

印制板太阳能电池阵在轨长寿命应用研究

张帆, 焦健, 何佳宁

(上海伏羲斯空科技有限公司, 上海 201808)

摘要: **目的** 针对印制板太阳能电池阵在轨长寿命稳定运行需求, 对印制板太阳能电池阵开展寿命试验验证, 研究恶劣的温度环境对太阳能电池阵电性能的影响。**方法** 通过两箱法对试验件开展高低温冲击试验, 温度范围为 $-90\sim 100\text{ }^{\circ}\text{C}$, 温度冲击次数不低于3000次。每隔500次温度冲击后对试验件电压、电流性能进行测试, 分析温度冲击对太阳能电池阵的影响。**结果** 各阶段温度冲击试验后, 利用电致发光等手段对试验件进行检查, 印制板及太阳能电池片的表观均正常, 无变形、隐裂等异常现象。通过太阳模拟器对试验件进行电性能测试, 温度冲击环境对太阳能电池电压影响较小, 对电流影响较大, 会造成电流下降2%~3%。**结论** 印制板太阳能电池阵采用2层印制结构板、小尺寸太阳能电池以及可伐互连环节的设计方法, 能够满足微小卫星在轨长寿命运行需求, 设计时需考虑一定的输出电流裕度设计, 提升寿命末期太阳能电池阵的可靠性。

关键词: 印制板; 太阳能电池阵; 微小卫星; 长寿命; 温度冲击; 电性能

中图分类号: V416 **文献标志码:** A **文章编号:** 1672-9242(2025)02-0126-07

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2025.02.014

Long-life Application of Printed Circuit Board Solar Arrays on Orbit

ZHANG Fan, JIAO Jian, HE Jianing

(Shanghai Fuxi-Energy Technology Co., Ltd., Shanghai 201808, China)

ABSTRACT: In order to meet the long-life and stable operation requirements of printed circuit board solar arrays on orbit, the work aims to carry out life test verification to the printed circuit board solar arrays and study the effect of harsh temperature environment on the electrical performance of solar arrays. The high and low temperature impact test was carried out on the sample by the two-box method in the temperature range of $-90\sim 100\text{ }^{\circ}\text{C}$, and the number of thermal cycling was not less than 3000 times. After every 500 times of thermal cycling, the voltage and current properties of the sample were tested, and the effect of thermal cycling on the solar arrays was analyzed. After the thermal cycling test at each stage, the sample was inspected by EL and other means, and the appearance of the printed circuit board and solar cells were normal. There were no abnormal phenomena such as deformation and hidden cracking. The electrical performance test of the sample was carried out by the solar simulator, the temperature impact environment had few effect on the voltage of the solar cells, but had a great impact on the current, which caused the current to drop by 2%~3%. The printed circuit board solar arrays adopt the design method of two-layer printed structural board, small-size solar cells and Kovar interconnection, which can meet the long-life operation requirements of microsatellites on orbit. At last, a certain output current margin design should be considered to improve the reliability of the solar arrays at the end of its life.

KEY WORDS: printed circuit board; solar arrays; microsatellites; long-life; thermal cycling; electrical properties

收稿日期: 2024-10-05; 修订日期: 2024-11-05

Received: 2024-10-05; Revised: 2024-11-05

引文格式: 张帆, 焦健, 何佳宁. 印制板太阳能电池阵在轨长寿命应用研究[J]. 装备环境工程, 2025, 22(2): 126-132.

ZHANG Fan, JIAO Jian, HE Jianing. Long-life Application of Printed Circuit Board Solar Arrays on Orbit[J]. Equipment Environmental Engineering, 2025, 22(2): 126-132.

随着我国国家商业航天的蓬勃发展,商业航天逐步成为国家经济发展的新增长引擎^[1-3],这对商业卫星的产业需求越来越多,功能要求也逐步提升。微小卫星具有体积小、研制周期短、效率高、成本低等特点^[4-6],早期主要为高等院校参与航天科研活动^[7]。随着科学技术的进步,越来越多的商业航天公司选择微小卫星开展业务活动,其中微小卫星在遥感领域应用最为广泛^[8-9]。

