第 31 卷第 10 期
2019 年 10 月

强 激 光 与 粒 子 束
HIGH POWER LASER AND PARTICLE BEAMS

Vol. 31, No. 10
Oct., 2019

航天器空间静电效应研究进展*

胡小锋， 张建平， 许 滨

（陆军工程大学石家庄校区 电磁环境效应国家级重点实验室，石家庄 050003）

摘 要： 航天器在轨运行过程中面临的空间环境复杂多变，高能电子、等离子体环境、低气压、大温差等环境因素会引起航天器发生静电带电和放电效应，对航天器的安全运行造成严重影响。基于国内外试验数据和案例分析了空间环境引起的航天器故障，从数值仿真软件、地面模拟技术、强场诱发放电以及防护技术等方面介绍了空间环境作用下航天器充放电效应研究进展，对我国目前研究差距和未来研究方向进行了展望。研究表明：我国航天器充放电效应防护技术研究取得了进步，下一步重点针对空间站、深空探测、探月工程等新任务，进一步拓展空间环境作用下航天器充放电效应机理和防护新技术研究，为提升我国航天器的安全性和可靠性提供技术支撑。

关键词： 航天器； 充放电； 空间环境； 防护技术； 诱发放电

中图分类号： V11； O441 **文献标志码：** A **doi**：10.11884/HPLPB201931.190247

Progress of the research of space electrostatic effect of spacecraft

Hu Xiaofeng， Zhang Jianping， Xu Bin

（*National Key Laboratory of Electromagnetic Environment Effects*, *Campus of Army Engineering University*, *Shijiazhuang* 050003, *China*）

Abstract: The space environment in which the spacecraft located in orbit is complex and changeable. Environmental factors such as high-energy electrons, plasma environment, low pressure, large temperature difference and so on can cause electrostatic charge-discharge effects on the spacecrafts, which seriously affects the safety of the spacecraft. Based on the experimental data and cases at home and abroad, this paper analyzes the spacecraft faults caused by the space environment, introduces the research progress of the effect on spacecraft electrostatic charging-discharging in the space environment from the aspects of numerical simulation software, ground analogy technology, strong electromagnetic field induced discharging and protection technology. It finally presents prospects of the research gap and future research direction in China. The research indicates that progress has been made in the research of spacecraft charge-discharge effect protection technology in China. The next step is to focus on new tasks such as space station, deep space exploration and lunar exploration, and further expand the research on the mechanism of spacecraft charge-discharge effect and new protection technologies under space environment, so as to provide technical support for improving the safety and reliability of spacecraft in China.

Key words: spacecraft; electrostatic charge-discharge; space environment; protection technology; induced discharge

PACS: 41.20.cc; 52.25.os

20 世纪 60 年代以来，全世界有约 4200 次发射，共将约 6000 个航天器送入了空间，促进人类社会发生了巨大的变化。迄今，全世界大约有 53 个国家和地区，都在利用空间进行科学研究、军事活动、商业活动、资源开发和环境监测等，在空间寻求政治、经济、军事利益等。近来，全球平均每年发射约 120 个各类航天器，总投入经费约 345 亿美元，如 1998 年全球就有 32 个国家和地区投入经费共约 342 亿美元。可见，航天器的发展及应用已经越来越受到各个国家的重视[1]。同时，航天器的发展及其在军事上的应用，已经对现代战争产生了深远的影响。美国在海湾战争中动用70余颗卫星，在科索沃战争和阿富汗战争中动用50多颗卫星，为空中、海上

* **收稿日期：**2019-06-30； **修订日期：**2019-07-16
基金项目：装备预研重点基金项目（61402090201）；国家自然科学基金项目（51777213）
作者简介：胡小锋（1977—），男，博士，副教授，主要从事静电与电磁测试技术研究；snowfox2270@163.com。

和地面武器装备及作战人员提供全方位的信息支援和保障[2]；我国航天事业发展迅猛，“神舟”载人航天计划、探月工程、多用途卫星、大运及特种飞机等空间应用技术不断提升。但是，国内外航天器在发射和轨道运行过程中因静电导致的多起软、硬故障，严重影响了航天器的正常工作，空间静电效应已经成为航天器面临的主要电磁环境威胁。本文阐述了航天器在轨运行面临的空间静电效应故障和原因，分析了航天器带电效应和防护研究的重要性和紧迫性，介绍了空间环境作用下航天器充放电效应研究进展，并对我国目前研究差距和未来研究方向进行了展望。

