

DOI:10.16329/j.cnki.zrht.2024.06.001

基于空间站的在轨组装式空间望远镜关键技术验证 载荷方案设计

王 锟¹, 李 源¹, 许博谦², 白晓泉²

(1. 中国载人航天工程办公室, 北京 100034; 2. 中国科学院长春光学精密机械与物理研究所, 长春 130033)

摘要:针对十米量级在轨组装式空间望远镜研制涉及的关键技术成熟度较低且无法在地面试验阶段得到充分验证的问题,提出了一种基于空间站的在轨组装式空间望远镜关键技术验证载荷方案。首先,分析了十米量级在轨组装式空间望远镜关键技术验证的需求与外部约束条件,归纳出验证载荷的功能需求与技术特征;然后,提出了利用验证载荷对关键技术进行在轨验证的方案;最后,分析了利用该载荷验证十米量级在轨组装式空间望远镜所需关键技术的有效性。分析结果表明:该方案可提高十米量级在轨组装式空间望远镜关键技术的技术成熟度。

关键词:在轨组装; 空间望远镜; 空间站平台; 在轨验证; 验证载荷

中图分类号:V476.4 **文献标识码:**A **文章编号:**1674-5825(2024)06-0763-08

Design of Key Technology Verification Payload in On-orbit Assembly Space Telescope Based on China Space Station

WANG Kun¹, LI Yuan¹, XU Boqian², BAI Xiaquan²

(1. China Manned Space Engineering Office, Beijing 100034, China; 2. Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China)

Abstract: To response to the issue of low technology readiness level for key technologies of 10 meter-scale On-orbit Assembly Space Telescope (OAST), which cannot be fully tested on the ground, a design scheme for key technology verification payload of the OAST based on China Space Station was proposed. In this paper, the demands and external constraints for validating key technologies of a 10-meter-class OAST were first analyzed, and the functional requirements and technical features of the technology validation payload were summarized. A scheme for on-orbit validation of key technologies using this validation payload was then proposed. Finally, the effectiveness of this scheme in validating the critical technologies needed for a 10-meter-class OAST was evaluated. The analysis results indicated that the scheme could improve the technology maturity of key technologies for the 10-meter OAST.

Key words: on-orbit assembly; space telescope; space station platform; on-orbit validation; verification payload

收稿日期:2024-05-20; 修回日期:2024-08-27

第一作者:王锟,男,博士,高级工程师,研究方向为载人航天总体技术。E-mail:wangkun@cmse.gov.cn

1 引言

在轨组装式空间望远镜采用模块上行,在轨组装,在轨调校,在轨运维的建造、部署模式,是口径十米量级空间望远镜可行性最优的实现途径之一^[1]。与单体式空间望远镜相比,其系统复杂度更高、接口与约束更多,研制技术难度更大,需突破多项关键技术,并通过多种验证手段提升技术成熟度等级。然而,地面试验难以充分模拟失重、复杂光照背景等空间环境,部分关键技术应用精度和可靠性不能得到充分验证,需要依托具备一定在轨服务能力的空间平台实施在轨验证^[2],以保证关键技术验证的充分性和有效性,为口径十米量级在轨组装式空间望远镜的研制和部署奠定关键技术基础。

NASA、诺斯罗普·格鲁曼等国际航天研究机构分别提出了 OpTIIX^[3]、MoDEST^[4]等基于国际空间站(International Space Station, ISS)的在轨组装式空间望远镜关键技术验证任务,其核心思想为利用ISS的空间机械臂等在轨服务资源开展关键技术验证,同时航天员的参与能够最大程度保证在轨验证成功率。上述任务中用于验证的小型在轨组装式空间望远镜光学口径均选择在1 m量级,采用拼接式主镜、模块化结构,具备在轨组装式空间望远镜的主要技术特征,在满足在轨验证需求的同时,还具备一定天文学观测能力^[5]。

中国已建成的空间站具备一定在轨服务能力^[6-7],为开展十米量级在轨组装式空间望远镜的关键技术在轨验证创造了条件,应尽早完成方案设计并开展在轨验证,为中国自主建造口径十米量级的在轨组装式空间望远镜奠定关键技术基础。

