

空间环境对载人登月活动的影响及保障需求研究

陈凤贵¹, 王胜国¹, 谢志辉¹, 刘克华², 陈光明¹

(1. 总参大气环境研究所, 北京 100029; 2. 中国人民解放军94683部队, 晋江 福建 362001)

摘要: 为了确保载人登月航天器的飞行安全和航天员出舱登月安全, 分析研究了地月空间环境对载人登月航天器的影响, 针对通信控制、航天器、探测器、月球车和航天员, 分析提出了载人登月探测活动空间环境保障主要需求, 并在此基础上重点分析了月球空间环境探测保障急需, 即高能粒子辐射探测、辐射效应探测和月表尘埃等离子体探测等。

关键词: 载人登月; 空间环境; 环境保障

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2014.01.015

中图分类号: P35 **文献标识码:** B

文章编号: 1672-9242(2014)01-0077-05

Research on the Effects of Space Weather and Supporting Needs in Manned Lunar Landing

CHEN Feng-gui¹, WANG Sheng-guo¹, XIE Zhi-hui¹, LIU Ke-hua², CHEN Guang-ming¹

(1. Institute of Atmospheric Environment, the General Staff Headquarters, Beijing 100029, China;
2. Troop 94683, PLA, Jinjiang 362001, China)

ABSTRACT: In order to guarantee spaceflight safety of manned lunar landing spacecraft and landing safety of astronaut capsule, impacts of earth-moon space environment on the manned lunar landing spacecraft were analysed. According to the communication control, the spacecraft, the detector, the lunar rover and astronauts, the supporting contents of manned lunar landing activities in space environment were suggested. On this basis, the urgent needs of earth-moon space environment supporting were analysed, i.e., the high-energy particle radiation detection, the radiation effect detection and the lunar dust plasma detection, etc..

KEY WORDS: manned lunar landing; space environment; environment supporting

载人登月航天器要经历地球大气、地球空间、行星际空间、月球空间和月表等整个地月空间。地月空间环境复杂多变, 给载人登月航天器及航天员登月探测活动带来了很大影响, 这就对载人登月空间

收稿日期: 2013-10-08; 修订日期: 2013-11-07

Received: 2013-10-08; Revised: 2013-11-07

作者简介: 陈凤贵(1967—), 男, 河南人, 硕士, 工程师, 主要从事气象水文空间天气装备论证。

Biography: CHEN Feng-gui(1967—), Male, from Henan, Master, Engineer, Research focus: applied meteorology and hydrology.

环境保障提出了新的、更高的要求。

1 空间环境对载人登月活动的影响

1.1 地球空间环境

关于对流层大气环境的研究已经比较深入和系统,主要包括风、云、雨、雷电等影响载人登月航天器和火箭的转运、待发姿态、发射和返回舱的回收,影响机理等方面的研究比较清楚,保障技术和手段也比较成熟完善。平流层和中间层夏季盛行东风,冬季盛行西风,平流层的平均水平风速约 30 m/s,最大风速在中纬度地区 60 km 高度附近,风速达 100 m/s 左右。对航天器的影响主要是:空气阻力对航天器轨道的影响和大气中原子氧对航天器表面的剥蚀作用等。平流层到中间层是载人登月飞行器发射、初始飞行、返回舱回收的重点保障区域,对航天器的发射、航天员的安全以及返回舱落区的精确预测具有重要影响。

由于电离层吸收了太阳极紫外及软 X 射线谱段的辐射而呈电离状态,由自由电子、离子和未电离的中性成分组成^[1]。电离层能引起无线电波的折射、散射和衰减等效应,影响无线电短波通信、全球导航信号、测控和卫星通信等。地球磁层对航天器的影响主要是:等离子体以高电压系统电流泄漏和离子曳力方式影响低地球轨道航天器;以高充电方式影响中轨道和地球同步轨道航天器;以辐射带粒子的剂量效应和单粒子事件影响中轨道、地球同步轨道和行星际轨道航天器。

