

载人月面着陆与上升飞行器 辐射环境适应性研究

高著秀, 王金昌, 王玉林, 张耀磊, 王小锭

(中国运载火箭技术研究院, 北京 100076)

摘要: 载人月面着陆与上升飞行器是在载人月球探测任务中用于月球轨道与月面之间人员、货物往返的运输工具。针对载人月面着陆与上升飞行器全寿命周期内的辐射环境进行了分析, 对近地轨道、地月转移及环月轨道的辐射环境中的高能带电粒子能谱进行了对比, 对其辐射环境适应性进行了评估, 提出了针对性的辐射防护建议, 供月面着陆与上升飞行器设计参考。

关键词: 月球; 辐射; 环境适应性; 着陆与上升飞行器

中图分类号: O571.33

文献标志码: A

文章编号: 2096-4080 (2020) 01-0024-06

Research on Environmental Worthiness of Manned Lunar Lander and Ascend Module

GAO Zhuxiu, WANG Jinchang, WANG Yulin, ZHANG Yaolei, WANG Xiaoding

(China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China)

Abstract: The lunar lander and ascend module is a vehicle for transporting people and cargo between lunar orbit and lunar surface during manned lunar exploration missions. This article analyzed the radiation environment of lunar lander and ascend module in their life cycle and assessed the environmental worthiness. The energy spectra of radiation environment in low earth orbit, lunar transfer trajectory and lunar orbit were compared. According to the analyzing result, specific radiation protection measurements were provided. The conclusion of this paper can be used as a reference for the design of lunar and ascend module.

Key words: Lunar; Radiation; Environmental worthiness; Lander and ascend module

0 引言

载人月面着陆与上升飞行器主要用于月球轨道与月面之间人员和货物的往返运输, 是载人月球探测任务必不可少的运输工具。根据任务中飞行器交会对接的不同空间位置, 载人登月飞行可选择在地球轨道交会对接、月球附近交会对接或不交会模式^[1]。本文中的飞行模式为近地轨道交会-月球轨道交会模式, 如图 1 所示。月面着陆与

上升飞行器与推进飞行器在近地轨道对接后进入地月转移轨道, 飞行约 3d 后进入环月轨道。载人登月飞行器的各部分于近地轨道完成组装, 近地轨道停留时间约 2d, 然后进入地月转移轨道, 飞行约 3d 后进入环月轨道, 在环月轨道完成载人飞船与月面着陆与上升飞行器的交会对接。通过月面着陆与上升飞行器在月面飞行着陆, 航天员月面出舱探测, 采集月面样本后由上升飞行器将返回舱送入环月轨道, 进而与停留在轨道上的月地

