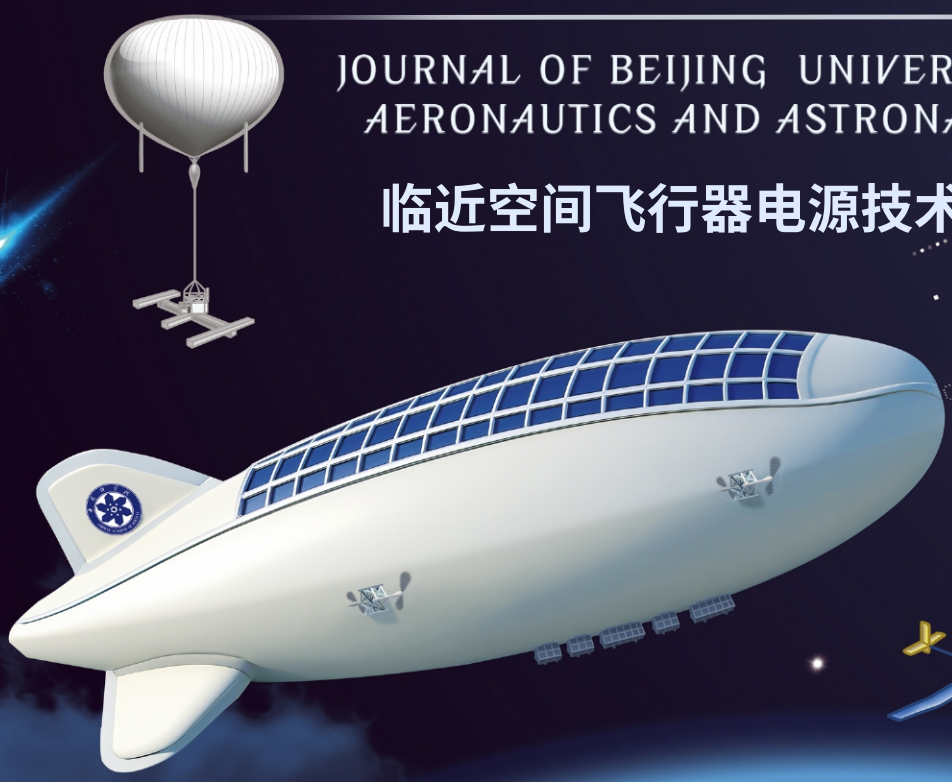
主管单位:中华人民共和国工业和信息化部
主办单位:北京航空航天大学

ISSN 1001-5965
CN 11-2625/V

北京航空航天大學学报

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS

临近空间飞行器电源技术专刊



临近空间飞艇电源系统技术难点及发展趋势

Special issue of power technology for near-space vehicles

徐国宁　张衍垒　陈　康　黄庭双　孔　华　焦　斌

8 | 2025
Vol.51

北 京 航 空 航 天 大 学 学 报

第 51 卷　第 8 期　（总第 390 期）　2025 年 8 月

目　　次

临近空间飞行器电源技术专刊

临近空间飞艇电源系统技术难点及发展趋势 …… 徐国宁，张衍垒，陈康，黄庭双，孔华，焦斌（2573）
平流层飞艇太阳电池阵输出性能多因素影响规律 …… 杨希祥，侯中喜，韩喻，杨洋（2587）
柔性钙钛矿太阳电池研究进展 …… 赵政晶，蔡子贺，张赟，秦校军，赵东明，赵志国（2594）
大面积有机太阳能电池在空间领域的应用探索 …… 张建齐，田晨阳，魏志祥（2605）
临近空间太阳能无人机巡航剖面各阶段能量影响 …… 邓小龙，高显忠，杨民生，王玉杰，朱炳杰（2615）
基于能量闭环的太阳能无人机能源管理 …… 户艳鹏，郭金，周蒙，王翔宇（2624）
面向临近空间应用的柔性太阳电池试验研究进展 …… 王辉，张春福，曹越先，姜箫，郑德旭，杨琦（2632）
临近空间用柔性晶硅异质结太阳电池 …… 赵文婕，韩安军，孟凡英，呼文韬，徐国宁，刘正新（2642）
基于开关电容与耦合电感倍压单元的高增益直流变换器 …… 熊振阳，尹靖元，霍群海，韩立博，韦统振（2652）
变体太阳能无人机面向通信的总体与能效优化 …… 李梓荣，杨延平，张子健，马晓平（2663）
基于混合开关器件的可重构电池组串并联拓扑结构 …… 叶泽雨，尹靖元，张桐硕，师长立，韦统振（2674）
面向空间应用的先进钙钛矿光伏技术 …… 周斌，屈铎，杨晓宇，孔华，涂用广，徐国宁（2685）
平流层飞艇能源系统稳定性分析 …… 高阳，徐国宁，王生，李永祥，蔡榕，杨燕初（2701）
临近空间飞行器用锂离子电池低温电解液综述 …… 苏方远，宋歌，王振兵，陈成猛（2716）
太阳电池高空气球标定测量不确定度 …… 庄春雨，徐国宁，李兆杰，唐宇，李永祥，王岩庆（2727）
高空长航时太阳能无人机三维全覆盖航迹规划 …… 王茜，王翔宇，焦俊，张子健，张健（2735）
基于 Au 修饰 CuO/CF 纳米阵列的锂金属电极 …… 李舒睿，熊刚毅，邢雅兰，张世超（2748）
临近空间飞行器分布式太阳电池发电分析及系统优化 …… 蔡培源，徐国宁，柯挚捷，张衍垒，杨燕初，蔡榕（2757）
高空气球太阳电池标定球体反光影响分析及防护 …… 张益清，黄庭双，李永祥，杨燕初，徐国宁（2767）
柔性太阳电池极限弯曲半径测量方法 …… 高红鑫，赵寿根，朱佳林，余亦豪，张振（2776）
结合充电平台的蜂群无人机多任务调度优化 …… 柯挚捷，徐国宁，蔡榕，李永祥，杨燕初（2782）
浮空器电源电流均衡非谐振线性软开关直流升压变换拓扑 …… 胡肖飞，李虹，曾洋斌，苏文哲，徐国宁（2792）
基于机器学习的飞行器无线充电线圈定位方法 …… 杨尚航，徐国宁，贾忠臻，李永祥，庄春雨，杨燕初（2801）
钠离子电池硬炭负极过充析钠实验研究 …… 刘乾磊，戴丽琴，易宗琳，苏方远，孙国华，陈成猛（2812）
临近空间飞行器升降压变换器模型预测控制策略 …… 赵宇宇，王保成，黄庭双，贾忠臻，杜晓伟，徐国宁（2820）

期刊基本参数：CN 11-2625/V * 1956 * m * A4 * 256 * zh * P * ￥50.00 * 400 * 25 * 2025-08

（**编　辑**　张　嵘　孙　芳　万玉敏　卞欢欢　王　茜　李亚泰）

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF
AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS

Vol. 51 No. 8 （Sum 390） August 2025

CONTENTS

Special Issue of Power Technology for Near-space Vehicles

Technical difficulties and development trend of near-space airship's power system
…… XU Guoning，ZHANG Yanlei，CHEN Kang，HUANG Tingshuang，KONG Hua，JIAO Bin （2573）
Effect pattern of multiple factors on output performance of solar array for stratospheric airships
…… YANG Xixiang，HOU Zhongxi，HAN Yu，YANG Yang （2587）
Research progress on flexible perovskite solar cells
…… ZHAO Zhengjing，CAI Zihe，ZHANG Yun，QIN Xiaojun，ZHAO Dongming，ZHAO Zhiguo （2594）
Exploration of large-area organic solar cells in space applications
…… ZHANG Jianqi，TIAN Chenyang，WEI Zhixiang （2605）
Energy influence of stages in cruise profile for near space solar powered unmanned aerial vehicles
…… DENG Xiaolong，GAO Xianzhong，YANG Minsheng，WANG Yujie，ZHU Bingjie （2615）
Energy management of solar-powered UAV based on energy closed loop
…… HU Yanpeng，GUO Jin，ZHOU Meng，WANG Xiangyu （2624）
Progress in experimental research on flexible solar cells for near space application
…… WANG Hui，ZHANG Chunfu，CAO Yuexian，JIANG Xiao，ZHENG Dexu，YANG Qi （2632）
Flexible crystalline silicon heterojunction solar cells for near-space applications
…… ZHAO Wenjie，HAN Anjun，MENG Fanying，HU Wentao，XU Guoning，LIU Zhengxin （2642）
A high gain DC-DC converter based on switched capacitor and coupled inductor voltage multiplier unit
…… XIONG Zhenyang，YIN Jingyuan，HUO Qunhai，HAN Libo，WEI Tongzhen （2652）
Overall and energy efficiency optimization for communication-oriented morphing solar-powered UAV
…… LI Zirong，YANG Yanping，ZHANG Zijian，MA Xiaoping （2663）
Series-parallel topology of reconfigurable battery pack based on hybrid switching devices
…… YE Zeyu，YIN Jingyuan，ZHANG Tongshuo，SHI Changli，WEI Tongzhen （2674）
Advanced perovskite photovoltaic technology for space applications
…… ZHOU Bin，QU Duo，YANG Xiaoyu，KONG Hua，TU Yongguang，XU Guoning （2685）
Stability analysis of stratospheric airship energy system
…… GAO Yang，XU Guoning，WANG Sheng，LI Yongxiang，CAI Rong，YANG Yanchu （2701）
Review of low-temperature electrolyte of lithium-ion batteries for near space vehicle
…… SU Fangyuan，SONG Ge，WANG Zhenbing，CHEN Chengmeng （2716）
Uncertainty of solar cell calibration using a high-altitude balloon
…… ZHUANG Chunyu，XU Guoning，LI Zhaojie，TANG Yu，LI Yongxiang，WANG Yanqing （2727）
Three-dimensional complete coverage flight path planning for high-altitude long-endurance solar-powered UAV
…… WANG Qian，WANG Xiangyu，JIAO Jun，ZHANG Zijian，ZHANG Jian （2735）
Lithium metal electrode based on Au-modified CuO/CF nanoarray
…… LI Shurui，XIONG Gangyi，XING Yalan，ZHANG Shichao （2748）
Distributed solar cell generation analysis and system optimization for near space vehicles
…… CAI Peiyuan，XU Guoning，KE Zhijie，ZHANG Yanlei，YANG Yanchu，CAI Rong （2757）
Analysis and mitigation of spherical reflection effects on solar cell calibration using high-altitude balloons
…… ZHANG Yiqing，HUANG Tingshuang，LI Yongxiang，YANG Yanchu，XU Guoning （2767）
Measurement methods for the critical bending radius of flexible solar cells
…… GAO Hongxin，ZHAO Shougen，ZHU Jialin，YU Yihao，ZHANG Zhen （2776）
Optimization of multi-mission scheduling for swarm UAVs with charging platform
…… KE Zhijie，XU Guoning，CAI Rong，LI Yongxiang，YANG Yanchu （2782）
A non-resonant linear soft-switching DC-DC step-up conversion topology featuring current balancing for aerostat power systems
…… HU Xiaofei，LI Hong，ZENG Yangbin，SU Wenzhe，XU Guoning （2792）
Wireless charging coil location method of aircraft based on machine learning
…… YANG Shanghang，XU Guoning，JIA Zhongzhen，LI Yongxiang，ZHUANG Chunyu，YANG Yanchu （2801）
Experimental investigation of overcharge caused sodium plating of hard carbon anodes for sodium-ion batteries
…… LIU Qianlei，DAI Liqin，YI Zonglin，SU Fangyuan，SUN Guohua，CHEN Chengmeng （2812）
Model predictive control strategy for Buck-Boost converter of near-space aircraft
…… ZHAO Yuyu，WANG Baocheng，HUANG Tingshuang，JIA Zhongzhen，DU Xiaowei，XU Guoning （2820）

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2024.0866

临近空间飞艇电源系统技术难点及发展趋势

徐国宁[1,2]，张衍垒[1]，陈康[1,*]，黄庭双[1]，孔华[1]，焦斌[1]

(1. 中国科学院空天信息创新研究院，北京 100094；2. 中国科学院大学 航空宇航学院，北京 100049)

摘　　要：临近空间飞艇因其飞行时间长、载荷能力大、运维成本低等优势，在通信和应急救援等方面有着巨大的应用潜力，其电源系统由太阳电池、储能电池、电源管理与配电等组成。为应对临近空间低压、低温、强紫外辐射等极端环境并实现长时间稳定运行，需要对电源系统进行适应性设计与优化。通过对临近空间环境特点、临近空间飞艇电源系统组成特点及发展现状的回顾和分析，总结过去、当前和未来的临近空间飞艇电源系统技术发展相关的关键问题，探讨临近空间飞艇电源系统面临的技术问题和挑战，明确各项技术所需重点突破的方向和指标，指出低成本高效率的太阳电池组件、高质量比能量长循环寿命的储能电池模组及高可靠性高效的分布式电源管理技术等是急需突破的关键技术。同时，远距离无线能量传输及极端环境利用技术是潜在的提高电源系统能力的方式。为临近空间飞艇电源系统设计者和相关学科研究人员提供参考并开展需求导向的研究工作。

关　键　词：飞艇；临近空间；电源系统；空间电源；循环电源系统

中图分类号：V274; V11

文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2025)08-2573-14

临近空间一般指距海平面高度20～100 km的空间区域，传统的航空、航天飞行器无法在这一区域长期停留。尽管目前人类活动很少涉及该区域，但随着空天科技的快速发展，临近空间凭借其独特的资源优势已成为各航空航天大国新的探索领域与研究热点。近年来，临近空间飞艇、太阳能飞机和高空科学气球等临近空间低速飞行器成为探索和利用临近空间的重要平台，各国研究人员对该领域的技术攻关持续研究和关注[1]。这些临近空间低速飞行器一般运行在海拔18 km及以上高度，其工作性能与临近空间的环境条件有着密切关系。

以飞艇为代表的临近空间低速飞行器为了能够在临近空间进行数月的飞行，需要有持续不间断的能量供给[2]，现阶段采用白天太阳电池发电、夜晚储能电池供电的电源解决方案。然而，当前存在太阳电池发电效率低、储能电池组质量比能量不高、能源控制系统应对多变环境条件能力不足、边界条件限制及随机干扰因素过多等问题，限制和影响了飞艇长航时飞行的能力实现。

因此，本文详细阐述临近空间飞艇电源系统的组成、关键技术及未来发展趋势，旨在为未来临近空间低速飞行器电源系统的设计和研制提供参考。

1　临近空间环境特点

临近空间横跨平流层(18～55 km)、中间层(55～80 km)和部分热层(距地面80～200 km)，纵跨非电离层和电离层(低于60 km为非电离层，60～1 000 km为电离层)，其绝大部分成分为均质大气(90 km以下为均质大气，90 km以上为非均质大气)。基于美国1976年标准大气模型绘制了图1

收稿日期：2024-12-09；**录用日期**：2025-01-03；**网络出版时间**：2025-02-11 08:05
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20250210.1727.001
基金项目：中国科学院稳定支持基础研究领域青年团队计划 (YSBR-102)
* **通信作者**. E-mail：chenkang@aircas.ac.cn

引用格式：*徐国宁，张衍垒，陈康，等. 临近空间飞艇电源系统技术难点及发展趋势 [J]. 北京航空航天大学学报，2025，51（8）：2573-2586. XU G N，ZHANG Y L，CHEN K，et al. Technical difficulties and development trend of near-space airship's power system [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51（8）：2573-2586（in Chinese）.*

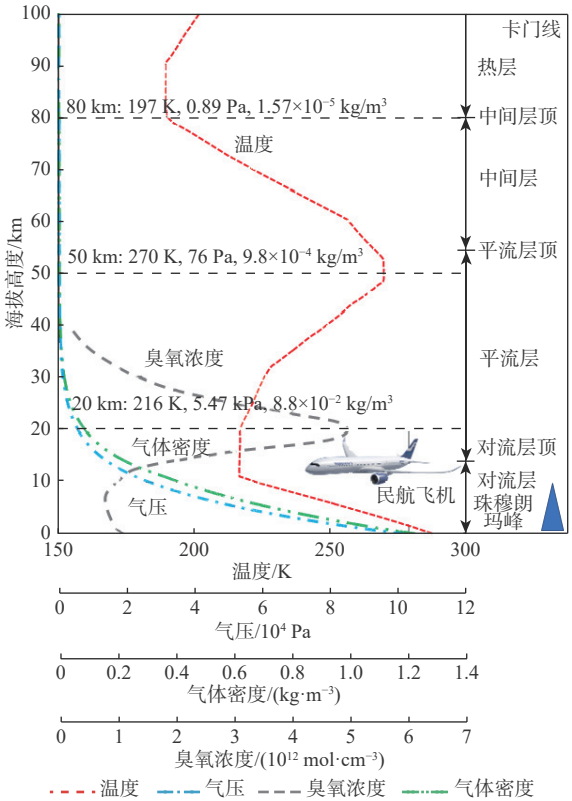


图 1 0～100 km 大气圈层分布及温度、气压、气体密度、臭氧浓度变化

Fig. 1 Distribution of atmospheric layers and changes in temperature, air pressure, gas density, and ozone density between 0 and 100 km

所示的 0～100 km 大气圈层分布及温度、气压、气体密度、臭氧浓度变化。可知，临近空间中温度变化超过 100 K，分布范围极广且变化趋势较为复杂。此外，随海拔高度升高，临近空间的气压与气体密度会急剧下降，海拔 20 km 处的气压约为 5.47 kPa，气体密度约为 8.8×10^{-2} kg/m^3，海拔50 km 处的气压仅约为 76 Pa，气体密度仅约为 9.8×10^{-4} kg/m^3。而临近空间飞艇一般通过艇体内部浮升气体产生的净浮力上升到平飞高度，并保持浮重平衡。目前，常用的氦气在 20 km 处的密度约为 1.23×10^{-2} kg/m^3，氢气在 20 km 处的密度约为 0.61×10^{-2} kg/m^3，除承担飞艇自重外，难以给载荷提供足够的浮力。而电源系统占据了飞艇总质量的 1/4 以上，如何有效减轻电源系统的质量是设计中的关键问题。

临近空间的物质组成主要为空气、少量的水蒸气、臭氧、放射性微粒、尘埃等。其中，臭氧层主要位于临近空间下部，臭氧浓度最高的地方在距离地球表面约 20～40 km。臭氧层是吸收、屏蔽紫外线辐射的关键，由 Beer-Lambert 定律可得

$$I = I_0 e^{-kcd} \tag{1}$$

式中：I 为透过层的光线强度；I_0 为初始光线强度；k 为吸收系数；c 为吸收物质的浓度；d 为光线通过的距离。

由式 (1) 可知，当臭氧浓度持续降低，海拔高度升高（紫外光通过臭氧的距离减小），使得紫外辐射大幅增加，进而给临近空间飞艇的囊体材料、太阳电池等带来极大的紫外老化损伤，给飞艇结构、电源系统等带来极大挑战，严重影响飞艇的长期驻空能力。

如图 2 所示[3]，随着海拔高度的提升，大气层对高能粒子的吸收作用逐渐减弱，地磁场的保护作用逐渐降低，最终导致高能粒子在临近空间的浓度相对较高。这使得临近空间飞艇的分布式电力系统在长期驻空的过程中也会遭受各种高能粒子的持续辐射，包括太阳电池、储能电池、电源管理器与配电器等在内的部件都有可能产生性能退化或故障，可能产生的辐射损伤包括单粒子效应、位移损伤效应、电离总剂量效应等[4-6]。

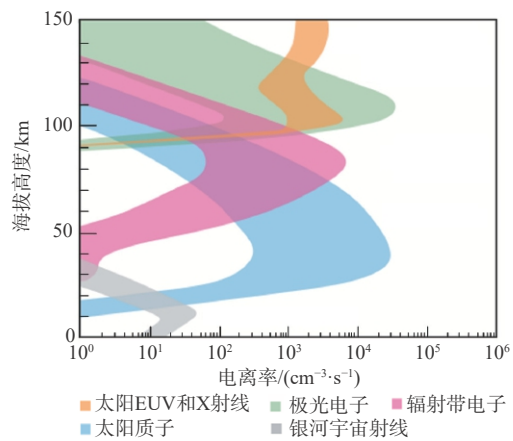


图 2 大气中高能粒子的垂直分布[3]

Fig. 2 Vertical profile of high-energy particles in the atmosphere[3]

另外，在中高层大气层中，空气较为稀薄，强度较大的雷击放电产生的电磁场可以导致中高层大气中的介质击穿，产生“红色精灵”“巨型喷流”“蓝色射流”等瞬态放电的光电现象。这类放电现象对运行其中的临近空间飞艇电源系统稳定造成较大的影响，极端的放电问题还将引发电源系统设备的故障，影响飞行安全。

中高层大气层的另一个特点为极端温度。在 20 km 海拔的高度，平均大气温度为−60～−70℃，这对运行其中的临近空间飞艇，尤其是近乎于直接面对大气环境且缺乏稳定的吊舱环境控制的电源系统设备的温度耐受能力提出了较大的挑战。这一极端低温环境叠加低气压的条件，导致对流换热差，进一步加剧了设备对环境温度耐受能力要求及温度防护设计的复杂度。

除上述影响外, 临近空间中还存在着高云、大气强扰动等其他多种极端环境, 而受限于探测手段及观测时间不足, 目前, 人类对临近空间环境的认识仍不够准确, 新的研究表明, 美国 1976 年标准大气模型存在局限性[7], 这也对临近空间飞艇电源系统设计和运行提出了更高的要求。

综上所述, 电源系统作为飞行器的关键组成部分, 在设计阶段, 需要考虑包括临近空间温度、气压、紫外辐射、宇宙射线、臭氧及低高度云层放电等极端环境因素对电源系统的影响。针对温度和气压影响, 需要开展设备在不同工作状态下的保温及散热设计, 在能耗及质量限制下实现设备的自主稳定环控。针对紫外辐射、宇宙射线、臭氧及低高度云层放电等极端环境因素, 应当在质量限制的前提下采取合适的老化防护、电磁防护、静电防护及雷电防护等措施, 需要在材料、结构设计及系统设计上进行突破。

2　临近空间飞艇电源系统组成和特点

20 世纪 70 年代, 美国海军赞助的“高空超压动力浮空器 HASPA”项目对临近空间飞艇可能的电源系统架构进行了分析和讨论, 提出了 3 种可能的电源系统结构: 原电池、H_2/O_2 燃料电池及光伏阵列与二次电池的组合[8]。目前, 主要的临近空间飞艇电源系统结构有光伏阵列与锂离子电池的能源组合(如 HALE-D[9] 及 HiSentinel80[10]), 光伏阵列与燃料电池的能源组合(如 HAA[2]、MAAT[11])及光伏阵列、燃料电池及锂离子电池的能源组合[12-14]。

法国 Thales Alenia Space 公司主导的 Stratobus 飞艇计划使用二次氢氧燃料电池系统作为储能电池, 并铺设超过 1 000 m^2 的太阳电池[15-16]。

美国 Sceye 公司研制的平流层飞艇 (见图 3, 来源: https://sceye.com/wp-content/uploads/2023/04/Sceye-video-cover-photo-07.jpg), 预期实现 65 天临近空间驻留。该飞艇在电源系统中应用了大量先进技术, 其太阳电池采用了铜铟镓硒电池和砷化镓薄膜太阳电池的组合, 储能电池采用锂硫电池[17-19]。

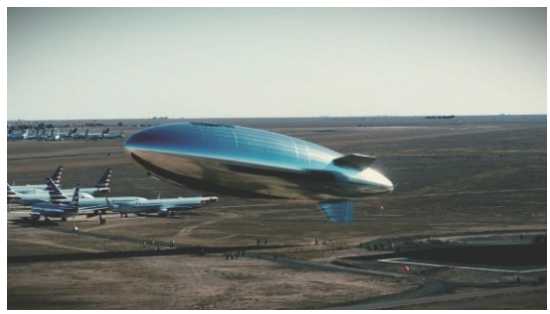
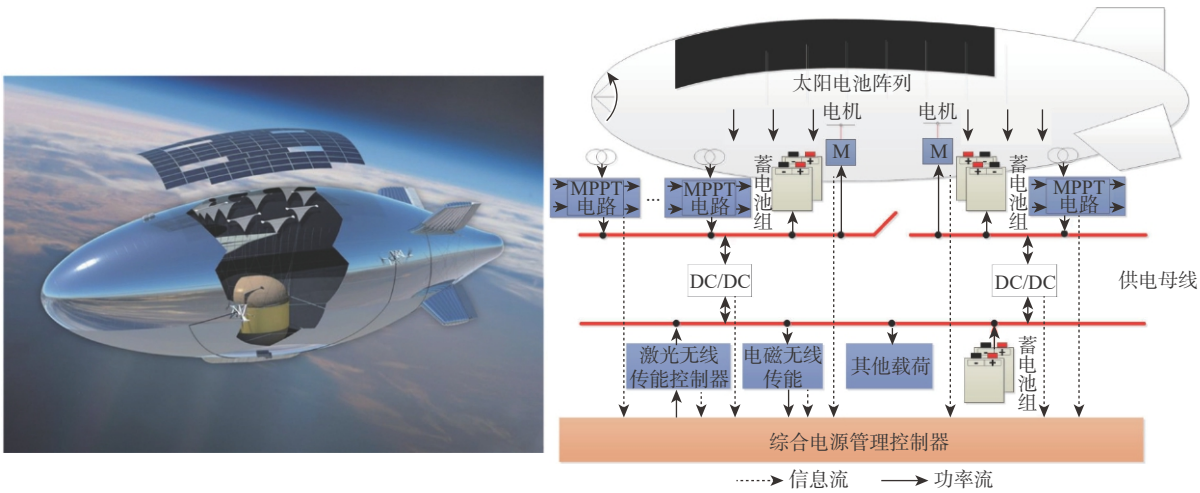


图 3　Sceye 平流层飞艇

Fig. 3　Sceye's stratospheric airship

如今, 太阳电池、储能电池及一系列电源转换器和控制器构成的光伏循环电源系统(见图 4[20])已成为长航时临近空间飞艇普遍采用的稳定且成熟的方案。而短航时飞艇的电源系统主要包括储能单元和配电单元, 飞行时间主要与储能单元的容量、平台、载荷功率相关。



注: MPPT (maximum power point tracking)

图 4　临近空间飞艇电源系统结构[20]

Fig. 4　Structure of near-space airship's power system[20]

仅从结构上看, 临近空间飞艇的电源系统与卫星电源系统具有极高的相似性, 但二者实际差异显著, 具体如表 1 所示。

与卫星电源系统较小的功率级别不同, 临近空间飞艇由于抗风飞行和区域驻留的任务需求, 采用电机+螺旋桨的动力推进方式, 所需的动力功率较大, 加上任务载荷的功率需求, 大型临近空间飞艇的功率级别可达几十甚至上百千瓦, 为减少线路上

表 1 临近空间飞艇电源系统与卫星电源系统对比

Table 1 Comparison of power systems for near-space airships with power systems for satellites

电源系统	功率等级/kW	电压等级/V	能源情况	电源系统结构规模	外部环境
临近空间飞艇电源	10～200	≥300	紧张	庞大且分散	复杂多变
卫星电源	1～10	≤100	足够	集中	单一

的损耗，一般采用大于或等于 300 V 高压直流母线结构，这对电源系统各设备使用的电子原器件提出了很大挑战，除了低温低压环境需要特殊设计的封装外，大型功率器件的电磁兼容及设备热平衡都是不可忽视的难点。

临近空间飞艇电源系统设计时，根据平台和载荷功率、飞行时间、经纬度等参数进行能源平衡设计，需要实现在每个循环周期内（通常为昼夜 24 h）的能源平衡。白天，光伏阵列吸收太阳辐射并转化为电能，电能由电源管理系统调节，分配给飞艇的用电设备，多余的电量用于给储能电池充电。夜间及太阳能输入不足时，储能电池释放其储存的能量转换为飞艇使用的电力。临近空间飞艇需要根据复杂多变的工作环境及任务要求进行工况调整，满足能源获取和消耗的动态平衡，当需求的能量与供给的能量不匹配时，将引发能量的不平衡，进一步影响电源系统工作稳定性。

如图 5 所示[21]，飞艇的长度一般都超过 100 m，其巨大的艇体一般采用柔性囊体材料，太阳电池一般铺设在飞艇艇体的上表面，储能电池放置在飞艇底部的吊舱内，电源管理系统一般采用高压大功率分布式能源拓扑结构，放置在飞艇底部吊舱内或艇体周围，这些设备通过复杂和远距离的线缆网进行连接。

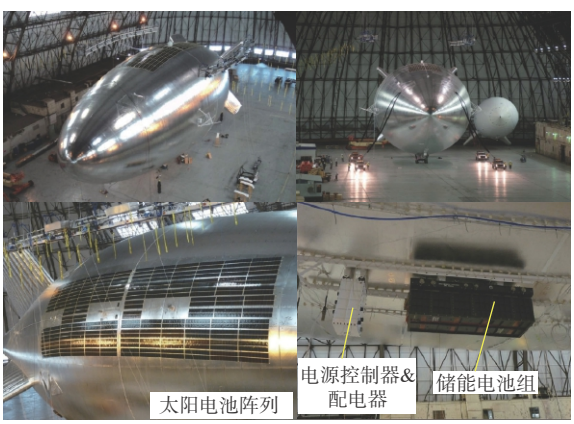


图 5 电源系统在飞艇周围的布局[21]

Fig. 5 Distribution of energy systems around airship[21]

3 临近空间飞艇电源系统国内外研究现状

3.1 飞艇用太阳电池研究现状

太阳电池阵列是临近空间飞艇重要和主要的能量来源。现有太阳电池的产品主要可分为 5 类：硅基太阳电池、有机和聚合物电池、薄膜太阳电池、纳米太阳电池和混合光伏电池[22-23]。临近空间飞艇对太阳电池的要求是柔性、轻质和高效，这不仅需要太阳电池单体效率的突破，还需要针对临近空间低压、低温、强紫外辐射、易电离的临近空间环境的封装，实现兼顾能效、成本、质量及防护性能的大面积太阳电池组件。而满足以上特征的太阳电池种类主要是柔性薄膜太阳电池，包含非晶硅薄膜太阳电池、铜铟镓硒薄膜太阳电池、柔性多结砷化镓薄膜太阳电池。现阶段，柔性非晶硅薄膜太阳电池具有柔韧性的优势（见图 6[24]），仅应用于早期研制的高空试验验证飞艇[25]，但因效率偏低，容易衰减，无法满足长航时飞艇能量平衡的基本需求；柔性铜铟镓硒薄膜太阳电池工艺复杂，成本偏高，且大面积使用时效率不高，也不适合长航时飞艇使用。目前，国外飞艇中使用的太阳电池的类型及其光电转化效率总结如表 2 所示。

(a) 晶体硅

(b) 非晶硅

图 6 晶体硅和非晶硅的太阳电池板[24]

Fig. 6 Solar panels in crystalline silicon and amorphous silicon[24]

硅基太阳电池具有能量转化效率较高、成本低、环境适应性强和可靠性高等优点，广泛应用于地面光伏发电系统中，也应用在早期空间飞行器上。1991 年，Onda 和 Morikawa 通过功率/质量为标准研究了几种可能用于高空飞艇的太阳电池[26]。将常规晶体硅太阳电池减薄，一方面保持轻量化，既有一定的柔性，同时保持高效率，另一方面还需保持太阳电池组件的整体可靠性，因为在飞艇上升过程中，囊体可能会遭遇强风而弯曲，太阳电池阵

表 2　临近空间飞艇用太阳电池类型及光电转化效率

Table 2　Types and photovoltaic conversion efficiencies of solar cells for near-space airships

飞艇名称	年份	太阳电池类型	光电转化效率/%
HASPA	1975	硅 N/P 太阳能电池	9.5～10
HALROP	1991	单晶硅	14～16
Lotte	1991—1995	非晶硅	10～12
SPF 飞艇	1998	非晶硅	12
SOUNDER	2000	自动太阳跟踪模式（未提及效率）	未提及
HiSentinel	2005—2010	非晶硅	16.8
HALE-D	2009	非晶硅	未提及
Low-to Medium-altitude Airship	2010	硅基电池	19
MAAT	2011	非晶硅	8.5

列可能会因弯曲而受到应力。

近年来, 研究人员开发了高效非晶硅太阳电池。例如, 南京邮电大学李卫团队提出了具有纳米图案化结构和 CdS 量子点的 N-I-P 结构非晶硅太阳电池的光伏性能改进, 功率转化效率从 6.63% 提高到 18.45%[27]。相比于其他高效率太阳电池, 非晶硅太阳电池性能提升幅度有限, 同时, 国内外相关产业配套不完整限制了其进一步发展。

砷化镓太阳电池方面, 日本 Sharp 公司最早研制出效率约为 24%(AM0) 的双结砷化镓薄膜太阳电池, 并组装成了电池模块, 进行了空间搭载试验, 而后又通过衬底剥离技术制备了 GaInP/GaAs/InGaAs 三结砷化镓薄膜太阳电池, 电池效率达 31.5%(AM0), 面积达 28 cm^2。美国 Emcore 公司研制的高效多结太阳电池效率达 34.2%(四结, AM0), 并在此基础上通过外延层转移技术制备了高效柔性砷化镓薄膜太阳电池, 将效率提高到 33.6%(四结, AM0)。国内原国电光伏公司的柔性薄膜太阳电池顺利通过德国 Fraunhofer ISE 检测机构认证, 其制备的柔性三结太阳电池光电转化效率达到 34.5%(AM1.5)。中国科学院苏州纳米技术与纳米仿生研究所采用电镀与低温键合相结合的外延薄膜转移方案制备的高效柔性三结太阳电池和组件, 光电转化效率达到 35%[28]。柔性砷化镓薄膜太阳电池综合性能未来发展潜力最大, 但目前产量较低, 制造成本高, 还无法大范围应用。

晶体硅异质结太阳电池方面, 中国科学院刘文柱、徐国宁和刘正新等[29] 于 2023 年采用湿法化学反应和干法等离子体反应圆滑处理 2 种技术方案, 通过表面的各向同性反应, 将硅片边缘表面和侧面尖锐的“V”字型沟槽圆滑处理成平滑的“U”字型沟槽, 同时, 由于圆滑处理只限于硅片边缘区域, 基本不影响硅片表面和背面的陷光能力, 从而保持了单晶硅太阳电池的高光电转化效率(>24%)。该结构设计方案可以显著提升硅片的“柔韧性”, 60 μm 厚的硅片可以像 A4 纸一样进行折叠、卷曲操作, 最小弯曲半径达到 5 mm 以下。利用该型单体, 实现量产异质结太阳电池组件平均面密度为 540 g/m^2, 平均效率为 21.3%(AM1.5, 1 000 W/m^2), 单个组件最大尺寸达 1.3 m×0.91 m(见图 7[30])。结合艇体结构的弯曲特性和辐照分布, 在使用晶体硅太阳电池时, 应对太阳电池阵列 4 个角的模块进行结构加固, 减少裂纹风险和冲击[31]。

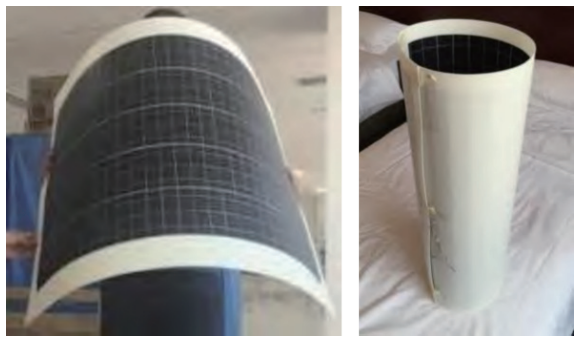


图 7　晶体硅异质结太阳电池组件[30]

Fig. 7　Crystalline silicon heterojunction solar cell module[30]

3.2　飞艇用储能电池研究现状

目前, 应用于临近空间飞艇的储能电池主要包括化学储能电池和再生燃料电池, 也有部分设计开始将超级电容器应用于包括临近空间飞艇在内的临近空间飞行器储能系统中[32]。随着临近空间飞艇性能需求不断提升及对质量比较敏感, 对高质量比能量、安全且长循环寿命的储能电池的需求也将越来越迫切。这不仅涉及高比能储能电池单体及成组技术的研发, 还涉及到为了适应临空极端温度及气压环境所需要的电池模组结构、热控设计及综合的优化设计, 特别是新型储能电池模组在低温低气压环境下的适应问题。

3.2.1　化学储能电池

以锂储能电池为代表的化学储能电池技术较为成熟, 锂离子电池、锂金属电池及锂硫电池均在临近空间飞艇上有应用案例。其中, 锂离子电池最为成熟, 但质量比能量相对较低, 除了硅负极锂离子电池外的大部分锂离子电池技术已接近极限, 电池成组之后的质量比能量通常低于 300 Wh/kg。

美国 Amprius 公司在高比能硅负极锂离子电池领域持续创新, 已实现纳米线结构硅负极锂离子电池单体的批量生产, 2023 年发布了新一代质量比能量高达 500 Wh/kg 的电池平台[33], 该型号电池在 25 ℃

时的质量比能量大于 504 Wh/kg, 体积比能量大于 1 321 Wh/L, 与最先进的石墨电池相比, 运行时间延长了 200%。该公司生产的纳米线结构硅负极锂离子电池已配套给 Zephyr S 高空无人机项目, 电池质量比能量大于 435 Wh/kg, 体积比能量大于 1 200 Wh/L, 在 2022 年完成了长达 64 d 18 h 26 min 的无人驾驶飞机最长连续飞行[34]。

为实现更高质量比能量, 基于锂金属负极的电池技术(如锂金属电池、锂硫电池等)再次引起广泛的重视[35-36]。其中, 锂硫电池由于其高达 2 600 Wh/kg 的理论质量比能量成为近年来的研究热点[37]。Sceye 公司使用自研的锂硫电池作为临近空间飞艇的储能电池, 其在中国申请的专利显示锂硫电池单体的质量比能量在至少 5 个循环中高于 400 Wh/kg, 并且在至少 20 个循环中高于 350 Wh/kg[19]。虽然锂硫电池提供了相对较高的质量比能量, 但受限于极短的循环寿命及较快的能量衰减, 仍未实现大规模的商业化应用。国内外研究人员持续开展包括全固态锂硫电池等多方面的探索, 以期获得更高性能的锂硫电池[38-40]。

美国 Sion Power 公司推出的面向临近空间飞行器应用的 Licerion HE 高质量比能量锂金属电池达到了 500 Wh/kg, 并计划应用于 Stratobus 飞艇。国内多家研究机构也持续开展高质量比能量锂金属电池的研发[41-43], 目前, 质量比能量已突破 500 Wh/kg, 但循环寿命短、充放电过程中的体积剧烈变化一直是需要攻克的问题。北京大学、中国科学技术大学及中国科学院的研究人员共同研发了质量比能量为 505.9 Wh/kg 的锂金属软包电池, 其在 130 个循环后显示出 91% 的能量保持率[44], 但模组级的试验及研究还需更多的探索。

3.2.2 再生燃料电池

另一种适用于临近空间飞艇的储能方法是再生燃料电池。早在 20 世纪 70 年代, H_2/O_2 燃料电池就被建议用于临近空间飞艇电源系统[8]。图 8 展示了挪威 Protech 公司为法国 Stratobus 飞艇供应的再生氢氧燃料电池系统流程[17]。典型的再生燃料电池系统包括燃料电池堆、能量存储组件、反应物和储罐、管道等辅助组件[45]。

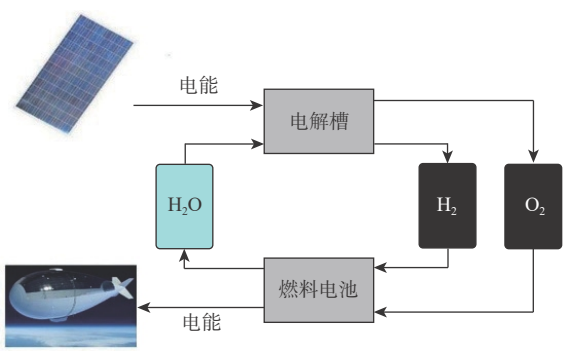


图 8 再生燃料电池系统流程[17]

Fig. 8 Renewable fuel cells system process diagram[17]

由于再生燃料电池的循环效率为 40%～60%[46], 远低于锂离子电池的 99% 以上[47], 再生燃料电池需要更大的太阳电池面积。然而, 再生燃料电池质量比能量潜力是基于二次电池系统的 2～3 倍[48], 因此, 与锂离子电池相比, 使用再生燃料电池的储能系统的质量比能量依旧有一定优势。Zhang 等[49]的计算分析指出, 能量转化效率为 50%、质量比能量在 300 Wh/kg 以上的再生燃料电池比锂离子电池更具竞争力。同时, 随着太阳电池阵列性能的提高, 采用再生燃料电池的系统质量迅速下降, 而采用锂离子电池的系统质量下降缓慢。

但是, 目前再生燃料电池的安全性及成本问题导致了基于再生燃料电池的系统还不能成为临近空间飞艇储能系统的主流选择。此外, 再生燃料电池会产生大量的废热, 在稀薄的临近空间大气中, 采用再生燃料电池对热管理和环境控制是一个重大挑战, 相关关键技术仍需突破。

3.3 飞艇电源管理与配电研究现状

电源管理与配电主要功能是实现太阳电池阵列管理、转换和分配及对储能电池的充电管理, 维持飞艇昼夜能源平衡, 是飞艇电源系统的核心。综合管理能量的转换、存储和分配, 实现能源的智能调度, 是电源管理与配电技术的重点研究方向。

3.3.1 基于最大功率跟踪的能量转换与控制技术

目前, 太阳能是临近空间飞艇驻空飞行期间唯一的可再生能量来源。太阳电池阵列在实际飞行环境条件下表现出非线性特点, 在确定太阳辐照度和温度的情况下, 其输出功率随输出电压而波动, 在某个电压下存在一个最大功率点。因此, 分析太阳电池在临近空间环境下的发电特性及最大效率, 利用太阳电池发电功率, 是当前太阳电池发电管理的重要研究内容。

临近空间飞艇与航天器的电源技术一脉相承, 相关研究设计也多有参考借鉴航天器的研制经验。但相比于飞艇, 航天器的功率需求不大且发电能量相对充足, 当前国内外航天器仍然采用直接能量传输 (direct energy transfer, DET) 形式进行太阳电池发电管理, 如顺序开关分流调节器(sequential switching shunt regulator, S3R)、串联型顺序开关分流调节器(series sequential switching shunt regulator, S4R)。近年来, 基于最大功率点跟踪 MPPT 方式也被引入到航天器电源系统中, 并实现在轨运行, 逐

步替代 DET 方式。临近空间飞艇在发展过程中, 由于功率需求巨大和能量短缺等原因采用 MPPT 电源拓扑。这种拓扑基于 DC-DC 开关电源变换器, 采用脉宽调制(pulse width modulation, PWM)技术对电源拓扑输入、输出端口的电压、电流、功率进行控制, 进而实现对太阳电池发电功率能量转换的控制, 使太阳电池阵列能够工作于最大功率点, 增加太阳电池阵列输出电能。常见开关电源变换器拓扑包括降压型 BUCK 拓扑、升压型 BOOST 拓扑等。

MPPT 控制必须结合 MPPT 控制算法, 经典的 MPPT 算法主要可以分为 3 种, 即固定参数调节算法、基于扰动特性的方法及基于智能控制的各类算法[50-51]。在实际飞行过程中, 不同铺设位置的太阳电池在同一时刻接收的太阳辐照不均匀, 传统的 MPPT 算法往往不能获得稳定的最大功率点。近年来, 研究人员基于机器学习、模糊控制等人工智能思想提出了多种新的 MPPT 算法, 这些算法主要用于提高光照不均匀情况下的 MPPT性能[52-53], 但在实际应用中受限于计算资源, 且实时性有待提高。

3.3.2　储能电池管理技术

飞艇储能电池一般选用锂离子电池。锂离子电池是一个复杂的非线性系统, 具有多个状态变量, 电池管理的目的是对储能电池的状态变量进行监测, 实现电池状态的准确评估, 其中, 电池荷电状态(state of charge, SOC)估计、功率状态(state of power, SOP)预测、健康状态(state of health, SOH)预测等方面是电池管理技术的主要研究内容[54]。目前, 受限于临近空间飞艇的驻空周期较短, 锂电池衰减并不严重, 因此, SOH 管理的理论研究储备暂时还未深入整合到工程实践中, 随着更高质量比能量锂电池在临近空间的应用, 由于其循环寿命较短和安全性较差, 对其寿命状态评估及管理研究将得到更多关注。

3.3.3　供配电技术

临近空间飞艇供配电系统的功能包括: ①按需求为各负载进行供电或断电, 并在特定负载发生故障时, 防止故障蔓延, 将其从母线中隔离出去, 保证母线的安全; ②为有特定供电需求(如对供电电压有严格要求)的负载进行电源转换。

供电或断电的功能, 本质上通过“开关”器件或模块实现。目前的临近空间飞艇常采用继电器控制的方式, 通过指令控制继电器对负载进行供电或断电操作。但是, 继电器也存在一定的弊端, 如体积大、质量大、自动化程度低、在低气压下闭合或断开存在拉弧的可能性。这些缺陷难以满足飞艇电源系统高可靠性、高功率密度的要求。因此, 用固态功率控制器(solid-state power controller, SSPC)替代继电器成为一种新的选择和趋势。SSPC 采用半导体器件控制电路通断, 具有无触点、无电弧、响应速度快、可靠性高、易于实现计算机远程控制等优点。中国“天宫一号”即采用了 SSPC 配电技术, 实现负载的动态管理; 国外的 Spacebus4000 等航天器也使用该技术, 完成配电管理、故障诊断与隔离等自主管理[55]; 在临近空间飞行器领域, SSPC 也已得到了应用和验证。

电源转换功能一般通过 DC-DC 变换器来实现, 将母线电压转换为负载所需的电压、电流或功率。临近空间飞艇用电源转换模块需要在苛刻的低气压及热环境中将宽范围输入的电压高效地转换为指定的电压, 并形成不同功率等级, 这对模块设计及器件选型提出了较高要求。近年来, 随着技术积累及技术突破, 相关产品也在不断迭代, 为供配电系统电源模块选型提供了更多选择。

3.3.4　能量调度管理技术

临近空间飞艇在飞行期间需应对定点驻空、巡航、抗风飞行等各种复杂工况, 艇载各用电设备也存在不同的用电需求, 有效、正确地管理所有飞行工况的用电分配, 需要研究出具有针对性的能量调度管理技术, 全局统筹电源系统能量的转换、存储和分配。

当前, 航天器已经历了人工干预管理、初级自主管理 2 个阶段, 正处于智能管理发展阶段。智能管理技术在实现数据遥测、遥控基本功能的前提下, 在保证安全可靠的同时, 还提出了自主故障监测、诊断等概念, 适用于空间站这类复杂的大型航天器[56]。临近空间飞艇作为复杂的大型飞行器, 引入智能管理技术同样重要。国内外针对这方面的研究工作相对薄弱, 暂未建立成体系的系统研究。王文楷等[57] 以某型飞艇研制为背景, 设计了一种智能功率分配系统, 并进行了模拟实验, 根据飞艇滞空、巡航、应急返航等不同工况下艇上各电气负载对飞行任务的重要性, 设置飞艇电气负载优先级, 编制电气负载控制程序, 自动决断在各类工况下对指定负载供电。该设计给飞艇功率分配智能管理提供了借鉴, 却没有针对配电故障给出解决方案。

3.4　飞艇电源系统仿真和预测研究现状

浮重平衡、推阻平衡、能源平衡及温压平衡是临近空间飞艇长航时飞行的四大关键技术。其中, 推阻平衡与能源平衡相互制约, 为了实现能源平衡, 对电源系统各关键部件进行精确建模和仿真分析是必不可少的阶段和环节。对飞艇在驻空位置

及驻空时间内太阳电池产能与负载能量消耗之间平衡关系的分析计算是飞艇电源系统设计的基础。而进行能源平衡分析，要先判断飞艇接收的太阳辐射量是否满足用电量需求，在此基础上，再对薄膜太阳电池布设区域进行计算与优化[58]。

Li 等[59]创建了由几何模型、太阳辐射模型和临近空间浮空器能量采集/消耗模型组成的理论模型，研究了纬度、风速和太阳电池阵列面积对能量比的影响，但没有考虑风速、纬度和日期的耦合效应。杨希祥等[60-62]通过对飞艇的驻空时间、飞行状态等因素与飞艇曲面太阳电池产能关系的研究，构建了飞艇产能与能量消耗模型，实现了闭环设计，并依据该计算流程，基于公开数据对 Stratobus 临近空间飞艇项目的能源平衡进行分析。徐国宁等[63]提出了一种基于太阳电池之间关系的发电模型，实现准确快速预测不规则铺设太阳电池发电能力，还使用粒子滤波方法结合实际飞行数据对功率计算模型中的重要参数进行最优估计，实现飞行过程中对飞行器发电量的动态、快速、准确预测[64]。张衍垒等[65]提出了太阳辐射在临近空间飞艇外表面分布分析模型和方法，实现了对不同飞行时空下沿艇体经线长度方向的太阳辐射量分布计算，该方法可用于指导太阳电池构型及布局优化设计的精度提升。刘松松等[66]结合实验测试与建模仿真，研究了储能电池在不同电流倍率充放电对 SOC、剩余放电时间及剩余充电时间的影响，构建了考虑倍率的临近空间飞艇电源系统仿真模型，进一步提升了飞艇电源系统闭环设计的精度。

近年来，数字孪生技术被越来越多地提起[67]，通过在虚拟空间构建数字模型来映射现实世界中的实体对象，建立数字模型和实体对象之间的通信链接，一方面可以通过实体对象采集到的信息持续对数字模型进行优化，另一方面也可以借助数字模型进行模拟诊断、预测，辅助实体对象制定相关策略。使用数字孪生技术搭建飞艇的地面伴飞系统，评估预测电源系统状态制定能量调度策略，辅助驻空飞艇完成，将是一个非常值得探索的研究方向。

4 临近空间飞艇电源系统关键技术和发展趋势

临近空间飞艇电源系统所处的运行环境、热特性和控制特性等显著区别于航空飞行器和航天飞行器电源系统，另外，临近空间飞艇电源系统目前最大的问题是电源系统的质量比能量低和临近空间极端环境长时间适应能力弱，质量比能量低主要是指太阳电池效率低、储能电池的质量比能量低和电源管理总体效率不高，严重影响飞艇长航时飞行的能源平衡、高抗风飞行和有效载荷载重。因此，临近空间飞艇电源系统急需发展的关键技术主要包括高效薄膜太阳电池技术、高质量比能量储能电池技术、分布式高效电源管理技术、无线能量传输技术、极端环境适应及利用技术等 5 个方面。

4.1 高效薄膜太阳电池技术

作为当前临近空间飞艇上的唯一能量来源，太阳电池至关重要，高效率、轻量化、柔性和长期运行稳定性是临近空间用太阳电池的发展方向。目前，飞艇上广泛使用的半柔性薄硅太阳电池仍存在以下问题：

1）硅基太阳电池脆性易碎，弯曲柔韧性不及薄膜太阳电池，无法实现太阳电池与飞艇囊体的完全复形结合。硅基太阳电池产生的裂纹影响组件的短路电流和输出功率。一方面，需要对电池组件进行结构加固，减少弯折断裂风险[32,68-69]和裂纹对功率输出的影响；另一方面，继续将硅基太阳电池减薄，使硅基在保持效率基本不降的情况下增加柔性，从而解决易碎的问题。

2）单结硅基太阳电池的最高单体光电转化效率为 27.3%，已接近其理论极限值 29.4%[70]。光电转化效率提升空间有限，要想进一步提升硅基太阳电池的效率必须寻找其他途径。例如，通过柔性多结薄膜太阳电池技术、柔性硅钙钛矿叠层技术等突破柔性单结太阳电池的效率限制。

3）大面积的太阳电池组件涉及电池单体的串并联连接，需要轻量化、可靠且低电阻的连接和集成方式，相关工艺和技术还有待提升及试验验证。太阳电池组件在白天太阳照射时产生大量的热量，而囊体材料在高温下性能参数容易衰减，同时考虑质量限制，需要对太阳电池组件与囊体材料之间的轻量化一体化组装方式开展研究。

虽然目前砷化镓薄膜太阳电池具备了高效且柔性的特点，但其成本是单晶硅太阳电池的数十倍乃至上百倍。如何确保高效且降低成本成为砷化镓薄膜太阳电池在临近空间飞艇上应用的关键。同时，以钙钛矿太阳电池为代表的新材料太阳电池在未来是潜在的选择，但就目前的产业技术水平、对临近空间环境的适应性验证及与飞艇囊体结合的工艺条件等，还有较多问题需要解决。此外，高空太阳电池临近空间标定技术[71]将有助于新型太阳电池的临近空间乃至空间的应用。

4.2 储能电池技术

目前，制约临近空间飞艇长航时飞行的最大问题是对飞行器质量的控制，只有降低飞行器本体的

质量才能飞行在临近空间稀薄大气中, 并有更多质量留给载荷系统。临近空间飞艇电源系统存在需求功率大、能源紧张及电源系统超重等问题, 在同等甚至更低质量的情况下提供更多的能源是临近空间飞艇电源系统的主要优化目标。储能电池占据了电源系统乃至飞艇整体质量的大部分份额, 但也是决定能源供给性能的关键部件, 因此, 提高储能电池组质量比能量是提升临近空间飞行器电源系统乃至飞行器整体性能的关键。

高镍正极、硅碳负极或纯硅负极的锂离子电池具备了较高的质量比能量和较长的寿命, 是短期内最为可能的选择。美国已实现质量比能量达到 450 Wh/kg 甚至 500 Wh/kg 的线性纳米硅负极锂离子电池在临近空间环境下的应用[34]。其中的技术难点主要在于临近空间低气压条件下软包电池包膨胀力控制及电池组内单体间压差的控制, 这涉及到电池单体的一致性及对电池组力学特性的了解和掌控, 需要开展大量的仿真分析及试验探索, 以期实现从配方到生产流程管理再到电池配组结构设计乃至配组的工艺方案。此外, 电池组均衡技术也是亟需发展的补充手段, 虽然增加均衡技术意味着电池组结构复杂度及结构质量的提升, 但该技术作为关键的电池管理技术将有助于提升电池组的循环寿命及安全性。

锂金属电池尽管能够相对容易地实现超过 500 Wh/kg 的超高质量比能量, 但因更差的单体一致性导致的模组循环寿命短及充放电过程中严重的体积变化带来的一系列成组及安全问题, 其在临近空间飞艇电源系统的应用方面存在诸多挑战。现有技术手段短期内还无法突破质量比能量、循环寿命、安全性组成的不可能三角。目前, 以固态电解液为代表的新型储能电池技术正不断发展, 将助力储能电池实现高质量比能量、高安全性、长寿命、高成组率等目标, 然而其在技术路线确定、技术成熟度验证和产业化生产等方面还存在些许问题。随着这些问题的逐步突破, 其在临近空间飞艇上的应用将具备广阔前景。

除了化学储能电池以外, 再生氢氧燃料电池在临近空间的应用也是一种可能选择, 但设计一款高效高质量比能量且可在临近空间环境长期应用的再生燃料电池, 除了解决电池本身的安全性、经济性及可靠性问题, 还需解决废热利用及系统温度控制的问题。

4.3　分布式高效电源管理技术

未来随着临近空间飞艇电源系统功率等级不断提升, 采用集中式电源管理架构要面临高电压大电流功率半导体器件选择与高频开关等参数难以兼顾的矛盾。采用分布式电源管理架构能很好地解决上述矛盾, 解决大规模、远距离输出能量的模问题, 具有响应速度快、可扩展性强的优点, 在稳定性上也优于集中式结构, 但一般分布式电源管理架构缺少全局信息和通信网络, 各节点之间的协调和控制困难, 分布式结构难以实现全局的优化目标。因此, 随着电源系统复杂度的提高, 分布式架构采用各节点间通信互联和层级梯次电源管理策略, 在多时间尺度上进行电源优化调度和功率分配, 实现电源自主管理是分布式电源管理技术发展的重要方向。

层级分布式电源管理系统由主控制器和多个从控制器组成, 分别在不同时间尺度上实现电源系统全局任务级优化控制功能和局部功率变换执行功能, 各控制器之间通过内部总线实现信息交互。自主能源管理主要是综合能源计划、负载优先级和故障模式等信息进行能源动态规划和调度管理, 目标是电源系统充分利用有限的能源资源, 将能源供给与飞行任务规划和负载配置密切相连, 通过精细化设计, 实现产能与耗能的动态配置, 在保证能源供给可靠性的同时, 提高能源利用率, 达到能源平衡和高效管理的目标。

第 3 代宽禁带半导体, 包括碳化硅(SiC)、氮化镓(GaN)等, 相比于传统硅半导体器件, 具有耐受电压高、通态电阻低、热特性好及高频特性好等一系列优点。基于宽禁带半导体技术进行电源管理开发, 能够有效降低功率模块开关器件自身损耗, 提高电源变换效率。

同步整流技术和软开关技术也是当前提高电源管理效率的重要研究方向。同步整流技术是利用通态电阻更低的 MOSFET 器件替代整流二极管, 从而降低整流电路的损耗。宽禁带半导体是同步整流开关管的优选器件。软开关技术是利用谐振原理, 使开关器件实现零电压导通或零电流关断, 从而有效降低开关损耗, 这对于减小宽禁带半导体引入高频开关导致更高的硬开关损耗具有关键意义。

4.4　无线能量传输技术

目前, 飞艇电源系统存在能源来源单一、能源不足和能源超重等问题, 从能源发展的速度来看, 要想近期实现太阳电池、储能电池指标大的跨越提升非常困难, 采用无线能量传输方式作为常规光伏发电方式的补充组成临近空间组合电源系统是解决上述问题的可能方案[72]。远距离无线传输技术主要包括激光无线能量传输技术和微波无线能量传输技术 2 种方式。无线能量传输技术的传输功

率、效率、稳定性及接收端设备的质量和体积是无线能量传输系统的关键技术指标。随着技术的逐步成熟,系统正向高功率、高效率、高稳定性、高鲁棒性、高功率密度、小型化方向发展。

在实际应用中,为保证系统的传输功率和效率,需要发射端微波天线和激光器能够出射方向性良好。对于接收端设备,需要尽可能地实现能量的高效接收和变换、快速存储。涉及的关键技术主要有实时跟踪对准技术、最大功率跟踪技术,高效率光电转化器件、高效电源变换器技术、快速充电技术等。激光光源或微波能量的波动或浮空器平台的移动、姿态变化将导致系统不稳定,需要设计鲁棒性强的闭环控制回路来保证系统的稳定运行。对于系统轻量化和小型化的设计,主要关注通过提高发射端天线和激光器出射能量源的功率密度来实现接收端天线或光伏阵列的轻量化设计。对于后端能源变换器的轻量化,通过设计功率器件少的电源拓扑结构、选用寄生参数小和性能指标良好的新型功率半导体器件来实现。

此外,对于激光无线电能传输技术路径,功率需求较大时,高斯激光辐照下,将会导致接收端阵列串联光电转化组件电流不匹配,造成输出电压-功率曲线的多峰现象,系统功率、效率损失的同时,光电转化器件的局部温度较高,将进一步影响系统的效率。因此,需要解决串联光电转化组件光生电流的不匹配问题,优化光电转化组件阵列的输出特性。通过设计自适应可重构光伏阵列,可显著优化接收端光电转化组件的不匹配问题。

通过限制串联组件数目,可改善光电转化组件电流不匹配的问题,但光伏阵列输出电压较低。面向浮空器能源系统应用,浮空器能源系统母线电压较高,需要设计高增益直流变换器,将不稳定的低压直流电转化为稳定的高压直流电。此外,当输入电源发生波动时,变换器还需具有良好的动态性能。

对于接收端光伏阵列输出特性曲线的多峰问题,需要设计全局多峰最大功率跟踪算法,避免系统进入局部最大功率点,进而造成能量浪费,输出功率衰减。

激光无线能量传输系统在临近空间飞艇的应用将与现有传统太阳电池和储能电池组成的能源系统并联耦合,还需设计组合能源系统拓扑架构及能量管理控制策略,以实现系统安全稳定运行,同时也实现能量的快速存储、合理分配和高效应用。

4.5 极端环境适应及利用技术

长航时区域可控飞行是临近空间飞艇最重要的指标,随着对驻空时间及高度等指标的更高要求,临近空间飞艇会面临更为极端的环境,如紫外辐射增强、高能粒子数量增多等。长时暴露在强紫外辐射下,会使太阳电池组件表面聚合物分子发生断裂、氧化、脱附及表面变色,进而影响太阳电池的能量转化效率,缩短电池的使用寿命;强紫外辐射使舱外电源的电子设备中的绝缘材料老化、变脆,导致元器件损坏、电路短路等故障发生。大气密度进一步降低,减弱了对高能粒子的屏蔽,同时长期驻空也容易受到太阳周期性活动的影响,从而更可能受高能粒子影响产生单粒子瞬变、闩锁、烧毁、翻转等及位移损伤、总剂量效应等问题,导致电源管理的电子设备损坏、系统错误、电池寿命降低等故障;此外,长期驻留过程中更有可能遭受大气强扰动、冷云和雷暴等的影响,对临近空间飞艇电源系统提出了更高的要求。

为有效应对上述挑战,需要在临近空间飞艇电源系统的防护涂层、屏蔽材料、隔热保温材料、轻量化设计等方面采取措施,从而进一步提升飞艇对临近空间极端环境的适应性。采用高效的紫外线防护涂层和先进的屏蔽材料,减小高能粒子对电子设备的辐射损伤。应用高效隔热保温材料,保护电子设备和电源系统免受极端温度的影响,确保其在低温条件下的正常运行。基于系统工程思想全局考虑,采用先进材料及优化设计方法,实现飞艇结构轻量化设计,在保持结构强度和稳定性的同时,尽量减轻电源系统的质量,提高能源利用效率。采用耐辐射的电子元件和设计,增强系统的抗辐射能力,并开发和应用容错技术,确保系统在受到单粒子翻转和辐射损伤时仍能可靠运行。设计高效的热管理系统,通过主动和被动散热手段,确保电子设备和电池在各种环境条件下的温度稳定。

除了基本的防护措施,还可以进一步利用临近空间的极端环境来提升飞艇的性能。例如,高海拔区域的低温环境也可以用于冷却热敏感设备,延长其使用寿命并提高工作效率。通过精确控制飞艇的高度,可以在不同层次的大气环境中寻找最佳的飞行条件,减少能量消耗。临近空间的低密度大气环境有利于减少空气阻力,从而提高飞行速度和航程。在能源管理方面,可以将白天吸收的热量通过先进的相变储能材料和技术存储起来,在夜间进行释放和利用,如在大面积太阳电池阵列与囊体材料之间加一层相变储能材料,就能实现隔热和均热,以及热量的有效利用。这不仅可以提升能源利用效率,还能降低对储能电池的依赖,延长储能电池的使用寿命,确保飞艇在长时间驻空过程中具有稳定可靠的能源供给系统。通过综合利用这些极端

环境特点, 临近空间飞艇的整体性能和可靠性将得到显著提升, 进一步推动临近空间探索和应用的发展。

5 结 束 语

临近空间飞艇作为一种新兴的临近空间长航时低速飞行器, 具有广阔的应用前景及发展潜力。电源系统的技术发展影响和制约飞艇的长航时驻空能力。临近空间飞艇电源系统的发展涉及材料、结构、电子电力、物理、电化学、自动控制等多个学科领域, 发展临近空间飞艇电源技术需要与产业深度结合, 通过产业协作促进先进电源技术在临近空间飞行器上验证及应用, 不断提升临近空间飞艇电源系统性能及可靠性, 随着临近空间飞艇电源性能的大幅提升, 反过来助力电源产业技术变革。

参考文献（References）

[1] 刘畅, 许相玺. 临近空间飞行器: 改变未来战场规则的新型武器[J]. 军事文摘, 2020(17): 46-49.
LIU C, XU X X. Near spacecraft: a new weapon to change the rules of the future battlefield[J]. Military Digest, 2020(17): 46-49(in Chinese).

[2] COLOZZA A, DOLCE J. Initial feasibility assessment of a high altitude long endurance airship: E-14248[EB/OL]. (2003-12-01)[2024-12-01]. https://ntrs.nasa.gov/citations/20040021326.

[3] MIRONOVA I A, APLIN K L, ARNOLD F, et al. Energetic particle influence on the Earth's atmosphere[J]. Space Science Reviews, 2015, 194(1): 1-96.

[4] 周荔丹, 闫朝鑫, 姚钢, 等. 空间辐射环境对航天器分布式电力系统关键部件的影响及应对策略[J]. 电工技术学报, 2022, 37(6): 1365-1380.
ZHOU L D, YAN C X, YAO G, et al. Influence of space radiation environment on critical components of spacecraft distributed power system and countermeasures[J]. Transactions of China Electrotechnical Society, 2022, 37(6): 1365-1380(in Chinese).

[5] 张战刚, 雷志锋, 师谦, 等. 临近空间中子辐射环境分析及其引起的单粒子效应预计研究[J]. 空间科学学报, 2018, 38(4): 502-507.
ZHANG Z G, LEI Z F, SHI Q, et al. Neutron radiation environment and resulting single event effects prediction in near space[J]. Chinese Journal of Space Science, 2018, 38(4): 502-507(in Chinese).

[6] ADELL P C, SCHEICK L Z. Radiation effects in power systems: a review[J]. IEEE Transactions on Nuclear Science, 2013, 60(3): 1929-1952.

[7] PICONE J M, HEDIN A E, DROB D P, et al. NRLMSISE-00 empirical model of the atmosphere: statistical comparisons and scientific issues[J]. Journal of Geophysical Research: Space Physics, 2002, 107(A12): SIA15-1-SIA15-16.

[8] PETRONE F, WESSEL P. HASPA design and flight test objectives: AIAA 1975-924[R]. Reston: AIAA, 1975.

[9] LEE M, SMITH I, ANDROULAKAKIS S. High-altitude LTA airship efforts at the U. S. army SMDC/ARSTRAT: AIAA 2009-2852[R]. Reston: AIAA, 2009.

[10] SMITH I, LEE M. The HiSentinel airship: AIAA 2007-7748[R]. Reston: AIAA, 2007.

[11] SMITH T, BINGHAM C, STEWART P, et al. MAAT high altitude cruiser feeder airship concept[C]//Proceedings of the Electrical Systems for Aircraft, Railway and Ship Propulsion. Piscataway: IEEE Press, 2012: 1-6.

[12] LIAO J, JIANG Y, LI J, et al. An improved energy management strategy of hybrid photovoltaic/battery/fuel cell system for stratospheric airship[J]. Acta Astronautica, 2018, 152: 727-739.

[13] MENG J H, MA N, MENG F M, et al. Energy management strategy of hybrid energy system for a multi-lobes hybrid air vehicle[J]. Energy, 2022, 255: 124539.

[14] SUN K W, LI J, LIANG H Q, et al. Simulation of a hybrid energy system for stratospheric airships[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2020, 56(6): 4426-4436.

[15] Airforce-Technology. Stratobus autonomous stratospheric airship[EB/OL]. (2020-01-23)[2024-12-01]. https://www.airforce-technology.com/projects/stratobus/?utm_source=&utm_medium=6-201712&utm_campaign=.

[16] LOBNER P. Thales Alenia Space-Stratobus[EB/OL]. (2022-03-10)[2024-12-01]. https://lynceans.org/wp-content/uploads/2021/04/Thales-Alenia-Space_Stratobus-converted.pdf.

[17] Sceye. High-altitude platform systems (HAPS)-Sceye[EB/OL]. (2022-09-07)[2024-12-01]. https://www.sceye.com/.

[18] ROSWELL N M. Sceye HAPS ascend to stratosphere using renewableenergysources[EB/OL].(2022-06-15)[2024-12-01].https://www.businesswire.com/news/home/20220614006039/en/Sceye-HAPS-Ascend-to-Stratosphere-Using-Renewable-Energy-Sources.

[19] Sceye 股份公司. 具有弱溶剂化电解质的锂硫电池: CN202080009402.1[P]. 2021-08-31.
Sceye AG. Lithium-sulfur battery with weakly solvated electrolyte: CN202080009402.1[P]. 2021-08-31(in Chinese) .

[20] LOBNER P. DARPA/Lockheed Martin-ISIS stratospheric airship[Z/OL]. (2023-06-16)[2024-12-01]. https://lynceans.org/wp-content/uploads/2020/12/DARPA-LM_ISIS.pdf.

[21] LOBNER P. Lockheed-Martin_HALE-D-1[Z/OL]. (2023-06-16)[2024-12-01]. https://lynceans.org/wp-content/uploads/2020/12/Lockheed-Martin_HALE-D-1.pdf.

[22] PARIDA B, INIYAN S, GOIC R. A review of solar photovoltaic technologies[J]. Renewable and Sustainable Energy Reviews, 2011, 15(3): 1625-1636.

[23] ALLOUHI A, REHMAN S, BUKER M S, et al. Up-to-date literature review on solar PV systems: technology progress, market status and R&D[J]. Journal of Cleaner Production, 2022, 362: 132339.

[24] XU Y M, ZHU W Y, LI J, et al. Improvement of endurance performance for high-altitude solar-powered airships: a review[J]. Acta Astronautica, 2020, 167: 245-259.

[25] HOSHINO T, OKAYA S, FUJIWARA T, et al. Design and analysis of solar power system for SPF airship operations: AIAA 1999-3913[R]. Reston: AIAA, 1999.

[26] ONDA M, MORIKAWA Y. High-altitude lighter-than-air powered platform: 912054[R]. Warrendale: SAE International, 1991.

[27] LI W, CAI Y, WANG L L, et al. Fabrication and characteristics of N-I-P structure amorphous silicon solar cells with CdS quantum dots on nanopillar array[J]. Physica E: Low-Dimensional Systems and Nanostructures, 2019, 109: 152-155.

[28] LONG J H, WU D Y, HUANG X P, et al. Failure analysis of thin-film four-junction inverted metamorphic solar cells[J]. Progress in Photovoltaics: Research and Applications, 2021, 29(2): 181-187.

[29] LIU W Z, LIU Y, YANG Z, et al. Flexible solar cells based on foldable silicon wafers with blunted edges[J]. Nature, 2023, 617(7962): 717-723.

[30] 朱立宏, 孙国瑞, 呼文韬, 等. 太阳能无人机能源系统的关键技术与发展趋势[J]. 航空学报, 2020, 41(3): 623503.
ZHU L H, SUN G R, HU W T, et al. Key technology and development trend of energy system in solar powered unmanned aerial vehicles[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(3): 623503(in Chinese).

[31] SUN K W, ZOU T, GAO J, et al. Impact of cracks in solar array on output power of stratospheric airship[J]. Solar Energy, 2024, 267: 112234.

[32] GILI P, CIVERA M, ROY R, et al. Design of a prototype unmanned lighter-than-air platform for remote sensing: control, alimentation, and propulsion systems[C]//Proceedings of the 32nd Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences. [S. l.]: ICAS, 2020: 21.

[33] Amprius. The all-new Amprius 500 Wh/kg battery platform is here[EB/OL]. (2023-03-23)[2024-12-01]. https://amprius.com/the-all-new-amprius-500-wh-kg-battery-platform-is-here/.

[34] PUBLISHED B T. So close! Zephyr drone lands just hours before setting flight-duration record[EB/OL]. (2022-08-30)[2024-12-01]. https://www.space.com/airbus-zephyr-drone-long-lands-before-record.

[35] QIAN J F, HENDERSON W A, XU W, et al. High rate and stable cycling of lithium metal anode[J]. Nature Communications, 2015, 6: 6362.

[36] CARBONE L, GREENBAUM S G, HASSOUN J. Lithium sulfur and lithium oxygen batteries: new frontiers of sustainable energy storage[J]. Sustainable Energy & Fuels, 2017, 1(2): 228-247.

[37] LI M Y, JAFTA C J, BELHAROUAK I. Progress of nanotechnology for lithium-sulfur batteries[M]//RACCICHINI R, ULISSI U. Nanomaterials for electrochemical energy storage-challenges and opportunities. Amsterdam: Elsevier, 2021: 137-164.

[38] SHI Z X, THOMAS S, TIAN Z N, et al. A tailored highly solvating electrolyte toward ultra lean-electrolyte Li-S batteries[J]. Nano Research Energy, 2024, 3(4): e9120126.

[39] ZHOU J B, CHANDRAPPA M L H, TAN S, et al. Healable and conductive sulfur iodide for solid-state Li-S batteries[J]. Nature, 2024, 627(8003): 301-305.

[40] LI J, XIE F X, PANG W W, et al. Regulate transportation of ions and polysulfides in all-solid-state Li-S batteries using ordered-MOF composite solid electrolyte[J]. Science Advances, 2024, 10(11): eadl3925.

[41] WANG Y T, JU J W, DONG S M, et al. Facile design of sulfide-based all solid-state lithium metal battery: in situ polymerization within self-supported porous argyrodite skeleton[J]. Advanced Functional Materials, 2021, 31(28): 2101523.

[42] YAN Y Y, JU J W, DONG S M, et al. In situ polymerization permeated three-dimensional Li^+-percolated porous oxide ceramic framework boosting all solid-state lithium metal battery[J]. Advanced Science, 2021, 8(9): 2003887.

[43] ZOU Y G, LIU G, WANG Y Q, et al. Intermolecular interactions mediated nonflammable electrolyte for high-voltage lithium metal batteries in wide temperature[J]. Advanced Energy Materials, 2023, 13(19): 2300443.

[44] JIE Y L, WANG S Y, WENG S T, et al. Towards long-life 500 Wh·kg^{-1} lithium metal pouch cells *via* compact ion-pair aggregate electrolytes[J]. Nature Energy, 2024, 9: 987-998.

[45] PU Z H, ZHANG G X, HASSANPOUR A, et al. Regenerative fuel cells: recent progress, challenges, perspectives and their applications for space energy system[J]. Applied Energy, 2021, 283: 116376.

[46] SHARAF O Z, ORHAN M F. An overview of fuel cell technology: fundamentals and applications[J]. Renewable and Sustainable Energy Reviews, 2014, 32: 810-853.

[47] ABBE G, SMITH H. Technological development trends in solar-powered aircraft systems[J]. Renewable and Sustainable Energy Reviews, 2016, 60: 770-783.

[48] DOLCE J, COLOZZA A, WAGNER R. A regenerative electric power system for high altitude airships: AIAA 2003-6088[R]. Reston: AIAA, 2003.

[49] ZHANG C, QIAO K, WU L. The comparative analysis of the stratospheric airship power supply system[J]. Advanced Materials Research, 2014, 1008-1009: 82-86.

[50] BAŞOĞLU M E. Comprehensive review on distributed maximum power point tracking: submodule level and module level MPPT strategies[J]. Solar Energy, 2022, 241: 85-108.

[51] 朱拓斐, 陈国定. 光伏发电中 MPPT 控制方法综述[J]. 电源技术, 2011, 35(10): 1322-1324.
ZHU T F, CHEN G D. Survey of MPPT for photovoltaic power generation[J]. Chinese Journal of Power Sources, 2011, 35(10): 1322-1324(in Chinese).

[52] MEI Q. A solar power system for high altitude airships[D]. Toledo: University of Toledo, 2011.

[53] 代莎, 董秀成, 夏焰坤, 等. 光伏阵列多峰最大功率点优化跟踪算法[J]. 电力系统及其自动化学报, 2018, 30(12): 48-52.
DAI S, DONG X C, XIA Y K, et al. Optimization algorithm of multi-peak maximum power point tracking for PV array[J]. Proceedings of the CSU-EPSA, 2018, 30(12): 48-52(in Chinese).

[54] WANG Y J, TIAN J Q, SUN Z D, et al. A comprehensive review of battery modeling and state estimation approaches for advanced battery management systems[J]. Renewable and Sustainable Energy Reviews, 2020, 131: 110015.

[55] 陈洪伟, 张新华, 和阳, 等. 航天器能源管理技术研究进展[J]. 空间控制技术与应用, 2019, 45(5): 63-71.
CHEN H W, ZHANG X H, HE Y, et al. Research progress of spacecraft energy management technology[J]. Aerospace Control and Application, 2019, 45(5): 63-71(in Chinese).

[56] 姜东升, 陈琦, 张沛, 等. 航天器供配电智能管理技术研究[J]. 航天器工程, 2012, 21(4): 100-105.
JIANG D S, CHEN Q, ZHANG P, et al. Study on intelligent management technology for spacecraft electrical power[J]. Spacecraft Engineering, 2012, 21(4): 100-105(in Chinese).

[57] 王文楷, 彭疆, 侯文杰. 浅谈飞艇能源及其管理技术[C]//2011 年中国浮空器大会. 北京: 中国航空学会, 2011: 234-240.
WANG W K, PENG J, HOU W J. An overview of energy and its management technology for airships[C]//Proceedings of the 2011

China Floatplane Conference. Beijing: Chinese Society of Aeronautics and Astronautics, 2011: 234-240(in Chinese).

[58] 张衍垒, 李兆杰, 王生, 等. 平流层飞艇太阳能电池布设区域的计算与仿真[J]. 计算机仿真, 2011, 28(8): 76-79.
ZHANG Y L, LI Z J, WANG S, et al. Calculation and simulation of thin film solar cells region arrangement on stratosphere airship[J]. Computer Simulation, 2011, 28(8): 76-79(in Chinese).

[59] LI J, LIAO J, LIAO Y X, et al. An approach for estimating perpetual endurance of the stratospheric solar-powered platform[J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 79: 118-130.

[60] 朱炳杰, 杨希祥, 麻震宇, 等. 平流层飞艇太阳电池系统产能分析[J]. 国防科技大学学报, 2019, 41(1): 13-18.
ZHU B J, YANG X X, MA Z Y, et al. Power analysis of stratospheric airship's solar array system[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2019, 41(1): 13-18(in Chinese).

[61] 杨希祥, 朱炳杰, 邓小龙, 等. Stratobus 平流层飞艇项目研究进展与仿真分析[J]. 航空学报, 2021, 42(9): 224579.
YANG X X, ZHU B J, DENG X L, et al. Development status and simulation analysis of stratospheric airship Stratobus[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(9): 224579(in Chinese).

[62] 朱炳杰, 杨宇丹, 杨希祥, 等. 太阳能飞行器能源昼夜闭环仿真分析[J]. 宇航学报, 2019, 40(8): 878-886.
ZHU B J, YANG Y D, YANG X X, et al. Energy closed-loop simulation and analysis for solar powered aircraft round the clock[J]. Journal of Astronautics, 2019, 40(8): 878-886(in Chinese).

[63] 刘乾石, 徐国宁, 李兆杰, 等. 不规则太阳电池临近空间发电模型构建与分析[J]. 太阳能学报, 2022, 43(7): 73-79.
LIU Q S, XU G N, LI Z J, et al. Research and analysis of irregular solar cells power generation model in near space[J]. Acta Energiae Solaris Sinica, 2022, 43(7): 73-79(in Chinese).

[64] GAO Y, XU G N, WANG S, et al. Solar array power prediction for near-space vehicles based on a hybrid method[J]. IEEE Access, 2022, 10: 123233-123250.

[65] 张衍垒, 李兆杰, 王旭巍, 等. 平流层飞艇表面太阳辐射量分布的分析研究[J]. 太阳能学报, 2020, 41(12): 110-116.
ZHANG Y L, LI Z J, WANG X W, et al. Study on distribution of solar radiation distribution on stratospheric airship surface[J]. Acta Energiae Solaris Sinica, 2020, 41(12): 110-116(in Chinese).

[66] 刘松松, 孙康文. 考虑倍率的平流层飞艇储能电池建模与分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(1): 182-192.
LIU S S, SUN K W. Modeling and analysis of stratospheric airship's energy storage battery considering rate[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(1): 182-192(in Chinese).

[67] YIN Z H, WANG L. Application and development prospect of digital twin technology in aerospace[J]. IFAC-PapersOnLine, 2020, 53(5): 732-737.

[68] DHIMISH M, D'ALESSANDRO V, DALIENTO S. Investigating the impact of cracks on solar cells performance: analysis based on nonuniform and uniform crack distributions[J]. IEEE Transactions on Industrial Informatics, 2022, 18(3): 1684-1693.

[69] MAJOR T A, YOUTSEY C, DREES M, et al. Demonstration of flexible 74.4 cm^2 high efficiency AM0 inverted metamorphic three junction solar cells through epitaxial lift-off[C]//Proceedings of the 47th IEEE Photovoltaic Specialists Conference. Piscataway: IEEE Press, 2020: 1296-1297.

[70] NREL. Best research-cell efficiency chart[EB/OL]. [2024-12-01]. https://www.nrel.gov/pv/cell-efficiency.

[71] XU Z H, XU G N, LUO Q, et al. In situ performance and stability tests of large-area flexible polymer solar cells in the 35-km stratospheric environment[J]. National Science Review, 2023, 10(4): nwac285.

[72] 熊振阳, 蔡榕, 徐国宁, 等. 激光无线输能系统光伏特性及最大功率跟踪研究[J]. 太阳能学报, 2022, 43(9): 21-29.
XIONG Z Y, CAI R, XU G N, et al. Research on photovoltaic characteristic and mppt of laser energy transmission system[J]. Acta Energiae Solaris Sinica, 2022, 43(9): 21-29(in Chinese).

Technical difficulties and development trend of near-space airship's power system

XU Guoning[1, 2], ZHANG Yanlei[1], CHEN Kang[1, *], HUANG Tingshuang[1], KONG Hua[1], JIAO Bin[1]

(1. Aerospace Information Research Institute, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100094, China;
2. School of Aeronautics and Astronautics, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: The near-space airship holds significant promise for applications in communication networks and emergency rescue operations due to its remarkable advantages of extended flight duration, substantial payload capacity, and low operation and maintenance expenses. Its power system is composed of solar cells, batteries, power management modules, and power distribution units. To ensure stable long-term operation in the harsh near-space environment, characterized by low pressure, extreme low temperatures, and intense ultraviolet radiation, adaptive design and optimization of the power system are indispensable. The paper conducts a review and analysis of the near-space environmental characteristics, the technical specifications of power systems for near-space airships, and the current state of technological development. It summarizes the key issues associated with the historical, current, and future evolution of power technologies for such airships, discusses the technical challenges confronting their power systems, and clarifies the breakthrough directions and performance indicators required for each technology. The study identifies three critical technologies requiring urgent breakthroughs: low-cost, high-efficiency solar cell modules, high-performance energy storage battery modules with long cycle life, and high-reliability, high-efficiency distributed energy management technologies. Additionally, long-distance wireless energy transmission and extreme environment energy utilization technologies are highlighted as potential pathways to enhance power system capabilities. The paper provides a valuable reference for power system designers of near-space airships and researchers in related disciplines, enabling them to conduct demand-driven technological research and development.

Keywords: airship; near-space; power system; space power; circulating power supply system

Received: 2024-12-09; **Accepted**: 2025-01-03; **Published Online**: 2025-02-11 08:05
URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20250210.1727.001
Foundation item: CAS Project for Young Scientists in Basic Research (YSBR-102)
* **Corresponding author**. E-mail: chenkang@aircas.ac.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0651

平流层飞艇太阳电池阵输出性能多因素影响规律

杨希祥[1,*]，侯中喜[1]，韩喻[1]，杨洋[2]

(1. 国防科技大学 空天科学学院，长沙 410073；2. 上海空间电源研究所，上海 200245)

摘　　要：太阳电池阵是平流层飞艇实现长期驻空的关键分系统之一。基于此，建立太阳电池阵曲面铺装模型，提出高精度的太阳电池阵输出性能计算方法，仿真分析纬度、日期、飞艇航向等多类因素对太阳电池阵输出性能的影响规律。仿真结果表明：在北半球，辐照条件较好的夏季，纬度对太阳电池阵输出性能的影响相对较小，秋冬两季，纬度对太阳电池阵输出性能的影响较大；日期对太阳电池阵输出峰值功率和日输出总电量均存在重要影响，且中高纬度地区影响更大；低纬度地区，航向对太阳电池阵输出峰值功率的影响很小，对日输出总电量存在一定影响，高纬度地区，航向对太阳电池阵输出峰值功率的影响与日期有关，夏季较小，冬季较大。研究结果为平流层飞艇能源系统设计和总体设计提供了参考。

关　键　词：平流层飞艇；太阳电池阵；输出性能；纬度；日期；航向

中图分类号：V274; TM91

文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2025)08-2587-07

平流层飞艇是工作在平流层的轻于空气的可控飞行器，可以在特定区域上空实现月量级长期驻留，进行高分辨率对地观测，具有广阔的军民应用前景和巨大的发展潜力，近年来，受到航天大国广泛关注[1-2]。法国的 Stratobus 项目[3]、美瑞合资的 Sceye 公司的 HAPS 项目[4]是当前在研的代表性大型长航时平流层飞艇项目。

为实现长期驻空，平流层飞艇一般采用太阳电池与储能电池构成再生式循环能源系统，为螺旋桨推进、任务载荷、飞行控制等分系统供电。能源系统的主要工作模式为：白天，由太阳电池阵进行太阳辐照的光电转换，提供飞艇工作所需功率，并利用富余功率为储能电池充电；夜间，由储能电池供电；晨昏，一般由太阳电池和储能电池联合供电。

太阳电池阵发电能力决定了能源系统的供电能力，准确计算太阳电池阵产能对于平流层飞艇能源系统设计乃至总体设计至关重要。平流层飞艇一般采用薄膜太阳电池，电池沿飞艇曲面铺装，发电能力受到飞艇姿态、时间、工作区域地点、铺装位置等多种因素影响，导致太阳电池阵产能计算分析较为复杂，目前国内外相关研究较少。文献 [5-6] 在进行平流层飞艇总体参数设计时采用了近似平面计算方式；文献 [7-8] 采用数值方法计算了平流层飞艇薄膜太阳电池阵的发电能力，分析了外部工作环境对输出功率的影响，研究了能源系统的工作策略；文献 [9] 采用投影法计算了平流层飞艇曲面铺装太阳电池阵的产能；文献 [10] 提出了一种基于太阳电池之间关系计算发电功率与总发电量的方法，可解决不规则太阳电池阵产能计算问题；文献 [11-12] 研究了热效应对太阳电池阵输出功率的影响；文献 [13] 研究了平流层飞艇太阳电池阵的布局优化问题。此外，文献 [14-16] 研究了长航时太阳能无人机太阳电池输出性能问题。

本文对平流层飞艇曲面铺装柔性薄膜太阳电

收稿日期：2022-07-27；**录用日期**：2022-10-10；**网络出版时间**：2023-01-04 10:28
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230103.1707.003
基金项目：湖南省自然科学基金 (2017JJ3590)
* **通信作者**. E-mail：nkyangxixiang@163.com

引用格式：*杨希祥，侯中喜，韩喻，等. 平流层飞艇太阳电池阵输出性能多因素影响规律 [J]. 北京航空航天大学学报，2025，51（8）：2587-2593. YANG X X，HOU Z X，HAN Y，et al. Effect pattern of multiple factors on output performance of solar array for stratospheric airships [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51（8）：2587-2593（in Chinese）.*

池阵输出性能进行仿真，建立曲面铺装模型，研究太阳电池阵产能的高精度计算方法，分析日期、纬度、飞艇航向等因素对太阳电池阵产能的影响规律。

1 太阳辐照模型

1.1 太阳空间位置

图 1 给出了太阳在地平坐标系中的位置。图中：S 表示天文中的南方，W 表示天文中的西方，Z 表示天顶方向，h 为太阳高度角，在地平面上方为正；a_z 为太阳方位角，正南方为 0°，左手向西度量。

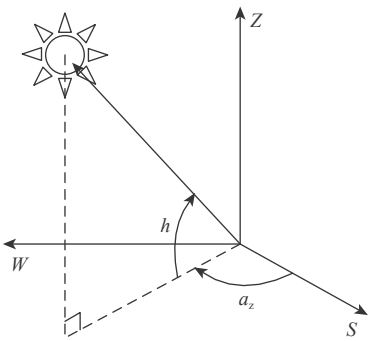


图 1 太阳的空间位置

Fig. 1 Position of the sun

太阳在地平坐标系的空间位置向量可用 h 和 a_z 这 2 个欧拉角进行描述：

$$\boldsymbol{S}_g = [-\cos h\cos a_z, -\cos h\sin a_z, -\sin h]^{\mathrm{T}} \tag{1}$$

根据太阳在地平坐标系和时角坐标系中的位置关系，可得[17]

$$\begin{cases} \sin h = \sin\delta\sin\varphi + \cos\delta\cos\omega\cos\varphi \\ \cos h\cos a_z = -\sin\delta\cos\varphi + \cos\delta\cos\omega\sin\varphi \\ \cos h\sin a_z = \cos\delta\sin\omega \end{cases} \tag{2}$$

式中：δ 为太阳赤纬，定义为太阳中心与地球中心的连线与地球赤道面的夹角；ω 为太阳时角；φ 为当地纬度。

由于地轴相对公转轨道面的倾角保持不变，致使赤纬随日期变化，可根据式(3)近似计算[18]：

$$\delta = 23.45\sin\left(360\frac{284+n}{365}\right) \tag{3}$$

式中：n 为从当年 1 月 1 日起算的天数序列。

由式 (2) 可推出，方位角 a_z 与时角 ω 有相同的符号，从而得到方位角的计算公式为

$$a_z = \begin{cases} \arccos\left(\dfrac{-\sin\delta\cos\varphi + \cos\delta\cos\omega\sin\varphi}{\cos h}\right) & \omega \geqslant 0° \\ -\arccos\left(\dfrac{-\sin\delta\cos\varphi + \cos\delta\cos\omega\sin\varphi}{\cos h}\right) & \omega < 0° \end{cases} \tag{4}$$

1.2 太阳辐照强度

在垂直于阳光射线的表面上，单位时间内投射到单位面积上的太阳直接辐射能量 I 为

$$I = I_{\mathrm{sun}}\varepsilon\tau_{\mathrm{atm}} \tag{5}$$

式中：I_{sun} 为大气层外的太阳辐照强度，其值为 1 367 W/m^2；ε 为日地距离修正系数，表达式为

$$\varepsilon = 1 + 0.033\cos\left(\frac{2\pi n}{365}\right) \tag{6}$$

τ_{atm} 为大气透射率，有[19]

$$\begin{cases} \tau_{\mathrm{atm}} = 0.5\left[\exp(-0.65m_{\mathrm{a,r}}) + \exp(-0.095m_{\mathrm{a,r}})\right] \\ m_{\mathrm{a,r}} = \dfrac{P_{\mathrm{a}}}{P_0}\left[\sqrt{1\,229 + (614\sin h)^2} - 614\sin h\right] \end{cases} \tag{7}$$

其中：P_{a} 为实际高度大气压；P_0 为海平面标准大气压。

与文献 [9] 对比，太阳空间位置和辐照强度计算结果平均偏差不超过 5%，且与文献 [20-21] 计算结果十分接近。

2 太阳电池阵输出性能计算方法

2.1 太阳电池阵铺装模型

平流层飞艇太阳电池阵由大量组件组成。假定每个组件为近似的平面。平流层飞艇为轴对称的椭球体，从飞艇半径最大处正上方分别沿圆周方向和纵轴（x 轴）方向依次铺装太阳电池组件，每个单体的安装坐标记为 (x_i, α_i)，如图 2 所示。每个横截圆面圆周上铺装的组件对应的圆心角限定为

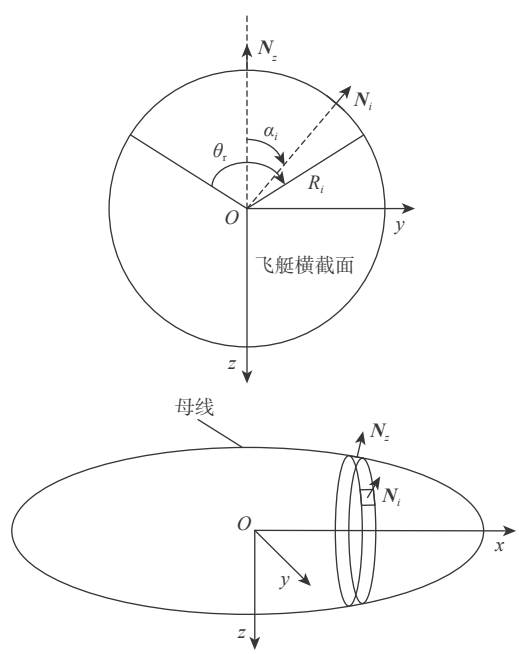


图 2 太阳电池阵铺装模型

Fig. 2 Solar array paving model

θ_r。对铺装数量进行累加，计算太阳电池阵总面积，当该面积达到规定面积时停止铺排。

图 2 中，R_i为组件所在横截面圆周的半径，可由组件纵向坐标x_i代入飞艇母线方程得到，α_i为组件安装角（组件所在横截面内，组件与圆心连线与z轴负向的夹角），$\boldsymbol{N}_i$为组件表面的法向量，由母线在xOz平面的法向量$\boldsymbol{N}_z$绕x轴转动角度α_i得到。

2.2　太阳电池阵输出功率计算

太阳电池阵输入功率计算方法为：先计算各组件输入功率，再进行累加。

为计算组件表面接收的太阳辐照量，需先计算太阳入射方向向量与组件法向量之间的夹角。由于太阳位置定义是在地平坐标系中，而组件位置定义是在艇体坐标系中，需先将太阳方向向量转换到艇体坐标系中。

$$\boldsymbol{S}_a = \boldsymbol{B}_g^a \boldsymbol{S}_g \tag{8}$$

式中：$\boldsymbol{S}_a$为艇体坐标系中的太阳方向向量；$\boldsymbol{B}_g^a$为地平坐标系到艇体坐标系的坐标转换矩阵，可表示为

$$\boldsymbol{B}_g^a = \begin{bmatrix} \cos\psi\cos\theta & \sin\psi\cos\theta & -\sin\theta \\ \cos\psi\sin\theta\sin\phi - \sin\psi\cos\phi & \sin\psi\sin\theta\sin\phi + \cos\psi\cos\phi & \cos\theta\sin\phi \\ \cos\psi\sin\theta\cos\phi + \sin\psi\sin\phi & \sin\psi\sin\theta\cos\phi - \cos\psi\sin\phi & \cos\theta\cos\phi \end{bmatrix}$$

其中：ψ为飞艇偏航角，飞艇头部朝东时为 90°；θ、ϕ分别为飞艇俯仰角、滚转角。

第i个组件法向量与太阳方向向量的夹角为

$$\beta_i = \arccos\left(\frac{\boldsymbol{N}_i\boldsymbol{S}_a}{|\boldsymbol{N}_i||\boldsymbol{S}_a|}\right) = \arccos(\boldsymbol{N}_i\boldsymbol{S}_a) \tag{9}$$

第i个组件的入射辐射功率为

$$P_i = \begin{cases} I s_i \cos\beta_i & \beta_i \in [0, 90^\circ) \\ 0 & \beta_i \in [90^\circ, 180^\circ] \end{cases} \tag{10}$$

式中：s_i为组件面积。在计算过程中，当$\beta_i > 90^\circ$时，表示太阳在组件所在切平面的下方，组件表面处于背光面，入射辐射功率为 0。

平流层飞艇太阳电池阵某个时刻的总输入功率为

$$P_I = \sum_{i=1}^{N} P_i \tag{11}$$

式中：N为太阳电池组件数量。

平流层飞艇太阳电池阵某个时刻的总输出功率为

$$P_O = \eta \sum_{i=1}^{N} P_i \tag{12}$$

式中：η为太阳电池光电转化效率。

3　太阳电池阵多因素影响规律分析

以长度约 70 m 的平流层飞艇为例，基于本文建立的仿真模型，分析太阳电池阵输出性能及其影响因素，仿真采用的主要参数如表 1 所示。

表 1　主要参数

Table 1　Main parameters

参数	数值
飞艇长度/m	70.0
太阳电池阵面积/m^2	500
太阳电池组件宽度/m	0.4
飞艇最大直径/m	20.4
太阳电池光电转化效率	0.08
最大安装角/rad	$\pi/2$

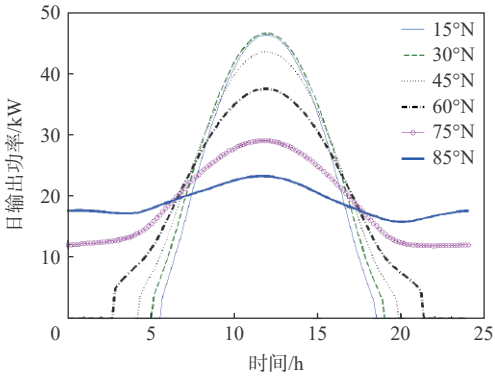
3.1　纬度对太阳电池阵输出性能的影响分析

为分析纬度对平流层飞艇太阳电池阵输出性能的影响规律，选取北半球低纬度（≤30°）、中纬度（30°～60°）和高纬度（≥60°）地区 6 个典型地点，纬度分别为 15°N、30°N、45°N、60°N、75°N、85°N，经度均为 112°E，对 2022 年 6 月 21 日（夏至）、7 月 30 日、9 月 23 日（秋分）、12 月 22 日（冬至）的太阳电池阵输出性能进行仿真。太阳电池阵日输出功率变化曲线如图 3 所示，日输出总电量如表 2 所示。

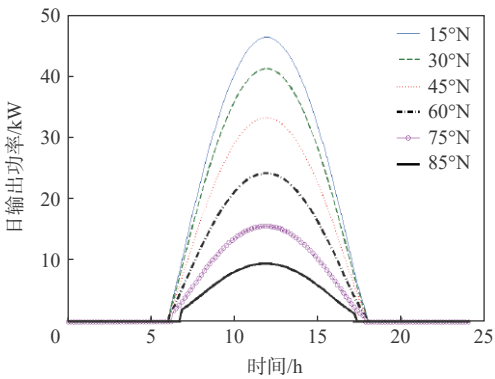
仿真结果表明：①辐照条件较好的夏季，纬度对太阳电池阵输出性能影响相对较小，除夏至外，日输出总电量在中低纬度和高纬度形成极大值点和极小值点（见图 4）。以夏季普通日期 7 月 30 日为例，自 15°N 至 75°N，纬度每增加 15°，日输出总电量变化分别为 3.41%、2.42%、6.2%、6.41%。②辐射条件较差的秋冬两季，纬度对太阳电池阵输出性能的影响较大，高纬度和冬季影响更大，日输出总电量和输出峰值功率随纬度增高而衰减。自 15°N 至 75°N，纬度每增加 15°，秋分日输出总电量分别衰减 11.3%、19.4%、27.34%、36.64%；冬至日输出总电量分别衰减 28.13%、37.51%、58.74%、100%（至北极圈附近）。

3.2　日期对太阳电池阵输出性能的影响分析

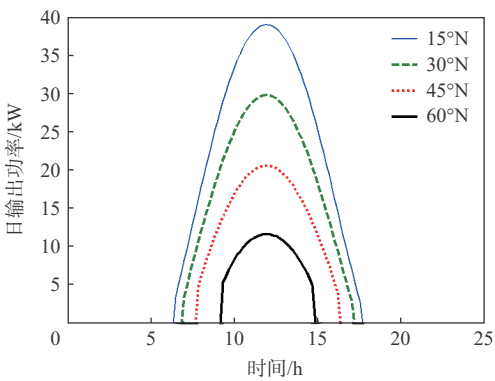
为分析日期对平流层飞艇太阳电池阵输出性能的影响规律，选取 2022 年夏至、秋分、冬至 3 个典



(a) 6月21日 (夏至)



(b) 9月23日 (秋分)



(c) 12月22日 (冬至)

图 3 不同日期太阳电池阵日输出功率

Fig. 3 Daily output power of solar array in different dates

表 2 不同纬度太阳电池阵日输出总电量

Table 2 Total daily output power of solar array in different latitudes

典型日期	太阳电池阵日输出总电量/(kW·h)					
	15°N	30°N	45°N	60°N	75°N	85°N
6月21日	376.8	404.8	413.7	414.1	456.7	459.9
7月30日	375.6	388.4	379.0	355.5	378.3	382.0
9月23日	350.0	310.3	249.8	181.5	115.0	66.9
12月22日	280.1	201.3	125.8	51.9	0	0

型日期，对 (20°N,112°E), (40°N,112°E), (60°N,112°E) 3 个地区太阳电池阵输出性能进行仿真。太阳电池阵日输出功率变化曲线如图 5 所示，日输出总电量

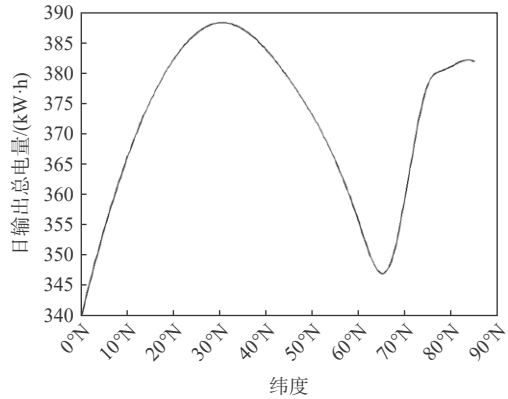
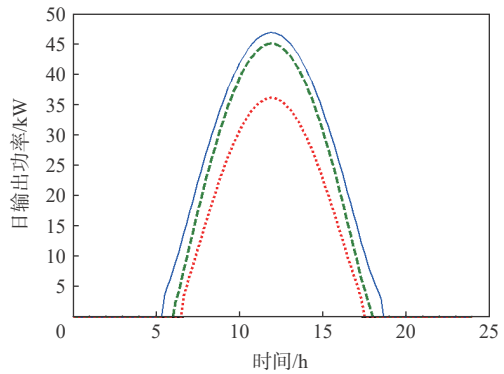
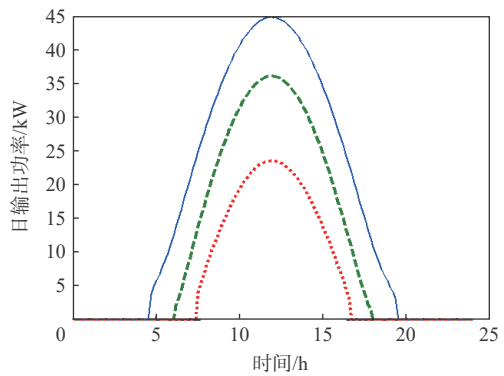


图 4 不同纬度太阳电池阵日输出总电量(7 月 30 日)

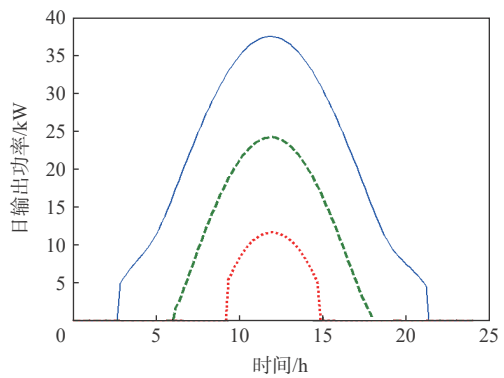
Fig. 4 Total daily output power of solar array in different latitudes (July 30)



(a) (20°N,112°E)



(b) (40°N,112°E)



(c) (60°N,112°E)

6月21日(夏至) 9月23日 (秋分) 12月22日 (冬至)

图 5 不同纬度太阳电池阵日输出功率

Fig. 5 Daily output power of solar array in different latitudes

如表 3 所示。

表 3　不同日期太阳电池阵日输出总电量

Table 3　Total daily output power of solar array on different dates

典型地区	太阳电池阵日输出总电量/(kW·h)		
	6月21日(夏至)	9月23日(秋分)	12月22日(冬至)
(20°N,112°E)	388.6	339.3	253.9
(40°N,112°E)	412.5	271.9	159.5
(60°N,112°E)	414.1	249.8	51.9

仿真结果表明: ①日期对太阳电池阵日输出总电量存在显著影响, 且中高纬度地区和秋冬季节影响更大。(20°N,112°E) 地区, 太阳电池阵日输出总电量, 夏至至秋分、秋分至冬至分别衰减 12.7%、25.17%; (40°N,112°E) 地区, 衰减比例为 34.08%、41.34%; (60°N,112°E) 地区, 衰减比例为 39.68%、79.22%。②日期对太阳电池阵输出峰值功率存在显著影响, 中高纬度地区影响更大。根据图 5 中的峰值功率情况, 夏至至秋分、秋分至冬至, (20°N, 112°E) 地区衰减比例为 3.91%、19.81%; (40°N,112°E) 地区, 衰减比例为 19.44%、34.7%; (60°N,112°E) 地区, 衰减比例则为 35.43%、51.86%。

3.3　航向对太阳电池阵输出性能的影响分析

平流层飞艇在临近空间长期驻空工作期间, 主要采取“抵抗风”实现区域驻留, 而 20 km 高度附近以平流层纬向风(东西风)为主, 径向风(南北风)风速很小, 航线飞行以东西向为主。平流层飞艇体积惯量巨大, 且吊舱下置安装, 俯仰和滚转姿态相对稳定。

为分析航向对太阳电池阵输出性能的影响规律, 选取 (20°N,112°E)、(40°N,112°E)、(60°N, 112°E) 低中高纬度 3 个典型地区, 2022 年夏至、秋分、冬至 3 个典型日期, 对北、东、南、西 4 个航向太阳电池阵输出性能进行仿真。太阳电池阵日输出功率变化曲线如图 6 所示, 日输出总电量如表 4 所示。

仿真结果表明: ①中低纬度地区, 航向对太阳电池阵输出峰值功率的影响很小, 4 个方向输出峰值功率基本相同; 航向对日输出总电量存在一定影响, (20°N,112°E) 地区, 夏至、秋分、冬至各方向最大差值为 4.12%、5.95%、6.26%; 东西航向日输出总电量相同, 南北航向相近。②高纬度地区, 航向对太阳电池阵输出峰值功率和日输出总电量的影响与日期有关, 夏季较小, 冬季较大, (60°N,112°E) 地区, 夏至、秋分、冬至各方向最大差值为 4.9%、12.18%、111.8%。

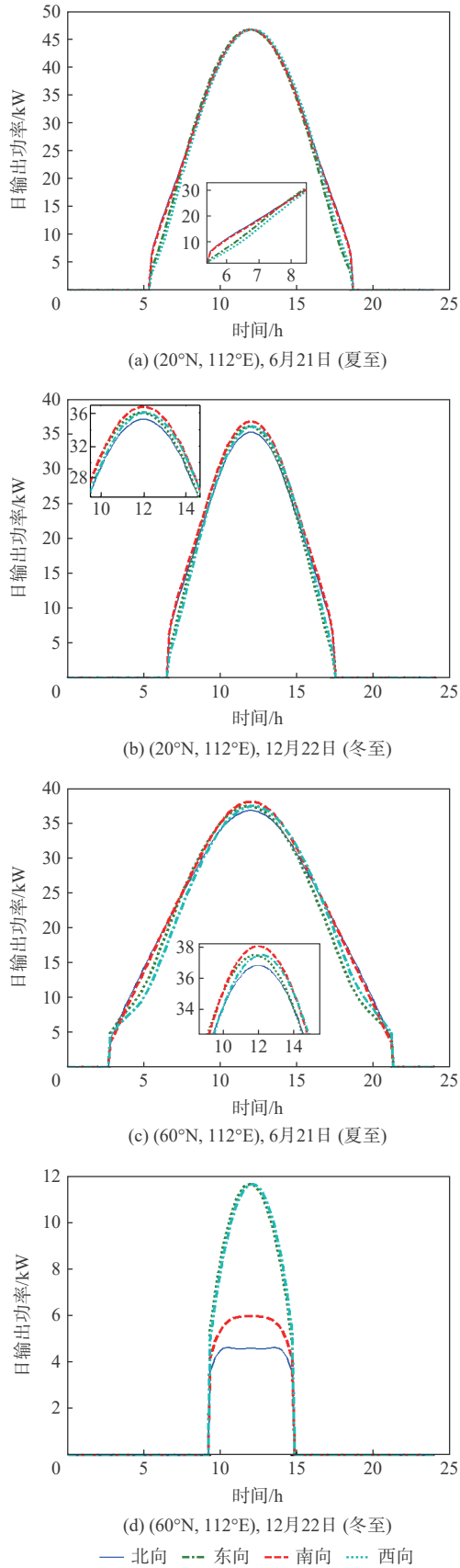


图 6　不同航向太阳电池阵日输出功率

Fig. 6　Daily output power of solar array for different heading

表 4 不同航向太阳电池阵日输出总电量

Table 4 Total daily output power of solar array in different headings

区域与日期		太阳电池阵日输出总电量/(kW·h)			
		北向	东向	南向	西向
(20°N,112°E)	6月21日(夏至)	404.6	388.6	400.5	388.6
	9月23日(秋分)	353.8	339.3	359.5	339.3
	12月22日(冬至)	257.3	253.8	269.7	253.8
(40°N,112°E)	6月21日(夏至)	428.9	412.6	429.9	412.6
	9月23日(秋分)	286.9	271.9	297.0	271.9
	12月22日(冬至)	137.3	150.5	149.9	150.5
(60°N,112°E)	6月21日(夏至)	430.2	414.1	434.4	414.1
	9月23日(秋分)	191.4	181.5	203.6	181.5
	12月22日(冬至)	24.5	51.9	30.6	51.9

4 结 论

本文详细分析了地理因素和航向对平流层飞艇太阳电池阵输出性能的影响规律，为平流层飞艇循环能源系统设计和总体设计提供重要参考，主要研究工作和结论如下：

1）建立了平流层飞艇太阳电池阵曲面铺装模型，提出了高精度的太阳电池阵输出性能计算方法，仿真分析了纬度、日期、飞艇航向等因素对太阳电池阵输出性能的影响规律。

2）北半球辐照条件较好的夏季，纬度对太阳电池阵输出性能影响相对较小，除夏至外，日输出总电量在中低纬度和高纬度形成极大值点和极小值点；辐射条件较差的秋冬两季，纬度对太阳电池阵输出性能的影响较大，高纬度和冬季影响更大，日输出总电量和输出峰值功率随纬度增高而衰减。

3）日期对太阳电池阵输出峰值功率和日输出总电量均存在显著影响，且中高纬度地区影响更大；高中低纬度地区，输出峰值功率和日输出总电量均为夏至最高，冬至最低。

4）中低纬度地区，航向对太阳电池阵输出峰值功率的影响很小，对日输出总电量存在一定影响；高纬度地区，航向对太阳电池阵输出峰值功率和日输出总电量的影响与日期有关，夏季较小，冬季较大。

参考文献（References）

[1] ANDROULAKAKIS S P, JUDY R. Status and plans of high altitude airship (HAA™) program[C]//Proceedings of the AIAA Lighter-Than-Air Systems Technology Conference. Reston: AIAA, 2013.

[2] D'OLIVEIRA F A, DE MELO F C L, DEVEZAS T C. High-altitude platforms-present situation and technology trends[J]. Journal of Aerospace Technology and Management, 2016, 8(3): 249-262.

[3] 杨希祥, 朱炳杰, 邓小龙, 等. Stratobus 平流层飞艇项目研究进展与仿真分析[J]. 航空学报, 2021, 42(9): 224579.
YANG X X, ZHU B J, DENG X L, et al. Development status and simulation analysis of stratospheric airship Stratobus[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(9): 224579(in Chinese).

[4] BRYA S M. Company tests high-altitude airship over New Mexico desert[EB/OL]. (2022-06-14)[2022-07-22]. https://www.newsnationnow.com/business/tech/company-tests-high-altitude-airship-over-new-mexico-desert/.

[5] OZOROSKI T, MAS K, HAHN A. A PC-based design and analysis system for lighter-than-air unmanned vehicles[C]//Proceedings of the 2nd AIAA Ünmanned Unlimited Systems, Technologies, and Operations. Reston: AIAA, 2003.

[6] COLOZZA A. Initial feasibility assessment of a high altitude long endurance airship[R]. Washington, D. C.: NASA Glenn Research Center, 2003.

[7] 郑威, 宋琦, 李勇, 等. 平流层飞艇太阳电池阵发电功率计算及分析[J]. 宇航学报, 2010, 31(4): 1224-1230.
ZHENG W, SONG Q, LI Y, et al. Computation and analysis of power generated by the solar cell array of a stratospheric airship[J]. Journal of Astronautics, 2010, 31(4): 1224-1230(in Chinese).

[8] ZHANG L C, LI J, JIANG Y, et al. Stratospheric airship endurance strategy analysis based on energy optimization[J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 100: 105794.

[9] 朱炳杰, 杨希祥, 麻震宇, 等. 平流层飞艇太阳电池系统产能分析[J]. 国防科技大学学报, 2019, 41(1): 13-18.
ZHU B J, YANG X X, MA Z Y, et al. Power analysis of stratospheric airship's solar array system[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2019, 41(1): 13-18(in Chinese).

[10] 刘乾石, 徐国宁, 李兆杰, 等. 不规则太阳电池临近空间发电模型构建与分析[J]. 太阳能学报, 2022, 43(7): 73-79.
LIU Q S, XU G N, LI Z J, et al. Research and analysis of irregular solar cells power generation model in near space[J]. Acta Energiae Solaris Sinica, 2022, 43(7): 73-79(in Chinese).

[11] LI J, LV M Y, TAN D J, et al. Output performance analyses of solar array on stratospheric airship with thermal effect[J]. Applied Thermal Engineering, 2016, 104: 743-750.

[12] LIU Y, DU H F, XU Z Y, et al. Mission-based optimization of insulation layer for the solar array on the stratospheric airship[J]. Renewable Energy, 2022, 191: 318-329.

[13] LV M Y, LI J, DU H F, et al. Solar array layout optimization for stratospheric airships using numerical method[J]. Energy Conversion and Management, 2017, 135: 160-169.

[14] KARTHIK REDDY B S, POONDLA A. Performance analysis of solar powered unmanned aerial vehicle[J]. Renewable Energy, 2017, 104: 20-29.

[15] DANTSKER O D, THEILE M, CACCAMO M, et al. Integrated power simulation for a solar-powered, computationally-intensive unmanned aircraft[C]//Proceedings of the AIAA Propulsion and Energy Forum. Reston: AIAA, 2021.

[16] RAJENDRAN P, SMITH H. Implications of longitude and latitude on the size of solar-powered UAV[J]. Energy Conversion and Management, 2015, 98: 107-114.

[17] FOSTER R, GHASSEMI M, COTA A. Solar energy[M]. Boca Raton: CRC Press, 2010.

[18] JUI S H. Solar energy engineering[M]. Upper Saddle River: Pren-

tice-Hall Inc., 1986.

[19] KERITH F, KERIDER J F. Numerical prediction of the performance of high altitude balloons[R]. Colorado: National Center for Atmospheric Research, 1974.

[20] 王国安, 米鸿涛, 邓天宏, 等. 太阳高度角和日出日落时刻太阳方位角一年变化范围的计算[J]. 气象与环境科学, 2007, 30(增刊 1): 161-164.
WANG G A, MI H T, DENG T H, et al. Calculation of the change range of the Sun high angle and the azimuth of sunrise and sunset in one year[J]. Meteorological and Environmental Sciences, 2007, 30(Sup 1): 161-164(in Chinese).

[21] 贺晓雷, 于贺军, 李建英, 等. 太阳方位角的公式求解及其应用[J]. 太阳能学报, 2008, 29(1): 69-73.
HE X L, YU H J, LI J Y, et al. An engineering formula solution for the solar azimuth and its application[J]. Acta Energiae Solaris Sinica, 2008, 29(1): 69-73(in Chinese).

Effect pattern of multiple factors on output performance of solar array for stratospheric airships

YANG Xixiang[1, *], HOU Zhongxi[1], HAN Yu[1], YANG Yang[2]

(1. College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;
2. Shanghai Institute of Space Power-Sources, Shanghai 200245, China)

Abstract: Solar array is a key subsystem for stratospheric airships to achieve long-endurance station-keeping. A curved surface paving model for solar arrays was established, and a high-precision calculation method for the output performance of solar arrays was proposed. The effect patterns of multiple factors, including latitude, date, and heading, on the output performance of solar arrays were simulated and analyzed. Simulation results show that: in the summer of the northern hemisphere with favorable irradiation, the effect of latitude on the output performance of solar arrays is relatively small, while the effect is much greater in autumn and winter. Date has an important effect on the peak output power and total daily output power of solar arrays, especially in regions at middle and high latitudes. In low-latitude regions, the heading has little effect on the peak output power of the solar array, but a certain effect on the total daily output power of the solar array, while in high-latitude regions, the heading's effect varies with the date, being smaller in the summer and larger in the winter. The findings can provide references for renewable energy system design and the overall design of stratospheric airships.

Keywords: stratospheric airship; solar array; output performance; latitude; date; heading

Received: 2022-07-27; **Accepted**: 2022-10-10; **Published Online**: 2023-01-04 10:28
URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230103.1707.003
Foundation item: Hunan Provincial Natural Science Foundation of China (2017JJ3590)
* **Corresponding author**. E-mail: nkyangxixiang@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0839

柔性钙钛矿太阳电池研究进展

赵政晶，蔡子贺，张赟，秦校军，赵东明，赵志国*
(中国华能集团清洁能源技术研究院有限公司，北京 102209)

摘　　要：近年来，有机无机杂化钙钛矿太阳电池 (PSC) 凭借其优异的光电转换效率、低成本、物料使用低、可柔性加工等特性引起了广泛关注，其中，柔性钙钛矿太阳电池 (F-PSC) 以其灵活弯折特性、质量轻、光电转换效率高、成本低等特点成为柔性太阳电池中的热点。基于此，针对钙钛矿光伏柔性化技术发展进展，系统阐述了柔性钙钛矿太阳电池中的核心材料体系、关键工艺研究的进展与突破，重点针对器件光电转换效率偏低、耐弯折性不足、低温制备核心层、新型透明导电电极及大面积制备技术等核心技术进展和需求，推动高效稳定柔性钙钛矿光伏技术向实际应用迈进。

关 键 词：柔性钙钛矿太阳电池；钙钛矿材料；传输层材料；电极材料；基底材料
中图分类号：TM914.4; TB34
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2025)08-2594-11

中国一直鼓励光伏行业发展，在环境和政策利好下，光伏市场十几年来不断发展壮大，制造端多晶硅和组件产量分别连续11年和15年位居全球首位。“碳达峰”“碳中和”目标的提出，意味着光伏技术在这场能源变革中将担任更重要的角色。为进一步提升光伏竞争力，相关政策趋于收紧，平价上网成为大势所趋。因此，更高光电转换效率(简称效率)、更低成本的光伏技术是推动光伏发电大规模应用、实现“碳达峰”“碳中和”目标的重要支撑。近年来，钙钛矿太阳电池(perovskite solar cell, PSC)因其带隙可调、吸光能力强、激子束缚能小等优点，已认证效率(25.7%)及理论效率(31%)高，成为各个国家争先突破的技术领域。同时，PSC生产过程材料消耗少、能耗低、材料配方多样、制备设备简单，使其预计组件成本低于1元/W。效率的不断提高和成本逐步下降的趋势使PSC成为第3代光伏发电技术中的翘楚，有望实现平价甚至低价上网。

钙钛矿材料除了上述特点，其作为一种“软晶体”材料，体积模量与剪切模量的比值超过2.0，使钙钛矿材料具备柔性材料的力学特征，能够承受一定程度的压缩、变形和弯曲，为制备柔性钙钛矿器件提供了极大可能。此外，钙钛矿材料具有较低的相变温度，使其能够实现在较低温度(≤150 ℃)下可控制备，适用于柔性基底。柔性太阳电池具有质量轻、可弯折等特点，可与不同形状的物体表面贴合，适用于户外设备、光伏建筑一体化、可穿戴智能设备、地面交通及卫星、飞艇等领域，极大拓宽了光伏技术的应用场景，是重要的研究方向。柔性钙钛矿太阳电池(flexible perovskite solar cell, F-PSC)结合了有机-无机杂化钙钛矿材料的溶液法制备与卷对卷工艺，更适合大规模生产。因此，F-PSC将是柔性太阳电池中极具竞争力的技术方向。本文基于F-PSC技术的研究与发展，总结钙钛矿在效率提升、耐折性技术开发、稳定性和可控制备等方面的最新进展，并展望该技术的发展需求。

收稿日期：2022-10-10；**录用日期**：2022-12-07；**网络出版时间**：2022-12-09 18:05
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221209.0906.001
基金项目：中国华能集团科技项目 (HNKJ22-H104,HNKJ20-H55,HNKJ21-H26)
* **通信作者**. E-mail：zj_zhao@qny.chng.com.cn

引用格式：*赵政晶，蔡子贺，张赟，等. 柔性钙钛矿太阳电池研究进展 [J]. 北京航空航天大学学报，2025，51（8）：2594-2604.*
ZHAO Z J，CAI Z H，ZHANG Y，et al. Research progress on flexible perovskite solar cells [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51（8）：2594-2604 （in Chinese）.

1　柔性钙钛矿太阳电池研究现状与挑战

针对 F-PSC 的研究主要围绕效率和稳定性的提升, 为其未来的产业化应用做铺垫。在当前各类柔性太阳电池中, 主要包括柔性硅电池、铜铟镓硒等薄膜电池、有机太阳电池和 F-PSC。其中, 柔性硅电池制备复杂、成本高、效率损失严重[1]; 铜铟镓硒等薄膜电池具有较高的效率, 但可弯折程度低、成本高[2]; 有机太阳电池可实现较高的柔性, 但成本及性能仍需进一步优化[3]; F-PSC 作为新一代的光伏技术, 发展十分迅速, 短短十余年间, 其能量转换效率已经接近单晶硅电池[4](见图 1[5-14]), 得益于高可见光吸收系数, 钙钛矿薄膜在百纳米级别即可有效吸收大部分可见波段太阳光, 厚度相比传统硅电池大幅降低[15-16]。同时, 钙钛矿材料的高缺陷容忍性使钙钛矿薄膜可以通过掺杂实现对电学和机械性能的调节[17-18]。钙钛矿材料可溶液加工及优异的电荷传输特性, 使钙钛矿材料在制备轻薄、柔性太阳电池方面具有独特的优势。当前, 已报道的单结 F-PSC 的效率已超过 20%[5], 是最高效的柔性光伏技术之一。

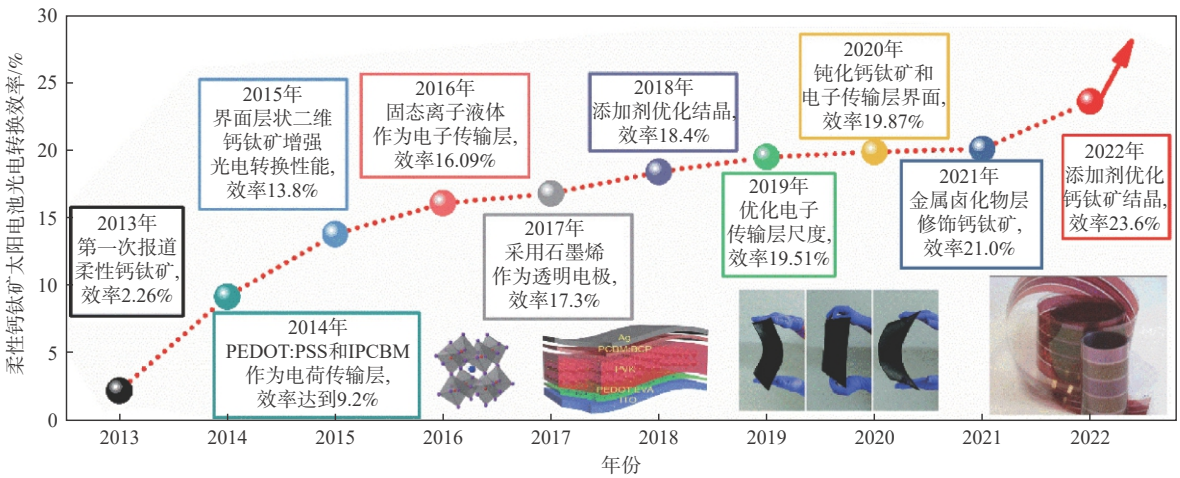


图 1　柔性钙钛矿太阳电池技术发展历程[5-14]

Fig. 1　Development of F-PSCs[5-14]

但钙钛矿材料应用于柔性器件仍面临一些问题亟待解决, 其中, 最主要的是器件机械弯折稳定性, 其受到钙钛矿多晶薄膜本征的硬、脆无机材料特性制约。同时, F-PSC 器件由多层功能层及电极组成, 其中, 无机材料及电极材料延展性和柔韧性较差、弯折时层间应力分布差异大、拉伸程度不匹配、晶粒间摩擦断裂等因素使得柔性器件的效率随着弯折次数的增多而快速衰减, 制约了 F-PSC 的综合稳定性及可靠性, 这也是 F-PSC 应用的瓶颈之一[5,19]。此外, 大面积模组/组件是未来应用的基础, 由于大面积组件制备的不均匀性、结构缺陷、较大的电阻损耗及组件连接方式(串联或并联组件)造成的有源区损耗等, 效率通常随电池面积的增加而降低, 子电池的不均匀性带来的界面处材料不匹配、局部热点及更严重的滞后等现象给组件的长期稳定性带来了新的问题。因此, F-PSC 面积放大过程中面临以下技术难点: ①寻求适用于均匀大面积钙钛矿薄膜的材料配方、成膜方法等; ②适用于大面积可控制备的其他功能层及其高质量调控; ③电池和组件的结构优化设计等。

2　柔性钙钛矿太阳电池关键材料与技术

目前, 全球已有近 70 个国家/地区的 200 余所研究院涉足 F-PSC 研究领域。国内外多个研究团队围绕提升 F-PSC 的耐弯折、耐拉伸特性, 开发和拓展钙钛矿电池光伏发电领域的应用场景, 从不同角度开展了富有成效的工作, 主要研究工作包括: 调控钙钛矿吸光层, 改善电荷传输层, 优化柔性基底, 开发新型柔性透明电极等, 以提升 F-PSC 的光伏性能与稳定性。当前, 已公开的实验室级别的小尺寸 F-PSC 效率已达到 23.68%(0.08 cm^2, 认证: 23.35%)[14]; F-PSC 微型模组效率超过 16%(49 cm^2)[20]。

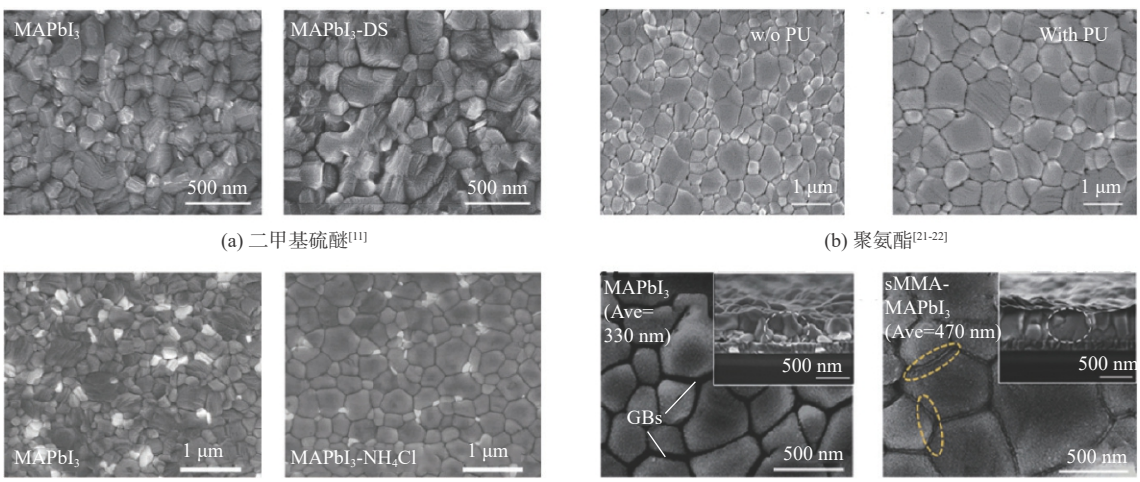
2.1　钙钛矿吸光层调控与制备

与刚性 PSC 不同, 在 F-PSC 中, 钙钛矿薄膜最重要的工作场景即受力弯折, 弯折及应力状态下的晶界作为多晶薄膜中的高能位点极易破坏并暴露, 成为器件衰减的起点并加速器件的损坏, 进而影响器件效率和稳定性。因此, 在 F-PSC 中需要更多地关注钙钛矿吸光层的机械特性, 即通过组分设计、添加剂工程及优化结晶等策略, 实现高质量钙钛矿

薄膜的低温制备，以满足柔性器件的要求，如图 2 所示[11,21-24]。

在柔性钙钛矿吸光层中引入添加剂，可以通过构建连续的网络或形成强相互作用来优化结晶过程，从而改善器件光电转换性能，提升器件稳定性，并优化柔性器件机械耐久性。陕西师范大学刘生忠教授和杨栋研究员团队研制了一种可以和铅离子（Pb^{2+}）反应形成螯合中间体的新型二甲基硫醚（DS）添加剂，在钙钛矿前驱体溶液中，二甲硫醚中硫原子的孤对电子可以与铅的空轨道结合，形成络合物，利用钙钛矿前驱体溶液旋涂制备薄膜，在钙钛矿形成过程中，二甲硫醚缓慢从络合物中解离，钙钛矿的结晶速度被有效降低，从而获得晶粒尺寸更大、结晶度更高且缺陷浓度更低的钙钛矿薄膜，制备的柔性太阳电池光电转换效率为 18.4%，大面积器件（1.2 cm^2）效率为 13.35%，此外，结合减薄的锡掺杂二氧化铟（In_2O_3:Sn, ITO）层，使弯曲曲率半径减小至 4 mm，该 F-PSC 太阳电池经过 5 000 次弯折后仍保持良好的性能[11]。与 DS 优化钙钛矿结晶相似，南昌大学陈义旺团队将弹性体聚氨酯（PU）掺入钙钛矿前驱体中，研究表明，使用 PU 添加剂可以有效延缓结晶速率，从而获得大晶粒钙钛矿材料，进而提高钙钛矿材料的力学性能和电荷提取特性，所制备的柔性器件效率达到 18.7%，后续研究发现，相邻的钙钛矿晶界可以通过弹性 PU 交联，构建弹性体网络以释放机械应力，从而提高抗弯折性能[21-22]。黄劲松团队将氯化胺（NH_4Cl）引入钙钛矿前驱体中，可以有效防止在钙钛矿和基底界面处形成空隙，并降低了钙钛矿薄膜中的陷阱密度，提高了钙钛矿薄膜的结晶度，基于该薄膜制备的小面积 F-PSC 达到了 19.72% 的能量转换效率，面积为 42.9 cm^2 的模组效率为 15.86%[23]。陈义旺团队将自聚合甲基丙烯酸甲酯（sMMA）引入碘化铅中，sMMA 通过将前驱体限制在支架网络中并提供更多成核位点来促进钙钛矿结晶，获得的钙钛矿薄膜晶粒大，晶界处均匀填充 sMMA，可有效避免晶界处激子聚集引起的复合，并且由 sMMA 低聚物形成的这种交联网络能够通过钝化晶界来释放机械应力，基于 sMMA 的柔性器件效率达到 20.12%，半径为 8 mm 的弯曲循环 5 000 次后保留了初始效率的 72%[25]。东华大学张青红团队通过在钙钛矿层中加入聚乙烯吡咯烷酮（PVP），制备出了在高湿度环境下依然能够正常工作的柔性太阳电池，其在相对湿度为 60% 的环境下工作超过 600 h 后仍保持初始效率的 80%[26]。综上，添加剂的重要作用之一是优化钙钛矿吸光层结晶，主要包括改善晶粒的尺寸和结晶质量，优化晶界比例。在钙钛矿材料中，高结晶度大尺寸晶粒可以有效降低薄膜中的缺陷浓度，提高载流子传输性能，降低离子迁移效应，并减少水氧对晶界的侵蚀，这是提升薄膜与器件稳定性的有效策略。

在钙钛矿吸光层中，晶界的存在对于载流子的输运、复合及稳定性有重要的影响，因此，采用有效的方式钝化钙钛矿晶界，可以有效改善钙钛矿太阳电池的性能。Yang 等使用青蒿素钝化钙钛矿晶粒晶界，实现当时柔性单节电池最高的效率，达到 21.1%[27]。中国科学院化学研究所宋延林研究员和郑州大学张懿强教授团队通过一步反溶剂法将聚乙二醇二甲基丙烯酸酯（PEGDMA）引入到钙钛矿膜中，研究发现，添加剂在反溶剂中可以避免与前驱体溶液的强键合而引起的沉淀，在 150 ℃ 热退火的钙钛矿薄膜中形成稳定的弹性支架，在晶界进行化学锚定，从而有效调节钙钛矿薄膜的结晶并减少



(a) 二甲基硫醚[11]　(b) 聚氨酯[21-22]

(c)氯化铵[23]　(d) 聚乙二醇二甲基丙烯酸酯[24]

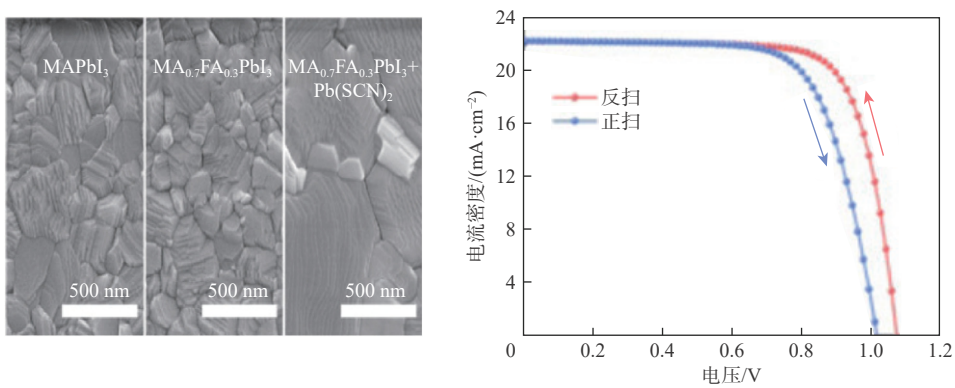
图 2　不同添加剂优化钙钛矿吸光层结晶扫描电镜照片[11,21-24]

Fig. 2　SEM images of crystallization of perovskite absorber layers optimized with different additives[11,21-24]

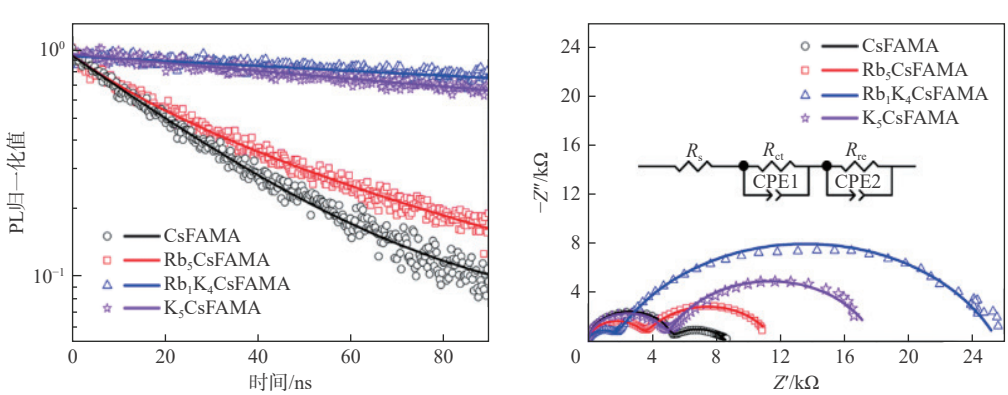
晶界缺陷, 此外, PEGDMA 的原位交联可以限制热退火过程中钙钛矿的热膨胀, 释放晶格残余应力, 并增强钙钛矿薄膜的机械稳定性, 基于 PEGDMA 的柔性器件的效率达到 21.41%, 且在弯曲半径 5 mm 下 5 000 次弯曲循环后, 柔性器件效率仍保持在 86% 以上[24]。北京科技大学杨洲等将液晶材料加入到钙钛矿前驱溶液中, 通过液晶材料在室温下的流动性, 优化了钙钛矿薄膜的结晶和残余应力的释放, 实现小面积 F-PSC 效率达 19.87%(1.01 cm^2), 电池模组效率达 14.74%(25 cm^2)[28]。清华大学易陈谊团队将一种新型多功能有机盐甲基琥珀酸铵(MS)添加到钙钛矿薄膜中, 可减轻应变并增强晶界, 从而实现微应变松弛, 并降低缺陷浓度, F-PSC 的效率达到 23.6%(认证为 22.5%), 此外, F-PSC 表现出优异的抗弯折特性, 在 6 mm 半径弯曲 10 000 次循环后, 仍保持初始效率的 85%[29]。

通过优化材料组成、材料制备工艺等, 也可以提升钙钛矿材料的机械性能。陕西师范大学刘生忠教授团队基于 $MA_{0.15}FA_{0.85}PbI_{2.85}Br_{0.15}$ 钙钛矿组分, 制备了效率达到 16.09% 的柔性器件, 相较于 $MAPbI_3$ 钙钛矿组分的柔性器件, 效率绝对值高 1.05%, 这是由于 $MA_{0.15}FA_{0.85}PbI_{2.85}Br_{0.15}$ 钙钛矿组分具有高的吸光系数、更长的电荷扩散和更宽的光学吸收范围[9]。赵德威等通过优化 $MAPbI_3$ 的组分, 在前驱体溶液中添加 FA 组分和硫氰酸铅($Pb(SCN)_2$), 可以调整吸光层带隙, 有效促进晶粒长大, 提升器件的光电性能, 如图 3(a)所示, 研究证实, $MA_{0.7}FA_{0.3}PbI_3$ 组分前驱体溶液中, 加入 3%(原子百分比)的 $Pb(SCN)_2$ 制备的柔性太阳电池获得了 17.96% 的能量转换效率, 弯曲半径为 5 mm, 经历 340 次循环弯曲后, 效率保持了初始值的 80% 左右[30]。黄劲松团队通过调整前驱体比例来调控钙钛矿组分, 发现在甲脒氢碘酸盐(FAI)中加入 10%(质量比)的 MABr, 可降低钙钛矿的结晶温度, 相应的柔性太阳电池最终达到 18.10% 的能量转换效率[31]。此外, 最近研究表明, 铯(Cs)、钾(K)和铷(Rb)元素在钙钛矿中可以降低其结晶温度。刘生忠团队通过在 $FAPbI_3$ 中加入 5%(摩尔比)的 Cs, 在 100 ℃ 的退火温度下制备了钙钛矿薄膜, 以 $Cs_{0.05}FA_{0.95}PbI_3$ 为吸光层的 F-PSC 实现了 18.28% 的太阳能光电转换效率[32]。清华大学林红等发现 K、Rb 的掺入可以减少 Cs-FA-MA 杂化钙钛矿薄膜的缺陷, 如图 3(b)所示, Rb^+和 K^+共存可以有效增加载流子寿命, 降低载流子复合, 进而提高相应的柔性器件性能, 实现了 19.11% 的最高效率[33]。

除了在钙钛矿材料中引入添加剂和优化钙钛矿组分, 对钙钛矿吸光层进行钝化处理、界面设计等也是优化 F-PSC 的主要方向之一, 如图 4 所



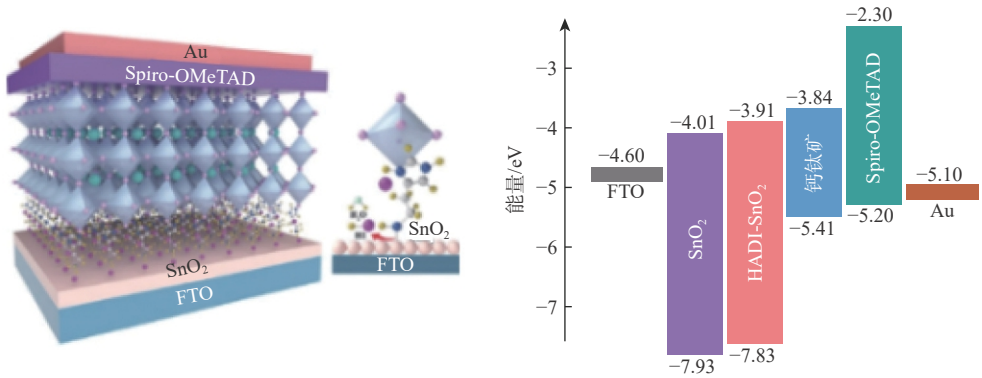
(a) 添加FA组分和硫氰酸铅[30]



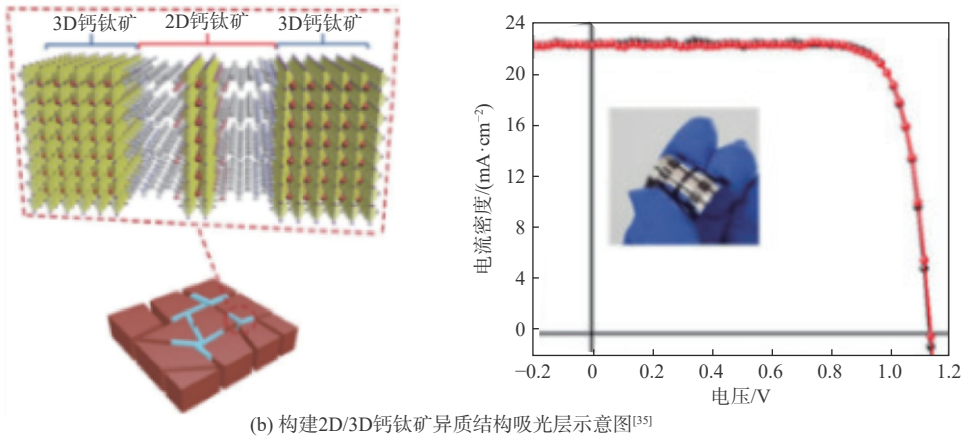
(b) 添加K、Rb组分后钙钛矿层时间分辨光谱和阻抗性能变化[32]

图 3　组分优化调控钙钛矿吸光层[30,32]

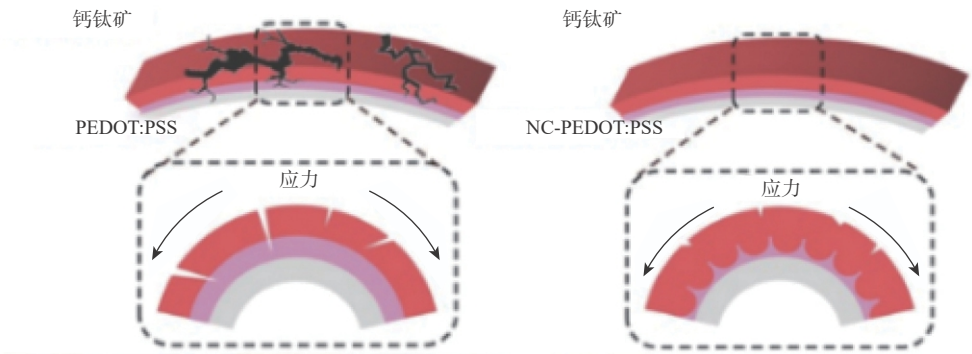
Fig. 3　Component-optimized modulation of perovskite absorber layers[30,32]



(a) 组胺二碘酸盐改性SnO_2/钙钛矿界面示意图[34]



(b) 构建2D/3D钙钛矿异质结构吸光层示意图[35]



(c) 构建力学缓冲层和光学谐振腔示意图[36]

图 4 柔性钙钛矿界面设计[34-36]

Fig. 4 Flexible perovskite interface design[34-36]

示[34-36]。刘生忠团队基于理论研究设计了一种新型组胺二碘酸盐(HADI)来改性 SnO_2/钙钛矿界面，实验结果表明，HADI 可以有效钝化 SnO_2/钙钛矿界面，减少界面电荷复合，在 SnO_2 和钙钛矿层之间桥接以实现有效的电荷转移，基于 HADI 钝化的 F-PSC 效率达到 22.44%[34]。暨南大学麦耀华等使用溶剂工程来构建 2D/3D 钙钛矿异质结构吸光层，结果表明，薄膜中 2D 钙钛矿相垂直插入在 3D 钙钛矿的晶界处，很好地钝化了原 3D 钙钛矿薄膜中的深能级缺陷，显著降低钙钛矿薄膜中的非辐射复合，极大提升器件的开路电压，基于 2D/3D 结构的钙钛矿薄膜制备的 F-PSC 的效率达到 20.16%[35]。中国科学院化学研究所宋延林团队在钙钛矿沉积之前，通过聚苯乙烯(PS)微球制备了纳米结果的支架来构建力学缓冲层和光学谐振腔，支架充当机械缓冲层以释放机械应力，提高钙钛矿薄膜的结晶质量，优化器件的光收集和电荷传输，F-PSC 效率为 12.32%(1.01 cm^2)，柔性器件在弯曲半径为 2 mm 重复 1 000 次试验后，仍保持 93% 的初始效率[36]。宋延林和陈义旺团队合作采用磺化氧化石墨烯(s-GO)钙钛矿晶界处的 $[PbI_6]^4$ 相互作用实现有效钝化碘缺陷，提高器件的效率和稳定性，实现 F-PSC 器件效率达到 20.56%，曲率半径为 3 mm 时，经过 10 000 次弯曲循环后，保持初始效率 80% 以上[37]。

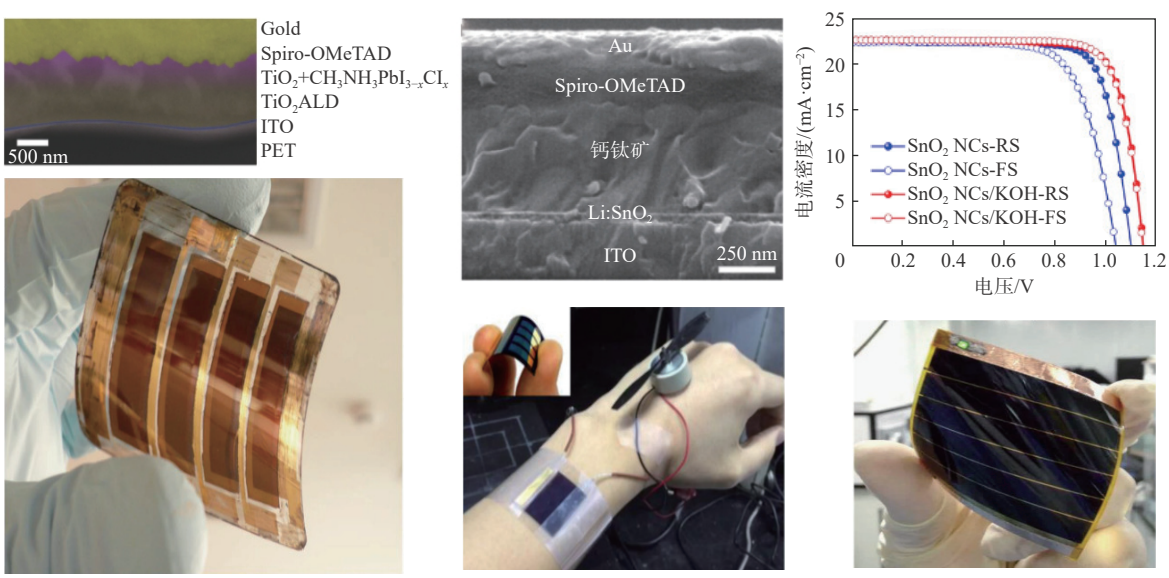
2.2 柔性电荷传输层调控与制备

电荷传输层作为钙钛矿吸光层与电极的衔接层，对 F-PSC 的光电性能和稳定性起着重要的作用。在 F-PSC 中，电荷传输层不仅需要起到快速提

取电荷的作用, 在器件中与钙钛矿吸光层具有合适的能级匹配, 机械性能对器件的稳定性产生显著影响, 此外, 能够实现低温条件下制备电荷传输层材料也是 F-PSC的关键需求之一。通常, F-PSC 中电荷传输层材料可以分为无机材料和有机材料两大类。有机电荷传输材料具有良好的低温加工特性和机械耐弯折特性, 但化学稳定性较弱。无机电荷传输材料具有化学性质稳定、成本低等优势, 但其制备温度往往高于柔性基底的耐受温度, 且弯曲特性较差。因此, 为获取高性能 F-PSC, 诸多研究针对有机/无机电荷传输从材料展开, 并获得了显著的成果。

近年来, 基于刚性电池组件, 常见的无机材料中, 电子传输层(electron transport layer, ETL)材料包括二氧化钛(TiO_2)、二氧化锡(SnO_2)、氧化锌(ZnO)、硫酸锌(Zn_2SnO_4)、无氧化二铌(Nb_2O_5)、氧化钨(WO_x)等, 空穴传输层(hole transport layer, HTL)材料包括氧化镍(NiO_x)、氧化亚铜(Cu_2O)、碘化铜(CuI)、氧化铜(CuO)和氧化钒(VO_x)等。为实现低温制备、高效电荷传输及机械性能优化, 研究学者针对无机电荷传输材料提出了多种解决方案, 如优化材料组分、创新制备方法、材料结构设计优化等。

在研究初期, 最常见的传统电子传输层材料为 TiO_2, 而喷雾热解和旋涂法制备的 TiO_2 薄膜需要 400 ℃ 以上的烧结温度来提高结晶度和光电性能, 这限制了大多数 F-PSC 的制备。罗马第二大学的 Brown 等使用低温等离子体辅助原子层沉积(atomic layer deposition, ALD)技术在 150℃ 下制备了 TiO_2, 如图 5(a)所示, 制备出的 TiO_2 薄膜具有平整的薄膜形貌及良好的阻挡空穴能力, 经过优化的 F-PSC, 效率达到了 8.4%[38]。自 2017 年起, SnO_2 因其能够低温合成而成为柔性太阳电池领域最受欢迎的电子传输层材料之一。王建波等使用等离子体辅助 ALD 合成了 SnO_2 薄膜, 进行水蒸气处理, 最终的 F-PSC 实现了 18.36% 的效率[39]。同样, 优化电荷传输层的传输性能也是实现柔性太阳电池性能的方法之一。韩国科学技术研究院的 Ko 等通过掺杂锂盐提高了 SnO_2 薄膜的电导率, 如图 5(b)所示, 优化的电子传输层促进了电子的注入和转移, 减少了电荷的复合, 并且锂盐的加入使得 SnO_2 的导带底向下移动, 制备的柔性器件最高效率为 14.78%[40]。武汉理工大学黄福志团队利用氢氧化钾(KOH)修饰 SnO_2 制备了大面积、高效率的柔性模块, 如图 5(c)所示, 研究表明, 钾钝化效应可明显消除 SnO_2 作为电子传输层器件的电流密度-电压(J-V)滞后现象, 通过钝化优化, 实现了小尺寸 F-PSC 效率 17.18%, 5 cm × 6 cm 柔性模组效率超过 15%[41]; Huang 等用紫外臭氧(UV-ozone)处理了 SnO_2 表面, 从而抑制了界面载流子的复合, 在 5 cm × 5 cm 的大面积柔性太阳电池上实现了 12.31% 的效率[42]。Huang 等通过调控 SnO_2 的厚度, 制备的柔性器件效率高达 19.51%, 该器件具有较好的机械柔韧性, 在弯曲半径为 8 mm 时, 重复弯曲 6 000 次能够保持初始效率的 95%, 且具有优异的环境稳定性, 在干燥空气中放置 1 000 h, 依然保持初始效率的 90%[12]。杨洲和宋延林团队合作同时对 ZnO 电子传输层进



(a) 基于ALD低温制备TiO_2电子传输层柔性钙钛矿太阳电池结构和器件照片[38]

(b) 基于掺杂锂盐SnO_2薄膜电子传输层柔性钙钛矿太阳电池结构和器件照片[40]

(c) 基于氢氧化钾修饰SnO_2电子传输层柔性钙钛矿太阳电池性能结果对比和器件照片[41]

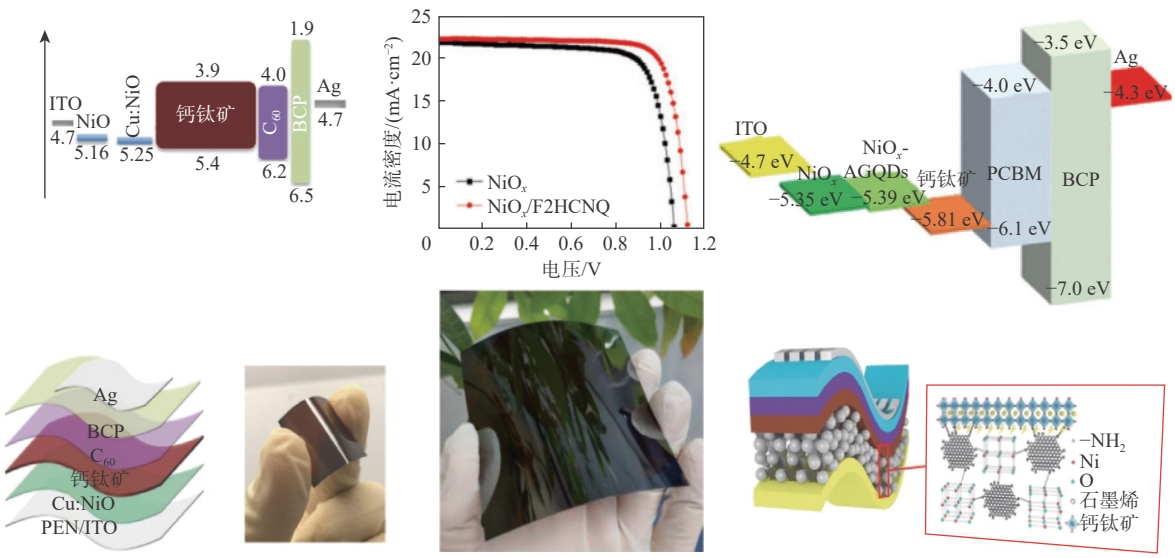
图 5　正式结构电荷传输层优化策略改善柔性钙钛矿太阳电池性能[38,40-41]

Fig. 5　Charge transport layer optimization strategies improve performance of formal structure F-PSC[38,40-41]

行 Al 掺杂和氰基乙酸叔丁酯(t-BCA)钝化，可有效提高 F-PSC 的效率及机械稳定性[43]。

与无机电荷传输材料相似，无机空穴传输层材料经历了上述相似的技术发展。以最为常见的空穴传输层 NiO_x 为例，南方科技大学何祝兵等通过在室温下旋涂掺杂铜的氧化镍(Cu:NiO)纳米粒子，可制备出高质量的空穴传输层，如图 6(a)所示，研究表明，Cu:NiO 薄膜的电导率增加有助于增加载流子浓度和载流子迁移率，此外，薄膜功函数提升有利于改善电荷转移和提取，柔性器件(1 cm²)的光电转换效率达到 17.41%[44]。上海交通大学韩礼元等使用具有高电子亲和力的分子材料(F2HCNQ)修饰 NiO_x 空穴传输层，结果表明，空穴传输层的电导率得以提升，进而提升了器件的开路电压和填充因子，F-PSC 的效率达到 20.01%[45]。厦门大学李鑫等设计在 NiO_x 薄膜和钙钛矿薄膜中间插入中采用氨基功能化得石墨烯量子点功能层，量子点可以增强钙钛矿薄膜的结晶，促进 NiO_x/钙钛矿界面的空穴提取，F-PSC 效率达到 18.10%，此外，柔性器件还具有出色的机械稳定性，在连续弯曲 1 000 次后，仍保持初始效率的 88%[46]。

相较于无机电荷传输材料，有机电荷传输材料具有更好的耐折性，更能满足器件的机械性能需求。对于有机电荷传输材料，常见的电子传输层材料主要为富勒烯衍生物(如 PCBM 等)，常见的空穴传输层材料为 Spiro-OMeTAD、PEDOT:PSS、PTAA 等。对于有机电荷传输材料，为提升器件稳定性，材料改性提升器件适用性往往是研究的重点。例如，针对 PCBM 电子传输层，南昌大学陈义旺团队在 PCBM 和钙钛矿吸光层之间引入了一种新型的胶合聚乙烯-共-醋酸乙烯酯(EVA)界面层，如图 7(a)所示，研究表明，EVA 的引入可以有效钝化钙钛矿表面，降低缺陷密度，平衡电荷转移，EVA 薄层可以抑制离子向 Ag 电极的迁移，维持器件机械弯曲和湿度稳定性，经 EVA 处理的 F-PSC 器件和模组效率分别达到 15.12%(0.1 cm²)和 8.95%(25 cm²)，并且在 5 000 次弯曲循环后保持初始效率超过 85%[47]。国家纳米科学中心丁黎明等通过添加聚合物电解质 PSS-Na 对 PEDOT:PSS 进行改性，改性后空穴传输层具有更高的功函数，改善了能级与钙钛矿的价带匹配，将其应用于柔性器件中，采用卷对卷方法制备的器件效率达到 11.16%，*J-V* 曲线滞后可以忽略[48-49]。PTAA 作为一种良好的 PSC 空穴传输层材料，由于具有优异的机械耐弯折特性，在 F-PSC 中得到了广泛应用[50]。黄劲松等将 PTAA 用作 F-PSC 空穴传输层，电池效率实现 18.1%[31]；暨南大学麦耀华等通过设计由 PEDOT:PSS/PTAA 组成的双层界面，实现了空穴提取层的级联能量排列，应用于 PSC 中，明显增强了电荷提取和光谱响应，F-PSC 效率达到 19.41%(填充因子高达 81%)[51]。



(a) 掺杂铜的氧化镍空穴传输层器件结构示意图与实物照片[44]

(b) 基于分子材料修饰NiO_x空穴传输层的柔性钙钛矿太阳电池性能结果与器件照片[45]

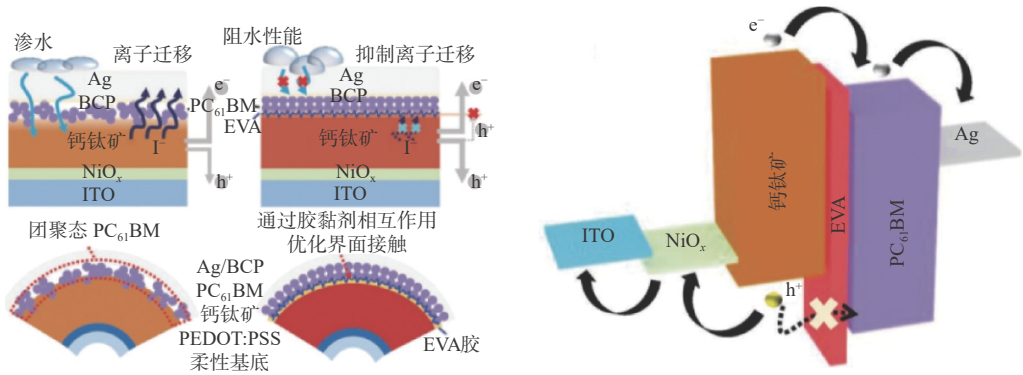
(c) 氨基功能化的石墨烯量子点修饰的钙钛矿器件结构示意图与实物照片[46]

图 6 反式结构电荷传输层优化策略改善柔性钙钛矿太阳电池性能[44-46]

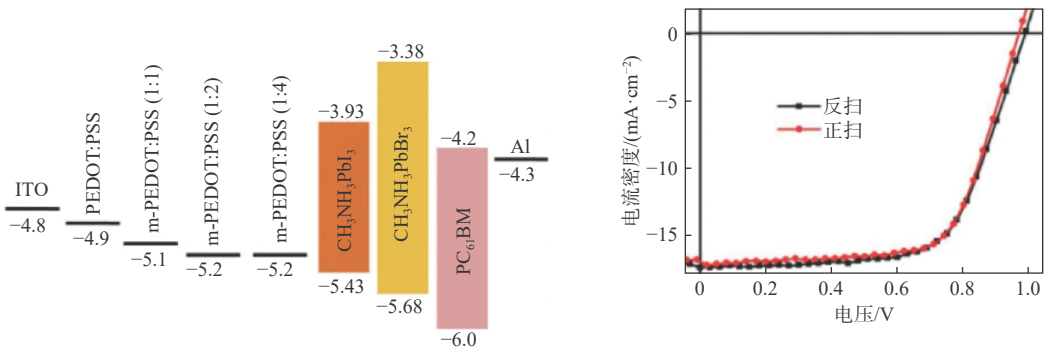
Fig. 6 Charge transport layer optimization strategies improve performance of trans structure F-PSC[44-46]

2.3 柔性基底和透明导电电极调控与制备

基底作为 F-PSC 的载体，其需要满足的特性如下：①良好的光透过性，尤其是可见光的透过率要大于 90%；②良好的化学惰性与优异的机械性能，在多种化学溶剂下的优异抗性及合适的热膨胀系数，可承受剧烈变形并释放应力等；③良好的水氧



(a) 聚乙烯-共-醋酸乙烯酯优化PCBM电子传输层示意图[47]



(b) 基于聚合物电解质PSS-Na改性PEDOT:PSS空穴传输层器件能级示意图与器件性能结果[48-49]

图 7　基于电荷传输层优化柔性钙钛矿太阳电池[47-49]

Fig. 7　Optimizing F-PSC via charge transport layer[47-49]

阻隔性能；④合适的热性能。

目前，常见的柔性衬底为聚合物衬底，包括 PET、PEN 等高分子材料，近年来多数研究也是以该类衬底为主，此外还有聚酰亚胺（PI）、无色聚酰亚胺（CPI）等聚合物基底也被应用。金属箔被用作柔性基底，如钛箔和铜箔以其较好的机械弯曲性能和成本优势被关注。匹兹堡大学 Lee 等基于钛箔制备的 F-PSC 获得了 14.9% 的效率[52]，Nejand 等基于铜箔制备的 F-PSC 达到了 12.8% 的能量转换效率[53]。然而，不透明的金属基底只适用于顶部透光的器件（即光从顶电极透光达到吸光层而非从柔性基底一侧），需要透明的顶部电极，与传统的底部透光器件相比，其电池效率较低。除聚合物、金属箔外，基于其他种类的柔性基底制备的柔性太阳电池也取得了令人瞩目的进展。报道过的柔性基底有 CNT 纤维[54]、超薄柔性玻璃[55]、白云母[56] 和纳米纸[57] 等，其中，基于超薄柔性柳木玻璃的 F-PSC 的能量转换效率最高，超过 18%[58]。

透明导电电极是 F-PSC 中必不可少的组成部分，因为透明电极影响器件中光子进入通道及负责收集光生载流子，所以，对于器件的性能产生重要的影响。通常，柔性电极需要满足：①良好的抗弯折特性；②良好的光学透过性；③与电荷传输层较好的功函数匹配；④良好的化学、热学稳定性。

目前，常见的透明电极材料包括透明导电氧化物薄膜材料、导电聚合物材料、碳纳米材料和纳米结构金属材料等。基于刚性器件的研究基础，透明导电氧化物材料包括 ITO、氟掺杂二氧化锡（SnO_2:F, FTO）、锌掺杂二氧化铟（In_2O_3:Zn, IZO）、铝掺杂氧化锌（ZnO:Al, AZO）和掺钨氧化铟（In_2O_3:W, IWO），在 F-PSC 研究领域，ITO 仍是主流的透明氧化物电极，但由于 ITO 固有的物理脆性，以及与柔性基底之间较低的黏附性，使其在柔性太阳电池的弯折半径小于 14 mm 时，便会出现裂缝，使导电性遭到大幅破坏[59]，进而严重影响 F-PSC 的寿命；同时，透明导电层的形貌畸变也使覆盖其上的钙钛矿层形貌遭到破坏，不利于柔性太阳电池的长期稳定性，使得基于 ITO 的柔性器件机械稳定性较差[60]；另外，金属透明电极复杂的制备工艺限制了其商业应用[61]。为克服透明氧化物电极上述不足，陕西师范大学刘生忠团队研究降低 ITO 电极厚度，对比低厚度 1 460 nm 与商用 400 nm 厚度 ITO 电极制备的 F-PSC 的性能差异，结果表明，当以较小的弯曲曲率半径弯曲时，商用 ITO 会产生更多的断裂与更显著的方阻提升，而 160 nm ITO 在 4 mm 曲率半径下弯曲 5 000 次后，F-PSC 表现出良好的性能[11]。

除了优化透明导电氧化物电极，科研工作者们开发了其他新型电极材料用于 F-PSC，如 ITO/Ag/ITO、WO_3/Ag/WO_3[62]、Ag-NWs[63]、PEDOT[19]、石墨烯[64]、碳纳米管（carbon nanotube, CNT）[65] 等。这些

透明电极材料一定程度上增强了 F-PSC 的机械稳定性。李耀文等使用超薄的银网作为透明导电电极，制备的柔性太阳电池在弯曲半径为 5.0 mm，5 000 次剧烈弯曲循环后，其能量转换效率仍保持初始值的 95%[66]。中国科学院化学研究所、南昌大学、西安交通大学共同合作使用聚乙撑二氧噻吩-聚(苯乙烯磺酸盐)：(三氟甲基磺酰基)酰亚胺锌(PEDOT:PSS:CFE)复合电极材料得到了 19% 的 F-PSC 器件(已经与 ITO电极电池相当)，并经过弯折半径 3 mm、5 000 次弯折循环后仍保持初始效率的 80% 以上[19]。碳基电极方面，石墨烯、CNT 等也被用于透明电极，其中，石墨烯电极展现出更好的性能，韩国国立首尔大学使用石墨烯作为电极制备得到了 16.8% 的 F-PSC，且在弯折半径 2 mm、弯折 1 000 次后仅有 10% 的衰减，明显优于 ITO 电池器件[10]。

3 结 束 语

在 PSC 快速发展的历程中，F-PSC 作为柔性太阳电池中的先进研究方向，拓展了 PSC 的应用领域。虽然 F-PSC 在过去的研究中取得了一定的进展，但仍存在诸多问题尚未解决：①吸光层中有机阳离子组分对钙钛矿自身热稳定性和环境稳定性影响较大，适合在柔性衬底上生长，且稳定的阳离子组分有待进行更为深入的探索；②低温技术制备的电荷传输层在电学性能上满足不了高效率柔性太阳电池的要求；③大面积 F-PSC 的效率很低，尚不能满足实际运用的要求；④F-PSC 多层膜结构之间力学性能存在差异，界面机械性能差等，导致柔性太阳电池变形过程中失效。

长期稳定性是与 F-PSC 应用相关的另一个关键因素。除采用稳定的界面层外，器件封装在提高 F-PSC 的使用寿命方面发挥着关键作用。因此，面向 F-PSC 未来应用，规模化、大面积、高效、稳定性是产业技术的必经之路，因此，实现高效率、高稳定性、满足规模化大面积模组/组件的材料和稳定可控的制备工艺、设备是未来技术发展的主要方向。

参考文献（References）

[1] HWANG I, UM H D, KIM B S, et al. Flexible crystalline silicon radial junction photovoltaics with vertically aligned tapered microwires[J]. Energy & Environmental Science, 2018, 11(3): 641-647.

[2] RAMANUJAM J, SINGH U P. Copper indium gallium selenide based solar cells: a review[J]. Energy & Environmental Science, 2017, 10(6): 1306-1319.

[3] SUN Y N, MENG L X, WAN X J, et al. Flexible high-performance and solution-processed organic photovoltaics with robust mechanical stability[J]. Advanced Functional Materials, 2021, 31(16): 2010000.

[4] YOO J J, SEO G, CHUA M R, et al. Efficient perovskite solar cells via improved carrier management[J]. Nature, 2021, 590(7847): 587-593.

[5] MENG X C, CAI Z R, ZHANG Y Y, et al. Bio-inspired vertebral design for scalable and flexible perovskite solar cells[J]. Nature Communications, 2020, 11(1): 3016.

[6] KUMAR M H, YANTARA N, DHARANI S, et al. Flexible, low-temperature, solution processed ZnO-based perovskite solid state solar cells[J]. Chemical Communications, 2013, 49(94): 11089-11091.

[7] YOU J B, HONG Z R, YANG Y M, et al. Low-temperature solution-processed perovskite solar cells with high efficiency and flexibility[J]. ACS Nano, 2014, 8(2): 1674-1680.

[8] YAO K, WANG X F, XU Y X, et al. A general fabrication procedure for efficient and stable planar perovskite solar cells: morphological and interfacial control by in-situ-generated layered perovskite [J]. Nano Energy, 2015, 18: 165-175.

[9] YANG D, YANG R X, REN X D, et al. Hysteresis-suppressed high-efficiency flexible perovskite solar cells using solid-state ionic-liquids for effective electron transport[J]. Advanced Materials, 2016, 28(26): 5206-5213.

[10] YOON J, SUNG H, LEE G, et al. Superflexible, high-efficiency perovskite solar cells utilizing graphene electrodes: towards future foldable power sources[J]. Energy & Environmental Science, 2017, 10(1): 337-345.

[11] FENG J S, ZHU X J, YANG Z, et al. Record efficiency stable flexible perovskite solar cell using effective additive assistant strategy [J]. Advanced Materials, 2018, 30(35): 1801418.

[12] HUANG K Q, PENG Y Y, GAO Y X, et al. High-performance flexible perovskite solar cells via precise control of electron transport layer[J]. Advanced Energy Materials, 2019, 9(44): 1901419.

[13] DONG Q S, CHEN M, LIU Y H, et al. Flexible perovskite solar cells with simultaneously improved efficiency, operational stability, and mechanical reliability[J]. Joule, 2021, 5(6): 1587-1601.

[14] GAO D P, LI B, LI Z, et al. Highly efficient flexible perovskite solar cells through pentylammonium acetate modification with certified efficiency of 23.35%[J]. Advanced Materials, 2023, 35(3): 2206387.

[15] KIM Y, LEE K Y, HWANG S K, et al. Piezoelectrics: layer-by-layer controlled perovskite nanocomposite thin films for piezoelectric nanogenerators[J]. Advanced Functional Materials, 2014, 24(40): 6246.

[16] RICHARDS B S. Enhancing the performance of silicon solar cells via the application of passive luminescence conversion layers[J]. Solar Energy Materials and Solar Cells, 2006, 90(15): 2329-2337.

