

月面太阳风环境效应及试验技术

刘宇明, 郑慧奇, 丁义刚, 沈自才, 赵春晴, 田东波

(北京卫星环境工程研究所, 北京 100094)

摘要: 阐述了太阳风模拟试验设备的一般要求, 重点分析了太阳风模拟设备最基本的分系统组成, 即质子源、电子源、离子束测量装置和真空系统, 归纳了每个分系统的关键技术指标, 包括辐射粒子能量、通量密度、真空度等。并提出增加紫外源和月尘模拟系统等分系统, 以建立完备的月面环境模拟试验系统。

关键词: 太阳风; 月球探测器; 环境效应; 模拟试验设备

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2013.06.018

中图分类号: V416 **文献标识码:** A

文章编号: 1672-9242(2013)06-0082-06

Environmental Effects and Simulation Test Techniques of Solar Wind on Moon

LIU Yu-ming, ZHENG Hui-qi, DING Yi-gang, SHEN Zi-cai, ZHAO Chun-qing, TIAN Dong-bo
(Beijing Institute of Spacecraft Environment Engineering, Beijing 100094, China)

ABSTRACT: Solar wind is one of the radiation environments on moon. The performances of lunar lander are greatly affected by solar wind or synergistic environments of solar wind and other lunar surface environments. So simulation test equipments should be used to study the effects of solar wind. The requirements of the solar wind simulation facilities were presented here. The key subsystems of the simulation facilities were studied, including proton source, electron sources, measuring instrument for particle flux density and vacuum system. The capabilities of each subsystem were presented such as the energy and the flux densities of the radiation particles, and the vacuum. It was proposed that ultraviolet source and simulated lunar dust system should also be included to build a systematic and complete lunar surface environment simulation test equipment.

KEY WORDS: solar wind; lunar probe; environment effect; simulation facilities

月球是与人类关系最紧密的地外天体之一,它是丰富的矿产资源和能源资源,将为人类社会的可持续发展发挥重要作用。1959—1976年,美国和前苏联开

收稿日期: 2013-05-08; 修订日期: 2013-06-04

Received: 2013-05-08; Revised: 2013-06-04

作者简介: 刘宇明(1976—),男,辽宁人,博士,高工,主要研究方向空间环境效应。

Biography: LIU Yu-ming(1976—), Male, from Liaoning, Ph.D., Senior Engineer, Research focus: space environment effects.

展了多项月球探测任务,发射了一系列的月球探测器,取得很多重要成果,并实现了载人登月的壮举。20世纪90年代,美国又开始了新一轮的月球探测,发射了“克莱门汀”卫星、“月球勘探者号”探测器。进入21世纪,美国、印度、日本、欧洲等国都制定了探月计划^[1]。我国也于2007年和2010年分别发射了绕月卫星“嫦娥一号”和“嫦娥二号”,圆满完成了我国探月“绕”、“落”、“回”战略目标的第一步。

月球探测器在月球轨道和月面需要经历多种环境因素,如温度、力、真空、电磁辐射、粒子辐射、微流星、月尘与月壤、月面地貌等环境。这些环境会对探测器的性能产生影响,降低其可靠性,缩短工作寿命。月面的主要粒子辐射环境包括太阳风、太阳宇宙射线和银河宇宙射线。太阳风数量最多,且持续不断地撞击探测器表面。虽然由于太阳风中粒子能量低,与太阳宇宙射线和银河宇宙射线比,引起的关注较少,但是对执行长期任务的探测器,太阳风引起的危害不可忽视。

1 太阳风环境简介

太阳风是从太阳日冕层中持续不断发出强大的高速运动的等离子体流。太阳风充满了整个太阳系,地球和月球也时刻处于太阳风的包围中。由于地球有地磁场,太阳风不会或很少直接作用到地球轨道航天器,而月球的磁场很弱,太阳风可以直接撞击到月球表面,从而对月球探测器产生作用。

