

基于同波束干涉的空间三维相对位置测量研究

任天鹏¹, 高云鹏², 谢剑锋¹, 杜 兰²

(1. 北京航天飞行控制中心, 北京 100094;

2. 战略支援部队信息工程大学, 郑州 450052)

摘要: 针对深空探测器相对位置精确测量需求, 建立了空间三维相对位置测量模型, 研究了基于单基线同波束干涉测量 (Same-beam VLBI, SBI) 的空间三维位置最小二乘解算方法。利用“嫦娥3号”着陆器的测控天线与定向天线的SBI实测数据, 验证了测量模型与解算方法的有效性。结果显示: SBI干涉时延随机误差约0.225 ps (0.07 mm); 测控天线与定向天线之间距离误差约0.216 m, 方向误差约30.4°。该研究结果有望应用于后续深空探测任务譬如“嫦娥5号”器间高精度相对测量中。

关键词: 深空探测; 同波束干涉测量; 三维测量; 相对测量

中图分类号: P228.4

文献标识码: A

文章编号: 2095-7777(2019)03-0219-06

DOI: 10.15982/j.issn.2095-7777.2019.03.003

引用格式: 任天鹏, 高云鹏, 谢剑锋, 等. 基于同波束干涉的空间三维相对位置测量研究[J]. 深空探测学报, 2019, 6 (3): 219-224.

Reference format: REN T P, GAO Y P, XIE J F, et al. Same-beam-interferometry-based spatial 3-D relative position measurement[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2019, 6 (3): 219-224.

引言

我国探月工程分为“绕、落、回”3个阶段。“嫦娥1号”“嫦娥2号”和“嫦娥3号”探测器已经完成绕月飞行及着陆区成像、月面软着陆以及月面勘察等任务^[1-3]。目前,“嫦娥5号”和首次火星探测任务也处于准备阶段,在未来几年也将相继开展。其中“嫦娥5号”任务的探测器包括轨道器、返回器、着陆器和上升器等,计划完成月面取样返回任务。“嫦娥5号”任务特点之一是存在多个分离与交会弧段等。而分离和交会阶段器间相对位置测量是任务实施必需工作,立足现有测量条件发展深空探测器相对位置测量已成为深空导航研究的迫切任务之一。

甚长基线干涉测量技术 (Very Long Baseline Interferometry, VLBI) 是射电天文领域一种高精度测角技术^[4]。由于具有很高的角分辨能力、很强的切面约束性, VLBI已经广泛应用在深空导航领域,并衍生出双差分单向测距 (Delta Differential One-way Ranging, Δ DOR)、同波束VLBI (Same-beam VLBI, SBI) 等技术。相关技术已被美国国家航空航天局 (National Aeronautics and Space Administration,

NASA)、欧洲航天局 (European Space Agency, ESA) 及中国科学院 VLBI 网 (Chinese VLBI Network, CVN)、深空测控网 (Chinese Deep Space Network, CDSN) 等机构应用到了一系列深空探测任务中^[5]。其中SBI属于一种精度较高的相对测量手段。当两个探测器 (信号源) 在角度上非常接近时,它们可以在地面天线的同一波束内被观测,使用同时对两个信号源进行干涉测量。SBI能有效消除传播路径中电离层、大气以及观测装置的绝大部分影响,提高干涉时延精度,对两器相对位置有较强的约束能力。2013年12月,对“嫦娥3号”月球探测器进行定位试验时,中国科学院上海天文台郑鑫等利用CVN“北京-昆明-乌鲁木齐”三站三基线SBI,成功解算出了着陆器和巡视器的差分相时延,在数厘米的灵敏度量级上实现了对巡视器动作的监视,同时实现了对其精确定位,定位精度达到1 m,差分相时延精度达到ps量级^[6]。2017年6月,喀什深空站陈永强等利用CDSN“佳木斯-喀什”单基线SBI,辅助使用天文图像处理系统 (Astronomical Image Processing System, AIPS)、Difmap等射电干涉测量软件工具,确定了二维天平面上“嫦娥3号”着陆器全向天线相对定

