

基于 LOLA 系统的能量数据估算激光指向误差

韩越, 李松*, 余诗哲, 张智宇, 周辉

武汉大学电子信息学院, 湖北 武汉 430072

摘要 为了获取高精度的月面高程, 需要对激光器的指向误差进行准确估计。月球轨道激光高度计 (LOLA) 在轨工作期间, 由于月球昼夜温度相差较大, 夜晚的激光指向相对白天存在很大偏移。首先建立光斑偏离接收视场中心时探测器接收能量的理论模型, 并基于该模型分析光斑偏移量与相对接收能量的理论关系, 进而提出一种基于光斑能量的激光指向误差的估算方法。随后, 使用测绘轨道期间 (12 个月) LOLA 经过 Aestuum 地区产生的能量数据, 并将能量数据与估算方法相结合, 估算出 LOLA 在月球夜晚时的激光指向误差在沿轨方向为 $140.62 \mu\text{rad}$, 在垂轨方向为 $-413.17 \mu\text{rad}$, 该结果与 LOLA 地球扫描实验和利用轨道交叉点处高程数据推导的结果基本一致。

关键词 遥感; 月球轨道激光高度计; 在轨标定; 激光指向误差; 能量数据

中图分类号 TP732

文献标志码 A

doi: 10.3788/AOS202040.0528001

Laser Pointing Error Estimation Based on Energy Data of LOLA System

Han Yue, Li Song*, Yu Shizhe, Zhang Zhiyu, Zhou Hui

Electronic Information School, Wuhan University, Wuhan, Hubei 430072, China

Abstract To obtain the moon elevation with high accuracy, it is necessary to accurately estimate the pointing error of laser. During the on-orbit operation of the lunar orbital laser altimeter (LOLA), the laser pointing at night deviates from that during the daytime due to the large temperature difference between day and night. This study first establishes a theoretical model of the detector's received energy when the spot deviates from the center of the receiving field of view. Then, it analyzes the theoretical relation between the spot's offset and relative received energy based on this model, and puts forward a laser pointing error estimation method based on spot energy. Subsequently, using the energy data generated when LOLA passed through the Aestuum region during the mapping orbit (12 months), this energy data is combined with the proposed estimation method, and laser pointing errors of LOLA at night in moon are estimated to be $140.62 \mu\text{rad}$ along the orbit direction and $-413.17 \mu\text{rad}$ in the vertical orbit direction, which are consistent with the results derived from LOLA earth scanning experiment and orbital intersection altitude data.

Key words remote sensing; lunar orbital laser altimeter; on-orbit calibration; laser pointing error; energy data

OCIS codes 280.3400; 140.3430; 200.4560

1 引 言

月球轨道激光高度计 (LOLA) 是搭载在美国国家航空航天局 (NASA) 月球勘测轨道器 (LRO) 上的七个有效载荷之一, 是太空中首个五波束激光测距系统。其设计目的是通过精确测量航天器到月球表面的距离, 并结合 LRO 的精确轨道, 参照月球表面到质心的距离来测量月球表面高程, 以寻找最佳着陆点^[1-3]。LRO 于 2009 年 6 月 18 日发射

升空, 至今仍在运行, 已经对月球表面进行了超过 70 亿次的测距, 其垂直精度约为 1 m, 垂直分辨率约为 10 cm, 水平分辨率约为 $100 \text{ m}^{[4-5]}$ 。同时, LOLA 还使用五个探测器分别测量五个光斑的返回能量, 以期得到月球表面的反射率, 从而对月球地物进行分类^[6-7]。

为了获得高精度的月球表面高程, 需要精确了解激光器的指向。对地观测激光高度计是使用月面一定范围内布置的探测器, 根据探测器接收

收稿日期: 2019-09-05; 修回日期: 2019-10-06; 录用日期: 2019-11-09

基金项目: 国家自然科学基金 (41801261)、对地高分国家科技重大专项 (11-Y20A12-9001-17/18, 42-Y20A119001-17/18)、装备预研航天科技联合基金 (6141B06110102)

* E-mail: ls@whu.edu.cn

到的能量确定光斑中心,从而估算其指向误差。LOLA 与对地观测激光高度计不同,不能使用该方法估算指向误差^[8]。在先前的研究中,搭载在火星全球探测器(MGS)上的火星轨道激光高度计(MOLA)使用两条轨道的交叉点来实现激光视轴的对准^[9]。

在 LOLA 运行后不久,研究人员发现,当 LOLA 处于月球的夜晚时,五个探测器中只有两个能接收到能量^[10],于是在 2009 年 9 月 14 日进行了第 1 次的地球扫描实验,发现 LOLA 的激光视轴会在垂轨方向发生严重的偏移,同时也证实这种偏移是由夜晚温度急剧下降,覆盖在仪器上的多层绝缘材料迅速冷却变硬导致的,从而使得光斑 2 和光斑 5 分别偏移到探测器 3 和 4 的接收视场附近^[11]。随后 Barker 等^[11]使用 2009 年 10 月到 2011 年 12 月期间的轨道高程数据(约 100 万个初始交叉点样本),推导出 LOLA 在夜晚时的平均激光指向误差在沿轨方向为 $170 \mu\text{rad}$,在垂轨方向为 $-403 \mu\text{rad}$ 。同时,根据现有的 5 次地球扫描实验,得到激光指向误差在沿轨方向为 $(117 \pm 34) \mu\text{rad}$,在垂轨方向为 $(-371 \pm 48) \mu\text{rad}$ 。

