论文

基于同波束 VLBI 的火星车测定位技术

刘庆会*, 吴亚军, 黄勇, 贺庆宝, 李培佳, 郑鑫

中国科学院上海天文台, 上海 200030

*联系人, E-mail: liuqh@shao.ac.cn

收稿日期: 2015-06-02; 接受日期: 2015-06-18; 网络出版日期: 2015-07-30

国家自然科学基金(批准号: 11273049, 11473059, 11403076, 11473056)、空间毫米波 VLBI 阵列背景型号(编号: XDA04060705)、上海市导航与定位重点实验室(编号: 3912DZ227330001)、中国科学院射电天文重点实验室和中国科学院行星科学实验室资助项目

摘要 火星车的位置测定具有重要的工程意义和科学意义. 本文针对火星车和轨道器的实际搭载能力, 提出了利用轨道器的测距数据, 以及火星车和轨道器的同波束 VLBI 观测数据开展火星车高精度测定位和轨道器测定轨的方法, 给出了火星车和轨道器同波束 VLBI 差分相时延解算方法并分析了其测量误差. 火星车和轨道器的联合定轨定位的仿真分析结果表明, 利用弧段数小时的轨道器测距, 以及火星车和轨道器的同波束 VLBI 差分相时延数据, 有望实现误差数百米的火星车定位和误差数十米的轨道器定轨. 这些研究成果对今后的火星探测工程有重要的应用价值.

关键词 同波束 VLBI, 火星车, 轨道器, 测定轨, 测定位

PACS: 95.55.Pe, 95.55.Jz, 95.55.Br

doi: 10.1360/SSPMA2015-00287

深空探测是继月球探测之后, 我国空间科学与技术发展的新挑战. 创新型深空探测任务对持续提升我国深空探测和科学发现能力, 推动国家重大科技创新具有重要意义. 深空多模式探测如轨道环绕、表面着陆、巡游、采样、浮空探测等, 可获取更更全面更深层的探测技术和科学数据, 这些探测往往需要多个探测器共同完成任务, 如火星探测中有火星车和轨道器. 火星车的精密测定位和轨道器的精密测定轨是实现火星探测工程任务和科学探测的重要前提.

深空探测器的定位和定轨, 主要有测距、测速和甚长基线干涉(VLBI)测角三种手段. VLBI 对与视线垂直方向上的探测器的轨道和位置变化有很高的灵

敏度, 与对视线方向的测速测距数据结合后, 可对探测器的轨道进行三维约束, 从而快速提高定轨精度. VLBI 的基本观测量为时延. 由于无线电波总是先通过地球电离层和大气层后才能到达地面上的射电望远镜, 故测得的时延中不可避免地有电离层和大气的影响. 此外, 观测装置的时延不稳定性也是影响测量精度的重要因素. 在嫦娥三号等任务中, 我们利用单向差分测距(Δ DOR)技术交替观测探测器和射电源以改正观测装置内部时延并结合 GPS 技术等来改正地球大气和电离层时延, 把 VLBI 时延测量误差降至 0.67 ns, 成功实现了误差 50 m 的着陆器月面定位^[1-5]. 在深空探测中, VLBI 将发挥更加重要的作

引用格式: 刘庆会, 吴亚军, 黄勇, 等. 基于同波束 VLBI 的火星车测定位技术. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2015, 45: 099502

Liu Q H, Wu Y J, Huang Y, et al. Mars rover positioning technology based on Same-Beam VLBI (in Chinese). Sci Sin-Phys Mech Astron, 2015, 45: 099502, doi: 10.1360/SSPMA2015-00287

用. Δ DOR 技术已成为美国和欧洲深空探测器测定轨的常用方法. 例如, 2011 年 11 月发射的好奇号火星车 MSL 的 Δ DOR 型 VLBI 时延测量误差降至 0.04 ns, 在 2.6×10^8 km 远的火星捕获段和进入段, 其天平面内的约束能力达到约 400 m^[6]. 利用 VLBI 和测速测距数据, 好奇号火星车在 B 平面的定位精度达到了约 200 m^[6].

