



“嫦娥三号”月球探测器的轨道确定和月面定位

黄勇^{①*}, 昌胜骐^{①②}, 李培佳^①, 胡小工^①, 王广利^①, 刘庆会^①, 郑为民^①, 樊敏^③

① 中国科学院上海天文台, 上海 200030;

② 中国科学院大学, 北京 100049;

③ 北京跟踪与通信技术研究所, 北京 100094

* 联系人, E-mail: yongh@shao.ac.cn

2014-03-03 收稿, 2014-04-14 接受

国家自然科学基金(11073047, 11173052)、上海市科学技术委员会(12DZ2273300)、中国科学院行星科学实验室、国家高新技术研究发展计划(2012AA121603)和探月工程资助

摘要 我国探月工程二期“嫦娥三号”月球探测器(CE-3)在月球正面虹湾以东地区登陆, 这是我国首次在地球以外的天体成功实施软着陆. CE-3 采用 X 频段测距测速联合 VLBI 测量技术进行定轨定位工作, 其中 VLBI 采用了 Δ DOR 测量技术, 测量精度较 CE-1/CE-2 任务有很大提高. 本文评估了 CE-3 地月转移段、环月段和动力落月段的定轨精度, 分析了着陆器定位以及巡视器相对定位精度. 分析结果表明环月 $100\text{ km}\times 100\text{ km}$ 和 $100\text{ km}\times 15\text{ km}$ 轨道确定精度分别约为 20 和 30 m, 精度比 CE-2 提高约 50%, 与同时期国外月球探测定轨精度相当. CE-3 新增了动力落月段和月面工作段的定轨定位工作, 本文利用运动学统计定轨方法确定了 CE-3 动力落月轨迹, 综合分析落月轨迹确定精度优于 100 m. 利用统计定位方法确定了着陆器的在月固系的位置, 以及巡视器相对于着陆器的相对位置, 着陆器定位结果和 LRO 图像数据差异小于 50 m, 差分群时延数据巡视器相对定位精度在百米量级, 而利用高精度的差分相时延数据, 结合一定的数据处理策略, 可以得到精度在米级的着陆器和巡视器相对定位结果.

关键词

嫦娥三号
月球探测器
月面定位

我国于 2007 和 2010 年分别发射了“嫦娥一号”(ChangE-1, 简称 CE-1)和“嫦娥二号”(CE-2)月球探测器^[1-5], 实现了绕月飞行. CE-3 月球探测器于 2013 年 12 月 2 日凌晨在西昌卫星发射中心成功发射, 经历了约 112 h 地月转移轨道的飞行后, 直接变轨进入月面高度 $100\text{ km}\times 100\text{ km}$ 环月轨道; 在 $100\text{ km}\times 100\text{ km}$ 和 $100\text{ km}\times 15\text{ km}$ 的环月轨道分别飞行了约 4 d 后, CE-3 于 2013 年 12 月 14 日 21 时 11 分(本文均为北京时间)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, 成为世界上第三个自主实施月球软着陆和月面巡视探测的国家.

CE-3 是我国第一颗在月球着陆的探测器, 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 工程中, 继续沿用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, 一些新设备新技术的应用提高了 CE-3 的测量精度. 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 和 35 m. 位于上海的天马 65 m 射电望远镜替代了佘山 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)组成的 VLBI 测轨网. CE-3 的 VLBI 观测利用的是 Δ DOR (delta differential one-way ranging, 差分单向测距)这种差分 VLBI 技术^[6], 通过高频交替观测探测器及其附近位置精确已知的河外射电源, 可以很好

引用格式: 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

英文版见: Huang Y, Chang S Q, Li P J, et al. Orbit determination of Chang'E-3 and positioning of the lander and the rover. Chin Sci Bull, 2014, 59: 3858–3867, doi: 10.1007/s11434-014-0542-9

消除共同误差源,极大提高了测量精度.在 CE-3 工程中,三向测量技术在地月转移阶段和环月阶段进行了数次技术试验,并应用于动力落月段和着陆后的测量.

测量精度的提高进一步提升了 CE-3 的定轨定位精度,和 CE-1/CE-2 相比,CE-3 新增了动力落月段和月面工作段的定轨定位工作.动力落月段是指 CE-3 从 15 km 轨道高度下降到月球表面的阶段;月面工作段包括着陆器在月固系中的位置确定,以及巡视器(月兔号)和着陆器间的相对位置确定.对于动力落月段的定轨,可以采用单点定位方法,也可以采用运动学统计定轨方法,利用多项式或者样条函数表征探测器的运动方程,综合一个弧段的测量数据进行综合定轨^[7].针对着陆器的定位和巡视器的相对定位,黄勇等人^[8]提出了统计定位方法.

本文分析了 CE-3 地月转移、环月、动力落月和月面工作等各个阶段的定轨定位精度,讨论了 VLBI 对于提高定轨定位精度的贡献.VLBI 测量的实质是测角,其对与视线垂直方向上卫星的轨道和位置变化有很高灵敏度,是对测距测速技术的有益补充,VLBI 测轨时只需要接收卫星的下行信号,即使卫星非常遥远,下行信号非常微弱,也不会影响相关处理,因此,目前 VLBI 在卫星测轨方面的应用主要在月球和深空探测^[1-5].