针对 LOLA 因为昼夜温差出现的激光指向偏移,本文使用 2009 年 9 月 15 日到 2010 年 9 月 15 日

测绘轨道期间探测器接收到的能量,对 LOLA 在夜晚经过 Aestuum 区域的指向误差进行估计。根据两个不同直径的圆的重叠区域与其圆心距的理论关系,建立光斑中心偏移接收视场时探测器接收能量的理论模型,提出了一种根据 LOLA 能量数据得到光斑偏移量,并以此来估算夜晚激光指向误差的方法。最后将本文方法得出的结果与地球扫描实验和利用轨道交叉点高程数据推导出的结果进行对比,吻合度较好。

2 理论分析

LOLA 系统的工作波长为 1064 nm ,脉冲频率为 28 Hz ,脉冲宽度为 5 ns 。衍射光学元件(DOE)将激光束分成五束,它们在月面上形成的相对沿轨方向旋转约 26° 的五光斑图案如图 1 所示。当 LOLA 处于测绘阶段,轨道高度为 50 km 左右时,光斑直径约为 5 m (光束发散角约为 $100 \mu\text{rad}$),中心光斑 1 与外部 4 个光斑间距约为 25 m (约 $500 \mu\text{rad}$),探测器接收视场(FOV)对应地面接收范围的直径约为 20 m (光束发散角约为 $400 \mu\text{rad}$)^[12]。LOLA 有两个激光器,激光器 1 和激光器 2 交替工作,其视轴分别在沿轨方向和垂轨方向上相互偏移 $16.4 \mu\text{rad}$ 和 $30 \mu\text{rad}$ 。

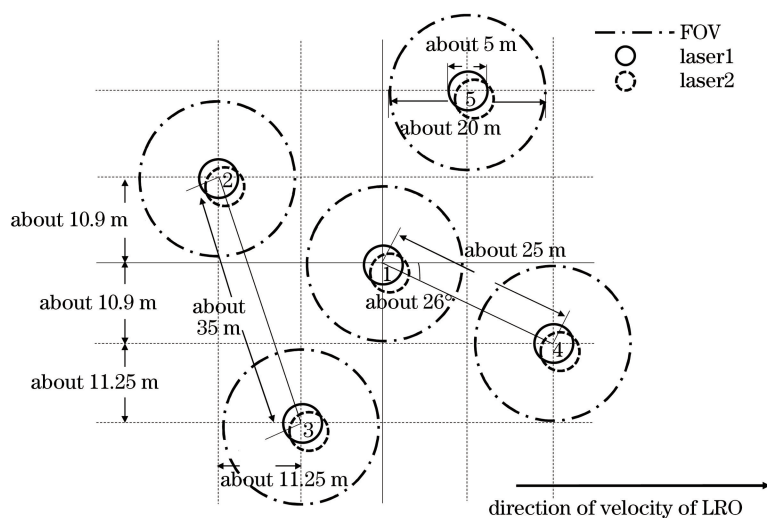


图 1 LOLA 在月球表面的激光光斑和探测器 FOV 的示意图^[11]

Fig. 1 Schematic of laser spots of LOLA on lunar's surface and FOV of detector^[11]

地球扫描实验已经证实,当 LOLA 处于月球夜晚时,光斑 2 和 5 会分别偏移到探测器 3 和 4 的接收视场中,且受温度等诸多因素影响其偏移量并非定值。由于光斑偏离接收视场中心较远,探测器只能接收到部分光斑能量,因此可以建立光斑中心到

视场中心距离与接收能量的理论关系,然后依据探测器接收的能量反算光斑偏移视场的距离,从而估算出激光指向误差。

2.1 光斑偏移接收视场的激光雷达方程

当光斑完全处于接收视场范围内时,探测器接

收的能量可根据激光雷达方程计算^[13],即

$$E_{rx1} = \frac{E_{tx}}{R^2} \cdot \frac{A_r \rho}{\pi} \cdot \eta \cos \alpha = C \cdot \frac{E_{tx}}{R^2}, \quad (1)$$

式中: E_{rx1} 为探测器接收到的能量; E_{tx} 为激光发射的能量; η 为系统综合效率(包含发射系统效率、接收系统效率及探测器量子效率); A_r 为接收孔径的面积; ρ 为目标反射率; R 为 LOLA 到月球表面的距离; α 为激光测高仪的指向角与目标表面法向方向的夹角。当 LOLA 对一片平坦区域进行观测时,系数 $C = A_r \rho \eta \cos \alpha / \pi$ 可视为常数。理论上,探测器接收的能量 E_{rx1} 只与激光发射能量 E_{tx} 、轨道高度 R 、系数 C 有关,但当 LOLA 处于月球的夜晚时,光斑只有部分进入到接收视场内,因此探测器接收的能量 E_{rx1} 还与激光指向偏移有关。可以在(1)式的基础上,引入修正的光斑能量 E_{rx2} ,即

$$E_{rx2} = \frac{E_{rx2}(d)}{R^2} \cdot \frac{A_r \rho}{\pi} \cdot \eta \cos \alpha = C \cdot \frac{E_{rx2}(d)}{R^2}, \quad (2)$$

