

宇航电绝缘材料深空环境适应性研究

王志浩 刘业楠 于澜涛 王思展 崔乃元

(北京卫星环境工程研究所, 北京 100094)

文 摘 宇航电绝缘材料是深空探测器电信号传递和作用的界限, 评估宇航电绝缘材料的环境适应性是材料选择, 绝缘设计及工艺处理过程中需要考虑和优化的项目。本文从材料电绝缘性能关联的环境因素入手, 介绍了深空辐射环境、热环境、气体环境及颗粒物环境及其效应, 给出了深空环境适应性评估流程及验证项目及方法, 为宇航电绝缘材料的选用和评估提供参考。

关键词 电绝缘, 深空环境, 适应性, 评估方法

中图分类号: TB3

DOI: 10.12044/j.issn.1007-2330.2021.05.023

Study on Adaptability of Aerospace Electrical Insulation Materials in Deep Space Environment

WANG Zhihao LIU Yenan YU Lantao WANG Sizhan CUI Naiyuan

(Beijing Institute of Spacecraft Environment Engineering, Beijing 100094)

Abstract Aerospace electrical insulation materials are the boundaries of electrical signal transmission and effect for the deep space explorers. Evaluating the environmental adaptability of aerospace electrical insulation materials is need to be considered and optimized in the process of material selection, insulation design and process treatment. Starting with the environmental factors related to the electrical insulation properties of materials, this paper introduces the deep space radiation environment, thermal environment, gas environment and particle environment and their effects. Then the evaluation process, verification items and methods of deep space environmental adaptability are given, which provides a reference for the selection and evaluation of aerospace electrical insulation materials.

Key words Electrical insulation, Deep space environment, Adaptability, Evaluation method

0 引言

现代空间探测器本质上是一台拥有复杂功能的电子学装备, 电绝缘材料决定了电信号传递和作用的界限, 对于在整个寿命周期内维持空间探测器的性能至关重要。目前空间探测器主要采用真空绝缘和固体绝缘两种形式, 其中真空绝缘主要应用于探测器表面及低电压应用, 固体绝缘则应用于探测器内部及较高电压应用。所使用的电绝缘材料种类较多, 包括涂覆类材料、灌封类材料、印刷电路板材料、绝缘隔离材料等, 其中涂覆类材料多采用聚对二甲苯^[1-2], 灌封类材料包括环氧树脂、有机硅橡胶和聚氨酯^[3]; 印刷电路板材料主要是环氧玻璃纤维板

(FR-4); 绝缘隔离材料包括常用的聚酰亚胺、交联及非交联的聚四氟乙烯类材料等。

以上材料在近地轨道探测器上已经进行了较为充分的应用, 表明其具备近地空间环境适应性, 但一方面受限于深空探测成本很高且探测数据有限, 对深空环境的认知既不充分也不全面, 虽然国外机构针对热门探测区域建立了若干环境模型, 与真实环境相比尚存在较大的不确定性; 另一方面深空探测器对质量和功耗异常敏感, 如何以较小的质量和能耗代价保证足够的绝缘效果, 以及如何适应极端的深空环境, 都是探测器研制过程需要面对的问题。

根据公开的故障统计, 在 1980 年 ~ 2005 年间,

收稿日期: 2021-05-18

第一作者简介: 王志浩, 1982 年出生, 硕士, 高级工程师, 主要从事航天产品带电分析与评价、空间颗粒物特性研究工作。singyar@qq.com

国外研究机构对于 129 个航天器上出现的 156 个在轨故障进行了总结,将故障类型分为电子电路类、机械类、软件类和不确定 4 种,其中电子电路类故障占比高达 45%^[4],由空间环境诱发的电绝缘问题是导致电子类故障的主要原因。对于复杂多变的深空环境,研究和分析探测器在深空环境下的适应性,确保采用的材料、设计及工艺能够满足深空探测的需要,对保证探测器正常运行具有重要意义。

近年来我国在深空探测方面取得了举世瞩目的成就,“嫦娥五号”成功采样返回,“祝融号”成功落火,鼓舞着中国航天向深空不断迈进,对材料环境适应性及热点探测区域环境效应的研究也随之开展。北京卫星环境工程研究所开展了航天器材料空间环境适应性评价与认定准则研究^[5],提出了航天材料工程学的概念,对航天材料工程的各个组成部分的关联性进行了分析^[6],试验研究了电子辐照对绝缘材料力学性能及介电性能的影响^[7-8];北京空间飞行器总体设计部针对木星探测需求,分析了木星环绕探测任务中的内带电效应^[9],木星探测任务中的总剂量效应及其不确定性^[10],并针对总剂量效应讨论了木星系探测器屏蔽材料的选择和屏蔽结构的设计^[11];南京航空航天大学等单位也开展了深空条件下航天器内辐射环境及表面高水平充电效应的研究^[12-13];国外方面针对木星辐射带环境提出了 Divine-Garrett 模型、GIRE 模型,为量化分析木星辐射环境提供了依据^[14];深空环境导致的故障方面,伽利略号由于辐射剂量超标导致的故障,多个探测装置性能都实测到漂移和精度下降的现象^[15]。从公开发表的文献来看,研究人员较为关注深空环境效应问题,但受限于各种因素较少关注电绝缘材料深空环境下的适应性问题。本文以宇航电绝缘材料为研究对象,从关联环境因素分析入手,针对典型材料的辐射环境及效应、热环境及效应、大气环境及效应以及颗粒物环境及效应等方面开展分析,总结分析流程及试验评估方法,拟为研究和分析电绝缘材料的环境适应性提供借鉴。

