

空间站实验舱柔性电池翼约束释放机构设计与验证

蒋秋香¹, 唐 珺¹, 余豪华¹, 陈 怡¹, 焦 扬¹, 咸奎成^{1,2}, 张 雷^{1,2}, 王治易^{1,2}

(1. 上海宇航系统工程研究所, 上海 201109; 2. 上海市空间飞行器机构重点实验室, 上海 201109)

摘 要: 柔性太阳能电池翼国内首次在中国空间站成功应用, 是空间站系统最复杂、难度最大的机电产品之一, 而约束释放机构作为柔性太阳能电池翼系统的关键构成, 用于实现太阳翼上升段压紧保护和在轨段解锁释放, 其成败直接影响航天器任务成败。基于任务需求, 本文介绍了柔性电池翼约束释放机构的构成、工作原理、详细设计以及仿真验证和在轨应用情况, 分析其技术特点及关键技术。地面验证及在轨飞行试验验证了约束释放机构设计的正确性与合理性, 为我国航天器多点大面积可重复压紧及解锁方面提供了一种新颖且可靠的解决方案。

关键词: 空间站; 柔性电池翼; 约束释放机构; 大力矩; 逆向制动

中图分类号: V 476.1

文献标志码: A

DOI: 10.19328/j.cnki.2096-8655.2023.05.015

Design and Verification of Restraint Release Mechanism for Flexible Solar Cell Wings in Mengtian Lab Module

JIANG Qiuxiang¹, Tang Jun¹, YU Haohua¹, CHEN Yi¹, JIAO Yang¹, XIAN Kuicheng^{1,2},
ZHANG Lei^{1,2}, WANG Zhiyi^{1,2}

(1. Shanghai Aerospace System Engineering Institute, Shanghai 201109, China;

2. Shanghai Key Laboratory of Spacecraft Mechanism, Shanghai 201109, China)

Abstract: The flexible solar cell wing has been successfully applied in China's Space Station for the first time. It is one of the most complex and difficult mechanical and electrical products in the space station system. As a key component of the flexible solar cell wing system, the mechanism is used to realize the protection of the flexible solar cell wings in the ascent stage and unlock and release the flexible solar cell wings in the orbital section. Therefore, the success of the space mission depends heavily on the proper functioning of the restraint release mechanism. Based on the task, this paper introduces the structure, principle, design, simulation and application in orbit, and analyzes the technical characteristics and key technologies. The ground verification and in-orbit flight have verified the correctness and rationality of the design for the restraint release mechanism, and provided a novel and reliable solution for the multipoint and large-area repeatable compression and unlocking for the Chinese spacecraft.

Key words: china space station; flexible solar cell wing; restraint release mechanism; high torque; reverse braking

0 引言

随着航天技术的发展, 对大功率能源的需求日益迫切, 柔性太阳能电池翼具有大展收比、大功率质量比等优点, 使其成为空间能源的首选之一。柔性太阳能电池翼不同于传统刚性或半刚性太阳能电池阵的收拢状态, 柔性电池阵收拢时电池板面对面相互接触, 要求压紧状态受力均匀性好, 传统的点压紧

方式已无法满足压紧需求, 需开展新型压紧防护技术研究以抵抗发射段产生的过载。目前, 国外研究和应用较多的是挂钩式压紧和套索式压紧等整体压紧方式。日本 SFU 和美国的 SAFE、PEP、ISS 采用挂钩压紧方式^[1-4], 美国的 AM-1 采用套绳压紧方式^[3]。但上述方案普遍均存在长期压紧性能不稳定、抗扰动能力差且无法分次解锁等问题, 机构装

