

空间太阳能电池阵列技术综述

谢宗武, 宫钺成, 史士财, 金明河, 王 达

(哈尔滨工业大学机器人技术与系统国家重点实验室, 哈尔滨 150001)

摘 要: 阐述了太阳能电池阵列技术的演变过程, 分析了促进太阳能电池阵列技术发展的需求; 然后针对太阳能电池阵列技术的发展问题, 逐次对光伏系统、结构框架、展开机构技术进行了深层次的剖析, 分析了各自的特点、发展状况以及应用情况, 并展望了未来太阳能电池阵列技术的发展趋势; 最后提出了太阳能电池阵列技术将朝着高效率、低成本、轻质量、长寿命、高可靠性的方向发展。

关键词: 太阳能电池阵列; 光伏系统; 结构框架; 展开机构

中图分类号: V11; TM914.4 文献标识码: A 文章编号: 1000-1328(2014)05-0491-08

DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2014.05.001

A Survey of the Space Solar Array Technique

XIE Zong-wu, GONG Yi-cheng, SHI Shi-cai, JIN Ming-he, WANG Da

(State Key Laboratory of Robotics and System, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: Firstly, the evolution of solar array technique is expounded and the requirements for pushing ahead with this technique are analyzed in this paper. Secondly, aiming at the development of solar array techniques, deep research on photovoltaic system, structural frame and deployable mechanism technique is performed successively, and their characteristics, development status, applications and expectations are analyzed. Finally, it is proposed that solar array technique would progress along the direction of high efficiency, low cost, light weight, long lifetime and high reliability.

Key words: Solar array; Photovoltaic system; Structural frame; Deployable mechanism

0 引 言

航天器是人类进行太空开发、深空探测等空间任务的载体,其能量来源有三种:化学能、核能和太阳能,目前太阳能是空间任务中应用最广泛的能源^[1]。在轨航天器利用太阳能电池阵列收集太阳能,通过光伏转换为航天器系统提供能源,这种技术具有安全环保的特性,可以替代核放射性同位素热电机来执行近行星任务^[2]。近年来,人类太空活动日益增多,大型支撑结构、大型天线、大口径空间望远镜、载人飞船、空间站等的广泛应用对航天器的太阳能电池阵列系统提出了越来越高的要求。随着航天器电力需求的提升和功能需求的细化,传统太阳能电池阵列因其自身的局限性而面临着巨大的挑

战^[3]。为了适应空间任务的需求,亟需研发新型太阳能电池阵列,以满足高效率、低风险、低成本、长寿命、高可靠性、轻质量等性能需求。

本文首先以阵列技术的发展需求为线索,介绍了太阳能电池阵列技术的大体发展历程。其次,通过对比和分析的手段,逐次剖析了光伏系统、结构框架和展开机构技术的发展情况和应用现状,并指明了未来太阳能电池阵列技术的发展趋势。同时提出了当前太阳能阵列技术发展的关键技术问题和研究重点,期望有助于这一领域深入的研究。

1 发展历程及需求

自1958年美国首次将太阳能电池阵列应用于人造卫星Vanguard I以来,在不到60年的时间里,

阵列的尺寸不断增大,功率不断攀升,构型不断更新。到目前为止,阵列构型经历了体装式、单板展开式、多板展开式以及柔性展开式^[4],如图 1 所示。

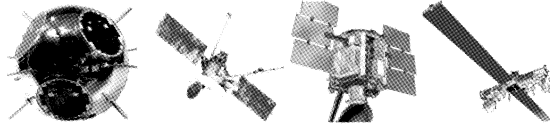


图 1 太阳能电池阵列构型演变过程
Fig. 1 Solar array configuration evolution

体装式阵列将太阳能电池直接安装在航天器本体表面,利用航天器的外壳结构支撑阵列,从而收集太阳能。这在一定程度上解决了能源供给的问题^[5],并为空间太阳能的开发利用提供了新思路。但受航天器表面面积的限制,体装式阵列发电功率一直很低,所以这种阵列多用于功率较小的小型卫星。例如,Vanguard I 卫星搭载的体装式阵列由 6 块效率为 10% 的硅系太阳能电池组成^[6],在 6 年的工作时间内,阵列输出的全部能量不足 1 W。

随着功率需求的攀升,越来越多的航天器采用了桨式阵列。这种阵列通过增加桨叶数量来扩展可利用阵列面积,进而提升自身的功率量级。然而这种阵列无法实现对日定向,实际转化效率并不高,而且增加桨叶数量会导致航天器负载增加。为此,人们提出了两种不同的解决方法:一是采用定向式太阳能电池阵列,如图 2 所示;二是在较大直径的飞行器上采用圆柱形体装式太阳能电池阵列。