传统的适合于单个探测器测定轨的 Δ DOR 型 VLBI 技术, 在用于多个深空探测器的测定轨时面临两个难题: 一是必须交替观测射电源和多个探测器, 无法同时获取各探测器的测量数据; 二是测量精度提高存在技术瓶颈. 而同波束 VLBI 技术则能很好地解决这两个问题. 同波束 VLBI, 即利用射电望远镜的主波束同时观测角距很小的两个(或多个)探测器, 通过相关处理后, 得到每个探测器信号的相关相位并在测站和探测器间进行两次差分, 从而除去太阳等离子体、地球大气和电离层及观测装置内部时延的绝大部分影响, 得到高精度的差分时分延观测量^[7-10]. 在嫦娥三号的轨道器和月球车的同波束 VLBI 中, 我们成功得到了随机误差小于 1 ps 的差分相延时延数据, 并利用此数据以数厘米的灵敏度监测出月球车的移动、转弯等动作, 并把月球车的相对定位精度提高至 1 m 左右^[1-5].

本文针对火星车搭载能力较弱, 难以搭载转发器从而无法开展测速测距观测的现实, 提出了利用轨道器的测距, 以及火星车和轨道器的同波束 VLBI 数据开展火星车高精度测定轨和轨道器测定轨的方法, 给出了火星车和轨道器同波束 VLBI 差分相延时延解算方法并分析了其测量误差. 利用我国首次研发的火星车和轨道器的联合定轨定位软件进行了仿真分析. 结果表明, 利用弧段数小时的轨道器测距, 以及火星车和轨道器的同波束 VLBI 差分相延时延数据, 有望实现误差数百米的火星车定位和误差数十米的轨道器定轨.

1 火星车和轨道器的同波束 VLBI 技术

火星车和轨道器的同波束 VLBI 观测就是利用望远镜的主波束同时接收火星车和轨道器的信号, 求取相关相位后再在两器间进行差分, 最终得到差分时分延观测量, 如图 1 所示. 地面射电望远镜的波束宽度 η 与接收信号的波长 λ 及射电望远镜的口径 D 有关,

$\eta = \alpha \cdot \frac{\lambda}{D}$, 其中, α 在 1-1.22 之间. 在 X 频段的 8500 MHz 观测时, 我国 VLBI 网口径最大的上海 65 m 和最小的上海 25 m 射电望远镜的波束宽度分别为 0.038° 和 0.1°, 对应到最近距离 5.5×10^7 km 的火星处, 可进行同波束 VLBI 观测的范围分别为 36475 和 95986 km. 所以, 对于直径 6794 km 火星表面的火星车和轨道高度数千千米的环火轨道器来说, 同波束 VLBI 观测机会极多.

火星车和轨道器的同波束 VLBI 差分时分延测量模型如下:

$$\Delta\tau = \tau_R - \tau_O = (\tau_1 - \tau_2) - (\tau_3 - \tau_4), \quad (1)$$

其中, τ_R 为火星车到两个测站的时延值, τ_O 为轨道器到两个测站的时延值. 火星车相对于轨道器的残余差分相延时 $\Delta\tau_{pd}(t)$ 为

$$\Delta\tau_{pd}(t) = \frac{\varphi_R(t)}{2\pi f_R} - \frac{\varphi_O(t)}{2\pi f_O} + C, \quad (2)$$

其中, $\varphi_R(t)$, $\varphi_O(t)$ 分别为火星车和轨道器的相关相位, f_R , f_O 分别为对应的射频接收频率. 差分相延时延随机

图 1 (网络版彩图)火星车和轨道器的同波束 VLBI, 以及轨道器的测速测距观测

Figure 1 (Color online) Same-beam VLBI observation between a Mars rover and an orbiter, and ranging and Doppler measurement of the orbiter.

误差为皮秒量级, 但含有整周模糊度 C , 主要由 $\varphi_R(t)$ 和 $\varphi_O(t)$ 中的整周模糊度引起. 在一个连续的观测弧段内, 只含有唯一一个固定的系统差. 当观测弧段长度为数小时, 系统差可在火星车和轨道器联合定轨定位过程中解算出来.

2 火星车和轨道器同波束 VLBI 差分相时延误差分析

火星车和轨道器同波束 VLBI 差分相时延的测量误差分为随机误差和系统误差. 前者主要由热噪声引起, 后者主要由地球大气、电离层、太阳等离子体及观测装置等引起. 而由整周模糊度 C 引起的差分相时延整体偏移可在联合定轨定位过程中解算出, C 可不作为误差处理, 这点在嫦娥三号的月球车相对定位中已得到证实^[1-3]. 所以, 对火星车定位和轨道器定轨精度产生影响的主要因素为在一个连续的定轨定位弧段内由误差引起的差分相时延的变化.

