深空探测学报(中英文)
Journal of Deep Space Exploration

稀疏观测模式的“嫦娥四号”中继星轨道确定

刘思语，黄　勇，李培佳，杨　鹏

Determination of the Orbit of Chang’E-4 Relay Satellite Under Sparse Observation

LIU Siyu, HUANG Yong, LI Peijia, and YANG Peng

在线阅读 View online: https://doi.org/10.15982/j.issn.2096-9287.2022.20210071

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

“嫦娥4号”中继星使命轨道段定轨计算与分析

Orbit Determination and Analysis of Chang'E-4 Relay Satellite on Mission Orbit

深空探测学报(中英文）. 2019, 6(3): 247-253

双站跟踪模式下“嫦娥4号”中继星定轨仿真分析

A Simulation Study of the Orbit Determination Ability for Chang'E-4 Relay Satellite——Magpie Bridge Under Dual-Station Tracking Mode

深空探测学报(中英文）. 2019, 6(3): 241-246

“嫦娥4号”中继星任务轨道确定问题初探

Preliminary Study on the Orbit Determinationof Chang'e-4 Lunar Relay Satellite Mission

深空探测学报(中英文）. 2018, 5(6): 531-538

地月拉格朗日L2点中继星轨道分析与设计

Trajectory Analysis and Design for Relay Satellite at Lagrange L2 Point of Earth-Moon System

深空探测学报(中英文）. 2017, 4(2): 122-129

地月L2点中继星长阴影影响研究

Long Shadow of Relay Satellite Around Earth-Moon L2 Libration Point

深空探测学报(中英文）. 2019, 6(1): 52-56

地-月L2点中继星月球近旁转移轨道设计

Design of Earth-Moon L2 Halo Orbit Transfer Trajectory for Relay Satellite Using Lunar Flybys

深空探测学报(中英文）. 2017, 4(3): 264-269,275

关注微信公众号，获得更多资讯信息

稀疏观测模式的“嫦娥四号”中继星轨道确定

刘思语[1,3]，黄 勇[1,2]，李培佳[1]，杨 鹏[1,2]

（1. 中国科学院 上海天文台，上海 200030；2. 中国科学院大学 天文与空间科学学院，北京 100049；
3. 上海科技大学 物质学院，上海 201210）

摘 要：“嫦娥四号”中继星于2018年6月14日成功进入地月L2点Halo轨道，承担地面测控站与“嫦娥四号”着陆器的数据传输功能。目前“嫦娥四号”中继星处于稀疏观测模式，平均4～5天进行一次观测。分析了2021年1月“嫦娥四号”中继星绕地月L2点的定轨精度，结果表明：中继星绕L2点轨道精度优于2 km，包含有甚长基线干涉测量技术（Very Long Baseline Interferometry, VLBI）时延和时延率的弧段达到百米量级；在有VLBI观测的前提下，合理分配测距和测速弧段的覆盖时段，能在数据覆盖率相同的情况下有效提高轨道精度。

关键词：“嫦娥四号”中继星；地月L2点；轨道确定；稀疏观测

中图分类号：P228 **文献标识码：**A **文章编号：**2096-9287(2022)01-0014-07

DOI:10.15982/j.issn.2096-9287.2022.20210071

引用格式：刘思语，黄勇，李培佳，等. 稀疏观测模式的“嫦娥四号”中继星轨道确定[J]. 深空探测学报（中英文），2022，9（1）：14-20.

Reference format: LIU S Y，HUANG Y，LI P J，et al. Determination of the orbit of Chang’E-4 relay satellite under sparse observation[J]. Journal of Deep Space Exploration，2022，9（1）：14-20.

引 言

“嫦娥四号”着陆器于2019年1月3日成功着陆月球背面并成功释放“月兔二号”月球车，这是世界首次实现月球背面软着陆与遥感通信。由于月球自转与绕地球公转周期相同，月球总是以同一半球面向地球，位于月球背面的“嫦娥四号”着陆器无法直接接收来自地面测控站的信号，因此需要另一颗中继星传输数据。