关于太阳风的组成,美国早在20世纪六七十年代就已经进行了深入的研究,目前统一的认识是太阳风由电子、质子、 α 粒子和重离子组成,太阳风的组成和能量会随太阳活动而稍有变化。太阳活动平静时,太阳风中正离子包括95%的质子,4%的 α 粒子,0.5%的重离子等;太阳活动剧烈时 α 粒子密度会急剧增加。从太阳平静到太阳活跃质子能量从0.5 keV到3.2 keV,平均为1 keV。质子流的速度在200~900 km/s,平均速度为400 km/s^[2-8]。地月轨道,质子的平均束流密度大约是 $2.0 \times 10^8 \text{ cm}^{-2} \cdot \text{s}^{-1}$,相当于离子电流强度为 $3 \times 10^{-11} \text{ A/cm}^2$,平均的质子密度大约是 5 cm^{-3} 。

α 粒子与重离子具有同质子相似的平均速度。 α 粒子对质子的密度的比例在0.5%到15%之间变

化,但是重离子的含量则更少。

电子能量大约是20 eV到40 eV,平均的能量大约为25 eV。观察太阳风中的电子的特性很困难,原因是平均的电子能量太低,这就意味着飞行器的电位会干扰测量,并且太阳光产生的光电子会引起测量误差。

2 太阳风的环境效应

太阳风中的低能质子和热电子穿透能力很低,主要对月球探测器表面材料的性能产生影响。美国在20世纪70年代就开始了太阳风辐射效应的地面模拟试验研究,研究对象包括热控涂层、光学玻璃等^[9-12]。

美国加州加州洛克希德·马丁公司(Lockheed Martin)帕罗奥图(Palo Alto)研究室的M. McCargo等人研究了 $\text{ZnO/K}_2\text{SiO}_3$ 和 $\text{La}_2\text{O}_3/\text{K}_2\text{SiO}_3$ 2种热控材料在模拟太阳风环境中的性能退化情况^[9]。选择的试验条件有质子能量在250~3200 eV,单一的紫外辐射、质子辐射,以及紫外/质子同时辐射。不同能量质子辐射过程中2种热控材料的太阳吸收比退化数据见表1。他们的研究表明:在质子辐射下,相同注量时,质子能量越高, $\text{ZnO/K}_2\text{SiO}_3$ 和 $\text{La}_2\text{O}_3/\text{K}_2\text{SiO}_3$ 的性能损伤越严重; $\text{La}_2\text{O}_3/\text{K}_2\text{SiO}_3$ 相对 $\text{ZnO/K}_2\text{SiO}_3$ 抗质子辐射能力强, $\text{ZnO/K}_2\text{SiO}_3$ 材料更容易受质子作用而损伤;当质子注量达到 10^{16} pcm^{-2} 量级,相当于暴露在太阳风环境中2年, $\text{ZnO/K}_2\text{SiO}_3$ 的太阳吸收比退化量达到了初始值的50%以上,太阳风质子对材料的损伤作用不可忽视。

波音公司宇航小组的Lawrence B. Fogdall等人研究了 $\text{ZnO/K}_2\text{SiO}_3$ 和 $\text{Al}_2\text{O}_3/\text{K}_2\text{SiO}_3$ 2种热控材料的太阳风辐射效应^[10]。与M. McCargo等人的研究不同,他们不仅考虑低能质子和紫外的辐射效应,还研究了太阳风中热电子的辐射效应。选择质子能量为1 keV,热电子能量为25 eV。分别研究了单一质子、电子、紫外辐射下,以及质子/电子、质子/紫外、电子/紫外、质子/电子/紫外同时辐射下,热控材料的太阳吸收比退化情况。2种热控材料在各种模拟辐射环境下的太阳吸收比随辐射注量变化关系如图1所示。 $\text{ZnO/K}_2\text{SiO}_3$ 和 $\text{Al}_2\text{O}_3/\text{K}_2\text{SiO}_3$ 在不同的辐射条件下的损伤存在很大区别。 $\text{ZnO/K}_2\text{SiO}_3$ 在单一质子和质子/电