[17] LIN Y Z, SHAO Y C, DAI J, et al. Metallic surface doping of metal halide perovskites[J]. Nature Communications, 2021, 12: 7.

[18] SALIBA M, MATSUI T, DOMANSKI K, et al. Incorporation of rubidium cations into perovskite solar cells improves photovoltaic performance[J]. Science, 2016, 354(6309): 206-209.

[19] HU X T, MENG X C, ZHANG L, et al. A mechanically robust conducting polymer network electrode for efficient flexible perovskite solar cells[J]. Joule, 2019, 3(9): 2205-2218.

[20] PAIK M J, YOO J W, PARK J, et al. SnO_2-TiO_2 hybrid electron transport layer for efficient and flexible perovskite solar cells[J]. ACS Energy Letters, 2022, 7(5): 1864-1870.

[21] HUANG Z Q, HU X T, LIU C, et al. Nucleation and crystallization control via polyurethane to enhance the bendability of perovskite

solar cells with excellent device performance[J]. Advanced Functional Materials, 2017, 27(41): 1703061.

[22] MENG X C, XING Z, HU X T, et al. Stretchable perovskite solar cells with recoverable performance[J]. Angewandte Chemie International Edition, 2020, 59(38): 16602-16608.

[23] DAI X Z, DENG Y H, VAN BRACKLE C H, et al. Scalable fabrication of efficient perovskite solar modules on flexible glass substrates[J]. Advanced Energy Materials, 2020, 10(1): 1903108.

[24] XUE T Y, CHEN D, SU M, et al. Macromonomer crosslinking polymerized scaffolds for mechanically robust and flexible perovskite solar cells[J]. Journal of Materials Chemistry A, 2022, 10(36): 18762-18772.

[25] DUAN X P, LI X, TAN L C, et al. Controlling crystal growth via an autonomously longitudinal scaffold for planar perovskite solar cells[J]. Advanced Materials, 2020, 32(26): 2000617.

[26] XIONG H, DELUCA G, RUI Y C, et al. Modifying perovskite films with polyvinylpyrrolidone for ambient-air-stable highly bendable solar cells[J]. ACS Applied Materials & Interfaces, 2018, 10(41): 35385-35394.

[27] YANG L K, XIONG Q, LI Y B, et al. Artemisinin-passivated mixed-cation perovskite films for durable flexible perovskite solar cells with over 21% efficiency[J]. Journal of Materials Chemistry A, 2021, 9(3): 1574-1582.

[28] YANG X, YANG H J, SU M, et al. Scalable flexible perovskite solar cells based on a crystalline and printable template with intelligent temperature sensitivity[J]. Solar RRL, 2022, 6(4): 2100991.

[29] LI M H, ZHOU J J, TAN L G, et al. Multifunctional succinate additive for flexible perovskite solar cells with more than 23% power-conversion efficiency[J]. The Innovation, 2022, 3(6): 100310.

[30] WANG C L, ZHAO D W, YU Y, et al. Compositional and morphological engineering of mixed cation perovskite films for highly efficient planar and flexible solar cells with reduced hysteresis[J]. Nano Energy, 2017, 35: 223-232.

[31] BI C, CHEN B, WEI H T, et al. Efficient flexible solar cell based on composition-tailored hybrid perovskite[J]. Advanced Materials, 2017, 29(30): 1605900.

[32] YANG D, YANG R X, WANG K, et al. High efficiency planar-type perovskite solar cells with negligible hysteresis using EDTA-complexed SnO_2[J]. Nature Communications, 2018, 9: 3239.

[33] CAO B B, YANG L K, JIANG S S, et al. Flexible quintuple cation perovskite solar cells with high efficiency[J]. Journal of Materials Chemistry A, 2019, 7(9): 4960-4970.

[34] YANG L, FENG J S, LIU Z K, et al. Record-efficiency flexible perovskite solar cells enabled by multifunctional organic ions interface passivation[J]. Advanced Materials, 2022, 34(24): 2201681.

[35] WANG Z, LU Y L, XU Z H, et al. An embedding 2D/3D heterostructure enables high-performance FA-alloyed flexible perovskite solar cells with efficiency over 20%[J]. Advanced Science, 2021, 8(22): 2101856.

[36] HU X T, HUANG Z Q, ZHOU X, et al. Wearable large-scale perovskite solar-power source via nanocellular scaffold[J]. Advanced Materials, 2017, 29(42): 1703236.

[37] HU X T, MENG X C, YANG X, et al. Cementitious grain-boundary passivation for flexible perovskite solar cells with superior environmental stability and mechanical robustness[J]. Science Bulletin, 2021, 66(6): 527-535.

[38] DI GIACOMO F, ZARDETTO V, D'EPIFANIO A, et al. Flexible perovskite photovoltaic modules and solar cells based on atomic layer deposited compact layers and UV-irradiated TiO_2 scaffolds on plastic substrates[J]. Advanced Energy Materials, 2015, 5(8): 1401808.

[39] WANG C L, GUAN L, ZHAO D W, et al. Water vapor treatment of low-temperature deposited SnO_2 electron selective layers for efficient flexible perovskite solar cells[J]. ACS Energy Letters, 2017, 2(9): 2118-2124.

[40] PARK M, KIM J Y, SON H J, et al. Low-temperature solution-processed Li-doped SnO_2 as an effective electron transporting layer for high-performance flexible and wearable perovskite solar cells[J]. Nano Energy, 2016, 26: 208-215.

[41] BU T L, LI J, ZHENG F, et al. Universal passivation strategy to slot-die printed SnO_2 for hysteresis-free efficient flexible perovskite solar module[J]. Nature Communications, 2018, 9: 4609.

[42] BU T L, SHI S W, LI J, et al. Low-temperature presynthesized crystalline tin oxide for efficient flexible perovskite solar cells and modules[J]. ACS Applied Materials & Interfaces, 2018, 10(17): 14922-14929.

[43] YANG X, YANG H J, HU X T, et al. Low-temperature interfacial engineering for flexible $CsPbI_2Br$ perovskite solar cells with high performance beyond 15%[J]. Journal of Materials Chemistry A, 2020, 8(10): 5308-5314.

[44] CHEN W, WU Y H, FAN J, et al. Perovskite solar cells: understanding the doping effect on NiO: toward high-performance inverted perovskite solar cells[J]. Advanced Energy Materials, 2018, 8(19): 1870091.

[45] RU P B, BI E B, ZHANG Y, et al. High electron affinity enables fast hole extraction for efficient flexible inverted perovskite solar cells[J]. Advanced Energy Materials, 2020, 10(12): 1903487.

[46] WANG Z Y, RONG X, WANG L Y, et al. Dual role of amino-functionalized graphene quantum dots in NiO_x films for efficient inverted flexible perovskite solar cells[J]. ACS Applied Materials & Interfaces, 2020, 12(7): 8342-8350.

[47] HUANG Z Q, HU X T, LIU C, et al. Water-resistant and flexible perovskite solar cells via a glued interfacial layer[J]. Advanced Functional Materials, 2019, 29(37): 1902629.

[48] ZUO C T, DING L M. Modified PEDOT layer makes a 1.52 V voc for perovskite/PCBM solar cells[J]. Advanced Energy Materials, 2017, 7(2): 1601193.

[49] ZUO C T, VAK D, ANGMO D C, et al. One-step roll-to-roll air processed high efficiency perovskite solar cells[J]. Nano Energy, 2018, 46: 185-192.

[50] WANG Y H, DUAN L P, ZHANG M, et al. PTAA as efficient hole transport materials in perovskite solar cells: a review[J]. Solar RRL, 2022, 6(8): 2200234.

[51] WANG Z, ZENG L X, ZHANG C L, et al. Rational interface design and morphology control for blade-coating efficient flexible perovskite solar cells with a record fill factor of 81%[J]. Advanced Functional Materials, 2020, 30(32): 2001240.

[52] HAN G S, LEE S, DUFF M L, et al. Highly bendable flexible perovskite solar cells on a nanoscale surface oxide layer of titanium metal plates[J]. ACS Applied Materials & Interfaces, 2018, 10(5): 4697-4704.

[53] NEJAND B A, NAZARI P, GHARIBZADEH S, et al. All-inorganic large-area low-cost and durable flexible perovskite solar cells using copper foil as a substrate[J]. Chemical Communications, 2017, 53(4): 747-750.

[54] LI R, XIANG X, TONG X, et al. Wearable double-twisted fibrous perovskite solar cell[J]. Advanced Materials, 2015, 27(25): 3831-3835.

[55] TAVAKOLI M M, TSUI K H, ZHANG Q P, et al. Highly efficient flexible perovskite solar cells with antireflection and self-cleaning nanostructures[J]. ACS Nano, 2015, 9(10): 10287-10295.

[56] KE S M, CHEN C, FU N Q, et al. Transparent indium tin oxide electrodes on muscovite mica for high-temperature-processed flexible optoelectronic devices[J]. ACS Applied Materials & Interfaces, 2016, 8(42): 28406-28411.

[57] CASTRO-HERMOSA S, DAGAR J, MARSELLA A, et al. Perovskite solar cells on paper and the role of substrates and electrodes on performance[J]. IEEE Electron Device Letters, 2017, 38(9): 1278-1281.

[58] DOU B J, MILLER E M, CHRISTIANS J A, et al. High-performance flexible perovskite solar cells on ultrathin glass: implications of the TCO[J]. The Journal of Physical Chemistry Letters, 2017, 8(19): 4960-4966.

[59] KÖNIGER T, MÜNSTEDT H. Advanced device for testing the electrical behavior of conductive coatings on flexible polymer substrates under oscillatory bending: comparison of coatings of sputtered indium-tin oxide and poly3, 4ethylenedioxythiophene[J]. Measurement Science and Technology, 2008, 19(5): 055709.

[60] KIM B J, KIM D H, LEE Y Y, et al. Highly efficient and bending durable perovskite solar cells: toward a wearable power source[J]. Energy & Environmental Science, 2015, 8(3): 916-921.

[61] NA S I, KIM S S, JO J, et al. Efficient and flexible ITO-free organic solar cells using highly conductive polymer anodes[J]. Advanced Materials, 2008, 20(21): 4061-4067.

[62] LIU X, GUO X Y, LV Y, et al. Enhanced performance and flexibility of perovskite solar cells based on microstructured multilayer transparent electrodes[J]. ACS Applied Materials & Interfaces, 2018, 10(21): 18141-18148.

[63] XIE M L, WANG J, KANG J C, et al. Super-flexible perovskite solar cells with high power-per-weight on 17 μm thick PET substrate utilizing printed Ag nanowires bottom and top electrodes[J]. Flexible and Printed Electronics, 2019, 4(3): 034002.

[64] HEO J H, SHIN D H, SONG D H, et al. Super-flexible bis (trifluoromethanesulfonyl)-amide doped graphene transparent conductive electrodes for photo-stable perovskite solar cells[J]. Journal of Materials Chemistry A, 2018, 6(18): 8251-8258.

[65] JEON I, YOON J, AHN N, et al. Carbon nanotubes versus graphene as flexible transparent electrodes in inverted perovskite solar cells[J]. The Journal of Physical Chemistry Letters, 2017, 8(21): 5395-5401.

[66] LI Y W, MENG L, YANG Y M, et al. High-efficiency robust perovskite solar cells on ultrathin flexible substrates[J]. Nature Communications, 2016, 7: 10214.

Research progress on flexible perovskite solar cells

ZHAO Zhengjing, CAI Zihe, ZHANG Yun, QIN Xiaojun, ZHAO Dongming, ZHAO Zhiguo*

(Huaneng Clean Energy Research Institute, Beijing 102209, China)

Abstract: In recent years, perovskite solar cells (PSCs) have attracted widespread attention owing to their excellent photoelectric conversion efficiency, low cost, low material usage, flexible processing, and other characteristics. Based on this, among the flexible solar cells, flexible perovskite solar cells (F-PSCs) have attracted much research interest due to their flexible bending, light weight, high conversion efficiency, low cost, and other characteristics. The flexible bending of flexible cells enables better processability and broader application scenarios of PSCs, making them outstandingly valuable in providing energy supply solutions for many fields, including satellites, airships, outdoor equipment, building-integrated photovoltaics, and wearable smart devices. Special emphasis is placed on addressing the technical challenges hindering practical applications, including suboptimal device power conversion efficiency, inadequate bending durability, low-temperature fabrication strategies for functional layers, development of novel transparent conductive electrodes, and upscaling technologies for large-area devices. By comprehensively analyzing these core technological breakthroughs and unresolved demands, this work aims to accelerate the transition of high-performance, stable flexible perovskite photovoltaic technologies toward further application.

Keywords: flexible perovskite solar cell; perovskite material; transport layer material; electrode material; substrate material

Received: 2022-10-10; **Accepted**: 2022-12-07; **Published Online**: 2022-12-09 18:05

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221209.0906.001

Foundation item: China Huaneng Science and Technology Project (HNKJ22-H104,HNKJ20-H55,HNKJ21-H26)

* **Corresponding author**. E-mail: zj_zhao@qny.chng.com.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0966

大面积有机太阳能电池在空间领域的应用探索

张建齐[1]，田晨阳[1,2]，魏志祥[1,*]

(1. 国家纳米科学中心 中国科学院纳米系统与多级次制造重点实验室，北京 100190；
2. 中国科学院大学 纳米科学与工程学院，北京 100049)

摘　　要：有机太阳能电池 (OSC) 因低成本、轻质柔性及可印刷制备特性，被视为空间领域新型光伏器件的潜在选择，其小面积单结器件能量转换效率 (PCE) 已突破 19%，比功率显著高于传统硅基及Ⅲ-Ⅴ族电池，且可折叠特性可节省运输空间，但大面积组件化面临能量转换效率损失、结构设计与长期工作稳定性等瓶颈。基于此，聚焦柔性有机太阳能电池在空间应用中的核心问题，系统分析溶液印刷技术在大面积制备中的工艺优化路径，总结面积放大导致的能量转换效率损失因素。同时，回顾有机太阳能电池在模拟超高真空、极端温差及辐射环境中的稳定性验证。结合当前研究进展，提出未来需通过分子结构优化、叠层设计及器件工艺改进，实现器件能量转换效率突破 20%，并提高器件长期工作稳定性，为柔性有机太阳能电池在空间飞行器电力系统中的应用提供理论与技术参考。

关 键 词：有机太阳能电池；柔性电子；空间应用；大面积器件；涂布工艺
中图分类号：TM914.4
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2025)08-2605-10

有机太阳能电池(organic solar cell, OSC)作为替代传统无机光伏电池的下一代薄膜光伏器件，具有成本低、质量轻和高通量大面积印刷制备的显著优点[1-2]，在太阳能电池领域受到广泛关注。经过科研人员二十多年的努力，有机太阳能电池能量转换效率(power conversion efficiency, PCE)取得了长足进步，目前，小面积单结器件的 PCE 已超过 19%[3]，迈过了商业化的 PCE 门槛[4]。同时，相较于传统光伏器件，有机太阳能电池的最大优势是可基于柔性基底制备可弯曲折叠、比功率高的柔性器件。通过调节带隙设计，该器件可与无机或钙钛矿光伏器件形成叠层结构，从而进一步提升 PCE[5]，在为各类航天设备提供长期稳定电力供应方面具有巨大潜力。

为满足不同应用场景需求，需要进一步发展大面积光伏组件制备方法，提高工作寿命，实现大面积高 PCE、高稳定性有机光伏组件的生产。对于空间应用领域来说，还要保证器件结构坚固稳定，耐极端温度和极高真空，耐高能粒子辐照。基于此，本文介绍了柔性有机太阳能电池在空间环境中的应用优势，详细分析了当前基于溶液法制备大面积有机太阳能电池的加工技术，以及从小面积单结器件放大到大面积光伏组件的 PCE 损失，并回顾了近年来有机太阳能电池在空间领域应用的初步探索，对未来发展进行了展望。

1 柔性有机太阳能电池在空间环境中的应用优势

目前，在近地轨道卫星、地球同步轨道卫星和深空探测器等航天器上，绝大多数使用太阳能电池帆板吸收太阳辐射能量，并将其转换为电能，为设备工作提供持续的能源供应，维持其正常运行。而大气层以外的宇宙空间环境极端恶劣，不仅具有超

收稿日期：2022-12-06；**录用日期**：2023-03-07；**网络出版时间**：2023-03-29 11:02
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230329.0850.001
基金项目：国家自然科学基金 (22135001,52073068)
* **通信作者**. E-mail：weizx@nanoctr.cn

引用格式：*张建齐，田晨阳，魏志祥. 大面积有机太阳能电池在空间领域的应用探索 [J]. 北京航空航天大学学报，2025，51（8）：2605-2614. ZHANG J Q，TIAN C Y，WEI Z X. Exploration of large-area organic solar cells in space applications [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51（8）：2605-2614（in Chinese）.*

高真空(在 300 km 高度气压仅为 10^{-5} Pa)和极端温度(温度变化范围为−200 ～130 ℃)[6],还包含高能带电粒子和射线(如 X 射线、β 射线、γ 射线和其他高能带电粒子等)。空间环境的这些物理化学特性将直接影响光伏组件的在轨工作性能和稳定性。

由于在空间中受到图 1[7] 中提及的各类空间环境影响因素(高能带电粒子或射线辐射等),光伏组件输出性能会严重下降。为防止这种情况发生,通常会在组件表面增加一层保护层来屏蔽太空辐射,但同时也增加了负重。为降低航天器发射成本,应尽量减少载荷质量,因此,高比功率、高性能是对空间光伏应用提出的首要要求。目前,航天器最普遍使用的单晶硅太阳能电池吸光层较厚,导致比功率略小于 1 W/g。先进的 Ⅲ-Ⅴ 族多结(GaInP/GaAs/GaInAs)薄膜太阳能电池可以达到 3 W/g,但制备工艺复杂,消耗能源巨大[8]。而柔性有机太阳能电池的活性层厚度仅为 100～200 nm,比无机光伏器件低 1～2 个数量级,整体厚度在微米数量级(主要由柔性基底(如 PET 等)和封装材料所限制),因此,器件比功率可以达到 10 W/g[9],远高于 Ⅲ-Ⅴ 族多结电池。除了高比功率的优势外,有机太阳能电池可以实现低温全印刷工艺制备,因而未来可以以较低成本在空间站内生产。基于柔性基底的器件还具有可拉伸、弯折的特性,可以实现成卷运输[10],用铰链等结构元件的组合折叠起来,以节省载荷空间。这些特性与目前航空航天领域使用的光伏组件相比是相当革命性的。

目前,柔性有机太阳能电池正在从实验室小面积单结器件制备向大面积光伏组件发展,并已在大面积柔性光伏器件加工上探索出许多阶段性成果。

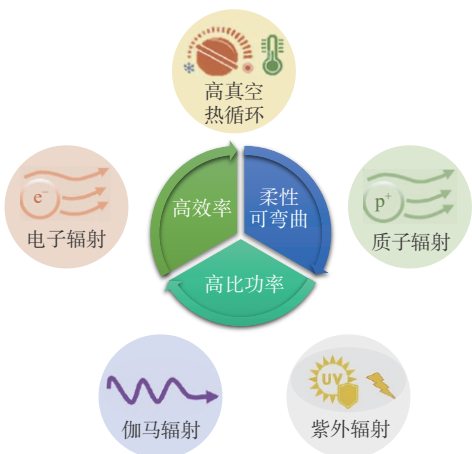


图 1 有机太阳能电池在空间应用中的优势及空间环境影响因素[7]

Fig. 1 Advantages of organic solar cells in space applications and influencing factors in space environment[7]

2 大面积柔性有机光伏器件制备及 PCE 损失分析

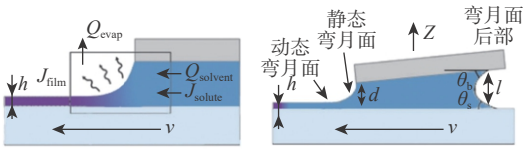
溶液加工过程的柔性有机太阳能电池,在其面积放大及组件化过程中,器件加工方式也要随之改进以适应工业生产高通量要求。溶液旋涂法作为目前实验室中最常用的薄膜制备技术,尽管具有操作便捷、工艺条件成熟的优势,但其大面积成膜均匀性差、材料利用率低、加工效率低的问题限制了在工业化生产中的应用[11-13]。因此,需要采用大面积“卷对卷”(R2R)兼容的溶液加工方式来进行有效的器件制造。同时,在器件面积放大过程中,模块效率相较单电池会有大幅下降,需要从多方面进行优化以减少 PCE 损失。

2.1 溶液涂层技术

薄膜的溶液涂层加工方式可以分成以下几类:①通过倾倒、喷涂、涂布等方式将溶液转移到基材上,并且在这一过程中涂布头和基底之间没有接触,该技术包括刮刀涂布、狭缝涂布、喷涂、喷墨印刷等。②涉及墨水和基板之间的物理接触,以进行溶液印刷过程,该技术包括凹版印刷、丝网印刷、柔版印刷、转移印刷等[14]。从溶液制备薄膜通常包含 3 个步骤:溶液润湿、铺展和薄膜干燥。而溶液润湿可分为静态润湿和动态润湿[15]。静态润湿指涂层溶液在基底上干燥过程保持静止,溶液的润湿性仅由界面张力决定,干燥过程由热力学平衡决定。而刮刀涂布和狭缝涂布等印刷方法受动态润湿影响更大。动态润湿发生在动态接触线(弯月面和基板之间的接触线)处,弯月面的形成受表面张力和溶液流动剪切力的调节[16]。在润湿过程之后,油墨干燥形成薄膜,由于溶剂蒸发驱动力和黏性力的竞争,薄膜的厚度主要由“蒸发状态”和“朗道-列维奇(Landau-Levich)状态”决定[17],如图 2 所示[17-18],溶剂挥发速度与涂布速度的相对大小决定最终薄膜厚度。

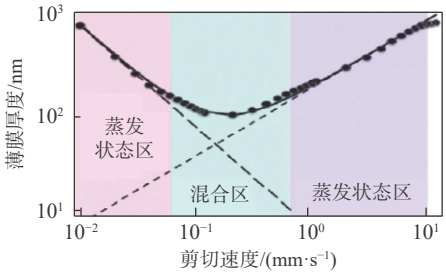
2.1.1 刮刀涂布

刮刀涂布是先将涂层溶液滴在刀片前的基材上,再将刀片放置在距基材表面固定距离(约 10～500 μm),以恒定的速度在基材上线性移动,将涂层溶液铺展,溶剂蒸发后得到干燥的薄膜(见图 3(a))。与旋涂相比,刮刀涂布具有较高的材料利用率(>95%),并且与 R2R 加工技术兼容[19]。薄膜厚度与刀片到基底距离、基底表面能、涂层溶液黏度、刮涂速度有关。通常,刮涂速度在 1～15 mm/s 之间,对应的薄膜厚度从几十到数百纳米。同时,受刮涂速度和基底温度等因素的影响,湿膜干燥速



蒸发状态示意图　　朗道-列维奇状态示意图

(a) 蒸发状态和朗道-列维奇状态



(b) 薄膜厚度与剪切速度关系

图 2　涂层溶液润湿干燥过程示意图[17-18]

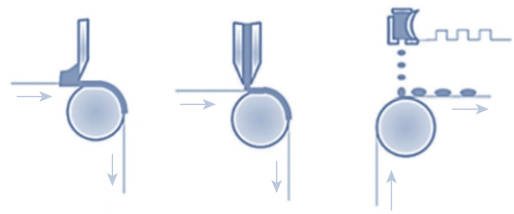
Fig. 2　Wetting and drying process of coating solution[17-18]

度较慢, 导致分子产生过度聚集, 影响薄膜的粗糙度和形貌。

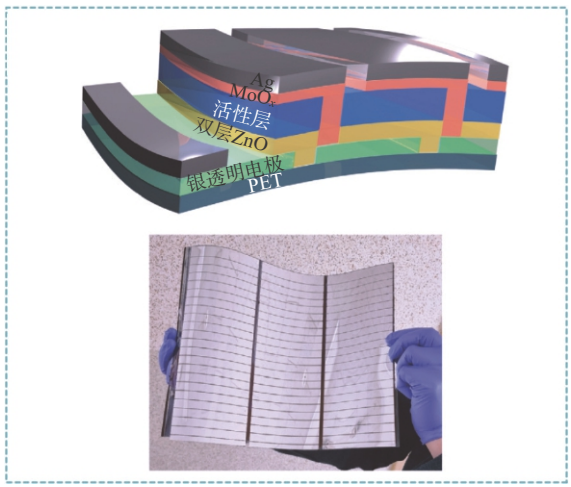
2015 年, Kang 和 Lee 等报道了柔性基底银透明电极结构, 该电极具有应用到大面积柔性器件制备的潜力[20]。2022 年, Kwon 等用刮刀涂布的加工方式制备了双层 ZnO 基电子传输层和活性层, 刮刀涂布可以获得高度均匀的 ZnO 纳米颗粒层, 减少了器件陷阱辅助复合, 实现 V_{OC} 和填充因子的提升, 在 108 cm^2 和 528.5 cm^2 的大面积柔性组件分别获得了 9.15% 和 7.67% 的 PCE, 这也是目前超过 100 cm^2 的柔性有机太阳能电池组件的最高 PCE[21]。同年, 马昌期课题组基于印刷的金属纳米网格电极制备大面积柔性有机太阳能电池, 同样选用刮刀涂布的加工方式制备活性层, 在 25.42 cm^2 的有效面积下获得了 12.42 % 的器件 PCE[22]。用刮刀逐层涂布的活性层加工技术对于获得更优的垂直相分离和更高的相纯度更具优势, 2020 年, 马伟课题组以活性层逐层刮涂的方式, 制备 p-i-n 结构器件(见图 3(c)), 获得 12.27% 的 PCE, 优于本体异质结结构 (bulk heterojunction, BHJ) 的 11.01%, 器件的电学性能表征也验证了逐层刮涂可以实现更有效的电荷传输和收集[23]。

2.1.2　狭缝涂布

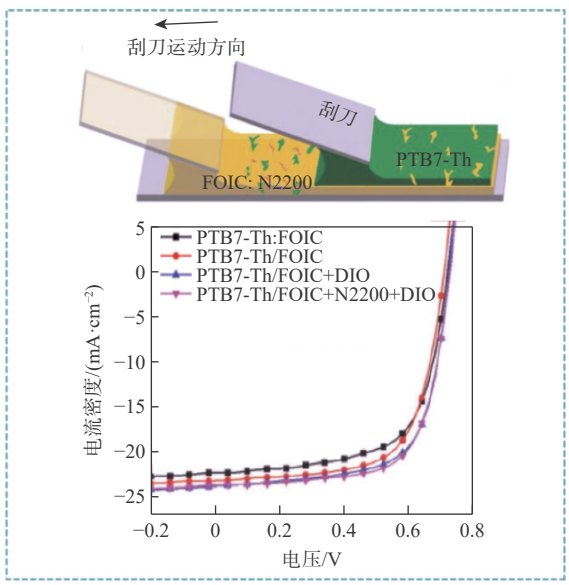
狭缝涂布技术利用蠕动泵或压力罐匀速供给涂层溶液给定制结构的金属刀头, 溶液通过刀头中间狭缝, 其宽度由刀头中间的掩模垫片定义, 刀头挤出的溶液落到基板上形成接触(见图 4(a))。这种涂布技术可以应用于离散的片对片和连续的 R2R 系统, 连续加工的主要限制因素是涂层在高速下变得不稳定, 黏度较低时, 基底移动速度不大于 10 m/min。尽管这种技术很强大, 操作简单, 且可以通过刀头中间的垫片引导涂层溶液的流动, 可以以



(a) 卷对卷涂布技术示意图[24]



(b) 总面积为528.5 cm²柔性光伏组件实物及结构示意图[21]

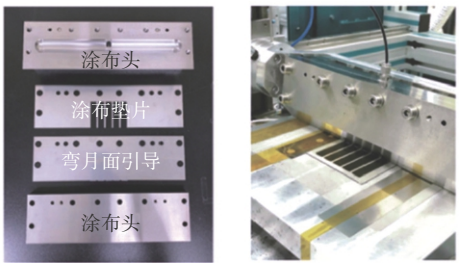


(c) 逐层刮涂加工示意图及p-i-n器件输出特性曲线[23]

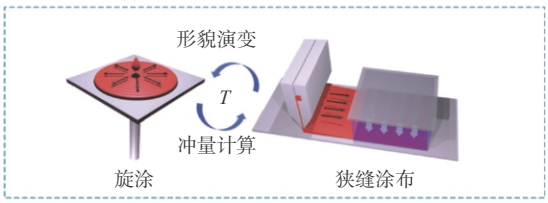
图 3　刮刀涂布技术示意图[21, 23-24]

Fig. 3　Blade coating process[21, 23-24]

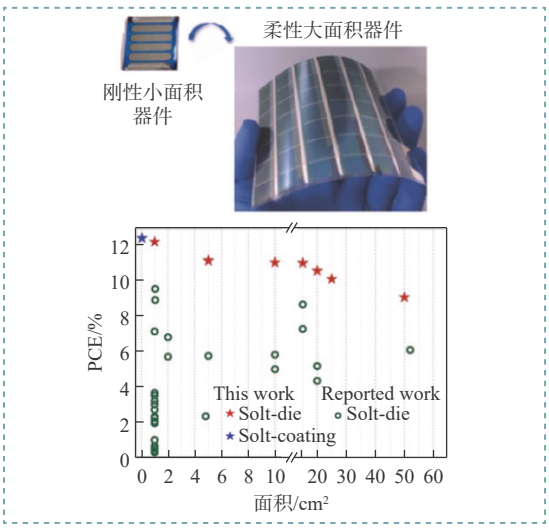
条纹形式直接图案化, 但狭缝涂布头的结构设计至关重要。其中, 垫片对于控制条纹图案和边缘质量起着主要作用, 其厚度可以在 10～100 mm 的范围内变化, 具体取决于油墨黏度。但对于薄于 20 mm 的掩膜, 保持均匀涂布相对困难, 而对于厚于 50 mm 的掩膜, 则需要非常黏稠的涂层溶液。通常, 掩膜厚度在 20～50 μm 之间, 对应使用黏度在 1～20 mPa·s 的聚合物溶液[24]。为改变涂层图案, 只需简单地切换掩模即可。图 4(a) 显示了实际中使用狭缝涂布



(a) 狭缝涂布技术加工图案化薄膜[27]



(b) 旋涂加工与狭缝涂布之间的冲量转换[26]



(c) 器件面积放大过程中器件PCE变化[28]

图 4 狭缝涂布技术示意图[26-28]

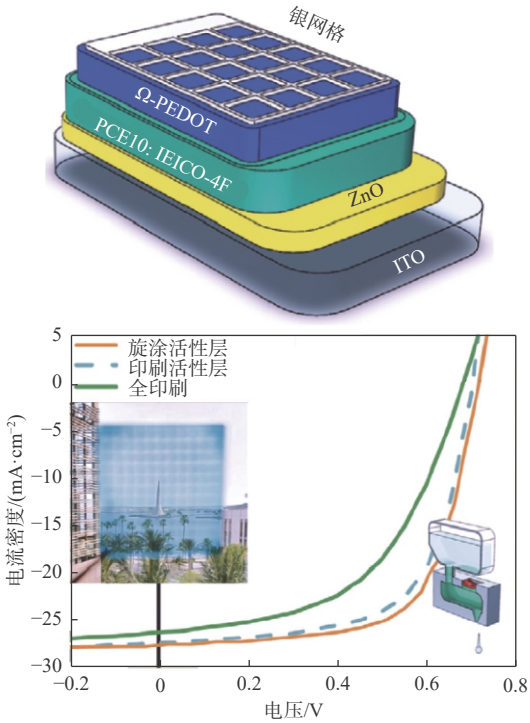
Fig. 4 Slot-die coating process[26-28]

技术加工一维图案化薄膜，包括 5 条宽度为 12 mm、间隔为 3 mm 的条带[25]。2019 年，陈义旺课题组运用剪切冲量转化的方式，从优化的小面积旋涂加工条件获得基于狭缝涂布技术的大面积光伏组件的加工条件（见图 4(b)），使用 PBDB-T:ITIC 分子体系制备 1.04 cm^2 单个柔性太阳能电池，并获得了 9.77% 的 PCE，接近于旋涂加工器件结果，当器件面积放大至 15 cm^2 时，柔性组件 PCE 依然可以保持在 8.90%[26]。目前，文献报道中基于狭缝涂布技术制备的柔性有机太阳能电池最大有效面积为 80 cm^2，组件 PCE 为 5.25%[27]。

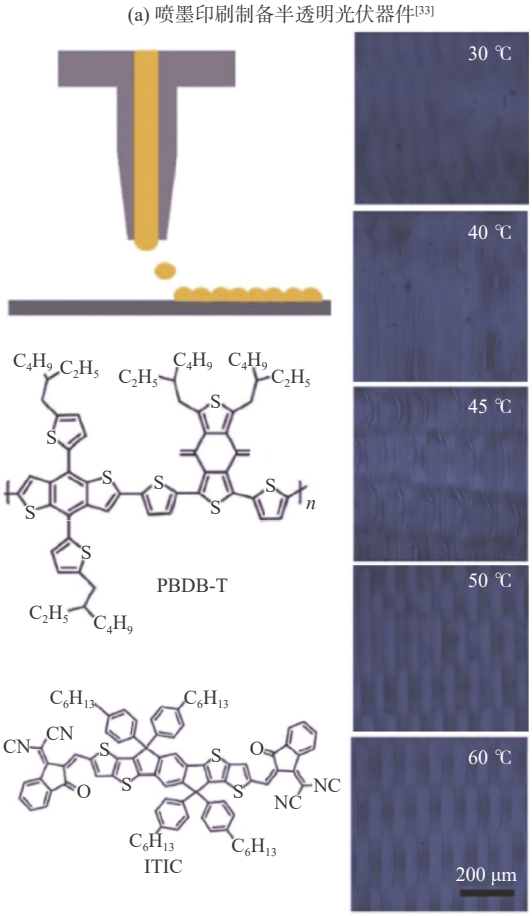
与刮刀涂布技术相同，狭缝涂布湿膜的溶剂挥发和干燥过程显著慢于传统旋涂加工，而干燥动力学决定了薄膜厚度和纳米尺度形貌，因此，需要优化溶液泵送流量、基材运动速度及加工温度等参数，以期优化湿膜干燥动力学，控制成膜厚度及均匀性。国家纳米科学中心魏志祥课题组近年来在该方向取得了一些进展，2020 年，采用热基底的方案加快成膜动力学，协同优化狭缝涂布条件和活性层形貌，在 PH1000 修饰的银栅格基底上成功制备大面积柔性组件，面积 25 cm^2 的组件 PCE 达到 10.09%[28]。该结果展现了狭缝涂布技术在器件面积放大过程中保持低 PCE 损失的优越性。为探究活性层成膜动力学，提高器件加工重复性，魏志祥课题组开发了原位吸收光谱设备指导狭缝涂布印刷优化，研究发现，受体 QX-2 分子因其过强的结晶性，在成膜过程中会导致过度相分离影响器件性能，而在吸收光谱指导下，基于 PM6:QX-1 体系的 30 cm^2 大面积器件模组获得了 12.2% 的 PCE[29]。需要注意的是，对于给定黏度的涂层溶液，会存在一个特定的加工参数区间，在该范围内狭缝涂布成膜是均匀连续的[30]。如图 4(c)所示，超过该范围，无论是高速还是低速，都会导致薄膜器件 PCE 低下[11,31]。

2.1.3 喷墨印刷

喷墨印刷是一种工业成熟的技术，用于书籍出版、标签和包装印刷等传统领域。压电控制喷嘴对单个皮升液滴的精确定位，使得印刷分辨率可达到 300～1 200 dpi，并支持图案化加工。这一优势不仅有效节省了材料，还可以避免使用昂贵的掩模版。同时，喷墨印刷的非接触式沉积过程可以最大程度减少污染[32]。目前，实验室规模的喷墨印刷设备可以实现微米级的横向分辨率。与 2.1.1 节和 2.1.2 节提及的其他溶液印刷技术相同，喷墨印刷同样具有 R2R 工艺的兼容性，可以实现大面积制备。其工作过程包括 3 个步骤：①液滴形成和喷射；②液滴在表面上的定位、扩散和聚集；③溶剂蒸发形成干燥薄膜。而液滴干燥成膜的这一过程相较其他技术而言更为缓慢，这也对印刷墨水有更多限制，如低黏度（4～30 mPa·s）、高表面张力（通常大于 35 mN/m）、多溶剂组分（需引入挥发性强的溶剂）[31]。这些特定的墨水特性会显著影响溶质沉积和成膜过程，调控不当就会产生咖啡斑效应，即在成膜干燥过程中，由于干液滴的接触线固定和边缘处溶剂干燥速率快，液滴内产生浓度梯度并导致溶质随溶剂流动迁移到印刷图案的边缘。这对有机太阳能电池活性层形貌调控和器件性能来说也是不利的，限制了其在高通量器件加工中的应用，需要深入优化液滴成膜动力学以获得均匀薄膜。2020 年，Baran 课题组通过筛选优化溶剂组合，实现活性层形貌优化和电荷传输层浸润性改善，在全喷墨印刷有机太阳能电池中获得 12.4% 的 PCE（见图 5(a)）[33]。2022 年，马昌期课题组使用非富勒烯分子体系 PM6:



(a) 喷墨印刷制备半透明光伏器件[33]



(b) 喷墨印刷薄膜受基底温度调控结果[34]

图 5　喷墨印刷技术示意图[33-34]

Fig. 5　Ink-jet printing process[33-34]

ITIC-4F, 通过优化基板温度和液滴间距获得均匀的活性层薄膜, 抑制过度聚集并改善结晶度, 结果如图 5(b)所示, 基于逐层喷墨印刷技术的有机太阳能电池的 PCE 达到 13.09%[34]。

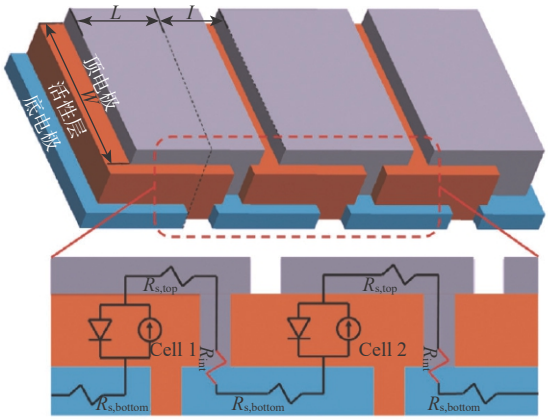
2.1.4　其他溶液印刷技术

除以上印刷技术, 凹版印刷、丝网印刷等技术也被引入 R2R 制造过程。例如, Kopola 等报道了使用凹版印刷方法制造的大面积柔性有机太阳能电池, 有效面积 15.45 cm^2 的器件获得了 1.68% 的 PCE[35]。而丝网印刷多被用于制造器件电极, Kroon 等使用丝网印刷制备银网格透明导电电极, 用以代替 ITO 层, 并成功制备 4 cm^2 柔性器件[36]。但是, 丝网印刷技术对涂层黏度要求较高, 与活性层及传输层溶液并不兼容。而凹版印刷虽然能够用于低黏度油墨, 但变换印刷图案需要完全更换模板, 对于批量生产来说成本过高, 并且形成的有机薄膜缺陷较多, 并没有得到广泛的研究[37-39]。

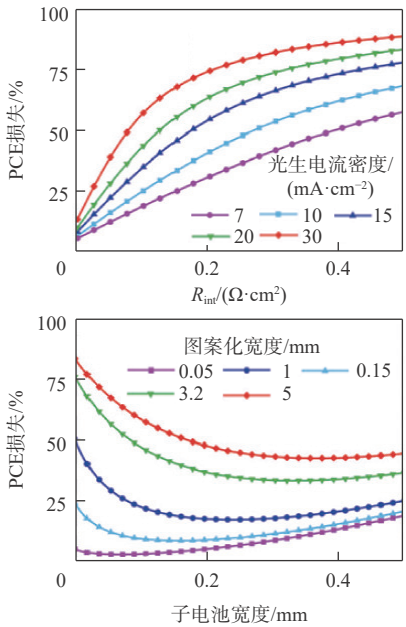
2.2　器件面积放大过程中能量转换效率损失分析

目前, 组件模块 PCE 通常落后于实验室级小面积单结器件的 PCE, 造成这一现象的原因包括: ①面积放大的电学损耗; ②组件放大的几何损耗; ③大面积薄膜加工均匀性限制。电学损耗主要包括柔性透明电极自身较高串联电阻和组件互联区域的接触电阻(见图 6(a)[24])。Brabec 等模拟了组件接触电阻和 PCE 损失之间的关系, 结果如图 6(b)所示, 发现在高短路电流的情况下, 组件子电池间的接触电阻对 PCE 的影响至关重要[40]。因此, 组件通常首选串联连接以尽量降低相关的电阻功率损耗。几何损耗即子电池间的图案化部分因无法产生光电流而导致的器件有效面积损失, 通常将有效面积与组件面积之比定义为几何填充因子(geometry fill factor, GFF)。目前, 普通的图案化印刷技术很难获得毫米级图案, 导致 GFF 通常低于 90%[41-42]。活性层印刷均匀性带来的 PCE 损失, 其解决方案除了改进溶液涂布工艺外, 还可通过溶剂工程调整溶液流变性能, 如引入高沸点溶剂, 在液滴表面形成浓度梯度, 抑制咖啡环效应[43], 另一种有效方法是使用适当的添加剂。添加剂通常对供体和受体具有不同的溶解度, 因此, 可以在成膜过程中优化供体/受体结晶度和堆积行为, 目前, 常用的活性层添加剂包括 1,8-二碘辛烷(DIO)和氯萘(CN)等。2018 年, 马伟等对比了在空气中通过旋涂和刮涂技术制备的器件结果, 旋涂条件下最优添加剂比例为 1% 的 DIO, 而添加剂为 0.25% 的 DIO 对于刮涂制造的器件更为有利, 进一步表征发现, DIO 含量的变化源于刮涂技术的剪切诱导结晶代替了部分添加剂的作用[44]。

综上, 有机太阳能电池在经历透明电极和活性层材料多年积累迭代之后, 小面积柔性器件 PCE 已取得长足发展, 下一步的发展方向是优化溶液印刷



(a) 有机太阳能电池组件串联结构示意图[24]



(b) 接触电阻和电池宽度对PCE损失的影响分析[40]

图 6 有机太阳能电池组件串联结构电学损耗分析[24,40]

Fig. 6 Analysis of electrical loss in series structure of organic solar cell modules[24,40]

的柔性大面积器件，100 cm^2 以上组件 PCE 突破 10%。首要解决的问题是可扩展的涂层技术，狭缝涂布因其对溶液黏度要求低和与 R2R 兼容的优势，被视为大面积薄膜溶液加工的最佳技术，未来有望实现基于狭缝涂布技术的全溶液印刷有机光伏器件制备。其次，需要进行合理的子电池串联结构设计以减少电阻损耗，提高组件 PCE。除此以外，有机太阳能电池的光照、环境、机械稳定性是阻碍其实现广泛应用的另一重要因素。

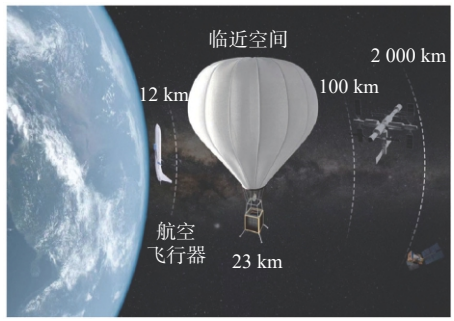
3 有机太阳能电池在空间应用中的验证

有机太阳能电池器件要实现在宇宙空间中的应用，首先必须要实现极端空间中的器件工作稳定性，必须经受微重力、AM0 太阳辐射、宇宙粒子辐射、超高真空和巨大温差[7]。2014 年，Müller-Buschbaum 等验证了基于 P3HT:PCBM 体系的光伏器件在真空中受 AM0 辐照下较好的稳定性[45]。Krebs 等在低于 10^{-4} Pa 真空下研究 P3CT:C_{60} 体系的 13 000 h 光照退化和失效机制[46]。真空环境下没有氧气的作用，可以减少有机活性层的光降解。然而，对于非富勒烯分子体系而言，紫外线对于活性层的漂白作用不可忽视。Brabec 等发现基于 PCBM 和 ITIC 分子体系的器件在紫外线照射下的稳定性不如基于 *o*-IDTBR 的器件[47]，该研究证明，活性层内剩余的 DIO 会在紫外线照射下诱导发生自由基反应，使 ITIC 分子发生光降解。为提升器件光稳定性，除了提升活性层分子自身稳定性，添加紫外光滤波片可以明显提高光稳定性[48]。Someya 等针对传统紫外滤波片难以实现具有小于 4 μm 厚度的问题，提出使用 1.3 μm 厚透明聚酰亚胺(PI)作为基底材料，PI 对于波长小于 350 nm 的光有很低的透过率，制备的总厚度 2.6 μm 超柔有机太阳能电池器件在光照下表现出很好的工作稳定性[49]。Cacialli 等研究了 2 种半导体材料 P3HT 和 PBTTT 的中子辐射耐受性，通过光谱和器件表征收集的证据，表明中子辐射促进了这 2 种聚合物中的极化子生成，并提出中子辐射降解过程优先发生在薄膜的非晶相中，与 P3HT 相比，PBTTT 相对较高的结晶性使其具有优异的中子辐射耐受性[50]。Troshin 等测试了 γ 射线辐射下有机太阳能电池工作状况，基于 PCDTBT:PCBM 体系的器件暴露在 6 500 Gy 辐射剂量下仍保持约 90% 的初始 PCE，是目前有机太阳能电池所报道的耐 γ 射线辐射稳定性最高值之一，根据 NASA 对地球轨道卫星的估计，按照 160 Gy 的年平均辐射剂量，该体系器件有望提供远高于 10 年的工作寿命[51]。闵杰等评估了 PZ1 掺杂的 PM6:BTTT-2Cl 体系在模拟空间环境中的热循环稳定性，在基于低地球轨道、月球轨道和火星轨道模拟温度变化条件下，器件经历多次热循环后仍可保持初始 PCE 的 90% 以上，同时还测试了器件在−20～80 ℃ 之间热循环 600 h 稳定性，器件 PCE 也可以保持超过 80%[52]。目前，根据文献已报道的实验数据，有机光伏器件面对高能粒子辐射和热循环应力表现良好，但 AM0 太阳强紫外辐射造成的活性层老化失效不可忽视，需要添加紫外滤波片等手段提高稳定性。除此以外，超高真空环境对于器件封装技术也是一个重大考验。

尽管在空间应用领域科研工作者们已经做出了一些探索，但实验室测试都是在有限模拟环境条件表征有机太阳能电池器件的工作状况。Manca 等

报道了以平流层气球飞行携带有机太阳能电池器件到达 35 km 高度[10]。平流层环境可以更真实模拟太空实际环境。对于辐射环境而言, 能量 GeV 量级的质子、电子或离子很难进入大气层内, 小于 50 keV 的低能粒子最远能到达电离层, 平流层无法模拟太空辐射环境。对于温度和气压, 对流层顶最低温度约 220 K。该实验在低于 230 K 的温度下保持了约 30 min, 并在整个漂浮阶段都在 32 km 处。在这一高度, 气压在 10^2～10^3 Pa 范围内, 器件在平流层飞行期间只经历了轻微的真空。尽管实验条件与实际应用环境仍有一定差距, 该研究报道的有机太阳能电池器件运行演示仍是走向空间应用的一次宝贵探索。2019 年, 朱瑞教授和徐国宁教授团队在临近空间高度 AM0 光照下测试混合阳离子钙钛矿电池稳定, 基于 $FA_{0.81}MA_{0.10}Cs_{0.04}PbI_{2.55}Br_{0.40}$ 的器件在测试期间保持初始 PCE 的 95% 以上, 研究发现, 选用 PI 滤光膜可以进一步提高器件工作稳定性[53]。2022 年, 刘生忠教授团队测试了钙钛矿器件在临近空间长时间工作稳定性, 测试过程如图 7 所示, 在 19 h 飞行时间内, 光伏器件总能量输出为 0.086 9 kWh/cm^2, 最大功率输出为 11.9 mW/cm^2, 初步验证了钙钛矿电池在临近空间应用的可行性, 这也是早期报道钙钛矿器件在临近空间经历完整昼夜演变的性能变化[54]。

然而, 高空气球条件下的测试因为没有离开地球大气层到达卫星轨道高度, 并没有经历苛刻的火箭发射, 也没有暴露在粒子辐射、超高真空和微重力环境中。Müller-Buschbaum 等报道了在低地球轨道高度下, 亚轨道探空火箭飞行过程中有机太阳能电池器件的工作状况[55]。其中, 基于 PBDB-T:ITIC 和 PTB7-Th:$PC_{71}BM$ 的器件功率密度分别达到 4 mW/cm^2 和 7 mW/cm^2。由于更高的基础效率, 基于 SnO_2 和 m-TiO_2 的钙钛矿器件功率密度都超过了 14 mW/cm^2, 飞行期间较低的光电流可以减少载流子积累, 从而减少界面复合, 有效减少电滞效应, 并在远离太阳的阶段, 只接收地球的微弱散射光, 太阳能电池仍然发电, 功率密度达到了深空辐照条件下的预期水平。但是, 需要清楚地认识到, 柔性太阳能电池单电池需要在 AM0 光谱下获得至少 15% 的 PCE 才能与当前卫星电力系统竞争[56]。除了比功率和 PCE 的要求, 制造适配火箭发射过程的柔性可折叠薄膜有机太阳能电池阵列也是必须攻克的技术难题。尽管聚合物基底的薄膜电池具有一定弯折性, 但在空间部署后必须得到严格的支撑, 并且通过高温、辐射、热循环、振动和机械应力等完整稳定性测试。目前, 在有机光伏领域尚未有



(a) 临近空间探空气球示意图

(b) 探空气球发射前后照片

图 7　近空飞行气球实验示意图及实际实验过程[54]

Fig. 7　Near-space high-altitude balloon experiment and photos of actual experimental process[54]

组件级空间应用的报道, 但可以借鉴哈勃太空望远镜早期应用的柔性卷出光伏阵列结构, 包含一个卷起存放配置的 PI 毯, 该阵列由管状可伸缩吊杆部署系统 Bi-STEM 部署[56]。ATK Space Systems 开发的 SquareRiggerTM 太阳能电池阵列是一个由模块化组成的柔性毯系统, 该阵列试图将超高功率能力(>30 kW)与高装载封装效率相结合, 比功率达到 300 W/kg 以上[57]。

4　结 束 语

大面积柔性有机太阳能电池由于其高比功率、成本低、可弯折、可溶液加工等优点而受到了广泛的关注, 目前, 有机太阳能电池极端空间环境下工作稳定性的研究尚处于起步阶段, 科研工作者正在探索空间飞行器上提供电力供应的应用可能。

本文从柔性有机太阳能电池的特性出发, 阐述了其高比功率、高性能、可折叠以减小运输体积在

各类型航空航天器供电设备上应用的突出优势，并综述了基于溶液法印刷制备大面积有机太阳能电池技术的原理、特点和研究进展，总结了限制大面积光伏组件 PCE 落后于小面积单结器件的因素及可能的解决方案，回顾了近年来报道的有机太阳能电池在各类极端环境中工作稳定性的初步验证，讨论了器件可能的 PCE 衰退原因。

未来，随着有机光电分子结构的进一步优化及器件结构的改进设计，有机太阳能电池的 PCE 将会很快超过 20%，不断向着 S-Q 极限 PCE 逼近。有机叠层光伏器件也将会是未来的发展方向，通过精细设计顶电池和底电池的吸收光谱，取得更出色的器件 PCE。除此以外，有机太阳能电池想要代替无机光伏电池在空间领域应用，还需要提升器件长期工作稳定性。为实现这一目标，可以从以下角度入手：①由于航天器供电系统更换维修难度大，光伏组件整体结构必须坚固且高度可靠，并能承受火箭发射过程的冲击振动；②从分子结构设计上提高玻璃化转变温度以改善活性层热稳定性和光照稳定性，对界面层缺陷进行钝化以提高器件对强紫外辐射的耐受性，并改进封装策略，以提升器件耐极端温度和超高真空，实现稳定输出功率 10 年以上。综上所述，柔性有机太阳能电池领域的研究需要在实现工作稳定性上着重发力，以期发挥无机光伏所不具备的优势，在各类卫星电力系统中得到广泛应用。

参考文献（References）

[1] PARK S, HEO S W, LEE W, et al. Self-powered ultra-flexible electronics via nano-grating-patterned organic photovoltaics[J]. Nature, 2018, 561(7724): 516-521.

[2] LIU Y H, LIU B W, MA C Q, et al. Recent progress in organic solar cells (Part I. Material science)[J]. Science China Chemistry, 2022, 65(2): 224-268.

[3] ZHU L, ZHANG M, XU J Q, et al. Single-junction organic solar cells with over 19% efficiency enabled by a refined double-fibril network morphology[J]. Nature Materials, 2022, 21(6): 656-663.

[4] CHE X Z, LI Y X, QU Y, et al. High fabrication yield organic tandem photovoltaics combining vacuum- and solution-processed subcells with 15% efficiency[J]. Nature Energy, 2018, 3: 422-427.

[5] FILIPIČ M, LÖPER P, NIESEN B, et al. $CH_3NH_3PbI_3$ perovskite/silicon tandem solar cells: characterization based optical simulations[J]. Optics Express, 2015, 23(7): A263-A278.

[6] THIRSK R, KUIPERS A, MUKAI C, et al. The space-flight environment: the international space station and beyond[J]. Journal de L'Association Medicale Canadienne, 2009, 180(12): 1216-1220.

[7] TU Y G, WU J, XU G N, et al. Perovskite solar cells for space applications: progress and challenges[J]. Advanced Materials, 2021, 33(21): 2006545.

[8] MOHR N J, SCHERMER J J, HUIJBREGTS M A J, et al. Life cycle assessment of thin-film GaAs and GaInP/GaAs solar modules [J]. Progress in Photovoltaics: Research and Applications, 2007, 15(2): 163-179.

[9] KALTENBRUNNER M, WHITE M S, GŁOWACKI E D, et al. Ultrathin and lightweight organic solar cells with high flexibility[J]. Nature Communications, 2012, 3: 770.

[10] CARDINALETTI I, VANGERVEN T, NAGELS S, et al. Organic and perovskite solar cells for space applications[J]. Solar Energy Materials and Solar Cells, 2018, 182: 121-127.

[11] WANG Q, XIE Y, SOLTANI-KORDSHULI F, et al. Progress in emerging solution-processed thin film solar cells–Part I: Polymer solar cells[J]. Renewable and Sustainable Energy Reviews, 2016, 56: 347-361.

[12] NORRMAN K, GHANBARI-SIAHKALI A, LARSEN N B. Studies of spin-coated polymer films[J]. Annual Reports Section "C" (Physical Chemistry), 2005, 101(0): 174-201.

[13] KUMAR P. Organic solar cells: device physics, processing, degradation, and prevention[M]. Boca Raton: CRC Press, 2016.

[14] YANG F, HUANG Y T, LI Y W, et al. Large-area flexible organic solar cells[J]. NPJ Flexible Electronics, 2021, 5: 30.

[15] BLAKE T D. The physics of moving wetting lines[J]. Journal of Colloid and Interface Science, 2006, 299(1): 1-13.

[16] GU X D, SHAW L, GU K, et al. The meniscus-guided deposition of semiconducting polymers[J]. Nature Communications, 2018, 9: 534.

[17] LE BERRE M, CHEN Y, BAIGL D. From convective assembly to Landau-Levich deposition of multilayered phospholipid films of controlled thickness[J]. Langmuir, 2009, 25(5): 2554-2557.

[18] FAUSTINI M, LOUIS B, ALBOUY P A, et al. Preparation of Sol-Gel films by dip-coating in extreme conditions[J]. The Journal of Physical Chemistry C, 2010, 114(17): 7637-7645.

[19] LIAO C Y, CHEN Y, LEE C C, et al. Processing strategies for an organic photovoltaic module with over 10% efficiency[J]. Joule, 2020, 4(1): 189-206.

[20] KANG H, JUNG S, JEONG S, et al. Polymer-metal hybrid transparent electrodes for flexible electronics[J]. Nature Communications, 2015, 6: 6503.

[21] KWON H C, JEONG W, LEE Y S, et al. Overcoming the low-surface-energy-induced wettability problem of flexible and transparent electrodes for large-area organic photovoltaic modules over 500 cm^2 [J]. Advanced Energy Materials, 2022, 12(21): 2200023.

[22] HAN Y F, HU Z S, ZHA W S, et al. 12.42% monolithic 25.42 cm^2 flexible organic solar cells enabled by an amorphous ITO-modified metal grid electrode[J]. Advanced Materials, 2022, 34(17): 2110276.

[23] WANG Y L, ZHU Q L, NAVEED H B, et al. Sequential blade-coated acceptor and donor enables simultaneous enhancement of efficiency, stability, and mechanical properties for organic solar cells[J]. Advanced Energy Materials, 2020, 10(7): 1903609.

[24] WANG G D, ADIL M A, ZHANG J Q, et al. Large-area organic solar cells: material requirements, modular designs, and printing methods[J]. Advanced Materials, 2019, 31(45): 1805089.

[25] XUE P Y, CHENG P, HAN R P S, et al. Printing fabrication of large-area non-fullerene organic solar cells[J]. Materials Horizons, 2022, 9(1): 194-219.

[26] MENG X C, ZHANG L, XIE Y P, et al. A general approach for lab-to-manufacturing translation on flexible organic solar cells[J]. Advanced Materials, 2019, 31(41): 1903649.

[27] HAN Y W, JEON S J, LEE H S, et al. Evaporation-free non-fullerene flexible organic solar cell modules manufactured by an all-solution process[J]. Advanced Energy Materials, 2019, 9(42): 1902065.

[28] WANG G D, ZHANG J Q, YANG C, et al. Synergistic optimization enables large-area flexible organic solar cells to maintain over 98% PCE of the small-area rigid devices[J]. Advanced Materials, 2020, 32(49): 2005153.

[29] SHEN Y F, ZHANG H, ZHANG J Q, et al. In situ absorption characterization guided slot-die-coated high-performance large-area flexible organic solar cells and modules[J]. Advanced Materials, 2023, 35(10): 2209030.

[30] WU Q, GUO J, SUN R, et al. Slot-die printed non-fullerene organic solar cells with the highest efficiency of 12.9% for low-cost PV-driven water splitting[J]. Nano Energy, 2019, 61: 559-566.

[31] KREBS F C. Fabrication and processing of polymer solar cells: a review of printing and coating techniques[J]. Solar Energy Materials and Solar Cells, 2009, 93(4): 394-412.

[32] BURGUÉS-CEBALLOS I, STELLA M, LACHARMOISE P, et al. Towards industrialization of polymer solar cells: material processing for upscaling[J]. Journal of Materials Chemistry A, 2014, 2(42): 17711-17722.

[33] CORZO D, BIHAR E, ALEXANDRE E B, et al. Ink engineering of transport layers for 9.5% efficient all-printed semitransparent non-fullerene solar cells[J]. Advanced Functional Materials, 2021, 31(7): 2005763.

[34] CHEN X Z, HUANG R, HAN Y F, et al. Balancing the molecular aggregation and vertical phase separation in the polymer: non-fullerene blend films enables 13.09% efficiency of organic solar cells with inkjet-printed active layer[J]. Advanced Energy Materials, 2022, 12(12): 2200044.

[35] KOPOLA P, AERNOUTS T, SLIZ R, et al. Gravure printed flexible organic photovoltaic modules[J]. Solar Energy Materials and Solar Cells, 2011, 95(5): 1344-1347.

[36] GALAGAN Y, RUBINGH J J M, ANDRIESSEN R, et al. ITO-free flexible organic solar cells with printed current collecting grids[J]. Solar Energy Materials and Solar Cells, 2011, 95(5): 1339-1343.

[37] KOPOLA P, AERNOUTS T, GUILLEREZ S, et al. High efficient plastic solar cells fabricated with a high-throughput gravure printing method[J]. Solar Energy Materials and Solar Cells, 2010, 94(10): 1673-1680.

[38] KOIDIS C, LOGOTHETIDIS S, KASSAVETIS S, et al. Effect of process parameters on the morphology and nanostructure of roll-to-roll printed P3HT: PCBM thin films for organic photovoltaics[J]. Solar Energy Materials and Solar Cells, 2013, 112: 36-46.

[39] KAPNOPOULOS C, MEKERIDIS E D, TZOUNIS L, et al. Fully gravure printed organic photovoltaic modules: a straightforward process with a high potential for large scale production[J]. Solar Energy Materials and Solar Cells, 2016, 144: 724-731.

[40] LUCERA L, KUBIS P, FECHER F W, et al. Guidelines for closing the efficiency gap between hero solar cells and roll-to-roll printed modules[J]. Energy Technology, 2015, 3(4): 373-384.

[41] HEO Y J, JUNG Y S, HWANG K, et al. Small-molecule organic photovoltaic modules fabricated via halogen-free solvent system with roll-to-roll compatible scalable printing method[J]. ACS Applied Materials & Interfaces, 2017, 9(45): 39519-39525.

[42] STROHM S, MACHUI F, LANGNER S, et al. P3HT: non-fullerene acceptor based large area, semi-transparent PV modules with power conversion efficiencies of 5%, processed by industrially scalable methods[J]. Energy & Environmental Science, 2018, 11(8): 2225-2234.

[43] CHANG K, LI Y X, DU G X, et al. Efficient non-fullerene organic photovoltaics printed by electrospray via solvent engineering[J]. ACS Applied Materials & Interfaces, 2020, 12(24): 27405-27415.

[44] ZHANG L, LIN B J, HU B, et al. Blade-cast nonfullerene organic solar cells in air with excellent morphology, efficiency, and stability[J]. Advanced Materials, 2018, 30(22): 1800343.

[45] GUO S, BRANDT C, ANDREEV T, et al. First step into space: performance and morphological evolution of P3HT: PCBM bulk heterojunction solar cells under AM0 illumination[J]. ACS Applied Materials & Interfaces, 2014, 6(20): 17902-17910.

[46] KREBS F C, NORRMAN K. Analysis of the failure mechanism for a stable organic photovoltaic during 10 000 h of testing[J]. Progress in Photovoltaics: Research and Applications, 2007, 15(8): 697-712.

[47] CLASSEN A, HEUMUELLER T, WABRA I, et al. Revealing hidden UV instabilities in organic solar cells by correlating device and material stability[J]. Advanced Energy Materials, 2019, 9(39): 1902124.

[48] RYU M S, CHA H J, JANG J. Improvement of operation lifetime for conjugated polymer: fullerene organic solar cells by introducing a UV absorbing film[J]. Solar Energy Materials and Solar Cells, 2010, 94(2): 152-156.

[49] KIMURA H, FUKUDA K, JINNO H, et al. High operation stability of ultraflexible organic solar cells with ultraviolet-filtering substrates[J]. Advanced Materials, 2019, 31(19): 1808033.

[50] PATERNÒ G M, ROBBIANO V, FRASER K J, et al. Neutron radiation tolerance of two benchmark thiophene-based conjugated polymers: the importance of crystallinity for organic avionics[J]. Scientific Reports, 2017, 7: 41013.

[51] MARTYNOV I V, AKKURATOV A V, LUCHKIN S Y, et al. Impressive radiation stability of organic solar cells based on fullerene derivatives and carbazole-containing conjugated polymers[J]. ACS Applied Materials & Interfaces, 2019, 11(24): 21741-21748.

[52] YANG W Y, LUO Z H, SUN R, et al. Simultaneous enhanced efficiency and thermal stability in organic solar cells from a polymer acceptor additive[J]. Nature Communications, 2020, 11: 1218.

[53] TU Y G, XU G N, YANG X Y, et al. Mixed-cation perovskite solar cells in space[J]. Science China Physics, Mechanics & Astronomy, 2019, 62(7): 974221.

[54] WANG H, JIANG X, CAO Y X, et al. The first record of diurnal performance evolution of perovskite solar cells in near space[J]. Advanced Energy Materials, 2023, 13(2): 2202643.

[55] REB L K, BÖHMER M, PREDESCHLY B, et al. Perovskite and organic solar cells on a rocket flight[J]. Joule, 2020, 4(9): 1880-1892.

[56] BAILEY S, RAFFAELLE R. Space solar cells and arrays[M]// LUQUE A, HEGEDUS S. Handbook of photovoltaic science and engineering. New York: Wiley, 2011: 369-373.

[57] O'NEILL M, HOWELL J, FIKES J, et al. Stretched lens array SquareRigger (SLASR): a new space array for high-power missions[C]//Proceedings of the IEEE 4th World Conference on Photovoltaic Energy Conference. Piscataway: IEEE Press, 2006: 2006-2009.

Exploration of large-area organic solar cells in space applications

ZHANG Jianqi[1], TIAN Chenyang[1, 2], WEI Zhixiang[1, *]

(1. CAS Key Laboratory of Nanosystem and Hierarchical Fabrication, National Center for Nanoscience and Technology, Beijing 100190, China;
2. School of Nano Science and Engineering, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: Organic solar cells (OSCs) are emerging as a promising candidate for space applications due to their low cost, lightweight flexibility, and printable fabrication. Small-area single-junction OSCs have achieved power conversion efficiency (PCE) exceeding 19%, demonstrating a specific power significantly higher than traditional silicon-based and Ⅲ-Ⅴ-based photovoltaics. Their foldable design further reduces transportation volume, making them ideal for aerospace systems. However, large-area module fabrication still faces challenges such as efficiency loss, structural design limitations, and long-term operational stability. This study focuses on the key issues of flexible OSCs in space environments, systematically analyzing the optimization of solution-printing techniques for scalable production and summarizing the factors contributing to efficiency degradation during upscaling. Additionally, the stability of OSCs under simulated extreme conditions, including ultra-high vacuum, wide temperature ranges, and radiation exposure, is reviewed. Based on recent advances, the study proposes future directions, including molecular structure optimization, tandem device design, and process improvements, to push PCE beyond 20% and enhance long-term stability. These efforts aim to establish a theoretical and technical foundation for the application of flexible OSCs in spacecraft power systems.

Keywords: organic solar cell; flexible electronics; space application; large-area device; coating technique

Received: 2022-12-06; **Accepted**: 2023-03-07; **Published Online**: 2023-03-29 11:02

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230329.0850.001

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (22135001,52073068)

* **Corresponding author**. E-mail: weizx@nanoctr.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0789

临近空间太阳能无人机巡航剖面各阶段能量影响

邓小龙[1,*]，高显忠[1]，杨民生[2]，王玉杰[1]，朱炳杰[1]

(1. 国防科技大学 空天科学学院，长沙 410073；2. 分布式电推进飞行器控制技术湖南省重点实验室，常德 415000)

摘　　要：昼夜能量平衡是临近空间太阳能无人机(UAV)具备高空长航时飞行能力的重要前提之一，设计合理的巡航飞行剖面是实现该目标的关键。基于此，通过分析太阳能无人机在巡航飞行剖面中滑翔、爬升、日间平飞和夜间平飞等各阶段的能源供应模式，建立发电、储能、耗能和动力学的模型，重点讨论巡航飞行剖面各阶段工作特性对能源循环的影响。研究结果表明：滑翔和爬升策略对于储能电池的最低电量影响较小；提高日间巡航高度可增加储能电池最低电量，且日间巡航结束时间会影响储能电池最低电量；降低夜间巡航高度可大幅增加储能电池的最低电量。

关 键 词：太阳能无人机；临近空间；飞行剖面；能量分析；巡航飞行

中图分类号：V221

文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2025)08-2615-09

临近空间是传统空、天之间的过渡区域，具有独特的高度和大气环境资源，在人类科技进步与需求拓展的双重推动下，已成为大国竞争博弈的战略新兴领域[1]。低速临近空间飞行器主要以平流层飞艇和太阳能无人机为代表，通过利用临近空间环境的有利特征，实现月、年量级的超长航时区域保持飞行能力，可填补传统天基信息与空基信息之间的空白区域，为地基、天基等信息网络系统提供有效补充，可广泛应用于通信导航、遥感测绘、侦察预警等方向，被形象地称为“平流层卫星”[2]。

临近空间太阳能无人机是以太阳能为能量来源、螺旋桨为推进系统、依靠气动升力飞行、飞行高度多位于18 km以上临近空间领域的无人驾驶飞行器[3]。各军事强国都争相开发以临近空间太阳能无人机为平台的高空伪卫星项目，如美国Helios系列、英国的Zephyr系列等[4-5]。近年来，临近空间太阳能无人机技术取得巨大突破，Zephyr S于2018年实现25天持续飞行，日间巡航高度21 km、夜间巡航高度16.7 km，该机改进型Zephyr 8于2022年8月完成64天持续飞行[6]。国内，中国航天科技集团公司第十一研究院研制的彩虹太阳能无人机于2017年完成临近空间飞行试验。

由于目前储能电池的能量密度普遍较低，昼夜能量平衡是临近空间太阳能无人机实现真正意义上的高空长航时飞行的关键[6-7]。为此，科研人员从系统设计、任务规划等方面提出了大量创新思路，并开展了大量研究[8]。

风梯度滑翔是一种典型增加无人机飞行航时的方法，其工作原理是使飞行器持续从梯度风场环境中获取能量，延长续航时间，研究人员通过理论方法和低空试验对该方法进行了大量研究[9]。风梯度滑翔在临近空间太阳能无人机应用上面临一定的局限性，一方面，高空风场的梯度变化尺度较小，受时间、位置的变化性强[10]，且风场预测难度高，而动态滑翔对风场环境要求高，使其普适性受到限制；另一方面，具有极大展弦比的临近空间太阳能无人机机体受力形变大，非线性变形带来的气动弹性效应可能严重减弱的操纵效率[11]，以及动态滑翔

收稿日期：2022-09-15；**录用日期**：2022-11-04；**网络出版时间**：2023-01-05 17:14
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230104.1642.005
基金项目：国家自然科学基金(61903369,52172410)
*通信作者. E-mail：xiaolong.deng@outlook.com

引用格式：*邓小龙，高显忠，杨民生，等. 临近空间太阳能无人机巡航剖面各阶段能量影响[J]. 北京航空航天大学学报，2025，51(8)：2615-2623. DENG X L，GAO X Z，YANG M S，et al. Energy influence of stages in cruise profile for near space solar powered unmanned aerial vehicles[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51(8)：2615-2623 (in Chinese).*

对超大展弦比的低动态太阳能无人机的结构和控制提出的进一步要求，增加了系统复杂性[12]。

由于飞行迎角、太阳电池铺装等因素，太阳能无人机飞行时，太阳电池阵的输出表现出动态变化[12]。通过对飞行航向和姿态的飞行航线的优化，在飞行过程中结合升降运动，使太阳电池阵法线与太阳光线矢量的夹角最小，实现太阳电池阵的最大发电状态[13]。在另一种临近空间低速飞行器平台——平流层飞艇上，采用类似思路设计了旋转式的太阳电池阵，以提升发电能力[14]。但是，研究认为理想航线跟踪难以实现，在实际飞行中应综合考虑风场环境对飞行的影响[15]；同时，飞行器上增加太阳电池阵的活动部件将带来质量、功耗、外形等方面的不利影响[16]。

为此，工程上主要采用对结构和控制技术要求更低的差异化巡航高度飞行剖面来降低能量消耗，通过对重力势能的综合利用实现能源闭环和优化[17]。文献 [16] 针对持续驻空的能量平衡问题，提出一种剩余充电能量预测方法，在下滑过程中利用全部光伏输出，降低能量综合损失。文献 [18] 通过对太阳能飞机各阶段的飞行剖面和能源的需求分析，讨论了巡航阶段能量特性计算方法。文献 [12] 从能量建模、续航评估和能量管理策略等方面对太阳能无人机巡航阶段任务规划的影响进行了综述，指出大气模型、气动构型、地理位置、分段滑翔约束等因素对于持久驻空能力有重要影响。Ma 等[19] 通过深度强化学习方法研究了太阳能无人机最优能源的区域驻留路径策略，指出通过调节巡航各阶段的工况可显著增加其驻空时长。

本文针对太阳能无人机巡航阶段的循环能源工作特点，通过对巡航飞行剖面的爬升、滑翔、平飞等各阶段的工作特点进行建模分析，研究各阶段对循环能源的影响，为工程实践提供科学依据。

1 太阳能无人机工作特征

1.1 能源供应模式

临近空间太阳能无人机采用“太阳电池阵+储能电池组”构建的循环能源系统为系统供电。白天，铺设在机翼上表面的太阳电池阵将太阳能转换为电能，为飞行器工作提供能量，并将多余能量为储能电池充电；夜间，太阳电池停止工作，储能电池单独为飞行器工作提供能量。需要注意，一天中，太阳入射角的时刻变化导致太阳电池阵的输出特性时变。当太阳电池阵有输出功率，但输出功率小于飞行器所需功率时，由太阳电池阵和储能电池组联合供电。图 1 给出了太阳能无人机的能源供应模式。图中，实线表示完全独立供电，虚线表示联合共同供电。由图 1 可知，能源供应模式主要包括储能电池组独立供电 (见图 1(a))、联合供电 (见图 1(b))、太阳电池阵独立供电 (见图 1(c)、(d))。

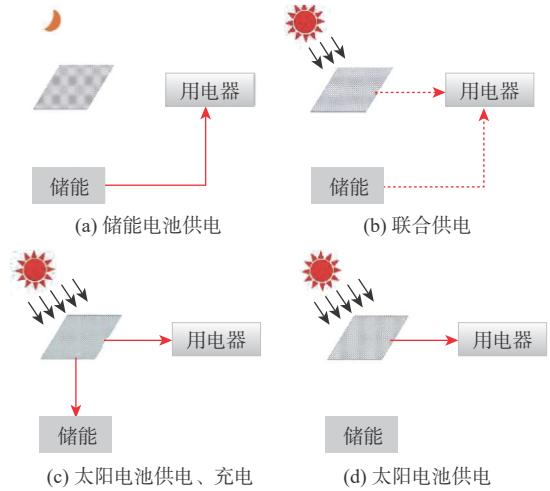


图 1 临近空间太阳能无人机能源供应模式

Fig. 1 Energy supplying modes of near-space solar powered unmanned aerial vehicles

需要注意，临近空间太阳能无人机实际飞行中，实际的能源供应情况复杂。例如，如果储能电池被充满，且太阳电池的发电功率充足，则平台完全由太阳电池供电 (见图 1(d))。因此，在时间序列上，由于太阳电池的工作状态变化，临近空间太阳能无人机从夜间开始的一天中能源供应模式序列可由图 1 中各供电模式表示为：(a)→(b)→(c)→(d)→(b)→(a)。

1.2 巡航飞行剖面的能源特点

临近空间太阳能无人机可铺设太阳电池阵的机翼面积大，太阳电池阵的总发电量能够满足无人机的用电总需求，其能源循环能力主要受限于储能电池的能量。昼夜能源循环是太阳能无人机长航时巡航的核心能力要求，为降低对储能电池能量供应需求以提高昼夜能源循环能力，设计合适的巡航飞行剖面是重要途径。

临近空间太阳能无人机的能源特性与具体的巡航飞行剖面有关。临近空间太阳能无人机的巡航飞行剖面可分为 3 个阶段：起飞-爬升-巡航阶段、持续跨昼夜飞行阶段、下滑着陆[17]。如图 2 所示，为降低持续跨昼夜飞行阶段对夜间能源需求，临近空间太阳能无人机通常采用昼夜差异化巡航方式，设计不同的日间巡航高度和夜间巡航高度。图中：H_{crd} 和 H_{crn} 分别为日间巡航高度和夜间巡航高度，P_{crd}、P_{crn}、P_{climb}、P_{glide} 分别为日间巡航功率、夜间巡航功率、爬升功率、滑翔功率。白天，太阳光照充足，太阳能无人机以高功率工作在高巡航高度；夜间，以较低功率工作在低巡航高度，降低对储能电池需求。

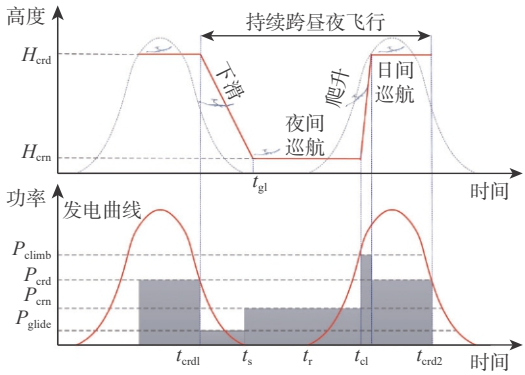


图 2　跨昼夜飞行阶段典型巡航飞行剖面与能源特性

Fig. 2　Typical cruise flight profiles and energy property of diurnal endurance flight stages

由能源供应模式序列可知，从降低能量的角度，主要策略包括降低储能电池供电功率、缩短储能电池供电时长、增加联合供电时长、增加太阳电池供电时长等多种因素。从巡航飞行剖面角度，能量优化应重点关注夜间巡航高度、爬升和下滑的策略。

1.3　巡航飞行剖面各阶段的飞行策略

由 1.2 节分析可知，采用差异化巡航高度飞行剖面的临近空间太阳能无人机，其巡航飞行剖面的工作主要分为 4 个阶段：滑翔、爬升、日间平飞和夜间平飞。

滑翔阶段的主要目的是降低飞行高度，根据动力推进装置是否工作，下滑可分为无动力滑翔和有动力滑翔 2 类。在研究滑翔阶段的能源特性时，无动力滑翔应考虑起止时间的影响，有动力滑翔还应考虑滑翔策略及其供能方式。图 3 为 2 种典型滑翔策略的功率特性示意图。其中，图 3(a) 为无动力滑翔或有动力固定功率滑翔的功率特性，滑翔过程中无人机的能源消耗为定值；图 3(b) 为有动力的变功率滑翔功率特性，从开始滑翔时刻起，通过匹配滑翔时推进系统需用功率与太阳电池发电功率，实现太阳电池发电功率的完全利用。

对于爬升阶段，与滑翔阶段类似，根据动力推进系统的工作特点，可分为定功率爬升和变功率爬升。图 4 为典型爬升策略的功率特性示意图。其中，图 4(a) 为常用的定功率爬升，当太阳电池的发电功率大于爬升需用功率时进入爬升阶段；图 4(b) 为变功率爬升，当太阳电池的发电功率大于夜间巡航功率时进入爬升阶段，通过匹配推进系统需用功率与太阳电池发电功率，实现太阳电池发电功率的完全利用。

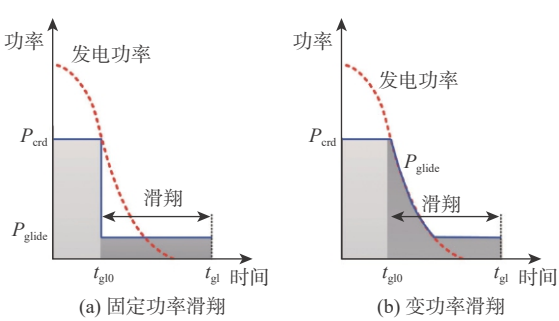


图 3　2 种滑翔策略的功率特性示意图

Fig. 3　Schematic of power characteristics of two gliding strategies

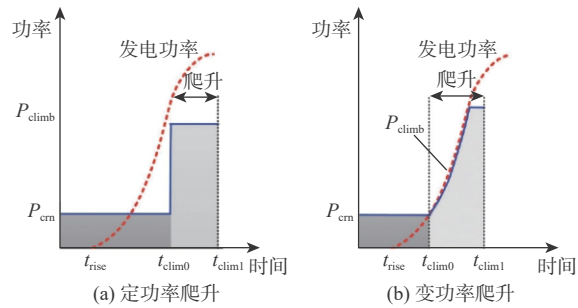


图 4　2 种爬升策略的功率特性示意图

Fig. 4　Schematic of power characteristics of two climbing strategies

平飞阶段包括日间平飞和夜间平飞，飞行高度和时长是影响平飞能量需求的主要因素。因此，太阳能无人机主要策略是充分利用日间能量，并降低夜间能量消耗。图 5 为不同系统质量的临近空间太阳能无人机巡航平飞时推进需用功率随高度变化的关系。可知，降低巡航高度可明显减小功率需求。从能量需求角度，巡航高度越低越有利，但在巡航飞行剖面设计时，应考虑任务要求和环境特征。

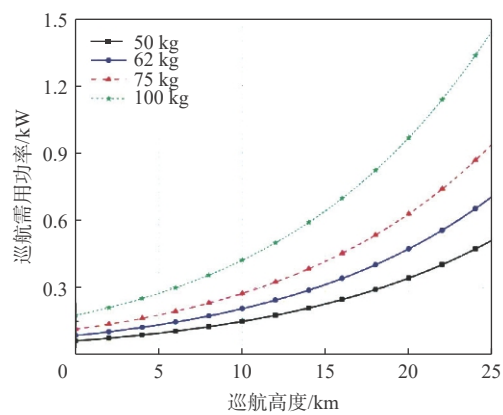


图 5　巡航需用功率随高度变化

Fig. 5　Power required for cruising varies with altitude

2　动力学与能源模型

2.1　太阳辐射与发电模型

2.1.1　太阳辐射模型

太阳的直射辐射强度表示为

$$I_{DN} = I_0 f \tau_{atm} = I_0(1 + 0.033\cos(2n\pi/365))\tau_{atm} \tag{1}$$

式中：I_0 为太阳常数，取 1 367 W/m^2；f 为地日距离修

正系数；n 为当日在一年中的日期序号；τ_{atm}为大气透过率。

太阳散射辐射强度为

$$I_d = f\frac{I_0 \sin h}{2}\cdot\frac{m(1-\tau_{atm})}{m-1.4\ln\tau_{atm}} \tag{2}$$

式中：h为太阳高度角；m为大气质量。

水平面上总太阳辐射强度为

$$I_{sun} = I_{DN}\sin h + I_d \tag{3}$$

2.1.2 太阳电池产能模型

太阳电池发电输出功率为

$$P_{solar} = I_{sun}S_{PV}\eta_{PV}\eta_{MPPT} \tag{4}$$

式中：S_{PV}为太阳电池阵有效面积；η_{PV}为太阳电池阵光电转换效率；η_{MPPT}为最大功率点追踪控制器(maximum power point tracking, MPPT)效率。式(4)未考虑温度损耗。

太阳电池输出能量为

$$E_{solar} = \int P_{solar}\mathrm{d}t \tag{5}$$

2.2 动力学模型与能量消耗模型

2.2.1 平飞阶段动力学与能量模型

平飞是太阳能无人机的主要飞行状态。巡航时，升重平衡和推阻平衡为

$$\begin{cases} L = \frac{1}{2}\rho v^2 C_L S_w = W \\ D = \frac{1}{2}\rho v^2 C_D S_w = T \end{cases} \tag{6}$$

式中：ρ为大气密度；v为巡航速度；C_L为升力系数；S_w为翼面积；C_D为阻力系数；L为升力；W为重力；D为阻力；T为推力。

飞行器巡航时推进系统需用功率为

$$P_{cr_need} = Tv = L\frac{C_D}{C_L}v = L\frac{C_D}{C_L}\sqrt{\frac{W}{\frac{1}{2}\rho S_w C_L}} = W\sqrt{\frac{W}{\frac{1}{2}\rho S_w}}\cdot\frac{C_D}{C_L^{3/2}} \tag{7}$$

需要注意，在跨昼夜飞行阶段，白天和夜间的巡航高度不同，其对应的大气密度和巡航速度均不同。

对于11.019 1 km<H≤20.063 1 km和20.063 1 km<H≤32.161 9 km这2个不同高度范围，其对应的大气密度随高度的函数可分别表示为[20]

$$\rho = \begin{cases} 0.158\,98\rho_{SL}\exp\left(\frac{14.964\,7-H}{6.341\,6}\right) \\ 0.327\,22\rho_{SL}\left(1+\frac{H-24.902\,1}{221.552}\right)^{-35.162\,9} \end{cases} \tag{8}$$

式中：ρ_{SL}为海平面大气密度。

巡航能量需求为

$$E_{cr} = \int\left(\frac{P_{cr_need}}{\eta_{thrust}} + P_{avia} + P_{pld}\right)\mathrm{d}t \tag{9}$$

式中：η_{thrust}为推进系统效率；P_{avia}为航电系统功率；P_{pld}为载荷系统功率。

2.2.2 滑翔阶段动力学与能量模型

为降低夜间巡航能量，需通过滑翔降低巡航高度。滑翔通过利用重力势能，可有效降低能量消耗，根据是否开启动力，滑翔分为无动力滑翔和有动力滑翔。

设太阳能无人机的推力线沿着飞机迎角基准线，根据稳定滑翔的受力分析，得到滑翔过程动力学方程为

$$\begin{cases} L - W\cos\theta = 0 \\ W\sin\theta + T - D = 0 \end{cases} \tag{10}$$

式中：θ为下降角，表示飞行方向下水平线之间的夹角。

太阳能无人机的下降率为

$$v_{sink} = v\sin\theta \tag{11}$$

对于无动力下滑，下降角为

$$\tan\theta = D/L \tag{12}$$

此时，太阳能无人机通过重力滑翔方式，推进系统功率为0：

$$P_{gl} = 0 \tag{13}$$

对于有动力下滑，下降角为

$$\sin\theta = (D-T)/W \tag{14}$$

对于采用太阳电池富余功率，动态调整推进系统输入功率进行动力下滑，其推进系统功率为

$$P_{gl} = P_{solar} - (P_{avia} + P_{pld}) \tag{15}$$

滑翔能量需求为

$$E_{glide} = \int\left(\frac{P_{gl}}{\eta_{thrust}} + P_{avia} + P_{pld}\right)\mathrm{d}t \tag{16}$$

2.2.3 爬升阶段动力学与能量模型

根据太阳能无人机的受力分析可知，爬升阶段与滑翔阶段类似，爬升过程动力学方程为

$$\begin{cases} L - W\cos\theta = 0 \\ T - D - W\sin\theta = 0 \end{cases} \tag{17}$$

对于定功率爬升情况，推进系统功率P_{cl}为定值。对于变功率爬升情况，推进系统功率为

$$P_{cl} = P_{solar} - (P_{avia} + P_{pld}) \tag{18}$$

太阳能无人机的爬升率为

$$v_{rise} = v\sin\theta = v\frac{T-D}{W} \tag{19}$$

爬升能量需求为

$$E_{\mathrm{cl}}=\int\left(\frac{P_{\mathrm{cl}}}{\eta_{\mathrm{thrust}}}+P_{\mathrm{avia}}+P_{\mathrm{pld}}\right)\mathrm{d}t \tag{20}$$

3　仿真分析

3.1　基本特性

以空客防务 Zephyr S 的公开数据为基础，基于表 1 中基本参数和文献 [21] 的无人机气动参数开展仿真研究。如图 6 所示，该型临近空间太阳能无人机采用常规气动布局，采用 2 套“电机-螺旋桨”推进系统，使用 MicroLink 提供的基于外延层剥离技术 (epitaxial lateral overgrowth, ELO) 的高效多结太阳电池进行日间供能，使用 Amprius 公司提供的锂离子电池供能，可搭载 5 kg 的光电载荷进行全天时高分辨率观测。

表 1　仿真分析使用的参数

Table 1　Parameters used in simulation analysis

参数	数值
总质量/kg	62
载荷质量/kg	5
储能电池能量密度/(Wh·kg^{-1})	400
储能电池放电深度/%	90
翼展/m	25
太阳电池面积/m^2	15
太阳电池比功率/(W·kg^{-1})	1 000
太阳电池功率密度/(W·m^{-2})	250
航电与载荷功耗/W	50
日间巡航高度/m	21 000
夜间巡航高度/m	16 000

图 6　Zephyr S 太阳能无人机示意图

Fig. 6　Schematic diagram of Zephyr S solar powered unmanned aerial vehicles

基于长沙地区的环境特征开展太阳能无人机的能源特性分析。图 7 给出了一年中无人机太阳电池阵的每日最大发电功率和每日总需求能量。结合太阳能无人机每日需求能量可知，当太阳能无人机以日间巡航高度设计点工作，从第 44～300 天的时间段内，太阳电池发电量均可满足能量需求。

在此基础上，太阳能无人机要在能源上满足跨昼夜飞行需求，重点是如何合理使用储能电池，使其满足跨昼夜巡航要求。结合 1.2 节可知，太阳能无人机巡航阶段的飞行剖面与能源供应模式密切相关。

图 8 和图 9 对比分析了春分日(3 月 21 日)太阳能无人机在 3 种典型工作剖面中的能源循环情

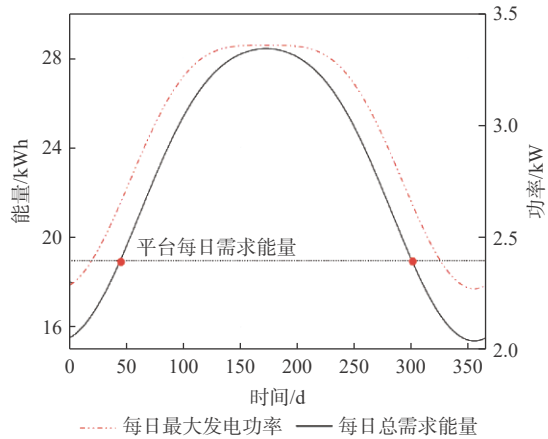


图 7　太阳能无人机每日发电情况

Fig. 7　Daily energy generation in solar powered unmanned aerial vehicles

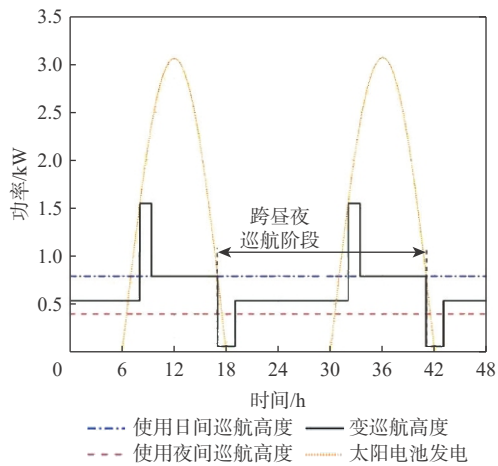


图 8　典型工作剖面的功率

Fig. 8　Powers of typical flight profiles

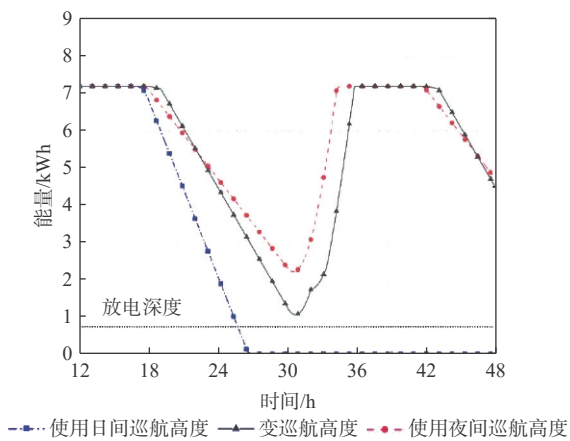


图 9　典型工作剖面的储能电池能量

Fig. 9　State of battery energies for typical flight profiles

况：使用日间巡航高度、使用夜间巡航高度和日夜巡航变高度。如图 8 所示，前 2 种巡航飞行剖面对应于恒定的巡航高度和巡航功率，第 3 种巡航飞行剖面包括下滑、夜间巡航、爬升和日间巡航 4 种工况，相应存在 4 种不同的工作功率。

图 9 为太阳能无人机在 3 种典型巡航飞行剖面中对应储能电池的能量特性。显然，对于使用日间巡航高度的飞行剖面，其储能电池会快速完成全部放电，无法持续至次日太阳电池工作；根据图 9 的分析可知，使用日间巡航高度上的太阳能无人机在春分日的总发电量大于总用电需求，但由于夜间飞行由储能电池供电，夜间能源消耗过大，而日间太阳电池的发电量未能充分存储，导致太阳能无人机难以跨昼夜飞行。对于使用夜间巡航高度的飞行剖面，储能电池可支持太阳能无人机的夜晚飞行，但此时飞行高度仅为 16 km。对于变巡航高度飞行，滑翔不仅缩短了夜间巡航时间，而且降低功率消耗，从而降低了对储能电池的用电需求。这也是目前太阳能无人机设计变巡航高度飞行剖面的主要原因。

3.2 滑翔阶段的影响分析

滑翔主要用于降低夜间巡航高度。对于滑翔阶段，其对飞行器能源特性的影响主要体现在滑翔的时长及滑翔功率需求。本文对无动力滑翔和有动力滑翔 2 种典型情况进行分析。

图 10 为上述 2 种典型滑翔策略的功率曲线。可知，当太阳电池发电功率与日间巡航功率相等时，无人机进入滑翔状态。对于无动力滑翔策略，无人机采用与滑翔机类似策略，动力系统暂停工作，通过最小下降率进入下滑，平台功率仅包括航电与载荷功率。对于有动力滑翔，其实质上是先启用动力系统，但动力系统功率与太阳电池发电量相匹配，再采用无动力滑翔。由图 10 可知，有动力滑翔的时间相对较长，滑翔时长约增加 31 min。

图 11 为上述 2 种典型滑翔策略的能量和高度曲线。对于有动力滑翔，由于利用富余的太阳能进行滑翔，其启动下滑时的下降率更低。从电池电量曲线可知，有动力滑翔时的最低能量比无动力滑翔时约多 120 Wh。因此，二者之间的差异并不大，对于储能系统的影响较小。

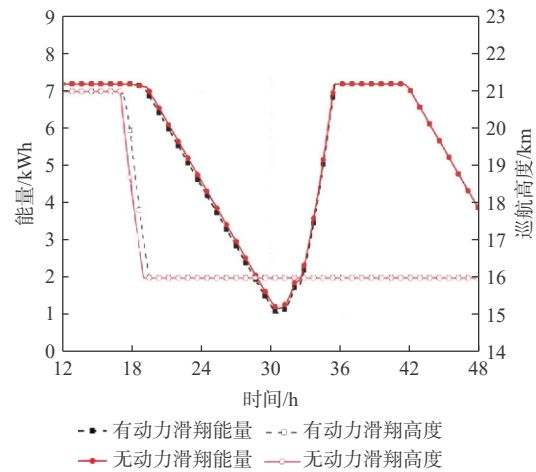


图 11 2 种典型滑翔策略的能量

Fig. 11 State of battery energies for two typical glide strategies

3.3 爬升阶段的影响分析

爬升主要用于提高日间巡航高度。为消除对储能电池的供电需求，通常在太阳电池的发电功率大于爬升需用功率时进入爬升阶段。本节对定功率爬升和变功率爬升 2 种典型情况进行分析。

图 12 给出了太阳能无人机在 2 种典型爬升策略时的功率曲线。可知，无人机在 2 种策略中进入爬升阶段的时间不同。变功率爬升的进入阶段更早，且完成爬升更早，较定功率爬升提前约 48 min。

图 13 为上述 2 种典型爬升策略的能量和高度曲线。在高度变化方面，变功率爬升初期功率较

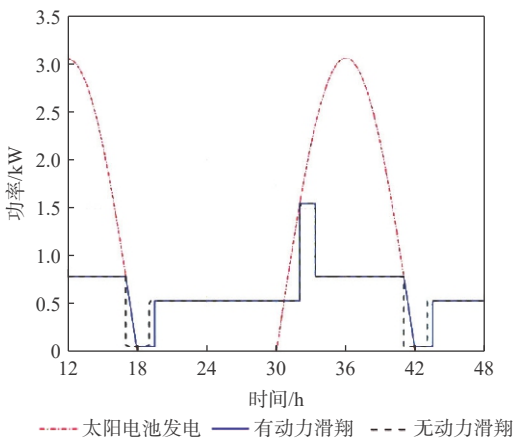


图 10 2 种典型滑翔策略的功率特性

Fig. 10 Power properties of two typical glide strategies

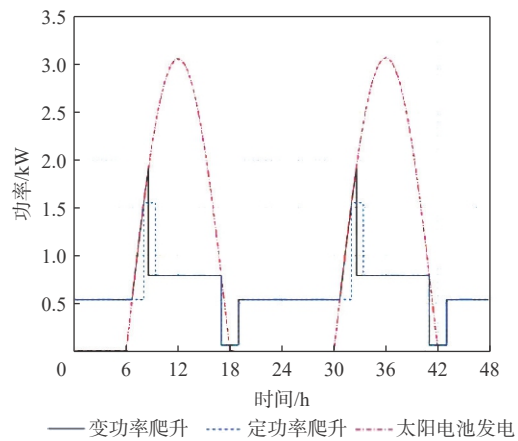


图 12 2 种典型爬升策略的功率特性

Fig. 12 Power properties of two typical climb strategies

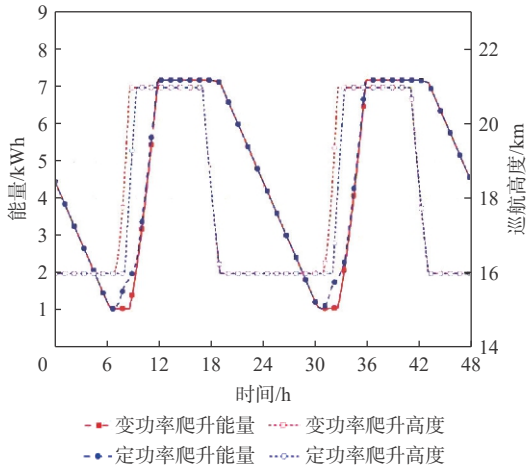


图 13　2 种典型爬升策略的能量

Fig. 13　State of battery energies for two typical climb strategies

低，爬升较慢，而随着功率提升而爬升加速。在能量方面，由于变功率爬升的进入阶段早，只有当爬升完成后才开始充电，其储能电池的最低电量维持时间更长；而在定功率爬升策略中，太阳电池功率大于夜间巡航功率后就开始为储能电池充电，因此其储能电池的最低电量是瞬态值。

3.4　巡航阶段的影响分析

图 14 和图 15 分别为太阳能无人机在不同日间巡航高度和夜间巡航高度时的储能电池剩余电量情况。1.3 节分析指出，巡航需用功率随其飞行高度升高而快速增加，由于昼夜巡航时能源供应模式不同，日间和夜间巡航高度对于储能电池的影响也存在差异。

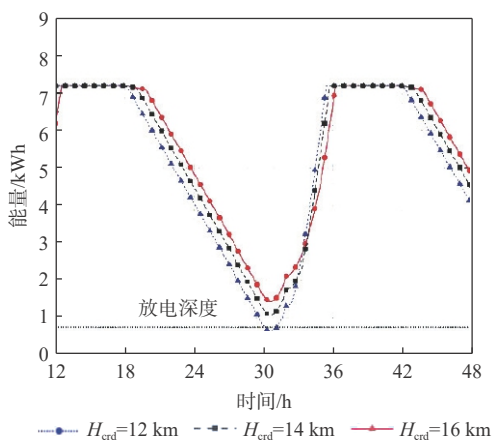


图 14　不同日间巡航高度时储能电池能量

Fig. 14　State of battery energies for different daily cruise altitudes

图 14 显示了不同日间巡航高度时储能电池的能量变化，随着日间巡航高度增加，储能电池的最低电量将增加。当日间巡航高度从 18 km 增加至 25 km 时，电池的最低电量将从 626 Wh 增加至 1 430 Wh。即日间巡航高度在 18 km 时，储能电池

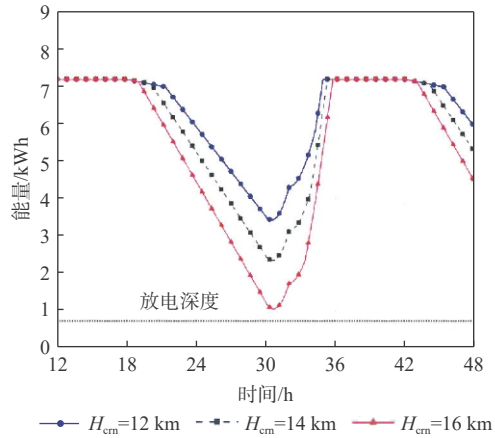


图 15　不同夜间巡航高度时储能电池能量

Fig. 15　State of battery energies for different night cruise altitudes

最低电量将低于其放电深度对应电量，此时无法持续飞行。虽然在 25 km 巡航飞行的需用功率较 18 km 要大，但其日间主要通过太阳电池阵供电，而 25 km 的滑翔时长约 3.1 h，而 18 km 的滑翔时长约 0.9 h，因此，通过高位的巡航获得长滑翔时长，是降低其储能电池供电的有效手段。

图 15 显示了不同夜间巡航高度时储能电池的能量变化，显然，降低夜间巡航高度可明显降低夜间用电，大幅提高储能电池的最低电量值。具体对于本文研究对象，当夜间巡航高度从 16 km 降低至 12 km 时，夜间储能将从 1 056 Wh 提升至 3 447 Wh。需要注意，在实际应用中，还应综合考虑执行夜间任务对驻空高度的需求。

日间巡航结束后，太阳能无人机进入滑翔阶段，由于滑翔阶段的供电模式较复杂，依次经历太阳电池供电、联合供电和储能电池供电，因此，巡航结束时刻对于能源循环有一定影响。图 16 给出了太阳能无人机在 25 km 日间巡航高度的巡航结束时刻对于储能电池最低能量的影响。可知，储能电池的最低能量随 t_{crd} 时刻的变化存在最大值，在 t_{crd}

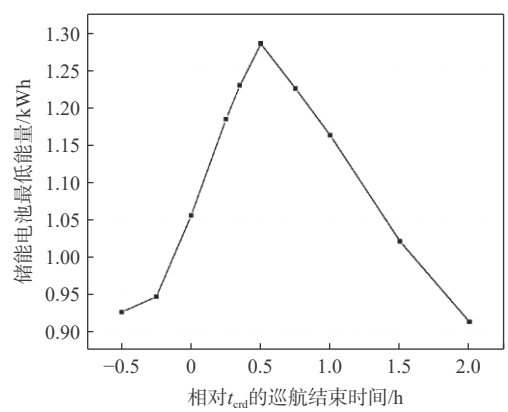


图 16　巡航结束时刻对储能电池最低能量影响

Fig. 16　Effect of cruise end time on minimum battery energy

之后约 30 min 进入滑翔时，储能电池将达到最大 1 280 Wh。其主要原因是：常规日间巡航转滑翔的供电模式可表示为图 1 中的 (d)→(b)→(a)，而在 t_{crd} 之后增加巡航时长，其供能模式由太阳电池进入联合供电，进入滑翔后可再次进入太阳电池充电模式，可表示为图 1 中的 (d)→(b)→(d)→(b)→(a)，实现了对太阳能的进一步充分利用。

4 结 论

昼夜能量平衡是临近空间太阳能无人机实现高空长航时飞行的关键。本文通过对巡航飞行剖面中滑翔、爬升、日间平飞和夜间平飞等阶段的能源供应模式分析，基于发电、储能、耗能和动力学的模型，重点讨论了巡航飞行剖面各阶段工作特性对能源循环的影响，主要结论如下：

1）基于典型临近空间太阳能无人机设计参数的研究结果表明，采用合理差异化巡航高度的飞行剖面是太阳能无人机实现能源循环的重要手段。

2）有动力滑翔策略可增加一定的滑翔时长，但对储能电池能量的影响较小。

3）变功率爬升可使太阳能无人机更快进入日间巡航阶段，但将使储能电池维持一段时间的最低能量。

4）提高日间巡航高度可以在一定程度上增加储能电池最低电量，而降低夜间巡航高度可大幅增加储能电池的最低电量。

由于储能电池的最低电量和巡航高度分别代表了临近空间太阳能无人机巡航飞行的能源巡航能力和任务执行能力，在实际飞行中，应根据平台特点、飞行时间位置和任务要求进行巡航飞行剖面设计。

参考文献（References）

[1] 侯中喜, 高显忠, 郭正, 等. 太阳能飞机: 高空长航时飞行关键问题[M]. 北京: 科学出版社, 2021.
HOU Z X, GAO X Z, GUO Z, et al. Solar-powered aircraft[M]. Beijing: Science Press, 2021(in Chinese).

[2] XU Y M, ZHU W Y, LI J, et al. Improvement of endurance performance for high-altitude solar-powered airships: a review[J]. Acta Astronautica, 2020, 167: 245-259.

[3] 李晨飞, 姜鲁华. 临近空间长航时太阳能无人机研究现状及关键技术[J]. 中国基础科学, 2018, 20(2): 22-31.
LI C F, JIANG L H. Research status and key technology of near space long endurance high altitude solar-powered unmanned air vehicle[J]. China Basic Science, 2018, 20(2): 22-31(in Chinese).

[4] 赵炜, 赵钱, 黄江流, 等. 临近空间太阳能无人机在现代战争中的应用[J]. 空天防御, 2020, 3(2): 85-90.
ZHAO W, ZHAO Q, HUANG J L, et al. Application of near space solar powered UAV in modern war[J]. Air & Space Defense, 2020, 3(2): 85-90(in Chinese).

[5] 石文, 李广佳, 仪志胜, 等. 临近空间太阳能无人机应用现状与展望[J]. 空天技术, 2022(1): 83-90.
SHI W, LI G J, YI Z S, et al. Current status and prospect of solar-powered unmanned aerial vehicle application in near space[J]. Aerospace Technology, 2022(1): 83-90(in Chinese).

[6] 高显忠, 邓小龙, 王玉杰, 等. 临近空间太阳能飞机能量最优飞行航迹规划方法展望[J]. 航空学报, 2023, 44(8): 027265.
GAO X Z, DENG X L, WANG Y J, et al. General planning method for energy optimal flight path of solar-powered aircraft in near space[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2023, 44(8): 027265(in Chinese).

[7] 马东立, 张良, 杨穆清, 等. 超长航时太阳能无人机关键技术综述[J]. 航空学报, 2020, 41(3): 623418.
MA D L, ZHANG L, YANG M Q, et al. Review of key technologies of ultra-long-endurance solar powered unmanned aerial vehicle[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(3): 623418 (in Chinese).

[8] GAO X Z, HOU Z X, GUO Z, et al. Reviews of methods to extract and store energy for solar-powered aircraft[J]. Renewable and Sustainable Energy Reviews, 2015, 44: 96-108.

[9] GAO X Z, HOU Z X, GUO Z, et al. Research on characteristics of gravitational gliding for high-altitude solar-powered unmanned aerial vehicles[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2013, 227(12): 1911-1923.

[10] RONEY J A. Statistical wind analysis for near-space applications[J]. Journal of Atmospheric and Solar-Terrestrial Physics, 2007, 69(13): 1485-1501.

[11] ARNE V, VEGA H, CHRISTIAN W, et al. Results from loads and aeroelastic analyses of a high altitude, long endurance, solar electric aircraft[J]. Journal of Aeroelasticity and Structural Dynamics, 2022, 9(1): 1-22.

[12] 吴健发, 王宏伦, 黄宇. 大跨时空任务背景下的太阳能无人机任务规划技术研究进展[J]. 航空学报, 2020, 41(3): 623414.
WU J F, WANG H L, HUANG Y. Research development of solar powered UAV mission planning technology in large-scale time and space spans[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(3): 623414(in Chinese).

[13] KLESH A T, KABAMBA P T. Solar-powered aircraft: energy-optimal path planning and perpetual endurance[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2009, 32(4): 1320-1329.

[14] ZHU W Y, XU Y M, LI J, et al. Performance analysis of rotatable energy system of high-altitude airships in real wind field[J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 98: 105689.

[15] CRAIG L N, MARK D G, LISA L K, et al. High altitude long endurance UAV analysis of alternatives and technology requirements development[R]. Washington, D. C. : NASA, 2007.

[16] LEE J S, YU K H. Optimal path planning of solar-powered UAV using gravitational potential energy[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2017, 53(3): 1442-1451.

[17] 仲维国, 郭有光, 张凯. 太阳能飞机循环飞行的高度剖面能量策略[J]. 航空学报, 2020, 41(3): 623429.
ZHONG W G, GUO Y G, ZHANG K. Energy strategy on altitude profile for cycle flight of solar powered aircraft[J]. Acta Aeronau-

tica et Astronautica Sinica, 2020, 41(3): 623429(in Chinese).

[18] 张德虎, 张健, 李军府. 太阳能飞机能量平衡建模[J]. 航空学报, 2016, 37(增刊 1): 16-23.
ZHANG D H, ZHANG J, LI J F. Energy balance modeling for solar powered aircrafts[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(Sup 1): 16-23(in Chinese).

[19] NI W J, WU D, MA X P. Energy-optimal flight strategy for solar-powered aircraft using reinforcement learning with discrete actions [J]. IEEE Access, 2021, 9: 95317-95334.

[20] 杨炳尉. 标准大气参数的公式表示[J]. 宇航学报, 1983, 4(1): 83-86.
YANG B W. Formulization of standard atmospheric parameters[J]. Journal of Astronautics, 1983, 4(1): 83-86(in Chinese).

[21] 杨宇丹, 朱炳杰, 郭正, 等. 太阳能无人机能源系统参数的敏度分析[J]. 上海交通大学学报, 2020, 54(10): 1045-1052.
YANG Y D, ZHU B J, GUO Z, et al. The sensitivity analysis of energy system parameters of solar powered unmanned aerial vehicle [J]. Journal of Shanghai Jiao Tong University, 2020, 54(10): 1045-1052(in Chinese).

Energy influence of stages in cruise profile for near space solar powered unmanned aerial vehicles

DENG Xiaolong[1, *], GAO Xianzhong[1], YANG Minsheng[2], WANG Yujie[1], ZHU Bingjie[1]

(1. College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;
2. Hunan Provincial Key Laboratory for Control Technology of Distributed Electric Propulsion Aircraft, Changde 415000, China)

Abstract: The diurnal energy balance is one of the most important factors for near-space solar-powered unmanned aerial vehicle (UAV) to perform high-altitude long-duration missions. To achieve this goal, the design of a reasonable cruise flight profile is significant. In this work, the energy supplying modes of stages in cruise flight profile, including gliding, climbing, daytime level flight and night level flight, were analyzed respectively. Then the models of power generation, energy storage, energy consumption and dynamics were established. The effects of each stage's operational characteristics in the flight profile were then thoroughly examined. The findings demonstrated that the climbing and gliding tactics had no impact on the lowest battery energy. The end time of daytime level flight had an impact on the energy storage battery's minimum power, and increasing the daytime cruise altitude may, to some extent, raise the battery's minimum energy. The reducing of the night cruise altitude could greatly increase the minimum battery energy.

Keywords: solar powered unmanned aerial vehicle; near space; flight profile; energy analysis; cruise flying

Received: 2022-09-15; **Accepted**: 2022-11-04; **Published Online**: 2023-01-05 17:14
URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230104.1642.005
Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61903369,52172410)
* **Corresponding author**. E-mail: xiaolong.deng@outlook.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0749

基于能量闭环的太阳能无人机能源管理

户艳鹏[1,2]，郭金[1,2]，周蒙[3]，王翔宇[4,*]

(1. 北京科技大学 自动化学院，北京 100083；2. 工业过程知识自动化教育部重点实验室，北京 100083；
3. 中国电子科技集团公司第四十八研究所，长沙 410111；4. 中国科学院工程热物理研究所，北京 100190)

摘　　要：临近空间作为地球空间新的认知领域和重要的安全空间受到世界主要大国的重视，临近空间太阳能无人机是世界航空科技领域的研究热点，传统的设计方法中，能源、动力、飞控、载荷等独立设计，无法有效减轻结构质量，也难以达到总体性能最优。基于此，从能源系统可靠性和能源动力飞控一体化设计2个角度对临近空间太阳能无人机能源管理开展研究，以达到结构质量减重与总体性能优化的目的。采用双余度能源管理方案设计，通过双向固态功率控制器(SSPC)进行隔离与控制，实现单次故障状态下的安全返回；开展能源动力飞控一体化设计，将储能电池控制、电机控制、电源控制和飞行控制一体化设计，在硬件上减轻质量，软件上达到协同控制的目的；采用改进蚁群优化算法进行太阳能无人机的三维航迹规划，并将规划航迹作为能源系统地面模拟综合试验的输入进行一体化控制方案的仿真验证，实现了能源管理、动力控制与飞行控制的协同控制。

关　键　词：能量闭环；能源管理；协同控制；蚁群优化算法；航迹规划

中图分类号：V221^{+}.3; TK01^{+}.8

文献标志码：A　　**文章编号：**1001-5965(2025)08-2624-08

临近空间是距离地面20～100 km的空间区域，包括大气平流层区域、中间大气层区域和部分热层区域，具有大气密度小、受云雨天气影响小、太阳辐照强等特点[1]，非常适合太阳能类飞行器飞行。太阳能无人机具有续航时间长和在目标区域上空永久驻留的优势，是国内外临近空间飞行器研究的热点之一[2-4]。

太阳能电池、电源管理系统、储能电池组成了能源系统，为太阳能无人机动力系统、载荷及飞控设备等提供可靠、充足的能量。电源管理系统是能源系统的控制中心，实现太阳能电池输出功率控制及储能电池充放电管理[3]。目前，受限于储能电池能量密度和太阳能电池效率，太阳能无人机能源系统还无法很好地兼顾能量平衡、功率平衡、力平衡，严重制约着太阳能无人机的进一步发展。在太阳能无人机设计制造过程中，为保证能源系统对多种载荷用电需求的支持，大量采用了变流器、储能电池等，造成系统质量增加，效率降低。具体来说，存在如下缺点[5]：能源系统尺度大，载荷种类多样，且安装位置分散，导致线路损耗大；过多的电池放电安全余量、动力系统输出安全余量增加了能源系统的质量，降低了飞行控制效率，进而对能源系统提出了更高要求。基于上述问题，近年来国内外学者针对能源载荷一体化设计开展了广泛的研究，主要集中在光伏天线方面，包括间隙型光伏天线、贴片型光伏天线、集成太阳翼的平面反射阵天线、透明太阳能平面反射阵天线、超材料光伏天线和偶极子光伏天线等[6-8]。

在减少系统质量进而减少能源消耗的基本前提下，还需对飞行器的飞行控制及能源管理策略提

收稿日期：2022-08-31；**录用日期：**2022-12-06；**网络出版时间：**2023-01-04 13:32
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230103.2025.009
基金项目：国家自然科学基金(62173030)；北京市自然科学基金(4222050)
*通信作者. E-mail：wangxiangyu@iet.cn

引用格式：户艳鹏，郭金，周蒙，等. 基于能量闭环的太阳能无人机能源管理[J]. 北京航空航天大学学报，2025，51(8)：2624-2631.
HU Y P，GUO J，ZHOU M，et al. Energy management of solar-powered UAV based on energy closed loop[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51(8)：2624-2631 (in Chinese).

出更高的要求。文献 [9] 综合考虑无人机运动状态和能量获取、存储、消耗之间的耦合关系, 建立了三维航迹优化模型, 采用高斯伪谱法在离散点上近似状态变量和控制变量, 且在一系列配平点上满足动力学方程约束, 进而将最优控制问题转化为非线性规划问题, 结果表明, 通过调整飞行姿态和改变飞行高度能够提高净吸收能量和储能电池剩余电量。文献 [10] 以能量为核心建立了太阳能飞行器的能量获取模型, 并基于飞行器飞行剖面特点建立了飞行过程中各阶段的能量消耗模型, 基于能量获取模型和能量消耗模型建立储能模型, 完成了能源闭环模型的设计, 通过参照 Zephyr 7 太阳能无人机的结构参数进行了仿真分析, 表明通过对太阳能飞行器昼夜飞行高度及姿态角的优化, 可以实现跨昼夜飞行。文献 [11] 根据太阳能飞机起飞-爬升-巡航阶段和持续跨昼夜飞行阶段的飞行剖面和能量需求, 分别建立了各阶段的能量平衡模型, 给出了各时段的能量特性计算方法。文献 [12] 综合考虑太阳能电池和氢燃料电池特性, 提出了一种考虑全机质量-能量耦合关系的总体设计方法和任务剖面驱动的能源管理策略, 并进行了仿真验证。

本文针对传统能源控制系统进行了优化设计, 将能源、动力、飞控一体化设计, 在硬件上实现减重设计, 在控制算法上做到协同控制, 解决了传统太阳能无人机方案中能源、动力、飞控相互独立, 进而容易造成能源系统过度放电、动力系统输出过大导致自我保护的问题。此外, 本文在能源动力飞控一体化设计的基础上进一步提升能源系统效率, 进行太阳能无人机在复杂工况下的模式分析, 以能量平衡及能流高效为优化目标, 建立系统的拓扑模型和能流模型, 分析多目标优化问题, 设计基于能量闭环的飞行任务规划策略和基于改进蚁群算法的三维航迹规划, 通过一体化能源动力飞行控制, 解决了能源、动力与飞行控制协同配合与控制问题。通过能源系统闭环控制的模拟验证实现了能源动力飞控一体化的高可靠性能源管理验证。

1　改进的一体化控制方案

1.1　常规能源系统方案及存在的问题

太阳能无人机能源系统主要由太阳能电池阵、储能电池和电源管理系统组成, 如图 1 所示。通过功率变换和控制器实现各个环节的匹配、功率和能量的控制, 为太阳能无人机飞行提供稳定的能源[13-14]。基本原理是: 通过最大功率点跟踪(maximum power point tracking, MPPT)将光伏转换为电能。太阳能电池阵主要承担动力系统及其他用电设备在光照

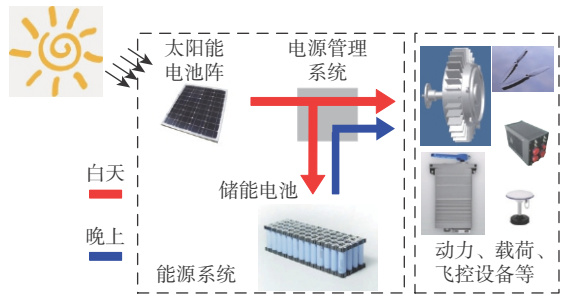


图 1　太阳能无人机能源系统示意图

Fig. 1　Energy system for solar-powered UAV

条件良好时的能源供给, 当其能源供给大于系统能量需求时, 同时给储能电池充电, 在夜间及光照条件不佳时, 由储能电池单独或联合太阳能电池阵提供能源供给[15]。

常规的能源系统方案如图 2 所示。通过一组贯穿机翼的高压母线将太阳能电池阵、储能电池、电机及配电器等高压设备相连, 配电器输出的 28 V 直流电为飞控计算机、导航设备、伺服机构等供电, 储能电池内部 DC 模块将高压电转换为 28 V 供给储能电池控制器使用, 电机内部 DC 模块将高压电转换为 28 V 供给电机控制器使用。在飞行控制、能源管理和电机控制与保护上, 能源、飞控、动力进行独立控制, 地面控制人员综合飞行任务需求、能源状态、动力输出等信息分别上传对应的控制指令。

由于飞行控制没有与动力系统及能源系统开

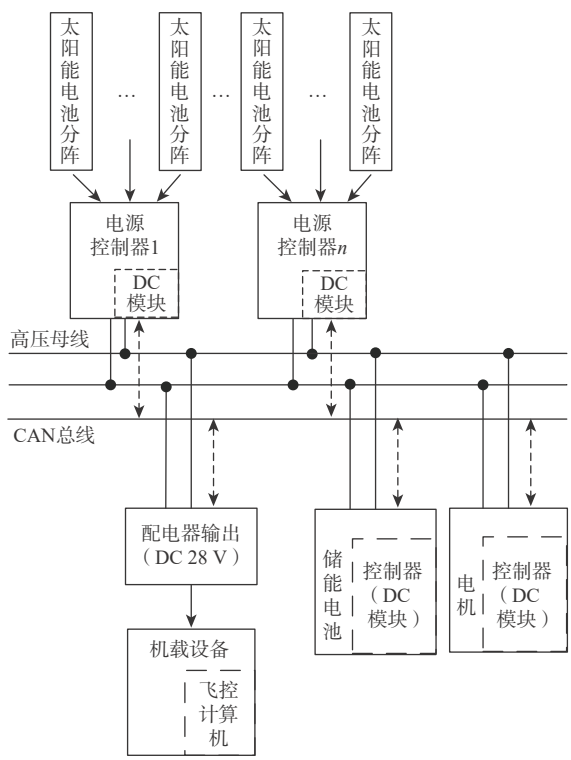


图 2　常规能源、动力与飞行控制方案

Fig. 2　Conventional scheme of energy, power, and flight control

展有效匹配，在飞行试验中，尤其首飞时，极易出现飞机爬升过程中放电电流过大、电机输出功率受限甚至电机保护等情况，威胁飞行安全。

图 3 为笔者团队在 2018 年开展的一次缩比太阳能无人机飞行测试中的电机指令及响应。在图 3 对应的飞行试验中，由于爬升率过大，在 80～110 s 出现了电机超扭的情况，导致电机出现输出功率保护，转速下降。电机的保护虽然避免了电机破坏的发生，但给飞机的飞行安全带来了严重的安全隐患。

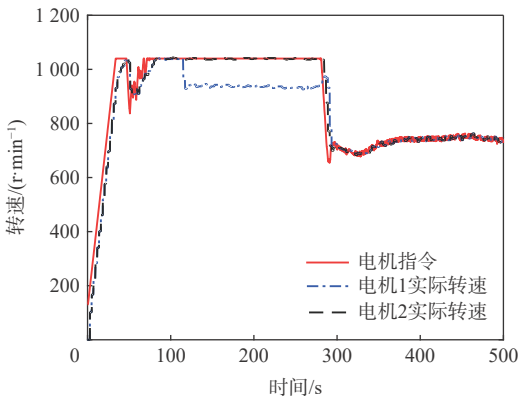


图 3 电机指令及跟踪(2018 年测试)

Fig. 3 Motor command and tracking(testing in 2018)

图 4 为笔者团队在 2020 年开展的另一次太阳能无人机飞行测试中的电机指令及响应。与图 3 相似，由于爬升率过大，电机持续大功率输出，导致太阳能无人机一侧电机保护，扭矩输出减小，受保护电机推力的减小会导致另一侧电机转速指令增大，输出扭矩增加，进而也进入电机保护程序，转速下降，扭矩减小。在电机保护后，由于惯量较大，电机加速过程缓慢，无法及时输出所需的扭矩，进一步导致另一侧电机扭矩指令增加，进而再次进入保护程序，交替的电机输出保护导致飞机高度的起伏变化及飞机航向运动的失控，给飞行安全带来了很大影响。

综合上述数据及分析，在常规太阳能无人机方案中，因为能源系统、动力系统及飞行控制均为单独设计，所以，协同控制考虑的较少。尤其在首次飞行测试中，极易因飞行控制的爬升率较大，导致电机输出功率过大。一方面，导致电机输出保护，无法及时响应飞行控制指令，造成飞行安全隐患；另一方面，在快速爬升过程中，储能电池的过度放电同样容易带来安全隐患。因此，需要对能源管理、动力控制和飞行控制进行协同控制。

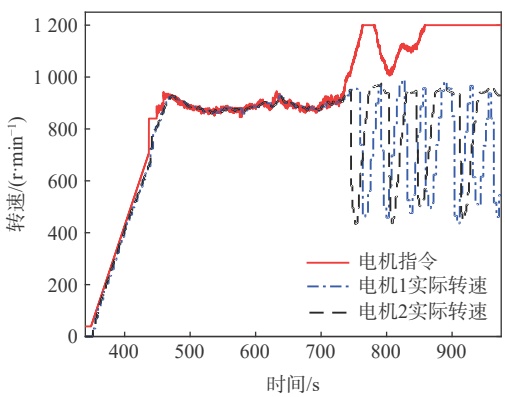


图 4 电机指令及跟踪(2020 年测试)

Fig. 4 Motor command and tracking(testing in 2020)

1.2 改进后控制方案

1.2.1 高可靠性电源管理

针对能源系统、动力系统及飞行控制系统相互独立带来的问题，本文对其进行改进，采用一体化控制方案。其中，电源管理方案如图 5 所示。双向固态功率控制器(solid state power controller, SSPC)的主要作用是实现系统故障隔离和配电重构。SSPC 通过采用并联功率 MOSFET 实现直流配电网络的双向导通和关断功能。其中，过流保护功能根据电路中的电流结合反延时特性曲线进行。通过缓开通方式控制负载电压缓慢变化。考虑在不同位置发生短路时电路中的电流特征，制定相应的短路电流检测和隔离方案。由电流信息采集电路得到功率电路中电流的信息，结合与之相邻的 SSPC 信息交互，进行短路情况的检测与隔离。

通过双向 SSPC 对左右高压母线进行隔离与控制，实现单次故障状态下的单侧能源系统正常工作。通过将左右高压母线接入双余度配电器为导航设备、飞控设备等进行供电，实现关键设备的双余度供电。对于电机、舵机等分布式机载设备，采用就近配电器供电，能够有效减轻设备质量，同时，分布式动力形式的无人机在局部设备失效情况下能够通过飞行控制进行有效补偿，满足安全返回与着陆要求。

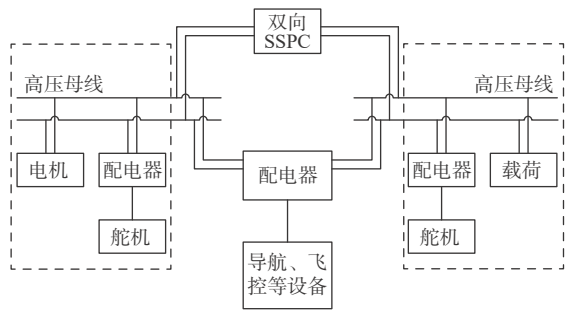


图 5 高可靠性电源管理方案

Fig. 5 High-reliability power management scheme

1.2.2 能源动力飞控一体化设计

改进的能源动力飞控一体化控制方案如图 6 所示，其特征在于将电源控制器、储能电池控制、电机控制与飞行控制集成起来，解决太阳能无人机

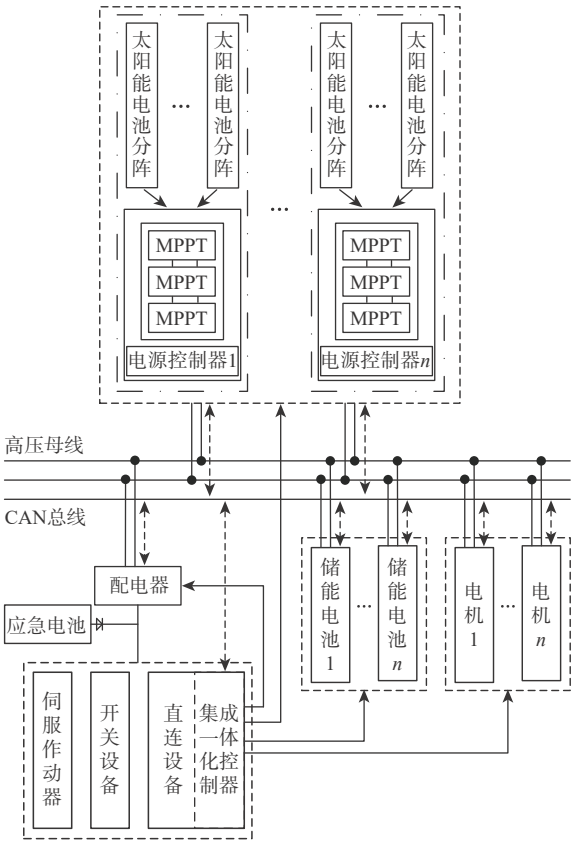


图 6　能源动力飞控一体化控制设计

Fig. 6　Integrated control design of energy, power, and flight control

对质量的严苛要求问题, 同时满足能源、动力与飞行协同控制要求。

储能电池控制器、电机控制器、电源控制器和飞行控制与管理集成一体化设计包括硬件设计和软件设计。在硬件上, 采用一套集成控制器能够有效减轻结构质量。另外, 采用一套控制器, 在供电方面, 某些非关键设备可以由一组 DC 模块供电, 相比传统的各子系统采用单独供电 DC 模块, 能够减轻控制器和供电模块质量, 提高可靠性。在软件上, 通过综合飞行任务、飞行状态、储能电池状态、电源控制器信息及电机输出, 将飞行控制与飞行任务、能源状态、动力系统状态结合起来。通过电机输出与飞行控制结合保证电机安全及飞行安全。将飞行控制与电机控制结合还能减少不必要的多层级保护冗余, 提高电机效能。动力系统与能源系统一体化控制可以将动力系统的需求考虑到能源系统设计中, 从能量平衡角度开展电源控制器设计。飞控与能源系统一体化设计, 依靠飞控调节飞机航向角、爬升角/下滑角, 提高光照入射角, 增加发电功率。

通过综合储能电池存储及输出、动力系统功率需求等信息, 并分解飞行任务, 明确太阳能无人机运动状态与能量存储、消耗之间的耦合关系, 本文建立了三维航迹优化模型, 开展基于一体化控制方案的能源系统半物理仿真, 来验证本文提出的一体化控制方案。

2　一体化控制方案验证

为验证本文提出的一体化控制方案, 先建立相应的仿真模型, 再采用文献 [16] 中提出的太阳能无人机航迹规划算法, 根据所提飞行区域约束进行航迹规划, 将航迹规划的结果作为输入开展一体化控制方案的半物理仿真试验, 通过试验验证该方案的有效性。

2.1　仿真模型

2.1.1　能量模型

在任意时刻, 由太阳能无人机上的光伏模块转换的总功率 P_{in} 可以表示为[17]

$$P_{\mathrm{in}} = \sum_{i=1}^{N_{\mathrm{sm}}} \left(\eta_{\mathrm{s}} I_{\mathrm{t}} \cos\left(\boldsymbol{n}_{\mathrm{s}}, \boldsymbol{n}_{\mathrm{pm}}\right) A_{\mathrm{sm}}\right)_i \tag{1}$$

式中: I_{t} 为太阳的辐照强度; A_{sm} 为每个光伏模块的平面面积; N_{sm} 为光伏模块的总数; η_{s} 为光伏模块的效率; $\boldsymbol{n}_{\mathrm{s}}$ 为光伏模块指向太阳的单位向量; $\boldsymbol{n}_{\mathrm{pm}}$ 为光伏模块的法向量。

$$\begin{cases} \boldsymbol{n}_{\mathrm{s}} = \begin{bmatrix} \cos\alpha_{\mathrm{s}} \cos\gamma_{\mathrm{s}} \\ \cos\alpha_{\mathrm{s}} \sin\gamma_{\mathrm{s}} \\ -\sin\alpha_{\mathrm{s}} \end{bmatrix} \\ \boldsymbol{n}_{\mathrm{pm}} = -\begin{bmatrix} \cos\psi_{\mathrm{b}} \sin\theta_{\mathrm{pm}} \cos\varphi_{\mathrm{pm}} + \sin\psi_{\mathrm{b}} \sin\varphi_{\mathrm{pm}} \\ \sin\psi_{\mathrm{b}} \sin\theta_{\mathrm{pm}} \cos\varphi_{\mathrm{pm}} - \cos\psi_{\mathrm{b}} \sin\varphi_{\mathrm{pm}} \\ \cos\theta_{\mathrm{pm}} \cos\varphi_{\mathrm{pm}} \end{bmatrix} \end{cases}$$

其中: α_{s} 和 γ_{s} 分别为太阳高度角和太阳方位角, 由当地纬度、太阳辐照角和照射时间决定; θ_{pm}、ψ_{b} 和 φ_{pm} 分别为光伏模块的倾角、方位角和旋转角。

因此, t_0 时刻到 t_{f} 时刻总能量输入为

$$E_{\mathrm{in}} = \int_{t_0}^{t_{\mathrm{f}}} P_{\mathrm{in}} \mathrm{d}t \tag{2}$$

太阳能无人机消耗的能量包括机载设备和载荷的功耗及推进系统的功耗[17], 可以表示为

$$P_{\mathrm{out}} = P_{\mathrm{av}} + \frac{T V_{\mathrm{air}}}{\eta_{\mathrm{prop}} \eta_{\mathrm{mot}}} \tag{3}$$

式中: P_{av} 为无人机上航电设备及载荷的功率; T 为推力; V_{air} 为空速; η_{prop} 为螺旋桨效率; η_{mot} 为电机效率。

通过定义电池总能量 E_{bat} 和电池效率 η_{c}, 能够通过以下方式更新充电状态 Q_{SoC}:

$$\frac{\mathrm{d}Q_{\mathrm{SoC}}}{\mathrm{d}t} = \eta_{\mathrm{c}} \frac{P_{\mathrm{in}} - P_{\mathrm{out}}}{E_{\mathrm{bat}}} \tag{4}$$

式中: $0 < Q_{\mathrm{SoC}} < 1$。

2.1.2　动力学及运动学模型

太阳能无人机飞行迎角 α 较小, φ 为发动机推力与

机体轴安装角，因此，有$\cos(\alpha+\varphi)\approx 1$，$\sin(\alpha+\varphi)\approx 0$。太阳能无人机的动力学方程和运动学方程可以表示为[17]

$$\begin{cases} m\dfrac{\mathrm{d}V}{\mathrm{d}t}=T\cos\beta-D-mg\sin\gamma \\ mV\cos\gamma\dfrac{\mathrm{d}\chi}{\mathrm{d}t}=-T\sin\beta\cos\mu+C\cos\mu+L\sin\mu \\ -mV\dfrac{\mathrm{d}\gamma}{\mathrm{d}t}=-T\sin\beta\sin\mu+C\sin\mu-L\cos\mu+mg\cos\gamma \\ \dfrac{\mathrm{d}x_{\mathrm{g}}}{\mathrm{d}t}=V\cos\gamma\cos\chi \\ \dfrac{\mathrm{d}y_{\mathrm{g}}}{\mathrm{d}t}=V\cos\gamma\sin\chi \\ \dfrac{\mathrm{d}z_{\mathrm{g}}}{\mathrm{d}t}=-V\sin\gamma \end{cases} \tag{5}$$

式中：g为重力加速度；$T=(P_{\mathrm{out}}-P_{\mathrm{av}})\eta_{\mathrm{prop}}\eta_{\mathrm{mot}}/V_{\mathrm{air}}$为电机推力；$x_{\mathrm{g}}$、$y_{\mathrm{g}}$、$z_{\mathrm{g}}$为太阳能无人机位置；$D$、$L$、$C$分别为无人机阻力、升力和侧力；$\beta$为侧滑角；$m$为飞机质量；$V$为飞行速度；$\chi$、$\gamma$、$\mu$分别为航迹偏角、航迹倾角、速度滚转角。

2.2 基于改进蚁群优化算法的三维航迹规划

旅行商问题(traveling salesman problem, TSP)[18]是典型的 NP 问题，利用蚁群优化算法采取闭合路径规划能够很快地计算该类问题，并且蚁群优化算法已被证明在解决 TSP 问题时具有较大的优势[19-21]。本文将太阳能无人机的航迹规划问题转化为区域约束的航点最优排序问题，而 TSP 问题本身也是一个节点最优排序问题，2 个问题在解决思路上是非常相似的。因此，本文采用文献 [17] 中提出的改进蚁群优化算法来解决太阳能无人机依赖于任务约束的最优节点排序问题，通过在蚁群优化算法中的信息素更新中引入太阳辐照的变化影响，用于指引向太阳辐照更多的路径飞行，找到结合任务路径与最省能量飞行的全局最优路径。

设蚁群中蚂蚁的数量为s，节点的数量为n，蚂蚁$k(k=1,2,\cdots,s)$根据节点之间连接路径上的信息素浓度来确定下一个访问的节点，在某一个时刻t时，蚂蚁k从节点i移动到节点j的概率为P_{ij}^{k}，计算公式为

$$\begin{cases} P_{ij}^{k}=\begin{cases} 0 & s\notin B_k \\ \dfrac{(\tau_{ij}(t))^{\alpha'}(\eta_{ij}(t))^{\beta'}}{\sum\limits_{s\in B_k}(\tau_{ij}(t))^{\alpha'}(\eta_{ij}(t))^{\beta'}} & s\in B_k \end{cases} \\ \eta_{ij}(t)=1/d_{ij} \end{cases} \tag{6}$$

式中：α'和β'分别为信息素因子和启发函数因子；$\eta_{ij}(t)$为启发函数；d_{ij}为节点到节点之间的距离；B_k为蚂蚁k待访问的城市集合；$\tau_{ij}(t)$为信息素浓度，可以表示为

$$\begin{cases} \tau_{ij}(t+1)=(1-\rho)\tau_{ij}(t)+\Delta\tau_{ij} \qquad 0<\rho<1 \\ \Delta\tau_{ij}=\sum\limits_{k=1}^{n}\Delta\tau_{ij}^{k} \\ \Delta\tau_{ij}^{k}=\begin{cases} \dfrac{1}{E_{\mathrm{total}}Q} & \text{蚂蚁}k\text{个体从节点}i\text{到节点}j \\ 0 & \text{其他} \end{cases} \end{cases} \tag{7}$$

其中：E_{total}为路径中无人机飞行过程中的耗能；ρ为信息素挥发因子；Q为信息素常数。当所有蚂蚁完成一个闭合路径后，信息素浓度会更新。

因此，上述问题可以表述为

$$\min: f_{\mathrm{p}}=E_{\mathrm{total}} \tag{8}$$

所使用蚁群优化算法的参数如表 1 所示。

表 1 蚁群优化算法参数

Table 1 Parameters of ant colony optimization algorithm

参数	数值
最大迭代次数	200
蚂蚁数量	50
城市数量	19
信息素重要程度因子	1
启发函数重要程度因子	5
信息素挥发因子	0.1

为验证在特定航线下的电源技术可靠性，采用半物理仿真的方式。通过算法求解满足任务约束的三维航迹，根据该航迹进行基于储能电池长时间工作的半物理仿真验证。飞机的模型参数如表 2

表 2 飞机参数

Table 2 Aircraft parameters

参数	数值
机翼面积/m^2	14.8
质量/kg	75
翼展/m	15
展弦比	15.5
奥斯瓦尔德因子	0.9
零升阻力系数	0.016
升力系数	0.741
推进系统效率	0.80
太阳能电池效率	0.181
航电功率/W	28
载荷功率/W	2
变速器效率	0.95
控制器效率	0.95
电机效率	0.90
最大迎角/(°)	10
电机功率/kW	3(最大)

所示, 仿真设置条件如表 3 所示。太阳能无人机初始高度为 20 km, 飞行任务为在 20 km×5 km 的矩形区域进行下滑飞行, 飞行任务约束如图 7 所示, 采用基于改进蚁群算法的任务最优规划算法在该约束下进行计算, 结果如图 8 所示。

表 3　仿真参数

Table 3　Simulation parameters

参数	数值
飞行高度范围/km	0～22
初始高度/km	20
航线范围/(km×km)	20×5(矩形航线)
最终高度/km	0

注: 地点为包头, 时间为6月1日, 开始时间为上午9:00。

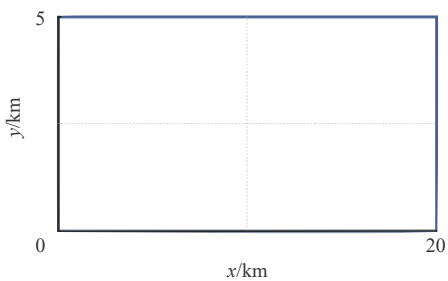


图 7　飞行任务区域

Fig. 7　Flighting mission area

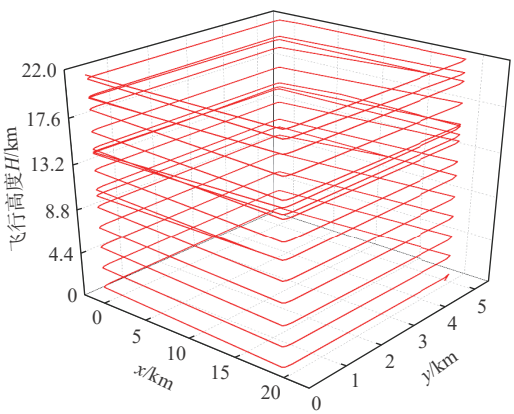


图 8　航迹规划结果

Fig. 8　Flight route planning results

2.3　基于航迹优化结果的能源管理验证

基于 2.2 节中得到的航迹规划结果, 以该航迹为输入进行地面模拟的能源系统性能综合试验, 来验证本文提出的一体化控制方案。通过试验考核系统设计方案正确性、产品之间接口协调匹配性、冗余措施有效性等。

试验设备包括本文提出的一体化能源动力飞行控制器、MPPT、PCU 电源控制器、储能电池、电子负载及万用表。其中, PCU 电源控制器 3 台, 用于模拟飞行过程中的太阳能辐照, 储能电池 2 组, 用电子负载模拟飞行过程中的动力系统和航电系统功耗。

根据所输入航迹计算出的太阳能输出功率和全机功耗数据对 PCU 电源控制器和电子负载进行实时设置, 开始航迹功率仿真测试。PCU 电源控制器及储能电池的电压和电流变化如图 9～图 12 所示。

在长时间的持续工作下, 随着 PCU 电源控制器电压和电流变化, 母线电压值正常, 蓄电池电压值正常; 储能电池充电过程中, 充电电流正常, PCU 电

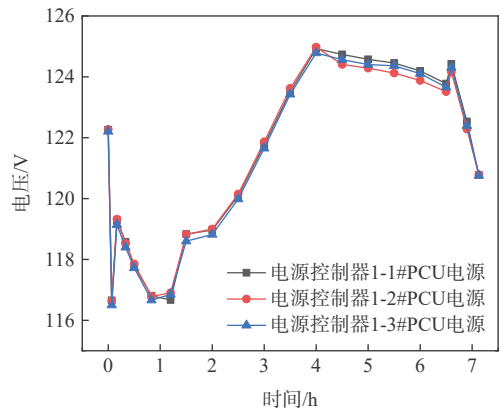


图 9　PCU 电源控制器电压

Fig. 9　Voltage of PCU controller

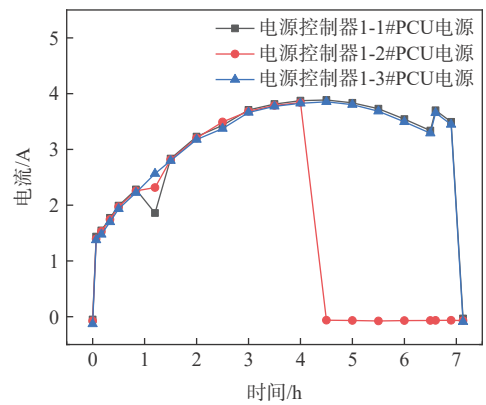


图 10　PCU 电源控制器电流

Fig. 10　Current of PCU controller

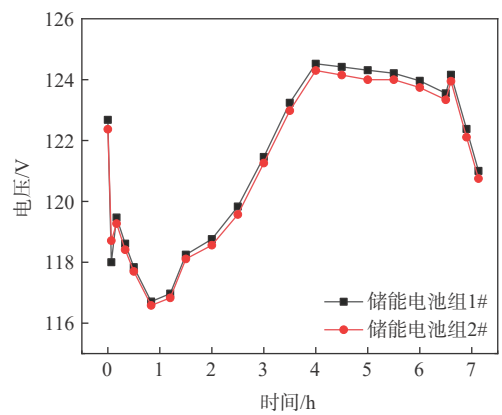


图 11　储能电池放电电压

Fig. 11　Discharge voltage of storage battery

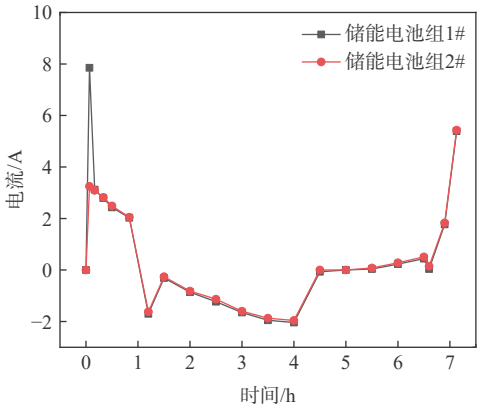


图 12 储能电池放电电流

Fig. 12 Discharge current of storage battery

源控制器进行自主调控时，可通过采集的母线电压与预置的上下限电压比较后，自主进行 MPPT 模块串的通断电控制，实现母线功率平衡。整个联试系统工作正常，储能电池充电过程工作正常。因此，通过一体化能源动力飞行控制，能够解决能源、动力与飞行控制协同配合与控制问题。通过能源系统闭环控制的模拟验证能够实现能源动力飞控一体化的高可靠性能源管理验证。

3 结 论

本文提出了一种基于能源、动力与飞控协同控制的高可靠性能源管理方案，通过双向 SSPC 将左右 2 套动力母线连接在一起，正常工作时触点为常开状态，在单侧发生故障时触点切换为闭合状态。

1）针对常规的能源管理方案开展了分析，并提出改进的能源动力飞行控制一体化方案。2 套母线通过双向 SSPC 进行保护与隔离，能够保证在单次故障的情况下飞机安全返回与着陆。

2）通过一体化设计能源、动力与飞行控制，能够解决太阳能无人机对质量的严苛要求问题，同时综合能源、动力、飞行状态信息，实现能源、动力与飞行控制协同配合与控制，并通过能源系统地面模拟综合试验实现了能源动力飞控一体化的高可靠性能源管理验证，达到太阳能无人机最佳总体性能。

参考文献（References）

[1] 王亚飞, 安永旺, 杨继何. 临近空间飞行器的现状及发展趋势[J]. 国防技术基础, 2010(1): 33-37.
WANG Y F, AN Y W, YANG J H. Present situation and development trend of near-space vehicles[J]. Technology Foundation of National Defence, 2010(1): 33-37(in Chinese).

[2] 陶于金. 临近空间超长航时太阳能无人机发展及关键技术[J]. 航空制造技术, 2016, 59(18): 26-30.
TAO Y J. Development and key technology on near space long voyage solar unmanned aerial vehicle[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2016, 59(18): 26-30(in Chinese).

[3] QINETI Q. Solar aircraft achieves longest unmanned flight[J]. Reinforced Plastics, 2010, 54(5): 9.

[4] 李晨飞, 姜鲁华. 临近空间长航时太阳能无人机研究现状及关键技术[J]. 中国基础科学, 2018, 20(2): 22-31.
LI C F, JIANG L H. Research status and key technology of near space long endurance high altitude solar-powered unmanned air vehicle[J]. China Basic Science, 2018, 20(2): 22-31(in Chinese).

[5] 朱立宏, 孙国瑞, 呼文韬, 等. 太阳能无人机能源系统的关键技术与发展趋势[J]. 航空学报, 2020, 41(3): 623503.
ZHU L H, SUN G R, HU W T, et al. Key technology and development trend of energy system in solar powered unmanned aerial vehicles[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(3): 623503(in Chinese).

[6] MOHARRAM M A, KISHK A A. Optically transparent reflectarray antenna design integrated with solar cells[J]. IEEE Transactions on Antennas and Propagation, 2016, 64(5): 1700-1712.

[7] TA S X, LEE J J, PARK I. Solar-cell metasurface-integrated circularly polarized antenna with 100% insolation[J]. IEEE Antennas and Wireless Propagation Letters, 2017, 16: 2675-2678.

[8] O'CONCHUBHAIR O, MCEVOY P, AMMANN M J. Dye-sensitized solar cell antenna[J]. IEEE Antennas and Wireless Propagation Letters, 2016, 16: 352-355.

[9] 王少奇, 马东立, 杨穆清, 等. 高空太阳能无人机三维航迹优化[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(5): 936-943.
WANG S Q, MA D L, YANG M Q, et al. Three-dimensional optimal path planning for high-altitude solar-powered UAV[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(5): 936-943(in Chinese).

[10] 朱炳杰, 杨宇丹, 杨希祥, 等. 太阳能飞行器能源昼夜闭环仿真分析[J]. 宇航学报, 2019, 40(8): 878-886.
ZHU B J, YANG Y D, YANG X X, et al. Energy closed-loop simulation and analysis for solar powered aircraft round the clock[J]. Journal of Astronautics, 2019, 40(8): 878-886(in Chinese).

[11] 张德虎, 张健, 李军府. 太阳能飞机能量平衡建模[J]. 航空学报, 2016, 37(增刊 1): 16-23.
ZHANG D H, ZHANG J, LI J F. Energy balance modeling for solar powered aircrafts[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(Sup 1): 16-23(in Chinese).

[12] 刘莉, 杜孟尧, 张晓辉, 等. 太阳能/氢能无人机总体设计与能源管理策略研究[J]. 航空学报, 2016, 37(1): 144-162.
LIU L, DU M Y, ZHANG X H, et al. Conceptual design and energy management strategy for UAV with hybrid solar and hydrogen energy[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(1): 144-162(in Chinese).

[13] 刘莉, 曹潇, 张晓辉, 等. 轻小型太阳能/氢能无人机发展综述[J]. 航空学报, 2020, 41(3): 623474.
LIU L, CAO X, ZHANG X H, et al. Review of development of light and small scale solar/hydrogen powered unmanned aerial vehicles[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(3): 623474(in Chinese).

[14] NOTH A. Design of solar powered airplanes for continuous flight[D]. Zurich: Eidgenssische Technische Hochschule Zurich, 2008.

[15] 陆运章, 郭进, 程文进, 等. 太阳能无人机能源控制器研究与设计[J]. 电子工业专用设备, 2017, 46(3): 45-50.
LU Y Z, GUO J, CHENG W J, et al. Research and design of power management controller of solar unmanned aerial vehicle[J]. Equipment for Electronic Products Manufacturing, 2017, 46(3): 45-50(in Chinese).

[16] WANG X Y, YANG Y P, WU D, et al. Mission-oriented 3D path planning for high-altitude long-endurance solar-powered UAVs with optimal energy management[J]. IEEE Access, 2020, 8: 227629-227641.

[17] 王翔宇. 太阳能动力的球载投放无人机总体设计及能效优化设计[D]. 北京: 中国科学院大学, 2021.
WANG X Y. Overall design and energy efficiency optimization design of solar-powered ball-borne unmanned aerial vehicle[D]. Beijing: University of Chinese Academy of Sciences, 2021(in Chinese).

[18] SHELOKAR P S, JAYARAMAN V K, KULKARNI B D. An ant colony classifier system: application to some process engineering problems[J]. Computers & Chemical Engineering, 2004, 28(9): 1577-1584.

[19] DORIGO M, MANIEZZO V, COLORNI A. Positive feedback as a search strategy: 91-016[R]. Milano: Laboratorio di Calcolatori, Dipartimento di Elettronica, Politecnico di Milano, 1999.

[20] DORIGO M, GAMBARDELLA L M. Ant colonies for the traveling salesman problem[C]//Proceedings of the International Conference on Bio-inspired Information and Communication Technologies. Berlin: Springer, 1997: 73-81.

[21] DORIGO M, GAMBARDELLA L M. Ant colony system: a cooperative learning approach to the traveling salesman problem[J]. IEEE Transactions on Evolutionary Computation, 1997, 1(1): 53-66.

Energy management of solar-powered UAV based on energy closed loop

HU Yanpeng[1, 2], GUO Jin[1, 2], ZHOU Meng[3], WANG Xiangyu[4, *]

(1. School of Automation and Electrical Engineering, University of Science and Technology Beijing, Beijing 100083, China;
2. Key Laboratory of Knowledge Automation for Industrial Processes of Ministry of Education, Beijing 100083, China;
3. The 48th Research Institute of China Electronics Technology Group Corporation, Changsha 410111, China;
4. Institute of Engineering Thermophysics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

Abstract: As a newly recognized domain of geospace and an important area for national security, near space has gradually attracted the attention of major countries worldwide. Solar-powered UAVs in near space have become a research hotspot in aerospace technology. However, in conventional designs, energy, power, flight control and payloads are designed independently, whcih making it difficult to reduce structural weight and optimize overall performance. This paper researched the energy management of solar-powered UAVs from the perspectives of energy system reliability and the integrated design of energy, power, and flight control, aiming to achieve structural weight reduction and overall performance optimization. The specific contents are as follows. A dual-redundancy energy management scheme was designed, incorporating a bidirectional solid state power controller (SSPC) for isolation and control, realizing safe return under single-failure conditions. An integrated design was proposed, combining battery control, motor control, power control, and flight control. This design reduced hardware weight and enabled collaborative control through software. An improved ant colony optimization algorithm was adopted to generate a three-dimensional flight route for the solar-powered UAV, and the planned route was taken as an input for a comprehensive ground simulation test of the energy system. The proposed integrated control scheme was validated through simulation experiments, showing effective collaborative control of energy management, power control, and flight control.

Keywords: energy closed loop; energy management; collaborative control; ant colony optimization algorithm; route planning

Received: 2022-08-31; **Accepted**: 2022-12-06; **Published Online**: 2023-01-04 13:32
URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230103.2025.009
Foundation items: National Natural Science Foundation of China (62173030); Beijing Natural Science Foundation (4222050)
* **Corresponding author**. E-mail: wangxiangyu@iet.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0949

面向临近空间应用的柔性太阳电池试验研究进展

王辉[1,2]，张春福[1,*]，曹越先[2]，姜箫[2]，郑德旭[3]，杨琦[3]

(1. 西安电子科技大学 微电子学院，西安 710071；2. 中国科学院大连化学物理研究所，大连 116023；
3. 中国核能电力股份有限公司 市场开发部，北京 100045)

摘　　要：太阳电池是临近空间飞行平台理想的电源，柔性太阳电池因其较高的功质比得到越来越多的重视。分析不同种类太阳电池组件封装材料构成对电池面密度的影响，并计算柔性薄膜太阳电池组件不同转换效率对应的功质比；回顾柔性硅太阳电池、柔性铜铟镓硒太阳电池、柔性碲化镉太阳电池和柔性钙钛矿太阳电池研究进展；介绍每种柔性太阳电池所用基底材料、制备方法和效率制约因素等；介绍钙钛矿太阳电池在临近空间环境下的试验研究进展，指出柔性钙钛矿太阳电池下一步的研究方向。研究表明：由于柔性钙钛矿太阳电池具有较高的功质比，其是最具有临近空间应用潜力的柔性太阳电池。

关　键　词：临近空间；柔性太阳电池；功质比；薄膜太阳电池；钙钛矿

中图分类号：V272; V273; V274; V279^{+}.3

文献标志码：A　　**文章编号：**1001-5965(2025)08-2632-10

临近空间是距离地表20～100 km的空间[1]。这一区域具有气流相对平稳，垂直对流小的特点，是部署空中平台执行监视预警、通讯中继、导航定位及环境监测等任务的比较理想的环境，无人机、高空气球和平流层飞艇是常见的临近空间飞行平台。

太阳电池是临近空间飞行平台理想的能源供应器件，为保证飞行平台全天候飞行，太阳电池需要较高的功质比(功率与质量的比值)。此外，不同于地面环境，临近空间具有太阳辐照强度大(1 280 ～1 367 W/m^2)，尤其是紫外线辐照强度大，气压低(10～10^2 Pa)等特点[2-4]。因此，面向临近空间应用的太阳电池还需要满足抗辐照、长寿命等需求。

本文针对临近空间应用需求，探讨柔性太阳电池的试验研究进展。首先，分析不同种类太阳电池组件封装材料构成对电池面密度的影响，并计算柔性薄膜太阳电池组件不同转换效率对应的功质比；其次，介绍面向临近空间应用的柔性太阳电池发展现状；最后，指出柔性太阳电池，尤其是柔性钙钛矿太阳电池发展方向及需要解决的问题。

1　太阳电池组件功质比分析

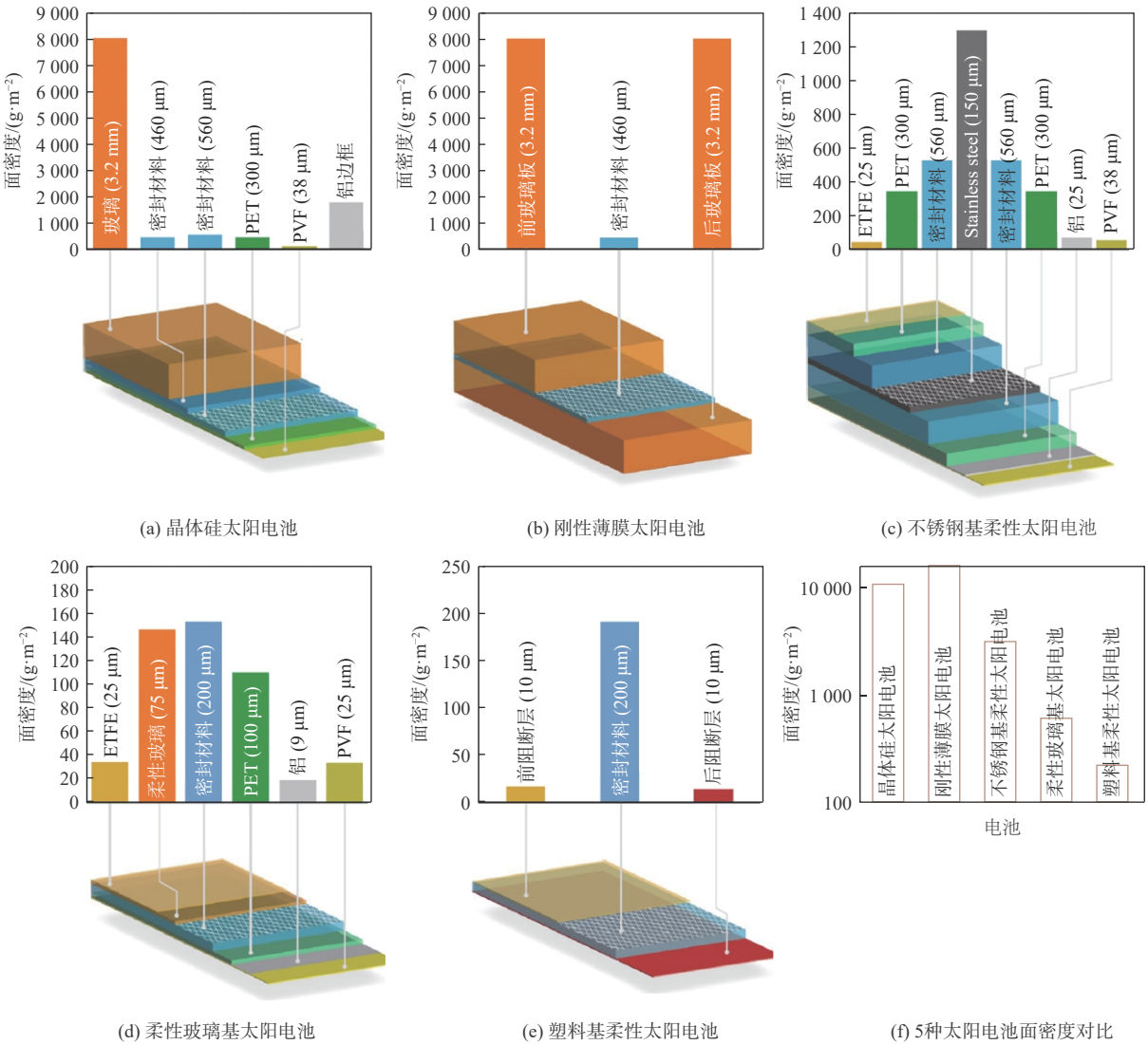
对于面向临近空间应用的太阳电池而言，功质比是非常重要的参数。除提高太阳电池转换效率外，降低电池质量也是提高功质比的有效途径。

太阳电池组件封装材料的构成对电池面密度有着重要影响。图1为5种太阳电池组件封装材料构成及其对应的面密度[5]。图中，纵轴为面密度，图中文字为太阳电池组件封装材料构成，括号内为其对应的厚度。

图1(a)为晶体硅太阳电池，100 μm厚硅片的面密度约为300 g/m^2，相对而言，玻璃和铝边框的面密度很大，分别为8 000 g/m^{2}和2 000 g/m^2，因此，刚性

收稿日期：2022-11-25；**录用日期：**2023-03-03；**网络出版时间：**2023-03-07 11:31
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230307.0943.002
基金项目：中国科学院战略性先导科技专项(XDA17040506,XDA21061001,XDA21061002)
*通信作者. E-mail：cfzhang@xidian.edu.cn

引用格式：王辉，张春福，曹越先，等. 面向临近空间应用的柔性太阳电池试验研究进展[J]. 北京航空航天大学学报，2025，51(8)：2632-2641. WANG H，ZHANG C F，CAO Y X，et al. Progress in experimental research on flexible solar cells for near space application[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51(8)：2632-2641 (in Chinese).



