

基于地基测量数据的月球DRO轨道定轨精度分析

黄逸丹¹, 黄 勇^{1,2,3,4}, 樊 敏⁵, 李培佳^{1,3,4}

(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. 上海市空间导航与定位技术重点实验室, 上海 200030;
4. 中国科学院 行星科学重点实验室, 上海 200030; 5. 北京跟踪与通信技术研究所, 北京 100094)

摘 要: 针对地月空间DRO探测, 基于中国深空探测任务的现有测量条件, 仿真分析月球DRO轨道探测器定轨预报精度。采用批处理定轨方法, 选择以地球为中心天体进行轨道积分, 并增加了月球非球形引力摄动。计算分析表明, 在目前的测量条件下, 2天短弧测距单独定轨精度为km量级, 速度精度优于3 cm/s, 预报7天三维位置最大差异为数10 km量级, 速度差异小于6 cm/s; 测距联合VLBI定轨精度为百米量级, 速度精度优于0.4 cm/s, 预报7天三维位置最大差异为千米量级, 速度差异小于2 cm/s, VLBI数据的加入能显著提高DRO短弧定轨预报精度。5天长弧测距单独定轨精度优于1 km, 速度精度优于1 cm/s, 预报7天三维位置最大差异小于2 km, 三维速度最大差异小于1 cm/s, 增加定轨弧长对测距数据单独定轨预报精度有显著提高。

关键词: 地月系; 远距离逆行轨道 (DRO); 甚长基线干涉测量 (VLBI); 定轨; 预报

中图分类号: V4,P135

文献标识码: A

文章编号: 2096-9287(2024)04-0405-09

DOI:10.15982/j.issn.2096-9287.2024.20230099

引用格式: 黄逸丹, 黄勇, 樊敏, 等. 基于地基测量数据的月球DRO轨道定轨精度分析[J]. 深空探测学报 (中英文), 2024, 11 (4): 405-413.

Reference format: HUANG Y D, HUANG Y, FAN M, et al. Analysis of cislunar dro orbit determination accuracy using Earth-based simulated observations[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2024, 11 (4): 405-413.

引 言

运行在地月系统中的探测器, 和地月系统共同形成基于动力系统理论的典型圆形限制性三体问题 (Circular Restricted Three-Body Problem, CRTBP), 地月系统中的平动点和周期轨道备受关注。由于独特的空间环境位置与动力学特点, 三体系统中的平动点在空间任务中的应用预期越来越高^[1-3]。平动点即拉格朗日点, 是CRTBP中存在的5个静止解, 包括不稳定的共线平动点L1、L2、L3, 以及稳定的三角平动点L4、L5^[2]。地月系统平动点轨道是空间中的低能量枢纽, 能够满足深空探测中低能量转移、中继通信等需求, 其节能特性表现为: 当探测器在共线平动点附近运动时, 很小的推力就可以使其从平动点的一侧过渡到另一侧, 实现低能量消耗下的轨道转移。地月系L2点可以对探测月球背面进行中继通信、轨道维持等^[1]。目前, 已经实施了3次航天器绕飞地月平动点L2的空间探测任务, 包括2项验证飞行任务, 即美国

“阿耳忒弥斯” (Artemis) 任务^[4]和中国“嫦娥五号” (CE-5) 载入返回飞行试验器 (CE5T1) 地月平动点飞行任务^[5]。2014年11月27日, 中国的CE5T1服务舱进入环绕地月L2的李萨如轨道, 开展了地月L2点环绕探测试验。2014年11月28日至12月26日, 服务舱环绕L2点飞行了两圈, 成为中国首次绕地月L2点飞行的卫星^[5]。2018年5月, 中国实施基于地月L2点中继通信卫星的“嫦娥四号” (CE-4) 月球背面探测任务, 标志着对地月平动点由研究转入到实际应用阶段^[6]。

除平动点外, 地月系统CRTBP中的周期轨道也受到关注。远距离逆行轨道 (Distant Retrograde Orbit, DRO) 是CRTBP中的一类特殊平面对称周期轨道, DRO是CRTBP的平面解^[7], 在受到较大扰动时仍能保持稳定^[8]。DRO具有长期稳定、轨道维持速度增量小使得入轨能量低等特点, 并且距离地球较远, 不受地球附近空间环境的影响, 较适合在未来载人登月、月球及其它深空探测任务, 作为探测器飞往其它星球的中转轨道^[7]。正由于DRO轨道长期稳定特点, 它被美

收稿日期: 2023-06-26 修回日期: 2023-12-01

基金项目: 中国科学院战略性先导科技专项 (XDA30000000); 科工局民用航天技术预先研究项目 (D010105); 国家重点研发计划资助 (2020YFC2200903); 国家重点研究计划“协同精准定位项目” (2016YFB0501900); 上海市科学技术委员会 (12DZ2273300); 航天飞行动力学技术重点实验室基金 (KGJ6142210200201)

国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)列入小行星重定向任务(Asteroid Redirect Mission, ARM)中,用于捕获小行星^[9-10]。

2009年,徐明和徐世杰^[11-12]基于中国“嫦娥”工程,提出将月球DRO作为中继卫星绕飞轨道的设想,并研究了月球DRO的轨道稳定性以及从低轨地球卫星LEO(Low Earth Orbit, LEO)到月球DRO轨道转移的设计方法。2013年, Vaquero^[13]分析了少量从LEO到月球DRO的轨道转移方式,这些分析主要集中在转移轨道方案的选择上,这些方案利用脉冲机动将飞行器从LEO送入各种月球DRO中。2014年, Capdevila等^[14]首次研究了从200 km地球轨道到月球不同DRO的轨道转移测量方法,并研究了非周期及非平面扰动的影响。2015年,提出以地月DRO作为未来潜在的空间站或者燃料补给站, Murakami 和 Yamanaka^[15]研究了地月系统DRO的交会对接技术以及发射窗口设计方案。2018年, Conte针对火星探测任务,研究了当探测器飞离地月引力系统转移到火星时,将月球DRO作为中转轨道的设计方案^[16]。2018年,彭超等^[17]分析了地月系统CRTBP模型下月球公转轨道面内大偏心率共振轨道族(Highly Eccentric Orbit, HEO)和DRO轨道族的稳定性以及共振比变化。2020年,吴小婧等^[18]通过仿真研究了摄动项对地月DRO动力学模型精度的影响。2021年,曾豪等^[19]面向未来载人月球与深空探测任务需求,对飞行器往返月球附近的DRO和Halo两种模式的环月轨道设计进行了研究。2022年,王艾雪^[20]等面向DRO月球和火星探测任务,研究了基于地月自由返回轨道的DRO入轨策略。

