航天产品爆炸冲击环境考核与防护

林小艳,王舒楠,陶强^{*},陈锐,李海豹

(上海卫星工程研究所,上海 201109)

摘要:目的 修正航天产品火工品冲击环境传统考核条件,研究冲击衰减方法,以更有效的方式对航天产品 进行考核和防护。方法 利用连续结构冲击衰减的理论值计算以及不连续结构冲击衰减的工程经验,实现航 天产品火工品冲击环境预示。以卫星为例,对传统卫星单机产品火工品冲击试验条件的来源及原因进行分 析,针对目前新型卫星特点(如越来越多使用爆炸螺栓、小型化、集成化、一步正样),对单机产品火工品 冲击环境给出分析预示方法,结合历史卫星型号的火工品起爆数据分析,给出更适应当前应用需求的火工 品冲击环境考核条件。结果 传统火工品冲击环境考核条件不适应当前新型卫星应用需求,获得当前卫星一 般单机产品火工品冲击环境考核条件的建议。结论 当前形势下,单机产品在卫星上的冲击环境越来越恶劣, 按本文建议的火工品冲击环境考核条件开展冲击试验考核,能更真实模拟星上火工品冲击环境,确保考核 充分的同时,还能保护单机产品在低频段不过考核。本文可用来指导航天型号制定单机产品冲击试验条件, 以及评估成熟单机产品是否能够适应新航天型号火工品爆炸冲击环境,并给出降低火工品冲击环境的建议 措施。

关键词:火工品;冲击;环境;考核条件;航天;单机 中图分类号:TJ450;V19 文献标志码:A 文章编号:1672-9242(2025)04-0092-07 DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2025.04.012

Assessment and Protection of Aerospace Products Against Explosive Shock Environments

LIN Xiaoyan, WANG Shunan, TAO Qiang^{*}, CHEN Rui, LI Haibao

(Shanghai Institute of Satellite Engineering, Shanghai 201109, China)

ABSTRACT: The work aims to revise the traditional test conditions for pyrotechnic devices of spacecraft products under shock environments, and study the shock attenuation method to evaluate and protect spacecraft products in a more effective way. By utilizing theoretical calculations for shock attenuation in continuous structures and engineering experience for shock attenuation in discontinuous structures, the shock environment for pyrotechnic devices of aerospace products was predicted. With satellites as an example, the sources and reasons for the traditional shock test conditions of pyrotechnic devices in single-unit satellite products were analyzed. Considering the characteristics of current new satellite types (such as increased use of explosive bolts, satellite miniaturization, integration, and one-step prototype production), an analytical prediction method for the shock environment of pyrotechnic devices in single-unit products was provided. Combined with data analysis of pyrotechnic device detonation

收稿日期: 2025-02-18; 修订日期: 2025-03-05

Received: 2025-02-18; Revised: 2025-03-05

引文格式:林小艳,王舒楠,陶强,等. 航天产品爆炸冲击环境考核与防护[J].装备环境工程,2025,22(4):92-98.

LIN Xiaoyan, WANG Shunan, TAO Qiang, et al. Assessment and Protection of Aerospace Products Against Explosive Shock Environments[J]. Equipment Environmental Engineering, 2025, 22(4): 92-98.

^{*}通信作者(Corresponding author)

from historical satellite models, more suitable evaluation conditions for pyrotechnic device shock environments were proposed to meet current application requirements. The traditional shock environment evaluation conditions of pyrotechnic devices were no longer suitable for the application needs of new satellite types. Recommendations for evaluation conditions for pyrotechnic device shock environments in current satellite single-unit products were obtained. In conclusion, under the current circumstances, the shock environment for single-unit products on satellites is becoming increasingly severe. Conducting shock tests according to the recommended pyrotechnic device shock environment evaluation conditions can more realistically simulate the

on-orbit shock environment of spacecraft products, ensuring thorough qualification while protecting single-unit products from over-testing in the low-frequency range. This paper can be used to guide the establishment of shock test conditions for aerospace models, evaluate whether mature single-unit products can adapt to the explosive shock environment of new aerospace models, and provide recommendations for reducing pyrotechnic device shock environments.

