引文格式:曹建峰,侯锡云,王鹏,等.月球中继星与着陆探测器联合定轨与定位方法[J].武汉大学学报(信息科学版),2026,51(6):1110-1117.DOI:10.13203/j.whugis20250028

Citation: CAO Jianfeng, HOU Xiyun, WANG Peng, et al. Joint Orbit Determination and Positioning Methods for Lunar Relay Satellites and Lander Probes[J]. Geomatics and Information Science of Wuhan University, 2026, 51(6):1110-1117.DOI:10.13203/j.whugis20250028

月球中继星与着陆探测器联合定轨与定位方法

曹建峰[1,2] 侯锡云[3] 王 鹏[4] 满海钧[1,2] 郑清标[4] 刘山洪[1,2]

1 航天飞行动力学技术重点实验室,北京,100094
2 北京航天飞行控制中心,北京,100094
3 南京大学天文与空间科学学院,江苏 南京,210023
4 航天东方红卫星有限公司,北京,100089

摘 要:针对传统深空网测量在着陆器定位解算中存在的系统误差与坐标强耦合问题,探讨了一种月球中继星与着陆探测器联合定轨与定位的新方法。首先,详细阐述了四程中继测量数据在联合定轨与定位中的应用理论,并分析其提升精度的潜力;然后,提出一种融合局部与全局参数的优化方案,该方案通过有效整合长期观测数据,实现了待估参数的整体最优估计;最后,通过仿真实验对比分析了独立观测与交替观测模式下的定轨效果。结果显示,交替观测模式能显著提高定轨与定位的准确性。此外,还发现不同着陆区域对定轨及定位效果存在差异化影响,为未来深空探测任务提供了重要参考。

关键词:月球中继星;月球着陆器;联合定轨;精度分析

中图分类号:P228 **文献标识码**:A **收稿日期**:2025-05-08

DOI:10.13203/j.whugis20250028 **文章编号**:1671-8860(2026)06-1110-08

Joint Orbit Determination and Positioning Methods for Lunar Relay Satellites and Lander Probes

CAO Jianfeng[1,2] *HOU Xiyun*[3] *WANG Peng*[4] *MAN Haijun*[1,2]
ZHENG Qingbiao[4] *LIU Shanhong*[1,2]

1 Science and Technology on Aerospace Flight Dynamics Laboratory, Beijing 100094, China
2 Beijing Aerospace Control Center, Beijing 100094, China
3 School of Astronomy and Space Science, Nanjing University, Nanjing 210023, China
4 DFH Satellite Co., Ltd., Beijing 100089, China

Abstract: **Objectives**: Aiming at significant systematic errors and serious coordinate coupling in the traditional deep-space network measurement for lunar lander positioning, a joint orbit determination and positioning method for lunar relay satellites and lunar probes is proposed. Based on four-way relay measurement, the proposed method fuses local and global parameters, thereby breaking the accuracy bottleneck of lunar positioning. **Methods**: We elaborate the application principle of four-way relay measurement data in joint orbit determination and positioning, and quantitatively analyze its potential in improving positioning accuracy. A local-global parameter fusion optimization scheme is constructed to make full use of long-term observation data and realize the global optimal estimation of parameters to be solved. Simulation tests are designed to compare the orbit determination and positioning performance of lunar landers under independent and alternating observation modes. Moreover, the observation geometry and tracking arc differences caused by different landing areas are analyzed. **Results**: Four-way relay measurement effectively suppresses system errors and coordinate coupling existing in traditional ground-based ranging. The local-global parameter fusion strategy improves the utilization efficiency of observation data and speeds up parameter convergence.

基金项目:空间碎片与近地小行星防御科研专项(KJSP2023020104)。

第一作者:曹建峰,博士,副研究员,研究方向为航天器精密定轨及其科学应用。jfcao@foxmail.com

Alternating observation mode significantly improves the accuracy of relay satellite orbit determination and lander positioning compared with independent observation. Different landing regions lead to different observation geometries, which bring measurable differences in final orbit determination and positioning accuracy. With the increase of observation arc segments, lander positioning accuracy gradually stabilizes at the meter level. **Conclusions:** The proposed joint orbit determination and positioning method provides an effective technical solution for high-precision orbit control and precise landing positioning of lunar probes. Four-way relay measurement and alternating observation mode optimize observation geometry and shorten the parameter convergence period. Regional differences among landing sites should be fully considered in mission design. This method can be extended to more complex deep-space exploration scenarios, and supports the construction of high-precision lunar telemetry, tracking and command networks and fine-scale lunar surface positioning.

Key words: lunar relay satellite; lunar lander; joint orbit determination; precision analysis

探月工程作为中国自主实施的月球探索计划,对航天技术的推进、国际地位的增强以及月球科学认知的深化具有显著影响[1]。自 2004 年项目正式启动以来,已成功实施了多轮月球探测任务[2-3]。在这些任务中,环月探测与着陆探测在技术复杂性、科学探索目标及执行宗旨上展现出独特之处。环月探测依托遥感技术在月球轨道上持续进行广泛的月球观测,旨在收集月球表面的综合数据,并深入研究月球的磁场、重力场等环境要素[4-6],为后续探测任务提供坚实的数据支撑。着陆探测通过高精度的着陆技术,将探测设备直接部署至月球表面,利用携带的科学仪器分析月壤的化学成分、岩石的构造特征等,采集月表样本,为科学研究提供直接且具体的证据[7]。环月探测与着陆探测相辅相成,共同推动了月球科学研究在广度与深度上的发展。

