

DOI:10.11918/202502035

毫米以下 MM/SD 撞击太阳翼的损伤评估方法

孙文^{1,2}, 迟润强^{1,3}, 刘瑜妍^{1,3}, 胡迪奇^{1,3}, 曹武雄^{1,3}, 庞宝君^{1,3}

(1. 哈尔滨工业大学 航天学院, 哈尔滨 150001; 2. 中国科学院长春光学精密机械与物理研究所, 长春 130033;
3. 微小型航天器快速设计与智能集群全国重点实验室(哈尔滨工业大学), 哈尔滨 150001)

摘要:为解决暴露面积较大的太阳能电池阵在微流星体和空间碎片(MM/SD)撞击下的损伤评估问题,针对毫米以下 MM/SD,提出一种电池阵损伤评估方法。该方法考虑了撞击的不确定性以及损伤的累积效应,同时通过与 NASA 探测数据的对比,验证了电池阵撞击频次模型的有效性。以高度分别为 400、800、35 787 km 的 3 条轨道上的太阳能电池阵为研究对象。首先,通过空间碎片环境工程模型和微流星体模型,确定了航天器轨道上 MM/SD 通量-尺寸-相对速度分布。其次,依照分布生成 MM/SD 数据,并随机选择撞击点进行模拟撞击试验,实现了累积效应的可视化。然后,基于电池阵的机械损伤特性和伏安特性,分析电池阵的撞击损伤特征以及功率损失。最后,以功率损失为防护指标,研究了玻璃盖片厚度对防护性能的影响。仿真试验结果表明:所提出的方法能够有效评估不同轨道上太阳能电池阵的撞击损伤情况,较为准确地刻画损伤特征,并体现出不同尺寸 MM/SD 对电池阵的撞击损伤差异,为航天器在轨任务损伤评估和防护结构设计提供参考。

关键词: MM/SD; 太阳能电池阵; 损伤评估; 累积效应; 不确定性

中图分类号: V528 文献标志码: A 文章编号: 0367-6234(2026)04-0049-09

A damage assessment method of solar wings under submillimeter MM/SD impact

SUN Wen^{1,2}, CHI Runqiang^{1,3}, LIU Yuyan^{1,3}, HU Diqi^{1,3}, CAO Wuxiong^{1,3}, PANG Baojun^{1,3}

(1. School of Astronautics, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China; 2. Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China; 3. State Key Laboratory of Micro-Spacecraft Rapid Design and Intelligent Cluster (Harbin Institute of Technology), Harbin 150001, China)

Abstract: To achieve damage assessment of solar arrays with large exposed areas under micro-meteoroid & space debris (MM/SD) impacts, this paper proposed a damage assessment method for solar arrays, focusing on submillimeter MM/SD impacts. This method considered the uncertainty of impacts and the cumulative damage effects. The effectiveness of the solar array impact frequency model was validated through comparison with NASA detection data. The study focused on solar arrays in three orbits with altitudes of 400 km, 800 km, and 35 787 km. First, the flux-size-velocity distributions of MM/SD on spacecraft orbits were determined using the space debris environment engineering model and micrometeoroid models. Then, MM/SD data were generated based on these distributions, and random impact points were selected for simulated impact experiments, achieving visualization of cumulative effects. Next, based on the mechanical damage characteristics and volt-ampere characteristics of the solar array, the impact damage features and power loss were analyzed. Finally, with power loss as a protective indicator, the effect of glass cover thickness on protection performance was studied. The simulation results show that the proposed method can effectively assess impact damage to solar arrays on different orbits, accurately characterize damage features, and reflect the differences in impact damage caused by MM/SD of varying sizes, providing references for on-orbit mission damage assessment and protective structure design for spacecraft.

Keywords: MM/SD; solar array; damage assessment; cumulative effect; uncertainty

近年来,航天发射活动愈加频繁,空间碎片环境也日益恶化。例如“星链”预计发射 4.2 万颗卫星,这些卫星可靠性较低^[1],一旦发生解体就将产生大量空间碎片。作为航天器的重要电力来源,太阳能电池阵暴露面积大且无法防护,会受到热循环^[2]、

电磁干扰^[3],以及微流星体和空间碎片(micro-meteoroid & space debris, MM/SD)撞击^[4]等多方面不利因素影响,导致其性能退化。根据哈勃太空望远镜回收太阳翼的分析,该太阳翼于在轨 4 年期间承受了大约 5 000 ~ 6 000 次撞击,其中 1 mm 以下

收稿日期: 2025-02-21; 录用日期: 2025-05-22; 网络首发日期: 2026-01-16

网络首发地址: <https://link.cnki.net/urlid/23.1235.T.20260116.1355.012>

作者简介: 孙文(2000—),男,硕士研究生;迟润强(1979—),男,副教授,博士生导师;庞宝君(1963—),男,教授,博士生导师

通信作者: 刘瑜妍, liuyy@stu.hit.edu.cn

的 MM/SD 占绝大部分^[5-6]。在近地空间中,毫米以下 MM/SD 的数量高达数百亿,撞击航天器的相对速度在 0~90 km/s 之间^[7-8]。MM/SD 能够造成坑、穿孔等多种形式的损伤从而加速太阳能电池阵的功率衰减,对空间站及各类高价值卫星造成严重威胁^[9]。因此,亟须对各类航天器的太阳能电池阵进行 MM/SD 环境下的损伤评估,为航天器设计提供参考。

太阳能电池阵的损伤特性是进行损伤评估的前提,一般通过超高速撞击试验来验证。美国马歇尔空间飞行中心的试验表明:当损伤面积达到 1.7% 时,单个电池片的输出功率损失已达到 35%^[10]。Fukushige 等^[11]分析了 3 mm 铝弹丸撞击电池阵产生等离子体的动能阈值。黄建国等^[12]针对太阳同步轨道计算了微小碎片累积撞击产生的面积损伤,结果表明面积损伤率平均为 0.61%,其中约 50% 的损伤来自微流星体。Mandeville 等^[13]采用光谱仪分析了撞击坑中残余物的成分,并研究了撞击坑尺寸和弹丸质量、尺寸,以及速度的关系。郑建东等^[14-15]通过球形铝弹丸撞击太阳电池阵的试验,得出了电池阵的失效面积方程和功率损失方程。各国研究人员的试验结论揭示了各种工况下太阳能电池阵的损伤特性,但都没有进一步应用于航天器在轨期间的损伤评估上,难以满足相应的工程需求。