在阿波罗工程中,美国宇航局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)利用同波束 VLBI 技术对月球车和着陆器进行了相对定位,相对定位结果与宇航员在巡视器星载导航系统上读数的符合程度好于 50 m^[9].为了实现对着陆器和巡视器的高精度相对定位,CE-3 工程中还在国内首次应用了同波束差分 VLBI 技术^[10],同波束 VLBI 用射电望远镜的主波束同时接收两个(或多个)探测器发送的

信号并进行差分处理,去掉电离层、大气及观测装置的绝大部分的影响,从而得到差分时延,最高精度可达皮秒量级.同波束差分 VLBI 测量是 CE-3 任务中巡视器相对定位的唯一地面测量手段.

为了实现 CE-3 的软着陆,CE-3 工程中首次使用了大推力 7500 N 发动机,第二次中途修正,月球捕获控制,动力落月段均应用了 7500 N 发动机,发动机工作状态标定是一项重要工作,本文利用第二次中途修正前后的测轨数据,在定轨时同时解算探测器的速度增量,并和轨控计划结果进行了比较,验证了通过定轨方式标定发动机工作状态的可行性.

1 CE-3 工程测轨概况

CE-3 工程中主要轨道机动时刻和参数如表 1 所示.

参加 CE-3 测轨任务的地面观测站包括:佳木斯深空站(66 m)、喀什深空站(35 m)、三亚站(15 m)、智利圣地亚哥站(12 m)、欧洲空间局(European Space Agency, ESA)所属库鲁站(15 m),远望 3, 5, 6 号测量船,以及上海天马、北京、昆明和乌鲁木齐 4 个 VLBI 测站,上海佘山 25 m 射电天线也作为备份参与了观测,在轨道计算中使用的均为天马站数据.根据观测条件,VLBI 测站从星箭分离后 9 h 距离地球约 10⁵ km 处开始正式观测.三亚站只参加三向测量工作,智利圣地亚哥站由于不具备 X 频段工作能力(仅具备 S 频段工作能力),仅跟踪到第 1 次中途修正前,从 12 月 4 日 22 时开始 ESA 库鲁站开始观测,该站一直跟踪到动力落月前.CE-3 每天从东至西过境,之后由国外测站继续跟踪测轨,在转入国内测站之前通常有 1 h 左右的测量船观测,由于测量船的外测数据较少,测站坐标精度和测量精度都不高,在定轨过程中未采用测量船数据.图 1 显示了 CE-3 任务的地面跟踪站全球分布.

表 1 CE-3 任务重要的轨道机动后参数

历元(BJT)	地月转移入轨	第 1 次中途修正	第 2 次中途修正	月球捕获	15 km 降轨
	2013-12-02 01:49	2013-12-02 15:51	2013-12-03 16:25	2013-12-06 17:54	2013-12-10 21:21
<i>a</i> (km)	191036.3	188585.8	185986.1	1835.1	1795.3
<i>e</i>	0.96551	0.96538	0.96324	0.01542	0.02315
<i>i</i> (°)	28.49	28.58	28.05	67.62	68.32
Ω (°)	334.88	334.59	335.62	209.50	208.68
ω (°)	146.83	147.09	146.21	294.50	0.11
<i>M</i> (°)	0.08	22.34	63.28	28.38	230.91
参考系	地心 J2000	地心 J2000	地心 J2000	月心 J2000	月心 J2000

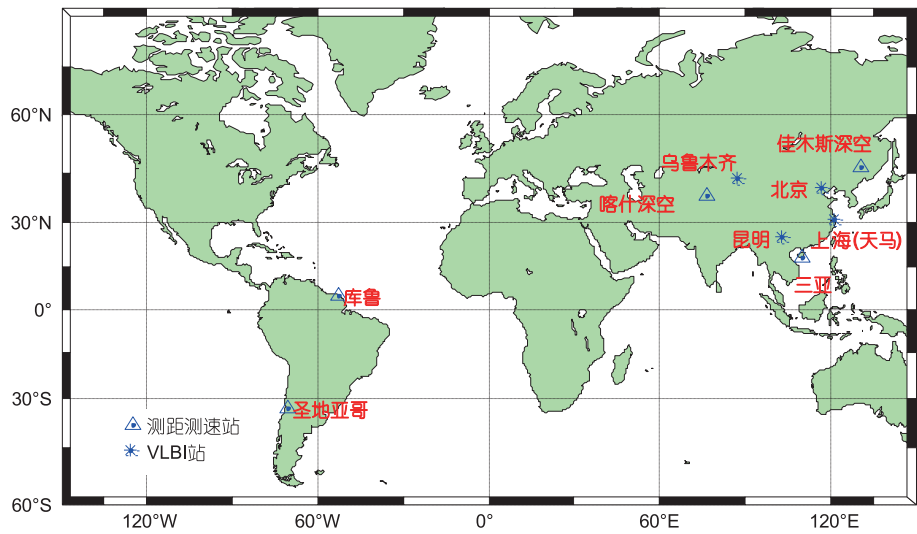


图 1 (网络版彩色) CE-3 月球探测器跟踪测站分布

针对月球以远深空探测任务中, 远距离、长时延、弱信号的测控通信难点, 有效手段之一就是提高射频频率, 为此在 CE-2 工程中开展了 X 频段测控通信技术试验^[1], 并在 CE-3 工程中正式应用, 第 1 次中途修正后测距测速数据均为 X 频段(UXB). CE-3 工程中还使用了三向测量技术, 在地月转移阶段和环月段, 安排进行了数次三向测量技术试验, 在动力落月段利用三向测量技术进行实时定位监视, 三向测量是指利用主站发射上行信号, 经应答机相干转发后, 由另一个站(副站)进行信号接收的测量体制. CE-3 工程中喀什深空站、佳木斯深空站和三亚站组成 X 频段三向测量系统, 三向测量技术可以实现同时多站测距测速测量, 而在 CE-1/CE-2 工程中, 同一时刻只能有一个站的双向测距测速数据.

