

# 大口径空间主反射镜拼接化结构技术综述

李旭鹏<sup>1,2</sup>, 石进峰<sup>1</sup>, 王伟<sup>1</sup>, 王永杰<sup>1</sup>, 樊学武<sup>1</sup>

<sup>1</sup>中国科学院西安光学精密机械研究所空间光学应用研究室, 陕西 西安 710119;

<sup>2</sup>中国科学院大学, 北京 100049

**摘要** 空间主反射镜拼接化是未来宇宙观测的发展趋势之一, 相比传统的整镜形式空间主镜, 拼接主反射镜具有大口径、突破运载器整流罩尺寸限制、高分辨率、轻质和主动调节等特点。根据国内外相关文献和研究项目中主反射镜的拼接化结构形式不同, 将可展开拼接式空间主反射镜分为了在轨展开式、在轨拼接式和在轨分布式等三大类, 并分别阐述了三种空间拼接主镜的概念、特点与拼接结构形式。按照三种分类形式分别介绍了目前已知的空间拼接式主反射镜项目的研究背景和研究内容。归纳了主反射镜拼接化结构所涉及的关键技术, 总结了空间主反射镜拼接化结构设计在拼接精度和面形精度两个方面的研究难点。

**关键词** 光学设计; 空间光学; 拼接结构; 可展开机构; 拼接主反射镜; 结构设计

中图分类号 TH751

文献标识码 A

doi: 10.3788/LOP55.030002

## Review on Splicing Structure Technology of Large Aperture Space Primary Mirror

Li Xupeng<sup>1,2</sup>, Shi Jinfeng<sup>1</sup>, Wang Wei<sup>1</sup>, Wang Yongjie<sup>1</sup>, Fan Xuewu<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Space Optics Application Laboratory, Xi'an Institute of Optics and Precision Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Xi'an, Shaanxi 710119, China;

<sup>2</sup>University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China

**Abstract** Space primary mirror splicing technology is one of the development trends of the future cosmic observation. Compared with the traditional space primary mirror, the splicing primary mirror has the advantages of large aperture, breaking the size limitation of carrier fairing, high resolution, light and active adjustment, etc. Based on the literature and research project at home and abroad and the different forms of splicing structures, the deployable splicing space primary mirrors are divided into on-orbit deployed type, on-orbit splicing type and on-orbit distributed type. And the concepts, characteristics and splicing structures of these three forms of space splicing mirror are described, respectively. According to the three classification forms, the research backgrounds and research contents of present known splicing primary mirror projects are introduced. This paper summarizes the key technologies involved in the splicing structure of the primary mirror, and summarizes the two research difficulties which are the splicing precision and the face precision as the starting point.

**Key words** optical design; space optics; splicing structure; deployable mechanics; splicing primary mirror; structural design

**OCIS codes** 220.4880; 220.4830; 350.6090

收稿日期: 2017-07-31; 收到修改稿日期: 2017-09-16

基金项目: 国家自然科学基金(51402351)、中科院西部青年学者(XAB2016B24)

作者简介: 李旭鹏(1992—), 男, 博士研究生, 主要从事空间可展开拼接望远镜结构设计方面的研究。

E-mail: lixupeng@opt.cn

导师简介: 樊学武(1971—), 男, 研究员, 博士生导师, 主要从事空间光学设计方面的研究。

E-mail: fanxuewu@opt.ac.cn(通信联系人)

# 1 引言

空间望远镜相对于地基望远镜而言,在同等口径下,由于没有大气湍流的影响和因重力产生的畸变,能够实现自身口径限制的衍射极限的观测,大大提高了观测能力。随着太空探索的不断深入,传统的光学主反射镜(PM)的结构越来越受材料、加工工艺、支撑结构以及运载器的运载能力、发射体积等的限制,难以满足人类对于更高分辨率和更大口径的需求。以1990年发射的哈勃望远镜为例,其主反射镜口径为2.4 m,质量高达828 kg,背部安装了134个卸荷支撑结构,面密度更是达到了180 kg/m<sup>2</sup>。主反射镜的拼接化结构设计概念提供了一种轻质、低风险、高效费比、高强度的空间大口径解决方案。

空间望远镜主镜的拼接化结构技术是指把空间光学望远镜的主反射镜设计加工成多块可装配的模块化子镜(MSM)组件,再把加工好的模块化子镜组件通过某种方式进行包装并发射到特定轨道,通过展开与拼接机构实现主反射镜的在轨插装、定位与锁紧,经过自主调校测试后,形成完整镜面,达到空间光学望远镜进行正常观测的性能要求。拼接化结构空间望远镜主镜的特点是利用了波前探测及主动光学校正技术,放宽了被动稳定性的限制要求,这是与传统空间望远镜的不同之处<sup>[1]</sup>;但同时其对主反射镜展开拼接机构的复现性、稳定性、子镜支撑桁架振动抑制以及精度控制机构的性能,提出了更高的要求。

本文主要对拼接化空间主反射镜概念、特点和结构设计方面的研究进行整理分析,总结出主反射镜实现展开与拼接的关键技术,以及在轨主反射镜口径增大的主要解决方案。

## 2 起源与发展

20世纪80年代,加利福尼亚大学Lawrence Berkeley Laboratory的Nelson博士开展了分块主镜的研究工作<sup>[2-3]</sup>,这种设计理念逐渐成为世界各国解决未来大型空间光学系统的研究共识,并相继开展了有关的实验研究。

1989年,美国国家航空航天局(NASA)开始着手研究人类下一代空间望远镜(NGST)的设计方案,即采用可展开拼接式空间主反射镜代替目前整镜式空间主反射镜。2001年美国天文学家学会发布的《未来十年天文学研究展望》,将詹姆斯·韦伯空间光学望远镜(JWST)放在了显著的位置<sup>[4]</sup>。不同于传统的整镜式主反射镜,可展开拼接式主反射镜具有集光面积大、分辨率高、观测能力强、组件可替换、维护简单等优点,正成为人类探索宇宙的不二选择。根据该研究展望中对于下一代空间望远镜的具体要求,可展开拼接式主反射镜与哈勃望远镜比较的相关参数如表1所示。

表1 可展开拼接式主反射镜与哈勃主反射镜的比较

Table 1 Comparison of deployable splicing PM and Hubble PM

Item	Hubble PM	Deployable splicing PM
Diameter/m	2.4	>8
Requirement	Rigid, heavy	Deployable, thin, active, light
Delivery	Overall launch	Overall, batch-wise launch
Wavelength range /nm	100-2500	600-28000
Resolution	0.05"@500 nm	0.05"@2 μm

目前国际上在研的可展开拼接式主反射镜的设计参数如表2所示。美国在可展开拼接式主反射镜的研究上始终走在世界前列,其经历了地面测试[如分块望远镜系统(SMT)项目]、在轨舱内实验[如同步位置保持、连通与再定向实验卫星(SPHERES)项目]、在轨舱外实验[如光学实验测试平台及整合(OPTIIX)项目],现在正朝在轨展开式望远镜[如詹姆斯韦伯空间望远镜(JWST)项目]、在轨拼接式望远镜[如先进技术大口径空间望远镜(ATLAST)项目、模块化装配空间望远镜(MAST)项目]和在轨分布式望远镜[如机械装配的模块化太空望远镜系统(RAMST)项目]方向稳步前进。