KEY WORDS: pyrotechnic devices; shock; environment; evaluation conditions; spaceflight; single-unit product

目前航天卫星越来越多使用爆炸螺栓与运载进 行连接,与传统的包带连接相比,爆炸螺栓火工品起 爆的冲击量级更大。尤其是大质量卫星,为了提供足 够的连接刚度和分离力,起爆点数量多(一般 4~6 个),且火工品的火药爆炸力更大。星箭分离面的火 工品冲击量级条件由传统的1 000~5 000 Hz 范围内 2 000g(频域)变为1 000~10 000 Hz 范围内 6 000g, 甚至更高。太阳电池阵和雷达天线等大部件采用火工 品切割器进行分离解锁,在卫星足够大的情况下,单 机产品布局有条件远离火工品起爆源。目前卫星小型 化、集成度越来越普遍,一些单机产品的安装位置不 可避免靠近火工品起爆源。为验证单机产品是否能适 应日益恶劣的冲击环境,需分析冲击量级增大对产品 带来的风险,以及火工品冲击考核条件的合理性。

由于火工品起爆冲击具有较大的离散性,为了确保足够的设计余量,运载往往对星箭分离面的火工品冲击环境条件采取最大包络,并留有余量的方式进行制定。事实证明即便如此,仍然存在可能超出运载规定的火工品冲击环境条件的现象(星箭界面处火工品冲击最大响应为8681.53g,大于运载条件规定的6000g)。因此,卫星产品需要适应星箭分离面火工品冲击环境条件,而非简单通过设法让运载降低火工品冲击环境条件来解决单机冲击试验量级大的问题。

由于爆炸螺栓的大量使用,以及卫星小型化、集成化发展趋势,单机产品安装面火工品冲击响应环境 面临越来越大的情况。本文将从单机产品火工品冲击 环境、考核条件合理性、可采取的防护措施等方面进 行分析,以期找到指导卫星火工品冲击环境适应性考 核更合理的方法。

1 火工品冲击的特点及危害

火工品是在航天型号中实现解锁、起爆、切割做 功或特殊功能的火工装置的总称^[1]。切割器、爆炸螺 栓、分离螺母、拔销器、电爆阀、柔性炸药条及包带 等均为航天型号上常用的火工品。火工品反应形式分 3类,分别为燃烧^[2]、爆炸^[3]和爆轰^[4]。火工品是航天 产品冲击环境产生的源头,一般用加速度及位移等动 态参数进行描述^[5-6]。按激励源空间分布,火工品可 分为线源、点源以及点线组合源^[7-9]。典型的点源包 括分离螺母、爆炸螺栓、拔销器等;典型的线源包 括切割器、柔性炸药条等;典型的点线组合源包括 包带等。

安裝位置距离火工品较近的航天型号产品均需 经历严酷火工品冲击考核。火工品爆炸在结构上传递 包括2种形式,一个是应力波的形式,一个是瞬态机 械响应。这2种形式可能单独存在,也可能同时存在。 结构存在的传递形式与距离冲击源的远近有关,具体 见表 1^[6]。

表 1 火工品冲击环境区域划分及特点 Tab.1 Classification and characteristics of shock environment of pyrotechnic devices

		10	
区域	离点源爆炸 源的距离/cm	离线源爆炸 源的距离/cm	环境特点
近场	<3	<15	由应力波传播支配
中场	3~15	15~60	由应力波传播支配及 结构响应为主
远场	>15	>60	以结构响应为主

火工品冲击对单机产品造成的危害一般有 5 种 形式,包括高应力导致的结构失稳或脆性材料碎裂, 高加速度量级引起继电器等活动部件抖动,位移过大 导致焊点脱焊等,冲击环境中工作的电子设备短时失 效,加热效应和电离效应引起电气系统中产生一个突 棘干扰^[6]。1963~1985 年 20 多年间,美国航天系统 所有飞行故障^[10]中的 88 次故障可能与爆炸冲击或振 动有关^[6]。其中,由火工品冲击引起的故障超过 63 次,多数为灾难性故障^[10],死亡人数共 3 人^[11]。由 莫宁统计的火工品爆炸引起的故障模式比例如图 1 所示。