在损伤评估方法层面上,姜东升等^[16]计算了 3 类卫星的太阳翼遭受 MM/SD 撞击的风险。但只分析了玻璃盖片厚度与所能阻挡 MM/SD 最大直径的关系,没有结合碎片通量计算功率损失情况。陈兴等^[17]针对非金属碎片,提出了太阳能帆板的穿孔面积公式以及相应的易损性分析方法,但未考虑到数量巨大的毫米以下 MM/SD 碎片撞击造成的累积损伤。杨倩等^[18]对近 10 年在轨卫星发生的 114 次太阳电池阵故障事件进行了可靠性分析以及寿命预测,但忽略了 MM/SD 总量不断增长的总体趋势。马子良等^[19]通过 ORDEM2000 获得了航天器所在轨道的空间碎片数据,计算了航天器太阳能电池阵因微米级空间碎片撞击引起的最大输出功率衰减率,但没有考虑到撞击坑的叠加问题。此外,以往的损伤评估方法没有考虑到 MM/SD 撞击的不确定性,包括尺寸、速度和撞击位置,这些因素对损伤评估结果有着极大影响。

由于毫米以下的 MM/SD 数量远远多于更大尺寸的 MM/SD,其造成的累计损伤也更为严重。而 10 μm 以下的 MM/SD 只能损伤电池片表面的玻璃盖片,使光学特性缓慢衰减。因此 10~1 000 μm 的 MM/SD 是造成太阳能电池阵性能损失的主要因素。针对该尺寸范围的 MM/SD,本文基于已有试验获得的太阳能电池阵机械损伤特性和伏安特性,提出了

一种 MM/SD 撞击太阳能电池阵的损伤评估方法。该方法考虑了撞击的不确定性以及累积效应,实现了模拟 MM/SD 撞击太阳能电池阵的可视化分析。并能够根据航天器的轨道参数,预测在轨运行期间太阳能电池阵的机械损伤及功率损失。通过该方法,分析了 10~1 000 μm 的 MM/SD 撞击导致不同轨道上的太阳能电池阵功率变化,并讨论了 MM/SD 尺寸和玻璃盖片的厚度对损伤情况的影响。

1 MM/SD 撞击太阳能电池阵的损伤评估方法

MM/SD 撞击太阳能电池阵的损伤评估方法分为两部分:电池阵撞击频次模型建立和电池阵损伤效应评估,以机械损伤和功率损失作为描述电池阵在轨运行的损伤评估指标。评估流程见图 1。首先,根据航天器参数通过空间碎片环境工程模型和微流星体模型计算 MM/SD 的通量。其次,结合撞击方位角、高低角来获得 MM/SD 的通量-尺寸-相对速度分布,并根据电池阵参数计算其在轨期间的受撞击频次。然后,基于电池阵的机械损伤特性和伏安特性,通过随机采样选择撞击点,进行多次模拟撞击,直至满足受撞击频次。最后分析数据,根据评估标准来确定电池阵损伤情况。

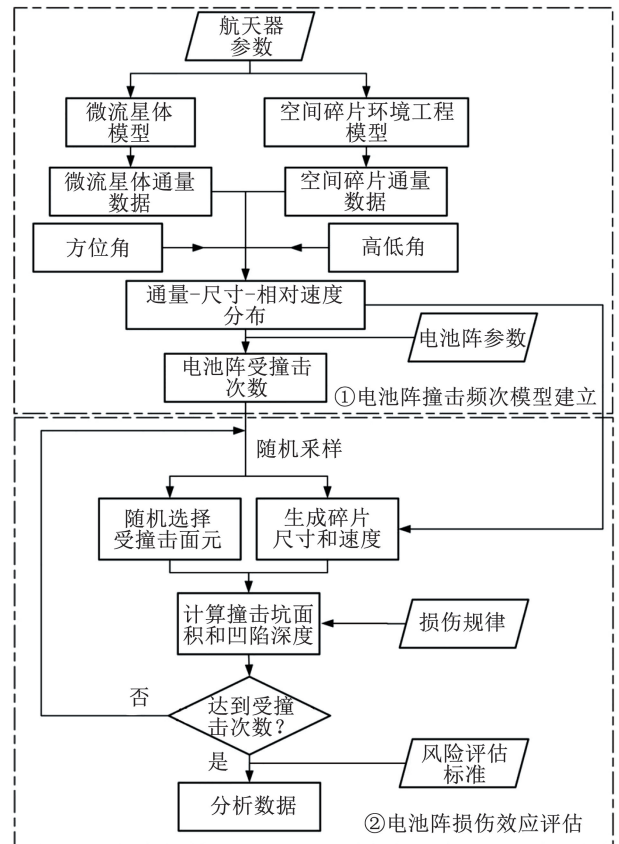


图 1 MM/SD 撞击太阳能电池阵的损伤评估流程

Fig. 1 Damage assessment process for MM/SD impact on solar arrays

1.1 电池阵撞击频次模型

1.1.1 电池阵撞击频次模型建立

建立电池阵撞击频次模型是为了表征其遭受 MM/SD 撞击的可能性。该模型的输入条件为航天器的轨道参数以及太阳能电池阵尺寸的参数,输出为 MM/SD 通量关于尺寸、相对速度的分布,以及电池阵受撞击频次。其中,通量定义为单位时间内通过单位横截面积空间碎片数量的期望,单位为 $1/(m^2 \cdot a)$ 。

空间碎片的通量由空间碎片环境工程模型 SDEEM2019 来计算。SDEEM2019 由哈尔滨工业大学自主研发,根据空间碎片的不同来源建立数据库,可对轨道高度 200 ~ 42 000 km 的空间碎片环境进行描述,实现当前至 2050 年空间碎片环境的预测^[20]。

微流星体模型采用 NASA SSP-30425 中的 Grün 模型^[21]。该模型假设微流星体速度分布为各向同性,相对地球的速度范围是 11 ~ 72 km/s,平均速度约为 17 km/s。微流星体与地球相对速度(v)的概率密度分布为

$$n(v) = \begin{cases} 0.112, & 11.1 \text{ km/s} \leq v < 16.3 \text{ km/s} \\ 3.328 \times 10^5 v^{-5.34}, & 16.3 \text{ km/s} \leq v < 55.0 \text{ km/s} \\ 1.695 \times 10^{-4}, & 55.0 \text{ km/s} \leq v \leq 72.2 \text{ km/s} \end{cases} \quad (1)$$

微流星体关于质量 m 的总积分通量 F_r 为

$$F_r(m) = 3.15576 \times 10^7 [F_1(m) + F_2(m) + F_3(m)] \quad (2)$$

其中

$$\begin{cases} F_1(m) = (2.2 \times 10^3 m^{0.306} + 15.0)^{-4.38}, & m \geq 10^{-9} \text{ g} \\ F_2(m) = 1.3 \times 10^{-9} (m + 10^{11} m^2 + 10^{27} m^4)^{-0.36}, \\ F_3(m) = 1.3 \times 10^{-16} (m + 10^{16} m^2)^{-0.85}, & m < 10^{-14} \text{ g} \end{cases}$$