收稿日期: 2019-10-17; 修订日期: 2019-11-25

作者简介: 高著秀 (1977-), 女, 博士, 高级工程师, 主要研究方向为空间环境效应。E-mail: gzx018@163.com

转移级进行对接返回地球。载人月面着陆与上升飞行器总共飞行时间约 11d, 其中在近地轨道停留

1d, 地月转移轨道飞行 3d, 环月飞行及月面活动共 7d。

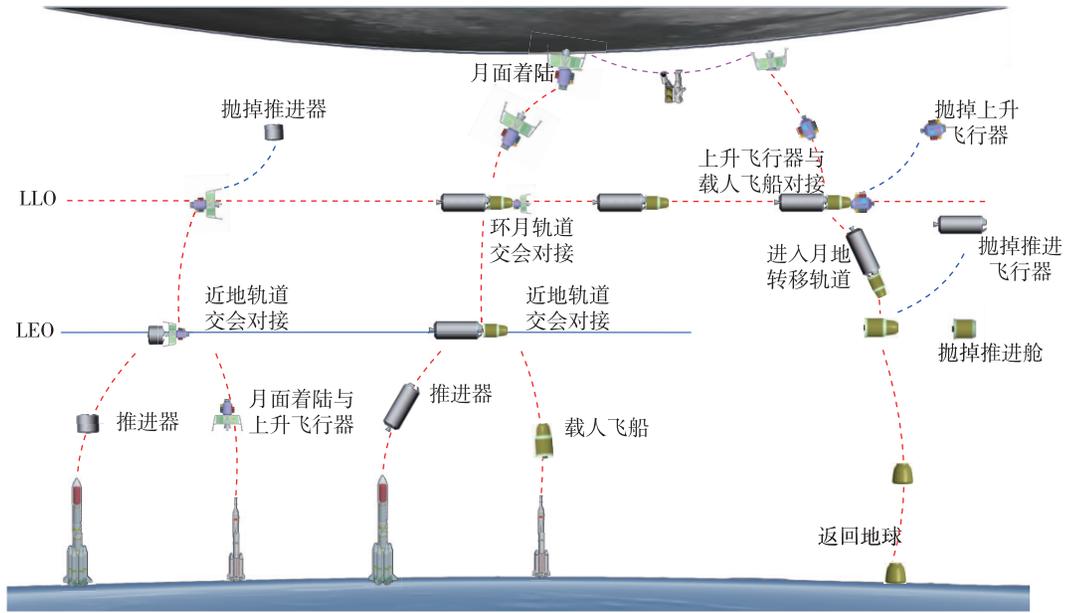


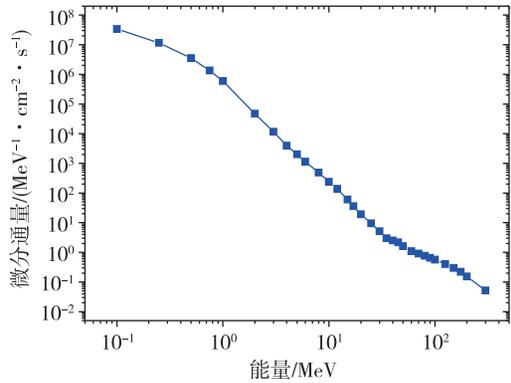
图 1 载人登月任务模式示意图

Fig. 1 Schematic diagram of manned lunar mission mode

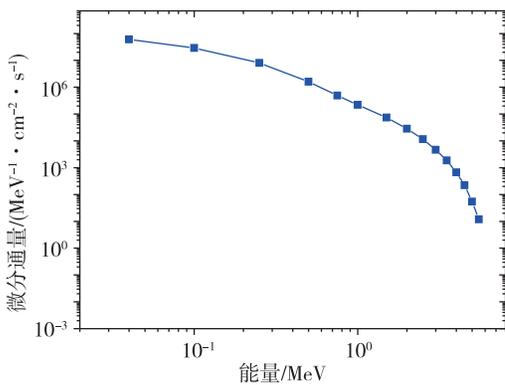
1 轨道辐射环境分析

1.1 近地轨道

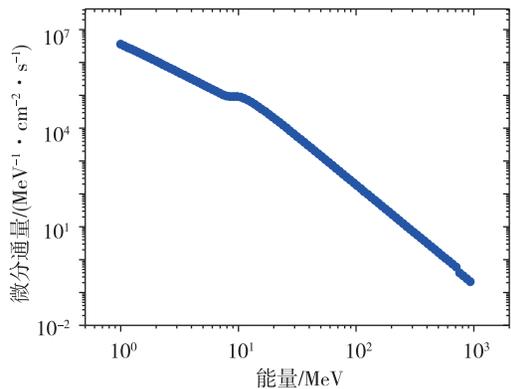
近地轨道辐射环境中的高能带电粒子主要来自地球辐射带、太阳宇宙线及银河宇宙线。本文分析的载人登月任务发射窗口选择在 2025 年, 轨道倾角为 28.5° 。由于 2025 年处于太阳活动高年期间, 地球辐射带模型取高年模型, 图 2 给出了近地轨道辐射环境中地球辐射带及太阳宇宙线能谱。



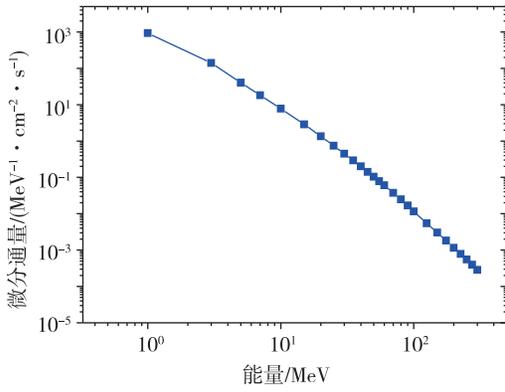
(b) 地球辐射带质子



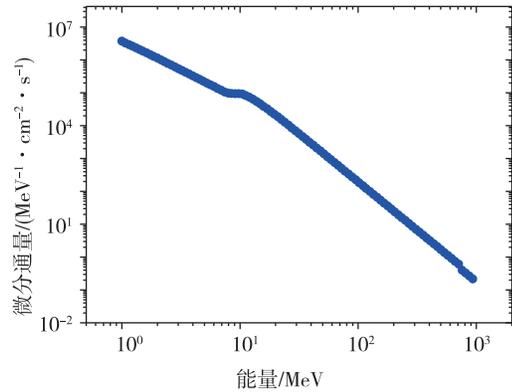
(a) 地球辐射带电子



(c) 太阳宇宙线质子 (5min 通量模型)