式中: E_{rx2} 为光斑偏移接收视场时,探测器实际接收到的能量; E_{rx2} 为修正的入射光斑能量,它是关于光斑中心与接收视场中心距离 d 的函数。系数 C 中的部分参数会随着观测目标的变化而变化,图 2 为 LOLA 处于月球的白天时,根据(1)式和某一轨中探测器 3 的能量数据计算得到的系数 C 随时间的变化图。同时,探测系统的综合效率也会随系统在轨运行的时间发生变化,因此无法直接通过(2)式估计光斑中心的偏移,但可以通过计算光斑偏移视场时接收到的光斑能量(测量值)与光斑完全落在视场内的能量值(理论值)之比来估算在一定范围内的光斑偏移量。

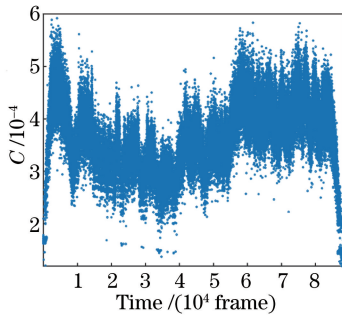


图 2 LOLA 处于月球的白天时某一轨中探测器 3 的系数 C 与时间的关系

Fig. 2 Relationship between coefficient C of detector 3 in an orbit and time when LOLA is in the moon's daytime

2.2 光斑偏移量与探测器接收能量的理论关系

假设激光器发射的激光光束呈高斯分布,则在月球表面上形成的 5 m 直径光斑会包含其 95.4%

($\pm 2\sigma$, σ 为高斯函数的标准差)的能量,考虑到 5 m 直径的光斑外仍然存在少量能量,为了使光斑中心到视场中心的距离 d 更为准确,可将光斑直径扩大到 7.5 m,此时对应的高斯分布函数的范围为 $\pm 3\sigma$ 。

当光斑能量在月球表面上形成的小圆内均匀分布时,探测器接收到的能量与光斑处于接收视场内的面积 S 成正比,即

$$\epsilon(d) = \frac{E_{rx2}}{E_{rx1}} = \frac{S(d)}{\pi r^2}, \quad (3)$$

式中: ϵ 为探测器实际接收能量与理论接收能量之比; $S(d)$ 为光斑处于接收视场内的面积,与光斑偏离视场中心的距离 d 有关; r 为光斑在月球表面形成的圆的半径。图 3 为 LOLA 在月球表面上的接收视场和激光光斑的示意图,圆 A 为探测器接收视场,圆 D 为激光光斑,两者间的距离为 d ,重叠面积为 S ,交点为 B 和 C 。

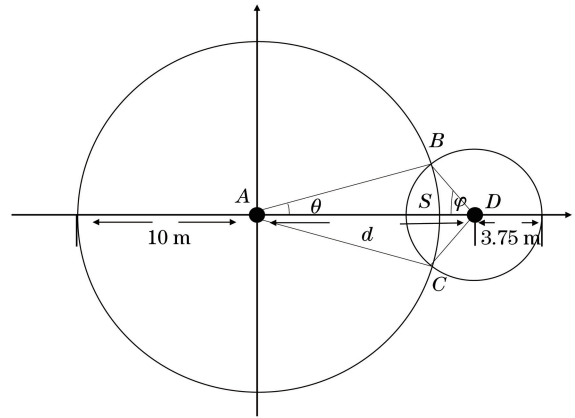


图 3 在月球表面上的激光光斑和探测器 FOV 的重叠面积示意图

Fig. 3 Schematic of overlapping area between laser spot on lunar's surface and FOV of detector

接收视场与光斑的重叠面积可以表示为

$$S = S_{ABC} + S_{BCD} - S_{ABDC}, \quad (4)$$

式中: S_{ABC} 、 S_{BCD} 分别为扇形 ABC 、 BCD 的面积; S_{ABDC} 为菱形 $ABDC$ 的面积。进一步推导,得

$$S = \theta r_1^2 + \varphi r_2^2 - dr_1 \sin \theta, \quad (5)$$

式中: θ 为线段 AB 与线段 AD 之间的夹角; r_1 为圆 A 的半径; φ 为线段 BD 与线段 AD 之间的夹角; r_2 为圆 D 的半径。根据余弦定理,得到的具体关系式为

$$S = r_1^2 \arccos\left(\frac{d^2 + r_1^2 - r_2^2}{2r_1 d}\right) + r_2^2 \times \arccos\left(\frac{d^2 + r_2^2 - r_1^2}{2r_2 d}\right) - r_1 d \sqrt{1 - \left(\frac{d^2 + r_1^2 - r_2^2}{2r_1 d}\right)^2}. \quad (6)$$

