月面起飞基准高精度标定技术应用与嫦娥五号任务验证

黄磊^{1*}, 樊敏¹, 李培佳², 王宏¹, 李海涛¹

1. 北京跟踪与通信技术研究所, 北京 100094;

2. 中国科学院上海天文台, 上海 200030

*联系人, E-mail: huanglei@bittt.cn

收稿日期: 2021-03-13; 接受日期: 2021-04-15; 网络出版日期: 2021-08-19

国家重点研发计划(编号: 2020YFC2200903)资助项目

摘要 嫦娥五号探测器于北京时间2020年12月1日成功着陆于月球表面预定区域, 随后依次顺利完成了我国首次月面采样、月面起飞、月球轨道交会对接以及月球采样返回。其中, 对着陆上升组合体精确定位是后续能否顺利月面起飞, 乃至能否顺利完成月球轨道交会对接的根本所在。本文针对嫦娥五号任务着陆上升组合体月面起飞基准高精度标定的需求, 提出了利用“三向测量系统+VLBI干涉测量系统”的高精度月面基准测量方法, 给出了月面基准高精度确定算法, 利用嫦娥五号任务20 min实测数据快速确定了着陆上升组合体在月固系下的坐标为: 43.0595°N, -51.9214°E, 高程-2446 m, 并利用LRO图像数据对定位结果进行了比较评估。结果表明, 仅利用着陆后20 min的外测数据获得的定位结果和LRO图像数据差异为180 m, 当只解算经度和纬度, 高程由月面数字高程模型获取时, 其定位结果和LRO图像数据差异为97 m, 可有效作为月面起飞基准。利用月面48 h实测数据得到的坐标为: 43.0594°N, -51.9167°E, 高程-2550 m, 和LRO图像数据差异为60 m。

关键词 嫦娥五号, 着陆上升组合体, 着陆器, 月面定位, 月面起飞基准, 月面数字高程模型

PACS: 91.10.Sp, 95.10.Eg, 95.55.Jz

1 引言

嫦娥五号任务是我国探月工程“绕落回”三步走的收官之战^[1]。探测器于2020年11月24日在文昌发射场发射, 历时约23 d, 于2020年12月17日凌晨携带月球样品返回地球, 实现了我国首次地外天体采样返回, 是我国“复杂度最高、技术跨度最大的航天系统工程”(http://www.gov.cn/gongbao/content/2021/content_5578519.htm)。

该探测器由轨道器、着陆器、上升器、返回器4部分组成(图1)。在环月期间, 着陆上升组合体与轨返组合体实现两两分离, 其中轨返组合体继续环月飞行, 而着陆上升组合体经2次变轨和动力下降, 在月面预定区域软着陆; 着陆上升组合体着陆后于月面工作期间完成月面样品采集、封装; 随后, 上升器从月面起飞, 与轨返组合体完成交会对接, 将月球样品从上升器转

引用格式: 黄磊, 樊敏, 李培佳, 等. 月面起飞基准高精度标定技术应用与嫦娥五号任务验证. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2021, 51: 119509
Huang L, Fan M, Li P J, et al. Application of a high-precision calibration technology for lunar liftoff and verification using Chang'E-5 mission (in Chinese). Sci Sin-Phys Mech Astron, 2021, 51: 119509, doi: [10.1360/SSPMA-2021-0069](https://doi.org/10.1360/SSPMA-2021-0069)

图 1 (网络版彩图)嫦娥五号探测器构型图

Figure 1 (Color online) Diagram of configuration of Chang'E-5 explorer.

移至返回器内, 轨返组合体再与上升器分离, 并进入月地转移轨道, 并在距地球约 5000 km 高度处完成返回器与轨道器的分离; 最终, 返回器采用半弹道跳跃二次再入方式返回着陆场。

在此次任务中, 我国突破了一系列关键技术, 其中之一便是月面起飞基准高精度标定技术, 该技术是实现上升器准确入轨, 从而顺利完成交会对接的前提条件。这是因为, 按照任务飞行程序, 在交会对接前, 轨道器已长期运行于环月轨道, 可以进行精确定轨预报; 而上升器需要从月面起飞入轨后, 按照交会对接策略完成 4 次变轨, 最终在距轨道器前方 50 km、上方 10 km 处转入由探测器自主实施的近程引导阶段。由于上升器重量受限, 携带的燃料较少, 变轨能力有限, 因此要求月面发射入轨精度必须准确, 从而减少不必要的变轨消耗。