式中 F_r 为总积分通量, $1/(m^2 \cdot a)$ 。

此外,计算地球轨道上的微流星体通量时,还需考虑地球遮挡效应和引力会聚效应。地球遮挡效应会减少微流星体的通量,如图 2 所示。地球遮挡因子 s_f 的表达式为

$$\begin{cases} s_f = (1 + \cos \eta) / 2 \\ \sin \eta = (R_{\oplus} + 100) / (R_{\oplus} + h) \end{cases} \quad (3)$$

式中: R_{\oplus} 为地球半径, h 为航天器的轨道高度,大气层高度为 100 km。

引力会聚效应则会增大地球轨道上微流星体通量,引力会聚因子 G_E 的表达式为

$$G_E = 1 + (R_{\oplus} + 100) / (R_{\oplus} + h) \quad (4)$$

微流星体的实际通量 F_M 为

$$F_M = s_f G_E F_r \quad (5)$$

由于太阳能电池阵需要保持对日定向状态,其

姿态会频繁调整。考虑到不同方向上 MM/SD 的分布并不均匀,难以完备地计算电池阵在各姿态下的 MM/SD 通量分布。为了便于工程应用,本文假设太阳能电池阵始终朝向航天器速度方向,选取受撞击风险最大的迎风面作为分析对象。通过空间碎片粒子来流坐标系来描述 MM/SD 与航天器之间的方向关系,如图 3 所示^[22]。粒子撞击方位角定义在当地水平面内,以 Z 方向为法向量,顺时针为正;高低角定义为速度矢量与当地水平面的夹角,速度方向指向地球为正。

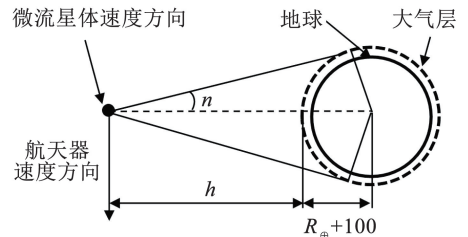


图 2 地球遮挡效应示意^[22]

Fig. 2 Schematic of earth shielding effect^[22]

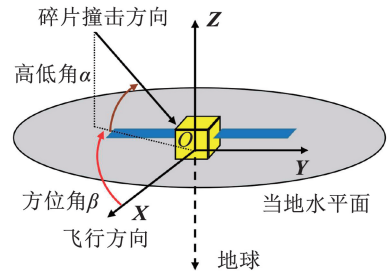


图 3 空间碎片粒子来流坐标系

Fig. 3 Coordinate system of space debris particle flux

太阳能电池阵迎风面上的 MM/SD 通量 F_f 为

$$F_f = \sum F \cos \alpha \cos \beta \quad (6)$$

式中: α 为高低角, β 为方位角, F 为 MM/SD 总通量。

太阳能电池阵模型如图 4 所示,其参数包括电池片的尺寸、排列方式、间距,以及铝衬板的尺寸。这些参数决定了电池片的总面积以及排布的密集程度,从而影响后续模拟撞击试验的结果。

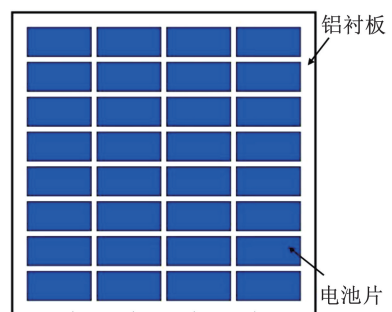


图 4 太阳能电池阵模型

Fig. 4 Solar array model

太阳能电池阵受撞击频次 N 的表达式为

$$N = F_i TS \quad (7)$$

式中: F_i 为太阳能电池阵迎风面上的 MM/SD 总通量, T 为太阳能电池阵在轨运行总时长, S 为电池阵迎风面的面积。

1.1.2 电池阵撞击频次模型校验

为验证电池阵撞击频次模型的有效性, 将结果与 NASA 新型的组式探测器 DRAGONS 与国际空间站上的探测数据进行对比^[23]。该数据的优势在于: 1) DRAGONS 专用于探测毫米以下 MM/SD; 2) 探测时间为 2018 年, 相比于 20 世纪哈勃望远镜以及长期暴露设施卫星的数据更具有时效性; 3) 国际空间站所在轨道 MM/SD 通量大, 受撞击风险较高。

国际空间站的轨道高度为 410 km, 轨道倾角为 51.64°。DRAGONS 探测器面积约为 1 m²。该探测器由 2018 年 1 月 1 日在轨运行至 1 月 26 日, 其间共探测到 5 次撞击, 最小尺寸为 30 μm。根据国际空间站参数, 通过电池阵撞击模型得出的 MM/SD 通量数据见表 1。结果表明: 2018 年, 30 ~ 1 000 μm 尺寸 MM/SD 总撞击频次为 74.50, 而实测数据为 70.19, 相对误差为 6.13%。可以证明, 本文建立的电池阵撞击模型具有较高的预测精度。

表 1 国际空间站轨道的 MM/SD 通量

Tab. 1 MM/SD flux on International Space Station's orbit

数据类型	空间碎片	微流星体	总和
	撞击频次	撞击频次	
计算数据	35.316 2	39.179 1	74.50
实测数据			70.19

1.2 电池阵损伤效应评估

评估电池阵的损伤效应是为了表征其在 MM/SD 环境下的脆弱性以及受撞击的承受能力。根据电池阵撞击模型生成 MM/SD 并随机选择受撞击位置, 结合电池阵机械损伤特性和伏安特性计算电池阵的损伤情况, 从而模拟撞击过程。

在选择损伤评估标准时, 考虑到以下因素: 毫米以下的 MM/SD 数量高达数百亿, 远超 1 mm 以上的 MM/SD 数量(图 5); 小于 10 μm 的 MM/SD 只会对电池片上的玻璃盖片产生损伤, 造成光学特性缓慢衰减^[24]; 此外, MM/SD 高速撞击时还可能会激发等离子体, 引起电池片发生静电放电及电磁干扰脉冲, 导致输出功率下降^[25]。关于光学特性衰减和等离子体的相关工程数据较少, 损伤规律并不完善, 难以定量分析。因此本文在进行撞击模拟时只考虑 10 ~ 1 000 μm 尺寸区间内的 MM/SD 造成的机械损伤,

