

嫦娥六号微型激光角反射器阵列设计与分析

周天豪^{1,2}, 王晔昕², Simone Dell'Agnello³, 邸凯昌², 陈少华¹,
Lorenzo Salvatori³, 郭广妍², Mattia Tibuzzi³, 陈强龙², Raffaele
Rodriquez³, Roberto Campagnola³, Rudi Lauretani³, 周雅诵²,
Blanca Villalba³, 陈天昊^{1,2}

1. 北京信息科技大学仪器科学与光电工程学院, 北京 100192;

2. 中国科学院空天信息创新研究院, 北京 100101;

3. 意大利国家核物理研究院-弗拉斯卡蒂国家实验室, 意大利 罗马 00044

摘要: 微型激光角反射器阵列 INRRI (INstrument for landing-Roving laser Retroreflector Investigations) 是嫦娥六号任务搭载的国际载荷之一, 通过接收环月轨道器搭载激光设备发射的激光, 利用激光入射到反射面后平行反射的特性实现高精度测距, 并经过重复观测与解算成为月球背面首个绝对控制点, 为月球大地测量、遥感制图与定位、环月轨道器高精度定轨和导航等提供基础保障。本文以 INRRI 作为研究对象, 介绍其机械结构与光学设计, 并对其关键性能进行分析。在设计层面, 采用球形穹面设计以及镀膜技术使其能够在更广阔的视场范围内有效接收轨道器激光。在性能分析层面, 本文建立有效反射面积模型, 分析在不同入射角度下的回波信号强度, 并结合速差效应与远场衍射理论, 综合评估 INRRI 对环月轨道器搭载激光设备的可探测性。试验结果表明, INRRI 具备良好的可观测性, 验证了其经环月轨道器 LRO (Lunar Reconnaissance Orbiter) 搭载的激光高度计 LOLA (Lunar Orbiter Laser Altimeter) 多次成功观测的优异性能, 对后续深空探测任务中微型激光角反射器的设计与优化提供了参考依据。

关键词: 激光角反射器, 激光测距, 有效反射面积, 速差效应, 远场衍射

中图分类号: O436

引用格式: 周天豪, 王晔昕, Simone Dell'Agnello, 邸凯昌, 陈少华, Lorenzo Salvatori, 郭广妍, Mattia Tibuzzi, 陈强龙, Raffaele Rodriquez, Roberto Campagnola, Rudi Lauretani, 周雅诵, Blanca Villalba, 陈天昊. XXXX. 嫦娥六号微型激光角反射器阵列设计与分析. 遥感学报, XX(XX): 1-11

Zhou Tianhao, Wang Yexin, Dell'Agnello Simone, Di Kaichang, Chen Shaohua, Salvatori Lorenzo, Guo Guangyan, Tibuzzi Mattia, Chen Qianglong, Rodriquez Raffaele, Campagnola Roberto, Lauretani Rudi, Zhou Yasong, Villalba Blanca, Chen Tianhao. XXXX. Design and Analysis of the Micro Laser Retroreflector Array for Chang'e-6. National Remote Sensing Bulletin, DOI: 10.11834/jrs.20265539]

1 引言

激光角反射器作为一种精密光学仪器, 其利用三个相互垂直的反射面, 使光线经过反射后沿原路径返回, 通过计算光线返回所需的时间, 来精确测量距离 (Currie 等, 2013; 陈洁好等, 2020)。它不仅可用于测量天体之间的距离, 还能为轨道器提供高精度定位支持 (Cascioli 等,

2025), 为天体大地测量和遥感制图提供基准, 为研究天体的引力场、内部结构等提供数据基础, 对深空探测工程任务和科学研究都具有重要意义。

月球表面的激光角反射器主要分为两类, 一类通过地面观测站开展地月激光测距, 另一类通过环月轨道器进行观测, 其中地月激光测距应用较为广泛。不过在月球表面已成功铺设的激光角反射器数量仍十分有限。1969年7月, 阿波罗 11

收稿日期: 2025-12-30; 预印本: XXXX-XX-XX

基金项目: 中国科学院国际伙伴计划(全球共性挑战专项)(编号: 313GJHZ2024034GC)、中国科学院空天信息创新研究院科学与颠覆性技术项目(编号: 2024-AIRCAS-SDTP-13)

第一作者简介: 周天豪, 研究方向为激光角反射器设计与分析。E-mail: 2023020253@bistu.edu.cn

通信作者简介: 王晔昕, 研究方向为激光角反射器设计与分析, 行星遥感图像分析与模式识别理论与方法。E-mail: wangyx@aircas.ac.cn

号的激光角反射器由宇航员阿姆斯特朗安置在月球“静海”区域，这是月球上首个激光角反射器，由100个口径38 mm的圆切割角反射镜CCR (Corner Cube Reflector) 组成的46 cm×46 cm阵列构成。此后几年，美国和前苏联通过多次月球探测任务陆续部署了更多的激光角反射器，阿波罗14号的激光角反射器与阿波罗11号的结构相同；阿波罗15号的激光角反射器的结构则是由300个口径38 mm的圆切割CCR组成的105 cm×65 cm阵列 (Dickey等, 1994; Turyshev等, 2013; Huang等, 2024)。前苏联研制的“月球车1号”(Lunokhod 1) 和“月球车2号”(Lunokhod 2) 所搭载激光角反射器尺寸为44 cm×19 cm，由14个三角形切割CCR组成 (Murphy等, 2011)。以上均为传统的阵列型激光角反射器，由地面观测站发射激光脉冲进行长距离观测 (Murphy, 2013)，经过近半个世纪的使用，其反射性能已显著降低。尽管如此，国际上多个国家的激光测距台站仍持续以这些激光角反射器为观测目标，不断获取新的月球激光测距数据，并依托观测设备提升结合数据处理优化等，已成功将月球激光测距能力提升至毫米精度量级 (Murphy等, 2012; 饶瑞中, 2021; 杨永章等, 2022)。

在环月轨道器观测的场景中，通常采用微型激光角反射器阵列，这类反射器需具备较大的视场角以接收轨道器搭载的激光设备所发射的激光信号，其设计上一一般会采用多个空间角度分布的CCR来扩大视场范围 (Mazarico等, 2020)，且较小的CCR受到来自太阳辐射引起的光学梯度影响较小 (Sun等, 2019)。目前，在环月轨道器中，仅有美国月球勘测轨道器LRO (Lunar Reconnaissance Orbiter) 搭载的激光高度计LOLA (Lunar Orbiter Laser Altimeter) 能实现对微型激光角反射器阵列的有效观测，该设备配备五束激光及五个独立接收通道。在实际任务应用中，2023年8月，“月船3号”(Chandrayaan-3) 任务的Vikram着陆器在月球南极地区成功着陆，其携带了由美国航空航天局 (National Aeronautics and Space Administration, NASA) 提供的微型激光角反射器阵列 (Laser Retroreflector Array, LRA) (Kanu等, 2024)。该LRA直径约5 cm，重量约20 g，由8个口径为12.7 mm的圆形切割CCR组成，且所有CCR均匀镶嵌于球形穹面铝框架内。同年

