

# 空间核动力源的安全性研究进展

胡文军<sup>1</sup>, 陈红永<sup>1</sup>, 陈军红<sup>1</sup>, 李上明<sup>1</sup>, 胡绍全<sup>1</sup>, 唐玉华<sup>2</sup>

(1. 中国工程物理研究院 总体工程研究所, 绵阳 621999; 2. 探月与航天工程中心, 北京 100037)

**摘要:** 同位素热/电源以及空间核反应堆在深空探测任务中有重要应用。通过调研其技术特点以及国际上针对核能空间应用安全性的相关规范, 研究了其空间安全性规范的法律法规。以ALRH (Apollo Lunar Radiosotope Heater, 阿波罗月球任务同位素热源)、GPHS (General Purpose Heater Source, 通用型热源)、LWRHU (Lighted Weighted Radiosotope Heater Unit, 轻量放射性同位素热源)、MMRTG (Multi-Mission Radioisotope Thermoelectric Generator, 多任务型放射性同位素电源)等同位素热/电源及俄罗斯热离子空间反应堆电源 (TOPAZ-II型号) 为例, 结合美俄开展的同位素热/电源的系列安全性试验, 重点关注了不同型号的试验及分析技术细节, 并分析了同位素热/电源的空间应用安全评价方法, 可为开展相关研发提供技术参考。

**关键词:** 同位素热源; 同位素电源; 空间核反应堆, 深空探测; 安全性试验

**中图分类号:** V57

**文献标识码:** A

**文章编号:** 2095-7777(2017)05-0453-13

**DOI:**10.15982/j.issn.2095-7777.2017.05.006

**引用格式:** 胡文军, 陈红永, 陈军红, 等. 空间核动力源的安全性研究进展[J]. 深空探测学报, 2017, 4(5): 453-465.

**Reference format:** Hu W J, Chen H Y, Chen J H, et al. Advances of safety research on nuclear space power sources[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2017, 4(5): 453-465.

## 0 引言

动力对执行空间探测任务的空间飞行器尤为重要, 在太阳系中可以使用的是太阳能和核能。但是, 在木星以远的深空中, 太阳能密度降低到地球附近的1%以下, 如此低的太阳能密度已不足以为深空探测器提供有效能源。因此, 美国在规划空间技术领域路线图 (The Aero-Space Technology Area Roadmap) 时指出, 核能将成为开展深空探测任务的重要能源<sup>[1-2]</sup>。

空间利用核能按照功率等级可以分为3类<sup>[3]</sup>: ①放射性同位素热源 (Radiosotope Heater Unit, RHU) 或电源 (Radioisotope Thermoelectric Generator, RTG), 一般在百瓦级以下; ②为飞行器提供电力的小型空间核裂变堆, 能热功率可达kW级; ③用于电推进或热推进的大型空间裂变堆, 可达MW级。按照用途可以分为核热源、核电源和核推进<sup>[4]</sup>。

与陆地上的核设施相比, 空间核系统具有高移动性特点, 为安全性带来了更大的风险<sup>[5]</sup>。美国和苏联多次将核动力应用于空间任务, 人类总共发射的核动力航天器有70多颗<sup>[4,6]</sup>。

美国经历了3次应用空间核动力所引发的事件:

1964年5月21日, 应用在Transit 5BN-3卫星上的SNAP-9A由于未能进入轨道而坠毁于印度洋上空, 大量的<sup>238</sup>PuO<sub>2</sub>散落在大气中; 1968年5月18日, Nimbus-B1气象卫星发射失败, 两个RTG装置落入美国加州沿岸的太平洋中, 经打捞上来后同位素的包封完好, 放射性物质没有外泄; 1970年5月17日, “阿波罗13号”飞船由于操作失灵, 所携带的3.6 kg的<sup>238</sup>PuO<sub>2</sub>坠入斐济岛附近的南太平洋中, 至今对该地域的空气和水进行监测, 没有发现放射性的物质泄漏。基于严格的安全性项目, 3次任务符合安全性设计要求, 没有对人类产生影响<sup>[7]</sup>。

苏联研发了38个不同类型的与国防相关的空间核反应堆<sup>[8]</sup>, 1978年后发生过3次事故: 1978年1月, “Cosmos-954”事故, 所带的反应堆向高轨道转换失败而进入大气层焚烧, 坠落到加拿大的东北部, 带有放射性的残骸及碎片散落在600 km<sup>2</sup>范围内, 造成了恶劣的国际影响; 1982年, “Cosmos-1402”装置发射失败, 按预定安全措施在大西洋南部上空粉碎烧毁, 反应堆的放射性物质经大气稀释后的剂量水平低于国际放射防护委员会规定的许可值; 1988年, “Cosmos-1900”发生事故, 由于改进了事故条件下反应堆电力装置的解体、分散及在大气中摩擦粉碎烧毁等技术, 稀释后的

大气放射性水平低于允许值；这几次再入事故都是由推进火箭发动机寿命末期失效导致。还有3次事故为同位素电池再入产生：“Cosmos-300”“Cosmos-305”和“Mars-96”，其中“Mars-96”再入时失败，最终坠落地点可能在智利或南太平洋<sup>[6]</sup>。2009年2月10日，来自美国铱星公司的“铱-33”通信卫星和已经停止工作的“Cosmos-2251”在北西伯利亚上空发生碰撞，“Cosmos-2251”携带有核动力装置，此次碰撞带来了潜在的危险太空碎片。

在世界范围内，RHU/RTG的项目比空间堆的更多<sup>[8]</sup>。由于核材料一般同时具有放射性，且应用于RHU的<sup>238</sup>PuO<sub>2</sub>材料具有极强的毒性，因此使用过程中的安全性是重点关注的问题。美国和俄罗斯对RHU/RTG研究以及安全认证起步较早，发展至今各自建立了一套安全认证体系。中国的空间核安全问题，不仅是中国政府所面临的挑战，对国际社会也至关重要，在核应急响应方面的安全法规也还有些许不足<sup>[9]</sup>。因此，对于放射性材料的应用所带来的核安全性风险，需要在空间用核动力系统设计之初，针对可能的意外事故发生时的核泄露风险进行防护设计，并依据成体系的相关规范对空间核动力源生产及服役过程中可能的安全事故进行预防并将核泄漏影响控制在最低水平。

## 1 空间核动力源的安全性要求

### 1.1 国际关于空间核动力源的法律法规

1967年，国际上初步建立了以《外层空间条约》为代表的国际空间法律制度，此类国际条约几乎都只是框架性、原则性的规定。1978年的“宇宙-954”事故发生后，苏联和加拿大两国通过双边外交渠道谈判达成了赔偿协议，可见国际公约在遇到此类事故时作用有限。

为保证核电源在空间使用的安全性和可靠性，保护地球生物圈免受辐射危害，联合国于1992年12月审议并通过了《外层空间使用核动力源原则》；2009年，联合国和平利用外层空间委员会（United Nations Committee on the Peaceful Uses of Outer Space, COPUOS）科学与技术分会（Scientific and Technical Subcommittee, STSC）又与国际原子能机构（International Atomic Energy Agency, IAEA）共同制定了《外层空间核动力源应用安全框架》。两个文件为世界各国航天国家研制、发射和使用空间核动力源提出了基本准则，并对于在外空使用核动力源所应遵循的基本规则和技术、安全标准等问题做出了比较详细的规定<sup>[10-11]</sup>。

#### 1.1.1 《关于在外层空间应用核动力源的原则》<sup>[12]</sup>

《外层空间应用核动力源原则》（Principles Relevant

to The Use Of Nuclear Sources in Outer Space）给出了包括国际法的适用性及发射国界定方法等11条原则，主要目标为保护个人、人口和生物圈免受辐射危害；确保放射性材料不会显著地污染外层空间。规定对于空间核能的使用应遵循“切实必要”原则；为了尽量减少空间放射性物质的数量和所涉的危险，核动力源在外层空间的使用应限于利用非核动力源无法合理执行的航天任务。

在原则三中详细规定了核反应堆和放射性同位素发电机两种核动力源的安全使用准则和标准<sup>[4]</sup>。还规定了重返时通知的原则，涉及核动力源的高风险性、所涉信息的敏感性以及与军事目的、间谍等有关信息的披露问题。协商原则和协助原则：要求发射国和相关技术强国在发生事故之后尽力协助受影响国家做好预防措施和后续的回收及清理活动。还规定了责任原则及审查和修订等原则。

