

# 实现同步轨道(GEO)高分辨力对地观测的技术途径(上)

于前洋,曲宏松

(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** 在地球静止同步轨道(GEO)上实现高分辨力对地观测,具有一系列独特优点,远为其它轨道所不及。然而,对于36 000 km的远程高分辨力可见波段观测,要求望远镜必须具备20 m以上口径的主镜。传统的空间相机,如果要有如此大的口径,其总质量将超过1 000 t,无法发射到GEO上。无支撑薄膜望远镜和大口径衍射望远镜,可以大幅度降低主镜质量面密度,从而降低整个相机系统的总质量,可算是一种极好的技术途径。分步发射与在轨装配,则提供了可供此类观测系统实施从地面转运到GEO的技术手段。基于变换成像原理的傅里叶望远镜,将高分辨力的取得,由增大接收口径转变为加大发射间隔,用大面积回波能量探测加上傅里叶分量重构,取代常见的目标图像直接探测,突破了远程高分辨力观测的致命瓶颈。近完美透镜为突破衍射极限提供了可能性,从而为超分辨力观测开拓出一片科学的新天地。负折射率材料(左手型材料)可制成完美透镜,而光子晶体是负折射率材料的热门选择之一,基于表面等离子激元(SPP)的光子器件则是其另一种选择。

**关键词** 同步轨道;高分辨力对地观测;傅里叶望远镜;综述

中图分类号:TP722;V243 文献标识码:A

## Realization of high-resolution visible earth observation on geostationary earth orbit

YU Qian-yang, QU Hong-song

(Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China)

**Abstract** : High-resolution visible earth observation on the Geostationary Earth Orbit(GEO) has a series of unique advantages over that in the other orbits. However, long range and high-resolution visible observation requests a large primary mirror more than 20 m in the diameter. The traditional Space Telescope(ST) with such a large primary mirror can not be launched to GEO, for its total mass is more than 1 000 t. An unsupported membrane ST and a large-diameter diffraction ST can significantly reduce mirror surface density and lower down the total mass of the ST, which offers an excellent technologic approach to earth observation. Moreover, both the launching by module and the assembly in an orbit provide the technological means to transport these kinds of observation systems from ground to GEO. Fourier telescope based on the theory of transform imaging changes the acquirement for high-resolution from increasing the receiving diameter into

increasing the illumination interval, and from detecting the object image directly into receiving the echo energy and reconstructing Fourier components. It breaks through the fatal bottleneck of the long range and high-resolution observation. Recently, a near perfect lens has been developed to provide the possibility for breakthrough of diffraction limit, so that a new science field will be set up for super-resolution observation. The perfect lens makes of negative refractive index materials( left-handed materials ) and the negative refractive index materials come from both of the photonic crystals and the photonic devices based on Surface Plasmon Polariton( SPP ).

**Key words** : Geostationary Earth Orbit( GEO ) ;high-resolution earth observation ;Fourier telescope ;review

## 1 引言

空基遥感的终极目的,是获得远程目标尽可能多的信息,以便对其识别、分类、评估并形成对策。此类信息可归纳为三维,即光谱维、时间维和空间维。其中,光谱维:光谱分辨力从低到高依次为全色(单色/灰度图)、多色、成像光谱、超光谱,用以利用频谱段信息精细区分不同目标;时间维:提高时间分辨力用以观测目标的快速动态演变;空间维:提高空间分辨力用以辨识目标的更小外形细节。

在 GEO 轨道上实施高分辨力对地观测,是完成精细遥感所需的轨道优选。到底要多高的分辨力,则取决于辨识目标的种类。1994 年美国遥感图像质量标准( NIIRS )<sup>[5]</sup>,将可见光波段的辨识分为 10 级:NIIRS 0~9,对应于地面可分辨尺度( Ground Resolvable Dimension, GRD )从 9.0 m ( NIIRS 1 )到 0.10 m( NIIRS 9 ),典型可分辨目标分别为从中型工厂/大型机场跑道到导弹部件上的螺杆与槽,如要识别车载或拖曳雷达,则需使 GRD 达到 0.75~1.2 m( NIIRS 5 )。

在 GEO 上,如果要达到 NIIRS 5 所要求的 GRD( 取平均值 1 m ),则常规望远镜的主镜口径必须超过 20 m( 不计大气影响 )。

如此大口径的常规望远镜,其体积和质量将十分可观,对现有火箭运载能力形成了巨大挑战。如研制放大版的哈勃空间望远镜( Hubble Space Telescope, HST; 大 HST, 主镜口径  $\phi$  20 m ),其总质量将超过 1 000 t。

面对这样的问题,出路无非两种:制作轻质大口径望远镜,探讨其它提高分辨力的途径。

本文从技术和科学意义上探讨这两种可能性:轻质大口径望远镜,可否按无支撑薄膜望远镜和大口径衍射望远镜制造?非常规高分辨力的获得,可否用激光主动照明下的干涉成像原理,超远程接收能量信号而不是图像信号,再靠傅里叶变换来获得目标图像。更奇妙而又不失科学性的是可以借助左手性材料制作近完美透镜来突破衍射极限,实现真正意义上的非常规高分辨力遥感。

## 2 选用 GEO 的优势

在 GEO 轨道上实施高分辨力对地观测,首要任务是在三维遥感参数空间满足地面分辨力,见图 1、图 2。至于为什么要选用 GEO,显然因其有一系列优点。

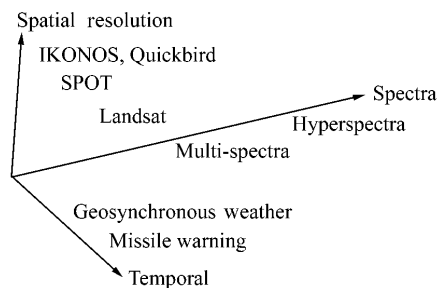


图 1 目标信息的三维参数空间

Fig. 1 3D coordinate of target information

### 2.1 地球同步轨道和地球静止轨道 GEO

地球同步轨道是与地球自转运动同步的卫星轨道,这与太阳同步轨道有别。太阳同步轨道是与地球公转运动有关的轨道。同步可以理解为“同角速度”,即卫星相对地球质心的轨道角速度与地球自转角速度一致。然而,卫星的轨道角速