(a) 晶体硅太阳电池　(b) 刚性薄膜太阳电池　(c) 不锈钢基柔性太阳电池

(d) 柔性玻璃基太阳电池　(e) 塑料基柔性太阳电池　(f) 5种太阳电池面密度对比

图 1　太阳电池组件封装材料构成及其面密度[5]

Fig. 1　Composition of encapsulation materials of solar cell modules and areal density[5]

硅太阳电池组件的面密度高达 11.2 kg/m^2。图 1(b)～图 1(e) 为刚性和柔性薄膜太阳电池, 对于薄膜太阳电池, 包含非晶硅、铜铟镓硒、碲化镉、钙钛矿等, 由于薄膜厚度较薄 (1～5 μm), 因此, 电池本身面密度较小, 在 5～35 g/m^2 之间, 组件面密度主要来源于其他构成组分。其中, 图 1(b)为刚性薄膜太阳电池组件, 可以看出, 前板玻璃和后板封装玻璃面密度分别达到 8 000 g/m^2, 组件的面密度达到了 16.6 kg/m^2; 图 1 (c)为不锈钢基柔性薄膜太阳电池, 由图可知, 组件的面密度为 3 200 g/m^2, 150 μm 厚的不锈钢面密度最大, 约为 1 300 g/m^2, 其次是密封材料和聚对苯二甲酸乙二醇酯(polyethylene glycol terephthalate, PET), 面密度分别达到了 500 g/m^2 和 300 g/m^2; 图 1(d)为以 75 μm 厚柔性玻璃为基底的薄膜太阳电池, 组件的面密度为 620 g/m^2, 其中, 面密度比较大的是密封材料、柔性玻璃和 PET, 分别约为 150 g/m^2、140 g/m^2 和 110 g/m^2, 乙烯-四氟乙烯共聚物(ethylene-terafluoroethlene, ETFE)和聚氟乙烯(polyvinyl fluoride, PVF)的面密度均小于 40 g/m^2, 9 μm 厚的铝的面密度仅为 20 g/m^2; 图 1(e)为以塑料为基底的柔性薄膜电池, 其中, 面密度最大的为密封材料, 面密度约为 180 g/m^2, 前阻隔层和后阻隔层的面密度均小于 20 g/m^2, 所以, 组件的面密度仅为 220 g/m^2, 在所有太阳电池中面密度最小。不难看出, 对于柔性薄膜太阳电池组件, 面密度较大的是基底材料和封装材料, 电池本身质量很小, 在组件中占比很小, 可以忽略不计。需要注意的是, 很多文献中计算柔性太阳电池功质比的时候, 没有考虑密封材料和组件的集成, 只是计算柔性基底上制备太阳电池的功质比[6], 所以计算的功质比偏高。

由于柔性玻璃容易破碎, 因此, 面向临近空间应用的柔性薄膜太阳电池只有以不锈钢为基底和以塑料为基底 2 种电池。太阳电池组件的功质比和面密度及转换效率的关系为

$$P_{WR} = (1\,000 I_{ss} E_{ff})/D_a \quad (1)$$

式中：P_{WR} 为功质比，W/kg；I_{ss} 为标准太阳辐照强度，1 000 W/m^2；E_{ff} 为太阳电池转换效率；D_a 为面密度，g/m^2。依据式 (1) 及图 1 中数据，可以计算出柔性太阳电池组件功质比与转换效率的关系，如表 1 所示。

表 1 柔性太阳电池组件效率及对应的功质比

Table 1 Flexible solar cell efficiency and power-to-weight ratio

柔性太阳电池组件效率/%	150 μm不锈钢基底柔性组件功质比/(W·kg^{-1})	塑料基底柔性组件功质比/(W·kg^{-1})
15	47	682
18	56	818
20	63	909
22	69	1 000

由表 1 可知，对于柔性太阳电池，在采用当前密封材料、基底材料和厚度的前提下，当组件效率为 22% 时，塑料基底柔性薄膜太阳电池组件功质比可达 1 000 W/kg。

2 柔性太阳电池研究进展

柔性太阳电池是在柔性基底上通过物理或化学等方法制备的可弯曲、轻质太阳电池。目前，柔性太阳电池主要有柔性硅太阳电池、柔性铜铟镓硒太阳电池、柔性碲化镉太阳电池和柔性钙钛矿太阳电池，可用作柔性基底的材料主要有金属箔和塑料，金属箔包括不锈钢、钼、钛、铝、铜等，塑料包括聚酰亚胺（polyimide, PI）、聚萘二甲酸乙二醇酯（polyethylene naphthalate two formic acid glycol ester, PEN）、PET 等[7]。

2.1 柔性硅太阳电池

柔性硅太阳电池主要有柔性非晶硅太阳电池和柔性晶体硅太阳电池 2 种。

非晶硅材料是一种直接带隙材料，带隙为 1.70 eV，光吸收系数为 1.744 2×10^6 cm^{-1}[8]，是较早实现商业化的薄膜太阳电池。1976 年，Carlson 在玻璃基底上制备了第 1 块小面积非晶硅太阳电池，转换效率为 2.4%[9]。2015 年，玻璃基底上小面积三结硅薄膜太阳电池稳定效率达 13.6%[10]。

非晶硅材料的制备一般采用等离子体增强化学气相沉积方法，温度在 250 ℃ 左右，可制备在不锈钢和塑料基底上，形成柔性硅薄膜太阳电池。根据衬底的透明度不同，柔性衬底硅薄膜太阳电池结构可分为 nip 型或 pin 型,电池结构如图 2 所示。

非晶硅材料可以通过添加锗元素或调整非晶硅中氢元素的含量，制备出带隙可调的非晶硅锗或纳晶硅材料，从而制备成多结硅薄膜太阳电池。2011 年，United Solar 公司在不锈钢基底上制备的小面积非晶硅/非晶硅锗/纳晶硅三结薄膜电池，转换效率为 16.3%[11]，这是柔性硅薄膜太阳电池最高转换效率。Haug 等[12] 在 50 μm 厚的 PET 和 PEN 衬底上制备了小面积 nip 型单结非晶硅、单结纳晶硅及双结太阳电池，制备的非晶硅单结电池效率为 8.1%，纳晶硅单结电池效率为 8.7%，双结电池效率为 10.9%，这是塑料基底上柔性硅薄膜太阳电池最高转换效率。由于非晶硅材料本身缺陷态密度较多及光致衰退效应，不同于其他薄膜电池，硅薄膜太阳电池转换效率提升空间十分有限。

在柔性硅薄膜电池组件方面，美国的 United Solar 公司生产的不锈钢基柔性三结硅薄膜组件，面积为 2.16 m^2，组件效率为 8.2%，功率为 144 W[13]。可惜的是，United Solar 公司已经于 2012 年关闭。在临近空间应用方面，只有 Zephyr 太阳能无人机采用的是柔性非晶硅太阳电池，但是转换效率只有 10%[14]。

除柔性非晶硅太阳电池，晶体硅太阳电池可以通过减薄硅片厚度，形成薄型晶体硅太阳电池。

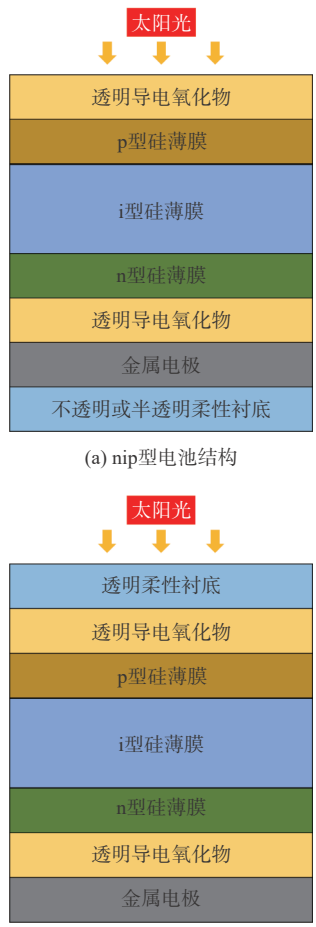


图 2 柔性硅薄膜太阳电池结构

Fig. 2 Structure of flexible silicon thin-film solar cell

1954 年, Chapin 等制备的晶体硅太阳电池转换效率为 6%[15]。2022 年, 晶体硅太阳电池最高转换效率达 26.81%[16]。传统的晶体硅太阳电池硅片厚度在 100～200 μm 之间, 当硅片厚度在 50～100 μm 时, 晶体硅太阳电池具有一定的弯曲性, 可形成半柔性太阳电池; 当硅片厚度小于 50 μm 时, 晶体硅太阳电池具有更大的弯曲性, 可形成柔性晶体硅太阳电池。然而, 硅片厚度的减薄, 会造成光吸收的减少, 尤其是近红外光的减少, 从而造成转换效率的下降。

2016 年, Augusto 等采用 60 μm 厚的硅片制备的柔性硅太阳电池模组, 转换效率达 18.4%[17], 在 4 cm 的弯曲半径下弯曲 200 次, 模组效率没有衰减。文献 [18] 在 43 μm 厚的硅片制备的电池, 转换效率达 20.6%。2015 年, Branham 等在 10 μm 厚的硅片制备的电池, 转换效率达 15.7%[19]。2020 年, Xue 等在 2.7 μm 厚的硅片制备的电池, 转换效率达 12.3%[20]。国内方面, 中国科学院上海微系统与信息技术研究所 Liu 等在厚度为 60 μm 的硅片上研制的柔性硅异质结太阳电池, 转换效率达 24.5%[21]。

当前, 临近空间飞行器采用的太阳电池均为晶体硅太阳电池。2015 年, 实现环球飞行的瑞士“阳光动力 2 号”太阳能无人机, 采用了 17 248 块异质结晶体硅太阳电池, 电池厚度为 135 μm, 转换效率为 22.7%[22]。

2.2　柔性铜铟镓硒太阳电池

铜铟镓硒材料是一种直接带隙复合材料, 光吸收系数大于 1×10^5 cm^{-1}[8], 通过调节薄膜中 In 和 Ga 这 2 种元素比例, 带隙宽度可以在 1.04～1.67 eV 范围连续调节, 是实现商业化的薄膜太阳电池之一。1976 年, Kazmerski 等在玻璃基底上制备了铜铟镓硒太阳电池, 转换效率为 4.5%[23]。目前, 小面积刚性铜铟镓硒太阳电池转换效率最高为 22.8%[24], 大面积刚性铜铟镓硒太阳电池模组转换效率最高为 16.5%[25]。

铜铟镓硒材料一般采用共蒸发方式或后硒化方式制备而成, 温度大约在 550 ℃, 可沉积在金属或塑料衬底上, 形成柔性铜铟镓硒太阳电池。电池结构如图 3 所示。

需要注意的是, 在聚酰亚胺基底上制备柔性铜铟镓硒电池, 制备温度需要降低到 450 ℃ 以下, 这会引起电池效率的下降。2013 年, 瑞士联邦材料科学与技术研究所(Swiss Federal Laboratories for Materials Science and Technology, EMPA)采用三步沉积法及氟化钠和氟化钾后处理技术, 在聚酰亚胺基底上制备了效率为 20.4% 的小面积柔性铜铟镓硒电池, 2019 年, 通过改进工艺将效率提升至 20.8%[26]。在不锈钢基底上制备铜铟镓硒电池, 可以采用较高的沉积温度, 然而不锈钢中的铁、镍、铬等杂质在高温下会扩散至电池材料中, 会引起电池效率的下降。2017 年, Lee 等在 50 μm 厚的不锈钢基底上制备的小面积柔性铜铟镓硒电池效率为 19.4%, Global Solar 在 25 μm 厚的不锈钢上制备的小面积柔性铜铟镓硒电池效率为 18.7%[8]。

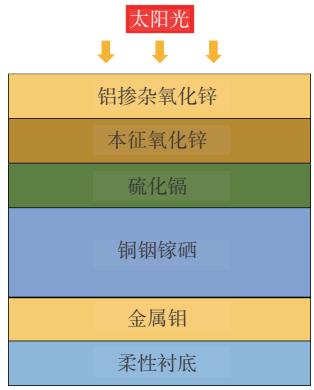


图 3　柔性铜铟镓硒太阳电池结构

Fig. 3　Structure of flexible copper indium gallium selenium solar cell

在柔性电池模组方面, 2013 年, Reinhard 等在 1 m^2 不锈钢上制备的柔性铜铟镓硒电池转换效率达 15.7%[27], 2017 年, 又将效率提升至 17%[8], 这是目前大面积柔性铜铟镓硒电池的最高转换效率。可惜的是, 由于铜铟镓硒电池生产成本太高及公司经营不善等问题, 该公司已经倒闭。国内方面, 杭州尚越公司以不锈钢为基底制备的柔性铜铟镓硒电池组件, 转换效率达 12%[28]。然而, 据笔者所知, 目前国内外尚没有柔性铜铟镓硒太阳电池在临近空间中应用。

2.3　柔性碲化镉太阳电池

碲化镉是一种直接带隙材料, 带隙为 1.44 eV, 光吸收系数为 $1.114\ 8\times10^6$ cm^{-1}[8], 2 μm 厚的碲化镉材料可吸收 100% 的太阳光, 并且, 在质子和电子辐射下, 材料性能非常稳定。1972 年, Bonnet 等在玻璃基底上制备了碲化镉薄膜太阳电池, 转换效率为 6%[29]。目前, 小面积刚性碲化镉薄膜太阳电池转换效率达 22.1%, 大面积刚性碲化镉薄膜太阳电池转换效率达 19.2%[30], 虽然如此, 由于碲化镉太阳电池制备工艺的特殊性, 目前全球能够大规模量产刚性碲化镉薄膜太阳电池的企业仅有美国 First Solar 一家。

碲化镉薄膜一般采用近空间临近升华或气体输运方式制备而成, 温度超过 500 ℃, 可制备在柔性金属或塑料基底上, 形成柔性碲化镉太阳电池,

塑料基底结构又可分为上衬底结构和下衬底结构，电池结构如图 4 和图 5 所示。

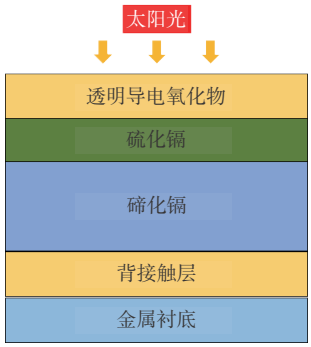
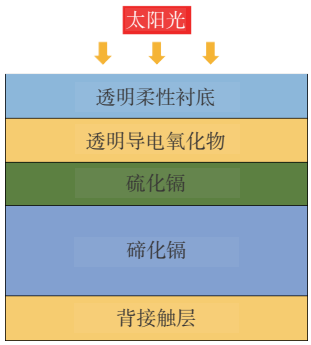
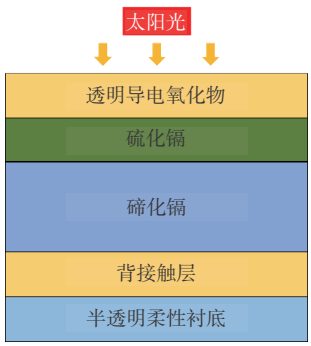


图 4 金属衬底柔性碲化镉太阳电池结构

Fig. 4 Structure of flexible cadmium telluride solar cell on metal substrate



(a) 上衬底结构



(b) 下衬底结构

图 5 塑料衬底柔性碲化镉太阳电池结构

Fig. 5 Structure of flexible cadmium telluride solar cell on plastic substrate

由于塑料基底无法承受 500 ℃，美国国家可再生能源实验室（National Renewable Energy Laboratory, NREL）在 100 μm 厚的柔性玻璃上制备了碲化镉太阳电池，效率为 16.4%，这是效率最高的柔性碲化镉太阳电池[31]。此外，2011 年，EMPA 在 7.5 μm 厚的聚酰亚胺基底上，采用低于 450 ℃ 的热蒸发方式制备柔性碲化镉太阳电池，由于聚酰亚胺具有较低的透光性，小面积电池效率仅有 12.7%，31.9 cm^2 柔性模组效率仅有 8%[32]。2013 年，EMPA 在 50 μm 厚的钼金属衬底上和 30 μm 厚的不锈钢衬底上制备的柔性碲化镉太阳电池效率分别达到 11.5% 和 10.9%[33]。国内方面，据笔者所知，尚没有研制柔性碲化镉太阳电池模组的机构。并且，国内外均没有柔性碲化镉太阳电池在临近空间中应用。

柔性碲化镉太阳电池效率不高的原因有 2 个。一方面，在聚酰亚胺基底上制备可以采取同玻璃基底上同样的制备工序，但是聚酰亚胺的透光较差，所以转换效率不高。另一方面，碲化镉太阳电池的工艺具有特殊性，为获得高效率，碲化镉薄膜制备后需要进行氯化镉的活化处理及金属铜的添加，在金属基底上制备碲化镉电池，由于金属衬底不透明，需要先沉积金属铜，再制备碲化镉，制备过程中高温会引起铜和碲化镉的反应，从而造成电池效率下降。因此，柔性碲化镉太阳电池效率的提升空间受到一定限制。

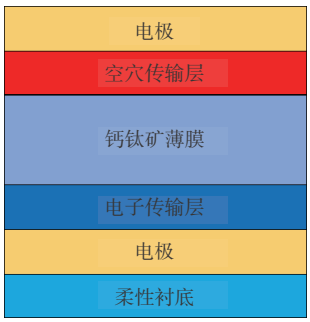
2.4 柔性钙钛矿太阳电池

钙钛矿太阳电池是一种新兴薄膜太阳电池，不同于其他材料型薄膜太阳电池，钙钛矿太阳电池是一种结构型薄膜太阳电池，即符合 ABX_3 结构（钙钛矿结构）的电池。2009 年，Kojima 等在玻璃基底上制备了第一块刚性钙钛矿太阳电池，转换效率为 3.8%[34]。2022 年，刚性小面积钙钛矿太阳电池转换效率达 25.7%[35]，在所有薄膜太阳电池中转换效率最高，与小面积晶体硅太阳电池最高转换效率 26.81% 十分接近。

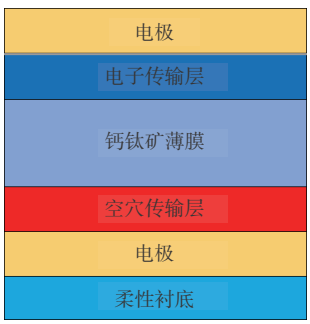
钙钛矿太阳电池制备工艺简单，可通过涂布方式制备而成，制备温度低于 150 ℃。因此，可在不锈钢、聚酰亚胺、PEN 及 PET 等基底上制备成柔性钙钛矿太阳电池。依据沉积顺序不同，电池分为 nip 型和 pin 型，结构如图 6 所示。

目前，转换效率最高的小面积柔性钙钛矿电池是在 PEN 衬底上制备的，效率达 23.6%[36]，在所有的柔性薄膜太阳电池中转换效率最高。在高功质比方面，在 3 μm 厚的 Parylene-C 上制备的柔性钙钛矿太阳电池，转换效率为 20.6%，功质比高达 30.3 W/g[37]，在所有的电池中，这是目前最高的功质比。需要注意的是，这是未经封装的电池。

在柔性电池模组方面，最大的柔性钙钛矿模组是在 PEN 基底上制备的，面积为 48.90 cm^2，转换效率为 18.35%[38]。暨南大学吴绚以聚合物为衬底研制的柔性钙钛矿太阳电池模组，面积为 12.11 cm^2，转换效率为 20.20%[39]。柔性钙钛矿太阳电池下一步的研究方向有两方面：一方面是开发大面积柔性钙钛矿太阳电池制备设备和制备工艺，从而保证大面积钙钛矿薄膜成膜质量及大面积电池高转换效率；另一方面是提升柔性钙钛矿太阳电池机械稳定



(a) nip型结构



(b) pin型结构

图 6　柔性钙钛矿太阳电池结构

Fig. 6　Structure of flexible perovskite solar cells

性和效率稳定性, 这主要通过解决导电基底与钙钛矿薄膜的结合性能及钙钛矿薄膜的衰退来实现。

3　钙钛矿太阳电池在临近空间环境性能

3.1　钙钛矿太阳电池在临近空间试验研究进展

相比于其他类型太阳电池, 钙钛矿太阳电池在临近空间的应用具有独特的优势。相比于晶体硅太阳电池, 钙钛矿太阳电池不仅具有相近的转换效率, 并且可以制备在不锈钢、塑料等柔性基底上, 因此, 具有较高的功质比; 相比于非晶硅太阳电池, 钙钛矿太阳电池转换效率更高; 相比于铜铟镓硒太阳电池, 钙钛矿太阳电池成本更低。因此, 钙钛矿太阳电池, 是最有潜力面向临近空间应用的太阳电池。然而, 由于临近空间飞行器发射成本较高, 在临近空间环境中直接研究钙钛矿太阳电池性能的试验较少。

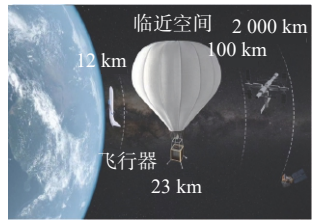
Cardinaletti 等[40] 将钙钛矿太阳电池搭载在高空气球上, 在 32 km 的临近空间进行了 3 h 飞行试验, 研究了钙钛矿太阳电池在辐照度为 1 349 W/m^2, 温度为−13～17 ℃ 环境下的发电性能, 电池面积为 0.134 cm^2, 发电功率密度为 11.3 mW/cm^2。Tu 等[41] 通过高空气球在 35 km 的临近空间研究钙钛矿太阳电池的发电性能, 电池面积为 1 cm^2, 太阳辐照强度为 1 367 W/m^2, 温度范围为 1.9～69.6 ℃,在太阳电池有紫外过滤器的前提下, 飞行时长为 2 h 后, 钙钛矿太阳电池转换效率衰退为初始值的 95.19%, 但电池的转换效率只有 6.28%。

以上试验由于飞行时间太短, 没有能够充分考察钙钛矿太阳电池在临近空间长时间光照、低气压和高低温变化后的发电特性。Wang 等[42] 在鸿鹄专项的支持下, 将钙钛矿太阳电池搭载在高空气球上, 在 23 km 的临近空间研究了临近空间环境钙钛矿太阳电池昼夜性能演化规律, 整个试验飞行时长为 19 h, 在 23 km 临近空间飞行时长为 14 h, 作为参照, 同时搭载的还有晶体硅太阳电池。高空气球于凌晨 1:00 点放飞, 在日出之前, 钙钛矿太阳电池经历了长达 7 h 的低温, 电池最低温度为−70 ℃, 之后经过长达 9 h 光照, 电池温度最高达 70 ℃, 接收到的太阳辐射强度最高达 1 040 W/m^2, 飞行高度和接收到的太阳辐照度时序如图 7 所示, 图 7(d) 中, 左侧纵轴表示高空气球飞行的高度, 右侧纵轴表示太阳电池接收的太阳辐照度, 横轴表示当地时间, 即北京时间。

钙钛矿太阳电池和晶体硅太阳电池在临近空间环境的性能演化规律如图 8 所示。图中, 横轴表示当地时间, 即北京时间, V_{oc} 为开路电压, V; J_{sc} 为短路电流密度, mA/cm^2; FF 为填充因子; MPP 为最大功率点, mW/cm^2; PCE 为功率转换效率, %。

从图 8 中第 2 行和第 4 行中可以看出, 钙钛矿太阳电池和晶体硅太阳电池的短路电流密度 J_{sc} 和最大发电功率密度 MPP 先增高后降低, 在下午 13:30 时, 晶体硅太阳电池和钙钛矿太阳电池的 MPP 分别达 15 mW/cm^2 和 12 mW/cm^2; 从图 8 中第 1 行可以看出, 钙钛矿太阳电池开路电压 V_{oc} 的波动性小于晶体硅太阳电池。此外, 钙钛矿太阳电池在临近空间环境测试的 V_{oc} 高于在地面环境测试, 说明温度变化对钛矿太阳电池 V_{oc} 影响较小, 并且低温有助于提高 V_{oc}; 从图 8 中第 3 行可以看出, 钙钛矿太阳电池和晶体硅太阳电池的填充因子 FF 演化规律和 V_{oc} 一致, 然而, 临近空间环境钙钛矿太阳电池的 FF 比地面环境测试要低, 说明临近空间环境对钙钛矿太阳电池 FF 影响很大; 从图 8 中最后一行可以看出, 在 8:00—8:30 及 19:00—19:30 这 2 个时段, 钙钛矿太阳电池和晶体硅太阳电池的转换效率均高于中午时段, 并且, 钙钛矿太阳电池的转换效率达到 40% 以上, 说明钙钛矿太阳电池具有良好的弱光性。此外, 对钙钛矿太阳电池和晶体硅太阳电池发电量密度进行全天累积和实验室效率归一化处理后如图 9 所示, 其中, 横轴为当地时间, 即北京时间。

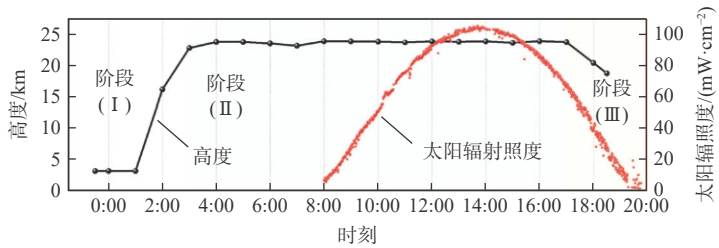
由图 9(a)可以看出, 钙钛矿太阳电池的全天累



(a) 高空气球示意图

(b) 高空气球放飞前

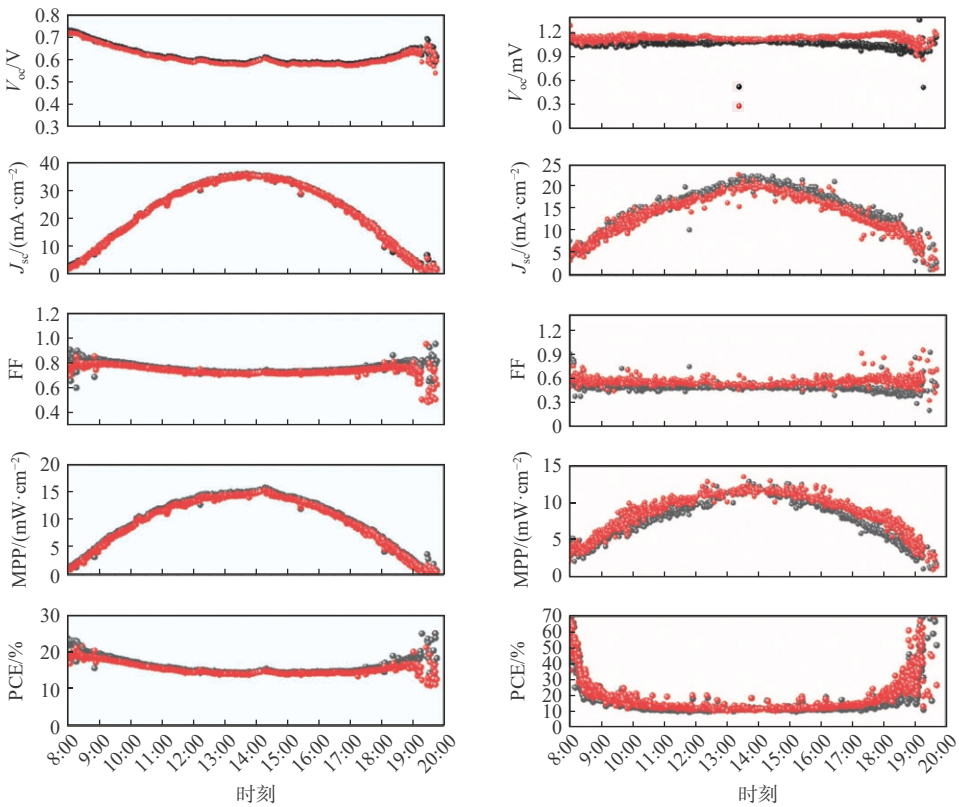
(c) 高空气球放飞后



(d) 飞行高度和辐照度时序

图 7 高空气球飞行高度和辐照度时序[42]

Fig. 7 High-altitude balloon and its flight altitude and irradiance time series [42]



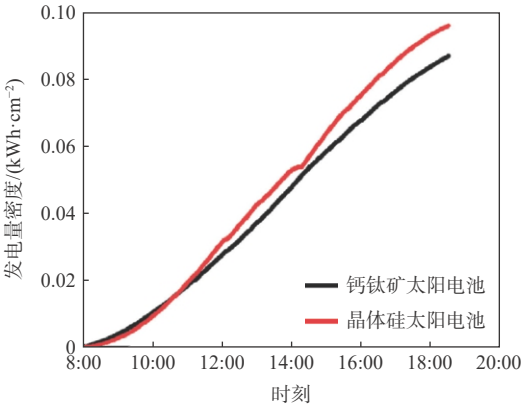
(a) 晶体硅太阳电池临近空间环境性能演化

(b) 钙钛矿太阳电池临近空间性能演化

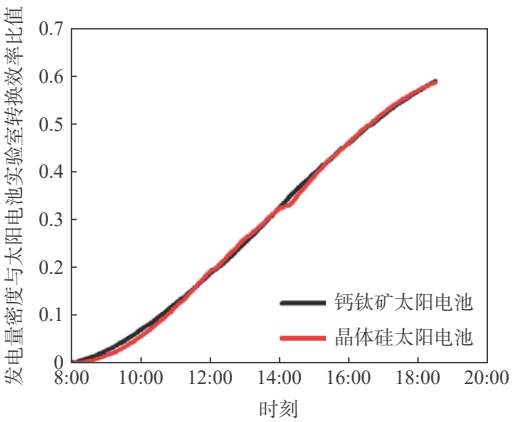
• 正向扫描 • 反向扫描

图 8 晶体硅太阳电池临近空间环境性能演化和钙钛矿太阳电池临近空间性能演化[42]

Fig. 8 Performance evolution of crystalline silicon solar cells and perovskite solar cells in near space [42]



(a) 发电量密度全天累积



(b) 累积发电量密度经实验室效率归一化

图 9　发电量密度全天累积和累积发电量密度经实验室效率归一化[42]

Fig. 9　Daily cumulative energy density and its normalization by lab efficiency [42]

积发电量密度略低于晶体硅太阳电池，分别为 0.086 9 kWh/cm^2 和 0.095 9 kWh/cm^2；如图 9(b)所示，经实验室效率归一化，二者完全重合，说明未经优化的钙钛矿太阳电池在临近空间具有和晶体硅太阳电池同样的发电能力，也说明钙钛矿太阳电池未来在临近空间环境具有巨大的应用潜力。

3.2　钙钛矿太阳电池在临近空间中应用面临的挑战和解决措施

如 3.1 节所述，钙钛矿太阳电池具有较高的转换效率和功质比，是最有潜力面向临近空间应用的太阳电池。然而，临近空间环境强紫外、低气压等特点会对钙钛矿太阳电池的稳定性带来挑战，因此，需要相应的解决措施，具体如下：

1）强紫外照射会引起钙钛矿太阳电池性能的衰退。一个有效的解决策略是在电池表面涂覆一层下转换材料，将紫外线转换为低能量的光子，不仅可阻挡紫外线对电池的伤害，还可以提高电池的转换效率。另一个策略是在电池内部添加下转换材料，这不仅增加光的转换，还可以改善载流子的传输和复合过程。此外，还可以开发抗紫外的钙钛矿材料来增强钙钛矿太阳电池的紫外光稳定性。

2）在低气压环境下，钙钛矿材料会发生分解，尤其是同时在光照环境下。因此，一方面需要加强钙钛矿材料在低气压光照环境下衰退机制的研究；另一方面，可以通过添加剂改进钙钛矿材料晶格结构，提高晶格密度，从而改进钙钛矿太阳电池在低气压光照环境下的稳定性。

3）温度不仅影响钙钛矿材料相转变等物理化学性能，还会影响载流子的产生、复合和输运。研究表明，开发高质量的电子传输层材料有助于在低温环境下电池中载流子的提取。然而，钙钛矿太阳电池更多时间是在高温下工作。因此，需要开发在高温环境下具有良好传输性能的电荷传输层材料。

4　结　论

1）通过对太阳电池组件封装材料构成成分质量分析发现，柔性薄膜电池组件中质量较大的是基底材料和封装材料，电池本身质量很小，可以忽略不计。在采用当前密封材料的前提下，当组件效率为 22% 时，塑料基底柔性薄膜太阳电池组件功质比可达 1 000 W/kg。

2）在小面积柔性电池方面，柔性硅薄膜太阳电池最高转换效率为 16.3%，柔性铜铟镓硒太阳电池最高转换效率为 20.8%，柔性碲化镉太阳电池最高转换效率为 12.7%，柔性钙钛矿太阳电池最高转换效率为 23.6%。

3）在柔性电池组件产品方面，不锈钢基柔性硅薄膜电池组件，面积为 2.16 m^2，最高转换效率为 8.2%；不锈钢基柔性铜铟镓硒电池组件，面积为 1 m^2，最高转换效率为 17%。柔性碲化镉太阳电池和柔性钙钛矿太阳电池目前均没有产品。

4）柔性碲化镉太阳电池由于工艺的特殊性，转换效率很难再有提升；柔性钙钛矿太阳电池制备工艺简单，可在不锈钢、高分子聚合物等柔性基底上制备，在所有柔性太阳电池中转换效率最高，目前最高功质比达 30.3 W/g。

5）当前临近空间飞行平台采用的太阳电池均为晶体硅太阳电池，只有 Zephyr 太阳能无人机采用的是柔性非晶硅太阳电池，但是转换效率只有 10%，最新研究表明，钙钛矿太阳电池在 23 km 临近空间进行了 14 h 飞行试验，经历了−70～70 ℃ 温差变化，发电功率密度可达 12 mW/cm^2，展示了钙钛矿太阳电池在临近空间应用潜力。

为早日实现柔性钙钛矿太阳电池在临近空间的应用，下一步研究的重点是解决大面积制备和电池稳定性问题。

参考文献（References）

[1] TU Y G, WU J, XU G N, et al. Perovskite solar cells for space applications: progress and challenges[J]. Advanced Materials, 2021, 33(21): 2006545.

[2] GAO F L, HUA Z Z, TAO L R, et al. Impact of spectral solar irradiance variations on the energy balance of the earth[J]. Chinese Journal of Space Science, 2014, 34(4): 434.

[3] CHEN F G, CHEN G M, LIU K H. Analysis of near space environment and its effect[J]. Equipment Environmental Engineering, 2013, 10(4): 71-75.

[4] YANG J M, BAO Q Y, SHEN L, et al. Potential applications for perovskite solar cells in space[J]. Nano Energy, 2020, 76: 105019.

[5] REESE M O, GLYNN S, KEMPE M D, et al. Increasing markets and decreasing package weight for high-specific-power photovoltaics[J]. Nature Energy, 2018, 3(11): 1002-1012.

[6] KALTENBRUNNER M, ADAM G, GŁOWACKI E D, et al. Flexible high power-per-weight perovskite solar cells with chromium oxide-metal contacts for improved stability in air[J]. Nature Materials, 2015, 14(10): 1032-1039.

[7] WANG H, CAO Y X, FENG J S, et al. Research on the development of flexible solar cells[J]. Chinese Journal of Engineering Science, 2018, 20(3): 66-73.

[8] LEE T D, EBONG A U. A review of thin film solar cell technologies and challenges[J]. Renewable and Sustainable Energy Reviews, 2017, 70: 1286-1297.

[9] CARLSON D E, WRONSKI C R. Amorphous silicon solar cell[J]. Applied Physics Letters, 1976, 28(11): 671-673.

[10] SAI H, MATSUI T, KOIDA T, et al. Triple-junction thin-film silicon solar cell fabricated on periodically textured substrate with a stabilized efficiency of 13.6%[J]. Applied Physics Letters, 2015, 106(21): 213902.

[11] YAN B J, YUE G Z, SIVEC L, et al. Innovative dual function nc-SiOx: H layer leading to a >16% efficient multi-junction thin-film silicon solar cell[J]. Applied Physics Letters, 2011, 99(11): 113512.

[12] HAUG F J, SÖDERSTRÖM T, PYTHON M, et al. Development of micromorph tandem solar cells on flexible low-cost plastic substrates[J]. Solar Energy Materials and Solar Cells, 2009, 93(6): 884-887.

[13] YAN B J, YANG J, GUHA S. Amorphous and nanocrystalline silicon thin film photovoltaic technology on flexible substrates[J]. Journal of Vacuum Science & Technology A: Vacuum, Surfaces, and Films, 2012, 30(4): 1-10.

[14] RAPINETT A. Zephyr: a high altitude long endurance unmanned air vehicle[D]. Guildford: University of Surrey, 2009: 16-19.

[15] CHAPIN D M, FULLER C S, PEARSON G L. A new silicon p-n junction photocell for converting solar radiation into electrical power[J]. Journal of Applied Physics, 1954, 25(5): 676-677.

[16] LONGi. At 26.81%, LONGi sets a new world record efficiency for silicon solar cells[EB/OL]. (2022-11-19)[2022-11-22]. https://www.longi.com/en/news/propelling-the-transformation/.

[17] AUGUSTO A, TYLER K, HERASIMENKA S Y, et al. Flexible modules using <70 μm thick silicon solar cells[J]. Energy Procedia, 2016, 92: 493-499.

[18] GAUCHER A, CATTONI A, DUPUIS C, et al. Ultrathin epitaxial silicon solar cells with inverted nanopyramid arrays for efficient light trapping[J]. Nano Letters, 2016, 16(9): 5358-5364.

[19] BRANHAM M S, HSU W C, YERCI S, et al. 15.7% efficient 10-μm-thick crystalline silicon solar cells using periodic nanostructures[J]. Advanced Materials, 2015, 27(13): 2182-2188.

[20] XUE M Y, NAZIF K N, LYU Z, et al. Free-standing 2.7 μm thick ultrathin crystalline silicon solar cell with efficiency above 12.0%[J]. Nano Energy, 2020, 70: 104466.

[21] LIU W Z, LIU Y J, YANG Z Q, et al. Flexible solar cells based on foldable silicon wafers with blunted edges[J]. Nature, 2023, 617: 717-723.

[22] 杜付明. 阳光动力 2 号——不耗一滴油完成全球飞行揭秘[EB/OL]. (2015-09-06)[2022-11-20]. https://www.sic.cas.cn/zt/kpwsx/kpwz/201509/t20150906_4420167.html.
DU F M. Solar Impulse 2——Uncover the secrets of global flight without using a drop of fuel[EB/OL]. (2015-09-06)[2022-11-20]. https://www.sic.cas.cn/zt/kpwsx/kpwz/201509/t20150906_4420167.html(in Chinese).

[23] KAZMERSKI L L, WHITE F R, MORGAN G K. Thin-film $CuInSe_2$/CdS heterojunction solar cells[J]. Applied Physics Letters, 1976, 29(4): 268-270.

[24] KAMADA R, YAGIOKA T, ADACHI S, et al. New world record Cu(In, Ga)(Se, S)$_2$ thin film solar cell efficiency beyond 22%[C]// Proceedings of the IEEE 43rd Photovoltaic Specialists Conference. Piscataway: IEEE Press, 2016: 1287-1291.

[25] GIFFORD G. Inside TSMC's 16.5% CIGS module world record [EB/OL].(2015-03-12)[2022-11-22].https://www.pv-magazine.com/2015/05/12/inside-tsmcs-16-5-cigs-module-world-record_100019430/.

[26] CARRON R, NISHIWAKI S, FEURER T, et al. Advanced alkali treatments for high-efficiency Cu(In, Ga)Se_2 solar cells on flexible substrates[J]. Advanced Energy Materials, 2019, 9(24): 1900408.

[27] REINHARD P, CHIRILĂ A, BLÖSCH P, et al. Review of progress toward 20% efficiency flexible CIGS solar cells and manufacturing issues of solar modules[J]. IEEE Journal of Photovoltaics, 2013, 3(1): 572-580.

[28] LIU X X, ZHAO Y Q, GONG J B, et al. Technical development and application of flexible Cu(In, Ga)Se_2 solar cells[J]. Vacuum and Cryogenics, 2020, 26(5): 377-384.

[29] BONNET D, RABENHORST H. New results on the development of a thin-film p-CdTe-n-CdS heterojunction solar cell[C]//Proceedings of the Photovoltaic Specialists Conference. Silver Spring:[s.n.], 1972: 129-132.

[30] First Solar. Series 6 plus datasheet[EB/OL]. (2022-11-09)[2022-11-23]. https://www.firstsolar.com/-/media/First-Solar/Technical-Documents/Series-6-Plus/Series-6-Plus-Datasheet---Global.ashx?la=en.

[31] MAHABADUGE H P, RANCE W L, BURST J M, et al. High-efficiency, flexible CdTe solar cells on ultra-thin glass substrates[J]. Applied Physics Letters, 2015, 106(13): 133501.

[32] PERRENOUD J, SCHAFFNER B, BUECHELER S, et al. Fabrication of flexible CdTe solar modules with monolithic cell interconnection[J]. Solar Energy Materials and Solar Cells, 2011, 95: S8-S12.

[33] KRANZ L, GRETENER C, PERRENOUD J, et al. Doping of polycrystalline CdTe for high-efficiency solar cells on flexible metal foil[J]. Nature Communications, 2013, 4: 2306.

[34] KOJIMA A, TESHIMA K, SHIRAI Y, et al. Organometal halide

perovskites as visible-light sensitizers for photovoltaic cells[J]. Journal of the American Chemical Society, 2009, 131(17): 6050-6051.

[35] NREL. Best research-cell efficiency chart[EB/OL]. (2022-11-26)[2023-02-23]. https://www.nrel.gov/pv/cell-efficiency.html.

[36] LI M H, ZHOU J J, TAN L G, et al. Multifunctional succinate additive for flexible perovskite solar cells with more than 23% power-conversion efficiency[J]. The Innovation, 2022, 3(6): 100310.

[37] WU J, CHEN P, XU H, et al. Ultralight flexible perovskite solar cells[J]. Science China Materials, 2022, 65(9): 2319-2324.

[38] GONG O Y, HAN G S, LEE S, et al. Van der waals force-assisted heat-transfer engineering for overcoming limited efficiency of flexible perovskite solar cells[J]. ACS Energy Letters, 2022, 7(9): 2893-2903.

[39] 吴绚. 20.2%, 麦耀华教授团队柔性钙钛矿光伏组件获独立第三方认证[EB/OL]. (2021-12-07)[2022-11-23]. https://inet.jnu.edu.cn/2021/1208/c7173a667459/page.htm.
WU X. 20.2%, Professor Mai's team of flexible perovskite photovoltaic modules has been certified by an independent third party [EB/OL]. (2021-12-07)[2022-11-23]. https://inet.jnu.edu.cn/2021/1208/c7173a667459/page.htm(in Chinese).

[40] CARDINALETTI I, VANGERVEN T, NAGELS S, et al. Organic and perovskite solar cells for space applications[J]. Solar Energy Materials and Solar Cells, 2018, 182: 121-127.

[41] TU Y G, XU G N, YANG X Y, et al. Mixed-cation perovskite solar cells in space[J]. Science China Physics, Mechanics & Astronomy, 2019, 62(7): 974221.

[42] WANG H, JIANG X, CAO Y X, et al. The first record of diurnal performance evolution of perovskite solar cells in near space[J]. Advanced Energy Materials, 2023, 13(2): 2202643.

Progress in experimental research on flexible solar cells for near space application

WANG Hui[1, 2], ZHANG Chunfu[1, *], CAO Yuexian[2], JIANG Xiao[2], ZHENG Dexu[3], YANG Qi[3]

(1. School of Microelectronics, Xidian University, Xi'an 710071, China;
2. Dalian Institute of Chemical Physics, Chinese Academy of Sciences, Dalian 116023, China;
3. Marketing Development Department, China National Nuclear Power Co., Ltd., Beijing 100045, China)

Abstract: Solar cells are an ideal power supply solution for near-space flight platforms. Flexible solar cells, particularly, have attracted increasing attention due to their high specific power. In this paper, the influence of different types of solar cell module encapsulation materials on the areal density was analyzed first, and the specific power of flexible thin-film solar modules at different conversion efficiencies was calculated. The paper then reviewed the research advances in flexible solar cells, including flexible silicon, flexible copper indium gallium selenium, flexible cadmium telluride, and flexible perovskite solar cells. The substrate materials, fabrication methods, and efficiency constraints of each flexible solar cell were introduced in detail. In addition, the paper presented the research progress on perovskite solar cells in near-space environments and pointed out future research directions for flexible perovskite solar cells.Studies have shown that flexible perovskite solar cells are the most promising candidates for near-space applications due to their high power-to-weight ratio.

Keywords: near space; flexible solar cell; power-to-weight ratio; thin-film solar cell; perovskite

Received: 2022-11-25; **Accepted**: 2023-03-03; **Published Online**: 2023-03-07 11:31

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230307.0943.002

Foundation items: Strategic Priority Research Program of Chinese Academy of Sciences (XDA17040506,XDA21061001,XDA21061002)

* **Corresponding author**. E-mail: cfzhang@xidian.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.1001

临近空间用柔性晶硅异质结太阳电池

赵文婕[1]，韩安军[1]，孟凡英[1]，呼文韬[2]，徐国宁[3]，刘正新[1,*]

(1. 中国科学院上海微系统与信息技术研究所 新能源技术中心，上海 201800；2. 中国电子科技集团公司第十八研究所 临近空间专业部，天津 300384；3. 中国科学院空天信息创新研究院，北京 100094)

摘　　要：针对临近空间飞行器能源系统对太阳电池性能的需求，利用硅异质结 (SHJ) 太阳电池的双面对称结构和低温工艺特点，开发厚度小于 100 μm 的超薄柔性 SHJ 太阳电池。针对飞行器对太阳电池组件在力学、热学、电学的要求，开展柔性 SHJ 太阳电池组件封装材料的研究和优化，确定组件的封装结构和工艺，开发适用于临近空间飞行器的柔性高效率 SHJ 太阳电池组件。针对临近空间环境适应性要求对其可靠性进行研究，确立高耐候性、高稳定性柔性 SHJ 组件，大批量应用于高空无人机和平流层飞艇。同时，针对不同的应用环境，设计开发新一代高效率柔性组件，并对组件性能进行对比研究。结果表明：获得转换效率达到 20.75% 的太阳电池组件，经环境可靠性测试后几乎没有衰减，完全适用复杂多变的临近空间环境。

关 键 词：临近空间飞行器；晶硅异质结太阳电池；超薄单晶硅；柔性太阳电池；环境可靠性
中图分类号：TM914.4; O475
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2025)08-2642-10

国际航空委员会定义临近空间范围为海平面以上 20～110 km 的空间，临近空间飞行器主要有平流层飞艇和高空太阳能无人机，在信息收集、气象观测、通讯中继、预警等任务方面具有重要的战略意义和广泛的应用需求[1-4]。发展基于卫星、临近空间对地观测系统，其与地面系统相结合，形成时空协调、全天候对地观测系统，是国家的重大战略需求。

临近空间飞行器想要实现长航时的驻留和侦察，必须有源源不断地能源供应，太阳能光伏发电作为可持续转换的清洁能源是唯一选择[5-6]。太阳电池白天吸收太阳光发电，对载荷供能，同时为储能电池充电，夜晚由储能电池为飞行器供能，实现能源系统的产出平衡。由于无人机和飞艇结构表面不平整，载重能力有限，而且临近空间紫外线强、高低温极差更大，飞行器飞行中易受强气流扰动等，因此，高质量比功率且安全可靠的柔性太阳电池组件是临近空间飞行器的共性需求，也是临近空间飞行器能源系统研究开发的重要技术方向。

1　各种柔性太阳电池的分析比较

为提高临近空间飞行器的有效载荷，通常要求太阳电池具有高转换效率、低质量，即高质量比功率空间太阳能电池主要技术发展方向为高效率化和轻质化，即降低太阳电池的质量提高质量比功率，进而提升有效载荷，同时提高太阳电池耐空间高能粒子轰击的能力。因而，空间电池一般采用柔性、轻质太阳电池作为动力，表 1 为 3 种空间常用太阳电池的综合对比。由于太阳入射到地球不同维度的天顶角不同(入射光线与地面法线的夹角)，即光程不同，因此，相对的等效大气质量也不同。用空气质量(air mass, AM)≈1/cos$z$, z 为天顶角可

收稿日期：2022-12-19；**录用日期**：2023-02-28；**网络出版时间**：2023-03-28 10:14
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230327.1256.004
基金项目：中国博士后科学基金 (2020M681424)；中国科学院上海微系统与信息技术研究所 微系统技术重点实验室项目 (6142804220104)
* **通信作者**. E-mail：z.x.liu@mail.sim.ac.cn

引用格式：*赵文婕，韩安军，孟凡英，等. 临近空间用柔性晶硅异质结太阳电池 [J]. 北京航空航天大学学报，2025，51（8）：2642-2651.*
ZHAO W J，HAN A J，MENG F Y，et al. Flexible crystalline silicon heterojunction solar cells for near-space applications [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51（8）：2642-2651（in Chinese）.

知，AM1.5 对应于天顶角 48.2°，包括中国、美国等在内的大部分国家都处在这个中纬度区域。因此，一般地表上的太阳光谱都用 AM1.5 表示，能量取 1 000 W/m^2（太阳能测试标准也是 AM1.5）。

表 1　3 种空间常用太阳电池的综合对比

Table 1　Comprehensive performance comparison of three types of solar cells used in space

电池	当前厚度/μm	当前单体电池批产效率(AM1.5)/%	组件面密度/(g·m^{-2})	目前组件柔性	产业支撑	组件成本/(元·W^{-1})
砷化镓薄膜太阳电池	20[7]	～35(32% AM0)[10]	≈450	好，可弯曲180°	有	≥1 000
PERC单晶硅太阳电池	180[8]	22～23[8]	≥600	差	有	≈100
晶体硅异质结太阳电池	135[9]	24～25[9]	530～570	较好，可弯曲120°	有	≈100

适用于卫星和空间站的砷化镓太阳电池[11-13]具有柔性、轻质、高效的特点，但成本和价格极高，难以大规模用于临近空间飞行器。发射极和背面钝化电池 (passivated emitter and rear cell, PERC) 单晶硅太阳电池[14-16]作为地面光伏的主流，具有产业规模和市场大，制造成本低等优势，但是其电池厚度约为 180 μm，采用高温（>800 ℃）扩散工艺，背面覆盖金属 Al 背场，电池结构和工艺决定了其难以实现柔性，同时易碎、质量比功率低，不能满足临空飞行器的需求，PERC 单晶硅太阳电池结构如图 1 所示。

晶体硅异质结（silicon heterojunction, SHJ）太阳电池[17-19]是晶体硅和非晶硅结合而成，其结构如图 2 所示，采用 N 型单晶硅片，正面和背面分别沉积 5～10 nm 本征非晶硅和 n/p 掺杂非晶硅薄膜叠层及透明导电金属氧化物 (transparent conductive oxides, TCO) 薄膜，形成类似三明治的对称结构。其工艺温度不超过 200 ℃，同时对称的电池结构和低温工艺对硅片厚度有极大的兼容性。

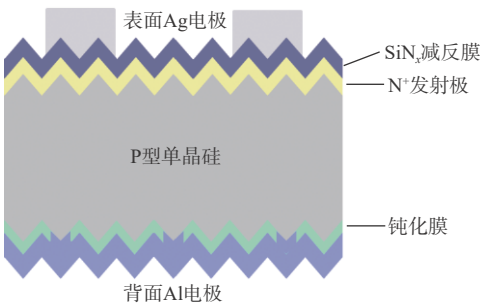


图 1　PERC 单晶硅太阳电池结构

Fig. 1　Structure of PERC monocrystalline solar cells

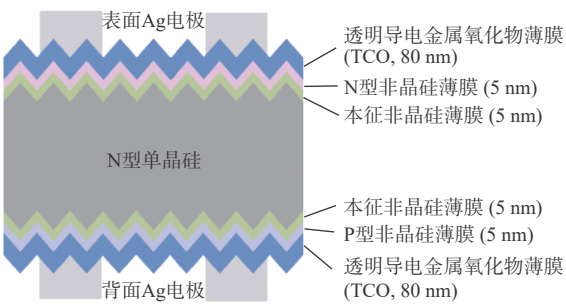


图 2　SHJ 太阳电池结构

Fig. 2　Structure of SHJ solar cell

通过上述综合性能对比可以发现 SHJ 太阳电池在批产转换效率、柔性、产业支撑及成本等方面具有综合的性价比优势，因而针对临近空间飞行器对能源系统的迫切需求，开发超薄高效柔性晶硅异质结太阳电池组件至关重要。

本文从超薄高效 SHJ 太阳电池、柔性组件及其环境可靠性方面，进一步研究 SHJ 太阳电池在临近空间的应用开发。

2　超薄高效晶硅异质结太阳电池

2.1　硅片减薄

目前单晶硅片的切片厚度极限为 120 μm 左右，切割线痕深度一般为 5～10 μm。针对临近空间高空飞行器对超薄高效太阳电池的需求，需要对硅片均匀减薄，开发均匀的金字塔陷光结构增强光吸收，同时提高非晶硅薄膜的钝化效果。

单晶硅切片基本都采用金刚线切割技术，切割过程会导致硅片表面损伤，且含有切割液残留的有机和无机的污染物，因此，在制作太阳电池之前必须要对原始硅片进行去除损伤层处理和专业清洗处理，为后端薄膜工艺提供清洁的表面。如图 3 所示，采用湿法化学刻蚀技术去除表面损伤层，通过

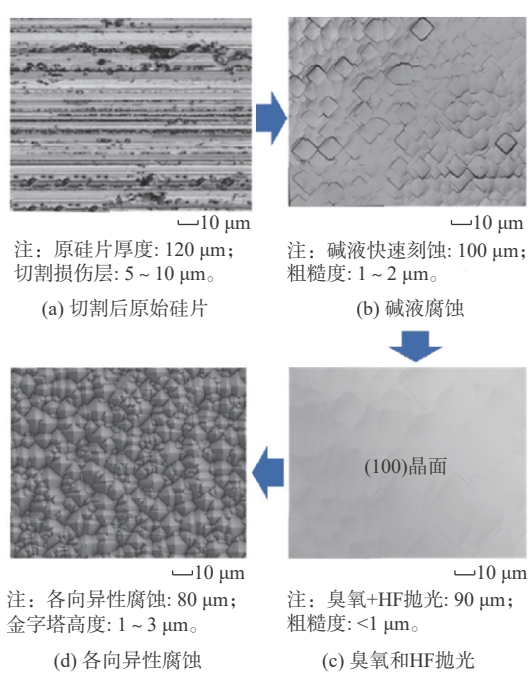
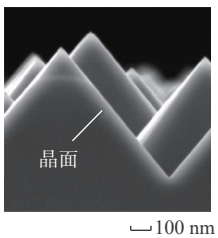


图 3　单晶硅片减薄过程示意图

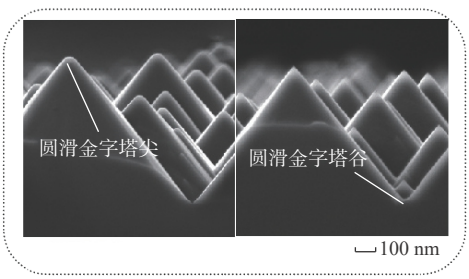
Fig. 3　Schematic diagram of monocrystalline silicon wafer thinning process

高浓度的碱性溶液快速刻蚀技术，把硅片从 120 μm 刻蚀到 100 μm，切割线痕深度降低到 1～2 μm。然后，采用臭氧和氢氟 (HF) 酸溶液快速抛光技术，把厚度进一步降低到 90 μm，表面粗糙度降低到 1 μm 以下。在此基础上，采用低浓度碱性溶液进行慢速各向异性刻蚀形成均匀的类金字塔结构，硅片厚度达到 80 μm。

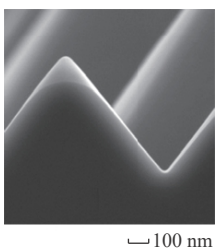
SHJ 太阳电池的性能在很大程度上取决于氢原子钝化后非晶硅(a-Si:H)薄膜的质量，制备适合低缺陷 a-Si:H 膜沉积的清洁晶圆表面是提高钝化质量的一种方法。然而，单晶硅片的金字塔结构会影响非晶硅的沉积。如图 4(a) 所示，尖锐金字塔结构导致非晶硅薄膜厚度不均匀。采用各向同性与各向异性化学刻蚀，通过 HNO_3 + HF 和 O_3 + HF 这 2 种化学抛光溶液对金字塔轮廓进行修饰[20]。如图 4(b) 所示，这 2 种抛光溶液对金字塔轮廓有选择性的圆化效应，第 1 个围绕着金字塔的顶峰，第 2 个围绕着金字塔的山谷。如图 4(c) 所示，圆滑的金字塔尖和金字塔谷可以均匀地沉积非晶硅薄膜，2 种化学抛光方法的结合有效地提高了非晶硅的钝化质量。



(a) 尖锐金字塔沉积非晶硅薄膜



(b) 金字塔尖和谷的选择性圆滑处理



(c) 圆滑处理后金字塔沉积非晶硅薄膜

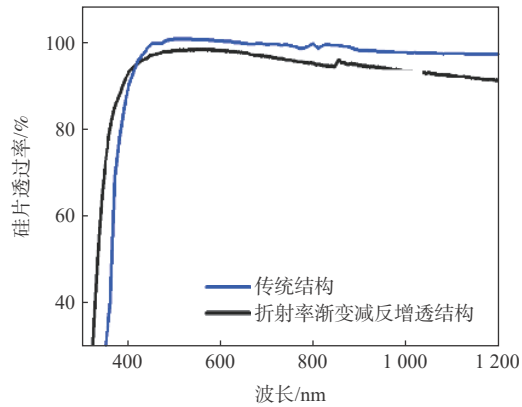
图 4　电子扫描显微镜图

Fig. 4　Electron scanning microscope image

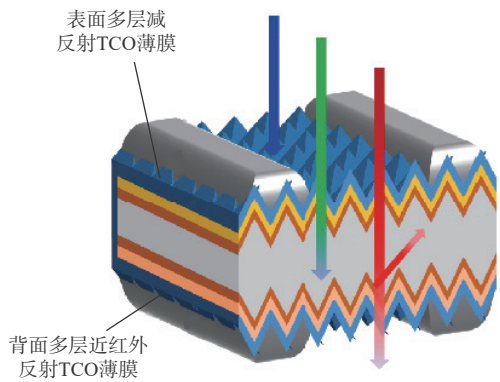
2.2　太阳电池高效率化

薄型化晶体硅电池由于硅片变薄，其比表面积相对增加，使得表面缺陷复合对电池效率影响变大。由于晶体硅是间接带隙半导体，光吸收系数小，近红外光不能完全吸收，硅片减薄，透射光将增加，产生透过损失，从而导致产生的有效的光生载流子和被收集的载流子减少，导致电流密度下降。

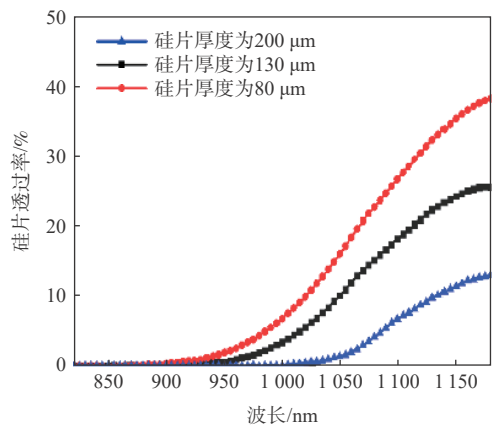
为降低 SHJ 电池的串联电阻，提高对光生载流子的收集能力，设计叠层 TCO 复合薄膜结构[21-22]，通过调节薄膜沉积过程中氧气流量及等离子体条件，制备了折射率渐变的梯度 TCO 薄膜层，使更多的光子进入单晶硅内部，如图 5 所示。SHJ 电池减薄后，对红外光的透过增加，通过调控背面 TCO 薄



(a) 表面叠层TCO薄膜透过率



(b) 降低超薄SHJ太阳电池光损失的表面和背面叠层TCO薄膜结构示意图



(c) 背面叠层TCO薄膜透过率

图 5　叠层 TCO 薄膜结构及透过率

Fig. 5　Laminated TCO film structures and transmittance

膜的沉积条件，形成高低折射率相间的叠层复合膜，形成布拉格反射镜结构，把透射到背面的近红外光反射回单晶硅内部并被吸收，解决超薄 SHJ 太阳电池近红外光的逃逸损失问题。

3　柔性太阳电池组件

太阳电池组件是电推进高空长航时飞行器唯一的能量来源，加之高空飞行器的起飞质量极其有限，太阳电池组件应在尽可能轻的情况下具备尽量强的发电能力[6]。同时，基于临近空间的特殊环境，且太阳电池组件通常安装在高空飞行器表面上以便吸收太阳光，这就要求太阳电池组件具有可弯曲的特性，且尽量贴合飞行器表面外形避免造成飞行器气动损失。鉴于临近空间的特殊环境和高空飞行器的飞行实际需求，使得临近空间用柔性太阳电池组件对组件封装材料和黏结材料具有更为特殊的要求，其封装结构及方式主要在保证其光电转换效率的基础上尽可能的降低面密度、提高弯折度和环境可靠性，才能满足临近空间高空飞行器的飞行气动及环境要求。

3.1　高可靠性太阳电池组件

柔性太阳电池组件的封装结构分为表面光照窗口层、封装胶膜和背面衬底加强层[23-24]，如图 6 所示。

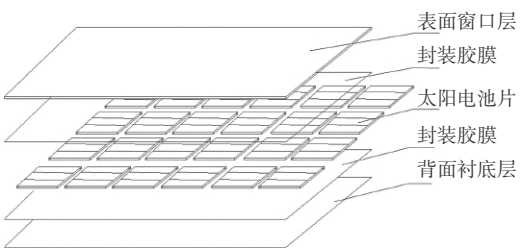


图 6　太阳电池组件封装结构

Fig. 6　Encapsulation structure of photovoltaic module

针对临近空间环境适应性对太阳电池组件的力学、热学及环境耐受力要求，进行封装材料选型对比分析，如表 2 所示。

虽然乙烯-四氟乙烯共聚物（ethylene-terafluoroethylene, ETFE）的融化温度要稍高于聚氟乙烯（polyvinyl fluoride, PVF），但 ETFE 不论是光学性能、力学性能及水汽透过率均优于 PVF。因而，ETFE 是目前为止较为适合应用于临近空间高空飞行器的太阳电池组件表面窗口层封装材料。

虽然乙烯-醋酸乙烯共聚物（ethylene-vinyl acetate copolymer, EVA）[25-26] 相较于聚烯烃弹性体（polyolefin elastomer, POE）具有更高的黏结强度和交联度，可以更为有效的和氟塑料薄膜黏结。但是如表 3 所示，POE 具有更低的收缩率和水汽透过率，可以更有效地防止封装过程中的移位和阻隔水气。同时，与 EVA 相比，POE 胶膜在 1 000 h 紫外照射后黏结强度保持率明显优于 EVA 胶膜，所以 POE 封装胶膜是目前较为适合的组件封装材料。

临近空间用柔性太阳电池组件衬底背板的主要作用是对太阳电池片进行补强，提升太阳电池组件的刚度，在通过对流层时支撑组件不被大风吹坏，同时起到隔热的作用，防止太阳电池片工作时暴晒产生的高温烫坏蒙皮，也防止这部分热量进入氦气囊造成气体膨胀影响飞行器升浮控制。蜂窝板、泡沫板等可以作为衬底背板的首选材料。

根据封装材料的对比分析最终确定临近空间用太阳电池组件封装结构形式，如图 7 所示，以及各功能层的类型从正面受光面至背面结构依次为：窗口膜层结构、轻薄黏结膜层、柔性太阳电池、轻薄黏结膜层、多孔复合结构。

根据临近空间高空飞行器对太阳电池组件的规格和应用需求，太阳电池组件采用一体化层压技术实现组合封装。图 8、图 9 和表 4 为临近空间用柔性太阳电池组件的实物样品图片及电性能。其中，该组件的面积为 1 310 mm×900 mm（在电池串四周各包括≥20 mm 白边和防反二极管），电池的布片率 >90%，组件的面密度约为 610 g/m^2，组件效率为

表 2　窗口层综合性能对比

Table 2　Comprehensive performance comparison of window layer

层	透光率(50 μm)/%	熔化温度/℃	连续工作温度/℃	线性热膨胀系数/C^{-1}	收缩率(150 ℃×30 min)/%	撕裂强度/(g·25 μm^{-1})	抗拉强度/MPa	水汽吸收率/%	湿气渗透(25 μm)/(g·(m^2·24 h)$^{-1}$)
ETFE	93	260	−100～150	5.9×10^{-4}	−2～1	1 400～2 400	69	0.03	6
PVF	89.2	203	−70～100	9×10^{-4}	−5～8	15～60	44	≤0.5	30

表 3　封装胶膜综合性能对比

Table 3　Comprehensive performance comparison of foamed materials

胶膜	透光率/%	拉伸强度/MPa	黏结强度/(N·cm^{-1})	交联度/%	收缩率/%	水汽透过率/(g·(m^2·24 h)$^{-1}$)	紫外截止波长/nm	1 000 h紫外照射后黏结强度保持率/%
POE	91.3	>15	>60	70.6	1	≤2	300/360	40
EVA	91.5	>15	>100	85	2	20-30	360	25

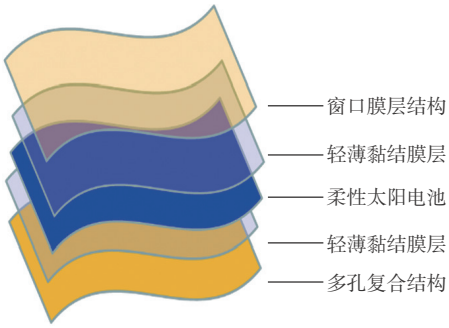


图 7 临近空间用太阳电池组件封装结构

Fig. 7 Encapsulation structure of photovoltaic module for near space

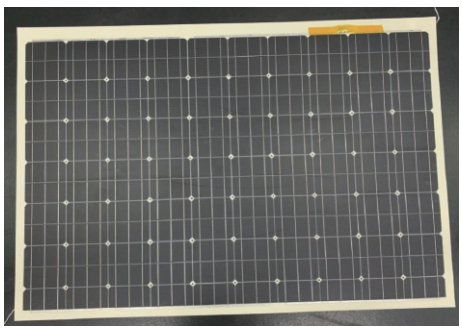


图 8 临近空间用太阳电池组件实物样品

Fig. 8 Sample of photovoltaic module for near space

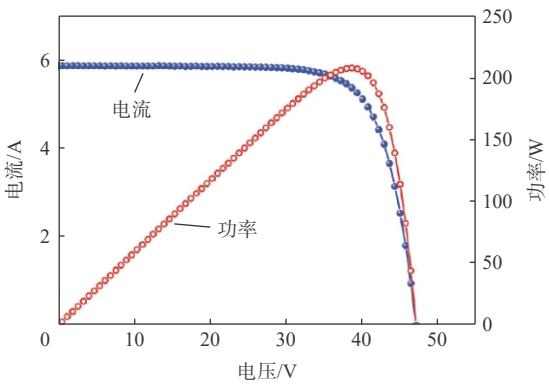


图 9 临近空间用太阳电池组件 *I-V* 曲线

Fig. 9 *I-V* curves of photovoltaic module for near space

表 4 柔性太阳电池组件在地面 AM1.5 标准测试条件下的电性能

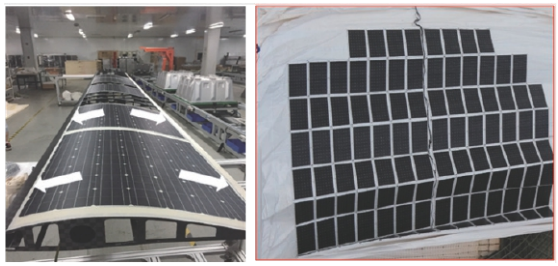
Table 4 Electrical properties of flexible photovoltaic module under 1 sun AM1.5 illumination

开路电压/V	短路电流/A	填充因子/%	功率/W	转换效率/%
47.19	5.86	75.10	207.71	20.75

20.75%(AM1.5, 25 ℃),其发电功率可达 207.71 W。

3.2 机囊一体化集成

对于高空无人机,柔性组件直接黏接在碳纤维骨架上成为机翼的上蒙皮,满足无人机要求的结构强度和空气流动性。组件边缘加工了适于黏接的特殊结构,与碳纤维骨架柔性黏接,既保证足够的黏接强度,又具有一定的柔软性,有效缓解机械振动对组件的损坏。对于平流层飞艇,为满足总体对组件的隔热要求,开发了轻薄、热传导系数小的多孔聚甲基丙烯酰亚胺(polymethacrylimide, PMI)复合胶膜背板,在保证轻质和柔软性的前提下达到了良好的隔热效果,如图 10 所示。



(a)飞机一体化 (b) 囊体一体化

图 10 机囊一体化集成

Fig. 10 Integration of aircraft and capsule

通过机囊一体化完成了超薄晶硅异质结太阳电池组件在临近空间太阳能无人机及高空飞艇上的安装及调试。同时,配合相关总体单位完成了多次临近空间飞行试验,在试验过程中太阳电池组件性能良好,表 5 为 2 组位于飞艇不同安装位置的组件在地面 AM1.5 标准测试条件下的电性能参数及 2021 年 9 月 6 日 14: 00 在新疆,海拔高度为 19 786 m 的高空中的电性能参数及对比。

表 5 柔性太阳电池组件在地面 AM1.5 和临近空间实际应用条件下的电性能

Table 5 Electrical properties of flexible photovoltaic module under ground AM1.5 illumination and near-space application conditions

组号	测试方式	最大功率点输出电流 /A	最大功率点输出电压/V	最大功率点输出功率 /W
1	地面AM1.5标准	5.21	39.70	207.02
	临近空间实测	5.06	37.42	189.35
2	地面AM1.5标准	5.43	38.32	208.15
	临近空间实测	7.65	33.95	259.72

4 组件可靠性

基于临近空间的特殊环境,太阳能电池组件在临近空间飞行及地面的保存时间[27-28]是影响长航时无人机、平流层飞艇等临近空间飞行器寿命及可靠性的关键问题。针对临近空间的环境及长航时高空飞行器对太阳电池组件的可靠性需求,根据 IEC(International Electrotechnical Commission)标准制定了适用于临近空间太阳能电池组件测试,包括高温高湿环境存储能力、高低温循环、低气压、紫外辐照、弯曲性等临近空间应用的耐候性和可靠性

试验[29-33]。

4.1　高温高湿测试

临近空间高空飞行器的主要活动区域为平流层, 平流层基本没有云、雾、雨、冰等天气现象, 且能见度非常好, 此外, 在 20 km 高空的水汽含量是 5 km 高度的万分之一, 因而湿度对正在执行飞行任务的高空飞行器的影响极小。但是, 临近空间高空飞行器在执行飞行任务之外主要在地面保存, 即面临水汽对太阳电池组件的影响。高温高湿(即双 85 测试, 将样件水平放置在湿热试验仪器内, 试样边缘不触试验箱的箱体边缘, 同时试样在测试过程中应避免样件直接沾染滴水, 保持湿热箱环境温度为 85±2 ℃, 相对湿度为 85±3%, 加速存储 300 h)测试是最为常见的光伏组件加速试验, 可以直观的体现太阳电池组件的使用寿命。通过对临近空间柔性太阳电池组件进行高温高湿测试(双 85)。如表 6 所示, 其中, η 为转换效率, 发现在双 85 高温高湿环境下加速试验 300 h 后组件衰减效率为 0.77% 和 0.43%, 可以认为几乎没有衰减。

表 6　临近空间用柔性太阳电池组件湿热测试

Table 6　Damp heat test of photovoltaic module for near space

序号	P_{max}/W		η/%		η变化率 /%
	湿热试验前	湿热试验后	湿热试验前	湿热试验后	
1	53.205	52.804	20.82	20.66	0.77
2	53.205	52.964	20.86	20.77	0.43

4.2　高低温循环测试

临近空间的环境较为特殊, 其温度范围为 −70～85℃, 平流层是从对流层顶端到海拔 80 km 之间的大气层, 其质量约占大气总质量的 1/4。临近空间高空飞行器大多在 20 km 以上的平流层区域执行飞行任务, 在 20 km 高度以内, 气温不随高度而变化, 保持在−56.5 ℃ 附近; 但是在 20～32 km 之间, 气温则随高度的增加而上升。为明确临近空间温度对太阳电池组件的影响, 对其进行了高低温循环测试(试验箱内温度在−70～85 ℃ 之间进行循环测试, −70 ℃ 和 85 ℃ 最短保持时间不低于 60 min, 一次循环 12 h, 共 10 次循环), 具体测试结果如表 7 所示。

表 7　临近空间用柔性太阳电池组件高低温循环测试

Table 7　Temperature cycle test of photovoltaic module for near-space

序号	P_{max}/W		η/%		η变化率 /%
	高低温循环试验前	高低温循环试验后	高低温循环试验前	高低温循环试验后	
1	53.107	53.207	20.78	20.82	−0.19
2	53.029	53.222	20.75	20.83	−0.38

通过柔性组件高低温循环测试结果的比较发现, 在−70～85℃ 连续 10 次循环测试后太阳电池组件功率的变化率为−0.19% 和−0.38%, 组件的电性能没有衰减, 研制所得的柔性太阳电池组件完全适用于临近空间的高低温环境中。

4.3　低气压测试

由于临近空间高空飞行器主要在 20 km 的高空执行飞行任务, 在 20～25 km 处大气压约为 5 000 Pa (即 50 mbar), 明显低于地面的气压, 因而对临近空间用柔性太阳电池进行了低气压测试(将被测太阳电池组件安置于低压测试箱中, 将箱内气压降至≤ 4.5 kPa, 温度保持室温, 保持压力 1 h 后将箱内压力恢复至常压), 具体的试验结果如表 8 所示。在 4.5 kPa 的低气压实验箱中静置保持 1 h 后, 组件的功率衰减为 0.24% 和 0.64%, 电性能几乎没有衰减, 可知封装材料和封装之后的柔性电池组件都可以在低气压的环境中应用。

表 8　临近空间用柔性太阳电池组件低气压测试

Table 8　Low air pressure test of photovoltaic module for near space

序号	P_{max}/W		η/%		η变化率 /%
	低气压试验前	低气压试验后	低气压试验前	低气压试验后	
1	50.855	50.717	20.50	20.45	0.24
2	50.719	50.412	20.45	20.32	0.64

4.4　紫外测试

值得注意的是地球大气中 O_3 总量的 9/10 分布在平流层内, 其浓度的极大值出现在 25 km 左右的高度上, 即临近空间高空飞行器的主要飞行区域。虽然 O_3 可以吸收绝大部分波长小于 300 nm 对人体有害的紫外线, 同时对波长在 300～800 nm 的光也具有一定的吸收能力, 但是相较于地面而言, 临近空间依然存在着较多的对太阳电池和封装材料可以形成极大损害的紫外光线。同时, O_3 能有选择地吸收太阳辐射中的紫外线部分, 使平流层大气顶部大幅升温。因而, 通过紫外光源对柔性太阳电池组件进行可靠性测试(采用高辐照度紫外辐射源提供紫外辐照, 用标定过的辐射计测量组件测试平面的辐照度, 并保证波长在 200～400 nm 之间, 辐照度为 30 W/m^2, 紫外辐照光线垂直照射于组件正面, 连续辐照 120 h, 辐照过程中需控制太阳电池组件温度不高于 75 ℃), 具体的试验结果如表 9 所示。通过紫外可靠性的测试可以发现, 临近空间柔性太阳电池组件的功率几乎没有衰减(衰减效率为 0.20% 和 0.05%)。

表 9 临近空间用柔性太阳电池组件紫外测试

Table 9 Ultraviolet test of photovoltaic module for near space

序号	P_{max}/W		η/%		η变化率/%
	紫外试验前	紫外试验后	紫外试验前	紫外试验后	
1	51.47	51.35	20.30	20.26	0.20
2	51.78	51.76	20.47	20.46	0.05

4.5 弯曲测试

针对临近空间飞行器对组件柔性的需求，对组件弯曲度的测试必不可少。同时，柔性组件在高空飞行器上安装的过程中会弯曲，且不论是平流层飞艇还是高空气球在执行飞行任务时，气囊的晃动都会对组件产生不可避免的弯折，进而影响组件的可靠性。通过固定曲率的圆柱形工装对组件进行弯曲度的测试可以初步评估组件的抗弯曲特性，具体的测试结果如表 10 所示。通过圆柱面工装，工装的曲率半径 R 应符合弯曲测试的曲率要求（0.5 m）且弧线长度和母线长度应大于试验样件的长度和宽度。在试样两端沿工装切线方向均匀施加 2 个大小相等的力，使其紧密结合在工装上，保持 60 s，将组件转过 90°，重复上一步骤，并交替 10 次，确认临近空间柔性太阳电池的柔性，而且组件在弯曲适应性试验后功率的衰减率为 0.15% 和 0.54%，可以认为几乎没有衰减。

表 10 临近空间用柔性太阳电池组件弯曲测试

Table 10 Bending test of photovoltaic module for near space

序号	P_{max}/W		η/%		η变化率/%
	弯曲试验前	弯曲试验后	弯曲试验前	弯曲试验后	
1	51.40	51.34	20.36	20.33	0.15
2	51.67	51.38	20.46	20.35	0.54

为进一步探究隐裂或裂纹对临近空间用柔性太阳电池组件可靠性的影响，通过大幅度的弯曲人为的对太阳电池组件（小面积测试样件）制造一些裂纹，并通过高温高湿（85±2 ℃，85±3% Rh）测试评估裂纹对组件可靠性的影响。表 11 和图 11 为含有裂纹的太阳电池组件在高温高湿存储能力测试前后的电性能和电致发光图片的对比。

通过对人为制作裂纹组件高温高湿可靠性的

表 11 含有裂纹的临近空间用柔性太阳电池组件高温高湿试验

Table 11 Damp heat test of flexible photovoltaic module for near-space containing cracks

序号	P_{max}/W		η/%		η变化率/%
	高温高湿试验前	高温高湿试验后	高温高湿试验前	高温高湿试验后	
1	7.04	7.00	20.33	20.21	0.53
2	12.89	12.81	20.42	20.29	0.67

(a) 高温高湿测试前 (b) 高温高湿测试后

图 11 含有裂纹的临近空间用柔性太阳电池组件高温高湿试验前后电致发光图片对比

Fig. 11 Comparison of electroluminescence pictures before and after damp heat test of flexible photovoltaic module containing cracks for near space

对比发现，在 85±2 ℃、85±3% 相对湿度环境下放置 300 h 后，组件功率的衰减为 0.53% 和 0.67%。同时与没有人为制造裂纹的组件（见表 3）在高温高湿环境测试后衰减率相比并没有较为明显的区别，所以可以认为，人为制作裂纹组件的电性能在 300 h 湿热测试后几乎没有衰减。但是根据其在测试之前和测试之后电致发光图片（见图 11）的对比可以明显发现在高温高湿测试之后，组件中的裂纹由向电池其他方向延伸的迹象，说明高温高湿可靠性还是会对裂纹组件产生一定的影响，但可能是由于组件中的太阳电池的其他乃至大部分仍处于电连接状态且测试时间较短，组件由裂纹产生的影响并没有直观的体现在功率的衰减上。这一现象说明，针对临近空间柔性太阳电池而言，就目前对太阳电池组件的应用需求，稍微的裂纹暂时不会对组件的应用形成负面的影响。

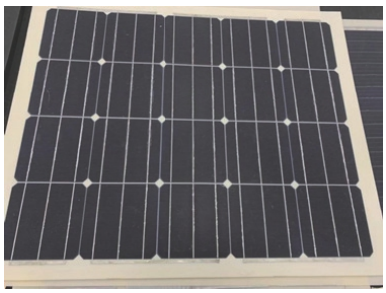
基于临近空间环境及高空飞行器对太阳电池组件可靠性的需求，通过对太阳电池组件高温高湿存储能力、高低温循环、低气压、紫外、弯曲度及背板温度等可靠性的测试，研发所得柔性太阳电池组件完全适用于临近空间高空飞行器，可以为高空飞行器提供稳定、可靠的能源供应。

5 新型太阳电池组件

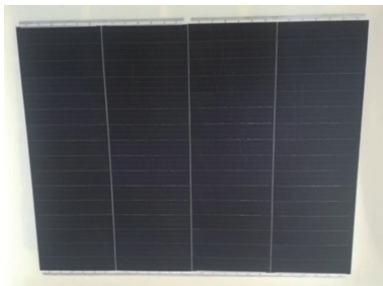
通过太阳电池串焊模式获得的常规太阳电池组件由于其焊带较宽较厚，在一定程度上降低了太阳电池组件的发电功率。同时较宽较厚的焊带在单体电池焊接或串焊的过程中容易造成电池的破损，且在组件移动或冲击的过程中容易在太阳电池处形成隐裂或裂纹，进而影响太阳电池组件的性能和可靠性。

为进一步优化临近空间太阳电池组件，开发了 3 种不同串接模式的新型太阳电池组件，如图 12 所示。

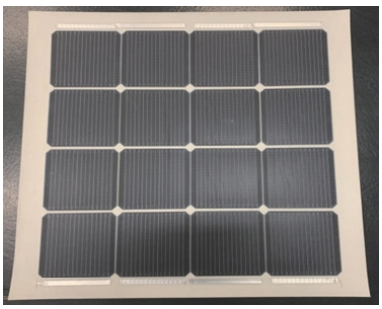
导电胶是一种固化或干燥后具有一定导电性的黏胶剂，具有出色的耐湿耐热性和导电稳定性，



(a) 导电胶技术



(b) 叠瓦技术



(c) SWCT连接技术

图 12　基于不同技术的临近空间用柔性太阳电池组件

Fig. 12　Flexible photovoltaic module for near space based on different technology

同时和焊带、锡、锡银及汇流条在一定温度及压力下具有很好的兼容性, 完全可以替代太阳电池组件生产过程中的焊料。导电胶太阳电池串焊技术采用低温黏接工艺, 不需要助焊剂, 可以改善焊接过程中电池片形变导致的裂片问题。叠瓦太阳电池摒弃了传统的焊带串接电池结构将每单片太阳电池通过导电胶连接焊接制作成串, 再将电池串通过串并联排版后层压成组件, 这样充分利用组件内的间隙, 在相同的面积下, 可以有效提高组件的布片率。智能网栅(SmartWire, SWCT)连接技术是一种性价比极高的电池片连接方法, 该技术采用薄膜-网栅线电极而非传统的焊带, 使电池排布更自由, 更紧密, 组件更小更轻。SWCT 太阳电池通过减小焊带面积来增加电池正面受光面积, 缩短载流子运输路径来减小串联电阻, 从而提高短路电流。同时通过减少栅线印刷银浆使用量来降低生产成本, 以及通过主栅和细栅之间的多触点来优化隐裂和微裂部位电流传导的路径。

表 12 为 4 种太阳电池组件在电性能及高低温循环、弯曲度可靠性上的对比。可以发现使用导电胶焊接工艺的太阳电池组件的面密度与常规串焊组件相差不多, 但是叠瓦组件和 SWCT 组件的面密度则相较常规串焊要高很多, 这主要是由于叠瓦组件的电池片叠加分布和 SWCT 组件多胶膜导致的。除 SWCT 组件的质量比功率相对较低, 其余组件的质量比功率均相差不多。虽然在高低温循环和 0.5 m 半径弯折度测试后, 所有组件的性能均没有衰减, 但是就弯折度可靠性而言, 叠瓦组件由于电池片堆叠在大幅度的弯折后可能会对组件产生不可避免的影响。因而, 根据不同的应用环境, 导电胶组件、叠瓦组件和 SWCT 组件可以作为新的太阳电池组件工艺进行进一步的研究开发。

表 12　4 种太阳电池组件在电性能及高低温循环、弯曲度可靠性上的对比

Table 12　Comparison of electrical performance, temperature cycling and bending reliability of four photovoltaic modules

组件类型	组件规格/m^3	组件质量/g	组件面积/m^2	有效面积/m^2	面密度/($g\cdot m^{-2}$)	功率/W	质量比功率/($W\cdot kg^{-1}$)	高低温循环衰减百分比/%	弯曲适应性衰减百分比/%
常规串焊	555×558×2	175.2	0.309 7	0.255 6	565.71	48.09	274.48	−0.19	0.15
导电胶	690×570×2	230.6	0.393 3	0.319 4	586.32	62.60	271.46	0.02	0.12
叠瓦	690×540×1	228.6	0.372 6	0.302 4	613.52	63.02	273.55	−0.64	0.22
SWCT	600×585×1	236.9	0.351	0.255 6	674.92	51.33	216.67	0.18	−0.42

6　结　论

1) 本文开发各向同性化学刻蚀减薄硅片和各向异性均匀制绒方法, 在厚度减薄的同时控制刻蚀的均匀性, 制作均匀的金字塔绒面陷光结构实现硅片均匀减薄。

2) 本文通过 TCO 薄膜低温结晶生长及背面叠层反射, 提高电池表面光学透过率和载流子迁移率, 利用电池背面对透过的近红外光的反射改善电池性能。

3) 本文优化组件封装工艺结构和条件, 获得了转换效率达到 20.75%(AM1.5, 100 mW/cm^2, 25 ℃), 适用于临近空间高空飞行器的太阳电池组件。

4) 本文开发的太阳电池组件在环境可靠性测试后几乎没有衰减, 完全适用于临近空间复杂且多变的环境。同时, 太阳电池组件弯曲度也满足高空

飞行器柔韧度的需求。

5）本文开发了适用于临近空间飞行器不同需求的太阳电池组件(如：基于导电胶太阳电池组件、叠瓦太阳电池组件及智能网栅太阳电池组件)。

为使本文研制开发的太阳电池组件能更好的应用于临近空间高空飞行器，仍需进一步优化电池性能和组件封装技术。

参考文献（References）

[1] WANG W Q, CAI J Y, PENG Q C. Near-space microwave radar remote sensing: potentials and challenge analysis[J]. Remote Sensing, 2010, 2(3): 717-739.

[2] WANG W Q. Near-space vehicles: supply a gap between satellites and airplanes for remote sensing[J]. IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine, 2011, 26(4): 4-9.

[3] XU Y M, ZHU W Y, LI J, et al. Improvement of endurance performance for high-altitude solar-powered airships: a review[J]. Acta Astronautica, 2020, 167: 245-259.

[4] YIN S, ZHU M, LIANG H Q. Multi-disciplinary design optimization with variable complexity modeling for a stratosphere airship[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2019, 32(5): 1244-1255.

[5] 曲鹏, 王寅. 太阳能无人机电源系统的发展现状与展望[J]. 电源技术, 2015, 39(4): 864-866.
QU P, WANG Y. Development status and prospect of solar power systems for UAVs[J]. Chinese Journal of Power Sources, 2015, 39(4): 864-866(in Chinese).

[6] 潘振, 呼文韬, 王寅, 等. 适用于太阳能飞行器的单晶硅太阳电池[J]. 电源技术, 2016, 40(8): 1722-1725.
PAN Z, HU W T, WANG Y, et al. Monocrystalline Si solar cells suitable for solar aerial vehicle[J]. Chinese Journal of Power Sources, 2016, 40(8): 1722-1725(in Chinese).

[7] STROBL G F X, EBEL L, FUHRMANN D, et al. Development of lightweight space solar cells with 30% efficiency at end-of-life[C]//Proceedings of the IEEE 40th Photovoltaic Specialist Conference. Piscataway: IEEE Press, 2014: 3595-3600.

[8] 邹帅, 吴成坤, 徐磊, 等. 全角度陷光的微-纳复合绒面单晶PERC 太阳电池[J]. 太阳能学报, 2022, 43(7): 134-139.
ZOU S, WU C K, XU L, et al. All-angled light-trapped micro-nano hybrid textured mono-Si perc solar cells[J]. Acta Energiae Solaris Sinica, 2022, 43(7): 134-139(in Chinese).

[9] RAZZAQ A, ALLEN T G, LIU W Z, et al. Silicon heterojunction solar cells: techno-economic assessment and opportunities[J]. Joule, 2022, 6(3): 514-542.

[10] 仇恒抗, 姜德鹏, 杨琴, 等. 32% 效率三结砷化镓太阳电池设计与在轨应用[J]. 电源技术, 2022, 46(5): 545-548.
QIU H K, JIANG D P, YANG Q, et al. Design and application in orbit 32% efficiency triple junction GaAs solar cell[J]. Chinese Journal of Power Sources, 2022, 46(5): 545-548(in Chinese).

[11] GEISZ J F, FRIEDMAN D J, WARD J S, et al. 40.8% efficient inverted triple-junction solar cell with two independently metamorphic junctions[J]. Applied Physics Letters, 2008, 93(12): 123505.

[12] 铁剑锐, 李晓东, 孙希鹏. 高效超薄空间用三结砷化镓太阳电池研制[J]. 电源技术, 2018, 42(8): 1174-1176.
TIE J R, LI X D, SUN X P. High-efficiency and ultra-thin triple-junction space solar cell[J]. Chinese Journal of Power Sources, 2018, 42(8): 1174-1176(in Chinese).

[13] YAMAGUCHI M, DIMROTH F, EKINS-DAUKES N J, et al. Overview and loss analysis of III–V single-junction and multi-junction solar cells[J]. EPJ Photovoltaics, 2022, 13: 22.

[14] DENG W W, CHEN D M, XIONG Z, et al. 20.8% PERC solar cell on 156 mm × 156 mm P-type multicrystalline silicon substrate[J]. IEEE Journal of Photovoltaics, 2016, 6(1): 3-9.

[15] SONG L H, HU Z C, LIN D H, et al. Progress of hydrogenation engineering in crystalline silicon solar cells: a review[J]. Journal of Physics D Applied Physics, 2022, 55(45): 453002.

[16] WANG P, LI G F, WANG M, et al. Numerical study of mono-crystalline silicon solar cells with passivated emitter and rear contact configuration for the efficiency beyond 24% based on mass production technology[J]. Journal of Semiconductors, 2020, 41(6): 062701.

[17] TAGUCHI M, KAWAMOTO K, TSUGE S, et al. HITTM cells: high-efficiency crystalline Si cells with novel structure[J]. Progress in Photovoltaics: Research and Applications, 2000, 8(5): 503-513.

[18] MASUKO K, SHIGEMATSU M, HASHIGUCHI T, et al. Achievement of more than 25% conversion efficiency with crystalline silicon heterojunction solar cell[J]. IEEE Journal of Photovoltaics, 2014, 4(6): 1433-1435.

[19] PARK H, LEE Y J, PARK J, et al. Front and back TCO research review of a-Si/c-Si heterojunction with intrinsic thin layer (HIT) solar cell[J]. Transactions on Electrical and Electronic Materials, 2018, 19(3): 165-172.

[20] DU J L, MENG F Y, FU H X, et al. Selective rounding for pyramid peaks and valleys improves the performance of SHJ solar cells[J]. Energy Science & Engineering, 2021, 9(9): 1306-1312.

[21] HUANG W, SHI J H, LIU Y Y, et al. High-performance Ti and W Co-doped indium oxide films for silicon heterojunction solar cells prepared by reactive plasma deposition[J]. Journal of Power Sources, 2021, 506: 230101.

[22] MENG F Y, SHI J H, LIU Z X, et al. High mobility transparent conductive W-doped In_2O_3 thin films prepared at low substrate temperature and its application to solar cells[J]. Solar Energy Materials and Solar Cells, 2014, 122: 70-74.

[23] VYGRANENKO Y, KHOSROPOUR A, YANG R, et al. Lightweight amorphous silicon photovoltaic modules on flexible plastic substrate[J]. Canadian Journal of Physics, 2014, 92(7/8): 871-874.

[24] MAYVILLE P, PATIL N V, PEARCE J M. Distributed manufacturing of after market flexible floating photovoltaic modules[J]. Sustainable Energy Technologies and Assessments, 2020, 42: 100830.

[25] KEMPE M. Overview of scientific issues involved in selection of polymers for PV applications[C]//Proceedings of the 37th IEEE Photovoltaic Specialists Conference. Piscataway: IEEE Press, 2011: 85-90.

[26] JORGENSEN G J, MCMAHON T J. Accelerated and outdoor aging effects on photovoltaic module interfacial adhesion properties[J]. Progress in Photovoltaics: Research and Applications, 2008, 16(6): 519-527.

[27] POLVERINI D, FIELD M, DUNLOP E, et al. Polycrystalline silicon PV modules performance and degradation over 20 years[J]. Progress in Photovoltaics: Research and Applications, 2013, 21(5): 1004-1015.

[28] SÁNCHEZ-FRIERA P, PILIOUGINE M, PELÁEZ J, et al. Analysis of degradation mechanisms of crystalline silicon PV modules after 12 years of operation in Southern Europe[J]. Progress in Photovoltaics: Research and Applications, 2011, 19(6): 658-666.

[29] KOEHL M, HECK M, WIESMEIER S. Modelling of conditions for accelerated lifetime testing of Humidity impact on PV-modules based on monitoring of climatic data[J]. Solar Energy Materials and Solar Cells, 2012, 99: 282-291.

[30] KAWAI S, TANAHASHI T, FUKUMOTO Y, et al. Causes of degradation identified by the extended thermal cycling test on commercially available crystalline silicon photovoltaic modules[J]. IEEE Journal of Photovoltaics, 2017, 7(6): 1511-1518.

[31] REPINS I L, KERSTEN F, HALLAM B, et al. Stabilization of light-induced effects in Si modules for IEC 61215 design qualification[J]. Solar Energy, 2020, 208: 894-904.

[32] KEMPE M D. Ultraviolet light test and evaluation methods for encapsulants of photovoltaic modules[J]. Solar Energy Materials and Solar Cells, 2010, 94(2): 246-253.

[33] KÖNTGES M, KUNZE I, KAJARI-SCHRÖDER S, et al. The risk of power loss in crystalline silicon based photovoltaic modules due to micro-cracks[J]. Solar Energy Materials and Solar Cells, 2011, 95(4): 1131-1137.

Flexible crystalline silicon heterojunction solar cells for near-space applications

ZHAO Wenjie[1], HAN Anjun[1], MENG Fanying[1], HU Wentao[2], XU Guoning[3], LIU Zhengxin[1,*]

(1. Research Center of Photovoltaic Technology, Shanghai Institute of Microsystem & Information Technology Chinese Academy of Sciences, Shanghai 201800, China;
2. Near Space Department, The 18th Institute of China Electronic Technology Corporation, Tianjin 300384, China;
3. Aerospace Information Research Institute Chinese Academy of Sciences, Beijing 100094, China)

Abstract: Aiming at the urgent demand for energy-system for high-altitude spacecraft in near-space, an ultra-thin flexible silicon heterojunction (SHJ) solar cell with a thickness of less than 100 μm was developed based on the double-sided symmetrical structure and the characteristics of the low-temperature process. By examining, evaluating, and contrasting the mechanical, thermal, and electrical characteristics of the flexible modules' packaging materials, the encapsulation structure and technology of the modules were established, and silicon heterojunction photovoltaic modules that are both flexible and efficient and appropriate for high-altitude aircraft in near space were created. The dependability of SHJ high weather resistance and high stability flexible modules, which were extensively used in high-altitude UAVs and stratospheric airships, was investigated in accordance with the needs of environmental adaptation in near space. At the same time, according to different application environments, new components are designed and their performance is compared. The solar cell modules with a conversion efficiency of 20.75% show almost no degradation after environmental reliability testing, making them completely suitable for the complex and variable near-space environment.

Keywords: near-space aircraft; crystalline silicon heterojunction solar cells; ultra-thin monocrystalline silicon; flexible solar cells; environmental reliability

Received: 2022-12-19; **Accepted**: 2023-02-28; **Published Online**: 2023-03-28 10:14

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230327.1256.004

Foundation items: China Postdoctoral Science Foundation (2020M681424); Key Laboratory Project of Micro System Technology, Shanghai Institute of Microsystem & Information Technology Chinese Academy of Sciences (6142804220104)

* **Corresponding author**. E-mail: z.x.liu@mail.sim.ac.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2024.0838

基于开关电容与耦合电感倍压单元的高增益直流变换器

熊振阳[1,2]，尹靖元[1,2,3,*]，霍群海[1,2,3]，韩立博[1,2]，韦统振[1,2,3]

(1. 中国科学院电工研究所，北京 100190；2. 高密度电磁动力与系统重点实验室，北京 100190；
3. 齐鲁中科电工先进电磁驱动技术研究院，济南 250100)

摘　　要：针对激光无线能量传输系统中光伏电池阵列输出电压低，需要高增益变换器进行升压变换的问题，提出一种基于开关电容与三绕组耦合电感倍压单元的新型高增益直流变换器。该变换器将电荷泵电容、箝位电容、倍压电容与三绕组耦合电感各绕组相配合，使电压均匀分配，提高变换器电压增益的同时使功率器件的电压应力显著下降。开关电容中的箝位电容实现了对功率开关管断开瞬间耦合电感漏感能量的缓冲吸收，避免尖峰电压产生的同时，实现了功率开关管的零电流导通，有助于变换器效率的提升。通过模拟仿真和实验对所提变换器工作原理和性能进行了分析验证。

关 键 词：激光无线电能传输技术；高增益直流变换器；耦合电感；开关电容；倍压单元
中图分类号：TM46
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2025)08-2652-11

临近空间浮空器在长航时、大功率载荷的应用需求下，其能源系统受昼夜交替、太阳能电池铺设面积及搭载储能电池体积及质量的约束，面临能源紧张、搭载功率载荷受限的问题[1-2]。激光因其单色性好、方向性强和能量集中的特点，可将能量以光的形式在空间中远距离传输。激光无线能量传输技术于1968年提出，并在空间太阳能电站、卫星、空间探测器、浮空器等平台之间的能量传输方面有广阔的应用前景[3-4]。

受激光光伏电池光电转换原理的制约，单片激光光伏电池的输出电压和电流较小，实际应用中，通过串联和并联的形式来组成光伏阵列。由于激光强度的不均匀或激光光斑发生偏移时，串联组件由于接收光照的不一致将会造成光生电流的不匹配，进而导致其输出特性曲线呈现多峰，输出功率和效率严重衰减。因此，通过限制光伏阵列串联组件的数目来改善多峰的问题，进而造成光伏阵列输出电压较低。而浮空器等平台能源系统母线电压通常在300 V以上。需要设计高增益变换器将激光光伏电池阵列输出不稳定的低压直流电转换为与浮空器能源系统母线电压相匹配的高压直流电。

理想型Boost变换器电压增益随着开关管导通占空比 D 的增加而提升。理论上当占空比 D 接近1时Boost变换器具有无限大的电压增益。但是极限占空比工作模式下(占空比接近1)电感充电时间长，放电时间短，将导致开关管承受较大的电流尖峰。并且输出滤波电容的充电时间短、电流大，为限制输出电流的纹波，需要设计很大的滤波电容。此外，由于电路中元器件寄生电阻的存在，占空比增加到一定值时，电压增益出现下降趋势[5-6]。将

收稿日期：2024-11-27；**录用日期**：2024-12-27；**网络出版时间**：2025-03-12 13:26
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20250312.1107.001
基金项目：中国科学院青年团队项目(YSBR-102)；中国科学院重点部署科研专项(KGFZD-145-23-54-4)
* **通信作者**. E-mail：yinjingyuan@mail.iee.ac.cn

引用格式：*熊振阳，尹靖元，霍群海，等. 基于开关电容与耦合电感倍压单元的高增益直流变换器[J]. 北京航空航天大学学报，2025，51(8)：2652-2662. XIONG Z Y，YIN J Y，HUO Q H，et al. A high gain DC-DC converter based on switched capacitor and coupled inductor voltage multiplier unit[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51(8)：2652-2662 (in Chinese).*

Boost 变换器通过级联形式组成新的升压电路, 即前级电源的输出作为后级电源的输入, 通过该种方式可实现电源升压能力随级联单元的增加呈指数增长。但由于电源整体效率为各级电路效率的乘积, 随着串联基本单元的增加, 元器件数量增加, 导致电源的体积质量变大和控制难度提升。并且由于输出端电压较高, 后级电路中功率器件的电压应力较高, 电源整体的安全性和可靠性下降。此外, 变换器的效率也随着级联数目的增加严重衰减[7-8]。开关电容式升压电路利用电荷泵储能的原理, 通过改变多个电容在电路中的连接方式改变能量的流动方向, 实现电源与电容或电容与电容的并联充电储能、串联放电供能来实现电压的提升。开关电容连接方式变化瞬间, 电压的不匹配容易引起较大的电流尖峰, 容易导致开关器件的损坏[9]。开关电感型高增益变换器的升压原理与开关电容型变换器类似。开关电感型升压变换器, 需要严格控制开关电感网络中电感的一致性, 才可保障电感中电流的一致, 进而避免电感串联瞬间由于电流不一致引起较大的电压尖峰[10-11]。耦合电感式高增益变换器是通过合理设计原副边电感线圈的匝比实现较高的升压[12-13]。但是耦合电感漏感的存在, 在功率开关管断开瞬间将会引起较大的电压尖峰, 实际应用时通常引入电压箝位单元将其并联在功率开关管两端来吸收电压尖峰[14-16]。单一形式的开关电容、开关电感或耦合电感升压电路, 不仅升压能力有限, 还存在自身升压原理的劣势。将开关电容单元与开关电感单元或将开关电容单元与耦合电感单元进行组合, 形成电容和电感混合式升压电路。文献 [17] 提出开关电容与耦合电感组合型升压变换器, 不仅实现了较高的电压增益, 开关电容环节的引入还可作为箝位单元来限制开关管 S 关断时的电压尖峰。但开关电容单元中二极管 D_2 导通时, 电容 C_1 为电容 C_2 充电, 二者电压的不一致将会引起电流尖峰。文献 [18] 在原有元器件不变的基础上, 通过改变开关电容与耦合电感的组合形式, 在避免电容直接并联充电产生电流尖峰的同时, 可进一步提高变换器的升压能力。但电荷泵电容 C_2 相比于文献 [17] 需要有更高的耐压值, 进而电容的体积和质量将有所增加。文献 [19] 改变了电荷泵电容 C_2 与耦合电感副边 L_2 的连接方式, 并在箝位电容 C_1 与电荷泵电容 C_2 中引入辅助电感, 使电荷泵电容的工作电压得以减小, 辅助电感还可限制 C_2 为 C_1 充电时的电流尖峰, 但电路的升压能力维持不变。

为使变换器具有较高的电压增益, 同时不增加变换器元器件的数量和其所承受的电压和电流应力。本文将开关电容、三绕组耦合电感及电容型倍压单元融合, 提出基于开关电容与三绕组耦合电感倍压单元的新型高增益直流变换器。该变换器第 3 绕组与开关电容相结合, 进一步提升了开关电容中电荷泵电容的升压能力。同时第 3 绕组可避免开关电容中箝位电容与电荷泵电容直接相连回路电流尖峰的问题。此外, 开关电容中箝位电容可通过箝位二极管来吸收开关断开时耦合电感第 1 绕组漏感能量。耦合电感第 2 绕组与倍压电容组成耦合电感倍压单元, 二者并联充电, 倍压电容的存在使第 2 绕组升压能力加倍。

1　本文变换器拓扑及其工作原理

1.1　本文变换器拓扑结构

本文变换器的拓扑结构如图 1 所示。图中, S 表示功率开关管, L_k 为三绕组耦合电感等效在第一绕组侧的漏感, L_m 为励磁电感, N_1、N_2、N_3 为三绕组耦合电感的 3 个绕组, 其匝数分别为 n_1、n_2、n_3。箝位电容 C_1 与电荷泵电容 C_2, 二极管 D_1、D_2 组成开关电容单元, 耦合电感第 2 绕组 N_2 与倍压电容 C_3、二极管 D_3 组成耦合电感倍压单元, C_o 和 V_o 分别为输出电容和电压。

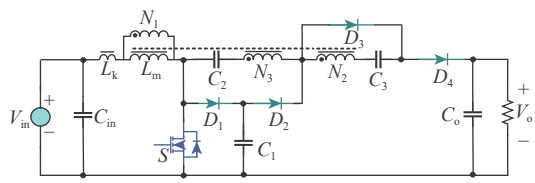


图 1　本文高增益直流变换器电路拓扑

Fig. 1　Circuit topology of the proposed high gain DC-DC converter

1.2　本文变换器连续导通模式下工作原理

稳态分析时, 为简化分析过程, 做出以下假设:

1) 忽略电路中元器件寄生电阻;

2) 箝位电容 C_1、电荷泵电容 C_2、倍压电容 C_3 及输出电容 C_o 足够大, 在一个周期内认为电压恒定不变;

3) 漏感 L_k 存在, 但其值远小于励磁电感 L_m。

通过理论分析和模拟仿真可知, 工作在励磁电感电流连续导通模式(continuous conduction mode, CCM)下的变换器主要有 5 个工作模态, 如图 2 所示。在不同模态下变换器的工作波形如图 3 所示, 其中, V_{gs} 为功率开关管的源极之间的驱动电压。

工作模态 1(t_0～t_1)等效电路如图 2(a) 所示, 此时开关管处于完全导通状态, 电源 V_{in} 对耦合电感漏感 L_k 和励磁电感 L_m 充电储能, 漏感电流 i_{L_k} 和励磁电感电流 i_{L_m} 线性增加。箝位电容 C_1 通过二极管 D_2 与耦合电感 N_3 绕组串联为电荷泵电容 C_1 充电;

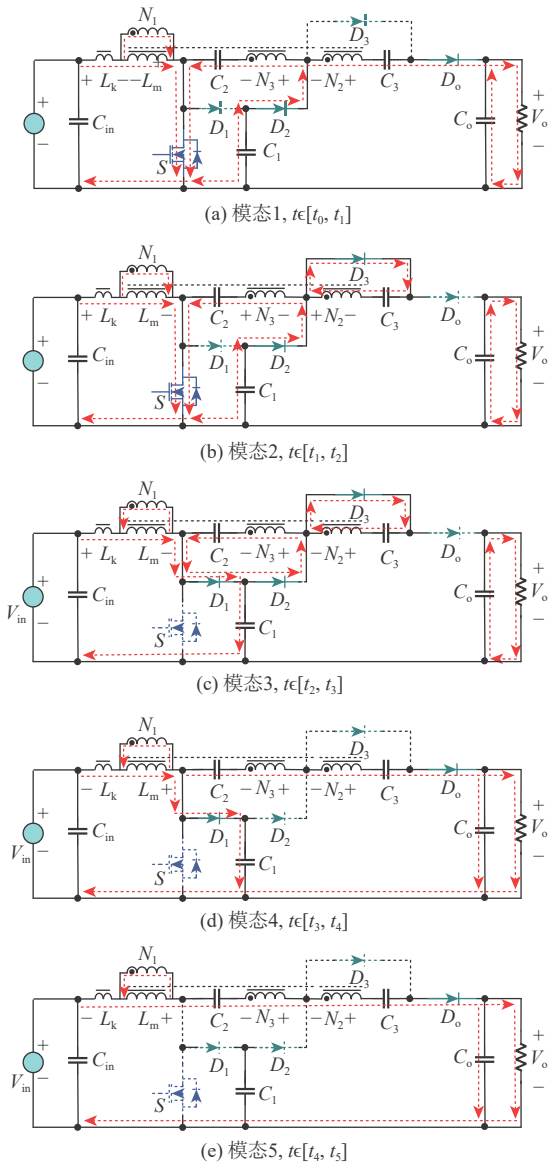


图 2 考虑漏感时变换器 CCM 下工作模态

Fig. 2 Operating mode of converter in CCM under leakage inductance state

二极管 D_1、D_3 和 D_o 截止；输出电容 C_o 为负载供电。在该模态下，电路满足以下方程：

$$\begin{cases} V_{L_m} = kV_{in} \\ V_{L_k} = (1-k)V_{in} \\ V_{N_2} = N_{21}kV_{in} \\ V_{N_3} = V_{C_2} - V_{C_1} = N_{31}kV_{in} \\ I_{N_1} = N_{31}I_{N_3} + N_{21}I_{N_2} \end{cases} \tag{1}$$

式中：V_{L_k} 为耦合电感漏感电压；V_{L_m} 为耦合电感励磁电感电压；V_{N_2}、V_{N_3} 分别为耦合电感第 2、第 3 绕组电压；I_{N_1}、I_{N_2}、I_{N_3} 分别为耦合电感第 1、第 2、第 3 绕组电流；V_{C_1}、V_{C_2}、V_{C_3} 为电容 C_1、C_2、C_3 电压；k 为耦合电感耦合系数；N_{21}、N_{31} 分别为耦合电感第 2 绕组、第 3 绕组与第 1 绕组匝数比。

工作模态 2(t_1～t_2)等效电路如图 2(b) 所示，开关管 S 继续导通，电源 V_{in} 继续对漏感及励磁电感充电，励磁电流 i_{L_m} 与漏感电流 i_{L_k} 继续线性增加；箝位电容 C_1 通过二极管 D_2 继续与绕组 N_3 串联继续为电荷泵电容 C_1 充电；二极管 D_3 导通，耦合电感 N_2 绕组通过二极管 D_3 为倍压电容 C_3 充电；二极管 D_1 与 D_o 继续截止；输出电容 C_o 为负载供电。在该模态下，电路满足以下方程：

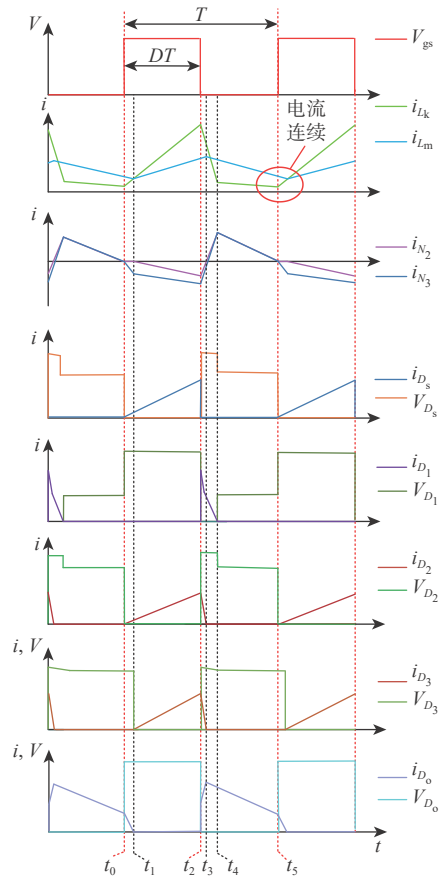


图 3 本文变换器 CCM 工作模式下工作波形

Fig. 3 Main operating waveforms of the proposed converter in CCM mode

$$\begin{cases} V_{L_m} = kV_{in} \\ V_{L_k} = (1-k)V_{in} \\ V_{N_2} = V_{C_3} = N_{21}kV_{in} \\ V_{N_3} = V_{C_2} - V_{C_1} = N_{31}kV_{in} \\ I_{N_1} = N_{31}I_{N_3} + N_{21}I_{N_2} \end{cases} \tag{2}$$

工作模态 3(t_2～t_3)等效电路如图 2(c) 所示，t_2 时刻开关管 S 关断，漏感电压反向，电流 i_k 减小，漏感能量通过二极管 D_1 为箝位电容 C_1 充电。耦合电感 N_2 与 N_3 绕组电压反向，因此，流过 D_2 和 D_3 的电流快速下降；二极管 D_2 与 D_3 寄生电容充电，t_3 时刻，D_2 与 D_3 完全截止；二极管 D_o 继续截止。由于二极管寄生电容很小，因此，该模态持续时间很短，后续变换器性能分析时忽略不计。

工作模态 4(t_3～t_4)等效电路如图 2(d) 所示，开

关管 S 继续关断, 二极管 D_1 继续导通, 漏感能量继续为箝位电容 C_1 充电; 漏感电流 i_{L_k} 和励磁电感电流 I_{L_m} 继续下降; 二极管 D_2 与 D_3 截止, D_o 导通, 电荷泵电容 C_1 与绕组 N_2、绕组 N_3、倍压电容 C_3 串联为输出电容 C_o 充电。该模态下, 电路满足以下方程:

$$\begin{cases} V_{L_m} = k\left(V_{C_1} - V_{in}\right) \\ V_{N_2} = N_{21}V_{L_m} = N_{21}k\left(V_{C_1} - V_{in}\right) \\ V_{N_3} = N_{31}V_{L_m} = N_{31}k\left(V_{C_1} - V_{in}\right) \\ V_o = V_{C_1} + V_{C_2} + V_{C_3} + V_{N_2} + V_{N_3} \end{cases} \tag{3}$$

工作模态 5(t_4～t_5)等效电路如图 2(e) 所示, 开关管 S 继续关断, t_4 时刻箝位电容 C_1 充电完毕, 二极管 D_1 截止; 二级管 D_2、D_3 继续截止, D_o 继续导通; 输入电源 V_{in} 与漏感电压 V_{L_k}、励磁电感电压 V_{L_m}、电荷泵电容 C_2、倍压电容 C_3 串联为负载供电。该模态下, 电路满足以下方程:

$$\begin{cases} V_o = V_{L_k} + (N_{21} + N_{31} + 1)V_{L_m} + V_{C_2} + V_{C_3} + V_{in} \\ i_{L_k} = i_{N_2} = i_{N_3} \\ i_{L_m} = i_{N_1} + i_{L_k} = (N_{21} + N_{31} + 1)i_{L_k} \\ V_{L_m} = L_m\dfrac{\mathrm{d}i_{L_m}}{\mathrm{d}t} = L_m(N_{21} + N_{31} + 1)V_{L_k}/L_k \end{cases} \tag{4}$$

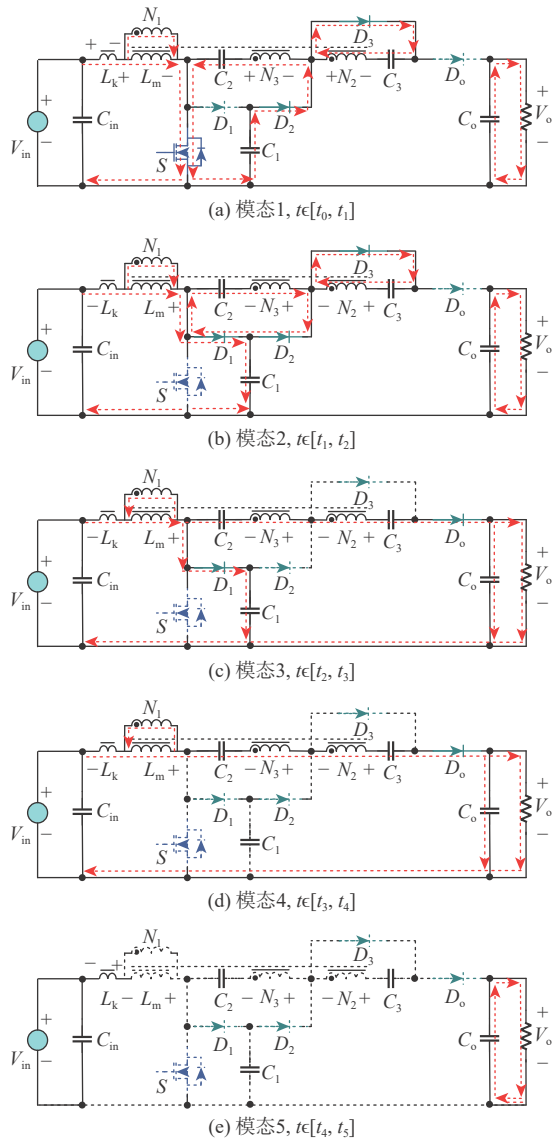
1.3　本文变换器断续导通模式下工作原理

本文三绕组耦合电感高增益变换器断续导通模式(discontinuous conduction mode, DCM)下主要有 5 个工作模态, 如图 4 所示。在不同模态下变换器的工作波形如图 5 所示。

工作模态 1(t_0～t_1)等效电路如图 4(a) 所示, 此时开关管处于完全导通状态, 电源 V_{in} 对耦合电感漏感 L_k 和励磁电感 L_m 充电储能, 漏感电流 i_{L_k} 和励磁电感电流 i_{L_m} 线性增加。箝位电容 C_1 通过二极管 D_2 与耦合电感 N_3 绕组串联为电荷泵电容 C_2 充电; 二极管 D_3 导通, 耦合电感 N_2 绕组为倍压电容 C_3 充电; 二极管 D_1 和 D_o 截止; 输出电容 C_o 为负载供电。在该模态下, 电路满足以下方程:

$$\begin{cases} V_{L_m} = kV_{in} \\ V_{L_k} = (1-k)V_{in} \\ V_{N_2} = V_{C_3} = N_{21}kV_{in} \\ V_{N_3} = V_{C_2} - V_{C_1} = N_{31}kV_{in} \\ I_{N_1} = N_{31}I_{N_3} + N_{21}I_{N_2} \end{cases} \tag{5}$$

工作模态 2(t_1～t_2)等效电路如图 4(b) 所示, t_1 时刻开关管 S 关断, 漏感电压反向, 电流 i_k 减小, 漏感能量通过二极管 D_1 为箝位电容 C_1 充电。耦合电感 N_2 与 N_3 绕组电压反向, 因此, 流过 D_2 和 D_3 的电流快速下降; 二极管 D_2 与 D_3 寄生电容充电; t_3 时刻, D_2 与 D_3 完全截止; 二极管 D_o 继续截止。由于二极管寄生电容很小, 因此, 该模态持续时间很短, 后续变换器性能分析时忽略不计。



(a) 模态1, $t\in[t_0, t_1]$

(b) 模态2, $t\in[t_1, t_2]$

(c) 模态3, $t\in[t_2, t_3]$

(d) 模态4, $t\in[t_3, t_4]$

(e) 模态5, $t\in[t_4, t_5]$

图 4　考虑漏感时本文变换器 DCM 模式下工作模态

Fig. 4　Operating mode of the converter in DCM mode under leakage inductance state

工作模态 3(t_2～t_3)等效电路如图 4(c) 所示, 开关管 S 继续关断, 二极管 D_1 继续导通, 漏感能量继续为箝位电容 C_1 充电; 漏感电流 i_{L_k} 和励磁电感电流 i_{L_m} 继续下降; 二极管 D_2 与 D_3 截止, D_o 导通, 电荷泵电容 C_1 与绕组 N_2、绕组 N_3、倍压电容 C_3 串联为输出电容 C_o 充电。该模态下, 电路满足以下方程:

$$\begin{cases} V_{L_m} = k\left(V_{C_1} - V_{in}\right) \\ V_{N_2} = N_{21}V_{L_m} = N_{21}k\left(V_{C_1} - V_{in}\right) \\ V_{N_3} = N_{31}V_{L_m} = N_{31}k\left(V_{C_1} - V_{in}\right) \\ V_o = V_{C_1} + V_{C_2} + V_{C_3} + V_{N_2} + V_{N_3} \end{cases} \tag{6}$$

工作模态 4(t_3～t_4)等效电路如图 4(d) 所示, 开关管 S 继续关断, t_4 时刻箝位电容 C_1 充电完毕, 二极管 D_1 截止; 二级管 D_2、D_3 继续截止, D_o 继续导通; 输入电源 V_{in} 与漏感电压 V_{L_k}、励磁电感电压 V_{L_m}、电荷泵电容 C_2、倍压电容 C_3 串联为负载供

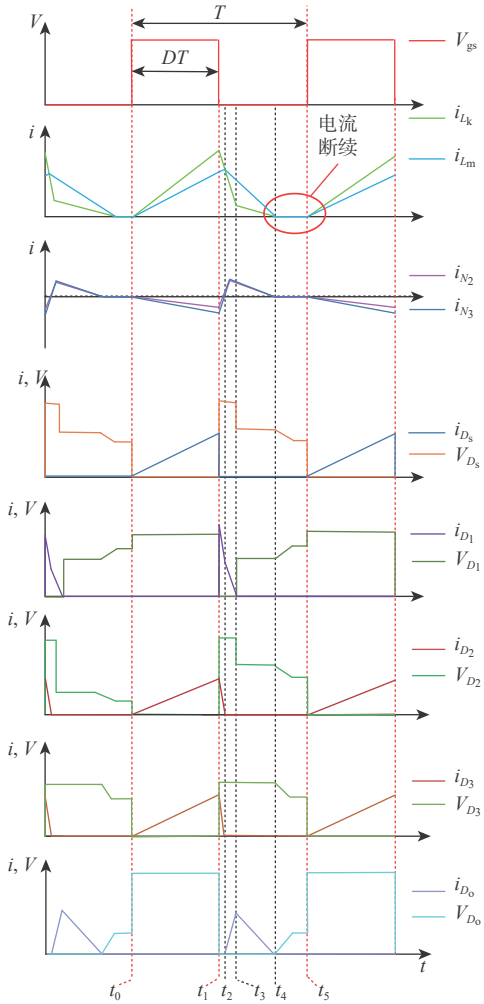


图 5 本文变换器 DCM 工作模式下工作波形

Fig. 5 Main operating waveforms of the proposed converter in DCM mode

电。该模态下，电路满足以下方程：

$$\begin{cases} V_o = V_{L_k} + (N_{21}+N_{31}+1)V_{L_m} + V_{C_2} + V_{C_3} + V_{in} \\ i_{L_k} = i_{N_2} = i_{N_3} \\ i_{L_m} = i_{N_1} + i_{L_k} = (N_{21}+N_{31}+1)i_{L_k} \\ V_{L_m} = L_m \mathrm{d}i_{L_m}\mathrm{d}t = L_m(N_{21}+N_{31}+1)V_{L_k}/L_k \end{cases} \tag{7}$$

工作模态 5(t_4～t_5)等效电路如图 4(e) 所示，开关管 S 继续关断，t_4 时刻励磁电感电流 i_{L_m} 与漏感电流 i_{L_k} 下降为 0，电感电流断续；耦合电感 N_2、与 N_3 绕组电流也下降到 0；二极管 D_1、D_2、D_3、D_o 截止；输出电容 C_o 为负载供电。

2 本文变换器工作性能分析

2.1 CCM 下稳态性能

2.1.1 CCM 下变换器电压增益

在一个周期内，励磁电感 L_m 满足伏秒平衡方程，忽略时间极短的模态 1 和模态 3，可得

$$k\left(V_{C_1} - V_{in}\right)(1-D)T = kV_{in}DT \tag{8}$$

式中：T 为变换器功率开关管 S 的工作周期，D 为占空比。

解式(8)得

$$V_{C_1} = V_{in}/(1-D) \tag{9}$$

式(9)代入式(2)可得

$$V_{C_2} = N_{31}kV_{in} + V_{in}/(1-D) \tag{10}$$

由模态 2 可得倍压电容 C_3 电压：

$$V_{C_3} = N_{21}kV_{in} \tag{11}$$

将式(9)～式(11)代入式(3)可得变换器 CCM 下的电压增益：

$$M_{CCM} = \frac{V_o}{V_{in}} = \frac{N_{21}k + N_{31}k + 2}{1-D} \tag{12}$$

由变换器 CCM 下变换器电压增益计算式可得，不同耦合系数和耦合电感线圈匝比下的的电压增益，如图 6 和图 7 所示。分析可知，电压增益随着耦合系数 k 和匝比 N_{21} 及 N_{31} 的增加而增加。图 6 中，N_{21}=3，N_{31}=4。图 7 中，k=1。

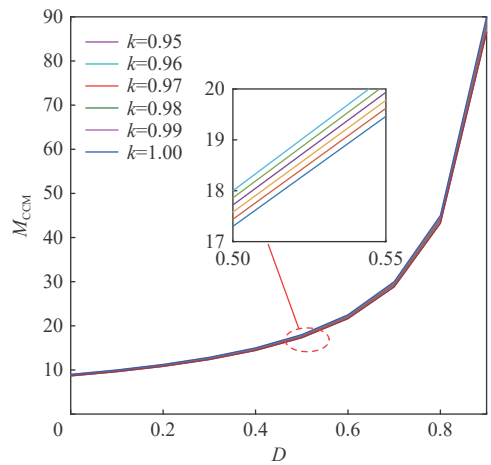


图 6 本文变换器不同耦合系数 k 下电压增益

Fig. 6 Voltage gain of the proposed converter with different coupling coefficient k

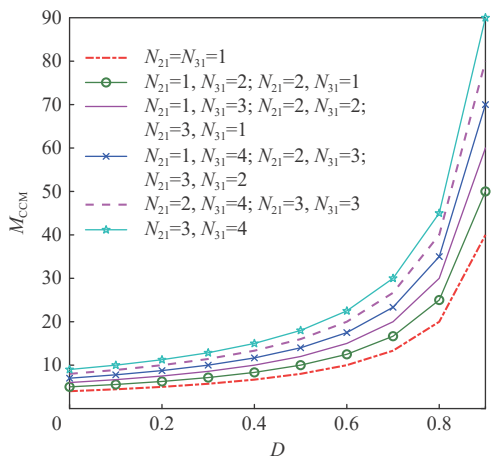


图 7 本文变换器 CCM 模式下不同线圈匝比下电压增益

Fig. 7 Voltage gain of the proposed converter with different coil turn ratio in CCM

2.1.2　CCM 下功率器件电压应力

由变换器的工作模态和回路方程可得二极管 D_1、D_2、D_3、D_o 与功率开关管 S 的电压应力。

由模态 1 可知:

$$V_{D_1\text{-stress}} = V_{C_1} = V_o/(kN_{31} + kN_{21} + 2) \tag{13}$$

由模态 4 可知:

$$V_{D_2\text{-stress}} = V_{C_2} + V_{N_3\text{-}4} - V_{C_1} = \frac{N_{31}kV_o}{kN_{31} + kN_{21} + 2} \tag{14}$$

$$V_{D_3\text{-stress}} = V_{N_2\text{-}4} + V_{C_3} = \frac{N_{21}kV_o}{kN_{31} + kN_{21} + 2} \tag{15}$$

$$V_{D_o\text{-stress}} = V_o - V_{C_1} = \frac{(kN_{21} + kN_{31} + 1)V_o}{kN_{31} + kN_{21} + 2} \tag{16}$$

$$V_{\text{ds-stress}} = V_{C_1} = \frac{V_{in}}{1-D} = \frac{V_o}{kN_{21} + kN_{31} + 2} \tag{17}$$

式中: $V_{D_1\text{-stress}}$、$V_{D_2\text{-stress}}$、$V_{D_3\text{-stress}}$、$V_{D_o\text{-stress}}$、$V_{\text{ds-stress}}$ 分别为二极管 D_1、D_2、D_3、D_o 与功率开关管 S 的电压应力。

2.1.3　CCM 下变换器电流应力

CCM 下励磁电感纹波电流可表示为

$$\Delta I_{L_m} = kV_{in}DT/L_m = kV_{in}D/(L_m f) \tag{18}$$

$$I_{L_m} = I_{L_k} = M_{CCM}I_o = (N_{21}k + N_{31}k + 2)I_o/(1-D) \tag{19}$$

式中: ΔI_{L_m} 为励磁电感纹波电流; I_{L_m}、I_{L_k} 为励磁电感和漏感在一个周期内的平均电流; I_o 为输出电流的平均值; f 为功率开关器件的开关频率。

由输出电容 C_o 安秒平衡方程可得

$$I_oDT = \left(\frac{i_{D_o\text{-peak}}}{2} - I_o\right)(T - DT) \tag{20}$$

求解可得

$$I_{D_o\text{-off}} = I_o/(1-D) \tag{21}$$

$$i_{D_o\text{-peak}} = 2I_{D_o\text{-off}} = 2I_o/(1-D) \tag{22}$$

式中: $i_{D_o\text{-peak}}$ 为输出二极管 D_o 的峰值电流; $i_{D_o\text{-off}}$ 为输出二极管在开关管 S 断开期间的平均电流; I_o 为输出电流的平均值。

由倍压电容 C_3 安秒平衡方程可得

$$I_{D_3\text{-on}}DT = I_{D_o\text{-off}}(T - DT) = \frac{i_{D_3\text{-peak}}}{2}DT \tag{23}$$

将式(21)代入方程(23)求解可得

$$I_{D_3\text{-on}} = I_o/D \tag{24}$$

$$i_{D_3\text{-peak}} = 2I_o/D \tag{25}$$

式中: $i_{D_3\text{-peak}}$ 为输出二极管 D_3 的峰值电流; $i_{D_3\text{-on}}$ 为二极管 D_3 在开关管 S 导通期间的平均电流。

由电荷泵电容 C_2 安秒平衡方程可得

$$I_{C_2\text{-charge}}DT = I_{C_2\text{-discharge}}(T - DT) = i_{D_2\text{-peak}}DT/2 \tag{26}$$

求解式(26)可得

$$I_{D_2\text{-on}} = I_o/D \tag{27}$$

$$i_{D_2\text{-peak}} = 2I_o/D \tag{28}$$

式中: $I_{C_2\text{-charge}}$ 和 $I_{C_2\text{-discharge}}$ 分别为电荷泵电容 C_2 的平均充电电流和平均放电电流; $I_{D_2\text{-on}}$ 为输出二极管 D_2 在开关管 S 导通期间的平均电流。

t_1～t_3 时刻, 二极管 D_1 导通箝位电容 C_1 充电, 设导通时间为 T_{D_1}。由箝位电容 C_1 安秒平衡方程可得

$$I_{C_1\text{-discharge}}DT = I_{C_1\text{-charge}}T_{D_1} = i_{D_1\text{-peak}}T_{D_1}/2 \tag{29}$$

求解式(29)可得

$$i_{D_1\text{-peak}} = 2I_o/DT_{D_1} \tag{30}$$

式中: $I_{C_1\text{-charge}}$、$I_{C_1\text{-discharge}}$ 分别为箝位电容 C_1 的平均充电电流和平均放电电流; $i_{D_1\text{-peak}}$ 为输出二极管 D_1 的峰值电流。

漏感电流即为输入电流, 由输入输出电流关系可得

$$I_{L_k}T = I_{L_k\text{-on}}DT + I_{L_k\text{-off}}(T - DT) = \frac{(N_{21}k + N_{31}k + 2)I_oT}{1-D} \tag{31}$$

开关管关断期间, 由电荷守恒关系可得

$$I_{L_k\text{-off}}(T - DT) = I_{D_2\text{-on}}DT + I_{D_o\text{-off}}(T - DT) \tag{32}$$

又由于:

$$I_{L_k\text{-on}} = (i_{L_k\text{-}t_0} + i_{L_k\text{-peak}})/2 \approx (i_{L_m\text{-}t_0} + i_{L_k\text{-peak}})/2 \tag{33}$$

式中: $I_{L_k\text{-on}}$ 为漏感在开关管导通期间的平均电流; $i_{L_k\text{-}t_0}$ 为 t_0 时刻漏感电流; $i_{L_m\text{-}t_0}$ 为励磁电感 t_0 时刻漏感电流; $i_{L_k\text{-peak}}$ 为漏感峰值电流。

将式(31)和式(32)代入式(33)可得

$$i_{L_k\text{-peak}} = \frac{(2-D)(N_{21}k + N_{31}k)I_o + 2DI_o}{(1-D)D} + \frac{kV_{in}D}{L_m f} \tag{34}$$

t_2 时刻, 开关管 S 电流达到峰值, 其峰值电流为该时刻输入电流与流过二极管 D_2 电流之和:

$$i_{\text{ds-peak}} = i_{L_k\text{-peak}} + i_{D_2\text{-peak}} = \frac{(2-D)(N_{21}k + N_{31}k)I_o + 2I_o}{(1-D)D} + \frac{kV_{in}D}{L_m f} \tag{35}$$

式中: $i_{\text{ds-peak}}$ 为开关管 S 的峰值电流; $i_{D_2\text{-peak}}$ 输出二极管 D_2 的峰值电流。

开关管断开瞬间, 流过开关管 S 的电流流经 D_1, 可得

$$i_{D_1\text{-peak}} = i_{\text{ds-peak}} = \frac{(2-D)(N_{21}k+N_{31}k)I_o+2I_o}{(1-D)D}+\frac{kV_{in}D}{L_m f} \tag{36}$$

2.2 DCM 下稳态性能

2.2.1 DCM 下变换器电压增益

忽略时间极短的模态 2，由励磁电感 L_m 伏秒平衡方程可得

$$V_{L_m\text{-}1}DT = V_{L_m\text{-}4}D_L \tag{37}$$

$$kV_{in}DT = k\left(V_{C_1}-V_{in}\right)D_L \tag{38}$$

解式(37)和式(38)可得

$$V_{C_1} = \frac{DT+D_L}{D_L}V_{in} \tag{39}$$

将式(39)带入式(5)可得

$$V_{C_2} = \frac{DT+D_L+N_{31}kD_L}{D_L}V_{in} \tag{40}$$

将 V_{C_1}、V_{C_2}、V_{C_3} 代入式(6)，化简可得本文变换器 DCM 下的电压增益：

$$M_{DCM} = V_o/V_{in} = (DT+D_L)(kN_{21}+kN_{31}+2)/D_L \tag{41}$$

式中：M_{DCM} 为变换器断续工作模式下的电压增益；D_L 为模态 2、模态 3、模态 4 时间之和占比；$V_{L_m\text{-}1}$ 和 $V_{L_m\text{-}4}$ 为励磁电感 L_m 在模态 1 和模态 4 时的电压。

2.2.2 DCM 下功率器件电压应力

DCM 下功率器件的电压应力的分析计算与 CCM 下相同。由模态 1 可知：

$$V_{D_1\text{-stress}} = V_{C_1} = \frac{DT+D_L}{D_L}V_{in} \tag{42}$$

由模态 3 可知：

$$V_{D_2\text{-stress}} = V_{C_2}+V_{N_3\text{-}3}-V_{C_1} = \frac{N_{31}k(DT+D_L)}{D_L}V_{in} \tag{43}$$

$$V_{D_3\text{-stress}} = V_{N_2\text{-}3}+V_{C_3} = \frac{N_{21}k(DT+D_L)}{D_L}V_{in} \tag{44}$$

$$V_{D_o\text{-stress}} = V_o-V_{C_1} = \frac{(DT+D_L)(kN_{21}+kN_{31}+1)}{D_L}V_{in} \tag{45}$$

$$V_{\text{ds-stress}} = V_{C_1} = \frac{(DT+D_L)}{D_L}V_{in} \tag{46}$$

2.2.3 DCM 下功率器件电流应力

由输出电容 C_o 安秒平衡方程可得

$$I_o(T-D_L) = \left(I_{D_o\text{-off}}-I_o\right)D_L = \left(\frac{i_{D_o\text{-peak}}}{2}-I_o\right)D_L \tag{47}$$

求解式(47)可得

$$I_{D_o\text{-off}} = I_oT/D_L \tag{48}$$

$$i_{D_o\text{-peak}} = 2I_{D_o\text{-off}} = 2I_o/D_L \tag{49}$$

由倍压电容 C_3 安秒平衡方程可得

$$I_{D_3\text{-on}}DT = I_{D_o\text{-off}}D_L = i_{D_3\text{-peak}}DT/2 \tag{50}$$

将式(48)代入方程(50)求解可得

$$I_{D_3\text{-on}} = I_o/D \tag{51}$$

$$i_{D_3\text{-peak}} = 2I_o/D \tag{52}$$

由电荷泵电容 C_2 安秒平衡方程可得

$$I_{C_2\text{-charge}}DT = I_{D_2\text{-on}}DT = I_{C_2\text{-discharge}}D_L = I_{D_o\text{-off}}D_L = i_{D_2\text{-peak}}DT/2 \tag{53}$$

求解式(53)可得

$$I_{D_2\text{-on}} = I_o/D \tag{54}$$

$$i_{D_2\text{-peak}} = 2I_o/D \tag{55}$$

由电荷泵电容 C_1 安秒平衡方程可得

$$I_{C_1\text{-discharge}}DT = I_{D_2\text{-on}}DT = I_{C_1\text{-charge}}T_3 = \frac{i_{D_1\text{-peak}}}{2}T_3 \tag{56}$$

求解式(56)可得

$$i_{D_1\text{-peak}} = 2I_oT/T_3 \tag{57}$$

t_1 时刻，开关管 S 电流达到峰值，S 断开瞬间其中电流流过 D_1，由模态 1 可得

$$i_{\text{ds-peak}} = i_{L_k\text{-peak}}+i_{D_2\text{-peak}} = kV_{in}DT/L_m+2I_o/D \tag{58}$$

一个周期内，由平均输入电流与输出电流关系，可得

$$\frac{(DT+D_L)(kN_{21}+kN_{31}+2)}{D_L}I_oT = \frac{kV_{in}DT}{L_m}(DT+D_L) \tag{59}$$

求解式(59)可得

$$D_L = (kN_{21}+kN_{31}+2)L_mI_o/kV_{in}D \tag{60}$$

2.3 CCM 与 DCM 临界条件

当 $M_{CCM} = M_{DCM}$ 时为变换器临界工作模式，由式(12)、式(41)和式(60)可得

$$\frac{L_m}{RT} = \frac{kD(1-D)^2}{(kN_{21}+kN_{31}+2)^2} \tag{61}$$

3 仿真及实验验证

3.1 变换器工作原理及性能仿真验证

为验证变换器工作原理和性能，搭建仿真模型进行验证，选定变换器仿真参数如表 1 所示。仿真结果波形如图 8～图 11 所示。

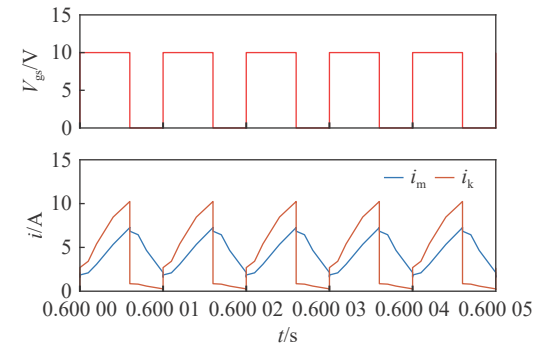
3.2 实验验证

为验证本文三绕组耦合电感变换器的工作性能，依据理论分析结果设计实物样机，如图 12 所示。变换器实物样机参数如表 2 所示。图 13(a) 为本文三绕组耦合电感型高增益变换器输入电压为 16 V，占空比 $D=0.7$ 条件下的输入电压及输出电压

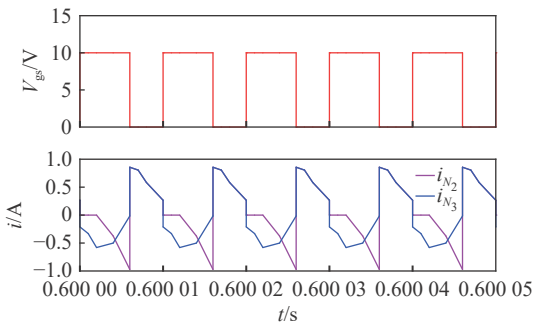
表 1　本文三绕组耦合电感变换器仿真参数

Table 1　Simulation parameters of the proposed three-winding coupled inductor converter

参数	值
输入电压V_{in}/V	20
漏感L_k/μH	1
励磁电感L_m/μH	18.75
L_2自感/μH	168.75
L_3自感/μH	300
匝比N_2: N_1	3
匝比N_3: N_1	4
箝位电容C_1/μF	150
电荷泵电容C_2/μF	22
倍压电容C_3/μF	47
工作频率f/kHz	100
负载电阻R/Ω	2 200



(a) 漏感及励磁电感电流



(b) N_2及N_3绕组电流

图 8　三绕组耦合电感电流波形

Fig. 8　Three-winding coupled inductor current waveforms

波形, 由图 13 可知, 输出电压为 420 V 左右。由变换器三绕组耦合电感匝比和变换器样机参数, 与理论升压条件下, 输出电压 426 V 相一致。图 13(b)为变换器的三绕组耦合电感各个绕组的电压波形。图 14 中i_{L_1}、i_{L_2}和i_{L_3}分别为变换器三绕组耦合电感第 1 绕组、第 2 绕组和第 3 绕组电流波形, PWM 表示脉冲调制波形。图 15 为开关管 S 导通过程的电压和电流波形, 其中, V_{ds} 与 I_{ds} 分别为功率开关管漏极和源极间的电压和电流, ZCS 表示零电流断软开关。由图 15 分析可知, 本文变换器开关管 S 具有零电流导通的软开关功能。图 16 为本文变换器实物样机在不同输入电压和功率等级下的

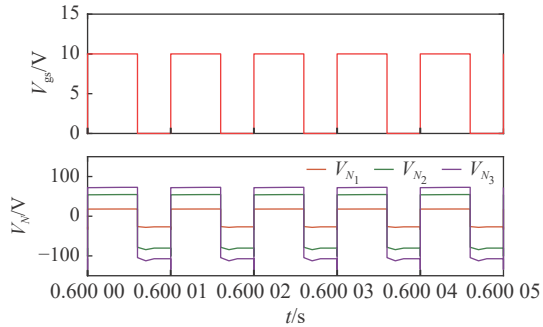


图 9　三绕组耦合电感电压波形

Fig. 9　Voltage waveformsof three-winding coupled inductance

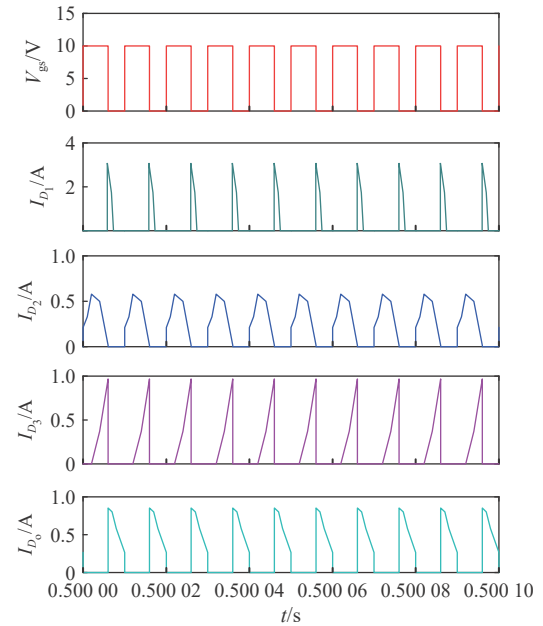


图 10　二极管 D_1、D_2、D_3、D_o 电流波形

Fig. 10　Diodes D_1, D_2, D_3, D_o current waveforms

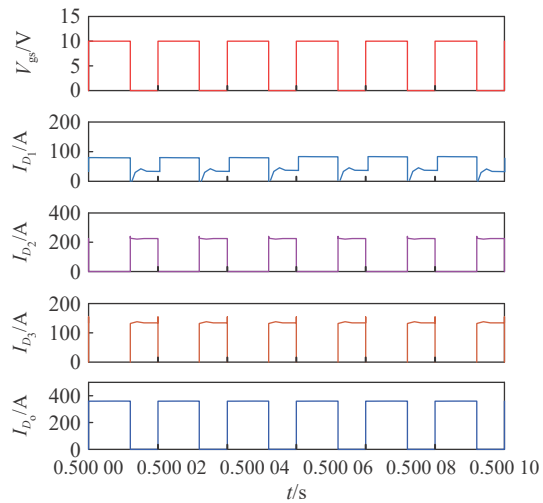


图 11　二极管 D_1、D_2、D_3、D_o 电压波形

Fig. 11　Diode D_1, D_2, D_3, D_o voltage waveforms

变换效率。由图 16分析可知, 变换器效率随着功率的增加先增加后减小, 输入电压较高时, 由于电流较小, 寄生参数消耗功率小, 变换器的效率较高。

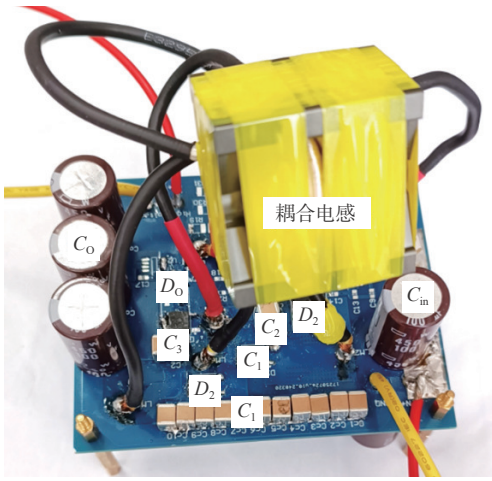


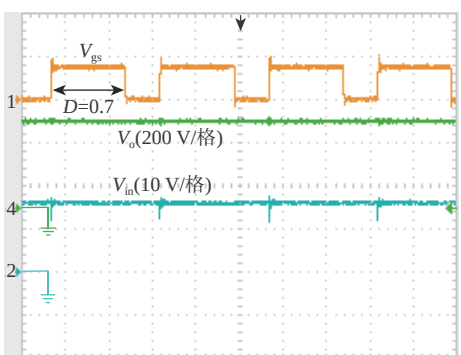
图 12 本文变换器实物样机

Fig. 12 Prototype of the proposed converter

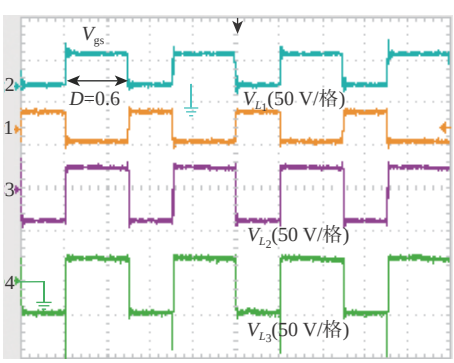
表 2 本文三绕组耦合电感变换器实际样机器件参数

Table 2 Actual device parameters of the proposed three-winding coupling inductor converter prototype

参数	值
漏感L_k/μH	1
励磁电感L_m/μH	18.75
L_2自感/μH	168.75
L_3自感/μH	168.75
匝比N_2: N_1	3
匝比N_3: N_1	3
箝位电容C_1/μF	60
电荷泵电容C_2/μF	47
倍压电容C_3/μF	47
工作频率f/kHz	80



(a) 变换器输入及输出电压波形



(b) 耦合电感各绕组电压波形

图 13 本文变换器样机实验波形

Fig. 13 Experimental waveforms of the proposed converter prototype

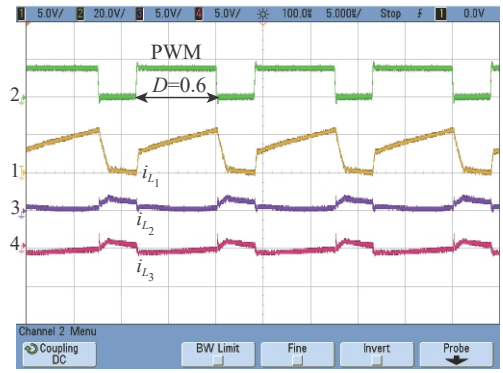


图 14 耦合电感各绕组电流波形

Fig. 14 Current waveform of each winding of coupling inductor

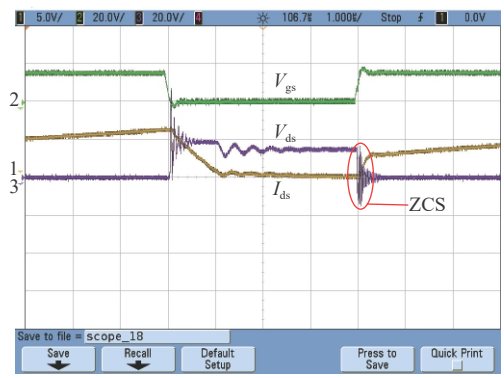


图 15 开关管 S 零电流导通波形

Fig. 15 Experimental waveforms of switch S on zero current conduction

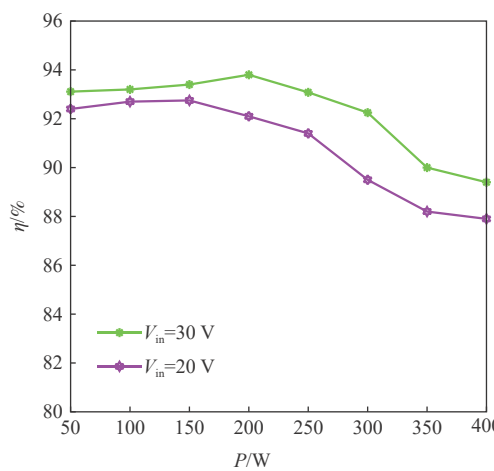


图 16 不同电压和功率等级下本文变换器效率

Fig. 16 Efficiency of the converter at different voltage and power levels

4 结 论

1）本文基于开关电容与三绕组耦合电感倍压单元的新型高增益直流变换器，与双绕组耦合电感变换器相比，通过增加一个绕组，实现了对能量进行多次转换和提升，从而得到了更高的电压增益。

2）三绕组耦合电感使电压分散到多个绕组上，可显著降低与耦合电感各绕组并联功率器件的电压应力。耦合电感绕组与开关电容混合，还可以起到能量回馈和缓冲的作用，限制开关电容中电容并联充电瞬间由于电压不一致所造成的电流尖峰。

参考文献（References）

[1] JIN K, ZHOU W Y. Wireless laser power transmission: a review of recent progress[J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2019, 34(4): 3842-3859.

[2] 刘耀, 肖晋宇, 赵小令, 等. 无线电能传输技术发展与应用综述[J]. 电工电能新技术, 2023, 42(2): 48-67.
LIU Y, XIAO J Y, ZHAO X L, et al. Development and application review on wireless power transmission technology[J]. Advanced Technology of Electrical Engineering and Energy, 2023, 42(2): 48-67 (in Chinese).

[3] SHI D L, ZHANG L L, MA H H, et al. Research on wireless power transmission system between satellites[C]//Proceedings of the IEEE Wireless Power Transfer Conference. Piscataway: IEEE Press, 2016: 1-4.

[4] RONG C C, DUAN X Y, CHEN M M, et al. Critical review of recent development of wireless power transfer technology for unmanned aerial vehicles[J]. IEEE Access, 2023, 11: 132982-133003.

[5] ERICKSON R W. Fundamentals of power electronics[M]. Berlin: Springer , 1997.

[6] HENN G A L, SILVA R N A L, PRAÇA P P, et al. Interleaved-boost converter with high voltage gain[J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2010, 25(11): 2753-2761.

[7] MATSUO H, HARADA K. The cascade connection of switching regulators[J]. IEEE Transactions on Industry Applications, 1976, 12(2): 192-198.

[8] WU T F, YU T H. Unified approach to developing single-stage power converters[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1998, 34(1): 211-223.

[9] AXELROD B, BERKOVICH Y, IOINOVICI A. Switched-capacitor/switched-inductor structures for getting transformerless hybrid DC–DC PWM converters[J]. IEEE Transactions on Circuits and Systems I: Regular Papers, 2008, 55(2): 687-696.

[10] COCKROFT J D, WALTON E T. Production of high velocity positive ions[J]. Proceedings of the Royal Society of London, 1932, 136: 619-630.

[11] AXELROD B, BERKOVICH Y, SHENKMAN A, et al. Diode–capacitor voltage multipliers combined with boost-converters: topologies and characteristics[J]. IET Power Electronics, 2012, 5(6): 873-884.

[12] HWU K I, YAU Y T. High step-up converter based on charge pump and boost converter[J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2012, 27(5): 2484-2494.

[13] MIDDLEBROOK R D. A continuous model for the tapped-inductor boost converter[C]//Proceedings of the IEEE Power Electronics Specialists Conference. Piscataway: IEEE Press, 1975: 63-79.

[14] VAZQUEZ N, ESTRADA L, HERNANDEZ C, et al. The tapped-inductor boost converter[C]//Proceedings of the IEEE International Symposium on Industrial Electronics. Piscataway: IEEE Press, 2007: 538-543.

[15] DWARI S M, PARSA L. A novel high efficiency high power interleaved coupled-inductor boost DC-DC converter for hybrid and fuel cell electric vehicle[C]//Proceedings of the IEEE Vehicle Power and Propulsion Conference. Piscataway: IEEE Press, 2007: 399-404.

[16] ZHAO Q, TAO F F, LEE F C. A front-end DC/DC converter for network server applications[C]//Proceedings of the IEEE 32nd Annual Power Electronics Specialists Conference. Piscataway: IEEE Press, 2001: 1535-1539.

[17] YU W S, HUTCHENS C, LAI J S, et al. High efficiency converter with charge pump and coupled inductor for wide input photovoltaic AC module applications[C]//Proceedings of the IEEE Energy Conversion Congress and Exposition. Piscataway: IEEE Press, 2009: 3895-3900.

[18] WAI R J, DUAN R Y. High step-up converter with coupled-inductor[J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2005, 20(5): 1025-1035.

[19] GU B, DOMINIC J, LAI J S, et al. High boost ratio hybrid transformer DC–DC converter for photovoltaic module applications[J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2013, 28(4): 2048-2058.

A high gain DC-DC converter based on switched capacitor and coupled inductor voltage multiplier unit

XIONG Zhenyang[1, 2], YIN Jingyuan[1, 2, 3, *], HUO Qunhai[1, 2, 3], HAN Libo[1, 2], WEI Tongzhen[1, 2, 3]

(1. Institute of Electrical Engineering, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;
2. Key Laboratory of High Density Electromagnetic Power and Systems, Beijing 100190, China;
3. Institute of Electrical Engineering and Advanced Electromagnetic Drive Technology, Qilu Zhongke, Jinan 250100, China)

Abstract: This paper addresses the low port voltage of the photovoltaic array in laser wireless power technology, which requires high-gain DC-DC converters for voltage boosting. The first is a new high-gain DC-DC converter that uses a triple-winding coupled inductor voltage multiplier unit with switching capacitors. By coordinating the windings of the triple-winding coupled inductor with the charge pump, clamping, and voltage multiplier capacitors, the voltage gain is uniformly distributed among the boost units, greatly increasing the converter's voltage gain and lowering the voltage stress on power devices. In addition, the clamping capacitor in the switched capacitor absorbs the energy stored in the coupled inductor's leakage inductance when the power switching device is turned off, preventing the formation of a voltage spike while achieving zero-current turn-on of the power switching device, both of which helps to improve the efficiency of the converter. Then, the working principle and steady-state performance of the proposed converter are analyzed in detail. Ultimately, a prototype and simulation model are developed based on the suggested concept, and simulation and experimentation are used to confirm that the performance analysis and working principle of the suggested converter are accurate.

Keywords: laser wireless power transmission technology; high-gain DC-DC converter; coupling inductor; switched capacitor; voltage doubler unit

Received: 2024-11-27; **Accepted**: 2024-12-27; **Published Online**: 2025-03-12 13:26

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20250312.1107.001

Foundation items: CAS Project for Young Scientists in Basic Research (YSBR-102); Chinese Academy of Sciences Key Scientific Research Projects (KGFZD-145-23-54-4)

* **Corresponding author**. E-mail: yinjingyuan@mail.iee.ac.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0254

变体太阳能无人机面向通信的总体与能效优化

李梓荣[1,2]，杨延平[3,*]，张子健[1]，马晓平[2]

(1. 中国科学院工程热物理研究所，北京 100190；2. 中国科学院大学，北京 100049；
3. 中国人民解放军 94783 部队，湖州 313111)

摘　　要：高空太阳能无人机 (SPUAV) 平台在充当空中基站增强、补盲偏远地区、灾害应急、远程中继通信方面具有其他平台难以比拟的优势，但太阳能无人机设计域狭窄，需要综合考虑载荷约束和无人机平台特点耦合设计。重点考虑通信任务与平台能量的双重约束，设计一种构型可变的太阳能无人机平台，研究其总体方案设计与优化，使太阳能无人机在满足 24 h 能量闭合前提下能够最大化覆盖通信范围。通过建立通信、太阳辐照、质量预测等模型，设置能量平衡约束与通信约束条件，建模优化问题，进而设计启发式算法的全局优化框架。仿真分析结果表明：可变构型下的总体方案与常规构型相比能够显著减少总质量，特别是在高空重载的状况下能够提高整体方案的效用，仿真条件下总质量节约 13.3%；通信载荷规格的提高及巡航高度的增加能够增加中继通信覆盖范围，但是需要以平台总质量增加作为代价；硬件设计方案一定时，选定低巡航高度可以使通信覆盖效费比更高。

关　键　词：太阳能无人机；通信中继；总体设计；能量效率；启发式算法

中图分类号：V221^{+}.6

文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2025)08-2663-11

临近空间太阳能无人机 (solat powered unmanned aerial vehicle, SPUAV) 执行高空通信覆盖任务是一种对标 SpaceX“星链”网络的技术，该类平台具有滞空时间长、续航能力强、覆盖范围广的特点[1-2]。相比使用常规中低空无人机进行通信中继，如 2021 年河南洪涝灾害中翼龙 2H 无人机提供 5 h 紧急通信服务，高空太阳能无人机能够覆盖更广范围、灵活部署且能够 24 h 不间断提供服务，可以作为应急通信和增强覆盖的有效手段[3-4]。高空通信方面的潜力使得太阳能无人机受到学术和工程研发关注，空客公司 2022 年在美国亚利桑那州测试了西风 (Zephyr)太阳能无人机在 2 GHz 频段为地面提供长达 18 d 的宽带互联网服务，谷歌公司使用神经网络控制太阳能高空气球 Loon 实现大范围的通信覆盖[5]，脸书公司开发了 Aquila 太阳能飞翼无人机为偏远地区提供网络支持，西北工业大学研究了搭载 WiFi 设备的“灵翼”太阳能无人机进行局部组网试验。尽管如此，目前仍存在诸多问题制约通信太阳能无人机发展，如太阳能能量密度低、储能电池能量密度低、任务载荷需求大与飞机总体设计冲突明显等，这些问题造成了太阳能无人机设计域狭窄。目前学术和工程研究解决上述问题的主要方向有 2 个：一个是研究高能量密度电池，另一个是进行路径规划以最大化太阳能利用率。此外，以美国国防部高级研究计划局 (Defense Advanced Research Projects Agency, DARPA) 提出的奥德修斯变体太阳能无人机设想为灵感，本文提出一种平台可变体构型的方案，通过提高太阳能无人机辐射吸收率，拓宽设计域以提高平台的通信任务能力。这种新的方案需要研究两部分内容：太阳能总体设计

收稿日期：2022-04-19；**录用日期**：2022-07-06；**网络出版时间**：2022-08-18 16:36
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220817.1811.004
基金项目：国家自然科学基金 (61901448)
* **通信作者**. E-mail：yanping-yang@qq.com

引用格式：*李梓荣，杨延平，张子健，等. 变体太阳能无人机面向通信的总体与能效优化 [J]. 北京航空航天大学学报，2025，51（8）：2663-2673. LI Z R，YANG Y P，ZHANG Z J，et al. Overall and energy efficiency optimization for communication-oriented morphing solar-powered UAV [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51（8）：2663-2673（in Chinese）.*

和具体任务载荷设计。

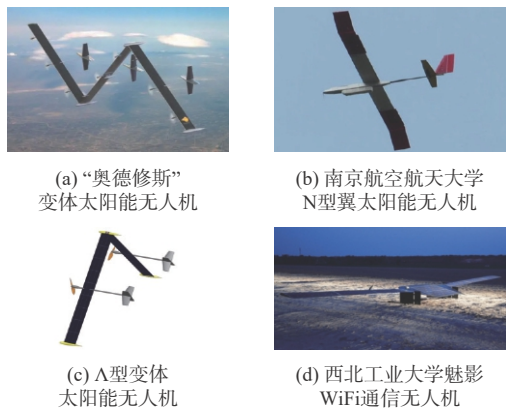
总体设计方面，Youngblood 等[6] 提出白天使用太阳能，晚上利用储能电池进行跨夜飞行的太阳能飞机基本理念。Noth[7] 将分系统模型解析化近似，使整个总体参数计算框架可以使用纯数学方法找到理论最优解。Gao 等[8] 将飞行策略引入飞机设计流程，使用启发式智能算法对设计方案进行寻优从而实现储能电池的减重。朱雄峰[9] 评价了多学科在能量上的等价性，从技术水平角度对总体设计中学科取舍做出了评价。Wu 等[10-12] 研究了多种变体构型的太阳能无人机，证明了在跨纬度、跨季节情况下可变机翼构型对能量吸收带来增益。对于变体无人机，谢长川等[13-14] 与周伟等[15-16] 对其进行了理论和试验研究，分析了空气动力学及稳定性特性，设计了相应控制手段并进行了样机试飞试验。上述研究为变体太阳能无人机设计提供了大量的设计参考，表明能量收益是变体太阳能无人机的核心优势，即基于对变体构型提供能量增益的利用，展开太阳能无人机的总体设计，可以对太阳能无人机的设计域进行拓宽。

无人机通信任务的研究集中在对通信中继策略、通信任务航迹优化等方面[17-20]。Zeng 等对无人机辅助无线通信进行了概述，对任务形态进行分类[21]。西北工业大学研发了“魅影”WiFi 太阳能无人机，能够实现 300 km^2 的 WiFi 信号覆盖，但是这部分研究中通信载荷是完全独立搭载的；空客公司也对西风无人机进行了通信中继改型使其能长时间执行对地宽带服务。Sun 等[22] 对四旋翼太阳能通信中继无人机的三维路径规划和资源配置进行了研究。Yuan 等[23] 引入了信道感知势场概念，提高了多终端无人机通信中继的总吞吐量。罗祎喆等[24] 提出一种联合优化空中基站高度和链路传输方向的算法，旨在提高系留无人机蜂窝通信吞吐量。由上述研究可知，通信载荷目前都还是以独立形式搭载在无人机平台，而将平台总体设计与通信任务载荷设计高度耦合的研究尚较少。特别是对于高空、能量短缺的太阳能无人机来说，载荷质量和能耗是十分重要的因素。需要将通信因素作为主要方面进行设计。

基于上述分析，本文聚焦研究一种可变构型太阳能无人机平台，将通信载荷设计、太阳能吸收率提升设计、总体参数计算耦合优化，提升太阳能无人机专门作为中继通信平台的设计方案的任务效能。重点研究解决：①融合机载通信模型建立总体参数计算框架，提出评价总体方案的中继覆盖范围与飞机总重双指标；②提出考虑飞行策略的可变机翼太阳能通信中继飞机的设计优化方法；③讨论可变构型对太阳能通信无人机效能的增益，为太阳能通信无人机改进设计提供参考。

1 变体太阳能无人机模型

变体太阳能无人机提供通信服务的能力与高度、通信载荷设备的质量、天线角度、发射功率直接相关，技术水平一定的情况下，能够提供的通信载重越大，则通信服务能力越强。因此，将通信载荷设计和变体太阳能无人机平台优化放一起是本文的研究重点，部分变体太阳能无人机如图 1 所示。以下分别对主要部分进行建模。



(a) “奥德修斯”变体太阳能无人机　(b) 南京航空航天大学N型翼太阳能无人机

(c) Λ型变体太阳能无人机　(d) 西北工业大学魅影WiFi通信无人机

图 1　变体与通信中继 SPUAVs

Fig. 1　Morphing and relay communication SPUAVs

1.1 通信中继模型

通信中继模型参考实际机载通讯设备，设备参数如表 1 所示。空地信号模型采用文献 [25] 提供的概率路径损失模型，传播考虑视距（line-of-sight, Los）和非视距（non-line-of-sight, NLos）2 种场景，对于地面任意点，其数据传输链路以 LoS 或 NLoS 方式实现存在一个概率分布，概率与地理环境特征和仰角有关，使用 sigmod 函数拟合几何视距概率：

$$P_{\mathrm{LoS}}(\theta)=\frac{1}{1+a_1\exp(-a_2(180\theta/\pi-a_1))} \tag{1}$$

式中：a_1 和 a_2 为 sigmod 函数参数；θ 为弧度仰角。

与式 (1) 对应的有 $P_{\mathrm{NLoS}}(\theta)=1-P_{\mathrm{LoS}}(\theta)$，则综合路径损耗 E 为

$$E=P_{\mathrm{LoS}}(\theta)L_{\mathrm{LoS}}+P_{\mathrm{NLoS}}(\theta)L_{\mathrm{NLoS}} \tag{2}$$

式中：L_{LoS}、L_{NLoS} 为路径损耗。

不同传播组对应的路径损耗由自由空间损失

表 1　机载通信设备参数

Table 1　Parameters of airborne communication equipment

通信设备质量/kg	功耗/W	发射功率/W
0.5	12	1
5	100	4
20	200	10

$L(d)$ 和附加损耗 η 组成:

$$E_{\mathrm{LoS}} = L(d) + \eta_{\mathrm{LoS}} \tag{3}$$

$$E_{\mathrm{NLoS}} = L(d) + \eta_{\mathrm{NLoS}} \tag{4}$$

式中: d 为传播距离; 附加损耗根据所处传播组不同以固定取值的形式给出, 而对于空地传播情况下, 自由空间损失可以使用 Friis 传输方程给出:

$$L(d) = 20\ln(4\pi d/\lambda) \tag{5}$$

式中: λ为工作波长。

考虑到其他各种增益及损耗, 对空地通信中地面任意点通信链路有效的条件为

$$P_{\mathrm{t}} + G - E \geqslant \gamma_{\mathrm{th}} - N \tag{6}$$

式中: P_{t} 为通信硬件发射功率; G 为综合增益; γ_{th}为信噪比门限; N 为噪声功率。

中继无人机覆盖区域模型形式如图 2 所示, 覆盖范围 R、飞机飞行高度 h 与信号传播距离 d 之间存在如下关系:

$$d^2 = R^2 + h^2 \tag{7}$$

假设　对地面覆盖范围采用平面假设。由于通信覆盖半径相对地球半径比例小(0.01 量级), 因此, 实际球面面积与平面假设相差很小。几何关系如图 3 所示, 其中, R_{e} 为地球半径, R 为通信覆盖面积半径, 当 R=50 km 时, 球面面积 S_0=2 500.038π km^2, 平面近似面积 S_1=2 500π km^2,两者误差很小。所以为理解直观, 计算简明便捷起见, 本文中采用平面近似假设。

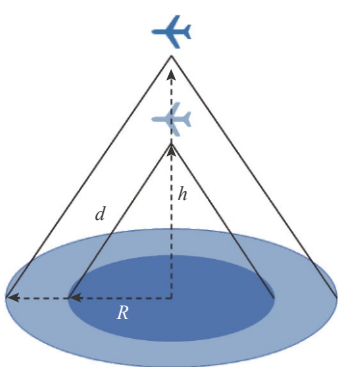


图 2　无人机通信覆盖模型

Fig. 2　UAV communication coverage model

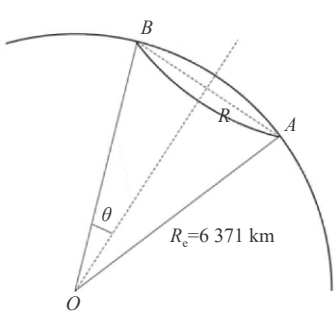


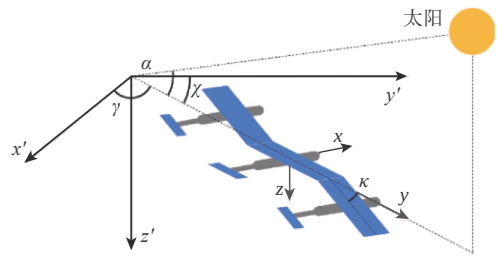
图 3　通信覆盖范围平面假设

Fig. 3　Plane assumption of communication coverage

1.2　变体机翼太阳能无人机系统模型

变体太阳能无人机可以在机翼段进行姿态调整[10], 本文研究的变体机翼太阳能无人机的特点为机翼外翼段能够根据太阳方位上下偏转, 通过改变翼面处太阳光入射角度来提高太阳能吸收效率, 如图 4 所示, 其中, α、γ 和 χ 分别为太阳高度角、太阳方位角和太阳时刻角, κ 为外翼段偏转角。左右两侧外侧翼段长度占比各为翼展的 1/3。

(a) 外翼段偏转示意图



(b) 太阳相对位置与角度

图 4　可变机翼太阳能无人机

Fig. 4　Morphing wing SPUAV

太阳能能量吸收功率计算式为[26]

$$P_{\mathrm{sc}} = \eta_{\mathrm{sc}} I_h \cos\langle \boldsymbol{n}_{\mathrm{s}}, \boldsymbol{n}_{\mathrm{sc}} \rangle S_{\mathrm{sc}} \tag{8}$$

式中: P_{sc} 为总太阳能吸收功率; η_{sc} 为太阳能电池能量吸收效率; $\boldsymbol{n}_{\mathrm{s}}$ 为阳光方向矢量; $\boldsymbol{n}_{\mathrm{sc}}$ 为太阳能电池外法向矢量; S_{sc} 为太阳能光伏组件面积; I_h 为太阳辐照强度。

1)方位对应。阳光方向矢量在地面坐标系下为

$$\boldsymbol{n}_{\mathrm{s}} = (\cos\alpha\cos\gamma, \cos\alpha\sin\gamma, -\sin\alpha) \tag{9}$$

其计算式分别为

$$\begin{cases} \sin\alpha = \sin\delta\sin\psi + \cos\delta\cos\psi\cos\chi \\ \cos\gamma = (\sin\alpha\sin\psi - \sin\delta)/(\cos\alpha\cos\psi) \\ \delta = 23.45°\sin\left(360°\dfrac{284 + d_{\mathrm{n}}}{365}\right) \\ \chi = 15t - 180° \end{cases} \tag{10}$$

式中: δ 为太阳偏角, 与日序数 d_{n} 有关, d_{n} 由 1 月 1 日起记为 1; ψ 为当地纬度。

光伏组件的外法向矢量与光伏组件的安装及飞机的姿态有关:

$$\boldsymbol{n}_{\mathrm{sc}}=-\begin{pmatrix}\cos\psi_{\mathrm{b}}\sin\theta_{\mathrm{sc}}\cos\phi_{\mathrm{sc}}+\sin\psi_{\mathrm{sc}}\sin\phi_{\mathrm{sc}}\\ \sin\psi_{\mathrm{b}}\sin\theta_{\mathrm{sc}}\cos\phi_{\mathrm{sc}}-\cos\psi_{\mathrm{sc}}\sin\phi_{\mathrm{sc}}\\ \cos\theta_{\mathrm{sc}}\cos\phi_{\mathrm{sc}}\end{pmatrix} \tag{11}$$

式中：ψ_{b} 为机体在地面坐标系下的进动角；θ_{sc} 和 ϕ_{sc} 分别为光伏组件在机体坐标系下的章动角和自转角。

2）太阳辐照强度。太阳辐照强度方程组为[27]

$$\begin{cases}I_h=I_\infty\tau\\ I_\infty=I\{1+\varepsilon_0[360/365(d_{\mathrm{n}}-4)]\}/(1-\varepsilon_0^2)\\ \tau=0.5\left(\mathrm{e}^{-0.65A_h}+\mathrm{e}^{-0.095A_h}\right)\\ A_h=A_0p_h/p_0\\ A_0=\sqrt{1\,229+(614\sin\alpha)^2}-614\sin\alpha\end{cases} \tag{12}$$

式中：I 为地球公转轨道上全年的平均辐照强度，一般取值为 I=1 367 W/m^2；ε_0 为地球椭圆度参数，取值为 1/60；p_h 和 p_0 分别为当前高度处及海平面处的大气压强。

3）分系统质量预测。太阳能无人机的设计中全机总质量计算式为[7]

$$W_{\mathrm{to}}=W_{\mathrm{st}}+W_{\mathrm{ba}}+W_{\mathrm{sc}}+W_{\mathrm{mp}}+W_{\mathrm{pr}}+W_{\mathrm{av}} \tag{13}$$

$$\begin{cases}W_{\mathrm{st}}=8.763C^{0.311}S^{0.778}A_{\mathrm{R}}{}^{0.476}\\ W_{\mathrm{ba}}=k_{\mathrm{ba}}Q_{\mathrm{ba}}\\ W_{\mathrm{sc}}=k_{\mathrm{sc}}S_{\mathrm{sc}}\\ W_{\mathrm{mp}}=k_{\mathrm{mp}}P_{\mathrm{sc}}^*\\ W_{\mathrm{pr}}=k_{\mathrm{pr}}P_{\mathrm{pr}}^*\end{cases} \tag{14}$$

式中：W_{to} 为飞机总质量；W_{st}、W_{ba}、W_{sc}、W_{mp}、W_{pr}、W_{av} 分别为飞机结构、储能电池、太阳能电池、最大功率跟踪器、推进系统、航电载荷的质量；C 为飞机平尾数量；S 为机翼参考面积；A_{R} 为机翼展弦比；Q_{ba} 为储能电池容量；S_{sc} 为太阳能电池面积；P_{sc}^* 为最大太阳能吸收功率；P_{pr}^* 为最大推进系统消耗功率；k_{ba}、k_{sc}、k_{mp}、k_{pr} 为对应分系统的质量系数。

4）空气动力学。在总体设计阶段，升力系数 C_L 由 Xfoil 软件计算给出。阻力系数通常以如下方法计算：

$$C_D=C_{D0}+C_{D\mathrm{p}}+C_{D\mathrm{i}} \tag{15}$$

式中：C_{D0} 为机翼零升阻力系数；$C_{D\mathrm{p}}$ 为机身及其他部分引发的寄生阻力系数；$C_{D\mathrm{i}}$ 为诱导阻力系数。由文献 [7] 的论述，诱导阻力系数计算式为

$$C_{D\mathrm{i}}=C_L^2/(\pi eA_{\mathrm{R}}) \tag{16}$$

式中：e 为奥斯瓦尔德效率因子，表征升力分布偏离理想椭圆分布的程度。

对于可变构型太阳能无人机，其诱导阻力系数随机翼形状变化引起的展弦比变化而改变，零升阻力系数与寄生阻力系数则认为不发生变化。

2 建模参数优化问题及设计

基于第 1 节的模型，结合太阳能无人机的力平衡、能量平衡关系，本文根据通信任务的飞行策略，对总体设计的优化方案进行设计，总体方案计算框架如图 5 所示，其中，P_{ab} 为吸收功率。各部分详细设计见 2.1～2.4 节。

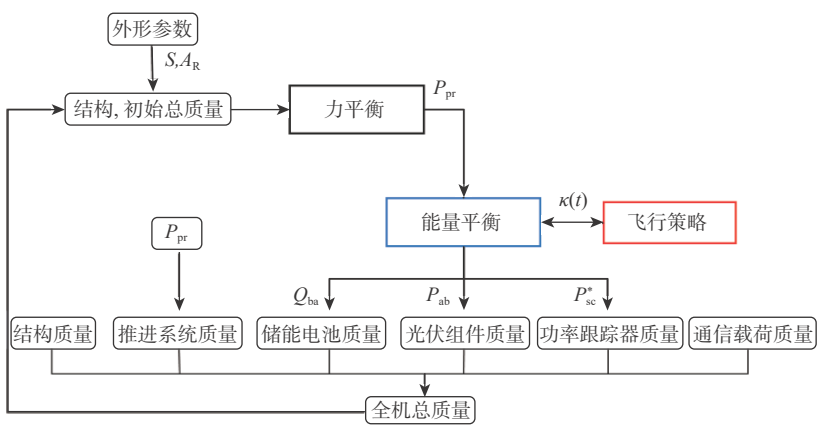


图 5 总体方案计算框架

Fig. 5 Overall plan calculation framework

在总体层面，参考文献 [7, 28] 的方法选取矩形机翼的翼展和弦长作为顶层设计变量决定结构质量。子系统环节相扣，以力平衡和能量平衡关系为核心，结合质量预测方法预测各系统质量，再通过迭代至总重收敛。进一步地，反过来以上述计算过程为适应度函数，使用启发式算法，以总质量最低作为目标搜索最佳的翼展弦长方案。为展示变体构型能量及任务效能上的优势，同时对常规不可变形构型太阳能无人机在相同设计点下进行了最优外形方案的求解作为对比。

2.1 通信中继任务设计

无人机通信中继系统模型如图 6 所示。地面

移动用户节点与地面固定基站节点距离遥远或存在阻挡, 不能构成 2 个节点的通信链路, 但是可以借助无人机节点中继实现用户到基站之间的通信。此外, 因通信中继无人机保有海拔高度, 对于地面用户节点和地面基站节点间不存在阻挡, 还能够保证通信质量。

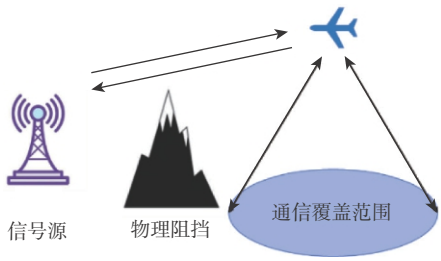


图 6　无人机通信中继系统模型

Fig. 6　Model of UAV communication relay system

通信载荷与总体设计的配合是变体太阳能通信中继无人机设计的最重要部分, 如通信设备相关参数中质量-功率-效能关系, 付出多能量消耗及载荷质量代价即可提高设备发射功率, 从而使得通信覆盖范围增加。而提高中继无人机的飞行高度可以使通信仰角增加, 同样可以使通信覆盖范围增加, 但高空空气稀薄使得无人机空气动力学性能下降, 同样需要质量上付出更大代价, 如图 7 所示。

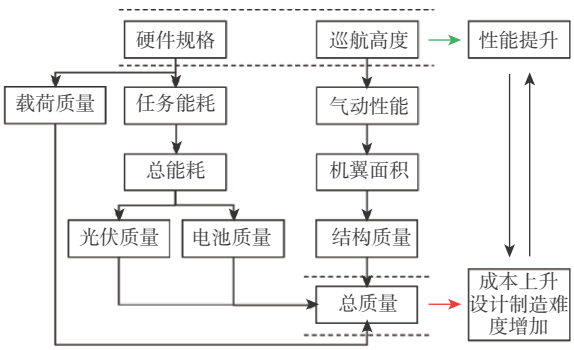


图 7　通信中继任务与平台设计的矛盾

Fig. 7　Contradiction between communication relay task and platform design

2.2　飞行性能需求

考虑到太阳能飞机自身长期处于定常平飞的特点, 对于研究工况的取点只需取定常平飞即可。此时, 飞机的力平衡关系为

$$\begin{cases} L = W_{\mathrm{to}} g \\ D = T \end{cases} \tag{17}$$

式中: L 为全机升力; D 为阻力; T 为推进系统提供的推力; g 为重力加速度。

对于定常平飞的飞机, 可以认为其升力与重力平衡, 推力与阻力平衡, 由此可以对推进系统进行定量分析。

2.3　能量平衡条件限制

太阳能无人机在白天飞行过程中通过太阳能电池吸收太阳能, 在太阳能不足的夜间从储能电池提取能量为飞机供能。当全天能量获取与夜间储能电池能量储备分别足够供应飞机的全天及夜间能耗时, 即认为该设计达到了全天能量平衡, 全天能量平衡需要满足的约束如下:

$$\begin{cases} E_{\mathrm{ab}} \geqslant E_{\mathrm{co}} \\ E_{\mathrm{ch}} \geqslant E_{\mathrm{la}} \\ Q_{\mathrm{ba}} \geqslant E_{\mathrm{la}} \end{cases} \tag{18}$$

式中: E_{ab}、E_{co}、E_{ch} 和 E_{la} 分别为全天吸收能量、全天消耗能量、向储能电池充电消耗能量和夜间能量缺口; Q_{ba} 为电池电量。

对于能量收入, 可经由式 (8) 对时间积分给出:

$$\begin{cases} P_{\mathrm{ab}} = \eta_{\mathrm{mp}} P_{\mathrm{sc}} \\ E_{\mathrm{ab}} = \int_{24\,\mathrm{h}} P_{\mathrm{ab}} \mathrm{d}t \end{cases} \tag{19}$$

式中: η_{mp} 为最大功率跟踪器的效率, 引入 η_{mp} 即在计算中考虑了最大功率跟踪器所造成的能量损失。

对于能量消耗, 其主要由推进系统消耗与航电任务设备消耗组成。由飞行性能需求与功能关系可以得到推进系统所需推进功功率 P_{pr}。对于可变构型来说, κ 的变化造成 P_{pr} 不固定, 需要取全天内的最大值, 推进功功率 P_{pr} 计算式为

$$P_{\mathrm{pr}} = \frac{C_{D0} + C_{D\mathrm{p}} + C_L^2/(\pi e A_{\mathrm{R}})}{[C_L(1+2\cos\kappa)/3]^{1.5}} \sqrt{\frac{2(W_{\mathrm{to}} g)^3}{\rho S}} \tag{20}$$

考虑推进系统本身的效率 η_{pr} 可以推算得推进系统消耗功率 P_{pr}^*:

$$P_{\mathrm{pr}}^* = P_{\mathrm{pr}} / \eta_{\mathrm{pr}} \tag{21}$$

考虑航电设备产生的功耗 P_{av} 及通信设备产生的功耗 P_{cn}, 结合表 1 给出的通信设备参数, 综合为 P_{el} 项:

$$P_{\mathrm{el}} = P_{\mathrm{av}} + P_{\mathrm{cn}} \tag{22}$$

对于全天消耗能量, 可由推进系统消耗 P_{co} 与航电任务设备消耗 E_{co} 对时间积分给出:

$$\begin{cases} P_{\mathrm{co}} = P_{\mathrm{pr}}^* + P_{\mathrm{el}} \\ E_{\mathrm{co}} = \int_{24\,\mathrm{h}} P_{\mathrm{co}} \mathrm{d}t \end{cases} \tag{23}$$

当时间处于夜间时, 飞机将由储能电池供电。考虑到储能电池的充电和放电, 向储能电池充电消耗能量及夜间能量缺口分别为

$$E_{\mathrm{ch}} = \int_{P_{\mathrm{co}} < P_{\mathrm{ab}}} \eta_{\mathrm{ch}} (P_{\mathrm{ab}} - P_{\mathrm{co}}) \mathrm{d}t \tag{24}$$

$$E_{\mathrm{la}} = \int_{P_{\mathrm{co}} \geqslant P_{\mathrm{ab}}} (P_{\mathrm{co}} - P_{\mathrm{ab}}) / \eta_{\mathrm{dc}} \mathrm{d}t \tag{25}$$

式 (18)~式 (25) 即构成了对太阳能通信中继无

人机的能量平衡约束条件。

2.4 飞行策略设计

可变机翼根据太阳方位调整外翼段偏转角度，如图 8 所示，飞行轨迹使得长时间尺度上飞机轴线与太阳入射方向垂直。另一方面，κ 角度调整使得外翼段尽量与太阳入射方向正交，即

$$\kappa = \begin{cases} \kappa_{\max} & \alpha < \kappa_{\max} \\ 90° - \alpha & \alpha \geqslant \kappa_{\max} \end{cases} \tag{26}$$

式中：κ 取值范围设定为 [−30°,30°]。

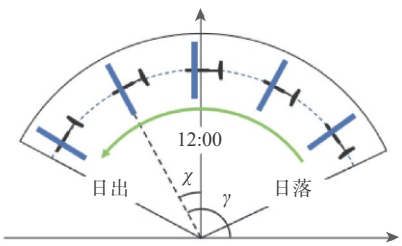


图 8 能量优化飞行轨迹

Fig. 8 Energy-optimized flight route

2.5 总体参数计算方法设计

取一组翼展及弦长，通过质量预测模型即可得到相应结构质量。以一套典型的分系统质量占比为基准[28]，可以给出各分系统质量与飞机总质量的试探值。由力平衡及能量关系，使用总质量试探值可以计算得到相应的推进功功率 P_{pr}，进一步通过质量预测模型可以获得推进系统质量的预测值 W_{pr}。由机翼参考面积及太阳辐照模型可以确定太阳能吸收功率 $P_{\mathrm{sc}}(t)$ 及相应的太阳能电池质量预测值 W_{sc}，而通过 P_{sc}^{*} 及质量预测模型可以获得功率跟踪器质量预测值 W_{mp}。由能量平衡关系可以确定储能电池需求电量 Q_{ba}，进一步可以通过质量预测模型获得储能电池预测值 W_{ba}。

当所有分系统质量预测值确定后，可以利用质量预测模型式 (13) 对总质量试探值进行更新从而迭代。使用图像直观描述的迭代过程可以参考图 5。

将总体方案计算步骤归纳如下，其中，括号内为每步所需输入量。

输入 外形参数（翼展、弦长），性能指标（日期、纬度）。

输出 总质量及各分系统质量。

步骤：

1）计算结构质量与初始总质量（外形参数）；

2）如果迭代前后分系统质量不收敛则进入迭代；

3）计算推进系统能耗曲线与质量（总质量、气动模型、分系统质量预测模型）；

4）计算能量吸收曲线与光伏组件质量（翼面积、辐照模型）；

5）计算功率跟踪器质量（能量吸收曲线）；

6）计算剩余能量及能量缺口（能耗曲线、能量吸收曲线）；

7）计算储能电池质量（剩余能量、能量缺口）；

8）更新总质量（各分系统质量）；

9）总体方案闭合，结束迭代。

2.6 粒子群优化算法求解总体优化问题

本文中选用粒子群优化的方式对方案进行优化，其对于求解适应度函数无法显式给出且具有非线性，搜索空间连续的问题时具有很好的效果。

粒子群优化框架内变量设定如式(27)所示。在维度为 D 的求解空间内设定数量为 n 的粒子群 $\boldsymbol{X}$，$\boldsymbol{X}_i$、$\boldsymbol{V}_i$ 和 $\boldsymbol{P}_i$ 分别表示粒子的位置、速度和历史最优位置，另外使用 $\boldsymbol{P}_{\mathrm{g}}$ 记录全局历史最优位置。

$$\begin{cases} \boldsymbol{X} = (\boldsymbol{X}_1, \boldsymbol{X}_2, \cdots, \boldsymbol{X}_n) \\ \boldsymbol{X}_i = (x_1, x_2, \cdots, x_D) \\ \boldsymbol{V}_i = (v_1, v_2, \cdots, v_D) \\ \boldsymbol{P}_i = (p_1, p_2, \cdots, p_D) \\ \boldsymbol{P}_{\mathrm{g}} = (p_{\mathrm{g}1}, p_{\mathrm{g}2}, \cdots, p_{\mathrm{g}D}) \end{cases} \tag{27}$$

以上各变量更新为

$$\begin{cases} V_i^{k+1} = \omega V_i^k + c_1 r_1 \left(P_i^k - X_i^k\right) + c_2 r_2 \left(P_{\mathrm{g}}^k - X_i^k\right) \\ X_i^{k+1} = X_i^k + V_i^{k+1} \\ P_{\mathrm{g}}^{k+1} = \left\{X_i^{k+1} \middle| \min\left(f\left(X_i^{k+1}\right)\right)\right\} \end{cases} \tag{28}$$

式中：k 为迭代计算步数；ω 为惯性权重；c_1、c_2 为大于 0 的加速系数；r_1、r_2 为取值在 0 到 1 之间的随机数；$f(x)$ 为适应度函数。

粒子群算法总体方案搜索算法步骤如下：

输入：粒子数量=50 迭代次数=100

适应度函数：总体参数计算框架。

输出：总重最低的机翼翼展及弦长。

步骤：

1）初始化 $\boldsymbol{X}_i$；

2）计算 $f(\boldsymbol{X}_i)$；

3）根据 $f(\boldsymbol{X}_i)$ 更新 $\boldsymbol{P}_i$ 及 $\boldsymbol{P}_{\mathrm{g}}$；

4）根据最佳位置更新所有粒子的速度；

5）根据速度更新粒子位置；

6）重复步骤 2～步骤 5，直到满足迭代次数；

7）输出全局最佳位置对应粒子坐标。

3 仿真性能分析

基于 2.5 节给出的优化方法对通信中继太阳能无人机总体方案进行计算，依据分系统各个参数和飞机性能指标进行设定，对不同通信硬件方案和飞行高度下的任务效能进行仿真分析。太阳能无人

机各个分系统相关系统参数设置如表 2 所示。

拟定太阳能无人机性能指标如表 3 所示。从太阳辐照模型可以得出, 太阳能无人机设计受巡航高度、纬度和日期影响。结合通信覆盖模型, 本文重点关切巡航高度, 因此, 设定固定的纬度。而日期范围根据夏至日对称, 边界日期处辐照条件最差, 因此, 在边界点处进行设计, 自然地可以满足整个工作周期中的能量平衡。

表 2　分系统设计参数

Table 2　Design parameters of sub-systems

参数	取值
k_{sc}/(kg·m^{-2})	0.4
k_{ba}/(Wh·kg^{-1})	300
k_{mp}/(kg·kW^{-1})	8
k_{pr}/(kg·kW^{-1})	0.42
η_{sc}	0.3
η_{mp}	0.97
η_{pr}	0.85
η_{ch}	0.95
η_{dc}	0.95

表 3　太阳能无人机设计指标

Table 3　Design indicators of SPUAV

飞行日期	纬度/(°)	飞行高度/km
03-22—09-22	30	10～15

另外, 对于设计自变量选取的空间, 分别确定机翼的展长 b 和弦长 c 作为自变量, 选取范围如表 4 所示。

表 4　优化算法组变量选取空间

Table 4　Ranges of variables for algorithm optimization

b/m	c/m
[5,80]	[0.5,3]

通信硬件方面相关参数的取值参照文献 [25], 如表 5 所示。

3.1　总体设计数值仿真分析

本节使用可变构型与常规构型对比分析总体方案及通信覆盖效能。

不同巡航高度、通信硬件方案下, 太阳能无人机的优化总质量变化情况如图 9 所示, 其中, P 为发射功率。

由图 9 可以看出: ①对比相同颜标点 2 种线型可以看出, 使用可变构型补偿太阳入射后, 在相同的工作条件下, 能够节约全机的总质量, 提高有效负载的占比。偏转机翼虽然会使飞机气动性能受到损失, 但是对于能量收支的增益使得整体上这是

表 5　通信方面参数[25]

Table 5　Communication-related parameters[25]

参数	数值
a_1	9.6
a_2	0.28
η_{LoS}/dB	1
η_{NLoS}/dB	20
N/mW	10^{-10}
G/dB	16
γ_{th}/dB	10
λ/mm	150

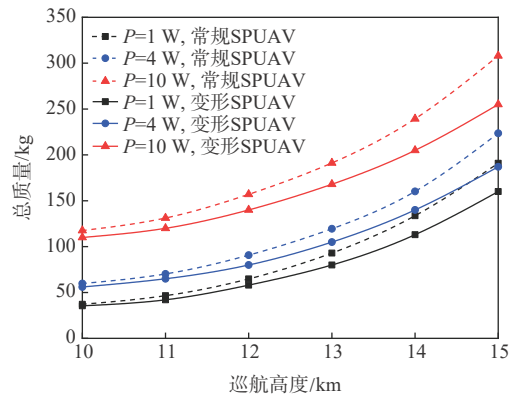


图 9　优化方案飞机总质量

Fig. 9　Total aircraft weight of optimized solutions

一个优化的改进。在高空重载的状况下总质量节约最为显著, 可以达到 17.2%。②对比相同线型下不同曲线可以看出, 对于规模较小的硬件设备, 其太阳能无人机所需总质量相应小, 随通信硬件质量及功耗提高, 同等巡航高度下太阳能无人机的总质量显著上升。通信设备功耗的提高使得能量平衡向不足偏移, 通信设备质量的提高也使力平衡向提高升力方向偏移, 传导至能量平衡, 两者同时使得下游各分系统硬件质量提高, 继而总质量上升。③观察同一曲线随横坐标变化趋势可以看出, 对于 3 种不同的硬件规模, 随着巡航高度的增加, 总质量变化的趋势都是相似的, 随巡航高度提高, 平台总质量加速上升。随海拔高度的上升, 大气密度下降使得同样速度下空气动压下降, 同时雷诺数下降机翼性能恶化, 导致力平衡向提高升力方向偏移。

由图 10 和图 11 可以看出, 随着硬件规模的提高及飞行高度的上升, 机翼展长和气动弦长随之上升, 更大的展长和弦长为太阳能无人机带来了更大的翼面积, 这一方面增加太阳能收入, 另一方面减小阻力系数, 提高升力面积以改善气动性能。而对比常规构型和可变机翼构型则可以看出, 在总体方案寻优上, 其对应的机翼展弦比曲线基本重合, 总质量降低主要是机翼弦长做出的贡献, 在高空重载

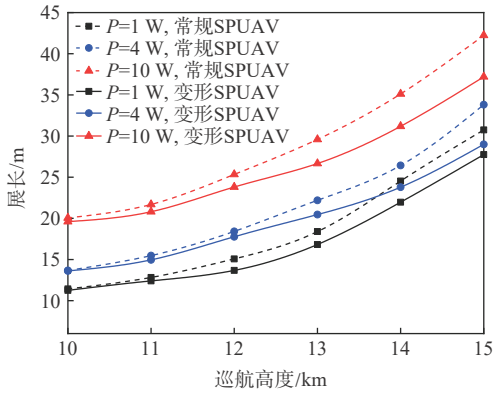


图 10 优化方案机翼翼展

Fig. 10 Wingspan of optimized solutions

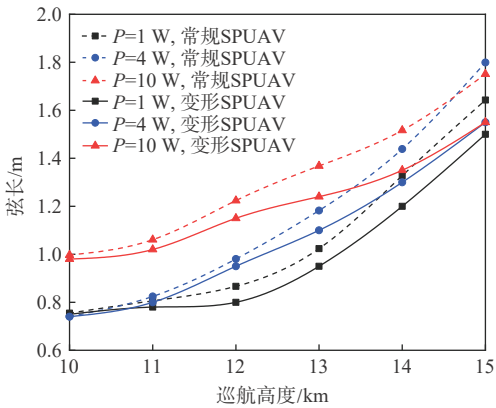


图 11 优化方案机翼弦长

Fig. 11 Chord length of optimized solutions

时最高节约 11.5%。

综上所述，巡航高度与任务硬件规模的增加将造成飞机总质量增加，而使用组合式构型可以在同等条件下节约总质量，提高载荷比。

3.2 通信服务范围仿真分析

针对 3.1 节给出的不同硬件规模及巡航高度下的总体方案，根据通信中继覆盖面积模型可以对相应的覆盖范围进行计算，与巡航高度及覆盖半径对应的路径损耗如图 12 所示。纵坐标为信号门限强度，横坐标为覆盖半径。

随着覆盖半径从 0 增加，对于不同巡航高度来说，自由空间损失和附加损耗所占地位发生变化。覆盖半径取 0 即位于正下方时，对于任何一组巡航高度仰角都为 90°，路径损耗由自由空间损失完全决定。当半径取值较小时，对于更低的巡航高度，覆盖半径引起的仰角变化更为剧烈，因此，概率意义上附加损耗的提升在总路径损耗的变化中占主导地位，反映在图上为路径损耗更快的上升速度即曲线更大的斜率。而随着半径的增大，巡航高度的差异在三角形中可被忽略，传播距离和仰角趋于相同，即信号强度曲线趋于重合。所以，在覆盖范围半径在如图 12 所示的 20 km 以内时，较低的巡航高

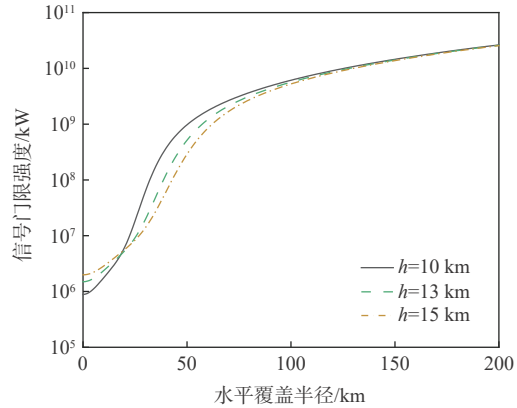


图 12 不同巡航高度下覆盖半径与所需信号强度

Fig. 12 Relationship between coverage radius and required signal strength under varying altitudes

度对中继覆盖更为有利，而当覆盖范围半径在 20～100 km 时提高设计的飞行海拔高度则更有利于中继覆盖。

根据通信硬件相关参数，不同硬件方案与巡航高度下的通信范围的最大覆盖半径如图 13 所示。纵坐标为覆盖半径，横坐标为巡航高度。通过最大覆盖范围曲线对比可以看出，通信硬件规格提升带来的发射功率提升能够提高服务范围覆盖半径，另外，巡航高度的提升同样可以使覆盖范围提升。

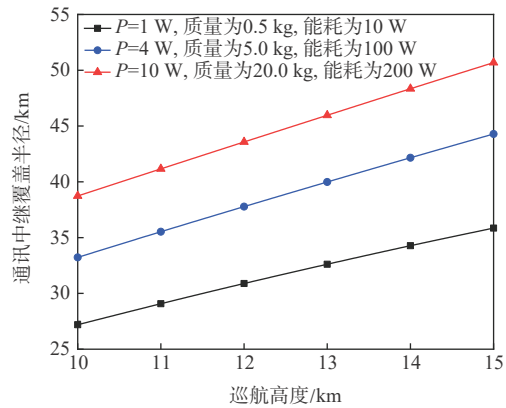


图 13 太阳能通信中继无人机覆盖半径

Fig. 13 Coverage radius of relay communication SPUAV

综上所述，如果要实现大范围的通信中继覆盖，必须提高通信硬件载荷规格和太阳能无人机巡航高度，为此将付出更大系统总质量作为代价。

3.3 飞机能效优化分析

考虑到提升硬件规格及巡航高度需要付出更多成本，以覆盖半径的平方（表征覆盖面积）与飞机总质量的比值作为指标如图 14 所示。

由图 14 可以看出：①可变构型的设计在单位中质量效率上显著占优，对比 2 种线型，所有通信硬件配置下面积质量比曲线均高于常规构型，最高节约 13.3% 质量。②对于单个硬件方案来说，从曲

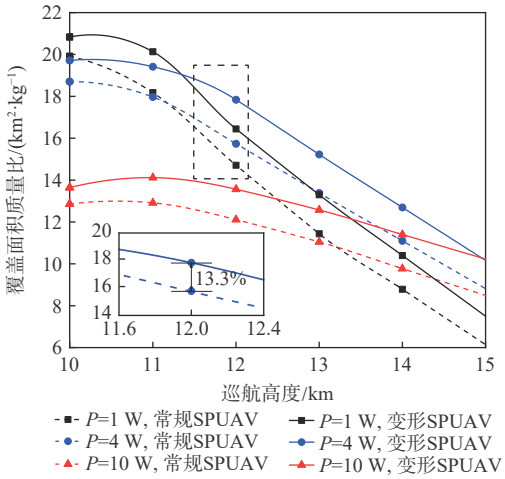


图 14　覆盖面积质量比

Fig. 14　Ratio of coverage area to total aircraft weight

线趋势可以看出, 随着巡航高度的上升, 平台的比覆盖面积逐步下降, 意味着太阳能无人机平台的代价提高, 所以在可能的范围内通信中继无人机巡航高度应取低值。③着眼于硬件配置及巡航高度方面的话, 巡航高度和硬件规格的选取则是各有优劣。

对于实际太阳能通信中继无人机的总体参数选取, 需要进一步根据任务需要及技术水平进行取舍。结合图 13 与图 14 可知, 如预期通信中继覆盖半径为 37 km, 则通信硬件发射功率为 10 W 可以在 10 km 高度实现覆盖, 而通信硬件发射功率为 4 W 必须将巡航高度取到13 km, 对照图 14 中通信硬件发射功率为 10 W 对应曲线10 km 处纵坐标和通信硬件发射功率为 4 W 对应曲线13 km 处纵坐标可以看出, 通信硬件发射功率为 4 W 对应比覆盖面积更大, 即实现通信中继所需的总体平台代价更小。而如果取覆盖半径为 33 km, 则同样方法对比通信硬件发射功率为 4 W 和通信硬件发射功率为 1 W 可以看出, 通信硬件发射功率为 4 W 方案比覆盖面积更大。说明了对于最优方案的选取与任务目标有关, 并且需要在巡航高度和硬件方案中进行权衡。

4　结　论

1) 可变构型的使用能减少各种场景下太阳能通讯中继无人机的总质量, 提高飞机载荷比, 有效提高太阳能无人机通信中继效能, 高空重载条件下最高可以节约 13.3% 质量。

2) 通信载荷质量和功耗的增加, 以及设定更高巡航高度可以提高通信中继覆盖面积, 但是将付出更高飞机平台总质量作为代价。

3) 以通信中继覆盖半径的平方(可以表征覆盖面积)与总质量之比作为性价比指标评估可以看出, 在低巡航高度下普遍能够实现更高的单位总质量通信覆盖面积。而对于确定的通信范围需求, 则需要对硬件方案和巡航高度进行权衡考量, 没有单调关系。

参考文献（References）

[1] ZHU X F, GUO Z, HOU Z X. Solar-powered airplanes: a historical perspective and future challenges[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2014, 71: 36-53.

