

目录

一、研究背景及意义.....	1
二、国内外发展现状.....	2
2.1 国外研究现状.....	2
2.1.1 空间目标探测.....	2
2.1.1.1 哈勃太空望远镜.....	2
2.1.1.2 詹姆斯·韦伯太空望远镜.....	5
2.1.1.3 现代宇宙空间望远镜.....	7
2.1.1.4 伽马射线太空望远镜.....	9
2.1.1.5 星系演化探测器.....	10
2.1.1.6 斯皮策太空望远镜.....	11
2.1.1.7 钱德拉 X 射线天文台.....	12
2.1.2 卫星预警与监视.....	15
2.1.2.1 第一代天基红外导弹预警计划.....	15
2.1.2.2 第二代天基红外导弹预警.....	16
2.1.2.3 Next-Gen OPIR 计划.....	19
2.1.3 对地遥感监测.....	19
2.1.3.1 美国陆地卫星 Landsat 系列.....	19
2.1.3.2 法国 SPOT 系列.....	21
2.1.4 空间态势感知.....	23
2.1.4.1 美国空间态势感知系统.....	23
2.1.4.2 俄罗斯空间态势感知系统.....	24
2.1.5 对地侦查.....	25
2.2 国内现状.....	26
三、发展趋势.....	26
3.1 空间分辨率继续提高.....	28
3.2 时间分辨率不断提高.....	28
3.3 轻量化.....	28
3.4 综合化.....	28
3.5 智能化.....	29

一、研究背景及意义

由于近地大气湍流效应的影响，空气折射率的随机不均匀性会导致波前畸变，从而降低目标观测质量，并且使望远镜角分辨率无法达到衍射极限。例如，直径为 2m 的望远镜的衍射极限约为 0.1"，但在正常大气条件下，其分辨率大约为 1"，只相当于口径 0.25m、波长 0.5 μm 的可见光望远镜能达到的理论极限分辨率。所以，为了提高观测质量，地基望远镜一般都被建造在高海拔地区。然而，随着海拔的增高，风速的不断增大，加上没有建筑物的遮挡，风载扰动对望远镜的影响会加剧。

为了避免地球大气层对天文观测的不利影响，空间天文望远镜应运而生。由于摆脱了大气湍流的不利影响，空间天文望远镜可以得到具有极高稳定性和可重复性的天文图像和光谱，而且还能对会被臭氧层吸收的紫外线进行观测，人类由此进入了天文观测新时代。从 20 世纪 90 年代至今，人类已经或计划把多台空间天文望远镜送向太空，有代表性的如表 1.1 所示。

表 1.1 服役和计划中的空间望远镜

Table 1.1 Space telescopes in service and plan

种类	观测波段	发射时间
哈勃太空望远镜 (HST)	0.11 μm ~ 1.1 μm	1990 年
斯皮策太空望远镜 (SST)	红外波段	2003 年
钱德拉太空望远镜	X 光波段	1999 年
詹姆斯·韦伯空间望远镜 (JWST)	0.6 μm ~ 27 μm	预计 2021 年
欧几里德望远镜	红外波段	预计 2021 年

在现代天文学研究与现代战争中，先进的光电系统发挥了重要作用。大型的空间光学系统具有视场大、分辨率高、信号能量大、系统结构简单等优点，日益成为现代空间光学系统的发展趋势。其中，有效载荷是卫星中直接执行特定任务的分系统，是卫星的核心部分，是决定卫星性能水平的主要分系统。光学有效载荷是利用光学谱段获取目标信息的航天有效载荷，又称为光学遥感器，空间相机。空间光学有效载荷按照工作谱段可分为可见光相机、红外相机、微波成像、粒子成像。按照像功能分类，可以分为成像相机、光谱仪、探测相机、辐射度计。

1946 年，美国天文学家莱曼·斯皮策（Lyman Spitzer, 1914-1997）论证了在太空中放置光学望远镜进行天文观测的优势，为此后空间望远镜的发展提供了理论支持之后各个国家纷纷加大了对空间望远镜研究的投资力度，空间望远镜的应用已经延伸到国民经济的各个方面，比如、空间目标检测、气象预测、灾害预防和地质勘测等。空间望远镜的迅速发展极大地促进了人类发展的进程，同时也成为体现各国综合实力的关键科学技术之一。

二、国内外发展现状

从上世纪七十年代以来，随着大口径反射镜的设计、制造及检测技术的迅速发展，欧美等国已有多个型号的空间望远镜成功在轨应用，在研并规划了一批大口径空间望远镜。

相较于美国 1960 年就将第一台地面分辨率仅为 5km 的空间相机送入太空，我国的空间遥感技术于 1970 年才正式拉开序幕。

2.1 国外研究现状

2.1.1 空间目标探测

2.1.1.1 哈勃太空望远镜

哈勃太空望远镜（Hubble Space Telescope, HST）由美国航空航天局（NASA）和欧洲航天局（ESA）合作完成，于 1990 年 4 月 24 日由“发现号”航天飞机搭载升空，如图 2.1 所示，运行高度距离地面 575km。哈勃望远镜已经服役了 30 多年，对天文观测研究领域做出了重大贡献，是人类第一座巨型空间天文望远镜，长 13.3m，直径 4.3m，重 11.6t，观测波段为 0.11~1.1 μm ，角分辨率高达 0.1"，指向稳定度达 0.007"。人类利用 HST 首次观测到了土星的北极区域和土星大气层内巨大风暴系统的形成，并针对 HST 所获得的近距星系光谱的动力学模型证实了黑洞的存在，揭示了黑洞质量和星系核球质量之间的联系。哈勃太空望远镜拍摄的最著名的照片之一“创生之柱”（Pillars of Creation），如图 2.2 所示。



图 2.1 哈勃空间望远镜

Figure 2.1 Hubble Space Telescope



图 2.2 哈勃望远镜拍摄的“创生之柱”

Figure 2.2 "Pillars of Creation" taken by Hubble Telescope

HST 发射之初由于主镜加工检测过程中非球面补偿器误差，导致 HST 入轨后光学系统产生了严重的球差，导致它所捕捉到的图像模糊，还不如地基天文望远镜的观测效果。如图 2.3 所示，1993 年 12 月 7 位宇航员在太空成功为哈勃望远镜安装了一套近视眼镜：“太空望远镜光轴补偿校正光学系统”。

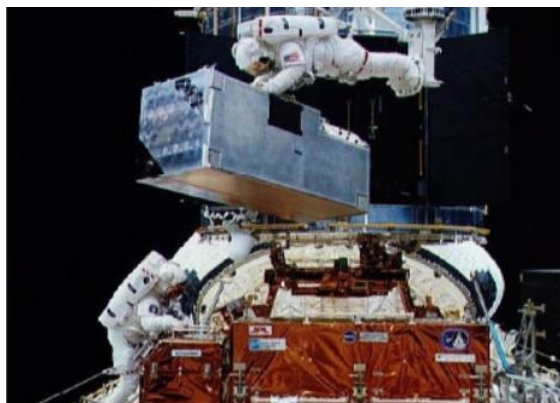


图 2.3 宇航员为哈勃望远镜安装太空望远镜光轴补偿校正光学系统

Figure 2.3 Astronauts install the COSTAR on the Hubble Space Telescope

HST 的光学系统为卡塞格林式反射系统，主镜口径为 2.4m，中心孔直径为 0.711m，厚度为 0.305m，主镜材料采用康宁的超低膨胀玻璃（Ultra-low Expansion Glass,ULE），重量为 818kg，轻量化率为 77.5%，基本参数如表 2.1 所示。主镜在地面的加工和检测阶段采用 134 点卸载支撑结构。完成抛光后，将反射镜的重力卸载机构变为工作支撑，最终，主镜面形精度 RMS 值达到 6.4nm。哈勃主反射镜的工作支撑装置采用主动支撑兼被动支撑的复合支撑方式。被动支撑包括三组轴向支撑、三组切向支撑，主动支撑包括主镜背部布置的 24 个力促动器，结构布局见图 2.4。主动支撑只是为了消除在入轨后由于重力释放而产生的像散，但这一机构在入轨后并没有使用。主次镜间的支撑结构为口径 2.4m、长 4.9m 的计量桁架结构，如图 2.5 所示。

