文章编号　1004-924X(2018)06-1287-12

分体式超大口径空间遥感器技术及其发展

杨会生[1,2]，张学军[1*]，李志来[1]，鲍　赫[1]，樊延超[1]
(1. 中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所，吉林 长春 130033；
2. 中国科学院大学，北京 100049)

摘要：针对天文观测和国防建设对超大口径空间遥感器的迫切需求，对分体式超大口径空间遥感器技术进行了系统研究。首先阐述了该技术的主要实现方式和基本原理，主要包括分体自重组系统，分体空间装调系统和分体空间制造系统，概述了不同实现方式的发展历史和研究现状；总结了各种实现方式的结构特点和核心技术，并对其发展前景进行了分析和展望。最后，根据我国未来空间探测的实际需求，结合现阶段技术水平和未来的技术潜力，给出了重点发展分体自重组技术，积累完善分体空间装调技术，布局分体空间制造技术的建议。

关　键　词：空间遥感器；超大口径；分体自重组系统；空间装调系统；空间制造系统
中图分类号：TP79；TH703　　**文献标识码**：A　　**doi**：10.3788/OPE.20182606.1287

Technology and development of deployable segmented ultra-large-aperture space remote sensors

YANG Hui-sheng[1,2], ZHANG Xue-jun[1*], LI Zhi-lai[1], BAO He[1], FAN Yan-chao[1]

(1. *Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun* 130033, *China*; 2. *University of Chinese Academy of Sciences, Beijing* 100049, *China*)
* *Corresponding author, E-mail: zxj@ciomp.ac.cn*

Abstract: In view of the urgent need of astronomical observation and national defense construction for the ultra-large-aperture space remote sensors, this study systematically researches the technology of deployable segmented ultra-large-aperture space remote sensors. Three kinds of technological routes are presented, including an automatic-deployment segmented system, in-space assembly segmented system and in-space manufacture system, and the basic principle is introduced. Then, the development history and research process are described, the core technology and structure characteristics are summarized, and the development prospects are analyzed. Finally, according to the actual requirements of our future space exploration, some suggestions, including focusing on the development of the technology of the automatic-deployable segmented system, accumulating the technology of the in-space assembly segmented system, programming the technology of the in-space manufacture system strategically, are provided based on the current technical conditions and development trends.

收稿日期：2017-12-06；**修订日期**：2018-01-08.
基金项目：国家 973 重点基础研究发展计划资助项目(No. 2016YFB0500100)

(C)1994-2019 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

Key words: space remote sensor; ultra-large aperture; automatic-deployable segmented system; in-space assembly system; in-space manufacture system

1 引 言

随着现代科学技术的快速发展，人类社会在两大技术领域的研究越来越深入：观测广袤无垠的宇宙，探索宇宙本源及演化规律；加强国防建设，防御外来之敌，维护来之不易的和平环境，保障国民的幸福生活。而上述研究的实现都与空间遥感技术的发展密不可分，尤其是超大口径空间光学遥感器。

美国宇航局(NASA)指出，类地行星的研究可以为生命起源和宇宙探索提供必要的基础数据，而类地行星的发现速度与天文望远镜口径的1.8次方和探索时间的0.4次方成正比[1-2]，由此推算口径为16米口径天文望远镜1年可以发现约60颗类地行星，而2米口径的不到4颗。目前，为了满足未来天文观测的需求，近十几个8～10 m的地基望远镜正在日以继夜的工作，并且科研人员在积极开发设计口径为30、50甚至100 m的地基天文望远镜。空间望远镜因不受地球大气效应、昼夜热循环和观测领域的影响，同样遵循这一规律[3]。而要达到宇宙探索的基础需求，天基天文望远镜口径应不小于8 m，由此可见大口径天基遥感器对人类认知宇宙本质、探索宇宙本源意义重大。

在对地观测中，静止轨道空间遥感器因具有监视范围广、时间分辨率高、响应速度快等突出优点，被世界各国视为基础性和战略性的国家资源，各国都投入了巨大的精力开展了地球静轨探测技术的研究。根据瑞利判据，光学系统的分辨能力与系统口径、中心波长、系统焦距成正比，与探测器像元尺寸和轨道高度成反比，对于静止轨道(轨道高度为36 000 km)光学遥感器，要实现2.5 m的地面像元分辨率，系统口径要大于7 m。因此，对地探测同样需要超大口径空间探测技术。

目前，超大口径空间遥感器的实现途径主要有整体式和分体式两种。其中，整体式空间遥感系统具有结构简单、系统稳定可靠、波前控制精度高等优点，但是其受运载器整流罩有效包络尺寸的限制，至今无法突破4 m口径[4-6]。因此，研究人员提出分体式成像系统以突破整流罩限制，其主要实现途径有分体自重组，分体空间装调和分体空间制造等。其中，分体自重组系统的核心技术已成熟，等待JWST的飞行验证；分体空间装调技术，由于哈勃的维修及维护经验以及JWST的技术共享，目前没有发现明显的技术障碍；空间制造成像技术，应用前景广阔，但存在巨大的技术障碍，目前仅停留在技术构想阶段。

我国非常重视超大口径空间遥感器的研究，在整体式大口径空间遥感器领域突破了众多核心技术并取得丰硕成果；但是分体式超大口径空间遥感器尚处于起步阶段，目前主要集中在局部技术的理论研究阶段[7-11]，尚未形成系统，与工程应用存在较大距离。

本文对分体式超大口径空间遥感器的实现方式进行了论述，汇总了不同实现方式的研究进展，分析得出了各实现方式的关键技术。最后，总结了各种分体式空间遥感器的特点，分析了其使用领域，预测了其发展趋势，并给出了我国未来超大口径空间遥感器的发展建议。

2 分体式超大口径空间遥感器实现方式

2.1 分体自重组系统

分体自重组结构始于二十世纪六十年代，最初主要集中在自重组太阳能收集器和微波天线领域。1982年，美国提出大型可部署反射器(Large Deployable Reflector，LDR)计划，这一设计思想被应用于光学成像系统[3]。其基本原理是为适应运载器整流罩有效运载空间的限制，将超出包络空间的零部件(特别是主镜)按照一定方式和顺序进行折叠以压缩系统所占空间，发射入轨后，该零部件自动、有序地展开重组成所需光学系统。根据重组精度的不同，主要包括支撑结构的低精度重组定位和光学结构的超精密共相位调整，这也是该系统的主要难点和核心技术。主镜的折叠方式主要分为花瓣折叠、弦折、堆迭和环叠几种。

