



论文

月球轨道VLBI建模及深空探测器定轨应用

黄勇^{1,2,3,4*}, 杨鹏⁵, 李培佳^{1,3}, 樊敏⁶, 黄逸丹¹, 张政浩¹, 洪晓瑜^{1,3}

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. 上海市空间导航与定位技术重点实验室, 上海 200030

4. 中国科学院行星科学重点实验室, 上海 200030

5. 北京航天飞行控制中心, 北京 100094

6. 北京跟踪与通信技术研究所, 北京 100094

*联系人, E-mail: yongh@shao.ac.cn

收稿日期: 2024-08-29; 接受日期: 2024-11-21; 网络出版日期: 2025-04-28

科工局民用航天技术预先研究项目(编号: D010105)、中国科学院战略性先导科技专项(A类)(编号: XDA30040500, XDA0350404)和国家重点研发计划(编号: 2020YFC2200903)资助项目

摘要 2024年3月发射的鹊桥二号中继卫星搭载了口径4.2 m的干涉测量天线, 提供了一个扩展VLBI基线长度的极好机会. 将月球轨道VLBI天线和地面VLBI天线联合, 可以将基线长度扩大到约380000 km, 较地面基线长度扩大约100倍, 从而可以进一步提高测定轨精度. 本文推导了相对论框架下的地月VLBI时延测量模型, 通过仿真和实测数据分析了中继卫星定轨精度, 进一步通过仿真分析, 利用地球-月球基线VLBI数据对火星等深空探测器进行精密测定轨, 分析月球轨道VLBI技术在深空探测器测定轨中的应用. 分析结果表明, 中继卫星24 h环月大椭圆轨道定轨精度约为30 m; 较之于传统的地基测距和地基VLBI数据定轨模式, 增加每天2 h的地月VLBI时延数据, 可以将火星探测器近火捕获前的定轨精度从27 km提高到12 km, 对小行星探测器转移轨道定轨精度也从10 km提高到6 km. 仿真分析结果验证了地月VLBI技术在提高深空探测器定轨精度方面的潜力.

关键词 鹊桥二号, 月球轨道VLBI, 火星探测, 深空探测, 轨道确定**PACS:** 95.55.Pe, 95.55.Br, 95.10.Eg

1 引言

我国的月球和深空探测开始于2007发射的嫦娥一号探月工程, 至今已经成功实施了多个月球探测任务, 全面实现月球探测工程“三步走”战略目标, 天问一号(TW-1)火星探测器成功发射, 实现从地月系到行星际

探测的跨越^[1-7]. 根据《2021中国的航天》白皮书, 我国将继续实施月球探测工程, 发射嫦娥六号探测器, 完成月球极区采样返回; 发射嫦娥七号探测器, 完成月球极区高精度着陆和阴影坑飞跃探测; 完成嫦娥八号任务关键技术攻关, 与相关国家、国际组织和国际合作伙伴共同开展国际月球科研站建设^[8]. 继续实施行星

引用格式: 黄勇, 杨鹏, 李培佳, 等. 月球轨道VLBI建模及深空探测器定轨应用. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2025, 55: 269513

Huang Y, Yang P, Li P J, et al. Lunar orbit VLBI modeling and application for orbit determination of deep space probes (in Chinese). Sci Sin-Phys Mech Astron, 2025, 55: 269513, doi: 10.1360/SSPMA-2024-0360

探测工程, 发射小行星探测器, 完成近地小行星采样和主带彗星探测, 完成火星采样返回, 木星系探测等关键技术攻关, 论证太阳系边际探测等实施方案^[1]. 2024年发射的鹊桥二号中继卫星将接替鹊桥一号, 为嫦娥六号、嫦娥七号和嫦娥八号等月球探测器提供中继通信服务. 鹊桥二号中继卫星搭载的4.2 m口径的天线开展月球轨道甚长基线干涉(Very Long Baseline Interferometry, VLBI)测量试验工作.

空间探测器的轨道确定是一项基础性研究工作, 精密定轨不仅保证探测器的正常飞行, 也是分析研究有效载荷数据的必要前提. 随着各种观测技术精度的提高, 探测器轨道已经成为空间技术科学应用的关键之一, 对定轨精度也提出了更高的要求.

我国目前已经建立了深空站+干涉测量的地基测控系统, 用于支持我国的月球和深空探测器测定轨, 该地基测控系统已经成功应用于历次探月任务和天问一号火星探测任务, 还将继续应用于未来的火星和深空探测任务^[2-7,9]. 甚长基线干涉测量是20世纪60年代后期发展起来的射电干涉技术, VLBI通过设在数百乃至上万公里长度基线两端的射电望远镜接收同一射电源信号, 经相关处理机预处理和后续处理后, 能获得 10^{-9} 基线长度的相对精度和亚毫角秒(mas)级的超高空间分辨率^[9-11].

由于VLBI技术独具的超高空间分辨率和测角精度, 并能全天候、全天时被动观测, VLBI出现不久, 就被广泛用于航天测控、精密时间比对等新的学科领域. 从20世纪60年代末起, 美国、苏联、欧洲、日本等国家和地区都逐步建立了至今仍在使用和不断完善的航天VLBI测控网, 并已成功进行了深空观测、地球同步卫星和大椭圆地球卫星轨道的精密测量, 取得了很好的效果^[12,13]. 目前VLBI已成为上述国家的一种常规的、不可替代的航天器精密轨道测量手段, 在人造地球卫星、月球探测器和太阳系行星际探测器的高精度观测中得到广泛的应用. 例如日本的火星探测卫星“NOZOMI”, 美国的火星探测器计划如火星科学实验室(Mars Science Laboratory, MSL), 以及欧洲空间局(ESA)和美国国家航空航天局(NASA)的土星卫星探测器Cassini-Huygens, 都应用到了VLBI测量技术. 日本探月计划SELENE的主要目标是提高月球重力场的精度, 特别是背面重力场的精度, 也应用到了VLBI测量技术^[14-16].

我国的月球和深空探测工程从嫦娥一号开始, 采用测距测速和VLBI两种测量手段进行联合测定轨工作. 我国目前已经建立了4个台站的VLBI观测网, 4个VLBI观测站分别位于上海(25/65 m), 北京(50 m), 昆明(40 m), 乌鲁木齐(25 m), 并且已经建成了通过网络传输数据的实时VLBI处理系统, 数据滞后时间最短1 min, 通过采用带宽综合、相对差分单向测距(Delta Differential One-way Ranging, Δ DOR)等技术极大提高了干涉测量的测轨精度. VLBI时延精度最高优于1 ns^[4].