本文从关键技术验证需求出发,对关键技术在轨验证方案进行顶层任务分析与规划,完成了基于空间站的验证载荷(在轨组装式空间望远镜关键技术验证载荷)的方案设计,详细阐述了验证载荷光机系统设计方案、载荷模块运载上行方案、载荷模块在轨组装方案及载荷在轨光学装调方案。

2 关键技术验证需求分析

口径十米量级在轨组装式空间望远镜需要突

破的主要关键技术包括:

1) 基于模型的组装式空间望远镜多学科协同总体设计技术。该技术旨在解决针对在轨组装式空间望远镜开展多学科协同设计的过程中如何围绕复杂指标体系开展多维度、多目标的全局优化设计问题。望远镜对真空、低温、复杂光照等空间特殊环境的适应能力是重要的优化目标之一,因此有必要在轨验证总体设计方法的正确性和有效性。

2) 超精超稳多级一体化指向控制技术。该技术旨在解决长时间、高精度维持视轴指向稳定性的问题,地面试验难以模拟在轨失重环境对卫星平台稳定控制精度、望远镜模块化低刚度结构、望远镜稳像系统以及内部振源对指向精度的综合影响,因此有必要在轨验证多级一体化指向控制方法。

3) 空间机械臂智能化组装、维护技术。空间机械臂在轨实施望远镜模块组装的过程中,空间失重环境和复杂光照环境对其力传感、视觉传感系统均会造成影响,地面试验难以模拟;另一方面,空间机械臂的结构刚度较低,仅能在空间失重环境下承受自重并实施操作,地面试验难以模拟其组装过程中的末端振动响应。因此,有必要通过在轨验证为提升空间机械臂在轨智能化组装和维护奠定技术基础。

4) 大行程、大折展比精密机构设计与控制技术。口径十米量级在轨组装式空间望远镜所采用的展开式次镜桁架、展开式遮光罩具有折展比大,展开形态下跨度大且刚度低等特点,其在失重环境下的结构稳定性、动力学响应特性均需要在轨验证。

5) 大口径、高轻量化、高精度、高一一致性子镜制造技术。技术难点主要在子镜间非一致性误差检测方法、光学表面高精度加工等,地面试验条件能够满足验证需求,无需在轨验证^[8]。

6) 甚多维度大范围高精度在轨波前传感与控制技术。该技术主要通过对天文星点目标的观测为波前传感器获取图像数据,空间中的复杂光照环境将在图像中引入高频误差,导致波前解算精度和解算成功率下降,因此,需要在轨验证波前传感与控制方法的精度和鲁棒性。

7) 超大型组装式空间望远镜地面装调、集成

与测试技术。在轨组装式空间望远镜采用模块化装调、集成与测试的技术路线,即以子系统或局部区域测试结果分析、测试及评价望远镜整体性能。按照上述技术路线集成装调的望远镜在轨运行可靠性和环境适应性均需验证。

3 验证载荷特征分析

在保证关键技术验证前提下,考虑到验证任务对在轨服务资源的需求,搭载空间机械臂的空间站是最符合在轨验证需求的平台。综合验证代价因素,在空间站舱外搭载一台具备在轨组装式空间望远镜主要技术特征、光学口径较小的验证载荷是实施在轨验证的最优方案。

围绕前述关键技术验证需求,归纳验证载荷应具备的主要功能及技术特征,得出验证载荷的主要特征如图 1 所示。

结合上述载荷功能需求与约束条件,验证载荷主要技术特征及部分指标要求如下:

- 1) 验证载荷应具有空间望远镜的基本结构及系统组成,并保证其光学成像质量满足关键技术验证及部分应用需求;
- 2) 光学口径约 1 m 量级;
- 3) 采用模块化结构设计,并保证模块间结构可组装、电源通信数据传输等互通互联;
- 4) 采用拼接式主镜设计,且为保证关键技术验证需求、满足上行包络约束,拼接子镜数量不少于 3 片;

5) 具备在轨波前传感能力,能够为拼接子镜及次镜的位姿失调量误差解算提供依据;

6) 拼接子镜、次镜等光学元件能够根据失调量解算参数调整位姿;

7) 具备对天高稳定指向的能力;

8) 采用展开式次镜桁架和展开式遮光罩结构形式;

9) 任意单个模块体积须满足货运飞船运载包络约束要求;

10) 单次出舱组合体满足空间机械臂抓取及可视可达要求;

