

可展开空间光学望远镜技术发展及展望

胡 斌^{1,2}, 李 创^{1*}, 相 萌², 李亮亮², 戴昊斌², 姚 佩², 李旭阳¹

(1. 中国科学院西安光学精密机械研究所, 陕西 西安 710119;
2. 中国科学院大学, 北京 100049)

摘 要: 为了获得更高的角分辨率, 空间光学望远镜的口径越来越大, 口径超过 4 m 的空间望远镜将难以突破现有运载火箭整流罩有效包络的限制。另一方面, 在研制周期及成本等方面拥有较大优势的微纳光学遥感卫星也对提高空间分辨率和集光面积有广泛的需求, 需要在较小的发射体积里容纳下较大的光机系统, 以降低发射成本。可展开空间光学望远镜将成为解决发射尺寸受限的可行方式。从大口径空间天文望远镜、分块式可展开对地观测望远镜和光轴方向可展开微纳卫星光学望远镜等方面对国内外可展开空间光学望远镜的研究现状进行了综述。对可展开空间光学望远镜涉及到的一些关键技术和发展趋势进行了阐述和归纳。

关键词: 可展开机构; 高分辨率; 空间光学望远镜; 大口径; 分块式主镜

中图分类号: TP79; TH751 **文献标志码:** A **DOI:** 10.3788/IRLA20210199

Development and prospects of deployable space optical telescope technology

Hu Bin^{1,2}, Li Chuang^{1*}, Xiang Meng², Li Liangliang², Dai Haobin², Yao Pei², Li Xuyang¹

(1. Xi'an Institute of Optics and Precision Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Xi'an 710119, China;
2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: In order to obtain higher angular resolution, the aperture of the space optical telescope is getting larger and larger, and the space telescope with aperture of more than four meters will be difficult to break through the limitation of the effective envelope of the fairing of the existing launch vehicle. On the other hand, the micro-nano optical remote sensing satellite, which has great advantages in terms of development cycle and cost, also has extensive requirements for improving spatial resolution and light gathering area, requiring a smaller launch volume to accommodate a large opto-mechanical system to reduce the launch cost. Deployable space telescopes will be a feasible solution to overcome the limitations of launch size. The research status of deployable space telescopes was reviewed from the aspects of large aperture space astronomical telescopes, segmented mirror deployable telescopes for earth observation and micro-nano satellite optical telescopes deploying along optical axis. Some key technologies and development trends involved in deployable space telescopes were described and summarized.

Key words: deployable mechanism; high resolution; space optical telescope; large aperture; segmented primary mirror

收稿日期: 2021-03-26; 修订日期: 2021-05-24

基金项目: 国家自然科学基金 (61427811)

作者简介: 胡斌, 男, 工程师, 博士生, 主要从事空间光学遥感器精密结构技术方面的研究。

通讯作者: 李创, 男, 研究员, 博士生导师, 博士, 主要从事空间光学遥感技术方面的研究。

0 引言

相对于地基望远镜而言,空间光学望远镜受大气湍流影响小,且不受地理位置限制^[1],因此在天文探索、对地观测和军事应用等领域发挥着重要的作用。随着空间遥感技术的迅速发展和空间探测精度的不断提高,人们对空间光学望远镜的分辨率要求也越来越高^[2]。根据瑞利判据可知,增大通光口径是提高系统分辨率的重要手段之一。然而因受到材料工艺、加工制造、装调检测以及运载能力等方面的限制,口径超过 4 m 的空间望远镜将不适于采用单体主镜形式。与单体主镜望远镜相比,可展开空间光学望远镜虽然在工程实现上更为复杂,但其已成为解决大口径光学望远镜研制和发射难题的重要方式之一,在未来的高分辨率天文探索和对地观测中具有巨大的应用潜力。

随着商业航天的快速发展和社会需求的不断提高,微纳遥感卫星作为一类重要的应用卫星,体积小、质量轻、成本低,研制周期短,在军用、民用以及空间科学与技术试验等领域发挥着越来越重要的作用,在针对突发事件的快速响应方面日益显示出不可替代的作用。采用可展开光学系统的微纳遥感卫星可以进一步缩小发射体积,减轻质量,能够大幅降低高分辨率对地观测卫星的发射成本。

可展开空间光学望远镜的展开主体一般涉及到分块式主镜、可展开次镜及可展开遮光罩等。分块可展开空间光学系统的主要特点是主镜由一定数量较小尺寸的子镜组成,利用展开机构控制主镜和次镜的折叠与展开,发射时折叠,入轨后展开,借助波前传感与控制技术精确地拼接成一个共相位主镜,达到望远镜在轨工作性能要求。分块可展开空间光学系统较多应用于大口径空间天文望远镜和分块式可展开对地观测望远镜。此外,微纳遥感卫星尤其是立方星也较多利用仅在光轴方向展开次镜及遮光罩的形式,极大地提高了运载火箭整流罩的空间利用率,为卫星的大规模部署创造了有利条件。

国外早已开展了可展开空间光学望远镜的研究工作,一些大型项目也已经进入到工程实施阶段,而我国在该方面的研究起步较晚。文中主要从大口径

空间天文望远镜、分块式可展开对地观测望远镜和光轴方向可展开微纳卫星光学望远镜等方面对国内外可展开空间光学望远镜的研究现状进行了整理和分析。对可展开空间光学望远镜光机结构和热控方面涉及到的关键技术进行了阐述,并对发展趋势进行了简要的归纳。

1 可展开空间光学望远镜的发展现状

1.1 大口径空间天文望远镜

光学系统的最小分辨角与口径成反比,集光能力与口径的平方成正比,因此,增大口径对于天文观测及暗弱目标识别至关重要。采用可展开空间望远镜技术建造分块式大口径空间光学望远镜,对空间天文观测等太空探索活动具有重大意义。

1.1.1 詹姆斯·韦伯空间望远镜

由美国航空航天局牵头研制的詹姆斯·韦伯空间望远镜 (James Webb Space Telescope, JWST) 作为目前世界上采用空间分块可展开成像技术的唯一工程化项目,受到广泛关注。JWST 是工作于日地第二拉格朗日点 (L2) 附近轨道的低温红外天文望远镜,探测谱段为 0.6~28.5 μm ,在 2 μm 波段达到角分辨率 0.1" 的衍射极限,主要用于研究星系、恒星和行星系统的起源和演化^[3-4]。

JWST 光学望远镜为三反射镜消像差系统,由主镜、次镜、三镜和精密转向镜等组成^[5]。分块式可展开主镜由 18 块边到边距离约为 1.3 m 的六边形铍质子镜拼接而成,由一对铰链和每个主镜翼 (两侧各一) 上四个闩锁组成的主镜展开机构^[6]在发射时折叠收拢,入轨后展开锁定,将两侧子镜 (每侧三个) 机械调整入位。借助波前传感与控制技术^[7]完成 18 块子镜的共焦共相。展开后的主镜等效为口径 6.5 m 的圆形镜片,集光面积达到 25 m^2 ,如图 1(a) 所示。

JWST 次镜展开机构为步进电机驱动的可展开三脚支架型四连杆机构,包含具有两个刚性支柱和一个带有驱动及闩锁机构的铰接支柱。发射时,次镜展开机构折叠固定在望远镜主背板结构上;入轨展开阶段,通过“解锁-展开-锁定”的展开流程,完成次镜部件的高精度展开和可靠支撑。此外,超低热膨胀系数复合材料的支撑连杆具有较高的轻量化率和优异的力

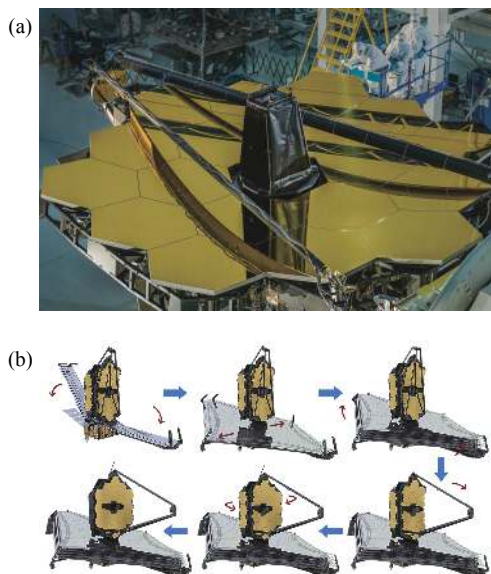


图 1 (a) JWST 展开后的主镜; (b) JWST 在轨展开过程

Fig.1 (a) JWST primary mirror deployed; (b) Deployment sequence of JWST in orbit

热稳定性能,已经顺利通过了发射前次镜展开机构的重力卸载式展开测试^[8]。

精密转向镜提供精确的指向和成像稳定度^[9]。采用大面积可展开遮阳板^[10]与被动制冷相结合的热控方式。JWST 入轨后的整个展开过程如图 1(b) 所示。

1.1.2 大型紫外/光学/红外巡天望远镜

大型紫外/光学/红外巡天望远镜 (Large UV/Optical/IR Surveyor, LUVOIR) 是一种在概念和设计上与 JWST 相似的可展开空间天文望远镜^[11]。目前, LUVOIR 望远镜有两个设计方案, LUVOIR-A 是一个同轴的 15 m 口径分块拼接式望远镜,其主镜由 120 块边到边尺寸为 1.223 m 的子镜组成。LUVOIR-B 是一个离轴的 8 m 口径分块拼接式望远镜,其主镜由 55 块边到边尺寸为 0.955 m 的子镜组成。图 2(a)和图 2(b) 分别为折叠和展开状态下的 LUVOIR-A、LUVOIR-B 望远镜。