表 2.1 哈勃太空望远镜参数指标

Table 2.1 Hubble Space Telescope parameter index

发射时间	主镜口径/m	长度/m	轨道高度 /km	重量/t	观测波 段/um	角分辨率/"
1990 年	2.4	16	575	11.6	0.6~27	0.1

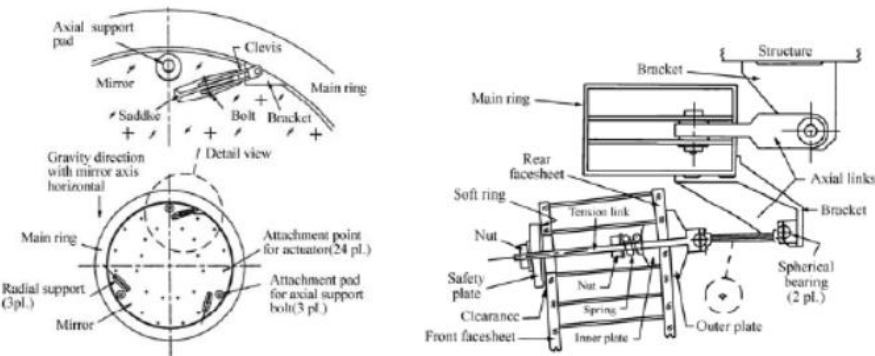


图 2.4 HST 主镜轴向与切向支撑结构

Figure 2.4 Schematic diagram of the HST primary mirror showing the axial and radial supports.

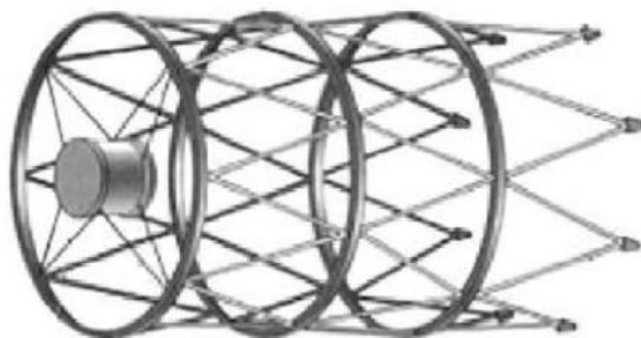


图 2.5 HST 哈勃望远镜桁架结构

Figure 2.5 The Hubble Telescope Truss

2.1.1.2 詹姆斯·韦伯太空望远镜

该望远镜最早叫新一代太空望远镜（James Webb Space Telescope, JWST），如图 2.6 所示，2002 年改名 James Webb Space Telescope 以 NASA 第二任局长詹姆斯·韦伯的名字命名，由美国宇航局、欧洲航天局和加拿大航天局联合研发，用于红外波段观测。詹姆斯·韦伯太空望远镜的质量为 6.2 吨，约为哈勃空间望远镜（11 吨）的一半，直径达 20.1 米，宽 7.21 米，功率 2 千瓦，主要参数如表 2.2 所示。JWST 的运行轨道为距离地球 150 万千米的第二拉格朗日点，能够对宇宙某个区域进行长时间观测，不会像哈勃望远镜一样会被地球遮挡，其革命性的红外传感器可以穿透恒星诞生区周围的尘埃和气体，从而揭示恒星起源和形成。

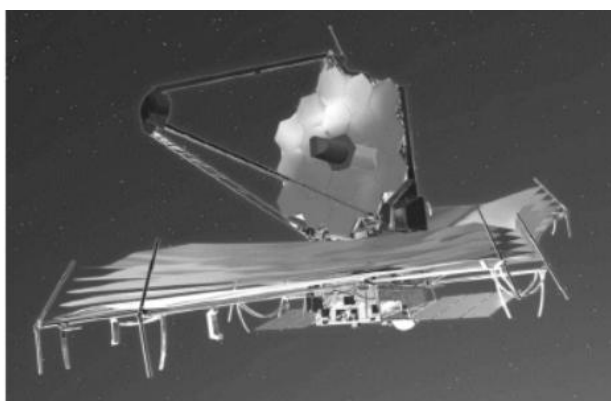


图 2.6 詹姆斯韦伯空间望远镜

Figure 2.6 James Webb Space Telescope

表 2.2 詹姆斯·韦伯太空望远镜参数指标

Table 2.2 James Webb Space Telescope parameter index

发射时间	主镜口径/m	子镜宽度/m	长度/m	轨道高度/km	重量/t	观测波段/ μm
预计 2021 年	6.5	1.3	20.1	150 万	6.2	0.6 ~27

JSWT 的精密稳像系统由姿态控制系统，精细导星仪(Fine Guidance Sensor, FGS)控制系统以及二级被动隔振系统组成，如图 2.7 所示。其中，精细导星仪控制系统负责完成望远镜的精细稳定控制，即精细导星仪检测并反馈星点质心偏移量给快摆镜机构，来补偿因姿态控制系统在进行俯仰和偏航时产生的视轴偏差詹姆斯·韦布望远镜是哈勃太空望远镜的继任者，发射时间因为技术和预算问题一改再改，由最初的 2007，改为 2011 年、2018 年、2019 年、2020 年，直至 2021 年。

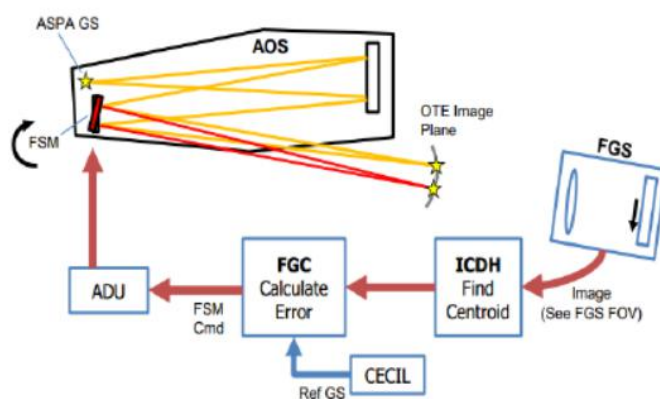


图 2.7 詹姆斯·韦伯空间望远镜稳像系统原理图

Figure 2.7 Schematic representations of JWST's image stabilization system

“韦伯”太空望远镜装载了近红外相机、近红外光谱仪、中红外仪器、近红外成像仪、无缝摄谱仪、精细制导传感器等。主镜口径为 6.5m，用 18 块材料为金属铍的六边形子镜拼接而成，每片 1.3 米宽，子镜采用开放式的三角形蜂窝轻量化结构，重量约为 22kg，子镜支撑由背部 9 点 whiffletree 被动支撑和 7 个促动器组成，子镜组件如图 2.8 所示。每块子镜可通过其背后的主动支撑调节位置和曲率半径。拼接后的主镜重量越为 360kg，有效集光面积为 25 m²，是“哈勃”太空望远镜的聚光能力的 7 倍。如图 2.9 所示，作为目前口径最大的空间望远镜

JWST 的主支撑结构是典型的三杆式结构。

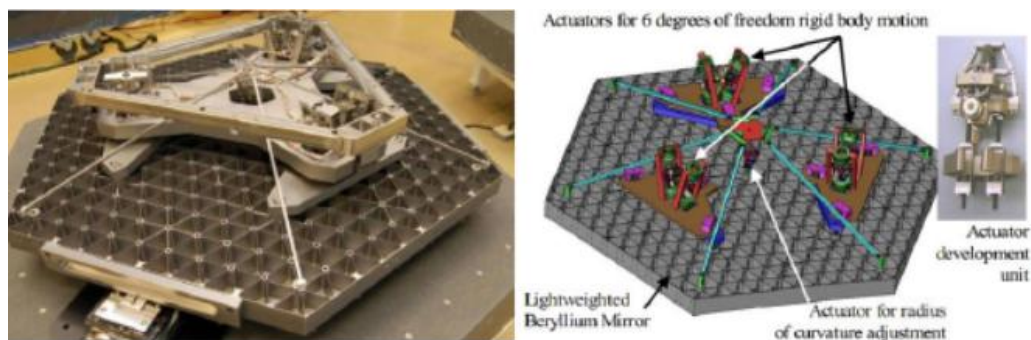


图 2.8 JWST 子镜组件

Figure 2.8 Sub-mirror assembly of JWST



图 2.9 JWST 主支撑结构

Figure 2.9 JWST main support structure

受运载火箭包络尺寸的限制，在发射时主镜处于折叠状态，入轨后，18 块子镜在驱动机构和波前探测器的控制下展开形成 6.5m 口径的主镜。主镜的空间定位、主镜曲率半径依靠子镜背部的七个促动器实现。