收稿日期: 2023-05-20; 修回日期: 2023-07-26

作者简介: 蒋秋香(1985—), 女, 工程师, 硕士, 主要研究方向为空间有源可展机构设计、高精度指向机构设计、结构机构优化等。

调复杂,工程实施困难。

针对空间站实验舱柔性太阳电翼阵需要压紧保护及解锁释放的任务特点,调研并对比了国内外研究现状,本文提出一种大力矩、高刚度、可逆向制动的约束释放技术,并开展了相关技术的设计与验证工作。经过地面各项鉴定级环境试验和功能性能测试及空间站8套产品在轨飞行应用,验证了柔性太阳电池翼约束释放机构技术的合理性与可行性。

1 任务需求分析

空间站实验舱柔性太阳电池翼结构轻巧,单板厚度不足1 mm,收拢体积仅为传统太阳翼的20%,收拢时电池板面对面相互接触的状态对压紧技术提出了较高要求,压紧力不够或压紧力不平衡,均易造成太阳电池片破碎。此外,实验舱用大型柔性太阳电池翼,单翼展开总长约27 m,展开面积约为138 m²,具有展开长度长、基频低的特点,为避免对接过程中产生自激振荡干扰对接,柔性太阳翼在轨需分次展开。空间站太阳电池阵约束释放机构,配合收藏箱及缓冲泡沫将收拢后的柔性阵收藏箱压紧锁定,使柔性阵在发射段保持一定基频以适应过载和其他环境要求;入轨后接受释放指令,将柔性阵收藏箱解锁释放。约束释放机构的失效将导致太阳电池阵无法打开,进而导致电源系统失效。

基于上述任务需求,研制一种新型的柔性太阳电池翼约束释放装置,该约束释放装置应具备以下特点。

- 1) 用于压紧并保护柔性电池阵,使太阳电池翼收拢状态基频能够满足技术要求。
- 2) 具备解锁功能。
- 3) 压紧和解锁过程具备自锁能力,避免外部干扰对压紧和解锁性能的影响。
- 4) 能够承受发射主动段载荷及收藏箱压紧时的约束反力,满足强度要求。
- 5) 为保证展开可靠性,展开驱动采用冗余设计,力矩裕度不小于2。

根据功能需求,分解出该约束释放装置的主要性能指标如下。

- 1) 具有足够的运动范围满足压紧行程、不小于12 mm的要求。

- 2) 具备提供压紧力不小于 $12\,500 \pm 2\,500$ Pa的能力。

- 3) 解锁时间不大于160 s。

针对以上功能和性能需求,提出一种大力矩、高刚度、可逆向制动和解锁的高可靠柔性太阳电池翼约束释放技术。

2 系统组成及工作原理

2.1 系统组成

空间站柔性太阳电池阵约束释放机构采用并联式构型和模块组合形式,主要由可逆向制动驱动传动组件、可调节双边四连杆组件、自限位铰链锁环组件、传动杆、限位块、解锁到位检测装置等组成,如图1所示。除自限位铰链锁环组件安装在太阳阵收藏箱上箱体上,其他零部件均安装在太阳阵收藏箱下箱体上,两者协同作业,共同实现产品功能。

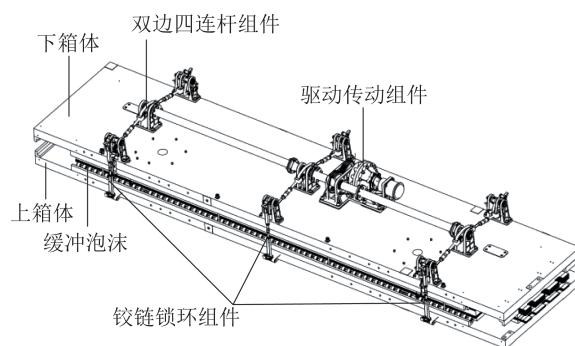


图1 太阳电池阵约束释放机构

Fig. 1 Schematic diagram of the restraint release mechanism for the flexible solar cell array