LUVOIR 使用与 JWST 相同的“翼形折叠”概念^[13],将主镜包裹在中央仪器柱周围。LUVOIR-A 在主镜的每一侧都有两条铰链线,而由于搭载的火箭整流罩更小,LUVOIR-B 每一侧有三条铰链线,使折叠的主镜可以更接近圆柱形,从而可以更有效地利用整流罩空间。

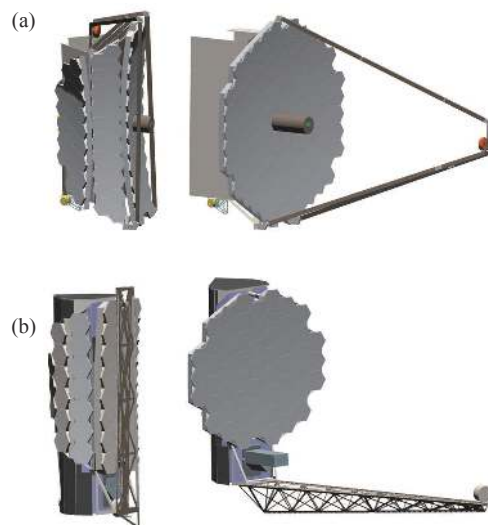


图 2 (a) LUVOIR-A 和 (b) LUVOIR-B 折叠及展开状态^[12]

Fig.2 Stowed and deployed configurations of LUVOIR-A (a) and LUVOIR-B (b)

LUVOIR 两种方案的次镜展开机构存在较大差异。LUVOIR-A 使用与 JWST 类似的设计,次镜向上折叠并位于主镜后面。而 LUVOIR-B 因光学系统无遮拦的要求,使用单个桁架结构。三块平板展开并门锁在一起,形成坚固的三角形横截面梁。

1.2 分块式可展开对地观测望远镜

空间光学高分辨率对地观测已经成为国防安全、地图测绘、资源普查、环保减灾和城市规划等军民领域获取信息的重要手段。分块式可展开对地观测望远镜主要指分块式可展开主镜望远镜,往往也同时涉及次镜的展开。分块式可展开对地观测望远镜增大了光学系统的焦距和孔径,能有效提高空间分辨率。

1.2.1 分块反射镜望远镜

由美国国防部负责开发的分块反射镜望远镜 (Segmented Mirror Telescope, SMT) 展示了发展大型空间拼接反射镜的关键技术,包括轻量化主动反射镜、展开机构以及波前传感和控制技术^[14-15]。SMT 采用卡塞格林光学结构,3 m 口径主镜由六块 1 m 口径碳化硅材料六边形子反射镜拼接而成。每块主动子镜均为一种采用平行致动原理的能动混合镜,能够提供校正子镜镜面局部和全局面形的高致动能力。SMT 原理样机如图 3 所示。



图 3 分块反射镜望远镜

Fig.3 Segmented Mirror Telescope (SMT)

1.2.2 高轨光学合成孔径监视成像卫星

欧洲宇航局提出了高轨光学合成孔径监视成像卫星 (High Orbit optical Aperture Synthesis Instrument for Surveillance, HOASIS) 项目^[16-19], 在地球静止轨道以 2 m 超高分辨率实现每天一次覆盖欧洲的例行调查和对特定区域的应急观测, 如图 4(a) 所示。光学系统采用 Korsch 型光学合成孔径方案, 焦距 108 m, 视场角 0.1°, 成像谱段覆盖全色、多光谱、中波红外 (Mid-Wave Infrared, MWIR) 和长波红外 (Long-Wave Infrared, LWIR)。等效口径为 7 m 的可展开主镜由六块直径为 2 m 的子镜拼接而成, 发射时子镜通过铰链向内折叠, 以适配 Ariane-5 运载火箭, 如图 4(b) 所示。主镜子镜和次镜均包含纳米级五自由度 (Degree

of Freedom, DOF) 调节机构, 用于实现子镜展开后主镜和次镜的精确定位。提出了调制传递函数 (Modulation Transfer Function, MTF) 与信噪比乘积优于 4 的成像质量要求。

1.2.3 面向未来对地观测及科学任务的可展开系统主动光学

法国泰雷兹阿莱尼亚宇航公司提出了面向未来对地观测及科学任务的可展开系统主动光学 (Active Optics in Deployable Systems, AODS) 研究项目^[20], 如图 5 所示。该项目旨在评估将主动光学技术应用于对地观测 (比如地球静止轨道高分辨率成像) 和科学任务 (比如类地系外行星成像及表征) 所需的大型可展开系统校正的可行性。次镜的展开方案基于带状弹簧展开技术^[21-23], 具有折叠状态下次镜直接固定在中央主结构上的形式简单、展开状态下相比较接梁更低的阻塞及卡死风险, 以及展开过程平稳可控等优点。与同样是六边形子镜拼接主镜的 JWST 不同, 该项目主镜采用整体对半折叠方式。相比较接式折叠杆的优势是, 支撑次镜的三根直径 120 mm 带状弹簧可弯曲以适应折叠位置, 并且能够在三个方向 (piston/tip/tilt) 进行主动校正。主镜子镜边到边距离为 1.38 m, 背部安装有校正系统, 确保系统全局波前误差优于 38 nm (RMS)。

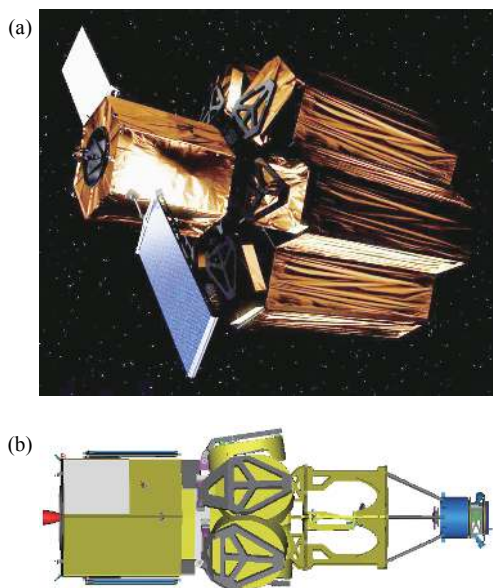


图 4 (a) 卫星展开工作状态; (b) 光学相机主镜折叠状态

Fig.4 (a) HOASIS in deployed configuration; (b) Primary mirror of optical instrument in stowed configuration

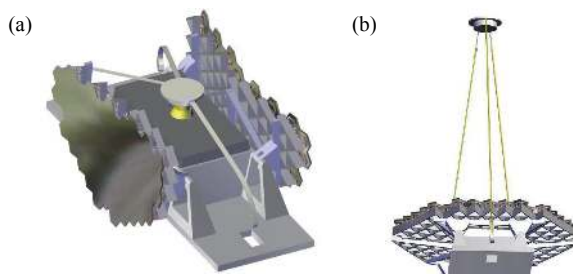


图 5 (a) 主次镜折叠状态; (b) 主次镜展开状态

Fig.5 (a) Primary and secondary mirror in stowed configuration; (b) Primary and secondary mirror in deployed configuration

1.2.4 荷兰 TU Delft 可展开空间望远镜

荷兰代尔夫特理工大学 (TU Delft) 可展开空间望远镜 (Deployable Space Telescope, DST) 旨在大幅降低高分辨率对地观测望远镜的发射成本, 以满足更高时间分辨率和更低价格遥感数据的市场需求^[24-25]。DST 光学系统为斐索型合成孔径环形视场 Korsch 三

反消像差系统,如图 6 所示。设计轨道高度为 500 km, 地元分辨率为 0.25 m, 衍射极限为 550 nm, 展开后孔径为 1.5 m。四块主镜子镜的材料选择为碳化硅, 可在最为关键的 piston/tip/tilt 三个方向致动, 通过主镜支撑结构连接到望远镜主框架。次镜展开机构由四个展开臂组成^[26]。每个展开臂均通过柔性滚动单元铰链连接至望远镜主体和望远镜最前端的次镜十字框架, 展开臂和柔性滚动单元铰链确保了次镜十字框架的稳定性。碳纤维复合材料展开臂主要利用应变能进行展开, 具有质量轻、复杂性低、精度高和重复性好, 以及优异的热性能等优点。

