嫦娥五号探测器交会对接段定轨精度研究

李培佳^{1*}, 黄勇^{1,2}, 樊敏³, 杨鹏^{1,2}, 刘思语^{1,4}

1. 中国科学院上海天文台, 上海 200030;

2. 中国科学院大学天文与空间科学学院, 北京 100049;

3. 北京跟踪与通信技术研究所, 北京 100094;

4. 上海科技大学物质科学与技术学院, 上海 201210

*联系人, E-mail: pjli@shao.ac.cn

收稿日期: 2021-03-25; 接受日期: 2021-05-27; 网络出版日期: 2021-10-20

国家自然科学基金(编号: U1931119)、国家重点研发计划(编号: 2020YFC2200903)和航天飞行动力学技术重点实验室(编号: JZX7Y201911SY003001)资助项目

摘要 嫦娥五号任务中, 四器分离后, 轨返组合体经过4次调相进入交会对接任务轨道; 着上组合体则进行降轨、落月、起飞和4次远程导引后到达交班点, 高精度的定轨预报是保证精准进行轨道控制、完成交会对接任务的重要前提. 本文对嫦娥五号探测器交会对接段定轨预报精度进行研究, 首先对轨返组合体长弧精密定轨精度进行分析, 重叠弧段定轨分析表明, 对于200 km高度的环月圆轨道, 12 h弧长定轨三维位置精度为18 m, 其中径向为0.4 m. 其次对上升器短弧定轨预报精度进行分析, 由于上升器轨控频繁, 短弧定轨除了用于控后轨道快速恢复, 还需要对下个轨控点的位置速度进行预报, 计算结果表明, 测距联合VLBI数据5 min短弧定轨预报4 h与长弧定轨结果三维位置差异为3 km, 速度差异为2.5 m/s; 定轨弧长为0.5 h, 三向测量数据(2站)定轨预报6 h三维位置最大差异为1 km, 速度差异为1 m/s, 联合VLBI数据定轨预报精度有量级上的提高, 三维位置最大差异优于250 m, 速度0.223 m/s; 定轨弧长少于2 h (1圈), 单站测距数据单独定轨结果不收敛, 联合VLBI定轨并预报3 h三维位置差异150 m; 当短弧定轨弧长大于3.5 h (近2圈), 测距单独定轨预报6 h三维位置的最大差异优于30 m, VLBI数据的加入对定轨精度提高1倍至十几米. 分析结果表明, 嫦娥五号200 km圆轨道长弧定轨精度可以达到18 m, VLBI数据对提高嫦娥五号交会对接环月轨道的短弧定轨精度具有显著贡献.

关键词 嫦娥五号, 交会对接, 定轨, 预报

PACS: 91.10.Sp, 95.10.Eg, 95.55.Jz

1 引言

北京时间2020年11月24日, 嫦娥五号探测器在海

南文昌航天发射场由长征五号遥五运载火箭成功发射进入地月转移轨道, 经过两次中途修正后, 于11月28日实施近月制动成功被月球捕获. 11月29日再次近月制

引用格式: 李培佳, 黄勇, 樊敏, 等. 嫦娥五号探测器交会对接段定轨精度研究. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2021, 51: 119508

Li P J, Huang Y, Fan M, et al. Orbit determination for Chang'E-5 probe in rendezvous and docking (in Chinese). Sci Sin-Phys Mech Astron, 2021, 51: 119508, doi: [10.1360/SSPMA-2021-0081](https://doi.org/10.1360/SSPMA-2021-0081)

动进入距离月面200 km高度的环月圆轨道. 11月30日4时40分着上组合体(着陆器与上升器组合)与轨返组合体(轨道器与返回器组合)实现分离, 轨返组合体继续环月飞行和调相机动, 为与上升器进行交会对接做准备. 着上组合体则实施两次降轨机动, 进入近地点高度为10 km的环月轨道, 并于12月1日23时11分成功着陆月球, 开始进行月面采样和各项科学工作. 12月3日23时10分上升器从月面起飞, 入轨后经过4次远程导引到达交班点, 之后由星上自主进行近程导引控制和对接准备, 于12月6日5时42分成功与轨返组合体进行交会对接. 样品转移完成后, 上升器与轨返组合体分离, 上升器于12月8日受控撞月; 轨返组合体进行两次月地转移入射和两次中途修正, 于17日在距地球约5000 km高度处返回器与轨道器分离, 返回器采用半弹道跳跃二次再入方式返回着陆场, 在内蒙古四子王旗着陆, 轨道器则离轨飞向日地L1点实施后续拓展任务, 并于2021年3月15日成功被日地L1点捕获.