表2 国际上在研可展开拼接式主反射镜设计方案

Table 2 Design scheme of deployable splicing PM in the world

International research	Mirror configuration	Assembly form	Effective diameter /m	Mirror segments and flat-to-flat size/m
SMT	On-orbit deployed	Ground assembly	3	6×1
ALMOST	On-orbit spliced	SPHERES formation flight and docking	0.76	6×0.3

International research	Mirror configuration	Assembly form	Effective diameter / m	Mirror segments and flat-to-flat size/m
OPTIX	On-orbit spliced	International Space Station (ISS) Canada II arm assembly	1.5	6×0.5
JWST	On-orbit deployed	Two wings deployed	6.5	18×1.3
ATLAST-9.2m	On-orbit deployed	Two wings deployed	9.2	36×1.3
ATLAST-16.8m	On-orbit deployed	Two wings deployed	16.8	36×2.4
MAST	On-orbit spliced	Robot arms and astronauts extravehicular activities (EVA)	20	168×1.3
RAMST	On-orbit distributed	Robot autonomous assembly PM and SM formation flight	100	5016×0.675

### 3 拼接化结构概念与意义

可展开拼接式主反射镜因口径和相关任务目标的不同按结构分为在轨展开式、在轨拼接式和分布式等三种。

在轨展开式是指以主反射镜为主体的光学系统在地面完成主镜的拼接、安装及校准后,整个光学系统以收缩体积为目标容纳进运载器整流罩后发射升空,到达指定位置后通过展开机构展开,并辅以波前探测及主动光学校正技术而成为一个完整的光学系统。

在轨拼接式是指主镜设计加工成可在轨装配的模块化单元镜组件后,一次或者分批次发射升空,通过机械臂辅助或有人参与的方式,完成望远镜的在轨拼接组装,采用波前探测及主动光学校正技术和激光测距技术而成为一个完整的光学系统。

在轨分布式是针对超大口径(>20 m)主镜,采用望远镜组件分批次发射、通用机器人进行在轨拼接组装以及先进的波前控制技术,使主次镜部件以卫星编队飞行的形式在轨运行。

主反射镜拼接化是解决空间望远镜口径增大的一种可靠方案。研究拼接主镜的拼接结构技术,通过主反射镜在轨自主展开拼接并定相至衍射极限,建造模块化的、主动控制的、拼接式可扩展空间望远镜,具有以下重要意义:

1) 自主展开拼接方式,突破了传统太空望远镜受火箭整流罩尺寸的限制,这种拼接结构技术一旦成熟,理论上在空间装配能力和相应太空环境等条件允许的情况下,相机主反射镜口径尺寸具备可扩展性,可以极大地促进人类航天事业的发展。

2) 主镜的可拼接性使得子镜具有轻量化、低成本、可变形、可替换等特点,可降低空间相机的总体质量,延长相机使用寿命,节约发射成本。根据美国 ATLAST 计划进行的预研计算<sup>[5]</sup>,8 m 非拼接大口径相机主体结构(包括相机、科学载荷和在轨航天器)质量约为  $5.14 \times 10^4$  kg,而采用相同主镜材料的9.2 m 拼接式主镜相机主体结构质量约为  $1.60 \times 10^4$  kg,16 m 拼接式主镜相机主体结构质量约为  $3.40 \times 10^4$  kg,二者的质量比 8 m 非拼接大口径相机的质量分别减少了 68.87% 和 33.85%,如图 1 所示。

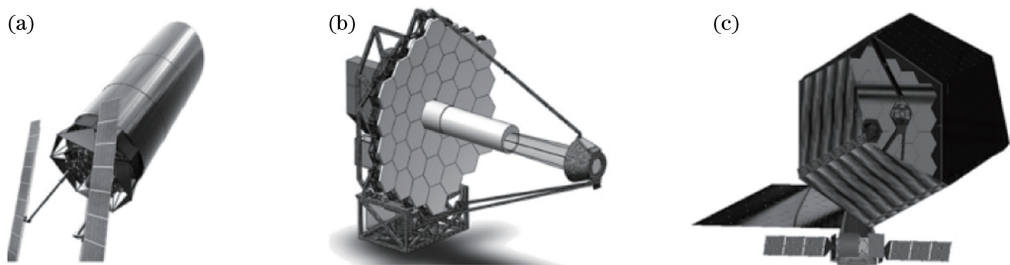


图 1 (a) 8 m 非拼接大口径相机;(b) ATLAST-9.2 m;(c) ATLAST-16.8 m

Fig. 1 (a) 8 m non-splicing large aperture camera; (b) ATLAST-9.2 m; (c) ATLAST-16.8 m

3) 采用激光测距技术,使得装配后的主反射镜子镜间距保持在机械公差(微米至毫米级)范围内,再采用波前探测及主动光学校正技术,将光学系统

波前差控制到光学公差(纳米级)范围内,最终使得拼接完成后的主反射镜的面形精度能够接近整镜的面形精度。

因此,主反射镜拼接化结构设计可以满足极高灵敏度空间天文观测和甚高分辨率对地观测方面的需求。发展该技术对于提高我国大型在轨空间光学系统的建造能力具有十分重要的意义。

## 4 国内外研究现状及发展趋势

### 4.1 在轨展开式空间光学望远镜

可展开空间光学望远镜的研究与实践始于1990年,美国投入了大量经费支持空间在轨可展开望远镜的研究,其主要研究项目有:SMT项目(图2)、JWST项目(图3)。

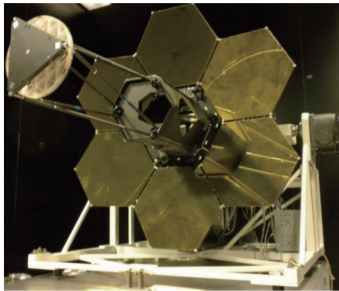


图2 SMT  
Fig. 2 SMT

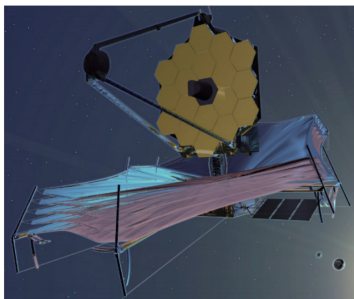


图3 JWST  
Fig. 3 JWST

可展开空间光学望远镜相对于整镜望远镜的优点为:1)通过发射时折叠主反射镜,可展开空间望远镜的口径可以突破发射火箭整流罩的限制;2)相对于整镜望远镜,可展开主镜更轻薄,制造工艺也相对简单;3)维护任务少,减轻了后续维护压力。

可展开空间光学望远镜相对于整镜望远镜的缺点为:1)考虑到展开过程中大量的运动机构存在,仅保证主镜背部支撑在展开过程中运动机构不卡死以及展开顺序的正确性就很困难;2)大型可展开结构飞行前测试由于需要考虑重力卸载,地面调校将会很复杂;3)镜面需要主动调节控制,对镜面的六自由度调节以及镜面曲率调节的精度要求较高(前者需要微米级调节,后者需要纳米级调节)。