将太阳能电池阵的损伤面积、凹陷深度以及功率损失作为评估指标。

MM/SD 撞击太阳能电池阵时具有不确定性, 包括尺寸、速度, 以及撞击位置。为了描述不确定性, 本文根据通量-尺寸-相对速度分布来生成 MM/SD, 然后于太阳能电池阵表面随机选取选择受撞击面元, 进行撞击模拟。根据已有试验结果, 已知 MM/SD 的尺寸和速度时, 穿孔直径方程为^[15]

$$D_h = 1.78d^{2/3}v^{1/6} \quad (8)$$

式中: d 为 MM/SD 直径, mm; v 为 MM/SD 速度, km/s; D_h 为穿孔直径, mm。

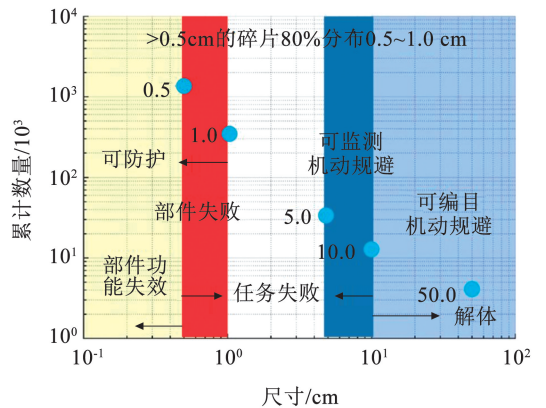


图 5 MM/SD 数量随尺寸分布

Fig. 5 Distribution of MM/SD quantity with varying sizes

MM/SD 撞击到太阳能电池片表面的玻璃盖片后, 会导致中心穿孔区周边部分玻璃材料碎裂并剥落, 形成剥落区, 贝壳状剥落区围绕中心穿孔, 其边界呈近似圆形。图 6 为本文对穿孔及剥落区域的描述方法与电池阵实际损伤形貌的对比。贝壳状剥落区直径方程为^[15]

$$D_s = 2.3D_h \quad (9)$$

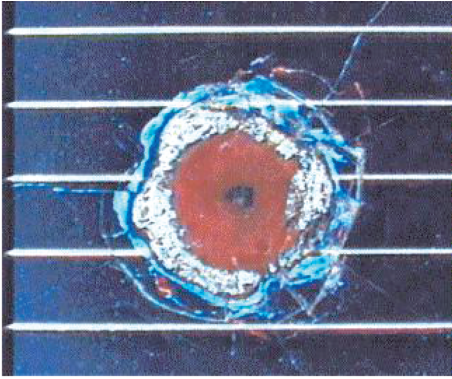
式中 D_s 为剥落区直径, mm。

根据石英光学玻璃与空间碎片撞击试验结果, 撞击坑深度与空间碎片的直径关系方程为^[27]

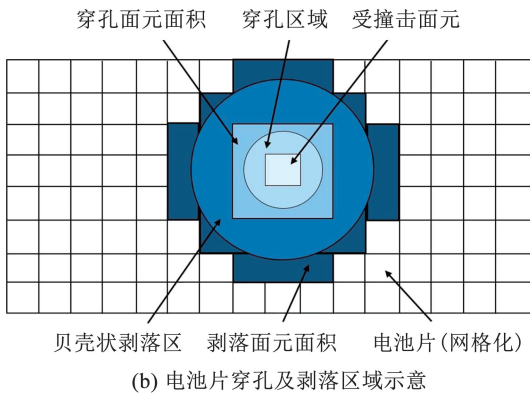
$$P = 0.53d_p^{1.06}\rho_d^{1/2}v^{2/3} \quad (10)$$

式中: P 为玻璃盖片的凹陷深度, cm; d_p 为 MM/SD 的直径, cm; ρ_d 为 MM/SD 的密度, g/cm³; v 为 MM/SD 的速度, km/s。

贝壳状剥落区内部各面元下的凹陷情况如图 7 所示, 假设撞击坑由中心向边缘扩散, 凹陷深度逐渐减小。MM/SD 撞击的累积效应一方面体现在电池阵的不同区域受到多次撞击, 另一方面也体现在撞击坑重叠区域的损伤情况更为严重。因此, 本文对不同撞击坑重叠部分的凹陷深度进行累加计算, 从而更为精准、拟实地表征电池阵所受的机械损伤程度。



(a) 哈勃望远镜太阳能电池阵穿孔及剥落形貌^[26]



(b) 电池片穿孔及剥落区域示意

图6 太阳能电池阵损伤形貌与模拟形貌对比

Fig.6 Comparison of damage morphology and simulated morphology of solar arrays

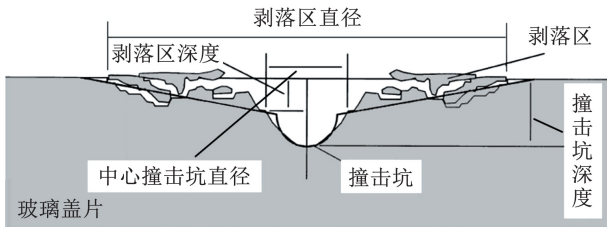


图7 撞击坑示意

Fig.7 Schematic of impact crater

若试验次数未达到 MM/SD 的撞击频次,则继续进行撞击模拟;若试验次数达到 MM/SD 的撞击频次,则筛选出电池片面元进行数据统计。由于太阳能电池阵功率和结构、材料特性,以及粘贴工艺等众多因素相关,导致不同电池阵的伏安特性也不相同。本文采用郑建东等^[14]通过试验获得的功率损失方程开展评估,功率损失来源于功能完全丧失的穿孔区域和性能下降但未完全消失的剥落区。因此,将凹陷深度超过玻璃盖片厚度的面元视为失效,即该面元已完全丧失功能作用,包括所有穿孔面元和部分剥落面元。功率损失表达式为

$$\Delta P_{\max} = 0.018\Delta S \quad (11)$$

式中: ΔP_{\max} 为功率损失,W; ΔS 为电池阵失效面积, mm^2 。

2 损伤评估结果分析与讨论

2.1 不同轨道评估结果

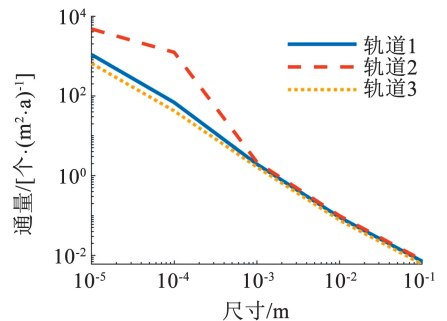
根据轨道上的航天器价值、MM/SD 通量,以及碰撞概率,选取了高度分别为 400、800、35 787 km 的轨道作为分析对象,分别代表近地轨道(low earth orbit, LEO)、太阳同步轨道(sun-synchronous orbit, SSO)和地球同步轨道(geostationary orbit, GEO)。具体参数详见表2。

表2 各轨道参数

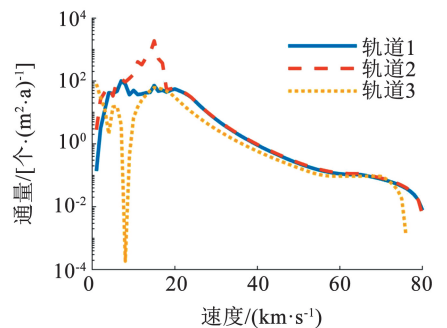
Tab.2 Parameters of orbits

轨道编号	轨道高度/km	偏心率	轨道倾角/(°)
轨道1	400	1.7×10^{-4}	42.00
轨道2	800	8.2×10^{-5}	98.70
轨道3	35 787	5.3×10^{-4}	0.17