环月探测与着陆探测的科学成果依赖于高精度的轨道确定与定位技术。在中国月球探测发展历程中,中国深空探测网与中国甚长基线干涉测量网发挥了重要作用[8-9]。例如,在嫦娥一号执行任务期间,由于测站跟踪能力的限制,测量数据精度处于十米级别,轨道解算精度在百米级别[10]。在嫦娥二号扩展实验任务收官阶段,中国深空探测网建成并投入运行,有效提升了月球探测器的轨道测量精度[11]。到 2013 年,随着月球重力恢复与内部实验室探测器高精度重力场模型 GL0660B 的发布,环月探测器的轨道确定精度得到提升,100 km 高度轨道也可实现 100 m 的轨道精度[12]。在嫦娥四号执行任务期间,高精度多普勒测量技术的应用实现了优于 50 m 的环月轨道器精度[13]。实现高精度轨道的确定需要高精度测量数据的支持、良好的观测几何条件以及长期连续的观测数据积累。

着陆器定位方法主要包括视觉定位与无线电定位,两者各具优势与局限性。视觉定位技术利用先进的图像处理算法,先从月表观测影像中提取特征点,随后与月球表面已建立的高精度地图进行匹配,实现十米量级精度的匹配定位水平[14]。视觉定位技术自主性强,不依赖外部信号源,然而,月面光照条件的显著变化,如昼夜循环及月尘积累等,可能显著降低视觉传感器的成像质量,进而对定位精度产生不利影响。此外,视觉定位技术还需依赖预先构建的月球表面地图或特征数据库,若此类先验数据存在偏差或不足,将直接影响定位精度及可靠性[14-15]。相比之下,无线电定位技术依赖于无线电信号的发射与接收,通过测量测站与着陆器间的距离信息来实现定位。但是,月球潮汐锁定现象使得月球表面一侧始终指向地球,导致地基无线电测量数据中的固有系统偏差难以在统计定位中进行解算。为解决此问题,嫦娥三号(Chang'E-3, CE-3)执行任务期间,在数据处理环节中引入了高程先验约束技术,有效改善了定位精度,使得定位结果达到了优于百米的水平[16-17]。为提升 CE-3 在科学应用方面的产出,北京航天飞行控制中心多次组织甚长基线干涉测量国际联测活动,旨在通过此类联测提高着陆器的定位精度,并据此优化月面控制网。然而,这些努力尚未取得显著进展[18]。嫦娥四号则由于在月球背面着陆,地基无线电设备无法对其进行跟踪测量,其定位主要通过视觉定位完成。

本文基于无线电测量数据,融合地基常规测距与四程中继观测数据,构建了中继星(relay satellite, RS)与着陆器联合定轨与定位分析模型,并对其协同定轨性能开展评估。着陆器固联于月球表面,能够综合历史数据进行统计定位,以提高定位精度。环绕器由于受力模型精度的限制,通常使用数天的数据进行轨道计算,更长的弧段不仅不会提升轨道精度,反而可能导致计算不收敛。

四程中继测量面临的主要问题是,需要充分利用着陆器提供的所有观测数据进行统计定位以提升精度。然而,对于RS而言,这些数据量过大,无法一次性处理,必须分段进行解算,这与提高精度的需求形成了矛盾。为解决上述问题,本文提出了一种结合局部与全局参数的解决方案,旨在充分利用所有无线电测量数据资源,实现RS轨道的分组精确解算,并同步进行着陆器的联合定位,从而提升整体定轨与定位的精度。

1 基于月球中继测量的联合定轨与定位基本原理和实现方法

1.1 四程测量模型

四程测量反映的是测站在t_1时刻发射上行信号,并于t_2时刻到RS,RS的转发信号于t_3时刻到达目标卫星,目标卫星应答机的转发信号于t_4时刻抵达RS,RS再将该信号发送至测站,在t_5时刻接收,共计四程链路,具体如图1所示。

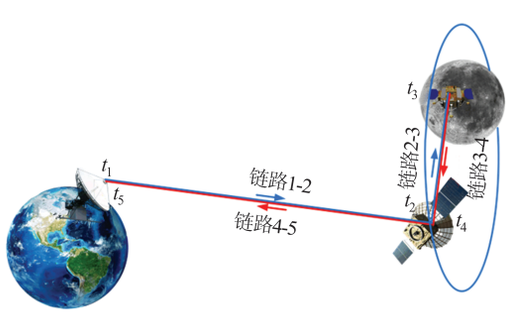


图1 四程测量模型

Fig. 1 Four-Pass Measurement Model

四程测距ρ_{4w}的观测方程为:

$$\rho_{4w}=\rho_{12}+\rho_{23}+\rho_{34}+\rho_{45}+b \tag{1}$$

式中,b表示测量系统差;ρ_{12}、ρ_{23}、ρ_{34}、ρ_{45}分别表示每条链路上的距离,计算公式分别为:

$$\rho_{12}=\left|\boldsymbol{r}_{\mathrm{RS}}(t_2)-\boldsymbol{r}_{\mathrm{sta}}(t_1)\right| \tag{2}$$

$$\rho_{23}=\left|\boldsymbol{r}_{\mathrm{sc}}(t_3)-\boldsymbol{r}_{\mathrm{RS}}(t_2)\right| \tag{3}$$

$$\rho_{34}=\left|\boldsymbol{r}_{\mathrm{RS}}(t_4)-\boldsymbol{r}_{\mathrm{sc}}(t_3)\right| \tag{4}$$

$$\rho_{45}=\left|\boldsymbol{r}_{\mathrm{sta}}(t_5)-\boldsymbol{r}_{\mathrm{RS}}(t_4)\right| \tag{5}$$