Fig.1 Percentage of failure modes occurring by pyrotechnic devices

2 火工品冲击环境分析及预示

一般单机产品的火工品冲击环境由航天卫星上 火工品起爆冲击时测量获得。如冲击响应谱数据测量 次数足够多,既可采用包络估计法,也可采用统计方 法,以获得试验考核的最大预期冲击环境。如冲击响 应谱测量次数较少,则需要在包络最大响应值的情况 下,采用足够的考核余量来制定所需要的试验条件, 以覆盖不同火工品由于装药量、压紧力等差异带来的 冲击环境离散性,一般增加 3~6 dB^[6]。

包络法与统计法详见 GJB 150.18A—2009 的附录 B, 二者主要区别为:包络法为非参数上限统计估计,不依赖估计值分布假设的极限值;统计法为参数上限统计估计,适用于测量值数量较多,且接近正态分布的情形。航天卫星虽然火工品同一个型号使用较多,但是由于爆炸冲击环境不仅仅取决于火工装置的

类型,还取决于结构的传递路径。因此,不同卫星型 号同类型火工品数据无法作为测量子样统一考虑,而 单颗卫星的起爆次数基本上最多2次,无法满足统计 法的要求。因此,本文以包络法为例,开展火工品冲 击分析。

目前一步正样的航天卫星越来越多,单机产品的 火工品冲击环境预示只能依靠连续结构冲击衰减的 理论值计算,以及不连续结构冲击衰减的工程经验, 具体如下文所示。

2.1 连续结构冲击衰减度理论计算

通过查找文献^[12],获得 ESA 和 NASA 冲击衰减 经验公式如下。

ESA 冲击衰减经验公式:

$$\varphi = e^{\left[-8 \times 10^{-4} \times f^{\left(2.515 \times f^{-0.115}\right)}\right] \times \left(0.0144 \times d^3 - 0.2 \times d^2 + 0.93 \times d + 0.024\right)} (1)$$

NASA 冲击衰减经验公式:

$$\varphi = e^{-8 \times 10^{-4} \times f^{\left(2.4 \times f^{-0.105}\right)} \times d}$$
(2)

其中: φ为冲击衰减后的冲击百分比; f 为频率; d 为与冲击源的距离。

以单发火工品起爆源冲击量级 6 000g, 距离起爆 源 300、500、700、1 300 mm,冲击频率 400、800、 1 500、4 000 Hz 为例,代入冲击经验公式获得的计算 结果见表 2。可见,冲击衰减的程度与距离呈正相关, 与频率呈正相关。即距离越远,衰减越多;频率越高, 衰减越多。

