

微重力空间下微纳遥感卫星太阳翼构型仿真分析

董怡泽¹, 付春雨², 王超¹, 孔祥磊¹, 邢哲¹, 高冀¹

(1. 中国空间技术研究院 卫星应用总体部, 北京 100094; 2. 北京卫星环境工程研究所, 北京 100094)

摘要: 针对微纳遥感卫星从技术试验阶段到业务化应用的转型发展, 如何缓解其能量来源的受限条件, 获取更高的太阳能充电效能, 对微纳遥感卫星未来星座构建的发展需求有重要作用; 通过设计不同构型的微纳卫星太阳翼, 构造太阳能电池阵列的仿真模型, 根据太阳能电池阵列在微重力空间下的工作特性, 仿真分析微重力空间下不同构型太阳翼的充电性能和充电效率, 并对不同构型的使用性能进行了分析比较; 结果表明, 选择最优太阳翼构型能够为微纳遥感卫星提供更好的能源和动力支撑, 为后续微纳遥感卫星开展更多商业应用提供有效参考。

关键词: 微纳卫星; 微重力环境; 太阳翼; 建模仿真

Simulation Analysis on the Solar Panel of Remote Sensing CubeSat with Different Structures in Microgravity Space

DONG Yize¹, FU Chunyu², WANG Chao¹, KONG Xianglei¹, XING Zhe¹, GAO Ji¹

(1. China Academy of Space Technology Institute of Spacecraft Application System Engineering, Beijing 100094, China;

2. Beijing Institute of Spacecraft Environment Engineering, Beijing 100094, China)

Abstract: Aiming at the transformation stage of remote sensing CubeSat from technical test to business application, how to alleviate the energy limitation and obtain higher solar charging efficiency is important to the development of constellation construction. By designing the solar panel of CubeSat with different configurations, the simulation model of solar array is constructed. According to the performance of solar cell sequence in microgravity space, the charging performance and efficiency of different configurations of solar wings in microgravity space are simulated and analyzed, and the service performance of different configurations is simulated and compared. The results show that selecting the optimal configuration of solar array can provide better energy and power support for the remote sensing CubeSat, an effective reference for the follow-up remote sensing CubeSat is provided to carry out more commercial applications.

Keywords: CubeSat; microgravity space; solar panel; modeling and simulation

0 引言

随着航天技术的不断发展, 微纳卫星因其重量轻、体积小、功能密度大、性价比高、可编队组网、便于搭载发射等特点^[1], 成为国内外的研究热点, 并在空间应用领域的应用愈发广泛。随着大数据、物联网、人工智能的不断深化和发展, 用户对数据的时效性、覆盖性和应用灵活性提出了多样化的需求; 同时信息技术、微机电技术等卫星核心技术的跨越式发展, 都为微纳卫星的应用发展带来了新的挑战^[2]。得益于用户需求的不断牵引和技术进步, 微纳卫星近年来实现较高的功能密度, 深化走向通信^[3]、遥感^[4]等、电子、侦察等应用领域。微纳卫星在规模化和批量化生产等方面的优势, 使得其可以在遥感数据采集方面能发挥出巨大潜力^[5]。随着微纳遥感卫星的发展, 搭载有效载荷的增加, 其功率需求也不断增加, 同时受到体积、重量和成本的限制, 微纳遥感卫星无法携带太大的太阳能电池帆板^[6], 而高性能微纳遥感卫星系统受到低成本、太阳能转化效率不高且资源受限等限制条件下, 为达到较高的

遥感量化应用需求, 需要提高微纳功能性能密度比。在确保微纳遥感卫星功能、性能的完备性的基础上, 以保证微纳遥感卫星对地观测任务的完成度和可靠度为目的, 如何设计更为优化的微纳卫星太阳翼构型, 获取更高太阳能电池充电功率和充电性能, 对微纳遥感卫星的商业化持续发展显得尤为重要。

1 微纳遥感卫星发展现状

近年来, 得益于微纳卫星规模化、商业化、星座化和高功能密度、低成本的优势, 微纳遥感卫星技术迅速发展, 国内外多家研究机构和商业企业均推出了多种不同性能的微纳卫星计划和多系列微纳遥感卫星。依赖微纳卫星的可集群优势, 商业微纳卫星计划多通过星座化的运行, 以实现遥感影像获取高时间分辨率、高空间分辨率的观测需求, 以较低成本实现对遥感影像大数据的支撑, 提升了遥感影像的有效数据产出比, 弥补了微纳遥感卫星单星观测劣势。同时, 通过微纳星座集群化、分布式的运行, 通过星座系统解决方案降低对单星系统复杂度的要求, 给予了单星系

收稿日期: 2022-04-07; 修回日期: 2022-04-25。

作者简介: 董怡泽(1990-), 女, 山西运城人, 硕士研究生, 工程师, 主要从事天基信息智能化仿真应用方向的研究。

通讯作者: 高冀(1981-), 男, 北京人, 硕士研究生, 高级工程师, 主要从事天基支持联合作战方向的研究。

引用格式: 董怡泽, 付春雨, 王超, 等. 微重力空间下微纳遥感卫星太阳翼构型仿真分析[J]. 计算机测量与控制, 2022, 30(8): 218-223.

