嫦娥五号定轨定位策略设计与精度评估

段建锋^{1,2*}, 张宇^{1,2}, 孔静^{1,2}, 欧阳琦^{1,2}, 陈明^{1,2}, 李翠兰^{1,2}, 韩意^{1,2}, 段成林^{1,2}, 宋辰^{1,2}, 慎千慧^{1,2}

1. 北京航天飞行控制中心, 北京 100094;

2. 航天飞行动力学技术重点实验室, 北京 100094

*联系人, E-mail: duanjf1987@sina.com

收稿日期: 2021-03-05; 接受日期: 2021-04-29; 网络出版日期: 2021-10-20

国家自然科学基金(编号: 11973015)资助项目

摘要 针对嫦娥五号探测器直接进入地月转移轨道、月面采样、交会对接、高速再入返回, 完成主任务后轨道器飞往日地第一拉格朗日平动点等飞行轨道方面的新特点, 本文对任务关键节点的定轨预报精度和月面定位精度进行了评估。结果表明, 地月空间转移段中途修正前6 h定轨预报至开机点, 近月制动前6 h定轨预报至近月点的位置误差为百米精度水平, 交会对接期间, 第4次远导控后预报至交班点, 位置误差约为700 m, 主要由上升器自身轨道及控制误差累积造成, 使用12 h数据的无线电定位结果可有效满足任务要求。此外, 针对嫦娥五号拓展任务, 采用重叠弧段分析法, 位置误差约500 m。

关键词 嫦娥五号, 定轨策略, 精度评估, 拓展任务

PACS: 02.60.Gf, 02.60.Pn, 95.55.Pe, 97.75.Pq

1 引言

根据我国探月工程“绕、落、回”分三步走实施的计划^[1], 探月工程三期将实现月面采样返回, 包括再入返回飞行试验(CE-5T1)、嫦娥五号(CE-5)和嫦娥六号(CE-6)任务。其中, CE-5T1任务已于2014年11月顺利完成, 验证了CE-5返回器高速再入返回技术方案的可行性^[2]。

自2020年11月24日, CE-5使用CZ-5 Y4火箭发射入轨, 主要过程包括地月转移、近月制动、四器分

离、动力下降、月面采样、月面起飞、交会对接及样品转移、环月等待、月地转移、再入回收等, 各阶段均顺利完成了所有预期目标。CE-5任务是探月工程三期的主任务, 实现了我国首次月面采样返回, 是“绕、落、回”分三步走的最终章, 它的成功推动了科学技术的重大跨越^[3]。

CE-5任务还极具复杂性。主要由轨道器、返回器、着陆器和上升器四部分组成, 堪称国内迄今为止最复杂的航天器之一。在飞行过程中, 根据不同的任务阶段组成不同组合, 承担相应的任务。轨道器

引用格式: 段建锋, 张宇, 孔静, 等. 嫦娥五号定轨定位策略设计与精度评估. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2021, 51: 119507

Duan J F, Zhang Y, Kong J, et al. Orbit determination, positioning strategy design, and accuracy evaluation of Chang'e-5 (in Chinese). Sci Sin-Phys Mech Astron, 2021, 51: 119507, doi: [10.1360/SSPMA-2021-0054](https://doi.org/10.1360/SSPMA-2021-0054)

主要负责地月空间往返, 上升器与着陆器完成地外天体的着陆与起飞任务, 并完成样品采用与收集工作, 返回器负责携带样品返回地球. 其中交会对接任务由轨道器和上升器共同完成. 全程飞行过程距离地球的高度变化如图1所示, 从图中可以看出, 在23天的主任务阶段, 完成了众多关键过程, 且四器分离、月面采样、月面起飞、交会对接及样品转移等过程均在探月任务中第一次实施, 在四器分离后和交会对接完成前, 均有多个目标处于同时测控的状态.