(C)1994-2019 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

2.2　分体空间装调系统

依托于现有运载器的运载能力，分体自重组系统存在其极限能力。针对更大口径的空间遥感器的实际需求，NASA 艾姆斯研究中心和 Grumman 公司都给出了分体空间装调的建议[12-13]。分体空间装调基于模块化设计思想，将主镜、主体支撑结构和遮光系统等具有较大尺寸的部件拆分成若干个具有相同结构和外形尺寸的子结构，地面制造完成后，搭载运载器升空，升空后宇航员或者空间机器人在临时轨道将其组装成型，再转入工作轨道。其核心技术除了分体自重组技术以外，还有空间在轨装调技术。

2.3　分体空间制造系统

在技术上分体自重组系统存在最大口径上限（约十几米），在成本上分体空间装调系统存在最大口径上限（约几十米）；因此，对于更大口径的系统（30 m 至 100 m），为降低制造成本，欧空局（ESA）给出了基于 3D 打印的分体空间制造方案[14]。分体空间制造系统基于增量加工技术，首先制造遥感器的某一部分，然后以此为制造基准建造完成相邻部分，依次类推，最终制造完成整个系统。该构想应用前景广阔但存在巨大的技术障碍。

3　分体式超大口径空间遥感器发展现状

3.1　分体自重组系统

3.1.1　弦折系统

弦折系统以 JWST 为典型代表，由 Grumman 公司提出，将主镜分割成若干个尺寸相同的正六边分体子镜，然后在主镜某一适当的弦线位置处将其分成若干子镜群，子镜群采用相对独立的方式安装在同一基板上，弦线位置即为折叠位置。为了充分利用整流罩的空间，弦线多采用对称布置方式，如 JWST 采用双折线三子镜群结构，ATLAST-9.2 m 采用六折线七子镜群结构。这种折叠方式，对主镜安装基板的分割程度最低，所以重组后的系统刚度高、稳定性好；同一子镜群的各子镜相对位置不需要粗调整，不同子镜群之间的机械复位精度高；结构简单，运动部件数量少，系统可靠性高，技术风险低。但其面密度较大，折叠效率不高，采用现有的 5 m 整流罩，其最大可实现口径仅为 8.4 m[3]。

3.1.2　詹姆斯·韦伯空间望远镜

詹姆斯·韦伯空间望远镜（JWST）源于美国下一代太空望远镜（Next Generation Space Telescope，NGST）计划，由 NASA、ESA 和 CSA 合作建造，是一种低温红外空间天文观测仪器，致力于捕捉来自宇宙大爆炸的第一束光，探测最早的恒星和星系[15]。为实现这一目标，JWST 需要工作在 40 K 环境内，并运行于地日第二拉格朗日点轨道（L2），以获得良好的温度稳定性。JWST 的工作谱段为 0.6～29 μm，衍射极限为 2 μm，系统波前误差 RMS 值小于 156 nm[11]。

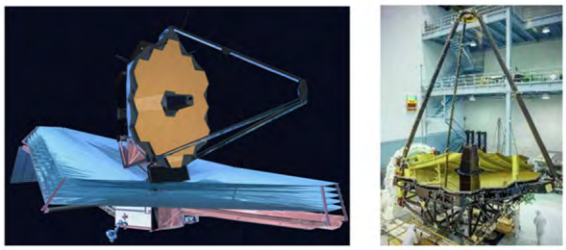


图 1　詹姆斯·韦伯空间望远镜结构

Fig. 1　Configuration of JWST

JWST 主镜由 18 块分体镜组成，采用弦折压缩方案，将分体主镜规划为 3 个子镜群，分别安装在中央和两翼 3 个支撑桁架上。支撑桁架由碳纤维/氰酸酯复合材料胶接而成，中央桁架安装 12 个子镜，两翼分别安装 3 个，中央桁架和两翼桁架使用铰链连接。入轨前，两翼折叠，通过闩锁结构将其固定在中央桁架侧面，系统收拢在 φ4.5 m×15.5 m 的空间内。入轨后，两翼旋转自重组，当彼此处于适当相位时，这些分体镜等效于一个口径为 6.5 m 的反射镜[17-18]。

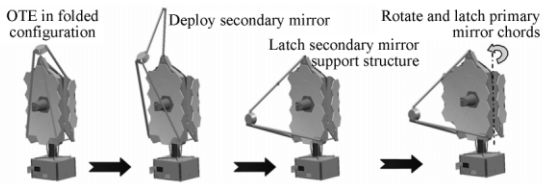


图 2　詹姆斯·韦伯空间望远镜重组过程

Fig. 2　Deployment sequence of JWST

分体镜由比刚度优异的金属材料铍制成，采用半刚性复合驱动结构，具备 6 自由度刚体位移

(C)1994-2019 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

和单自由度曲率调整的能力，上述 7 个自由度共同作用可以实现分体镜的共相位调整。每个分体镜为内切圆直径为 1.32 m 的六边形结构。依据所处位置不同，18 块分体镜可分为三类，具有略微不同的非球面参数，分体镜类别由字母 A，B 和 C 标识，同类型中的所有分体镜可完全互换[19-20]。为保证系统成像质量，分体镜的面形误差要求 RMS 值小于 25 nm[21-22]。

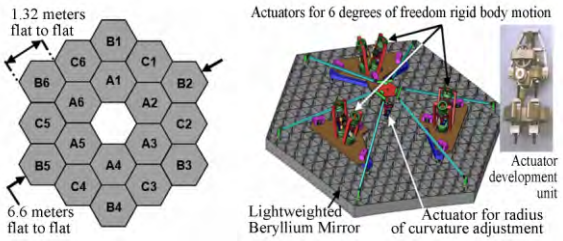


图 3 詹姆斯·韦伯空间望远镜主镜及分体子镜

Fig. 3 Primary mirror and segment assy of JWST

分体镜技术是 JWST 的核心关键技术。从 1996 年开始，研究团队历时 11 年先后提出了小型铍反射镜验证系统(Subscale Beryllium Mirror Demonstrator，SBMD)[23-25]，高级反射镜验证系统(Advanced Mirror System Demonstrator，AMSD)[26-31]，并将其技术成熟度提升至 TRL-6。这一成就的取得归功于空军 O-30 铍金属材料，Tinsley 计算机控制镜面抛光，4D PhaseCam 干涉仪和徕卡绝对测距仪等技术的快速发展。同时离不开设计方案的两次革命性修正：2002 年，主镜孔直径从 8 m 减少到 6.5 m；2004 年，根据从 AMSD 获得的经验教训，JWST 飞行镜的面积密度从 15 kg/m² 增加到 25 kg/m²[32]。