回顾我国以往的探月任务, 探月一期任务的主要目的为环绕探测, 通过长时间的绕飞探测, 获取全月3D影像图以及月面地形数字高程图^[1-4], 为后续的落月探测进行准备. 探月二期任务在虹湾地区(嫦娥三号)和月球背面南极的冯·卡门环形山(嫦娥四号)着陆, 并释放巡视器进行月面探测. 一期和二期任务都有大量的环月数据, 定轨计算结果表明, 嫦娥一号(CE-1)200 km×200 km轨道联合定轨精度在100–200 m左右量级^[5,6]; 嫦娥二号(CE-2)联合USB测距系统和VLBI测量系统, 100 km×100 km环月极轨道(轨道倾角90°左右)长弧定轨精度优于30 m, 100 km×15 km环月极轨道定轨精度优于50 m^[7-9]; 在目前的联合深空网和VLBI观测网测量条件下, 嫦娥三号(CE-3)探测器100 km×100 km环月极轨道(轨道倾角90°左右)长弧定轨精度优于20 m, 100 km×15 km环月极轨道定轨精度优于30 m^[10]; 使用Kalman滤波算法对嫦娥五号实验星(CE-5T1)探测器200 km×200 km环月赤道轨道(轨道倾角20°左右)进行定轨计算, 轨道精度在50 m左右^[11]. 对于月面目标定位, 嫦娥三号任务对着陆器定位精度优于100 m, 巡视器相对定位精度优于1 m^[12-14].

嫦娥五号任务复杂, 由多个探测器分工协调工作, 其探测器系统由轨道器、着陆器、上升器、返回器组成, 探测的主要目的为采样返回, 任务的关键难点在于首次月球轨道无人交会对接, 交班点后的近程导引完

全由探测器星上自主实现. 苏联受限于火箭运力, 月球号系列探测器采用的是上升器从月面起飞后直接返回的方式, 并未进行月球轨道交会对接, 采回的样品质量只有几十到一百多克, 而阿波罗返回时交会对接任务规划由地面完成, 但最终捕获和对接由航天员完成.

嫦娥五号交会对接段需要对两器进行轨道确定, 轨道机动频繁对轨道快速响应需求高, 对探测器短弧定轨预报精度也提出了更高的要求^[15].

2 嫦娥五号任务测控概况与定轨策略研究

2.1 测控概况

嫦娥五号任务采用X波段无线电测距测速和甚长基线干涉测量(Very Long Baseline Interferometry, VLBI)联合测轨模式, 参与测距测速的地面观测站包括佳木斯深空站(66 m)、喀什深空站(35 m)、南美深空站(35 m)、纳米比亚站、青岛站(18 m)、喀什站(18 m)以及欧空局的马斯帕拉马斯站, VLBI干涉测量站包括上海天马(65 m)、北京(50 m)、乌鲁木齐(25 m)和昆明(40 m)共4个VLBI测站. 此外, 嫦娥五号搭载了星上GNSS接收机, 在星箭分离后以及再入返回时获得了GNSS测量数据.

任务中, 单探测器状态时测距测速由国内的佳木斯深空站和喀什深空站, 以及阿根廷的南美深空站交替进行跟踪测量. 四器分离后着上组合体继续由深空网跟踪观测, 轨返组合体则由纳米比亚站、青岛站和喀什站跟踪观测. 此外, 本次任务使用了三向测量系统^[16,17], 该系统包括一主二副共3个站, 主站提供双向测量数据, 副站提供三向测量数据. 三个站组成三条基线, 为探测器的精确定位提供视向约束. 该测量系统成功应用于嫦娥三号探测器的动力落月和着陆器定位中. 在本次任务中主站为佳木斯深空站, 副站为喀什深空站和三亚站, 在着上组合体着陆和上升器起飞两个重要弧段提供观测数据.

VLBI测量使用差分单向测距(Delta Differential One-way Ranging, Δ DOR)模式进行跟踪测量^[18,19], 通过交替观测探测器与其附近已知精确位置的河外射电源, 消除了电离层设备延迟、大气等共同误差, 提高测量精度. 在两器分离后, VLBI测量系统进行动态双目标分时观测/同波束VLBI观测模式进行跟踪测量, 主要观测着上组合体, 当轨返组合体落入同一波束内则

进行同波束测量^[20].

对嫦娥五号任务每天定轨后观测量残差RMS结果进行统计, 并与历次探月任务观测数据精度进行比较, 具体统计值见表1. 比较结果表明, 与以往的探月任务相比, 嫦娥五号任务的时延、时延率以及测速数据精度有一定提高.

