

文章编号 1004-924X(2017)增-0032-07

服务于敏捷光学卫星的可展开太阳能电池阵设计

李明*, 袁伟, 张雷, 崔琦峰, 罗海军
(上海宇航系统工程研究所, 上海 201109)

摘要:针对敏捷光学卫星动中成像需求中的高刚度可展开太阳能电池阵设计,采用高技术成熟度与产品成熟度的部组件,通过将开环机构转化为闭环机构、改变锁定结构从而转换一阶模态振型、对基板结构进行充分加强等方法,开展了基于撑杆刚化单板可展开太阳能电池阵的方案设计,并基于机构学分析结果对设计方案进行优化。结果表明,可展开太阳能电池阵展开过程平稳,不存在干涉,展开锁定机构锁定有效,展开时间约为 4.5 s;展开锁定后太阳能电池阵的一阶模态振型为扭转,基频约为 6.1 Hz,满足敏捷光学卫星的需求。

关键词:敏捷光学卫星;可展开;太阳能电池阵;撑杆刚化

中图分类号:V423.44;V442.2 **文献标识码:**A **doi:**10.3788/OPE.20172514.0032

Design of deployable solar array for agile optical satellite

LI Ming*, YUAN Wei, ZHANG Lei, CUI Qi-feng, LUO Hai-jun

(Shanghai Institute of Aerospace System Engineering, Shanghai 201109, China)

* Corresponding author, E-mail: liming.ases@gmail.com

Abstract: In view of the requirement of deployable solar array with high stiffness lead by dynamic imaging in agile optical satellites, a deployable solar array based on truss stiffener was established with components in high technology readiness level and product readiness level. The design of the deployable solar array involved the transition from open loop mechanism to close loop mechanism, the transformation of fundamental mode of vibration by changing the deployed structure, and sufficient reinforcement of the panel. Furthermore, the scheme was optimized via mechanism analysis. The results indicate that the deployable solar array allows a 4.5 s stable deployment without any interference, and the deployment and lock-in mechanism is feasible and stable. The fundamental mode of vibration is torsion with 6.1 Hz frequency. This deployable solar array can satisfy the requirement of agile optical satellites.

Key words: agile optical satellite; deployable; solar array; truss stiffener

1 引言

光学卫星指搭载主载荷为光学相机载荷的卫

星,是实现高分辨率对地遥感观测的重要方式。2015年吉林一号与高分四号两颗光学卫星的成功发射,体现了我国小型光学卫星技术与应用的实质性进展,标志着我国小型光学卫星的研制已

收稿日期:2017-08-28;修订日期:2017-09-11.

基金项目:上海市青年科技英才扬帆计划(No. 17YF1419300)

步入有序、务实、注重效益、可持续发展的轨迹^[1]。2016年,高景一号 01 星与 02 星的成功发射,是光学卫星技术的又一次进步,标志着我国已进入了卫星遥感国际主流市场^[2]。

敏捷光学卫星指通过整星的滚动、俯仰、偏航三轴自由变化实现对观测目标的主动推扫成像,从而提高成像的效率和数量的光学卫星^[3]。敏捷光学卫星的成像模式包括点目标瞬时观测成像、多条带拼接区域扫描成像、连续条带区域扫描成像、立体成像和多目标成像等^[2,4]。敏捷光学卫星为实现高频次成像,不再像传统遥感卫星那样以极高的卫星姿态稳定度成像,即动中成像^[5]。由于动中成像对卫星姿态控制的要求高,卫星结构需要具备较高的刚度,以确保卫星变轨调姿后的快速稳定。

卫星结构机构中,太阳能电池阵一般是整星柔度最大的位置。太阳能电池阵是通过光伏转换原理将太阳能转换为电能,从而为卫星各分系统提供能量的空间结构机构。太阳能技术由于具有相对成熟、投入产出比高与安全环保的特性,被广泛应用于各类卫星平台上^[6]。本文针对敏捷光学卫星对太阳能电池阵的高刚度需求,开展了方案优选、设计与验证等工作,获得的可展开太阳能电池阵方案满足敏捷光学卫星的需求。

