

圆柱形模块化空间太阳能电站建设方案

张树宁^{1,*}, 杨靖宇¹, 王尔申², 李自森¹, 徐嵩², 和敬杰¹, 李辰¹

1. 沈阳航空航天大学 航空宇航学院, 沈阳 110136

2. 沈阳航空航天大学 电子信息工程学院, 沈阳 110136

摘要:考虑现有的空间太阳能电站方案多为概念性设计,综合性能较差,提出了一种高可行性的圆柱形模块化聚光空间太阳能电站(space solar power station via cylindrical modular concentrator array, SSPS-CMCA)工程设计方案。首先,分析了各国学者和组织提出的空间太阳能电站方案,从结构、控制、外形等多角度列出了方案组合表,并归纳出一套针对空间太阳能电站设计的方案标准,再根据该标准提出一种高可行性的工程设计方案。随后详细描述了该方案的结构设计,并分析了各方面性能和1GW模型的系统参数。最后给出了该模型从地面实验到太空组装运行的全流程建设方案。

关键词:空间太阳能电站;卫星总体设计;卫星网络;太阳能聚光器;空间组装

中图分类号:V474.2⁺92

文献标识码:A

Construction scheme of cylindrical modular space solar power station

ZHANG Shuning^{1,*}, YANG Jingyu¹, WANG Ershen², LI Zisen¹, XU Song², HE Jingjie¹, LI Chen¹

1. School of Aeronautics and Astronautics, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China

2. School of Electronic Information Engineering, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China

Abstract: Most of the existing space solar power station (SSPS) schemes are conceptual designs with poor comprehensive performance. So a highly feasible engineering design scheme of SSPS via cylindrical modular concentrator array (SSPS-CMCA) is proposed. Firstly, the SSPS schemes proposed by scholars and organizations from various countries are analyzed. The scheme combination table is listed from the perspective of structure, control, shape, etc. A set of scheme standards for the design of SSPS is summarized. Then the SSPS-CMCA scheme is proposed according to this standard. The structural design of the scheme is described in detail, and the performance of each aspect and the system parameters of 1GW model are analyzed. Finally, the construction scheme of the whole process from ground experiment to space assembly and operation is proposed.

Keywords: space solar power station; satellite overall design; satellite network; solar concentrators; space assembly

0 引言

随着化石能源的日益消耗和环保意识的增

强,人们越加重视对太阳能的利用。空间太阳能电站(space solar power station, SSPS)作为一种可以极大地解决能源问题的工程方案,最早由Glaser博士在1968年提出^[1],其方案涉及到了

收稿日期:2023-02-01;修回日期:2023-03-07;录用日期:2023-05-11

基金项目:中国高校产学研创新基金(2021BCF01004);沈阳市中青年创新人才项目(RC210012);辽宁省应用基础研究计划项目(2022020502-JH2/1013);沈阳市科技计划项目(22-322-3-34)

* 通信作者. E-mail: shuningzhang2023@163.com

引用格式:张树宁,杨靖宇,王尔申,等.圆柱形模块化空间太阳能电站建设方案[J].中国空间科学技术(中英文),2024,44(6):52-63.
ZHANG S N, YANG J Y, WANG E S, et al. Construction scheme of cylindrical modular space solar power station[J]. Chinese Space Science and Technology, 2024, 44(6): 52-63 (in Chinese).

光学、结构力学、电磁学、热学、通信、控制等多学科的融合^[2],是非常复杂的工程项目,需要众多理论和技术进行支撑,以致于该项目至今仍处于起步阶段。

SSPS 主要由空间段发电卫星和地面接收站组成。其发电过程为:空间段卫星通过大型空间太阳能电池阵列将太阳能转化为电能,再由微波天线转化为微波进行空间传输,最后由地面接收站进行接收,并转化为电能输入地面电网。

自从 SSPS 概念提出以来,美国、日本、欧洲、中国等多个国家的学者和组织相继进行了各种概念模型的设计。这些设计均体现出了一定的创新性和智慧,对实际的 SSPS 工程建设具有一定的指导意义,但大多方案停留在概念设计,且缺乏全面的考虑,故而工程可行性较差,难以对现实的 SSPS 工程建设提供全方位的问题解决方案。

针对该问题,本文在充分讨论前人的设计方案的基础上,致力于提供一种全面的高可行性、高扩展性的 SSPS 工程设计方案。该方案主要包含 SSPS 的详细结构设计方案、各方面问题解决方案,以及从地面发射到空间组装运行的全流程方案。

1 现有方案评估和分析

文献[3]中较为全面地讨论了现有的 SSPS 方案类型,并给出了概念性的评论,但缺乏深入的可行性分析。SSPS 方案的可行性和性能可以从外形配置、聚光性、对日指向姿态控制、对地指向姿态控制、轨道控制、振动控制、结构方案、内部通信配置、热控、能量传输、天线等方面进行评估。现有 SSPS 方案的问题主要在于考虑不全面而导致了某些方面的性能较差或完全不可实现。本章从这些方面对现有的方案进行评估分析,期望从中找出最合理的概念组合,再赋予具体的方案设计,从方案设计之初便避免长期不可实现的设计方案,并同时注重方案的扩展性应用。

各个角度的可行性评估准则主要如下所示:

1)外形配置:规则构型可行性大于不规则构型,立体构型刚度大于平板构型,模块化构型优

于一体化构型。

2)聚光性:聚光方案可以有效减少传输电缆数量,减轻 SSPS 质量,增大受光面积,故而优于非聚光方案。反射式方案一般需要对日定向,而基于超表面材料的透射式方案不需要,故而透射式方案一般优于反射式方案。

3)对日指向姿态控制:对日指向的困难程度与 SSPS 的外形和体量等因素有关,质量越大,控制越困难,不规则构型比规则构型更难。最好的方案是采用透射聚光方案避免对日控制。

