基于地基测量数据的地月L2点探测器轨道确定

黄勇^{1,2*}, 李培佳¹, 樊敏^{3,4}, 曹建峰⁵, 胡小工¹, 王广利^{1,2}, 郑为民¹

1 中国科学院行星科学重点实验室, 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 航天工程研究所, 北京 100094;

4 空间目标测量重点实验室, 北京 100094;

5 北京航天飞行控制中心, 北京 100094

*联系人, E-mail: yongh@shao.ac.cn

收稿日期: 2018-03-16; 接受日期: 2018-04-11; 网络出版日期: 2018-06-04

国家自然科学基金(编号: 11473056, 11403076, 11573057)、上海市科学技术委员会(编号: 12DZ2273300)、探月工程、万人计划和中国科学院关键技术人才项目资助

摘要 CE-5T1是探月工程三期的先导探测器, 主要用于验证嫦娥五号(CE-5)飞行过程和再入返回技术, 为CE-5任务的顺利实施奠定基础. CE-5T1在执行完主任务之后, 又飞向了地月平动点L2, 并绕L2点飞行约40 d, 是我国第一颗绕地月L2点飞行的探测器. 本文利用地基测距测速和VLBI干涉测量数据, 对CE-5T1绕L2点飞行期间的轨道进行了定轨计算并分析精度. 轨道动力学特征决定了绕L2点飞行的探测器需要采用较长弧段数据以提高定轨精度, 而由于不同类型测量数据和轨道之间的几何特征差异, VLBI系统误差对定轨精度的影响要远大于测距系统误差. 分析结果表明, 综合利用5–7 d的测距测速和VLBI数据, CE-5T1在L2点的定轨后位置和速度精度分别为百米和毫米每秒量级. 相关分析结果可以为我国后续执行类似任务的探测器(如CE-4)提供参考.

关键词 CE-5T1, 地月L2点, VLBI, 定轨

PACS: 95.55.Pe, 95.55.Br, 95.10.Eg, 95.75.Kk

我国于2007年和2010年分别发射了“嫦娥一号”(ChangE-1, CE-1)和“嫦娥二号”(CE-2)月球探测器^[1,2], 实现了绕月飞行, CE-2后续还执行了飞往日地平动点和小行星Toutatis的拓展和再拓展任务^[3,4]. 2013年发射了“嫦娥三号”(CE-3)月球探测器, CE-3在月球正面的虹湾以东地区软着陆成功, 这是我国首次在地球以外的天体成功实施软着陆^[5,6]. 根据我国月球探测“绕-落-回”三步走的规划, 探月工程三期的“嫦娥五

号”(CE-5)探测器将执行采样返回任务, 探月工程三期再入返回飞行试验任务(CE-5T1)主要用于验证CE-5任务飞行过程和再入返回技术, 为CE-5任务的顺利实施奠定基础^[7].

CE-5T1采用地月自由返回轨道, 2014年10月23日18时0分(UTC时间)发射, 入轨时近地点高度为209 km、远地点高度 4.13×10^5 km, 经过3次中途轨道修正顺利回到地球, 于2014年10月31日22时42分在内

引用格式: 黄勇, 李培佳, 樊敏, 等. 基于地基测量数据的地月L2点探测器轨道确定. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2018, 48: 079501

Huang Y, Li P J, Fan M, et al. Orbit determination of CE-5T1 in Earth-Moon L2 libration point orbit with ground tracking data (in Chinese). Sci Sin Phys Mech Astron, 2018, 48: 079501, doi: [10.1360/SSPMA2018-00071](https://doi.org/10.1360/SSPMA2018-00071)

蒙古四子王旗预定区域成功着陆^[7]. CE-5T1飞行试验器由服务舱和返回器两部分组成, 服务舱以CE-2卫星平台为基础研制, CE-5T1服务舱在返回器着陆后又飞向了月球, 执行拓展任务, 在距离月球最近约200 km处借力飞行, 飞向距离月球约 6×10^4 km的地月第二平动点(拉格朗日点, L2), 在L2区域飞行约40 d, 成为我国第一颗绕地月L2点飞行的探测器.