收稿日期: 2019-01-07 修回日期: 2019-04-02

基金项目: 国家自然科学基金资助项目 (11403001, 41604030)

向天线的位置,角分辨率优于0.5 mas(毫角秒)[7]。

为了实现空间三维相对位置测量,本文将建立空间相对位置测量模型,独立给出基于单基线SBI的空间三维位置解算方法。利用“嫦娥3号”着陆器的测控天线(全向天线)与定向天线实测数据,验证本文自主测量模型与解算方法的有效性,为“嫦娥5号”任务器间分离与交会弧段相对位置测量储备技术基础。

1 基于SBI的空间三维相对位置测量模型

1.1 同波束干涉测量(SBI)观测模型

当两个航天器在角度上非常接近时,可以在一个地面天线的同一个波束内被观测,使用两个地面站天线对两个航天器同时观测,可以形成差分干涉测量,这一技术被称为同波束干涉测量,如图1所示。假设两个航天器 h ($h = a, b$)的信号到达测站 g ($g = A, B$)的传播时延为,表示为

$$\tau_{p,hg} = \tau_{hg} + (\tau_{th} - \tau_{tg}) + \tau_{shg} + \tau_{eg} \quad (1)$$

其中: τ_{hg} 表示由航天器 h 到测站 g 的几何延迟; $(\tau_{th} - \tau_{tg})$ 表示航天器 h 与测站 g 间的钟差; τ_{shg} 表示由大气、等离子等介质引入的传播介质时延; τ_{eg} 表示测站 g 的设备时延。因此航天器 h 到两测站的干涉时延为

$$\begin{aligned} \Delta\tau_h &= \tau_{p,hA} - \tau_{p,hB} \\ &= (\tau_{hA} - \tau_{hB}) - (\tau_{tA} - \tau_{tB}) + (\tau_{shA} - \tau_{shB}) + (\tau_{eA} - \tau_{eB}) \end{aligned} \quad (2)$$

对两航天器的干涉时延进行差分得到

$$\begin{aligned} \Delta\Delta\tau &= \Delta\tau_a - \Delta\tau_b \\ &= (\tau_{aA} - \tau_{aB}) - (\tau_{bA} - \tau_{bB}) + (\tau_{saA} - \tau_{saB}) - (\tau_{sbA} - \tau_{sbB}) \end{aligned} \quad (3)$$

由上式可以看出双差测量消去了共有的钟差和设

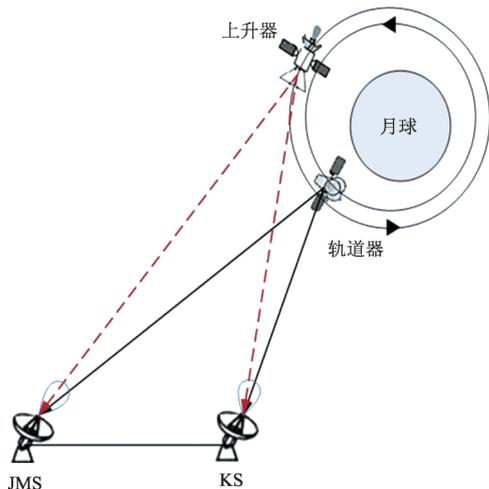


图1 轨道器与上升器间同波束VLBI示意图

Fig. 1 Same-beam VLBI diagram between orbiter and riser

备时延。更进一步,当两航天器的角距很小时,可以认为传播介质时延相等,则式(3)可以表示为

$$\Delta\Delta\tau_n = (\tau_{aA} - \tau_{aB}) - (\tau_{bA} - \tau_{bB}) \quad (4)$$