表 2 冲击衰减经验公式计算举例

rab.2 Example of an empirical formula for shock attenuation							
频率/Hz	距离/m	按 NASA 经 验公式剩余 百分比/%	衰减 百分比/%	单机安装面 冲击量级/g	按 ESA 经验 公式剩余百 分比/%	衰减 百分比/%	单机安装面 冲击量级/g
400	0.3	60	40	3 596	64	36	3 861
800	0.3	51	49	3 034	57	43	3 448
1 500	0.3	44	56	2 6 2 6	53	47	3 176
4 000	0.3	37	63	2 213	49	51	2 962
400	0.5	43	57	2 556	51	49	3 038
800	0.5	32	68	1 926	43	57	2 550
1 500	0.5	25	75	1 514	37	63	2 247
4 000	0.5	19	81	1 138	34	66	2 017
400	0.7	30	70	1 817	41	59	2 443
800	0.7	20	80	1 223	32	68	1 939
1 500	0.7	15	85	873	27	73	1 640
4 000	0.7	10	90	585	24	76	1 422
400	1.3	11	89	653	24	76	1 434
800	1.3	5	95	313	17	83	993
1 500	1.3	3	97	167	13	87	761
4 000	1.3	1	99	80	10	90	606
	频率/Hz 400 800 1 500 4 000 4 000 4 000 4 000 4 000 4 000 4 000 4 000 8 00 1 500 4 000 1 500 4 000	頻率/Hz 距离/m 400 0.3 800 0.3 1 500 0.3 4 000 0.3 4 000 0.3 4 000 0.3 4 000 0.5 800 0.5 1 500 0.5 4 000 0.5 4 000 0.7 800 0.7 4 000 0.7 4 000 0.7 4 000 1.3 800 1.3 1 500 1.3 4 000 1.3	描述 描述	振率/Hz距离/m接 NASA 经 验公式剩余 百分比/%衰减 百分比/%4000.360408000.351491 5000.344564 0000.337634000.543578000.532681 5000.519814000.730708000.720801 5000.715854 0000.710904001.311898001.35951 5001.33974 0001.3199	描記.2 Example of all emplited formula for shock at 整公式剩余 百分比/%養減 春減 百分比/%単机安装面 冲击量级/g4000.360403 5968000.351493 0341 5000.344562 6264 0000.337632 2134000.543572 5568000.532681 9261 5000.525751 5144 0000.519811 1384000.730701 8178000.720801 2231 5000.715858734 0000.710905854001.311896538001.35953131 5001.319980	描記.2 Example of all empirical formula for shock allendation擬率/Hz距离/m接 NASA 经 验公式剩余 百分比/%衰減 百分比/%単机安装面 冲击量级/g接 ESA 经验 公式剩余百 分比/%4000.360403 596648000.351493 034571 5000.344562 626534 0000.337632 213494000.543572 556518000.532681 926431 5000.525751 514374 0000.519811 138344000.730701 817418000.720801 223321 5000.71585873274 0000.71090585244001.31189653248001.3397167134 0001.31998010	描記.2 Example of all empirical formula for shock attendation 频率/Hz 距离/m 接 NASA 经 验公式剩余 百分比/% 衰減 百分比/% 単机安装面 冲击量级/g 按 ESA 经验 公式剩余百 分比/% 衰減 百分比/% 400 0.3 60 40 3 596 64 36 800 0.3 51 49 3 034 57 43 1 500 0.3 44 56 2 626 53 47 4 000 0.3 37 63 2 213 49 51 400 0.5 43 57 2 556 51 49 800 0.5 19 81 1 138 34 66 400 0.7 30 70 1 817 41 59 800 0.7 20 80 1 223 32 68 1 500 0.7 15 85 873 27 73 4 000 0.7 10 90 585 24 76 4000 1.3 5 <td< td=""></td<>

2.2 不连续结构冲击衰减工程经验

根据工程经验,不连续面的连接转折结构可导致的冲击衰减范围一般为 20%~75%。一般大的不连续面结构连接转折带来的衰减约为 50%,每个一般不连续面连接转折带来的衰减约 30%,一般火工品冲击传递路径最多不超过 3 个连接转折^[6]。

2.3 单机安装面火工品冲击环境预示

综上,在缺乏冲击测量数据的情况下,依据 2.1 和 2.2 节的方法,航天卫星上单机产品可根据与起爆 源的距离、不连续结构的累积,对单机产品安装面的 火工品冲击环境进行预示。

3 火工品冲击环境考核条件的制定 方法研究

3.1 火工品冲击环境模拟试验方法

单机产品对火工品冲击环境适应性考核一般通 过以下 3 种^[7-9]方式进行模拟:火工品起爆;摆锤等 机械撞击台;电动振动台。根据 GJB 150.27 的规定, 单机产品部分位于爆炸分离冲击近场区域,且无专门 隔离装置,必须采用火工品直接爆炸方式开展冲击环 境模拟考核。整个单机产品位于远场区域,可选用摆 锤等机械撞击方式开展冲击环境模拟考核。如整个单 机产品不仅位于远场区域,且外场实测数据处理结果 符合冲击谱频率范围不超过 3 000 Hz,允许用电动振 动台模拟。