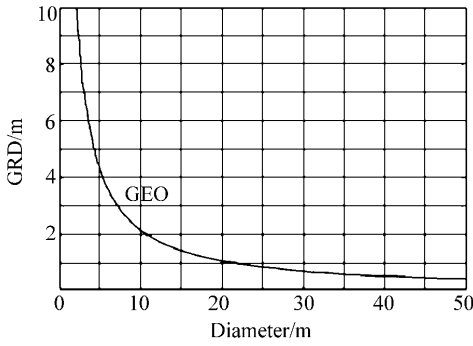


图 2 GEO、GRD 与口径的关系

Fig. 2 Relationship of GEO, GRD & aperture

度与地球自转角速度有始终保持一致的要求,实现起来过于困难。所以在定义地球同步轨道时,把角速度相同的要求,放宽为在一个恒星日(23 h 56 min 4 s)内卫星相对地球质心旋转 360°。在一个恒星日内,地球正好自转一周。这一定义将地球同步的条件放宽至 1 d,在 1 d 之内,卫星的角速度可能会有变化,有时比地球自转速度快,有时比自转速度慢,但 1 d 下来必须保证卫星绕地一周回到起点。这样定义的地球同步轨道也被称作周日地球同步轨道<sup>[6]</sup>。如果周日地

球同步轨道的形状为圆形,即扁率为 0,则此时轨道半径是地球半径的 6.63 倍,轨道高度为 35 800 km,即经常简称的 36 000 km 同步轨道高度。

在周日地球同步轨道中有一条特殊的轨道,即地球静止轨道。其形成条件就是上文提到的苛刻条件,即卫星相对地球质心的轨道角速度始终与地球自转角速度一致。满足这一条件的卫星相对地球是静止的,从地面上看,卫星停在天空某个不动的指向。满足这样条件的轨道只能与赤道同面,即轨道倾角为 0。同时为了能够匀速运动,轨道扁率为 0,且轨道周期应该为一个恒星日。地球静止轨道,是周日地球同步轨道的一个特例。

### 2.2 地球同步轨道的星下点轨迹

地球同步轨道上的卫星用于对地观测时,对其星下点轨迹很关注,因为这就是其观测区域的中心。由于地球和卫星的运动轨道,包括了天体的二体运动和轨道摄动等其它因素的综合作用,使星下点轨迹变得很复杂。卫星星下点轨迹的图形与卫星的 6 个根数和地球自转角速度有关。由于星下点为地球椭球模型上的点,所以用地心纬度  $\varphi$  和经度  $\lambda$  描述卫星星下点。文献 [7] 给出了时刻  $t$ , 卫星的地心经纬度与轨道根数的关系:

$$\varphi = \arcsin(\sin i \sin u), \tag{1}$$

$$\begin{cases} \lambda = \arctan(\cos i \tan u) + \Omega - \bar{\Sigma}(0) - \omega_e \cdot t & \text{升轨} \\ \lambda = 180 + \arctan(\cos i \tan u) + \Omega - \bar{\Sigma}(0) - \omega_e \cdot t & \text{降轨} \end{cases} \tag{2}$$

其中  $u$  为真近点角,  $i$  为轨道倾角,  $\Omega$  为升交点赤经,  $\bar{\Sigma}(0)$  为以卫星过升交点时间作为时间零点的格林威治平恒星时,  $\omega_e$  为地球旋转角速度。

根据式 (1) 和 (2) 可以计算出任意时刻卫星的星下点地心经度、纬度。将每一时刻星下点连起来,就形成了星下点轨迹。

图 3 给出了 4 组不同轨道根数的地球同步轨道星下点轨迹。其中 sat1 为地球静止轨道卫星,其扁率和轨道倾角均为 0,星下点轨迹为一个点。

Sat2 为轨道倾角为 30°,扁率为 0 的地球同步轨道,星下点轨迹为一个“正 8”的形状。Sat3 为轨道倾角为 0°,扁率为 0.5 的椭圆轨道,其星下点轨迹是一条在赤道上的线段。Sat4 为轨道倾角为 30°,扁率为 0.5,星下点轨迹为一个倾斜的“8”字。这 4 个轨道的空间构型如图 4 所示。

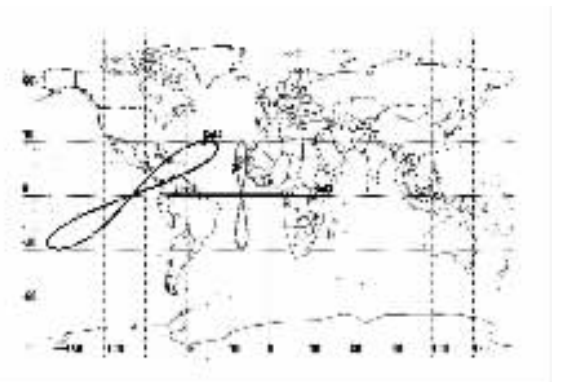


图 3 不同地球同步轨道的星下点轨迹

Fig. 3 Footprint of the GEO

半长轴  $a$  影响轨道的稳定性,半长轴的偏差将引起星下点轨迹的发散。轨道倾角  $i$  和偏率  $e$  的偏差不会引起轨道的发散,  $i$  决定了“8”字型曲

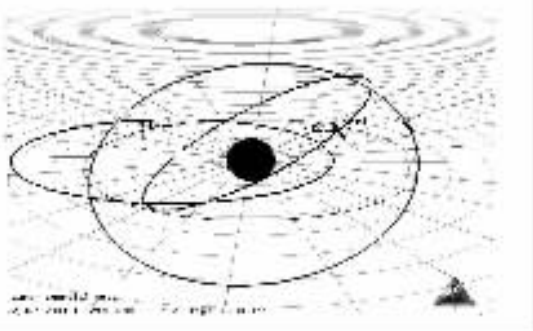


图 4 不同地球同步轨道的空间构形

Fig. 4 3D shape of the GEO

线的高度  $i$  越大“8”越高  $e$  决定了“8”字型曲线的宽度  $e$  越大“8”越宽。实际的在轨静止卫星,都试图通过轨道控制把  $a$ 、 $e$ 、 $i$  调到静止轨道要求的值。实施中总会存在偏差,就使得这些所谓“静止”轨道卫星的星下点轨迹并非一个点,而是一个小“8”字。轨道控制的精度越高、控制得越频繁,星下点轨迹越时刻趋向于一个点。

以上对地球同步轨道星下点的讨论,都是针对无摄动的理想情况。卫星实际的在轨运行,还会受到许多因素的影响而产生摄动,使实际的星下点轨迹产生更复杂的改变,很难做到真正意义上的“静止”。

地球同步轨道由于轨道比较高,受到的主要摄动有地球扁率、日月引力和太阳光压等。因赤道椭圆引起的静止轨道摆动现象称作谐振效应,其周期约 860 d, 振幅约  $90^\circ$ <sup>[9]</sup>。为使静止卫星免于这种摆动而定点在固定经度上空,必须对卫星实施“东西保持”轨道控制。一般每隔一段时间对轨道漂移做一次修正,如 14 d。或者规定一个域值,如  $\pm 0.1^\circ$ , 当卫星漂移偏离此时实施轨道控制,将卫星修正回指定位置。