与在地球上发射相比, 在月球上发射对于起飞基准的标定难度要大很多。在地球表面上实施的常规发射任务, 会通过各种大地测量手段, 例如依靠经纬仪、全站仪以及以 GNSS 为主的卫星导航定位基准站网等对发射工位的站址坐标进行精确的标定^[2]。对于在月球表面上发射, 我们无法利用上述技术手段, 只能以依靠地基无线电测量手段为主才能确保获取到可

靠的、绝对的、不含系统性偏差的发射起飞基准位置。影响上升器入轨精度的主要因素包括月面起飞基准精度、上升器 GNC (制导、导航与控制) 系统姿态对准精度等, 而月面起飞基准精度本身又会对 GNC 系统姿态对准精度产生影响, 因此如何对月面基准进行高精度标定是探月工程三期实施前必须解决的问题。此外, 对着陆上升组合体实施精确定位也是开展有效载荷科学探测以及科学数据分析的基本要求。

本文针对嫦娥五号任务着陆上升组合体月面起飞基准高精度标定的需求, 提出了利用“三向测量系统+VLBI 干涉测量系统”的高精度月面基准测量方法, 给出了月面基准高精度确定算法, 通过嫦娥五号任务实测数据确定了着陆上升组合体在月固系的位置, 并利用 LRO 图像数据对定位结果进行了比较评估。结果表明, 利用着陆后 20 min 的外测数据获得的定位结果和 LRO 图像数据差异为 180 m, 当只解算经度和纬度, 高程由月面数字高程模型获取时, 其定位结果和 LRO 图像数据差异为 97 m, 这一结果确保了嫦娥五号任务月面起飞乃至交会对接过程的顺利实施, 为我国后续载人及无人月球探测任务、深空探测任务提供重要技术储备。在载人登月任务中, 若航天员在着陆月面后因故需要快速起飞, 这种月面快速定位能力就显得尤为重要。

2 高精度月面基准测量方法

2.1 任务需求

在嫦娥五号任务中, 为了顺利完成上升器月面起飞及入轨, 对月面起飞基准的高精度确定至关重要。早在嫦娥三号任务中, 因着陆器要开展月面科学探测, 需要测量着陆器的月面位置坐标。工程上对着陆器月面定位的绝对精度要求并不高, 且无时效性要求, 通过与 LRO 图像数据对定位结果进行比较, 利用长期外测数据统计定位法可以达到的指标优于 50 m^[3]。在嫦娥五号任务中, 着陆上升组合体落月后, 因任务轨道设计约束, 整个月面工作段时间仅为 2 d, 为了在此期间内完成所有的月面探测任务, 落月后 23 min 就将开启数传信号, 并可能持续发送数传信号至临近月面起飞 (视月面表取采样和钻取采样的实施效果而定)。该数传信号功率较强, 其谐波频率与干涉测量主用的 DOR 信号重合, 会对 DOR 音带来严重噪声干扰, 导致利用

DOR信号进行干涉测量的时延测量精度恶化. 因此需要测控系统在极为有限的时间内, 快速、精确测量着陆上升组合体的月面坐标, 提供高精度的月面发射基准, 确保上升器在最优时刻起飞, 以最优路径、耗费较少燃料、最短时间内完成与轨道器的交会对接.

此外, 与嫦娥三号着陆器相比, 嫦娥五号着陆上升组合体测控天线的EIRP值下降了3 dB, 这意味着同等条件下地面站接收的信噪谱密度比要低3 dB, 而热噪声引起的时延测量误差计算公式为^[4,5]

$$\sigma_{\tau} = \frac{1}{2\pi\Delta f} \sqrt{\frac{1}{T_{\text{obs}}(P_1/N_0)_1} + \frac{1}{T_{\text{obs}}(P_1/N_0)_2}} \quad (\text{s}), \quad (1)$$

式中, Δf 为DOR信号的最大频率间距, 单位Hz, 按照空间数据系统咨询委员会(Consultative Committee for Space Data Systems, CCSDS)标准, 对于X频段DOR音约为40 MHz^[6]; T_{obs} 为积分时间, 单位s; $(P_1/N_0)_1$, $(P_1/N_0)_2$ 为DOR音分别在两个测站接收的功率与噪声密度的比值.