2.1.1.3 现代宇宙空间望远镜

现代宇宙空间望远镜（MUST）是一台 10 米、衍射受限的光学紫外（UV）望远镜，在灵敏度、成像分辨率和科学回报方面都突破了一个新的门槛。

光学紫外光谱是并且将继续是研究现代（局部和低红移）宇宙中物理过程的最强大的带通。恒星在这种波长范围内发射大部分光，对于相同的望远镜孔径，光学 UV 的衍射极限是红外（IR）的 5-10 倍。

MUST 任务基线概念包括一个位于利萨如斯轨道的太阳-地球 L2 点附近的天

文台。这里讨论的天文台包括四个元素:一个大型望远镜，四个或更多的科学仪器，提供标准服务的航天器拖船和遮阳板/挡板。在发射时，有效载荷被部分拆卸，像主镜部分这样的组件被安全地放置在一个模块中，该模块被称为组装模块，如图 2-10 所示。

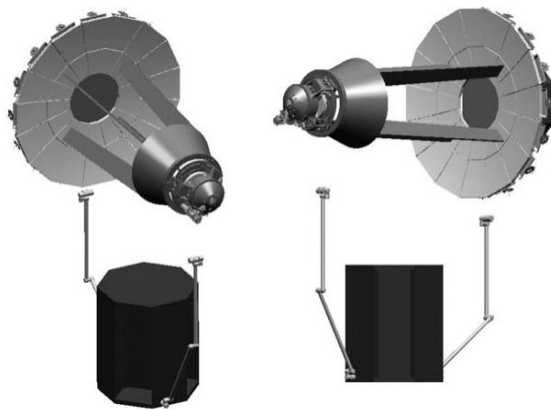


图 2.10 观测台从组装模块中释放图

Figure 2.10 Observation platform released from the assembled module

现代宇宙空间望远镜（MUST）的主要参数指标如表 2.3 所示。

表 2.3 主要参数指标

Table 2.3 Main parameter index

Property	Value
Diameter of primary mirror	10 m
Available collecting area	$>50 \text{ m}^2$
Annular central linear diameter	$<60\%$ of outer diameter
System focal ratio	$f/11$
Effective system focal length	110 m
Field of view	7.2-arcmin diameter
Image surface	234-mm diameter, curved with $R = 1.8 \text{ m}$
Back focal distance	3 m
Plate scale at RC focal surface	1.86 arcsec/mm
Wavelength for diffraction-limited imaging	5000 Å
Wavefront error	$\lambda/14 = 36 \text{ nm}$
Angular resolution	$\lambda/D = 10.3 \text{ mas}$
RMS jitter allowed	$1/10 \lambda/D = 1 \text{ mas}$
Reflective coating	Al + MgF_2
Wavelength range	$1150 \text{ Å} < \lambda < 2.5 \text{ μm}$
Primary mirror segments	16 with same prescription
Primary mirror focal ratio	$f/1.2$
Segment size	Each edge $\sim 2 \text{ m}$, area = 3.2 m^2
Segment active control	Rigid body + low-order figure
Gaps between segments	Few millimeters
Secondary mirror diameter	1.4 m
Primary to secondary distance	11.7 m
Mirror material	Open to study, ULE, Zerodur would do
Operational temperature	Ambient or slightly cooler, not cryo

MUST 为大型紫外光学太空望远镜，拥有搜索太阳系外行星和进行宇宙探索，寻找年轻的恒星系统及评估其形成行星能力。

可将探索星系、气体、恒星和行星从前星系时代到现在的相互关联的演化，我们可以跟踪其他星系中恒星的正常运动，并对它们的质量分布进行详细的动力学分析，以便更好地理解黑洞和暗物质晕。

2.1.1.4 伽马射线太空望远镜

2008 年 6 月 11 日，美国使用“德尔它”-2 (Delta II) 火箭从佛罗里达州卡纳维拉尔角空军基地发射了新一代伽马射线太空望远镜 (GLAST)，如图 2.11 所示。



图 2.11 “德尔它”-2 火箭发射 GLAST

Figure 2.11 "Delta"-2 rocket launches GLAST

火箭第二级发动机二次点火后，航天器成功分离，展开太阳能帆板，进入距地球 563 千米（350 英里）的圆形轨道，准备监视宇宙及神秘的伽玛射线爆发。NASA 新的伽玛射线观测台将为研究宇宙伽玛射线（最高能量形态的光）开启广阔的窗口。GLAST 数据将能帮助科学家回答各种范围的永恒问题，包括特大质量黑洞系统、脉冲星、宇宙射线的起源，此外还能探究新物理学的迹象。

GLAST 是一台功能强大的太空望远镜，高约 2.8 米，直径约 2.5 米，质量 4277 克，运行在高 560 千米、倾角为 28.5 度、周期 95 分钟的圆形轨道。它是第一个每天都能“巡天”观测的伽马射线观测台，设计观测寿命为 5~10 年，主要参数如表 2.4 所示。

表 2.4 伽马射线太空望远镜参数指标

Table 2.4 Gamma-ray space telescope parameter index

发射时间	主镜口径/m	观测寿命/年	倾角/°	轨道高度/km	重量/kg	运载火箭
2008 年	2.5	5-10	28.5	560	4277	德尔它-2

望远镜主要由大面积望远镜（LAT）、伽马射线暴监测器（GBM）、反符合屏蔽层、数据处理系统等组成。望远镜可探测从 30MeV 到 300GeV 的能量范围，定位精确，视场大，抗干扰强，使其成当时最具灵敏性的伽马射线探测卫星，比当时的伽马射线卫星强 30 倍。

2.1.1.5 星系演化探测器

星系演化探测器（Galaxy Evolution Explorer，缩写为 GALEX）是一个轨道太空望远镜，如图 2.11 所示在 100 亿年的宇宙历史中观察紫外线星系。2003 年 4 月 28 日，由飞马座火箭搭载将 GALEX 送入轨道。运行在高度 697 公里、倾角 29 度的近圆形轨道上，直径 0.5 米、焦距 3 米、重 280 公斤（620 磅）、探测波长 135-280nm（远紫外线），主要参数如表 2.5 所示。耗资 1.03 亿美元，计划寿命为 28 个月，后延长至 29 个月。它观测从今回溯至大爆炸后 80%时间（即最近 100 亿年）内的紫外线数据，利用数据可以确定星系和地球的距离，研究宇宙的基本结构，恒星形成原因，及各星系内恒星形成的规模；此外，其数据还可以确定天体，为整个天文社区和公众提供了一个大型的，前所未有的档案。

表 2.5 星系演化探测器参数指标

Table 2.5 Parameter Index of Galaxy Evolution Probe

发射时间	主镜口径/m	焦距/m	倾角/°	轨道高度/km	重量/kg	观测波段/nm
2003 年	0.5	3	29	280	280	135-280

在加州理工学院的领导下，GALEX 进行了多项首次天空调查，包括一次星系外（超出我们银河系）的紫外线全天空调查。在飞行任务期间，GALEX 绘制出第一张正在建设中的星系宇宙的综合地图。