2 方 案

太阳能电池阵经历球形体装式、柱形体装式、带桨展开式、单板展开式与多板展开式的发展历程^[7],目前应用较为广泛的是多板展开式太阳能电池阵。但是,多板展开式太阳能电池阵由于大柔性悬臂梁的特征,其刚度不佳、基频较低,不适用于敏捷光学卫星等对刚度要求较高的场合。

为了提高可展开太阳能电池阵的刚度,科研人员研发了 Megaflex、Hanaflex、ROSA、LISA 等新型可展开太阳能电池阵,如图 1 所示。Megaflex^[8]采用二次展开扇形翼构型,围绕原点展开,其收拢包络小,刚度可达面积相同的多板展开式太阳能电池阵的 10 倍。Hanaflex^[9]采用折纸机构设计,将刚性太阳能电池阵结构收拢围绕在中心毂上,入轨后使用周边桁架式展开机构展开,具备

极高的折展比与较高的刚度。ROSA^[10]利用圆形截面豆荚杆展开卷曲收拢的柔性薄膜太阳能电池阵阵面,在相同的光伏转换需求及质量指标下,较传统的刚性太阳能电池阵刚度更高、收拢体积更小,并已在国际空间站开展在轨验证试验。LISA^[11]充气展开太阳能电池阵采用薄膜结构,利用充气实现展开收拢的功能,具备质量轻、折展比大的特性。

然而,这些新型高刚度太阳能电池阵需要采用新型的材料、结构或机构,技术与产品的成熟度相对不足。为了满足敏捷光学卫星的发射需求,首选的技术路线应当是通过改进成熟技术来有效提升可展开太阳能电池阵的刚度。增加撑杆是一种可行的方式。图 2 所示为已成功发射或正在研制的典型敏捷光学卫星,包括法国的 Pléiades 卫星^[12]、韩国的 KompSat-3 卫星^[13]、欧空局的 Sentinel-5 卫星^[14]以及中国的“高景一号”卫星^[2]。从图中可以发现,为了满足整星的高刚度需求,它们多采用单板可展开太阳能电池阵加撑杆机构的方式。其中,采用撑杆刚化方式的 Pléiades 卫星,其姿态机动达 $\pm 60^\circ$,同时控制精度达到了 0.017° ,满足动中成像要求^[12]。

