文章编号 1004-924X(2016)11-2613-14

超大口径空间光学遥感器的应用和发展

张学军*，樊延超，鲍 赫，薛栋林
（中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所，吉林 长春 130033）

摘要：针对空间遥感技术的迅速发展及其对空间探测精度需求的提高，对研制更可行有效的超大口径空间光学遥感器的技术路线开展了研究。介绍了该领域已发射和计划发射的超大口径光学遥感器涉及的发展历史和结构特点，以及它们的研究现状和应用领域，主要包括整体式成像系统、分块可展开成像系统、光学干涉合成孔径成像系统和衍射成像系统等。分析对比了各种传感器的性能特点及现阶段的应用情况。最后，考虑我国高分辨率、高成像质量空间光学遥感器的应用需求，结合当前技术条件以及相关技术的发展趋势，分别针对 2～4 m 大口径系统，4～10 m 超大口径系统和更大口径系统的成像需求提出了最佳解决方案。

关 键 词：超大口径空间遥感器；整体式成像系统；分块可展开成像系统；光学干涉合成孔径成像系统；衍射成像系统；综述
中图分类号：TP79；TH703 **文献标识码**：A **doi**：10.3788/OPE.20162411.2613

Applications and development of ultra large aperture space optical remote sensors

ZHANG Xue-jun*, FAN Yan-chao, BAO He, XUE Dong-lin

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

Abstract: For the rapid development of space remote sensing technology and the improvement of demand for space detection precision, this paper researches the more feasible and effective technological routes for ultra large aperture optical remote sensors. Several kinds of optical remote sensors that have been launched or planed are included, such as monolithic aperture imaging system, deployable segmented imaging system, interferometric synthetic aperture imaging system and diffractive imaging system. The research process, structure characteristics, developing states and application fields of the remote sensors are described. Details on the performance characteristics and application situations of various sensors are discussed in later sections. According to the requirements of space optical remote sensors with high resolution and high imaging quality, some suggestions on developing space optical remote sensors with ultra large apertures of 2—4 m, 4—10 m and some super large apertures are put forward respectively based on the current technical conditions and development trends.

Key words: ultra large aperture space optical remote sensor; monolithic aperture imaging system; deployable segmented imaging system; interferometric synthetic aperture imaging system; diffractive imaging system; review

收稿日期：2016-10-27；**修订日期**：2016-11-03.
基金项目：国家重点基础研究发展计划资助项目（No. 2016YFB0500100）

?1994-2017 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

1 引 言

空间光学遥感器受大气影响小，而且不受地理位置限制[1]，因此在对地观测、天文探索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，人们对空间光学遥感器的分辨率要求也越来越高。由于光学系统的通光口径与系统的角分辨率成反比，因此增大光学遥感器的口径是提高分辨率的重要手段。另外，光学系统的集光能力与口径的平方成正比，所以增大口径对于天文观测及暗弱目标识别至关重要。因此，在满足运载器的承载能力和包络尺寸限制的前提下，反射镜口径的最大化是满足空间光学遥感器高分辨率与高信息收集能力的最佳技术路线。传统的大口径空间光学遥感器系统如哈勃太空望远镜(HST)等采用了整体式结构，具有系统稳定、成像质量高等优点。但随着系统口径的增大，反射镜的重量将以口径三次方的比例增加；而且系统口径会受运载器包络尺寸的限制，因此，研究人员提出了膜基反射成像、分块可展开成像、光学干涉合成孔径成像、衍射成像等系统及在轨装配等技术途径。例如，詹姆斯·韦伯太空望远镜(JWST)采用了分块可展开成像系统，在反射时系统折叠收拢在4.5 m的包络尺寸内，发射入轨后展开，形成口径约为6.5 m的系统，实现大于25 m^2的光线收集能力。薄膜光学即时成像器(MOIRE)采用了衍射成像系统，计划将基于衍射薄膜镜的系统收拢在运载包络尺寸内，在轨展开后形成20 m口径的系统。然而，这些技术在解决了系统口径限制的同时，也带来了如何保证系统共相精度、增加成像谱段带宽、提高能量利用率等问题。

国外早已开展了超大口径空间光学遥感器的研究工作，而我国在该方面的研究起步较晚。本文通过调研几种超大口径空间光学遥感器的技术途径、实际应用和研究进展，对比分析了各种技术途径的优缺点以及适用领域，并结合当前的技术条件以及相关技术的发展趋势，给出了我国发展超大口径空间光学遥感器的建议。

2 超大口径空间光学遥感器的技术途径

空间光学遥感器一般都有特定的观测任务和目标，其设计方案和技术途径与任务或目标所要求的光谱范围、分辨率、视场角、衍射极限和系统波前误差等指标密切相关[2]。目前，世界上已发射和计划发射的超大口径光学遥感器主要采用整体式成像系统、分块可展开成像系统、光学干涉合成孔径成像系统和衍射成像系统等。

2.1 整体式成像系统

整体式成像系统分为刚性单体镜成像系统和膜基反射成像系统。

2.1.1 刚性单体镜成像系统

刚性单体镜成像系统主要由玻璃、金属等刚性材料构成，其主反射镜采用单体镜的结构形式。这种系统具有结构简单、稳定性和可靠性高、成像谱段宽、成像质量高等优点。其关键技术包括：超大口径单体镜的制备和光学加工、超大口径反射镜的面形精度检测以及平台载荷一体化技术等。改变世界空间观测格局的哈勃太空望远镜(HST)以及目前在轨的最大口径的赫歇尔空间天文台(Herschel Space Observatory，HSO)均采用了整体式成像系统。这种成像系统的口径主要受运载包络尺寸的限制，目前已发射应用的光学遥感器的最大口径为3.5 m。表1列出了国际上主要重型运载的承载能力[3]，其中，有效载荷包络直径最大为4.5 m。美国国家航空航天局(NASA)曾经规划了战神5号(Ares V)研制计划，该运载器具有8.8 m的最大有效载荷包络直径尺寸，但由于经费等原因该项计划于2010年被迫中止。在该项目的技术基础上，NASA提出了太空发射系统(Space Launch System，SLS)重型运载器研制计划，其近地轨道运载能力最大达130吨，超过了所有现有的运载器[4]。随着运载器技术的不断发展，整体式成像系统的口径也有望进一步增加。

?1994-2017 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

表 1　目前已应用和计划研制的大型运载器的承载能力

Tab. 1　Capabilities of current and planned launch vehicles

运载器	整流罩外径/m	有效载荷尺寸/m	最大承载重量/kg			
			近地轨道	地球同步转移轨道	地球静止轨道	日地第二拉格朗日轨道
阿里安5号(ECA)	5	4.5×15.5	21 000	10 500	—	6 600
宇宙神5(HLV)	5	4.5×12.9	29 420	13 000	6 350	—
德尔塔4(H)	5	4.5×16.3	22 950	12 980	6,160	9 500
战神5号(已取消)	10	8.8×17.2	143 000	70 300	36 200	55 600
太空发射系统(SLS)	10	9.1×23.2	130 000	—	—	50 000

2.1.2　膜基反射成像系统

膜基反射成像系统采用柔性聚合物薄膜取代传统的玻璃、金属等刚性材料作为反射镜基坯，镀上金属反射层后通过适当的工艺形成所需的曲面面形，镜体面密度可控制在 100 g/m^2 以内，具有收藏体积小、重量轻等优点。其工作原理是将镀有反射层的薄膜周边固定，并在侧向施加载荷拉伸薄膜成像并保持面形。按照施加载荷的方式，膜基反射成像方法主要分为充气成形法、吊装成形法、静电成形法和预成形法等[5]。

充气成形法是利用气压充起气囊使薄膜拉伸成像。充气式反射镜一般由两层薄膜组成，并封住边缘，在两层薄膜之间会形成腔室，通过改变腔室中的气压施加载荷产生所需要的弯曲面形。不过该方法很难将反射镜的面形控制为理想形状，这是限制它在高成像质量系统中应用的主要因素。

