论文

基于同波束VLBI测量的月球交会对接轨道确定

黄勇^{①②*}, 单荃^{①③}, 李培佳^①, 刘庆会^{①②}, 王宏^④, 樊敏^{①③④}, 吕胜骐^{①③}, 胡小工^{①②}

① 中国科学院上海天文台, 上海 200030;

② 上海市空间导航与定位技术重点实验室, 上海 200030;

③ 中国科学院大学, 北京 100049;

④ 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: 2016-01-11; 接受日期: 2016-02-23; 网络出版日期: 2016-07-08

国家自然科学基金(编号: 11473056, 11403076)、上海市科学技术委员会(编号: 3912DZ227330001)、中国科学院行星科学实验室和探月工程资助项目

摘要 我国探月工程三期“嫦娥五号”月球探测器(CE-5)将实现月球采样返回探测, 月球交会对接是CE-5工程中的关键技术, CE-5任务中将采用地基无线电测距测速技术联合同波束VLBI测量技术实现对轨道器和上升器的联合测定轨, 以支持月球交会对接过程特别是远程导引阶段的多探测器测控. 本文分析了同波束VLBI测量数据在多探测器定轨中的应用, 利用仿真数据分析了月球交会对接远程导引段的轨道器和上升器定轨精度, 特别是两器间的相对定轨精度. 选取的长弧和短弧定轨典型算例分析表明, 利用10 ps精度的同波束VLBI数据, 联合测距数据对轨道器和上升器定轨, 可以达到1 m的相对定轨精度.

关键词 同波束VLBI, 交会对接, 嫦娥五号, 定轨**PACS:** 95.55.Pe, 95.55.Br, 95.10.Eg

我国目前已经发射的月球探测器包括“嫦娥一号”(ChangE-1, CE-1)、“嫦娥二号”(CE-2)、“嫦娥三号”(CE-3)和“嫦娥五号再入返回飞行试验器”(CE-5T1), 实现了我国无人探月工程“绕、落、回”三步走中的绕月和落月探测, 并对探月三期采样返回任务中的再入返回技术进行了初步验证^[1-5].

“嫦娥五号”(CE-5)预计2017–2018年在海南发射场利用大推力“长征五号”(CZ-5)运载火箭发射, CE-5将实现月面采样返回探测任务. CE-5包括轨道器、上升器、着陆器和返回器等多个探测器, 是我国最复杂

的航天任务之一. 在交会对接过程中, 上升器将通过多次变轨, 最终实现和轨道器对接, 月球交会对接是CE-5任务和未来我国载人登月工程的关键技术之一.

我国探月工程采用地基无线电测距测速测量和甚长基线干涉测量(Very Long Baseline Interferometry, VLBI)的联合测轨模式. 月球探测中的交会对接技术相比较地球交会对接技术, 难度有所增加特别是在远程导引阶段, 具体体现在: (1) 由于月球距离遥远, 地基测量精度下降, 定位精度低; (2) 难以利用GNSS (Global Navigation Satellite System)信号进行定位, 常

引用格式: 黄勇, 单荃, 李培佳, 等. 基于同波束VLBI测量的月球交会对接轨道确定. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2016, 46: 089511
Huang Y, Shan Q, Li P J, et al. The application of the seam beam VLBI technique for the orbit determination of CE-5 in the rendezvous and docking phase (in Chinese). Sci Sin-Phys Mech Astron, 2016, 46: 089511, doi: 10.1360/SSPMA2016-00010

规的GNSS接收机很难接收到近 4.0×10^5 km的导航卫星信号. 月球轨道器交会对接过程中测量手段有限、地面测量几何差, 地面导引的技术难度大, 需要发展同波束VLBI测量等新型测量技术^[6].

同波束VLBI测量的基本原理是利用天线的主波束同时接收角距很小的两个或多个探测器的信号, 得到两个或多个探测器信号的相关相位并在探测器间进行差分, 两个探测器的时延差分即为同波束VLBI的时延观测量. 由于两器角距离相近, 可以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, 得到的差分时延数据比传统的单探测器VLBI时延测量精度更高^[7-9]. 从测量原理上, 同波束VLBI对两个探测器的相对位置有较强的约束能力.