实际上,激光器发射的光斑的空间分布通常为高斯分布,因此探测器接收到的能量不能近似为均匀分布在接收视场与光斑的重叠面积内的总能量,而应表示为

$$\epsilon = \frac{E_{rx2}}{E_{rx1}} = \frac{\iint_{S(d)} E_{tx}(x,y) dx dy}{\iint_{S_D} E_{tx}(x,y) dx dy}, \quad (7)$$

式中: S_D 为光斑对应的积分范围。虽然无法给出 $S(d)$ 积分范围内能量的解析表达式,但可以通过离散的方式计算出不同距离 d 条件下对应的 ϵ 。图 4 为利用离散方法仿真的当 LOLA 系统激光光斑偏离视场中心不同距离时,探测器实际接收的能量与光斑完全处于视场内时接收的能量之比。由图 4 可见,当光斑中心和视场中心的距离小于 6.25 m 时,光斑几乎完全处于接收视场内,探测器接收到的能量与理论接收的能量之比趋近于 1,随着偏移的增大,光斑逐渐远离接收视场,探测器接收到的能量迅速下降,当圆心距大于 13.75 m 时,光斑完全移出接收视场,探测器接收到的能量为 0。理论上,当光斑完全处于探测器接收视场之外或完全处于接收视场内时,无法根据能量数据得到光斑偏移量,进而无法估算出激光指向误差。

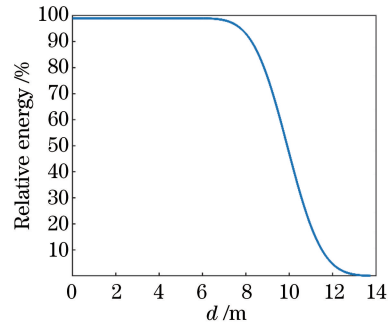


图 4 探测器接收到的相对能量与偏移距离的关系
Fig. 4 Relationship between relative energy received by detector and offset distance

2.3 利用 LOLA 能量数据估算激光指向误差的流程

根据上述分析,估算激光指向误差的具体流程如图 5 所示。首先结合(1)式选择 LOLA 在轨道高度较稳定期间经过一片地势较为平坦区域时的能量数据,以剔除反射率、轨道高度等对探测器接收能量的影响。从 LOLA 的 RDR(reduced data records)数据集^[14]中获取所选区域白天时探测器 3、4 接收的能量,以及夜晚时接收的能量 E_{rx2} 。由于在白天 LOLA 的 5 个探测器都能接收到能量,且变化相对稳定,即 LOLA 处于月球的白天时,虽然激光指向略有偏移,但 5 个光斑仍均处于接收视场范围内,理论上,可以将白天探测器 3 或 4 接收

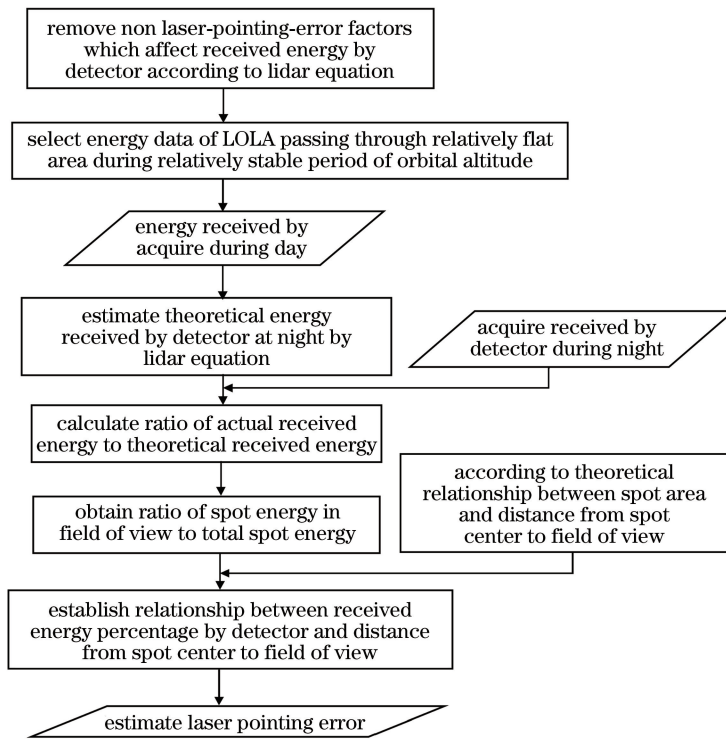


图 5 估算激光指向误差的流程图
Fig. 5 Flow chart of estimating laser pointing error

的能量视为 E_{rx1} 。但由于 LOLA 在白天时的激光发射能量和轨道高度与其在夜晚时的相差较大,因此可以先根据白天探测器接收到的能量将(1)式中最右端的系数 C 解出,再将其与夜晚时的激光发射能量和轨道高度值代入(1)式,得到夜晚时探测器的理论接收能量 E_{rx1} 。然后根据(7)式计算两者的比值 ϵ ,再结合图 4 得到光斑的偏移量 d ,最后估算出激光的指向误差。