式中,$\boldsymbol{r}$表示质心天球参考系下的位置矢量;$\boldsymbol{r}_{\mathrm{RS}}$表示RS的位置矢量;$\boldsymbol{r}_{\mathrm{sta}}$表示测站的位置矢量;$\boldsymbol{r}_{\mathrm{sc}}$表示目标星的位置矢量。计算上述4条链路的距离时,均需考虑光行时的迭代计算,并统一采用质心天球参考系作为基准,以确保结果的准确性。

四程测量对改进历元t_0状态参数的偏导数为:

$$\frac{\partial\rho_{4w}}{\partial\boldsymbol{x}_{\mathrm{RS}}(t_0)}=\frac{\partial\rho_{12}}{\partial\boldsymbol{x}_{\mathrm{RS}}(t_2)}\frac{\partial\boldsymbol{x}_{\mathrm{RS}}(t_2)}{\partial\boldsymbol{x}_{\mathrm{RS}}(t_0)}+\frac{\partial\rho_{23}}{\partial\boldsymbol{x}_{\mathrm{RS}}(t_2)}\frac{\partial\boldsymbol{x}_{\mathrm{RS}}(t_2)}{\partial\boldsymbol{x}_{\mathrm{RS}}(t_0)}+\frac{\partial\rho_{34}}{\partial\boldsymbol{x}_{\mathrm{RS}}(t_4)}\frac{\partial\boldsymbol{x}_{\mathrm{RS}}(t_4)}{\partial\boldsymbol{x}_{\mathrm{RS}}(t_0)}+\frac{\partial\rho_{45}}{\partial\boldsymbol{x}_{\mathrm{RS}}(t_4)}\frac{\partial\boldsymbol{x}_{\mathrm{RS}}(t_4)}{\partial\boldsymbol{x}_{\mathrm{RS}}(t_0)} \tag{6}$$

$$\frac{\partial\rho_{4w}}{\partial\boldsymbol{x}_{\mathrm{sc}}(t_0)}=\frac{\partial\rho_{23}}{\partial\boldsymbol{x}_{\mathrm{sc}}(t_3)}\frac{\partial\boldsymbol{x}_{\mathrm{sc}}(t_3)}{\partial\boldsymbol{x}_{\mathrm{sc}}(t_0)}+\frac{\partial\rho_{34}}{\partial\boldsymbol{x}_{\mathrm{sc}}(t_3)}\frac{\partial\boldsymbol{x}_{\mathrm{RS}}(t_3)}{\partial\boldsymbol{x}_{\mathrm{RS}}(t_0)} \tag{7}$$

式中,$\boldsymbol{x}=\left[x\ y\ z\ v_x\ v_y\ v_z\ \boldsymbol{p}\right]$,$(x,y,z)$、$(v_x,v_y,v_z)$分别表示航天器的位置、速度;$\boldsymbol{p}$表示与航天器相关的动力学参数,如太阳光压系数、经验力参数、系统差参数等。对于测量系统差参数b,偏导数固定$b=1$,历元时刻t_0状态参数的偏导数(状态转移矩阵)采用数值积分方式计算。

1.2 联合定轨与定位算法设计

联合定轨与定位的本质仍是利用观测数据对轨道器或着陆器的先验状态参数进行迭代改进的过程。相对于单星定轨,多目标联合定轨与定位需要解决待估参数的排序与偏导数的构建。将解算参数划分为3类:(1)与轨道器运动相关的状态参数;(2)与着陆器相关的状态参数;(3)与测量相关的运动学参数。

联合定轨软件的基本处理流程在本质上与单星定轨方法一致,在每次迭代优化过程中,先针对多个航天器需分别执行星历计算和状态转移矩阵的积分,随后进行观测数据与偏导数的计算步骤。本文采用了串行处理策略,即逐一处理每个轨道器的星历及偏导数积分,通过唯一编号来区分不同的航天器。为提升效率,星历与偏导数数据预先完成计算,并以二进制文件格式进行存储。在需要时,特定历元的状态量通过切比雪夫多项式插值方法进行精确获取。

1.3 基于中继测量的着陆器定位方法

着陆器在月固坐标系中的坐标视为常数,其惯性空间位置的转换可通过喷气推进实验室(Jet Propulsion Laboratory, JPL)开发的星历表(development ephemeris, DE)进行精确计算。因此,着陆器的定位可整合所有相关测量数据进行综合处理。基于RS的四程测量数据主要反映测站、RS与着陆器之间的相对距离动态变化,然而,由于RS动力学模型的不完善及可能的姿态、轨道控制等因素,无法直接利用全部数据进行定轨。针对此问题,本文提出了一种结合局部与全局参数的设计方案,旨在全面利用数据实现RS轨道的分组解算及着陆器的联合定位。具体实施方案为:将RS的轨道动力学特性参数(如位

置、速度、太阳光压力效应、卸载力等)及测量数据的系统偏差视为局部参数,而将着陆器在月固坐标系下的位置坐标设为全局参数,局部参数与全局参数的排序设置如图2所示。首先,在利用矩阵分块技术针对特定数据集进行定轨计算的过程中,会先消除局部参数的影响,仅保留全局参数进行后续处理。待所有数据集均完成此处理后,对全局参数进行统一求解。随后,将求解得到的全局参数值回代至各组数据中,进一步解算出各组的局部参数,从而完成每组RS轨道和着陆器位置的精确解算。

