

带辅助支撑式太阳翼设计与验证

吴跃民¹ 李大明¹ 苏彬² 解晓莉²

(1. 北京空间飞行器总体设计部, 北京, 100094; 2. 中国电子科技集团公司第十八研究所, 天津, 300384)

摘要: 针对特定小卫星对太阳翼高展开刚度的需求, 设计了一种带单根辅助支撑臂的太阳翼。支撑臂中部采用带簧铰链实现弯折收拢, 两端采用球关节铰链分别与太阳电池板、星体侧壁相连接。在太阳电池板与卫星侧壁连接处, 采用自适应锁定式铰链, 实现了带辅助支撑式太阳翼根部铰链的可靠锁定功能。开展了太阳翼基板承载能力分析、模态分析和展开动力学分析等。结果表明: 太阳翼结构强度裕度满足使用要求, 展开状态基频高达 8 Hz 以上, 展开过程顺畅。模拟卫星发射过程及空间使用环境开展了太阳翼力学试验、展开试验、光照试验等, 验证了太阳翼与飞行任务的匹配性。在轨飞行验证表明, 该带辅助支撑式太阳翼功能、性能良好, 满足高展开刚度的特殊任务需求。

关键词: 太阳翼; 辅助支撑; 高刚度; 电池电路

中图分类号: V423.6

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2019)S-0007-06

Design and Verification of Auxiliary Supported High-Stiffness Solar Wing

WU Yuemin¹, LI Daming¹, SU Bin², XIE Xiaoli²

(1. Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing, 100094, China;

2. Eighteenth Research Institute of China Electronics Technology Group Corporation, Tianjin, 300384, China)

Abstract: Aiming at the special requirement of high stiffness in deployed configuration of solar wing for certain small satellites, a single-arm supported solar wing is designed. In the middle of the support arm, tape spring hinge is used to bend and straighten, and spherical joint hinges are used at both ends which connect with solar panel and sidewall of satellite respectively. Between the solar panel and satellite sidewall, a pair of self-adaptive locking root hinges are used to realize the reliable locking function of an auxiliary supported solar wing. The load bearing capacity of the substrate, modal analysis and deployment dynamics analysis of the solar wing are carried out. The results show that the strength margin of the solar wing meets the application requirements, the fundamental frequency of the deployed solar wing is up to 8 Hz, and the deployment process is smooth. The solar wing's mechanical test, deployment test, lighting test, etc. which are designed to simulate the launching process and in orbit environment of the satellite are carried out, verifying the matching with the mission. In-orbit flight verification shows that the auxiliary-supported solar wing has good function and performance, and meets the special requirements of high stiffness.

Key words: solar wing; auxiliary support arm; high-stiffness; solar cell circuit

太阳翼展开状态刚度对卫星在轨工作期间姿态控制精度以及运行稳定性有较大影响^[1-2]。常规小卫星太阳翼展开后刚度较低, 以基频计通常不超过 1 Hz, 无法满足高性能卫星, 尤其是具有快速敏

捷机动需求卫星的使用要求^[3-4]。与采用二维构型方案^[5]提升整翼展开刚度相比, 采用辅助支撑结构对小卫星太阳翼的展开刚度提升更为有效。因此, 开发带辅助支撑的高刚度太阳翼具有重要意义。

收稿日期: 2019-04-16; **修订日期:** 2019-06-20

通信作者: 吴跃民, 男, 高级工程师, E-mail: wiserobot@139.com。

引用格式: 吴跃民, 李大明, 苏彬, 等. 带辅助支撑式太阳翼设计与验证[J]. 南京航空航天大学学报, 2019, 51(增刊): 7-12. WU Yuemin, LI Daming, SU Bin, et al. Design and Verification of Auxiliary Supported High-Stiffness Solar Wing [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2019, 51(S): 7-12.