式(1)说明, 与嫦娥三号着陆器相比, 嫦娥五号着陆上升组合体外测数据的热噪声测量误差要大, 因此测控系统面临着更大的挑战.

2.2 测量方法

对嫦娥五号着陆上升组合体月面起飞基准的测量定位主要依靠地基测量手段, 采用三向测量系统和VLBI干涉测量系统共同完成. 其中, 三向测量系统包括一主二副共三个站, 主站提供双向测量数据, 副站提供三向测量数据^[7], 为着陆上升组合体精确定位提供视向约束; VLBI干涉测量系统主要依靠着陆上升组合体DOR信标开展双差分单向测距, 并在着陆上升组合体和轨道器位于天线同一波束内时, 具备开展同波束干涉测量的能力, 为着陆上升组合体精确定位提供横向约束^[8].

2.2.1 三向测量系统

三向测量系统通过多站三向测量技术来实现对动力下降过程和落月点的实时几何定位, 包括佳木斯深空站、喀什深空站和三亚站, 示意图见图2所示. 其中, 佳木斯作为主站发送上行载波及测距信号并接收, 测得双向距离和、双向多普勒; 三亚和喀什作为副站,

图2 (网络版彩图)三向测量系统示意图

Figure 2 (Color online) Schematic diagram of three-way measuring system.

接收佳木斯发送的上行信号, 测得三向距离和、三向多普勒. 三向测量可作为双向测量的辅助手段提高测定轨精度. 在文献[9]中, 有专门对仅采用双向测量和采用双向+三向测量所得到的定轨结果进行比较的结论, 当增加三向测量时, 由于增加了冗余观测, 平差后测速和测距的误差可降低一个数量级.

三向测距与传统双向测距在距离捕获、测距音收发相位比相、距离解模糊等过程相一致. 为了保证主副站相同时刻收发相位能够完成比相, 测距侧音采用时间符合发送方式, 且主副站侧音发送时间和发送时长事先约定. 副站和主站同时按照约定时间发送测距侧音, 但副站测距不通过射频链路发送至天线, 而是直接送往基带中的测距模块与接收侧音进行比相^[10].

对于三向测距, 站间时钟偏差将直接引入测距误差, $\sigma_R = \Delta\tau \cdot c$, 式中 $\Delta\tau$ 为站间时钟偏差, c 为光速. 站间时钟偏差引入的测距误差是三向测距系统的主要误差源, 该误差表征为常值系统偏差. 为了减小站间时间同步偏差的影响, 工程上采用GPS共视法, 在参与三向测量的佳木斯深空站、喀什深空站和三亚站均配备了GPS共视接收机, 可得到约10 ns的站间钟差, 折算成测距系统差为3 m. 此外, 在三向测量过程中, 测控设备的上下行链路测距零值无法分别精确获知, 与双向测量时可以通过设备自标校准准确获知设备双向距离零值的情况不同, 因此需要进行在轨标定. 为此, 在嫦娥五号任务的环月工作段(环月第5圈、第7圈和第19圈), 共安排了3次三向测量标定试验, 利用事后精确轨道反解出三向测距的设备距离零值.

三向测量系统的主站采用的是传统的双向相干测量, 副站采用三向测量, 三向测距 ρ_t 测量模型如下:

$$\rho_t = \frac{|\mathbf{r}(t-\Delta t_2) - \mathbf{R}_2(t)| + |\mathbf{r}(t-\Delta t_2) - \mathbf{R}_1(t-\Delta t_1-\Delta t_2)|}{2}, \quad (2)$$

式中, Δt_1 和 Δt_2 分别为信号上行和下行的光行时, 可通过迭代进行解算, $\mathbf{R}_2(t)$ 是测站2在接收信号 t 时刻测站2位置矢量, $\mathbf{r}(t-\Delta t_2)$ 为信号转发时刻飞行器位置矢量, $\mathbf{R}_1(t-\Delta t_1-\Delta t_2)$ 是测站1发射信号时测站1位置矢量.

三向测速 $\dot{\rho}_t$ 测量模型:

$$\dot{\rho}_t = \frac{\rho_{t_2} - \rho_{t_1}}{T_c}, \quad (3)$$

式中, T_c 为计数间隔, $t_2 = t + \frac{T_c}{2}$, $t_1 = t - \frac{T_c}{2}$. ρ_{t_1} , ρ_{t_2} 分别为 t_1 , t_2 时刻的三向测距.