吊装成形法通过调节施加在薄膜背面离散节点处的推拉力来控制膜基反射镜的面形，其控制能力较强，但装置复杂。

静电成形法采用静电拉伸以控制膜基反射镜的面形，其控制精度相对较高，并已成为膜基反射镜面形控制方法的研究热点之一。该方法的难点在于大口径薄膜的研制，面形精度的进一步提高和空间环境的适应性设计。

预成形法是在施加载荷之前将平面薄膜预先制作成所需反射镜面形的近似形状，然后通过外力进一步调整接近理想形状。这种方法的面形指标更高，但距高成像质量的要求仍有差距。

2.2　分块可展开成像系统

分块可展开成像系统的成像原理与整体式成像系统相同，主要区别在于：为适应运载器包络尺寸的限制，大口径主镜划分为若干个小型的分块子镜。在发射时，包括各分块子镜在内的整个光学系统折叠收拢在允许尺寸内；入轨后，各折叠部件依次展开并锁定，各分块子镜通过波前检测和控制调整系统拼接成一个共相位的主镜。这种系统通过发射折叠收拢和在轨展开，能够在有效载荷尺寸受限的情况下，实现大的系统口径，从而提高了空间遥感器的分辨率。此外，将大口径主镜分解为小口径的分块子镜，降低了研制难度。分块可展开成像系统的关键技术在于保证分块子镜展开后的共相调整精度、可展开机构的稳定性等。计划于 2018 年发射的下一代空间望远镜——詹姆斯·韦伯太空望远镜(JWST)采用了 18 块六边形子镜的分块可展开系统，在轨展开后系统的有效口径达 6.5 m。

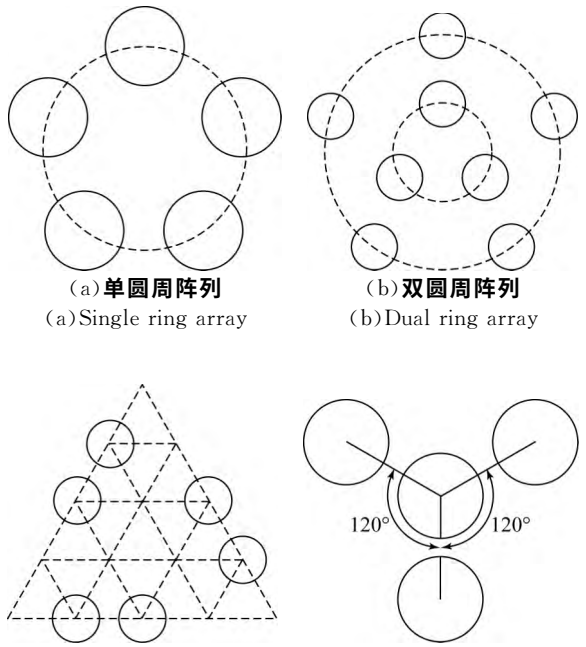
2.3　光学干涉合成孔径成像系统

光学干涉合成孔径成像系统是将多个子孔径按照一定方式进行排列，构成一个大的光学孔径。被子孔径阵列离散采集后的目标光束被会聚到光束组合器入瞳并在像面干涉组合，从而获得与等效单孔径系统相当的空间分辨率[6]。

按干涉成像方式，光学干涉合成孔径成像系统分为迈克尔逊干涉和斐索干涉两种[7]。迈克尔逊干涉又称为瞳平面干涉，是一种等倾干涉，其过程为：目标发出的光束被一定空间距离的两个孔径接收，通过半透半反表面实现叠加，最终在探测器上形成干涉图样。所得图像是目标在特定空间频率的频谱即傅里叶变换，故还需通过傅里叶逆变换重建原始图像。迈克尔逊干涉系统的角分辨率仅与基线长度有关，而且基线越长分辨率越高。但其口径过于稀疏导致收集的信号非常微弱，而且需要改变基线长度和方向采集目标不同的空间频率，整个采集过程耗时很长，因此，迈克尔逊干涉系统更适于小视场、相对静止的天文目标的探测。斐索干涉又称为像平面干涉，能直接输出目标图像，其成像方式有两种：通过掩模实现大孔径的部分孔径成像，或多个独立光学系统的光束经准直、合并后再进行聚焦成像。斐索干涉与传统独立口径系统更接近，可实现对大视场内快速运

?1994-2017 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

动目标的干涉成像。常见的斐索干涉合成孔径成像系统构型主要有环形、戈莱型(Golay)和三臂型(Y)等[8],如图1所示。



(a)单圆周阵列
(a)Single ring array

(b)双圆周阵列
(b)Dual ring array

(c)Golay-6 阵列
(c)Golay-6 array

(d)三臂型阵列
(d)Tri-arm array

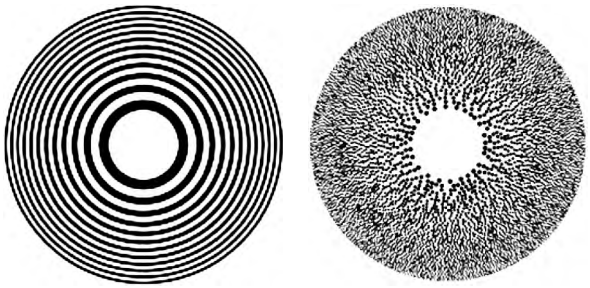
图1 斐索干涉合成孔径成像系统构型

Fig. 1 Configurations of Fizeau-type interferometric optical synthetic aperture imaging system

光学干涉合成孔径成像系统的填充比小于1,直接获取的图像存在中间频率成分损失、对比度低、噪声影响严重等特点[9],因此,子孔径的空间布局优化、相位一致性检测和图像恢复等是关键。

2.4 衍射成像系统

衍射成像系统一般由物镜和目镜系统组成,是将衍射光学元件与传统的折/反射光学元件结合起来形成的衍/折/反射混合型光学系统。成像系统中的物镜为衍射透镜,目镜系统一般包括中继光学系统和色差校正系统。其工作原理是首先通过衍射透镜汇聚光线,再由位于其焦点处的中继光学系统进行色差校正以增大带宽,最后成像到焦平面上。在天基成像领域,基于衍射原理的成像系统制造技术有两种[10]:一是菲涅尔波带片技术,二是光子筛(PS)技术,如图2所示。菲涅尔波带片一般是由一系列透明和不透明的同心圆环组成的变间距光栅,其作用和汇聚透镜相当,但其焦距与波长成反比,因此存在较大的色散,在使用时必须进行色差校正。光子筛技术首先由德国Kiel大学提出,用于提高软X射线的聚焦能力[11],其基本原理如下:菲涅尔波带片由充满微小孔的环带组成,每一个微孔的衍射光在光子筛后的相应位置同相相加,如同很多同相的小口径阵列。光子筛通过用微环孔带阵列替代菲涅尔波带片中的透明环带,提高了光子筛聚焦光束的尖锐性,使得光学系统的成像质量得到很大的提高。光子筛可以在波带片的基础上进一步提高分辨率,但要牺牲一定的光通量。



(a)菲涅尔波带片
(a)Fresnel zone plate

(b)光子筛
(b)Photon sieve

图2 天基衍射成像光学元件

Fig. 2 Space-based diffractive optical elements

衍射成像系统对光学系统的面形要求较低,物镜基于薄膜工艺制成,通过发射时折叠、入轨后展开的形式实现了大的系统口径。但这类系统存在成像谱段窄、幅宽小、能量利用率低、系统结构庞大及稳定性较差等缺点。其关键技术包括物镜材料、衍射条纹加工、折叠展开技术、大型可展开伸展臂支撑结构设计以及平台在轨高精度姿态测量和控制等。