SMT项目是为了研究可展开拼接式主反射镜所需要的展开拼接技术、主动光学技术以及风险花费控制等而建造的地面测试原理样机,没有模拟航天空间环境,SMT具体结构如图4所示<sup>[6]</sup>。SMT主镜口径为3 m,采用6块端对端尺寸为1 m的单元镜拼接而成,设计思路是:在收缩阶段主镜折叠进一个较小的体积,达到在轨位置后,6块子镜展开形成一个单一镜面。Agrawal等<sup>[7]</sup>采用微机电系统(MEMS)可变形镜面对SMT分块镜系统面形的提升进行了研究,同时针对SMT镜面的背部促动器对于像差畸变的调节也进行了讨论,并提出了一种减少波前误差的控制系統<sup>[8]</sup>。Maly等<sup>[9]</sup>对SMT光学系统结构的阻尼振型和模态进行了研究。

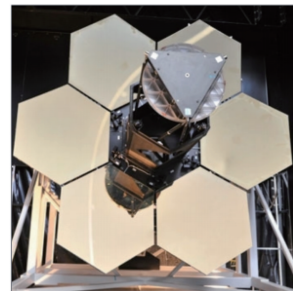


图4 存放在美国海军研究生学院的SMT  
Fig. 4 SMT stored in Naval Postgraduate School of USA

预计2018年10月发射的JWST,目前已经完成了全部的模块安装以及声学实验和振动实验<sup>[10]</sup>。其主镜包含了18块六边形铍质子镜,每块子镜的端对端距离约为1.3 m。镜体材料是O3O铍,由Brush Wellman公司使用热均压法生产,整块子镜相对于原始镜坯材料减重高达92%,单块子镜质量低至40 kg。镜体基底背部安装有铍质传力部件和三角构架、六自由度促动器以及曲率半径促动器等。子镜的构造如图5所示,主要包括曲率调节(ROC)促动器、固定框架(GSE)、六自由度(DOF)促动器以及铍质镜面等组成。主镜参数如表3所示<sup>[11]</sup>。

JWST主反射镜的共焦共相过程是通过单元镜背部的促动器辅助完成的,促动器是由精密马达和齿轮构成的精细结构,用于移动和调整反射镜表面形状,当JWST在轨展开后,通过波前传感与控制算法<sup>[12]</sup>,促动器将精确定位每一块单元镜,使之能够像单一镜面一样进行工作。每块单元镜背部均含有六自由度调节促动器以及一个调节单元镜曲率的促动器,曲率调节促动器的一端直接连接背部中心,另一端通过铍质长连接杆连接镜体边缘<sup>[13]</sup>,如图6所示。18个曲率调节促动器能够使18块单元镜拥有相同的曲率中心,确保其

焦点重合。在 JWST 完成试运行期间的共焦共相之后,在其 14 天的工作周期内,对主反射镜进行定期主动维护,校正机械扰动和热畸变对波前差和镜面误差

的影响。相较于地基望远镜由于重力和热环境的影响所需要定期进行经常性的镜面调整而言,JWST 的定期维护周期更长,这对于在轨观测寿命的提升也有很大帮助。

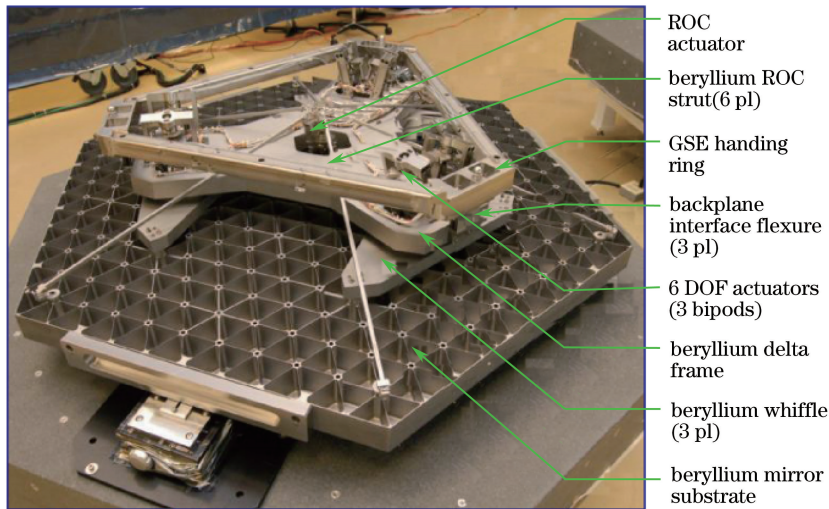


图 5 JWST 主镜单元镜背部组成介绍

Fig. 5 Back composition introduction of JWST PM unit mirror

表 3 JWST 主镜单元镜参数

Table 3 JWST PM unit mirror parameters

Item	Parameter
Unit mirror mass /kg	40
Environment temperature /K	45
Root mean square (RMS) /nm	<23.5
Consistency	$-0.9967 \pm 0.0005$
Actuator	6 DOF adjustment
Radius of curvature /mm	15879.7
Absolute error /mm	$\pm 1$
Processing matching degree /mm	$\pm 0.150$ (on average)
Post-launch match /mm	$\pm 0.010$
Range of actuator /mm	$\pm 10$
Adjustment resolution /mm	0.0004
Mirror deformation caused by curvature adjustment	24 nm RMS / (mm) ROC

JWST 的拼接主反射镜采用的展开形式是在预定轨道上,两折叠侧翼展开从而形成一个完整的镜面,每个侧翼容纳三块单元镜,侧翼的展开机构由两对铰链构成,每对铰链均包含一个精密马达控制的主动铰链和一个用于锁紧的从动铰链。背板与光学部件之间是典型的球/型接口,如图 7 所示<sup>[14]</sup>。

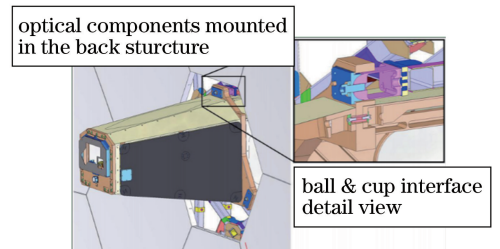


图 7 JWST 光学部件与背板的装配

Fig. 7 Assembly of optical components and backplane of JWST

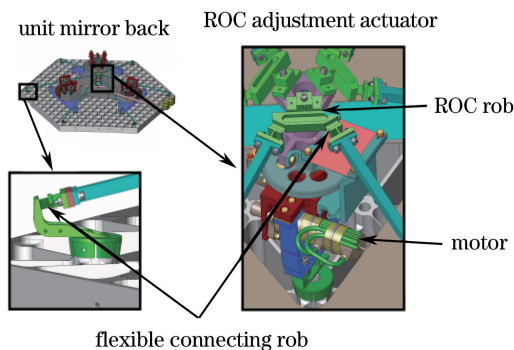


图 6 JWST 曲率调节促动器细节图

Fig. 6 Detail map of the ROC actuator of JWST

侧翼铰链的作用主要有两点:1) 承载侧翼桁架以及侧翼的 3 个子镜发射时的载荷质量;2) 在侧翼展开过程中旋转侧翼使其相对于主体部分能够进行对接、定位和锁紧。

每个铰链都有一对耳翼和 U 型夹,旋转翼的范围是  $0 \sim 103^\circ$ ,保证了足够的旋转面冗余。另外,铰链插销、耳翼和 U 型夹之间均有足够的间隙来保证铰链不会对载荷路径产生影响,保证了铰链的展开重复性,同时也能在展开过程中避免临界接触面发生微振动不稳定负载。

