

太阳风作用下航天器表面充电效应分析*

郝建红¹, 黄赛¹, 赵强², 范杰清¹, 张芳², 董志伟²

(1. 华北电力大学 电气与电子工程学院, 北京 102206; 2. 北京应用物理与计算数学研究所, 北京 100094)

摘要:针对太阳风等离子体中航天器的充电过程,基于欧洲航天局开发的航天器表面充电仿真软件,建立了航天器的数值计算模型,模拟了太阳风等离子体与航天器的相互作用,实现了不同表面材料时航天器表面电位以及尾迹结构的计算分析,给出了近日环境下航天器周围的空间电位结构以及等离子体密度分布情况。研究表明:表面材料的选择将影响空间势垒深度以及尾迹结构,表面充电至更低电位的表面材料具有较小尾迹区域;航天器向阳面电位分布主要由光电子以及二次电子主导,而背阳面的电位分布则主要受到尾迹效应的影响。以上结果对太阳风环境航天器探测和评估等相关工作以及工程研究具有一定的理论参考价值。

关键词:航天器表面充电;太阳风;等离子体;尾迹效应;势垒

中图分类号:V41 文献标志码:A 开放科学(资源服务)标识码(OSID):

文章编号:1001-2486(2022)03-131-08



听语音
与作者互动
聊科研

Analysis of charging effect on spacecraft surface under solar wind

HAO Jianhong¹, HUANG Sai¹, ZHAO Qiang², FAN Jieqing¹, ZHANG Fang², DONG Zhiwei²

(1. School of Electrical and Electronic Engineering, North China Electric Power University, Beijing 102206, China;

2. Institute of Applied Physics and Computational Mathematics, Beijing 100094, China)

Abstract: Aiming at the charging process of the spacecraft in the solar wind plasma, based on the spacecraft surface charging simulation software developed by the European Space Agency, a numerical calculation model of the spacecraft was established. The interaction between the solar wind plasma and the spacecraft was simulated, and different surface materials were simulated. The calculation and analysis of the surface potential of the spacecraft and the structure of the wake were realized, and the spatial potential structure and plasma density distribution around the spacecraft in the near-day environment were given. The research results show that the choice of surface material will affect the depth of the space barrier and the structure of the wake, and the surface material whose surface is charged to a lower potential has a smaller wake area; the potential distribution of the spacecraft towards the sun is mainly dominated by photoelectrons and secondary electrons, while the back of the potential distribution of the positive side is mainly affected by the wake effect. The above results have certain theoretical reference value for related work such as detection and evaluation of solar wind environment spacecraft and engineering research.

Keywords: spacecraft surface charging; solar wind; plasma; wake effects; potential barrier

航天器与空间中的等离子体相互作用导致表面充电,严重情况下将引起静电放电现象,并最终影响航天器的正常运行^[1]。自20世纪70年代开始,航天器充电效应就已经导致了多个国家航天器的不同程度损坏^[2-4]。近年来,针对航天器表面充电,无论是计算机仿真软件还是地面模拟实验都逐渐成熟,表面充电的理论研究也取得了相应的进展^[5]。磁层环境下的表面充电主要表现为航天器与周围等离子体相互作用,导致空间电荷在航天器表面的沉积,造成航天器表面的不等

量带电并在空间中形成一定形状的静电鞘层。而近日环境下光照强度高,同时由于太阳风等离子体的作用,航天器充电研究需要考虑强光电子通量以及尾迹机制的影响。

靠近太阳表面的氢、氦等原子由于高温的作用电离为带正电的质子、氦原子核以及带负电的电子,由于这些粒子在电离过程中获得极高的速度,导致不断有带电粒子脱离太阳的引力作用向外发射,从而形成太阳风^[6]。国内外就近日环境的探测开展了不同的航天计划:美国国家航空航

* 收稿日期:2021-05-20

基金项目:国家自然科学基金资助项目(U1730247,11571047,61372050)

作者简介:郝建红(1960—),女,河北石家庄人,教授,博士,博士生导师,E-mail:jianhonghao@ncepu.edu.cn;

赵强(通信作者),男,副研究员,博士,E-mail:zhaq@iapcm.ac.cn

天局和欧洲航天局为研究太阳附近的等离子环境,分别实施了派克太阳探测器(solar probe plus, SP+)和太阳探测器(solar orbiter, SO)航天任务;国内也针对太阳风的研究制定了太阳风-磁层相互作用全景成像卫星计划。由于近日环境下的等离子温度和密度较高,航天器将受到高温、充电以及腐蚀的影响,同时还存在航天器与等离子体的相互作用导致的表面充电效应以及尾迹效应等多方面作用,这些因素将导致空间等离子体分布发生畸变并干扰航天器探测设备对等离子体密度以及空间电场的测量。Guillemant等利用航天器等离子体相互作用系统(spacecraft plasma interaction system, SPIS)软件模拟了SP+在0.044 AU环境下的静态电势结构,研究表明在高光电子通量的情况下的航天器表面电位依旧能处于负电位水平,并且充电导致的空间势垒将引起大量的二次粒子回收^[7]。Miloch等通过DIP3D代码计算了处于不同离子流中的航天器充电效应及尾迹结构,得出了不同离子种类对尾迹结构的影响,其中轻离子易形成缩减尾迹,而重离子则易形成窄带尾迹^[8]。本文在Guillemant等对近日环境下航天器充电效应的研究的基础上,利用SPIS软件对0.28 AU环境下SO卫星的表面充电效应及空间电位结构进行分析,根据航天器实际尺寸进一步建立相对完整的几何模型,探讨不同航天器表面材料对势垒和尾迹结构的改变情况。