3 超大口径空间光学遥感器的发展现状

3.1 整体式成像系统

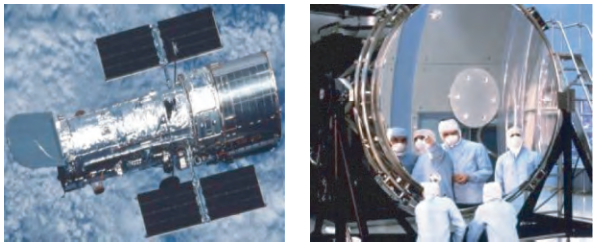
3.1.1 刚性单体镜成像系统

3.1.1.1 哈勃太空望远镜

哈勃太空望远镜(HST)(见图3)于1990年由发现号航天飞机运送入轨。HST的工作波段为110~1 100 nm,能够同时观测紫外(UV)、可见光与近红外(NIR)波段的宇宙信息。HST的有效焦距为57.6 m,角分辨率达到0.1″(@632.8 nm)。整个望远镜的直径为4.2 m,长为13 m,质量为

?1994-2017 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

11 500 kg[12]。主镜采用单体镜的结构形式，口径为 2.4 m，由康宁公司的 7941ULE 零膨胀玻璃熔合焊接而成，轻量化形式为蜂窝状筋板加前后面板的“三明治”结构，镜体质量为 828 kg。



(a)哈勃太空望远镜　(b)哈勃太空望远镜主镜
(a)Hubble space telescope　(b)Primary mirror of HST

图 3　哈勃太空望远镜及其主镜

Fig. 3　Hubble space telescope and its primary mirror

根据紫外谱段以及其它波段的高质量成像需求[13]，HST 主镜的面形精度要优于 0.014λ (RMS，λ＝632.8 nm)。通过对镜体和支撑结构的优化设计，主镜在发射以及在轨工作期间具有良好的稳定性。刚性单体镜成像系统具有宽谱段响应、优化的波前误差控制和良好的稳定性等特点，能够确保 HST 的高质量成像，达到了预期的探测目的。

3.1.1.2　赫歇尔空间天文台

赫歇尔空间天文台(Herschel Space Observatory，HSO)由欧洲空间局(ESA)建造[14]，于 2009 年 5 月 14 日在法属圭亚那库鲁航天中心随阿里安五号 ECA 运载火箭(Arian 5 ECA)发射升空，运行于日-地系统的第二拉格朗日点(L2)轨道上，主要用于研究星体与星系的形成。

根据任务规划[15]，HSO 宽 4 m，高 7.5 m，主镜口径达到 3.5 m，是目前发射入轨口径最大的光学望远镜，如图 4 所示。HSO 主要对远红外波段和亚毫米波段(55～672 μm)进行观测，系统波前误差要求小于 6 μm。与常见的可见光成像系统相比，这一成像需求大大降低了对镜面精度和稳定性的要求。载荷制造商阿斯特里姆(Astrium)公司选择 SiC 作为主要镜体与结构材料[16]，并采用了超轻量化设计，将主体结构质量由传统材料的 1 500 kg 减至 315 kg，系统在低温工作条件下的波前误差为 5.7 μm。3.5 m 口径的主镜采用单体式结构方案，面密度为 25 kg/m^2，质量仅为 210 kg。

图 4　赫歇尔空间天文台

Fig. 4　Herschel Space Observatory(HSO)

3.1.1.3　地球静止轨道空间监视系统

2011 年，Astrium 公司在巴黎航展上展示了“地球静止轨道空间监视系统”(Geostationary Observation Space Surveillance System，GO3S)卫星项目的方案论证情况，如图 5 所示。卫星具有视频工作模式，在地球静止轨道上对地面进行高分辨率成像，能够实现地球表面移动目标的侦察监视以及地球各种自然要素的长期演变监视等。其有效载荷分辨率为 3 m，单景成像幅宽为 100 km×100 km，目前规划了可见光全色成像方案，正在开展多光谱和红外方案的研究。GO3S 的主镜口径达到 4 m，采用单体镜结构。卫星最大直径为 4.1 m，高 10.3 m，重量为 8 840 kg，其中卫星及载荷质量为 4 900 kg。

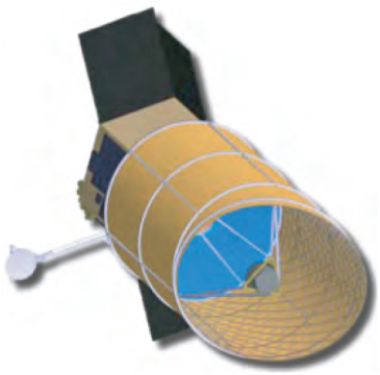


图 5　地球静止轨道空间监视系统

Fig. 5　Geostationary observation space surveillance system

3.1.1.4　先进技术大口径空间望远镜——8 m 方案

先进技术大口径空间望远镜(Advanced Technology Large-Aperture Space Telescope，ATLAST)是 NASA 规划的下一代覆盖紫外、可

?1994-2017 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

见光和红外谱段(光谱覆盖110～2 400 nm)的空间望远镜计划,将工作于地日第二拉格朗日点轨道(L2),用以进行寻找地外生命等富有挑战性的观测工作,光学设计的衍射极限为500 nm(波前误差为36 nm(RMS)),望远镜口径为8～16 m[17]。与大多数工作在L2的空间遥感器不同的是,ATLAST将在接近室温(280～290 K)的环境下工作。这一计划包括一种单体式主镜和两种分块主镜2个方案。

单体式主镜方案(以下简称ATLAST-8 m)的主镜口径为8 m,最初基于战神五号(Ares V)运载器进行设计,虽然包括Ares V在内的星座计划已经被取消,但后续的太空发射系统(SLS Block 210 m)依旧有足够的空间和承载能力,能够将它发射入轨。相比于其他设计方案,ATLAST-8 m的口径最小,但由于单体镜具有高对比度成像能力、优秀的波前控制能力和良好的稳定性,NASA仍将它作为方案之一进行研究和论证。由于地基8 m量级口径单体反射镜的相关生产设备和技术比较成熟,且镜面面形的加工精度优于8 nm(RMS),考虑到运载器具有强大的承载能力,ATLAST-8 m准备沿用地基望远镜(如Gemini、VLT等)的镜体方案,以降低风险和费用。

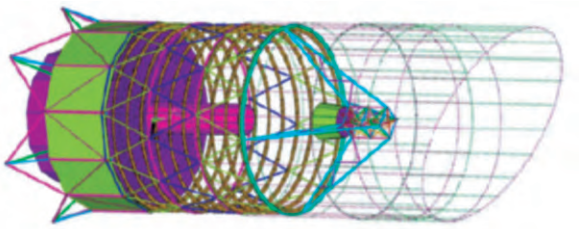


图6 先进技术大口径空间望远镜(8m方案)

Fig. 6 Advanced technology large-aperture space telescope-8 m

3.1.1.5 类地行星探测器——日冕观测仪

类地行星探测器(Terrestrial Planet Finder, TPF)是NASA提出的用来探测太阳系外类地行星的计划,有两种望远镜体系方案:一种是基于一个大型望远镜的日冕观测仪方案(Terrestrial Planet Finder Coronagraph, TPF-C)(见图7),针对可见光谱段进行成像;另一种是基于几个小型望远镜的光学干涉合成孔径成像方案(Terrestrial Planet Finder Interferometer, TPF-I),针对红外谱段进行成像,两种方案互补进行探测。

TPF-C主要在可见光谱段成像(0.5～1.05 μm),采用了整体式成像系统[18]。光学方案采用离轴卡塞格林系统,主镜为离轴椭圆镜,尺寸为8 m×3.5 m,主次镜间隔为12 m,次镜也是一个离轴椭圆镜,尺寸为0.83 m×0.365 m,有效焦距为146 m,视场角为3.6″,系统波前误差为10 nm(RMS),采用波前补偿系统最终实现亚纳米级的波前误差。系统总质量为6 200 kg,发射时折叠收拢在Φ4.5 m×16 m的遮光罩内,在轨展开后,尺寸达到16 m×37 m。