图 4 SBMD 子镜

Fig. 4 SBMD assy

目前，JWST 的集成工作已经全部完成，正在进行后续的低温环境测试，计划于 2018 年由 Ariane 5 ECA 火箭发射。

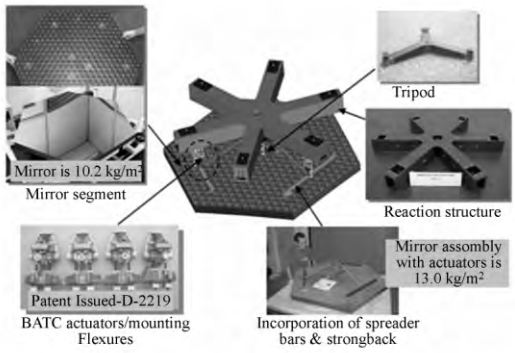


图 5 Ball AMSD 组件

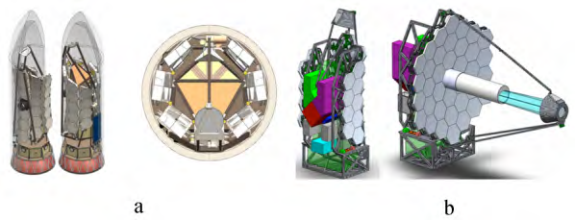
Fig. 5 Configuration of Ball AMSD

3.1.2.1 ATLAST-9.2 m 和 ATLAST-16.8 m 方案

本世纪初，NASA 在 JWST 技术的基础上，提出先进技术大口径空间望远镜(Advanced Technology Large-Aperture Space Telescope，ATLAST)计划，用以探索宇宙起源、星体演化等富有挑战性的任务，以实现天体物理学和天文学的重大突破。其工作谱段覆盖紫外、可见光和红外谱段(光谱覆盖 110～2 400 nm)，存在整体 8 m 口径、分体 9.2 m 口径和分体 16.8 m 口径三种备选方案。其中，8 m 和 16 m 方案需搭载美国 SLS 重型运载器发射，存在一定变数。该计划的核心挑战是实现 500 nm 衍射极限性能，为实现这一目标，相比于 JWST，其系统波前质量需提高 4 倍[33-36]。

ATLAST-9.2 m 方案中主镜由 36 块六边形分体子镜组成[37]，每个子镜的大小与 JWST 子镜完全相同，镜体材料选用 ULE 玻璃，以获得更高的面形精度，面密度小于 25 kg/m²。其折叠方式按照所要搭载的运载火箭而有所不同：为了适应现有运载器 5 m 整流罩的限制，主镜需采用六翼结构，如图 6(a)所示[1]，该结构将子镜分为七组，中央条带两侧分别对称布置 3 组，子镜数量依次为 6，5，4，中央条带子镜数量为 6，两侧的 30 块子镜(每侧 15 个)在发射时折叠，入轨后展开重组，该结构的最大收拢直径小于 4.5 m；另一种结构主镜采用两翼结构，如图 6(b)所示，子镜分为三组，中央条带两侧分别对称布置 1 组，中央条带子镜数量为 18，该结构的最大收拢直径小于 6.5 m，需用升级版的 EELV 运载火箭发射至 L2 轨道。

(C)1994-2019 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net



(a)六翼结构　　(b)两翼结构

(a)Primary mirror folded in six parts　　(b)Primary mirror folded in two parts

图 6　ATLAST-9.2 m 方案

Fig. 6　The 9.2-m segmented design concepts of Advanced Technology Large-Aperture Space Telescope(ATLAST)

ATLAST-16.8 m 方案的实现方式与 ATLAST-9.2 m 双翼方案极为相似，主要区别是其分体镜尺寸，为降低系统的复杂程度，将分体镜内切圆直径增大到 2.4 m。为了减轻系统重量，分体镜采用 SiC 基体、金属纳米压层面板技术，将分体镜面密度控制在 15 kg/m^2 以内。为了获得优异的系统波前，分体镜采用混合驱动反射镜技术(AHM)，通过六自由度刚体运动促动器和面形促动器进行精细的系统波前控制[38]。

NASA 计划于 2020 年前通过技术攻关，将两种方案所涉及的各项技术的成熟度提升至 TRL-6 级。

3.1.3　花瓣折叠系统

为充分利用有效通光孔径，将环形主镜沿轴向分割成若干个结构相同的扇形或者近似扇形的分体镜，以轴对称的方式收拢在整流罩内，入轨后，分体镜像花朵开放一样自重组成环形主镜。该方式主要利用了整流罩轴向有效空间大于径向的特点，可以获得较大的展折比，有效孔径利用率高。但是，其分体镜多为长条结构，加工难度较大；并且每一块分体镜都通过独立转轴与主体支撑结构运动相连，运动部件较多，结构复杂，系统结构刚度较低，稳定性不易保证。

3.1.3.1　“向日葵”型反射器

1963 年，Grumman 公司成功研制了 32 英尺“向日葵”固体表面反射器，其面密度为 1.5 kg/m^2，面型精度 RMS 值为 1.5 mm。1970 年，该公司研制的 9.5 英尺的“向日葵”微波天线获得飞行资格；1976～1986 年间，又成功研制了 15 英尺、30 英尺和 50 英尺的自重组高精度反射器。如图 7 所示，这种反射器由多片扇形分体镜组成，分体镜下端与主框架通过铰链连接。发射前，分体镜向上旋转沿轴线以轴对称方式收拢在整流罩内，通过闩锁结构固定在主支撑结构周围；入轨后，分体镜依次展开，其重组过程与花朵的开放过程非常相似。

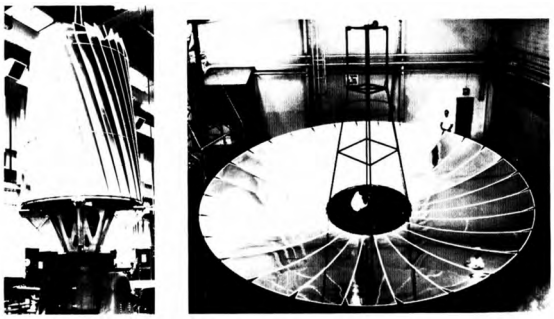


图 7　向日葵型反射器折叠及展开状态

Fig. 7　Photos of folded and stowed “Sunflower” reflector

表 1 列出了上述反射器的特征参数[3]，该型反射器的展折比与分体镜的厚度有关，当分体镜厚度较小时，具有较高展折比，且重量很轻。由于分体镜组件的轴向厚度受限严重，分体镜厚度小，面型差，系统刚度低；无法安装复杂的刚体位移和曲率半径调整装置，重组后的反射器无法进行高精度的共相位调整，所以系统面形精度不高，达不到可见光成像的面形精度需求。