1 仿真建模

1.1 物理背景

近日环境下,航天器与太阳风等离子体相互作用导致产生表面充电效应,同时由于该环境下航天器表面光电子产量较高,容易在航天器向阳表面上方发生光电子的积累,由此在空间形成一定的静电势垒,势垒的存在将会影响充电过程中的电流分布,最终改变表面电位^[9]。除此之外,航天器的运行状态、表面材料的选择以及尾迹效应等多重因素都将影响空间等离子体的分布,并进而改变充电进程。

1.1.1 表面充电机制

处于空间等离子体中的航天器充电行为可通过Langmuir探针原理进行解释,在理想条件下,处于热平衡状态下的等离子体中的电子与离子存在不同速度,与探针发生碰撞,使得探针表面产生电子与离子电流。由于电子与离子热运动速度的差异导致探针带有一定电位,而表面电位的变化也将影响入射粒子电流的大小,当表面总电流为零时,即电流平衡,探针表面电位达到平衡状态。

假设航天器表面带负电,则入射电子电流与入射离子电流^[10]可表示为:

$$I_i(\phi) = I_i(0) \left(1 - \frac{q_i \phi}{kT} \right) \quad (1)$$

$$I_e(\phi) = I_e(0) \exp\left(-\frac{q_e \phi}{kT} \right) \quad (2)$$

其中: ϕ 为航天器表面电势; k 为玻尔兹曼常数; q 为粒子带电量; T 为等离子体的温度; $I(0)$ 为表面不带电时入射电流的大小;下标 e 和 i 分别代表电子和离子。然而探针原理在分析实际航天环境中也存在一定的缺陷^[11],当环境中等离子体的能量较高且光照强度较大时,航天器充电就必须考虑二次电子以及光电子电流的影响,同时充电过程中产生的诸如势垒以及尾迹效应等物理过程也将干扰空间等离子体的分布以及表面电流的大小,因此基于探针原理的电流公式不适用于解释和描述近日环境下的航天器充电问题。在实际的太阳风环境中,航天器的表面充电过程除了存在二次电子和光电子的回收,还将受到环境中等离子云、磁云等多方面的影响,但通常在理论上可依据电流平衡方程对该环境下充电过程的电流分布做一定简化^[12],即满足:

$$I_e(\phi) + I_i(\phi) + I_{ph}(\phi) + I_{sec}(\phi) + I_{bs}(\phi) + I_{other} = 0 \quad (3)$$

式中: I_e 为入射电子电流; I_i 为入射离子电流; I_{sec} 为二次电子电流; I_{bs} 为背散射电子电流; I_{ph} 为光电子流; I_{other} 为表面回收电子产生的电流; ϕ 为表面电位。

1.1.2 尾迹效应

尾迹效应指航天器在运动过程中与高速等离子体发生相互作用,导致在航天器的下游形成一定的离子尾迹区域。当等离子体相对于航天器的运动速度远大于离子热速度而小于电子热速度时,离子由于航天器的阻碍难以到达航天器的背部;同时又因为离子的质量远大于电子质量,即电子的热速度将远大于离子热速度,使得电子更容易在背面重新聚集,最终导致尾迹区域的形成并使其带有较高的负电位。

针对离子相对航天器的漂移速度以及航天器表面的带电情况,尾迹的形成也存在3种情况^[13]:当离子的漂移动能远大于航天器表面势能且表面电位为正时,尾迹主要取决于航天器的尺寸,此为窄带尾迹;当离子的漂移动能小于航天器表面势能且表面电位为正时,离子在移动的过程中将受到航天器表面的排斥而扩散,此为增强尾迹;当离子的漂移动能小于航天器表面势能且表面电位为负时,离子在移动的过程中将受到航天