#### 1.1.2 《外层空间核动力源应用安全框架》

《外层空间核动力源应用安全框架》（Safety Framework for Nuclear Power Source Applications in Outer Space）以示范安全框架的形式提供高级指导，为各国提供了切实可行的安全标准和技术指南。内容论述了空间核动力源应用的相关发射、运行和寿终阶段的安全问题，并强调其范围并不包括对于在空间中使用核动力源执行飞行任务的参与人员的保护。

安全框架的结构和主要内容见图1所示。

安全框架的作用包括<sup>[13]</sup>：以严格的形式定义空间应用NPS（Nuclear Power Source）事故预案；定义空间应用NPS及其组件在正常运行过程以及潜在事故中应用的物理条件；评估潜在事故对人和环境造成的影响；确认并评估工程设计内在安全性，以降低潜在的事故对人和环境的影响。

### 1.2 空间核动力安全性设计要求

各国对空间核能利用的主要要求一直以来就是安全性。美国从第一个“SNAP-3B”开始，开展了大量的安全性测试试验和分析。

#### 1.2.1 RHU/RTG的安全性设计

以美国国家航空航天局（NASA）为2003年火星任务提供的LWRHU（Light Weight Radioisotope Heater Unit，用于提供火星车组件的必要热量供应），和2020火星发射探测器备选能源的MMRTG（Multi-Mission Radioisotope Thermoelectric Generator，为火星探测设备提供不间断能源）为例分析RHU/RTG的安全性设计。MMRTG及LWRHU异常事故环境下的安全性分析主要集中在两个方面：发生放射性材料泄漏的可能性

和泄漏类型。这些主要取决于事故性质、事故严重程度和MMRTG和LWRHU的设计特性。美国能源部（U.S. Department of Energy, DOE）设计的MMRTG和LWRHU已经在最大程度上保证了同位素部件在发射各个阶段对<sup>238</sup>PuO<sub>2</sub>材料的有效防护<sup>[14-19]</sup>。

RHU/RTG安全性设计的目的在于：最大程度地防止同位素材料泄漏、最大限度减少对环境的污染。

从结构设计和材料选择上保证RHU/RTG的安全。采用多层结构的设计；采用陶瓷化、具有高熔化温度的<sup>238</sup>PuO<sub>2</sub>作为核材料；采用与<sup>238</sup>PuO<sub>2</sub>以及再入防护壳的碳石墨材料具有良好的化学相容性的铀合金包壳包裹核材料；采用碳/碳纤维增强套筒（Carbon Bonded Carbon Fiber Sleeve, CBCFS）包裹铀合金包壳，为RHU/RTG提供有效的热防护等。

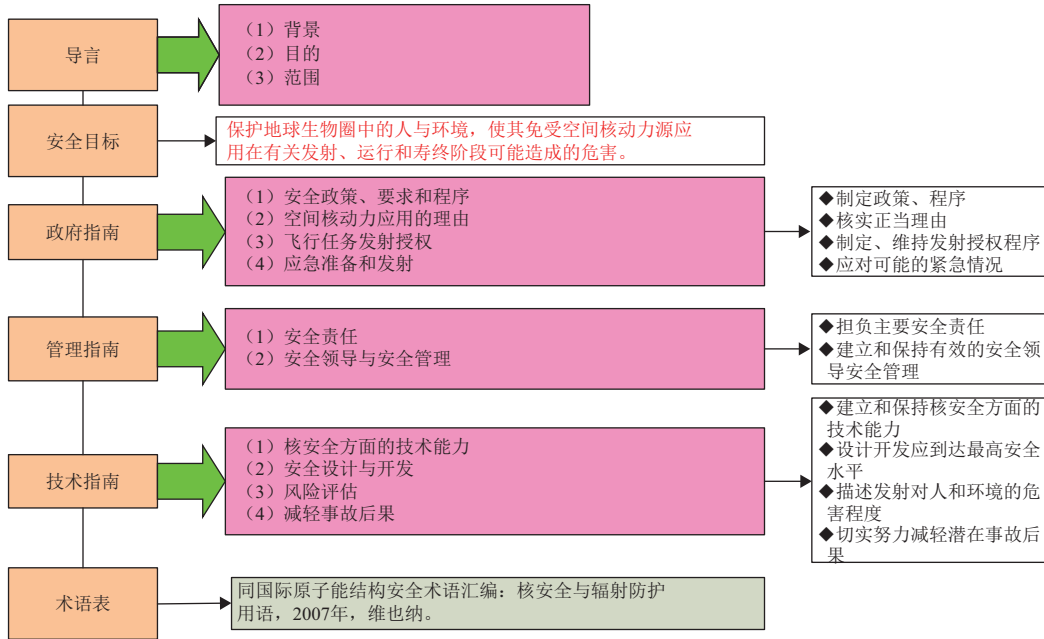


图 1 外层空间核动力源应用安全框架条目及主要内容

Fig. 1 Safety framework for nuclear power source applications in outer space

### 1.2.2 空间堆的安全性设计

美国核安全政策小组（Nuclear Safety Policy Working Group, NSPWG）提出的对于核反应堆的安全性建议包括<sup>[20-21]</sup>：

- 1) 除在地面低功率测试之外，在入轨前不要运行反应堆。
- 2) 反应堆系统在入轨前要保持关闭。
- 3) 要排除核反应堆无意进入临界状态的可能性。
- 4) 在正常运行下飞行器放射性泄露对地球的影响应该是可以忽略的。
- 5) 在空间发生事故引发放射性泄露对地球的影响应该是可以忽略的。
- 6) 应该在设计任务时不考虑其再入地球。
- 7) 在再入地球大气时应该考虑反应堆堆芯保持完整或完全被烧毁。
- 8) 在再入撞击地面时反应堆应该保持在次临界状态。
- 9) 对任何可信的撞击地面预案，放射性应被限制在一定区域内。

10) 在外星球的使用任务中应在考虑与人共存的情况下对放射性进行屏蔽，并保持一定的距离。

11) 所有在太空中使用的反应堆不应该进入有人活动的环境，以使得航天员避免处于辐射加强的环境。

12) 再入时要保持主辅发动机及各部分组件工作正常，两个人控制。

为将核事故的风险降低到可接受的程度，要基于任务阶段和任务类型对可能面临的风险进行分析，设计并开展相应试验<sup>[22-23]</sup>：

1) 待发射状态（限制潜在的力冲击和火灾事故）：加强遥控指令自毁系统；降低遥控指令自毁系统的反应时间；加装运载火箭自毁系统。

2) 发射入轨前状态（降低发射时失控再入并撞击地面的风险）：增加飞行器控制能力，部署地面控制站增强在轨控制的能力。

3) 在轨状态（将在临界条件下运行的可能性降到最低）：把绕地球飞行的弹道调整离地球更远，降低撞击地面的风险。

### 1.2.3 发射管理的安全性要求

从美国在NPS和RPS (Radioisotope power sources) 发射管理方面学到的教训如下:

1) 与NPS、飞行器的运载火箭的设计者一起建立事故处理预案, 以加强对潜在的核泄露风险的各部分的应对能力。

2) 对涉核发射的安全性分析、评价和评估在发射准备阶段进行严格要求和评审。

3) 由于可接受的发射风险难以降低, 因此需对每个飞行器或运载火箭结构都单独分析。

4) 时刻加强对安全发射的认识, 包括: ①把涉核发射的安全授权归政府最高部门管理; ②忽略之前已经定义的核安全发射的安全等级; ③独立开展核安全评估。

对涉及RHU/RTG的发射任务, 建立严格的审查认证制度, 审查认证贯穿于RHU/RTG设计到批准发射前的所有过程, 时间周期为3~8年。在每次发射前需要有独立的安全评估和安全分析报告。根据1969年颁布的环境法 (National Environmental Act, NEA), 还需要给出独立的环境评估报告。RHU/RTG和空间堆发射批准阶段的报告类似, 包括:

- 1) 发射运载器数据手册;
- 2) 空间核安全文件;
- 3) 安全项目计划方案, 具体如下:
  - 飞行安全要求文件
  - 安全分析报告 (PSAR, FSAR的草稿及最终版)
  - 放射性防护方案
  - 突发事件情况准备和响应预案
  - 包装安全分析报告 (Safety Analysis Report for Packaging, SARP)
  - 地面安全分析报告 (Ground Safety Analysis Report, GSAR)
- 4) 并列文件, 具体如下:
  - 项目介绍方案 (Program Introduction, PI)
  - 性能清单文件 (Statement of Capabilities Document, SOC)
  - 项目准备文件 (Program Requirements Document, PRD)
  - 运行需求 (Operational Requirements, OR)
  - 运行指令 (Operational Directive, OD)
  - 导弹系统预放射安全程序包 (Missile System Pre-launch Safety Package, MSPSP)
- 5) 在轨安全报告 (Orbital Safety Documentation, OSD), 具体如下:

- 运行风险测试评估报告 (Test Operational Risk Assessment, TORA)

- 预计事故列表 (Preliminary Hazards List, PHL)

- 测试运行空间安全许可 (Test Operations Space Safety Approval, TOSSA)

- 在轨快速空间安全检查 (Orbital Readiness Space Safety Review, ORSSR)

6) 环境保护文件 (Environmental Protection Documentation), 具体如下:

- EIS (Employment Impact Statement) 影响分析通知

- 有效性通知 (Notice of Availability)

不仅如此, OAST (NASA Office of Aeronautics and Space Technology) 针对NEP (Nuclear Electric Propulsion) 和NTP (Nuclear Thermal Propulsion) 项目在核安全政策 (Nuclear Safety Policy Panel) 下构建了特殊的安全要求<sup>[24-26]</sup>。

## 2 空间核动力源的安全性试验及分析

### 2.1 RHU/RTG安全性试验及分析

RHU/RTG的首要要求是将其放射性燃料包裹屏蔽以避免与人和环境的直接接触, 通常采用一系列综合性的试验和分析来评估设计 (包括爆炸、冲击、火烧、和撞击)<sup>[27-28]</sup>。

美国针对发射及再入时的可能的事故状态设计RHU/RTG安全性试验<sup>[29-45]</sup>。根据多次发射经验, 美国认为RHU/RTG所经历的最恶劣的事故环境是发射场, 这是指装载有RHU/RTG的运载火箭在发射时因为事故而造成的火箭爆炸的场景。运载火箭爆炸会使RHU/RTG暴露在一个爆炸冲击以及高温烧蚀的环境。在发射场事故场景中, 爆炸超压过后, 随之而来的将是碎片撞击, 这种碎片环境十分复杂。碎片可能来源于运载火箭外壳、电子器件、发动机等, 也可能来自于航天器残骸。

#### 2.1.1 试验及分析类型

根据试验类型划分, 针对RHU/RTG所开展的试验及分析主要包括3类:

##### 1) 冲击动力学测试及分析

(1) 爆炸超压测试: 考核爆炸产生的冲击波作用在RPS或其组件上的冲击效果。测试以冲击管测试为主, 评估爆炸导致的冲击波碰撞一个RHU或RTG的效应。一般采用热源模拟件 (模拟件中以UO<sub>2</sub>代替规定的核燃料<sup>238</sup>PuO<sub>2</sub>)。

开展GPHS (General Purpose Heat Source) 的爆炸

超压测试时,通过调节激波管的长度和炸药的用量来实现不同的超压比冲量。炸药包括含5%TNT的C-4炸药(由美国桑迪亚国家实验室(Sandia National Laboratory)研制),以及含40%TNT的Comp B炸药(由美国洛斯阿拉莫斯国家实验室(Los Alamos National Laboratory)研制)。激波管试验包括了裸露元件试验(Bare Module Test, BMT)和换能器部件测试(Converter Segment Tests, CST)。这些测试评估爆炸产生的激波冲击到RTG后产生的作用。测试舱与冲击波传播方向垂直,模拟的石墨块被置于测试舱任一面以模拟三舱层叠在一起的情形。针对RTU的测试超压最高为 $7.4 \pm 0.34$  MPa,针对换能器部件的超压最高达 $15.2 \pm 1.5$  MPa。试验时,在炸药起爆前,将同位素热源(BMT)和电源(CST)模拟件加热到 $1\ 090$  °C,即同位素热/电源正常使用时温度,随后撤去加热装置,紧接着再起爆炸药。

试验结果表明:使石墨缓冲层从RTG上剥离脱落的临界压力比使石墨层从单个同位素热源上剥离脱落的临界压力要小,在爆炸超压下,RTG的破坏相对来说要更加容易。此外,如果仅仅是高达 $15.2$  MPa的超压并不能使核燃料泄露,但是爆炸超压之后随之而来的高密度碎片撞击将导致铀合金包壳的破坏。

相关的分析是由LLNL(Lawrence Livermore National Laboratory,注:SNL、LANL及LLNL为美国的三大核武器研究国家实验室)开展的。应用爆炸流体动力学软件KOVEC(一种基于一维弹塑性流的拉格朗日有限差分方程求解的软件)在Cray计算机上开展了计算。爆炸不仅产生空气冲击波前和自由区域超压作用,而且产生以高粒子速度( $4\ 572$  m/s)运行的爆炸产物流体,紧随着激波波前。当这些流体遇到RTG在几何上的“滞止区/驻点”减速或绕流时,其动量产生一个远高于自由场超压作用的动压作用。

试验专家还收集了RTG在经历爆炸冲压测试之后,RHU的变形数据以及包壳破裂之后泄露的 $UO_2$ 燃料颗粒中粗颗粒和细粉尘(统计尺寸从低于 $10\ \mu\text{m}$ 到高于 $8\ 000\ \mu\text{m}$ )的分布,以为后期的安全性评估提供源项。

(2) 碎片撞击测试:试验目的为确定运载火箭爆炸导致小碎片和射弹撞击RHU/RTG的效应。起初,测试是用细编穿刺织物板(石墨保护层)进行的,以确定仅由RTG导致的碎片穿透速度衰减程度;随后利用铝弹对GPHS半模型目标进行测试;另外,这个测试系列还包括考察钛弹对无遮蔽金属层的冲击效果。

测试包括3部分内容,第1部分为铝弹撞击编织结构的RHU/RTG的石墨冲击层,主要是验证石墨冲击层

对冲击速度衰减的效果,试验用铝弹重 $18\ \text{g}$ ,直径为 $12.7\ \text{mm}$ ,用气枪发射,石墨冲击层的厚度为 $4.85\ \text{mm}$ ,铝弹初始速度最高为 $900\ \text{m/s}$ 。第2部分为铝弹撞击半个热源(GPHS)组件模拟件,整个试验热源组件由两部分组成,一部分为含有一个石墨冲击层和2个铀合金包壳的热源模拟件,另一部分为3个石墨块,该试验主要验证同位素热源在铝质小碎片冲击下的安全性,试验用铝弹与铝弹撞击石墨冲击层测试时所用铝弹一致。试验时,在撞击之前将热源模拟件加热到 $1\ 090$  °C,撞击速度最高 $550\ \text{m/s}$ 。第3部分为钛弹撞击裸露的无石墨冲击层的热源模拟件,以验证在经历爆炸超压之后同位素热源在钛质小碎片冲击下的安全性。测试用钛弹质量为 $3.25\ \text{g}$ ,采用 $7.62\ \text{mm}$ 口径的气枪发射,钝头钛合金子弹射击到裸露的含有 $UO_2$ 燃料模拟件的燃料包壳上,包壳也被加热到 $1\ 090$  °C发射,钛弹的最高速度为 $684\ \text{m/s}$ 。

试验结果表明:铝弹撞击石墨缓冲层的速度衰减最高达10%;铝弹撞击GPHS半模以及钛弹撞击无石墨层热源时会导致RHU焊缝开裂。对破裂之后的包壳内的燃料模拟件进行整理。

(3) 大碎片撞击测试:测试包括运载火箭的大碎片和飞板从不同的边撞击RPS模拟件。验证RHU/RTG在不同尺寸和材质的碎片以不同的姿态撞击下的安全性。

大碎片测试采用SNL的火箭撬装置(速度范围 $30\sim 2\ 000\ \text{m/s}$ )开展。试验时,碎片模拟件安装在火箭撬上,碎片模拟件尺寸为 $142\ \text{cm} \times 142\ \text{cm} \times 1.27\ \text{cm}$ 的钢板,分别用正碰和侧碰两种姿态撞击RTG模拟件。正碰的速度分别为 $115\ \text{m/s}$ 和 $212\ \text{m/s}$ ,侧碰的速度为 $95\ \text{m/s}$ 。模拟件由8个同位素热源组件模拟件构成,其中第2个和第5个热源模拟件中核燃料为 $UO_2$ ,其余6个热源模拟件为石墨层中包含钚块。在火箭撬接近碰撞的位置时,通过引爆火箭撬上的爆炸螺栓使得碎片飞出撞向RHU/RTG。RHU/RTG安装在特定的支撑结构上,在试验前,对其进行加热使其达到正常工作温度,在火箭撬启动前撤掉加热装置。在热/电源后方有回收装置,回收管是用一个钢制波纹管及填充了 $1.2\ \text{m}$ 的锯末之后又填充了 $1.8\ \text{m}$ 蛭石的结构。除此之外,回收管用前端加载了 $227\ \text{kg}$ 的载荷以帮助减缓碎片。在发射试验后,回收RHU/RTG,观察表征其损伤破坏行为。