12月，LOLA向该LRA发射激光脉冲，并接收到反射回的光波信号，此次观测验证了微型激光角反射器阵列作为月球表面基准点的技术可行性，为后续通过轨道器激光设备对微型激光角反射器阵列开展测距、提升月球大地测量精度奠定了基础 (Sun等, 2024)。2024年1月，日本SLIM着陆器在月球赤道南侧“酒海”区域着陆，其同样携带了由NASA提供的LRA (Shekhtman, 2024)。尽管该着陆器着陆姿态不理想而倒转在月面，但得益于LRA的球形穹面设计所带来的广阔视场范围，仍被LOLA成功观测 (Cascioli等, 2025)。此外，意大利国家核物理研究院-弗拉斯卡蒂国家实验室在该领域已有成熟的应用，其研制的LaRRI (Laser RetroReflector for InSight) 激光角反射器已成功搭载于2018年11月着陆的美国“洞察号”火星着陆器 (Porcelli等, 2019)；同系列的LaRA (Laser Retroreflector Array) 激光角反射器阵列搭载于NASA的“毅力号”火星车，于2021年2月成功着陆火星 (Dell'Agnello等, 2019)。

2024年6月，我国嫦娥六号探测器成功着陆于月球背面南极-艾特肯盆地，其搭载的国际载荷INRRI (INstrument for landing-Roving laser Retroreflector Investigations)，由意大利国家核物理研究院-弗拉斯卡蒂国家实验室与中国科学院空天信息创新研究院联合研制。该设备的部署不仅为未来月球探测任务提供了重要基准，更通过LRO LOLA的重复观测验证了其性能优势，相较于NASA研制的LRA，INRRI拥有更高的光学截面，观测成功率较高 (Barker等, 2025)，能够实现月球背面的精准测距与定位，成为月球背面的首个高精度绝对控制点 (Wang等, 2025)。本文以INRRI作为研究对象，介绍其结构设计，分析其光学特性，并探讨其对于环月轨道器的可观测性。INRRI后续还将搭载于我国嫦娥七号着陆器，这一系列应用的延续与拓展，进一步确立了其作为月球探测任务中高精度基准参考点的重要价值。

2 微型激光角反射器阵列INRRI设计

2.1 机械设计

INRRI采用8个CCR与球形穹面铝合金框架的集成化结构设计，其中铝合金框架经阿洛丁1200

表面工艺处理形成一层棕黄色转化膜，可有效隔离外界环境，降低腐蚀风险，提升其月球背面极端环境下的适应性。INRRI整体的直径54 mm、高度19 mm、重量约25 g，半孔径视场角达60°。在CCR的空间排布上，8个CCR沿中心轴呈对称分布，共分为两组，第一组以90°间隔中心对称排布于球形穹面上，第二组分布在第一组外侧，与第一组呈45°旋转关系，兼顾其光学性能与结构微型化需求，整体结构如图1所示。核心元件CCR选用熔石英材料，其前表面采用圆切割工艺加工，

口径为12.7 mm，高度为10.2 mm。在CCR与框架粘接装配环节，先通过WACKER C790底涂剂对CCR的圆柱形表面及框架对应安装槽内壁进行预处理，以提升硅橡胶的附着力和粘接强度，硅橡胶使用前经抽真空处理避免避免胶层内气泡影响粘接稳定性，随后将CCR放入框架安装槽并用定制夹具固定，在CCR与槽壁间隙及周边粘接区域涂抹按重量比9:1配置的WACKER RTV-S 691A/B双组分硫化硅橡胶（Dell’Agnello等，2017）。

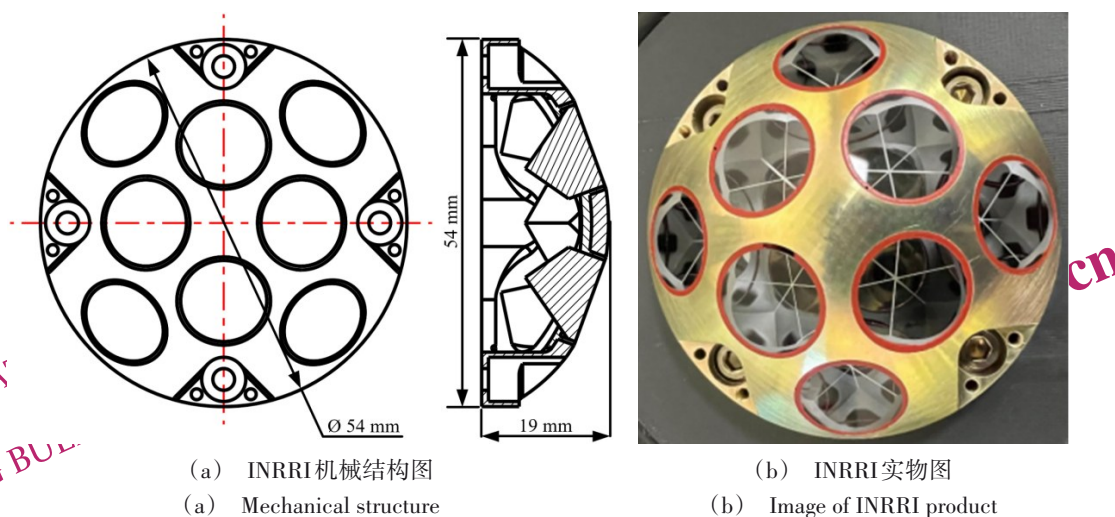


图1 INRRI设计和实物图

Fig. 1 Design and image of INRRI

2.2 镀膜设计

对于未镀膜CCR，在满足全反射条件时，内部三次反射面的反射率可近似为 $R_1 \approx R_2 \approx R_3 \approx 1$ ，但由于入射和出射光束经过CCR前表面存在菲涅尔损耗，以及表面粗糙度等非理想因素，实际反射率需修正。因此正入射的入射和出射光束经过CCR前表面两次的总透过率可表示为：

$$T_f^2 = (1 - R_f)^2 \quad (1)$$

式中： R_f 为CCR前表面的菲涅尔反射率， $R_f = (\frac{n - n_0}{n + n_0})^2$ ，其中 n 为材料折射率取1.461， n_0 为外部介质月球表面折射率取1，得到 $R_f \approx 3.5\%$ ，所以 $T_f^2 \approx 93\%$ ，再叠加非理想因素，未镀膜CCR在正入射全反射的反射率将接近90%。镀金属铝膜后的CCR不再依赖全反射原理，而由膜层的等效反射率 $R_e < 1$ 决定，三次反射后能量按 R_e^3 衰减，叠加前表面两次透过 T_f^2 以及非理想因素，因此总反射

率约为80%左右。

INRRI的CCR为实心圆切割型，其在三个直角面镀金属铝膜。为确保CCR在不同入射角下均能维持良好的反射性能，还须考虑CCR临界角 i_c ，即光线发生全反射且反射性能不受影响的最大入射角。结合光学折射定律与几何关系，临界角 i_c 的计算公式见下式，通过计算可得临界角 i_c 约为17°。

$$i_c = \arcsin \left[\frac{n}{n_0} \sin(\arctan(\sqrt{2}) - \arcsin(\frac{n_0}{n})) \right] \quad (2)$$