中国的探月计划正式实行以来已超过10年, 本次任务前, 成功完成了5次正式任务, 2次拓展试验. 以月球探测任务为牵引, 月球探测器轨道确定的能力也在历次任务的考验中得到了极大的发展, 在测控系统性能不断提升及相关模型不断优化的前提下, 月球探测器的轨道确定精度也在不断提高^[4]. 目前常用的100 km×100 km圆轨道及100 km×15 km椭圆轨道环月探测器, 基于我国测控网(Chinese Deep Space Network, CDSN)的测控支持下, 定轨位置精度优于百米量级, 地月/月地转移段内的定轨位置可实现优于500 m的精度^[5-10], 对于嫦娥3号在月球虹湾地区的月面定位, 实现了优于100 m的定位精度^[11]. 在CE-5任务中, 面临着包括测控目标多、关键事件多、轨道类型多和飞控工况复杂等新的挑战, 本文针对CE-5任务新的轨道类型及关键事件, 使用事后精密星历分析了相关关键过程

的定轨预报精度, 同时也对任务过程中的定轨策略进行了全面的验证. 同时, 本文还初步分析了CE-5轨道器拓展任务的定轨精度, 为后续轨道器的拓展任务提供了参考.

2 任务概况与定轨策略

2.1 任务概况

CE-5探测器发射进入地月转移轨道后17 h执行第一次中途修正(TCM-1), 24 h后进行了第二次中途修正(TCM-2). 由于修正后的轨道精度较高, 可以满足月球捕获的精度要求, 因此, 原计划的TCM-3在实际任务中得以取消. 11月28日20时58分, CE-5探测器实施月球捕获(LOI-1), 后经过一次近月制动(LOI-2), 于11月29日20时23分进入距月面200 km的环月近圆轨道. 完成四器分离, 轨道器和返回器组合体(轨返组合体)继续绕月飞行, 并择机开展调相控制. 上升器于12月1日22时58分降轨至近月点高度15 km、远月点高度100 km的轨道, 并随即完成了动力下降, 开始月面采样工作, 48 h后, 完成月面上升, 并在2天内完成了4次远程导引控制, 和轨返组合体完成交会对接, 并实现样品转移至返回器. 随后轨返组合体携带样品等待时机进行月地入射控制, 进入月地转移轨道, 并于12月17日由返回器携带样品返回地球, 同时CE-5轨道器完成既定任务

图1 (网络版彩图)嫦娥五号任务全程探测器与地球距离变化示意图

Figure 1 (Color online) Schematic diagram of the distance between Chang'e-5 and the Earth.

后, 离开地球飞往日地拉格朗日平动点(L1)开展拓展试验任务.

与以往嫦娥任务相比, 在轨测控目标多, 需要同时测控2个以上的目标; 关键事件多, 在短时间内, 需要完成从月面采样返回的众多关键事件; 过程复杂, 多器在轨均有复杂的飞控操作, 对测定轨的要求更高; 测控资源紧张, 除了CE-5本身的多个目标外, 还需综合考虑CE-4中继星、天问一号等航天器的测控支持. 这些新特点均对定轨带来了很高的挑战和难度.

2.2 定轨定位策略设计

在地月空间, 探测器的动力学方程在地球/月球质心坐标系下可描述为

$$\ddot{\mathbf{r}} = \mathbf{a}_e + \mathbf{a}_s + \mathbf{a}_m + \mathbf{a}_{\text{ins}} + \mathbf{a}_{\text{ens}} + \mathbf{a}_{\text{sfp}} + \mathbf{a}_{\text{oth}} + \mathbf{a}_{\text{wol}} \quad (1)$$

式中, $\mathbf{r}$ 为卫星的位置矢量; $\mathbf{a}_e$ 为地球产生的质点引力加速度; $\mathbf{a}_s$ 为太阳产生的质点引力加速度; $\mathbf{a}_m$ 为月球产生的质点引力加速度; $\mathbf{a}_{\text{ins}}$ 为由月球引力位的非球形部分产生的非球形引力加速度; $\mathbf{a}_{\text{ens}}$ 为由地球引力位的非球形部分产生的非球形引力加速度; $\mathbf{a}_{\text{sfp}}$ 为由太阳辐射压产生的加速度; 还有其他的加速度如由木星、土星等大行星引起的加速度、由天体潮汐引起的加速度等, 这里统称为 $\mathbf{a}_{\text{oth}}$, $\mathbf{a}_{\text{wol}}$ 为模拟卫星因喷气产生的作用力, 也称为经验力^[4].