4)对地指向姿态控制:在不考虑扰动力的情况下,采用重力梯度的被动控制优于主动控制,通过相控天线的软件控制方向优于重力梯度控制。

5)轨道控制:轨道控制主要包括轨道保持和轨道转移。高刚度构型在进行轨道控制时优于低刚度构型。

6)振动控制:高刚度构型在进行振动控制时优于低刚度构型。

7)结构方案:模块化方案优于一体化构型,高刚度构型优于低刚度构型,空间组装方案优于一体化方案,避免使用超大尺寸的柔性构件。

8)内部通信配置:一体化结构的卫星网络建设难度低于模块化组装结构,模块化组装结构的网络建设难度低于分布式的集群结构。

9)热控:避免使用“三明治”发电结构,同时判断结构是否利于散热。

10)能量传输:结构是否利于内部能量传输。对地传输时,微波的大气损耗小,此时微波优于激光。卫星间传输时,无须经过大气层,此时激光优于微波。

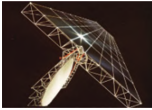

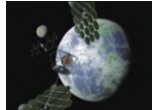
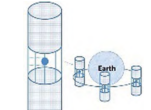
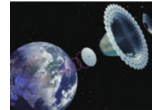
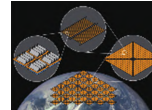
11)天线:相控阵天线优于一体化天线。

1.1 美国的空间太阳能电站设计方案

美国是最早提出 SSPS 方案的国家,Peter 博士在提出 SSPS 概念后,又于 1973 年提出了一种地面接收功率为 5GW 的空间太阳能电站构型^[4]。表 1 中列举了美国学者和组织提出的主要的 SSPS 设计方案,并根据评估准则对其进行了性能分析。

SPS Benchmark 方案^[5]最早由美国能源开发署和 NASA 于 1979 年提出,其外形为巨大的

表 1 美国的几种 SSPS 概念方案
Table 1 Various SSPS concept schemes of America

Item	SPS benchmark	Sun tower	ISC	Cylindrical	ALPHA	Caltech SSP
Concept illustration						
Year	1979	1995	1998	2000	2012	2016
Shape	Square plate	Chain plate	Irregular	Cylindrical	Cocktail cup	Plate
Concentration	No	No	Reflective	No	Reflective	No
Point to Sun	Difficult	Easy	Difficult	Unnecessary	Easy	Medium
Point to Earth	Difficult	Gravity	Difficult	Unnecessary	Gravity	Medium
Orbit control	Medium	Difficult	Difficult	Easy	Difficult	Medium
Vibration control	Difficult	Difficult	Medium	Easy	Medium	Medium
Structure	Easy	Easy	Difficult	Easy	Easy	Easy
Communication	Easy	Medium	Easy	Easy	Difficult	Easy
Thermal control	Medium	Easy	Difficult	Easy	Difficult	Difficult
Energy transfer	Microwave	Microwave	Microwave	Microwave	Microwave	Microwave
Antenna	Integrated	Integrated	Integrated	Integrated	Phased array	Phased array

方形平板,由桁架结构组成,下方悬挂可转动的天线阵列。该方案不进行聚光,巨大的一体结构导致姿态控制、轨道控制和振动抑制困难,但结构建造和通信系统设计较为简单,非聚光方案发热不严重,热控较为简单,天线为阵列组装天线。Sun Tower 方案^[6]由 NASA 在 1995 年提出,其外形为链式平板,同样不进行聚光,发电单元高度模块化,通过导电旋转关节连接到主链上,单个单元质量轻,对日指向简单,对地指向采用重力梯度控制,长链结构导致振动容易产生,通信和热控也较为简单。ISC 方案最早在“空间太阳能电站探索研究与技术(SERT)”项目中提出,该项目同样是由 NASA 资助的,该方案采用反射式聚光,聚光镜为模块化阵列,中间的超长桁架构件导致结构和控制困难,可行性较差。圆柱形方案^[7]于 2000 年在 SSP 技术交流会上提出,由于其不受俯仰重力梯度力矩影响,同样被 NASA 考虑。该方案不进行聚光,单侧母线长度达 5km,整体刚度较大,利于控制,但发电模块到天线模块的输电线路很长,内部损耗较大。2012 年,在 NASA 创新先进概念项目的支持下,Mankins 等人提出了 SSPS-ALPHA 方

案^[8]。该方案是首个被广泛认可可行的方案,其整体构型为鸡尾酒杯构型,采用模块化反射镜进行聚光,单个反射镜的对日指向控制简单,但也导致整体的网络建设和供能困难,不规则构型导致其建造难度也相对较大。Caltech SSP 方案^[9-10]由 Harry Atwater 和 Ali Hajimiri 教授于 2016 年提出。其采用超轻型的折叠式光伏材料和集成电路,从而大幅度减轻了 SSP 模块的质量,整体组装完成后为三明治平板外形,但需要姿态机动进行对日定向和对地定向。由于采用三明治平板结构,热控和微波波束协同控制方面仍是需要考虑的问题。

1.2 日本的空间太阳能电站设计方案


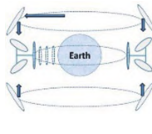
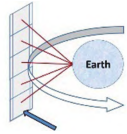
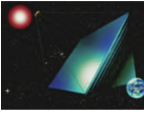

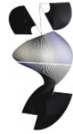
日本也十分重视能源问题,在 20 世纪 80 年代后期便开始了对太阳能电站及其相关技术的一系列研究。日本 SSPS 研究的一大亮点是先进的微波能量传输技术,频率分别为 2.45 GHz 和 5.8 GHz,已成功应用于日本的工业和医疗设备^[3]。表 2 中列举了日本学者和组织提出的主要的 SSPS 设计方案,并进行了性能分析。

文献[11]中总结了日本从 FY1998 到

FY2000 的 SSPS 相关技术研究,包括激光传输概念、构型配置、技术成熟度等。SSPS2002 方案^[12] 是日本的 JAXA 基于 ISC (integrated symmetrical concentrator) 和“三明治”型 SSPS 提出的。SSPS2002 方案不再采用“三明治”结构,而是将微波天线单独放置于侧面,改善了热控性能,但也导致了能量传输困难,且需要超长的桁架结构支撑,导致控制性能较差,总体可行性较差。Formation flying 方案^[12] 由 JAXA 的 Takeichi 等人提出,该方案采用编队飞行进行聚