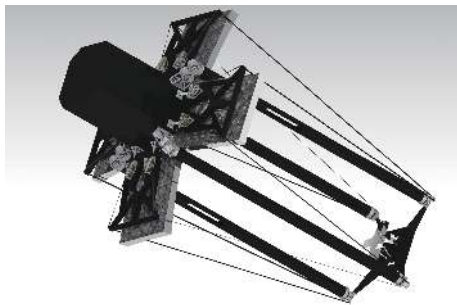


图 6 展开状态下的 TU Delft DST

Fig.6 TU Delft DST in deployed configuration

为了限制热环境变化导致的光学支撑结构变形, 同时满足质量和体积要求, 设置了可展开遮光罩^[27]。可展开遮光罩由可充气臂的支撑结构组成, 该支撑结构被隔热多层材料完全包围。可充气臂由铝卡普顿层合薄膜制成, 由四个冷气体发生器产生的氮气使该结构膨胀。

1.2.5 高分辨率可展开对地观测立方星

英国天文技术中心提出在 3U(1U 为 10 cm×10 cm×10 cm, 下同) 立方体卫星上实现高分辨率可展开成像系统 HighRes^[28], 该系统由四瓣拼接主镜构成的卡塞格林望远镜形成等效口径 300 mm 的可展开望远镜, 如图 7 所示。该系统在全视场内达到衍射极限性能, 可在 500 km 轨道高度上获得 0.92 m 的全色地元分辨率。主镜子镜的对准和共相根据焦面锐度信息来完成, 通过数值仿真进行了验证, 表明在压电驱动丝杠电机和电容传感器测量系统之间采用闭环反馈控制手段, 可以将反射镜以 25 nm 的精度驱动到所需共相位置^[29-30]。

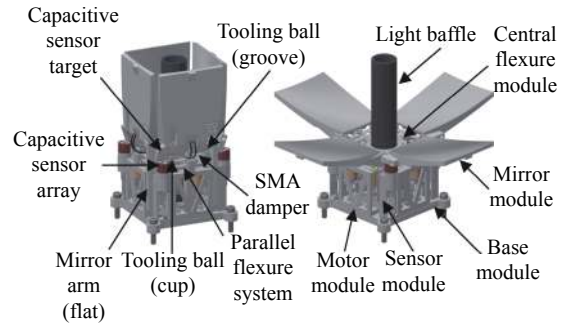


图 7 高分辨率可展开对地观测立方星

Fig.7 High-resolution deployable CubeSat for Earth observation

1.2.6 可展开空间相干成像望远镜

麻省理工学院可展开空间相干成像望远镜 (The Deployable In-Space Coherent Imaging Telescope, DISCIT) 项目旨在开发一种口径为 700 mm 的可展开稀疏孔径望远镜^[31], 通过四块子镜的展开以实现 700 mm 的成像基线, 从而在 500 km 轨道高度上获得 0.5 m 分辨率的图像, 如图 8(a) 和 8(b) 所示。DISCIT 使用柔性复合材料铰链进行主镜子镜的展开和初步定位^[32-34], 该铰链可以实现优于 10 μm 的 piston 轴向位置重复精度以及优于 100 μrad 的 tip/tilt 角度重复性。其次, 通过位于每个复合铰链及其主镜子镜之间的三个压电致动器, 使用基于图像的闭环校准方法对子镜进行共相。图 8(c) 和图 8(d) 分别为折叠及展开状态的铰链。

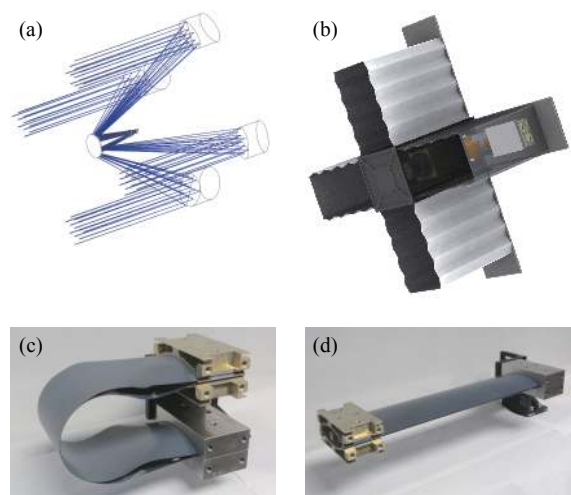


图 8 (a) DISCIT 光学系统; (b) DISCIT 示意图; (c) 折叠状态的铰链; (d) 展开状态的铰链

Fig.8 (a) Optical layout of DISCIT; (b) Schematic diagram of DISCIT; (c) The stowed hinge; (d) The deployed hinge

1.2.7 超轻型稳健航天器结构光学涂层项目

德国布伦瑞克工业大学与弗劳恩霍夫协会层和表面技术研究所等提出的超轻型稳健航天器结构光学涂层^[35](Optical Coatings for Ultra Lightweight Robust Spacecraft Structures, OCULUS)项目的目标是开发一种高质量的金属化工艺,用于对高精度碳纤维增强塑料(Carbon Fiber Reinforced Plastic, CFRP)结构进行表面改性^[36]。该技术可以构建适于空间环境、超轻质量且经济高效的反射镜,并将演示小型空间望远镜概念。提出的 OCULUS-Cube 验证卫星基于 1U 立方星平台,采用 R-C 光学系统^[37],400 km 轨道高度地元分辨率为 1.2 m。超高模量碳纤维主镜设计为四块子镜可展开结构,拼接口径达 260 mm。每块子镜由两个压缩弹簧驱动展开,相比扭力弹簧能够将子镜更好地保持居中。子镜 tilt 通过堆栈压电致动器进行调节。四台压电旋转致动器驱动弹簧臂杆系统以展开次镜,通过调节超高分子量聚乙烯绳索的长度来调整次镜的位姿。图 9(a)为零重力环境下展开概念示意图,图 9(b)为主镜子镜压缩弹簧驱动机构。

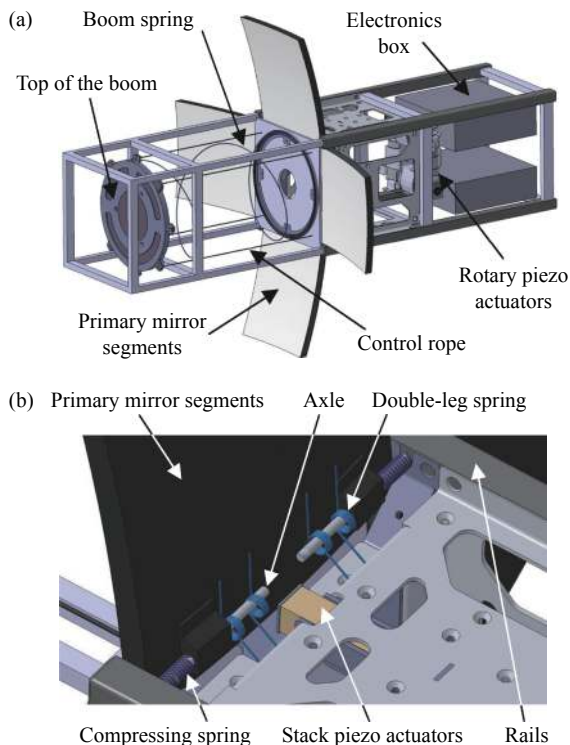


图 9 (a) 零重力环境下展开示意图; (b) 主镜子镜压缩弹簧驱动机构
Fig.9 (a) Proof of concept of deployment in zero gravity; (b) Primary mirror segments deployed by compressing springs

1.2.8 可展开瓣式望远镜

美国犹他州立大学研制的可展开瓣式望远镜(Deployable Petal Telescope, DPT)^[38]采用 272 mm 焦距的卡塞格林光学系统。为缩小发射体积并提高望远镜成像质量,研制了适于 3U 立方星平台的可展开四瓣式主镜展开机构和次镜展开机构,如图 10 所示。主镜的折叠由拨销器这类非爆炸致动器提供锁紧力,展开由机械弹簧通过张紧的绳索传递提供驱动力。子镜的最终定位由子镜和支撑底座之间的半运动学支承控制,机械弹簧力将子镜保持在展开位置,这种被动对准系统降低了对准的成本和复杂性。与主镜机构类似,次镜的展开机构同样由机械弹簧系统提供驱动力,利用阻尼使展开速度维持在较低水平,由运动学定位支承提供高度可重复且准确的定位。可展开次镜能够减小望远镜发射体积,望远镜长度降幅接近 50%,最终总长为 175 mm。

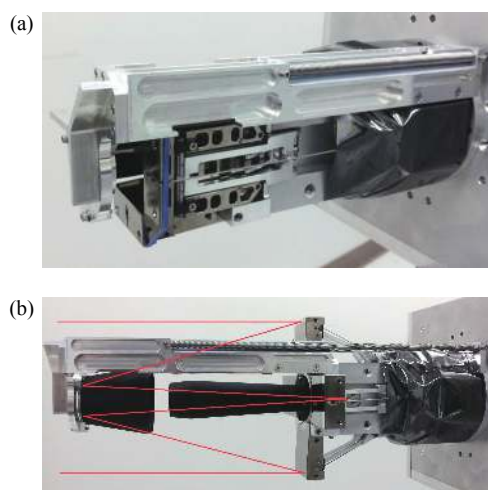


图 10 (a) 折叠状态下的 DPT; (b) 展开状态下的 DPT
Fig.10 (a) The stowed DPT; (b) The deployed DPT