2.2 嫦娥五号探测器定轨方法与策略研究

本文定轨分析使用上海天文台自主研发的深空探测器定轨定位软件, 该软件具有动力学统计定轨、运动学统计定轨、运动学统计定位三种模式的计算功能.

动力学统计定轨为常规的轨道确定方法, 即通过对飞行器进行精确的动力学建模, 利用一定弧段内的观测数据, 使用最小二乘方法确定探测器的轨道. 动力学统计定轨法的优点是卫星运动方程的建立具有明确的物理意义, 定轨精度高, 可以对轨道进行外推预报, 适用于常规弧段的定轨计算.

运动学统计定轨方法利用简单的数学模型(如高阶多项式、三次样条函数等)替代了卫星运动方程, 利用一定弧段内的观测数据, 进行统计定轨. 该方法避开了复杂的动力学建模, 又可以利用整个定轨弧段的测量信息进行统计计算, 相比较单点定位具有较高精度. 适用于动力落月/起飞弧段的轨道计算.

运动学统计定位方法为利用月球坐标系的转换矩阵以及月球的平动和转动(物理天平动)模型建立月面目标探测器在空间的运动方程, 对一段时间内的所有观测数据建立测量模型, 使用统计方法计算出月固系中月面目标的位置信息, 该方法最大的优点是可以利用一段时间内的观测数据, 使用多历元数据对观测噪

声进行平滑, 并且可以忽略野点对定位结果的影响, 其定位精度远高于单点定位.

该定轨软件可以处理测距、多普勒、测角、星载GNSS数据、VLBI时延率、同波束VLBI等多种测量类型, 在太阳系质心系广义相对论参考框架下对观测进行高精度建模.

嫦娥五号探测器经历了地月转移、环月轨道、动力落月、月面起飞、交会对接、月地转移等多种飞行弧段, 本文的研究内容主要涉及月心系下的单目标动力学统计定轨, 探测器轨道计算的主要参数设置见表2.

由于嫦娥五号探测器交会对接段飞行轨道倾角在 30° 左右, 定轨计算时月球重力场模型选取了GRGM660PRIM, 该重力场模型由月球重力探测双星重力恢复与内部实验室(Gravity Recovery and Interior Laboratory, GRAIL)的跟踪数据解算^[21-25], GRAIL A和B运行在50 km高度的近圆形月球极轨道上, 利用Ka频段在2个探测器之间进行高精度距离变化率测量, 综合所有测量数据极大地提高了月球重力场的精度. 本文在定轨计算时分别利用GRAIL重力场和LP165P^[26]重力场, 实测数据计算表明使用GRAIL重力场能够显著提高嫦娥五号交会对接弧段探测器的定轨预报精度, 所以在文中的分析计算中均使用了GRAIL重力场.

3 轨返组合体交会对接长弧定轨精度分析

嫦娥五号探测器于北京时间2020年11月30日进行四器分离, 分离后, 着上组合体机动频繁, 在6天内经过两次降轨、动力落月、月面起飞、4次远程导引后到达交班点; 轨返组合体则在上升器起飞前进行了4次调相, 之后62 h维持200 km环月圆轨道飞行, 等待上升器

表 1 探月任务观测量残差统计结果

Table 1 Observation residuals of each Chang'E project

任务	波段	测距 (m)	测速 (mm/s)	时延 (ns)	时延率 (ps/s)
CE-1	S	2.9	—	6.2	0.7
CE-2	S	1.5	2.0	4.9	0.6
CE-3	X	0.5	0.3	0.8	0.9
CE-5T1	X/S	1.1	1.0	1.4/3.4	0.7/1.1
CE-4ZJ	S	0.5	0.4	1.2	0.7
CE-4	X	0.5	0.4	0.7	0.6
CE-5	X	0.5	0.2	0.44	0.39

表 2 嫦娥五号交会对接段探测器轨道计算主要参数

Table 2 Parameter settings used in the orbit determination of CE-5 probe

项目	具体设置
基本参考系	月心J2000天球参考系
中心天体	月球
<i>N</i> 体摄动	太阳、大行星及月球, 采用DE421历表
太阳辐射压	固定面质比模型
非球形引力摄动	月球重力场模型GRGM660PRIML
解算参数	位置速度、光压参数、分弧段分测站解算测距系统误差
数据使用及权重设置	测距: 1 m
	测速: 1 mm/s
	时延: 0.1 m
	时延率: 3 ps/s
大气延迟修正	Saastamoinen-NMF
积分器	KSG二阶定步长积分器
积分步长	60 s

进行交会对接. 从四器分离到两器交会对接, 着上组合体/上升器由深空探测网的三个深空站接力观测, 轨返组合体由青岛站、喀什站和纳米比亚站进行观测, VLBI测控网主要跟踪测量着上组合体/上升器, 当观测波束内有轨返组合体信号时, 对两器进行同时观测.