火星轨道器作为母体, 一般体积较大, 具有较强的搭载能力, 下行信号较强, 等效全向辐射功率 (EIRP) 一般大于 50 dB W. 而火星车由于着陆限制等原因体积较小搭载能力有限, 其下行信号的 EIRP 一般比轨道器低数百倍. 所以, 火星车和轨道器同波束 VLBI 差分相时延的随机误差主要取决于火星车相时延的随机误差. 设火星车发送信号的 EIRP 为 20 dB W、星地距离 3×10^8 km, 我们对由上海 65 m、上海 25 m、密云 50 m、昆明 40 m、乌鲁木齐 25 m 望远镜组成的我国 VLBI 网中接收能力最强的上海 65 m 和最弱的上海 25 m 的接收链路进行了分析计算, 结果见表 1.

由表 1 可知, 利用 65 m 射电望远镜接收信号时, 火星车相时延随机误差为 0.54 ps; 而利用上海 25 m 射电望远镜接收时, 火星车相时延随机误差为 6.03 ps.

除了随机误差外, 系统误差更应考虑. 对定轨定位精度影响的主要因素是系统误差在一个连续观测弧段内的变化. 系统误差主要由地球大气、电离层、太阳等离子体及观测装置等引起, 下文逐一分析.

2.1 地球大气时延

视线方向的大气时延 τ_{atm} 与天顶时延和观测时天线仰角 EL 关系为 $\tau_{\text{atm}} = \text{ZHD} \times m_h + \text{ZWD} \times m_w$. 其中 ZHD 和 ZWD 分别是天顶干燥大气时延和天顶水汽时延, m_h 和 m_w 分别是对应的 Herring-Niell 映射函数^[11]. 考

表 1 火星车链路分析及相时延随机误差估算结果

Table 1 Analysis of signal link of a Mars rover and estimated random error of phase delay

序号	项目	上海 65 m	上海 25 m
1	下行载波频率(MHz)	8400	8400
2	下行信号 EIRP (dB W)	20	20
3	自由空间损失(3×10^8 km) (dB)	-280.48	-280.48
4	接收天线 G 值(dB)	72.14	63.38
5	接收天线指向和极化损耗(dB)	-0.5	-0.5
6	大气吸收损失(dB)	-0.8	-0.8
7	接收天线输入端总功率 P ($6=1+2+3+4+5$) (dB)	-189.64	-198.4
8	系统噪声温度 T_s (dB)	16.02	17.78
9	玻尔兹曼常数 K (dB)	-228.6	-228.6
10	系统噪声温度密度 $N_0=KT_s$ (dB)	-212.58	-210.82
11	P/N_0 ($10=6-9$) dBHz	22.94	12.42
12	互相关谱分辨率损失 $\Delta f=$ 2 MHz/8192 (dB)	-23.8	-23.8
13	互相关谱分辨率积分 $\Delta f^{0.5}$ (dB)	11.9	11.9
14	积分时间 $T=10$ s, $T^{0.5}$ (dB)	5	5
15	2 比特量化损失(0.881) (dB)	-0.55	-0.55
16	P/N ($15=10+11+12+13+14$) (dB)	15.49	4.97
17	相关相位随机误差 $1/(P/N)$ ($^\circ$)	1.62	18.25
18	相时延随机误差 (ps)	0.54	6.03

虑到 m_h 和 m_w 相差不大, 则 $\tau_{\text{atm}} = \text{ZHD} \times m_h + \text{ZWD} \times m_w \approx \text{ZTD} \times m_w$, 其中 ZTD 为天顶大气时延. 在火星车和轨道器的同波束 VLBI 中, 两个探测器间的差分大气时延 $\Delta \tau_{\text{atm}}$ 可用下式估算: $\Delta \tau_{\text{atm}} = \Delta \tau_{\text{atm-R}}(EL_R) - \Delta \tau_{\text{atm-O}}(EL_O)$.