可展开主镜和次镜的对准重复性测量实验^[39]显示能够在长焦距卡塞格林光学配置中支持可见光成像。结合 200 mm 孔径可展开瓣式望远镜和先进商用组件的概念性光学立方星能够达到 1.5 m 地元分辨率,信噪比接近 70。

1.2.9 实时对地观测星座

波兰 SatRevolution 公司联合波兰弗罗茨瓦夫理工大学等机构提出了实时对地观测星座(Real-time Earth-observation Constellation, REC)项目^[40-41],旨在建立轻小型、低成本且重访时间短的对地观测纳卫星星

座,最终目标是通过在 300~350 km 的低地球轨道上部署一千多颗立方星 ScopeSat,以同时优于 1 m 的分辨率实现 30 min 的刷新率。纳卫星折叠状态下的整体尺寸不超过 7U,其中 2U 或 3U 空间设计为模块化可展开望远镜 DeploScope。光学系统采用包括主次镜和三镜等的卡塞格林系统,结合全视场 Korsch 设计和分块式主镜形成的斐索型合成孔径配置克服了像差和视场狭窄的问题。碳化硅主镜借助伸缩杆的作用力进行展开,子镜在三个轴向的定位调整能力将导致连续的波前校正。通过使用高精度微机电系统致动器对次镜进行姿态调整。图 11 为折叠及展开状态的主镜。

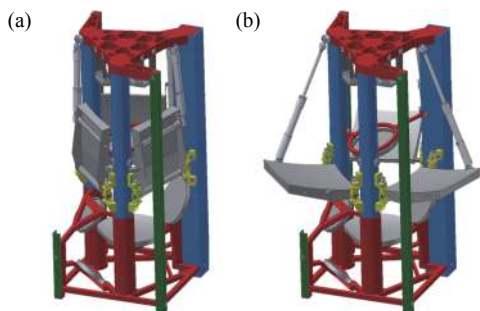


图 11 (a) 折叠状态下的主镜; (b) 展开状态下的主镜

Fig.11 (a) Primary mirror in stowed configuration; (b) Primary mirror in deployed configuration

1.3 光轴方向可展开微纳卫星光学望远镜

光轴方向可展开光学望远镜一般是基于微纳卫星平台设计,目的是沿其光轴展开次镜,以便突破卫星有限的空间对光学系统主次镜间距的限制。事实上,这类以可展开主次镜间连接结构为主的展开机构,其整体质量通常并不轻于传统非展开式刚性结构,但伸缩式展开机构的折叠尺寸明显比传统形式缩小一半以上,显示出较好的空间利用效果。

随着商业航天的蓬勃发展和光学遥感数据的需求增长,光轴方向可展开微纳卫星光学望远镜作为一种展开形式相对简单的技术验证及应用载荷,受到众多大学院所和商业航天公司等机构的高度关注。

1.3.1 遥感与创新太空任务皮卫星

日本遥感与创新太空任务皮卫星 (Pico-satellite for Remote-sensing and Innovative Space Missions, PRISM) 是公开报道中唯一一个已被证实成功发射的可展开光学卫星。这颗由东京大学牵头研制的 8.5 kg

遥感卫星于 2009 年 1 月发射升空^[42],成功进入 660 km 高度的太阳同步轨道,其主要任务是通过利用超小型卫星实现高分辨率遥感,对具有柔性可展开臂的紧凑型光学系统进行技术演示^[43],如图 12(a) 所示。PRISM 是一种孔径为 90 mm 的折射系统,光学系统采用镀有紫外防护膜的萤石复消色差镜组,焦距为 500 mm,地元分辨率为 30 m^[44]。镜组和可展开臂的总质量仅为 2 kg。望远镜从收缩状态到展开状态,可展开臂通过主动控制系统从 10 cm 伸展到 80 cm。可展开臂由柔性材料制成,只需通过内部弹力进行展开,而不需要任何机械致动器。玻璃纤维增强塑料 (Glass Fiber Reinforced Polymer, GFRP) 框架起到螺旋弹簧的作用^[45],当展开结构时,推出透镜及遮光罩,如图 12(b) 所示。遮光罩起到抑制杂光和一定程度的热防护作用。探测器阵列安装在调焦机构上,以校正由柔性可展开臂引起的对焦误差。

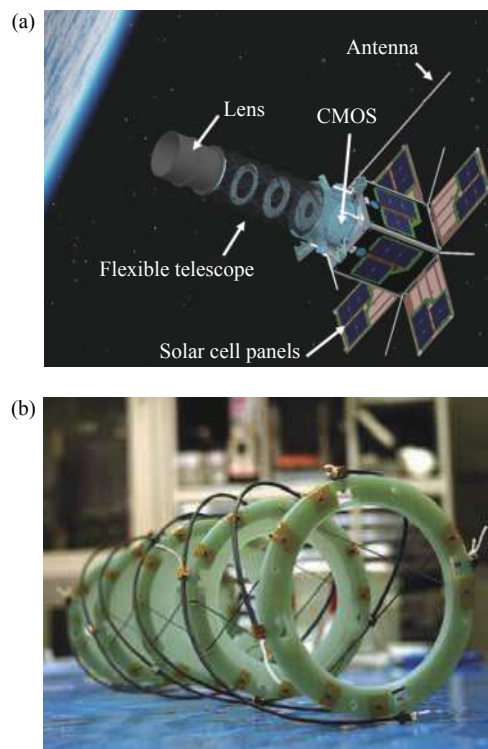


图 12 (a) PRISM 在轨示意图; (b) 可展开臂的框架结构

Fig.12 (a) Overview of the PRISM in orbit; (b) Flame structure of the deployable boom

1.3.2 可折叠多布森空间望远镜

可折叠多布森空间望远镜 (Collapsible Dobson Space Telescope, CDST) 是美国航空航天局埃姆斯研

究中心提出的小型可展开空间望远镜项目^[46],以确定在 10 kg 级 6U 纳卫星上使用 150~200 mm 口径进行对地观测的可行性,如图 13 所示。CDST 将完全容纳在 20 cm×20 cm×10 cm 的纳卫星有效载荷包络空间内,采用口径为 152.4 mm 的整体式主镜,R-C 光学系统在完全展开后具有 F/8 的目标口径。次镜由五根复合材料矩形杆(盘绕式纵梁)组成的盘绕式伸展臂支撑展开。伸展臂能够提供展开所需的大部分应变能,并在沿纵梁的枢轴点处连接到三个铝环上。超高分子量聚乙烯纤维索通过每个纵梁与铝环铰链接口处的各枢轴点馈入。通过电机驱动线轴来控制展开速度,并通过使用线性弹簧向线轴施加扭矩来将最终张力施加到纤维索上,一旦纵梁的大部分应变能释放,该线性弹簧就会在线轴机构的止动装置中释放^[47]。

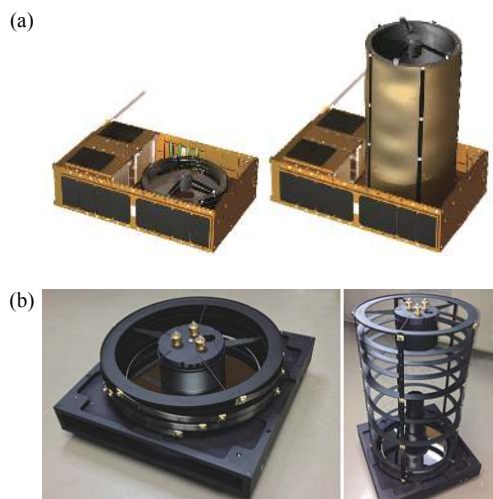


图 13 (a) 可折叠多布森空间望远镜;(b) 收缩(左图)及展开(右图)状态下的可展开主结构

Fig.13 (a) Collapsible Dobson space telescope; (b) Deployable tube primary structure shown collapsed (left) and deployed (right)

1.3.3 英国萨里可展开空间望远镜

英国萨里(Surrey)大学联合萨里卫星技术有限公司等机构正开发一种新型可自动校准的可展开空间望远镜,以满足微小卫星优于 1 m 地元分辨率的要求^[48]。望远镜采用卡塞格林光学系统,通过伸缩式大直径同轴套筒机构将次镜精确、可重复且低冲击地展开 750 mm,展开的套筒机构同时充当遮光罩起到抑制杂光的作用,如图 14(a) 和图 14(b) 所示。

展开机构包括三个同轴的碳纤维套筒,每个套筒的顶部和底部均有法兰,以增加刚度并提供展开机构

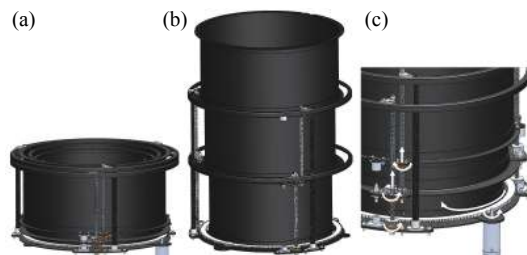


图 14 (a) 折叠状态;(b) 展开状态;(c) 部件的运动方向

Fig.14 (a) Stowed configuration; (b) Deployed configuration; (c) Movement directions of components