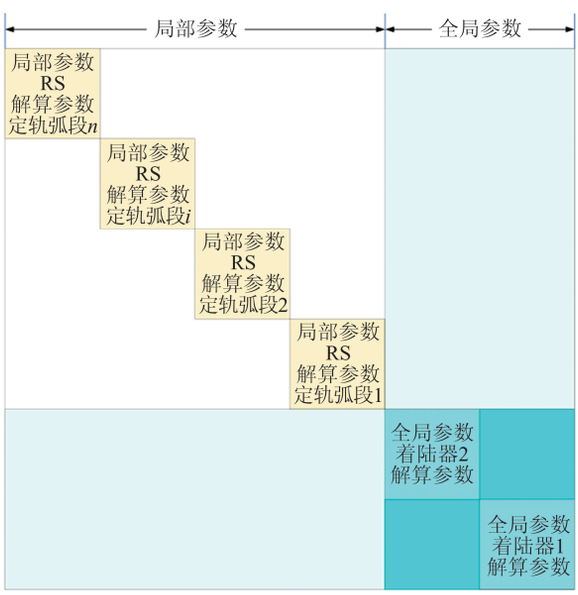


图2　局部参数与全局参数的排序设置

Fig. 2　Sorting Settings for Local and Global Parameters

关于局部参数的分组,本文固定采用3 d弧段作为划分标准。历次任务分析显示,该弧长足以实现RS轨道的稳定与精确解算。鉴于目标是实现高精度定轨与定位,分析过程中未考虑轨道机动的影响。

本文涉及的所有解算参数可以表示为:

$$\boldsymbol{X}=\begin{bmatrix}\underset{1\times m_0}{\boldsymbol{X}_0} & \underset{1\times m_1}{\boldsymbol{X}_1} & \underset{1\times m_2}{\boldsymbol{X}_2} & \cdots & \underset{1\times m_N}{\boldsymbol{X}_N}\end{bmatrix}^{\mathrm{T}} \tag{8}$$

式中,$\boldsymbol{X}$表示所有的解算参数;$\boldsymbol{X}_0$表示着陆器的位置分量,为全局参数;m_0为全局参数的个数;$\boldsymbol{X}_i$表示每个分组中航天器的动力学参数与运动学参数,为局部参数,$i=1,2,\cdots,N$;m_i为每组局部参数的个数,所有的解算参数个数为$\sum_{j=0}^{N}m_j$。

构建的线性观测方程可以表示为:

$$\begin{bmatrix}\underset{n_1\times m_0}{\boldsymbol{H}_{10}} & \underset{n_1\times m_1}{\boldsymbol{H}_{11}} & 0 & \cdots & 0\\ \underset{n_2\times m_0}{\boldsymbol{H}_{20}} & 0 & \underset{n_2\times m_2}{\boldsymbol{H}_{22}} & \cdots & 0\\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & 0\\ \underset{n_N\times m_0}{\boldsymbol{H}_{N0}} & 0 & 0 & 0 & \underset{n_N\times m_N}{\boldsymbol{H}_{NN}}\end{bmatrix}\boldsymbol{X}=\begin{bmatrix}\underset{n_1\times 1}{\boldsymbol{y}_1}\\ \underset{n_2\times 1}{\boldsymbol{y}_2}\\ \vdots\\ \underset{n_N\times 1}{\boldsymbol{y}_N}\end{bmatrix} \tag{9}$$

式中,$\boldsymbol{y}_i$为每个分组观测数据的残差,n_i表示每个分组的数据个数;$\boldsymbol{H}$表示观测偏导数。由于每组局部参数只与当前分组的观测数据有关联,与其他分组的观测数据不相关,在式(9)中表现为其他分组的观测数据对该组局部参数的偏导数均为0。相应的权矩阵为:

$$\boldsymbol{W}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{W}_1 & 0 & \cdots & 0\\ 0 & \boldsymbol{W}_2 & \cdots & 0\\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots\\ 0 & 0 & \cdots & \boldsymbol{W}_N\end{bmatrix} \tag{10}$$

考虑到观测数据之间不相关,权矩阵$\boldsymbol{W}_i$为对角阵。略去推导过程,最终全局参数的法方程为:

$$\begin{aligned}&\left(\underset{m_0\times m_0}{\boldsymbol{N}}-\sum_{i=1}^{N}\boldsymbol{G}_i(\boldsymbol{L}_i)^{-1}\boldsymbol{G}_i^{\mathrm{T}}\right)\boldsymbol{X}_0=\\&\underset{m_0\times 1}{\boldsymbol{R}}-\sum_{i=1}^{N}\boldsymbol{G}_i(\boldsymbol{L}_i)^{-1}\boldsymbol{Y}_i\end{aligned} \tag{11}$$

式中,$\boldsymbol{N}$表示法矩阵;$\boldsymbol{G}_i$表示全局参数偏导数矩阵;$\boldsymbol{L}_i$表示局部参数偏导数矩阵;$\boldsymbol{R}$表示右函数矩阵;$\boldsymbol{Y}_i$表示局部参数对应的右函数矩阵。以上变量的计算公式分别为:

$$\underset{m_0\times m_0}{\boldsymbol{N}}=\sum_{i=1}^{N}\boldsymbol{H}_{i0}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{W}_i\boldsymbol{H}_{i0} \tag{12}$$

$$\underset{m_0\times 1}{\boldsymbol{R}}=\sum_{i=1}^{N}\boldsymbol{H}_{i0}\boldsymbol{W}_i\boldsymbol{y}_i \tag{13}$$

$$\underset{m_i\times m_i}{\boldsymbol{L}_i}=\boldsymbol{H}_{ii}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{W}_i\boldsymbol{H}_{ii} \tag{14}$$

$$\underset{m_0\times m_i}{\boldsymbol{G}_i}=\boldsymbol{H}_{i0}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{W}_i\boldsymbol{H}_{ii} \tag{15}$$

$$\underset{m_i\times 1}{\boldsymbol{Y}_i}=\boldsymbol{H}_{ii}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{W}_i\boldsymbol{y}_i \tag{16}$$