2.2.2 VLBI干涉测量系统

在嫦娥五号任务中, VLBI干涉测量系统由位于上海的VLBI数据处理中心和分别位于北京密云、上海天马、昆明、乌鲁木齐的4个观测站构成, 共可形成6条观测基线. 理论上, 探测器DOR信号和数传信号均可用于干涉测量, 但DOR信号可通过带宽综合技术获得比数传信号更大的测量信号带宽, 而由式(1)可知, 测量误差与信号带宽成反比, 因此在任务中优选采用DOR信号开展干涉测量.

(1) 观测模式

观测模式可以有两种. 观测模式1是基于着陆上升组合体DOR信标和射电源交替观测的双差分单向测距模式, 在着陆下降前提前对角距较近的射电源进行观测, 在整个着陆下降过程中以及落月初期, 对着陆上升组合体进行测量, 之后再转入射电源观测. 观测模式2是对轨道器-着陆上升组合体的差分观测, 按照二者的角距远近不同, 可以再分为两种情况: 两探测器交替观测生成差分群时延观测量, 或者是同波束观测, 生成相对差分相时延观测量, 见图3所示.

采用观测模式2的条件为: 轨道器轨道精确已知, 或轨道器和着陆上升组合体能够进入同一个地面站波束内, 条件较为苛刻, 因此在实际任务中以观测模式1为保底手段.

(2) VLBI测量

VLBI测量的是同一信号波前到达地面两个不同

图3 (网络版彩图)轨道器和着陆器差分VLBI观测(左)和同波束VLBI观测(右)

Figure 3 (Color online) Orbiter and lander differential VLBI observations (left) and in-beam VLBI observations (right).

测站的时间差, VLBI时延和时延率的观测模型如下所示^[11].

VLBI时延计算公式为

$$\tau_t = \frac{1}{c}(\rho_2 - \rho_1) = \frac{1}{c}(|\mathbf{r}(t-\Delta t) - \mathbf{R}_2(t+\tau_t)| - |\mathbf{r}(t-\Delta t) - \mathbf{R}_1(t)|). \quad (4)$$

VLBI时延率计算公式为

$$\dot{\tau}_t = \frac{1}{c}(\dot{\rho}_1 - \dot{\rho}_2) = \frac{1}{c} \left[\frac{(\mathbf{r}(t-\Delta t) - \mathbf{R}_2(t+\tau_t)) \cdot (\dot{\mathbf{r}}(t-\Delta t) - \dot{\mathbf{R}}_2(t+\tau_t))}{\rho_2} - \frac{(\mathbf{r}(t-\Delta t) - \mathbf{R}_1(t)) \cdot (\dot{\mathbf{r}}(t-\Delta t) - \dot{\mathbf{R}}_1(t))}{\rho_1} \right]. \quad (5)$$

式(4)和(5)中, c 为光速, Δt 为信号到一个台站1的光行时, 可通过迭代进行解算. $\mathbf{r}(t-\Delta t)$, $\dot{\mathbf{r}}(t-\Delta t)$ 是信号发射时刻探测器的位置和速度矢量, $\mathbf{R}_1(t)$, $\dot{\mathbf{R}}_1(t)$ 为信号在 t 时刻到达第1站时的台站1的位置和速度矢量, $\mathbf{R}_2(t+\tau_t)$, $\dot{\mathbf{R}}_2(t+\tau_t)$ 为信号在 $t+\tau_t$ 到达第2站时的台站2的位置和速度矢量.

(3) 同波束时延

当两个探测器角距极小, 可以位于同一个天线波束内时, 地面站可同时接收这两个探测器的信号, 这两个探测器的时延量的差分即为同波束时延, 同波束

VLBI时延测量模型如下:

$$\Delta\tau = \tau_2 - \tau_1, \quad (6)$$

式中, τ_1 为探测器1到两个观测站的时延值, τ_2 为探测器2到两个观测站的时延值.

(4) 高精度VLBI测量模型

VLBI测量模型对实现月面探测器的VLBI高精度测量的影响主要体现在2个方面. 其一是相关处理模型精度, 需满足时延模糊度解算的基本要求; 另一方面, 台站的位置、射电源坐标、地球自转参数、射电源几何时延的精确测定对月面探测器的VLBI测量精度将产生系统性影响. 此外, 测量设备本身的性能也会对观测数据产生影响.

