

试验卫星激光反射器的设计和试验

吕华昌,陈念江,钟声远,李楠楠,李长桢,郭丽娜,吴 健,耿园园

(固体激光技术重点实验室,北京 100015)

摘 要: MS1 和 MS2 试验星是我国首批设计寿命 10 年的中高轨导航卫星,为提高在轨精度和实现卫星精密定位,作为舱外有效载荷,两颗卫星均标配搭载了激光反射器。卫星激光反射器光学设计应考虑远场衍射等物理光学影响,不能仅考虑几何光学理论设计。以试验星反射器为例,基于角反射器光学远场衍射能量分布理论为基础,采用最大雷达截面法进行反射器尺寸优化,利用角度补偿法进行误差补偿角设计,对反射器表面加工精度、反射表面特性、切割方式等光学参数进行优化分析计算,并通过合理的机械结构和材料设计,解决了高量级力学环境、330℃ 高低温度交变、10 年空间辐照寿命等环境适应性问题。试验星光学测试结果表明:参数设计合理,可实现远场环带能量在预定观测区域的最大化,在轨观测数据表明反射器工作正常,测距精度、测距范围等指标满足预期设计,理论设计和实践相符,这对今后同类激光反射器的设计具有借鉴和指导意义。

关键词: 激光反射器; 卫星激光测距; 光机设计; 环境适应性

中图分类号: TN249 **文献标志码:** A **DOI:** 10.3788/IRLA201847.0806005

Design and test of laser reflectors for test satellites

Lv Huachang, Chen Nianjiang, Zhong Shengyuan, Li Nannan, Li Changzhen,
Guo Li'na, Wu Jian, Geng Yuanyuan

(Science and Technology on Solid-State Laser Laboratory, Beijing 100015, China)

Abstract: Lives of MS1 and MS2 are 10 years, they are first high orbit navigation satellites of China. In order to improve orbit accuracy and realize the precise positioning of satellites, the two satellites were equipped with laser retro-reflectors. For the optical design of laser retro-reflector, the far-field diffraction of physical and optical properties should be considered besides the design theory of geometrical optics. Taking the test satellite reflector as an example, based on the corner reflector optical far field diffraction energy distribution theory, the reflector size was optimized by using the maximum radar cross section method, the laser retro-reflector aberration was compensated by the angle compensation method, the optical parameters, such as the reflector surface machining accuracy, surface reflection characteristics, cutting mode were optimized and analyzed, and environment adaptability problems, for example, the high level mechanical environment, 330℃ high temperature, alternating 10 years life space radiation, were solved through the rational design of the mechanical structure and materials. Optical test results show that the parameters are reasonable, can realize the far field energy maximization in predetermined observation area, at the same time, observation data on orbit shows that the reflector works properly,

收稿日期:2018-03-11; 修订日期:2018-04-20

作者简介:吕华昌(1978-),男,高级工程师,主要从事激光器及其激光应用领域光机结构设计方面的研究。Email:lvhuachang88@sina.com

ranging accuracy, range of indicators meet the expected design and the theory is in according with practice, this provides certain reference and guiding for the design of similar laser reflector in the future.

Key words: laser reflector; satellite laser ranging; opto-mechanical design; environmental adaptability

0 引言

卫星激光反射器(LRR)为舱外无源光学器件,作为卫星激光测距(SLR)空间载荷部分,装载在卫星表面,用以增强星体目标对激光信号的反射,将测距激光光束反射回地面测距站,实现星地距离的精密测量和卫星精密定轨和标校。装载激光反射器的卫星,范围遍及数百千米的近地轨道直至地球同步轨道,按类别可分为测地卫星、对地观测卫星、科学实验卫星、导航卫星等。导航卫星系统可为用户提供高精度时空基准和精确信息,在现代社会生活中发挥重要作用,目前全球四大导航系统、日本和印度等区域导航系统大多组成星体都配有激光反射器,以实现精密定轨、GPS定轨结果辅助标校等用途。为实现卫星轨道的精密标定,我国 BD 系统三种组成混合星座轨道(MEO/GEO/IGSO)每颗卫星也搭载了激光反射器载荷,和其他技术手段一起实现多元数据融合的星座精密定轨^[1-4]。

BD 全球导航系统 MS1 和 MS2 试验星是我国新一代首批设计和制造的导航中高轨道卫星,设计寿命 10 年以上,为提高星体空间在轨精度,两颗卫星标配搭载了激光反射器。为完成目标的精确测量和卫星轨道的精密标校,针对试验星轨道基于物理衍射理论进行了反射器光学参数优化设计,满足了试验卫星对反射器的测量距离、范围及精度等要求;同时为保证科学目标任务的可靠实施,通过光机结构、材料环境可靠性设计满足了试验卫星地面段、发射段、轨道运行阶段各种力学环境、温度热交变、辐照寿命的载荷要求,解决了 10 年寿命、330℃ 高低温交变、高量级的力学环境适应性等工程化问题。文中介绍了两颗组网试验卫星激光反射器的设计、地面光学测试和在轨观测情况。

1 光学设计

1.1 设计原理

角反射器(CCR)反射面由 3 个相互垂直的直角

面构成,如图 1 所示。入射光连续经 3 个直角面反射后由入射表面射出,出射光的远场衍射能量分布由 6 个子光束干涉合成。星载反射器光学设计应考虑远场衍射等物理光学性能影响,不能仅以几何光学理论设计。CCR 的形状、切割方式、尺寸、角误差、镀膜等参数决定了反射器的主要性能。