2.2 工作原理

空间站实验舱柔性翼约束释放机构通过双边四连杆机构运动产生压紧位移,收藏箱和缓冲泡沫将压紧位移转换为压紧力施加在收拢柔性阵上。

驱动传动组件的输出力矩经传动杆到达双边四连杆机构,再经运动传递,实现锁钩与铰链锁环的扣合拉紧和外翻释放动作,即完成对太阳阵收藏箱的压紧和释放,其中收拢压紧和解锁释放是互逆过程。约束释放机构收拢压紧与解锁释放运动关系如图2所示。

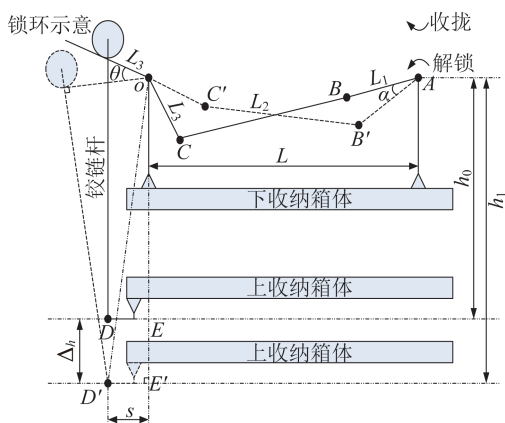


图2 约束释放机构工作原理

Fig. 2 Schematic diagram of the working principle of the restraint release mechanism

3 约束释放机构详细设计与分析

3.1 双边四连杆机构设计与分析

3.1.1 四连杆机构参数设计

双边四连杆组件是约束释放机构运动传递和力传递的重要执行机构,其原理如图3所示。双边四连杆的尺寸设计直接影响约束释放机构其力学和运动学特性。根据柔性太阳能电池阵列收藏箱安装

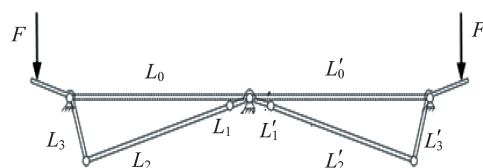


图3 双边四连杆组件原理

Fig.3 Schematic diagram of the working principle of the bilateral four-bar mechanism

3.1.2 四连杆机构结构设计

基于上述设计结果并结合结构特性化设计,借助PRO三维建模设计出约束释放机构用双边四连杆组件。该机构主要由锁钩座、锁钩、主动杆、主动杆底座、二力杆、轴系等组成,如图4所示。

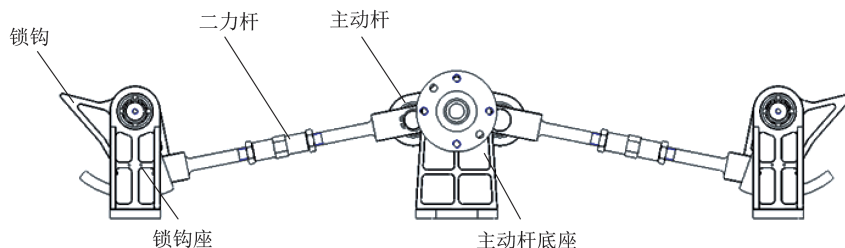


图4 双边四连杆组件结构

Fig. 4 Structure of the bilateral four-bar mechanism

本文设计的双边四连杆组件不仅在构型、运动特性、受力等方面最优化处理,而且通过压紧时的死点位置设计可有效保证压紧的可靠性,同时 90° 锁紧位置的设计可有效保证传动效率。另外,二力杆的可调节设计,既满足不同面积的压紧需求,又大大提升了产品装调的工艺性。

3.1.3 四连杆机构力矩传递分析

不同于传统空间可展机构的负载情况,柔性太阳能电池阵约束释放机构的最大负载源自每个压紧点的压紧力,结合3.1.1章节四连杆参数设计结果,建立双边四连杆机构的简化模型,分析负载力矩传