在VLBI的差分测量过程中, 对射电源的观测主要用于修正VLBI测量中的一些系统误差, 因此射电源的几何时延计算精度直接影响VLBI测量系统差的校准精度. 射电源的几何时延高精度计算需要对各种模型进行精化, 包括对测站进行板块运动、固体潮、海潮、大气潮、极潮、海极潮等改正^[12].

3 月面基准高精度确定算法

考虑到月面目标在月固系下固定不动, 可以利用月球平动转动的相关信息, 对连续弧段内的观测数据进行综合平差处理实现对着陆器的精密定位, 即综合利用一段时间内而不是单历元的观测数据对月面目标进行统计定位^[12].

由于不涉及任何动力学模型建模, 此方法为运动学统计定位法. 与单点定位方法相比, 此方法最大的优点是可以利用一段时间内的观测数据, 使用多历元数据对观测噪声进行平滑, 并且可以忽略野点对定位结果的影响, 其定位精度远高于单点定位. 其次, 此方法与统计方法类似, 可以解算除月面目标位置外的其他参数, 如测距系统差等. 运动学统计定位法的计算基本原理及流程如下.

在月球固连坐标系下建立着陆器的运动方程, 由于着陆器相对月面静止, 其运动方程可以表示为

$$\mathbf{r}(t) = \mathbf{r}_0; \dot{\mathbf{r}}(t) = 0, \quad (7)$$

$\mathbf{r}$ 为着陆器的位置矢量, 可以用直角坐标表示, 也可以用地理坐标表示. 速度 $\dot{\mathbf{r}}$ 的三个分量均为零, 所以我们

求解的着陆器位置参数由6维减至3维.

将不出现在卫星运动方程中的代估几何参数记为 $\mathbf{p}_g$, 包括测距系统差等.

状态矢量可以表示为

$$\mathbf{X} = \begin{pmatrix} \mathbf{r} \\ \mathbf{p}_g \end{pmatrix}, \quad (8)$$

则状态方程为

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{X}} = 0, \\ \mathbf{X}(t_0) = \mathbf{X}_0. \end{cases} \quad (9)$$

对固定在月面的着陆器定位来说, 其状态转移矩阵 $\Phi(t_p, t_0)$ 简化为单位阵.

进行观测量理论值计算、观测量偏导数矩阵的计算、条件方程求解, 经过多次迭代计算收敛后, 完成对月面固定目标的运动学统计定位计算. 具体流程见图4.

当弧段较短或是测量数据较少时, 可以只解算经度纬度两个值, 着陆器的高程值则根据月面数字高程模型(DEM)计算. 考虑到目前月面数字高程精度在几十米量级, 定位精度会受到DEM模型精度的限制, 但是该方法可以在测量数据较少或观测弧段较短的情况下获得百米量级精度的定位结果^[13].

图4 月面着陆器运动学法统计定位流程图

Figure 4 Kinematic statistical method flow chart for lunar lander.

4 嫦娥五号任务验证分析

4.1 任务实施过程

着陆上升组合体于2020年12月1日23时11分着陆月面, 上升器于2020年12月3日23时10分离开月面, 月面工作时间共约48 h.

从18时55分至22时50分, 对射电源和着陆上升组合体开展交替观测. 22时51分, 佳木斯深空站完成双捕, 三向测量系统于动力下降前启动三向测量流程, 用以确保整个动力下降过程中可以利用三向测量数据精准实时定位. 22时57分, 7500 N发动机开机, 动力下降开始, 依次经过主减速段、快速调整段、接近段、悬停段、避障段、缓速下降段控制, 于23时11分月面着陆. 在悬停段, 三亚测控站下行接收信号失锁, 重新锁定后三向测距数据丢失. 23时37分, 通过落月后约20 min的外测数据(包括佳木斯深空站双向测量数据, 佳木斯深空站-喀什深空站三向测量数据、VLBI测轨分系统4个观测台站获取的DOR信标干涉测量数据)解算得到着陆上升组合体的月面精确位置.