2020年,王文彬^[21]提出了基于DRO-LEO编队的天基自主PNT系统,该系统仅利用星间测量链路实现地月空间不同类型轨道航天器的高精度导航,在该系统下DRO卫星的数值仿真位置精度为几十至几百m。2023年,李霜琳等^[22]针对地月空间DRO卫星编队的相对导航要求,提出一种精度高于绝对导航的同波束差分相对导航方法,来确定DRO卫星编队的相对轨道。

以上研究主要侧重于地月DRO的轨道转移方案、轨道维持以及动力学特性中的摄动项研究等,对DRO轨道的确定主要使用星间链路导航法。但是在中国目前月球及深空探测工程任务中,地基测控是地月空间航天器定轨导航的主要手段,数据主要来源中国深空网(China Deep Space Network, CDSN)的测距、测速数据,以及中国甚长基线干涉测量(Very Long Baseline Interferometry, VLBI)网的基线时延、时延率数据。为充分利用有限的深空网测控资源,北京航天飞行控制中心对CDSN用于干涉测量进行了系

统研究。唐歌实等^[23]在2015年基于“嫦娥三号”(CE-3)任务对测控模式下的差分干涉测量技术进行了研究验证。2015年,韩松涛等^[24]以中国深空网建设为背景,介绍了深空网干涉测量(佳木斯66 m和喀什35 m)在“嫦娥三号”的应用实例。2018年,路伟涛等^[25]利用“嫦娥三号”着陆器、“嫦娥四号”中继星及火星等目标对CDSN干涉测量系统的覆盖性进行了计算分析,并利用“嫦娥三号”着陆器开展了深空干涉测量试验。2018年和2021年,王美等^[26]、牛东文等^[27]分别发表论文,对利用佳木斯及喀什深空站的干涉测量,有效支持“鹊桥”中继星的任务实施进行了阐述。2021年,任天鹏等^[28]基于数值仿真和实测任务,验证了深空测控网洲际干涉测量对“嫦娥五号”探测器轨道快速解算的重要应用价值。

本文基于中国月球和深空探测任务的地基测控特性,利用地基深空网以及VLBI射电望远镜网,仿真分析探测器在月球DRO轨道飞行时的定轨预报精度,可以为后续实际探测任务提供参考。

1 探测器飞行信息及测量条件

1.1 DRO轨道

DRO是CRTBP问题中一类稳定的平面轨道族。地月系统的DRO是地月旋转系内的平面共振周期轨道,在地月旋转坐标系下沿顺时针(逆行)绕月球做周期运动^[17]。对于DRO,给出探测器在地月旋转系下的坐标,能更直观地显示探测器在DRO运行的周期性以及逆行特性。地月旋转坐标系以地月质心为原点, x 轴从地心指向月心, z 轴与月球绕地球公转的瞬时角速度方向重合, y 轴与 x 轴和 z 轴构成右手垂直坐标系。

本节仿真了2021年11月29日—2022年1月25日时间内,探测器在地月DRO的运行轨道(图1),共仿真了

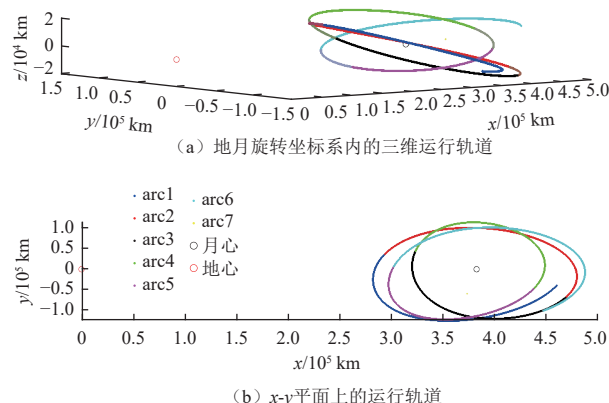


图1 地月旋转坐标系下的DRO仿真轨道

Fig. 1 DRO simulation orbit in the Earth-Moon rotation coordinate system

7个子弧段, 根据时间顺序分别用arc1~arc7来表示, 每个弧段长约10天。图1(a)为探测器在地月旋转坐标系内的三维运行轨道; 图1(b)为在x-y平面上的运行轨道。可以看出, 随着时间(arc1~arc7)的变化, 仿真的探测器DRO在地月旋转坐标系中具有明显的周期性, 且随着时间逆时针运行, 并且Y轴对称。

1.2 测控信息

中国已经完成了“嫦娥一号”(CE-1)、“嫦娥二号”(CE-2)、“嫦娥三号”“嫦娥五号”载入返回飞行试验器、“嫦娥四号”探测器、“嫦娥五号”探测器着陆返回共6个月球探测任务^[29-35]及“天问一号”(Tianwen-1)火星探测任务。以上探月及深空探测任务, 由地面测定轨系统提供高精度的轨道测量与导航支持。地面测定轨系统包括CDSN, 由中国的喀什35 m深空站、佳木斯66 m深空站, 南美阿根廷的萨帕拉35 m深空站承担, 并由青岛18 m、喀什18 m、纳米比亚18 m等测控天线进行辅助^[29]。VLBI任务则由中国科学院VLBI系统承担, 由密云40 m、昆明40 m、乌鲁木齐25 m、天马65 m、佘山25 m射电望远镜以及上海数据处理中心组成^[35]。目前在轨运行的探测器包括“嫦娥四号”中继星、“嫦娥五号”轨道器以及“火星一号”探测器, 地面测定轨系统仍承担这些航天器的测控及测量任务。目前中国深空网可以实现24 h连续观测, VLBI测量网分布在中国境内, 在探测器飞行过境时进行测量。