试验结果表明:在大碎片撞击同位素电源情况下,侧碰的情况相对于正碰要危险得多,在正碰情况下,在撞击速度为 $212\ \text{m/s}$ 时,RTG模拟件并没有破坏或者发生核燃料的泄露,但在侧碰的情况下,在撞击速度仅为 $95\ \text{m/s}$ 时,RTG模拟件就已经发生破坏和核

燃料的泄漏。

(4) 飞板/侧向飞板撞击测试: 飞板测试和侧向飞板测试是应用激波管测试回收的RHU(为超压测试之后的序贯试验)开展试验, 与大碎片测试类似, 只是火箭撬发射的碎片为航天器级别的铝板。

飞板测试为正碰, 而侧向飞板测试为侧碰。所用铝板尺寸为 $600\text{ mm} \times 600\text{ mm} \times 1.6\text{ mm}$ , RTG模拟件由3个热源组件模拟件组成, 其中一个热源组件模拟件中核燃料为 $\text{UO}_2$ , 另外两个热源组件模拟件为钚块。在测试前加热燃料包壳, 以使其达到发射前温度。测试所采用的碎片状态代表了航天器在燃料箱爆炸超压发射事故产生的碎片的上限速度和尺寸。这项测试中, 板碎片没有像原计划那样从火箭撬上释放, 碎片撞击模型时还固定在夹具上。

试验结果表明: 碎片完全穿透了所有的燃料包壳, 由于测试条件的不确定性, 测试结果并未总结。

(5) RTG模型撞击测试: 研究RTG在发射事故中经历爆炸之后, 在大气中再入之后序贯撞击地球响应, 主要是为了测试RTG内燃料包壳相对RHU层叠位置产生的变形以及比较每一位置上的变形差异。次要目标是获得燃料包壳发生破裂时碎片燃料模拟物释放的相关数据。

RTG撞击测试包括在不同角度的加热、烧蚀(依据气动加热分析及试验确定石墨层烧蚀厚度以及结构温度)和热冲击, 所有的RTG子系统冲击测试会产生安全性相关测试数据, 每项试验后都会对RHU的变形以及产生核燃料泄露的量进行整理分析。

(6) 裸露包壳冲击测试: 进行裸露包壳撞击测试是为了模拟发射台或早期上升段爆炸的环境条件下, 当GPHS的石墨部件被爆炸揭掉, 裸露包壳会以一个大的速度范围撞击发射台形成冲击, 评估GPHS裸露包壳撞击不同的平面介质的响应。

发射台周围可能性最高的硬质平面为混凝土(以陆地而言沙土可能性最大, 美国认为撞击水面的响应远小于对硬质平面的冲击, 所以忽略), 因此开展了混凝土靶以及钢靶的撞击试验。撞击混凝土靶的最高速度为 $90\text{ m/s}$ , 破坏临界速度为 $65\text{ m/s}$ , 钢靶的破坏临界速度为 $54\text{ m/s}$ 。美国针对“尤利赛斯号”(Ulysses)航天器中RHU展开了一系列的无遮蔽包壳热源冲击测试。

试验结果表明: 铀包壳和用来包裹的钽壳可能在包壳加热到发射温度的预热操作过程发生反应, 材料反应可能会影响铀的化学晶界从而改变铀的力学强度。

(7) 跌落测试: 从高处跌落以确定RHU大气层再入的最终下落速度以及弹道特征数据, 并研究撞击弹

坑直径、深度等相关参数。在Pioneer、GPHS开发期间开展了从直升机上的坠落测试, 以确定热源的末段速度并研究其滚转行为。其中Pioneer采用了4种不同外形的热源模拟件(能够模拟真实RHU的重量、尺寸、再入外形和转动惯量), 分别对应不同的再入轨道: ①针对轨道衰减(Orbital Decay)侧边稳定再入(Side-on-Stable)的外形; ②针对多轨道(Multi-Orbit)侧边稳定再入的外形; ③针对超轨道(Super-Orbit)侧边旋转再入(Side-on-Spinning)的模型; ④针对无烧蚀的陡角再入(Sharp-Cornered)六边形控制外形。

试验时, 通过雷达和摄像装置测试弹道曲线数据, 试验还收集了大气数据、试件投放海拔高度等数据。试验中所有试件均通过直升机(UH-1F)投放, 投放高度海拔 $4\ 572\text{ m}$ , 投放时试件水平速度约 $64\text{ km/h}$ , 靶体为坚硬和松软的土壤。

试验结果表明: 在海拔 $1\ 981\text{ m}$ 处, 4种试件的平均碰撞速度分别为:  $93.9$ 、 $95.1$ 、 $123.4$ 和 $81.7\text{ m/s}$ 。在坚硬土地上形成的撞击坑大小约为 $0.048\sim 0.14\text{ m}^2$ , 深度约 $12.7\sim 30.5\text{ cm}$ 。试验测试了不同外形的RHU组件从高空再入时的最终下落平衡速度, 为同位素热源产品的再入地表撞击速度提供了试验依据。

## 2) 热-化学测试

(1) 固体火箭推进剂燃烧测试: 运载火箭发生爆炸后, RHU/RTG可能暴露在火箭固体推进剂火烧环境中。

美国最早于1974年针对RHU/RTG模拟件进行了固体推进剂火烧测试, 试验对象为单个热源组件模拟件(外层有铀合金包壳和石墨缓冲层)和多个热源组件模拟件组合体。固体推进剂型号为UTP-3001, 主要成分为铝颗粒和高氯酸铵盐, 尺寸为 $0.9\text{ m} \times 0.9\text{ m} \times 0.9\text{ m}$ , 燃烧持续的时间为 $10\text{ min}$ 。试验时, 立方体的推进剂左右和后面三面约束, 上面放一钢板, 以模拟火箭爆炸时其残骸。该试验为序贯试验, 前期热源模拟件经历了低速跌落冲击测试(以 $30\text{ m/s}$ 速度跌落到混凝土上)。在推进剂前面放置两个RHU模拟件, 一个预先加热到 $1\ 040\text{ }^\circ\text{C}$ , 另外一个不预先加热, 在其中插入W-Re热电偶以测量铀包壳温度。试验时, 先用悬空的加热炉加热热源模拟件至其正常使用温度, 随后打开加热炉底部开关, 使得热源沿着木质斜坡滚落至推进剂前面, 随后撤离加热炉及三脚架, 引燃推进剂进行试验。多个热源组件的燃烧试验分为带有铀合金包壳以及不带包壳的状态。

试验结果表明: 由于大约15%的壳体厚度烧融, 裸露燃料包壳的铀包壳外形成了玻璃状的堆积, 但是包壳并没有破裂或者受影响, 内部也没有受到破坏;

两个带石墨缓冲层的热源,在靠近固体推进剂燃烧的最石墨壳,厚度降低了20%,铀包壳没有明显破坏。因此,完整的燃料包壳或带石墨层的燃料包壳长时暴露在固体推进剂火焰中不会产生包壳破裂及 $^{238}\text{PuO}_2$ 泄露到环境中。虽然没有考虑 $^{238}\text{PuO}_2$ 燃料的自热效应,但这部分效应不会产生远超出预期的温度。

(2) 固体推进剂火烧性能测试:研究不同的固体推进剂在大气中燃烧时下面和周围的环境特性,测量不同的同位素材料或代用品在这些环境下的反应。

(3) 液体推进剂火烧试验:研究RHU在液体推进剂爆炸燃烧异常环境下的安全性。Pioneer的RHU在JP-4液体推进剂燃烧35 min左右(模拟发射载具Atlas大力神火箭发射事故爆炸引起的火烧意外事故)。