1 空间环境对航天器的影响

20 世纪 60 年代初，随着地球同步轨道航天器的运行，国内外航天器发生了多起在轨异常和故障，严重干扰了航天器的正常工作。

美国国家地球物理数据中心统计了 1971 年至 1986 年间 39 颗地球同步或准静止轨道卫星的在轨异常，表明由于受空间环境影响而造成故障的占到了总数的 70%[3]。美国空间环境中心对从 1965 年起的 300 多个卫星异常或故障进行分析与评价，指出其中三分之一左右是由变化的空间环境造成的[4]。对我国早期 6 颗地球同步轨道卫星的故障原因进行统计，结果表明由空间环境引起的故障占总故障数的 40%[5]。通过对国内外航天器的在轨异常与故障进行分析表明，在所有卫星在轨故障的主要原因中，空间环境位于首位，是最主要的因素之一[6]。

如图 1 所示，静电放电(ESD)是空间电磁环境效应的重要组成部分，静电放电可能对航天器中的电子设备、火工品、计算机控制系统、电源系统及航天器的结构/材料造成影响。电弧放电和高压放电可以直接导致各种控制系统、电子设备、电源系统的故障，甚至是仪器、结构/材料的破坏；静电放电引起的电磁辐射也可能对航天器上各类设备及系统的正常工作造成干扰。

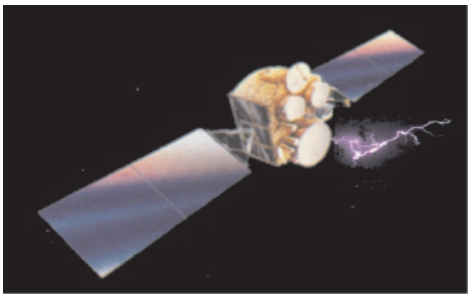

Fig. 1 Spacecraft surface discharging phenomenon in space

图 1 空间环境下航天器表面放电现象

表 1 中列举了多个国家和地区的航天器由于静电放电而出现的故障情况，可以看出，空间静电放电对航天器的威胁由来已久，并普遍存在于各类航天器之中[7]。

表 1 静电放电使卫星发生故障统计表

Table 1 Statistics of satellite failures caused by ESD

number	satellite designation	organization	fault conditions
1	IntelsatⅡ-F1	the United States	random and true switching of electronic equipment
2	Intelsat Ⅱ-F2	the United States	random and true switching of electronic equipment
3	Intelsat Ⅲ-F3	Intelsat	random and true switching of electronic equipment
4	Intelsat Ⅲ-F4	Intelsat	random and true switching of electronic equipment
5	Intelsat Ⅲ-F6	Intelsat	random and true switching of electronic equipment
6	Intelsat Ⅲ-F7	Intelsat	random and true switching of electronic equipment
7	Intelsat Ⅳ-F6	Intelsat	random and true switching of electronic equipment
8	Intelsat Ⅳ-F7	Intelsat	random and true switching of electronic equipment
9	Intelsat Ⅳ-F8	Intelsat	random and true switching of electronic equipment
10	AnikA1	the United States	random true switching of encoder
11	AnikA2	the United States	random true switching of encoder
12	AnikA3	Canada	random true switching of encoder
13	Sirius-1	Italy	abnormal attitude sensor
14	AnikA3	Canada	abnormal attitude sensor
15	Sirius-1	Italy	abnormal attitude sensor
16	AnikB	Canada	attenuation of temperature control performance
17	European Navigation Communications Satellit1	ESA	jamming electronic equipment
18	Symphony-Ⅱ	France-Germany	disturbance telemetry equipment
19	Symphony-Ⅱ	France-Germany	disturbance power regulating system
20	Lincoln Test Satellite	the United States	gyro drift

我国也多次发生静电放电导致的航天器在轨异常事件，如中欧合作探测双星、尼日利亚通信卫星故障等。我国“雷电”、“尖兵”系列侦查卫星每年都要因静电带电引起数十起逻辑翻转、伪指令、误动作等软故障，甚至出现 T/R 组件被静电放电损毁的情况，这些都严重影响了航天器的正常工作。出现软故障时，需要在合适的时机重新注入指令才能恢复正常工作，导致侦查功能长时间中断，战时可能贻误战机；T/R 组件因静电放电损毁将使卫星的部分功能丧失甚至使卫星全部功能失效，造成极大的军事、经济损失。

2 航天器表面充放电研究进展

航天器带电研究著名专家，美国喷气推进实验室的 H. B. Garrett 教授认为航天器带电的定义为：电荷在航天器表面或内部的积累[8]，对航天器表面带电问题大致可以分为五个阶段，如表 2 所示[9]。