表 1　“向日葵”型反射器的性能参数

Tab. 1　Characteristics of “Sunflower” reflector

Parameter	Sunflower		Advanced Sunflower		
	Solar mirror	μ-wave antenna	15foot	30foot	50foot
Year developed	1963	1970	1976－1986		
Mass/kg	109.7	48.2	48.2	212.7	530.9
Diameter/m	9.8	4.6	4.6	9.1	15.2
Area/m^2	74.8	16.4	16.4	65.7	182.5
Areal density /(kg·m^{-2})	1.5	2.9	2.9	3.2	2.9
Surface accuracy /μm	1524	76	76	76	54

3.1.3.2　下一代太空望远镜(NGST)计划

下一代太空望远镜(NGST)计划中备选方案中的花瓣折叠方案由洛克希德马丁公司完成，如图 8 所示。系统初定工作谱段为 0.6～20 μm，工

(C)1994-2019 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

作温度<40 K。相机主镜由交替上下折叠的 8 块 3 m 扇形镜子镜组成，子镜选用金属材料铍，由于反射镜面板制备能力限制，每块分体扇形子镜由更小的约 2 m 扇形反射镜粘合而成，为实现高精度的共相调整，每块子镜配置约 50 个致动器，用来精确地控制波前。该系统折叠后可以搭载 Atlas V，主镜工作状态的等效口径为 8 m[39]。

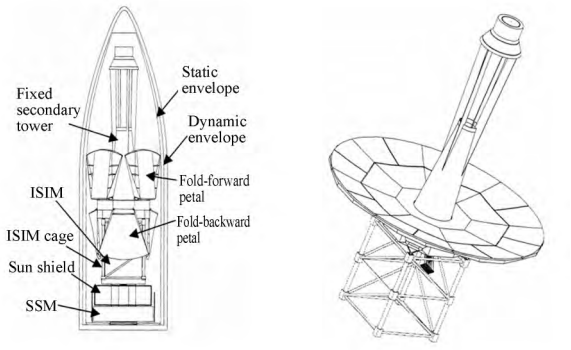


图 8 下一代太空望远镜(NGST)花瓣型折叠方案

Fig. 8 Folded and stowed configuration of NGST reference observatory

3.1.3.3 单孔径远红外观测站(SAFIR)花瓣折叠方案

SAFIR(Single Aperture Far-Infrared Observatory)是 NASA 在 21 世纪初提出的单孔径远红外观测站计划，如图 9 所示。其主要目的是为了弥补 JWST 和赫歇尔天文台在远红外和亚毫米波谱观测的空白，在“探索宇宙起源，构成，演化和发展趋势，寻找类地行星”的研究中发挥关键作用，其规划谱段为 30～800 μm，工作温度为 4 K，口径为 10 m。其花瓣型设计方案与 NGST 类似，折叠尺寸约为 5 m×17 m，质量约为 5 000 kg。与 NGST 相比，SAFIR 面形精度要求较低，

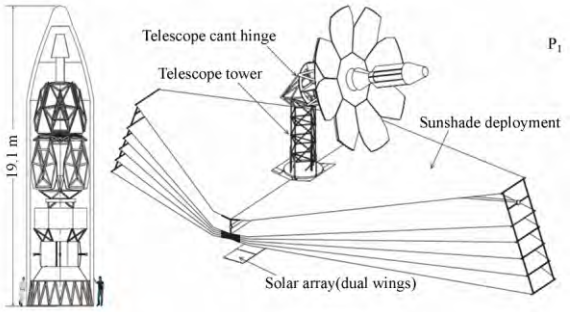


图 9 单孔径远红外观测站(SAFIR)花瓣型折叠方案

Fig. 9 Folded and stowed configuration of the SAFIR reference observatory

4 K 工作温度是其主要挑战，需采用主动冷却器和隔热能力更强的遮阳罩[40]。

3.1.4 堆迭系统

堆迭系统源于高精度反射器计划(HARD)，该系统的分体镜尺寸完全相同，均为正六边形结构，发射前分体镜依次层迭地叠堆在一起，通过闩锁机构固定；入轨后，分体镜叠堆以最下层分体镜为起点，依次旋转展开。该系统充分利用了整流罩的轴向空间，展折比高，与弦折系统相比可将口径提高 1 倍以上；在收拢状态具有更低的重心，结构更紧凑，锁紧保持力传递路径更短；因不需要结构复杂的大型主镜支撑结构，可将反射镜面密度降低 2/3，制造成本更低。因此，在 8 m 口径 JWST、10 m 口径远红外观测站 SAFIR、28 m 口径红外日冕望远镜、35 m 口径生命探索计划(Life Finder)和 50 m 口径地球成像仪(Planet Imager)计划中都存在堆迭压缩设计方案[3]。但是，堆迭系统结构复杂、重组过程繁琐、可靠性低；由于分体子镜之间只通过单轴连接，重组后主镜刚度低、稳定性差，目前，该技术不适用于可见光成像。

3.1.4.1 高精度反射器验证计划

1987～1992 年间，Grumman 公司开展了高精度反射器(High Accuracy Reflector Demonstration，HARD)研制计划，用以尝试全新的折叠方式，提高反射器的展折比。HARD 反射器最早设计应用于微波天线，它由 6 块分体子镜组成，重组后口径为 4.5 m，面形精度为 203 μm，面密度仅为 3.0 kg/m^2，如图 10 所示。分体反射器的表面精度影响了 HARD 反射器的性能。经过试验测定，分体反射器重组定位精度 RMS 为 12.5 μm，由此推算，当分体反射器的表面精度提高到光学质量(10×10^{-10} RMS，633 nm 处的 λ/4)，在 60～100 μm 谱段可以获得衍射极限的成像性能。HARD 反射器的技术难点主要有堆迭状态保持，自重组和重组后相对位置保持[3]。

图 10 HARD 反射器[3]