太阳能电池阵作为微小卫星的主能源,是卫星能源系统的重要组成部分^[10-11]。为了适应微小卫星体积、质量、成本等方面需求,微小卫星一般采用 PCB 板(印制电路板)作为太阳能电池阵基板。PCB 板具有高度集成性,能够将太阳能电池阵电路集成到印制板中,使得太阳能电池电路设计更加方便、简单^[12-13]。通常 PCB 太阳翼基板包络尺寸厚度小于 2 mm,远远低于传统碳纤维-铝蜂窝基板的厚度(10~23 mm),这也有利于多星堆叠发射,降低发射成本^[14-15]。作为舱外部组件,太阳能电池阵需经历严酷恶劣的空间环境,针对 LEO 轨道卫星,其在轨运行 1 d,太阳能电池阵通常需要经历 14~16 圈的进出影工况,空间恶劣的温度环境达到-90~100 ℃,这对 PCB 板太阳能电池阵在轨长期运行提出了更高的考核要求^[16-18]。国内外高校主要采用 PCB 板太阳能电池阵开展航天科研活动,其在轨寿命一般较短,一般为几个月。目前,针对 PCB 板太阳能电池阵在轨长寿命研究报道较少,本文通过长周期温度冲击试验,对 PCB 板太阳能电池阵温度环境适应性进行了研究,为低成本商业航天批产应用提供依据。

1 印制板太阳能电池阵温度冲击试验

1.1 试验件制备

选用成熟 FR-4 板材(环氧树脂玻璃纤维布)、电解铜箔作为基材,制备太阳翼 PCB 板,PCB 板尺寸设计为 215.6 mm×173.1 mm。然后在印制板上制作三结砷化镓太阳能电池阵,为了提升 PCB 板太阳能电池阵可靠性,采取以下几个原则进行设计。

1) PCB 板进行简单化设计,尽量减少 PCB 板层数,本试验 PCB 板设计两层板,即 2 层铜箔板之间夹 1 层环氧树脂玻璃纤维布,铜箔外表面覆盖 1 层绿油作为阻焊层,其结构剖面设计如图 1 所示。

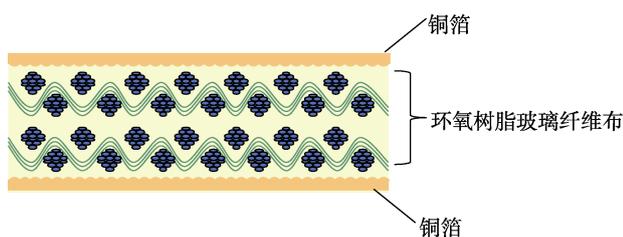


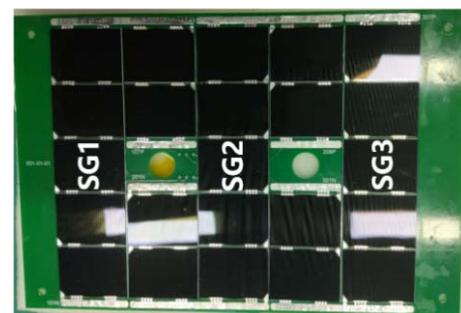
图 1 PCB 板结构设计剖面
Fig.1 Sectional view of PCB structure design

2) 为了减少空间环境热应力的影响,尽可能选择小尺寸太阳能电池,本试验选用 40.4 mm×30.7 mm 尺寸的三结砷化镓太阳能电池。

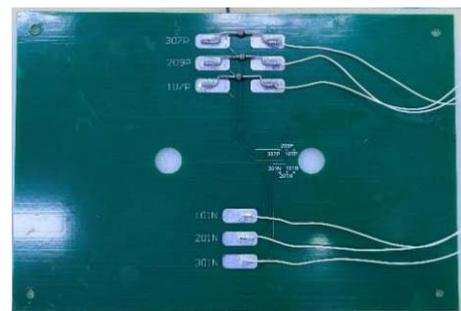
3) 太阳能电池中间的互连材料选择可伐合金材质代替传统的银互连片,可伐材料的屈服强度达到 419 MPa,远高于银的屈服强度 56 MPa。

太阳能电池电路设计 3 并太阳能电池串,其中 SG1、SG2 太阳能电池串均由 7 片(分段式:5 片+2 片)太阳能电池构成,SG3 太阳能电池串由 9 片(分段式:5 片+2 片+2 片)太阳能电池构成。相邻 2 片太阳能电池之间通过可伐互连材料串联连接,分段式太阳能电池组件之间通过 PCB 板正面覆铜层焊盘串联连接。SG1、SG2、SG3 太阳能电池串正端、负端焊盘均通过印制板上过孔连接至基板背面覆铜层。