1 关联环境及效应分析

1.1 关联环境因素

电绝缘材料服务于探测器电系统,使系统内导体内的电流、电荷或电信号在规定的工作/环境条件下都不外泄,从而实现预定的电系统功能^[16]。随时空动态变化的空间环境是电绝缘材料选用时的重要考虑因素,不同空间环境因素,对绝缘材料及类型的影响程度存在差别,如表 1 所示^[17]。

表 1 中的真空绝缘多用于探测器表面,优点是不占用额外的质量且无光学遮挡,但却与空间环境因素强相关,极端条件下的放电阈值极低,例如在低气压等离子体环境下可能仅有 24 V^[18]。而固体绝缘虽然对多数

空间环境影响不敏感,但却需要占用额外的质量。在分析空间环境因素对电绝缘材料的影响时,对单一环境因素的静态分析可能是不足的,主要原因是宇航电绝缘材料一般都会降额使用^[19],大多数材料对辐射剂量及放电的耐受能力也远超电子器件^[16]。即便如此,多环境因素综合作用下仍可能出现十分严重的绝缘问题。在轨的绝缘问题实际上是环境、设计及工艺等因素复杂作用的结果,例如日本先进地球观测卫星(ADEOS-II)在运行中发生失效,后证实热设计存在缺陷,卫星外部的功率电缆工作温度超过实际耐受能力,导致电缆绝缘材料开裂,固体绝缘退化为真空绝缘;另外工艺上也存在问题,星表热控多层未接地处理;失效发生时,空间环境导致了多层充电并发生静电放电,放电产生的等离子体使电缆短路并烧毁,该探测器随后失去能源供给并最终失效^[20]。

表 1 空间电绝缘关联环境因素分析
Tab. 1 Analysis of electrical insulation related space environmental factors

环境因素	对不同绝缘类型的影响程度	
	固体绝缘	真空绝缘
电应力	中等,长期	显著,瞬时
气压	不相关	显著,瞬时
温度	显著,瞬时/长期	中等,瞬时
高能粒子辐射	中等,长期	中等,瞬时/长期
颗粒污染	不相关	显著,瞬时/长期
等离子体	不相关	显著,瞬时/长期
静电放电	不相关	显著,瞬时
受力	显著	不相关

1.2 辐射环境及效应

大体上,深空辐射环境可分为行星际空间辐射环境、地外天体轨道辐射带环境及地外天体表面辐射环境。行星际辐射环境主要由极低通量的宇宙射线以及偶发的太阳高能粒子事件组成;地外天体辐射带环境是由地外天体的磁场俘获带电粒子形成的,太阳系内木星、土星、天王星、海王星都有较强的磁场,在辐射带内运行的探测器会经受较为严酷的辐射环境,水星也有小的磁层,可能引发暂态的辐射带,但其他天体一般认为没有显著的捕获辐射。木星探测数据显示辐射带内高能质子通量较高^[21],其他拥有强磁场的行星辐射带内也存在类似的情况。地外天体表面辐射环境是天体表面吸收一次辐射之后发生的二次辐射,对于没有显著磁场的行星而言,其轨道环境与行星际环境类似,区别是行星的立体角会提供一些屏蔽,特别是对低轨。此外还有普遍存在的太阳风等离子体及太阳电磁辐射背景。

深空辐射环境下,电绝缘材料会发生总剂量效应、表面充电效应、内带电效应及太阳电磁辐射效应。

1.2.1 总剂量效应

空间带电粒子入射进入电绝缘材料后,会产生电离作用,其能量被材料中的原子电离吸收,从而造成总剂量损伤,表现绝缘材料强度降低、开裂,绝缘性下降等。对于深空辐射环境而言,辐射带电子和质子由于能量适中且作用时间较长,对总剂量贡献最大。多数宇航电绝缘材料都拥有较强的总剂量耐受能力,如表2所示。

表2 典型电绝缘材料耐受总剂量辐射量级^[16]

Tab. 2 Radiation levels of total dose tolerance of typical electrical insulating materials

绝缘材料	未经处理可使用剂量范围/rad	经特殊处理可使用剂量范围/rad
聚酰亚胺	约10 ⁸ 量级	约10 ⁹ 量级
环氧树脂(脂肪胺)	约10 ⁶ 量级	约10 ⁷ 量级
环氧树脂(酸酐)	约10 ⁸ 量级	约10 ⁹ 量级
聚四氟乙烯	约10 ⁶ 量级	约10 ⁶ 量级
硅橡胶	约10 ⁷ 量级	约10 ⁸ 量级
聚氨酯	约10 ⁸ 量级	约10 ⁸ 量级

表2列出材料的抗总剂量辐射能力普遍较强,即便是其中最差的聚四氟乙烯也能达到100 krad的水平,与宇航级电子器件的抗总剂量能力持平。因此对于深空探测器而言,总剂量防护的短板是电子器件,无需考虑舱内电绝缘材料的总剂量效应。但仍需要指出,对于舱外的电绝缘材料,需要单独分析电绝缘材料总剂量耐受能力是否与辐射环境相匹配。

1.2.2 充放电效应

与近地轨道环境类似,深空环境中的低能电子沉积在探测器表面的电绝缘材料表面,会发生表面充放电效应,除了电子温度(T_e)和离子温度(T_i)之外,光电流密度(J_{p0})也对充电电位有较大影响。与地球同步轨道类似,行星磁尾也存在较为“严酷”低能电子环境,利用北京卫星环境工程研究所编写的数值程序计算了聚酰亚胺材料处于地球同步轨道、月球轨道、木星轨道及土星轨道在光照条件下及阴影条件下的表面充电电压,计算中考虑了电子电流、离子电流、光电流、由电子及离子引起的二次电流,所选用等离子体参数及充电结果如表3所示^[21-22]。