## 4.2 在轨拼接式空间光学望远镜

NASA 对在轨拼接式主反射镜概念进行了详细的论证和实验,主要的研究项目包括:大型模块化空间光学望远镜的装配研究(ALMOST)项目(图8)、OPTIIX项目(图9)。

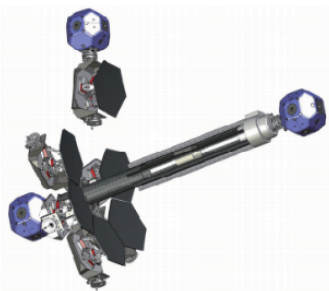


图8 依托 SPHERES 在轨装配的 ALMOST 计划  
Fig. 8 ALMOST program based on SPHERES on-orbit assembly

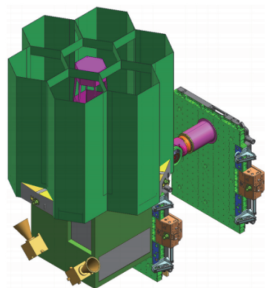


图9 依托国际空间站在轨装配的 OPTIIX 计划  
Fig. 9 OPTIIX program based on ISS on-orbit assembly

拼接式主反射镜相对于展开式主反射镜的优点为:1) 主镜部件可以分批次发射升空进行在轨组装,降低了对火箭运载能力的要求;2) 突破了整镜望远镜和可展开望远镜对于火箭整流罩的尺寸限制和火箭运载能力的限制;3) 拼接式主镜相对于展开式主镜来说设计更简单,没有复杂的展开机构,质量相对更小,组装复现性更好;4) 对于大口径主反射镜,主镜模块大多采用相同设计样式,在轨装配重复性操作任务较多,非常适用机械臂在轨装配。

拼接式主反射镜相对于展开式主反射镜的缺点为:1) 在轨组装需要机械臂辅助精密安装,对机械臂的路径规划、空间视觉识别、奇点回避等特性提出了更高的要求;2) 超大口径望远镜的在轨组装可能需要宇航员在轨协助,有人参与使得发射与在轨维护成本较高。

### 4.2.1 ALMOST 项目

ALMOST 项目的主要目的是通过搭载主镜单

元镜的 SPHERES 飞行器论证微重力环境下在轨自主装配光学望远镜的可行性,探究一种简单有效花费较少的在轨装配方法。该项目实验在国际空间站内部有人监视的情况下进行,所使用的 SPHERES 是一种在自由悬浮状态下编队飞行的微型飞行器,可携带主镜单元镜通过定位并对接卫星接口达到主反射镜装配的目的<sup>[15]</sup>。SPHERES 在国际空间站上的精密编队飞行和对接实验已于 2006 年 5 月成功进行。

这种自主装配概念首先在空间站舱壁安装多组信号引导反馈组件提供全球定位系统(GPS)位置导航,然后一个 SPHERES 飞行器在舱内保持悬浮静止状态,提供基座的作用,保持整个装配过程的姿态和位置,如图 10(a)所示;第二个 SPHERES 为主要的的工作飞行器,携带单元镜与第一个 SPHERES 基座进行定位对接,然后释放单元镜,接着抓取下一块单元镜重复循环与第一个 SPHERES 的对接过程,直至整体镜面拼接完成,如图 10(b)所示;第三个 SPHERES 带有相机,提供一个全局视角观察整个安装进程,如图 10(c)所示;拼接完成后,单元镜组将会进行定焦定相成为一个单一光学表面。这种端对端自主装配和定相的实验将会论证一种精密定相衍射受限的拼接光学系统的在轨装配能力<sup>[16]</sup>。

SPHERES 携带 6 块端对端距离为 30 cm 的六边形单元镜,最终组装为口径 0.76 m 的拼接主镜。飞行器主体 SPHERES 主要采用铝合金骨架,覆盖热塑聚碳酸酯塑料,内置拼接机构、推进器、航空电子设备、电池等,如图 11 所示,主要参数如表 4 所示<sup>[17]</sup>。

为了使主镜对接成功,拼接机构主要采用了一种名叫通用对接端口(UDP)的对接接口<sup>[18]</sup>,如图 12 所示,UDP 提供了一种传递载荷的刚性连接方法,具体参数见表 5。针对在轨组装单元镜,SPHERES 上的拼接机构 UDP 提供了单元镜的捕获、缓冲、连接、锁紧等功能。对接机构采用异体同构构型,是典型的锥杆式对接机构。对接机构两侧装有监视相机和定位标记,对接开始时通过监视相机观察定位标记,调整两个拼接机构的相对位置,直至二者的角锥型插入头进入对方的倒角插入孔的捕获范围内,然后推进器沿对接方向推动 SPHERES 卫星相互靠近,孔内安装有偏置弹簧起到缓冲作用,角锥型插入头进入插入孔内推进器停止工作,由电机完成最后的定位锁紧工作。

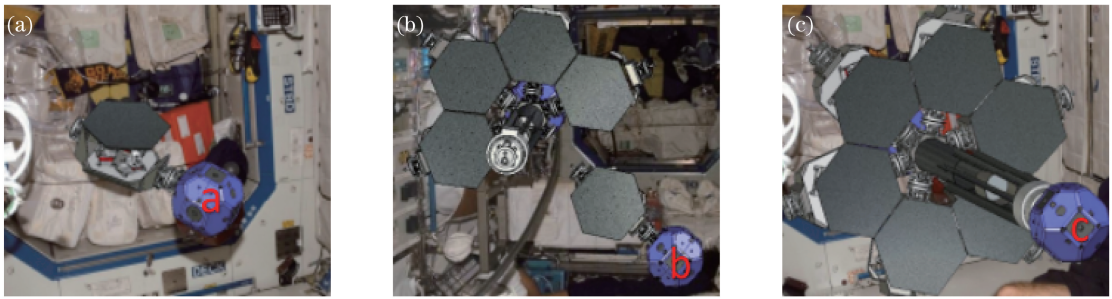


图 10 空间站舱内 ALMOST 项目装配流程。SPHERES 飞行器分别提供:(a) 基座作用;(b) 对接作用;(c) 监视作用

Fig. 10 ALMOST project assembly process in ISS. SPHERES aircraft plays the role of (a) base; (b) dock; (c) monitor

表 4 SPHERES 结构参数

Table 4 SPHERES structural parameters

Item	Parameter
Dimension /m	0.25
Mass /kg	3.1
Max linear acceleration /( $m \cdot s^{-2}$ )	0.17
Max angular acceleration /( $rad \cdot s^{-2}$ )	3.5
Battery duration /min	90
Data communication speed /( $kbit \cdot s^{-1}$ )	115.2
Power /W	7
Docking resolution	$\pm 2.5 \text{ mm}; \pm 1.0^\circ$

表 5 UDP 参数

Table 5 UDP parameters

UDP property	Parameter
Dimension /( $cm \times cm \times cm$ )	$15.5 \times 11.5 \times 8$
Mass /kg	0.47
Protruding pin length /cm	3.2
Entrance hole diameter /cm	1.4
Max docking range /cm	$\sim 10$
Time for final capture /s	2-5
Time to lock /s	$< 2$
Camera mass /g	12
Camera resolution /( $pixel \times pixel$ )	$2592 \times 1944$
Camera frames per second	30
Camera shutter	Rolling