根据VLBI的测量原理, VLBI测量的实质相当于测角, 利用VLBI数据对探测器定轨, 影响定轨精度的主要因素包括测量精度、卫星距离地球的距离和基线长度, 地面VLBI基线最长不超过地球直径, 中国VLBI网(Chinese VLBI Network, CVN)最大基线距离约为3000 km, 以火星探测器为例, 火星探测器距离地球数亿千米, 1 ns的VLBI数据对应的轨道位置误差高达几十千米, 对更远的深空探测器如木星等, 对应的位置误差会更大, 极大地限制了VLBI技术在深空探测中的应用. 因此将VLBI天线布置在空间, 可以扩展VLBI基线长度, 提高VLBI应用精度, 称之为空间VLBI技术^[17].

作为空间VLBI卫星仅有的两个案例, 日本的VSOP于1997年2月12日、俄罗斯的RadioAstron于2011年7月18日发射升空, 均取得了一定的科学成果^[18], VSOP为近地轨道, RadioAstron为地球大椭圆轨道, 远地点接近月球.

2024年3月20日, 鹊桥二号中继卫星由长征八号运载火箭在中国文昌航天发射场成功发射, 3月25日, 鹊桥二号中继卫星在距月面约440 km处开始实施近月制动, 顺利进入环月轨道. 鹊桥二号中继卫星重1.2 t, 星上装备一个直径4.2 m的X波段抛物面天线, 用于与在月球背面着陆的探测器通信. 月球轨道VLBI试验子系统作为国际首个月球轨道VLBI平台, 利用鹊桥二号天线将地面VLBI网延伸至地月空间, 实现由3000到380000 km基线长度的跨越, 较地面基线长度扩大100倍. 利用三十余万公里的月地超长基线, 可以对深空探测器, 包括火星探测器、金星探测器以及小行星探测器等进行干涉测量, 提高深空探测器的定轨精度, 为更好实现我国深空探测的科学目标和工程目标提供高精度的轨道产品.

在地面VLBI测量中, 利用VLBI数据对深空探测

器进行测定轨, 精确的测站坐标是实现高精度干涉测量和精密定轨的前提, 目前通过长期的VLBI测地数据处理, 地面测站VLBI天线的站坐标测量精度可以优于厘米量级. 对于空间VLBI测量系统, 一个天线位于地面, 另外一个天线位于空间, 空间VLBI天线的位置(即轨道信息)精度是制约空间VLBI测量数据应用的关键因素之一, 特别是鹊桥二号中继卫星的环月轨道是周期为24 h的大椭圆轨道, 定轨特征较之于之前任务的环月圆轨道有显著差异.

随着我国历次月球探测任务的实施, 得益于测量精度的提高, 我国月球探测器的定轨精度也在不断提高^[4]. 嫦娥三号在100 km轨道的定轨精度约为20 m, 其中径向(R)精度优于3 m, 相比较于嫦娥二号在100 km轨道的30 m定轨精度(径向5 m), 精度提高了约50%, 远优于嫦娥一号(200 km轨道)的百米水平. SELENE主卫星(100 km轨道)利用测距测速、VLBI和激光测高数据的综合定轨精度优于20 m^[16]; 美国LP (Lunar Prospector, 100 km轨道)的定轨精度约为30 m^[19]; 美国LRO (Lunar Reconnaissance Orbiter, 50 km轨道)利用测距测速和激光测高数据综合定轨精度约为23 m^[20]. 分析结果还表明, 对月球探测器定轨, VLBI数据的加入对T和N方向精度的提高较为明显, 当卫星轨道面与观测视向方向垂直(通视)时, VLBI的贡献小, 但对于非通视状态下VLBI数据能够在量级上提高轨道精度.

在中国探月工程带动下建立月球轨道VLBI站, 实现VLBI从地球到跨星球的发展, 充分利用月球中继卫星上工作在X波段的4.2 m口径天线, 后端配备VLBI相关设备(天文信号接收和记录处理系统、时间频率系统和星载氢钟)使其成为一台月球轨道的VLBI台站, 其超长的地月基线, 将提供极高的分辨率, 提高天文天体物理、天体测量研究水平和对航天器的测轨能力, 也为今后的月基VLBI站和其他空间VLBI站积累经验.

精密定轨利用测量模型和动力学模型通过最小二乘平差得到轨道和其他参数的最优估值. 利用地月基线VLBI数据对其他深空探测器进行精密定轨, 首先需要在深空探测器精密定轨软件中建立合适的测量模型, 地月VLBI时延模型和地基VLBI有显著差异. 本文首先推导了相对论框架下地月VLBI时延的建模问题, 然后通过实测数据分析了鹊桥二号中继卫星的定轨精度, 进一步以火星和小行星探测器为例, 利用仿真数据分析地月VLBI数据在深空探测器定轨精度提升方面的作用.

2 轨道计算基本原理和月球轨道VLBI时延建模

精密定轨就是精确地确定空间探测器的轨道, 利用含有误差的观测值和数学模型来得到卫星状态及有关参数的最佳估值, 一般采用基于线性估计技术的统计方法, 也称为统计定轨. 动力学统计定轨方法影响定轨精度的主要因素包括测量误差、动力学模型误差和测站几何分布等, 定轨精度较高, 且可以对轨道进行外推预报.

探测器运动方程如下:

$$\ddot{\mathbf{r}} = \mathbf{f}_0 + \mathbf{f}_e. \quad (1)$$

方程右端为作用在探测器单位质量上的力, $\mathbf{r}$ 为探测器在惯性坐标系中的位置矢量, 方程右端 $\mathbf{f}_0$ 为质点月球对探测器的引力, $\mathbf{f}_e$ 为探测器所受到的摄动力的和, 对月球探测器来说需要考虑的摄动力有 N 体摄动力、月球非球形部分对探测器的吸引力、太阳辐射对探测器造成的压力等.

假定在 t 时刻得到一个观测 Y , 那么可以建立观测方程

$$Y = G(\mathbf{X}, t) + \varepsilon, \quad (2)$$

这里 $\mathbf{X}$ 是探测器在 t 时刻的状态矢量(包括位置 $\mathbf{r}$ 和速度 $\dot{\mathbf{r}}$), $G(\mathbf{X}, t)$ 是观测数据 Y 对应的真值, ε 是 Y 的随机噪声.

综合利用观测方程和探测器运动方程, 通过最小二乘平差方法, 即可得到轨道的最优估值^[3].

在引入月球轨道VLBI时延模型之前, 首先来回顾一下传统的地面两个台站对深空探测器的VLBI时延模型建立过程.