最终局部参数的回代求解公式为,

$$\underset{m_i\times 1}{\boldsymbol{X}_i}=\boldsymbol{L}_i^{-1}\left[\boldsymbol{H}_{ii}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{y}_i-(\boldsymbol{G}_i)^{\mathrm{T}}\boldsymbol{X}_0\right] \tag{17}$$

式(8)~(17)提供了参数约化的基础表达式,相关算法整合至航天飞行动力学技术重点实验室研发的太阳系多星精密定轨软件[19]。

联合定轨与定位计算的具体处理流程为:

1)确定着陆器的坐标,并针对RS的轨道进行迭代优化,此过程考虑了着陆器初始位置200 m的系统性偏差。

2)将第一组RS的轨道参数设定为局部变量,同时将着陆器的位置参数设定为全局变量。

运用参数约化技术,消除与RS相关的待估计参数,仅保留由着陆器位置参数构成的法矩阵。

3)重复步骤2),针对RS的每个定轨弧段进行处理,逐一消除RS的轨道参数。

4)当RS所有待处理的观测弧段均处理完毕后,对所获得的法方程进行求解,从而获取着陆器坐标的最优估计值。

5)将着陆器坐标的改进参数代回RS的法方程中,以实现RS轨道的进一步优化。

需要指出,当迭代过程达到收敛状态时,着陆器的定位结果已摆脱了对初始值偏差的依赖性。

2 仿真分析

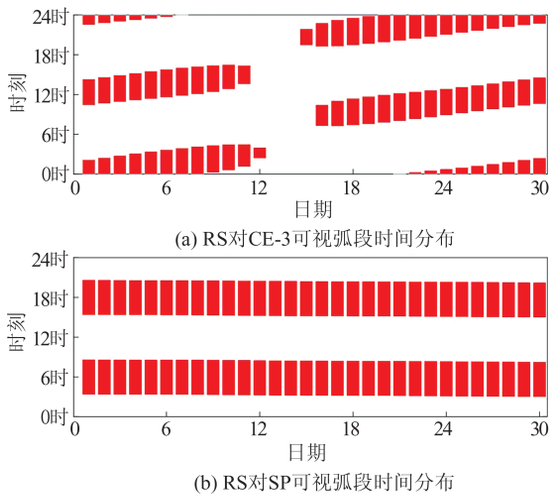
以环月冻结轨道为典型案例,仿真分析环月RS与月球着陆器之间的联合定位解算能力。在此次仿真分析中,RS的轨道参数被指定历元时间为2025年1月1日0时(世界协调时)。RS的轨道根数具体设置为:半长轴a=6 141.289 km,偏心率e=0.140 493,轨道倾角i=55.0°,升交点赤经Ω=0.0°,近地点幅角ω=90.0°,平近点角M=0.0°。仿真分析考虑了两组着陆器的部署情况:第一组为CE-3着陆器,其着陆坐标精确设定为(340.488°,44.121°);另一组着陆器参考嫦娥七号的任务模式,部署于月球的正南极点(标记为SP),坐标为(0.0°,−90.0°)。

2.1 几何可视性分析

基于RS冻结轨道条件,开展其对CE-3及SP目标的可视弧段分析。图3展示了为期30 d的可视弧段分布情况。针对CE-3目标,由于冻结轨道的自然演化,其可视弧段随时间展现出明显变化:在第13日与第14日,CE-3不可视;而在第12日与第15日,虽然存在可视时段,但可视弧长均不足3 h;其余每天可视弧段为2个,跟踪时长为4~5 h。相反,对于SP目标,分析结果显示,其每日的可视时段几乎保持恒定,每天2个可视弧段,每段时长约5 h。

2.2 定轨与定位分析

本节聚焦RS对着陆器定轨与定位能力的仿真分析,旨在评估四程测量对定轨与定位计算的具体贡献。本节分析构建于协方差分析理论框架之上,以确保结果的客观与准确。在仿真分析中,主要考虑了测量数据的随机误差因素,而系统误差则作为未知参数纳入解算过程。此处理方法旨在全面考察测量误差对定轨与定位精度的影响,同时提升解算过程的完整性。



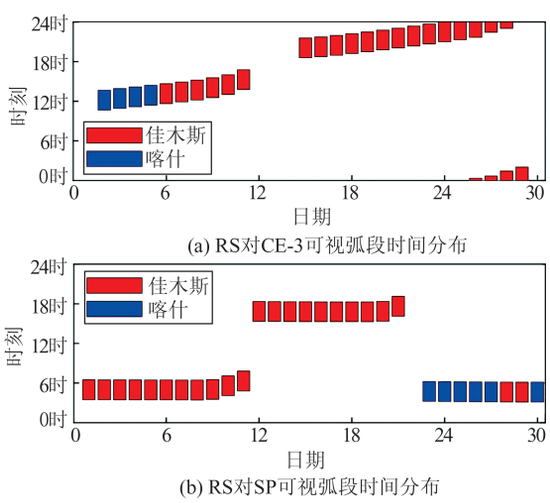
(a) RS对CE-3可视弧段时间分布

(b) RS对SP可视弧段时间分布

图3 观测弧段统计

Fig. 3 Statistics of Observation Arc Segments

为了尽可能保证每天3 h的连续跟踪弧段,仿真分析过程中选取佳木斯与喀什测站作为跟踪站点。在此情境下,卫星的可视性评估需综合RS与着陆器之间的可见性,以及RS与测站之间的可视性条件。图4展示了本节分析中所采用的数据观测弧段。针对CE-3,由于几何构型的特定限制,部分日期无法获得连续超过3 h的观测弧段,未对这些特定天次进行观测数据的模拟处理。