在近地及月球轨道,光照条件下光电流占主导作用,平衡电压分别为5.47 V(地球同步轨道)及6.92 V(月球轨道),阴影条件下由于地球同步轨道占据主导作用的是电子电流,充电电位约为-15.5 kV,月球轨道的太阳风电子能量较低,充电电位约为-26.8 V;对于

表3 典型空间环境下聚酰亚胺材料表面充电电位值

Tab. 3 Surface charge potential of polyimide in typical space environment

位置	n_0/m^3	T_e/eV	T_i/eV	$J_{p0}/A \cdot m^{-2}$	U_{day}/V	U_{night}/V
地球同步轨道	1×10^6	1×10^4	1×10^4	4×10^{-5}	5.47	-1.55×10^4
月球(太阳风)	8.7×10^6	12.1	8.6	4×10^{-5}	6.92	-26.8
木星	1×10^6	1×10^4	1.11×10^5	1.48×10^{-6}	-411.7	-8.35×10^3
土星	1×10^6	1×10^4	3×10^3	4.36×10^{-7}	-1.15×10^4	-1.6×10^4

木星轨道由于光电子电流大幅度降低,即便在光照条件下,充电电位仍为负值(约-412 V),阴影条件下则达到了约-8.4 kV;对于土星轨道,光电子电流进一步减小,因此聚酰亚胺材料在光照条件及阴影下充电电位分别为-11.5和-16.0 kV。

在所计算的典型充电环境下,聚酰亚胺表面虽然充电至较高电位,但其相对探测器结构的相对电位一般不会达到这么高的量级。另外,由于光电子的影响会随着距离太阳变远而显著降低,因此从光照-非光照电压梯度的角度出发,地内行星轨道要比地外行星轨道更为严酷。

即便有静电放电发生,其放电能量也非常有限(按照放电防护的要求,需按照一定的距离要求对电绝缘材料做接地处理^[23]),如果不考虑静电放电诱发的二次放电问题,探测器表面的静电放电主要以电干扰的形式影响探测器电信号,很难造成电绝缘材料本身绝缘性能的显著退化。深空环境中较高能量的电子会穿透探测器舱板并沉积在舱内电绝缘材料内部,引起内带电效应,当电绝缘材料内部的电子累积到一定程度,也会发生静电放电,与表面静电放电问题类似,静电放电会对电子电路形成干扰或者损伤,但除非引发二次放电,很难对电绝缘材料本身造成显著损伤。

1.2.3 太阳电磁辐射效应

暴露于深空环境下的探测器表面的电绝缘材料,还会受到太阳电磁辐射的影响,材料损伤主要来源于太阳紫外辐射,虽然太阳紫外辐射通量较低,但电绝缘材料中常见的C—C、C—N及C—O键的键能3.17~9.24 eV不等^[24],对应光子波长为130~390 nm,而紫外光波长为10~400 nm,可以离解化学键使物质性能发生变化,长期作用会导致电绝缘材料变脆、变硬甚至开裂,导致绝缘性能退化甚至失效。因此电绝缘材料需通过全寿命周期紫外辐照试验,以验证绝缘性能满足设计要求。

1.3 热环境及效应

热环境是宇航电绝缘材料退化的重要因素,宇航电绝缘材料的热环境是空间热环境与探测器热控

系统相互作用诱发的二次环境,主要影响因素包括太阳辐射热流,材料热辐射热流及热传导热流。其中太阳辐射热流与太阳距离呈指数衰减规律^[24],材料热辐射热流是材料温度的函数,热传导热流取决于材料自身的性质及几何参数。北京卫星环境工程研究所利用所建立的简化数值模型,计算了太阳系内主要天体轨道环境且无主动热控条件下,聚酰亚胺材料光照面及非光照面的平衡温度,如图1所示。

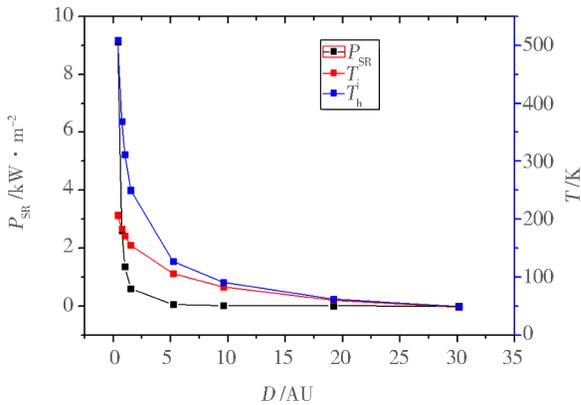


图1 聚酰亚胺材料温度及太阳热辐射随距离变化规律
Fig. 1 Variation of temperature and solar radiation of polyimide with distance to the sun

图1中, T_h 和 T_l 分别为同一块聚酰亚胺材料,在光照区域和阴影区域的平衡温度,两者之间的温差随太阳距离增加而减少,这种温差在水星轨道高达约300℃。所形成的热循环对电绝缘材料有显著影响,主要作用机制是不同材料热物理性能存在差别,热循环过程中的热错配应力累积,可能导致电绝缘材料裂纹或者剥离^[25]。相对于低温环境,高温环境对电绝缘材料的影响更大,北京卫星环境工程研究所测试了FR-4材料电导率随温度的变化规律,发现当超过某个阈值时,电

绝缘材料由刚性的“玻璃态”转变为“橡胶态”,电导率急剧上升^[26],性能退化非常显著。

对于采用主动热控的舱内电绝缘材料而言,环境温度一般会维持在-15~50℃^[24],此时无需考虑电绝缘材料的热效应。但对于地外行星探测任务而言,太阳电池的光电转化效率大幅降低,即便配备了核电源,能够用于主动热控的功率有限,需要针对具体任务计算和分析舱外和舱内的电绝缘材料的温度包络。