3 实验区域和数据介绍

LOLA 系统的主要数据产品^[15]如表 1 所示。

本文使用 RDR 数据集作为输入数据,并进行光斑偏移的估计。其包含的信息主要有各光斑在月面上的经度、纬度、到月球中心的距离、到 LOLA 的距离、发射脉冲能量与宽度、各探测器接收的返回能量、数据质量标志位、探测器增益等。

表 1 LOLA 的主要数据产品
Table 1 Main data products of LOLA

Instruction	Designation
Experiment data records (EDR)	Raw, uncorrected lunar surface altimetry data, as well as packet file creation time, mission phase, etc
Reduced data records (RDR)	Calibrated, geolocation data sets, data set is a combination of spacecraft trajectory, attitude history and lunar positioning model to record position of each laser spot on lunar surface
Radiometry data records (RADR)	Mainly includes reflectivity of lunar surface along orbit direction
Gridded data records (GDR)	Mainly consists of grid digital elevation, including sampling density, surface reflectance, slope, roughness, geoid height and surface reflectance at 1064 nm wavelength
Spherical harmonic data records (SHADR)	Includes spherical harmonic topography and gravity potential models based on LOLA rangefinder and radio tracking

3.1 区域选择

根据(1)式,考虑到使用 LOLA 能量数据来估算激光指向误差时,需要尽可能将影响探测器接收能量的非激光指向误差因素剔除,可选取 Aestuum 月海(348.04°W~355.74°W,7.60°N~15.71°N)作为

实验区域。图 6(a)为 Aestuum 在月球上的位置,图 6(b)为该区域的光学影像。从图 6(b)可以发现,该地区是较大面积的平原,表面较为平坦,反射率较稳定。

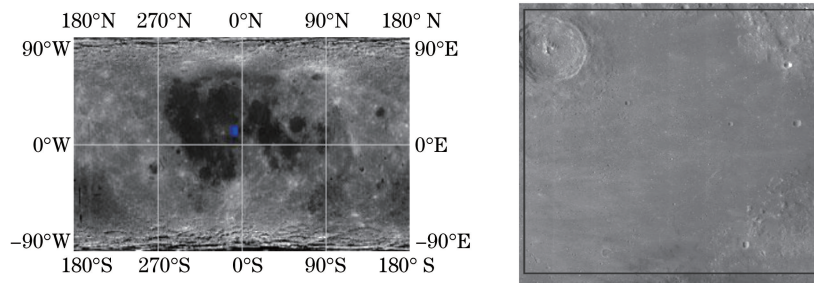


图 6 Aestuum 区域介绍。(a) Aestuum 区域在地图上的位置;(b) Aestuum 地区的光学影像

Fig. 6 Introduction to Aestuum area. (a) Location of Aestuum area on map; (b) optical image of Aestuum area

3.2 数据选择

LRO 于 2009 年 6 月 18 日下午 5:32 发射升空,在 6 月 27 日进入计划中的调试阶段。这一时期,LOLA 轨道的近地点高度较低,在月球南极,高度约为 30 km。9 月 15 日,LRO 移动到平均高度为 50 km 的近圆形测绘轨道,在测绘阶段完成了为期 1 年的着陆点特征探测任务,2010 年 9 月 16 日开始了其科学探测任务。2011 年 12 月 11 日,LRO 进

入近冻结轨道(接近恒定高度和位置),轨道高度范围是 30~200 km^[16-17]。

由于 LOLA 只在测绘期间进行全月球的测量,在此期间,LOLA 收集到的数据在时间分布上最为密集,在空间分布上最为均匀,且这一阶段对能量测量的质量最好,轨道高度变化较稳定,对探测器接收能量变化的影响较小,故所选数据的时间范围为 2009 年 9 月 15 日至 2010 年 9 月 15 日。

3.3 数据筛选

LRO 绕月球一圈的时间约为 113 min, 一个地球日将产生 12~13 个 RDR 数据产品(一个数据产品对应一条轨道), 其中, 经过 Aestuum 平原的数据产品为 7~8 个, LOLA 相对于月球的自转以每圈 1° 左右向西偏移, 又由于月球上的一昼夜约为 28 个地球日, LOLA 会以昼夜交替的方式即每隔 14 个地球日经过同一片区域, 因此在所选区域内, 12 个月中产生的 RDR 数据产品共有 203 个。LOLA 经过 Aestuum 的时间大概为 153 s, 在此期间, 激光发射能量变化较小, 可视为不变, 根据(1)式可知, 其对接收能量变化的影响较小。LOLA 每秒发射 28 次脉冲, 理论上将在月球上产生约 4284 个五光斑图案。LOLA 每半年会发生一次沿轨方向 180° 的偏转, 以保证其太阳能电池板正对着太阳, 在此期间只有少量数据点产生, 因此剔除 12 个月中发生两次偏转产生的数据产品 15 个, 以及实际数据点数为 0 或不足 10 个点的数据产品 4 个, 剩余 184 个 RDR 数据产品, 其中有 87 个数据产品是在白天的 Aestuum 平原上产生的, 94 个是在夜晚产生的。