同波束VLBI已经在日本SELENE (Selenological and Engineering Explorer)和我国CE-3月球探测计划中得到了充分应用. 在SELENE计划中, 采用S频段多频点同波束VLBI测量技术对2个小卫星Rstar和Vstar进行测量, 得到了精度在ps量级的差分时延数据, 联合地基测距测速数据, 提高了2个探测器的定轨精度, 进而提高了月球重力场的反演精度^[7]. CE-3探测器着陆后释放了巡视器进行月面巡视, 在着陆器和巡视器之间实现了同波束VLBI测量, 根据不同的信号源分别提取了差分群时延和差分相时延数据, 使用ns量级的VLBI差分群时延数据, 两器相对定位精度在百米, 使用ps量级的VLBI差分相时延数据, 在定位过程中进行模糊度解算, 实现了米级精度的月面相对定位^[3,4].

在探月三期工程交会对接过程中, 地面测控系统的主要任务是完成轨道器和上升器相距较远时的交会对接远程导引测轨, 而轨道器和上升器的近距离(几十公里内)的精密测距任务, 主要依赖于轨道器搭载的雷达测距装置自主控制完成. 上升器从月面起飞入轨后要经过多次变轨才能实现和轨道器的交会对接, 两次变轨过程间隔时间不超过24 h, 最短只有数小时, 因此在探月三期工程交会对接过程中, 定轨计算可用的观测弧段较短.

对于环月轨道单探测器的定轨精度, 已有国内外多个探测器的实测数据进行了分析论证. CE-3在100 km轨道的定轨精度约为20 m, 其中径向精度优于3 m; SELENE主卫星(100 km轨道)综合定轨精度优于20 m; 美国LP (Lunar Prospector, 100 km轨道)的定轨精度约为30 m; 美国LRO (Lunar Reconnaissance Orbiter, 50 km

轨道)综合定轨精度约为23 m^[3].

陈少伍等人^[10]对月球轨道交会对接探测器相对状态进行了协方差分析. 本文利用仿真数据, 结合探月三期CE-5任务交会对接远程导引段的地面测量条件, 考虑不同的测量数据类型组合以及定轨弧长, 对轨道器和上升器的定轨精度, 包括绝对定轨和相对定轨精度, 进行分析, 着重分析同波束VLBI测量数据在联合定轨中的应用.

1 交会对接远程导引段概况

根据设计方案, CE-5任务中着陆器将进行月面软着陆, 并自动进行月面采样、样品封装等操作. 样品将由上升器携带升空进入月球轨道, 与环月轨道上的轨道器对接, 将样品转移到返回器内部, 最后轨道器携带返回器点火机动, 从环月轨道直接返回地球, 返回器将在再入大气层前分离, 最后降落在着陆区域.

CE-5任务采用X频段测量, 由于有多个探测器同时工作, 为保证测控覆盖, 需要投入的地面测量站将比之前任何一次探月任务都要多, 我国深空网有3个站: 佳木斯深空站(66 m)、喀什深空站(35 m)和在建的南美萨帕拉深空站(35 m)^[11], 在之前的嫦娥系列任务中, 喀什(12/18 m)、青岛(12/18 m)、三亚(15 m)、圣地亚哥(12 m)以及纳米比亚(12 m)也曾跟踪过探测器^[3]. VLBI网包括上海天马(65 m)、北京(50 m)、昆明(40 m)和乌鲁木齐(25 m)4个VLBI测站^[3,11]. 在交会对接远程导引段, 轨道器在约200 km高度圆轨道上稳定飞行, 上升器轨道逐步接近轨道器, 地面测控以跟踪上升器为主, 在进行仿真分析时本文假设VLBI网以跟踪上升器为主, 在具备同波束观测条件时进行同波束VLBI测量, 3个深空站用于跟踪上升器, 选择喀什B(为区分喀什深空站)、青岛和纳米比亚站用于跟踪轨道器. 图1显示了CE-5任务的地面跟踪站全球分布情况.

在交会对接远程导引段, 上升器从月面起飞后, 经过多次变轨, 逐步接近轨道器. 图2(a)显示了轨道器和上升器的轨道高度变化, 可以看出, 轨道器在约200 km高度圆轨道飞行, 上升器在2 d时间内通过多次变轨, 轨道高度逐步抬高到约210 km, 这个过程中轨道器和上升器的轨道面基本一致. 交班点之后轨道器和上升器进入自主控制的近距离导引和平移靠拢段, 交班点是指从地面引导转为自主引导的转换时刻.

图 1 (网络版彩图)CE-5月球探测器跟踪测站分布

Figure 1 (Color online) Tracking stations for CE-5 mission.