1.4 气体环境及效应

深空探测过程中探测器还可能深入行星大气,不同天体大气环境差异较大,如表4所示。

表4 行星大气成分^[21]

行星	大气成分	气体压力
金星	CO ₂ (96%);N ₂ (3%); 微量SO ₂ , O ₂ 和CO	9.21 MPa(星表)
火星	CO ₂ (95.32%);N ₂ (2.7%); Ar(1.6%);O ₂ (0.13%) 微量CO, H ₂ O, O ₃ 等	500~700 Pa(星表)
木星	H ₂ (86%);He(13.6%); CH ₄ (0.18%);N ₂ (0.07%)	100 kPa ^[27]
土星	H ₂ (96%);He(3%); 微量CH ₄ , NH ₃ 和H ₂ O	>100 MPa(星表)

不考虑特殊的腐蚀环境(例如金星的酸性环境),气体环境会对真空绝缘带来显著影响,根据帕邢定律,电极放电电压可以表述为气体压力和距离乘积的函数^[28]:

$$V_s = B \times Pd / \ln [A \times Pd / \ln(1 + 1/\gamma)] \quad (1)$$

式中, V_s 为起火电压, P 是气体压力, d 为电极间距离, A 是电子平均自由程与压力乘积的倒数, B 是参数 A 与气体电离电位的乘积, γ 为汤生第三电离系数。

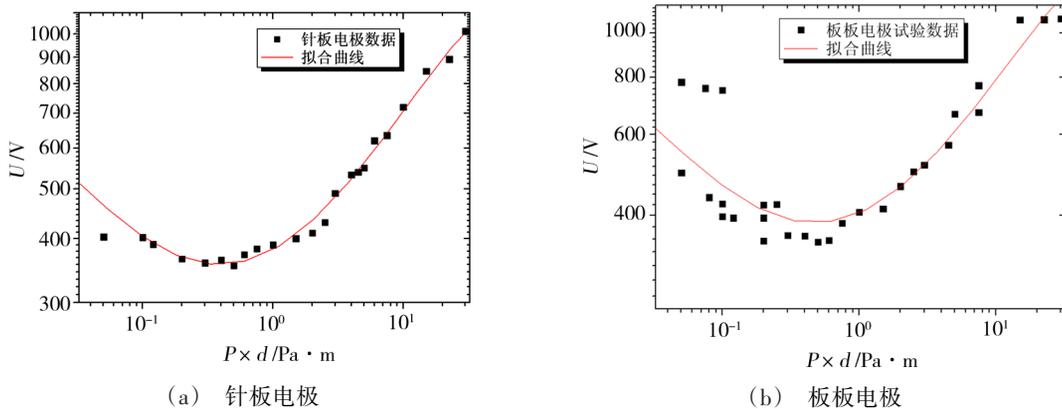


图2 低气压条件下典型电极放电阈值

Fig. 2 Discharge threshold of typical electrode at low pressure

不同的气体成分帕邢曲线存在较大差异,氦气条件下最低放电阈值略大于100V,因此对于低气压宇航材料工艺 <http://www.yhclgy.com> 2021年 第5期

环境而言,并不存在一个绝对安全的距离,能够保证不会发生放电,这也是要求高压电子产品(峰值电压

>100 V)采用固体绝缘的重要原因。对于确定的气体成分及温度条件,式(1)中的 A 、 B 和 γ 均为常数,那么存在一个 Pd 值对应最小的放电阈值电压。北京卫星环境工程研究所测试了不同 P 、 d 值组合条件下,不同电极组合对应的最小放电阈值,如图2所示。

在图2中,无论是针板电极,还是板板电极,实测的最小放电阈值约为350 V,对应的压力距离乘积均为 $0.5 \text{ Pa}\cdot\text{m}$ 。因此对于典型的绝缘距离(假设这个距离为1 mm),则危险气体压力约为500 Pa,与火星表面的气体压力大致相当。因此对于火星探测任务,首先应根据电压等级利用电绝缘材料涂敷或灌封电子产品,为了保证产品在火星表面低气压环境下的适应性,还应当在模拟火星低气压环境下检验电绝缘材料的绝缘效果。

1.5 颗粒物环境及效应

在深空探测器的飞行过程中,可能会穿越小行星带,宇宙尘埃和微流星体可能会撞击在探测器表面,对探测器表面材料造成损伤,碰撞产生的等离子体也可能诱发太阳电池的静电放电^[29],然而致命性(大颗粒)的碰撞概率极低,因此深空探测器一般不进行碎片防护。

天体表面的颗粒物环境是在空间风化的作用下逐渐形成的,其主要形成机制是陨石和微流星体的撞击、宇宙辐射和太阳风持续轰击、昼夜温度交变导致岩石热胀冷缩破碎共同作用形成的。月球及火星表面都存在颗粒物分布,主要化学成分按质量数倒序如表5所示^[30-31]。

表5 月壤及火星土壤主要化学成分

Tab. 5 Main chemical composition of Lunar soil and Martian soil

月壤 ^[30]	火星土壤 ^[31]	月壤 ^[30]	火星土壤 ^[31]
SiO ₂	SiO ₂	Al ₂ O ₃	MgO
FeO	FeO	MgO	CaO
CaO	Al ₂ O ₃	TiO ₂	TiO ₂