火星离地球的最近距离约为 5.5×10^7 km, 以轨道器绕火星飞行时最远距火星表面 1000 km 并考虑到火星直径 6794 km 来计算, 火星车与轨道器的最大角距离约为 0.008° . 图 2(a)给出了同波束 VLBI 观测时的火星车与轨道器的差分大气时延与仰角 EL 的变化曲线. 图中假设 ZTD 为 2 m、观测站纬度为 30°N 并利用 Herring-Niell 映射函数计算得出的, 同时给出了角距 $\Delta EL = EL_R - EL_O$ 从 0.001° 到 0.008° 变化时的情况. 由图可知, 地球大气对差分相时延的影响最大为 28 ps. 当 EL 大于 20° 时, 大气对差分相时延的影响小于 10 ps. 当火星最远距离地球 4×10^8 km 时, 火星车与轨道器的最大角距离约为 0.001° , 大气对差分相时延的影响则为皮秒量级.

2.2 地球电离层时延

与太阳活动密切相关的地球电离层对电磁波传播影响较大. 电离层时延 τ_{ion} 可由下述模型估算出:

图 2 (网络版彩图)火星车和轨道器间的大气差分延迟(a)和电离层差分延迟(b)与仰角 EL 的关系

Figure 2 (Color online) Differential atmospheric delay (a) and ionospheric delay (b) between a Mars rover and an orbiter.

$$\tau_{\text{ion}} = \frac{kD}{f^2} \cdot \frac{1}{\cos\left(\sin^{-1}\left(\frac{R \cos(EL)}{R+H}\right)\right)}, \quad (3)$$

其中, $k=1.34 \times 10^{-7}$, D 为总电子量(tec), 信号频率 $f=8400$ MHz, 地球半径 $R=6371$ km, 电离层高度 $h=450$ km. 电离层差分延迟 $\Delta\tau_{\text{ion}}$ 可用下式估算: $\Delta\tau_{\text{ion}} = \Delta\tau_{\text{ion-R}}(EL_R) - \Delta\tau_{\text{ion-O}}(EL_O)$. 图 2(b)给出了 X 波段同波束 VLBI 观测时电离层差分延迟与仰角 EL 的变化曲线. 图中假设 D 为 50 tecu (1 tecu= 10^{16} 个电子), 并给出了角距 ΔEL 从 0.001° 到 0.008° 变化时的情况. 从图中可以看出, 差分电离层时延不超过 0.4 ps, 影响很小.

2.3 太阳等离子体(总电子数)时延

火星探测和我国已开展的月球探测器测定轨的相异点之一就是必须考虑太阳等离子体时延的影响. 如图 3 所示, 当探测器与太阳的角距 θ 较小而火星和地球又处于太阳的两侧时, 探测器发射的信号要先穿过太阳周围的等离子体后才能被地面测站接收. 我们利用文献[12]中给出的火星探测器视线方向的等离子体(总电子数)与太阳角距 θ 的关系模型得到的数据, 建立了一个简单的指数拟合模型, 如图 3(a)所示. 由图可知, 随着 θ 的减小, 总电子数急剧增加. 当 θ 为 10° 时, 总电子数达到了 2000 tecu, 在 X 频段对应着 11.3 m 的时延. 所以, 当 θ 较小时, 太阳等离子体对测速测距都有极大的影响, 不适宜进行高精度的火星车定位. 等离子体差分延迟 $\Delta\tau_{\text{pla}}$ 可用下式估算: $\Delta\tau_{\text{pla}} = \Delta\tau_{\text{pla-R}}(\theta_R) - \Delta\tau_{\text{pla-O}}(\theta_O)$. 图 3(b)给出了 X 波段同波束 VLBI 观测时等离子体差分延迟与角距 θ 的变

化曲线. 由于火星车和轨道器的最大距离为 7794 km, 而地球和火星的距离约为 3.8×10^8 km, 故 $\theta_O - \theta_R \approx 0.001^\circ$. 从图中可以看出, 当 $\theta > 10^\circ$ 时, 同波束 VLBI 观测中的等离子体差分延迟不超过 3 ps. 等离子体虽然对同波束 VLBI 差分延迟的影响不超过 1 mm (3 ps), 但对测距的影响却高达 11.3 m, 由此可知同波束 VLBI 对共有误差有极强的去除能力. 顺便指出, 由于等离子体的统计特性也符合 Kolmogorov 湍流理论, θ 较小时引起的 X 频段电波相位抖动可达数百度, 对 Doppler 测量精度的影响也极为巨大^[12].