统性能的提升空间。星座系统设计另一个的优势是, 单颗或少卫星的功能性能失效不会造成大系统能力的失效, 增强了系统抵御风险的能力。

美国 Planet 公司的“鸽群”系列微纳卫星的设计基于 6 U 立方星的星座模式, 整星质量为 5 kg, 通过低成本的遥感微纳卫星大规模组网, 利用卡塞格林光学系统能够完成在全球范围内对各领域提供关注区域的实时遥感观测数据, 达到了对全球范围的遥感影像每日更新, 可以实现对地观测的高时间分辨率、高空间分辨率、高数据更新速率、高重访周期和高事件捕捉能力。“鸽群”系列遥感卫星生产的大规模遥感影像数据具有巨大的商业应用潜力, 能够用于环境监测、能源监控、电力监测、运输保障等传统基础设施监测领域, 还在农业保险、金融保险、火灾救援、远海救生等民生救灾保障领域。SkySat 星座通过对 CMOS 面阵的加工, 集成了全色成像和多光谱成像两种模式, 通过在轨成像和地面系统精细化处理相结合的方式, 实现了遥感影像高分辨率、高信噪比的图像和视频数据的获取能力; 为了满足卫星高功能密度和低体积的要求, 通过设计短时曝光模式, 进一步降低了像移模糊、提升了成像质量, 从而降低了对卫星平台姿态控制稳定度的要求。美国陆军“Kestrel Eye”卫星作为应用于军事作战的光电成像微纳卫星, 可直接接收前线作战部队的侦照测控指令, 并将拍摄影像通过数传链路下传至地面站, 低成本高性能的微纳遥感卫星可以构建大规模的微纳卫星星座系统, 与传统遥感卫星相比, 在重访周期和任务响应方面具有较高的优势, 由此能为作战部队提供近实时的战场态势感知能力, 提升了美国陆军单兵作战能力。阿根廷 Satellogic 公司的“New-Sat”卫星拟搭载高分辨率的多光谱可见光相机, 在完成星座组网后, 可实现每周更新的全球影像图, 可用于定量遥感的农作物长势监测、氮摄取量监测、作物疾病传播监测等农业应用领域^[7]。

相比于传统卫星, 微纳遥感卫星设计基于紧凑构型, 将电子设备集成化、模块化、集中装载于卫星构型的底部, 其核心优势在于低投入、低成本、低风险条件下能够获取较高的功能性能和任务性价比。但是受限于高功能密度下的资源分配和降低可靠性风险下的工程化实现等问题, 微纳遥感卫星的商业化持续发展仍面临一些问题: 1) 微纳卫星需要解决低成本和高性能的内部矛盾。低成本作为未来高速发展的前提, 提升系统设计的集成化程度、降低电子器件的功耗, 将有限的能量资源应用于姿态轨道控制、对地观测成像等功能模块; 2) 资源受限条件下的微纳卫星平台载荷设计。通过对有限的平台资源和载荷结构的系统分析和综合利用, 研究不同平台下的载荷一体化集成系统设计方法, 例如对太阳翼构型进行高密度设计、对数传相机进行集成设计、对相机和星敏进行一体化安装, 实现载荷和平台的一体化构型设计等; 3) 能源有限条件下实现高质量定量遥感任务。量化遥感对地观测任务对卫星整星设计和太阳翼构型提出了很高要求。设计低功耗、高度集成、质量更轻的高性能探测器, 实现遥感探测器的高灵敏度和