3.2 火工品冲击环境考核条件合理性分析

如火工品冲击为真实火工品起爆模拟,则无需制 定冲击环境模拟试验条件。一般航天单机产品冲击试 验考核的频率范围上限为4000Hz,不适用电动振动 台模拟。因此,本文主要针对机械撞击方式的火工品 冲击环境模拟试验考核条件合理性进行分析。

航天卫星单机产品早期火工品冲击环境模拟方 法一般采用半正弦波条件。1984年,美军标将冲击 响应谱推荐为冲击环境试验的基本考核方法,自此以 后,航天航空等行业将冲击响应谱作为优先选用的冲 击环境试验方法^[13]。传统卫星型号单机产品的冲击响 应谱试验条件见表3。由于冲击试验仅针对鉴定产品, 因此卫星型号大多数成熟产品一直沿用该冲击试验 条件。传统卫星型号星箭分离多采用包带分离解锁方 式,该种方式对卫星的冲击环境较好,星箭界面火工 品冲击最高量级一般不超过2500g,由于有足够的安 装距离,单机安装面处响应一般不超过800g。因此, 表3的冲击响应谱试验条件能够满足传统卫星型号 的单机考核需求。

表 3 传统单机产品冲击响应谱试验条件(Q=10) Tab.3 Test conditions for shock response spectra of conventional single-unit products (O=10)

频率范围/Hz	100~400	400~4 000			
冲击谱值	+6 dB/oct	800g			
试验持续时间	不大于	² 20 ms			
冲击方向	x y z	正交方向			
冲击次数	每方向	句3次			

采用爆炸螺栓作为星箭分离方式的运载冲击条件最高达到1000~10000 Hz内6000g,且布局紧凑,大部件火工品切割器附近不可避免布有关键单机产品。表3的冲击响应谱试验条件无法适应当前新形势下的部分单机产品。表2冲击衰减计算表中显示,在起爆源为6000g的情况下,按照NASA 经验公式,连续结构的衰减需要到距离起爆源700 mm 处,1500 Hz 处才能衰减到800g附近,400 Hz 频率处仍然高达1817g;按照ESA 经验公式,连续结构的衰减需要到距离起爆源1 300 mm 处,1 500 Hz 处才能衰减到800g以内,400 Hz 处仍然高达1434g。由此可见,频率越高,衰减越快,如果起爆源最大量级6000g对应的频率在400 Hz 处,则单机产品冲击环境极为恶劣。以400 Hz 作为转折频率,则通过理论分析计算的火工品冲击量级存在过大的嫌疑。

幸运的是,对过往十几年的卫星型号火工品冲击 实测数据进行分析,得到如下结论:1)火工品起爆 源处冲击响应谱最大值对应的频率均高于3500 Hz, 绝大多数高于5000 Hz;2)由于距离衰减和转折面 的衰减,单机安装面处响应量级通常远小于火工品起 爆处响应,且最大响应量级对应的频率基本前移;3) 100~1500 Hz 单机冲击响应基本低于500g;4)单机 冲击响应最大值对应的频率均高于2300 Hz,绝大多 数高于3000 Hz。

以运载冲击条件为 1 000~10 000Hz 内 6 000g 的 某卫星型号冲击响应为例 (如图 2 和图 3 所示),火 工品起爆源最高冲击响应对应的频率为 3 900 Hz,单 机处最高冲击响应对应的频率为 2 818 Hz。在 1 500 Hz 处,火工品起爆源的冲击响应最大 1 200g,单机处冲 击响应最大 460g。由图 3 可见,如果按照传统卫星 单机产品冲击响应谱条件,400~1 500 Hz 内过考核, 且 2 000~4 000 Hz 内欠考核。如果按照包络最大冲击 响应来制定冲击响应谱条件,量级需要调整到至少 3 000g。在此基础上,如果转折频率仍然为 400 Hz, 则在 400~1 500 Hz 存在过考核的情况。如果转折频 率改为 1 500 Hz,则保持与传统卫星单机产品冲击响 应谱条件相似的上升斜率,达到考核充分具有足够余 量的目的。