4.2 基准位置计算

在进行着陆上升组合体月面基准位置计算时, 因轨道器在着陆上升组合体落月前刚刚进行了第一次调相, 与之前任务设计阶段时的轨控策略不同, 这导致轨

道器不适合作为精确已知标校源, 因此在落月初期未采用轨道器和着陆上升组合体交替观测的模式. 此外, 在落月初期, 未出现轨道器和着陆上升组合体位于同一波束的情况, 无法进行SBI观测, 与嫦娥三号任务时可以采用着陆器和巡视器开展SBI观测的情况有着很大不同^[11,14]. 因此, 实际任务中采用基于着陆上升组合体DOR信标和射电源交替观测获得的时延数据和三向测量系统提供的“双向测量+三向测量”数据共同开展定位. 落月初期三向测距残差和干涉测量残差分别见图5和6所示. 图5为佳木斯深空站-喀什深空站三向

图5 嫦娥五号着陆器三向测距残差(佳木斯作主站, 喀什作副站)

Figure 5 Residual of three-way ranging of Chang'E-5 lander (Jiamusi: main station, Kashi: secondary station).

图6 各条基线上嫦娥五号着陆器VLBI干涉测量残差

Figure 6 Residual of VLBI of all baselines of Chang'E-5 lander.

测距残差. 图6中, BJ, KM, UR, TM分别表示北京密云、昆明、乌鲁木齐、上海天马4个VLBI观测台站.

图6中的横坐标为时间, 从着陆月面时刻开始起算, 单位为h, 纵坐标为VLBI干涉测量定轨后残差. 从图中可以看出, 55 min前后的残差特性存在明显不同, 这是因为55 min之前的干涉测量数据由DOR信号得到, 而55 min之后的干涉测量数据由数传信号得到, 具体说明如下: 数传单载波信号于落月后23 min开启, 该信号不会对DOR信号产生任何影响; 落月55 min后, 开始加调5 Mbps码速率BPSK调制数传数据, 考虑到该信号会对DOR信号造成严重影响, 在飞行程序设计上于落月后55 min将DOR信标关闭. 数传信号功率高达25 dB W, 所以热噪声误差较DOR信号的要小, 在残差噪声上更为平稳, 但存在一定的系统误差.

美国NASA的LRO探测器航拍获得了嫦娥五号着陆器落月位置为: 北纬43.0576°, 东经-51.9161°, 高程-2570 m (图7). LRO的图像定位精度约为20 m (<https://www.leonarddavid.com/nasa-orbiter-spots-chinas-change-5-lander/>). 该数据比我国地基测量系统可以实现的定位精度要高, 因此可以用于着陆上升组合体定位精度评价.

利用各种定位策略(不同类型观测量、不同弧长、是否采用月面DEM)进行着陆器月面定位, 并将结果与LRO的图像定位结果进行比较, 见表1. 20 min短弧定位数据包括VLBI干涉测量数据、佳木斯深空站

图7 LRO探测器获取的嫦娥五号着陆器落月位置

Figure 7 Landing position of Chang'E-5 lander acquired by LRO.

双向测量数据和佳木斯深空站-喀什深空站三向测量数据. 48 h弧长定位相比20 min短弧定位共增加了1 h 15 min的VLBI数据和近48 h的三个深空站(佳木斯、喀什、阿根廷)接力观测的双程测距数据.

结果表明, 1.5 h弧段VLBI单独定轨结果位置精度4 km, 1.5 h测距数据单独定轨结果不收敛, 3 h测距数据单独定轨位置精度4 km; 随着观测弧段的增加, 12 h测距数据单独定位精度约1 km, 24 h定位精度可提高至130 m; VLBI+测距20 min定位精度为180 m; 加入

表1 定位结果比较表

Table 1 Comparison of positioning results

定位策略			计算值			与LRO结果比较差异			
数据	弧长	DEM	经度 (°)	纬度 (°)	高程 (m)	经度 (m)	纬度 (m)	高程 (m)	三维 (m)
	LRO		-51.9161	43.0576	-2570	-	-	-	-
测距	3 h	否	-51.9426	43.1360	469	587	-2377	-3039	3902
测距	3 h	是	-51.9082	43.0716	-2546	-175	-425	-24	460
测距	12 h	否	-51.9250	43.0764	-1839	197	-570	-731	948
测距	12 h	是	-51.9211	43.0565	-2543	111	33	-27	119
测距	24 h	否	-51.9193	43.0550	-2645	71	79	75	130
VLBI	1.6 h	否	-52.0593	43.1204	-4457	3173	-1904	1887	4154
VLBI	1.6 h	是	-51.9268	43.0607	-2542	237	-94	28	257
VLBI+测距	20 min	否	-51.9214	43.0595	-2446	117	58	124	180
VLBI+测距	20 min	是	-51.9203	43.0574	-2543	93	6	-27	97
VLBI+测距	48 h	否	-51.9167	43.0594	-2550	13	54	20	60

DEM进行着陆器定位解算后, VLBI单独定位结果 257 m, 3 h测距单独定位结果460 m, 联合测距和VLBI数据20 min短弧定位结果为97 m. 可以有效作为月面起飞基准.

