

# 高能装药飞行器试验安全 风险分析

徐松林<sup>1</sup>, 郭涛<sup>2</sup>

(1.91550 部队 41 分队, 大连 116023; 2.中国运载火箭技术研究院, 北京 100076)

**摘要:** **目的** 梳理分析高能装药飞行器试验场试验安全影响因素, 以提高试验安全性。**方法** 利用危险性预先分析方法 PHA 对高能装药飞行器试验场技术准备进行危险源辨识分析, 利用爆炸相似律相关经验公式计算飞行器爆炸冲击波超压。**结果** 分析获得了飞行器安全事故的主要原因, 重点针对试验操作人员、技术文书、仪器工具、试验环境等进行了风险源辨识分析, 计算获得了不同装药量飞行器的意外爆炸安全距离。**结论** 可为试验过程中飞行器潜在风险降低及防护措施改善提供技术支撑。

**关键词:** 高能推进系统; 飞行器; 试验安全; 风险分析

**DOI:** 10.7643/issn.1672-9242.2020.01.016

**中图分类号:** TJ760.6

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1672-9242(2020)01-0105-04

## Risk Analysis on Test Safety of High Energy Propelled Vehicle

XU Song-lin<sup>1</sup>, GUO Tao<sup>2</sup>

(1. Element 41, Unit 91550, PLA, Dalian 116023, China; 2. China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China)

**ABSTRACT:** The paper aims to analyze safety influence factors of test safety of high energy propelled vehicle in test range to improve the safety of test. The hazard source identification on technical preparation of high energy propelled vehicle was researched by PHA method; and the explosive shockwave pressure of the vehicle was calculated by explode similarity law empirical formula. The main accidental reasons for safety accident of the vehicle were attained. The risk sources of operators, technical files, instrument tools, test environment etc. were identified. The accidental explosive safety distances of different values were calculated. The research can provide technique sustains for the test of high energy propelled vehicle test in test range.

**KEY WORDS:** high energy propulsion system; vehicle; test safety; risk analysis

固体推进剂是固推飞行器的动力源, 其能量性能对飞行器飞行能力和导弹武器系统作战效能影响重大。美国三叉戟 II 导弹和陶氏反坦克导弹等推进系统采用的 NEPE 推进剂就是一种新型高能量推进剂, 在飞行器中使用广泛。高能推进剂具有高能炸药的起爆和爆轰特性, 进一步增加了推进系统的

操作使用危险<sup>[1]</sup>。NEPE 推进剂中大量 RDX、HMX 炸药的加入, 使得推进剂危险等级由 1.3 级(燃烧危险)上升为 1.1 级(整体爆轰性), 推进系统装配测试厂房危险等级也从 C2 级升高至 A2 级<sup>[2-3]</sup>。文中就高能推进系统在试验场的安全试验影响因素进行了梳理分析, 对其爆炸危险性进行理论计算,

收稿日期: 2019-07-28; 修订日期: 2019-08-28

Received: 2019-07-28; Revised: 2019-08-28

作者简介: 徐松林(1983—), 男, 江西南昌人, 博士, 工程师, 主要研究方向为导弹武器系统试验。

Biography: XU Song-lin (1983—), Male, from Nanchang Jiangxi, Ph. D., Engineer, Research focus: missile weapon system test.

以便降低试验过程中的潜在风险,提高试验安全性与防护性能。

## 1 飞行器安全事故梳理

火箭的推进系统(或动力装置)是产生推力推动火箭运动的整套装置,是其重要组成部分,通常由发动机、发动机架、推进剂以及保证发动机正常工作所

必需的导管、附件、固定装置等组成<sup>[4-5]</sup>。

近几十年来,随着固体推进剂能量的不断提高及推进系统尺寸的不断增大,由意外情况、人为操作失误导致的推进系统/固体火箭/导弹安全事故也越来越多。国内外曾出现过各种事故,有的甚至是损失惨重的爆炸事件。表1即为公开文献报道的一些典型安全事故,可以看出,技术准备过程中的操作不当是绝大部分事故的元凶。