试验所用燃烧池为开口为4.57 m边长的正方形,深度0.61 m,容器为塑料板材,底部存在10.2 cm深的水,以提供水平面,燃料为JP-4液体推进剂。试验中使用了21 cm厚的液体推进剂燃料,以满足33 min的设计燃烧时间。试件置于液体燃料初始平面上方0.61 m处,并且预热45 min,试件试验前初始温度为1 010 °C。

将经历了超压和碰撞试验的试件(电子结构及石墨隔热层等均已脱落,金属包壳也发生了破损)放置于火箭液体推进剂燃烧环境中,模拟事故中可能出现的热和化学环境。试验结果表明,试验件并未发生包壳的破损现象,由此美国推断,液体火箭推进剂火烧环境下发生放射性物质泄露的可能性不大。

(4) 空气动力学试验及分析:在再入过程中,由于大气层中气动加热作用,RHU/RTG会经历高温烧蚀的环境。美国没有针对重返再入场景设计专门的试验测试,但其进行了大量的理论分析和数值计算,以确定其再入大气时的速度以及温度环境。从针对“阿波罗登月任务”设计的ALRH(Apollo Lunar Radiosotope Heater)分析中可以看出,热/电源再入大气层时,气动加热会引起热/电源的烧蚀、温升、熔化以及热应力等。其中,峰值温度和热应力与再入姿态有关,当再入角为90°左右时,会在热/电源中引起最大的热应力,而当再入角在0°附近时,会引起铀合金包壳中最高峰值温度。针对这个场景进行了热源撞击测试,以验证热源在重返大气层时与地面撞击的安全性。试验所用热源模拟件均含有 $^{238}\text{PuO}_2$ 核燃料,所有热源模拟件在试验前均移除一小层碳隔热层,以模拟真实的再入大气层时隔热层烧蚀的情况。试验时,热/电源以再入分析时得到的温度以及最终的速度撞击钢板,改变撞击角度,使热/电源以不同的姿态撞击钢板。

根据分析,美国对同位素热/电源的设计提出了一

定的要求,一是要求核燃料外阻热层不能烧蚀融化掉一半的厚度,二是要求核燃料最内层包壳温度比其熔化温度低200 °C。

### 3) 材料测试

铀延展性测试:材料测试主要为RHU包壳材料的延展性测试,开展了RHU包壳铀及铂铱合金材料在不同温度下的延展性测试,以加深对包壳材料的在宽温域下力学性能的了解。

### 2.1.2 RHU/RTG分阶段安全性试验及分析总结

按照发射时间先后顺序,美国将运载火箭的发射过程分为如下5个阶段。

1) 阶段0:发射前;

2) 阶段1:发射前期,该阶段后事故残骸或事故飞船整体将落入试验场周边水体中(与发射场周边环境相关,中国海南发射基地与美国卡纳维拉尔角空军基地类似);

3) 阶段2:发射后期,火箭一级和二级分离后阶段;

4) 阶段3:入轨前/在轨期,自毁系统禁用;

5) 阶段4:在轨期/载体火箭分离,载体与火箭分离。

针对不同RHU/RTG对异常事故环境的响应,可以归纳如下:

1) 大多数发射0阶段和1阶段意外事故将可能导致多种地表冲击环境,如全箭整体撞击、二级火箭及飞船整体撞击、飞船撞击、RHU/RTG模块撞击。飞船整体与地表钢靶或混凝土靶的撞击偶尔会导致核材料泄漏,对于更大构件的整体撞击,将有可能造成更严重的材料泄漏。暴露于液体燃料火烧环境中可能造成 $^{238}\text{PuO}_2$ 材料的汽化泄漏,这主要取决于时机和燃烧的发展过程。RHU/RTG及 $^{238}\text{PuO}_2$ 材料暴露在后续的固体燃料火烧环境中,可能会出现铀包壳熔化并引起少量的 $^{238}\text{PuO}_2$ 材料汽化颗粒的形成。

2) 所有在阶段2发生的意外事故,残骸都会坠入海洋,导致入水冲击场景,但基本上不会导致任何泄漏;而爆炸驱动的碎片撞击有可能在空气中造成少量泄漏;

3) 阶段3发生意外事故会导致次轨道再入和地面撞击场景,通常撞击时飞船和RTG保持完整形态,碰撞可能会产生少量的泄漏。在阶段0、1和3中发生的大多数事故中,多会引起多类型飞船或发射载具整体撞击场景,撞击可能会导致RHU/RTG再入防护结构的机械性损坏,这主要取决于撞击角度。碰撞后伴随的固体火箭燃料火烧环境,将可能导致 $^{238}\text{PuO}_2$ 材料的汽化泄漏。此外,飞船或运载火箭大质量残骸的撞击可能会导致RHU部分 $^{238}\text{PuO}_2$ 材料的机械性泄漏;对于液体燃料火箭,碰撞后可能会有由液体燃料引起的火烧场

景, 并产生额外的少量泄漏;

4) 阶段4和5发生的意外事故将导致轨道再入或长时间再入气动加热和地表撞击场景; 虽然RTG模块化设计是专门设计来为这些场景提供保护的, 但其与地表岩石的撞击仍然可能导致少量的 $^{238}\text{PuO}_2$ 材料泄漏。

通过一系列的安全性试验及分析表明: RHU设计中的由石墨组件(再入防护罩)和Pt-30Rh包壳构成的防护结构能够有效地防止纯机械损害导致的泄漏, 包括爆炸超压及破片撞击。RHU在发射事故中主要的泄漏机制是: ①被火箭载具大质量碎片击中, 或者暴露在固体火箭燃料燃烧所产生的高温环境中, 造成包壳熔化并部分汽化 $^{238}\text{PuO}_2$ 材料; ②如果在事故中再入防

护石墨组件受损或被剥离, 将可能会造成更大量的 $^{238}\text{PuO}_2$ 材料泄漏; ③如果在事故中再入防护石墨组件结构完整, 汽化的 $^{238}\text{PuO}_2$ 材料将会被很大程度的限制在再入防护石墨组件内, 而经由石墨组件多孔结构渗透而泄漏的汽化 $^{238}\text{PuO}_2$ 材料约为所有汽化 $^{238}\text{PuO}_2$ 材料的千分之一左右。④RHU防护结构设计目标就是抵御再入和随后的地表撞击异常环境, 因此在轨道再入和次轨道再入发生后通常不会有包壳熔解、石墨低共熔或者 $^{238}\text{PuO}_2$ 材料泄漏现象发生。

苏联/俄罗斯在RHU/RTG安全性试验方面报道较少。从掌握的资料看, 俄罗斯的RHU安全试验项目有9项, 见表1。

表1 俄罗斯安全性试验测试项目

Table 1 Saftey tests for Radioisotope Thermoelectric Generator in Russia

测试类型	测试项目名称	事故场景
热	空气动力学过热试验	模拟热源高速再入稠密大气层
热-力冲击	高温高速撞击试验	模拟热源再入大气, 高温、高速撞击障碍物(不锈钢板)
温度交变冲击	热冲击试验	模拟热源再入大气、掉入水中
热	发射场火灾模式	模拟发射失败, 发射场发生火灾
静压试验	压力试验	模拟热源掉入深海
化学腐蚀	海水腐蚀试验	掉入海水中
热试验	800℃火烧试验	
自由落体掉落试验	坠落冲击试验	模拟地面运输环境
重锤撞击试验	重物撞击试验	

从表1所列出的试验内容来看, 俄罗斯重点关注的事故场景是在发射阶段发生事故引起发射场火灾, 入轨阶段热源再入大气层及之后高速撞击地面或障碍物, 以及坠落海底之后承受海水静压及腐蚀作用下是否会发生核泄漏的风险; 生产及装配过程的事故风险包括运输/安装坠落及重物撞击热源的情景。

## 2.2 空间核反应堆安全性试验及分析

美国和苏联于20世纪50年代末期开始了空间核反应堆电源的研究工作。苏联的第一台反应堆式空间电源“拉曼什卡”(Lamashca)于1964年8月在库尔恰托夫原子能研究所完成了1.5万h的地面试验。美国得知该消息后, 为了争夺宇宙空间的第一使用权, 于1965年1月把它的带核反应堆的电源(SNAP-10A)的军用卫星先送上1300km高度的轨道, 但43d后便结束了它的工作。苏联吸取了美国失败的教训, 先在地面做充分的试验, 暴露问题进行改进。尽管美国和苏联研究空间堆的起步时期相同, 但苏联到80年代才开始批量生产空间堆。