由表5可知,无论是月壤还是火星土壤,均以硅酸盐成分为主,这些颗粒物本身虽然不导电,但在光照及空间等离子体环境的作用下会发生荷电效应,并随着人为活动或自然作用发生激扬^[32],激扬而起的颗粒物会沉积并粘附在电绝缘材料上。当探测器上的运动部件执行展开、旋转等操作时,粘附的颗粒物会对电绝缘材料造成摩擦磨损。北京卫星环境工程研究所试验研究了载尘(模拟月尘)条件下典型绝缘材料(聚四氟乙烯)与铝合金材料的摩擦因数变化规律,如图3所示。由图3可知相对于无尘大气条件,载尘真空条件下的摩擦因数有非常明显的

提升。地外天体表面的颗粒物质会加剧对电绝缘材料的磨损,真空环境会进一步强化这种趋势,因此应评估临近运动部件的电绝缘材料在颗粒物环境下的适应性,保证电绝缘材料在颗粒物环境下不被磨损。另外,颗粒物本身也会拉低真空绝缘的击穿电压,被颗粒污染的电极的击穿电压比未污染状态要低,根据污染程度不同,击穿电压可能会相差一个数量级^[33]。因此,在颗粒物环境下不推荐采用真空绝缘形式。

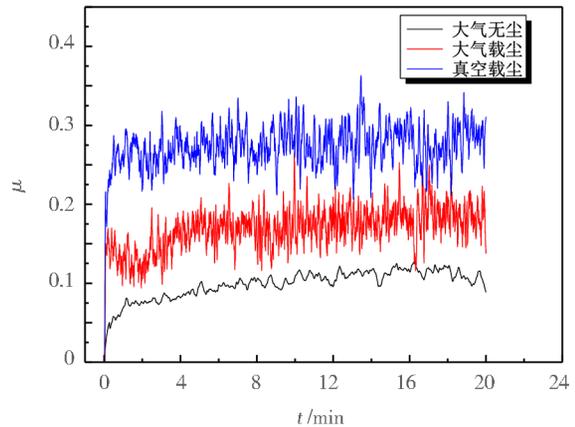


图3 不同环境下的摩擦曲线对比

Fig. 3 Comparison of friction curves in different environments

2 适应性评估方法

大多数在用的宇航电绝缘材料,已经具备近地轨道环境适应性的要求,但仍需针对深空特殊环境,分析其相对于近地轨道环境的“恶劣”或“缓和”程度,如果深空探测环境相对“缓和”,可认为所评估的材料具有所针对深空环境的适应性;如果深空探测环境相对“严苛”,则需要量化分析环境及效应,采用试验验证的方式加以验证,分析流程如图4所示。如果分析结果认为存在多种环境因素同时作用于电绝缘材料,则推荐采用多环境因素叠加的方式实施验证试验。

图4中的电绝缘试验针对部组件,主要原因是材料级测试较为规范^[34-38],且不涉及空间环境因素,为了贴近工程实际,需要基于电绝缘材料并结合设计和工艺综合验证其绝缘效果。表6所列出的电绝缘试验项目参考国外规范^[28]并结合了国内工程应用内容。

如表6所示,可将电绝缘试验按目的分为3类:(1)工艺检查试验,主要对电绝缘材料的处理工艺进行检查确认;(2)环境适应性试验,主要对真空环境、低压力环境、等离子体环境等与电子产品作用导致的放电进行模拟和验证;(3)可靠性试验,主要针对固体绝缘的寿命及极端工况进行验证和评估^[42]。

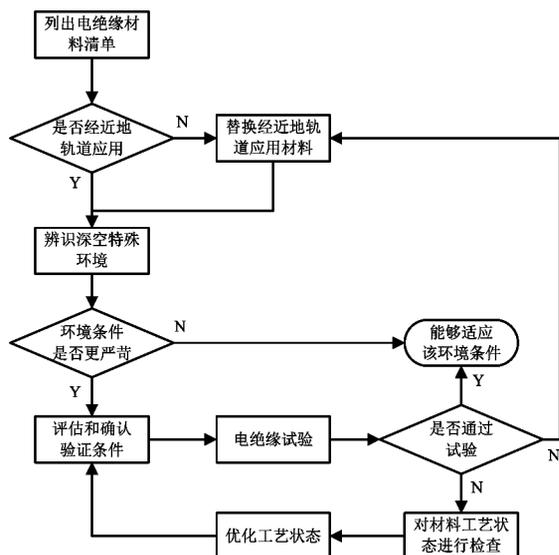


图4 电绝缘材料深空环境适应性评估流程

Fig. 4 Assessment process of deep space environmental adaptability of electrical insulating materials

表6 电绝缘试验项目及用途

Tab. 6 Items and applications of electrical insulation tests

项目名称	用途	分类
局部放电试验 ^[39-40]	检验绝缘材料工艺缺陷, 例如气泡、裂缝、颗粒污染、分层	工艺检查试验
绝缘耐压试验 ^[41]	检验绝缘瑕疵, 例如裂痕、损伤等	
三结合处试验	检验真空绝缘有效性	
电晕试验	检验低气压条件下的放电特性	
微放电试验	检验二次电子倍增效应放电特性(仅针对射频及微波器件)	环境适应性试验
静电放电试验	检验航天器表面静电放电特性	
寿命评估试验	检验应力与寿命的关系从而预测装置寿命	
寿命试验	试验验证产品使用寿命	可靠性试验
加速寿命试验	在较高应力条件下验证产品使用寿命	
老化试验	排除早期失效的影响	

对于深空探测器,高电压组件的电绝缘问题无疑是最关键的,理论上所采用的固体绝缘隔离了大部分深空环境因素的影响,但不能简单地认为只要采用固体绝缘就不存在环境适应性问题,为了验证电绝缘材料深空环境下的极端退化状态,可先实施可靠性试验再进行环境适应性试验。

