"嫦娥3号"月面探测器同波束干涉 测量系统的设计与实现

吴伟仁¹,刘庆会²,黄勇²,洪晓瑜²,节德刚¹,李海涛³

(1. 探月与航天工程中心,北京 100037;2. 中国科学院 上海天文台,上海 200030;3. 北京跟踪与通信技术研究所,北京 100094)

摘 要:为了提高"嫦娥3号"探测器(着陆器和巡视器)的相对定位精度,针对两器信标实际设置情况,设计了 同波束干涉测量(same-beam interferometry, SBI)观测方案。利用着陆器和巡视器星地对接数据分析检验了由差 分群时延解算含微小系统差的差分相时延的方法,给出了甚长基线干涉测量(very long baseline interferometry, VLBI)和同波束干涉测量模型及月面定位方法,并仿真分析了巡视器的相对定位精度。最终,把研究的方法实际 应用于"嫦娥3号"巡视器的精密相对定位。结果表明,利用1h左右的连续观测弧段的着陆器数传信号以及巡视 器数传信号(或遥测信号),采用事后处理方式,得到了随机误差约1ps的差分相时延数据。利用此数据,把"嫦娥 3号"探测器的相对定位精度提高至1m左右。

关键词:同波束干涉测量;差分相时延;嫦娥3号;相对定位
中图分类号:P164 文献标识码:A 文章编号:2095-7777(2015)01-0034-09
DOI:10.15982/j.issn.2095-7777.2015.01.005

0 引 言

我国探月工程分为"绕、落、回"三个阶段[1]。作 为绕月探测的"嫦娥1号"和"嫦娥2号"探测器,主 要完成绕月飞行及着陆区成像的探测任务[2-3],二 期的落月探测主要完成月球软着陆和自动巡视勘测 任务[4-5]。作为二期落月探测任务之一的"嫦娥 3号"(CE-3)是我国第一颗着陆月球的探测器,高精 度定轨定位工作是保证 CE-3 顺利着陆的前提条 件。在 CE-3 中,继续沿用无线电测距测速和 VLBI 的联合测轨模式,一些新设备新技术的应用大幅提 高了 CE-3 的测轨定位精度。中国新建设的佳木斯 深空站和喀什深空站投入使用,天线口径分别为 66 m 和 35 m。上海 65 m 射电望远镜(天马望远 镜) 替代了佘山 25 m 射电望远镜, 进一步增强了 VLBI 的测量能力,形成了天马(65 m)、北京(50 m)、昆明(40 m)和乌鲁木齐(25 m)4 站和上海 VLBI 中心组成的 VLBI 测轨网。CE-3 的 VLBI 观 测利用的是 ΔDOR (delta differential one-way ranging,双差单向测距)差分 VLBI 技术,通过交替 观测探测器及其附近(角距离一般小于15°)位置精

确已知的河外射电源,可以很好地消除公共误差 源,大幅提高了测量精度。

对 CE-3 着陆器与巡视器进行高精度定位,是 两器顺利完成各项月面探测任务的前提和保障,对 于科学数据的分析也具有重要的意义。目前国际上 对于火星和月球着陆器和巡视器定位的方法主要有 基于地基无线电测距测速测量和干涉测量的定位 法、航迹推算、视觉定位、地面影像与高分辨率探测 器影像对比、天文导航等方法,每种方法都有其自 身的优点和局限。

基于地基测量定位是指利用地面跟踪站对着陆 器和巡视器进行测距测速和干涉测量,从而确定探 测器在天体中的位置。利用无线电信号的多普勒频 移对"勇气号"和"机遇号"火星车进行定位,多次重 复测量后在惯性参考系统中的定位精度可达 1~ 10 m,而该位置转换到火固系的转换精度为 250 m。 干涉测量同样在火星和月球的巡视器定位中得到应 用。美国宇航局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)利用 S 波段跟踪网对 Apollo16 和 Apollo17 巡视器的行走路线进行速度 站间差分测量,在月球距离的分辨率约 1 m,定位精

收稿日期:2014-11-10 修回日期:2015-02-15

基金项目:探月工程重大科技专项资助

度约 25 m。利用 VLBI 差分测量数据对巡视器行 走路线进行描述,所得结果与宇航员在巡视器星载 导航系统上的读数的符合度约为 50 m^[6]。

航迹推算法是基于里程表和惯性导航器件 (inertial measurement unit, IMU)计算巡视器的位 置和姿态,不依赖于外界环境信息,是一种车上实时 自主定位方法。航迹推算法的优点是功耗小、自主 性强、计算简单、相对廉价。缺点是随时间漂移发散 严重,特别是月面行驶速度慢、活动范围小、任务周 期长,定位误差逐渐增大,需要利用其他高精度的定 位方法对其定位误差进行修正。