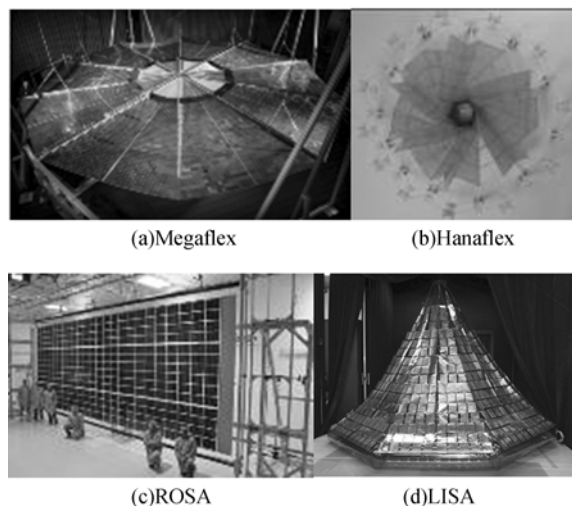


图 1 新型高刚度太阳能电池阵

Fig. 1 Novel high-stiffness solar arrays

因而,服务于敏捷光学卫星的高刚度可展开太阳能电池阵采用单板可展开太阳能电池阵加撑杆机构刚化的方式。

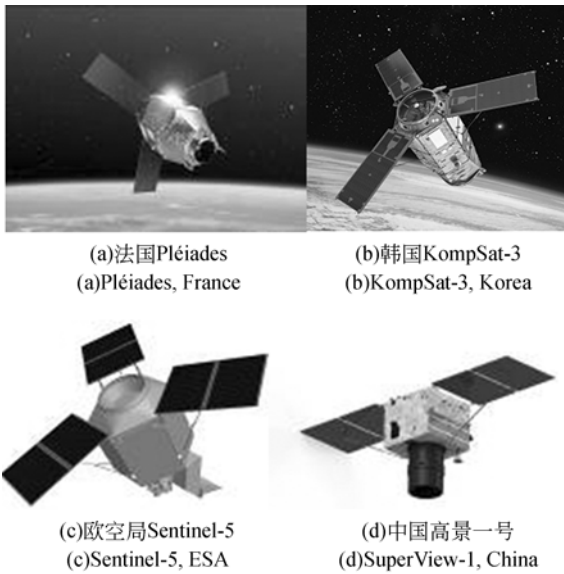


图 2 典型的敏捷光学卫星
Fig. 2 Typical agile optical satellites

3 设计

3.1 设计方案

本设计方案遵循可展开太阳能电池阵设计的一般步骤^[15],采用航天系统中积极倡导的通用化、系列化、组合化三化方针^[16],使用高继承性的技术和产品,针对方案特点采用微创新提高产品的性能及可靠性。

为尽可能提高可展开太阳能电池阵的刚度,本文设计的方式如下:第一,通过增加撑杆机构的方法,将传统单板太阳能电池阵的开环机构模式转换为闭环机构模式,闭环机构较开环机构承载能力有较大提升,可以有效提高展开锁定后的结构基频;第二,将撑杆机构设置在基板结构的重心点,使单板太阳能电池阵悬臂梁结构改变为桁架结构,从而将一阶弯曲模态振型转换为扭转模态振型,可以有效提高结构基频;第三,通过增加边框、加强条带等方式,在满足质量指标的前提下,尽可能提高基板结构的刚度。采用成熟技术与成熟产品,设计得到的可展开太阳能电池阵如图 3 所示。

可展开太阳能电池阵由基板结构、撑杆机构、板间展开锁定机构、杆间展开锁定机构以及压紧释放机构组成。其中,基板结构为太阳能电池电路提供支撑,并承受卫星在轨的各类载荷;撑杆机构辅助支撑基板结构,提高结构基频;板间展开锁定机

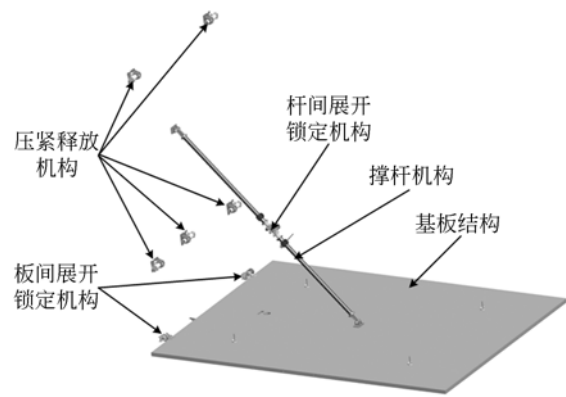


图 3 可展开太阳能电池阵组成
Fig. 3 Composition of deployable solar array

构与杆间展开锁定机构为太阳能电池阵展开过程提供动力,并在展开到位后有效锁定;压紧释放机构起到提供压紧力将太阳能电池阵有效收拢压紧在星体上,承受发射阶段的过载,并在卫星入轨后有效释放的功能。

3.2 优化设计

可展开太阳能电池阵最为重要的功能在于展开。增加撑杆机构后可展开太阳能电池阵由开环机构转化为闭环机构,因此有必要对其机构学性能进行重新评估。可展开太阳能电池阵收拢状态与展开状态的机构学模型如图 4 所示,其中 A 为撑杆机构与星体连接处的旋转铰, B 为杆间展开锁定机构的旋转铰, C 为撑杆机构与基板结构连接处