采用硅橡胶将太阳能电池串粘贴于 PCB 板正面,在 PCB 板基板背面,每串太阳能电池正端均串联一个隔离二极管。隔离二极管通过管脚焊接在基板背面相应覆铜层焊盘上,每串太阳能电池终端均引出一根正、负导线(导线与背面相应焊盘位置焊接),用作后续测试检查。PCB 板太阳能电池阵试验件实物如图 2 所示。



a 试验件正面



b 试验件背面

图 2 PCB 板太阳能电池试验件实物

Fig.2 PCB solar array sample: a) front of the sample; b) back of the sample

1.2 温度冲击环境试验

太阳能电池阵在轨运行过程中,温度环境会破坏太阳能电池晶格结构,造成晶格缺陷增多,长期高低温交替环境可能会对太阳能电池性能造成衰减等影响^[19],通常需要考虑一定的损失因子。另外,由于太阳能电池、PCB 基板、硅橡胶等材料热膨胀系数不同,长期的高低温交替环境也可能造成太阳能电池及其互连环节的

异常破损,通过温度冲击环境试验可以验证印制板形式太阳能电池阵的稳定性。

地面温度冲击试验可以模拟太阳能电池阵在轨运行状态,本试验采用两箱法(卧式平移)进行温度冲击试验,温度冲击试验箱左半部分为高温区,右半部分为低温区。试验件在试验箱中可自动切换高温区/低温区,无需人工手动操作,这也为试验件提供了短时间内在高、低温环境之间切换的条件^[20-21]。温度冲击试验箱实物如图3所示。



图3 温度冲击试验箱
Fig.3 Thermal cycling box

参考 QJ 20330—2014《航天器太阳能电池阵测试与试验要求》^[22],太阳能电池阵试验件高低温冲击试验条件:试验压力为常压;温度环境,高温段设置为 100 °C (允差为 0~4 °C),低温段设置-90 °C (允差为-4 °C~0 °C);升降温速率≥10 °C/min (变温速率不低于 10 °C/min,能有效考核热应力对太阳能电池阵的影响^[23]);保温时间,高低温段各保温 10 min;温度冲击次数≥3 000 次。

2024年2月至2024年9月,对太阳能电池阵试验件共计进行了3 286次温度冲击试验,主要验证高低

温环境对印制板太阳能电池设计、材料以及工艺的影响,太阳能电池阵在试验过程中无需处于运行状态。每隔 500 次温度冲击试验后,将试验件取出检查测试,主要检查试验件外观状态以及电性能。试验件实际温度冲击试验范围为-91.1~103.4 °C,实际高低温温度环境均满足试验条件要求,温度数据监测如图4所示。

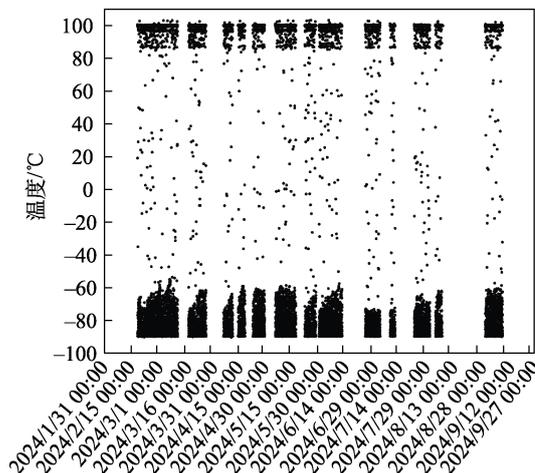


图4 时间-温度曲线
Fig.4 Time-temperature curves

2 结果和讨论

2.1 外观检查

试验件在试验前、每隔 500 次温度冲击试验后、最终试验后,均将其从试验箱中取出,通过 20 倍放大镜对 PCB 基板、太阳能电池片以及太阳能电池互连环节进行检查。结果表明,试验件外观均正常,无任何基板变形、太阳能电池异常破损情况,如图5所示。