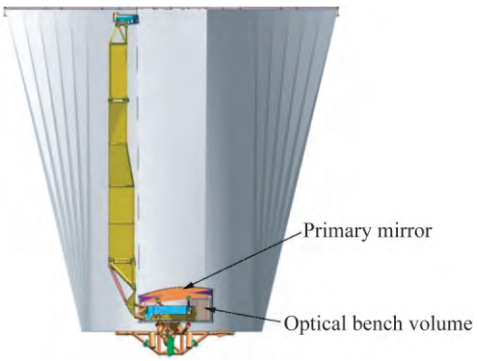


图7 类地行星探测器——日冕观测仪方案

Fig. 7 Terrestrial planet finder(coronagraph)

3.1.2 膜基反射成像系统

目前,膜基反射镜技术已应用于一些空基大型天线接收器、大型太阳能聚集器以及微波的微弱信号探测器上,但反射成像系统尚处于理论研究和实验室原理验证阶段。

充气成形膜基反射镜一直被认为不适于可见光波段成像。2000年,Meinel等人采用变厚度薄膜来校正充气成形膜基反射镜固有的"henky-curve"偏离及光学误差,有望将其用于0.5～12 μm的光学系统,从而实现在可见光波段的成像[19]。2005年,韩国的Ming Soh和Jun Ho Lee等人在Meinel等人的基础上[20],使用偶次非球面的变厚度薄膜来提高面形精度,能够将应用于充气式天线试验的3 m口径膜基反射镜的面形控制到可见光波段50个波长(RMS)左右。如果限制口径(一半口径),面形可控制到0.7 μm(RMS)左右。

2002年,美国空军学院(USAFA)提出并研制了1 m口径的吊装成形膜基反射镜[21],如图8所示,主镜通过在厚度为12.7 μm的Kapton-E型聚酰亚胺基板添加100 nm的铝反射层(在532 nm波长处的反射率约为90%)制成,通过镜

?1994-2017 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

背的 166 个控制点实现面形调整，有限元分析得到其面形精度为 155 μm。但受吊点处的倾斜等因素的影响，实测面形精度大于 15 000 波长，焦点光斑直径大于100 mm。通过全息校正后，焦点光斑直径达到 7.5 μm，接近所能达到的衍射极限（光斑直径为 6.8 μm）。

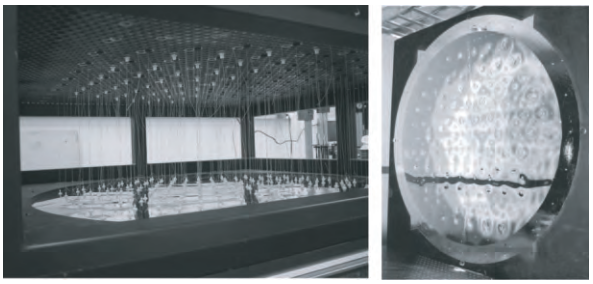
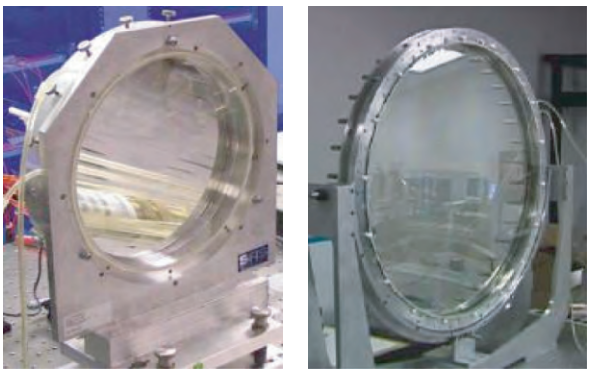


图 8　1 m 口径的吊装成形膜基反射镜

Fig. 8　1-m-diam pulled tab membrane mirror

2004 年，美国 SRS 公司和美国空军研究室合作研制了口径为 0.25 m 的静电成形膜基反射镜[22]，如图 9(a)所示。该反射镜采取背后 14 个电极的拉伸、边界上 36 个边缘控制器的控制和变厚度补偿等措施，其面形误差小于 0.6 μm。基于此技术，2006 年又研制了 0.78 m 口径静电成形膜基反射镜，如图 9(b)所示，反射镜的面形误差达到了 60.77 μm (PV)和 7.48 μm(RMS)[23]。2009 年至 2010 年间 Robinson 等人开展了多模式静电边界作动技术的研究[24-25]，建立了多模式作动器的数学模型，并进行了静态实验。实验结果显示，通过内外环静电作动器的激励可将反射镜变为凹面和凸面面形，并提出了进一步研究反射镜多模式像差修正的研究计划。



(a)0.25 m 口径反射镜　(b)0.78 m 口径反射镜

(a)0.25 m-diam mirror　(b)0.78 m-diam mirror

图 9　静电成形膜基反射镜

Fig. 9　Electrostatically figured membrane mirror

2003 年，俄罗斯国家激光物理研究所的 Dimakov 等人对一个口径为 190 mm、预先具有曲率半径为 400 mm 的预成形膜基反射镜进行了研究[26]，并进行了磁和电磁驱动等进一步研究规划。

3.2　分块可展开成像系统

3.2.1　詹姆斯·韦伯空间望远镜

詹姆斯·韦伯空间望远镜（James Webb Space Telescope，JWST）（见图 10）是 NASA、ESA 和加拿大空间局（CSA）合作建造的空间天文望远镜，是一种低温红外空间观测仪器，将工作于地日第二拉格朗日点轨道（L2），主要用于探测最早的恒星和星系[27]。根据任务规划，JWST 的探测谱段为 0.6～29 μm，衍射极限为 2 μm，系统波前误差小于 156 nm(RMS)。

JWST 主镜的等效口径为 6.5 m，由 18 块六边形的分块子镜组成，每个分块子镜的内切圆大小为 1.315 m，采用铍材料制成。根据公差分配，分块子镜的面形误差要小于 25 nm(RMS)。由于运载火箭的限制，JWST 在发射时的尺寸不能超过 Φ4.5 m×15.5 m，因此 JWST 的主镜采用了发射折叠、入轨展开的方案。发射时，两侧的 6 块子镜（每侧 3 个）折叠收拢，入轨后展开锁定，与中心的 12 块子镜共同构成 6.5 m 口径的主镜。

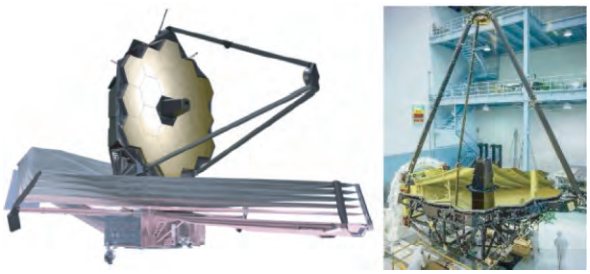


图 10　詹姆斯·韦伯空间望远镜及其进展情况

Fig. 10　Configuration of JWST and its current status

2012 年，JWST 主镜的 18 块子镜完成了加工、镀膜、装配和测试工作，18 块子镜的综合面形精度为 23.2 nm[28]。目前，主体框架、主镜、次镜及其支撑结构的装配已经完成，正在进行后续的装配和测试工作。主镜展开机构的展开精度优于 0.028″[29]，反射镜共相调整精度达到几十纳米[30]。JWST 计划于 2018 年搭载 Arian 5 ECA 火箭发射。

?1994-2017 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

3.2.2 欧空局地球静止轨道2 m分辨率相机

欧空局(ESA)提出了地球静止轨道2 m分辨率光学相机的研制计划,如图11所示。该计划的主要目的是实现覆盖全欧洲的高分辨率近实时监测,观测谱段涵盖可见全色、多光谱、中波红外和长波红外。

相机采用分块可展开的方案,主镜由6块直径为2 m的分块子镜组成,在轨工作状态下的口径达到了7 m,地面幅宽大于60 km×60 km,整机质量为2 240 kg,拟采用Arian 5运载火箭发射。为保证成像质量,该方案提出了MTF×SNR≥4的研制目标。