到目前为止, 苏联/俄罗斯至少有35个空间堆电源

在为“宇宙”系列军事卫星提供电力, 其空间堆电源技术开发整体水平上比美国领先15~20年。

由于空间堆与陆上堆的环境明显不同: ①发射时反应堆要承受10g左右的加速度, 同时还要产生数g的机械振动, 一旦进入轨道处于失重状态; ②宇宙中局部空间的温度是绝对零度, 需要保持适当温度才能使装置运转; ③宇宙空间是高真空状态, 有机的绝缘体可能发生变化, 使反应堆出现故障; ④需要设计保护容器, 防止宇宙尘埃对堆体的冲击。因此, 对空间核反应堆的安全要求明显不同与陆上反应堆, 主要体现在:

1) 空间堆的设计和制造必须确保反应堆在到达运行轨道前, 在任何可能的情况下都保持亚临界, 包括火箭爆炸、再入大气层、撞击到地面或水面、淹没在水中或者水侵入堆芯;

2) 在到达运行轨道或星际轨道以前, 不得让反应堆临界;

3) 核反应堆在事故或任务结束后必须停堆;

4) 核反应堆在裂变产物充分衰变到对人类无害水平必要的时间内, 必须与个人或人群隔离;



5) 在核反应堆与个人或人群的隔离不可能的情况下, 必须将反应堆分散开来, 达到能确保对放射性沉降区域人类安全的水平。

为了保证空间反应堆在事故条件下的安全, 美国和苏联/俄罗斯开展了大量的试验和分析<sup>[27]</sup>。由于涉及的空间堆原理不同, 堆型较多(如美国的SNAP-10A、SNAP-2、SNAP-8、SNAP-50、SPAR和SP-100以及俄罗斯的TOPAZ-II、BUK系列空间堆), 其安全性试验的内容和项目也存在差异, 下面以TOPAZ-II型空间堆为例, 分析其安全性试验。

TOPAZ-II空间堆系统由苏联研制, 从1969到1989年开展了多项地面试验, 通过这些地面试验考核了系统运行、核特性、启动特性、在静载作用下的单位强度、在发射环境下的温度分布/剖面, 及多种工况下的临界状态参数, 以向军方用户证明TOPAZ-II系统可以满足能量和生命周期需求。

苏联的TOPAZ-II系统项目分为4类<sup>[54-61]</sup>:

1) 热物理试验: 采用用电加热方式, 主要内容是在堆系统中注入热工质以及工作气体, 验证反应堆在无核状态下的运行能力, 共进行了12次试验。一般持续1 000 h, 这项试验也是系统鉴定试验的一部分。

2) 力学试验: 力学试验的目的是为了评估TOPAZ-II系统在发射和分离过程中的力学载荷作用下的强度和可操作性。力学试验包括3类: 静载试验、振动试验和撞击/冲击试验。静力试验是验证主要承载结构在施加集中载荷作用下的结构完整性; 振动试验是用来模拟运输和发射过程中的振动环境(在动力学测试时, 一般采用酒精代替NaK, 以保证安全); 撞击/冲击试验是为了模拟航天器与运载器在发射分离状态下的冲击。其中括静力试验共开展4次, 振动试验和撞击/冲击试验举行过2次。

3) 核地面试验: 核地面试验的目的是验证反应堆的核性能和控制参数, 也验证系统在辐射环境下的长时运行能力。苏联在试验中发现燃料棒会发生退化及内部短路, 以及辐射器管道泄漏、真空室蒸馏水泄漏等现象, 影响空间核反应堆运行持续时间的主要因素在于管路的密封性保持能力, 共进行过6次试验, 每次试验时间长达1.25万 h (1.4年)。

4) 低温试验: 低温试验的目的是保证反应堆子系统在发射时热保持能力。由于TOPAZ-II空间堆采用NaK工质, 其凝固点在 $-5\sim-11\text{ }^{\circ}\text{C}$ 之间, 而俄罗斯的发射场常年处于低温环境下, 担心由于发射时的低温环境影响核反应堆在发射时的工作能力, 需要开展低温试验验证NaK工质从预发射、发射和上升段是否处于

流动状态。共进行了4次低温试验。

通过这些试验, 苏联/俄罗斯发现引发停堆事故最主要的原因是NaK工质在长时运行之后容易发生泄漏。

美国于1992年从俄罗斯进口了两台TOPAZ-II原型机及相关技术资料, 也开展了相关的试验研究。美国开展鉴定验收试验时, 不仅依据俄罗斯提供的文件, 还依据美军标MIL-STD-1540E、DOD-HDBK-343和QA项目指南、DOE 5700.6C等文件开展了多项测试, 然后对TOPAZ-II系统的自动控制系统(Automatic Control System, ACS)、反临界装置(Anti-Criticality Device, ACD)、反应堆燃料、热防护系统以及散热器及承载框架进行了改进。在安全性试验方面, 增加了噪声试验, 并对一些试验的量级进行了增加, 改进了低温试验的发射加热需求。重新制定了各项试验的顺序为: 俄罗斯验收级试验—反应堆高功率水平测试—美国热性能和验收级试验—反应堆系统泄漏试验—无隔热罩热试验—冲击和振动试验—热试验—快速启动试验—二次快速启动试验—长时衰变试验—第三次快速启动试验, 总共的试验时间长达7 724 h。

### 3 空间核动力源应用的安全性分析和评估

空间核动力源的发射安全分析是通过一系列计算机程序来对不同阶段和事故序贯场景、放射性泄漏(源项)、放射性运输的结果进行建模来开展。美国进行空间核安全风险评估的流程主要包括4个阶段: ①事故定义; ②核系统响应; ③重要性评估; ④风险评估。NASA建立了一个运载火箭和事故可能性及事故环境的数据手册, 以此作为计算分析的输入。通过基于事故环境场景的程序来计算RHU/RTG在爆炸、冲击、火烧和再入时的响应。程序产生一系列用来生成在某一确定事故场景的源项数据。采用一套序贯分析的程序将源项数据进行转化, 确定泄漏的任何核物质扩散距离以及对健康和环境的影响。风险评估的最后分析结果是一个事故可能性、核泄漏可能性以及产生威胁性后果的可能性、平均值和风险评估的分布情况, 如图2所示。

图2各项安全性分析的内容和目的如下<sup>[39]</sup>:

#### 1) 爆炸和撞击

模拟发射事故造成的爆炸、RHU/RTG系统硬件撞击地表、推进器碎片/残骸撞击RHU/RTG系统。通过数值模拟获得爆炸和撞击对RHU/RTG造成的机械损伤, 尤其关注对燃料包壳造成的破坏, 通过数值模拟结果确定燃料包壳破坏和变形, 为撞击地面、碎片撞击、

航天器残骸撞击和爆炸模型内的燃料包壳暴露、变形和破坏的提供详细数据。对分析得到的单个结果进行合并以供估算因机械载荷而发生的燃料泄漏程度。

## 2) 燃烧和热分析

发射事故环境可导致液体推进剂和固体推进剂燃烧。GPHS设计有多层保护,以防止在发射事故时放射性材料的泄露。利用程序模拟液体推进剂燃烧、固体推进剂燃烧、热机械撞击以及蒸发环境对RHU/RTG的影响,不仅分析RHU/RTG的损坏状态(比如:通过分析发现,液体推进剂燃烧不会烧热到足以熔化RHU的铀包壳),而且将机械损伤释放的 $\text{PuO}_2$ 颗粒源项(通过粒度容器进行聚集)转化成包括蒸发、浓缩和颗粒凝聚等影响的源项。

## 3) 再入分析

运载GPHS的航天器可能遇到由于事故导致的重返再入大气层。设计用一组程序被用于评估和确认了考虑再入状态的GPHS的设计。程序包括:分析重返运动姿态、气动加热、热反应、化学和非黏性流场等物理问题。通过对入飞行动力学、气动加热以及GPHS熔化和热反应进行多次求解,以评估设计的再入参数。因为每次飞行任务具有独一无二的轨道特征,所以对每个单独的飞行任务都要进行此项分析。分析得到的热、物理和速度结果被传递到源项分析中。