图 2 (网络版彩图)远程导引段轨道器和上升器轨道高度变化(a)和相对距离变化(b)

Figure 2 (Color online) The height of the orbiter and the ascender (a) and the relative distance of the two probes (b) in the rendezvous and docking phase.

地面VLBI测量将采用同波束模式实现对轨道器和上升器的联合测量, 如图3所示. 对同波束VLBI测量, 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, $\eta = \alpha \cdot \frac{\lambda}{D}$ ^[7], 其中, α 在1至1.22之间. 在X频段的8.5 GHz观测时, 我国VLBI网口径最大的上海65 m的波束宽度为0.038°, 对应到距离 4.0×10^5 km的月球处约为265 km.

探测器2相对于探测器1的差分相时延为^[12]

$$\Delta\tau_{pd}(t) = \frac{\varphi_2(t)}{2\pi f_2} - \frac{\varphi_1(t)}{2\pi f_1} + C,$$

其中, $\varphi_2(t)$, $\varphi_1(t)$ 分别为探测器2和探测器1的相关相位, f_2 , f_1 分别为对应的射频接收频率. 差分相时延随机误差为ps量级, 在差分相时延中, 含有整周模糊度 C , 主要由 $\varphi_2(t)$ 和 $\varphi_1(t)$ 中的整周模糊度引起. 利用差分群时延初步解算, 可以使 $\Delta\tau_{pd}$ 仅具有ns量级的系统差, 而且在一个连续的观测弧度内, 该系统差是稳定不变的, 可以在2个探测器联合定轨过程予以解算.

2 仿真和精度分析

作为典型算例, 本文重点分析交会对接最后2个

图3 (网络版彩图)轨道器和上升器同波束VLBI测量
Figure 3 (Color online) The SBI VLBI observation between the orbiter and the ascender.

阶段的测定轨精度,即图2中的第3次轨道调整至交班点,其中第3次至第4次轨道调整总共飞行时间约为16 h,第4次轨道调整至交班点约为6 h,是典型的长弧和短弧定轨情况.差分群时延测量数据和单器VLBI时延相比,可以消除大部分系统误差,但是噪声精度仍维持在ns量级,仿真计算表明利用低精度的差分群时延并不能很好地提高相对定轨精度,本文主要利用差分相时延测量数据进行仿真精度分析.

仿真观测数据情况如表1所示,测量数据类型包括测距测速、单器VLBI数据和同波束VLBI数据.6个地面测距测速站分别观测上升器和轨道器,测距测速由于在同一时刻只能有一个站发射上行信号,因此同一时刻对同一探测器只有一个站的测距测速数据.VLBI在不具备同波束观测条件时观测上升器并输出

单器VLBI数据,在具备同波束观测条件时同时输出单器VLBI数据和同波束VLBI数据.

在本文仿真分析中,假设同波束VLBI差分相时延噪声水平为10 ps (1σ),系统误差1 ns,该指标主要参考了CE-3任务中的实测数据情况,CE-3着陆器和巡视器间的差分相时延数据精度在ps量级,含有约1 ns左右的系统误差,该系统误差是稳定的可予以解算^[4].仿真过程中,同波束VLBI系统误差在定轨时一起解算,其他测量数据的系统误差则不解算,以误差的形式存在.定轨解算参数包括:轨道器的初始历元位置速度,上升器的初始历元位置速度,以及每条基线的同波束VLBI时延系统误差.

图4给出了最后2个阶段的测站观测分布情况,其中2018年1月11日15:39为远程导引最后一次轨道调整时刻,22:11为交班点时刻,之后轨道器和上升器进入自主导引阶段.

动力学模型误差方面主要考虑月球重力场和太阳辐射压,仿真时月球重力场阶次数取100,Cr为1.24,定轨时分别为60和1.0.

在进行定轨精度分析时,根据测量数据的组合情况,主要考虑3种模式:模式1:利用轨道器和上升器的测距测速和单器VLBI数据定轨;模式2:在模式1的基础上增加同波束VLBI数据;模式3:利用上升器的测距和同波束VLBI数据.