圆型限制性三体问题存在五个特解, 习惯上称为平动解, 它们所确定的空间点称为平动点, 其中在两个大天体连线上的三个点称为共线平动点, 即L1, L2和L3点, 与两主天体成等边三角形的两个点称为三角平动点, 即L4, L5点. 由于平动点独特的动力学特征, 它在深空探测中有着重要作用^[8]. 目前美国和欧洲均有探测器到达过日地/地月的L1和L2点开展相关科研工作, 2010年, 美国ARTEMIS计划中的两颗探测器分别到达地月L1和L2点, 是世界上首个在地月平动点进行探测的探测器, 利用地面测距和测速数据进行定轨, 典型的轨道位置和速度精度分别为0.1 km和0.1 cm/s^[9].

平动点是第三体在受两个大天体的万有引力作用时, 在空间中的引力平衡点. 运行于平动点的飞行器可以保持该双星系统的公转角速度而几乎不用消耗推进剂. 由于平动点特殊的动力学特性和在三体问题中相对固定的位置, 使其在停泊中转、中继通信、星际转移等未来深空探测任务中具备较好的工程应用价值. 我国探月工程“嫦娥四号”(CE-4)拟于2018年启动, 开展月球背面软着陆和巡视探测, 实现工程技术和空间科学的双重跨越和创新. 计划首先发射一颗中继卫星到地月L2点, 从而建立地球与月球背面探测器的中继通信链路, 有效支持月球背面着陆探测任务^[10].

在地月L2飞行期间探测器无明显中心天体引力的约束, 轨道周期约为2星期, 但是为保证探测器在L2点附近长期稳定运行每半个轨道周期左右会进行一次轨道维持, 因此在轨道计算方面, 绕地月L2点飞行的探测器和月球绕飞探测器有很大不同. 本文主要利用CE-5T1绕地月L2点飞行期间的地基测量数据进行轨道计算, 分析轨道精度, 为CE-4中继卫星以及我国后续平动点飞行任务提供技术参考.

1 CE-5T1绕地月L2点飞行轨道

CE-5T1绕地月L2点飞行的主要轨道机动时刻如

表1所示.

在CE-5T1工程中, 继续沿用无线电测距测速和甚长基线干涉测量(Very Long Baseline Interferometry, VLBI)的联合测轨模式, 测控信号主用S频段, 搭载X频段VLBI信标, VLBI采用了 Δ VLBI技术^[11]. 与CE-3号的 Δ DOR信号相比存在的不利条件包括: (1) 信号跨越带宽窄, Δ DOR是40 MHz, VLBI信号是20 MHz; (2) Δ DOR是5频点信号, 有利于时延模糊度的实时分辨算法实现, VLBI信号是2频点信号, 模糊度分辨困难. 针对每个VLBI信号作为带宽信号特点, 优化设计参考频点信号处理算法, 采用信号频带内的精确时延处理方法得到高精度的参考频点相位拟合结果, 并采用射电源实时相位标校, 保证了两信号综合时的时延精度; 同时在处理过程中以VLBI信号的单信号时延作为参考, 自动标校模糊度, 达到了良好效果, 实现了实时时延测量形式精度好于0.5 ns, 事后定轨评估分析表明综合时延测量精度(系统总测量精度)约为1 ns.

在CE-5T1绕地月L2点飞行阶段, 测距测速主要由国内的喀什深空站(35 m), 青岛18 m以及喀什18 m天线进行跟踪, 佳木斯深空站(66 m)在后期对探测器也进行了观测, 测距测速每天的观测弧段长约4 h. VLBI观测由上海天马65 m、北京密云50 m、云南昆明40 m和重新改造的新疆乌鲁木齐25 m进行跟踪测量, 大约每3 d观测一次, 每次跟踪时间约4 h. 图1给出了各测站观测的时间分布.

轨道计算软件采用了上海天文台自主研发的月球探测器定轨定位综合软件, 中心天体采用地球^[5,6]. 表2给出了轨道计算中使用的一些参数设置.