递情况,进而推算出约束释放机构的驱动力矩。四连杆机构的几何关系如图5所示。

根据力矩平衡推导出单点压紧力对主动杆的

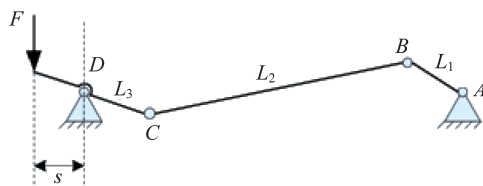


图5 单套连杆机构几何关系

Fig. 5 Geometric diagram of the unilateral four-bar mechanism

负载力矩之间的关系表达式如下:

$$M_{\pm 1} = F \times \frac{s L_1 \sin(L_1 L_2)}{L_3 \sin(L_2 L_3)} \quad (1)$$

式中: $M_{\pm 1}$ 为主动杆转矩, N·m; F 为单点压紧力, N; s 为压紧力施加方向与箱体压紧点之间的距离(近似为定值), mm; L_1 为主动杆长度, mm; L_2 为二力杆长度, mm; L_3 为从动杆长度, mm; $L_1 L_2$ 为主动杆与二力杆之间夹角, mm; $L_2 L_3$ 为二力杆与从动杆之间夹角, (°)。

根据四连杆机构原理和式(1), 负载力矩是杆间夹角和压紧力的函数, 获得约束释放机构四连杆组件从完全压紧到完全释放负载力矩与转角关系, 如图6所示。

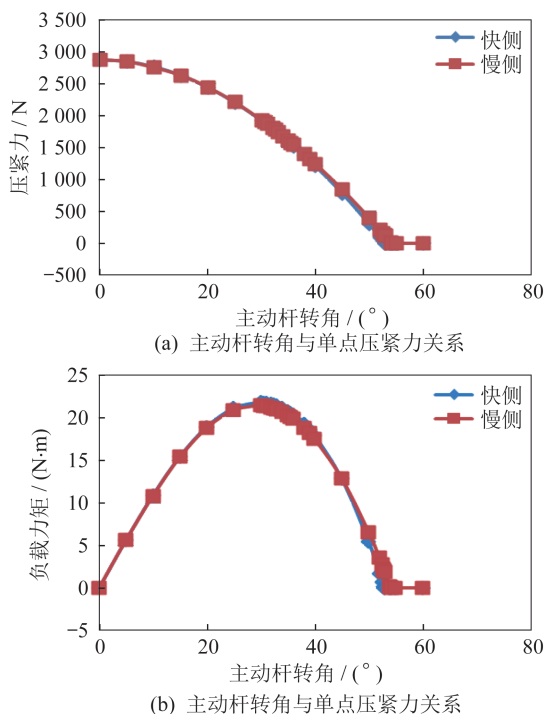


图6 四杆机构转矩传递的理论分析结果

Fig. 6 Theoretical analysis results of the torque transfer of the four-bar mechanism

根据上文分析, 单套双边四连杆驱动力矩的最大值及其对应位置见表1。

表1 双边四连杆的驱动力矩

Tab. 1 Driving torques of the bilateral four-bar mechanism

项目	运动快侧	运动慢侧	单套双边四连杆合成力矩
最大压紧力矩/(N·m)	21.86	21.48	43.34

根据约束释放机构的并联式压紧设计构型, 空间站实验舱柔性翼约束释放机构三套双边四连杆机构其压紧释放力矩为: 130.02 N·m。同时考虑到转动摩擦力矩的影响, 单个旋转关节的摩擦力矩 μ 取 0.2 N·m, 实验舱柔性翼约束释放机构工作时的负载力矩不小于 136.82 N·m, 并根据力矩裕度不小于 2 的技术要求, 则约束释放机构驱动力矩应满足下列关系:

$$\frac{M_{\text{out}}}{M_{\text{负载}}} - 1 \geq 2 \quad (2)$$

式中: M_{out} 为输出力矩, N·m; $M_{\text{负载}}$ 为负载力矩, N·m。

由式(2)获得空间站实验舱柔性翼约束释放机构的驱动力矩 M_{out} 应不小于 410.46 N·m。因此, 需要一款大力矩的驱动传动组件, 以满足使用需求。

3.2 驱动传动组件设计

空间站实验舱柔性翼约束释放机构用驱动传动组件主要由电机、逆向制动机构、多级减速器等组成, 结构形式如图7所示。本文设计的驱动传动组件满足大力矩高刚度高可靠的使用需求, 一体化设计的思路增强了机构的抗力学性能性能, 使得该部件独立成套、结构小巧紧凑, 可独立完成部件级的各项功能和性能测试, 便于后续的推广及应用。

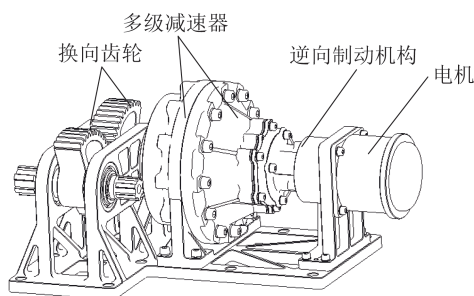


图7 大力矩高刚度驱动传动组件

Fig. 7 Driving mechanism with large torque and high stiffness

3.2.1 多级减速器设计

为满足大力矩和结构小巧紧凑的使用需求, 约束释放机构用减速器采用多级行星减速器+谐波减速器联合使用的方案。该方案中的行星减速器采用 NGW 型行星, 该型行星减速器具有结构简单易于多级串联使用等特点, 符合约束释放机构减速器的设计需求。同时为了提高机构的传动精度和承载能力, 本文采用可实现无侧隙传动的高承载新型减速器 XBS-100 系列谐波减速器, 其啮合齿数可

达 30 以上,承载能力强且运转平稳噪声低。根据设计得到空间站柔性翼约束释放机构用多级减速器减速比为 9 000,输出能力 465 N·m。

3.2.2 自锁功能设计

展开约束释放机构前,需保证可靠压紧,同时压紧力保持稳定,本文提出的压紧技术采用压紧连杆“死点”位置来保证。但柔性翼约束释放机构在发射阶段、对接阶段及在轨运行阶段,难免受到一定程度的扰动和冲击,为减小并消除扰动和冲击对约束释放机构压紧状态造成影响,在约束释放机构的传动链上增设逆向制动机构,防止外部扰动造成压紧锁钩的运动,保证任务圆满完成。

本文所采用的逆向制动机构是一种能保证正

向传动流畅、逆向自锁的棘轮棘爪式机构,其不仅具有制动能力强、质量轻和结构紧凑的优点,同时相比传统电磁制动器,其具有较高的环境适应性和高可靠性,且不占用滑环资源,对控制策略的优化具有重要作用。

4 仿真及试验验证

4.1 运动学-动力学仿真分析及验证

该机构类产品的设计重点是关注运动学-动力学的实现,开展相应仿真分析。采用 Adams 软件建立柔性太阳电池阵约束释放机构在轨解锁释放过程的动力学仿真模型,仿真模型初始状态如图 8 所示。