若CCR反射面未镀膜，当入射角大于17°时，其光学反射率会急剧下降。环月轨道器实际观测中，经常出现观测入射角大于该值的情况。因此，用于轨道器观测的微型激光角反射器建议镀膜，以避免因全反射临界角限制导致反射能力下降问题。通过实验测量镀膜与未镀膜的CCR的反射率与随激光入射角的变化关系，可以直观验证镀膜对CCR反射性能的影响。实验采用功率计记录激

光入射 CCR 前后的光功率变化，计算得到 CCR 的光学反射率。测量结果如图 2 所示，未镀膜的 CCR 在入射角接近 i_c （约 17° ）时，光学反射率急剧下降。而镀膜后的 CCR 在入射角较大的条件下，仍然能够保持较高的反射性能。由此可知，镀膜设计有效提高了 INRRI 的工作视场范围。

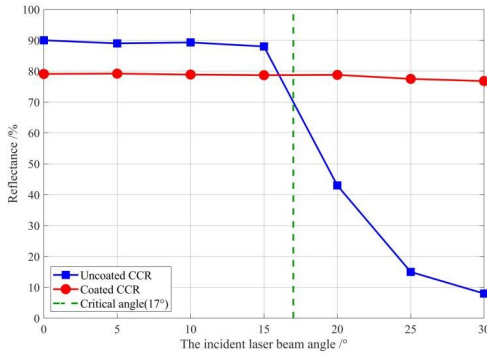


图 2 CCR 反射率与入射角的关系曲线图
Fig. 2 Reflectance of CCR vs. Incident angle

需要说明的是，尽管镀膜设计能够有效解决大入射角下的反射率下降问题，但熔石英和金属膜层之间发射吸收率的差异，使得 CCR 在月表极端温度环境下会产生温度变化。温度变化通过热膨胀引起 CCR 面形、二面角等几何参数变化，可导致远场衍射图案孔径展宽变大，峰值强度下降。INRRI 中的 CCR 材料为熔石英，根据热膨胀的基本理论： $\Delta L = \alpha L \Delta T$ （ α 为材料热膨胀系数，

$$\eta = \frac{2}{\pi} \left[\arcsin \left(\sqrt{1 - 2 \tan^2 \left(\arcsin \left(\frac{1}{n} \sin i_0 \right) \right)} \right) - \sqrt{2} \tan \left(\arcsin \left(\frac{1}{n} \sin i_0 \right) \right) \sqrt{1 - 2 \tan^2 \left(\arcsin \left(\frac{1}{n} \sin i_0 \right) \right)} \right] \cos i_0 \quad (3)$$

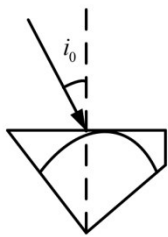


图 3 激光入射角图
Fig. 3 Laser incident angle

公式 (3) 所描述的相对有效反射面积系数 η 是针对圆切割 CCR 在激光斜入射条件下的修正系数。该公式的推导基于重合面积投影的几何原理，当光线斜入射时，入射光束在 CCR 底面上的投影

ΔT 为温度变化量， L 为材料的尺寸），熔石英材料具有极低的热膨胀系数（ $\alpha \approx 0.5 \times 10^{-6} / \text{K}$ ）。即使在月背白天极端高温环境下产生较大的温差，由于尺寸较小，结合低 α 特性，其热致形变量 ΔL 可被控制在极小范围内。相关研究（Porcelli 等，2019）对与 INRRI 为同种类型的 LaRRI 微型激光角反射器阵列开展了热-光测试，在实验室模拟的空间环境条件下，远场衍射图案峰值强度基本不变，光斑仅出现轻微形状变化，说明具有低热膨胀特性的熔石英和金属膜层经过热试验后可有效维持远场衍射图案的峰值强度和空间分布稳定性。因此，由环境温度变化造成 INRRI 的光学梯度可忽略。

3 微型激光角反射器阵列 INRRI 性能分析

3.1 有效反射面积

有效反射面积是评估激光角反射器性能的关键参数，其大小决定了激光回波信号的强弱（程志恩等，2016）。对于圆切割的 CCR，在激光垂直入射且结合 CCR 的光学反射率 ρ 的情况下，其有效反射面积为 $\pi(D/2)^2 \rho$ （其中 D 为通光口径）。如图 3 所示，当激光以入射角 i_0 斜入射时，需引入相对有效反射面积系数 η 来修正斜入射对有效反射面积的影响（张海峰等，2016；Luo 等，2025），该值在 0~1 之间，其计算公式为：

孔径和出射光束的等效孔径发生相对偏移，二者重叠区域的面积即为有效反射面积。该重叠区域随入射角增大而减小（王元明等，2007）。此时，CCR 有效反射面积可表示为： $S = \pi(D/2)^2 \rho \eta$ 。根据该式可得到当激光正入射时，即入射角为 0° 时，此时 CCR 的有效反射面积最大，约 1.0007 cm^2 。当入射角超过 50° 后，单个 CCR 的反射性能已十分微弱，无法保证有效反射。

单个 CCR 的有效反射面积可由入射激光束角度计算得出，因此激光角反射器阵列总有效反射面积可通过叠加阵列中每个 CCR 的有效反射面积来计算（Cheng 等，2023）。对于 INRRI 由 8 个 CCR 组成的阵列，其总有效反射面积可以表示为：

$$S_{total} = \sum_{j=1}^8 S_{j\circ}$$

因 INRRI 中各个 CCR 的空间朝向存在差异，不同入射角激光在 CCR 上的反射效果不同。为计算激光角反射器阵列的总有效反射面积，需根据每个 CCR 的空间朝向进行分析和计算。以 INRRI 安装底面的中心为坐标原点建立坐标系（如图 4 所示），z 轴垂直于其底面中心，y 轴指向模拟轨道面的相对运动方向，x 轴遵循右手定则。其中 i_0 为入射光束与 z 轴的夹角，即激光入射角， θ 为入射光线在 x-o-y 平面投影与 x 轴的夹角，即方位角。因此激光束在 x、y、z 轴的单位分量可分别表示为 $\cos \theta, \sin \theta, \cos i_0$ 。

利用 CCR 入射面法向量在 x、y、z 轴上的分量计算公式， $v_x = |v| \cos \alpha, v_y = |v| \cos \beta, v_z = |v| \cos \gamma$ ，其中 α, β, γ 代表 CCR 入射面法向量与各个坐标轴的夹角，可确定 CCR 的指向方向。为

简化计算，取法向量为单位矢量，CCR 的入射面法线指向如表 1 所示，其中 CCR 编号与图 4 中所示的 CCR 上标注的编号一一对应。利用第 k 个 CCR 的法向单位矢量 n_k ，结合入射激光束指向的单位矢量 s ，通过二者的点积运算 $i_{0,k} = \arccos(n_k \cdot s)$ ，求解出激光束相对于每个 CCR 的入射角。再利用有效反射面积计算公式，对 INRRI 中 8 个 CCR 的有效反射面积进行叠加得到总的有效反射面积。