影响 VLBI 测量精度的因素有 3 大类: 一是测量噪声, 主要受到探测器信标特性的影响; 二是系统标校精度, 这主要是通过河外射电源观测实现, 主要受到河外射电源流量强度和观测带宽的影响; 三是传播介质修正精度, 即中性大气和电离层的影响, 主要受到模型精度的影响. CE-3 相对于 CE-2, CE-1 在信

号、设备和处理方法上都有很大提升, 包括: (1) 采用 X 波段实时 Δ DOR 技术, 扩大了信号等效带宽至 40 MHz, 相对于 CE-1, CE-2 号 S 波段增加几十倍; (2) 采用多信号综合技术充分发挥多信号带宽优势提升时延测量精度; (3) 采用临近射电源修正消除了传播介质误差和设备系统误差的一阶差分效应, 降低了设备和传播介质误差影响; (4) X 波段观测的电离层误差影响比 S 波段要小 16 倍. CE-3 任务中观测设备的重大变化是天马站 65 m 射电望远镜的全程参与, 在整个实时任务期间 65 m 望远镜工作稳定可靠, 完全发挥了其大口径的设备优势, 其性能优势主要体现在射电源观测, 提升了整个 VLBI 观测网的设备系统误差的修正精度. 天马站参与观测带来的另一个巨大优势是由于可以观测更弱的射电源, 使得可以选取更靠近卫星的射电源, 进一步降低传播介质误差的影响. 表 2 给出了和 CE-1/CE-2 比较 CE-3 工程中 VLBI 测量精度提升的各种因素.

在日本 SELENE 月球探测计划中, 同波束 VLBI 技术得到了成功应用, Rstar 和 Vstar 之间则通过同波束 VLBI 测量实现高精度(皮秒量级)的同波束差分

表 2 CE-3 任务中 VLBI 测量形式精度提升因素

	CE-1	CE-2	CE-3
信标改进	S 波段单信号 等效带宽~1 MHz	S 波段单信号 事后 X 波段双信号综合, 等效带宽 20 MHz	X 波段 Δ DOR 信号 等效带宽~40 MHz
设备改进	模拟 BBC (基带转换器)	数字 BBC	65 m 望远镜
方法改进	单信号处理	双信号综合	多信号处理、临近射电源修正
噪声精度	~5.5 ns	~3.5 ns	<0.5 s

VLBI 测量, 和四程 doppler 联合应用, 促进了高精度的月球重力场模型解算. 同波束 VLBI 数据加入后和测距测速数据联合定轨, 相比测距测速单独定轨, 精度从约 100 m 提高到 20 m, 进而提高了月球重力场的解算精度, 特别是低阶次和边缘部分的月球重力场信息^[12]. 在 CE-3 工程中, 利用不同的差分 VLBI 技术分别得到了着陆器和巡视器的差分群时延和差分相时延, 差分群时延噪声约为数纳秒, 差分相时延的噪声精度约为 1 ps, 但是存在纳秒量级的测量模糊度, 在利用差分相时延进行相对定位时, 同时解算了各条基线的差分相时延模糊度.

2 轨道计算和月面定位基本策略

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, 在地月转移阶段, 按照地球探测器处理, 在环月之后, 则按照月球探测器处理. 两种情况下在软件实现上有显著不同, 主要表现在对地球探测器, 测量模型建立是在地心参考框架下建立, 而对于月球探测器, 必须在太阳系质心参考框架下考虑相对论效应建立相应的测量模型^[13]. 因此对于月球探测器定轨, 在建立测量模型时需要建立从地球参考框架到太阳系质心参考框架的转换关系, 包括位置的洛伦兹变换以及坐标时之间的转换(TT 和 TDB), 月球质心的空间位置使用 JPL 行星历表 DE421 (<ftp://ssd.jpl.nasa.gov/pub/eph/planets/ascii/de421>). 表 3 给出了轨道计算中使用的一些参数设置.

定轨软件中采用的数值积分器为 KSG 积分器, KSG 积分器是一个是适用于二阶微分方程组的定阶、定步长线性多步法积分器. KSG 积分器属于 Cowell 方法, 即它也是用牛顿插值多项式代替右端函数来得到计算公式的^[14]. CE-3 工程中测速数据采用的是积分间隔为 1 s 的积分多普勒, 在 CE-3 环月球飞行阶段, 计算表明大于 10 s 的积分步长均不能满足 1 s 积分测速计算值的光滑性, 否则测速计算值将会出现明显高于噪声水平的跳点, 因此在定轨软件中环月段积分步长选择为 10 s, 这主要是因为 CE-3 距离月面高度较低, 月球非球形引力摄动影响较大.