表1 ZnO/K₂SiO₃和La₂O₃/K₂SiO₃的太阳吸收比损伤随质子能量、注量变化数据
Table 1 Solar absorptance of ZnO/K₂SiO₃ and La₂O₃/K₂SiO₃ verse energies and fluences of protons

材料	能量/eV	总辐照注量/(p·cm ⁻²)	起始太阳吸收比	辐照后太阳吸收比	差值
ZnO/K ₂ SiO ₃	250	1.1 × 10 ¹⁴	0.133	0.136	0.003
		1.9 × 10 ¹⁴	0.133	0.136	0.003
	500	3.5 × 10 ¹⁵	0.133	0.135	0.002
		5.5 × 10 ¹⁵	0.133	0.164	0.029
	1200	3.2 × 10 ¹⁶	0.133	0.261	0.128
		4.4 × 10 ¹⁶	0.133	0.306	0.167
	3200	1 × 10 ¹⁶	0.133	0.198	0.065
		2.6 × 10 ¹⁶	0.133	0.266	0.133
		3.1 × 10 ¹⁶	0.133	0.266	0.133
		3.3 × 10 ¹⁶	0.133	0.266	0.133
		1 × 10 ¹⁷	0.133	0.421	0.288
La ₂ O ₃ /K ₂ SiO ₃	250	1.1 × 10 ¹⁴	0.083	0.086	0.003
		1.9 × 10 ¹⁴	0.083	0.090	0.007
	500	3.5 × 10 ¹⁵	0.083	0.086	0.003
		5.5 × 10 ¹⁵	0.083	0.095	0.012
	1200	3.2 × 10 ¹⁶	0.083	0.097	0.014
		5.5 × 10 ¹⁶	0.083	0.098	0.015
	3200	1 × 10 ¹⁶	0.083	0.096	0.013
		2.2 × 10 ¹⁶	0.083	0.098	0.015
		2.6 × 10 ¹⁶	0.083	0.095	0.012
		3.1 × 10 ¹⁶	0.083	0.096	0.013
		1 × 10 ¹⁷	0.083	0.097	0.014

子同时辐射这2种条件下,损伤最严重;单一紫外和电子/紫外同时辐射下,损伤最弱;而质子/紫外的同时辐射其损伤程度小于单一质子辐射;热电子作为空间辐射环境因素的组成部分,对ZnO/K₂SiO₃太阳吸收比影响可以忽略。Al₂O₃/K₂SiO₃在有紫外辐射条件的试验中损伤严重;单一的质子辐射影响较弱;有热电子的综合辐射对材料的损伤作用更大。

美国国家航空航天局格伦研究中心(NASA Glenn Research Center)的Donald A. Jaworske及其合作者研究了AZ-93系列热控涂层的太阳风辐射效应^[12]。采用质子/电子/紫外综合辐射条件,模拟1年的太阳风辐射环境。研究表明,多数热控材料的太阳吸收比退化量达到了50%以上,但是发射率基本没有变化。

以上研究结果表明,太阳风质子、电子和太阳紫外辐射会对不同的材料产生不同程度的损伤作用,太阳风是造成热控涂层性能退化的主要因素。此

外,太阳风还会与月尘环境产生协和效应,破坏月面探测器。月尘是影响月面探测器的重要环境因素之一。由于月尘携带静电荷,很容易吸附在没有接地设备表面,如吸附在光学镜子和辐冷器上等,严重影响月球探测任务^[2]。月球尘带电除了是由于受太阳紫外光波作用外,太阳风中的等离子体也是月尘带电的一个重要原因^[13-14],因此,在太阳风和月尘综合环境下的月面探测器环境效应必须得到重视。