1.3 测量模型

中国深空任务使用联合深空站测距测速和VLBI时延、时延率测量模式。测距测速数据提供测站和探测器之间的距离以及多普勒观测量, VLBI提供包含了探测器空间角度信息的时延、时延率数据。两种测量模式相辅相成, 共同为探月工程中的精密定轨提供有力支撑。

深空站提供X频段的测距和多普勒测速数据, 包括单程模式、双程模式以及三程模式。单程模式是探测器的星载晶振发射下行信号经下行链路被地面深空站跟踪并接收; 双程模式是由地面深空站向在轨探测器发射上行信号, 星上转发器接收上行信号后产生相干的下行信号, 由同一个地面深空站跟踪并接收转发信号; 三程模式与双程模式类似, 只是接收下行信号的测站与发射上行信号的测站不同。

图2中的(a)~(c)分别给出了单程、双程以及三程测距的测量模型示意图, (d)给出了VLBI时延的模型示意图。图2(a)~(d)中, 探测器的信号发出时间统一为 t_0 , E表示地心, SAT表示探测器, ρ_u 和 ρ_d 分别表示信号的上行传播距离以及下行传播距离。图2(a)中U3为下行测站, 接收由探测器发出的信

号, t_0 表示星上信号发出时刻, 此时探测器的地心惯性坐标表示为 $\mathbf{r}(t_0)$, t_3 表示下行站接收到信号的時刻, 此时测站的地心惯性坐标表示为 $\mathbf{r}_{U3}(t_3)$, ρ_d 表示从 t_0 到 t_3 期间信号传播的距离, 单程模式下的测距观测量 $\rho_{\text{one_way}}$ 建模公式为

$$\rho_{\text{one_way}} = \rho_d = |\mathbf{r}_{U3}(t_3) - \mathbf{r}(t_0)| \quad (1)$$

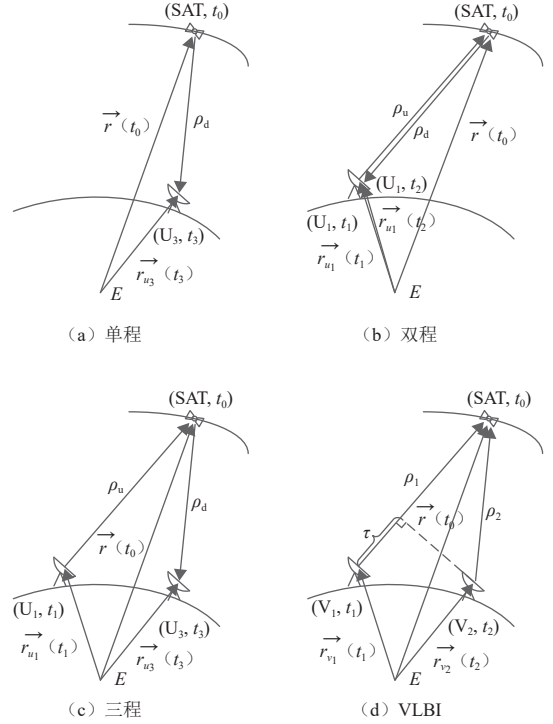


图2 测距观测量及VLBI时延观测量模型图
Fig. 2 Models for range measurement and VLBI delay measurement

图2(b)中测站U1既是上行站, 同时也是接收站, 信号在 t_1 时刻从测站U1发出, 于 t_0 时刻被探测器接收并转发, t_2 时刻测站U1接收到探测器转发的信号, $\mathbf{r}_{U1}(t_1)$ 和 $\mathbf{r}_{U2}(t_2)$ 分别表示 t_1 和 t_2 时刻测站U1在地心惯性系下的位置矢量, 此时可得到双程测距观测量 $\rho_{\text{two_way}}$ 的建模公式为

$$\rho_{\text{two_way}} = \frac{\rho_u + \rho_d}{2} = \frac{|\mathbf{r}(t_0) - \mathbf{r}_{U1}(t_1)| + |\mathbf{r}_{U2}(t_2) - \mathbf{r}(t_0)|}{2} \quad (2)$$

图2(c)中U1和U3分别表示上行站和下行测站, 信号在 t_1 时刻从测站U1发出, 经探测器转发后在 t_3 时刻由U3站接收, 此时 $\mathbf{r}_{U3}(t_3)$ 表示U3站的地心惯性系位置矢量, 可得到三程模式下的测距观测量 $\rho_{\text{three_way}}$ 建模公式

$$\rho_{\text{three_way}} = \frac{\rho_u + \rho_d}{2} = \frac{|\mathbf{r}(t_0) - \mathbf{r}_{U1}(t_1)| + |\mathbf{r}_{U3}(t_3) - \mathbf{r}(t_0)|}{2} \quad (3)$$

VLBI时延观测量是指探测器同一时刻发出的信号到达两个不同VLBI测站的时间差。如图2(d)所示,

已知探测器在 t_0 时刻发出的信号，经空间介质传播后分别被VLBI测站V1和V2在 t_1 和 t_2 接收，此时形成基线V1~V2的VLBI时延 $\Delta\tau$ 的观测量建模公式为

$$\begin{cases} \Delta\tau = t_2 - t_1 = \frac{\rho_2 - \rho_1}{c} \\ \rho_1 = |\mathbf{r}(t_0) - \mathbf{r}_1(t_1)| \\ \rho_2 = |\mathbf{r}(t_0) - \mathbf{r}_2(t_2)| \end{cases} \quad (4)$$

其中： $\mathbf{r}(t_0)$ 为 t_0 时刻探测器在地心惯性系下的位置矢量； $\mathbf{r}_1(t_1)$ 为VLBI测站V1在 t_1 时刻的地心惯性系位置矢量； $\mathbf{r}_2(t_2)$ 为VLBI测站V2在 t_2 时刻的地心惯性系位置矢量。

2 DRO探测器定轨预报精度仿真分析

2.1 仿真条件

中国的月球及深空探测任务一般分任务模式和长期管理模式（长管模式）。在探测器发射初期以及完成相关重要任务阶段使用任务模式。该模式中，地基测控系统在可观测弧段内持续对探测器进行观测，深空站对探测器进行24 h不间断接力观测，VLBI测轨分系统对探测器在三站可视状态时进行全程跟踪观测。