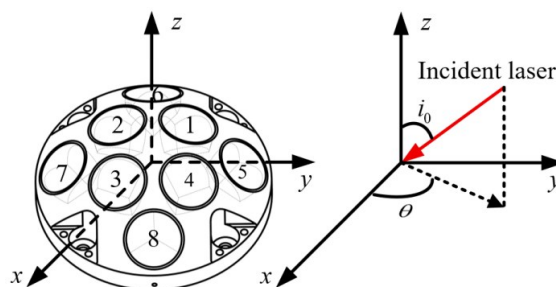


图 4 INRRI 坐标系定义图

Fig. 4 Definition of INRRI coordinate system

表 1 CCR 入射面法线指向

Table 1 Normal direction of each CCR

CCR pointing	CCR1	CCR2	CCR3	CCR4	CCR5	CCR6	CCR7	CCR8
x	-0.3420	0	0.3420	0	-0.4323	-0.4323	0.4323	0.4323
y	0	-0.3420	0	0.3420	0.4323	-0.4323	-0.4323	0.4323
z	0.9397	0.9397	0.9397	0.9397	0.7913	0.7913	0.7913	0.7913

图 5 以等值线形式呈现了 INRRI 的有效反射面积，其中黑色虚线表示方位角，角度范围为 0~360°，间隔为 30°，多个灰色同心圆代表不同的入射角，角度范围为 0~90°，间隔为 20°。从结果可以看出，在激光入射角小于 60° 时，INRRI 的有效反射面积基本维持在 0.5 cm² 以上，能够提供较高的回波信号强度，表明 INRRI 可满足轨道器在大视场范围内的测距或定位需求。

3.2 速差与远场衍射

在环月轨道器与 INRRI 的相对运动过程中，存在速差效应（Velocity Aberration, VA）。受此效应影响，激光经过 CCR 向轨道器反射时，反射激光束与入射激光束不再平行，二者之间会形成一定的偏离角（Williams 等，2023）。若 CCR 未针对二面角进行偏差设计，返回的激光能量分布可能偏离轨道器的接收范围，导致轨道器无法捕获到回波信号。在远场衍射图案（Far-Field Diffraction Pattern, FFDP）参考坐标系中，速差具体表现为

激光返回位置相对于中心偏离的角距离（Wang 等，2025），该偏离角距离的大小取决于轨道器速度 v ，而轨道器速度 v 又与运行高度 h 相关。对于圆形轨道，其速度与高度的关系满足如下式：

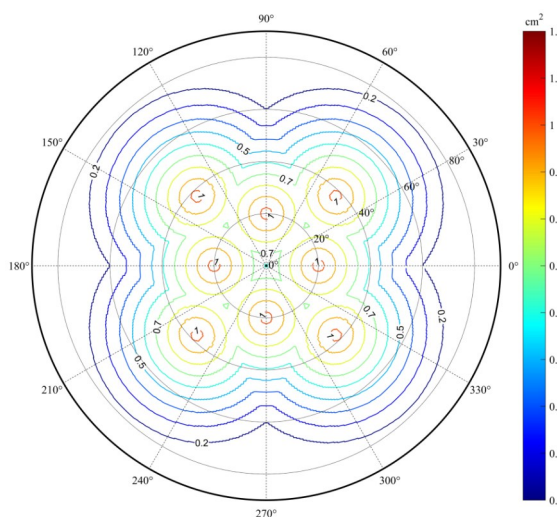


图 5 INRRI 有效反射面积分布图

Fig. 5 Effective reflection area distribution of INRRI

$$v = \sqrt{\frac{G \times M_{\text{lunar}}}{R_{\text{lunar}} + h}} \quad (4)$$

式中： G 为重力常数； M_{lunar} 为月球的质量 7.342×10^{22} kg； R_{lunar} 为月球的半径1737 km。VA可以由下式进行简单计算：

$$VA = \frac{2 \times (v - v_{\text{lunar}})}{c} \quad (5)$$

式中： v_{lunar} 为月球表面赤道速度4.627 m/s； c 为光速 3×10^8 m/s。

当轨道器高度为50 km时，根据(4)式和(5)式得到VA为11.01 μrad ，约为2.27"；当轨道器高度为200 km时，VA则为10.57 μrad ，约为2.18"。为使经CCR反射回的光束光斑能够落在轨道器的接收物镜范围内，因此需要给CCR的二面角额外设置一个偏差值对速差进行补偿，即速差补偿角 ω_c （刘基余，2003），其计算公式可表示为：

$$\omega_c = \frac{VA}{3.26} \quad (6)$$

结合(4)~(6)式得到轨道高度、速差偏离角以及速差补偿角三者之间关系，如表2所示。速差大小由轨道器高度决定，不同轨道器高度对应不同的速差。轨道器高度越高，速差偏离角越小，所需的补偿角就越小；轨道器高度越低，速差偏离角越大，对应的补偿角则越大。

表2 轨道高度、速差以及速差补偿角的关系

Table 2 Relationship among orbital altitude, velocity aberration and compensation angle

LRO orbital altitude (km)	Velocity Aberration (μrad)	Compensation angle (")
50	11.01	0.47
100	10.85	0.46
200	10.57	0.45

本文采用ZYGO干涉仪来测量CCR二面角偏差的数据（徐德衍，2010）。测试时，将CCR固定于ZYGO干涉仪工作平台上，并调整其姿态，使准直光束经CCR单次反射后返回干涉仪，形成干涉图样。最终测得二面角结果为(0.37"，0.64"，0.37")，根据二面角正负相加计算，得到其大于0"，反射光束为发散波面。其光束偏转角依次为Beam Dev (1) =1.02"，Beam Dev (2) =0.59"，Beam Dev (3) =4.32"，Beam Dev (4) =0.66"，Beam Dev (5) =4.9"，Beam Dev (6) =3.11"，对

上述数据计算均方根，最终得到总光束偏转角约为3.01"。针对环月轨道器观测场景最大速差偏离角约为2.27"（11.01 μrad ），远场光斑衍射角则需覆盖最大速差偏离角，才可满足轨道器观测和补偿需求。

为观察其远场光斑分布的形态与范围，开展INRRI的FFDP仿真与分析，评估其在远场的特性。根据夫琅和费衍射近似条件下，CCR的远场复振幅分布可表示为：

$$E(\theta_x, \theta_y) = \iint P(x, y) \exp[-ik(\theta_x x + \theta_y y)] dx dy \quad (7)$$

式中： (θ_x, θ_y) 为衍射角； $P(x, y)$ 为孔径平面上的复振幅，包含振幅与相位信息； $k = \frac{2\pi}{\lambda}$ 为波数； λ 为光波长。

图6(a)为入射光正入射时单个CCR光斑分布仿真图。针对INRRI的数值计算，首先根据阵列中各个CCR的法向量及球形穹面半径，计算每个CCR在与入射光轴正交的孔径平面上的投影位置，随后构造高斯分布的入射光场，并在每个投影圆孔区域内叠加其轴向几何高度差相位，从而构建整个CCR阵列的总复孔径函数。在夫琅和费条件下，远场复振幅分布可通过总复孔径函数的傅里叶变换获得，其强度分布则为该复振幅的模平方（汤凯等，2021），仿真结果如图6(b)所示。