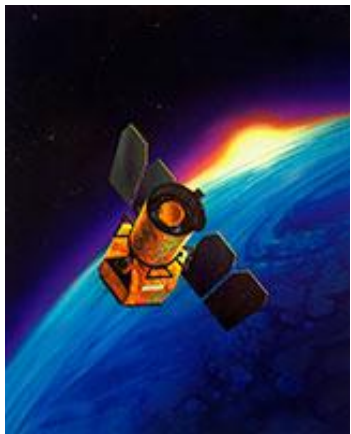


图 2.12 GALEX 实物图

Figure 2.12 GALEX physical map

2.1.1.6 斯皮策太空望远镜

斯皮策太空望远镜（Spitzer Space Telescope，缩写为 SST），是美国国家航空航天局 2003 年 8 月 25 日，在美国佛罗里达州的卡纳维尔角由德尔塔II型火箭发射升空，运行在一条位于地球公转轨道后方、环绕太阳的轨道上，并以每年 0.1 天文单位的速度逐渐远离地球，这使得一旦出现故障，将无法使用航天飞机对其进行维修。这是大型轨道天文台计划的最后一台空间望远镜。

斯皮策太空望远镜，原名为空间红外望远镜设备（SIRTF），2003 年 12 月，经过公众评选，该卫星以空间望远镜概念的提出者、美国天文学家莱曼·斯皮策（Lyman Spitzer, Jr.）的名字命名。

斯皮策太空望远镜总长约 4 米，重量为 950 千克，主镜口径为 85 厘米，用铍制作，主要参数如表 2.6 所示。

表 2.6 斯皮策太空望远镜参数指标

Table 2.6 Spitzer Space Telescope parameter index

发射时间	主镜口径/m	长度/m	观测寿命	重量/kg	观测波段/um
2003 年	0.85	4	5 年以上	950	3-180

除此之外还有 3 台观测仪器，分别为：

(1) 红外阵列相机 (IRAC)，大小为 256×256 像素，工作在 3.6、4.5、5.8 和 8 微米 4 个波段；

(2) 红外摄谱仪 (IRS)，由 4 个模块组成，分别工作在 5.3-14 微米 (低分辨率)、10-19.5 微米 ((高分辨率)、14-40 微米 (低分辨率) 和 19-37 微米 (高分辨率)；

(3) 多波段成像光度计 (MIPS)，工作在远红外波段，由 3 个探测器阵列组成，大小分别为 128×128 像素 (24 微米)、 32×32 像素 (70 微米) 和 2×20 像素 (160 微米)。

为避免望远镜本身发出的红外线干扰，主镜温度冷却到了 5.5K。望远镜本身还装有一个保护罩，为的是避免太阳和地球发出的红外线干扰。银盘上充满了大量的尘埃和气体，阻挡了可见光，因此在地球上无法直接用光学望远镜观测到银河系中心附近的区域。红外线的波长比可见光长，能够穿透密集的尘埃，因此红外观测能够帮助人们了解银河系的核心、恒星形成，以及太阳系外行星系统。

2003 年 12 月 20 日，正式命名为“史匹哲”的美国红外线太空望远镜传回了它在太空拍摄的首批照片，它们足可以与哈勃太空望远镜拍摄的照片媲美，史匹哲太空望远镜将开启二十一世纪天新天文学大门。

2.1.1.7 钱德拉 X 射线天文台

钱德拉 X 射线天文台 (Chandra X-ray Observatory，缩写为 CXO)，是美国宇航局 (NASA) 于 1999 年发射的一颗 X 射线天文卫星，如图 2.13 所示，为大型轨道天文台计划的第三颗卫星，目的是观测天体的 X 射线辐射。其特点是兼具极高的空间分辨率和谱分辨率，被认为是 X 射线天文学上具有里程碑意义的空间望远镜，标志着 X 射线天文学从测光时代进入了光谱时代。

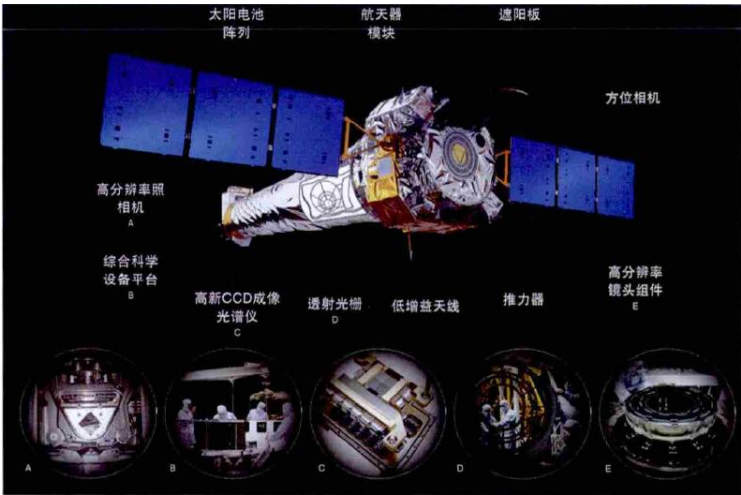


图 2.13 钱德拉 X 射线天文台

Figure 2.13 Chandra X-ray Observatory

钱德拉 X 射线天文台总重约 4.8 吨，主镜为四台套筒式掠射望远镜，每台口径 1.2 米，焦距 10 米，接受面积 0.04 平方米，采用沃尔特型光路，主要参数如表 2.7 所示。

表 2.7 服役和计划中的空间望远镜

Table 2.7 Space telescopes in service and plan

发射时间	主镜口径/m	焦距/m	接收面积/m ²	重量/t	观测波段
1999 年	1.2	10	0.04	4.8	X 射线

终端设备有：

- (1) 高新 CCD 成像频谱仪 (ACIS)，由 10 台 CCD 组成， 10 个 CCD 的相机分辨率均为 1024×1024 像素，观测能段为 0.2-10 keV。
- (2) 高分辨率照相机 (HRC)，主要部件是 2 台微通道板探测器，观测能段为 0.1-10 keV，时间分辨率达到 0.016 秒，时间分辨率最高可达 16μs。
- (3) 高能透射光栅摄谱仪 (HETGS)，观测能段为 0.4 - 10 keV，谱分辨率为 60-1000。
- (4) 低能透射光栅摄谱仪 (LETGS)，观测能段为 0.09 - 3 keV，谱分辨率为 40-2000，两台摄谱仪都能够与高新 CCD 成像摄谱仪和高分辨率相机联合工作。

发射钱德拉 X 射线天文台目的是观测天体的 X 射线辐射。因为对于一些重要的天体活动，一般的光学望远镜是无法探测到其内部的，要揭开它们的本质面纱需要 X 射线天文台的帮助。如：借助钱德拉 X 射线天文台的观测，我们知道，如果两颗大质量恒星爆炸后留下的中子星靠得很近，它们的轨道距离就会缩小，直到中子星合并，被称为时空涟漪的引力波便由此产生，如图 2.14 所示。

仙后座 A 是钱德拉 X 射线天文台发射升空后观察到的第一批天体之一，它是一个壮观的超新星遗迹，它告诉我们地球上生命所需的大部分元素从何而来。大质量恒星会以超新星爆发的形式结束生命，并以此向银河系播撒已知生命所必需的碳、氮、氧、硅和铁等元素。