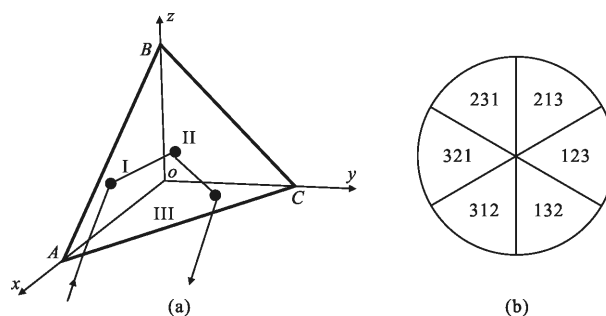


图 1 CCR 光路原理

Fig.1 Principle of CCR light path

考虑偏振效应、直角偏差、反射器表面加工质量、口径尺寸等因素,角反射器的远场衍射花样(FFDP)分布在远场点 \mathbf{p} 的归一化偏振分量振幅为^[5-6]:

$$A_p = \frac{1}{\pi a^2} \sum_{n=1}^6 \gamma_p^n \int_0^a \int_{(n-1)\pi/3-\pi/6}^{(n-1)\pi/3+\pi/6} e^{-ik[\rho\theta_0 \cos(\phi-\phi_n) + \rho\theta \cos(\phi-\psi)] + ik\delta(\epsilon)} \rho d\rho d\phi \quad (1)$$

$$A_s = \frac{1}{\pi a^2} \sum_{n=1}^6 \gamma_s^n \int_0^a \int_{(n-1)\pi/3-\pi/6}^{(n-1)\pi/3+\pi/6} e^{-ik[\rho\theta_0 \cos(\phi-\phi_n) + \rho\theta \cos(\phi-\psi)] + ik\delta(\epsilon)} \rho d\rho d\phi \quad (2)$$

FFDP 光强为:

$$U(\theta, \psi) = A_p \cdot A_s + A_s \cdot A_p^* \quad (3)$$

式中: $k=2\pi/\lambda$, λ 为激光光波长; θ_0 为出射光相对入射光的夹角; ψ 为观测点方位角; θ 为衍射角; $\delta(\epsilon)$ 为角反射器表面不平度产生的光程差; a 为反射器光孔半径; γ^n 为第 n 部分与反射面特性有关的归一化偏振复振幅。

根据衍射光强和能量的关系,求得衍射角半径 θ 在 $\theta_1 \sim \theta_2$ 环内间的归一化能量为:

$$E(\theta_1, \theta_2) = \frac{\pi a^2}{\lambda^2} \int_{\theta_1}^{\theta_2} \int_0^{2\pi} \mathbf{U}(\theta, \psi) \cdot \theta d\theta d\psi \quad (4)$$

设角半径 θ 圆环上的平均归一化强度:

$$\bar{\mathbf{U}}(\theta) = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} \mathbf{U}(\theta, \psi) d\psi \quad (5)$$

代入公式(4)得:

$$E(\theta_1, \theta_2) = \frac{2\pi^2 a_0^2}{\lambda^2} \int_{\theta_1}^{\theta_2} \bar{\mathbf{U}}(\theta) \theta d\theta \quad (6)$$

整理后,角半径 θ 圆环上的归一化能量为:

$$e(\theta) = \frac{dE(\theta)}{d\theta} = \frac{2\pi^2 a_0^2}{\lambda^2} \theta \cdot \bar{\mathbf{U}}(\theta) \quad (7)$$

试验星反射器光学设计基于上述反射器远场衍射能量分布(FFDP)理论,对反射器光学参数进行了优化计算分析,确定速差补偿角、尺寸、表面加工精度、反射表面特性等光学参数,以实现远场环带能量在预定观测区域的最大化。

1.2 反射器尺寸

CCR 直径大小决定反射器的光学激光雷达探测截面(LRCS),影响探测概率,CCR 最佳尺寸应以光雷达最大截面法设计,推导整理后的反射器光学雷达截面表示为^[5]:

$$\sigma = \frac{4\pi a^2}{\lambda^2} k \cdot A_s \cdot E(W_0, W) = \frac{4\pi a^2}{\lambda^2} k \cdot N \cdot a_c \cdot E(W_0, W) \quad (8)$$

式中: a_c 为单块 CCR 反射器的有效反射面积; N 为角反射器数量,对于平面阵列一定面积 A_s 的反射器, $A_s = N a_c$ 为一定值(试验星要求有效反射面积不小于 300 cm^2); k 为 CCR 光学反射率; $E(W_0, W)$ 表示归一化能量密度。正入射时不同尺寸 CCR 的峰值 σ 值如图 2 所示,可得最佳尺寸为 $a=16.5 \text{ mm}$ 。