月球探测任务中地面X频段统一测控(UXB)的测量任务主要由国内喀什深空和佳木斯深空站、阿根廷深空站承担, 同时由青岛、喀什、纳米比亚等18 m测控天线辅助; 甚长基线干涉测量(VLBI)任务主要由中国科学院VLBI系统承担, 该系统包括上海、乌鲁木齐、北京、昆明4站和上海的数据处理中心^[12]. 与以往探月任务类似, CE-5探测器主要采用UXB+VLBI共同测量模式, 其中, 测距测速数据主要提供测站和探测器之间的距离信息和几何信息, 时延、时延率数据主要提供探测器的空间角度信息, 两种测量模式相辅相成. 为此, CE-5轨道器和上升器分别配置了2个X频段测控应答机和DOR信标, 分别与地面站配合, 实现高精度测量, 为定轨计算提供了有力的支撑.

在地月空间中, 月球的影响球半径约为66000 km. 因此, 在本次任务中设计定轨策略时, 继承了前几次月球探测任务的经验, 考虑了不同影响球下的动力学模

型, 具体动力学模型如表1所示^[13]. 其中行星历表使用JPL-DE436版本, 在月球影响球下, 在充分保证定轨精度的前提下, 为了提高轨道计算的效率, 使用200×200阶的GL0420A月球非球形模型, 可有效地保证模型精度^[14]. 在数据使用上, 主要使用测距、时延和时延率数据. 在求解系统差时, 仅对测距进行求解. 在主任务期间, 为提高轨道计算效率, 在保证精度的情况下, 未使用多普勒数据, 后续将另行开展分析. 本文相关定轨计算使用的是北京中心的精密定轨计算平台^[15].

其中, 经验力解算在历次探月任务中均发挥了重要作用^[10,16], 主要是在定轨时考虑探测器受到的一些不能有效建模的力, 通过引入一些经验参数加以求解, 从而有效降低未知摄动的影响, 提高定轨精度. 本次任务在轨道器的定轨中有较为广泛的使用.

2.3 精度评估

定轨预报精度评估是检验测定轨能力的重要手段, 定轨精度主要取决于观测量精度、动力学模型精度以及定轨弧长等因素. 目前对轨道评价通常有以下2种方法^[17]: (1) 使用参与定轨的测量数据的轨道拟合后残差均方根(RMS)作为评估依据的内符合检验法; (2) 使用更高精度的定轨结果与被鉴定定轨结果的比较作为评估依据的外符合检验法.

本文采用深空探测中通常使用的内符合检验法开展相关分析, 根据表1中的动力学模型及参数设置, 利用长弧段测量数据确定的事后精密星历, 作为内符合定轨精度评定的基准星历, 使用变轨前6 h的测量数据开展定轨预报计算, 与事后精密星历进行比较后, 给出位置速度偏差作为内符合定轨预报精度. 作为基准的事后精密星历, 根据实时任务中, 与上海VLBI中心和西安中心进行的轨道比较可知, 精度在百米量级.

3 地月空间转移段定轨分析

本次任务过程地月空间转移段分为两部分: 一部分是由地球向月球转移, 另一部分是月球向地球转移. 这两个过程使用的动力学模型和定轨策略基本一致, 可以参考表1中地球影响球部分的参数设定. 所不同的是, 在地月转移期间, 因探测器姿态关系, 测控天线主要对上升器进行测控, 在月地转移期间, 则主要对轨道器进行测控. 因为期间调姿、卸载喷气等原因, 需要进

表 1 动力学模型及参数设置

Table 1 Dynamic model and parameter setting

阶段	中心天体	项目	备注
地球影响球	地球	坐标系统	地心天球坐标系
		地球质点	考虑
		地球非球形	JGM2(32×32)
		月球非球形	GL0420A(32×32)
		第三体引力	太阳、大行星、月球
		太阳光压摄动	固定面质比
		行星历表	JPL-DE436
月球影响球	月球	坐标系统	月心天球坐标系
		月球质点	考虑
		地球非球形	JGM2(8×8)
		月球非球形	GL0420A(200×200)
		第三体引力	太阳、大行星、地球
		太阳光压摄动	固定面质比
		行星历表	JPL-DE436
通用	数据使用及权重设置	参数估计	位置速度、光压系数、测距系统差
		测距	10 m
		时延	3 ns
		时延率	6 ps/s

行经验力解算，经解算，由此产生的经验力约为 4–7 cm/s.