3.3 火工品冲击环境考核条件制定建议

经统计, 13 颗卫星型号的 42 次起爆工况中,











1 500~4 000 Hz 单机实测最大响应值大于 1 500g 的工 况仅 16 次,且每次工况实测响应值大于 1 500g 的单 机为个别单机而非全部单机。综上,推荐以 1 500 Hz 作为冲击响应谱条件的转折频率。由于转折频率越 高,单机产品内部的衰减越大,因此单机产品可承受 的冲击量级更大,且为了适应新型卫星型号需求,结 合卫星研制经验,冲击谱值建议由 800g 提高到 1 500g,作为一般单机产品冲击响应谱试验条件(见 表 4)。如实测或者经理论分析,个别单机产品安装 面冲击响应超过 1 500g 量级,则该单机产品冲击响 应谱试验条件可在表 4 的基础上,提高 1 500~4 000 Hz 的冲击谱值,具体量级根据实测值或理论值定。

表 4 建议一般单机产品冲击响应谱试验条件(Q=10) Tab.4 Suggested test conditions for general single-unit

product	shock	response	spectra	(<i>Q</i> =10)	

频率 范围/Hz	冲击 谱值	试验持续 时间/ms	冲击 方向	冲击 次数
100~1 500	+6 dB/oct	<20	<i>x、y、z</i> 正态方向	每方向3次
1 500~4 000	1 500g		止义刀问	

• 97 •

4 火工品冲击的衰减措施建议

为保证航天产品适应火工品冲击环境,建议在不同层级产品、冲击传递路径、爆炸源头等方面分别采取措施,具体如下:

1)设计低冲击分离火工装置,降低航天器间、 星间、舱间或舱与悬浮板间爆炸源的冲击量级。比如 HGJ1-54A 解锁螺栓在 HGJ1-51A 的基础上进行改良, 降低药量,以及改变传力方式,使得磁浮系统卫星悬 浮板上端的冲击量级大为降低。

2)尽量避免在爆炸近区安装冲击敏感单机,增加单机产品与起爆源的距离和不连接面。

3) 在冲击传递路径或者单机安装面采用隔冲装置、单机支架、石墨膜、导热垫等减冲措施,降低单机的响应量级。

4)加强单机层级的减冲设计,完善控制和检验 手段,提高航天产品对冲击环境的适应能力。比如对 电路板进行三防处理,避免冲击导致多余物的产生和 迁移,从而导致电路短路;对冲击敏感器件(如电容 器、晶振器或混合电路模块)进行隔冲设计;采取印 制板多次转折的方式,比如印制板与单机安装面平 行,至少有2处转折(如果印制板只能与单机安装面平 行,至少有2处转折(如果印制板只能与单机安装面平 行,至少有2处转折(如果印制板只能与单机安装面 垂直,则建议冲击敏感器件放置在远离单机安装面的 方向);设计上尽可能避免细长结构或薄壁结构,减 少脆性材料、部件及冲击敏感器件的选用;通过 X 光检测尽早排除焊点虚焊、脱焊缺陷。

5)当前存在火工品的种类和产品数量较多的问题^[14]。建议总体单位对火工品种类进行统型,更好地 控制火工品不同类型带来的差异性,控制压缩品种后 的火工品的冲击量级随机性。

6)当前航天火工品输出性能试验主要验证火工 品起爆的作用裕度^[15],未考虑在保证起爆可靠性的情 况下,如何尽可能降低作用裕度,以降低火工品起爆 的冲击环境。建议火工品企业在火工品设计和验证 时,考虑最小作用裕度的设计,在保证可靠的条件下 尽可能减少火工品装药量,并通过传力方式、间隙、 压紧力控制等措施,控制火工品冲击量级满足总体单 位型号要求。