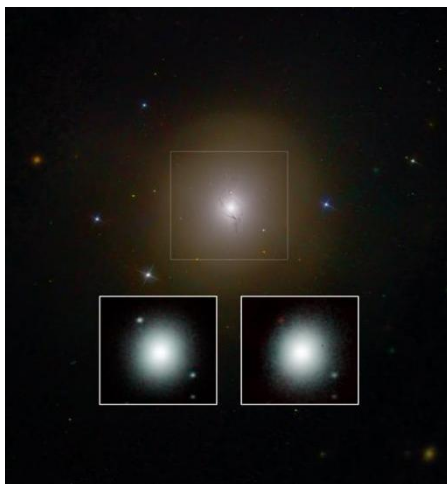


图 2.14 人类首次“看到”引力波

Figure 2.14 JWST main support structure

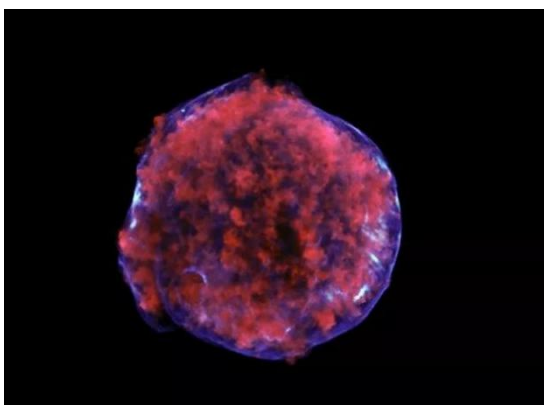


图 2.15 仙后座 A 结构图

Figure 2.15 Cassiopeia A structure diagram

2.1.2 卫星预警与监视

2.1.2.1 第一代天基红外导弹预警计划

“国防支援计划”（DSP）是北美防空计划（NORAD）中一项卫星预警支援计划，也是美国一项早期导弹预警的卫星计划，目的是对入侵北美的飞机、导弹和太空武器进行监测、预警和拦截，为美国 and 同盟国在全球驻军提供导弹入侵预警服务，于 1970 年 11 月投入使用。DSP 卫星星座布设在地球静止轨道上，由 5 颗卫星组成，4 颗为工作星，1 颗为备份星，具体信息如表 2.8 所示。

表 2.8 服役和计划中的空间望远镜
Table 2.8 Space telescopes in service and plan

卫星	DSP-16	DSP-17	DSP-18	DSP-20	DSP-21
发射时间	1991-11-24	1994-12-22	1997-02-23	2000-05-08	2001-08-06
布设区	印度洋	中东	大西洋	太平洋	欧洲

DSP 预警卫星红外系统结构和工作方式见图 2.16，技术参数见表 2.9。

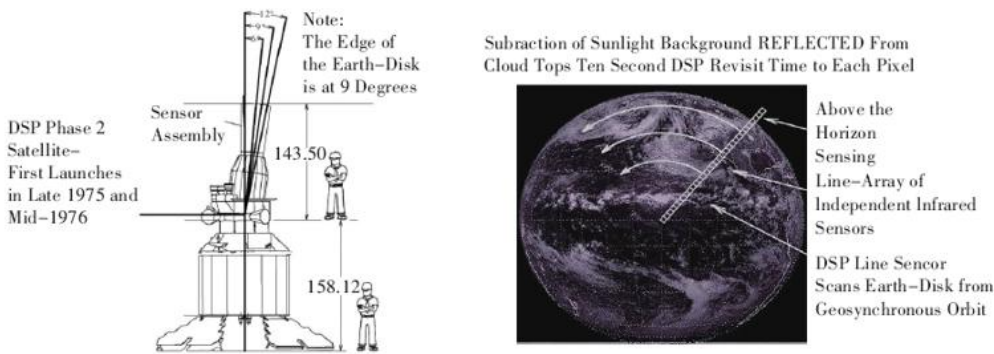


图 2.16 DSP 预警卫星红外系统结构和工作方式

Figure 2.16 DSP early warning satellite infrared system structure and working mode

表 2.9 DSP 预警卫星参数
Table 2.9 DSP early warning satellite parameters

年份	1970-1974	1975-1978	1979-1984	1984-1988	1989-2007
卫星型号	DSP-1~4	DSP-5~7	DSP-8~11	DSP-12~13	DSP-14~23
设计寿命/a	1.5	3	3	5	5~7

平均实际寿命/a	3	5	5	7	7~9
质量/kg	900	1040	1200	1680	2380
功耗/W	400	480	500	705	1275
主探测器波段/ μm	2.7	2.7	2.7	2.7~2.9	2.7~2.9
				4.3~4.4	4.3~4.4
探测元件数/个	PbS:1x2000	PbS:2x2000	PbS:2x2000	PbS:4x2000	PbS:4x6000
				HgCdTe:4x6000	HgCdTe:4x6000
分辨率/km	3~5	1.5	1.5	1.5	<1

采用三轴稳定的方式，共有 6 种有效载荷：①红外望远镜子系统（IR）；②紫外跟踪探测器（ULS）；③星球探测器子系统（SS）；④状态监视子系（SMS）；⑤信号电子学子系统（SES）；⑥激光通信子系统（LCP）。其中，主探测器为 2.7 μm 和 4.3 μm 双色红外波段，前者用于导弹点火监测，后者用于导弹轨迹监测，地面分辨率为 3~5 km。红外系统视场角为 12°，光轴与卫星自旋轴夹角 6°，随着卫星的自旋，红外探测器线列对地球表面每分钟扫描 6 次。

海湾战争期间，美国运用了 2 颗 DSP 卫星，监视伊拉克“飞毛腿”导弹的发射，从导弹发射到判明弹着区仅 120 s，并于 180 s 内将这些情报传送海湾部队，可给爱国者导弹提供 90~120 s 的预警时间。

2.1.2.2 第二代天基红外导弹预警

天基红外系统(SBIRS)为美国空军研制的新一代天基红外探测与跟踪系统，SBIRS 预警系统主要任务是导弹预警、导弹防御、技术情报获取和空战描述，不仅能够对弹道导弹进行全程监视，而且能对飞行在中段的导弹进行探测识别、跟踪，为反导系统提供目标指示和战场空间态势等信息。天基红外系统（SBIRS）包括空间系统和地面系统，星座分布见图 2.17。

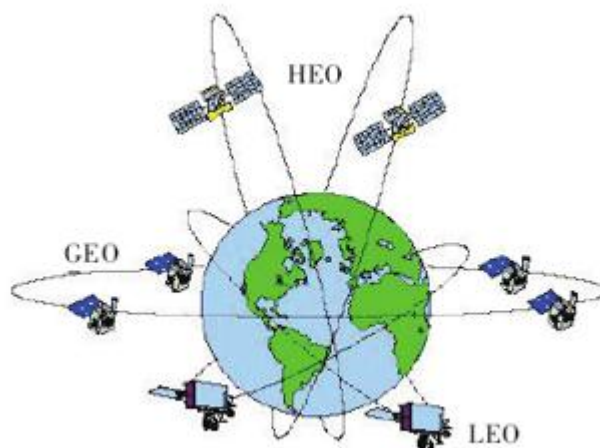


图 2.17 第二代天基红外导弹预警星座分布

Figure 2.17 Distribution of the second-generation space-based infrared missile early warning constellation

空间系统由 3 种轨道高度的卫星星座组成,即低轨卫星星座(SBIRS-Low)、高轨卫星星座(SBIRS-HEO)和静止轨道卫星星座(SBIRS-GEO),其中低轨道(LEO: 12~24 颗)、大椭圆轨道(HEO: 2 颗)和地球同步轨道(GEO: 5 颗,其中 1 颗为备份),每颗卫星都具有宽视场、短波红外捕获和窄视场、多波段跟踪传感器,具有红外、可见和紫外多谱段探测能力,具备导弹主动段、飞行中段和再入段的探测和在导弹飞行中段指导拦截的能力。

SBIRS 的高轨部分由 2 颗 SBIRS-HEO 和 5 颗 SBIRS-GEO 组成。主要是通过红外探测来侦察、跟踪来袭导弹的助推段,为美国最高指挥当局和作战部门提供全球范围内的导弹发射数据。其中,SBIRS-HEO 远地点位于北半球上空,可长期观测北半球的情况,主要用于探测俄罗斯等高纬度地域的洲际导弹发射和北方水域的潜射导弹发射。SBIRS-GEO 卫星扫描型探测器扫描视场约为 10° ,利用摆镜南北线列扫描,2 帧实现相应地球表面覆盖,凝视型探测器视场 $1^\circ\sim 2^\circ$,凝视型探测器对目标进行高分辨率成像、精确跟踪,获取详细信息。SBIRS-GEO 卫星结构及功能部件见图 2.18。