在不考虑热噪声的影响时,双差时延测量值等于几何双差时延。因此,同波束VLBI对两器相对位置测量具有较强的约束能力。

1.2 空间三维位置SBI测量坐标系转换

深空探测器SBI观测涉及地球和深空天体坐标系。不失一般性,本文以月球探测为例,基于“探测器-月球-地球”坐标系转换关系,建立月球探测器空间三维位置SBI测量模型。

1.2.1 探测器固连坐标系

令探测器固连坐标系(机械坐标系)定义为(如图2所示):

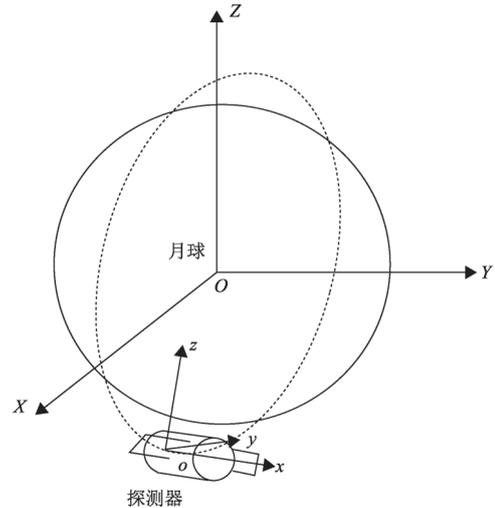


图2 探测器固连坐标系与月固坐标系

Fig. 2 Detector fixed coordinate system and lunar fixed coordinate system

- 1) 原点:探测器底面几何中心;
- 2) X轴:沿卫星纵轴,指向探测器运动方向;
- 3) Z轴:垂直于X轴,指向月球方向;
- 4) Y轴:与Z, X轴构成右手直角坐标系。

显然,该坐标系与径向-切向-法向(Radial Tangential Normal, RTN)坐标系定义基本类似,仅仅是坐标轴指向不同,基本面为卫星轨道垂面,基本方向为卫星运动方向。令SBI测量天线在探测器固连坐标系的位置表示为 e_h 。

1.2.2 坐标系转换

探测器空间三维位置通常在探测器固连坐标系下表示,而探测器轨道状态可采用月心天球坐标系(又称为月心惯性系)下的位置和速度向量(r_h, \dot{r}_h)表示。因此,探测器空间三维位置SBI测量模型涉及一系列坐标转换[8],包括探测器固连坐标系-月心天球

坐标系-地心天球坐标系-地心地固系等。

1) 探测器固连坐标系与月心天球坐标系

已知轨返组合体的位置和速度向量，可以计算固连坐标系转到月心天球坐标系的旋转矩阵 $\Phi_{MCI}^{SF}(A, B, C)$ ，3个列向量的计算公式为

$$B = -\frac{\mathbf{r}_h \times \dot{\mathbf{r}}_h}{|\mathbf{r}_h \times \dot{\mathbf{r}}_h|}, C = -\frac{\mathbf{r}_h}{|\mathbf{r}_h|}, A = B \times C \quad (5)$$

2) 月心天球坐标系与地心天球坐标系

两者三轴指向完全一致，坐标原点分别为地心和月心，因此坐标旋转矩阵为单位矩阵 E ，坐标平移参数 R_0 可根据 DE 历表获得。

3) 地心天球坐标系至地心地固系

旋转矩阵 Φ_{ECEF}^{ECL} 考虑岁差、章动、地球自转和极移等。

综上所述，将探测器 SBI 观测统一在地固坐标系下，整理测量方程 (4)，有

$$\begin{cases} \Delta\Delta\tau_n = (\tau_{aA} - \tau_{aB}) - (\tau_{bA} - \tau_{bB}) \\ c\tau_{hg} = \Phi_{ECEF}^{ECL}(R_0 + E(\mathbf{r}_h + \Phi_{MCI}^{SF}\mathbf{e}_h)) - T_g \end{cases} \quad (6)$$