依照设计原则,设置卫星在轨工作时间为 8 年^[28]。根据电池阵撞击模型,计算各轨道上 MM/SD 的通量分布,如图 8 所示。尺寸分布方面,SSO 的 MM/SD 通量显著高于其余轨道。相对速度分布方面,高于 20 km/s 的 MM/SD 主要为微流星体,各轨道通量分布基本一致;GEO 上物体的线速度为 3 km/s 左右,空间碎片的撞击速度主要分布在 0 ~ 6 km/s,而微流星体的撞击速度主要分布在 10 ~ 80 km/s,因此在 10 km/s 附近的 MM/SD 通量较小。



(a) 各轨道尺寸-通量分布



(b) 各轨道相对速度-通量分布

图8 各轨道通量分布

Fig.8 Flux distribution across different orbits

由于计算资源限制,本文仅以小型太阳能电池阵为例,评估各轨道上的 MM/SD 撞击损伤。实际上,航天器所受 MM/SD 撞击风险与电池阵面积成正比,可以将结论推广至大尺寸太阳能电池阵。如图 9 所示,太阳能电池阵尺寸为 10 cm × 10 cm,上层单面贴电池片,共 24 片^[29]。每个电池片分为 3 层,由上到下依次为玻璃盖片、太阳能电池和铝衬板。

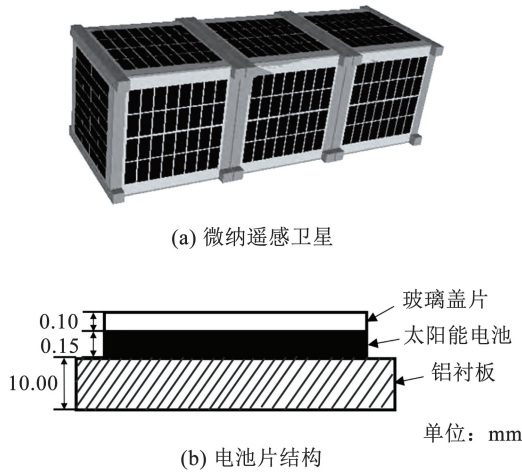


图 9 微纳卫星太阳能电池阵

Fig. 9 Solar arrays of nanosatellite

考虑到不同尺寸 MM/SD 的数量往往相差几倍到几十倍,其对电池阵的损伤效果也不同。此外,空间碎片环境模型计算通量时将 MM/SD 以 1×10^{-5} 、 1×10^{-4} 、 1×10^{-3} m 的 3 个形式划分。因此将其分为 10 ~ 100 μm 和 100 ~ 1 000 μm 两类,简称为小碎片和大碎片。各轨道电池阵受 MM/SD 撞击频次见表 3。从表 3 中可以看出,即使电池阵的面积仅有 100 cm^2 ,在服役年限内仍会受到数十次撞击。而空间站等大型航天器的太阳能电池阵可能会受到成千上万次撞击,这对性能和寿命造成的累积影响不可忽视。

表 3 分析对象受 MM/SD 撞击频次

Tab. 3 Frequency of MM/SD impacts on analysis object

碎片类型	受撞击频次		
	LEO	SSO	GEO
小碎片	5	42	2
大碎片	1	13	1

根据表 3 中的受撞击频次,对各轨道上的太阳能电池阵进行模拟撞击实验。依照图 8 中的尺寸-相对速度分布生成 MM/SD 数据,随机选择撞击点并通过电池阵损伤效应评估中的电池阵机械损伤特性计算撞击坑面积与深度。如图 10 所示为轨道上太阳能电池阵表面的撞击损伤结果,色条值表示电池片凹陷深度,单位为 μm 。由图 10 可以看出,LEO 和 GEO 的电池阵上相对较大的撞击坑由两个大碎片撞击产生的。SSO 的电池阵受到多次撞击,撞击

坑较为分散。坐标为(8,4)区域的两个撞击坑有部分重叠,导致重叠区域的凹陷深度较周围区域更大。这表明本文方法有效地考虑了碎片撞击产生的累积损伤效应,即随着 MM/SD 的不断撞击,电池阵的局部损伤会逐渐增大,并进一步破坏电池片内部结构。

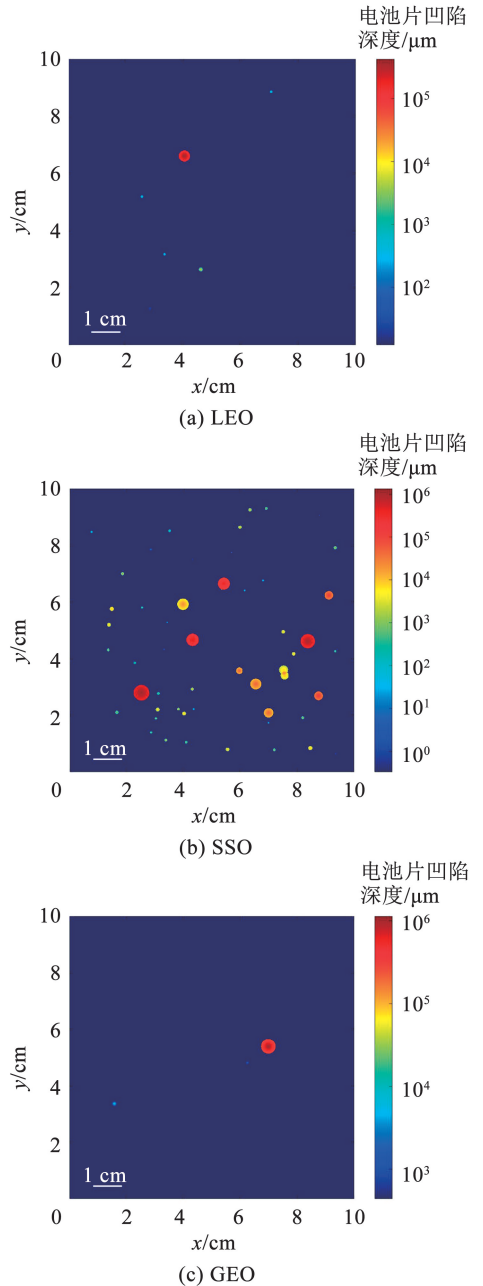


图 10 太阳能电池阵撞击损伤结果

Fig. 10 Impact damage results on solar arrays

根据图 10 中太阳能电池阵的损伤情况,结合电池阵损伤效应评估中的功率损失方程,计算电池阵表面的凹陷深度、损伤面积,以及功率损失(图 11)。其中,平均凹陷深度定义为受撞击区域凹陷深度的平均值。由图 11 可以看出,SSO 电池阵上最大凹陷深度高于其余轨道,但平均凹陷深度却最小。这是因为该轨道上小碎片较多,虽然损伤区域大但损伤程度小。