11) 单次出舱包络满足空间站出舱包络约束要求且出舱次数 ≤ 3 次。

4 验证载荷方案设计

4.1 验证载荷光机系统方案设计

在满足关键技术验证的前提下,验证载荷结构应尽可能紧凑,以满足运载上行、空间站出舱等包络约束的要求。同时,应兼顾模块化结构设计,保证模块能组装、误差能收敛。目前,大口径多子镜拼接式空间望远镜主流光学设计方案为同轴三反消像散式 JWST (James Web Space Telescope)^[9] 以及 LUVOIR-A (Large UV/Optical/IR Surveyor-A)^[10] 均采用或计划采用该结构形式。为了保证验证载荷与口径十米量级载荷结构形式的方案一致性,验证载荷同样选用同轴三反消像散式光学设计方案,如图 2 所示。

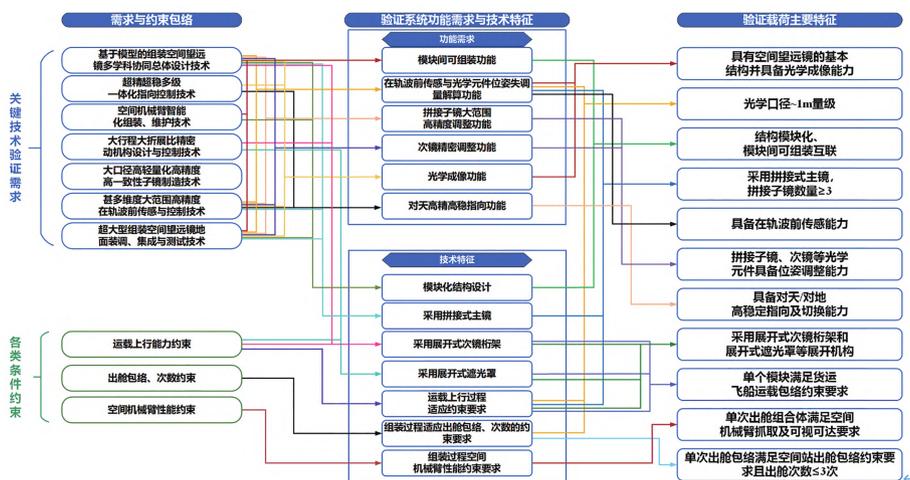


图 1 验证载荷需求与技术特征关系图

Fig. 1 Relationship diagram between the verification payload requirements and technical characteristics

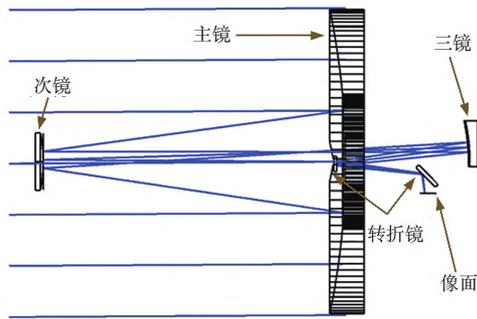


图2 验证载荷“同轴三反”光学设计方案
Fig.2 On-axis three-mirror anastigmat optical system design for the verification payload

为提升拼接式主镜的有效填充比、满足单个模块运载上行的体积包络要求,拼接式主镜由4块带倒角扇形子镜和1块圆环形中心子镜组成,如图3所示。

验证载荷的光机结构包括子镜模块、电箱模块、指向臂模块、中央模块、遮光罩模块及次镜组件等15个模块,如图4所示。各模块外包络均对应特定的货包尺寸约束,可由天舟货运飞船^[11]运载至空间站,展开式次镜桁架、展开式遮光罩等模块需要以折叠形式运载上行,组装至指定位置后展开。同时,各模块均配备能供机械臂抓取的接口适配器^[12]。