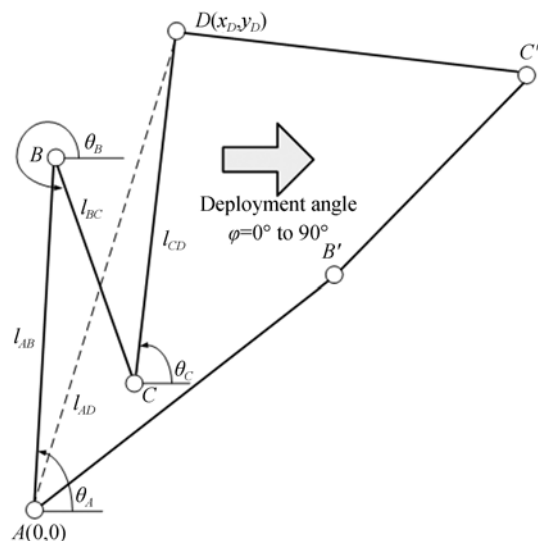


图 4 可展开太阳能电池阵机构学原理
Fig. 4 Mechanism of deployable solar array

的旋转铰, D 为板间展开锁定机构的旋转铰。 $l_{AB}, l_{BC}, l_{CD}, l_{AD}$ 为撑杆机构、基板结构在 DH 坐标系下抽象得到的机构杆件长度。 $\theta_A, \theta_B, \theta_C$ 分别为 AB, BC, CD 的角度坐标。

由于旋转铰 A、D 在收拢展开过程中位置不变, 选择 A 点为坐标原点。因此, 可展开太阳电池阵机构学模型的矢量表达为:

$$\mathbf{r}_{AB} + \mathbf{r}_{BC} + \mathbf{r}_{CD} = \mathbf{r}_{AD}, \quad (1)$$

转换至复平面可得:

$$l_{AB} e^{j\theta_A} + l_{BC} e^{j\theta_B} + l_{CD} e^{j\theta_C} = x_D + jy_D. \quad (2)$$

通过数值计算得到 $\theta_A, \theta_B, \theta_C$ 展开过程中的角度变化情况, 如图 5 所示。由图中可以发现, 在可展开太阳电池阵收拢展开的过程中, 各机构杆件的旋转角变化较平稳, 无突变情况。

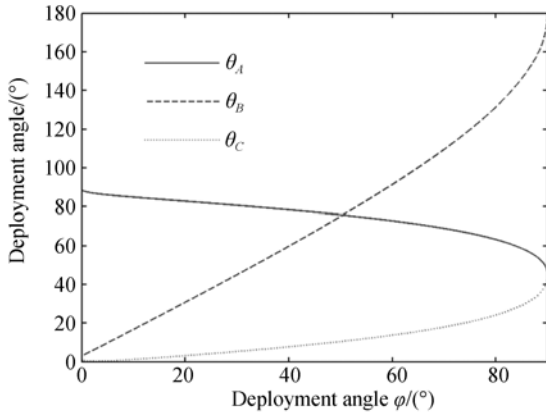


图 5 展开角度曲线

Fig. 5 Curves of deployment angle

图 6 所示为 $\theta_A, \theta_B, \theta_C$ 的展开角速度情况。由图可以发现, θ_C 在展开过程中存在角速度由负到正的过程, 即杆件 BC 与杆件 CD 在运动初期夹角先变小后变大, 反映在可展开太阳电池阵的实际结构中, 即在展开初期撑杆展开速度高于基板展开速度。

在初步设计中, 撑杆机构需要通过压紧释放机构与基板结构一同压紧在星体上, 由于撑杆展开速度高于基板展开速度, 展开过程中压紧释放机构出现干涉, 推动基板结构发生变形, 存在无法顺利展开的风险。为提高展开的可靠性, 这里采用撑杆机构处的压紧释放机构不通过基板结构, 仅压紧撑杆, 且基板结构上加工方孔以避让压紧释放机构在展开过程中干涉的优化设计方案。