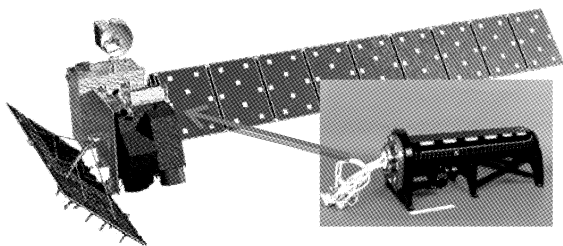


图 2 卫星 ALOS 和其定向驱动单元
Fig. 2 Satellite ALOS and orientation drive unit

如今,动力需求增长的趋势不断加剧,航天器亟需一种功率高、供给能力强的太阳能电池阵列。由于体装式阵列功率的受限,大型多基板、跟踪式展开太阳能电池阵列获得了发展契机。这种阵列不仅具有很高的功率,而且其可靠性和功质比等性能也相当出色,近年来在空间中应用越来越广泛^[7]。如图

3 所示为国际空间站(ISS)的大型太阳能电池阵列,该阵列由 4 组阵列单元组成,总功率达 120 kW。

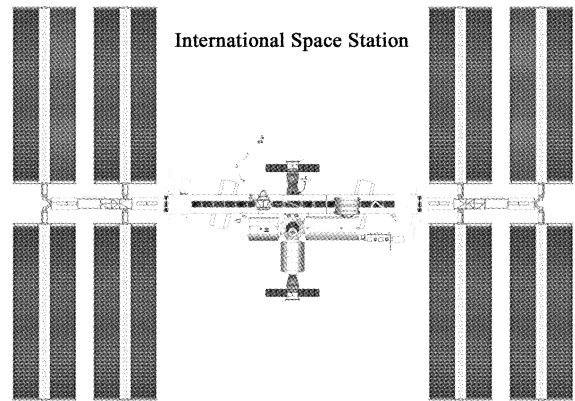


图 3 国际空间站(ISS)太阳能电池阵列
Fig. 3 The International Space Station (ISS) solar array

2 阵列的技术发展

2.1 光伏系统

光伏系统是空间太阳能电池阵列的重要组成部分,其技术难点在于电池“高效率、长寿命”的实现。效率主要指太阳能电池转换效率,定义为受光照射的太阳能电池的最大功率与人射到该电池上的全部辐射功率的百分比,因此太阳光和电池本身特性决定了太阳能电池效率的高低。受空间环境温度起伏及辐射的影响,太阳能电池晶格结构易受到破坏,导致系统性能下降、寿命降低。因此太阳能电池抗辐照性能对光伏系统寿命的影响很大。为了实现光伏系统高效率、长寿命的目标,需从电池本身的制造工艺和材料选择等方面着手。

硅系电池一直是航天领域的标准电池类型,早期的硅系电池的效率极低,寿命很短。由于硅系电池基体厚度直接影响其抗辐照性能,基体厚度越厚,抗辐照性能越差,电池寿命越短。随着制造工艺的改进,硅系电池效率和寿命明显提高,其效率已经从最初的 5% 提高到 28% 左右,厚度降低到 0.05 mm。在硅系电池发展的同时,非硅系电池也在蓬勃发展,GaAs、InP 等 III-V 族化合物电池因具有极高的光电转换效率和优越的抗辐照性能^[8],在空间领域的应用逐渐增加。此外,表面陷光工艺使得太阳能电池效率和抗辐照性能获得进一步提升。如表 1 所示为提高太阳能电池效率的制造工艺。制造工艺技术和

表 1 提高太阳能电池效率的制造工艺

Table 1 Manufacturing process of improving the efficiency of solar cell

措施	做法	应用
前表面钝化	丝网印刷;激光刻槽埋栅	北京太阳能研究所研制的刻槽埋栅电极晶体硅电池转换效率达 8.6%
前表面结构化	缺陷腐蚀;反应离子腐蚀	德国采用光刻照相技术将电池表面结构化,制得的电池转化效率超过 23%
背面钝化	氧化物钝化;氮化物钝化	澳大利亚采用高温氧化、硼扩散制成的 PERL 太阳能电池,效率达 25%