VLBI测量的时延 τ_d 是探测器信号到达地面两个台站的时间差, 记录时刻(时标)是在主站接收信号的時刻, 如图1所示, VLBI时延的测量模型为

$$\begin{aligned} \tau_d &= T2(TT) - T1(TT) = \frac{\rho_2 - \rho_1}{c} \\ &= \frac{1}{c} (|\mathbf{r}(t - \Delta t_1) - \mathbf{R}_2(t - \tau_d)| - |\mathbf{r}(t - \Delta t_1) - \mathbf{R}_1(t)|), \end{aligned} \quad (3)$$

其中, $T1(TT)$ 和 $T2(TT)$ 为主站和副站的信号时刻(地球时 TT), ρ_1 和 ρ_2 分别表示主站和副站至卫星的距离, c 为光速, t 和 $t - \tau_d$ 分别表示为主站和副站接收信号时刻(时间系统为地球时 TT), $t - \Delta t_1$ 为卫星发射信号时刻, $\mathbf{r}$ 表

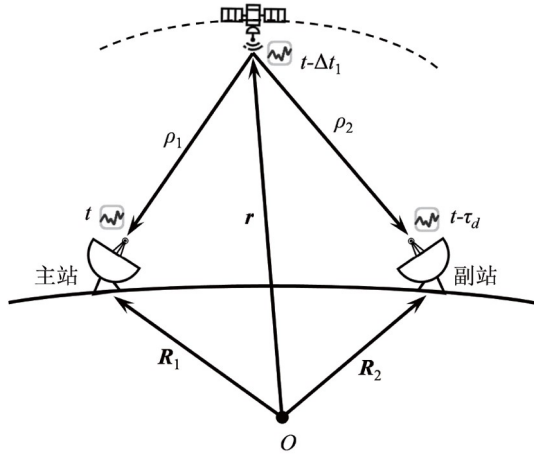


图 1 (网络版彩图)地面测站VLBI时延测量示意图
Figure 1 (Color online) Diagram of ground-based VLBI delay measurement.

示卫星位置矢量, $\mathbf{R}_1$ 和 $\mathbf{R}_2$ 分别表示主站和副站的位置矢量. 由于 t 和 $\mathbf{R}_1(t)$ 为已知量, 可以利用卫星轨道通过光行时方程迭代计算 $\mathbf{r}(t-\Delta t_1)$ 和 $\mathbf{R}_2(t-\tau_d)$, 从而计算出VLBI时延测量量.

对于近地球卫星探测器, 探测器的轨道运动以及测量模型的建立是在地心天球坐标系(GCRS)下描述, 对应的时间系统为地球时TT. 而对于月球/火星探测器等深空探测器, 测量模型的建立是在太阳系质心坐标系(BCRS)下, 对应的时间系统是TDB, 因此在VLBI时延建模的过程中需要将地面测站的位置和时间信息从GCRS转换到BCRS.

GCRS/BCRS的位置转换利用洛伦兹公式, 如下所示^[21]:

$$\mathbf{R}_{bc} = \left(1 - L_C - \frac{U_{ext}}{c^2} \right) \mathbf{R}_{gc} - \frac{1}{2c^2} (\mathbf{V}_E \cdot \mathbf{R}_{gc}) \mathbf{V}_E + \mathbf{R}_E \quad (4)$$

式中, $\mathbf{R}_{bc}$ 为在BCRS的位置矢量, $\mathbf{R}_{gc}$ 为在GCRS的位置矢量, $\mathbf{R}_E$ 和 $\mathbf{V}_E$ 分别代表地球在BCRS中的位置和速度, $L_C = 1.48082686741 \times 10^{-8}$, U_{ext} 表示在地心处求得的除地球以外的所有天体的引力势.

具体而言, 对深空探测器的地面台站VLBI时延模型建立过程步骤如下.

(1) 将台站1(参考台站, 主站)的接收时刻T1(UTC)转换为地球时T1(TT), 将台站1的测站坐标从地固系转换到GCRS.

(2) 将接收时刻T1(TT)转换太阳系质心动力学时T1(TDB), 通过公式(4)得到T1(TDB)时刻台站1在BCRS下的位置.

(3) 在BCRS下建立探测器到台站1的光行时方程(下行), 迭代求解探测器发射时刻T0(TDB), 迭代过程中卫星发射时刻的初值可以设为: $T0(TDB) = T1(TDB)$; 光行时方程考虑太阳和大行星的引力时延.

(4) 在BCRS下建立台站2的光行时方程(下行), 已知T0(TDB)迭代求解台站2的接收时刻T2(TDB).

(5) 将台站2的接收时刻T2(TDB)转换为T2(TT).

(6) VLBI时延计算值即为 $\tau_d = T2(TT) - T1(TT)$.

根据VLBI测量的原理, 为提高VLBI测量数据对轨道改进的贡献, 一方面可以提高测量精度, 另一方面可以增加基线长度, 这也是发展空间VLBI的重要原因之一.

对于月球轨道VLBI观测, 一个台站位于地面, 而另外一个台站位于月球轨道绕月运动, 如图2所示.

由于月球轨道上VLBI天线对应的时钟(原时 τ)和TDB/TT存在引力和运动所引起的相对论效应差异, 原时与坐标时的转换可以表示成以下形式^[22]:

$$\frac{d\tau}{dt} = 1 - \frac{GM}{c^2 r} - \frac{v^2}{2c^2} + O(c^{-4}). \quad (5)$$

对于近地探测器, 在GCRS中, 坐标时TT与原时的变化可以表示成以下形式:

$$\frac{d\tau}{d(TT)} = 1 - \frac{1}{c^2} \left(\frac{GM_E}{r_g} + \frac{1}{2} v_g^2 \right) + L_G, \quad (6)$$

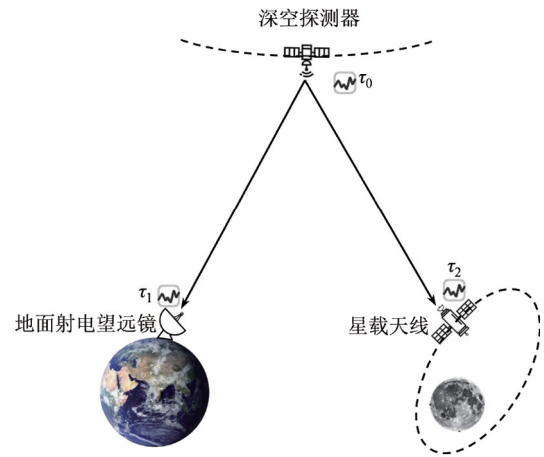


图 2 (网络版彩图)月球轨道VLBI时延测量示意图
Figure 2 (Color online) Diagram of Lunar orbit VLBI delay measurement.