为进一步验证反射光斑的能量分布能否适配轨道器的接收范围，同时验证仿真结果的可靠性，搭建光路系统开展FFDP测量试验，光路示意图如图7所示。该光路系统主要由激光器，反射镜，扩束透镜，分光镜及激光光束分析仪SP300等光学器件组成。试验采用波长633nm、功率可调的激光光源，其产生的激光束首先经过反射镜调整传播方向，随后通过准直扩束透镜进行光束校正，确保激光可完整覆盖激光角反射器的有效反射区域。经角反射器反射后的激光束通过分光镜改变光路走向，最终在反射光的焦点处放置激光光束分析仪以采集衍射图像（Zhou等，2020）。

首先以INRRI中的单个CCR为研究对象开展试验。如图8(a)所示，该FFDP大致呈现艾里斑的形状，对比CCR的仿真结果图6(a)，光束质量分析仪的实测结果与仿真结果具有较好的吻合度。INRRI的FFDP结果如图8(b)所示，和图6(b)

所示的仿真结果吻合。可以看出，INRRI的FFDP由多孔径干涉共同决定，围绕中心主瓣呈近似对称特性，中心光强最高，且在40 μrad的角度范围

内均分布着强度不一的光斑，直观体现了其能够满足多轨道高度场景下的速差补偿需求。

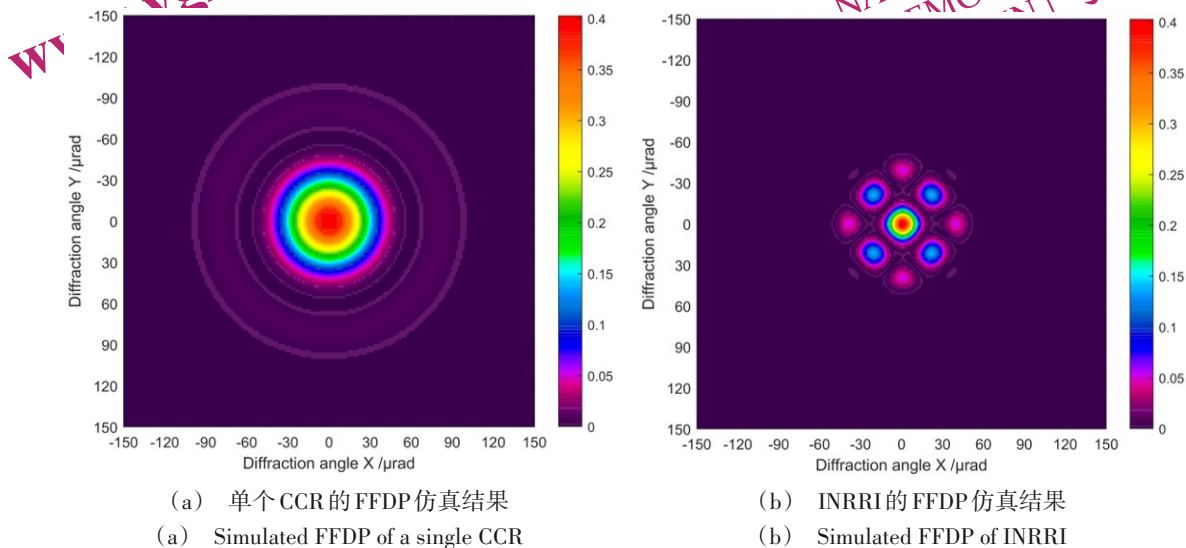


图6 FFDP的仿真结果

Fig. 6 The simulation results of FFDP

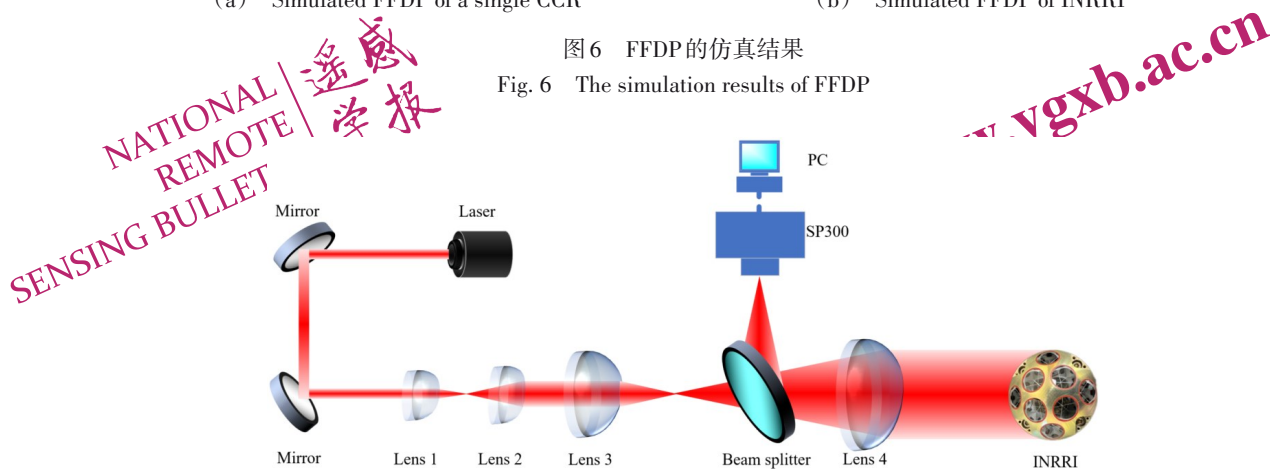


图7 测量远场衍射图案光路

Fig. 7 Optical path for measuring the far-field diffraction pattern

通过光学截面OCS (Optical Cross Section) 建立FFDP强度分布与OCS的对应关系。对于单个CCR，在正入射条件下，其峰值OCS可表示为 (Cremons等, 2020):

$$\sigma_{\text{peak}} = \rho A^2 \frac{4\pi}{\lambda^2} \quad (8)$$

式中：A为CCR的有效口径面积。

INRRI在正入射条件下，回波可能由1-4个CCR的反射光产生干涉，进而局部角度范围内出现瞬时回波峰值，该峰值可达单个CCR的1.5-2倍，约0.6-0.8 million m²。但并非能够在实际应用中可长期稳定维持。因此，本文采用CCR峰值

OCS作为INRRI的参考基准，用于定量比较其角域的回波分布特征。

图9呈现了正入射条件下单个CCR与INRRI阵列的OCS角域分布实测与仿真结果对比。仿真与实测曲线在主瓣位置及整体形态上保持一致。实测角域分布略宽，在较大离轴角下仍能观测到非零回波。上述偏差主要源于实测所用CCR及CCR阵列存在二面角偏差、面形误差及装调误差，引入波前畸变并导致能量从中心峰向旁瓣转移，从而峰值降低、角域分布加宽。从对比分析结果来看，误差较小且并未改变FFDP回波主瓣的特性，因此不影响实际应用中的观测与测距性能。