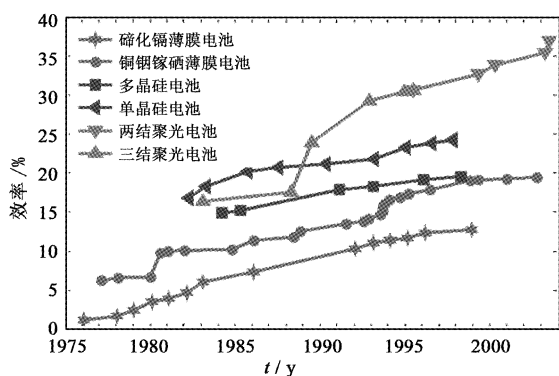


图 4 太阳能电池光伏转换效率随时间变化的曲线

Fig. 4 Solar cell efficiency progression over time

材料科学的迅猛发展,使太阳能电池的效率和寿命显著提升,如图 4 所示为不同类型太阳能电池光电

转换效率随时间变化的曲线^[9]。

目前,太阳能电池材料已从硅系发展到非硅系,从无机物发展到有机物。太阳能电池形式已从块状发展到薄膜,从单结发展为多结,完成了第一代晶体硅电池、第二代薄膜电池到第三代高效电池的转变^[10]。表 2 为太阳能电池种类、特点及空间应用情况。从表 2 可以看出,第三代高效太阳能电池综合了第一、第二代太阳能电池的优点,弥补了第一代太阳能电池成本高、第二代薄膜电池转换效率低的不足,并兼具原料丰富、安全环保等特点。目前,第三代高效太阳能电池已成为未来空间应用领域中最具发展潜力的一种电池,其发展前景值得期待^[11]。

表 2 太阳能电池分类、特点及空间应用情况

Table 2 Classification, characteristic and applications of solar cell in space

分类	种类	优点	缺点	应用情况
第一代晶体硅电池	单晶硅	原料丰富,技术成熟,成本较低	厚度大,效率不高,成本高	目前大部分航天器采用硅系太阳能电池阵列。欧美等国家已经对高效硅太阳能电池开展了研究
	多晶硅			
第二代薄膜电池	非晶硅 碲化镉	质轻,成本低廉,抗辐照性好	效率低,寿命短,污染环境	美国发射的 DSX 卫星,采用不锈钢衬底的非晶硅薄膜电池、聚酯膜衬底的非晶硅电池和钛金属箔衬底的铜铟硒电池
第三代高效电池	多结聚光 热载流子	效率高,质轻,原料丰富,安全环保	成本高,制造复杂,技术不成熟	2008 年,美国 NREL 采用倒置层形三结结构的太阳能电池,在 326 个太阳的聚光条件下,光电转化效率可达 40.8%

2.2 结构框架

随着航天器电力需求的增长,太阳能电池阵列面积和质量越来越大。结构框架在阵列中的质量比重很大,因此进行结构框架轻量化对太阳能电池阵列功率的保证有积极的作用。按基板结构刚度的不同,太阳能电池阵列的结构框架可分为刚性、柔性和聚光系统等^[12],如表 3 为结构框架的分类和特点。

表 3 结构框架的分类和特点

Table 3 Classification and characteristic of structural frame

结构分类	优点	缺点
刚性基板	结构简单,刚度大	质量大,收拢体积大
柔性基板	质量小,功质比高	易发生热断裂,抖动现象
聚光基板	成本低,功质比高	技术不成熟,要求严格

迄今为止,大部分刚性基板结构的太阳能阵列均采用“刚性蜂窝板 + 弹簧驱动铰链 + 电气控制”的系统样式。早期刚性基板结构的蜂窝芯材料为铝合金,面板材料有铝合金、环氧玻璃纤维或氰酸酯碳纤维等材料,如图 5 所示为蜂窝板结构模型。基板面密度为 1.0 ~ 1.3 kg/m²,占整个电池阵总质量的 45% ~ 60%。随着材料技术的发展,轻质碳纤维复合材料的使用在一定程度上减轻了结构的质量,然而对于大面积刚性基板阵列来说,质量仍是突出问题。

为实现阵列的轻型化,柔性敷层太阳能电池阵列逐渐代替了刚性蜂窝板阵列。采用张紧的柔性敷层来支撑薄膜电池,阵列面密度通常小于 0.8 kg/m²。

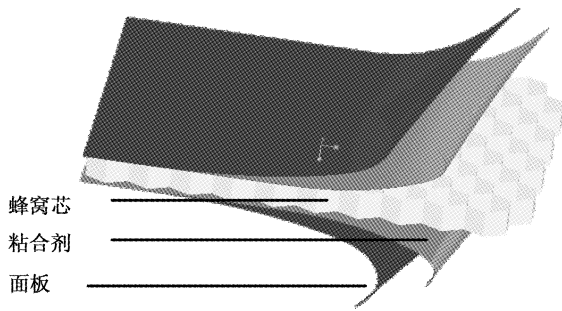


图 5 蜂窝板结构模型

Fig. 5 The structure model of honeycomb panel

其基板典型结构为:叠层玻璃纤维 + Kapton 聚酰亚胺薄膜或叠层玻璃纤维 + 碳纤维复合材料薄膜^[13]。柔性敷层阵列可以折叠或卷曲装载,依靠伸展臂等机构展开。如图 6 所示为哈勃太空望远镜,其阵列由两个完全相同的 FRUSA 卷式太阳能阵列组成。阵列总面积 47.9 m²,质量 182.3 kg,功率达 4.52 kW^[14-15]。在发射时阵列柔性敷层卷在圆柱上,通过展开机构将其从圆柱上拉出,靠敷层自身的回缩力将其拉平。