光,降低了结构建造难度,但也导致了编队飞行控制的困难。日本学者还进行了激光传输方案的研究,该方案为巨大的平板结构,同样会导致控制困难,而且这种方案由于散热问题受到质疑^[3]。此外,日本无人太空实验自由飞行物研究所于 2001 年研究提出了 Tethered SSPS 方案^[13],该方案由卫星平台系统、发电传输面板和多根系绳组成,采用重力梯度保持面板指向地球,结构建设简单,但巨大的平板结构会导致控制困难。

表 2 日本和欧洲的几种 SSPS 概念方案
Table 2 Various SSPS concept schemes of Japan and Europe

Item	SSPS2002	Formation	Laser SSPS	Tethered	Sail-tower	CASSIOPeiA
Concept illustration						
Year	2002	2004	2004	2001	1999	2019
Shape	Irregular	Irregular	Square plate	Square plate	Chain plate	Irregular
Concentration	Reflective	Reflective	No	No	No	No
Point to Sun	Difficult	Medium	Difficult	Difficult	Easy	Unnecessary
Point to Earth	Gravity	Easy	Unnecessary	Gravity	Gravity	Unnecessary
Orbit control	Difficult	Difficult	Medium	Difficult	Difficult	Medium
Vibration control	Difficult	Difficult	Medium	Easy	Difficult	Difficult
Structure	Medium	Easy	Easy	Easy	Easy	Difficult
Communication	Easy	Medium	Easy	Easy	Medium	Difficult
Thermal control	Medium	Medium	Difficult	Medium	Easy	Medium
Energy transfer	Microwave	Microwave	Laser	Microwave	Microwave	Microwave
Antenna	Phased array	Phased array	Laser transmitter	Phased array	Integrated	Phased array

1.3 欧洲的空间太阳能电站设计方案

欧洲国家从 20 世纪 90 年代也开始了 SSPS 概念的研究,但提出的 SSPS 相对较少。欧洲航天局 (ESA) 与德国宇航中心 (DLR) 于 1997 年基于 Sun Tower 模型联合提出了 Sail-tower SSPS 模型^[14],其可行性分析在表 2 中给出。该方案采用链式模块化平板结构,是基于 Sun Tower 模型的改进方案,其发电单元可自行展开且质量低,但链式方案同样导致控制的困难。文献[15]中提出了一种使用巨磁致伸缩致动器(GMA)进行 Sail-tower SSPS 结构振动


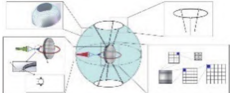
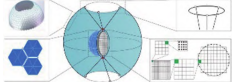
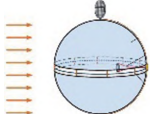
控制的方案,可以一定程度上提高该方案的可行性。CASSIOPeiA 方案^[16] 由 Ian Cash 团队提出,并由英国斯特拉斯克莱德大学进行原理验证。其采用旋转对称结构克服了太阳指向和地球指向失配的问题,并且采用固态集成的新型微波相控阵天线,可以进行波束控制。但其空间结构相对复杂,在结构建造、振动控制和通信系统方面相对困难。

1.4 中国的空间太阳能电站设计方案

中国于 20 世纪末开始了对空间太阳能电站的关注和研究,并分别于 2011 年和 2017 年举办

了两届空间太阳能电站技术发展研讨会议,提出了两届空间太阳能电站技术发展研讨会议,提出了 SSPS 研发相关的一系列规划和技术路线。表 3 中列举了中国学者和组织提出的主要的 SSPS 设计方案,并进行了性能分析。

表 3 中国的几种 SSPS 概念方案
Table 3 Various SSPS concept schemes of China

Item	Multi-joints	OMEGA-I	OMEGA-II	OMEGA-III
Concept illustration				
Year	2015	2015	2017	2021
Shape	Square plate	Spherical	Spherical	Spherical
Concentration	No	Refractive and reflective	Refractive	Refractive and reflective
Point to Sun	Medium	Unnecessary	Unnecessary	Unnecessary
Point to Earth	Easy	Medium	Medium	Medium
Orbit control	Medium	Easy	Easy	Medium
Vibration control	Difficult	Easy	Easy	Medium
Structure	Medium	Medium	Medium	Difficult
Communication	Easy	Medium	Easy	Medium
Thermal control	Easy	Medium	Medium	Medium
Energy transfer	Microwave	Microwave	Microwave	Microwave
Antenna	Phased array	Phased array	Phased array	Phased array

Multi-rotary joints SSPS 方案^[17-18]由钱学森空间技术实验室于 2015 年提出,该方案创造性地将大型 SSPS 分解为多个小型 SSPS,一定程度上降低了建设难度和控制难度,使用多个小型导电旋转关节来增强鲁棒性,各方面可行性较高,但综合难度仍然较大,应用扩展性也较差。西安电子科技大学研究团队依托于陕西省空间太阳能电站系统重点实验室对 SSPS 相关的一系列技术进行了研究,包括结构构型^[2,19-20]、基于全谱选择性薄膜的光子冷却器^[21]、子系统控制^[22]、聚光器建设和效率分析^[23]、太阳光采集规律分析^[24]等。OMEGA-I 方案^[2]由该团队于 2015 年提出,采用半透半反膜材料技术进行聚光,从而无需进行对日定向,整体为球形,结构刚度大,控制难度较小,但采用了大型旋转导电关节,降低了可行性。此外,球形外壳遮挡了微波天线,可能会导致对地传输性能降低。OMEGA-II 方案^[19]由该团队于 2017 年提出,该方案采用超表面材料技术进行透射聚光,其余性

能与 OMEGA-I 方案差别不大。OMEGA-III 方案^[20]由该团队于 2021 年提出,在 OMEGA-I 方案基础上,将对地天线阵列移到了球壳外部,仅采用旋转导电关节进行连接,虽然避免了球壳对对地天线性能的影响,但也导致了结构问题,导电关节容易产生破坏,结构可行性较差。