表1 推进系统典型安全事故实例  
Tab.1 Safety accident examples of propulsion system

时间	国家	对象	事故原因	事故后果
2005年	韩国	“爱国者”导弹运输车	意外着火	导弹发动机燃烧
1992年	美陆军	“民兵-II”导弹II级发动机	搬运跌落	起火,伤亡1人
1990年	美空军	“大力神-IV”导弹	吊装坠落	燃烧、爆炸,损失900万美元
2003年	巴西	“VLS-3”火箭,II级发动机	静电	爆炸,23人死亡,2颗卫星被毁
1994年	美国	6枚“大力神”、10枚“诚实者”发动机	雷电击中	爆炸、起火,损失4000万美元
1985年	美国	“潘兴-II”导弹I级发动机	静电	爆炸、伤亡19人
1972年	瑞典	“Ariane”火箭	检查电流过大	发动机意外点火,伤亡4人
1964年	美国	“雷神-德尔它”火箭III级发动机	操作、摩擦	发动机引爆,死亡3人
1963年	美国	“北极星A-3”导弹	操作失误	II级发动机爆炸、起火,伤亡33
1960年	苏联	“SS-7”战略导弹	操作失误	I级发动机引爆,死亡73人
1993年	美国	“大力神-IV”火箭	绝热层剥落	起飞后101s爆炸,损伤20亿美元
1973年	美国	“三叉戟-I”导弹	推进剂损伤	发动机燃烧转爆轰

## 2 高能装药飞行器试验危险因素分析

高能推进系统技术阵地技术准备过程复杂。理论与试验研究表明,影响推进系统安全操作、使用性能的风险项目是多方面的,产生的安全问题或隐患往往是多个项目综合作用的结果。如操作人员安全意识不

强、业务不熟练,操作规程不够完善,检测仪器、专业工具校准维护不及时,试验环境不合格等<sup>[6-7]</sup>。

### 2.1 操作人员风险描述

高能推进系统试验操作人员安全隐患主要来源于操作人员安全意识不强、无证上岗、业务不熟练、疲劳操作等,其风险分析、风险描述及可能后果见表2。

表2 操作人员风险项目检查  
Tab.2 Risk project inspection of operators

风险分析项目	风险描述	事故严重性
安全意识不强	1.进入操作区域时未穿着具有防静电衣服、鞋、帽;2.未配备有防静电手环等装备;3.携带打火机、手机等危险物品,有容易坠落的东西外露;4.未消除人体静电	1.一定条件下放电产生静电火花会引起发动机意外爆炸;2.多余物可能在操作中坠落,造成人员、产品或设备损伤
无证上岗、串岗	1.未经过培训或未获得上岗资质;2.不熟悉本岗位操作时就单独操作;3.岗位人员不在时其他岗位人员替岗	1.错误操作可能导致发动机意外引发;2.不适当操作可能造成产品或设备损坏
疲劳操作	1.指挥员出现指挥错误;2.操作员操作失误	对人员、产品或设备造成威胁,严重时可能意外引发发动机

### 2.2 技术文书风险描述

随着高能推进系统及其导弹武器系统研制不断深入,技术状态也在不断更新,因此要求配套的培训教程、操作规程和维护保养细则等技术文书也与之相适应、完善。此外,大多数技术文书缺乏试验场实践检验,技术文书的文件版本及适用范围也需要特别关注。技术文书风险描述见表3。

### 2.3 仪器工具风险描述

仪器、工具等经校准后有一定的有效期,超出该有效期使用时,检测仪器的稳定性、准确度、灵敏度等性能指标往往不能满足要求。若检测仪器、专用设备、工具的校准、维护、更新不及时,会影响检测的准确性和操作的精确性。仪器工具风险描述见表4。

## 2.4 试验环境风险描述

高能推进系统的试验环境对其安全操作使用也

是非常重要的，如厂房供电，产品试验时的状态，警示标识等。试验环境风险描述见表 5。

表 3 技术文书风险项目检查  
Tab.3 Risk project inspection of technical instruments

风险分析项目	风险描述	事故严重性
文书不齐全	1.工业部门提供的技术文件不齐全；2.操作员携带的文件不齐全，不满足操作规程要求	1.操作不正确或不适当，导致产品或设备损坏；2.操作记录不完善可能导致操作漏项，形成安全隐患
版本不适用	1.工业部门提供的文件版本不适用；2.操作员使用的文件版本不正确，不符合操作规程要求	
签署不完整	操作质量记录表记录、签署不完整	