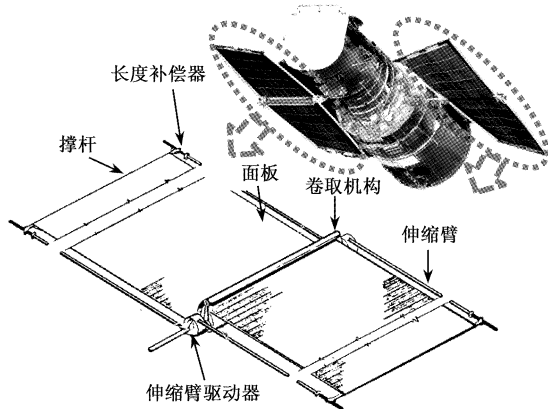


图 6 哈勃太空望远镜的阵列

Fig. 6 Hubble space telescope solar array

虽然柔性敷层阵列解决了刚性阵列质量大的问题,但其仍存在自身的局限性。如图 7 所示刚性和柔性太阳能电池阵列功质比随总功率变化曲线图。由图可知,对于功率小于 3 kW 的系统,由于展开机构和装载装置在整个阵列系统中所占比重比较大,因此柔性敷层阵列系统不具有很强的竞争力。

聚光式太阳能电池阵列引入了聚光装置,具有单位面积效率高、质量轻等优点。聚光装置使得太阳能电池阵列的功率增加了原来的 2 倍,因此在一定的功率下,采用聚光技术的阵列与未采用聚光技术的阵列相比,太阳能电池数量可以减少 50%,从

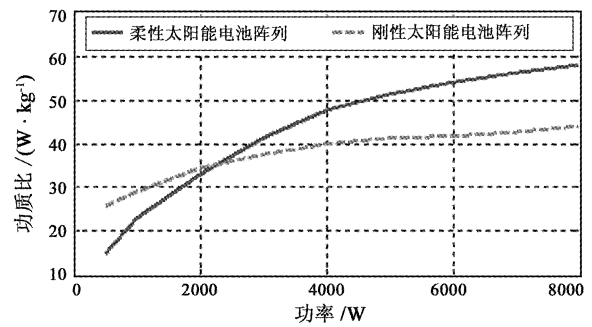


图 7 刚性和柔性太阳能电池阵列功质比变化曲线

Fig. 7 Rigid and flexible array specific power trends

而显著降低阵列的成本。为了研发高效率、低成本的聚光式太阳能电池阵列系统,自 1986 年以来, NASA 一直致力于聚光器的研究,并于 1994 年与美国弹道导弹防御局(BMDO)共同研发了一种由小型球面菲涅耳透镜组成的 PASP Plus 聚光式太阳能电池阵列系统^[16],如图 8 所示。菲涅耳透镜采用 ENTECH 和 NASA 共同研制的“迷你屋顶”点聚焦结构,整个阵列系统模块的功质比达到了 100 W/kg。但受点聚焦透镜结构的影响,系统正常运行需要对太阳进行 α 和 β 两轴跟踪,而线聚焦结构透镜的出现弥补了这一缺陷^[17]。

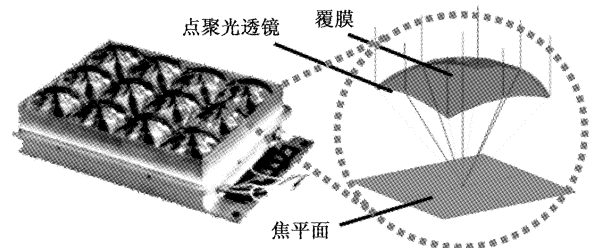


图 8 PASP Plus 的阵列系统模块及其聚光原理

Fig. 8 The PASP Plus system module and focusing schematic

SCARLET 聚光式太阳能电池阵列由线聚焦硅橡胶菲涅耳聚光透镜和三结高效太阳能电池组成,仅需对太阳进行单轴跟踪,容许太阳角横向 $\pm 3^\circ\alpha$ 和纵向 $\pm 24^\circ\beta$,输出功率 2500 W (1AM0),比功率为 45 W/kg^[18]。1998 年, NASA 喷气推进实验室 (JPL) 将 SCARLET II 成功应用于 DS1 (Deep Space 1) 卫星的离子推进系统^[19]。如图 9 所示为采用 SCARLET II 太阳能电池阵列和其聚光原理。

最近,采用柔性敷层材料的超轻型阵列 SLA 已经研制成功^[20-21],阵列与 AEC-Able Engineering 公

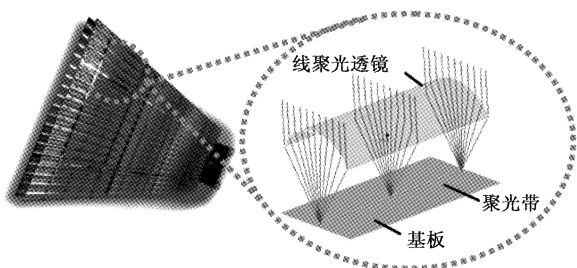


图 9 SCARLET II 太阳能电池阵列及其聚光原理

Fig. 9 SCARLET II solar array and focusing schematic

司研发的展开支撑平台 SquareRigger 共同组成 SLA/SquareRigger 新型高效阵列,如图 10 所示为 SLA/SquareRigger 原型样机。SLA/SquareRigger 是一种比薄膜电池阵列更加高效的新型阵列,该阵列具有收容体积小、质量轻、功率高等特点,应用前景非常广阔。