本节使用重叠弧段评价方法对交会对接段的长弧定轨精度进行分析, 轨道重叠弧段精度分析简单描述见图1, 分别使用弧段1和弧段2进行轨道确定, 弧段1和弧段2有一定弧长的重叠弧段, 对弧段1和弧段2的定轨结果在重叠弧段内进行轨道比较, 所得结果可以看作是弧段1和弧段2的定轨精度. 重叠弧段相对于定轨弧段的长度越短, 其外符合精度评价的可信性越高.

利用轨返组合体第4次调相后到达交班点的弧段进行分析. 对该弧段长弧定轨后观测量残差见图2和3, 残差RMS统计结果, 测距为0.92 m, 时延为0.48 ns, 时延率为0.4 ps/s.

使用重叠弧段分析进行轨道精度评价, 将该长弧分为5个子弧段, 每个弧段长度约12 h, 弧段间重叠2 h. 具体弧段信息见表3, 其中弧段1和弧段2无VLBI测量数据, 弧段2、弧段3和弧段5探测器有调姿, 长弧定轨时在调姿时间增加了经验力解算.

重叠弧段定轨结果见图4, 计算分析表明: 对于距离月面200 km高度的环月圆轨道, 12 h弧长定轨三维位置精度为18 m, 其中径向为0.4 m; VLBI数据对长弧

图 1 (网络版彩图)重叠弧段示意图
Figure 1 (Color online) The sketch of overlapping arc.

定轨精度贡献不显著; 调姿弧段增加经验力解算不影响长弧定轨精度.

对于上升器交会对接长弧定轨精度, 考虑到其由深空站和VLBI干涉测量网24小时不间断观测, 深空站天线口径、测量精度和弧段覆盖均优于轨返组合体的测量条件, 其长弧定轨精度应该不低于轨返组合体定轨精度.

4 着上组合体/上升器短弧定轨预报精度分析

短弧定轨一般用于控后轨道快速恢复, 进行探测器控后初轨计算并评价轨道控制精度. 相比较以往的探月任务, 嫦娥五号任务在环月段的特点在于多探测器飞行, 且绕月飞行时间短、轨道机动频繁. 星上控制参量计算及参数上注时间要求在下次轨控前6 h/3 h

图 2 轨返组合体长弧定轨后VLBI测量量残差(BJ-北京站、KM-昆明站、UR-乌鲁木齐站、TM-上海天马站)

Figure 2 VLBI data residuals of orbiter-returner assembly for long-arc orbit determination (BJ, Beijing station; KM, Kunming station; UR, Urumuqi station; TM, Shanghai Tianma station).

图 3 (网络版彩图)轨返组合体长弧定轨后测距残差(QD-青岛站(18 m)、KS-喀什站(18 m)、NMBY-纳米比亚站)

Figure 3 (Color online) Range data residuals of orbiter-returner assembly for long-arc orbit determination (QD, Qingdao 18-m station; KS, Kashi 18-m station; NMBY, Namibia station).

给出定轨预报到轨控点的探测器位置、速度信息, 考虑到两次变轨间隔时间较短以及月球遮挡等影响, 此时短弧定轨的目的除了轨道快速恢复, 还需要完成控前轨道计算及预报。

本节主要对四器分离后着上组合体/上升器的短

弧定轨预报精度进行分析, 考察不同测量数据覆盖圈次以及不同观测量组合对定轨精度的影响。

进行精度评价的参考轨道为两次变轨之间的所有观测数据长弧定轨结果。着上组合体/上升器各阶段轨道、定轨预报弧段长度及定轨观测数据信息见表4。

4.1 着上组合体第1次降轨到第2次降轨短弧定轨预报精度

四器分离后, 着上组合体在第1次降轨后4 h进行第2次降轨控制, 为动力落月做准备, 由于月球遮挡,

探测器在第1次降轨完成5 min后进入月影, 出月影后10 min则需要进行控前3 h轨道确定.