根据分析结果，在4次中途修正前6 h利用相关弧段进行定轨，并最终预报到修正开机点，经统计，所得误差分析如图2所示，修正前6 h的定轨预报位置误差精度优于1 km，达到了较高水平，由于在TCM-4前和TCM-5前轨道器调姿卸载次数少，总体的定轨预报精度要优于TCM-1和TCM-2期间.

4 月球捕获段定轨分析

月球捕获, 是探月任务的关键环节, 本次任务近月制动采用了两次近月制动方式: 一方面为了减小单次开机时长和综合重力损失, 另一方面可以通过第二次制动消除第一次制动的残差. 近月制动对测定轨要求较高, 在完成第二次中途修正后, 因轨道精度较高, 取消了第三次中途修正, 直接进行了第一次近月制动, 约 24 h后, 完成了第二次近月制动.

结合轨道器喷气调姿情况, LOI-1前事后精密轨道

图 2 (网络版彩图)地月空间转移段定轨误差分析
Figure 2 (Color online) Orbit determination error analysis of Earth-Moon space transfer phase.

确定过程中共解算经验力1次; LOI-1至LOI-2前事后精密星历确定过程共解算经验力2次. 针对两次近月制动前6 h的定轨预报精度分析, 所得位置误差如图3所示, 第一次近月制动前位置误差约300 m, 产生的近月点

图 3 (网络版彩图)月球捕获段定轨误差分析

Figure 3 (Color online) Orbit determination error analysis of lunar capture phase.

高度误差小于100 m, 第二次近月制动前位置误差约120 m, 不同于LOI-1, LOI-2前定轨预报位置误差 N 方向最小, T 方向最大.

近月制动结束后需要通过短弧定轨对制动后状态进行有效监测^[6]. 基准轨道为两次近月制动之间的全部测量数据计算得到的精密轨道, 为了分析不同数据类型及不同测轨弧长条件下对短弧定轨精度的影响情况. 定轨弧长分别选取制动后15 min, 30 min及3 h. 测量数据的使用策略: (1) 仅使用USB测量数据; (2) 使用USB测量数据加VLBI测量数据.

上述短弧定轨策略计算结果与基准轨道比较结果见表2所示. 由此可见, 对于CE-5月球捕获轨道而言, 在短弧条件下, 使用单USB数据确定轨道, 需要3 h数据弧段轨道才相对平稳. 而使用USB与VLBI数据组合定轨, 在短弧条件下则表现出, 15–30 min测轨弧长可将半长轴确定在数百米的水平, 相较单USB数据的情

况具有明显的优势, 可以满足在近月制动完成后30 min内确定近月制动状态的测控要求.

5 交会对接段定轨分析

本次任务是我国首次实现月面交会对接, 在交会对接前, 完成了轨返组合体、上升器着陆器组合体的相关测控, 测控资源安排大致如下: 18 m天线USB站主跟轨返组合体, 完成了4次调相控制, 深空站和VLBI干涉测量系统主跟上升器, 完成了月面着陆、起飞、远导控制等关键过程. 两目标主要飞行过程的轨道高度变化如图4所示.

空间交会对接过程可粗略划分为远距离导引(简称远导)和近距离导引2个阶段. 地面实施远导控制可达到的终点精度影响近距离导引段自主导引是否能取得成功, 直接决定交会对接的成败^[18].

根据事后精密星历计算, 为分析本次交会对接任务的远导终点精度, 本节着重给出上升器和轨道器从第4次远导控制前至远导终点的预报精度分析结果, 具体见图5所示.