其中： c 为光速； Φ_{MCI}^{SF} 表示探测器固连坐标系至月心天球坐标系的旋转矩阵； Φ_{ECEF}^{ECL} 表示地心天球坐标系至地心地固坐标系的旋转矩阵； R_0 表示月球在地心天球坐标系下的坐标； \mathbf{e}_h 为测量天线在探测器固连坐标系中的位置； \mathbf{r}_h 表示探测器在月心天球坐标系下的位置； T_g 表示测站 g 在地心地固坐标系下的位置。

2 “嫦娥3号”着陆器“定向天线-全向天线”三维相对位置测量

2.1 观测实验

“嫦娥3号”月球探测器于2013年12月14日成功在月面着陆。月面工作阶段，“嫦娥3号”着陆器上两副天线与地面通信，其中定向天线发射数传信号，测控天线（全向天线）发射遥测信号（含 ± 3.8 MHz、 ± 19 MHz 等4根 DOR 点频信号），如图3所示。

为验证基于 SBI 的空间三维相对位置测量，选取“嫦娥3号”着陆器测控天线和定向天线作为待观测天线，利用“佳木斯-喀什”深空干涉测量基线对其进行跟踪观测。

观测弧段：2018年1月28日09时54分至11时51分、2018年1月29日10时54分至12时07分，共计约3h；

干涉对象：+19 MHz 的 DOR 信号、数传信号；
采集带宽：2 MHz；

处理方式：基于干涉相位的同波束干涉测量；
积分时长：4.9 s。

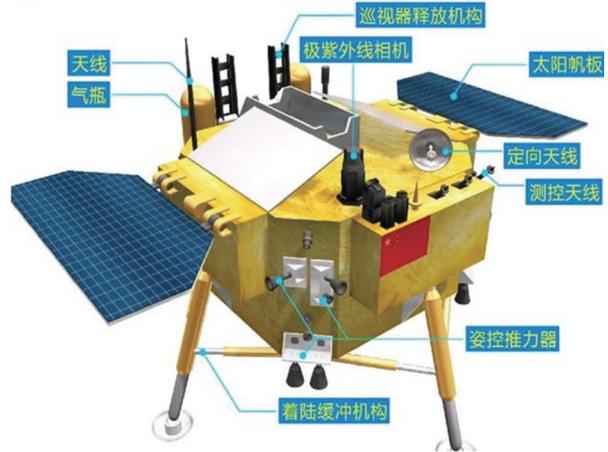


图3 “嫦娥3号”着陆器示意图
Fig. 3 Diagram of Chang'e-3 lander

2.2 SBI 信号处理及结果

由于+19 MHz 的 DOR 信号接近数传信号，采集该 DOR 信号的通道同时采集到数传信号。该通道信号频谱与干涉条纹如图4所示。由于通道采集带宽仅为2 MHz，该频率范围测站接收设备的相频特性基本可以视为线性。因此在同一通道提取 SBI 干涉时延/距离，可以基本完全消除通道间的相位误差。

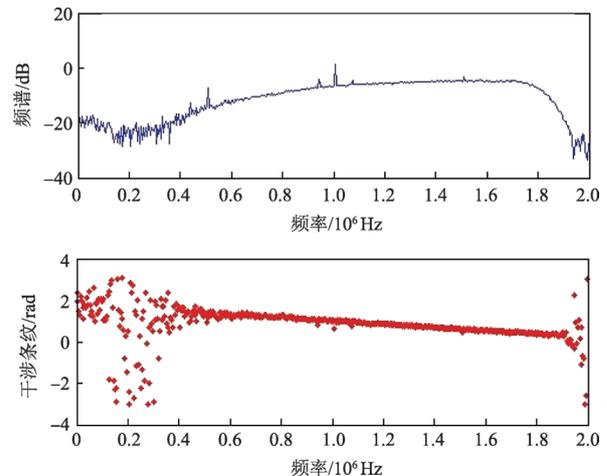


图4 DOR 信号及数传信号的频谱与干涉条纹
Fig. 4 Spectrum and interferometric fringe of DOR and digital signal