当探测器完成既定任务或进入长期正常稳定工作状态时使用长管模式。比如目前在轨飞行的“嫦娥四号”中继星、“嫦娥五号”轨道器以及“火星一号”探测器都处于这一模式中。在长管模式下，深空站每天进行单站约2 h观测，VLBI测轨分系统每周提供1~2次观测，每次约2 h。在长管模式下，当探测器需要进行轨道机动等重要操作时，地面测定轨系统进入加密观测模式，即在探测器机动开始前后进行加密观测以保证机动前的定轨精度以及机动后的轨道快速恢复。

考虑到DRO探测系统进入长期稳定工作状态后不需要进行连续观测，本文在进行仿真分析时考虑长管模式，每天测距观测2 h加入适当VLBI测量。同时考虑到深空站资源，测距使用了喀什35 m深空站、佳木斯66 m深空站、喀什18 m天线、青岛18 m天线以及纳米比亚18 m天线轮流观测；VLBI测站包括佘山、乌鲁木齐以及密云站，提供基线时延数据；3个VLBI测站组成3条基线，分别为佘山-密云、佘山-乌鲁木齐以及密云-乌鲁木齐。仿真分析工作使用上海天文台自主研发的定轨软件（Earth Orbit Determination Program, EODP）。表1提供了仿真及定轨计算用到的主要参数。由于DRO系统位于地月空间，计算分析表明，月球非球型引力摄动对DRO轨道预报10天精度影响最大约30 m，如图3所示。所以动力学模型同时考虑了地球非球型引力项和月球非球型引力项。定轨过程中解算参数包括轨道器的位置速度、光压参数、测距系统误差。其中光压参数考虑10%误差；喀什35 m、佳木斯

66 m、喀什18 m、青岛18 m以及纳米比亚18 m测站的测距分别加入1.2 m、0.2 m、-1.2 m、2.0 m以及1.2 m的系统误差；VLBI基线佘山-密云、佘山-乌鲁木齐以及密云-乌鲁木齐分别加入0.2 m、0.3 m以及0.1 m的系统误差。

表 1 地月DRO仿真定轨计算主要参数
Table 1 Main parameters for DOR simulated orbit determination

项目	模型
参考系	地心J2000天球坐标系
中心天体	地球
N体摄动	太阳、大行星以及月球，采用DE421历表
太阳辐射压	固定面质比模型
非球形引力摄动	地球非球型10阶
	月球非球型10阶
解算参数	探测器位置速度、光压参数、分弧段分测站解算测距系统误差
相对论影响	Shapiro时延
仿真参数	数据噪声（测距）：3 m
	数据噪声（时延）：0.3 m
大气延迟修正	天顶延迟模型Saastamoinen 映射函数模型NMF
积分器	KSG二阶定步长积分器
积分步长	60 s

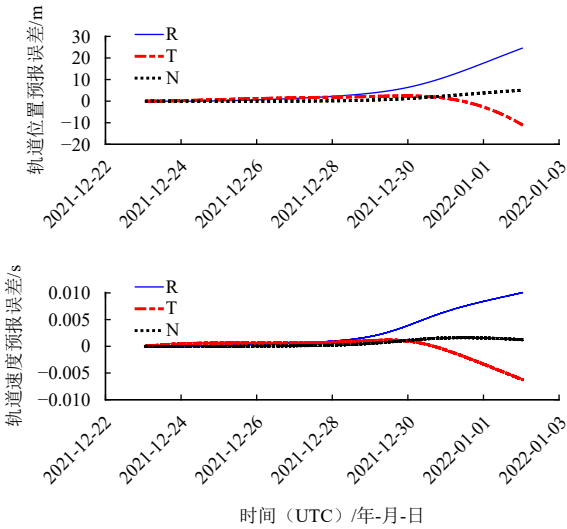


图 3 月球非球形引力摄动对DRO轨道预报影响
Fig. 3 Effects of non-spherical gravitational perturbation of the Moon on DRO orbit prediction

2.2 DRO轨道定轨精度仿真分析

2.2.1 VLBI测量数据对短弧定轨精度影响分析

本小节将常规观测模式下从2021年11月30日至2022年1月7日期间的数据分为5个弧段（用arc1~arc5表示）进行短弧定轨，每个弧段长约2 d，包含2次测距观测（每次2 h），以及1次VLBI时延数据（2 h）。其中弧段1和弧段3为单站测距观测，其它3个弧段均为双站测距观测。每个弧段的测量信息见表2。表2选择

表 2 仿真弧段测量信息						
Table 2 Simulation information for observation arcs						
弧段	数据类型	测站	观测日期	开始时间 (UTC)	结束时间 (UTC)	
arc1	VLBI时延	余山,密云,乌鲁木齐	2021-11-30	21:00	23:00	
	测距	喀什35 m	2021-11-30	01:00	03:00	
	测距	喀什35 m	2021-12-01	01:00	03:00	
arc2	VLBI时延	余山,密云,乌鲁木齐	2021-12-08	08:00	10:00	
	测距	喀什18 m	2021-12-07	07:00	09:00	
	测距	青岛18 m	2021-12-08	08:00	10:00	
arc3	VLBI时延	余山,密云,乌鲁木齐	2021-12-15	08:30	10:30	
	测距	青岛18 m	2021-12-15	07:00	09:00	
	测距	青岛18 m	2021-12-16	10:00	12:00	
arc4	VLBI时延	余山,密云,乌鲁木齐	2021-12-22	00:00	02:00	
	测距	喀什18 m	2021-12-22	01:00	03:00	
	测距	青岛18 m	2021-12-23	01:00	03:00	
arc5	VLBI时延	余山,密云,乌鲁木齐	2022-01-06	06:30	08:30	
	测距	喀什35 m	2022-01-06	07:00	09:00	
	测距	青岛18 m	2022-01-07	11:00	13:00	

了地面控制系统当前在月球及火星长管任务中实际观测的台站进行仿真。

本小节短弧定轨采用两种不同的策略：策略1仅使用测距数据单独定轨；策略2使用测距 + VLBI时延数据进行联合定轨。

以观测量仿真过程中得到的仿真轨道作为参考轨道，将5个短弧的DRO轨道定轨结果与参考轨道进行比较，对定轨精度进行分析。表3为不同定轨策略定轨后位置速度精度统计结果。DRO轨道短弧定轨计算结果