表 2 航天器表面带电研究历程

Table 2 Research courses of spacecraft surface charging

stage	time	main research contents and research situation
1	1924-1957	In the pre-space era, we mainly studied the simple theory of charged detection and the experiment of ionospheric plasma rocket detection.
2	1957-1961	This stage is the initial formation stage of the basic spacecraft charging theory. In 1957, the Soviet Union successfully launched Sputnik for the first time in human history, and the early research on charged flight experiment of spacecraft began.
3	1961-1965	In this stage, the spacecraft and rocket charged flight experiments were carried out, and the charged model of the spacecraft was established. The model included parameters such as secondary electron emission and photoelectron emission, and the basic framework and content of the charged theory of the spacecraft were established. In 1965, Professor E. C. Whipple of NASA published “Balance of Potential of Objects in the Upper Atmosphere”.
4	1965-1981	NASA DeForest's report in 1972 mentioned the first in-situ observation of thousands of volts of electric potential on a spacecraft in re-geosynchronous orbit, which promoted the research of surface charged work of spacecraft. Many more perfect space plasma environment and models of surface charged spacecraft were studied. H. B. Garrett and E. C. Whipple et al. summarized the main theoretical results and observations of this stage. The engineering application of the above research results is shown in the compilation of NASA Spacecraft Live Design Guidelines (NASA2361) and MIL-STD-1541A.
5	1981-present	With the construction of the International Space Station, the development of high-voltage solar array and tethered satellite technology, the charged effect of low Earth orbit plasma has become another research hotspot. More and more attention has been paid to many newly discovered problems in low earth orbit, such as ion forward effect and wake effect.

近年来，国际上对航天器静电带电和放电研究越来越重视，专门召开了十届相关研究国际学术会议，围绕航天器与空间环境的相互作用、航天器在轨静电带电搭载试验、航天器静电带电的计算机仿真软件开发、太阳电池阵静电放电试验方法、航天介质材料内带电效应、空间环境材料静电特性和电参数、空间环境试验模拟方法等方面开展研究交流[10]。

美国 NASA(National Aeronautics and Space Administration)、欧洲空间局 ESA(Eurpean Space Agency)、俄罗斯等国家和部门都开展了试验材料空间在轨暴露试验，获得了在轨试验数据，建立了相关方面的数据库，为航天器表面带电问题的研究奠定了坚实基础[11]。

2.1 表面带电仿真软件研究进展

自从发现航天器表面带电引起故障以后，航天器表面带电分析技术就一直是国际宇航界研究的一个重要内容，在其预测分析、材料选取、带电引起的放电损伤、评价及其防护技术方面进行了大量的研究，并初步研发了一些用于航天器表面带电分析的软件。

由于经费和地面模拟试验技术条件的制约，在地面实现航天器表面带电试验是较为困难的。因此，利用航天器带电分析软件进行计算机仿真计算成为国际上航天器表面带电分析的一个重要手段，这也促使航天器带

电分析软件在八九十年代成为一个热门课题。美国、欧空局及日本等均已研发了大型的航天器表面带电分析软件，包括 NASCAP(NASA Charging Analyzer Program)，SPIS(Spacecraft Plasma Interaction System)和 MUSCAT(Multi-Utility Spacecraft Charging Analysis Tool)等，可进行不同轨道条件下航天器表面带电的计算模拟，这些软件作为航天工程必备的装备配置，还被应用于相关的航空领域[12]。

70 年代，由于航天器表面带电引发故障的发现，美国 NASA 出资，由系统软件公司研发地球同步轨道大型带电分析软件 NASCAP/OEO，到了 80 年代中期该软件已经成熟并实现商业化，80 年代由于低极轨卫星又观测到了高电位充电现象，NASA 又出资研发了适用于低轨道的大型充电软件 NASCAP/LEO 以及低高度极轨卫星大型充电软件 POLAR[13]。在 2000 年左右，NASA 又推出了后续版本 NASCAP-2K，提供了更为友好的可视化人机交互界面，改进了部分算法，应用了新的数值模拟技术 BEM(Boundary Element Method)[14]。

由于受到出口管制，后续版本 NASCAP-2K 软件没有商业版本，不能在美国以外的地方出现，所以在 2002 年，欧空局开始研发自己的下一代航天器表面带电分析软件 SPIS，其目的是要开发一个开源软件[15]。

受表面充电引起弧光放电导致 ADEOS-II 卫星电力系统失效事件的影响，日本宇航局联合九州工业大学共同开发了自己的表面带电分析软件 MUSCAT，用来研究各种轨道条件(包括 LEO，OEO 和 PEO)下的航天器充电状态[16]。

这些软件发展较完善，能处理三维的大型结构航天器，模拟的空间环境几乎包括了所有常见航天器经历的环境条件，软件本身带了十几种常见的航天器表面材料的属性库。充电软件除了计算航天器的表面电位外，还能计算大型航天器的尾流结构，太阳电池阵的电能泄露问题，航天器的浮动电位等。充电软件还可做到综合考虑空间磁场、光照等因素的影响，进行控制航天器充电的模拟研究，等离子体鞘层和尾流的模拟研究，航天器故障分析判断等[17]。