在电绝缘试验中,按照加载电压的大小可将试验分为L1和L2级,其中L1级测试用于检验产品是

否满足要求,属验收性质;L2级则用来确定设计余量。在设计试验时,先实施L1级试验,之后再继续进行L2级试验,试验加载电压的值可参考:L1级试验试验加载电压 U_{test} 与最大工作电压 U_{max} 一致;L2级试验 U_{test} 可根据实际情况调整为 $1.5U_{max} \sim 2U_{max}$ 。推荐采用交流信号,周期性信号检测效果更好,也有利于捕捉放电信号和保护试验样品^[43]。

利用空间环境模拟试验系统实施电绝缘试验,增加相应的测试手段,实现较为复杂的环境模拟、工艺检查及可靠性验证的需求。较为完备的电绝缘试验系统包括真空容器系统、空间环境模拟源装置、外接的补偿电路、放电特性测量系统、温度调节系统,如图5所示。

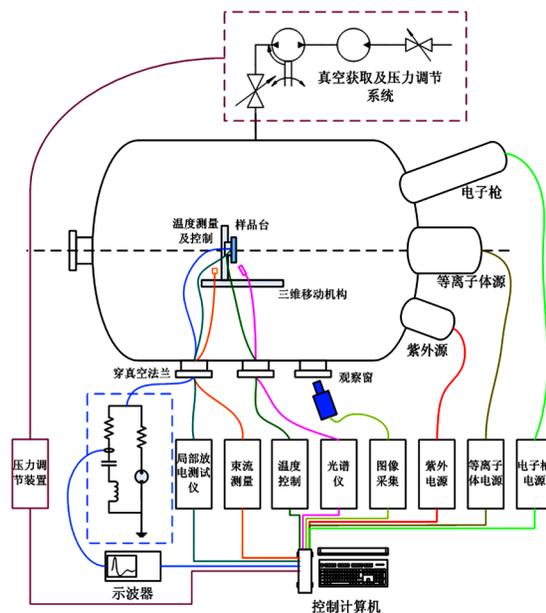


图5 电绝缘试验系统组成图

Fig. 5 Composition diagram of electrical insulation test system

其中真空容器系统包括真空容器、真空获取及真空度测量装置,空间环境模拟源包括电子枪、等离子体源、紫外源等,补偿电路主要通过外接器件调节试验对象的放电特性,放电特性测量系统包括瞬态放电脉冲测量装置(电压/电流探头及示波器)、局部放电测试仪、光谱仪、图像采集装置等,温度调节系统包括必要的液氮管路(图中未标出)、温度测量装置、电加热系统等,再通过控制计算机对模拟源、测量装置及控制系统进行统一控制。

3 总结及建议

为了保证深空探测器的可靠运行,应开展材料电绝缘性能关联环境因素的分析,总结辐射、热、气体及颗粒物环境对材料性能的影响如下:

(1)辐射环境会引起总剂量、表面充放电及内带电效应,对于舱内应用的电绝缘材料,一般条件下可

忽略总剂量效应的影响;特定区域表面充电电压较高,需考虑静电放电对舱外电绝缘材料影响;舱内电绝缘材料还需要考虑内带电对临近的电子电路的干扰;

(2)热环境是电绝缘材料需要重点关注的深空环境因素,在深空探测器飞行过程中可能经历巨大的温差变化,这种热循环过程中累积的热错配应力,会导致电绝缘材料裂纹或者剥离,逐渐从固体绝缘退化为真空绝缘,严重时可能产生二次放电;

(3)对于气体环境,应尽可能避免采用真空绝缘形式,采用固体绝缘的产品需要确保绝缘材料及工艺可靠有效;

(4)颗粒物环境主要对运动部件产生影响,导致临近的电绝缘材料产生磨损,应针对具体的设计就可能磨损问题进行分析 and 评估,规避电绝缘材料可能出现的绝缘退化甚至失效。

针对电绝缘材料深空环境效应,应开展风险分析与评估工作,通过电绝缘试验的方式对材料、工艺及防护效果进行检验和验证:

(1)选取关键性的环境因素进行模拟和试验,如果有多种环境因素都可能拉低放电阈值,推荐同时施加多种环境因素以验证电绝缘的有效性;

(2)建议针对电绝缘组件开展试验,综合验证材料、设计及工艺的综合绝缘效果。

电绝缘材料是深空探测器工作的基础性保障,在深空环境的影响下,材料的电绝缘性能可能发生退化甚至失效,这种过程一般不可逆转,一旦出现会对探测器造成巨大的影响,因此必须重视宇航电绝缘材料环境保证工作,针对性地进行分析和验证工作,确保电绝缘材料深空环境下的适应性。

参考文献

[1] Q/W 1016A-2017. 聚对二甲苯敷形涂覆工艺规范[S]. 北京:中国空间技术研究院标准化委员会,2017.

Q/W 1016A-2017. Process specification for coating of poly-pary-Xylylene[S]. Beijing: Standardization Committee of China Academy of space technology, 2017.

[2] 喻波. 军工电子产品的三防涂覆[J]. 无线互联科技, 2014(7):112-112.

YU B. Three proofing coating of military electronic products[J]. Wuxianhuliankeji, 2014(7):112-112.

[3] 陈雅容,张咪藏,胡辉. 灌封技术在宇航电子产品中的应用[J]. 中国科技信息,2015(6):15-16.

CHEN Y R, ZHANG M Z, HU H. Application of encapsulation technology in aerospace electronic products[J]. China Science and Technology Information, 2015(6):15-16.