表 3 DRO短弧仿真定轨精度									
Table 3 Simulation orbit determination accuracy for DRO short arcs									
弧段	测量 数据	定轨位置误差RMS/m				定轨速度误差RMS/ (cm·s ⁻¹)			
		径向	切向	法向	总误差	径向	切向	法向	总误差
arc1	测距	26.2	1 012.8	2 318.7	2 530.3	0.19	0.07	1.16	1.18
	测距 + VLBI	1.2	105.6	64.0	123.5	0.02	0.15	0.23	0.28
	测距 + VLBI	14.7	16.1	825.8	826.1	0.03	0.05	1.52	1.52
arc2	测距	9.3	108.9	139.9	177.5	0.04	0.22	0.09	0.24
	测距 + VLBI	26.0	3 386.5	5 261.1	6 256.8	0.59	1.00	2.54	2.79
	测距 + VLBI	11.8	191.8	165.7	253.7	0.03	0.44	0.16	0.47
arc4	测距	42.1	678.9	2 385.8	2 480.8	0.18	0.59	8.05	8.08
	测距 + VLBI	17.7	125.0	235.5	267.2	0.05	0.34	0.43	0.55
	测距 + VLBI	18.3	384.6	825.6	910.9	0.17	0.06	0.49	0.53
arc5	测距	8.9	115.4	139.5	181.3	0.05	0.16	0.35	0.39
	测距 + VLBI	25.5	1 095.8	2 323.4	2 601.0	0.23	0.35	2.75	2.82
	测距 + VLBI	9.8	129.3	148.9	200.6	0.04	0.26	0.25	0.39
平均值									

表明：测距数据单独定轨精度平均位置误差在2.6 km量级，速度误差优于3 cm/s，定轨误差主要在切向和法向方向上；弧段2、4、5为双站测距定轨，其定轨精度好于单站测距单独定轨结果；测距 + VLBI时延数据联合定轨的平均位置误差约200 m，速度误差优于0.4 cm/s量级，可见VLBI数据的加入，可以使定轨精度水平显著提高一个量级。

表4为不同策略定轨后预报7 d的位置速度精度统计结果，DRO短弧定轨预报结果表明：与参考轨道相比，测距数据单独定轨预报7 d最大位置差异平均值约12.3 km，速度差异平均值小于6 cm/s；加入VLBI数据后，预报的最大位置差异平均值小于4 km，速度差异平均值小于2 cm/s。VLBI数据对短弧预报结果也有明显提高。

表 4 DRO短弧仿真预报精度									
Table 4 Simulation predicted orbit accuracy for DRO short arcs									
弧段	测量 数据	预报7 d轨道位置最大差异/m				预报7 d轨道速度最大 差异/(cm·s ⁻¹)			
		径向	切向	法向	总误差	径向	切向	法向	总误差
arc1	测距	3 887.1	3 962.9	1 872.5	5 858.4	2.19	1.81	1.22	3.09
	测距 + VLBI	68.2	84.4	667.5	676.3	0.14	0.20	0.30	0.39
arc2	测距	230.2	518.2	4 483.4	4 519.1	0.03	0.07	1.44	1.44
	测距 + VLBI	4 609.8	87.0	419.4	4 629.7	1.90	0.47	0.12	1.96
arc3	测距	21 791.2	10 317.9	5 978.2	24 840.6	11.29	6.91	1.52	13.32
	测距 + VLBI	4 407.7	1 941.9	76.0	4 817.1	2.27	1.22	0.26	2.59
arc4	测距	4 721.4	1 168.0	24 493.2	24 971.4	0.08	0.55	8.03	8.05
	测距 + VLBI	4 925.8	170.0	1 573.5	5 173.8	2.31	0.28	0.07	2.33
arc5	测距	786.5	1 305.5	174.0	1 534.0	0.48	0.15	0.43	0.66
	测距 + VLBI	3 530.9	1 307.8	804.7	3 850.3	1.68	0.28	0.31	1.73
平均值	测距	6 283.3	3 454.5	7 400.3	12 344.7	2.81	1.90	2.53	5.31
	测距 + VLBI	3 508.5	718.2	708.2	3 829.4	1.66	0.49	0.21	1.80

2.2.2 不同弧长定轨预报精度分析

2.2.1节的分析计算表明，两天弧长测距数据单独定轨精度约3 km，预报7 d精度较差，本节分析在测距单独定轨策略下增加定轨弧长对DRO探测器定轨预报精度的影响。

2.2.1节arc3和arc4测距数据单独定轨精度较差，本节对这两组弧段增加定轨弧长至5 d进行定轨预报分析。表5给出了增加后的2个长弧子弧段（用arc3A和

表 5 仿真Arc3A和Arc4A子弧段观测信息
Table 5 Observation information for simulation of
Arc3A and Arc4A

弧段	观测日期	测站	观测类型	开始时间 (UTC)	结束时间 (UTC)
Arc3A	2021-12-15	青岛18 m	测距	07:00	09:00
	2021-12-16	青岛18 m	测距	10:00	12:00
	2021-12-17	青岛18 m	测距	08:00	10:00
	2021-12-18	喀什	测距	08:00	10:00
	2021-12-19	喀什	测距	10:00	12:00
Arc4A	2021-12-22	喀什18 m	测距	01:00	03:01
	2021-12-23	青岛18 m	测距	00:59	03:01
	2021-12-24	纳米比亚	测距	02:30	04:31
	2021-12-25	喀什18 m	测距	01:00	03:01
	2021-12-26	青岛18 m	测距	00:32	02:31

表 6 Arc3A和Arc4A的定轨预报位置结果

Table 6 Orbit determination and prediction position results for Arc3A and Arc4A

弧段	定轨弧长/d	定轨位置误差RMS/m				预报7 d位置最大误差/m			
		径向	切向	法向	总误差	径向	切向	法向	总误差
Arc3A	2	26.0	3 386.5	5 261.1	6 256.9	-217 91.2	10 318.0	5 978.2	24 840.6
	5	5.8	249.4	152.0	292.1	837.7	35.7	72.0	841.2
Arc4A	2	42.1	678.9	2 385.8	2 480.8	-472 1.4	-116 8.0	-244 93.2	24 971.5
	5	5.6	947.5	190.8	966.5	-349.6	-135 4.5	-250.9	1 421.2