2018年5月21日“嫦娥四号”中继星于西昌卫星发射中心搭载“长征四号丙”运载火箭发射，5月25日完成近月制动，进入月球–地月L2点转移轨道。在经过近月制动和两次中途修正后，“嫦娥四号”中继星于6月14日成功转入地月L2点的Halo轨道，成为世界上第一颗进入地月L2点Halo轨道的探测器，也是世界首颗月球通信中继卫星。“嫦娥四号”中继星由CAST100卫星平台研制，地面测站通过S波段的通讯链路接收中继星的测距和多普勒数据并发送遥控信息。“嫦娥四号”中继星任务期间，甚长基线干涉测量技术（Very Long Baseline Interferometry, VLBI）测站首次利用SΔDOR技术（差分单向测距）进行测轨。由于地面测站S波段受地磁干扰强及电离层影响大，测站配备了S波段信号滤波设备减少外部无线电干扰，并采用GNSS快速处理建模技术提高电离层时延修正精度。此外“嫦娥四号”中继星还搭载了与荷兰共同研制的低频射电探测器，能够探测太阳系内行星和银河系的低频射电辐射[1-2]。

“嫦娥四号”目前已完成了着陆器在月球背面软着陆轨迹和精确定位着陆的复现；利用近红外光谱仪探测月球背面，实现了对着陆区月壤和岩石矿物含量的勘探，为月球幔部物质组成提供了新的证据；利用“嫦娥四号”测月雷达高频通道实现对着陆区次表层的探测，分析了从月壤表面到月表下层40 m的物质特性[3]。“嫦娥四号”中继星为以上任务的顺利进行提供了通信上的坚实保障，而“嫦娥四号”中继星的轨道确定也尤为重要。当前“嫦娥四号”中继星运行模式已进入长管阶段，平均4～5日会进行一次VLBI观测，无轨道维持的弧段仅包含1～2次VLBI观测，无轨道维持和动量轮卸载的弧段仅包含1天以下的VLBI观测。对比“嫦娥四号”任务期间，观测频率显著降低，处于稀疏观测模式。2018年10月15—17日，中国VLBI网对“嫦娥四号”中继星进行3天的联合集中观测，每日观测时长2 h，观测弧段内未进行轨道维持和动量轮卸载。以10月15—17日和10月16—19日为定轨子弧段，重叠弧段包括2天VLBI观测数据，在无变轨情况下“嫦娥四号”中继星轨道位置精度约为33 m，速度精度约为1 mm/s[4]。

收稿日期：2021-08-19 修回日期：2021-10-18

基金项目：国家自然科学基金（U1931119）

本文分析了2021年1月处于稀疏观测模式下的“嫦娥四号”中继星轨道精度；同时分析了深空站观测时长和频率对中继星定轨精度的影响。

1　L2点与Halo轨道

“嫦娥四号”中继星绕地月L2点运行，地月L2点为地月系统的5个平动点之一，位于地月平动点的飞行器受地月引力平衡，能在极低能耗的条件下与地月系统保持相同角速度。由于飞行器相比地球和月球的质量较小，飞行器、地球、月球的运动情况可视作限制性三体问题，即飞行器的运动对地月系统的运动无影响，飞行器在地球和月球两个大天体的引力场运动[5]。以地月系统的质心为旋转坐标系的坐标原点C，xy平面即地月相对运动平面，地球和月球位于x轴且x轴指向地球。在该质心坐标系下，令$\mu=\dfrac{M_2}{M_1+M_2}$，M_1和M_2为地球和月球质量，r_1和r_2为地球和月球到地月系统质心距离，地月距离为单位1。飞行器的运动方程为

$$\ddot{r}+2\begin{pmatrix}-\dot{y}\\ \dot{x}\\ 0\end{pmatrix}=\left(\frac{\partial\Omega}{\partial r}\right)^{\mathrm{T}} \tag{1}$$

其中

$$\Omega=\frac{1}{2}\left(x^2+y^2\right)+\frac{1-\mu}{r_1}+\frac{\mu}{r_2} \tag{2}$$

平动点的解满足

$$\begin{cases}\dfrac{\partial\Omega}{\partial x}=x-\dfrac{(1-\mu)(x-\mu)}{r_1^3}-\dfrac{\mu(x+1-\mu)}{r_2}=0\\ \dfrac{\partial\Omega}{\partial y}=y\left(1-\dfrac{1-\mu}{r_1^3}-\dfrac{\mu}{r_2}\right)=0\\ \dfrac{\partial\Omega}{\partial z}=-z\left(\dfrac{1-\mu}{r_1^3}+\dfrac{\mu}{r_2}\right)=0\end{cases} \tag{3}$$