轻小型化。同时, 设计更优的太阳翼构型, 提升卫星在轨能源性能, 可以促进微纳遥感卫星的好用易用。

2 微纳卫星太阳翼特性分析

微纳卫星在任务周期内需要通过太阳能电池片持续获取太阳能以实现在轨运行和各类任务。太阳翼作为展开式太阳能电池阵的一种, 其将太阳能电池阵列安装在碳纤维复合材料基板上, 通过铰链控制基板的展开和收缩来实现太阳能的吸收和转化, 优势在于太阳接触面积大、装载效率高, 可以为各类卫星提供较多能量。太阳翼由基板、压紧与释放机构、展开机构和驱动机构组成^[8]。太阳能电池基板用于支撑太阳能电池和电池电路, 是其重要组成部分。微纳卫星多采用碳纤维复合材料层压板材质的刚性基板, 一块或多块太阳能电池板通过铰链连接组成微纳卫星的太阳翼。基板的构型决定太阳翼的展开能力, 受到微纳卫星尺寸的限制, 其对太阳翼的要求与传统大卫星有所不同, 微纳卫星太阳翼在轻量化、冲击要求高、包络尺寸低、展开面积大、收拢体积小、展开稳定性高等方面有着严格要求, 且太阳翼设计需遵循航天器设计原则, 通常为了减轻太阳翼质量, 并且保证收拢包络尺寸较小, 采用碳纤维复合材料层压板或专门能够适应空间环境的印刷电路板 (PCB) 作为太阳能电池板的基板材料^[9]。同时, 微纳卫星太阳翼通常不具备对日定向, 因此需要在太阳能电池板两侧均粘贴电池片, 以获取最大的光照面积来其充电效率。常见的微纳卫星太阳翼结构类型包含一维一次展开式^[10]和多维多次展开式^[11]。一维一次展开式也即单个太阳翼均只有一块太阳能电池板, 且正反两侧均粘贴电池片; 多维多次展开式表示每个太阳翼由多块电池板组成, 采用框架结构, 收拢时以某种形式叠合, 展开时并排展示。微纳卫星依据应用场景不同, 太阳翼的类型、尺寸和展开方式也不尽相同。

电源系统作为微纳卫星进行能量收集、转换、分配和存贮的重要组成部分, 直接决定了微纳遥感卫星对地观测任务完成程度。根据微纳卫星的特点, 最大功率点跟踪 (MPPT, maximum power point tracking) 的能量传输方法, 功率跟踪控制算法和电压转化算法实现较为复杂, 但其优势是可以依据负载功率的不同输出太阳能电池的最大功率, 在微纳卫星等小型微型的能源利用效率上由很大优势, 目前微纳卫星的太阳翼转化效率能达到 30% 左右, 根据微纳遥感卫星的应用需求, 在保证成像载荷具备高可靠性的功能性能前提下, 在能量来源受限条件中设计最优的太阳翼构型以获取较高充电效能显得尤为重要。

3 微纳遥感卫星三维模型构建

微纳遥感卫星依靠可集群组网、更高任务性价比等优势, 能够获得更高时间分辨率的对地观测, 更有效的数据产出比, 可以有效解决传统遥感卫星单星失效后导致的系统性能降额, 弥补单星系统的成本和系统复杂度。遥感微纳卫星的诸多优势也同时带来了许多难点, 它的低功耗和小体积, 导致其难以完成传统卫星的观测任务^[12], 太阳翼

作为微纳卫星的能源和动力主要提供装置，在卫星多个表面粘贴太阳能电池片，通过光电转换模块将光信号转化为电信号^[13]，用来支撑微纳遥感卫星的正常工作 and 观测任务。深入研究不同太阳翼构型^[14]下的充电性能和充电效率对于支撑微纳卫星的遥感监测^[15]和空间环境探测应用方面^[16]有着重要作用。

STK (satellite tool kit, 卫星工具箱) 支持航天任务周期内的全过程，包括概念、需求分析、原型设计、系统测试、仿真运行和应用等方面，能够支援航天、防御和情报任务，基于 STK 的仿真能够较为精确地分析空天任务，并通过可视化手段展现最佳解决方案。STK 在分析航空航天任务方面，提供了精确的数据资源和分析引擎计算数据，能够实现轨道机动^[17]、星座链路分析^[18]、覆盖分析和空间环境分析等仿真实例。三维显示模块 (VO) 模块作为 STK 三维显示环境的核心，可以对各类航天器进行三维模型的制作^[19]。基于 STK 的微纳遥感卫星建模通过 VO 模块的 *.mdl 模型文件进行微纳遥感卫星的模型设计和构造，该模型语法主要包括组件、简单模型和转换 3 个部分。其中，组件是将多个简单物体按照一定的层次组合在一起形成完整模型；简单模型中的球体、可展开物体、螺旋体、球体和表面等用来构造不同物体的模型，其中不规则网格物体可用于微纳遥感卫星主体的模型构造；转换主要是指材质位置变换、组件三维坐标转换，用来对材质、模型进行定位 (在各自坐标系下)^[20]。微纳卫星组件的三维坐标转换主要用到旋转和位置改变。通过 STK 三维显示模块对微纳卫星太阳翼构型进行三维模型的建模设计，其三维模型的制作首先需明确微纳卫星的大小尺寸，按比例在 VC 编辑器中编辑各个组件的三角形顶点坐标及纹理坐标，按照不规则网格物体的处理方法将各个部件制作成 *.mdl 格式的文件，再将各个组件按照各自在三维空间的位置拼合起来，即可构建微纳遥感卫星的三维模型。通过 STK 依次构建微纳卫星的边框、面、太阳翼的三维模型，三者通过反光度和发光度予以区别。构建出的微纳遥感卫星三维模型如图 1 所示，部分组件建模方法如表 1 所示。