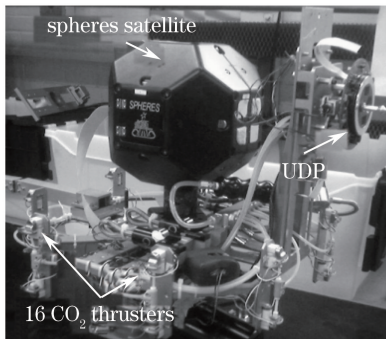


图 11 地面实验时的 SPHERES

Fig. 11 SPHERES for ground tests

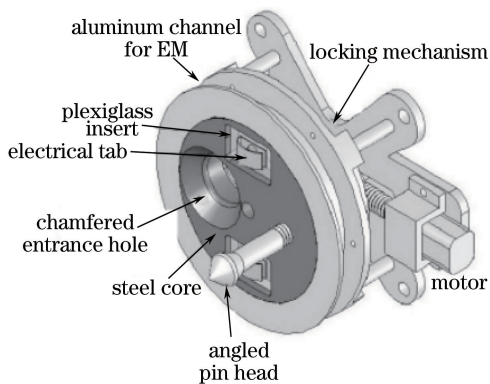


图 12 UDP 组成示意图

Fig. 12 Schematic of UDP composition

#### 4.2.2 OPTIIX 项目

2015 年, NASA 在国际空间站外进行了 OPTIIX 项目实验。实验借助国际空间站的加拿大 II 号臂完成 1.5 m 口径的主反射镜在轨装配<sup>[19]</sup>。OPTIIX 的主要任务是论证未来大型空间光学望远镜所需的技术, 包括先进波前传感与控制系统、轻质(非低温)光学镜面技术、在轨装配技术等。

OPTIIX 项目采用模块化望远镜结构, 包含 6 个模块, 分别是: 望远镜核心模块、平衡模块、二级塔模块和三个拼接镜模块<sup>[20]</sup>, 如图 13 所示, 望远镜核心模块和平衡模块将会在运载火箭的非承压部分中发射升空, 其余 4 个模块将会在承压部分中发射。最终反射镜面将会在轨装配至机械公差范围内(亚毫米精度), 在轨光学性能的演示是采用驱动混合镜面(AHM)技术来进行。AHM 结构如图 14 所示, Hickey 等<sup>[21]</sup>对 AHM 结构以及镜面位置调整和面形控制促动器进行了详细的论述。

OPTIIX 项目的主反射镜由三个拼接镜模块组成, 其中每个模块都包含了两个端对端距离为 50 cm 的主镜组件、刚性促动器、面形促动器及航天

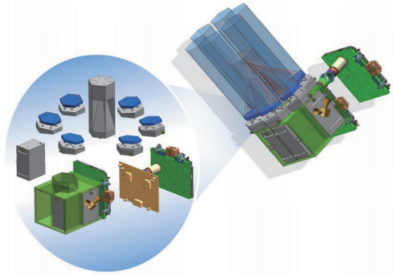


图 13 OPTIIX 望远镜及其模块

Fig. 13 OPTIIX telescope and its modules

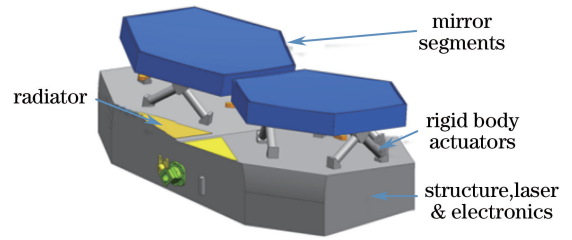


图 15 OPTIIX 主镜模块构造

Fig. 15 Construction OPTIIX PM module

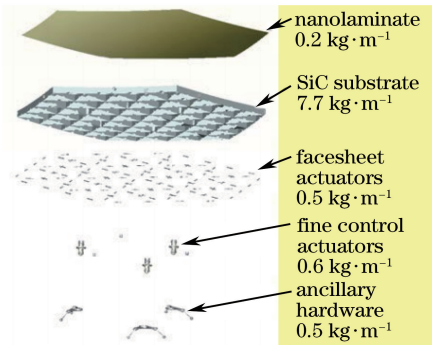


图 14 AHM 技术制造的主镜结构组成及面密度

Fig. 14 Fabricated PM structure component and areal density fabricated by AHM technology

电子设备、激光度量发射器,如图 15 所示。每一个主镜部件有 6 个刚性促动器(RBA)提供六自由度粗调,90个镶嵌于镜面背部肋板结构中的面形促动

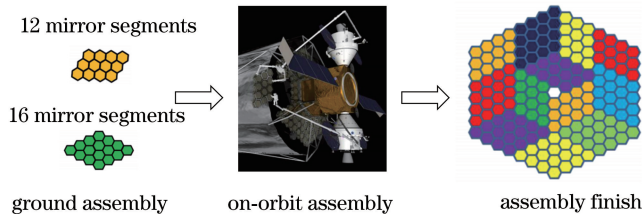


图 16 MAST 采用模块化子镜组进行主反射镜在轨装配

Fig. 16 MAST using modular SM groups for PM on-orbit assembly

### 4.3 在轨分布式空间光学望远镜

随着反射镜口径和望远镜体积的增大,支撑系统将变得越来越复杂,而为了保证光学系统的精度将会分配较大的质量。这会对整体光学系统设计提出很大挑战。Lee 等<sup>[24]</sup>研究发现当望远镜主镜口径增加到 20 m 后,拼接式光学系统就很难达到相应的设计需求。分布式望远镜通过主次镜编队飞行可以在不增加质量的情况下构建尺寸更大的望远镜。其采用校准镜的反馈控制而不是结构刚度保证系统精度,这样可以大大减少对超大口径主反射镜镜面面形的调节。

器提供镜面表面的微调。

#### 4.2.3 ATLAST 以及 MAST 项目

ATLAST 和 MAST 都是 NASA 的概念性项目,反射镜口径在 8~30 m 之间,其中,ATLAST 是一个 8~16 m 的全光谱空间观测望远镜<sup>[22]</sup>,主镜包含三种设计方案,分别是:8 m 传统整镜、9.2 m 拼接镜、16.8 m 拼接镜。其中后两种口径的望远镜均采用类似 JWST 的展开形式<sup>[5]</sup>。

MAST 项目采用 168 块端对端 1.3 m 的六边形单元镜装配成 20 m 口径的在轨装配式主反射镜,由于子镜数量巨大,设计概念中将子镜分成了两种模块化的子镜组模块,每个子镜组模块包含 12 片单元镜和 16 片单元镜,在地面完成装配后,安装好的子镜组模块在机械臂和宇航员 EVA 的协助下完成最终安装<sup>[23]</sup>,如图 16 所示。

研究人员设计了一个 100 m 主镜口径的 RAMST。该光学系统采用主次镜编队飞行的在轨排布方式,主镜口径为 100 m,曲率半径为 800 m,为达到衍射极限的成像性能,望远镜采用两段式光学和自适应次镜技术校正主反射镜的波前误差,避免了对主反射镜分块镜的纳米级调节。测量系统需要在分米级的量程内,同时追踪所有主镜分块镜的位移,这样使得在出瞳处布置的变形镜可以抵消分块镜的刚体位移,矫正畸变,达到纳米级的观测精度,如图 17 所示。