当$z=0$，$y=0$时，在x轴上存在3个共线平动点，L1点位于地月连线之间，L3点位于地月连线指向地球的延长线上。L2点位置由μ的幂级数表达，保留1阶项有$x_2=-(1-u)-\left(\dfrac{\mu}{3}\right)^{\frac{1}{3}}$；距地球距离则为$|-x_2+u|=1+\left(\dfrac{\mu}{3}\right)^{\frac{1}{3}}$，约44万km；距月球距离为$\left|-\left(\dfrac{\mu}{3}\right)^{\frac{1}{3}}\right|$，约为6.5万km。地月系统的3个共线平动点并非稳定点，给处于平动点的探测器添加微扰，探测器便会远离平动点。而在探测器即将远离平动点时给其一个合适的初始扰动，则探测器在平动点附近的运动仍为周期运动或拟周期运动。

国际上常采用的L2点轨道包括Lissajous轨道和Halo轨道，2010年8月美国ARTEMIS任务的P1探测器进入地月L2点Lissajous轨道，这是世界上第一颗到达地月L2点的探测器[6]。美国国家航空航天局（National Aeronautics Space Administration，NASA）的深空站每隔一日对探测器进行3.5 h的观测，伯克利地面站每日对探测器进行两次观测，每次观测约45 min以获取测距和多普勒数据。基于测距和多普勒数据的定轨结果满足位置精度优于1 km，速度精度优于1 cm/s的轨道需求。2011年6月—2014年4月“嫦娥二号”卫星实施拓展试验，运行于地日L2点Lissajous轨道[7]。2014年探月工程三期再入返回飞行探测器（CE-5T1）进入地月L2点Lissajou轨道，成为我国第一颗绕地月L2点运行的探测器。CE-5T1探测器绕地月L2点飞行约40天，平均3天进行一次VLBI观测，定轨后位置和速度精度达到百米和毫米/秒量级。此外NASA的“月球轨道平台门户”计划预计在平动点附近的NRHO（近直线Halo轨道）建设月球空间站[8-9]。

“嫦娥四号”中继星使命轨道为地月L2点Halo轨道。Halo轨道在地月旋转面上做周期运动，且此平面和该平面的垂直面振动频率相同，在z方向上做周期振动，振幅约1.3万km，平均轨道周期约14天。与Lissajous轨道相比，地月L2点Halo轨道不会被月球遮挡，能够长期保持同时对地球和月球背面的直视[10-13]。

2　中继星观测模式

2.1　台站概况

长管阶段对“嫦娥四号”中继星观测采用VLBI时延、时延率、测距和测速联合测轨的方式。参与观测的VLBI测站包括上海天马站65 m、北京密云站50 m、昆明站40 m、新疆南山站26 m射电望远镜。地面深空站包括佳木斯站、喀什站65 m、南美站35 m、青岛站18 m、喀什站18 m、纳米比亚站18 m。另外由于目前还有对“嫦娥五号”和“天问一号”的观测计划，各测站的观测任务集中，佘山站25 m射电望远镜也作为VLBI测站的补充。具体台站分布见图1。

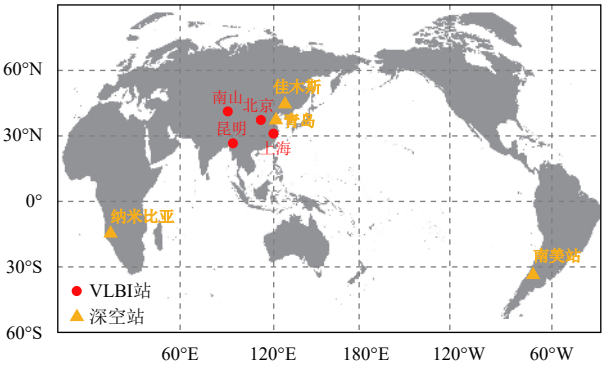

图 1　中国VLBI测站及深空站分布

Fig. 1　Distribution of VLBI stations and deep space stations in China

2.2 观测模式

每次观测需要北京站、上海站、昆明站和南山站中任意3个VLBI测站满足仰角10°以上共视时开始观测。观测开始前基于“嫦娥四号”中继星预报轨道制定观测纲要，确认各测站跟踪中继星所用的天线方位俯仰参数，并根据参与观测的测站决定适合差分VLBI观测的射电源。测站对中继星和目标射电源进行交替观测，每观测10 min中继星后，交叉观测5 min射电源，并在观测开始前和结束后对射电源进行一定时间的追踪。通过对射电源的观测可以计算测站的设备系统误差、台站氢钟钟差、电离层和中性大气对VLBI时延和时延率的影响，提高观测精度[14]。与“嫦娥四号”中继星任务时期相比，长管期间的VLBI测站的氢原子钟由SOHM-4型更新为SOHM-4A型，有效提高了电性能指标和可靠性指标。高稳定度的频率基准信号直接影响观测灵敏度和测量精度。