基于着陆器视觉的导航定位技术需要在着陆器 上安装立体视觉相机。当巡视器在着陆器的视野范 围内进行巡视探测时,用着陆器上安装的立体视觉 相机对巡视器及其所处的周围环境成像,根据图像 中的视觉特征,例如根据巡视器的太阳能帆板边缘、 轮子或其它特征进行区域分割,将巡视器从环境中 分割出来,通过分析其周围环境的变化对巡视器进 行相对定位。视觉定位方法可以得到较高的相对定 位精度,其相对误差在2%~5%左右^[7]。视觉定位 方法的不足之处在于随着两器距离增加,测量绝对 误差随之变大。

针对巡视器精密相对定位,文献[8]提出了一种 基于 SBI 的方法,即利用射电望远镜的主波束同时 观测着陆器和巡视器搭载的专门设计的多频点信标 源,得到误差为皮秒量级的无整周模糊度的差分相 时延数据。利用我国 4 个 VLBI 测站得到的差分相 时延数据并结合高精度着陆区月面地形图,可以实 现误差 10 m 的巡视器月面精密相对定位。SBI 即 利用射电望远镜的主波束对角距离很近的两个或多 个探测器同时进行观测,通过在两个探测器间对 VLBI 时延进行差分,较彻底地除去大气、电离层及 观测装置的影响,从而得到准确反映两个探测器相 对位置的差分时延观测量。在阿波罗工程中,利用 SBI 对巡视器和着陆器进行了相对定位,其定位精 度达到了 25 m。在日本探月计划 SELENE 中,利 用两个小探测器 Rstar 和 Vstar 的多频点同波束干 涉测量数据和测速测距数据,把 Rstar 和 Vstar 的 定轨精度提高至 10 m 左右^[9-10]。但是,在"嫦娥 3号"中,由于电力和载荷限制等原因,搭载专用的 多频点星载信标源或视觉里程计较为困难。因此, 针对"嫦娥3号"巡视器和着陆器的现实条件,如何 实现高精度的巡视器相对定位成为了一个需要解决 的课题。

为了实现巡视器的高精度相对定位,我们针对 "嫦娥3号"着陆器和巡视器的实际信标,分析给出 了同波束干涉测量观测方案,提出了利用同波束干 涉测量技术解算含微小系统偏差的差分相时延并进 行巡视器相对定位的方法。同波束干涉测量技术是 CE-3任务中巡视器相对定位的唯一地面测量手段。 本文利用"嫦娥3号"着陆器和巡视器星地对接数 据,验证了由差分群时延解算含微小系统差的差分 相时延的方法,并对巡视器的相对定位方法和精度 进行了仿真分析。同时,把同波束干涉测量技术实 际应用于"嫦娥3号"巡视器和着陆器的观测,得到 了随机误差约1ps的差分相时延数据。利用1h左 右的连续观测弧段的差分相时延数据,把"嫦娥 3号"巡视器在各个停泊点的相对定位精度提高至 1m左右。

1 "嫦娥 3 号"同波束干涉测量系统方 案设计

1.1 同波束干涉测量概念

同波束干涉测量技术的基本原理就是利用望远 镜的主波束同时接收角距很小的两个或多个探测器 的信标,得到两个或多个探测器信标的相关相位并 在探测器间进行差分,得到差分时延观测量,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 和射电望远镜的口径 D 有关, $\eta = \alpha \cdot \frac{\lambda}{D}$ 。其 中,α在1~1.22之间。在 X 频段的8 500 MHz观测时,我国 VLBI 网口径最大的上海(65 m)和最小的 佘山(25 m)射电望远镜的波束宽度分别为 0.038 ° 和 0.1°,对应到 40 万 km 距离外的月球处,可视范 围分别为 265 km 和 689 km。所以,对于距离几十 米的"嫦娥 3 号"巡视器和着陆器来说,可进行同波 束干涉测量观测。

从测量原理上,同波束干涉测量数据对两器相 对位置有较强的约束能力,并且由于两器角距离相 近,可以去掉传播路径中电离层、大气以及观测装置 的绝大部分影响,得到的差分时延数据有更高的测 量精度。在月面工作段,对着陆器和巡视器的同波 束干涉测量时延测量模型如下:

 $\Delta \tau = \tau_R - \tau_L = (\tau_1 - \tau_2) - (\tau_3 - \tau_4)$ (1) 其中: τ_R 为巡视器到两个观测站的时延值; τ_L 为着 陆器到两个观测站的时延值。 τ_R, τ_L 作为干涉测量 的时延的观测模型可简单的表示为

$$\tau_R, \tau_L = \frac{1}{c}(\rho_2 - \rho_1) = \frac{1}{c}(|\mathbf{r}(t - \Delta t) - \Delta t) - \frac{1}{c}(|\mathbf{r}(t - \Delta t) - \Delta t$$

 $\mathbf{R}_{2}(t + \tau_{t}) \mid - \mid \mathbf{r}(t - \Delta t) - \mathbf{R}_{1}(t) \mid$), (2) 其中:*c*为光速; Δt 为信号到测站 1 的光行时,可通 过迭代进行解算; $\mathbf{r}(t - \Delta t)$ 是信号发射时飞行器的 位置和速度矢量; $\mathbf{R}_1(t)$ 信号是在 t 时刻到达第 1 站 时的台站 1 的位置和速度矢量; $\mathbf{R}_2(t+\tau_t)$ 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。

1.2 同波束干涉测量数据处理方法

"嫦娥3号"着陆器和巡视器信标如图2所示。 着陆器发送载波和 4 个 DOR 侧音,或者发送带宽 约5 MHz 数传信号。巡视器发送带宽 8 MHz 或 4 MHz 的数传信号或宽带 4 kHz 的遥测信号。在 着陆初期,我们利用着陆器的 DOR 信号对着陆器 进行月面定位,其定位精度约 50 m^[11-12]。在着陆后 期,利用着陆器数传信号和巡视器的数传信号或谣 测信号进行同波束于涉测量观测。由于着陆器与巡 视器的信号的频率间隔较大,且 VLBI 测站已配置 的观测装置带宽和测站通信网络速度等的限制,难 以实现在同一通道内同时记录着陆器和巡视器的信 号。为此,利用了两个带宽 8 MHz 的通道分别记录 着陆器的数传信号和巡视器数传信号或遥测信号。 由于着陆器和巡视器的信号在不同的通道内记录, 即使对两者的 VLBI 时延进行差分,仍无法完全去 除观测装置本身的时延差,故利用强射电源观测予 以改正。



数据处理基本方法如下。首先利用条纹旋转并 对射电源观测时的相关相位进行 5 min 左右的积分 处理,得到各基线、各通道的强射电源残余时延值, 再对每 5 min 的数据在 30 min 的观测弧段内进行 平均,得到各基线、各通道的强射电源平均残余时延 值,并用这些数据改正着陆器和巡视器的不同通道 的观测装置内部时延。其次对着陆器数传信号和巡 视器的数传信号或遥测信号进行相关处理。对相关 相位进行权值为相关幅度平方的加权线性拟合,分 别得到着陆器和巡视器数传信号的残余群时延及中 心频点处的拟合相位。在巡视器发送遥测信号时, 提取载波频点处的相关相位。

由着陆器数传信号和巡视器数传信号中心频点 处的相关相位计算二者之间的含有整周模糊度的残 余差分相时延。从着陆器和巡视器残余群时延中扣 除其所在通道的强射电源观测残余群时延之后做差 分处理,得到着陆器和巡视器间的残余差分群时延。 对一段观测时间内,含有整周模糊度的残余差分相 时延和残余差分群时延做差分处理,同时整体平移 残余差分相时延使二者之间的差分达到最小,此时 的残余差分相时延即为最终的解算结果。由于相关 处理时巡视器和着陆器的时延预测值相同,通过上 述处理得到的残余差分相时延即为反映巡视器和着 陆器相对位置的差分相时延观测量,可用于巡视器 在某一停泊点的精密相对定位。

巡视器相对于着陆器的差分群时延 $\Delta \tau_{gd}$ 为: $\Delta \tau_{gd}(t) = (\tau_R(t) - \tau_{CH_R}) - (\tau_L(t) - \tau_{CH_L})$ (3) 其中: $\tau_R(t)$ 为巡视器数传信号群时延,其计算方法 为 $\tau_R(t) = \frac{d(\varphi_R(t))}{2\pi d(f_R)} \approx \frac{\Delta(\varphi_R(t))}{2\pi \Delta(f_R)}$ 。由于 $\Delta(f_R)$ 即数 传信号的带宽约为8 MHz, $\tau_R(t)$ 的随机误差为纳秒 量级,对应的月球车相对定位误差约100 m; τ_{CH_R} 为 巡视器数传信号接收通道的装置内部时延,即强射 电源平均残余时延; $\tau_L(t)$ 为着陆器数传信号群时 延; τ_{CH_L} 为着陆器接收通道的装置内部时延。