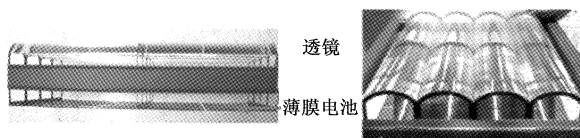


图 10 SLA/SquareRigger 原型样机

Fig. 10 SLA/SquareRigger prototype

采用 SquareRigger 与 SLA 融合技术的新型阵列的性能超乎想象,如表 4 是对 SLA/SquareRigger 技术近期和中期的性能预测。从表 4 中可以预知,在未来 5~10 年,该项技术将使大型太阳能电池阵列的功率量级可达 100 kW~1 MW^[22]。

表 4 SLA/SquareRigger 性能预测

Table 4 SLA/SquareRigger performance prediction

时间 /year	功率 /kW	功质比 / $(W \cdot kg^{-1})$	装载功率 / $(kW \cdot m^{-2})$	电压 /V
0~5	100	330	80	1000
5~10	1000	500	120	待定

2.3 展开机构

近年来,空间太阳能电池阵列逐渐呈现出尺寸大、刚度低、质量大等特点。为了保证阵列能够有效展开并保持一定的空间构型,空间展开机构起着十分重要的作用。为此,空间展开机构的设计需着重考虑“轻质量、高可靠性”的要求。空间展开机构是传统展开机构在空间领域的拓展应用,其种类繁多。按太阳能电池阵列展开方式的不同,展开机构可分为:扭簧式、套筒式、薄壁管式、构架式以及充气式等,如表 5 所示。

表 5 展开机构的分类及特点

Table 5 Classification and characteristic of deployable mechanism

展开机构	优点	缺点
扭簧式	机构简单,安装维护方便,可靠性高	收拢时不紧凑,功率有限,展开冲击大
套筒式	机构简单、展开长度大,可靠性高	重叠部分长度大,结构利用率低,质量大
薄壁管式	机构简单,质量轻,展开长度大,收藏比大	温度性敏感高,刚度和强度低,存在蠕变现象
构架式	收藏比大,质量轻,展开长度大,可靠性高	结构不紧凑,技术难度大,成本高,定位精度差
充气式	收藏比大,质量轻,成本低,可靠性高	展开过程不稳定,充气效率慢,存在漏气的问题

扭簧式展开机构在卫星中应用非常广泛,展开动作的驱动力由安装在各基板间铰接处的扭簧提供,采用绳索联动机构(CCL)来实现同侧基板同步展开。为了满足高可靠性的要求,一般配置阻尼装置和自锁机构^[23],如图 11 所示。

套筒式展开机构也叫套筒式伸展臂(ERM),利用滚动或滑动螺旋传动机构进行展开,具有很高的可靠性。最早的 ERM 出现于德国军方的无线电联络塔的天线展开机构,其伸展长度可达 23~25 m^[24]。近年来,套筒式伸展臂的研究已经取得了一定的成果。如图 12 所示为 Northrop Grumman 公