3 太阳风模拟试验设备

3.1 国外太阳风模拟试验设备

太阳风模拟试验以美国开展的工作居多,在试验设备上美国也处于领先。美国有多家研究机构建立了太阳风模拟试验设备。

美国加州洛克希德·马丁公司帕罗奥图研究室

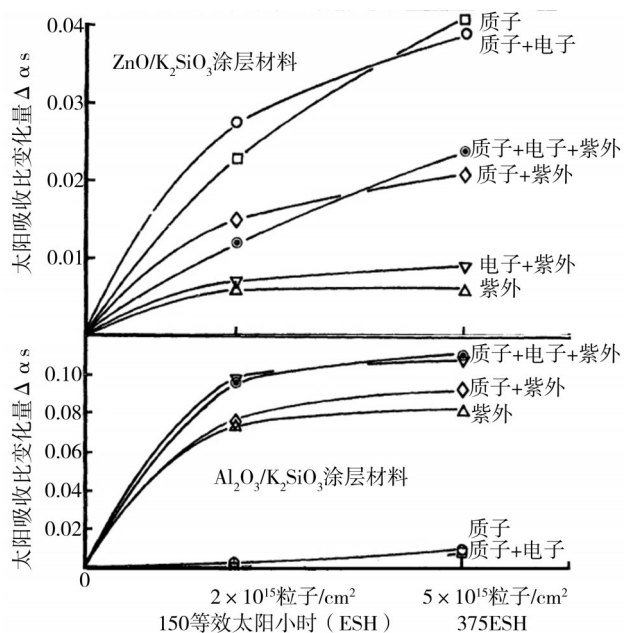


图1 不同辐射条件下热控涂层太阳吸收比变化量随辐射注量的关系

Fig.1 Solar absorptance of $\text{Al}_2\text{O}_3/\text{K}_2\text{SiO}_3$ and $\text{ZnO}/\text{K}_2\text{SiO}_3$ as a function of exposed conditions

建造了一台综合环境设备(The Lockheed combined environments chamber),如图2所示^[9]。该设备能提供3种质子、紫外环境的模拟,可以开展单一质子、单一紫外、质子/紫外综合环境的辐射效应研究。其样品台周围带有大范围低温冷却系统,样品台的温度在77~423 K区间可调,真空可以由扩散泵提供,极限真空压力优于 5×10^{-5} Pa。质子源由一个射频离子源和一个质量分析单元组成,加速电压为0~5 kV。电磁辐射源是500 W 直流氙灯,灯被置于透明石英真空罩里并用干燥的压缩空气冷却。配有有色玻璃滤光器,用于电磁辐射的波长选择。积分球和单色仪用于光谱反射率的原位测量,积分球内壁涂有标准的硫化铅和一个光电倍增探测系统,允许对0.28~2.5 μm 的光谱范围进行光学测量。

美国波音公司有一台波音综合辐射效应测试设备(Boeing combined radiation effects test chamber, CRETC),并配有低能粒子加速器(Low energy particle accelerator, LEPA),可以用于太阳风环境的模拟与效应研究^[10-11]。系统采用Ortec501 射频离子