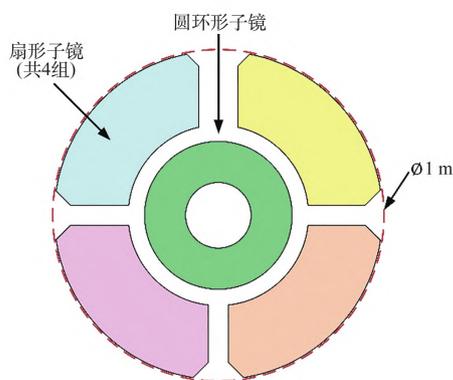


图3 拼接式主镜布局图
Fig.3 The layout of segment mirrors

中央模块为验证载荷的结构基础,载荷的其余模块均安装在中央模块上,为验证载荷提供光学基准,如图5所示。该模块底部具有与指向臂连接的安装接口,外部具有锁紧机构、电控箱的安装接口,内部安装三镜和折叠镜等光学组件及焦面组件,上部安装中心镜组件。

子镜模块主要包括子镜镜体、六维调整机构和

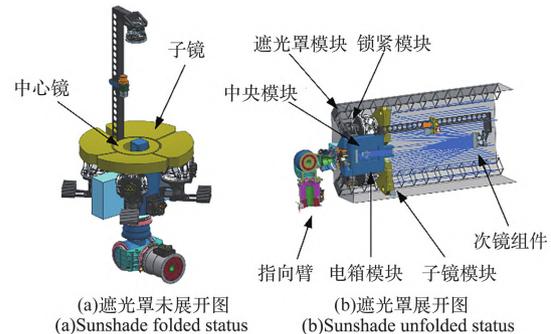


图4 望远镜光机结构总体布局
Fig.4 The layout of the opto-mechanics structure of the key technology verification payload

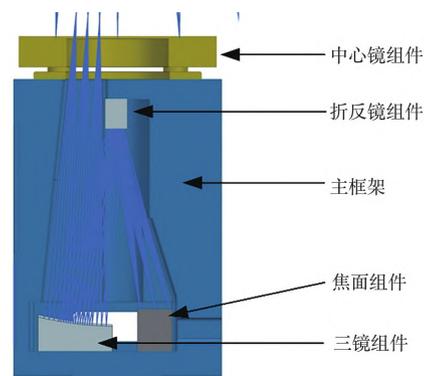


图5 中央模块结构图
Fig.5 The structure of central module

标准接口,结构形式如图6所示。其中,六维调整机构保证模块组装后拼接子镜具有大行程(mm级)、高精度(nm级)的位姿调整能力。同时,子镜模块配置2个标准接口被动端,底部的标准接口用于安装定位,侧面的标准接口用于搬运时抓取。

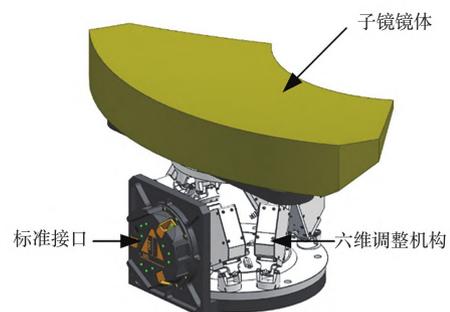


图6 子镜模块结构图
Fig.6 The structure of segment module

次镜桁架安装在2个特定子镜模块的中间缝隙内,为了可以通过货运飞船运载上行,设计为可折叠结构,如图7所示。次镜在折叠状态下运载上行并安装,在轨组装完成后展开到指定位置。

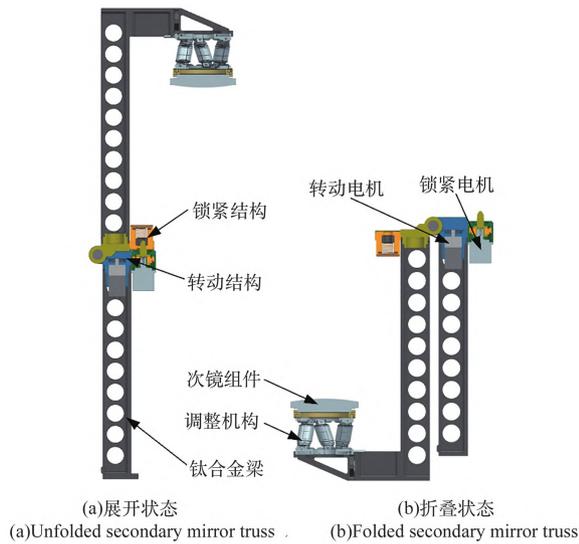


图 7 次镜桁架结构图

Fig. 7 Structure of the secondary mirror truss

考虑到货包尺寸约束,遮光罩组件设计成伸缩式结构,具体方案和展开状态如图 8 所示。遮光罩配备可以折叠 90° 的转动机构和一维伸展臂,其中一维伸展臂采用索杆式伸展臂结构。