安装接口。最下部且最窄的套筒安装在与卫星接口的隔板上。发射入轨后,中部和最上部的套筒以及两个碳纤维环,在圆周上相距 120°布置的三根丝杠的传动作用以及拉齐成型工艺碳纤维管的导引作用下同时展开。该丝杠由环形齿轮和基座上的单台电机驱动,如图 14(c) 所示。碳纤维环为多层绝热材料提供安装表面,同时为丝杠的顶部提供支撑^[49]。展开的套筒被驱动到几处 V 型块进行限位,以提高位置重复性。

在套筒和次镜之间设计有三个相同的精细对准机构,基于形状记忆合金的压紧释放机构(Hold Down and Release Mechanism, HDRM)用于确保发射过程中次镜和遮光罩等零件的安全。展开重复性测试显示出展开机构各轴向优于 1 mm 的较高展开可重复性,并且满足刚度要求,从而能够避免平台微振动引起的图像失真^[50]。

1.3.4 立方星光学载荷可展开镜筒

奥克兰(Auckland)大学研发了一种适用于卡塞格林系统空间望远镜(Deployable Optics for CubeSats, DOC)的可展开镜筒^[51],如图 15(a) 所示。镜筒一端安装 90 mm 口径主镜,另一端支撑次镜。镜筒的三个同轴空心圆筒通过伸缩方式折叠和展开。要求以任一轴向优于 0.1 mm 的可重复能力将次镜沿着光轴方向展开到距离主镜 250 mm 的位置。为了保持所需的形状稳定性,主要结构部件由热稳定材料制成,并具有对准和锁定功能。作为展开机构的驱动元件,无需电能输入的弹簧马达驱动穿过镜筒的绳索,且无需机械齿轮,从而避免了空回和微动力学问题。绳索由凯夫拉尔纤维制成,具有高强度、恶劣条件下一般的耐久性和较低的真空出气等优点。图 15(b) 所示为安装在主镜后面的弹簧马达。在微重力环境下,展开望远镜所需的扭矩极小,仅需克服绳索中的摩擦力和镜筒

之间的滑移作用。采用 3D 打印技术制造了一台 1 : 1 的尼龙材质原理样机, 确认了展开机构的整体可行性^[52]。



图 15 (a) 展开状态下的镜筒; (b) 安装在主镜后面的弹簧马达
Fig.15 (a) Deployable barrel in deployed configuration; (b) Spring motor mounted below primary mirror

1.3.5 可展开望远镜被动展开机构

韩国航空大学提出一种促进卫星小型化的可展开空间望远镜高精度展开机构^[53-54]。被动展开机构主要由分别安装主次镜的上下面板、用于连接两个面板的八根定制连杆、用于驱动机构的四个弹簧铰链和用于防止连杆扭曲的八个支撑模块组成^[55]。图 16 所

示为展开机构的工作原理。在折叠状态下, 弹簧铰链的恢复力被分离装置抑制。当分离装置释放展开时, 连杆通过四个弹簧铰链的恢复力展开。

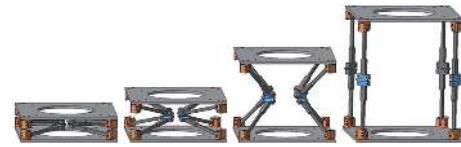


图 16 展开机构工作原理
Fig.16 Working principle of the deployment mechanism

锥形连杆、球形柱塞和门锁装置能够提高对准精度, 减少偏心、倾斜和间隙对准误差。通过理论分析和原理样机制造, 设计并制造重力补偿的测量平台, 测量了可能在轨道上发生的对准误差。使用由五个基于非接触激光位移传感器的测量平台, 对展开机构的对准性能进行了实验研究。

综上, 目前国外已发射或在研的可展开空间光学望远镜部分典型项目的基本信息如表 1 所示。

表 1 国外可展开空间光学望远镜部分典型项目

Tab.1 Some typical projects of foreign deployable space optical telescopes

Project	Application	Country	Launch time	Working spectrum	Aperture/m	Spatial resolution	Mass/kg	Adjustment ability
JWST	Astrophysics	USA	2021	0.6-28.5 μm	6.5	0.1"	6200	Six DOFs + radius of curvature
LUVOIR-A	Astrophysics	USA	2039	0.1-2.5 μm	15	≤ 16 milli-arcseconds at 500 nm	27801	Six DOFs positioning
LUVOIR-B	Astrophysics	USA	2039	0.1-2.5 μm	8	≤ 16 milli-arcseconds at 500 nm	15132	Six DOFs positioning
SMT	EO	USA	—	0.4-0.7 μm	3	—	—	Six DOFs + face sheet actuation
HOASIS	EO	ESA	—	0.45-0.79 μm , MWIR, LWIR	7	2 m@36000 km	8662	Five DOFs
AODS	EO and Science	France	—	—	~17	—	—	Piston/tip/tilt
TU Delft DST	EO	Netherlands	—	0.45-0.7 μm	1.5	0.25 m@500 km	<100	Piston/tip/tilt
HighRes	EO	United Kingdom	—	Visible	0.3	0.92 m@500 km	8	Piston/tip/tilt
DISCIT	EO	USA	—	0.39-0.7 μm	0.7	0.5 m@500 km	~17	Piston/tip/tilt
OCULUS	EO	Germany	—	—	0.26	1.2 m@400 km	—	Tilt
DPT	EO	USA	—	Visible	0.2	1.3 m@500 km	—	Tilt
ScopeSat	EO	Poland	2023	Visible	—	<1 m@300-350 km	10	Piston/tip/tilt
PRISM	EO	Japan	2009	Visible	0.09	30 m@660 km	8.5	—
CDST	EO	USA	—	Visible	0.152	1.2 m@250 km	10	Piston/tip/tilt of the secondary mirror
Surrey DST	EO	USA	—	Visible	0.3	1 m@500 km	<100	Piston/tip/tilt of the secondary mirror
Auckland DOC	EO	New Zealand	—	Visible	0.09	—	—	—

1.4 可展开空间望远镜国内研究现状

中国科学院长春光学精密机械与物理研究所董吉洪等人^[56]提出了主镜展开机构设计思路和设计要点,并给出了 4 m 口径主镜可展开空间望远镜的设计方案。左玉弟等人^[57]针对某光学系统设计了一种基于带状弹簧的新型空间望远镜自展开机构,开展了原理样机展开实验。杨会生等人^[58-61]提出了 8 m 口径可展开合成孔径光学系统方案,主镜由 10 块直径 1.9 m 的碳化硅圆形反射镜子镜拼接而成,每块子镜通过六自由度刚体运动致动器进行调节和共相。并对空间甚大口径分体自重组式主镜系统的关键技术进行了研究,建立了定值共相误差影响的分析理论,对主镜共相精度公差进行了合理分配及优化^[62]。张龙^[63]开展了缩比验证系统的共相调整试验验证,搭建了拼接式主镜卡塞格林系统波前探测实验平台,验证了基于斐索干涉仪共相探测技术的可行性。

北京空间飞行器总体设计部 Ni Yanshuo 等人^[64]设计了一种用于次镜展开的四连杆机构,以满足天基光学遥感系统的高精度在轨展开要求。采用有限元方法对锁紧状态下的整体热变形进行了模拟,分析了四连杆机构在轨道上的重复展开精度。此外,Zhang Shuyang 等人^[65]基于带有主动锁紧装置的开尔文支承设计了一种高精度展开机构,以满足新型有效载荷在轨展开重复定位精度达到 0.005° 的要求。并进行了理论分析、仿真分析和原理样机测试。

中国科学院西安光学精密机械研究所李创等人针对可展开空间望远镜技术进行了多项研究。提出了一些不同形式的展开机构、精度调节系统、展开精度测量系统等,主要包括三点六足式带弹簧次镜展开机构^[66-67]、盘绕式碳纤维杆次镜自展开结构^[68]、基于形状记忆合金的锁紧释放机构^[69-70]、基于 Stewart 平台的次镜六自由度调节机构^[71]和基于位置敏感探测器的次镜展开机构对准检测系统^[72]等,并开展了原理样机成像试验。

苏州大学王振坤等人^[73-74]研究了一种无主动光学系统,可快速精准展开,适用于 3U 立方星的高分辨率空间相机光学系统,给出了十字形四矩形稀疏孔径光瞳函数和 MTF 的解析表达式,提出了平均 MTF 曲线等适用于非圆对称光瞳结构的 MTF 评价指标,进行了孔径结构形状参数优化和力学仿真分析。

综合来看,国内对于空间光学望远镜的主镜展开进行了一些概念研究、初步设计和样机实验。在分块式可展开对地观测望远镜的主镜展开机构,以及光轴方向可展开微纳卫星光学望远镜涉及到的次镜展开机构和可展开遮光罩等方面进行了设计研究和实验探索,取得了一定的科研成果。但是不难看出,与国外相比,国内在这一领域的起步较晚,发展水平还有差距,实现工程化的成果尚未见报道。