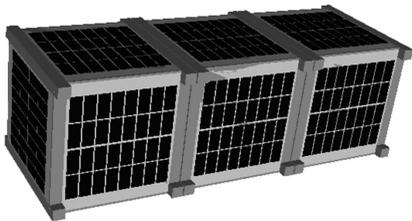


图 1 微纳遥感卫星模型

4 微纳遥感卫星太阳翼构型仿真

基于 STK 的微纳遥感卫星建模仿真中，微纳卫星尺寸设为 10 cm×10 cm×30 cm、重量 45 kg，太阳能电池片占卫星整个面积的比例为 60%，太阳能电池片转换效率设定为 25%。仿真起始时间设定为 2020 年 1 月 1 日 0:00

(UTCG)，仿真结束时间设定为 2021 年 12 月 31 日 24:00 (UTCG)。

表 1 微纳遥感卫星部分组件建模实例

# 外部框架	# 太阳能电池板
Component CubeSat-1	Surface: SlrPnl
Surface: SlrPnlTx	PolygonMesh
PolygonMesh	FaceColor %001003032
FaceColor %255255255	SmoothShading No
SmoothShading No	BackfaceCullable Yes
Translucency 0.000000	Translucency 0.000000
Specularity 0.000000	Specularity 1.000000
Shininess 76	Shininess 76
Texture	NumVerts 24
RGB slrpnlgrd-32.tga	Data
Parm AA	15.0 15.0 -15.0
Parm Mipmap
EndTexture	NumPolys 16
NumVerts 16	Polys
DataTx	3 1 2 3
15.0 15.0 -15.0 0.000002
0.021492	EndPolygonmesh
.....	EndComponent
NumPolys 4	
Polys	
4 0 1 2 3	
.....	
4 12 13 14 15	
EndPolygonMesh	

4.1 轨道光照条件

在微纳遥感卫星全生命周期内，地日连线与轨道平面的夹角 (太阳入射角) 随时间变化如图 2 所示。仿真起始时间为 2020 年 1 月 1 日 0:00 (UTCG)。

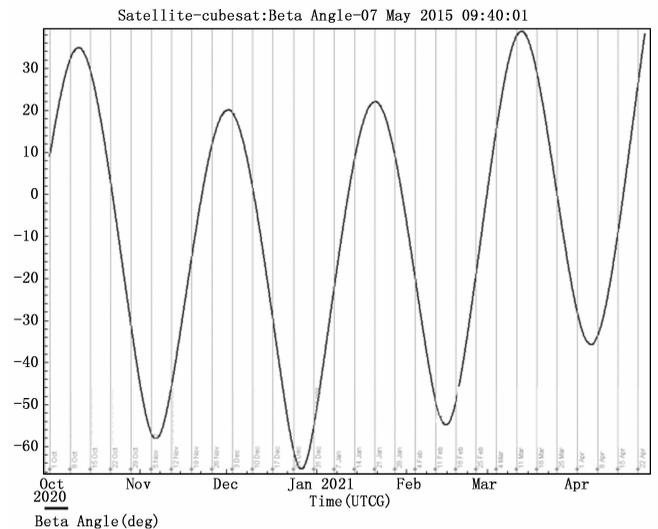


图 2 微纳遥感卫星全生命周期内 β 角的变化

微纳遥感卫星在任务期内第 1 个月、第 2 个月、第 3 个月以及全生命周期 (7 个月) 内轨道光照总时长如表 2 所示，从表中可以看出，在不同仿真时长下微纳遥感卫星的

光照总时长百分比相差不大。

微纳遥感卫星在全生命周期内一天的轨道光照情况如图 3 所示, H 形图案中的水平线表示在此时间段中微纳遥感卫星处于阳光照射中。

表 2 微纳遥感卫星光照时长

仿真时长	光照总时长	百分比
任务期内第 1 个月	1668577.806/19.31	62.29
任务期内第 2 个月	1666578.325/19.29	64.3
任务期内第 3 个月	1756891.449/20.33	65.58
全生命周期	11105862.451/128.54	62.4