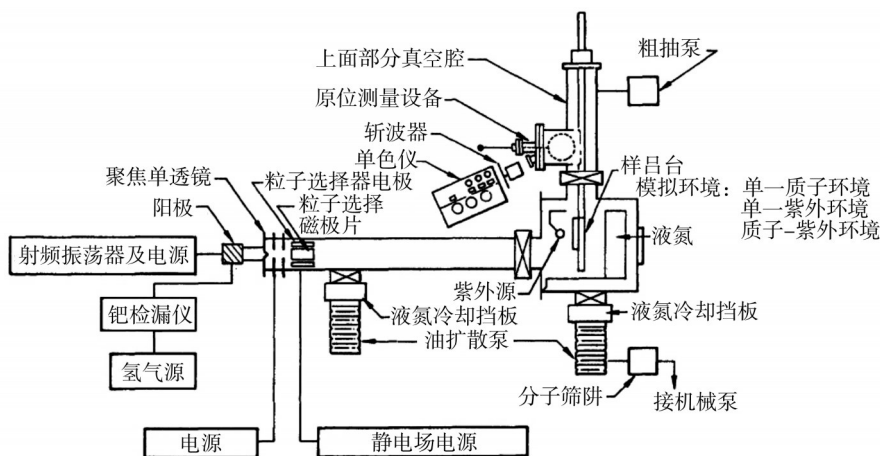


图2 洛克希德·马丁公司的综合环境设备

Fig.2 Combined environmental chamber in Lockheed Martin

源作为质子源,质子能量为0.5~100 keV,可以模拟2~10倍的太阳风质子束流密度。采用热灯丝发出电子,利用与样品台的偏压,产生25 eV的热电子辐射。系统采用氙灯作为紫外源,配备有原位监视器测定氙灯的退化和它的光谱特性。样品台温度可以控制在283~413 K,真空度优于 1×10^{-5} Pa。

美国NASA的戈达德空间飞行中心(Goddard Space Flight Center, GFSC)也建立了太阳风环境模拟

试验设备,可以模拟太阳风中的低能电子、质子,以及太阳紫外辐射环境^[12],如图3所示。采用美国Kimbal Physics公司的EFG9电子枪作为电子源,可以产生500~50 keV能量的电子,电流密度可达20 nA/cm²。质子源采用Kimbal Physics公司的IMG31,能量范围为2~5 keV,电流密度最大为1 nA/cm²。采用波音旗下子公司Spectrolab公司的X25太阳模拟器产生模拟太阳光,光强可达0.5~2.2倍地球轨道

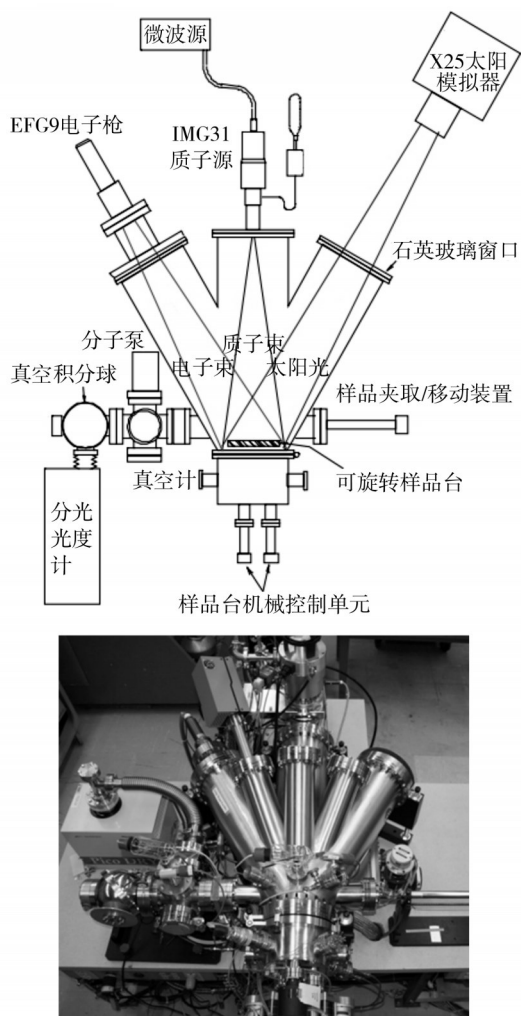


图3 GFSC低能综合辐射环境模拟试验设备及实物

Fig.3 Conceptual solar wind facility and vacuum chamber in GFSC

处太阳常数。

美国NASA的马歇尔空间飞行中心(Marshall Space Flight Center, MSFC)在研制月球环境模拟试验设备(Lunar Environment Test System, LETS)时,同时考虑的月尘和太阳风环境。表2是其设计LETS时,月面环境与LEST设计指标的对比。LETS中的辐射源可以用于研究月尘的带电、漂移,模拟月面的辐射环境,以及带电月尘在探测器上的吸附效应。LETS的示意及实物如图4所示(其中质子源仍在建设中)。