[2] 马东立, 张良, 杨穆清, 等. 超长航时太阳能无人机关键技术综述综述[J]. 航空学报, 2020, 41(3): 623418.
MA D L, ZHANG L, YANG M Q, et al. Review of key technologies of ultra-endurance solar powered unmanned aerial vehicle[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(3): 623418(in Chinese) .

[3] MERWADAY A, TUNCER A, KUMBHAR A, et al. Improved throughput coverage in natural disasters: unmanned aerial base stations for public-safety communications[J]. IEEE Vehicular Technology Magazine, 2016, 11(4): 53-60.

[4] HAYAT S, YANMAZ E, MUZAFFAR R. Survey on unmanned aerial vehicle networks for civil applications: a communications viewpoint[J]. IEEE Communications Surveys & Tutorials, 2016, 18(4): 2624-2661.

[5] BELLEMARE M G, CANDIDO S, CASTRO P S, et al. Autonomous navigation of stratospheric balloons using reinforcement learning[J]. Nature, 2020, 588(7836): 77-82.

[6] YOUNGBLOOD J, TALAY T. Solar-powered airplane design for long-endurance, high-altitude flight[C]//Proceedings of the 2nd International Very Large Vehicles Conference. Reston: AIAA, 1982.

[7] NOTH A. Design of solar powered airplanes for continuous flight[D]. Zurich: ETH Zurich, 2008.

[8] GAO X Z, HOU Z X, GUO Z, et al. Joint optimization of battery mass and flight trajectory for high-altitude solar-powered aircraft[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2014, 228(13): 2439-2451.

[9] 朱雄峰. 基于广义能量的太阳能飞行器总体设计研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2014.
ZHU X F. Research on overall design of solar vehicle based on generalized energy[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2014(in Chinese).

[10] WU M J, XIAO T H, ANG H S, et al. Investigation of a morphing wing solar-powered unmanned aircraft with enlarged flight latitude[J]. Journal of Aircraft, 2017, 54(5): 1996-2004.

[11] WU M J, XIAO T H, ANG H S, et al. Optimal flight planning for a Z-shaped morphing-wing solar-powered unmanned aerial vehicle [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2018, 41(2): 497-505.

[12] WU M J, SHI Z W, ANG H S, et al. Theoretical study on energy performance of a stratospheric solar aircraft with optimum Λ-shaped rotatable wing[J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 98: 105670.

[13] 安朝, 谢长川, 孟杨, 等. 多体组合式无人机飞行力学稳定性分析及增稳控制研究[J]. 工程力学, 2021, 38(11): 248-256.
AN C, XIE C C, MENG Y, et al. Flight dynamics and stable control analyses of multi-body aircraft[J]. Engineering Mechanics,

2021, 38(11): 248-256(in Chinese).

[14] 刘东旭, 谢长川, 洪冠新. 翼尖铰接复合飞行器动力学特性研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(11): 2311-2321.
LIU D X, XIE C C, HONG G X. Dynamic characteristics of wing-tip-jointed composite aircraft[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(11): 2311-2321(in Chinese).

[15] 周伟, 马培洋, 周睿孙, 等. 基于 PID 原理的双机链翼无人机姿态控制[C]//无人系统高峰论坛 (USS 2021) 论文集. 北京: 无人系统技术, 2021: 6-12.
ZHOU W, MA P Y, ZHOU R S, et al. Attitude control of two chained wing UAVs based on PID principle[C]//Proceedings of the USS 2021. Beijing: Unmanned Systems Technology, 2021: 6-12(in Chinese) .

[16] 周伟, 马培洋, 郭正, 等. 基于翼尖链翼的组合固定翼无人机研究进展[J]. 航空学报, 2022, 43(9): 325946.
ZHOU W, MA P Y, GUO Z, et al. Research progress of combined fixed-wing unmanned aerial vehicle based on wingtip chained[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(9): 325946(in Chinese).

[17] 吴高峰, 高晓光, 符小卫. 一种基于多无人机的中继节点布置问题建模与优化方法[J]. 航空学报, 2017, 38(11): 321195.
WU G F, GAO X G, FU X W. Modeling and optimization method of relay node placement using multi-UAV[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(11): 321195(in Chinese).

[18] 吴钟博, 易建强. 无人机编队支撑网络的协同通信中继策略[J]. 航空学报, 2020, 41(S2): 724319.
WU Z B, YI J Q. Cooperative communication relay strategy of UAV formation support network[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(S2): 724319(in Chinese).

[19] 刘海涛, 顾新宇, 方晓钰, 等. 频率选择性衰落信道 DS-CDMA 无人机中继通信系统航迹规划[J]. 航空学报, 2019, 40(7): 322633.
LIU H T, GU X Y, FANG X Y, et al. Path panning for UAV relay communication systems with DS-CDMA over frequency selective fading channel[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(7): 322633(in Chinese).

[20] 张小孟, 杨森, 宋晓, 等. 一种中继无人机快速部署策略[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(8): 1705-1711.
ZHANG X M, YANG S, SONG X, et al. A rapid deployment strategy of relay unmanned aerial vehicle[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(8): 1705-1711(in Chinese).

[21] ZENG Y, ZHANG R, LIM T J. Wireless communications with unmanned aerial vehicles: opportunities and challenges[J]. IEEE Communications Magazine, 2016, 54(5): 36-42.

[22] SUN Y, XU D F, NG D W K, et al. Optimal 3D-trajectory design and resource allocation for solar-powered UAV communication systems[J]. IEEE Transactions on Communications, 2019, 67(6): 4281-4298.

[23] YUAN Z W, YANG Y P, HU Y P, et al. Channel-aware potential field trajectory planning for solar-powered relay UAV in near-space[J]. IEEE Access, 2020, 8: 143950-143961.

[24] 罗祎喆, 丁文锐, 雷耀麟, 等. 系留无人机平台搭载的蜂窝通信基站吞吐量优化[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(6): 1161-1172.
LUO Y Z, DING W R, LEI Y L, et al. Throughput optimization for cellular communication on tethered unmanned aerial vehicle base station[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(6): 1161-1172(in Chinese).

[25] 李晓伟. 面向无人机的高能效长续航通信覆盖研究[D]. 北京: 北京工业大学, 2020.
LI X W. Research on UAV-oriented communication coverage with high energy efficiency and long endurance[D]. Beijing: Beijing University of Technology, 2020(in Chinese).

[26] WANG X Y, YANG Y P, WU D, et al. Mission-oriented 3D path planning for high-altitude long-endurance solar-powered UAVs with optimal energy management[J]. IEEE Access, 2020, 8: 227629-227641.

[27] HARMATS M, WEIHS D. Hybrid-propulsion high-altitude long-endurance remotely piloted vehicle[J]. Journal of Aircraft, 1999, 36(2): 321-331.

[28] LI X H, SUN K J, LI F. General optimal design of solar-powered unmanned aerial vehicle for priority considering propulsion system[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2020, 33(8): 2176-2188.

Overall and energy efficiency optimization for communication-oriented morphing solar-powered UAV

LI Zirong[1, 2]，YANG Yanping[3, *]，ZHANG Zijian[1]，MA Xiaoping[2]

(1. Institute of Engineering Thermophysics，Chinese Academy of Sciences，Beijing 100190，China；
2. University of Chinese Academy of Sciences，Beijing 100049，China；
3. Unit 94783 of PLA，Huzhou 313111，China)

Abstract：The high-altitude solar-powered unmanned aerial vehicle (SPUAV) offers incomparable advantages compared to other platforms, especially in enhancing aerial base stations, extending coverage to remote regions, supporting disaster response, and providing relay communication. However, the design feasible zones of SPUAVs are limited, requiring a coupling design of payload constraints and overall UAV characteristics. Focusing on the dual constraints of communication mission and UAV platform energy, this paper designed a morphing SPUAV, studying its overall design and optimization. Under the requirement of 24-hour energy closure while ensuring the mission's effectiveness, the communication relay coverage was maximized. By establishing models for communication, solar irradiation, and mass prediction, setting energy balance constraints and communication constraints, and modeling optimization problems, the paper proposed a global optimization framework using a heuristic algorithm. The simulation results indicate that compared with the conventional configuration, the morphing SPUAV can significantly reduce total weight, especially under conditions of high altitude and heavy load, improving the overall effectiveness of the solution. Under simulation conditions, the total weight showed a 13.3% deduction. The improvement of communication payload specifications and the increase of cruise altitude can increase the coverage of relay communication but at the expense of increased total weight. When the communication payload is fixed, a low cruising altitude can improve the efficiency-to-cost ratio of communication coverage.

Keywords：solar-powered UAV；relay communication；overall design；energy efficiency；heuristic algorithm

Received：2022-04-19；**Accepted**：2022-07-06；**Published Online**：2022-08-18 16：36

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220817.1811.004

Foundation item：National Natural Science Foundation of China (61901448)

* **Corresponding author**. E-mail：yanping-yang@qq.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0855

基于混合开关器件的可重构电池组串并联拓扑结构

叶泽雨[1,2]，尹靖元[1,2,*]，张桐硕[1]，师长立[1,2]，韦统振[1,2]

(1. 中国科学院电工研究所 北京 100090；2. 中国科学院大学 电子电气与通信工程学院，北京 100049)

摘　　要：临近空间飞行器储能电池组需要将大量电池单体串并联连接，部分单体电池故障将严重影响电池组性能并可能导致故障蔓延。通过在电池组中配置电力电子开关可以使电池单体或部分单体可重构，具备故障电池隔离及电池间容量均衡等功能。为实现飞行器的电源高效、高可靠度，提出一种基于混合开关的可重构电池组。使用响应时间快的电力电子器件隔离电池串，进一步使用机械继电器控制单体电池的投入和切除；提出混合开关器件结构下的电池切换策略，利用二极管辅助的母线电压调节方法；搭建10串2并的混合开关可重构电池组样机，并进行电池组放电阶段的重构实验。实验结果表明：所提结构可以通过开关器件实现电池串联均衡、故障隔离和母线电压调节等多种功能。损耗、可靠性和质量分析表明：所提结构少量系统损耗和质量即可以实现对电池单体控制，提升电池组的可靠度。

关 键 词：电池管理；可重构电池组；混合开关；故障重构；可靠性；电池容量均衡

中图分类号：V242; TM912

文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2025)08-2674-11

可长期运行的临近空间飞行器的供电系统主要包括太阳电池阵列、储能电池组、电源控制和配电器等[1]。白天太阳电池的能量充足时为负载供电同时也为储能电池充电；当负载功率较大时，由太阳电池和储能电池联合为负载供电；夜晚由储能电池组供电[2]。实现高效、可靠的电能供应，满足长航时飞行是临近空间飞行器的关键技术问题之一。

与一般的航天器相比，临近空间飞行器需要更高的电压等级和更大的输出功率，如平流层飞艇的功率需求一般达到数十至上百千瓦[3]。锂离子电池具有高能量比，已经广泛应用于航空航天等领域。由于其单体电压较低且输出能力有限，对于输出功率达到100 kW的空间飞艇，通常采用400 V以上的高压母线[4]，需要大量电池单体串并联使用。

临近空间飞行器需要在长达10 h以上的阴影期完全依赖储能电池组运行，需要储能电池组具有足够容量。储能电池组的管理水平对提升其使用容量和寿命起到重要作用。电池单体间的不一致性将造成单体间容量差异，单体电池的内阻差异会造成并联的单体或电池串出现环流，可能导致部分电池单体过流，同时会造成每个循环周期放电深度不同，影响电池单体寿命。单体间的容量差异将严重影响电池组的实际使用容量，还可能导致部分单体过压或欠压故障。

使用均衡电路有助于缓解电池单体不一致造成的影响。现有的电池均衡方法包括主动均衡和被动均衡，需要用到开关、电阻、电容、电感或变压器等器件[5-8]，如果均衡电路增加了过多的质量，反而可能增加系统的能耗。在临近空间飞行器电源系统电池组均衡方法的选择上，还需要考虑额外质量等因素。

电池单体还存在过压、欠压和短路等故障，长

收稿日期：2022-10-30；**录用日期**：2023-02-23；**网络出版时间**：2024-11-07 09:28
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20241106.1525.005
基金项目：国家重点研发计划 (2021YFB2601602)；中国科学院电工研究所科研基金 (E155610201)；中国科学院青年创新促进会 (2020144)
* **通信作者**. E-mail：yinjingyuan@mail.iee.ac.cn

引用格式：*叶泽雨，尹靖元，张桐硕，等. 基于混合开关器件的可重构电池组串并联拓扑结构 [J]. 北京航空航天大学学报，2025，51（8）：2674-2684. YE Z Y，YIN J Y，ZHANG T S，et al. Series-parallel topology of reconfigurable battery pack based on hybrid switching devices [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51（8）：2674-2684（in Chinese）.*

期滥用的电池单体可能过热, 如果不能及时隔离阻止故障蔓延, 还会造成热失控并引发火灾[9]。为提高安全性, 电池管理系统中还需要配置保护开关或保险丝进行故障隔离。

通过在电池组中配置电力电子开关的可重构电池组有助于简单高效的解决上述问题[10]。已有大量文献针对可重构电池组的拓扑进行研究, 包括不同的开关数量和位置, 可以实现电池组单体在串联和并联形式上的投入和切除。从结构上看主要包括先串后并 (series parallel, SP) 型、先并后串 (parallel series, PS) 型和混合型 3 种。文献 [11] 为串联连接的单体电池各配置 2 个开关, 使每个单体电池具备投入和切除的功能。使用电池的模块化多电平变换器也可以视作一个 SP 型的可重构的电池组[12]。文献 [13] 提出了一种 PS 型结构, 为 m 节并联电池单体配备 m+1 个开关。文献 [14] 的结构为每节电池单体配置 4 个开关, 使其具备串联、并联和旁路的功能。文献 [15] 所使用的结构仅使用 3 个开关即可实现串联、并联和旁路单体电池的功能。

通过配置可重构开关控制电池单体的投入和切除, 可重构电池组具备了包括主动均衡[16]、故障隔离[17] 和电池组电压调节[18] 等多种功能。更多关于已有的可重构电池组的结构和功能的介绍可以参考文献 [19] 和文献 [20]。

可重构电池组中使用大量的与电池单体串联的固态开关器件, 造成不可忽视的能量损耗。针对临近空间飞行器的高可靠性和高效率的要求, 本文设计了基于混合开关的可重构电池组架构。利用固态开关的快速性进行实时保护, 再利用机械开关的低损耗进行进一步重构。本文介绍了单体重构和母线电压调节的切换策略并进行了实验验证。通过对不同切换方式、结构损耗与可靠性的分析和对比, 论证了本文拓扑与切换方式的优势。

1　电池组结构及功能

1.1　基于固态开关的可重构电池组连接方式

可重构电池通过在电池单体或电池包周围配置开关, 控制其投入/切除或电池单体间的串并联连接方式。已有的连接方式可以分为 SP 型、PS 型和混合型, 基本结构如图 1 所示[20-21]。

图 1 的可重构电池组所使用的开关大多为固态开关 (电力电子开关), 在已有的应用中金属-氧化物半导体场效应晶体管 (metal oxide semiconductor field effect transistor, MOSFET) 是最常见的开关选择之一[22], 开关的连接方式包括四开关和两开关

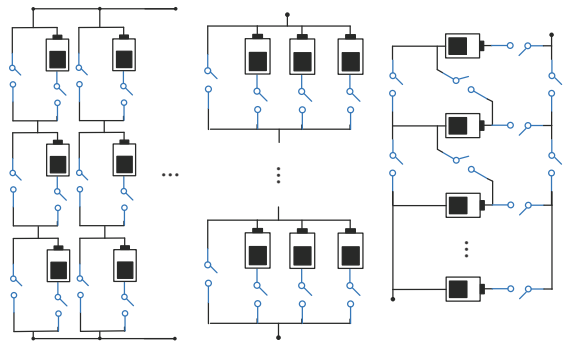
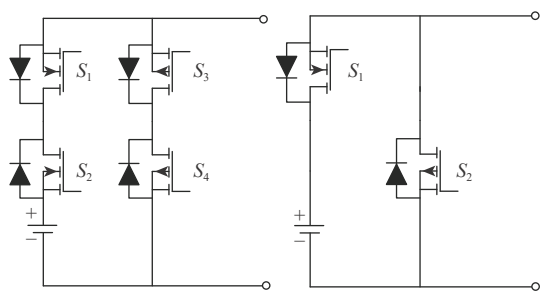


图 1　不同的可重构电池组结构[20-21]

Fig. 1　Structure of different reconfigurable battery packs[20-21]

2 种类型。以 SP 型为例, 四开关式的结构如图 2(a) 所示, 每节电池需要配置 4 个 MOSFET, S_1 和 S_2 闭合, S_3 和 S_4 断开, 电池投入; S_3 和 S_4 闭合, S_1 和 S_2 断开, 电池旁路。两开关式的结构如图 2(b)所示, 可以节省一半的开关器件, 但是电流会流经寄生二极管[23], 由于二极管存在较大的压降, 会增加损耗, 而且该种连接方式无法直接将支路完全断开, 还需要额外的主支路开关。



(a) 四开关型　　(b) 两开关型

图 2　开关连接方式

Fig. 2　Connection mode of switch

1.2　混合开关的可重构电池组结构

现有的可重构电池组架构每节电池都至少需要配置 2 个开关, 且为固态开关 (电力电子开关), 存在导通压降和不可忽视的内阻。尤其是对于电压等级较低 (大多额定电压在 3.6 V) 的锂离子电池单体, 在正常运行时每个电池单体都至少需要串联一个固态开关, 而旁路某节电池单体, 也需要串联一个固态开关。当电池组在大电流下充电或放电时, 额外的固态开关将会在很大程度上降低效率。为提高能量转化效率, 尽可能减少电池组充电和放电过程中的能量损失。通过增加单个可重构单元串联的电池单体数量可以降低固态开关的电压降与电池串电压的占比, 然而这将使系统无法实现对单节电池的精确控制, 只能以多节单体串联的电池串作为最小控制单元, 当发生故障时也需要切除多节电池。

机械式的开关或继电器具有低内阻的优点，但存在开断速度慢、易拉弧、电气寿命短等缺点。通过将固态开关和机械开关并联组成混合式开关可以弥补两者的不足。典型的应用为混合式断路器，在闭合时先闭合固态开关，后闭合机械开关；在断开时先断开机械开关，后断开固态开关。在正常工作时电流主要从机械开关流过，降低了导通损耗，且可以避免机械开关断开时产生电弧。

如果采用这种混合开关组合结构，为实现电池单体的投入和切除，几乎每个电池单体都至少需要配置 4 个开关，严重的增加了系统使用的开关数量、成本和体积。基于以上结构的思路，本文提出一种基于混合开关的可重构电池组架构。为单节电池配备机械式的单刀双掷继电器，利用机械开关的低内阻，实现电池单体级别的精确控制。同时为一定数量串联的电池串配置固态开关，利用固态开关的快速性实现单体电池故障时的快速切除，在需要切换电池时，先断开固态开关，为机械开关切换过程创造零电流条件，避免其断开过程中产生电弧，还可以延长机械开关的使用寿命。

通过控制单体电池投切改变电池组串联电池的数量从而调整母线电压是可重构电池组的一项重要功能。由于开关的动作时间可能存在一定程度的不一致，导致出现短暂的并联电池串节数不同的情况，造成并联环流甚至短路。当使用机械开关时，切换速度较慢，该问题更为严重。为解决可重构电池组的母线电压调节问题，每个电池串的主支路固态开关并联了一个带开关的二极管，其导通方向与电池的放电方向一致，利用二极管单向导通性来抑制电池串间的短路电流。

本文提出的基于混合开关的可重构电池组串联型结构，其电路拓扑如图 3 所示。与已有的串联型可重构电池组相比，不需要使用大量的固态开关，而是为每节电池单体串联一个单刀双掷的机械继电器，为每个电池串配置一个固态开关和一个由二极管和开关组成的防短路电路。

1.3 可重构电池切换步骤

当检测到单体电池出现故障或需要进行容量均衡时，可以通过控制开关切换电池单体，在切换过程中先断开需要切换支路的主开关，此时流经该电池串的电流为 0，流入/流出的电流由其他并联电池串提供，在完成切换后再重新闭合该支路的主开关。具体切换步骤如下，切除过程如图 4 所示。

步骤 1 断开主支路固态开关。

步骤 2 控制单刀双掷的机械开关切换电池。

步骤 3 闭合主支路固态开关。

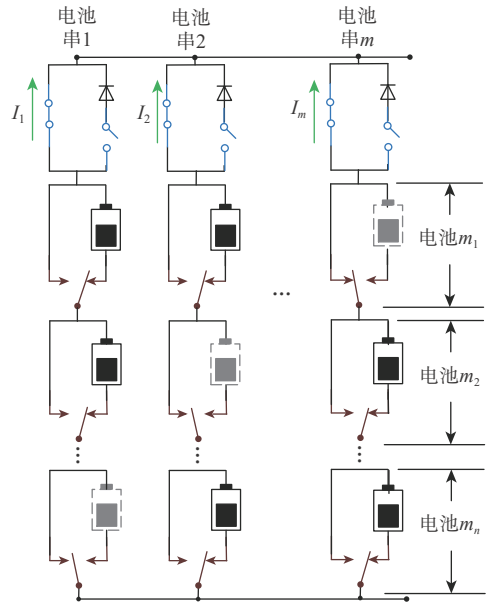


图 3 混合开关器件可重构电池组拓扑架构

Fig. 3 Reconfigurable battery pack topology architecture based on hybrid switching device

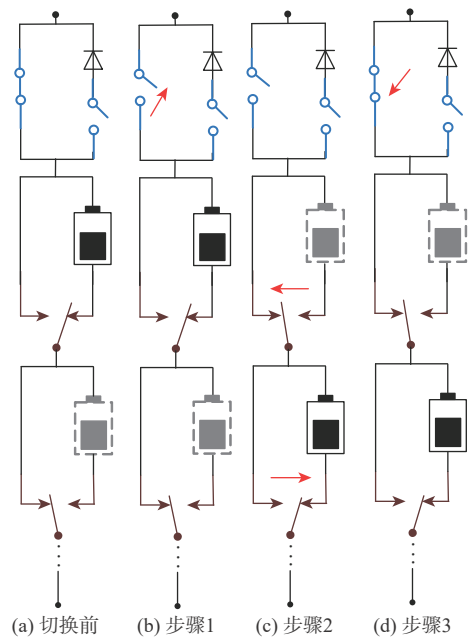


图 4 电池单体投入/切除过程

Fig. 4 Insertion and removal process of a battery cell

除常规的电池切换，调整电池组输出电压大小也是可重构电池组的重要功能之一。由于锂离子电池在工作期间电压变化范围较大 (通常在 2.6～4.2 V)，且为多节串联使用，对于电压等级较低的系统，通过改变电池节数，可以省去 DC-DC 变换器，对于电压等级较高或一定需要使用 DC-DC 变换器的系统，减少电池组的电压变化范围也有利于减低 DC-DC 变换器的设计要求及提高其效率。

多串并联的可重构电池组在改变电池节数时，存在不同电池串间电池节数不同造成短路的风险，

其切换过程的电流分析将在第 2 节详细介绍。在本文电池组结构中，由于使用了机械继电器，切换速度更慢，切换过程中导致故障的可能性大大增加。为避免在切换过程中造成电池串间短路故障对电池造成损坏，对于含有 m 个并联支路的电池组，在支路主固态开关旁增加一个二极管，将所有电池串分为 2 组依次改变电池节数，避免不同电池串之间电池节数不同造成短路故障。图 5 为电池组增加一节串联电池的电压调节过程。为简化结构，图 5 中只绘制了切换的电池单体及其控制开关，在切换前后所有支路均串联了相同数量的电池单体，步骤如下。

步骤 1　投入电池串 1～电池串 $m/2$ 的二极管，断开电池串 $m/2+1$～电池串 m 的主支路固态开关。

步骤 2　断开电池串 1～电池串 $m/2$ 的主支路固态开关，动作机械继电器使电池串 $m/2+1$～电池串 m 增加一节电池。

步骤 3　闭合电池串 $m/2+1$～电池串 m 的主支路固态开关。

步骤 4　切除电池串 1～电池串 $m/2$ 的二极管。

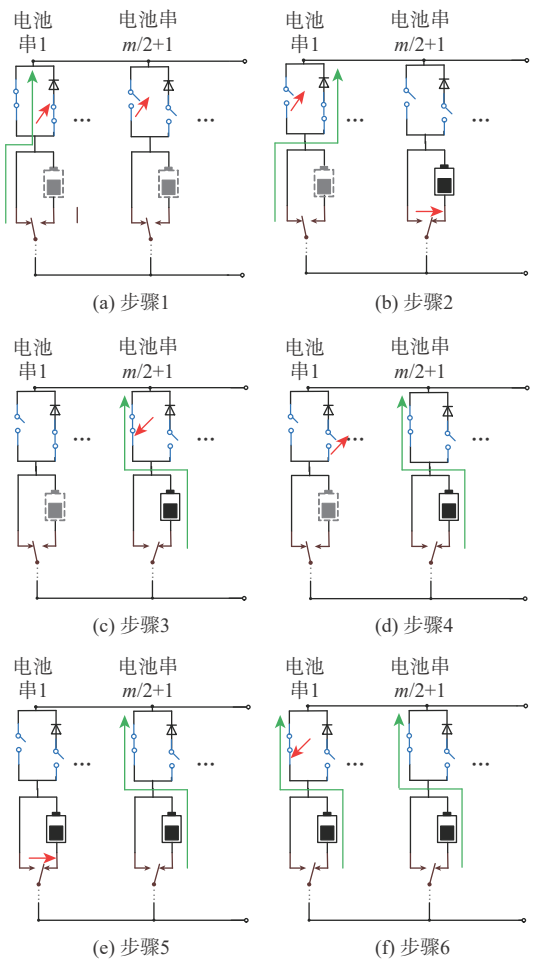


图 5　电池组电压调节过程

Fig. 5　Battery pack voltage regulation process

步骤 5　动作机械继电器使电池串 1～电池串 $m/2$ 增加一节电池。

步骤 6　闭合电池串 1～电池串 $m/2$ 的主支路固态开关。

在步骤 3 中，电池串 1～电池串 $m/2$ 会比电池串 $m/2+1$～电池串 m 少一节电池，由于串联了二极管，避免了电池串 1～电池串 $m/2$ 被充电。

2　电池节数切换方案对比

2.1　直接切换

本文电池组结构使用了单刀双掷的机械继电器，在减少电池单体数量时直接切除电池单体会造成拉弧。在增加电池单体的操作中，继电器闭合时不会产生电弧，但是切换时间较长，会造成母线电压跌落。如果同时切换所有支路单刀双掷开关增加串联电池数量，当负载为恒流源时，母线电压跌落为

$$\Delta U_{\mathrm{m}} = I_{\mathrm{load}} t_{\mathrm{s}} / C_{\mathrm{m}} \tag{1}$$

式中：ΔU_{m} 为母线电压跌落值；I_{load} 为负载电流；t_{s} 为开关切换时间；C_{m} 为母线电容。

当负载为阻性负载时，母线电压跌落为

$$\Delta U_{\mathrm{m}} = U_{\mathrm{m}} \left(1 - \mathrm{e}^{-\frac{t_{\mathrm{s}}}{R_{\mathrm{load}} C_{\mathrm{m}}}}\right) \tag{2}$$

式中：U_{m} 为母线电压；R_{load} 为负载电阻。

当电池组单独为负载供电时，为避免压降较大影响负载供电，需要额外安装数值较大的电容器或选择在负载功率较小时切换。

2.2　分步切换

如果不同支路依次切换，可能造成电池组不同支路的串联电池数量不同的情况，该情况类似于单节电池短路，会造成电池组内出现较大的环流，部分电池可能因过流造成损坏。

以电池组放电阶段为例，串并联连接的电池模型简化为如图 6 所示。其中，电池组模型可简化为开路电压 E 及一个等效内阻 R 串联。由于并联连接的电池串两端的电压相等，开路电压、支路电流

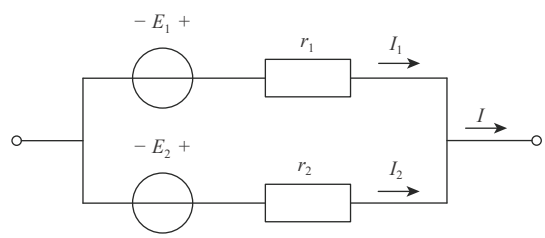


图 6　串并联电池组等效模型

Fig. 6　Equivalent model of a series-parallel connected battery pack

和内阻间存在以下关系：

$$E_1 - I_1R_1 = E_2 - I_2R_2 \tag{3}$$

流经电池串支路 1 和支路 2 的电流 I_1 和 I_2 分别为

$$I_1 = \frac{E_1 - E_2 + IR_2}{R_1 + R_2} \tag{4}$$

$$I_2 = \frac{E_2 - E_1 + IR_1}{R_1 + R_2} \tag{5}$$

综合可得 2 条支路的电流差为

$$I_1 - I_2 = \frac{2(E_1 - E_2) + I(R_2 - R_1)}{R_1 + R_2} \tag{6}$$

由式 (5) 可知，由于 R_1 和 R_2 较小，如果 E_1 和 E_2 存在单节电池的差距，流经支路 1 和支路 2 的电流会有较大差异，严重时可能导致一条支路处于大电流充电状态同时另一条支路处于大电流放电状态造成短路故障。

2.3 投入限流电阻切换

当 I_1 大于 I_2，通过加入限流电阻可能减少 I_1 和 I_2 的电流差，为电池串 2 增加限流电阻 R_0 后，支路 1 的电流 I_1' 和支路 2 的电流 I_2' 差为

$$I_1' - I_2' = \frac{2(E_1 - E_2) + I(R_2 - R_1 + R_0)}{R_1 + R_2 + R_0} \tag{7}$$

式 (7) 的分母趋近于 0 时，I_1' 和 I_2' 的差将趋近于 0。均衡电阻在选择时应满足以下条件：

$$I_1' < I_{\max} \tag{8}$$

$$I_2' < I_{\max} \tag{9}$$

即平衡每个电池串的放电电流，使其不大于电池单体的最大放电电流 $I_{\max}$。

此时电阻自身功率 W_R 为

$$W_R = I_1^2 R_0 \tag{10}$$

基于电池储能系统的常规使用情况及电阻自身的可承受功率能力，普通的贴片电阻或直插电阻难以满足电池放电电流的功率，使用功率电阻将大大增大系统的体积和质量。

2.4 投入二极管切换

二极管可承载较大电流且具有单相导通能力。当每个支路的串联电池节数不同时可投入和电池放电电流方向相同的二极管避免环流。二极管只有在电池组电压调节的过程中才需要投入工作，在正常运行中可以被切除。在切换过程中，二极管承受的最大反向电压为电池单体电压 $\boldsymbol{V}_{\mathrm{bat}}$，切换过程中的短时功耗为

$$W_{\mathrm{d}} = V_{\mathrm{D}} I_i \tag{11}$$

式中：W_{d} 为二极管切换过程中的功耗；V_{D} 为二极管压降；I_i 为电池串的电流。

3 电池组剩余容量均衡控制策略

已有的可重构电池组的均衡方式包括等时间切换、排序均衡、动态规划算法和强化学习均衡算法等[11,24-26]。

等时间切换法是指运行过程中每隔一段时间切换一定数量的电池。该方法无法解决电池单体间一致性差异造成的容量不均衡问题，仅适合电池单体间一致性较好的场景。排序均衡法根据每组电池单体的剩余容量 (state of charge, SOC) 或电压进行均衡，当每组电池数量和冗余电池数量较多时，排序算法的运行时间较长，均衡判断依据也会更为复杂。为提升均衡效果，需要更高的切换频率和更多的均衡次数。使用动态规划算法可以在一定时间内以均衡容量为依据尽可能减少切换次数。但是根据模型预测出的结果可能存在一定的误差。

强化学习是近年来应用于控制领域的热门方法，已有一些研究将其应用于可重构电池组的均衡控制中。这是一种基于奖励函数而进行数值或逻辑运算的控制方法。在实施过程中需要设计智能体的观察、动作和回报。

以 Q 学习或深度 Q 学习算法为例，为实现其基本功能，如容量均衡、故障隔离和电池组电压调节，观察需要包括所有电池单体的剩余容量 $\boldsymbol{J}$、当前的开关状态 $\boldsymbol{S}$、电压单体电压 $\boldsymbol{V}_{\mathrm{bat}}$、电池故障状态 $\boldsymbol{F}$ 和母线电压 V_{m}，对于 n 节串联的电池单体，表示为

$$\boldsymbol{J} = [J_1, J_2, \cdots, J_n] \tag{12}$$

$$\boldsymbol{S} = [S_1, S_2, \cdots, S_n] \tag{13}$$

$$\boldsymbol{V}_{\mathrm{bat}} = [V_{\mathrm{bat1}}, V_{\mathrm{bat2}}, \cdots, V_{\mathrm{bat}n}] \tag{14}$$

$$\boldsymbol{F} = [F_1, F_2, \cdots, F_n] \tag{15}$$

式中：开关状态 S_i 为 0 或 1，0 表示断开，1 表示接入；故障状态 F_i 为 0 或 1，0 表示正常，1 表示故障。

控制对象为可重构电池组中的开关，动作空间为下一个决策周期的开关状态 $\boldsymbol{S}^+$：

$$\boldsymbol{S}^+ = [S_1^+, S_2^+, \cdots, S_n^+] \tag{16}$$

回报包括 4 个部分，分别为电池单体的容量均衡程度 r_1、故障电池单体隔离情况 r_2、母线电压波动 r_3 和开关动作次数 r_4：

$$r_1 = (J_{\max} - J_{\min})/J_{\mathrm{mean}} \tag{17}$$

$$r_2 = \sum_{i=1}^{n} F_i \tag{18}$$

$$r_3 = (V_{\mathrm{m}} - V_{\mathrm{r}})/V_{\mathrm{m}} \tag{19}$$

$$r_4 = \sum_{i=1}^{n} \left| S_i^+ - S_i \right| \tag{20}$$

式中：J_{max} 为当前所有电池单体剩余容量的最大值；J_{min} 为当前所有剩余容量的最小值；J_{mean} 为当前所有的平均值；V_m 为母线电压；V_r 为系统额定电压。最终的回报 r 为

$$r = a_1 r_1 + a_2 r_2 + a_3 r_3 + a_4 r_4 \tag{21}$$

式中：a_1～a_4 为各项奖励的权重，其中，a_1 和 a_4 是互斥的，增加开关动作次数可以增加电池单体的容量均衡程度，但是要牺牲机械开关的使用寿命。a_2 和 a_3 可以避免故障电池投入并使电池组工作在规定的电压范围之内，这 2 个参数在 a_1 和 a_4 满足要求后，从 0 逐渐增加绝对值进行调试。各项奖励乘以权重计算结果的数值大小差别不能过大，否则智能体将忽视权重过小的回报。

4　实验结果与讨论

4.1　实验设置

实验平台如图 7 所示，制作了一台母线电压范围为 22～32 V 的电池组样机，使用了 20 节松下 18650 型电池，采用 10 节串联，2 串并联的方式连接。其中，单体电池的额定容量为 3 200 mAh，根据母线电压的变化范围，串联电池数量可以在 7 节和 8 节间切换。使用电子负载进行放电阶段的实验，电子负载的型号为惠普 6050A。

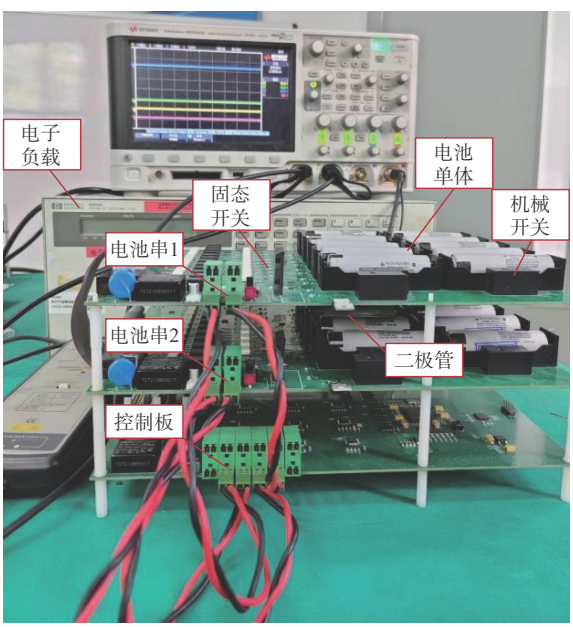


图 7　实验测试平台

Fig. 7　Experimental test platform

4.2　不同模式的切换过程

4.2.1　容量均衡/故障重构

串联电池单体间容量均衡的实验结果如图 8 所示，其切换过程如图 4 所示。图 8 中，通道 1 和通道 2 分别为 2 串电池串的电流 I_1 和 I_2，通道 3 为电池串 1 的电池单体 1 的电压 V_{BAT1}，通道 2 为电池串 1 的电池单体 2 的电压 V_{BAT2}。2 节电池单体电压的测量方法如图 3 所示。

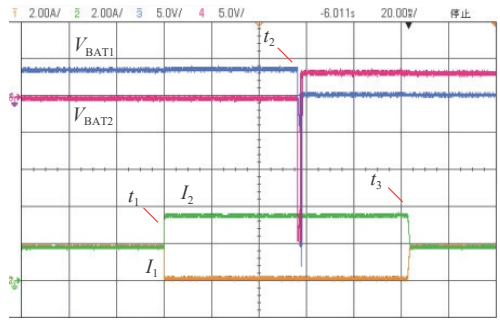


图 8　容量均衡切换过程实验

Fig. 8　Capacity balancing switching process experiment

当达到均衡的判断条件后，先开启均衡算法，选择切除和投入的电池单体，之后切换过程开始。先在 t_1 时刻断开电池串 1 支路的主开关，在 t_2 时刻旁路电池单体 1 并投入电池单体 2。在 t_3 时刻电池串 1 的支路主开关闭合，切换过程完成。

发生故障时的电池单体的切换过程如图 9 所示，在 t_1 时刻，电池单体 1 发生短路故障，t_2 时刻检测到故障并同时断开该支路的主开关和该节电池单体，之后开启电池均衡算法选择投入的电池单体，t_3 时刻投入电池单体 2，t_4 时刻重新闭合电池串 1 的主开关，故障重构完成。与串联均衡的切换过程不同的是故障重构的均衡算法是在断开主支路之后才进行的。

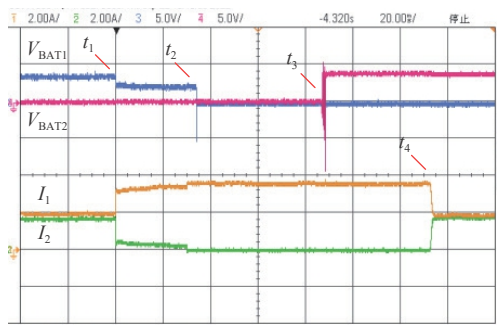


图 9　电池单体故障重构实验

Fig. 9　Fault reconstruction experiment of battery cell

4.2.2　电池组电压调节

电池组电压调节的实验结果如图 10 所示，示波器通道 1 为电池串 1 电流 I_1，通道 2 为电池串 2 电流 I_2，通道 3 为电池组电压 V_m。切换步骤如图 5 所示，为避免 2 串电池串的开关同时动作造成干扰，同时使切换步骤更为清晰，实际切换过程中，每个切换步骤分为 2 步完成，先动作电池串 1，后动作

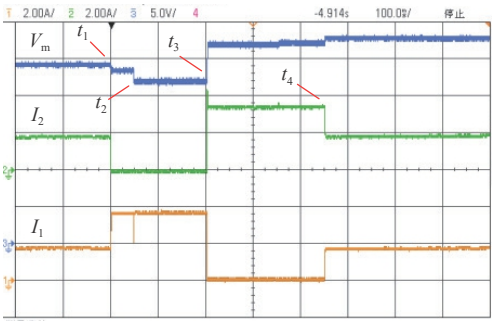


图 10 电池组电压调节实验

Fig. 10 Voltage regulation experiment of battery pack

电池串 2，每个切换步骤的时间间隔为 50 ms。

在 t_1 时刻断开电池串 2 的主开关，电池组电压有所下降，t_2 时刻断开电池串 1 主开关，放电电流从二极管流过。在 t_3 时刻电池串 2 完成串联电池数量的增加并重新投入，在 t_4 时刻电池串 1 完成串联电池数量的增加并重新投入，此时 2 串支路均增加了一节串联电池单体，电池组电压增加，放电电流略有下降。

4.2.3 电池串短路

电池串短路保护过程如图 11 所示，其中，通道 1 为电池串 1 的电流 I_1，通道 2 为电池串 2 的电流 I_2，通道 3 为负载电流 I_{load}，通道 4 为母线电压 V_m。在 t_1 时刻对电池串 2 短路，电池串 2 将无法对负载输出电流，测量值从放电变为充电；而电池串 1 不仅需要为负载供电同时需要为电池串 2 提供电流，放电电流将大大增加，在 t_2 时刻检测到故障并同时将电池串 2 切除，负载由电池串 1 继续供电。

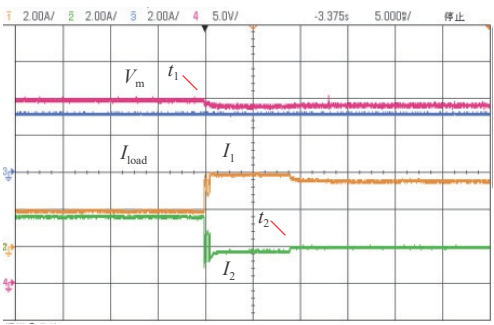


图 11 电池串短路保护实验

Fig. 11 Experiment of battery string short-circuit protection

4.3 结构与控制策略对比

不同结构使用的器件对比和损耗如表 1 所示，本文认为 MOSFET 的导通损耗为 l_1，MOSFET 寄生二极管的导通损耗为 l_2，机械开关的损耗为 l_3 ($l_2>l_1>l_3$)。由于可重构电池组的切换频率较低，忽略开关损耗。

对于 n 节串联的电池组，由表 1 可知，本文混合式可重构电池组结构所使用的开关个数远小于其他结构，损耗仅略大于常规混合式结构，具有较大的结构性优势。

表 1 不同可重构电池组的器件使用和损耗分析

Table 1 Analysis of device usage and loss of different reconfigurable battery packs

结构名称	MOSFET 数量	机械开关数量	损耗
纯固态结构(四开关式)	$4n$	0	$2nl_1$
纯固态结构(两开关式)	$2n+2$	0	$(n+2)l_1$
常规混合式结构	$4n$	$2n$	nl_3
本文混合式结构	2	n	$2l_1+nl_3$

根据第 2 节给出的计算方式和本文样机所使用的参数进行计算，不同切换方式的注意事项或参数要求如表 2 所示。其中，负载电流为 3 A，电池切换时刻电池单体电压设定为 3.5 V，根据数据手册单体电池内阻为 0.03 Ω，机械继电器释放时间为 5 ms。

表 2 不同切换过程对比

Table 2 Comparison of different switching processes

切换方式	注意事项或参数要求
同时切换	10%的电压跌落需要5 mF母线电容
分步切换	瞬时短路电流超过50 A
投入限流电阻切换	将电流差限制在6 A以内需要1 Ω电阻，电阻功率为9 W
投入二极管切换	切换过程电池承受2倍额定放电电流

由表 2 可知，本文分析的 4 种电池组电压调节方法中，从器件选型要求上看，针对本文样机的参数，前 3 种方法均不可行。投入二极管的切换方案仅需电池单体短时间承受 2 倍放电电流，这对于所选的电池型号而言完全可以接受。

4.4 可靠性分析

临近空间飞行器电池组需要将大量电池单体串联使用，较多的串联节数降低了系统的可靠性，当串联的电池组中有一节电池发生故障将不得不切除整串电池。

在本文混合开关可重构电池组架构中，单节电池发生故障时配置的开关可以将故障单体切除，即可以增加少量损耗的情况下大大增加系统的可靠性。本节对该结构的可靠度进行计算分析。

假设元件和系统寿命呈指数分布，单体器件其失效率可靠度转换式为

$$R(t)=\mathrm{e}^{-\lambda t} \tag{22}$$

式中：λ 为失效率，计算中只考虑电池、固态开关(MOSFET)、机械开关(单刀双掷开关)和二极管这些主要器件的可靠性。不同器件的详细计算式参考文献 [27]，见附录 A。

可靠度按使用一年时间计算, 其中, 电池单体的可靠度 R_{BAT} 为 0.994 1, MOSFET 的可靠度 R_M 为 0.999 7, 单刀双掷机械继电器的可靠度 R_S 为 0.998 8, 二极管的可靠度 R_D 为 1。

串联电池串的可靠度模型如图 12 所示, 其可靠度计算式为

$$R(t)=\prod_{i=1}^{n}R_i(t) \tag{23}$$

图 12　串联电池组可靠度模型

Fig. 12　Reliability model of battery packs connected in series

对于本文混合开关可重构电池组结构, 其可靠度分为 2 部分, 第 1 部分为单刀双掷开关、主支路开关的 MOSFET 和二极管及控制其投入切除的 MOSFET, 这些单元的可靠性结构为串联模型; 第 2 部分为冗余电池的串联电池组, 每个电池单体之间采用 k/n(G) 备用形式,也称为 n 中取 k 表决系统, 表示含有 n 个单元模块的子系统中有 k 个及以上正常工作时, 系统就可以正常工作[28], 当支路中故障的电池数量超过 n-k 个时, 该支路必须完全切除。可靠度模型的计算式为

$$R_{n,k}(t)=\sum_{i=k}^{n}\left[C_n^iR^i(t)(1-R(t))^{n-i}\right] \tag{24}$$

本文结构的可靠度模型如图 13 所示。

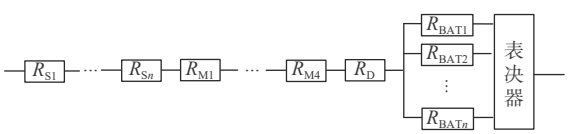


图 13　本文结构的可靠度模型

Fig. 13　Reliability model of the proposed structure

不同串联节数和冗余数量的电池串的可靠度计算结果如图 14 所示。随着串联电池节数增加, 电池串的可靠度不断下降, 当串联节数超过 20 节时, 可靠度低于 0.9。通过使用本文结构增加一定的冗余电池可以大大提升可靠度, 在相同的串联电池数下, 可靠度随着冗余电池数的增加而增加。对于 40 节串联的电池串, 其基本可靠度为 0. 789 2, 当有 1 节冗余电池时可靠度可以增加 0.141 3, 当有 3 节冗余电池时可靠度可以增加 0.163 5。从图 14 中还可以看出, 当冗余电池节数超过 3 节后串联电池串的可靠度几乎不再提升。

4.5　系统质量分析

增加冗余电池提升电池组可靠度的同时还会增加系统的体积和质量, 所以冗余电池的数量并非越多越好, 在设计时需要综合考虑电池组的可靠度

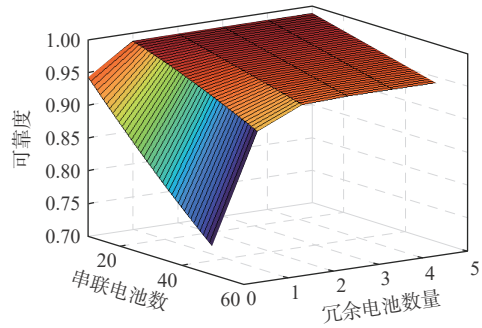


图 14　不同串联节数和冗余电池数量的电池组可靠度

Fig. 14　Reliability of battery pack with different number of series-connected cells and redundant cells

要求、系统体积和质量。使用可重构电池组架构, 可以省去传统电池组管理电路中的保险丝和均衡电路。本文不考虑电池组中其他的机械和电气元件, 只计算增加的机械继电器和冗余电池对电池组质量的影响。

3 200 mAh 的 18650 型电池单体的质量约为 50 g, 欧姆龙 G6C 系列的功率继电器质量约为 5.6 g, 电池组的可靠度与质量的关系如图 15 所示。其中, 横坐标为增加不同数量的开关和冗余电池后的电池组与没有冗余电池的电池组的质量比, 纵坐标为系统的可靠度。分别计算了 10 节、20 节、30 节和 40 节电池单体组成的电池串在增加机械开关和冗余电池后的重量和可靠度的关系。从图中可以看出, 一个机械开关的质量仅占电池单体质量的 11.2%。增加的冗余电池单体虽然会增加系统的质量, 但同时提升了电池组的容量。对于 10 节串联的电池串, 电池组配置机械开关并增加 1 节冗余电池, 质量将增加至原先的 1.13 倍, 可靠度可以从 0.931 提升至 0.986, 使用容量也增加了 10%。对于 40 节串联的电池串, 增加一节电池单体和 41 个机械开关增加了 11.66% 的质量, 可以提升 24% 的可靠度和一节电池的使用容量。

在实际的应用中, 电池组还需要很多额外的机

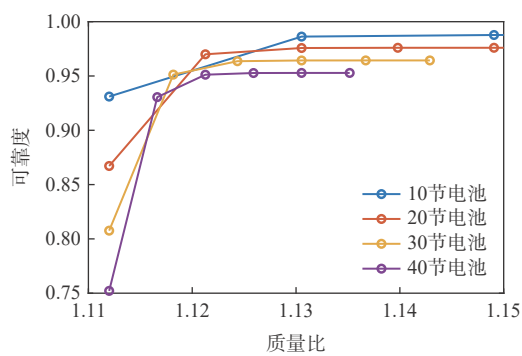


图 15　电池组可靠度和系统质量的关系

Fig. 15　Relationship between reliability of battery pack and system weight

械和电气部件，使用本文结构所增加的质量占比要远小于图 15 的计算结果。

5 结 论

本文针对临近空间飞行器电池组大量电池单体串联造成可靠性较低的问题，提出一种基于混合开关的可重构电池组架构，以满足系统高效、可靠的供电需求。主要结论如下。

1）本文结构在几乎不增加损耗的情况下可以精确控制所有电池单体，增加电池组的可重构程度。相较于纯固态开关结构和常规的混合开关结构，本文结构每节电池单体只需要配置一个开关，减少了所需使用的开关器件的数量。

2）本文提出基于混合开关的可重构电池组架构的切换方法，包括电池单体的容量均衡和故障重构。设计基于二极管的防短路电路实现了混合开关可重构电池组调节电压的功能，并给出切换过程。

3）本文结构相较于传统电池组省去了均衡电路和保险丝，只需要增加少量的机械开关和冗余电池。对于多节电池串联的电池串，增加较少的质量即可以显著提升电池串的可靠度。

参考文献（References）

[1] 高阳, 徐国宁, 王生, 等. 平流层飞艇能源系统建模与小信号稳定性分析[J]. 太阳能学报, 2022, 43(8): 50-57.
GAO Y, XU G N, WANG S, et al. Modeling and small signal stability analysis of stratospheric airship energy system[J]. Acta Energiae Solaris Sinica, 2022, 43(8): 50-57(in Chinese).

[2] 刘乾石, 徐国宁, 李兆杰, 等. 长航时高空科学气球能量平衡分析与优化[J]. 太阳能学报, 2021, 42(5): 276-285.
LIU Q S, XU G N, LI Z J, et al. Energy balance analysis and optimization of long-tern high altitude scientific balloon[J]. Acta Energiae Solaris Sinica, 2021, 42(5): 276-285(in Chinese).

[3] 赵新路, 杨希祥, 侯中喜, 等. 平流层飞艇再生能源能量平衡的关键技术分析研究[J]. 科学技术与工程, 2016, 16(30): 85-91.
ZHAO X L, YANG X X, HOU Z X, et al. Pivotal technology analysis of stratospheric airship based on energy balance in regenerative energy system[J]. Science Technology and Engineering, 2016, 16(30): 85-91(in Chinese).

[4] 林晓辉, 陆翀, 张兴浩, 等. 临近空间飞艇电源系统新型拓扑结构研究[J]. 航天器工程, 2014, 23(6): 41-46.
LIN X H, LU C, ZHANG X H, et al. Study of new topology of electrical power system used on near space airship[J]. Spacecraft Engineering, 2014, 23(6): 41-46(in Chinese).

[5] XU J, MEI X S, WANG J P. A high power low-cost balancing system for battery strings[J]. Energy Procedia, 2019, 158: 2948-2953.

[6] KIM M Y, KIM C H, KIM J H, et al. A chain structure of switched capacitor for improved cell balancing speed of lithium-ion batteries[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2014, 61(8): 3989-3999.

[7] 林鸿业, 康龙云, 卢楚生, 等. 基于电感储能的新型锂离子电池组 C2C 均衡电路[J]. 电力电子技术, 2020, 54(7): 39-41.
LIN H Y, KANG L Y, LU C S, et al. A novel lithium-ion battery pack C2C equalization circuit based on inductive energy storage[J]. Power Electronics, 2020, 54(7): 39-41(in Chinese).

[8] 叶凌云, 朱幸, 黄添添, 等. 变压器分立的动力电池组主动均衡技术研究[J]. 仪器仪表学报, 2018, 39(7): 83-91.
YE L Y, ZHU X, HUANG T T, et al. Research on active balance technology of power battery pack based on multi-transformer method[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2018, 39(7): 83-91 (in Chinese).

[9] 张宇, 白伟, 史砚磊, 等. 基于热失控风险指数的锂电池安全评价方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(5): 912-918.
ZHANG Y, BAI W, SHI Y L, et al. Evaluation method of lithium battery safety based on thermal runaway risk index[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(5): 912-918(in Chinese).

[10] 王子毅, 朱承治, 周杨林, 等. 基于动态可重构电池网络的 OCV-SOC 在线估计[J]. 中国电机工程学报, 2022, 42(8): 2919-2929.
WANG Z Y, ZHU C Z, ZHOU Y L, et al. OCV-SOC estimation based on dynamic reconfigurable battery network[J]. Proceedings of the CSEE, 2022, 42(8): 2919-2929(in Chinese).

[11] MANENTI A, ABBA A, MERATI A, et al. A new BMS architecture based on cell redundancy[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2011, 58(9): 4314-4322.

[12] KERSTEN A, KUDER M, HAN W J, et al. Online and on-board battery impedance estimation of battery cells, modules or packs in a reconfigurable battery system or multilevel inverter[C]//Proceedings of the 46th Annual Conference of the IEEE Industrial Electronics Society. Piscataway: IEEE Press, 2020: 1884-1891.

[13] KIM T, QIAO W, QU L Y. Power electronics-enabled self-X multicell batteries: a design toward smart batteries[J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2012, 27(11): 4723-4733.

[14] CI S, ZHANG J C, SHARIF H, et al. A novel design of adaptive reconfigurable multicell battery for power-aware embedded networked sensing systems[C]//Proceedings of the IEEE Global Telecommunications Conference. Piscataway: IEEE Press, 2007: 1043-1047.

[15] GUNLU G. Dynamically reconfigurable independent cellular switching circuits for managing battery modules[J]. IEEE Transactions on Energy Conversion, 2017, 32(1): 194-201.

[16] 廖力, 纪锋, 吴铁洲, 等. 采用附加电源的均衡电路与容量自均衡方法[J]. 电测与仪表, 2020, 57(7): 48-53.
LIAO L, JI F, WU T Z, et al. Equalization circuit with additional power supply and capacity self-balancing method[J]. Electrical Measurement & Instrumentation, 2020, 57(7): 48-53(in Chinese).

[17] 王友仁, 黄薛, 耿星, 等. 容错航空蓄电池电源及其均衡管理[J]. 航空学报, 2018, 39(5): 321722.
WANG Y R, HUANG X, GENG X, et al. Fault-tolerant battery power supply for aircraft and its active equalization management[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(5): 321722(in Chinese).

[18] JI F, LIAO L, WU T Z, et al. Self-reconfiguration batteries with stable voltage during the full cycle without the DC-DC converter[J]. Journal of Energy Storage, 2020, 28: 101213.

[19] CI S, LIN N, WU D L. Reconfigurable battery techniques and systems: a survey[J]. IEEE Access, 2016, 4: 1175-1189.

[20] HAN W J, WIK T, KERSTEN A, et al. Next-generation battery management systems: dynamic reconfiguration[J]. IEEE Industrial Electronics Magazine, 2020, 14(4): 20-31.

[21] CUI H Y, WEI Z B, HE H W, et al. Novel reconfigurable topology-enabled hierarchical equalization of lithium-ion battery for maximum capacity utilization[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2023, 70(1): 396-406.

[22] HUANG X R, SUI X, STROE D I, et al. A review of management architectures and balancing strategies in smart batteries[C]//Proceedings of the 45th Annual Conference of the IEEE Industrial Electronics Society. Piscataway: IEEE Press, 2019: 5909-5914.

[23] TASHAKOR N, ARABSALMANABADI B, NASERI F, et al. Low-cost parameter estimation approach for modular converters and reconfigurable battery systems using dual Kalman filter[J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2022, 37(6): 6323-6334.

[24] 王莹, 严晓, 林文魁, 等. 具备冗余单元的电池组放电效率研究[J]. 电源技术, 2018, 42(12): 1832-1834.
WANG Y, YAN X, LIN W K, et al. Research on discharge efficiency of battery pack with redundant cells[J]. Chinese Journal of Power Sources, 2018, 42(12): 1832-1834(in Chinese).

[25] 李结胜. 高效高精度电池管理系统的设计和开发[D]. 武汉: 华中科技大学, 2019.
LI J S. Design and development of high efficiency and high precision battery management system[D]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology, 2019(in Chinese).

[26] 叶泽雨, 尹靖元, 师长立, 等. 基于多智能体强化学习的可重构电池组串并联均衡方法[J]. 实验技术与管理, 2022, 39(6): 68-72.
YE Z Y, YIN J Y, SHI C L, et al. Reconfigurable battery series and parallel equalization method based on multi agent reinforcement learning[J]. Experimental Technology and Management, 2022, 39(6): 68-72(in Chinese).

[27] 中国人民解放军总装备部. 电子设备可靠性预计手册: GJB/Z 299C—2006[S]. 北京: 中国人民解放军总装备部, 2006.
General Armaments Department of the People's Libe. Reliability prediction handbook for electronicequipment: GJB/Z 299C—2006 [S]. Beijing: General Armaments Department of the People's Libe , 2006(in Chinese).

[28] 程林, 万宇翔, 周杨林, 等. MMC 型电力电子变压器运行可靠性分析及其应用[J]. 电网技术, 2022, 46(3): 1073-1083.
CHENG L, WAN Y X, ZHOU Y L, et al. Operational reliability analysis and application of MMC power electronic transformers[J]. Power System Technology, 2022, 46(3): 1073-1083(in Chinese).

附录 A:

所有器件的可靠性计算如下, 所有器件的电应力比均取 0.2, 温度取 55 ℃, 质量等级按照民用产品的最高等级, 环境类别为地面良好。

电池的工作失效率预计模型:

$$\lambda_p = \lambda_b \pi_E \pi_Q \tag{A1}$$

式中: λ_p 为工作失效率, 单位为 10^{-6}/h; λ_b 为基本失效率, 单位为 10^{-6}/h, 其中锂电池为 1.5; π_E 为环境系数, 取 1.0; π_Q 为质量等级, 取 0.45。

机电继电器的工作失效率预计模型:

$$\lambda_p = \lambda_b \pi_E \pi_Q \pi_{C1} \pi_{CYC} \pi_r \pi_A \pi_C \tag{A2}$$

式中: λ_b 取 0.087 2; π_E 为环境系数, 环境为 G_B, 取 1.0; π_Q 为质量等级, 质量等级为 A_2, 取 0.3。π_{C1} 为触电形式系数, 1 刀双掷取 1.7。π_{CYC} 为动作速率系数, 动作速率 f 为 10 次/h, π_{CYC} 为 1。π_r 为额定负载系数, 触电负载额定值 (I/A) 取 1.0($1<I<10$)。π_A 为应用系数, 通用型为 0.94; π_C 为结构系数, 为磁保持式, 取 3.2。

硅场效应晶体管的工作失效率预计模型:

$$\lambda_p = \lambda_b \pi_E \pi_Q \pi_A \pi_C \pi_K \pi_r \tag{A3}$$

式中: λ_b 取 0.151; π_E 取 1.0, 环境为 G_B, π_Q 取 0.2, 质量等级为 A_5, 开关应用 π_A 取 0.70; 单管 π_C 取 1.0; π_K 为种类系数, 硅场效应晶体管的类型取 1.0; π_r 为额定功率系数, 其中额定功率表示为 P/W, 取 1.5 ($1<P\leqslant 5$)。

普通二极管的工作失效率预计模型:

$$\lambda_p = \lambda_b \pi_E \pi_Q \pi_\tau \pi_A \pi_{S_2} \pi_C \tag{A4}$$

式中: λ_b 取 0.023; π_E 取 1.0, 环境为 G_B; π_Q 取 0.2 质量等级, 质量等级为 A_5; π_r 取 2.0(额定电流 $3<I\leqslant 10$); 电源整流 π_A 取 1.5; π_A 取 0.2, 电压力≤0.3; π_C 取 1.0, 接触结构为冶金键合。

Series-parallel topology of reconfigurable battery pack based on hybrid switching devices

YE Zeyu[1, 2], YIN Jingyuan[1, 2, *], ZHANG Tongshuo[1], SHI Changli[1, 2], WEI Tongzhen[1, 2]

(1. Institute of Electrical Engineering, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100090, China;
2. School of Electronic, Electrical and Communication Engineering, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: Near-space vehicles require battery packs composed of a large number of cells connected in series and parallel. The failure of battery cells can seriously affect the performance of the battery pack and may cause the propagation of the failure. By configuring power electronic switches in the battery pack, cells or certain sections of them can be reconfigured, enabling fault battery isolation and capacity balance between batteries. In order to achieve high efficiency and reliability of power supply, a reconfigurable battery pack based on a hybrid switch was proposed. First, fast-response power electronic devices were used to isolate the battery string, and mechanical relays were used to control the insert and removal of a battery cell. Then, a battery switching strategy based on a hybrid switching device structure was proposed, incorporating a diode-assisted bus voltage regulation method. At last, a prototype of a hybrid-switch-based reconfigurable battery pack with 10-series, 2-parallel connections was built, and a reconstruction experiment under discharge conditions was carried out. The experimental results show that the proposed structure can realize battery balancing, fault isolation, and bus voltage regulation through switching devices. Analyses of loss, reliability, and weight show that the structure can manage cells with minimal additional system loss and weight, improving overall battery pack reliability.

Keywords: battery management; reconfigurable battery pack; hybrid switch; fault reconstruction; reliability; balance of battery capacity

Received: 2022-10-30; **Accepted**: 2023-02-23; **Published Online**: 2024-11-07 09:28

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20241106.1525.005

Foundation items: National Key Research and Development Project of China (2021YFB2601602); Scientific Research Fund of Institute of Electrical Engineering, CAS (E155610201); Youth Innovation Promotion Association, CAS (2020144)

* **Corresponding author**. E-mail: yinjingyuan@mail.iee.ac.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0938

面向空间应用的先进钙钛矿光伏技术

周斌[1]，屈铎[1]，杨晓宇[2]，孔华[3]，涂用广[1,*]，徐国宁[3,4]

(1. 西北工业大学 柔性电子研究院 柔性电子前沿基础科学中心，西安 710072；2. 利亚德光电股份有限公司智能显示研究院，北京 100091；3. 中国科学院空天信息与创新研究院，北京 100094；4. 中国科学院大学，北京 100094)

摘　　要：针对空间极端环境对太阳能电池高性能、高能质比和长期稳定性的需求，旨在研究金属卤化物钙钛矿太阳能电池的空间应用潜力与技术进展。从临近空间强辐射、高真空和宽域温度循环等极端环境出发，分析提出太阳能电池的空间应用需具备高性能、高能质比和长期稳定性的要求。基于钙钛矿太阳能电池的结构特点，总结其在高效率、大面积、稳定性、柔性化方面的技术发展与产业化进程，重点讨论分析了钙钛矿太阳能电池的耐辐射性能和空间飞行试验。结果表明：先进钙钛矿光伏技术展现出解决未来空间应用供能需求的巨大潜力，也面临着一些实际挑战。

关 键 词：空间；钙钛矿；太阳能电池；环境耐受性；柔性结构；辐射效应；空间飞行

中图分类号：V419^{+}.2; V442; TM914.4

文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2025)08-2685-16

随着科学技术的进步，人类的发展不再局限于地面，而是不断向宇宙空间推进。中国《“十四五”规划和2035年远景目标纲要》明确提出加强原创性引领性科技攻关，瞄准“空天科技”等前沿领域，实施一批具有前瞻性、战略性的国家重大科技项目。作为空间资源的重要组成部分，临近空间独特的空间位置使其在空间科学研究中具有特殊的战略地位，成为人类认知地球空间的新领域，逐渐发展为国际高新技术领域的研究热点，也是中国重点发展的领域之一。

临近空间是指距地面20～100 km的空域，处于传统航空器的最高飞行高度和卫星的最低轨道之间[1]。开发利用临近空间可实现在通信保障、侦察预警、实时监控、远程打击等方面的科技、军事及民用价值。由于临近空间特殊的环境和位置，临近空间飞行器的材料与结构、飞行所需动力能源及浮空平衡技术，都是临近空间飞行器发展面临的关键性问题。其中，能源技术是目前亟需解决的技术瓶颈之一，其密切关系到飞行器的平稳运行及持久飞行作业。

太阳能电池技术是解决临近空间飞行器能源瓶颈的一个重要途径。太阳能电池技术是利用光吸收半导体材料将光能转换成电能的技术。硅基太阳能电池是目前最常用的光电转换装置，其具有较高的光电转换效率及较长的工作寿命，现已成功应用于临近空间飞行器。然而，传统硅基太阳能电池在临近空间飞行器上的应用也存在着诸多限制。例如，在柔性基底上制备高效硅基太阳能电池还存在技术瓶颈，制约了其在临近空间飞行器弯曲机体表面的应用。此外，硅基太阳能电池的能质比(单位质量所产生的能量)较低，基于此类能源装置的自重过大，限制了飞行器所能携带的最大有效载荷，进而制约了临近空间飞行器技术的发展。

近年来，基于金属卤化物钙钛矿 (metal halide perovskites, MHPs) 半导体的钙钛矿太阳能电池迅速崛起，其光电转换效率从3.8%[2]提升到25.7%[3]，一举超过多晶硅太阳能电池，成为最具应用潜力的可再生能源技术之一。截至目前，世界范围内已经

收稿日期：2022-11-22；**录用日期**：2023-02-11；**网络出版时间**：2023-04-10 15:50
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230410.1130.001
基金项目：国家自然科学基金 (62004165)
* **通信作者**. E-mail：iamygtu@nwpu.edu.cn

引用格式：*周斌，屈铎，杨晓宇，等. 面向空间应用的先进钙钛矿光伏技术 [J]. 北京航空航天大学学报，2025，51（8）：2685-2700.*
ZHOU B，QU D，YANG X Y，et al. Advanced perovskite photovoltaic technology for space applications [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51（8）：2685-2700 （in Chinese）.

开展了钙钛矿太阳能电池面向空间/临近空间的应用研究[4]。本文将从临近空间极端环境及对空间光伏技术的要求、钙钛矿太阳能电池的结构特点和技术发展、钙钛矿太阳能电池的耐粒子辐射性能和真实环境下的外场飞行试验等几个方面介绍面向临近空间应用的新型钙钛矿光伏技术。

1 临近空间极端环境简介

人类发明了各种航天器来探索宇宙空间，如图 1 所示。这些航天器中的绝大多数都使用空间太阳能电池将太阳能转化为电能，为航天器提供持续的能源供应以保持其正常运行。与人类生活的地面环境相比，宇宙空间环境非常恶劣。其中，包括超高真空和极端温度，还包含着多种高能带电粒子和宇宙射线等。空间环境的这些物理和化学特性，将直接影响到航天器的在轨运行。这就要求为航天器提供能源供给的空间太阳能电池必须满足空间应用的特定需求。

图 1 空间中的航天器[4]

Fig. 1 Spacecrafts in space[4]

1.1 空间环境的特点

1.1.1 强辐射

强辐射是空间环境的明显特征之一，其主要来自宇宙射线和辐射带。如图 2 所示，太空中的辐射主要包括伽马射线、X 射线、β 射线、紫外线、质子、中子、电子等[5-7]。这些看不见的高能带电粒子和射线，不仅会对航天器和宇航员都构成极大的威胁，而且会对半导体材料造成损害。当高能带电粒子与材料相互作用时，其会在材料中释放和转移自己的动量和能量。通过电离和原子取代，导致被辐射物体的内部分子结构产生缺陷。如果被辐射的物体是航天器，则可能导致航天器上各种材料的加速退化和电子设备的性能下降。如太阳能电池的输出功率会降低，各种半导体器件的性能指标下降甚至损坏。因此，其被称为“无影杀手”，是人类空间活动需要重点关注的空间环境因素。

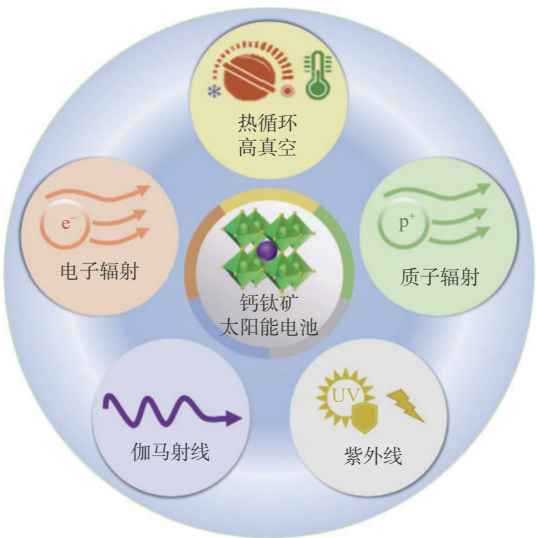


图 2 影响钙钛矿太阳能电池的空间环境因素[4]

Fig. 2 Spatial environmental factors affecting perovskite solar cells[4]

此外，由于缺乏大气散射和吸收，太阳光中含有更多的紫外线，最终导致具有更高的辐射强度（136.7 mW/cm^2）的大气质量（air mass, AM）0 太阳光谱[8]。紫外线（ultraviolet, UV）辐射在 AM 0 太阳光谱中占比更大，已经认识到钙钛矿材料会在 UV 辐射下发生劣化，这是因为氧化物半导体（如氧化钛（titanium oxide, TiO_2），氧化锌（zinc oxide, ZnO）及氧化锡（tin oxide, SnO_2）等）受到 UV 辐射时会发生光催化反应，特别是当包含有机组分时。目前，实验室中大多数太阳能电池的光电转换效率通常基于 AM 1.5 光谱，而在地球外太阳光谱下对电池进行的测试要少得多。由于 AM 0 光谱含有更多的红外和紫外区域，太阳能电池对于这些区域的光谱响应度非常低[9]，最终导致在 AM 0 光谱下测得的空间太阳能电池的效率低于 AM 1.5 光谱。

1.1.2 高真空和宽域温度循环

空间环境的另一个明显特征是超高真空。大气压力随着与地面距离的增加而逐渐降低，在近地轨道上，大气非常稀薄。如国际空间站所在空间的大气压力约为 10^{-5}～10^{-6} Pa。由于缺乏大气对辐射

的阻挡, 航天器完全暴露在粒子和射线辐射下。同时, 由于缺乏用于传热和散热的大气[10], 在阳光直射下的航天器温度可能高达 100～130 ℃, 而在没有阳光的情况下, 温度将低于−200～−150 ℃。如果与国际空间站一起绕地球运行, 意味着空间太阳能电池板将承受每 45 min 中 100～100 ℃ 的温度循环[10]。在高真空环境中, 航天器只能通过不同组件之间的传导及航天器与周围环境之间的辐射来交换热量。因此, 航天器及其附件将承受宽域的温度波动。在宽域的温度循环内, 对于钙钛重要组成部分。太阳能电池的空间应用需要满足许多严格的要求, 如高性能、高能质比和长期稳定性, 如图 3 所示。

(a)空间太阳能电池的具体要求　　(b) 硅太阳能电池和钙钛矿太阳能电池的比较

图 3　空间光伏技术的具体要求[4]

Fig. 3　Specific requirements of space photovoltaic technology [4]

迄今为止, 钙钛矿光伏已经获得了出色的光电转换效率。面向空间/临近空间应用, 其必须在空间环境中跨越较大范围的温度和阳光强度。此外, 其需要对太空中的高能带电粒子和射线造成的辐射损伤具有良好的耐受性, 尤其是在地球周围的自然辐射带中。强烈的紫外线辐射会损害半导体材料, 导致输出性能持续下降[11]。结合这些特殊的操作要求, 钙钛矿电池在暴露于恶劣的太空环境中时必须具有高性能。

空间太阳能电池受到高能带电粒子或射线辐射的影响, 导致输出性能严重下降。为防止这种情况, 需要一层薄薄的保护层(如厚达数百微米的特殊玻璃)来屏蔽辐射, 这不可避免地增加了负载重量。因此, 高能质比是空间太阳能电池的首要问题。迄今为止, 硅空间太阳能电池具有较厚的光吸收层, 并且能质比小于 1 W/g。实验室最先进的Ⅲ-Ⅴ族三结磷化铟镓(indium gallium phosphide, InGaP)/砷化镓 (gallium arsenide, GaAs)/砷化铟镓(indium gallium arsenide, GaInAs)薄膜太阳能电池能质比超过 3 W/ g, 但强烈依赖于贵重的材料和能源密集型制造技术[12]。获取能质比最大化的一种方法是开发具有轻质的柔性钙钛矿电池, 其用柔性薄衬底(如聚合物薄膜)代替玻璃。柔性钙钛矿电池显示出 23 W/g 的能质比[13],比晶硅或 GaAs 太阳能电池提高 10 多倍。此外, 这也为空间太阳能电池提供了灵活性和赋形性, 该类太阳能电池可以适应任何类型的形状并且易于在空间中部署。

与硅电池相比, 钙钛矿电池具有独特的优点, 如溶液可加工性和柔韧性。但是最大的区别是硅电池的寿命可以超过 20 年, 而钙钛矿电池的稳定性则需要进一步提升。除高性能和高能质比外, 钙钛矿电池还必须具有长期稳定性。由于在空间中很难更换或维修太阳能电池, 所以钙钛矿电池必须具备长期稳定性。结合以上运行条件, 太阳能电池必须坚固耐用且高度可靠, 以承受发射过程中的严重机械应力。这些因素决定了用于空间电池的材料和制造方法, 必须通过详细的在线检查和测试及验证环境稳定性来确保一致的高产量和可靠性[14]。

2　钙钛矿太阳能电池

2.1　钙钛矿材料结构特点

传统的有机无机杂化钙钛矿代表典型的具有通式 ABX_3 的三维 (three dimensional, 3D) 钙钛矿, 其中, A 是单价阳离子(如甲脒阳离子 (formamidine cationic, FA^+)、甲铵阳离子 (methylammonium cation, MA^+) 或铯离子(cesium ion, Cs^+), B 是二价金属阳离子(如铅离子(lead ion, Pb^{2+})、亚锡离子 (stannous ion, Sn^{2+})或锗离子 (germanium ion, Ge^{2+})), 而 X 是一价卤素阴离子(如碘离子 (iodine ion, I^-)、溴离子 (bromide ion, Br^-) 或氯离子 (chloride ion, Cl^-))[15]。在理想的立方结构中, B 阳离子具有 6 个配位 (BX_6 八面体单元), A 位电荷平衡离子占据的笼格由 AX_{12} 八面体网络内的 12 个卤化物原子产生, 如

图 4 所示。

人们普遍认为，Goldschmidt 公差系数 $\tau=(r_A+r_X)/(\sqrt{2}(r_B+r_X))$和八面体系数 $\mu=r_B/r_X$（其中，r_A、r_B、r_X 为相应离子的半径）为评价 3D 钙钛矿结构的形成和稳定性提供了经验规律。3D 钙钛矿相的 τ 范围通常在 0.8～1.0 之间，如图 5 所示，图中，Cs 表示铯离子，MA 表示甲胺离子，FA 表示甲脒离子，DMA 表示二甲胺离子，EA 表示乙胺离子，GA 表示胍离子，AA 表示乙酰胺离子。

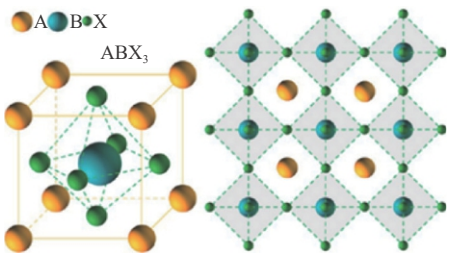


图 4 钙钛矿晶体结构的示意图[16]

Fig. 4 Schematic diagram of the perovskite crystal structure[16]

而几何稳 3D 钙钛矿相的理想 μ 范围大致在 0.44～0.90 之间[17]。然而，Goldschmidt 容忍因子的准确性不足，尤其是对于含有较重卤化物的化合物（如双钙钛矿）而言。

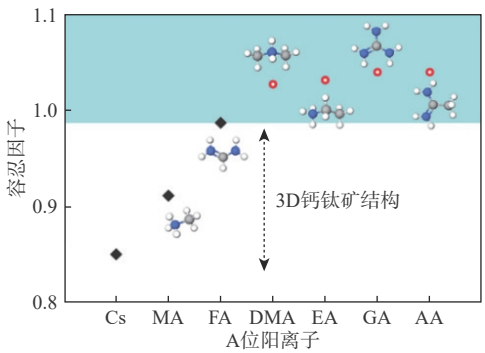


图 5 钙钛矿的 Goldschmidt 容忍因子[18]

Fig. 5 Goldschmidt tolerance factor for perovskite [18]

新的公差因子 $\tau=1/\mu-n_A\left(n_A-\frac{r_A/r_B}{\ln(r_A/r_B)}\right)$（其中，$n_A$ 为 A 的氧化态）已被 Bartel 等提出用于更准确的预测，以扩展经典的 Goldschmidt 公式，其中，额外考虑了 A 位阳离子的氧化态[19]。使用 τ 可以更好地预测单钙钛矿和双钙钛矿的稳定性。根据该公式，MHPs 的 τ 和 μ 值的范围分别为 $3.31<\tau<5.92$ 和 $0.414<\mu<0.732$。

当在 A 位置插入较大尺寸的有机阳离子（如 DMA、EA、GA 和 AA）时，基于 Goldschmidt 公式，公差系数 τ 将偏离超过 1[20]。因此，MHPs 的 3D 结构无法维持，将形成 2D 晶体结构。根据大型 A 位阳离子的特征，具有 2D 结构的 MHPs 可以进一步分为 3 个钙钛矿相：鲁德尔斯登-普珀 (Ruddlesden-Popper, R-P) 相、迪翁-雅各布森（Dion-Jacobson, D-J）相和层间空间中的交替阳离子（Alternating Cation, ACI）相。在 2D 结构的 MHPs 中，BX_6 八面体层之间的化学键被打开，大尺寸的有机阳离子通过分子间力（范德华力）连接 2 个相邻的八面体。对于 R-P 相，结构式为 $A_2'BX_4$（$n=1$），其中，A′表示较大的一价有机阳离子间隔物；D-J 相的结构式为 $A''BX_4$（$n=1$），其中，A″ 表示大的二价有机阳离子间隔物。R-P 相和 D-J 相之间的差异源于大 A 位阳离子上的胺基数，如图 6 所示[21]。

对于 R-P 相，金属卤化物片通常横向偏移一半八面体单元，在有机双层中形成相对单铵阳离子之间的松散空间，通常称为范德瓦尔斯（van der Walls）间隙。相反，对于 D-J 相，每个有机阳离子可以同时连接 2 个相邻的无机层，并表现出较小的层间距离和较低的结构畸变[22]。ACI 相是一种新型的 2D 结构，其基于层间空间中的 2 种阳离子，采用公式 $A'A''BX_4$（$n=1$）[23]。如 $(GA)(MA)_nPb_nI_{3n+1}$，作为一种 ACI 型 2D 钙钛矿，通过层间空间中 2 个不同的小阳离子（GA 和 MA）的排序来稳定，这导致与 R-P 和 D-J 相相比，$[Pb_nI_{3n+1}]$ 层接触更紧密，物理性质也不同[24]。

2.2 钙钛矿太阳能电池的结构

如图 7 所示，介孔结构钙钛矿太阳能电池是基于染料敏化太阳能电池（dye-sensitized solar cells, DSSCs）发展起来的。

钙钛矿结构纳米晶附着在介孔结构的氧化物（如 TiO_2）骨架材料上，空穴传输材料沉积在其表面。在这种结构中，介孔氧化物既是骨架材料，也能起到传输电子的作用。平面异质结太阳能电池又分为 n-i-p 和 p-i-n 型，如图 7 所示，图中，HTM 为

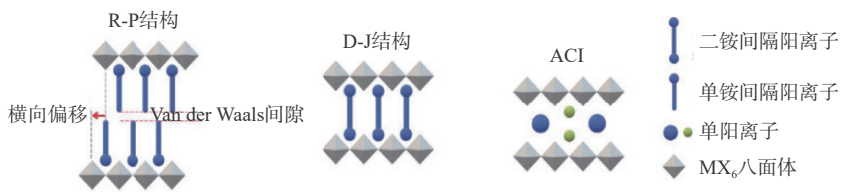


图 6 层状钙钛矿的示意图[22]

Fig. 6 Schematic representation of layered perovskite [22]

(a) 介孔　(b) 平面n-i-p (正式) 结构　(c) 平面p-i-n (倒置) 结构

图 7　钙钛矿太阳能电池的器件结构[25]

Fig. 7　Device structures of perovskite solar cells[25]

空穴传输层, ETM 为电子传输层, FTO 为氟掺杂氧化锡, ITO 为氧化铟锡。相较介孔结构, 使用平面结构的钙钛矿太阳能电池由于其低温可加工性而适合柔性器件的制备。

3　钙钛矿太阳能电池的发展

3.1　高 效 率

钙钛矿材料凭借其优异的光电特性, 如宽光谱范围内的光响应、0.1～1 μm 范围内的长扩散长度、可调节的带隙宽度、高载流子输运动力学和低激子结合能。用其制备的钙钛矿太阳能电池因其不断提高的光电转换效率而引起了极大的关注。

2009 年, Kojima 等将钙钛矿材料应用到太阳能电池中[26]。他们使用钙钛矿量子点来代替染料敏化太阳能电池中的染料分子, 但器件效率仅有 3.81%, 并且钙钛矿材料在液体电解质中极不稳定。Kim 等制造了一个固态钙钛矿敏化太阳能电池, 获得了 9.7% 的效率、500 h 的稳定性[27]。2021 年, 在钙钛矿和电子传输层之间形成晶体 $FASnCl_2$ 相作为原子相干夹层, 减少 N 型界面电荷复合损失和接触电阻, 使得器件效率提升至 25.7%[28]。众多研究人员在提高器件的工作效率和稳定性付出了巨大的努力, 如图 8 所示。

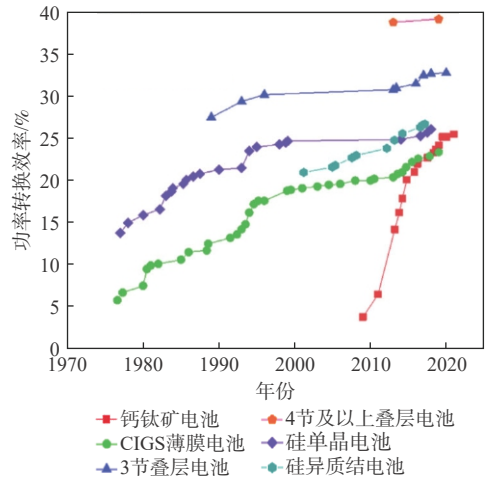


图 8　光伏技术的发展历程[29]

Fig. 8　Evolution of photovoltaic technologies [29]

3.2　稳 定 性

阻碍钙钛矿太阳能电池产业化进程的主要挑战就是器件稳定性问题。外部因素有光照、水氧、温度等。内部因素有相分离、界面缺陷等。太阳能电池在实际应用中需要应对各种天气条件, 其中, 温度和湿度是至关重要的因素。在国际电工委员会标准中, 热循环、湿热稳定性测试与这 2 个因素密切相关。来自大气环境条件的水和氧分子可以与卤化物钙钛矿反应并加速其分解, 如图 9[30] 所示, 具体是 MA^+ 和水形成氢键, 削弱 MA^+ 和 Pb-I 八面体之间的原始键, 导致结构稳定降低, 从而发生降解。

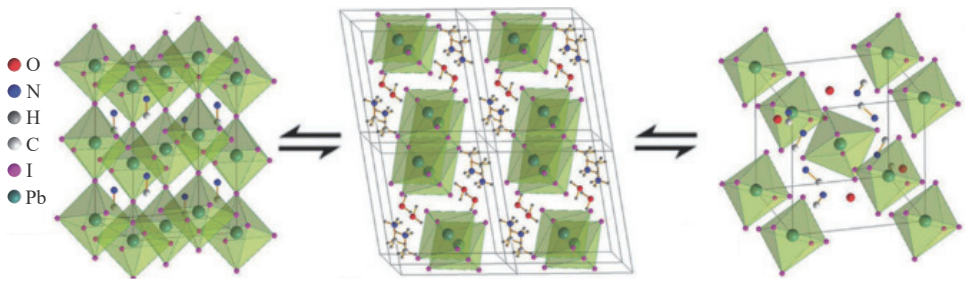


图 9　$MAPbI_3$ 的降解[30]

Fig. 9　Degradation of $MAPbI_3$[30]

3.3　大 面 积

由于科研工作者的不断努力, 大面积钙钛矿太阳能电池模块也取得了显著进展, 如图 10[31] 所示。

钙钛矿太阳能电池在实验室中被放大到 1 cm^2, 澳大利亚国立大学获得了 21.6% 的认证效率, 有效面积为 1.02 cm^2[32]。对于实验室模块 (<200 cm^2), 2019 年杭州纤纳光电科技有限公司认证的效率为 17.25%, 面积为 19.276 cm^2[33]。对于小模块 (800～6 500 cm^2), 2020 年松下公司报告的效率为 17.9%, 面积为 804 cm^2[34]。当太阳能电池的器件面积增加时, 光电转换效率趋于减少。这种效率的损失在所有类型的太阳能电池中都是不可避免的, 包括硅 (silicon, Si)、碲化镉 (cadmium telluride, CdTe)、铜铟镓硒 (copper indium gallium selenide, CIGS)。这

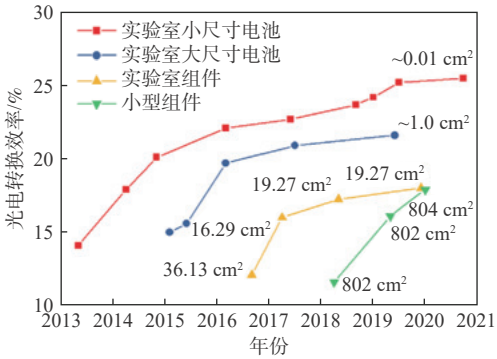


图 10 高效大面积钙钛矿太阳能电池的认证效率记录[31]

Fig. 10 Certified efficiency record of high-efficiency large-area perovskite solar cells [31]

是由于器件功能层的串联电阻随着面积的增加而近似线性增加[35-36]。

在器件所有功能层中，放大钙钛矿层是最重要的，也是最具挑战性的。相关研究主要集中在高质量无针孔钙钛矿层的可扩展沉积方法和形态调制上。目前已经开发了多种可扩展的沉积方法[37-40]，如槽模涂层、卷对卷印刷、刮刀涂层、喷涂及喷墨打印，如图 11[41] 所示。

一些沉积方法已经应用于沉积面积超过 100 cm^2 的高质量大面积钙钛矿层。除放大钙钛矿膜外，电子传输层、空穴传输层和背电极的可扩展沉积方法对于放大钙钛矿太阳能电池也至关重要。同时应考虑成本、稳定性和升级的便利性之间的平衡。

例如，介观 TiO_2 是最常见的电子传输材料，其可通过基于溶液的工艺沉积在大的衬底上，但是介孔 TiO_2 通常需要高温（400～500 ℃）退火工艺，这阻碍了其在柔性聚合物衬底上的使用。因此，需要开发低温沉积方法和材料，如 SnO_2[42-43]。空穴传输材料的高成本，特别是螺-OMeTAD (Spiro-OMeTAD)，限制了其大面积应用。开发新的廉价空穴传输材料[44-45] 对于降低成本至关重要。至于背电极，其沉积相对简单，因为大多数钙钛矿太阳能电池使用热蒸发金属电极，如金（Au）和银（Ag）。尽管金属电极具有高导电性，但金属材料价格昂贵，并通过原子扩散到钙钛矿或与钙钛矿的化学反应导致器件降解[46]。应开发稳定的背电极材料或阻挡层来解决此类问题。

文献 [47] 在钙钛矿太阳电池方面获得重要进展，创造了大面积单结钙钛矿电池稳态认证效率的世界纪录 23.7%（1.062 cm^2），被世界纪录权威排行榜-马丁格林效率表的主表收录[47]。

在市场应用方面，杭州纤纳光电科技有限公司的商业化组件效率再创新高，通过权威效率检测机构 ESTI 的严格检测，在 19.35 cm^2 级别的组件面积上获得 21.8% 的光电转换效率[48]。这说明光电量产技术稳步走向成熟，通过系统集成，使钙钛矿组件的电气性能满足商业化应用需求，标志着第 3 代钙钛矿薄膜光伏技术的经济价值已初见端倪如图 12

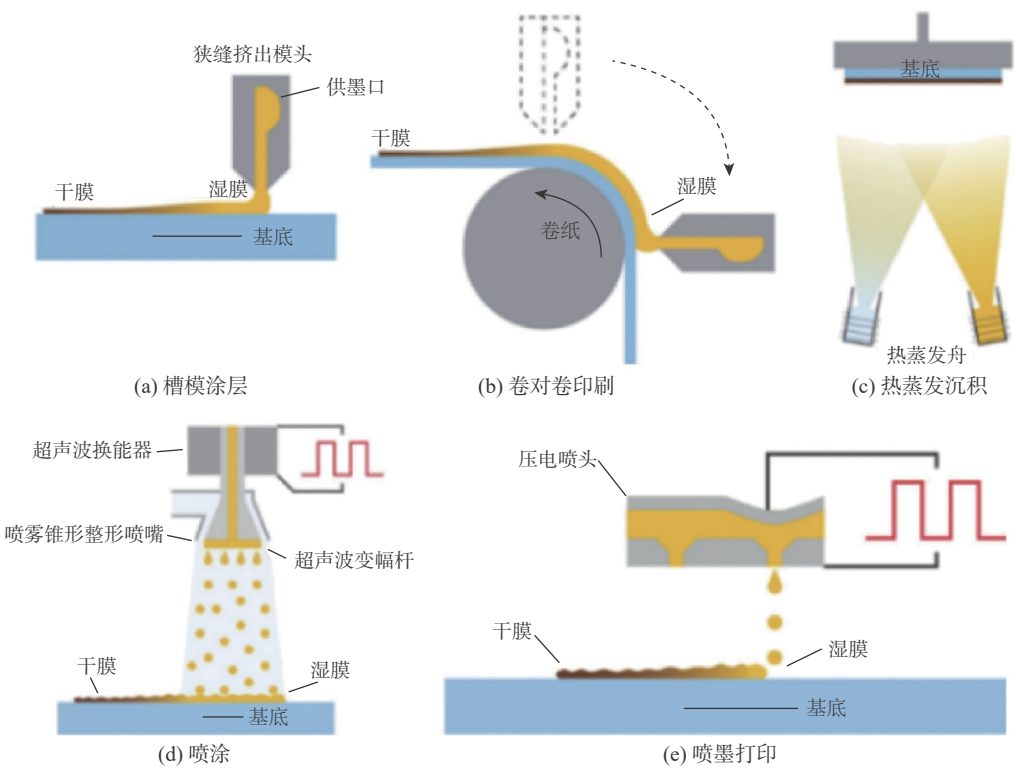


图 11 钙钛矿薄膜大面积制造工艺示意图[41]

Fig. 11 Schematic diagram of the large-area fabrication process for perovskite films [41]

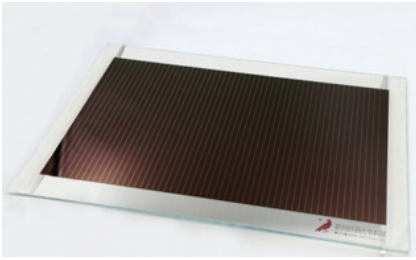


图 12　全球最大面积和最高转换效率的钙钛矿光伏电池模块[48]

Fig. 12　World's largest area and highest conversion efficiency perovskite photovoltaic cell module [48]

图 13　全球首个钙钛矿光伏建筑项目[49]

Fig. 13　The world's first perovskite photovoltaic building project[49]

所示。

协鑫光电科技控股有限公司同样作为目前最大尺寸钙钛矿电池记录的保持者，正致力于开发 1 m×2 m 大尺寸钙钛矿组件，在度电成本比晶硅更低的情况下，开启钙钛矿电池的商业化量产[49]。据悉，协鑫光电投建的全球首条 100 MW 量产线已在昆山完成厂房和主要硬件建设，计划 2022 年投入量产。更有意思的是，协鑫光电材料有限公司联手西交利物浦大学团队精心打造了一款全球独一无二的钙钛矿小屋，如图 13 所示。据悉，小屋外墙采用 1 m×2 m 的大尺寸钙钛矿组件搭建而成，这些钙钛矿组件为小屋提供 100% 绿色能源，发电功率达 10 kW，每年可发出 10 000 kW/h。

3.4　柔性化

柔性钙钛矿太阳能电池（flexible perovskite solar cells, FPSCs）因其在便携性、兼容性、卷对卷（roll-to-roll, R2R）连续生产方面的许多优势而具有巨大的吸引力，具有高能质比[50-52]。在短短几年内，由于通过各种低温制造方法获得了质量良好的钙钛矿薄膜及开发了合适的界面和电极材料，柔性钙钛矿太阳能电池的最高效率已超过 22.44%[53]。刚性和柔性钙钛矿太阳能电池之间的巨大差异源于导电基板。

透明导电氧化物 (transparent conductive oxide, TCO)，如铟掺杂的氧化锡（indium-doped tin oxide, ITO）是最受欢迎的底部电极，具有良好的透明度和导电性。涂有 TCO 的聚合物已经商业化，并且是制造柔性钙钛矿太阳能电池最受欢迎的柔性基材。常用柔性聚合物基材的参数，如表 1 所示。

Pandey 等发现底部电极的薄层电阻在 FPSCs 性能中起着重要作用[54]。具有 ITO/ 聚（3,4-乙烯二氧噻吩）/聚苯乙烯磺酸盐 (Poly(3,4-ethylenedioxythiophene) Poly(styrene sulfonate, PEDOT:PSS)/钙钛矿/碳六十 (Carbon-60, C60)/浴铜灵 (Bathocuproine, BCP)/Ag 结构的倒置器件被制备在聚萘二甲酸乙二醇酯（Poly(ethylene naphthalate), PEN）、聚对苯二甲酸乙二醇酯（polyethylene terephthalate, PET）和玻璃衬底上，其活性面积为 0.1 cm^2 和 1 cm^2。

表 1　聚合物基材的性能参数

Table 1　1 Performance parameters of polymer substrate

基底	玻璃化转变温度/℃	熔点/℃	密度/($g\cdot cm^{-3}$)	模量/10^3 MPa	工作温度/℃	热膨胀系数/(10^{-6}℃$^{-1}$)	吸水率/%	耐溶剂性	尺寸稳定性
PEN	120～155	269	1.36	0.1～0.5		20	0.3～0.4	好	好
PET	70～110	115～258	1.39	2～4.1	−50～150	15～33	0.4～0.6	好	好
聚酰亚胺（PI）	155～270	250～452	1.35～1.43	2.5	<400	8～20	1.3～3.0	好	中等
聚碳酸酯(PC)	145	115～160	1.20～1.22	2.0～2.6	−40～130	75	0.16～0.35	差	中等

对于 0.1 cm^2 的器件，发现除具有 98 Ω 的极高薄层电阻的 PET−ITO 之外，衬底的薄层电阻对器件性能的影响可忽略不计。然而，1 cm^2 设备的结果是完全不同的。由于电流密度和填充因子的急剧下降，与 PET−ITO（12 Ω）和玻璃-ITO（3.8 Ω）衬底相比，具有 49 Ω 和 98 Ω 的薄层电阻的 PET−ITO 衬底上的柔性器件呈现低的效率[54]。原因是大面积器件中的电荷传输距离较长。因此，对于相同的薄层电阻，串联电阻明显更高，导致效率的急剧下降，这反映在电流-电压曲线中开路电压处斜率的绝对值减小。在室温下通过直流溅射制造的 ITO 通常具有非晶结构和粗糙的表面，这抑制了透射率的提高和薄层电阻的降低。Kim 等通过等离子弧离子镀策略，在具有平坦光滑界面的柔性

PET 基板上制造了高质量的 ITO 电极[55]。随着厚度从 10 nm 增加到 100 nm，离子化 ITO 的薄层电阻和电阻率逐渐降低到分别比溅射 ITO 膜低 15.75 Ω 和 1.58×10^{-4} Ω。此外，与溅射的 ITO 相比，具有不同厚度的离子镀 ITO 膜具有更高的透过率(83%)，如图 14 所示。

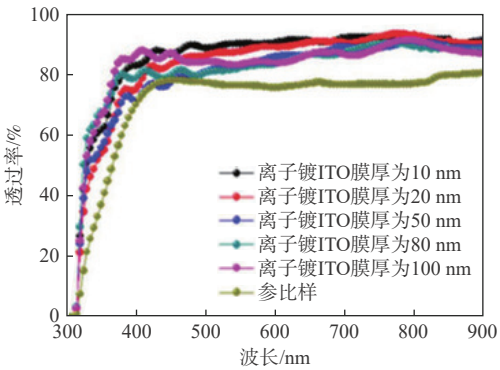


图 14 溅射和离子镀 ITO 薄膜的透射光谱[55]

Fig. 14 Transmission spectra of sputtered and ion-plated ITO films[55]

然而，ITO 的易碎性是一个致命的缺陷，其限制了器件的灵活性[56]。Kim 等在几个弯曲循环之后，由于 ITO 的杨氏模量和相邻层的杨氏模量的明显差异，在 ITO 层中出现明显的裂纹[55]，如图 15 所示。

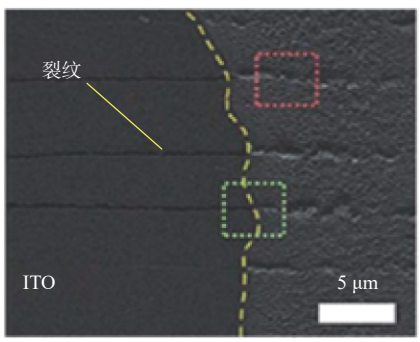


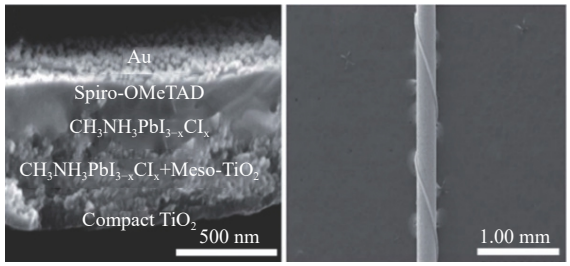
图 15 PEN/ITO 衬底的 FPSCs 的横截面[56]

Fig. 15 Cross-section of FPSCs on PEN/ITO substrate [56]

因此，开发新型柔性透明电极是实现超柔性器件的必要手段。

本节提到的重点是柔性透明电极，其是柔性器件中的常规底部电极。柔性不透明电极是柔性钙钛矿太阳能电池中非常规但有前途的策略。由于金属箔和织物电极具有出色的机械耐久性，因此，可以用作柔性不透明电极。

金属箔，如钛箔和铜箔是通常使用的柔性基板。Lee 等[57]报道了基于钛箔/TiO_2/$MAPbI_3$/超薄铜 (Cu)/Au 的柔性器件结构的 14.9% 效率记录。与传统的聚合物/ITO 基材相比，钛箔显示出出色的机械稳定性。基于钛箔的柔性装置在弯曲半径为 4 mm 的弯曲 1 000 次之后保持 100% 的初始效率。由于集成到可穿戴纺织品中的潜力，基于纤维的柔性电极已应用于光电领域，如超级电容器、传感器、电池和太阳能电池[58]，如图 16 所示。



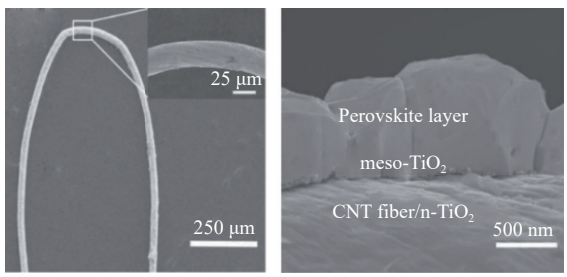
(a) PSCs结构 (b) Ti导线

图 16 基于 Ti 导线的柔性 PSCs[59]

Fig. 16 Flexible PSCs based on Ti conductors [59]

Hu 等[59]采用 Ti 纤维作为柔性电极来制造钙钛矿器件，TiO_2、钙钛矿和 Spiro-OMeTAD 集成在 Ti 纤维上，超薄 Au 纳米颗粒用作透明电极。该装置显示了在 1-太阳照明下的 5.3% 效率和漫射模型中的 8.3% 效率。

如图 17 所示，Li 等[60]使用柔性多扭曲碳纳米管 (carbon nanotube, CNT) 作为电极，并使用 Ag 纳米线 (nanowires, NWs) 作为透明电极来制造钙钛矿器件。



(a) CNT纤维 (b) PSCs结构

图 17 使用 CNT 纤维的柔性 PSCs 的结构[60]

Fig. 17 Structure of flexible PSCs using CNT fibers [60]

柔性装置提供了 3.03% 的效率，在 1 000 个弯曲循环后没有显著的效率损失。尽管箔基和纤维基柔性器件都显示出出色的机械稳定性，但这些类型的柔性器件面临的挑战是成本和顶级透明电极制造，这激发本文寻求其他类型的柔性基板和电极。

2022 年，Liu 等[61]通过多功能有机离子界面钝化实现创纪录效率的柔性钙钛矿太阳能电池(22.44%)的研究成果，如图 18 所示。

此外，经过溶液制备的钙钛矿光电探测器可用于大面积光传感应用，而制造具有低暗电流的光电

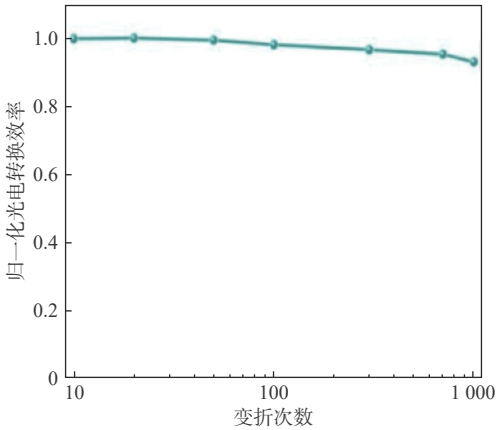


图 18　柔性器件的机械稳定性[61]

Fig. 18　Mechanical stability of flexible devices [61]

探测器并将其集成到高分辨率背板中仍然具有挑战性。鉴于此, 2021 年, van Breemen 等[62] 开发用于指纹和文件的钙钛矿薄柔性扫描仪, 展示了在无定形铟镓锌氧化物晶体管背板顶部的溶液制备的钙钛矿光电二极管可用于创建约 100 μm 厚, 且分辨率为 1 209 像素/cm 的柔性图像传感器, 如图 19 所示。

(a) 指纹传感器　　(b) 柔性传感器所拍图像

图 19　指纹传感器和用柔性图像传感器拍摄的彩色图像[62]

Fig. 19　Fingerprint sensor and color image taken with a flexible image sensor[62]

研究的成像器可用于文档扫描和生物指纹识别, 并且其可以缠绕在半径小至 0.6 cm 的物体周围。为进一步提升柔性钙钛矿太阳能电池的光电转换效率, 文献 [63] 提出一种针对钙钛矿太阳能电池中晶格缺陷和微应力的多功能添加剂策略, 实现了单结柔性钙钛矿太阳能电池光电转换效率的世界纪录。在柔性基底上所制备的柔性电池组件获得了最高 23.6%(认证效率 22.5%)的光电转换效率, 这是迄今报道过的单结柔性钙钛矿太阳能电池最高效率纪录。同时, 在 1 cm^2 的柔性组件上获得了超过 20% 的光电转换效率。

4　钙钛矿光伏器件耐粒子辐射性能

4.1　耐电子辐射

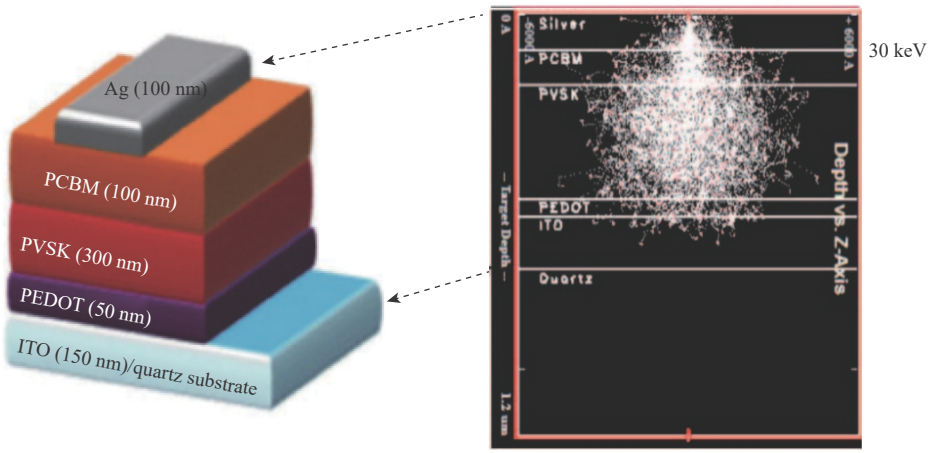
电子是空间中最常见的高能粒子之一, 其会影响航空航天材料的介电性能, 尤其是光敏材料和器件。通常, 电子辐射会在太阳能电池的半导体晶体中产生缺陷, 然后充当少数载流子复合中心或多数载流子陷阱中心。2015 年, Miyazawa 等报道了电子辐射对于钙钛矿太阳能电池的研究[64]。采用剂量高达 10^{16} p/ cm^2(此单位表示每平方厘米的粒子数)的 1 MeV 电子辐射处理钙钛矿太阳能电池, 并选择石英代替钠钙玻璃(因为后者在辐射下会变暗)。令人鼓舞的是, 在电子辐射下器件的短路电流 J_{SC}、开路电压 V_{OC}、外部量子效率 E_{QE} 没有下降。后来, Huang 等在真空 10^{-5} 托下对钙钛矿太阳能电池进行了电子辐射研究, 剂量范围为 10^{12}～10^{16} p/cm^2[65], 如图 20 所示。

基于蒙特卡罗模拟, 大多数电子以较少的散射穿透钙钛矿层, 并停止在石英衬底中, 钙钛矿的形态和晶相没有显着变化。最后, 10^{16} p/cm^2 的电子辐射仅引起约 10% 的性能劣化。相比之下, 这超过了同种通量下 GaAs 电池 (约 40% 降解)[66]。这表明, 钙钛矿电池本质上具备了比Ⅲ-Ⅴ空间太阳能电池更优越的辐射耐受性。Miyazawa 等报道了器件对高通量电子和质子束的稳定性和高耐受性[67]。他们发现基于 MA 和 FA 的器件, 可以在累积剂量达 10^{16} p/cm^2 的电子 (1 MeV)水平下存活, E_{QE} 也未观察到明显的降解, 说明电子束对器件性能的损害很小[67]。但是, 用于空间应用的基于晶体硅、GaAs 和 InGaP/GaAs 的太阳能电池将在相同剂量下被完全破坏。这些结果进一步表明钙钛矿电池具有优异的耐受性。Song 等研究了高能电子束辐射对效率超过 20% 的 PSCs 的降解影响[68]。被辐射的电池如图 21 所示,

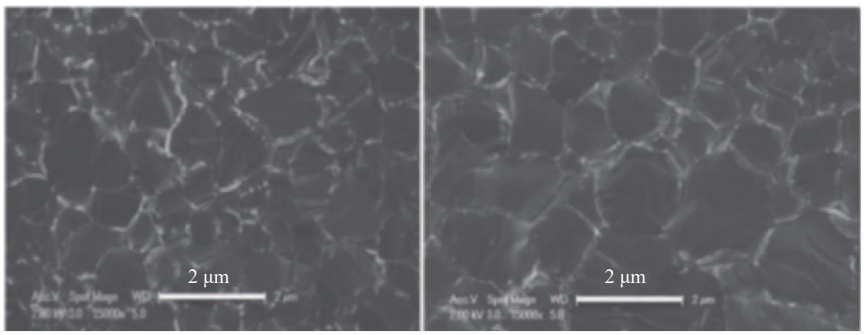
保留了大部分 V_{OC} 和填充因子, 表明暴露于电子辐射后器件具有优越的耐受性。在这项工作中, 选择了 FTO 玻璃作为基板, 当器件被不同强度的电子束轰击时, 基板会发生变暗现象。

4.2　耐质子辐射

在外层空间的近地轨道上的航天器更容易受到 MeV 范围内的质子辐射[69]。质子辐射是另一种电离粒子辐射, 起源于银河宇宙辐射或太阳耀斑。在围绕地球的航天器轨道上, 质子通量在 10^3～10^8 p/(cm^2· s) 之间变化[70]。特别是能量接近 1 MeV 的质子具有较高的停止截面, 会对电子设备和太阳能电池造成严重损害[71]。由于质子的质量大于电子的质量(约 2 000 倍), 质子碰撞对钙钛矿薄膜和器件的损伤回更大。Lang 等研究了基于 $MAPbI_3$ 的倒置 PSCs 的质子辐射耐受度, 并在 68 MeV 的质



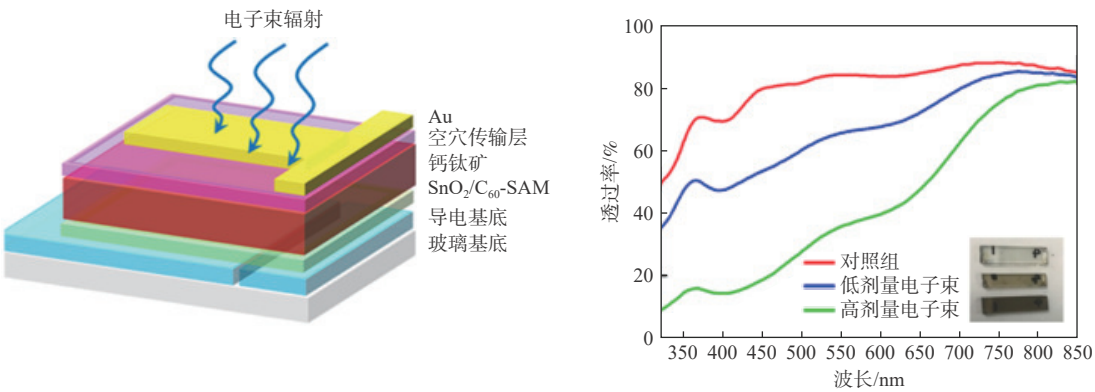
(a) 模拟带电粒子轨迹



(b) 电子辐照前钙钛矿薄膜 (c) 电子辐照后钙钛矿薄膜

图 20 PSCs 对高能电子束辐射的耐受性[68]

Fig. 20 Tolerance of PSCs to high-energy electron beam radiation[68]



(a) 辐射测试的PSC结构 (b) 电子束辐射前后FTO玻璃基板的透光率和照片

图 21 辐射测试的 PSC 结构及电子束辐射前后 FTO 玻璃基板的透光率和照片[68]

Fig. 21 Radiation-tested PSC structure, transmittance and photographs of FTO glass substrate before and after electron beam radiation[68]

子能量轰击过程中原位跟踪了器件性能[72]。有意思的是，V_{oc} 和填充的几乎保持恒定，而 J_{sc} 在>2 × 10^{11} p/cm^2 质子辐照时下降，这无疑导致了 PCE 的快速退化，如图 22 所示。

这主要归因于钠钙玻璃基板在辐射下的变暗和透过率急剧变化。持久的辐射通常会破坏钙钛矿晶格。因此，可以通过评估质子诱导量子效率（proton induced quantum efficiency, PEQE）随质子累积剂量增加的变化，来揭示质子辐射耐受度。如图 23[73] 所示，对混合离子钙钛矿和 Si 电池（耐受高能质子辐照材料）PEQE 的变化进行比较，揭示了钙钛矿的 PEQE 在 20 MeV 和 68 MeV 质子辐射（累积剂量 10^{12} p/cm^2）下呈现出（7%）小幅下降，而碳化硅 (silicon carbide, SiC) 分别减少 50%（20 MeV）和 75%（68 MeV）。上述结果表明，钙钛矿器件的质子辐射耐受度比单晶硅电池高约 3 个数量级[74]，从而使钙钛矿成为太空应用太阳能电池或质子检测器的潜力材料。由于粒子辐射的耐受度取决于

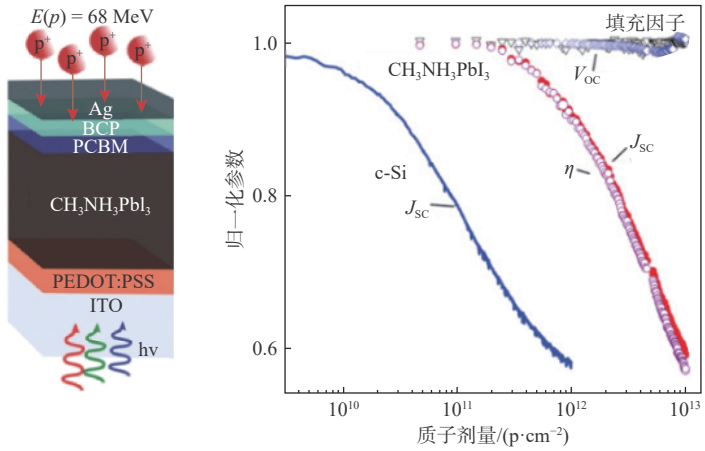


图 22　钙钛矿太阳能电池各参数与质子剂量的函数关系[72]

Fig. 22　Parameters of perovskite solar cells as a function of proton dose[72]

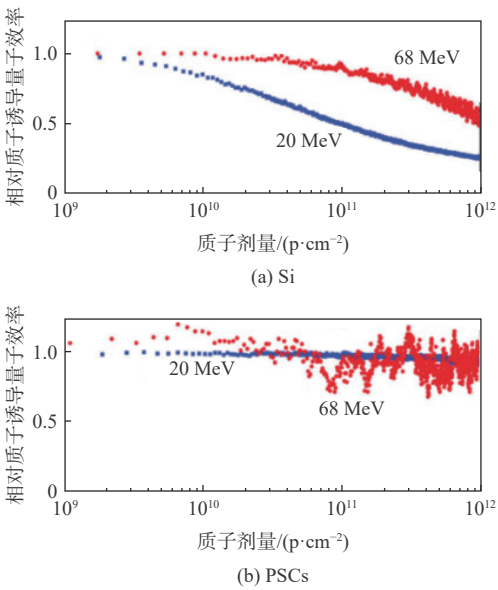


图 23　Si 和 PSCs 被不同能量的质子辐照后的相对质子诱导量子效率[73]

Fig. 23　Relative proton-induced quantum efficiencies of Si and PSCs after irradiation by protons with different energies respectively[73]

冲击能量, 因此, 通过使用不同的质子能量来分析质子辐射的影响为更贴合实际, 即(10 ± 3)MeV、(20 ± 3)MeV 和(68 ± 1) MeV 的质子能量可以很好地代表质子在空间环境的能量分布[75]。在质子辐射测试中, 如图 24 所示,

较低能量 (10 MeV)质子通常无法穿透玻璃衬底 (穿透深度仅 1 mm)。不过, 20, 68 MeV 质子可以穿透钙钛矿层。Lang 等[73] 研究了不同质子能量对钙钛矿电池性能的影响, 采用 glass/ITO/聚三芳胺 (polymeric triarylamine, PTAA)/$Cs_{0.05}MA_{0.17}FA_{0.83}Pb(I_{0.83}Br_{0.17})_3$/C60/BCP/Cu 结构的倒置 PSCs, 如图 25 所示, 发现其被辐射期间的降解几乎可忽略, 直到累积质子剂量为 10^{12} p/cm^2。通过直接比较质子辐射前后的样品, 发现 20 MeV 质子剂量无有害影响, 且辐射后填充因子和 V_{oc} 甚至略有增强。这可能是碘间隙缺陷引起的载流子俘获与去俘获过程导致。相反, 68 MeV 质子辐射导致所有光伏参数非常有限的下降[76]。该结果证实了钙钛矿器件在不同高能质子辐射下的非凡耐受性。

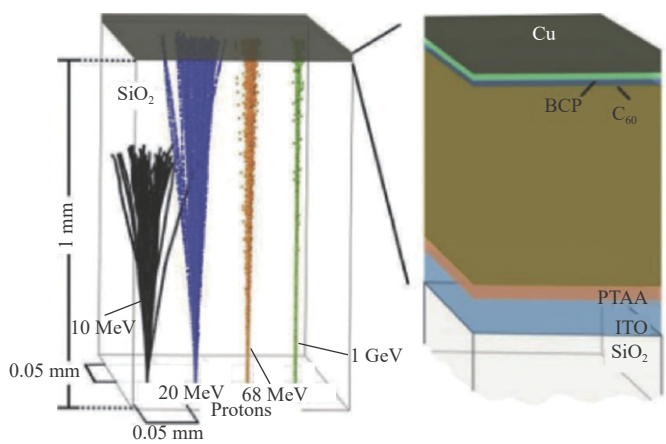


图 24　模拟基于石英衬底的 PSCs 10 MeV、20 MeV、68 MeV 和 1 GeV 质子束的穿透[75]

Fig. 24　Penetration of 10 MeV, 20 MeV, 68 MeV and 1 GeV proton beams in simulated quartz and PSCs[75]

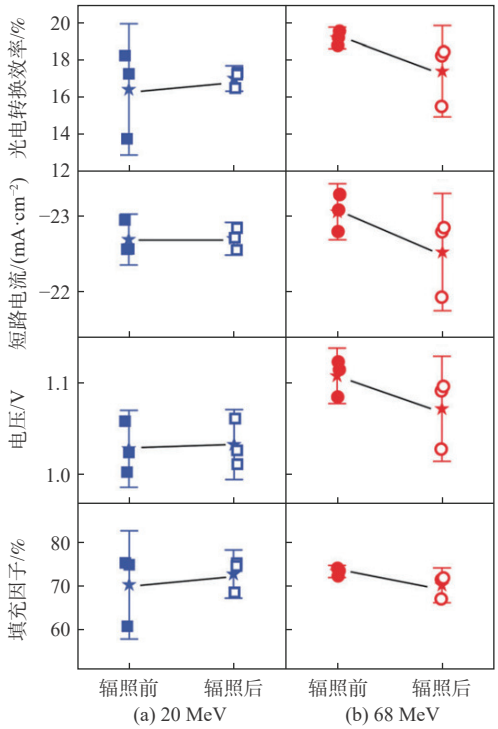


图 25 器件在 10^{12} p/cm^2 不同质子辐照前后的统计图[73]

Fig. 25 Statistics of the device before and after irradiation with different protons at 10^{12} p/cm^2[73]

5 钙钛矿电池的空间飞行试验

为促进钙钛矿太阳能电池的空间应用，除在实验室模拟环境中开展研究，真实环境的测试也是必不可少的。钙钛矿太阳能电池的太空飞行试验分别由 Cardinaletti 等[77] 和 Tu 等[78] 通过高空科学气球进行。飞行试验通过高空气球达到 32 km 的高度[77]。另一项开创性的太空飞行试验由 Tu 等进行[78]，他们借助高空气球将正式 TiO_2 介孔结构器件送入 35 km 高度的临近空间，如图 26 所示。

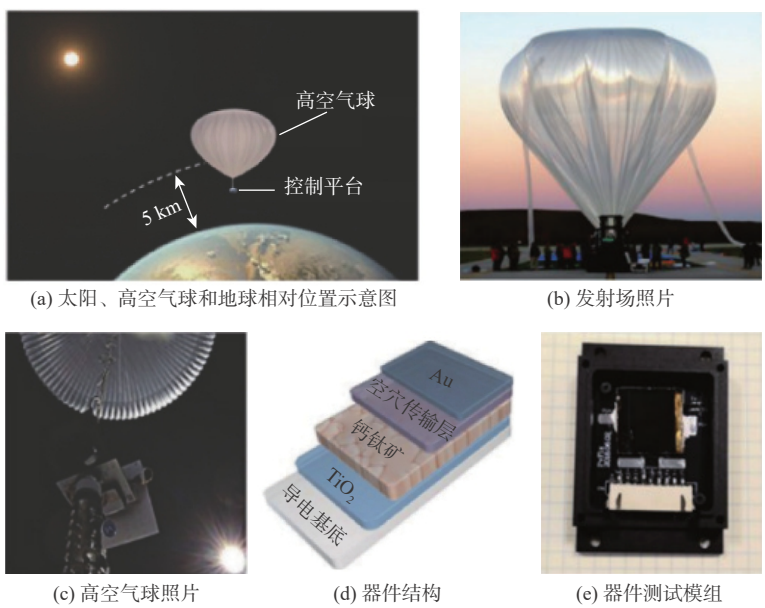
该器件在 AM 0 光照射 2 h 后测试得保留其初始效率的 95.19%。继这 2 项开创性工作之后，科学家进行了更多的太空飞行试验。如图 27 所示，Reb 等通过火箭搭载钙钛矿器件进行飞行试验，火箭达到了 239 km 的高度[79]。

2021 年，美国国家可再生能源局（National Renewable Energy Laboratory, NERL）与美国国家航空航天局（National Aeronautics and Space Administration, NASA）合作，将 8 个钙钛矿器件发送到国际空间站，以评估器件在太空中的潜在用途，并评估这些电池中使用的材料的耐用性[80]。在此之前，NASA 已经表明，被封装的 $MAPbI_3$ 薄膜在国际空间站的环境中幸存了大约 10 个月，几乎没有化学降解，如图 28 所示[81]。

2022 年，中国科学院大连化学物理研究所 Wang 等[82] 制备的钙钛矿太阳电池搭载高空气球，在高度为 23 km 的临近空间，进行了长达 19 h 的飞行试验，原位研究了钙钛矿太阳电池在长时长、大温差、强紫外、低气压临近空间环境中的昼夜性能演化规律，并探讨了可能的变化机制。研究表明，钙钛矿太阳电池在临近空间展现出优异的发电性能和较好的稳定性。

钙钛矿太阳能电池目前显示出巨大的空间应用潜力[83]，图 29 为空间打印钙钛矿太阳能模组。

初步调查表明，钙钛矿太阳能电池能够在空间环境中生存，因此，可以满足对高电压、低成本太阳能电池阵列不断增长的需求。然而，离实际应用还



(a) 太阳、高空气球和地球相对位置示意图 (b) 发射场照片

(c) 高空气球照片 (d) 器件结构 (e) 器件测试模组

图 26 混合阳离子钙钛矿太阳能电池的临近空间飞行[4]

Fig. 26 Near-space flight of hybrid cationic perovskite solar cells[4]

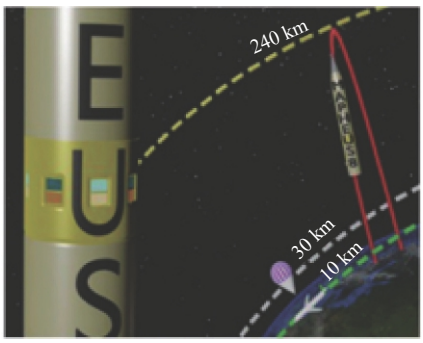


图 27　搭载钙钛矿器件探空火箭飞行的示意图[79]

Fig. 27　Schematic of a sounding rocket flight with a perovskite device [79]

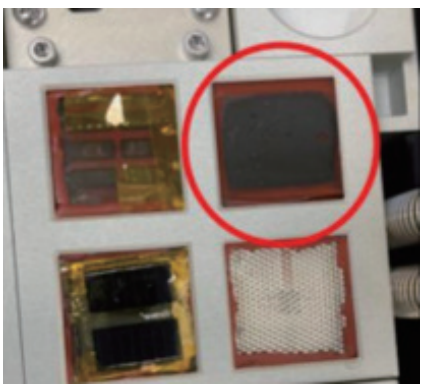


图 28　安装在国际空间站实验装置的 $MAPbI_3$ 薄膜样品[81]

Fig. 28　$MAPbI_3$ thin film samples mounted on the ISS experimental setup [81]

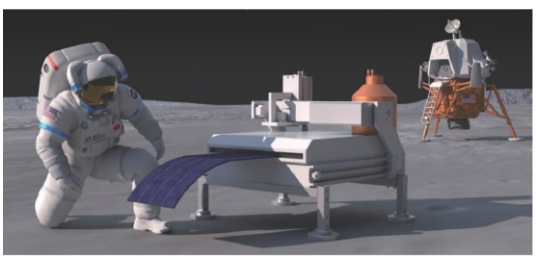


图 29　空间打印钙钛矿太阳能模组[83]

Fig. 29　Space-printed perovskite solar module [83]

有很长的路要走。科学家需要从机制探索和现实空间环境中的稳定性 2 个角度进一步开展研究, 以便可以实现高效稳定的下一代空间太阳能电池。

6　结　论

1）PSCs 在极端环境下的性能研究所选择的材料体系和器件结构比较分散。更稳定的异质结钙钛矿或全无机钙钛矿与现主流光伏技术(Si/ GaAs/ GIGS)构成叠层器件, 或许更满足实际应用的需求。

2）PSCs 在轻质柔性及耐辐射方面的提升依赖于优化衬底柔性基材。带柔性基底(PET、PEN、PI、环氧树脂、派瑞林等)的 PSCs 不仅具有比刚性基板更高的能质比, 还可防止受到高能辐射时的着色现象。为解决溅射 ITO 的易碎性, 亟待开发更加新型柔性透明的电极。

3）极端条件下, 复杂物理场中引起 PSCs 性能变化的内在机制缺少深入研究。更多的空间模拟环境测试和实际太空飞行试验, 会加速 PSCs 空间应用的发展和产业化进程。

参考文献（References）

[1] 黄宛宁, 张晓军, 李智斌, 等. 临近空间科学技术的发展现状及应用前景[J]. 科技导报, 2019, 37(21): 46-62.
HUANG W N, ZHANG X J, LI Z B, et al. Development status and application prospect of near space science and technology[J]. Science & Technology Review, 2019, 37(21): 46-62(in Chinese).

[2] KIM H S, LEE C R, IM J H. et al. Lead Iodide perovskite sensitized all-solidstate submicron thin film mesoscopic solar cell with efficiency exceeding 9% [J]. Scientific Report, 2012, 2(1): 591.

[3] National Renewable Energy Laboratory. Best research-cell efficiency chart [EB/OL]. (2023-02-01) [2023-04-10]. https://www.nrel.gov/pv/cell-efficiency.html.

[4] TU Y G, WU J, XU G N, et al. Perovskite solar cells for space applications: progress and challenges[J]. Advanced Materials, 2021, 33(21): 2006545.

[5] MUKHERJEE B, WU X F, MACZKA T, et al. Near space radiation dosimetry in Australian outback using a balloon borne energy compensated PIN diode detector[J]. Radiation Measurements, 2016, 94: 65-72.

[6] YU D J, WANG P, CAO F, et al. Two-dimensional halide perovskite as β-ray scintillator for nuclear radiation monitoring[J]. Nature Communications, 2020, 11(1): 3395.

[7] BENTON E R, BENTON E V. Space radiation dosimetry in low-Earth orbit and beyond[J]. Nuclear Instruments and Methods in Physics Research Section B: Beam Interactions with Materials and Atoms, 2001, 184(1-2): 255-294.

[8] HOHEISEL R, WILT D, SCHEIMAN D, et al. AM0 solar cell calibration under near space conditions[C]//Proceedings of the IEEE 40th Photovoltaic Specialist Conference. Piscataway: IEEE Press, 2014: 1811-1814.

[9] WOODYARD J R, LANDIS G A. Radiation resistance of thin-film solar cells for space photovoltaic power[J]. Solar Cells, 1991, 31(4): 297-329.

[10] TU Y G, XU G N, YANG X Y, et al. Mixed-cation perovskite solar cells in space[J]. Science China Physics, Mechanics & Astronomy, 2019, 62(7): 974221.

[11] BETT A W, PHILIPPS S P, ESSIG S, et al. Overview about technology perspectives for high efficiency solar cells for space and terrestrial applications [C]//Proceedings of the 28th European Photovoltaic Solar Energy Conference and Exhibition. Paris : PVSEC, 2013: 1-6.

[12] MOHR N J, SCHERMER J J, HUIJBREGTS M A J, et al. Life cycle assessment of thin-film GaAs and GaInP/GaAs solar modules[J]. Progress in Photovoltaics: Research and Applications, 2007, 15(2): 163-179.

[13] KALTENBRUNNER M, ADAM G, GŁOWACKI E D, et al. Flex-

ible high power-per-weight perovskite solar cells with chromium oxide-metal contacts for improved stability in air[J]. Nature Materials, 2015, 14(10): 1032-1039.

[14] ILES P A. Evolution of space solar cells[J]. Solar Energy Materials and Solar Cells, 2001, 68(1): 1-13.

[15] ZHANG W, EPERON G E, SNAITH H J. Metal halide perovskites for energy applications[J]. Nature Energy, 2016, 1(6): 16048.

[16] ROMANO V, AGRESTI A, VERDUCI R, et al. Advances in perovskites for photovoltaic applications in space[J]. ACS Energy Letters, 2022, 7(8): 2490-2514.

[17] LI Z, YANG M J, PARK J S, et al. Stabilizing perovskite structures by tuning tolerance factor: formation of formamidinium and cesium lead iodide solid-state alloys[J]. Chemistry of Materials, 2016, 28(1): 284-292.

[18] FU Y P, HAUTZINGER M P, LUO Z Y, et al. Incorporating large a cations into lead iodide perovskite cages: relaxed Goldschmidt tolerance factor and impact on exciton-phonon interaction[J]. ACS Central Science, 2019, 5(8): 1377-1386.

[19] BARTEL C J, SUTTON C, GOLDSMITH B R, et al. New tolerance factor to predict the stability of perovskite oxides and halides[J]. Science Advances, 2019, 5(2): eaav0693.

[20] TRAVIS W, GLOVER E N K, BRONSTEIN H, et al. On the application of the tolerance factor to inorganic and hybrid halide perovskites: a revised system[J]. Chemical Science, 2016, 7(7): 4548-4556.

[21] GAO W Y, CHEN C S, RAN C X, et al. A-site cation engineering of metal halide perovskites: version 3.0 of efficient tin-based lead-free perovskite solar cells[J]. Advanced Functional Materials, 2020, 30(34): 2000794.

[22] SIRBU D, BALOGUN F H, MILOT R L, et al. Layered perovskites in solar cells: structure, optoelectronic properties, and device design[J]. Advanced Energy Materials, 2021, 11(24): 2003877.

[23] ZHANG Y L, WANG P J, TANG M C, et al. Dynamical transformation of two-dimensional perovskites with alternating cations in the interlayer space for high-performance photovoltaics[J]. Journal of the American Chemical Society, 2019, 141(6): 2684-2694.

[24] SOE C M, STOUMPOS C, KEPENEKIAN M, et al. New type of 2D perovskites with alternating cations in the interlayer space, $(C(NH_2)_3)(CH_3NH_3)_nPb_nI_{3n+1}$: structure, properties, and photovoltaic performance[J]. Journal of the American Chemical Society, 2017, 139(45): 16297-16309.

[25] BAI Y, MENG X Y, YANG S H. Interface engineering for highly efficient and stable planar p-i-n perovskite solar cells[J]. Advanced Energy Materials, 2018, 8(5): 1701883.

[26] KOJIMA A, TESHIMA K, SHIRAI Y, et al. Organometal halide perovskites as visible-light sensitizers for photovoltaic cells[J]. Journal of the American Chemical Society, 2009, 131(17): 6050-6051.

[27] KIM H S, LEE C R, IM J H, et al. Lead iodide perovskite sensitized all-solid-state submicron thin film mesoscopic solar cell with efficiency exceeding 9%[J]. Scientific Reports, 2012, 2: 591.

[28] MIN H, LEE D Y, KIM J, et al. Perovskite solar cells with atomically coherent interlayers on SnO_2 electrodes[J]. Nature, 2021, 598(7881): 444-450.

[29] VERDUCI R, ROMANO V, BRUNETTI G, et al. Solar energy in space applications: review and technology perspectives[J]. Advanced Energy Materials, 2022, 12(29): 2200125.

[30] LEGUY A M A, HU Y H, CAMPOY-QUILES M, et al. Reversible hydration of $CH_3NH_3PbI_3$ in films, single crystals, and solar cells[J]. Chemistry of Materials, 2015, 27(9): 3397-3407.

[31] LI D Y, ZHANG D Y, LIM K S, et al. A review on scaling up perovskite solar cells[J]. Advanced Functional Materials, 2021, 31(12): 2008621.

[32] PENG J, WALTER D, REN Y, et al. Nanoscale localized contacts for high fill factors in polymer-passivated perovskite solar cells[J]. Science, 2021, 371(6527): 390-395.

[33] GREEN M A, DUNLOP E D, HOHL-EBINGER J, et al. Solar cell efficiency tables (version 55)[J]. Progress in Photovoltaics: Research and Applications, 2020, 28(1): 3-15.

[34] GREEN M A, DUNLOP E D, HOHL-EBINGER J, et al. Solar cell efficiency tables (version 56)[J]. Progress in Photovoltaics, 2020, 28(7): 629-638.

[35] GALAGAN Y, COENEN E W C, VERHEES W J H, et al. Towards the scaling up of perovskite solar cells and modules[J]. Journal of Materials Chemistry A, 2016, 4(15): 5700-5705.

[36] ONO L K, PARK N G, ZHU K, et al. Perovskite solar cells-towards commercialization[J]. ACS Energy Letters, 2017, 2(8): 1749-1751.

[37] WHITAKER J B, KIM D H, LARSON BRYON W, et al. Scalable slot-die coating of high performance perovskite solar cells[J]. Sustainable Energy & Fuels, 2018, 2(11): 2442-2449.

[38] DOU B, WHITAKER J B, BRUENING K, et al. Roll-to-roll printing of perovskite solar cells[J]. ACS Energy Letters, 2018, 3(10): 2558-2565.

[39] OUYANG Z L, YANG M J, WHITAKER J B, et al. Toward scalable perovskite solar modules using blade coating and rapid thermal processing[J]. Acs Applied Energy Materials, 2020, 3(4): 3714-3720.

[40] BISHOP J E, READ C D, SMITH J A, et al. Fully spray-coated triple-cation perovskite solar cells[J]. Scientific Reports, 2020, 10(1): 6610.

[41] SWARTWOUT R, HOERANTNER M T, BULOVIĆ V. Scalable deposition methods for large-area production of perovskite thin films[J]. Energy & Environmental Materials, 2019, 2(2): 119-145.

[42] KE W J, FANG G J, LIU Q, et al. Low-temperature solution-processed tin oxide as an alternative electron transporting layer for efficient perovskite solar cells[J]. Journal of the American Chemical Society, 2015, 137(21): 6730-6733.

[43] ZHU Z L, BAI Y, LIU X, et al. Enhanced efficiency and stability of inverted perovskite solar cells using highly crystalline SnO_2 nanocrystals as the robust electron-transporting layer[J]. Advanced Materials, 2016, 28(30): 6478-6484.

[44] ZHANG J, SUN Q, CHEN Q Y, et al. High efficiency planar p-i-n perovskite solar cells using low-cost fluorene-based hole transporting material[J]. Advanced Functional Materials, 2019, 29(22): 1900484.

[45] WU G H, ZHANG Y H, KANEKO R, et al. Facile synthesis of “lucky clover” hole-transport material for efficient and stable large-area perovskite solar cells[J]. Journal of Power Sources, 2020, 454: 227938.

[46] BI E B, TANG W T, CHEN H, et al. Efficient perovskite solar cell modules with high stability enabled by iodide diffusion barriers[J]. Joule, 2019, 3(11): 2748-2760.

[47] GREEN M A, DUNLOP E D, HOHL-EBINGER J, et al. Solar cell

efficiency tables (version 60)[J]. Progress in Photovoltaics: Research and Applications, 2022, 30(7): 687-701.

[48] MICROQUANTA . 21.8%! Microquanta improves perovskite module photovoltaic conversion efficiency [EB/OL]. (2022-09-24) [2023-04-10]. https://tech.china.com/article/20220924/092022_1148843.html.

[49] GCL OPTOELECTRONICS. The world's first perovskite hut "appeared" in the Winter Olympics! GCL Product [EB/OL]. (2022-02-21)[2023-04-10]. http://www.gcl-ee.com/news_61/1290.html.

[50] HU Y, ZHANG S, SHU T, et al. Highly efficient flexible solar cells based on a room-temperature processed inorganic perovskite[J]. Journal of Materials Chemistry A, 2018, 6(41): 20365-20373.

[51] YANG X, YANG H, HU X, et al. Low-temperature interfacial engineering for flexible cspbi2br perovskite solar cells with high performance beyond 15%[J]. Journal of Materials Chemistry A, 2020, 8(10): 5308-5314.

[52] LIU D, YANG C, BATES M, et al. Room temperature processing of inorganic perovskite films to enable flexible solar cells[J]. iScience, 2018, 6: 272-279.

[53] TAN Y, XIAO B, XU P, et al. Improving the photovoltaic performance of flexible solar cells with semitransparent inorganic perovskite active layers by interface engineering[J]. Acs Applied Materials & Interfaces, 2021, 13(17): 20034-20042.

[54] PANDEY M, WANG Z, KAPIL G, et al. Dependence of ito-coated flexible substrates in the performance and bending durability of perovskite solar cells[J]. Advanced Engineering Materials, 2019, 21(8): 1900288.

[55] KIM J H, SEOK H J, SEO H J, et al. Flexible ito films with atomically flat surfaces for high performance flexible perovskite solar cells[J]. Nanoscale, 2018, 10(44): 20587-20598.

[56] KIM B J, KIM D H, LEE Y Y, et al. Highly efficient and bending durable perovskite solar cells: toward a wearable power source[J]. Energy & Environmental Science, 2015, 8(3): 916-921.

[57] HAN G S, LEE S, DUFF M L, et al. Highly bendable flexible perovskite solar cells on a nanoscale surface oxide layer of titanium metal plates[J]. Acs Applied Materials & Interfaces, 2018, 10(5): 4697-4704.

[58] YOON J, HOU Y, KNOEPFEL A M, et al. Bio-inspired strategies for next-generation perovskite solar mobile power sources[J]. Chemical Society Reviews, 2021, 50(23): 12915-12984.

[59] HU H, YAN K, PENG M, et al. Fiber-shaped perovskite solar cells with 5.3% efficiency[J]. Journal of Materials Chemistry A, 2016, 4(10): 3901-3906.

[60] LI R, XIANG X, TONG X, et al. Wearable double-twisted fibrous perovskite solar cell[J]. Advanced Materials, 2015, 27(25): 3831-3835.

[61] YANG L, FENG J, LIU Z, et al. Record-efficiency flexible perovskite solar cells enabled by multifunctional organic ions interface passivation[J]. Advanced Materials, 2022, 34(24): 2201681.

[62] VAN BREEMEN A J M, OLLEARO R, SHANMUGAM S, et al. A thin and flexible scanner for fingerprints and documents based on metal halide perovskites[J]. Nature Electronics, 2021, 4(11): 818-826.

[63] LI M H, ZHOU J, TAN L G, et al. Multifunctional succinate additive for flexible perovskite solar cells with more than 23% power-conversion efficiency[J]. The Innovation, 2022, 3(6): 100310.

[64] MIYAZAWA Y, IKEGAMI M, MIYASAKA T, et al. Evaluation of radiation tolerance of perovskite solar cell for use in space[C]// Proceedings of the 2015 IEEE 42nd Photovoltaic Specialist Conference. Piscataway: IEEE Press, 2015: 1-4.

[65] HUANG J S, KELZENBERG M D, ESPINET-GONZÁLEZ P, et al. Effects of electron and proton radiation on perovskite solar cells for space solar power application[C]//Proceedings of the IEEE 44th Photovoltaic Specialist Conference. Piscataway: IEEE Press, 2017: 1248-1252.

[66] YAMAGUCHI M. Radiation-resistant solar cells for space use[J]. Solar Energy Materials and Solar Cells, 2001, 68(1): 31-53.

[67] MIYAZAWA Y, IKEGAMI M, CHEN H W, et al. Tolerance of perovskite solar cell to high-energy particle irradiations in space environment[J]. iScience, 2018, 2: 148-155.

[68] SONG Z N, LI C W, CHEN C, et al. High remaining factors in the photovoltaic performance of perovskite solar cells after high-fluence electron beam irradiations[J]. Journal of Physical Chemistry C, 2020, 124(2): 1330-1336.

[69] IMAIZUMI M, NAKAMURA T, TAKAMOTO T, et al. Radiation degradation characteristics of component subcells in inverted metamorphic triple-junction solar cells irradiated with electrons and protons[J]. Progress in Photovoltaics, 2017, 25(2): 161-174.

[70] MOTTL D, NYMMIK R. Errors in the particle flux measurement data relevant to solar energetic particle spectra [J]. Advances in Space Research, 2003, 32(11): 2349-2353.

[71] NEITZERT H C, SPINILLO P, BELLONE S, et al. Investigation of the damage as induced by 1.7 MeV protons in an amorphous/crystalline silicon heterojunction solar cell[J]. Solar Energy Materials and Solar Cells, 2004, 83(4): 435-446.

[72] LANG F, NICKEL N H, BUNDESMANN J, et al. Radiation hardness and self-healing of perovskite solar cells[J]. Advanced Materials, 2016, 28(39): 8726-8731.

[73] LANG F, JOŠT M, BUNDESMANN J, et al. Efficient minority carrier detrapping mediating the radiation hardness of triple-cation perovskite solar cells under proton irradiation[J]. Energy & Environmental Science, 2019, 12(5): 1634-1647.

[74] LUO Z Y, CHEN T B, AHYI A C, et al. Proton radiation effects in 4h-sic diodes and mos capacitors[J]. IEEE Transactions on Nuclear Science, 2004, 51(6): 3748-3752.

[75] MARKVART T. Radiation-damage in solar-cells[J]. Journal of Materials Science-Materials in Electronics, 1990, 1(1): 1-12.

[76] BARBE J, HUGHES D, WEI Z F, et al. Radiation hardness of perovskite solar cells based on aluminum-doped zinc oxide electrode under proton irradiation[J]. Solar RRL, 2019, 3(12): 1900219.

[77] CARDINALETTI I, VANGERVEN T, NAGELS S, et al. Organic and perovskite solar cells for space applications[J]. Solar Energy Materials and Solar Cells, 2018, 182: 121-127.

[78] TU Y, XU G, YANG X, et al. Mixed-cation perovskite solar cells in space [J]. Science China Physics, Mechanics & Astronomy, 2019, 62: 1-4.

[79] REB L K, BÖHMER M, PREDESCHLY B, et al. Perovskite and organic solar cells on a rocket flight[J]. Joule, 2020, 4(9): 1880-1892.

[80] National Renewable Energy Laboratory. Space mission tests nrel perovskite solar cells [EB/OL]. (2021-08-27)[2023-04-10]. https://

www.nrel.gov/news/features/2021/space-mission-tests-nrel-perovskite-solar-cells.html.

[81] NASA. 10-month voyage proves solar cell material survives, thrives in space [EB/OL]. (2020-03-07)[2023-04-10]. https://www.nasa.gov/general/10-month-voyage-proves-solar-cell-material-survives-thrives-in-space.html.

[82] WANG H, JIANG X, CAO Y, et al. The first record of diurnal performance evolution of perovskite solar cells in near space[J]. Advanced Energy Materials, 2022, 13(2): 202202643.

[83] MCMILLON-BROWN L, LUTHER J M, PESHEK T J. What would it take to manufacture perovskite solar cells in space?[J]. ACS Energy Letters, 2022, 7(3): 1040-1042.

Advanced perovskite photovoltaic technology for space applications

ZHOU Bin[1], QU Duo[1], YANG Xiaoyu[2], KONG Hua[3], TU Yongguang[1,*], XU Guoning[3,4]

(1. Frontier Basic Science Center for Flexible Electronics, Institute of Flexible Electronics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;
2. Intelligent Display Research Institute, Leyard Optoelectronic Co., Ltd., Beijing 100091, China;
3. Aerospace Information Research Institute, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100094, China;
4. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100094, China)

Abstract: Metal halide perovskite-type semiconductors have received extensive attention in the photovoltaic field due to their low cost and excellent performance. Perovskite solar cells have gradually become a new generation of photovoltaic technology for space/near-space applications due to their high photoelectric conversion efficiency, long-term stability, flexible fabrication, and good radiation resistance. In this paper, it was proposed that solar cells for space applications should achieve high performance, a high energy-to-mass ratio, and long-term stability due to extreme environments of strong radiation, high vacuum, and wide temperature cycles in near space. In addition, the structural characteristics of perovskite solar cells were introduced, and their technical development and industrialization process in terms of high efficiency, large area, stability, and flexibility were summarized. In order to meet the energy demand of space applications in the future, the paper discussed the radiation resistance performance and space flight tests of perovskite solar cells, providing theoretical guidance for the development of perovskite solar cell technology for space applications.

Keywords: space; perovskite; solar cell; environment tolerance; flexible structure; radiation effect; space flight

Received: 2022-11-22; **Accepted**: 2023-02-11; **Published Online**: 2023-04-10 15:50

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230410.1130.001

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (62004165)

* **Corresponding author**. E-mail: iamygtu@nwpu.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0020

平流层飞艇能源系统稳定性分析

高阳[1,2]，徐国宁[1,2,*]，王生[1,2]，李永祥[1]，蔡榕[1,2]，杨燕初[1,2]

(1. 中国科学院空天信息创新研究院，北京 100094；2. 中国科学院大学，北京 100049)

摘　　要：能源系统的稳定性对长航时飞行的平流层飞艇安全和可靠运行至关重要，特别是对于采用多母线结构和多种变换器串并联组成的能源系统，稳定性问题更为突出。基于此，提出一种新的基于三端口变换器来实现半调节母线方式的平流层飞艇能源系统结构，建立平流层飞艇能源系统中各种变换器的阻抗模型，推导出能源系统在不同子系统划分方法下的输入和输出阻抗。利用多母线直流系统阻抗比稳定判据对其进行了稳定性分析，结果表明，能源系统在不同负载阻抗下都是不稳定的，之后通过仿真实验验证了理论分析结果。最终提出基于一致性功率协调控制和滑模控制的飞艇能源系统分层控制方法，仿真实验显示，使用该方法后能源系统母线电压在多种变化条件下均可保持稳定，表明该方法可增强飞艇能源系统的稳定性。

关 键 词：分布式发电系统；系统稳定性；能源管理；光伏发电系统；平流层飞艇

中图分类号：TM46

文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2025)08-2701-15

平流层飞艇是飞行在20 km及以上高度的一种新型临近空间低速飞行器，具有可实现小范围区域驻留和动力巡航的特点，在探测与监视、应急通信和对地观测等领域具有巨大的应用潜力，近年来受到众多领域研究人员的广泛关注[1-4]。确保能源系统稳定可靠的运行是实现平流层飞艇长航时飞行的关键技术之一[5-6]。对于采用双母线结构、由多种变换器串并联组成的能源系统，稳定性问题更为突出：系统中多种变换器之间相互作用，或与滤波器参数发生谐振，降低了系统的稳定性；阻抗不匹配导致系统母线电压不稳定。因此，研究平流层飞艇能源系统的稳定性对系统的稳定运行具有重要的意义。

在能源系统稳定性研究方面，大多数集中于微电网。目前，有关单母线直流微电网稳定性分析方面的研究已较为成熟[7-9]。而在多母线直流微电网的稳定性方面，已有一些研究从母线阻抗和系统等效环路增益的角度讨论了负载对稳定性的影响。文献[10]提出一种通用的稳定性评估方法。该方法通过结合系统的统一形式和两端口小信号模型，精确地导出系统的等效环路增益。然后，通过将奈奎斯特准则引入等效环路增益，给出了系统的稳定性要求。重点讨论了中间母线变换器控制模式对系统稳定性的影响。文献[11]重点研究了多母线直流分布式发电系统的阻抗比稳定性判据。并与等效环路增益判据进行了比较。证明了2种稳定性分析方法获取结论是完全等价的。文献[12]采用广义电压源、广义电流源和双端口模型简化了多母线直流微电网的结构。根据多母线直流微电网的广义伯德图，提出了基于阻抗的稳定性判据。所提出的稳定性判据，可以分别评估多母线直流微电网中每个母线端口的稳定性。该方法还可以很容易地扩展到单母线直流微电网或直流微电网集群。

此外，已有一些学者对多电飞机的电力系统和

收稿日期：2023-01-13；**录用日期**：2023-05-03；**网络出版时间**：2023-05-10 15:43
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230510.1320.002
基金项目：中国科学院战略性先导专项 (XDA17020304)
* **通信作者**. E-mail：xugn@aircas.ac.cn

引用格式：*高阳，徐国宁，王生，等. 平流层飞艇能源系统稳定性分析 [J]. 北京航空航天大学学报，2025，51（8）：2701-2715.*
GAO Y，XU G N，WANG S，et al. Stability analysis of stratospheric airship energy system [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51（8）：2701-2715（in Chinese）.