5 总结

当前形势下,单机产品在航天型号上的冲击环境 越来越恶劣,按本文建议的火工品冲击环境考核条件 开展冲击试验考核,能更真实模拟星上火工品冲击环 境,确保考核充分的同时还能保护单机产品在低频段 不过考核。本文可用来指导一般航天型号制定单机产 品冲击试验条件,以及评估成熟单机产品是否能够适 应新航天型号火工品爆炸冲击环境。由于以卫星型号 为例,且数据子样有限(未考虑深空探测型号),建 议读者根据型号特点考虑更高单机考核条件的必要 性。

参考文献:

- 赵成森,张蕊,刘敏,等. 美国航天火工品贮存延寿标 准现状分析[J]. 战术导弹技术, 2023(3): 71-75.
 ZHAO C S, ZHANG R, LIU M, et al. Analysis of the Storage and Life Extension Technology and Standards of American Aerospace Pyrotechnic Products[J]. Tactical Missile Technology, 2023(3): 71-75.
- [2] 吴锦涛, 唐科, 胡振兴, 等. 火工品系统传火传爆环节 二次起爆过程数值模拟[J]. 火工品, 2022(2): 6-11.
 WU J T, TANG K, HU Z X, et al. Numerical Simulation of Secondary Initiating Process of the Flame-Detonation Transmission in Aerospace Pyrotechnic System[J]. Initiators & Pyrotechnics, 2022(2): 6-11.
- [3] BAO Q, FANG Q, YANG S G, et al. Experimental Investigation on the Deflagration Load under Unconfined Methane-Air Explosions[J]. Fuel, 2016, 185: 565-576.
- [4] YANG P F, NG H D, TENG H H. Numerical Study of Wedge-Induced Oblique Detonations in Unsteady Flow[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2019, 876: 264-287.
- [5] POWERS D R. Pyroshock Test Simulation Methods[C]// Proceedings of 31st Annual Technical Meeting. [s. 1.]: Inst Envir Sc, 1985.
- [6] 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 J H. Pyroshock Environment of Missiles and Launch Vehicles[J]. Missiles and Space Vehicles, 2005(3): 30-36.
- [7] National Aeronautics Space Administration. Pyroshock Test Criteria: NASA-STD-7003[S]. Washington: NASA, 1999.
- [8] U S Department of Defense. Environmental Engineering Laboratory Tests: MIL-STD-810F[S]. Washington: DoD, 2000.
- [9] 中国人民解放军总装备部. 军用装备实验室环境试验 方法 第 27 部分:爆炸分离冲击试验: GJB 150.27—2009[S]. 北京:中国标准出版社, 2009.
 General Armaments Department of the People's Liberation Army. Environmental Test Methods for Military Equipment Laboratories Part 27: Explosive Separation Shock Tests: GJB 150.27—2009[S]. Beijing: Standards Press of China, 2009.
- [10] MOENING C J. Pyrotechnic Shock Flight Failures[C]// Proceedings of 31st Annual Technical Meeting. [s. 1.]: Inst Envir Sc, 1985.
- [11] BEMENT L J. Pyrotechnic System Failure: Cause and Prevention[R]. NASA TM 100633, 1988.
- [12] WIJKER J J. Spacecraft Structures[M]. Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg, 2008: 55-70.
- [13] 朱学旺. 某型号产品的冲击环境试验研究[J]. 中国西部科技(学术), 2007, 6(16): 4-7.

ZHU X W. Environmental Test Research on Certain Type Product Using Shock Response Spectrum[J]. Science and Technology of West China, 2007, 6(16): 4-7.

[14] 刘益嘉, 唐科, 胡振兴. 航天火工品产品化浅析[J]. 火工品, 2020(3): 24-27.
 LIU Y J, TANG K, HU Z X. Analysis of Productization for Space Pyrotechnics[J]. Initiators & Pyrotechnics,

2020(3): 24-27.

[15] 王凯民,符绿化. 航天火工品输出性能试验及其作用 裕度的确定[J]. 火工品,1999(3): 51-56.
WANG K M, FU L H. Output Performance Test and Functional Margin Determination of Initiating Explosive Device in Aerospace System[J]. Initiators & Pyrotechnics, 1999(3): 51-56.