3.2 试验设备要求

根据国外设备情况以及太阳风的主要成分组成,太阳风模拟试验设备一般需包括四大部分——

表2 LETS设计指标与月面环境对比

Table 2 Comparison of the planned LETS capability and the lunar environment

月面环境	LETS设计指标
高真空	分子泵系统,真空度达到 1×10^{-7} Torr
温度 $-150\text{ }^{\circ}\text{C} \sim +130\text{ }^{\circ}\text{C}$	液氮低温可达 $-190\text{ }^{\circ}\text{C}$,灯阵高温可达 $+150\text{ }^{\circ}\text{C}$
太阳电磁辐射	紫外和真空紫外灯
太阳风带电粒子辐射	低能电子和质子源
月尘	模拟100 kg月尘能力

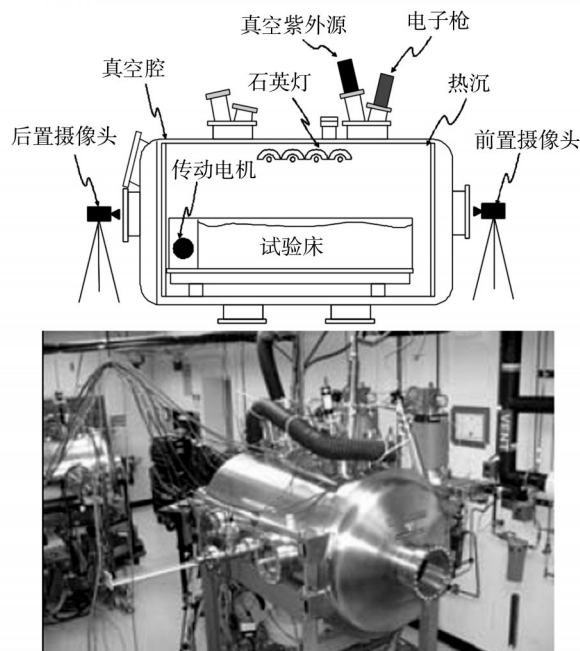


图4 LETS的示意及实物

Fig.4 The conceptual schematic and test chamber of LETS

质子源、电子源、离子束测量装置和真空系统。此外,为了模拟月面综合环境,一般还要加入紫外模拟设备和月尘模拟设备。

质子源是模拟太阳风中低能质子的装置,保护质子发生器、质量分离器、质子束传送系统。质子发生器必须能够产生足够强度的等离子体束,并且能在预期的寿命中稳定工作。质量分离器用来使等离子体束产生弯曲,使其中的质子从中分离出来。质量分离器主要有2种类型,磁场型和电磁场交叉型。质子束传送系统将质子发生器产生的等离子加速并聚焦到质量分离器中,还要将离子束展开到需要的射束直径。质子束传送系统控制质子束能量范

围要涵盖太阳风质子的能量范围。质子发生器和质子束传送系统的配合使用,可以连续可调输出质子的束流密度,束流密度能够在 $(0.3 \sim 30) \text{ nA/cm}^2$ 的范围内,这样就能够根据需求选择模拟试验的束流密度加速倍率从10倍到1000倍连续可调。

低能量的电子源模拟太阳风中的电子成分,要求电子源能量范围最好覆盖 $10 \sim 100 \text{ eV}$ 范围并连续可调,束流范围涵盖 $(0.3 \sim 30) \text{ nA/cm}^2$,束流较为均匀。离子束测量装置包括质子、电子探测器。法拉第杯用于测量束流大小,束流分布。它也用于在运行过程中监视离子束。伺服回路用于调整束流参数,以保持其在给定的值。

真空系统可以达到的真空度国外要求较高,需要优于 10^{-4} Pa ^[9,15]。国内,根据GJB 1027《运载器、上面级、航天器试验要求》和GJB 2502《航天器热控涂层试验方法》的规定,建议真空需要优于 $1.3 \times 10^{-3} \text{ Pa}$ 。