Fig. 10 Four-point-five-meter HARD reflector

(C)1994-2019 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

3.1.4.2　单孔径远红外观测站(SAFIR)堆叠方案

SAFIR 的另一个备选方案为堆叠系统，因为其工作谱段为 30～800 μm，堆迭系统的重组精度基本满足需求；并且，搭载现有 5 m 直径整流罩的运载器可以轻松地满足 SAFIR 规划中 10 m 口径的需求。该方案主镜由六块正六边形分体镜构成，分体镜采用堆迭方式收拢在整流罩的轴向空间内，彼此通过闩锁机构固定，入轨后采用旋转方式顺序重组[41]。其布置过程如图 11 所示。

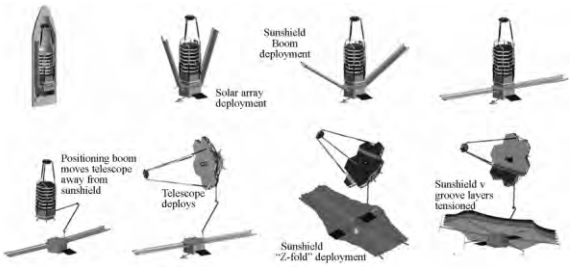


图 11　SAFIR 计划堆迭方案重组过程[41]

Fig. 11　Deployment sequence of SAFIR

3.1.5　环叠系统

环叠方案是基于环形稀疏孔径成像系统的一种折叠方式，利用系统极限分辨率只与成像谱段和系统孔径相关的特点，通过图像恢复技术获得高分辨率图像。展折比极高是其突出优点(可达 30 倍以上)；因为所有环带上的子镜尺寸和形状参数完全相同，可以进行模块化、标准化设计，技术风险低，研制经济性好，采用分体镜复制技术，可以进一步压缩成本。但其折叠机构复杂，重组过程极为繁琐，重组后系统刚度弱(约为 1～4 Hz)，分体镜的位置精度和系统稳定性很难得到保证。

3.1.5.1　诺斯洛普·格鲁曼 30 m 口径望远镜

图 12 所示为美国诺斯洛普·格鲁曼(Northrop Grumman)公司提出的 30 m 口径环叠天基望远镜方案[42]。该望远镜折叠后可搭载标准 Atlas V 型运载火箭发射，其主镜由 70 块完全相同的 1.34 m×1 m 的矩形 SiC 分体镜构成，以 14 个刚性平台为基本折叠单元，每一个刚性平台上安装五块分体镜，重组后为 30 m 的环形口径，集光面积超过 91 m^2。通过补偿高度模糊孔径的图像恢复算法，可获得与理想全口径系统相同解析程度的图像。同时由于所有分体镜都相互紧邻，可采用镜间位置匹配传感探测技术，以使每个分体镜都处于最佳起始点，可以简化分体镜共相位调整过程。

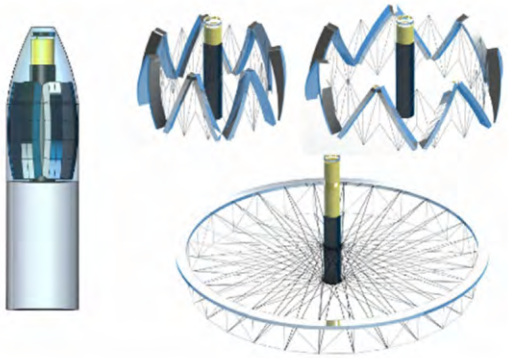


图 12　30 m 口径望远镜发射折叠与在轨展开示意图[42]

Fig. 12　Conceptual rendering of proposed 30 m telescope as stowed in an Atlas-V launch fairing, at two intermediate steps of its deployment, and in its fully deployed configuration

3.2　分体空间装调系统

3.2.1　大型可重组反射器(LDR)计划

该计划由美国在 1982 年提出，设计基线为 20 m 口径，30 μm 的衍射极限性能，成像谱段为 30～1 000 μm。为降低技术复杂性、控制研制成本，NASA 艾姆斯研究中心提出了分体空间装调方案[12-13]。为缩减预算，LDR 只能进行单次发射入轨，针对这一限制提出了两个备选方案：将主镜反射器(图 13)存放在 4.6 m 的货舱内，分体镜为正六边形结构，外接圆直径为 1.6 m，每 7 个分体镜构成一个子镜结构群，结构群的直径约为 4.3 m，根据估算，此方案最多只能发射 10 个结构群，获得 116.3 m^2 的主镜面积，等效口径为 12.1 m；另一种方案是将主镜反射器存放在 ACC 内，分体镜结构群的直径为 7.6 m，这样只需要 7 个结构群就可以得到 264.2 m^2 或等效圆直径为 18.3 m。入轨后，宇航员与安装在运载器上的机械臂合作完成空间装调工作，其在轨组装示意图如图 14 所示。

3.2.2　30 m 口径太空望远镜 Thirty Meter Space Telescope (TMST)

2006 年，NASA 联合戈达德太空飞行中心提出了一个工作在紫外-近红外谱段，口径为 10～50 m 可扩展空间天文台的概念设计。天文台在

(C)1994-2019 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

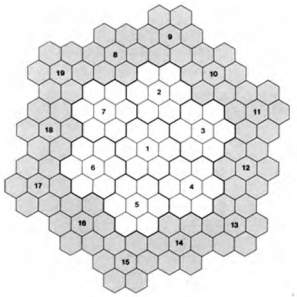


图 13 LDR 主镜

Fig. 13 LDR primary mirror

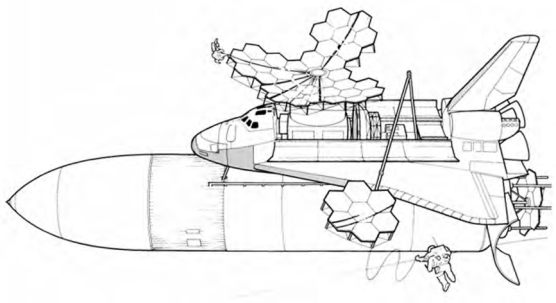


图 14 LDR 主镜空间装调示意图

Fig. 14 Conception of in-space assembly of LDR primary mirror

地球-月亮 L2(EML2)轨道上由机器人和宇航员配合完成组装，然后运送到工作轨道太阳地球 L2(SEL2)轨道，并具备返回 EML2 进行主要维修的能力。30 m 口径太空望远镜的初始设计已经完成，其主镜由近 1 000 个 1 m 圆形分体镜组成，每块分体镜具备七自由度共相位调整功能，填充因子 73%。天文台分三阶段发射入轨(图 15)，4 台组装机器人于第一阶段发射升空，入轨后立刻开始组装，前两个阶段的组装不进行温控，主要完成平台桁架、遮光罩和其它架构的组装，第三单元进行 OTA 桁架和分体子镜的精密装配，此过程需在遮光罩内进行，以保证安装过程热环境稳定可控[43]。上述单元的封装尺寸为 ϕ7.5 m×14 m，可容纳在货运飞船(CaLV)的 8 m 整流罩内。