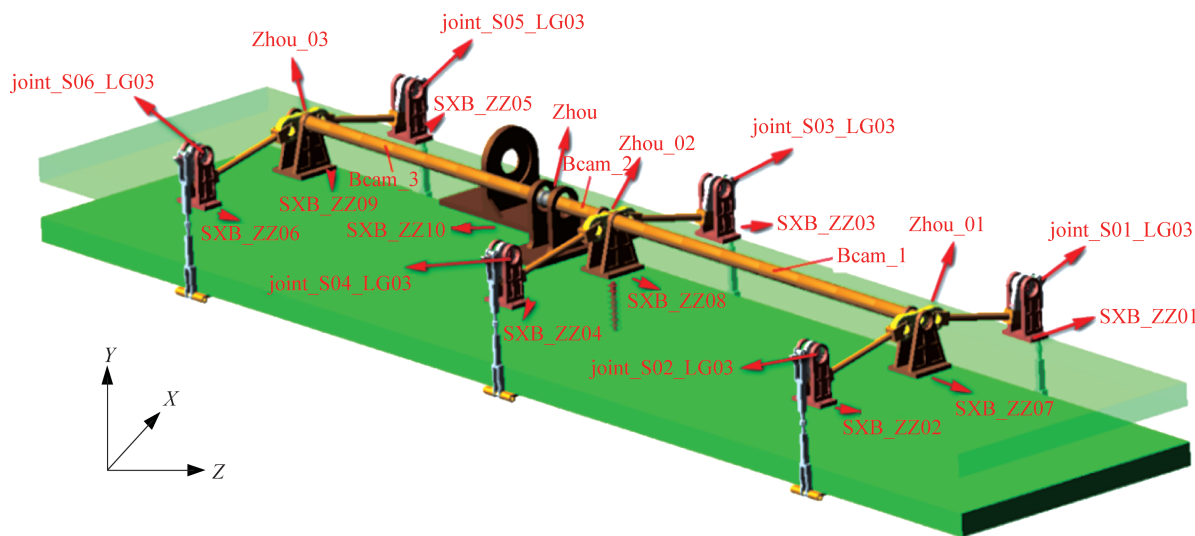


图 8 约束释放机构运动学-动力学仿真模型

Fig. 8 Kinematics and dynamic simulation model of the restraint release mechanism

图 8 中 Jiont_S01_LG03~Jiont_S06_LG03 分别表示锁钩 1~锁钩 6,Zhou 01~Zhou 01 分别表示主动杆 1~主动杆 3;SXB_ZZ01~SXB_ZZ09 表示 6 个约束点的位置;Beam1~Beam3 表示传动杆。

太阳电池阵压紧状态时,由于存在缓冲泡沫,上下箱体之间产生一个关于位移的线弹性接触力,其刚度为缓冲泡沫刚度(缓冲泡沫弹性模量为 65 000 Pa,单块厚度为 20 mm,共 2 块,压紧面积为 1.16 m²)。当约束释放机构解锁时,电机反转,锁钩与锁环在线弹性力和接触力的作用下逐渐分开,主动杆转到释放位置时,上、下箱体之间压紧力完全释放,同时箱体之间出现相对位移,最终太阳电池阵完全解锁。本仿真不考虑 2 倍裕度,按照实际工

作载荷开展,据仿真结果,约束释放机构各锁钩的受力情况以及力矩变化情况如图 9 和图 10 所示。

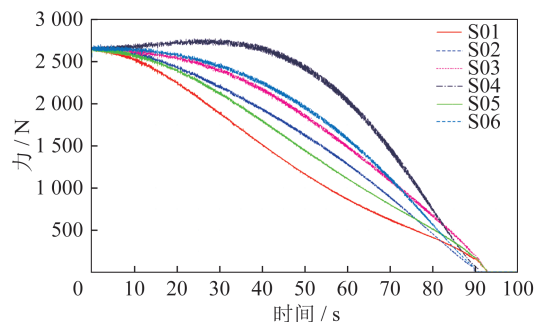


图 9 约束释放机构锁钩受力曲线

Fig. 9 Force curves of the lock hooks for the restraint release mechanism

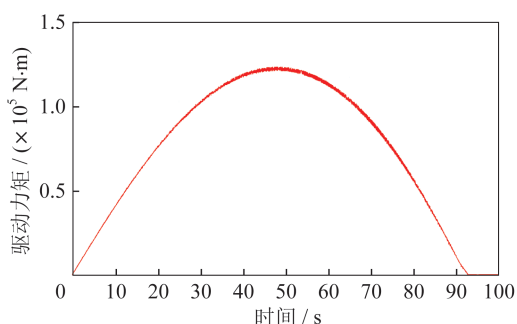


图10 约束释放机构锁钩驱动力矩曲线

Fig. 10 Driving torque characteristic curve of the lock hook for the restraint release mechanism