太阳风模拟设备一般都配有紫外源,用于模拟太阳紫外辐射环境。紫外源要有较高的可靠性,能够满足系统长时间工作的要求。表3归纳了太阳风模拟试验设备的一些要求。

表3 试验设备参数要求

Table 3 Main capabilities of solar wind simulation facility

项目	参数
质子纯度/%	≥ 99
质子能量/keV	0.5~3
质子束均匀性/%	± 5 以内
质子通量密度/ $(\text{cm}^{-2} \cdot \text{s}^{-1})$	$2 \times 10^8 \sim 2 \times 10^{11}$
电子能量/eV	10~100
电子通量密度/ $(\text{cm}^{-2} \cdot \text{s}^{-1})$	$2 \times 10^8 \sim 1 \times 10^{12}$
真空室压力/Pa	优于 1.3×10^{-3}
试件温度/K	100~450
设备运转能力/h	大于1000
其它	紫外源、月尘等

4 结语

太阳风作为月面主要辐射环境之一,会对执行长期任务的探测器产生影响,造成探测器表面材料功能下降,如热控涂层的太阳吸收比升高,滤波光学元件透射率下降等。太阳风还是造成月尘带电的原因之一,太阳风和月尘的协和效应可能会给探测器

造成更大的伤害。

美国在探月初期,就开展太阳风辐射效应方面的工作,并发展试验技术。近年来,重返月球计划又带动了太阳风辐射效应的研究,特别是多环境因素协和效应及试验技术的研究。我国目前太阳风辐射环境效应及试验技术的研究还很少,没有太阳风模拟设备,缺乏已应用材料或潜在应用材料的太阳风辐射效应数据,因此急需尽快开展这方面的工作。

首先,开展太阳风模拟设备的研制,包括系统的总体设计,各个分系统设计指标,太阳风模拟设备的整合优化设计及分析,太阳风模拟设备的制造集成等。其次,开展太阳风辐射效应研究,包括航天器表面材料失效模式和损伤状况,模拟试验中试验参数选取方法等,从而为长期深空探测任务的开展做好准备。第三,重视月面综合环境模拟试验能力的建设。太阳风本身对月面探测器的影响可能较小,但是其与太阳紫外辐射、月尘环境构成的综合环境可能会产生破坏力极大的协和效应。因此,应在研发太阳风模拟试验技术的基础上,开展月面综合环境试验技术的研究工作,努力建立系统的、完备的月面环境模拟试验技术体系。

参考文献:

- [1] 欧阳自远. 月球探测对推动科学技术发展的作用[J]. 航天器工程, 2007, 16(6): 5—8.
OUYANG Zi-yuan. Effect of Lunar Exploration for the Development of Science and Technology[J]. Spacecraft Engineering, 2007, 16(6): 5—8.
- [2] 叶培建, 肖福根. 月球探测工程中的月球环境问题[J]. 航天器环境工程, 2006, 23(1): 1—11.
YE Pei-jian, XIAO Fu-gen. Issues about Lunar Environment in Lunar Exploration Project[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2006, 23(1): 1—11.
- [3] PHILLIPS J L, BAME S J, FELDMAN W C, et al. Ulysses Solar Wind Plasma Observations at High Southerly Latitudes [J]. Science, 1995, 268(5213): 1030—1033.
- [4] CHISHAM G, BALE S D, BURGESS D, et al. A Large Magnetic Depression Observed in the Solar Wind Close to the Earth's Bow Shock[J]. Advances in Space Research, 1997, 19(6): 869—872.
- [5] SCHWADRON N A, CRAVENS T E. Implications of Solar Wind Composition for Cometary X-Rays[J]. The Astrophys-

(下转第92页)