本节对第1次降轨到第2次降轨短弧定轨预报精度进行分析, 使用全部4 h弧段的观测数据定轨得到的星历作为参考星历, 定轨后残差见图5和6. 策略1使用控

表 3 轨返组合体重叠弧段分析各子弧段时间分布信息

Table 3 Time distribution information for each overlapping arc of orbiter-returner assembly

弧段	开始时间UTC	结束时间UTC	备注
1	2020-12-03 T 5:00	2020-12-03 T 18:00	无VLBI
2	2020-12-03 T 16:00	2020-12-04 T 5:00	无VLBI, 有调姿
3	2020-12-04 T 3:00	2020-12-04 T 16:00	有调姿
4	2020-12-04 T 14:00	2020-12-05 T 3:00	—
5	2020-12-05 T 0:00	2020-12-05 T 14:00	有调姿

图 4 (网络版彩图)轨返组合体长弧定轨重叠弧段位置精度统计(R-沿径向, T-沿迹向, N-沿法向)

Figure 4 (Color online) Orbit overlapping errors of orbiter-returner assembly for long-arc orbit determination result (R, T, and N signify radial, transverse, and normal directions).

表 4 着上组合体/上升器各阶段轨道、定轨预报弧段长度及定轨观测数据信息

Table 4 Information of orbit of each stage, arc length forecast of orbit determination, and observation data of orbit determination of lander-ascender assembly/ascender

弧段	轨道 (km×km)	轨道周期 (h)	参考轨道 长弧定轨弧长 (h)	短弧定轨弧长		短弧定轨测量数据
				定轨	预报 (h)	
降轨1-降轨2	45×185	2	4	5 min	4	单站双程测距+VLBI
				1 h	3	单站双程测距+VLBI
				0.5 h	6	2基线三向测距+VLBI
起飞-远导1	15×190	2	6.5	3.5 h	3	2基线三向测距+单站双程测距+VLBI
				4 h	6	2站双程测距测速+VLBI
远导1-远导2	152×207	2	10	6 h	6	2站双程测距测速
远导2-远导3	153×208	2	12	10 h	6	3站双程测距测速+VLBI
远导3-远导4	157×218	2	16	3 h	3	2站双程测距测速+单基线VLBI
远导4-交班点	210×210	2	6			

后5 min数据进行短弧定轨预报4 h, 策略2使用控后1 h数据(包含45 min月影无数据)定轨预报3 h至下次轨控点. 测距联合VLBI数据定轨预报到轨控点与参考星历最大差异见表5.

与参考星历比较结果表明, 定轨弧段少于1 h, 测距数据单独短弧定轨不收敛; 联合VLBI数据5 min短弧定轨预报4 h三维位置差异3 km, 速度差异2.5 m/s,

1 h (半圈)数据联合定轨精度三维位置差异150 m, 速度差异0.129 m/s.

4.2 上升器起飞到第1次远程导引

北京时间12月3日23时10分, 上升器携带月球样品点起飞, 447 s后入轨进入15 km×193 km的环月轨道, 约6.5 h后进行第1次远程导引. 为了保证上升器入轨后

图 5 着上组合体第1次降轨到第2次降轨参考轨道VLBI时延残差
Figure 5 VLBI data residuals of lander-ascender assembly during the 1st descending to the 2nd descending maneuver.

图 6 (网络版彩图)着上组合体第1次降轨到第2次降轨参考轨道测距残差
Figure 6 (Color online) Range data residuals of lander-ascender assembly during the 1st descending to the 2nd descending maneuver.

表 5 着上组合体第1次降轨到第2次降轨不同弧长短弧定轨精度

Table 5 Orbit determination accuracy lander-ascender assembly using different orbit arcs during the 1st descending to the 2nd descending maneuver

弧长 (h)		位置 (m)				速度 (m/s)			
定轨	预报	R	T	N	Total	R	T	N	Total
0.1	4	367.8	3145.5	60.9	3145.8	2.529	0.276	0.055	2.530
1	3	16.2	149.7	13.5	150.5	0.128	0.008	0.012	0.129

快速轨道恢复, 起飞后到第1次进入月影前由地面三向测量系统跟踪测量, 得到两条基线(佳木斯-佳木斯, 佳木斯-喀什)测量弧长约40 min的测距数据, 出月影后转由佳木斯深空站单站跟踪, VLBI测量网全程跟踪上升器. 利用约6.5 h弧段内的所有数据进行轨道确定, 并将该轨道作为参考轨道, 定轨后测量量残差见图7和8.

短弧定轨策略1使用控后0.5 h数据进行短弧定轨并预报6 h, 策略2使用控后3.5 h数据定轨预报3 h至下

次轨控点. 不同测量数据组合定轨预报到轨控点与参考星历最大差异见表6.