2021年1月各测站共对“嫦娥四号”中继星进行7次VLBI观测，平均4～5天一次，每次约150 min。深空站每日追踪中继星轨迹，观测时间最短的一日为7 h，最长的一日为13 h。由于地月L2点为不稳定点，需要定期进行轨道维持保证中继星处于所设计的轨道。2021年1月“嫦娥四号”中继星共进行3次轨道维持，此外还有若干次的动量轮卸载，包括主动卸载和被动卸载，站内卸载和站外卸载。各测站观测时间见图2。

3 轨道精度评估

基于2021年1月2—27日约一个月的观测数据，对“嫦娥四号”中继星进行定轨。选取5段不存在轨道机动和动量轮卸载的弧段，以轨道维持后的控后理论轨道为初轨。每段定轨弧段分为两段子弧段，重叠子弧段评估非变轨时期中继星的轨道精度，基本定轨策略见表1。弧段A至弧段E分别包含不同的测量数据类型，包括测距、测速、VLBI时延和时延率（见图3）。各自的重叠的子弧段的数据类型也不同。最短的一组子弧段约为34 h，最长的一组子弧段约为60 h。重叠弧段占子弧段比例为10%～30%。轨道精度通过重叠弧段的轨道差异RMS值评估。弧段与子弧段覆盖范围见表2和表3。

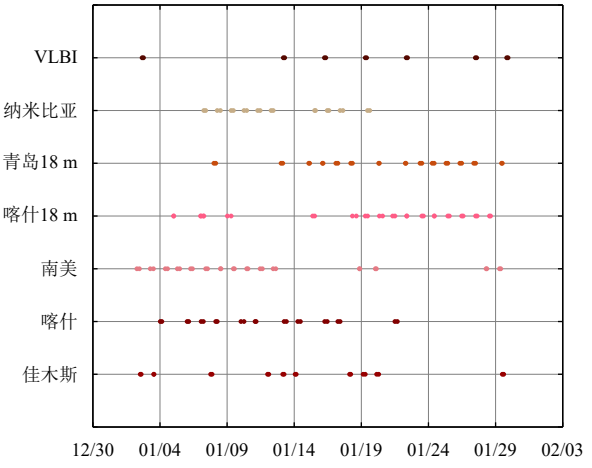

图 2 2021年1月“嫦娥四号”中继星观测分布

Fig. 2 Observation distribution of Chang’E-4 relay stars in January 2021

表 1 “嫦娥四号”中继星定轨参数

Table 1 Orbit determination parameters of Chang’E-4 relay satellite

参数	参数值/模型
参考系	J2000地心天球参考系
中心天体	地球
N体摄动	太阳及太阳系内行星、月球，采用DE421历表
太阳光压模型	固定面质比模型，质量370.7 kg，面积7.76 m^2
大气延迟修正	Saastamoinen-NFL模型
待估参数	位置、速度、测距系统差、光压系数
数据权重	时延：0.3 ns、时延率：3 ps/s、测距：3 m、测速0.01 m/s
积分器	KSG二阶固定步长积分器
积分步长	60 s

表 2 “嫦娥四号”中继星定轨弧段分布

Table 2 Chang’E-4 relay satellite orbit determination arc

定轨弧段	开始时间(BJT)	结束时间(BJT)
弧段A	21-01-02 16:00	21-01-06 23:00
弧段B	21-01-07 08:00	21-01-09 21:00
弧段C	21-01-14 17:00	21-01-19 06:00
弧段D	21-01-21 20:30	21-01-25 23:00
弧段E	21-01-26 16:00	21-01-29 20:00