器表面的吸引,尾迹区域向内收缩,此为缩减尾迹。三种情况下的离子尾迹模型如图1所示。

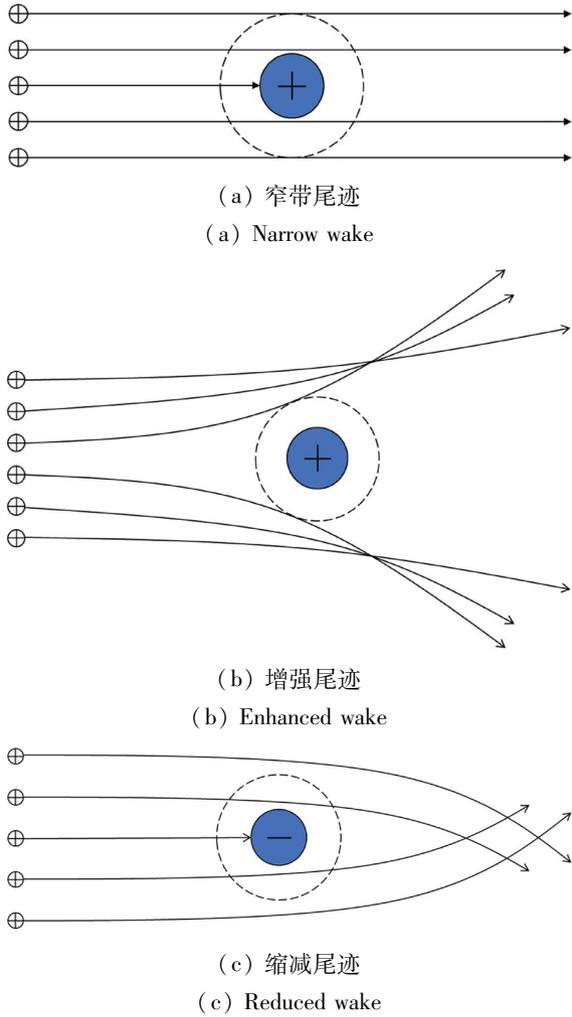


图1 离子尾迹模型
Fig.1 Ion wake model

通过近似的数值计算来粗略估计尾迹处的局部电位,由此可以给出预期尾迹电位水平对航天器周围的影响。以窄带尾迹为例,假设电子密度分布均匀,通过泊松方程和高斯定理可以求得局部的尾迹电位^[13]。

$$\oint_S \mathbf{E} \cdot d\mathbf{S} = \iiint_V (\nabla \cdot \mathbf{E}) dV = \iiint_V \frac{\rho}{\epsilon_0} dV \quad (4)$$

如果高斯面为半径为 r 、高为 L 的圆柱体,则可通过式(5)进行计算。

$$2\pi r E(r)L = \pi r^2 L \frac{\rho}{\epsilon_0} \quad (5)$$

解得:

$$E(r) = \begin{cases} \frac{\rho r}{2\epsilon_0} & r < L \\ \frac{\rho L}{2\epsilon_0} & r = L \\ \frac{\rho L^2}{2\epsilon_0 r} & r > L \end{cases} \quad (6)$$

根据电场与电位的关系可得空间电位的表达式为:

$$\phi(r) = \begin{cases} \frac{-\rho r^2}{4\epsilon_0} + A & r < L \\ 0 & r = L \\ \frac{-\rho L^2}{2\epsilon_0} \ln(r) + B & r > L \end{cases} \quad (7)$$

其中, A 和 B 为常数,可通过边界条件来确定,设边界条件为 $\phi = 0$ V,即边界为电子离子密度相同的呈电中性的区域,则有:

$$\phi(r) = \begin{cases} \frac{\rho}{4\epsilon_0} (L^2 - r^2) & r < L \\ 0 & r = L \\ \frac{\rho L^2}{2\epsilon_0} \ln\left(\frac{L}{r}\right) & r > L \end{cases} \quad (8)$$

在 $r = 0$ m 处的电位即圆柱体中心轴电位可以表示为:

$$\phi(r=0) = \frac{1}{4} \frac{kT_e}{e} \left(\frac{L}{\lambda_D}\right)^2 \quad (9)$$

式中, $\lambda_D = \left(\frac{\epsilon_0 kT_e}{n_0 e^2}\right)^{1/2}$ 为电子的德拜长度。根据上式可估计尾迹中心区域电位,值得注意的是,尾迹区电位与 $\frac{kT_e}{e} \left(\frac{L}{\lambda_D}\right)^2$ 成一定比例,并且式中常数因子需要根据尾迹形状来确定(圆柱形为 1/4,球形为 1/2)。

尾迹的存在不仅影响了空间中等离子体的分布,对等离子体测量仪器造成一定干扰;同时由于尾迹区域的高负电位对航天器表面产生的二次电子和光电子具有一定排斥作用,使其重新回到航天器的表面,影响并改变充电电位。除了航天器主体,太阳能电池板等其他航天器元件在离子流中也会产生一定的尾迹区域。

1.2 仿真模型

SPIS 是欧洲航天局针对航天器表面充电问题研发的仿真软件,通过设定不同的环境参数可模拟不同情形下的航天器充电过程^[14]。本文将使用 SPIS 软件针对 SO 任务进行仿真模拟,根据 SO 任务的实际要求,该航天器将在 0.28 AU 处达到近日点,参考 Guillemant 等^[15]对 0.044 ~ 1 AU 多点环境的仿真研究,环境参数的设置如表 1 所示。

太阳风的主要成分为电子和质子 (H^+), 0.28 AU 下太阳风中电子和离子的温度相当,分别为 21.37 eV 和 27.00 eV,密度为 $1.04 \times 10^8 \text{ m}^{-3}$;太阳风的流速为 401.4 km/s,由于该流速远小于电

表 1 环境参数

Tab. 1 Environment parameters

环境参数	数值
空间电子温度/eV	21.37
空间离子温度/eV	27.00
空间电子/离子密度/ m^{-3}	1.04×10^8
电子/离子模型	PIC 模型
光电子温度/eV	3.00
二次电子温度/eV	2.00
离子漂移速度/(km/s)	401.4
太阳通量	12.76
等离子体德拜长度/m	3.4
光电子德拜长度/m	0.27

子的热运动速度,故太阳风的模拟只考虑离子的漂移速度。太阳通量的大小与 R^2 (R 为到太阳的距离)成反比,SPIS 中太阳通量的设置根据 1 AU 下的太阳通量的相对大小确定,故 0.28 AU 下的太阳通量设为 12.76。等离子体的德拜长度主要由电子决定,根据电子的能量及密度可得到太阳风等离子体的德拜长度为 3.4 m。而靠近航天器表面的等离子体行为主要由光电子主导,光电子的德拜长度为 0.27 m。