2 可展开空间光学望远镜的关键技术

2.1 高轻量化高稳定主动镜面技术

可展开空间望远镜与传统非展开式望远镜相比,具有更柔性的结构和相对更低的固有频率,这就对主镜提出了高轻量化和高刚度的要求。常用的主镜材料包括微晶玻璃、超低膨胀玻璃 ULE、碳化硅,以及具有较高比刚度和优异热稳定性能的碳纤维复合材料等。另一方面,分块式可展开空间望远镜需要进行拼接面形的监测和调整,对可见光波段而言,一般要求达到几十分之一波长的纳米量级,这就对主镜的刚体运动多自由度调节、镜面曲率半径甚至面形调整能力提出了严格的要求。比如,JWST 铍材料主镜子镜(包括子镜支撑结构)的面密度仅为 25 kg/m²^[75],大约只是哈勃望远镜的七分之一,子镜背部的低温微位移致动器能够在 21 mm 的有效行程内实现 7 nm 步进精度的稳定输出^[76],确保子镜的六自由度位姿和曲率半径的精细调节。美国 SMT 碳化硅材料主镜子镜的面密度为 10~15 kg/m²,采用的能动混合镜技术提供子镜镜面包括局部和全局影响的高致动能力^[77]。SMT 子镜背部的位姿致动器也提供了六自由度的调节能力。

基于直接成像法的探测遥远暗弱类地行星(与宿主恒星的对比度可达 10⁻¹⁰ 量级)的大口径可展开空间天文望远镜需要高稳定光学系统和高通量日(星)冕仪进行联合工作,一般要求 10 min 内优于 10 pm 的波前误差动态稳定性^[78],这对分块子镜提出了皮米级分辨率致动的严苛要求。

将主动镜面技术应用于可展开空间望远镜,能够放宽制造公差,显著减少测试时间和成本,缩短研制周期。此外,主动镜面技术还可以补偿重力和轨道热畸变的影响。

2.2 波前传感与控制 and 自适应光学

自适应光学一般是指一种光学控制系统,其中入射光的相位畸变由波前传感器测量,并由变形镜校正,变形镜具有通过镜面变形改变反射光相位的能力^[79]。

可展开空间光学望远镜在轨展开后,因受空间温度场、微重力场等空间环境的影响和展开机构本身的特点,望远镜系统不可避免地会存在一定的波前误差,直接影响成像质量,需要予以调整修正。尤其对于分块式拼接主镜而言,子镜的光学共相位对实现高分辨率成像至关重要,是一项严峻的技术挑战。目前常用的解决方法是基于波前传感与控制技术对波前误差进行实时监测,利用子镜背部的致动器进行位姿和面形的调整,从而实现子镜精确和稳定的定位。此外,一般还需要在光路中加入变形镜,以校正残余误差。

在传统的自适应光学中,由于变形镜的响应速度远远快于波前传感器的采样率,变形镜的动力学特性可以忽略。但对于分块式拼接大口径主镜而言,其自适应光学系统与传统自适应光学系统最大的不同是,因子镜尺寸大且材料轻质,构成可变形反射镜的分块反射镜相当柔性。变形镜的动力学特性不能被忽略,必须在控制系统设计中予以考虑^[80]。

大口径空间天文望远镜常选在空间环境较为稳定的日地 L2 点轨道工作, JWST 通过大型遮阳板将太阳直射光挡在反射镜和卫星结构之外以解决热控制问题,这由于卫星相对于太阳始终处于相同的位置而相对容易实现。相比而言,分块式可展开对地观测望远镜需要频繁侧摆机动以观测不同的地面目标^[81],轨道热环境和大气扰动也更为复杂,将有更多的输入噪声进入光学系统,这些噪声源包括姿态控制系统和反射镜表面温度梯度的变化等。此外,对地观测时,实现连续的控制或大型遮阳板以遮蔽反射镜要困难得多。一方面,地球表面反射的能量是以反照率的形式存在的;另一方面,地球本身作为红外辐射源能够被望远镜吸收,在对地观测时无法被屏蔽^[82]。因此,分块式可展开对地观测望远镜更需要波前传感与控制 and 自适应光学技术。

2.3 机构的微动力学响应与高精度展开

在可展开空间望远镜结构中,微动力学响应作为一类低量级非线性动态响应普遍存在。微动力学主

要由结构中机械接头的不稳定性引起,该不稳定性是由机械部件之间的摩擦或摩擦引起的滑移导致的^[83]。因此,降低或消除微动力学需要降低或消除摩擦引起的接头滑移。包括迟滞效应在内的非线性响应降低了展开机构的固有频率和振动输入下的不稳定性。

可展开空间望远镜的展开机构必须具有可靠的机械设计、有效的展开及较高的精度和稳定性。与其他如天线和太阳能帆板等空间展开机构相比,空间光学望远镜的精密展开机构具有高精度、高刚度和高稳定性的特点,展开精度相对而言一般要高得多。

2.4 可展开光学系统微振动抑制技术

微振动的来源主要是动量轮、制冷剂或燃料的湍流、推进剂燃烧、复合材料微开裂和其他运动机构等的微小扰动^[84]。

可展开空间光学望远镜在轨工作时是一个柔性系统,其第一阶固有频率较低,动力学行为较为复杂。展开机构一般也由杆、索和膜等结构组成,存在大量的柔性或半刚性元件。微振动对光学望远镜的影响主要包括光轴不稳定导致像质劣化和光学组件偏离设计位置导致光学系统调制传递函数下降。开展微振动指标论证、振源特性分析、微振动集成仿真分析与评估、抑制技术、地面模拟试验和在轨试验等方面的研究,对可展开空间光学望远镜的研制具有重要意义。

2.5 可展开光学系统热学稳定性

对于可展开空间光学望远镜尤其是大口径拼接主镜望远镜来说,热变形是一个极为突出的问题。可展开光学系统入轨后,由于空间环境的高真空、冷黑背景^[85]、外部热通量以及系统热耗散的影响,光机系统会出现温度梯度及由此引起的不可避免的热弹性变形,将会降低光机系统的固有尺寸稳定性。此外,因暴露于太阳辐射通量的激增而引起的热颤振效应也会影响光学系统的指向稳定性或引起光学系统本身的不稳定,从而引起波前抖动。

空间望远镜的热设计^[86]主要是采用各种方式确保望远镜在轨热环境下能够正常工作。除了光学件与结构件热匹配、热补偿和热隔离,以及主被动相结合精细化热控制技术等传统热设计之外,可展开光学望远镜往往还涉及到大型可展开式遮阳板或可展开

遮光罩的应用。因此,需要关注遮光结构的构型设计、材料和涂层的选取、薄膜材料的失效分析和高度非线性的展开过程等,并开展相关的仿真分析和测试试验。

3 可展开空间光学望远镜的发展趋势

(1) 从分块式可展开对地观测望远镜到大口径空间天文望远镜,拼接主镜子镜的调节需求普遍由三自由度位姿提升到六自由度位姿,且可能要求曲率半径甚至面形控制的致动能力。另一方面,可展开空间望远镜的分块式主镜、次镜展开机构和可展开遮光罩等展开机构的形式越来越多样化,同时也大量应用碳纤维、柔性索、薄膜材料和智能材料等新材料。可展开空间望远镜将向展开形式更新颖,展开机构轻量化、高精度和智能化的方向发展。

(2) 可展开空间望远镜的口径从十几厘米到十几米,质量从几公斤到几吨,覆盖从微纳卫星光学载荷到超大口径光学系统的各种规格。展开后的望远镜尺度接近甚至超过卫星平台的尺度,尤其是 JWST 以及后续规划的口径 10 m 级空间天文望远镜项目,望远镜展开后的尺度远大于集成度越来越高的卫星平台,已成为卫星结构空间尺度上的绝对主体。传统的“以平台为中心”的设计方法将难以满足未来的发展需求。可展开空间望远镜技术的发展将大力推动“以载荷为中心”设计思想下望远镜与卫星平台的一体化设计。

(3) 分块可展开光学望远镜技术的不断成熟和工程应用,使得空间大口径甚至超大口径光学成像成为可能。正是由于可展开大口径光机系统带来的分辨率和探测能力的优势,国际天文观测领域规划的多台空间望远镜都采用了分块式拼接主镜和可展开次镜的设计构型。此外,将可展开空间望远镜部署在地球静止轨道,借助轨道较高的优势可实现对目标的持续观测甚至视频监控,能够显著提高时间分辨率。可以预见,空间分块可展开光学望远镜技术将极大地推动大口径光学系统的空间应用。可展开空间望远镜将在对地观测和空间环境探测等领域获得广泛的应用。

(4) 可展开空间望远镜与在轨组装望远镜及远期的在轨制造望远镜等空间光学研究热点领域之间存

在广泛的共性技术,比如超轻型主动镜面、波前传感与控制、镜面共相和高力热稳定性等方面。可展开空间望远镜技术与在轨重构、在轨组装、在轨制造等技术融合发展、互相促进,不断推动空间光学载荷向规模更庞大、结构更灵活、功能更复杂、性能更先进的方向发展,将促进空间光学技术的跨越式进步,掀起空间科学研究的新一轮热潮。