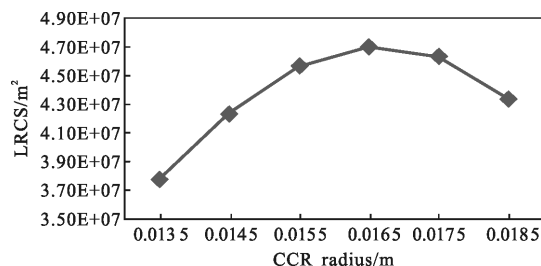


图 2 不同直径尺寸 CCR 的雷达截面积

Fig.2 LRCS of CCR with different diameters

国外通过衍射均匀法(角度补偿分离后的 6 个子光束光强分布合成一致性小于 5%)计算的直径比前一种方法偏小,如表 1 所示,此法设计虽有利于提

高单个反射器环带能量的均匀性,但实际测距效果不如按光雷达面积设计的结果,反射器阵列通常由多个反射器组成,可通过阵列排列方式改善和提高分离衍射光束环的均匀性,这也是国内外中高轨激光反射器尺寸设计不同之处。

表 1 国外同类轨道卫星反射器尺寸

Tab.1 Size of the abroad satellite reflector in the same orbit

Satellite	Diameter of CCR/mm
GPS35/36	28.6
GLONASS	28.3
GIOVE - A,B	27
Galileo - 201 - 214	28.2

1.3 速度补偿和反射器直角偏差

试验星反射器法线方向指向地心,在卫星预定轨道高速运行,由于速差效应,反射回地面的激光光斑中心会偏离激光测距站位置,由天体物理学知识推导出速差角 α_v 为:

$$\alpha_v = \frac{2V}{c} \sqrt{1 - \left(\frac{R_e}{R_e+h}\right)^2 \cos^2 E} \quad (9)$$

其中

$$V = \sqrt{\frac{R_e g}{R_e+h}} \quad (10)$$

式中: R_e 为地球半径; h 为卫星轨道高度; g 为重力加速度; c 为测距激光传递速度; V 为卫星速度; E 为观察仰角,图 3 为试验星不同观测角下对应的补偿角曲线。

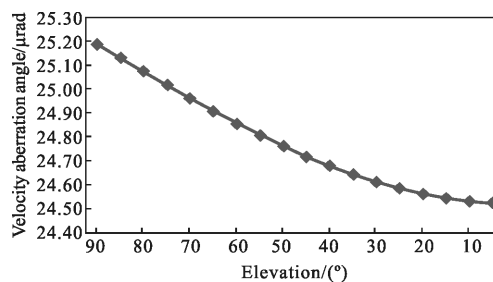


图 3 不同观测角度的 CCR 补偿角曲线

Fig.3 Compensation angle curve of CCR with different observation angles

根据图 3 得出速差角在观察仰角 $20^\circ \sim 90^\circ$ 范围内所对应的速度补偿值为 $24.5 \sim 25.2 \mu\text{rad}$ ($5.06'' \sim 5.19''$)。理论和实际观测均表明中高轨卫星速差效应

补偿是必须的,补偿角设计决定测距指向,直接影响测距效果,实行光行差补偿的反射器明显好于不补偿,美国 GPS35/36 反射器、俄罗斯 GLONASS 系列早期反射器、GIOVE-A、B 等中高轨卫星都没有速差补偿而观测率明显偏低,中国设计的伽利略 IOV 阶段(中国电子科技集团第十一研究所)和北斗一期反射器(中国科学院上海天文台)则均采用了速差补偿设计而效果良好,目前俄罗斯、日本、印度等新设计的反射器均进行了角度误差补偿。

速差补偿主要包括角度补偿和衍射尺寸补偿两种方式,衍射尺寸补偿通过设计反射器尺寸覆盖和增强 SLR 处的衍射光强,但反射器尺寸过小,加工不易,补偿后的光雷达截面太小,不利于 SLR 的测量;角反射器直角存在偏差时,出射光 6 个子光束处于分离状态,分别与入射光存在微小夹角,衍射光斑能量分布与理想角反射器相比,分散到 6 个子光束内,角度补偿法通过设计直角面偏差分离出射子光束,从而增大 SLR 位置的激光光能密度,使之在以速差角为半径的圆环归一化能量达到最佳值。

根据角反射器几何光学原理,当垂直表面入射时,出射光相对入射光的夹角 θ_0 为^[5]:

$$\theta_0 = 2N \left[\frac{2}{3} (\beta_1^2 + \beta_2^2 + \beta_3^2 + \beta_1\beta_2 + \beta_1\beta_3 - \beta_2\beta_3) \right]^{1/2} \quad (11)$$

式中: β_1 、 β_2 、 β_3 分别为 CCR 的 3 个直角偏差; N 为折射率;三直角偏差相等时, $\beta_1 = \beta_2 = \beta_3 = \beta$, 由公式(11)得:

$$\theta_0 = 3.26N\beta \quad (12)$$

当 θ_0 为 $5.1''$ 时,按公式(12)得三直角偏差相等时的补偿角 $\beta = 1.07''$,考虑衍射影响,反射器实际补偿偏差小于几何计算结果。图 4 所示衍射法入射面

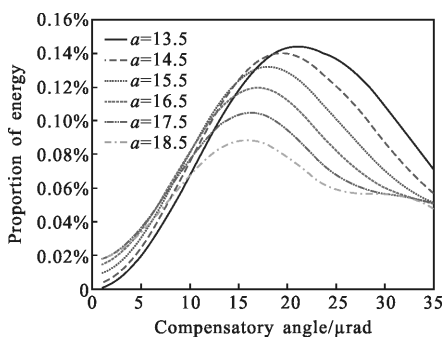


图 4 不考虑偏振影响的 CCR 能量曲线

Fig.4 CCR energy curves without polarization

为正六边形、不考虑偏振态的计算仿真结果,由

图 4 可知,不同尺寸反射器口径对应的偏差补偿值各不相同,CCR 半径尺寸 16.5 mm 对应的最佳补偿偏差为 $17.5 \mu\text{rad}$ (对应直角偏差 $0.76''$)。