仿真中航天器的运行状态由太阳风的相对速度给出,同时由于 0.28 AU 环境下磁场较小,粒子的回转半径远超出计算域尺寸,因此仿真中不考虑航天器运行状态的变化以及磁场对结果的影响。等离子模型设置为质点网格 (particle in cell, PIC) 模型主要是因为玻尔兹曼模型只有在航天器电位为负且没有势垒存在时较准确,如果航天器周围存在势垒,由于低能电子不能穿过势垒,玻尔兹曼模型将高估到达航天器表面的电子数量,并且当势垒较大或者航天器表面为正时,该模型也不再适用。对于仿真中航天器的几何模型,依照实际 SO 航天器的几何结构以及各部件的分布情况,建立如图 2 所示的简化模型。

航天器主体设置^[16]为 2.5 m × 3.1 m × 2.7 m,太阳能电池板为 6 个部分,每一块的尺寸设置为 2.1 m × 1.2 m,而计算域的尺寸为半径为 20 m、高为 40 m 的圆柱形,计算中根据表 1 中等离子体和光电子的德拜长度确定计算域边界和航天器表面网格大小分别为 2 m 和 0.2 m。边界条件设置为第三类边界条件,航天器表面到边界电势分布按 $1/r^2$ 梯度递减 (r 为到航天器表面的距离)。仿真步长设为 10 μs 。

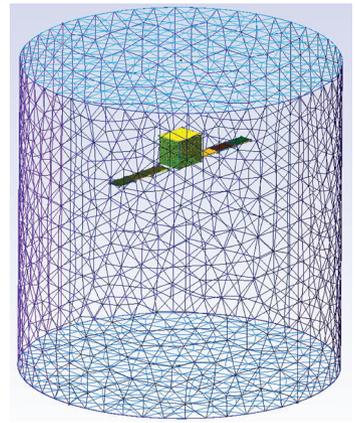


图 2 仿真模型

Fig. 2 Simulation models

参考实际 SO 卫星材料使用情况,航天器主体材料为黑色聚酰亚胺 (black Kapton),太阳能电池板正面为太阳能电池单元 (掺杂 Si 并具有 MgF_2 涂层的太阳能电池材料),背面为碳纤维^[17]。其中航天器主体材料黑色聚酰亚胺具有温度范围大、放气量低和抗紫外线辐射的功能,因此对恶劣的太空环境具有一定抵抗力。而聚四氟乙烯 (Teflon) 同样拥有很好的热稳定性,常作为航天领域高温复合部件的表面涂层材料,通过改变航天器主体材料为聚四氟乙烯,来对比得出不同材料对空间电位分布的影响。两种主体材料的材料参数特性如表 2 所示。

表 2 材料特性

Tab. 2 Material properties

材料特性	黑色聚酰亚胺	聚四氟乙烯
MSEY	2.1	3.0
PEE/keV	0.15	0.30
SEY	0.455	0.455
IPE/keV	140.0	140.0
PEY/(A/m ²)	5.0×10^{-6}	2.0×10^{-5}

表 2 中 MSEY 和 PEE 分别为电子作用下的最大二次电子系数和其对应的能量,SEY 和 IPE 为质子作用下的最大二次电子系数及其对应的能量;PEY 为材料在 1 AU 光照条件下的光电子电流通量。文献[18]中电子作用下材料二次电子系数的计算模型为:

$$\delta(E, \theta) = \frac{1.114\delta_{\max} \left(\frac{E_{\max}}{E} \right)^{0.35}}{\cos\theta} \cdot \left\{ 1 - \exp \left[-2.28\cos\theta \left(\frac{E}{E_{\max}} \right)^{1.35} \right] \right\} \quad (10)$$

在入射电子能量较低时,忽略入射角 θ 的影响(设为 0°),代入表2中的具体参数可获得黑色聚酰亚胺在太阳风等离子体环境中电子作用下的二次电子系数约为0.86,而聚四氟乙烯约为0.53。对于质子的作用,根据文献[19]的描述,在入射质子能量小于10 keV时,质子作用下的二次电子系数为1。