4 结 论

随着空间技术的快速发展以及应用需求的强力牵引,可展开空间光学望远镜技术已成为空间领域研究热点之一,正成为光学、机械、材料、电子学、控制等多学科深度协同发展的综合技术,将在太空探索和对地观测等方面发挥重要作用。文中综述了国内外可展开空间光学望远镜的研究进展,归纳了一些关键技术和发展趋势。从提高分辨率、缩小发射体积、降低发射成本,以及技术成熟度等方面来看,可展开空间光学望远镜将是未来十几年内极具可行性和有效性的技术途径,也是未来一段时期发展超大规模空间光学设施的必经之路。

参考文献:

- [1] Lillie C F. Large deployable telescopes for future space observatories [C]//UV/Optical/IR Space Telescopes: Innovative Technologies and Concepts II, 2005, 5899: 58990D.
- [2] Zhang Xuejun, Fan Yanchao, Bao He, et al. Applications and development of ultra large aperture space optical remote sensor [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2016, 24(11): 2613-2626. (in Chinese)
- [3] Greenhouse M A. The JWST science instrument payload: mission context and status [C]//UV/Optical/IR Space Telescopes and Instruments: Innovative Technologies and Concepts VI, 2013, 8860: 886004.
- [4] Sabelhaus P A, Decker J E. An overview of the James Webb Space Telescope (JWST) project [C]//Optical, Infrared, and Millimeter Space Telescopes, 2004, 5487: 550-563.
- [5] Clampin M. Status of the James Webb space telescope observatory [C]//Space Telescopes and Instrumentation 2012: Optical, Infrared, and Millimeter Wave, 2012, 8442: 84422A.
- [6] Reynolds P, Atkinson C, Gliman L. Design and development of the primary and secondary mirror deployment systems for the cryogenic JWST [C]//37th Aerospace Mechanisms Symposium,

- 2004: 29-44.
- [7] Acton D S, Knight J S, Contos A, et al. Wavefront sensing and controls for the James Webb space telescope [C]//Space Telescopes and Instrumentation 2012: Optical, Infrared, and Millimeter Wave, 2012, 8442: 84422H.
- [8] Kimble R A, Bowers C W, McElwain M W, et al. Completion of the JWST spacecraft/sunshield and telescope/instrument elements [C]//American Astronomical Society Meeting, 2020, 235: 372-10.
- [9] Clampin M. Overview of the James Webb space telescope observatory [C]//UV/Optical/IR Space Telescopes and Instruments: Innovative Technologies and Concepts V, 2011, 8146: 814605.
- [10] Arenberg J, Flynn J, Cohen A, et al. Status of the JWST sunshield and spacecraft [C]//Space Telescopes and Instrumentation 2016: Optical, Infrared, and Millimeter Wave, 2016, 9904: 990405.
- [11] The LUVOIR Team. The LUVOIR mission concept study final report [R]. Washington: National Aeronautics and Space Administration, 2019.
- [12] Park S, Eisenhower M J, Bolcar M R, et al. LUVOIR thermal architecture overview and enabling technologies for picometer-scale WFE stability [C]//2019 IEEE Aerospace Conference, 2019: 1-13.
- [13] Hylan J E, Bolcar M R, Crooke J, et al. The large UV/Optical/Infrared surveyor (LUVOIR): decadal mission concept study update [C]//2019 IEEE Aerospace Conference, 2019: 1-15.
- [14] Allen M R, Kim J J, Agrawal B N. Correction of an active space telescope mirror using a deformable mirror in a woofer-tweeter configuration [J]. *Journal of Astronomical Telescopes, Instruments, and Systems*, 2016, 2(2): 029001.
- [15] Watson J J. Correcting surface figure error in imaging satellites using a deformable mirror[D]. Monterey: Naval Postgraduate School, 2013.
- [16] Mesrine M, Thomas E, Garin S, et al. High resolution earth observation from geostationary orbit by optical aperture synthesis [C]//International Conference on Space Optics, 2006, 10567: 105670B.
- [17] Aguirre M, Bézy J L. ESA activities related to high resolution imaging from GEO [C]//HR GEO User Consultation Workshop, 2010.
- [18] Bello U D, Massotti L. ESA studies on HR imaging from geostationary satellites [C]//2nd GEO-HR User Consultation Workshop, 2013.
- [19] Decourt R. Hoasis: Surveillance à haute résolution depuis l'orbite géostationnaire [EB/OL]. (2013-08-02) [2021-01-01] <http://www.futura-sciences.com/magazines/espace/infos/actu/d/astro/astronautique-hoasis-surveillance-haute-resolution-depuis-orbite-geostationnaire-48077/>.
- [20] Behar-Lafenetre S. Active optics in deployable systems for future EO and science missions[R]. Cannes: Thales Alenia Space France SAS, 2020.
- [21] Marone-Hitz P. Modeling of spatial structures deployed by tape springs: Towards a home-made modeling tool based on rod models with flexible cross sections and asymptotic numerical methods[D]. Marseille: Ecole Centrale Marseille, 2014.
- [22] Picault E, Bourgeois S, Cochelin B, et al. A new rod model for the folding and deployment of tape springs with highly deformable cross-sections [C]//7th International Conference on Computational Mechanics for Spatial Structures, 2012: 2-83.
- [23] Picault E, Bourgeois S, Cochelin B, et al. On the folding and deployment of tape springs: A large displacements and large rotations rod model with highly flexible thin-walled cross-sections [C]//53rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, 2012: 1956.
- [24] Dolkens D, Kuiper J M. A deployable telescope for sub-meter resolutions from microsatellite platforms [C]//International Conference on Space Optics, 2014: 10563.
- [25] Dolkens D, Marrewijk G V, Kuiper H. Active correction system of a deployable telescope for Earth observation [C]//International Conference on Space Optics, 2018, 11180: 111800A.
- [26] Dolkens D, Kuiper H, Corbacho V V. The deployable telescope: A cutting-edge solution for high spatial and temporal resolved earth observation [J]. *Advanced Optical Technologies*, 2018, 7(6): 365-376.
- [27] Arink J W. Thermal-mechanical design of a baffle for the deployable space telescope[D]. Delft: Delft University of Technology, 2019.
- [28] Schwartz N, Pearson D, Todd S, et al. A segmented deployable primary mirror for earth observation from a CubeSat platform [C]//29th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, 2016.
- [29] Schwartz N, Pearson D, Todd S, et al. Laboratory demonstration of an active optics system for high-resolution deployable CubeSat [C]//Small Satellites, System & Services Symposium, 2018.
- [30] Schwartz N, Brzozowski W, Milanova M, et al. High-resolution deployable CubeSat prototype [C]//Space Telescopes and