1.5 所有的方案组合

通过对现有的 SSPS 技术方案进行详细的评估和分析,表 4 中列出了 SSPS 设计的所有子方案分类。一个完整的 SSPS 方案需要从每个方面选择一种子方案进行组合,通过排列组合知识可知共包含 13824 种可能的方案组合。其中最优的方案组合为:规则立体构型、折射式或折射反射组合式、不需要实时机动进行对地定向、模块化结构、被动式热控或不需要、不需要实时机动进行对日定向、不需要振动控制(高刚度)、通信为有线式总线、向地球传输能量为微波形式、相控阵天线、轨道保持和轨道转移为主动控制。

表 4 子方案组合表
Table 4 Sub-scheme combination table

Item		Sub-scheme			Number
Shape	Chain	Regular stereoscopic	Plate	Irregular	4
Concentration	No	Refractive and reflective	Refractive	Reflective	4
Point to Earth	Unnecessary	Gravity gradient	Active control	—	3
Structure	Integrated	Modular	Formation	—	3
Thermal control	Unnecessary	Passive control	Active control	—	3
Point to Sun	Unnecessary	Active control	—	—	2
Vibration control	Unnecessary	Vibration damper	—	—	2
Communication	Wired bus	Wired and wireless	—	—	2
Energy transfer	Microwave	Laser	—	—	2
Antenna	Integrated	Phased array	—	—	2
Orbit control	Active control	—	—	—	1

2 圆柱形模块化空间太阳能电站方案

第 1 章深入总结了现有的 SSPS 方案,得到

了最佳的子方案组合,本节根据该方案组合提出一种具体的 SSPS 工程方案设计——SSPS-CMCA (space solar power station via cylindrical modular concentrator array),其总体构型如图 1 所示。

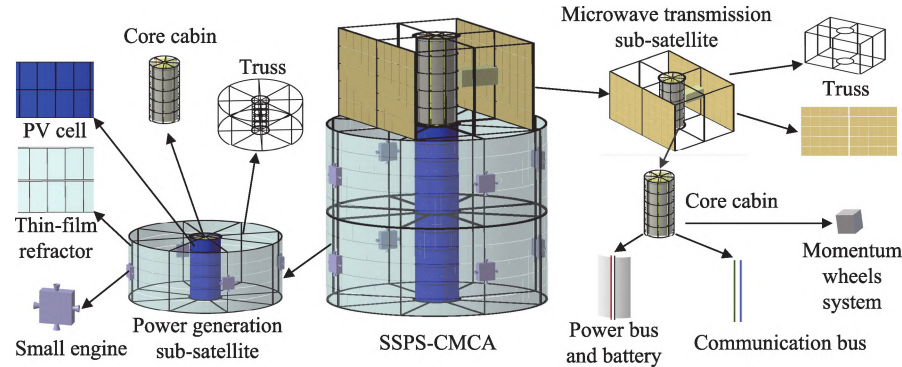


图 1 SSPS-CMCA 方案的总体结构配置
Fig. 1 The overall configuration of SSPS-CMCA

2.1 总体结构分析

SSPS-CMCA 方案将单个的大型 SSPS 系统拆解为多个模块化子卫星系统的组合,并采用统一的对接接口进行连接,从而在满足总体要求的情况下降低了单个卫星的建造难度。子卫星系统主要包括发电卫星和微波传输子卫星。
发电卫星包括圆柱形核心舱、光伏发电阵列、环形聚光阵列以及整体桁架。圆柱形核心舱

采用标准化的模块设计,两端可进行对接,图 1 中展示了两个发电卫星对接的结构。光伏发电阵列贴装于圆柱形核心舱侧面,通过一定的串并组合连接到电源总线上,大部分电能输送到微波传输子卫星进行对地能量传输,少部分能量存储到星载电池,为星载设备提供电源或在卫星处于阴影区时进行对地能量传输。具体的电力系统设计在 2.5 节中进行讨论。环形聚光阵列采用超表面材料进行建造,该材料可将任意角度的

入射光变换为垂直材料表面的出射光,从而实现聚光。圆柱形桁架结构对整个发电卫星进行连接,并提供足够的强度和刚度。

微波传输子卫星包括圆柱形核心舱、相控天线阵列以及方形桁架。微波传输子卫星采用的圆柱形核心舱与发电卫星采用的核心舱相同,均为标准模块。相控天线阵列可以通过软件进行角度控制,从而实现极快的角度切换和对地定向,并减少了对卫星姿态控制的需求。相控天线阵需要平铺于二维平面上,故而选用了方形桁架,桁架同时为卫星提供足够的强度和刚度。

SSPS-CMCA 的运行概念场景如图 2 所示。其圆柱母线垂直于赤道面,微波传输子卫星包括 2 副相控阵天线,其中对地一侧的天线对地面站和低轨空间航天器进行无线能量传输,另一侧的天线则对月球站和深空航天器进行无线能量传输,从而实现整个地月空间的能量供给。



图 2 SSPS-CMCA 运行概念图
Fig. 2 Concept diagram of SSPS-CMCA operation

2.2 光学分析

文献[19]中展示了 ENZ 超表面材料的光学特性,即当从任意高折射率介质(如空气或真空)通过时,太阳光会向法线弯曲^[25-26],并展示了球形 ENZ 材料阵列的光路分析,如图 3 所示。

SSPS-CMCA 方案将矩形 ENZ 材料薄膜贴装于外圈圆柱形桁架侧面,根据其特性,以任意角度入射的太阳光均将从其法线方向射出,所以光线将汇聚到内圈的光伏发电板上,从而实现折射聚光。发电卫星的光路如图 4 所示。

2.3 功率和尺寸分析

为了确定 SSPS 具体的结构尺寸,需要根据所需功率对其进行计算。能量功率在整个 SSPS 系统中的流动转换如图 5 所示。

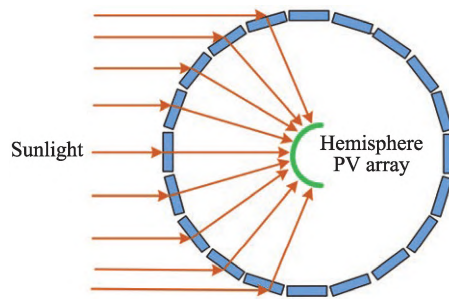


图 3 ENZ 超表面材料的特性^[19]
Fig. 3 Property of the ENZ metamaterial^[19]

