

# 单节热离子型月面堆电源堆芯方案研究

王征, 孙征, 侯丞, 赵守智

(中国原子能科学研究院, 北京 102413)

**摘要:** 核反应堆电源是月球科研站电力供应最重要选项之一。根据月球科研站的用电需求, 给出了净电功率为40 kWe, 寿命为10 a的单节热离子型月面核反应堆电源堆芯方案。由于单节热离子燃料元件既可以在地面完成燃料装载也可较为方便地在月面进行燃料装载, 提出两种不同燃料装载模式下的堆芯方案。通过燃料分区装载对堆芯方案进行了径向功率分布的优化, 并对堆芯的功率分布、温度效应、转鼓与安全棒价值、燃耗及氡泄漏效应、反应性平衡以及特殊临界安全问题进行了计算分析。结果表明, 两种堆芯方案均能满足中子学设计及特殊临界安全的要求且各有特点。研究成果可为月面堆电源堆芯方案的选择以及工作流程的制定提供参考。

**关键词:** 月球科研站; 月面堆电源; 单节热离子燃料元件; 氢化钷; 堆芯方案

**中图分类号:** TL413

**文献标识码:** A

**文章编号:** 2096-9287(2024)05-0435-09

**DOI:** 10.15982/j.issn.2096-9287.2024.20230076

**引用格式:** 王征, 孙征, 侯丞, 等. 单节热离子型月面堆电源堆芯方案研究[J]. 深空探测学报(中英文), 2024, 11(5): 435-443.

**Reference format:** WANG Z, SUN Z, HOU C, et al. Study on lunar reactor core scheme with single-cell thermionic fuel element[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2024, 11(5): 435-443.

月球是地球唯一的天然卫星以及距离地球最近的星体, 具备专有的位置资源、独特的环境资源以及丰富的物质资源。20世纪50年代末到70年代, 以美苏为主导引领了月球探测的第一波高潮; 90年代至今, 因为月球上水的发现引起了新一轮的探月高潮, 美国、俄罗斯、欧盟、中国、印度、日本、韩国等国家和组织在最新的探月高潮中纷纷制定了本国的月球探测计划并部分开展实施。2004年以来, 中国通过实施“探月工程”一期到三期, 顺利完成了“绕”“落”“回”的月球探测目标<sup>[1-2]</sup>。近期, 中国提出建设国际月球科研站的规划, 以期实现对月球的持续探测和资源开发<sup>[3-4]</sup>。作为月球科研站建设和运行需要重点考虑的因素之一, 电力供应问题在月球极端环境下显得尤为重要。月面核反应堆电源(以下简称“月面堆电源”)具有能量密度大、结构紧凑、易实现大功率供电、可全天时、全天候、全天域工作的特点, 使其在月球高辐射、昼夜温差大、月夜时间长等环境特点下相较其它能源形式具有明显的优势, 因此将是月球科研站电力供应问题的理想解决方案<sup>[5-7]</sup>。

热离子能量转换技术基于金属在高温下热电子发射的原理实现热能到电能的静态转换。1987年, 苏联

发射了两颗采用热离子能量转换的空间堆电源TOPAZ-I, 是目前实现在轨应用的3型空间堆电源中最先进的<sup>[8]</sup>, 其寿命最长(342 d)、发电率最高(5.6 kWe)。几乎与TOPAZ-I项目同时期, 苏联还开展了采用单节热离子燃料元件的TOPAZ-II反应堆研制, 其设计寿命达到3 a<sup>[9]</sup>。虽然最终因苏联国内政治动荡等原因未能实现在轨应用, 但已经完成了多次地面试验, 基本具备发射条件。因此热离子型空间堆具有较高的技术成熟度。俄罗斯目前仍在开展基于热离子能量转换技术的空间堆设计与研究工作。在美国开发SPACE-R项目期间, 俄罗斯为其设计生产了寿命10 a的单节热离子发电元件。

本文基于单节热离子发电元件, 针对月球科研站的应用场景和功率需求, 提出了月面堆电源堆芯方案, 并对其热离子特性及特殊临界安全进行了分析。

## 1 设计准则与计算程序

### 1.1 设计准则

综合考虑月球科研站前期的电力需求以及国外月球堆设计功率的选择, 确定热离子月面堆电源总电功率输出为48 kWe, 去除包括反应堆自身设备用电及传

输损耗,净电功率输出不小于40 kWe,设计寿命为10 a。

反应堆的中子学设计要求参照国内外相关堆芯方案的设计要求以及《空间热离子反应堆核动力装置核设计准则》<sup>[10]</sup>,确定了以下设计准则、限值和条件:

1) 堆芯寿期初冷态具有足够的剩余反应性,能够满足长寿命服役的要求;

2) 为了保证反应堆能够进行功率调节和控制,寿期末堆芯反应性后备不小于0.5% $\Delta k/k$ ;

3) 临界安全设计基准事故下的堆芯有效增殖因子 $k_{\text{eff}} < 0.98$ ;

4) 所有工况下,停堆系统在满足卡鼓(棒)准则的情况下, $k_{\text{eff}} < 0.99$ (停堆深度大于1% $\Delta k/k$ );

5) 燃料温度反应性系数应为负值,堆芯反应性具有负的瞬时反馈特性;

6) 堆芯功率分布尽量均匀,满足电特性、热工水力以及热离子燃料元件机械完整性的要求。

## 1.2 计算程序

在中子学特性的计算分析中,本文选择蒙特卡洛程序MCNP作为设计工具,该程序可以计算复杂三维几何中的中子、光子、电子、中子-光子耦合以及光子-电子耦合问题,还可计算包括临界系统本征值问题。MCNP自带了精细的点截面数据库,不必制作专门的群截面数据库,因此可以避免由并群计算带来的计算误差,是目前使用最广泛、认可度最高的粒子输运程序之一。本文采用的评价核数据库为ENDF/B-VII.0数据库。