以2018年1月28日实测数据处理为例，介绍了 DOR 信号与数传信号 SBI 解算过程及结果。根据干涉测量处理流程^[9-10]，分别解算+19 MHz 的 DOR 信号及数传信号的干涉相位与干涉时延，如图5及图6所示。对 DOR 信号与数传信号干涉时延进行差分，得到测控天线与定向天线 SBI 干涉时延（如图7所示），

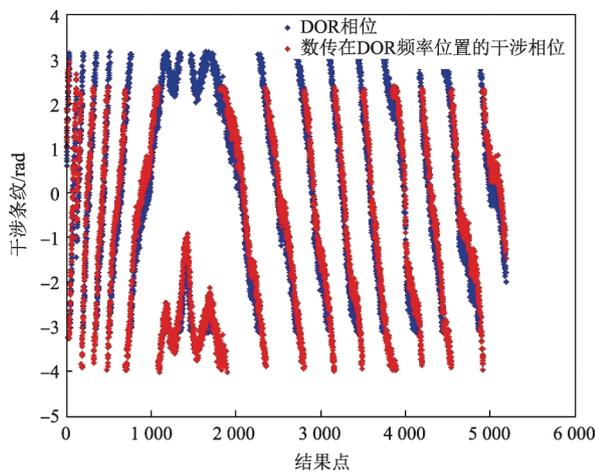


图5 DOR信号(测控天线)与数传信号(定向天线)的干涉相位
Fig. 5 Interferometric phase of DOR signal (TT&C antenna) and digital signal (directional antenna)

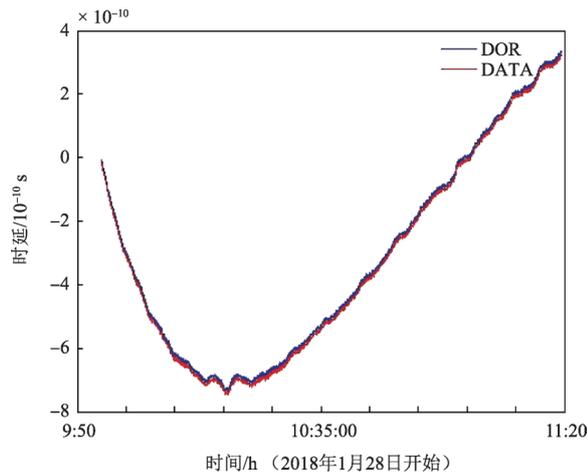


图6 DOR信号(测控天线)与数传信号(定向天线)的干涉相位延
Fig. 6 Interferometric phase delay of DOR signal (TT&C antenna) and digital signal (directional antenna)

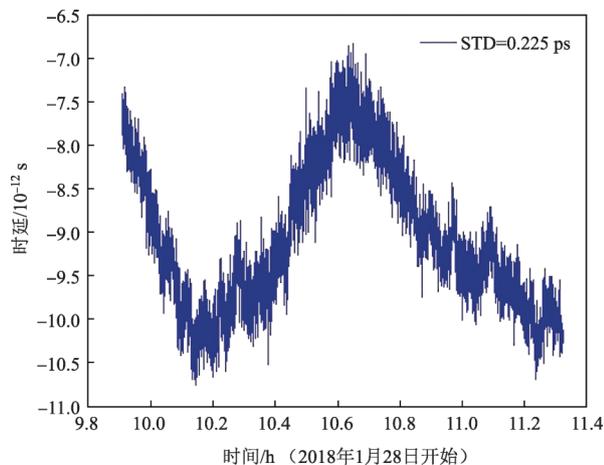


图7 DOR信号(测控天线)与数传信号(定向天线)的SBI时延
Fig. 7 SBI delay between DOR signal (TT&C antenna) and digital signal (directional antenna)