日月摄动问题是涉及到月球、太阳、地球的三体问题。轨道倾角将对卫星运动产生周期性影响。

一般可以选择特殊的轨道倾角和升交点赤径,使卫星正好处于倾角自然回归  $0^\circ$  的过程中。比如,当初始轨道倾角选择为  $3.5^\circ$ , 轨道倾角将会在 3.5 a 内回归到  $0^\circ$ , 然后又经过 3.5 a 将轨道倾角增加到  $3.5^\circ$ 。如果卫星在  $\pm 3.5^\circ$  倾角范围内可以完成任务要求,则卫星就可在 7 a 内不用

对其倾角施加控制。如果有的卫星对轨道倾角要求很严格,比如必须保证倾角不能超过  $\pm 0.1^\circ$ , 则在卫星工作期间内必须更频繁地施加轨道控制,1 a 内将进行 4~5 次南北保持控制,每次的速度增量约为 50 m/s。

太阳光压摄动对卫星轨道最显著的影响是使轨道偏率  $e$  按正弦规律变化。其变化的幅值大小与卫星的迎光面质比和表面反射率成正比。例如对典型的静止轨道通信卫星,由于太阳辐射光压的影响,在 6 个月内  $e$  从 0.001 变化至 0.004 $^\circ$ 。

轨道高度超过 900 km 的卫星受到的太阳光压摄动的影响超过大气阻力摄动,太阳光压摄动严重影响轨道近地点的高度,从而使卫星的寿命变短。以美国“回声一号”卫星为例,这颗卫星直径 30 m, 质量 68 kg, 金属球体, 面质比达到 12.5 m<sup>2</sup>/kg, 轨道高度为 1 852 km,  $e$  为 0, 由于受到太阳光压的摄动影响,近地点以大约 3.5 km/d 的速度衰减。

### 2.3 GEO 高分辨力对地观测的特点与难点

地球静止轨道的星下轨迹为一个点,所以静止轨道卫星就如同哨兵一样,一动不动地坚守在赤道上空 36 000 km 处的一个点上。由于静止轨道星下点具有这样的特点,当前很多通信卫星、气象卫星以及少量导航卫星都选择地球静止轨道。

#### 2.3.1 GEO 高分辨力对地观测的特点

在 GEO 上实施高分辨力对地观测,有一系列特殊优点<sup>[2]</sup>。

(1)灵敏度高:可对敏感地区做长时间凝视监测,在噪声允许条件下大幅度延长积分时间,以增强微弱信号。

(2)频带宽:无监视时间盲区(回归周期为零)时间分辨力高,可对快速过程做瞬态与频繁地观测。

(3)视角范围大:可达到接近半球的地面覆盖(沿赤经三星均布,即可覆盖整个地球表面)。

(4)如用快速连续成像,则便于速变现象与过程的截获与冻结研究。

(5)具备固定的观测视角,任何时候观测均不产生因视角变化带来的影响,且大气校正准确而容易。

(6)便于实现多传感器观测和多波段数据融

合。

(7)可在 24 h 内对地球系统进行不间断地周日观测。

(8)便于进行太阳高角连续变化时的地表过程物理化学等综合特征探测。

当然,这些优点的获得与充分发挥,是要付出代价与努力的。

### 2.3.2 GEO 高分辨力对地观测必须攻克的两个难点

#### (1)合适观测方式的选择

常用的遥感成像观测模式有摆扫、推扫、凝视 3 种<sup>[3]</sup>,见图 5。其它轨道上常用的推扫方式,由于在 GEO 轨道上不存在星下点沿轨道的稳态运动,已经不能使用。如只用凝视,则有一个高分辨力观测视场过小,而引起“麦管内看世界”(美国军方海湾战争时对星基侦察的讽刺用语)的严重质疑。



图 5 3 种常见的对地观测方式

Fig.5 Image acquisition modes

摆扫可任意选择高分辨力观测区域,但是,因此也产生了重返周期和时间盲点。缩短重返周期和减小时间盲点的技术措施必须要解决的问题是除了运动部件以及由此而来的姿态和视轴不稳定性之外,还必须使下行链路的通信速率足够高,以便使快速变化的时变图像信息能够及时传回地面。

#### (2)卫星的自旋稳定被三轴稳定取代

自旋稳定的卫星在 GEO 上实施对地球观测,只有 5% 的时间利用率( $18^\circ/360^\circ = 5\%$ ),因此很少在 GEO 上选择自旋稳定方式用于卫星姿态控制,而以三轴稳定代之。

然而,自旋稳定卫星具有的一些优点,比如指向与控制所需的能量消耗少,具有良好的热环境

(几分钟转一周,使星体均匀接受太阳光照)等,却被三轴稳定卫星丢失了。由于长时间日照和急速地降温,使三轴稳定卫星处于星内温度急剧变化的严酷环境,特别是太空中的日照与阴影区的转换几乎是瞬间进行的,致使温度变化速度极快(如扫描镜达  $40^\circ\text{C}/\text{h}$ ,主镜达  $-10^\circ\text{C}/\text{h} \sim +70^\circ\text{C}/\text{h}$ ) ,这是高分辨力望远镜必须认真对待的。

## 3 常规成像系统

在 GEO 上用常规相机做高分辨力观测,大口径是首当其冲的要求,以哈勃空间望远镜(HST)为例。

### 3.1 哈勃空间望远镜及其主要性能<sup>[1]</sup>

HST 于 1990-04-25 发射,1993-12-02、1997-02-11、1999-12-19、2002-03-01,共进行了 4 次维修。

HST 工作波段为 115 ~ 1 050 nm,主镜口径为  $\Phi 2.4\text{ m}$ ,总质量为 11 600 kg,长为 13.1 m,外径为 4.3 m,太阳能板两块面积都为  $2.4\text{ m} \times 12.1\text{ m}$ ,额定功率取 5 kW,在地球阴影内由 6 块镍氢电池供电,60 A·h 25 min/orbit,位置/姿态控制中粗跟踪由 6 个陀螺中的 4 个,或反应飞轮完成,精细导引传感器(Fine Guiding Sensor,FGS)由星敏感器构成。定位精度(颤抖 jitter)为  $0.007''$  ( $0.043\ \mu\text{rad}$ )。轨道倾角为  $28.48^\circ$ ,轨高 586.47 ~ 610.44 km,扁率为 0.001 72,科学数据通过 S 波段,以 1 024 Kb/s 速率,每天几个 GB 容量,经过中继卫星 TDRS 下传到地面站。哈勃望远镜外形见图 6。