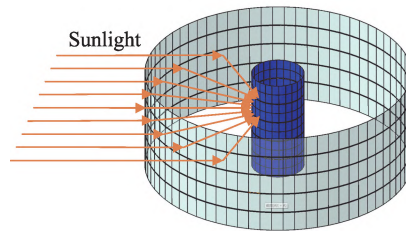


图 4 发电卫星光路分析
Fig. 4 Light path analysis of power generation sub-satellite

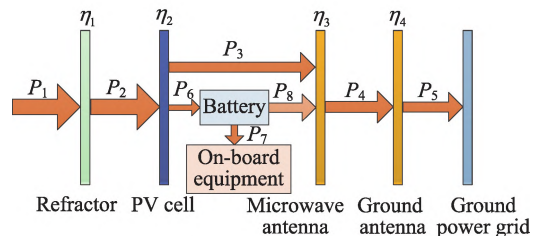


图 5 SSPS 系统的能量流动
Fig. 5 Energy transmission of SSPS system

太阳光的能量首先通过聚光器薄膜进行汇聚,聚光器在汇聚时产生一定损耗,剩余能量比率为 η_1 。汇聚的光线照射到光伏阵列上,转化为电能,转换效率为 η_2 。绝大部分电能传输到微波天线阵列转化为微波进行空间传输,转化效率为 η_3 (包括输电线路损耗)。少部分电能直接存储到星载电池阵列,并为其余星载设备供电,功率流 P_8 仅在卫星处于阴影区时使用。地面天线阵接收到微波后将其转化为电能并接入地面电网,转化效率为 η_4 (包括大气传输损耗)。

按照地面接收到的整流输出功率为 1GW 的地面接收站为例,对 SSPS 的尺寸进行粗略计算。 η_1 、 η_2 、 η_3 、 η_4 通过现有技术水平进行大致给定,分别设置为 95%、30%^[27]、80%、85%。卫星微波天线的面积可通过公式(1)进行计算,聚光镜圆柱的侧面投影面积可通过公式(2)进行计

算。公式(1)和公式(2)分别为:

$$S_w = P_5 / \eta_4 / p_w \quad (1)$$

式中: S_w 为卫星单侧微波面阵的面积; P_5 为地面接收站转化完成后的电力功率,取值为 1 GW; p_w 为单位面积的微波功率,取值为 2000 W/m²[28]。计算所得的微波面积约为 0.6 km²。

$$S_s = P_5 / (\eta_1 \eta_2 \eta_3 \eta_4) / S_0 \quad (2)$$

式中: S_s 为圆柱形聚光镜的侧面投影面积; S_0 为太阳常数,取值为 1350 W/m²[28]。计算所得的投影面积约为 4 km²。

组装完成后的 SSPS-CMCA 卫星的长、宽、高比例不应差别过大,下面提供一种参考设计方案。整个系统包含 1 颗 SSPS-CMCA 卫星,其内部包含 4 颗发电子卫星和 1 颗微波传能子卫星。单个发电子卫星对应的地面接收功率为 0.25 GW,其外圈圆柱直径为 1 km,高度为 1 km,内圈核心舱直径采用 1:5 的聚光比例进行缩减,即直径为 200 m,高度为 1 km。微波传能子卫星的面阵长为 800 m,高为 750 m,宽通过外圈圆柱内接长方形进行计算,为 600 m。微波采用 5.8 GHz 频段,发射天线为 0.6 km²,并采用反向波束进行方向导引。对应的地面接收阵列面积设置为长 3.2 km、宽 3 km 的长方形阵列[28],与发射天线进行对应。地面阵列接收到微波后,首先进行功率合成,再通过二极管电路进行整流输出[28]。该方案参数具体如表 5 所示。

表 5 1GW 方案的 SSPS-CMCA 系统参数
Table 5 SSPS-CMCA system parameters of 1GW scheme

Item	Scheme
SSPS ground part power	1 GW
SSPS space part power	1.176 GW
Antenna frequency	5.8 GHz
Operating orbit	GEO
System efficiency	19.38 %
Concentrator size	$\pi \times 0.5^2 \times 4 \text{ km}^3$
Transmitting antenna size	0.6 km ²
Receiving antenna size	9.6 km ²

2.4 控制系统分析

航天器的动力学控制主要包括姿态控制和

轨道控制,对于 SSPS 来说,姿态控制又包含对日定向和对地定向。

卫星常用的被动式姿态控制包括重力梯度稳定和自旋稳定,主动式姿态控制主要包括动量轮、小型化学发动机和电推发动机。SSPS-CMCA 采用圆柱形聚光方案,从而避免了对日控制需求。若选用 GEO 轨道,则只需在航天器入轨后调整好姿态,使其满足对地传输的要求,此后一直保持此位姿。克服了其他构型的大型航天器产生电能和传输电能位姿不同,从而要频繁调整位姿的缺点。虽然 SSPS-CMCA 从设计上避免了绝大部分的姿态控制需求,但当其在轨道上运行时,容易受到各种摄动力的影响,所以 SSPS-CMCA 应当具备主动的姿态控制能力。一种方案是在核心舱的星载设备中设置标准化的动量轮模块用于 SSPS-CMCA 的姿态稳定。此外,文献[29]中提及了一种 1N 的电力推动发动机。另一种方案可采用电力发动机组装于 SSPS-CMCA 的内圈或外圈圆柱母线上,实现高效的姿轨控制。

SSPS-CMCA 卫星由于大体积和大质量,无法在地面组装完成后再发射入轨,目前较为可行的方案是:由地面分组发射到 LEO,在 LEO 轨道完成最终组装,然后通过轨道转移到达 GEO 轨道并最终运行。SSPS-CMCA 自身并没有轨道转移能力,所以需要对接专门的动力舱进行轨道转移,为 SSPS-CMCA 设计的推进单元如图 6 所示。中间为统一标准的模块化核心舱,可以便利地与 SSPS-CMCA 主体进行对接,四周通过桁架结构连接 4 个大推力火箭。对接完成后,推进单元可将组装完成的 SSPS-CMCA 送至 GEO 轨道。