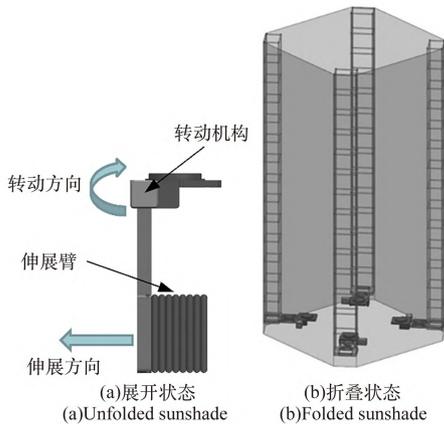


图 8 遮光罩模块结构图

Fig. 8 The structure of sunshade module

4. 2 载荷模块运载上行方案设计

为了提高模块上行的适应性及效率,将全部模块置于 3 个货包。电箱模块、锁紧模块以及遮光罩模块置于一个货包,货包内尺寸需求约为 400 mm×600 mm×500 mm;展开式次镜组件相对较长,对货包内尺寸需求约为 400 mm×300 mm×900 mm;其余模块置于一个货包,对货包内尺寸需求约为 800 mm×600 mm×500 mm。

4. 3 验证载荷模块在轨组装方案设计

验证载荷分体模块运载至空间站后,组装的

总体思路为:在空间站舱内由航天员进行初步组装,然后分 3 次出舱,由空间机械臂在舱外完成最终的组装。

第一次完成指向臂和转接头出舱,如图 9 所示。空间机械臂与转接头的适配器对接,最终将指向臂模块安装在空间站舱外的大载荷挂点上。

第二次完成望远镜本体出舱。首先,航天员在舱内完成验证载荷本体(包括中央模块、电箱组件、次镜模块、部分子镜模块和遮光罩模块等)组装并完成出舱,如图 10、图 11 所示。然后,空间机械臂抓住望远镜本体上的对接适配器,将验证载荷本体安装在空间站舱外的指向臂接口上。