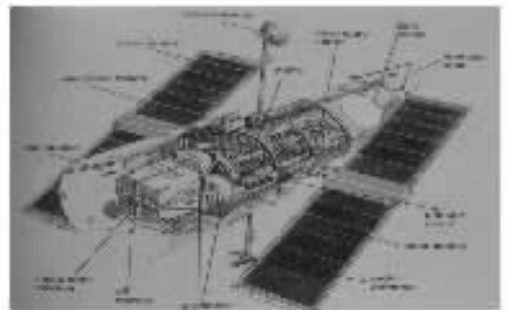


图 6 HST 外形

Fig.6 Construction of the HST

HST 是  $f/24$  Ritchey-Chretien Cassegrain 系统,等效焦距为 57.6 m。主镜是双曲面,焦距为 5.5 m,曲率半径为 11.042 m。次镜是凸球面,焦距为  $-0.7$  m,曲率半径为 1.358 m。见图 7。

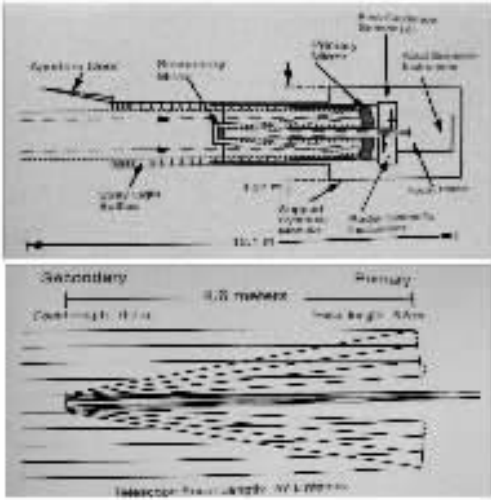


图 7 HST 光学系统

Fig. 7 Optical systems of the HST

其主要传感器有宽视场行星相机 WFPC2 : HST 焦面视场内分布着 4 台  $800$  像元  $\times 800$  像元,  $15 \mu\text{m}$  Loral CCD 相机, 3 台是宽视场  $f/12.9$ , 像元分辨率为  $0.10''$ , 3 台构成 L 型的  $2.5' \times 2.5'$  FOV, 第四台称为行星相机, FOV 为  $34'' \times 34''$ 。曝光时间为  $0.11 \sim 3\,000$  s。光路安排见图 8。

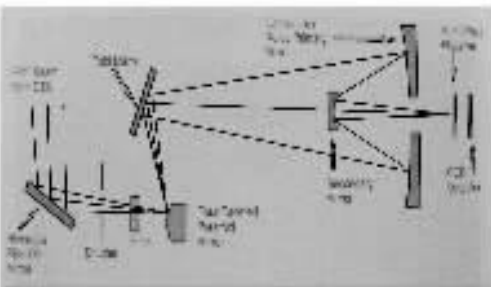


图 8 宽视场行星相机 WFPC2 的光路

Fig. 8 Optical systems of the HST WFPC2

即将在最后一次维修时更新的宽视场行星相机 (WFPC3) [10], 工作波段在  $200 \sim 1\,000$  nm,  $4\,096 \times 4\,096$  CCD (两片  $2\text{K} \times 4\text{K}$  CCD), FOV 为  $160'' \times 160''$ ,  $0.04''/\text{pixel}$ , FGS 测量的位置精度为  $0.002''$ 。

### 3.2 常规相机 GEO 高分辨力工作的难点

高分辨力对地观测的首要前提是地面分辨力优于  $1$  m。在不考虑大气衰减时, 远程空间分辨力, 即可分辨的最小角距, 受限于衍射极限 (见图 9)。对 HST, 在轨高  $370$  km 时,  $GSD (@ 500 \text{ nm}) = 0.093 \text{ m}^{[1]}$ , 如将其轨道提升到 GEO, 即  $36\,000$  km, 则  $GSD = 9.5$  m。要想获得优于  $1$  m 的地面分辨力, 则主镜口径应达到  $25$  m。据估计, 此时的望远镜总质量将达到  $1\,250$  t。

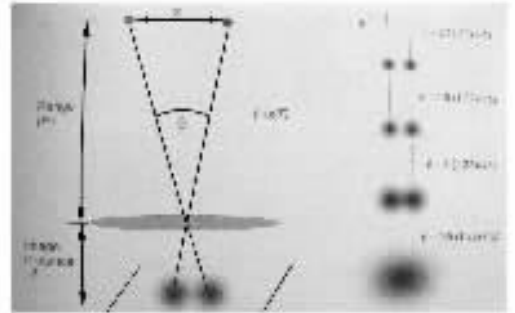


图 9 受限于衍射极限的角分辨力

Fig. 9 Rayleigh criterion and GSD

## 4 无支撑望远镜

常规望远镜用于 GEO 高分辨力对地观测的  $20$  m 以上的主镜及其相关的支撑机构所必需的体积和质量成为现行发射能力的沉重负担。放大版的 HST, 当口径达到  $25$  m 时, 总质量已经超过千吨, 远超出现有运载工具的载运能力。研制大口径无支撑望远镜, 已成为当务之急。

### 4.1 无支撑薄膜望远镜

以有机薄膜为基底的空间薄膜反射镜, 以柔性聚合物薄膜作为镜坯, 通过适当方式形成所需面形, 具有重量超轻、可折叠、便于展开和成本低等特点, 成为各国航天工作者的研究热点。美国科学研究学会 (SRS) 研制的满足光学要求的聚酰亚胺薄膜, 其面密度为  $18 \text{ g}/\text{m}^2$ , 如果利用超轻可折叠展开机构支撑 (其面密度大约为  $1 \sim 2 \text{ kg}/\text{m}^2$ ) 则用此薄膜制成的孔径  $10$  m 反射镜主镜的面密度大约为  $2 \sim 3 \text{ kg}/\text{m}^2$ , 总质量  $30$  kg, 还不到传统材料制成反射镜的千分之一。空间薄

膜望远镜的研究具有十分诱人的应用前景。

Ivan Bekey 提出甚大超轻无支撑薄膜望远镜方案,很有吸引力<sup>[11]</sup>。

HST 使用薄玻璃主镜和精密珩架支撑,主镜质量面密度为  $2\ 500\text{ kg/m}^2$ ,总质量  $12\text{ t}$ ,如口径做成  $25\text{ m}$ ,则总质量将达到  $1\ 250\text{ t}$ 。美国航空航天局(NASA)的下一代空间望远镜 NGST,口径为  $8\text{ m}$ ,采用拼合式主镜,轻型复合材料支撑,主镜质量面密度降低了两个数量级,达到  $25\text{ kg/m}^2$ 。现今大量研究的可充气膜,仍然需要支撑,其面密度可望达到  $5\sim 10\text{ kg/m}^2$ 。