## 2 燃料元件与堆芯布置

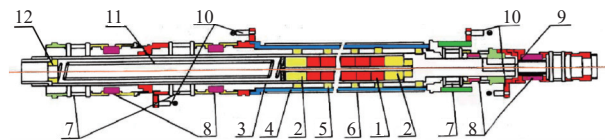
### 2.1 单节热离子燃料元件

热离子燃料元件(Thermionic Fuel Element, TFE)包括热离子发电元件以及装载在内部的核燃料。单节TFE的发射极和接收极同轴套装,发射极同时充当燃料包壳<sup>[11]</sup>。工作时,发射极被核燃料加热到一定温度后发射热电子,电子穿过充铯的电极间隙到达接收极,并通过外接回路重新回到发射极<sup>[12]</sup>。

单节TFE的结构如图1所示,核燃料装载在发射极的开放式内腔中,在完成核燃料装载后装入固定装置以及上端塞,其中均留有供核燃料裂变气体排放到宇宙环境中的通道。燃料的装载固定靠机械结构实现,无需进行焊接连接等操作。单节TFE便于燃料装载的特点使得单节热离子型空间堆在月面进行燃料装载成为可能,并且在地面试验过程中可以进行电加热试验开展全系统测试,减少带核试验的次数<sup>[13]</sup>。

本文以俄罗斯为SPACE-R项目设计生产的单节

TFE作为元件选择,其额定发电功率为300 We,能量转换效率为7%,其它具体参数如表1所示<sup>[14]</sup>。为了降低寿期内燃料肿胀挤压发射极变形而造成其失效的概率,长寿命热离子堆应选用具有较高空隙率的二氧化铀燃料,以包容裂变产物,降低肿胀水平,<sup>235</sup>U富集度为90%。俄罗斯的评估认为,要实现7~10 a的寿命,二氧化铀燃料的空隙率不能低于25%~30%。本方案选择的二氧化铀燃料空隙率为30%。同时,为了便于裂变气体的释放,燃料选择为中心有孔道的环形燃料。



1-核燃料 2-反射层 3-发射极 4-接收极 5-电极间隙定位块 6-接收极外部绝缘层 7-波纹管 8-绝缘陶瓷 9-铯蒸气供应通道 10-电流输出端 11-芯块压紧固定及气体排放装置 12-上端塞

图1 单节热离子燃料元件结构示意图

Fig. 1 The structure of single-cell TFE

表1 单节热离子燃料元件参数

Table 1 The parameters of single-cell TFE

参数	参数值
设计寿命/a	10
额定电功率/We	300
热电转换效率/%	7
Mo-6Nb发射极厚度/cm	0.2
发射极W涂层厚度/cm	0.02
电极间隙/cm	0.05
Mo接收极厚度/cm	0.14
Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub> 绝缘层厚度/cm	0.015
<sup>235</sup> U富集度/%	90
UO <sub>2</sub> 芯块空隙率/%	30
燃料总长度/cm	40
UO <sub>2</sub> 芯块外直径/cm	1.8
UO <sub>2</sub> 芯块内孔直径/cm	0.6~1.2
端部反射层高度/cm	6
端部反射层内孔直径/cm	0.4

### 2.2 堆芯布置

在单根TFE额定发电功率为300 We时,要达到48 kWe的总电功率输出,则堆芯内的TFE总数不少于160根。典型栅元的横截面如图2所示。TFE外径为2.67 cm,TFE外为双层316H不锈钢套管的NaK-78液态金属冷却剂流道,内外套管厚度均为0.035 cm。NaK-78由电磁泵驱动,负责将发电后的废热排出堆芯,进而通过热辐射器排放到宇宙环境中,冷却剂外导管外径为2.98 cm。TFE及冷却剂套管布置在金属氢化物慢化剂基体的开孔中。慢化剂材料选择氢化钇(YH<sub>1.85</sub>),其在高温下的氢饱和蒸气压要比TOPAZ-I和TOPAZ-II选择的氢化锆慢化剂低3~4个数量级,高温稳定性更

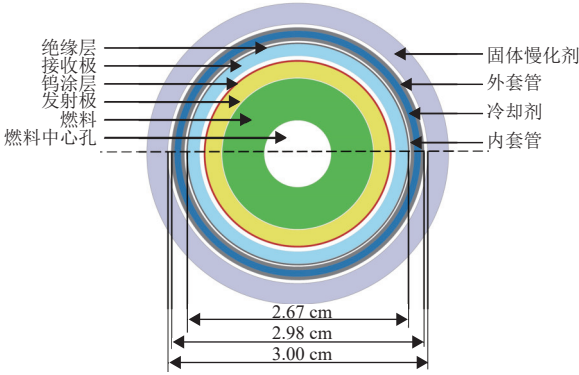


图 2 栅元横截面图  
Fig. 2 The cross section of lattice

好, 氢泄漏速率更低。氢化钷在长寿命高温慢化空间堆中具有比氢化铯更高的应用潜力。目前, 已经实现了尺寸在分米量级的多种形状的氢化钷的制备, 成本也在可承受范围之内<sup>[15]</sup>, 美国能源部 (United States Department of Energy) 的 TCR (Transformational

Challenge Reactor) 核能开发项目也基于氢化钷开展了反应堆的设计工作<sup>[16]</sup>。

堆芯布置如图 3 所示。堆芯活性区外侧的径向及端部的 Be 反射层可将部分泄漏的中子反射回堆芯活性区, 提高中子的利用率, 减小反应堆的临界质量。径向反射层中布置含  $B_4C$  中子吸收体的转鼓, 通过调节中子吸收体相对于堆芯的位置/角度可以实现反应堆运行期间的反应性调节。

包括月面堆电源在内的空间核反应堆电源需要由火箭发射入轨, 因此需要考虑火箭发射失败而引起事故工况。火箭发射失败后反应堆会掉落回地面, 若掉落到含水环境中, 堆芯进水会造成堆内中子进一步慢化, 同时堆外沙子等材料会充当额外的发射层, 由此引入正的反应性。因此为了确保不会由于反应堆掉落而引起核临界, 反应堆需要保证在掉落事故工况下具有足够的次临界度 (简称特殊临界安全)。