目前为止，TMST(图 16)并没有出现任何重大的技术障碍。光学系统、机械结构、波前感应和姿态控制等都在当前的技术范围之内。目前的工作重点是与空间组装相关的机器人控制问题。

3.3 分体空间制造系统

3.3.1 欧空局科学预见计划 TECHBREAK

2015 年，为打破现有的思维定势，突出目前

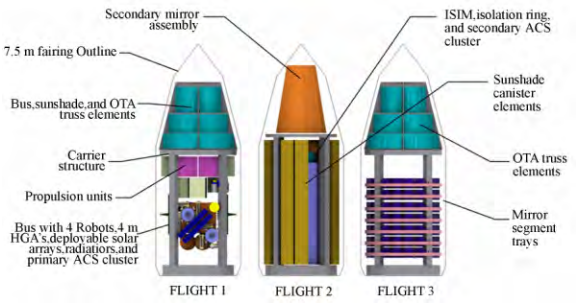


图 15 TMST 三阶段压缩示意图

Fig. 15 Packaging of TMST into three heavy lift cargo launch vehicles

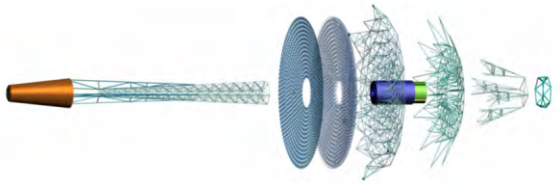


图 16 TMST 构成图

Fig. 16 Configuration of TMST

正在开发的各种技术可能应用于空间科学问题的未来前景，研究可以支撑未来空间技术领域发展的非空间领域的技术突破问题[14]，欧空局提出了科学预见计划。该计划提出了一个采用基于增量加工技术(3D 打印)的 100 m 口径太空望远镜的空间制造方案，为简化制造过程，其主镜采用标准球面，曲率半径为 2 km，口径为 100 m，中心矢高仅有 600 mm，次镜系统和光学仪器搭载单独的飞行模块。其主镜制造过程如图 17 所示，图中灰色部分是由玻璃或金属制成的光滑球面模具，黑色部分是采用精密增量加工技术生成的壳形主镜。通过非精密增量加工技术制造主镜支撑结构，当支撑结构具备足够强度后，转入下一部分主镜的制造，直至完成整个主镜组件的加工。目前，由于存在诸多技术障碍，该构想尚处于起步阶段。

图 17 100 m 主镜空间制造构想图[14]

Fig. 17 Manufacturing process of possible additive mirror

(C)1994-2019 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

4　分体式空间遥感器的特点及发展趋势

4.1　分体式空间遥感器的特点

表 2 总结了各类分体式系统的特点。分体自重组系统可在一定范围内突破运载器有效载荷空间的限制，实现超大口径和高分辨率；将超大口径主镜分解为若干小口径的分体镜，可降低反射镜制造的难度；分体镜结构相同，有利于模块化、标准化设计，技术继承性好，采用并行加工方式，可以大大缩短加工周期；应用分体自重组技术，可通过单次发射建立系统，自动化程度高，制造成本相对较低。同样，由于自重组的功能需求，需设计自重组机构和闩锁装置，相比其它两类系统，其结构更加复杂；但即使应用栓锁机构来保持运动件的位姿，由于运动副必然存在配合间隙，其系统结构刚度和稳定性也不易提高。受自重组拓扑关系的影响，展折比越大，结构越复杂，系统结构刚度和稳定性越差，对星平台的要求也越高。为实现光学结构的超精密自重组，分体镜需配置超高精度七自由度调整装置以完成在轨共相位调整。相比于传统整体式系统，虽然反射镜制造费用较低，但是自重组结构的费用较高，所以总体费用偏高。

表 2　超大口径空间遥感器分体式成像系统的特点

Tab. 2　Characteristics of deployable segmented imaging system for ultra-large-aperture space remote sensors

系统类型	分体自重组系统				分体空间装配系统	分体空间制造系统
	弦折	花瓣	堆迭	环叠		
成像谱段	至可见光	至可见光	至长波红外	至可见光	全谱段	\
实现口径	几米	十几米	十几米	几十米	百米量级	无限制
复杂程度	中	高	很高	极高	很高	适度
结构刚度	高	中	低	很低	很高	很高
稳定性	中	低	很低	极低	高	极高
成本	中	高	高	高	很高	低
面密度	中	中	很低	中	低低	
分体镜技术	需要	需要	不需要	需要	需要	不需要
技术成熟度	基本成熟	原理验证	基本成熟	理论验证	无技术障碍	概念设计

相比于分体自重组系统，分体空间装调系统采用类似搭积木的增量装配方式，理论上不存在最大口径的限制；不需要设计复杂的自重组结构，系统可活动部件大大减少，结构刚度显著提升；可以根据实际需求对系统进行局部或整体加强，增加了设计和制造的灵活性；可与分体自重组系统共用模块化技术和分体镜共相位调整技术，技术继承性好。但是，分体空间装调系统的制造经济成本和时间成本随系统口径的增长呈几何倍数增长，其口径不可以无限增大；同时，超大口径系统设计使用寿命都很长（约 100 年），中间出现系统故障，需要考虑系统维修及维护问题，而一般此种光学平台都工作在温度条件良好的 L2 静止轨道，所以需要设置中继维修轨道，并考虑燃料补充的问题。目前，由于哈勃的维修及维护经验以及 JWST 的技术共享，分体空间装调系统没有发现重大的技术障碍。

分体空间制造系统，理论上可以不存在运动部件，完全抛弃结构复杂，成本高昂的分体镜系统，所以其结构刚度和稳定性比整体式系统还要高；若所有部件均采用同种材料，系统将具备十分优异的热适应性；采用多台打印机并行工作模式，可以极大地缩短系统制造时间，真正使得百米以上口径的空间望远镜成为可能；系统维修和维护可以全自动化，不需要人工参与，无需设置中继轨道，可以极大地降低燃料成本。虽然前景广阔，但该系统严重依赖新材料技术、反射镜镜面的超精密增量加工技术、分体制造镜面的超精密过渡技术、反射镜空间镀膜技术和纳米级镜面抛光技术的突破性进展。