其实,空间的微重力环境提供了完全取消支撑的前提,特别是在 GEO 处。无支撑薄膜望远镜可以将主镜质量面密度降低为  $0.5\text{ kg/m}^2$ ,为大口径空间望远镜的研制,展示了十分诱人的前景。上述 4 类空间望远镜的主镜质量面密度和质量比较见图 10。Ivan Bekey 提出的这种 GEO 无支撑薄膜望远镜的概念设计如图 11。它包括 3 大部件:主镜及其电子束成形器、焦面组件及快速反射镜、成像传感器,还有太阳防护罩和拖曳绳。3 大部件由拖曳绳固定在 GEO 上,太阳防护罩靠协同航行行为薄膜主镜提供太阳遮蔽。

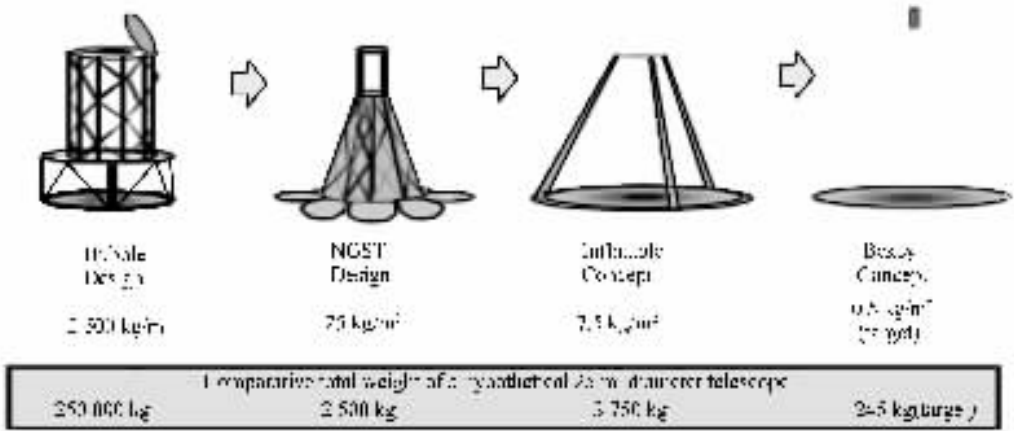


图 10 4 类空间望远镜的主镜质量面密度和总质量比较

Fig. 10 Comparison of area density and total weight of the ST

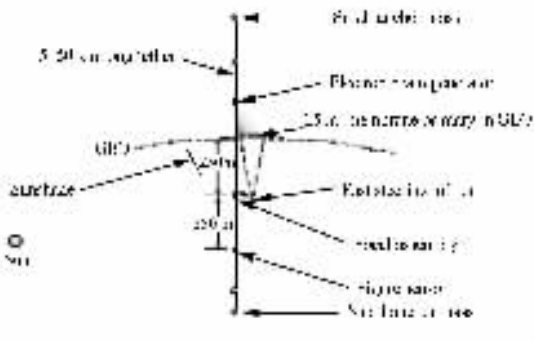


图 11 GEO 上的  $\varphi 25\text{ m}$  无支撑薄膜空间望远镜

Fig. 11  $\varphi 25\text{ m}$  un-supported membrane ST on the GEO

主镜由双层压电薄膜构成,其面形由背后的电子束产生器控制,任一点的束流由焦面传感器探测到的薄膜表面特征控制,见图 12。

主镜的剩余像差,由位于焦面组件中的液晶波面校正器做二次校正,如图 13 所示。

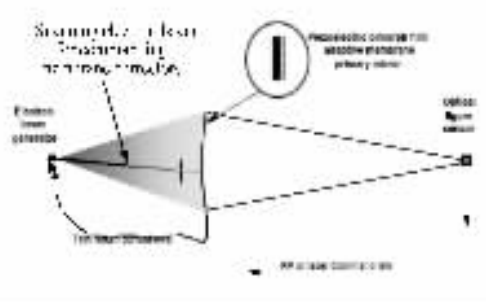


图 12 主镜的自适应电子束面形控制与校正

Fig. 12 Shaping control and correction of adaptive membrane

整个无支撑薄膜空间望远镜的系统配置见图 14,总长为  $550\text{ m}$  的系统,自左至右分别为电子束扫描器、 $\varphi 25\text{ m}$  薄膜主镜、 $\varphi 300\text{ mm}$  焦面组件和扫描反射镜、焦面成像传感器,所有部件由一条系绳串通,垂直置于 GEO 轨道面(见图 11)。

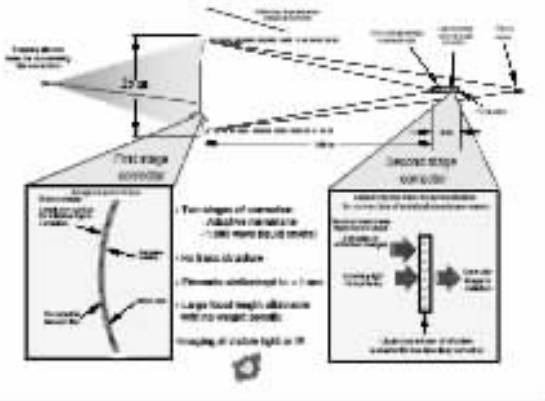


图 13 主镜面形的两级校正

Fig. 13 Two stage correction of membrane shape

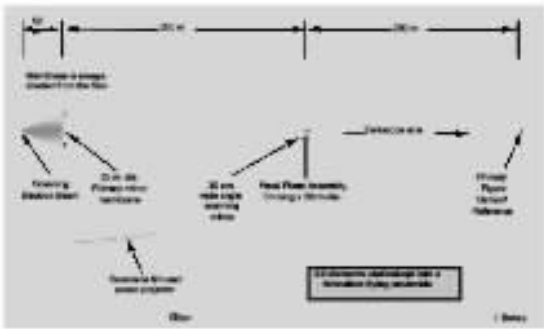


图 14 无支撑薄膜空间望远镜各部件配置图

Fig. 14 Assembly arrangement of unsupported membrane ST

上述部件以及太阳罩,均靠协同航行保持彼此之间的稳定位置关系。

鉴于薄膜反射镜展现出的诱人发展前景,美国 NASA、美国科学学会、亚利桑那大学、欧州航天局、英国苏格兰大学、俄罗斯空间局等纷纷致力于空间薄膜反射镜的研究,取得了稳步而有效的进展<sup>[12-18]</sup>。美国空军实验室(AFRL)与多家公司(Boeing、ATA、OSC、SRS、AOS 等)合作,在大口径空间薄膜望远镜的设计、试验、测试和模型样机研制等方面,进行了稳妥而持续的工作<sup>[19-25]</sup>。