“十五”期间，我国开展了航天器表面带电的分析研究工作，并开展了航天器表面带电分析软件的开发工作，“十一五”期间又继续深入开展了航天器表面带电效应计算机仿真研究，在研究和总结航天器表面充放电特性参数及规律的基础上，获得了航天器表面带电计算分析的仿真方法，并编制了相应的计算机仿真软件[18]。

2.2 航天器表面带电地面模拟试验研究进展

国外对航天器表面带电试验非常重视，美、法、德、日本等国总共建立了数十台航天器表面带电地面模拟试验设备，一些主要设备的基本情况如表 3 所示[19]。

表 3 国外航天器表面带电地面模拟试验设备基本情况

Table 3 Base situation of overseas spacecraft surface charging simulation test equipments

equipment owner	equipment construction time	size	basic technical indicators	remarks
NASA Lewis Research Center	1974	equipment dimensions: ϕ1.8 m×1.8 m specimen size: 30 cm×30 cm	electronic energy: 30 keV beam current density: 0～5 nA/cm^2 inhomogeneity: ≤30%	The equipment has been used for testing many materials and components.
MRC	1975	equipment dimensions: ϕ4 m×6 m	electronic energy: 3～15 keV beam current density: 0～10 nA/cm^2	The equipment mainly studied the sub-system and system-level charged effects, and had been used in the Skynet satellite identification model test.
TRW Corporation	1978	equipment dimensions: ϕ0.61 m×1.2 m specimen size: ϕ200 mm	electronic energy: 20 keV beam current density: 10～1000 nA/cm^2	This equipment mainly studied the component-level charged effect and had been used in the solar array test of TDRSS satellite.
DERTS	1976	equipment dimensions: ϕ0.6 m×0.8 m	electronic energy: 4～25 keV beam current density: 10 nA/cm^2 inhomogeneity: ≤20%	—

（续表 3）

CNES	1978	equipment dimensions: ϕ7 m×8.9 m	electronic energy: 30 keV beam current density: 1 nA/cm^2 inhomogeneity: ≤30%	The equipment mainly studied the sub-system and system-level charged effects, and had been used in the test of the European Meteorological Satellite Engineering Model.
DFVLR	1976	equipment dimensions: ϕ2.5 m×5 m specimen size: 70 cm×70 cm	electronic energy: 0～60 keV beam current density: 1～100 nA/cm^2 inhomogeneity: ≤30%	This equipment mainly studied the component-level charged effect and had been used in the solar array test of CTS satellite.
Kyushu University of Technology, Japan	—	equipment dimensions: ϕ1 m×1.2 m	electronic energy: 0～30 keV beam current density: 30 μA/cm^2(2.5 kV) 3 mA/cm^2(15 kV)	—

通过调研可知，国外航天器表面带电地面模拟试验设备通常采用一把或多把单能电子枪，能量一般在 0～30 keV 可调，辐照面束流密度一般在 nA/cm^2 量级，每把电子枪辐照面直径均不超过 1 m^2，对于更大尺寸试件则采用金属箔散射法或多把电子枪叠加辐照的方法实现试验要求[20]。

我国 20 世纪 80 年代初期开始了对表面带电地面模拟试验系统的研究及构建，目前国内航天器表面带电地面模拟试验设备基本情况如 4 所示[21]。

表 4　国内航天器表面带电地面模拟试验设备基本情况

Table 4　Basic situation of domestic spacecraft surface charging simulation test equipments

equipment	vacuum chamber size	irradiation area	electronic energy/keV	beam current density/(nA·cm^{-2})	inhomogeneity/%
test equipment ϕ450 of Institute 510	ϕ450 mm×120 mm	ϕ350 mm	0～50	0～50	
test equipment ϕ900 of Institute 510	ϕ900 mm×1600 mm		0.5～50	0.1～20	≤30
test equipment ϕ800 of Institute 511	ϕ800 mm×1200 mm	ϕ150 mm	5～50	0.1～20	≤20
test equipment ϕ500 of Institute 511	ϕ500 mm×700 mm	ϕ300 mm	5～30	1～100	≤25
Equipment of Institute of Electronics, Chinese Academy of Sciences	ϕ1m×1.2mm	1 m^2	1～25	10～500	≤30

我国在“十五”和“十一五”期间，都支持了一些航天器表面带电地面模拟试验的新技术、新方法的研究，国内一些相关研究单位通过自主设计研制或从国外引进的方式，构建了航天器表面带电地面模拟试验设备，在航天器表面带电机理研究，带电规律及航天器表面带电防护技术等方面开展了相关研究和试验工作[22]。