美国洛克希德·马丁空间系统公司于1999年成功发射的Ikonos-2卫星就采用了3套带辅助支撑式太阳翼。该卫星配备的单个太阳翼由1块太阳能电池板、1组与星体侧壁连接的根部铰链、1套辅助支撑臂以及数套压紧释放装置组成^[6]。该支撑臂在太阳翼收拢状态下处于弯折状态,使用过程中随着太阳翼的展开而逐渐伸展,完全展开后可起到增强整翼展开刚度的效果。数年之后,该公司发射的WorldView-4(原GeoEye-2)卫星太阳翼也采用了类似的构型方案,但公开文献中均未见到关于这两颗卫星所用太阳翼的更深入介绍。

欧洲Astrium公司于2011年和2013年先后发射的Pleiades-1A卫星、Pleiades-1B卫星也采用了与Ikonos-2卫星太阳翼类似的技术方案^[7]。这两颗卫星上均配备有3套太阳翼,相互之间绕卫星Z轴间隔120°布局。单个太阳翼的组成也是1块太阳能电池板、1组与卫星侧壁连接的根部铰链、1套辅助支撑臂以及数套压紧释放装置。与Ikonos-2卫星太阳翼所用“直线型”支撑臂不同,该太阳翼所用的支撑臂是由3段钛合金管组成的“Y”形结构,两端分别通过3套球关节铰链与卫星侧壁结构和太阳能电池板相连。该太阳翼所用根部铰链未设置锁定装置,在整翼展开状态下,仅依靠铰链自身展开弹簧的剩余驱动力使太阳能电池板、支撑臂处于正确的展开位置。由于支撑臂设计较为复杂,该太阳翼展开面积2.3 m²,但不含火工装置的总重量却达到了12.8 kg^[8]。Astrium公司在随后发射的SPOT-6、SPOT-7、Sentinel-5P等卫星中也采用了类似的太阳翼设计方案。

韩国航空宇宙研究院(KARI)分别于2012年和2015年发射的KOMPSAT-3和KOMPSAT-3A卫星太阳翼也采用了类似Ikonos-2卫星太阳翼的设计方案,支撑臂同样选择了与之类似的“直线型”构型方案。该太阳翼采用预压缩螺旋弹簧作为连接电池板与卫星侧壁结构之间的根部铰链,采用带簧铰链作为支撑臂中部的弯折关节,在根部铰链无锁定功能的情况下,将整个太阳翼展开状态基频提升至7.5 Hz^[9]。

支撑臂的引入改变了太阳能电池板工作时的边界条件,使太阳翼展开状态的刚度得到有效提升,为卫星在轨飞行期间姿态控制及状态变化后快速稳定奠定了良好的基础。但是,国外3家科研机构采用的无锁定功能根部铰链设计方案引入了支撑臂断裂失效后太阳能电池板工作状态难以继续保持的风险。

本文从国内某小卫星太阳翼研制需求出发,针对国外带辅助支撑式太阳翼存在的问题,提出了一

种新型的根部铰链可锁定的带辅助支撑式高刚度太阳翼设计方案,并对该太阳翼的地面验证试验情况、在轨飞行验证情况进行了分析。

1 需求分析与系统设计

1.1 需求分析

某小卫星从总体构型的角度提出了太阳翼在星上的布局要求,从在轨功率平衡的角度提出了单套太阳翼寿命末期的输出功率需求,从卫星平台稳定性的角度提出了太阳翼在轨工作期间的刚度指标,主要包括:

(1)卫星需配备3套可展开式太阳翼,分别绕卫星Z轴呈120°间隔布置。

(2)卫星单套太阳翼寿命末期输出功率不小于500 W(29.5 V母线,90℃)。

(3)太阳翼在轨工作状态的基频 ≥ 5 Hz。

太阳翼布片面积S计算公式为

$$S = \frac{P_{EOL}}{S_0 X_s k \eta (\beta \Delta_t + 1) \cos(\theta) F_c} \quad (1)$$

式中: P_{EOL} 为太阳翼寿命末期输出功率; S_0 为空间太阳常数,取135.3 mW/cm²; X_s 为太阳光季节性变化因子; k 为太阳翼布片效率; η 为太阳电池光电转换效率; β 为太阳电池功率温度系数; Δ_t 为在轨工作温度与标准温度(25℃)之差; θ 为太阳光与太阳电池法线方向的夹角; F_c 为其他损失因子,包括带电粒子辐照引起的衰减、紫外辐射引起的衰减、冷热交变以及微流星碰撞引起的衰减等。

取 $\eta = 28\%$, $k = 87\%$,按照运行轨道环境及寿命要求选取其它参数,由式(1)计算出满足寿命末期输出功率需求的太阳翼最小布片面积为2.36 m²。考虑到用铰链连接多块电池板时太阳翼展开状态刚度损失较大^[10],而卫星结构与1 200 mm×2 000 mm的太阳电池板尺寸较为匹配,故此确定了由单块太阳能电池板组成的可展开式太阳翼总体方案。