时延随机误差约为0.225 ps (对应干涉测量几何距离误差为0.07 mm)。该测量精度与文献[6]的SBI测量精度0.588 6 ps及0.196 2 ps、文献[7]的SBI测量精度0.53 ps处于同一量级。

2.3 空间三维相对位置解算

观测过程中,令探测器固连坐标系下测控天线相对定向天线的位置矢量为 \mathbf{x} ,则 t_i 时刻的观测量 Y_i 与状态量 \mathbf{x} 的关系可以表示为

$$Y_i = L(\mathbf{x}, t_i) + \varepsilon_i \quad (7)$$

其中: \mathbf{x} 、 Y_i 、 ε_i 分别为 t_i 时刻的状态、观测值和观测噪声, $L(\mathbf{x}, t_i)$ 表达式与式(6)相同。对式(7)线性化后,保留一阶项,得到

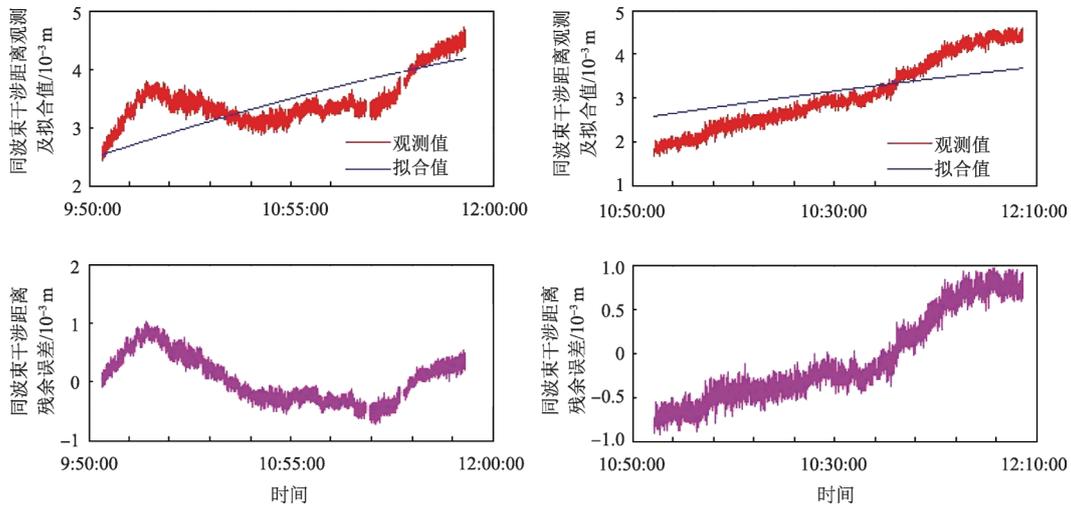
$$y_i = \mathbf{H}_i \mathbf{x} + \varepsilon_i \quad (8)$$

令 $\mathbf{y} = [y_1 \ \dots \ y_k]^T$, $\mathbf{H} = [\mathbf{H}_1 \ \dots \ \mathbf{H}_k]^T$, $\boldsymbol{\varepsilon} = [\varepsilon_1 \ \dots \ \varepsilon_k]^T$,则线性化的观测方程可写为

$$\mathbf{y} = \mathbf{H}\mathbf{x} + \boldsymbol{\varepsilon} \quad (9)$$

根据观测时刻得到由探测器固连坐标系至地心地固坐标系的旋转矩阵 $\boldsymbol{\Phi}$ 及对应的探测器在地心地固坐标系下的坐标 P ,带入观测方程可以得到偏导数矩阵 \mathbf{H} 。式(9)利用最小二乘估计 $\hat{\mathbf{x}} = (\mathbf{H}^T \mathbf{H})^{-1} \mathbf{H}^T \mathbf{y}$ 解算得到测控天线相对位置矢量 $\hat{\mathbf{x}}$ 。将 $\hat{\mathbf{x}}$ 带入公式(6)得到解算SBI距离,其与测量SBI距离如图8所示,差异均值约 4.0×10^{-7} m,均方差约 2.5×10^{-2} m。比对测控天线相对定向天线的实际位置矢量与解算位置矢量,矢量长度(测控天线与定向天线之间距离)误差约0.216 m。因此说明利用该方法监视测量两器分离距离时,相对距离测量精度可以达到0.1 m量级;矢量方向误差约 30.4° ,其中测控天线相对定向天线的方位角误差约 31.9° 、俯仰角误差约 9.5° 。