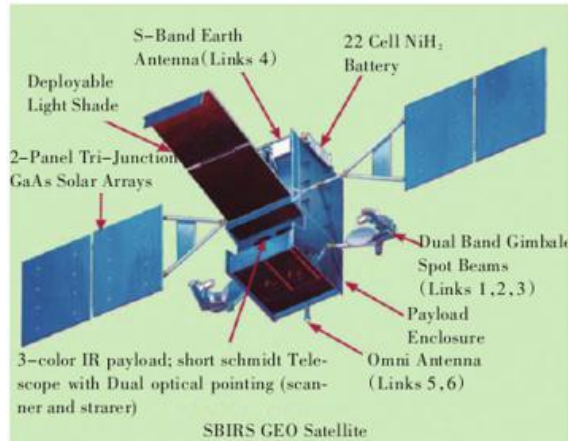


图 2.18 SBIRS-GEO 卫星结构及功能部件

Figure 2.18 SBIRS-GEO satellite structure and functional components

SBIRS 高轨预警卫星相比 DSP 卫星，每颗卫星都装有 1 台高速宽视场扫描型短波红外捕获探测器（在热助推段观测明亮的导弹羽焰）和 1 台窄视场凝视多谱段（中波、中长波和长波红外及可见光）跟踪探测器（在中段和末段跟踪导弹），载荷使用方式见图 2.19。

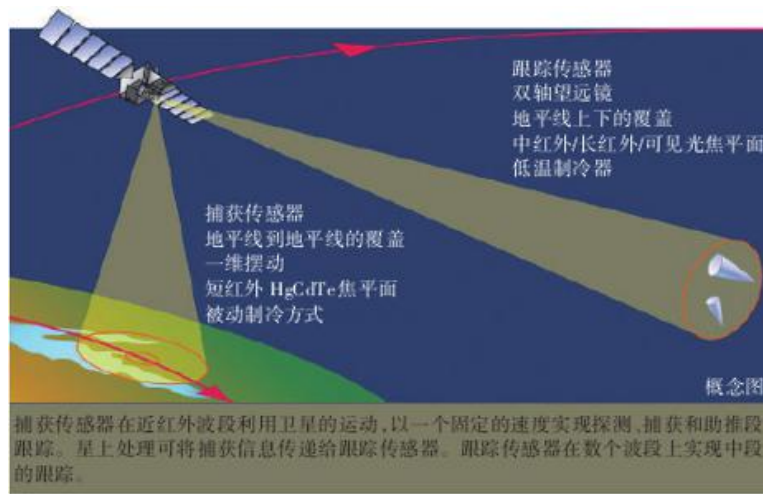


图 2.19 SBIRS 高轨预警卫星载荷使用方式

Figure 2.19 SBIRS high orbit early warning satellite load usage method

短波红外捕获传感器用于导弹发射时的侦察，可见光跟踪传感器用于导弹基地和导弹类型的鉴别，红外跟踪传感器用于导弹发射后的跟踪侦察。前者利用扫描折射望远镜和短波红外焦平面阵列扫描南北半球，探测导弹发射时喷出的尾焰，发现目标后将其提供给后者，后者利用动作敏捷的望远镜将导弹发射画面拉近放大，紧盯可疑目标，跟踪导弹中段和末段飞行的弹头，为美国国家导弹防御系统和战区导弹防御系统提供高精度的目标瞄准数据，实现对导弹发射的全程跟踪；

同时卫星上的处理系统能预测处理导弹弹道和弹头的落点，卫星的扫描速度和灵敏度比 DSP 卫星高出 10 倍，有效增强对战术导弹的探测能力，在导弹点火的瞬间将其捕获，并在导弹发射后 10~20 s 内将警报信息传送给地面部队。

为了避免高轨道和低轨道星座相互混淆，2002 年 11 月五角大楼将 SBIRS-Low 系统改名为“空间跟踪与监视系统”(STSS)。STSS 系统由 24~30 颗部署在高度 1600km 左右的多轨道面上的小型、大倾角、低轨道卫星组成，卫星之间信息通过 60GHz 的星间链路传输，卫星与地面间的传输速率为 22/44 GHz，可以实现对弹道目标的立体式持续跟踪，主要用于捕获跟踪弹道导弹中段飞行发热弹体和末段飞行再入弹头。STSS 主要功能是在战区冲突和针对美国的导弹攻击防御中，为导弹防御任务提供精确的中段跟踪和识别能力，STSS 目前还未直接参与拦截试验，但具有针对弹道导弹飞行全过程的监视与跟踪能力，能够探测到中段目标在跨越阳光与阴影区飞行中的温度变化，甚至可以观测到诱饵释放、膨胀及展开过程的特性变化。

2.1.2.3 Next-Gen OPIR 计划

2020 年美国下一代过顶持续红外预警卫星已经启动技术验证工作，宽视场(WFOV)测试台将用于技术研究，以支持目前正在开发的下一代过顶持续红外星座的建设。任务是评估新的高架持续红外(OPIR)广域 6°凝视传感器，该技术演示将为空军太空司令部的下一代导弹预警系统提供至关重要的风险降低。WFOV 卫星将是 USSF-12 的飞行任务的一部分，目前计划在 2021 年 8 月之前发射。WFOV 是“测试”卫星，它不是导弹预警星座的一部分，而是一个独立的实验。它的质量为 1000kg，约为目前天基红外系统(SBIRS)航天器的四分之一。该卫星将用于测试收集和报告导弹发射数据的不同方式。这项研究将用来设计未来的导弹预警星座。

2.1.3 对地遥感监测

2.1.3.1 美国陆地卫星 Landsat 系列

美国陆地卫星 Landsat 系列：Landsat 1~5 使用 MSS(Multi-Spectral Scanner)多光谱扫描仪；Landsat 4~5 使用 TM(Thematic Mapper)专题制图仪；Landsat 7 使

用 ETM 增强型(Enhanced Thematic Mapper Plus)专题制图仪。三个探测器的性能参数及作用分别如表 2.10, 表 2.11 所示。

表 2.10 TM 与 MSS 探测器性能参数与应用

Table 2.10 Performance parameters and applications of TM and MSS detectors

波段		波谱范围 (μm)	分辨率 /m	主要作用
TM	1	0.45~0.52	30	沿岸水域制图, 区别地表/植被, 区别落叶/针叶树
	2	0.52~0.60	30	测量水质和正常植被的绿色反射率
	3	0.63~0.69	30	鉴别植被种类、人工建筑和水质
	4	0.76~0.90	30	调查生物量, 绘制水体边界
	7	2.08~2.35	30	绘制液热图, 识别岩性土壤类型和人工建筑
	5	1.55~1.75	30	测量植物含水量, 鉴别云和雪
	6	10.40~12.50	120	测量作物热状态, 绘制其他热分布图
MSS	4	0.5~0.6	80	判读水下地形, 辨别岩性和松散沉积物以及部分植被
	5	0.6~0.7	80	监测海中泥沙流、大河中的悬浮物质, 区别岩性地层, 区别沙地和沼泽地、人工建筑和大型工程
	6	0.7~0.8	80	区分水体和湿地, 监测农作物生长和受灾情况
	7	0.8~1.1	80	描绘水体边界, 寻找地下水, 研究地质构造和隐伏构造, 监测作物病虫害
	8	10.4~12.6 (Landsat-3)		测量植物的辐射温度和其他热制图

表 2.11 ETM+探测器性能参数

Table 2.11 ETM+ detector performance parameters

探测器	波段 /(μm)	分辨率 /m	量化 /bit	扫幅 /km	像元数	S/N
ETM+	0.50~0.90	15	8	185	13200	15~88
	0.45~0.52	30			6600	32~103
	0.52~0.60	30			6600	33~137
	0.63~0.68	30			6600	25~115
	0.76~0.90	30			6600	28~194
	1.55~1.75	30			6600	24~134
	10.40~12.50	60			3300	
	2.08~2.35	30			6600	18~96

2.1.3.2 法国 SPOT 系列

SPOT 系列卫星是法国空间研究中心（CNES）研制的一种地球观测卫星系统，至今已发射 SPOT 卫星 1-7 号。“SPOT”系法文 Systeme Probatoire d’Observation de la Terre 的缩写，意即地球观测系统。