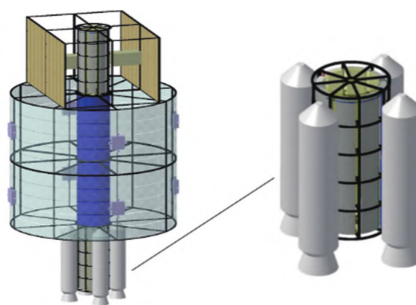


图 6 SSPS-CMCA 的推进模组
Fig. 6 Propulsion module of SSPS-CMCA

2.5 电力系统分析

电力系统对于 SSPS 的设计尤为重要,主要包括输电线路和储电电池,设计时应权衡输电线路的效率和质量,使输电线路尽量短,从而减轻质量。SSPS-CMCA 采用贯穿圆柱核心舱的母线设计,多个子卫星系统对接时,母线也同时对接,可使母线达到最短。对于发电子卫星,母线在核心舱内圈伸出环形支路,连接光伏阵列,每两列光伏阵列进行串联,与横向串联相比,可避免电能流过阴影区的阵列单元,从而减少损耗。对于微波传能子卫星,母线分出分支与每个微波子阵相连。SSPS-CMCA 的电力系统如图 7 所示。

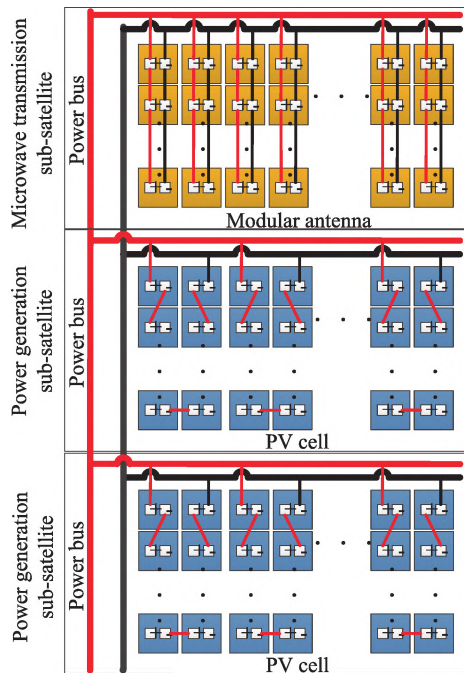


图 7 SSPS-CMCA 的电力系统
Fig. 7 Power system of SSPS-CMCA

2.6 通信系统分析

SSPS-CMCA 的通信系统主要包括内部通信系统、星间通信系统和星地通信系统,本文主要对内部通信系统进行设计。

SSPS-CMCA 卫星组装完成后,包含多个子卫星系统,且发电子卫星和传能子卫星互为异构系统。每个子卫星内部又包含多个星载设备。SSPS 内部通信网络首先应该连通多个子卫星,其次连接每个子卫星的星载设备,构成统一的全

联通网络。

根据上述的分析,设计一种二级总线通信网络。子卫星内部通信可参考现有的星载总线技术进行设计,如 1553 B 总线^[30]、SpaceWire 总线^[31]、SpaceFibre 总线^[32]等。子卫星之间设计统一的标准接口,并采用外部总线进行连接。为 SSPS-CMCA 设计的内部通信系统如图 8 所示。

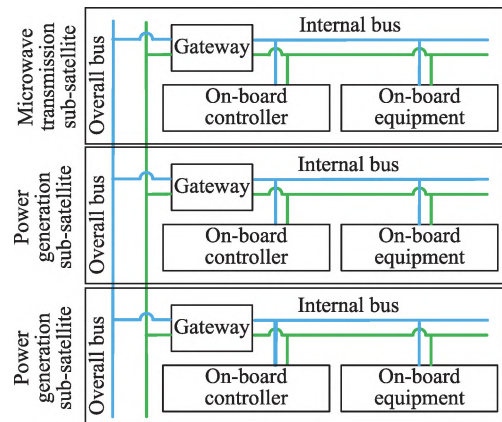


图 8 SSPS-CMCA 的通信系统
Fig. 8 Communication system of SSPS-CMCA

2.7 热控系统分析

卫星热控系统的任务是保障卫星各个分系统运行在许可温度范围内,控制方式主要包含被动式、半被动式和主动式。SSPS-CMCA 的热控系统主要任务包括太阳能电池阵的温度控制和核心舱内部的星载设备温度控制。文献[21]中提出了一种基于全谱选择性薄膜的光子冷却器,可以有效地抑制太阳能电池阵的温度上升,且为被动式方案。

SSPS-CMCA 卫星的太阳能电池阵列除了可通过光子冷却器进行被动温控外,还可以通过调节聚光镜的聚光比例进行被动式温控。当聚光镜圆柱直径与核心舱圆柱直径比例越大时,聚光比例也越大,发电阵列的温度上升也就越快,反之则越慢。可以通过实验确定合适的聚光比例,从而实现被动式温度控制。

SSPS-CMCA 卫星星载设备的热控主要表现为核心舱的热控,可完全参考现有卫星的热控系统进行设计。核心舱为圆筒结构,内部设备按环形排布,采用主动和被动结合的热控系统设计。圆筒内舱室铺设绝热层和环形热管,绝热层为被动方式,热管为主动方式。热管可通过介质

将发电模块的热能传输到冷端,也可通过消耗电能的方式加热冷端,从而保障星载设备和内舱室的温度环境。

2.8 扩展应用

SSPS-CMCA 卫星采用了模块化组装的设计方案,具有利于建造、易于维修、易于扩展等优点。除了基础的地月空间能量供给应用外,其扩展应用主要包括以下几个方面。

1)作为下一代国际空间站使用。目前的国际空间站已经濒临退役,下一代空间站的设计可以提上日程。SSPS-CMCA 的核心舱除了满足基本的发电功能外,还剩余大量的内部空间,可以搭载其余设备作为空间站使用。空间站的理想轨道是近地倾斜轨道,而 SSPS 的理想轨道是 GEO 轨道,但当多个 SSPS 构成空间星座时,同样可以包含一定数量的近地轨道卫星,故而可以作为下一代国际空间站使用。