2.4 设备误差

在同波束 VLBI 观测中, 由于两个探测器的信号通过相同的观测装置, 因此高达几十米的设备误差可以基本消除. 考虑到接收系统的相频特性存在一些非线性因素, 且电离层和等离子体时延与接收频率的 2 次方成反比, 故在同波束 VLBI 观测中, 应尽可能让火星车和轨道器发射频率相近的信号. 地面接收天线在主波束内的相位变化一般为数度. 在天线相位有大约 4° 的变化时, 其对应的时延误差约为 1 ps ($4/360/8400$ MHz). 其他如钟差和观测站的位置差等, 在同波束 VLBI 观测中影响较小, 可忽略不计.

3 同波束 VLBI 差分相时延的实测例

同波束 VLBI 差分相时延在嫦娥三号月球车的动作监测和相对定位中得到了实际应用. 嫦娥三号月球车和着陆器于 2013 年 12 月 14 日成功分离后, 为了准确测量月球车相对于着陆器的位置, 我们利用了同波束 VLBI 技术. 着陆器每天利用高增益天线连

图 3 (网络版彩图)太阳等离子体(总电子数)(a)^[12]及等离子体差分时延(b)与太阳角距 θ 的关系

Figure 3 (Color online) (a) Simulated TEC as a function of the solar elongation for a Mars spacecraft [12], and (b) differential plasma delay between a Mars rover and an orbiter.

续发射约 10 h 的数传信号, 月球车每天利用低增益天线连续发射约 8 h 的遥测信号, 在另外约 2 h 内用高增益天线发送数传信号. 在此期间, 我们利用带宽 8 MHz 的 2 个通道分别记录着陆器和月球车的信号. 利用着陆器和月球车信号的相关谱幅度最大处附近的数据分别提取着陆器和月球车的相关相位并利用式(2), 得到了月球车和着陆器的差分相时延数据.

图 4(a)给出了 2013 年 12 月 23 日的月球车和着陆器六条基线的差分相时延. 在 19.8 UT 附近, 月球车进行了两次数米的移动(由停泊点 E 点移动到 $S1$ 点), 6 条基线的差分相时延相应地产生了 0.01–0.08 ns 不等的跳变. 实际上, 利用差分相时延的跳变, 能够以数厘米的灵敏度监测月球车的移动和转弯等动作, 也充分说明了差分相时延的误差极小. 另外, 在 18.2–18.8 UT 的时间段内, 月球车利用高增益天线发射数传信号时, 与其他时间段发射遥测信号时相比, 差分相时延也发生了跳变, 这是由于月球车高增益天线和低增益天线的位置不同(二者相距 1.16 m)引起的.

在停泊点 E 点和 $S1$ 点, 月球车停止不动, 与着陆器的距离分别为约 18 和 26 m. 由图可知, 各条基

线的差分相时延有数十皮秒的缓慢变化, 这是由于对月球车与着陆器信号进行相关处理时利用同一时延预测模型、月球车与着陆器距离分别为约 18 和 26 m、月球和地球的相对运动这三个因素所共同引起的. 实际上, 正是利用差分相时延在一段时间内的缓慢变化, 我们实现了对停在某一探测点的月球车的相对定位, 其相对定位精度约 1 m, 并能同时解算出差分相时延的系统差. 图 4(b)给出了北京-昆明、北京-天马、昆明-天马三条基线的闭合差分相时延, 其均方根值为 0.02 ps.

由上述例子可知, 利用同波束 VLBI 技术, 与嫦娥三号的着陆器和月球车的情况类似, 可以得到误差皮秒量级的火星车和轨道器的差分相时延数据.

4 火星车定位和轨道器定轨仿真分析

在火星探测中, 可以利用同波束 VLBI 技术对火星车和轨道器进行联合定轨和定位, 以提高火星车的定位精度和轨道器的定轨精度. 为了验证本方法的有效性, 我们在国内首次研发了火星车和轨道器

图 4 (网络版彩图)(a) 嫦娥三号着陆器和月球车的六条基线的差分相时延; (b) 北京-昆明、北京-天马、昆明-天马 3 条基线的闭合差分相时延

Figure 4 (Color online) (a) Differential phase delay of CE-3 rover and lander on six baselines; (b) closure differential phase delay of Beijing-Kunming, Beijing-Tianma and Kunming-Tianma baselines.