综合表面不平度、大气激光速度延迟、安装应力、高温工况裕度、可检测性等因素,试验星反射器最后确定的二面单角偏差比衍射法计算值略微偏大,取为 $0.9''$,实际加工对二面角公差进行控制 ($\pm 0.4''$) 以获得均匀集中的阵列远场光斑能量环带图样分布。

1.4 CCR 表面加工精度

反射器的表面特性如入射和反射表面面形和不平度误差均能改变入反射激光光程,影响激光测距脉冲的光学传递,发散或减弱目标区域衍射能量,设计和加工应确保光学表面足够的加工质量,对于高精度反射器,光圈数 N 至少应小于 0.2,局部光圈 ΔN 优于 0.02,表面不平度优于 $1/10\lambda$,尽量降低出入射激光波面畸变。

考虑光学表面不平度误差 δ 影响后的归一化远场衍射振幅为^[5]:

$$A(\rho) = \frac{1}{\pi a^2} \sum_{n=1}^6 \int_0^a \int_{(n-1)\pi/3-\pi/6}^{(n-1)\pi/3+\pi/6} e^{-ik\rho W_n \cos(\phi-\psi) + ik\delta} \rho d\rho d\phi \quad (13)$$

式中: W_n 为与直角偏差和位置角半径有关的角半径函数; ψ 为远场处 P 点的极坐标方位角。取表面不平度误差为 $\lambda/10$,代入公式(13),计算得与理想表面相比的能量密度比约为 92%,根据所做的石英玻璃 10^9 Lads 辐照试验透射率变化小于 0.3%(5 mm 试样)的试验结果,折算 $1/10\lambda$ 加工精度满足寿命末期大于 90%的要求。

1.5 反射表面处理

直角面镀膜能大大增加反射器的观测范围,对于低轨卫星,内全反射不能满足反射器的观测范围指标要求,限定了反射器必须镀膜;对于中高轨道卫星,反射率是需要解决的主要问题,镀膜虽可以增大入射有效角度,但会降低反射率(镀膜三次反射的等效反射率约为 74%,理想反射器全反射率可达 100%),同时空间辐照、高低温交变也会影响膜层性能和寿命。考虑膜层受辐照、温度等环境因素影响,镀膜反射器长期可靠性不如非镀膜,目前俄罗斯制造的 GLONASS-125 以后的卫星反射器均采用非镀膜方式^[7],中高轨卫星反射器采取非镀膜方式已成为主流。

反射器采用非镀膜,由几何光学算得全内反射最大入射角(临界角) i_c 为:

$$i_c = \arcsin \left[N \sin \left(54.74^\circ - \arcsin^{-1} \frac{1}{N} \right) \right] \quad (14)$$

对于石英玻璃($N=1.46$)求得全内反射的最大入射角为 16.6° ,满足卫星对入射角不小于 10° 的要求。

1.6 切割方式

角反射器切割包括圆切割和正六边形切割,棱边切割系数决定了单块反射器有效反射面积的大小。切割系数越小,单块反射器相对反射面积越大,越有利大角度斜入射光束的反射,但安装稳定性和加工精度较难保证;圆切割工程适应性强,光学热均匀性相对较好,但损失了小部分大角度斜入射光学面积。不同于国外通常采用的正六边形和国内采用的圆切割方式,结合考虑观测、安装、温度影响等因素,试验星反射器采取了正六边形小棱边 3.5 分之一小角度切割,以减少斜入射时面积缩减,保证斜入射情况下较大的有效反射面积,如图 5 所示。

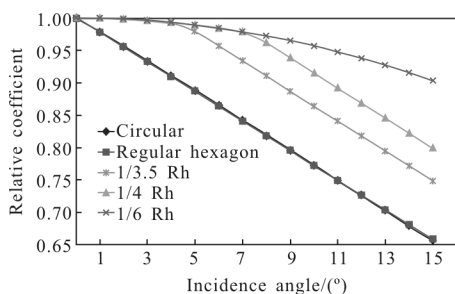


图 5 切割系数选择

Fig.5 Choose of cutting coefficient

优化后的试验星反射器光学设计主要参数结果如表 2 所示。

表 2 主要光学设计参数

Tab.2 Main optical design parameters

Optical parameters	Value
CCR diameter/mm	33
CCR number	38
Effective reflection areas/cm ²	>300
Speed compensation angle/(°)	5±1
Dihedral angle deviation/(°)	0.9
Surface precision	$\lambda/10$
Coating	No coating
Cutting mode/Rh	1/3.5