其中 $\frac{GM_E}{r_g}$ 为地球对探测器的引力势, v_g 为探测器在 GCRS 下的速度, $L_G = 6.969290134 \times 10^{-10}$. 式(6)只适用于近地空间, 对月球附近探测器不适用, 需要考虑外部天体产生的潮汐势能, 从而得到式(7), 式中, U_A 为外部天体(不包括地球, 主要是太阳和月球)对探测器的引力势, U_E 为外部天体对地球的引力势, $\mathbf{x}$ 为 GCRS 位置矢量^[22]. 计算表明, 对月球附近探测器, 式(6)和(7)差异约为 10^{-13} 量级, 积分 1 d 将会带来约几十纳秒的误差.

$$\frac{d\tau}{d(TT)} = 1 - \frac{1}{c^2} \left(\frac{GM_E}{r_g} + \frac{1}{2} v_g^2 + U_A - U_E - \mathbf{x} \cdot \nabla U_E \right) + L_G. \quad (7)$$

在 BCRS 中, 坐标时 TDB 与原时的变化可以表示成以下形式:

$$\frac{d\tau}{d(TDB)} = 1 - \frac{1}{c^2} \left(\frac{GM}{r} + \frac{1}{2} v^2 \right) + L_B, \quad (8)$$

其中 $\frac{GM}{r}$ 为摄动天体的引力势之和, v 为探测器在 BCRS 下的速度, $L_B = 1.550519768 \times 10^{-8}$.

因此对于月球轨道 VLBI, 其对深空探测器的时延模型为: $\tau_d = T2(\tau) - T1(TT)$. 和地面测站 VLBI 的差异就在于台站 2(月球轨道 VLBI 天线)的接收时刻是按照其记录的原时计算, 而不是地球时 TT.

需要说明的是, 对于地面台站 VLBI, 两个台站均可以作为主站, 因为其测站接收时刻均可以通过 GNSS 同步技术获得较高精度. 而对于月球轨道 VLBI, 为保证模型精度, 避免引入其他误差, 需要将地面测站作为主站, 而月球轨道 VLBI 天线作为副站, 即测量模型的时标是在地面测站的接收时刻, 以地球时/协调世界时表示.

为了实现采集信号相关处理, VLBI 系统需配置高稳定度时钟源. 地面系统时钟源为主动型氢原子钟提供, 星上受重量功耗约束, 选取星载被动型氢原子钟, 稳定度指标好于 $1 \times 10^{-14}/d$, 可以满足使用要求. 对于月球轨道上的 VLBI 天线, 定期进行器地时间同步, 时间同步精度为数微秒, 其后依靠探测器上的星载氢钟维持其时间基准. 在进行时间同步的时刻, 可以认为是星上的时间和地面时间有一个常数差异(时间同步的误差). 在进行月球轨道 VLBI 时延建模时, 一方面是不清楚时间同步的时刻, 另一方面时间同步也存在一定的误差, 因此这个时延模型还需要增加一个常数系统

误差, 该系统误差主要包括了时间同步误差, 及同步时刻差异带来的积分常数差异误差, 在一个弧段内理论上保持不变, 该系统误差将在轨道计算的同时予以解算, 若两段月球轨道 VLBI 时延数据中间重新进行了时间同步(比如两天各一个弧段), 这个系统误差需要分段解算.

在地月 VLBI 数据相关处理中, 针对射电源宽带白噪声信号和探测器的 VLBI 信号, 分别开发了条纹搜索算法, 解决星地时间同步误差和预报轨道等误差带来的时延模型误差, 重构高精度 VLBI 时延模型, 进而引导 VLBI 相关处理机的正常运行, 确保顺利获取干涉条纹^[23].

月球轨道 VLBI 天线工作在 X 波段 8–9 GHz 范围内, 月球轨道 VLBI 测站和地面的射电望远镜, 按照一定的观测模式, 交替跟踪观测射电源或者深空探测器. 月球轨道 VLBI 记录的原始观测数据(Level 0)通过中继卫星的数据存储和传输系统下传, 由地面接收站接收. 接收解调后的数据将传送到上海 VLBI 数据处理中心. 该中心对月球轨道 VLBI 数据和其他多台地面射电望远镜的原始观测数据构成的地月观测网原始观测数据进行两两测站的干涉相关处理, 得到深空探测器或射电源信号的互相关数据(Level 1), 并进一步进行相关后处理得到两个测站间的时延(时间差)和时延率(时延的变化率)、相关振幅、相位和偏振等结果数据(Level 2). 这些结果数据经过标校、修正、编辑和标准化处理后成为产品数据(Level 3)用于开展深空探测器测轨、天体测量和天体物理研究, 取得一些原创性的科学研究成果. 本文仿真分析所采用的月球轨道 VLBI 数据也是 Level 3 形式的时延数据.

3 鹊桥二号中继卫星定轨精度分析

根据设计轨道, 鹊桥二号中继卫星进行地月 VLBI 试验时的轨道为一个轨道半长轴约 9750 km, 偏心率 0.79, 近月点高度约 300 km, 远月点高度约 17000 km, 周期约 24 h 的大椭圆轨道, 远月点在月球南极上方, 可以为月球南极的探测器/着陆器提供测控通信服务.

利用地基测量数据(测距、VLBI)仿真分析对鹊桥二号中继卫星 24 h 大椭圆轨道的定轨预报精度, 仿真分析条件及轨道器初轨情况分别如表 1 和 2 所示.