- Instrumentation 2020: Optical, Infrared, and Millimeter Wave, 2020, 11443: 1144331.
- [31] Silver M J, Echter M A, Reid B M, et al. Precision high strain composite hinges for the deployable in-space coherent imaging telescope [C]//3rd AIAA Spacecraft Structures Conference, 2016: 0969.
- [32] Silver M, Echter M. Precision high-strain composite hinges for deployable space telescopes [C]//44th Aerospace Mechanisms Symposium, 2018: 417.
- [33] Echter M A, Silver M J, D'Elia E, et al. Recent developments in precision high strain composite hinges for deployable space telescopes [C]//AIAA Spacecraft Structures Conference, 2018: 0939.
- [34] Echter M A, Gillmer S R, Silver M J, et al. A multifunctional high strain composite (HSC) hinge for deployable in-space optomechanics [J]. *Smart Materials and Structures*, 2020, 29(10): 105010.
- [35] Stoll E, Mindermann P, Grzesik B, et al. Oculus-Cube – a demonstrator of optical coatings for ultra lightweight robust spacecraft structures [C]//11th IAA Symposium on Small Satellites for Earth Observation, 2017.
- [36] Grzesik B, Mindermann P, Linke S, et al. Alignment mechanism and system concept of a scalable deployable ultra-lightweight space telescope for a 1U CubeSat demonstrator [C]//68th International Astronautical Congress (IAC), 2017.
- [37] Grzesik B, Stoll E, De Wit J, et al. Manufacturing and preliminary testing of a scalable deployable ultra-lightweight space telescope [C]//Small Satellites, System & Services Symposium, 2018.
- [38] Champagne J, Crowther B, Newswander T. Deployable mirror for enhanced imagery suitable for small satellite applications [C]//27th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, 2013.
- [39] Champagne J, Hansen S, Newswander T, et al. CubeSat image resolution capabilities with deployable optics and current imaging technology [C]//28th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, 2014.
- [40] Łapczyński R. Real-time earth-observation constellation (REC) [C]//ITU Regional Innovation Forum for Europe on Bridging the Digital Innovation Divide, 2018.
- [41] Graja A, Ćwikła M, Kwapisz P. DeploScope – A modular deployable CubeSat telescope [C]//2018 International Young Scientists and Students Workshop, 2018: 18-24.
- [42] Tanaka T, Sato Y, Kusakawa Y, et al. The operation results of earth image acquisition using extensible flexible optical telescope of "PRISM" [C]//27th Interlational Symposium on Space Technology and Science, 2009.
- [43] Sato Y, Kim S K, Kusakawa Y, et al. Extensible flexible optical system for nano-scale remote sensing satellite "PRISM" [C]//Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Space Technology Japan, 2009, 7: Tm_13-18.
- [44] Inamori T, Shimizu K, Mikawa Y, et al. Attitude stabilization for the nano remote sensing satellite PRISM [J]. *Journal of Aerospace Engineering*, 2013, 26(3): 594-602.
- [45] Komatsu M, Nakasuka S. University of Tokyo nano satellite project "PRISM"[C]//Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Space Technology Japan, 2009, 7: Tf_19-24.
- [46] Agasid E, Rademacher A, McCullar MI, et al. Study to determine the feasibility of a earth observing telescope payload for a 6U nano satellite[R]. Moffett Field: Ames Research Center, 2010.
- [47] Agasid E, Ennico-Smith K, Rademacher A. Collapsible space telescope (CST) for nanosatellite imaging and observation [C]//27th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, 2013.
- [48] Gooding D, Richardson G, Haslehurst A, et al. A novel deployable telescope to facilitate a low-cost <1 m GSD video rapid-revisit small satellite constellation [C]//International Conference on Space Optics, 2018: 11180.
- [49] Shore J, Blows R, Viquerat A, et al. A new generation of deployable optics for Earth observation using small satellites [C]//18th European Space Mechanisms and Tribology Symposium, 2019: 1-8.
- [50] Shore J, Blows R, Viquerat A, et al. A novel deployable telescope for earth observation [C]//AIAA Scitech 2021 Forum, 2021: 1034.
- [51] Aglietti G S, Honeth M, Gensemer S, et al. Deployable optics for CubeSats [C]//34th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, 2020.
- [52] Yalagach A, Aglietti G, Honeth M, et al. Deployable barrel for a CubeSat 's optical payload [C]//AIAA Scitech 2021 Forum, 2021: 1791.
- [53] Jeong S, Choi J, Lee D, et al. The establishment of requirement and kinematic analysis of mechanism for deployable optical structure [J]. *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, 2014, 42(8): 701-706.
- [54] Choi J, Lee D, Hwang K, et al. A mechanism for a deployable optical structure of a small satellite [J]. *International Journal of Precision Engineering and Manufacturing*, 2015, 16(12): 2537-2543.

- [55] Choi J, Lee D, Hwang K, et al. Design, fabrication, and evaluation of a passive deployment mechanism for deployable space telescope [J]. *Advances in Mechanical Engineering*, 2019, 11(5): 1687814019852258.
- [56] Dong Jihong, Chen Xiaowei. Analysis on design strategies of lager-aperture deployable primary mirror of space telescopes [J]. *China Mechanical Engineering*, 2012, 23(14): 1667-1670. (in Chinese)
- [57] Zuo Yudi, Jin Guang, Xie Xiaoguang, et al. Design of the spontaneous deployable mechanism for space telescope based on lenticular tape springs [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2017, 46(5): 0518002. (in Chinese)
- [58] Yang Huisheng, Zhang Xuejun, Li Zhilai, et al. Study of the impact of co-phasing errors for segmented primary mirror using nonlinear analysis [J]. *Optik*, 2019, 191: 80-88.
- [59] Yang Huisheng, Zhang Xuejun, Bao He, et al. Influence of random aspheric parameter errors on the wavefront deformation for segmented primary mirror and its correction [J]. *Optik*, 2020, 200: 163406.
- [60] Yang Huisheng, Zhang Xuejun, Li Zhilai, et al. Impact of random segment pose errors for deployable telescope and its tolerance allocation [J]. *Optics Communications*, 2020, 456: 124549.
- [61] Yang Huisheng, Zhang Xuejun, Liu Baixu, et al. Large rigid-body displacement parameters extraction of segmented mirror in pose co-phasing adjustment simulation analysis using constrained optimization method [J]. *Optik*, 2020, 224: 165748.
- [62] Yang Huisheng. Research on key technologies of ultra large aperture deployable primary mirror system [D]. Changchun: Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, 2019. (in Chinese)
- [63] Zhang Long. Research on optical co-phasing detection technology of segmented telescope [D]. Changchun: Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, 2020. (in Chinese)
- [64] Ni Yanshuo, Zhang Shuyang, Liu Dong, et al. A four-bar linkage designed to accurately deploy the secondary mirror of a large space-based optical remote sensing system [C]//2019 IEEE 9th Annual International Conference on CYBER Technology in Automation, Control, and Intelligent Systems (CYBER), 2019: 1073-1078.
- [65] Zhang Shuyang, Ni Yanshuo, Pan Bo, et al. A high-accuracy deployment mechanism designing based on Kelvin couplings with active locking devices [C]//2019 IEEE 9th Annual International Conference on CYBER Technology in Automation, Control, and Intelligent Systems (CYBER), 2019: 1096-1101.
- [66] Feng Xuegui, Li Chuang, Ren Guorui. Medium-sized aperture deployable telescope for microsatellite application [C]//International Symposium on Photoelectronic Detection and Imaging, 2011, 8196: 81961V.
- [67] Li Chuang, Feng Xuegui. Deployment precision measurement modeling of a deployable space telescope based on tape springs [C]//Seventh International Symposium on Precision Engineering Measurements and Instrumentation, 2011, 8321: 83212R.
- [68] Zhao Chao. Research on self-deployable structure of secondary mirror of space telescope [D]. Xi'an: Xi'an Institute of Optics and Precision Mechanics, 2014. (in Chinese)
- [69] Zhong Peifeng. Research on the deployment technology to the secondary mirror of the deployable lightweight space telescope [D]. Xi'an: Xi'an Institute of Optics and Precision Mechanics, 2017. (in Chinese)
- [70] Lei Wang, Li Chuang, Zhong Peifeng, et al. Realization and testing of a deployable space telescope based on tape springs [C]//Pacific Rim Laser Damage, 2017, 10339: 1033920.
- [71] Zhou Nan. Research on six degrees of freedom adjustment of secondary mirror in space telescopes [D]. Xi'an: Xi'an Institute of Optics and Precision Mechanics, 2015. (in Chinese)
- [72] Feng Xuegui. Research on the measurement of alignment of the deployable telescope secondary mirror [D]. Xi'an: Xi'an Institute of Optics and Precision Mechanics, 2012. (in Chinese)
- [73] Wang Zhenkun, Zhao Zhicheng, Liu Li. Optimization of structural parameters of sparse apertures with four rectangular sub-apertures [C]//AOPC 2019: Space Optics, Telescopes, and Instrumentation, 2019, 11341: 1134113.
- [74] Wang Zhenkun. Design of deployable high-resolution camera for earth observation 3U CubeSat [D]. Suzhou: Soochow University, 2020. (in Chinese)
- [75] Stahl H P. Design study of 8 meter monolithic mirror UV/optical space telescope [C]//Space Telescopes and Instrumentation, 2008, 7010: 701022.
- [76] Chonis T S, Gallagher B B, Knight J S, et al. Characterization and calibration of the James Webb space telescope mirror actuators fine stage motion [C]//Space Telescopes and Instrumentation, 2018, 10698: 106983S.
- [77] Kim J J, Mueller M, Martinez T, et al. Impact of large field angles on the requirements for deformable mirror in imaging satellites [J]. *Acta Astronautica*, 2018, 145: 44-50.
- [78] Saif B, Chaney D, Greenfield P, et al. Measurement of picometer-scale mirror dynamics [J]. *Applied Optics*, 2017,

- 56(23): 6457-6465.
- [79] Tyson R K. Principles of Adaptive Optics[M]. 3rd ed. USA: CRC Press, 2010.
- [80] Nagashima M, Agrawal B N. Active control of adaptive optics system in a large segmented mirror telescope [J]. *International Journal of Systems Science*, 2014, 45(2): 159-175.
- [81] Liu Tao. An overview of development of foreign large aperture reflection imaging technology on geostationary orbit [J]. *Spacecraft Recovery & Remote Sensing*, 2016, 37(5): 1-9. (in Chinese)
- [82] Looyzen M W. Combined integral and robust control of the segmented mirror telescope[D]. Monterey: Naval Postgraduate School, 2009.
- [83] Lake M S, Hachkowski M R. Design of mechanisms for deployable, optical instruments: guidelines for reducing hysteresis[R]. Hampton: Langley Research Center, 2000.
- [84] Corbacho V V, Kuiper H, Gill E. Review on thermal and mechanical challenges in the development of deployable space optics [J]. *Journal of Astronomical Telescopes, Instruments, and Systems*, 2020, 6(1): 010902.
- [85] Yang Shuang, Du Changshuai, Yang Xianwei, et al. Thermal design of space solar telescope [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2021, 50(4): 20200294. (in Chinese)
- [86] Jiang Fan, Wu Qingwen, Liu Ju, et al. Thermal design of lightweight space remote sensor integrated with satellite in low earth orbit [J]. *Chinese Optics*, 2013, 6(2): 237-243. (in Chinese)