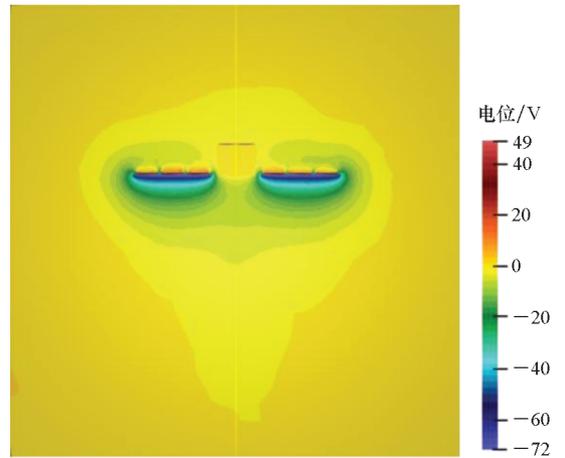
2 结果及分析

2.1 空间电位分布

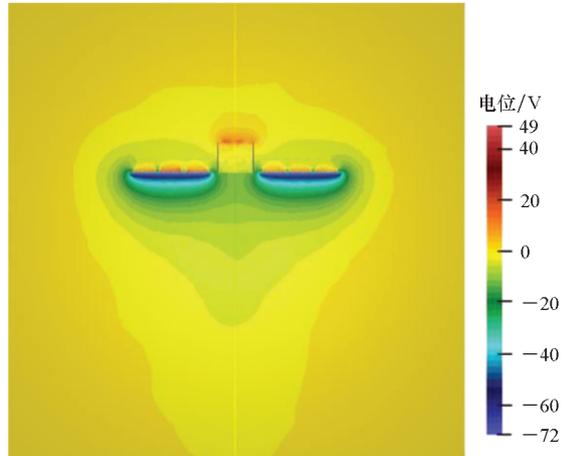
表面充电过程中,离子的质量较大,导致离子电流量相比于电子电流量较小,因此表面电位的确定主要由电子电流、二次电子电流以及光电子电流确定;表面回收电流对表面充电的影响取决于空间势垒的高度,势垒越高,表面回收电流对表面充电过程的贡献越大。

图3给出了卫星主体材料分别为黑色聚酰亚胺和聚四氟乙烯时的电位分布。可以看出,添加太阳能电池板单元后,航天器各部位之间存在一定的相互影响,尤其是在太阳能电池背面达到较低的负电位后,其对空间电位的影响将延伸至太阳能电池正面以及航天器主体的尾迹侧,在其他部位表面区域形成一定的势垒,导致不同部位之间的差分充电。比较图3(a)和图3(b)可以看出两者在太阳能电池板部位具有相似的空间电位情况,而对于航天器主体部位,使用聚四氟乙烯材料的航天器主体在向阳侧相比于使用黑色聚酰亚胺材料存在一定的正电位区域,同时在航天器的尾迹侧负电位更低,且负电位分布区域更广泛。主体向阳侧的差异主要是因为聚四氟乙烯在相同的光照条件下拥有更高的光电子系数,导致向阳侧表面充电到更高的正电位,同时由于聚四氟乙烯材料本身的绝缘性导致图3(b)中的航天器主体整体电位分布不均,因此该材料上表面可在空间中形成一定的正电位区域;背阳面由于没有光照,故表面电位主要取决于材料的二次电子系数,在入射电子温度为27 eV的情况下,聚四氟乙烯的二次电子系数较小,因此该表面可充电至更低的负电位,导致使用聚四氟乙烯材料的航天器主体尾迹侧空间势垒深度降低,二次电子便可以到达更远的区域,在空间中形成较大的低电位区域。

图4为航天器主体部位沿 z 轴方向(即垂直于航天器主体上表面的方向)的空间电位变化曲线。可以看出,无论使用哪种材料,航天器主体的向阳侧和尾迹侧都存在一定深度的势垒,其中向阳侧的势垒主要是由低能光电子和二次电子在表



(a) 主体材料为黑色聚酰亚胺
(a) Body's material is black Kapton



(b) 主体材料为聚四氟乙烯
(b) Body's material is Teflon

图3 空间电位分布图

Fig.3 Spatial potential distribution around the spacecraft

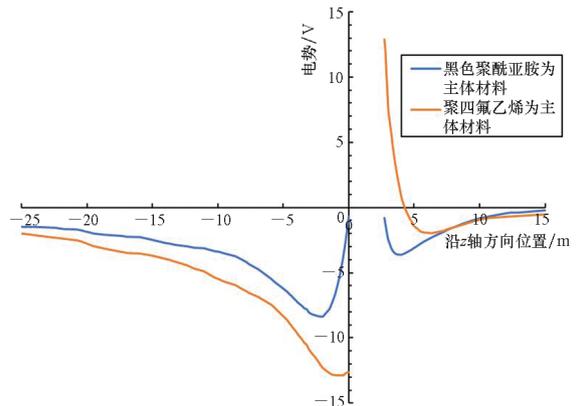


图4 航天器主体部位沿 z 轴的空间电位变化曲线

Fig.4 Spatial potential variation curve along z -axis of the spacecraft body

面附近的积累所导致,而尾迹侧的势垒除了二次电子的积累作用,还取决于离子的尾迹效应和太

太阳能电池板背面低电位的影响,并且该侧具有更大的势垒深度。对比两种材料的仿真结果可以看出,将黑色聚酰亚胺作为表面材料的航天器主体最终充电至一个等势体,平均表面电位达到 -0.1 V 左右;而聚四氟乙烯材料的航天器主体由于材料本身的绝缘性导致航天器主体上下表面带有不同电位,上表面电位达到 13 V ,下表面电位则达到 -12.6 V ,总体的平均电位则在 -2.5 V 左右。就空间电位结构而言,黑色聚酰亚胺材料的航天器主体在向阳侧与尾迹侧都存在非单调变化的电位分布,由于此时航天器表面电位接近 0 V ,与设定计算域的边界电位值相等,因此无论是针对环境入射电子还是表面产生的二次电子,都形成相同高度的势垒,其中尾迹侧的高度约为 8.3 V ,而向阳面则约为 3.8 V ;而对于使用聚四氟乙烯材料的航天器主体由于上下表面充电至不同电位,针对表面发射的二次电子或光电子,尾迹侧的势垒深度为 0.15 V ,向阳侧为 14.8 V ,而就周围环境的入射电子而言,尾迹侧的势垒深度为 12.8 V ,向阳侧则为 1.9 V ,由此可以看出航天器表面电位的大小将决定空间势垒的高度。