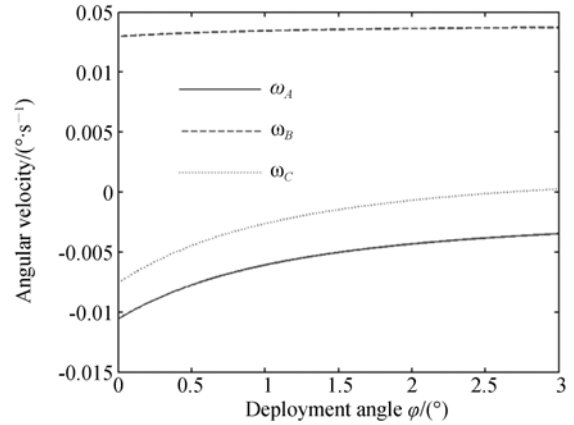


图 6 展开速度曲线

Fig. 6 Curves of deployment velocity

4 验证

4.1 运动学验证

可展开太阳电池阵方案优化后, 需要首先对其运动学性能开展验证, 以确保它可以有效展开锁定。通过 ADAMS 软件建立可展开太阳电池阵模型, 模型中包括展开锁定机构中的扭簧力与接触力、展开过程中可能发生干涉的部组件之间的接触力等, 展开过程如图 7 所示。由图中可见, 可展开太阳电池阵的展开过程平稳, 锁定可靠, 展开过程中不存在干涉情况, 验证了该优化设计方案的运动学特性。图 8 所示为板间展开锁定机构与杆间展开锁定机构的展开锁定情况。可见, 板间展开锁定机构与杆间展开锁定机构均可靠锁定, 整个展开锁定过程约持续 4.5 s, 满足整星需求。

4.2 模态验证

运动学验证之后, 需要对可展开太阳电池阵的重要特性——基频进行验证, 以确保它满足敏捷光学卫星的整星刚度需求。利用 Abaqus 建立可展开太阳电池阵模型, 得到的计算结果如图 9 所示。表 1 中列出了有撑杆及无撑杆可展开太阳电池阵的前四阶模态情况。由表可知, 撑杆的增加使得可展开太阳电池阵的第一阶振型与第二阶振型发生了互换, 且频率值发生了较大的提升。模态分析结果表明, 可展开太阳电池阵的刚度符合敏捷光学卫星的需求。

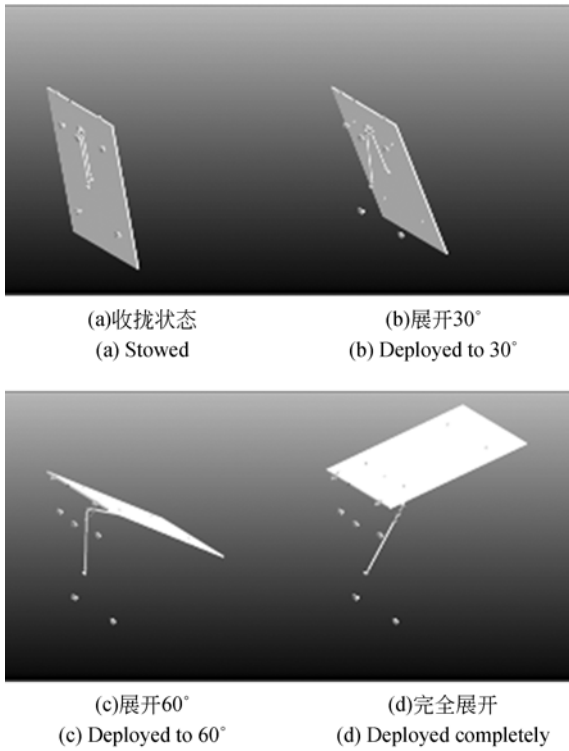


图 7 展开运动学分析

Fig. 7 Kinematic analysis of deployment

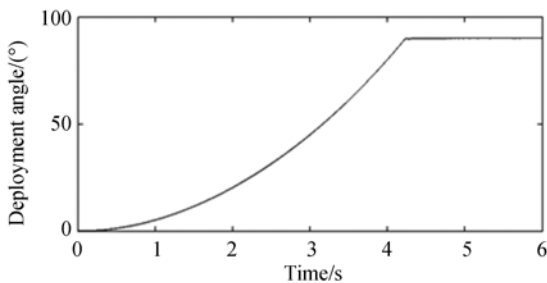
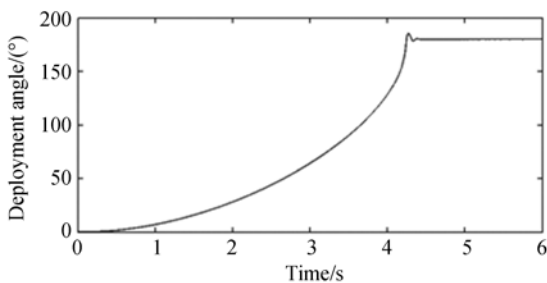