图3显示重叠子弧段包含不同类型测量数据的“嫦娥四号”中继星轨道精度。“嫦娥四号”中继星绕地月

表 3　“嫦娥四号”中继星定轨子弧段重叠分布

Table 3　Chang’E-4 relay satellite orbit determination sub-arc

定轨弧段	定轨子弧段	开始时间(BJT)	结束时间(BJT)	重叠弧段比例/%
弧段A	子弧段1	21-01-02 16:00	21-01-04 23:00	23
	子弧段2	21-01-04 09:00	21-01-06 23:00	
弧段B	子弧段1	21-01-07 08:00	21-01-08 21:00	29
	子弧段2	21-01-08 11:00	21-01-09 21:00	
弧段C	子弧段1	21-01-14 17:00	21-01-16 23:00	16
	子弧段2	21-01-16 14:30	21-01-19 06:00	
弧段D	子弧段1	21-01-21 20:30	21-01-23 23:00	10
	子弧段2	21-01-23 17:00	21-01-2522:00	
弧段E	子弧段1	21-01-26 16:00	21-01-28 08:00	10
	子弧段2	21-01-28 04:00	21-01-29 20:00	

L2点运行的轨道精度优于2 km，重叠弧段包含观测数据的弧段其轨道精度优于无观测数据的弧段。在重叠弧段包含测距和测速数据的轨道，定轨精度优于1.4 km；在重叠弧段包含VLBI数据的轨道，定轨精度为百米量级。弧段C的轨道精度相比其它弧段有显著提高，主要是因为弧段C的两段定轨子弧段均包含VLBI时延数据的约束。测距和测速数据仅能提供站心至探测器的径向测量信息，VLBI时延在此基础上可提供横向的约束。“嫦娥四号”中继星的定轨时延精度优于1 ns，在基线长度为4 000 km(新疆–上海)、仰角30°、探测器离地球44万km的条件下，1 ns的时延精度可提供66 m的横向约束。因此在观测弧段中加入VLBI数据可大幅提升“嫦娥四号”中继星轨道精度。

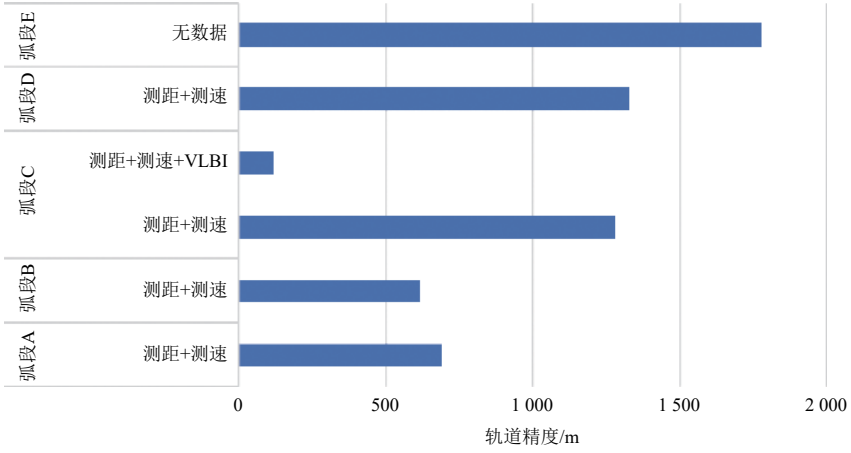

图 3　“嫦娥四号”中继星轨道精度

Fig. 3　Chang’E-4 relay satellite orbit accuracy

弧段C包含1月14—18日共5天的观测数据，其中1月14日9时“嫦娥四号”中继星进行轨道维持，变轨后仅有2 h的测距和测速数据。1月15—18日的4次观测均包含7 ～13 h的测距+测速数据，其中1月16日含2.5 h的VLBI时延和时延率数据。基于弧段C内所有观测数据计算得到的轨道为精轨，选取弧段C内不同时间段的观测数据定轨，比较定轨结果与精轨的位置、速度差异。

“嫦娥四号”中继星精密轨道的测距、测速、时延、时延率残差如图4，分别为1.05 m、0.75 mm/s、0.15 ns、0.5 ps/s。

基于以下4个策略对“嫦娥四号”中继星进行轨道确定，其中策略1不包含VLBI数据，策略2、3、4包含1月16日的VLBI数据。策略1包含弧段C内全部测距+测速数据；策略2在弧段C内每日选取2 h测距+测速数据；策略3在弧段C内每日选取4 h测距+测速数据（1月14日仅包含2 h测距+测速数据）；策略4在弧段C内每日分段选取2段2 h，共4 h的测距+测速数据。