图 5 为使用两种主体材料时太阳能电池板部位沿 z 轴的空间电位变化曲线,由于太阳能电池板部位使用的是同一种材料,因此图 3(a) 和图 3(b) 中两者的空间电位分布具有相同的特点,太阳能电池板正面充电至 14 V ,而背面则充电至 -74 V ,但由于聚四氟乙烯材料的航天器主体下表面充电至更低的负电位,并导致背阴面负电位区域更大,进而影响太阳能电池板背面的空间电位分布,使空间电位在变化过程中相对较低。同时由图 5 可以看出太阳能电池板背面由于材料本身的特性导致本身充电至较高的负电位,尾迹效应导致的负电位区域不能对背面形成势垒,而在太阳能电池板正面由于光电子的积累依旧能形成

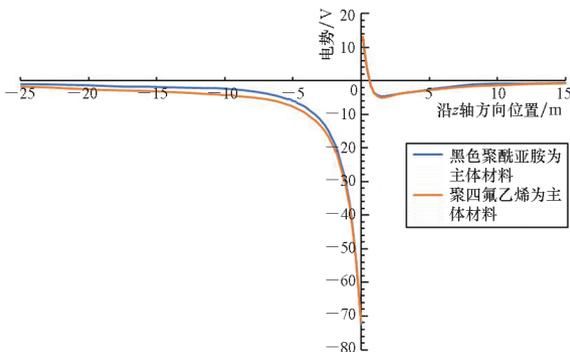


图 5 太阳能电池板部位沿 z 轴的空间电位变化曲线
Fig. 5 Spatial potential variation curve along z -axis of the solar panel

深度为 5.2 V 的针对入射电子的势垒。

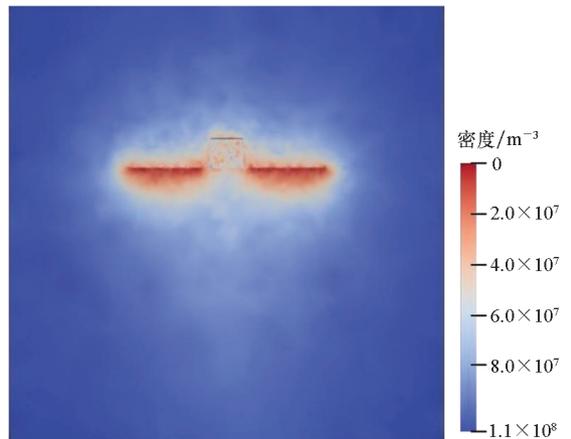
2.2 粒子密度分布

对于各种粒子密度的空间分布情况,处于太阳风中的航天器空间电子和离子的分布具有相同的特点,下面就以主体材料为黑色聚酰亚胺的仿真结果为例进行讨论。

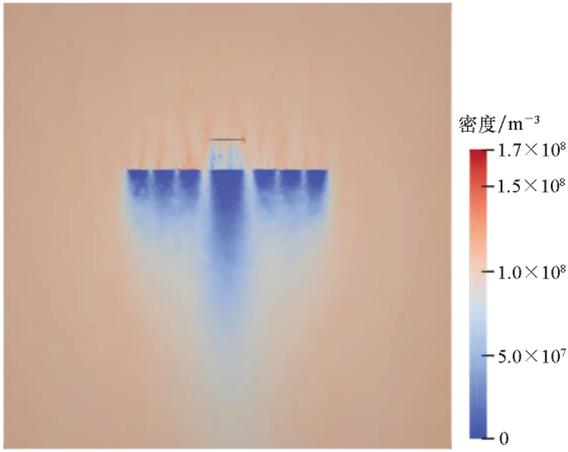
图 6 为主体材料为黑色聚酰亚胺情况下各种粒子在空间中的密度分布情况。图 6(a) 为电子的密度分布,从图中可以看出,由于电子热速度较高,不存在尾迹效应,因此电子分布基本呈轴对称,靠近航天器表面的电子与表面材料相互作用导致密度降低,并且由内向外密度逐渐增加并最终过渡到环境电子密度,同时太阳能电池板的低电位对电子有一定排斥作用,使得该区域电子密度更加稀薄。由图 6(b) 离子密度分布情况可以看出,航天器主体和太阳能电池板的背阴面都形成一定的尾迹区域,尾迹处离子密度几乎为零,并因此扩大了航天器背阴面负电位的分布区域。同时由于太阳能电池板背面充电至更低的负电位,离子在漂移过程中更容易受到航天器表面的吸引,使其轨迹向内偏移,因此相比于主体部位的尾迹区域范围更小。图 6(c) 和图 6(d) 分别为对数坐标系下二次电子(主要由电子作用产生)和光电子的密度分布,二次电子在所有表面都有分布,而光电子的密度分布只存在于向阳面,且高密度区域主要分布在航天器表面附近。

2.3 密度分布曲线

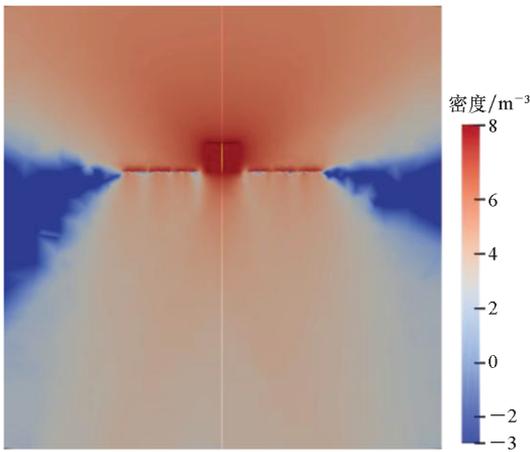
图 7 为使用黑色聚酰亚胺材料的航天器主体部位沿 z 轴方向各种粒子在对数坐标系下的密度变化曲线。由图 7 可知电子在整个空间中变化幅度较小,靠近航天器表面区域,电子密度相对较低;离子密度在向阳区域中几乎不变,背阴面由于存在