2 结构布局和机械设计

2.1 阵列布局

激光角反射器结构通常采用多个角反射器阵列组合形式,相比单一反射器,可以减小尺寸质量,提高合作目标远场角,形成准相位共轭作用对因大气非均匀性引起的激光传输畸变进行光学补偿^[1]。由于测距精度、卫星轨道和运行速度影响,对于低轨卫星,反射器采用球形、半球或半圆台结构,使阵列有效反射面积在观测区域对称分布且保持均匀,保证在低仰角条件下也可完成测距^[6];对于中高轨卫星,则采取平面排列方式。试验星为轨道 20 000 km 左右的中高轨卫星,不同于低轨卫星,观测仰角范围不是主要考虑因素,提高单位面积光学反射率,保持较小的发散特性是设计着重解决的问题。

设计后的试验星反射器实物样品见表 3,主要由固定基板、角反射器阵列组件以及固定安装组件组成,反射器通过航天钛合金 TC4 紧固件和卫星舱板进行可靠螺接紧固,在固定连接位置添加隔热垫片隔绝反射器组件和卫星安装面之间的热传导;提供多个接地位置点和接地方式满足卫星的 EMC 静电防护要求;反射器设计质量 2.37 kg,外形尺寸 294 mm×280 mm,反射器数量 38 个,相比国内同类反射器,在满足最小有效反射面积(300 cm²)的前提下,质量减少 5%,外形包络面积尺寸减少约 10%。

表 3 国内同类激光反射器比较

Tab.3 Comparison of domestic laser reflectors

	Reflector for test star	Domestic similar reflector
Mass/kg	2.37	2.5
Physical dimension/mm	294×280	326×280
CCR number	38	42
Photo		

试验星反射器布局设计有如下特点:(1)布局设计采取了平面类圆形密布排列方式,尽量压缩外包络直径,减小反射器结构分布影响^[9],提高测距精

度;(2) 通过蜂窝状密排布阵和反射器正六边形小角度切割方式,增大光学有效反射面积,减少非光学反射作用区,提高布阵面反射器单位面积密度,增强激光反射率和探测效率;(3) 不同以往卫星反射器的随机阵列布局设计,设计了均匀小角度排列的反射器阵列精确排布方式,每个角反射器均匀旋转 $60^\circ/n$ 角度(n 为反射器数量),使其远场衍射光斑环带能量尽量均匀化,提高反射器观测概率和一致性;(4) 每个角反射器阵列组件可分别独立加工、安装、调试,相对于整体安装,可减小结构变形,增强光学性能的稳定,提高组装效率。

2.2 机械结构和材料

试验星反射器固定基板采取一体式金属蜂窝薄壁菱形仿生优化结构,通过周密布筋设计和有限元仿真分析,重量轻便同时具备良好的结构刚度和力学稳定性;光学角反射器的固定以最小安装应力设计为原则,既保证组件结构的完整,使之能承受相应的力学和热环境载荷,又保障反射器光学性能,使其结构和热应力对光束光学影响在合理范围内;为防止 CCR 松动和保护角反射器,在金属壳体座和角反射器之间添加专门研制的耐辐照高低温弹性缓冲软材料垫片单元,弹性缓冲软垫片单元既可用于减振缓冲,又可用于热高低温环境变化引起的轴向间隙补偿。

作为星载舱外设备,试验星反射器材料要同时满足寿命 10 年(10^9 lads 粒子射线辐射),设计工作温度 $-170\sim+160\text{ }^\circ\text{C}$ 的高真空环境要求。材料设计采取了以下措施和方法:(1) 基于结构基体的重量、强度、应力腐蚀性和机械可加工性要求^[10],选取航天 A 级铝基合金作为结构基体材料,选取比强度高的钛合金作为螺钉连接材料;(2) 对弹性缓冲软材料垫片材料进行了专门特殊研制,短工作寿命卫星一般可采用橡胶、聚氟乙烯、工程用软胶等非金属工程材料作为减振材料,但难以同时满足长期工作辐照寿命(聚四氟垫片只能承受 10^5 lads 的辐照剂量)及导电导热性能(静电防护、热控考虑^[11])。借鉴地面核辐照密封设计,特殊研制的缓冲垫片材料和结构满足了 10 年寿命和 $330\text{ }^\circ\text{C}$ 的高低温交变双重要求;(3) 作为核心光学功能器件,为保证星载环境和三向消应力要求,角反射器光学材料采用优质国产宇航 3D 级石英材质 JGS1, JGS1 为远紫外高纯光学熔融石英玻璃,耐辐照剂量达 10^{10} rad 以上,可满足 10 年寿命要求,通过

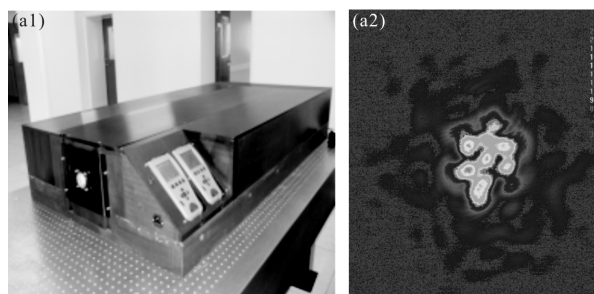
协作厂家的试制和挑选,已实现光学反射器材料、加工的国产化。

3 光学测试和环境试验

3.1 光学测试

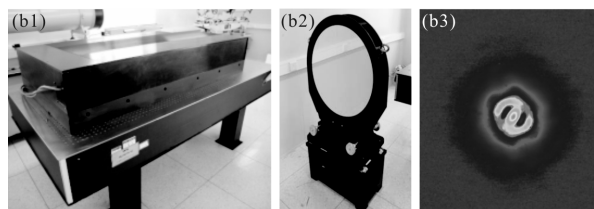
试验星反射器阵列组装前采用美国进口 Zygo 干涉仪对每块 CCR 反射器进行单角和综合角误差及面形检查测试,确保单个反射器满足要求;由于干涉仪无法对装配后的反射器进行检测,因此采用自研地面光学测试设备 (OGSE) 对组装后的单个 CCR 和阵列 LRR 分别进行 FFDP 光学性能测试,测试覆盖装配调试、初始状态、力学、热试验等各个过程,如图 6 所示。