(d) 太阳宇宙线质子 (ESP 平均模型)



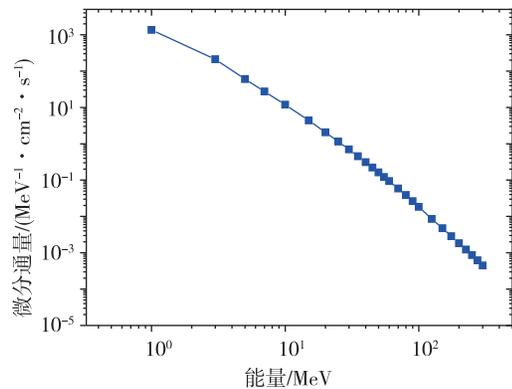
(c) 太阳宇宙线质子 (5min 通量模型)

图 2 近地轨道辐射环境能谱图

Fig. 2 Radiation environment spectrum of low earth orbit

1.2 地月转移轨道

地月转移轨道辐射环境中的高能带电粒子主要来自地球辐射带、太阳宇宙线及银河宇宙线。飞行中的大部分时间处于行星际背景辐射环境中，由于总剂量效应及单粒子效应主要来源均是太阳宇宙线质子，图 3 给出了地月转移轨道辐射环境中地球辐射带及太阳宇宙线能谱。相比近地轨道，地月转移轨道中地球辐射带高能粒子通量降低，而太阳宇宙线质子通量增大。



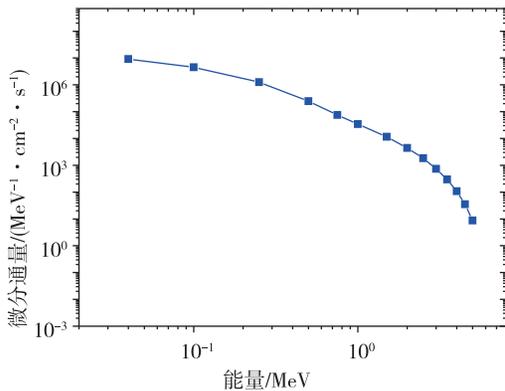
(d) 太阳宇宙线质子 (ESP 平均模型)

图 3 地月转移轨道辐射环境能谱图

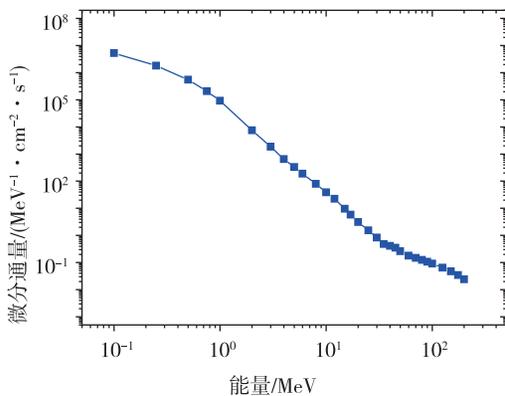
Fig. 3 Radiation environment spectrum of earth-moon transfer orbit

1.3 环月轨道

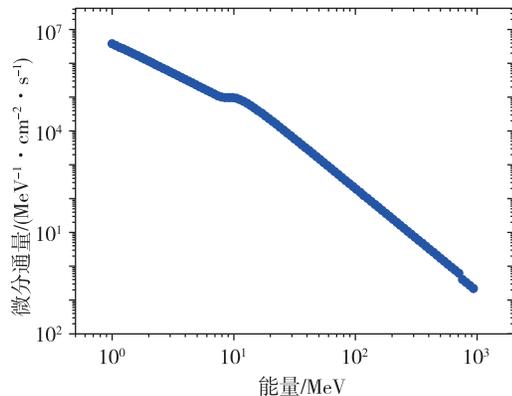
环月轨道及月球表面辐射环境主要为宇宙线辐射环境^[2-4]，包括太阳宇宙线及银河宇宙线质子和重离子。总剂量效应及单粒子效应主要来源均是太阳宇宙线质子，考虑不同太阳活动情况影响，图 4 给出了峰通量模型（1989 年 5min 通量模型）