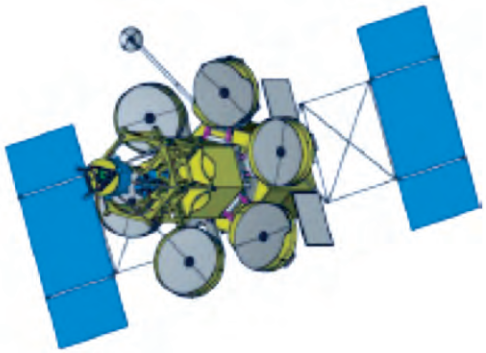
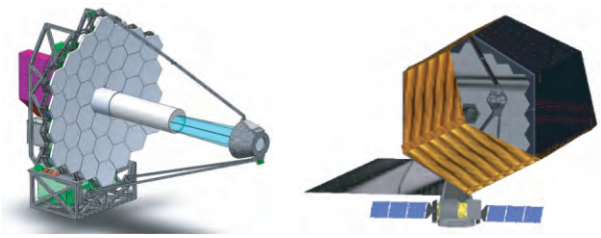


图11 地球静止轨道2 m分辨率光学相机

Fig. 11 Configuration of 2 m-resolution geostationary space camera

3.2.3 先进技术大口径空间望远镜——9.2 m和16 m方案

先进技术大口径空间望远镜的第二大类构型为分块可展开系统,主镜口径有9.2 m(ATLAST-9.2 m)和16.8 m(ATLAST-16 m)两种方案,如图12所示,这两种方案充分借鉴了JWST的设计思想和技术方案。



(a)9.2 m口径方案 (b)16 m口径方案

(a)ATLAST-9.2 m (b)ATLAST-16 m

图12 先进技术大口径空间望远镜

Fig. 12 Advanced technology large-aperture space telescopes

ATLAST-9.2 m的主镜由36块六边形分块子镜组成,每个子镜的大小与JWST子镜完全相同。镜体材料选用ULE玻璃,以适应更高的面形精度要求,面密度小于25 kg/m^2。子镜分为三组,两侧的18块子镜(每侧9个)在发射时折叠收拢,入轨后展开。ATLAST-9.2 m在发射收拢状态下的最大直径不超过6.5 m,规划用升级版的EELV运载火箭发射至L2轨道。

ATLAST-16 m的主镜同样由36块六边形分块子镜组成,每块子镜的大小为2.4 m(边到边距离)。子镜也分为3组,两侧的18块子镜(每侧9个)在发射时折叠收拢,入轨后展开,实现16.8 m口径的主镜。子镜采用SiC基体、金属纳米压层面板的技术方案,面密度小于15 kg/m^2,通过六自由度刚体运动促动器和面形促动器进行波前像差控制。

NASA计划于2020年前完成技术攻关,将两种分块子镜方案所涉及的各项技术提升至TRL-6级。

3.2.4 30 m口径可展开环形天基望远镜

针对大于10 m口径的空间观测需求,美国诺斯洛普·格鲁曼(Northrop Grumman)公司提出了30 m口径的可展开环形天基望远镜方案[31],如图13所示。该望远镜的成像谱段为0.45~0.75 μm,图像质量可达到NIIRS-6级,图像更新率为2 Hz,角分辨率为22.4 nrad,视场角为200 μrad。望远镜由一个30 m口径的光束收集器和一个1.5 m口径的三反消像散(TMA)系统组成。30 m口径的光束收集器主镜由70块完全相同的1.34 m×1 m的子镜构成,填充因子为12.9%,集光面积超过了91 m^2,子镜采用SiC基体材料制成。通过系统优化与图像复原技术,可获得与理想全口径系统相同解析程度的图像。

该方案可用于多种观测任务,在诺斯洛普·格鲁曼公司规划的地球静止轨道对地观测方案中,整个望远镜发射时的收拢尺寸为Φ4.57 m×15.25 m,质量为6 300 kg,计划用Atlas V型运载火箭发射。地面像元分辨率为0.75 m,信噪比为150∶1,波前误差约为0.055 μm。

?1994-2017 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

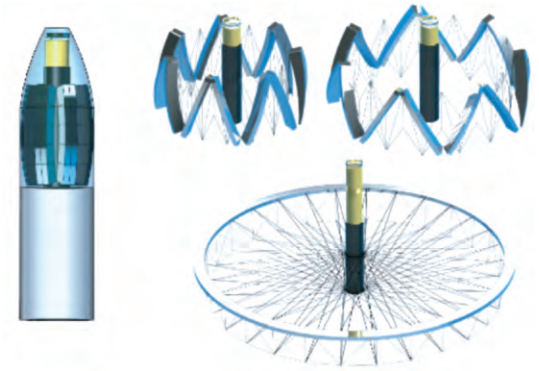


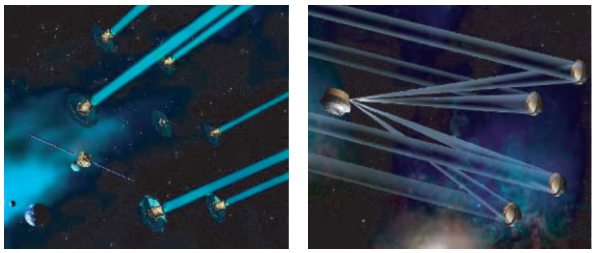
图 13　30 m 口径望远镜发射折叠与在轨展开示意图

Fig. 13　Conceptual rendering of 30 m telescope as stowed in an Atlas-V launch fairing and in its fully deployed configuration

3.3　光学干涉合成孔径成像系统

3.3.1　迈克尔逊干涉成像系统

1993 年，欧空局(ESA)提出了基于消零干涉技术的 Darwin 望远镜(Infrared Space Interferometer Darwin)计划，成像谱段为 6～20 μm，通过探测太阳系外行星的大气红外光谱寻找适合生命居住的星体。研究人员提出了多种设计方案，包括通过 6 台圆周分布的1.5 m 口径的望远镜[32](见图 14(a))和 4 台矩形分布的 2 m 口径的望远镜(见图 14(b))(当反射镜组位于 500 m 基线的状态时，对波长 10 μm 的入射光，角分辨率可达0.005″)[33]；以及通过呈三角形分布的 3 台基于 Herschel 技术的 3～4 m 口径望远镜[34]收集光束然后会聚到光束合成航天器的方案等。在 2007 年完成了相关方案的研究后，ESA 并未规划下一步的研究计划[35]。

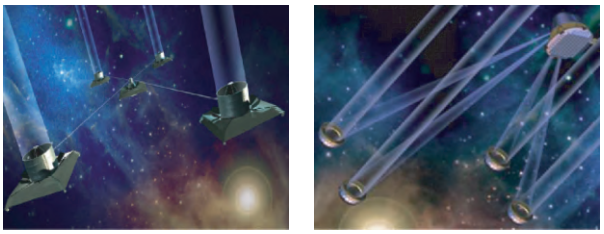


(a)6 台 1.5 m 口径望远镜方案 (a)Arrangment of six 1.5-m-diam telescopes　(b)4 台 2 m 口径望远镜方案 (b)Arrangment of four 2-m-diam telescopes

图 14　部分 Darwin 计划构型方案

Fig. 14　Some configurations of Darwin plan

TPF-I 类地行星探测器(Terrestrial Planet Finder，TPF)是基于消零干涉技术进行成像的方案，主要针对红外谱段进行成像。研究人员提出了多种布局构型，包括线性、X 型阵列、Z 型阵列和三角形阵列等[36]。其中，X 型阵列被认为是最优方案[37]。在 X 型阵列布局中，4 台独立的光束收集望远镜呈矩形排列，光束合成航天器位于中间，如图 15(a)所示。方案借鉴了 Darwin 计划的构型，采用新型艾玛 X 型阵列布局，有效简化了光线收集望远镜的设计[38]，如图 15(b)所示。系统成像谱段为 6～20 μm，衍射极限为 2 μm。光线收集望远镜的口径为 2 m，最大阵列尺寸为 400 m×67 m，角分辨率为 2.4″。由于预算等原因，在经历了几次计划延期后，NASA 于 2011 年终止了整个 TPF 计划[39]。