图 6(a)为单个 CCR 的测试设备和远场衍射光斑图样,图 6(b)为反射器阵列的测试设备和远场衍射光斑图样,图 7 为阵列远场图样的归一化能量分析,两台检测设备的测距波长为 532 nm ,系统焦距为 50.8 m ,输出口径 $180\text{ mm}/590\text{ mm}$,采用 LBA-PC 光束分析仪记录和测量 FFDP 图像和能量分布。从图 7 可知,反射器阵列在综合补偿角 $24\sim 25\text{ }\mu\text{rad}$ 附近环带的远场衍射光斑图样能量最大,并且光斑均匀性和集中度良好。



(a) 自研 CCR 光学性能测试设备和 FFDP 远场光斑图样

(a) Self developed CCR optical performance testing equipment and FFDP far field spot pattern



(b) 自研 LRR 阵列光学性能测试设备和 FFDP 远场光斑图样

(b) Self-developed LRR array optical performance testing equipment and FFDP spot pattern

图 6 光学性能测试

Fig.6 Optical performance testing

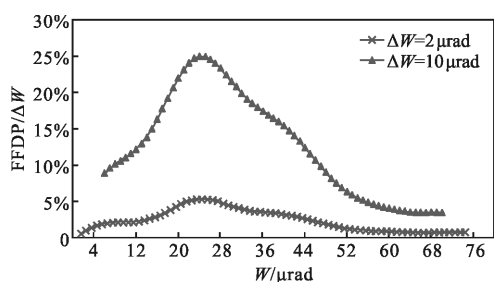


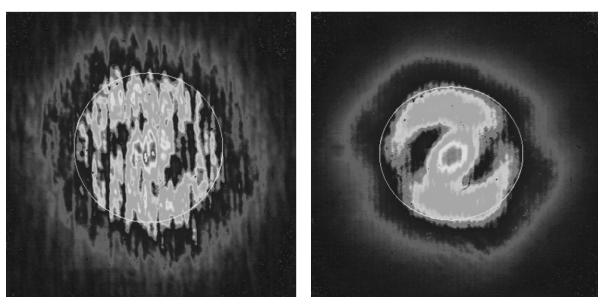
图 7 阵列光学远场图样归一化能量分析

Fig.7 Normalized energy analysis of array optical far field patterns

由图 6(a)可得单个反射器由于角偏差加工误差影响,6 个远场分布图样子光束并非完全均匀对称,个别光束中心亮点离散于中心圆环,同时由于反射面不平度和安装应力的影响,加剧了光束光斑的发散,因此,实际加工中必须对上述因素进行控制。

由图 6(b)可得反射器阵列远场光斑由于测试激光偏振态、阵列安装布局和反射器数量影响,反射器环带存在上下相对圆环亮斑和暗斑缺口,这与参考文献[12]描述的反射器偏振态光斑能量分布分析一致。分析原因,是因为在测试(测距)激光为线偏振的情况下,经过反射器反射后的偏振激光 6 个光窗只有 123 和 321 窗口为原激光方向相同的线偏振激光,其余 4 个光窗为正交椭圆偏振光。

阵列远场图样测试观测到了反射器之间的干涉现象(图 8(a)),测试分析数据表明干涉和消除干涉之后的远场环带能量基本一致(干涉消除前后能量对比小于 1%),说明阵列反射器间干涉对阵列光学远场衍射能量分布影响微小。图 8 为消除干涉前后对比。



(a) 消除干涉前 (b) 消除干涉后

(a) Before eliminating interference (b) After eliminating interference

图 8 干涉图样消除前后对比

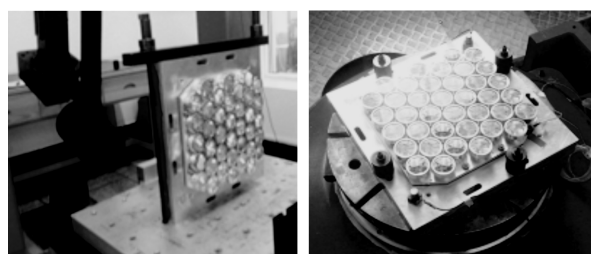
Fig.8 Patterns contrast before and after eliminating interference

3.2 环境试验

试验星力学环境试验主要包括加速度、冲击、正

弦和随机振动,经过测试,反射器通过了包括三轴高量级 100 g 冲击(图 9(a))和竖直 Z 向 17 gRMS 随机振动(图 9(b))的所有试验,表明反射器结构设计的牢靠。