### 4.2 大口径空间衍射望远镜

大口径空间薄膜反射镜的面形控制,是其工程实施中的一大难点。用衍射技术制成的空间衍射望远镜,其主镜可以制作在平面薄膜上,即巧妙地绕开了这个难点。空间衍射望远镜不仅能实现超大口径、超轻量化,还能实现宽松的面形精度控

制公差,从而进一步降低了发射成本。

空间衍射望远镜的主镜,实质上就是基于衍射光学原理的 FRESNEL 透镜。它基于透射光学而不是反射光学原理工作,在很大程度上可减小加工公差要求,因而比较容易在空间展开。在可见光波段内,不考虑支撑结构,一个 20 m 全口径 FRESNEL 衍射透镜仅需要 0.6 kg 的玻璃,主镜质量面密度为 0.001 2 kg/m<sup>2</sup>。

美国劳伦斯-利弗莫尔国家实验室提出了一个空间衍射望远镜计划—EYEGLASS<sup>[26-27]</sup>。该计划由两个飞行器(物镜和目镜)一起构成一个合作望远镜,其中一个由 25 ~ 100 m 口径的衍射透镜构成望远镜物镜,负责聚集光线并将其聚焦于与其相距很远的目镜所在位置,如图 15。经估算,EYEGLASS 可获得 HST 8 倍的分辨力,16 倍

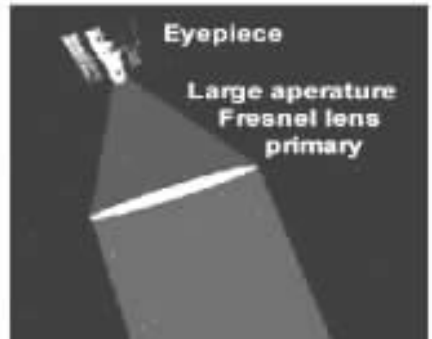


图 15 EYEGLASS 计划

Fig. 15 EYEGLASS mission

的聚光能力。美国劳伦斯-利弗莫尔林肯实验室(LLNL)则研制了口径为 5 m 的衍射望远镜演示样机(图 16),并讨论了大口径平面薄膜衍射物镜



图 16 LLNL 5 m 衍射望远镜主镜

Fig. 16 LLNL 5 m diffractive lens



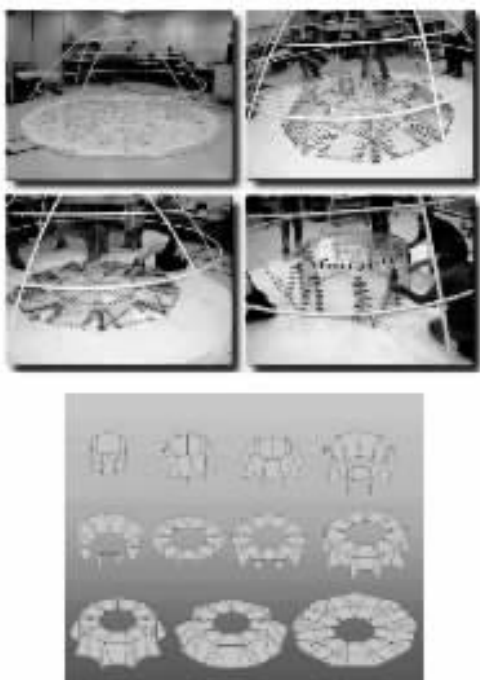


图 17 LLNL 折叠方案

Fig. 17 LLNL foldable diffractive lens

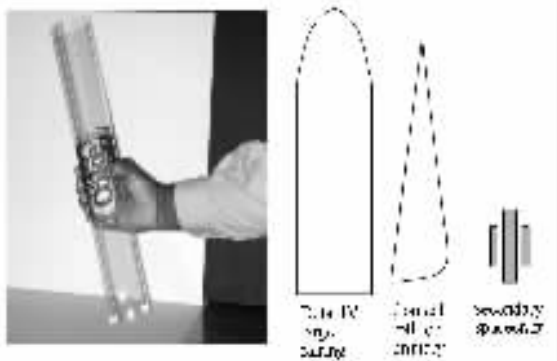


图 18 phi 20 m 空间衍射望远镜主镜材料与装载

Fig. 18 Raw material and packaging of phi 20 m space diffractive lens

的折叠和展开方法(图 17)进一步验证了方案的可行性<sup>[28]</sup>。利用厚度 50 μm 的商用薄玻璃片制成的 20 m 主镜,可装入 Delta IV 火箭整流罩内,见图 18。LLNL 给出这种基于菲涅尔光学的 20 m 望远镜的质量估算,见表 1。

英国天文技术中心皇家天文台,提出了应用于远红外及亚毫米波段(20~700 μm)的衍射空

表 1 phi 20 m 空间衍射望远镜飞船总质量  
Table 1 Mass budget for 20 m ST spacecraft

Component	Mass/kg	
Primary (100 nm glass)	160	Delta IV-M + 5 Δ payload capacity to earth trailing orbit is approximately 3 900 kg
Packaging	200	
Secondary & bus	760	
Propulsion	350	
100% contingency	1 470	
Total spacecraft	2 940	

间望远镜方案—GISMO。它采用类似于 EYE-GLASS 衍射空间望远镜的结构形式,物镜为 30 m 口径的高密度聚乙烯材料制成的平面衍射透镜<sup>[29]</sup>。其方案示意如图 19~图 23。