总体方案确定后,采用常规的刚性太阳能电池板设计参数,利用MSC/Patran软件建立了太阳翼的简化分析模型,对整翼展开状态的基频进行预估。结果表明,即使将电池板的一个侧边固支,整个太阳翼展开状态的基频也不超过2 Hz,因此,必须采取适当的刚度增强措施。

1.2 系统设计

考虑到辅助支撑对单板展开式太阳翼刚度提升效果显著,选择了与Ikonos-2卫星太阳翼类似的“直线型”单臂支撑设计方案,如图1所示。

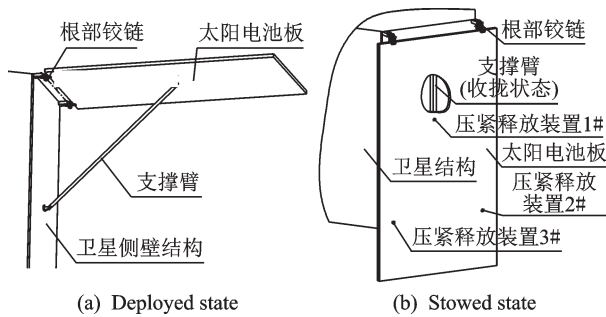


图1 太阳翼构型方案

Fig. 1 Solar wing system configuration

图1中,根部铰链两端分别与卫星侧壁结构、太阳电池板相连,可实现从 0° 到 90° 的展开动作;支撑臂两端分别与卫星侧壁结构、太阳电池板相连。太阳翼从展开状态收拢时,支撑臂中部弯折并向根部铰链方向靠近,根部铰链同时沿顺时针方向折转,最终整翼变成图1(b)所示的收拢状态。

在收拢状态下,3套压紧释放装置(1#、2#、3#)将太阳翼固定在卫星侧壁结构上。其中,1#压紧释放装置兼顾了太阳电池板与支撑臂的压紧,2#与3#压紧释放装置仅对太阳电池板实施压紧。卫星入轨后,压紧释放装置按指令要求解锁,太阳翼即可在根部铰链等机构驱动下展开。

1.3 承载结构设计

基板是太阳翼的主要承载结构,是太阳电池片、电缆等功能部件的安装载体,在卫星发射及在轨运行期间均需保持足够的刚度与强度,为太阳电池片及相关电路提供良好的载荷环境。

基板采用复合材料夹层结构设计方案^[11],以最大限度利用材料的强度和刚度,并减轻重量。夹层材料选用低密度铝蜂窝芯子,两侧面板则选用高模量碳纤维/环氧树脂复合材料。面板由一层或多层小丝束纤维加工成的正交网格结构叠合而成,网格间距可根据使用需要进行设定,如 $2\text{ mm}\times 2\text{ mm}$ 网格、 $3\text{ mm}\times 3\text{ mm}$ 网格等。基板正面的面板上,还粘贴有一层具有适当厚度的聚酰亚胺薄膜,以满足基板结构(图2)与电池电路之间的绝缘性能要求。

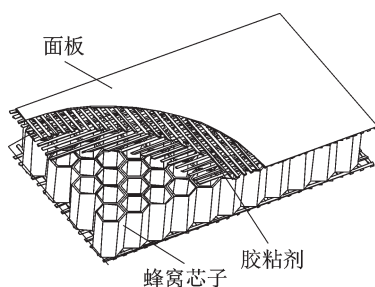


图2 基板结构

Fig. 2 Substrate structure

1.4 展开机构设计

太阳翼展开机构主要包括根部铰链与支撑臂铰链。与常规太阳翼不同,支撑臂的存在将会对根部铰链的锁定产生影响,如果两者之间匹配性不好,可能会出现根部铰链已锁定但支撑臂尚未展开到位或者与之相反的异常情况。为此,设计了一种可自动调整锁定状态的根部铰链(简称自适应锁定式铰链),用于实现与支撑臂之间的自动匹配,产品照片见图3。

为避免在中部引入集中质量降低支撑臂展开状态的刚度,支撑臂弯折功能采用超轻型带簧铰链^[12]实现。支撑臂与太阳电池板、卫星侧壁结构之间的连接部位则采用了传统的球关节铰链。