图5和图6显示，在观测中加入VLBI数据能显著提高“嫦娥四号”中继星轨道精度。在有VLBI观测的前提

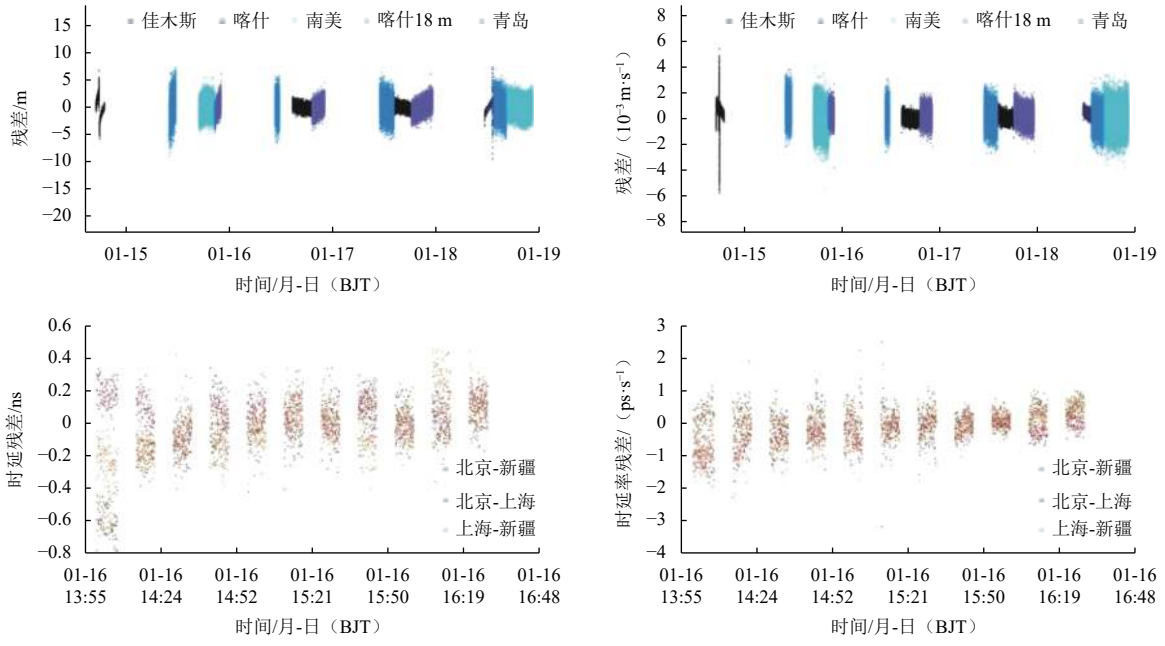

图 4 “嫦娥四号”中继星精轨残差

Fig. 4 Residual error of the precision orbit of Chang’E-4 relay satellite

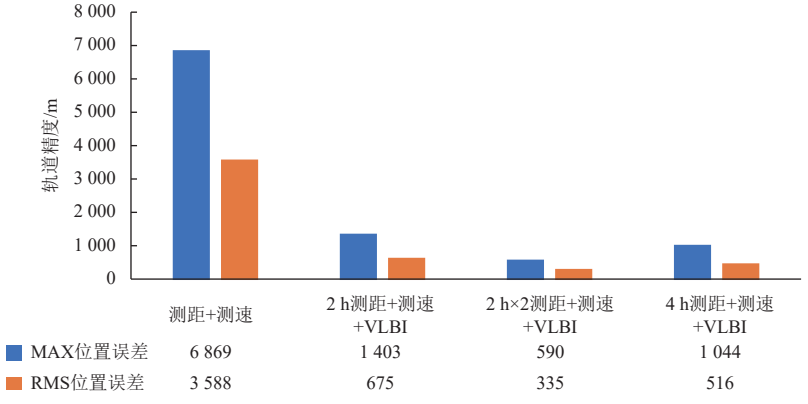

图 5 不同数据组合下轨道位置差异

Fig. 5 Differences in position under different data combinations

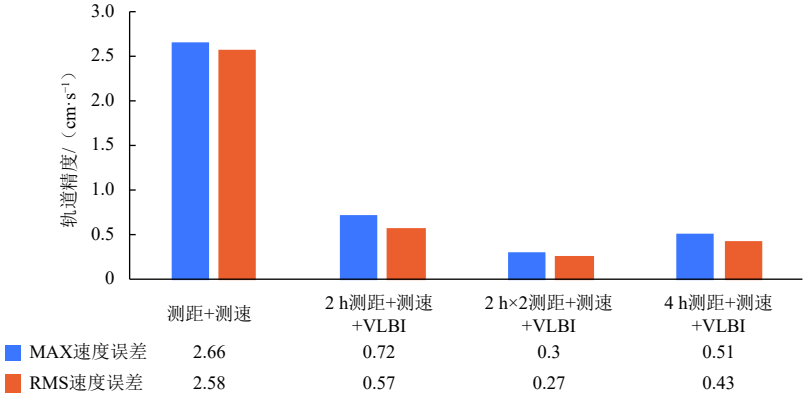

图 6 不同数据组合下轨道速度差异

Fig. 6 Differences in velocity under different data combinations

下，测距和测速数据覆盖率越广，轨道精度越高。在测距和测速数据覆盖率相等的情况下，分段安排各深空站观测时间，能有效提高“嫦娥四号”中继星轨道精度。

4　结束语

本文评估了2021年1月处于稀疏观测状况下的“嫦娥四号”中继星绕地月L2点的轨道精度。基于中国VLBI网及中国深空站的VLBI时延、时延率、测距和测速数据对“嫦娥四号”中继星定轨，挑选非变轨时段，重叠弧段评估轨道精度。重叠弧段不包含观测数据时，轨道精度优于2 km；重叠弧段仅包含测距、测速数据时，轨道精度优于1.4 km；重叠弧段包含VLBI时延、时延率数据时，轨道精度达到百米量级。“嫦娥四号”中继星精轨测距、测速、时延和时延率残差分别为1.05 m、0.75 mm/s、0.15 ns、0.5 ps/s。VLBI数据的加入能显著提高“嫦娥四号”中继星绕L2点轨道精度。在有VLBI数据的前提下，测距和测速数据的覆盖率越高，轨道精度越高。当测距测速数据覆盖率相同时，分段安排深空站观测时间，能有效提高“嫦娥四号”中继星轨道精度。

参　考　文　献

[1] 吴伟仁，王琼，唐玉华，等. “嫦娥4号”月球背面软着陆任务设计[J]. 深空探测学报(中英文)，2017，4(2)：111-117.
WU W R，WANG Q，TANG Y H，et al. Design of Chang’e-4 lunar farside soft-landing mission[J]. Journal of Deep Space Exploration，2017，4(2)：111-117.

[2] 何芸，刘祺，田伟，等. 地月第二拉格朗日点卫星激光测距技术研究[J]. 深空探测学报(中英文)，2017，4(2)：130-137.
HE Y，LIU Q，TIAN W，et al. Study on laser ranging for satellite on the second lagrange point of Earth-Moon system[J]. Journal of Deep Space Exploration，2017，4(2)：130-137.

