paez T L. Harris' shock and vibration handbook[M]. 6th ed. New York: The McGraw-Hill Companies, Inc, 2010.

[10] 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:GJB 150.27-2009[S]. 2009.

[11] Lee J R, Chia C C, Kong C W. Review of pyroshock wave measurement and simulation for space systems[J]. Measurement, 2012,45(4):631-642.

[12] Http://Telecom. Esa. Int/Telecom/www/Object/Index. Cfm? Fobjectid=30565, Available.

[13] Girard A, Pont C, Courau E. Very first results form pyroshock database for satellites[C]// European Conference on Spacecaft Structures, Materials & Mechenical Testing 2005. Noordwijk, The Netherlands, 2005.

[14] Courau E, Roy P. Ariane 5 shock environment qualification for an earth observation satellite[C]// European Conference on Spacecraft Structure, Material & Mechanical Testing 2005. Noordwijk, The Netherlands, 2005.

[15] Filippi E, Dolez F. Development of the alcatel etca pyroshock test facility[C]// European Conference on Spacecraft Structures, Materials and Mechanical Testing 1999. Braunschweig, Germany, 1999.

[16] Filippi E, Attouoman H, Dolez B. Pyroshcok simulation using the alcatel etca test facility[C]// Launch Vehicle Vibrations. First European Conference. Toulouse: CNES, 1999.

[17] Dilhan D, Piquereau A, Bonnes L. Definition and manufacturing of the pyroshock bench[C]// 7th ESA/CNES International Workshop on Space Pyrotechnics ESTEC. 2008.

[18] 刘斌,吴江.用火工品产生中高量级冲击的试验技术研究[J].强度与环境,2007,34(3):8-13.
Liu Bin, Wu Jiang. A study of producing high level shock environment by pyrotechnic device[J]. Structure & Environment Engineering, 2007,34(3):8-13.

[19] Dilhan D, Cipolla V, Grzeskowiak H. Pyroshock generation[C]// European Conference on Spacecaft Structures, Materials & Mechenical Testing 2005. Noordwijk, The Netherlands, 2005.

[20] Ali K, Juan F. Tunable beam pyroshock simulation system[C]// Spacecraft and Launch Vehicle Dynamic Environments Workshop. California, USA, 2007.

[21] Benedetti M D, Garofalo G, Zumpano M, et al. On the damping effect due to bolted junctions in space structures subjected to pyro-shock[J]. Acta Astronautica, 2007,60(12):947-956.

[22] Himelblau H, Piersol A G, Wise J H, et al. Handbook for dynamic data acquisition and analysis. Appendix A: Pyroshock data acquisition and analysis[M]. Mt Prospect, IL: Institute of Environmental Sciences, 1994.

[23] Evans M J, Neubert V H, Bement L J. Measurement, data analysis, and prediction of oyrotechnic shock from pin-pullers and separation joints[J]. Shock and Vibration Bulletin, 1987,57(2).

[24] Smallwood D O. An improved recursive formula for calculating shock response spectra[J]. Shock and Vibration Bulletin, 1981,51(2):211-217.

[25] Hughes W O, Mcnelis A M. Statistical analysis of a large sample size pyroshock test data set including post flight data assessment[R]. Cleveland, Ohio: Glenn Research Center, 2009.

[26] Shi Q, Ando S, Seko H, et al. The summarization of pyroshock testing data and SRS level prediction methodology[C]// The 5th International Symposium on Environmental Testing for Space Programmes. Noordwijk, The Netherlands, 2004.

[27] Ullio R, Marucchi-Chierro P C. Utlization of prediction methods in the shock environment evaluation[C]// The European Conference on Spacecraft Structure, Materials and Mechanical Testing 2001. Noofdwijk, The Netherlands, 2001.

[28] Girard A，Courau E，Bugeat L P. Pyroshock database for satellites[C]// European Conferenc on Spacecraft Structures，Materials and Mechanical Testing 2000. Noordwijk，the Netherlands，2000.

[29] Zukas J A. Introduction to hydrocodes[M]. Elsevier，2004.

[30] 白金泽. LS-DYNA 3D 理论基础与实例分析[M]. 北京：科学出版社，2005.

[31] 张雄，王天舒. 计算动力学[M]. 北京：清华大学出版社，2007.

[32] Mary S，Cipolla V，Courau E，et al. Shock propagation simulation using FEM software[C]// European Conference on Spacecaft Structures，Materials & Mechenical Testing 2005. Noordwijk，The Netherlands，2005.

[33] 姚德源，王其政. 统计能量分析原理及其应用[M]. 北京：北京理工大学出版社，1995.

[34] Manning J E，Lee K. Predicting mechanical shock transmission[J]. Shock and Vibration Bulletin，1968，37(4)：65-70.

[35] Sun H B，Sun J C，Richards E J. Prediction of total loss factors of structures. Part Ⅲ：Effective loss factors in quasi-transient conditions[J]. Journal of Sound and Vibration，1986，106(3)：465-479.

[36] Fahy J F，Yao D Y. Power flow between non-conservatively coupled oscillators[J]. Journal of Sound and Vibration，1987，114(1)：1-11.

[37] Borello G. SEA 航天应用[M]. Belgium：Inter AC，2010.

[38] Borello G，Courjal A. Modelling payloads using SEA for vibroacoustic and shock prediction[R]. France：Inter AC-L'Union，2005.

[39] SEA：Shock module of SEA+ user's guide[M]. Inter AC，Inc，2013.