表1 CE-5T1绕地月L2点飞行轨控时间

Table 1 The orbit maneuver schedule of CE-5T1 in the Earth-Moon L2 region

事件	时间(UTC)	备注
近月点变轨	2014-11-23 15:11:41-15:26:30	—
第1次轨道维持(TCM1)	2014-11-28 09:00:20	近月点变轨-TCM1飞行约5 d
第2次轨道维持(TCM2)	2014-12-10 16:10:20	TCM1-TCM2飞行约12 d
第3次轨道维持(TCM3)	2014-12-26 08:30:20	TCM2-TCM3飞行约15.5 d
L2点逃逸控制(TCM4)	2015-01-04 15:00:00-15:02:10	TCM2-TCM3飞行约9 d

图 1 (网络版彩图)CE-5T1地月L2飞行期间各测站的观测时间分布

Figure 1 (Color online) The tracking time of ranging and VLBI stations.

表 2 CE-5T1轨道计算参数

Table 2 Some parameters for orbit determination

项目	模型
中心天体	地球
N 体摄动	太阳及大行星、月球、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	地球重力场JGM3, 截取到阶次10, 不考虑月球非球形引力.
解算参数	位置速度+光压系数 RTN(径向、横向和法向)方向常数经验加速度
数据使用及权重设置	测距: 3 m 测速: 1 cm/s 时延: 3 ns 时延率: 0.3 ps/s (经验定权, 和实际测量精度并不一致)
大气延迟修正	Saastamoinen-NMF

在地月L2点飞行的轨道(平动点轨道)通常有Lissajou轨道和halo轨道. Lissajous轨道在地月旋转平面内和平面垂直方向均有振动, 且平面和垂直方向的振动频率不同, 而halo轨道在平面和垂直方向的振动频率相等, 目前工程应用中已实现的主要是这两种轨道^[8,12].

地月L2点会合坐标系, 原点在地月L2点, X 轴始终沿地球指向月球方向, Z 轴沿白道面法线, Y 轴和 X , Z 构成右手螺旋坐标系^[8]. 会合坐标系是随着月球旋转的

坐标系, 也叫旋转坐标系. CE-5T1在绕L2的Lissajou轨道上飞行了约40 d, 图2显示了飞行轨道在会合坐标系下 XY 平面的投影.

2 轨道精度分析

由于地月L2点为不稳定点, 且探测器在飞行过程

图 2 (网络版彩图)CE-5T1绕L2飞行轨道在会合坐标系 XY 平面的投影

Figure 2 (Color online) CE-5T1 XY coordinates in the rendezvous system in the Earth-Moon L2 region.

中受到多种摄动和误差因素的影响, 因此需要定期进行轨道控制才能保证探测器在L2点附近的长期稳定运行. CE-5T1在地月L2飞行期间, 大约不到2个星期会进行一次大的轨道机动, 而未来的CE-4计划一个星期进行一次轨道机动.

在CE-2/CE-3绕月球飞行期间, 轨道周期约为2 h, 一般定轨弧长取1 d即可达到100 m的定轨精度. 但是在探测器绕L2飞行期间, 由于无较强的中心天体引力, 其轨道的动力学约束明显弱于绕月球飞行轨道, 在轨道计算时表现为轨道参数存在较强的相关性, 因此为保证定轨精度, 需要采用较长时间的定轨弧段. 在CE-2奔日地L2点和小行星飞行期间, 定轨分析表明定轨弧段越长, 轨道精度越高, 30 d定轨精度明显优于10 d^[4]. ARTEMIS计划中的位于地月平动点的P1和P2探测器的定轨弧段约为6–10 d^[9].

但是由于CE-5T1在绕L2飞行期间比较频繁的轨道保持机动, 而且在每次轨道机动前需要提前提供轨道参数, 使得定轨弧段有所限制. 本文中实测数据的定轨弧段为5–7 d, 并采用重叠弧段的方法评估轨道精度.

定轨时综合测距、测速、VLBI时延和VLBI时延率数据, 按照3 m, 1 cm/s, 3 ns和0.3 ps/s的测量精度定权, 该加权方式为经验定权, 和测量数据的实际测量精度并不完全一致. 解算参数除了初始历元的6个轨道参数外, 每2 d解算一个太阳辐射系数 C_r (固定面值比太阳辐射压模型). 在TCM2至TCM3期间CE-5T1进行了一次小的轨道机动, 在轨道机动前后约半小时增加了 R (地心径向)、 T (横向)、 N (轨道面法向)三个方向的常数经验加速度并解算, 以吸收轨道机动带来的速度增量, 在其他弧段不使用经验加速度. 测量数据经过了大气延迟修正和电离层延迟修正, 高度截止角取为10°.