计算结果表明, 控后0.5 h单站测距数据定轨结果不收敛, 双站测距数据(三向测量)单独定轨预报6 h与参考轨道比较三维位置最大差异为1 km, 速度差异为1 m/s; 联合VLBI数据定轨精度有量级上的提高, 三维位置最大差异优于250 m, 速度0.223 m/s; 控后3.5 h单站测距数据单独定轨预报3 h与参考轨道比较三维位

图 7 上升器起飞到第1次远程导引参考轨道VLBI时延残差

Figure 7 VLBI data residuals of ascender during the taking off to the 1st long range guidance maneuver.

图 8 (网络版彩图)上升器起飞到第1次远程导引参考轨测距残差

Figure 8 (Color online) Range data residuals of ascender during the taking off to the 1st long range guidance maneuver.

表 6 上升器起飞到第一次远程导引不同弧长不同数据组合短弧定轨精度

Table 6 Orbit determination accuracy of the ascender using different orbit arcs during the taking off to the 1st long range guidance maneuver

弧长 (h)		测量数据	位置 (m)				速度 (m/s)			
定轨	预报		R	T	N	Total	R	T	N	Total
0.5	6	三向测距(双站)	110.8	1105.1	19.3	1105.3	1.007	0.045	0.017	1.007
		三向测距+VLBI	26.2	244.7	28.1	245.6	0.222	0.013	0.025	0.223
3.5	3	双程测距	2.0	33.0	67.4	74.6	0.027	0.003	0.060	0.065
		双程测距+VLBI	1.6	17.8	25.6	30.0	0.014	0.002	0.023	0.027

置最大差异为75 km, 速度差异为0.065 m/s; 联合VLBI数据定轨精度有显著提高, 三维位置最大差异优于30 m, 速度0.027 m/s.

4.3 上升器交会对接短弧定轨预报精度分析

上升器起飞后45 h内进行了4次远程导引, 于北京时间12月6日2时14分到达交班点, 之后由星上自主进行近程导引. 由于变轨频繁, 无法进行长弧重叠弧段精度分析, 结合本文第3节对轨返组合体长弧定轨分析结果, 上升器在月球交会对接轨道12 h左右长弧定轨精度三维位置应优于18 m, 所以本节将两次导引间的长弧定轨结果作为参考轨道, 分析各导引段控前6 h定轨预报精度.

对各弧段利用轨控前6 h数据进行短弧定轨, 其中远导2-远导3弧段控前6 h无VLBI数据; 远导3-远导4控前6 h探测器有调姿, 定轨时加入经验力进行解算; 远导4-交班点弧段较短, 计算控前3 h定轨结果. 短弧定轨预报到轨控点与各弧段的参考轨道最大差异见表7.

计算结果表明, 定轨弧段大于2圈, 预报3圈, 上升器远程导引阶段短弧定轨预报精度优于30 m; VLBI数据的加入对定轨预报精度有一定的提高; 当弧段内有探测器调姿, 可以使用解算调姿对轨道引起的小推力,

使得探测器的定轨预报精度稳定.

5 讨论和结论

本文对嫦娥五号探测器环月交会对接弧段的定轨精度进行分析计算. 分析表明, 月球重力场应使用GRAIL重力场.

轨返组合体200 km高度环月轨道长弧重叠弧段定轨分析结果表明, 12 h弧长定轨三维位置精度为18 m, 其中径向为0.4 m; VLBI数据对长弧定轨精度贡献不显著; 调姿弧段增加经验力解算不影响长弧定轨精度.

上升器交会对接长弧定轨精度, 考虑到其由深空站和VLBI干涉测量网24小时不间断观测, 深空站天线口径、测量精度和弧段覆盖均优于轨返组合体的测量条件, 其长弧定轨精度应该不低于轨返组合体定轨精度.

对上升器各弧段的短弧定轨结果表明, 定轨弧长大于3.5 h (近2圈), 定轨预报6 h三维位置最大差异优于30 m, VLBI数据对定轨精度有一定提高; 定轨弧长少于2 h (1圈), 测距数据单独定轨不收敛, 联合VLBI定轨预报3 h三维位置差异150 m; 定轨弧长为0.5 h, 三向测量数据(2站)定轨预报6 h三维位置最大差异为1 km,

表 7 着上组合体远程导引阶段短弧定轨预报结果与参考轨道最大位置差异

Table 7 Short-arc orbit determination accuracy of the lander-ascender assembly during the long range guidance stage

弧段	弧长 (h)		位置 (m)				速度 (m/s)			
	定轨	预报	R	T	N	Total	R	T	N	Total
远导1-远导2	4	6	0.7	5.1	0.8	5.1	0.004	0.001	0.001	0.004
远导2-远导3	6	6	0.8	9.4	24.5	26.1	0.008	0.001	0.021	0.022
远导3-远导4	10	6	1.3	5.7	12.8	13.9	0.004	0.001	0.011	0.011
远导4-交班点	3	3	2.0	10.0	27.8	29.1	0.007	0.001	0.023	0.023

速度差异为1 m/s, 联合VLBI数据定轨预报精度有量级上的提高, 三维位置最大差异优于250 m, 速度0.223 m/s; 联合VLBI数据5 min短弧定轨预报4 h三维

位置差异为3 km, 速度差异为2.5 m/s. VLBI数据对提高嫦娥五号交会对接环月轨道的短弧定轨精度具有显著贡献.