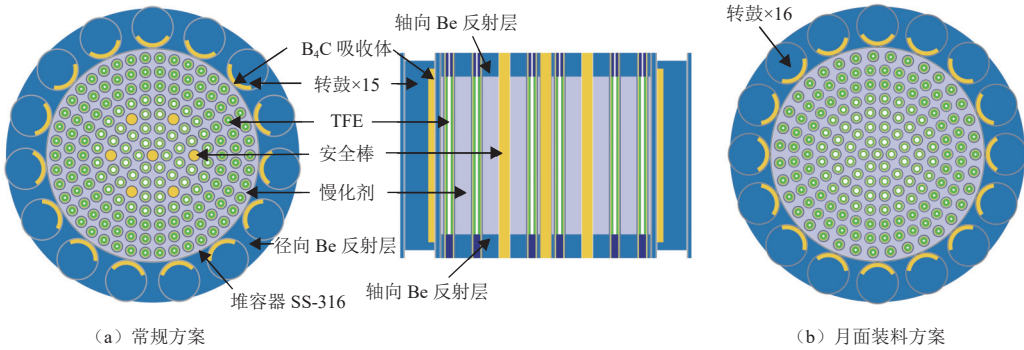


图 3 堆芯布置示意图  
Fig. 3 Layout of reactor core

2.3 常规方案

对于需要在发射前完成燃料装载的堆芯方案 (常规方案), 为了满足特殊临界安全的要求, 堆芯内需要布置含有中子吸收体的安全棒。经过计算分析, 堆内所需安全棒数量至少为 7 根, 并且中心布置 1 根, 第 3 圈布置 6 根为较优化的布置, 此时安全棒和转鼓的总价值最高。常规方案的堆芯布置如图 3 (a) 所示。堆芯慢化剂由内到外布置有 7 圈孔道, 第  $N$  圈孔道个数为  $6 \times N$  个。包含中心孔道在内, 全堆共 169 个孔道, 孔道直径为 3.0 cm, 其中有 7 根安全棒孔道, 其余 162 个孔道布置热离子燃料元件。由于燃料元件端部有电输出端, 各元件之间需要进行串联连接, 同时考虑到装配要求, 因此元件之间需要留有一定的距离。参考 SPACE-R 栅架设定为 3.5 cm 的设计基准, 将第  $N$  圈燃料元件中心所在圆周半径设定为  $3.5 \times N$  cm, 这样能保证

任意燃料元件之间的间距都不小于 3.5 cm 的限值。堆芯具体参数如表 2 所示。

2.4 月面装料方案

采用单节 TFE 的月面堆电源在地面完成了 TFE 的组装连接后可以在月面进行燃料的装载, 因此在发射前堆芯内可以只装载部分燃料, 堆芯内的燃料初始装载量需要满足特殊临界安全的要求, 其他燃料则可以在月面进行装载。基于此装料策略, 提出了月面装料方案, 堆内 TFE 的数目仍为 162 根, 取消了堆内的安全棒, 常规方案中安全棒的位置则变为 TFE, 其最外圈 (第 7 圈) 的燃料元件数目由常规方案的 42 根减少为 35 根。堆外设有 16 个转鼓, 其堆芯布置如图 3 (b) 所示。除以上不同外, 月面装料方案与常规方案的堆芯尺寸、活性区高度等其他堆芯参数均相同。月面装料方案所需  $^{235}U$  初始装载量为 77.19 kg, 即可满足后备反

表2 堆芯参数

Table 2 The parameters of reactor core

参数	参数值
堆芯慢化剂直径/cm	53
堆芯慢化剂高度/cm	40
径向反射层厚度/cm	10
轴向反射层厚度/cm	6
环形冷却剂流道间隙/cm	0.08
控制转鼓个数	15
转鼓铍柱直径/cm	10
转鼓铍柱高度/cm	48
转鼓吸收体厚度/cm	1
转鼓吸收体张角/(°)	120
转鼓吸收体高度/cm	44
安全棒根数	7
安全棒吸收体直径/cm	2.5
安全棒吸收体高度/cm	52
<sup>235</sup> U装量/kg	80.87
堆容器内径/cm	53.2
堆容器厚度/cm	0.2

性的要求, 相比常规方案80.87 kg的<sup>235</sup>U装量更少。在取消安全棒及其驱动机构后, 反应堆结构得到简化、重量降低, 系统可靠性得到提高。

## 2.5 径向功率分布优化

单节热离子型月面堆堆芯内的燃料直接加热发射极进行热电转换, 并且热离子发电元件的发电性能与温度直接相关<sup>[17]</sup>。为了保证全堆热离子发电元件尽可能处于较优的温度区间, 应尽可能展平堆芯径向功率分布。在全堆采用均匀装料时(燃料内孔半径均为4 mm), 堆芯径向相对功率分布如图4(a)所示, 此时安全棒移出堆外, 转鼓吸收体相对堆芯角度为90°, 均匀装料时径向功率分布不均匀因子为1.44。靠近安全棒孔道的燃料元件功率出现畸变, 其原因在于安全棒拔出后, 其周围慢化剂/燃料比增加, 中子能够得到更充分的慢化。

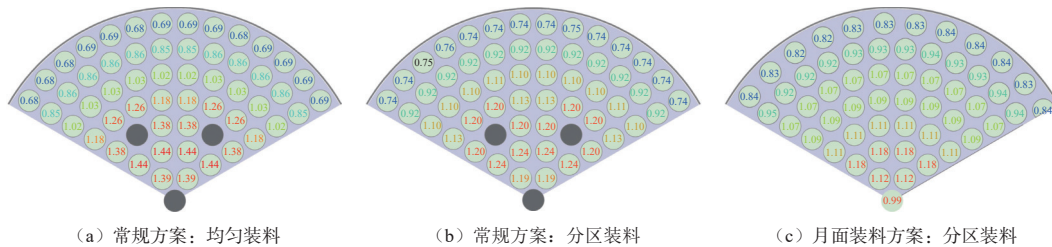


图4 不同核燃料装载方式下堆芯径向功率分布

Fig. 4 Radial power distribution

借鉴TOPAZ-II进行径向功率展平的方法<sup>[18]</sup>, 位于不同圈的燃料元件采用内孔半径不同的燃料, 通过改变燃料的装量实现径向功率分布的优化。设燃料装载形式 $X = [R_1, R_2, R_3, R_4, R_5, R_6, R_7]$ , 其中 $R_i$ 表示第 $i$ 圈燃料的内孔半径。方案筛选时, 为了保证燃料裂变气体的正常排放, 半径不能过小, 同时考虑到燃料烧结工艺以及结构强度, 内孔半径也不能过大。参考目前国内环形燃料的制造工艺水平, 将 $R_i$ 值设定在3~6 mm。表3给出了不同燃料装载形式下的堆芯径向功率分布的不均匀因子, 最终选择燃料分区装载形式 $X = [6, 6, 6, 5, 3, 3, 3]$ 。此时常规方案的堆芯径向功率分布如图4(b)所示。通过燃料分区装载, 堆芯径向功率分布不均匀因子降低到1.24。月面装料方案优化后的堆芯径向功率分布如图4(c)所示, 其堆芯中央TFE内的燃料内孔半径为6 mm, 其余各圈燃料内孔半径与常规方案相同, 堆芯的径向功率分布不均匀因子为1.18。