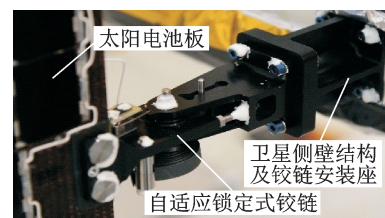


图3 自适应锁定式铰链

Fig. 3 Self-adaptive locking hinge

1.5 电池电路设计

太阳电池板采用高效三结砷化镓太阳电池作为发电单元,单体电池在 25°C , $135.3\text{ mW}/\text{cm}^2$ 光照条件下的特性参数见表1。

表1 单体太阳电池参数

Tab. 1 Solar cell parameters

参数	数值
规格尺寸/(mm×mm)	30.6×40.3
短路电流 $I_{sc}/(\text{mA}\cdot\text{cm}^{-2})$	17.0
开路电压 V_{oc}/V	2.69
最佳工作点电流 $I_{mp}/(\text{mA}\cdot\text{cm}^{-2})$	16.1
最佳工作点电压 V_{mp}/V	2.37
填充因子 FF	0.83

依据太阳翼应用环境、寿命要求、母线电压、输出功率、剩磁、分流方式等需求开展了电池电路的串并联设计。整翼设计为4个子阵,共采用19串91并电路,如图4所示。

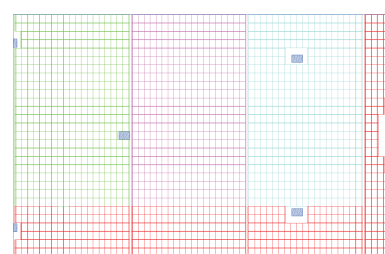


图4 电池电路布局示意图

Fig. 4 Solar array circuit layout

2 分析验证

2.1 基板承载能力分析

基板蒙皮为多层网格状结构,在进行有限元分析时,如采用真实设计状态建模,将会出现单元数量多、计算规模过大的问题。为此,采用了等效刚度建模方法。利用已知的网格尺寸参数、纤维线密度、纤维体密度以及纤维体积含量等,将基板蒙皮等效为具有一定厚度的铺层顺序为[0/90]的两层单向复合材料,从而实现简化计算。基板蒙皮等效厚度 h_e 的计算公式为

$$h_e = \frac{\rho_L}{\Delta \rho_f V} \quad (2)$$

式中: ρ_L 为纤维束线密度; Δ 为纤维束间距; ρ_f 为纤维体密度; V 为纤维体积含量。

利用MSC/Patran软件建立了基板的有限元模型,在垂直于基板板面方向施加均布载荷,利用MSC/Nastran计算基板内的等效弯矩,结果如图5所示。与基板强度试验件实测结果对比,即可获得基板的承载极限以及特定使用载荷下的安全裕度。

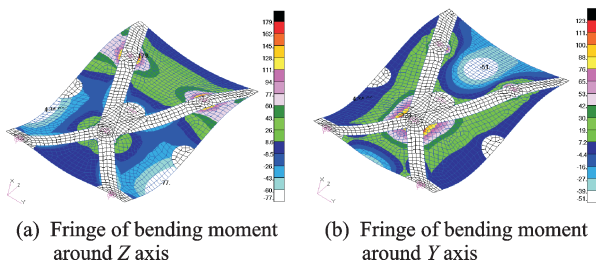


图5 基板在特定载荷下的受力情况

Fig. 5 Analysis results of substrate under a specific load

对基板在太阳翼全寿命周期内的抗力学需求进行了分析,结果表明,安全裕度均在0.5以上,满足设计规范要求。

2.2 模态分析

模态分析主要用于获取太阳翼收拢与展开状态下前几阶固有频率以及振动形态。

在MSC/Patran软件中分别建立了太阳翼收拢与展开状态下的有限元模型,利用MSC/Nastran解算器进行分析,所得收拢与展开状态下前2阶振型分别如图6,7所示。