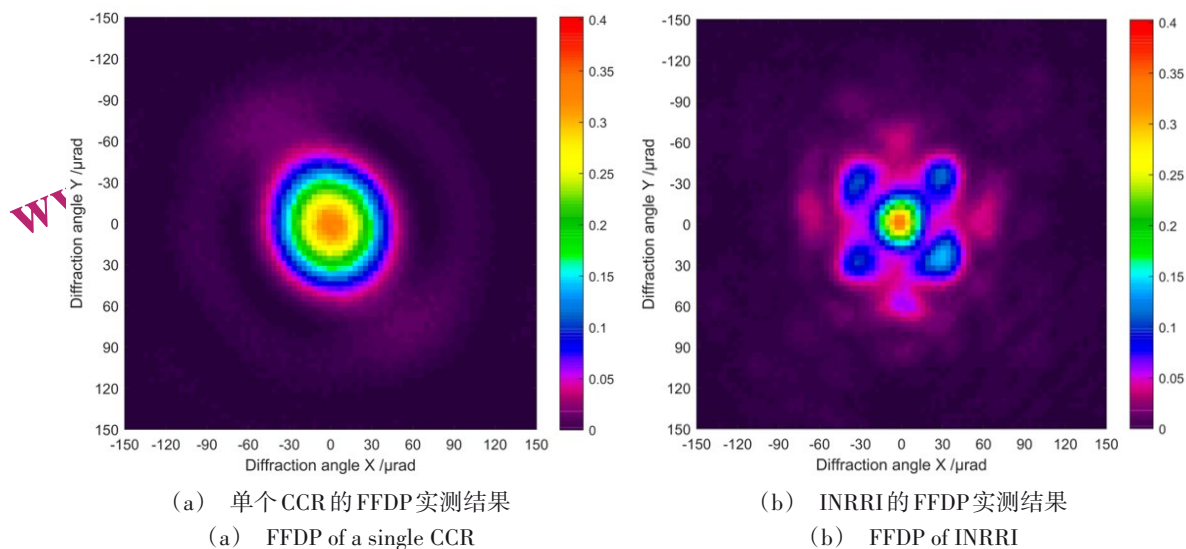


图8 FFDP的实测结果

Fig.8 The physical test results of FFDP

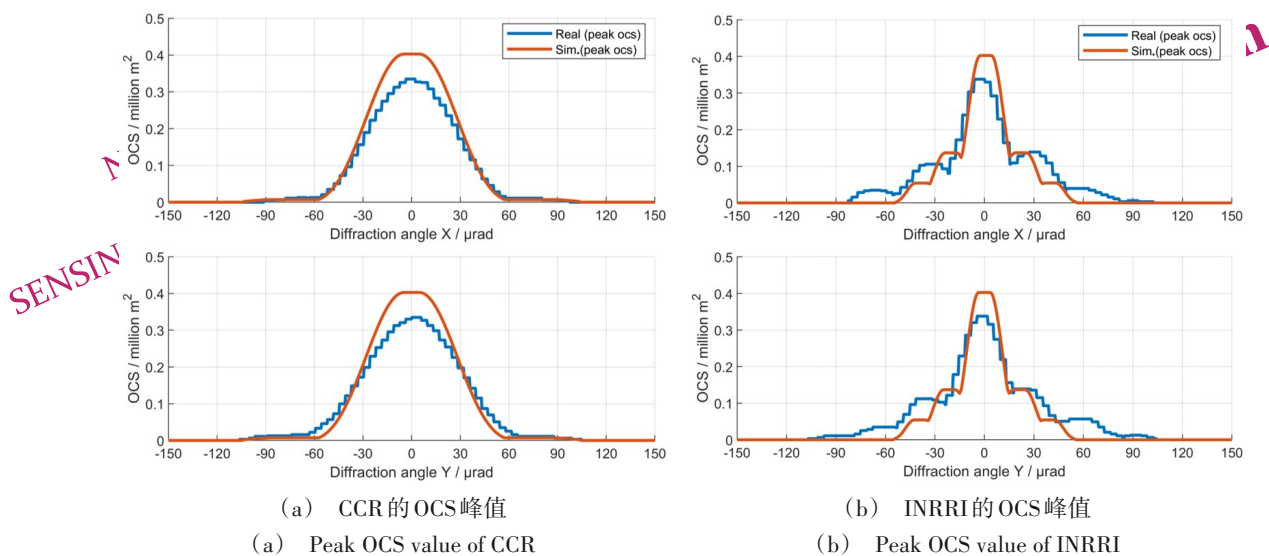


图9 OCS峰值对比结果

Fig.9 Comparison results of OCS peak values

4 LOLA 在轨观测验证

在目前的环月轨道器中，仅有LRO搭载的激光高度计LOLA能够实现对月表微型激光角反射器阵列的有效观测，其观测数据为评估INRRI的设计有效性提供了依据。截至2025年5月，LOLA共对嫦娥六号搭载的INRRI开展了35次观测尝试，受限于LOLA的指向精度和激光光斑间隔，成功获得8次有效回波信号(Cascioli等, 2025)，观测成功率较高。这8次成功观测中，即便在观测入射角较大的工况下仍实现有效观测。此外，对比回波

能量与月表反射，INRRI的回波信号能量是月壤漫反射的数倍，能够被清晰区分和提取，验证了其在月表极端环境中的稳定光学性能与在轨可探测性。受LRO轨道器指向不确定性误差的影响，8次观测所得INRRI平面位置与高程数据呈现一定离散性，通过多次重复观测数据解算可获得较为精确的坐标，因具体定位分析并非本文研究重点，故不展开详细讨论。LOLA对CE-6 INRRI的成功观测从工程实际应用层面证实了INRRI设计的合理性与有效性。

5 结论

本文以嫦娥六号微型激光角反射器阵列 INRRI 为研究对象, 对其机械、光学设计和核心性能进行分析和研究。INRRI 采用的球形穹面设计配合反射面镀金属膜的工艺使其工作视场范围得到提升。有效反射面积结果显示, CCR 正入射时达到约 1 cm^2 , 且在半孔径视场 60° 范围内, INRRI 整体可保持有效反射性能。速差补偿与远场衍射试验证实远场衍射光斑衍射角能覆盖最大速差偏离角, 且光斑能量分布满足轨道器接收范围要求, 结合仿真分析结果, INRRI 的瞬时峰值 OCS 可达约 $0.6\text{--}0.8 \text{ million m}^2$ 。INRRI 能够适应月表极端环境, 通过重复观测和解算后作为月表绝对控制点, 将数十年为月球大地测量和遥感制图与定位、环月轨道器高精度定轨和导航等提供基础支持。基于 INRRI 的性能验证和极端环境适应性, 其将搭载于着陆环境更为恶劣的嫦娥七号月球南极探测任务, 同时 INRRI 的设计理念与技术成果可进一步拓展至火星、小行星等深空探测任务, 为地外天体探测中激光角反射器设计提供参考。

参考文献 (References)

Barker M K, Cremons D, Mao D, Tomio H, Sun X, Mazarico E, Cascioli G, Bertone S, Neumann G A, Viswanathan V, Smith D E and Zuber M T. 2025. Laser ranging from LRO-LOLA to retro-reflector arrays on the lunar surface//56th Lunar and Planetary Science Conference. Woodlands, Texas: LPI: 1704

Cascioli G, Mazarico E, Cremons D R, Barker M K, Mao D, Goossens S, Viswanathan V, Bertone S, Jha K, Lemoine F G, Sun X, Head J W, Smith D E and Zuber M T. 2025. First use of laser ranging to surface retroreflectors for orbit determination: LRO-LOLA at the Moon. *The Planetary Science Journal*, 6(10): 247 [DOI: 10.3847/PSJ/ae0e0b]