- 飞航导弹, 2009(10):23—25.
- ZHU Bing-yu, ZHAN Xue-min, ZHANG Xing-you. Technology Overview of Foreign Missile[J]. Winged Missiles, 2009(10):23—25.
- [2] 王春晖, 李忠东, 张生鹏. 航空导弹贮存期寿命分析[J]. 装备环境工程, 2011, 8(4):68—72.
- WANG Chun-hui, LI Zhong-dong, ZHANG Sheng-peng. Storage Life Analysis of Aircraft Missile[J]. Equipment Environmental Engineering, 2011, 8(4):68—72.
- [3] 孙林. 基于WLS-SVM标准差预测的产品过程质量控制方法研究[J]. 合肥工业大学学报, 2013, 36(2):231—235.
- SUN Lin. Study of Quality Control of Product Process Based on Standard Deviation σ prediction with WLS-SVM[J]. Journal of Hefei University of Technology, 2013, 36(2):231—235.
- [4] 黄旭兰, 白艳萍, 李烁, 等. 数据似合分析[J]. 太原师范学院学报, 2011, 10(2):7—11.
- HUANG Xu-lan, BAI Yan-ping, LI Shuo, et al. Some Properties about Cartesian Product on Set[J]. Journal of Taiyuan Normal University, 2011, 10(2):7—11.
- [5] 张亮, 张新平. 基于多项式最小二乘算法的剔粗差研究[J]. 西北工业大学学报, 2011, 29(4):637—639.
- ZHANG Liang, ZHANG Xin-ping. Eliminating Intolerable Errors Contained in Flight Research Data[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2011, 29(4):637—639.
- [6] 吴进煌, 徐德民, 宋贵宝, 等. 战术导弹储存可靠性计算方法研究[J]. 西北工业大学学报, 2008, 26(3):288—291.
- WU Jin-huang, XU De-min, SONG Gui-bao, et al. A Storage Reliability Calculation Method for a Certain Missile[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2008, 26(3):288—291.
- [7] 吴进煌, 徐德民. 相似产品信息在导弹可靠性试验评估中的应用[J]. 火力与指挥控制, 2008, 33(10):153—155.
- WU Jin-huang, XU De-min. Application of Similar Product Information to Evaluation of Missile Reliability Test[J]. Fire Control & Command Control, 2008, 33(10):153—155.

(下接第 87 页)

- ical Journal, 2000, 544(1):558—566.
- [6] GOLDSTEIN M L, ROBERTS D A. Magnetohydrodynamic Turbulence in the Solar Wind[J]. Physics of Plasmas, 1999, 6(11):4154—4160.
- [7] MACEK W M. Testing for an Attractor in the Solar Wind Flow[J]. Physica D, 1998, 122(1—4):254—264.
- [8] RICHARDSON J D, WANG C, PAULARENA K I. The Solar Wind: From Solar Minimum to Solar Maximum[J]. Advances in Space Research, 2001, 27(3):471—479.
- [9] McCARGO M, GREENBERG S A, DOUGLAS N J. A Study of Environmental Effects upon Particulate Radiation-induced Absorption Bands in Spacecraft Thermal Control Coating Pigments[C]. AIAA 4th Thermophysics conference, San Francisco, California, USA, June 16—18, 1969.
- [10] FOGDALL L B, CANNADAY S S, REINKE F S, MADARAS B K. Experimental Study of Effects of Simulated Neutralized Solar Wind on White-pigment Thermal Control Coatings[R]. NASA-CR-73389, 1969.
- [11] FOGDALL L B, CANNADAY S S. Experimental in situ Investigation of the Effects of Protons, Ultraviolet Radiation, and Temperature on Thermophysical Properties of Solar Cell Filters and Other Spacecraft Materials[R]. NASA-CR-117365, 1971.
- [12] JAWORSKE D A, TUAN G C, WESTHEIMER D T, et al. Optical Properties of Thermal Control Coatings after Weathering, Simulated Ascent Heating, and Simulated Space Radiation Exposure[R]. NASA/TM-2008-215259, 2008.
- [13] PINES V, ZLATKOWSKI M, CHAIT A. Interactions of Solar Wind Plasma with Dust Grains: Effects of Strong Plasma Anisotropy[J]. Advances in Space Research, 2009, 43(1):152—163.
- [14] ABBAS M M, TANKOSIC D, CRAVEN P D, et al. Lunar Dust Grain Charging by Electron Impact: Complex Role of Secondary Electron Emission in Space Environments [J]. The Astrophysical Journal, 2008, 718(2):718—795.
- [15] ZUCCARO D E. Analysis of the Simulation of the Solar Wind[R]. NASA CR-117140, 1971.