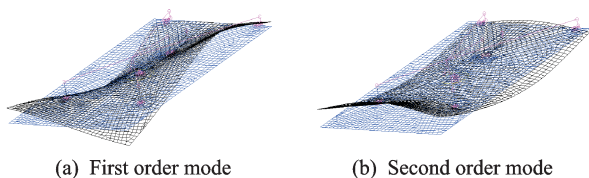


图6 太阳翼收拢状态前2阶振型

Fig. 6 First two mode shapes of stowed solar wing

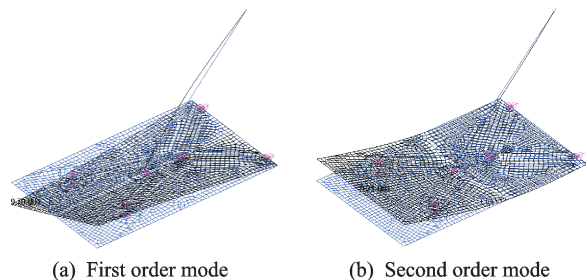


图7 太阳翼展开状态前2阶振型

Fig. 7 First two mode shapes of deployed solar wing

从分析结果看,收拢状态太阳翼在100 Hz以内共有7个模态有效质量百分数超过1%的固有频率,且各频点均能有效避开载体器、卫星结构的主振频率,可避免在卫星发射过程中出现共振破坏现象;太阳翼展开状态下第1阶固有频率达到8 Hz以上,满足展开状态基频 ≥ 5 Hz的要求。

2.3 展开特性分析

太阳翼的展开过程是根部铰链、带簧铰链自身储存的弹性势能逐步转化为电池板、支撑臂等部件动能的过程。

为研究太阳翼展开特性,首先利用MSC/Patran软件建立了太阳电池板、支撑臂(从带簧铰链处分为2段)的有限元模型,并代入实测质量特性参数;其次,利用MSC/Nastran软件解算出太阳电池板和支撑臂前几阶正则模态、相对于特定坐标的约束模态以及刚体模态,进而将变换得到的正交化Craig-Bampton模态信息导入MSC/Adams软件;然后,在MSC/Adams软件中添加根部铰链、带簧铰链等机构组件,代入相对应的实测驱动力矩及阻力矩参数;最后,进行太阳翼展开全过程仿真分析。结果表明,太阳翼展开过程平稳有序,总的展开时长约为6 s。

在展开末了时刻,根部铰链、带簧铰链突然锁定,由于惯性作用,卫星侧壁结构将会受到支撑臂传来的太阳翼锁定冲击载荷。为研究该载荷的大小,在MSC/Adams软件中设置太阳翼展开到位信号传感器,并根据这一信号自动调整根部铰链与带簧铰链在锁定前后的刚度参数,再次进行太阳翼展开及锁定全过程的仿真分析,结果表明,支撑臂对卫星侧壁结构的冲击力最大不超过750 N,各相关结构均具有较大的强度裕度。

2.4 展开力矩裕度分析

最恶劣条件下的展开力矩裕度 M 是太阳翼展开可靠性评价的重要指标^[13]之一。国家军用标准(GJB 4038—2000)中规定 M 不得小于1.0,也就是说,太阳翼展开全过程中驱动力矩必须是对应阻力矩的2倍以上。

展开力矩裕度 M 可用式(3)进行计算

$$M = \frac{T_s}{T_r} - 1 \quad (3)$$

式中: T_s 表示太阳翼在某展开位置的总驱动力矩, T_r 表示对应位置的总阻力矩。对于常见的扭簧铰链驱动展开式太阳翼来说, T_s 随着展开角度的增大而逐渐减小, T_r 则在整个展开过程中相对稳定, 因此, M 的最小值出现在太阳翼展开末了时刻。而本文所述带辅助支撑式太阳翼则不存在上述单调递减的变化规律, 为此, 对太阳翼整个展开过程的力矩裕度情况进行了测算, 得到 M 的最小取值为 1.3, 满足不小于 1.0 的标准要求。

3 试验验证

3.1 地面验证

太阳翼地面验证试验可分为组件级试验与整翼级试验两大类。

组件级试验包括电池板定量光照试验、机构组件在不同温度环境下的力矩特性测试、结构组件的力学性能测试以及空间环境耐受能力验证等。

其中, 电池板定量光照测试是太阳翼供电能力考核的重要试验, 也是太阳翼寿命末期输出功率大小预测的主要依据。在太阳电池板完成生产后, 采用太阳模拟器分别对各个分阵进行了 AM0、25 °C 条件下的光照试验, 获得了最佳工作点电压、电流和功率数据等。某分阵电流与电压实测关系曲线如图 8 所示。利用测试结果对太阳翼在寿命末期的总输出功率进行了预测, 结果为 533 W, 满足不小于 500 W 的供电需求。