(a)传统 X 型阵列布局 (a)Classic planar X-array　(b)新型艾玛 X 型阵列布局 (b)New Emma X-array

图 15　TPF-I 构型方案

Fig. 15　Configurations of TPF-I

3.3.2　斐索干涉成像系统

2000 年前后，洛克希德·马丁公司设计了多孔径成像阵列望远镜(MAIA)样机。MAIA 使用相位差法(Phase Diversity，PD)对系统进行波前传感。该系统的成像谱段为 0.5～0.8 μm，由 9 个无焦子望远镜排列成 Y 型，子镜口径为0.1 m，等效孔径为 0.65 m，并对它进行了实验室成像验证实验[40]。随后，该公司又研发了 Star-9 系统，如图 16 所示。Star-9 系统由 9 个子望远镜组成，子望远镜口径为 0.125 m，等效孔径为 0.61 m。系统的视场角为 1 μrad，波前误差为 0.08λ (RMS，λ=635 nm)，达到了近衍射极限的成像质量，并首次进行了大视场复色光合成孔径成像系统的试验演示[41]。

?1994-2017 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

图 16 Star-9 系统

Fig. 16 Star-9 system

2002 年，美国麻省理工学院(MIT)研制了自适应侦察 GOLAY-3 光学卫星系统——ARGOS (MIT Adaptive Reconnaissance Golay-3 Optical Satellite)[42](见图 17)。该系统由 3 个孔径为 0.21 m、角放大率为 10 的 3 个独立的卡塞格林结构无焦望远镜组成，3 个望远镜呈正三角排列构成稀疏孔径阵列，成像谱段为 0.4～0.7 μm，系统等效孔径为0.62 m，角分辨率为 0.35″，视场角为 3′。通过自适应控制技术实现波前的精密控制，达到高精度的共相成像。该系统被放置在浮动的无摩擦力气垫上，是第一个可以模拟空间环境的稀疏孔径测试平台，在该平台上对相位阵列系统模块化构建的可行性进行了研究。

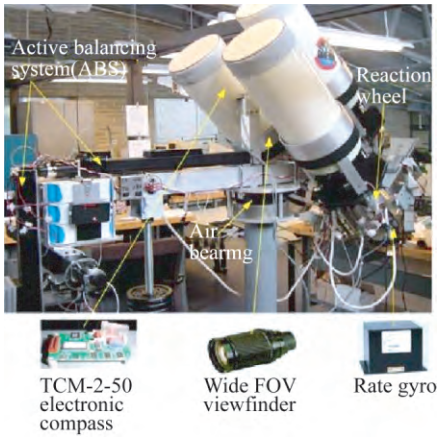


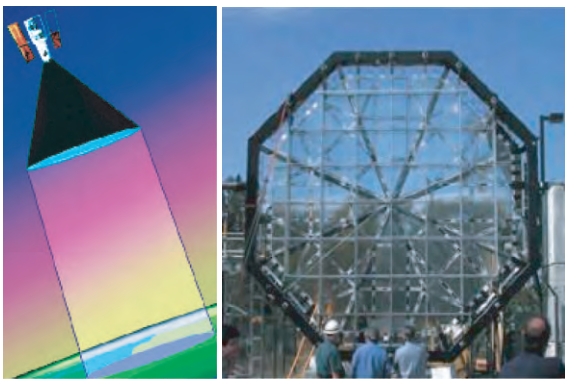
图 17 自适应侦察 GOLAY-3 光学卫星系统

Fig. 17 Schematic of adaptive reconnaissance GOLAY-3 optical satellite system

3.4 衍射成像系统

3.4.1 菲涅尔波带片成像系统

在美国国防高级研究计划局(DARPA)项目的支持下，美国劳伦斯-利弗莫尔国家实验室(LLNL)于 1998 年提出了空间衍射望远镜计划——“眼镜”(Eyeglass)计划[43](见图 18)。该方案由两颗卫星(“物镜”卫星和“目镜”卫星)一起构成一个合作望远镜，“物镜”卫星计划由一个口径为 20 m 的衍射透镜构成，负责聚集光线并将光线聚焦于与它相距 1 km 的“目镜”卫星所在位置。劳伦斯-利弗莫尔国家实验室研究了大口径平面薄膜衍射物镜的折叠和展开方法，研制了口径为 5 m 的分块式衍射薄膜主镜。由于两颗卫星的编队飞行误差必须控制在极小的范围内，才能使通过衍射物镜的光线聚焦在“目镜”卫星携带的成像仪上，这对卫星编队的控制技术提出了极高的要求。因此，该项目在验证了大尺寸衍射元件的装配和折叠展开技术后，转向了单卫星方案。



(a)“眼镜”计划示意图 (b)5 m 口径衍射透镜

(a)Diagram of Eyeglass project (b)5-m-diam diffractive lens

图 18 “眼镜”计划示意图及主镜验证样机

Fig. 18 Schematic diagram of Eyeglass project and prototype of primary mirror

2010 年，DAPPA 提出了“莫尔纹”项目的研制计划[44]，该项目的全称是“薄膜光学即时成像器”(Membrane Optic Imager Real-Time Exploitation，MOIRE)(见图 19)。其最终目标是研制20 m 口径、具有近实时成像能力的系统，提供图像解译等级达到 3.5+级别(NIIRS 标准)的可见光图像，刷新频率至少为 1 Hz，地面幅宽大于10 km×10 km。根据 MOIRE 的总体规划，首先研制一个 10 m 口径的地球静止轨道飞行演示验证系统，然后研制 20 m 口径的业务型实用系统。

?1994-2017 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

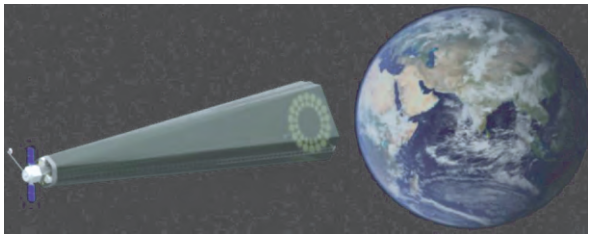


图 19　薄膜光学即时成像器概念设计图

Fig. 19　Artist's concept of MOIRE

2011 年 8 月，主承包商——鲍尔航空航天技术公司（BATC）完成了口径为 0.8 m、厚度为 18 μm 的衍射薄膜镜，衍射效率达到了 30%[45]。2013 年，BATC 公司将 LLNL 研制的 6 块 45°梯形衍射薄膜进行拼装，制成了 5 m 口径主镜1/8 扇区的衍射镜片，并开展了相关的光学测试工作[46]，如图 20 所示。在标准实验室环境下完成了 40 nm 的光谱带宽（中心波长为 650 nm）成像，测试结果显示，薄膜镜的衍射效率提升至 55%，达到了 NIIRS2.3 级的成像质量。目前，该公司正在进行 10 m 口径飞行试验产品的可行性试验[47]。

(a)5 m 主镜的 1/8 部分　(b)10 m 验证样机主镜的 1/9 部分

(a)1/8 of 5-m-diam PM　(b)1/9 of 10-m-diam PM

图 20　莫尔纹项目的部分验证产品

Fig. 20　Partial components of MOIRE for feasibility testing

3.4.2　光子筛成像系统

2011 年 8 月，NASA 公布了与 USAFA 合作用光子筛对太阳进行成像的结果[48]。该光子筛包含 1 500 个菲涅尔波带，共有 1.5 亿个微孔，制作在镀铬玻璃基板上，焦距为 400 mm，工作波长为 656.3 nm。

