专题——电磁环境效应与防护技术研究

电子辐照下聚酰亚胺材料表面充电特性研究

原青云，苏泉圣，蒙志成，周立栋，代银松
（军械工程学院 静电与电磁防护研究所，石家庄 050003）

摘要：目的 研究多因素条件下航天用典型介质材料聚酰亚胺表面充电特性。**方法** 利用空间介质材料表面带电地面模拟实验系统，以电子枪辐照材料模拟空间带电环境中航天器材料表面带电过程，以航天器上常用的介质材料聚酰亚胺为研究对象，研究不同电子能量、不同束流密度和不同厚度下聚酰亚胺表面充电特性。**结果** 聚酰亚胺表面电位随着电子能量、束流密度和厚度的增大而增大，电子能量越高，束流密度越大，聚酰亚胺表面充电平衡时间越短。**结论** 航天器介质材料表面带电程度与空间带电环境的电子能量、束流密度和介质材料本身结构紧密相连，研究多因素作用下航天用典型介质材料表面充电特性，将为航天器带电防护设计提供数据支持。

关键词：航天器；聚酰亚胺；表面充电；表面电位；电子能量；束流密度
DOI：10.7643/ issn.1672-9242.2017.04.001
中图分类号：TJ86 **文献标识码：**A
文章编号：1672-9242(2017)04-0001-04

Surface Charging Characteristics of Kapton under the Electron Irradiation

YUAN Qing-yun, *SU Quan-sheng*, *MENG Zhi-cheng*, *ZHOU Li-dong*, *DAI Yin-song*
(Institute of Electrostatic and Electromagnetic Protection, Ordnance Engineering College, Shijiazhuang 050003, China)

ABSTRACT: Objective To study surface charging characteristics of Kapton material used typically on spacecraft under multifactor. **Methods** The experimental system was simulated through surface charged ground of space material. The surface charging process of spacecraft in charged environment was simulated with electron gun irradiation material. Surface charging characters of Kapton with different electron energy, flux density and thickness usually used as dielectric material in spacecraft were researched. **Results** The surface potential of Kapton increased with the increase of electron energy, flux density and thickness; the larger the electron energy and the flux density were; the shorter the charging balance time of the Kapton surface was. **Conclusion** The charging level of the spacecraft material's surface is connected tightly with the electron energy and flux density of the charged space environment and the structure of the dielectric material. Research on charging characteristics of the Kapton material provides a data support for designing the spacecraft charging protection.

KEY WORDS: spacecraft; Kapton; surface charging; surface potential; electron energy; flux density

航天器表面带电是指能量不能穿透航天器表面的等离子体与运行其中的航天器相互作用，在航天器表面积累电荷的现象，又称航天器表面充电[1—6]。引起航天器表面带电的等离子体能量较低，一般在 50 keV 以下，这种粒子入射深度在微米量级以内，几乎不能穿透航天器表面而在表面积累。当电荷积累到一定程度，其产生的电场超过该表面材料的耐压阈值时，表面材料被击穿，出现静电放电。在空间环境中，

收稿日期：2016−10−17；**修订日期：**2016−11−23
基金项目：国家自然科学基金(51577190).
作者简介：原青云(1979—)，男，河北隆尧人，博士，主要研究方向为电磁防护理论与技术。

航天器的表面充电电位是随着空间等离子体的状态而变化的。

静电放电会造成航天器表面材料的击穿、太阳电池阵性能的下降，其产生的电磁脉冲干扰会使星上敏感电子设备/系统出现误操作或者损坏。另外，频繁的静电放电会引起材料表面严重的物理损伤。带负电的表面将加速材料的污染，从而使材料的力学性能和热性能严重衰减，导致表面性能改变[1,4,7—10]。

针对航天器表面带电效应问题，国内外许多研究机构和学者进行了大量的研究工作。美国、俄罗斯、欧空局、日本等国家或机构建立了数十台航天器表面带电环境地面模拟设备，用于开展航天器材料表面带电效应实验，我国航天五院、中科院空间科学与应用研究中心以及部分高校也利用各自建立的空间材料表面带电模拟系统开展了大量的研究工作，取得了不少成果[1,3—4,9,11—16]。Balmain 等人使用小型航天器表面带电地面模拟试验设备对特氟龙、聚酰亚胺、聚酯薄膜等航天器常用的薄膜材料进行了放电实验，研究了面积对放电特性的影响，得出了放电电流峰值与材料面积的关系[17]。美国 NASA 的路易斯研究中心的 Paul R. Aron 等人对不同面积的特氟龙材料进行了辐照放电实验，得到了材料面积和最大放电电流的关系[18]。兰州空间技术物理研究所的刘海波等人研究材料面积和形状对聚酰亚胺材料的充放电特性影响，得出了材料表面电位、放电电流峰值、放电能量和放电频率等参数与材料结构参数的关系[19]。