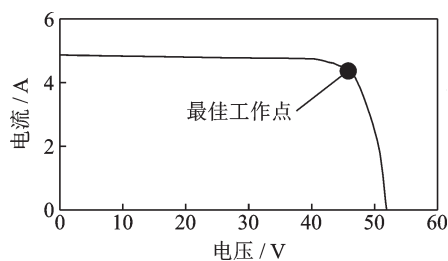


图8 某分阵 $I-V$ 测试曲线

Fig. 8 Current-voltage curve of a solar cell circuit

其余针对展开机构组件、结构组件等开展的验证试验表明, 各组件功能、性能满足要求, 具备在空间环境下长期可靠工作的能力。

整翼级试验包括模拟零重力展开试验、收拢状态振动与噪声试验、展开状态基频测试等。

其中, 模拟零重力展开试验是验证太阳翼展开机构功能、考核整翼展开性能的重要手段。采用悬吊装置对太阳电池板、支撑臂等部件实施了重力补

偿, 在卫星侧壁模拟工装上实施了多次太阳翼展开验证(图9), 结果表明, 太阳翼展开过程平稳, 重复性好, 展开末了各铰链的锁定动作与设计预期一致, 展开总时长在 9 s 左右(由于试验设备、风阻等影响, 与空间条件下的仿真结果有一定差异)。

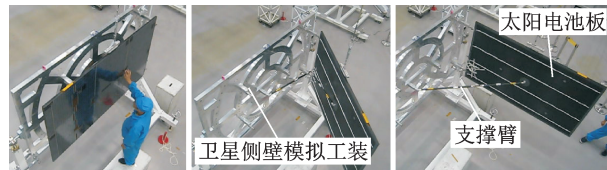


图9 太阳翼展开试验

Fig. 9 Deployment test of the solar wing

整翼在收拢状态下进行的正弦与随机振动试验、噪声试验在文献[14]中已有详细介绍, 此处不再赘述。太阳翼展开状态的基频测试结果为 8.3 Hz, 频率值与振型均与分析结果一致, 进一步验证了太阳翼的高刚度设计效果。

3.2 在轨验证

所设计太阳翼随某小卫星成功发射入轨, 验证了太阳翼耐受卫星发射段环境载荷的能力。在卫星到达预定轨道后, 太阳翼 3 套压紧释放装置按指令要求顺次解锁, 随即在地面接收到了展开锁定到位的指示信号, 验证了太阳翼在空间环境下的展开与锁定功能。同时, 从太阳翼遥测发电电流波动曲线上也能看到在整翼展开前后发电电流的阶跃式提升过程, 如图 10 所示。

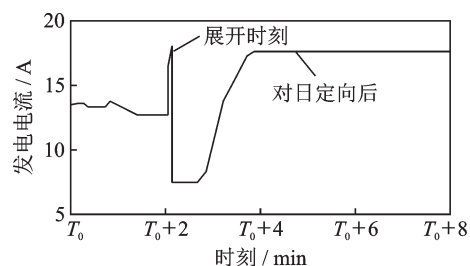


图10 太阳翼展开前后遥测电流变化情况

Fig. 10 Changes of the solar wing's telemetry current before and after deployment

迄今为止, 该太阳翼已完成多年的飞行考核, 各项功能、性能正常, 输出功率变化与预期结果一致, 设计与生产质量得到了全面考核。

4 结 论

本文设计的太阳翼采用单块太阳电池板方案, 利用可展开式辅助支撑臂与自适应锁定铰链相结合的方法, 将整翼展开状态基频由常规的不足 1 Hz 提升至 8.3 Hz; 采用平均转换效率为 28% 的三结砷化镓电池作为光电转换元件, 在 2.4 m² 的基

板上实现了寿命末期 533 W 的输出功率;整翼收拢压紧及展开锁定方案可满足卫星绕 Z 轴间隔 120° 布置 3 套太阳翼的使用需求。

分析验证、地面试验验证以及在轨长期飞行验证表明,太阳翼结构有足够的强度裕度,可满足全寿命周期内的抗力学要求;整翼在收拢状态下的固有频率分布与卫星结构对应特征相匹配,避免了卫星发射过程中出现耦合共振进而诱发失效的问题;整翼在展开状态下的基频达到了高刚度的设计目标;太阳翼机构配置合理,展开过程顺畅无死点,展开全过程力矩裕度始终大于 1.0;太阳翼在轨展开锁定及长期供电功能正常,性能稳定。