在地球空间环境内流星体和空间碎片也会对航天器的安全造成严重影响^[2]。流星体在太阳引力场的作用下沿着各种椭圆轨道运动,其平均密度为 0.5 g/cm³,相对于地球的速度为 11 ~ 72 km/s,平均速度为 20 km/s。流星体在空间的分布不均匀。许多流星体密集产生在它们的母体轨道附近,形成“流星体群”,当地球绕太阳公转穿过这些区域时,会接近或穿越这些轨道,地球及绕地球运行的航天器就会遇到多个流星体撞击。空间碎片的分布不像流星体那样有一定的时间性和固定的轨道,但也呈现出一定的规律性。据估计,在距地球表面 2000 km 的高度内,约有 3000 t 人造在轨物体,这些物体大多在高倾角轨道,平均相对速度约 10 km/s。地球同步轨道

(GEO)是空间碎片的另一密集区域,流星体和空间碎片对空间飞行器的影响主要是造成机械损伤^[3]。

1.2 行星际空间环境

行星际空间充满着来自太阳的稀薄等离子体、所有波长的天体电磁辐射和不同能量的粒子辐射,并伴随着行星际磁场。这种高温稀薄等离子体的温度达数百万度,以每秒几百千米的速度从太阳向外膨胀,其影响与磁层等离子体和高能粒子相似。行星际尘埃是存在于行星际空间的固态物质,直径多在 10 ~ 100 μm 之间,有的甚至小于 0.1 μm,它和流星体一样会对航天器造成机械损伤^[4]。

1.3 月球空间环境

1.3.1 月球真空环境

月球拥有一个接近真空的环境,月表大气的主要成分是氦、氢、氖和氩。对探测器和航天员登月活动的影响主要是:脱气作用、温度的剧烈变化和无明显阻尼介质的振动。由于月球表面高真空,没有大气的热传导,月球表面的白天和黑夜、受到太阳照射的位置与没有受到太阳照射的位置温差极大,极限温度差可达到 150 ~ 180 ℃。因此,用于月球车和航天员保障设备的材料必须能抵抗高真空下的脱气,防止材料破损,增加强度。还必须能经受极限温度而不致变形或损伤,防止探测设备各部件的传动润滑油由于温度高挥发或由于温度低而凝固,致使润滑油失效。同时,月表没有空气等阻尼介质,当探测设备发生振动时,需要消减振动。

1.3.2 月表尘埃等离子体环境

月球没有地球那样稠密的大气和全球磁场,太阳风等离子体几乎可以直接作用于月球表面,经与月表相互作用,形成了一个复杂的尘埃等离子体环境^[5]。

月球表面存在着大量的细小尘埃,月表电导率较低,月表尘埃带电后不易消失,再加上月球重力场非常小,尘埃便在月表电场的作用下悬浮运动。美国阿波罗号登月航天员在早晨看到了由月表尘埃引起的高度约 1 m 的“晕”,美国 Clementine 也拍到了月球尘埃所形成的“晕”。对于微米量级的静电悬浮颗粒,在向阳面悬浮高度为 1 m,而在背阳面可达几十米。0.01 μm 的静电悬浮颗粒在向阳面高度接近

1 km,而背阳面高度可达近百千米。在月球晨侧,由于鞘层较薄,电场梯度最大,静电悬浮颗粒快速浮起,形成一个尘埃“泉涌”现象。美国阿波罗号在月表安放的月表火山喷出物和微流星实验仪LEAM首先监测到这一现象^[6]。

月表尘埃颗粒的悬浮运动,对月表着陆器、月球基地和登月航天员构成威胁。静电尘埃悬浮颗粒的强附着性和研磨性,导致着陆器的光学镜头、太阳能电池、转动机构等性能下降,甚至发生故障。静电尘埃悬浮颗粒甚至能透过航天服,对航天员的肺部形成严重的威胁。阿波罗号登月舱内曾出现尘埃多到影响视线的程度。