(a) RS对CE-3可视弧段时间分布

(b) RS对SP可视弧段时间分布

图4 佳木斯与喀什地区观测弧段统计

Fig. 4 Statistics of Observation Arc Segments in Jiamusi and Kashgar Areas

表1给出了仿真数据的观测误差设置,在定轨计算中将观测噪声设置作为观测数据的权重设置依据。表2给出了联合定轨与定位的参数解算设置。本文以RS稳定飞行为基本前提,在动力学模型仿真分析中重点考量太阳光压建模误差,该误差可通过定轨解算过程中的分段光压系数拟合方式进行等效模拟。

表 1　仿真数据的观测误差设置

Table 1　Observation Error Settings for Simulation Data

观测类型	观测噪声	系统误差
测距	2 m	解算参数
测速	1 mm/s	不考虑
四程测距	2 m	解算参数

表 2　联合定轨与定位策略

Table 2　Joint Orbit Determination and Positioning Strategies

探测器	类别	模型
RS	月球引力	质点引力
	非球形摄动	GL0660B,100×100
	大行星	JPL DE421
	太阳	太阳,大行星质点引力
	广义相对论	一阶后牛顿
	太阳光压	固定面质比,分段解算光压系数,8 h解算1组
	位置、速度	解算参数
CE-3	位置	月球主轴坐标系,解算参数
SP	位置	月球主轴坐标系,解算参数

针对RS与着陆器的联合定轨与定位分析,设定以下实验方案进行定轨与定位能力的比较:方案1为独立观测模式,实施中继测量模式,分别跟踪CE-3与SP目标,每个着陆器分别跟踪3 h,分别对RS与CE-3、RS与SP进行联合定轨;方案2为交替观测模式,RS交替跟踪CE-3与SP,每个目标每天跟踪3 h,完成RS、CE-3以及SP的联合定轨。两个方案的差异为:交替观测模式下RS可以实现6 h的四程测量。鉴于在RS定轨计算中,长弧段观测数据的使用易受力学模型精度不足带来的不利影响,因此,对RS的定轨计算采用每3 d一个定轨弧段的设置策略,共计产生10组算例。

1)RS独立观测模式

在该方案中,RS与CE-3、RS与SP被分别独立处理。图5和图6分别展示了RS与CE-3、SP进行联合定轨后的结果统计。其中,图5(a)与图6(a)呈现了RS定轨的位置形式误差,图例表示弧段的开始与结束日期;图5(b)与图6(b)则反映了着陆器的定位误差统计,横轴的组数代表参与联合定轨与定位的RS弧段数量。图5(a)中RS位置形式误差的统计均方根(root mean square,RMS)为84.20 m,图6(a)中RS位置形式误差的统计RMS=9.84 m。随着RS定轨弧段数量的增加,着陆器的定位精度逐步提高。本文采用30 d的分析弧段,RS定轨弧段以3 d为一组,因此,共有10组RS定轨数据被纳入分析。

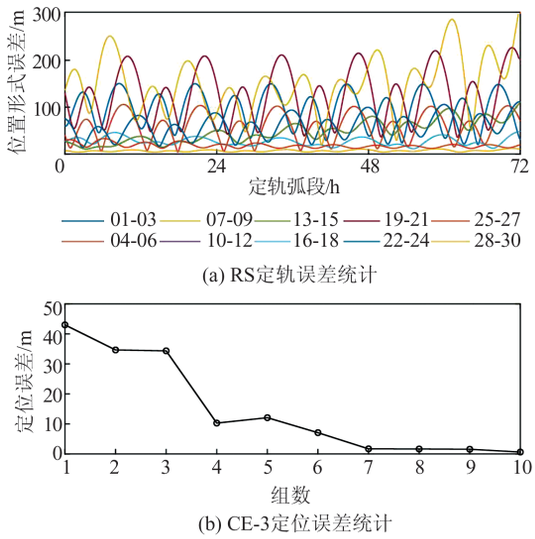


图5　RS与CE-3联合定轨结果

Fig. 5　Joint Orbit Determination Results of RS and CE-3

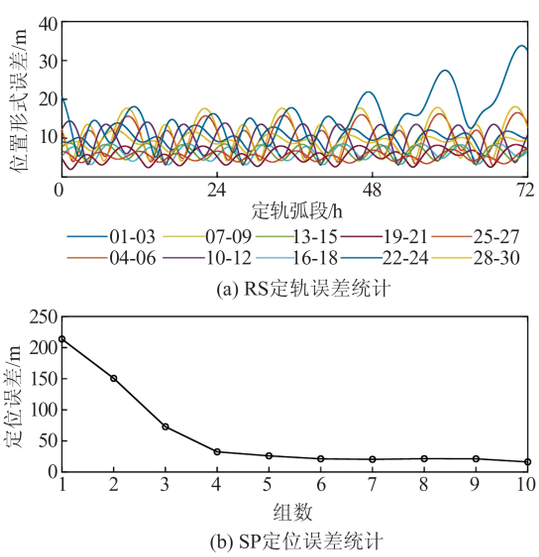


图6　RS与SP联合定轨结果

Fig. 6　Joint Orbit Determination Results of RS and SP

得益于结合局部与全局参数的解决方案算法,定位结果全面集成了历史观测数据。因此,随着观测弧段的延长,CE-3与SP的定位精度均呈现出逐步提升的趋势。相比之下,RS轨道作为局部参数进行解算,其每个弧段的轨道相互独立,并未展现出随观测数据累积而提升的精度特征。