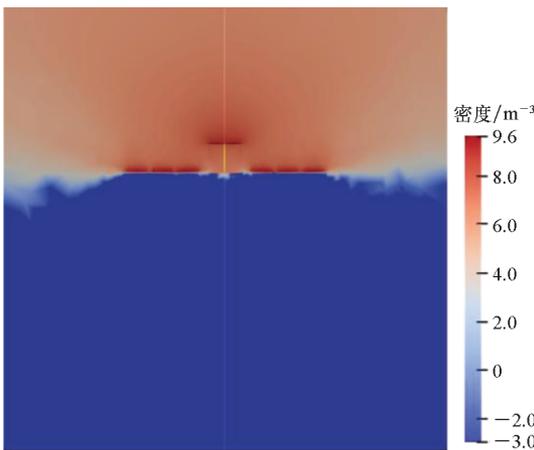
(a) 电子密度分布
(a) Electron density distribution



(b) 离子密度分布
(b) Ion density distribution



(c) 二次电子分布
(c) Secondary electron density distribution



(d) 光电子分布
(d) Photoelectron density distribution

图6 各粒子空间密度分布

Fig.6 Particle spatial density distribution

尾迹效应,在尾迹区域中离子密度几乎为零,脱离尾迹区域后便急剧上升到环境离子密度设定值;光电子和二次电子密度从航天器表面到计算域边界呈指数形式逐渐减小,并且光电子密度分布只存在

于向阳面,密度可达 10^9 m^{-3} 。通过对比各个粒子密度的大小变化趋势可以看出,航天器主体向阳面附近电位主要取决于光电子和二次电子,并且光电子的作用更大,同时光电子和二次电子的积累也是该处势垒形成的原因;而主体背阳面附近电位较低的主要原因是离子的尾迹效应以及二次电子积累,随着距离表面越来越远,尾迹效应逐渐减弱,空间电位分布将主要取决于二次电子密度的大小。

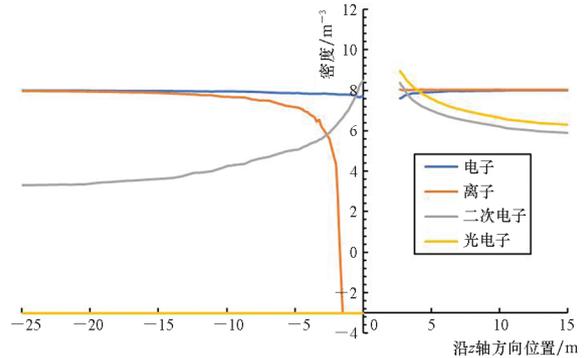


图7 黑色聚酰亚胺材料主体部位各粒子密度沿z轴空间密度分布曲线
Fig.7 Spatial density distribution curve of each particle along z-axis of black Kapton body

图8为聚四氟乙烯材料的仿真结果,对比图7可以看出,图8中各粒子密度的变化趋势与图7中的基本相同,但由于聚四氟乙烯材料的航天器主体下表面负电位更低,使得离子运动轨迹向内偏移更多,导致该情况下空间尾迹区域较小。同时,图8中临近航天器下表面的二次电子密度较小,而临近上表面的光电子密度较大,且向阳端光电子和二次电子密度相继主导空间电位的变化。

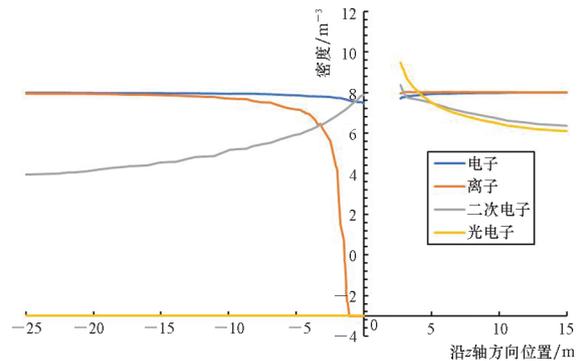


图8 聚四氟乙烯材料主体部位各粒子密度沿z轴空间密度分布曲线
Fig.8 Spatial density distribution curve of each particle along z-axis of Teflon body

4 结论

1) 在本文的模型计算以及环境设置下,聚四

氟乙烯材料的航天器主体平均电位约为 -2.5 V ，而黑色聚酰亚胺材料的航天器主体平均电位约为 -0.1 V ，并且在航天器主体使用不同材料的情况下，航天器整体的电位分布都处于一个较低的电位水平，不存在静电放电的风险。

2) 模拟中的航天器与太阳风等离子体相互作用可在空间中形成不同深度的势垒，向阳面的势垒来自表面产生的低能电子的积累，背阳面的势垒主要取决于离子的尾迹效应，并且背阳面的势垒更贴近于航天器表面；对于空间入射电子，背阳面往往具有更高的势垒深度，最高可达 12.8 V ；而对于表面产生的二次粒子，由于表面电位的差异，向阳面也能形成较高的势垒，最高可达 14.8 V 。