设计的 100 m 主镜采用 5016 个碳化硅六边形



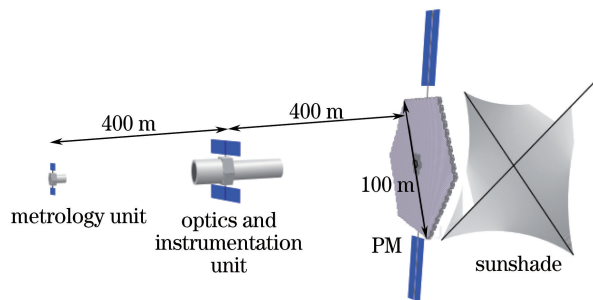


图 17 分布式空间光学望远镜编队飞行示意图

Fig. 17 Schematic of distributed space optical telescope formation flight

单元镜组成,每个单元镜边长为 0.675 m。由于单元镜的数量极大,根据其设计加工的几何通用性,研究人员将这些单元镜分成了 264 个六边形模块,每个模块的尺寸为 6.3 m,包含了 19 面单元镜,单元镜之间的平均间隙为 100 mm。在轨装配机器人 HEXBOX 可将每个六边形模块安装在可提供机电接口的薄板上,并安装在相应的桁架背部支撑模块上,支撑模块的材料采用了碳纤维 M55J 管料。数千个单元镜的背部都安装有可调节刚体位移的促动器。具体主镜模块安装流程如图 18 所示。

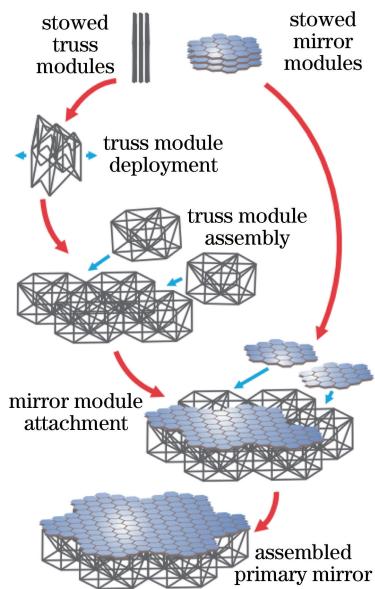


图 18 RAMST 项目主镜模块的安装流程图

Fig. 18 Flow chart of PM module installation of RAMST project

#### 4.4 国内发展现状

目前国内对于空间主镜拼接化的研究相对于国外而言差距较大,研究方向偏向于理论研究和地面实验验证。王翔等<sup>[25]</sup>完成了 2 m 可展开主镜的概

念设计工作;杨东武等<sup>[26]</sup>利用 ANSYS 软件建立了有限元参数化模型,并用遗传算法计算了 4 m 可展开主镜结构设计参数;戴妍峰等<sup>[27]</sup>研究了可展开主镜单一旁瓣子镜的建模和面形控制方法;王臣臣等<sup>[28]</sup>针对拼接主镜的展开误差进行了分析;李斌等<sup>[29]</sup>针对空间拼接望远镜的拼接误差对于拼接镜的成像质量的影响进行了研究;雷存栋等<sup>[30]</sup>对于拼接式望远镜光学系统以及子镜失调误差做了仿真。

## 5 拼接化结构研究的关键技术汇总

### 5.1 模块化轻质主镜技术

适合大口径在轨展开或在轨拼接望远镜的主反射镜需要满足的条件为:

1) 主镜需要满足较低的面密度,并与支撑组件具备相一致的热膨胀系数(CTE)和较高的比刚度,以便于主镜的轻量化设计。

2) 主镜子镜采用可靠性高的模块化拼接定位机构,以便于模块化设计。主镜子镜组之间要满足衔接方式简单、整体热变形小、系统刚度及工作稳定性高等要求。

3) 由于可展开主镜和可拼接主镜存在加工、装配误差,需要主镜具有主动调节刚性位移和面形精度的能力。

出于简化光学以及配套的机械结构部件设计、降低组件质量和制造加工检测成本等方面的考虑,主镜的拼接单元镜都采用同一种形状进行模块化设计。空间主反射镜的单元镜多以正六边形为主流设计形式,这是由于正六边形具有中心对称性、机械结构稳定性、在背部主动支撑下的灵活性等特点,正六边形的子镜设计可以覆盖全部的主镜面积,方便进行模块化设计,宋家宝等<sup>[31]</sup>比较了扇形子镜与六边形子镜的优劣以及其对构建大口径空间主反射镜的影响,得出结论:在面积和支撑点数目相同的条件下,扇形子镜与六边形子镜的 RMS 值近似,但是扇形子镜的支撑与镜面调节比六边形子镜的更加复杂困难。

主反射镜拼接化结构设计的趋势是在保证主镜口径增大的前提下,做到轻质、可展开、易拼接、高强度。在复杂的外太空环境下,镜面材料的选择能够显著减小主反射镜面密度,降低主反射镜质量,达到轻质的单元镜设计要求。部分合适的镜面材料的材料属性如表 6 所示。

表6 光学材料的材料属性  
Table 6 Material properties of optical materials

Material	Density $\rho$ / ( $\text{g}\cdot\text{cm}^{-3}$ )	Young's modulus $E$ /GPa	Poisson ratio $\nu$	CTE / ( $10^{-6}\cdot\text{C}^{-1}$ )	Specific stiffness $E/\rho$	Example of mirror areal density /( $\text{kg}\cdot\text{m}^{-2}$ )
Ultra-low-expansion glass	2.205	67	0.18	0.03	30	180 (2.4 m HST)
Be-made mirror	1.850	287	0.08	11.3	155	10 (6.5 m JWST)
AHM	2.920	310	0.14	2.44	31.1	20(1 m AHM)
Al-made mirror	2.700	68	0.33	23.6	25	14

## 5.2 高精度展开拼接机构设计

展开拼接机构是实现主反射镜单元镜之间的在轨机械连接,对精度的要求较高。展开拼接机构要同时满足捕获、缓冲、连接、锁紧等功能设计,才能使镜面拼接可靠,再通过激光测距技术等高精度测量手段,使得镜面拼接误差满足所要求的机械容差范围,需要克服的技术难点如下:

1) 拼接机构是硬性的机械连接,是碰撞和机构运动的复合过程,必须在设计时综合考虑拼接机构的力学参数、机构布局,保证对接动力学和机构动力学的要求。

2) 拼接机构中关键部件的研制,包括捕获锁、对接锁、摩擦制动器、电磁阻尼器、电路浮动断接器以及激光测距仪等,需要经过合理的设计以及实验验证。

3) 由于机构的摩擦、间隙和局部碰撞接触等复杂工况以及高真空、高低温等空间恶劣环境的存在,既要保证拼接机构的运动灵活性,又要确保拼接精度良好的复现性、稳定性和可靠性。

目前空间拼接机构主要应用于航天器等大型对接机构以及非密封小型对接机构中,美国的轨道快车(OE)项目开展了针对在轨可更换单元(ORU)的自动交会对接技术研究<sup>[32]</sup>;德国宇航中心(DLR)研制的基于多传感器的 ROTEX 系统也在太空进行了抓取自由漂浮物和插拔任务等多项实验<sup>[33]</sup>。在空间光学系统的拼接方面,主要有 JWST 的桁架展开机构<sup>[34]</sup>和 SPHERES 的拼接机构 UDP<sup>[35]</sup>等。