材料选择是减少表面充放电效应对航天器造成危害的一种常用方法，而材料表面带电特性的测试和评估是材料选择的一个重要依据[1]。因此，为了确保我国航天器高可靠、长寿命的生存能力，研究空间等离子体环境下航天器材料表面带电特性规律对于深入研究航天器材料表面带电机理及其防护方法等问题具有重要意义。

1　实验装置

实验采用空间介质材料表面带电地面模拟实验系统，用以模拟空间等离子体环境中航天器材料表面带电过程。整个实验系统包括真空容器、真空获得系统、温度控制系统、电子枪及其控制系统、参数测量装置，其结构如图 1 所示。其中，电子枪用以模拟航天器介质材料空间带电的电子环境。整个实验装置的主要参数：真空容器尺寸为 ϕ50 cm，工作真空度为 4.7×10^{-4} Pa，电子枪能量在 0~30 keV 范围内可调，束流密度在 0~10 nA/cm^2 范围内可调，温度控制范围为 −70~60 ℃，非接触式电位计可测范围为 0~25 kV。

实验中，受试对象采用航天器上常用的聚酰亚胺材料（该材料常作为航天器高压太阳电池阵的基底材料），其直径为 70 mm，厚度分别为 25，50，100 μm，电子枪能量分别为 20，22.5，25 keV，束流密度分别为 0.5，1.0，1.5 nA/cm^2。实验时聚酰亚胺通过导电银胶与接地金属板连接，电子枪辐照 45 min，实验温度为 15 ℃，非接触式电位计处于受试材料上方，距离表面 5 cm，测试前标定。

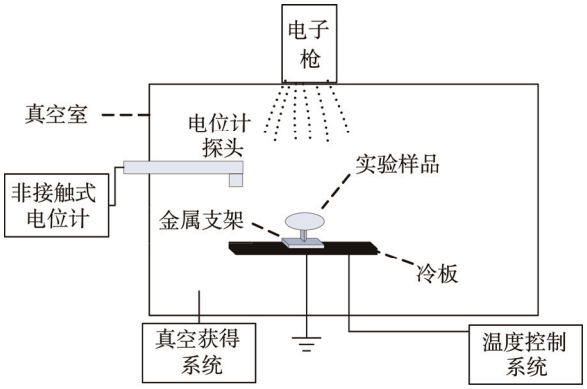

图 1　空间材料表面带电模拟系统

2　实验结果及分析

2.1　电子能量的影响

图 2 给出了束流密度为 1.5 nA/cm^2，厚度为 50 μm 时，不同电子辐照能量下聚酰亚胺表面电位随辐照时间的变化情况。

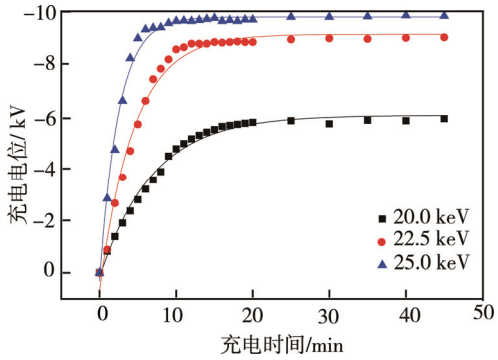

图 2　不同电子辐照能量下表面电位随时间的变化

由图 2 可得，一定的电子辐照条件下，在辐照初始时刻，聚酰亚胺材料表面电位随着辐照时间的增加急剧增大。当辐照到一定时间时，材料表面的起电速率和泄漏速率相等，材料表面充电达到动态平衡，此时，材料表面电位达到最大值。

另外，当束流密度一定时，电子辐照能量不同，材料表面电位达到最大值（即充电动态平衡）的时间不同。当电子辐照能量为 20 keV 时，聚酰亚胺材料表面电位达到最大值的时间约为 18 min，22.5 keV 时约为 14 min，25 keV 时约为 10 min。因此，电子辐照能量越大，材料表面电位越快趋于平衡。