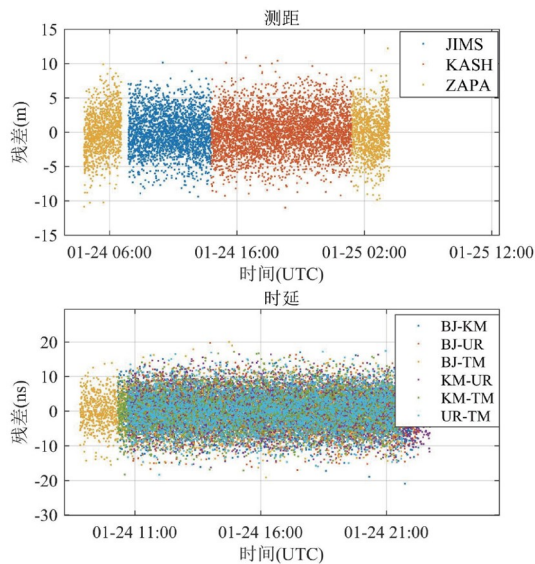
定轨后残差分布如图 3 所示, 图 3 的上图和下图分

表 1 中继卫星地基定轨仿真条件**Table 1** Simulation conditions for orbit determination of relay satellite with ground-based measurement

仿真条件	参数设置
深空站	佳木斯(JIMS), 喀什(KASH)、南美站(ZAPA)
VLBI站	北京(BJ)、昆明(KM), 乌鲁木齐(UR)、天马(TM)
测量误差	测距: 随机误差3.0 m, 采样率1点/10 s; VLBI时延: 随机误差5 ns, 采样率1点/10 s
动力学模型误差	光压: 10%, 面值比(1.3 t, 37.7 m ²)
定轨弧长	24 h, 最低观测仰角10°

表 2 月球轨道VLBI初轨信息**Table 2** Initial orbit information for lunar orbit VLBI

初轨时刻	2024-01-24 T 04:00:00 (UTC)
坐标系	月心天球坐标系
x (m)	357960.81317760797
y (m)	-1780321.2601199239
z (m)	925075.27196712044
v_x (m/s)	2000.4914634387125
v_y (m/s)	511.9087915436811
v_z (m/s)	211.079638309913

**图 3** (网络版彩图) 鹊桥二号中继卫星仿真数据定轨后残差图**Figure 3** (Color online) Residual diagram of simulation data after orbit determination of Queqiao-2.

别为定轨后测距数据和地基VLBI数据的残差, 不同的颜色表示不同的测站. 从残差分布图可以看出定轨后

残差rms和观测噪声精度一致, 而且也可以看出观测数据的分布, 在近月点附近, 只有南美深空站可见, 在一个轨道周期内, 国内测站可见弧段约13 h.

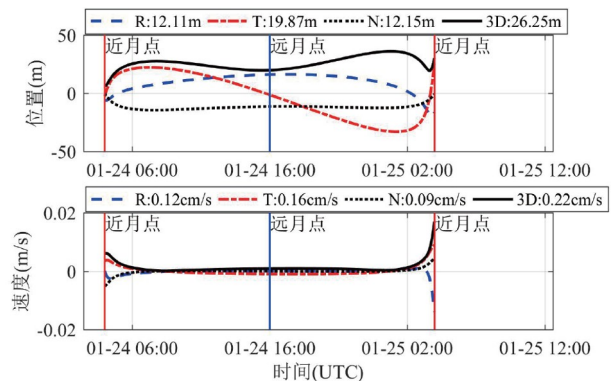
由于中继卫星轨道为大偏心率椭圆轨道(偏心率0.79, 轨道周期24 h), 且近月点附近国内站基本不可见, VLBI观测量少, 在远月点和近月点会表现出不同的定轨精度特征, 如图4所示. 整体来说中继卫星在加密观测条件下定轨精度可以达到30 m左右.

与参考轨道比较, 差异如图4所示, 轨道误差分解到径向(R), 切向(T)和轨道面法向(N)三个方向, 各方向和三维位置速度精度请见图示, 三维位置精度约为26 m.

进一步利用实测数据进行鹊桥二号中继卫星定轨精度分析. 鹊桥二号中继卫星到达月球后, 调整进入了24 h周期的环月大椭圆冻结轨道, 以保障嫦娥六号月背工作期间的测控通信需要. 鹊桥二号中继卫星首次使用了环月大椭圆冻结轨道, 具备长期运行的条件.

本文利用2024年5月2日–15日的实测数据对鹊桥二号中继卫星进入24 h使命轨道的定轨精度进行分析. 该时间段鹊桥二号中继卫星主要由喀什站(18 m天线)、青岛站(18 m天线)和纳米比亚站(18 m天线)进行观测, 每天观测时长约3–8 h; 中国深空站(喀什、佳木斯、南美)平均2–3 d进行一次观测; VLBI测控网在2日、6日、9日进行了有效观测, 每次观测时长约2–3 h.

利用2024年5月2日–5月15日期间的鹊桥二号观测数据进行长弧重叠弧段定轨精度分析, 考虑到数据分布, 定轨弧长取为3 d, 重叠弧段1 d. 如表3所示共分为以下6个弧段, 由于测距站每天观测弧段不均匀, 表3也

**图 4** (网络版彩图) 鹊桥二号中继卫星仿真定轨轨道误差
Figure 4 (Color online) Simulation and orbit determination accuracy of Queqiao-2.

给出了不同弧段内的测距测站个数.

定轨考虑的动力学模型包括月球中心天体引力、150阶月球非球形引力摄动、太阳系大天体 N 体摄动、太阳辐射压摄动、一阶后牛顿摄动. 解算参数包括探测器的位置速度、光压系数 Cr 、分站分弧段解算测距系统差. 表4给出了实测数据轨道计算处理中的一些参数设置.

对鹊桥二号探测器3 d弧长定轨重叠1 d的重叠弧段位置和速度精度如表5所示.

计算结果表明, 鹊桥二号中继卫星3 d弧长定轨后位置精度优于50 m (其中地心径向精度约10 m), 速度

表 3 鹊桥二号定轨弧段分布

Table 3 Distribution of orbit determination arcs for Queqiao-2

定轨弧段	开始时间	结束时间	弧段内测站个数	有无VLBI
Arc0502	20240502 T 03:00	20240505 T 03:00	5站测距	有
Arc0504	20240504 T 00:00	20240507 T 00:00	3站测距	有
Arc0506	20240506 T 00:00	20240509 T 00:00	5站测距	有
Arc0508	20240508 T 00:00	20240511 T 00:00	4站测距	有
Arc0510	20240510 T 00:00	20240513 T 00:00	4站测距	有
Arc0512	20240512 T 00:00	20240515 T 00:00	2站测距	无

表 4 鹊桥二号中继卫星轨道计算参数

Table 4 Orbit determination parameters for Queqiao-2

项目	模型
测量模型基本参考系	太阳系质心天球参考系
动力学模型基本参考系	月心天球参考系
N 体摄动	太阳及大行星、地球, 采用DE421历表
太阳辐射压	固定面质比(理论 $Cr = 1.24$)
非球形引力摄动	月球重力场JGL165p, 截取到阶次150
解算参数	位置速度+光压系数+测距系统差(分段)
数据使用及权重设置	测距: 1.0 m; 时延: 0.2 ns
积分器和积分步长	二阶定步长积分器, 60 s
月球半径	1738.0 km

表 5 鹊桥二号实测数据重叠弧段轨道精度

Table 5 Orbit overlapping errors for Queqiao-2

重叠弧段 (弧段1/弧段2)	位置 (m) (三维/地心径向)	速度 (cm/s)
Arc0502/Arc0504	20/10.5	0.15
Arc0504/Arc0506	10/4.0	0.06
Arc0506/Arc0508	17/11.5	0.13
Arc0508/Arc0510	38/21.0	0.42
Arc0510/Arc0512	44/9.5	0.25

精度优于0.5 cm/s, 和仿真分析结果类似. 由于Arc0512没有VLBI数据, 测距站数量也较少, 轨道精度稍有降低.