CE-3 由于在飞行过程中搭载了着陆器, 其姿态控制方法不同于 CE-1/CE-2 动量轮卸载调姿方式^[15], 在 CE-3 地月转移段和环月段, 采用的是喷气推力调姿方法保持着陆器的三轴稳定系统, CE-3 的 6 个面共安装了 12 个(6 对)10 N 发动机喷嘴控制飞行器的三

表 3 CE-3 轨道计算参数

项目	模型
测量模型	地心 J2000 天球参考系(环月前)
基本参考系	太阳系质心参考系(环月后)
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 $Cr=1.24$) 探测器初始质量: 3780 kg 有效反射面积: 15.5 m ²
非球形引力摄动	地球重力场 JGM3 (环月前), 截取到阶次 10 月球重力场 JGL165p (环月后), 截取到阶次 165
解算参数	位置速度+光压系数+测距系统差 R, T, N (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 时延: 3 ns 时延率: 0.3 ps/s
大气延迟修正 (对测距数据)	Saastamoinen-NMF
积分器和积分步长	KSG 二阶定步长积分器 60 s (环月前) 10 s (环月后)
月球半径	1738.0 km (落月前), 1737.4 km (落月后)

轴姿态, 对探测器姿态进行调控, 每对发动机开关机时间最短间隔 500 s, 每次喷气持续时间为 0.02 s. 发动机喷气采用力偶模式, 理想情况下对探测器轨道没有影响, 但是考虑到控制、安装等误差, 除了产生力矩带来卫星旋转外, 还会产生附加的加速度(或者速度增量), 虽然每次持续时间较短且产生的速度增量不大, 但是由于喷气控制频繁, 这将对探测器长时间的轨道计算和预报产生一定的影响. CE-3 定轨后残差分析表明, 在地月转移阶段, 喷气调姿对定轨的影响很小, 因此在地月转移阶段定轨过程中并未采取特殊措施. 但是在环月段定轨中, 若按照常规方式定轨, 定轨后残差明显偏大, 这也和仿真分析的结论一致: 与奔月大偏心率直飞轨道不同, 对于环月圆轨道 T 方向速度和位置变化会引起 R 方向位置和速度的变化, 所以小喷气推力对环月轨道位置预报误差的影响更为严重. 因此在环月阶段定轨中, 采取在定轨中增加一组整弧段经验力解算的方法, 吸收小喷气推力产生的推力影响, 定轨后残差明显变小.

CE-3 使用 7500 N 发动机进行动力落月, 动力落月段的轨道计算由于存在大推力发动机喷气过程, 动力学模型不易建模, 不适合采用传统的动力学统

计定轨方法. 国内有学者提出了运动学统计定轨方法, 其核心是利用一定的数学函数(多项式或者样条函数)来表征探测器在空间的运动曲线, 从而避开复杂的机动力建模, 进而综合全弧段的测量数据进行统计定轨. 多项式拟合的方法的局限性在于无法拟合变化复杂的轨道, 只能拟合运动轨迹较为平滑的轨道, 样条函数逼近的方法不受轨道本身形状所限制, 具有良好的二阶光滑度, 拟合灵活性强, 特别适宜拟合曲率变化大, 拐曲严重的任意形状函数, 并且具有很好的稳定性和收敛性^[7,16].

利用三向测距数据和 VLBI 数据, 运用统计方法实现对着陆器的月面定位^[8], 基本方案利用月球平动转动的相关信息, 将测量数据进行综合平差处理, 最后获得着陆器在月固系中的精密位置.

利用同波束差分群/相时延数据确定着陆器和巡视器相对位置, 相对定位时固定着陆器位置, 只解算巡视器位置, 仿真分析表明着陆器位置误差不会影响巡视器相对位置计算精度. 利用同波束差分相时延相对定位的另外一个关键问题是测量模糊度的处理, 差分相时延的噪声精度约为 1 ps, 但是存在纳秒量级的测量模糊度, 考虑到各种误差的综合影响, 在相对定位时, 我们对每条基线的相时延数据都解算一个常数系统误差. 另外在相对定位时, 采用固定高程的相对定位策略, 考虑到月球车与着陆器相对位置较近, 而且 CE-3 着陆器附近的地形比较平坦, 假设着陆器和巡视器的相对高程为 0, 该假设带来的相对定位误差约为 1~2 m.

3 数据分析和讨论

3.1 地月转移轨道

CE-3 于北京时间 2014 年 12 月 2 日 1 时 30 分在

西昌卫星发射中心顺利升空, 1 时 49 分星箭分离后, 测量船、圣地亚哥站、佳木斯站进行了接力跟踪测量, 获得了测距测速数据, 而国内 VLBI 四站于 11 时 7 分开始跟踪测量, 得到 VLBI 时延和时延率数据. 按照计划, 12 月 2 日 15 时 50 分进行第 1 次中途修正, 因此在控前 6 小时定轨中, 只有测距测速数据而没有 VLBI 数据, 而在控前 3 小时定轨中, 增加了约 2 小时 3 条基线(天马—北京—昆明)的 VLBI 测量数据, 计算结果表明, 这 2 个小时的 VLBI 数据极大提高了定轨预报精度(表 4).

第 2 次中途修正安排在 12 月 3 日 16 时 25 分, 为测试 CE-3 工程中使用的大推力 7500 N 发动机的工作情况, 此次轨道控制采用了 7500 N 发动机, 轨控结果表明 7500 N 发动机工作状态良好. 轨控后分别利用 30 min 和 3 h 的测量数据进行了控后轨道恢复, 确认了轨道状态, 利用控后的长弧定轨结果作为参考, 分别利用测距数据单独定轨以及联合 VLBI 数据定轨, 考察了 VLBI 数据在短弧定轨中的贡献, 分析结果表明, 控后 30 min 联合定轨精度优于数小时仅用测距数据定轨结果.