2.1 TCM1至TCM2

从TCM1到TCM2共有约12 d, 采用约7 d定轨弧段重叠1 d的方法分析轨道精度, 定轨弧段和重叠弧段的时间分布如表3所示, 共分为2个子弧段.

定轨后测距、测速、VLBI时延和VLBI时延率数据的残差rms分别约为: 1.1 m, 1 mm/s, 0.8 ns和0.7 ps/s, 弧段1的测距测速只有青岛一个站, 弧段2包括青岛和喀什深空站, 图3给出弧段2定轨后各类测量数据的残

表3 TCM1至TCM2的定轨弧段划分

Table 3 The OD arc from TCM1 to TCM2

	开始时间	结束时间	重叠弧段
弧段1	11-28-09:00	12-05-00:00	—
弧段2	12-04-00:00	12-10-16:00	12-04-00:00– 12-05-00:00

差时间序列.

弧段1和弧段2均包括了12月4日零时至5日零时这一时间段, 即重叠了1 d, 可以将两个弧段中这一公共弧段的轨道差异作为轨道精度的评估指标, 这也是轨道精度评估常用的方法之一. 弧段1和弧段2重叠弧段的轨道误差如图4所示, 轨道的三维位置误差约为111 m, 其中径向(R , 地心)约为2 m, 轨道误差主要反映在横向方向(T), 速度三维误差约为0.1 cm/s.

另外针对TCM1至TCM2的数据, 尝试仅仅采用测距测速数据单独定轨, 则重叠轨道精度下降到483 m, 由此可以看出在CE-5T1绕L2飞行过程中, VLBI数据和测距测速数据联合可以有效提高定轨精度.

分析结果表明对L2点定轨, 测距系统差和轨道之间的相关性较强, 不适合解算全部测站的测距系统误差. 另外为分析系统误差对定轨精度的影响, 尝试分别在测距上增加10 m和VLBI时延上增加1 m的系统误差(不解算), 考察系统误差对定轨的影响. 分析结果表明增加10 m测距系统误差, 定轨后轨道的差异约为二三十米, 而VLBI时延1 m系统误差对轨道的影响接近100 m, 表明对L2点定轨, VLBI系统误差的影响要远大于测距系统误差, 这是由于不同测量类型数据和轨道之间的几何特征引起的, 而且这种系统误差很难通过轨道重叠等内符合手段发现.

2.2 TCM2至TCM3

从TCM2到TCM3共有约15.5 d, 采用7 d定轨弧段重叠1 d的方法分析轨道精度. 由于TCM2后从12月11日1时后一直到12月19日1时, 8 d期间没有VLBI数据, 因此为保证重叠弧段内有VLBI数据, 轨道计算从12月13日开始起算. 另外12月20日2点左右, CE-5T1进行了一次小的轨道微调, 速度增量约为几个cm/s, 因此在弧段2定轨的时候增加经验力参数吸收轨道微调带来的速度增量^[13], 解算参数为RTN三个方向的常数经验加速度, 起止时间为12月20日1:30–2:00(表4).

图 3 (网络版彩图)TCM1-TCM2弧段2的残差图
Figure 3 (Color online) Residuals of arc 2 OD from TCM1 to TCM2.

弧段1和弧段2重叠了1 d, 重叠弧段的轨道误差如图5所示, 轨道的三维位置误差约为332 m, 其中径向约为15 m, 速度三维误差约为1.0 cm/s, 和上一节的轨道重叠精度相比, 轨道误差特别是速度误差下降明显, 主要是由于12月20日的轨道微调引起的. 如果单独利用测距测速数据定轨, 重叠轨道的精度下降到约1 km.

2.3 TCM3至TCM4(L2点逃逸)

从TCM3到TCM4(L2点逃逸)共有约9 d, 采用5 d 定轨弧段重叠1 d的方法分析轨道精度(表5).

弧段1和弧段2重叠了1 d, 重叠弧段的轨道误差如图6所示, 轨道的三维位置误差约为77 m, 其中径向约为15 m, 速度三维误差约为0.2 cm/s. 如果单独利用测距测速数据定轨, 重叠轨道精度下降到约2 km.