热试验主要包括常压热循环和真空热循环,反射器进行的常压热循环试验(图 9(c))温度条件为 -170~+160 ℃;由于测试设备限制,真空热循环试验(图 9(d))测试温度为 -150~+160 ℃,为弥补真空热循环试验温度段的不足,进行了极低温液氮测试(图 9(e)),测试后反射器外观完好,恢复常温后机械和光学性能变化影响微小。动态热光学测试由于国内设备所限,没有进行。



(a) Z 向冲击 (100 g) (b) Z 向随机 (17.7 gRMS)
(a) Z hits (100 g) (b) Z random (17.7 gRMS)



(c) 常压热真空循环 (d) 热真空(-140~+160 ℃) (e) 极端液氮测试 (-170~+160 ℃)
(c) Atmospheric thermal vacuum cycle (d) Thermal vacuum (-140~+160 ℃) (e) Extreme nitrogen test (-170~+160 ℃)

图 9 环境适应性测试

Fig.9 Testing for environmental adaptability

4 在轨观测情况

2015 年 7 月 25 日,两套激光反射器试验星产品随星成功发射,2015 年 11 月纳入国际 ILRS 组织联网观测。进入国际联测网后,国内外十几个站点对其进行了追踪观测,运行两年多来测距数据量良好,截止 2018 年 1 月 15 日,共获得标准点数 2 535 个,有效观测圈数 922 圈;反射器与激光地面测距站配合测距精度均在 1 cm 左右^[7](全球中高轨观测量前两

位站点长春站实测 MS1 星约 9.62 mm, MS2 星约 10.63 mm, 见图 10, Yarragadee 站实测 MS1 星约 12.44 mm, MS2 星约 12.10 mm, 见图 11), 优于 2 cm 设计指标。

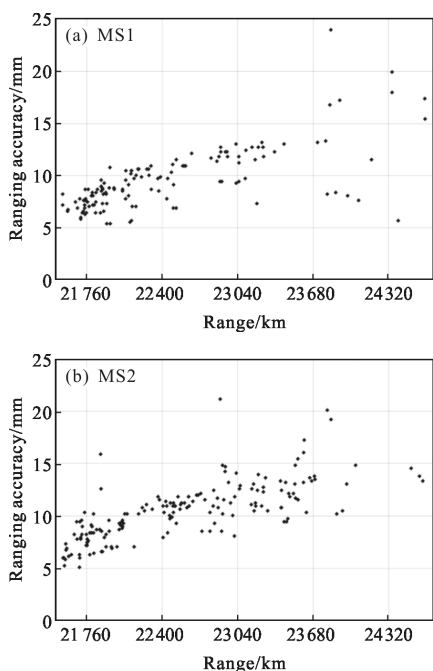


图 10 长春站测量数据

Fig.10 Ranging accuracy of Changchun station

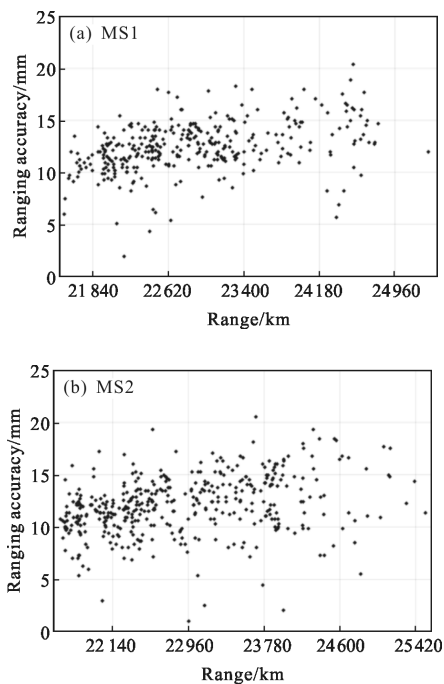


图 11 Yarragadee 站测量数据

Fig.11 Ranging accuracy of Yarragadee Station

根据三角几何关系, 观察仰角 E 与测量距离 R 和反射器入射角 i 间的关系可由公式(15)、(16)和图12表示。

$$R = R_e \sin(90^\circ - i - E) / \sin i \quad (15)$$

$$i = \sin^{-1} [R_e \sin(90^\circ + E) / (h + R_e)] \quad (16)$$

由图 10~12 分析, 当地面观测仰角 40° , 测程 23 350 km, 反射器对应入射角 i 约 20° , 观测数据保持良好, 满足反射器观测张角不小于 20° 的测距范围要求。

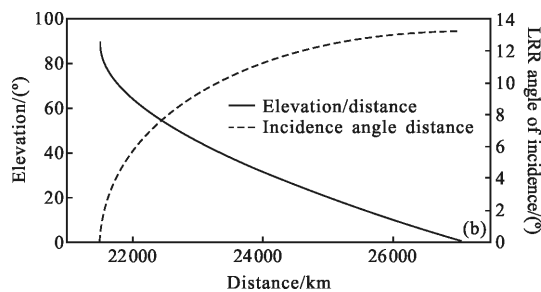
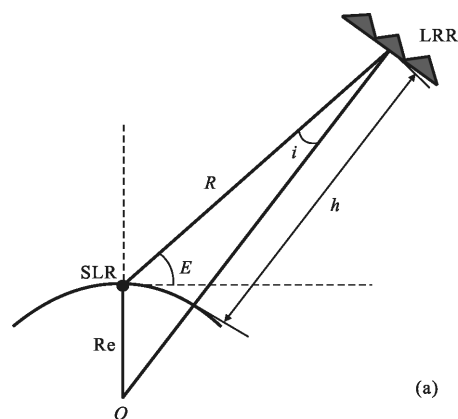