船舶中压直流电力系统的稳定性进行了研究。文献 [13] 指出未来的飞机电力系统中大量的功率变换器和电机驱动负载可能会引起稳定性问题，提出一个复杂多电飞机电力系统稳定性分析的框架和一种基于模块的方法。文献 [14] 建立了永磁同步发电机供电的多电飞机直流配电系统（electrical power system, EPS）主要拓扑结构的数学模型，利用特征值灵敏度和参与因子进行小信号稳定性分析。文献 [15] 提出一种新的广义状态空间平均（generalized state-space averaging, GSSA）模型，用于先进飞机电力系统（advanced aircraft electric power systems, AAEPS）的系统分析、控制和特性描述。文献 [16] 针对未来船舶中压直流（medium voltage direct current, MVDC）电力系统的母线电压稳定性问题，采用一种新的能够获得二阶非线性微分方程整体行为的综合模型对多变流器船用直流电网进行分析，提出一种基于状态反馈线性化（linearization via state feedback, LSF）的控制方法，以克服恒功率负载（constant power load, CPL）的失稳效应，保证 MVDC 母线电压稳定。

综上所述，目前有关能源系统稳定性的研究主要集中于微电网、船舶电力系统和多电飞机。而目前对于具有多母线结构的平流层飞艇能源系统稳定性方面相关研究较少。然而并网光伏系统在运行模式和系统规模上与平流层飞艇能源系统有所不同，而多电飞机与船舶电力系统在系统结构和运行工况方面与平流层飞艇能源系统也有所差异。因此，有必要进行平流层飞艇多母线能源系统稳定性研究。

首先，本文从阻抗分析角度出发，建立系统中各变换器的阻抗模型，进而得出系统中母线的输入和输出阻抗；然后，通过定义子系统将多母线直流系统等效为两级级联的单母线系统，并得到系统不同接口处的阻抗比，使用基于阻抗的多母线直流发电系统稳定性判据，分析输入输出阻抗的伯德图，研究不同负载阻抗特性对平流层飞艇能源系统稳定性的影响；最后，通过仿真实验验证理论分析的正确性。

1 平流层飞艇能源系统建模

1.1 系统组成与工作模式

目前平流层试验飞艇的能源系统，其电压调节采用不调节母线方式。在这种不调节方式下，母线电压依赖于储能电池组充电电压或放电电压的变化。不调节母线的优点是电源控制装置简单、储能电池传输效率高，但具有母线电压波动很大、电磁兼容（electromagnetic compatibility, EMC）特性差、电源等效内阻大等缺点。除不调节母线方式外，母线电压调节方式还有半调节母线方式和全调节母线方式。半调节母线方式具有光照期时母线电压波动小、EMC 特性好、储能电池传输效率高等优点，但在无光照期时母线电压波动大。全调节母线方式具有全时间段内母线电压波动小、EMC 特性好的优点，其缺点是电源控制设备复杂、储能电池传输效率低。随着未来平流层飞艇驻空时间更长、功率更大、用电设备更多，对电源品质要求更高，探索和研究半调节母线方式和全调节母线方式在平流层飞艇能源系统的应用就十分必要。

因此，本文提出一种基于三端口变换器实现半调节母线方式的平流层飞艇能源系统，其组成结构如图 1 所示。主要由太阳电池阵、储能电池组、各类变换器和电机等负载组成。其中，高压能源系统中的电源控制器采用一种新型三端口变换器，太阳电池到高压母线使用电压控制模式的 boost 变换器，实现对母线电压的调节，太阳电池到储能电池使用最大功率跟踪模式的 boost 变换器，对储能电池组进行充电调节控制、太阳电池阵最大输出功率调节。储能电池又通过开关管连接到高压母线和第一路 boost 变换器输出端，通过控制开关管的通断来实现储能电池是否接入高压母线。当开关管断开时，储能电池不与母线连接，此时母线电压完全由其与太阳电池阵之间的变换器调节，可保持稳定；而当开关管导通时，储能电池接入高压母线，储能电池放电，母线电压就是放电电压。当太阳电池功率充足，不需储能电池供电时，母线电压是稳定的，当储能电池供电时，母线电压是变化的，就实现了半调节母线方式。高压母线与低压母线之间由高低电压变换器连接。负载由永磁交流伺服电机和风机、飞控、测控和安控系统设备组成，其中电机消耗大部分功率。交流电机通过三相逆变器与高压母线相连，风机、飞控等低压负载通过 buck 变换器与低压母线连接。

平流层飞艇能源系统有 3 种工作模式：①白天在太阳辐照较强时，太阳电池阵发电功率的一部分给负载设备供电，另一部分功率用于给储能电池组充电；②白天光照不足时，由太阳电池阵和储能电池组共同给负载供电；③晚上时由储能电池组给负载设备提供全部功率。

由于模式②和模式③中储能电池组直接连接到母线上，此时母线电压受到储能电池电压钳位，其电压值跟随储能电池组电压，不存在母线电压调节问题。而模式①中储能电池组与母线断开，母线

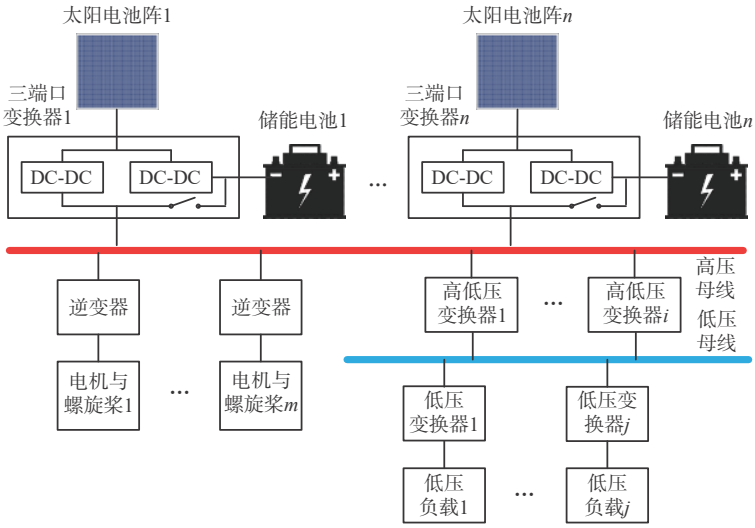


图 1　半调节母线方式平流层飞艇能源系统结构

Fig. 1　Structure of stratospheric airship energy system with half regulate bus mode

电压由太阳电池阵与其之间的变换器控制, 在这种情况下需要调节母线电压使其稳定。因此, 本文主要针对工作模式①下的系统进行研究。

1.2　平流层飞艇能源系统阻抗建模

该工作模式下的平流层飞艇系统结构如图 2 所示, 其中, V_{in} 表示太阳电池发电功率, PV 表示太阳电池阵, L 为电感, C 为电容, HVDC 表示高压直流母线, LVDC 表示低压直流母线, S 表示开关管, D 表示二极管。此时储能电池不放电, 不连接到直流母线上。本文主要研究能源系统中多种变换器串并联组成的复杂结构的稳定性, 因此, 将太阳电池简化等效为直流电压源, 将交流负载和直流负载等效为电阻。系统中变换器包括由 boost 变换器组成的三端口变换器、三相逆变器、高压母线到低压母线的转换器及低压母线到低压端负载转换器均为 buck 变换器, 在对上述变换器建模的基础上, 求得系统的母线端口阻抗。

1) boost 变换器阻抗模型

boost 变换电路如图 3 所示, 其主要功能是将太阳电池阵的输出电压升压、滤波后并入至 HVDC 母线。其中, v_{in} 为太阳电池阵的输出电压, 也就是变换器的输入电压, v_o 为变换器的输出直流电压,

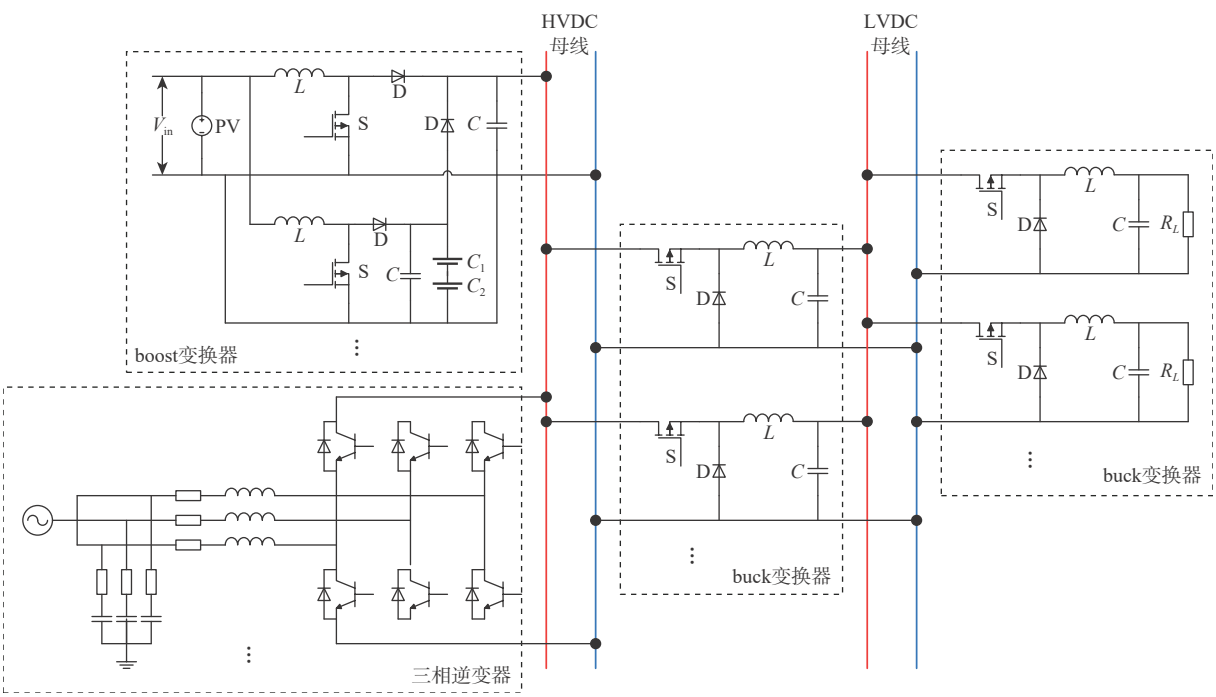


图 2　平流层飞艇能源系统模型

Fig. 2　Model of energy system for stratospheric airship

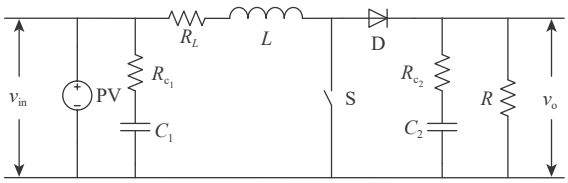


图 3 boost 变换器电路

Fig. 3 Circuit of boost converter

R_L 为电感 L 的等效内阻，R_{c_1} 为输入滤波电容 C_1 的等效内阻，R_{c_2} 为输出滤波电容 C_2 的等效内阻。

选择 boost 变换器电感电流 i_L、输入电容电压 v_{c_1}、输出滤波电容电压 v_{c_2}、输出电压 v_o 及输入电压 v_{in} 作为状态变量。假设开关管导通占空比为 e，根据其开关时的等效电路，忽略开关损耗，考虑电感内阻情况下，得到 boost 变换器的状态空间模型。

按照开关管导通和关断可将变换器的工作状态分为 2 种，开关管导通时为工作状态 1，开关管关断时为工作状态 2。

在工作状态 1 下的状态方程为

$$\begin{cases} L\dfrac{\mathrm{d}i_L(t)}{\mathrm{d}t} = v_{in}(t) - R_L i_L(t) \\ C_2\dfrac{\mathrm{d}v_{c_2}(t)}{\mathrm{d}t} = -i_o(t) \\ C_1\dfrac{\mathrm{d}v_{c_1}(t)}{\mathrm{d}t} = i_{in}(t) - i_L(t) \\ v_o(t) = v_{c_2}(t) + R_{c_2}C_2\dfrac{\mathrm{d}v_{c_2}(t)}{\mathrm{d}t} \\ v_{in}(t) = v_{c_1}(t) + R_{c_1}i_{c_1}(t) \end{cases} \tag{1}$$

在工作状态 2 下的状态方程为

$$\begin{cases} L\dfrac{\mathrm{d}i_L(t)}{\mathrm{d}t} = v_{in}(t) - R_L i_L(t) - v_o(t) \\ C_2\dfrac{\mathrm{d}v_{c_2}(t)}{\mathrm{d}t} = i_L(t) - i_o(t) \\ C_1\dfrac{\mathrm{d}v_{c_1}(t)}{\mathrm{d}t} = i_{in}(t) - i_L(t) \\ v_o(t) = v_{c_2}(t) + R_{c_2}C_2\dfrac{\mathrm{d}v_{c_2}(t)}{\mathrm{d}t} \\ v_{in}(t) = v_{c_1}(t) + R_{c_1}i_{c_1}(t) \end{cases} \tag{2}$$

用变量平均值代替式(1)和式(2)中各瞬时值，可以得到开关周期平均模型，然后，对方程进行近似线性化，即将直流量与交流小信号量分别列出，直流量为系统的稳态工作点、交流小信号量为工作点处的动态响应。将变换器输入电压、输入电流、电容电压、电感电流、输出电压、输出电流表示为直流量和低频小信号量相加的形式，将各式代入开关周期平均模型中，令交流和直流项对应相等，忽略幅值较小的二阶小信号项，可得变换器的交流小信号模型为

$$\begin{cases} L\dfrac{\mathrm{d}\hat{i}_L(t)}{\mathrm{d}t} = \hat{v}_{in}(t) - \left[R_L + R_{c_2}(1-E)\right]\hat{i}_L(t) + \\ \qquad R_{c_2}(1-E)\hat{i}_o(t) - (1-E)\hat{v}_{c_2}(t) + \\ \qquad \left(R_{c_2}I_L - R_{c_2}I_o + V_{c_2}\right)\hat{e}(t) \\ C_2\dfrac{\mathrm{d}\hat{v}_{c_2}(t)}{\mathrm{d}t} = (1-E)\hat{i}_L(t) - \hat{i}_o(t) - I_L\hat{e}(t) \\ C_1\dfrac{\mathrm{d}\hat{v}_{c_1}(t)}{\mathrm{d}t} = \hat{i}_{in}(t) - \hat{i}_L(t) = \dfrac{\hat{v}_{in}(t) - \hat{v}_{c_1}(t)}{R_{c_1}} \end{cases} \tag{3}$$

式中：E 为占空比稳态值；$\hat{e}$ 为占空比扰动值。

进行拉氏变换，可得

$$\begin{cases} sL\hat{i}_L(s) = \hat{v}_{in}(s) - \left[R_L + R_{c_2}(1-E)\right]\hat{i}_L(s) + \\ \qquad R_{c_2}(1-E)\hat{i}_o(s) - (1-E)\hat{v}_{c_2}(s) + \\ \qquad \left(R_{c_2}I_L - R_{c_2}I_o + V_{c_2}\right)\hat{e}(s) \\ sC_2\hat{v}_{c_2}(s) = (1-E)\hat{i}_L(s) - \hat{i}_o(s) - I_L\hat{e}(s) \\ sC_1\hat{v}_{c_1}(s) = \hat{i}_{in}(s) - \hat{i}_L(s) = \dfrac{\hat{v}_{in}(s) - \hat{v}_{c_1}(s)}{R_{c_1}} \\ \hat{v}_o(s) = \left(sR_{c_2}C_2 + 1\right)\hat{v}_{c_2}(s) \\ \hat{v}_{in}(s) = \left(sR_{c_1}C_1 + 1\right)\hat{v}_{c_1}(s) \end{cases} \tag{4}$$

式中：s 为拉氏变换中的固有参数。

根据式(4)可以推出开环时 boost 变换器各变量之间的传递函数。则可得到输出电流到输出电压的传递函数，也就是开环输出阻抗：

$$Z_o(s) = \hat{v}_o(s)/\hat{i}_o(s) = -\frac{s^2LR_{c_2}C_2 + s\left[L + R_LR_{c_2}C_2 + R_{c_2}^2C_2E(1-E)\right] + \left[R_L + R_{c_2}E(1-E)\right]}{s^2LC_2 + sC_2\left[R_L + R_{c_2}(1-E)\right] + (1-E)^2} \tag{5}$$

对 boost 变换器采用电压电流双闭环控制，其控制框图如图 4 所示。

根据图 4 可得到 boost 变换器双闭环控制的信号流图，使用梅森增益公式推导出输出电流到输出电压的传递函数，也即变换器的闭环输出阻抗：

$$Z_{oc} = \frac{Z_o\left(1 + G_{si}H_eG_iK_{pwm}G_{id}\right) - G_{ii}G_{si}H_eG_iK_{pwm}G_{ud}}{1 + G_{su}G_vG_iK_{pwm}G_{ud} + G_{si}H_eG_iK_{pwm}G_{id}} \tag{6}$$

式中：G_{si} 为电流采样系数；G_{su} 为电压采样系数；H_e 为采样保持环节的传递函数；G_v 为电压控制器的传递函数；G_i 为电流控制器的传递函数；K_{pwm} 为 pwm 控制器的传递函数；G_{id} 为占空比到电感电流的传递函数；G_{ud} 为占空比到输出电压的传递函数。

2）buck 变换器阻抗模型

buck 变换电路如图 5 所示，本文系统中高低压

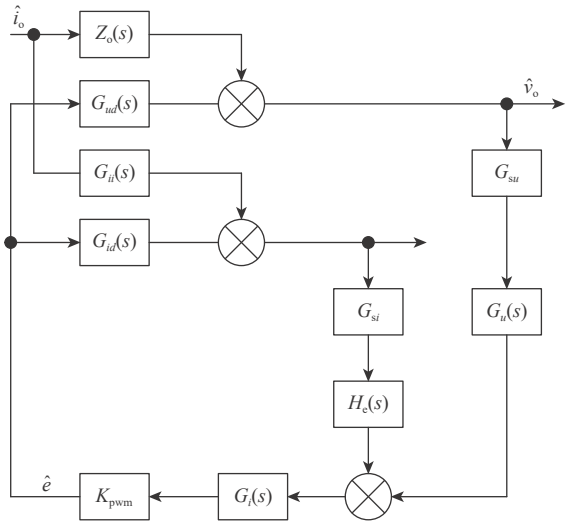


图 4　boost 变换器电压电流双闭环控制框图

Fig. 4　Block diagram of voltage and current double closed-loop control for boost converter

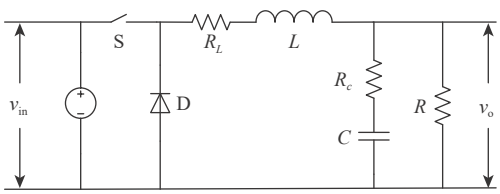


图 5　buck 变换器电路

Fig. 5　Circuit of buck converter

母线变换器、负载端变换器都使用 buck 变换器。其中, R_c 为输出滤波电容 C 的等效内阻。

选择 buck 变换器电感电流 i_L、输出滤波电容电压 v_c、输出电压 v_o 及输入电压 v_{in} 作为状态变量。假设开关管导通占空比为 e, 根据其开关时的等效电路, 忽略开关损耗, 考虑电感内阻的情况下, 得到 buck 变换器的状态空间模型。

按照开关管导通和关断可将变换器的工作状态分为 2 种, 开关管导通时为工作状态 1, 开关管关断时为工作状态 2。

在工作状态 1 下的状态方程为

$$\begin{cases} L\dfrac{\mathrm{d}i_L(t)}{\mathrm{d}t} = v_{in}(t) - v_o(t) - R_L i_L(t) \\ C\dfrac{\mathrm{d}v_c(t)}{\mathrm{d}t} = i_L(t) - i_o(t) = i_L(t) - \dfrac{1}{R}v_o(t) \\ v_c(t) + R_c C\dfrac{\mathrm{d}v_c(t)}{\mathrm{d}t} = v_o(t) \\ i_{in}(t) = i_L(t) \end{cases} \tag{7}$$

在工作状态 2 下的状态方程为

$$\begin{cases} L\dfrac{\mathrm{d}i_L(t)}{\mathrm{d}t} = -v_o(t) - R_L i_L(t) \\ C\dfrac{\mathrm{d}v_c(t)}{\mathrm{d}t} = i_L(t) - i_o(t) = i_L(t) - \dfrac{1}{R}v_o(t) \\ v_c(t) + R_c C\dfrac{\mathrm{d}v_c(t)}{\mathrm{d}t} = v_o(t) \\ i_{in}(t) = 0 \end{cases} \tag{8}$$

与 1.2 节中 boost 变换器的推导过程相同, 先得到开关周期平均模型, 然后可得到变换器的交流小信号模型, 对其进行拉氏变换, 可得

$$\begin{cases} sL\hat{i}_L(s) = V_{in}\hat{e}(s) + E\hat{v}_{in}(s) - \hat{v}_o(s) - R_L\hat{i}_L(s) \\ sC\hat{v}_c(s) = \hat{i}_L(s) - \hat{i}_o(s) = \hat{i}_L(s) - \dfrac{1}{R}\hat{v}_o(s) \\ \hat{v}_o(s) = \hat{v}_c(s) + sR_c C\hat{v}_o(s) \\ \hat{i}_{in}(s) = I_L\hat{e}(s) + SE\hat{i}_L(s) \end{cases} \tag{9}$$

根据式(9)可以推出开环时 buck 变换器各变量之间的传递函数关系式。可得到输入电流到输入电压的传递函数, 也就是开环输入阻抗:

$$Z_{in} = \frac{E^2\left(s^2RR_cC^2 - sRC - 1\right)}{s^3RR_cLC^2 + s^2(RR_LR_cC^2 - RLC) - s(L + RR_LC) - (R + R_L)} \tag{10}$$

对 buck 变换器采用电压电流双闭环控制, 其控制框图如图 6 所示。

由图 6 可知, buck 变换器双闭环控制的信号流图, 使用梅森增益公式推导出输出电流到输出电压的传递函数, 也即变换器的闭环输出阻抗:

$$Z_{inc} = \frac{Z_{in}(1 + G_uG_iG_{ud} + G_iG_{id}) - H_{ii}(G_iH_{ud} - H_{ui}G_uG_iH_{ud})}{1 + G_uG_iG_{ud} + G_iG_{id}} \tag{11}$$

式中: G_u 为电压控制器的传递函数; G_i 为电流控制器的传递函数; Z_{in} 为开环输入阻抗; G_{id} 为占空比到电感电流的传递函数; H_{id} 为占空比到输入电流的传递函数; G_{ud} 为占空比到输出电压的传递函数。

3) 三相逆变器阻抗模型

三相逆变器的主电路拓扑如图 7 所示, 其中, v_{dc} 为直流电压源, v_L 表示直流电压经逆变桥后的三相交流输出电压, i_{Lj} 为流过滤波电感 L 和其寄生电阻 R_L 的电流, i_{Cj} 为流过滤波电容 C 的电流, i_{oj} 和 v_{oj} 为三相输出电流和电压, 其中, j=a、b、c。

首先, 对主电路进行建模, 得到逆变器在三相静止坐标系下的系统状态方程, 并将其写为向量形式:

$$\begin{cases} L_1\dfrac{\mathrm{d}\boldsymbol{i}_1}{\mathrm{d}t} = \boldsymbol{u}_1 - \boldsymbol{u}_o = \boldsymbol{d}u_{dc} - \boldsymbol{u}_o \\ C\dfrac{\mathrm{d}\boldsymbol{u}_o}{\mathrm{d}t} = \boldsymbol{i}_1 - \boldsymbol{i}_2 = \boldsymbol{i}_1 - \dfrac{1}{R}\boldsymbol{u}_o \\ i_{dc} = \boldsymbol{d}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{i}_1 \end{cases} \tag{12}$$

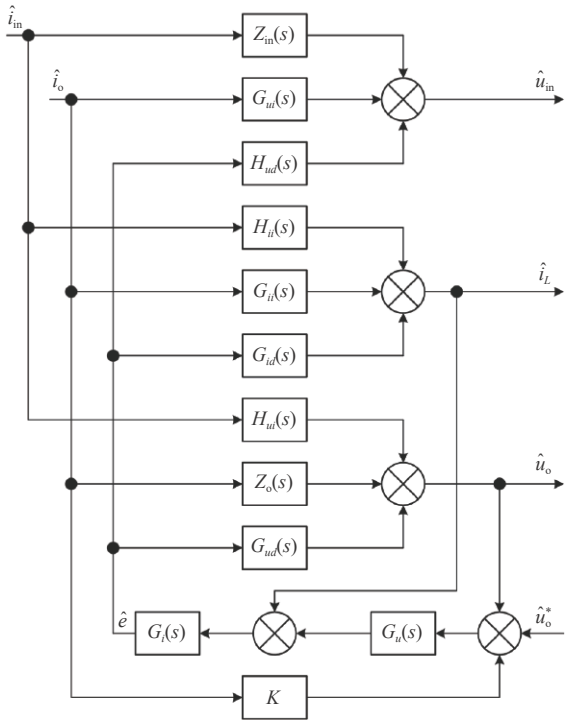


图 6 buck 变换器电压电流双闭环控制框图

Fig. 6 Block diagram of voltage and current double closed-loop control for buck converter

应用三相旋转坐标变换，*abc* 坐标系到 *dqo* 坐标系的变换为 $x_{dqo}=Tx_{abc}$，从 *dqo* 旋转坐标系到 *abc* 静止坐标系的反变换为 $x_{abc}=T^{-1}x_{dqo}$。

将矢量的坐标转换公式：$\boldsymbol{i}_1=T^{-1}\boldsymbol{i}_{1dqo}$，$\boldsymbol{u}_1=T^{-1}\cdot\boldsymbol{u}_{1dqo}$，$\boldsymbol{u}_o=T^{-1}\boldsymbol{u}_{odqo}$，$\boldsymbol{e}=T^{-1}\boldsymbol{e}_{dqo}$代入状态方程并整理得到 *dqo* 旋转坐标系三相电压型逆变器的状态方程：

$$\begin{cases} L_1\dfrac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t}\begin{bmatrix} i_{d1} \\ i_{q1} \end{bmatrix}=\begin{bmatrix} e_d \\ e_q \end{bmatrix}u_{\mathrm{dc}}-\begin{bmatrix} u_{do} \\ u_{qo} \end{bmatrix}-L_1\begin{bmatrix} 0 & -\omega \\ \omega & 0 \end{bmatrix}\begin{bmatrix} i_{d1} \\ i_{q1} \end{bmatrix} \\ C\dfrac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t}\begin{bmatrix} u_{do} \\ u_{qo} \end{bmatrix}=\begin{bmatrix} i_{d1} \\ i_{q1} \end{bmatrix}-\dfrac{1}{R}\begin{bmatrix} u_{do} \\ u_{qo} \end{bmatrix}-C\begin{bmatrix} 0 & -\omega \\ \omega & 0 \end{bmatrix}\begin{bmatrix} u_{do} \\ u_{qo} \end{bmatrix} \\ i_{\mathrm{dc}}=\begin{bmatrix} e_d & e_q \end{bmatrix}\begin{bmatrix} i_{d1} \\ i_{q1} \end{bmatrix} \end{cases} \tag{13}$$

式中：e_d 为逆变器占空比的 *d* 轴分量；e_q 为逆变器占空比的 *q* 轴分量；u_{do} 为逆变器输出电压的 *d* 轴分量；u_{qo} 为输出电压的 *q* 轴分量；i_{d1} 为逆变器输入虚拟线电流的 *d* 轴分量，i_{q1} 为逆变器输入虚拟线电流的 *q* 轴分量。

用变量平均值代替式(13)中的各瞬时值，可以得到 *dq* 旋转坐标系下逆变器开关周期平均模型，然后，将逆变器的平均模型经小信号扰动和线性化，得到其 *dq* 旋转坐标系下小信号交流模型：

$$\begin{cases} L_1\dfrac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t}\begin{bmatrix} \hat{i}_{d1} \\ \hat{i}_{q1} \end{bmatrix}=\begin{bmatrix} E_d \\ E_q \end{bmatrix}\hat{u}_{\mathrm{dc}}+\begin{bmatrix} \hat{e}_d \\ \hat{e}_q \end{bmatrix}U_{\mathrm{dc}}-\begin{bmatrix} \hat{u}_{do} \\ \hat{u}_{qo} \end{bmatrix}- \\ \qquad L_1\begin{bmatrix} 0 & -\omega \\ \omega & 0 \end{bmatrix}\begin{bmatrix} \hat{i}_{d1} \\ \hat{i}_{q1} \end{bmatrix} \\ C\dfrac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t}\begin{bmatrix} \hat{u}_{do} \\ \hat{u}_{qo} \end{bmatrix}=\begin{bmatrix} \hat{i}_{d1} \\ \hat{i}_{q1} \end{bmatrix}-\dfrac{1}{R}\begin{bmatrix} \hat{u}_{do} \\ \hat{u}_{qo} \end{bmatrix}-C\begin{bmatrix} 0 & -\omega \\ \omega & 0 \end{bmatrix}\begin{bmatrix} \hat{u}_{do} \\ \hat{u}_{qo} \end{bmatrix} \\ \hat{i}_{\mathrm{dc}}=\begin{bmatrix} E_d & E_q \end{bmatrix}\begin{bmatrix} \hat{i}_{d1} \\ \hat{i}_{q1} \end{bmatrix}+\begin{bmatrix} \hat{e}_d & \hat{e}_q \end{bmatrix}\begin{bmatrix} I_{d1} \\ I_{q1} \end{bmatrix} \end{cases} \tag{14}$$

式中：E_d 为逆变器占空比的 *d* 轴分量；E_q 为逆变器占空比的 *q* 轴分量。

由式(14)可画出三相电压型逆变器小信号交流模型的等效电路，如图 8 所示。

对三相电压型逆变器采用电压电流双闭环控制，内环为电流环，可采用比例或比例积分控制，外环为电压控制环，也可采用比例或比例积分控制。由图 8 可知，逆变器小信号模型中存在 *d*、*q* 轴耦合项 $\omega L_1 i_{q1}$、$\omega C u_{qo}$、$-\omega L_1 i_{d1}$、$\omega C u_{do}$，*d* 轴电流、电压的变化将会导致 *q* 轴电流、电压的变化。为消除相互之间的耦合，简化电流电压环路控制器设计，引入电流、电压环路解耦控制方法，*d*、*q* 解耦控制框图如图 9 所示。

通过解耦的控制策略，逆变器 *d* 轴和 *q* 轴完全解耦，便于分别对 *d* 轴、*q* 轴设计控制参数，解耦后的逆变器相当于 2 个结构相同 buck 变换器并联，如图 10 所示。

则可得到解耦后的小信号交流模型方程，对其中各式做拉普拉斯变换，得到 *s* 域下小信号模型方程：

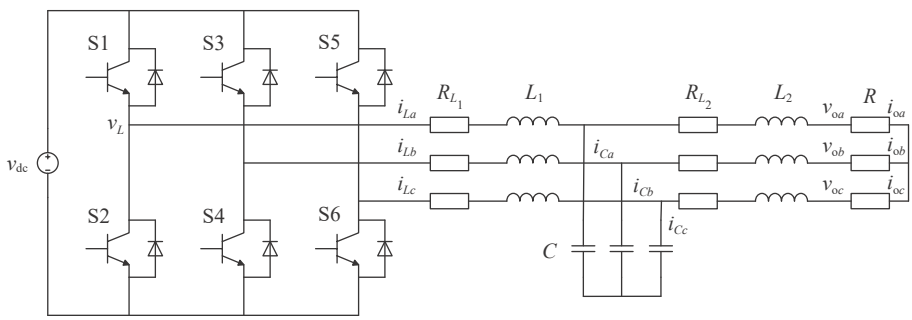


图 7 三相电压型 PWM 逆变器

Fig. 7 Three phase voltage type PWM inverter

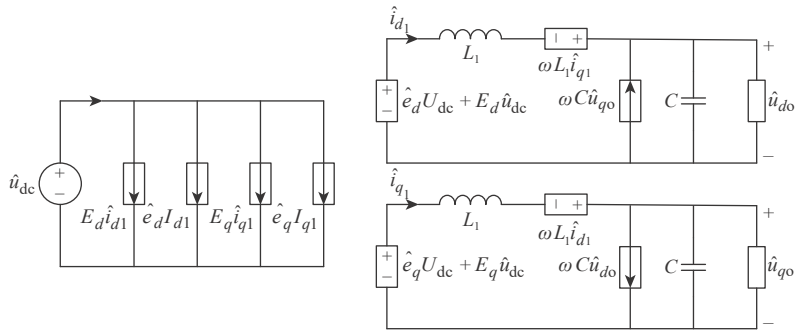


图 8　三相电压型逆变器小信号交流模型的等效电路

Fig. 8　Equivalent circuit of small signal AC model for three-phase voltage source inverter

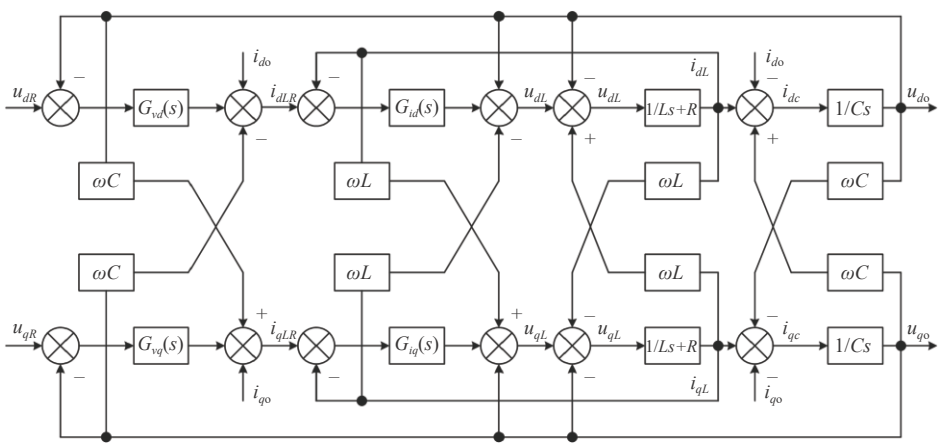


图 9　*dq* 解耦控制框图

Fig. 9　*dq* decoupling control block diagram

$$\begin{cases} sL_1\hat{i}_{d1}(s)=E_d\hat{u}_{dc}(s)+U_{dc}\hat{e}_d(s)-\hat{u}_{do}(s) \\ sL_1\hat{i}_{q1}(s)=E_q\hat{u}_{dc}(s)+U_{dc}\hat{e}_q(s)-\hat{u}_{qo}(s) \\ sC\hat{u}_{do}(s)=\hat{i}_{d1}(s)-\dfrac{1}{R}\hat{u}_{do}(s) \\ sC\hat{u}_{qo}(s)=\hat{i}_{q1}(s)-\dfrac{1}{R}\hat{u}_{qo}(s) \\ \hat{i}_{dc}(s)=E_d\hat{i}_{d1}(s)+I_{d1}\hat{e}_d(s)+E_q\hat{i}_{q1}(s)+I_{q1}\hat{e}_q(s) \end{cases} \tag{15}$$

由式(15)计算可得三相电压型逆变器的开环输入阻抗为

$$Z_{in}=\frac{s^2RL_1C+sL_1+R}{\left(E_d^2+E_q^2\right)(sRC+1)} \tag{16}$$

加入输入电压扰动后, 可得到以直流端输入电压扰动 u_{dc} 为输入变量, 以直流端输入电流 i_{dc} 为输出变量的逆变器主回路小信号模型控制框图, 将其写为信号流图的形式, 由信号流图结合梅森增益公式可得到闭环输入阻抗:

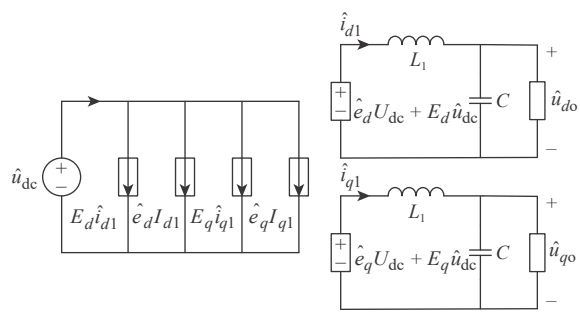


图 10　解耦后三相电压型逆变器小信号模型

Fig. 10　Small signal model of decoupled three-phase voltage source inverter

$$Z_{inc}=\frac{1+K_{pwm}U_{dc}G_iG_L\left(G_vG_c+1+\dfrac{G_c}{R}\right)+G_LG_c+\dfrac{G_c}{R}}{\left(E_d^2+E_q^2\right)\left(1+\dfrac{G_c}{R}\right)G_L-\left(E_dI_d+E_qI_q\right)\left(1+\dfrac{G_c}{R}+G_cG_v\right)K_{pwm}G_LG_i} \tag{17}$$

式中: $G_v=k_{pv}+k_{iv}/s$; $G_i=k_{pi}+k_{ii}/s$; $G_L=1/sL$; $G_c=1/sC$; E_d 为占空比的 d 轴分量; E_q 为占空比的 q 轴分量; I_d 为输入虚拟线电流的 d 轴分量; I_q 为输入虚拟线电流的 q 轴分量; K_{pwm} 为 PWM 调制器的传递函数。

2 平流层飞艇能源系统稳定性分析

2.1 多母线直流系统稳定判据

多母线直流发电系统通常由几个不同的母线组成，以具有 2 个电压等级母线的典型直流发电系统为例，系统包含 HVDC 母线和 LVDC 母线。在此基础上，将多母线直流系统按照子系统进行划分，然后，分析子系统的阻抗比来进行稳定性分析[11]。平流层飞艇多母线能源系统也可以被等效的看成单母线系统，采用如图 11 所示的子系统划分方法来计算系统的阻抗比判据。

当系统采用如图 11(a) 所示的基于高压母线的子系统划分方法时，子系统 1 的输出阻抗和子系统 2 的输入阻抗如下：

$$Z_{\mathrm{oH}} = 1 \Big/ \left(\sum_{i=1}^{m} \frac{1}{Z_{\mathrm{o_bo}}} + \sum_{j=1}^{n} \frac{1}{Z_{\mathrm{in_inv}}} \right) = 1 \Big/ \left(\frac{1}{Z_{\mathrm{HV}}} + \frac{1}{Z_{\mathrm{HC}}} \right) \tag{18}$$

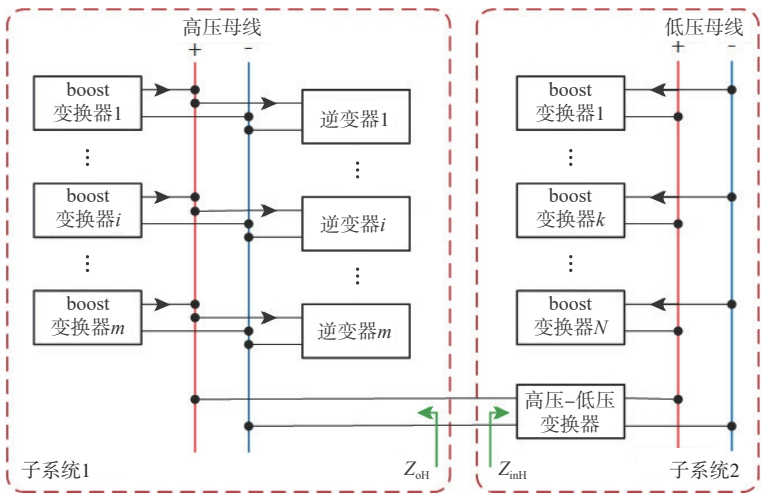
$$Z_{\mathrm{inH}} = \frac{Z_{\mathrm{HT}} Z_{\mathrm{LT}} (Z_{\mathrm{LC}} + Z_{\mathrm{LT}})}{Z_{\mathrm{LT}} (Z_{\mathrm{LC}} + Z_{\mathrm{LT}}) + Z_{\mathrm{HT}} Z_{\mathrm{LT}} G_{\mathrm{LT}} G_{\mathrm{HT}}} \tag{19}$$

式中：Z_{HV} 和 Z_{HC} 分别为高压母线上所有母线电压控制变化器和母线电流控制变化器的母线侧端口并联输出阻抗；Z_{LC} 为低压母线上所有母线电流控制变化器的母线侧端口并联输入阻抗；Z_{HT} 和 Z_{LT} 分别为高低压变换器单独工作时高压母线侧输入阻抗和低压母线侧输出阻抗；G_{HT} 为高低压变换器单独工作时输出电压到输入电流传递函数；G_{LT} 为高低压变换器单独工作时输入电压到输出电流传递函数。

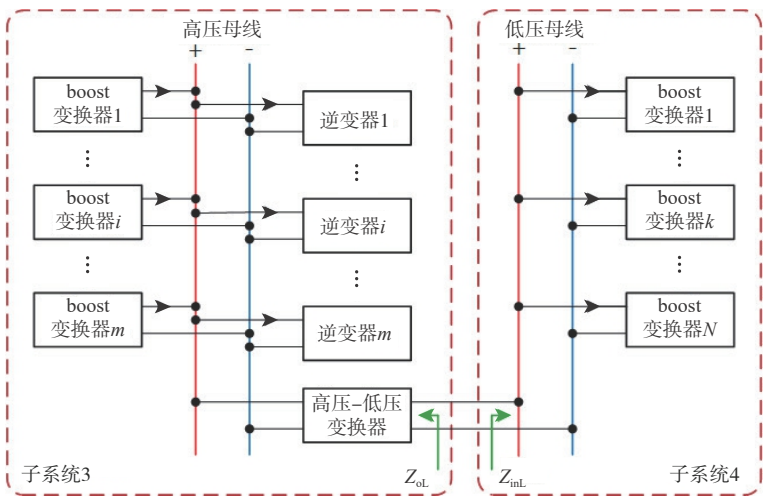
当系统采用如图 11(b) 所示的基于低压母线的子系统划分方法时，子系统 3 的输出阻抗和子系统 4 的输入阻抗如下：

$$Z_{\mathrm{oL}} = \frac{G_{\mathrm{HT}} G_{\mathrm{LT}} (Z_{\mathrm{HT}} Z_{\mathrm{HV}} + Z_{\mathrm{HC}} Z_{\mathrm{HV}} + Z_{\mathrm{HC}} Z_{\mathrm{HT}})}{Z_{\mathrm{HV}} Z_{\mathrm{HC}} Z_{\mathrm{HT}}} \tag{20}$$

$$Z_{\mathrm{inL}} = Z_{\mathrm{LC}} = 1 \Big/ \sum_{k=1}^{N} \frac{1}{Z_{\mathrm{in_bu}}} \tag{21}$$



(a) 基于高压母线的子系统划分方法



(b) 基于低压母线的子系统划分方法

图 11 飞艇能源系统 2 种子系统划分方法

Fig. 11 Two subsystem division methods for airship energy system

2.2　稳定性分析

为分析系统的稳定性, 通过改变高压母线和低压母线的负载, 测试了不同情况下系统中高压母线的稳定情况。高压母线负载 R_3 分别设置为 0.1, 1, 10 Ω, 低压母线负载 R_5 设置为 0.1, 1, 10 Ω, 分别仿真分析高压负载在不同阻值下的稳定情况。

1）R_5=0.1 Ω, R_3=0.1, 1, 10 Ω

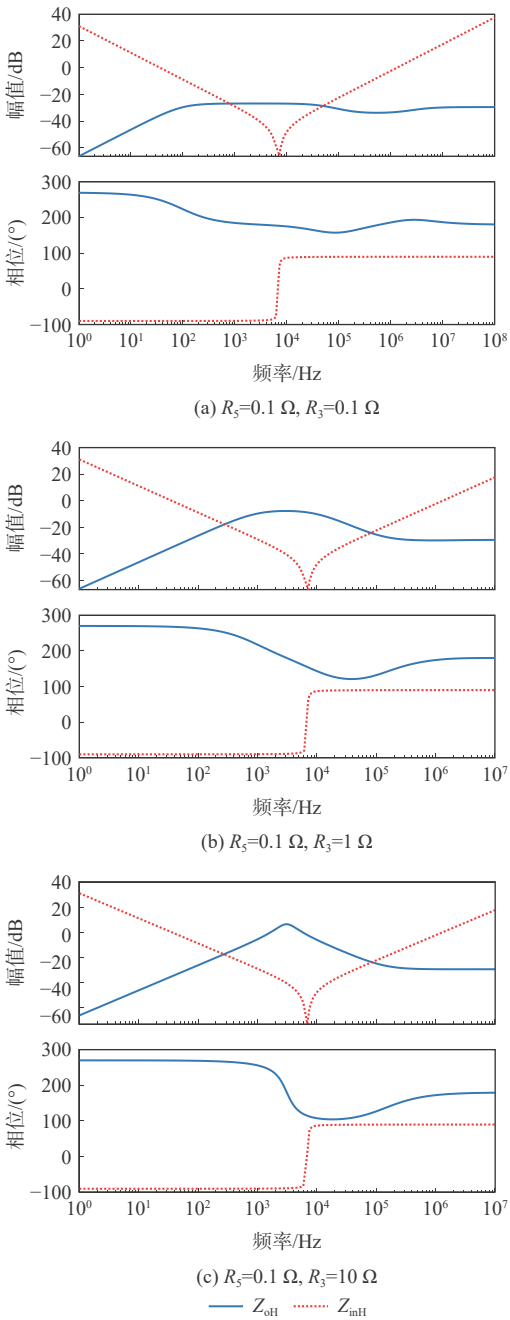
当 R_5=0.1 Ω, R_3=0.1, 1, 10 Ω 时, 按第 1 种子系统划分方法下子系统 1 和子系统 2 端口阻抗的伯德图如图 12 所示。由图可知, 3 种情况下, 输出阻抗 Z_{oH} 与输入阻抗 Z_{inH} 的幅值有交叠, 且 $|\phi(Z_{oH})-\phi(Z_{inH})|>180°$, 这表明按照阻抗比稳定判据均判定系统此时处于不稳定状态。而随着 R_3 的增大, 幅值交叠的频率区间范围逐渐变大, 说明在低压负载不变的情况下, 高压负载阻值变大会使系统不稳定状态进一步加剧。

2）R_5=10 Ω, R_3=0.1, 1, 10 Ω

当 R_5=10 Ω, R_3=0.1, 1, 10 Ω 时, 高压母线端口的伯德图和极零点图如图 13 所示。此时结果显示系统仍不稳定。

3）R_3=0.1 Ω, R_5=0.1, 1, 10 Ω

当 R_3=0.1 Ω, R_5=0.1, 1, 10 Ω 时, 按第 2 种子系



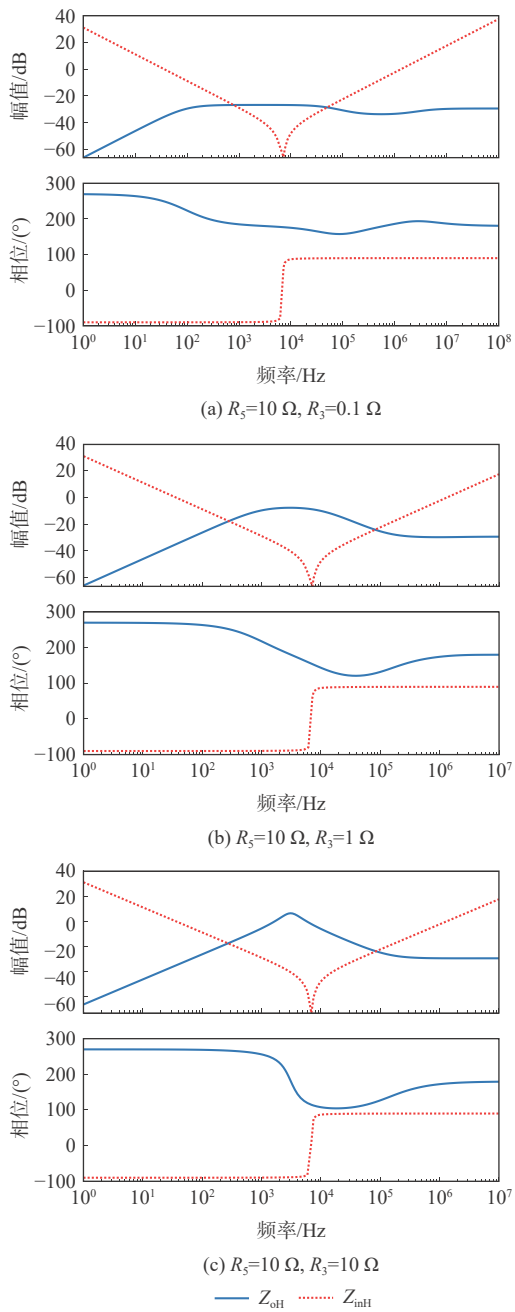
(a) R_5=0.1 Ω, R_3=0.1 Ω

(b) R_5=0.1 Ω, R_3=1 Ω

(c) R_5=0.1 Ω, R_3=10 Ω

图 12　负载 R_5=0.1 Ω, R_3=0.1, 1, 10 Ω 时 Z_{inH}、Z_{oH} 的伯德图

Fig. 12　Bode plots of Z_{inH}, Z_{oH} under load R_5=0.1 Ω, R_3=0.1, 1, 10 Ω



(a) R_5=10 Ω, R_3=0.1 Ω

(b) R_5=10 Ω, R_3=1 Ω

(c) R_5=10 Ω, R_3=10 Ω

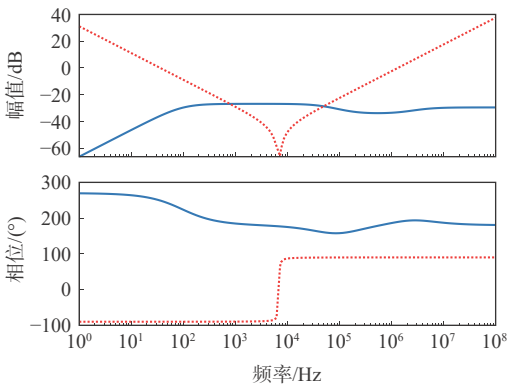
图 13　负载 R_5=10 Ω, R_3=0.1, 1, 10 Ω 时 Z_{inH}、Z_{oH} 的伯德图

Fig. 13　Bode plots of Z_{inH}, Z_{oH} under load R_5=10 Ω, R_3=0.1, 1, 10 Ω

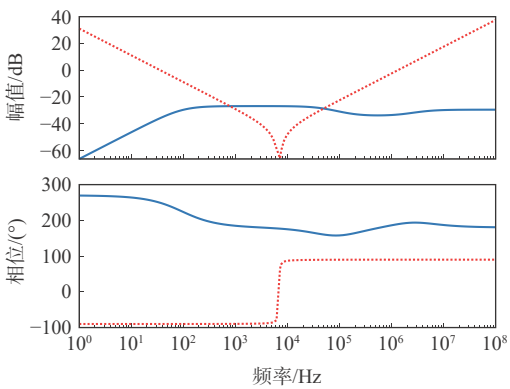
统划分方法下子系统 3 和子系统 4 端口阻抗的伯德图如图 14 所示。由图可知，3 种情况下，输出阻抗 Z_{oL} 与输入阻抗 Z_{inL} 的幅值有交叠，且 $|\phi(Z_{oL})-\phi(Z_{inL})|>180°$，这表明按照阻抗比稳定判据均判定系统此时处于不稳定状态。而随着 R_5 的增大，幅值交叠的频率区间范围逐渐变小，说明在高压负载不变的情况下，低压负载阻值变大会使系统不稳定状态有所改善。

4）R_3=10 Ω, R_5=0.1, 1, 10 Ω

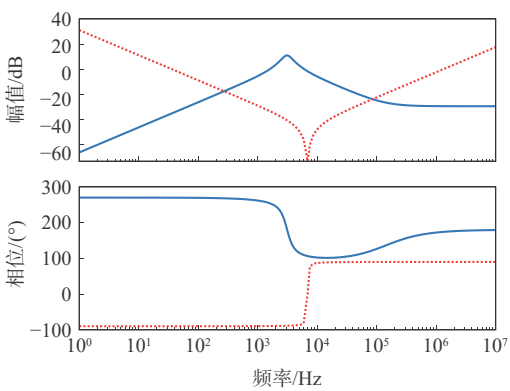
当 R_3=10 Ω, R_5=0.1, 1, 10 Ω 时，按第 2 种子系统划分方法下子系统 3 和子系统 4 端口阻抗的伯德图如图 15 所示。此时结果显示系统仍不稳定。



(a) R_3=0.1 Ω, R_5=0.1 Ω



(b) R_3=0.1 Ω, R_5=1 Ω

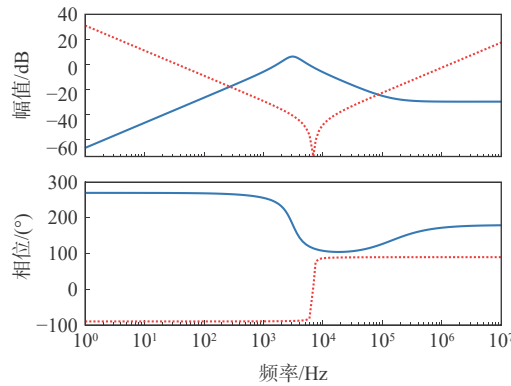


(c) R_3=0.1 Ω, R_5=10 Ω

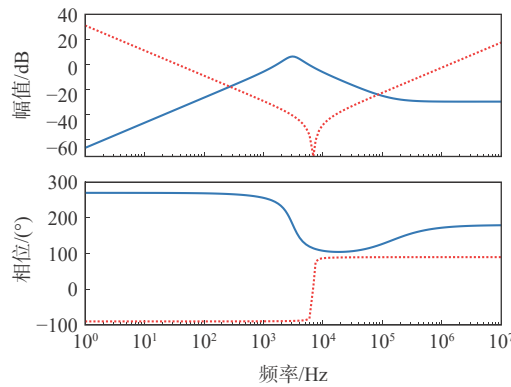
Z_{oH} Z_{inH}

图 14 负载 R_3=0.1 Ω, R_5=0.1, 1, 10 Ω 时 Z_{inL}、Z_{oL} 的伯德图

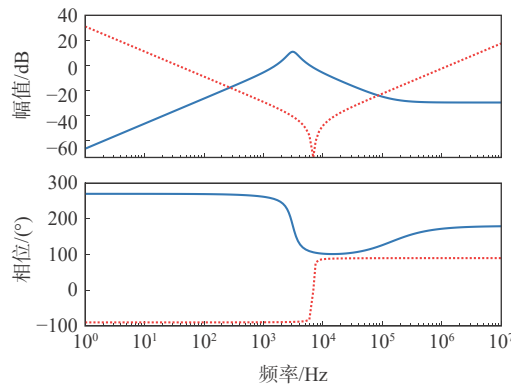
Fig. 14 Bode plots of Z_{inL}, Z_{oL} under load R_3=0.1 Ω, R_5=0.1, 1, 10 Ω



(a) R_3=10 Ω, R_5=0.1 Ω



(b) R_3=10 Ω, R_5=1 Ω



(c) R_3=10 Ω, R_5=10 Ω

Z_{oH} Z_{inH}

图 15 负载 R_3=10 Ω, R_5=0.1, 1, 10 Ω 时 Z_{inL}、Z_{oL} 的伯德图

Fig. 15 Bode plots of Z_{inL}, Z_{oL} under load R_3=0.1 Ω, R_5=0.1, 1, 10 Ω

3 仿真实验验证

为验证 2.1 节中讨论的稳定性判据和分析的有效性，在 MATLAB/Simulink 中建立了平流层飞艇能源系统的仿真模型。该系统包含 3 个 boost 变换器、3 个三相逆变器，中间母线变化器采用 3 个 buck 变换器，低压母线到低压负载也采用 3 个 buck 变换器。完成了不同载荷下稳定性判断的仿真案例。

1）R_3=0.1 Ω

图 16 为 R_3=0.1 Ω 时高压母线电压的稳态模拟

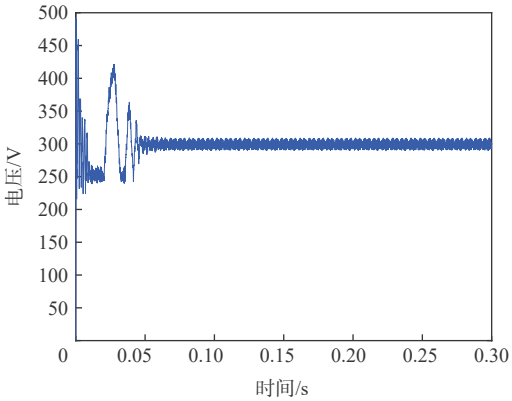


图 16　R_3=0.1 Ω 时系统的稳态仿真波形

Fig. 16　Steady-state simulation waveforms of system when R_3=0.1 Ω

波形。由图可知, 当 R_3=0.1 Ω 时, 高压母线电压存在明显的振荡。仿真波形表明, 系统不稳定, 与所分析的多母线系统稳定性评估方法的判断结果一致。

2) R_3=1 Ω

图 17 为 R_3=1 Ω 时高压母线电压的稳态模拟波形。由图可知, 当 R_3=1 Ω 时, 高压母线电压存在明显的振荡。仿真波形表明, 系统不稳定, 与所分析的多母线系统稳定性评估方法的判断结果一致。

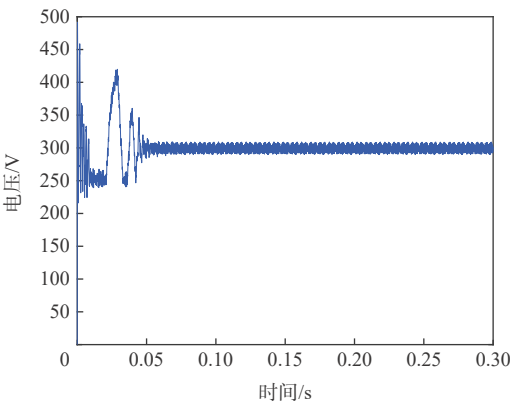


图 17　R_3=1 Ω 时系统的稳态仿真波形

Fig. 17　Steady-state simulation waveforms of system when R_3=1 Ω

3) R_3=10 Ω

图 18 为 R_3=10 Ω 时高压母线电压的稳态模拟波形。由图可知, 当 R_3=10 Ω 时, 高压母线电压存在明显的振荡。仿真波形表明, 系统不稳定, 与所分析的多母线系统稳定性评估方法的判断结果一致。

由本节可知, 在不同的交流负载下, 系统高压母线电压都是不稳定的。这说明即使单个变换器设计为稳定的, 但是相互连接后组成的系统仍有可能不稳定。

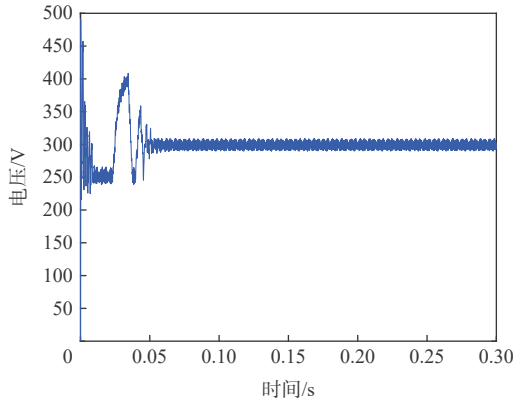


图 18　R_3=10 Ω 时系统的稳态仿真波形

Fig. 18　Steady-state simulation waveforms of system when R_3=10 Ω

4　结果分析与讨论

为进一步分析飞艇能源系统不稳定的原因, 对系统中各变换器在级联情况下的输出阻抗和输入阻抗进行分析, 具体如下:

1) boost 变换器与逆变器级联

当 boost 变换器作为源变换器, 逆变器作为负载变换器, 其级联后的输出、输入阻抗伯德图如图 19

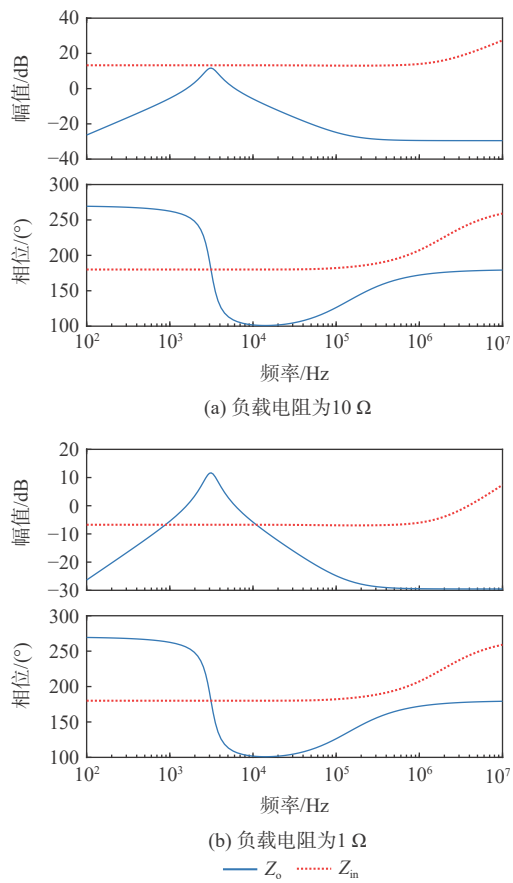


图 19　boost 变换器与逆变器级联的输入、输出阻抗伯德图

Fig. 19　Bode plots of input and output impedance for boost and inverter

所示。由图可知，当负载端电阻为 1 Ω 时，系统在 1 000～10 000 Hz 频段内的输出阻抗幅值大于输入阻抗幅值，不满足级联变换器稳定的 middlebrook 准则，此时输出阻抗与输入阻抗不匹配。

2）boost 变换器与 buck 变换器级联

当 boost 变换器作为源变换器，buck 变换器作为负载变换器，其级联后的输出、输入阻抗伯德图如图 20 所示。由图可知，当负载端电阻为 1 Ω 和 10 Ω 时，系统输入阻抗幅值在 6 000 Hz 附近出现负谐振尖峰，而在 10 Ω 时输入阻抗还在 20 000 Hz 附近有负谐振尖峰。

3）boost 变换器与逆变器、buck 变换器级联

当 boost 变换器作为源变换器，逆变器和 buck 变换器作为负载变换器，其级联后的输出、输入阻抗伯德图如图 21 所示。由图可知，当负载端电阻为 1 Ω 时，系统在 1 000～10 000 Hz 频段内的输出阻抗幅值大于输入阻抗幅值，不满足级联变换器稳定的 middlebrook 准则，此时输出阻抗与输入阻抗不匹配。当负载端电阻为 10 Ω 时，系统输入阻抗幅值在 7 000 Hz 附近出现负谐振尖峰，而且此时输入阻抗在低频段的相位为−180°，呈现负阻抗特性，由以上分析可知，系统中的各变换器在进行级联之后，在不同负载等效阻值情况下会产生阻抗不匹配、负阻抗特性、阻抗幅值副谐振尖峰等现象，从而不满足稳定条件。因此，可知引起飞艇能源系统不稳定的主要影响因素是恒功率负载的负阻抗特性和变换器之间的阻抗不匹配，而且变换器之间的相互作用还会导致系统在输入侧产生负谐振尖峰。

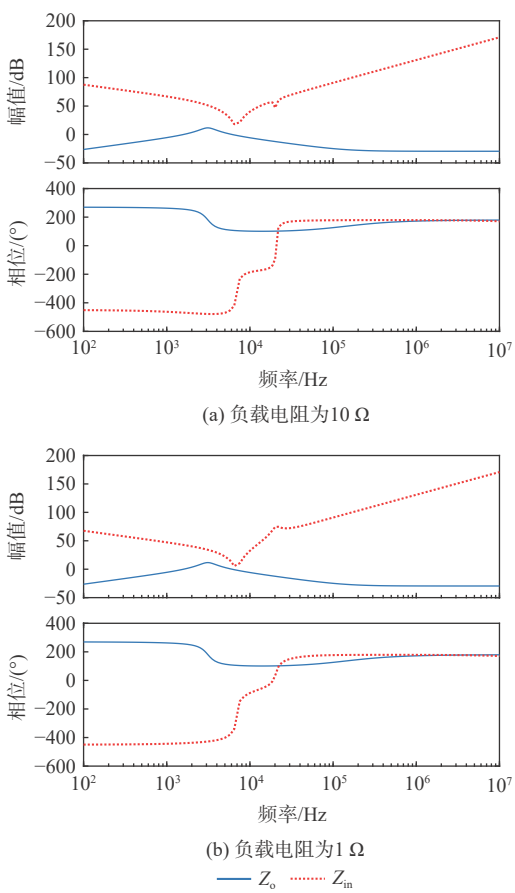


图 20 boost 变换器与 buck 变换器级联的输入、输出阻抗伯德图

Fig. 20 Bode plots of input and output impedance for boost and buck converter

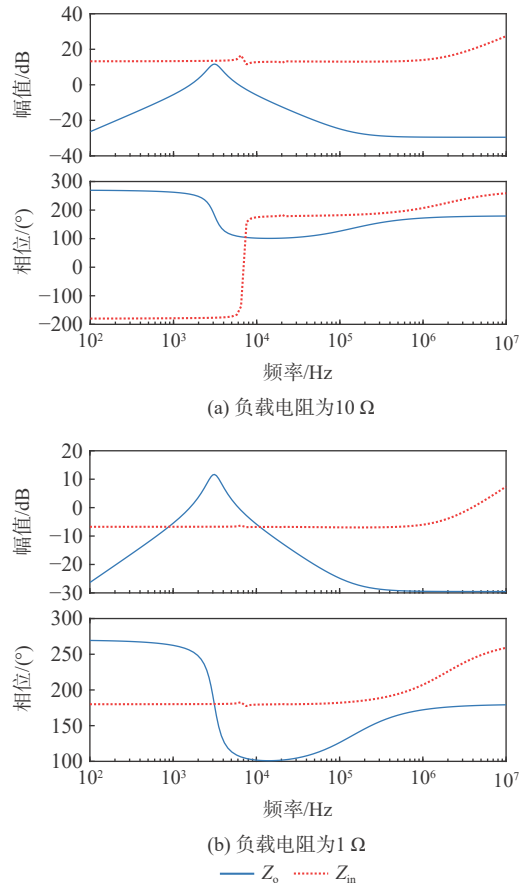


图 21 boost 变换器与逆变器、buck 变换器级联的输入、输出阻抗伯德图

Fig. 21 Bode plots of input and output impedance for boost, inverter and buck converter

为增强系统的稳定性，可以使用虚拟阻抗控制方法[17-18]。这一方法通过控制方法向系统中引入虚拟阻抗，改善电压或电流控制环节，等效增加系统阻尼支路，以改变系统端口阻抗比特性，使得其满足 Nyquist 稳定条件，从而实现系统的稳定控制。相比无源阻尼法会在滤波器的电感或电容支路上引入额外的电阻，增加系统的功率损耗[19-20]，而虚拟阻抗方法不会引入额外的功率损耗[21-22]。还可考虑将直流分布式发电系统中的协调控制策略应用到飞艇能源系统中，对各变换器进行协调控制以提高系统的运行性能，增强系统的稳定性。此外，可采用先进的自适应非线性控制技术，包括滑模控制[23]、

模型预测控制[24]、分层控制[25]和基于无源性的控制[26]等, 这些技术通过对参考电压的全局跟踪控制及对系统干扰的鲁棒控制动态性可提高系统的稳定性。

5　平流层飞艇能源系统稳定控制方法

针对本文提出的半调节方式飞艇能源系统的优化控制, 基于分层控制思想, 本文提出基于一致性功率协调控制和滑模控制的飞艇能源系统分层控制方法, 第 1 层中对太阳电池阵与母线之间的变换器采用分数阶滑模控制, 提高高压功率变换器的动态响应特性和稳定性; 第 2 层控制在系统层面采用基于一致性算法的协调控制, 减小各变换器间的电压偏差, 对各变换器输出功率进行协调控制以提高系统的运行性能,同时采用母线电压补偿控制, 进一步提高系统稳定性。

本文建立平流层飞艇能源系统 MATLAB/Simulink 仿真平台, 并进行仿真实验。平流层飞艇能源系统仿真结构包含有 3 个三端口变换器、3 个高低电压变换器、3 个低压变换器和 3 个逆变器及电机。通过与采用传统电压电流双闭环控制且各变换器独立控制系统的仿真结果进行对比, 以验证本文方法在提高能源系统稳定性和改善母线电压质量方面的有效性。

1) 启动响应特性

传统控制方法与本文方法下的启动响应波形如图 22 所示。由图可知, 使用本文方法时系统在启动时可快速进入稳定状态, 动态响应特性明显好于传统 PID 控制方法。在本文方法下系统高压母线电压能快速达到设定的期望电压值, 而且没有超调, 进入稳态后系统母线电压波动非常小; 而采用 PID 控制的系统不能收敛到额定值, 高压母线电压振荡明显, 进入稳态后电压的最大值为 316.5 V, 最小值为 280.4 V。

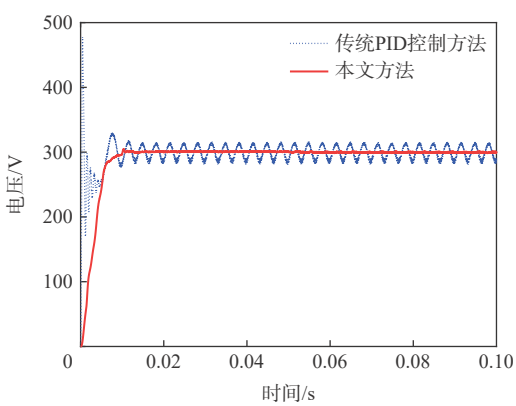


图 22　启动响应对比波形

Fig. 22　Contrast waveforms of start response

2) 输入电压变化

系统稳定运行之后, 在 0.05 s 时, 使系统的输入电压由 250 V 跃变至 280 V。图 23 为 2 种方法在输入电压变化下高压母线电压对比波形。由图可知, 输入电压变化后, 传统 PID 控制方法下母线电压有幅值较大的突变, 且依然在 300 V 左右振荡, 未能在期望电压值附近稳定运行。但在本文方法下的系统输出电压超调量明显更小, 并且能更快速回到所设定的额定值附近工作。

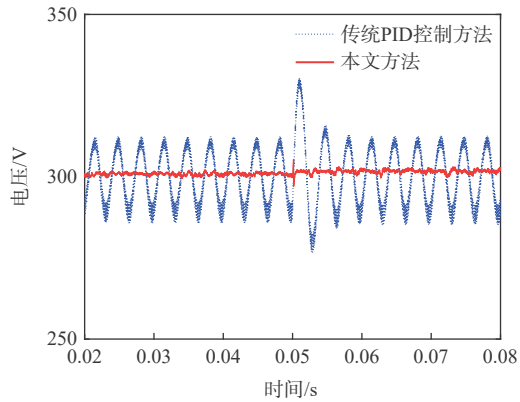


图 23　输入电压变化时高压母线电压对比波形

Fig. 23　Comparison waveform of high-voltage bus voltage when input voltage changes

3) 负载变化

在系统稳定运行之后, 在 0.05 s 时令负载电阻阻值变大, 图 24 为 2 种方法在负载电阻增大时高压母线电压对比波形。由图可知, 当负载突然增大后, 使用传统 PID 控制方案的系统高压母线电压仍有比较明显的振荡, 负载变化后, 母线电压最高跳变到 367.6 V, 最低下降到 272.8 V, 之后振荡幅度为 285～312 V。而采用本文方法后, 系统母线电压没有明显振荡, 能够在设置的值附近稳定, 而且在负载改变后的调整过程中, 电压最高只到 303.9 V, 最低只到 297.9 V。

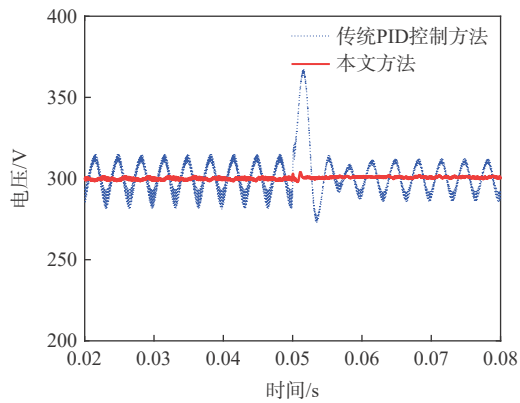


图 24　负载电阻增大时高压母线电压对比波形

Fig. 24　Comparison waveform of high-voltage bus voltage when load resistance increases

6 结 论

1）本文构建了平流层飞艇能源系统的模型，求得不同子系统划分方法下端口的阻抗，利用阻抗比判据评估了能源系统的稳定性，仿真实验验证了所做出的稳定性分析是有效的。

2）结果分析表明，平流层飞艇能源系统在高压负载阻值增大和低压负载阻值减小时会使系统不稳定性加剧，而加剧系统不稳定的因素主要是变换器级联后阻抗不匹配和负阻抗特性。

3）本文提出一种平流层飞艇能源系统稳定控制方法，仿真实验表明，在启动响应特性、输入电压变化和负载变化等情况下，相比传统 PID 控制方法，本文方法系统母线电压没有明显振荡。本文方法可改善系统端口阻抗特性，提高能源系统的稳定性和抗扰能力。

可进一步将多种变换器的控制、发电功率预测、负载用电分配相结合，以最佳能量效率和系统稳定运行为目标，研究各单元的的动态功率优化策略和功率协调机制，实现能源系统功率优化调度和全局优化控制，保障系统安全运行。

参考文献（References）

[1] CHU A, BLACKMORE M, OHOLENDT R, et al. A novel concept for stratospheric communications and surveillance: the StarLight [C]//Proceedings of the AIAA Balloon Systems Conference. Reston: AIAA, 2007.

[2] WANG W Q. Near-space vehicles: supply a gap between satellites and airplanes for remote sensing[J]. IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine, 2011, 26(4): 4-9.

[3] ZUO Z Y, CHENG L, WANG X X, et al. Three-dimensional path-following backstepping control for an underactuated stratospheric airship[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2019, 55(3): 1483-1497.

[4] YUAN J C, ZHU M, GUO X, et al. Trajectory tracking control for a stratospheric airship subject to constraints and unknown disturbances[J]. IEEE Access, 2020, 8: 31453-31470.

[5] YANG X X, LIU D N. Renewable power system simulation and endurance analysis for stratospheric airships[J]. Renewable Energy, 2017, 113: 1070-1076.

[6] ALAM M I, PANT R S. Multidisciplinary approach for solar area optimization of high altitude airships[J]. Energy Conversion and Management, 2018, 164: 301-310.

[7] 郭力, 冯怿彬, 李霞林, 等. 直流微电网稳定性分析及阻尼控制方法研究[J]. 中国电机工程学报, 2016, 36(4): 927-936.
GUO L, FENG Y B, LI X L, et al. Stability analysis and research of active damping method for DC microgrids[J]. Proceedings of the CSEE, 2016, 36(4): 927-936(in Chinese).

[8] 高本锋, 江婷, 于弘洋, 等. H 桥级联型 SSSC 的动态模型及小干扰稳定性分析[J]. 电力自动化设备, 2020, 40(2): 35-42.
GAO B F, JIANG T, YU H Y, et al. Dynamic model and small interference stability analysis of H-bridge cascaded SSSC[J]. Electric Power Automation Equipment, 2020, 40(2): 35-42(in Chinese).

[9] 季宇, 王东旭, 吴红斌, 等. 提高直流微电网稳定性的有源阻尼方法[J]. 电工技术学报, 2018, 33(2): 370-379.
JI Y, WANG D X, WU H B, et al. The active damping method for improving the stability of DC microgrid[J]. Transactions of China Electrotechnical Society, 2018, 33(2): 370-379(in Chinese).

[10] PAN P P, CHEN W, SHU L C, et al. An impedance-based stability assessment methodology for DC distribution power system with multivoltage levels[J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2020, 35(4): 4033-4047.

[11] MU H, ZHANG Y, TONG X Q, et al. Impedance-based stability analysis methods for DC distribution power system with multivoltage levels[J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2021, 36(8): 9193-9208.

[12] LENG M R, ZHOU G H, LI H Z, et al. Impedance-based stability evaluation for multibus DC microgrid without constraints on subsystems[J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2022, 37(1): 932-943.

[13] XU Q W, WANG P, CHEN J W, et al. A module-based approach for stability analysis of complex more-electric aircraft power system[J]. IEEE Transactions on Transportation Electrification, 2017, 3(4): 901-919.

[14] GAO F, ZHENG X C, BOZHKO S, et al. Modal analysis of a PMSG-based DC electrical power system in the more electric aircraft using eigenvalues sensitivity[J]. IEEE Transactions on Transportation Electrification, 2015, 1(1): 65-76.

[15] EBRAHIMI H, EL-KISHKY H. A novel generalized state-space averaging (GSSA) model for advanced aircraft electric power systems[J]. Energy Conversion and Management, 2015, 89: 507-524.

[16] SULLIGOI G, BOSICH D, GIADROSSI G, et al. Multiconverter medium voltage DC power systems on ships: constant-power loads instability solution using linearization *via* state feedback control[J]. IEEE Transactions on Smart Grid, 2014, 5(5): 2543-2552.

[17] 张辉, 杜明桥, 孙凯, 等. 双母线直流微电网的级联稳定性分析[J]. 电力自动化设备, 2021, 41(5): 34-42.
ZHANG H, DU M Q, SUN K, et al. Cascade stability analysis of double-bus DC microgrid[J]. Electric Power Automation Equipment, 2021, 41(5): 34-42 (in Chinese).

[18] WU M F, LU D D. A novel stabilization method of LC input filter with constant power loads without load performance compromise in DC microgrids[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2015, 62(7): 4552-4562.

[19] 张辉, 杨甲甲, 支娜, 等. 基于无源阻尼的直流微电网稳定性分析[J]. 高电压技术, 2017, 43(9): 3100-3109.
ZHANG H, YANG J J, ZHI N, et al. Stability analysis of DC microgrid based on the passive damping method[J]. High Voltage Engineering, 2017, 43(9): 3100-3109(in Chinese).

[20] 朱晓荣, 孟欣欣. 直流微电网的稳定性分析及有源阻尼控制研究[J]. 高电压技术, 2020, 46(5): 1670-1681.
ZHU X R, MENG X X. Stability analysis and research of active damping control method for DC microgrids[J]. High Voltage Engineering, 2020, 46(5): 1670-1681(in Chinese).

[21] 万勋, 李云丰, 彭敏放. 直流输电系统虚拟并联电阻阻尼控制策略研究[J]. 中国电机工程学报, 2018, 38(12): 3471-3480.
WAN X, LI Y F, PENG M F. Virtual parallel resistor damping control of VSC based HVDC system[J]. Proceedings of the CSEE, 2018, 38(12): 3471-3480(in Chinese).

[22] ZHANG M M, LI Y, LIU F, et al. Voltage stability analysis and sliding-mode control method for rectifier in DC systems with constant power loads[J]. IEEE Journal of Emerging and Selected Topics in Power Electronics, 2017, 5(4): 1621-1630.

[23] JIANG W T, ZHANG X N, LIN P F, et al. Combined sliding-mode control for the IFDBC interfaced DC microgrids with power electronic loads[J]. IEEE Journal of Emerging and Selected Topics in Power Electronics, 2020, 8(4): 3396-3410.

[24] VAZQUEZ S, LEON J I, FRANQUELO L G, et al. Model predictive control: a review of its applications in power electronics[J]. IEEE Industrial Electronics Magazine, 2014, 8(1): 16-31.

[25] SANTI E, MONTI A, LI D H, et al. Synergetic control for DC-DC boost converter: implementation options[J]. IEEE Transactions on Industry Applications, 2003, 39(6): 1803-1813.

[26] HASSAN M A, SADIQ M, HOANG L Q N, et al. Adaptive passivity-based control for bidirectional DC-DC power converter supplying constant power loads in DC shipboard microgrids[C]//Proceedings of the IEEE International Future Energy Electronics Conference. Piscataway: IEEE Press, 2021: 1-6.

Stability analysis of stratospheric airship energy system

GAO Yang[1, 2], XU Guoning[1, 2, *], WANG Sheng[1, 2], LI Yongxiang[1], CAI Rong[1, 2], YANG Yanchu[1, 2]

(1. Aerospace Information Research Institute, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100094, China;
2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: For the long-endurance stratospheric airship to operate safely and dependably, the energy system's stability is crucial. The stability issue is particularly noticeable for energy systems with several buses and converters connected in series and parallel. In order to establish a semi-regulated busbar mode, this paper suggests a new stratospheric airship energy system structure based on a three-port converter. It also examines the stability of the complex energy system made up of multiple converters and semi-regulating double-bus under various load impedances. The input and output impedances of the energy system under various subsystem division techniques are first determined by creating an impedance model of a stratospheric airship that contains solar cells, batteries, and different converters. Then, the stability of the energy system is analyzed using the stability criterion of the impedance ratio of the multi-bus direct current system, the theoretical analysis results are verified by simulation experiments. Finally, a hierarchical control method of airship energy system based on consistent power coordination control and Sliding mode control is proposed. According to simulation data, this technique can improve the airship energy system's stability.

Keywords: distributed power generation system; systems stability; energy management; photovoltaic generators system; stratospheric airship

Received: 2023-01-13; **Accepted**: 2023-05-03; **Published Online**: 2023-05-10 15:43
URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230510.1320.002
Foundation item: Strategic Priority Research Program of the Chinese Academy of Science (XDA17020304)
* **Corresponding author**. E-mail: xugn@aircas.ac.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0052

临近空间飞行器用锂离子电池低温电解液综述

苏方远，宋歌，王振兵，陈成猛*
(中国科学院 山西煤炭化学研究所，太原 030000)

摘　　要：临近空间的低温环境对临近飞行器的电源系统提出了更高的要求。空间用锂离子电池 (LIBs) 作为空间电源系统的主要组成部分，在极端环境中的正常运行仍然面临着极高的技术壁垒。电解液，包括电解液本体相及固态电解质界面 (SEI) 膜，对锂离子电池在低温下的稳定运行十分关键。因此，开发先进的低温电解液对于锂离子电池在极端寒冷环境中稳定运行极其重要。从锂离子电池电解液角度出发，针对限制锂离子电池低温性能差的原因，综述了改善锂离子电池低温电解液的相关策略，对面向临近空间飞行器的锂离子电池低温电解液设计现状进行了分析。

关 键 词：锂离子电池；低温电解液；临近空间飞行器；电源系统；SEI 膜
中图分类号：V221^{+}.3; TB553
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2025)08-2716-11

临近空间飞行器具有航空航天飞行器无法比拟的优势，在未来空间通信指挥、侦察监视、支援保障和快速打击等方面具有重要的应用价值和特殊的军事战略意义。临近空间的低温环境对临近飞行器的电源系统提出了更高的要求[1-2]。新开发的电源系统多采用混合动力系统，并已经取代了传统的单一能源动力系统，其中，以“光伏-蓄电池”电源系统作为现阶段飞行器最佳供电方案[3]，主要由太阳电池阵、储能电池组和电源管理与控制单元组成。蓄电池包括燃料电池[4]、锂硫电池等。早在2000年11月31日，美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA) STRV-1d卫星已宣布第一次采用锂离子蓄电池组。美国研发的"太阳神号"以太阳能作为动力源，同时携带液氢燃料电池作为太阳能电池的补充，满足其夜间飞行的需要。由韩国航空航天研究所开发的高空长航太阳能无人机(EAV-3)、英国空中客车公司的“西风7”无人机、中国航天科工集团的“飞云”太阳能无人机则装载锂硫电池作为储存太阳能的蓄电池。总之，临近空间飞行器用的电池需要在低温下依然能维持高的能量密度以满足设备的正常运行，续航时间久以满足设备的长时间飞行。

锂离子电池因能量密度高、循环寿命长和无记忆效应等优势，已成为便携式移动电子设备和汽车动力系统中的关键电源，其在太空、临近空间和深海潜水等特殊领域的电子设备中也极具应用潜力[5-7]。同样，临近空间的低温环境对锂离子蓄电池组的正常运行有重要影响。首先，锂离子电池在低温下运行会面临严重的容量损失。其次，锂离子电池在较低温度下充电时，锂离子容易在材料表面电镀形成锂枝晶，增大刺穿隔膜的可能性，带来安全隐患[8]。因此，锂离子电池面临的挑战之一是在低温下保证不镀锂的同时维持高的可逆容量，并确保其长的使用寿命[8]。

为缓解低温对锂离子电池运行的影响，通常使用热管理系统来确保锂离子电池在相对有利和稳定的温度下运行[7]。典型的例子是在2004年发射的“勇气号”和“机遇号”火星探测器上，放射性同位素热发生器的应用使得电池组在−100 °C的超低温度下仍然可以正常工作[9]。但是通过热管理系统

收稿日期：2023-02-14；**录用日期**：2023-04-12；**网络出版时间**：2024-11-06 13:10
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20241106.1126.004
基金项目：国家自然科学基金 (22179139)；国家重点研发计划 (2022YFF0609801)；山西省重点研发计划项目 (2021020660301013)
* **通信作者**. E-mail：ccm@sxicc.ac.cn

引用格式：*苏方远，宋歌，王振兵，等. 临近空间飞行器用锂离子电池低温电解液综述 [J]. 北京航空航天大学学报，2025，51（8）：2716-2726. SU F Y，SONG G，WANG Z B，et al. Review of low-temperature electrolyte of lithium-ion batteries for near space vehicle [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51（8）：2716-2726（in Chinese）.*

来确保低温环境下电池设备的使用, 一方面增加了设备的实际使用体积, 另一方面也提升了设备的维护成本。因此, 设计低温性能优异的无功能性附件的锂离子电池对人们有着十足的吸引力。这需要通过新颖的电池和电化学设计来保证锂离子电池在极低的温度下正常运行甚至表现良好, 如综合考虑电解液、电极材料和电池结构等多方面因素。电解液是锂离子电池 4 大关键材料之一, 在电池内部起着转移离子物种的关键作用。电解液主要由高纯度有机溶剂、电解质锂盐、添加剂等原料按一定比例配制而成[10-11]。要最大限度地提高锂离子电池的低温电化学性能, 改善锂离子电解液是先决条件。低温下电解液对电池的影响是致命的, 不仅体现在本征电解液 (如电解液离子电导率、黏度), 而且对电极-电解液界面行为 (锂离子去溶剂化过程、正负极材料表面的固体电解质界面) 有极大影响[12]。理想的电解液应具有高的离子电导率、低的锂离子去溶剂化能和良好的成膜能力, 且形成的固体电解质界面(solid electrolyte interphase, SEI)膜应该有较低的电阻[8,13]。

1　锂离子电池低温电解液的设计原则

当锂离子电池在低温下运行时, 化学反应和电化学反应在动力学上变慢, 引发锂离子电池容量的衰减甚至性能的失效。锂离子电池在低温下工作示意图及挑战如图 1 所示[12]。锂离子电池在低温下遭受容量损失的原因可以根据其工作原理总结为: ①在阳极(如石墨)和阴极(如 $LiNi_xMn_yCo_{1-x-y}O_2$, $LiMPO_4$(M=Fe, Mn, Co 等))中锂离子扩散常数降低; ②锂离子的去溶剂化过程更加困难; ③Li^+在固体电解质界面膜(SEI 膜)和阴极电解质界面膜(电化学界面(chemical electrochemical interface, CEI)膜)的扩散阻力增加; ④电解液离子电导率下降, 以及大多数基于碳酸乙烯酯(EC)的电解液黏度增加[14-16]。由此可看出, 锂离子电池的低温性能强烈依赖于电解液本体及电解液/电极材料界面相, 因此, 探索最先进的电解液对于实现锂离子电池低温下的应用是必不可少的。

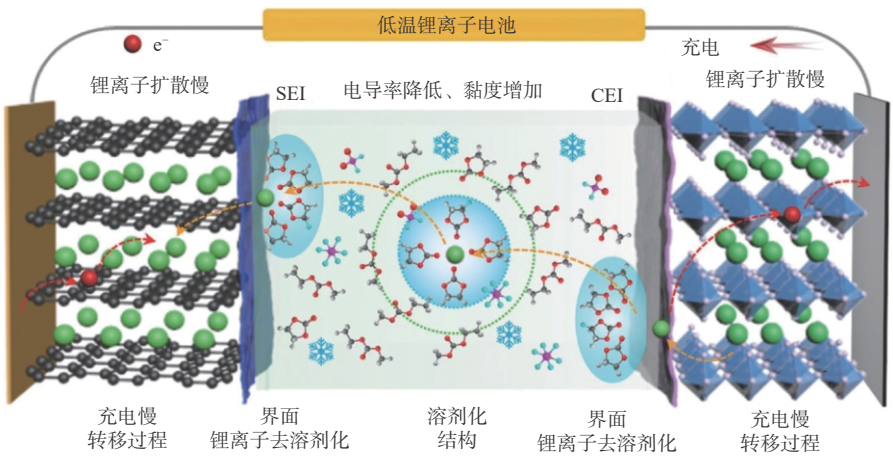


图 1　锂离子电池在低温下工作示意图及挑战[12]

Fig. 1　Schematic and challenges for LIBs operated at low-temperatures[12]

针对以上原因, 研究者们对低温电解液设计的指导原则进行探索。简而言之, 设计具有高 Li^+电导率、低黏度、低凝固点的电解液是保证电池低温工作的前提。锂离子在电解液/电极材料界面相的行为同样值得重视。不仅要考虑 SEI 膜对锂离子电池低温下容量及稳定性的影响, 还要重视电解液中 Li^+的溶剂化结构(即配位数、Li^+-溶剂相互作用等)和去溶剂化过程(即 Li^+-溶剂-阴离子络合物的热力学性质、动力学过程、电化学稳定性等)。

2　锂离子电池低温电解液设计的研究进展

2.1　提高电解液本征电导率

早期的研究主要集中在 EC 基电解液中使用多种共溶剂来降低电解液的冰点和黏度[8,14]。如图 2(a)所示, 有研究指出, 当环状碳酸酯的含量低于总溶剂的 25% 时, 其电解液的低温性能有所提高[17]。如图 2(b)所示, 随着线性碳酸酯含量的增加, 其低温性能也随之提高[17]。但是线状碳酸酯不能无限制增加; 为保持电池在高温下的稳定性, 一定含量的环状碳酸酯是必需的。图 3(a)和图 3(b)分别为碳酸二乙酯(DEC)/碳酸二甲酯(dimethyl sulfite, DMC)和 EC/碳酸甲乙酯(EMC)混合物之间的典型相图[18-19]。由图可知, 对具有不同冰点和分子结构的碳酸酯进行混合匹配可以有效拓宽电解液使用的温度范围, 这为精确模拟 DMC-EC、DMC-碳酸丙烯酯(PC)和 EC-PC 等二元体系相图奠定了基础[18-19]。为进一步提高锂离子电池的低温性能,

研究者们还在这些二元体系的基础上深入研究了三元和四元碳酸酯溶剂体系。Smart 等研究了几种三元或四元全碳酸酯基电解液，并得出其中最优异的配方：1.0 mol/L 六氟磷酸锂（$LiPF_6$）溶于 EC/DEC/DMC/EMC 混合溶剂（体积比为 1:1:1:2）和 1.0 mol/L $LiPF_6$ 溶解在 EC/DEC/DMC/EMC 混合溶剂（体积比为 1:1:1:3），如图 4 所示，分别在−40 °C 时还可以测得 1.21, 1.32 mS/cm 的高离子电导率[20]。除此之外，研究者们还对羧酸酯进行了研究以进一步降低电解液的黏度和冰点。这些羧酸酯包括甲酸甲酯（MF，熔点为−99 °C）、乙酸甲酯（MA，熔点为−98 °C）、乙酸乙酯（EA，熔点为−84 °C）、乙酸丙酯（PA，熔点为−95 °C）、丁酸甲酯（MB，熔点为−84 °C）和丙酸丁酯（EP，熔点为−74 °C）等。Dong 等利用 EA 的低凝固点，制备了一种以 EA 为溶剂、2 mol/L 双（三氟甲磺酰）亚胺锂（LiTFSI）为锂盐的 EA 基电解液，这种电解液在−70 °C 的超低温下仍可以表现出 0.2 mS/cm 的高离子电导率[21]。

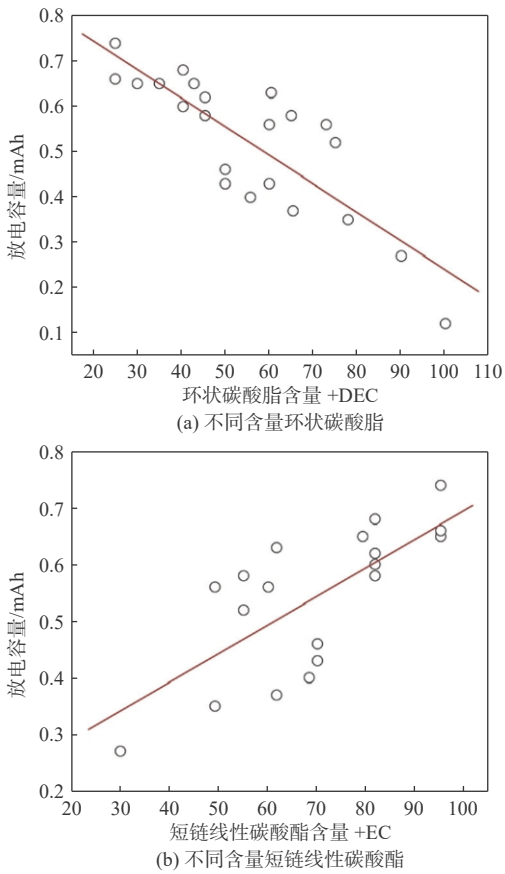


图 2 不同电解液在−20 °C 时的放电容量[17]

Fig. 2 Discharge capacity of different electrolytes at −20 °C[17]

电解质锂盐在电解液中所占成本最大，约为 40% 左右。锂盐是 Li^+的主要来源，同时阴离子还对电解液的各项性能参数（如离子电导率）起着决定性作用。目前主要有六氟磷酸锂（lithiumhexafluorophosphate, $LiPF_6$）、四氟硼酸锂（lithiumtetrafluoroborate, $LiBF_4$）、二草酸硼酸锂（lithiumbis(oxalate)borate, LiBOB）和双氟磺酰亚胺锂（lithiumbis(fluorosulfonyl)imide, LiFSI）等一系列锂盐。锂盐对电解液的低温性能起着至关重要的作用。锂盐浓度是影响电解液离子电导率的重要因素之一。一般来说，在一定范围内，锂盐浓度越高，锂离子迁移数越高，越有利于提高锂离子电导率。然而，过量的锂盐会增加电解液的黏度，不利于锂离子的传输扩散及电解液对隔膜和电极材料的浸润。因此，锂盐浓度需要兼顾锂离子迁移数及电解液黏度。Zheng 等以低成本低浓度电解质为创新点，使用 0.1 mol/L 二氟磷酸锂（LiDFP）和 0.4 mol/L LiBOB、LiFSI、LiTFSI 分别配制电解液，并分别命名为 D4B、D4F 和 D4T。与使用 1 mol/L

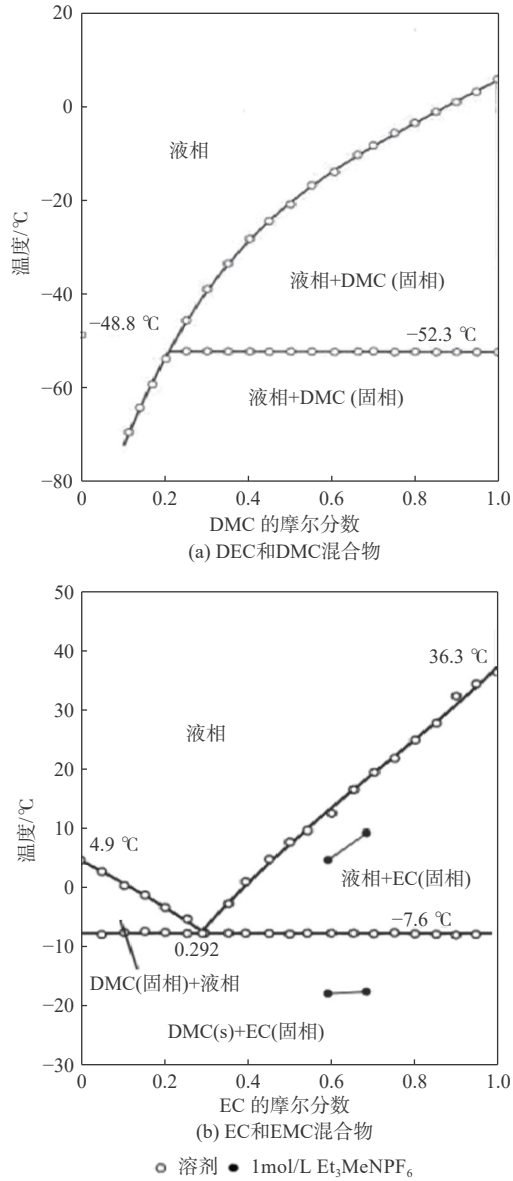


图 3 不同溶剂混合物的典型二相图[18-19]

Fig. 3 Typical binary phase diagram of mixtures of different solvent[18-19]

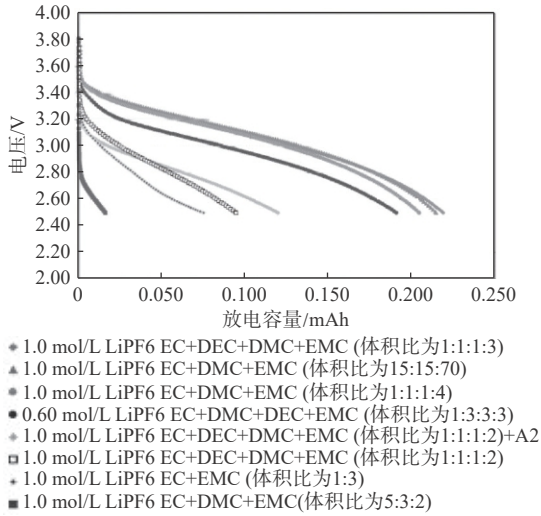


图 4　−40 °C 时不同溶剂比的二元、三元和四元碳酸酯电解液在中间相炭微球/$LiNi_{0.8}Co_{0.2}O_2$ 电池中的放电电压曲线[20]

Fig. 4　Discharge voltage profles of mesocarbon microbeads/$LiNi_{0.8}Co_{0.2}O_2$ cells consisting of various binary, ternary, and quaternary carbonate electrolytes with different solvent ratios at −40 °C[20]

$LiPF_6$ 的传统电解液相比, 虽然所配制的低浓度双盐电解液的离子迁移数有所降低, 但其较强的浸润能力使得电解液整体电导率适中[22]。具体来说, STD、D4B、D4F 和 D4T 的电解液浸润量分别为 161%、140%、170% 和 175%, 拟合出的电阻值分别为 2.15, 4.79, 2.93, 2.78 Ω。锂盐的选择和搭配也可有效改善电解液的电导率。例如, $LiBF_4$ 中的 BF_4^- 半径较小, 与 Li^+的相互作用较强, 故而 $LiBF_4$ 单独作为电解液中锂盐时电解液电导率较差。搭配导电性高的 LiFSI 后, 保证了电解液整体电导率的同时, 还维持了 $LiBF_4$ 的优势。双盐电解液这一策略可以维持各单一电解质具备的优异性能, 从多方面提高了电解液性能。

电解液中加入添加剂也是缓解低温下电解液电导率降低的有效方法, 常用的此类添加剂包括 PDMS-P、PDMS-EO 和 PDMS-A 等[23]。如图 5 所示, 具有较高电化学稳定性的 PDMS-P 添加剂可以有效防止电解液中 EC 和 DMC 成分在−20 °C 下冻结。电解液中加入质量分数为 0.05 的 PDMS-P 后, 其在 −20 °C 的离子电导率从 2.5×10^{-4} S/cm 上升至约 5×10^{-4} S/cm, 进而改善了锂离子电池的低温性能。

2.2　改善 SEI/CEI 膜

锂离子在嵌入或脱出电极材料时, 固相电解质界面膜是锂离子必经之路。因此, 固相电解质界面膜的结构及性质会直接影响低温下锂离子传输的快慢[7]。研究人员认为锂离子电池中负极是限制锂离子电池低温性能的关键因素, 其中, 锂离子穿过

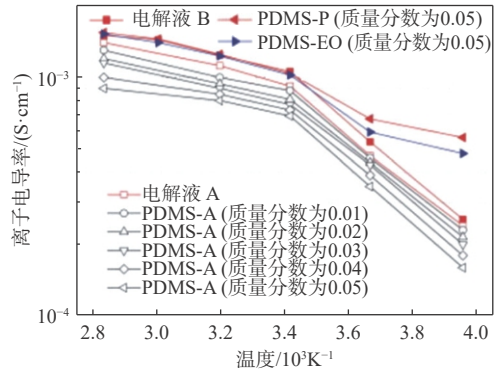


图 5　采用添加剂的电解液离子电导率的温度依赖性[23]

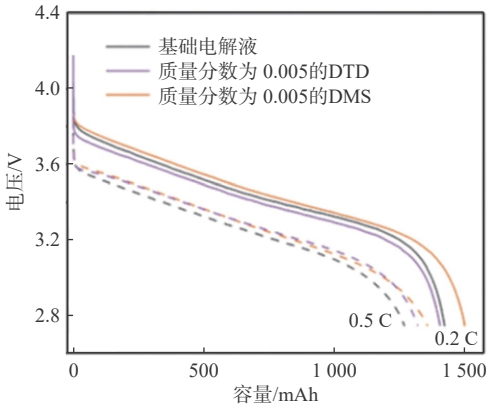
Fig. 5　Temperature dependence of ionic conductivities of electrolyte solutions adopting the additives[23]

SEI 膜是低温下锂离子迁移过程中的决速步骤[24], 因此, SEI 膜的研究吸引了众多关注。

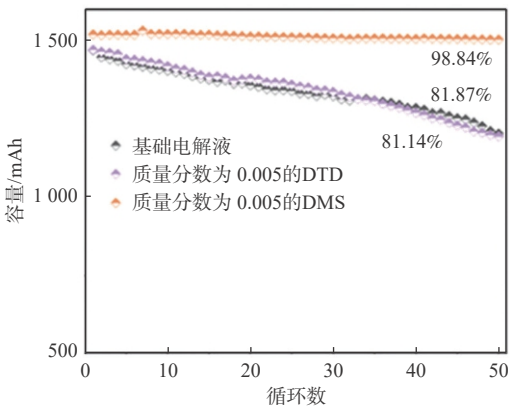
形成高离子电导率、高稳定性的 SEI 膜是提高锂离子电池低温性能的重要措施。高的离子电导率不仅有利于锂离子快速穿过 SEI 膜提升低温性能和倍率性能, 还可以减少锂离子在 SEI 膜表面的沉积以避免锂枝晶的生长。能形成稳定性好的 SEI 膜是锂离子低温电解液的必需条件。不稳定的 SEI 膜容易破裂而造成溶剂和锂盐的持续消耗, 使得 SEI 膜不断生长变厚, 消耗可逆锂源的同时还增加了锂离子在 SEI 膜中的传输路径。一般来说, 电解液中最低未占据轨道(lowest unoccupied molecular orbital, LUMO)能级的成分会在负极材料表面优先还原, 参与 SEI 膜的形成[25-26]。在电解液中, 添加剂、锂盐、溶剂都可以直接影响 SEI 膜的形成[27]。

通常, 添加剂在电解液中的含量最多为 0.05 (质量分数或体积分数), 在电解液中直接加入即可。因此, 采用添加剂改善 SEI 膜是提高锂离子电池低温性能最便捷也是最经济的方法, 在业界被高度接受[28]。添加剂的种类繁多, 根据其组分可以大致分为含硫基团添加剂、含氟添加剂等。

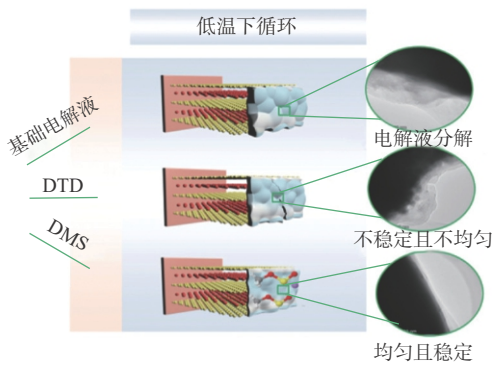
Guo 等报道了含有质量分数为 0.005 亚 DMS 的碳酸酯电解液 (1 mol/L $LiPF_6$ 溶解在质量比为 1∶2 的 EC/EMC 混合溶剂中) 在石墨/NCM523 软包电池中表现出优越的低温性能[29]。光谱表征和理论计算结果表明, DMS 具有独特的分子结构, 具有适当的还原活性。与硫酸乙烯酯(1,3,2-dioxathiolane 2,2-dioxide, DTD)相比, DMS 的还原产物与锂离子的结合较弱, 因此, 构建了更稳定、离子导电性更好的负极界面相, 展示出更优异的低温性能, 如图 6 所示。含氟添加剂可以诱导形成薄而致密的 SEI 层, 提高锂离子电池的低温性能。与基准电解液 (1 mol/L $LiPF_6$+EC:DMC(体积比为 1∶1))相比, 在初始循环时加入质量分数为 0.02 的氟磺酰异氰酸



(a) −20 ℃时的放电曲线



(b) −10 ℃时的循环稳定性



(c) 不同电解液中SEI膜示意图

图 6 石墨/$LiNi_{0.5}Co_{0.2}Mn_{0.3}O_2$ 软包电池在不同电解液中的电化学性能[29]

Fig. 6 Electrochemical performance of graphite/$LiNi_{0.5}Co_{0.2}Mn_{0.3}O_2$ pouch cells in different electrolytes[29]

酯(fluorosulfonyl isocyanate, FI),可以形成稳定的高锂离子电导的 SEI 膜,有利于 Li^+在 SEI 膜中的迁移,从而提高低温下的电化学性能[25]。文献 [30] 以双草酸二氟磷酸锂 (LiDFBOP) 为电解液添加剂,在石墨负极表面构建了低阻抗的富含 LiF 的 SEI 膜,实现了锂离子电池低温性能的提高。该添加剂可抑制电解液的分解,形成含有较多氟化锂(LiF)的 SEI 薄膜,如图 7 所示。LiF 具有较高的杨氏模量,使 SEI 膜致密而稳定。同时形成更多的 LiF/Li_2CO_3 界面,提高了离子电导率。同样,NaCl[31]、二氟磷酸锂($LiPO_2F_2$)[32-33]、LiFSI[34] 和二氟草酸硼酸锂(LiDFOB)[35-37] 等添加剂也对锂离子电池性能有极大提升。研究者将提升原因主要归因于这些含 F 添加剂有利于形成富含 LiF 的薄的 SEI 膜,有利于锂离子的扩散,使电解液具有低温特性[38]。

在没有添加剂的情况下,主要通过溶剂和锂盐的分解形成 SEI 膜。溶剂 EC 具有相对较高的还原电位,因此,在普通的含 EC 的商业电解液中主要由 EC 形成 SEI 膜。在 EC 上接入一个 F 原子后形成氟代碳酸乙烯酯(FEC),其既可以充当溶剂,也可以作为添加剂[39]。作为溶剂,FEC 的相对介电常数较高,有利于溶解锂盐;同时 FEC 的熔点约为 18 ℃,其分子结构中含氟原子,有利于浸润电极和隔膜。作为添加剂,FEC 会形成富含 LiF 的薄 SEI 膜。因此,FEC 对电池容量的发挥和低温性能都十分有利。

2.3 改善锂离子去溶剂化过程

在传统的商业电解液中,Li^+通常被强极性的溶剂溶剂化,在 Li^+进入正负极材料之前,Li^+首先需要进行脱溶剂化过程,如图 8 所示。有研究表明,Li^+溶剂化鞘层的剥离是 Li^+进入电极内部最耗能的步骤,并且随着温度降低到−20 ℃以下,这种能量势垒变得越来越明显[40]。因此,人们逐渐将对提升锂离子电池低温性能的关注点放于锂离子的去溶剂化过程上。

为从本质上使去溶剂化过程变得更加容易,人们选择用弱溶剂化的溶剂取代强溶剂化极性的溶剂,制备了弱溶剂化电解液[40]。换句话说,在这种电解液中,溶剂分子与 Li^+的缔合能力较弱,使得 Li^+脱溶剂化过程更为容易。因此,开发具有弱溶剂化能的电解液有望提升锂离子电池在低温下的动力学过程。目前逐渐有相关研究提出各种弱溶剂化溶剂去改善锂离子电池的快充性能及低温性能。Ma 等[41] 选用了 2 种结构类似的醚类溶剂作为研究对象,如图 9(a)所示,DFT 计算表明,二丙二醇二甲醚(DMM)溶剂与锂离子结合能比 DME 弱,证明其具有较弱的溶剂化能。得益于较低的去溶剂化势垒,弱溶剂化电解液体系表现出更高的锂离子扩散速率和更优异的低温性能,如图 9(b)所示[41]。随着研究的深入,越来越多的弱溶剂化电解液被应用于锂离子电池低温电解液,如弱溶剂化分子三氟乙酸乙酯(ethyl trifluoroacetate)[42]、1,3-二氧戊烷(1,3-dioxane)[43]、二氟乙烯碳酸酯(di-fluoro ethylene carbonate, DFEC)[44] 等。未来还需大量探索新型的弱溶剂化溶剂,总结并分析弱溶剂化溶剂的结构、组成及特征等,为高通量筛选出合适的弱溶剂化溶

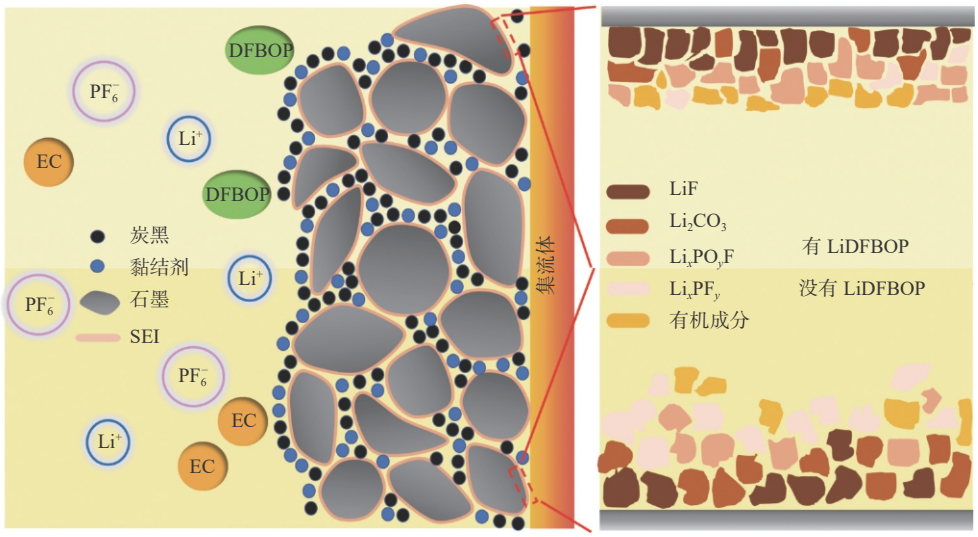


图 7　LiDFBOP 形成 SEI 膜机理

Fig. 7　Mechanism of SEI derived by LiDFBOP

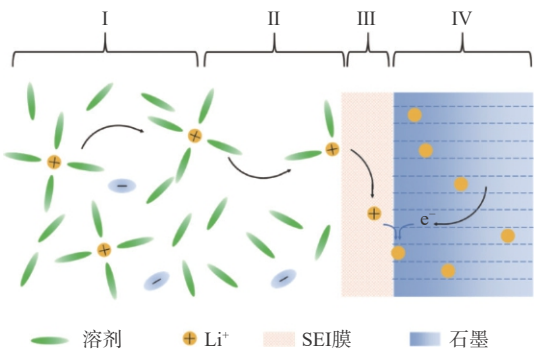


图 8　Li^+从电解液到石墨负极的扩散过程示意图

Fig. 8　Schematically illustration of Li^+ diffusion process from electrolyte to electrode

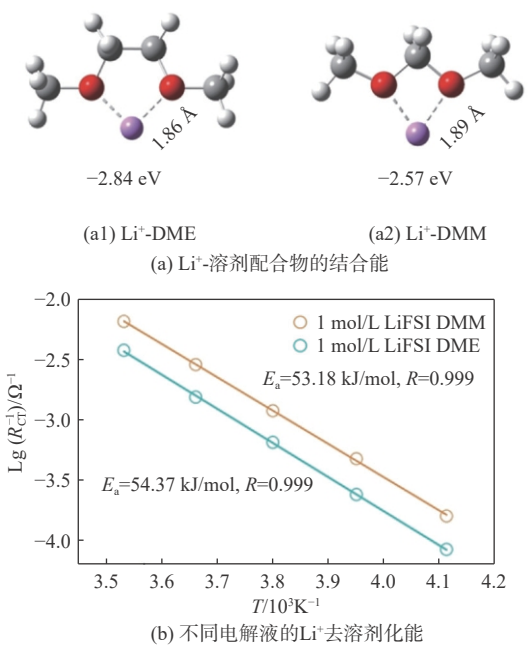


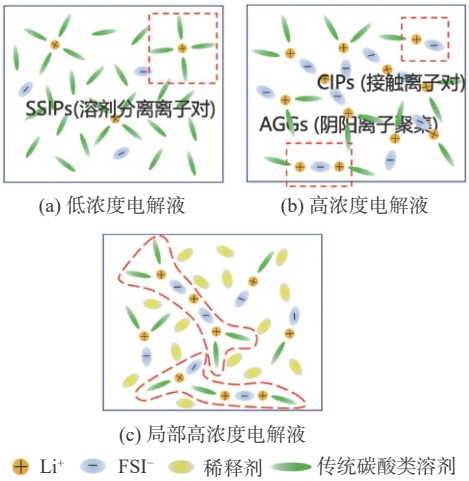
图 9　不同 Li^+-溶剂配合物的结合能及去溶剂化能[41]

Fig. 9　Binding and desolvation energies of different Li+-solvent complexes [41]

剂提供理论基础。

2.4　局部高浓度电解液

为提升锂离子迁移数和改善 SEI 膜，局部高浓度电解液（local high-concentration electrolyte, LHCE）应运而生，并在低温锂离子电解液中占有一席之地[45-46]。图 10 为不同电解液结构示意图。在常规的商业低浓度电解液（low-concentration electrolytes, LCE）中，锂离子被大量的溶剂溶剂化，形成如图 10(a)所示的锂离子溶剂化结构，并被命名为溶剂分离离子对（SSIPs）。其优势是黏度低、电极浸润性好。在使用该类电解液的电池中，SEI 膜主要靠常用的溶剂 EC 或 FEC 及其他添加剂还原形成。然而，这类常规电解液中锂盐浓度通常在 1 mol/L 左右，较低的锂盐浓度使得锂离子迁移数较低；其溶剂化结构以外的可自由移动的溶剂较多，易发生反应使电池整体不耐高压，限制了锂离子电池的高压应用。在此基础上，有研究人员采用高浓度电解液（high-concentration electrolytes, HCE）来提升锂离子迁移数[47]，一般情况下，溶剂中锂盐的浓度≥3 mol/L。如图 10(b)所示，在高浓度电解液中极少的溶剂分子使得阴离子被挤压到 Li^+的溶剂化壳中，形成接触离子对（contact ion pairs, CIPs）（1 个锂离子与 1 个阴离子配对）和阴阳离子聚集体（1 个锂离子与 2 个及 2 个以上阴离子配对）[45,48]。由于阴离子在溶剂化壳中，因此，主要由阴离子还原主导 SEI 膜的形成。同时电解液中几乎所有溶剂分子都参与了锂离子 1 层溶剂化壳层的构成，电解液中不存在自由的溶剂，使电解液的耐高压程度得到提升。然而，高浓度电解液往往会造成黏度较高、润湿性较差等问题，不利于低温下锂离子的传输扩散；同时高浓度的锂盐也增高了电解液成本，限制



(a) 低浓度电解液 (b) 高浓度电解液

(c) 局部高浓度电解液

图 10 不同电解液结构示意图

Fig. 10 Illustrations of the solution structures different electrolytes

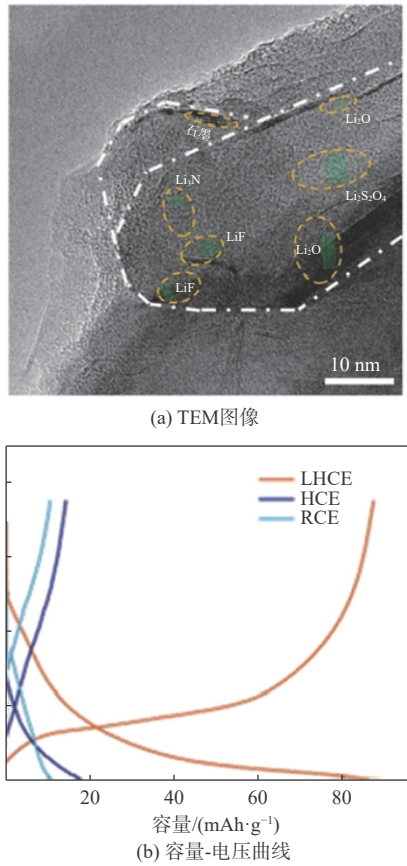
高浓度电解液在实际生活中的生产及应用。因此，有必要设计具有较高离子电导率、低黏度和成本效益的电解液体系。

近年来，有研究者发现，可以通过引入一种不溶解锂盐只与溶剂互溶的低极性稀释剂来稀释高浓度电解液，得到的 LHCE 可以实现以上需求[49-50]。如图 10(c)所示，稀释剂的加入不会破坏电解液的整体微结构，锂盐的阴离子会被挤在锂离子的溶剂化壳层中，阴离子依然会首先接触负极材料附近的电子，形成阴离子衍生的 SEI 膜[45]。如图 11 所示，在以 LiFSI 为主要锂盐的局部高浓度电解液中，这种由阴离子优先分解衍生的 SEI 膜中含有大量无机物包括 LiF、Li_2O、Li_2S 和 Li_3N，提高了 SEI 膜的离子电导率，加快了锂离子电池低温下的运行。同时还降低了电解液表观浓度和黏度，维持电解液高离子电导率的同时还降低了制造成本[51-52]。

然而，局部高浓度电解液中最常使用的锂盐为价格昂贵、生产工艺复杂的 LiFSI 和 LiTFSI，不利于局部高浓度电解液的商业化。商业上常用的锂盐为六氟磷酸锂($LiPF_6$)，其价格低廉、制备简单、商业化程度高，受到商业青睐。因此，文献 [53] 设计了一种基于 $LiPF_6$ 的局部高浓度电解液来改善锂离子电池的低温性能，并使用 LiDFBOP 作为电解液添加剂形成优异的薄 SEI 膜，确保 $LiPF_6$ 基局部高浓度电解液(LHCE-P)的正常使用。除此之外，还提出局部高浓度的锂离子-阴离子-溶剂这种特殊的溶剂化结构中，锂离子去溶剂化所需的能量降低，使得锂离子去溶剂化动力学加快，如图 12 所示。

2.5 水系低温电解液

水系锂离子电池概念是在 1994 年由加拿大著名锂电池科学家 Dahn 等提出[54]，其最大特点是高安全性和低成本，同时水系电解液与载流子(Li^+)相容性较差，因此，能够有效的降低电解液在电极/电解液界面的去溶剂化能量，从而提升电池的低温性能。具体而言，水系电解液体系的离子电导率几乎比有机电解液高 2 个数量级，可改善锂离子电池的倍率和快充性能[55]。Tao 等[56] 发现在原来的水系电解液中加入合适比例的二甲基亚砜(DMSO)可大幅度降低电解液的熔点(低于−130 °C)。在−50 °C 时，电解液的离子电导率依然能到 0.11 mS/cm，相比于 20 °C 下，锂离子电池的容量保持率约为 60%。并进一步通过分子动力学模拟揭示了形成低熔点电解液的原因：DMSO 和水分子可以形成稳定的氢键，从而有效阻止水分子之间形成稳定的四面体结构，使熔点大幅降低[56]。Yue 等[57] 利用富含 CO_2 的低盐浓度电解液 (5 mol/L LiTFSI)(CO_2-SIW)来实现高电压水系锂离子电池 (> 2 V)，并发现循环过后的 Mo_6S_8 负极表面形成了有效的 SEI 膜。得益于低盐浓度电导率高、黏度低、液相点温度低等优势，水系锂离子全电池动力学性能和低温性能得到了大幅提升[57]。



(a) TEM图像

(b) 容量-电压曲线

图 11 石墨负极的 TEM 图像及不同电解液的石墨/锂电池在第 5 圈的容量-电压曲线[45]

Fig. 11 TEM image of a graphite anode and capacity-voltage curves of the fifth cycle of graphite/Li cells with different electrolytes[45]

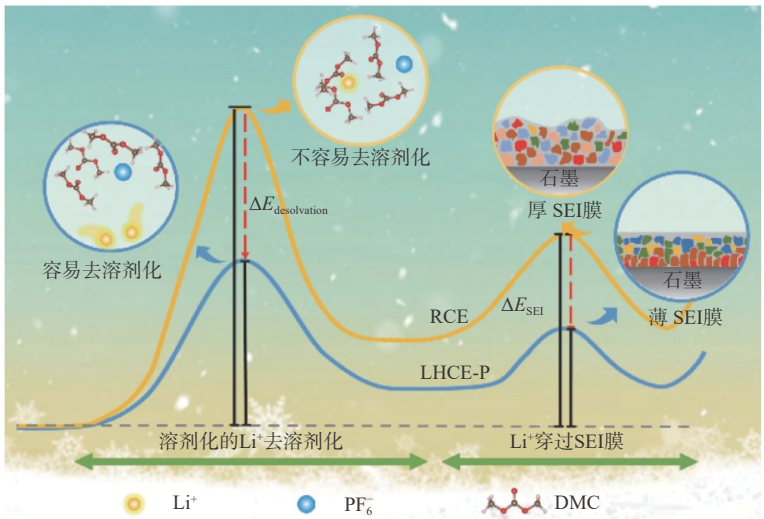


图 12　$LiPF_6$ 基局部高浓度电解液改善锂离子电池低温性能机理

Fig. 12　Mechanism of $LIPF_6$-based local high concentration electrolyte improving low-temperature performance of Li-ion batteries

3　锂离子电池低温电解液存在问题及发展趋势

从锂离子电池低温电解液的发展趋势可以看出, 早期的研究主要集中在提升低温下电解液的电导率和降低电解液的黏度。具有高介电常数的溶剂有利于更多锂盐的溶解, 具有低黏度的溶剂有助于锂离子的迁移。然而, 很少有这样的溶剂可以同时满足高介电常数和低黏度。因此, 电解液相的大多数研究逐渐转向改变溶剂及锂盐的组成和比例。

随着研究的不断深入, 电极/电解液界面相成为人们关注的重点, 尤其是以石墨为负极的商业锂离子电池中, 其表面的 SEI 膜成为限制锂离子电池低温性能的重要因素。在此认知下, 各种成膜添加剂、高还原电位的溶剂问世。当对这些研究进行仔细对比, 会发现添加剂或溶剂的分解机理众说纷纭, 换句话说, 添加剂或溶剂对 SEI 膜成分的影响是不确定的, 这导致很难确定究竟是添加剂或溶剂的何种分解产物构成了 SEI 膜, 又是如何进一步影响电化学性能。因此, 后续还需要大量的研究及规律的总结, 为添加剂或溶剂的结构设计提供理论和实验基础, 便于定性或定量设计 SEI 膜以提升锂离子电池低温性能。

4　结　论

临近空间的研究对军事科技的发展极为重要, 也是中国走向深空获取太空资源的一块跳板。本文从锂离子电池电解液角度出发, 针对限制锂离子电池低温性能差的原因, 综述了改善锂离子电池低温电解液的相关策略,以指导未来面向临近空间飞行器的锂离子电池用低温电解液的发展。

相关策略主要包括以下 3 个方面: ①对电解液溶剂和溶质进行合理配比, 增强电解液锂离子电导率; ②优化搭配添加剂以改善电极/电解液的界面性质, 生成薄且均匀、锂离子阻抗低的 SEI 膜; ③运用弱溶剂化溶剂加快锂离子去溶剂动力学, 促进溶剂化的锂离子去溶剂化。

参考文献（References）

[1] 张海林, 周林, 马骁, 等. 临近空间飞行器发展现状及军事应用研究[J]. 飞航导弹, 2014(7): 3-7.
ZHANG H L, ZHOU L, MA X, et al. Research on development status and military application of near space vehicles[J]. Aerodynamic Missile Journal, 2014(7): 3-7(in Chinese).

[2] 黄宛宁, 张晓军, 李智斌, 等. 临近空间科学技术的发展现状及应用前景[J]. 科技导报, 2019, 37(21): 46-62.
HUANG W N, ZHANG X J, LI Z B, et al. Development status and application prospect of near space science and technology[J]. Science & Technology Review, 2019, 37(21): 46-62(in Chinese).

[3] TU Y G, WU J, XU G N, et al. Perovskite solar cells for space applications: progress and challenges[J]. Advanced Materials, 2021, 33(21): 2006545.

[4] 谢赞, 周灿灿, 赵振涛, 等. 宽速域飞行器发展及研究现状综述[J]. 空天技术, 2022(4): 28-39.
XIE Z, ZHOU C C, ZHAO Z T, et al. Overview of development and research status of wide speed range aircraft[J]. Aerospace Technology, 2022(4): 28-39(in Chinese).

[5] ZHU G L, WEN K C, LV W Q, et al. Materials insights into low-temperature performances of lithium-ion batteries[J]. Journal of Power Sources, 2015, 300: 29-40.

[6] CAI W L, YAO Y X, ZHU G L, et al. A review on energy chemistry of fast-charging anodes[J]. Chemical Society Reviews, 2020, 49(12): 3806-3833.

[7] HOU J B, YANG M, WANG D Y, et al. Fundamentals and challenges of lithium ion batteries at temperatures between −40 and 60 ℃[J]. Advanced Energy Materials, 2020, 10(18): 1904152.

[8] ZHANG N, DENG T, ZHANG S Q, et al. Critical review on low-temperature Li-ion/metal batteries[J]. Advanced Materials, 2022, 34(15): 2107899.

[9] SMART M C, RATNAKUMAR B V, EWELL R C, et al. The use of lithium-ion batteries for JPL's Mars missions[J]. Electrochimica Acta, 2018, 268: 27-40.

[10] WINTER M, BARNETT B, XU K. Before Li ion batteries[J]. Chemical Reviews, 2018, 118(23): 11433-11456.

[11] XIE J, LU Y C. A retrospective on lithium-ion batteries[J]. Nature Communications, 2020, 11(1): 2499.

[12] LI Q, LIU G, CHENG H R, et al. Low-temperature electrolyte design for lithium-ion batteries: prospect and challenges[J]. Chemistry-a European Journal, 2021, 27(64): 15842-15865.

[13] LIU D D, WEI Z Y, LIU L M, et al. Ultrafine SnO_2 anchored in ordered mesoporous carbon framework for lithium storage with high capacity and rate capability[J]. Chemical Engineering Journal, 2021, 406: 126710.

[14] LI Q Y, JIAO S H, LUO L L, et al. Wide-temperature electrolytes for lithium-ion batteries[J]. ACS Applied Materials & Interfaces, 2017, 9(22): 18826-18835.

[15] SMART M C, LUCHT B L, DALAVI S, et al. The effect of additives upon the performance of MCMB/$LiNi_xCo_{1-x}O_2$Li-ion cells containing methyl butyrate-based wide operating temperature range electrolytes[J]. Journal of the Electrochemical Society, 2012, 159(6): A739-A751.

[16] YANG B W, ZHANG H, YU L, et al. Lithium difluorophosphate as an additive to improve the low temperature performance of $LiNi_{0.5}Co_{0.2}Mn_{0.3}O_2$/graphite cells[J]. Electrochimica Acta, 2016, 221: 107-114.

[17] KAFLE J, HARRIS J, CHANG J, et al. Development of wide temperature electrolyte for graphite/LiNiMnCoO2 Li-ion cells: high throughput screening[J]. Journal of Power Sources, 2018, 392: 60-68.

[18] DING M S, XU K, ZHANG S S, et al. Liquid/solid phase diagrams of binary carbonates for lithium Batteries Part II[J]. Journal of the Electrochemical Society, 2001, 148(4): A299.

[19] DING M S, XU K, JOW T R. Liquid-solid phase diagrams of binary carbonates for lithium batteries[J]. Journal of the Electrochemical Society, 2000, 147(5): 1688.

[20] SMART M C, RATNAKUMAR B V, WHITCANACK L D, et al. Improved low-temperature performance of lithium-ion cells with quaternary carbonate-based electrolytes[J]. Journal of Power Sources, 2003, 119: 349-358.

[21] DONG X L, GUO Z W, GUO Z Y, et al. Organic batteries operated at −70℃[J]. Joule, 2018, 2(5): 902-913.

[22] ZHENG H, XIANG H F, JIANG F Y, et al. Lithium difluorophosphate-based dual-salt low concentration electrolytes for lithium metal batteries[J]. Advanced Energy Materials, 2020, 10(30): 2001440.

[23] KIM K M, LY N V, WON J H, et al. Improvement of lithium-ion battery performance at low temperature by adopting polydimethylsiloxane-based electrolyte additives[J]. Electrochimica Acta, 2014, 136: 182-188.

[24] ZHAO D N, WANG J, WANG P, et al. Regulating the composition distribution of layered SEI film on Li-ion battery anode by LiDFBOP[J]. Electrochimica Acta, 2020, 337: 135745.

[25] SHI J L, EHTESHAMI N, MA J L, et al. Improving the graphite/electrolyte interface in lithium-ion battery for fast charging and low temperature operation: fluorosulfonyl isocyanate as electrolyte additive[J]. Journal of Power Sources, 2019, 429: 67-74.

[26] LEI Q F, YANG T X, ZHAO X Y, et al. Lithium difluorophosphate as a multi-functional electrolyte additive for 4.4 V $LiNi_{0.5}Co_{0.2}Mn_{0.3}O_2$/graphite lithium ion batteries[J]. Journal of Electroanalytical Chemistry, 2019, 846: 113141.

[27] ZHANG S S, XU K, JOW T R. EIS study on the formation of solid electrolyte interface in Li-ion battery[J]. Electrochimica Acta, 2006, 51(8-9): 1636-1640.

[28] ZHANG S S. A review on electrolyte additives for lithium-ion batteries[J]. Journal of Power Sources, 2006, 162(2): 1379-1394.

[29] GUO R D, CHE Y X, LAN G Y, et al. Tailoring low-temperature performance of a lithium-ion battery *via* rational designing interphase on an anode[J]. ACS Applied Materials & Interfaces, 2019, 11(41): 38285-38293.

[30] SONG G, YI Z L, SU F Y, et al. New insights into the mechanism of LiDFBOP for improving the low-temperature performance via the rational design of an interphase on a graphite anode[J]. ACS Applied Materials & Interfaces, 2021, 13(33): 40042-40052.

[31] WU B R, REN Y H, MU D B, et al. Lithium insertion/desertion properties of $LiFePO_4$ cathode in a low temperature electrolyte modified with sodium chloride additive[J]. Solid State Ionics, 2014, 260: 8-14.

[32] ZHAO D N, SONG S N, YE X S, et al. New insight into the mechanism of $LiPO_2F_2$ on the interface of high-voltage cathode $LiNi_{0.5}Mn_{1.5}O_4$ with truncated octahedral structure[J]. Applied Surface Science, 2019, 491: 595-606.

[33] LIU Q Q, MA L, DU C Y, et al. Effects of the $LiPO_2F_2$ additive on unwanted lithium plating in lithium-ion cells[J]. Electrochimica Acta, 2018, 263: 237-248.

[34] PHAM H Q, CHUNG G J, HAN J, et al. Interface stabilization *via* lithium bis(fluorosulfonyl)imide additive as a key for promoted performance of graphite‖$LiCoO_2$ pouch cell under–20 °C[J]. The Journal of Chemical Physics, 2020, 152(9): 094709.

[35] ZHANG X H, ZOU L F, XU Y B, et al. Advanced electrolytes for fast-charging high-voltage lithium-ion batteries in wide-temperature range[J]. Advanced Energy Materials, 2020, 10(22): 2000368.

[36] CHA J, HAN J G, HWANG J, et al. Mechanisms for electrochemical performance enhancement by the salt-type electrolyte additive, lithium difluoro(oxalato)borate, in high-voltage lithium-ion batteries[J]. Journal of Power Sources, 2017, 357: 97-106.

[37] ZHANG Q L, PAN J, LU P, et al. Synergetic effects of inorganic components in solid electrolyte interphase on high cycle efficiency of lithium ion batteries[J]. Nano Letters, 2016, 16(3): 2011-2016.

[38] GAO Y, ROJAS T, WANG K, et al. Low-temperature and high-rate-charging lithium metal batteries enabled by an electrochemically active monolayer-regulated interface[J]. Nature Energy, 2020, 5: 534-542.

[39] ZHENG X Z, FANG G H, PAN Y, et al. Synergistic effect of fluoroethylene carbonate and lithium difluorophosphate on electrochemical performance of SiC-based lithium-ion battery[J]. Journal of Power Sources, 2019, 439: 227081.

[40] YAO Y X, CHEN X, YAN C, et al. Regulating interfacial chemistry in lithium-ion batteries by a weakly solvating electrolyte[J].

Angewandte Chemie, 2021, 133(8): 4136-4143.

[41] MA T, NI Y X, WANG Q R, et al. Optimize lithium deposition at low temperature by weakly solvating power solvent[J]. Angewandte Chemie, 2022, 134(39): e202207927.

[42] YANG Y, FANG Z, YIN Y, et al. Synergy of weakly-solvated electrolyte and optimized interphase enables graphite anode charge at low temperature[J]. Angewandte Chemie International Edition, 2022, 61(36): e202208345.

[43] XU J, WANG X, YUAN N Y, et al. Graphite-based lithium ion battery with ultrafast charging and discharging and excellent low temperature performance[J]. Journal of Power Sources, 2019, 430: 74-79.

[44] WANG Z X, SUN Z H, SHI Y, et al. Ion-dipole chemistry drives rapid evolution of Li ions solvation sheath in low-temperature Li batteries[J]. Advanced Energy Materials, 2021, 11(28): 2100935.

[45] JIANG L L, YAN C, YAO Y X, et al. Inhibiting solvent co-intercalation in a graphite anode by a localized high-concentration electrolyte in fast-charging batteries[J]. Angewandte Chemie International Edition, 2021, 60(7): 3402-3406.

[46] LIN S S, HUA H M, LAI P B, et al. A multifunctional dual-salt localized high-concentration electrolyte for fast dynamic high-voltage lithium battery in wide temperature range[J]. Advanced Energy Materials, 2021, 11(36): 2101775.

[47] PENG Z, CAO X, GAO P Y, et al. High-power lithium metal batteries enabled by high-concentration acetonitrile-based electrolytes with vinylene carbonate additive[J]. Advanced Functional Materials, 2020, 30(24): 2001285.

[48] YAN C, JIANG L L, YAO Y X, et al. Nucleation and growth mechanism of anion-derived solid electrolyte interphase in rechargeable batteries[J]. Angewandte Chemie International Edition, 2021, 60(15): 8521-8525.

[49] CHAE S, KWAK W J, HAN K S, et al. Rational design of electrolytes for long-term cycling of Si anodes over a wide temperature range[J]. ACS Energy Letters, 2021, 6(2): 387-394.

[50] DONG X L, LIN Y X, LI P L, et al. High-energy rechargeable metallic lithium battery at −70 ℃ enabled by a cosolvent electrolyte[J]. Angewandte Chemie International Edition, 2019, 58(17): 5623-5627.

[51] JIA H P, ZOU L F, GAO P Y, et al. High-performance silicon anodes enabled by nonflammable localized high-concentration electrolytes[J]. Advanced Energy Materials, 2019, 9(31): 1900784.

[52] LIN S S, HUA H M, LI Z S, et al. Functional localized high-concentration ether-based electrolyte for stabilizing high-voltage lithium-metal battery[J]. ACS Applied Materials & Interfaces, 2020, 12(30): 33710-33718.

[53] SONG G, YI Z L, SU F Y, et al. Boosting the low-temperature performance for Li-ion batteries in $LiPF_6$-based local high-concentration electrolyte[J]. ACS Energy Letters, 2023, 8(3): 1336-1343.

[54] LI W, WAINWRIGHT D S, DAHN J R, et al. Rechargeable lithium batteries with aqueous electrolytes[J]. Science, 1994, 264(5162): 1115-1118.

[55] XU J J, JI X, ZHANG J X, et al. Aqueous electrolyte design for super-stable 2.5 V $LiMn_2O_4$ $Li_4Ti_5O_{12}$ pouch cells[J]. Nature Energy, 2022, 7(2): 186-193.

[56] NIAN Q S, TAO Z L. Aqueous batteries operated at−50 ℃[J]. Angewandte Chemie International Edition, 2019, 58(47): 16994-16999.

[57] YUE J M, ZHANG J K, TONG Y X, et al. Aqueous interphase formed by CO_2 brings electrolytes back to salt-in-water regime[J]. Nature Chemistry, 2021, 13(11): 1061-1069.

Review of low-temperature electrolyte of lithium-ion batteries for near space vehicle

SU Fangyuan，SONG Ge，WANG Zhenbing，CHEN Chengmeng*

(Institute of Coal Chemistry，Chinese Academy of Sciences，Taiyuan 030000，China)

Abstract: Higher demands have been placed on the power system of near-space missions due to the low-temperature environment. Lithium-ion batteries (LIBs), the primary power source for space systems, have significant technical obstacles to normal operation in harsh environments due to their rapid capacity deterioration and eventual battery failure at below-freezing temperatures. E For LIBs to function at low temperatures, electrolyte—including bulk electrolyte and solid electrolyte interface (SEI) film—is essential. Therefore, the development of advanced electrolyte for low-temperature conditions is important for the operation of LIBs in extremely cold environments. The design status of the low-temperature electrolyte of LIBs for near-space vehicles was evaluated, along with a summary of pertinent strategies to improve the LIBs of electrolyte for low-temperature conditions, with the goal of identifying the factors limiting the low-temperature performance of LIBs. This work provides a feasible strategy for the development of Energy storage equipment in near-space vehicles.

Keywords: lithium-ion batteries; electrolyte for low-temperature; near space vehicle; power supply system; SEI film

Received：2023-02-14；**Accepted**：2023-04-12；**Published Online**：2024-11-06 13：10

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20241106.1126.004

Foundation items：National Natural Science Foundation of China (22179139); National Key Research and Development Program of China (2022YFF0609801); Key Research and Development Projects of Shanxi Province (2021020660301013)

* **Corresponding author**. E-mail：ccm@sxicc.ac.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0241

太阳电池高空气球标定测量不确定度

庄春雨[1,2]，徐国宁[1,2,*]，李兆杰[1,2]，唐宇[1,2]，李永祥[1]，王岩庆[1]

(1. 中国科学院空天信息创新研究院，北京 100094；2. 中国科学院大学，北京 100049)

摘　　要：由于在35 km及以上海拔高度的临近空间能够获得与空间类似的太阳光谱和辐射环境，以及太阳电池高空气球标定的便捷性、经济性和准确性，35 km太阳电池高空气球标定方法被认为是目前最佳的空间太阳电池高空原位标定方法。针对在太阳电池高空气球标定方法的实际试验中每组数据标定工况的差别导致标定结果一致性差的问题，通过分析太阳电池温度、辐照度、太阳入射角、光谱失配等因素对高空气球标定的影响，提出太阳电池高空气球标定方法的数据修正模型，并基于飞行标定试验数据验证了所提模型的正确性，同时，对太阳电池高空气球标定数据进行了不确定度分析，短路电流的相对扩展不确定度评估为1.4%(包含因子 k=2)。为后续开展太阳电池高空气球标定试验数据修正提供了的理论依据，并从测量不确定度的角度验证了中国科学院高空气球标定试验的可行性。

关 键 词：太阳电池；高空气球；AM0标定；计量学；不确定度

中图分类号：TB971; V273; TM914.4

文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2025)08-2727-08

近年来，各种新型空间太阳电池不断出现，给空间飞行器能源系统设计提供了更多选择，其准确电性能标定是开展能源系统设计的前提，并且对空间飞行器优化设计非常关键。常规的地面标定方法(如户外地面模拟[1]、差分光谱响应度法(differential spectral responsivity, DSR)法[1]、太阳模拟器法[2-3]等)通过模拟AM0(太阳光直接垂直射到地球大气层外表面时的光谱)环境光和修正计算的方式来获得空间太阳电池的短路电流标定值。这种方式在成本和实现方面具有一定的意义，但对比DSR法，该方法在面对具有复杂光谱响应特性的多结太阳电池时存在较大误差或标定结果单一。因此，需要开展空间真实环境下的太阳电池AM0原位标定，以获得太阳电池在真实AM0环境下的性能参数。国内外一些机构已经开展了太阳电池AM0原位标定的研究试验，如美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)/喷气推进实验室(Jet Propulsion Laboratory,JPL)、法国国家空间研究中心(Centre National d'Études Spatiales, CNES)及中国科学院[4-6]的高空气球标定、NASA/格伦研究中心(Glenn Research Center,GRC)的Learjet高空飞机标定、卫星标定应用技术卫星6号(Applications Technology Satellite 6, ATS-6)、海军研究生院卫星1号(Naval Postgraduate School Satellite 1, NPSAT1)等。卫星标定的发射成本较高且电池无法回收，一般作为其他标定方法结果的验证，高空飞机、高山标定法高度达不到AM0环境的要求，考虑标定电池的回收，标定便利性和准确性，高空气球标定法无疑是最合适的空间太阳电池AM0原位标定方法。

依据国际标准ISO 15387—2005，空间系统单结太阳电池需要校准到AM0标准测试条件，即：温度为25 ℃±1 ℃，辐照度为1 367 W/m^2，AM0为标准太

收稿日期：2022-04-15；**录用日期**：2022-06-03；**网络出版时间**：2022-06-10 14:40
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220609.1355.004
基金项目：中国科学院战略性先导科技专项(临近空间科学试验系统)(XDA17020304)
* **通信作者**. E-mail：guoningxu@aoe.ac.cn

引用格式：*庄春雨，徐国宁，李兆杰，等. 太阳电池高空气球标定测量不确定度[J]. 北京航空航天大学学报，2025，51(8)：2727-2734. ZHUANG C Y，XU G N，LI Z J，et al. Uncertainty of solar cell calibration using a high-altitude balloon[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51(8)：2727-2734 (in Chinese).*

阳光谱[7]。高空气球标定方法可以在海拔 35 km 处获得近似的 AM0 太阳光谱和接近 1 367 W/m^{2}的总辐射量。但由于临近空间特殊的低气压环境和太阳的持续照射，太阳电池温度难以控制在 25 ℃，同时高空气球的平飞自旋运动使太阳电池难以完全实时对准太阳，这些复杂因素导致测量结果存在不一致。为获得一致性的标定结果，需要对测量值进行准确的修正。国际上通常只考虑温度和日地距离修正，忽略了辐照度和标定装置指向性误差带来的影响。对于高空气球标定的测量不确定度研究，Snyder[8] 详细分析了大气环境对太阳电池高空气球标定结果的影响，认为大气环境给标定结果带来的误差一般小于 0.2%，高空气球标定法的不确定度小于 0.2%，但这个结果忽略了由温度修正带来的不确定度影响。国内的研究者主要研究了地面标定方式的不确定度。张俊超等[1] 基于差分光谱响应度法和户外总辐射法分别搭建了校准装置，并得到了两者的太阳电池标定值测量不确定度分别为 1.2% 和 2.38%，包含因子 k=2，k 取值为 2 时，表征 95% 置信区间半宽。孟海凤等[2] 基于太阳模拟器法的校准装置，实现短路电流不确定度为 1.2%（k=2），但其采用的修正方法均是校准到地面测试标准 IEC 60904-1（辐照度为 1 000 W/m^2）[9]，并忽略了太阳入射角的影响；中国计量科学研究院与中国科学院空天信息创新研究院合作，对比出太阳模拟器法和高空气球法在短路电流上最大相对偏差为 2.61%，证明了两者结果具有较好的一致性[10]。

本文基于多次开展太阳电池高空气球标定试验数据（单次飞行试验标定时长超过 160 min），通过大量实测数据分析了温度、辐照度、太阳入射角、光谱失配等对太阳电池参数测量值的影响，提出太阳电池短路电流修正模型，定量化评估了高空气球标定法的测量不确定度。

1 高空气球标定不确定度评估模型

1.1 高空气球标定法介绍

高空气球标定在海拔 35 km 以上的临近空间进行[11-13]，此处残余大气的浓度低于 0.5%，水蒸气、臭氧、灰尘等的含量极低，对太阳光的吸收和散射作用很小，太阳辐射环境已基本接近空间太阳辐射，因此，可以认为通过高空气球标定获得的太阳光谱为标准 AM0 光谱。

高空气球标定系统由高空气球飞行系统、太阳跟踪控制系统和高精度数据测量系统等组成，如图 1 所示。具体过程是利用高空气球将待测太阳电池送往海拔 35 km 以上的临近空间，在气球平飞阶段控制被测太阳电池正对入射太阳光，通过高精度数据测量系统测量太阳电池的输出特性，如短路电流、开路电压、电流电压特性曲线、温度等，试验中保存数据并实时传回地面。测试结束后，遥控切割器使标定装置与高空气球分离，利用降落伞将标定装置带回地面，回收车队根据定位安全回收标定装置和其中的太阳电池片。最后，对标定数据进行修正，得到一级 AM0 标准太阳电池及 AM0 条件下的短路电流标定值。

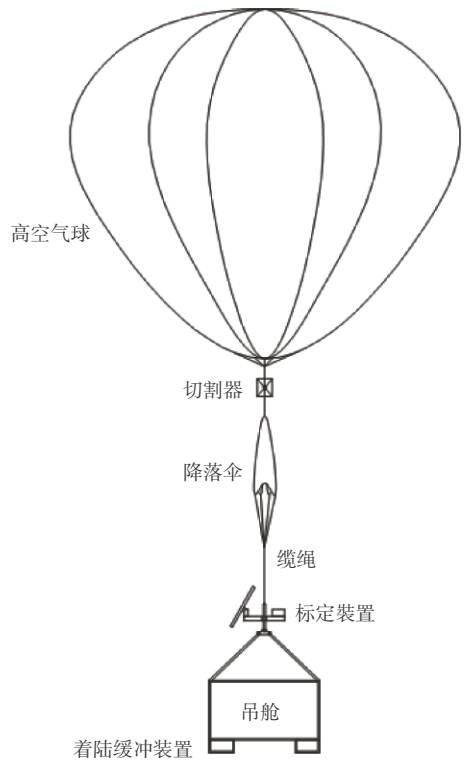


图 1 标定系统结构

Fig. 1 Structure of calibration system

1.2 标定数据修正模型

由于每组标定条件存在差异，导致短路电流测量结果一致性差，为获得更加准确、一致的标定结果，需要对测量值进行修正。本文建立高空气球标定法的短路电流修正模型 $y = I_{\mathrm{STC}}$。对短路电流测量值进行温度修正、辐照度修正、入射角修正和光谱失配修正，修正到 AM0 标准条件，即太阳电池温度为 25 ℃，辐照度为 1 367 W/m^2，太阳入射角为 0°，标准太阳光谱时的短路电流值，即最终太阳电池短路电流标定值为

$$I_{\mathrm{STC}} = I_{\mathrm{SC}} M_T M_G M_\theta M_{\mathrm{MF}} \tag{1}$$

式中：I_{SC} 为实测短路电流的平均值；M_T 为温度修正因子；M_G 为辐照度修正因子[14]；M_θ 为太阳入射角修正因子；M_{MF} 为光谱修正因子。

温度修正因子表达式为

$$M_T = 1/[1 + A_T(T_j - 25)] \tag{2}$$

式中：A_T为电池温度系数；T_j为电池实测温度。

辐照度修正因子表达式为

$$M_G = 1\,367/G_T \tag{3}$$

式中：G_T为测量的太阳辐照度。

太阳入射角修正因子表达式为

$$M_\theta = 1/\cos\theta_j \tag{4}$$

式中：θ_j为测量的太阳入射角度。

光谱修正因子表达式为

$$M_{\mathrm{MF}} = \frac{\int_{300}^{4\,000} S(\lambda)E_{\mathrm{s}}(\lambda)\mathrm{d}\lambda}{\int_{300}^{4\,000} S(\lambda)E_{\mathrm{m}}(\lambda)\mathrm{d}\lambda} \cdot \frac{\int_{300}^{4\,000} E_{\mathrm{m}}(\lambda)\mathrm{d}\lambda}{\int_{300}^{4\,000} E_{\mathrm{s}}(\lambda)\mathrm{d}\lambda} \tag{5}$$

式中：$S(\lambda)$为太阳电池光谱响应度；$E_{\mathrm{s}}(\lambda)$为 AM0 标准太阳光谱；$E_{\mathrm{m}}(\lambda)$为实测太阳光谱。由于本文试验飞行高度为 35 km，太阳光谱基本等同于 AM0 太阳光谱，故认定 M_{MF}=1，若高空气球平飞高度未达到 35 km 以上，则需要考虑进行光谱修正。

1.3　不确定度评定模型

在测量和修正过程中，必然会存在多个不确定度影响因素，对这些因素进行全面分析以便进行不确定度评定。图 2 分析了太阳电池高空气球标定过程中可能产生不确定度的环节，包括短路电流重复性测量引入的 A 类不确定度u_1和测量过程中产生的 B 类不确定度，如电池温度修正到 25 ℃ 时引入的不确定度u_T，包括温度系数定标和温度测量 2 个部分；太阳电池表面接受到的实际太阳光在辐照度总量和各波长分布 2 个方面都与标准光存在差异，因此，产生了辐照度偏差引入的不确定度u_G和光谱失配引入的不确定度u_S。由于太阳跟踪器跟踪角度误差，使入射光不能直射电池平面（平面法线与入射光有一定夹角），因此，产生了跟踪角度误差引入的不确定度u_θ。电池输出特性由测量装置测得，因此，还存在测量仪器误差引入的不确定度u_{ISC}。

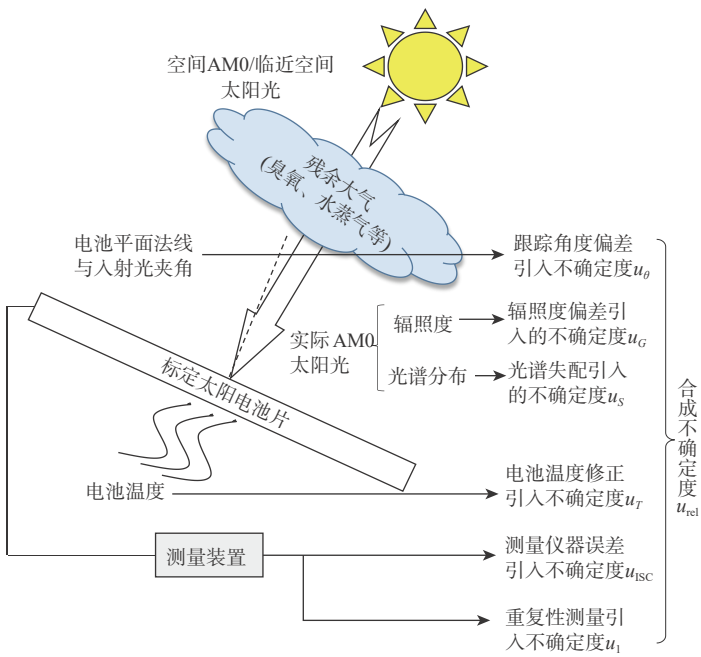


图 2　不确定度溯源

Fig. 2　Uncertainty traceability

上述几个不确定度分量彼此独立，定量分析从而合成不确定度及扩展不确定度，建立如下太阳电池高空气球标定不确定度的评估模型。

相对合成标准不确定度：

$$u_{\mathrm{rel}} = \sqrt{u_{\mathrm{A}}^2 + u_{\mathrm{B}}^2} = \sqrt{u_1^2 + u_T^2 + u_G^2 + u_S^2 + u_\theta^2 + u_{\mathrm{ISC}}^2} \tag{6}$$

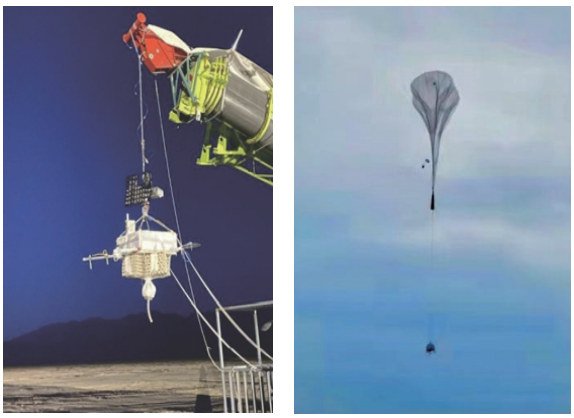
相对扩展不确定度 ($k = 2$)：

$$U_{\mathrm{rel}} = 2u_{\mathrm{rel}} \tag{7}$$

2　标定飞行试验及不确定分析

2.1　高空气球太阳电池标定试验情况

2021 年 9 月，在青海省大柴旦试验基地进行了高空气球标定飞行试验。本次试验共携带 32 块标定太阳电池，包括薄硅电池、多结砷化镓电池、有机薄膜太阳电池等。图 3 为气球发放及起飞时系统实物图。



(a) 发放时装置实物图 (b) 起飞时上升实物图

图 3 气球发放及起飞时系统实物图

Fig. 3 Physical system diagram during balloon deployment and launch

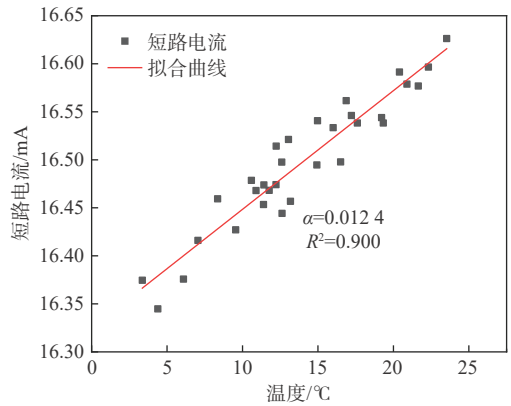
气球于 07:30 起飞，90 min 后到达 35 km，在 35 km 平飞 162 min，期间进行了标定试验，标定试验后对太阳电池和标定装置进行了安全回收。

2.2 标定数据及数据校准

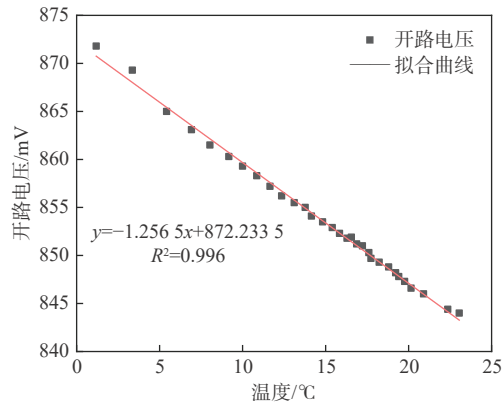
此次标定试验对多种不同类型的太阳电池进行标定，其中，包括太阳电池片 NM3-3、NM3-4、NM3-5、NM3-6，面积均为 2 cm×2 cm，取其在平飞阶段的测量数据，使用 1.2 节的数据修正模型和 1.3 节的不确定度评估模型进行修正分析与测量不确定度评估 (以 NM3-3 为例)。

1）温度测量及修正。太阳电池虽处于高空低温环境，但其受阳光辐射而发热，温度可在−40～50 ℃ 范围内变化，因此，要想得到标准条件下的温度，需要进行温度校准。图 4 为标准太阳电池修正所需温度系数的测量结果，通过最小二乘法拟合得到太阳电池样品短路电流温度系数为 1.24×10^{-2} mA/℃，开路电压温度系数为 −1.256 5 mV/℃，此时太阳电池的平均短路电流为 16.487 mA，开路电压为 840.82 mV。对温度修正后电池温度系数拟合如图 4 所示，短路电流相对标准偏差由 0.161 mA 降到 0.118 mA，开路电压标准偏差由 6.73 mV 降到 1.24 mV。可以看出，拟合后相关性 R^2 越高，标准偏差降低的越明显。

2）辐照度测量及修正。35 km 以上临近空间的太阳光可视为理想 AM0 太阳光[15]，引起太阳电池接收辐照度偏差的主要因素是当太阳光经过主要成分为臭氧、水蒸气等的残余大气到达太阳电池表面时，部分波段的光被吸收，再加上太阳电池周围物体的光污染（如球体反射、周围物体反射等）。对于辐照度校准，可以通过实测辐照度数据，代入式 (3) 中计算修正系数，对测量值进行修正。 相比于开路电压，短路电流受辐照度变化的影响较大，



(a) 短路电流温度系数



(b) 开路电压温度系数

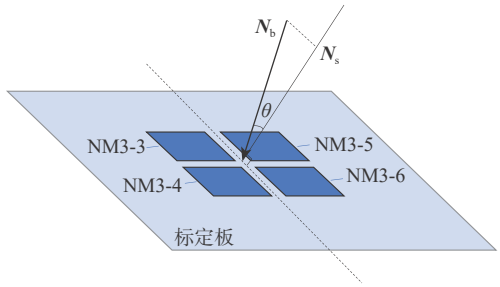
图 4 电池温度系数拟合

Fig. 4 Fitting of cell temperature coefficient

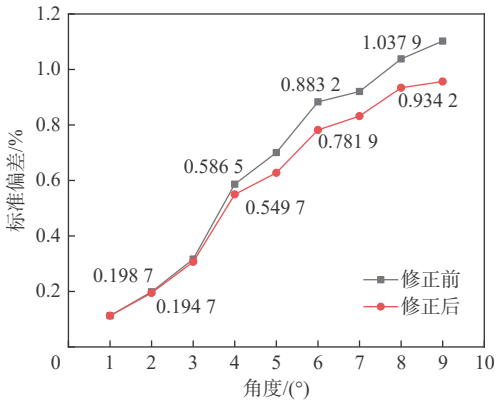
本文仅讨论对短路电流进行辐照度修正，结果表明，修正前后短路电流相对标准偏差由 0.161 mA 降低到 0.142 mA。

3）入射角测量及修正。由于太阳跟踪器的跟踪精度和跟踪机构的回转间隙等原因，导致太阳电池平面法线与太阳入射光夹角不可能完全为 0。4 块电池片与标定板的相对位置如图 5(a) 所示，其中，$\boldsymbol{N}_S$ 为标定板和电池片的法向量，$\boldsymbol{N}_b$ 为太阳光入射向量，其夹角 θ 也称太阳入射角。对于入射角修正，太阳强度和太阳与表面法向夹角的余弦成正比，2.6°可提供 99.9% 的全强度，5.7°可提供 99.5% 的全强度。由图 5(b) 可知，太阳入射角越大，短路电流标准偏差也越大，对 1°～9°内的短路电流数据分别进行入射角修正后，标准偏差有着不同程度的减小，且当太阳入射角小于 2°时，标准偏差低于 0.2%，此时入射角的影响较小，是一个可以接受的值。

表 1 为短路电流校准的结果，采用标准偏差来描述测量结果的分散性，经过 3 项修正后电池平均短路电流标准偏差由 0.161 mA 降低到 0.105 mA，减小了 35%，修正后数据分散性得到改善，一致性变得更好。以图 5(a) 所示标定板上呈矩形分布的 4 块有机太阳能电池为例，取修正前同一时刻测得的 IV 曲线绘制出图 6(a)，由图可知，电池特性参数比



(a) 太阳标定板与入射角示意图



(b) 入射角修正前后对比

图 5　入射角修正相关图

Fig. 5　Diagram related to incidence angle correction

较接近，4 块电池在性能上只有较小的差异；图 6(b)为修正前后 IV 曲线对比，修正后开路电压减少较多，短路电流减少较小；分别取不同时刻测得的 10 组数据，求其修正后的短路电流，绘制成图 6(c)，可以更加直观的看到短路电流趋于一致，证明了采用本节修正方式可以有效地减小温度、辐照度、入射角等对短路电流测量值的影响。

表 1　短路电流校准过程分析

Table 1　Analysis of short-circuit current calibration process

太阳电池NM3-3	平均短路电流 I_{sc}/mA	标准偏差S/mA
未修正	16.65	0.161
温度修正	16.71	0.118
辐照度修正	16.51	0.142
入射角修正	16.68	0.121
全修正后	16.49	0.105

2.3　不确定度评估

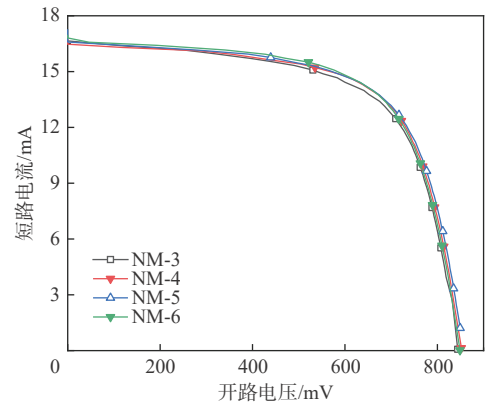
由图 2 分析，最终标准不确定度分量包括：

1）测量重复性引入的不确定度u_1

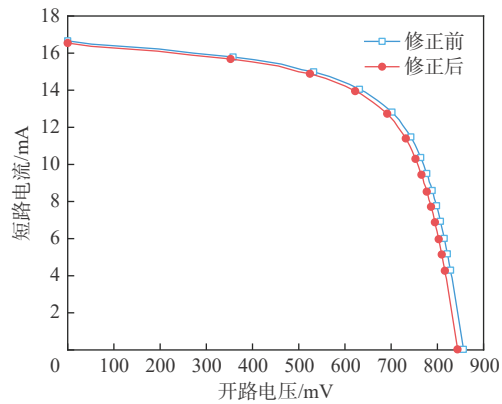
太阳电池短路电流重复测量不确定度为 A 类不确定度，可以通过贝塞尔公式求解：

$$u(x)=\frac{s(x)}{\sqrt{n}}=\sqrt{\frac{\sum(x_i-\bar{x})^2}{n(n-1)}} \tag{8}$$

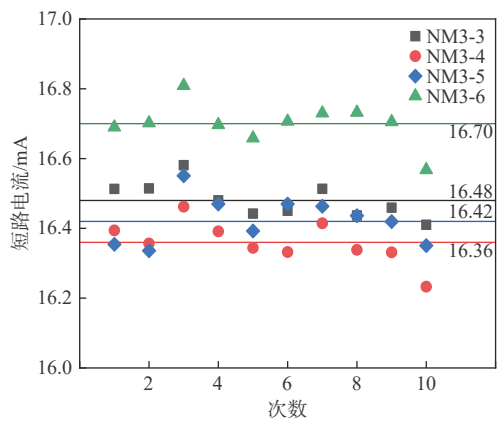
式中：n 为取样点数；$\bar{x}$为电池的平均短路电流。结合式(8)和图 6 进行分析计算得到表 2，由表可知，4 块电池的标准偏差低于 0.1 mA，不确定度低于 0.13%。



(a) 修正前IV曲线



(b) 修正前后IV曲线对比



(c) 修正后的电池短路电流

图 6　修正效果

Fig. 6　Correction effect

表 2　4 块电池重复测量结果分析

Table 2　Analysis of repeated measurement results of four cells

太阳电池	平均短路电流 I_{sc}/mA	标准偏差 S/mA	不确定度 A类/%
NM 3-3	16.48	0.057	0.10
NM 3-4	16.36	0.086	0.12
NM 3-5	16.42	0.068	0.13
NM 3-6	16.70	0.061	0.12

本文相对不确定度取 4 块电池中的最大值，故 $u_1=0.13\%$。

2）仪器误差引入不确定度u_{ISC}

仪器误差引入的不确定度属于B类不确定度，此处考虑短路电流显示值(指与被测仪器连接的电脑软件读出值)与标准值的差别，此套太阳电池高空标定装置经中国计量科学研究院计量，结果显示在小电流模式(电流小于100 mA)，该装置测量带来的扩展不确定度为0.03 mA(k=2)，故由仪器误差引入的短路电流测量不确定度为$u_{\mathrm{ISC}}=\dfrac{0.015}{16.48}\times 100\%=0.1\%$。

3）温度引入不确定度u_T

由式(2)可知，校准到标准条件25 ℃时，会产生温度修正引入的不确定度。温度校准引入不确定度来自2个方面：温度系数定标和电池温度测量。

对于大的温度外推，温度系数不确定性可能占主导地位[16]，由图3可知，太阳电池样品短路电流温度系数为1.24×10^{-2} mA/℃，拟合后相关性R^2为0.9，此时太阳电池的平均短路电流为16.48 mA，把数据个数N代入：

$$u_{A_T}=\frac{U_{A_T}}{A_T}=\sqrt{\frac{1}{N-2}\left(\frac{1}{R^2}-1\right)} \tag{9}$$

因此，温度系数定标不确定度u_{A_T}=0.07。温度测量采用的PT1000铂电阻，待测电池片焊接在良好导热性能的铝基板上，铝基板中间掏空预留出温度传感器的位置，使用高导热性能的黏合剂将两者固定在一起，可以认为温度传感器测到的温度就是电池片的实际温度，传感器的测量分辨力达到了0.01 ℃，区间半宽为0.005 ℃，按照均匀分布的特性，包含因子$k=\sqrt{3}$，故由温度传感器测量分辨力引入的不确定度为u_{T_j}=0.002 9 ℃。代入式(10)，故温度引入的不确定度$u_T=u_2=0.12\%$。

$$u(T)=\left\{\left[\frac{25-T_j}{[1+A_T(T_j-25)]^2}\right]^2 u(A_T)^2+\left[\frac{A_T}{[1+A_T(T_j-25)]^2}\right]^2 u(T_j)^2\right\}^{1/2} \tag{10}$$

4）辐照度引入不确定度u_G

辐照度校准引入不确定度包括辐照度测量、辐照度不均匀不稳定性等引入的不确定度。太阳电池实测的辐照度是由标准太阳电池片转换而来的，标准太阳电池经中国计量科学研究院定标，使用差分光谱响应法测得在AM0条件下，短路电流为157.2 mA，此时对映辐照度为1 367 W/m^2，标准电池片短路电流测量值不确定度为0.6%。G_T测量误差是由标准太阳电池片定标引入的，故辐照度测量引入的不确定度$u_3=0.6\%$。

在35 km以上的临近空间，太阳辐照不稳定度与不均匀性等因素带来的不确定度u_4和u_5可以忽略[17-18]。故由辐照度引入的不确定度$u_G=\sqrt{u_3^2+u_4^2+u_5^2}=0.6\%$。

5）入射角引入的不确定度u_θ

太阳入射角由太阳敏感器测得，入射角度计算带来的不确定度u_6可以忽略；由图5试验数据表明，取太阳敏感器检测到的太阳入射角在±2°之内的标定数据是比较合适的，此时短路电流在16.57～16.60 mA之间变化，由此可求入射角度偏差带来的不确定度为u_7=0.2%。故由入射角引入的不确定度$u_\theta=\sqrt{u_6^2+u_7^2}=0.2\%$。

6）光谱失配引入的不确定度u_S

在35 km高空直接进行标定，此处的大气环境已经十分接近AM0环境，环境温度和大气压强分别约为−20 ℃和570 Pa[19]。气球在平飞过程中，被测电池吸收到达其表面的太阳光而产生光电流，此时的太阳光可近似为AM0标准太阳光，然而，由于含有臭氧、水蒸气等的残余大气对部分波段光的吸收和散射，使得到达电池表面的太阳光在光谱分布与AM0标准太阳光存在差异，因此，产生了光谱失配引入的不确定度。当压强在500 Pa附近时，大气效应引起的误差大多在0.1%的水平，甚至更低，由文献[8,20]可取该不确定度为$u_S=u_8=0.2\%$。

表3为上述各不确定度分量评定的汇总。由式(6)和式(7)得到太阳电池短路电流相对合成不确定度：

$$u_{\mathrm{rel}}=\sqrt{u_1^2+u_T^2+u_G^2+u_S^2+u_\theta^2+u_{\mathrm{ISC}}^2}=\sqrt{u_1^2+u_2^2+u_3^2+u_4^2+u_5^2+u_6^2+u_7^2+u_8^2+u_{\mathrm{ISC}}^2}$$

相对扩展不确定度：U_{rel}=1.4%(k=2)。

表3 不确定度评定汇总

Table 3 Summary of uncertainty evaluation

不确定度来源	类别	标准不确定度/%
重复性测量	A	0.13
测量仪器误差	B	0.10
温度	B	0.12
辐照度	B	0.60
入射角	B	0.20
光谱失配	B	0.20

3 结 论

本文提出一种太阳电池高空气球标定数据修正模型，并基于研制的太阳电池高空气球标定装置飞行获得的电池在35 km以上的短路电流、温度、辐照度、入射角等数据，开展了太阳电池高空气球标定数据校准和不确定度溯源的研究。

1）通过对实际标定飞行试验数据分析和对比，

短路电流标准偏差降低了 35%, 数据更加趋于一致, 并实现了短路电流相对扩展不确定度为 1.4% 的计量水平, 能够科学有效地对新型太阳能电池的关键参数进行标定, 有效验证了本文模型的有效性和准确性。

2) 本文模型将全面应用于实际高空气球太阳电池标定试验数据处理, 对提高太阳电池高空气球标定测量结果的准确性具有重要意义。

参考文献（References）

[1] 张俊超, 熊利民, 孟海凤, 等. 标准太阳电池标定值计量方法研究[J]. 计量学报, 2017, 38(2): 171-174.
ZHANG J C, XIONG L M, MENG H F, et al. Research on the calibration method of reference solar cell[J]. Acta Metrologica Sinica, 2017, 38(2): 171-174(in Chinese).