2)作为太空补给站使用。SSPS-CMCA 建成后,具有大容量的内部空间,可以进行一定的资源储备。其核心舱采用标准的对接接口,需要补给的航天器可以通过与其对接获得补给。此外,对于深空探测等任务,可通过其进行远程电力供应。

3)作为空间科研平台使用。SSPS-CMCA 可以方便地进行空间实验室的建设,接收各种实验设备,实施科研项目。

3 SSPS 建设全流程工程方案

现有的 SSPS 研究中,很少有对 SSPS 建设的具体工程方案进行研究。为了促进 SSPS 的实际工程建设,对指定构型的 SSPS 方案进行全流程的工程方案设计是必要且有意义的。下面针对本文提出的 SSPS-CMCA 构型,对 SSPS-CMCA 的全流程建设方案进行设计。

SSPS-CMCA 的建设是一个长期工程,诸多技术均为首次应用,故而应该先进行相应的技术实验,再进行具体的工程建设。根据建设时间可将其分为三个阶段,分别为地面实验卫星建设、低轨小功率实验卫星建设和 GEO 大功率 SSPS-CMCA 建设。

(1)地面实验

地面实验的目标在于验证 SSPS-CMCA 构型和相关技术的可行性。模块化的设计极大地降低了工程实施和测试的难度,测试时仅需要制造两个发电卫星和一个微波传能子卫星,即可完成所有的地面实验。尺寸可进行等比缩小,这里设计为单个发电卫星对应的地面接收功率为 0.25 MW,外圈直径为 50 m,内圈核心舱直径为 10 m,高度为 20 m,微波传能子卫星的长宽高分别为 40 m、30 m、30 m。与现有的其余大型构型相比,在地面设计制造这种小尺寸的卫星是非常简单的。地面实验的流程和具体实验如图 9 所示。

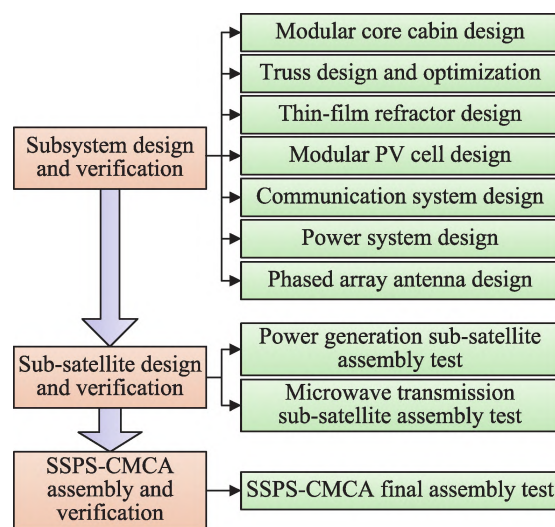


图9 地面实验流程
Fig. 9 Ground experiments flow chart

地面实验可分为三个阶段进行,首先是分系统的设计和技术验证。分系统又包含模块化核心舱设计、通信系统设计、电力系统设计和微波相控阵天线设计等。分系统设计验证完毕后,进入第二阶段,组装发电卫星和微波传能子卫星进行测试。发电卫星测试主要包括地面发电实验、发电效能评估、分系统验证等,测试数据可用于后续的改进和应用。微波传能子卫星测试主要包括微波定向实验、电力传输实验等,测试数据可用于后续的改进和应用。第三阶段为总装测试,可组装两个发电卫星和一个传能子卫星进行实验。主要包括分系统验证和发电传输测试,基本测试通过后,可在地面试运行,进行老化,测试数据可用于后续的改进和应用。

(2)低轨小功率实验卫星

地面实验成功后,便可在近地轨道进行小功率的 SSPS-CMCA 卫星实验。与地面实验的不同主要在于空间组装和空间发电传输测试。

SSPS-CMCA 的发电子卫星和微波传能子卫星均无法通过单次火箭发射入轨,故而需要考虑在轨组装问题。SSPS-CMCA 的组件为模块化结构,可当作一般货物进行发射,然后在 LEO 进行组装。

低轨小功率实验卫星的建设流程可以描述为:

1)实验轨道选择和地面接收站建设。建议选择空间站作为实验卫星的建设基础,可以提供相应的人员监管和储物支持,所以选择空间站轨道作为实验轨道。地面站用于实验卫星建设完成后的能量传输测试。

2)核心舱入轨。若选择空间站作为基础,可使核心舱与空间站进行对接。

3)发电子卫星外圈桁架和聚光镜空间组装。采用预先设计的组装方案进行桁架和聚光镜的组装,推荐采用电动机器人进行组装。

4)微波传能子卫星核心舱入轨对接。

5)微波传能子卫星外部桁架和相控阵天线组装。

6)发电、能量传输、通信等功能测试。

7)总体验证和老化测试。

(3)GEO 轨道大功率 SSPS 正式工程

当 SSPS-CMCA 卫星实验成功后,便基本说明了 SSPS-CMCA 方案的可行性,并可获得相关性能参数。在经济条件允许的情况下,便可开始推进大功率 SSPS 工程的正式建设。

4 结论

本文讨论了现有的大部分 SSPS 构型设计,对其多个角度的可行性进行了分析,然后综合现有的技术水平和各个方案的优点,提出了一种高可行性的 SSPS 结构设计方案——SSPS-CMCA,并对其全流程的建设给出了参考方案。

SSPS-CMCA 方案几乎结合了现有所有方案的优点,且在技术上不需要跨时代的突破,与现有的 SSPS 概念方案相比,具有较高的应用可

行性、使用性能和扩展性,对实际的 SSPS 建设工程有较好的参考意义。

参考文献(References)