[4] TAFAZOLI M. A study of on-orbit spacecraft failures

[J]. Acta astronautica, 2009, 64(2/3):195-205.

[5] 冯伟泉. 航天器材料空间环境适应性评价与认定准则研究[J]. 航天器环境工程, 2010, 27(2):139-143.

FENG W Q. Evaluation and validation of space environmental applicability of spacecraft materials [J]. Spacecraft Environment Engineering, 2010, 27(2):139-143.

[6] 沈自才,高鸿,欧阳晓平. 航天材料工程学内涵及其体系构建[J]. 宇航材料工艺,2018,48(2):5-10.

SHEN Z C, GAO H, OUYANG X P. Connotation and system construction of aerospace material engineering [J]. Aerospace Materials & Technology, 2018, 48(2):5-10.

[7] 刘宇明,赵春晴,沈子才,等. 电子通量对航天器用材料电子辐照效应检测结果的影响[C]. 全国材料检测与质量控制学术会议,厦门:中国机械工程学会,2016:165-174.

LIU Y M, ZHAO C Q, SHEN Z C, et al. Influence of electron flux on the electron irradiation effects of spacecraft materials[C]. National Conference on Material Test and Quality Control, Xiamen: Chinese Society of Mechanical Engineering, 2016: 165-174.

[8] 张超,易忠,唐小金,等. 高能电子辐照对航天器介质材料介电性能的影响[J]. 航天器环境工程, 2009, 26(1):28-30.

ZHANG C, YI Z, TANG X J, et al. Effect of high energy electron irradiation on dielectric properties of spacecraft dielectric materials[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2009, 26(1): 28-30.

[9] 王建昭,田岱,张庆祥,等. 木星环绕探测任务中的内带电风险评估[J]. 深空探测学报, 2017, 4(6):564-570.

WANG J Z, TIAN D, ZHANG Q X, et al. Internal charging evaluation in jupiter exploration mission [J]. Journal of Deep Space Exploration, 2017, 4(6): 564-570.

[10] 王建昭,张庆祥,郑玉展,等. 木星辐射环境不确定性对总剂量风险的影响[J]. 宇航学报, 2019, 40(1):122-130.

WANG J Z, ZHANG Q X, ZHENG Y Z, et al. Influence of Variable radiation environment on the TID evaluation in jupiter orbiting mission [J]. Journal of Astronautics, 2019, 40(1): 122-130.

[11] 王建昭,张庆祥,田岱,等. 木星系粒子辐射环境效应及防护关键技术[J]. 航天器环境工程, 2018, 35(5):500-510.

WANG J Z, ZHANG Q X, TIAN D, et al. Radiation environmental effects of Jovian system and key technologies of radiation protection [J]. Spacecraft Environment Engineering, 2018, 035(005): 500-510.

[12] 魏志勇,方美华,杨浩. 深空条件下航天器内的辐射环境研究[J]. 航天器环境工程, 2008, 25(3):229-232.

WEI Z Y, FANG M H, YANG H. Study on space vehicle's 宇航材料工艺 <http://www.yhclgy.com> 2021年 第5期

inner radiation environment in deep space [J]. *Spacecraft Environment Engineering*, 2008, 25(3): 229-232.

[13] 朱基聪. 木星轨道等离子体环境致航天器表面高水平充电特征研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.

ZHU J C. Characteristics of spacecraft surface high level charging induced by Jupiter orbit plasma environment [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018.

[14] GARRETT H B, KATZ I, JUN I, et al. The Jovian charging environment and its effects—a review [J]. *IEEE Transactions on Plasma Science*, 2012, 40(2): 144-154.

[15] FIESELER P D, ARDALAN S M, FREDERICKSON A R. The radiation effects on Galileo spacecraft systems at Jupiter [J]. *Nuclear Science IEEE Transactions on*, 2002, 49(6): 2739-2758.

[16] 电气电子绝缘技术手册编辑委员会. 电气电子绝缘技术手册[M]. 北京: 机械工业出版社, 2008.

Editorial board of technical manual of electrical and electronic insulation. Technical manual of electrical and electronic insulation [M]. Beijing: China Machine Press, 2008.

[17] ECSS-E-HB-20-05A. Space engineering—High voltage engineering and design handbook [S]. Noordwijk, The Netherlands: ESA-ESTEC, 2012.

[18] JPL D-8208. Spacecraft design and fabrication requirements for electronic packaging and cabling [S]. California, USA: JPL, 2002.

[19] 李卓成. 空间高压绝缘降额系数的确定[J]. *空间电子技术*, 2016(5): 92-98.

LI Z C. Determination of derating coefficient of space high voltage insulation [J]. *Space Electronic Technology*, 2016(5): 92-98.

[20] MAEJIMA Hironori, KAWAKITA Shirou, KUSAWAKE Hiroaki, et al. Investigation of power system failure of a LEO satellite [C]. 2nd International Energy Conversion Engineering Conference. Providence, RI, USA: IECEC, 2004: 1-6.

[21] ECSS-E-10-04C. Space engineering—Space environment [S]. Noordwijk, The Netherlands: ESA-ESTEC, 2008.

[22] STUBBS T J, FARRELL W M, HALEKAS J S, et al. Dependence of lunar surface charging on solar wind plasma conditions and solar irradiation [J]. *Planetary and space science*, 2014, 90(1): 10-27.

[23] NASA TP-2361. Handbook of design guidelines for assessment and controlling spacecraft charging effects [S]. Ohio, USA: NASA, 1984.

[24] 谭维焯, 胡金刚. 航天器系统工程[M]. 北京: 中国科学技术出版社, 2009.