猎鹰卫星-7（FalconSat-7）是 USAFA 的一个纳米卫星计划，该卫星是一颗 3U 立方体卫星（CubeSat），其尺寸约为 30 cm×10 cm×10 cm，质量不超过 4 kg，如图 21 所示。该卫星的有效载荷为一台光子筛薄膜衍射望远镜，口径为 0.2 m，焦距为 0.4 m，工作波段为 656.45 nm（H-alpha），孔数为 25×10^8，孔尺寸为 2～277 μm，角分辨率为 4 μrad，视场角为 0.01°，带宽为 0.01 nm[49]。该系统为单波长系统，主要用于太阳观测[50]，原计划于 2013 年发射，后来多次推迟，目前具体发射时间未定。

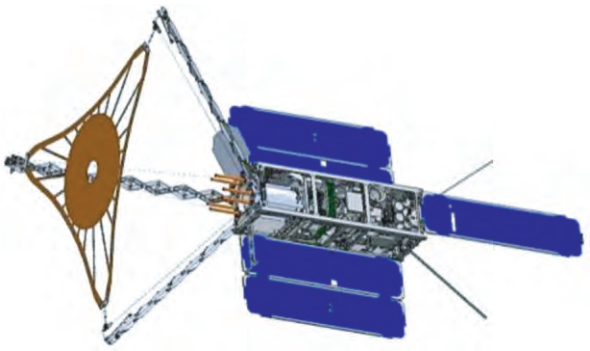


图 21　猎鹰卫星-7 展开结构图

Fig. 21　FalconSat-7 nanosatellite in deployed configuration

4　不同技术途径的性能特点

表 1 列出了不同类型成像系统的性能特点。和其他技术途径相比，刚性单体镜成像系统的波前控制能力更强、成像对比度更高且稳定性优良，能够实现紫外、可见光和红外的全谱段覆盖，在对地观测等对成像质量要求较高的应用方面其优势更加突出。刚性单体镜成像系统的各单元技术比较成熟，在大口径光学元件方面，在轨已有 2.4 m、3.5 m 口径的系统。NASA 和 ESA 等机构在充分借鉴地面大口径光学技术的基础上，开展了 4 m、8 m 口径单体式光学元件的论证和方案设计工作。刚性单体镜成像系统主要受限于运载火箭的包络尺寸和承载重量，目前运载火箭的最大包络尺寸限制系统口径不能超过 4.5 m。随着 EELV 和 SLS 等为代表的大型运载火箭的发展，系统的可实现口径也在不断增加，但相比于其他技术途径而言，可实现口径和极限角分辨率的能力仍然最差。

膜基反射成像系统的口径能够达到几十米量级，具有面密度低、易于折叠展开等优点，但大口径膜基反射镜的制备、复杂曲面镜面的成形、面形精度的控制仍然是巨大的技术挑战。目前，膜基反射成像系统仅实现了米级口径的地基原型样机

?1994-2017 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

试验，面形精度也仅达到了微米级，距离实际空间应用还存在较大的差距。

分块可展开成像系统能够实现比整体式成像系统更大的口径，其关键技术在于共相调整精度、可展开机构的精度和稳定性。在当前的技术实现能力下，该系统的技术成熟度以及成像质量是除整体式成像系统外最高的。基于大口径单体镜的分块可展开成像系统可减少共相光学元件和运动部件的数量，进一步降低技术难度，从而保证高质量成像的可靠性。

光学干涉合成孔径成像系统能够实现百米量级的超大口径，但其系统传递函数与全孔径系统相比明显降低，需要通过后期图像处理恢复图像质量；而且通光面积减小，信噪比下降，需要增加曝光时间；此外，多路光束的相位一致性要求非常高。目前，该成像系统仍处于地面原理验证阶段，距离实际空间应用还存在较大的差距。

衍射成像系统可实现超大口径，具有面密度低、面形误差要求相对较低等优点，但在成像原理上存在工作谱段窄、衍射效率低、视场小等缺点。此外，大口径薄膜镜片制备、空间环境（发射时的振动、在轨的温度变化）下衍射材料的稳定性、超大尺寸系统结构的稳定性以及衍射薄膜透镜的面形保持也是它面临的技术难题。

表2 超大口径空间遥感器各种技术途径的性能特点

Tab. 2 Performance characteristics of various technical approaches for ultra large aperture space optical remote sensors

性能	整体式成像系统		分块可展开成像系统	光学干涉合成孔径成像系统	衍射成像系统
	刚性单体镜成像系统	膜基反射成像系统			
可实现系统口径	运载包络限制，目前小于4.5 m	几十米量级	几米到几十米量级	百米量级	几十米量级
成像质量	全谱段成像，波前控制能力强	面形精度差，波前控制能力弱	全谱段成像，波前控制能力较强	系统能量弱，信噪比低，图像需恢复处理	成像谱段窄，衍射效率低
技术应用情况	已在轨应用	地面缩比原理性验证	已工程应用，2018年发射	地面原理性验证	正在进行可行性验证

5 结 论

超大口径空间光学遥感器是提高空间观测精度的重要手段，实现超大口径空间光学系统的主要技术途径有整体式成像系统、分块可展开成像系统、光学干涉合成孔径成像系统和衍射成像系统等。本文研究了这几种系统的技术进展和应用情况，对其性能和适用领域进行了探讨，结合国内空间光学遥感技术的发展现状，对我国发展超大口径空间光学遥感器提出如下建议：

(1)针对2～4 m大口径系统（可实现静止轨道3～10 m量级的分辨率成像）的观测需求，结合我国空间反射镜的研制能力，大口径刚性单体镜成像系统是目前的最佳方案。

(2)针对4～10 m超大口径系统的成像需求，基于大口径单体镜的分块可展开成像系统是现阶段及未来一段时期内兼顾高分辨率和高成像质量的可行、有效的解决方案。

(3)针对未来更大口径系统的成像需求，结合国内外技术的发展趋势，可开展基于稀疏孔径的分块可展开成像系统、在轨装配、衍射成像系统等多种技术的探索和研究。

参考文献：

[1] LILLIE C F. Large deployable telescopes for future space observatories [J]. *SPIE*, 2005, 5899: 1-12.

[2] KENDRICK S E, STAHL H P. Large aperture space telescope mirror fabrication trades [J]. *SPIE*, 2008, 7010: 70102G.

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

[4] 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

?1994-2017 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

foreign heavy-lift launch vehicle [J]. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2012, 35(1): 1-4. (in Chinese)

[5] 黄瑛. 基于夏克_哈特曼波前传感的膜基反射镜面形检测[D]. 苏州：苏州大学，2014.
HUANG Y. *Measuring the Surface Shape of Membrane Mirror Based on Shack-Hartmann Wavefront Sensor* [D]. Suzhou: Soochow University, 2014. (in Chinese)

[6] MEINEL A B. Aperture synthesis using independent telescopes [J]. *Appl. Opt.*, 1970, 9(11): 2501-2504.

[7] FAUCHERRE M, DELABRE B, DIERICKX P, *et al.*. Michelson versus fizeau type beam combination: is there a difference?[J]. *SPIE*, 1990, 1237: 206-217.

[8] MEINEL A B, MEINEL M P. Large sparse-aperture space optical systems [J]. *Opt. Eng.*, 2002, 41(8): 1983-1994.

[9] FIENUP J R, GRIFFITH D K, HARRINGTON L, *et al.*. Comparision of reconstruction algorithms for images from sparse-aperture systems [J]. *SPIE*, 2002, 4792: 1-8.

[10] ANDERSEN G. Photon sieve telescope [J]. *SPIE*, 2005, 5899: 58990T.

[11] KIPP L, SKIBOWSKIM, JOHNSON R L, *et al.*. Sharper images by focusing soft X-rays with photon sieves [J]. *Nature*, 2001, 414(6860): 184-188.

[12] ALLEN L, ANGEL R, MANGUS J D, *et al.*. *The Hubble Space Telescope Optical Systems Failture Report* [R]. Pasadena: NASA, 1990.