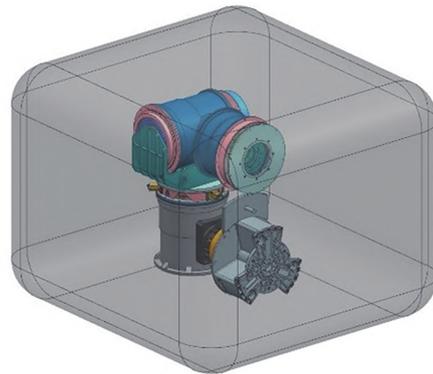


图 9 指向臂和转接头出舱示意图

Fig. 9 The extravehicular activities of pointing system and adapter

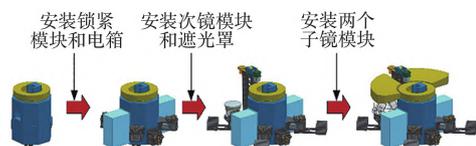


图 10 舱内验证载荷本体组装流程

Fig. 10 The assembly process of verification payload body inside the cabin

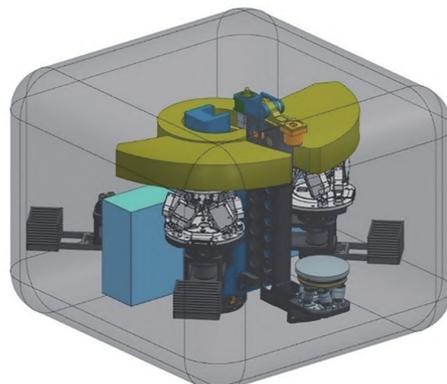


图 11 载荷本体出舱示意图

Fig. 11 The extravehicular activities of payload body

第三次完成 2 个子镜模块出舱,如图 12 所示。空间机械臂抓住子镜模块上的适配器,将子镜模块安装在空间站舱外的望远镜本体上。

在 3 次出舱基础上,舱外组装及展开流程如图 13 所示。

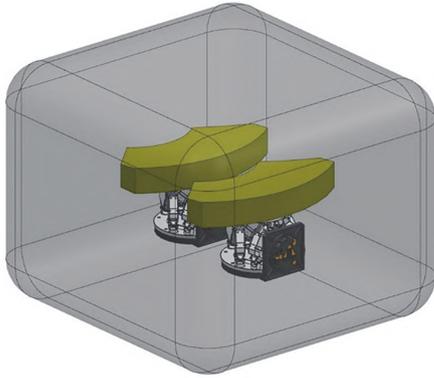


图 12 2 个子镜模块出舱示意图

Fig. 12 The extravehicular activities of two mirror segment

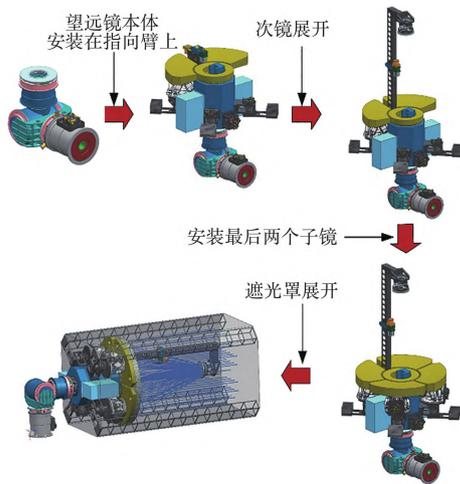


图 13 在轨组装式空间望远镜的组装流程和出舱流程示意图

Fig. 13 The assembly process and the extravehicular activities of the key technology verification payload

4.4 验证载荷在轨光学调校方案设计

验证载荷在轨光学调校方案如图 14 所示。载荷通过空间站平台调整指令控制载荷指向预先规划好的天区,并将该天区内特定恒星点斑(无穷远星点目标)作为实施光学调校的参考点光源。通过载荷配备的波前传感器采集各类能够反映光学元件失调量特征的图像,依次按照像点搜索与识别、全局调校、共焦调校、粗共相调校及精

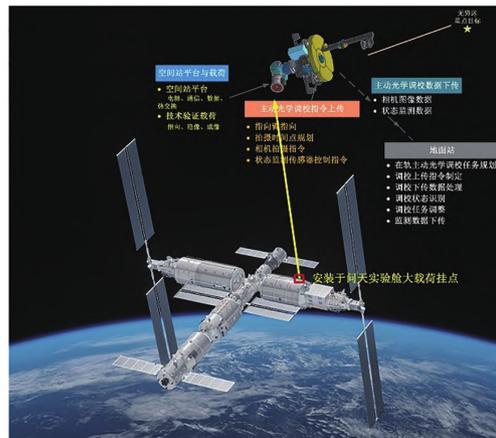


图 14 验证载荷在轨光学调校方法示意图

Fig. 14 The sketch map of on-orbit alignment for the verification payload

共相调校的顺序^[13],分阶段获取各个反射元件各调整自由度的调整量,并为调整机构提供促动输入。

5 关键技术验证有效性分析

本文结合验证载荷的主要技术特征和技术指标,剖析基于该验证载荷验证研制十米量级在轨组装式空间望远镜所需关键技术的有效性。

1) 基于模型的组装式空间望远镜多学科协同总体设计技术。总体设计通过构建系统需求模型、功能模型、物理架构模型及多学科优化,实现组装式望远镜的最优设计,其难点在流程设计、模型构建及多学科优化。验证载荷与十米量级空间望远镜具有相似的系统构成、设计流程,二者的不同主要体现在系统规模、具体的参数等层面。因此,通过验证载荷构建的设计流程、系统需求模型、功能模型、物理架构模型及优化方法,可以应用于十米量级空间望远镜。通过验证载荷在轨验证,可以有效验证该技术。依据 ISO 16290 评价标准,通过验证载荷在轨验证,该技术成熟度可达 TRL(Technology Readiness Level) 5 级(定义为相关环境下的部件和/或原理样件的关键功能验证)。

2) 超精超稳多级一体化指向控制技术。空间望远镜稳定指向精度要求高,维持时间长,主要采用卫星平台和望远镜分级控制稳像的设计思路。验证载荷基于空间站平台与望远镜光机结构进行多级控制一体化设计,具体措施为两自由度机械臂精密指向、微振动补偿、载荷精密稳像镜、