[40] Dalton E C，Chambers B S. Analysis and validation testing of impulsive load response in complex，multi-compartmented structures[C]// Proceedings of the 36th AIAA Structures，Structural Dynamics，and Materials Conference. 1995.

[41] Dalton E C，Frydman A，Li A，et al. High frequency shock predictions in armored vehicles：Ags case study[C]// Proceedings of the 16th International Symposium on Ballistics. San Francisco，CA，1996.

[42] Dalton E C，Loper R B，Frydman A，et al. Simulation of ballistic shock in composite armored vehicles[C]// Proceedings of the 68th Shock and Vibration Symposium. 1997.

[43] Dalton E C. High frequency shock prediction，short course notes[M]. Military Technology，Inc，1999.

[44] Ullio R，Marucchi-Chierro P C. Auto SEA shock application on shock event simulation：Study case and problematics encountered[R]. Toulouse：Euro PAM，2006.

[45] Lee D O，Han J H，Jang H W，et al. Shock respones prediction of a low altitude earth observation satellite during launch vechicle separation[J]. International Journal of Aeronautical & Space Sciences，2010，11(1)：49-57.

[46] 王军评，毛勇建，黄含军，等. 统计能量分析法在爆炸分离冲击响应预示中的应用[J]. 航天器环境工程，2011，28(5)：414-420.
Wang Junping，Mao Yongjian，Huang Hanjun，et al. Application of statistical energy analysis method in prediction of pyroshock responses[J]. Spacecraft Environment Engineering，2011，28(5)：414-420.

[47] 柯受全，金恂叔. 卫星环境工程和模拟试验(下)[M]. 北京：宇航出版社，1996.

[48] 焦亮，邓明. 爆炸分离冲击试验分析[J]. 电子产品可靠性与环境试验，2013，31(1)：31-34.
Jiao Liang，Deng Ming. The pyroshock test[J]. Electronic Product Reliability and Environmental Testing，2013，31(1)：31-34.

[49] 马斌捷，张建华，吴江. 火工品爆炸加载方法在火箭分离冲击环境模拟试验中的应用与效果[J]. 强度与环境，2007，34(5)：1-7.
Ma Binjie，Zhang Jianhua，Wu Jiang. Applications and effects of pyrotechnic explode loading in shock environment simulation experiment of rocket separation[J]. Structure & Enviroment Engineering，2007，34(5)：1-7.

[50] 毕文辉，严楠，何春全，等. 航天火工品爆炸冲击多参量的测试[J]. 计测技术，2009，29(3)：14-16.
Bi Wenhui，Yan Nan，He Chunquan，et al. Measurement of pyroshock for explosive initiating device used in spacecraft[J]. Metrology & Measurement Technology，2009，29(3)：14-16.

[51] 张欢，刘天雄，李长江，等. 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，et al. Status and application analysis of spacecraft pyroshock protec-

tion techniques[J]. Spacecraft Engineering, 2014,23(2):104-113.

[52] 毛勇建,李玉龙,陈颖,等.炸药条加载圆柱壳的数值模拟(Ⅱ):解耦分析与实验验证[J].高压物理学报,2013,27(1):76-82.
Mao Yongjian, Li Yulong, Chen Ying, et al. Numerical simulation of cylindrical shell loaded by explosive rods (Ⅱ): Decoupling analysis and experimental validation[J]. Chinese Journal of High Pressure Physics, 2013,27(1):76-82.

[53] 毛勇建,李玉龙,陈颖,等.炸药条加载圆柱壳的数值模拟(Ⅰ):流固耦合模拟[J].高压物理学报,2012,26(2):155-162.
Mao Yongjian, Li Yulong, Chen Ying, et al. Numerical simulation of cylindrical shell loaded by explosive rods (Ⅰ): Fluid-structure interaction simulation[J]. Chinese Journal of High Pressure Physics, 2012,26(2):155-162.

[54] 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 Junping, Mao Yongjian, Huang Hanjun. Numerical simulation for impulsively loading mechanism of a point pyrotechnic separation device[J]. Journal of Vibration and Shock, 2013,32(2):9-13.

# Review of pyroshock simulation and response prediction methods in spacecraft

Zhao Xin[1], Ding Jifeng[1], Han Zengyao[2], Zou Yuanjie[1]

(1. *Institute of Spacecraft System Engineering, China Academy of Space Technology, Beijing* 100094, *China*;
2. *Institute of Research and Development, China Academy of Space Technology, Beijing* 100094, *China*)

**Abstract**: The pyroshock environment of satellite-rocket separation is the severest mechanical environment during launching, which is characterized by transient high acceleration and high frequency. While it does not necessarily cause a satellite any structural damage, pyroshock may incur most serious damages on a satellite's precision electronic equipments containing crystals and brittle materials, resulting in either the failure of the entire mission or even catastrophic accidents. Therefore, during the development of a new spacecraft, an accurate prediction of the pyroshock environment and a reasonable specification and determination for components are essential. In this paper, a research review of ground simulation test methods and the pyroshock response prediction is presented, and the technological gap between China and countries highly developed in field is pointed out. In addition to that, according to the requirements of China's domestic space engineering, the main research directions in the pyroshock are proposed.

**Key words**: oscillation theory; response prediction; pyroshock; spacecraft; ground simulation test; hydrocodes; explicit finite element analysis; statistical energy analysis; virtual mode synthesis and simulation

(责任编辑 丁 峰)