TAN W Z, HU J G. Spacecraft system engineering [M]. 宇航材料工艺 <http://www.yhclgy.com> 2021年 第5期

Beijing: China Science and Technology Press, 2009.

[25] 王晓燕, 郑双. 热循环对硅太阳能电池伏安特性的影响[J]. *太阳能学报*, 2009, 30(10): 1315-1318.

WANG X Y, ZHENG S. Effect of thermal cycle on V-I characteristics of silicon solar cells [J]. *Acta Solar Energy*, 2009, 30(10): 1315-1318.

[26] 邓佳欣, 易忠, 张超, 等. 星用FR-4材料本征介电性能随温度的变化研究[J]. *航天器环境工程*, 2010(6): 704-707.

DENG J X, YI Z, ZHANG C, et al. The study of the intrinsic dielectric properties of satellite FR-4 materials with temperature [J]. *Spacecraft Environment Engineering*, 2010(6): 704-707.

[27] FLASAR F M, KUNDE V G, ACHTERBERG R K, et al. An intense stratospheric jet on Jupiter [J]. *Nature*, 2004, 427(6970): 132-135.

[28] 菅井秀郎. 张海波, 张丹, 译. 等离子体电子工程学 [M]. 北京: 科学出版社, 2002: 73-75.

KANJING X L, ZHANG H B, ZHANG D, Translated. Plasma electronic engineering [M]. Beijing: Science Press, 2002: 73-75.

[29] 宋瑞海, 张书锋, 张明志, 等. 微小碎片超高速撞击太阳能电池阵的研究进展[J]. *真空与低温*, 2014(1): 57-61.

SONG R H, ZHANG S F, ZHANG M Z, et al. Research progress of hypervelocity impact of small debris on solar array [J]. *Vacuum and Cryogenics*, 2014(1): 57-61.

[30] JOHN Matchett. Production of lunar oxygen through vacuum pyrolysis [R]. The George Washington University: OMB No. 0704-0188, 2006.

[31] 傅小林, 薛重生. 火星与地球岩石化学成分对比 [J]. *地质科技情报*, 1997, (S1): 29-35.

FU X L, XUE C S. Comparison of chemical compositions between Mars and the Earth [J]. *Geological Science and Technology Information*, 1997(S1): 29-35.

[32] STUBBS T J, VONDRAK R R, FARRELL W M. A dynamic fountain model for lunar dust [J]. *Advances in Space Research: The Official Journal of the Committee on Space Research(COSPAR)*, 2006, 37(1): 59-66.

[33] MSFC-STD-531. High voltage design guide. Volume V. Spacecraft [S]. Seattle, Washington, USA: NASA, 1983.

[34] GB/T 31838. 2—2019. 固体绝缘材料介电和电阻特性第2部分: 电阻特性(DC方法) 体积电阻和体积电阻率 [S]. 北京: 国家市场监督管理总局、中国国家标准化管理委员会, 2019.

GB/T 31838. 2—2019. Solid insulating materials—Dielectric and resistive properties—Part 2: Resistive properties (DC methods)—Volume resistance and volume resistivity [S]. Beijing:

State Administration of Market Supervision and Administration, China National Standardization Administration Commission. 2019.

[35] GB/T 1409—2006. 测量电气绝缘材料在工频、音频、高频(包括米波波长在内)下电容率和介质损耗因数的推荐方法:[S]. 北京:中华人民共和国国家质量监督检验检疫总局、中国国家标准化管理委员会,2006.

GB/T 1409—2006. Recommended method for measuring permittivity and dielectric loss factor of electrical insulating materials at power frequency, audio frequency and high frequency (including meter wave length) [S]. Beijing: General Administration of Quality Supervision, Inspection and Quarantine of the People's Republic of China and China National Standardization Administration Commission, 2006.

[36] IEC 60093—2004. Methods of test for insulating materials for electrical purposes, volume resistivity and surface resistivity of solid electrical insulating materials [S]. Geneva: International Electrical Commission, 2004.

[37] ES 4492—2005. Recommended methods for the determination of the permittivity and dielectric dissipation factor of electrical insulating materials at power, audio and radio frequencies including metre wavelengths [S]. Brussels: European Committee for Standardization, 2005.

[38] ASTM D150—18. Standard test methods for AC loss characteristics and permittivity (dielectric constant) of solid electrical insulation [S]. Pennsylvania: American Society of

Testing Materials, 2018.

[39] GB/T 7354—2018. 高电压试验技术局部放电测量[S]. 北京:国家市场监督管理总局、中国国家标准化管理委员会,2018.

GB/T 7354—2018. High-voltage test techniques-partial discharge measurements [S]. Beijing: State Administration of Market Supervision and Administration, China National Standardization Administration Commission, 2018.

[40] EN 60270—2001. High-voltage test techniques - partial discharge measurements [S]. Brussels: European Committee for Standardization, 2001.

[41] GB/T 24344—2009. 工业机械电气设备耐压试验规范[S]. 北京:中国国家标准化管理委员会,2009.

GB/T 24344—2009. Electrical equipment of industrial machines-High-voltage test specifications[S]. Beijing: National Standardization Administration of China, 2009.

[42] 王志浩,周岭,冯伟泉,等. 空间电子产品电绝缘试验技术研究[J]. 航天器环境工程, 2018, 35(1):92-98.

WANG Z H, ZHOU L, FENG W Q, et al. Electrical insulation testing technologies for space electronic products [J]. Spacecraft Environment Engineering, 2018, 35(1): 92-98.

[43] ASTM D1868—13. Standard test method for detection and measurement of partial discharge (corona) pulses in evaluation of insulation systems [S]. Pennsylvania: American Society of Testing Materials, 2013.