1.3.3 月球空间辐射环境

月球空间环境粒子辐射的来源主要是太阳宇宙射线和银河宇宙射线^[7]。

太阳宇宙射线(SCR),也叫太阳高能粒子、太阳质子事件。在太阳活动的11年周期里,当太阳活动在极小年附近时,几乎看不到太阳宇宙射线粒子,而当太阳相当活跃的时候(通常太阳黑子数在50以上),在月球附近任何位置都可以看到太阳宇宙射线粒子。银河宇宙射线由能量极高、而通量很低的带电粒子(质子、 α 粒子和重粒子等)组成,在行星际空间中传播时,受到行星际磁场的影响,银河宇宙射线的强度随时间变化受太阳11年周期的调制。

月球探测卫星绕月球运行和登月时,极可能受到大量的粒子辐射。现有的探测数据显示,在每次太阳11年活动周期中都有可能发生几次危险的太阳质子事件。其中能量大于10 MeV,年积分通量大于 $2 \times 10^9/\text{cm}^2$ 的普通质子事件对卫星有不利的影响;能量大于10 MeV,最高达 10^3 MeV,通量大于 $10^{10}/\text{cm}^2$ 的特大质子事件在太阳活动极大年发生几率较大。太阳宇宙射线中的高能质子会引起单粒子效应,可能损坏月球探测器表面、结构的整体性和电子元件。这些大而重的高能质子能使光学材料电离,导致光学设备瘫痪。低通量的银河宇宙射线,由于粒子能量高,可能引起单粒子事件发生,导致探测设备电路产生位翻转、门锁、门阵列断裂和线性改变等不良效果甚至失效。

近月空间和月表的空间高能粒子辐射可能对人体造成辐射损伤,超过一定剂量的粒子辐射可能造成航天员肌肉、骨骼等组织的变性和血液矿物质含

量的变化,尤其是高LET(线性能量转移)的质子、重离子会造成宇航员的眼部闪光,对航天员的眼睛伤害非常大。美国规定的航天员接受辐射剂量标准见表1^[8]。

表1 美国航天员的辐射剂量当量限值

Table 1 Radiation dose equivalent limit for astronauts in the United States

限值	造血器官 (5 cm)	眼晶体 (0.3 cm)	皮肤 (0.1 cm)
1个月最大剂量/Sv	0.25	1.0	1.5
1年最大剂量/Sv	0.5	3.0	2.0
从事航天的总限值/Sv	1~4	4.0	6.0

流星体是自然存在且正在穿过空间的固态物体,体积小速度快,撞击到月球表面的速度约为11~72 km/s。流星体的质量虽小,但由于运行速度很高,所以具有很大动能,在与空间飞行器相撞时,巨大的能量将在极短的时间内、在极小的碰撞点上释放出来,就会对飞行器造成极为严重的危害后果。微流星体的碰撞会汽化碰撞目标上的一些物质,从而形成羽状等离子体流,当等离子体穿透仪器时会造成电路短路。碰撞导致的沙蚀,可使光学仪器表面、太阳电池等受到损害。稍大尺度的流星体,可能对飞行器造成机械损伤,甚至有可能穿透壳壁^[9]。由于月球上空没有大气层的屏蔽,容易受到流星体的轰击,具有一定的危险。因此登月服的外套层需要采用特殊的防护材料。

2 实施载人登月活动空间环境保障需要重点关注的环境要素和现象

2.1 空间环境保障需求要素分析

在载人登月过程中,如果采用嫦娥一号的发射方式,航天器需要绕地球轨道空间飞行数日,要多次穿越内外辐射带(地心距分别为2.5 RE和3~7 RE)和空间碎片密集区(2000 km以下和地球同步轨道)。在此过程中,重点需要提供流星体、空间碎片、辐射带环境、高能粒子、重离子等空间环境保障。流

星体和空间碎片对航天器的影响主要是造成机械损伤。流星体具有很大的动能,会造成电路短路。空间碎片可能造成太阳能电池阵短路甚至损坏电池阵,或穿透舷窗,使航天器密封舱内气体泄漏等。高能粒子或重离子会引起微电子器件状态的改变,造成飞行器发生异常或故障。

航天器在绕月和航天员登陆月球后,对航天器和宇航员造成影响或损伤的主要是宇宙线、磁尾磁场和粒子。月球带电粒子辐射的来源主要是银河宇宙线和太阳宇宙线。银河宇宙线可直接入射到月球