模式2和模式1相比,分析同波束VLBI加入后对于轨道精度提高的贡献,模式3仅利用对上升器的测距数据以及同波束VLBI数据,不需要轨道器的测距测速数据以及轨道器和上升器的单器VLBI数据,不仅可以节约测控资源,减少地面测站的使用数量,还可以降

表1 交会对接远程导引段仿真观测数据

Table 1 The simulation data in the calculation

测量类型	测量条件	测量数据和精度	跟踪目标	测站和说明
测距测速: 采样率1 s	—	测距测速数据:	上升器	佳木斯、喀什和南美深空站
		测距: 噪声3 m, 系统误差5 m 测速: 噪声1 cm/s	轨道器	喀什B、青岛和纳米比亚
VLBI: 采样率5 s	两器角距大于0.04°	单器VLBI数据:	上升器	上海、北京、昆明、 乌鲁木齐
		时延: 噪声3 ns, 系统误差5 ns 时延率: 噪声1 ps/s	轨道器	无
	两器角距小于0.04°	单器VLBI数据:		进行同波束观测, 同时输
		精度同上, 同波束VLBI数据: 差分相时延噪声10 ps, 系统误差1 ns	上升器/轨道器	出单探测器VLBI数据和 差分相时延数据

低VLBI系统数据处理的复杂程度.

图5给出了交会对接远程导引最后阶段的同波束VLBI观测情况, 随着上升器逐渐靠近轨道器, 两器之间能够进行同波束观测的机会越来越多. 在第3次轨道调整和第4次轨道调整之间, 有部分弧段的波束角不满足同波束观测条件, 在第4次轨道调整和交班点之间均满足同波束观测条件.

2.1 长弧定轨情况

第3次轨道调整至第4次轨道调整开始结束时间

分别为:1-10-23:45至1-11-15:39, 同波束VLBI可观测弧段为如图5和表2所示, 有6次同波束VLBI观测弧段, 每段持续时间约为30 min. 1月11日7点以后, 测量区间逐步从国内测站转入国外测站.

定轨弧段截止轨道调整前3 h, 定轨弧长约13 h. 统计了定轨弧段内的位置和速度误差的RMS (Root Mean Square), 不同的观测模式下轨道器和上升器定轨精度如表3所示, 分别给出了轨道器和上升器的绝对定轨精度, 以及轨道器和上升器的相对定轨精度. 位置和速度分别分解到R(径向)、T(切向)和N(轨道面法向)3

图4 (网络版彩图) 交会对接远程导引最后阶段测站观测分布情况

Figure 4 (Color online) The stations and observations in the caculation.

图5 (网络版彩图) 交会对接远程导引最后阶段同波束观测情况

Figure 5 (Color online) The elevation of the SBI data in the last stage of the rendezvous and docking phase.

表 2 第3–4次轨道调整期间同波束VLBI数据可观测弧段
Table 2 The SBI VLBI data between the orbit maneuver 3–4

开始时刻	结束时刻	测量弧长 (min)
1-10-23:46	1-11-00:12	26
1-11-00:34	1-11-01:04	30
1-11-01:51	1-11-02:19	28
1-11-02:43	1-11-03:11	28
1-11-03:59	1-11-04:26	27
1-11-04:51	1-11-05:10	19

个方向.

从表3的分析结果看, 在13 h长弧定轨条件下, 单探测器的定轨精度已经比较高, 但是相对轨道精度和绝对轨道精度处在同一量级. 同波束VLBI数据加入后对提高轨道器和上升器的绝对定轨精度贡献有限, 但是可以将两器间的相对定轨精度提高至1 m左右. 表3统计的是整个定轨弧段的轨道精度, 在有同波束VLBI数据的时间段(前6 h)相对轨道精度更高.

另外, 模式3和模式2相比精度下降不多, 表明在同波束VLBI观测条件下定轨, 可以只联合上升器的测距数据, 不需要同时对两器进行测距测速, 依然可以实现轨道器和上升器的联合精密定轨, 绝对轨道精度在10 m左右, 相对轨道精度在1 m左右. 该种模式可以减轻地面跟踪站的测控负担.