剔除符合以下条件的能量测量不可靠点: 1) 数据质量标志位不为 0; 2) 太阳入射角大于 90° (白天数据); 3) 探测器接收能量小于 0.14 fJ (白天数据); 4) 光斑中心到 LOLA 的距离大于 70 km; 5) 航天器的天底角不在 $[0.2^\circ, 0.4^\circ]$ 内^[18]。其中条件 2)、3) 只适用于白天数据的筛选(白天探测器接收的能量小

于 0.14 fJ 时, 即视为测量不可靠点, 但在夜晚, 由于激光指向发生偏移, 光斑偏离探测器接收视场, 无法将此条件视为筛选条件)。实际上, 当白天探测器的接收能量小于 0.14 fJ 时, 也就是满足条件 3) 时, 条件 4) 也几乎同时满足, 因此, 白天和夜晚数据的筛选比率差值在一定程度上取决于条件 2)。每一次能量测量都有数据质量标志位、太阳入射角、LOLA 轨道高度、航天器到最低点的角度等信息, 根据 RDR 数据集可直接剔除能量测量不可靠点。经过数据筛选与剔除, 12 个白天每个光斑的能量测量数据之和从 368930 降到 340473, 这些数据将用于计算(1)式右端的整体系数 C , 再将 C 以及夜晚的激光发射能量与轨道高度值代入(1)式, 从而得到夜晚的理论接收能量; 13 个夜晚的光斑 2 或光斑 5 的能量测量数据之和从 409279 降到 386287, 基于这些数据, 根据理论测量值和实际接收值的比值与光斑偏离视场中心距离的关系, 计算出光斑偏移量, 从而估算出激光指向误差。

4 激光指向误差的估计

4.1 结果分析

测绘轨道期间, LOLA 在经过 Aestuum 区域时, 根据所得到的白天和夜晚的能量数据结合探测器相对接收能量与光斑中心到视场中心距离的关系, 可得到光斑 2 偏移视场 3 的距离和光斑 5 偏移视场 4 的距离, 如图 7 所示。

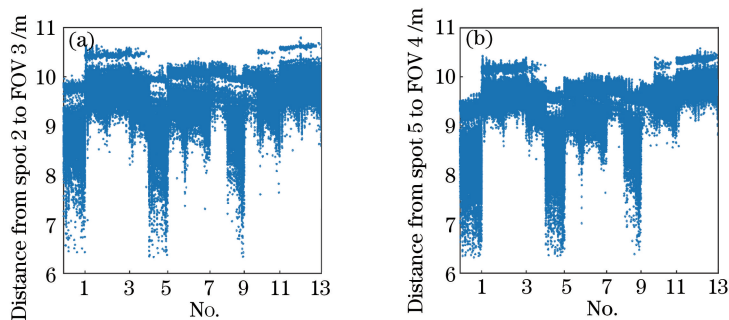


图 7 测绘阶段的所有轨道。(a)光斑 2 到实际接收 FOV 3 的距离;(b)光斑 5 到实际接收 FOV 4 的距离
Fig. 7 All tracks during process of surveying. (a) Distance between spot 2 and actual receiving FOV 3;
(b) distance between spot 5 and actual receiving FOV 4

在 2009 年 9 月 14 日、2014 年 1 月 7 日、2014 年 3 月 24 日、2017 年 4 月 5 日及 2017 年 5 月 3 日, 研究人员已经成功地进行了 5 次地球扫描实验。结果表明, 虽然激光指向偏移大小不稳定, 但却总是在一定范围内变化, 且偏移的方向大致沿光斑 2 和 3 的连线方向。同时, 地球扫描实验得出接收视场的

平均偏移在沿轨方向为 $(60 \pm 26) \mu\text{rad}$, 在垂轨方向为 $(130 \pm 10) \mu\text{rad}$ 。图 8 为由光斑偏移量估算激光指向误差的方法, 其中 α 为光斑 A(2)和光斑 D(3)的连线与沿轨反方向的夹角, 为已知值, 光斑 A、D 为理论光斑, 分别对应实际光斑 2、3, β 为视场偏移方向与沿轨方向的夹角, 可以由视场在沿轨和垂轨

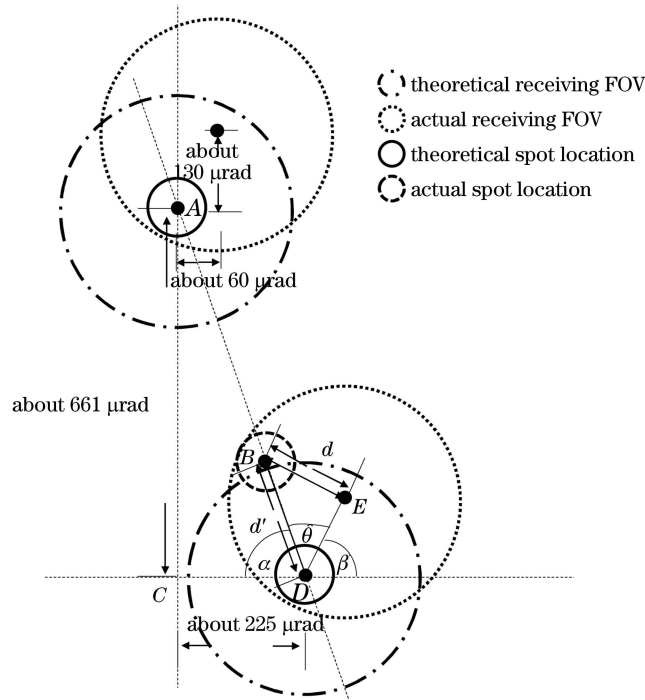


图 8 根据光斑与实际接收 FOV 的距离估算激光指向误差的方法

Fig. 8 Method of laser pointing error estimation based on distance from spot to actual receiving FOV