5 讨论和结论

本文利用“三向测量系统+VLBI干涉测量系统”的高精度月面基准测量方法, 通过嫦娥五号任务实测数据确定了着陆上升组合体在月固系的位置, 并利用美国NASA LRO探测器的图像数据对定位结果进行了外符合比较评估. 结果表明, 利用着陆后20 min的外测数据获得的定位结果和LRO图像数据差异为180 m, 当只解算经度和纬度, 高程由月面数字高程模型获取时, 其定位结果和LRO图像数据差异为97 m, 利用整个月面工作段48 h之内可用的外测数据获得的定位结果和LRO图像数据差异为60 m.

高精度快速定轨需求需要联合使用VLBI和测距

数据, 当测量弧段较短或测量数据较少时, 可以加入月面数字高程模型进行高精度定位, 但该方法受到数字高程模型精度限制, 所以在长弧定轨时, 对着陆器三维位置进行独立解算更为可靠.

此外, 在没有LRO的照相结果作为参考的前提下, 可以利用不同弧段测量数据的残差间接评估定位精度. 具体而言, 可以以20 min定位结果为参考, 反算月面工作段其他弧段的测量数据残差, 根据残差特性及其发散情况判断定位结果的精度. 文中对不同定位策略和测量组合进行了补充计算, 可以作为相互验证的结果.

任务中获得的定位结果说明, 我国无线电测量定位结果与美国LRO图像定位结果相一致; 使用20 min地基无线电测量定位的结果能够满足定位精度指标要求, 证明了“三向测量系统+VLBI干涉测量系统”测量方法的有效性; 通过该方法确保了嫦娥五号任务的顺利实施, 为我国后续载人及无人月球探测任务、深空探测任务提供了重要技术储备.

致谢 感谢上海天文台黄勇研究员在本文写作过程中提供的无私帮助和宝贵建议, 在此表示诚挚谢意.

参考文献

- 1 Wu W R, Liu J Z, Tang Y H, et al. China lunar exploration program (in Chinese). *J Deep Space Explor*, 2019, 6: 405–416 [吴伟仁, 刘继忠, 唐玉华, 等. 中国探月工程. 深空探测学报, 2019, 6: 405–416]
- 2 Yao Y B, Yang Y X, Sun H P, et al. Geodesy discipline: Progress and perspective (in Chinese). *Acta Geodaetica et Cartograph Sin*, 2020, 49: 1243–1251 [姚宜斌, 杨元喜, 孙和平, 等. 大地测量学科发展现状与趋势. 测绘学报, 2020, 49: 1243–1251]
- 3 Huang Y, Chang S Q, Li P J, et al. Orbit determination of Chang'E-3 and positioning of the lander and the rover. *Chin Sci Bull*, 2014, 59: 3858–3867 [黄勇, 吕胜骐, 李培佳, 等. “嫦娥三号”月球探测器的轨道确定和月面定位. 科学通报, 2014, 23: 2268–2277]
- 4 Kinman P W. 210 Delta-Differential One Way Ranging. *DSMS Telecommunications Link Design Handbook*. Technical Report, Pasadena: Jet Propulsion Laboratory. 2004
- 5 Qian Z H, Li J L. Application of Very Long Baseline Interferometry in Deep Space Exploration (in Chinese). Beijing: Science and Technology of China Press, 2012 [钱志瀚, 李金岭. 甚长基线干涉测量技术在深空探测中的应用. 北京: 中国科学技术出版社, 2012]
- 6 Consultative Committee for Space Data Systems. CCSDS 401.0-B-29 Radio frequency and modulation systems-Part1: Earth stations and spacecraft. Washington D C: CCSDS Secretariat, 2019
- 7 Huang L, Wang H, Fan M. Application of three-way measurement in deep space exploration (in Chinese). *J Spacecraft TT&C Tech*, 2012, 3: 10–14 [黄磊, 王宏, 樊敏. 三向测量技术在深空探测中的应用研究. 飞行器测控学报, 2012, 3: 10–14]
- 8 Consultative Committee for Space Data Systems. CCSDS 500.1-G-1 Delta-DOR—Technical characteristics and performance. Washington D C: CCSDS Secretariat, 2013
- 9 Curkendall D W. Orbit determination of two spacecraft through the use of earth-based multiple-link doppler tracking data. *JPL Space Programs Summary No. 37–41, Vol. III*. Pasadena: Jet Propulsion Laboratory, 1965
- 10 Dong G L, Li G M, Wang X Y, et al. China Deep Space Network: System Design and Key Technologies (II) (in Chinese). Beijing: Tsinghua