振源被动隔振等形式共同作用。

十米量级空间望远镜基于卫星平台与望远镜光机结构进行多级控制一体化设计,具体措施为卫星平台精密指向、主动超稳平台、载荷精密稳像镜、振源被动隔振等形式共同作用。两者设计思路与设计原理具有一致性,但其中精密指向机构形式平台存在一定的差异,前者采用指向臂指向,后者通过卫星平台姿态指向,控制策略不同,但其他稳像环节保持一致。通过验证载荷在轨验证,该技术成熟度可达 TRL 5 级。

3) 空间机械臂智能化组装、维护技术。验证载荷采用空间站机械臂进行组装、维护,十米量级在轨组装式空间望远镜同样采用机械臂进行组装、维护,两者均为七自由度空间机械臂,结构形式硬件配置基本一致。因此,在模块间组装原理、路径规划方法、空间机械臂在轨控制策略等层面均具有高度的相似性和继承性。

其中,对于机械臂智能化控制最为关键的空间驱动与伺服技术、基于视觉的导航与控制技术以及多信息融合智能控制技术方面的研究基本完全一致,两者的算法和控制策略具有通用性,仅在具体模块的执行参数、工作环境层面存在差异。通过验证载荷在轨验证,该技术成熟度可达 TRL 6 级。

4) 大行程、大折展比精密动机构设计与控制技术。十米量级在轨组装式空间望远镜系统规模大,焦距较长,与运载器长度方向的包络尺寸相比,主次镜间隔过大,无法满足运载条件的要求,需对其进行三维空间内的立体折叠和展开。次镜是光学系统的关键部件,其面形及位置精度直接影响光学系统的成像质量。可展开次镜支撑桁架是光机结构中的关键部件,其尺寸精度及稳定性直接影响次镜的位置精度,而大跨度次镜展开桁架通常展开刚度和展开精度较低。如何选择合理的折叠锁定机构,并保证折叠组合体空间展开后的位置精度及稳定性,是十米量级空间望远镜研制的关键技术。验证载荷的桁架结构、折展机构与锁紧机构方案原理与全尺寸展开次镜桁架一致,二者的次镜桁架结构和展开式遮光罩等设计方法和结构形式具有相似性,可以通过验证载荷验证铰链的非线性特性抑制技术、高重复性与高稳定性在轨展开锁定技术、高稳定桁架技术,进而

验证全尺寸方案的合理性和有效性。然而,二者在光学口径相差一个数量级,导致其在总体设计、方案上可能存在不同。因此,实际通过验证载荷可实现展开机构分系统的原理样机验证,该技术成熟度可达 TRL 5 级。

5) 甚多维度大范围高精度在轨波前传感与控制技术。对于波前传感而言,二者所采用算法原理、算法方案基本相同,只是由于二者系统参数(包括光瞳形式、口径、焦距等)存在差异,导致算法中的相关参数存在差异,但调整适配后基本可沿用。对于波前控制,二者采用的失调量求解算法原理、失调量校正执行机构基本相同,只是由于二者在口径、拼接子镜形状、拼接子镜数量等存在差异,而造成具体的失调量解算与校正过程存在一些差异,但调整适配后基本可沿用。通过验证载荷在轨验证,该技术成熟度可达 TRL 7 级。

6) 超大型组装式空间望远镜地面装调、集成与测试技术。十米量级组装式空间望远镜的体积巨大,导致光学元件误差敏感度提升,其地面测试过程周期长、成本高、风险大,且对真空、冷黑、复杂振动等极端环境的天地差异更为敏感。通过发射验证载荷,可以在复杂轨道环境下验证子系统或局部区域测试结果分析,测试及评价望远镜整体性能的可行性及可靠性,为十米量级空间望远镜地面装调、集成与测试技术发展提供一定的参考。但是,十米量级空间望远镜与 1 m 量级验证载荷在结构跨度等方面存在较大差异,导致微振动特性等存在一定差异,验证载荷地面装调、集成与测试技术难以覆盖十米量级空间望远镜测试技术需求。通过验证载荷在轨验证,该技术成熟度可达 TRL 5 级。

6 结论

在轨组装式空间望远镜技术是一项空间工程领域的前沿技术。目前,在其技术体系成熟度较低的情况下,针对部分在地面不能充分验证的关键技术,设计在轨验证方案,研制验证载荷,为提升技术成熟度等级,推动在轨组装式空间望远镜技术早日实现奠定基础。