[2] 孟海凤, 熊利民, 张俊超, 等. 太阳电池光电性能参数校准方法研究[J]. 计量学报, 2017, 38(5): 567-570.
MENG H F, XIONG L M, ZHANG J C, et al. Research on the photo-electric characteristic calibration of solar cells[J]. Acta Metrologica Sinica, 2017, 38(5): 567-570(in Chinese).

[3] 杨爱军. 基于太阳模拟器法的钙钛矿太阳电池测量方法研究[J]. 宇航计测技术, 2018, 38(4): 60-66.
YANG A J. Research on test method for perovskite solar cell based on solar simulator[J]. Journal of Astronautic Metrology and Measurement, 2018, 38(4): 60-66(in Chinese).

[4] 徐国宁, 唐宇, 李兆杰, 等. 太阳电池高空气球标定关键技术研究[J]. 太阳能学报, 2021, 42(10): 94-104.
XU G N, TANG Y, LI Z J, et al. Research on key technology of solar cell high altitude flight balloon calibration[J]. Acta Energiae Solaris Sinica, 2021, 42(10): 94-104(in Chinese).

[5] TU Y G, XU G N, YANG X Y, et al. Mixed-cation perovskite solar cells in space[J]. Science China Physics, Mechanics & Astronomy, 2019, 62(7): 974221.

[6] TU Y G, WU J, XU G N, et al. Perovskite solar cells for space applications: progress and challenges[J]. Advanced Materials, 2021, 33(21): 2006545.

[7] International Organization for Standardization. Space systems: single-junction solar cells: measurement and calibration procedures: ISO 15387—2005 [S]. Switzerland: International Organization for Standardization, 2005-06-01.

[8] SNYDER D B. Solar cell short circuit current errors and uncertainties during high altitude calibrations[C]//Proceedings of the 38th IEEE Photovoltaic Specialists Conference. Piscataway: IEEE Press, 2012: 2840-2845.

[9] International Electrotechnical Commission. Photovoltaic devices – Part 1: measurement of photovoltaic current-voltage characteristics: IEC 60904-1[S]. Switzerland: International Electrotechnical Commission, 2006-09-01.

[10] 孟海凤, 徐国宁, 张俊超, 等. 模拟太阳光与高空自然光条件下航天用三结砷化镓太阳电池光电性能测量对比[J]. 光学学报, 2021, 41(3): 0312004.
MENG H F, XU G N, ZHANG J C, et al. Comparison of photoelectric performance measurements for GaInP/InGaAs/Ge triple-junction space solar cells based on solar simulator and high altitude natural sunlight[J]. Acta Optica Sinica, 2021, 41(3): 0312004(in Chinese).

[11] BAUR C, KRÖGER I, WINTER S, et al. Comparison of primary high altitude and synthetic calibration methods of solar cells for space applications in view of an updated AM0 spectrum[C]//Proceedings of the IEEE 7th World Conference on Photovoltaic Energy Conversion. Piscataway: IEEE Press, 2018: 1570-1575.

[12] HOHEISEL R, WILT D, SCHEIMAN D, et al. AM0 solar cell calibration under near space conditions[C]//Proceedings of the IEEE 40th Photovoltaic Specialist Conference. Piscataway: IEEE Press, 2014: 1811-1814.

[13] MYERS M, WOLFORD D, SNYDER D, et al. ER-2 high altitude solar cell calibration flights[C]//Proceedings of the IEEE 42nd Photovoltaic Specialist Conference. Piscataway: IEEE Press, 2015: 1-5.

[14] BÜCHER K. Calibration of solar cells for space applications[J]. Progress in Photovoltaics: Research and Applications, 1997, 5(2): 91-107.

[15] 杨东军, 方伟, 邱红, 等. 太阳辐射的在轨监测和定标[J]. 发光学报, 2010, 31(5): 676-681.
YANG D J, FANG W, QIU H, et al. On-orbit data calibration of FY-3A solar irradiance monitor[J]. Chinese Journal of Luminescence, 2010, 31(5): 676-681(in Chinese).

[16] 王喜炜, 白建波, 宋昊, 等. 基于温度系数试验的光伏组件性能评估[J]. 太阳能学报, 2020, 41(7): 129-135.
WANG X W, BAI J B, SONG H, et al. Performance evaluation of photovoltaic modules based on temperature coefficient test[J]. Acta Energiae Solaris Sinica, 2020, 41(7): 129-135(in Chinese).

[17] 周健, 卞洁玉, 李红飞, 等. 晶体硅光伏电池的标准测试[J]. 光学精密工程, 2014, 22(6): 1517-1523.
ZHOU J, BIAN J Y, LI H F, et al. Standard measurement of crystal silicon solar cells[J]. Optics and Precision Engineering, 2014, 22(6): 1517-1523(in Chinese).

[18] 王金玉, 胡涛, 袁明翰, 等. 光伏组件最大功率的测量不确定度评定[J]. 太阳能, 2016(8): 46-48.
WANG J Y, HU T, YUAN M H, et al. Evaluation of measurement uncertainty of maximum power of photovoltaic modules[J]. Solar Energy, 2016(8): 46-48(in Chinese).

[19] 梅笑冬, 孙即霖, 李正强, 等. 中国区临近空间太阳辐射环境研究[J]. 光谱学与光谱分析, 2016, 36(3): 609-617.
MEI X D, SUN J L, LI Z Q, et al. Radiation environment study of near space in China area[J]. Spectroscopy and Spectral Analysis, 2016, 36(3): 609-617(in Chinese).

[20] 蔡川, 张俊超, 熊利民, 等. 光谱失配对太阳电池短路电流测量准确性影响分析[J]. 计量学报, 2018, 39(4): 490-492.
CAI C, ZHANG J C, XIONG L M, et al. Analysis of spectral mismatch error influences on measurement of solar cell[J]. Acta Metrologica Sinica, 2018, 39(4): 490-492(in Chinese).

Uncertainty of solar cell calibration using a high-altitude balloon

ZHUANG Chunyu[1, 2], XU Guoning[1, 2, *], LI Zhaojie[1, 2], TANG Yu[1, 2], LI Yongxiang[1], WANG Yanqing[1]

(1. Aerospace Information Research Institute, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100094, China;
2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: By considering that a spectral and radiation environment similar to space can be obtained at an altitude of 35 km and above, as well as the convenience, economy, and accuracy of solar cell calibration using high-altitude balloons, a high-altitude balloon calibration method for solar cells at 35 km altitude is regarded as the best in-situ calibration method for space solar cells at present. Aiming at the poor consistency in calibration results caused by variations in calibration conditions for each group of data in the actual tests of solar cells using the high-altitude balloon calibration method, this paper analyzed the influence of solar cell temperature, irradiance, solar incidence angle, spectral mismatch, and other factors on high-altitude balloon calibration. A data correction model for this calibration method was proposed and validated using the data obtained from the flight calibration test. Moreover, the uncertainty of the calibration data of solar cells using a high-altitude balloon was analyzed, and a relative expanded uncertainty of 1.4% (k = 2) was achieved for short-circuit current. This paper can provide theoretical support for the subsequent data correction of high-altitude balloon calibration tests for solar cells. Additionally, it verified the feasibility of the high-altitude balloon calibration test proposed by the Chinese Academy of Sciences from the perspective of measurement uncertainty.

Keywords: solar cell; high-altitude balloon; AM0 calibration; metrology; uncertainty

Received: 2022-04-15; **Accepted**: 2022-06-03; **Published Online**: 2022-06-10 14:40

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220609.1355.004

Foundation item: Special Project of Strategic Leading Science and Technology of Chinese Academy of Sciences (Near Space Science Test System) (XDA17020304)

* **Corresponding author**. E-mail: guoningxu@aoe.ac.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0748

高空长航时太阳能无人机三维全覆盖航迹规划

王茜[1,2]，王翔宇[2,*]，焦俊[2]，张子健[2]，张健[2]

(1. 江苏大学 流体机械工程技术研究中心，镇江 212013；2. 中国科学院工程热物理研究所，北京 100190)

摘　　要：临近空间太阳能无人机 (UAVs) 具有超长航时的特点，可以有效解决传统无人机任务期间续航能力不足的问题，提出大跨时间空间场景下基于“点对面”覆盖任务的太阳能无人机三维 (3D) 路径规划方法，在能量获取及转换有限的情况下通过对太阳能与重力势能合理分配与调度实现任务效能的最大化。在建立太阳辐照模型、能量系统模型的基础上，采用分段能量管理策略对 24 h 跨昼夜任务周期进行能源分配与调度及飞行阶段划分，定义每个阶段的目标函数及边界条件，引入高斯伪谱法 (GPM) 求解该多阶段多目标最优控制问题。引入旋转卡壳算法 (RCA) 求解凸多边形区域全覆盖路径规划 (CPP) 问题，结合最大太阳辐照路径与最佳覆盖任务路径进行多目标优化，并与传统全覆盖路径规划算法进行对比验证；联合高斯伪谱法及旋转卡壳算法求解具有能量约束和任务约束的三维航迹规划问题。仿真结果表明：在随机任意生成的凸多边形区域内，所提方法在满足太阳能无人机昼夜能量闭环的基础上，平均太阳辐照功率提升了 11.64%，全覆盖任务路径降低了 10.9%，显著提高了太阳能无人机的任务效能，实现了能源效用的最大化。

关 键 词：全覆盖路径规划；能源管理与调度；多目标优化；高斯伪谱法；旋转卡壳算法

中图分类号：V249.31; V249.122^{+}.3

文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2025)08-2735-13

太阳能无人机具有飞行高度高、飞行航时长、覆盖范围广等优势，可以广泛应用于远距离目标跟踪、高空侦察监视、持续中继通信等任务场景[1]。各国已争相开发以临近空间太阳能无人机为平台的高空长航时太阳能无人机技术，如美国的“Helios”系列、英国的“Zephyr”系列等。尽管太阳能无人机技术已取得长足的发展，但能源系统仍是制约其续航能力和任务能力的重要瓶颈[2]。受到当前材料工业水平的限制，高转换率光伏电池及高比能储能电池还需要若干年的发展，因此，如何有效利用有限能源，在满足能量约束的前提下实现太阳能无人机的任务航迹规划，引起了学者的广泛关注[3-9]。

目前太阳能无人机任务航迹规划较多关注传统“点对点”路径规划问题，如 Huang 等[10] 结合三维空间静态目标跟踪任务开展了能量最优路径规划问题的研究，得到了固定在虚拟圆柱体表面上的最优航迹，Wang 等[11] 考虑了一个典型的点到点广域搜索任务，联合高斯伪谱法（Gauss pseudospectral method, GPM）和蚁群算法进行了三维任务航迹优化。然而在特定任务场景下，需要对目标区域进行全域覆盖以达到全面信息获取的目的，因此，需要对“点对面”全覆盖路径规划问题进行研究。杜楠楠等[12] 提出应用太阳能无人机进行覆盖作业，在考虑能量利用情况和总作业时间的基础上进行了全覆盖路径规划，然而其将无人机飞行轨迹限制在二维平面特定经纬坐标下，没有考虑到大跨时间空间场景下太阳能无人机能量变化与任务效能的关系，没有充分利用太阳能无人机优异的续航特性。临

收稿日期：2022-08-31；**录用日期**：2022-12-06；**网络出版时间**：2023-01-04 15:04
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230103.1837.008
基金项目：国家自然科学基金 (12002340)
* **通信作者**. E-mail：wangxiangyu@iet.cn

引用格式：*王茜，王翔宇，焦俊，等. 高空长航时太阳能无人机三维全覆盖航迹规划 [J]. 北京航空航天大学学报，2025，51（8）：2735-2747. WANG Q，WANG X Y，JIAO J，et al. Three-dimensional complete coverage flight path planning for high-altitude long-endurance solar-powered UAV [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51（8）：2735-2747（in Chinese）.*

近空间太阳能无人机具备数天以上的留空能力，当其搭载电荷耦合器件 (charge-coupled device, CCD) 图像传感器等设备时可对特定区域实现高分辨率的拍摄，其在 18 km 高空飞行时所拍摄的照片分辨率可达 25 cm，与侦察卫星实力相当[13]。由于临近空间太阳能无人机在高空侦察及信息获取领域具备巨大潜力，且传统太阳能无人机航迹规划多针对“点对点”路径规划问题，因此，在大跨时空场景下对太阳能无人机进行“点对面”全覆盖路径规划及能源调度优化是一个亟需解决的问题。

全覆盖路径规划 (coverage path planning, CPP) 指在满足一定约束的条件下，规划一种航路使得无人机以最小代价覆盖整个目标区域，主要覆盖模式有平行覆盖[14-15]、栅格覆盖[16-17]及内外螺旋覆盖[18]。根据待覆盖区域的几何特点，可以分为凸多边形和非凸多边形区域覆盖 2 类，由于非凸多边形区域覆盖经过凹点消除和几何分割即可转换为凸多边形区域覆盖问题，因此，目前全覆盖路径规划方法研究大多围绕凸多边形区域展开[19-22]。考虑到无人机在转弯过程中面临效率降低的问题，因此，其覆盖任务多采用平行覆盖模式，并且以寻求最少转弯次数为原则。针对凸多边形区域，Huang[23] 提出覆盖方向垂直凸多边形最小宽度的“线扫描分割法”，采用方向可变的割线通过遍历待覆盖区域的方式求解机器人最少转弯次数覆盖路径，陈海等[24] 在证明无人机转弯过程比直线飞行过程效率低的基础上，以飞行线垂直凸多边形最小宽度为原则，将问题转化为求解凸多边形最小宽度的问题，该方法通过计算多边形每条边到每个顶点的距离求解最佳覆盖路径，在覆盖路径规划中得到广泛应用[19-22, 25]。然而在实际应用中，无人机往往需要执行多个区域间的连续覆盖且面临异地起降的问题，此时该方法则无法保证全局最优。因此，在考虑无人机起飞点和着陆点的基础上，Vasquez 等[26] 提出基于旋转卡壳算法（rotating calipers algorithm, RCA）的凸多边形区域全覆盖路径规划方法，该方法通过旋转假想平行支撑线的方式寻找多边形最小宽度，其研究结果表明，在最坏的情况下 RCA 能提供与传统方法相同的解，而其他情况下则能以更短的时间完成区域覆盖任务，即该方法不仅考虑无人机到达和离开目标区域的路径实现全局最优，同时有效降低任务时间提高无人机任务效能。尽管目前众多文献已针对全覆盖路径规划方法进行了大量研究，但大多研究对象为传统无人机，并不适用于解决能量来源与任务路径规划高度耦合的长航时太阳能无人机全覆盖路径规划问题，因此，需要考虑能量约束进行太阳能无人机的覆盖路径规划算法研究。

综上所述，本文针对大范围跨时间空间场景下高空长航时太阳能无人机三维全覆盖航迹规划问题进行研究。太阳能无人机在复杂场景下的任务航迹规划是具有过程约束和终端约束的非线性最优控制问题，GPM 被广泛应用于太阳能无人机的航迹规划问题，研究表明其在计算效率及精度方面具有一定优势[4, 8-11, 27]，因此，引入 GPM 求解该最优控制问题。然而太阳能无人机的路径规划与飞行环境密切相关，GPM 难以与外部复杂任务场景的约束相耦合，因此，引入 RCA 进行覆盖任务约束下的路径规划。结合上述 2 种方法，基于能量最优管理与调度策略，对太阳能无人机进行全覆盖任务路径规划，求解满足能量、任务双重约束下的高空长航时太阳能无人机最优航迹，以实现能源效用的最大化。本文的创新点总结如下：

1）针对临近空间太阳能无人机进行“点对面”全覆盖任务路径规划，研究太阳能与重力势能二者之间的能源最优管理与调度策略，在保证太阳能无人机昼夜能量闭环的前提下，评估能量增益对任务效能的影响。

2）针对太阳能无人机全覆盖任务进行三维的航迹规划。一方面，维度和能量的约束导致全覆盖路径规划问题复杂性显著增加，另一方面，太阳能无人机具有与时空关联的高敏感性，因此，需要根据合理能量调度与飞行阶段划分，采用联合算法求解该场景下的最优三维全覆盖任务航迹。

3）改进传统全覆盖路径规划算法，将能量约束与传统覆盖任务目标相结合，提出高斯伪谱/旋转卡壳联合优化算法，求解结合最大太阳辐照路径与最佳覆盖任务路径的多目标航迹优化问题，实现兼顾最大辐照功率及最短全覆盖路径的任务路径规划。

1 太阳能无人机系统模型的建立

1.1 太阳能无人机模型

英国 QinetiQ 公司 Zephyr 太阳能无人机[28] 在平流层不间断飞行时间已达到 64 天，是目前续航时间最长的太阳能无人机。因此，本文选择 Zephyr7 太阳能无人机作为研究对象，其主要参数如表 1 所示。

采用 Open VSP 建立飞行器模型并求解气动参数，采用 FX63-137 翼型，飞机模型如图 1 所示，在 $Re = 180\,000$ 条件下，全机升力系数 C_L、阻力系数 C_D 估算结果如表 2 所示。

表 1　太阳能无人机模型参数

Table 1　Parameters for solar-powered UAV model

参数	数值	参数	数值
结构质量/kg	53	储能电池质量/kg	16
翼展/m	22.5	翼面积/m^2	25.3
太阳能电池面积/m^2	20.24	太阳能电池效率	0.2
储能电池能量密度/($Wh\cdot kg^{-1}$)	350	储能电池效率	0.9
最大功率点追踪效率	0.95	电机效率	0.9
螺旋桨效率	0.8	奥斯瓦尔德因子	0.9
航电设备功率/W	10	载荷功率/W	10

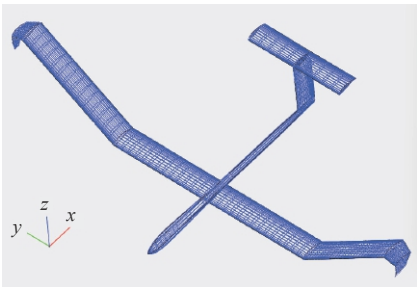


图 1　基于 Open VSP 的太阳能无人机模型

Fig. 1　Solar-powered UAV model based on Open VSP

表 2　全机升阻力系数

Table 2　Lift and drag coefficients of UAV

α/(°)	C_L	C_D	α/(°)	C_L	C_D
−4	0.307 7	0.026 9	6	1.187 6	0.046 4
−2	0.482 6	0.030 1	8	1.364 4	0.051 9
0	0.658 3	0.033 5	10	1.540 6	0.058 6
2	0.834 4	0.037 2	12	1.676 9	0.065 2
4	1.010 3	0.041 4	14	1.677 6	0.056 9

1.2　能量系统模型

1.2.1　太阳能辐射模型

太阳能无人机最主要的能量来源为太阳辐照，建立精确的太阳辐照模型对太阳能无人机航迹规划具有重要意义。工业界广泛采用的太阳辐射模型一般分为 2 类[29-30]：①考虑复杂气象条件的全球辐射模型，由于气象条件复杂多变，此类模型准确度较低，适合低空条件；②晴空辐射模型，高空长航时太阳能无人机理想飞行高度为海拔 20～100 km 的临近空间，在此高度下一般不用考虑云层遮挡对太阳辐照的减损，因此，晴空辐射模型被广泛应用于高空长航时太阳能无人机的设计，且此类模型具有参数齐全、计算简单、精确度高的特点。因此，本文采用晴空辐射模型来建立太阳能无人机的能量系统模型。

如图 2 所示，$\boldsymbol{n}_s$为地球中心指向太阳中心的单位矢量(相对于太阳来说，地球、飞机及其光伏组件

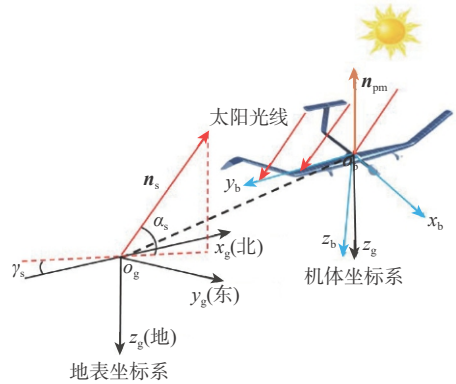


图 2　太阳辐照与无人机位置关系

Fig. 2　Relationship between solar irradiation and UAV position

可视为同一点)，α_s为太阳高度角，即$\boldsymbol{n}_s$与光伏组件平面之间的夹角，γ_s表示太阳方位角，根据图 2 几何关系可将$\boldsymbol{n}_s$表示为

$$\boldsymbol{n}_s = \left[-\cos\alpha_s\cos\gamma_s, -\cos\alpha_s\sin\gamma_s, \sin\alpha_s\right] \tag{1}$$

式中：太阳高度角α_s和太阳方位角γ_s可由光伏组件所在位置的纬度φ_{lat}、太阳时角θ_h和太阳赤纬角δ_s来确定：

$$\begin{cases} \sin\alpha_s = \sin\varphi_{lat}\sin\delta_s + \cos\varphi_{lat}\cos\delta_s\cos\theta_h \\ \sin\gamma_s = \dfrac{\sin\theta_h\cos\delta_s}{\cos\alpha_s} \\ \cos\gamma_s = \dfrac{\sin\varphi_{lat}\sin\alpha_s - \sin\delta_s}{\cos\varphi_{lat}\cos\alpha_s} \\ \delta_s = 23.45\sin\left(360\dfrac{j_d+284}{365}\right) \end{cases} \tag{2}$$

式中：j_d为日离数，d=1, 2, ⋯, 365。

太阳时间T_s及太阳时角θ_h的计算方式为

$$\begin{cases} \theta_h = 15(T_s - 12) \\ T_s = T_{lt} + (L_{st} - L_{lt})/15 + E_t/60 \\ E_t = 0.017\,2 + 4.28\cos B - 7.35\sin B - \\ \qquad 3.35\cos 2B - 9.732\sin 2B \\ B = \dfrac{360}{365}(j_d - 1) \end{cases} \tag{3}$$

式中：T_{lt}为当地时间；L_{st}为制定当前时间采用的标准经度；L_{lt}为当地经度；E_t为地球公转导致的偏差修正值。

一般情况下，太阳辐照由直接辐照、反射辐照及散射辐照 3 部分组成。由于本文研究太阳能无人机飞行高度设计在海拔 20 km 以上的临近高空，因此，不考虑云层及杂质微颗粒的影响，忽略太阳反射辐照的影响，太阳总辐照度I_{tot}可表示为直接辐照度I_{beam}和散射辐照度I_{dif}之和：

$$I_{tot} = I_{beam} + I_{dif} \tag{4}$$

直接辐照度I_{beam}可表示为

$$I_{\text{beam}} = I_{\text{on}} \exp\left(-\frac{c_{\text{s}} \exp(-h/h_{\text{s}})}{\left[\sin\left(\frac{\alpha_{\text{s}}+\alpha_{\text{dep}}}{1+\alpha_{\text{dep}}/90}\right)\right]^{S_{\text{s}}+\frac{h}{h_{\text{b}}}}}\right) \tag{5}$$

散射辐照度I_{dif}可以表示为

$$I_{\text{dif}} = 0.8 I_{\text{beam}} \exp(-h/h_{\text{s}}) \tag{6}$$

式(5)中I_{on}为一年中日序数为$j_d(d=1, 2, \cdots, 365)$的大气层外的太阳辐照度，α_{dep}为太阳高度角α_{s}相对于地平面的修正值，可以分别表示为

$$I_{\text{on}} = G_{\text{sc}}[1+0.033(360 j_d/365)] \tag{7}$$

$$\alpha_{\text{dep}} = 0.57 + \arccos[R_{\text{eth}}/(R_{\text{eth}}+h)] \tag{8}$$

式中：G_{sc}为标准太阳辐照常数；h为太阳能无人机的实际飞行高度；R_{eth}为地球半径；c_{s}、S_{s}、h_{b}、h_{s}为辐照模型修正参数，为常值，具体取值如表 3 所示。

表 3 太阳能辐照模型计算参数

Table 3 Calculation parameters for solar irradiation model

G_{sc}/(W·m^{-2})	c_{s}	S_{s}	h_{b}/km	h_{s}/km	R_{eth}/km
1 367	0.357	0.678	40	7	6 356.8

1.2.2 太阳辐照入射角模型

铺设于太阳能无人机表面的光伏组件一般为矩形，垂直于光伏组件的太阳辐照才能被最有效地吸收，太阳光线在光伏组件表面上的入射角余弦值$\cos\langle \boldsymbol{n}_{\text{s}}, \boldsymbol{n}_{\text{pm}} \rangle$决定此垂直分量的大小。在地表坐标系中，光伏组件的外法向单位矢量$\boldsymbol{n}_{\text{pm}}$可由光伏组件铺设角度及飞机姿态角决定，因此，光伏组件的外法向单位矢量$\boldsymbol{n}_{\text{pm}}$可以表示为

$$\boldsymbol{n}_{\text{pm}} = -\begin{bmatrix} \cos\psi_{\text{b}} \sin\theta_{\text{pm}} \cos\varphi_{\text{pm}} + \sin\psi_{\text{b}} \sin\varphi_{\text{pm}} \\ \sin\psi_{\text{b}} \sin\theta_{\text{pm}} \cos\varphi_{\text{pm}} - \cos\psi_{\text{b}} \sin\varphi_{\text{pm}} \\ \cos\theta_{\text{pm}} \cos\varphi_{\text{pm}} \end{bmatrix} \tag{9}$$

式中：ψ_{b}为机体坐标轴与地表坐标轴之间的偏航角；θ_{pm}和φ_{pm}分别为固定在每个光伏组件上的本体坐标系与机体坐标轴之间的俯仰角和滚偏角。至此，即可得到太阳光线在光伏组件平面上的入射角余弦值$\cos\langle \boldsymbol{n}_{\text{s}}, \boldsymbol{n}_{\text{pm}} \rangle$。

1.2.3 能量输入模型

在任意时刻，太阳能无人机表面所铺设的光伏组件吸收转换的总功率P_{in}可以表示为

$$P_{\text{in}} = \sum_{i}^{N_{\text{pm}}} \left(\eta_{\text{pm}} I_{\text{tot}} \cos\langle \boldsymbol{n}_{\text{s}}, \boldsymbol{n}_{\text{pm}} \rangle S_{\text{pm}}\right)_i \tag{10}$$

式中：S_{pm}为每块光伏组件的平面面积；N_{pm}为光伏组件的总块数；i为光伏组件的序号；η_{pm}为光伏模块的光电转换效率。

因此，太阳能无人机在t_0时刻至t_{f}时刻的总输入能量可以表示为

$$E_{\text{in}} = \int_{t_0}^{t_{\text{f}}} P_{\text{in}} \mathrm{d}t \tag{11}$$

1.2.4 能量输出模型

太阳能无人机消耗的能量包括机载设备的功耗，载荷的功耗及动力系统的功耗，可以表示为

$$P_{\text{out}} = \begin{cases} P_{\text{av}} + P_{\text{pld}} + \dfrac{Tv}{\eta_{\text{prop}}\eta_{\text{mot}}} & T > 0 \\ P_{\text{av}} + P_{\text{pld}} & T = 0 \end{cases} \tag{12}$$

式中：P_{av}为航电设备功率；P_{pld}为载荷消耗功率；T为推力；v为空速；η_{prop}为螺旋桨效率；η_{mot}为电机效率。通过定义储能电池总容量E_{bat}及其充放电效率η_{c}，即可更新电池状态S_{OC}：

$$E_{\text{bat}} = m_{\text{bat}} E_{\text{b}} \eta_{\text{c}} \tag{13}$$

$$\frac{\mathrm{d}S_{\text{OC}}}{\mathrm{d}t} = \eta_{\text{c}} \frac{P_{\text{in}} - P_{\text{out}}}{E_{\text{bat}}} \tag{14}$$

式中：m_{bat}为储能电池质量；E_{b}为储能电池能量密度，具体参数取值如表 1 所示，为延长电池使用寿命，将电池状态限制为$0.05 \leqslant S_{\text{OC}} \leqslant 0.95$。

1.3 太阳能无人机动力学及运动学建模

高空长航时太阳能无人机的机身通常具有轻质、柔性、大展弦比的特点，这些特征使得精确描述无人机飞行过程中的姿态、机身结构等的微观变化非常困难[31]。针对本文高空长航时条件下太阳能无人机的航迹规划问题，重点关注飞行器在飞行过程中航迹的宏观变化，因此，采用简化的质点模型进行本文的研究[7]。假设飞机无侧滑，则其动力学和运动学方程可以表示为

$$\begin{cases} m\dfrac{\mathrm{d}v}{\mathrm{d}t} = T\cos\alpha - D - mg\sin\gamma \\ mv\dfrac{\mathrm{d}\gamma}{\mathrm{d}t} = (T\sin\alpha + L)\cos\varphi - mg\cos\gamma \\ mv\cos\gamma\dfrac{\mathrm{d}\psi}{\mathrm{d}t} = (T\sin\alpha + L)\sin\varphi \\ \dfrac{\mathrm{d}x}{\mathrm{d}t} = v\cos\gamma\cos\psi \\ \dfrac{\mathrm{d}y}{\mathrm{d}t} = v\cos\gamma\sin\psi \\ \dfrac{\mathrm{d}h}{\mathrm{d}t} = v\sin\gamma \end{cases} \tag{15}$$

式中：m为飞机总质量；α为飞机迎角；γ为航迹角；φ为滚转角；ψ为航向角；x、y、z为飞机的位置坐标；L、D和T分别为升力、阻力和推力，其表达式为

$$\begin{cases} T = \left(P_{\text{in}} - P_{\text{av}} - p_{\text{pld}}\right)\eta_{\text{prop}}\eta_{\text{mot}}/v \\ L = \dfrac{1}{2}\rho S C_L v^2 \\ C_L = C_{L_0} + C_{L_\alpha}\alpha \\ D = \dfrac{1}{2}\rho S C_D v^2 \\ C_D = C_{D_0} + K C_L^2 \\ K = \dfrac{1}{\varepsilon\pi A_{\text{R}}} \end{cases} \tag{16}$$

其中：ρ 为空气密度；S 为翼面积；C_{D_0} 为零升阻力系数；K 为升阻比；A_{R} 为展弦比；ε 为奥斯瓦尔德效率因子。升力系数 C_L 与迎角 α 有关，选择 α、φ 及 T 作为控制变量改变飞机的飞行姿态和高度。

1.4　飞行场景及任务建模

基于全覆盖任务场景及太阳辐照变换规律，对高空长航时太阳能无人机进行能源分配调度管理及飞行阶段划分，阶段划分如图 3 所示，主要分为以下 5 个阶段，包括夜间巡航阶段、最大功率爬升阶段、储能电池充电阶段、加速任务阶段及重力滑翔阶段，其中，夜间巡航高度和日间巡航任务高度分别记作 $h_{\min}$ 和 $h_{\max}$。对于广域全覆盖任务，日间巡航高度 $h_{\max}$ 的建立不仅意味着光伏组件能够接收更多的太阳辐照[32]，并且爬升及高高度巡航有利于扩大机载传感器设备的探测速度，提高任务效能；而夜间将飞行器高度下降到 $h_{\min}$ 不仅意味着更低的夜间巡航功耗，也能够利用重力势能储能为飞行器跨昼夜飞行提供可能。各阶段能量调度分配及边界切换条件如下。

第 1 阶段：最大功率爬升阶段。本阶段开始于太阳能无人机光伏组件吸收转换的太阳辐照可以维持低高度 $h_{\min}$ 巡航需用功率，此时储能电池停止供电，随着太阳辐照强度地不断增大，无人机利用其余能量进行爬升，直至达到任务高度 $h_{\max}$。

第 2 阶段：储能电池充电阶段。本阶段开始于无人机爬升至任务高度 $h_{\max}$，此时无人机将以最低巡航功率保持高空巡航状态，并且将接收的其余太阳辐照全部用于储能电池充电，直至电池状态 S_{OC} 更新至 0.95。

第 3 阶段：加速任务阶段。本阶段开始于储能电池电量 S_{OC} 更新至 0.95，此时无人机进入加速覆盖任务阶段，即将光伏组件吸收转换的所有能量用于最大化无人机任务能力，直至太阳辐照不足以维持无人机日间巡航高度下的最小需用功率。

第 4 阶段：滑翔阶段。本阶段开始于光伏组件吸收转换的功率不足以维持日间巡航高度下的最低巡航功率，此时无人机降低高度释放重力势能进入滑翔阶段，直至下降到夜间巡航高度 $h_{\min}$。

第 5 阶段：夜间巡航阶段。本阶段开始于无人机下滑至夜间巡航高度 $h_{\min}$，此时由储能电池为无人机提供飞行动力，无人机将以最低巡航功率进行夜间巡航，直至储能电池电量耗尽。如果在电池电量耗尽之前达到第 1 阶段的初始条件，即可实现太阳能无人机跨昼夜飞行。

以上能源分配调度及飞行阶段划分的目的是在满足太阳能无人机昼夜能量平衡的基础上，实现太阳能无人机的最大任务效能。针对特定“点对面”区域覆盖任务场景，在经度（110°E～120°E），纬度（35°N～45°N）的范围内任意生成凸多边形区域作为目标覆盖区域。

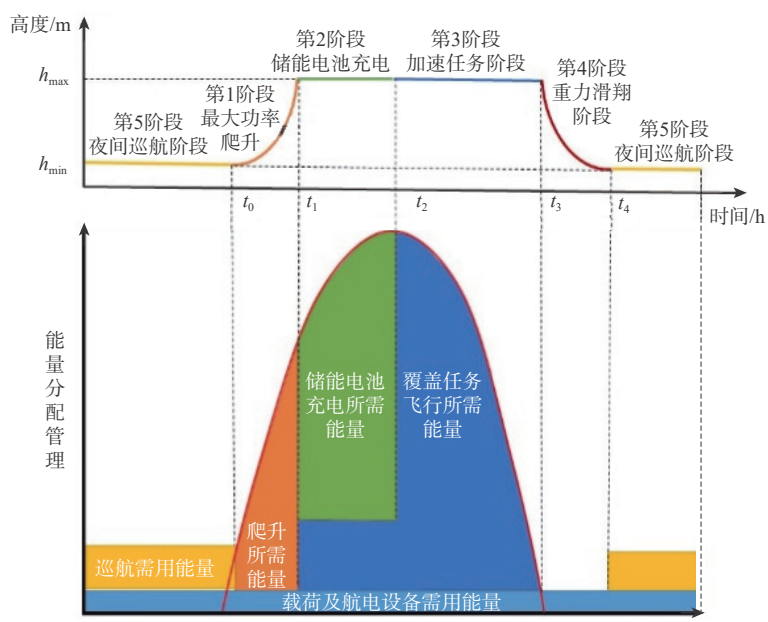


图 3　基于能量管理的飞行阶段划分

Fig. 3　Flight phase division based on energy management

2 面向覆盖任务的太阳能无人机三维航迹规划

2.1 基于 GPM 的多目标路径优化

区域覆盖任务场景下的太阳能无人机轨迹优化是具有过程约束和终端约束的非线性最优控制问题，可通过解析方法或数值方法进行求解。GPM 属于数值方法中的直接配置法，通过采用全局插值多项式的有限基在一系列离散点上近似控制变量和状态变量，采用多项式的导数来近似状态变量的导数，并且在配点上满足动力学微分方程的约束，从而将微分方程的约束转化为代数约束，将连续最优控制问题转化为非线性规划问题，被证明能以较少的离散点、较高的速度及较高的精度得到优化问题的解[4,8-11,27]。因此，本文将采用 GPM 求解这一多阶段多目标最优控制问题，根据飞行阶段划分，将每个阶段的优化目标及边界约束条件总结如图 4 所示。

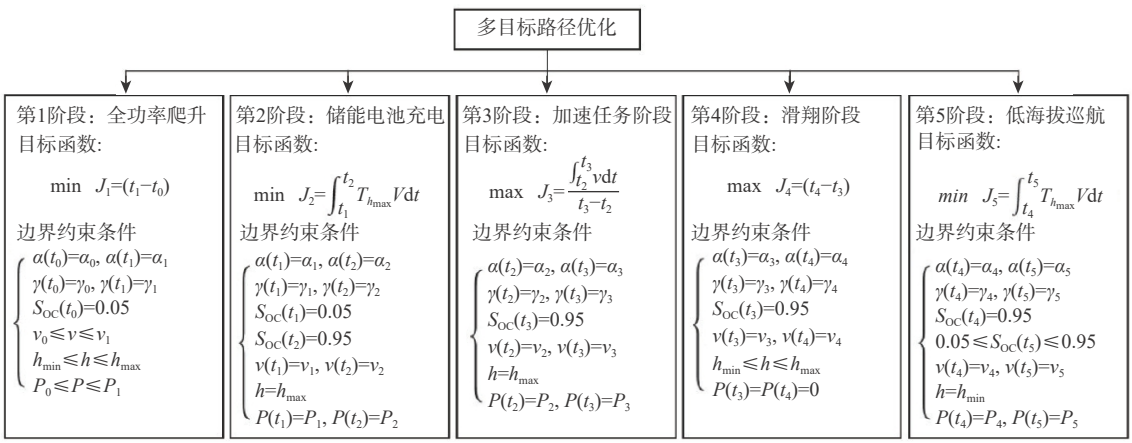
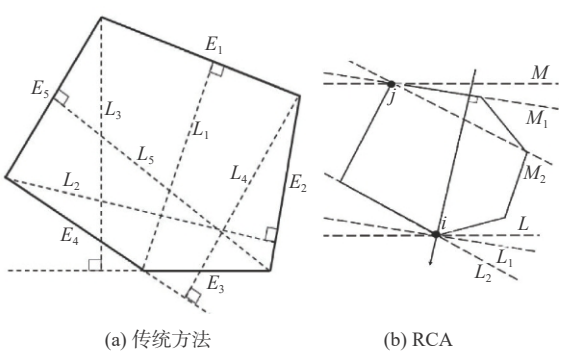


图 4 多目标路径优化

Fig. 4 Multi-objective path optimization

2.2 基于 RCA 的全覆盖路径规划

RCA 是由 Shamos[33] 提出的一种寻找凸多边形直径的线性算法，被广泛运用在解决一些与凸包相关的问题中。Li 等[19] 证明，多边形的最小宽度只能出现在顶点与多边形边的距离之间（边-边距离为边-顶点距离的特殊情况），因此，Vasquez 等[26] 利用 RCA 求解全覆盖路径的基本思想是寻找凸多边形的对跖点，再寻找经过其对跖点之间距离最小的平行支撑线。图 5(a) 为采用传统方法求解凸多边形最小宽度示意图，由于需要计算多边形每条边到每个顶点的距离，该方法时间复杂度为 $O(n^2)$，采用 RCA 求解凸多边形最小宽度示意图如图 5(b) 所示，即旋转通过多边形对跖点的一对平行支撑线 L、M 寻找多边形最小宽度，由于 n 边形对跖点个数不超过 $3n/2$ 个，该算法时间复杂度为 $O(n)$，即该算法能够显著降低时间复杂度，提高计算效率。



(a) 传统方法 (b) RCA

图 5 求解凸多边形最小宽度

Fig. 5 Solving for minimum width of a convex polygon

针对大跨时间空间区域覆盖任务场景，以及太阳能无人机续航能力、任务能力受能量约束的特点，结合最大太阳辐照路径与最佳覆盖任务路径进行多目标全覆盖航迹优化，定义优化目标函数为

$$\max P_{\mathrm{ave}}=\frac{E_{\mathrm{in}}}{t_{\mathrm{tot}}}=\frac{\int_{t_0}^{t_{\mathrm{f}}}P_{\mathrm{in}}\mathrm{d}t}{t_{\mathrm{f}}-t_0} \tag{17}$$

式中：P_{ave}为平均太阳辐照功率；E_{in}为任务周期内光伏组件接收转化的太阳辐照能量；t_{tot}为任务结束时间t_{f}与起始时间t_0的差，由于本文以高空长航时太阳能无人机为研究对象，因此，将任务周期设置为 24 h，研究时间空间发生明显变化时通过能量调度优化为无人机带来的任务增益。t_{tot}的另一种表达为任务总路径L_{tot}与平均速度V_{ave}的比值，因此，目标函数可以转化为

$$\max P_{\mathrm{ave}}=\frac{V_{\mathrm{ave}}\int_{t_0}^{t_{\mathrm{f}}}P_{\mathrm{in}}\mathrm{d}t}{L_{\mathrm{tot}}} \tag{18}$$

可以看出, 太阳辐照功率$P_{\rm in}$的增大意味着无人机将获得更多的辐照及更快的飞行速度, 而飞行总路径$L_{\rm tot}$的减小意味着无人机将以更短的距离完成整个区域的覆盖, 即得到最大平均太阳辐照功率$P_{\rm ave}$, 实现无人机能效与任务的最大化。

假设待覆盖区域为标准凸多边形$Q=\{V,E\}$, 其中, $V=\{1,2,\cdots,n\}$为一组按顺时针方向排列的凸多边形顶点的集合, $E=\{(1,2),(2,3),\cdots,(n-1,n)\}$为多边形边的集合。当无人机覆盖一个区域时, 从任务起始点$P_{\rm s}$开始移动到目标区域, 遵循平行覆盖模式对目标区域进行扫描遍历, 最后移动到任务结束点$P_{\rm e}$。平行覆盖模式可以在多边形边缘处定位一系列航路点$\tau_{\rm cov}=\{P_0,P_1,\cdots,P_m\}$, 无人机将自身定向到航路点并沿直线移动到达, 因此, 结合任务起始点及结束点的全覆盖路径航路点可以表示为$\tau_{\rm tot}=\{P_{\rm s},P_0,\cdots,P_m,P_{\rm e}\}$。该部分改进 RCA 全覆盖路径规划算法如下:

输入: 顶点集V、起始点$P_{\rm s}$、结束点$P_{\rm e}$。

输出: $\tau_{\rm best}=\{P_{\rm s},P_0,\cdots,P_m,P_{\rm e}\}$。

步骤:

1. $A\leftarrow$ computeAntipodalPairs(V);
2. $P^*_{\rm ave}\leftarrow 0$;
3. foreach$(i,j)\in A$do
4. $\tau_{\rm cov}\leftarrow$ BestPath(V,i,j);
5. $\tau_{\rm tot}\leftarrow \max P_{\rm ave}(\{P_{\rm s},\tau_{\rm cov},P_{\rm e}\},\{P_{\rm e},\tau_{\rm cov},P_{\rm s}\})$
6. if $P_{\rm ave}(\tau_{\rm tot})>P^*_{\rm ave}$then
7. $\tau_{\rm best}\leftarrow\tau_{\rm tot}$;
8. $P^*_{\rm ave}\leftarrow P_{\rm ave}(\tau_{\rm best})$;
9. return $\tau_{\rm best}$

首先, 由凸多边形顶点集V计算得到其对跖点集A, 并将优化指标初值$P^*_{\rm ave}$赋为 0; 随后, 通过对对跖点$A(i,j)$旋转卡壳的方式计算得到通过该对对跖点的一组$P_{\rm ave}$收益最大的平行航线, 由于覆盖间距固定, 即可得到一系列经过多边形边的航点$\tau_{\rm cov}$; 确定覆盖任务航点之后, 结合无人机任务起始点$P_{\rm s}$与任务结束点$P_{\rm e}$即可得到全覆盖航点$\tau_{\rm tot}$, 此时有 2 种航点遍历顺序$\{P_{\rm s},\tau_{\rm cov},P_{\rm e}\}$和$\{P_{\rm e},\tau_{\rm cov},P_{\rm s}\}$, 同样根据优化目标确定最大$P_{\rm ave}$对应的一组航点扫描顺序, 即得到该对对跖点对应的最佳覆盖路径$\tau_{\rm best}$; 最终通过循环迭代得到该凸多边形区域的最佳全覆盖路径$\tau_{\rm best}$。

2.3　高斯/旋转卡壳联合优化算法

大跨时空全覆盖任务场景下的太阳能无人机航迹规划属于任务与能量双重约束下的最优控制问题, 因此, 本文提出一种结合 GPM 和 RCA 的联合优化算法, 将任务和能量耦合的最优控制问题分解为两级优化问题进行求解。在 GPM 中, 优化变量为飞机飞行航迹的状态变量和每个阶段的飞行时间; 在 RCA 中, 优化变量为平均太阳辐照功率$P_{\rm ave}$, 本文算法具体实现过程如图 6 所示。首先, 针对基于 RCA 的全覆盖路径规划进行参数初始化, 并将参数初值赋给高斯伪谱; 其次, 采用 GPM 求解图 4 所示多阶段多目标最优控制问题, 在得到满足约束条件下的最优航迹后, 将对应飞机状态变量、每个阶段的飞行时间赋给 RCA; 最后, 由 RCA 求解该约束下的区域最佳全覆盖路径, 最终通过迭代的方式, 求解得到满足能源效用和任务最优的太阳能无人机全覆盖航迹。

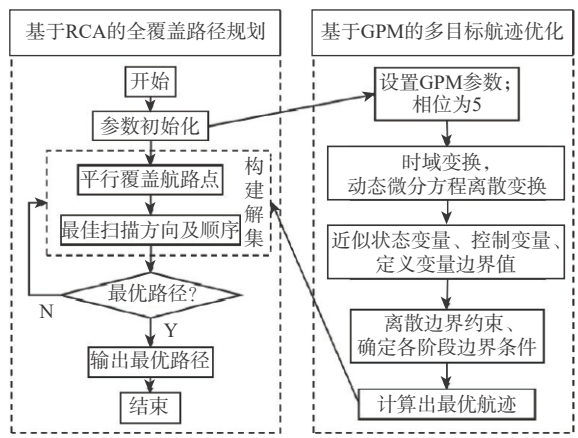


图 6　本文算法

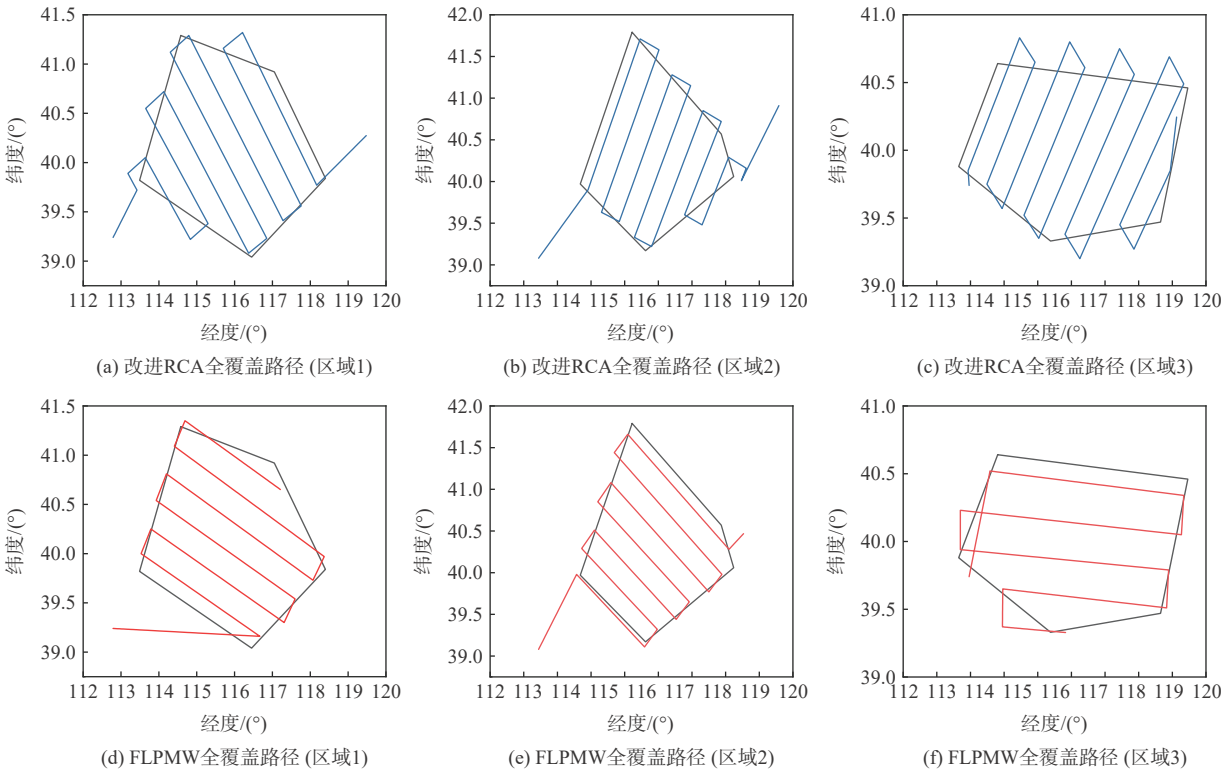
Fig. 6　The proposed algorithm

3　仿真与结果

3.1　全覆盖路径规划算法验证

为验证改进 RCA 的有效性及可靠性, 在经度(110°E～120°E), 纬度(40°N～45°N)范围内随机生成 3 组凸多边形区域作为目标覆盖区域, 同时任意生成无人机任务起始点及任务结束点, 采用式 (18) 所定义的优化目标结合最大太阳辐照路径与最佳覆盖任务路径的航迹优化, 并与传统飞行线垂直多边形最小宽度 (flight line perpendicular minimum width of the vertical polygon, FLPMW) 方法进行对比。由于本节重点关注改进 RCA 对太阳辐照的追踪及对覆盖任务路径的优化能力, 因此, 采用平飞策略, 将飞行高度设定为 25 km, 仿真时间设置为 6 月 21 日, 2 种方法所得全覆盖路径规划结果如图 7 所示。

由图 7 可知, 相比传统 FLPMW 方法, 改进 RCA 在任务周期内能覆盖整个目标区域且达到任务结束点。表 4 为基于改进 RCA 与传统 FLPMW 方法得到的覆盖路径平均太阳辐照功率结果对比, 可以看出, 对任意随机凸多边形区域, 改进 RCA 可以有



(a) 改进RCA全覆盖路径 (区域1)
(b) 改进RCA全覆盖路径 (区域2)
(c) 改进RCA全覆盖路径 (区域3)
(d) FLPMW全覆盖路径 (区域1)
(e) FLPMW全覆盖路径 (区域2)
(f) FLPMW全覆盖路径 (区域3)

图 7 多区域算法验证

Fig. 7 Multi-region algorithm verification

效提升平均太阳辐照功率P_{ave}，分别提升了 6.02%、11.87%、9.95%，说明改进 RCA 具备追踪太阳辐照且优化覆盖任务路径的能力。

表 4 算法验证结果

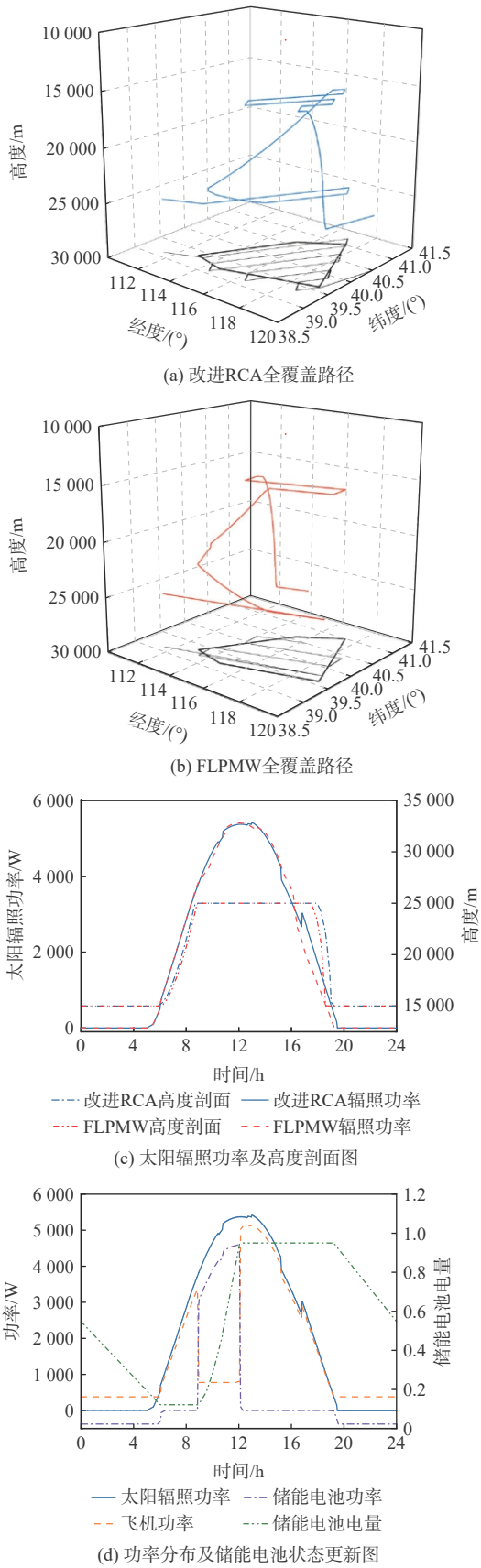
Table 4 Algorithm verification results

区域	改进max P_{ave}/kW		P_{ave}提升率/%
	改进RCA	传统FLPMW	
区域1	2.124 9	2.004 1	6.02
区域2	2.228 0	1.991 6	11.87
区域3	2.243 2	2.040 1	9.95

3.2 联合优化算法求解全覆盖路径规划问题

为实现任务周期内太阳能与重力势能的合理分配与调度，基于已验证的改进 RCA，本节采用 GPM 和 RCA 联合优化算法解决三维空间内长航时太阳能无人机的能源优化及全覆盖路径规划问题，任务范围设置为经度（110°E～120°E），纬度（38°N～43°N），任务起始点、结束点及目标覆盖区域在给定范围内随机生成，仿真时间设定为 6 月 21 日，图 8(a)和图 8(b) 分别为采用改进 RCA 联合 GPM 与传统 FLPMW 算法联合 GPM 得到的三维全覆盖优化路径结果。优化结果如表 5 所示，相比传统覆盖路径规划方法，RCA 联合优化算法平均太阳辐照功率P_{ave}提升了 11.64%，其覆盖路径总长度为 2 171.91 km，传统基于 FLPMW 方法的全域覆盖路径总长度为 2 438.95 km，即联合 RCA 所得区域覆盖扫描路径缩短了 10.9%。

图 8(c) 中实线与短划线为任务周期内 2 种轨迹所获太阳辐照功率对比，可以看出联合 RCA 所获太阳辐照功率更高，同一时刻最大辐照功率差达到 1 000 W，点划线和双点划线分别为 2 种方法得到的高度剖面图，传统方法无人机在 17:20 时太阳辐照功率不足开始下滑释放重力势能为飞机提供动力，18:40 时下滑至夜间巡航高度，改进 RCA 17:54 时太阳辐照功率不足开始下滑释放重力势能，19:04 时下滑至夜间巡航高度，联合 RCA 优化算法所得轨迹高度任务时间T_{hmax}提升了 8.98%，夜间巡航时间T_{hmin}减少了 4.89%，有效降低了夜间巡航时间，为储能电池电量提供裕度。图 8(d) 为采用 GPM/RCA 联合优化算法所得功率分配及储能电池电量S_{OC}更新状态示意图，可以看出，当太阳光照不足时，由储能电池为飞机提供飞行能量，随着太阳辐照强度逐渐增大，储能电池停止供电，飞机将所吸收的全部辐照功率用于爬升任务，当爬升到预定高度后，飞机以最低巡航功率进行巡航，同时储能电池开始充电，当电池电量S_{OC}达到 0.95 时，无人机进入加速任务阶段，将所吸收全部功率用于提高飞行速度，当太阳辐照功率不足以支撑无人机在 25 km 高空的最低巡航功率时，无人机进入下滑阶段，直至降到 15 km 夜间巡航高度，此时由储能电池为无



(a) 改进RCA全覆盖路径

(b) FLPMW全覆盖路径

(c) 太阳辐照功率及高度剖面图

(d) 功率分布及储能电池状态更新图

图 8　联合优化覆盖路径

Fig. 8　Jointly optimized coverage path

人机提供夜间巡航功率，直至太阳辐照再一次到达当前高度所需巡航功率即可实现能量闭环，由储能电池电量 S_{OC} 更新状态可以看出，储能电池状态满足跨昼夜飞行条件。

表 5　联合优化结果

Table 5　Joint optimization results

方法	$\max P_{ave}$/kW	L_{tot}/km	T_{hmax}/h	T_{hmin}/h
FLPMW	1.98	2 438.95	8.46	11.46
改进RCA	2.21	2 171.91	9.22	10.90

3.3　优化飞行方法与水平飞行方法对比

为验证使用重力势能储能策略的有效性和必要性，采用本文提出的基于联合 RCA 与 GPM 优化算法的优化飞行方法与水平飞行方法进行比较。基于平飞巡航的能量管理方法更多关注工程实现的可靠性和简单性，在该方法下，太阳能只会被储存到储能电池中。为方便对比，将水平飞行巡航的高度设定在 15 km，飞行日期设定在 6 月 21 日。

联合 RCA 与 GPM 优化算法所得航迹与将飞行高度限制在 15 km 的路径对比如图 9(a) 和图 9(d) 所示，可以看出水平飞行方法的扫描路径远小于本文方法，这是因为当太阳辐射功率足够时，由于高度的限制，水平飞行方法只能在当前高度加速到最大飞行速度，图 9(b)、图 9 (c)、图 9 (e)、图 9 (f) 分别为 2 种方法高度、迎角、速度、航迹角对比图。可以得出结论：太阳能无人机利用本文方法不仅可以通过爬升将太阳能转换为自身机械能，为夜间无光照情况提供飞行动力，而且可以通过高高度提高太阳辐照转换率，从而提高其飞行速度，进一步延长高高度任务时间，实现更长的扫描路径。从任务角度来看，一个周期内联合优化结果的扫描路径是水平飞行方法的 134.6%，实现了太阳能无人机能源效用的最大化。

3.4　飞行日期对优化航迹的影响

由于太阳辐照强度随着季节的变化而变化，特定区域在不同日期的太阳辐照强度差异明显，会对太阳能无人机任务效能产生巨大影响。为验证本文方法在不同飞行日期对太阳能无人机能源效用及任务航迹的影响，选取 12 月 21 日为仿真日期进行覆盖路径规划，仿真结果如图 10 所示。

12 月 21 日太阳直射点在南回归线附近，本文所设任务区域处于北纬（38°～42°），太阳辐照强度低，由图 10 可知，本文方法选择追踪太阳辐照，由低纬度地区开始逐渐遍历覆盖，但由于日间总辐照时间的缩短及辐照强度的降低，相比 6 月 21 日的覆盖路径，12 月 21 日无人机在 24 小时任务周期内并没有完成区域覆盖任务，其扫描路径由 6 月 21 日的 2 171.91 km 减少至 1 643.77 km，图 11 为 2 个飞行日期下太阳辐照功率对比。由此可知，太阳能

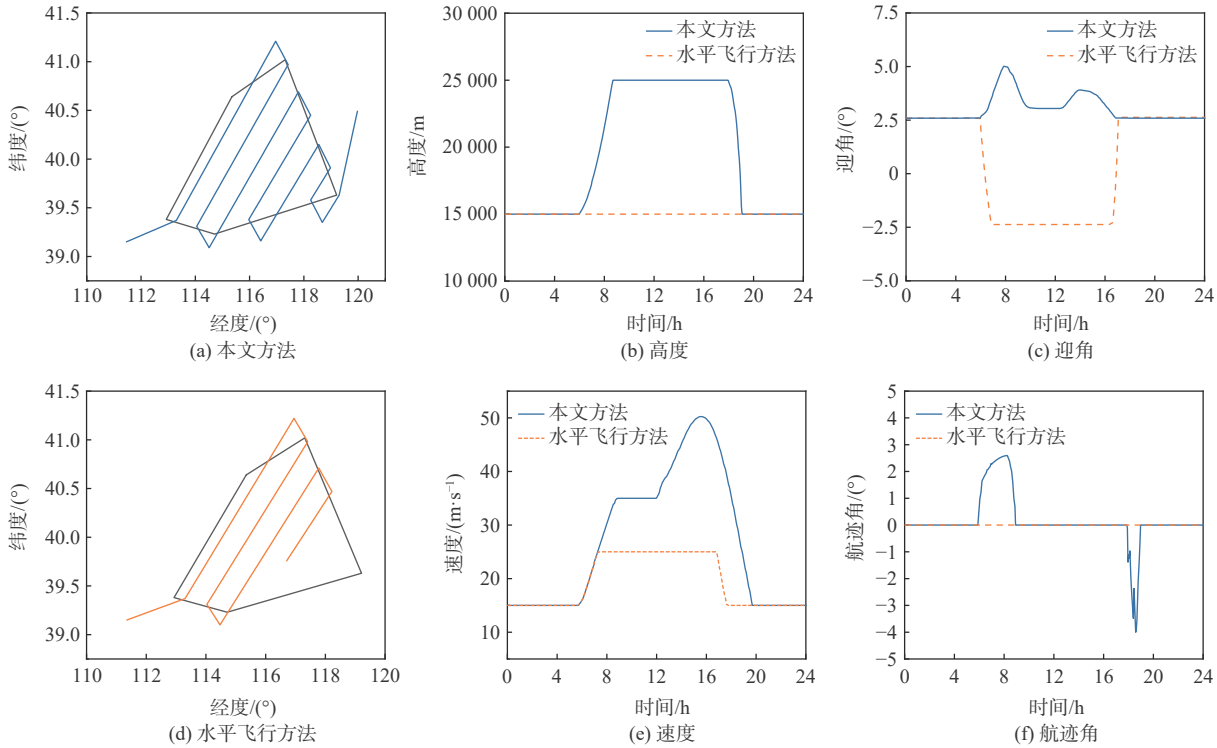


图 9 本文方法与水平飞行方法的比较

Fig. 9 Comparison between the proposed method and horizontal flight method

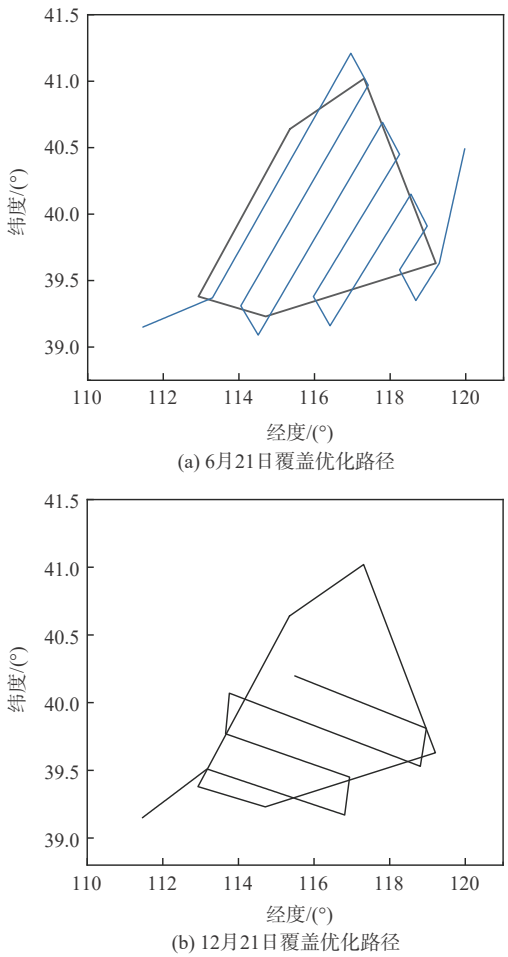


图 10 不同日期优化结果对比

Fig. 10 Comparison of optimization results on different dates

无人机任务能力严重受太阳辐照情况的影响，尽管如此，本文方法仍然可以根据太阳辐照变化规律对无人机飞行航迹进行调整，最大程度追踪太阳辐照，在实现能量闭环的基础上最大化执行区域覆盖任务，即该联合优化算法在不同日期仍然可以充分发挥太阳能无人机的任务潜能。

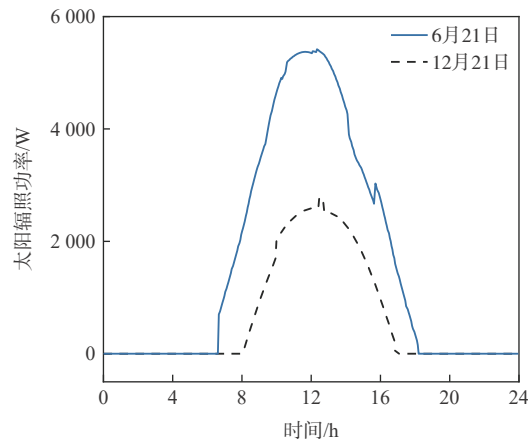


图 11 任务区域太阳辐照强度

Fig. 11 Solar irradiation intensity in mission area

4 结 论

针对临近空间太阳能无人机在高空侦察覆盖领域所具备的巨大潜力，以及现阶段缺乏解决太阳能无人机在覆盖任务场景下的航迹规划算法，本文研究了大跨时空场景下太阳能无人机三维全覆盖

航迹规划问题。主要工作总结如下:

1) 建立了应用于大跨时空全覆盖任务的太阳能无人机能量系统模型, 提出平均太阳辐照功率作为优化目标, 提出改进 RCA 对太阳能无人机进行结合最大太阳辐照和最优任务路径的凸多边形区域覆盖路径规划, 并与传统覆盖路径规划算法所得结果进行对比, 仿真结果表明, 在随机生成的 3 组任务区域内, 相比传统方法, 改进 RCA 所得覆盖路径平均太阳辐照功率分别提升了 6.02%、11.87%、9.95%, 表明改进 RCA 具备追踪太阳辐照、优化区域覆盖任务路径的能力。

2) 针对太阳能无人机能量与任务耦合的三维航迹规划问题, 采用分段能量管理方法对太阳能及重力势能进行合理分配与调度, 定义不同飞行阶段的目标函数, 联合 GPM 及 RCA 求解该最优控制问题, 同样与传统覆盖路径规划方法进行对比, 仿真结果表明, 在随机生成任务区域内, 本文方法规划得到的覆盖路径平均太阳辐照功率提升了 11.64%, 全覆盖任务路径降低了 10.9%, 表明本文方法在三维空间内同样具备通过能量优化的方式提高无人机任务效能的能力。

3) 为验证本文方法的有效性和必要性, 将采用本文方法所得航迹与水平飞行方法所得航迹进行对比, 仿真结果表明, 一个任务周期内本文方法所得全覆盖扫描路径为水平飞行方法的 134.6%, 即证明本文方法的有效性。

4) 为验证本文方法在不同太阳辐照条件下的适用性和有效性, 在 12 月 21 日进行仿真试验, 仿真结果表明, 由于光照强度的降低及日照时间的缩短, 相比 6 月 21 日, 12 月 21 日所得覆盖扫描路径明显缩短, 但本文方法可以根据太阳辐照变化规律对无人机飞行航迹进行调整, 最大程度追踪太阳辐照, 在实现能量闭环的基础上最大化执行覆盖任务。

综上所述, 本文方法能够解决高空长航时太阳能无人机凸多边形区域全覆盖任务场景下的三维航迹规划问题, 最大限度地提高太阳能无人机的能量接收, 优化能量调度, 将其转换为无人机任务效能的增益。未来会研究更复杂场景下的全覆盖航迹规划, 如非凸多边形区域的全覆盖航迹规划及变高变距情况下太阳能无人机的全覆盖航迹优化。

参考文献 (References)

[1] 吴健发, 王宏伦, 黄宇. 大跨时空任务背景下的太阳能无人机任务规划技术研究进展[J]. 航空学报, 2020, 41(3): 623414.
WU J F, WANG H L, HUANG Y. Research development of solar powered UAV mission planning technology in large-scale time and space spans[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(3): 623414(in Chinese).

[2] ZHU X F, GUO Z, HOU Z X. Solar-powered airplanes: a historical perspective and future challenges[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2014, 71: 36-53.

[3] KLESH A T, KABAMBA P T. Solar-powered aircraft: energy-optimal path planning and perpetual endurance[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2009, 32(4): 1320-1329.

[4] SPANGELO S C, GILBERT E G. Power optimization of solar-powered aircraft with specified closed ground tracks[J]. Journal of Aircraft, 2013, 50(1): 232-238.

[5] WU J F, WANG H L, LI N, et al. Distributed trajectory optimization for multiple solar-powered UAVs target tracking in urban environment by adaptive grasshopper optimization algorithm[J]. Aerospace Science and Technology, 2017, 70: 497-510.

[6] WU J F, WANG H L, LI N, et al. Path planning for solar-powered UAV in urban environment[J]. Neurocomputing, 2018, 275: 2055-2065.

[7] SACHS G, LENZ J, HOLZAPFEL F. Unlimited endurance performance of solar UAVs with minimal or zero electrical energy storage[C]//Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Reston: AIAA, 2009.

[8] GAO X Z, HOU Z X, GUO Z, et al. Energy management strategy for solar-powered high-altitude long-endurance aircraft[J]. Energy Conversion and Management, 2013, 70: 20-30.

[9] WANG S Q, MA D L, YANG M Q, et al. Flight strategy optimization for high-altitude long-endurance solar-powered aircraft based on Gauss pseudo-spectral method[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2019, 32(10): 2286-2298.

[10] HUANG Y, WANG H L, YAO P. Energy-optimal path planning for solar-powered UAV with tracking moving ground target[J]. Aerospace Science and Technology, 2016, 53: 241-251.

[11] WANG X Y, YANG Y P, WU D, et al. Mission-oriented 3D path planning for high-altitude long-endurance solar-powered UAVs with optimal energy management[J]. IEEE Access, 2020, 8: 227629-227641.

[12] 杜楠楠, 陈建, 马奔, 等. 多太阳能无人机覆盖路径优化方法[J]. 航空学报, 2021, 42(6): 324476.
DU N N, CHEN J, MA B, et al. Optimization method for coverage path planning of multi-solar powered UAVs[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(6): 324476(in Chinese).

[13] 赵炜, 赵钱, 黄江流, 等. 临近空间太阳能无人机在现代战争中的应用[J]. 空天防御, 2020, 3(2): 85-90.
ZHAO W, ZHAO Q, HUANG J L, et al. Application of near space solar powered UAV in modern war[J]. Air & Space Defense, 2020, 3(2): 85-90(in Chinese).

[14] BERGER C, WZOREK M, KVARNSTRÖM J, et al. Area coverage with heterogeneous UAVs using scan patterns[C]//Proceedings of the IEEE International Symposium on Safety, Security, and Rescue Robotics. Piscataway: IEEE Press, 2016: 342-349.

[15] AZPÚRUA H, FREITAS G M, MACHARET D G, et al. Multi-robot coverage path planning using hexagonal segmentation for geophysical surveys[J]. Robotica, 2018, 36(8): 1144-1166.

[16] NAM L H, HUANG L, LI X J, et al. An approach for coverage path planning for UAVs[C]//Proceedings of the IEEE 14th International

Workshop on Advanced Motion Control. Piscataway: IEEE Press, 2016: 411-416.

[17] GAO C Q, KOU Y X, LI Z W, et al. Optimal multirobot coverage path planning: ideal-shaped spanning tree[J]. Mathematical Problems in Engineering, 2018, 2018(1): 3436429.

[18] YUE W, JIANG Z. Path planning for UAV to collect sensors data based on spiral decomposition[J]. Procedia Computer Science, 2018, 131: 873-879.

[19] LI Y, CHEN H, JOO ER M, et al. Coverage path planning for UAVs based on enhanced exact cellular decomposition method[J]. Mechatronics, 2011, 21(5): 876-885.

[20] TORRES M, PELTA D A, VERDEGAY J L, et al. Coverage path planning with unmanned aerial vehicles for 3D terrain reconstruction[J]. Expert Systems with Applications, 2016, 55: 441-451.

[21] 王自亮, 罗德林, 吴顺祥. 凹多边形区域覆盖无人机航迹规划方法[J]. 航空兵器, 2019, 26(1): 95-100.
WANG Z L, LUO D L, WU S X. A UAV path planning method for concave polygonal area coverage[J]. Aero Weaponry, 2019, 26(1): 95-100(in Chinese).

[22] 王红星, 马学娇, 张长森. 一种凹多边形区域的无人机覆盖路径规划算法[J]. 航空兵器, 2021, 28(6): 46-52.
WANG H X, MA X J, ZHANG C S. An algorithm of coverage path planning for UAV in concave polygon area[J]. Aero Weaponry, 2021, 28(6): 46-52(in Chinese).

[23] HUANG W H. Optimal line-sweep-based decomposetions for coverage algorithms[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Robotics & Automation. Piscataway: IEEE Press, 2001.

[24] 陈海, 王新民, 焦裕松, 等. 一种凸多边形区域的无人机覆盖航迹规划算法[J]. 航空学报, 2010, 31(9): 1802-1808.
CHEN H, WANG X M, JIAO Y S, et al. An algorithm of coverage flight path planning for UAVs in convex polygon areas[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(9): 1802-1808(in Chinese).

[25] 庞强伟, 胡永江, 李文广. 基于垂直区域宽度分解的无人机覆盖航迹规划[J]. 系统工程与电子技术, 2019, 41(11): 2550-2558.
PANG Q W, HU Y J, LI W G. Uav Coverage Track planning based on vertical region width decomposition[J]. Systems Engineering and Electronics, 2019, 41(11): 2550-2558(in Chinese).

[26] VASQUEZ GOMEZ J I, MELCHOR M M, HERRERA LOZADA J C. Optimal coverage path planning based on the rotating calipers algorithm[C]//Proceedings of the International Conference on Mechatronics, Electronics and Automotive Engineering. Piscataway: IEEE Press, 2017: 140-144.

[27] RAO A V, BENSON D A, DARBY C, et al. Algorithm 902: GPOPS, a MATLAB software for solving multiple-phase optimal control problems using the gauss pseudospectral method[J]. ACM, 2010, 37(2): 1-39.

[28] QINETI Q. Solar aircraft achieves longest unmanned flight[J]. Reinforced Plastics, 2010, 54(5): 9.

[29] HUANG Y, WANG H L, LI N, et al. Endurance estimate for solar-powered unmanned aerial vehicles[C]//Proceedings of the 9th International Conference on Intelligent Human-Machine Systems and Cybernetics. Piscataway: IEEE Press, 2017: 66-70.

[30] 王宏伦, 黄宇. 太阳能无人机能量生产估计模型及应用[J]. 战术导弹技术, 2017(1): 9-16.
WANG H L, HUANG Y. Energy production estima- tion model and application of solar powered UAV[J]. Tactical Missile Technology, 2017(1): 9-16(in Chinese).

[31] ROMEO G, FRULLA G. HELIPLAT: aerodynamic and structural analysis of HAVE solar powered platform[C]//Proceedings of the 1st UAV Conference. Reston: AIAA, 2002.

[32] 昌敏. 广纬度域驻留太阳能飞机设计及其动力学特性研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2013.
CHANG M. Design and dynamic characteristics of a solar aircraft residing in a wide latitude domain [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2013(in Chinese).

[33] SHAMOS M L. Computational geometry[D]. New Haven : Yale University, 1978.

Three-dimensional complete coverage flight path planning for high-altitude long-endurance solar-powered UAV

WANG Qian[1, 2]，WANG Xiangyu[2, *]，JIAO Jun[2]，ZHANG Zijian[2]，ZHANG Jian[2]

(1. Fluid Machinery Engineering Technology Research Center，Jiangsu University，Zhenjiang 212013，China；
2. Institute of Engineering Thermophysics，Chinese Academy of Sciences，Beijing 100190，China)

Abstract：Near-space solar-powered UAVs, characterized by their ultra-long endurance, can effectively solve the issue of insufficient endurance faced by traditional UAVs during missions. This paper proposed a three-dimensional (3D) path planning method for solar-powered UAVs based on “point to surface” coverage missions across large-scale spatiotemporal scenarios. Under the constraints of limited energy acquisition and conversion, the method maximized mission efficiency through reasonable distribution and scheduling of solar energy and gravitational potential energy. Based on the solar irradiance model and energy system model, a segmented energy management strategy was used to allocate and schedule the energy and divide the flight phases of the 24-hour mission cycle. The objective functions and boundary conditions of each phase were defined, and the Gauss pseudospectral method (GPM) was introduced to solve the multi-phase and multi-objective optimal control problem. The rotating calipers algorithm (RCA) was introduced to solve the full coverage path planning (CPP) problem of the convex polygon area. A multi-objective optimization was performed by combining the maximum solar irradiation path and the optimal coverage mission path, and the results were compared with the traditional CPP algorithm. The GPM and the RCA were combined to solve the 3D complete coverage flight path planning problem with energy and mission constraints. The simulation results show that, within the randomly generated convex polygon area, the proposed joint optimization method can increase the average solar irradiation power by 11.64% and reduce the complete coverage mission path by 10.9% while satisfying the day-night energy closed-loop of the solar-powered UAV, significantly improving the mission efficiency of solar-powered UAVs and maximizing the energy utilization.

Keywords：complete coverage path planning；energy management and scheduling；multi-objective optimization；Gauss pseudospectral method；rotating calipers algorithm

Received：2022-08-31；**Accepted**：2022-12-06；**Published Online**：2023-01-04 15：04

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230103.1837.008

Foundation item：National Natural Science Foundation of China (12002340)

* **Corresponding author**. E-mail：wangxiangyu@iet.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0958

基于 Au 修饰 CuO/CF 纳米阵列的锂金属电极

李舒睿，熊刚毅，邢雅兰，张世超*
(北京航空航天大学 材料科学与工程学院，北京 100191)

摘　　要：随着临近空间飞行器的战略地位日渐增长，其对大功率、高比能、长循环储能电池体系的需求也不断提高，锂金属电池具有超高的理论容量，有望成为新一代临近空间飞行器储能电池的有力候选者。锂金属电极具有极低的氧化还原电位、较高的理论容量，但锂枝晶生长带来的各种问题一直制约着锂金属负极的应用。基于氧化刻蚀和离子交换原理，在泡沫铜 (CF) 上制备 CuO 纳米线阵列并引入 Au 作为亲锂位点，成功构建了 Au-CuO/CF 纳米阵列三维（3D）集流体并应用于锂金属电池负极，其库伦效率、循环寿命及循环稳定性均明显优于未经修饰的 CuO/CF 纳米阵列三维集流体，与磷酸铁锂正极 (LFP) 组成全电池后放电比容量高于 CuO/CF 纳米阵列三维集流体并在 700 圈循环后仍有高达 97.7% 的容量保持率。Au-CuO/CF 纳米阵列三维集流体制备工艺简单，电化学性能优异，全电池更表现出稳定的循环性能和极高的容量保持能力，具有成为下一代高比能量锂金属电池负极集流体的应用潜力。

关　键　词：CuO 纳米线阵列；三维集流体；锂金属负极；高比能电池；临近空间飞行器
中图分类号：V221^{+}.3; TM912.9
文献标志码：A　　**文章编号：**1001-5965(2025)08-2748-09

临近空间飞行器是指部署在临近空间(即距海平面 20～100 km 的空域)，用于执行特定区域侦察与监视、军事通信中继、导航与定位、环境监测、反卫星与反弹道导弹、实施地面打击与防御，以及进行全球兵力投送等军事任务的各种信息支援平台和战略投送平台等。通常包括超高空气球、飞艇及无人机和各种类型空天飞机。临近空间飞行器因其地面覆盖优势明显、飞行时间长、制造及运维成本较低、响应速度快等优点，在情报收集及传输方面具有重要的军事应用价值[1-4]。在未来空间攻防与信息对抗体系中，长航时、大载荷能力临近空间飞行器的战略地位与作用日渐增长，同时也对其能源动力系统提出了大功率、高比能、环境友好且具有较好循环性能的综合要求[5-6]。目前的临近空间飞行器主要以太阳能电池阵列和蓄电池组作为电源系统，太阳能电池接收的太阳辐射受到飞行高度、位置、姿态等影响而不稳定，高效的蓄电池对于其稳定续航十分重要[7]。在目前开发的蓄电池体系中，锂离子电池已经接近其能量密度瓶颈(350 Wh/kg)，而锂金属电池因其比能量极高(可达 3 500 Wh/kg)，有望成为下一代临近空间飞行器蓄电池的有力候选者[8-10]。

锂金属电池，是指以锂金属作为负极的锂离子电池体系，如锂硫电池、锂-空气电池。由于锂金属电极不需要插层反应而直接存储锂，其理论容量可达 3 840 mAh/g，再凭借其具有极低的氧化还原电位(−3.04 V)和较低的密度(0.534 g/cm^3)等优点，成为最理想的负极材料[11-12]。然而，在锂金属阳极在可充电锂金属电池的实际应用之前，还需要克服现存的几个关键问题:①不可控的锂枝晶生长导致的内

收稿日期：2022-11-30；**录用日期：**2023-02-28；**网络出版时间：**2023-03-27 15:57
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230324.1757.003
基金项目：国家自然科学基金 (51904016)；国家重点研发计划 (2019YFA0705700)
* **通信作者**. E-mail：csc@buaa.edu.cn

引用格式：*李舒睿，熊刚毅，邢雅兰，等. 基于 Au 修饰 CuO/CF 纳米阵列的锂金属电极 [J]. 北京航空航天大学学报，2025，51（8）：2748-2756. LI S R，XIONG G Y，XING Y L，et al. Lithium metal electrode based on Au-modified CuO/CF nanoarray[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51（8）：2748-2756（in Chinese）.*

短路等严重的安全问题; ② 锂金属与电解质之间不可逆的连续反应, 在锂金属表面产生一层固态电解质界面层 (solid electrolyte interface layer, SEI), 消耗 Li 和电解质, 增加内阻, 从而缩短循环寿命; ③锂金属在电镀和剥离循环过程中, 会发生较大的体积和形态变化, 但电极表面的 SEI 薄膜又过于脆弱, 无法完全抑制锂金属电极的这种显著变化[13-15]。对于在临近空间飞行器中具有巨大应用潜力的 Li-S 电池而言, 除了上述问题外, 锂金属负极还经常受到多硫离子的进一步攻击, 从而影响其稳定运行[16]。因此, 解决锂金属负极的稳定性问题对新一代电池体系的开发至关重要。

如何抑制锂枝晶的生长成为锂金属电池研究的关键问题, 目前的主要方法可以归纳为: 电解质体系优化、电极/电解质界面设计及三维电极结构设计 3 类。这 3 类方法中, 具有三维结构的电极集流体不仅可以容纳锂金属阳极在充放电过程中发生的体积变化, 形成稳定的 SEI, 同时能改善电场分布及 Li^+沉积的均匀性[16-17]。基于这些优点, 人们开发了各种三维集流体, 包括金属基和碳基框架[18]。但因阵列结构中的电场尖端集中现象, 使得锂离子容易在纳米线顶端生长并最终形成枝晶, 因此, 需要在纳米阵列中引入亲锂位点来诱导锂离子在其中的均匀沉积。

Au 能与 Li 形成多个合金相从而具有较好的亲锂性, 在缓解锂枝晶生长、提高锂金属电池循环寿命及稳定性方面颇具成效。据文献报道, 在充放电过程中, Au 能与 Li 在 0 V 以上的电势中形成 2 种合金相, 称之为金的锂化, 锂化后的金能大大降低锂金属在其表面沉积的过电位, 此外, Li-Au 相图显示, Au 在 Li 中存在一个溶解度约为 0.7% 的溶解区间, Au 可溶解在 Li 中形成固溶体表面层, 该表面层可作为后续锂离子沉积的缓冲层, 大大降低了 Li 沉积的能量势垒[19]。Huang 等在金属有机框架 (metal-organic framework, MOF) 中内嵌 Au 纳米颗粒制备了锂金属负极集流体, 利用 Au 的亲锂性诱导 Li 沉积在 MOF 内部, 达到抑制锂枝晶生长和体积膨胀的作用[20]。Xu 等[21]用离子交换的方法在 CuO 纳米线中修饰了 Au 单原子来制备电解水制氢的催化剂, 其原理涉及原子层面的离子交换及空位占据机制, 因此, 可以采用类似的方法对 CuO 纳米阵列进行 Au 的表面修饰改性。

本文主要通过氧化刻蚀及离子交换的方法在泡沫铜 (copper foam, CF) 上制备 Au 修饰的 CuO 纳米线阵列集流体 (Au-CuO/CF)。CuO 纳米阵列作为锂金属的载体框架不仅能够降低局部电流密度, 还能限制充放电过程中负极的体积膨胀及锂枝晶生长问题, 在其中引入 Au 作为亲锂位点后, 能够进一步诱导 Li^+在阵列中的均匀沉积。在电化学测试中, 经修饰后的 Au-CuO/CF 纳米阵列三维集流体表现出优秀的循环寿命及循环稳定性, 与商用磷酸铁锂组成全电池后, 表现出 133 mAh/g 的比容量及 97.7% 的容量保持率, 具有成为下一代高比能量锂金属电池集流体的应用潜力, 有望助力下一代临近空间飞行器储能电池的开发与应用。

1 实　验

1.1 Au-CuO/CF 纳米阵列三维集流体制备及物相表征

将商业化 CF 裁剪为直径 1 cm 的圆片, 分别在无水乙醇、1 mol/L HCl 溶液、去离子水中超声 5 min 除去表面油污和氧化膜, 放入由 9 mL 5 mol/L NaOH 溶液、11 mL 去离子水及 0.456 g $(NH_4)_2S_2O_8$ 配置的混合溶液中静置 20 min, 取出后分别用无水乙醇和去离子水清洗 3 次, 置于 60 ℃ 下烘干 12 h, 获得表面生长了 $Cu(OH)_2$ 纳米线阵列的 CF。再将制备好的 $Cu(OH)_2$/CF 在配置好的 10 μg/mL $HAuCl_4$ 溶液中静置 2 h, 取出后用去离子水清洗 3 次, 烘干后在 O_2 气氛中于 200 ℃ 下煅烧 2 h 脱去 $Cu(OH)_2$ 中的 H_2O, 获得 Au-CuO/CF 纳米阵列三维集流体。

采用日本理学 Rigaku D/max 2400 型 X 射线衍射仪 (Cu 靶 Kα 辐射源, 波长为 0.154 nm) 对材料进行物相分析, 扫描速度设定为 10°/min, 扫描角度为 20°～80°。采用场发射扫描电子显微镜 (FESEM, Hitachi S-4800)、X 射线能谱仪 (EDS) 及高分辨透射电镜 (HRTEM) 对样品的微观形貌和结构进行表征分析。

1.2 电池制备和电化学性能测试

将制备的三维纳米线阵列集流体用玻璃片将其压成一定的厚度, 放入充满 Ar 气的手套箱内 (水氧含量均低于 10^{-7}), 与金属锂对电极、微孔陶瓷隔膜 (Celgard 2400, 美国 Celgard 隔膜有限公司) 及 1 mol/L LiTFSI (1,3-二氧戊环 (DOL):乙二醇二甲醚 (DME)=1:1 体积分数比) 与 0.02 (质量分数) $LiNO_3$ 添加剂电解液 (苏州多多化学试剂有限公司) 组装成 CR2032 型扣式半电池。将半电池放入新威电池测试系统中, 以 0.5 mA/cm^2 的电流密度在集流体上预沉积 4 mAh/cm^2 的金属锂获得 Li|Au-CuO@Li/CF 对称电池。将预沉积 4 mAh/cm^2 金属锂获得的 Au-CuO@Li/CF 复合锂金属负极拆出, 与磷酸铁锂对电极 (台湾立凯有限公司)、微孔陶瓷隔膜及 1 mol/L

$LiPF_6$ 加入碳酸乙烯酯 (EC):碳酸二甲酯 (DMC):碳酸甲乙酯 (EMC)=1:1:1(体积分数比)电解液(苏州多多化学试剂有限公司)组装获得 CR2032 型纽扣式全电池。

电池在新威电池测试系统中进行恒电流充放电测试,半电池在 4 种条件下进行库伦效率测试:0.5 mA/cm^2, 0.5 mAh/cm^2; 1 mA/cm^2, 1 mAh/cm^2; 1 mA/cm^2, 2 mAh/cm^2; 2 mA/cm^2, 1 mAh/cm^2。对称电池在 3 种条件下进行循环寿命测试:1 mA/cm^2, 1mAh/cm^2;2mA/cm^2,1mAh/cm^2;5mA/cm^2,1mAh/cm^2。全电池分别在 2 C 和 0.2～10 C 条件下进行长循环性能测试和倍率性能测试。

作为对比,本文以未经 Au 修饰的 CuO/CF 纳米线阵列在相同条件下进行电化学性能测试。

2 实验结果和讨论

2.1 物相分析

图 1 为修饰后获得的 Au-CuO/CF 纳米阵列三维集流体与未进行修饰的 CuO/CF 纳米阵列集流体的 X 射线衍射 (X-ray diffraction, XRD) 图谱。由图可知,2 种集流体的 XRD 图谱在 43.3°、50.4°及 74.1°均有 3 个尖锐的主峰,分别对应于 CF 基体的(111)、(200)和(220)晶面,35.6°和 38.8°的小峰对应 CuO (−111) 和 (111) 晶面的衍射峰,这说明在集流体的制备过程中,仅部分 CF 基体转化为 CuO。由于 CF 基体的衍射峰过强,CuO 的衍射峰不明显,Au 的衍射峰更难以分辨。与未经过 Au 修饰的三维集流体相比,Au-CuO/CF 纳米阵列三维集流体的 XRD 图谱中 CuO 的衍射峰略微减弱,同时多出 2 个小峰对应于物质 $Cu_{2+1}O$,这说明 Au 的修饰改变了 CuO 纳米阵列的结晶度。

为确认 Au-CuO/CF 中 Au 的掺入,通过能谱对集流体中的单根纳米线进行表征,所得元素面分布如图 2 所示。由图可知,Au 在纳米线中均匀分布,且含量与 Cu、O 元素相比明显较少,这表明 Au 在纳米线中少量且均匀的掺入。

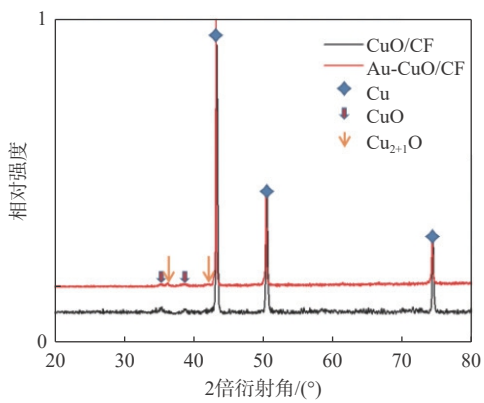


图 1 Au-CuO/CF 及 CuO/CF 纳米阵列三维集流体的 XRD 图谱

Fig. 1 XRD patterns of Au-CuO/CF and CuO/CF nanoarray 3D current collectors

而后对 Au-CuO/CF 阵列集流体进行 X 射线光电子能谱(X-ray photoelectron spectroscopy, XPS)分析,所得结果如图 3 所示。图 3(a) 为 Au-CuO/CF 纳米阵列三维集流体的 XPS 全谱分析,于 934.00 eV

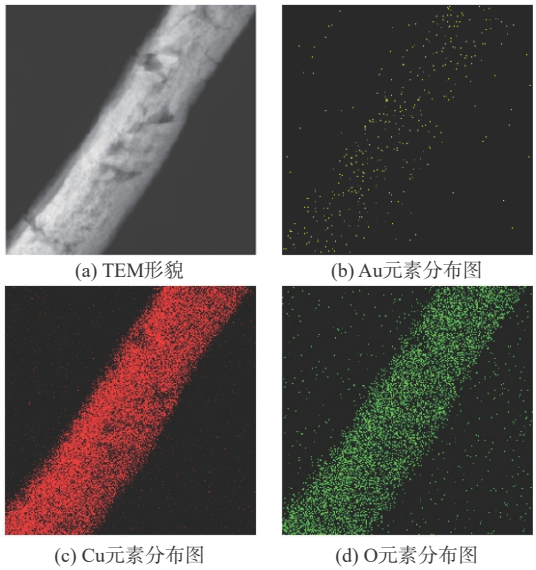


图 2 Au-CuO 纳米线的能谱表征

Fig. 2 EDS characterization of Au-CuO nanowire

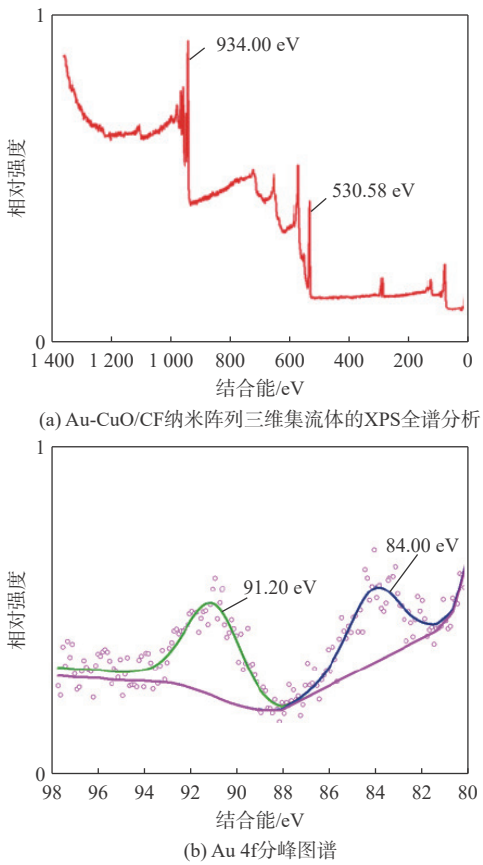
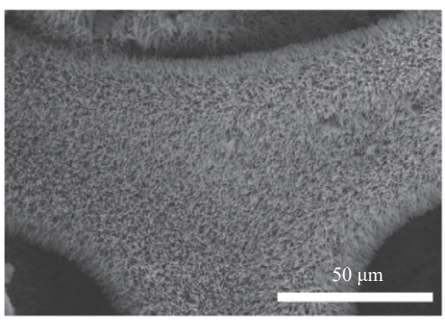


图 3 Au-CuO/CF 纳米阵列三维集流体的 XPS 分析

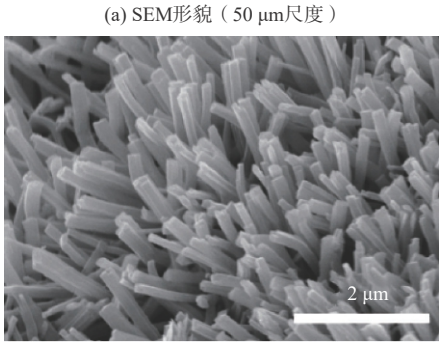
Fig. 3 XPS image of Au-CuO/CF nanoarray 3D current collector

和 530.58 eV 有 2 个强峰分别对应于 Cu 的 2p 和 O 的 1s 的特征峰。图 3(b) 为 Au-CuO/CF 中 Au 的 4f 分峰图谱, 图中共有 2 个特征峰, 分别位于 91.20 eV 及 84.00 eV, 对应于 Au^{3+}的 $4f_{5/2}$ 及 Au^0 的 $4f_{7/2}$, 说明集流体中同时存在 Au^{3+}和 Au 单质, 这是因为 $Cu(OH)_2$ 中的部分 Cu 原子被 Au^{3+}取代, 同时 Au^{3+}占据原有 Cu 原子的位置, 周围的 O 原子稳定, 经过阳离子交换和煅烧过程后, Au 以单原子的形式存在于 CuO 晶格中。

图 4 为使用 10 μg/mL 的 $HAuCl_4$ 溶液进行修饰获得的 Au-CuO/CF 纳米阵列三维集流体的扫描电子显微镜 (scanning electron microscope, SEM) 表征。可以看到, Au-CuO 纳米线均匀地生长在 CF 表面, 排列紧密且有序度较高, 单根纳米线的直径约为 200 nm, 纳米线几乎垂直于 CF 表面, 构成有序的离子通道, 这种结构不仅大幅增大比表面积, 降低局部电流密度, 限制锂枝晶的生长, 而且具有良好的离子通道, 有利于锂离子在集流体表面的均匀沉积。



(a) SEM形貌（50 μm尺度）

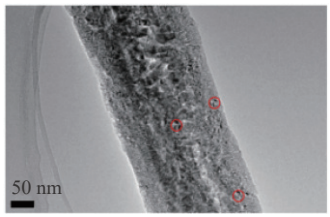


(b) SEM形貌（2 μm尺度）

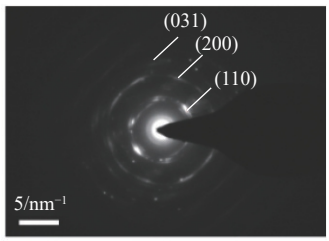
图 4　Au-CuO/CF 纳米阵列三维集流体的 SEM 表征

Fig. 4　SEM image of Au-CuO/CF nanoarray 3D current collector

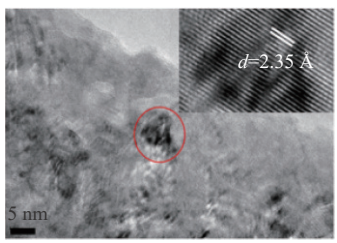
图 5 为 Au-CuO/CF 中单根纳米线的透射电子显微镜 (transmission electron microscope, TEM) 表征, 纳米线的整体长度约为 5 μm, 其中可见多处晶界, 其衍射图谱接近环状, 说明 Au-CuO 纳米线在生长过程中并非以单晶生长而是由多个细小晶体堆叠而成, 此外, 图 5(a) 纳米线中还可见多个细小的黑色颗粒, 该区域的高分辨图像如图 5(c) 中所示, 标定得其晶面间距为 2.35 Å, 与 Au 的 (111) 晶面相



(a) Au-CuO纳米线的TEM形貌



(b) Au-CuO纳米线的衍射图谱



(c) Au-CuO纳米线高分辨图像

图 5　Au-CuO/CF 纳米阵列三维集流体的 TEM 表征

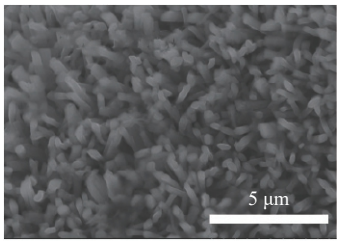
Fig. 5　TEM characterization of Au-CuO/CF nanoarray 3D current collector

对应, 证明了 TEM 图像中黑色颗粒即为修饰进入纳米线的 Au 颗粒。

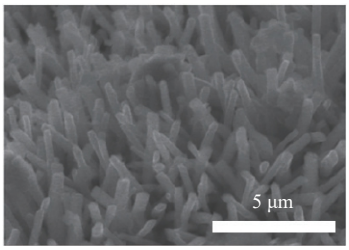
为研究锂离子在 Au-CuO/CF 纳米阵列三维集流体中的沉积与剥离行为, 将集流 Au-CuO/CF 与金属锂对电极组装成半电池, 并在 0.5 mA/cm^2 的电流密度下分别沉积 2 mAh/cm^2、4 mAh/cm^2 金属锂, 沉积后的 Au-CuO/CF 纳米阵列三维集流体在 0.5 mA/cm^2 的电流密度下分别剥离 2 mAh/cm^2、4 mAh/cm^2 金属锂并以 SEM 来对集流体形貌进行表征, 表征结果如图 6 所示。

当在集流体中沉积 2 mAh/cm^2 金属锂时, 如图 6(a) 所示, 与图 4 中未沉积锂金属的 Au-CuO/CF 纳米阵列三维集流体相比, 可见单根纳米线直径明显增加且从顶端到底部未见明显沉积差异, 这说明锂离子在阵列中沿着纳米线均匀沉积。当 Au-CuO/CF 纳米阵列三维集流体中沉积的金属锂增加至 4 mAh/cm^2 时, 如图 6(b) 所示, 锂离子继续沿着纳米线沉积, 但因纳米阵列中修饰的亲锂位点被消耗, 诱导锂离子均匀沉积的作用稍有减弱, 在电场的尖端集中影响下, 少量锂离子在 Au-CuO 纳米线顶部发生沉积。

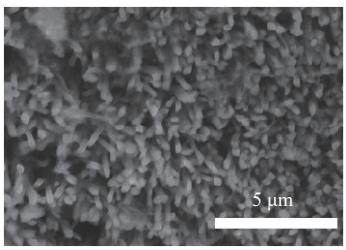
将沉积了 4 mAh/cm^2 锂的 Au-CuO/CF 脱去 2 mAh/cm^2 的锂, 所得形貌如图 6(c) 所示。可见沉积在纳米线顶部的少量锂金属将优先发生剥离, 剥



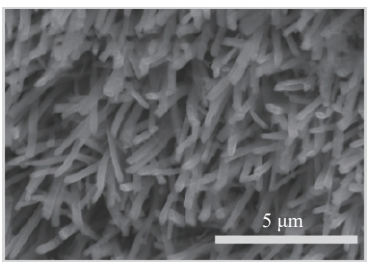
(a) 沉积2 mAh/cm²后的Au-CuO/CF三维集流体形貌



(b) 沉积4 mAh/cm²后的Au-CuO/CF三维集流体形貌



(c) 剥离2 mAh/cm²后的Au-CuO/CF三维集流体形貌



(d) 剥离4 mAh/cm²后的Au-CuO/CF三维集流体形貌

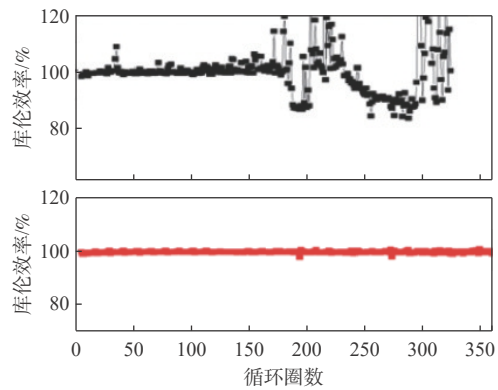
图 6 Au-CuO/CF 纳米阵列三维集流体沉积/剥离 Li 的 SEM 表征

Fig. 6 SEM characterization of Au-CuO/CF nanoarray 3D current collector after Li deposition/stripping

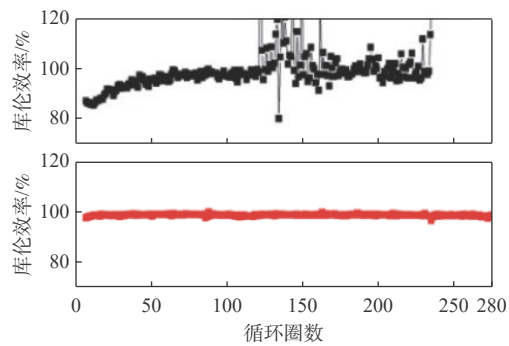
离时不影响纳米阵列的整体形貌，而未剥离的锂金属则均匀地保留在纳米线的表面和纳米阵列的空隙中。进一步从电极中再脱去 2 mAh/cm^2 的锂，其形貌如图 6(d) 所示。此时沉积在阵列中的锂金属几乎完全剥离，整体形貌较图 6(a)～图 6(c) 相比较为稀疏，单根纳米线的直径也明显减小，且顶端与底部的直径并无明显差异，纳米阵列的有序性仍能完好保持。这说明在剥离过程中，锂金属沿着三维阵列中的纳米线均匀地剥离，并且在剥离完成后，集流体中存留的锂金属较少，即所制备的 Au-CuO/CF 纳米阵列三维集流体具有较好的锂金属沉积/剥离可逆性。同时，在完成锂金属的剥离后，Au-CuO/CF 纳米阵列的形貌仍能得到较好的保留，与未经过锂金属沉积和剥离的阵列形貌相比，整体有序程度并未受到较大影响。

2.2 电化学性能分析

Au-CuO/CF 及 CuO/CF 三维集流体在低电流密度条件下的库伦效率测试结果如图 7 所示。测试电流密度为 0.5 mA/cm^2，每次循环先放电 0.5 mAh/cm^2 再充电 1 h，通过充电容量与放电容量的比值计算该条件下的库伦效率。如图 7(a) 所示，CuO/CF 纳米阵列三维集流体在循环至 50 圈左右时，库伦效率开始出现波动，甚至出现局部短路现象，这种情况一直持续到 150 圈，而后库伦效率产生极大波动，电池彻底失效。而 Au-CuO/CF 纳米阵列三维集流体在相同条件下测得的库伦效率曲线非常平稳，且能够在保持将近 99% 的库伦效率的情况下循环超过 350 圈。将电流密度增加至 1 mA/cm^2，并使其先放电 1 mAh/cm^2 再充电 1 h，同样计算库伦效率，结果如图 7(b) 所示，CuO/CF 纳米阵列三维集流体的首圈库伦效率仅约 85%，在循环中逐步增加至接近 98%，循环至 120 圈时电池出现明显短路，而 Au-CuO/CF 纳米阵列三维集流体能够一直保持大约 98% 的库伦效率，并循环超过 250 圈。因此，在 2 种不同的测试条件下，均能发现在经过离子交换后修饰了 Au 的 Au-CuO/CF 纳米阵列三维集流体的循环寿命和循环稳定性均明显优于未经过修饰的



(a) 电流密度为0.5 mA/cm², 每次循环先放电为0.5 mAh/cm²



(b) 电流密度为1 mA/cm², 每次循环先放电为1 mAh/cm²

CuO/CF Au-CuO/CF

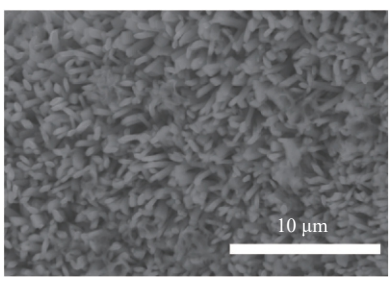
图 7 Au-CuO/CF 和 CuO/CF 纳米阵列三维集流体在不同测试条件下的库伦效率

Fig. 7 Coulombic efficiencies of Au-CuO/CF and CuO/CF nanoarray 3D current collector under different test conditions

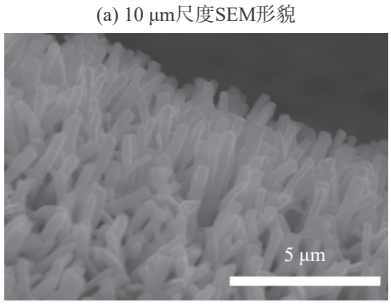
CuO/CF 三维集流体。这是因为亲锂性较好的 Au 均匀分布在纳米线中, 为 Li 的沉积提供了活性位点, 从而诱导锂离子在 Au-CuO/CF 纳米阵列三维集流体中的均匀沉积。对于 CuO/CF 集流体而言, 在由开路电位 2.8 V 放电至−0.1 V 的首次电化学放电过程中, 分别在电位 1.6～1.8 V、1.05～1.18 V 和 0.57～0.79 V 完成了 CuO 的嵌锂过程、还原为 Cu_2O 和最终还原为 Cu 的 3 个反应, 由于 Cu 的氧化电位在 2 V 以上, 因而在随后−0.1～1 V 区间的循环中, 集流体不会再发生 CuO 与 Li 的转化反应, 也不发生锂的脱嵌[22], 失去了亲锂位点。故 Au-CuO/CF 纳米阵列三维集流体能够更有效地抑制充放电循环过程中锂枝晶的产生, 在库伦效率的测试中展现出循环更稳定、寿命更长且库伦效率较高的循环曲线。

对 Au-CuO/CF 纳米阵列三维集流体在 1 mA/cm^2、1 mAh/cm^2 条件下循环 100 圈后的表面形貌表征如图 8 所示, 由图可知, 在经过 100 圈循环后, 纳米阵列表面还残留着部分未能完全剥离的锂金属, 但从整体来看残留部分极少, 此外, 纳米阵列的整体形貌与未经循环的阵列形貌相比变化较小, 阵列中纳米线的形貌及有序程度与原始形貌相比几乎无变化, 这说明在电池的充放电循环过程中, 锂金属的沉积与剥离可逆性较好且 Au-CuO/CF 纳米阵列三维集流体具有良好的形貌保持能力, 这在一定程度上有利于改善锂金属负极的充放电循环稳定性。

图 9 为 Au-CuO/CF 与 CuO/CF 纳米线阵列三维集流体的充放电曲线及过电位曲线。如图 9(a) 所示, Au-CuO/CF 纳米阵列三维集流体在 0～1.0 V 左右的放电初期出现斜线部分, 说明修饰在纳米线阵列中的 Au 与 Li 发生固溶, 具备了一定的嵌锂容量[17], 在放电 0.3 mAh 后, 充放电曲线中出现一段平台区, 对应电池中 $Li^+ + e^- \rightarrow Li$ 的沉积过程。而对于 CuO/CF 集流体而言, 如前所述, CuO/CF 集流体已在首圈放电过程中完成 CuO 与 Li 之间的转换反应, 因此, 在后续循环过程中(见图 9(a))的−0.1～1 V 的工作电压区间内不再涉及 CuO 与 Li 之间的转换反应, 即不存在相应的斜线部分, 仅有锂离子的沉积平台。图 9(b) 和图 9(c) 分别为 Au-CuO/CF 和 CuO/CF 纳米线阵列三维集流体的过电位曲线, 由图可知, Au-CuO/CF 纳米阵列中的沉积过电位约



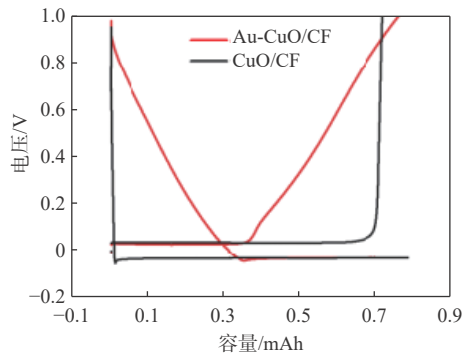
(a) 10 μm尺度SEM形貌



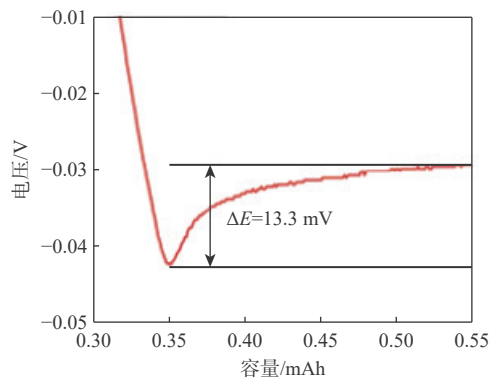
(b) 5 μm尺度SEM形貌

图 8　Au-CuO/CF 纳米阵列三维集流体循环 100 圈后的 SEM 表征

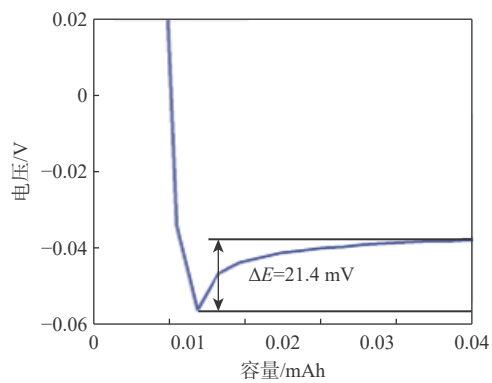
Fig. 8　SEM characterization of Au-CuO/CF nanoarray 3D current collector after 100 cycles



(a) Au-CuO/CF三维集流体的充放电曲线



(b) Au-CuO/CF三维集流体的过电位曲线



(c) CuO/CF三维集流体的充放电曲线

图 9　Au-CuO/CF 及 CuO/CF 纳米阵列三维集流体的充放电曲线及过电位曲线

Fig. 9　Charging–discharging curve and overpotential curve of Au-CuO/CF and CuO/CF nanoarray 3D current collector

为 13.3 mV, 与未修饰的纳米阵列相比(21.4 mV), 过电位有所降低。说明经过 Au 与 Li 的固溶(即金的锂化)过程后, 电极表面形成的固溶缓冲层能够有效降低后续 Li 沉积的能量势垒。

图 10 为 Li|Au-CuO@Li/CF 和 Li|CuO@Li/CF 的对称电池测试, 该测试可评估复合电极中锂的沉积/剥离稳定性。在 1 mA/cm^2 的电流密度下, Au-CuO@Li/CF 复合锂金属负极能够稳定循环大约 300 h, 而 CuO@Li/CF 复合锂金属负极仅能稳定循环大约 50 h, 这表明 Au-CuO@Li/CF 复合锂金属负极的循环性能明显优于 CuO@Li/CF 复合锂金属负极, 说明 Au 的修饰为纳米阵列提供的亲锂位点促进了锂的均匀沉积, 具有更好的结构稳定性, 从而提高了锂沉积/剥离稳定性。

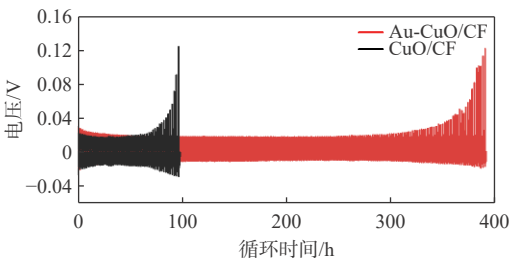
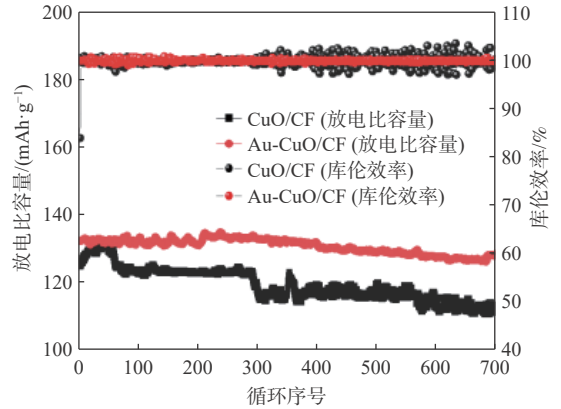


图 10 Li|Au-CuO@Li/CF 和 Li|CuO@Li/CF 对称电池在 1 mA/cm^2-1 mAh/cm^2 条件下的电压-时间曲线

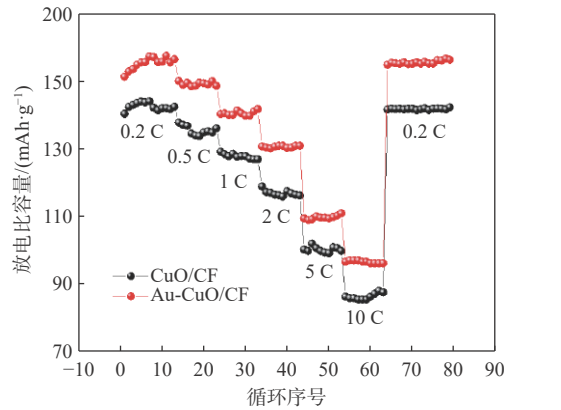
Fig. 10 Voltage–time curve of Li|Au-CuO@Li/CF and Li|CuO@Li/CF symmetrical battery under condition of 1 mA/cm^2-1 mAh/cm^2

为进一步表征复合锂金属负极在全电池中的表现, 将沉积锂金属的 Au-CuO@Li/CF 复合电极作为负极, 与磷酸铁锂组装成全电池进行电化学性能测试。图 11(a) 为 Au-CuO@Li/CF|LFP 与 CuO@Li/CF|LFP 全电池在 2 C 长循环测试条件下测得的放电比容量曲线及库伦效率曲线。CuO@Li/CF|LFP 全电池在循环初期拥有接近 130 mAh/g 的放电比容量, 但在经过容量衰减后其放电比容量约为 110 mAh/g, 容量保持率约为 84.6%, 在 300 圈循环后, CuO@Li/CF|LFP 全电池的容量及库伦效率波动较为严重, 说明此时电池内部已存在一定程度的微短路情况。Au-CuO@Li/CF|LFP 全电池的初始放电比容量约为 133 mAh/g, 循环初期放电比容量略有波动, 但在循环 200 圈后放电比容量及库伦效率逐渐稳定, 循环至 700 圈时仍保留有约 130 mAh/g 的放电比容量, 其容量保持率高达 97.7%。这表明 Au-CuO@Li/CF|LFP 拥有更好的循环稳定性和容量保持能力, Au 的修饰使纳米阵列三维集流体具备更好的存储和限定金属锂的能力。

图11(b) 为Au-CuO@Li/CF|LFP 和CuO@Li/CF|LFP



(a) 2 C长循环测试



(b) 倍率性能测试

图 11 Au-CuO@Li/CF|LFP 及 CuO@Li/CF|LFP 全电池的长循环性能及倍率性能

Fig. 11 Long-cycle performance and rate performance of Au-CuO@Li/CF|LFP and CuO@Li/CF|LFP

全电池在不同的倍率下(0.2, 0.5, 1, 2, 5, 10 C)各循环 10 圈测得的倍率性能曲线。由图可知, 无论在何种倍率下, Au-CuO@Li/CF|LFP 全电池的放电比容量均高于 CuO@Li/CF|LFP 全电池, 放电比容量曲线也更加稳定, 在结束所有倍率循环回归 0.2 C 后, 2 种全电池的放电比容量保持率均接近 100%, 这说明 Au-CuO@Li/CF|LFP 和 CuO@Li/CF|LFP 全电池的放电比容量受到充放电电流的影响较大。但整体来说, 具有阵列结构的电极在变倍率循环后都能恢复到初始容量, 证明阵列结构能够缓解锂枝晶问题, 在提高电极可逆性上具有优势。同时, Au-CuO@Li/CF|LFP 电极更好的倍率稳定性说明 Au 的掺入能够进一步诱导锂离子均匀沉积, 从而在高倍率下表现更好的容量和稳定性。

综上所述, 全电池的性能测试结果说明基于 Au-CuO/CF 纳米阵列的锂金属电极在实际应用中表现出良好的循环稳定性和倍率性能, 在未来下一代高比能锂金属电池的开发中, Au-CuO/CF 纳米阵列三维集流体作为锂金属负极的骨架载体具有一定的应用潜力。

2.3 结果讨论

基于离子交换原理, 可在不影响 CuO/CF 纳米线阵列三维集流体表面形貌的前提下进行贵金属 Au 离子的修饰, 从而优化其电化学性能。修饰后的 Au-CuO/CF 纳米阵列三维集流体, 与未经修饰的 CuO/CF 三维集流体相比, 具有以下优势:

1) 修饰的 Au 为 CuO/CF 纳米阵列引入了亲锂活性位点, Au 的存在能够形成 Au-Li 固溶体表面层, 诱导锂离子的均匀沉积。SEM 显示锂在 Au-CuO/CF 集流体上能够均匀沉积和剥离, 具有良好可逆性; 充放电曲线显示其有效降低锂离子在纳米阵列中沉积的过电位。

2) 修饰的 Au 能有效提高 Au-CuO/CF@Li 复合锂金属负极在循环过程中锂的沉积/剥离稳定性。Au-CuO@Li/CF|Li 对称电池在 1 mA/cm^2、2 mA/cm^2 及 5 mA/cm^2 电流下的循环寿命及循环稳定性均明显优于未经修饰的 CuO@Li/CF|Li 对称电池。

3) 通过离子交换获得的 Au-CuO/CF 纳米阵列三维集流体在全电池 2 C 长循环测试中拥有更加稳定的放电比容量及库伦效率, 其比容量保持率高达 97.7%, 明显优于未进行 Au 修饰的 CuO/CF 纳米阵列三维集流体(84.6%), 在不同倍率下 Au-CuO/CF 纳米阵列三维集流体具有更高的放电比容量且经过循环回归 0.2 C 后放电比容量的保持率近乎 100%, 表明 Au-CuO/CF 纳米阵列三维集流体在实际应用中具有更加良好的性能表现。

3 结　论

1) 本文通过氧化刻蚀及贵金属离子交换修饰构建了 Au-CuO/CF 纳米阵列作为锂金属的三维集流体, SEM 证实其可实现无枝晶的均匀锂沉积/剥离, 有效解决了锂金属电极容易生长枝晶、循环稳定性差的问题。

2) 对其电化学性能进行研究, 电沉积载 Li 后获得的 Au-CuO@Li/CF 复合电极具有优异的循环性能, 与商用的磷酸铁锂正极组合全电池后表现出稳定的循环性能和极高的容量保持能力, 循环稳定性及容量明显优于未经修饰的 CuO/CF 纳米阵列三维集流体。

3) 本文所述方案制备工艺简单, 材料性能稳定, 具有批量生产及成为下一代高比能量锂金属电池集流体的应用潜力, 有望助力中国航天、军事领域的高比能储能技术发展。

参考文献 (References)

[1] 南海阳, 韩晓明, 刘洪引, 等. 国外临近空间飞行器发展现状及趋势[J]. 飞航导弹, 2014(10): 3-8.
NAN H Y, HAN X M, LIU H Y, et al. Development status and trend of near spacecraft abroad[J]. Aerodynamic Missile Journal, 2014(10): 3-8(in Chinese).

[2] 张海林, 周林, 马骁, 等. 临近空间飞行器发展现状及军事应用研究[J]. 飞航导弹, 2014(7): 3-7.
ZHANG H L, ZHOU L, MA X, et al. Research on development status and military application of near space vehicles[J]. Aerodynamic Missile Journal, 2014(7): 3-7(in Chinese).

[3] 王亚飞, 安永旺, 杨继何. 临近空间飞行器的现状及发展趋势[J]. 国防技术基础, 2010(1): 33-37.
WANG Y F, AN Y W, YANG J H. Present situation and development trend of near-space vehicles[J]. Technology Foundation of National Defence, 2010(1): 33-37(in Chinese).

[4] 聂万胜, 罗世彬, 丰松江, 等. 近空间飞行器关键技术及其发展趋势分析[J]. 国防科技大学学报, 2012, 34(2): 107-113.
NIE W S, LUO S B, FENG S J, et al. Analysis of key technologies and development trend of near space vehicle[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2012, 34(2): 107-113(in Chinese).

[5] 马菡, 孙凤焕. 再生燃料电池发展及其在临近空间飞行器的应用分析[C]//中国航天第三专业信息网第四十届技术交流会论文集. 北京: 北京动力机械研究所, 2019: 16-23.
MA H, SUN F H. Development of renewable fuel cell and its application to near space vehicles [C]//Proceedings of the 40th Technical Exchange of China Aerospace Third Professional Information Network. Beijing: Beijing Aerospace Propulsion Institute, 2019: 16-23 (in Chinese).

[6] 郭亚男. 应用于临近空间飞行器的分布式光储系统能量优化调度研究[D]. 北京: 北京交通大学, 2019.
GUO Y N. Research on energy optimal scheduling of distributed optical storage system applied to near space vehicles[D]. Beijing: Beijing Jiaotong University, 2019(in Chinese).

[7] 杨威宇, 徐国宁, 李兆杰, 等. 太阳电池在临近空间发电影响因素研究[J]. 太阳能学报, 2021, 42(12): 476-485.
YANG W Y, XU G N, LI Z J, et al. Influence factors of solar cell power generation in near space[J]. Acta Energiae Solaris Sinica, 2021, 42(12): 476-485(in Chinese).

[8] EVARTS E C. Lithium batteries: to the limits of lithium[J]. Nature, 2015, 526(7575): S93-S95.

[9] CHOI J W, AURBACH D. Promise and reality of post-lithium-ion batteries with high energy densities[J]. Nature Reviews Materials, 2016, 1(4): 16013.

[10] LIU B, ZHANG J G, SHEN G Z. Pursuing two-dimensional nanomaterials for flexible lithium-ion batteries[J]. Nano Today, 2016, 11(1): 82-97.

[11] XU W, WANG J L, DING F, et al. Lithium metal anodes for rechargeable batteries[J]. Energy & Environmental Science, 2014, 7(2): 513-537.

[12] LIN D C, LIU Y Y, CUI Y. Reviving the lithium metal anode for high-energybatteries[J].NatureNanotechnology,2017,12(3):194-206.

[13] ZAGÓRSKI J, LÓPEZ DEL AMO J M, CORDILL M J, et al. Garnet–polymer composite electrolytes: new insights on local Li-ion dynamics and electrodeposition stability with Li metal anodes[J]. ACS Applied Energy Materials, 2019, 2(3): 1734-1746.

[14] LI N W, SHI Y, YIN Y X, et al. A flexible solid electrolyte interphase layer for long-life lithium metal anodes[J]. Angewandte Chemie International Edition, 2018, 57(6): 1505-1509.

[15] WANG S H, YIN Y X, ZUO T T, et al. Stable Li metal anodes via regulating lithium plating/stripping in vertically aligned microchannels[J]. Advanced Materials, 2017, 29(40): 1703729.

[16] CHENG X B, ZHANG R, ZHAO C Z, et al. Toward safe lithium metal anode in rechargeable batteries: a review[J]. Chemical Reviews, 2017, 117(15): 10403-10473.

[17] YANG Q F, CUI M N, HU J L, et al. Ultrathin defective C-N coating to enable nanostructured Li plating for Li metal batteries[J]. ACS Nano, 2020, 14(2): 1866-1878.

[18] KHAN U, TANG L, DING B F, et al. Catalyst-free growth of atomically thin Bi_2O_2Se nanoribbons for high-performance electronics and optoelectronics[J]. Advanced Functional Materials, 2021, 31(31): 2101170.

[19] YAN K, LU Z D, LEE H W, et al. Selective deposition and stable encapsulation of lithium through heterogeneous seeded growth[J]. Nature Energy, 2016, 1(3): 16010.

[20] HUANG M S, YAO Z G, YANG Q F, et al. Consecutive nucleation and confinement modulation towards Li plating in seeded capsules for durable Li-metal batteries[J]. Angewandte Chemie International Edition, 2021, 60(25): 14040-14050.

[21] XU H T, LIU T Y, BAI S X, et al. Cation exchange strategy to single-atom noble-metal doped CuO nanowire arrays with ultralow overpotential for H_2O splitting[J]. Nano Letters, 2020, 20(7): 5482-5489.

[22] 王晨. 锂离子电池 CuO 负极材料的制备及其电化学性能研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2015.
WANG C. Preparation and electrochemical properties of CuO anode materials for lithium ion batteries[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2015(in Chinese).

Lithium metal electrode based on Au-modified CuO/CF nanoarray

LI Shurui，XIONG Gangyi，XING Yalan，ZHANG Shichao*

(School of Materials Science and Engineering，Beihang University，Beijing 100191，China)

Abstract: With the growing strategic position of near-space vehicles, the demand for energy storage batteries with high power, high specific energy, and long cycle life has also increased. Lithium metal battery with ultra-high theoretical specific energy is a promising candidate for the next-generation energy storage system of near-space vehicles. Lithium metal exhibits extremely low reduction potential and high theoretical capacity, but its application is limited by issues associated with dendrite growth. In this paper, based on oxidation etching and ion exchange mechanism, a three-dimensional (3D) Au-CuO nanowire array current collector on copper foam (CF) (Au-CuO/CF nanoarray 3D current collector) was successfully prepared via the preparation of CuO nanowire array on CF and the introduction of Au as lithophilic sites. This current collector was then applied as a lithium metal battery anode. Compared to the CuO/CF nanoarray 3D current collector, the Au-CuO/CF nanoarray 3D current collector demonstrated significantly improved Coulombic efficiency, cycle life, and cycling stability. When paired with a lithium iron phosphate (LFP) cathode, the full cell achieved a capacity retention of 97.7% after 700 cycles. The Au-CuO/CF nanoarray 3D current collector features simple preparation and excellent electrochemical performance, with the full cell demonstrating outstanding cycling stability and exceptional capacity retention, showing great potential as a next-generation high-energy-density lithium metal battery anode current collector.

Keywords: CuO nanowire array; 3D current collector; lithium metal anode; high energy density battery; near-space vehicle

Received：2022-11-30；**Accepted**：2023-02-28；**Published Online**：2023-03-27 15：57

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230324.1757.003

Foundation items：National Natural Science Foundation of China (51904016); National Key Research and Development Program of China (2019YFA0705700)

* **Corresponding author**. E-mail：csc@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0652

临近空间飞行器分布式太阳电池发电分析及系统优化

蔡培源[1,2]，徐国宁[1,2,*]，柯挚捷[1,2]，张衍垒[1]，杨燕初[1,2]，蔡榕[1,2]

(1. 中国科学院空天信息创新研究院，北京 100094；2. 中国科学院大学，北京 100049)

摘　　要：临近空间长航时飞行器能源形式一般采用光伏发电系统，太阳电池铺设在飞行器上表面，受飞行器外形限制和影响，太阳电池呈现曲面分布。为高效利用曲面太阳电池阵列，通常采用分布式的太阳电池发电控制管理模式，将曲面阵列划为若干太阳电池子阵并对每个子阵独立控制，以实现整体太阳电池阵列的最大功率发电。基于此，建立临近空间飞行器分布式太阳电池阵列发电模型。分析了不同因素太阳电池子阵的发电功率的影响和规律，提出一种分布式太阳电池最大供电跟踪控制器拓扑架构，并进行仿真分析，结果表明：该拓扑架构在保证总体能量不变的情况下降低了电源变换装置的额定功率，为临近空间飞行器电源系统减重提供了新思路。

关 键 词：太阳电池；临近空间飞行器；太阳电池发电系统；最大功率跟踪控制；能量分析

中图分类号：V242; TM46

文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2025)08-2757-10

临近空间指位于距离地表20～100 km高度的区域，是部署空中平台进行环境检测、对地观测、实现通信中继的比较理想的区域。临近空间低速飞行器在对地观测、防灾救灾、信息通信等领域具有重要作用[1-3]。同时，临近空间气候状况稳定，太阳辐射强，有利于以太阳能为主要能量来源的临近空间飞行器的部署与应用[4]。

临近空间低速飞行器主要包含平流层飞艇、太阳能无人机等。这些飞行器通常在顶部敷设大面积太阳电池阵列，将太阳能转化为电能，以实现飞行器的长航时飞行[5-6]。受限于飞行器外形、体积与结构等因素，顶部的太阳电池阵列呈现曲面形式。这一点在大功率飞行器中表现得更为明显。面积越大，太阳电池阵列曲率越大。

为最大程度利用曲面太阳电池阵列，通常采用分布式的太阳电池发电控制策略，将曲面阵列划为若干太阳电池子阵，每个子阵后级连接独立的最大功率点跟踪 (maximum power point tracking, MPPT) 控制器，对不同子阵进行独立控制，实现各太阳电池子阵的最大功率输出，进而提高太阳电池阵列总体发电功率。

飞行器太阳电池阵列发电功率计算与预测有利于在设计建造阶段节省成本，提高飞行器整体能量利用率和载荷有效利用率；在运行阶段，精确预测发电功率有利于后续任务的开展与进行。可以说，飞行器太阳电池阵列发电功率计算与预测贯穿了飞行器设计、制造和运行的整个生命周期，因此，对飞行器太阳电池发电系统进行精确建模和仿真具有重要意义。

目前，有关学者主要针对飞行器阵列整体发电功率变化进行分析。文献 [7] 通过分析太阳辐照模型，结合飞艇驻空期间方位角的变化，采用投影法

收稿日期：2023-10-11；**录用日期**：2024-01-19；**网络出版时间**：2024-02-08 08:14
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240205.1502.001
基金项目：中国科学院战略性先导科技专项 (XDA17020304)
* **通信作者**. E-mail：xugn@aircas.ac.cn

引用格式：*蔡培源，徐国宁，柯挚捷，等. 临近空间飞行器分布式太阳电池发电分析及系统优化 [J]. 北京航空航天大学学报，2025，51（8）：2757-2766. CAI P Y，XU G N，KE Z J，et al. Distributed solar cell generation analysis and system optimization for near space vehicles [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51（8）：2757-2766（in Chinese）.*

计算曲面太阳电池各投影面的产能，从而计算发电功率。文献 [8] 建立了飞艇动力学模型与太阳辐射物理模型交互耦合的计算模型，量化飞艇偏航角和俯仰角耦合变换对飞艇表面太阳辐射强度分布影响的结果。文献 [9] 详细研究了飞行日期和纬度对太阳电池阵列输出性能的影响，分析了可旋转阵列对输出性能的提高。文献 [10] 通过分析太阳电池之间的位置关系，提出一种通过单块太阳电池预测整个阵列发电功率的方法。文献 [11] 针对对称旋转椭球外形飞艇，提出一种太阳电池阵列近似解析计算方法，并分析了飞艇运行季节、纬度、姿态等因素对发电功率的影响。文献 [12] 提出一种高空太阳能混合动力概念飞艇，并分析了太阳电池发电的能量平衡优化问题。文献 [13] 提出一种基于平流层飞艇旋转模型的数值方法，用以优化太阳电池阵列布局。文献 [14] 建立了平流层飞艇的能源系统模型，并评估了不同因素对飞行器续航性能的影响。文献 [15] 分析了太阳电池安装角度对飞行器巡航期间发电功率的影响。文献 [16] 从姿态规划的角度分析了飞行器能量平衡关系。

现有文献的研究内容侧重于飞行器阵列整体发电功率及发电量计算，以及太阳电池发电系统与耗能系统之间的能量平衡，而对分布式发电系统的分析较少。

本文从飞行器分布式太阳电池发电系统角度出发，建立分布式发电系统模型，分析分布式发电系统中各子系统全天能量流动变化关系，并对分布式发电系统结构进行优化。

1 太阳电池发电系统模型

1.1 飞行器能源系统模型

图 1 为临近空间飞行器能源系统，其包含分布式太阳电池子阵及对应的控制器、储能系统和负载。其中，负载包含飞行器推进系统及其他飞行器搭载的各类科学载荷。

白天光照充足期间，太阳电池接收太阳辐照产生的电能通过直流母线传递给各类负载使用。同时，多余的能量将被储存在储能系统中。当太阳电池产生功率不足以支撑各类载荷正常工作时，太阳电池发电系统及储能系统共同向负载提供能量。夜间，太阳电池不工作，储能电池放电供负载使用。

1.2 太阳电池模型

太阳电池是一种能够将太阳能直接转为电能的器件，影响其发电功率的主要因素为光电转换效率、辐照强度和温度。在进行发电功率计算时，通常认为各太阳电池子阵均工作在最大功率点。其

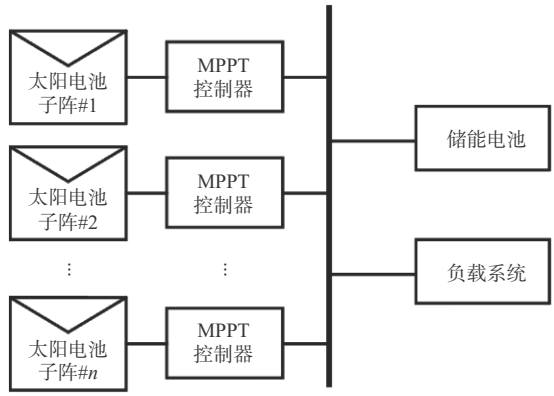


图 1 临近空间飞行器能源系统

Fig. 1 Near-space vehicle energy system

发电功率 P 简化计算模型可表示为

$$P = I_{\mathrm{rr}} A \eta \tag{1}$$

$$A = A_0 \cos\theta \tag{2}$$

式中：I_{rr} 为太阳辐射强度；A 为太阳电池有效接收辐射面积；η 为太阳电池光电转换效率；A_0 为太阳电池实际面积；θ 为太阳电池平面法向量与平行太阳光入射单位向量之间的夹角；η 为太阳电池光电转换效率。

特别指出，上述模型中忽略了在 θ 较大时太阳电池光电转换效率衰减的问题，使得实际发电功率略有损失。文献 [17] 对这一问题进行研究，其实验数据表明，该简化模型中发电功率的计算偏差在 5% 以内，因此，可以忽略。

1.3 太阳辐射

太阳辐射可分为直接辐射 I_{D}、大气散射辐射 I_{S} 和地面反射辐射 I_{R} 这 3 个部分。直接辐射表示太阳光穿过大气直接辐射在太阳电池的能量；大气散射辐射指太阳光在穿过大气时遇到空气分子、尘埃等发生散射后最终辐射在太阳电池的能量；地面反射辐射指太阳光经过地面向上反射的能量。对于飞行器，该能量落在飞行器的下表面，而不会被飞行器上表面的太阳电池所吸收，因此，可以直接忽略。直接辐射和大气散射辐射的表达式为

$$I_0 = 1\,367\left[1 + 0.034\,56\left(\frac{2\pi n}{365}\right)\right] \tag{3}$$

$$I_{\mathrm{D}} = I_0 \tau \tag{4}$$

$$I_{\mathrm{S}} = \frac{I_{\mathrm{D}} \sin h}{2} \cdot \frac{m(1-\tau)}{m - 1.4\ln\tau} \tag{5}$$

式中：I_0 为大气层外边界辐射强度参数；n 为日期序号；τ 和 m 分别为大气透射率和大气质量，可表示为

$$\tau = 0.5\left[\exp(-0.65m) + \exp(-0.95m)\right] \tag{6}$$

$$m = \frac{p_{\mathrm{a}}}{101\,325}\left[\sqrt{1\,229 + (614\sin h)^2} - 614\sin h\right] \tag{7}$$

其中: p_a为当前高度大气压力; h为太阳高度角, 定义为太阳入射光线与水平面夹角[18]。

综上, 临近空间飞行器太阳电池阵列的太阳辐射强度I_{rr}可表示为

$$I_{rr} = I_D + I_S \tag{8}$$

1.4　任意平面太阳电池有效辐射

任意时刻太阳光入射单位向量与太阳电池平面法向量的夹角θ可表示为

$$\cos\theta = \frac{\boldsymbol{n}_b \cdot \boldsymbol{n}_s}{\|\boldsymbol{n}_b\|\|\boldsymbol{n}_s\|} = \boldsymbol{n}_b \cdot \boldsymbol{n}_s \tag{9}$$

式中: $\boldsymbol{n}_s$为太阳光入射单位向量; $\boldsymbol{n}_b$为太阳电池平面法向量。

以正北为x轴, 正东为y轴, 垂直向下指向地面为z轴建立地面坐标系, 如图 2 所示。$\boldsymbol{n}_s$可以用当前时刻太阳高度角h和方位角γ表示。其中, 太阳方位角γ定义为太阳入射光线在水平面投影与正南方向的夹角, 顺时针旋转为正。太阳光入射方位向量$\boldsymbol{n}_{s0}$、太阳高度角 h 和方位角γ分别为

$$\boldsymbol{n}_{s0} = \left[\cos h\cos\gamma, \cos h\sin\gamma, \sin h\right] \tag{10}$$

$$h = \arcsin(\sin\varphi\sin\delta + \cos\varphi\cos\delta\cos\omega) \tag{11}$$

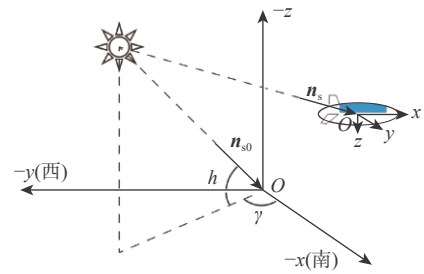


图 2　太阳和飞行器位置

Fig. 2　Sun and vehicle position

$$\gamma = \begin{cases} -\arccos[(\sin\delta\cos\varphi - \cos\omega\cos\delta\sin\varphi)/\cos h] & \omega < 0 \\ \arccos[(\sin\delta\cos\varphi - \cos\omega\cos\delta\sin\varphi)/\cos h] & \omega \geqslant 0 \end{cases} \tag{12}$$

式中: δ为赤纬角; φ为地理纬度; ω为太阳时角, 在正午时为 0, 下午为正。

太阳光入射单位向量在飞行器机体坐标系下可表示为

$$\boldsymbol{n}_s^T = \boldsymbol{P}_s \boldsymbol{n}_{s0}^T \tag{13}$$

式中: $\boldsymbol{P}_s$为坐标变换矩阵, 表达式为

$$\boldsymbol{P}_s = \begin{bmatrix} \cos\theta_a\cos\psi_a & \cos\theta_a\sin\psi_a & -\sin\theta_a \\ \sin\phi_a\cos\theta_a\cos\psi_a - \cos\phi_a\sin\psi_a & \sin\phi_a\sin\theta_a\sin\psi_a + \cos\phi_a\cos\psi_a & \sin\phi_a\cos\theta_a \\ \cos\phi_a\sin\theta_a\cos\psi_a + \sin\phi_a\sin\psi_a & \cos\phi_a\sin\theta_a\sin\psi_a - \sin\phi_a\cos\psi_a & \cos\phi_a\cos\theta_a \end{bmatrix} \tag{14}$$

其中: ψ_a、θ_a和ϕ_a分别为飞行器当前时刻的偏航角、俯仰角和滚转角。

因此, 太阳电池阵列发电功率P和发电量E可表示为

$$P_i = I_{rr}\eta A_{0i}\boldsymbol{n}_{bi} \cdot \boldsymbol{n}_s \tag{15}$$

$$P = \sum_{i=1}^{n} P_i \tag{16}$$

$$E = \int P\mathrm{d}t \tag{17}$$

式中: A_{0i}和$\boldsymbol{n}_{bi}$分别为太阳电池阵列中第i片太阳电池的面积和其在机体坐标系下的平面法向量。

2　分布式发电系统功率分析

当飞行器的飞行任务地点确定后, 影响其发电功率的主要因素为时间与飞行器的偏航角度。本节基于第 1 节的发电功率计算模型对临近空间飞行器分布式太阳电池阵列进行仿真计算, 分别分析各因素对发电功率的影响。发电功率计算模型中的部分参数如表 1 所示。

表 1　发电功率计算模型中的参数

Table 1　Parameters of the generation power calculation model

飞行高度/km	飞行纬度/(°)	太阳电池阵列对应圆心角/(°)	阵列面积/m^2	阵列轴向长度/m
20	北纬39.9	120	500	50

为分析不同位置太阳电池各自的发电功率, 如图 3 所示, 选取 5 个不同位置的太阳电池子阵。其中, 太阳电池子阵 1 和太阳电池子阵 5、太阳电池子阵 2 和太阳电池子阵 4 左右对称, 太阳电池子阵 3 位于飞行器顶部。设置各位置太阳电池子阵面积均为 10 m^2。

2.1　日期对太阳电池发电影响

由于地球公转, 不同日期下正午太阳光直射位置不同, 进而影响飞行器太阳电池的发电功率。图 4 为飞行器在正北朝向下, 各太阳电池子阵在全年不同日期下发电功率变化趋势。可知, 各子阵全年发电功率变化趋势基本相同, 夏天各子阵发电功率大, 发电时间长; 而冬天发电功率小, 发电时间短。分析原因, 夏天日照时间长, 飞行器太阳电池发电

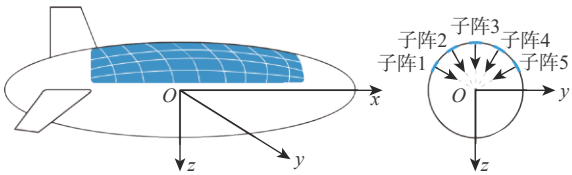


图 3 太阳电池子阵位置

Fig. 3 Position of solar cell subarray

时间长。夏至日太阳光直射北回归线，此时太阳高度角最大，发电功率大；而随着日期推移，正午时刻太阳光直射点向南移动，各子阵在正午时刻的发电功率降低。位于飞行器正上方的子阵 3，在任意一天的发电功率关于正午对称。而子阵 1、子阵 2 位于飞行器西侧，因此，其发电时间段集中在下午，子阵 4、子阵 5 位于飞行器东侧，因此，其发电时间段集中在上午。

由图 4 可知，位于飞行器两侧对应位置的太阳电池子阵发电功率全天变化趋势关于正午时刻对称。如子阵 1 和子阵 5 发电功率对称，子阵 1 发电功率集中在下午侧，子阵 5 发电功率集中在上午侧；子阵 2 和子阵 4 同理。换句话说，全年内飞行器两侧对应位置发电功率存在一定的“互补”关系。实际中，飞行器偏航角度会实时变化，为分析验证该

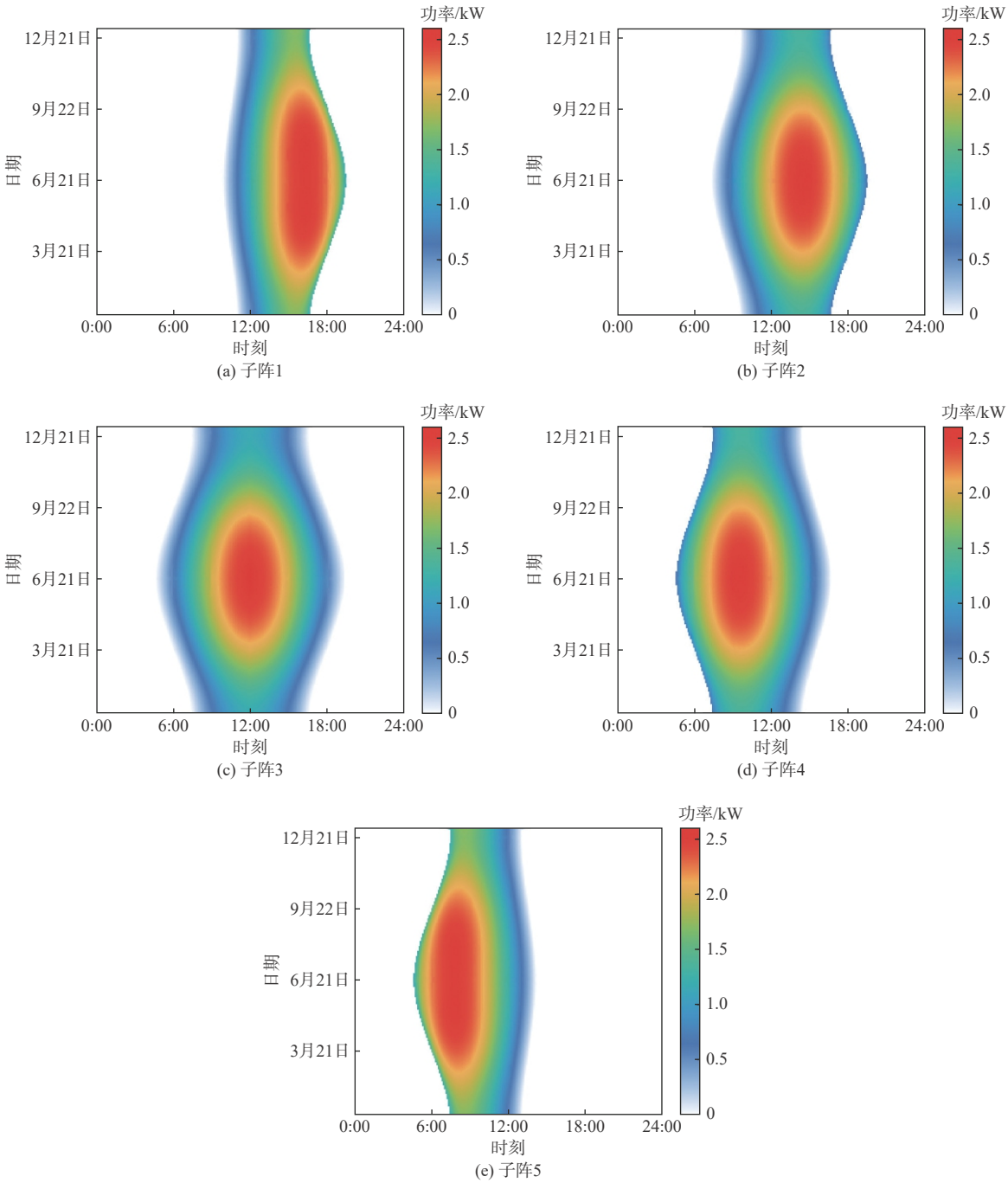


图 4 全年中各太阳电池子阵发电功率

Fig. 4 Power generated by each solar cell subarray throughout the year

功率“互补”关系在不同偏航角度下是否仍然成立, 选取飞行日期为固定一天(3 月 21 日), 分析不同偏航角度下各太阳电池子阵发电功率变化趋势。

2.2　偏航角度对太阳电池发电影响

不同偏航角度下, 各子阵全天发电功率变化趋势仿真结果如图 5 所示。

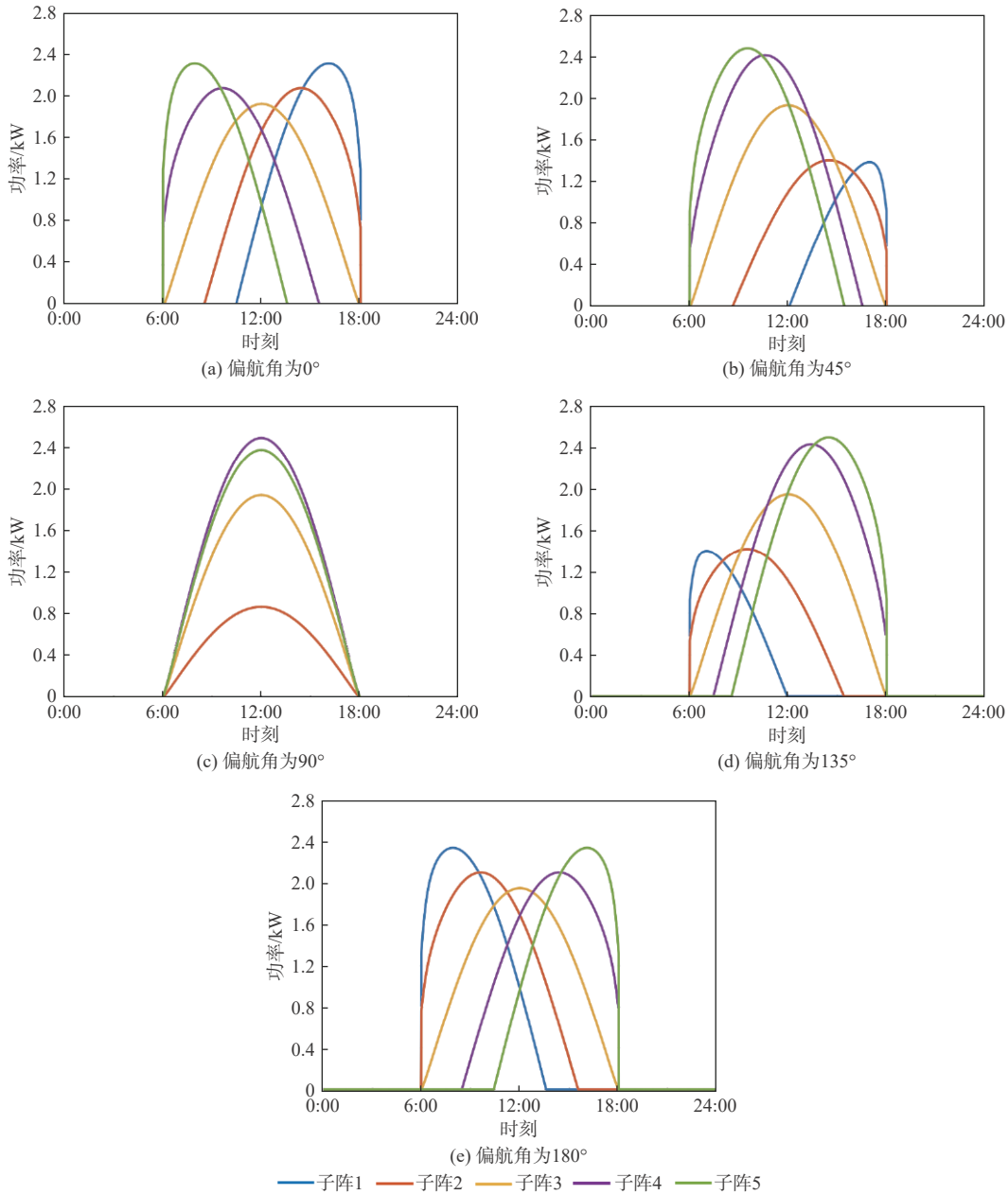


图 5　不同偏航角下各太阳电池子阵发电功率

Fig. 5　Power generated by each solar cell subarray under different yaw angles

当飞行器偏航角为 0°时, 飞行器正北朝向。早晨太阳从东边升起后, 率先照射位于东侧的子阵 4、子阵 5; 子阵 1、子阵 2 受到飞行器遮挡无法接收到太阳光, 发电功率为 0。一天中随着时间推移, 子阵 5、子阵 4 依次出现发电功率峰值。正午时刻, 子阵 3 达到发电功率峰值。下午时, 太阳位于飞行器西侧, 子阵 1 和子阵 2 开始发电。子阵 1、子阵 2 全天发电功率变化曲线与子阵 4、子阵 5 发电功率关于正午时刻对称。

飞行器偏航角为 45°时, 飞行器正东北朝向。子阵 1、子阵 2 朝向西北; 而子阵 4、子阵 5 朝向东南。早晨太阳位于飞行器的东南方向, 仍然是子阵 5 最先接收到太阳辐射。之后随时间推移, 子阵 5、子阵 4、子阵 3、子阵 2、子阵 1 依次出现发电功率峰值。在偏航角为 45°时, 子阵 5 朝向东南, 因此, 一天中能够接收到太阳光辐射时间相比偏航角为 0°时有所增大, 其发电功率峰值增大; 子阵 4 同理。子阵 1 和子阵 2 背对太阳光入射方向, 全天发电功率相比偏航角为 0°时的情景有所降低。

偏航角为 90°时, 飞行器正东朝向。由于子阵 4

和子阵 5 面朝正南，而子阵 1 和子阵 2 朝向正北。正午时刻太阳位于飞行器南方，因此，子阵 4、子阵 5 发电功率更高。相比子阵 5，正午时刻子阵 4 与太阳光入射方向夹角θ更小，因此，子阵 4 发电功率大于子阵 5。子阵 1 全天内未接收到太阳辐射，全天发电功率始终为 0。

飞行器偏航角为 135°时，飞行器东南朝向。此时子阵 1 和子阵 2 朝向西南，而子阵 4 和子阵 5 朝向东北。此姿态与飞行器偏航角为 45°时完全对称，不同子阵的发电功率变化趋势与偏航角为 45°时也完全对称。

飞行器偏航角为 180°时，飞行器正南朝向。此时子阵 1 和子阵 2 正东朝向，而子阵 4 和子阵 5 正西朝向。此情景下不同子阵的发电功率变化趋势与偏航角为 0°时完全对称。

由图 5 也可知，不同偏航角度下，位于飞行器顶部的子阵 3 发电功率无影响。

由于太阳电池子阵的分布存在空间对称性，在偏航角互补的 2 种情景下，同一子阵发电功率随时间变化曲线关于正午时刻对称，如子阵 1 在偏航角为 45°及 135°下的发电功率曲线。

从不同偏航角度下各太阳电池子阵全天发电功率变化趋势分析中可知，飞行器两侧对应位置太阳电池子阵发电功率仍然存在“互补”关系。

3 分布式 MPPT 控制器优化设计

3.1 拓扑架构优化设计

从第 2 节分析可知，全年任意日期、任意偏航角度下飞行器两侧对应位置太阳电池子阵发电功率均存在一定的“互补”关系。因此，可利用该关系对分布式发电系统进行优化。

以第 2 节中两侧对应的子阵 2 与子阵 4 为例，由图 5 可知，偏航角为 90°，飞行器正东朝向时，子阵 4 太阳电池子阵发电功率为 2.5 kW，因此，子阵 4 后级 MPPT 控制器设计额定功率应大于 2.5 kW。由于太阳电池子阵的位置存在对称性，子阵 2 后级 MPPT 控制器设计额定功率也应大于 2.5 kW。当前的工程设计方案是对于子阵 2 和子阵 4 分别独立设计 MPPT 控制器，这种拓扑架构连接简单，但是设备的利用率低。

由于 2 个子阵在空间位置上并不处于同一平面，任意时刻 2 个子阵不会同时出现 2.5 kW 的功率峰值，换句话说，任意时刻 2 个子阵后级控制器不会同时出现满负载工作。这一点，图 5 也可说明。

基于此，本文提出一种分布式太阳电池 MPPT 控制器复用架构，以提高设备利用率及可靠性，同时为降低发电控制系统的总设计功率及降低质量提供可能。该拓扑架构模型如图 6 所示，由多个 DC/DC 变换器、受控开关及控制单元组成。图中，*A*#与 *B*#分别表示两侧的太阳电池子阵。小功率 DC/DC 变换器依据输入端连接方式不同，可以分为 2 种。一种 DC/DC 变换器输入端分别与太阳电池子阵输出端固定连接，定义为主变换器；另一种 DC/DC 变换器输入端连接受控开关，定义为可拓展变换器。受控开关能够选择可拓展变换器与 *A*#或 *B*#子阵连接。

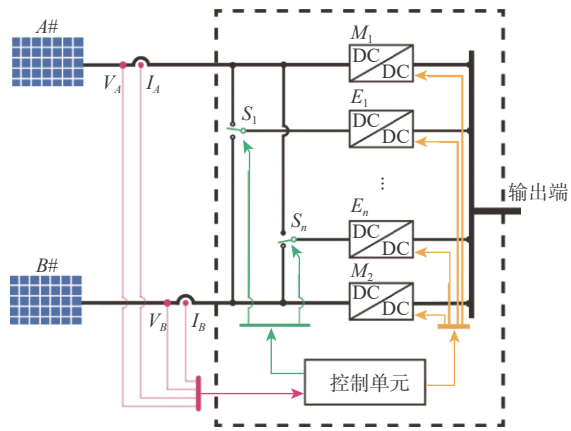


图 6 变换器复用架构示意图

Fig. 6 Schematic diagram of the converter multiplexing topology

这 2 种 DC/DC 变换器各自数量及其额定功率依据实际情况确定。正常工作过程中，*A*#和 *B*#两子阵输出电压和电流被实时采集至控制单元中。控制单元依据两子阵输出功率的大小，控制可拓展变换器的输入侧受控开关，使可拓展变换器分别与两侧主变换器并联，实现功率分流。同时，控制器控制各变换器实现对输入端所连接的太阳电池子阵实现最大功率跟踪控制。

3.2 飞行器静态案例分析

以子阵 2 和子阵 4 为例，说明本文架构的工作原理。为简化叙述，定义子阵 4 为 *A*#，子阵 2 为 *B*#。设定 2 个子阵后级 MPPT 控制架构由 2 个 1.5 kW 主变换器及 2 个 0.5 kW 可拓展变换器构成。定义 2 个主变换器分别为 M_1 和 M_2，其中，M_1 和 *A*#相连接，M_2 和 *B*#相连接。定义 2 个可拓展变换器分别为 E_1 和 E_2，与之输入端相连接的 2 个受控开关分别为 S_1 和 S_2。变换器复用架构中能量流动，如图 7 所示。

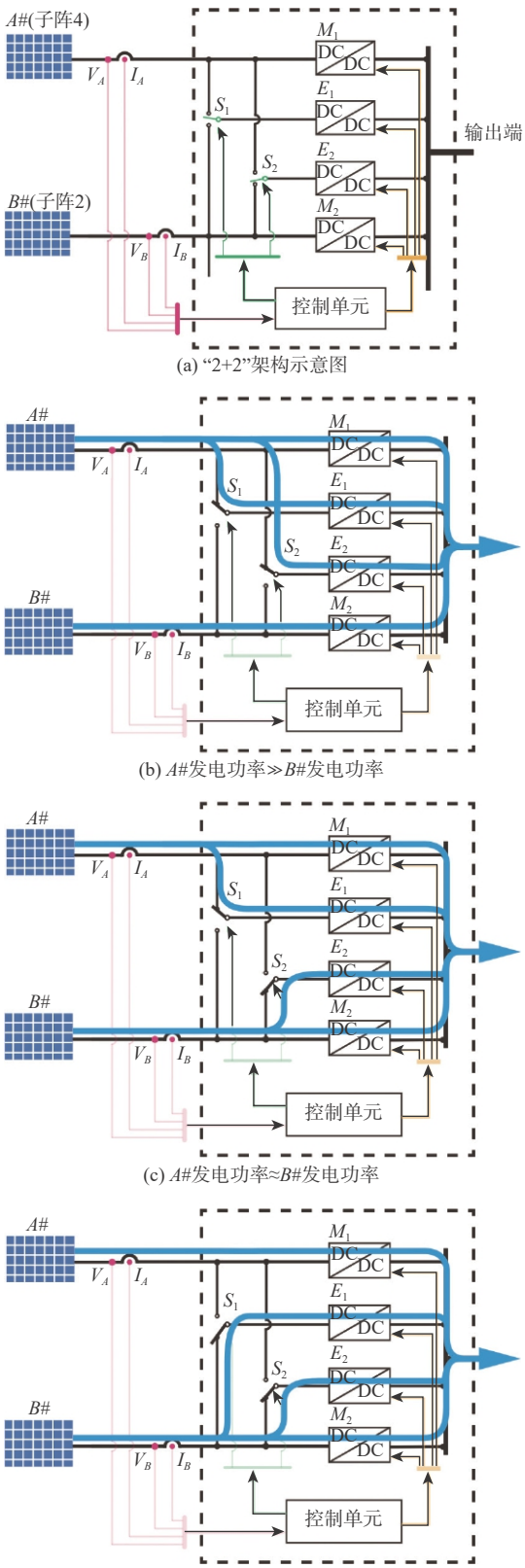
以飞行器偏航 0°静止为例，日出后 *A*#输出功率逐渐增大，而 *B*#输出功率为 0。此时 E_1 和 E_2 均受控连接在 *A*#的输出端，与 M_1 并联。控制器控制 M_1、E_1 和 E_2，实现对 *A*#的最大功率跟踪控制。各

DC/DC 变换器连接情景如图 7(b) 所示。图中, 蓝色线条表示太阳电池子阵能量流动路径。

随着时间推移, 太阳高度角升高, 接近正午时, *A*#输出功率降低, 而 *B*#输出功率增大。控制单元通过控制 S_2, 使得 E_2 变更与 *B*#连接。M_2 和 E_2 共同工作, 实现 *B*#的最大功率跟踪控制。架构连接方式如图 7(c) 所示。

下午时, *A*#最大输出功率进一步降低而 *B*#最大输出功率进一步增大。E_1 受控变更为与 *B*#输出端连接, 进一步增大 *B*#后级 DC/DC 变换器组的功率传输能力。此时架构连接方式如图 7(d) 所示。

图 8 为在该静止情形下飞行器 *A*#和 *B*# 2 个子阵全天发电功率曲线。其中, 图 8(a) 为两子阵全天发电功率变化趋势。图 8(b) 和图 8 (c) 分别为子阵 *A*#和 *B*#在全天内后级变换器参与情况。由图 8 可知, E_1



(a) “2+2”架构示意图

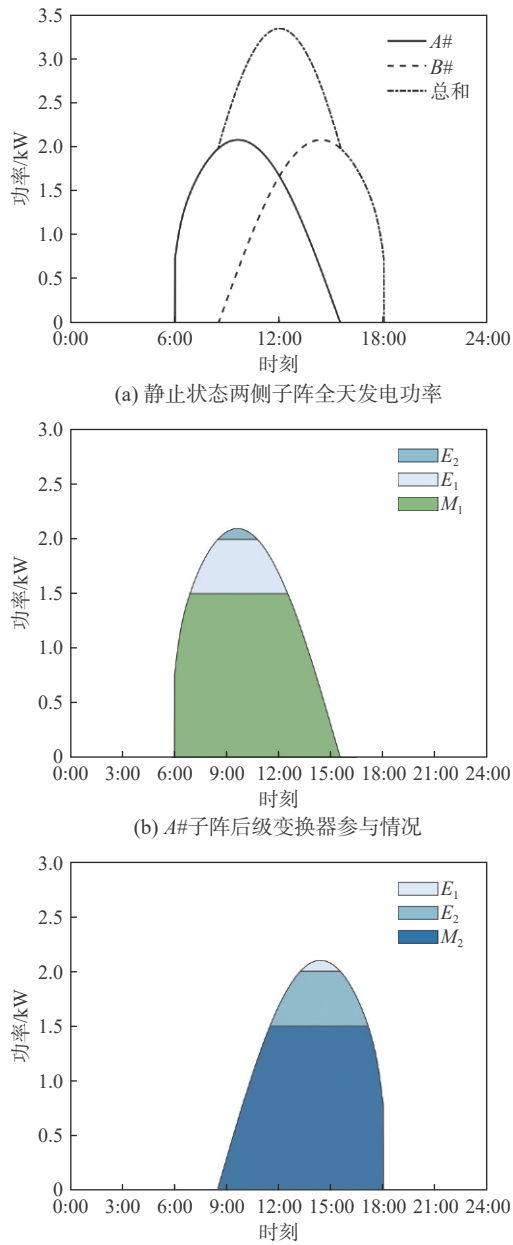
(b) *A*#发电功率≫*B*#发电功率

(c) *A*#发电功率≈*B*#发电功率

(d) *A*#发电功率≪*B*#发电功率

图 7　变化器复用架构中能量流动

Fig. 7　Energy flow in the converter multiplexing topology



(a) 静止状态两侧子阵全天发电功率

(b) *A*#子阵后级变换器参与情况

(c) *B*#子阵后级变换器参与情况

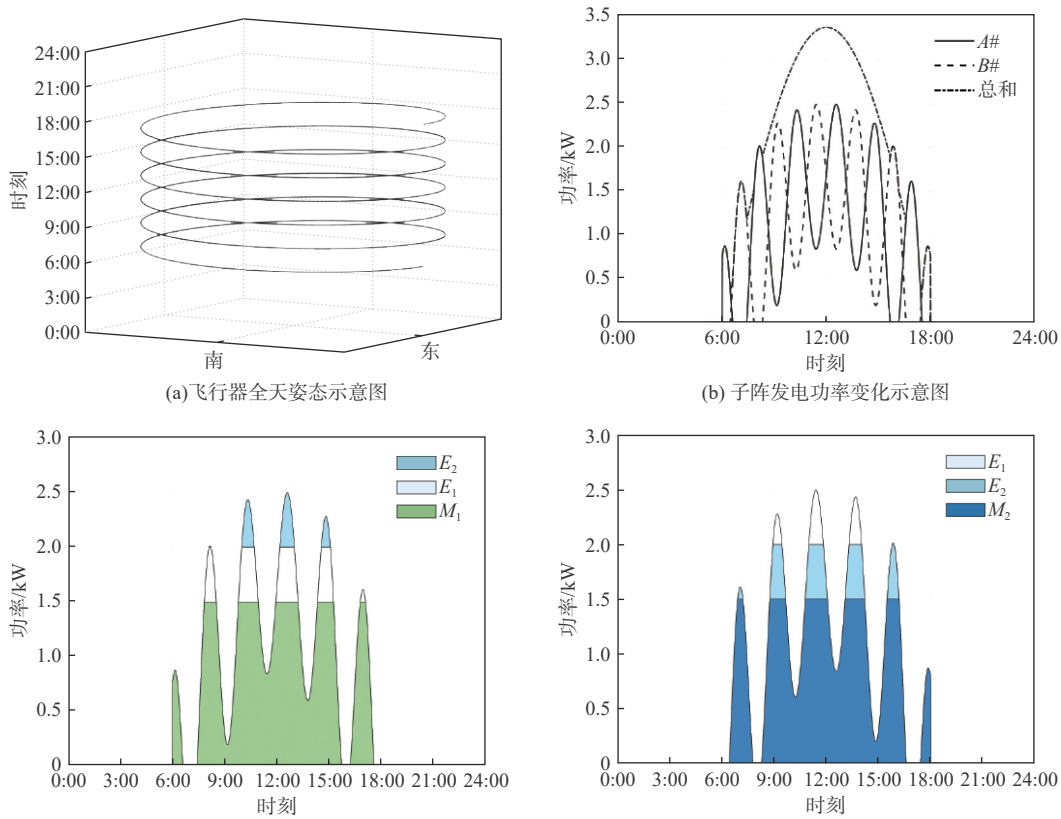
图 8　飞行器静止时太阳电池子阵发电功率及后级变换器功率分配

Fig. 8　Power generated by the solar cell subarray and back-converter power distribution with a stationary vehicle status

和 E_2 在功率分配过程中并无冲突，即预设的变换器额定功率能够满足两子阵发电功率的实时分配。

3.3 飞行器动态案例分析

飞行器在工作过程中偏航角度会实时变化，为验证本文架构在飞行器姿态动态变化过程中功率分配的可行性，设定飞行器从 6:00—18:00 内始终做圆周运动，全天内飞行器飞行轨迹如图 9(a) 所示，全天内 2 个子阵发电功率及后级变换器参与情况如图 9(b)～图 9(d) 所示。由图 9(b) 可知，在设定的圆周运动情境下，*A*#和 *B*#两子阵各自的发电功率起伏变动呈现周期性，该变化周期与飞行器圆周运动周期相同，侧面验证了发电模型的正确性。同时，在任意时刻，*A*#和 *B*#子阵发电功率大小呈现“互补”性。从图 9(c) 和图 9 (d) 可以看出，该运动轨迹下，2 个子阵后级变换器仍然能够实现对 2 个子阵发电功率的正常分配。



(a)飞行器全天姿态示意图

(b) 子阵发电功率变化示意图

(c) *A*#子阵后级变换器参与情况

(d) *B*#子阵后级变换器参与情况

图 9 飞行器圆周运动时太阳电池子阵发电功率及后级变换器功率分配

Fig. 9 Power generated by the solar cell subarray and back-converter power distribution during the vehicle is moving in circle

综上，飞行器全天内做偏航角度实时变化中，本文架构仍然能够满足 2 个子阵的能量传递功率需求，即验证了本文架构的可行性。

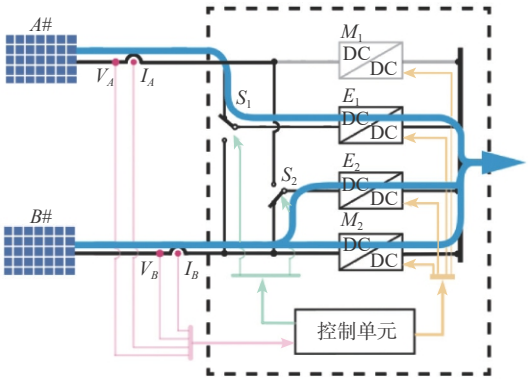
3.4 优点分析

从 3.3 节分析结果可以看出，本文架构能够实现飞行器在不同姿态下的功率分配。相比传统分立结构，本文架构具有如下优点：

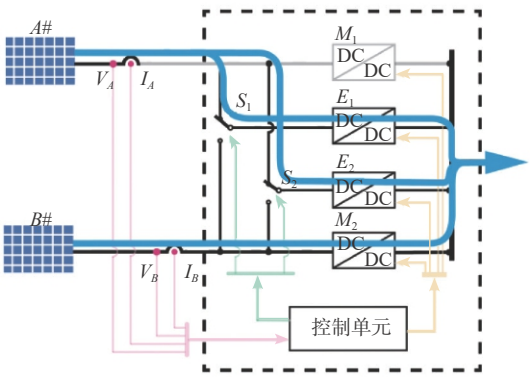
1）降低系统的额定功率和设计难度，同时为临近空间飞行器能源系统的减重提供了新思路。本文架构用多个较小功率 DC/DC 变换器的组合替代了传统架构中单个大功率 DC/DC 变换器。这种替代首先降低了系统中大功率 DC/DC 控制器的设计难度。同时，这种架构下提高了各个 DC/DC 变换器的利用率，进而降低了 MPPT 控制器的额定功率，并为降低控制系统中 DC/DC 变换器的总质量提供了可能。以本节所分析的算例说明，若采用传统结构，需设计 2 个 2.5 kW 的控制器，而本文架构的额定功率共计 4 kW(2 个 1.5 kW 主变换器和 2 个 0.5 kW 可拓展变换器)。可以看出，通过使用本文架构，系统的总额定功率降低了 20%。若假定不同额定功率变换器的功率质量比相同，则在本文案例中，本文架构中 DC/DC 变换器质量可降低至传统架构的 80%。

2）本文架构提高了系统稳定性和可靠性。对于传统分立结构，当太阳电池后级 MPPT 控制器故障失效后，该太阳电池子阵便无法将能量传递至母线，即该发电子系统完全失效。而采用本文架构，当其中一个变换器失效后，其余变换器仍然可以正

常将太阳电池子阵产生的能量传递至后级母线, 提高了整个系统的可靠性。图 10 为 M_1 失效后的 2 种工作情景, 此时系统仍可通过 E_1、E_2 和 M_2 向后级传递能量。其余 DC/DC 变换器失效同理, 不再叙述。



(a) 工作模式1



(b) 工作模式2

图 10　M_1 失效后的架构工作示意图

Fig. 10　Schematic diagram of how the architecture works after M_1 failure

3) 本文架构有助于控制器散热装置的优化和减重。MPPT 控制器的热源主要来自内部的开关器件。采用并联结构可以将单点热源转变为多点热源, 有利于散热装置的设计。同时, 该架构有利于散热装置的减重。在临近空间低气压环境内, 电气装置的散热主要途径是辐射散热, 因此, 其散热装置的质量远大于地面同功率电气装置。采用传统分立结构时, 需要根据各自变换器最大工作功率时的发热量设计散热结构。在本文案例中, 需要根据 2 套控制器的各自最大额定功率(2.5 kW)时的发热量设计散热装置。而采用本文架构时, 仅需根据 2 个子阵总发电功率峰值(3.37 kW)时的发热量设计散热装置。假定 2 种架构下各 DC/DC 变换器的效率相同, 则变换器的峰值发热功率与其额定功率成正比。采用本文架构时, 其散热装置的设计散热功率可降低 32.6%。散热功率的降低进而可以降低散热装置的质量。

4　结　论

本文建立了临近空间飞行器分布式太阳电池发电系统模型, 选取了飞行日期和飞行器偏航角度 2 个典型因素, 分析了飞行器分布式子阵的发电功率变化趋势, 得出如下结论:

1) 飞行器两侧对应位置太阳电池子阵发电功率存在“互补”关系。

2) 基于对侧太阳电池子阵功率“互补”关系, 本文提出一种可用于飞行器分布式发电系统的 MPPT 拓扑架构。该架构在保证可靠性的同时, 能够有效降低发电系统中控制器的额定功率和散热设计难度, 基于本文算例进行了理论分析, 本文架构额定功率可以降低 20%, 散热功率设计值可以降低 32.6%。

3) 额定功率及散热装置散热功率的降低可以直接降低系统质量, 为能源系统的减重提供了新的思路。

参考文献 (References)

[1] ZHANG L C, ZHU W Y, DU H F, et al. Multidisciplinary design of high altitude airship based on solar energy optimization[J]. Aerospace Science and Technology, 2021, 110: 106440.