表面,太阳宇宙线和银河宇宙线含有大量的高能粒子和重离子,会致使登月航天器性能受损和故障,并对航天员造成辐射损伤。月表尘埃颗粒的悬浮运动,对月表着陆器、月球基地和航天员会构成重要的威胁。因此需要对月球表面和近月空间的高能粒子、重离子和月表尘埃环境以及磁尾磁场和粒子环境状态提供保障。

表2是针对载人登月通信、控制,航天器、探测器、月球车,航天员等保障对象,研究提出的空间环境保障重点要素和现象。

表2 载人登月工程空间环境保障主要内容

Table2 Main contents of space environment supporting in the manned moon landing project

保障对象	保障内容	空间环境保障需要的空间环境要素和现象
通信控制	VLF通信、短波通信	SID、电离层暴
	UHF卫星通信	电离层闪烁
	L,S,C频段卫星通信	电离层闪烁
	Ku频段卫星通信	电离层闪烁(太阳电磁辐射爆)
	Ka,EHF频段卫星通信	大气湿度(水分子含量和分布)
	L,S频段卫星导航、定位	电离层频移、时延、TEC变化、电离层闪烁
	VHF/UHF天基雷达	电离层时延、色散、法拉第旋转、电离层闪烁
航天器 探测器 月球车	辐射危害	地球辐射带、太阳宇宙线、银河宇宙线、单粒子效应、电离辐射剂量效应、深层充电效应、月球太阳辐照环境效应
	表面充电危害	等离子体、太阳辐射、表面充电放电、弧光放电
	撞击危害	微流星体、空间碎片、穿孔、沙蚀、近月微流星体
	表面材料剥蚀危害	原子氧、太阳高能电磁辐射、化学剥蚀
	轨道维护	高层大气密度、大气阻力
	姿态控制	磁场、高层大气、太阳辐射
	光学仪器系统危害	中性污染、月表尘埃等离子体
	运载火箭安全	高空风场、辐射粒子
	避免辐射危害	太阳质子事件、地球辐射带、异常高能电子事件
	避免碰撞危险	空间碎片、近月微流星体
	避免表面充电	等离子体、磁层亚暴等离子体
	轨道预测	高层大气密度
航天员	控制通信安全	电离层、无线电噪声
	辐射剂量、微重力、高能粒子、微流星体、热环境等	辐射总剂量、辐射生物效应、微重力生物效应、尘埃等离子体、微流星体、高能粒子、重粒子人体辐射剂量当量效应、月球热环境

2.2 月球空间环境探测研究

对于地球空间环境,国内外已经完成了大量探测工作,其空间环境的状态及其对航天器的影响机理以及环境保障研究相对成熟。月球空间环境虽然在国内外进行了一些探测研究,但资料较少,研究不全面、不深入,诸如月表的高能粒子、重离子和月表尘埃环境状态以及月球粒子辐射对航天器和航天员的辐射损伤^[6]等研究。急需重点开展以下3个方面工作。

1) 研究近月空间和月表的高能粒子辐射环境,评估月表高能粒子对器件造成的单粒子效应和辐射剂量效应,需要使用高能粒子探测器对高能粒子、重粒子辐射环境进行监测,包括对太阳宇宙线和银河宇宙线的测量。高能粒子和重离子是造成元器件单粒子事件的主要因素,同时也会产生辐射剂量效应,使航天材料产生原子位移,从而导致材料变性。因此需要对航天器(着陆器)所处的粒子辐射环境进行就位测量。虽然嫦娥一号航天器对月球空间高能质子进行了探测,同时还对2路电子和3种重离子成份进行了探测,但还没有对宇宙线粒子测量和粒子辐射效应监测,需要研制宇宙线重离子探测器对太阳宇宙线和银河宇宙线进行测量。主要测量H, 3He, 4He~Fe等粒子,能量范围约为H: 3~300 MeV, 3He, 4He: 8~25 MeV/nucleon, C、N、O: 15~55 MeV/nucleon, Fe: 30~100 MeV/nucleon。