参考文献

- Li C L, Ren X, Liu J J, et al. Laser altimetry data of Chang'E-1 and the global lunar DEM model (in Chinese). *Sci China Earth Sci*, 2010, 40: 281–293 [李春来, 任鑫, 刘建军, 等. 嫦娥一号激光测距数据及全球DEM模型. 中国科学: 地球科学, 2010, 40: 281–293]
- Huang Q, Ping J S, Su X L, et al. New features of the moon revealed and identified by CLTM-s01 (in Chinese). *Sci Sin-Phys Mech Astron*, 2009, 39: 1362–1370 [黄倩, 平劲松, 苏晓莉, 等. 嫦娥一号CLTM-s01模型揭示和认证的月球地形新特征. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2009, 39: 1362–1370]
- Ping J S, Su X L, Liu J Z, et al. External calibration for laser altimetry mission in Chang'E-1 (in Chinese). *Sci Sin-Phys Mech Astron*, 2013, 43: 1438–1447 [平劲松, 苏晓莉, 刘俊泽, 等. 对嫦娥一号激光高度计数据的外部标定. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2013, 43: 1438–1447]
- Ping J S, Huang Q, Su X L, et al. Chang'E-1 orbiter discovers a lunar nearside volcano: YUTU Mountain (in Chinese). *Chin Sci Bull*, 2009, 54: 3166–3169 [平劲松, 黄倩, 苏晓莉, 等. 嫦娥一号探测器发现月球正面“玉兔”火山. 科学通报, 2009, 54: 3166–3169]
- Chen M, Tang G S, Cao J F, et al. Precision orbit determination of CE-1 lunar satellite (in Chinese). *Geomat Inform Sci Wuhan Univ*, 2011, 36: 212–217 [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: 信息科学版, 2011, 36: 212–217]
- Chang S Q. Researches on the Orbit Determination of “Chang'E-1” based on Laser Altimeter Data and Related Application (in Chinese). Dissertation for Doctoral Degree. Beijing: The University of Chinese Academy of Sciences, 2017 [昌胜骐. 基于激光测高数据的“嫦娥一号”月球探测器定轨及应用. 博士学位论文. 北京: 中国科学院大学, 2017]
- Chen M, Zhang Y, Cao J F, et al. Orbit determination and tracking technology of CE-2 satellite (in Chinese). *Chin Sci Bull*, 2012, 57: 689–696 [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]
- 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
- Dong G L, Fan M, Li P J, et al. Chang'E-2 lunar probe orbit determination and support (in Chinese). *J Astronaut*, 2013, 34: 457–463 [董光亮, 樊敏, 李培佳, 等. 嫦娥二号探测器轨道确定与支持. 宇航学报, 2013, 34: 457–463]
- Huang Y, Chang S Q, Li P J, et al. Orbit determination of Chang'E-3 and positioning of the lander and the 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, Fan M, Huang Y, et al. Real-time orbit determination for transfer orbit and lunar orbit of the CE-5T1 probe (in Chinese). *Sci Sin-Phys Mech Astron*, 2017, 47: 111–120 [李培佳, 樊敏, 黄勇, 等. CE-5T1探月飞行器地月转移段和环月段的实时定轨. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2017, 47: 111–120]
- 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]
- Cao J F, Zhang Y, Hu S J, et al. An analysis of precise positioning and accuracy of the CE-3 lunar lander soft landing (in Chinese). *Geomat Inform Sci Wuhan Univ*, 2016, 41: 274–278 [曹建峰, 张宇, 胡松杰, 等. 嫦娥三号着陆器精确定位与精度分析. 武汉大学学报: 信息科学版, 2016, 41: 274–278]
- 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, 53: 571–578 [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: 物理学 力学 天文学, 2010, 53: 571–578]
- 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 [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]
- Dong G L, Li G M, Wang Y X, et al. China Deep Space Network: System Design and Key Technologies (volume II) (in Chinese). Beijing: Tsinghua University Press, 2016 [董光亮, 李国民, 王新永, 等. 中国深空网: 系统设计与关键技术(中). 北京: 清华大学出版社, 2016]
- Huang L, Wang H, Fan M. Application of three-way measurement in deep space exploration (in Chinese). *J Spacecr TT&C Tech*, 2012, 31: 6–10