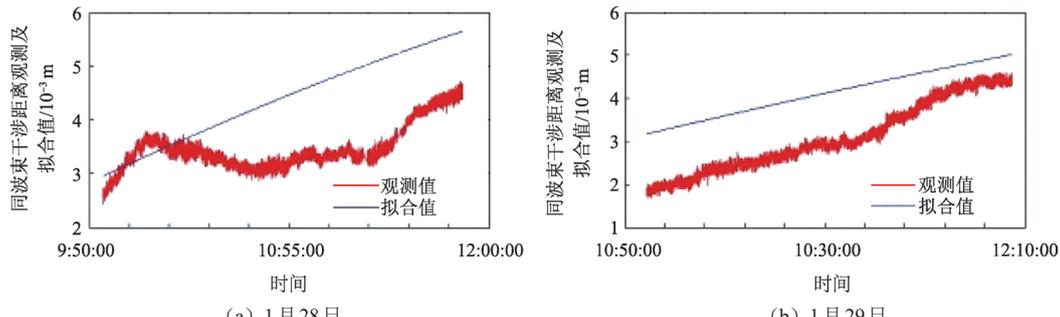
将真实的相对位置矢量 $\hat{\mathbf{X}}$ 带入公式(6),得到1月28日、1月29日真实SBI距离,如图9所示。可以知道,实测SBI距离与真实SBI距离差异的均值约为1 mm(即3 ps)。因此说明,实测SBI距离存在系统性误差。该误差来源主要为:①传播链路相频特性非线性,包括电离层、测站接收设备等;②有限的观测弧段未能提供足够的解算约束。后续将增加观测弧段,提高解算约束度。同时分析传播链路相频特性非线性可能带来的误差级别。



(a) 1月28日 (b) 1月29日

图8 测控天线相对位置解算结果与测量结果比较

Fig. 8 Comparisons of solved and measured position of TT&C antenna



(a) 1月28日 (b) 1月29日

图9 SBI观测距离测量值与真实值比较

Fig. 9 Comparisons between the measured and real SBI observation distance

3 结论

为实现深空探测器三维相对位置测量并评估测量精度，本文基于目前已有观测技术及方法，提出了基于SBI观测的空间三维相对位置测量模型，并给出了单基线SBI测量输入的空间三维位置解算方法。利用“嫦娥3号”着陆器的测控天线与定向天线的下行信号进行同波束干涉测量，解算了天线间相对位置。通过测控天线与定向天线之间相对位置的解算结果和实际结果比较，验证本文测量模型与解算方法的有效性。结果显示，SBI干涉时延随机误差约0.225 ps；测控天线与定向天线之间距离误差约0.216 m，方向误差约30.4°。

为了对深空探测任务譬如“嫦娥5号”器间高精度相对测量储备技术基础，后续将通过更多实验与数据处理验证本文研究方法的精度水平。

参 考 文 献

[1] YAN J G, PING J S, LI F, et al. Chang' E-1 precision orbit

determination and lunar gravity field solution [J]. *Adv Space Res*, 2010, 46: 50-57.

[2] LI P J, HU X G, HUANG Y, et al. Orbit determination for Chang' E-2 lunar probe and evaluation of lunar gravity models [J]. *Sci China-Phys Mech Astron*, 2012, 55: 514-522.