2) 研制辐射效应探测器对近月空间和月表辐射环境进行测量,对器件和航天员的辐射损伤进行预测和评估。需要研制LET谱探测器测量月表粒子对器件和人体的辐射损伤,粒子种类为质子、电子、重离子;LET谱范围为0.01~100 MeV/(mg·cm⁻²);剂量当量率范围为0~1 Sv/d。主要用于测量航天员接受的粒子辐射环境,监测航天员在月表接受的粒子辐射情况,对航天员的粒子辐射等级、辐射伤害进行预评估,为航天员在月表环境下辐射防护和生命安全提供保障。

3) 开展月表尘埃等离子体环境探测及其效应研究。月表等离子体中,电子对于环境的影响要远远大于离子的影响,需要研制月表等离子体探测器,离子能量范围为0.2~3 keV, 32个能道;电子能量范围为0.01~4 keV, 32个能道;离子探测视场

为 $\pm 50^\circ \times 360^\circ$;电子探测视场: $140^\circ \times 360^\circ$;角分辨为 $17.5^\circ \times 30^\circ$;用于测量月表等离子体。研制月表静电电位探测器,电位量程范围为+150~-1500 V,电场量程范围为-4~15 V/m,用于探测月表的充电电位和月表附近的电场强度。研制月表尘埃探测器,尘埃颗粒质量量程为 10^{-6} ~ 10^{-3} g,测量灵敏度为 10^{-7} g/cm²·Hz,主要用于探测尘埃颗粒的质量大小和分布情况。

3 结语

建立完善的载人登月空间环境保障系统,为登月航天器的飞行安全和航天员出舱登月探测活动提供空间环境保障,需要以月球空间环境探测为重点,开展近月和月表高能粒子和重离子环境探测、月表等离子体环境探测、辐射带粒子能谱分布、流星体通量模式等研究,加强月球空间环境保障能力。

参考文献:

- [1] 刘振兴. 太空物理学[M]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学出版社, 2005.
LIU Zhen-xing. Space Physics[M]. Harbin: Harbin Industrial University Press, 2005.
- [2] 王劲松, 焦维新. 空间天气灾害[M]. 北京: 气象出版社, 2009.
WANG Jin-song, JIAO Wei-xin. Space Weather Disaster[M]. Beijing: Meteorological Press, 2009.
- [3] 焦维新, 傅绥燕. 太空探索[M]. 北京: 北京大学出版社, 2003.
JIAO Wei-xin, FU Sui-yan. Space Exploration[M]. Beijing: Peking University Press, 2003.
- [4] 李福林. 中国军事百科(空间天气分册)[M]. 北京: 中国大百科全书出版社, 2007.
LI Fu-lin. China Military Encyclopedia (Space Weather)[M]. Beijing: China Encyclopedia Press, 2007.
- [5] 王世金. 近月空间粒子辐射环境[M]. 北京: 经济科学出版社, 2012.
WANG Shi-jin. Near Lunar Space Particle Radiation Environment[M]. Beijing: Economic Science Press, 2012.
- [6] 吴伟仁. 奔向月球[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2008.
WU Wei-ren. Toward the Moon[M]. Beijing: Chinese Aerospace Press, 2008.

(下转第98页)

精密离心机是标定、校准加速度计等惯性仪表在高过载条件下输出性能及参数的测试设备,其产生的加速度准确度直接影响被测惯性仪表的检定精度^[1]。因此,提高精密离心机输出加速度的准确度对惯导系统具有重要的理论意义及实用价值。

对于加速度相对标准不确定度为 10^{-6} 量级的高精度精密离心机,在建立加速度载荷模型时除了考虑离心力、重力外,还需要分析由地球自转而作用在加速度计上的科里奥利力以及月球和太阳的作用力。此外,精密离心机中存在的各种失准角使得上述各力产生的加速度在加速度计输入轴上进行再分配,故输入到加速度计上的加速度是上述各种力与各种失准角综合作用的结果。文献[2—4]建立的精密离心机输出加速度载荷模型中含有科氏加速度,但没有分析失准角的影响。以往研制精密离心机的精度指标相对较低,大多数学者未考虑月球和太阳对精密离心机的影响。但对于精度为 10^{-6} 量级的高精度精密离心机,月球和太阳作用力的影响是否能忽略需要仔细研究。文献[5]建立的精密离心机加速度载荷模型只考虑了地球和月球之间的万有引力。实际上,月球对精密离心机的作用力是地球的万有引力与地月之间的“惯性离心力”的合力^[6]。笔者计算、分析了科里奥利力以及月球和太阳作用力对 10^{-6} 量级精密离心机的影响,为相关精度的精密离心机研制提供参考。