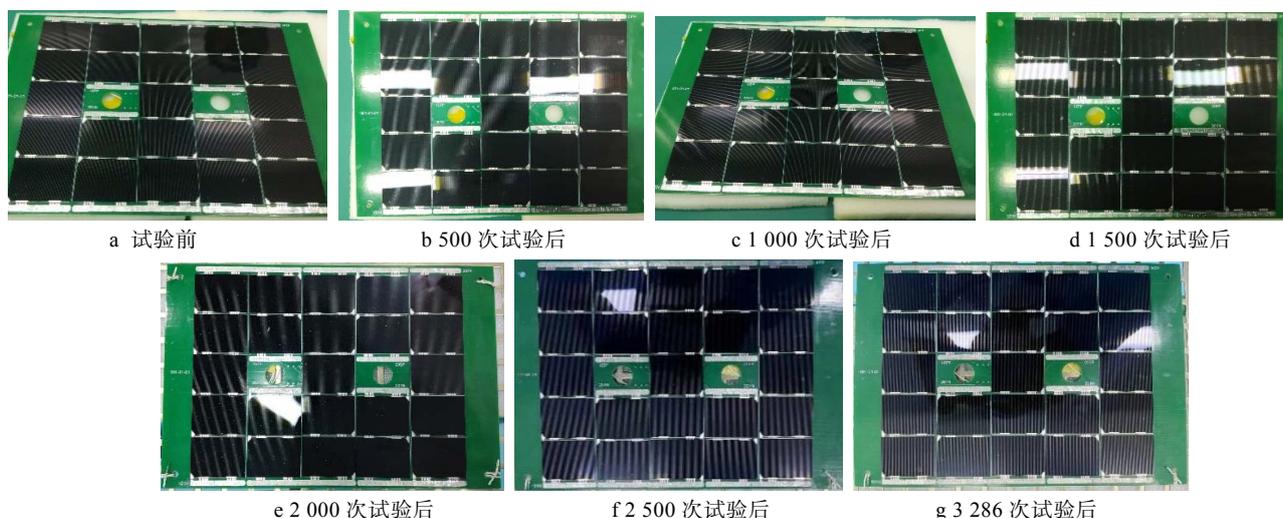


图5 高低温冲击试验后试验件外观状态

Fig.5 Appearance status of the sample after thermal cycling: a) before the test; b) after 500 times of thermal cycling; c) after 1 000 times of thermal cycling; d) after 1 500 times of thermal cycling; e) after 2 000 times of thermal cycling; f) after 2 500 times of thermal cycling; g) after 3 286 times of thermal cycling

长期的高低温交变冲击,可能会对太阳能电池片造成一些隐性的缺陷,这些隐性的缺陷难以通过肉眼观察。国外主要采用电致发光(EL)、光谱响应、红外热成像等手段对三结砷化镓太阳能电池进行隐形缺陷检查^[24-26],其中EL检测方法最为快速、简单。为了进一步检查试验件太阳能电池状态,采用恒流源对太阳

电池串正负两端加电,恒流源正端与太阳能电池串正端相连,恒流源负端与太阳能电池串负端相连,设定通电电压为17~23 V,通电电流为20 mA,利用砷化镓材料电致发光特性(呈现红色光)对试验件进行检查,结果如图6所示。

从试验件EL检查结果可以看出:

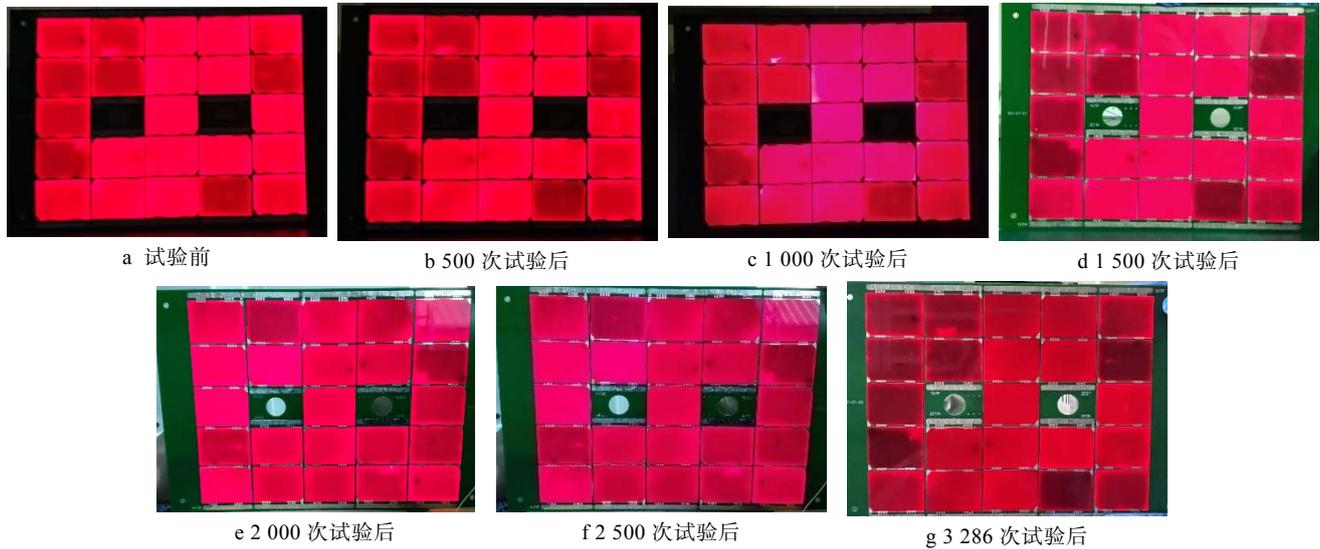


图6 高低温冲击试验后试验件电致发光状态

Fig.6 EL status of the sample after thermal cycling: a) before the test; b) after 500 times of thermal cycling; c) after 1000 times of thermal cycling; d) after 1 500 times of thermal cycling; e) after 2 000 times of thermal cycling; f) after 2 500 times of thermal cycling; g) after 3 286 times of thermal cycling

1) 试验件经过3 286次高低温冲击试验后,所有太阳能电池片均表现完好,太阳能电池片未曾发现隐裂、缺失等现象,PCB板太阳能电池阵能经受住长期高低温冲击。

2) 试验前对3串太阳能电池进行EL缺陷检查,由于太阳能电池片不是同一批次产品,且外延片在生长过程中参数差异,会使得太阳能电池片顶点池出现晶格缺陷,即太阳能电池在EL检测下发生黑斑现象。不同太阳能电池之间黑斑也会有差异,黑斑主要影响三结砷化镓顶电池并联电阻的大小,不影响太阳能电池电性能输出,此黑斑属于工艺控制范围内。

3) 某些太阳能电池片表面发光呈现不均匀现象,这是由于砷化镓材料中杂质较多、分布不均匀造成的。通过复查单片太阳能电池的电性能,这类太阳能电池的电性能与其他正常太阳能电池电性能无明显差异,可正常使用。

4) 随着高低温冲击次数增加,某些太阳能电池片黑斑现象会逐步加重,红光逐步变弱。热应力的变化可能会造成太阳能电池电性能衰减,也有可能是长期高低温冲击试验,引起这类太阳能电池片串联电阻增大,后续需进一步通过电性能测试数据进行判断。

2.2 电性能测试

太阳能电池阵在轨运行过程中,直接遥测数据一般为太阳能电池阵输出电压以及输出电流,为了直接检测

太阳能电池片受高低温冲击环境影响而发生的电性能下降情况^[27],采用太阳模拟器对PCB板试验件3串太阳能电池进行I-V电性能测试,测试条件为AM0、25℃。

2.2.1 输出电压

PCB板试验件电池串SG1、SG2、SG3在各个阶段的开路电压 V_{oc} 、工作点电压 V_m 测试数据统计见表1。

从表1中可以看出:

1) 太阳能电池串SG1、SG2、SG3在经过3 286次高低温冲击试验后,开路电压 V_{oc} 、工作点电压 V_m 输出较为稳定。其中,SG1、SG3太阳能电池串输出电压较为一致,SG2太阳能电池串输出电压高出SG1、SG3,符合设计状态,3串太阳能电池串输出电压无明显异常下降情况。

2) 高低温冲击环境对太阳能电池输出电压的影响较小。其中,SG1太阳能电池串 V_{oc} 的波动最大值达到0.87%, V_m 波动最大值达到0.95%;SG2太阳能电池串 V_{oc} 波动最大值达到0.46%, V_m 波动最大值达到0.67%;SG3太阳能电池串 V_{oc} 波动最大值达到0.74%, V_m 波动最大值达到0.77%;

3) 太阳能电池阵输出电压能够承受长寿命的高低温冲击环境,高低温冲击对太阳能电池电压影响最大不超过1%。考虑到太阳能电池阵模拟器的测试精度影响

表1 各阶段试验件电压测试数据
Tab.1 Voltage test data of the sample at each stage

试验次数	SG1		SG2		SG3	
	V_{oc}/V	V_m/V	V_{oc}/V	V_m/V	V_{oc}/V	V_m/V
试验前	18.435	16.222 7	24.419 9	21.504 6	18.624 6	16.365 9
500	18.504 8	16.254 4	24.420 3	21.394 3	18.607 2	16.343 4
1 000	18.465 2	16.249 4	24.388	21.360 7	18.608	16.302
1 500	18.480 1	16.275 8	24.427 7	21.436 1	18.622 3	16.279 8
2 000	18.414 8	16.337	24.395 56	21.430 8	18.620 5	16.326
2 500	18.343 7	16.369 1	24.326 3	21.399 5	18.486 8	16.380 5
3 286	18.425 8	16.213 1	24.316 1	21.366 9	18.606 8	16.255 1