表 7 Arc3A和Arc4A的定轨预报速度结果

Table 7 Orbit determination and prediction velocity results for
Arc3A and Arc4A

弧段	定轨 弧长/d	定轨速度误差RMS/ (cm·s ⁻¹)				预报7天速度最大误差/ (cm·s ⁻¹)			
		径向	切向	法向	总误差	径向	切向	法向	总误差
Arc3A	2	0.6	1.0	2.5	2.8	-11.3	6.9	-1.5	13.3
	5	0.1	0.1	0.1	0.2	0.2	0.1	0.2	0.3
Arc4A	2	0.2	0.6	8.1	8.1	0.1	-0.6	-8.0	8.1
	5	0.3	0.1	0.1	0.3	-0.0	0.5	0.0	0.5

2.2.3 深空站基线定轨的精度分析

利用中国深空海外布站可以增加VLBI观测时长，本小节对2.2.1中的arc3和arc4分别增加2 h的深空站基线（佳木斯-纳米比亚）时延观测量，分析中国深空站与海外深空站联线干涉测量对定轨精度的影响。表8给出增加佳木斯-纳米比亚基线时延后的子弧段（用arc3B和arc4B表示）观测信息。

arc4A表示）的观测信息。

表6给出arc3A和arc4A在测距单独定轨策略下的短弧定轨预报（2 d定轨 + 7 d预报）以及长弧定轨预报（5 d定轨 + 7 d预报）的轨道位置结果；表7给出arc3A和arc4A在测距单独定轨策略下的短弧定轨预报（2 d定轨 + 7 d预报）以及长弧定轨预报（5 d定轨 + 7 d预报）的轨道速度结果。

计算结果表明，对于测距单独定轨策略，由于观测时长的增加，5 d长弧定轨预报精度有明显提高，定轨位置精度优于1 km，速度精度优于1 cm/s，预报7 d位置精度优于2 km，预报7 d速度精度优于1 cm/s。

表 8 仿真Arc3B和Arc4B子弧段观测信息

Table 8 Observation information for simulation of
Arc3B and Arc4B

弧段	数据类型	测站	观测日期	开始时间 (UTC)	结束时间 (UTC)
Arc3B	深空基线时延	佳木斯, 纳米比亚	2021-12-15	15:10	17:10
	VLBI时延	余山,密云, 乌鲁木齐	2021-12-15	08:30	10:30
	测距	青岛18 m	2021-12-15	07:00	09:00
	测距	青岛18 m	2021-12-16	10:00	12:00
	深空基线时延	佳木斯, 纳米比亚	2021-12-22	23:30	01:30 (2021-12-23)
Arc4B	VLBI时延	余山,密云, 乌鲁木齐	2021-12-22	00:00	02:00
	测距	喀什18 m	2021-12-22	01:00	03:00
	测距	青岛18 m	2021-12-23	01:00	03:00

表 9 Arc3B和Arc4B的定轨位置及速度结果

Table 9 Orbit determination position and velocity results for Arc3B and Arc4B

弧段	测量数据	定轨位置误差RMS/m				定轨速度误差RMS/(cm·s ⁻¹)			
		径向	切向	法向	总误差	径向	切向	法向	总误差
Arc3B	测距	26.0	3 386.5	5 261.1	6 256.8	0.59	1.00	2.54	2.79
	测距 + 深空基线	11.1	115.1	623.6	634.1	0.02	0.38	1.97	2.00
	测距 + VLBI	11.8	191.8	165.7	253.7	0.03	0.44	0.16	0.47
	测距 + 深空基线 + VLBI	10.0	155.7	230.2	278.2	0.02	0.35	0.30	0.46
Arc4B	测距	42.1	678.9	2 385.8	2 480.8	0.18	0.59	8.05	8.08
	测距 + 深空基线	3.6	116.3	322.0	342.4	0.04	0.11	0.54	0.56
	测距 + VLBI	17.7	125.0	235.5	267.2	0.05	0.34	0.43	0.55
	测距 + 深空基线 + VLBI	18.5	148.3	12.8	150.0	0.06	0.38	0.04	0.39

表9给出arc3B和arc4B测距单独定轨、测距+深空基线、测距+VLBI以及测距+深空基线+VLBI共四种策略定轨的轨道位置结果。计算结果表明,2 d弧长测距数据单独定轨位置精度为数km量级,加入深空站单基线数据可以将定轨精度提高一个量级至数百m;相比于测距+VLBI定轨结果,深空站单基线定轨精度略低,主要原因是国内VLBI数据有3条基线的测量数据,进一步优化了观测几何。

3 结 论

本文对探测器在地月系统DRO轨道飞行时的定轨精度进行了仿真分析。分析结果表明,在现有深空探测的常规观测模式下,2 d短弧测距单独定轨精度为km量级,速度精度优于3 cm/s;测距+VLBI联合定轨精度为百m量级,速度精度优于0.4 cm/s,VLBI数据的加入能显著提高DRO短弧定轨精度。定轨弧长为2 d时,测距数据单独定轨预报7 d三维位置最大差异为数10 km量级,速度差异小于6 cm/s;测距+VLBI联合定轨预报7 d三维位置最大差异为公里量级,速度差异小于2 cm/s,VLBI数据对轨道预报精度也有显著提高。5 d长弧测距单独定轨精度优于1 km,速度精度优于1 cm/s,预报7 d三维位置最大差异小于2 km,三维速度最大差异小于1 cm/s,增加定轨弧长对测距单独定轨及预报精度皆有显著提高。对于2 d短弧定轨,测距数据联合深空站基线(佳木斯-纳米比亚)可以提高定轨位置精度至数百m。