[3] 吴伟仁, 刘庆会, 黄勇, 等. “嫦娥3号”月面探测器同波束干涉测量系统的设计与实现[J]. *深空探测学报*, 2015, 2(1): 34-42.

WU W R, LIU Q H, HUANG Y, et al. Design and realization of same-beam interferometry measurement of Chang' E-3 [J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2015, 2(1): 34-42.

[4] 刘庆会, 吴亚军. 高精度VLBI技术在深空探测中的应用[J]. *深空探测学报*, 2015(3): 208-212.

LIU Q H, WU Y J. Application of high precision VLBI technology in deep space exploration [J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2015 (3): 208-212.

[5] 钱志涵, 李金岭. 甚长基线干涉测量技术在深空探测中的应用[M]. 北京: 中国科学技术出版社, 2012.

[6] 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[J]. *中国科学: 物理学 力学 天文学*, 2014, 44: 872-878.

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 [J]. *Sci Sin-Phys Mech Astron*, 2014, 44: 872-878.

- [7] 陈永强,周欢,李伟,等. 深空探测器单基线干涉测量相对定位方法[J]. 宇航学报,2017,38(6):605-611.
CHEN Y Q, ZHOU H, LI W, et al. New VLBI method for relative position determination between deep space probes using single baseline [J]. Journal of Astronautics, 2017, 38(6):605-611.
- [8] 杜兰,张捍卫,周庆勇,等. 坐标转换参数之间的相关性解析[J]. 大地测量与地球动力学,2011,31(1):59-62.
DU L, ZHANG H W, ZHOU Q Y, et al. Analysis of correlation of coordinate transformation parameters [J]. Journal of Geodesy and Geodynamics, 2011, 31(1):59-62.
- [9] 唐歌实. 深空测控无线电测量技术[M]. 北京:国防工业出版社, 2012.
- [10] 任天鹏,唐歌实,刘景勇,等. 基于CEI的高精度相位干涉测量实验[J]. 遥测遥控,2015,36(6):8-12.
REN T P, TANG G S, LIU J Y, et al. CEI-based high-precision phase interferometry tests [J]. Journal of Telemetry, Tracking and Command, 2015, 36(6):8-12.

作者简介:

任天鹏(1982-),男,博士,助理研究员,主要研究方向:无线电干涉测量信号处理与误差分析。

通信地址:北京市5130信箱120分箱(100094)

电话:(010)66362814

E-mail:tpren@nudt.edu.cn

Same-Beam-Interferometry-Based Spatial 3-D Relative Position Measurement

REN Tianpeng¹, GAO Yunpeng², XIE Jianfeng¹, DU Lan²

(1. Beijing Aerospace Control Center, Beijing 100094, China;

2. Information Engineering University, Zhengzhou 450052, China)

Abstract: To obtain high precision position of spacecraft, a 3-D relative position measurement model is established, and an algorithm to calculate the 3-D position based on a single-baseline same-beam interferometry (SBI) is proposed by using Least squares. SBI measurements between TT&C antenna and directional antenna of Chang' E-3 lander are conducted to verify the proposed model and its calculation algorithm. Results show that the random error of SBI delay is about 0.225 ps (0.07 mm), the distance error between TT&C antenna and directional antenna is about 0.216 m, and the direction error between them is about 30.4°, which will be used for high precision relative measurement between sub-spacecraft of Chang' E-5 and other deep-space exploration missions.

Key words: deep-space exploration; same-beam interferometry; 3-D measurement; relative measurement

High lights:

- An algorithm to calculate spacecraft 3-D position based on single-baseline same-beam interferometry (SBI) is proposed.
- The random error of SBI measurements between TT&C antenna and directional antenna of Chang' E-3 lander is about 0.225 ps (0.07 mm).
- By using the proposed algorithm, the distance error between TT&C antenna and directional antenna of Chang' E-3 lander is about 0.216 m, and the direction error between them is about 30.4°.

[责任编辑:高莎,英文审校:朱恬]