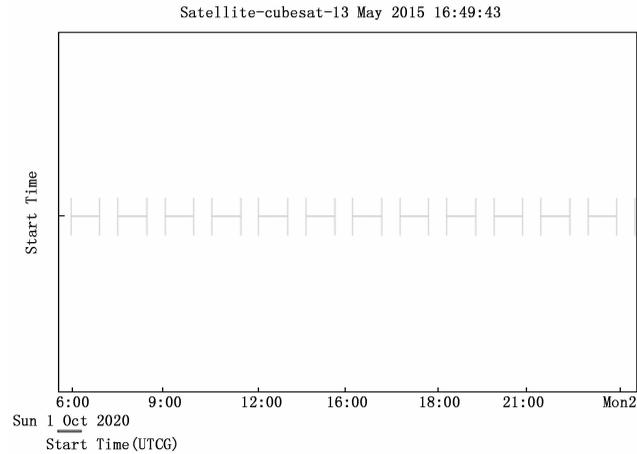


图 3 微纳遥感卫星阳光照射情况 (1 天)

从上述仿真结果可知, 在不同仿真时长下, 微纳遥感卫星的光照总时长百分比相差不大, 均为 60% 左右。微纳遥感卫星在 1 天内的光照情况可以看出, 一天内的光照时长近似均匀分布。

4.2 太阳翼充电性能仿真

在明确微纳遥感卫星全生命周期内的夹角 α 的变化情况和光照时长占比后, 进一步分析太阳翼的充电性能。为得到最优太阳能充电效果, 本文通过 STK 构建 3 种不同的太阳翼结构模型, 并进行为期 1 年的仿真分析, 在仿真试验过程中对 3 种构型的微纳遥感卫星太阳翼的充电性能和充电效率进行分析, 比较在相同时间段内、不同结构模型下的太阳能电池的平均功率、最大功率及最小功率, 以及在整个仿真周期下的充电性能曲线, 具体仿真过程如下所述。

4.2.1 太阳翼构型 I

构造如图所示的太阳能电池板结构模型 I, 4 个太阳翼水平置于微纳卫星上部, 单个太阳翼尺寸为 10 cm × 30 cm, 上层单面贴电池片。

采用太阳翼构型 I 以一个季度为仿真时长进行仿真, 每 3 个月内每轨的平均功率如表 3、表 4 所示。可以看出, 采用太阳翼构型 I 所示的微纳卫星太阳翼构型时, 在一年中不同季度的太阳能电池每轨平均功率相差不大, 功率近似 10.4 W 左右。可发电时太阳能电池功率最大值也近似相同, 近似为 24.6 W。

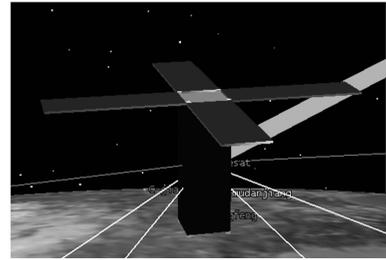


图 4 太阳翼构型 I

表 3 不同时间段下太阳能电池平均功率(太阳翼构型 I)

时间段	平均功率/每轨
1.1—3.31	10.52 W/每轨
4.1—6.30	10.42 W/每轨
7.1—9.30	10.46 W/每轨
10.1—12.31	10.34 W/每轨

表 4 不同时间段下太阳能电池功率最大值(太阳翼构型 I)

时间段	可发电时功率最小值/W	最小功率对应时间	可发电时功率最大值/W	最大功率对应时间
1.1—3.31	0.001	1.30 16:38:00	24.723	3.2 23:40:00
4.1—6.30	0.001	4.22 21:57:00	24.662	4.24 22:33:00
7.1—9.30	0.004	8.6 11:47:00	24.669	9.1 22:39:00
10.1—12.31	0.001	11.7 9:24:00	24.676	11.20 4:18:00

采用太阳翼构型 I, 仿真统计一年中 4 个季度内的微纳卫星太阳能充电性能, 仿真结果如图 5 所示。

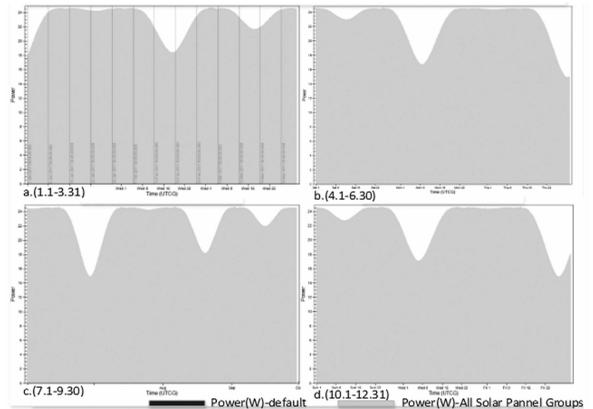


图 5 仿真周期内太阳能充电性能 (太阳翼构型 I)