月面装料方案避免了安全棒引起的功率畸变, 并且由于最外圈TFE间距变大, 慢化剂/燃料的值增大,

中子慢化效果更好, 因此最外圈的TFE功率有所升高, 两种因素的共同作用使得月面装料方案径向功率分布更加均匀。

表3 常规方案不同燃料装载方式下的径向功率不均匀因子  
Table 3 Radial power inhomogeneity factor under different fuel loading forms of loading-on-Earth scheme

燃料装载形式 $X$	径向不均匀因子
[4, 4, 4, 4, 4, 4, 4]	1.44
[6, 6, 6, 6, 5, 4, 3]	1.31
[6, 6, 5, 4, 3, 3, 3]	1.30
[6, 6, 6, 6, 5, 3, 3]	1.28
[6, 6, 6, 5, 4, 3, 3]	1.26
[6, 6, 6, 6, 3, 3, 3]	1.25
[6, 6, 6, 5, 3, 3, 3]	1.24

## 3 堆芯方案计算分析

### 3.1 功率分布

反应堆设计电功率为48 kWe、TFE的平均热电转换效率为7%、堆芯总热功率为685.714 kWth, 活性区长度为40 cm的162根TFE的平均线功率密度为105.8 W/cm。图5给出了常规方案和月面装料方案在寿期初临界状态

下每圈燃料元件的平均线功率密度的轴向分布。两种方案的最大线功率密度均在第2圈燃料元件, 常规方案的最大线功率密度为166.28 W/cm; 月面装料方案的最

大线功率密度为160.08 W/cm。图6给出了寿期初两种方案径向上各圈燃料元件的相对功率分布, 月面装料方案相比常规方案径向功率分布更加均匀。

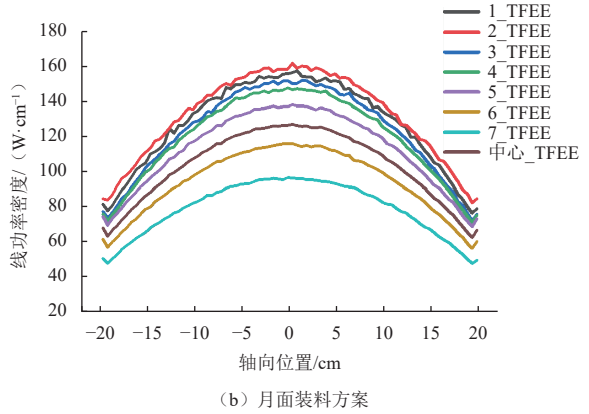
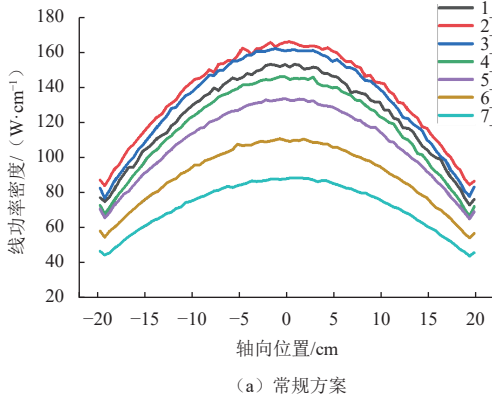


图 5 线功率密度轴向分布  
Fig. 5 Axial distribution of liner power density

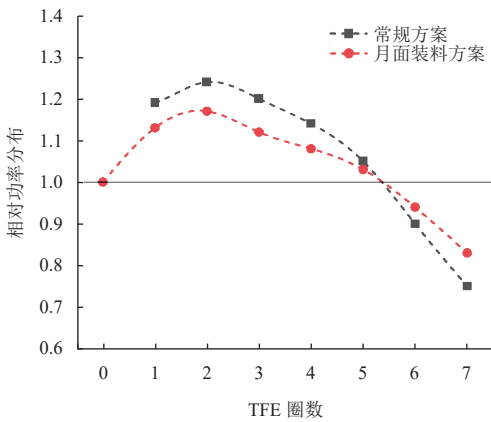


图 6 径向功率分布  
Fig. 6 Radial power distribution

(热态), 月面装料方案为5.157% $\Delta k/k$  (冷态) 和 5.689% $\Delta k/k$  (热态), 两种方案均能满足停堆深度不小于1% $\Delta k/k$ 的要求 (参见表6)。

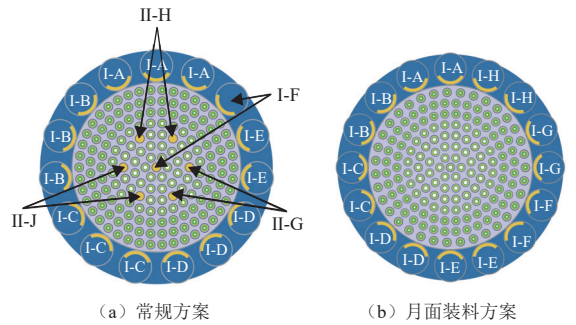


图 7 停堆系统示意图  
Fig. 7 Schematic diagram of the shutdown system

### 3.2 转鼓与安全棒价值

常规方案有两套停堆系统, 如图7 (a) 所示, 其中转鼓和中心安全棒为第一套停堆系统, 共分为6组, 分别为 I -A到 I -F; 其余安全棒为第二套停堆系统, 分为3组, 分别为 II -G、II -H、II -J。月面装料方案只有转鼓一套停堆系统, 如图7 (b) 所示, 为了满足卡鼓准则, 其堆外转鼓的数量增加至16个, 并且每两个转鼓一组, 全堆共8组, 分别为 I -A~ I -H。对于停堆系统发生一组卡鼓 (或卡棒) 事故时的价值进行了计算, 结果如表4和表5所示, 表中“i”表示转鼓完全朝向堆芯或安全棒完全插入堆内, “o”表示转鼓完全朝向堆外或安全棒完全移出堆外。