表 3 轨道器和上升器定轨精度, 位置单位m, 速度单位cm/s
Table 3 The orbit accuracy of the orbiter and the ascender. Position unit: m and velocity unit: cm/s

模式		R	T	N	总位置	V_R	V_T	V_N	总速度
轨道器	模式1	2.0	4.0	9.9	10.8	0.17	0.16	0.83	0.86
	模式2	1.9	4.0	9.6	10.6	0.17	0.16	0.80	0.84
	模式3	1.7	3.7	11.4	12.2	0.18	0.14	0.95	0.98
上升器	模式1	1.9	4.0	9.9	10.8	0.17	0.16	0.82	0.85
	模式2	1.9	3.9	9.7	10.6	0.16	0.16	0.81	0.84
	模式3	1.9	3.8	11.5	12.2	0.16	0.15	0.95	0.98
相对轨道	模式1	0.6	0.4	5.1	5.1	0.05	0.07	0.42	0.43
	模式2	0.5	0.4	0.1	0.7	0.04	0.06	0.01	0.07
	模式3	1.0	0.5	0.1	1.1	0.04	0.09	0.01	0.10

表 4 第4次轨道调整至交班点期间同波束VLBI数据可观测弧段
Table 4 The SBI VLBI data in the last stage

开始时刻	结束时刻	测量弧长(min)
1-11-18:55	1-11-20:16	81
1-11-21:03	1-11-22:11	68

2.2 短弧定轨情况

第4次轨道调整至交班点是远程导引的最后一个阶段, 整个弧段只有约6 h, 开始结束时间分别为: 1-11-15:39至1-11-22:11, 同波束VLBI可观测弧段为如图5和表4所示, 有2次同波束VLBI观测弧段, 每段持续时间均超过1 h.

考虑到本阶段测量数据较少, 定轨弧段截止到第一段同波束VLBI数据结束时刻, 定轨弧长约4 h. 同样统计了不同的观测模式下的轨道器和上升器定轨精度, 如表5所示, 分别给出了轨道器和上升器的绝对定轨精度, 以及轨道器和上升器的相对定轨精度.

从表5的分析结果看, 在4 h短弧定轨条件下, 同波束VLBI数据加入后, 也可将轨道器和上升器的相对定轨精度提高到约1 m. 另外, 模式3仍然是有效的, 表明在短弧段条件下, 也可以利用同波束VLBI观测数据和上升器的测距数据实现轨道器和上升器的联合精密定轨.

另外, 无论是长弧定轨还是短弧定轨, 同波束VLBI数据的系统误差都是可解算的, 解算精度约在10 ps左右, 和数据噪声水平相当.

3 结论

本文利用仿真数据分析了同波束VLBI技术在探

表 5 轨道器和上升器定轨精度, 位置单位m, 速度单位cm/s**Table 5** The orbit accuracy of the orbiter and the ascender. Position unit: m and velocity unit: cm/s

模式		R	T	N	总位置	V_R	V_T	V_N	总速度
轨道器	模式1	1.8	5.2	10.6	11.9	0.32	0.15	0.82	0.89
	模式2	1.8	3.6	6.8	7.9	0.15	0.15	0.59	0.62
	模式3	1.9	4.0	10.9	11.8	0.19	0.16	0.93	0.97
上升器	模式1	1.8	3.6	7.1	8.2	0.16	0.15	0.62	0.66
	模式2	1.8	3.5	6.8	7.8	0.15	0.15	0.58	0.62
	模式3	1.8	3.9	10.8	11.6	0.22	0.15	0.93	0.97
相对轨道	模式1	4.1	0.3	11.8	12.5	0.05	0.34	0.95	1.01
	模式2	0.6	0.3	0.3	0.7	0.03	0.06	0.03	0.07
	模式3	2.3	0.3	0.6	2.4	0.04	0.19	0.05	0.20

月工程三期CE-5任务交会对接远程导引段中的测定轨应用. 同波束VLBI技术可以实现同时多个探测器的测量, 差分相时延的测量精度要比传统的VLBI时延数据提高2~3个数量级, 有助于提高探测器的定轨精度特别是两个探测器间的相对定轨精度.

选取了长弧定轨和短弧定轨典型算例, 分析结果表明, 同波束VLBI数据联合地基测距测速数据, 可以实现对轨道器和上升器的高精度联合定轨, 利用10 ps精度的同波束VLBI数据可以将两个探测器间的相对轨道精度提高到1 m, 可用于支持月球轨道器和上升

器的交会对接过程, 而且同波束数据越多, 定轨精度越高. 分析结果还表明同波束VLBI数据中模糊度带来的稳定系统误差是可以解算的, 并不影响定轨精度.

同波束VLBI测量还可以缓解我国深空站的测量压力, 节约测控资源, 分析表明, 即使只有1个探测器(轨道器或者上升器)有测距数据, 在联合同波束VLBI数据的情况下, 也可以实现2个探测器的同时定轨. 同波束VLBI技术有望在我国探月工程三期, 以及未来载人登月、火星探测等深空探测计划中发挥更重要的作用.