巡视器相对于着陆器的差分相时延 Δτ_{pd}(t)为

$$\Delta \tau_{pd}(t) = \frac{\varphi_R(t)}{2\pi f_R} - \frac{\varphi_L(t)}{2\pi f_L} + C \tag{4}$$

其中: $\varphi_R(t)$ 、 $\varphi_L(t)$ 分别为巡视器和着陆器的相关相 位; f_R 、 f_L 分别为对应的射频接收频率,即 $f_R =$ 8462 MHz、 $f_L =$ 8496 MHz。对于同样的相位 φ_R (t)和 $\varphi_L(t)$ 的测量误差来说,差分群时延随机误差 为纳秒量级,而差分相时延随机误差为皮秒量级,即 差分相时延可大幅提高月球车的相对定位精度。在 差分相时延中,含有整周模糊度 C,主要由 $\varphi_R(t)$ 和 $\varphi_L(t)$ 中的整周模糊度引起。把含整周模糊度的差 分相时延 $\Delta \tau_{pd}(t)$ 整体平移至差分群时延 $\Delta \tau_{gd}(t)$ 序 列的中间,可以初步解算出 C,使 $\Delta \tau_{pd}$ 仅具有微小的 系统差。在一个连续的观测弧度内,只含有唯一一 个固定的微小系统差。当观测弧段长度大于约1h 时,微小系统差可在巡视器相对定位提高的条件 为:对巡视器和着陆器进行1h以上的连续观测。

1.3 "嫦娥3号"着陆器和巡视器星地对接试验 验证

图 3 给出了"嫦娥 3 号"着陆器和巡视器星地对 接试验结果。星地对接试验时,着陆器的数传信号 由两个通道同时记录,故可以在两个通道之间进行 相关处理,从而得到相关幅度和相关相位。巡视器

数传信号的记录和处理方法与着陆器相同。 图 3(a)和图 3(b)分别为着陆器和巡视器的相关幅 度,图 3(c)和图 3(d)分别为相关相位。由图 3 可以 看出,对 VLBI 观测来说,着陆器数传信号的有效带 宽约为4 MHz, 而巡视器的约为7 MHz。利用着陆 器和巡视器的相关相位可分别求出各自的群时延, 得到着陆器和巡视器间的差分群时延。由图 3(e) 可知,差分群时延约有一3.95 ns 的系统差,它是由 观测装置各通道内部时延的不一致引起的,在"嫦娥 3号"的正式观测中,可通过观测强射电源予以改 正。利用中心频点处的相关相位分别求出着陆器和 巡视器的相时延进而得到二者之间的含整周模糊度 的差分相时延。我们把此差分相时延整体平移至差 分群时延中间,从而得到了含微小偏移量的差分相 时延数据,其结果如图 3(e)所示。由图可知,差分 相时延的随机误差远小于差分群时延,且没有差分 群时延中的约 0.1 ns 的趋势变化项。

2 "嫦娥 3 号"巡视器相对定位方法及 仿真分析

2.1 月面定位方法

在月固系中建立着陆器的运动方程,由于着陆 器静止不动,因此其在月固系中的运动方程可以表 示为: $\{ \stackrel{\mathbf{r}}{\mathbf{r}}^{(t)=\mathbf{r}_0}, \stackrel{\mathbf{r}}{\mathbf{r}} \rangle$ 为着陆器的位置矢量,可以用直 $\hat{\mathbf{r}}^{(t)=0}$ 角坐标表示,也可以用地理坐标表示。不出现在探 测器运动方程中的待估参数,称为几何参数,记为 \tilde{p}_s 。 \tilde{p}_s 包括测距系统差等。定义状态矢量 $X = (\stackrel{\mathbf{r}}{\mathbf{r}}_{p_s})$,则状态方程为

$$\begin{cases} \dot{X} = 0\\ X(t_0) = X_0 \end{cases}$$
(5)

观测方程和一般动力学统计定轨过程相同。t_i时刻的观测量Y_i与状态量X_i之间存在着一定的函数关系,可以表示为

$$Y_i = G(X_i, t_i) + \varepsilon_i \tag{6}$$

其中 X_i 、 Y_i 、 ε_i 分别为 t_i 时刻的状态、观测以及观测 噪声。

由于式(6)一般为非线性方程,需要对其线性化。将上式在参考状态 X*(t_i)处展开,并令

$$\begin{cases} y_i = Y_i - G(X_i^*, t_i) \\ \widetilde{H}_i = \frac{\partial G}{\partial X} \mid_{X = X_i^*} \\ H_i = \widetilde{H}_i \boldsymbol{\Phi}(t_i, t_0) \end{cases}$$
(7)