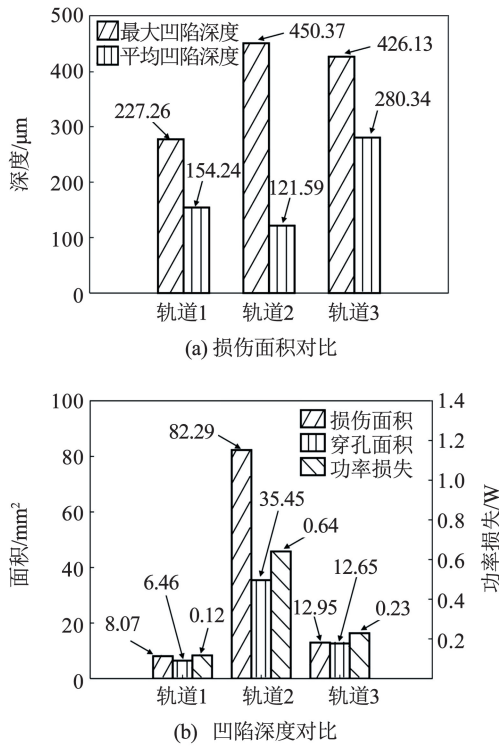


图 11 不同轨道的损伤评估结果

Fig. 11 Damage assessment results for different orbits

由于 SSO 的 MM/SD 通量较大,相应的损伤面积、穿孔面积,以及功率损失均显著高于其余两条轨道。虽然 LEO 电池阵的受撞击频次略高于轨道 3,但此次模拟中 GEO 上大碎片的能量更高,造成的穿孔面积和功率损失也更大。这表明本方法有效考虑了碎片撞击的不确定性,即碎片尺寸、速度,以及撞击位置的不同会导致电池阵损伤结果的差异。

2.2 不同尺寸的影响

从损伤评估结果可以看出,针对毫米以下 MM/SD,太阳能电池阵的整体损伤程度主要取决于通量,但局部的损伤程度受尺寸的影响较大。为进一步分析 MM/SD 的尺寸对太阳能电池阵的损伤情况的影响,图 12 列出了 SSO 的电池阵分别受小碎片和大碎片撞击后的损伤效果。

由图 12 可以看出,小碎片形成的撞击坑分布较为均匀,最大凹陷深度约为大碎片的 1/10,与式(10)的理论预测值相符合。图 13 为不同尺寸碎片的损伤评估结果对比。虽然小碎片的撞击频次为大碎片的3倍,但损伤面积仅有后者的43%。二者损伤面积之和为 82.89 mm^2 ,大于图 11(b)中的总损伤面积 82.29 mm^2 。这是因为撞击区域有部分重叠,符合碎片撞击的累积效应。此外,小碎片在此次模拟中造成的最大凹陷深度远低于玻璃盖片厚度(100 μm),未造成穿孔,因而无法造成功率损失。

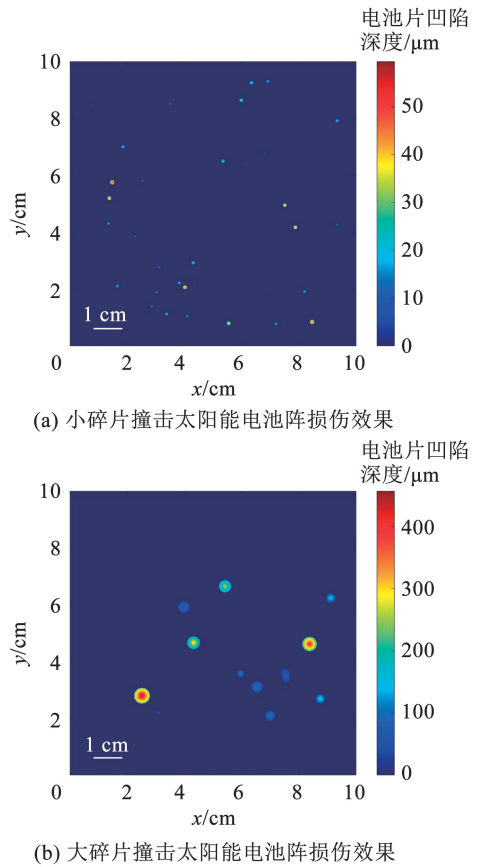


图 12 不同尺寸碎片撞击太阳能电池阵损伤情况对比

Fig. 12 Comparison of damage to solar arrays from impact of debris of varying sizes

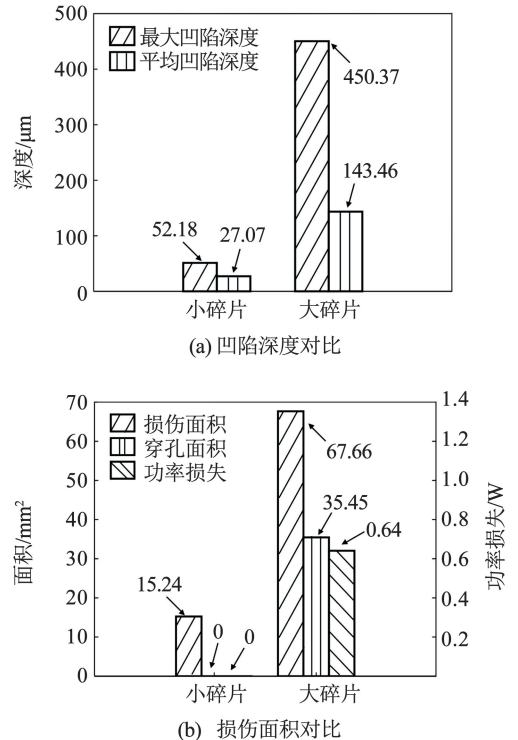


图 13 不同尺寸碎片的损伤评估结果

Fig. 13 Damage assessment results for debris of varying sizes

2.3 玻璃盖片厚度的影响

由于太阳电池阵要求防护材料具有较好的透光

性,传统防护材料或结构难以满足该要求。而电池片上粘贴的玻璃盖片可以视作一种特殊的“防护结构”,在一定程度上提高抗毫米以下尺寸 MM/SD 撞击损伤能力。不同厚度的玻璃盖片会影响电池阵的损伤情况,针对 SSO 的损伤评估结果,分析了厚度分别为 60、120、180 μm 玻璃盖片的防护效果差异,见图 14。