除了利用遥测参数判断 7500 N 发动机的工作状态, 还可以通过定轨的方法进行轨道控制情况评估, 具体原理是综合变轨前后的测量数据进行定轨, 根据轨控开始时间和结束时间, 同时解算轨控期间发动机喷力引起的加速度, 从而得到轨控引起的速度增量. CE-3 第二次中途修正轨控计划给出的速度增量为 -20.397 m/s, 通过定轨解加速度, R , T , N 三个方向的加速度分别为: $a_R = -1.67053 \text{ m/s}^2$, $a_R = 1.08226 \text{ m/s}^2$, $a_R = 0.467872 \text{ m/s}^2$, 7500 N 发动机工作了 10.011 s, 推算相应的速度增量为 -20.471 m/s, 轨控计划差异为 0.074 m/s. 计算结果表明利用定轨的方法评估轨控速度增量是可行的.

表 4 第 1/2 次中途修正和近月制动控前 3/6 小时预报精度

预报点		位置(m)		速度(m/s)	
		MAX	RMS	MAX	RMS
第 1 次中途修正	控前 6 h*	9032.4	7042.3	1.6706	0.2886
地心距 $1.45 \times 10^5 \text{ km}$	控前 3 h	58.0	38.1	0.0034	0.0013
第 2 次中途修正	控前 6 h	467.9	255.1	0.0066	0.0062
地心距 $2.58 \times 10^5 \text{ km}$	控前 3 h	191.9	102.0	0.0027	0.0027
近月制动	控前 6 h	2822.0	501.1	0.5576	0.0368
地心距 $3.63 \times 10^5 \text{ km}$	控前 3 h	792.2	209.2	0.1014	0.0156

* 第 1 次中途修正前 6 h 无 VLBI 数据

CE-3 地月转移轨道是一条围绕地球的大椭圆轨道, 轨道偏心率约为 0.96, 误差协方差分析表明, 相对于圆轨道, 这种扁轨道的定轨精度低. 轨道精度评估是轨道计算的一个重要环节, 实际上由于不知道卫星在空间的准确位置, 真正的轨道精度是很难、甚至不可能获得的, 只能从不同的角度来对轨道的精度进行一个猜测和估计. 目前常用的轨道精度评估方法有: 观测资料的拟合程度、弧段重叠检验、弧段搭接点符合精度、独立轨道比较、外部测量数据符合精度等^[17]. 地月转移轨道由于没有重复性而且轨道机动多, 较难利用重叠轨道方法评估精度, 也缺乏更精确的外部测量数据检核, 在 CE-3 工程中, 上海天文台和北京航天飞行控制中心分别独立定轨, 地月转移阶段的轨道互差小于 1 km. 在 CE-3 工程中, 提前 3/6 h 给轨道控制部门提供轨控时刻的预报轨道作为轨控输入参数, 高精度的轨道预报值才能保证控制精度, 因此在工程中更为关心轨控点的轨道预报值, 为了评估轨控点的轨道预报精度, 将控前 3/6 h 定轨结果预报至轨控点, 和事后利用全部数据计算得到的精密轨道比较, 得到控前 3/6 h 弧段的预报轨道位置和速度精度, 计算结果见表 4. 计算结果表明, 随着 CE-3 探测器越飞越远, 地月转移阶段的轨道计算和预报精度逐步下降, 这和协方差分析的结论一致.

表 5 给出了地月转移各阶段定轨后测量数据残差 RMS, VLBI 时延数据的定轨后残差约为 1 ns, 表 5 数据表明, CE-3 的 VLBI 时延数据精度较 CE-1/CE-2 有明显改善^[4].

表 5 CE-3 地月转移轨道定轨后残差 RMS

弧段	双向测距 (m)	三向测距 (m)	时延 (ns)	时延率 (ps/s)	双向测速 (mm/s)	三向测速 (mm/s)
星箭分离~第 1 次中途修正	0.58	0.37	0.77	0.97	0.27	0.36
第 1 次中途修正~第 2 次中途修正	0.30	0.17	0.90	1.00	0.30	0.37
第 2 次中途修正~近月制动	0.43	0.81	1.19	0.87	0.41	0.54

表 6 100 km×100 km 重叠弧段精度

重叠弧段	位置 (m)				速度 (m/s)			
	R	T	N	共计	R	T	N	共计
12 月 7 日 16~18 h	2.6	8.0	6.6	10.6	0.0058	0.0025	0.0045	0.0077
12 月 8 日 14~16 h	2.9	17.8	8.0	19.7	0.0169	0.0024	0.0131	0.0215
12 月 9 日 12~14 h	2.9	19.5	15.0	24.7	0.0151	0.0027	0.0072	0.0169
12 月 10 日 10~12 h	3.5	25.9	16.7	31.0	0.0234	0.0039	0.0149	0.0280
平均	3.0	17.8	11.6	21.5	0.0153	0.0029	0.0099	0.0185

3.2 环月轨道

12 月 6 日 17 时 47 分, CE-3 利用 7500 N 发动机实施了近月制动, 发动机工作时间约 6 min, 17 时 53 分, 近月制动结束, CE-3 进入一条距离月面 100 km 高, 偏心率为 0.015 的绕月球飞行轨道, 4 天后, 10 日 21 时 20 分, CE-3 又实施了降轨机动, 将近月点轨道高度调整至 15 km, 远月点高度为 100 km, 为动力落月做准备.