图5为Arc0506定轨后测距数据和VLBI时延数据的残差时间序列, 测距残差rms为1.4 m, VLBI时延残差rms为0.8 ns, 由于鹊桥二号中继卫星采用S频段测轨, 其测量数据精度较之于X频段较低, 特别是VLBI时延数据受到临近射电源标校精度的影响存在弧段间跳变.

图6为Arc0506与Arc0508定轨结果重叠弧段位置速度比较, 可以看到在近月点附近轨道的位置和速度误差变化较大, 其他弧段的计算结果均有一致的结论.

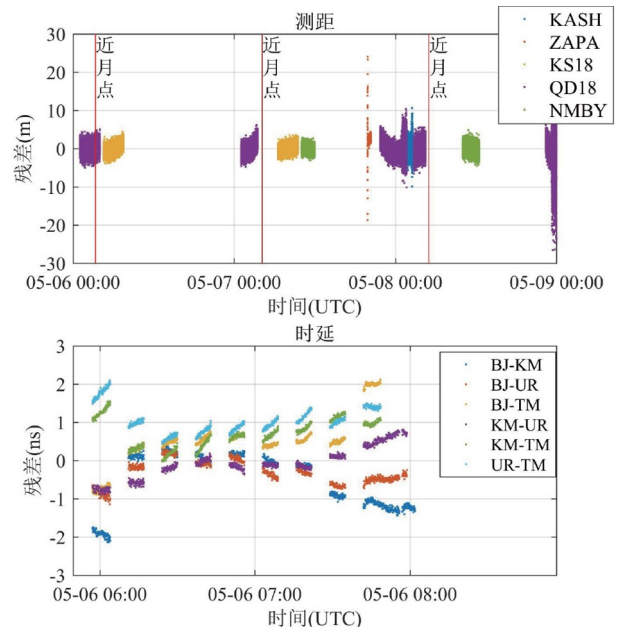


图 5 (网络版彩图) 鹊桥二号中继卫星Arc0506定轨后残差图

Figure 5 (Color online) Residual diagram of Arc0506 after orbit determination for Queqiao-2.

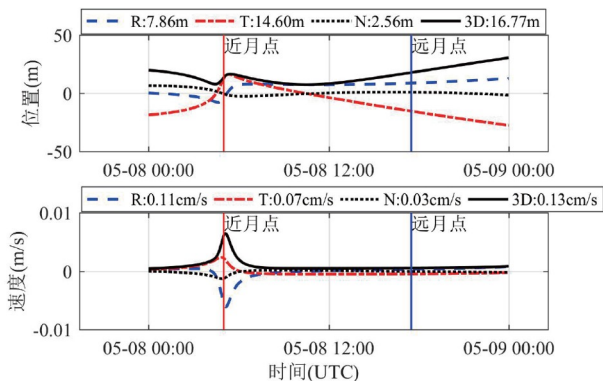


图 6 (网络版彩图)鹊桥二号中继卫星Arc0506/Arc0508重叠轨道误差

Figure 6 (Color online) Orbit overlapping errors between Arc0506 and Arc0508 of Queqiao-2.

4 基于月球轨道VLBI的深空探测器捕获段定轨精度分析

进一步分析月球轨道VLBI数据在提高深空探测器定轨精度方面的作用. 2021年2月10日, 天问一号探测器被火星成功捕获, 本文按照天问一号的实际飞行轨道, 利用仿真数据分析加入月球轨道VLBI数据后精度提升效果. 由于天问一号采用了X频段, 其测量精度较S频段的中继卫星较高, 测距按照2 m, VLBI时延按照1 ns考虑. 仿真条件如表6所示.

初始轨道信息如表7所示, 火星捕获前7 d, 距离火星约 1.5×10^6 km, 距离地球约 1.8×10^8 km.

表 6 天问一号火星捕获段定轨仿真数据

Table 6 Simulation conditions for orbit determination of TW-1 before Mars orbit insertion

仿真条件	参数设置
深空站	佳木斯、喀什、南美站, 接力观测
VLBI	北京、昆明、乌鲁木齐和天马, 共6条基线, 每天约8 h观测
月球轨道VLBI	天马-中继卫星 乌鲁木齐-中继卫星 每天每条基线2 h观测, UTC 9:00–11:00
测量误差	测距: 随机误差2.0 m, 采样率1点/10 s VLBI时延: 随机误差1 ns, 采样率1点/10 s 月球轨道VLBI时延: 随机误差1 ns, 采样率1点/10 s
中继卫星轨道误差	30 m
动力学模型误差	光压: 10%
定轨弧长	5 d, 最低观测仰角 10°

表 7 天问一号近火捕获前轨道信息

Table 7 Initial orbit information of TW-1 before Mars orbit insertion

初轨时刻	2021-02-03 T 12:00:00(UTC)
坐标系	火心天球坐标系
x (m)	-1330733367.198229
y (m)	-708364819.674015
z (m)	160043124.160051
v_x (m/s)	2163.946429
v_y (m/s)	1144.562791
v_z (m/s)	-266.779912

在没有月球轨道VLBI数据的情况下, 利用常规的地基测距和VLBI时延对火星探测器火星捕获前定轨, 定轨精度约27 km, 轨道误差如图7所示.

在上述场景中增加天马、乌鲁木齐-中继卫星的月球轨道VLBI时延数据, 考虑中继卫星轨道误差30 m, 天问一号的定轨精度提高到12 km左右, 如图8所示.

随着我国行星探测工程的进一步开展, 2025年将发射天问二号小行星探测器, 其设计轨道将进行四次中途修正后与小行星2016HO3进行交会, 第二次和第三次中途修正之间还设计了一次深空机动(器地距离约 4×10^7 km), 属于星际转移的关键弧段. 通过仿真分析, 结果表明, 在表6的仿真条件下, 定轨弧长设置为深空机动前5 d, 仅利用地基测距和VLBI时延数据, 定轨精度约10 km, 若加入月球轨道VLBI时延数据, 考虑中继卫星轨道误差30 m, 天问二号的定轨精度可从10 km提高到约6 km, 详见表8.