[2] RAMESH S S, LIM K M, LEE H P, et al. Reduced-order modeling of stratospheric winds and its application in high-altitude balloon trajectory simulations[J]. Journal of Applied Meteorology and Climatology, 2017, 56(6): 1753-1766.

[3] 高阳, 徐国宁, 王生, 等. 平流层飞艇能源系统建模与小信号稳定性分析[J]. 太阳能学报, 2022, 43(8): 50-57.
GAO Y, XU G N, WANG S, et al. Modeling and small signal stability analysis of stratospheric airship energy system[J]. Acta Energiae Solaris Sinica, 2022, 43(8): 50-57(in Chinese).

[4] JIANG Y, LV M Y, WANG C Z, et al. Layout optimization of stratospheric balloon solar array based on energy production[J]. Energy, 2021, 229: 120636.

[5] ZHANG L C, LV M Y, ZHU W Y, et al. Mission-based multidisciplinary optimization of solar-powered hybrid airship[J]. Energy Conversion and Management, 2019, 185: 44-54.

[6] LI J, LV M Y, TAN D J, et al. Output performance analyses of solar array on stratospheric airship with thermal effect[J]. Applied Thermal Engineering, 2016, 104: 743-750.

[7] 朱炳杰, 杨希祥, 麻震宇, 等. 平流层飞艇太阳电池系统产能分析[J]. 国防科技大学学报, 2019, 41(1): 13-18.
ZHU B J, YANG X X, MA Z Y, et al. Power analysis of stratospheric airship's solar array system[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2019, 41(1): 13-18(in Chinese).

[8] 王旭巍, 李兆杰, 张衍垒, 等. 结合平流层飞艇姿态的太阳辐射强度分布[J]. 国防科技大学学报, 2022, 44(6): 30-37.
WANG X W, LI Z J, ZHANG Y L, et al. Solar radiation intensity distribution combined with stratospheric airship flying gesture[J].

Journal of National University of Defense Technology, 2022, 44(6): 30-37(in Chinese).

[9] JIANG Y, LV M Y, CHEN X Y, et al. An optimization approach for improving the solar array output power of stratospheric aerostat[J]. Aerospace Science and Technology, 2021, 118: 106916.

[10] 刘乾石, 徐国宁, 李兆杰, 等. 不规则太阳电池临近空间发电模型构建与分析[J]. 太阳能学报, 2022, 43(7): 73-79.
LIU Q S, XU G N, LI Z J, et al. Research and analysis of irregular solar cells power generation model in near space[J]. Acta Energiae Solaris Sinica, 2022, 43(7): 73-79(in Chinese).

[11] 郑威, 宋琦, 李勇, 等. 平流层飞艇太阳电池阵发电功率计算及分析[J]. 宇航学报, 2010, 31(4): 1224-1230.
ZHENG W, SONG Q, LI Y, et al. Computation and analysis of power generated by the solar cell array of a stratospheric airship[J]. Journal of Astronautics, 2010, 31(4): 1224-1230(in Chinese).

[12] ZHANG L C, LV M Y, MENG J H, et al. Optimization of solar-powered hybrid airship conceptual design[J]. Aerospace Science and Technology, 2017, 65: 54-61.

[13] LV M Y, LI J, DU H F, et al. Solar array layout optimization for stratospheric airships using numerical method[J]. Energy Conversion and Management, 2017, 135: 160-169.

[14] YANG X X, LIU D N. Renewable power system simulation and endurance analysis for stratospheric airships[J]. Renewable Energy, 2017, 113: 1070-1076.

[15] JIANG Y, LV M Y, SUN K W. Effects of installation angle on the energy performance for photovoltaic cells during airship cruise flight[J]. Energy, 2022, 258: 124982.

[16] ZHANG L C, LI J, WU Y F, et al. Analysis of attitude planning and energy balance of stratospheric airship[J]. Energy, 2019, 183: 1089-1103.

[17] SONG K Y, LI Z J, ZHANG Y L, et al. Power generation calculation model and validation of solar array on stratospheric airships[J]. Energies, 2023, 16(20): 7106.

[18] 杨威宇, 徐国宁, 李兆杰, 等. 太阳电池在临近空间发电影响因素研究[J]. 太阳能学报, 2021, 42(12): 476-485.
YANG W Y, XU G N, LI Z J, et al. Influence factors of solar cell power generation in near space[J]. Acta Energiae Solaris Sinica, 2021, 42(12): 476-485(in Chinese).

Distributed solar cell generation analysis and system optimization for near space vehicles

CAI Peiyuan[1, 2], XU Guoning[1, 2, *], KE Zhijie[1, 2], ZHANG Yanlei[1], YANG Yanchu[1, 2], CAI Rong[1, 2]

(1. Aerospace Information Research Institute, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100094, China;
2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: The form of energy for long-duration vehicles in near space generally adopts a photovoltaic power generation system, and the solar cells are laid on the upper surface of the vehicle. Because of the vehicle's shape and limitations, the solar cells are dispersed across curved surfaces with varying irradiance at different points. A distributed solar cell system, in which the curved array is separated into several solar cell subarrays and each subarray is individually controlled to realize the maximum power generation of the entire solar array, is typically used to make efficient use of the curved solar cell array. For a near-space vehicle, this work develops a distributed solar cell array power generation model and examines the law and impact of the power produced by solar cell subarrays with various parameters. A distributed solar cell maximum power tracking controller topology is proposed based on the above law. According to the simulation analysis, the topology reduces the rated power of the converter while ensuring the overall energy remains unchanged, which provides a new idea for the weight reduction of the power system of the near-space vehicle.

Keywords: solar cell; near space vehicle; solar cell generation system; maximum power tracking control; energy analysis

Received: 2023-10-11; **Accepted**: 2024-01-19; **Published Online**: 2024-02-08 08:14

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240205.1502.001

Foundation item: Strategic Priority Research Program of the China Academy of Sciences (XDA17020304)

* **Corresponding author**. E-mail: xugn@aircas.ac.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2024.0772

高空气球太阳电池标定球体反光影响分析及防护

张益清[1,2]，黄庭双[1]，李永祥[1]，杨燕初[1,2]，徐国宁[1,2,*]

(1. 中国科学院 空天信息创新研究院，北京 100094；2. 中国科学院大学 航空宇航学院，北京 101408)

摘　　要：高空气球在太阳电池标定领域内应用越来越广泛，对标定精度的需求日益增加。常规的标定方法只考虑了对日精度，忽略了球体反射的太阳光对标定结果的影响，导致标定结果比理论值高出约5%。为此，提出一种球体反光影响分析方法。使用3阶贝塞尔曲线拟合球体形状并建立模型；计算试验中球体反射对标定装置接收不同波段光的影响；提出如何进行防护及计算球体反射可能的误差原因。采用高空气球和标定设备，在35 000 m的高空上对18片太阳电池进行标定。试验和仿真结果表明，球体反射对标定的影响客观存在。仿真结果显示，球体反射导致短路电流最大增加了9.28%；试验数据显示，相较于标准太阳电池的不经过大气层的太阳光谱(AM0)值，实际短路电流高出约5.28%。最后，根据仿真结果，提出使用特定角度的遮光罩以避免球体反射对标定的影响。

关 键 词：太阳电池；高空气球；标定；太阳电池效率；不经过大气层的太阳光谱

中图分类号：V273; V11; TB971

文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2025)08-2767-09

太阳电池是大多数航天器理想的一次能源[1]。目前以砷化镓、钙钛矿太阳电池为首的第3代太阳电池具有低成本，高效率的特点[2-6]，有望成为新型航天器能源[7]。然而，这些第3代太阳电池在太空环境中的真实性能尚不明确，如果不能进行准确标定，将会直接影响到航天器的飞行安全、能量平衡和有效载荷等关键指标。

由于大气层的存在和影响，大气顶端和地面接收到的太阳光谱存在显著差异。将经过大气层1.5倍厚度到达地面上的太阳光谱称为Air Mass 15(AM1.5)。不经过大气层的太阳光谱称为Air Mass 0(AM0)。AM0用于理论上的太阳电池性能评估，AM1.5用于地面上实际使用条件下的太阳电池性能评估。传统的地面太阳电池标定方法，如太阳模拟器法和差分光谱响应度(differential spectral responsivity, DSR)法[8]，通过模拟AM0环境光并进行外推和修正，计算太阳电池在AM0环境下的短路电流标定值。然而，地面标定方法无法精确标定具有复杂光谱响应特性的钙钛矿太阳电池等第3代太阳电池，甚至导致标定结果单一(特别是DSR法)。因此，为了获得太阳电池在真实空间环境下的准确性能参数，需要进行空间或接近空间条件下的原位太阳电池标定，即原位标定。能够实现原位标定的方法主要有卫星标定法[9-10]、高空飞机标定法[11]和高空气球标定法[12-13]。高空气球标定法使用高空气球搭载第3代太阳电池进入上层大气[14-15]。在大约35 km的高度，太阳光谱受地球大气影响较小，环境条件接近太空，紫外线辐射更强，且大气压力显著降低，因此，近地空间试验成为通往空间应用的宝贵中间科学步骤[16]。美国、法国等航天强国已经在太阳电池的空间标定试验方面积累了丰富的经验，且其相关标定方法和技术手段已

收稿日期：2024-10-29；**录用日期**：2024-12-20；**网络出版时间**：2024-12-24 15:10
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20241224.1409.002
基金项目：中国科学院稳定支持基础研究领域青年团队计划(YSBR-102)；国家重点研发计划(2022YFB3903000,2022YFB3903005)
* **通信作者**. E-mail：xugn@aircas.ac.cn

引用格式：*张益清，黄庭双，李永祥，等. 高空气球太阳电池标定球体反光影响分析及防护[J]. 北京航空航天大学学报，2025，51(8)：2767-2775. ZHANG Y Q，HUANG T S，LI Y X，et al. Analysis and mitigation of spherical reflection effects on solar cell calibration using high-altitude balloons[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51(8)：2767-2775 (in Chinese).*

较为成熟。美国国家航空航天局喷气推进实验室于 1962 年首次开展了太阳电池高空气球标定试验，在该试验中，标定平台被安装在气球的顶部[17]。美国航空航天公司开发了一种名为“航天测量单元”的太阳电池快速标定系统以解决大型高空气球标定体积大、成本高的问题。日本宇宙航空研究开发机构与美国海军研究试验室合作开发了太阳电池测量系统，并通过大型气球进行飞行试验，研发了太阳电池测量和回收系统，能够测量电流-电压特性、温度、太阳入射角等，并具备防水功能以确保海上回收。2015 年，日本宇宙航空研究开发机构使用高空气球对超薄钙钛矿太阳电池进行了首次飞行试验，飞行高度达 30 km，电池通过降落伞落海并成功回收[18]。

中国的太阳电池空间标定技术目前已具有世界一流水平。北京东方计量测试研究所于 2006 年 7 月开展了国内首次太阳电池高空气球标定试验。此次试验中，气球飞行高度达 31 km，平飞时间为 1 h[19]。燕山大学与合作伙伴共同开展的太阳电池高空气球标定试验中，气球飞行高度达 32 km，平飞时间为 2 h[20]。中国科学院空天信息创新研究院与北京大学合作，国际上首次获得了钙钛矿太阳电池在 35 km 以上空间的精确参数，并研究了该电池的稳定性问题[21]。然而，使用高空气球标定时也存在很多待解决的问题，如高空温度波动大、球体反光等。可以通过温度控制或飞行后的数据校正等方案来避免温度波动带来的误差。

目前，关于球体反光对标定影响的研究较少，且现有的太阳电池标定试验多以钙钛矿电池为主，而针对砷化镓电池的标定研究较少，特别是在应用于某些特定领域（如航空航天、卫星系统等）时，相关的标定试验相对不足。本文的主要创新点在于提出一种利用 3 阶贝塞尔曲线拟合球体模型的方法，为高空气球标定试验中的球体反射光分析提供了新的理论模型。通过分析实测短路电流数据高于理论值的现象，揭示了高空气球球体反射光对电池短路电流的影响，丰富了相关领域的认识。针对砷化镓电池和常见的单晶硅电池标定数据进行球体反射分析。此外，本文提出一种有效保护标定装置不受球体反光影响的方法。

1 高空气球太阳电池标定系统及工作原理

1.1 高空气球太阳电池标定平台

太阳电池高空气球标定系统由高空气球、切割器、降落伞、太阳电池标定装置、吊舱、测控天线、缓冲装置和缆绳组成，如图 1 所示。其中，切割器用于结束气球飞行，降落伞在起飞前承受气球浮力产生的拉力，并在高空开伞，回收伞的大小根据回收质量和着陆速度来选择。吊舱内装有观测仪器、遥测遥控设备和电源，底部安装缓冲避震装置。缆绳连接于降落伞和吊舱之间，长度取决于球载仪器向上观测时球体是否对其造成遮挡，同时也要兼顾发放的要求。太阳电池标定装置主要由支撑板、标定板、方位步进电机、俯仰步进电机、信号采集盒、太阳跟踪控制器、导电滑环、扁带夹和舱段连接件等组成，用于标定太阳电池。系统优化后还增加了电子罗盘，以测量当前标定板的位姿，支撑视日运动轨迹跟踪。

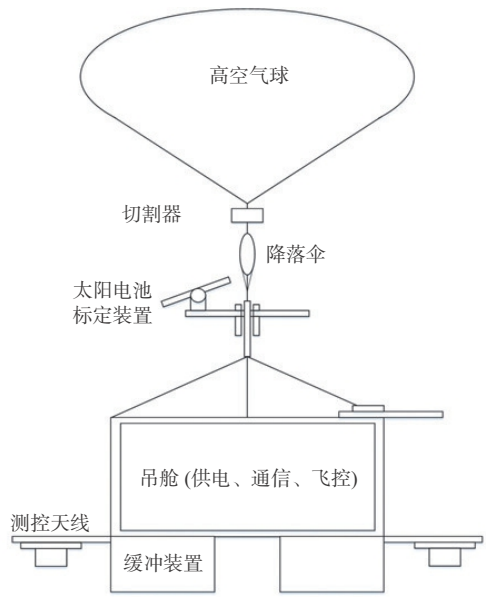


图 1 太阳电池标定飞行系统

Fig. 1 Solar cell calibration flight system

1.2 标定平台工作原理和标定原理

利用中国科学院空天信息创新研究院研发的太阳电池高空气球标定系统，成功携带了 18 片太阳电池单体，利用大型高空气球将其送至最高海拔 35 km 的临近空间，并在该高度区域实现了稳定的平飞。这一试验为太阳电池的性能评估提供了理想的高空环境。在平飞过程中，系统通过自主研发的太阳自动跟踪控制系统，精确定位和追踪太阳，确保太阳电池单体始终保持最佳的光照角度。该系统利用高精度的传感器和控制算法，控制方位步进电机和俯仰步进电机动作，实时调整标定平台的朝向，确保支撑板和标定板平面垂直于太阳入射方向，实现太阳辐射最大化接收。同时，搭载的高精度自动测试系统对 18 片太阳电池单体进行了实时的电流-电压特性曲线测量和温度监测。标定平台的工作原理主要基于对太阳电池在不同光照条件

下的电流-电压特性进行测量。将标准太阳电池用硅单晶片（以下简称标准电池）与待测太阳电池进行对比，确定待测太阳电池的效率和性能。标定过程中，标准电池的短路电流值由计量院进行检定，作为参考数据。通过测量该值，可以计算出当前标定板接收到的辐照度，并实时反映标定板对太阳的对准情况，因此，标定装置可以自动调整位置以实现与太阳入射光垂直。因此，本文默认标定装置垂直于太阳入射光。

2　球体反光影响分析

2.1　基于 3 阶贝塞尔曲线的球体反光影响分析

在高空气球平飞段，太阳电池标定装置除受太阳直接照射外，还受到高空球体的光反射影响，如图 2 所示。光线 AO 表示太阳直接照射，光线 OB 表示太阳直射光线 AO 经球体（聚乙烯）后的反射光线，光线 $O'C$ 为反射光线在标定板方向的垂向分量，α 为太阳高度角，η 为反射光入射角，Ω 为反射光与水平面夹角。高空球体材料为聚乙烯，根据项目组自测，球体材料对可见光反射率为 0.104 2，红外反射率为 0.085。高空气球在平飞段，球体整体保持水滴型，精确的球体建模是分析球体反射的几何基础。在现场测定的数据基础上，选取 3 阶贝塞尔曲线拟合平飞段时的高空气球球体外形。3 阶贝塞尔曲线具有较好的平滑性和拟合精度，能够有效描述气球的形状。此外，3 阶贝塞尔曲线由 4 个控制点定义，避免了高阶曲线可能引入的复杂性和振荡，保持了计算的高效性，其参数方程如下：

$$\begin{cases} x(t) = 3x_0t(1-t)^2 - 3x_0t^2(1-t) \\ y(t) = 3y_0t(1-t)^2 + 3y_0t^2(1-t) \end{cases} \tag{1}$$

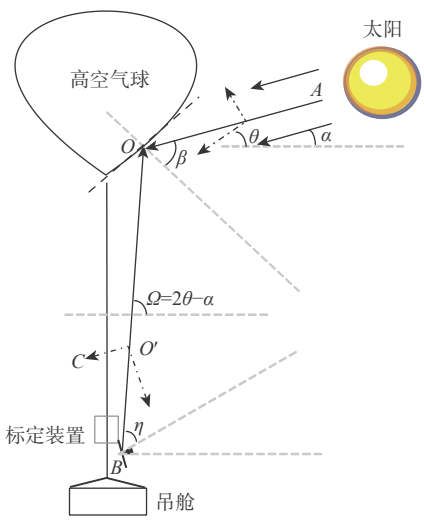
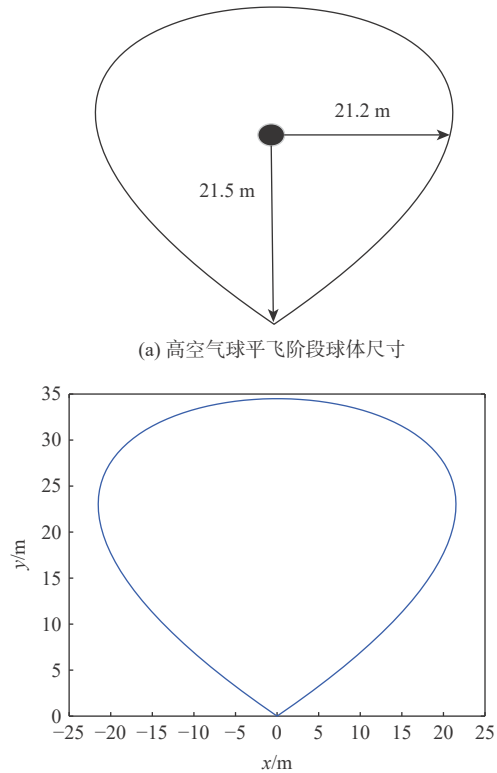


图 2　平飞过程球体反射示意图

Fig. 2　Schematic diagram of spherical reflection during level flight

式中：t 为控制曲线在各个控制点之间位置变化的参数，取值范围为 0～1；x、y 表示曲线形状；x_0 = 74.5，y_0 = 46，此时曲线的横向最大宽度为 43 m，纵向最大高度为 34.5 m，基本符合实际高空气球尺寸。得到的球体形状如图 3 所示。



(a) 高空气球平飞阶段球体尺寸

(b) 3阶贝塞尔曲线拟合图形

图 3　球体建模示意图

Fig. 3　Sphere modeling diagram

2.1.1　反射光线入射角的计算

高空气球底端到标定装置实测长度为 30 m，如图 4 所示，标定装置可简化为一个点。

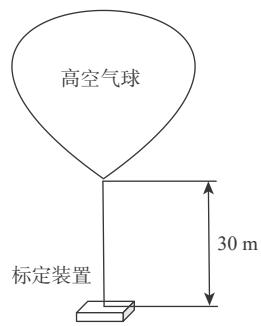


图 4　高空气球和标定装置示意图

Fig. 4　Schematic diagram of high-altitude balloon and calibration device

为方便计算，将标定装置位置设为原点。设试验过程中太阳高度角为 α，太阳光线入射至高空气球表面某点时太阳光线与该点处的法向量的夹角为 β，该点处切线与水平面夹角为 θ。缆绳长度为

l_s，则可计算得到反射光入射角（反射光与标定装置法线夹角，见图 2）η 为 $2\theta-\alpha$。

对贝塞尔参数方程求导：

$$\begin{cases} x(t)=3x_0((1-t)^2-2t(1-t)) \\ y(t)=3y_0((1-t)^2-2t(1-t)) \end{cases} \tag{2}$$

OB 可表示为

$$y=\tan(-\alpha+2\arctan\beta)x-l_s \tag{3}$$

反射点必定同时处于 3 阶贝塞尔曲线和反射直线上，因此，反射点必定满足：

$$y(t)=\tan(-\alpha+2\arctan\beta)x(t)-l_s \tag{4}$$

将反射点处 3 阶贝塞尔曲线方程对应的参数 t_{opti} 代入式 (3) 即可得到反射光入射角 η。

2.1.2 太阳高度角的计算

太阳高度角 α 是太阳光线与水平面的夹角。太阳高度角的变化由时间和纬度决定。计算太阳高度角的表达式为

$$\sin\alpha=\sin\varphi\sin\delta+\cos\varphi\cos\delta\cos\omega \tag{5}$$

式中：φ 为纬度，北纬为正，其取值范围为 $-90°\leqslant\varphi\leqslant 90°$；$\delta$ 为赤纬角，为太阳直射在当地子午线上时与赤道面的夹角，北纬为正，取值范围为 $-23.45°\leqslant\delta\leqslant 23.45°$；$\omega$ 为太阳时角。

δ 可按以下经验公式求解：

$$\delta=\alpha_{21}-\alpha_{22}\cos\theta_{\text{day}}+\alpha_{23}\sin\theta_{\text{day}}x-\alpha_{24}\cos 2\theta_{\text{day}}+\alpha_{25}\sin 2\theta_{\text{day}}-\alpha_{26}\cos 3\theta_{\text{day}}+\alpha_{27}\sin 3\theta_{\text{day}} \tag{6}$$

式中：α_{21}=0.006 918，α_{22}=0.399 912，α_{23}=0.070 257，α_{24}=0.006 758，α_{25}=0.000 907，α_{26}=0.002 697，α_{27}=0.001 480；θ_{day} 为日角：

$$\theta_{\text{day}}=2\pi\,(d_n-1)/d_y \tag{7}$$

式中：d_y 为 1 年的总天数；d_n 为年内的天数。在普通年份，d_y=365，d_n 的取值范围为 1～365。闰年，d_y=366，d_n 的取值范围为 1～366。

太阳时角 ω 为标定装置所在位置的子午线平面与太阳子午线平面之间的夹角，正午为 0，早晨为正。在计算 ω 时，需要将观测者使用的当地标准时间 h_{LST} 转换为当地视时间 h_{LAT}，因为与 h_{LAT} 直接相关的是太阳的位置或太阳辐射入射角，而不是 h_{LST}。

$$h_{\text{LAT}}=h_{\text{LST}}-(L_S-L_L)/15+E_t/60 \tag{8}$$

式中：L_S 为当地时区标准子午线的经度，(°)；L_L 为当地经度，(°)；E_t 为时间方程，表达式为

$$E_t=229.18(\alpha_{31}+\alpha_{32}\cos\theta_{\text{day}}-\alpha_{33}\sin\theta_{\text{day}}-\alpha_{34}\cos 2\theta_{\text{day}}-\alpha_{35}\sin 2\theta_{\text{day}}) \tag{9}$$

其中：α_{31}=0.000 075，α_{32}=0.001 868，α_{33}=0.032 077，α_{34}=0.014 615，α_{35}=0.040 890；E_t 可正可负。在此基础上，计算太阳时角 ω：

$$\omega=15(h_{\text{LAT}}-12) \tag{10}$$

2.1.3 球体反射对太阳电池短路电流的影响

2022 年 10 月 2 日 9:30—11:30，在经度 96°E、纬度 38°N，从 9:30 开始，每隔 6 min 计算一次太阳高度角（平飞段为 9:32—11:32）。得到反射光入射角 η 随时间变化曲线如图 5 所示。其中，η 最大值为 46.26°，最小值为 27.07°。球体材料对不同波段光具有不同的反射率，如表 1 所示，在此基础上，假定可见光段能量为 p_1，红外光段能量为 p_2，则可见光段反射光能量为 0.104 2$p_1\cos\eta$，红外光段反射光能量为 0.085$p_2\cos\eta$。可见光段及红外光段反射光能量与自身波段直射光能量之比分别如图 6 和图 7 所示。可以看出，不同波段的光反射均随时间的增加而增大。

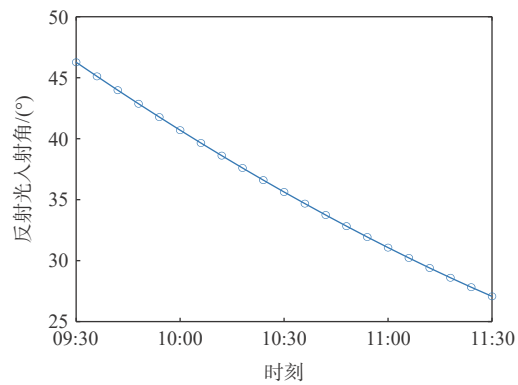


图 5 反射光入射角随时间变化曲线

Fig. 5 Curve of incidence angle changing over time

表 1 球体材料对不同波段光的反射率

Table 1 Reflectance of spherical materials for different wavelengths of light

波段	反射率
可见光390～780 nm波段	0.104 2
红外光780～1 200 nm波段（标准硅片上限波段）	0.085

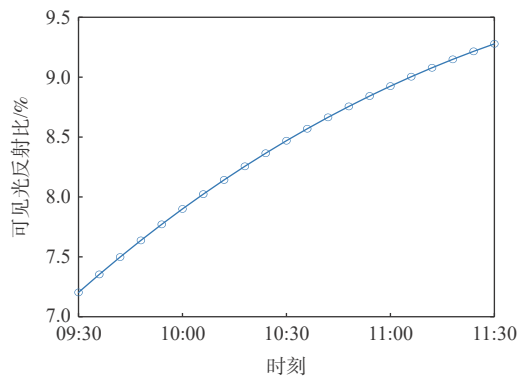


图 6 可见光反射比随时间变化曲线

Fig. 6 Curve of visible light reflectance% over time

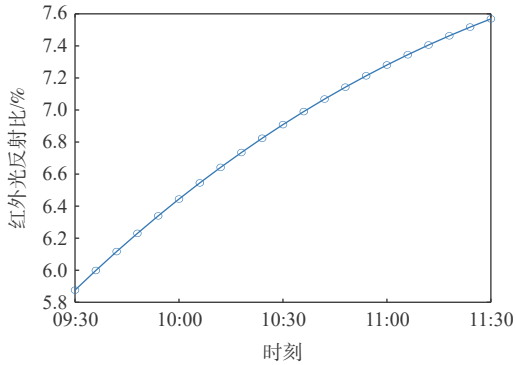


图 7　红外光反射比随时间变化曲线

Fig. 7　Curve of infrared light reflectance% over time

根据前文分析，可得球体反射产生的太阳电池短路电流计算公式：

$$I_{\mathrm{ref}}=\tau\mu\cos\Big(\arctan((3y_0((1-t_{\mathrm{opti}})^2-2t(1-t_{\mathrm{opti}})))/(3x_0((1-t_{\mathrm{opti}})^2-2t(1-t_{\mathrm{opti}}))))-\sin\varphi\sin\delta+\cos\varphi\cos\delta\cos\omega\Big) \tag{11}$$

式中：μ为反射率；τ为太阳电池效率。τ随温度变化关系为

$$\tau=\tau_{\mathrm{ref}}(1-\vartheta(T-T_{\mathrm{ref}})) \tag{12}$$

式中：τ_{ref}为参考温度下的效率；ϑ为温度系数；T为当前温度；T_{ref}为参考温度。使用 MATLAB 开发计算球体反射的软件，如图 8 所示。对标准电池光谱值进行累加积分后，得到 p_1: p_2≈83:91。数据经过中国计量科学研究院校准，校准证书编号为 GXgf2022-02682。由此得到高空气球反射光线百分比的变化曲线，如图 9 所示。如引言所述，35 km 高度处的太阳光谱为 AM0，且标定装置具有自动对准功能，因此，反射光将直接影响标定结果。高空球体反射对标准硅电池片太阳标定值的最大影响为 8.38%。其中，可见光波段（390～780 nm）叠加最大影响为 9.28%，红外光波段（780～1 200 nm）叠加最大影响为 7.57%。

2.2　基于实测数据的球体反光影响分析验证

对 18 片被测太阳电池在平飞段的标定数据进行深入分析，累计收集了 1 800 条被测太阳电池标定数据，如图 10 所示，采集时间为 9: 30—11: 30，每 4 s 采集一条标定数据。为保证标定试验的有效性，除待测太阳电池外，标定试验还会测量一片标准电池以确定筛选条件。在此基础上，本文筛选出 18 片被测太阳电池的有效数据。筛选条件为温度接近 25 ℃，且标准电池的短路电流不低于 161.3 mA（参考标准电池在地面使用 AM0 光谱测试结果），若符合筛选条件，则认为被测太阳电池已经对准太阳，且温度、光谱已符合测试规定。经过筛选，发现有效数据主要集中在 76～96 条之间（见图 10 中小图）。在此基础上，剔除短路电流低于 161.3 mA 的标准电池和对应的被测太阳电池数据，并选择每个电池片在 24～26 ℃ 温度范围内的数据。通过标定，总结了海拔 36 km 处 18 片被测太阳电池的数据，如表 2 所示。每个已校准太阳电池的平均电流I=169.8 mA，约比标准电池的 AM0 短路电流（161.3 mA）

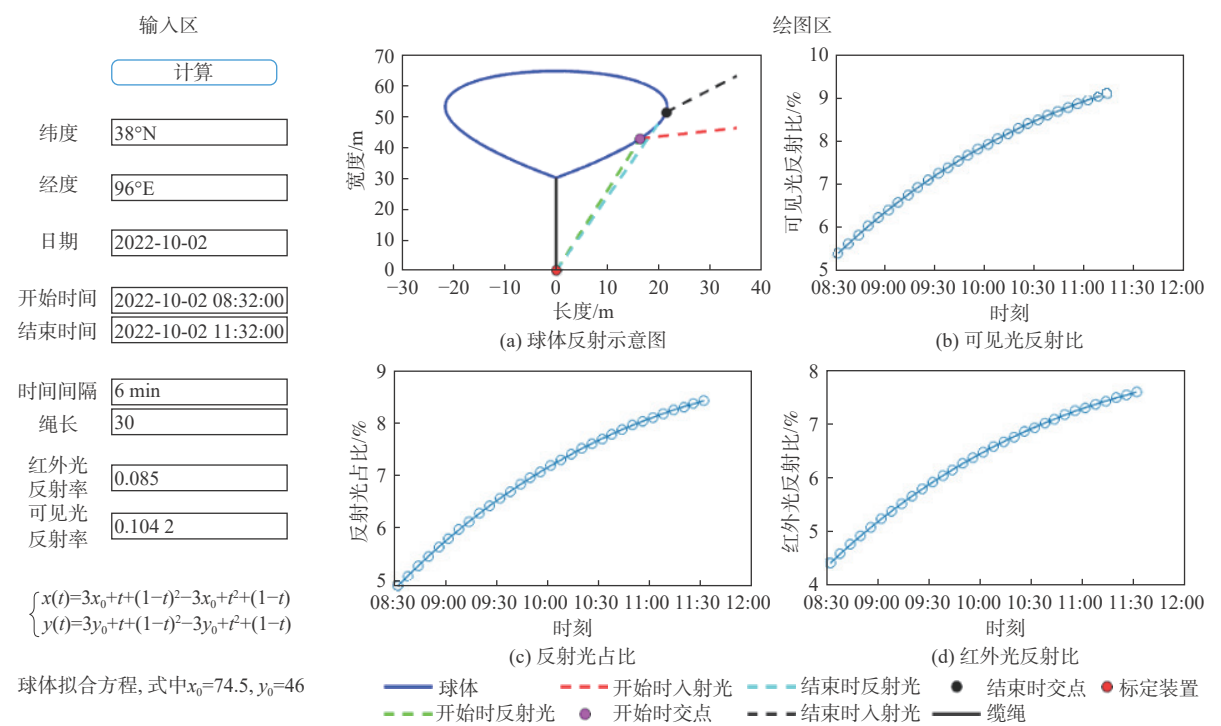


图 8　球体反射计算软件

Fig. 8　Spherical reflection calculation software

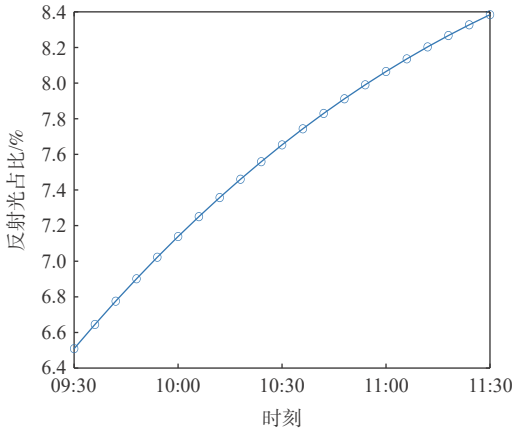


图 9 反射光占比随时间变化曲线

Fig. 9 Curve of percentage of light reflectance over time

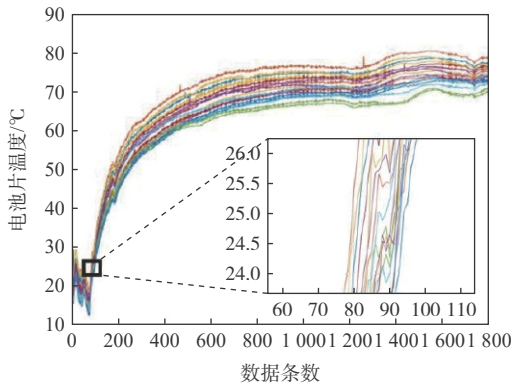


图 10 平飞段待标定太阳电池温度变化曲线(4 s/条)

Fig. 10 Curve of temperature variation for solar cells during the level flight segment to be calibrated (4 s/record)

高出 5%。

经过详细分析,认为有 2 个主要原因造成误差。首先,标定装置的自动对准太阳的功能可能存在误差,对日跟踪装置可能存在误差,太阳电池可能未与入射阳光对齐,导致直接和反射光的入射角度较大。当太阳电池与阳光的入射角不一致时,有效照射面积减小,从而导致光能捕获不足。这种错位不仅影响光的吸收效率,还可能降低电池的电流产生能力。此外,光的反射和散射会加剧这一问题,使太阳电池无法充分利用可用的太阳能。因此,确保太阳电池与阳光的最佳对齐对于提高其电流输出和整体性能至关重要。其次,当光线照射到球体表面时,反射并不是简单的反射规律,而是以随机方向散射。这种漫反射导致反射光的分布扩散到三维空间,而不是局限于单一平面。因此,反射光的方向受到球体表面微观结构的影响,使反射光向各个方向散射。由于光的入射角度较大,光线以更倾斜的角度照射球体表面。此种情况下,光与球体表面之间的交互导致更复杂的反射和散射行为,进一步增加了反射光的空间分布范围。考虑到

表 2 各类型太阳电池标定数据

Table 2 Calibration data for various solar cells

序号	短路电流/mA	开路电压/mV	被测电池温度/℃	类型	标准电池/mA
18-04-1	84.5	1 328.6	25.0	单晶硅	171.2
18-04-2	112.7	886.9	25.3	单晶硅	171.2
18-04-3	94.55	251.8	25.6	砷化镓	170.6
18-04-4	82.2	2 542.1	24.9	单晶硅	170.6
18-04-5	56.8	1 450.2	25.5	单晶硅	170.8
18-04-6	66.4	1 052.0	25.3	单晶硅	170.8
18-04-7	58.4	793.3	25.1	单晶硅	170.0
18-04-8	69.4	240.6	24.9	砷化镓	170.6
18-04-9	58.0	3 438.3	24.5	砷化镓	166.8
18-04-10	50.6	1 548.6	24.6	单晶硅	170.7
18-04-11	47.2	1 189.7	25.0	砷化镓	165.8
18-04-12	49.2	975.1	24.6	砷化镓	170.0
18-04-13	58.5	690.2	24.5	砷化镓	161.7
18-04-14	48.1	443.8	25.1	砷化镓	170.9
18-04-15	177.1	617.4	25.0	砷化镓	171.3
18-04-16	73.3	1 457.5	25.3	单晶硅	171.6
18-04-17	76.1	1 006.1	25.0	单晶硅	171.4
18-04-18	77.6	473.25	24.8	单晶硅	170.8

注:表格中数据为符合条件数据的平均值。

以上测得的数据是从大约 1 800 个数据点中提取的 100 个数据点,根据 2.2 节提到的筛选条件,选择采样时间段为 9:30—9:40,此时间段内温度不超过 25 ℃±1 ℃(见表 2)。在该时间段内,反射光的影响范围在 6.51%～6.78% 之间。

3 球体反光影响防护

3.1 更改飞行时间、地点或绳长

合理的飞行时间和飞行地点可以有效减小甚至避免球体反射对标定的影响。由式 (11) 可知,球体反射取决于经纬度、太阳时角、赤纬角。这些参数共同决定了太阳光线与球体表面之间的入射角,从而直接影响反射光线的强弱,选择合适的飞行时间能够提高标定数据的准确性。此外,经纬度的选择对太阳高度角和反射光强弱也有显著影响。

不同地理位置下,太阳的运动轨迹存在差异,这意味着在某一特定时间内,不同地点的太阳高度角和赤纬角会有所不同。因此,在高空气球飞行过程中,选择低纬度地区或特定季节进行试验,可以确保反射光线的强度相对较低,进而降低对标定装置的干扰。此外,由式 (4) 可知,改变缆绳长度同样会影响球体对光的反射。基于 2.1 节分析,使用 MATLAB 开发分析避免球体反射的软件,如图 11 所示。

3.2 标定装置遮光防护

根据仿真结果,当球体表面为光滑连续时,反

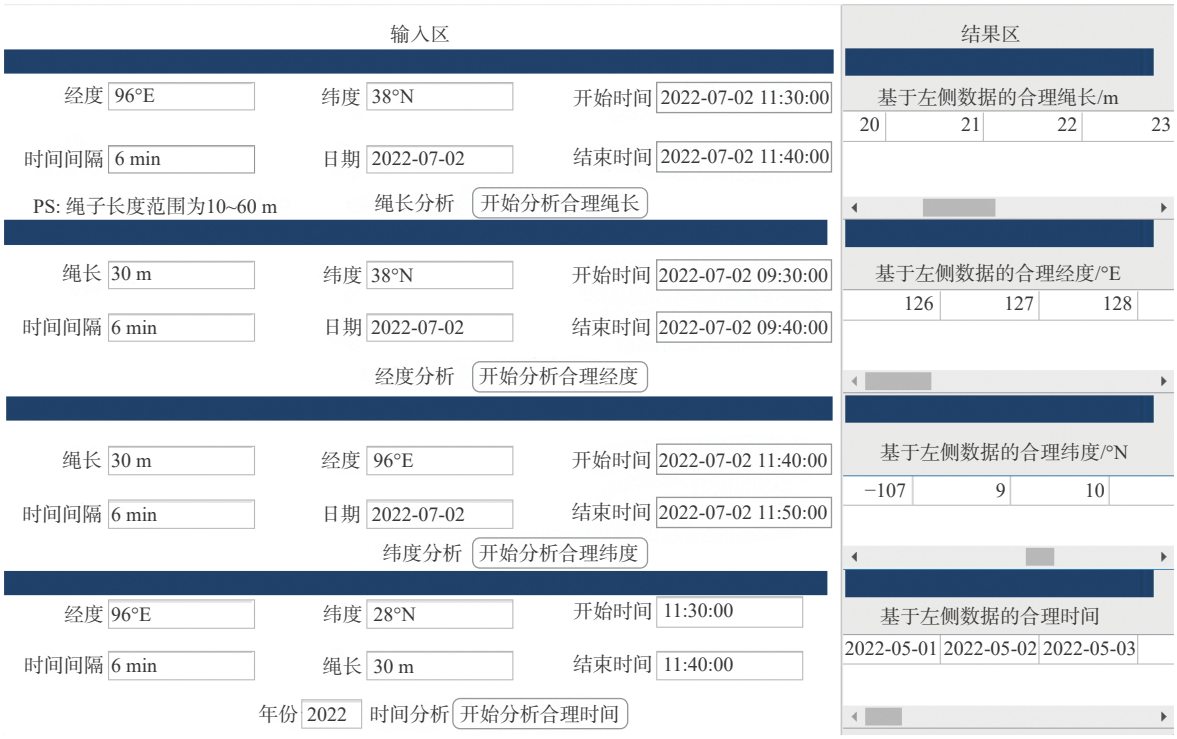


图 11　球体反射分析软件

Fig. 11　Spherical reflection analysis software

射光也连续，反射光的影响难以避免。此外，建模使用的 3 阶贝塞尔曲线与实际球体存在一定差别，特别是下半段球体，对计算无反射光出现的条件影响较大。建议对标定平台进行遮光防护。

据前文对太阳高度角及反射光入射角的计算，得到反射光与水平面夹角 Ω 为 67.1°～67.5°，如图 12 所示。而太阳高度角最大值为 40.3°，因此，从标定装置的太阳电池位置出发，遮挡与水平面夹角在 60°以上的光线，即可实现遮挡反射光，而不会遮挡直射的太阳光，这是因为太阳高度角最大值为 40.3°。遮光板、标定装置和球体的几何位置关系如图 13 所示。

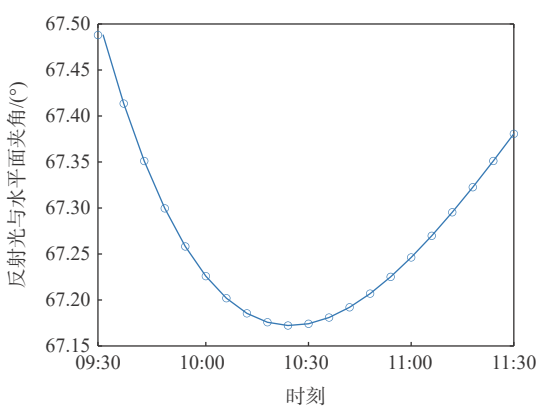


图 12　反射光与水平面夹角随时间变化曲线

Fig. 12　Curve of angle between the reflected light and the horizontal plane over time

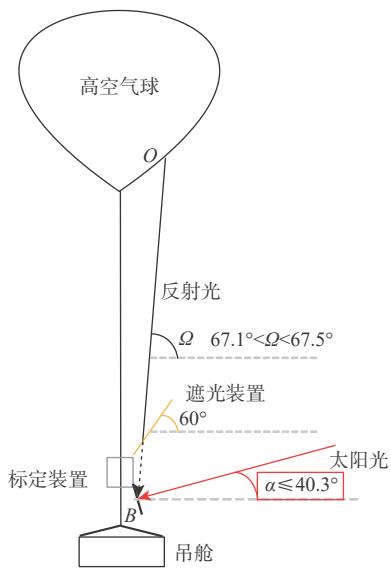


图 13　遮光板、标定装置和球体的几何位置示意图

Fig. 13　Schematic diagram of the positions of the sunshield, calibration device, and spherical object

4　结　论

1）通过仿真和试验证实了球体反射对标定结果存在显著影响。基于本文开发的球体反射计算软件显示，球体反射导致短路电流最大增加了 8.38%；而试验数据则显示，相较于标准电池的 AM0 值，实际短路电流高出约 5.28%。因此，在使用高空气球标定时必须考虑球体反射影响。

2）光滑球体表面导致反射光持续存在，但可以

通过改变飞行时间、飞行地点和缆绳长度等实现某一时间段内标定装置不受球体反射影响，可根据本文开发的球体反射分析软件确定具体的飞行时间、地点和缆绳长度。

3）如果飞行过程中太阳高度角小于反射光高度角，还可以通过遮光防护来消除球体反射对标定装置的影响。本文方法适用于各种类型的高空气球和各时间段，但仍需要对球体建模进行优化。

参考文献（References）

[1] BRANDHORST H W, RODIEK J A. Space solar array reliability: a study and recommendations[J]. Acta Astronautica, 2008, 63(11): 1233-1238.

[2] HOU Y, DU X, SCHEINER S, et al. A generic interface to reduce the efficiency-stability-cost gap of perovskite solar cells[J]. Science, 2017, 358(6367): 1192-1197.

[3] SCHEIMAN D, BRINKER D, SNYDER D, et al. Summary of the 2000-2001 NASA Glenn Lear Jet AM0 solar cell calibration program[C]//Proceedings of the 17th Space Photovoltaic Research and Technology Conference. Cleveland: NASA Glenn Research Center, 2002: 195-201.

[4] JIANG Q, ZHANG L Q, WANG H L, et al. Enhanced electron extraction using SnO_2 for high-efficiency planar-structure $HC(NH_2)_2PbI_3$-based perovskite solar cells[J]. Nature Energy, 2017, 2: 16177.

[5] YANG W S, NOH J H, JEON N J, et al. High-performance photovoltaic perovskite layers fabricated through intramolecular exchange[J]. Science, 2015, 348(6240): 1234-1237.

[6] DENG Y H, PENG E, SHAO Y C, et al. Scalable fabrication of efficient organolead trihalide perovskite solar cells with doctor-bladed active layers[J]. Energy & Environmental Science, 2015, 8(5): 1544-1550.

[7] XU G N, CAI P Y, TU Y G, et al. Calibration for space solar cells: progress, prospects, and challenges[J]. Solar RRL, 2024, 8(6): 2300822.

[8] MÜHLEIS M, KRÖGER I, HOHL-EBINGER J. Fast and accurate short-circuit current versus irradiance determination of a spectrally nonlinear solar cell using a spectral shaping setup[J]. Solar Energy Materials and Solar Cells, 2021, 230: 111208.

[9] THOMAS N L, CHISEL D M. High altitude calibration of solar cells using rockets[C]//Proceedings of the NASA Sounding Rocket Technology Conference. Washington, D. C. : NASA, 1975, 0085: 3-8.

[10] ZOUTENDYK J A. Space calibration of standard solar cells using high-altitude balloon flights[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1965, 2: 399-404.

[11] HOHEISEL R, WILT D, SCHEIMAN D, et al. AM0 solar cell calibration under near space conditions[C]//Proceedings of the IEEE 40th Photovoltaic Specialist Conference. Piscataway: IEEE Press, 2014: 1811-1814.

[12] ZHAO C X, LIU J N, LI B Q, et al. Multiscale construction of bifunctional electrocatalysts for long-lifespan rechargeable zinc-air batteries[J]. Advanced Functional Materials, 2020, 30(36): 2003619.

[13] ANSPAUGH B E, WEISS R S. Results of the 1987 NASA/JPL balloon flight solar cell calibration program[C]//Proceedings of the 14th Space Photovoltaic Research and Technology Conference. Cleveland: NASA Glenn Research Center, 1987: 182617.

[14] CARDINALETTI I, VANGERVEN T, NAGELS S, et al. Organic and perovskite solar cells for space applications[J]. Solar Energy Materials and Solar Cells, 2018, 182: 121-127.

[15] TU Y G, XU G N, YANG X Y, et al. Mixed-cation perovskite solar cells in space[J]. Science China Physics, Mechanics & Astronomy, 2019, 62(7): 974221.

[16] REB L K, BÖHMER M, PREDESCHLY B, et al. Perovskite and organic solar cells on a rocket flight[J]. Joule, 2020, 4(9): 1880-1892.

[17] BAILEY S, SNYDER D, JENKINS P, et al. Standards for space solar cells and arrays[C]//Proceedings of the Seventh European Space Power Conference. Stresa: European Space Agency, 2005: 575-580.

[18] 今泉充, 梯友哉, 久木田明夫, 等. JAXA 大気球による標準太陽電池の較正実験計画[C]//大気球シンポジウム: 平成 28 年度. 相模原: 宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究所, 2016.
IMAIZUMI M, HASHIGO Y, KUKITA A, et al. Calibration experiment plan for standard solar cells using JAXA balloon-borne platforms[C]//Balloon Symposium: FY2016. Sagamihara: Institute of Space and Astronautical Science, Japan Aerospace Exploration Agency, 2016(in Japanese).

[19] 杨亦强. 高空气球搭载 AM0 太阳电池标定试验初步结果[C]//中国太阳能光伏会议. 成都: 中国可再生能源学会, 2006.
YANG Y Q. Preliminary results of AM0 solar cell calibration experiment using high-altitude balloon[C]//China Conference on Solar Photovoltaics. Chengdu: Chinese Renewable Energy Society, 2006(in Chinese).

[20] 刘福才, 赵阳, 杨亦强, 等. 高空气球太阳能电池标定用太阳跟踪控制技术[J]. 航空学报, 2014, 35(11): 3137-3144.
LIU F C, ZHAO Y, YANG Y Q, et al. Sun tracking technology for balloon flight solar cell calibration[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(11): 3137-3144(in Chinese).

[21] TU Y G, XU G N, YANG X Y, et al. Mixed-cation perovskite solar cells in space[J]. Science China-Physics, Mechanics & Astronomy, 2019, 62(7): 974221.

Analysis and mitigation of spherical reflection effects on solar cell calibration using high-altitude balloons

ZHANG Yiqing[1, 2]，HUANG Tingshuang[1]，LI Yongxiang[1]，YANG Yanchu[1, 2]，XU Guoning[1, 2, *]

(1. Aerospace Information Research Institute，Chinese Academy of Sciences，Beijing 100094，China；
2. School of Aeronautics and Astronautics，University of Chinese Academy of Sciences，Beijing 101408，China)

Abstract：Accurate calibration is becoming more and more necessary as high-altitude balloons are utilized more frequently for solar cell calibration. Conventional approaches produce calibration values that are roughly 5% higher than theoretical values because they only take into account direct sunlight precision and disregard the effect of spherical reflection. This paper proposes an analysis method for spherical reflection effects, which involves fitting the sphere's shape using a third-order Bessel curve and modeling it. The method calculates how the sphere's reflection affects the calibration device's reception of different light wavelengths. 18 solar cells were calibrated at a height of 35 000 m using the high-altitude balloon and calibration apparatus that are part of the experimental setup. Both experimental and simulation results confirm the impact of spherical reflection. Simulation results show that reflection can increase short-circuit current by up to 9.28%, while experimental data indicate that the actual short-circuit current is about 5.28% higher than the air mass 0 (AM0) value of standard cells.

Keywords：solar cell; high-altitude balloon; calibration; solar cell efficiency; AM0

Received：2024-10-29；**Accepted**：2024-12-20；**Published Online**：2024-12-24 15：10

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20241224.1409.002

Foundation items：CAS Project for Young Scientists in Basic Research (YSBR-102); National Key Research and Development Program of China (2022YFB3903000,2022YFB3903005)

* **Corresponding author**. E-mail：xugn@aircas.ac.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2024.0801

柔性太阳电池极限弯曲半径测量方法

高红鑫[1]，赵寿根[1,*]，朱佳林[2]，余亦豪[1]，张振[1]

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院 强度与结构完整性全国重点实验室，北京 100191；
2. 中电科蓝天科技股份有限公司，天津 300392)

摘　　要：随着空间太阳电池阵从刚性半刚性电池阵向高收纳比、轻量化和低成本的柔性电池阵发展，柔性太阳电池逐渐成为未来空间能源系统的关键元件。然而，柔性太阳电池在弯曲状态下需保持光电转换效率和结构完整性，因此，对其极限弯曲半径的精确测量尤为重要。提出一种基于大挠度屈曲理论的柔性太阳电池弯曲半径测试方法，并搭建自动化测试平台。为验证该方法的准确性，将其结果与传统芯轴法进行对比。实验表明，利用大挠度屈曲法测得的极限弯曲半径与芯轴法的结果一致，证明了所提方法的准确性和可靠性，同时，该方法能够实现弯曲半径的连续可调测量，且自动化程度高。研究结果不仅为柔性太阳电池的结构设计提供了精确的力学参数，也为未来柔性电子器件的性能优化提供了参考依据。

关　键　词：柔性太阳电池；极限弯曲半径；大挠度屈曲理论；芯轴法；弯曲半径测量平台
中图分类号：V414; TB121; O353.5
文献标志码：A　　**文章编号：**1001-5965(2025)08-2776-06

随着卫星载荷的不断增加，太阳电池阵需要具备高质量比功率和小收纳体积的特点，才能满足低轨卫星密集发射与部署的需求。传统刚性\半刚性太阳阵的体积和重量会随着功率需求的提升而迅速增加，难以满足未来“一箭多星”任务对太阳电池阵轻量化和紧凑化的要求。全柔性太阳电池阵由于其轻质和高展收比的优势，逐渐成为大功率航天器的首选技术之一[1-3]。柔性薄膜砷化镓太阳电池[4]作为电池阵的核心元件，通过衬底减薄或外延层剥离技术实现柔性化，其具有良好的弯曲和卷绕能力，使柔性太阳翼的展开可采用类似于中国的卷轴画方式，借助薄壁伸展杆的应变能实现展开，省去了铰链和展开机构，收拢后体积较小，具有非常高的收纳比。

在全柔性太阳电池阵高收纳比的卷绕状态下，柔性太阳电池的受力状态主要为弯曲受力[5-6]，其关键力学性能参数为极限弯曲半径。合格的柔性太阳电池应能在承受弯曲引起的大变形和高应变的同时保持其光电转换性和结构完整性。因此，如何准确而便捷地测量得到柔性太阳电池极限弯曲半径成为全柔性太阳电池阵结构设计需要解决的首要难题。

1　柔性太阳电池弯曲半径测量方法

为了定量描述柔性太阳电池的弯曲状态，一般采用3个参数表述[7]：沿弯曲方向的端到端距离 L、弯曲角度 θ、弯曲半径 R，如图1所示。虽然 L 和 θ 的测量可以为柔性太阳电池的弯曲状态提供简单而直观的表征，但为了深入了解器件结构变形与机械强度、承载力等性能之间的关系，并为柔性太阳电池的后续设计提供有效的指导，R[7-9] 被认为是描述弯曲状态最合适的参数，因为该参数与器件的弯曲应变能密切相关。

当前已有多种计算和测量方法用于确定柔性器件的弯曲半径，主要包括芯轴法、$xy\theta$ 法、移动屈曲法及斯托尼公式法。这些方法各具特点，但在测

收稿日期：2024-11-11；录用日期：2025-01-10；网络出版时间：2025-01-13 17:36
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20250113.1609.001
*通信作者. E-mail：zshougen@buaa.edu.cn

引用格式：高红鑫，赵寿根，朱佳林，等. 柔性太阳电池极限弯曲半径测量方法[J]. 北京航空航天大学学报，2025，51（8）：2776-2781.
GAO H X，ZHAO S G，ZHU J L，et al. Measurement methods for the critical bending radius of flexible solar cells[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51（8）：2776-2781（in Chinese）.

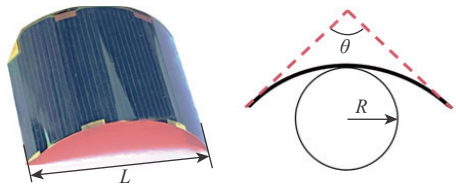


图 1　描述柔性太阳电池弯曲状态的 3 个参数示意图

Fig. 1　Three parameters of the bending state of flexible solar cells

量柔性太阳电池极限弯曲半径时存在不同的优势与局限。

芯轴法[10-11]是目前最常用的方法，通过使用一组固定半径的芯轴进行测试，可以估计柔性太阳电池的极限弯曲半径。然而，该方法只能获得离散的曲率半径数据，不能提供连续变化的弯曲半径信息，因此，该方法在辅助柔性太阳电池开发方面的应用受到限制。

$xy\theta$ 法[12]能够实现样品的均匀弯曲变形，是一种高精度弯曲半径测量方法。在该方法的测试装置中，样品固定在装置的固定端和旋转端之间，通过 2 个线性驱动器和 1 个旋转驱动器保持旋转端始终处于圆周坐标上，如图 2 所示。尽管 $xy\theta$ 法具有较大的测试半径范围和较高的精度，但由于需要高精度的运动控制电机，导致装置成本较高，且由于固定端的存在，试验件很容易在根部由于应力集中而产生破坏，从而导致测量失败率较高。

移动屈曲法[13-15]通过控制位移使弯曲试件屈曲，然后，通过理论得到弯曲试件的弯曲形状，如图 3 所示。目前研究大多将弯曲形状视为正弦曲线：

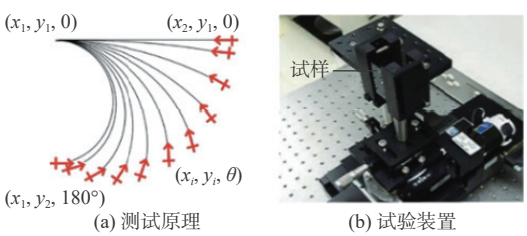


图 2　$xy\theta$法测试原理及试验装置

Fig. 2　Testing principle and experimental setup of the $xy\theta$ method

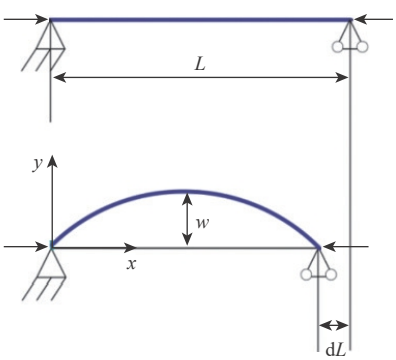


图 3　移动屈曲法示意图

Fig. 3　Schematic diagram of moving buckling method

$$\omega = \omega_0 \sin(\pi x/L) \tag{1}$$

其中：

$$\omega_0 = \frac{2}{\pi} L \sqrt{\frac{\Delta L}{L} - \frac{\pi^2 h^2}{12L^2}} \tag{2}$$

式中：x为试验件上某点的 x 轴坐标；ΔL、L、h、ω、ω_0分别为移动距离、弯曲试件原始长度、弯曲试件厚度、弯曲试件挠度、弯曲试件中点挠度，由挠曲线可得中点的弯曲半径：

$$R = L \Big/ \left(2\pi \sqrt{\frac{\Delta L}{L} - \frac{\pi^2 h^2}{12L^2}}\right) \tag{3}$$

虽然该方法能够预测弯曲半径，但由于柔性太阳电池柔性较好，在失效状态下的挠度较大，基于该方法的精度较差，有待进一步完善。

目前，芯轴法测试自动化程度不足，$XY\theta$ 法试验装置成本较高且失败率高，移动屈曲法缺少大挠度理论解，精度有待提高。亟需开发基于大挠度理论的弯曲半径测量方法，并建立相应的实验测试平台，以更准确、便捷、连续可调地测量柔性太阳电池的极限弯曲半径，满足柔性太阳电池日益广泛的应用需求。本文提出基于大挠度屈曲理论的新型弯曲半径测量方法，以弥补现有方法的不足，为柔性太阳电池的研发、评定和应用提供更精准的测量手段。

2　基于大挠度位移屈曲理论的弯曲半径测量方法

2.1　大挠度位移屈曲理论解

由于柔性太阳电池的截面处处相同，截面的惯性主轴方向相同，同时考虑其弯曲时的受力状态，可将其视为长度 L、宽度 w 和厚度 h 的梁，其弯曲半径测试受力状态如图 4 所示。当柔性太阳电池受到一定轴向压缩载荷 P 时，柔性太阳电池的两端距离可以记为$L-\Delta L$。在任意一点，沿电池的弧度用 s 表示，与弯曲电池相切的直线与 X 轴的夹角用 $\theta(s)$表示，如图 4 所示。

由压杆平衡方程可得

$$EJ\frac{\mathrm{d}^2\theta}{\mathrm{d}s^2} + P\sin\theta = 0 \tag{4}$$

式中：E和J分别为弹性模量和电池截面的转动惯量。式(4)可改写为

$$\frac{1}{2}\cdot\frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}s}\left(\frac{\mathrm{d}\theta}{\mathrm{d}s}\right)^2 = -k^2\sin\theta\frac{\mathrm{d}\theta}{\mathrm{d}s} \tag{5}$$

式中：$k^2 = P/EJ$。

当$s=0$时，$\dfrac{\mathrm{d}\theta}{\mathrm{d}s}=0$，$\theta=\theta_0$，则式(5)积分可得

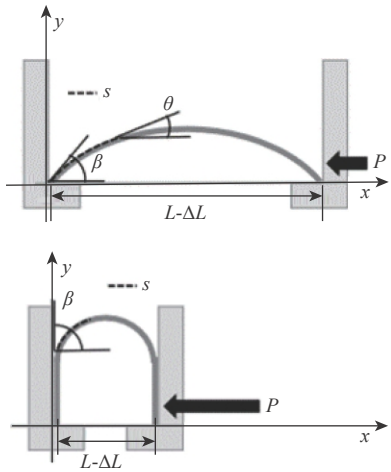


图 4 柔性三结 GaAs 弯曲示意图

Fig. 4 Schematic of bending of flexible triple-junction GaAs

$$\left(\frac{\mathrm{d}\theta}{\mathrm{d}s}\right)^2 = 2k^2(\cos\theta - \cos\theta_0) = 4k^2\left(\sin^2\frac{\theta_0}{2} - \sin^2\frac{\theta}{2}\right) \tag{6}$$

由于$\theta \leqslant \theta_0$，引进坐标变换$\sin\frac{\theta}{2} = \sin\frac{\theta_0}{2}\sin\varphi = m\sin\varphi$，有$\mathrm{d}s = \frac{\mathrm{d}\varphi}{\pm k\sqrt{1-m^2\sin^2\varphi}}$。且$s=0$时，$\theta=\theta_0$，则$\varphi=\pi/2$。可导出弹性线方程：

$$s = -\frac{1}{k}\int_{\frac{\pi}{2}}^{\varphi}\frac{\mathrm{d}\varphi}{\sqrt{1-m^2\sin^2\varphi}} \tag{7}$$

式中：k为曲率因子，由$s=L/2$时，$\theta=0$，$\varphi=0$确定：

$$k = \frac{2}{L}\int_0^{\frac{\pi}{2}}\frac{\mathrm{d}\varphi}{\sqrt{1-m^2\sin^2\varphi}} = \frac{2}{L}K(m) \tag{8}$$

当弯曲薄膜太阳电池未接触到两侧竖壁时，即$0 \leqslant \theta_0 < \pi/2$时，可得

$$\rho = \frac{1}{R} = \frac{\mathrm{d}\theta}{\mathrm{d}s} = \frac{4mK(m)}{L} \tag{9}$$

$$\frac{\Delta L}{L} = 2\left(1 - \frac{E(m)}{K(m)}\right) \tag{10}$$

式中：ρ为弯曲曲率；$K(m)$为第 1 类完全椭圆积分；$E(m)$为第 2 类完全椭圆积分。

$$\begin{cases} K(m) = \int_0^{\frac{\pi}{2}}\frac{\mathrm{d}\varphi}{\sqrt{1-m^2\sin^2\varphi}} \\ E(m) = \int_0^{\frac{\pi}{2}}\sqrt{1-m^2\sin^2\varphi} \end{cases} \tag{11}$$

当弯曲薄膜太阳电池接触到两侧壁，即$\theta_0=\pi/2$时，可得

$$\rho = \frac{1}{R} = \frac{2\sqrt{2}(2E(m)-K(m))}{L-\Delta L} \tag{12}$$

综合式(9)和式(12)给出了在大挠度理论下柔性太阳电池弯曲半径与移动位移之间的关系，据此，可以通过设计实验装置测量柔性太阳电池在屈曲过程中两端位移，进而确定柔性太阳电池的弯曲半径。

2.2 柔性太阳电池弯曲半径测量平台设计

在大挠度位移屈曲弯曲半径测量理论的基础上，设计并搭建了柔性太阳电池弯曲半径测试平台，如图 5 所示。整个测试装置包含多个关键部件：电源模块、步进电机控制器、步进电机驱动器、步进电机、联轴器、滚珠丝杆、固定端台和活动端台。

弯曲半径测量中，通过步进电机控制器控制步进电机旋转进而带动活动端台移动。通过步进电机的精准控制，实现对活动端台的精确移动，进而调整柔性太阳电池试样的两端距离，使弯曲半径可以实现连续可调。弯曲半径测试步骤为：

1）试样准备：将待测柔性太阳电池试样放置于弯曲测试装置的固定端与活动端台之间，确保试样处于松弛状态。

2）启动装置：开启电源模块，为整个装置提供电源，并启动步进电机控制器及驱动器，准备进行控制操作。

3）步进电机操作：通过控制器调节步进电机的旋转，驱动滚珠丝杆带动滑块沿直线方向移动，使活动端 L 形台逐渐移动至指定位置。

4）调整水平距离：通过控制活动端台的移动，精确调整柔性太阳电池两端的水平距离，从而在弯曲测试过程中实现不同的弯曲半径。该装置可实现弯曲半径的连续调整，相较于传统固定芯轴法提高了自动化程度和测量的精确性。

5）监测与记录：在弯曲过程中，实时监测柔性太阳电池的点亮状态和结构完整性。如出现熄灭或肉眼观测到裂纹，记录此时活动端台的位置。

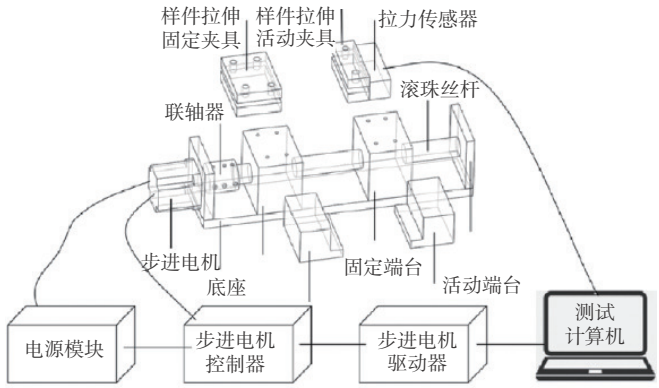
6）计算弯曲半径：根据记录的位移数据，使用大挠度位移屈曲理论的解析解，计算出柔性太阳电池的实际弯曲半径，进一步分析其极限弯曲性能。

2.3 柔性太阳电池弯曲半径测量试验结果

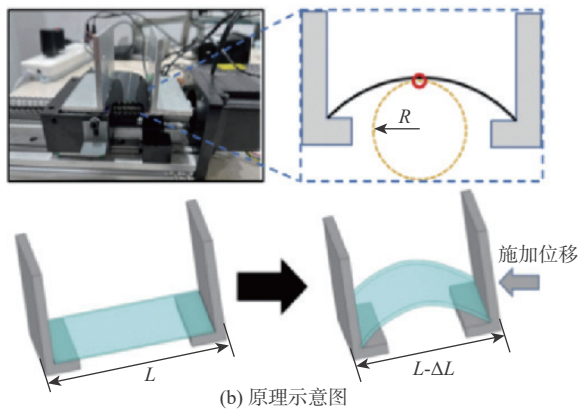
采用上述理论和测量平台对中电科蓝天科技股份有限公司生产的某款柔性太阳电池的极限弯曲半径进行测试。该柔性太阳电池采用有机化学气相沉积方法制备而成，其结构示意图和实物图如图 6 所示。

图 7 给出了根据式(7)推导得到的不同θ_0值下柔性太阳电池弯曲形状。图 8 给出了根据式(10)和式(12)得到的弯曲曲率ρ随$\Delta L/L$的变化关系，并在图中标记了 3 次实验测得的极限弯曲曲率 0.088 mm^{-1}、0.093 mm^{-1}、0.097 mm^{-1}，平均极限弯曲曲率为 0.092 7 mm^{-1}。

为验证大挠度位移屈曲法在柔性太阳电池弯曲曲率测试中的有效性，将其与传统的固定芯轴法



(a) 试验装置



(b) 原理示意图

图 5　柔性太阳电池弯曲半径测量试验装置及原理示意图

Fig. 5　Experimental setup and principle for measuring the bending radius of flexible solar cells

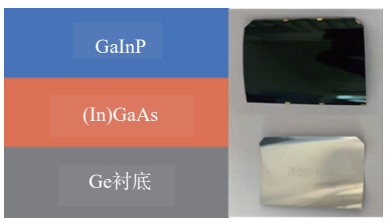


图 6　柔性太阳电池结构示意图和实物图

Fig. 6　Structure and picture of flexible solar cells

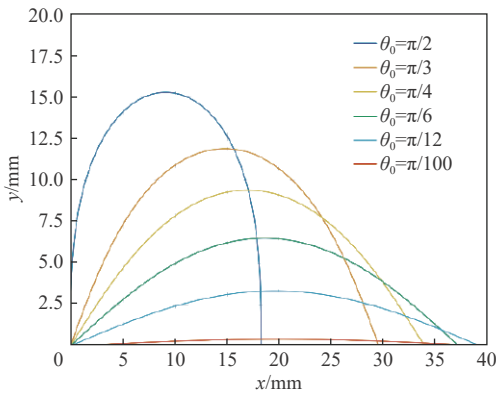


图 7　不同θ_0值下柔性太阳电池弯曲形状

Fig. 7　Bending shapes of flexible solar cells for different θ_0 values

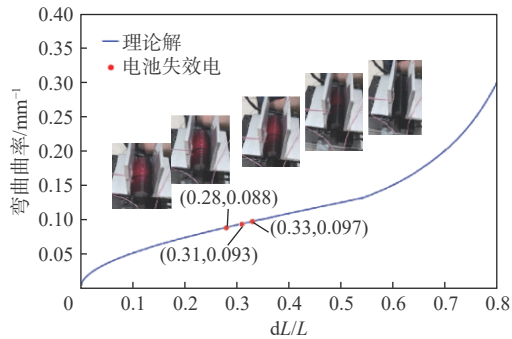


图 8　大挠度位移屈曲法测得的极限弯曲曲率

Fig. 8　Ultimate bending curvature measured by the large deflection displacement buckling method

测试结果进行对比。芯轴法采用不同直径(50 mm、45 mm、40 mm、35 mm、25 mm、20 mm、18 mm 和 16 mm)的亚克力管,柔性太阳电池紧贴在亚克力管表面,以实现不同弯曲程度的力学性能测试,如图 9 所示。同时在每次弯曲测试后利用 3 V 直流电源连接电池正负极,观察电池是否可以被点亮 (砷化镓电池在通电情况下会发出红色亮光),如果电池不能被点亮或点亮后有裂痕,即表明在此弯曲半径下电池发生了结构破坏,如图 10 所示。

通过逐步减小芯轴的直径,逐渐增加柔性太阳电池的弯曲程度,并记录各个直径下的测试结果。实验结果表明,柔性太阳电池的极限弯曲直径在 25～20 mm 之间,即极限弯曲曲率为 0.1 mm^{-1}。与

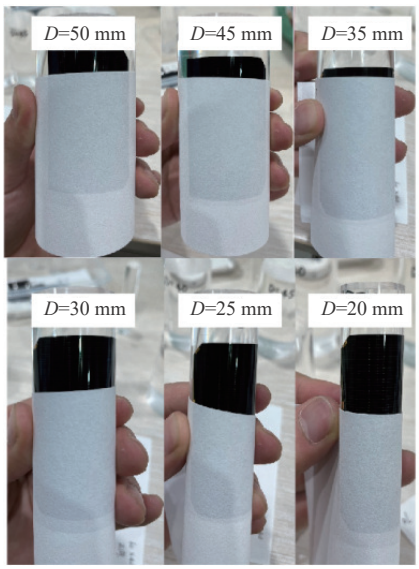


图 9 芯轴法测试过程图

Fig. 9 Pictures of mandrel method test

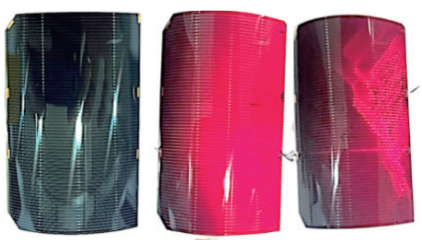


图 10 芯轴法测试前后电池亮度变化

Fig. 10 Changes in brightness of the battery before and after mandrel method test

基于大挠度位移屈曲法测得的平均极限弯曲曲率（0.092 7 mm^{-1}）的相对误差为 7.3%。表明，基于大挠度位移屈曲法的柔性太阳电池弯曲半径测量方法准确、可靠，且自动化程度高，测试误差主要来自于通电导线对电池和 L 形台接触导致的误差、步进电机的移动误差及电池放置不平顺导致的人为误差。

3 结 论

1）基于大挠度位移屈曲理论的弯曲半径测量方法不仅能够实现弯曲半径的连续可调和实时测量，且具有成功率和自动化程度高等优点。

2）大挠度位移屈曲法在精准性和可靠性方面具有明显优势，可适应于所有具有薄板、薄梁特征的柔性器件弯曲特性的测量。

3）为柔性太阳电池及其他柔性电子器件的力学性能测试提供了一种高效的新方法、新途径。

参考文献（References）

[1] 于辉, 张伟, 崔新宇, 等. 空间太阳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. Current status and development trends of space solar arrays[J]. Power Supply Technology, 2020, 44(10): 1552-1557(in Chinese).

[2] 杨淑利, 梁潇, 邵立民, 等. 空间柔性太阳电池阵发展现状及趋势[J]. 宇航学报, 2023, 44(12): 1810-1819.
YANG S L, LIANG X, SHAO L M, et al. Development and trend of spacial flexible solar array[J]. Journal of Astronautics, 2023, 44(12): 1810-1819(in Chinese).

[3] 王凯, 王训春, 钱斌, 等. 高效太阳电池及其阵列技术的空间应用研究进展[J]. 硅酸盐学报, 2022, 50(5): 1436-1446.
WANG K, WANG X C, QIAN B, et al. Research progress on the space application of high-efficiency solar cells and arrays[J]. Journal of the Chinese Ceramic Society, 2022, 50(5): 1436-1446(in Chinese).

[4] LI J, AIERKEN A, LIU Y, et al. A brief review of high efficiency III-V solar cells for space application[J]. Frontiers in Physics, 2021, 8: 631925.

[5] 张伟, 兰志成, 吴致丞. 卫星卷绕式柔性太阳电池阵关键技术研究[J]. 电子技术应用, 2022, 48(6): 10-13.
ZHANG W, LAN Z C, WU Z C. The key technical analysis of the roll-out solar array[J]. Application of Electronic Technique, 2022, 48(6): 10-13(in Chinese).

[6] 金海雯, 于辉, 赵颖, 等. 半刚性太阳电池阵抗力学环境设计与分析[J]. 电源技术, 2012, 36(6): 813-815.
JIN H W, YU H, ZHAO Y, et al. Against mechanical environmental design and analysis of semi-rigid solar array[J]. Chinese Journal of Power Sources, 2012, 36(6): 813-815(in Chinese).

[7] MAO L J, MENG Q H, AHMAD A, et al. Mechanical analyses and structural design requirements for flexible energy storage devices[J]. Advanced Energy Materials, 2017, 7(23): 1700535.

[8] YUAN Z S, YAO M J, ZHANG N N, et al. Mechanical analysis of flexible integrated energy storage devices under bending by the finite element method[J]. Science China Materials, 2021, 64(9): 2182-2192.

[9] LAW D C, EDMONDSON K M, SIDDIQI N, et al. Lightweight, flexible, high-efficiency III-V multijunction cells[C]//Proceedings of the 4th World Conference on Photovoltaic Energy Conference. Piscataway: IEEE Press, 2006: 1879-1882.

[10] FUKUDA K, SUN L L, DU B C, et al. A bending test protocol for characterizing the mechanical performance of flexible photovoltaics[J]. Nature Energy, 2024, 9: 1335-1343.

[11] 李征泰. 柔性锂离子电池的失效分析及新型结构研究[D]. 成都: 电子科技大学, 2023, 10-20.
LI Z T. Research on failure analysis and new structures of flexible lithium-ion batteries [D]. Chengdu: Electronic Science and Technology University of China, 2023: 10-20(in Chinese).

[12] GREGO S, LEWIS J, VICK E, et al. Development and evaluation of bend-testing techniques for flexible-display applications[J]. Journal of the Society for Information Display, 2005, 13(7): 575.

[13] PARK S I, AHN J H, FENG X, et al. Theoretical and experimental studies of bending of inorganic electronic materials on plastic substrates[J]. Advanced Functional Materials, 2008, 18(18): 2673-2684.

[14] CHEN Z, COTTERELL B, WANG W, et al. A mechanical assessment of flexible optoelectronic devices[J]. Thin Solid Films, 2001, 394(1-2): 201-205.

[15] TAGUCHI R, AKAMATSU N, KUWAHARA K, et al. Nanoscale analysis of surface bending strain in film substrates for preventing fracture in flexible electronic devices[J]. Advanced Materials Interfaces, 2021, 8(5): 2001662.

Measurement methods for the critical bending radius of flexible solar cells

GAO Hongxin[1]，ZHAO Shougen[1, *]，ZHU Jialin[2]，YU Yihao[1]，ZHANG Zhen[1]

(1. National Key Laboratory of Strength and Structural Integrity，School of Aeronautic Science and Engineering，Beihang University，Beijing 100191，China；

2. China Electronics Technology Blue Sky Technology Co.，Ltd.，Tianjin 300392，China)

Abstract：Flexible solar cells are becoming more widely acknowledged as essential elements for upcoming applications as space solar cell arrays move from rigid and semi-rigid structures to flexible designs with high packing ratios, less weight, and lower costs. The exact measurement of these cells' essential bending radius is necessary because they must preserve both their structural integrity and photoelectric conversion efficiency under bending conditions. In response to this need, a new method based on large deflection buckling theory is proposed for testing the bending radius of flexible solar cells. Accurate and repeatable measurements are made possible by an automated testing instrument designed to support this method. To validate the accuracy of this method, its results were compared with those obtained using the traditional mandrel method. The accuracy and dependability of this method were confirmed by the trials, which revealed that the critical bending radius determined by the big deflection buckling method was quite compatible with that of the mandrel method. The findings of the study serve as a guide for maximizing the performance of upcoming flexible electronic devices in addition to providing exact mechanical parameters for the structural design of flexible solar cells.

Keywords：flexible solar cells；critical bending radius；large deflection buckling theory；mandrel method；bending radius measurement platform

Received：2024-11-11；**Accepted**：2025-01-10；**Published Online**：2025-01-13 17：36

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20250113.1609.001

* **Corresponding author**. E-mail：zshougen@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0414

结合充电平台的蜂群无人机多任务调度优化

柯挚捷[1,2]，徐国宁[1,2,*]，蔡榕[1,2]，李永祥[1]，杨燕初[1,2]

(1. 中国科学院 空天信息创新研究院，北京 100094；2. 中国科学院大学 航空宇航学院，北京 100049)

摘　　要：蜂群无人机因其数量多、成本低和统一调度等特点，具有广泛应用前景。统一调度是蜂群无人机研究的热点和难点，现有研究主要针对小规模、短时间场景，未考虑充电任务等复杂场景。面向未来多任务和长时间应用，调度优化需考虑中途充电等因素的影响。提出一种基于统一调度模型和遗传算法改进的蜂群无人机任务调度方法。将无线充电平台资源纳入无人机工作环境中，并对工作场景进行系统建模；使用遗传算法对任务和充电平台资源调配进行优化求解。利用仿真实验进行验证，结果表明：所提方法可以有效适应任务、环境和资源的变化，适用于大规模蜂群无人机多任务场景。

关 键 词：蜂群无人机；调度优化；遗传算法；调度模型；无人机充电

中图分类号：V219

文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2025)08-2782-10

蜂群无人机是由大量小型无人机组成，通过相互协作和信息沟通，以群体形式完成复杂任务的无人机系统[1]。相比于单个无人机，蜂群无人机可以更快、更灵活地完成任务，在动态复杂多任务条件下是具有成本和规模优势，因而在侦查打击、测控搜索、物流运输等军民用领域具有广泛的应用前景[1-3]。随着蜂群无人机规模的扩大和任务种类的增多，对无人机任务和资源的合理调配已成为制约蜂群无人机应用的关键因素之一[2]。

蜂群无人机的任务分配问题是一类非确定性多项式完全问题，通常不能在多项式时间代价下找到最佳方案[4]。随着蜂群中无人机和待完成任务数量的增加，分配计算的代价呈指数增长，传统的多元方程组优化方法已难以解决多架次多任务的调度优化问题。

蜂群无人机调度中存在多种类型的约束条件，如无人机资源约束[5]、任务时效约束[6]、空间地形约束[7]和收益约束(任务完成时间、能量消耗)[8]等。

近年来，随着计算机算力水平的提升和人工智能技术的兴起，越来越多的研究将智能算法引入蜂群无人机任务调度优化问题。Gao 等[9]基于蚁群算法，提出一种解决多无人机在对抗环境下在线搜索并完成攻击任务的分布式自组织算法。Wu 等[10]研究了异质无人机蜂群执行多个任务的调度和轨迹优化问题，使用分布式遗传算法得到最佳解决方案。Oh 等[11]基于粒子群算法，提出一种针对蜂群无人机的最优任务分配算法。这些智能优化算法的使用，极大提升了该类问题的求解效率，扩大了可以求解的问题规模。其中，遗传算法以其良好的适应性、并行性和全局寻优能力，成为蜂群无人机调度中最常用的方法之一[3]。

受限于电源技术和无人机承载能力，现有蜂群无人机普遍续航时间短，需要经常充电。随着无线充电技术的进步，尤其是对多旋翼无人机进行自动、非接触式充电方法的研究和应用越来越丰富和成熟，利用无线输能[12-13]技术对无人机实现无线充电成为可能，也增加了充电的便利性。而充电平台数量通常明显少于无人机数量，因而无人机常常需

收稿日期：2022-05-26；**录用日期**：2022-11-19；**网络出版时间**：2023-01-11 08:42
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230109.1735.008
基金项目：中国科学院战略性先导科技专项 (XDA17020304)
* **通信作者**. E-mail：xugn@aircas.ac.cn

引用格式：*柯挚捷，徐国宁，蔡榕，等. 结合充电平台的蜂群无人机多任务调度优化 [J]. 北京航空航天大学学报，2025，51（8）：2782-2791. KE Z J，XU G N，CAI R，et al. Optimization of multi-mission scheduling for swarm UAVs with charging platform [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51（8）：2782-2791（in Chinese）.*

要排队等待充电[14]。蜂群无人机充电资源分配和充电排队问题同样引起了国内外研究者的广泛关注。Kim 等[15] 研究了基于云的无人机导航系统, 通过对无人机路线的调度降低充电平台拥塞的程度; Shin 等[16] 采用基于拍卖的深度学习框架, 研究了控制移动式充电站对多无人机充电的调度问题; 王云哲等[14] 从排队理论出发, 研究了分布式和集中式充电站的队列长度及等待时间与服务强度(单位时间内需要充电的无人机数量)的关系。

然而, 较少研究将任务调度和充电资源分配结合起来进行协同优化, 同时, 现有研究中的蜂群无人机规模较小, 通常小于 10 个无人机, 而更大机群的实际需求对调度系统提出了新的要求。另外, 缺乏使用统一建模方法和模块化系统设计的研究[3]。

鉴于此, 本文提出一种改进的蜂群无人机任务调度方法, 将无线充电平台资源纳入无人机工作环境中, 同时分离资源、任务和环境信息的输入与智能算法求解过程, 对工作场景进行统一建模, 使用遗传算法对任务和充电平台资源调配进行优化求解。本文方法将环境因素(风力、高度变化)等引入到工作场景模型中; 同时, 考虑无人机在高度方向飞行的时间, 并根据多旋翼无人机相关研究确定飞行剖面; 允许无人机在任务前后到无线充电平台充电。

1　无人机调度模型设计

1.1　无人机工作场景

无人机的工作场景主要由无人机、目标点(任务)、资源点(充电平台)及工作环境构成。图 1 展示了无人机工作场景的平面示意。工作场景中存在 n 台无人机($U=\{U_1,U_2,\cdots,U_n\}$)、m 个目标点($M=\{M_1,M_2,\cdots,M_m\}$)及 p 个资源点($P=\{P_1,P_2,\cdots,P_p\}$)。无人机由初始位置出发, 顺序前往一个/多个目标点执行任务后, 前往充电平台(资源点)充电, 或充电后再前往一个/多个目标点执行任务, 最后返回最近的充电平台。

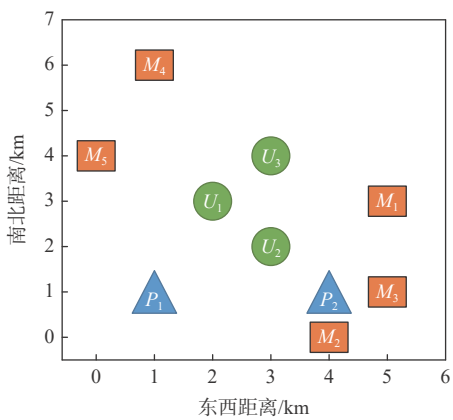


图 1　无人机工作场景平面示意图

Fig. 1　UAV working scenario

工作环境包括工作空间中的地形、障碍物、天气及禁飞空域等自然或人为条件, 这些条件限制了无人机从某一地点前往其他地点的路径, 改变无人机飞行消耗的时间及能量资源。出于模型简便和统一的需要, 对工作场景做出如下限制: ①无人机的型号及载荷相同, 即任意一台无人机均可完成所有任务; ②资源点各自具有固定的位置和充电速度; ③无人机执行的任务均设定为单点任务。

对于实际任务中需要巡视、覆盖或搜索一定区域的任务, 假设其出入口位置相同, 具体消耗的时间和能量资源在任务属性中加以明确。同时, 任务可以指定截止时间。

在实际应用场景中, 任务与无人机、无人机与资源点的对应关系随其数量变化而变化。当任务数量 m 大于无人机数量 n 时, 必然存在单台无人机执行多个任务; 反之, 则部分无人机可能无需执行任务。无人机任务分配可以使用二叉决策变量表示:

$$d_{i,j}\in\{0,1\}\qquad i\in U,j\in M \tag{1}$$

若由无人机 i 执行任务 j, 则 $d_{i,j}=1$, 反之 $d_{i,j}=0$。

同理, 充电资源的分配也可以使用二叉决策变量表示:

$$e_{i,k}\in\{0,1\}\qquad i\in U,k\in\{P\cup\{0\}\} \tag{2}$$

式中: $k=0$表示无人机直接完成任务而不进行充电。

无人机任务和资源调度的主要工作, 除了确定无人机任务分配, 指定无人机补充能量的资源点, 还包括确定对无人机执行任务的顺序和充电顺序。

通常情况下, 充电平台的数量小于无人机和任务的数量, 因而无人机可能要在充电平台排队等候充电, 对于无人机充电顺序的优化同样是无人机调度中需要考虑的一点。

合理的任务及资源分配可以使各个无人机执行的任务数量较为平均, 任务和资源分配尽可能优化, 从而保证任务尽快完成, 并尽可能避免任务超时。

1.2　无人机任务调度模型

1.1 节所述无人机工作场景可以使用有向图的结构表示。有向图是图结构的一种, 其为由顶点集合和顶点间关系(边)集合组成的一种数据结构, 且其顶点间关系为有序对[17]。

有向图中的“顶点”可以代表目标点、资源点和无人机初始位置, 而各点间有序对(有向边)及其权值可以代表无人机从一点飞到另一点所需要的时间或能量资源, 图 2 展示了图 1 工作场景中部分点及其相连边。图中: 第 1 行数字为飞行时

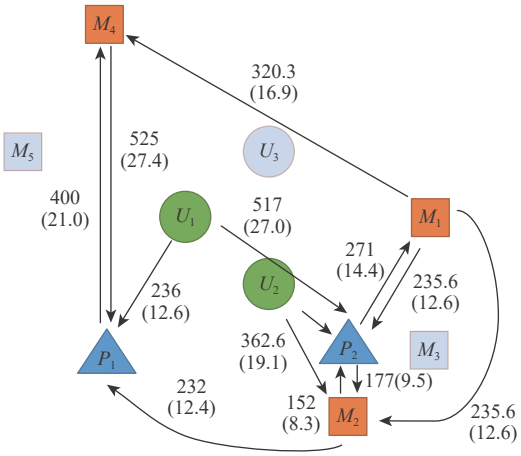


图 2 无人机任务调度的有向图模型

Fig. 2 Directed graph model for UAV mission scheduling

间(单位: s); 第 2 行括号内数字为消耗的能量(单位: Wh)。

无人机往返于两点间的资源消耗可能不同, 这是考虑了两点间高度差、风力等环境因素的结果; 部分节点间没有边相连, 意味着两点间不可通行(存在禁飞区、单程距离超过无人机最大航程等)或无通行意义(各无人机初始点间、充电平台之间)。

无人机、目标点(任务)和资源点(充电平台)构成了模型中的“顶点”。3 种不同的顶点具有不同的属性:

1) 无人机: 初始位置坐标、初始电池容量、电池总容量。假定蜂群无人机中各无人机型号相同, 因而飞行速度、飞行功率等参数为机群共享。考虑到无人机存在电池损耗现象, 各机实际电池容量参数可能不同, 因而也将其作为个体参数。

2) 任务(目标): 位置坐标、任务用时、任务耗电量和任务截止时间。任务耗电量与任务内容有关, 根据具体任务需求确定任务执行耗电量; 无人机应在任务截止时间前完成任务。

3) 充电平台(资源): 位置坐标及充电(输出)功率。充电平台是固定放置的无线充电平台, 考虑到模型的实际情况, 充电平台可能具有不同的输出功率(如由于污染、设备损坏造成输出功率下降等情况)。

1.3 无人机飞行代价计算

建立调度模型的一个重要前提是获得无人机从某一点 A(初始点、目标点或资源点)飞到另一点 B(目标点或资源点)预期使用的时间和能量, 即图 2 各边上标注的权值(无人机飞行的时间和能量代价)。

在实际的无人机任务中, 无人机的飞行轨迹规划需结合任务和机身特点、障碍物和空中管制等因素确定。而飞行代价的计算, 除了要考虑飞行轨迹规划, 还需要考虑风力等天气因素。

参考现有的关于无人机飞行轨迹[18]、无人机飞行任务剖面[19]的研究, 以及无人机飞行相关的规定, 结合实际的无人机设计和控制, 确定无人机的飞行剖面如图 3 所示。无人机从出发点垂直爬升至距离地面 90 m 高度, 维持高度平飞至目标点, 下降至距离目标位置 10 m 高度, 悬停 30 s 调整位置和姿态, 最后垂直下降至目标点。平飞阶段规避障碍物、禁飞区的轨迹设计需结合具体场地情况进行确定, 在模型和调度系统测试中, 采用随机增加的平飞航程代替。

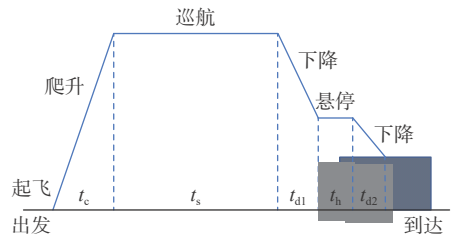


图 3 无人机飞行剖面

Fig. 3 UAV flight profile

在飞行轨迹的基础上确定时间和能量消耗。飞行总时间为 $t = t_c + t_s + t_{d1} + t_h + t_{d2}$。其中, t_c、t_s、t_d和t_h分别为爬升、巡航、下降和悬停时间。爬升和下降时间可以根据高度和速度直接确定, 悬停时间在前文已经给出。考虑风对飞行的影响, 巡航时间的计算如下:

$$t_s(\boldsymbol{v}_w + \boldsymbol{v}_s) = \boldsymbol{x}_B - \boldsymbol{x}_A \tag{3}$$

式中: $\boldsymbol{v}_w$为风矢量; $\boldsymbol{v}_s$为无人机飞行速度矢量; $\boldsymbol{x}_B$和$\boldsymbol{x}_A$分别为目标和出发点的位置。

假设工作空间内风场是均匀的, 将环境风以风速$|\boldsymbol{v}_w|$和风向θ(按一般高空风向表示方法, 以北风 N 为 0°, 东风 E 为 90°, 南风 S 为 180°, 西风 W 为 270°, 计算角度)的形式给出, 可以推算出无人机以$\boldsymbol{v}_s$的速度相对大气运动并在地面坐标系中保持由 A 点飞向 B 点的速度和所需时间。速度合成关系如图 4 所示, 可以得到相对地面速度大小$|\boldsymbol{v}_g|$:

$$|\boldsymbol{v}_g| = |\boldsymbol{v}_w|\cos\alpha + |\boldsymbol{v}_s|\sqrt{1-\left(\frac{|\boldsymbol{v}_w|}{|\boldsymbol{v}_s|}\sin\alpha\right)^2} \tag{4}$$

式中: α为由 A 点指向 B 点的矢量$(\boldsymbol{x}_B - \boldsymbol{x}_A)$与风向的夹角。对于图 4(a) 和图 4(b) 中的 2 种情形, α分别等于$(\varphi-\theta-\pi)$和$(\varphi-\theta+\pi)$, φ为由 A 点到 B 点的矢量$(\boldsymbol{x}_B - \boldsymbol{x}_A)$与正北方向的夹角。

将式 (4) 代入式 (3), 可以得到平飞用时为

$$t_s = \frac{|\boldsymbol{x}_B - \boldsymbol{x}_A|}{\sqrt{|\boldsymbol{v}_s|^2 - |\boldsymbol{v}_w|^2\sin^2(\theta-\varphi)}} \tag{5}$$

飞行能量消耗可以用各飞行阶段的功率和用

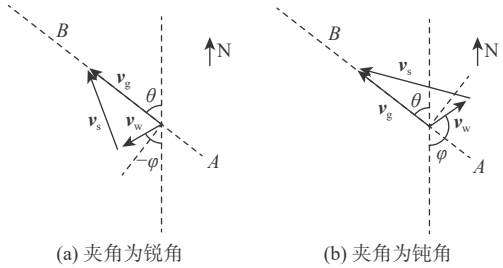


图 4　无人机在风中飞行的速度合成

Fig. 4　Speed vector synthesis of UAV flying in wind condition

时的乘积进行计算, 无人机不同飞行状态下的消耗功率略有不同, 参考已有的无人机动力系统性能评估模型[20] 和相关实验数据[21], 结合实际工况, 估计无人机各状态参数, 得到平均速度及平均功率如表 1 所示。

表 1　无人机不同飞行状态下的平均速度及平均功率

Table 1　Average speed and average power consumption of UAV in different flight conditions

状态	平均速度/(m·s^{-1})	平均功率/W
悬停		160.8
爬升	3	320.0
巡航	14	185.0
下降	3	128.0

至此, 建立了无人机调度系统模型, 并对模型中参数进行了确定。给定一组任务及资源分配计划, 利用该模型可模拟任务执行过程, 并给出预期的任务执行结果, 如蜂群无人机群完成全部任务所需的时间、消耗的总能量以及是否存在任务超时、超时的时长等, 以得到优化算法所需的适应度数据。

2　基于遗传算法的无人机调度优化

遗传算法是一种模拟自然界生物进化过程与机制进行问题求解的自组织、自适应的随机搜索算法, 其基本思想是从初始种群出发, 采用优胜劣汰、适者生存的自然法则选择个体, 并通过交叉、变异产生新一代种群, 如此逐代进化, 直到满足目标。本文采取的遗传算法流程如图 5 所示。

2.1　编码方式

本文将个体的编码分为 3 段染色体: 第 1 段为任务分配, 共有 m(任务总量)位, 其取值为 1～n(无人机总量)之间的整数, 数值表示对应编号的任务由相应编号的无人机完成; 第 2 段为任务优先度, 同样有 m 位, 其取值范围为 0～1 之间的浮点数, 表示对应编号任务的执行优先度, 同一架无人机执行多个任务时按照优先度由大到小执行; 第 3 段为资源分配, 共有 n 位, 取值为 0～p(充电平台总量)之间的整数, 表示对应编号的无人机前往相应充电平台充电, 其中, 0 表示无人机直接执行任务, 不进行充电。

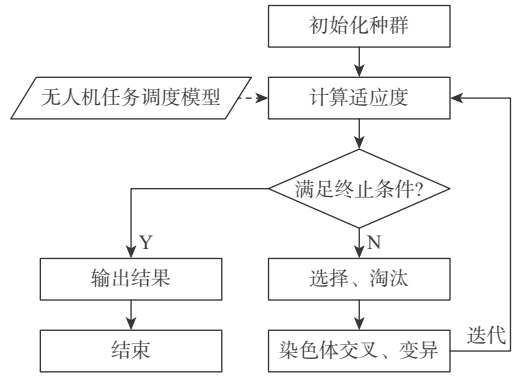


图 5　遗传算法流程

Fig. 5　Flow chart of genetic algorithm

图 6 展示了一个完整的编码示例。按照上述规则, 其表示: 无人机 1 依次执行任务 5 和任务 1, 并前往充电平台 1 充电; 无人机 2 依次执行任务 3 和任务 4, 并前往充电平台 3 充电; 无人机 3 直接执行任务 2 而不前往充电平台充电。

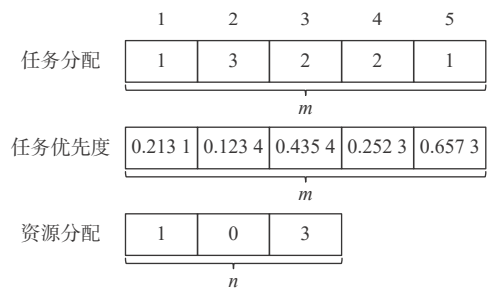


图 6　染色体编码方式

Fig. 6　Encoding of chromosome

2.2　适应度函数和选择算子

对于按照编码方式编码的一个个体(即一套任务分配方案), 利用第 1 节介绍的无人机调度模型计算出单架无人机完成全部任务所需的时间 T_i、单架无人机能量消耗 E_i 及各任务超时量 τ_i。在任务分配的优化中, 需要使完成全部任务的时间最短, 同时减少任务执行的超时量和蜂群总的能量消耗。问题的约束条件主要有: ①每个任务均由恰好一个无人机完成; ②无人机在过程中不因电量耗尽坠毁。因此, 调度优化问题可以表示为

$$\min_{x,y}\left(\max(T_i),\sum_{n}E_i,\sum_{m}\tau_i\right)$$

$$\text{s.t.}\quad\begin{cases}X=\{d_{i,j}\in\{0,1\}|i\in U,j\in M\}\\ Y=\{e_{i,k}\in\{0,1\}|i\in U,k\in P\cup\{0\}\}\\ \sum\limits_{i=1}^{n}x_{i,j}\qquad\forall j\in M\\ \mathrm{Batt}_i(t)\geqslant 0\qquad\forall t\in[0,T_i],\forall i\in U\end{cases}\tag{6}$$

式中: X 和 Y 分别为任务和充电平台分配的二叉决

策变量的集合；$\mathrm{Batt}_i(t)$为无人机i在t时刻的电池剩余电量。

针对上述多目标优化问题，通常很难使每个目标都取到最优解[22]，通常会结合对目标的已知信息和实际应用场景需求对多个优化目标进行组合转变为单目标优化[23]，常用的形式包括线性加权和、基于相互关系的评价公式和ε-约束方法 3 种[24]。在实际的蜂群无人机工作场景中，通常这 3 个目标的优先度依次是减少任务超时、减少最大用时和减少能耗。此外，对于同一个无人机，时间的减少通常与能耗降低正相关，而无人机群规模较大时总能耗$\sum_n E_i$为一个很大的正数，需要加以限制以避免影响整体优化，对数函数可以有效降低其增长速度。综上，选定适应度函数为

$$\min(f)=\max(T_i)+K\sum_m \tau_i+\lg\left(\sum_n E_i\right) \tag{7}$$

式中：K为系数，以调节不同参数的显著度，本文取$K=10$。

优化目标为适应度函数的最小值，故设定终止条件为：连续 5 次迭代中种群的平均适应度相比上一代无减小，或达到最大迭代次数。

在选择环节，采用排序选择和最佳个体保存[25]相结合的方法。首先，对种群按照适应度函数值由小到大排序，将最小的个体直接保留下来，其他个体则根据给定的概率值随机选择，概率值由式 (8) 确定：

$$H(i)=\mathrm{e}^{-i/\sqrt{N}}-\mathrm{e}^{-(i+1)/\sqrt{N}} \tag{8}$$

式中：N为总个体数；i为排序后该个体所处的位置。该函数为单调递减函数，当N较大时，$\sum_{i=1}^{N} H(i)\approx 1$，满足选择的需要。

2.3 变异与交叉

通过选择的个体，还需要经过变异和交叉操作才能形成新的种群。变异和交叉可以增强种群多样性，遗传算法中的遗传和交叉操作可以增加算法的局部随机搜索能力，避免提前收敛到局部最值。

针对本文使用的编码方式，变异操作均采用简单变异，对于染色体编码中的每一位，先根据预先设定的变异概率Q_{M}判断是否发生变异，若该位发生变异，则在取值范围内随机选取一个值作为变异结果。

交叉操作采用相邻的一对个体C和D进行（由于选择操作的随机性，此处相邻两个体完全是随机的），对于任务分配和资源分配采用两点交叉，对于任务优先度采用实值交叉法。具体操作如下：

1）根据预先设定的交叉概率Q_{C}判断该段染色体是否发生交叉。

2）随机确定交叉起始位置g和结束位置h。

3）对于任务分配段，将C的$0\sim(g-1)$位、D的$g\sim h$位、C的$(h+1)\sim n$位连接形成第 1 个子代；将D的$0\sim(h-1)$位、C的$g\sim h$位、D的$(h+1)\sim n$位连接形成第 2 个子代。

4）对于任务优先级段，取一个 0～1 之间的随机数a，对于第$g\sim h$位中的某一位z，第 1 个子代取$aC_z+(1-a)D_z$，第 2 个子代取$aC_z+(1-a)D_z$。

经过选择、变异与交叉操作，得到新一代种群，根据算法流程，再对这代种群计算适应度函数。如此反复迭代，直到满足终止条件。

3 仿真实验结果与分析

对第 1 节和第 2 节所述的模型和算法，采用若干组特别选取或随机生成的工作场景进行仿真实验，测试方法的效果和适用性。使用 Python 语言实现上述模型和算法，并进行仿真实验。实验分为 2 个部分：

1）采用一组小规模（任务数≤10）样本验证任务分配结果的有效性，测试不同任务及环境参数（目标高度、任务截止时间及环境风力）的区别。

2）采用不同规模（任务数>10）的多个样本及中等规模的大量随机样本，测试方法的适应性、稳定性和计算效率。

3.1 任务及环境参数测试

测试样本的平面图如图 1 所示，任务M_1、M_2和M_3聚集在任务空间东南部，M_4和M_5位于西北侧，无人机和充电平台居于中央。本节采用 5 个测试样本进行环境比较，样本设置如表 2 所示，其中，除基准样本外，只标注了不同于基准样本的参数。

任务均设定为访问型任务（任务执行时间为 30 s，耗电量等于悬停 30 s 所需电量）。对于 5 个样

表 2 测试样本环境及任务参数

Table 2 Test case environment and mission parameters

样本	特征
1（基准）	风力：无风 目标点高度：均为0 m 任务截止时间：均为1 h 充电平台功率：120 W 无人机初始电量：U_1、U_2为30 Wh，U_3为40 Wh
2（有风）	风力：东风 8 m/s（约5级风）
3（高度）	目标点高度：M_1为30 m；M_2为90 m；M_4为500 m
4（截止时间）	任务截止时间： M_2为15 min；M_3为20 min；M_5为10 min
5（充电平台）	充电平台功率：P_1为120 W；P_2为60 W

本, 分别计算得到任务调度模型, 并使用遗传算法进行调度优化。各样本采用的遗传算法参数相同, 种群个体总数 $N = 128$, 交叉概率 $Q_C = 0.8$, 变异概率 $Q_M = 0.1$, 最大迭代次数 $G_{max} = 100$。

5 个测试样本的分配结果如图 7 所示。对于基准样本, 如图 7(a) 所示, 其优化结果主要反映了执行任务时间的最小化: 由无人机 U_2 就近前往 P_2 充电, 随后执行 M_2、M_3 和 M_1 任务; 由无人机 U_1 前往 P_1 平台充电, 之后执行 M_4 任务; 由无人机 U_3 直接执行任务 M_5。

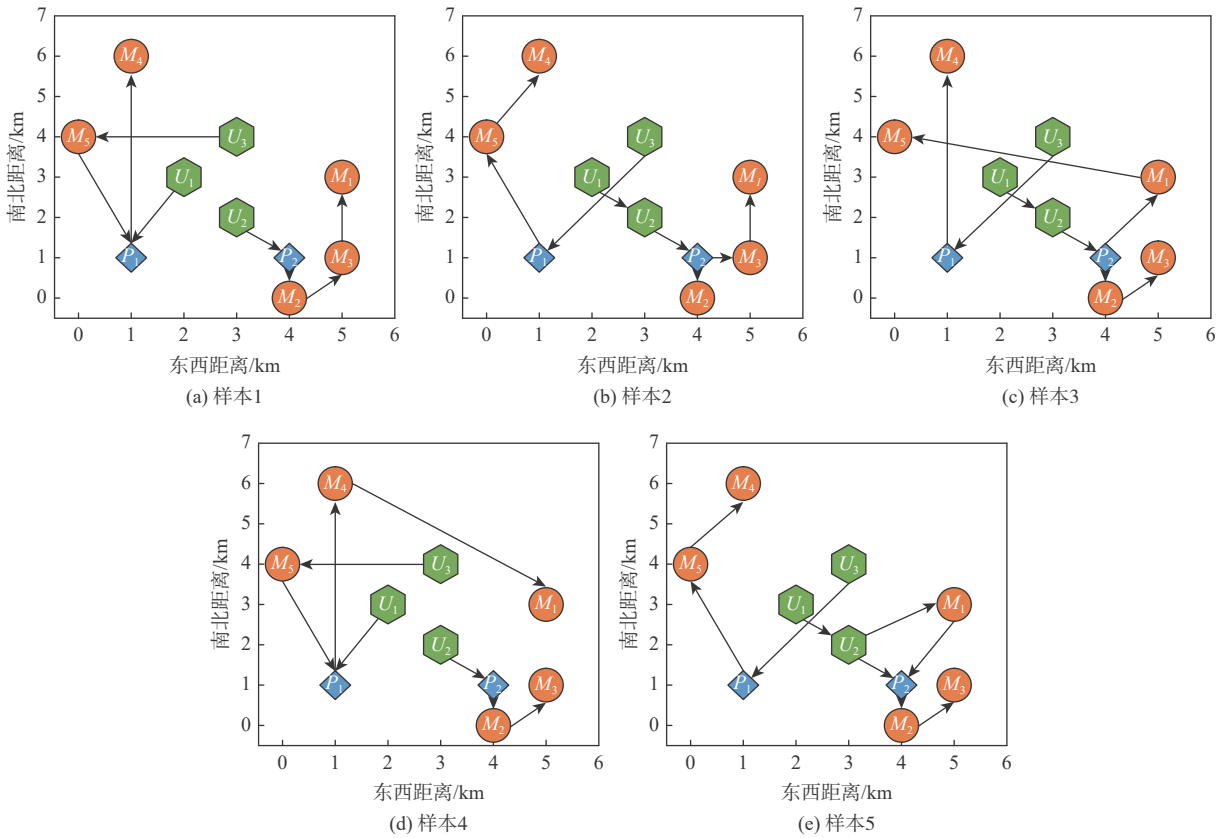


图 7　遗传算法优化后的任务及资源分配

Fig. 7　Mission and resource allocation optimized by genetic algorithm

样本 2 环境中的东风使向西飞行更节约时间和燃料, 而向东飞行更困难。图 8 对比了采用基准样本结果和针对样本 2 优化后结果的无人机执行时间序列。可以看到, 针对样本 2 的环境因素优化后, 无人机 U_3 长距离向西飞行经平台 P_1 充电后执行任务 M_5 和 M_4, 在场地东部的任务 $M_1 \sim M_3$ 由 2 架无人机共同完成, 实际上节省了执行时间。从结果上看, 针对该场景的优化完成最后一个任务(无人机 2 完成任务 1)的时间开始后为 1 943.4 s, 相比针对基准样本优化的分配(在该场景下为 2 099.4 s)提前了 156 s, 但总耗能略有增加(约 6.5%), 体现了适应度函数对降低耗时的优先性。

如图 7(c) 所示, 由于 M_4 具有较高的高度, 飞向它需要更长的时间, 因而使用初始电量较多的无人机 U_3 执行, 并相应调整了其他无人机的任务分配情况。针对该场景的优化结果相比基准样本结果最大用时减少了 50.4 s, 同时, 能量消耗增加了 13.6%。

样本 4 中, 截止时间的加入造成任务 M_2 和 M_3 的尽快执行具有更高优先级, 因而算法选择让无人

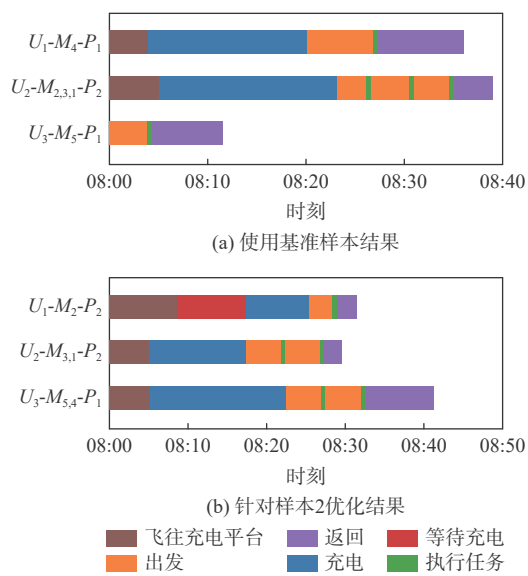


图 8　样本 2 用时对比

Fig. 8　Comparison of time consumption for case 2

机 U_2 在充电平台 P_2 短暂充电后执行这 2 个任务以保证及时性，如图 7(d) 所示。针对该场景的优化结果相比基准样本结果最大用时增加了 850.9 s，能量消耗减少 2.4%，但总超时从 565.2 s 减少到 0。

样本 5 中，充电平台 P_2 充电功率下降，因而将 $M_1 \sim M_3$ 分给 2 架无人机完成。图 9 对比了使用基准任务分配和针对样本 5 优化后结果在样本 5 上执行的区别。该场景下，针对性优化结果相比基准样本结果最大用时减少了 558.9 s，能量消耗增加 2.5%。

在样本 2～5 场景下，使用基准样本结果和针对性优化结果的测试结果（最大用时、总能耗及总超时）对比如表 3 所示。

对于该组样本的任务及资源数量，可能存在的任务及资源分配方式（考虑任务执行顺序）共有

$$\left(A_5^5C_3^1+A_5^4A_5^3+A_5^3A_2^2A_3^3+A_5^3A_3^3+A_5^2A_3^2C_3^1\right)\times(1+2)^3=61\,560 \tag{9}$$

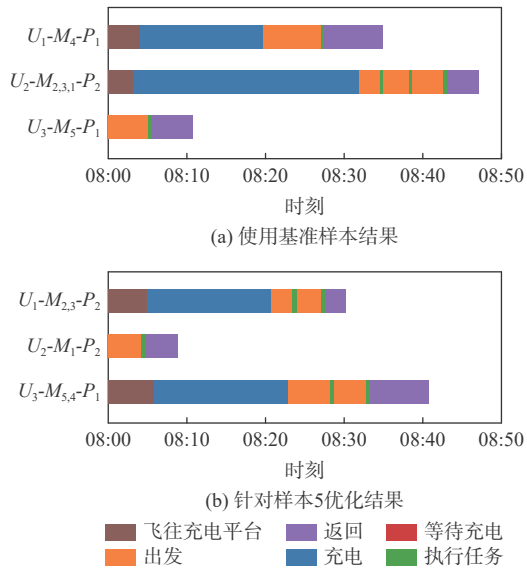


图 9 样本 5 用时对比

Fig. 9 Comparison of time consumption for case 5

表 3 基准与针对性优化对比

Table 3 Comparison between benchmark and case-by-case optimization

样本	最大用时 $\max(T_i)$/s				总能耗 $\sum_n E_i$/J				总超时 $\sum_m \tau_i$/s			
	基准	优化	差值	变化幅度/%	基准	优化	差值	变化幅度/%	基准	优化	差值	变化幅度/%
2	2 099.4	1 943.4	−156.0	−7.4	593 073	631 580	38 507	6.5				
3	2 459.0	2 408.6	−50.4	−2.0	649 034	737 293	88 259	13.6				
4	1 736.0	2 586.9	850.9	49	556 448	543 233	−13 215	−2.4	565.2	0	−565.2	−100
5	2 605.6	2 046.7	−558.9	−21	556 447	570 351	13 904	2.5				

注：差值负数表示针对性优化减小。

显然，其中包含了很多无效分配（如让一台无人机执行所有任务、所有无人机均不充电的分配等），但依然从侧面说明了任务分配问题在计算上的困难性。当然，由于较小的任务规模，其总量依然是可以遍历的。采用遍历的方法对结果的有效性进行验证，结果表明，对于上述 5 种样本，遗传算法得出了最优解。

3.2 场景规模测试

设置工作场景为 10 km×10 km 的矩形区域，共放置 6 个充电平台。充电平台位置如表 4 所示。充电平台均匀分布放置，对于场景内无人机较多的情况，可以有效减小充电队列长度，缩短充电等待时间[14]。

目标点和无人机在工作场景范围内随机生成，各样本任务和无人机数量如表 5 所示。

对每个样本使用遗传算法进行 3 次计算，以验证计算结果的稳定性，记录每次计算的结果、适应度函数值变化及算法执行所需时间，如表 6 所示。由于样本中任务和无人机数量的不同对算法需要搜索的空间影响极大，进而对遗传算法合理的种群数量产生影响，故对不同任务采用不同的种群规模。

由表 6 可知，随着任务和无人机数量的增加，

表 4 大规模测试充电平台位置

Table 4 Charging platform location in large-scale tests

样本	平面位置/km	高度/m	充电功率/W
1	(5.000, 2.000)	0	120
2	(7.598, 3.500)	25	120
3	(7.598, 6.500)	0	90
4	(5.000, 8.000)	0	120
5	(2.401, 6.500)	25	80
6	(2.401, 3.500)	0	120

表 5 测试样本任务及无人机数量

Table 5 Number of missions and UAVs in test cases

样本	任务数	无人机数
1	10	10
2	20	16
3	32	24
4	48	32
5	64	48

表 6　不同任务规模样本测试结果

Table 6　Test results for samples with different mission scales

样本	种群规模N	最大迭代数	$\max(T_i)$ /s	$\sum_m \tau_i$ /s	$\min(f)$	计算用时/s
1	256	100	3 130	0	4.5×10^4	7.2
	256	100	3 136	0	4.5×10^4	7.3
	256	100	3 014	0	4.5×10^4	7.3
2	512	100	7 803	361.9	1.7×10^5	19.8
	512	100	7 249	2 850	5.4×10^5	20.5
	256	200	6 683	2 435	4.7×10^5	19.7
3	512	200	6 644	31 803	5.0×10^6	56.4
	1 024	100	7 164	32 238	5.1×10^6	57.3
	1024	200	6 320	23 506	3.7×10^6	112.3
4	1 024	200	9 177	89 641	1.4×10^7	149.5
	2048	200	11 888	145 724	2.3×10^7	303.9
	2048	200	11 889	145 723	2.3×10^7	304.2
5	2048	200	7 057	64 259	1.0×10^7	432.2
	2048	200	7 976	67 623	1.1×10^7	442.4
	2048	400	7 334	59 060	9.6×10^6	879.9

为得到较好的计算结果, 所需要付出的计算代价成倍增加。对于任务数 $m\leqslant32$ 的样本, 采用的遗传算法还较易得出优化结果, 对于更大规模的问题, 优化的时间和空间代价快速增加, 后续研究将对大规模任务问题进行拆分处理。此外, 充电平台数量相对无人机总量过少、充电速度较慢、无人机续航较短等原因加剧了调度面临的困难。

在对算法应对不同蜂群规模和任务数进行测试的基础上, 使用中等规模(任务数 10～32)的大量随机样本, 进一步测试算法的适应能力和稳定性。采取与表 5 中样本 1～3 相同的任务数和无人机数组合, 对每种组合随机生成 50 个样本, 并对每个样本使用遗传算法进行 3 次优化, 得出 3 次优化结果适应度函数变异系数(标准差除以平均值)和平均运行时间, 再对相同组合的 50 个样本取平均, 结果如表 7 所示。

由表 7 可知, 本文方法对于中等规模的样本具有较好的分配效果, 多次优化的结果虽然不完全一致, 但用时和资源消耗十分接近; 同时, 计算用时随着任务规模的增大快速增加。

表 7　大规模随机样本测试结果

Table 7　Test results of large-scale random samples

样本	(任务数, 无人机数)	平均适应度函数变异系数	平均运行时间/s
1	(10,10)	0.07	7.91
2	(20,16)	0.01	19.47
3	(32,24)	0.03	112.75

4　结　论

1) 介绍了一种考虑无人机充电的蜂群无人机任务调度模型, 其考虑了无人机中途充电、任务截止时间和优先度、目标点海拔与无人机飞行剖面等实际工况, 并根据多旋翼无人机的飞行特性优化。

2) 设计了一种无人机任务及资源调度方法, 探索遗传算法对于大规模无人机任务调度的实际效果。测试结果表明, 本文方法实现了蜂群无人机执行不同环境的工作场景的调度优化; 且基于遗传算法的调度优化对于较大规模的蜂群无人机任务和资源调度能够取得较好的效果。

3) 任务调度模型提供了一种有效将无人机工作场景中的各种任务及环境要素抽象出来的方法, 可以有效提高后续各种调度优化算法的开发和测试效果, 为研究更高效的优化算法提供依据。

参考文献（References）

[1] 杨健, 程程, 谢旭, 等. 无人机蜂群对面攻击任务规划能力需求研究[C]//第九届中国指挥控制大会. 北京: 中国指挥与控制学会, 2021: 252-258.
YANG J, CHENG C, XIE X, et al. Study on the mission planning requirements in the UAV swarms air to surface attack operations[C]//Proceedings of the 9th China Command and Control Conference. Beijing: Chinese Institute of Command and Control, 2021: 252-258(in Chinese).

[2] 焦士俊, 王冰切, 刘剑豪, 等. 国内外无人机蜂群研究现状综述[J]. 航天电子对抗, 2019, 35(1): 61-64.
JIAO S J, WANG B Q, LIU J H, et al. Review of drone swarm research at home and abroad[J]. Aerospace Electronic Warfare, 2019, 35(1): 61-64(in Chinese).

[3] 杜永浩, 邢立宁, 蔡昭权. 无人飞行器集群智能调度技术综述[J]. 自动化学报, 2020, 46(2): 222-241.
DU Y H, XING L N, CAI Z Q. Survey on intelligent scheduling technologies for unmanned flying craft clusters[J]. Acta Automatica Sinica, 2020, 46(2): 222-241(in Chinese).

[4] CHEN G S, CRUZ J B. Genetic algorithm for task allocation in UAV cooperative control[C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 2003: 5582.

[5] DI FRANCO C, BUTTAZZO G. Coverage path planning for UAVs photogrammetry with energy and resolution constraints[J]. Journal of Intelligent & Robotic Systems, 2016, 83(3): 445-462.

[6] AHMADZADEH A, SAYYAR-ROUDSARI B, HOMAIFAR A. A hybrid projected gradient-evolutionary search algorithm for capacitated multi-source multiuavs scheduling with time windows[M]//BUTENKO S, MURPHEY R, PARDALOS P M. Recent developments in cooperative control and optimization. Berlin: Springer, 2004: 1-21.

[7] 赵明, 苏小红, 马培军, 等. 复杂多约束 UAVs 协同目标分配的一种统一建模方法[J]. 自动化学报, 2012, 38(12): 2038-2048.

ZHAO M, SU X H, MA P J, et al. A unified modeling method of UAVs cooperative target assignment by complex multi-constraint conditions[J]. Acta Automatica Sinica, 2012, 38(12): 2038-2048(in Chinese).

[8] RAMIREZ-ATENCIA C, BELLO-ORGAZ G, R-MORENO M D, et al. A hybrid MOGA-CSP for multi-UAV mission planning[C]// Proceedings of the Companion Publication of the 2015 Annual Conference on Genetic and Evolutionary Computation. New York: ACM, 2015: 1205-1208.

[9] GAO C, ZHEN Z Y, GONG H J. A self-organized search and attack algorithm for multiple unmanned aerial vehicles[J]. Aerospace Science and Technology, 2016, 54: 229-240.

[10] WU W N, WANG X G, CUI N G. Fast and coupled solution for cooperative mission planning of multiple heterogeneous unmanned aerial vehicles[J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 79: 131-144.

[11] OH G, KIM Y, AHN J, et al. PSO-based optimal task allocation for cooperative timing missions[J]. IFAC-PapersOnLine, 2016, 49(17): 314-319.

[12] SONG Y Q, SUN X Y, WANG H X, et al. Design of charging coil for unmanned aerial vehicle-enabled wireless power transfer[C]// Proceedings of the 8th International Conference on Power and Energy Systems. Piscataway: IEEE Press, 2018: 268-272.

[13] JEONG S, BITO J, TENTZERIS M M. Design of a novel wireless power system using machine learning techniques for drone applications[C]//Proceedings of the IEEE Wireless Power Transfer Conference. Piscataway: IEEE Press, 2017: 1-4.

[14] 王云哲, 徐国宁, 王生, 等. 蜂群无人机充电排队优化方法[J]. 航空学报, 2020, 41(10): 323928.
WANG Y Z, XU G N, WANG S, et al. Optimization of charging queuing of UAV swarming[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(10): 323928(in Chinese).

[15] KIM J, KIM S, JEONG J, et al. CBDN: cloud-based drone navigation for efficient battery charging in drone networks[J]. IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems, 2019, 20(11): 4174-4191.

[16] SHIN M, KIM J, LEVORATO M. Auction-based charging scheduling with deep learning framework for multi-drone networks[J]. IEEE Transactions on Vehicular Technology, 2019, 68(5): 4235-4248.

[17] 殷人昆. 数据结构: 用面向对象方法与 C++语言描述[M]. 2 版. 北京: 清华大学出版社, 2007.
YIN R K. Data structure: described by object-oriented method and C++ language[M]. 2nd ed. Beijing: Tsinghua University Press, 2007(in Chinese).

[18] 张启瑞, 魏瑞轩, 何仁珂, 等. 城市密集不规则障碍空间无人机航路规划[J]. 控制理论与应用, 2015, 32(10): 1407-1413.
ZHANG Q R, WEI R X, HE R K, et al. Path planning for unmanned aerial vehicle in urban space crowded with irregular obstacles[J]. Control Theory & Applications, 2015, 32(10): 1407-1413(in Chinese).

[19] 赵嶷飞, 郑雨欣. 城市物流无人机飞行任务剖面构建与优化[J]. 飞行力学, 2021, 39(3): 54-59.
ZHAO Y F, ZHENG Y X. Construction and optimization of flight mission profile of urban logistics UAV[J]. Flight Dynamics, 2021, 39(3): 54-59(in Chinese).

[20] SHI D J, DAI X H, ZHANG X W, et al. A practical performance evaluation method for electric multicopters[J]. IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, 2017, 22(3): 1337-1348.

[21] DIETRICH T, KRUG S, ZIMMERMANN A. An empirical study on generic multicopter energy consumption profiles[C]//Proceedings of the Annual IEEE International Systems Conference. Piscataway: IEEE Press, 2017: 1-6.

[22] KADDANI S, VANDERPOOTEN D, VANPEPERSTRAETE J M, et al. Weighted sum model with partial preference information: application to multi-objective optimization[J]. European Journal of Operational Research, 2017, 260(2): 665-679.

[23] YU Y, TANG J, HUANG J Y, et al. Multi-objective optimization for UAV-assisted wireless powered IoT networks based on extended DDPG algorithm[J]. IEEE Transactions on Communications, 2021, 69(9): 6361-6374.

[24] GIAGKIOZIS I, FLEMING P J. Methods for multi-objective optimization: an analysis[J]. Information Sciences, 2015, 293: 338-350.

[25] KATOCH S, CHAUHAN S S, KUMAR V. A review on genetic algorithm: past, present, and future[J]. Multimedia Tools and Applications, 2021, 80(5): 8091-8126.

Optimization of multi-mission scheduling for swarm UAVs with charging platform

KE Zhijie[1, 2], XU Guoning[1, 2, *], CAI Rong[1, 2], LI Yongxiang[1], YANG Yanchu[1, 2]

(1. Aerospace Information Research Institute, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100094, China;
2. School of Aeronautics and Astronautics, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: The swarm unmanned aerial vehicles (UAVs), characterized by their large quantity, low cost, and unified scheduling, have broad application prospects. Unified scheduling is a focal point and challenge in swarm UAVs research, aiming to the optimal allocation of tasks and resources. Current scheduling research primarily focuses on small-scale, short-term scenarios without considering complex scenarios such as mid-operation charging. However, for future multi-task and long-term applications, scheduling optimization must account for such factors. An improved mission scheduling method for swarm UAVs based on a unified scheduling model and an improved genetic algorithm was proposed. First, the wireless charging platform resources were incorporated into the UAV working environment, and the working scenario was modeled systematically. Then, the genetic algorithm was used to optimize the mission and charging platform resource allocation. Finally, the proposed method was tested for validation using simulated scenarios. Test results show that the method proposed can better adapt to changes in missions, environment, and resources, showing good performance even for large-scale swarm UAVs.

Keywords: swarm UAV; scheduling optimization; genetic algorithm; scheduling model; UAV charging

Received: 2022-05-26; **Accepted**: 2022-11-19; **Published Online**: 2023-01-11 08:42

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230109.1735.008

Foundation item: Strategic Priority Research Program of the Chinese Academy of the Sciences (XDA17020304)

* **Corresponding author**. E-mail: xugn@aircas.ac.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.1023

浮空器电源电流均衡非谐振线性软开关直流升压变换拓扑

胡肖飞[1]，李虹[1,*]，曾洋斌[2]，苏文哲[1]，徐国宁[3]

(1. 北京交通大学 电气工程学院，北京 100044；2. 清华大学 电机工程与应用电子技术系，北京 100084；
3. 中国科学院 空天信息创新研究院，北京 100094)

摘　　要：临近空间浮空器在通信保障、地质勘探、科学实验等领域得到广泛应用，其电能变换设备因特殊的应用场景，要求具有高效、小型化和轻量化特征，又因浮空器电源中光伏电池的输出侧端口电压较低，直流母线电压较高，研制高效率、高功率密度和高电压增益的直流变换器对临近空间浮空器电源至关重要。在此技术背景下，基于可以实现高增益的箝位电容变换器和非谐振软开关技术，提出一种新型电流均衡非谐振线性 (NRL) 软开关直流升压变换拓扑。所提拓扑能够实现所有开关管的零电流 (ZCS) 开通和所有二极管的 ZCS 关断，同时能够消除因电容充放电导致的器件电流尖峰。通过仿真和硬件试验验证了所提拓扑的有效性和正确性，为临近空间浮空器电源中直流升压电能变换提供了一种新的拓扑选择。

关　键　词：浮空器电源；直流升压变换器；非谐振线性软开关技术；高增益；拓扑

中图分类号：TM46

文献标志码：A　　**文章编号：**1001-5965(2025)08-2792-09

临近空间是指距地面 20～100 km，介于航空和航天之间的空域，常规航空和航天飞行器难以在该区域长期驻留，但由于其独特的地理位置优势，临近空间已成为各国关注的热点。临近空间浮空器具备在该空域长期驻空的能力，在通信保障、地质勘探、科学实验等方面有着非常大的应用潜力[1-2]。

浮空器带有多台电动机，每台电动机上都装有推力矢量大型双桨推进器。浮空器顶部的光伏电池可以将太阳能转变为电能提供给浮空器的推进系统，此外，还需为浮空器的控制和通信系统提供稳定可靠的电能供应。高增益直流电能变换技术被用于将光伏电池获得的不稳定低压直流电能进行转换，使其能够为浮空器中的有效负荷提供具有较高电压的直流电能[3-5]。

由于浮空器需要在高空悬浮，因此，需要更轻的质量和更小的体积，以便减轻设备的承重负荷和运输成本[6-7]。因此，减小高增益直流电能变换装置的体积和质量是未来临近空间浮空器升级和持续发展的重要研究方向。

高增益直流电能变换装置包括电力电子变换器、半导体器件的驱动模块、电压电流信号采集模块、信号处理与数字控制模块。其中，承担功率传输与变换功能的电力电子变换器是高增益直流电能变换装置中主要体积构成和质量占比[8]。

根据高增益直流变换器的结构是否具有电气隔离功能，主要分为隔离型和非隔离。隔离型高增益直流变换器主要适用于需要严格隔离的大功率电能变换场合[9]。非隔离型高增益直流变换器由于

收稿日期：2022-12-31；**录用日期：**2023-05-10；**网络出版时间：**2023-05-31 15:11
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230530.1106.001
基金项目：国家自然科学基金优秀青年基金 (51822701)；国家自然科学基金重点项目 (52237008)
* **通信作者**. E-mail：hong_li@zju.edu.cn

引用格式：胡肖飞，李虹，曾洋斌，等. 浮空器电源电流均衡非谐振线性软开关直流升压变换拓扑 [J]. 北京航空航天大学学报，2025，51（8）：2792-2800. HU X F，LI H，ZENG Y B，et al. A non-resonant linear soft-switching DC-DC step-up conversion topology featuring current balancing for aerostat power systems [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51（8）：2792-2800（in Chinese）.

具有体积小、质量轻、效率高的优点, 广泛应用在中小功率变换场合[10-15]。

在中小功率非隔离型高增益直流变换器中, 开关电容式非隔离型高增益直流变换器是常用的一种拓扑, 因其仅依靠电容、开关管或二极管即可实现高电压增益, 不需要具有较大体积、质量的磁性元器件, 且具有非常优异的可扩展性, 有利于集成化和模块化功率应用。然而, 由于在电容充放电的过程中存在电流尖峰, 导致电容充放电电流流过的开关管和二极管也存在较高的电流尖峰。因此, 开关电容式高增益直流变换器需要用具有较大电容容量的电容来抑制电流尖峰。适用于高频电力电子变换器的薄膜电容的体积和质量占比仅次于磁性元器件[16], 特别是开关电容式非隔离型高增益直流变换器需要使用大电容容量的情况, 但薄膜电容的体积和质量较大, 又使变换器的功率密度下降, 与设计的初衷相背离, 是亟待解决的一个问题。

目前, 有 2 种主要解决方案降低开关电容式非隔离型高增益直流变换器中薄膜电容的体积、质量和成本: ①降低变换器中电容的电压应力; ②减小变换器中的电容容量。然而, 在非隔离型高增益直流电变换器中, 除输入输出电容外, 其他电容作为升压单元的一部分用于提升变换器的输出电压[17-19], 因此, 降低电容电压应力与提高变换器电压增益之间存在矛盾。另一方面, 对于开关电容式非隔离型高增益直流变换器, 开关模态切换时的电容充放电产生的电流尖峰需要较大的电容容量抑制[20-21]。因此, 直接减小变换器的电容容量将导致电容放电和充电回路中存在较高的器件电流尖峰, 从而增加半导体器件的成本和损耗。

为了解决上述问题, 文献 [22] 利用箝位电容单元和传统 Boost 变换器构造了箝位电容非隔离型高增益直流变换器的单开关拓扑, 该拓扑因电容充放电过程中电容是并联关系, 在相同电气参数和工况下, 相比于器件数量和电压增益相同的传统开关电容, 非隔离型高增益直流变换器具有更大的电容容量, 以及更好的电容电流尖峰抑制效果, 从而减小电容的体积、质量和成本, 使非隔离型高增益直流变换器具有更高的功率密度。

同时, 为进一步提高开关电容式非隔离型高增益直流变换器的功率密度, 提升开关频率是有效且直接的方案, 然而, 硬开关情况下提升开关频率会导致开关电容式非隔离型高增益直流变换器开关损耗急剧增加, 而难以真正实现高功率密度[23-26], 因此, 研究开关电容式非隔离型高增益直流变换器的软开关实现技术对提升其变换效率和功率密度具有非常重要的意义。传统的谐振和准谐振软开关技术由于其复杂性和谐振尖峰问题, 在开关电容式非隔离型高增益直流变换器中难以应用。虽然基于耦合电感的非隔离型高增益直流变换器软开关技术不存在谐振电流峰值或谐振电压峰值, 能够实现线性电流软开关操作, 但需要依靠耦合电感的漏感, 而耦合电感具有磁芯损耗和体积大的弊端。文献 [27] 提出了采用非谐振线性 (non-resonant linear, NRL) 软开关技术解决谐振电流峰值或谐振电压峰值的问题, 只需在基本单元中使用一个几μH 的小电感即可实现开关管的零电流 (zero-current-switching, ZCS) 开通和二极管的 ZCS 关断, 且能够彻底消除电容充放电导致的器件电流尖峰。

本文在文献 [22-23,27] 研究的基础上, 针对临近空间浮空器电源的高效、小型化和轻量化特点, 通过将二极管支路型 NRL 软开关电路应用于电感电流均衡的交错 Boost(interleaved Boost, IB) Ⅱ型电路箝位电容结构 (capacitor clamped structure, CCS) 中, 提出一种新型电流均衡 NRL 软开关 IB-CCS-Ⅱ直流升压变换拓扑。

1　电流均衡 NRL 软开关 IB-CCS-Ⅱ拓扑的提出过程

1.1　电流均衡的实现

文献 [23] 基于 IB Ⅱ型电路, 利用 CCS 构造了非隔离型高增益直流变换器——IB-CCS-Ⅱ变换器, 即 IB 电路的输出端保留输出二极管 D_o 和输出电容 C_o, 将负向箝位 CCS 电路的输入端与 IB Ⅱ型电路的 AB 端级联, 将 CCS 电路的输出端与负载串联, 即可构造得到电压增益为 $3/(1-d)$ 的 IB-CCS-Ⅱ变换器, 如图 1 所示。其中, d 为开关管占空比。

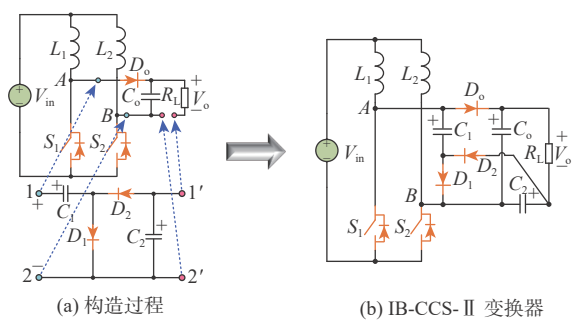


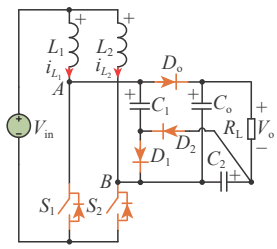
图 1　IB-CCS-Ⅱ 变换器构造方法[23]

Fig. 1　Construction method of IB-CCS-Ⅱ converter[23]

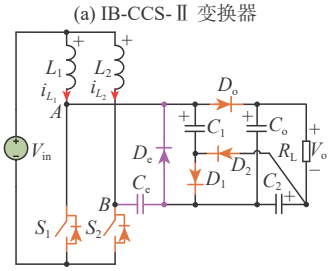
由于 IB-CCS-Ⅱ变换器的结构不对称, 导致其电感电流不均等, 即并联 IB 的 2 个电感和 2 个开关管处于不同功率的回路中, 使开关管的电流有效值不相等, 且器件发热不均衡, 对变换器的正常工作

造成一定的不利影响。因此，提出 IB-CCS-Ⅱ变换器的电流均衡拓扑以解决电感电流不均等的问题，并将其命名为扩展 IB-CCS-Ⅱ变换器。

在如图 2 (a) 所示 IB-CCS-Ⅱ变换器的基础上，通过在 S_2 关断 L_2 放电期间增加一条电容二极管支路，即可实现电感电流均衡，同时提升变换器的电压增益，而且增加 1 个二极管和 1 个电容将 IB-CCS-Ⅱ变换器的电压增益提升到 $4/(1-d)$，具体的拓扑结构如图 2 (b) 所示。其中，D_e 和 C_e 分别为在 IB-CCS-Ⅱ变换器的基础上被增加的扩展二极管和电容，在 S_1 开通 S_2 关断期间，扩展支路的 D_e 正向偏置而导通，作为 L_2 的放电回路，从而实现 L_1 和 L_2 的电流均衡。



(a) IB-CCS-Ⅱ 变换器



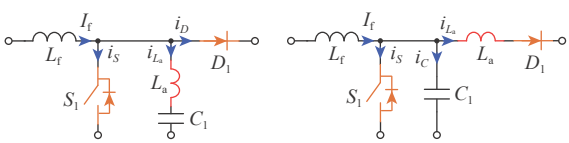
(b) 扩展IB-CCS-Ⅱ 变换器

图 2 IB-CCS-Ⅱ 和扩展 IB-CCS-Ⅱ 变换器

Fig. 2 IB-CCS-Ⅱ and extended IB-CCS-Ⅱ converters

1.2 NRL 软开关的实现

文献 [27] 基于电感电流不能突变的原理和基尔霍夫电流定律 (Kirchhoff's current law, KCL)，提出了箝位电容非隔离型高增益直流变换器的 NRL 软开关的一般性电路结构，如图 3 所示。图 3 (a) 为电容支路型 NRL 软开关电路结构，即辅助电感 L_a 被嵌入于电容支路上，图 3 (b) 为二极管支路型 NRL 软开关电路结构，即 L_a 被嵌入于二极管支路上。其中，电感 L_f、开关管 S_1、电容 C_1 和二极管 D_1 为非隔离型高增益直流变换器原有器件，L_a 为几μH 的新增辅助电感。



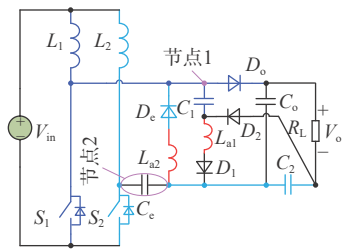
(a) 电容支路型 (b) 二极管支路型

图 3 NRL 软开关的一般性电路结构[27]

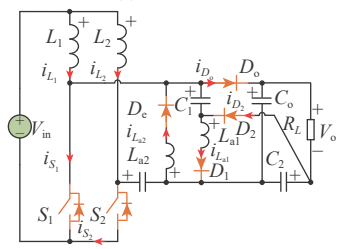
Fig. 3 General circuit structures of the NRL soft-switching[27]

为了进一步提升非隔离型高增益直流变换器的功率密度和开关频率，通过将二极管支路型 NRL 软开关电路应用于电感电流均衡的 IB-CCS-Ⅱ变换器即扩展 IB-CCS-Ⅱ变换器，得到了电流均衡 NRL 软开关直流升压变换拓扑，其构造过程如图 4 (a) 所示。

本文提出的新型电流均衡 NRL 软开关直流升压变换拓扑结构及参考方向如图 4 (b) 所示，在 D_1 和 D_e 所在的支路分别嵌入辅助电感 L_{a1} 和 L_{a2}，可以实现所有开关管的 ZCS 开通和所有二极管的 ZCS 关断。



(a) 构造过程



(b) 拓扑结构及参考方向

图 4 构造过程、拓扑结构及参考方向

Fig. 4 Constructive processes and topologies and reference directions

2 电流均衡 NRL 软开关直流升压变换拓扑及其工作原理

为简化分析，只分析连续导通模式 (continuous conduction mode, CCM) 下电流均衡 NRL 软开关直流升压变换拓扑的工作原理，在 CCM 且 NRL 软开关情形Ⅰ工况下的理论波形如图 5 所示。其中：v_{gs1}、v_{gs2} 分别为 S_1、S_2 驱动电压；i_{L_1}、i_{L_2}、$i_{L_{a1}}$、$i_{L_{a2}}$、i_{S_1}、i_{S_2}、i_{D_2}、i_{D_o} 分别为流过 L_1、L_2、L_{a1}、L_{a2}、S_1、S_2、D_2、D_o 的电流；T 为 1 个开关周期。可知，电流均衡 NRL 软开关 IB-CCS-Ⅱ直流变换器可分为 6 个工作模态，其电流环路和流向如图 6 所示。

1）工作模态Ⅰ：t_0～t_1。在工作模态Ⅰ中，S_1 被开通，S_2 保持导通状态，D_2、D_o 和 D_e 反向偏置截止，C_2 串联 C_o 后向 R_L 供电，如图 6 (a) 所示。S_1 被开通后，L_{a1} 的电流不能突变而线性减小，由于 KCL 的约束，S_1 的电流线性增大，实现 ZCS 开通，在 t_1 时刻，L_{a1} 的电流下降到 0 后 D_1 反向偏置截止，完成 ZCS

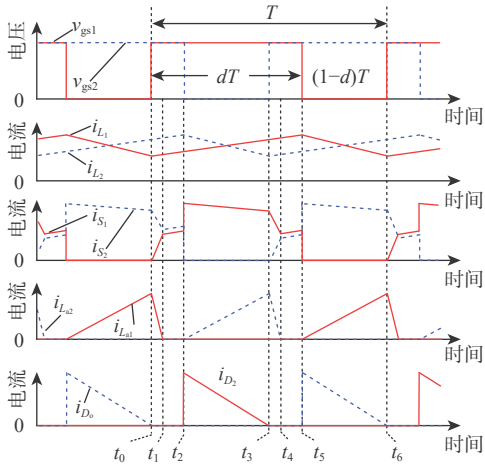


图 5　NRL 软开关在 CCM 下的理论波形

Fig. 5　Theoretical waveforms of NRL soft-switching under the CCM condition

关断, 式(1)成立。

$$\begin{cases} V_{in} = L_1\dot{i}_{L_1} = L_2\dot{i}_{L_2} \\ V_o = V_{C_o} - V_{C_2} \\ V_{C_e} - V_{C_1} = L_{a1}\dot{i}_{L_{a1}} \end{cases} \tag{1}$$

式中: $\dot{i}_{L_1}$、$\dot{i}_{L_2}$、$\dot{i}_{L_{a1}}$分别为电感 L_1、L_2、L_{a1} 的电流变化率; V_{C_o}、V_{C_2}、V_{C_e}、V_{C_1}分别为电容 C_o、C_2、C_e、C_1 的电压。

2) 工作模态Ⅱ: t_1～t_2。此工作模态中, S_1 和 S_2 均保持导通状态, 输入源 V_{in} 给 L_1 和 L_2 恒压充磁, D_1、D_2、D_e 和 D_o 均反向偏置截止, C_2 和 C_o 串联后向 R_L 供电, 如图 6 (b) 所示, 式(2)成立。

$$\begin{cases} V_{in} = L_1\dot{i}_{L_1} = L_2\dot{i}_{L_2} \\ V_o = V_{C_o} - V_{C_2} \end{cases} \tag{2}$$

3) 工作模态Ⅲ: t_2～t_3。此工作模态中, S_1 保持导通状态, S_2 被关断, D_1和 D_o 反向偏置截止, D_2 和 D_e 正向偏置导通, L_2 通过 D_e 向 C_e 充电, 同时通过 C_e、C_2、D_2、C_1 和 S_1 放电, L_1 继续恒压充磁, C_o 与 C_2 串联继续向 R_L 供电, 如图 6 (c) 所示, 式(3)成立。由于 D_e 所在支路存在 L_{a2}, 其电流线性增大, 因 KCL 的约束, D_2 所在支路的电流线性减小, 直到减小到 0, 完成 ZCS 关断。

$$\begin{cases} V_{in} = L_1\dot{i}_{L_1} = L_2\dot{i}_{L_2} \\ V_{in} + V_{C_1} + V_{C_2} = L_2\dot{i}_{L_2} \\ V_{C_1} + V_{C_2} = L_{a2}\dot{i}_{L_{a2}} \end{cases} \tag{3}$$

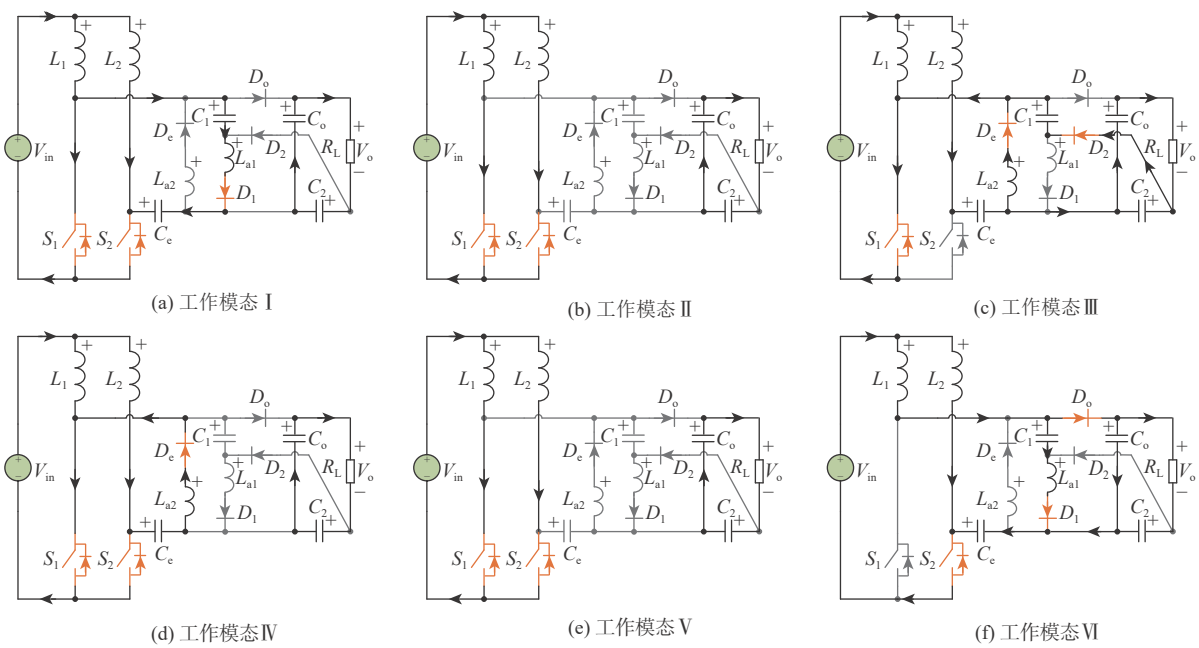
式中: $\dot{i}_{L_{a2}}$为电感 L_{a2} 的电流变化率。

4) 工作模态 IV: t_3～t_4。此工作模态中, S_1 保持导通状态, S_2 被开通, D_1、D_2 和 D_o 反向偏置截止, D_e 正向偏置导通, C_2 串联 C_o 后向 R_L 供电, 如图 6 (d) 所示。S_2 被开通后, 辅助电感 L_{a2} 的电流不能突变, 而是线性减小, 到 t_4 时刻减小到 0, 由于 KCL 的约束, S_2 的电流从 0 开始线性增大, 完成 ZCS 开通, 式(4)成立。

$$\begin{cases} V_{in} = L_1\dot{i}_{L_1} = L_2\dot{i}_{L_2} \\ V_o = V_{C_o} - V_{C_2} \\ V_{C_e} = L_{a2}\dot{i}_{L_{a2}} \end{cases} \tag{4}$$

5) 工作模态 V: t_4～t_5。t_4 时刻, L_{a2} 的电流下降到 0, D_e 反向偏置截止, 完成 ZCS 关断, t_4 时刻后工作模态 V 开始, 此工作模态与工作模态Ⅱ完全相同, L_1 和 L_2 被恒压充磁, C_o 和 C_2 串联后向 R_L 供电, 如图 6 (e) 所示。

6) 工作模态 VI: t_5～t_6。S_1 被关断, S_2 保持导通



(a) 工作模态Ⅰ　(b) 工作模态Ⅱ　(c) 工作模态Ⅲ

(d) 工作模态Ⅳ　(e) 工作模态Ⅴ　(f) 工作模态Ⅵ

图 6　6 个工作模态的电流环路和流向

Fig. 6　Current loop and flow direction of six operation modes

状态，D_1 和 D_o 正向偏置导通，D_2 和 D_e 反向偏置截止，L_1 通过 D_o 向负载侧放电，同时给 C_1 充电，L_2 继续恒压充磁，如图 6 (f) 所示，式(5)成立。L_{a1} 的电流线性增大，由于 KCL 的约束，D_o 所在支路的电流线性减小，直到 t_6 时刻减小到 0，从而完成 ZCS 关断。

$$\begin{cases} V_{in}-V_{C_1}+V_{C_2}=L_1\dot{i}_{L_1} \\ V_{in}=L_2\dot{i}_{L_2} \\ V_{C_o}-V_{C_1}=L_{a1}\dot{i}_{L_{a1}} \end{cases} \tag{5}$$

所提电流均衡 NRL 软开关直流升压变换器的电压增益推导如下

根据电感 L_1、L_2、L_{a1} 和 L_{a2} 的伏秒平衡原理和式 (1)～式 (5)，可以得到

$$\begin{cases} V_{in}d+(V_{in}-V_{C_1}+V_{C_e})(1-d)=0 \\ V_{in}d+(V_{in}+V_{C_1}+V_{C_2})(1-d)=0 \\ (V_{C_o}-V_{C_1})(1-d)T+(V_{C_e}-V_{C_1})T_1=0 \\ (V_{C_1}+V_{C_2})(1-d)T+V_{C_e}T_2=0 \end{cases} \tag{6}$$

式中：T_1 为 t_0～t_1 的持续时间；T_2 为 t_3～t_4 的持续时间。

变换器的输出电压 V_o 满足：

$$V_o=V_{C_o}-V_{C_2} \tag{7}$$

联立式 (6) 和式 (7) 得到输出电压 V_o 的表达式：

$$V_o=\frac{4}{1-d}V_{in}\left[1-\frac{T_1}{T(1-d)}\right] \tag{8}$$

式中：输出电压 V_o 与持续时间 T_1、开关周期 T、占空比 d 和输入电压 V_{in} 有关。

为了分析辅助电感 L_a 对输出电压 V_o 的影响，需要得到能够表征辅助电感 L_{a1} 与中间变量 T_1 之间的数学关系表达式。

由图 6 (a) 可以得到：$i_{L_1}=i_{S_1}+i_{L_{a1}}$。当 t=t_0、i_{S_1}=0 时，满足 $i_{L_{1_min}}=i_{L_{a1_max}}$。根据电感 L_1 的伏秒平衡原理可以得到

$$i_{L_{1_min}}=\frac{P_o}{2\eta V_{in}}-\frac{dTV_{in}}{2L_1} \tag{9}$$

式中：P_o 为输出功率；η 为所提变换器的效率。

将式 (6)～式 (9) 联立得到电压增益 M 与占空比 d、辅助电感 L_{a1} 的关系如下：

$$M=\frac{4}{1-d}\left[1-L_{a1}\left(\frac{P_o}{2\eta V_{in}^2T}-\frac{d}{2L_1}\right)\right] \tag{10}$$

根据式 (10)，选取 d 和 L_{a1} 为自变量，M 为因变量，可以得到一系列不同 L_{a1} 值下的电压增益曲线，如图 7 所示。其他参数仿真与试验中保持一致，即：T=5 μs，P_o=400 W，η=95%，V_{in}=30 V，L_1=500 μH。

在相同的 d 下，随着 L_{a1} 逐渐增大，M 逐渐减小。此外，L_{a1} 的选取范围受限于 d，d 越大，L_{a1} 的选取范围越大。

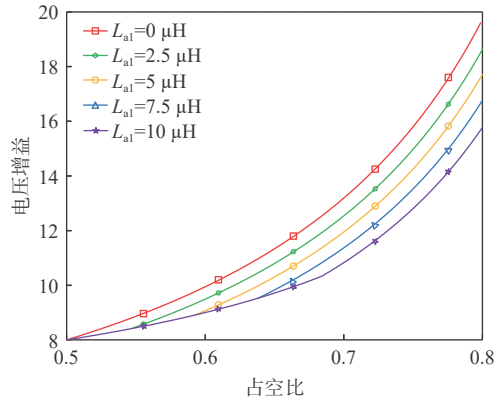


图 7 所提变换器电压增益曲线

Fig. 7 Voltage gain curve of the proposed converter

3 电流均衡 NRL 软开关直流升压变换拓扑仿真与试验验证

使用电力电子仿真软件 PSIM 搭建所提直流升压变换拓扑的电路仿真平台，其电气参数如表 1 所示。

表 1 电流均衡 NRL 软开关直流升压变换拓扑的电气参数

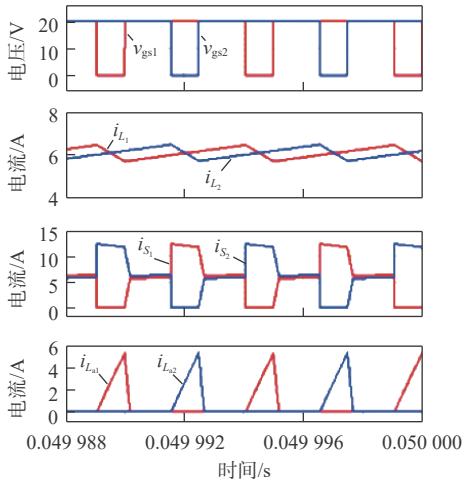
Table 1 Electric parameters of NRL soft-switching DC-DC step-up converter featuring current balancing

参数	数值
输入电压V_{in}/V	30
输出电压V_o/V	400
输出功率P_o/W	400
开关频率f_s/kHz	200
负载R_L/Ω	400
电容C_1, C_2, C_o, C_e/μF	20
辅助电感L_{a1}, L_{a2}/μH	5
电感L_1, L_2/μH	500

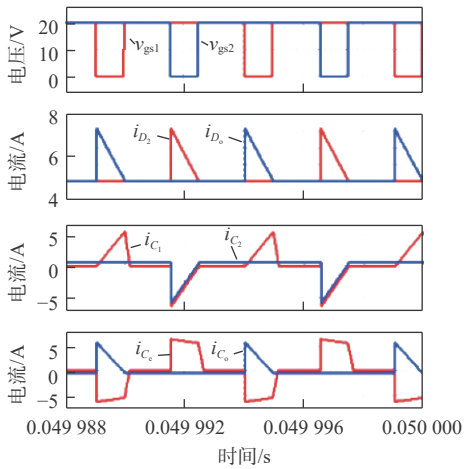
图 8 给出了电流均衡 NRL 软开关直流升压变换拓扑的仿真结果。根据图 8 (a) 可知，S_1 和 S_2 开通后，L_{a1} 和 L_{a2} 的电流线性减小，因 KCL 的约束，S_1 和 S_2 的电流从 0 开始线性增大，因此实现开关管的 ZCS 开通。根据图 8 (b) 可知，D_2 和 D_o 的电流线性减小，减小到 0 后实现 ZCS 关断，此外，D_1 和 D_e 分别在 L_{a1} 和 L_{a2} 的支路上，其电流与 L_{a1} 和 L_{a2} 的电流相同，分别在 S_1 和 S_2 开通后线性减小，减小到 0 后实现 ZCS 关断。

根据表 1 提供的电气参数，搭建电流均衡 NRL 软开关直流升压变换拓扑的样机试验平台，如图 9 所示。

图 10 (a)～图 10(d) 分别给出了所提变换器的输入输出电压波形、开关管 S_1、二极管 D_1 和 D_o 的电压电流试验波形，以及时间轴为 400 ns/div 时对应的放大试验波形。从图 10(a) 可以看出，该变换



(a) 输入电感、开关管和辅助电感电流的仿真波形



(b) 二极管和电容电流仿真波形

图 8　IB-CCS-Ⅱ拓扑的关键仿真波形

Fig. 8　Key simulation waveforms of IB-CCS-Ⅱ topology

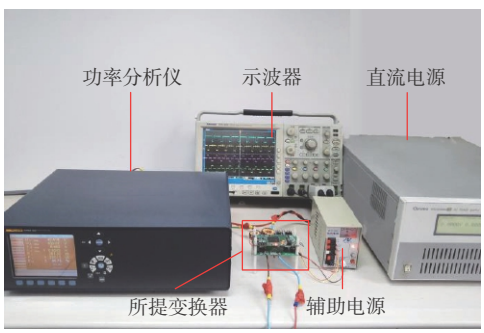
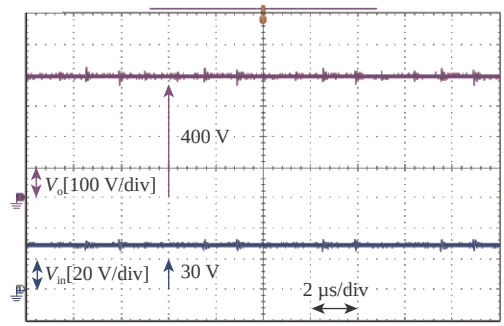
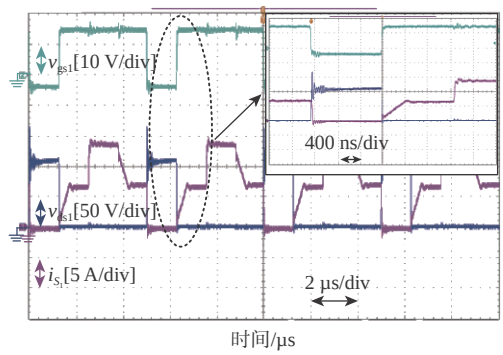


图 9　样机试验平台

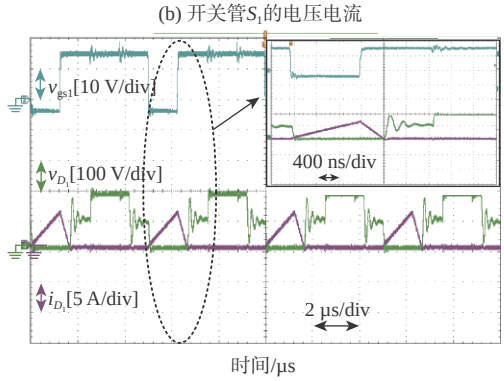
Fig. 9　Prototype experimental platform



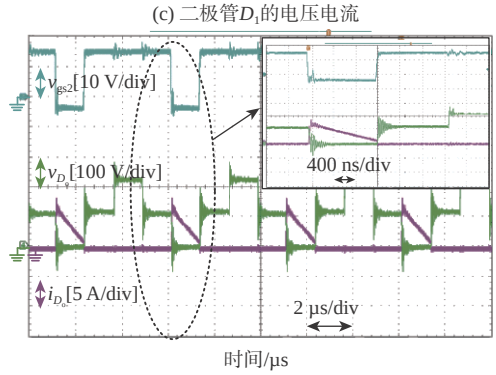
(a) 输入输出电压波形



(b) 开关管S_1的电压电流



(c) 二极管D_1的电压电流



(d) 二极管D_o的电压电流

图 10　IB-CCS-Ⅱ拓扑的关键试验波形

Fig. 10　Key experimental waveforms of IB-CCS-Ⅱ topology

器能够实现输入 30 V、输出 400 V 的电能变换，电压增益为 13.3。从图 10(b) 所示的开关管 S_1 电压电流波形的 400 ns/div 放大图可以观察到，在其开通时刻，电流大小为 0，实现了 ZCS 开通；从图 10(c) 和图 10(d) 所示的二极管 D_1 和 D_o 电压电流波形的 400 ns/div 放大图可以观察到，在其关断时刻，电流大小已降到 0，实现了 ZCS 关断。因此，试验结果进一步验证所提变换器拓扑能够实现软开关，即所有开关管的 ZCS 开通和所有二极管的 ZCS 关断，与理论分析和仿真结果相吻合。

基于上述电路仿真参数得到在 V_{in}=30 V、V_o=400 V、P_o=400 W 工况下所提变换器的损耗分布，如图 11 所示，其中，开关管的损耗占总损耗的 73.04%。

所提变换器的效率曲线如图 12 所示。其中，

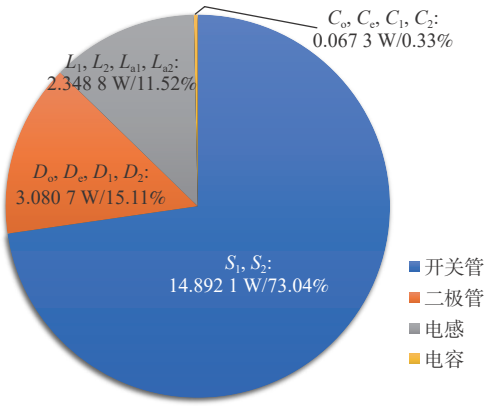


图 11 IB-CCS-Ⅱ拓扑的样机功率损耗分析

Fig. 11 Prototype power loss analysis of IB-CCS-Ⅱ topology

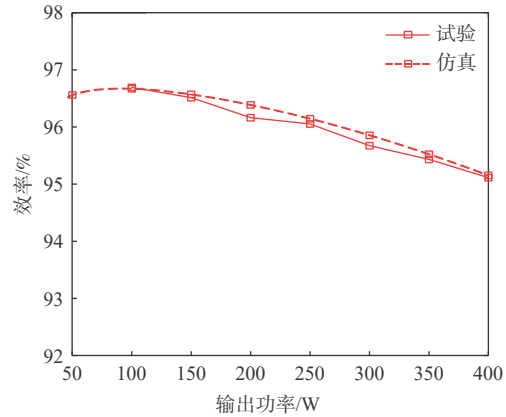


图 12 IB-CCS-Ⅱ拓扑的效率曲线

Fig. 12 Efficiency curve of IB-CCS-Ⅱ topology

在输入电压 V_{in}=30 V 和 50～400 W 功率范围内，所提变换器的效率曲线试验结果与理论结果相吻合，最大效率点为 96.68%（V_{in}=30 V，P_o=100 W）。

综上所述，基于二极管支路型 NRL 软开关的电路结构，结合电感电流均衡的扩展 IB-CCS-Ⅱ变换器，可以构建电流均衡 NRL 软开关直流升压变换拓扑，能够实现所有开关管的 ZCS 开通和所有二极管的 ZCS 关断，且仿真和试验结果验证了理论分析的正确性。

为了更加清楚地说明本文提出的电流均衡 NRL 软开关直流升压变换器的优点，将所提变换器与传统的谐振软开关交错型直流升压变换器[28]和现有的具有辅助电感[29]或耦合电感[30-31]的软开关交错型升压型变换器从 3 个方面进行了的比较：实现软开关所需的附加器件的数量、开关管和二极管的开关方式、是否存在谐振电流尖峰，具体比较结果如表 2 所示。

从表 2 可以看出，本文提出的电流均衡 NRL 软开关直流升压变换器具有以下优点：实现软开关的附加器件更少；无谐振电流尖峰。

表 2 不同软开关交错型直流升压变换器对比

Table 2 Comparison of different soft-switching interleaved boost-type converters

软开关直流升压变换器	实现软开关的额外器件	开关管S开通方式	开关管S关断方式	二极管D开通方式	二极管D关断方式	是否存在谐振电流尖峰
传统的谐振软开关交错型直流升压变换器[28]	L_{r1}, L_{r2}, C_{r1}, C_{r2},	ZCS	硬关断	ZVS	ZVS	是
具有辅助电感的软开关交错型直流升压变换器[29]	L_{r1}, L_{r2}, L_{r3}, L_{r4}	ZVS	硬关断	硬开通	ZCS	是
具有耦合电感的软开关交错型直流升压变换器[30]	L_{p1}, L_{s1}, L_{k1}, L_{p2}, L_{s2}, L_{k2}	ZVS	硬关断	ZCS	ZCS	否
具有耦合电感的软开关交错型直流升压变换器[31]		ZVS	硬关断	ZVS	ZCS	
所提电流均衡NRL软开关IB-CCS-Ⅱ直流升压变换器	L_{a1}, L_{a2}	ZCS	硬关断	硬开通	ZCS	否

4 结 论

1）该直流变换器拓扑能够实现所有开关管的 ZCS 开通和所有二极管的 ZCS 关断，且由于实现了器件电流的线性变化，能够消除因电容充放电导致的器件电流尖峰，从而在有效减少非隔离型高增益直流变换器中的电容容量的同时，又能够保持较高的变换效率和电压增益，为临近空间浮空器电源中升压变换提供一种新的拓扑选择。

2）非谐振软开关技术能够提高箝位电容非隔离型高增益直流变换器的工作频率，同时又不增加过多的开关损耗而导致变换效率降低，能够实现箝位电容非隔离型高增益直流变换器中所有开关管的 ZCS 开通和所有二极管的 ZCS 关断，且能够彻底消除电容充放电导致的器件电流尖峰。

3）非谐振软开关技术因没有电流或电压谐振峰值且电流线性变化，以及软开关的实现与开关频率无关而有利于频率控制，适用于电容较多的电容升压式非隔离型高增益直流变换器，包括开关电容式、电压倍增式及本文中的箝位电容式。

参考文献（References）

[1] HIGASHIMATA A, ADACHI K, HASHIZUME T, et al. Design of a headway distance control system for ACC[J]. JSAE Review, 2001, 22(1): 15-22.

[2] 杨秉, 杨健, 李小将, 等. 临近空间飞艇运行环境及其影响[J]. 航天器环境工程, 2008, 25(6): 555-557,498-499.
YANG B, YANG J, LI X J, et al. The operating environment of near-space and its effects on the airship[J]. Spacecraft Environment

Engineering, 2008, 25(6): 555-557,498-499(in Chinese).

[3] BADDIPADIGA B P, STRATHMAN S, FERDOWSI M, et al. A high-voltage-gain DC-DC converter for powering a multi-mode monopropellant-electrospray propulsion system in satellites[C]// Proceedings of the IEEE Applied Power Electronics Conference and Exposition. Piscataway: IEEE Press, 2018: 1561-1565.

[4] CHOU M C, LIAW C M. PMSM-driven satellite reaction wheel system with adjustable DC-link voltage[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2014, 50(2): 1359-1373.

[5] TONG Q, ZHANG D L. Research on a high output current DC/DC converter with wide input voltage range for space applications[C]// Proceedings of the International Conference on Integrated Circuits and Microsystems. Piscataway: IEEE Press, 2016: 205-209.

[6] 焦宇晟, 郭形发, 杨帆. 小卫星用高可靠太阳电池阵功率调节技术[J]. 电力电子技术, 2020, 54(1): 79-81.
JIAO Y S, GUO X F, YANG F. High reliable power conditioning technology of solar panel for small satellite[J]. Power Electronics, 2020, 54(1): 79-81(in Chinese).