其中 $\Phi(t_i, t_0)$ 为状态转移矩阵,对着陆器定位来说, 简化为单位阵。对观测方程略去二次以上的高阶 项,得到

$$y_i = H_i x_0 + \varepsilon_i \tag{8}$$

式(8)即为线性化的观测方程。

如令

$$y = \begin{pmatrix} y_1 \\ \vdots \\ y_k \end{pmatrix}, H = \begin{pmatrix} H_1 \\ \vdots \\ H_k \end{pmatrix}, \varepsilon = \begin{pmatrix} \varepsilon_1 \\ \vdots \\ \varepsilon_k \end{pmatrix}$$

则总的观测方程可写为

$$y = Hx_0 + \varepsilon \tag{9}$$

采用批处理算法,待观测结束后,用所有资料求 某一历元时刻状态量的"最佳"估值,由于观测数据 多,且具有统计特性,因此解算的精度较高。对探测 器定轨而言,通常高精度的事后处理都采用批处理 方法。

根据线性无偏最小方差估计可得到批处理的估 值*x*。为

$$P_{0} = (H_{T}WH + \overline{P}_{0})^{-1}$$
(11)

待估参数的最优估值 X₀ 为

$$\hat{X}_0 = X_0^* + \hat{x}_0 \tag{12}$$

两器相对定位所使用的方法基于运动学统计定 位法,具体描述如下:由于着陆器与处于导航停泊点 巡视器固定在月面不动,两器相对于地球的运动完 全由月球相对地球运动以及月球自身转动产生,利 用一段时间内的同波束干涉测量差分时延数据及月 球平动和转动的相关信息,将差分时延数据进行综 合平差处理,最后获得巡视器和着陆器在月固系中 的位置。仿真分析表明,着陆器位置误差不会显著 影响巡视器的相对定位结果,所以本文在相对定位 时考虑到着陆器位置已知,只解算巡视器位置;同时 固定两器高程差,只解算经度和纬度两维参数。

2.2 巡视器相对定位仿真分析

针对巡视器和着陆器的月面相对定位问题,本 文利用统计定位方法,即通过对巡视器和着陆器的 一个连续观测弧段的同波束干涉测量技术,结合月 面目标固定于月球表面这一运动条件,利用统计方 法实现对巡视器和着陆器的精密相对定位。与经典 的探测器动力学统计定轨不同,该方法根据月球的 平动和转动模型建立巡视器或着陆器在空间的运 动,而不是根据探测器受力建立动力学模型,因此不 存在由于动力学模型误差导致的随弧段增大探测器 状态精度变差的问题,巡视器或着陆器在惯性系的 状态精度仅取决于物理天平动参数的精度。

为了评价利用差分相时延数据和物理天平动参 数进行巡视器相对定位的精度,我们进行了仿真计 算。仿真条件为:巡视器/着陆器位于虹湾地区,着 陆器地理坐标为北纬 44.1°, 西经 31.5°, 高程值按 照 ULCN2005 (the unified lunar control network 2005) 高程模型设为-3338.0 m。巡视器坐标为 北纬 44.0°, 西经 31.4°, 高程值按照 ULCN2005 模 型设为-3333.0m。着陆器和巡视器相距约3 km。测量数据为我国 VLBI 网上海、北京、昆明和 乌鲁木齐四测站的同波束干涉测量差分相时延数 据,测量随机误差为 0.01 ns。进行相对定位时,着 陆器的先验位置(计算时的初值)为北纬 44.13°,西 经 31.53°, 高程为一3 238.0 m, 即着陆器的先验位 置有1km的平面误差和100m的高程误差,巡视 器的先验位置也同样取着陆器的先验值。考虑到着 陆器的位置在其落月后已经确定得较准确,所以采 用固定着陆器位置只解算巡视器位置的方法,即只 计算巡视器相对于着陆器相对位置。