3) 选取不同的航天器表面材料将影响空间势垒深度以及尾迹结构，聚四氟乙烯在仿真环境下二次电子系数更小，尾迹侧表面充电至更低负电位，降低了阻碍发射电子的势垒深度，同时缩小了背阳面的尾迹区域。

4) 空间电位分布主要取决于空间粒子密度分布，向阳面主要由二次电子和光电子主导，密度可达 10^9 m^{-3} ；背阳面则主要取决于尾迹效应导致的离子密度的变化以及二次电子的积累，其中由于尾迹效应，航天器背阳面形成一定大小的离子密度为零的尾迹区域。

参考文献 (References)

- [1] 许亮亮, 蔡明辉, 杨涛, 等. SMILE 卫星的表面充电效应[J]. 物理学报, 2020, 69(16): 193–200.
XU L L, CAI M H, YANG T, et al. Surface charging effect of the satellite SMILE [J]. Acta Physica Sinica, 2020, 69(16): 193–200. (in Chinese)
- [2] 田立成, 石红, 李娟, 等. 航天器表面充电仿真计算和电位主动控制技术[J]. 航天器环境工程, 2012, 29(2): 144–149.
TIAN L C, SHI H, LI J, et al. Simulation of spacecraft surface charging and active control of spacecraft surface potential [J]. Spacecraft Environment Engineering, 2012, 29(2): 144–149. (in Chinese)
- [3] 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 Y J, XU Y M. The measurement of a simulated outer space plasma environment in ground lab [J]. Chinese Journal of Space Science, 2001, 21(3): 259–265. (in Chinese)
- [4] 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 Y J. The measurement of a simulated outer space plasma environment in ground lab [D]. Beijing: Space Science and Applied Research Center of Chinese Academy of Sciences, 2001. (in Chinese)
- [5] 胡小锋, 张建平, 许滨. 航天器空间静电效应研究进展[J]. 强激光与粒子束, 2019, 31(10): 10–18.
HU X F, ZHANG J P, XU B. Progress of the research of space electrostatic effect of spacecraft [J]. High Power Laser and Particle Beams, 2019, 31(10): 10–18. (in Chinese)
- [6] 徐飞. 太阳风等离子体的分类及其性质研究[D]. 南京: 南京信息工程大学, 2017: 1–3.
XU F. Research on categorization and properties of solar wind plasma [D]. Nanjing: Nanjing University of Information Science & Technology, 2017: 1–3. (in Chinese)
- [7] GUILLEMANT S, GÉNOT V, MATÉO-VÉLEZ J C, et al. Solar wind plasma interaction with solar probe plus spacecraft [J]. Annales Geophysicae, 2012, 30(7): 1075–1092.
- [8] MILOCH W J, YAROSHENKO V V, VLADIMIROV S V, et al. Spacecraft charging in flowing plasmas; numerical simulations [J]. Journal of Physics: Conference Series, 2012, 370: 012004.
- [9] ERGUN R E, MALASPINA D M, BALE S D, et al. Spacecraft charging and ion wake formation in the near-Sun environment [J]. Physics of Plasmas, 2010, 17(7): 072903.
- [10] MOTT-SMITH H M, LANGMUIR I. The theory of collectors in gaseous discharges [J]. Physical Review, 1926, 28(4): 727–763.
- [11] 毕嘉怡, 李磊. 太阳风中航天器带电与尾迹效应的模拟[J]. 空间科学学报, 2018, 38(6): 909–914.
BI J Y, LI L. Simulations of the spacecraft charging and wake effects in the solar wind [J]. Chinese Journal of Space Science, 2018, 38(6): 909–914. (in Chinese)
- [12] GUILLEMANT S. Study and simulations of spacecraft/plasma interaction phenomena and their effects on low energy plasma measurements [D]. France: Université Paul Sabatier-Toulouse III, 2014.
- [13] ENGWALL E, ERIKSSON A I, FOREST J. Wake formation behind positively charged spacecraft in flowing tenuous plasmas [J]. Physics of Plasmas, 2006, 13(6): 062904.
- [14] THÉBAULT B, MATÉO-VÉLEZ J C, FOREST J, et al. SPIS documentation [EB/OL]. [2021–05–10]. <https://www.spis.org/software/spis/documentation>.
- [15] GUILLEMANT S, GÉNOT V, VÉLEZ J C M, et al. Simulation study of spacecraft electrostatic sheath changes with the heliocentric distances from 0.044 to 1 AU [J]. IEEE Transactions on Plasma Science, 2013, 41(12): 3338–3348.
- [16] The European Space Agency. Solar orbiter factsheet [EB/OL]. [2021–05–10]. https://www.esa.int/Science_Exploration/Space_Science/Solar_Orbiter/Solar_Orbiter_factsheet.
- [17] GUILLEMANT S, MAKSIMOVIC M, HILGERS A, et al. Simulations of the solar orbiter spacecraft interactions with the solar wind; effects on RPW and SWA/EAS measurements [C]// Proceedings of the 14th Spacecraft Charging Technology Conference, 2016.
- [18] WHIPPLE E C. Potentials of surfaces in space [J]. Reports on Progress in Physics, 1981, 44(11): 1197–1250.
- [19] HASTINGS D, GARRETT H. Spacecraft-environment interactions [M]. Cambridge: Cambridge University Press, 1997.