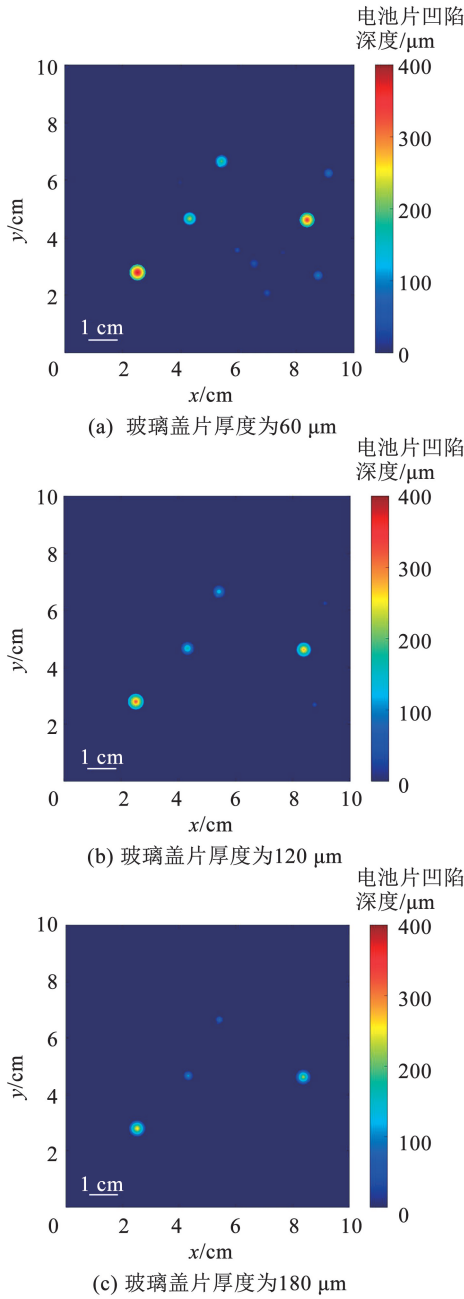


图 14 不同厚度玻璃盖片的防护效果对比

Fig. 14 Comparison of protective effects of glass cover with different thicknesses

由图 14 可以看出,随着玻璃盖片厚度的增加,对电池阵产生损伤的 MM/SD 数量由 10 个减至 6 个,并进一步减至 4 个。考虑到在工程上对载荷质量的严格限制,防护效果的提升也会随着电池阵

质量增加。因此,分析了玻璃盖片厚度、质量和电池阵功率损失的关系,见图 15。玻璃盖片的厚度由 60 μm 增长到 180 μm ,相应的功率损失并没有保持线性下降。其中:当厚度增长到 110 μm 时,功率损失的降幅开始放缓;当达到 140 μm 时,降幅再次开始增加。相应地,功率损失曲线一阶导数的绝对值在 110 ~ 140 μm 区间内相对较小,这意味着玻璃盖片质量的增加对于功率损失的影响较小,性价比较低。

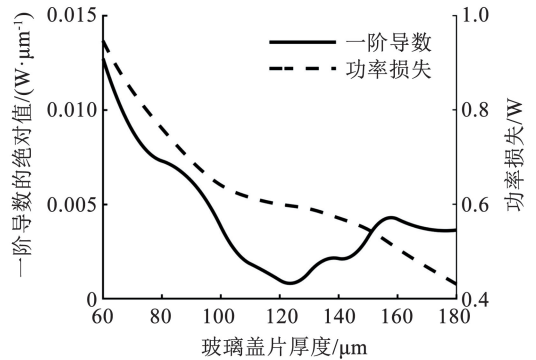


图 15 玻璃盖片厚度对于功率损失的影响

Fig. 15 Influence of glass cover thickness on power loss

3 结 论

1) 针对毫米以下 MM/SD,基于机械损伤特性和伏安特性,提出一种考虑撞击不确定性和累积效应的太阳能电池阵损伤评估方法,并通过与 NASA 探测数据对比验证了撞击频次模型的有效性。

2) 相比高度 400 km 的 LEO 轨道和 35 787 km 的 GEO 轨道,800 km 的太阳同步轨道受撞击风险更高。不同轨道上太阳能电池阵的损伤差异主要取决于 MM/SD 通量,通量越大,损伤越严重。

3) 针对 MM/SD 和玻璃盖片尺寸的分析表明,100 ~ 1 000 μm 尺寸的 MM/SD 穿孔风险较高,增加玻璃盖片厚度有助于降低撞击造成的功率损失;但当厚度在 110 ~ 140 μm 之间时,防护效能提升幅度较小。

参 考 文 献

[1]袁润雨,杨科莹,张景瑞,等. 星座卫星爆炸对空间碎片环境演化的影响分析[J]. 宇航学报, 2024, 45(5): 790
YUAN Yurun, YANG Keying, ZHANG Jingrui, et al. Impact of constellation satellite explosions on the space debris environment evolution[J]. Journal of Astronautics, 2024, 45(5): 790. DOI: 10.3873/j. issn. 1000 - 1328. 2024. 05. 014

[2]周静,冯彦军,孙伟,等. 哈勃望远镜太阳翼扰动问题识别及其修复历程研究[C]//第十七届上海航天科技论坛暨上海市宇航学会 2022 学术年会论文集. 上海:上海市宇航学会, 2023: 395. DOI:10.26914/c. cnkihy. 2023. 072736

[3]HARANO T, MACHIDA Y, FUKUSHIGE S, et al. Preliminary study on sustained arc due to plasma excited by hypervelocity impact of space debris on the solar array coupon[J]. International Journal of