常规方案在单独一套停堆系统发生一组卡鼓 (或卡棒) 时的最小价值为5.578% $\Delta k/k$  (冷态) 和6.178% $\Delta k/k$

表 4 常规方案停堆系统的价值

Table 4 The worth of the loading-on-earth scheme shutdown system

序号	第一套停堆系统						第二套停堆系统			价值/(% $\Delta k \cdot k^{-1}$ )	
	I -A	I -B	I -C	I -D	I -E	I -F	II -G	II -H	II -J	冷态	热态
1	i	i	i	i	i	i	o	o	o	8.165	8.971
2	o	i	i	i	i	i	o	o	o	6.741	7.241
3	i	o	i	i	i	i	o	o	o	6.738	7.235
4	i	i	o	i	i	i	o	o	o	6.743	7.242
5	i	i	i	o	i	i	o	o	o	6.747	7.249
6	i	i	i	i	o	i	o	o	o	7.551	8.011
7	i	i	i	i	i	o	o	o	o	5.578	6.178
8	o	o	o	o	o	o	i	i	i	10.759	10.923
9	o	o	o	o	o	o	o	i	i	6.952	7.012
10	o	o	o	o	o	o	o	i	i	7.049	7.101
11	o	o	o	o	o	o	i	i	o	7.011	7.105
12	i	i	i	i	i	i	i	i	i	19.721	20.102

表5 月面装料方案停堆系统的价值

Table 5 The worth of the loading-on-Moon scheme shutdown system

序号	停堆系统									价值/(%Δk·k <sup>-1</sup> )	
	I-A	I-B	I-C	I-D	I-E	I-F	I-G	I-H	冷态	热态	
1	i	i	i	i	i	i	i	i	5.904	6.305	
2	o	i	i	i	i	i	i	i	5.163	5.692	
3	i	o	i	i	i	i	i	i	5.167	5.696	
4	i	i	o	i	i	i	i	i	5.161	5.691	
5	i	i	i	o	i	i	i	i	5.168	5.689	
6	i	i	i	i	o	i	i	i	5.171	5.702	
7	i	i	i	i	i	o	i	i	5.157	5.711	
8	i	i	i	i	i	i	o	i	5.165	5.694	
9	i	i	i	i	i	i	i	o	5.159	5.698	

表6 反应性平衡

Table 6 Reactivity balance

平衡项		常规方案/ (%Δk·k <sup>-1</sup> )	月面装料方案/ (%Δk·k <sup>-1</sup> )
反应性效应	温度效应	0.242	0.362
	燃料效应	-2.823	-2.946
	氢泄漏效应	-0.170	-0.184
	燃料轴向迁移效应	-0.500	-0.500
待补偿的反应性	冷态	3.251	3.268
	热态	3.493	3.630
最小后备反应性		0.500	0.500
第一套停堆系统 价值/卡棒(鼓)	冷态	8.165/5.578	5.904/5.157
	热态	8.971/6.178	6.305/5.689
第一套停堆系统停堆 深度/卡棒(鼓)	冷态	4.414/1.827	2.136/1.389
	热态	4.978/2.185	2.175/1.559
第二套停堆系统 价值/卡棒(鼓)	冷态	10.759/6.952	—
	热态	10.923/7.012	—
第二套停堆系统停堆 深度/卡棒(鼓)	冷态	7.008/3.201	—
	热态	6.930/3.019	—

### 3.3 温度效应

常规方案与月面装料方案的总温度效应都为正值,分别为0.242%Δk/k和0.362%Δk/k。对于热离子型空间堆,核燃料、发射极、接收极和慢化剂温度相差很大,但不同位置的元件之间温度分布相差不大,可以取平均值,在参考了SPACE-R设计基础上<sup>[19]</sup>,对常规方案的不同材料的温度效应进行了计算,结果如表7所示,其中燃料、发射极、接收极的温度效应均为负值,而氢化钷慢化剂的温度效应为很大的正值。由图2可以看出,热量自核燃料中产生,依次传递给发射

表7 温度效应

Table 7 Temperature effect

部件	温度/K	温度效应/(%Δk·k <sup>-1</sup> )
全堆	—	0.242
核燃料	2000	-0.468
发射极材料	1823	-0.529
接收极材料	900	-0.218
慢化剂	800	1.454

极、接收级、冷却剂系统,最后是慢化剂。核燃料的反应性效应具有瞬时反馈特性,而慢化剂的反应性效应延迟时间最长。

对慢化剂升温前后中子能谱进行了对比,结果如图8所示,升温后在低能中子区( $E < 1$  eV),中子能谱发生硬化。材料的温度升高从微观层面便意味着原子热运动的加剧,因此中子有更高的概率在与原子碰撞后获得能量,由此导致中子能谱在热化区会发生硬化。中子能谱硬化后,材料的寄生吸收便会减小,因此中子有更大概率从慢化剂返回到燃料中发生反应,使得慢化剂温度系数是正值<sup>[20]</sup>。

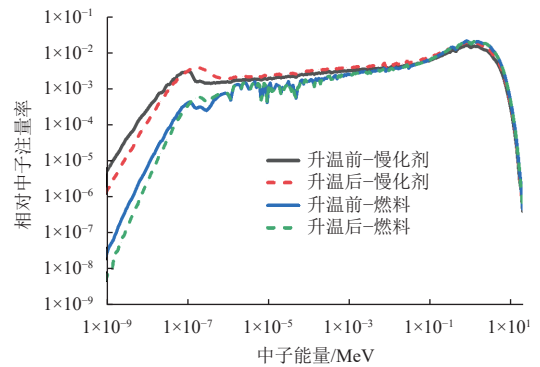


图8 燃料和慢化剂中的中子能谱

Fig. 8 Neutron spectrum in fuel and moderator

### 3.4 燃料及氢泄漏效应

反应堆寿期内由于燃料的不断消耗以及慢化剂氢泄漏造成的慢化能力减弱将引起堆芯反应性的损失。对寿期内燃料的计算结果如图9所示,常规方案和月面装料方案在额定功率下运行10 a由于燃料引起的反应性效应分别为-2.823%Δk/k和-2.946%Δk/k。两种方案下寿期末的平均燃料深度分别为27590 MWd/tU和29290 MWd/tU,均低于目前压水堆核电站的平均卸料燃料深度。