由分析结果可知, 从上升器远导第4次控制注入计算开始至远导交班点, 轨道器预报约11 h位置误差为35.8 m, 速度误差为1.6 cm/s; 上升器预报约11 h位置误差为763.8 m, 速度误差为63 cm/s, 这其中包含第4次远导控制, 上升器从第4次控制主份注入计算开始预报6 h至第4次远导控制前的位置误差为4.2 m, 速度误差为6 mm/s, 经过控后精密星历对轨控过程进行标定, 结果显示与理论控后轨道相比, 位置误差为24.1 m, 速度误差为19 cm/s, 因此, 轨控后的速度误差, 是远导交班点预报误差形成的主要原因. 轨控后标定结果和上升器远导第4次控制注入计算开始至远导交

表 2 第一次月球捕获后短弧定轨结果分析

Table 2 Analysis of short arc orbit determination results after the first lunar capture

计算策略		Δa (m)	Δe (0.001°)	Δi (0.001)	$\Delta \Omega$ (0.001°)	$\Delta \omega$ (0.001°)	ΔM (0.001°)
15 min	USB	-32559.922	-1.047	-12.359	5.407	-9.518	-8.464
	USB+VLBI	-559.963	-0.047	-4.385	3.473	-7.501	-6.475
30 min	USB	12273.392	-0.71	-7.326	3.021	-6.105	-5.372
	USB+VLBI	-273.392	-0.01	-3.361	2.102	-4.205	-4.307
3 h	USB	135.718	-0.043	-2.741	0.576	-1.799	-2.904
	USB+VLBI	35.718	-0.007	-1.724	0.506	-1.609	-1.914

图 4 (网络版彩图)轨道器和上升器在交会对接期间轨道高度变化示意图

Figure 4 (Color online) Schematic diagram of orbital height change of orbiter and riser during rendezvous and docking.

班点误差RTN三方向结果见表3所示.

6 月面定位结果分析

嫦娥五号着陆上升器在着陆后(2020年12月01日23时)至上升器起飞前(2020年12月03日23时), 主要由深空网佳木斯站、喀什站和南美站的UXB跟踪, 以及国内干涉测量系统上海、北京、昆明和乌鲁木齐组成的VLBI跟踪. 基于无线电定位算法和UXB/VLBI跟踪数据进行着陆上升器的统计定位计算^[19].

统计定位在主轴系下转换至平轴系, 以48 h测量数据作为定位结果基准, 分析了不同测量弧段的定位精度, 并与第三方结果进行比对, 比对结果如图6所示.

图 5 远程导引精度误差分析结果

Figure 5 Analysis results of precision error of long range guidance.

表 3 上升器第4次远导控后实测轨道与预报轨道误差分析

Table 3 Error analysis of measured orbit and predicted orbit after the fourth remote control

特征点	轨道参数	ΔR	ΔT	ΔN
上升器远导第4次控制轨控 后标定误差	位置偏差 (m)	-1.0	-8.3	22.6
	速度偏差 (cm/s)	2.1	-1.0	18.9
上升器远导第4次控制注入 计算开始至远导交班点	位置偏差 (m)	-10.4	760.9	-66.2
	速度偏差 (cm/s)	-59.8	-0.3	18.2

通过分析可知, 基准定位结果与美国发布的位置 (<https://www.lroc.asu.edu/posts/1172>, 2020) 偏差(折合至月面的位置)优于70 m; 与图像匹配定位的结果^[20]偏差优于60 m; 24 h测量数据及12 h测量数据定位结果与基准比较偏差小于100 m, 3 h测量数据的定位结果与基准比较偏差均在百米量级, 与嫦娥三号任务中定位计算结果相比, 精度有一定的提高^[11].

7 轨道器拓展任务定轨初步分析

在轨道器和返回器成功分离, 返回器携带月球样品在预定区域安全着陆后, 轨道器所剩燃料充足、各项工作指标均正常, 于2020年12月17日和19日分别实施两次加速以飞离地球轨道, 开始独立飞行至日地第一拉格朗日平动点(L1)进行扩展试验. 2021年3月中旬(2021年1月27日执行1次中途修正)实施捕获机动进入Lissajous轨道, 最终绕日地L1点飞行. 本次拓展任务的主要工程目标包括: (1) 验证地球-日地L1点转移轨道设计与控制技术; (2) 在日地L1点附近开展长期探测,

验证L1点处环绕轨道确定与控制技术; (3) 验证相关分系统对日地L1点附近光照、辐射等环境的适应能力; (4) 验证日凌期间探测器与地面的测控通信的能力.