1986 年以来，SPOT 已经接收、存档超过 700 万幅全球卫星数据，提供了准确、丰富、可靠、动态的地理信息源，满足了制图、农业、林业、土地利用、水利、国防、环保、地质勘探等多个应用领域不断变化的需要。SPOT 卫星采用的太阳同步准回归轨道，通过赤道时刻为地方时上午 10:30，回归天数为 26d。由于采用倾斜观察，所以实际上可以对同一地区用 4-5d 的时间进行观测。SPOT1、2、3 上搭载的传感器 HRV 采用 CCD（charge coupled device）S 作为探测元件来获取地面目标物体的图像。HRV 具有多光谱 XS 和 PA 两种模式，其余全色波段具有 10m 的空间分辨率，多光谱具有 20m 的空间分辨率。SPOT4 上搭载的是 HRVIR 传感器和一台植被仪。SPOT5 上搭载包括两个高分辨几何装置（HRG）和一个高分辨率立体成像装置（HRS）传感器。它们观测的谱端段参数如下：

绿谱段（500-590nm）：该谱段位于植被叶绿素光谱反射曲线最大值的波长附近，同时位于水体最小衰减值的长波一边，这样就能探测水的浑浊度和 10-20m 的水深。

红谱段（610-680nm）：这一谱段与 Landsat 的 MSS 第 5 波段相同，可以用来提供作物识别、裸露土壤和岩石表面的情况。

近红外谱段（790-890nm）：能够很好的穿透大气层。在该谱段，植被表现的特别明亮，水体表现的非常黑。尽管硅的光谱灵敏度可以延伸到 1100nm，但设计时为了避免大气中水汽的影响，并没有把近红外谱段延伸到 990nm。同时，红和近红外谱段的综合应用对植被和生物的研究是相当有利的。

该系统的多谱段图像配准精度相当高，通常采用二向色棱镜进行光谱分离，粗制多谱段图像的配准精度误差小于 0.3 个像元。

数据应用范围，SPOT 数据被世界上 14 个地点的地面站接收，数据的应用目的和 Landsat 相同，以陆地上的资源环境调查和检测为主。通过立体观测和高程观测，可以制作 1：5 万地形图。

SPOT 系列卫星参数如表 2.12 所示。

表 2.12 SPOT 系列卫星性能参数

Table 2.12 SPOT series satellite performance parameters

	SPOT1、2、3	SPOT4		SPOT5		SPOT6	SPOT7
发射日期/ 年	1:1986 2:1990 3:1993	1998		2002		2012	2014
传感器	HRV	HRV	VI	HRV	VI	NAOMI	NAOMI
波段范围 /μm 及空间 分辨率	0.50~0.59 (绿) 0.61~0.68 (红) 0.79~0.89 (近红外) 20 米	同 SPOT-1 20 米	0.43~0.47 (蓝) 0.61~0.68 (红) 0.79~0.89(近红外) 1.58~1.75 (近红外) 1km	0.50~0.59 (绿) 0.61~0.68 (红) 0.79~0.89 (近 红外) 1.58~1.75 (近红外) 10 米	0.43~0.47 (蓝) 0.61~0.68 (红) 0.79~0.89 (近红外) 1.58~1.75 (近红外) 1km	0.455~0.525 (蓝) 0.530~0.590 (绿) 0.625~0.695 (红) 0.760~0.890 (近红外) 6 米	0.455~0.525 (蓝) 0.530~0.590 (绿) 0.625~0.695 (红) 0.760~0.890 (近红外) 6m
	0.51~0.73(全色) 10 米			增加 1.58~1.75 (近红外) 20 米		0.51~0.73 (全 色) 2.5 米	0.455~0.745 (全色) 1.5 米
轨道	太阳同步	太阳同步		太阳同步		太阳同步	太阳同步
轨道高度	822 公里	822 公里		832 公里		695 公里	694 公里
倾角	98.7°	98.7°		98.7°		98.2°	98.2°
总重量	1800 公斤	2760 公斤		3000 公斤			712 公斤

尺寸 /m	2*2*4.5	2*2*5.6	3.1*3.1*5.7	1.55*1.75*2.7	
绝对定位 精度	<350m(rms)	<350m(rms)	<50m(rms)	定位精度达到 10 米	定位精度达到 10 米
内部相对 距离精度	0.5*10-3(rms)	0.5*10-3(rms)	0.5*10-3(rms)		
运行情况	SPOT1:2002.5 停止服务 SPOT2:2009.7 失效 SPOT3: 1997.11.14 由于 故障停止运行	2013.1 失效	2015 年停止服务	正常运行	正常运行

2.1.4 空间态势感知

2.1.4.1 美国空间态势感知系统

空间态势感知就是对所有发生在空间的事件、威胁、活动以及各类空间系统当前状态的了解与感知,进而可以使指挥决策和操作人员能够获取并维持在激烈太空博弈中的空间优势。从广义上讲,高低轨工作的卫星、废弃卫星和空间碎片、近地空间的各类行星甚至暂时飞过太空的弹道导弹等都是空间态势感知的对象。

从 1996 年起,美国就大力加强天基系统的建造,为后续空间攻防进行充分 的技术及装备储备。在天基系统发展领域内,美国采用低轨、高轨和感知/攻防两用系统 3 条交互发展的路线。表 2.13 给出了其发展历程。

表 2.13 美国空间态势感知发展

Table 2.13 The Development of U.S. Space Situation Awareness

发展 路线	任务 使命	卫星项目	
		年份	项目名称
低轨 系统	中高 轨监 视	1996-2008	中段空间试验卫星 (MSX)
		2011-2018	天基监视系统-1 (SBSS-1)
		2017	作战响应空间-5 (ORS-5) 卫星
		2021	SBSS 后续 3 颗卫星
	低轨 监视	2012-2016	可操作精化星历表天基望远镜 (STARE) 第 1 阶段 3 颗卫星星座

		2017-2020	STARE 第 2 阶段 15 颗卫星星座
高轨系统	高轨监视	1996	微卫星技术实验-A/B (MiTe x - A/B)
		2014	地球同步轨道空间态势感知计划-1/2 (GSSAP-1/2) 星座
		2016	GSSAP-3/4 星座
		2016-2020	GEO 目标监视纳卫星星座
感知/攻防两用系统	抵近监视/攻击	2003	低轨试验系统-10 (XSS-10) 卫星
		2005	XSS-11
		2012	高轨局部空间自主导航与制导系统 (ANGELS) 卫星

2.1.4.2 俄罗斯空间态势感知系统

俄罗斯空间态势感知体系由弹道导弹预警系统、空间目标监视系统、空间环境监测装备三大部分构成。

弹道导弹预警系统由地基远程预警雷达网和天基预警卫星网组成，既用于导弹预警，也是空间目标监视的重要手段；空间目标监视系统包括地基雷达光学识别综合体、地基光电系统等专用装备及很多其他信息源；空间环境监测装备主要包括天基环境监测卫星和碎片观测雷达等。

现役空间探测地基雷达网形成了对俄罗斯周边和莫斯科周围的两层覆盖，最大探测距离达 6000km；现役地基光电系统可探测 200~40 000 km 的空间目标；空间监视综合网每天能产生约 5 万条观测数据，维持约 8500 个空间编目信息，俄罗斯空间态势感知发展趋势如表 2.13 所示。

表 2.13 俄罗斯空间态势感知发展

Table 2.13 Development of Russian Space Situation Awareness

年份	设备系统	性能/载荷
1998	在宇宙飞船上搭载毫米波脉冲雷达	测距误差最大 9m，测速误差最 1km/s，可观测 1~ 3 mm 的空间碎片
2001	“罗盘 — 火神”空间	计划由 6 颗卫星组网监

	环境卫星监测系统建设	测地球大气层、电离层和磁层变化
2006	发射首颗 COMPASS - 2 卫星	载荷包括等离子体波谱分析仪、低频电磁波观测仪、大气辐射及紫外观测器等

2.1.5 对地侦查

目前在轨运行的锁眼-12 光学成像侦察卫星是当代最先进的。它于 1990 年 2 月 28 日开始发射, 至今已经发射了 5 颗。这种卫星是在锁眼-11 卫星基础上改进而成的, 也有的称它为高级锁眼-11 卫星。与锁眼-11 系列卫星相比, 锁眼-12 通过采用新技术进一步提高了空间分辨率, 通过组成星座进行侦察提高了时间分辨率 (即缩小了观测周期)。卫星采用当今最先进的自适应光学成像技术, 可在计算机控制下随观测视场环境的变化灵活地改变主透镜表面曲率, 从而有效地补偿大气影响造成的观测影像畸变。