2.3　航天器强场诱发放电研究进展

20 世纪 70 年代，国内外就已经开展航天器诱发静电放电相关研究，但诱发物理机制尚未完全清楚，且复杂的空间电磁环境可能导致航天器表面静电放电。研究人员对空间航天器表面静电放电情况进行统计，发现很多放电是在充电环境并不严重的情况下发生的。美国国家地球物理数据中心（NGDC）统计的 1000 多起航天器充放电事件中，有近百起充放电事件与空间等离子体环境扰动无关[23]；对我国在轨运行航天器的 173 起静电放电事件分析时，发现有 29 起不清楚放电的原因[24]。

从目前国内外文献来看，诱发静电放电主要包括真空及高温下材料出气造成的低气压放电、空间碎片超高速撞击诱发放电、强电磁场诱发静电放电等[25]。

航天器内部布置了电缆等大量放气材料，如果透气性不好，在真空和高温环境下材料出气，会形成局部低

气压环境[26]。在强电磁场和高压器件附近可能产生低气压放电。我国某军用卫星在地面热真空试验时，内部电缆出气造成低气压放电。这种现象常常会发生在航天器入轨早期，其后果很严重。

微流星体和空间碎片超高速撞击会造成材料相变，发生熔化、汽化、电离，产生等离子体放电[27]。近年来，ESA(欧空局)的 Olympus 卫星，NASA 的 Landsat 5 卫星和 JASON-1 卫星、日本的 ADEOS 2 卫星和 ALOS 卫星为代表的多颗卫星发生严重故障甚至失效，被认为极有可能是碎片撞击诱发放电引起的，使得日美欧等国开始相关研究[28]。日本研究者利用轻气炮开展了毫米级碎片撞击诱发放电的实验，证实了撞击诱发放电机理的存在。德国马克思普朗克研究所用速度 7 km/s、直径为 1.5～4 mm 的弹丸撞击航天器，在撞击点附近布置数据线、信号线、电源线及微电子电路，观测到撞击产生的电磁干扰诱导了噪声、逻辑错误、控制错误等异常[29]。

由于空间电磁辐射环境时刻存在，强电磁场很可能成为航天器表面放电的诱因。国内外多家科研机构在研究微波脉冲等离子体时，发现利用电磁脉冲激励低气压气体，可产生稠密等离子体[30]。等离子体特性的变化会对低充电区域静电放电过程造成影响。Macheret 等对于在高重复频率纳秒高功率微波脉冲作用下空气的放电特性进行了实验研究，证实了受入射场的影响等离子体电子温度明显升高，从而非线性效应变得显著。Bonav-entura 等对于高功率微波脉冲导致的 N_2 等离子体参数变化进行了系统研究。首先通过求解玻尔兹曼方程得到了 N_2 等离子体电离率、复合率、迁移率等随入射场强的变化；然后通过数值模拟的方法得到了等离子体电子密度随入射场强的变化，并分析了由此导致的微波脉冲传输特性的变化；最后通过实验研究了微波放电中密度的时间变化特征。Liu 等理论分析了利用高功率微波击穿空气的阈值，同时进行了初步的实验研究。Davis 等人基于流体动力学模型，建立了弱直流电场耦合下微波放电连续方程，给出了微波放电阈值判别式，模型中考虑弱直流电场对迁移率的影响，忽略了电离系数的变化[31]。2013 年，国内袁忠才、时家明等开展了高功率微波与等离子体相互作用理论和数值研究，结果表明高功率微波的电子加热作用，等离子体中的非线性效应明显，发生击穿使得等离子体电子密度增大，从而导致微波的反射增强，透过率降低。2014 年，国内董志伟等模拟分析了高功率微波大气长程非线性传输及自产生大气等离子体的基本物理过程，给出了在击穿建立过程中，电子数密度增长与电子温度升高之间的关系。

在强电磁场诱发静电放电的研究方面，国内曹鹤飞、刘浩等人初步开展了静电放电电磁脉冲诱发真空电晕放电试验研究，获得了不同气压下电磁脉冲辐照诱发电晕放电的阈值电压、电流波形、放电区域辐射场等特证参数，试验结果表明：保持温度、湿度等环境因素基本不变，在外加静电放电脉冲场作用下，电晕放电的电压阈值比无外加脉冲场下降低了 2/3 左右。图 2 为静电放电电磁脉冲辐射诱发放电信号。图 3 为静电辐射电场对放电阈值的影响曲线。放电电极结构采用针板电极。

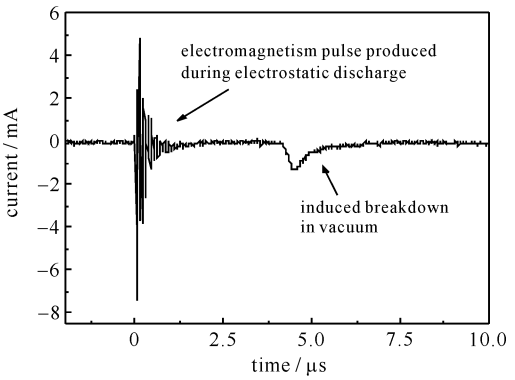

Fig. 2 Evoked electrostatic discharge waveform in ESD electromagnetic pulse environment