[13] FEINBERG L D, GEITHNER P H. Applying HST lessons learned to JWST [J]. *SPIE*, 2008, 7010: 70100N.

[14] BOUGOIN M, LAVENAC J. From HERSCHEL to GAIA, 3-meter class SiC space optics [J]. *SPIE*, 2011, 8126: 81260V.

[15] PILBRATT G L. Herschel mission overview and key programmes [J]. *SPIE*, 2008, 7010: 701002.

[16] TOULEMONT Y, PASSVOGEL T, PILBRAT G L, *et al.*. The 3,5 m all SiC telescope for HERSCHEL [J]. *SPIE*, 2004, 5487: 1119-1128.

[17] ARGABRIGHT V, ARNOLD B, ARONSTEIN D, *et al.*. *Advanced Technology Large-Aperture Space Telescope (ATLAST): A Technology Roadmap for the Next Decade* [R]. Pasadena: NASA, 2009.

[18] DOOLEY J A, LAWSON P R. *Technology Plan for the Terrestrial Planet Finder Coronagraph* [R]. Pasadena: NASA, 2005.

[19] MEINEL A B, MEINEL M P. Inflatable membrane mirrors for optical passband imagery [J]. *Opt. Eng.*, 2000, 39(2): 541-550.

[20] SOH M, LEE H J, YOUN S K. An inflatable circular membrane mirror for space telescope [J]. *SPIE*, 2005, 5638: 262-271.

[21] ANDERSEN G P, KNIZE R J, PALISOCA L, *et al.*. Large-aperture holographically corrected membrane telescope [J]. *Optical Engineering*, 2002, 41(7): 1603-1607.

[22] CHODIMELLA S, MOORE J D, PATRICK B G, *et al.*. Design, fabrication, and validation of an ultra-lightweight membrane mirror [J]. *SPIE*, 2005, 5894: 589416.

[23] MOORE J D, PATRICK B G, CHODIMELLA S, *et al.*. Design and testing of a one-meter membrane mirror with active boundary control [J]. *SPIE*, 2005, 5899: 58990Z.

[24] ROBINSON L, WICKERSHAM M A, KORDE U A. Membrane mirrors with boundary located electrostatic actuators for excitation of multiple modes [C]. *Proceedings of the 50th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*, US: AIAA, 2009: 171-180.

[25] ROBINSON L K, WICKERSHAM M A, KORDE U A, *et al.*. Experiments on a twelve mode membrane mirror with boundary located electrostatic actuators [C]. *Proceedings of the 51st AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Orlando: AIAA*, 2010: 7580-7589.

[26] DIMAKOV S A, BOGDANOV M P, GORLANOV A V, *et al.*. Electrically controlled pre-shaped membrane mirror for systems with wavefront correction [J]. *SPIE*, 2003, 5162: 147-156.

[27] GREENHOUSE M A. The JWST science instrument payload: mission context and status [J]. *SPIE*, 2014, 9143: 914307.

[28] ATKINSON C, TEXTER S, KESKI-KUHA R, *et al.*. Status of the JWST optical telescope element [J]. *SPIE*, 2012, 8442: 84422E.

[29] ATKINSON C, TEXTER S, KESKI-KUHA R, *et al.*. Status of the JWST optical telescope element [J]. *SPIE*, 2016, 9904: 990403.

[30] GLASSMAN T, LEVI J, LIEPMANN T, *et al.*. Alignment of the James Webb space telescope optical telescope element [J]. *SPIE*, 2016, 9904: 99043Z.

?1994-2017 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

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

[32] FRIDLUND C V M. Darwin-the infrared space interferometry mission [J]. *ESA-bulletin*, 2000, 103 (3): 20-25.

[33] ESA. *Darwin, Science Across Disciplines: A Proposal for the Cosmic Vision* 2015-2025 [EB/OL]. http://www. mpia. de/Darwin/CV2007. [2007-01-25].

[34] WALLNER O, ERGENZINGER K, FLATSCHER R, *et al*.. DARWIN mission and configuration trade-off [J]. *SPIE*, 2006, 6268: 626827.

[35] ESA. *Darwin: Study Ended, No Further Activities Planned* [EB/OL]. http://www. esa. int/Our__Activities/Space__Science/Darwin__overview. [2009-10-23].

[36] LAY O P, GUNTER S M, HAMLIN L A, *et al*.. Architecture trade study for the terrestrial planet finder interferometer [J]. *SPIE*, 2005, 5905: 590502.

[37] LAY O P, DUBOVITSKY S. Nulling interferometers: the importance of systematic errors and the X-array configuration [J]. *SPIE*, 2004, 5491: 874-885.

[38] LAY O P, MARTIN S R, HUNYADI S L. Planet-finding performance of the TPF-I Emma architecture [J]. *SPIE*, 2007, 6693: 66930A.

[39] MULLEN L. Rage against the dying of the light [N/OL]. http://www. astrobio. net/news-exclusive/rage-against-the-dying-of-the-light. Astrobiology Magazine. [2011-06-02].

[40] ZARIFIS V, Jr BELL R M, BENSON L R, *et al*.. The multi aperture imaging array [C]. *Proceeding of Working on the Fringe: An International Conference on Optical and IR Interferometry from Ground and Space, San Francisco: ASP*, 1999: 278-285.

[41] KENDRICK R L, AUBRUN J N, BELL R, *et al*.. Wide-field Fizeau imaging telescope: experimental results [J]. *Applied Optics*, 2006, 45 (18): 4235-4240.

[42] CHUNG S J, MILLER D W, DE WECK O L. ARGOS testbed: study of multidisciplinary challenges of future spaceborne interferometric arrays [J]. *Opt. Eng.*, 2004, 43(9): 2156-2167.

[43] HYDE R A, DIXIT S N, WEISBERG A H, *et al*.. Eyeglass : a very large aperture diffractive space telescope [J]. *SPIE*, 2002, 4849: 28-39.

[44] DAPPA. *Membrane Optical Imager for Real-time Exploitation* [EB/OL]. http://www. darpa. mil/Our__Work/TTO/Programs/Membrane__Optical__Imager__for__Real-Time__Exploitation__(MOIRE). aspx. [2011-12-04].

[45] ATCHESON P D, STEWART C, DOMBER J, *et al*.. MOIRE: initial demonstration of a transmissive diffractive membrane optic for large lightweight optical telescopes [J]. *SPIE*, 2012, 8442: 844221.

[46] ATCHESON P, DOMBER J, WHITEAKER K, *et al*.. MOIRE: ground demonstration of a large aperture diffractive transmissive telescope [J]. *SPIE*, 2014, 9143: 91431W.

[47] WALLER D, CAMPBELL L, DOMBER J, *et al*.. MOIRE primary diffractive optical element structure deployment testing [C]. *Proceedings of the 2nd AIAA Spacecraft Structures Conference, Florida: AIAA*, 2015: 536-545.

[48] DAW A. *First Solar Images Using a Photon Sieve* [EB/OL]. http://science. gsfc. nasa. gov/sed/index. cfm ? fuseaction = localnews. main&navOrgCode = 671. [2011-10-15].

[49] ANDERSEN G, ASMOLOV O, DEARBORN M E, *et al*.. FalconSAT-7: a membrane photon sieve Cubesat solar telescope [J]. *SPIE*, 2012, 8442:84421C.

[50] ANDERSEN G P, ASMOLOVA O. FalconSAT-7: a membrane space telescope [J]. *SPIE*, 2014, 9143: 91431X.

作者简介：

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。** E-mail: zxj@ciomp. ac. cn

樊延超(1984－)，**男，河南洛阳人，硕士，副研究员，2006年、2008年于天津大学分别获得学士、硕士学位，主要从事空间光学遥感器光机机构设计方面的研究。** E-mail: dulangfan303@163. com

(版权所有 未经许可 不得转载)

?1994-2017 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net