- Impact Engineering, 2006, 33 (1/2/3/4/5/6/7/8/9/10/11/12): 326. DOI: 10.1016/j.ijmpeng.2006.09.016
- [4] 盛志冬. 卫星太阳能电池阵的效能及可靠性分析与评估[D]. 合肥: 中国科学技术大学, 2017
SHENG Zhidong. Reliability analysis for satellite solar panel[D]. Hefei: University of Science and Technology of China, 2017
- [5] LEACH R. Spacecraft system failures and anomalies attributed to the natural space environment [C]//Space Programs and Technologies Conference. Reston; AIAA, 1995: 3564. DOI:10.2514/6.1995-3564
- [6] 黄建国, 刘丹秋, 高著秀, 等. 空间微小碎片累积撞击损伤效应加速模拟研究[J]. 物理学报, 2012, 61(2): 565
HUANG Jianguo, LIU Danqiu, GAO Zhuxiu, et al. Simulation of culminated microimpacts of micro debris to solar cells and function degradation[J]. Acta Physica Sinica, 2012, 61(2): 565. DOI: 10.7498/aps.61.029601
- [7] 都亨, 张文祥, 庞宝君, 等. 空间碎片[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2007
DU Heng, ZHANG Wenxiang, PANG Baojun, et al. Space fragments[M]. Beijing: Astronautic Publishing House, 2007
- [8] 张景瑞, 杨科莹, 李林澄, 等. 空间碎片研究导论[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2021
ZHANG Jingrui, YANG Keying, LI Lincheng, et al. Introduction to space debris research[M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2021
- [9] CHO M. Failure mechanisms and protection methods of spacecraft power system[C]//Proceedings of 2005 International Symposium on Electrical Insulating Materials (ISEIM 2005). Kitakyushu: IEEE, 2005: 45. DOI: 10.1109/ISEIM.2005.193320
- [10] CHRISTIE R, BEST S, MYHRE C. Hypervelocity impact testing of space station freedom solar cells[R]. Huntsville: Marshall Space Flight Center, 1994
- [11] FUKUSHIGE S, AKAHOSHI Y, WATANABE K, et al. Solar-array arcing due to plasma created by space-debris impact[J]. IEEE Transactions on Plasma Science, 2008, 36(5): 2434. DOI: 10.1109/TPS.2008.2004960
- [12] 黄建国, 韩建伟, 李宏伟, 等. 空间微小碎片对低轨道航天器太阳能电池表面撞击损伤研究[J]. 物理学报, 2008, 57(12): 7950
HUANG Jianguo, HAN Jianwei, LI Hongwei, et al. Investigation on the surface damage to solar cells by impacts of space micro-debris on low earth orbit[J]. Acta Physica Sinica, 2008, 57(12): 7950. DOI: 10.3321/j.issn:1000-3290.2008.12.085
- [13] MANDEVILLE J C, PERRIN J M, VIDAL L. Experimental hypervelocity impacts: Implication for the analysis of material retrieved after exposure to space environment[J]. Acta Astronautica, 2020, 167: 429. DOI: 10.1016/j.actaastro.2019.11.020
- [14] 郑建东, 周江, 皮晓丽, 等. 空间碎片超高速撞击下太阳能电池阵伏安特性[J]. 物理学报, 2021, 70(18): 366
ZHENG Jiandong, ZHOU Jiang, PI Xiaoli, et al. Hypervelocity impact on volt-ampere characteristic of solar arrays by using two-stage light gas gun[J]. Acta Physica Sinica, 2021, 70(18): 366. DOI: 10.7498/aps.70.20210458
- [15] 郑建东, 牛锦超, 钟红仙, 等. 太阳能电池阵二级轻气炮超高速撞击特性研究[J]. 物理学报, 2019, 68(22): 272
ZHENG Jiandong, NIU Jinchao, ZHONG Hongxian, et al. Hypervelocity impact damage properties of solar arrays by using two-stage light gas gun[J]. Acta Physica Sinica, 2019, 68(22): 272. DOI: 10.7498/aps.68.20191132
- [16] 姜东升, 郑世贵, 马宁, 等. 空间碎片和微流星对卫星太阳翼的撞击损伤及防护研究[J]. 航天器工程, 2017, 26(2): 114
JIANG Dongsheng, ZHENG Shigui, MA Ning, et al. Study of space debris and meteoroid impact effects on spacecraft solar array[J]. Spacecraft Engineering, 2017, 26(2): 114. DOI: 10.3969/j.issn.1673-8748.2017.02.016
- [17] 陈兴, 卢永刚. 典型空间目标在非金属碎片超高速撞击下的易损性分析方法[J]. 火箭军工程大学学报, 2024, 38(2): 1
CHEN Xing, LU Yonggang. Vulnerability study of typical space targets under hypervelocity impact by non-metallic debris[J]. Journal of Rocket Force University of Engineering, 2024, 38(2): 1
- [18] 杨倩, 薛培元. 卫星太阳能电池阵在轨故障统计及分析[J]. 航天器环境工程, 2013, 30(5): 555
YANG Qian, XUE Peiyuan. Statistical data and reliability analysis of on-orbit anomalies and failures of satellite solar array[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2013, 30(5): 555. DOI: 10.3969/j.issn.1673-1379.2013.05.019
- [19] 马子良, 杨继运, 李宇, 等. 微米级空间碎片撞击太阳能电池研究[J]. 装备环境工程, 2015, 12(3): 49
MA Ziliang, YANG Jiyun, LI Yu, et al. Research of micron-sized space debris impacting on solar cells[J]. Equipment Environmental Engineering, 2015, 12(3): 49. DOI:10.7643/issn.1672-9242.2015.03.009
- [20] LIU Yuyan, CHI Runqiang, PANG Baojun, et al. Space debris environment engineering model 2019: algorithms improvement and comparison with ORDEM 3.1 and MASTER-8[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2024, 37(5): 392. DOI: 10.1016/j.cja.2023.12.004
- [21] 闫军, 韩增尧. 近地空间微流星体环境模型研究[J]. 航天器工程, 2005, 14(2): 23
YAN Jun, HAN Zengyao. Study on environmental model of micrometeoroids in near-earth space[J]. Spacecraft Engineering, 2005, 14(2): 23. DOI: CNKI;SUN;HTGC.0.2005-02-007
- [22] 胡迪奇. 空间碎片及次生碎片云撞击下航天器生存力评估方法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2024
HU Diqi. Research on assessment method of spacecraft survivability under the impact of space debris and secondary debris cloud[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2024
- [23] ANZ-MEADOR P, WARD M, MANIS A, et al. The space debris sensor experiment [C]//Johnson Space Center, International Orbital Debris Conference. Washington: Lunar and Planetary Institute, 2019: 1
- [24] 张志远. 微小粒子群高速撞击航天器光学部件损伤特性研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2018
ZHANG Zhiyuan. Damage characteristics of micro particles high speed impact on the spacecraft optical components[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2018. DOI: 10.2514/6.1969-367
- [25] 蔡明辉, 吴逢时, 李宏伟, 等. 空间微小碎片超高速撞击诱发的等离子体特性研究[J]. 物理学报, 2014, 63(1): 019401
CAI Minghui, WU Fengshi, LI Hongwei, et al. Study on plasma characteristics from hypervelocity impacts by small space debris[J]. Acta Physica Sinica, 2014, 63(1): 019401. DOI: 10.7498/aps.63.019401
- [26] DROLSHAGEN G, MCDONNELL T, MANDEVILLE J C, et al. Impact studies of the HST solar arrays retrieved in March 2002[J]. Acta Astronautica, 2006, 58(9): 471. DOI: 10.1016/j.actaastro.2005.12.011
- [27] FLAHERTY R E. Impact characteristics in fused silica for various projectile velocities[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1970, 7(3): 319. DOI: 10.2514/3.29927
- [28] 赵长江, 李小飞, 陈琦, 等. 高分三号卫星太阳能电池阵设计与验证[J]. 航天器工程, 2017, 26(6): 113
ZHAO Changjiang, LI Xiaofei, CHEN Qi, et al. Design and verification of solar cell array for GF-3 satellite[J]. Spacecraft Engineering, 2017, 26(6): 113. DOI: 10.3969/j.issn.1673-8748.2017.06.018
- [29] 董怡泽, 付春雨, 王超, 等. 微重力空间下微纳遥感卫星太阳翼构型仿真分析[J]. 计算机测量与控制, 2022, 30(8): 218
DONG Yize, FU Chunyu, WANG Chao, et al. Simulation analysis on the solar panel of remote sensing CubeSat with different structures in microgravity space[J]. Computer Measurement & Control, 2022, 30(8): 218. DOI: 10.16526/j.cnki.11-4762/tp.2022.08.034