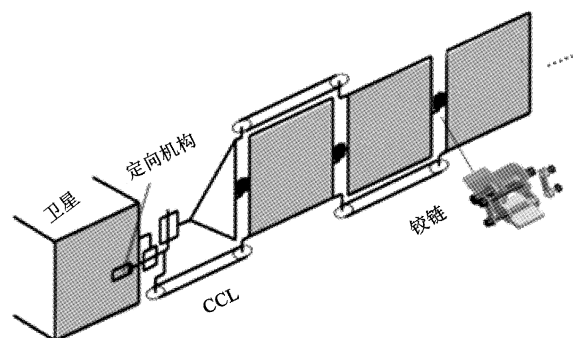


图 11 扭簧式太阳能电池阵列原理图

Fig. 11 The schematic of torsion spring solar array

司为空间 ISIS 系统研制的套筒式伸展臂,该伸展臂共由 12 段套筒组成,适用于较大负载的应用,其性能指标如表 6 所示。

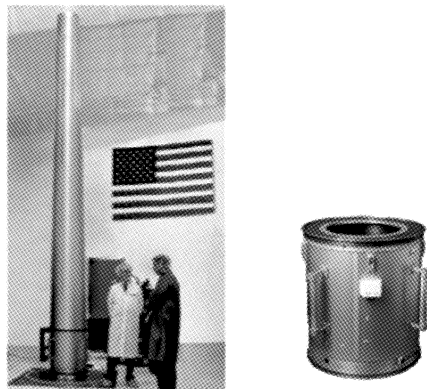


图 12 ISIS 系统套筒式伸展臂

Fig. 12 Telescopic mast of ISIS

表 6 ISIS 系统套筒式伸展臂性能指标

Table 6 Performance index of ERM in ISIS system

材料	套筒长度 L/m	收缩直径 D/m	系统自重 G/kg	负载能力 N/kg	展开时间 T/min
铝	0.57	0.61	41.5	136	3.13

薄壁管式展开机构利用薄壁壳的弹性变形来实现展开动作,它具有两种典型形式:STEM 和 CTM。加拿大科研机构利用薄壁钢尺的自卷曲性能成功研制了 STEM,并在 STEM 基础上,开发出机械性能更好、可靠性更高的 Bi-STEM^[25-26] 和联锁 Bi-STEM。德国航天中心(DLR)利用碳纤维复合材料,将两个薄壁的曲状 STEM 沿边缘连接,形成具有两面凸起 CTM 薄壁式展开机构,该结构伸展长度 14 m,线密度 0.1 kg/m^[27],如图 13 所示。

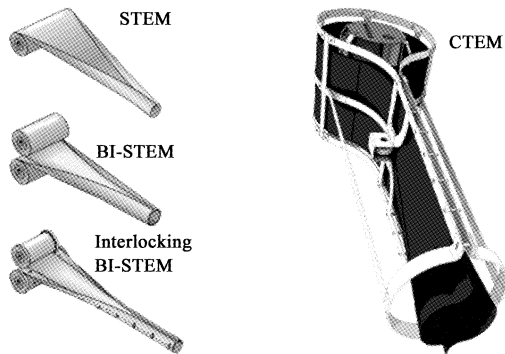


图 13 STEM 与 CTM 原理图

Fig. 13 STEM and CTM schematic

构架式展开机构可分为盘压式和铰接式两种,

均采用格柱状结构桁架,并通过外力作用进行展开收拢动作,具有很高的可靠性,在大型太阳能电池阵列展开机构中应用十分广泛。如图 14 所示为美国 AEC-Able 公司研制的 FAST 铰接式展开机构和可卷曲式桁架,其中,FAST 铰接式展开结构已经成功应用于国际空间站(ISS)的太阳能电池阵列,该铰接式展开结构直径 1.09 m,长 34.75 m,收缩率约为 6.6%^[28]。

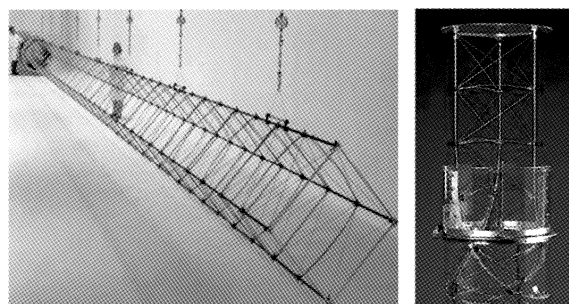


图 14 AEC-Able 公司铰接式展开机构和可卷曲式桁架

Fig. 14 The FAST and coilable mast of AEC-Able engineering

充气式展开机构以柔性复合材料薄膜制造,结构内部为空腔,进行充气展开,展开固化后,可以用于支撑太阳能电池。美国 NASA 和 L'Garde 公司对充气展开技术的进行了多年的研发,目前已经成功将充气展开技术应用于 ECHO I、EXPLORE IX 等 5 颗卫星^[29];ILC Dover 公司将充气展开技术应用于多种空间太阳能电池阵的应用,如深空 4 号(DS4)、Teledesic、火星 Rover^[30-31]等,如图 15 所示。

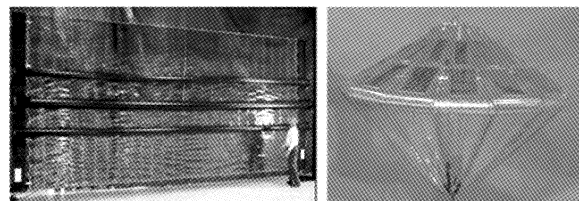


图 15 Teledesic 和火星 Rover 充气太阳能电池阵

Fig. 15 The Teledesic and Mars Rover inflatable solar array

3 发展趋势

随着空间任务的不断加重,空间探索的范围逐年扩大,太阳能电池阵列在大功率空间试验平台、人造卫星、月球车、火星探测器、空间站和航天飞机等方面的应用受到越来越多的关注。太阳能电池阵列技术的未来发展将主要体现在高效光伏系统、超轻