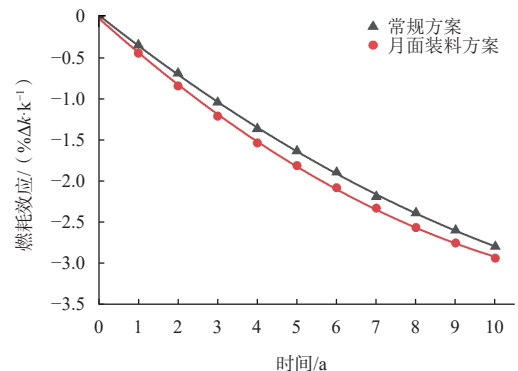


图9 燃料效应

Fig. 9 Burnup effect

堆芯采用YH<sub>1.85</sub>作为慢化剂, 金属氢化物在高温下其内部的氢会发生分解, 氢原子可以穿过堆容器泄漏出堆外, 使得慢化剂慢化效果变差。图10给出了不同氢泄漏量引起的反应性效应以及线性拟合关系式。在氢泄漏量5%以内时, 氢泄漏效应与氢泄漏量呈很好的线性相关性。由于氢化物的氢泄漏速率与是否采用防氢渗透涂层以及涂层修补气体等措施有关, 因此其在寿期内的氢泄漏行为难以准确预测。本文计算时取氢化钷的氢泄漏量为保守值1%, 根据计算结果, 常规方案和月面装料方案寿期内由于慢化剂氢泄漏引起的反应性效应分别为0.170%Δk/k和0.184%Δk/k。

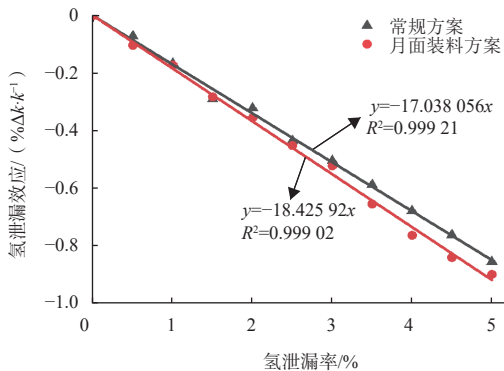


图10 氢泄漏效应  
Fig. 10 Hydrogen-leakage effect

### 3.5 寿期内的反应性平衡

综合前面的反应性效应和棒鼓价值, 表6给出了两种方案在寿期内的反应性平衡关系, 其中的燃料轴向迁移效应在参考了SPACE-R的-0.4%Δk/k设计参数的情况下取为保守值-0.5%Δk/k。对于常规方案, 在满足卡棒准则的情况下, 最小停堆深度为1.827%Δk/k; 对于月面装料方案, 在满足卡棒准则的情况下, 最小停堆深度为1.389%Δk/k; 两种方案的控制策略均能满足堆芯寿期要求和安全停堆要求(停堆深度大于1%Δk/k)。

### 3.6 特殊临界安全分析

对两种方案在不同掉落事故工况下的堆芯临界状态进行了分析计算。计算模型中堆外包围的沙子或水的边界距离堆芯中心距离为2 m, 距离堆芯边界超过3倍的中子平均自由程, 可以认为是无限厚反射层。当反应堆进水时, 认为内部的空隙以及冷却剂流道均被水所填充。分别考虑了堆芯结构相对完整以及堆芯径向反射层和转鼓掉落事故工况。由于安全棒具有卡锁结构以及热离子堆的特殊结构特点, 可以只考虑安全棒维持在堆内的工况。对于月球堆, 还需要考虑反应堆在着陆月球时可能发生掉落被月壤所掩埋的事故工况。掉落事故中水和沙子的成分参考美国太平洋西

北国家实验室给出的数据<sup>[21]</sup>, 月壤成分则参考“嫦娥五号”任务采样(样品CE5C0400)的数据<sup>[22]</sup>。

常规方案发射前堆内已经装入所有核燃料; 对于月面装料方案, 部分核燃料可以拿出堆外。不同掉落事故工况下的堆芯 $k_{eff}$ 结果如表8和表9所示, 计算结果区间置信度均为99%。当堆外被湿沙包围、堆内空隙进水时为最恶劣的事故工况, 常规方案在此工况下仍满足小于0.98的要求。对于月面装料方案, 仅仅取出中心(第0圈)和第1圈7根TFE的核燃料无法满足安全要求; 将第0、1、2圈共19根TFE内的核燃料取出时可以满足特殊临界安全的要求。因此, 在月面装料方案中, 143根TFE内的核燃料在地面事先装好, 其它19根TFE内的核燃料装载在月面上完成。

表8 堆芯完整时不同工况下的堆芯 $k_{eff}$   
Table 8  $k_{eff}$  in different accident conditions with integrated core

事故工况	堆外环境	堆内状态	常规方案	月面装料方案 (取出第0、1圈燃料)	月面装料方案 (取出第0、1、2圈燃料)
1	水	未进水	0.872 34 ± 0.000 64	0.997 61 ± 0.000 64	0.925 0 1 ± 0.000 6 4
			0.962 35 ± 0.000 64	1.040 64 ± 0.000 64	0.961 8 9 ± 0.000 6 4
2	水	进水	0.896 12 ± 0.000 64	0.960 61 ± 0.000 64	0.903 2 2 ± 0.000 6 4
			0.874 13 ± 0.000 64	0.957 11 ± 0.000 64	0.900 0 2 ± 0.000 6 4
3	干沙	未进水	0.874 13 ± 0.000 64	0.957 11 ± 0.000 64	0.900 0 2 ± 0.000 6 4
			0.874 13 ± 0.000 64	0.957 11 ± 0.000 64	0.900 0 2 ± 0.000 6 4
4	湿沙	未进水	0.874 13 ± 0.000 64	0.957 11 ± 0.000 64	0.900 0 2 ± 0.000 6 4
			0.874 13 ± 0.000 64	0.957 11 ± 0.000 64	0.900 0 2 ± 0.000 6 4
5	湿沙	进水	0.967 01 ± 0.000 64	1.044 22 ± 0.000 64	0.971 1 3 ± 0.000 6 4
			0.967 01 ± 0.000 64	1.044 22 ± 0.000 64	0.971 1 3 ± 0.000 6 4
6	月壤	未进水	0.893 42 ± 0.000 64	0.960 63 ± 0.000 64	0.901 4 7 ± 0.000 6 4
			0.893 42 ± 0.000 64	0.960 63 ± 0.000 64	0.901 4 7 ± 0.000 6 4