联合定轨和定位软件, 并利用轨道器的测距数据, 以及火星车和轨道器的同波束 VLBI 观测数据仿真分析了火星车定位和轨道器定轨的精度。

仿真条件为: 火星车位于北纬 45.0° 、西经 30° 、高程为 -3000.0 m; 轨道器位于 $300\text{ km} \times 2000\text{ km}$ 的椭

圆轨道。仿真测量数据为: 轨道器的测距数据的随机误差 3 m、系统误差 10 m, 测站为喀什和青岛深空站, 观测弧长为 3 h。由于火星遮挡, 实际观测数据时间段为约 2 h。火星车没有测距数据。轨道器和火星车同波束 VLBI 差分相时延的误差为 3 mm (10 ps), 测站为上海、北京、昆明、乌鲁木齐 4 站, 由于火星遮挡, 实际观测数据时间段为约 1 h。由上面的误差分析可知, 误差 10 ps 的差分相时延是可以实现的。在一个连续的弧段内作为常数的整体性偏移可以在定轨定位过程中解算出, 仿真时未予以考虑。观测仰角大于 10° , 定轨定位弧段长度为 3 h。仿真时考虑的力学模型为: 火星重力场模型阶数为 80×80 , N 体摄动考虑太阳、地球及大行星的影响, 并考虑光压摄动的影响等。

表 2 给出了火星车定位的仿真结果。由表可知, 纬度和经度(纬线圈和经线圈)方向上的定位误差分别为 0.002444° 和 0.004444° , 对应到火星表面上的位置误差分别为 102.46 和 263.48 m。火星质心方向的高程误差为 -225.73 m。图 5 给出了火星轨道器定轨的仿真结果。径向 R 、延迹向 T 、法向 N 的位置最大误差分别为约 10, 80, 30 m。仿真分析结果表明, 利

表 2 火星车的定位仿真结果

Table 2 Simulation results of positioning error of a Mars rover

	纬度	经度	高程
真值	45.000000°	-30.000000°	-3000.00 m
计算值	45.002444°	-29.995556°	-3225.73 m
误差	0.002444°	0.004444°	-225.73 m
	102.46 m	263.48 m

图 5 (网络版彩图)火星轨道器的定轨仿真结果

Figure 5 (Color online) Simulation results of the orbit determination error of a Mars orbiter.

用轨道器的测距数据, 以及火星车和轨道器的同波束 VLBI 观测数据, 可以实现火星车的绝对定位, 其定位误差为几百米. 同时可以实现轨道器的高精度定轨, 位置误差为几十米, 速度误差为几厘米每秒.

由于测距和同波束 VLBI 观测数据是在惯性坐标系下解算的, 本文的仿真也在惯性坐标系进行. 由于惯性坐标系和火星固定坐标系的转换误差约为 $250 \text{ m}^{[13]}$, 而本文仿真时未考虑此项误差, 故实际的火星车定位误差与本文仿真得到的误差相比将会略有增大.

本文给出的火星车定位方法, 是基于含有整周模糊度的同波束 VLBI 差分相时延的在一段时间内的变化趋势进行的. 因此, 本方法适用于火星车在各个停泊点的定位, 且要求火星车停泊时间 1 h 以上. 而对每天的路径规划和火星车行驶过程中的连续定位等更高要求的任务, 本方法不适应, 需要利用火星车上的照像测量等技术予以完成.

5 结论

本文提出了利用轨道器的测距, 以及火星车和轨道器的同波束 VLBI 观测数据开展火星车高精度测定和轨道器测定轨的方法, 给出了火星车和轨道器同波束 VLBI 差分相时延解算方法并分析了其测量误差. 火星车和轨道器的联合定轨定位的仿真分析结果表明, 利用弧段数小时的轨道器测距, 以及火星车和轨道器的同波束 VLBI 差分相时延数据, 可以实现火星车的绝对定位, 其定位误差为几百米. 同时可以实现轨道器的定轨, 位置误差为几十米, 速度误差为几厘米每秒. 为了达到上述定位精度, 对探测器和观测的基本要求为: 火星车和轨道器同时连续发送 EIRP 大于 20 dB W 的信号、同波束 VLBI 连续观测时间 1 h 以上、两探测器的频率尽可能靠近、轨道器有测距数据、与太阳的角距大于 10° 等.