结构框架以及新型展开机构等方面。

虽然薄膜电池解决了晶体硅电池质量大和成本高的问题,但转换效率低的缺点限制了薄膜电池的应用。以多结聚光太阳能电池为代表的第三代高效太阳能电池具有效率高、安全环保等显著优势,最有可能在未来空间太阳能电池阵列中广泛应用。如何降低太阳能电池的制造成本、简化工艺过程、提高抗辐照特性以获得高效率、长寿命、低成本的太阳能电池将是未来研究的重点。

综合刚性基板结构质量大,柔性基板结构热稳定性差,聚光式基板结构质量轻、收拢体积小、价格低、转换效率高等特点,可以预见未来框架结构技术将结合柔性技术,朝着聚光式超轻型的方向发展,且其主要方向将集中在新型超轻材料、聚光器以及聚光元件加工等方面的研究。

目前构架式空间展开机构凭其在刚度、质量和展开长度等方面性能,仍是大型航天器阵列中应用最多的展开机构。然而,充气式展开机构不仅具有成本低、质量轻等优点,而且具有能够实现传统结构很难达到的性能优势。因此未来围绕充气式展开机构的设计与制造技术、固化技术、表面精确度控制技术等方面将是重点研究内容。

4 结束语

空间太阳能电池阵列技术对航天器实施空间任务具有重要的意义,本文对太阳能电池阵列的关键技术进行了深入的研究和分析,总结了现阶段太阳能电池阵列的发展现状和存在的问题,提出了解决问题的主要方案,并归纳出太阳能电池阵列技术的主要研究方向,即高效率、长寿命、轻质量、低成本、高可靠性。

参 考 文 献

- [1] Hollaway L C. Thermoplastic-carbon fiber composites could aid solar-based power generation: Possible support system for solar sower satellites [J]. Journal of Composites for Construction, 2011, 15(2): 239 - 247.
- [2] Jones P A, Spence B R. Spacecraft solar array technology trends [J]. Aerospace and Electronic Systems Magazine, 2011, 26(8): 17 - 28.
- [3] Shimazaki K, Kobayashi Y, Takahashi M, et al. Development status of ultra-lightweight solar panel using space solar sheet [C]. Photovoltaic Specialists Conference (PVSC), 2009 IEEE. Philadelphia, U. S. A, June 7 - 12, 2009.
- [4] 刘志全, 杨淑利, 濮海玲. 空间太阳能电池阵的发展现状及趋势 [J]. 航天器工程, 2012, 21(6): 112 - 118. [Liu Zhi-quan, Yang Shu-li, Pu Hai-ling. Development and trend of space solar array technology [J]. Spacecraft Engineering, 2012, 21(6): 112 - 118.]
- [5] 胡培明. 太阳能电池的发展与分析 [D]. 上海: 上海交通大学, 2008. [Hu Pei-ming. Development and analysis of solar cell [D]. Shanghai: Shanghai Jiao tong University, 2008.]
- [6] Bailey S, Raffaele R. Space solar cells and arrays [J]. Handbook of Photovoltaic Science and Engineering, 2003: 413 - 448.
- [7] 李瑞祥, 王治易, 肖杰, 等. 空间实验室大面积太阳能电池阵技术研究 [J]. 上海航天, 2003(4): 10 - 14. [Li Rui-xiang, Wang Zhi-yi, Xiao Jie, et al. Study on technology of large area solar array in space lab [J]. Aerospace Shanghai, 2003(4): 10 - 14.]
- [8] Fasol G, Hughes H P. Band-structure determination of GaAs from hot-electron luminescence [J]. Physical Review B, 1986, 33(4): 2953.
- [9] O'neill M J. 1000 W/kg solar concentrator arrays for far-term space missions [C]. AIP Conference Proceedings, New Mexico, USA, February 8 - 11, 2004.
- [10] Chen H Y, Hou J, Zhang S, et al. Polymer solar cells with enhanced open-circuit voltage and efficiency [J]. Nature Photonics, 2009, 3(11): 649 - 653.
- [11] 刘华, 卢振武, 朱瑞, 等. 聚光光伏系统的发展及未来趋势 [J]. 中国光学与应用光学, 2008, 1(1): 49 - 56. [Liu Hua, LU Zhen-wu, Zhu Rui, et al. Development and tendency of photovoltaic concentrator system [J]. Chinese Journal of Optics and Applied Optics, 2008, 1(1): 49 - 56.]
- [12] Kiper G, Soylemez E. Deployable space structures [C]. The 4th International Conference on Recent Advances in Space Technologies, Istanbul, Turkey, June 11 - 13, 2009.
- [13] Chidester L G. Advanced lightweight solar array technology [C]. 7th Communications Satellite Systems Conference, California, U. S. A, September 27 - 29, 1978.
- [14] Brophy J R, Gershman R, Strange N, et al. 300 kW solar electric propulsion system configuration for human exploration of near-Earth asteroids [J]. AIAA, 47th, July - August, 2011.
- [15] Gerlach L, Fournier-Sicre A, Fromberg A, et al. Hubble space telescope solar generator design for a decade in orbit [C]. Photovoltaic Specialists Conference, Florida, USA, May 21 - 25, 1990.
- [16] Guidice D A, Davis V A, Curtis H B, et al. Photovoltaic array space power plus diagnostics (PASP Plus) experiment [R]. Phillips Lab Kirtland AFB NM, 1997.