表1给出了仿真结果。表中的单点、5、10、20、 30 min 分别表示定位时所用的数据长度,0、0.2、 0.5和1 ns表示与乌鲁木齐测站有关的3条基线的 差分相时延的系统差。因为在我国探月工程中,乌 鲁木齐测站(25 m 天线)的接收能力最低,故此项仿 真条件既是合理的又不失一般性。考虑到巡视器与 着陆器相对位置较近(本次仿真时约 3 km)、虹湾地 区比较平坦,且我国有精度数米的虹湾地区月面地 形图(来自于"嫦娥 2 号"),故我们在解算巡视器相 对位置时,利用月面地形图计算高程,而利用差分相 时延数据只解算巡视器相对于着陆器在纬度和经度 两个方向的相对位置。同时,为了比较固定高程和 同时解算高程的差别,我们也给出了同时解算高程 的定位结果。表中给出的数值为巡视器和着陆器的 相对位置的定位误差(和真值的差),纬度和经度误 差换算成了距离,单位为 m。

表 1 巡视器相对定位仿真分析结果

Table 1	Relative	positioning	simulation	results	between	a
rover and lander						

弧段 长/m		系统差/ns				
	分类	0(解算	0(固定	0.2(固定	0.5(固定	1(固定
		高程)	高程)	高程)	高程)	高程)
单点	纬度	222.80	4.44	-1.75	-10.58	-25.61
	经度	226.88	0.09	-6.99	-17.93	-35.96
	高程	309.04	-5.00	-5.00	-5.00	-5.00
5 min	纬度	12.48	2.87	-3.26	-12.02	-26.90
	经度	9.43	0.20	-6.87	-17.78	-35.77
	高程	18.53	-5.00	-5.00	-5.00	-5.00
10 min	纬度	13.17	2.82	-3.25	-11.91	-26.65
	经度	16.14	0.23	-6.83	-17.73	-35.68
	高程	16.87	-5.00	-5.00	-5.00	-5.00
20 min	纬度	7.51	2.82	-3.14	-11.63	-26.07
	经度	10.47	0.24	-6.79	-17.65	-35.54
	高程	9.03	-5.00	-5.00	-5.00	-5.00
30 min	纬度	0.13	2.81	-3.02	-11.34	-25.49
	经度	3.13	0.23	-6.78	-17.61	-35.45
	高程	1.15	-5.00	-5.00	-5.00	-5.00

表1可见,在差分相时延的系统误差为0ns、随 机误差为0.01ns时,在同时解算纬度、经度和高程 三个方向的情况下,巡视器的相对定位误差达到 200~300m。在只解算纬度、经度两个方向而把高 程方向固定(允许-5m误差)的情况下,巡视器的 相对定位误差则降至数米。所以,利用高精度月面 地形图解算高程对提高巡视器的相对定位精度非常 重要。表1还可看出,差分相时延的系统误差变大 时,巡视器相对定位误差基本按比例增加。如系统 差由0.5ns增大至1ns、数据长度为5min时,巡视 器相对定位误差将由17.78m增大至35.77m(经 度方向)。另外,在系统误差相同的情况下,延长数 据长度对巡视器相对定位的进一步提高作用不大。 但这并不意味着延长观测弧段不重要,因为差分相 时延的系统误差在观测弧段加大时将变小,且观测 弧段必须大于数分钟时才能解算差分相时延的系统 误差。

3 同波束干涉测量技术在"嫦娥 3 号" 中的应用分析

巡视器和着陆器于 2013 年 12 月 14 日成功分 离后,利用同波束干涉测量技术对巡视器相对于着 陆器的位置进行了测量。巡视器由数传天线发送数 传信号,由遥测天线发送遥测信号,而着陆器一直发 送数传信号。差分相时延反应的即为巡视器的数传 天线或遥测天线的相位中心与着陆器的数传天线相 位中心的位置差。图 4(a)给出了"嫦娥 3 号"巡视 器和着陆器间的差分相时延的例子。观测时间为 2013年12月23日20~23UT,巡视器停泊于 S1 点。由图 4(a)可以看出,在 21.5 UT 附近的约 0.5 h内,6条基线的差分相时延有最大约0.01 ns 的跳变。这是因为在此 0.5 h 内,巡视器由数传天 线发送数传信号,而在其他时间段内巡视器由遥测 天线发送遥测信号,而两个天线的安装位置不同,故 出现跳变^[13-14]。在3h内,6条基线的差分相时延 从整体看来有 0.01~0.05 ns 的缓慢变化。着陆器