可以看出, 采用太阳翼构型 I 太阳翼构型的微纳卫星在一年中不同季度内的太阳能充电性能不稳定, 曲线波动较大。在一年中 1、2、5、6、7、9、11、12 这几个月份中均出现了波动较大的低谷, 太阳翼充电性能的低谷期可能会影响微纳遥感卫星的对地观测任务, 影响卫星任务的完成度和可靠度。其余时间充电性能较稳定, 曲线比较平滑。

4.2.2 太阳翼构型 II

构造如图所示的太阳能电池板结构模型 II, 其中, 4 个太阳翼垂直分布于微纳卫星的四条长边处, 尺寸均为

30 cm×10 cm，双面贴电池片。

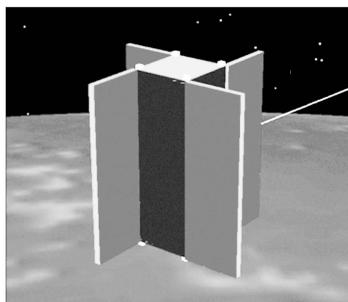


图 6 太阳翼构型 II

采用太阳翼构型 II 以一个季度为仿真时长进行仿真，每 3 个月内每轨的平均功率如表 5、表 6 所示，可以看出，采用模型 II 所示的微纳卫星太阳翼构型时，在一年中不同季度的太阳能电池每轨平均功率相差不大，功率近似 9.7 W 左右。可发电时太阳能电池功率最大值也近似相同，近似为 25.9 W。

表 5 不同时间段下太阳能电池平均功率(太阳翼构型 II)

时间段	平均功率/每轨
1.1—3.31	9.63 W/每轨
4.1—6.30	9.79 W/每轨
7.1—9.30	9.71 W/每轨
10.1—12.31	9.70 W/每轨

表 6 不同时间段下太阳能电池功率最大值(太阳翼构型 II)

时间段	可发电时功率最小值/W	最小功率对应时间	可发电时功率最大值/W	最大功率对应时间
1.1—3.31	0.001	1.30 16:38:00	25.968	3.8 22:28:00
4.1—6.30	0.001	4.22 21:57:00	26.013	4.5 20:03:00
7.1—9.30	0.004	8.6 11:47:00	25.985	9.12 23:20:00
10.1—12.31	0.001	11.7 9:24:00	25.971	11.3 19:18:00

采用太阳翼构型 II，仿真统计一年中 4 个季度内的微纳卫星太阳能充电性能，仿真结果如图 7 所示。

可以看出，相较于太阳翼构型 I，采用太阳翼构型 II 所示的太阳翼构型时，微纳卫星的充电性能曲线无较大波动，太阳能充电功率较为均衡，为微纳遥感卫星的对地观测任务能源保障可靠性较高。在为期一年的仿真时长中，太阳能充电性能曲线没有明显的低谷值。

4.2.3 太阳翼构型 III

采用如图 8 所示太阳能电池板结构模型 III，其中，微纳卫星包含 8 个太阳能翼，尺寸均为 10 cm×15 cm，分别水平置于微纳卫星上部和下部，仅单面(上层)贴电池片。

采用太阳翼构型 III 以一个季度为仿真时长进行仿真，每 3 个月内每轨的平均功率如表 7、表 8 所示，可以看出，采用太阳翼构型 III 所示的微纳卫星太阳翼构型时，在一年中不同季度的太阳能电池每轨平均功率相差不大，功率近似 9.7 W 左右。可发电时太阳能电池功率最大值也近似相同，近似为 20.9 W。

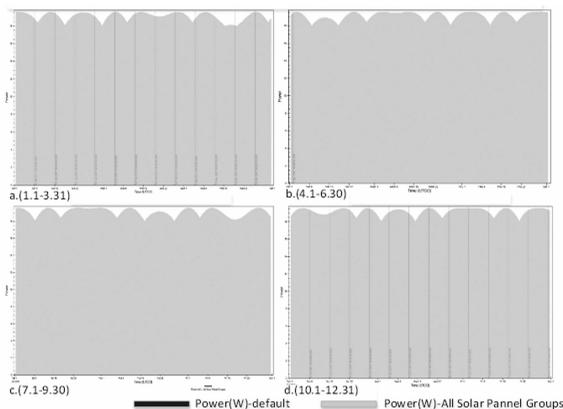


图 7 仿真周期内太阳能充电性能(太阳翼构型 II)