(a) 地球辐射带电子



(b) 地球辐射带质子



(a) 5min 峰通量模型

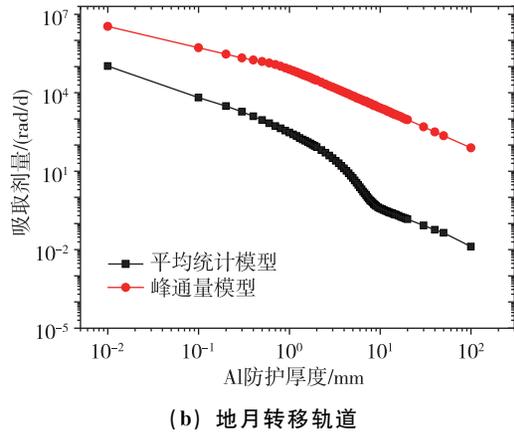
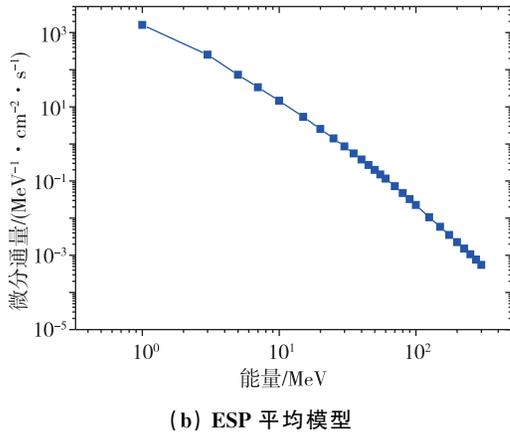


图 4 环月轨道太阳宇宙线质子能谱图

Fig. 4 Proton spectra of solar cosmic rays of lunar orbit

及平均统计模型（ESP 模型）下的太阳宇宙线质子能谱。相比近地轨道、地月转移轨道，环月轨道太阳宇宙线质子通量最高。

1.4 吸收剂量分析

图 5 给出了近地轨道、地月转移轨道及环月轨道中载人月面着陆与上升飞行器每天的在轨吸收剂量-深度曲线。假设飞行器舱体等效铝防护厚度为 3mm，飞行器舱内在 3 个阶段飞行任务期间累计吸收的剂量，在峰通量模型下约为 60krad，在 ESP 平均统计模型下累计的吸收剂量约为 100rad。其中，在平均统计模型情况下，近地轨道吸收剂量最大，是由于地球辐射带高能粒子的作用。在峰通量模型情况下，吸收剂量主要来源于环月轨道飞行期间，是由于爆发太阳活动情况下，环月轨道无磁场屏蔽，且飞行时间较长。由上述分析可见，在不同的环境模型下，计算结果相差较大，因此飞行任务窗口应尽量选择太阳平静时期。考虑 2025 年处于太阳活动高年，针对总剂量效应敏感器件需要采取相应的辐射防护措施。如果考虑

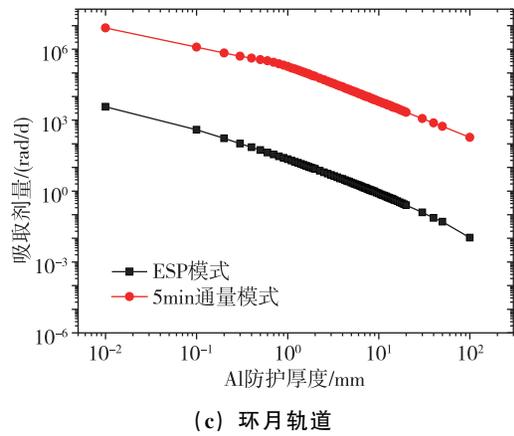


图 5 辐射剂量-深度分布曲线

Fig. 5 Radiation dose-depth distribution curve

舱体内各设备互相之间的屏蔽效果，则吸收剂量值会比预估值低。

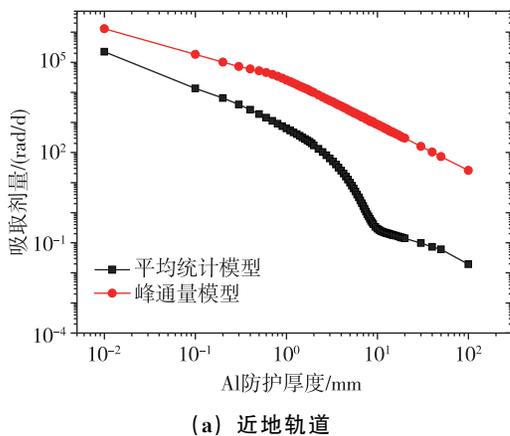
2 辐射环境影响及防护措施

2.1 单粒子效应及防护

辐射环境中的高能带电粒子与飞行器电子器件相互作用，可引起翻转、闩锁及烧毁等多种单粒子效应，对电子设备功能产生不利影响，甚至导致飞行器失效。如飞行器控制系统使用的 FPGA（现场可编辑逻辑门阵列）发生单粒子翻转，可使其有效载荷出现功能异常，必须通过地面操作执行断电重启动作才能恢复，对飞行安全带来严重威胁。