图 2 ESD 电磁脉冲环境下诱发静电放电波形

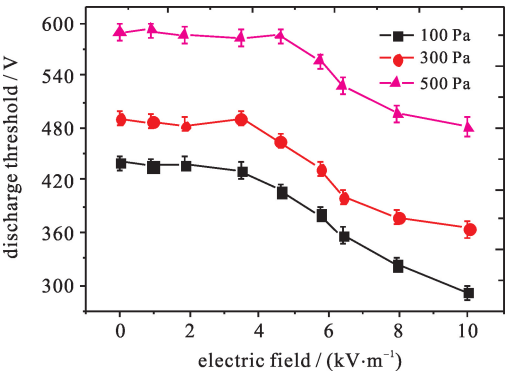

Fig. 3 Effect of radiated electric field on discharge threshold

图 3 辐射电场对放电阈值的影响

3 航天器表面带电防护研究进展

航天器表面和内部的充电问题应该在航天器设计的最初阶段就充分考虑。NASA 的几个报告提供了设计指南[23]，也可在欧洲联合航天器标准(European Cooperation on Spacecraft Standard，ECSS)中找到相应的标准。防止电弧发生的主要手段是接地，同时，航天器的绝缘体和传导路径都需要精心地设计，以实现最小的

内部充电[32]。NASA TP-2361[28]中包括了以下内容：

接地：航天器上所有的传导元件，无论是在航天器表面还是内部，都必须与航天器的结构地保持电气连接，可以直接连接，也可以通过放电电阻连接；

表面材料：为控制航天器不等量充电的程度，航天器所有的表面材料必须满足至少部分导电的要求；

屏蔽：主要航天器结构、电子组件外壳和电缆屏蔽层的电设备和电缆均要提供在物理上和电气上连续的屏蔽面(法拉第屏蔽)；

过滤：应用电子过滤器防止电路在放电时产生故障；

程序：需制定正确的处理、集成、检查和测试程序，空间接地系统的电连续性；

阻抗：暴露的导电材料必须使用尽可能小的电阻与结构接地。

在新型航天器表面防静电薄膜材料的研制方面，日本、俄罗斯、美国等国家开展了大量的研究工作，通过对材料进行改性处理、往材料里添加半导体氧化物等方法研制出一些新型的、性能优异的防静电涂料，用以涂敷与航天器外表面上来缓解航天器表面材料的表面带电，取得了一定的效果[24]。

我国航天器表面带电地面防护技术研究方面已开展了40余年的工作，这方面的研究单位在逐渐增多，也取得了一批研究成果：在空间静电防护方面，兰州物理研究所长期以来坚持从事航天器空间材料环境效应，航天器带电技术和空间等离子体环境效应等方面的研究，已建造了较为完善的用于空间材料表面充放电特性试验评价的设备，并逐步形成了一套有效试验方法，近年来，已完成了我国多个航天器型号的表面材料充放电特性试验评价工作。此外，该研究所在卫星天线抗静电技术，卫星柔性热控薄膜研究方面取得了一定的进展；北京卫星环境工程研究所从事航天器空间环境模拟与效应研究，对缓解航天器带电方法进行了综合研究，并设计出针对带电粒子的主动防护方法；中国科学院空间科学与应用研究中心对空间环境的探测进行了研究，并研究了空间环境对航天器的影响及其对策，提出了航天器太阳电池阵静电放电实时在轨监测方法；中国电子科技集团公司第十八研究所针对高压大功率卫星太阳电池阵的防高压静电放电问题进行了大量研究工作并设计了保护措施，通过试验验证其对于防护太阳电池电路持续放电有良好效果；武汉大学的电子信息学院相关研究单位在航天器充电的数值模拟方面进行了研究，为空间环境的理论建模及精确分析表面带电打下主要基础。西安交通大学国家重点实验室在航天器介质内电场形成机理与防护方法方面也开展了研究并取得了一定的研究成果。

4 我国未来的研究展望

在仿真软件研究方面，目前我国开发的航天器表面带电分析软件已被应用到地球同步轨道航天器表面带电的分析研究领域，开始发挥出一定的作用[1]。同时，由于航天器结构的复杂性、应用材料种类的多样性以及材料相关参数数据的不完整等这些客观条件的存在，目前已开发的软件还有待于进一步完善[1]。