Chen J H, Zhang Y H and Dong X. 2020. Correction of the tropospheric slant path delay of Tiangong-2 Interferometric Imaging Radar Altimeter. *Journal of Remote Sensing*, 24(9): 1059-1069 (陈洁好, 张云华, 董晓. 2020. 天宫二号三维成像微波高度计大气斜距时延修正. *遥感学报*, 24(9): 1059-1069 [DOI: 10.11834/jrs.20208509])

Cheng Z E, Zhang Z P, Zhang H F, Li P, Tang K and Sun J F. 2016. Design of effective reflection area of laser retro-reflectors for satellite regional observation. *Infrared and Laser Engineering*, 45(2): 229005 (程志恩, 张忠萍, 张海峰, 李朴, 汤凯, 孙建锋. 2016. 区域观测卫星激光反射器有效反射面积的设计. *红外与激光工程*, 45(2): 229005 [DOI: 10.3788/IRLA201645.0229005])

Cheng Z E, Tang K, Zhang Z P, Zhang H F, Li P and Long M L. 2023. Design and analysis of the Macau science satellite-1's laser retro-reflector array. *Earth and Planetary Physics*, 7(1): 131-135 [DOI: 10.26464/epp2023008]

Cremons D R, Sun X, Dong X, Wake S W, Hoffman E D, Mazarico E, Aaron E C and Smith D E. 2020. Optical characterization of laser retroreflector arrays for lunar landers. *Applied optics*, 59(16): 5020-5031 [DOI: 10.1364/AO.388371]

Currie D C, Dell'Agnello S, Dell Monache G O, Behr B and Williams J G. 2013. A lunar laser ranging retroreflector array for the 21st century. *Nuclear Physics B - Proceedings Supplements*, 243: 218-228 [DOI: 10.1016/j.nuclphysbps.2013.09.007]

Dell'Agnello S, Delle Monache G, Porcelli L, Boni A, Contessa S, Ciocci E, Martini M, Tibuzzi M, Intaglietta N, Salvatori L, Tuscano P, Patrizi G, Mondaini C, Lops C, Vittori R, Maiello M, Flamini E, Marchetti E, Bianco G, Mugnuolo R and Cantone C. 2017. INRRI-EDM/2016: The first laser retroreflector on the surface of mars. *Advances in Space Research*, 59(2): 645-655 [DOI: 10.1016/j.asr.2016.10.011]

Dell'Agnello S, Delle Monache G O, Porcelli L, Tibuzzi M, Salvatori L, Modaini C, Muccino M, Ioppi L, Luogo O, Petraschi M, Bianco G, Vittori R, Banerdt W B, Grinblat J F, Benedetto C, Pasquali F, Mugnuolo R, Gruel D C, Vago I T and Baglioni P. 2019. Laser retroreflectors for insight and an International Mars Geophysical Network (MGN) //50th Lunar and Planetary Science Conference. Woodlands, Texas: LPI: 1492.

Dickey J O, Bender P L, Faller J E, Newhall X X, Ricklefs R L, Ries J G, Shelus P J, Veillet C, Whipple A L, Wiant J R, Williams J G and Yoder C F. 1994. Lunar laser ranging: A continuing legacy of the apollo program. *Science*, 265(5171): 482-490 [DOI: 10.1126/science.265.5171.482]

Huang K, Yang Y Z, Tang R F, Cao J, Muccino M, Porcelli L, Dell'Agnello S and Li Y Q. 2024. Review of the development of lunar laser ranging. *Astronomical Techniques and Instruments*, 1(6): 295-306 [DOI: 10.61977/ati2024048]

Kanu N J, Gupta E, Verma G C. 2024. An insight into india's moon mission - Chandrayan-3: The first nation to land on the southernmost polar region of the moon. *Planetary and Space Science*, 242: 105864 [DOI: 10.1016/j.pss.2024.105864]

Liu J Y. 2003. Specification description of satellite-borne laser retro-reflector array. *Hydrographic Surveying and Charting*, 23(6): 1-3 (刘基余. 2003. 星载激光后向反射器阵列的技术参数. *海洋测绘*, 23(6): 1-3)

Luo Q S, Liu X, Yang T, Xu W R, Zhu W and Yao Y S. 2025. Design of the TP-1B satellite's laser retro-reflector array and analysis of laser ranging. *Advances in Space Research*, 76(3): 1807-1816 [DOI: 10.1016/j.asr.2025.05.078]

Mazarico E, Sun X, Torre J M, Courde C, Chabe J, Aimer M, Mariey H, Maurice N, Barker M K, Mao D, Cremons D R, Bouquillon S, Carlucci T, Viswanathan V, Lemoine F G, Bourgoin A, Exertier P, Neumann G A, Zuber M T and Smith D E. 2020. First two-way laser ranging to a lunar orbiter: infrared observations from the