4.2　分体式空间遥感器的发展趋势

分体自重组系统，无论采用何种压缩方式，主镜均由大量具有相同结构的分体镜单元构成。因此，模块化、标准化是其必然趋势。同时，分体反

(C)1994-2019 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

射镜复制技术，高精度共相位调整和保持技术，高速天基共相调整技术，高精度热控技术，多维扩展式遮光罩技术都是分体自重组系统的核心技术，也是其未来的发展方向。

分体空间装调系统与分体自重组系统技术重合度非常高，核心技术也基本相同，同样需要模块化、标准化。不同之处在于，该系统需要大力发展并完善与空间组装相关的机器人控制技术，以及用于故障排除的空间维修与维护技术。

空间制造式成像系统有一定的应用前景，但存在大量亟待解决的技术难题，需大力发展空间超精密增量加工技术，新材料技术，反射镜空间镀膜技术和纳米级的镜面加工技术。

5 结 论

超大口径空间遥感器已经成为人类探索宇宙、认知世界的重要手段和主要工具，也是维护自身安全的重要保障，是世界各国都极为重视的战略资源。为突破运载器整流罩有效载荷空间的限制，口径超过 4 m 的空间遥感器需要采用分体式结构，实现分体结构的主要方式有分体自重组、分体空间装调和分体空间制造几种。本文通过研究上述分体式系统，对于我国未来超大口径空间遥感器建议如下：

(1)对于口径在十米以内的探测需求，分体自重组系统因其相对低廉的经济成本和时间成本，是未来几十年内最为可行、有效的解决方案。在该领域可以利用整体式成像系统米级口径反射镜制造技术，发展完善反射镜超轻量化技术，攻关分体反射镜超高精度的共相位调整技术和在轨共相位检测技术，最终突破分体自重组系统的核心通用技术——分体镜技术，并在未来的超大口径空间遥感器领域占有一席之地。

(2)对于未来更大口径的探测需求，可以考虑基于环形稀疏孔径成像原理的环叠式分体自重组系统；还可以在充分积累空间设备在轨维修、维护经验后，开展分体空间装调式成像技术方面的探索。

(3)在分体空间制造系统方面，国内外处于同一起跑线上，都面临着巨大的技术挑战，大量技术难题亟待攻克。在未来，希望我国能够在这一领域实现跨域式发展。

参考文献：

[1] RIOUX N, THRONSON H, FEINBERG L, *et al*.. A future large-aperture UVOIR space observatory: reference designs [J]. *SPIE*, 2015, 9602: 960205-1

[2] REDDING D C, FEINBERG L, POSTMANC M, *et al*.. Beyond JWST: Performance requirements for a future large UVOIR space telescope [J]. *SPIE*, 2014, 9143: 914312-1.

[3] LILLIE C F. Large Deployable Telescopes for Future Space Observatories [J]. *SPIE*, 2005, 58990D-1.

[4] PHILIP STAHL H, THRONSON H, LANGHOFF S, *et al*.. Potential astrophysics science missions enabled by NASA's planned Ares V [J]. *SPIE*, 2009, 7436: 743607-1.

[5] 马志滨，何麟书. 国外重型运载火箭发展趋势述评[J]. 固体火箭技术，2012，35(1)：1-4.
MA ZH B, HE L SH. Development trend review of 2624 Optics and Precision Engineering Vol. 24 foreign heavy-lift launch vehicle [J]. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2012,35 (1): 1-4. (in Chinese)

[6] 张学军，樊延超，鲍赫，等. 超大口径空间光学遥感器的应用和发展 [J]. 光学 精密工程，2016，24(11)：2613-2626.
ZHANG X J, FAN Y CH, BAO H, *et al*.. Applications and development of ultra large aperture space optical remote sensors [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2016, 24(11):2613-2626. (in Chinese)

[7] 廖周. 大口径分块望远镜主镜误差分析与共相位探测方法研究[D]. 成都：电子科技大学，2015
LIAO ZH. *Error analysis of segmented primary mirror and research on co-phasing measurement* [D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2015. (in Chinese)

[8] 王金. 反射镜共相位拼接检测与驱动控制技术研究[D]. 北京：中国科学院，2014.
WANG J. *Research on the Test Techniques and Drive Control of the Segmented Mirror* [D]. Deijing: University of Chinese Academy of Sciences, 2014. (in Chinese)

[9] 姚劲刚. 合成孔径望远镜共相位拼接技术研究[D]. 北京：中国科学院，2017.
YAO J G. *The study of Co-phasing Alignment Technology For Segmented Telescope* [D]. Dei-

(C)1994-2019 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

jing: University of Chinese Academy of Sciences, 2017. (in Chinese)

[10] 曹睿，赵智亮，郑列华，等. 合成口径子镜测试拼接技术[J]. 激光与光电子学进展，2015，52(1)：051201.
CAO R, ZHAO ZH L, ZHENG L H, *et al*.. Subaperture Cophasing Technique of Segmented Mirror[J]. *Laser & Optoelectronics Progress*, 2015, 52(1): 051201. (in Chinese)

[11] 陈小伟. 空间光学遥感器大口径主镜展开技术研究[D]. 北京：中国科学院，2011.
CHEN X W. *Technology Studying on the Deployable Large-aperture Primary Mirror of Space Optical Remote Sensor*[D]. Deijing: University of Chinese Academy of Sciences, 2011. (in Chinese)

[12] PITTMAN R, LEIDICH C, MASCY F, *et al*.. A modular approach to developing a large deployable reflector [EB/OL]. http://spiedigitallibrary.org/ss/termsofuse.aspx, 1984.

[13] BRUCE PITTMAN R. The large deployable reflector - a technology development challenge [J]. *SPIE*, 1984, 493: 106-113.

[14] CUNNINGHAM C, CULLUM M, DETSIS E, *et al*.. TECHBREAK: a technology foresight activity for the European Space Agency points the way to future space telescopes [J]. *SPIE*, 2015, 9602: 960204-1-25.

[15] GREENHOUSE M A. The JWST Science Instrument Payload: Mission Context and Status [J]. *SPIE*, 2014, 9143: 914307.

[16] PHILIP STAHL H, ALONGI C, ARNESON A, et al. Survey of interferometric techniques used to test JWST optical components [J]. *SPIE*, 2010, 7790: 779002.