采用重叠轨道方法评估了 100 km×100 km 和 100 km×15 km 轨道的定轨精度, 对 100 km×100 km 轨道, 每 24 小时进行一次轨道确定, 重叠弧段长度为 2 h (约 1 个卫星轨道周期), 使用的观测数据为 VLBI 数据联合测距数据, 定轨后测距残差 RMS 约为 0.48 m, VLBI 时延残差 RMS 约为 0.37 ns, 时延率残差约为 0.50 ps/s. 对 100 km×100 km 环月轨道进行重叠弧段分析结果统计见表 6, 根据轨道演化, CE-3 轨道面逐渐由通视状态(即卫星轨道面与视线方向垂直)转向非通视状态, 一般情况下通视状态下定轨精度要高于非通视状态, 主要原因包括月球背面遮挡, 地面站和轨道面构形以及月球重力场误差影响等^[4].

100 km×100 km 重叠弧段精度分析表明, 采用经验力解算策略有效消除了频繁喷气调姿给轨道确定带来的不利因素, CE-3 在 100 km 轨道的定轨精度约为 20 m, 其中径向(R)精度优于 3 m, 相比较于 CE-2 在 100 km 轨道的 30 m 定轨精度(径向 5 m)^[4], 精度提高了约 50%, 远优于 CE-1 (200 km 轨道)的百米水平^[2]. SELENE 主卫星(100 km 轨道)利用测距测速、

VLBI 和激光测高数据的综合定轨精度优于 20 m^[12], 美国 LP (Lunar Prospector, 100 km 轨道)的定轨精度约为 30 m^[18], 美国 LRO (Lunar Reconnaissance Orbiter, 50 km 轨道)利用测距测速和激光测高数据综合定轨精度约为 23 m^[19].

分析结果还表明, 单独利用测距数据 100 km×100 km 定轨精度约为 80 m, VLBI 数据的加入对 *T* 和 *N* 方向精度的提高较为明显, 当卫星轨道面与观测视向方向垂直(通视)时, VLBI 的贡献小, 但对于非通视状态下 VLBI 数据能够在量级上提高轨道精度, 这也与 CE-2 和 SELENE 的结论一致^[4,12].

对于 100 km×15 km 轨道进行同样的重叠轨道计算, 定轨弧长根据测量数据情况选择 14~18 h, 重叠弧段 2 h, 定轨后测距残差 RMS 约为 1.64 m, VLBI 时延残差 RMS 约为 0.53 ns, 时延率残差约为 0.61 ps/s, 相比 100 km×100 km 残差明显偏大, 表明由于轨道高度降低, 月球重力场误差更加显著影响轨道误差. 重叠弧段精度结果统计见表 7, 可以看出 CE-3 在 100 km×15 km 轨道的定轨精度约为 30 m, 其中径向(*R*)精度优于 4 m, 相比较于 CE-2 在 100 km×15 km 轨道的 46 m 定轨精度(径向 12 m)^[4], 精度有明显提高.

本文计算所采用的月球重力场模型为基于 LP 数据的 LP165P^[20], 日本 SELENE 的 SGM 系列月球重力场模型使用了月球背面的直接观测数据^[12], 而目前精度最高的月球重力场模型为 GL0660B, 该模型利用了 GRAIL 星间测量数据(精度为 0.02~0.05 μm/s)反演得到, 模型阶数为 660^[21,22]. 我们也利用了 GL0660B 模型对 CE-3 的 100 km×15 km 轨道重新进行定轨, 定轨后测距数据拟合精度相比 JGL165p 有明显改进, 测距残差 RMS 为 0.79 m, 精度提高 1 倍,

但是重叠弧段精度没有明显改进, 可能是由于 CE-3 喷气调姿对轨道仍有一定影响, 具体原因有待进一步分析.

3.3 动力落月轨道

CE-3 于 2013 年 12 月 14 日 21 时开始动力下降, 持续时间约 12 min. 由于探测器姿态调整原因, 动力下降开始 3 min 后, VLBI 时延时延率数据正常, 动力下降开始 5 min 后三向测距数据正常.

分别利用三阶 B 样条函数和四阶多项式, 利用运动学统计方法确定了 CE-3 动力落月段的轨道. 三向测距系统误差的解算策略是固定喀什站的系统误差(222.0 m), 该值是利用环月段进行三向测量试验时, 通过长弧定轨标校出来的, 而佳木斯和三亚站测距系统差则和轨道一起求解, 这主要是考虑到喀什作为主站其测距系统误差较为稳定. 多次试验数据分析表明, 各站三向测距的系统差在每次测站设备关机再开机后会有 1~2 m 的变化, 但是该误差不会影响百米级别的定轨精度.

根据动力落月段定轨结果还可以判断出 CE-3 的着陆时刻, 根据 1 s 采样率的定轨计算结果, 从 14 日 21 时 11 分 19 秒之后, 探测器在月固系的经纬度和高程值基本不变, 从而可以判断该时刻为降落在月球时刻.