目前通过长期的VLBI测地数据处理, 地面测站

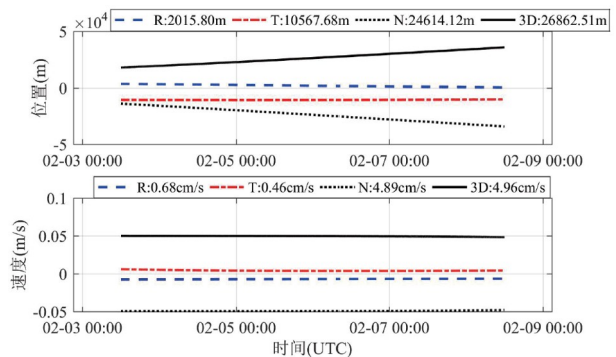


图 7 (网络版彩图)天问一号火星捕获段定轨后轨道误差, 没有月球轨道VLBI数据

Figure 7 (Color online) Orbit error of TW-1 before Mars orbit insertion without Lunar orbit VLBI data.

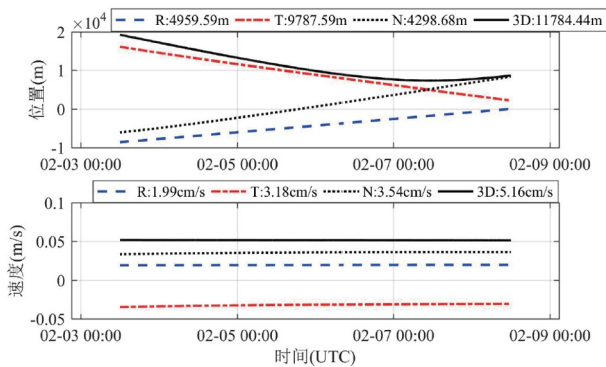


图 8 (网络版彩图)天问一号火星捕获段定轨后轨道误差, 有月球轨道VLBI数据

Figure 8 (Color online) Orbit error of TW-1 before Mars orbit insertion, with lunar orbit VLBI data.

表 8 天问二号深空机动前定轨精度

Table 8 Orbit error of TW-2 before deep space maneuver

场景	位置误差 (m)			
	R	T	N	三维
地基测距+地基VLBI	10121.05	1578.84	1466.48	10347.90
地基测距+地基VLBI+月球轨道VLBI	4424.46	1296.58	3850.25	6006.78

VLBI天线的站坐标测量精度可以优于厘米量级. 对于空间VLBI测量系统, 一个天线位于地面, 另一个天线位于空间, 空间VLBI天线的位置(即轨道信息)精度目前在几十米水平. 在利用地月VLBI数据定轨时, 需要解算其系统误差, 其中也包含了空间VLBI天线的轨道误差, 从而削弱天线轨道误差对定轨精度的影响. 但是当测量数据时间跨度更长时, 轨道误差投影到测量上不再是常数, 系统误差将难以有效吸收空间VLBI天线的轨道误差, 因此如何进一步提高空间VLBI天线的轨道精度仍然是值得研究的内容, 未来的地月导航系统通过天基技术实现地月空间探测器高精度定轨是一个可能的方向^[24].

5 结论

通过在鹊桥二号中继卫星上搭载的月球轨道VLBI设备, 建立月球轨道VLBI观测站, 然后与地面VLBI台站联合观测, 开展深空探测器测轨研究. 作为国际上首次在月-地距离尺度的空间VLBI项目, 预期在相关领域将取得一批原创性成果.

地月VLBI时延模型和传统的地基VLBI有较大差异, 本文首先推导了应用于轨道计算的相对论框架下地月VLBI时延模型. 进一步利用仿真数据, 以火星探测器为例, 分析地月VLBI数据对提高深空探测器定轨精度的贡献.

仿真和实测数据分析结果表明, 中继卫星VLBI天线的轨道精度约30 m. 建立中继卫星和地面天马和乌鲁木齐的地月VLBI基线, 获得地月VLBI测量数据, 应用于火星等探测器精密定轨. 仿真分析结果表明, 较之于传统的地基测距和地基VLBI数据定轨模式, 增加每天2 h的地月VLBI时延数据, 可以将火星探测器近火捕获前的定轨精度从27 km提高到12 km. 对小行星探测器转移轨道定轨精度也从10 km提高到6 km. 仿真分析结果验证了地月VLBI技术在提高深空探测器定轨精度方面的潜力.

将月球轨道VLBI天线和地面VLBI天线联合, 可以将基线长度扩大到约380000 km, 较地面基线长度扩大100倍. 利用三十余万公里的月地超长基线, 可以对深空探测器, 包括火星探测器、金星探测器以及小行星探测器在内的深空探测器进行干涉测量, 提高深空探测器的定轨精度, 为更好实现我国深空探测的科学目标和工程目标提供高精度的轨道产品. 后续将进一步开展鹊桥二号中继卫星精密定轨研究, 并安排鹊桥二号中继卫星对其他深空探测器的测定轨试验, 可选择的探测器包括在轨运行的天问一号火星探测器, 天问二号小行星探测器等, 后续将进一步利用实测数据进行分析.

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 Yan J, Ping J, Li F, et al. Chang'E-1 precision orbit determination and lunar gravity field solution. Adv Space Res, 2010, 46: 50–57
- 3 Li P J, Hu X G, Huang Y, et al. Orbit determination for Chang'E-2 lunar probe and evaluation of lunar gravity models. Sci China-Phys Mech Astron, 2012, 55: 514–522