达到 2%，因此温度冲击对太阳能电池电压的影响可以忽略不计，在太阳能电池阵电压设计时，考虑测试误差的损失因子 0.98 即可。

2.2.2 输出电流

PCB 板试验件电池串 SG1、SG2、SG3 在各个阶

段的短路电流 I_{sc} 、工作点电流 I_m 测试数据统计见表 2 所示。

1) 由于 SG1、SG2、SG3 太阳能电池电流面密度及电池尺寸一致，该 3 串太阳能电池输出电流较为一致，在经过 3 286 次高低温冲击试验后，短路电流 I_{sc} 、工作点电流 I_m 输出较为平稳，无大幅度下降情况。

表2 各阶段试验件电流测试数据
Tab.2 Current test data of the sample at each stage

试验次数	SG1		SG2		SG3	
	I_{sc}/A	I_m/A	I_{sc}/A	I_m/A	I_{sc}/A	I_m/A
试验前	0.209 8	0.201 5	0.219 9	0.204	0.208 4	0.2
500	0.21	0.201 8	0.211 4	0.213 5	0.208 9	0.199 3
1 000	0.215 8	0.201 9	0.211 1	0.204 4	0.210 9	0.202 5
1 500	0.209 7	0.195 4	0.210 7	0.203 2	0.209 1	0.199 6
2 000	0.206 6	0.196 9	0.211	0.203 8	0.209 3	0.199 5
2 500	0.211	0.205 4	0.211 7	0.205 4	0.218 5	0.202 5
3 286	0.205 9	0.201 5	0.210 2	0.204	0.210 2	0.207 8

2) 高低温冲击环境对太阳能电池输出电流有一定的影响，其中 SG1 太阳能电池串 I_{sc} 波动最大值达到 4.58%， I_m 波动最大值达到 4.87%；SG2 太阳能电池串 I_{sc} 波动最大值达到 4.41%， I_m 波动最大值达到 4.82%；SG3 太阳能电池串 I_{sc} 波动最大值达到 4.62%， I_m 波动最大值达到 4.09%；

3) 通过高低温冲击试验可以发现，高低温冲击环境会造成太阳能电池的输出电流下降，除了考虑太阳模拟器测试精度 2% 的影响外，长寿命的高低温冲击还会造成电流下降 2%~3%。因此，在太阳能电池阵输出电流裕度设计时，不仅需要考虑到测试误差的损失因子 0.98，还需考虑温度冲击的损失因子 0.97，保证寿命末期太阳能电池阵输出电流满足整星负载需求。

3 结语

通过对 PCB 板太阳能电池阵长寿命温度冲击试验验证，PCB 板太阳能电池阵具有较高的可靠性和稳定性，能够满足商业航天低成本、批产化及长寿命发展

需求，也为堆叠式卫星提供了一种设计思路。PCB 板太阳能电池阵在设计时，可无需考虑温度环境对电压造成的影响，但是需考虑温度环境对电流的影响，建议电流温度损失因子选取 0.97，以保证整星平台供电稳定性。后续通过 PCB 板太阳能电池阵在轨遥测数据，进一步分析温度环境对太阳能电池阵电性能的影响。

参考文献：

- [1] 李利群, 马翀, 王二亮. 国内外航天发射技术现状与未来发展综述[J]. 上海航天(中英文), 2024, 41(2): 1-6.
LI L Q, MA C, WANG E L. Overview on the Current Situation and Future Development of Space Launch Technology at Home and Abroad[J]. Aerospace Shanghai (Chinese & English), 2024, 41(2): 1-6.
- [2] 张璋, 徐广玉, 王娜. 智库研究在新兴产业评估评价中发挥的作用—以太空经济为例[J]. 载人航天, 2024, 30(2): 243-251.
ZHANG Z, XU G Y, WANG N. Role of Think Tank Research in Assessment and Evaluation of Emerging Indus-