- [1] GLASER P E. Power from the sun: its future[J]. Science, 1968, 162(3856): 857-861.
- [2] YANG Y, ZHANG Y, DUAN B Y, et al. A novel design project for space solar power station (SPSS-OMEGA)[J]. Acta Astronautica, 2016, 121(4): 51-58.
- [3] ZHANG T, LI Y, CHEN Y, et al. Review on space energy[J]. Applied Energy, 2021, 292(116896): 1-23.
- [4] GLASER P E. The satellite solar power station[C]// IEEE G-MTT International Microwave Symposium: IEEE, 1973: 186-188.
- [5] MANKINS J C. A fresh look at space solar power, new architectures, concepts and technologies [J]. Acta Astronautica, 1997, 41(4): 347-359.
- [6] MANKINS J C. A technical overview of the "Suntower" solar power satellite concept [J]. Acta Astronautica, 2002, 50(6): 369-377.
- [7] WIE B, ROITHMAYR C M. Integrated orbit, attitude, and structural control system design for space solar power satellites[C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, 2001: 1-11.
- [8] MANKINS J, KAYA N, VASILE M. SPS-ALPHA: the first practical solar power satellite via arbitrarily large phased array[C]. 10th International Energy Conversion Engineering Conference, 2012: 6950-6958.
- [9] ARYA M, LEE N, PELLEGRINO S. Ultralight structures for space solar power satellites[C]. 3rd AIAA Spacecraft Structures Conference; AIAA, 2016: 1-18.
- [10] MADONNA R G. Use of an iterative research and development - system engineering approach for the caltech space solar power project [C]. 6th IEEE International Conference on Wireless for Space and Extreme Environments (WiSEE): IEEE, 2018: 200-205.
- [11] MORI M, NAGAYAMA H, SAITO Y, et al. Summary of studies on space solar power systems of the national space development agency of Japan[J]. Acta Astronautica, 2004, 54(5): 337-345.
- [12] TAKEICHI N, UENO H, ODA M. Feasibility study of a solar power satellite system configured by formation flying[J]. Acta Astronautica, 2005, 57(9): 698-706.
- [13] SASAKI S, TANAKA K, HIGUCHI K, et al. A new concept of solar power satellite: tethered-sps[J]. Acta Astronautica, 2007, 60(3): 153-165.
- [14] SEBOLDT W, KLIMKE M, LEIPOLD M, et al. European Sail tower SPS concept [J]. Acta

- Astronautica, 2001, 48(5): 785-792.
- [15] WANG B, NI Z, FANG B. Vibration control of space solar power station in complex environments using giant magnetostrictive actuator[J]. Acta Astronautica, 2021, 182(2): 119-130.
- [16] CASH I. CASSIOPEIA—a new paradigm for space solar power[J]. Acta Astronautica, 2019, 159(6): 170-178.
- [17] 侯欣宾, 王立, 张兴华, 等. 多旋转关节空间太阳能电站概念方案设计[J]. 宇航学报, 2015, 36(11): 1332-1338.
- HOU X B, WANG L, ZHANG X H, et al. Concept design on multi-rotary joints SPS [J]. Journal of Astronautics, 2015, 36(11): 1332-1338(in Chinese).
- [18] HOU X B, WANG L. Study on multi-rotary joints space power satellite concept [J]. Aerospace China, 2018, 19(1): 19-26.
- [19] LI X, DUAN B Y, SONG L, et al. A new concept of space solar power satellite[J]. Acta Astronautica, 2017, 136(3): 182-189.
- [20] FAN G, DUAN B, ZHANG Y, et al. Secondary concentrator design of an updated space solar power satellite with a spherical concentrator[J]. Solar Energy, 2021, 214(5): 400-408.
- [21] FAN G, DUAN B, ZHANG Y, et al. Full-spectrum selective thin film based photonic cooler for solar cells of space solar power station[J]. Acta Astronautica, 2020, 180(2): 196-204.
- [22] JI X, ZHANG Y, FAN G, et al. Attitude control of space solar power satellite with large range of mutual motion among subsystems[J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 100: 1-9.
- [23] YANG Y, ZHANG Y, FAN G, et al. Construction strategy and performance analysis of large-scale spherical solar concentrator for the space solar power station[J]. Solar Energy, 2020, 207: 133-143.
- [24] JI X, ZHANG Y, LI X, et al. Solar ray collection rate fluctuation analysis with Monte Carlo ray tracing method for space solar power satellite[J]. Solar Energy, 2019, 185(6): 235-244.
- [25] FENG S. Omnidirectionally bending to the normal in ϵ -near-zero metamaterials[J]. Physical Review Letters, 2012, 108(19): 3-6.
- [26] FREEMAN W. Anisotropic ϵ -near-zero multilayer structures for omnidirectional bending to the normal[J]. Journal of Applied Physics, 2021, 129(085110): 1-8.
- [27] KAYES B M, ZHANG L, TWIST R, et al. Flexible thin-film tandem solar cells with $> 30\%$ efficiency[J]. IEEE Journal of Photovoltaics, 2014, 4(2): 729-733.
- [28] 侯欣宾. 空间太阳能电站概论[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2020: 140-170.
- [29] LEV D, MYERS R M, LEMMER K M, et al. The technological and commercial expansion of electric propulsion[J]. Acta Astronautica, 2019, 159(6): 213-227.
- [30] SAVITHA A, DESAI K, RAVINDRA M, et al. Automated analysis of MIL-STD-1553B communication protocol test results[C]. International Conference on Advanced Communication Control & Computing Technologies: IEEE, 2015: 919-923.
- [31] PEI S, MA D, HU X, et al. The technology of bus network communication for space environment[C]. 2020 15th IEEE Conference on Industrial Electronics and Applications (ICIEA): IEEE, 2020: 1624-1629.
- [32] NANNIPIERI P, DINELLI G, MARINO A, et al. A serial high-speed satellite communication CODEC: design and implementation of a space fibre interface[J]. Acta Astronautica, 2020, 169(4): 206-215.

作者简介:

张树宁(1997—),男,硕士研究生,研究方向为航空航天电子和控制,shuningzhang2023@163.com。

杨靖宇(1982—),男,副教授,研究方向为智能飞行器系统理论与技术,jyyang@sau.edu.cn。

(编辑:程松涛)