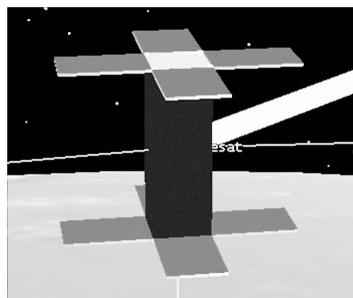


图 8 太阳翼构型 III

表 7 不同时间段下太阳能电池平均功率(太阳翼构型 III)

时间段	平均功率/每轨
1.1—3.31	9.67 W/每轨
4.1—6.30	9.62 W/每轨
7.1—9.30	9.65 W/每轨
10.1—12.31	9.57 W/每轨

表 8 不同时间段下太阳能电池功率最大值(太阳翼构型 III)

时间段	可发电时功率最小值	最小功率对应时间	可发电时功率最大值	最大功率对应时间
1.1—3.31	0.001	1.30 16:38:00	20.903	3.12 23:15:00
4.1—6.30	0.001	4.22 21:57:00	20.95	4.11 21:07:00
7.1—9.30	0.004	8.6 11:47:00	20.923	8.10 15:57:00
10.1—12.31	0.001	11.7 9:24:00	20.913	10.11 20:45:00

采用太阳翼构型 III，仿真统计一年中 4 个季度内的微纳卫星太阳能充电性能，仿真结果如图 9 所示。

可以看出，相较于太阳翼构型 I、II，采用太阳翼构型 III 所示的太阳能电池板结构时，微纳卫星的充电性能曲线波动情况介于太阳翼构型 I 和太阳翼构型 II 中。为期一年的仿真周期内，也存在少数低谷期，如 2、5、6、11、12 月份太阳能充电功率的出现低谷期，但其值比太阳翼构型 I 略大，其余时刻的充电性能曲线均比太阳翼构型 II 平滑，对微纳遥感卫星的任务保障度较好。

5 仿真结果分析

通过构建微纳遥感卫星及其太阳翼的不同构型，对不

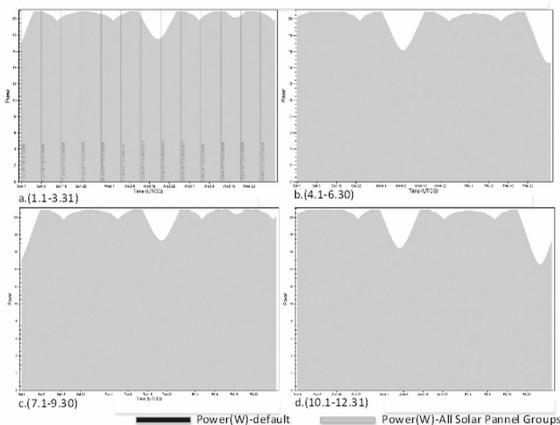


图 9 仿真周期内太阳能充电性能 (太阳翼构型 III)

同太阳翼构型的充电性能进行仿真分析, 仿真结果显示不同太阳翼构型对太阳能电池的每轨功率、可发电最大功率及充电性能均有影响。通过比较得出, 在一年的仿真时长中, 不同季度下的每轨平均功率和可发电时的最大功率均有略微差别。就每轨平均功率而言, 太阳翼构型 I 的每轨平均功率最大, 就可发电时的最大功率而言, 太阳翼构型 II 性能最优。同时, 由于受到日照时长及日照倾斜角的影响, 3 种太阳翼构型在一年内的充电性能曲线差别较大, 当充电性能曲线越平滑时, 则说明该模型充电性能越稳定, 仿真结果显示太阳翼构型 II 的太阳能充电性能曲线于 3 种构型中最为平滑。在综合考虑以上仿真结果后, 可知采用太阳翼构型 II 的微纳卫星太阳翼构型时, 其整体性能最优, 它在保证充电性能曲线较平滑的同时, 还可到较大的平均每轨功率和功率峰值。

6 结束语

随着微纳遥感卫星技术的不断发展, 在实现对地观测的高时间分辨率、高空间分辨率、高数据更新速率、高重复周期和高事件捕捉能力上不断提升, 使得其商业应用需求愈发强烈, 如何在有限的空间和资源条件下, 尽可能提升太阳翼充电性能, 以获取更多的能源显得尤为重要。本文针对微纳遥感卫星的结构特征, 设计了微纳遥感卫星太阳翼的多种不同构型, 对微纳遥感卫星及太阳翼进行建模, 通过仿真微纳遥感卫星的不同太阳翼构型在 1 年仿真周期下的充电性能, 分析了不同的太阳翼构型在各季度中的太阳能电池平均每轨功率、可发电时的功率最值以及全仿真周期中的整体充电性能曲线。通过比较分析, 得出具有较高充电性能和充电效率的太阳翼构型。