近月轨道及月表的高能质子、重离子与行星际背景辐射环境接近，由于没有磁场和大气层对高能粒子的屏蔽和衰减，应重视单粒子效应的影响，可采取以下措施：

1) 质量屏蔽：采用一定厚度的飞行器舱体和



单机壳体来降低低能部分带电粒子引起的单粒子效应概率。

2) 选择抗辐射加固器件: 对于飞行器控制器件、存储器件等应采用抗辐射性能好的器件, 主要包括 FPGA 等集成电路及存储控制指令的 SRAM (静态随机存储器) 等, 以满足抗辐射需求。

3) 软、硬件措施: 采取程序陷阱、多位标识及定时刷新等软件措施, 看门狗、EDAC (错误检测与纠正) 及限流电阻等硬件措施。

2.2 总剂量效应及防护

近月轨道及月表的高能粒子作用于飞行器的材料及电子器件时, 发生电离作用, 将能量传递给被辐照的物质, 从而对材料、器件的性能产生不利影响。如高能带电粒子作用于双极性器件时, 能够降低器件增益, 引起器件性能参数退化。高能带电粒子与 CCD (电荷耦合元件) 器件及光纤等光电器件相互作用时, 可引起位移损伤效应, 影响 CCD 器件的电荷转换率, 降低有效输出信号, 影响信号的获取特别是 CCD 器件成像时图像上出现斑点, 甚至造成器件损坏不能成像^[5-8]。如作用于太阳能电池片可使光电转换效率下降, 输出电压降低, 输出功率下降。

在本文的任务模式下, 载人月面着陆与上升飞行器任务期间吸收的辐射剂量主要来源于环月轨道期间, 尤其是遇到太阳活动爆发时, 飞行器舱内累计吸收的剂量有超过敏感器件阈值的可能, 可采取以下措施:

1) 对敏感器件进行局部屏蔽: 对敏感电子器件采用局部防护的方案, 比如采用增加防护屏或者防护罩的方式, 既不对飞行器整体增加荷载负担, 又能起到有效的防护作用。

2) 合理布局单机设备: 飞行器内不同位置的质量屏蔽效果是不同的, 合理布局单机位置, 将包含敏感器件的单机置于大质量单机的屏蔽范围内, 可以起到辐射防护的作用。

2.3 充放电效应及防护

近月轨道太阳风等离子体与飞行器表面材料相互作用, 不同部位充以不等量电荷, 超过一定阈值后可引起表面充放电效应, 表面静电放电可能产生具有瞬时高压和强电流特征的电磁脉冲, 导致飞行器上的敏感电子元器件及组件损坏或误动作, 干扰飞行器与地面通信, 影响飞行器的飞

行寿命, 甚至造成飞行器飞行任务的失败。同时, 静电放电还使飞行器表面材料产生物理性能损伤, 导致材料性能退化。

在整个轨道任务的空间辐射环境中, 存在大于 100keV 高能电子流爆发事件时, 足以穿过飞行器表面的屏蔽层和电子仪器盒, 进入飞行器表面材料内部或者仪器内部绝缘材料, 使其充电, 引起内带电效应, 导致飞行器材料性能下降或者损坏某些敏感器件, 对飞行器在轨安全带来严重的危险, 可采取以下措施:

1) 结构接地: 飞行器上主要结构部件的导电部分必须采取接地措施。飞行器外表及舱内应尽量避免孤立导体的存在。

2) 屏蔽干扰: 对所有线缆、电子线路和部件都需提供电磁干扰屏蔽。屏蔽由飞行器结构、电子仪器机壳和分立电缆的屏蔽提供。电缆屏蔽材料覆盖全向空间。

3) 电磁滤波: 所有电路经过电磁干扰屏蔽后还要采取电磁滤波防护, 消除放电脉冲诱导的电路翻转影响。

4) 优选材料: 选择合适的表面材料以减轻表面带电的危害, 采用高二次电子发射系数的材料有效降低表面带电电位。

2.4 对航天员的影响及防护

空间辐射诱发航天员或生物体的损伤主要表现为癌症、造血功能障碍、白内障, 引起辐射遗传效应等。微重力环境下, 辐射损伤呈现加重的趋势。为确保航天员生命安全, 可采取以下措施:

1) 屏蔽防护: 为使航天员接受的空间辐射剂量值控制在规定的范围以内, 首先考虑使用一定质量厚度材料屏蔽的方法来降低航天员接受的剂量, 对于能量较低的质子及重离子, 大部分可以被铝屏蔽材料屏蔽; 对于能量较高的质子, 增加铝屏蔽厚度的方式并不能降低其通量, 达不到防护效果, 应采用平均原子质量数较小的材料及其他新型复合屏蔽防护材料作为屏蔽结构。

2) 辐射预警: 对辐射风险进行预警, 对轨道辐射环境、舱内辐射环境、航天员个人接受的辐射剂量进行监测, 以便及时评估人体所受辐射剂量和损害情况, 为进一步采取防护措施提供依据。

3) 选用辐射防护药物^[9-11]: 采用预防慢性损伤的辐射防护药物。生物防护药能够提高人体抵抗力而增加抗辐射能力, 无毒副作用。因此, 加

强辐射防护药物的研制是可采取的有效辐射防护手段。

3 结论

本文针对月面着陆与上升飞行器任务期间吸收的辐射剂量进行了分析,对高能带电粒子产生的总剂量效应、单粒子效应和充放电效应影响进行了评估。结果表明,月面着陆与上升飞行器的辐射防护应重点考虑是否爆发太阳活动的影响;地磁平静情况下,主要考虑近地轨道中辐射带高能粒子的作用;爆发太阳活动情况下,主要考虑环月轨道中太阳宇宙线的影响。

参考文献

- [1] Peng Q B, Li Z, Li H Y. Analysis on manned lunar mission flight mode [J]. Aerospace Shanghai, 2012, 29 (5): 14-19.
- [2] Shen Z C. Comparison and analysis of the deep space radiation environment and its effects [J]. Spacecraft Environment Engineering, 2010, 27 (3): 313-320.
- [3] Chen F G, Wang S G, Xie Z H, et al. Research on the effects of space weather and supporting needs in manned lunar landing [J]. Equipment Environmental Engineering, 2014, 11 (1): 77-96.
- [4] Zhao L, Guo Y Y, Mi D, et al. Space radiation risk assessment for astronauts in simulated manned lunar exploration [J]. Spacecraft Environment Engineering, 2016, 33 (6): 571-580.
- [5] Cai M H, Han J W. Method for evaluating shielding thicknesses and radiation dose inside spacecraft based on ProE [J]. Journal of Astronautics, 2012, 33 (6): 830-835.
- [6] Zhang Z L, Li Z F, Tang X C, et al. Development of three-dimensional total dose analysis software based on Pro/E and its application in micro-satellites [J]. Spacecraft Environment Engineering, 2014, 31 (6): 620-624.
- [7] He B P, Ding L L, Yao Z B, et al. Three-dimensional simulation of total dose effects on ultra-deep submicron devices [J]. Acta Physica Sinica, 2011, 60 (5): 056105.
- [8] Wang S H, Lu Q, Wang W H. The improvement on total ionization dose (TID) effects of the ultra-deep submicron MOSFET feature delta doping profiles [J]. Acta Physica Sinica, 2010, 59 (3): 1970-1976.
- [9] Xue Y X, Yang S S, An H, et al. Analysis of radiation environment for lunar exploration [J]. Vacuum & Cryogenics, 2011, 17 (3): 145-151.
- [10] Shen Z C, Dai W, Bai Y, et al. Key problems of space environmental engineering for manned space exploration mission [J]. Journal of Deep Space Exploration, 2016, 3 (2): 99-107.
- [11] Bai Y Q, Wu D W. Space medical challenges and counter measures in long-term manned spaceflight [J]. Space Medicine & Medical Engineering, 2008, 21 (3): 210-214.

引用格式: 高著秀, 王金昌, 王玉林, 等. 载人月面着陆与上升飞行器辐射环境适应性研究[J]. 宇航总体技术, 2020, 4 (1): 24-29.

Citation: Gao Z X, Wang J C, Wang Y L, et al. Research on environmental worthiness of manned lunar lander and ascend module [J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2020, 4 (1): 24-29.