- University Press, 2016 [董光亮, 李国民, 王新永, 等. 中国深空网: 系统设计与关键技术(中). 北京: 清华大学出版社, 2016]
- 11 Li P J, Huang Y, Chang S Q, et al. Positioning for the Chang'E-3 lander and rover using Earth-based observations (in Chinese). *Chin Sci Bull*, 2014, 32: 3162–3173 [李培佳, 黄勇, 吕胜琪, 等. 基于地基观测的嫦娥三号着陆器与巡视器高精度定位. 科学通报, 2014, 32: 3162–3173]
 - 12 Petit G, Luzum B. IERS Conventions (2010). Technical Report, Bureau International des Poids et mesures sevrés (France). 2010
 - 13 Huang Y, Hu X G, Li P J, et al. Precise positioning of the Chang'E-3 lunar lander using a kinematic statistical method. *Chin Sci Bull*, 2012, 57: 4545–4551 [黄勇, 胡小工, 李培佳, 等. 运动学统计定位方法应用于月球着陆器的精密定位. 科学通报, 2012, 57: 4545–4551]
 - 14 Liu Q H, Chen M, Xiong W M, et al. Relative position determination of a lunar rover using high-accuracy multi-frequency same-beam VLBI (in Chinese). *Sci Sin-Phys Mech Astron*, 2010, 40: 253–260 [刘庆会, 陈明, 熊蔚明, 等. 基于超高精度多频点同波束VLBI技术的月球车精密相对定位. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2010, 40: 253–260]

Application of a high-precision calibration technology for lunar liftoff and verification using Chang'E-5 mission

HUANG Lei^{1*}, FAN Min¹, LI PeiJia², WANG Hong¹ & LI HaiTao¹

¹ Beijing Institute of Tracking and Telecommunications Technology, Beijing 100094, China;

² Shanghai Astronomical Observatory, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 200030, China

Chang'E-5 explorer landed on the lunar surface on December 1, 2020, Beijing time, completed China's first lunar surface sampling, lunar surface liftoff, and lunar orbital rendezvous and docking, and then returned to the Earth successfully. Accurate positioning of the lander and ascending vehicle assembly are the key to the success of lunar liftoff and as well as lunar orbital rendezvous and docking. Aiming at fulfilling the requirement of high-precision calibration of lunar liftoff of the lander and ascending vehicle assembly of Chang'E-5 mission, the method of using a “three-way ranging and Doppler system + VLBI interferometry system” to realize high precision of a landing position is proposed herein. Then, a high-precision determination algorithm for the lunar liftoff datum mark is provided. Using 20-min observables of Chang'E-5 mission after landing, the landing location of the lander and ascending vehicle assembly could be calculated rapidly, which was 43.0595°N and -51.9214°E, having a -2446-m elevation. Results showed that the difference between the positioning results obtained using the tracking data only 20 min after landing and the lunar reconnaissance orbiter (LRO) image data provided by NASA was 180 m. When only longitude and latitude were calculated and elevation was obtained from the lunar digital elevation model, the difference between the positioning result and LRO image data was 97 m, which could be effectively used as the lunar surface liftoff datum mark. Using 48-h observables after landing, the landing location of the lander and ascending vehicle assembly was 43.0594°N and -51.9167°E, having a -2550-m elevation, with a difference of only 60 m compared with the results of LRO.

Chang'E-5, lander and ascending vehicle assembly, lander, lunar surface positioning, lunar surface liftoff datum mark, lunar digital elevation model (lunar DEM)

PACS: 91.10.Sp, 95.10.Eg, 95.55.Jz

doi: 10.1360/SSPMA-2021-0069