在后续研究工作中, 除本文现有分析因素外, 将纳入更多其他因素, 如在不同的飞行方案下, 太阳光线与微纳卫星轨道平面夹角不同, 可能影响到微纳卫星的日照区和太阳能的转换效率, 从而进一步影响太阳能电池功率和充电效能。仿真设计电源系统的优化控制方法等, 综合分析其对微纳遥感卫星充电性能的影响, 进一步提升太阳能的能源利用效率。太阳翼构型的仿真分析可以为微纳遥感卫

星获取更高太阳能电池功率提供解决思路, 用以支撑微纳遥感卫星实现较高时间分辨率和空间分辨率的对地观测任务, 进一步助推微纳遥感卫星的商业应用。

参考文献:

- [1] 苏瑞丰, 张科科, 宋海伟. 甚小型卫星发展综述 [J]. 航天器工程, 2013, 22 (6): 104-111.
- [2] BARNHART D J, VLADIMIROVA T, SWEETING M N. Very-small-satellite design for distributed space missions [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2007, 44 (6): 1294-1306.
- [3] 陆震. 小卫星和微纳卫星应用现状与挑战 [J]. 兵器装备工程学报, 2018, 39 (6): 1-7.
- [4] 满璇. 中国微纳卫星产业发展态势分析 [J]. 卫星应用, 2019 (2): 34-38.
- [5] 李健全, 王倩莹, 张思晔, 等. 国外对地观测微纳卫星发展趋势分析 [J]. 航天器工程, 2020, 29 (4): 126-132.
- [6] 刘勇, 王传东. 空间飞行器用太阳能电池研究进展 [J]. 电源技术, 2015, 39 (10): 2325-2327.
- [7] 沙治波, 俞越, 焦建超. 国外微纳遥感载荷技术最新进展 [J]. 航天返回与遥感, 2021, 42 (5): 39-48.
- [8] 侯妍. 一种可展式太阳翼的设计与应用 [D]. 北京: 北京邮电大学, 2020.
- [9] 任守志, 刘颖, 王举, 等. 立方体卫星太阳翼技术综述 [J]. 航天器工程, 2015, 24 (2): 109-118.
- [10] 王碧, 赵真. 一种一维展开太阳能电池翼展开动力学仿真分析方法 [C] //第二届可展开空间结构学术会议摘要集. [出版者不详], 2016.
- [11] 王晔, 濮海玲, 周志清. 二维多次展开太阳翼技术发展现状及趋势 [C] //2014 年可展开空间结构学术会议摘要集. [出版者不详], 2014: 36.
- [12] 傅丹膺, 周宇, 满益云, 等. 面向空间云时代的微纳遥感卫星技术发展 [J]. 国际太空, 2018 (3): 23-28.
- [13] PATEL M R. Spacecraft power systems [M]. CRC press, 2004.
- [14] 于红英, 许栋铭, 吕学庚. 太阳翼基板的构型分析 [J]. 哈尔滨工业大学学报, 2016, 48 (1): 46-52.
- [15] 石荣, 李潇, 邓科. 微纳卫星发展现状及在光学成像侦察中的应用 [J]. 航天电子对抗, 2016, 32 (1): 8-13.
- [16] ALVAREZ-SALAZAR O S, ALDRICH J B, FILIPE N, et al. Strain actuated solar arrays for precision pointing of spacecraft [C] //AAS Guidance, Navigation, and Control Conference, 2016: 16-137.
- [17] 李强, 马强, 王洪浩, 等. 晨昏轨道卫星硅太阳能电池阵功率衰减估计 [J]. 计算机测量与控制, 2019, 27 (12): 146-150.
- [18] 倪育德, 陈君, 蔚保国, 等. 基于 STK 的 BDS 星座仿真和性能分析 [J]. 计算机测量与控制, 2016, 24 (1): 281-283.
- [19] HOEHN P. Design, construction and validation of an articulated solar panel for CubeSats [C] //29th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellite, 2015: 41-51.
- [20] 高杰, 罗丽娟. STK 软件中三维模型的格式分析及制作 [C] //中国宇航学会飞行器测控专业委员会 2005 年航开测控技术研讨会论文集, 2005: 267-275.