1 地球自转对精密离心机的影响

1.1 失准角齐次变换矩阵建立

加速度相对标准不确定度为 10^{-6} 量级的精密离心机机械系统主要由基座、空气轴承、转盘、定位平台以及加速度计夹具等组成。虽然是高精加工与装配,实际上转盘径向与本地水平面之间存在一定夹角,称为转盘径向相对地面的俯仰失准角(图1中的 λ_1)。加速度计输入轴与转盘径向不平行,即出现加速度计的安装失准角,用加速度计输入轴相对转盘的俯仰失准角 λ_2 及加速度计输入轴与转盘径向之间的方位失准角 β 来表示,如图1所示。

以转盘径向与加速度计质量中心线的交点为坐标原点,转盘径向为 x 轴(向外为正)建立转盘的空间

坐标系 $o_0-x_0y_0z_0$,其中 z 轴垂直于转盘表面指向天空为正。理想情况下,待标定加速度计的输入轴、摆轴和输出轴分别沿转盘径向 x_0 轴、 y_0 轴和 z_0 轴。当存在安装失准角时,加速度计坐标系 $o_1-x_1y_1z_1$ 可看作是在转盘坐标系 $o_0-x_0y_0z_0$ 基础上,先绕 y_0 轴旋转 λ_2 角度,再绕 z_0 轴旋转 β 角度后形成。采用齐次变换方法,加速度计坐标系相对于转盘坐标系的姿态矩阵为:

$${}^0R_1 = \begin{bmatrix} \cos \lambda_2 \cos \beta & -\sin \beta & \sin \lambda_2 \cos \beta \\ \cos \lambda_2 \sin \beta & \cos \beta & \sin \lambda_2 \sin \beta \\ -\sin \lambda_2 & 0 & \cos \lambda_2 \end{bmatrix} \quad (1)$$

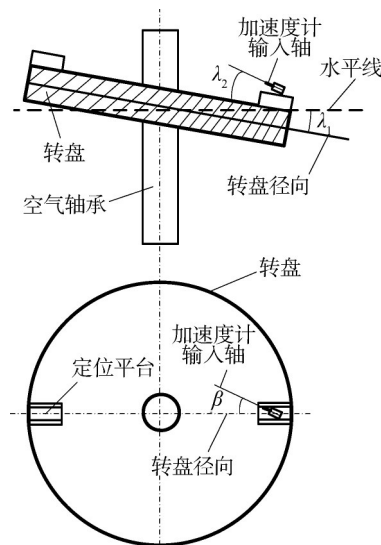


图1 俯仰失准角与方位失准角示意

Fig.1 Misalignment angles

1.2 加速度计输入轴上科氏加速度计算

由于地球自转,处于地球表面随精密离心机一起旋转的加速度计要受到科里奥利力的影响,根据达朗贝尔原理,该力对加速度计产生的加速度(在此简称科氏加速度)为^[7]:

$$\mathbf{a}_c = \mathbf{F}_c/m = 2\mathbf{v} \times \boldsymbol{\omega}_e \quad (2)$$

式中: F_c 为科里奥利力; m 为加速度计质量; $\mathbf{v}$ 为加速度计的线速度; $\boldsymbol{\omega}_e$ 为地球自转角速度。

如图2所示,设以角速度 $\boldsymbol{\omega}$ 按逆时针方向旋转的精密离心机位于北半球,其所在地的纬度为 θ ,转盘径向相对于地表的俯仰失准角为 λ_1 。地球自转角速度 $\boldsymbol{\omega}_e$ 可分解为与转盘表面平行的分量 $\boldsymbol{\omega}_1$ 以及与转