锁眼系列卫星如表 2.14 所示, 其中锁眼-12 成像侦察卫星采用了小像元和多像元 CCD、长焦距等新技术和复杂的卫星稳定控制技术, 不但使地面分辨率从锁眼-11 的 0.15m 提高 0.1 m, 也使瞬时观测幅宽从 2.8km~4km 提高到 40 km~50 km。0.1 m 分辨率代表了目前照相侦察卫星的最高分辨率, 足以发现地表几乎所有的军事目标。

表 2.14 锁眼系列卫星

Table 2.14 Keyhole series satellite

卫星(相机)	发射时间	寿命/天	光谱	分辨率(m)
KH-1	1960.10	3-28	Visible	3-6
KH-4	1962.03	3-5	Visible	2-3
KH-5	1963.02	20-28	Visible	3.6
KH-6	1963.07	4-10	Visible	0.6
KH-7	1966.08	14-36	Visible	0.6-2.4
KH-8	1966.08	9-90	Visible	0.6

KH-9	1971.06	5-220	Visible	0.3
KH-11	1976.12	770-1175	Visible, Near Infrared	0.15
KH-12	1990.02	≥ 6 years	Visible, Near Infrared, Multispectral	0.1
KH-13	1999.05		Visible, Multispectral, Radar	0.1-0.15

锁眼-12 增装了热红外成像仪，从而改善了红外观测能力，这意味着 KH-12 能够侦察导弹发射、识别利用树林和灌木丛进行的伪装；采取了防核效应加固手段和防激光武器保护手段，增装了防碰撞探测器，这 3 种手段是首次运用在照相侦察卫星上，其主要目的是使卫星能够对付可能出现的激光反卫星武器、高空核爆炸和动能反卫星武器等，提高卫星的生存能力；增装了约 4t 燃料，加强了机动变轨能力，以适应新的作战要求；工作寿命由 3 年增加到 8 年，但卫星重量已经达到 17t 以上，研制和发射费用高达 15 亿美元左右。

KH-12 升空以来，它已经在美国的全球军事战略中发挥了重要作用，无论是第 1 次海湾战争、波黑冲突，还是北约空袭南联盟、阿富汗持久自由行动，直至现在的第 2 次海湾战争，KH-12 都扮演了重要角色。从目前美国公布的新的军事作战条例来看，KH-12 无疑是构成美国数字化战争的急先锋。

2.2 国内现状

我国在空间光学载荷技术研究方面起步较晚，起初发展速度较慢。我国第一台空间相机由中国空间技术研究院于 1967 年开始研制，并于 1975 年 11 月 26 日搭乘第一颗返回式卫星“尖兵一号”发射升空。三天后，和卫星一起返回地面，这使我国成为继苏、美之后第三个具有对地观测相机的国家。“尖兵一号”空间光学载荷是一种用于普查的可见光相机，其焦距为 850mm，采用 2000m 长的胶片存储信息，胶片宽度为 225mm，画幅尺寸为 198mm×1780mm，相机地面像元分辨力可达 10m~5 m。“尖兵一号甲”是“尖兵一号”的改进型，于 1979

年开始研制，其焦距为 300mm，相对孔径为 1/6.3，胶片长度缩短为 1350m，画幅尺寸调整为 200mm×370mm。“尖兵二号”为过渡型详查相机，于 1980 年开始研制。1988 年开始着手研制的“尖兵三号”在技术上有了新的突破，其采用 CCD 芯片作为图像采集器件，可以在轨传输数据，设计寿命为 2 年，地面像元分辨力可达 3m。“嫦娥一号”CCD 立体相机于 2007 年 10 月 24 日成功发射到月球轨道，对月观测的地面分辨率为 120m，地面覆盖宽度 60m。我国典型的历代返回式卫星主要参数如表 2.15 所示。

表 2.15 我国典型的历代返回式卫星主要参数

Table 2.15 Main parameters of typical returning satellites in my country

	尖兵一号甲	尖兵一号乙	尖兵四号
卫星质量(kg)	1800	2100	2800~3100
卫星容积(m^3)	7.6	7.6	12.8
返回有效载荷质量(kg)	260	260	400
不返回有效载荷质量(kg)	340	450	500~600
轨道运行时间(天)	3~5	8	15~17
轨道倾角(度)	57~68	57~70	57~70
近地点高度(km)	172~180	200~210	175~200
远地点高度(km)	400~500	300~400	300~400
轨道周期(min)	约 90	约 90	约 90

近年来，我国加大了在空间探索领域的投入，充分调动国内优势技术单位的研究积极性。目前，我国的空间光学载荷仍以两镜系统的 CCD 探测型相机为主，光学系统大都设计成同轴形式，相机视场较小。现在科研单位也加强了对新型空间光学载荷技术的研究，以 TMA（Three Mirror Anastigmat，三反射镜消像散）光学系统技术为核心的新型空间光学相机已经研制成功，获得了良好的像质、高的地面分辨率、较大的视场覆盖宽度。同时，在非常规光学系统、大尺寸轻量化反射镜、高强度轻量化支撑结构及高性能电子学系统设计等领域都取得了突破性进展，为我国空间光学载荷的研制应用打下了坚实的技术基础。

三、发展趋势

空间光学载荷是上个世纪 60 年代发展起来空间对地观测技术，经过半个多世纪的发展，空间光学载荷的分辨率从数十米提高到十余厘米，数据传输方式从胶片式回收发展到在轨实时传输，构成了多维、立体、动态的全球综合观测系统。

3.1 空间分辨率继续提高

空间光学载荷在发挥对地侦察成像作用的同时，也更多的被应用到深空探测和星系探索领域。为获取更加清晰细致的图像，必须提高空间光学载荷的空间分辨率。军用侦察空间光学载荷经历了由普查到详查的发展过程，分辨率有了大幅度提高，目前可以达到优于 0.1m。同时，为了适应不同的侦察目标，需要普查和详查相机同时使用，做到取长补短，从而获得既有深度又有广度的综合信息。

3.2 时间分辨率不断提高

在空间光学载荷的侦测任务中，相当一部分被观测目标都在不断变化，其中很多被观测目标是以小时或分钟为单位在连续不断的变化。因此，空间光学载荷也必须有相应的时效性，空间光学载荷的时间分辨率需要不断提高，即增加每次侦测的持续时间，降低对目标的重访时间间隔。在军事应用中，现代部队的机动性和伪装能力不断加强，同时现代武器的响应速度也越来越快，为了全面详细掌握瞬息万变的战场形势，非高时间分辨率的空间侦测手段莫能为。

3.3 轻量化

空间光学载荷的轻量化趋势包括两个方面：一方面是对大型高分辨率空间光学载荷的结构轻量化；另一方面是发展小型星载一体、重量较轻的专用空间光学载荷。与大型空间光学载荷相比，小型星载一体相机在低成本对地观测、部分综合观测及商业利用开发等方面具有很大发展前景。在特定领域，空间光学载荷小型化已成为必然趋势。

3.4 综合化

随着空间光学载荷技术的高速发展，人们已经不再满足于采用简单的探测手段对单一目标进行侦查和成像的目标，探测手段、探测目标和方法的综合化成为另一个新的发展方向。

3.5 智能化

空间光学载荷的智能化主要依赖于计算机技术和主动光学波前探测技术的发展和成熟。空间光学载荷智能化的主要方向是利用主动光学波前探测技术和星上自主管理技术对相机的成像系统和结构参数进行在轨调整,对成像条件进行确认,对成像目标进行识别,对星上数据进行自动分析、筛选和处理。空间光学载荷智能化技术的应用可以提高相机的在轨成像能力和效率、提高相机的响应速度和灵敏性,从而大幅提高传输数据的有效性和准确性,使用户能够更加直接、及时、准确地获取完整的侦测数据。