计算结果表明, 三阶 B 样条函数和四阶多项式方法的定轨结果位置互差小于 100 m, 另外也和单点定位结果做了比较, 位置误差略大于 100 m. 另外为了判断动力落月轨道确定精度, 还将该轨道在落月时刻的计算值和着陆器定位计算结果比对(着陆器定位精度优于 50 m, 见下节), 以此作为检验动力落月段轨道确定精度的参考标准. 表 8 表明和着陆器定位

表 7 100 km×15 km 重叠弧段精度

重叠弧段	位置(m)				速度(m/s)			
	<i>R</i>	<i>T</i>	<i>N</i>	Total	<i>R</i>	<i>T</i>	<i>N</i>	Total
12 月 11 日 13~15 h	2.1	16.3	37.0	40.5	0.0149	0.0024	0.0343	0.0375
12 月 12 日 02~04 h	2.4	4.0	9.5	10.6	0.0018	0.0024	0.0086	0.0091
12 月 12 日 13~15 h	6.5	8.0	23.8	25.9	0.0041	0.0067	0.0207	0.0221
12 月 13 日 02~04 h	6.2	6.0	50.3	51.1	0.0042	0.0051	0.0216	0.0226
12 月 13 日 14~16 h	3.0	8.6	38.1	39.2	0.0059	0.0028	0.0269	0.0277
12 月 14 日 06~08 h	2.0	6.7	21.7	22.8	0.0059	0.0021	0.0192	0.0202
平均	3.7	8.3	30.0	31.7	0.0061	0.0036	0.0219	0.0232

计算值相比,联合测距和 VLBI 数据确定的动力落月轨迹末点位置误差小于 100 m. 分析还表明,若利用三向测距数据单独对动力落月段定轨,定轨精度约为 2 km.

3.4 着陆器和巡视器的月面定位

CE-3 落月后,星上测距信标和 DOR 信标在着陆 1 h 后关闭,之后着陆器上搭载的定向天线数据传输信号打开并实时向地面传输两器分离过程以及科学数据. 落月后 VLBI 天线不再观测射电源,不能高精度标校系统误差,因此 VLBI 时延精度下降,再加上数传信号切换的影响,落月后当天三向测距和 VLBI 测量数据的有效时间约为 1 h.

在着陆器定位计算中,采用 DE421 历表定义的主轴坐标系(principal axes),并通过公式转换到平轴坐标系(mean rotation axes):

$$M = R_x(-0.30'')R_y(-78.56'')R_z(-67.92'')P.$$

采用和动力落月段同样的三向测距系统误差解算策略,着陆器定位结果见表 8,着陆器定位后 VLBI 时延数据残差 RMS 为 1.16 ns,时延率数据 RMS 为 1 ps/s,时延数据有明显系统误差,时延率数据中昆明相关基线数据较差;三向测距数据残差 RMS 小于 1 m,其中由于佳木斯站天线口径较大,其残差相比较其他两站较小.

为了评估着陆器定位精度,首先使用 2050 阶次 LRO 月球地形球谐函数模型(空间分辨率约为 2.66 km),将定位所得的经纬度值带入月面数字高程模型的高程计算值为-2636 m,与本文高程计算值-2632 m 差约 4 m. 12 月 25 日,LRO 飞过 CE-3 着陆点上方,NASA 通过图像数据计算了着陆器坐标:纬度 44.1214°,经度: -19.5116°,高程: -2640 m (<http://www.nasa.gov/content/nasa-images-of-change-3-landing-site/#.UtUDbtLUNP>),与本文定位结果差异为:纬度方向 24 m,经度方向 17 m,高程 8 m,三维位置差异小于 50 m.

12 月 15~21 日,巡视器和着陆器进行了两器互

拍,在 A, B, C, D, E 等点完成了互相拍照,通过星上视觉定位技术确定了月球车和着陆器的相对位置,其精度约为 1 m(相对精度约为 2%~5%). 相对坐标系定义为北东地坐标系,坐标原点为着陆器, X 轴在当地水平面内指向正北, Y 轴在当地水平面内指向正东, Z 轴垂直于 X, Y 轴构成右手坐标系.

表 9 给出了分别利用差分群时延和差分相时延计算得到的相对位置和视觉定位比较的结果,差分群时延相对定位结果差异约为百米量级,而差分相时延结果差异在 1 m 左右. 差分群时延定位结果精度较低的原因主要是因为测量误差特别是系统误差的影响, B 点定位精度特别差是因为仅有约 10 分钟 3 条基线(北京—昆明—天马)的群时延数据.

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,而测量数据定位结果为天线间的相对位置,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差分相时延 VLBI 数据,结合一定的数据处理策略,可以得到精度在米级的着陆器和巡视器相对定位结果.

4 结论

CE-3 是我国第一个在月球着陆的探测器, CE-3 的测定轨定位工作对于我国后续月球探测和大行星(如火星)探测都有很好的参考意义. 本文对 CE-3 地月转移、环月、动力落月和月面工作等不同阶段的测定轨定位工作进行了综合分析.

CE-3 工程中,佳木斯、喀什深空站,天马 65 m 射电天线, X 频段测控, ΔDOR 等新设备和新技术的应用有效提高了测量精度,测距精度优于 1 m, VLBI 时延测量精度优于 1 ns, CE-3 实测数据分析表明, VLBI 数据联合测距数据定轨,可以提高各个阶段的定轨定位精度.

数据分析表明,地月转移轨道的大椭圆特性不利于轨道计算,而且随着探测器越飞越远,定轨精度

表 8 动力落月末点定轨结果和着陆器定位值比较

	纬度(°)	经度(°)	高程(m)
着陆器定位计算值	44.1206	-19.5124	-2632.0
动力落月轨道末点	44.1213	-19.5093	-2655.1
差异	-0.0007(-21.2 m)	-0.0031(-67.6 m)	23.1

表 9 巡视器差分延相时延相对定位和视觉定位结果差异(m)

		差分群时延结果	差分相时延结果
A	北	-13.2	1.2
	东	-1.1	0.5
B	北	-274.8	-0.1
	东	-649.7	-0.8
C	北	86.2	0.1
	东	1.6	0.0
D	北	122.3	0.1
	东	68.9	0.6
E	北	72.3	0.6
	东	21.6	0.0