表 4 仪器工具风险项目检查  
Tab.4 Project risk inspection of instruments and tools

风险分析项目	风险描述	事故严重性
仪器标校到期	1.继续使用未在有效标校期内的检测仪器；2.使用计量检验不合格的工具、设备，如压力表、电阻表	1.影响测试的稳定性、准确度和灵敏度；2.无法完成正常操作，或操作不到位、不合格，形成安全隐患
专用工具损坏	1.使用已丧失部分功能的工具；2.工具电量不充足	
气源不合格	1.气源压力不合格；2.气体品质不合格；3.高压软管外无防护罩和指示牌	1.直接造成发动机损坏；2.造成人员受伤；3.形成安全隐患

表 5 试验环境风险项目检查  
Tab.5 Risk project inspection of test environment

风险分析项目	风险描述	事故严重性
供电不合格	1.厂房供电品质不合格；2.厂房插座供电不正常；3.插座不防爆；4.吊车正常功能或防爆功能不好	1.静电火花、过大电流可能引起发动机意外爆炸；2.造成产品、设备功能损坏
产品状态	1.发动机未接地；2.燃烧室、喷管有局部损伤；3.检测时测试仪突然断电	1.静电可能引起发动机意外爆炸；2.造成产品、设备功能损坏；3.形成安全隐患
无警示标志	1.无关人员进入操作区域；2.无防护人员进入危险区域，如喷管出口处	1.意外情况造成发动机引发；2.发动机意外起火时造成人员伤亡

## 3 高能推进系统爆炸危险性计算

根据固体发动机爆炸的特点，其危害性主要有三个方面：碎片危害、燃烧危害、冲击波超压破坏<sup>[8-10]</sup>。因为高能推进系统的 NEPE 推进剂中含有大量的高能炸药，一旦发生意外，大部分推进剂直接发生爆炸，只有少量的推进剂燃烧造成燃烧危害。此外，燃烧室爆炸压强较大时，其造成的壳体碎片也只有 14~15 块，从质量和数量上来讲，这种危险性都不大。因此，本研究主要从冲击波超压来描述高能推进系统的爆炸危险。

假定目前试验中的小型和大型高能推进系统 NEPE 装药量分别为 200 kg 和 100 000 kg，该 NEPE 推进剂的爆炸当量为 1.35 倍 TNT，则其等效质量  $m_e$  分别为 270 kg 和 135 000 kg。根据式 (1) 和式 (2) 可获得距离推进系统爆炸点  $R$  处的冲击波超压  $\Delta p_m$ ，如图 1 所示。其对人员、装备造成的杀伤作用见表 6。

$$\sqrt[3]{m_e} \leq R \leq (10 \sim 15)\sqrt[3]{m_e} \text{ 时:}$$

$$\Delta p_m = 0.84 \left( \frac{\sqrt[3]{m_e}}{R} \right) + 2.7 \left( \frac{\sqrt[3]{m_e}}{R} \right)^2 + 7.0 \left( \frac{\sqrt[3]{m_e}}{R} \right)^3 \quad (1)$$

$$0.05\sqrt[3]{m_e} \leq R \leq 0.5\sqrt[3]{m_e} \text{ 时:}$$

$$\Delta p_m = 14.0717 \left( \frac{\sqrt[3]{m_e}}{R} \right) + 5.5397 \left( \frac{\sqrt[3]{m_e}}{R} \right)^2 - 0.3572 \left( \frac{\sqrt[3]{m_e}}{R} \right)^3 + 0.00625 \left( \frac{\sqrt[3]{m_e}}{R} \right)^4 \quad (2)$$

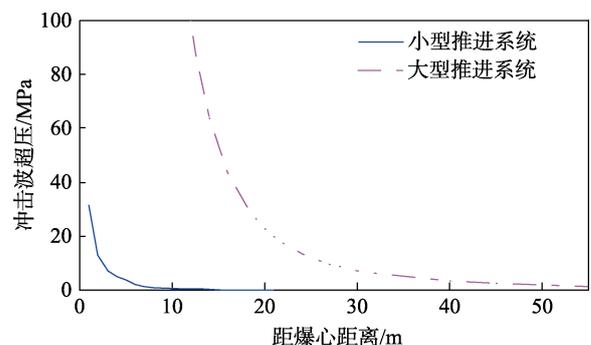


图 1 两种高能推进系统的冲击波超压值  
Fig.1 Shock wave overpressure value of two high energy propulsion systems