[3] 李春来，刘建军，左维，等. 中国月球探测进展(2011-2020年)[J]. 空间科学学报，2021，41(1)：68-75.
LI C L，LIU J J，ZUO W，et al. Progress of China’s lunar exploration(2011-2020)[J]. Chinese Journal of Space Science，2021，41(1)：68-75.

[4] QIN S H，HUANG Y，LI P J. Orbit and tracking data evaluation of Chang’E-4 relay satellite[J]. Advances in Space Research，2019，64：836-846.

[5] 刘林，胡松杰，王歆. 航天动力学引论[M]. 南京：南京大学出版社，2006.
LIU L，HU S J，WANG X. An introduction of astrodynamics[M]. Nanjing：Nanjing University Press，2006.

[6] WOODARD M，COSGROVE D，MORINELLI P，et al. Orbit determination of spacecraft in Earth-Moon L1 and L2 libration point orbits[C]//Proceedings of AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference. Girdwood：AAS/AIAA，2011.

[7] 曹建峰，胡松杰，黄勇，等. 嫦娥二号卫星日地拉格朗日L2点探测轨道定轨分析[J]. 武汉大学学报(信息科学版)，2013，38(9)：1029-1033.
CAO J F，HU S J，HUANG Y，et al. Orbit determination and analysis for Chang’E-2 extended mission[J]. Geomatics and Information Science of Wuhan University，2013，38(9)：1029-1033.

[8] 黄勇，李培佳，樊敏，等. 基于地基测量数据的地月L2点探测器轨道确定[J]. 中国科学：物理学 力学 天文学，2018，48(7)：107-114.
HUANG Y. LI P J，FAN M，et al. Orbit determination of CE-5T1 in Earth-Moon L2 libration point orbit with ground tracking data[J]. SCIENTIA SINICA Physica，Mechanica & Astronomica，2018，48(7)：107-114.