方向的偏移得到,由 α 和 β 可得到 θ 值。由图 8 可以看出,在已知光斑偏移实际接收视场距离 d 的情况下,可以由 d 计算出光斑到理论接收视场的距离 d' ,计算公式为

$$\cos \theta = \frac{(d')^2 + D_{DE}^2 - d^2}{2 \cdot d' \cdot D_{DE}}, \quad (8)$$

式中: D_{DE} 为视场偏移量。随后,根据光斑 A 到光斑 D 的距离,可估算出理论光斑 A 到实际光斑 B 的距离,即激光指向误差。

表 2 列出了将两个光斑到理论接收视场的距离 d' (m) 转换为弧度值 (μrad) 后的最值与均值以及取平均后转换为弧度值后的值。根据表 2 与图 8 可得

到,夜晚激光指向误差的平均值在沿轨方向为 $140.62 \mu\text{rad}$,在垂轨方向为 $-413.17 \mu\text{rad}$ 。使用轨道交叉点处 LOLA 进入测绘阶段的 27 个月的高程数据,推导出的平均激光指向误差结果分别为 $170 \mu\text{rad}$ (沿轨方向) 和 $-403 \mu\text{rad}$ (垂轨方向)。由表 2 得到的结果与该推导结果基本一致,也与现有的 5 次地球扫描实验得到的结果 (117 ± 34) μrad (沿轨方向) 和 (-371 ± 48) μrad (垂轨方向) 基本一致。同时根据表 2 还可以得到,激光指向在沿轨和垂轨方向的偏移范围分别为 $132.11 \sim 168.53 \mu\text{rad}$ 和 $-495.15 \sim -388.19 \mu\text{rad}$ 。

表 2 两个光斑的偏移量

Table 2 Offsets of two spots

Value	Distance from center of spot 2 to center of theoretical FOV 3 /m	Distance from center of spot 5 to center of theoretical FOV 4 /m	Offset of along orbit direction / μrad	Offset of vertical orbit direction / μrad
Max value	290.65	285.75	92.89	272.81
Min value	175.46	174.95	56.47	165.85
Mean value	264.16	259.47	84.38	247.83
Standard deviation	11.31	12.58		

4.2 估计激光指向误差

根据 LOLA 在同一个夜晚中重复经过 Aestuum 区域产生的 8 条轨道的能量数据,可得到光斑 2 到实际视场 3 的距离图和光斑 5 到实际视

场 4 的距离图,如图 9 所示。根据(8)式计算出光斑到理论接收视场的距离,再结合图 8,可估算出激光在该夜晚的平均指向误差在沿轨方向为 $139.46 \mu\text{rad}$,在垂轨方向为 $-409.75 \mu\text{rad}$ 。同理,

根据偏移量最值,得到激光指向误差在沿轨方向和垂轨方向的范围分别为 $133.27 \sim 154.51 \mu\text{rad}$ 和 $-453.98 \sim -391.59 \mu\text{rad}$,表明在使用光斑偏移量

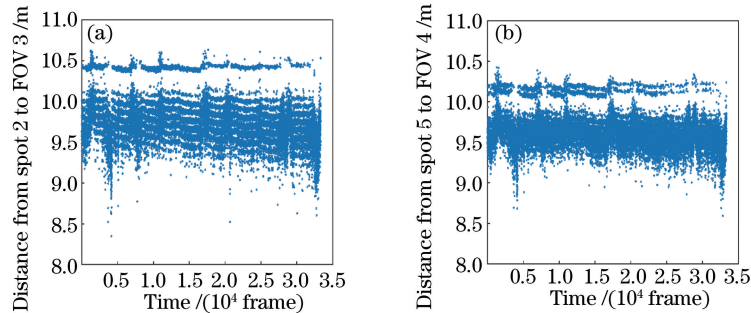


图 9 同一个夜晚的所有轨道。(a)光斑 2 到实际接收视场 3 的距离;(b)光斑 5 到实际接收视场 4 的距离

Fig. 9 All tracks in same night. (a) Distance between spot 2 and actual receiving FOV 3;

(b) distance between spot 5 and actual receiving FOV 4

5 结 论

在已知 LOLA 处于月球的夜晚,其激光视轴会在垂轨方向发生巨大偏移的条件下,根据 LOLA 特有的五波束激光测距模式,分别测量五光斑返回能量的特点,选择 LOLA 在测绘轨道期间经过 Aestuum 区域时的能量数据,将除激光视轴偏移之外其他影响探测器接收能量的因素剔除;随后建立探测器实际接收能量的理论模型,利用两个不同直径的圆相交部分的面积与圆心距的理论关系式,推导出探测器相对接收能量与光斑中心到视场中心距离的关系;最后根据 LOLA 在所选区域中的能量数据,得到 LOLA 在处于月球的夜晚时的光斑偏移量,进而估算出激光指向误差的平均值在沿轨方向为 $140.62 \mu\text{rad}$,在垂轨方向为 $-413.17 \mu\text{rad}$,这与地球扫描实验结果和使用轨道交叉点处高程数据推导出的激光视轴校正结果相吻合,表明使用能量数据来估算光斑偏移量,进而估计激光指向误差的方法具有一定的可行性。