3 小结

CE-5T1是我国第一颗绕地月L2点飞行的探测器, 本文利用地基测距测速和VLBI干涉测量数据, 对CE-5T1绕地月L2点的飞行轨道进行了计算并分析了轨道

图 4 (网络版彩图)TCM1-TCM2的重叠轨道误差

Figure 4 (Color online) The orbit overlap between arc 1 and arc 2 from TCM1 to TCM2.

表 4 TCM2至TCM3的定轨弧段划分

Table 4 The OD arc from TCM2 to TCM3

	开始时间	结束时间	重叠弧段
弧段1	12-13-00:00	12-20-00:00	—
弧段2	12-19-00:00	12-26-00:00	12-19-00:00–12-20-00:00

图 5 (网络版彩图)TCM2-TCM3的重叠轨道误差

Figure 5 (Color online) The orbit overlap between arc 1 and arc 2 from TCM2 to TCM3.

精度, 相关分析结果可以为我国后续执行类似任务的探测器(如CE-4)提供参考。

轨道的动力学特征决定了CE-5T1绕L2点飞行期间的定轨策略和绕月球飞行期间有很大的不同, 需要尽可能采用更长弧段的数据以提高定轨精度。由于地

表 5 TCM3至TCM4(L2点逃逸)的定轨弧段划分

Table 5 The OD arc from TCM3 to TCM4

	开始时间	结束时间	重叠弧段
弧段1	12-26-08:40	12-31-00:00	—
弧段2	12-30-00:00	01-04-14:30	12-30-00:00–12-31-00:00

图 6 (网络版彩图)TCM3-TCM4(L2点逃逸)的重叠轨道误差

Figure 6 (Color online) The orbit overlap between arc 1 and arc 2 from TCM3 to TCM4.

月L2点为不稳定点, CE-5T1在地月L2飞行期间, 定期会进行一次轨道机动, 因而限制了定轨弧长, 一般为数天。另外对于L2点定轨, 由于不同类型测量数据和轨道之间的几何特征差异, VLBI系统误差对定轨精度的影响要远大于测距系统误差。

在CE-5T1绕L2飞行期间, 测距、测速、VLBI时延和时延率的典型测量精度分别约为1 m, 1 mm/s, 1 ns和1 ps/s。定轨后残差时间序列表明, 测量数据特别是测距和VLBI时延还存在一些系统性误差影响, 后续我国深空探测任务中测量精度还需要进一步提高。分析结果表明, 综合利用5–7 d的测距测速和VLBI数据, CE-5T1在L2点的定轨位置和速度精度分别百米和mm/s量级, 轨道误差主要反映在横向方向。小的轨道机动可以通过经验力参数吸收, 但是仍然会降低定轨精度。由于测站分布和测量精度较低, CE-5T1在L2点的定轨精度低于2010年到达地月L2点的美国ARTEMIS P1探测器。分析结果还表明, 测距测速和VLBI数据联合定轨可以有效提高定轨精度, 单独利用测距测速数据定轨精度约为km量级。

致谢 CE-5T1 工程测控系统和 VLBI 测轨分系统提供了测量数据, 作者对上海天文台刘庆会、舒逢春、洪晓瑜等老师的帮助表示感谢.