## 4) 源项分析

源项是指在事故中可能发生RHU/RTG放射性物质泄露的数量和形式。在每次模拟开始,通过从运载火箭中随机抽取一个概率分布函数来确定事故起源。源项程序随后逐步追踪在事故中会发生的所有冲击,包括:最初的爆炸、空中碎片撞击、RTG/RHU的地表撞击、固体推进剂或其他大碎片对RTG/RHU的撞击、残骸大量落下以及液体和固体推进剂燃烧。整个模拟过程对各种分布情况进行取样,得出数百万个独特分析结果。源项分析的最终结果是得到关于放射性材料泄漏的一个概率函数,供后果分析取样。关于最终核泄漏的详细信息包括:泄漏的质量、颗粒粒度分布情况、泄漏位置和燃烧环境参数,以及发生泄漏事故的总概率。

## 5) 后果分析

后果分析指计算被放射性物质泄漏之后的大气输运及其在对人体健康、辐射剂量和土地污染等方面的相应后果。每次模拟均随机抽取具体的源项、天气条件和发射时间,应用拉格朗日轨道、高斯烟团模型完成大气输运分析(能够处理多个颗粒粒度源项),物质在云团中的输运和扩散受制于随空间和时间变化的

气象条件。后果分析生成事故影响风险表,给出某一特定级别的后果或更严重后果可能发生的概率。这些结果为决策者评估在外层空间应用RHU/RTG带来的风险提供技术基础。

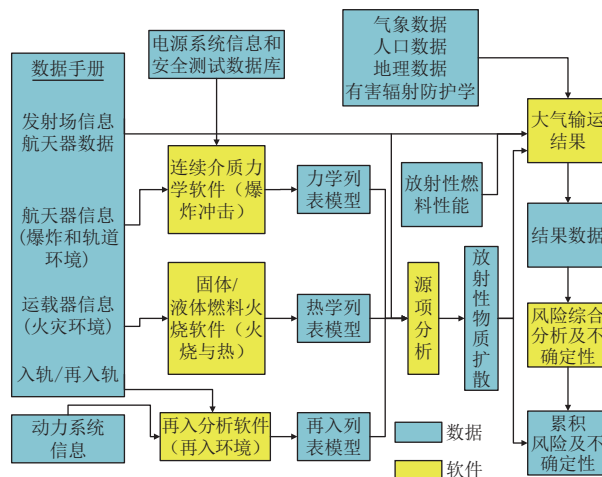


图2 美国涉核发射许可安全性分析流程

Fig. 2 The process of safety analysis for permission of space launch with nuclear power sources in the OSA

## 4 结束语

本文从发展现状、安全性规范和安全性试验等方面解读了美国、俄罗斯等国家的RHU/RTG及空间核反应堆研究现状、技术沿革及安全性试验的内容。

通过对法规条文及技术细节的详细解读,可以看出空间核能应用的安全性问题是航天技术强国所重点关注的领域,不仅从管理层面,而且从研发、验证及应用技术方面提出了很多要求。分析发现:美国更加注重在发射场事故时发生爆炸及二次撞击对热源安全性的威胁,俄罗斯更加注重再入轨阶事故导致的影响;美国在涉核发射之前所做的一系列安全性评估以及管理流程等,这些工作对我国开展空间核动力研究有很重要的参考价值。

## 参 考 文 献

- [1] Lee H C, Lim H S, Han T Y. A neutronic feasibility study on a small LEU fueled reactor for space applications[J]. Annals of Nuclear Energy. 2015, 77: 35-46.
- [2] Les J, Michael M, Bryan P, et al. Development priorities for in-space propulsion technologies[J]. Acta Astronautica. 2013, 82: 148-152.
- [3] Bragg-Sitton, Shannon M, et al. Ongoing space nuclear systems development in the United States[C]//2011 International Nuclear Atlantic Conference-INAC 2011. Belo Horizonte: INAC, 2011.
- [4] 周继时, 朱安文, 耿言. 空间核能应用的安全性设计、分析和评价[J]. 深空探测学报, 2015, 2(4): 302-311.  
Zhou J S, Zhu A W, Gen Y. The safety design, analysis and evaluation of nuclear power application in space[J]. Journal of Deep Space

- Exploration, 2015, 12(4): 302-311.
- [5] Rivert A B. Applicability of trends in nuclear safety analysis to space nuclear power systems[J]. Aip Conference, 1993, 271 (1): 435-437.
- [6] Steven A. Background on space nuclear power[J]. Science & Global Security, 2007, 1 (1-2): 93-107.
- [7] Roger XL. Nuclear safety, legal aspects and policy recommendations for space nuclear power and propulsion systems[J]. Acta Astronautica, 2006, 59: 398-412.
- [8] Gary L B. Space nuclear power: opening the final frontier[C]// 4th International Energy Conversion Engineering Conference and Exhibit. San Diego, California: AIAA, 2006.
- [9] Dean K. Nuclear security and nuclear emergency response in China[J]. Science & Global Security, 2012, 20: 30-63.
- [10] 尹玉海, 龙杰. 《关于在外层空间使用核动力源的原则》之再思考[J]. 北京航空航天大学学报(社会科学版), 2013, 26(5): 27-32.
- YIN Y H. Long J. Reconsideration of the principles relevant to the use of nuclear power sources in outer space[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics(Social Sciences Edition), 2013, 26(5): 27-32.
- [11] 尹玉海, 龙杰. 美国外空核动力源安全机制对中国的启示[J]. 北京理工大学学报(社会科学版), 2014, 16(2): 105-111.
- YIN Y H. Long J. The U.S. outer space nuclear power sources security mechanism and its implication for China[J]. Journal of Beijing Institute of Technology(Social Sciences Edition), 2014, 16(2): 105-111.
- [12] Committee on the Peaceful Uses of Outer Space. Principles relevant to the use of nuclear sources in outer space[R]. UN G.A. Resolution A/Res/47/68(Dec. 14, 1992); GAOR, 47th Session, Supp. No. 20, UN Doc, A/47/20, 1992.
- [13] Summerer L, Wilcox R E, Bechtel R. The International safety framework for nuclear power source applications in outer space-useful and substantial guidance[J]. Acta Astronautica, 2015, 111, (1): 89-101.
- [14] Roger X L. Nuclear safety, legal aspects and policy recommendations for space nuclear power and propulsion systems[J]. Acta Astronautica, 2006, 59: 398-412.
- [15] Lyle L R, Meera M, Bart W B. Nuclear Safety Analysis for the Mars Exploration Rover 2003 Project[C]// Henry Firstenberg, Space Technology and Applications International Forum—STAIF 2004, Albuquerque, [s.n.], 2004.
- [16] Daniel J C, John B, Christopher A. J. et al. Nuclear Risk Assessment for the Mars 2020 Mission Environmental Impact Statement[R]. Sandia National Laboratories, SANDIA REPORT, SAND2013-10589, January 2014.
- [17] Tate, R E, The Light Weight Radioisotope Heater Unit(LWRHU): A Technical Description of the Reference Design[R]. Los Alamos National Laboratory, LA-9078-MS, January 1982.
- [18] National Aeronautics and Space Administration, Mars Exploration Rover Delta II Final SAR Data book[R]. May 19, 2002.
- [19] ASCA, Incorporated. Mars 2020 Launch Accident Probability Data for EIS Risk Assessment, Revision Draft, AR 13-02[R]. Prepared for National Aeronautics and Space Administration, Kennedy Space Center, September 2013.
- [20] Sforza P M, Shooman M L, Pelaccio D G. A safety and reliability analysis for space nuclear thermal propulsion systems[J]. Acta Astronautica, 1993, 30: 67-83.
- [21] Gary L B, Thomas J M. NASA program planning on nuclear electric propulsion[C]// AIAA Space Program and Technologies Conference, Huntsville: AIAA, 1992, AIAA-92-1557.
- [22] Cooper R H, Moore J P. Materials in space nuclear power systems[R]. CONF-911107-28-Ext.d. Abst. 1991.
- [23] Mohamed S E, Michel J T. A review of refractory metal alloys and mechanically alloyed-oxide dispersion strengthened steels for space nuclear power systems[J]. Journal of Nuclear Materials, 2005, 340: 93-112.
- [24] Wilcox R. Safety in the design and development of United States space NPS applications[C]// In Scientific and Technical Subcommittee of the Committee on the Peaceful Uses of Outer Space, Volume 48th session. Vienna, Austria; [s.n.], 2011.
- [25] Bechtel R D, Lipinski R J, Smith J A. U.S. approach to risk assessment and its role in implementing an effective safety program for space nuclear power sources applications[C]// Scientific and Technical Subcommittee of the Committee on the Peaceful Uses of Outer Space, volume Forty-eighth session. Vienna, Austria; [s.n.], 2011.
- [26] Bennett, Gary L. "Soviet Space Nuclear Reactor Incidents: perception Versus Reality", in Space Nuclear Power Systems 1989[M]. Hoover: Orbit Book Company, 1992.
- [27] Bennett, Gary L. The safety review and approval process for space nuclear power sources[J]. Nuclear Safety, 1991, 32(1): 1-18.
- [28] Charles O, Grigsby. Comparison of general purpose heat source testing with the ANSI, N43.6-1997(R 1989)[R]. [S.L.]: ANSI, 1998.
- [29] Kelly D P, Avona V L. Apollo lunar radioisotopic heater summary report, MLM-1637[R]. 1969.
- [30] Kelly D P, Avona V L. Apollo Lunar radioisotopic heater aerothermodynamic summary report, SC-RR-69-125 [R]. 1969.
- [31] Rinehart G H. Design characteristics and fabrication of radioisotope heat sources for space missions[J]. Progress in Nuclear Energy, 2001, 39(1-2): 305-319.
- [32] Safety status report for the Ulysses mission; Accident analysis(Book 1), OSDS4202[R]. 1990.
- [33] Final safety analysis report for the Galileo mission, Volume II (Book 1), Accident model document, 87SDS4213[R]. 1988.
- [34] Bechtel R D, Lipinski R J, Smith J A, et al. U.S. Approach to risk assessment and its role in implementing an effective safety program for space nuclear power sources applications, A/AC.105/C.1/2011/CRP.5. [R]. USA[s.n.], 2011.
- [35] Cull T A, George T G, Pavone D. General-purpose heat source development safety verification test program: explosion overpressure test series, LA-10697-MS [R]. 1986.
- [36] George T G, Tate R E, Axler K M. General-purpose heat source development safety verification test program: bullet/fragment test series, LA-1036-MS [R]. 1985.
- [37] George T G, General-purpose heat source development safety verification test program: titanium bullet/fragment test series, LA-10724-MS [R]. 1986.
- [38] Environmental assessment of general-purpose heat source safety verification testing, DOE/EA-1025 [R]. 1995.
- [39] Cull T A. General-purpose heat source development: extended series test program large fragment tests, LA-11597-MS [R]. 1989.
- [40] Reimus M A H, Hinckley J E. General-purpose heat source: research and development program, radioisotope thermoelectric generator/thin fragment impact test, LA-13220 [R]. 1996.