[9] 曾豪，李朝玉，彭坤，等. 地月空间NRHO与DRO在月球探测中的应用研究[J]. 宇航学报，2020，41(7)：910-919.
ZENG H. LI Z Y. PENG K，et al. Research on application of Earth-Moon NRHO and DRO for lunar exploration[J]. Journal of Astronautics，2020，41(7)：910-919.

[10] 武宇翔，温卫斌，平劲松，等. 利用Halo轨道仿真开展嫦娥四号中继星与月面设备干涉基线的研究[J]. 天文研究与技术，2021，18(1)：69-76.
WU Y X，WEN W B，PING J S，et al. Research of interferometry baselines between CE-4 rover and lunar facility using Halo orbit simulation[J]. Astronomical Research & Technology，2021，18(1)：69-76.

[11] 段建锋，李罡，李翠兰，等. “嫦娥4号”中继星使命轨道段定轨计算与分析[J]. 深空探测学报(中英文)，2019，6(3)：247-253.
DUAN J F，LI X，LI C L，et al. Orbit determination and analysis of Chang’E-4 relay satellite on mission orbit[J]. Journal of Deep Space Exploration，2019，6(3)：247-253.

[12] 钱霙婧，荆武兴，刘玥，等. 地月平动点拟周期轨道设计方法[J]. 系统工程与电子技术，2014，36(8)：1586-1594.
QIAN Y J，JING W X，LIU Y，et al. Design of quasi-periodic orbit about the translunar libration point[J]. Systems Engineering and Electronics，2014，36(8)：1586-1594.

[13] 马传令，刘勇，陈明，等. CE-4中继卫星使命轨道维持与动量轮卸载联合控制方法[J]. 宇航学报，2020，41(4)：389-397.
MA C L，LIU Y，CHEN M，et al. A Combined control method of Chang’e-4 relay satellite’s mission orbit-keeping maneuver and momentum wheel unloading[J]. Journal of Astronautics，2020，41(4)：389-397.

[14] 洪晓瑜，张秀忠，郑为民，等. VLBI技术研究进展及在中国探月工程的应用[J]. 深空探测学报(中英文)，2020，7(4)：321-331.
HONG X Y，ZHANG X Z，ZHENG W M. Research progress of VLBI technology and application to China lunar exploration project[J]. Journal of Deep Space Exploration，2020，7(4)：321-331.

作者简介：

刘思语(1996–)，硕士研究生，主要研究方向：空间飞行器精密定轨研究。

通讯地址：上海市徐汇区南丹路80号天文大厦(200030)

联系电话：15167343658

E-mail:Liusiyu@shao.ac.cn

黄勇(1977–)，研究员，主要研究方向：空间飞行器精密定轨。**本文通讯作者**。

通讯地址：上海市徐汇区南丹路80号天文大厦(200030)

E-mail:yongh@shao.ac.cn

Determination of the Orbit of Chang'E-4 Relay Satellite Under Sparse Observation

LIU Siyu[1,3]，HUANG Yong[1,2]，LI Peijia[1]，YANG Peng[1,2]

（1. Shanghai Astronomical Observatory, Chinese Academy of Science, Shanghai 200030, China；
2. School of Astronomy and Space Science, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China；
3. School of Physical Science and Technology, Shanghai Tech University, Shanghai 201210, China）

Abstract：Chang'E-4 relay satellite successfully entered the Earth-Moon L2 Halo orbit on June 14, 2018, and assumed the data transmission function between the ground-based measurement and control station and Chang'E-4 lander. At present, Chang'E-4 relay satellite is in sparse observation mode, with an average of 4～5 days for each observation. This paper analyzes the orbit determination accuracy of Chang'E-4 relay satellite circling the Earth-Moon L2 in January 2021. The orbit accuracy of the relay satellite around the L2 point is better than 2km, and the arc including the VLBI delay and delay rate reaches the level of 100 meters. Under the premise of VLBI observation, reasonable allocation of the coverage period of the ranging and velocity measurement arcs can effectively improve the orbit accuracy under the same data coverage.

Keywords：Chang'E-4 relay satellite；Earth-Moon L2 point；orbit determination；sparse observation

Highlights：

- Determine the orbit of the aircraft moving around the Lagrangian point.
- Using VLBI data and ranging speed data to determine the orbit of Chang'E-4 relay satellite, the orbit accuracy is close to 100 m in the orbital arc with VLBI data.
- In the arc of orbit determination without VLBI data, the orbit accuracy is better than 1.7 km.

[责任编辑：高莎，英文审校：宋利辉]