表9 径向反射层及转鼓脱离时不同工况下的堆芯 $k_{eff}$   
Table 9  $k_{eff}$  in different accident conditions with radial reflector and drum fall off

事故工况	堆外环境	堆内状态	常规方案	月面装料方案 (取出第0、1圈燃料)	月面装料方案 (取出第0、1、2圈燃料)
1	水	未进水	0.878 35 ± 0.000 64	1.003 66 ± 0.000 64	0.931 02 ± 0.000 64
			0.968 25 ± 0.000 64	1.046 65 ± 0.000 64	0.967 98 ± 0.000 64
2	水	进水	0.902 21 ± 0.000 64	0.966 32 ± 0.000 64	0.907 88 ± 0.000 64
			0.883 14 ± 0.000 64	0.964 13 ± 0.000 64	0.906 03 ± 0.000 64
3	干沙	未进水	0.883 14 ± 0.000 64	0.964 13 ± 0.000 64	0.906 03 ± 0.000 64
			0.883 14 ± 0.000 64	0.964 13 ± 0.000 64	0.906 03 ± 0.000 64
4	湿沙	未进水	0.883 14 ± 0.000 64	0.964 13 ± 0.000 64	0.906 03 ± 0.000 64
			0.883 14 ± 0.000 64	0.964 13 ± 0.000 64	0.906 03 ± 0.000 64
5	湿沙	进水	0.977 72 ± 0.000 64	1.050 22 ± 0.000 64	0.977 14 ± 0.000 64
			0.977 72 ± 0.000 64	1.050 22 ± 0.000 64	0.977 14 ± 0.000 64
6	月壤	未进水	0.899 44 ± 0.000 64	0.966 53 ± 0.000 64	0.907 33 ± 0.000 64
			0.899 44 ± 0.000 64	0.966 53 ± 0.000 64	0.907 33 ± 0.000 64

## 4 结 论

核反应堆电源是月球科研站电力供应最重要选项之一。考虑到月面堆的特殊临界安全要求, 结合月面

堆特殊的安装及使用条件,本文给出了两种经过优化的单节热离子型月面核反应堆电源堆芯方案,即常规方案和月面装料方案。对于常规方案,在发射之前完成全部核燃料的装载;对于月面装料方案,在发射之前完成部分核燃料的装载,其余19根热离子燃料元件中的核燃料(约占全部核燃料的12%)由宇航员在月面完成装载。计算分析了两种堆芯方案的中子学参数以及特殊临界安全问题。

1) 电源净电功率均不小于40 kWe,常规方案和月面装料方案的最大径向功率分布不均匀因子分别为1.24和1.18,月面装料方案在功率分布方面优于常规方案。

2) 对温度、能耗、氡泄漏及燃料质量迁移等反应性效应计算分析的结果表明,两种方案的寿命均不小于10 a。燃料温度反应性效应为负值,堆芯反应性具有负的瞬时反馈特性。

3) 对于发射掉落事故,考虑堆芯完整以及径向反射层和转鼓掉落的工况时,在最不利情况下,常规方案和月面装料方案的有效增殖因子 $k_{\text{eff}}$ 分别为0.978和0.977,均小于0.98。

4) 常规方案设置了两套独立的停堆系统,在满足卡棒(鼓)准则的情况下,最小停堆深度为 $1.827\% \Delta k/k$ ;月面装料方案设置了一套停堆系统,在满足卡棒(鼓)准则的情况下,最小停堆深度为 $3.019\% \Delta k/k$ ,均满足停堆深度要求。

相较于常规方案,月面装料方案取消了堆内安全棒及其驱动机构,简化了系统复杂性,提高了系统可靠性,减少了系统质量与核燃料装载量,同时其径向功率分布更均匀。但是,因为需要宇航员在月面完成部分核燃料装载,增加了操作的复杂性和宇航员的作业量;同时该方案仅设置了一套停堆系统,这在安全管理方面可进一步探讨。