- [41] Reimus M A H, Hinckley J E, George T.G. General-purpose heat source: research and development program, radioisotope thermoelectric generator impact tests: RTG-1 and RTG-2, LA-13147 [R]. 1996.
- [42] Grigsby C O. Comparison of general purpose heat source testing with the ASNI N43.6-1997(R 1989) sealed source standard , LA-UR-98-1826 [R]. 1998.
- [43] Snow E C. Safety test No.S-6, Launch pad abort sequential test phase II: Solid propellant fire, LA-6034-MS [R]. 1975.
- [44] Boris G, Oglobin, Yuriy F , Proshin, and Anatoliy I S. Off-line life tests of Topaz - 2 system reactor unit assembly units[J]. AIP Conference Proceedings, 1995, 324: 713-718.
- [45] Grinberg E I, Doschatov V V, Usov. Thermal state of the safety system, reactor, side reflector and shielding of the “Topaz-2” system under conditions of fire caused by a launcher accident at the launch pad[J]. AIP Conference Proceedings, 1996, 361: 981 -990.
- [46] Susan S V, Edward A, Rodriguez. Russian Topaz II system test program(1970-1989)[J]. AIP Conference Proceedings, 1994, 301: 803-821.
- [47] Glen L S, Boris O, Valeri S, et al. Topaz II Non-nuclear qualification test program[J]. AIP Conference Proceedings, 1994, 301: 1185-1191.
- [48] Luchau D W, Sinkevich V G, Wernsman B, et al. Final report on testing of TOPAZ II unit Ya - 21u: output power characteristics and system capabilities[J]. AIP Conference Proceedings, 1996, 361, 1389-1395.
- [49] Paramonov, Dmitry V, El-genk, Mohamed S. Analysis of ya-21u thermionic fuel elements[J]. Nuclear Technology, 1996, 116: 261-269.
- [50] Wold S K. Thermionic system evaluation test facility construction: a United States and Russian effort, SAND-92-2276C [R]. 1993.
- [51] Fairchild J F, Koonmen J P, Frank V. Thermionic system evaluation test facility description[J]. AIP conference Proceeding, 1992, 246: 836-842.
- [52] Morris D B. The thermionic system evaluation test: descriptions, limitations, and the involvement of the space nuclear power community[J]. AIP Conference Proceedings, 1993, 271: 1251-1255.
- [53] Polansky G F, Schmidt G L, Voss S S. Evaluating Russian space nuclear reactor technology for United States applications[R]. 1994.
- [54] Paternoster R R. TOPAZ-II U.S. critical experiments program[J]. AIP conference Proceeding, 1994, 301, 97: 97-101.
- [55] Trujillo D, Darrel B, Chris P. Conceptual design of the Topaz II anticriticality device, LA-UR-93-3287 [R]. 1993.
- [56] Susan S V. An overview of the nuclear electric propulsion space test program(NEPSTP) satellite, LA-UR-94-1688 [R], 1994.
- [57] Scott K W. Thermionic system evaluation test(TSET) facility construction: a United States and Russian effort, SAND-92-2276C [R]. 1992.
- [58] Jerry F F, James P K, Frank V T. Thermionic system evaluation test(TSET) facility description[J]. AIP conference Proceeding, 1992, 246: 836-842.
- [59] The thermionic system evaluation test: descriptions, limitations, and the involvement of the space nuclear power community[J]. AIP Conference Proceedings, 1993, 271: 1251-1255.
- [60] Connell L W, Trost L C. Reentry safety for the Topaz II space reactor: issues and analysis, SAND94-0484 [R]. 1994.
- [61] U.S. approach to risk assessment and its role in implementing an effective safety program for space nuclear power sources applications[C]// Committee on the Peaceful Uses of Outer Space, Scientific and Technical Subcommittee, Vienna: [s.n.], 2011.

作者简介:

胡文军(1966-),男,研究员,主要研究方向:材料与结构冲击动力学及空间核安全。本文通讯作者。

通信地址:四川省绵阳市919信箱401分箱(621999)

电话:(0816)2485413

E-mail: wjhu@vip.sina.com

## Advances of Safety Research on Nuclear Space Power Sources

HU Wenjun<sup>1</sup>, CHEN Hongyong<sup>1</sup>, CHEN Junhong<sup>1</sup>, LI Shangming<sup>1</sup>, HU Shaoquan<sup>1</sup>, TANG yuhua<sup>2</sup>

(1. Institute of Systems Engineering, China Academy of Engineering Physics, Mianyang 621999, China;

2. Lunar Exploration and Space Engineering Center, Beijing 100037, China)

**Abstract:** The RHU (Radiosotope Heater Unit), RTG (Radioisotope Thermoelectric Generator) and space nuclear reactors have wide applications in deep space exploration missions. The safety principles are investigated based on their technology characteristics and the applications of nuclear sources in outer space are introduced, such as the RHU/RTG of ALRH (Apollo Lunar Radiosotope Heater), GPHS (General Purpose Heater Source) and LWRHU (Lighted Weighted Radiosotope Heater Unit), MMRTG (Multi-Mission Radioisotope Thermoelectric Generator), and space nuclear reactor of TOPAZ-II. The safety tests and analysis done by the United States and Russia are studied, and the safety validation and assess approach are reviewed. The work focuses on the technology details of the tests and analysis of RHU/RTG for different missions. The work would serve as reference for the application of nuclear source in outer space.

**Key words:** Radiosotope Heater Unit; Radioisotope Thermoelectric Generator; Space Nuclear Reactor, deep space exploration; safety test

**High lights:**

- Safty principles of RHU/RTG and space nuclear reactor are summarized in detail for their design and applications in the space
- The design and operation the safety tests for RHU in USA are studied with review on safety validation and assess.
- The typical space nuclear reactor of TOPAZ-II are studied on the safety tests and analysis done by the United States and Russia.
- The work not only focuses on the safety principles of space nuclear power, but also on the technology details of the tests and analysis.

[责任编辑：高莎，英文审校：朱恬]