轨道器拓展任务期间继续沿用主任务期间测轨系统. 在向日地L1点转移飞行阶段, 深空站每天跟踪约2 h, VLBI测轨分系统每周跟踪1次, 每次约2 h. CE-5拓展任务期间的定轨策略与主任务期间基本保持一致.

通过对目前的精密轨道计算测量数据残差的统计结果表明, 随着CE-5轨道器远离地球, 测距数据残差RMS和VLBI干涉测量数据残差RMS保持较高精度水平, 使用重叠弧段定轨分析方法, 每个弧段使用10 d的测轨数据, 重叠弧段为3–4 d, 对2021年1月31日前的轨道数据进行分析, 在重叠弧段内位置误差约500 m.

8 结论

CE-5探测器按照任务设计成功地完成了所有预定目标. 由于轨道确定和轨道控制实施精度较高, 地月

图 6 (网络版彩图)落点位置确定误差分析

Figure 6 (Color online) Error analysis on determination of landing point position.

空间转移段取消了两中途修正控制. 同时, 这也使得 CE-5 轨道器仍有足够的燃料开展拓展任务, 飞向日地 L1 点, 验证相关技术. 本文使用实测数据, 综合评估了 CE-5 探测器任务过程中定轨预报精度及月面定位精度, 分析结果表明, 使用 3 个深空测量站、3 个 18 m 天线 USB 站, 与国内 4 条基线的干涉测量系统相互配合, 可

以很好地完成多目标月球探测下的定轨及定位任务. 对 CE-5 轨道器扩展任务期间的定轨精度的初步分析结果表明, 现阶段 USB+VLBI 跟踪测量体系能够较好地满足日地 L1 点任务的测定轨需求. 本文的分析结果可以为后续多目标月球探测和日地平动点探测等深空任务的测定轨和精度评估工作提供参考.