## 5.3 主动面形调整中所涉及的结构技术

拼接机构完成子镜桁架间的对接定位锁紧后,光学系统需要对各子镜部件进行精密的定焦定相,使得镜面能够共焦共相,成为一张完整的镜面。

目前较为成熟的共焦共相调整手段主要有 JWST 的波前探测和主动光学校正技术<sup>[36]</sup>,主要过程包括:捕获目标星和相机焦面确定、子镜组件编号搜索和确定、镜面调整以及定期维护等。

镜面面形的调整主要包括粗校准、粗定相和精

定相三部分,其中粗校准和粗定相是单元镜自身位置相对于固定参照单元子镜的调整;精定相是对单元镜镜面曲率的纳米级调整。主动面形调整技术的实现主要是依靠主次镜背部的6个促动器以及主镜背部控制曲率半径的促动器。背部促动器的设计以及排布位置的安放对主动面形调整起到重要作用。粗调和精调促动器的调节要求是在相对大的量程(一般是10~20 mm)上,满足位移分辨率在微米级甚至纳米级。Streetman 等<sup>[37]</sup>对于空间精密促动器的行程以及步进精度的温度敏感性和重复性进行了测试;Burge 等<sup>[38]</sup>为下一代空间光学望远镜研究了可以主动控制镜面精度的超薄镜面,并对促动器的位置以及支撑结构进行了详细的设计;阎绍泽等<sup>[39]</sup>研究了航天压电陶瓷微促动器对于空间部件的定位和抑振特性。杨德华等<sup>[40]</sup>设计和制造了一套用于实现拼接镜面精密调节的微位移主动调节和支撑机构,并通过实验验证了其位移分辨率可达到12 nm。

综上所述,目前国外对于空间拼接主反射镜的研究过程有清晰的发展思路,即:地面实验—舱内实验—舱外实验—在轨展开—在轨拼接—在轨分布。我国对于在轨拼接式空间望远镜的研究相对落后,而且空间拼接式望远镜的发展需要大量的技术积累和资金支撑,因此,国外对于在轨拼接式主反射镜的发展路线也是我国需要借鉴的,我国的大天区面积多目标光纤光谱天文望远镜(LAMOST)、上海65 m口径射电望远镜以及500 m口径球面射电望远镜(FAST)等地基望远镜均采用了拼接式主镜方案,已经有相对丰富的地面技术积累。下一步可以借助即将升空的天宫二号空间站等在轨资源相对集中的作业平台进行在轨拼接式主镜的舱内或舱外实验,在有人参与的情况下对在轨拼接式机构技术进行实验,尝试论证该类任务的成本花费曲线以及采用新技术的风险把控,针对拼接式光学系统进行在轨展开或拼接实验以及波前探测和主动光学调校实验,完成初步的在轨技术突破和积累。

无论哪种可展开拼接式大口径主反射镜的设

计,光学系统要实现最终的观测任务都需要进行镜面材料的选择、拼接机构的精度控制和镜面主动光学调整,通过对以上关键技术的总结,可以发现可展开拼接式主反射镜的发展趋势和下一步的研究重点。三种不同分类形式下的空间拼接式望远镜在光学系统的组装流程上有很多通用的地方,如图 19 所示。

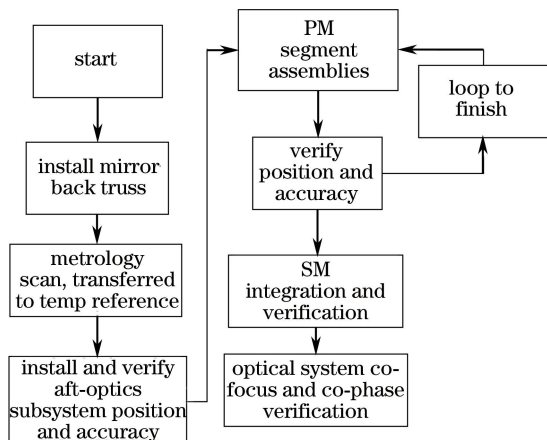


图 19 可展开拼接式光学系统的通用组装流程图

Fig. 19 General assembly flow chart of the deployable splicing optical system

## 6 结束语

总结了目前在研的大口径主反射镜拼接化结构研究现状,介绍了在轨展开式、在轨拼接式以及在轨分布式三种空间主反射镜的拼接化结构概念、特点、研究现状和关键技术,归纳了未来研制拼接主镜所需要的关键结构技术储备。

传统光学系统主镜难以满足人类对于空间光学望远镜更高分辨率和更大观测口径的发展需要。因此主镜拼接化是空间光学领域未来主要的发展趋势。主镜拼接化除了使主镜子镜能够模块化、获得更大的观测口径外,还降低了主镜质量,缩短了主镜加工周期,突破了运载火箭的运载能力和运载体积的限制。

但是应该清楚地认识到,大口径主反射镜的拼接结构仍面临两个重要问题:

1) 拼接精度的保证。单元镜之间通过展开拼接机构进行连接,由于加工误差和装配误差的存在,如何保证主反射镜拼接精度,仍是制约主镜拼接化的一个主要问题。目前的方法还处于实验室的理论研究和实验阶段,难以运用到实际项目中去。

2) 镜面精度的保证。大口径主反射镜要想满足光学系统的性能指标,必须要对各单元子镜进行

共焦共相,这对镜面的主动光学调节提出了很高的要求。随着主反射镜口径的增大,单元子镜数目的增多,光学系统视场内的像差畸变就越难以校正。

这两个问题不仅是空间拼接镜面技术的国际难题,也是我国在发展空间拼接望远镜上需要重点解决和突破的问题。

## 参 考 文 献

- [1] Kendrick S E. Monolithic versus segmented primary mirror concepts for space telescopes[C]. SPIE, 2009, 7426: 74260O.
- [2] Nelson J E, Mast T S, Faber S M. The design of the Keck Observatory and Telescope [R]. Pasadena: Caltech, 1985. <https://authors.library.caltech.edu/37111/>.
- [3] Nelson J. Segmented mirror telescopes[M]//Optics in Astrophysics. Springer Netherlands, 2006: 61-72.
- [4] National Research Council, Astronomy and Astrophysics Survey Commit, Board on Physics and Astronomy. Astronomy and astrophysics in the new millennium [M]. Washington D. C.: National Academy Press, 2001.
- [5] Postman M, Argabright V, Arnold B, *et al.* Advanced technology large-aperture space telescope (ATLAST): a technology roadmap for the next decade[J]. arXiv preprint arXiv: 0904.0941, 2009.
- [6] Honneger B. NPS new home for giant segmented-mirror space telescope[EB/OL]. (2010-01). <http://www.nps.edu/About/News/NPS-New-Home-for-Giant-Segmented-Mirror-Space-Telescope-.html>.
- [7] Agrawal B, Kubby J. Applications of MEMS in segmented mirror space telescopes[C]. SPIE, 2011, 7931: 793102.
- [8] Agrawal B N, Kim J J. Surface control of actuated hybrid space mirrors[C]. Prague: 61th International Astronautical Congress, 2010.
- [9] Maly J R, Yingling A J, Griffin S F, *et al.* Vibration damping for the segmented mirror telescope [C]. SPIE, 2012, 8450: 845004.
- [10] NASA's Goddard Space Flight Center. NASA's James Webb Space Telescope completes acoustic and vibration tests [EB/OL]. (2017-03-28). <https://www.nasa.gov/feature/goddard/2017/nasas-james-webb-space-telescope-completes-acoustic-and-vibration-tests>
- [11] Lightsey P A, Atkinson C B, Clampin M C, *et al.* James Webb Space Telescope: large deployable