致谢 感谢美国宇航局(NASA)喷气推进实验室(JPL)和圣路易斯华盛顿大学提供的 LOLA 数据和影像。

参 考 文 献

- [1] Smith D E, Zuber M T, Jackson G B, et al. The Lunar Orbiter Laser Altimeter investigation on the Lunar Reconnaissance Orbiter mission [J]. Space science reviews, 2010, 150: 209-241.
- [2] Vondrak R, Keller J, Chin G, et al. Lunar

来计算某一个夜晚的激光指向误差时,无需使用整个测绘期间所有夜晚的能量数据,只用该夜晚的能量数据便可得到精度更高的结果。

Reconnaissance Orbiter (LRO): observations for lunar exploration and science [J]. Space science reviews, 2010, 150: 7-22.

- [3] Di K C, Liu B, Liu Z Q, et al. Review and prospect of lunar mapping using remote sensing data [J]. Journal of Remote Sensing, 2016, 20 (5): 1230-1242.
邸凯昌, 刘斌, 刘召芹, 等. 月球遥感制图回顾与展望 [J]. 遥感学报, 2016, 20(5): 1230-1242.
- [4] Mao D D, McGarry J F, Mazarico E, et al. The laser ranging experiment of the Lunar Reconnaissance Orbiter: five years of operations and data analysis [J]. Icarus, 2017, 283: 55-69.
- [5] Smith D E, Zuber M T, Neumann G A, et al. Summary of the results from the Lunar Orbiter Laser Altimeter after seven years in lunar orbit [J]. Icarus, 2017, 283: 70-91.
- [6] Qiao L, Ling Z C, Head J W, et al. Analyses of Lunar Orbiter Laser Altimeter 1, 064-nm albedo in permanently shadowed regions of polar crater flat floors: implications for surface water ice occurrence and future *in situ* exploration [J]. Earth and Space Science, 2019, 6(3): 467-488.
- [7] Barker M K, Sun X, Mazarico E, et al. Lunar phase function at 1064 nm from Lunar Orbiter Laser Altimeter passive and active radiometry [J]. Icarus, 2016, 273: 96-113.
- [8] Yi H, Li S, Ma Y, et al. On-orbit calibration of satellite laser altimeters based on footprint detection [J]. Acta Physica Sinica, 2017, 66(13): 134206.
易洪, 李松, 马跃, 等. 基于足印探测的激光测高仪在轨标定 [J]. 物理学报, 2017, 66(13): 134206.
- [9] Rowlands D D, Pavlis D E, Lemoine F G, et al. The use of laser altimetry in the orbit and attitude determination of Mars Global Surveyor [J].

- Geophysical Research Letters, 1999, 26(9): 1191-1194.
- [10] Mazarico E, Barker M K, Neumann G A, et al. Detection of the lunar body tide by the Lunar Orbiter Laser Altimeter[J]. Geophysical Research Letters, 2014, 41(7): 2282-2288.
- [11] Barker M K, Sun X, Mao D, et al. In-flight characterization of the Lunar Orbiter Laser Altimeter instrument pointing and far-field pattern[J]. Applied Optics, 2018, 57(27): 7702-7713.
- [12] Ramos-Izquierdo L, Scott V S, Connelly J, et al. Optical system design and integration of the Lunar Orbiter Laser Altimeter[J]. Applied Optics, 2009, 48(16): 3035-3049.
- [13] Kim S, Lee I, Kwon Y. Simulation of a Geiger-mode imaging LADAR system for performance assessment[J]. Sensors, 2013, 13(7): 8461-8489.
- [14] National aeronautics and space administration. Lunar orbital data set [DB/OL]. (2019-08-16) [2019-09-05]. <https://ode.rsl.wustl.edu/moon/indexProductSearch.aspx>.
- [15] Neumann G A, Smith D E, Scott S R, et al. Lunar Reconnaissance Orbiter Lunar Orbiter Laser Altimeter reduced data record and derived products software interface specification, version 2. 42 [Z]. USA: NASA, 2011.
- [16] Keller J W, Petro N E, Vondrak R R. The Lunar Reconnaissance Orbiter mission-six years of science and exploration at the moon[J]. Icarus, 2016, 273: 2-24.
- [17] Mazarico E, Neumann G A, Barker M K, et al. Orbit determination of the lunar reconnaissance orbiter: status after seven years[J]. Planetary and Space Science, 2018, 162: 2-19.
- [18] National aeronautics and space administration. RADR data set description [DB/OL]. (2019-08-16) [2019-09-05]. http://pds-geosciences.wustl.edu/lro/lro-lola-3-rdr-v1/lrolol_1xxx/catalog/radr_ds.cat.