对比图5与图6可知,RS分别与CE-3、SP联合定轨时,在定轨与定位精度方面均呈现出显著差异。具体而言,前者RS的轨道偏差较大,而CE-3的定位精度较高;相反,后者RS的轨道偏差较小,而SP的定位精度较低,该现象主要因CE-3与SP相对于RS的观测几何不同所致。进一步分析显示,当定轨弧段数量达到6组后,定位精度趋于稳定状态,其中,CE-3的误差保持在米级水

平,而SP的定位误差则约为10 m。RS运行于大偏心轨道,其远月点位于南纬55°,大椭圆轨道定轨误差的特点是远月点位置误差相对较大,而速度误差相对较小,SP在远月点提供的观测数据能有效提升该区域的轨道精度。

2)RS交替观测模式

在RS交替观测的场景下,继续沿用3 d弧段进行定轨,并整合了RS与CE-3、SP的四程测量数据,RS与CE-3、SP联合定轨结果如图7所示。图7(a)详细呈现了RS轨道的形式误差情况,RS位置形式误差的统计RMS为8.54 m。图7(b)则给出了着陆器的具体定位结果。与独立解算方法相比,RS的轨道误差得到了有效约束,每个定轨弧段的偏差均维持在25 m以下的水平。此外,着陆器的定位精度也实现了显著提升,在单个弧段即3 d观测周期内,CE-3与SP的误差分别被限定在35 m和20 m之内。特别指出,随着观测弧段的数量增至4个,定位精度进一步稳定,保持在2~4 m的区间内。这一结果表明,相比于双目标联合定轨,3个目标的联合定轨在定轨和定位精度上均实现了进一步的优化和提升。当RS轨道收敛至25 m以内时,着陆器的定位精度可以收敛至5 m以内,且所需的收敛弧段数量减少至4组,收敛时间大幅减少。

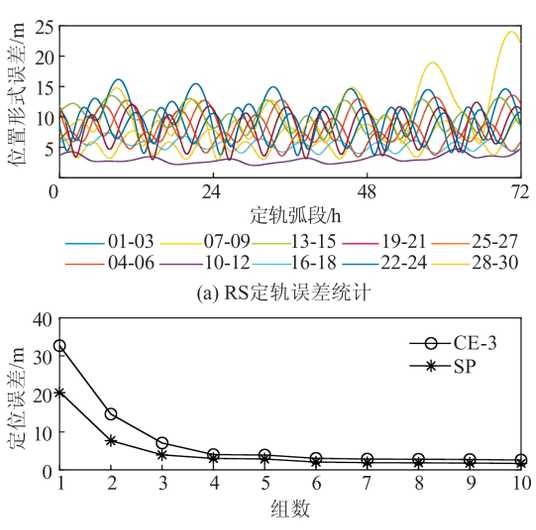


图7 RS与CE-3、SP联合定轨结果

Fig. 7 Joint Orbit Determination Results of RS, CE-3 and SP

3 结 语

本文探讨了基于四程中继测量技术的月球RS与着陆器联合定轨与定位策略,并通过仿真实验验证了该策略的有效性和优势。分析结果显示,四程中继测量机制有效规避了传统地基测距方法中的系统误差及着陆器坐标x分量的强耦合现象,从而显著增强了定轨的精确度。此外,本文引入了一种结合局部与全局参数的优化策略,该策略充分利用了长期累积的观测数据,实现了着陆器定位精度的进一步优化。进一步地,通过RS对两个不同着陆器的交替观测策略,进一步提升了定轨与定位的精度。值得注意的是,尽管CE-3与SP着陆器因着陆位置差异在定轨与定位计算中展现出不同的特性,但两者均一致验证了本文所提方法的高精度与稳定性。具体结论如下:

1)四程中继测量技术有效解决了传统地基测距中的系统误差与着陆器坐标x分量的强耦合问题,缩短了RS与着陆器定轨与定位的收敛时间,并提高了定轨与定位的精度。

2)本文提出的全局优化策略成功整合了RS的长期观测数据,有效提升了着陆器的定位精度。

3)CE-3与SP着陆器因着陆区域不同,在定轨与定位计算中表现出差异化的特征。然而,通过实施两个着陆器的交替观测,有效优化了观测几何,提升了定轨与定位的精度。

四程中继测量在月面目标的精确定位及月面控制网的精细化方面扮演着重要角色。展望未来,月球探测RS的功能不应仅仅局限于当前的中继通信任务,亦可适时增强其测控能力,以便为月球科学探索提供更加全面和优质的服务。

参考文献

[1] 吴伟仁,刘继忠,唐玉华,等. 中国探月工程[J]. 深空探测学报,2019,6(5):405-416.
WU Weiren, LIU Jizhong, TANG Yuhua, et al. China Lunar Exploration Program[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2019, 6(5): 405-416.

[2] 欧阳自远. 我国月球探测的总体科学目标与发展战略[J]. 地球科学进展,2004,19(3):351-358.
OUYANG Ziyuan. Scientific Objectives of Chinese Lunar Exploration Project and Development Strategy[J]. *Advance in Earth Sciences*, 2004, 19(3): 351-358.

[3] 吴伟仁,王赤,刘洋,等. 深空探测之前沿科学问题探析[J]. 科学通报,2023,68(6):606-627.
WU Weiren, WANG Chi, LIU Yang, et al. Frontier Scientific Questions in Deep Space Exploration[J]. *Chinese Science Bulletin*, 2023, 68(6): 606-627.

[4] OUYANG Z Y, LI C L, ZOU Y L, et al. Primary Scientific Results of Chang'E-1 Lunar Mission[J]. *Science China Earth Sciences*, 2010, 53(11): 1565-

1581.