从图 2 中还可以得出，当束流密度一定时，同等的辐照时间下，电子辐照能量不同，聚酰亚胺材料表

面电位不同。电子辐照能量越大，材料表面电位越高，以充电时间为 18 min（此时三种电子辐照能量辐照下材料表面电位均趋于平衡）为例，电子辐照能量为 20 keV 时，材料表面电位约为－5700 V，22.5 keV 时约为－8860 V，25 keV 时约为－9640 V。因此，电子辐照能量越大，聚酰亚胺材料表面电位越高，发生放电的可能性也就越大。

2.2　束流密度的影响

航天器介质材料表面充电过程不仅受电子辐照能量的影响，而且与电子束流密度密切相关。当束流密度过低时，介质上沉积的电荷被迅速泄放，这样介质将无法充上较高电位形成危害。若束流密度过高，电荷泄放比例极小，介质上沉积电荷所建立的电场迅速扩大，在短时间内介质将很快击穿放电。这样介质上大部分电荷被放电电流所带走，同样无法监测到介质表面逐步的电位变化过程。因此，开展辐照电子束流密度对表面充电过程的影响研究是十分必要的。

图 3 给出了电子辐照能量为 25 keV，厚度为 50 μm 时，不同束流密度下聚酰亚胺表面电位随辐照时间的变化情况。

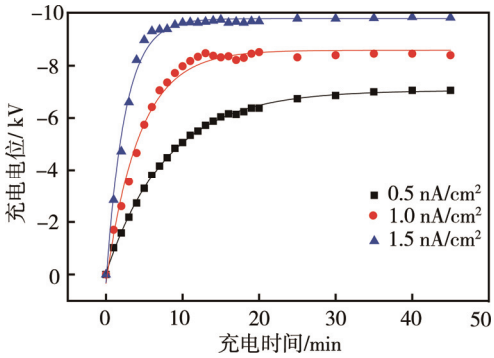

图 3　不同束流密度下表面电位随时间的变化

由图 3 可得，当电子辐照能量一定时，在辐照初始时刻，聚酰亚胺材料表面电位随着辐照时间的增加急剧增大。当辐照到一定时间时，材料表面过程达到动态平衡，材料表面电位达到最大值。电子束流密度不同，材料表面电位达到最大值（即充电动态平衡）的时间不同。当束流密度为 0.5 nA/cm^2 时，聚酰亚胺材料表面电位达到最大值的时间约为 30 min，1.0 nA/cm^2 时约为 16 min，1.5 nA/cm^2 时约为 10 min。因此，电子束流密度越大，材料表面电位趋于平衡的时间越短。

此外，当电子辐照能量一定时，同等的辐照时间下，不同的电子束流密度，聚酰亚胺材料表面电位不同。束流密度越大，材料表面电位越高，以充电时间为 30 min（此时三种电子束流密度辐照下材料表面电位均趋于平衡）为例，束流密度为 0.5 nA/cm^2 时，材料表面电位约为－6860 V，1.0 nA/cm^2 时约为－8400 V，1.5 nA/cm^2 时约为－9800 V。因此，束流密度越大，聚酰亚胺材料表面电位越高，发生放电的可能性也就越大。

2.3　材料厚度的影响

图 4 给出了电子辐照能量为 22.5 keV，束流密度为 1.0 nA/cm^2 时，不同材料厚度下聚酰亚胺表面电位随辐照时间的变化情况。

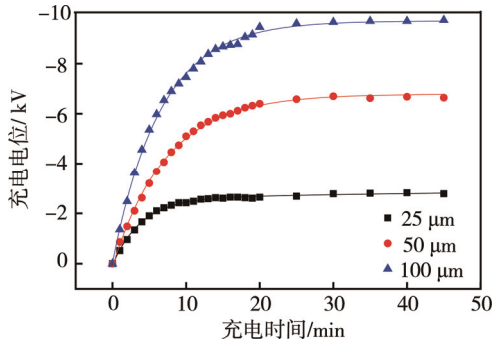

图 4　不同材料厚度下表面电位随时间的变化

由图 4 可得，当电子辐照能量、束流密度和材料面积一定时，无论哪种厚度的材料，在辐照初始时刻，聚酰亚胺材料表面电位均随着辐照时间的增加急剧增大。当辐照到一定时间时，材料表面过程达到动态平衡，材料表面电位达到最大值。