- grasse station to LRO's retro-reflector array. *Earth, Planets and Space*, 72(1): 113 [DOI: 10.1186/s40623-020-01243-w]
- Murphy Jr T W, Adelberger E G, Battat J B R, Hoyle C D, Johnson N H, McMillan R J, Michelsen E L, Stubbs C W and Swanson H E. 2011. Laser ranging to the lost lunokhod 1 reflector. *Icarus*, 211(2): 1105-1108 [DOI: 10.1016/j.icarus.2010.11.010]
- Murphy Jr T W, Adelberger E G, Battat J B R, Hoyle C D, Johnson N H, McMillan R J, Stubbs C W and Swanson H E. 2012. APOLLO: Millimeter lunar laser ranging. *Classical and Quantum Gravity*, 29(18): 184005 [DOI: 10.1088/0264-9381/29/18/184005]
- Murphy T W. 2013. Lunar laser ranging: The millimeter challenge. *Reports on Progress in Physics*, 76(7): 076901 [DOI: 10.1088/0034-4885/76/7/076901]
- Porcelli L, Tibuzzi M, Mondaini C, Salvatori L, Muccino M, Petrassi M, Ioppi L, Dell'Agnello S, Luongo O, Monache G D, Bianco G, Vittori R and Mugnuolo R. 2019. Optical-performance testing of the laser retroreflector for inSight. *Space Science Reviews*, 215(1): 1 [DOI: 10.1007/s11214-018-0569-3]
- Rao R Z. 2021. Discussion on some key physical and technical problems about lunar laser ranging. *Acta Optica Sinica*, 41(1): 0112002 (饶瑞中. 2021. 月球激光测距中的关键物理与技术问题. *光学学报*, 41(1): 0112002 [DOI: 10.3788/AOS202141.0112002])
- Shekhtman L. 2024. NASA, JAXA bounce laser beam between moon's surface and lunar orbit. [2025-12-01]. <https://science.nasa.gov/solar-system/nasa-jaxa-bounce-laser-beam-between-moons-surface-and-lunar-orbit/>.
- Sun X, Smith D E, Hoffman E D, Wake S W, Cremons D R, Mazarico E, Lauenstein J M, Zuber M T and Aaron E C. 2019. Small and lightweight laser retro-reflector arrays for lunar landers. *Applied optics*, 58(33): 9259-9266 [DOI: 10.1364/AO.58.009259]
- Sun X, Cremons D R, Smith D E, Neumann G A, Mao D, Barker M K, Mazarico E, Cascioli G, Bertone S, Tomio H, Head J W III, Robinson M S, Aharonson O, Zuber M T, Petro N E, Veeramuthuvel P, Senthil K. G and Megala S. 2024. First laser ranging results from the lunar reconnaissance orbiter to the miniature laser retro-reflector array on chandrayaan-3//55th Lunar and Planetary Science Conference. Woodlands, Texas: LPI: 2259
- Tang K, Cheng Z E, Deng H R, Geng R E and Zhang Z P. 2021. Far-field diffraction pattern of cube corner retroreflector at oblique incidence. *Acta Physica Sinica*, 70(15): 154201 (汤凯, 程志恩, 邓华荣, 耿仁方, 张忠萍. 2021. 角锥棱镜的斜入射远场衍射图样. *物理学报*, 70(15): 154201 [DOI: 10.7498/aps.70.20210261])
- Turyshv S G, Williams J G, Folkner W M, Gutt G M, Baran R T, Hein R C, Somawardhana R P, Lipa J A and Wang S. 2013. Corner-cube retro-reflector instrument for advanced lunar laser ranging. *Experimental Astronomy*, 36(1): 105-135 [DOI: 10.1007/s10686-012-9324-z]
- Wang Y M, Yang M F and Chen W Z. 2007. Calculation and measurement of the effective reflective area of space-born retro-reflectors. *Opto-Electronic Engineering*, 34(10):25-29 (王元明, 杨福民, 陈婉珍. 2007. 卫星激光反射器有效反射面积的计算与测试. *光电工程*, 34(10):25-29)
- Wang Y, Dell'Agnello S, Di K, Muccino M, Cao H, Porcelli L, Deng X, Salvatori L, Ping J, Tibuzzi M, Li Y, Filomena L, Kang Z, Montanari M, Meng Z, Mauro L, Xie B and Maiello M. 2025. The first laser retroreflector on the lunar far side onboard china's chang'e-6 lander. *Space: Science & Technology*, 5: 0301 [DOI: 10.34133/space.0301]
- Williams J G, Porcelli L, Dell'Agnello S, Mauro L, Muccino M, Currie D G, Wellnitz D, Wu C, Boggs D H and Johnson N H. 2023. Lunar laser ranging retroreflectors: Velocity aberration and diffraction pattern. *The Planetary Science Journal*, 4(5): 89 [DOI: 10.3847/PSJ/acbeab]
- Xu D Y. 2010. Specifications and inspections of the trihedral retroreflector and cylindrical lens or mirror. *Optics & Optoelectronic Technology*, 8(4): 10-13 (徐德行. 2010. 角锥棱镜和柱面镜的技术表述与检测. *光学与光电技术*, 8(04): 10-13)
- Yang Y Z, Fu H L, Sun S B, Zhai D S, Li Z L and Li Y Q. 2022. Corner retroreflector direction optimization for lunar laser ranging. *Chinese Journal of Lasers*, 49(6): 0604003 (杨永章, 伏红林, 孙尚彪, 翟东升, 李祝莲, 李语强. 2022. 月球激光测距中的角反射器月面布置指向优化. *中国激光*, 49(6): 0604003 [DOI: 10.3788/CJL202249.0604003])
- Zhang H F, Cheng Z E, Li P, Tang K, Li X, and Zhang Z P. 2016. Optical and mechanical design of laser retro-reflector for a nano-satellite and analysis of laser ranging. *Journal of Spacecraft TT&C Technology*, 35(1): 021-027 (张海峰, 程志恩, 李朴, 汤凯, 李颀, 张忠萍. 2016. 纳卫星激光反射器光机设计及激光测距分析. *飞行器测控学报*, 2016, 35(1): 021-027 [DOI: 10.7642/j.issn.1674-5620.2016-01-0021-07])
- Zhou H, Li S, Zhang W H and Chen Y W. 2020. Far-field diffraction pattern of a nonideal retroreflector for polarized light with an oblique incidence. *Applied Optics*, 59(8): 2621-2631 [DOI: 10.1364/AO.386747]

Design and Analysis of the Micro Laser Retroreflector Array for Chang'e-

6

Zhou Tianhao^{1,2}, Wang Yexin², Dell'Agnello Simone³, Di Kaichang², Chen Shaohua¹, Salvatori Lorenzo³, Guo Guangyan², Tibuzzi Mattia³, Chen Qianglong², Rodriquez Raffaele³, Campagnola

Roberto³, Lauretani Rudi³, Zhou Yasong², Villalba Blanca³, Chen Tianhao^{1,2}

1. School of Instrument Science and Opto-Electronic Engineering, Beijing Information Science and Technology University, Beijing 100192, China;

2. Aerospace Information Research Institute, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100191, China;

3. National Institute for Nuclear Physics—National Laboratory of Frascati (INFN-LNF), Frascati (Rome) 00044, Italy

Abstract: The micro laser retroreflector array INRRI (INstrument for Landing-Roving Laser Retroreflector Investigations) is one of the international payloads onboard the Chang'e-6 mission. It receives laser signals emitted by the laser equipment onboard lunar orbiters and utilizes the characteristic of parallel reflection of incident laser on the reflective surface to achieve high-precision ranging. Through repeated observations and calculations, INRRI has become the very first absolute control point on the far side of the Moon, providing fundamental support for lunar geodesy, remote sensing mapping and positioning, high-precision orbit determination and navigation of lunar orbiters. This study presents mechanical structure and optical design of INRRI, and analyzes its key performance. In terms of design, a spherical dome structure and coating technology are adopted to enable INRRI to effectively receive the orbiter's laser beam within a wider field of view. In terms of performance analysis, an effective reflection area model is established to analyze the reflecting signal intensity under different incident angles. The results show that the effective reflection area of a single corner cube reflector (CCR) reaches approximately 1 cm² under normal incidence, and INRRI can maintain stable effective reflection performance within a 60° half-aperture field of view. Furthermore, combined with the velocity aberration effect and far-field diffraction theory, the detectability of INRRI by the laser equipment onboard lunar orbiters is comprehensively evaluated. The dihedral angles of the CCR measured by a ZYGO interferometer are (0.37", 0.64", 0.37"), corresponding to a total beam deviation angle of approximately 3.01". By establishing a far-field diffraction optical path and conducting simulation analysis, it is found that the far-field diffraction pattern exhibits spots with varying intensities distributed over an angular range of 40 μrad, thereby covering the calculated maximum velocity aberration offset angle of 11.01 μrad and satisfying the requirements of orbital observation and compensation. The observability of INRRI has been further confirmed by multiple successful detections using the Lunar Orbiter Laser Altimeter (LOLA) onboard the Lunar Reconnaissance Orbiter (LRO). This demonstrates the feasibility of employing micro laser retroreflector arrays as absolute control points on the lunar surface and provides a reference for the design optimization and future application of micro laser retroreflectors in subsequent deep-space exploration missions.

Key words: Laser retroreflector, laser ranging, effective reflection area, velocity aberration, far-field diffraction

Supported by Supported by International Partnership Program of the Chinese Academy of Sciences (for Grand Challenges) (NO. 313GJHZ2024034GC); Scientific and Disruptive Technology Program of the Aerospace Information Research Institute, Chinese Academy of Sciences (NO. 2024-AIRCAS-SDTP-13)