在地面试验模拟技术方面，近年来我国开展航天器表面带电相关问题研究的单位有所增加，用于航天器表面带电地面模拟试验的设备也增加了不少[24]，但是应该看到，国内的研究发展现状与国外相比仍有较大的差距：(1)国外具备大型的地面模拟试验设备；(2)国外如美国有专门的地磁亚暴环境试验卫星[33]；(3)国外有大量的实验室基础研究数据，这是长期科研高投入的结果，而我们这方面试验数据太少[28]；(4)美国等国家发射了大量的地球同步轨道卫星，有丰富的在轨运行经验。

在防护技术研究方面，由于起步较晚且投入不够，我国在航天器表面带电仿真和防护技术方面的研究工作还存在很多不足：航天器空间环境效应的相关研究水平远远不能满足航天器表面带电防护技术发展的需要，许多研究项目暂时还停留在理论研究水平，离工程化应用还有一定距离；目前许多重要型号在轨航天器的故障定位及设计改进也急需航天器表面带电机理与风险评价方面的研究作基础[2]。

未来我国应当加强航天器表面带电相关问题的基础性研究工作，如航天材料相关特性参数数据库的建立、航天器材料空间环境带电效应研究、强场诱发静电放电机理和防护方法研究、高指标航天器表面带电地面模拟试验设备的研制以及航天器表面带电分析软件的开发等，同时将重点发展长寿命应用航天器、载人航天和深空探测，这样就对航天器表面带电防护技术的发展提出了非常迫切的需求[8]。

5 结 论

本文首先从空间环境对航天器的影响出发，阐述了航天器在轨运行面临的空间静电效应故障和原因，基于

国内外试验数据和案例分析了航天器带电效应和防护研究的重要性和紧迫性。然后从数值仿真软件、地面模拟技术、强场诱发放电以及防护技术等方面介绍了空间环境作用下航天器充放电效应研究进展，最后对我国目前研究差距和未来研究方向进行了展望。研究表明：我国在航天器充放电效应和安全性研究方面取得了一些进展，但也存在一些不足，下一步需重点研究和突破。在仿真软件研究方面，应从航天器结构的复杂性、应用材料种类的多样性以及材料相关参数进行完善；在地面试验模拟技术方面，应重点研制高指标航天器表面带电地面模拟试验设备，开展相关地面验证试验；在防护技术研究方面，应拓展静电危害机理分析和防护新方法研究，为提升我国航天器静电安全性和可靠性提供技术支撑。

参考文献：

[1] 空间科学和技术综合专题组. 2020 年中国空间科学和技术发展研究[C]//2020 年中国科学和技术发展研究暨科学家讨论会论文集. 2004：384-432.（Comprehensive Thematic Group on Space Science and Technology. China's research on space science and technology development in 2020//China's Symposium on Science and Technology Development and Scientists in 2020. 2004：384-432）

[2] 许滨，武占成，郝永锋，等. 航天器在轨空间环境研究[J]. 河北科技大学学报，2011，32(s2)：9-14.（Xu Bin，Wu Zhancheng，Hao Yongfeng，et al. Spacecraft on-orbit space environment research. Journal of Hebei University of Science and Technology，2011，32(s2)：9-14）

[3] 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.（Xue Mei. Study on ESD effect and protection technology of high-voltage gallium arsenide solar array. Tianjin：Tianjin University，2007）

[4] 赵雪，蔡震波. 空间环境及效应对在轨航天器的影响分析[C]//第六届空间物理专业委员会全体会议暨空间环境研究预报专题研讨会. 2004.（Zhao Xue，Cai Zhenbo. The impact of space environment and effectiveness on on-orbit spacecraft//Sixth Plenary Session of the Special Committee on Space Physics and Symposium on Space Environment Research and Forecast. 2004）

[5] 刘尚合，魏光辉，刘直承，等. 静电理论与防护[M]. 北京：兵器工业出版社，1999.（Liu Shanghe，Wei Guanghui，Liu Zhicheng，et al. Electrostatic theory and protection. Beijing：Weapons Industry Press，1999）

[6] 杜春普. 静电危害与防护[J]. 惯导与仪表，2001(2)：38-48.（Du Chunpu. Electrostatic hazards and protection. Inertial Navigation and Instrumentation，2001(2)：38-48）

[7] 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.（Pang Yongjiang，Xu Yuemin. Preliminary test of simulated space plasma environment in ground laboratory. Journal of Space Science，2001，21(3)：259-265）

[8] 黄本诚，童靖宇. 空间环境工程学[M]. 北京：中国科学技术出版社，2010.（Huang Bencheng，Tong Jingyu. Space environmental engineering. Beijing：China Science and Technology Press，2010）

[9] 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实验研究[D]. 北京：中国科学院空间科学与应用研究中心，2001.（Pang Yongjiang. Preliminary experimental study on simulated space plasma environment and solar cell effect in ground laboratory. Beijing：Center for Space Science and Application，Chinese Academy of Sciences，2001）

[10] Finckenor M M，Kamenetzky R R，Vaughn J A，et al. Space environmental effects testing in support of the international space station [C]//38th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. 2001.