致谢 感谢上海天文台郑为民研究员、王广利研究员对本文工作的帮助.

参考文献

- Yan J G, Ping J S, Li F, et al. Chang'E-1 precision orbit determination and lunar gravity field solution. *Adv Space Res*, 2010, 46: 50–57
- 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
- Huang Y, Chang S Q, Li P J, et al. Orbit determination of Chang'E-3 and positioning of the lander and rover (in Chinese). *Chin Sci Bull*, 2014, 59: 2268–2277 [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]
- 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, 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. *科学通报*, 2014, 59: 3162–3173]
- Fan M, Hu X G, Dong G L, et al. Orbit improvement for Chang'E-5T lunar returning probe with GNSS technique. *Adv Space Res*, 2015, 56: 2473–2482
- Chen S W, Liu Q H, Dong G L, et al. Real-time differential phase delay resolving of same beam VLBI in lunar orbiter rendezvous and docking (in Chinese). *Sci Sin Inform*, 2013, 43: 1460–1471 [陈少伍, 刘庆会, 董光亮, 等. 月球轨道器交会对接同波束VLBI测量差分相时延实时解算. *中国科学: 信息科学*, 2013, 43: 1460–1471]
- Liu Q H, Chen M, Goosens S, et al. Applications of same-beam VLBI in the orbit determination of multi-spacecrafts in a lunar sample-return mission (in Chinese). *Sci Sin-Phys Mech Astron*, 2010, 40: 809–819 [刘庆会, 陈明, Goosens S, 等. 同波束VLBI在采样返回式多目标探测器精密测轨测位中的应用. *中国科学: 物理学 力学 天文学*, 2010, 40: 809–818]
- Liu Q H, Chen M, Xiong W M, et al. Relative position determination of a lunar rover using high-accuracy multi-frequency same-beam VLBI (in Chinese). *Sci Sin-Phys Mech Astron*, 2010, 40: 253–260 [刘庆会, 陈明, 熊尉明, 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]

- 9 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
- 10 Chen S W, Dong G L, Fan M, et al. Relative position and velocity error covariance analysis of two spacecraft in lunar orbit rendezvous and docking (in Chinese). *Chin Space Sci Technol*, 2014, 5: 32–40 [陈少伍, 董光亮, 樊敏, 等. 月球轨道交会对接航天器相对状态误差分析. 中国空间科学技术, 2014, 5: 32–40]
- 11 Li H T. Principles and design methods of deep space TT&C system (in Chinese). Beijing: Tsinghua Universtiy Press, 2015 [李海涛. 深空测控通信系统设计原理与方法. 北京: 清华大学出版社, 2015]
- 12 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 [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]

The application of the seam beam VLBI technique for the orbit determination of CE-5 in the rendezvous and docking phase

HUANG Yong^{1,2*}, SHAN Quan^{1,3}, LI PeiJia¹, LIU QingHui^{1,2}, WANG Hong⁴,
FAN Min^{1,3,4}, CHANG ShengQi^{1,3} & HU XiaoGong^{1,2}

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

²*Shanghai Key Laboratory of Space Navigation and Positioning Techniques, Shanghai 200030, China;*

³*University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China;*

⁴*Beijing Institute of Tracking and Telecommunications Technology, Beijing 100094, China*

CE-5 will be launched in 2017–2018, and it is a lunar sampling return mission. It is the first time for China to carry out the rendezvous and docking in the Moon. How to achieve rendezvous and docking successfully in the Moon is very important for CE-5 project. When the ascender is about 70 km farther away from the orbiter, the ground based tracking technique including range, Doppler and VLBI will be used to track the orbiter and the ascender. Later the ascender will approach the orbiter automatically. Here the application of the same beam VLBI for the orbit determination of the orbiter and the ascender in the long range of the rendezvous and docking phase is discussed. The same beam VLBI technique can be used to track the orbiter and the ascender simultaneously when they are in the same beam. Delta delay of the two probes can be derived, and the measurement accuracy is much higher than that of the traditional VLBI data because of the cancelation of common errors. Theoretically it can result in a more accurate relative orbit between the two probes. The simulation results show that the relative position accuracy of the orbiter and ascender can reach about 1 m in CE-5 project with delta delay data of 10 ps.

same-beam VLBI, rendezvous and docking, CE-5, orbit determination

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

doi: [10.1360/SSPMA2016-00010](https://doi.org/10.1360/SSPMA2016-00010)