仿真结果与3.1.3章节的受力情况分析相比,显示2种结果较为一致性。此外利用Adams仿真软件对解锁角度和时间进行了仿真,结果见表2。

表2 约束释放机构展收角度及时间

Tab. 2 Simulation results of the restraint release mechanism

锁钩项目	S01	S02	S03	S04	S05	S06
主动杆转角/(°)	55.56	53.82	55.68	54.36	55.62	54.06
从动杆转角/(°)	20.60	19.77	20.68	20.10	20.64	19.91
时间/s	92.70	89.80	92.90	90.70	92.80	90.20

由表2分析可知,通过运动学-动力学仿真,约束释放机构6对锁钩中,锁钩S03完全解锁需要的时间最长,为92.9 s,此时对应主动杆转动角度为55.68°,从动杆转角为20.68°。在约束释放机构设计中,为保证完全解锁,结合作图法理论计算,设定主动杆转动角度为60°时,处于完全解锁状态,此时对应的解锁时间约为100 s,与仿真结果较为吻合,表明约束释放机构解锁设计满足要求。

4.2 地面测试及在轨飞行验证

为充分验证约束释放技术设计的合理性和可行性,在地面测试阶段,开展常温常压下解锁及收拢性能测试、验收级和鉴定级力学试验、热学试验,总计完成上百次压紧及解锁试验验证,试验结果证明,约束释放机构各项功能性能指标均满足要求。

空间站实验舱于2022年发射成功,用于实验舱Ⅰ和实验舱Ⅱ上的8套约束释放机构完成既定功能,约束释放技术在轨成功应用,如图11所示。

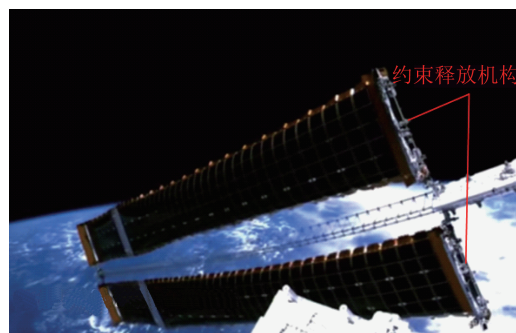


图11 实验舱柔性太阳翼在轨展开

Fig. 11 In-orbit deployment of the flexible solar cell wings for the Mengtian lab module

5 结束语

空间站柔性太阳翼在轨工作正常,通过地面及在轨飞行试验验证了约束释放机构设计、关键技术正确性和合理性。该技术设计具有很大的工程应用潜力,为航天器多点大面积可重复压紧及解锁方面提供了一种新颖且可靠的解决方案。对后续空间站长期在轨运营等复杂任务进行了良好的技术验证,奠定了坚实的技术基础。同时,该技术可广泛应用于我国大功率航天器平台太阳翼展收控制等。

参考文献

- [1] ELMS J R, YOUNG L. Seps solar array design and technology evaluation [C]// AIAA 11th Electric, Propulsion Conference. Reston USA: AIAA, 1975: 19-21.
- [2] WINSLOW C. Space station freedom solar array design development [J]. IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine, 1993, 8(1): 3-8.
- [3] KIMBER R, REGALADO O. The EOS-AM solar array-flexible GaAs/Ge array [C]// 23rd IEEE Photovoltaic Specialists Conference. Washington D.C. USA: IEEE, 1993: 1375-1380.
- [4] 赵志萍, 赵阳东. 大面积太阳翼国外发展研究[J]. 沈阳航空航天大学学报, 2014, 31(3): 39-44.
- [5] 咸奎成, 王治易, 张雷, 等. 空间站核心舱柔性太阳电池翼设计与验证[J]. 上海航天(中英文), 2022, 39(增刊2): 32-36.
- [6] 程雷, 霍杰, 倪啸枫, 等. 空间站柔性太阳电池阵发射段抗振方案设计及验证[J]. 上海航天(中英文), 2022, 39(S2): 37-42.
- [7] 咸奎成, 王治易. 柔性大面积太阳电池翼关键技术研究 [C]// 空间柔性结构与机构学术研讨会论文集. 上海: 上海市宇航学会, 2016: 36-40.