[11] Wilkes D R，Zwiener J M. Science data report for the Optical Properties Monitor (OPM) experiment[R]. NASA CR-2001-210881.

[12] Prebola J L，Bertrand W T，Crider D H，et al. Development of a combined space environment test facility at AEDC[R]. Aerospace Testing，2006.

[13] 师立勤. 低轨道航空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.（Shi Liqin. Study on the radiation environment and surface charging effect of low orbit aircraft. Beijing：China University of Science and Technology，2011）

[14] Okumura T，Mashidori H，Takahashi M，et al. Temperature effect on primary discharge under simulated space plasma environment[J]. IEEE Trans Plasma Science，2012，40(2)：345-350.

[15] Katz I，Cassidy J J，Mandell M J，et al. The capabilities of the NASA charging analyzer program[J]. Spacecraft Charging Technol，1978，10：101-122.

[16] Mandell M J，Davis V A，Cooke D L，et al. Nascap-2K spacecraft charging code overview[J]. IEEE Trans Plasma Science，2006，34(5)：2084-2093.

[17] Roussel J F，Rogier F，Dufour G，et al. SPIS open-source code：Methods，capabilities，achievements，and prospects[J]. IEEE Trans Plasma Science，2008，36(5)：2360-2368.

[18] Muranaka T，Hosoda S，Kim J H，et al. Development of multi-utility spacecraft charging analysis tool[J]. IEEE Trans Plasma Science，2008，36(5)：2336-2349.

[19] Roeder J L，Fennell J F. Differential charging of satellite surface materials[J]. IEEE Trans Plasma Science，2009，37(1)：281-289.

[20] 吴中华，古士芬，臧振群，等. 航天器表面充电效应及其工程计算[J]. 环模技术，1999(2)：9-13.（Wu Zhonghua，Gu Shifen，Zang Zhenqun，et al. Surface charging effect of spacecraft and its engineering calculation. Ring-Mode Technology，1999(2)：9-13）

[21] 李丹明，陈学康. 空间环境效应与防护技术研究现状与发展设想[J]. 航天器环境工程，2008，25(3)：224-228.（Li Danming，Chen Xuekang. Research status and development assumption of space environmental effects and protection technology. Spacecraft Environmental En-

gineering，2008，25(3)：224-228)

[22] 闫德奎.大幅照面电子枪模拟空间地磁亚暴环境的方法研究[D].武汉：武汉大学，2005.(Yan Dekui. Method of simulating space geomagnetic sub-storm environment with large-scale illumination electron gun. Wuhan：Wuhan University，2005)

[23] NASA. Avoiding problems caused by spacecraft on-orbit interal charging effects[R]. NASA-Hdbk-4002，1999.

[24] 原青云，孙永卫，张希军，等.航天器带电理论及防护[M].北京：国防工业出版社，2016.(Yuan Qingyun，Sun Yongwei，Zhang Xijun，et al. Spacecraft charging theory and protection. Beijing：National Defense Industry Press，2016)

[25] 王立，秦晓刚.空间材料二次电子发射特性测试[J].真空与低温，2002，8(1)：18-21.(Wang Li，Qin Xiaogang. Measurement of secondary electron emission characteristics of space materials. Vacuum and Low Temperature，2002，8(1)：18-21)

[26] Kiefer R L，Orwoll R A. Shielding materials for highly penetrating space radiations[R]. NASA-CR-199720.

[27] Hoang B，Wong F K，Corey R L，et al. Combined space environmental exposure test of multijunction GaAs/Ge solar array coupons[J]. IEEE Trans Plasma Science，2012，40(2)：324-333.

[28] Purvis C K，Garrett A H B，Whittlesey C. Design guidelines for assessing and controlling spacecraft charging effects[R]. NASA TP-2361.

[29] Boscher D，Bourdarie S，et al. A new model for electrons fluxes in GEO[C]//54th International Astronautical Congress of the International Astronautical Federation. 2003.

[30] Fukushige S，Akahoshi Y，Watanabe K，et al. Solar-array arcing due to plasma created by space-debris impact[J]. IEEE Trans Plasma Science，2008，36(5)：2434-2439.

[31] Katz I，Davis V A，Snyder D B，et al. Mechanism for spacecraft charging initiated destruction of solar arrays in GEO[R]. AIAA Paper，1998.

[32] Rodgers D. Spacecraft plasma interaction guidelines and handbook[R]. European Space Agency，2004.

[33] Olsen R C. Record charging events from Applied Technology Satellite 6[J]. Journal of Spacecraft and Rockets，1987，24(4)：362-366.