参考文献

- Ouyang Z Y. Scientific objectives of Chinese lunar exploration project and development strategy (in Chinese). *Adv Earth Sci*, 2004, 19: 351–358 [欧阳自远. 我国月球探测的总体科学目标与发展战略. *地球科学进展*, 2004, 19: 351–358]
- 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: 129503 [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: 129503]
- Ye P J, Yu D Y, Sun Z Z, et al. Achievements and prospect of Chinese lunar probes (in Chinese). *J Deep Space Expl*, 2016, 3: 323–333 [叶培建, 于登云, 孙泽洲, 等. 中国月球探测器的成就与展望. *深空探测学报*, 2016, 3: 323–333]
- Duan J F, Zhang Y, Cao J F, et al. A summary of orbit determination for Chinese lunar exploration project (in Chinese). *J Deep Space Expl*, 2019, 6: 203–209 [段建锋, 张宇, 曹建峰, 等. 中国月球探测任务轨道确定技术及发展综述. *深空探测学报*, 2019, 6: 203–209]
- 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]
- 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
- 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, 吕胜骥, 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]
- 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
- Cao J F, Zhang Y, Chen L, et al. Orbit determination of Chang'E-4 lander using doppler measurement (in Chinese). *J Astron*, 2020, 41: 920–925 [曹建峰, 张宇, 陈略, 等. 利用多普勒测量确定嫦娥四号着陆器精密定轨. *宇航学报*, 2020, 41: 920–925]
- Cao J F, Hu S J, Zhang Y, et al. Analysis of the accuracy of statistical positioning for Chang'E-3 lunar lander (in Chinese). *J Spacecr TT&C Tech*, 2014, 33: 244–249 [曹建峰, 胡松杰, 张宇, 等. 嫦娥三号着陆器统计定位精度分析. *飞行器测控学报*, 2014, 33: 244–249]
- Dong G L, Li H T, Hao W H, et al. Development and future of China's deep space TT&C system (in Chinese). *J Deep Space Expl*, 2018, 5: 99–114 [董光亮, 李海涛, 郝万宏, 等. 中国深空测控系统建设与技术发展. *深空探测学报*, 2018, 5: 99–114]
- Liu L, Wang X. *Orbital Mechanics of Lunar Probe* (in Chinese). Beijing: National Defence Industry Press, 2006 [刘林, 王歆. 月球探测器轨道力学. 北京: 国防工业出版社, 2006]
- Duan J F, Cao J F, Chen M, et al. The improvements of Chang'E series satellites orbit determination from GRAIL lunar gravity model (in Chinese). *Sci Sin-Phys Mech Astron*, 2017, 47: 069502 [段建锋, 曹建峰, 陈明, 等. GRAIL 月球重力场模型对嫦娥卫星定轨精度的改进. *中国科学: 物理学 力学 天文学*, 2017, 47: 069502]
- Hu S J, Tang G S. BACC orbit determination and analysis software for Deep-Space explorers (in Chinese). *J Spacecr TT&C Tech*, 2010, 29: 69–74 [胡松杰, 唐歌实. 北京中心深空探测器精密定轨与分析软件系统. *飞行器测控学报*, 2010, 29: 69–74]
- Zhang Y, Cao J F, Duan J F, et al. Orbit dynamics model compensation and implementation for continuous attitude control of Chang'e-3 probe (in Chinese). *J Astronaut*, 2015, 36: 489–495 [张宇, 曹建峰, 段建锋, 等. 嫦娥三号探测器连续姿控的轨道动力学模型补偿及实现. *宇航学报*, 2015, 36: 489–495]
- Dong G L, Fan M, Li P J, et al. Chang'E-2 lunar probe orbit determination and support (in Chinese). *J Astronaut*, 2013, 4: 15–21 [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, 4: 15–21]
- 18 Zhang S Q, Wang Z G, Ran R S. The Measurement Technology and Application of Rendezvous and Docking (in Chinese). Beijing: China Astronautical Press, 2005 [张淑琴, 王忠贵, 冉隆燧. 空间交会对接测量技术及工程应用. 北京: 中国宇航出版社, 2005]
- 19 Zhang Y, Cao J F, Xie J F, et al. Lunar object positioning research based on ground-based radiometric tracking technique (in Chinese). J Electron Measur Instrum, 2013, 27: 907–915 [张宇, 曹建峰, 谢剑峰, 等. 基于地基无线电测量的月面目标精确定位技术研究. 电子测量与仪器学报, 2013, 27: 907–915]
- 20 Wang J, Zhang Y, Di K, et al. Localization of the Chang'e-5 lander using radio-tracking and image-based methods. *Remote Sens*, 2021, 13: 590

Orbit determination, positioning strategy design, and accuracy evaluation of Chang'e-5

DUAN JianFeng^{1,2*}, ZHANG Yu^{1,2}, KONG Jing^{1,2}, OUYANG Qi^{1,2}, CHEN Ming^{1,2},
LI CuiLan^{1,2}, HAN Yi^{1,2}, DUAN ChengLin^{1,2}, SONG Chen^{1,2} & SHEN QianHui^{1,2}

¹ Beijing Aerospace Flight Control Center, Beijing 100094, China;

² Aerospace Flight Dynamics Laboratory, Beijing 100094, China

The Chang'e-5 spacecraft has some new characteristics, such as direct entry into the Earth-Moon transfer orbit, lunar surface sampling, rendezvous and docking, high-speed re-entry and return, and after completing the main mission, the orbiter being able to fly to the first Lagrangian libration point of the Sun-Earth orbit. This paper evaluates the orbit determination and prediction accuracy and lunar surface-positioning accuracy of the mission key nodes. Results showed that the position error of the orbit determination prediction 6 h before midway correction and 6 h before lunar capture is 100 m. During rendezvous and docking, the position error is ~700 m from the forecast to the handover point after the fourth remote guidance and control. This is caused by the accumulation of the ascent's orbit and control error. Using 12-h data can effectively meet the task requirements. Besides, for the Chang'e-5 expansion mission, the overlapping arc analysis method is used, and the position error is ~500 m.

Chang'e-5, orbit determination strategy, accuracy evaluation, expansion mission

PACS: 02.60.Gf, 02.60.Pn, 95.55.Pe, 97.75.Pq

doi: [10.1360/SSPMA-2021-0054](https://doi.org/10.1360/SSPMA-2021-0054)