参 考 文 献

- [1] 侯锡云,刘林. 共线平动点的动力学特征及其在深空探测中的应用[J]. 宇航学报,2008,29(3):737-747.
HOU X Y, LIU L. The dynamics and applications of the collinear libration points in deep space exploration[J]. Journal of Astronautics, 2008, 29(3): 737-747.
- [2] 徐明. 平动点轨道的动力学与控制研究综述[J]. 宇航学报, 2009, 30(4): 1300-1313.
XU M. Overview of orbital dynamics and control for libration point orbits[J]. Journal of Astronautics, 2009, 30(4): 1300-1313.
- [3] 刘磊,陈明,张哲,等. 地月平动点轨道应用与研究进展[J]. 宇航学报, 2019, 40(8): 850-860.
LIU L, CHEN M, ZHANG Z, et al. Progress on application and research of EarthMoon libration orbits[J]. Journal of Astronautics, 2019, 40(8): 850-860.
- [4] SWEETSER T H, BROSCART S B, ANGELOPOULOS V, et al. AR-TEMIS mission design[J]. Space Science Review, 2011, 165(1-4): 27-57.
- [5] 张宇,孔静,陈明,等. CE5T1拓展试验轨道精度分析[J]. 宇航学报, 2019, 40(9): 1015-1023.
ZHANG Y, KONG J, CHEN M, et al. Orbit accuracy analysis for CE5T extended mission[J]. Journal of Astronautics, 2019, 40(9): 1015-1023.
- [6] 张立华,熊亮,王鹏,等. “嫦娥4号”中继星任务分析与系统设计[J]. 深空探测学报(中英文), 2018, 5(6): 516-523.
ZHANG L H, XIONG L, WANG P, et al. The mission analysis and system design of Chang'e-4 lunar relay communication satellite[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2018, 5(6): 516-523.
- [7] MURAKAMI N, YAMANAKA K. Trajectory design for rendezvous in lunar distant retrograde orbit[C]//Proceedings of 2015 IEEE Aerospace Conference. Piscataway: IEEE Press, 2015: 1-13.
- [8] LAM T, WHIFFEN G J. Exploration of distant retrograde orbits around Europa[C]//Proceedings of the AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting. San Diego: AAS Publications Office, 2005: AAS05-110.
- [9] MAZANEK D D, MERRILL R G, BROPHY J R, et al. Asteroid redirect mission concept: a bold approach for utilizing space resources[J]. Acta Astronautica, 2015, 117: 163-171.
- [10] STRANGE N, DAMON L, MCEL RATH T, et al. Overview of mission design for NASA Asteroid Redirect Robotic Mission concept [C]//33rd International Electric Propulsion Conference. Washington, D. C.: NASA, 2013: 6-10.
- [11] MING X, XU S. Exploration of distant retrograde orbits around Moon[J]. Acta Astronautica, 2009, 65(5-6): 853-860.
- [12] 徐明,徐世杰. 绕月飞行的大幅值逆行轨道研究[J]. 宇航学报, 2009, 30(5): 1785-1791.
XU M, XU S J. Stability analysis and transiting trajectory design for retrograde orbits around Moon[J]. Journal of Astronautics, 2009, 30(5): 1785-1791.
- [13] VAQUERO M, HOWELL K. C. Leveraging resonant orbit manifolds to design transfers between libration point orbits in Multi-Body regimes[C]//Proceedings of 23rd AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting. Kauai, Hawaii: AAS/AIAA, 2013.
- [14] CAPDEVILA L, GUZZETTI D, HOWELL K. various transfer options from Earth into distant retrograde orbits in the vicinity of the Moon[C]//Proceedings of AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting. [S. l.]: AIAA, 2014.
- [15] MURAKAMI N, YAMANAKA K. Trajectory design for rendezvous in lunar distant retrograde orbit[C]//Proceedings of 2015 IEEE Aerospace Conference. Piscataway: IEEE, 2015: 1-13.
- [16] CONTE D, DI C M, HO K, et al. Earth-Mars transfers through Moon distant retrograde orbits[J]. Acta Astronautica, 2018, 143: 372-379.
- [17] 彭超,温昶煊,高扬. 地月空间DRO与HEO(3:1/2:1)共振轨道延拓求解及其稳定性分析[J]. 载人航天, 2018, 24(6): 703-718.
PENG C, WEN C X, GAO Y. DRO and HEO (3:1/2:1) resonant orbits in cislunar space calculated by continuation and their stability analysis[J]. Manned Spaceflight, 2018, 24(6): 703-718.
- [18] 吴小婧,曾凌川,巩应奎. DRO计算及其在地月系中的摄动力研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(5): 883-892.
WU X J, ZENG L C, GONG Y K. DRO computation and its perturbative force in the Earth-Moon system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(5): 883-892.
- [19] 曾豪,李朝玉,徐瑞,等. 地月Halo与DRO支持的往返月球任务轨道[J]. 宇航学报, 2021, 42(12): 1483-1492.
ZENG H, LI Z Y, PENG K, et al. Research on application of Earth-Moon NRHO and DRO for lunar exploration[J]. Journal of Astronautics, 2021, 42(12): 1483-1492.