- 4 Huang Y, Chang S, Li P, 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, 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. 科学通报, 2014, 59: 2268–2277]
- 5 Zheng X, Wang G L, Hu X G, et al. Positioning for the Chang'E-3 lander and rover using Earth-based observations (in Chinese). *Chin Sci Bull (Chin Ver)*, 2014, 59: 3162–3173 [李培佳, 黄勇, 昌盛骐, 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, 59: 3162–3173]
- 6 Fan M, Hu X G, Dong G, et al. Orbit improvement for Chang'E-5T lunar returning probe with GNSS technique. *Adv Space Res*, 2015, 56: 2473–2482
- 7 Li P J, Huang Y, Fan M, et al. Orbit determination for Chang'E-5 mission in rendezvous and docking (in Chinese). *Sci Sin-Phys Mech Astron*, 2021, 51: 119508 [李培佳, 黄勇, 樊敏, 等. 嫦娥五号探测器交会对接段定轨精度研究. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2021, 51: 119508]
- 8 Cui X Y. China's space program: A 2021 perspective (in Chinese). *Guangming Daily*, 2022-01-29(003) [崔兴毅. 《2021中国的航天》白皮书发布. 光明日报, 2022-01-29(003)]
- 9 Liu Q H, Huang Y, Shu F C, et al. VLBI technique for the orbit determination of Tianwen-1 (in Chinese). *Sci Sin-Phys Mech Astron*, 2022, 52: 239507 [刘庆会, 黄勇, 舒逢春, 等. 天问一号VLBI测定轨技术. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2022, 52: 239507]
- 10 Schuh H, Behrend D. VLBI: A fascinating technique for geodesy and astrometry. *J GeoDyn*, 2012, 61: 68–80
- 11 Wu W R, Wang G L, Jie D G, et al. High-accuracy VLBI technique using Δ DOR signals (in Chinese). *Sci Sin Inf*, 2013, 43: 185–196 [吴伟仁, 王广利, 节德刚, 等. 基于 Δ DOR信号的高精度VLBI技术. 中国科学: 信息科学, 2013, 43: 185–196]
- 12 Antreasian P G, Baird D T, Border J S, et al. 2001 Mars Odyssey orbit determination during interplanetary cruise. *J Spacecraft Rockets*, 2005, 42: 394–405
- 13 Shiomi T, Kawano N. Precise orbit determination of a geosynchronous satellite by VLBI. *J Jpn Soc Aeronautical Space Sci*, 1987, 35: 425–432
- 14 Kikuchi F, Kono Y, Yoshikawa M, et al. VLBI observation of narrow bandwidth signals from the spacecraft. *Earth Planet Sp*, 2004, 56: 1041–1047
- 15 Antreasian P G, Ardanian S M, Beswick R M, et al. Orbit determination processes for the navigation of the Cassini-Huygens Mission. In: the Proceedings of SpaceOps 2008 Conference. Heidelberg, 2008
- 16 Goossens S, Matsumoto K, Rowlands D D, et al. Orbit determination of the SELENE satellites using multi-satellite data types and evaluation of SELENE gravity field models. *J Geod*, 2011, 85: 487–504
- 17 Liu L, Zheng W M. The optimization of satellite orbit for Space-VLBI observation. *Res Astron Astrophys*, 2021, 21: 037
- 18 Liu Q H, Zhong W Y, Shi J, et al. Key technology of Chinese space VLBI (in Chinese). *Sci Sin-Phys Mech Astron*, 2016, 46: 069501 [刘庆会, 仲伟业, 史俊, 等. 我国空间 VLBI 背景型号关键技术研究. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2016, 46: 069501]
- 19 Carranza E, Konopliv A, Ryne M. Lunar prospector orbit determination uncertainties using the high resolution Lunar gravity models. In: the Proceedings of 1999 AAS/AIAA Astrodynamics Specialists Conference. Girdwood, 1999. 99–325
- 20 Mazarico E, Rowlands D D, Neumann G A, et al. Orbit determination of the Lunar Reconnaissance Orbiter. *J Geod*, 2012, 86: 193–207
- 21 Moyer T D. Formulation for Observed and Computed Values of Deep Space Network Data Types for Navigation. New York: Wiley, 2003
- 22 Petit G, Luzum B. IERS Conventions (2010). IERS Technical Note No. 36, 2010
- 23 Zhu X N, Tong L, Zheng W M, et al. A radio source fringe search algorithm for space VLBI (in Chinese). *Astron Res Tech*, 2022, 19: 568–575 [朱晓娜, 童力, 郑为民, 等. 一种用于空间 VLBI 的射电源条纹搜索算法. 天文研究与技术, 2022, 19: 568–575]
- 24 Huang Y, Yang P, Chen Y, et al. Orbit determination of a cislunar space probe using Inter-Satellite Link data (in Chinese). *Sci Sin-Phys Mech Astron*, 2022, 53: 229513 [黄勇, 杨鹏, 陈艳玲, 等. 地月空间探测器星间测距自主定轨. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2023, 53: 229513]

Lunar orbit VLBI modeling and application for orbit determination of deep space probes

HUANG Yong^{1,2,3,4*}, YANG Peng⁵, LI PeiJia^{1,3}, FAN Min⁶, HUANG YiDan¹,
ZHANG ZhengHao¹ & HONG XiaoYu^{1,3}

¹ Shanghai Astronomical Observatory, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 200030, China

² School of Astronomy and Space Science, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China

³ Shanghai Key Laboratory of Space Navigation and Positioning Techniques, Shanghai 200030, China

⁴ Key Laboratory of Planetary Sciences, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 200030, China

⁵ Beijing Aerospace Control Center, Beijing 100094, China

⁶ Beijing Institute of Tracking and Telecommunications Technology, Beijing 100094, China

*Corresponding author (email: yongh@shao.ac.cn)

The Queqiao-2 relay satellite, launched in March 2024, is equipped with an interferometric antenna with a diameter of 4.2 m, presenting an excellent opportunity to extend the baseline length of VLBI. By integrating the lunar orbit VLBI antenna with the ground VLBI antenna, the baseline length can be extended to approximately 380000 km, approximately 100 times longer than the ground baseline length, thereby further enhancing the orbit determination accuracy. This article derives a model for measuring the time delay of the Earth-Moon VLBI within the framework of relativity theory. It analyzes the orbit determination accuracy of relay satellite through simulations and real data. Furthermore, it explores the application of Earth-Moon baseline VLBI data in precisely determining the orbit of deep space probes, such as Mars, through simulation analysis. The analysis reveals that the orbit determination accuracy of the relay satellite in a 24-h elliptical lunar orbit is approximately 30 m. Compared with traditional ground-based ranging and VLBI data orbit determination method, incorporating 2 h of daily Earth-Moon VLBI delay data can enhance the orbit determination accuracy of Mars probes from 27 to 12 km prior to Mars capture. Additionally, the orbit determination accuracy of asteroid probes during transfer orbit is improved from 10 to 6 km. The simulation analysis results confirm the potential of Earth-Moon VLBI technology in enhancing the orbit determination accuracy of deep space probes.

Queqiao-2, lunar orbit VLBI, Mars exploration, deep space exploration, orbit determination

PACS: 95.55.Pe, 95.55.Br, 95.10.Eg

doi: [10.1360/SSPMA-2024-0360](https://doi.org/10.1360/SSPMA-2024-0360)