表6 两种高能推进系统意外爆炸时的破坏效应  
Tab.6 Damage effect of accidental detonation of two high energy propulsion systems

损伤程度	小型装药飞行器		大型装药飞行器	
	超压值/MPa	安全距离/m	超压值/MPa	安全距离/m
人员轻伤	0.02~0.03	41	0.02~0.03	325
人员重伤	0.05~0.1	30	0.05~0.1	242
人员大部分死亡	>0.1	21.4	>0.1	168.2
普通建筑破坏	0.1~0.15	17.4	0.1~0.15	138.5
钢筋混凝土建筑破坏	>0.2	15.3	>0.2	121.5

## 4 结语

随着运载火箭、航天飞机、导弹武器、卫星和飞船等现代飞行器的不断发展,对作为动力装置的推进系统提出了更高的要求,特别是其能量特性。高能炸药在固体推进剂中的大量应用,一方面大幅提高了推进系统的能量性能,但另一方面在一定程度上也降低了其操作使用安全性。采用高能推进系统的飞行器装备试验已经在各类试验场不断开展,因此有必要预先对其试验安全风险进行深入分析,以便降低试验过程中的潜在危险,保障试验场试验安全、顺利地进行。

### 参考文献:

- [1] 陈广南, 张为华. 固体火箭发动机撞击与热击安全性分析[M]. 北京: 国防工业出版社, 2008.  
CHEN Guang-nan, ZHANG Wei-hua. Solid Rocket Motor Impact and Thermal Safety Analysis[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2008.
- [2] 赵孝彬, 李军, 程立国, 等. NEPE推进剂组成与安全特性的相关性研究[C]// 第二届固体推进剂安全技术研讨会论文集. 襄樊, 2009.  
ZHAO Xiao-bin, LI Jun, CHENG Li-guo, et al. The Research of NEPE Propellant Composition and Security Features[C]// The Second Symposium on Solid Propellant Security Technology. Xiangfan, 2009.
- [3] MILNER G. Trident D-5 Missile Explosive Propellant Hazards[R]. www.gzcenter.org/D5rocket hazards.pdf, 2001.
- [4] 周光巍, 王丽丽. 预先危险分析在空空导弹固体火箭发动机中的应用[J]. 四川兵工学报, 2012, 33(4): 30-33.  
ZHOU Guang-wei, WANG Li-li. Risk Analysis in Advance in the Application of the Air-to-Air Missile Solid Rocket Engine[J]. Journal of Sichuan Ordnance, 2012, 33(4): 30-33.
- [5] 刘文一, 焦冀光. 固体发动机装药热安全性数值分析[J]. 装备环境工程, 2016, 13(2): 17-21.  
LIU Wen-yi, JIAO Ji-guang. Numerical Analysis on the Thermal Safety of Solid Rocket Motor Propellant[J]. Equipment Environmental Engineering, 2016, 13(2): 17-21.
- [6] 杨永忠, 陈国宏. 固体导弹靶场安全距离计算研究[J]. 导弹试验技术, 2004(3): 19-21.  
YANG Yong-zhong, CHEN Guo-hong. The Results of the Solid Missile Range a Safe Distance[J]. Missile Test Technology, 2004(3): 19-21.
- [7] 吴勋, 任宁莉, 冯翔, 等. 固体发动机典型环境载荷分析[J]. 装备环境工程, 2010, 7(6): 103-105.  
WU Xun, REN Ning-li, FENG Xiang, et al. Analysis of Typical Environmental Load of Solid Rocket Motor[J]. Equipment Environmental Engineering, 2010, 7(6): 103-105.
- [8] CHASSAGNE F, BORDACHAR S. Large Solid Rocket Motor Safety Analyses: Thermal Effects Issues[C]// 34th Department of Defense Explosives Safety Board Seminar. Portland, Oregon, 2010.
- [9] 徐松林, 刘文一, 高庆福. 某型高能固体发动机热烤燃性能研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2017(6): 27-27.  
XU Song-lin, LIU Wen-yi, GAO Qing-fu. Research on the Cook-off Performance of High Energy Solid Rocket Motor[J]. Missiles and Space Vehicles, 2017(6): 27-27.
- [10] 尹云玉. 固体火箭载荷设计基础[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2007.  
YIN Yun-yu. Solid Rocket Load Design Basis[M]. Beijing: China Aerospace Press, 2007.