[17] NELLA J, ATCHESON P, ATKINSON C, *et al*.. James Webb Space Telescope (JWST) Observatory Architecture and Performance [J]. *SPIE*, 2004, 5487: 576-287.

[18] ATKINSON C, TEXTER S, HELLEKSON R, *et al*.. Status of the JWST Optical Telescope Element [J]. *SPIE*, 2006, 6265: 62650T.

[19] WELLS C, WHITMAN T, HANNON J, *et al*.. Assembly integration and ambient testing of the James Webb Space Telescope primary mirror [J]. *SPIE*, 2004, 5487: 859-866.

[20] WELLS C, MALLETTE M, FISCHER D, *et al*.. Primary Mirror Segment Assembly integration and alignment for the James Webb Space Telescope [J]. *SPIE*, 2010, 7793: 779309.

[21] BAIOCCHI D, PHILIP STAHL H. Enabling future space telescopes: mirror technology review and development roadmap[R]. Astro: the Astronomy & Astrophysics Decadal Survey, 2009.

[22] HADAWAY J B, CHANEY D M, CAREY L B. The optical metrology system for cryogenic testing of the JWST primary mirror segments [J]. *SPIE*, 2011, 8126: 81260P.

[23] KENDRICK S E, BROWN R J, STREETMAN S, *et al*.. Lightweighted Beryllium Cryogenic Mirrors for Both Monolithic and Segmented Space Telescopes [J]. *SPIE*, 2003, 4850: 241-253.

[24] REED T, KENDRICK S E, BROWNA R J, *et al*.. Final results of the Subscale Beryllium Mirror Demonstrator (SBMD) program [J]. *SPIE*, 2001, 4451: 5-14.

[25] HADAWAY J B, GEARY J, REARDON P, *et al*.. Cryogenic optical testing results for the Subscale Beryllium Mirror Demonstrator (SBMD) [J]. *SPIE*, 2001, 4451: 15-26.

[26] KENDRICK S E, CHANEY D, BROWN R J, *et al*.. Optical characterization of the beryllium semi-rigid AMSD mirror assembly [J]. *SPIE*, 2003, 5180: 180-187.

[27] CHANEY D M, BROWN R J, KENDRICK S E, *et al*.. Results of the beryllium AMSD mirror cryogenic optical testing [J]. *SPIE*, 2004, 5487: 833-841.

[28] KENDRICK S E, REED T, STREETMAN S. In-process status of the 1.4-rn beryllium semi-rigid Advanced Mirror System Demonstrator (AMSD) [J]. *SPIE*, 2001, 4451: 58-66.

[29] KENDRICK S E, REED T, STREETMAN S, *et al*.. Design and test of semi-rigid beryllium mirrors for lightweighted space applications; SBMD cryogenic performance update and AMSD design approach [J]. *SPIE*, 2001, 4198: 221-229.

[30] STREETMAN S, KINGSBURY L. Cryogenic Nanopositioner Development and Test for Space Applications [J]. *SPIE*, 2003, 4850: 274-285.

[31] CHANEY D M, HADAWAY J B, LEWIS J. Cryogenic radius of curvature matching for the JWST primary mirror segments [J]. *SPIE*, 2009, 7439: 743916.

(C)1994-2019 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

[32] PHILIP STAHL H. JWST mirror technology development results [J]. *SPIE*, 2007, 6671: 667102.

[33] FEINBERG L D, DEAN B, HYDE T, *et al*.. Large segmented UV-Optical space telescope using a Hybrid Sensor Active Control (HSAC) architecture [J]. *SPIE*, 2009, 7436: 743608-1.

[34] POSTMAN M, BROWN T, SEMBACH K, *et al*.. Advanced Technology Large-Aperture Space Telescope: science drivers and technology developments [J]. *Optical Engineering*, 2012, 51(1): 011007 -1-11.

[35] PHILIP STAHL H, POSTMAN M, SCOTT SMITH W. Engineering specification for large-aperture UVO space telescopes derived from Science requirements [J]. *SPIE*, 2013, 8860: 886006-1-13.

[36] BOLCAR M R, BAL-ASUBRAMANIAN K, CLAMPIN M, *et al*.. Technology development for the Advanced Technology Large Aperture Space Telescope (ATLAST) as a Candidate Large UVOptical-Infrared (LUVOIR) Surveyor [J]. *SPIE*, 9602: 960209-1-14.

[37] OEGERLE W R, FEINBERG L D, PURVES L R, *et al*.. ATLAST-9.2m: a large-aperture deployable space telescope [J]. *SPIE*, 2010, 7731: 77312M.

[38] POSTMAN M. Advanced Technology Large-Aperture Space Telescope (ATLAST): a technology roadmap for the next decade [EB/OL]. http://arxiv.org/abs/0904.0941, 2009.

[39] MARTIN F, LESYNA L, LEROY B, *et al*.. Lockheed Martin Team's Next Generation Space Telescope (NGST) reference architecture [J]. *SPIE*, 2000, 4013: 17-26.

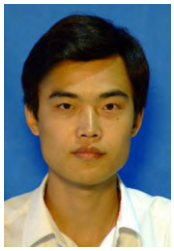
[40] AMATO M J, BENFORD D J, HARVEY MOSELEY S, *et al*.. An engineering concept and enabling technologies for a large Single Aperture Far-Infrared Observatory (SAFIR) [J]. *SPIE*, 2003, 4850: 960205-1.

[41] LILLIE C F, DAILEY D R. A mission architecture for future space observatories optimized for SAFIR [J]. *SPIE*, 2005, 5899: 58990Q-1-7.

[42] REY J J, WIRTH A, JANKEVICS A, *et al*.. A deployable, annular, 30m telescope, space-based observatory [J]. *SPIE*, 2014, 9143: 914318.

[43] OEGERLE W R, PURVES L R, BUDINOFF R V, *et al*.. Concept for a Large Scalable Space Telescope: In-space assembly [J]. *SPIE*, 2006, 6265:62652C.

作者简介：



杨会生(1982－)，**男，河北献县人，硕士，助理研究员**，2007 **年**、2009 **年于哈尔滨工业大学分别获得学士、硕士学位，主要从事空间光学遥感器光机结构及精密机械等方面的研究**。E-mail: yanghuisheng@126.com

通讯作者：

张学军(1968－)，**男，吉林长春人，博士，研究员，博士生导师，主要从事空间光学系统超精加工与检测和空间光学遥感器总体技术等方面的研究工作**。E-mail: zxj@ciomp.ac.cn

(C)1994-2019 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net