图 12 测距指标分析

Fig.12 Analysis of ranging index

5 结论

试验星反射器是中国首批发射的长寿命中高轨卫星激光反射器, 合理的光学参数工程优化、高量级的力学冲击、振动环境、 330°C 高低温温度交变、10年空间辐照寿命环境适应性是设计主要考虑和解决的问题。在角反射器光学远场能量分布(FFDP)理论基础, 对反射器光学参数进行优化分析计算, 采用最大雷达截面法进行了尺寸优化, 利用角度补偿法进行了速差补偿角设计, 分析和计算了表面加工精度、反射表面特性、切割方式对等光学性能的影响; 通过特有的反射器阵列布局、机械材料和结构设计, 满足

了工程设计要求,并根据地面和空间轨道载荷条件,进行了模拟仿真和试验以满足反射器环境适应性。试验星反射器现已完成设计、制造、检测和出厂,实现了核心器件材料加工国产化,反射器随星发射后在轨观测数据正常,测距精度、测距范围等指标满足设计要求,这些都为今后正式组网星的研制和批量制造打下良好基础。

参考文献:

- [1] Wan Qiang, Guo Yanneng, Wang Xiaobing, et al. Present status and progress of laser cooperative targets for SLR [J]. *Laser & Optoelectronics Progress*, 2005, 42(5): 20-23. (in Chinese)
万强, 郭延能, 王小兵, 等. 卫星激光测距合作目标技术现状和进展[J]. *激光与光电子学进展*, 2005, 42(5): 20-23.
- [2] Xing Meng, Zhong Qi, Chen Jingzhi, et al. Design of navigation constellation based on the principle of laser reflector ranging [C]//China Satellite Navigation Conference, 2015. (in Chinese)
邢猛, 钟奇, 陈景志, 等. 基于激光反射器测距原理的导航星座体制的设计[C]//中国卫星导航学术年会, 2015.
- [3] Zhao Gang. Studies on applications of SLR precise orbit determination in China's satellite projects [D]. Beijing: University of Chinese Academy of Sciences, 2013: 1-58. (in Chinese)
赵罡. 激光测距精密定轨在中国卫星工程中的应用[D]. 北京: 中国科学院大学, 2013: 1-58.
- [4] Zhao Qunhe, Wang Xiaoya, He Bing, et al. Probability model of center-of-mass calibration of satellites' retro-reflectors used for laser ranging [J]. *Acta Geodaetica et Cartographica Sinica*, 2015, 44(4): 370-376. (in Chinese)
赵群河, 王小亚, 何冰, 等. 卫星激光反射器质心改正的概率模型[J]. *测绘学报*, 2015, 44(4): 370-376.
- [5] Zhong Shengyuan, Li Changzhen, Chen Nianjiang, et al. Study of the laser retro-reflector on navigation satellites[J]. *Laser & Infrared*, 2011, 41(8): 834-839. (in Chinese)
钟声远, 李长楨, 陈念江, 等. 导航卫星激光后向反射器研究[J]. *激光与红外*, 2011, 41(8): 834-839.
- [6] Jiao Zhongke, Yue Yongjian, Liu Bo. Theoretical calculations of cube corner retro-reflector [J]. *Acta Optica Sinica*, 2015, 35(S1): 0123001. (in Chinese)
焦仲科, 岳永坚, 刘博. 角反射器的理论计算 [J]. *光学学报*, 2015, 35(S1): 0123001.
- [7] International Laser Ranging Service (ILRS), List of Supported Missions [EB/OL]. 2018.01.15. https://ilrs.cddis.eosdis.nasa.gov/missions/satellite_missions.
- [8] Luo Qingshan, Guo Tangyong, Zou Tong, et al. Theoretical analysis of laser retro-reflectors and experiment of laser ranging for HY-2 satellites [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2017, 46(11): 1106003. (in Chinese)
罗青山, 郭唐永, 邹彤, 等. HY-2 卫星激光反射器理论分析及激光测距实验 [J]. *红外与激光工程*, 2017, 46(11): 1106003.
- [9] Fan Jianxing. Research on design and distribution effects of satellite laser retro-reflectors [D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2000. (in Chinese)
范建兴. 卫星激光反射器的设计和分布效应研究 [D]. 杭州: 浙江大学, 2000.
- [10] Chen Liemin. Spacecraft Structures and Mechanisms [M]. Beijing: China Science and Technology Press, 2005: 20-65. (in Chinese)
陈烈民. 航天器结构与机构[M]. 北京: 中国科学技术出版社, 2005: 20-65.
- [11] Min Guirong, Guo Shun. Spacecraft Thermal Control [M]. Beijing: Science Press, 1998: 90-132. (in Chinese)
闵桂荣, 郭舜. 航天器热控制[M]. 北京: 科学出版社, 1998: 90-132.
- [12] Zhou Hui, Li Song, Shi Yan, et al. Effect of polarization on the far-field diffraction of ideal cube corner retroreflector[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2004, 33(4): 418-422. (in Chinese)
周辉, 李松, 石岩, 等. 偏振态对角锥棱镜远场衍射分布的影响[J]. *红外与激光工程*, 2004, 33(4): 418-422.