从图 4 还可以看出，厚度高的材料表面电位增加明显，并且材料越厚，同等辐照时间下，其表面电位越高。以充电时间为 35 min（此时三种厚度材料表面电位均趋于平衡）为例，厚度为 25 μm 时，材料表面平衡电位约为－2800 V，50 μm 时约为－6620 V，100 μm 时约为－9700 V。因此，材料厚度越高，聚酰亚胺材料表面电位越高，发生放电的可能性也就越大。因此，在一定条件下，适当减少介质材料的厚度有利于航天器表面充放电的防护。

3　结语

通过上述研究可以得出，电子辐照能量、束流密度和介质材料厚度对充电特性作用十分明显。电子辐照能量越大、束流密度越高、材料越厚，材料表面电位越高，发生放电的可能性也就越大。因此，航天器必须采取一定的防护措施以降低直接辐照在介质材料上的电子强度，同时在满足航天器实际工况需求的情况下，比如绝热、抗辐射、结构强度等其他要求，应避免使用大面积、高厚度的介质材料以降低介质材料表面的充电电位。

除了文中提到的电子辐照能量、束流密度和材料厚度外，影响航天器介质材料表面充电的因素还有很

多，比如接地方式、介质结构、材料面积等，由于受实验条件和实验时间的限制，无法全面地考虑各方面因素的影响，下一步工作将研究这些因素对航天器介质材料表面充电特性的影响。

参考文献：

[1] 王立, 秦晓刚. 空间材料表面充放电性能试验评估方法研究[J]. 真空与低温, 2002, 8(2): 83—87.

[2] 王立. 介质材料的带电机理与表面结构的关系[J]. 真空与低温, 1995, 1(2): 66—68.

[3] 闫小娟. 卫星介质充电机理和实验研究[D]. 北京: 中国科学院空间科学与应用研究中心, 2008.

[4] 李小江. 空间等离子体环境对电子设备的充放电效应[D]. 西安: 西安电子科技大学, 2009.

[5] 师立勤. 低轨道航天器辐射环境和表面充电效应研究[D]. 北京: 中国科学技术大学, 2011.

[6] LANZEROTTI L J, BREGLIA C, MAURER D W, et al. Studies of Spacecraft Charging on a Geosynchronous Telecommunications Satellite[J]. Advances in Space Research, 1998, 22(1): 79—82.

[7] 于登云. 太阳风暴对航天器的影响与防护[M]. 北京: 国防工业出版社, 2012: 79—80.

[8] VILOET M D, FREDERICKSON A R. Spacecraft Anomalies on the CRRES Satellite Correlated with the Environment and Insulator Samples[J]. IEEE Transactions on Nuclear Science, 1993, 40(6):1512—1520.

[9] 薛梅. 高压砷化镓太阳阵 ESD 效应及防护技术研究[D].天津: 天津大学, 2007.

[10] 王立. 航天器的表面带电及其防带电设计[J]. 航天器工程, 1994(5): 42—48.

[11] 庞永江. 地面实验室模拟空间等离子体环境及太阳能电池片效应初步试验研究[D]. 北京: 中国科学院空间科学与应用研究中心, 2001.

[12] 贾瑞金. 地面实验室模拟空间等离子体环境的初步测试[J]. 航天器环境工程, 2005, 22(3): 163—167.

[13] 庞永江, 徐跃民. 地面实验室模拟空间等离子体环境的初步测试[J]. 空间科学学报, 2001, 21(3): 259—265.

[14] 吕庆敖, 任兆杏, 梁荣庆, 等. 用于电离层环境模拟器的 ECR 等离子体源[J].真空科学与技术, 2001, 21(3): 226—228.

[15] 张要强, 郑晓泉, 刘晓东, 等. 真空环境下介质表面电荷分布的测量方法[J]. 绝缘材料, 2006, 39(3): 61—72.

[16] 汪沨, 张乔根, 罗毅, 等. 测量绝缘子表面电荷用的新型电容探头[J]. 高电压技术, 2001, 27(6): 40—41.

[17] BALMAIN K G, DUBOIS G R. Surface Discharges on Teflon, Mylar and Kapton[J]. IEEE Transactions on Nuclear Science, 1979, 26(6): 5146—5151.

[18] PAUL R A, JOHN V S. Area Scaling Investigations of Charging Phenomena[J]. Spacecraft Charging Technology, 1978, 45(23): 485—506.

[19] 刘海波, 李得天, 杨生胜, 等. 不同面积 Kapton 材料的放电特性实验研究[J]. 真空与低温, 2114, 20(3): 140—144.