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. *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. *Sci China-Phys Mech Astron*, 2012, 55: 514–522
- 3 Wu W R, Cui P Y, Qiao D, et al. Design and performance of exploring trajectory to Sun-Earth L2 point for Chang'E-2 mission (in Chinese). *Chin Sci Bull*, 2012, 57: 1987–1991 [吴伟仁, 崔平远, 乔栋, 等. 嫦娥二号卫星日地拉格朗日 L2 点探测轨道设计与实施. 科学通报, 2012, 57: 1987–1991]
- 4 Cao J, Liu Y, Hu S, et al. Navigation of Chang'E-2 asteroid exploration mission and the minimum distance estimation during its fly-by of Toutatis. *Adv Space Res*, 2015, 55: 491–500
- 5 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, 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]
- 6 Li P J, Huang Y, Chang S Q, et al. Positioning for the Chang'E-3 lander and rover using Earth-based observations. *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]
- 7 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
- 8 Gao S, Zhou W Y, Liang W G, et al. Trajectory analysis and design for relay satellite at Lagrange L2 point of earth-moon system (in Chinese). *J Deep Space Expl*, 2017, 4: 122–129 [高珊, 周文艳, 梁伟光, 等. 地月拉格朗日 L2 点中继星轨道分析与设计. 深空探测学报, 2017, 4: 122–129]
- 9 Woodard M, Cosgrove D, Morinelli P, et al. Orbit determination of spacecraft in Earth-Moon L1 and L2 libration point orbits. In: *Proceedings of AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference*. Girdwood, 2011. 1701–1714
- 10 Wu W R, Wang Q, Tang Y H. Design of Chang'E-4 lunar farside soft-landing mission (in Chinese). *J Deep Space Expl*, 2017, 4: 111–117 [吴伟仁, 王琼, 唐玉华, 等. “嫦娥4号”月球背面软着陆任务设计. 深空探测学报, 2017, 4: 111–117]
- 11 Wu W R, Wang G L, Jie D G. High-accuracy VLBI technique using Δ DOR signals (in Chinese). *Sci Sin Inform*, 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 Liu L, Cao J F, Hu S J. Maintenance of relay orbit about the earth-moon collinear libration points (in Chinese). *J Deep Space Expl*, 2015, 2: 318–324 [刘磊, 曹建峰, 胡松杰, 等. 地月平动点中继应用轨道维持. 深空探测学报, 2015, 2: 318–324]
- 13 Huang Y, Hu X G, Huang C. Precise orbit determination of a maneuvered GEO satellite using CAPS ranging data (in Chinese). *Sci China Ser G Phys Mech Astron*, 2008, 38: 1750–1758 [黄勇, 胡小工, 黄斌, 等. 利用 CAPS 测距数据确定 GEO 卫星变轨期间的轨道. 中国科学 G 辑: 物理学 力学 天文学, 2008, 38: 1750–1758]

Orbit determination of CE-5T1 in Earth-Moon L2 libration point orbit with ground tracking data

HUANG Yong^{1,2*}, LI PeiJia¹, FAN Min^{3,4}, CAO JianFeng⁵, HU XiaoGong¹,
WANG GuangLi^{1,2} & ZHENG WeiMin¹

¹Shanghai Astronomical Observatory, Key Laboratory of Planetary Sciences, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 200030, China;

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

³Institute of Aerospace Engineering, Beijing 100094, China;

⁴Key Laboratory of Space Object Measurement, Beijing 100094, China;

⁵Beijing Aerospace Control and Command Center, Beijing 100094, China

CE-5T1 is the pilot probe of China's lunar exploration project phase 3, which is mainly used to verify CE-5's orbit and reentry technology. CE-5T1 extended mission is the first of China to fly spacecraft in the Earth-Moon L2 region. It stayed at the L2 region for about 40 d from Nov. 2014 to Jan. 2015. The Shanghai Astronomical Observatory (SHAO) team utilizes the SODP (SHAO Orbit Determination Program), using a batch least squares method, to process range, Doppler and VLBI tracking measurements from ground stations. The orbit characteristics determine that L2 probe needs to use long arc data to improve the orbit accuracy. The effect of VLBI systematic errors on the orbit is bigger than that of range measurement because of the geometry difference between the probe and ground stations. For CE-5T1 in Earth-Moon L2 libration point orbit, the tracking accuracy for range, Doppler, VLBI delay and rate are typically 1 m, 1 mm/s, 1 ns and 1 ps/s, respectively. The typical accuracies of orbit determination solutions are on the order of several hundred meters in position and several mm/s in velocity with 5-7 d tracking data. The combination of VLBI data with range/Doppler data can improve the orbit accuracy in the L2 region comparing with the range/Doppler data only. The technique and analysis method used can provide a baseline for future Earth-Moon libration point spacecraft mission, including CE-4 relay satellite in the L2 region.

CE-5T1, Lagrange 2 point of Earth-Moon system, VLBI, orbit determination

PACS: 95.55.Pe, 95.55.Br, 95.10.Eg, 95.75.Kk

doi: [10.1360/SSPMA2018-00071](https://doi.org/10.1360/SSPMA2018-00071)