与处于停泊点的巡视器在月面不动,其相对于地球 的运动完全由月球相对于地球的运动以及月球自身 的转动产生。利用差分相时延在一段时间内的连续 变化,可以利用运动学统计定位法对巡视器进行定 位。其基本方案为利用一段时间内(1h左右)的同 波東干涉测量差分相时延数据以及月球平动和转动 的相关信息,将差分时延数据进行综合平差处理,最 后获得巡视器和着陆器在月固系中的位置。此方法 与单点定位相比,可以更充分地利用连续弧段内的 测量数据进行统计定位,弥补地月距离遥远引起的 观测构型差的不足,解算每条基线上的差分相时延 的系统差,提高定位精度。在定位计算时考虑到着 陆器不动且位置精确已知,故只解算巡视器相对于 着陆器的位置。同时考虑到着陆器附近地势平坦, 日巡视器距离着陆器很近,根据着陆器数传天线和 巡视器数传或遥测天线的相位中心的高度差固定高 程,只解算平面两维方向的巡视器位置。利用巡视 器遥测信号和着陆器数传信号得到的连续 2~3 h 的差分相时延数据,计算出的巡视器在A、B、C、D、 E_{S1} 停泊点相对于着陆器的位置如图 4(b)和 表2所示。



图 4 "嫦娥 3 号"巡视器和着陆器间的差分相时延和相对定位结果 Fig. 4 Differential phase delay and relative positioning results between the rover and lander of CE-3

表 2 给出了利用差分相时延计算得到的巡视器 相对位置,并和视觉定位结果做了比较,结果表明: 基于差分相时延定位结果的差异在 1 m 左右。由 于视觉定位计算结果对应于着陆器和巡视器车体机 械中心参考点,而基于差分相时延定位结果为天线 相位中心间的相对位置,因此两者结果在参考系定 义上存在 1~2 m 的差异。目前的计算结果是假设 相对高程为 0,这个假设也存在约 1 m 的误差。和 视觉定位结果比较表明:利用高精度的同波束干涉 测量差分相时延数据,结合一定的数据处理策略,可 以得到误差在米级的巡视器与着陆器的相对定位 结果。 表 2 巡视器和着陆器相对定位结果

 Table 2
 Relative positioning results between the rover and lander of CE-3

			m
停泊点	方向	视觉定位值	差分相时延结果
^	北	9.0	10.20
A	东	1.5	2.00
D	北	5.0	4.90
D	东	8.9	8.10
C	北	-5.7	-5.60
C	东	8.4	8.40
D	北	-9.7	-9.60
D	东	0.3	0.90
Г	北	-19.8	-19.20
E	东	-0.2	-0.20
C1	1Ľ		-25.58
51	东		-0.45

4 结 论

利用"嫦娥3号"着陆器数传信号及巡视器数传 信号和遥测信号,得到了随机误差1ps的差分相时 延数据。利用差分相时延数据,把"嫦娥3号"巡视 器相对定位精度提高至约1m。在现有信标的条件 下实现了约1m的相对定位精度,主要获得了下述 条件和采取了下述措施:

1) 在巡视器的各个停泊点,着陆器与巡视器同 时连续发送数传信号或遥测信号1h以上,得到了 随机误差1ps的同波束干涉测量差分相时延数据, 同时在定位过程中解算出了差分相时延的系统 误差。

2)巡视器和着陆器距离较近,拥有着陆区高精度月面地形图或着陆区地势平坦,只解算巡视器相对于着陆器的经纬度两个方向的位置,不解算高程。

3)着陆器本身的绝对位置以 50 m 左右的精度 事先解算出来。

同波束干涉测量技术在今后的探月三期交会对 接时的轨道器和上升器的精密测定轨、火星车和轨 道器的测定位和测定轨中还将继续发挥更重要的 作用。

参考文献

- [1] 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):355-357. [Ouyang Z Y. Scientific objectives of Chinese lunar exploration and development strategy[J]. Adv Earth Sci, 2004,19(3):355-357.]
- [2] 吴伟仁,董光亮,李海涛,等. 嫦娥二号工程月球辐射噪声影 响研究[J]. 中国科学:信息科学,2011,41:903-911. [Wu W

R, Dong G L, Li H T, et al. Research of the lunar noise for the project of CE-2[J]. Sci China Info, 2011,41:903-911.]