参考文献

- 1 Liu Q H, Zheng X, Huang Y, et al. Monitoring motion and measuring relative position of the Chang'E-3 rover. *Radio Sci*, 2014, 49: 1080–1086
- 2 Liu Q H, He Q B, Zheng X, et al. Analysis of VLBI observation for Tianma radio telescope in Chang'E-3 orbit determination (in Chinese). *Sci Sin-Phys Mech Astron*, 2015, 45: 039501 [刘庆会, 贺庆宝, 郑鑫, 等. 天马望远镜在嫦娥三号测定轨 VLBI 观测中的应用分析. *中国科学: 物理学 力学 天文学*, 2015, 45: 039501]
- 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 (in Chinese). *Chin Sci Bull*, 2014, 59: 2268–2277 [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, 59: 2268–2277]
- 4 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, 59: 3162–3173 [李培佳, 黄勇, 吕胜骐, 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]
- 5 Zheng X, Liu Q H, Wu Y J, et al. Motion monitoring and analysis of Chang'E-3 rover based on same-beam VLBI differential phase delay (in Chinese). *Sci Sin-Phys Mech Astron*, 2014, 44: 872–878 [郑鑫, 刘庆会, 吴亚军, 等. 基于同波束 VLBI 差分相时延的“玉兔”月球车动作监视分析. *中国科学: 物理学 力学 天文学*, 2014, 44: 872–878]
- 6 Martin-Mur T J, Kruizinga G L, Burkhart P D, et al. Mars science laboratory interplanetary navigation. *J Spacecr Rockets*, 2014, 51, 4: 1014–1028
- 7 Liu Q H, Kikuchi F, Tsuruta S, et al. Effects of phase characteristics of telescopes on same-beam differential VLBI. *IEEE Trans Antennas Propag*, 2007, 55: 1466–1470
- 8 Liu Q H, Kikuchi F, Matsumoto K, et al. Same-beam VLBI observations of SELENE for improving lunar gravity field model. *Radio Sci*, 2010, 45: RS2004, doi: 10.1029/2009RS004203
- 9 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
- 10 Chen M, Liu Q H, Wu Y J, et al. Relative position determination of a lunar rover using biased differential phase delay of same-beam VLBI. *Sci China-Phys Mech Astron*, 2011, 54, 12: 2284–2295
- 11 Niell A E. Global mapping functions for the atmosphere delay at radio wavelengths. *J Geophys Res*, 1996, 101: 3227–3246

- 12 Molera Calvés I G, Pogrebenko S V, Cimo G, et al. Observations and analysis of phase scintillation of spacecraft signal on the interplanetary plasma. *Astron Astrophys*, 2014, 564: AA22925
- 13 Li R, Di K, Matthies L H, et al. Rover localization and landing site mapping technology for 2003 Mars Exploration Rover mission. *Photogramm Eng Remote Sens*, 2004, 70: 77–90

Mars rover positioning technology based on same-beam VLBI

LIU QingHui^{*}, WU YaJun, HUANG Yong, HE QingBao, LI PeiJia & ZHENG Xin

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

Position measurement of a Mars rover is important for engineering and scientific researches. This paper reports a method to carry out high precision positioning of the rover and orbit determination of the orbiter by using the same-beam VLBI between the rover and the orbiter and the orbiter's ranging data. The calculation method of the differential phase delay and signal link of a Mars rover is analyzed. The measurement error of the differential phase delay caused by solar plasma, atmosphere, ionosphere and instruments is estimated to lower than 10 ps. As a successful example, in Chang'E-3, the differential phase delay data between the rover and lander are obtained with a random error of 1 ps, and the relative position of the rover is determined with an accuracy of 1 m by using the same beam VLBI, which demonstrates the effectiveness of the method. In the case of the Mars rover and the orbit, the simulation analysis results show that the Mars rover position can be determined with an error of hundreds of meters and the orbit of the orbiter can be determined with an error of tens of meters by using the orbiter ranging and the same-beam VLBI differential phase delay data.

same-beam VLBI, Mars rover, orbiter, position measurement, orbit determination

PACS: 95.55.Pe, 95.55.Jz, 95.55.Br

doi: 10.1360/SSPMA2015-00287