- [黄磊, 王宏, 樊敏. 三向测量技术在深空探测中的应用研究. 飞行器测控学报, 2012, 31: 6–10]
- 18 Qian Z H, Li J L. Application of the Very Long Baseline Interferometry (VLBI) in Deep Space Exploration (in Chinese). Beijing: Science and Technology of China Press, 2012 [钱志瀚, 李金岭. 甚长基线干涉测量技术在深空探测中的应用. 北京: 中国科学技术出版社, 2012]
- 19 Wu W R, Wang G L, Jie D G, et al. High-accuracy VLBI technique using Δ DOR signals (in Chinese). *Sci Sin-Inf*, 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]
- 20 Liu Q H, Chen M, Goossens S, et al. Applications of same-beam VLBI in the orbit determination of multi-spacecrafts in a lunar sample-return mission (in Chinese). *Sci China-Phys Mech Astron*, 2010, 40: 809–818 [刘庆会, 陈明, Goossens 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]
- 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 Lemoine F G, Goossens S, Sabaka T J, et al. High-degree gravity models from GRAIL primary mission data. *J Geophys Res Planets*, 2013, 118: 1676–1698
- 23 Lemoine F G, Goossens S, Sabaka T J, et al. GRGM900C: A degree 900 lunar gravity model from GRAIL primary and extended mission data. *Geophys Res Lett*, 2014, 41: 3382–3389
- 24 Konopliv A S, Park R S, Yuan D N, et al. The JPL lunar gravity field to spherical harmonic degree 660 from the GRAIL Primary Mission. *J Geophys Res Planets*, 2013, 118: 1415–1434
- 25 Konopliv A S, Park R S, Yuan D N, et al. High-resolution lunar gravity fields from the GRAIL Primary and Extended Missions. *Geophys Res Lett*, 2014, 41: 1452–1458
- 26 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

Orbit determination for Chang'E-5 mission in rendezvous and docking

LI PeiJia^{1*}, HUANG Yong^{1,2}, FAN Min³, YANG Peng^{1,2} & LIU SiYu^{1,4}

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

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

³ Beijing Institute of Tracking and Telecommunications Technology, Beijing 100094, China;

⁴ School of Material Science and Technology, Shanghai University of Science and Technology, Shanghai 201210, China

In the Chang'E-5 (CE-5) mission, the orbiter and ascender are tracked by ground stations to realize high-precision orbit determination and control before reaching the handover point. Herein, the orbit determination accuracy of the CE-5 rendezvous and docking section is analyzed. The long-arc overlapping results of the orbiter show that for a 200-km-high lunar orbit, the position accuracy of 12-h orbit determination is 18 m, and the accuracy in the radial direction is 0.4 m. Furthermore, because of the frequent orbit control, short-arc orbit determination is necessary to predict the position and velocity for the next orbit-control point. The short-arc orbit determination results of each arc segment of the ascender show that using combined VLBI and ranging data for 5-min short arc orbit determination, predictions can be conducted for 4 h and the differences in the position and velocity are 3 km and 2.5 m/s, respectively. When using the ranging data of two stations for 0.5-h orbit determination, predictions can be conducted for 6 h and the differences in the position and velocity are 1 km and 1 m/s, respectively; when these two-station ranging data are combined with VLBI data, the maximum difference in the position is less than 250 m and the maximum difference in velocity is 0.223 m/s. If the arc length for the orbit determination is less than 2 h (one circle), convergence is not achieved using only range data. In this case, using VLBI data additionally, the position difference is approximately 150 m for a 3-h orbit determination prediction. Moreover, for 3.5-h (nearly two circles) orbit determination arc predictions for 6 h, the orbit difference is less than 30 m, and with the additional use of VLBI data, the orbit accuracy can be improved to 10 m. The analysis results show that the long-arc orbit determination accuracy of the Chang'E-5 200-km lunar orbit is better than 18 m, and the VLBI data significantly contribute to improving the accuracy of short-arc orbit determination and prediction results.

Chang'E-5, rendezvous and docking, orbit determination, orbit prediction

PACS: 91.10.Sp, 95.10.Eg, 95.55.Jz

doi: [10.1360/SSPMA-2021-0081](https://doi.org/10.1360/SSPMA-2021-0081)