- [3] 吴伟仁,黄磊,节德刚,等.嫦娥二号工程 X 频段测控通信系统设计与试验[J].中国科学:信息科学,2011(41):1171-1183. [Wu W R, Huang L, Jie D G, et al. Design and experiment of X-band TT&C system for the project of CE-2[J]. Sci China Info, 2011(41):1171-1183.]
- [4] 吴伟仁,王大轶,李骥,等.月球软着陆避障段定点着陆导航 方法研究[J].中国科学:信息科学,2011(41):1054-1063.[Wu W R, Wang D Y, LI J, et al. Research of the pinpoint landing navigation method in the hazard avoidance phase of lunar landing[J]. Sci China Info, 2011(41):1054-1063.]
- [5] 吴伟仁,王大轶,邢琰,等. 巡视器巡视探测的双目视觉里程 算法与实验研究[J]. 中国科学:信息科学,2011(41): 1415-1422.[WuWR, Wang DY, Xing Y, et al. Binocular visual odometry algorithm and experimentation research for the lunar rover[J]. Sci China Info, 2011(41):1415-1422.]
- [6] Counselman C C, Hinteregger H F, Shapiro I I. Astronomical applications of differential in-terferometry[J]. Science, 1972(178):607-608.
- [7] Liu Z Q, Di K C, Peng M, et al. High precision landing site mapping and rover localization for Chang'e-3 mission [J].
 Science China Physics, Mechanics & Astronomy, 2015, 58(1):1-11.
- [8] 刘庆会,陈明,熊蔚明,等. 基于超高精度多频点同波束干涉 测量技术的巡视器精密相对定位[J].中国科学:物理学力学 天文学,2010(40):253-260. [Liu Q H, Chen M, Xiong W M, et al. Relative position determination of a lunar rover by usinghigh-accuracy multi-frequency same-beam VLBI[J]. Sci China PMA, 2010(40):253-260.]
- [9] Liu Q, Kikuchi F, Matsumoto K, et al. Same-beam VLBI observations of SELENE for improving lunar gravity field model [J]. Radio Science, 2010 (45): 1 - 16. doi: 10.1029/2009RS004203.
- [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[J]. Sci China, phys Mech Astron, 2011,54(12):1-12.
- [11] 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):2268-2277. [Huang Y, Chang S Q, Li P J, et al. Orbit determination of Chang'E-3 and positioning of the lander and the rover[J]. Chin Sci Bull, 2014(59):2268-2277.]
- [12] 李培佳,黄勇,昌胜骐,等. 基于地基观测的嫦娥三号着陆器 与巡视器高精度定位[J]. 科学通报,2014(59):3162-3173.
 [Li P J, Huang Y, Chang S Q, et al. Positioning for the Chang'E-3 lander and rover using Earth-based observations
 [J]. Chin Sci Bull, 2014(59):3162-3173.]
- [13] Liu Q H, Zheng X, Huang Y, et al. Monitoring motion and measuring relative position of the Chang'E-3 rover[J]. Radio Science, 2014,49(11):1080 - 1086.

[14]	郑鑫,刘庆会,吴亚军,等.基于同波束干涉测量 差分相时延	与航天工程中心,中国探月工程总设计师。主要研究方向:
	的"玉兔"月球车动作监视分析[J]. 中国科学:物理学 力学	测控通信与航天系统工程技术。
	天文学,2014(44):872-878. [Zheng X, Liu Q H, Wu Y J,	通信地址:北京市西城区车公庄大街 12 号 10 层(100037)
	et al. Motion monitoring and analysis of Chang'E-3 rover	电话:(010)88306176
	based on same-beam VLBI differential phase delay[J]. Sci	E-mail:wuwr2002@vip. sina. com
	Sin-Phys Mech Astron, 2014(44):872-878.]	刘庆会(1966一),男,上海天文台研究员,博士生导师。主要
		研究方向:深空探测和 VLBI 技术。
	作者简介:	通信地址:上海市南丹路 80 号(200030)
	吴伟仁(1953一),男,研究员,博士生导师,国防科工局探月	E-mail:liuqh@shao.ac.cn

Design and Realization of Same-Beam Interferometry Measurement of CE-3

WU Weiren¹, LIU Qinghui², HUANG Yong², HONG Xiaoyu², JIE Degang¹, LI Haitao³

(1. Center of Lunar Exploration and Space Program, Beijing 100037, China;

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

3. Beijing Institute of Tracking and Telecommunication Technology, Beijing 100094, China)

Abstract: In order to improve the accuracy of relative position determination of a lunar explorer (lunar lander and rover), we designed the same-beam interferometry method according to the actual signals of the lander and the rover of CE-3. We analyzed the method for calibrating device internal delay using the strong radio source, gave the method for calculating the differential phase delay from group delay, and analyzed the accuracy of relative position determination by simulation. Finally, we used the same-beam interferometry to observe the rover and the lander of CE-3. As the results, using the lander's data-transmission signal and the rover data-transmission or telemetry signal, the differential phase delay data were obtained with a 1ps random error, and the accuracy of rover relative position was improved to about 1 m.

Key words: same-beam interferometry; differential phase delay; CE-3; relative position determination

[责任编辑:宋宏]