- [17] Curtis H, Marvin D. Final Results from the PASP plus flight experiment [C]. Photovoltaic Specialists Conference, Washington, USA, May 13 – 17, 1996.
- [18] Rayman M D, Varghese P, Lehman D H, et al. Results from the deep space 1 technology validation mission [J]. Acta Astronautica, 2000, 47(2): 475 – 487.
- [19] Pappa R S, Woods-Vedeler J A, Jones T W. In-space structural validation plan for a stretched-lens solar array flight experiment [M]. National Aeronautics and Space Administration, Langley Research Center, 2001.
- [20] Xie W T, Dai Y J, Wang R Z, et al. Concentrated solar energy applications using Fresnel lenses: A review [J]. Renewable and Sustainable Energy Reviews, 2011, 15(6): 2588 – 2606.
- [21] O' Neill M J, Piszczor M F, Eskenazi M I, et al. Ultralight stretched Fresnel lens solar concentrator for space power applications [C]. Optical Science and Technology, SPIE's 48th Annual Meeting. International Society for Optics and Photonics, 2003: 116 – 126.
- [22] O' Neill M, Howell J, Lollar L, et al. Stretched lens array squarerigger (SLASR): A unique high-power solar array for exploration missions [J]. Acta Astronautica, 2006, 59(1): 157 – 165.
- [23] 王天舒, 孔宪仁, 王本利, 等. 太阳帆板绳索联动同步机构的机理和功能分析 [J]. 宇航学报, 2000, 21(3): 29 – 38. [Wang Tian-shu, Kong Xian-ren, Wang Ben-li, et al. The research on principle and function of closed-loop configuration of solar arrays [J]. Journal of Astronautics, 2000, 21(3): 29 – 38.]
- [24] 丛强. ERM 及其在卫星天线展开机构上的应用 [J]. 航天器工程, 1996, 5(1): 105 – 109. [Cong Qiang. ERM and its application in satellite antenna deployable structure [J]. Spacecraft Engineering, 1996, 5(1): 105 – 110.]
- [25] 张展智, 赵国伟, 焦景勇, 等. 空间薄壁式伸展臂的展开仿真与卷曲方式研究 [J]. 宇航学报, 2013, 34(3): 299 – 307. [Zhang Zhan-zhi, Zhao Guo-wei, Jiao Jing-yong, et al. Deployment simulation and coiling method study of a thin-wall deployable boom [J]. Journal of Astronautics, 2013, 34(3): 299 – 307.]
- [26] Tibert G. Deployable tensegrity structures for space applications [M]. Royal Institute of Technology, 2002.
- [27] Geppert U, Biering B, Lura F, et al. The 3-step DLR-ESA Gossamer road to solar sailing [J]. Advances in Space Research, 2011, 48(11): 1695 – 1701.
- [28] 刘志全, 黎彪, 程刚. 构架式空间可展开支撑臂 [J]. 中国空间科学技术, 2011, 31(2): 32 – 38. [Liu Zhi-quan, Li Biao, Cheng Gang. Review of deployable-truss masts for space application [J]. Chinese Space Science and Technology, 2011(2): 32 – 38.]
- [29] Puig L, Barton A, Rando N. A review on large deployable structures for astrophysics missions [J]. Acta Astronautica, 2010, 67(1): 12 – 26.
- [30] 赵国伟, 杜杉杉, 卫巍. 伸展机构技术的空间应用与发展趋势 [J]. 机械技术史及机械设计, 2008(0): 330 – 335. [Zhao Guo-wei, Du Shan-shan, Wei Wei. Space application and development trend of deployment mechanism [J]. History of Mechanical Technology and Mechanical Design. 2008(0): 330 – 335.]
- [31] David C, John L. Inflatable solar array technology [C]. 37th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Nevada, USA, January 11 – 14, 1999.

作者简介:

谢宗武(1973 –),男,博士,教授,主要从事空间机器人技术以及空间机械臂控制系统的研究。

通信地址:黑龙江省哈尔滨市南岗区一匡街2号哈尔滨工业大学科学园3039信箱(150001)

电话:(0451)86402360 – 803

E-mail: xiezongwu@hit.edu.cn

史士财(1978 –),男,博士,副教授,主要从事空间太阳能电池阵列技术、空间机器人技术及系统的研究。本文通信作者。

通信地址:黑龙江省哈尔滨市南岗区一匡街2号哈尔滨工业大学科学园3039信箱(150001)

电话:(0451)86402360 – 807

E-mail: sshit@hit.edu.cn

(编辑:张宇平)