[7] ATHALYE P, MAKSIMOVIC D, ERICKSON R. High-performance front-end converter for avionics applications [aircraft power systems[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2003, 39(2): 462-470.

[8] ZHU J J, QIAN Q S, LU S L, et al. A phase-shift triple full-bridge converter with three shared leading legs[J]. IEEE Journal of Emerging and Selected Topics in Power Electronics, 2018, 6(4): 1912-1920.

[9] 章治国, 刘俊良, 郭强, 等. 基于脉冲频率调制的高增益隔离型软开关直流变换器[J]. 电工技术学报, 2019, 34(2): 296-305.
ZHANG Z G, LIU J L, GUO Q, et al. A high step-up isolated soft-switching DC-DC converter with pulse frequency modulation[J]. Transactions of China Electrotechnical Society, 2019, 34(2): 296-305(in Chinese).

[10] HE P W, KHALIGH A. Comprehensive analyses and comparison of 1 kW isolated DC-DC converters for bidirectional EV charging systems[J]. IEEE Transactions on Transportation Electrification, 2017, 3(1): 147-156.

[11] REUSCH D, BISWAS S, ZHANG Y Z. System optimization of a high power density non-isolated intermediate bus converter for 48 V server applications[C]//Proceedings of the IEEE Applied Power Electronics Conference and Exposition. Piscataway: IEEE Press, 2018: 2191-2197.

[12] PRUDENTE M, PFITSCHER L L, EMMENDOERFER G, et al. Voltage multiplier cells applied to non-isolated DC-DC converters [J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2008, 23(2): 871-887.

[13] 张兴. 高等电力电子技术[M]. 北京: 机械工业出版社, 2011: 24-27.
ZHANG X. Advanced power electronics[M]. Beijing: China Machine Press, 2011: 24-27(in Chinese).

[14] FU M F, FEI C, YANG Y C, et al. A GaN-based DC-DC module for railway applications: design consideration and high-frequency digital control[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2020, 67(2): 1638-1647.

[15] FU M F, FEI C, YANG Y C, et al. Optimal design of planar magnetic components for a two-stage GaN-based DC-DC converter[J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2019, 34(4): 3329-3338.

[16] RADZUAN R, MOHD SALLEH M K, HAMZAH M K, et al. Development of thin film capacitors for power system applications by PVD technique[C]//Proceedings of the IEEE Symposium on Humanities, Science and Engineering Research. Piscataway: IEEE Press, 2012: 1097-1100.

[17] XIE H Y, LI R. A novel switched-capacitor converter with high voltage gain[J]. IEEE Access, 2019, 7: 107831-107844.

[18] SEEMAN M D, SANDERS S R. Analysis and optimization of switched-capacitor DC-DC converter[C]//Proceedings of the IEEE Workshops on Computers in Power Electronics. Piscataway: IEEE Press, 2006: 216-224.

[19] HSIEH Y P, CHEN J F, LIANG T J, et al. Novel high step-up DC-DC converter with coupled-inductor and switched-capacitor techniques[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2012, 59(2): 998-1007.

[20] BEN-YAAKOV S. Behavioral average modeling and equivalent circuit simulation of switched capacitors converters[J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2012, 27(2): 632-636.

[21] EVZELMAN M, BEN-YAAKOV S. Average-current-based conduction losses model of switched capacitor converters[J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2013, 28(7): 3341-3352.

[22] ZENG Y B, LI H, WANG W C, et al. Cost-effective clamping capacitor boost converter with high voltage gain[J]. IET Power Electronics, 2021, 13(9): 1775-1786.

[23] ZENG Y B, LI H, WANG W C, et al. High-efficient high-voltage-gain capacitor clamped DC-DC converters and their construction method[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2021, 68(5): 3992-4003.

[24] XIE W H, LI S X, SMEDLEY K M, et al. A family of dual resonant switched-capacitor converter with passive regenerative snubber[J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2020, 35(5): 4891-4904.

[25] TRAN H N, CHOI S. A family of ZVT DC-DC converters with low-voltage ringing[J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2020, 35(1): 59-69.

[26] LIN B R, CHEN J J. Analysis and implementation of a soft switching converter with high-voltage conversion ratio[J]. IET Power Electronics, 2008, 1(3): 386-394.

[27] ZENG Y B, LI H, DU H T, et al. Non-resonant soft-switching technique with linear current on switching cycle time-scale for switched-capacitor DC-DC converters[J]. IET Power Electronics, 2022, 15(4): 287-305.

[28] LI H, DU H T, ZENG Y B, et al. A modified interleaved capacitor clamped DC-DC converter with non-resonant soft switching[J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2022, 37(10): 12221-12236.

[29] LEI H D, HAO R X, YOU X J, et al. Nonisolated high step-up soft-switching DC-DC converter with interleaving and dickson switched-capacitor techniques[J]. IEEE Journal of Emerging and Selected Topics in Power Electronics, 2020, 8(3): 2007-2021.

[30] MORADISIZKOOHI H, ELSAYAD N, MOHAMMED O A. Ultra-high step-up DC/DC converter based on dual-coupled-inductors with low voltage stress and input current ripple for renewable energy applications[C]//Proceedings of the IEEE Applied Power Electronics Conference and Exposition. Piscataway: IEEE Press, 2019: 2171-2176.

[31] KOTHAPALLI K R, RAMTEKE M R, SURYAWANSHI H M, et al. Soft-switched ultrahigh gain DC-DC converter with voltage multiplier cell for DC microgrid[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2021, 68(11): 11063-11075.

A non-resonant linear soft-switching DC-DC step-up conversion topology featuring current balancing for aerostat power systems

HU Xiaofei[1], LI Hong[1,*], ZENG Yangbin[2], SU Wenzhe[1], XU Guoning[3]

(1. School of Electrical Engineering, Beijing Jiaotong University, Beijing 100044, China;
2. Department of Electrical Engineering, Tsinghua University, Beijing 100084, China;
3. Aerospace Information Research Institute, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100094, China)

Abstract: Applications for near-space aerostats are numerous and include scientific experiments, geological exploration, and communication support. The power conversion equipment in these systems must have characteristics like high efficiency, miniaturization, and lightweight construction because of their particular operating environment. The significance of creating a DC-DC converter with high efficiency, high power density, and high voltage gain is highlighted by the low output voltage of the solar cell in the aerostat power system and the high voltage of the DC bus. Thus, using a high gain clamping capacitor converter and non-resonant soft-switching approaches, this work suggests a novel non-resonant linear (NRL) soft-switching DC-DC step-up converter with current balancing. The suggested converter can eliminate the device current spike brought on by charging and discharging capacitors by implementing zero-current-switching (ZCS) turn-on of switches and ZCS turn-off of diodes. Finally, the validity and correctness of the proposed converter are verified by simulation and experiment, which provides a novel topology choice for DC-DC step-up converter in near-space aerostat power systems.

Keywords: aerostat power systems; DC-DC step-up converters; non-resonant linear soft-switching techniques; high gain; topology

Received: 2022-12-31; **Accepted**: 2023-05-10; **Published Online**: 2023-05-31 15:11

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230530.1106.001

Foundation items: The Excellent Youth Scholars of National Natural Science Foundation of China (51822701); The Key Program of National Natural Science Foundation of China (52237008)

* **Corresponding author**. E-mail: hong_li@zju.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0006

基于机器学习的飞行器无线充电线圈定位方法

杨尚航[1,2]，徐国宁[1,2,*]，贾忠臻[1]，李永祥[1]，庄春雨[1,2]，杨燕初[1,2]

(1. 中国科学院 空天信息创新研究院，北京 100094；2. 中国科学院大学 航空宇航学院，北京 100049)

摘　　要： 磁耦合谐振式无线电能传输技术广泛应用于无人机充电，其充电线圈定位精度直接影响充电效率。针对现有方法忽略无人机角度偏移的问题，提出一种基于监督式机器学习的线圈定位方法，可同时检测位置偏移和角度偏移。所提方法通过建立辅助线圈电压与线圈相对位置/角度标签的数据集，利用监督学习回归算法训练定位模型。经仿真和试验验证：位置偏移检测精度达1 cm，角度偏移检测精度达1°。结合停机坪的机械调节装置移动/旋转发射线圈，可有效实现线圈对准，提升充电效率。

关 键 词： 无人机；无线充电；线圈定位；角度偏移；监督学习

中图分类号： TM724; TP391

文献标志码： A　　**文章编号：** 1001-5965(2025)08-2801-11

随着科技的进步，无人飞行器已广泛应用于军用和民用等领域。当前，无人飞行器主要采用的能源是储能电池，然而，受起飞重量的限制，无人飞行器搭载的电池容量有限，一次充满电后续航时间短，巡航范围受限，需要定时人工更换电池或插拔充电，一定程度上影响和制约了无人机技术应用的发展[1-2]。

近年来，无线电能传输技术的发展为无人机续航提供了一种理想的解决方案。在无人机巡航途中设置多个中继充电平台，无人机在电能将要耗尽时就近落到充电平台上，利用无线充电实现电能补给，大大提高了无人机的灵活性、机动性和工作范围，是推动无人机技术无人化、智能化的关键一环[3-4]。磁耦合谐振式无线电能传输技术更成为无人机无线充电的最佳解决方式。在电能传输过程中，接收线圈和发射线圈的准确对位是决定系统传输功率和传输效率的重要因素，线圈间的错位往往会对电能传输造成极大的影响。受天气和降落精度等因素的影响，无人机在停机坪上的落点位置和方向呈现一定的随机性，且无人机结构各异，为了满足其对磁耦合机构体积小、质量轻、漏磁小、结构适应性强等要求，其无线充电的耦合结构更是复杂多样。为此，国内外学者已针对无人机的应用环境对其磁耦合装置的设计展开了大量研究。发射端与接收端平行放置的大型平面型“面对面”式磁耦合装置的工作效率易受原副边气隙的影响，其接收线圈往往安置于无人机下方，与无人机机载设备安装位置冲突，且大量磁通进入无人机内部，存在电磁干扰问题，对无人机适应性差。小型平面型耦合装置安装在无人机起落架底端，漏磁小，但其耦合面积小，仅适用于小功率场合。螺旋管式接收装置也可降低系统漏磁，但其在无人机降落过程中容易损坏，实用性不高。哈尔滨工业大学提出一种正交式双极型磁耦合装置，发射端使用DD空心线圈，接收端线圈绕制在无人机起落架上且与发射端垂直，以捕获水平磁通，实现了功率500 W、效率90.08%的效果，系统传输功率能力强，漏磁干扰小，不需要漏磁屏蔽装置，但该装置对无人机降落角度存在限制，要求发射线圈和接收线圈同方向，当降落角度为45°～135°时，该装置将失效[5]。在实际场景中，除圆形线圈外，其他线圈如矩形、DD形、DD正交形线圈等都会有角度偏移。可见，无人机

收稿日期： 2023-01-04；**录用日期：** 2023-04-06；**网络出版时间：** 2023-04-10 11:41
网络出版地址： link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230407.1630.002
基金项目： 中国科学院战略性先导科技专项 (XDA17020304)
* **通信作者**. E-mail：xugn@aircas.ac.cn

引用格式： *杨尚航，徐国宁，贾忠臻，等. 基于机器学习的飞行器无线充电线圈定位方法 [J]. 北京航空航天大学学报，2025，51（8）：2801-2811. YANG S H，XU G N，JIA Z Z，et al. Wireless charging coil location method of aircraft based on machine learning [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51（8）：2801-2811（in Chinese）.*

磁耦合结构的复杂性对其无线充电的线圈定位提出了新的要求，角度偏移也应当成为定位工作中的必要考虑因素。

当前，无人机无线充电定位技术大致分为 2 类[6]：①利用全球定位系统、红外、超声波、视觉等外部添加的无线传感网络对无人机进行定位；②利用辅助线圈或磁阻传感器等通过磁感应对接收线圈实现位置检测，通过磁感应定位法对接收线圈进行定位不易受外界环境干扰，定位精度较高，且结构较为简单，还可与上述其他需添加外部传感器的定位方法相结合，对接收线圈的偏移状态进行二次监测，以弥补其定位精度较低、定位工作易受环境因素影响等不足。文献 [7] 利用磁阻传感器采集磁场数据，提出一种基于磁场数据特征学习的定位方法，基于学习完备的模型实现了线圈定位，该系统需要安装一定数量的磁阻传感器，较为复杂且成本较高。文献 [8] 采用基于反向传播神经网络的定位方法，通过建立以探测线圈感应电压为输入层、接收线圈二维坐标为输出层的神经网络实现定位功能。文献 [9] 对发射线圈阻抗、阵列式发射线圈的激活模式和线圈位置等信息进行机器学习实现对接收线圈的定位。文献 [10] 利用机器学习对多线圈阵列式接收线圈的纵向偏移距离和系统传输效率等特征数据进行监督学习，实现了对接收端纵向偏移的预测，然而，系统传输效率还会受电感电容的寄生损耗、高次谐波等的影响。

综上，一些机器学习技术已被应用在磁场定位法中，机器学习方法是指通过对数据进行学习，从而寻找事件间的隐含关系。但以上文献中所用的方法均忽略了线圈间偏转角度的影响，在磁耦合谐振式无线电能传输系统中，当无人飞行器降落在充电平台上时，收发线圈间的竖直距离已固定，此时在充电平台所在平面上，其耦合结构间还会产生平面旋转角度偏移，当线圈间的角度偏移影响功率线圈间的互感时，会对电磁感应定位的工作性能产生影响，进而影响无线充电的工作效率[11]。文献 [12] 针对电动汽车无线充电系统提出了基于非线性最小二乘法定位方法，该方法的定位效果受线圈间角度偏移影响，偏移角度大于 20°时，定位误差大于 120 mm。文献 [11] 对电动汽车无线充电中的线圈角度偏移检测进行了研究，提出了基于电子罗盘的线圈角度偏移检测方法，该方法需在收发端线圈中心分别放置 2 个电子罗盘，且会受到电磁干扰的影响。

针对上述问题，本文提出一种基于监督式机器学习的线圈定位方法，建立了可检测线圈间相对偏移状态的数据驱动模型，在实际工作过程中借助辅助线圈并基于该模型进行定位，不仅可以检测线圈间的相对偏移位置，还可确定线圈间的相对偏移角度，更符合实际情况，从而进一步提升了线圈定位的准确性，并控制无人机无线充电停机坪在无线充电过程中利用机械装置移动或旋转发送线圈以修正线圈间的偏移，从而实现收发线圈的对准，优化无人机无线充电系统中线圈定位工作的工作性能，提高充电系统的工作效率。

1 线圈定位原理及方法

在无人机无线充电过程中，无人机随机降落在充电平台上，收发线圈间存在的偏移包括位置偏移和角度偏移，如图 1 所示。空间中磁场分布特征与收发线圈间相对偏移状态有关，文献 [7] 以图 2 所示的单匝方形收发线圈为例，对线圈间产生偏移时，空间中某一点的磁场分布进行了理论推导。

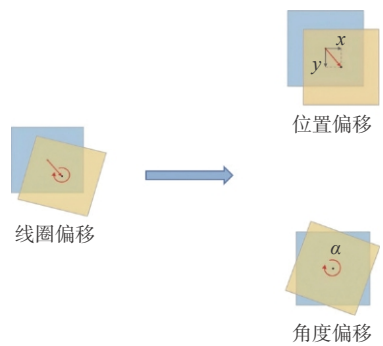


图 1 线圈偏移方式

Fig. 1 Coil offset mode

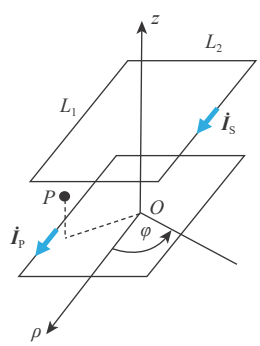


图 2 单匝方形收发线圈[7]

Fig. 2 Single turn square transceiver coil[7]

以矩形原边线圈中心点为原点 O，建立柱坐标系 O:($\boldsymbol{e}_\rho$, $\boldsymbol{e}_\varphi$, $\boldsymbol{e}_z$)，$\boldsymbol{e}_\rho$、$\boldsymbol{e}_\varphi$、$\boldsymbol{e}_z$ 分别为坐标轴的单位向量，矩形线圈边长为 L_1、L_2，原边、副边电流分别为 $\dot{\boldsymbol{I}}_{\mathrm{P}}$、$\dot{\boldsymbol{I}}_{\mathrm{S}}$。根据麦克斯韦方程组和文献 [13] 的分析，可以求得线圈间某一点 $P:(\rho,\varphi,z)$ 的磁场强度为

$$\boldsymbol{H}_P=\frac{r\dot{\boldsymbol{I}}_{\mathrm{P}}}{2}\int_0^\infty\left(J_1(\tau\rho)\boldsymbol{e}_\rho+\frac{\tau}{u}J_0(\tau\rho)\boldsymbol{e}_z\right)\left(\tau J_1(\tau r)\mathrm{e}^{-uz}\right)\mathrm{d}\tau+\frac{r\dot{\boldsymbol{I}}_{\mathrm{S}}}{2}\int_0^\infty\left(-J_1(\tau\rho)\boldsymbol{e}_\rho+\frac{\tau}{u}J_0(\tau\rho)\boldsymbol{e}_z\right)\left(\tau J_1(\tau r)\mathrm{e}^{-u(h-z)}\right)\mathrm{d}\tau \tag{1}$$

式中：r 为矩形线圈的等效半径；h 为原副线圈间距。

$$r=\sqrt{\frac{L_1L_2}{\pi}} \tag{2}$$

J_i为 i 阶第一类贝塞尔函数的级数和近似表达式：

$$J_i(x)=\sum_{m=0}^{\infty}\left[\frac{(-1)^m}{m!(m+i)!}\left(\frac{x}{2}\right)^{2m+i}\right] \tag{3}$$

τ为分离变量，取值为积分区间$[0,\infty)$，τ趋向于无穷大时，$J_1(\tau\rho)$和$J_1(\tau r)$趋向于 0，因此，在 0～∞内对τ的积分结果是一个有限值。

$$u=\sqrt{\tau^2+\mathrm{j}\omega\mu(\sigma+\mathrm{j}\omega\varepsilon)} \tag{4}$$

式中：ω为磁场角频率；μ为磁导率；σ为电导率；ε为介电常数。当副边线圈沿 ρ 轴偏移 ρ_0 距离时，副边电流为$\dot{\boldsymbol{I}}_{\mathrm{S_new}}$，此时空间中某一点 $P:(\rho,\varphi,z)$的磁场强度发生改变，为

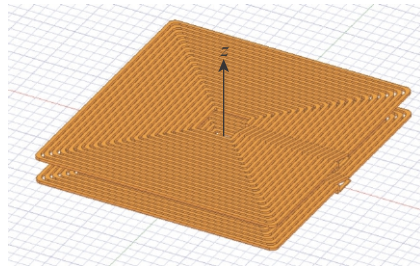
$$\begin{aligned}\boldsymbol{H}_P=&\frac{r\dot{\boldsymbol{I}}_{\mathrm{P}}}{2}\int_0^{\infty}\left(J_1(\tau\rho)\boldsymbol{e}_\rho+\frac{\tau}{u}J_0(\tau\rho)\boldsymbol{e}_z\right)\left(\tau J_1(\tau r)\mathrm{e}^{-uz}\right)\mathrm{d}\tau+\\&\frac{r\dot{\boldsymbol{I}}_{\mathrm{S_new}}}{2}\int_0^{\infty}\left(-J_1(\tau\rho_{\mathrm{d}})\boldsymbol{e}_\rho+\frac{\tau}{u}J_0(\tau\rho_{\mathrm{d}})\boldsymbol{e}_z\right)\cdot\\&\left(\tau J_1(\tau r)\mathrm{e}^{-u(h-z)}\right)\mathrm{d}\tau\end{aligned} \tag{5}$$

式中：

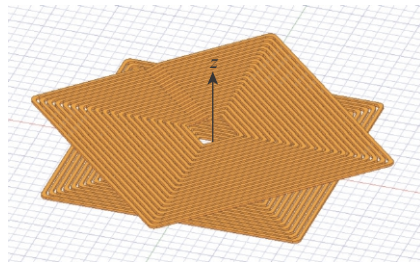
$$\rho_{\mathrm{d}}=\sqrt{\rho^2+\rho_0^2-2\rho\rho_0\cos\varphi} \tag{6}$$

由式(1)和式(5)可知，当线圈间存在位置偏移时，空间中任一点的磁场强度均发生改变。可见，收发线圈间相对偏移位置不同时，空间中的磁场分布不同。对不同的磁场特征进行识别即可检测线圈间的相对偏移位置。

角度偏移检测的原理与位置偏移检测的原理相同，在图 2 中，当副边线圈沿着 φ 轴旋转时，空间中的磁场分布亦发生改变。选用 ANSYS Maxwell 仿真软件对不同偏移角度下的空间磁场分布进行仿真计算，以验证角度偏移检测的物理依据。ANSYS Maxwell 软件根据麦克斯韦方程和磁场边界条件，可以直接计算磁场强度分布的数值解，减少了推导解析过程中的假设和近似，可以获得更精确的数值计算结果。在 ANSYS Maxwell 建立图 3 所示的功率线圈模型，各参数如表 1 所示。图 3(a)为收发线圈完全对准，其相对偏移角度为 0°，图 3(b)中收发线圈中轴对齐，相对偏移角度为 45°。在此模型基础上对线圈间的磁场分布进行仿真，计算不同观测角度、同一观测面下的磁场分布。以发射线圈上表面上方 15 mm 高度的平面作为观测面，图 4(a)、图 4(b)分别为 0°和 45°相对偏移角度下该平面观测面的磁场强度分布。以观测面的中心为原点，单位长度为 10 mm，建立平面直角坐标系，图 5 为不同相对偏移角度下该平面上各位置点的磁场强度。可见，相对偏移角度不同时，该观测面的磁场分布均不相同，由图 4、图 5 可知，线圈相对



(a) 收发线圈完全对准 (相对偏移角度为0°)



(b) 收发线圈相对偏移角度为45°

图 3　角度偏移检测原理分析仿真模型

Fig. 3　Simulation model of angle offset detection principle analysis

表 1　仿真模型参数

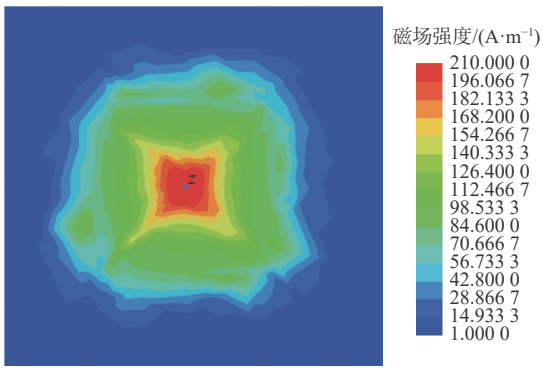
Table 1　Simulation model parameters

仿真参数	数值
线圈材料	铜
线圈尺寸/(mm×mm)	230×230
线圈匝数/匝	20
线径/mm	3
线圈匝间距/mm	2
收发线圈间距/mm	20
原边线圈激励电流幅值/A	2
激励频率/kHz	110

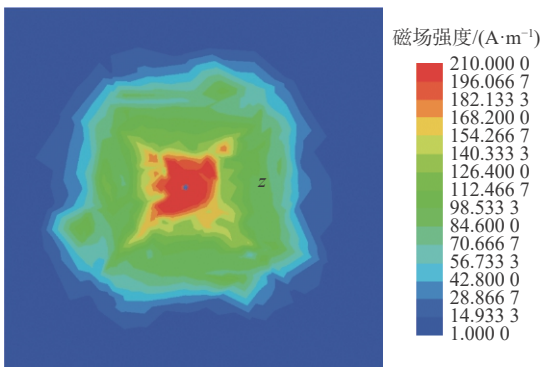
偏移角度不同时，其空间中的磁场分布特征不同，因此，对磁场特征进行提取和识别亦可得出接收线圈的相对偏移角度。

由理论推导和仿真分析可知，在无线电能传输过程中，空间中磁场分布特征与收发线圈的相对偏移状态有关，根据磁场数据分布的不同可以实现对收发线圈相对位置偏移和相对角度偏移的检测。即在系统定位过程中根据实时采集的磁场数据就可获得接收线圈的偏移状态，然而两者之间的关系呈非线性且较为复杂，通过机理建模较为困难，机理建模需要根据系统的物理性质，通过对系统输入输出的关系进行物理推导建立解析式，建模结果较为复杂。基于这一问题，本文提出一种基于监督式机器学习的定位方法，该方法不需要研究系统的内部机理，而是通过相关机器学习算法对数据进行监督学习，建立起数据驱动定位模型。

数据驱动模型不需要事先建立明确的数学模



(a) 收发线圈相对偏移角度为0°



(b) 收发线圈相对偏移角度为45°

图 4 磁场强度分布

Fig. 4 Magnetic field strength distribution

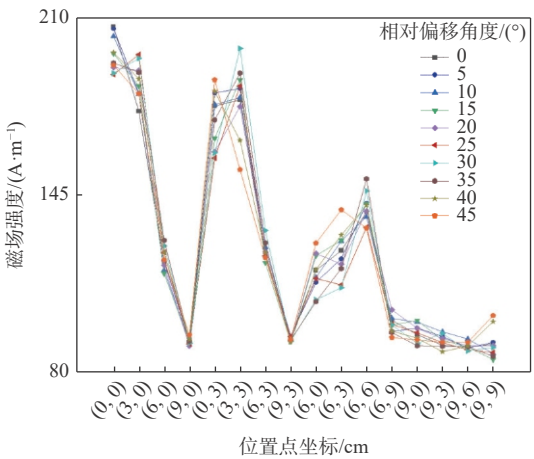


图 5 收发线圈不同相对偏移角度下的磁场强度分布特征曲线

Fig. 5 Magnetic field strength distribution curves of transceiver coil at different relative offset angles

型，而是从数据出发，采用特定的学习算法得到对系统的描述，提取空间磁场分布特征，训练该特征与接收线圈偏移状态的回归关系，从而建立接收线圈偏移状态检测模型，再应用于新产生的数据进行结果预测，实现对接收线圈的定位。

由于本文方法同时对位置偏移和角度偏移进行了考虑，定位线圈电压值数据常常呈现较大的分散性，会严重干扰数据驱动模型对数据映射规律的学习，影响数据驱动模型的定位精度[14]。因此，为了在该数据集的基础上更好地建立数据驱动模型，从而更好地实现线圈定位，本文对线圈间的位置偏移和角度偏移分别进行预测。该方法不受偏移状态的约束，即使线圈间同时存在位置偏移和角度偏移，也可计算出任一种偏移，具有一定的灵活性。

本文所提定位方法的具体过程如下：

1）在收发线圈间放置用以提取磁场分布特征的定位辅助线圈。

2）对发射线圈进行激励，收集不同偏移状态下的定位辅助线圈电压值，建立以定位辅助线圈电压值为特征数据、对应线圈间相对偏移状态为标签的数据集。

3）通过机器学习相关算法对该数据集进行监督学习，生成以定位辅助线圈电压值为输入、偏移量为输出的数据驱动模型。

4）将训练好的模型应用于定位系统中，将定位过程中实时采集到的定位辅助线圈电压值输入到定位模型中，实现对收发线圈相对偏移量的检测。

本文建立定位模型方法的技术路线如图 6 所示。

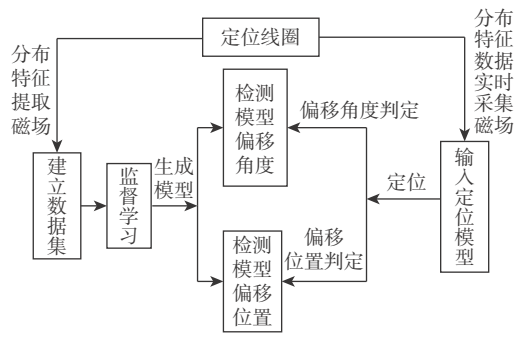


图 6 本文方法技术路线

Fig. 6 Technology roadmap of the proposed method

2 仿真案例与结果分析

以平面方形线圈为例对本文提出的定位方法进行分析研究。首先，利用 ANSYS Maxwell 有限元仿真软件建立数据集，并将数据集样本划分为训练集和测试集，基于机器学习回归算法对训练集数据进行监督学习，生成基于数据驱动的定位模型，利用测试集数据对该模型进行测试以验证本文方法的可行性；然后，利用训练样本外的更高精度数据测试该模型的泛化性。

2.1 模型仿真

为了对无人机的无线充电定位问题展开研究，开发了图 7 所示的无人机无线充电平台样机。该平台通过移动发射装置解决无人机无线充电的磁

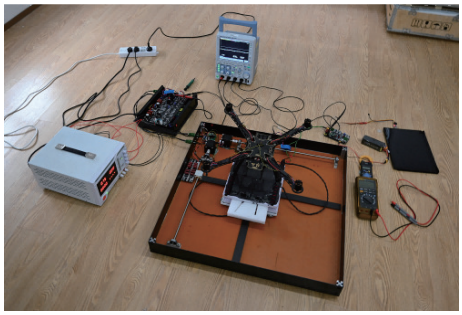


图 7　可移动式无人机无线充电平台

Fig. 7　Mobile UAV wireless charging platform

耦合机构错位问题，但其只对位置上的横向和纵向偏移进行了考虑，仍存在定位不准确、定位精度低等问题，其忽略了方形线圈的角度偏移是定位性能较差的因素之一。角度偏移的检测和修正是有待解决的重要工程问题。本文结合已有研究对提出的定位方法进行讨论，以验证该定位方法的可行性。

按照图 7 充电装置中的线圈模型在 ANSYS Maxwell 有限元软件中建立如图 3 所示的功率线圈。该功率线圈的工作性能受角度偏移影响，在 ANSYS Maxwell 3D 瞬态场仿真中，设置接收线圈与发射线圈间不存在相对位置偏移，令接收线圈绕中心轴由 0°旋转至 45°，步长为 1°，对每步下的线圈互感进行仿真，如图 8 所示，该耦合线圈的互感下降了 10.8%，对其无线充电系统工作性能造成的影响不可忽视。

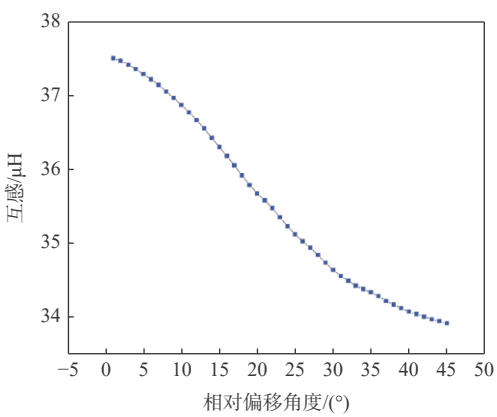


图 8　功率线圈互感与相对偏移角度的关系

Fig. 8　Relationship between mutual inductance and relative angle offset of power coil

2.2　数据集获取

在该平面方形线圈模型的基础上，通过 ANSYS Maxwell 有限元仿真软件创建数据集。在软件中建立如图 9 所示的小型定位线圈，用以提取磁场分布，其参数如表 2 所示。

将该定位线圈均匀地放置在如图 10 所示的 16 个位置点上，在 ANSYS Maxwell 3D 瞬态场仿真

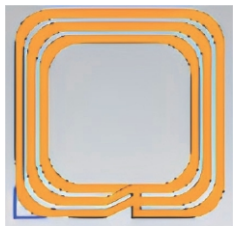


图 9　定位线圈模型

Fig. 9　Positioning coil model

表 2　定位线圈仿真参数

Table 2　Positioning coil simulation parameters

仿真参数	数值
线圈材料	铜
线圈尺寸/(mm×mm)	50×50
线圈匝数/匝	3
线径/mm	2
线圈匝间距/mm	1

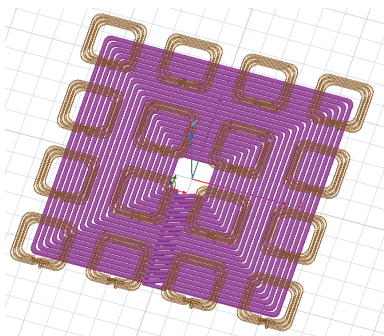


图 10　定位线圈位置点

Fig. 10　Positioning coil position point

中，仍然对线圈间仅存在角度偏移的偏移状态进行动态仿真，令接收线圈绕中心轴由 0°旋转至 45°，步长为 1°，对每步长下小型定位线圈的互感进行仿真，结果如图 11 所示。可知，该方形线圈间存在角度偏移时，方形发射线圈各边中点的磁场变化最明显，为了对以发射线圈中心点为原点的各个方向上均可能产生的接收线圈位置偏移进行检测，在发射线圈上表面上方 10 mm 处放置了如图 12 所示的 8 个小型定位线圈作为该仿真案例的定位辅助线圈，在定位过程中，定位线圈相对发射线圈的位置始终不变，以感应其上方接收线圈的偏移情况。

以发射线圈中心点为原点建立平面二维直角坐标系，如图 13 所示，将其划分为 8 个分区，图中位置点代表收发线圈存在相对位置偏移时，接收线圈中心在发射线圈坐标系上的位置，以接收线圈中心点的横纵坐标代表线圈间的位置偏移情况，由于方形线圈的对称性，本案例在一个分区内展开分析。对接收线圈在一个分区内相对发射线圈的不

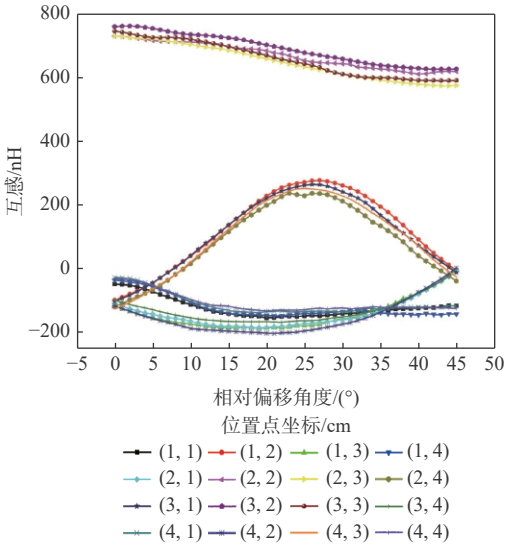


图 11 不同位置点的定位线圈仿真互感值

Fig. 11 Simulation of mutual inductance at different position points of positioning coil

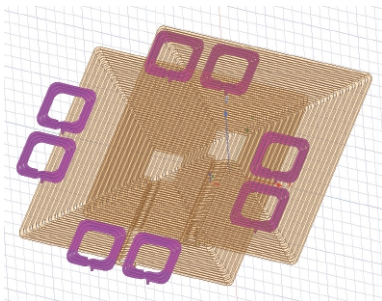


图 12 仿真模型

Fig. 12 Simulation model

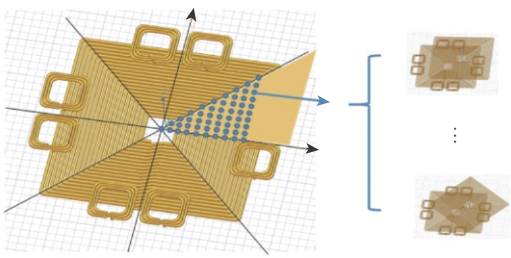


图 13 数据集示意图

Fig. 13 Schematic diagram of dataset

同偏移位置坐标(x, y)、不同偏移角度θ下的磁场分布进行有限元仿真，其对应的 8 个定位线圈电压值为一组数据的特征值$\boldsymbol{V} = (v_1, v_2, v_3, \ldots, v_8)$，$\boldsymbol{T} = (x, y, \theta)$为对应的标签，在 0～10 cm 的范围内以 1 cm 的精度共仿真 66 个位置点，在每个位置点下仿真偏移角度为 0°～89°内精度为 1°的 90 组数据，由于方形线圈的对称特点，其余偏移状态性质类似，因此，共可建立 5 940 组数据作为本案例的数据集：$R' = \{(\boldsymbol{V}_1, \boldsymbol{T}_1), (\boldsymbol{V}_2, \boldsymbol{T}_2), \cdots, (\boldsymbol{V}_n, \boldsymbol{T}_n)\}$（$n$=5 940）。

2.3 模型训练及测试

以检测 x 轴方向上的偏移量为例，对位置偏移定位模型进行训练和测试，定位线圈电压值$\boldsymbol{V}_n = (v_{n_1}, v_{n_2}, v_{n_3}, \cdots, v_{n_8})$为该模型的特征向量，$x$ 轴上的偏移量S_n为对应特征值向量的标签，$n = 1, 2, \cdots, 5\,940$，将 5 940 组数据中的 70% 作为训练集，30% 作为测试集。在相对偏移角度定位模型的训练和测试中，定位线圈电压值$\boldsymbol{V}_n = (v_{n_1}, v_{n_2}, v_{n_3}, \cdots, v_{n_8})$为该模型的特征向量，角度偏移量$\theta_n$为对应的标签，$n = 1, 2, \cdots, 5\,940$，将 5 940 组数据中的 70% 作为训练集，30% 作为测试集。

训练位置偏移检测模型的数据集精度为 1 cm，训练角度偏移检测模型的数据集精度为 1°，因此，选用训练集以外的较高精度数据对模型进行测试，可以对模型的泛化性进行评估。对位置偏移检测模型选用精度为 0.1 cm 的 5 组数据进行测试，对角度偏移检测模型选用精度为 0.1°的 25 组数据进行测试，测试数据集如表 3 所示。

表 3 定位模型泛化性测试集

Table 3 Positioning model generalization test set

参数	数值
位置偏移坐标/cm	{(5.1, 6.1), (6.2, 7.2), (7.3, 8.3) (8.4, 9.4) (9.5, 5.5)}
角度偏移量/(°)	{5.2, 6.1, 12.4, 16.6, 19.1, 20.2, 26.6, 30.8, 31.1, 31.2, 32.4, 41.6, 43.1, 47.8, 49.2, 53.4, 59.6, 65.4, 68.8, 71.8, 73.1, 78.4, 81.6, 84.2, 87.8}

监督学习是从具有标签的样本数据集中，抽象出某种映射关系的机器学习算法，常用于解决分类和回归问题[15]。目前，常用的监督学习算法有高斯过程回归、支持向量机、人工神经网络等。高斯过程回归是一种数据驱动的非参数机器学习模型，具有超参数自适应特性，易于实现，不涉及参数的预设[16]。支持向量机的基本模型是定义在特征空间上间隔最大的线性分类器，结合核技巧即可实现非线性分类器的功能，其学习策略为间隔最大化，优点为在样本量较少的情况下，相比其他机器学习算法，依然能获得较好的泛化能力。支持向量机算法在新能源功率预测领域可用于进行分类[17]，其对应的回归算法一般用于建立预测回归模型。人工神经网络的基本原理是在每个网络层中学习每个神经元的权重，结合激活函数 (Sigmoid 函数、ReLU 函数及 Tanh 函数等) 得到该层的输出，最终得到输入层到输出层的映射 (神经网络的权重为通过优化一个损失函数并测量神经网络输出与期望目标之间的差值来学习)[18]。选用以上 3 种算法对定位模型进行训练和测试。

2.4 结果分析

为评估模型的定位性能，选择均方误差（mean-

square error, MSE)、平均绝对误差(mean-absolute error, MAE)对测试结果进行分析：

$$D_{\mathrm{MSE}}=\frac{1}{n}\sum_{i=1}^{n}\left(\acute{C}_i-C_i\right)^2 \tag{7}$$

$$D_{\mathrm{MAE}}=\frac{1}{n}\sum_{i=1}^{n}\left|\acute{C}_i-C_i\right| \tag{8}$$

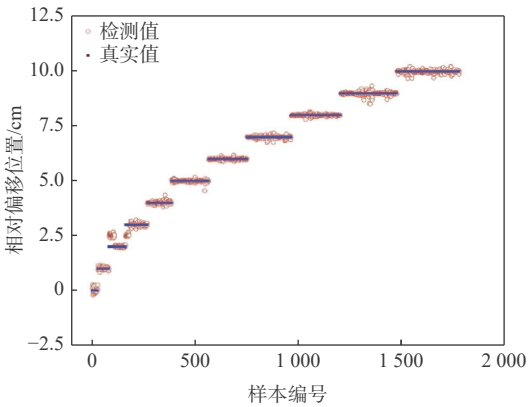
式中：n为样本数量；$\acute{C}_i$为真实值；C_i为模型检测值。

2.4.1　可行性

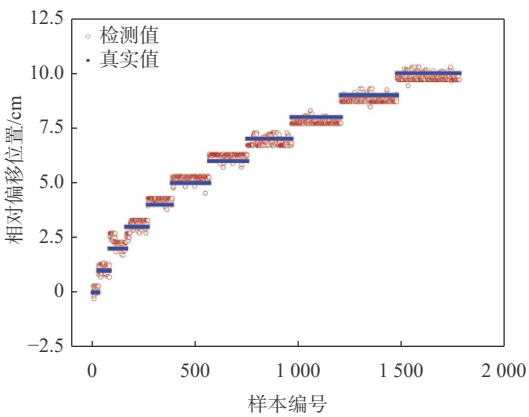
位置偏移检测模型的测试集测试结果如图 14 所示，图 14 分别为 1 782 个测试样本的真实值与 3 种算法生成模型的检测值对比，图 15 为检测误差，即真实值与检测值的差值，除个别点外，其误差均在 1 cm 范围内。角度偏移检测模型的检测误差如图 16 所示，高斯过程回归模型和支持向量机回归模型的检测误差均在 0.1°以内，人工神经网络回归模型的检测误差约为 2°，测试结果的 MSE、MAE 如表 4 所示。

2.4.2　泛化性

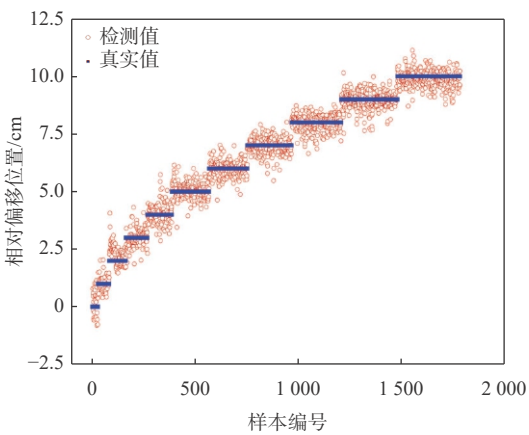
选用精度较高的相对偏移量对定位模型的定位效果进行测试，图 17 为位置偏移检测模型的测试结果，定位误差约为 3 cm，图 18 为角度偏移检



(a) 高斯过程回归模型



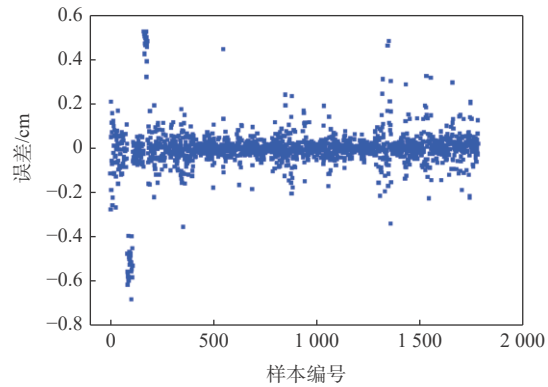
(b) 支持向量机回归模型



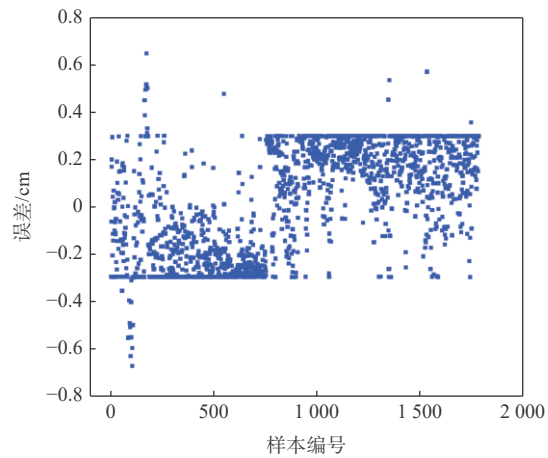
(c) 人工神经网络回归模型

图 14　位置偏移检测模型检测结果

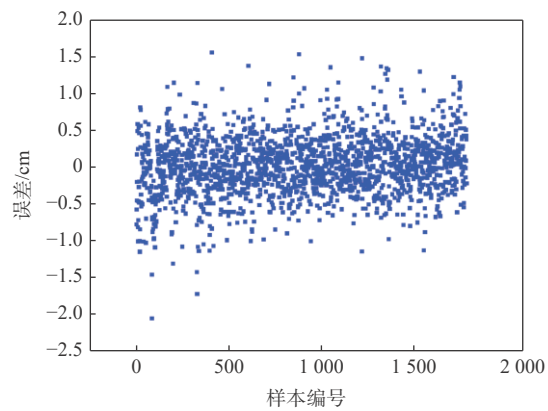
Fig. 14　Position offset detection model detection results



(a) 高斯过程回归模型



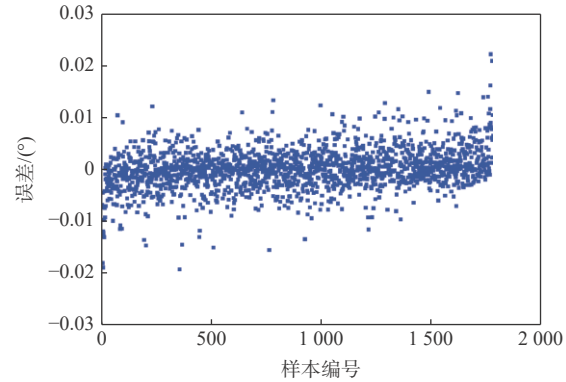
(b) 支持向量机回归模型



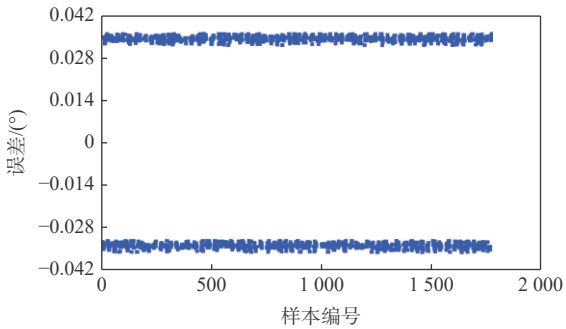
(c) 人工神经网络回归模型

图 15　位置偏移检测模型检测误差

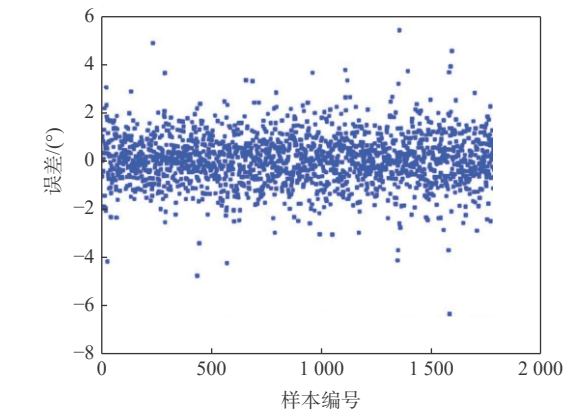
Fig. 15　Detection error of position offset detection model



(a) 高斯过程回归模型



(b) 支持向量机回归模型



(c) 人工神经网络回归模型

图 16 角度偏移检测模型检测误差

Fig. 16 Detection error of angle offset detection model

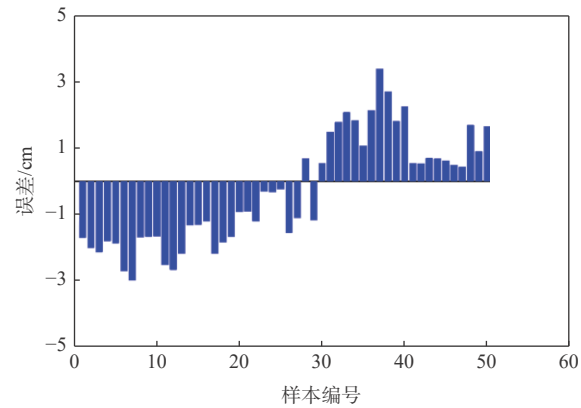
测模型的测试结果，定位误差约为 2°。可见，基于数据驱动的定位模型具有一定的泛化性，测试结果的 MSE、MAE 如表 5 所示。可见，可以通过提高训练数据集的精度进一步提高其定位的准确性。

由上述分析可知，基于数据驱动的定位模型实现了对位置偏移和角度偏移的检测，均可满足无人机无线充电线圈定位中的定位精度需求。由上述测试结果可知，在本文选用的 3 种监督学习算法中，基于高斯过程回归模型在该案例中具有一定的优越性，其定位精度较高，泛化效果较好。SVM 回归模型在样本量较小时可取得较优的预测结果，当样本量较大时，算法的复杂度将呈指数级增长，此外，SVM 回归模型在建模时仅支持向量起作用，非支持向量的信息被直接忽略，样本利用率较低。而

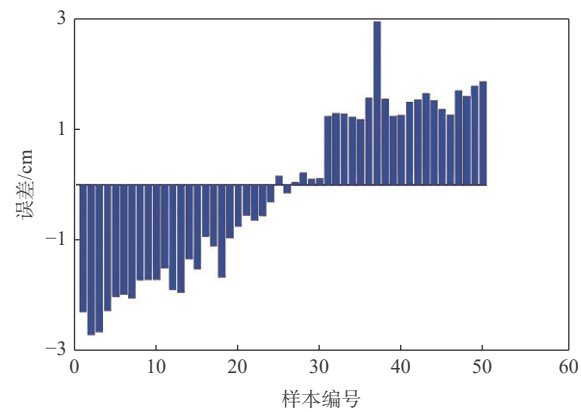
表 4 仿真测试结果

Table 4 Simulation test results

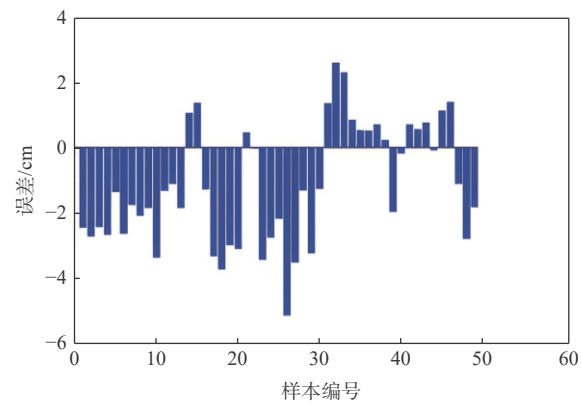
检测模型	MSE		MAE	
	位置偏移/cm^2	角度偏移/(°)	位置偏移/cm^2	角度偏移/(°)
高斯过程回归模型	0.042 8	1.628×10^{-5}	0.109 6	0.002 8
支持向量机回归模型	0.088 7	0.001 1	0.296 8	0.033 4
人工神经网络回归模型	0.143 1	1.166 8	0.650 2	0.817 0



(a) 高斯过程回归模型



(b) 支持向量机回归模型

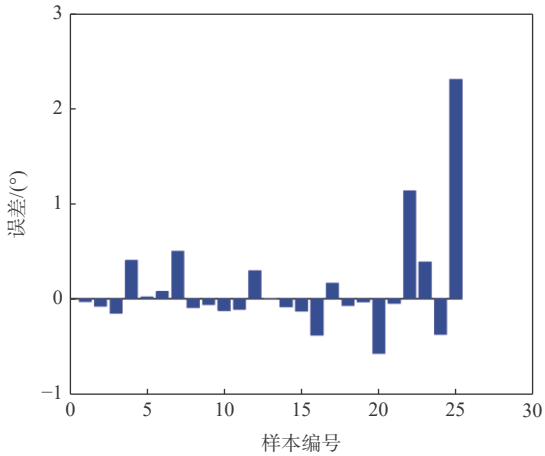


(c) 人工神经网络回归模型

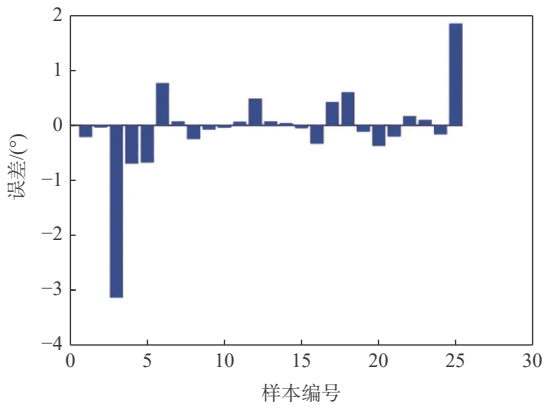
图 17 位置偏移检测模型泛化性测试结果

Fig. 17 Generalization test results of position offset detection model

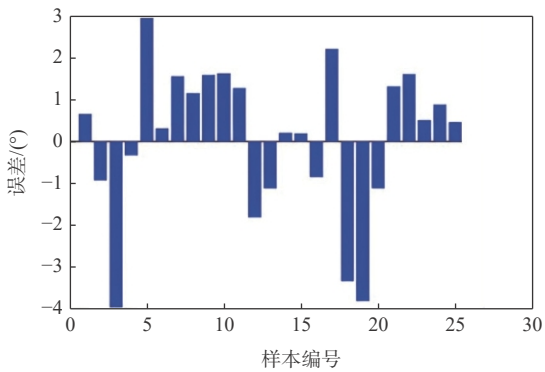
各类人工神经网络回归模型则存在模型结构难以确定、易导致“过拟合”等问题。相比而言，高斯过



(a) 高斯过程回归模型



(b) 支持向量机回归模型



(c) 人工神经网络回归模型

图 18　角度偏移检测模型泛化性测试结果

Fig. 18　Generalization test results of angle offset detection Model

表 5　模型泛化性对比

Table 5　Comparison of model generalization

检测模型	MSE		MAE	
	位置偏移/cm^2	角度偏移/(°)	位置偏移/cm^2	角度偏移/(°)
高斯过程回归模型	2.816 1	0.690 1	1.465 6	0.483 0
支持向量机回归模型	3.570 1	0.635 4	1.982 8	0.434 5
人工神经网络回归模型	6.006 8	1.0831	2.130 7	0.805 0

程回归模型以贝叶斯理论为基础，从联合分布的角度考察模型输入与输出之间的关系，可以很好地对样本集进行建模[19]。

3　试验验证

为验证本文提出的基于监督式机器学习定位方法的定位效果，对该定位方法开展试验验证。试验过程主要为 3 部分：搭建试验平台、生成定位模型、测试定位效果。

如图 19 所示，试验装置主要分为 5 部分：发射线圈、接收线圈、定位线圈、逆变器和示波器。逆变器用来产生交变信号激励发射线圈，示波器用来对定位线圈的感应电动势峰值进行检测，试验平台系统参数如表 6 所示。在接收端空载的情况下进行定位试验，此时接收线圈中无电流流通，空间中的磁场分布由发射线圈激励产生。

试验平台搭建后，根据本文定位方法的要求建立数据集，将数据集划分为训练集和测试集，对训练集进行监督学习生成定位模型，并基于测试集对模型定位效果进行测试。在线圈定位方法验证试验中，收发线圈完全对准后，通过旋转接收线圈模拟收发线圈间的平面旋转角度偏移状态，平移接收线圈模拟不同位置偏移状态，对相应状态下的定位线圈电压幅值进行检测，共采集 55 组定位线圈电

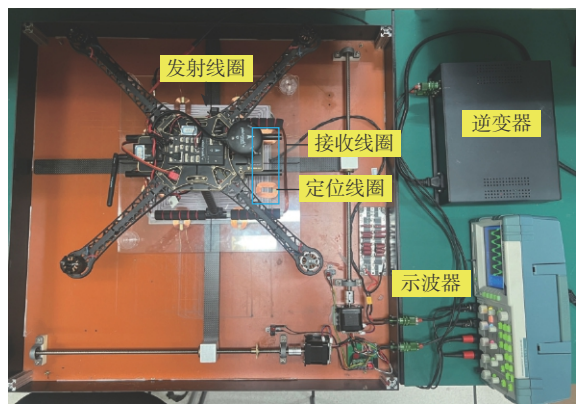


图 19　试验平台

Fig. 19　Experimental platform

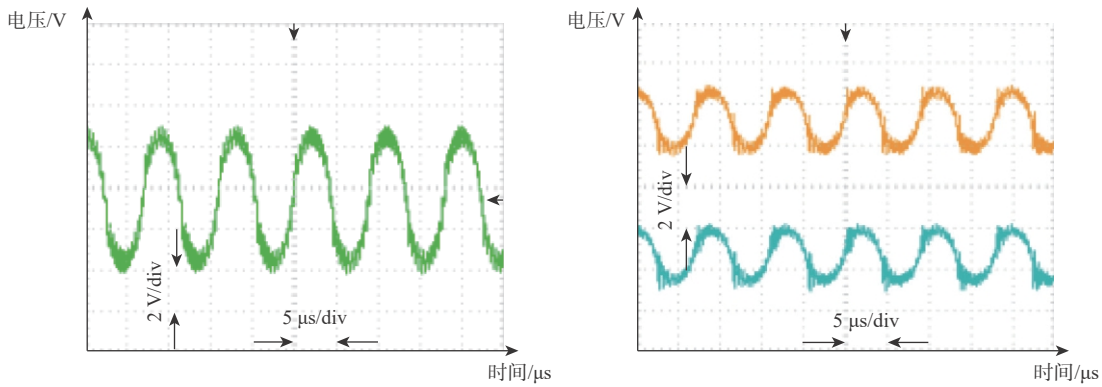
表 6　试验平台系统参数

Table 6　Experimental platform system parameters

参数	数值
发射线圈尺寸/(mm×mm)	230×230
接收线圈尺寸/(mm×mm)	175×250
定位线圈尺寸/(mm×mm)	31×44
发射线圈自感/μH	96.2
接收线圈自感/μH	79.7
定位线圈自感/μH	30
发射线圈补偿电容/μF	0.036
接收线圈补偿电容/μF	0.044
激励电压/V	48
激励电压频率/kHz	110

压幅值数据，以收发线圈间相对偏移角度和相对横向偏移位置为每一组数据的标签，其中，50 组数据作为训练集用以建立定位模型，5 组数据作为测试集测试定位模型的定位效果。图 20(a)为收发线圈间相对偏移位置为 0 cm、相对偏移角度为 0°时接收线圈的输出波形，此时图 19 中 2 个定位线圈输出波形如图 20(b)所示。

定位模型生成后，利用测试集对模型定位效果进行测试，偏移检测模型测试结果如表 7 所示。可以看出，本文提出的定位方法是可行的，在一定精度内，定位模型预测了线圈间的平面旋转角度偏移，实现了角度定位。



(a) 接收线圈输出波形 (b) 定位线圈输出波形

图 20 试验系统输出波形

Fig. 20 Experimental system outputs waveforms

表 7 试验测试结果

Table 7 Experimental test results

偏移检测模型	相对偏移角度/(°)					相对偏移位置/cm				
	第1组	第2组	第3组	第4组	第5组	第1组	第2组	第3组	第4组	第5组
高斯过程回归模型	6.58	19.47	31.15	45.87	80.69	0.57	1.07	3.44	4.17	3.66
支持向量机回归模型	6.53	19.40	31.77	45.79	81.11	0.74	0.71	1.58	2.17	3.62
人工神经网络回归模型	5.65	16.97	31.94	43.76	81.51	1.21	0.70	1.35	4.45	4.18

注：实际相对偏移角度分别为7°、19°、32°、45°、80°；实际相对偏移位置分别为0 cm、1 cm、2 cm、3 cm、4 cm。

4 结 论

为提高无人飞行器无线电能传输过程中的定位精度，提出了一种基于监督式机器学习的线圈定位方法。该方法考虑了收发线圈间的角度偏移，更符合无人飞行器降落在无线充电平台上时，位置和方向均具有一定随机性的实际情况。

1）对收发线圈间不同偏移状态下的磁场分布特征进行了理论和仿真分析，为基于数据驱动的定位方法提供了理论基础。

2）选用 3 种常用的监督式机器学习算法用以生成定位模型，通过仿真案例和试验验证对该方法的定位效果进行了测试，结果表明，该定位方法不仅在厘米级精度上实现了偏移位置检测，还实现了对偏移角度的检测，进一步优化了无人飞行器无线充电系统中定位工作的性能。

参考文献（References）

[1] 马秀娟, 武帅, 蔡春伟, 等. 应用于无人机的无线充电技术研究[J]. 电机与控制学报, 2019, 23(8): 1-9.
MA X J, WU S, CAI C W, et al. Research on wireless charging technology applied to UAVs[J]. Electric Machines and Control, 2019, 23(8): 1-9(in Chinese).

[2] 王云哲, 徐国宁, 王生, 等. 蜂群无人机充电排队优化方法[J]. 航空学报, 2020, 41(10): 323928.
WANG Y Z, XU G N, WANG S, et al. Optimization of charging queuing of UAV swarming[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(10): 323928(in Chinese).

[3] ZHANG Z, PANG H L, GEORGIADIS A, et al. Wireless power transfer: an overview[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2019, 66(2): 1044-1058.

[4] 薛明, 杨庆新, 章鹏程, 等. 无线电能传输技术应用研究现状与关键问题[J]. 电工技术学报, 2021, 36(8): 1547-1568.
XUE M, YANG Q X, ZHANG P C, et al. Application status and key issues of wireless power transmission technology[J]. Transactions of China Electrotechnical Society, 2021, 36(8): 1547-1568(in Chinese).

[5] 武帅, 蔡春伟, 陈轶, 等. 多旋翼无人机无线充电技术研究进展与发展趋势[J]. 电工技术学报, 2022, 37(3): 555-565.
WU S, CAI C W, CHEN Y, et al. Research progress and development trend of multi-rotor unmanned aerial vehicles wireless charging technology[J]. Transactions of China Electrotechnical Society, 2022, 37(3): 555-565(in Chinese).

[6] 章晨. 基于磁传感的电动汽车无线充电线圈高精度对准关键技术研究[D]. 南京: 南京邮电大学, 2021: 4-9.
ZHANG C. Research on key technologies of high precision align-

ment of wireless charging coil of electric vehicle based on magnetic sensing[D]. Nanjing: Nanjing University of Posts and Telecommunications, 2021: 4-9(in Chinese).

[7] 程泽乾. 基于数据驱动技术的无线充电系统定位/异物检测研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2021: 17-23.
CHENG Z Q. Research on location/foreign body detection of wireless charging system based on data-driven technology[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2021: 17-23(in Chinese).

[8] 潘志新, 杨晓梅, 王成亮, 等. 基于 BP 神经网络的线圈定位技术研究[J]. 电测与仪表, 2024, 61(2): 197-203.
PAN Z X, YANG X M, WANG C L, et al. Research on coil positioning technology based on BP neural network[J]. Electrical Measurement & Instrumentation, 2024, 61(2): 197-203(in Chinese).

[9] BAI T H, MEI B Q, ZHAO L, et al. Machine learning-assisted wireless power transfer based on magnetic resonance[J]. IEEE Access, 2019, 7: 109454-109459.

[10] SHEN H, TAN P G, SONG B, et al. Receiver position estimation method for multitransmitter WPT system based on machine learning[J]. IEEE Transactions on Industry Applications, 2022, 58(1): 1231-1241.

[11] WANG R Y, HUANG X L, LI J C, et al. Accurate offset angle detection strategy for wireless charging coils based on electronic compasses[J]. IEEE Access, 2021, 9: 58579-58588.

[12] 徐诗卉, 张欢, 姚辰, 等. 电动汽车无线充电系统的精确定位方法[J]. 仪表技术与传感器, 2020(11): 59-63.
XU S H, ZHANG H, YAO C, et al. Fine positioning method for wireless charging system of electric vehicles[J]. Instrument Technique and Sensor, 2020(11): 59-63(in Chinese).

[13] ZHANG K H, DU L N, ZHU Z B, et al. A normalization method of delimiting the electromagnetic hazard region of a wireless power transfer system[J]. IEEE Transactions on Electromagnetic Compatibility, 2018, 60(4): 829-839.

[14] 高昊天, 陈云霞. 基于机器学习的锂离子电池健康状态分类与预测[J]. 北京航空航天大学学报, 2023, 49(12): 3467-3475.
GAO H T, CHEN Y X. A machine learning based method for lithium-ion battery state of health classification and prediction[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2023, 49(12): 3467-3475(in Chinese).

[15] 朱琼锋, 李家腾, 乔骥, 等. 人工智能技术在新能源功率预测的应用及展望[J]. 中国电机工程学报, 2023, 43(8): 3027-3048.
ZHU Q F, LI J T, QIAO J, et al. Application and prospect of artificial intelligence technology in renewable energy forecasting[J]. Proceedings of the CSEE, 2023, 43(8): 3027-3048(in Chinese).

[16] 李金金, 蔡俊飞, 韩彦强, 等. 基于机器学习的电化学能源电池宏微观设计[J]. 硅酸盐学报, 2023, 51(2): 438-451.
LI J J, CAI J F, HAN Y Q, et al. Macro-/micro-design of electrochemical energy battery based on machine learning[J]. Journal of the Chinese Ceramic Society, 2023, 51(2): 438-451(in Chinese).

[17] 余柏杨, 吕宏强, 周岩, 等. 基于机器学习的高速复杂流场流动控制效果预测分析[J]. 实验流体力学, 2022, 36(3): 44-54.
YU B Y, LV H Q, ZHOU Y, et al. Predictive analysis of flow control in high-speed complex flow field based on machine learning[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2022, 36(3): 44-54(in Chinese).

[18] 戚兴怡, 胡耀峰, 王若愚, 等. 机器学习在新材料筛选方面的应用进展[J]. 化学学报, 2023, 81(2): 158-174.
QI X Y, HU Y F, WANG R Y, et al. Recent advance of machine learning in selecting new materials[J]. Acta Chimica Sinica, 2023, 81(2): 158-174(in Chinese).

[19] 王方成, 刘玉敏, 崔庆安. 基于高斯过程回归的混合型参数建模及优化[J]. 统计与决策, 2023, 39(1): 34-39.
WANG F C, LIU Y M, CUI Q A. Hybrid parameter modeling and optimization based on gaussian process regression[J]. Statistics & Decision, 2023, 39(1): 34-39(in Chinese).

Wireless charging coil location method of aircraft based on machine learning

YANG Shanghang[1, 2], XU Guoning[1, 2, *], JIA Zhongzhen[1], LI Yongxiang[1], ZHUANG Chunyu[1, 2], YANG Yanchu[1, 2]

(1. Aerospace Information Research Institute, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100094, China;
2. School of Aeronautics and Astronautics, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: Magnetically coupled resonant wireless power transfer technology is widely used in drone charging, where the positioning accuracy of charging coils directly affects charging efficiency. To address the limitation of existing methods that neglect angular misalignment of drones, this paper proposes a coil positioning method based on supervised machine learning, capable of simultaneously detecting positional and angular offsets. The method establishes a dataset using auxiliary coil voltages as features and relative positional/angular offsets as labels, then trains a positioning model via supervised learning regression algorithms. Simulation and experimental validation demonstrate a positional detection accuracy of 1 cm and angular detection accuracy of 1°. By integrating mechanical adjustment mechanisms on the charging pad to translate or rotate the transmitter coil, precise coil alignment is achieved, enhancing system charging efficiency.

Keywords: UAV; wireless charging; coil location; angle offset; supervised learning

Received: 2023-01-04; **Accepted**: 2023-04-06; **Published Online**: 2023-04-10 11:41

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230407.1630.002

Foundation item: Strategic Priority Research Program of the Chinese Academy of Sciences (XDA17020304)

* **Corresponding author**. E-mail: xugn@aircas.ac.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0051

钠离子电池硬炭负极过充析钠实验研究

刘乾磊[1,2]，戴丽琴[1]，易宗琳[1,2]，苏方远[1]，孙国华[1]，陈成猛[1,3,*]

(1. 中国科学院山西煤炭化学研究所 炭材料重点实验室，太原 030001；2. 中国科学院大学，北京 100049；
3. 中国科学院大学 材料科学与光电子工程中心，北京 100049)

摘　　要：钠离子电池是临近空间飞行器二次电池的有力候选者。关于硬炭负极析钠的监测、失效及析钠机制分析对钠离子电池的管理和使用具有指导意义，但该方面研究较少。对此，通过设置一系列的析钠梯度，利用微分容量曲线，结合扫描电子显微镜 (SEM)、恒电流间歇滴定 (GITT) 等方法对负极析钠行为进行研究。结果表明：在 20 mA/g 电流密度下放电 12.5 h，硬炭表面形成钠团簇，继续钠化 2.5 h，钠团簇转变为钠金属，同时，钠金属的脱钠电位可以被微分容量曲线监测；由于钠团簇的脱钠能垒较低，不影响电池循环性能；钠金属块使电池界面阻抗和电荷转移阻抗进一步增加，导致循环容量加速衰减。

关 键 词：钠离子电池；硬炭；负极；析钠；钠金属；失效

中图分类号：V221^{+}.3; TB553

文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2025)08-2812-08

近年来，以太阳能作为动力能源的高空长航时无人飞行器得到了较快的发展，这些飞行器在服役过程中，通常需要与二次电池一起使用。锂离子电池作为一款成熟的二次电池，目前已经被广泛用于该领域[1]。然而，在面对更苛刻的环境时，如临近空间飞行(20～100 km)，由于该领域温度极低，传统的锂离子电池在该环境下的能量密度和循环寿命将大打折扣，不利于飞行器长久驻空飞行。航天专用的锂离子电池虽能缓解低温焦虑，但锂资源受限于国外，可能制约临近空间飞行器的发展。

钠资源取之不尽，且随着钠离子电池企业的蓬勃发展，行业不会出现钠资源焦虑的情况[2]。同时，钠离子电池功率密度高，低温性能良好，安全性高，可以在低温下正常运行[3-4]。Li 等[5] 报道的宽温钠离子电池在−70 ℃ 的极低温度下，仍可提供 70.19% 的室温容量。Hu 等[6] 与锂离子电池对比，指出了钠离子电池在 20 km 高度以上的飞行器二次电池应用的前景和优势。同时，在日本，钠离子电池已经被选择为火箭使用的备用电源，并针对高空飞行器开展应用示范[7]。因此，钠离子电池将成为临近空间飞行器太阳能板搭载的特种电池的有力候选者。

然而，钠离子电池在面临一些滥用条件(过快充电、过度充电)时，析钠是难以避免的现象，钠金属在电极表面堆积造成电池极化增大，严重时钠金属刺穿隔膜造成电池短路、爆炸[8-10]。飞行器的电源均由多节电池组装，单节电池组如果发生析钠现象，将会给整个电池模块带来安全隐患，接连不断的析钠最终会引发燃烧或爆炸，对航天飞行构成严重威胁[11]。钠离子电池中发生析钠的材料多是负极，因此，硬炭析钠的研究对钠离子电池的安全使用十分必要。目前，关于钠离子电池硬炭负极析钠报道较少，且仅关注利用仪器拆解表征钠金属的信号[12-13]，对析钠后电池的循环性能及析钠机制缺乏关注。

收稿日期：2023-02-15；**录用日期**：2023-04-20；**网络出版时间**：2023-05-10 11:12
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230509.1622.001
基金项目：山西省关键核心技术和共性技术研发攻关专项 (2020XXX014)
* **通信作者**. E-mail：ccm@sxicc.ac.cn

引用格式：*刘乾磊，戴丽琴，易宗琳，等. 钠离子电池硬炭负极过充析钠实验研究 [J]. 北京航空航天大学学报，2025，51（8）：2812-2819.*
LIU Q L，DAI L Q，YI Z L，et al. Experimental investigation of overcharge caused sodium plating of hard carbon anodes for sodium-ion batteries [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51（8）：2812-2819（in Chinese）.

本文通过设置一系列的析钠梯度, 基于微分容量(dQ/dV)曲线监测硬炭不同钠化深度的析钠信号, 探究不同析钠程度下的失效行为, 结合扫描电子显微镜(scanning electron microscopy, SEM)、恒电流间歇滴定法(galvanostatic intermittent titration technique, GITT)、电化学阻抗(electrochemical impedance spectroscopy, EIS), 分析随着析钠程度的增加硬炭的析钠机制, 为硬炭析钠提供了全面的认识。

1　实　验

1.1　电极制备

将商用硬炭粉(质量分数为 0.85)、导电炭黑(质量分数为 0.08)、丁苯橡胶(质量分数为 0.02)和羧甲基纤维素钠(质量分数为 0.02)混合后涂覆在铜集流体上, 随后在 100 ℃ 下干燥。经裁片辊压后, 硬炭电极的负载量为 5.2 mg/cm^2, 压制密度为 7.9 g/cm^3。对电极为金属钠片, 隔膜为玻璃纤维膜, 电解液为 1 M $NaClO_4$(碳酸乙烯酯/碳酸二乙酯体积比为 1∶1)。工作电极和对电极被组装成 2032 型纽扣电池。所有组装过程均在手套箱中进行(H_2O, O_2 浓度< 0.1×10^{-6})。

1.2　电化学测试

为了减少固体电解质界面(solid electrolyte interface, SEI)的干扰, 所有实验电池均在 20 mA/g 的电流密度下进行预循环(放电到 0 V, 充电到 2 V, 休息 1 min, 重复此步骤 1 次), 电压范围为 0～2 V。测试步骤: 在恒定的电流密度(20 mA/g)下将电池放电到一定的容量(300, 350, 400 mAh/g), 得到的电极被标记为 C-x(x 为放电容量, 如 C-400、C-500 和 C-600), 同时, 采用相同电流密度放电至一定的电压(0 V), 得到的电极被标记为 V-y(y 代表放电电压, 如 V-0); 然后, 采用相同电流密度充电至 2 V; 休息 1 min。重复以上循环 60 次。所有的充电和放电测试均在蓝电电池测试仪(中国武汉 CT2001)上进行。电池的 EIS 测试在电化学工作站(瑞士万通 PGSTSAT 302 N)上进行, 频率范围为 0.01～100 000 Hz。

1.3　电极表征

采用氮气吸附仪(BeLSorp Max, 上海)测试孔结构。采用拉曼光谱(Lab RAM HR800)和 XRD (D8 Advance, 德国)测试晶体结构。采用 SEM (JSM-7001F, 日本)进行析钠形貌分析。所有电池均在预循环后第 1 次放电结束被拆解, 拆解过程均在手套箱中进行。

1.4　计算方法

使用 VASP 5.4 软件进行密度泛函理论 (density functional theory, DFT) 计算, 交换关联函使用 GGA-PBE 泛函, 计算使用 PAW 赝势, 采用 DFT-D3 色散校正描述范德华相互作用。结构优化截断能设置为 500 eV, 力收敛精度设置为 0.02 eV/Å, 电子自洽收敛精度设置为 1×10^{-7} eV/原子。炭材料基底采用 6×6 石墨烯晶胞, 晶格常数为 14.7 Å×14.7 Å, 晶胞参数 $\alpha=\beta=90°$, $\gamma=120°$, 钠团簇形成能计算式为[14]

$$E_{\text{form}} = E_{\text{Na-C}} - E_{\text{C}} - n_i u_i \tag{1}$$

式中: $E_{\text{Na-C}}$ 为钠团簇与炭材料基底的总能; E_{C} 为炭材料基底的能; n_i 和 μ_i 分别为 i 元素的原子个数和化学式, i 为 Na 或 C。

2　结果及分析

2.1　商用硬炭结构表征

图 1 为商用硬炭的孔结构和晶体结构, 其结构参数如表 1 所示。

2.2　析钠信号的监测

2.2.1　不同析钠程度的电化学曲线

为了探索析钠对硬炭的影响, 电池被钠化至不同的程度。同时, 为避免电流带来的极化影响, 采用 20 mA/g 小电流放电。0 V 是热力学上开始发生析钠的电位, 本文探讨的析钠从 0 V 开始[15-16]。析钠梯度为 V-0(12.5 h)、C-300 (15 h)、C-350(17.5 h)、C-400 (20 h), 即放电时间增加间隔为 2.5 h。如图 2(a) 所示, 嵌钠过程中, 硬炭从 V-0到 C-400 出现 2 次平台区。第 1 次平台区电压在 0.1～0 V。第 2 次平台区出现在−30 mV, 即电压拐点。电压拐点被认为是电极表面离子浓度最大值, C-300、C-350、C-400 的电压均已达到电压拐点[17]。图 2(b) 的脱钠曲线中, 相比于 V-0, C-300、C-350 和 C-400 明显多出 1 个脱钠平台。C-300、C-350 和 C-400 的脱钠曲线基本重合, 这表明随着析钠程度的加深, 脱钠容量基本不变。为了更好地理解图 2(b)中观察到的脱钠平台, 图 2(c) 中用 dQ/dV 峰来揭示不同脱钠程度的相变。V-0 的 dQ/dV 曲线显示出 1 个位于 0.1 V 左右的脱钠特征峰, 标记为峰“①”, 此峰是钠离子在硬炭中的插层反应[18]。C-300、C-350 和 C-400 的 dQ/dV 曲线显示出 2 个脱钠特征峰。第 1 个峰同 V-0 峰的电压位置相同, 即峰“①”。第 2 个峰位于 0.03 V, 表明出现另一个反应, 标记为峰“②”。从 V-0 到 C-400, 峰“①”的强度基本不变, 表明位于 0.1 V 的电化学反应不随着析钠程度的加深而增强。C-300 到 C-400, 峰“②”逐渐加强, 表明位于 0.03 V 的脱钠反应会随着析钠程度的加深而增强。由此可见, 析钠程度的加深会触发反应“②”的加剧, 对反

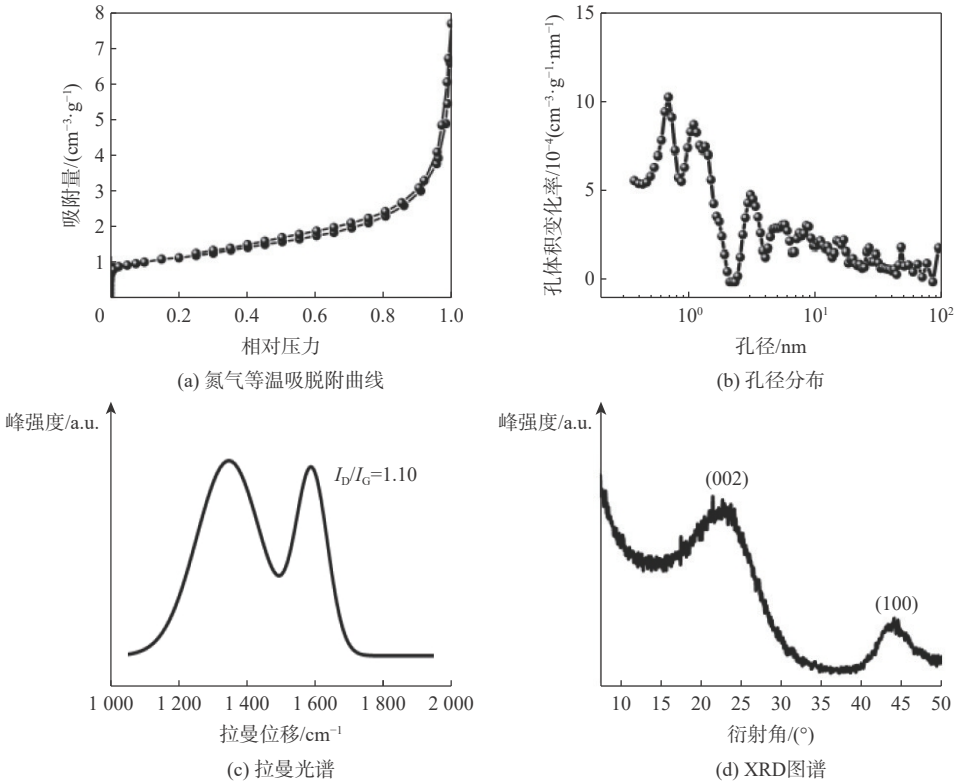


图 1 商用硬炭的结构表征

Fig. 1 Structure characterization of commercial hard carbons

表 1 商用硬炭的结构参数

Table 1 Structure parameters of commercial hard carbons

商业硬炭	赝石墨域的层间距/nm	拉曼光谱D峰和G峰的相对强度比	比表面积/($m^2 \cdot g^{-1}$)	孔体积/($cm^3 \cdot g^{-1}$)
可乐丽	3. 8	1. 10	4.56	0. 011 6

应“①”几乎无影响。

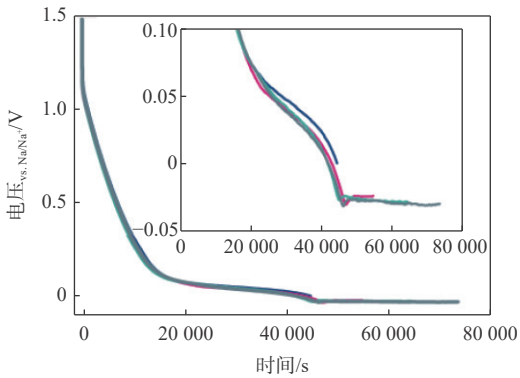
2.2.2 不同析钠程度的电极形貌变化

为了进一步确定峰“②”，通过 SEM 观察不同析钠程度电极形貌的变化。SEM 通常被用来观测枝晶情况[19-20]。如图 3 所示，在初始状态下(2 V)，由于完全脱钠，硬炭表面较为光滑。当钠化至 V-0(12.5 h)时，硬碳表面开始出现团簇。由于 0 V 是理论上开始发生析钠的电位，可见 V-0 表面团簇是由析钠造成的。随着进一步的钠化，C-300(15 h) 表面钠团簇消失，进而开始出现块状物，此时，由于大量的析钠，硬炭几乎被这种块状物覆盖。继续钠化至 C-350(17.5 h) 和 C-400(20 h)，其表面产生更多的结块，这种块状物被认为是钠金属[21]。结块的变化与图 2(c) 观察到的峰“②”变化趋势相同，把峰“②”与钠金属对应，实现了对钠金属信号的提取。然而，硬炭表面的钠团簇无法从 dQ/dV 中体现。综上所述，从 0 V 开始，硬炭的析钠过程可以看作初始阶段以团簇物形态逐渐成核，成核后钠团簇进一步堆积形成钠块。

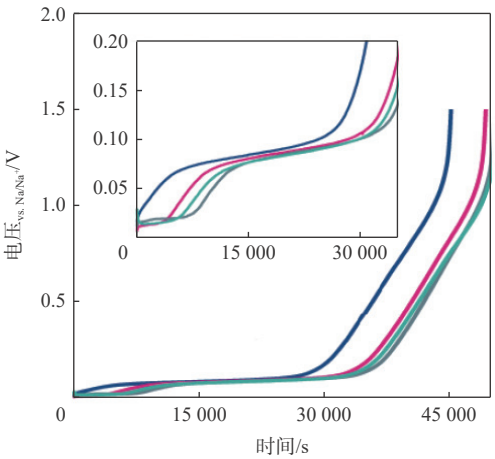
2.3 循环性能分析

当硬炭作为钠电负极时，0.001 V 常用来做扣式半电池截止电压[22-23]。用 V-0.001 与不同析钠程度的电池进行循环性能对比。图 4 显示前 60 次不同钠化深度比容量的变化。V-0.001 至 C-400 第 2 次的可逆容量分别为 231.4, 248.2, 254, 263, 274 mAh/g，这表明随着析钠程度的增大，其可逆容量会略微增加，但随着循环的进行，C-350 和 C-400 容量发生快速衰减。V-0.001、V-0、C-350、C-400 在 60 次时容量衰减至 196 mAh/g，分别衰减 15.3%、21%、25.5%、28%。C-300 在 60 次时表现出 229 mAh/g 的最高可逆容量，其容量衰减为 9.8%。图 4(b) 显示从 V-0.001 到 C-400，电池的初始库伦效率分别为 98.96%、97.72%、83.72%、75.14%、68.59%。V-0.001 和 V-0 的库伦效率从第 3 次开始达到 99.5% 以上，且循环过程中基本保持不变。C-300、C-350、C-400 在第 60 次时库伦效率在 80% 以下。结合不同析钠程度第 2 次库伦效率，可得出 V-0.001 和 V-0 的循环性能较好。

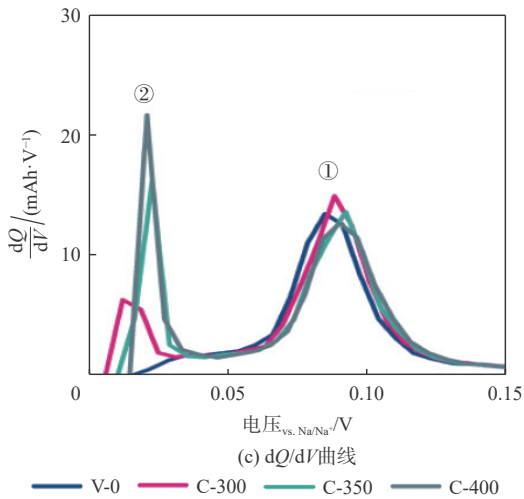
为了进一步理解不同析钠程度的循环过程，选取 V-0(初始析钠)和 C-400(析钠容量最高)的样品，分析其电压曲线和 dQ/dV 曲线的变化。图 5(a)～5(c) 和图 5(d)～5(f) 分别为 V-0 和 C-400 在 10、30 和 60 次循环后的比较。如图 5(a) 所示，V-0 的放电曲线在循环测试中几乎无变化。然而，如图 5(d) 所



(a) 钠化曲线



(b) 脱钠曲线



(c) dQ/dV曲线

图 2　20 mA/g 电流密度下 V-0 至 C-400 的电压-时间和 dQ/dV 曲线

Fig. 2　Potential-time and dQ/dV curves at 20 mA/g from V-0 to C-400

示, C-400 的放电曲线在 10、30 和 60 次循环后迅速降低。这是由于 C-400 越来越大的极化所致, 表明随着循环的进行, C-400 更易发生析钠反应。与 V-0(见图 5(b))相比, 前 30 次 C-400(见图 5(e))存在 2 个脱钠平台, 第 60 次 C-400 只存在 1 个脱钠平台。如图 5(f) 所示, 进一步分析了 C-400 的电化学行为。在循环过程中, 由于较大的极化作用, 前 30 次, C-400 中峰 "①" 和峰 "②" 向更高的电压移

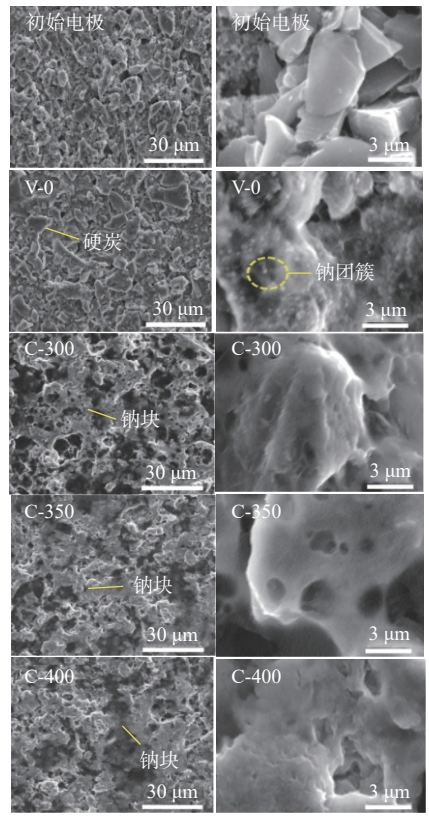
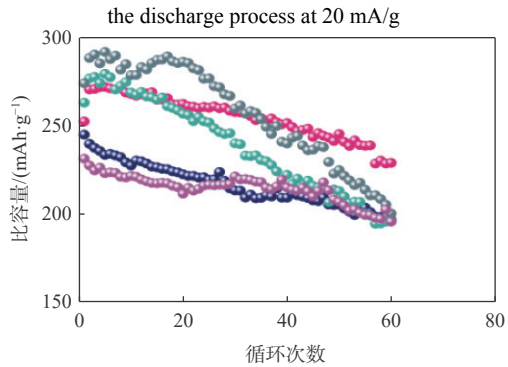
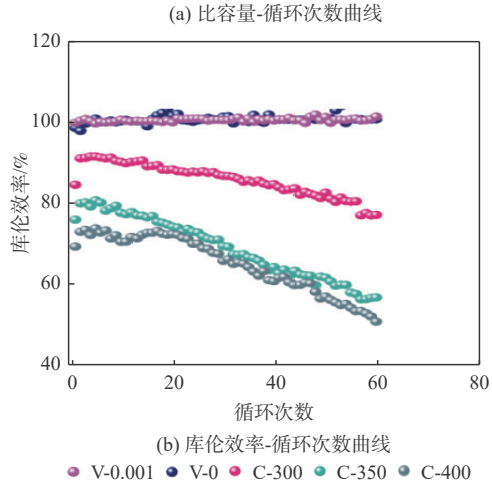


图 3　20 mA/g 电流密度下, 初始电极和钠化至 V-0、C-300、C-350、C-400 电极的扫描电镜图像

Fig. 3　SEM images of pristine, V-0, C-300, C-350 and C-400 at the discharge process at 20 mA/g



(a) 比容量-循环次数曲线



(b) 库伦效率-循环次数曲线

图 4　20 mA/g 电流密度下 V-0.001 至 C-400 的循环性能

Fig. 4　Cycles performance at 20 mA/g from V-0.001 to C-400

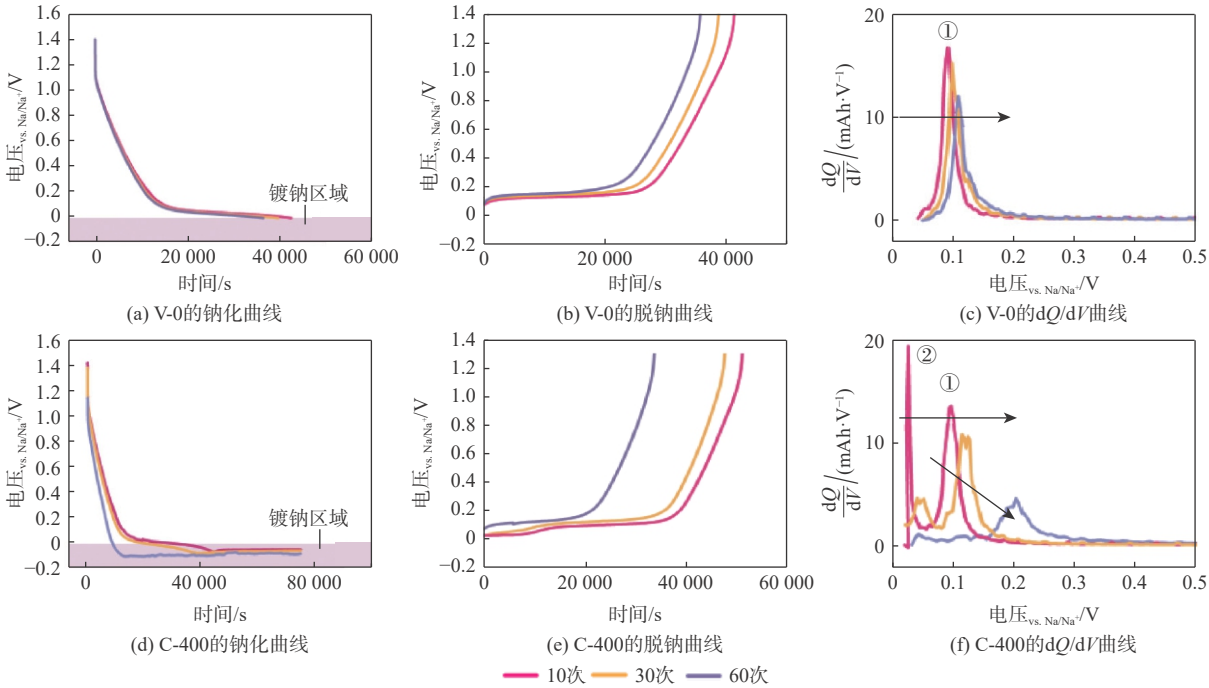


图 5 20 mA/g 电流密度下经 10、30、60 次循环后，V-0 和 C-400 的电压-时间和 dQ/dV 曲线

Fig. 5 Potential-time and dQ/dV curves of V-0 and C-400 at 20 mA/g after 10, 30 and 60 cycles

动。同时，峰“①”逐渐变小，到 60 次时峰“①”消失，这是由于第 60 次放电过程中，C-400 在 0.1 V 左右钠化平台消失导致。与 C-400 相比，V-0 在循环峰“①”略微向高电位偏移(见图 5(c))，这是由于小电流循环过程中 SEI 增厚导致极化增大所致。结合 SEM 观察结果和 C-400 在循环过程中的低库伦效率，得出当析钠形成块状钠金属时，将损害电池循环性能。而根据 V-0 循环性能可知，团簇状的析钠几乎不影响硬炭循环性能。

2.4 动力学特性分析

为了研究不同钠化深度电池的动力学性能，采用 GITT 计算固相离子扩散速率[24]。测试在 20 mA/g 的电流密度下预循环 3 次。脉冲时间为 30 min，间隔时间为 2 h(见图 6(a))。钠离子的扩散速率计算如下：

$$D_{Na+} = \frac{4}{\pi\tau}\left(\frac{m_B V_M}{M_B S}\right)^2\left(\frac{\Delta U_t}{\Delta U_s}\right)^2 \tag{2}$$

式中：τ 为脉冲持续时间；m_B 为活性材料的质量；V_M 为摩尔体积；M_B 为摩尔质量；S 为表面积；ΔU_τ 为放电过程电池电压的变化；ΔU_s 为弛豫阶段的电压变化。由图 5(b) 可以得出 ΔU_τ 和 ΔU_s。计算出的 D_{Na+}值如图 6(c) 所示。在放电过程开始时，钠离子在 90 mAh/g 前保持较高的离子扩散速率，该段为硬炭储钠的吸附行为[25]。从 90～200 mAh/g，D_{Na+} 逐渐下降，这是由于钠离子在硬炭赝石墨域的插层行为导致[26]。200～250 mAh/g，D_{Na+}迅速反弹，直至 270 mAh/g，这是由于钠离子通过赝石墨域到达硬

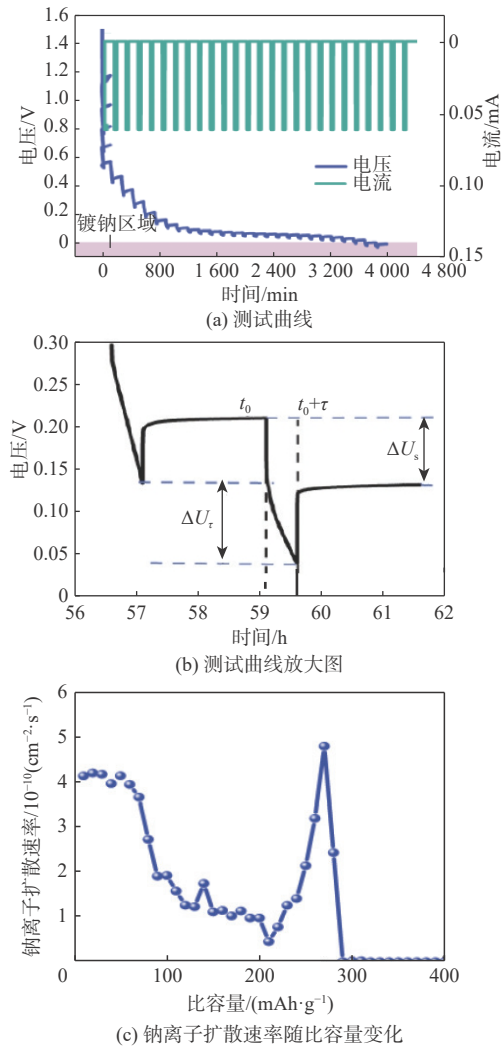


图 6 钠化过程中的 GITT 曲线

Fig. 6 GITT curves during the sodiation process

炭闭孔所致[23]。270～400 mAh/g, D_{Na+}下降至 0 且保持不变, 这表示硬炭内部已经没有钠离子的储存空间[27]。由此可见, 从 V-0(12.5 h)继续钠化 1 h, 当内部嵌钠容量达到 270 mAh/g(13.5 h)时, 硬炭已经完全钠化, 继续钠化将导致钠团簇转变为块状钠金属。

采用 EIS 测试不同钠化深度电池的动力学阻抗, 以提供更多的析钠动力学信息, 如图 7 所示。图 7(b) 为图 7(a) 的拟合结果。如图 7(b) 所示, 界面阻抗 R_{SEI} 在 250 mAh/g(0 V 左右)增大, 对应于 Na 沉积诱发更厚的 SEI 界面[28]。因此, 从 V-0 开始继续钠化, 析钠会更容易发生。随着继续钠化至 C-300, R_{SEI} 会略微下降, 表明继续析钠刺穿了 SEI。但进一步析钠导致更厚的钠金属层, 使 R_{SEI} 回升, 导致更高的电荷转移阻抗 R_{ct}[29]。相比于 V-0, C-300 的 R_{SEI} 和 R_{ct} 分别增大 14% 和 16%。在高的析钠程度下, SEI 在循环过程中不断被刺穿、修复, 使 SEI 层越来越厚, 导致极化越来越大, 电池衰减加快。

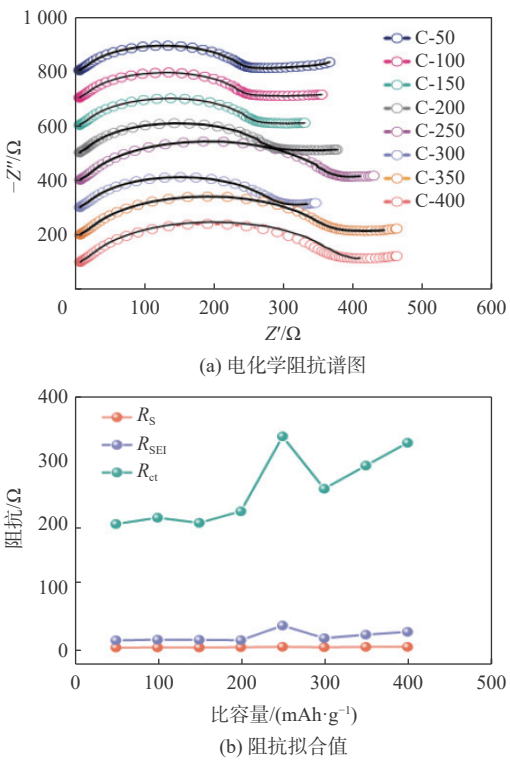


图 7　不同钠化深度电池的 EIS

Fig. 7　EIS of batteries with different sodiation depths

2.5　DFT 分析

如图 8 所示, 为了分析钠团簇的可逆性, 构建钠团簇与炭材料基底结合模型, 并分析不同数量钠原子堆积后形成能的变化。Na、Na4、Na10 的形成能分别为 0.25、0.8、0.99 eV。由此可见, 钠原子堆积数量越多, 其形成能越大, 脱钠能垒越高。在钠化过程中, 由于低的形成能, 少数钠原子形成的团簇更易被脱出, 这验证了 V-0 的可逆性。而多数钠原子形成的钠金属块, 由于高的脱钠能垒, 可逆性更差。

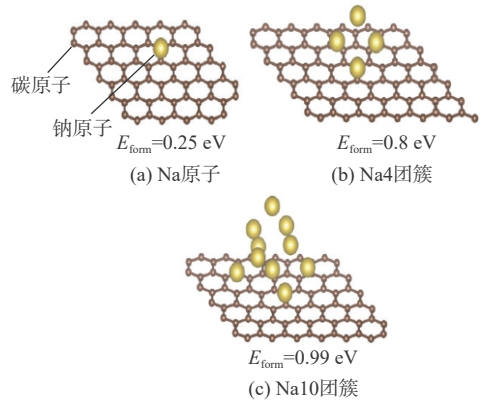


图 8　Na 原子、Na4、Na10 团簇与炭材料基底结合后的构型及其形成能

Fig. 8　Configurations of Na atoms, Na4, and Na10 clusters and their formation energies after binding to the carbon material substrate

3　结　论

对钠离子电池硬炭负极析钠进行了监测、失效及机制分析, 旨在避免钠离子电池因析钠导致电池失效现象, 结果表明:

1) 电池钠化 12.5 h, 硬炭表面形成钠团簇, 继续钠化 2.5 h, 钠团簇转变为钠金属; 在脱钠过程中, 实现了钠金属的原位监测(0.03 V)。

2) 电池钠化 12.5 h, 电池在 60 次循环后库伦效率仍可保持 99.5% 以上; 继续钠化 2.5、5、10 h, 电池在 60 次循环后库伦效率均低于 80%。高析钠程度容量衰退是由于循环过程中钠金属的不可逆性, 致使电池极化增大, 进而损耗了电池的循环性能, 而钠团簇物几乎不影响电池循环性能。

3) 基于固相离子扩散速率和 EIS 发现, 钠金属的生成是由于硬炭内部达到储钠饱和状态继续析钠导致; 从 V-0 开始形成钠团簇, 致使电池阻抗进一步增大, 导致析钠更易发生; 钠团簇具有更低的形成能, 其可逆性强于钠金属块。

钠金属的原位监测能够有效避免电池钠金属的生成, 进而躲避滥用事故, 同时析钠行为的分析加深了对钠离子电池过充析钠的认识, 对钠离子电池管理和使用具有参考意义。

参考文献(References)

[1] KRAUSE F C, RUIZ J P, JONES S C, et al. Performance of commercial Li-ion cells for future NASA missions and aerospace applications[J]. Journal of the Electrochemical Society, 2021, 168(4):

040504.

[2] 于海江. 共绘钠离子电池“新蓝图”[N]. 中国电力报, 2022-09-15(005).
YU H J. Co-creating a new vision for sodium-ion batteries[N]. Chinese Electric Power News, 2022-09-15(005)(in Chinese).

[3] WANG Y Y, HOU B H, GUO J Z, et al. An ultralong lifespan and low-temperature workable sodium-ion full battery for stationary energy storage[J]. Advanced Energy Materials, 2018, 8(18): 1703252.

[4] XIA Y, QUE L F, YU F D, et al. Tailoring nitrogen terminals on MXene enables fast charging and stable cycling Na-ion batteries at low temperature[J]. Nano-Micro Letters, 2022, 14(1): 143.

[5] LI Z, ZHANG Y, ZHANG J H, et al. Sodium-ion battery with a wide operation-temperature range from −70 to 100℃[J]. Angewandte Chemie International Edition, 2022, 61(13): e202116930.

[6] HU Y Y, WU X W, WEN Z Y, et al. Challenges and thoughts on the development of sodium battery technology for energy storage [J]. Chinese Journal of Engineering Science, 2021, 23(5): 94.

[7] GARCHE J, DYER C K, MOSELEY P T, et al. Preface[M]// JÜRGEN G. Encyclopedia of electrochemical power sources. Amsterdam: Elsevier, 2009.

[8] ZHANG G X, WEI X Z, CHEN S Q, et al. Comprehensive investigation of a slight overcharge on degradation and thermal runaway behavior of lithium-ion batteries[J]. ACS Applied Materials & Interfaces, 2021, 13(29): 35054-35068.

[9] CAI W L, YAN C, YAO Y X, et al. The boundary of lithium plating in graphite electrode for safe lithium-ion batteries[J]. Angewandte Chemie International Edition, 2021, 60(23): 13007-13012.

[10] XU L, XIAO Y, YANG Y, et al. operando quantified lithium plating determination enabled by dynamic capacitance measurement in working Li-ion batteries[J]. Angewandte Chemie (International Edition), 2022, 61(39): e202210365.

[11] 张青松, 罗星娜, 程相静, 等. 基于锂离子电池温降指数的细水雾添加剂筛选方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(6): 1073-1079.
ZHANG Q S, LUO X N, CHENG X J, et al. Method for screening fine water mist additive based on temperature drop index of lithium-ion battery[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(6): 1073-1079(in Chinese).

[12] MORIKAWA Y, NISHIMURA S I, HASHIMOTO R I, et al. Mechanism of sodium storage in hard carbon: an X-ray scattering analysis[J]. Advanced Energy Materials, 2020, 10(3): 1903176.

[13] CHEN Y X, CHEN K H, SANCHEZ A J, et al. Operando video microscopy of Li plating and re-intercalation on graphite anodes during fast charging[J]. Journal of Materials Chemistry A, 2021, 9(41): 23522-23536.

[14] YOUN Y, GAO B, KAMIYAMA A, et al. Nanometer-size Na cluster formation in micropore of hard carbon as origin of higher-capacity Na-ion battery[J]. NPJ Computational Materials, 2021, 7: 48.

[15] FINEGAN D P, QUINN A, WRAGG D S, et al. Spatial dynamics of lithiation and lithium plating during high-rate operation of graphite electrodes[J]. Energy & Environmental Science, 2020, 13(8): 2570-2584.

[16] GAO T, HAN Y, FRAGGEDAKIS D, et al. Interplay of lithium intercalation and plating on a single graphite particle[J]. Joule, 2021, 5(2): 393-414.

[17] ALVIN S, CAHYADI H S, HWANG J, et al. Revealing the intercalation mechanisms of lithium, sodium, and potassium in hard carbon[J]. Advanced Energy Materials, 2020, 10(20): 2000283.

[18] DESAI P, ABOU-RJEILY J, TARASCON J M, et al. Practicality of methyl acetate as a co-solvent for fast charging Na-ion battery electrolytes[J]. Electrochimica Acta, 2022, 416: 140217.

[19] LIN X K, KHOSRAVINIA K, HU X S, et al. Lithium plating mechanism, detection, and mitigation in lithium-ion batteries[J]. Progress in Energy and Combustion Science, 2021, 87: 100953.

[20] CHU F L, HU J L, TIAN J, et al. In situ plating of porous Mg network layer to reinforce anode dendrite suppression in Li-metal batteries[J]. ACS Applied Materials & Interfaces, 2018, 10(15): 12678-12689.

[21] LU Y Y, ZHANG Q, HAN M, et al. Stable Na plating/stripping electrochemistry realized by a 3D Cu current collector with thin nanowires[J]. Chemical Communications, 2017, 53(96): 12910-12913.

[22] DONG R Q, ZHENG L M, BAI Y, et al. Elucidating the mechanism of fast Na storage kinetics in ether electrolytes for hard carbon anodes[J]. Advanced Materials, 2021, 33(36): e2008810.

[23] SONG M X, YI Z L, XU R, et al. Towards enhanced sodium storage of hard carbon anodes: regulating the oxygen content in precursor by low-temperature hydrogen reduction[J]. Energy Storage Materials, 2022, 51: 620-629.

[24] JAYAWARDANA W, CARR C L, ZHAO D X, et al. Voltage-relaxation GITT and reverse Monte Carlo to determine lithium diffusion and distribution in TiO_2 and highly-ordered nanoporous hard carbons[J]. Journal of the Electrochemical Society, 2018, 165(11): A2824-A2832.

[25] XIE F, XU Z, GUO Z Y, et al. Disordered carbon anodes for Na-ion batteries: quo vadis?[J]. Science China Chemistry, 2021, 64(10): 1679-1692.

[26] CAI C C, CHEN Y A, HU P, et al. Regulating the interlayer spacings of hard carbon nanofibers enables enhanced pore filling sodium storage[J]. Small, 2022, 18(6): e2105303.

[27] MEI W X, JIANG L H, LIANG C, et al. Understanding of Li-plating on graphite electrode: detection, quantification and mechanism revelation[J]. Energy Storage Materials, 2021, 41: 209-221.

[28] ZHANG S M, YANG G J, LIU S, et al. Understanding the dropping of lithium plating potential in carbonate electrolyte[J]. Nano Energy, 2020, 70: 104486.

[29] XU L, YANG Y, XIAO Y, et al. In-situ determination of onset lithium plating for safe Li-ion batteries[J]. Journal of Energy Chemistry, 2022, 67: 255-262.

Experimental investigation of overcharge caused sodium plating of hard carbon anodes for sodium-ion batteries

LIU Qianlei[1, 2], DAI Liqin[1], YI Zonglin[1, 2], SU Fangyuan[1], SUN Guohua[1], CHEN Chengmeng[1, 3, *]

(1. CAS Key Laboratory of Carbon Materials, Institute of Coal Chemistry, Chinese Academy of Sciences, Taiyuan 030001, China;
2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China;
3. Center of Materials Science and Optoelectronics Engineering, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: Sodium-ion batteries are strong candidates for secondary batteries for near-space vehicles. Although there aren't many reports, the monitoring, failure, and mechanism of sodium plating in hard carbon anodes provide guidelines for the use and management of sodium-ion batteries. For this, a trustworthy understanding of the sodium plating behavior of hard carbons is provided by setting a series of sodium precipitation gradients, using differential capacity curves, combined with scanning electron microscopy (SEM) and galvanostatic intermittent titration technique (GITT). The results show that sodium clusters appear on the surface of the hard carbon at a current density of 20 mA/g for 12.5 h. The sodium clusters are converted into sodium-metal by continuing to sodiate for 2.5 h and the voltage of desodiation of the sodium-metal can be detected by the differential capacity curves. The battery's cycling performance is not impacted by the sodium clusters because of their low formation energy; however, the sodium-metal causes an increase in the battery's interfacial impedance and charge transfer impedance, which accelerates the degradation of the battery's cycling performance.

Keywords: sodium-ion batteries; hard carbons; anodes; sodium plating; sodium metal; failure

Received: 2023-02-15; **Accepted**: 2023-04-20; **Published Online**: 2023-05-10 11:12

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230509.1622.001

Foundation item: Research and Development Project of Key Core and Common Technology of Shanxi Province (2020XXX014)

* **Corresponding author**. E-mail: ccm@sxicc.ac.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2024.0860

临近空间飞行器升降压变换器模型预测控制策略

赵宇宇[1,2]，王保成[1]，黄庭双[1]，贾忠臻[1]，杜晓伟[1]，徐国宁[1,2,*]

(1. 中国科学院 空天信息创新研究院，北京 100094；2. 中国科学院大学 航空宇航学院，北京 100049)

摘　　要：临近空间长航时飞行器能源系统主要包括太阳电池、储能电池、能源控制器和配电器，其中，能源控制器实现太阳电池最大功率跟踪和对储能电池充电功能。传统的临近空间飞行器能源控制器一般采用单升压或单降压拓扑结构，存在不足，对此，采用一种四开关升降压变换器拓扑及对应的控制方法，该控制方法针对四开关升降压变换器在实际电源设计中由于控制死区造成的模式频繁切换的问题，提出一种模型预测控制 (MPC) 与多步离散法相结合的四模式控制策略。该策略在传统的 Buck 和 Boost 两模式基础上，通过预测模型推导出占空比控制率，利用多步离散法，并将极限占空比考虑其中，进而在控制死区内划分出 2 种扩展模式：扩展 Buck (E-Buck) 模式和扩展 Boost (E-Boost) 模式。同时，利用输入电压检测单元，实现了变换器在四模式下的平滑切换。仿真实验验证了所提控制策略的有效性。

关 键 词：临近空间；升降压；模型预测控制；模式切换；极限占空比

中图分类号：V274; V19; TP273

文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2025)08-2820-09

临近空间也被称为亚轨道空间[1-2]，其包含平流层(20～55 km)、中间层(55～85 km)及部分电离层(85～100 km)。近年来，临近空间在军事战略和科学观测等领域受到广泛重视。

目前，临近空间飞行器利用太阳电池阵进行能源供给以实现长航时的驻空飞行任务。采用的直流-直流(direct current to direct current, DC-DC)电源控制器多为升压型 Boost 电路或降压型 Buck 电路。采用升压型 Boost 电路，当蓄电池即将充满时，太阳电池阵会和蓄电池之间出现较大的压差，输入输出电流纹波变大，损耗变大；采用降压型 Buck 电路，会造成太阳电池阵电压过高，临近空间存在低气压工况，易引起低气压放电，且不利于后期电压的提升[3-4]。因此，开展针对临近空间的新型升降压型 DC-DC 变换器的研究对于提高临近空间飞行器的性能十分有意义。

传统的具有升压和降压功能的变换器，如 Buck-Boost、Cuk、Zeta 和 Sepic 变换器存在功率器件电压应力高、输入输出电压极性相反、有源器件多等问题[5-7]。近年来，新提出的 Super Buck-Push-Pull 变换器、改进型零电压过渡移相全桥 DC-DC 变换器也存在拓扑复杂、开关器件多的缺点[8-10]。以开关管替代双管升降压拓扑中的续流二极管得到的四开关升降压变换器不仅能实现升压与降压功能，还具有输入输出电压极性相同、功率器件电压应力小(为输入输出电压的 1/2)、无源器件少及能够双向导通等优点，更适用于宽范围电压变换的应用场合[11-12]，在相关领域得到了较多的应用。

四开关升降压变换器由双管升降压拓扑扩展而来，其同样具有 Buck 降压、Boost 升压及 Buck-Boost 升降压功能。传统的控制方法依据变换器的工作模式分为单模式、两模式和三模式。单模式控

收稿日期：2024-12-04；**录用日期**：2025-01-10；**网络出版时间**：2025-01-13 11:01
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20250110.1635.001
基金项目：中国科学院重点部署项目 (KGFZD-145-23-54)
* **通信作者**. E-mail：xugn@aircas.ac.cn

引用格式：*赵宇宇，王保成，黄庭双，等. 临近空间飞行器升降压变换器模型预测控制策略 [J]. 北京航空航天大学学报，2025，51（8）：2820-2828. ZHAO Y Y，WANG B C，HUANG T S，et al. Model predictive control strategy for Buck-Boost converter of near-space aircraft [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51（8）：2820-2828（in Chinese）.*

制方法与双管升降压拓扑类似, 变换器工作在 Buck-Boost 升降压模式, 控制逻辑简单, 虽然实现了升压与降压功能, 但由于不存在直接功率, 电感电流有效值较大, 故其损耗相对较高, 不适用于大功率场合。采样两模式控制方法时, 变换器具有 2 种工作模式, 根据输入电压与输出目标电压的大小关系划分为 Boost 升压模式与 Buck 降压模式。但当输入输出电压比较接近时, 由于死区时间、栅极驱动延迟、开关寄生电容和自举电路的要求, 总会有最小、最大占空比的限制, 实际的占空比无法达到 1 或 0, 会存在控制死区[13-16], 导致模式频发切换、控制不稳及输出纹波增大等问题。为解决此问题, 在两模式控制中引入 Buck-Boost 中间模式形成三模式控制方法。文献 [11] 提出了一种利用输入电压与中间电压的大小关系选择变换器工作模式的三模式控制方法。为了降低控制的复杂性、提高稳定性, 文献 [16-17] 在 Buck-Boost 模式中, 将某一桥臂的占空比设置为某一恒定值, 通过调节另一桥臂的占空比以控制输出电压, 根据固定占空比的桥臂不同, 可分为定降压占空比和定升压占空比三模式。而且在三模式控制中, 由于存在 Buck-Boost 中间模式, 也会造成一定的效率损失。

近年来, 随着微型计算机技术的发展, 模型预测控制 (model predictive control, MPC) 以控制方式直观、动态响应快、可有效减少控制环等优点[18-23], 在电力电子与工业控制等领域得到了较多的应用。

针对四开关升降压变换器在实际应用中存在的问题及临近空间飞行时电压宽范围变化的特点, 本文依据开关管的占空比最值, 利用 MPC 与多步离散法相结合的方法, 在两模式控制的基础上, 当占空比达到最大与最小值时, 增加了 2 种扩展模式, 避免了两模式控制方法存在的模式频繁切换的问题; 通过划分不同的输入电压区间, 控制变换器 4 种工作模式之间的切换。同时, 搭建 Simulink 仿真模型, 验证了本文提出的控制策略的可行性。

1　变换器工作原理分析

四开关升降压电路拓扑如图 1 所示。开关管 S1 和 S2 组成 Buck 桥臂, S1 为主控开关管, 其占空比定义为 d_1; 开关管 S3、S4 构成 Boost 桥臂, S4 为主控开关管, 其占空比定义为 d_2; V_i 和 V_o 分别为输入电压和输出电压, i_L 为电感电流, L 为功率电感, R_L 为电感内阻, i_o 为输出电流, C 为输出滤波电容, R 为负载电阻。

变换器工作在 Buck 模式时, S1、S2 交替互补导通, S3 常通、S4 常断, 连续时域数学模型如下:

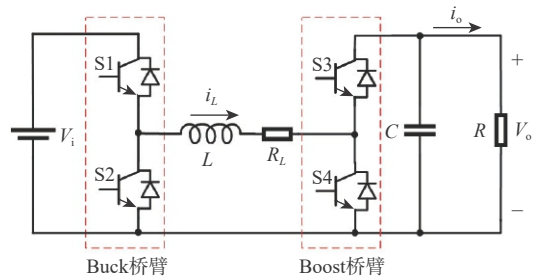


图 1　四开关升降压电路拓扑

Fig. 1　Topology of the four switch Buck-Boost circuit

$$\begin{cases} \dfrac{\mathrm{d}i_L(t)}{\mathrm{d}t} = \dfrac{V_i(t)}{L}u_1(t) - \dfrac{V_o(t)+i_L(t)R_L}{L} \\ \dfrac{\mathrm{d}V_o(t)}{\mathrm{d}t} = \dfrac{i_L(t)}{C} - \dfrac{i_o(t)}{C} \end{cases} \tag{1}$$

式中: $u_1(t)$ 表示 S1、S2 的开关状态, S1 导通、S2 关断时, $u_1(t)=1$, 反之, $u_1(t)=0$。

离散后可得离散域平均状态方程如下:

$$\begin{cases} i_L(k+1) = \left(1-\dfrac{R_LT_s}{L}\right)i_L(k) - \dfrac{T_s}{L}V_o(k) + \dfrac{d_1(k)T_s}{L}V_i(k) \\ V_o(k+1) = V_o(k) + \dfrac{T_s}{C}i_L(k) - \dfrac{T_s}{C}i_o(k) \end{cases} \tag{2}$$

式中: T_s 为开关周期。

将式 (2) 写作状态空间方程如下:

$$\begin{cases} \boldsymbol{x}(k+1) = \boldsymbol{A}_d\boldsymbol{x}(k) + \boldsymbol{B}_d d_1(k) + \boldsymbol{E}_d \\ \boldsymbol{y}(k+1) = \boldsymbol{F}\boldsymbol{x}(k) \end{cases} \tag{3}$$

式中: $\boldsymbol{x}(k) = [i_L(k), V_o(k)]^{\mathrm{T}}$; $\boldsymbol{y}(k) = [V_o(k)]$; 各矩阵分别表示为

$$\begin{cases} \boldsymbol{A}_d = \begin{bmatrix} 1-\dfrac{R_LT_s}{L} & -\dfrac{T_s}{L} \\ \dfrac{T_s}{C} & 1 \end{bmatrix} \\ \boldsymbol{B}_d = \begin{bmatrix} \dfrac{V_iT_s}{L} \\ 0 \end{bmatrix} \\ \boldsymbol{F} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \end{bmatrix} \\ \boldsymbol{E}_d = \begin{bmatrix} 0 \\ -\dfrac{i_oT_s}{C} \end{bmatrix} \end{cases} \tag{4}$$

变换器工作在 Boost 模式时, S3、S4 交替互补导通, S1 常通、S2 常断, 连续时域数学模型如下:

$$\begin{cases} \dfrac{\mathrm{d}i_L(t)}{\mathrm{d}t} = \dfrac{V_i(t)-i_L(t)R_L}{L} - \dfrac{V_o(t)}{L}(1-u_2(t)) \\ \dfrac{\mathrm{d}V_o(t)}{\mathrm{d}t} = \dfrac{i_L(t)}{C}(1-u_2(t)) - \dfrac{i_o(t)}{C} \end{cases} \tag{5}$$

式中: $u_2(t)$ 表示 S3、S4 的开关状态, S3 关断、S4 导通时, $u_2(t)=1$, 反之, $u_2(t)=0$。

离散后可得离散域平均状态方程如下:

$$\begin{cases} i_L(k+1)=\left(1-\dfrac{R_L T_s}{L}\right)i_L(k)+\dfrac{T_s}{L}V_i(k)- \\ \qquad \dfrac{(1-d_2(k))T_s}{L}V_o(k) \\ V_o(k+1)=V_o(k)+\dfrac{(1-d_2(k))T_s}{C}i_L(k)-\dfrac{T_s}{C}i_o(k) \end{cases} \tag{6}$$

将式 (16) 写做状态空间方程如下：

$$\begin{cases} \boldsymbol{x}(k+1)=(\boldsymbol{A}_{d1}+\boldsymbol{A}_{d2}d_2(k))\boldsymbol{x}(k)+\boldsymbol{B}_d+\boldsymbol{E}_d \\ \boldsymbol{y}(k+1)=\boldsymbol{F}\boldsymbol{x}(k) \end{cases} \tag{7}$$

式中：各矩阵分别表示为

$$\begin{cases} \boldsymbol{A}_{d1}=\begin{bmatrix} 1-\dfrac{R_L T_s}{L} & -\dfrac{T_s}{L} \\ \dfrac{T_s}{C} & 0 \end{bmatrix} \\ \boldsymbol{A}_{d2}=\begin{bmatrix} 0 & \dfrac{T_s}{L} \\ -\dfrac{T_s}{C} & 0 \end{bmatrix} \end{cases} \tag{8}$$

根据伏秒平衡原理，理想情况下四开关升降压变换器的电压增益G表示为

$$G=\frac{V_o}{V_i}=\frac{d_1}{1-d_2} \tag{9}$$

Buck 模式时，开关管 S4 常断，$d_2=0$，调节d_1实现降压；Boost 模式时，开关管 S1 常通，$d_1=1$，调节d_2实现升压；当 2 个主控开关管 S1 和 S4 同开同关时，变换器工作在 Buck-Boost 中间模式，此时$d_1=d_2=d$，$d>0.5$时为升压状态，$d<0.5$时为降压状态。

2 变换器控制策略

四开关升降压变换器适合应用于电压宽范围变化的场合，且具有多种工作模式，因此，引入 Buck-Boost 中间模式，避免了两模式控制的模式频繁切换的问题，但是 Buck-Boost 模式相较于 Buck 和 Boost 模式，在效率上会有较多的损耗。

为此，本文提出一种基于多步离散法的四开关升降压变换器 MPC 策略。在输入输出电压比较接近时采用多步离散法和 MPC 结合的方式对占空比进行更精确的预测计算，其他时刻采用 MPC 对占空比进行一般的预测计算。

根据占空比最值和输入电压的变化范围，设计了 4 种工作模式，针对占空比达到最值时的工况，在 Buck 和 Boost 模式之间加入 2 种中间模式，控制示意图如图 2 所示。图中：$d_{1,\max}$为开关管 S1 占空比的最大值，$d_{1,\min}$为其最小值；$d_{2,\max}$为开关管 S4 占空比的最大值，$d_{2,\min}$为其最小值。在降压阶段，固定d_2为$d_{2,\min}$，依据推导出的占空比控制律调节d_1，可将其视为 Buck 模式在中间模式的扩展延伸，将其称为拓展 Buck（extended Buck, E-Buck）模式。同理，在拓展 Boost（extended Boost, E-Boost）模式，固定d_1为$d_{1,\max}$，依据推导出的占空比控制律调节d_2。其控制策略如图 3 所示。内环为基于连续控制集模型预测控制（continuous control set MPC, CCS-MPC）的电感电流预测控制，利用多步离散法与 MPC 相结合的方式建立四开关升降压变换器 4 种工作模式的占空比预测计算模型，根据输入电压变化选择合适的工作模式，实现变换器的输出电压快速跟踪与不同工作模式之间的切换。外环为电压比例积分（proportional-integral, PI）控制，通过经典的 PI 算法计算出电感电流参考值$i_{L,\mathrm{ref}}$，并利用其积分环节消除实际电路输出存在的静态误差，对目标输出电压进行更快速、更准确的稳定追踪。

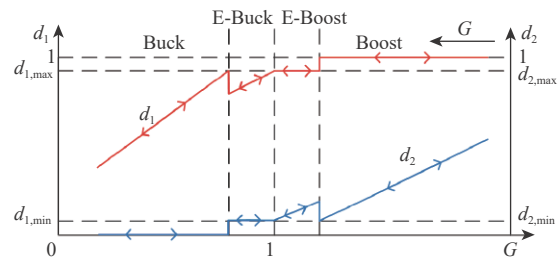


图 2 四模式控制示意图

Fig. 2 Schematic diagram of the four-mode control

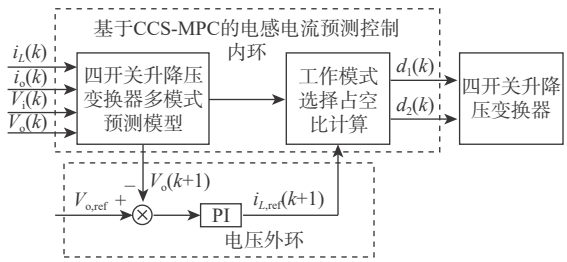


图 3 四开关升降压变换器控制策略示意图

Fig. 3 Control strategy diagram of four switch Buck-Boost converter

2.1 预测模型

2.1.1 Buck 模式预测模型

由式 (2) 可知，$i_L(k+1)$中含有 Buck 模式最直接的控制量占空比$d_1(k)$，引入代价函数J：

$$J=(i_L(k+1)-i_{L,\mathrm{ref}})^2 \tag{10}$$

代价函数J越小，表明控制效果越好。对代价函数求$d_1(k)$的偏导，令偏导值等于 0，代价函数J在此时的$d_1(k)$值处取得最小值，可得到$d_1(k)$的控制律如下：

$$d_1(k)=\frac{L(i_{L,\mathrm{ref}}-i_L(k))+R_L i_L(k)T_s+T_s V_o(k)}{V_i(k)T_s} \tag{11}$$

2.1.2 E-Buck 模式预测模型

为了更加精确地进行占空比的预测计算，采用多步离散法将原有的时间周期T_s均分为n个小的子周期，每个子周期的大小为$\tau=T_s/n$。本文选取

$n=3$, 具体推导过程见附录 A。

输入电压为 200～400 V, 输出参考电压 $V_{o,ref}$ 为 310 V, 根据占空比最值划分 E-Buck 模式的输入电压范围为 $(V_{o,ref}, V_{o,ref}/d_{1,max})$, $d_{1,max}$ 取 0.96。由式 (9) 可知, 此时的占空比 $d_1(k)$ 处于 2/3～1 之间。可依据式 (12) 对下一刻的状态进行预测:

$$\begin{cases} \boldsymbol{x}(k+1/3)=\boldsymbol{A}_d\boldsymbol{x}(k)+\boldsymbol{B}_d+\boldsymbol{E}_d \\ \boldsymbol{x}(k+2/3)=\boldsymbol{A}_d\boldsymbol{x}(k+1/3)+\boldsymbol{B}_d+\boldsymbol{E}_d \\ \boldsymbol{x}(k+1)=\boldsymbol{A}_d\boldsymbol{x}(k+2/3)+(3d_1(k)-2)\boldsymbol{B}_d+\boldsymbol{E}_d \end{cases} \tag{12}$$

可得状态变量 $\boldsymbol{x}(k+1)$ 如下:

$$\begin{aligned} \boldsymbol{x}(k+1)=&\boldsymbol{A}_d^3\boldsymbol{x}(k)+\boldsymbol{A}_d^2\boldsymbol{B}_d+\boldsymbol{A}_d^2\boldsymbol{E}_d+\boldsymbol{A}_d\boldsymbol{B}_d+ \\ &\boldsymbol{A}_d\boldsymbol{E}_d+3\boldsymbol{B}_dD_1(k)-2\boldsymbol{B}_d+\boldsymbol{E}_d \end{aligned} \tag{13}$$

则 $i_L(k+1)=[1,0]\cdot\boldsymbol{x}(k+1)$, 同理, 引入式 (10) 形式的代价函数, 可得 E-Buck 模式下的 $d_1(k)$ 控制律如下:

$$\begin{aligned} d_1(k)=&-\{[C(L-R_L\tau)^3+L\tau^2(2R_L\tau-3L)]i_L(k)+ \\ &[L\tau^3-C\tau(L-R_L\tau)^2+CL\tau(R_L\tau-2L)]V_o(k)d_{2,max}+ \\ &[C(L-R_L\tau)^2-L\tau^2+CL(L-R_L\tau)-2CL^3]V_i(k)\tau+ \\ &i_o(k)L\tau^2(3L-R_L\tau)-CL^3i_{L,ref}\}/(3CL^2V_i(k)\tau) \end{aligned} \tag{14}$$

2.1.3　Boost 模式预测模型

同理, 由式 (6) 和代价函数式 (10) 求偏导后可得 Boost 模式的占空比 $d_2(k)$ 控制律如下:

$$d_2(k)=1-\frac{(L-R_LT_s)i_L(k)+V_i(k)T_s-Li_{L,ref}}{V_o(k)T_s} \tag{15}$$

2.1.4　E-Boost 模式预测模型

同 E-Buck 模式, 划分 E-Boost 模式的输入电压范围为 $(V_{o,ref}(1-d_{2,min}), V_{o,ref})$, $d_{2,min}$ 取 0.04。由式 (9) 可知, 占空比 $d_2(k)$ 处于 0～1/3 区间。可依据式 (16) 对下一刻的状态进行预测:

$$\begin{cases} \boldsymbol{x}(k+1/3)=(\boldsymbol{A}_{d1}+3d_2(k)\boldsymbol{A}_{d2})\boldsymbol{x}(k)+\boldsymbol{B}_d+\boldsymbol{E}_d \\ \boldsymbol{x}(k+2/3)=\boldsymbol{A}_{d1}\boldsymbol{x}(k+1/3)+\boldsymbol{B}_d+\boldsymbol{E}_d \\ \boldsymbol{x}(k+1)=\boldsymbol{A}_{d1}\boldsymbol{x}(k+2/3)+\boldsymbol{B}_d+\boldsymbol{E}_d \end{cases} \tag{16}$$

可得状态变量 $\boldsymbol{x}(k+1)$ 如下:

$$\begin{aligned} \boldsymbol{x}(k+1)=&\boldsymbol{A}_{d1}^3\boldsymbol{x}(k)+3\boldsymbol{A}_{d1}^2\boldsymbol{A}_{d2}D_2(k)+\boldsymbol{A}_{d1}^2\boldsymbol{B}_d+ \\ &\boldsymbol{A}_{d1}^2\boldsymbol{E}_d+\boldsymbol{A}_{d1}\boldsymbol{B}_d+\boldsymbol{A}_{d1}\boldsymbol{E}_d+\boldsymbol{B}_d+\boldsymbol{E}_d \end{aligned} \tag{17}$$

同理, $i_L(k+1)=[1,0]\cdot\boldsymbol{x}(k+1)$, 引入式 (10) 形式的代价函数, 可得 E-Boost 模式下的 $d_2(k)$ 控制律如下:

$$\begin{aligned} d_2(k)=&-\{[C(L-R_L\tau)^3+2R_LL\tau^3-3L^2\tau^2]i_L(k)+ \\ &[L\tau^3+CL(R_L\tau^2-2L\tau)-C\tau(L-R_L\tau)^2]V_o(k)+ \\ &d_{1,max}V_i(k)\tau[C(L-R_L\tau)^2-L\tau^2+CL^2+ \\ &CL(L-R_L\tau)]+i_o(k)L\tau^2(3L-R_L\tau)-CL^3i_{L,ref}\}/ \\ &\{3L\tau^2(2L-R_L\tau)i_L(k)+3[C\tau(L-R_L\tau)^2-L\tau^3]V_o(k)\} \end{aligned} \tag{18}$$

变换器 4 种工作模式的占空比表达式总结如表 1 所示。

表 1　4 种工作模式的占空比

Table 1　Duty cycle of four work modes

模式	占空比表达式
Buck	$d_1(k)=\dfrac{L(i_{L,ref}-i_L(k))+R_Li_L(k)T_s+T_sV_o(k)}{V_i(k)T_s}$ $d_2(k)=0$
E-Buck	$d_1(k)=-\{[C(L-R_L\tau)^3+L\tau^2(2R_L\tau-3L)]i_L(k)+$ $[L\tau^3-C\tau(L-R_L\tau)^2+CL\tau(R_L\tau-2L)]V_o(k)d_{2,max}+$ $[C(L-R_L\tau)^2-L\tau^2+CL(L-R_L\tau)-2CL^3]V_i(k)\tau+$ $i_o(k)L\tau^2(3L-R_L\tau)-CL^3i_{L,ref}\}/(3CL^2V_i(k)\tau)$ $d_2(k)=d_{2,min}$
E-Boost	$d_1(k)=d_{1,max}$ $d_2(k)=-\{[C(L-R_L\tau)^3+2R_LL\tau^3-3L^2\tau^2]i_L(k)+$ $[L\tau^3+CL(R_L\tau^2-2L\tau)-C\tau(L-R_L\tau)^2]V_o(k)+$ $d_{1,max}V_i(k)\tau[C(L-R_L\tau)^2-L\tau^2+CL^2+$ $CL(L-R_L\tau)]+i_o(k)L\tau^2(3L-R_L\tau)-CL^3i_{L,ref}\}/$ $\{3L\tau^2(2L-R_L\tau)i_L(k)+3[C\tau(L-R_L\tau)^2-L\tau^3]V_o(k)\}$
Boost	$d_1(k)=1$ $d_2(k)=1-\dfrac{(L-R_LT_s)i_L(k)+V_i(k)T_s-Li_{L,ref}}{V_o(k)T_s}$

2.2　工作模式选择

合适的工作模式选取策略是实现变换器高效稳定控制的重要工作。本文通过占空比最值来划分不同的输入电压区间, 进而选取合适的工作模式。

与传统的三模式控制类似, 四模式控制同样存在相邻的工作模式均能够跟踪相同的电感电流指令的现象。式(19)和式(20)分别表示变换器工作在 Buck、E-Buck 模式及 Boost、E-Boost 模式时的电感电流纹波。

$$|\Delta i_{L,B(E\text{-}B)}(k+1)|=\frac{V_o(k)+i_L(k)R_L}{L}(1-d_1(k))T_s \tag{19}$$

$$|\Delta i_{L,Bo(E\text{-}Bo)}(k+1)|=\frac{V_i(k)-i_L(k)R_L}{L}d_2(k)T_s \tag{20}$$

由式(19)和式(20)可知, 在降压模式时, 占空比 d_1 越大, 电感电流纹波越小; 升压模式时, 占空比 d_2 越小, 电感电流纹波越小。

结合图 2 可知, 当输入电压为 Buck、E-Buck 模式切换的临界值 $V_{o,ref}/d_{1,max}$ 或 Boost、E-Boost 模式切换的临界值 $V_{o,ref}(1-d_{2,min})$ 时, 优先选取 Buck 和 Boost 模式可获得更小的电感电流纹波。

输入电压区间与工作模式的对应关系如表 2 所示。

表 2　电压范围与工作模式

Table 2　Voltage range and operating modes

工作模式	输入电压范围/V
Buck	$[V_{o,ref}/d_{1,max}, 400]$
E-Buck	$(V_{o,ref}, V_{o,ref}/d_{1,max})$
E-Boost	$(V_{o,ref}(1-d_{2,min}), V_{o,ref})$
Boost	$[200, V_{o,ref}(1-d_{2,min})]$

3 仿真实验验证

为了验证第 2 节所提控制策略的有效性，搭建了 Simulink 仿真模型进行仿真验证，仿真相关参数如表 3 所示。

表 3 仿真实验参数

Table 3 Simulation experiment parameters

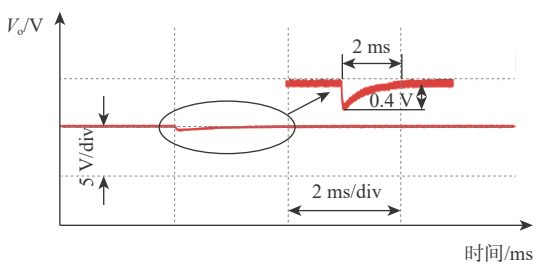
主要参数	数值
电感L/mH	300
电感电阻R_L/Ω	0.022
输出电容C/μF	35
开关周期T_s/μs	5
输出电压参考值$V_{o,ref}$/V	310
最大占空比$d_{1,max}$，$d_{2,max}$	0.96
最小占空比$d_{1,min}$，$d_{2,min}$	0.04

3.1 输出电压跟踪

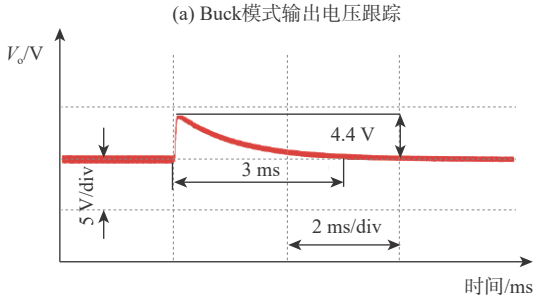
在 Buck 模式和 Boost 模式，分别给定初始输入电压 400 V 和 200 V，再进行 50 V 的输入电压突变（突变为 350 V 和 250 V）。采用本文提出的控制策略的仿真结果如图 4 所示。可看出，采用本文提出的控制策略时，Buck 模式输入电压 50 V 突变，有约 0.4 V 的电压跌落，能够在 2 ms 内达到稳定；Boost 模式输入电压 50 V 突变，有约 4.4 V 的电压跃变，能够在 3 ms 左右达到稳定。

当采用双环 PI 控制策略时，仿真结果如图 5 所示。Buck 模式有 2.2 V 电压跌落，4 ms 左右达到稳定；Boost 模式有 7.6 V 电压跃变，7 ms 左右达到稳定。

综合仿真实验结果表明，当四开关升降压变换器输入电压发生突变时，本文提出的控制策略在升压与降压模式都更加稳定。



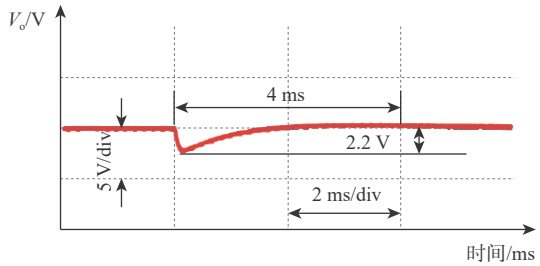
(a) Buck模式输出电压跟踪



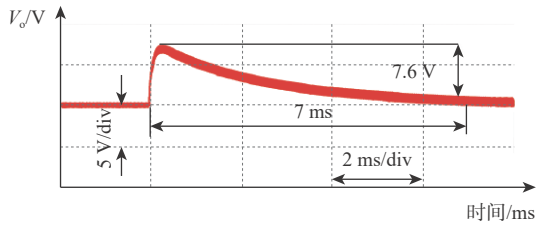
(b) Boost模式输出电压跟踪

图 4 本文提出的控制策略电压跟踪仿真结果

Fig. 4 Simulation results of voltage tracking for the proposed control strategy



(a) Buck模式输出电压跟踪



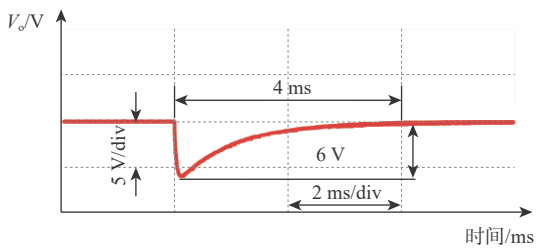
(b) Boost模式输出电压跟踪

图 5 双环 PI 控制策略电压跟踪仿真结果

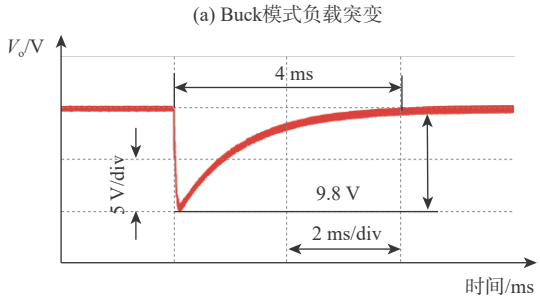
Fig. 5 Simulation results of voltage tracking for dual-loop PI control strategy

3.2 负载突变

当负载由 48 Ω突变到 24 Ω时，采用本文提出的控制策略与双环 PI 控制策略的仿真结果分别如图 6 和图 7 所示。图 6(a) 的输入电压为 400 V，四开关升降压变换器工作在 Buck 模式，负载突变后，输出电压有 6 V 的电压跌落，在 4 ms 左右恢复至稳定电压。图 6(b) 输入电压为 200 V，四开关升降压变换器工作在 Boost 模式，负载突变后，输出电压有 9.8 V 的电压跌落，在 4 ms 左右恢复至输出参考电压。



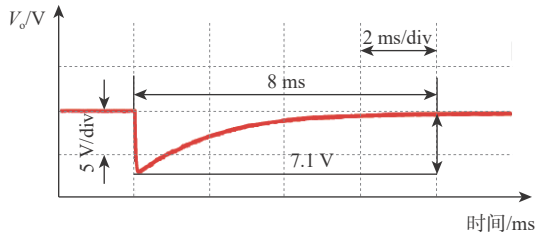
(a) Buck模式负载突变



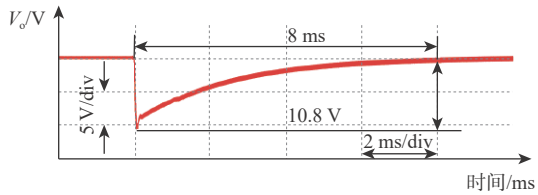
(b) Boost模式负载突变

图 6 本文提出的控制策略负载突变仿真结果

Fig. 6 Simulation results of load sudden change for the proposed control strategy



(a) Buck模式负载突变



(b) Boost模式负载突变

图 7　双环 PI 控制策略负载突变仿真结果

Fig. 7　Simulation results of load sudden change for dual-loop PI control strategy

当采用双环 PI 控制策略时, 负载突变后, Buck 模式有 7.1 V 的电压跌落, 8 ms 左右达到稳定, Boost 模式有 10.8 V 的电压跌落, 8 ms 左右达到稳定。

由仿真实验对比可以看出, 当四开关升降压变换器发生负载突变时, 无论是升压还是降压模式, 本文提出的控制策略都有更好的输出电压跟踪能力。

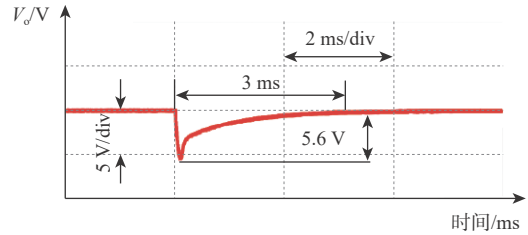
3.3　工作模式切换

为了进一步验证本文提出的控制策略的有效性, 进行 4 种工作模式之间的切换仿真实验。给定输出电压参考值 310 V, 输出电阻 24 Ω。

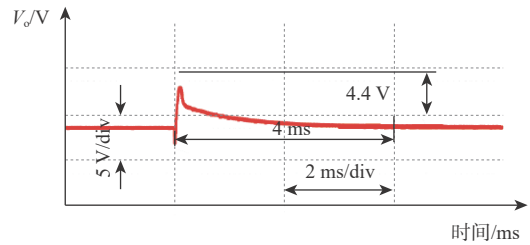
图 8(a) 为输入电压由 350 V 阶跃到 320 V, 由 Buck 模式切换到 E-Buck 模式, 输出电压出现 5.6 V 的跌落, 且在 3 ms 左右到输出电压参考值。图 8(b) 为输入电压由 320 V 阶跃到 300 V, 由 E-Buck 模式切换到 E-Boost 模式, 输出电压有 4.4 V 的跃变, 在 4 ms 左右恢复至稳定电压。图 8(c) 为输入电压由 300 V 突变到 250 V, 工作模式由 E-Boost 模式进入 Boost 模式, 有 3 V 的电压跌落, 在 3 ms 左右恢复至输出电压参考值。

采用三模式的 MPC 策略时, 模式切换仿真结果如图 9 所示。图 9(a) 为电压由 350 V 阶跃到 320 V, 由 Buck 模式切换到 Buck-Boost 中间模式, 输出电压出现 11.6 V 的跌落, 且在 5 ms 左右恢复到输出电压参考值。图 9(b) 为输入电压由 320 V 突变到 300 V, 输出电压有 5 V 的跌落, 5 ms 左右恢复到稳态。图 9(c) 为输入电压由 300 V 阶跃到 250 V, 由 Buck-Boost 中间模式切换到 Boost 模式, 输出电压有 9.3 V 的跃变, 在 5 ms 左右恢复至稳定电压。

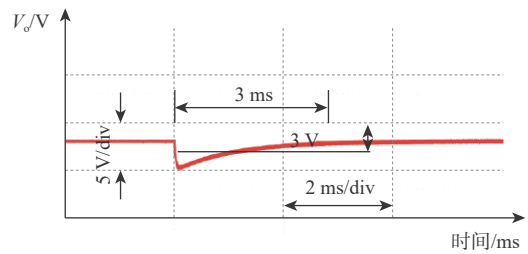
综合仿真实验结果表明, 在工作模式切换时, 本文提出的四模式 MPC 策略相较于三模式 MPC



(a) Buck模式切换到E-Buck模式



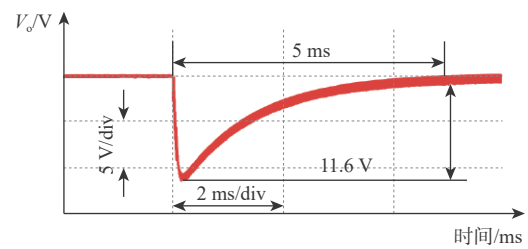
(b) E-Buck模式切换到E-Boost模式



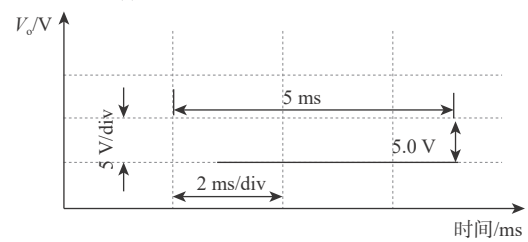
(c) E-Boost模式切换到Boost模式

图 8　本文提出的控制策略工作模式切换仿真结果

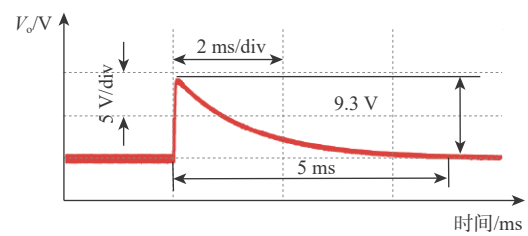
Fig. 8　Simulation results of operating mode switching for the proposed control strategy



(a) Buck模式切换到Buck-Boost中间模式



(b) Buck-Boost中间模式切换



(c) Buck-Boost中间模式切换到Boost模式

图 9　三模式 MPC 策略工作模式切换仿真结果

Fig. 9　Simulation results of operating mode switching for the three-mode MPC strategy

策略切换更加平滑。

不同策略在相应运行工况的对比结果如表 4 所示。可以看出，在不同工况下，本文提出的控制策略对比双环 PI 控制策略和三模式 MPC 策略均有较大提升，可以证明本文提出的控制策略具有较好的控制性能。

表 4 不同控制策略实验对比结果

Table 4 Comparison of experimental results for different control strategies

变换器工况	V_o跌落/V			V_o跌落相对提高/%	调节时间/ms			调节时间相对提高/%
	本文提出的控制策略	双环PI控制策略	三模式MPC策略		本文提出的控制策略	双环PI控制策略	三模式MPC策略	
V_i从400 V阶跃至350 V	0.4	2.2		81.8	2	4		50.0
V_i从200 V阶跃至250 V	4.4	7.6		42.1	3	7		57.1
Buck模式负载突变	6.0	7.1		15.5	4	8		50.0
Boost模式负载突变	9.8	10.8		9.3	4	8		50.0
V_i从350 V阶跃至320 V	5.6		11.6	51.7	3		5	40.0
V_i从320 V阶跃至300 V	4.4		5.0	12.0	4		5	20.0
V_i从300 V阶跃至250 V	3.0		9.3	67.7	3		5	40.0

4 结 论

针对高功率、大电压、宽范围电压变化的临近空间飞行器所用的四开关升降压变换器提出了一种多步离散法与 MPC 相结合的控制策略，通过仿真实验验证与对比得出如下结论：

1）为了解决四开关升降压变换器由控制死区导致的模式频繁切换的问题，利用多步离散法和 MPC 相结合的方式，确定了 Buck、E-Buck、E-Boost 和 Boost 4 种工作模式，在占空比达到最值时，采用 E-Buck 或 E-Boost 工作模式，保证了宽范围输入电压变化及负载突变时的输出电压的稳定。

2）利用检测输入电压变化设计了模式选择方式，取得了较为平滑的模式切换效果，进一步保证了四开关升降压变换器工作的稳定性。

综上所述，本文提出的临近飞行器四开关升降压变换器控制策略具有良好的动态跟踪性能，且 4 种工作模式之间能够实现较为平滑的切换，对未来临近空间飞行器（太阳能无人机、平流层飞艇等）的能源控制器的设计有重要的参考价值，但在实际应用中，寄生电感和寄生电容对其建模的影响需要进一步的研究和验证。

参考文献（References）

[1] 杨君琳, 蒋崇文, 祝明, 等. 临近空间发展现状、问题及对策研究[J]. 中国工程科学, 2024, 26(5): 128-136.
YANG J L, JIANG C W, ZHU M, et al. Research on the current status, issues, and counter measures of near-space development[J]. China Engineering Science, 2024, 26(5): 128-136(in Chinese).

[2] 黄宛宁, 张晓军, 李智斌, 等. 临近空间科学技术的发展现状及应用前景[J]. 科技导报, 2019, 37(21): 46-62.
HUANG W N, ZHANG X J, LI Z B, et al. Development status and application prospect of near space science and technology[J]. Science & Technology Review, 2019, 37(21): 46-62(in Chinese).

[3] 裴行政, 许志尧, 宋伟, 等. 空间电源低气压放电的相关问题研究[J]. 电源技术, 2024, 48(3): 464-470.
PEI X Z, XU Z Y, SONG W, et al. Research on issues related to low-pressure discharge of space power systems[J]. Power Supply Technology, 2024, 48(3): 464-470(in Chinese).

[4] CHEN Y X. Electrical breakdown of gases in subatomospheric pressure[D]. Auburn: Auburn University, 2016.

[5] BROWN J E C, DOBKIN D, GALBIS P M, et al. DC-DC converter enabling rapid output voltage changes: US9069365[P]. 2015-06-30.

[6] 马钊. 应用于便携式电池供电系统的 DC-DC 降压变换器的研究与设计[D]. 北京: 首都师范大学, 2008.
MA Z. Research and design of DC-DC Buck converter applied to portable battery power supply system[D]. Beijing: Capital Normal University, 2008(in Chinese).

[7] REN X Y, RUAN X B, QIAN H, et al. Three-mode dual-frequency two-edge modulation scheme for four-switch Buck-Boost converter [J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2009, 24(2): 499-509.

[8] 黄剑峰, 马皓. Buck 与推挽级联式 DC/DC 变换器的研究[J]. 电力电子技术, 2008, 42(6): 30-32.
HUANG J F, MA H. Investigation on Buck and push-pull cascade DC-DC converter[J]. Power Electronics, 2008, 42(6): 30-32(in Chinese).

[9] XU G N, LI Z J, WANG S, et al. Study on high efficiency power supply with wide input voltage for stratospheric airships[C]//Proceedings of the IEEE Aerospace Conference. Piscataway: IEEE Press, 2014: 1-7.

[10] ZELJKOVIC S, REITER T, GERLING D. Single-stage reconfigurable DC/DC converter for wide input voltage range operation in HEVs[C]//Proceedings of the International Power Electronics Conference. Piscataway: IEEE Press, 2014: 774-781.

[11] 李山, 宋立风, 章治国. 四开关 Buck-Boost 变换器的三模式控制方法研究[J]. 电源学报, 2019, 17(3): 111-119.
LI S, SONG L F, ZHANG Z G. Study on three-mode control method for four-switch Buck-Boost converter[J]. Journal of Power Supply, 2019, 17(3): 111-119(in Chinese).

[12] ZHOU Z J, LI H Y, WU X K. A constant frequency ZVS control system for the four-switch Buck-Boost DC-DC converter with reduced inductor current[J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2019, 34(7): 5996-6003.

[13] GUO Z Q, MAO T H. Efficiency optimization and control strategy of four-switch Buck-Boost converter for wide conversion ratio[J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2023, 38(9): 10702-10715.

[14] YU Z, KAPELS H, HOFFMANN K F. A novel control concept for high-efficiency power conversion with the bidirectional non-inverting Buck-Boost converter[C]//Proceedings of the 18th European Conference on Power Electronics and Applications. Piscataway: IEEE Press, 2016: 1-10.

[15] 方天治, 王愿, 张惠丽, 等. 四管 Buck-Boost 变换器的改进型三模式变频软开关控制策略[J]. 电工技术学报, 2021, 36(21): 4544-4557.
FANG T Z, WANG Y, ZHANG H L, et al. Improved three-mode variable-frequency soft-switching control strategy for a four-transistor Buck-Boost converter[J]. Transactions of China Electrotechnical Society, 2021, 36(21): 4544-4557(in Chinese).

[16] VAZQUEZ S, RODRIGUEZ J, RIVERA M, et al. Model predictive control for power converters and drives: advances and trends[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2017, 64(2): 935-947.

[17] WANG Y, LAN J Y, HUANG X, et al. An improved single-mode control strategy based on four-switch Buck-Boost converter[C]//Proceedings of the IEEE Applied Power Electronics Conference and Exposition. Piscataway: IEEE Press, 2020: 320-325.

[18] TSAI C H, TSAI Y S, LIU H C. A stable mode-transition technique for a digitally controlled non-inverting Buck-Boost DC-DC converter [J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2015, 62(1): 475-483.

[19] LI Y, ZHANG Z B, LI K J, et al. Predictive current control for voltage source inverters considering dead-time effect[J]. CES Transactions on Electrical Machines and Systems, 2020, 4(1): 35-42.

[20] 耿强, 王亮, 周湛清, 等. 五桥臂逆变器双永磁电机三矢量预测控制[J]. 电工技术学报, 2021, 36(1): 87-95.
GENG Q, WANG L, ZHOU Z Q, et al. Three-vector-based predictive control for dual permanent magnet synchronous motors fed by the five-leg inverter[J]. Transactions of China Electrotechnical Society, 2021, 36(1): 87-95(in Chinese).

[21] 杨惠, 晁凯悦, 孙向东, 等. 基于矢量作用时间的双向 DC-DC 变换器预测电流控制方法[J]. 电工技术学报, 2020, 35(S1): 70-80.
YANG H, CHAO K Y, SUN X D, et al. Predictive current control method of bidirectional DC-DC converter based on vector action time[J]. Transactions of China Electrotechnical Society, 2020, 35(S1): 70-80(in Chinese).

[22] 王祯, 尹项根, 陈玉, 等. 基于连续控制集模型预测控制的 MMC 桥臂电流控制策略[J]. 电力系统自动化, 2020, 44(10): 85-91.
WANG Z, YIN X G, CHEN Y, et al. Arm current control strategy of modular multilevel converter based on continuous control set model predictive control[J]. Automation of Electric Power Systems, 2020, 44(10): 85-91(in Chinese).

[23] 吴岩, 王玮, 曾国宏, 等. 四开关 Buck-Boost 变换器的多模式模型预测控制策略[J]. 电工技术学报, 2022, 37(10): 2572-2583.
WU Y, WANG W, ZENG G H, et al. Multi-mode model predictive control strategy for the four-switch Buck-Boost converter[J]. Transactions of China Electrotechnical Society, 2022, 37(10): 2572-2583 (in Chinese).

附录 A

采用$n=3$的多步离散法以实现更加精确的预测计算。每个子周期的大小为$\tau=T_s/3$, 占空比 d 处于各子周期内的示意图如图 A1 所示。

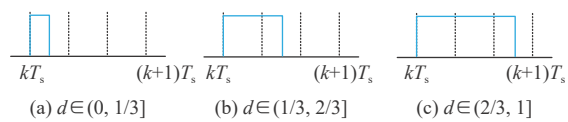


图 A1　占空比处于各子周期内示意图

Fig. A1　Duty cycle within each sub-cycle illustration diagram

当占空比 d 落于 0～1/3 区间时, 由于子周期为原周期的 1/3, 则每个子周期内的占空比应为 d 落入该子周期部分的 3 倍, 因此, 第 1 个周期的占空比等效为 $3d$, 其余子周期相当于关断状态, 占空比视为 0; 当占空比 d 落于 1/3～2/3 区间时, 第 1 个子周期的占空比视为 1, 原周期的占空比在第 2 个子周期内的部分为 $d-1/3$, 相对于第 2 个子周期而言, 占空比应为 $3(d-1/3)$, 第 3 个子周期的占空比视为 0; 同理, 当占空比 d 落于 2/3～1 区间时, 第 1 个和第 2 个子周期的占空比可视为 1, 第 3 个子周期的占空比应为 $3(d-2/3)$。

结合正文中对变换器降压和升压模式分析的式(3)和式(5)可得出, Buck 和 Boost 模式占空比处于不同区间时多步离散法的预测模型。

1) Buck 模式的多步离散法预测模型。当占空比 d 处于 0～1/3 区间时, 可采用式(A1)对其进行预测计算:

$$\begin{cases} \boldsymbol{x}(k+1/3)=\boldsymbol{A}_{\mathrm{d}}\boldsymbol{x}(k)+3d_1(k)\boldsymbol{B}_{\mathrm{d}}+\boldsymbol{E}_{\mathrm{d}} \\ \boldsymbol{x}(k+2/3)=\boldsymbol{A}_{\mathrm{d}}\boldsymbol{x}(k+1/3)+\boldsymbol{B}_{\mathrm{d}}+\boldsymbol{E}_{\mathrm{d}} \\ \boldsymbol{x}(k+1)=\boldsymbol{A}_{\mathrm{d}}\boldsymbol{x}(k+2/3)+\boldsymbol{E}_{\mathrm{d}} \end{cases} \tag{A1}$$

当占空比 d 处于 1/3～2/3 区间时, 可采用式(A2)对其进行预测计算:

$$\begin{cases} \boldsymbol{x}(k+1/3)=\boldsymbol{A}_{\mathrm{d}}\boldsymbol{x}(k)+\boldsymbol{B}_{\mathrm{d}}+\boldsymbol{E}_{\mathrm{d}} \\ \boldsymbol{x}(k+2/3)=\boldsymbol{A}_{\mathrm{d}}\boldsymbol{x}(k+1/3)+(3d_1(k)-1)\boldsymbol{B}_{\mathrm{d}}+\boldsymbol{E}_{\mathrm{d}} \\ \boldsymbol{x}(k+1)=\boldsymbol{A}_{\mathrm{d}}\boldsymbol{x}(k+2/3)+\boldsymbol{E}_{\mathrm{d}} \end{cases} \tag{A2}$$

当占空比 d 处于 2/3～1 区间时，可采用式（A3）对其进行预测计算：

$$\begin{cases} \boldsymbol{x}(k+1/3)=\boldsymbol{A}_{\mathrm{d}}\boldsymbol{x}(k)+\boldsymbol{B}_{\mathrm{d}}+\boldsymbol{E}_{\mathrm{d}} \\ \boldsymbol{x}(k+2/3)=\boldsymbol{A}_{\mathrm{d}}\boldsymbol{x}(k+1/3)+\boldsymbol{B}_{\mathrm{d}}+\boldsymbol{E}_{\mathrm{d}} \\ \boldsymbol{x}(k+1)=\boldsymbol{A}_{\mathrm{d}}\boldsymbol{x}(k+2/3)+(3d_1(k)-2)\boldsymbol{B}_{\mathrm{d}}+\boldsymbol{E}_{\mathrm{d}} \end{cases} \tag{A3}$$

2）Boost 模式的多步离散法预测模型。当占空比 d 处于 0～1/3 区间时，可采用式（A4）对 Boost 模式进行预测计算：

$$\begin{cases} \boldsymbol{x}(k+1/3)=(\boldsymbol{A}_{\mathrm{d1}}+3d_2(k)\boldsymbol{A}_{\mathrm{d2}})\boldsymbol{x}(k)+\boldsymbol{B}_{\mathrm{d}}+\boldsymbol{E}_{\mathrm{d}} \\ \boldsymbol{x}(k+2/3)=\boldsymbol{A}_{\mathrm{d1}}\boldsymbol{x}(k+1/3)+\boldsymbol{B}_{\mathrm{d}}+\boldsymbol{E}_{\mathrm{d}} \\ \boldsymbol{x}(k+1)=\boldsymbol{A}_{\mathrm{d1}}\boldsymbol{x}(k+2/3)+\boldsymbol{B}_{\mathrm{d}}+\boldsymbol{E}_{\mathrm{d}} \end{cases} \tag{A4}$$

当占空比 d 处于 1/3～2/3 区间时，可采用式（A5）对下一时刻进行预测计算：

$$\begin{cases} \boldsymbol{x}(k+1/3)=(\boldsymbol{A}_{\mathrm{d1}}+\boldsymbol{A}_{\mathrm{d2}})\boldsymbol{x}(k)+\boldsymbol{B}_{\mathrm{d}}+\boldsymbol{E}_{\mathrm{d}} \\ \boldsymbol{x}(k+2/3)=(\boldsymbol{A}_{\mathrm{d1}}+(3d_2(k)-1)\boldsymbol{A}_{\mathrm{d2}})\boldsymbol{x}(k+1/3)+ \\ \qquad \boldsymbol{B}_{\mathrm{d}}+\boldsymbol{E}_{\mathrm{d}} \\ \boldsymbol{x}(k+1)=\boldsymbol{A}_{\mathrm{d1}}\boldsymbol{x}(k+2/3)+\boldsymbol{B}_{\mathrm{d}}+\boldsymbol{E}_{\mathrm{d}} \end{cases} \tag{A5}$$

同理，当占空比 d 处于 2/3～1 时，可采用式（A6）对下一时刻进行预测计算：

$$\begin{cases} \boldsymbol{x}(k+1/3)=(\boldsymbol{A}_{\mathrm{d1}}+\boldsymbol{A}_{\mathrm{d2}})\boldsymbol{x}(k)+\boldsymbol{B}_{\mathrm{d}}+\boldsymbol{E}_{\mathrm{d}} \\ \boldsymbol{x}(k+2/3)=(\boldsymbol{A}_{\mathrm{d1}}+\boldsymbol{A}_{\mathrm{d2}})\boldsymbol{x}(k+1/3)+\boldsymbol{B}_{\mathrm{d}}+\boldsymbol{E}_{\mathrm{d}} \\ \boldsymbol{x}(k+1)=(\boldsymbol{A}_{\mathrm{d1}}+(3d_2(k)-2)\boldsymbol{A}_{\mathrm{d2}})\boldsymbol{x}(k+2/3)+\boldsymbol{B}_{\mathrm{d}}+\boldsymbol{E}_{\mathrm{d}} \end{cases} \tag{A6}$$

Model predictive control strategy for Buck-Boost converter of near-space aircraft

ZHAO Yuyu[1, 2], WANG Baocheng[1], HUANG Tingshuang[1], JIA Zhongzhen[1], DU Xiaowei[1], XU Guoning[1, 2, *]

(1. Aerospace Information Research Institute, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100094, China;
2. School of Aeronautics and Astronautics, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: The energy system of a near-space long-endurance aircraft mainly includes solar cells, energy storage batteries, energy controllers, and power distributors. The solar cells' maximum power point tracking and energy storage battery charging are handled by the energy controller. The single boost or single buck topologies used by conventional energy controllers for near-space vehicles have multiple disadvantages. To address these issues, a four-switch Buck-Boost converter topology and a corresponding control method are proposed. Through practical power supply designs of the four-switch Buck-Boost converter, this control approach seeks to address the issue of frequent mode switching brought on by the control dead zone. A combined control strategy of model predictive control (MPC) and the multi-step discretization method is proposed. Based on the traditional Buck and Boost two-mode operation, this strategy derives the duty cycle control from the predictive model and incorporates the limit duty cycle using the multi-step discretization method. As a result, two extended modes—extended Buck (E-Buck) and extended Boost (E-Boost) are defined within the dead zone. Additionally, an input voltage detection unit is employed to achieve smooth transitions between the four modes. Through simulation trials, the suggested control strategy's efficacy was confirmed.

Keywords: near-space; Buck-Boost; model predictive control; mode switching; limit duty cycle

Received: 2024-12-04; **Accepted**: 2025-01-10; **Published Online**: 2025-01-13 11:01

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20250110.1635.001

Foundation item: Key Research Program of the Chinese Academy of Sciences (KGFZD-145-23-54)

* **Corresponding author**. E-mail: xugn@aircas.ac.cn

《北京航空航天大学学报》征稿简则

《北京航空航天大学学报》是北京航空航天大学主办的以航空航天科学技术为特色的综合性自然科学学术期刊(月刊)。本刊以反映航空航天领域研究成果与动态、促进学术交流、培养科技人才和推动科技成果向社会生产力转化为办刊宗旨。本刊为中国自然科学技术核心期刊,并被 Ei Compendex 等国内外权威文献检索系统收录。本刊向国内外公开发行,为进一步提高办刊质量和所刊出文章的学术水平,特制定本简则。

1 论文作者及内容

1.1 本刊面向海内外所有学者。

1.2 主要刊载与航空航天科学技术有关的材料科学及工程、飞行器设计与制造、宇航科学与工程、信息与电子技术、控制技术和自动化工程、流体力学和动力工程、计算机科学及应用技术、可靠性工程与失效分析等领域的研究文章。航空航天科学技术民用方面以及具有航空航天工程背景的应用数学、应用物理、应用力学和工程管理等方面的文章也在本刊优先考虑之列。

2 来稿要求

2.1 论文应具有创新性、科学性、学术性和可读性。

2.2 论文为原创作品,尚未公开发表过,并且不涉及泄密问题。若发生侵权或泄密问题,一切责任由作者承担。

2.3 主题明确,数据可靠,图表清晰,逻辑严谨,文字精练,公式符号标准规范,标点符号正确。

2.4 文稿撰写顺序:中文题名(一般不超过 20 个汉字),作者中文姓名、单位、所在城市、邮政编码(作者顺序始终不得更改),中文摘要(包括目的、方法、结果及结论),中文关键词(5 ~ 8 个),中图分类号,引言,正文,参考文献,英文题名,作者英文姓名、单位、所在城市、邮政编码、国别,英文摘要,英文关键词。首、末页下角注明基金项目名称及编号,作者信息。

2.5 作者请登录本刊网页进行在线投稿。

3 稿件的审核、录用与版权

3.1 来稿须经专家两审和主编、编委讨论后决定刊用与否。

3.2 若来稿经审查后认定不宜在本刊发表,将及时告知作者。如果在投稿满 3 个月后仍未收到本刊任何通知,作者有权改投其他刊。在此之前,请勿一稿多投,否则一切后果自负。

3.3 来稿一经作者签字并在本刊刊出,即表明所有作者都已经认可其版权转至本刊编辑部。本刊在与国内外文献数据库或检索系统进行交流及合作时,不再征询作者意见。

邮寄地址: 100191 北京市海淀区学院路 37 号 《北京航空航天大学学报》编辑部
办公地点: 北京航空航天大学办公楼西配楼412~416房间
电　　话: (010)82316698,82316981,82315499,82317448
E-mail: jbuaa@ buaa. edu. cn
http://bhxb. buaa. edu. cn
http://www. buaa. edu. cn

集群成员期刊

《北京航空航天大学学报》
第五届编辑委员会

主　任（主　编）：赵沁平

（以下按姓氏笔画为序）

副主任（副主编）：丁希仑　王少萍　孙志梅　李秋实　李焕喜　杨嘉陵　苗俊刚　相　艳　徐立军　钱德沛　曹晋滨

编　委：马殿富　王　琪　王　聪　邓小燕　王青云　王荣明　刘　宇　刘　红　江　洁　刘　强　闫　鹏　朱天乐　刘铁钢　齐铂金　陈万春　邹正平　苏东林　杨世春　沈成平　邱志平　宋知人　杨树斌　张晓林　杨晓奕　杨继萍　李惠峰　吴新开　张瑞丰　杨照华　宋凝芳　周　锐　林宇震　林贵平　战　强　姚仰平　胡庆雷　赵秋红　段海滨　赵巍胜　席　平　郭　宏　徐　洁　徐世杰　郭洪波　康　锐　翟　锦　熊华钢

编辑部主任：张　嵘

编　　辑：孙　芳　万玉敏　王　茜　卞欢欢　李亚泰

北京航空航天大学学报

Beijing Hangkong Hangtian Daxue Xuebao

（原《北京航空学院学报》）

（月刊　1956 年创刊）

第51卷 第8期　2025年8月

主管单位　中华人民共和国工业和信息化部
主办单位　北京航空航天大学
主　　编　赵沁平
编辑出版　《北京航空航天大学学报》编辑部
邮　　编　100191
地　　址　北京市海淀区学院路37号
印　　刷　北京科信印刷有限公司
发　　行　《北京航空航天大学学报》编辑部
发行范围　国内外发行
联系电话　(010) 82316698 82316981
82315499 82317448
电子信箱　jbuaa@ buaa.edu.cn

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS (JBUAA)

(Monthly, Started in 1956)

Vol.51 No.8　August 2025

Administrated by　Ministry of Industry and Information Technology of the People's Republic of China
Sponsored by　Beijing University of Aeronautics and Astronautics　(BUAA)
(Beijing 100191, P. R. China)
Chief Editor　ZHAO Qinping
Edited and Published by　Editorial Board of JBUAA
Printed by　Beijing Kexin Printing Co., Ltd.
Distributed by　Editorial Board of JBUAA
Telephone　(010) 82316698 82316981
82315499 82317448
E-mail　jbuaa@ buaa.edu.cn
http: //bhxb.buaa.edu.cn

中国标准连续出版物号：ISSN 1001-5965 / CN 11-2625/V

ISSN 1001-5965

08>

9 771001 596250

国内定价：50.00元／期

微信公众号　超星电子书