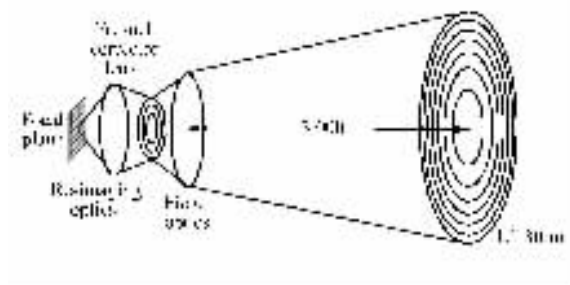


图 19 GISMO 布置方案

Fig. 19 Arrangement of GISMO mission

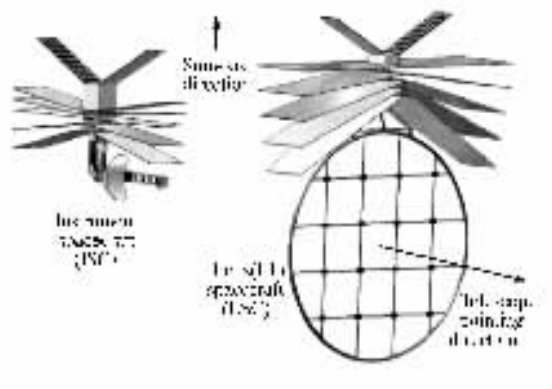


图 20 轨道上的 GISMO

Fig. 20 GISMO on the orbit

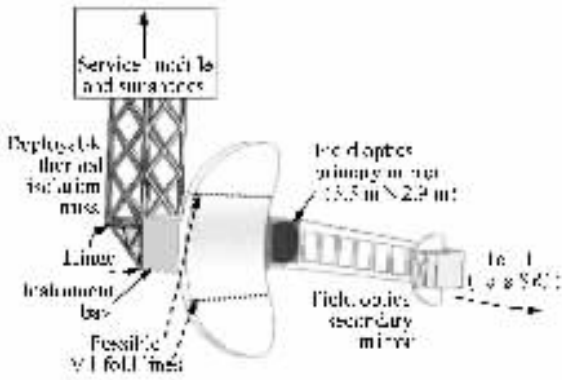


图 21 GISMO 仪器布置

Fig. 21 Details of GISMO instrument spacecraft

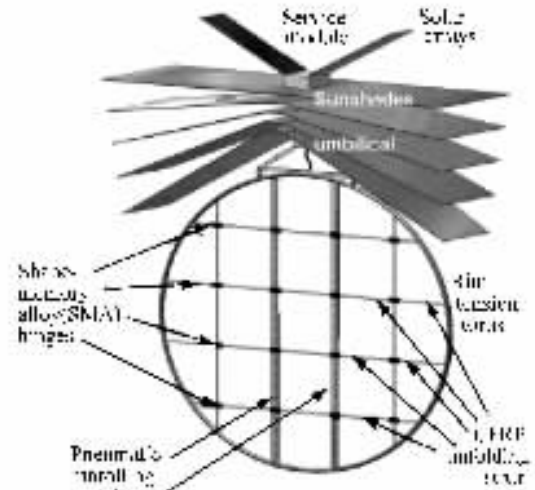


图 22 GISMO 主镜及太阳罩展开图

Fig. 22 Deployment scheme of GISMO L1 lens and sunshades

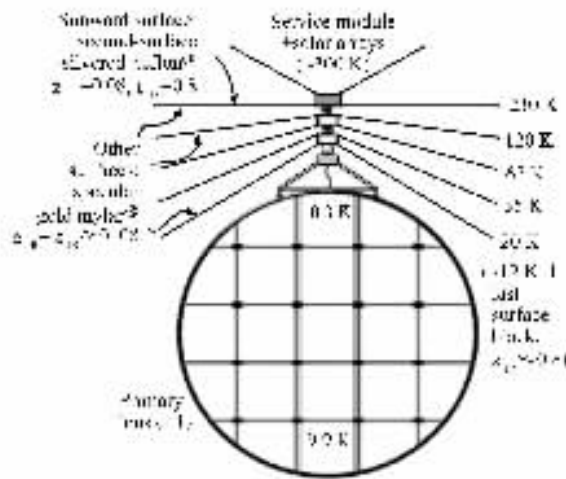


图 23 主镜和太阳罩的温度分布

Fig. 23 Surface properties and temperatures of L1 lens

( 待续 )

参考文献 :

[ 1 ] OLSEN R C. *Remote Sensing from Air and Space*[ M ]. Washington SPIE Press 2006.

[ 2 ] KOCZOR R J. Technology needs for geostationary remote sensors[ J ]. *SPIE* ,1993 ,1952 :134-140.

[ 3 ] JEFFERY J P ,PERRY T. Imaging spectrometers for future earth observing systems[ J ]. *SPIE* ,1997 :3117 :36-48.

[ 4 ] RONALD J K. NASA's Geostationary Earth Observatory and its optical instruments[ J ]. *SPIE* ,1991 ,1527 :98-109.

[ 5 ] National Image Interpretability Rating Scales[ Z ]. [www.fas.org/irp/imint/niirs.htm](http://www.fas.org/irp/imint/niirs.htm) January 16 ,1998.

- [ 6 ] 张育林,吴建军. 航天器[ M ]. 北京:国防工业出版社,2006.  
ZHANG Y L ,WU J J. *Spacecraft*[ M ]. Beijing :National Defence Industry Press 2006.( in Chinese )
- [ 7 ] 郝晓宁,王威. 近地航天器轨道基础[ M ]. 北京:国防科技大学出版社,2003.  
XI X N ,WANG W. *Fundamentals of Near-earth Spacecraft Orbi*[ M ]. Beijing :National University of Defense Technology Press 2003.( in Chinese )
- [ 8 ] 徐福祥. 卫星工程概论(上)[ M ]. 北京:中国宇航出版社,2003.  
XU F X. *Satellite Engineering*[ M ]. Beijing :China Astronautic Publishing House 2003.( in Chinese )
- [ 9 ] CHOBOTOV V A. Orbital Mechanics[ M ]. Reston :American Insititute of Aeronautics and Astronautics Inc. 2002.
- [ 10 ] RANDY A. Kimble , Status and performance of HST wide field camera 3[ J ]. *SPIE* 2004 5487 266-280.
- [ 11 ] BEKEY I. Very large yet extremely lightweight space imaging system[ J ]. *SPIE* 2002 4849 17-27.
- [ 12 ] STAMPER B. Stretched membrane with electrostatic curvature( SMEC ) mirrors for extremely large space telescopes[ J ]. *SPIE* 2001 4451 105-113.
- [ 13 ] ANGEL R. Stretched Membrane with Electrostatic Curvature( SMEC ) :A new technology for ultra-lightweight space telescopes[ J ]. *SPIE* 2000 4013 699-705.
- [ 14 ] PATRIC B G ,MOORE J D. Manufacturing and evaluation of membrane optical elements for ultra-light optics[ J ]. *SPIE* , 2001 4451 96-104.
- [ 15 ] DIMAKOV S A. Membrane primary mirror for telescope with real-time holography corrector[ J ]. *SPIE* 2000 3951 150-157.
- [ 16 ] GEOFF P A ,RANDALL J K ,ARTHUR L P *et al.* . Large-aperture holographically corrected membrane telescope[ J ]. *Opt. Eng.* 2002 41( 7 ) :1603-1607.
- [ 17 ] MOORE J D ,PATRICK B ,GIEROW P A *et al.* . Design , test , and evaluation of an electrostatically figured membrane mirror[ J ]. *SPIE* 2004 5166 188-196.
- [ 18 ] YANG E H ,WIBERG D V ,DEKANY R G. Design and fabrication of electrostatic actuators with corrugated membranes for MEMS deformable mirror in space[ J ]. *SPIE* 2000 4091 83-89.
- [ 19 ] ROTGE J R ,MARKER D K ,CARRERAS R A *et al.* . Large optically flat membrane mirrors[ J ]. *SPIE* ,1999 3760 : 207-212.
- [ 20 ] ROTGE J R ,DASS S C ,MARKER D K *et al.* . Progress toward large-aperture membrane mirrors[ J ]. *SPIE* 2000 4091 : 74-82.
- [ 21 ] DAYDON D C ,GONGLEWSKI J D ,BROWNE S L *et al.* . Air force research laboratory MEMS and LCM adaptive optics testbed[ J ]. *SPIE* 2002 4825 24-33.
- [ 22 ] DAYDON D C ,GONGLEWSKI J D ,RESTAINO S R *et al.* . MEMS adaptive optics for high resolution imaging of low earth orbit satellites[ J ]. *SPIE* 2004 5490 1514-1525.
- [ 23 ] CHODIELLA S ,MOORE J D ,PATRICK B G *et al.* . Design , fabrication , and validation of an ultra-lightweight membrane mirror[ J ]. *SPIE* 2005 5894 589416/1-9.
- [ 24 ] MOORE J D ,PATRICK B G ,CHODIMELLA S *et al.* . Design and testing of a one-meter membrane with active boundary control[ J ]. *SPIE* 2005 5899 5899P0Z/1-7.
- [ 25 ] DAYTON D C ,MANSELL J ,GONGLEWISKI J D *et al.* . Characterization and closed-loop demonstration novel electrostatic membrane mirror using COTS membranes[ J ]. *SPIE* 2007 6711 6711108/1-9.
- [ 26 ] HYDE R A. Eyeglass. 1. very large aperture diffractive telescopes[ J ]. *Appl. Optics* ,1999 38( 19 ) #198-4212.
- [ 27 ] 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.
- [ 28 ] EARLY J T ,HYDE R ,BARON R L *et al.* . Twenty meter space telescope based on diffractive Fresnel lens[ J ]. *SPIE* , 2004 5166 148-156.
- [ 29 ] HAWARDEN T G ,CLIFFE M C ,HENRY D M *et al.* . Design aspects of a 30 m giant infrared and submillimetre observatory in space(“ GISMO ”) :A new “ flavour ” for SAFIR[ J ]. *SPIE* 2004 5487 1054-1065.