- tries—A Case Study of Space Economy[J]. *Manned Spaceflight*, 2024, 30(2): 243-251.
- [3] 王小军. 下一代航天运输系统发展思考[J]. *导弹与航天运载技术(中英文)*, 2022(6): 1-7.
WANG X J. Reflections on the Development of Next Generation Space Transportation System[J]. *Missiles and Space Vehicles*, 2022(6): 1-7.
- [4] 兰志成, 林君毅, 崔新宇. CubeSat 太阳能电池阵研究进展[J]. *西北工业大学学报*, 2020, 38(S1): 154-160.
LAN Z C, LIN J Y, CUI X Y. The Research Development of CubeSat Solar Array[J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2020, 38(S1): 154-160.
- [5] 刘志全, 杨淑利, 濮海玲. 空间太阳能电池阵的发展现状及趋势[J]. *航天器工程*, 2012, 21(6): 112-118.
LIU Z Q, YANG S L, PU H L. Development and Trend of Space Solar Array Technology[J]. *Spacecraft Engineering*, 2012, 21(6): 112-118.
- [6] 彭健, 鄢婉娟, 刘元默, 等. 小卫星供电技术发展及展望[J]. *航天器工程*, 2021, 30(6): 70-81.
PENG J, YAN W J, LIU Y M, et al. Development and Prospect of Power Supply and Distribution Technologies in Small Satellites[J]. *Spacecraft Engineering*, 2021, 30(6): 70-81.
- [7] 任守志, 刘颖, 王举, 等. 立方体卫星太阳翼技术综述[J]. *航天器工程*, 2015, 24(2): 109-118.
REN S Z, LIU Y, WANG J, et al. Overview of Solar Wing for CubeSat[J]. *Spacecraft Engineering*, 2015, 24(2): 109-118.
- [8] 王一鸣. 微纳卫星多功能电源控制系统一体化设计[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2020.
WANG Y M. Integrated Design of Multifunctional Power Supply Control System for Micro-Nano Satellite[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2020.
- [9] 李朋, 李晓林, 张家腾, 等. 一种立方星模块化电源系统的设计与在轨试验[J]. *实验技术与管理*, 2024, 41(9): 22-27.
LI P, LI X L, ZHANG J T, et al. Design and On-Orbit Testing of a CubeSat Modular Electric Power System[J]. *Experimental Technology and Management*, 2024, 41(9): 22-27.
- [10] 姜钊, 吕伟, 林君毅, 等. 国外空间太阳能电池阵先进制造技术综述[J]. *电源技术*, 2024, 48(5): 806-811.
JIANG Z, LYU W, LIN J Y, et al. Overview of Advanced Manufacturing Technology of Space Solar Arrays Abroad[J]. *Chinese Journal of Power Sources*, 2024, 48(5): 806-811.
- [11] 于辉, 张伟, 崔新宇, 等. 空间太阳能电池阵技术现状及发展趋势[J]. *电源技术*, 2020, 44(10): 1552-1557.
YU H, ZHANG W, CUI X Y, et al. Recent Research and Developing Trend of Space Solar Array Technology[J]. *Chinese Journal of Power Sources*, 2020, 44(10): 1552-1557.
- [12] 李世龙, 李治政, 徐超. 应用于立方星的剪叉式可展开太阳能电池阵机构[J]. *空间电子技术*, 2023, 20(2): 60-65.
LI S L, LI Z Z, XU C. Scissor Deployable Solar Array Mechanism for CubeSat[J]. *Space Electronic Technology*, 2023, 20(2): 60-65.
- [13] 刘洪生, 庄春跃, 刘宽耀, 等. 基于模态分析的印制电路板抗振优化研究[J]. *制导与引信*, 2020, 41(1): 38-43.
LIU H S, ZHUANG C Y, LIU K Y, et al. Anti-Vibration Optimization Research of PCB Based on Modal Analysis[J]. *Guidance & Fuze*, 2020, 41(1): 38-43.
- [14] 李元恒, 范瑞祥, 杨帆, 等. 堆叠式多星组合体结构设计及连接技术发展及展望[J]. *导弹与航天运载技术(中英文)*, 2024(4): 14-24.
LI Y H, FAN R X, YANG F, et al. Development and Outlook of Structural Design and Connection Technology for Multi-Satellite Stack[J]. *Missiles and Space Vehicles*, 2024(4): 14-24.
- [15] 陈振知, 张佰正, 纪彦宇, 等. 多星批量发射部署技术特点及发展趋势[J]. *上海航天(中英文)*, 2023, 40(S1): 12-20.
CHEN Z Z, ZHANG B Z, JI Y Y, et al. Characteristics and Development Trends of Multi-Satellite Launch and Deployment Technology[J]. *Aerospace Shanghai (Chinese & English)*, 2023, 40(S1): 12-20.
- [16] 洪星. 常压高低温试验系统控制策略分析设计与实验[D]. 上海: 上海交通大学, 2019.
HONG X. Analysis, Design and Experiment of Control Strategy for Atmospheric Pressure High and Low Temperature Test System[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2019.
- [17] 姜东升, 杜红, 付林春, 等. 国外宇航机构太阳能电池阵研制标准及试验验证体系概述[J]. *电源技术*, 2023, 47(11): 1399-1403.
JIANG D S, DU H, FU L C, et al. Summary of Foreign Satellite Solar Array Processing Standard and Test Verification System[J]. *Chinese Journal of Power Sources*, 2023, 47(11): 1399-1403.
- [18] 闫新庆, 宋梦雪, 尚梦琦, 等. LEO 卫星太阳能电池阵温度和功率的建模仿真[J]. *电源技术*, 2022, 46(3): 311-314.
YAN X Q, SONG M X, SHANG M Q, et al. Modeling and Simulation of Temperature and Power of LEO Satellite Solar Array[J]. *Chinese Journal of Power Sources*, 2022, 46(3): 311-314.
- [19] 李兆坚, 雷刚, 陈虹, 等. 低温环境效应与试验需求分析[J]. *低温与超导*, 2015, 43(4): 10-13.
LI Z J, LEI G, CHEN H, et al. Analysis on Low-Temperature Environment Effects and the Test Demands[J]. *Cryogenics & Superconductivity*, 2015, 43(4): 10-13.
- [20] 朱红涛. 基于快速降温的高低温低温冲击箱的改造与实验[D]. 上海: 上海交通大学, 2020.
ZHU H T. Reconstruction and Experiment of High and Low Temperature Impact Box Based on Rapid Cooling[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2020.
- [21] 赵帅, 马学焕, 孙刚, 等. 两箱卧式平移温度冲击箱试验箱控制系统设计[J]. *环境技术*, 2017, 35(6): 67-71.
ZHAO S, MA X H, SUN G, et al. Design of the Control