图 8 展开锁定情况

Fig. 8 Illustration for deployment and lock-in

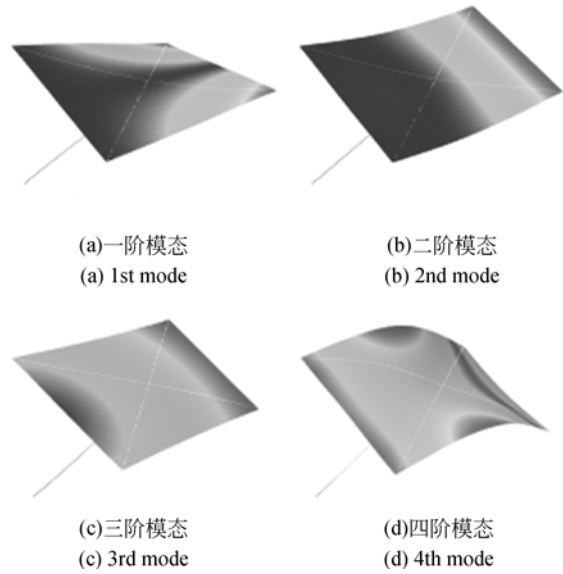


图 9 太阳能电池阵展开模态分析

Fig. 9 Modal analysis of deployed solar array

表 1 有无撑杆模态对照

Tab. 1 Modal results of deployed solar array with and without truss (Hz)

阶次	有撑杆		无撑杆	
	振型	频率	振型	频率
1	扭转	6.1	弯曲	1.5
2	弯曲	8.2	扭转	4.6
3	侧摆	14.6	侧摆	14.0
4	二阶弯曲	25.0	二阶弯曲	17.4

5 结 论

本文针对敏捷光学卫星的动中成像需求,设计了采用撑杆刚化方案的可展开太阳能电池阵。该太阳能电池阵采用高技术成熟度与产品成熟度的部组件,通过将开环机构转化为闭环机构、改变锁定结构从而转换一阶模态振型、对基板结构进行充分加强等方法进行设计,并基于机构学分析结果对设计方案进行了优化。设计结果表明,可展开太阳能电池阵展开过程平稳,不存在干涉,展开锁定机构锁定有效,展开时间约为 4.5 s;展开锁定后太阳能电池阵的一阶模态振型为扭转,基频约为 6.1 Hz。本设计满足敏捷光学卫星的需求,可以

为我国未来各型敏捷光学卫星提供可展开太阳能电池阵服务。

参考文献:

- [1] 朱仁璋,王鸿芳,丛云天,等. 吉林-1与高分-4:中国高分光学卫星技术的重大进展[J]. 国际太空, 2016(8): 71-79.
ZHU R ZH, WANG H F, CONG Y T, *et al.*. Jilin-1 and GF-4: significant progress of China's high-resolution optical satellite technologies[J]. *Space International*, 2016(8): 71-79. (in Chinese)
- [2] 齐真,詹桓,李黎. 我国首批0.5米级商业高分辨率遥感卫星高景-1年底发射[J]. 国际太空, 2016(12): 2-5.
QI ZH, ZHAN H, LI L. China's first 0.5 m commercial remote-sensing satellites SuperView-1 set to be launched[J]. *Space International*, 2016(12): 2-5. (in Chinese)
- [3] 朱剑冰,汪路元,赵魏,等. 敏捷光学卫星自主任务管理系统关键技术分析[J]. 航天器工程, 2016, 25(4): 54-59.
ZHU J B, WANG L Y, ZHAO W, *et al.*. Analysis on key techniques of onboard autonomous mission management system of optical agile satellite [J]. *Spacecraft Engineering*, 2016, 25(4): 54-59. (in Chinese)
- [4] 刘腾骏,王海燕,朱庆华. 敏捷光学卫星多模式推扫成像时的偏流角研究[J]. 上海航天, 2016, 33(3): 17-22.
LIU T J, WANG H Y, ZHU Q H. Study on drift angle of agile optical satellite with multi-mode scanning imaging[J]. *Aerospace Shanghai*, 2016, 33(3): 17-22. (in Chinese)
- [5] 李贞,金涛,李婷,等. 敏捷光学卫星无控几何精度提升途径探讨[J]. 航天器工程, 2016, 25(6): 25-31.
LI ZH, JIN T, LI T, *et al.*. Discussion of Geolocation accuracy increasing methods of agile satellite without ground control points[J]. *Spacecraft Engineering*, 2016, 25(6): 25-31. (in Chinese)
- [6] 谢宗武,宫钺成,史士财,等. 空间太阳能电池阵列技术综述[J]. 宇航学报, 2014, 35(5): 491-498.
XIE Z W, GONG Y CH, SHI SH C, *et al.*. A survey of the space solar array technique[J]. *Journal of Astronautics*, 2014, 35(5): 491-498. (in Chinese)
- [7] 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 ZH Q, YANG SH L, PU H L. Development and trend of space solar array technology [J]. *Spacecraft Engineering*, 2012, 21(6): 112-118. (in Chinese)
- [8] MURPHEY D M. MegaFlex-the scaling potential of UltraFlex technology[C]. *Proceedings of the 53rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*, AIAA, 2012.
- [9] ZIRBEL S A, TREASE B P, THOMSON M W, *et al.*. HanaFlex: a large solar array for space applications[J]. *SPIE*, 2015, 9467: 2177730.
- [10] HOANG B, WHITE S, SPENCE B, *et al.*. Commercialization of deployable space systems' roll-out solar array (ROSA) technology for space systems Loral (SSL) solar arrays [C]. *Proceedings of 2016 IEEE Aerospace Conference*, IEEE, 2016: 1-12.
- [11] JOHNSON C L, CARR J, FABISINSKI L, *et al.*. Lightweight integrated solar array (LISA): providing higher power to small spacecraft [C]. *Proceedings of the 13th International Energy Conversion Engineering Conference*, AIAA, 2015.
- [12] 徐伟,朴永杰. 从Pleiades剖析新一代高性能小卫星技术发展[J]. 中国光学, 2013, 6(1): 9-19.
XU W, PIAO Y J. Analysis of new generation high-performance small satellite technology based on the Pleiades[J]. *Chinese Optics*, 2013, 6(1): 9-19. (in Chinese)
- [13] JUNG O C, YIM H, CHUNG D W, *et al.*. Comprehensive flight dynamics activities and enhancement for KOMPSAT-3 mission operations [C]. *SpaceOps Conferences*, AIAA, 2014.
- [14] BÉY J L, SIERK B, CARON J, *et al.*. The Copernicus Sentinel-5 mission for operational atmospheric monitoring: status and developments [J]. *SPIE*, 2014, 9241: 92410H.
- [15] 张雷. 航天器分步展开式太阳翼设计与研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2012.
ZHANG L. *Study on Solar Array Wing of*

Spacecraft with Deployment by Step[D]. Shanghai: Shanghai JiaoTong University, 2012. (in Chinese)

[16] 朱毅麟. 浅论航天型号的技术继承问题[J]. 航天

工业管理, 1997(10): 9-11.

ZHU Y L. Discussion on the technology inheritance of aerospace production[J]. *Aerospace Industry Management*, 1997(10): 9-11. (in Chinese)

作者简介:



李明(1985—),男,黑龙江哈尔滨人,博士,工程师,2015年于上海交通大学获得工学博士学位,主要从事空间可展结构的研究。E-mail: liming.ases@gmail.com



袁伟(1983—),男,江苏高邮人,硕士,工程师,2010年于南京航空航天大学获得硕士学位,主要研究方向为可展开太阳能电池阵。E-mail: dullyw@163.com