- [ 30 ] OEGERLE W R ,PURVES L R ,BUDINOFF J G *et al.* . Concept for a large scalable space telescope in-space assembly [ J ]. *SPIE* 2006 6265 62652C/1-12.
- [ 31 ] CHANDLER S M ,LUKESH G W ,LONG S M *et al.* . The impact of dynamic solar panels on long exposure Fourier telescope[ J ]. *SPIE* 2003 4884 130-134.
- [ 32 ] SVERDRUP L H ,BRUNS Jr D G ,BRINKLEY T J *et al.* . Measurements of geosynchronous – satellite spectral brightness due to solar illumination[ J ]. *SPIE* 2001 4490 200-211.
- [ 33 ] ALEKSOFF C C. Interferometric two-dimensional imaging of rotating objects[ J ]. *Opt. Lett.* [ J ] ,1997 ,1 54-55.
- [ 34 ] USTINOV N D. Active aperture synthesis when observing objects through distorting media[ J ]. *Sov. J. Quantum Electron.* ,1987 ,17 108-110.
- [ 35 ] SICA L. Image speckle contrast reduction resulting from integrative synthetic aperture imaging[ J ]. *Appl. Opt.* ,1992 , 31 120-125.
- [ 36 ] CUELLAR E L ,SAPP J ,COOPER J *et al.* . Laboratory and field experimental demonstration of a Fourier telescope imaging system[ J ]. *SPIE* 2005 5896 58960D/1-13.
- [ 37 ] MATHIS J ,STAPP J ,CULLAR E L *et al.* . Field experiment performance of the receiver elements for a Fourier telescope imaging system[ J ]. *SPIE* 2005 5896 58960F/1-9.
- [ 38 ] FORD S D ,VOELZ D G ,GAMIZ V L *et al.* . Geo Light Imaging National Testbed( GLINT ) past ,present ,and future[ J ]. *SPIE* ,1999 3815 2-10.
- [ 39 ] STAPP J ,SPIVEY B ,CHEN L *et al.* . Simulation of a Fourier telescope imaging system for objects in low earth orbit[ J ]. *SPIE* 2006 6307 630701/1-11.
- [ 40 ] LEHUREAU J-C ,COLINREAU J. Optical synthetic aperture imagery[ J ]. *SPIE* 2005 5816 54-65.
- [ 41 ] MAY J ,JENNETT T. Telescope resolution using negative refractive index material[ J ]. *SPIE* 2004 5166 220-227.
- [ 42 ] PENDARY J B. Negative refraction makes a perfect lens[ J ]. *Physical Review Lett.* 2000 85( 18 ) 3966-3969.
- [ 43 ] FANG N ,LEE H ,SUN C ,ZHANG X *et al.* . Sub-diffraction-limited optical imaging with a silver superlens[ J ]. *Science* , 2005 308 534-537.
- [ 44 ] BARRETT E ,TYLEE D W ,PAYTON P M *et al.* . New approaches to image super-resolution beyond the diffraction limit [ J ]. *SPIE* 2007 6712 6712POD/1-14.
- [ 45 ] 顾本源. 表面等离子体亚波长光学原理和新型效应[ J ]. *物理* 2007 36( 4 ) 280-287.  
GU B Y. Surface plasmon sub-wavelength optics :principles and novel effects[ J ]. *Physics* 2007 36( 4 ) 280-287.( in Chinese )
- [ 46 ] 马中团 ,鲁拥华 ,王沛等. 左手性材料研究进展[ J ]. *物理* 2004 33( 7 ) 497-502.  
MA ZH T ,LU Y H ,WANG P *et al.* . Advance in research on left-handed materials[ J ]. *Physics* 2004 33( 7 ) 497-502. ( in Chinese )
- [ 47 ] 徐耿钊 ,张伟华 ,朱星. 奇妙的左手材料[ J ]. *物理* 2004 33( 11 ) 801-808.  
XU G ZH ,ZHANG W H ,ZHU X. Magic left-handed materials[ J ]. *Physics* 2004 33( 11 ) 801-808.( in Chinese )

作者简介 :于前洋 (1941—) ,男 ,湖北洪湖人 ,研究员 ,博士生导师 ,主要研究领域为光学工程、图像处理与跟踪、电气控制及微弱信号检测与处理等。E-mail :yuqy@ciomp.ac.cn