参考文献:

- [1] ZHANG Y, ZHANG J R, XU S J. Influence of flexible solar arrays on vibration isolation platform of control moment gyroscopes [J]. *Acta Mechanica Sinica (English Series)*, 2012, 28(5):1479-1487.
- [2] 吴跃民, 刘志全, 任守志. 基于遥测电流的太阳翼在轨振动参数辨识方法[J]. *宇航学报*, 2018, 39(10): 1081-1088.
WU Yuemin, LIU Zhiqian, REN Shouzhi. Identification method of vibration characteristics for in-orbit solar wing based on telemetry current[J]. *Journal of Astronautics*, 2018, 39(10):1081-1088.
- [3] ALVAREZ-SALAZAR O S, ALDRICH J B, FILIPE N, et al. Strain actuated solar arrays for precision pointing of spacecraft[C]//39th Annual AAS Guidance Navigation and Control Conference. Breckenridge, Colorado: [s.n.], 2016.
- [4] YAO Y. Analysis of platform and payload integrated design technology for optical remote sensing satellites [C]// 3rd International Symposium of Space Optical Instruments and Applications. Springer, Cham: [s.n.], 2017: 9-22.
- [5] 刘志全, 杨淑利, 濮海玲. 空间太阳电池阵的发展现状及趋势[J]. *航天器工程*, 2012, 21(6):112-118.
LIU Zhiqian, YANG Shuli, PU Hailing. Development and trend of space solar array technology [J]. *Spacecraft Engineering*, 2012, 21(6):112-118.
- [6] RUDIGER C, MALIN M, MARTIN F. Application of existing satellites to space and earth science missions [C]//Proceedings of the 1997 IEEE Aerospace Conference. Snowmass Village, CO, USA: [s.n.], 1997.
- [7] BAUDOIN A, BOUSSARIE E, DAMILANO P, et al. Pléiades: A multi mission and multi co-operative program[J]. *Acta Astronautica*, 2002, 51(1/2/3/4/5/6/7/8/9): 317-328.
- [8] COMBET Y, RAPP E, AUGIER J, et al. Pleiades HR solar array: Fair European sharing cooperation [C]//Seventh European Space Power Conference. Stresa, Italy: [s.n.], 2005.
- [9] KIM K W, KIM S W, LIM J H, et al. Solar array deployment mechanism development for LEO EO satellite [C]// 60th International Astronautical Congress. Daejeon, South Korea: [s.n.], 2009.
- [10] 张永, 彭向中. 固定太阳翼展开后外弯基频的工程计算[J]. *宇航学报*, 2010, 31(1):50-54.
ZHANG Yong, PENG Xiangzhong. Engineering approximate method of the first mode frequency of deployed solar wings without yokes [J]. *Journal of Astronautics*, 2010, 31(1):50-54.
- [11] 柴洪友, 高峰. 航天器结构与机构[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2018.
CHAI Hongyou, GAO Feng. *Spacecraft structures and mechanisms* [M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2018.
- [12] 王俊, 关富玲, 周志钢. 空间可展结构卷尺铰链的设计与分析[J]. *宇航学报*, 2007, 28(3):720-726.
WANG Jun, GUAN Fuling, ZHOU Zhigang. Design and analysis of tape hinge for deployable structures [J]. *Journal of Astronautics*, 2007, 28(3):720-726.
- [13] 刘志全, 吴跃民, 濮海玲, 等. 航天器太阳翼展开可靠性的评估方法[J]. *中国空间科学技术*, 2013, 33(3): 52-56.
LIU Zhiqian, WU Yuemin, PU Hailing, et al. Reliability assessment method for solar array deployment of spacecraft [J]. *Chinese Space Science and Technology*, 2013, 33(3):52-56.
- [14] 张红亮, 王海明, 秦江. 小卫星太阳电池阵结构声振响应分析研究[J]. *航天器环境工程*, 2015, 32(5): 521-526.
ZHANG Hongliang, WANG Haiming, QIN Jiang. Structural vibro-acoustic response analysis of small satellite solar array[J]. *Spacecraft Environment Engineering*, 2015, 32(5):521-526.

(编辑:孙静)