- [20] 王艾雪,张晨,王蜀泉,等. 基于地月自由返回轨道的DRO入轨策略[J]. 载人航天, 2022, 28(1): 81-89.
WANG A X, ZHANG C, WANG S Q, et al. Design considerations for access in to Earth-Moon DROs with lunar free-return trajectory[J]. Manned Spaceflight, 2020, 46(5): 883-892.
- [21] 王文彬. 基于DRO-LEO编队的地月航天器自主导航和授时研究[D]. 北京: 中国科学院大学, 2020.
WANG W B. Autonomous navigation and timing in cislunar space enabled by DRO-LEO formation[D]. Beijing: University of Chinese Academy of Sciences, 2020.
- [22] 李霜琳,蒲京辉,郭鹏斌,等. DRO卫星编队同波束差分相对导航[J]. 深空探测学报(中英文), 2023, 10(2): 211-219.
LI S L, PU J H, GUO P B, et al. Single-Beam differential relative navigation of DRO satellite formation[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2023, 10(2): 211-219.
- [23] 唐歌实,韩松涛,曹建峰,等. 深空网测控模式 Δ DOR 测量建模与精度分析[J]. 力学学报, 2015, 47(1): 24-30.
TANG G S, HAN S T, CAO J F, et al. Model and analysis of Δ DOR tracking by China DSN with TT&C mode[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2015, 47(1): 24-30.
- [24] 韩松涛,唐歌实,陈略,等. 中国深空网VLBI相关处理器开发与应用[J]. 工程研究——跨学科视野中的工程, 2015, 7(1): 45-49.
HAN S T, TANG G S, CHEN L, et al. Development and application of correlator in interferometric tracking center of China DSN[J]. Journal of Engineering Studies, 2015, 7(1): 45-49.
- [25] 路伟涛,谢剑锋,任天鹏,等. 中国深空探测网干涉测量系统性能分析[J]. 遥测遥控, 2018, 39(6): 1-6.
LU W T, XIE J F, REN T P, et al. Performance analysis of China Deep Space Net interferometry system[J]. Journal of Telemetry, Tracking and Command, 2018, 39(6): 1-6.
- [26] 王美,陈略,韩松涛,等. 深空测控网干涉测量系统在“鹊桥”任务中的应用[J]. 深空探测学报(中英文), 2018, 5(6): 539-543.
WANG M, CHEN L, HAN S T, et al. Application of deep space VLBI system in Queqiao mission[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2018, 5(6): 539-543.
- [27] 牛文东,段建锋,王美,等. 中国深空网VLBI定轨精度及分时采集模式分析[J]. 深空探测学报(中英文), 2021, 8(5): 495-502.
NIU W D, DUAN J F, WANG M, et al. A study of the orbit determination ability and time-sharing acquisition mode for China's Deep Space Network VLBI data[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2021, 8(5): 495-502.
- [28] 任天鹏,路伟涛,孔静,等. “嫦娥五号”深空干涉测量性能分析[J]. 深空探测学报(中英文), 2021, 8(6): 572-581.
REN T P, LU W T, KONG J, et al. Performance analysis of deep-space interferometry in Chang'E-5 mission[J]. Deep Space Exploration, 2021, 8(6): 572-581.
- [29] 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[J]. 武汉大学学报, 2011, 36: 212-217.
CHEN M, TANG G S, CAO J F, et al. Precision orbit determination of CE-1 lunar satellite[J]. Geomatics and Information Science of Wuhan University, 2011, 36: 212-217.
- [30] LI P J, HU X G, HUANG Y, et al. Orbit determination for Chang'E-2 lunar probe and evaluation of lunar gravity models[J]. Science in China Series G, 2012, 55(3): 514-522.
- [31] 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[J]. 科学通报, 2014, 59: 2268-2277.
HUANG Y, CHANG S Q, LI P J, et al. Orbit determination of Chang'E-3 and positioning of the lander and rover[J]. Chinese Science Bulletin, 2014, 59: 2268-2277.
- [32] FAN M, HU X G, DONG G L, et al. Orbit improvement for Chang'E-5T lunar returning probe with GNSS technique[J]. Advance in Space Research, 2015(56): 2473-2482.
- [33] QIN S H, HUANG Y, LI P J, et al. Orbit and tracking data evaluation of Chang'E-4 relay satellite[J]. Advance in Space Research, 2019(64): 836-846.
- [34] 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[J]. 中国科学:物理学 力学 天文学, 2021, 51(11): 1-12.
LI P J, HUANG Y, FAN M, et al. Orbit determination for Chang'E-5 prober in rendezvous and docking[J]. Sci Sin-Phys Mech Astron, 2021, 51(11): 1-12.
- [35] 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[J]. 深空探测学报(中英文), 2018, 5: 99-114.
DONG G L, LI H T, HAO W H, et al. Development and future of China's deep space TT&C system[J]. Deep Space Exploraiton, 2018, 5: 99-114.

作者简介:

黄逸丹(1983-):女,博士,高级工程师,主要研究方向:深空探测以及测地VLBI数据处理。

通信地址:上海市南丹路80号(200030)

电话:(021)34775583

E-mail:hyd@shao.ac.cn

李培佳(1986-):女,副研究员,主要研究方向:月球及深空探测器精密定轨及其应用。**本文通信作者。**

通信地址:上海市徐汇区南丹路80号(200030)

电话:(021)34775120

E-mail:pjli@shao.ac.cn

Analysis of Cislunar DRO Orbit Determination Accuracy Using Earth-Based Simulated Observations

HUANG Yidan¹, HUANG Yong^{1,2,3,4}, FAN Min⁵, LI Peijia^{1,3,4}

(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. Shanghai Key Laboratory of Space Navigation and Positioning Techniques, Shanghai Astronomical Observatory, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 200030, China;

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

5. Beijing Institute of Tracking and Telecommunications Technology, Beijing 100094, China)

Abstract: Based on the existing tracking and measuring conditions of China's deep space exploration missions, the orbit determination accuracy of the DRO probe was simulated and analyzed. For the Cislunar space DRO exploration, the simulation adopted batch processing orbit determination method, selected celestial bodies centered on the Earth for orbit integration, and increased non-spherical gravitational perturbation of the moon. Under the current measurement conditions, the position and velocity accuracy of 2-day short-arc orbit determination using only range tracking data were the order of km and better than 3 cm/s respectively; for 7-day predictions, the maximum differences in the position and velocity are the order of ten kilometers and 6 cm/s respectively. When using ranging data combined with VLBI data, the position and velocity accuracy were the order of hundreds of meters and less than 0.4 cm/s respectively; for 7-day predictions, the maximum differences in the position and velocity were the order of kilometers and 2 cm/s respectively, which shows that VLBI data significantly improved the accuracy of short-arc orbit determination and prediction. Moreover, the position and velocity accuracy were better than 1 km and 1cm/s respectively when using 5-day long-arc range tracking data. For 7-day predictions, the maximum differences in the position and velocity were less than 2 km and 1cm/s respectively. This shows that an increase of ranging data significantly contributes to the accuracy of orbit determination and prediction for DRO.

Keywords: cislunar; Distant Retrograde Orbit (DRO); Very Long Baseline Interferometry (VLBI); orbit determination; orbit prediction

Highlights:

- DRO, one planar periodic family with great strategic significance in Earth-Moon space, was simulated and analyzed. The results could provide quantitative reference for China's future deep space exploration projects.
- The first simulated orbit determination accuracies for the DRO probe based on the tracking and measuring conditions of China's deep space exploration missions were presented.
- Based on the previous analysis, an Earth-centered celestial body was selected for orbit integration and the non-spherical gravitational perturbation of the moon was added to improve the accuracy of the probe's dynamic model.

[责任编辑: 高莎, 英文审校: 宋利辉]