- cryogenic telescope in space[J]. *Optical Engineering*, 2012, 51(1): 011003.
- [12] Acton D S, Knight J S, Contos A, *et al.* Wavefront sensing and controls for the James Webb Space Telescope[C]. *SPIE*, 2012, 8442: 84422H.
- [13] Chaney D M, Hadaway J B, Lewis J A. Cryogenic radius of curvature matching for the JWST primary mirror segments[C]. *SPIE*, 2009, 7439: 743916.
- [14] Wells C, Coon M. Optomechanical integration and alignment verification of the James Webb Space Telescopes(JWST) optical telescope element [C]. *SPIE*, 2009, 7433: 743303.
- [15] Miller D W, Mohan S, Budinoff J. Assembly of a large modular optical telescope (ALMOST) [C]. *SPIE*, 2008, 7010: 70102H.
- [16] Stoll E, Kwon D. The benefit of multimodal telepresence for in-space robotic assembly [C]. *IASTED International Conference on Robotics & Applications*, 2009: 664-667.
- [17] Sternberg D C. Development of an incremental and iterative risk reduction facility for robotic servicing and assembly missions [D]. *Cambridge: Massachusetts Institute of Technology*, 2014.
- [18] Katz J G. Estimation and control of flexible space structures for autonomous on-orbit assembly [D]. *Cambridge: Massachusetts Institute of Technology*, 2009.
- [19] Postman M, Sparks W B, Liu F, *et al.* Using the ISS as a testbed to prepare for the next generation of space-based telescopes [C]. *SPIE*, 2012, 8442: 84421T.
- [20] 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 [R]. *NASA Technical Reports Server*, 2012.
- [21] Hickey G, Barbee T, Ealey M, *et al.* Actuated hybrid mirrors for space telescopes[C]. *SPIE*, 2010, 7731: 773120.
- [22] Postman M, Brown T M, Sembach K R, *et al.* Advanced technology large-aperture space telescope: science drivers and technology developments [J]. *Optical Engineering*, 2012, 51(1): 011007.
- [23] Feinberg L D, Budinoff J G, MacEwen H A, *et al.* Modular assembled space telescope [J]. *Optical Engineering*, 2013, 52(9): 091802.
- [24] Lee N N, Burdick J W, Backes P, *et al.* Architecture for in-space robotic assembly of a modular space telescope[J]. *Journal of Astronomical Telescopes, Instruments, and Systems*, 2016, 2(4): 041207.
- [25] Wang X, Zhang G Y, Chu C B, *et al.* Conceptual design of expandable lens system for space large diameter telescope [J]. *Machine Design and Research*, 2004, 20(6): 49-52.  
王翔, 张广宇, 初昶波, 等. 空间大口径望远镜可展开镜片系统的概念设计[J]. *机械设计与研究*, 2004, 20(6): 49-52.
- [26] Yang D W, Duan B Y, Qiu Y Y. Dynamics optimization design of a deployable space telescope structure [J]. *China Mechanical Engineering*, 2006, 17(s2): 241-245.  
杨东武, 段宝岩, 仇原鹰. 空间可展开望远镜结构动力优化设计[J]. *中国机械工程*, 2006, 17(s2): 241-245.
- [27] Dai Y F, Liu Z Z. Modeling and surface of segmented primary mirror for a space-based telescope [J]. *Optical Technique*, 2006, 32(z1): 239-242.  
戴妍峰, 刘藻珍. 空间望远镜分块式主镜建模与面形控制方法[J]. *光学技术*, 2006, 32(z1): 239-242.
- [28] Wang C C, Zou G Y, Pang Z H, *et al.* Analysis on deployment error of segmented mirror optical system [J]. *Acta Optica Sinica*, 2016, 36(11): 1122005.  
王臣臣, 邹刚毅, 庞志海, 等. 拼接主镜光学系统展开误差的分析 [J]. *光学学报*, 2016, 36(11): 1122005.
- [29] Li B, Tang J L, Yu W H, *et al.* Effect of segmented errors on image quality of segmented telescope [J]. *Laser & Optoelectronics Progress*, 2017, 54(7): 071202.  
李斌, 唐金龙, 于文豪, 等. 拼接误差对拼接镜成像质量的影响 [J]. *激光与光电子学进展*, 2017, 54(7): 071202.
- [30] Lei C D, Zheng L Y, Che Y. Segmented telescope optical system and its maladjustment error analysis of aspheric sector-shaped sub-mirror [J]. *Laser & Optoelectronics Progress*, 2015, 52(11): 112203.  
雷存栋, 郑列华, 车英. 拼接式望远镜光学系统及其子镜失调误差仿真[J]. *激光与光电子学进展*, 2015, 52(11): 112203.
- [31] Song J B, Li G P. Design and simulation of splicing of sector-shaped segments of a large optical telescope [J]. *Astronomical Research & Technology*, 2010, 7(4): 355-361.  
宋家宝, 李国平. 大型光学望远镜扇形子镜拼接设计及仿真分析[J]. *天文研究与技术*, 2010, 7(4): 355-

- 361.
- [32] Ogilvie A, Allport J, Hannah M, *et al.* Autonomous robotic operations for on-orbit satellite servicing[J]. SPIE, 2008, 6958: 695809.
- [33] Hirzinger G, Brunner B, Dietrich J. ROTEX—the first remotely controlled robot in space [C]. IEEE International Conference on Robotics and Automation, 1994: 2604-2611.
- [34] Keski-Kuha R A, Saif B, Eegholm B, *et al.* Development of interferometry for testing the JWST Optical Telescope Element (OTE) [C]. SPIE, 2008, 7010: 70100R.
- [35] Mohan S. Reconfiguration methods for on-orbit servicing, assembly, and operations with application to space telescopes [D]. Cambridge: Massachusetts Institute of Technology, 2007.
- [36] Acton D S, Ateson P D, Cermak M, *et al.* James Webb Space Telescope wavefront sensing and control algorithms [C]. SPIE, 2004, 5487: 887-896.
- [37] Streetman S, Kingsbury L. Cryogenic nano-positioner development and test for space applications [C]. SPIE, 2003, 4850: 274-285.
- [38] Burge J H, Angel J R P, Cuerden B, *et al.* Lightweight mirror technology using a thin facesheet with active rigid support [C]. SPIE, 1998, 3356: 690-701.
- [39] Yan S Z, Wu D L, Huang T Q, *et al.* Design and experiment for a piezo ceramic micro displacement actuator on spacecraft [J]. Missiles and Space Vehicles, 1998, 236(6): 25-31.  
阎绍泽, 吴德隆, 黄铁球, 等. 航天压电陶瓷微位移促动器设计与实验研究 [J]. 导弹与航天运载技术, 1998, 236(6): 25-31.
- [40] Yang D H, Qi Y J, Zhu Z D, *et al.* Design and test of the active micro-motion mechanism for optical mirror segment [J]. Optics and Precision Engineering, 2005, 13(2): 191-197.  
杨德华, 戚永军, 朱振东, 等. 光学拼接镜面微位移主动调节机构的设计和实测 [J]. 光学精密工程, 2005, 13(2): 191-197.