- [8] 何文松,罗斌,施飞舟,等.一种伸展机构支撑双边阵的大面积柔性太阳能电池翼:CN202010070631.6[P].2020-06-09.
- [9] 蒋秋香,倪啸枫,方蒙生,等.一种旋转式、多角度解锁到位信号触发装置:CN14413936A[P].2022-04-29.
- [10] 咸奎成,程雷,王治易,等.一种空间用柔性太阳能电池阵:CN110901957A[P].2020-03-24.
- [11] 臧旭,吴松,郭其威,等.空间站柔性太阳能电池翼模态分析及基频优化[J].振动与冲击,2019,38(7):246-250.
- [12] 吴宗泽.机械设计师手册[M].北京:机械工业出版社,2002:2165-2176.
- [13] DDLLEUR A M, THOMAS K W. Managing ISS US solar array electrical hazards for SSU replacement via EVA [C]//2nd International Energy Conversion Engineering Conference. Reston USA: AIAA., 2004:2004-5500.
- [14] CHAMBERLAIN M, KIEFER S, JONES T, et al. On orbit structural dynamic performance of the roll-out solar array[C]//2018 AIAA Scitech Forum, 5th AIAA Spacecraft Structures Conference. Reston, USA: AIAA, 2018:6.2018-1942.
- [15] 崔琦峰,彭志龙.空间铰接式伸展机构设计及刚度特性分析[C]//崔琦峰.第三届载人航天学术大会论文集.成都:中国载人航天办公室,2014:703-706.
- [16] 程雷,咸奎成,赵治华.空间站大型盘绕式伸展机构设计与验证[C]//程雷.第三届载人航天学术大会论文集.成都:中国载人航天办公室,2014:1112.
- [17] 郭宏伟,刘荣强,邓宗全.空间索杆铰接式伸展臂性能参数分析与设计[J].北京航空航天大学学报,2008,34(10):1186-1190.
- [18] PELLEGRINO S. Large retractable appendages in spacecraft[J]. Journal of Spacecraft & Rockets, 1995, 32(6):1006-1014.
- [19] HERRIAGE M J, KURLAND R M, FAUST C D, et al. EOS AM-1 GaAs/Ge flexible blanket solar array[C]//IECEC 96. Proceedings of the 31st Intersociety Energy Conversion Engineering Conference. Washington D.C. USA:IEEE, 1996:56-62.
- [20] KEITH D W, MICHAEL W P, LISA M M. An operations overview of the hubble space telescope servicing mission [C]// SpaceOps 2006 Conference. Reston, USA: AIAA, 2006:5938.
- [21] SHAKER J F. Static stability of a three-dimensional space truss[R]. USA: Lewis Research Center, 1995.
- [22] EIDEN M, BRUNNER O, STAVRINDIS C. Deployment analysis of the Olympus astromast and comparison with test measurements [J]. Journal of Spacecraft & Rockets, 1987, 24(1):63-68.
- [23] KNIGHT N F, ELLIOTT K B, TEMPLETON J D, et al. FAST mast structural response to axial loading: modeling and verification [R]. USA: National Aeronautics and Space Administration(NASA), 2012.
- [24] KITAMURA T, YUMASHIRO K, OBATA A, et al. Development of a high stiffness and retractable mast HIMAT for space application [C]//31st AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. Reston, USA: AIAA, 1990:1006-1014.
- [25] SHAKER J F. PV structural analysis space station tension test of FAST Mast elbow joint [R]. USA: Lewis Research Center, 1993.