下降, VLBI 测量数据联合测距数据有助于提高定轨精度特别是短弧段定轨精度. 采用经验力解算策略有效消除了频繁喷气调姿给轨道确定带来的不利因素, CE-3 在 100 km×100 km 和 100 km×15 km 环月轨道定轨精度三维位置分别约为 20 m (径向 3 m, 1 σ) 和 30 m (径向 4 m), 优于 CE-2 的 30 m (径向 5 m) 和 46 m (径向 12 m), 远优于 CE-1 的百米水平, 和同时期国外的月球探测器如 SELENE 和 LRO 精度相当. 动力落月段和着陆器、巡视器定位是 CE-3 工程中新

增工作, 采用运动学统计定轨方法确定了 CE-3 动力落月段轨道, 定轨精度优于 100 m, 采用统计定位方法确定了着陆器在月面位置, 定位结果和 LRO 图像数据差异小于 50 m, 利用同波束差分 VLBI 时延确定了着陆器和巡视器的相对位置, 群时延定位精度约为百米量级, 而利用高精度的差分相时延 VLBI 数据, 结合一定的数据处理策略, 可以得到精度在米级的着陆器和巡视器相对定位结果. 计算结果表明, 若仅用三向测距数据, 由于系统误差的影响, 动力落月段定轨和着陆器定位精度只能达到千米量级.

数据分析表明, 在动力落月段定轨和着陆器定位过程中, 测量系统误差直接影响计算精度, 在 CE-3 工程动力落月定轨和着陆器定位工作中, 测距系统差是将环月段标定的结果作为先验值, 考虑到设备的实际工作情况, 测距系统差可能会有数米的变化, 而 VLBI 测量由于动力落月开始后不再观测射电源进行系统差校正, 也导致 VLBI 时延测量精度下降, 从而限制了动力落月段和着陆器的定轨定位精度. 因此在后续深空探测任务中, 提高系统误差标校精度是测量数据和定轨定位精度提升的关键.

致谢 CE-3 工程测控系统和 VLBI 测轨分系统提供了测量数据. 作者对中国科学院上海天文台蒋栋荣、张秀忠、李金岭、钱志瀚、舒逢春、洪晓瑜等老师的帮助表示感谢. 感谢北京航天飞行控制中心提供比对数据.

参考文献

1 黄勇, “嫦娥一号”探月飞行器的轨道计算研究. 博士学位论文. 上海: 中国科学院上海天文台, 2006

2 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

3 陈明, 唐歌实, 曹建峰, 等. 嫦娥一号绕月探测卫星精密定轨实现. *武汉大学学报*, 2011, 36: 212–217

4 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

5 陈明, 张宇, 曹建峰, 等. 嫦娥二号卫星轨道确定与测轨技术. *科学通报*, 2012, 57: 689–696

6 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 D 辑: 信息科学*, 2013, 43: 185–196

7 宋叶志, 黄勇, 胡小工, 等. 空间飞行器轨道确定的 B 样条逼近方法. *天文学报*, 2013, 54: 370–381

8 黄勇, 胡小工, 李培佳, 等. 运动学统计定位方法应用于月球着陆器的精密定位. *科学通报*, 2012, 57: 2686–2692

9 Salzberg I M. Tracking the Apollo lunar rover with interferometry techniques. *Proc IEEE*, 1973, 61: 1233–1236

10 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 G 辑: 物理学 力学 天文学*, 2010, 40: 253–260

11 吴伟仁, 黄磊, 节德刚. 嫦娥二号工程 X 频段测控通信系统设计与试验. *中国科学 D 辑: 信息科学*, 2011, 41: 1171–1183

12 Goossens S, Matsumoto K, Rowlands D D, et al. Orbit determination of the SELENE satellites using multi-satellite data types and evaluation of SELENE gravity field models. *J Geodesy*, 2011, 85: 487–504

13 曹建峰, 黄勇, 胡小工, 等. 利用中国 VLBI 网实现对“火星快车”的测定轨. *科学通报*, 2010, 55: 2659–2666

14 李济生. 人造卫星精密轨道确定. 北京: 解放军出版社, 1995

15 黄勇, 胡小工, 黄城, 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

- 16 昌胜骐, 黄勇, 宋叶志, 等. 嫦娥三号落动力月段定轨策略研究. 飞行器测控学报, 2014, 33: 236–243
- 17 张飞鹏, 黄城, 廖新浩, 等. 综合多种观测技术精密确定海洋卫星 ERS-2 的轨道. 科学通报, 2001, 48: 1228–1232
- 18 Carranza E, Konopliv A, Ryne M. Lunar Prospector orbit determination uncertainties using the high resolution lunar gravity models. Astrodynamics Specialist Conference, Girdwood, Alaska, 1999. 99-1369
- 19 Mazarico E, Rowlands D D, Neumann G A, et al. Orbit determination of the lunar reconnaissance orbiter. J Geodesy, 2012, 86: 193–207
- 20 Konopliv A S, Asmar S W, Carranza E, et al. Recent gravity models as a result of the Lunar Prospector mission. Icarus, 2001, 150: 1–18
- 21 Zuber M T, Smith D E, Watkins M M, et al. Gravity field of the Moon from the Gravity Recovery and Interior Laboratory (GRAIL) mission. Science, 2013, 339: 668–671
- 22 Konopliv A S, Park R S, Yuan D. The JPL lunar gravity field to spherical harmonic degree 660 from the GRAIL primary mission. J Geophys Res, 2013, 118: 1415–1434