总之,计算分析结果表明,两种堆芯方案均满足中子学设计要求和安全要求。研究成果可为后续月面堆电源方案的选择以及相关部署工作流程的制定提供参考。

## 参 考 文 献

- [1] 吴伟仁,刘继忠,唐玉华,等. 中国探月工程[J]. 深空探测学报(中英文),2019,6(5):405-416.  
WU W R, LIU J Z, TANG Y H, et al. China lunar exploration program[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2019, 6(5): 405-416.
- [2] 裴照宇,刘继忠,王倩,等. 月球探测进展与国际月球科研站[J]. 科学通报,2020,65(24):2577-2586.  
Pei Z Y, Liu J Z, Wang Q, et al. Overview of lunar exploration and International Lunar Research Station[J]. Chinese Science Bulletin, 2020, 65(24): 2577-2586.
- [3] 中国国家航天局. 国际月球科研站合作伙伴指南V1.0[R]. 北京: 中国国家航天局,2021.
- [4] 王赤,林杨挺,裴照宇,等. 月球科研站的关键科学问题[J]. 中国科学基金,2022,36(6):830-840.  
WANG C, LIN Y T, PEI Z Y, et al. Key scientific questions related to lunar research station[J]. Science Foundation in China, 2022, 36(6): 830-840.
- [5] WU W R, LIU J Z, ZHAO X J, et al. System engineering research and application foreground of space nuclear reactor power generators[J]. SCIENTIA SINICA Technologica, 2019, 49(1): 1-12.
- [6] 牛广磊,罗志福,雷英俊,等. 深空探测先进电源技术综述[J]. 深空探测学报(中英文),2020,7(1):24-34.  
NIU C L, LUO Z F, LEI Y J, et al. Advanced power source technology of deep space exploration[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2020, 7(1): 24-34.
- [7] 王颖,朱安文,刘飞标,等. 超远深空探测任务的能源动力方案[J]. 深空探测学报(中英文),2020,7(2):213-220.  
WANG Y, ZHU A W, LIU F B, et al. Ultra deep space exploration mission and power project[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2020, 7(2): 213-220.
- [8] 胡古,赵守智. 空间核反应堆电源技术概览[J]. 深空探测学报(中英文),2017,4(5):430-443.  
HU G, ZHAO S Z. Overview of space nuclear reactor power technology[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2017, 4(5): 430-443.
- [9] SUSAN S. V., EI-GENK M. S., HOOVER M. D. TOPAZ-II Design Evolution[C]//AIP Conference Proceedings. [S. l.]: AIP, 1994.
- [10] 核工业标准化研究所. 空间热离子反应堆核动力装置核设计准则, EJ/T 20034-2012[S]. 北京:核工业标准化研究所,2013.
- [11] 钟武侯,赵守智,郑剑平,等. 空间热离子能量转换技术发展综述[J]. 深空探测学报(中英文),2020,7(1):47-60.  
ZHONG W Y, ZHAO S Z, ZHENG J P, et al. A review of technology development of thermionic energy conversion for space application[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2020, 7(1): 47-60.
- [12] KAA K, LEONG T. J., MOHAMED K. Review on thermionic energy converters[J]. IEEE Transactions on Electron Devices, 2016, 63(6): 1-11.
- [13] SUSAN S, RODRIGUEZ E A, EI-GNEK M S, et al. Russian TOPAZ-II system test program (1970-1989)[C]//AIP Conference Proceedings. [S. l.]: AIP, 1994.
- [14] NIKOLAEV Y V, EREMIN S A, GONTAR A S, et al. A single-cell TFE mock-up of the thermionic nuclear power system "Space-R" [C]//AIP Conference Proceedings. [S. l.]: AIP, 1995.
- [15] HU X X, SCHAPPEL D., SILVA C. M., et al. Fabrication of yttrium hydride for high-temperature moderator application[J]. Journal of Nuclear Materials, 2020, 539, 152335.
- [16] BETZLER B R, ADE B J, WYSOCKI A J, et al. Transformational challenge reactor preconceptual core design studies[J]. Nuclear Engineering and Design, 2020, 367: 110781.
- [17] DAI Z W, WANG C L, ZHANG D L, et al. Impact of axial power distribution on thermal-hydraulic characteristics for thermionic reactor[J]. Nuclear Engineering and Technology, 2021, 53(12): 3910-3917.
- [18] HOTH C W, DEGALTSEV Y, GONTAR A, et al. Design and

- performance of the  $\text{UO}_2$  fuel for the Topaz-II Reactor[C]//AIP Conference Proceedings. [S. l.]: AIP, 1994.
- [19] SPI. SPACE-R thermionic space nuclear power system-design and technology demonstration: P-1085-008[R]. San Jose, California, USA: SPI, 1993.
- [20] 时运达, 孙征, 杨睿, 等. TOPAZ-II 反应堆慢化剂正温度效应研究[J]. *原子能科学技术*, 2023, 57(3): 583-590.  
SHI Y D, SUN Z, YANG R, et al. Study on positive temperature effect of moderator in TOPAZ-II reactor[J]. *Atomic Energy Science and Technology*, 2023, 57(3): 583-590.
- [21] Pacific Northwest National Laboratory. Compendium of material composition data for radiation transport modeling: PNNL-15870[R]. USA: Pacific Northwest National Laboratory, 2021.
- [22] ZHANG H, ZHANG X, ZHANG G, et al. Size, morphology, and composition of lunar samples returned by Chang'E-5 mission[J]. *Science China-Physics Mechanics & Astronomy*, 2022, 65(2): 1-8.
- 作者简介:  
王征(1997-), 男, 博士研究生, 主要研究方向: 空间核动力技术。  
通信地址: 北京市275信箱(102413)  
E-mail: 15765596320@163.com  
赵守智(1966-), 男, 研究员, 主要研究方向: 空间核动力技术。本文通信作者。  
通信地址: 北京市275信箱(102413)  
电话: (010)69359204  
E-mail: zhaoshouzhi@ciae.ac.cn

## Study on Lunar Reactor Core Scheme with Single-Cell Thermionic Fuel Element

WANG Zheng, SUN Zheng, HOU Cheng, ZHAO Shouzhi

(China Institute of Atomic Energy, Beijing 102413, China)

**Abstract:** The nuclear reactor power is one of the most important power supply options for the lunar research station. To meet the electricity demand of the lunar research station, a single-cell thermionic lunar power reactor core scheme with a net power of 40kWe and a lifetime of 10 years was presented. As the single-cell thermionic fuel element's fuel loading can be completed either on the earth or relatively conveniently on the lunar surface, two core schemes were given respectively. The radial power distribution of the reactor core was optimized by fuel partition loading, and the power distribution, temperature effect, worth of bowl and safety rod, burnup and hydrogen leakage effect, reactivity balance and special critical safety problem of the core were calculated and analyzed. The results show that both of the core schemes can meet the requirements of neutronics and special critical safety, and have their own characteristics. This research results can provide reference for the selection of lunar power reactor core scheme and the formulation of workflow.

**Keywords:** lunar research station; lunar nuclear reactor power; single-cell thermionic fuel element; yttrium hydride; reactor core scheme

### Highlights:

- The lunar reactor core scheme using single-cell TFE is presented and the radial power distribution optimization is performed.
- The neutronics parameters and special critical safety issues of both core schemes, with loading-on-Earth and loading-on-Moon modes, are calculated and analyzed, and the results verify the rationality of the core scheme.
- In the loading-on-Moon scheme, the safety rod and its driving mechanism are canceled, which improves system reliability, reduces system mass and nuclear fuel mass, and the radial power distribution in the core becomes more uniform.

[责任编辑: 宋宏, 英文审校: 宋利辉]