本文围绕研制口径十米量级在轨组装式空间望远镜的关键技术在轨验证需求,介绍了一种基于空间站平台的舱外验证载荷的技术方案。该方

案在满足各项约束条件下,实现关键技术轨验证,具有一定的应用价值。

参考文献(References)

- [1] Green J, Ebbetts D. NASA Space Science Vision Missions[M]. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Incorporated, 2008; 229-262.
- [2] 沈晓风,曾令斌,靳永强,等. 在轨组装技术研究现状与发展趋势[J]. 载人航天, 2017, 23(2): 228-235.
Shen X F, Zeng L B, Jin Y Q, et al. Status and prospect of on-orbit assembly technology[J]. Manned Spaceflight, 2017, 23(2): 228-235. (in Chinese)
- [3] Carpenter K G, Etemad S, Seery B D, et al. OpTIIX: An ISS-based testbed paving the roadmap toward a next generation large aperture UV/optical space telescope[C]//UV Astronomy: HST and Beyond. Colorado University, USA, 2012; 1-36.
- [4] Baldauf B, Ron P, Mark F. Modular orbital demonstration of an evolvable space telescope[C]//American Astronomical Society Meeting, Pasadena, California, USA, 2016; 228.
- [5] 张九星,张伟,李绪志. 载人航天空间天文领域发展综述[J]. 载人航天, 2017, 23(5): 670-679.
Zhang J X, Zhang W, Li X Z. Review of development in space astronomy on onboard manned spacecraft[J]. Manned Spaceflight, 2017, 23(5): 670-679. (in Chinese)
- [6] 周建平. 我国空间站工程总体构想[J]. 载人航天, 2013, 19(2): 1-10.
Zhou J P. Chinese space station project overall vision[J]. Manned Spaceflight, 2013, 19(2): 1-10. (in Chinese)
- [7] 周建平,吴季. 统筹空间科学、空间技术、空间应用协调发展的思考[J]. 中国工程科学, 2023, 25(2): 59-66.
Zhou J P, Wu J. Coordinated development of space science, space technology, and space application in China[J]. Engineering Sciences, 2023, 25(2): 59-66. (in Chinese)
- [8] 刘岩,张辉,刘雷敏,等. 大尺寸拼接式碳化硅反射镜的研制及环境模拟试验[J]. 光电工程, 2020, 47(8): 43-50.
Liu Y, Zhang H, Liu L M, et al. Preparation and environmental simulation tests of large-size silicon carbide brazed reflection mirrors[J]. Opto-Electronic Engineering, 2020, 47(8): 43-50. (in Chinese)
- [9] Matthews. JWST-telescope[C]// Annual Mirror Technology SBIR/STTR Workshop. Redondo Beach, CA.: International Society for Optical Engineering, 2019: 1-65.
- [10] Corsetti J, Bolcar M, Croke J, et al. Overview of the optomechanical design of the LUVOIR instruments [EB/OL]. (2019-11-09)[2024-04-14]. <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20190030689/downloads/20190030689.pdf>.
- [11] 雷剑宇,贾东永,白明生,等. 天舟货运飞船空间试验平台设计[J]. 载人航天, 2022, 28(6): 801-808.
Lei J Y, Jia D Y, Bai M S, et al. Design of space test platform based on Tianzhou cargo spacecraft[J]. Manned Spaceflight, 2022, 28(6): 801-808. (in Chinese)
- [12] 张文明,杨旭,赵志军,等. 空间站机械臂末端执行器抓取试验技术研究[J]. 载人航天, 2022, 28(6): 736-732.
Zhang W M, Yang X, Zhao Z J, et al. Research on grabbing test of robotic arm's end effector in china space station[J]. Manned Spaceflight, 2022, 28(6): 726-732. (in Chinese)
- [13] 姜凤义. 面向拼接镜共相误差检测的差分光学传递函数去卷积研究[D]. 北京: 中国科学院大学, 2021.
Jiang F Y. Research on Deconvolution of Differential Optical Transfer Function for Co-phasing Error Sensing of Segmented Telescope[D]. Beijing: University of Chinese Academy of Sciences, 2021. (in Chinese)

(责任编辑:孙京霞)