[5] ZHENG Y C, TSANG K T, CHAN K L, et al. First Microwave Map of the Moon with Chang'E-1 Data: The Role of Local Time in Global Imaging [J]. *Icarus*, 2012, 219(1): 194-210.

[6] LI C L, LIU D W, LIU B, et al. Chang'E-4 Initial Spectroscopic Identification of Lunar Far-Side Mantle-Derived Materials [J]. *Nature*, 2019, 569(7756): 378-382.

[7] WU X Y, ZHANG H H, ZHANG T X, et al. The Technical Design and Achievements of Chang'E-3 Probe[J]. *Scientia Sinica Technologica*, 2014, 44(4): 331-343.

[8] 董光亮, 李海涛, 郝万宏, 等. 中国深空测控系统建设与技术发展[J]. 深空探测学报, 2018(2): 99-114.
DONG Guangliang, LI Haitao, HAO Wanhong, et al. Development and Future of China's Deep Space TT & C System[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2018(2): 99-114.

[9] 吴伟仁, 李海涛, 李赞, 等. 中国深空测控网现状与展望[J]. 中国科学: 信息科学, 2020, 50(1): 87-108.
WU Weiren, LI Haitao, LI Zan, et al. Status and Prospect of China's Deep Space TT & C Network [J]. *Scientia Sinica* (*Informationis*), 2020, 50(1): 87-108.

[10] 陈明, 唐歌实, 曹建峰, 等. 嫦娥一号绕月探测卫星精密定轨实现[J]. 武汉大学学报(信息科学版), 2011, 36(2): 212-217.
CHEN Ming, TANG Geshi, CAO Jianfeng, et al. Precision Orbit Determination of CE-1 Lunar Satellite[J]. *Geomatics and Information Science of Wuhan University*, 2011, 36(2): 212-217.

[11] 陈明, 张宇, 曹建峰, 等. 嫦娥二号卫星轨道确定与测轨技术[J]. 科学通报, 2012, 57(9): 689-696.
CHEN Ming, ZHANG Yu, CAO Jianfeng, et al. Orbit Determination and Tracking Technology of CE-2 Satellite[J]. *Chinese Science Bulletin*, 2012, 57(9): 689-696.

[12] 孔静, 胡国林, 李柯, 等. 主动卸载模式下嫦娥四号中继星轨道确定[J]. 航天控制, 2023, 41(5): 27-32.
KONG Jing, HU Guolin, LI Ke, et al. Orbit Determination of Chang'E-4 Relay Satellite Under Active off-Loading Mode[J]. *Aerospace Control*, 2023, 41(5): 27-32.

[13] 曹建峰, 张宇, 陈略, 等. 利用多普勒测量确定嫦娥四号着陆器精密定轨[J]. 宇航学报, 2020, 41(7): 920-925.
CAO Jianfeng, ZHANG Yu, CHEN Lüe, et al. Orbit Determination of Chang'E-4 Lander Using Doppler Measurement [J]. *Journal of Astronautics*, 2020, 41(7): 920-925.

[14] 刘斌, 邸凯昌, 王保丰, 等. 基于LRO NAC影像的嫦娥三号着陆点高精度定位与精度验证[J]. 科学通报, 2015, 60(S2): 2750-2757.
LIU Bin, DI Kaichang, WANG Baofeng, et al. Positioning and Precision Validation of Chang'E-3 Lander Based on Multiple LRO NAC Images[J]. *Chinese Science Bulletin*, 2015, 60(S2): 2750-2757.

[15] 王镓, 万文辉, 赵焕洲, 等. 基于视觉的嫦娥四号探测器着陆点定位方法[J]. 载人航天, 2019, 25(1): 12-18.
WANG Jia, WAN Wenhui, ZHAO Huanzhou, et al. Vision-Based Positioning Method for Chang'E-4 Lander [J]. *Manned Spaceflight*, 2019, 25(1): 12-18.

[16] 曹建峰, 张宇, 胡松杰, 等. 嫦娥三号着陆器精确定位与精度分析[J]. 武汉大学学报(信息科学版), 2016, 41(2): 274-278.
CAO Jianfeng, ZHANG Yu, HU Songjie, et al. An Analysis of Precise Positioning and Accuracy of the CE-3 Lunarlander Soft Landing[J]. *Geomatics and Information Science of Wuhan University*, 2016, 41(2): 274-278.

[17] 黄勇, 昌胜骐, 李培佳, 等. "嫦娥三号"月球探测器的轨道确定和月面定位[J]. 科学通报, 2014, 59(23): 2268-2277.
HUANG Yong, CHANG Shengqi, LI Peijia, et al. Orbit Determination of Chang'E-3 and Positioning of the Lander and the Rover[J]. *Chinese Science Bulletin*, 2014, 59(23): 2268-2277.

[18] 张宇, 段建锋, 孔静, 等. 嫦娥五号双目标联合定轨技术研究[J]. 武汉大学学报(信息科学版), 2024, 49(6): 952-959.
ZHANG Yu, DUAN Jianfeng, KONG Jing, et al. Dual-Target Joint Orbit Determination Technology of Chang'E-5[J]. *Geomatics and Information Science of Wuhan University*, 2024, 49(6): 952-959.

[19] 曹建峰, 李勰, 鞠冰, 等. 太阳系多星精密定轨软件[J]. 深空探测学报(中英文), 2022, 9(5): 532-541.
CAO Jianfeng, LI Xie, JU Bing, et al. Multi-satellite Precision Orbit Determination and Data Analysis Software in Solar System[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2022, 9(5): 532-541.