- System for Dual-Room Horizontal Thermal Shock Test Chamber[J]. *Environmental Technology*, 2017, 35(6): 67-71.
- [22] 国家国防科技工业局. 航天器太阳能电池阵测试与试验要求: QJ20330—2014[S].北京: 中国航天标准化研究所, 2014.
State Administration of Science, Technology and Industry for National Defense. Test Requirements for Solar Array of Spacecraft: QJ20330—2014[S]. Beijing: China National Institute of Standardization, 2014.
- [23] 张帆, 韩文佳, 陈海锋, 等. 柔性印制膜在太阳能电池阵的应用及热适应性试验研究[J]. *航天器环境工程*, 2021, 38(6): 670-676.
ZHANG F, HAN W J, CHEN H F, et al. The Design of Flexible Printed Circuit in Solar Cell Array and Experimental Study of Its Thermal Adaptability[J]. *Spacecraft Environment Engineering*, 2021, 38(6): 670-676.
- [24] 吕恒, 胡昌奎. 砷化镓中广延缺陷的光致发光研究[J]. *人工晶体学报*, 2018, 47(8): 1529-1534.
LYU H, HU C K. Photoluminescence of Extended Defect in GaAs[J]. *Journal of Synthetic Crystals*, 2018, 47(8): 1529-1534.
- [25] 郑洲, 罗琦, 严晗, 等. 砷化镓基光伏电池表面缺陷研究[J]. *武汉理工大学学报*, 2017, 39(3): 1-9.
ZHENG Z, LUO Q, YAN H, et al. Research on Surface Defects of GaInP/GaInAs/Ge Solar Cells[J]. *Journal of Wuhan University of Technology*, 2017, 39(3): 1-9.
- [26] 姚元鑫, 万荣华. UMM 三结砷化镓太阳能电池辐照衰减电致发光分析[J]. *电源技术*, 2020, 44(12): 1766-1769.
YAO Y X, WAN R H. Electro-Luminescent Analysis of Irradiation Degradation of UMM Triple-Junction Solar Cell[J]. *Chinese Journal of Power Sources*, 2020, 44(12): 1766-1769.
- [27] 孙永进, 陈曦, 王少林. 一种低轨卫星太阳能电池阵电流异常下降检测方法[J]. *航天器工程*, 2024, 33(3): 48-53.
SUN Y J, CHEN X, WANG S L. Detection Method for Abnormal Current Attenuation in Solar Array of LEO Satellite[J]. *Spacecraft Engineering*, 2024, 33(3): 48-53.