



武汉大学学报(信息科学版)

*Geomatics and Information Science of Wuhan University*

ISSN 1671-8860, CN 42-1676/TN

## 《武汉大学学报(信息科学版)》网络首发论文

题目: 嫦娥五号双目标联合定轨技术研究  
作者: 张宇, 段建锋, 孔静, 曹建峰, 韩意, 李翠兰, 宋辰, 陈明  
DOI: 10.13203/j.whugis20210591  
收稿日期: 2022-10-12  
网络首发日期: 2022-10-19  
引用格式: 张宇, 段建锋, 孔静, 曹建峰, 韩意, 李翠兰, 宋辰, 陈明. 嫦娥五号双目标联合定轨技术研究[J/OL]. 武汉大学学报(信息科学版).  
<https://doi.org/10.13203/j.whugis20210591>



**网络首发:** 在编辑部工作流程中, 稿件从录用到出版要经历录用定稿、排版定稿、整期汇编定稿等阶段。录用定稿指内容已经确定, 且通过同行评议、主编终审同意刊用的稿件。排版定稿指录用定稿按照期刊特定版式(包括网络呈现版式)排版后的稿件, 可暂不确定出版年、卷、期和页码。整期汇编定稿指出版年、卷、期、页码均已确定的印刷或数字出版的整期汇编稿件。录用定稿网络首发稿件内容必须符合《出版管理条例》和《期刊出版管理规定》的有关规定; 学术研究成果具有创新性、科学性和先进性, 符合编辑部对刊文的录用要求, 不存在学术不端行为及其他侵权行为; 稿件内容应基本符合国家有关书刊编辑、出版的技术标准, 正确使用和统一规范语言文字、符号、数字、外文字母、法定计量单位及地图标注等。为确保录用定稿网络首发的严肃性, 录用定稿一经发布, 不得修改论文题目、作者、机构名称和学术内容, 只可基于编辑规范进行少量文字的修改。

**出版确认:** 纸质期刊编辑部通过与《中国学术期刊(光盘版)》电子杂志社有限公司签约, 在《中国学术期刊(网络版)》出版传播平台上创办与纸质期刊内容一致的网络版, 以单篇或整期出版形式, 在印刷出版之前刊发论文的录用定稿、排版定稿、整期汇编定稿。因为《中国学术期刊(网络版)》是国家新闻出版广电总局批准的网络连续型出版物(ISSN 2096-4188, CN 11-6037/Z), 所以签约期刊的网络版上网络首发论文视为正式出版。

DOI:10.13203/j.whugis20210591

## 引用格式:

张宇, 段建锋, 孔静, 等. 嫦娥五号双目标联合定轨技术研究[J]. 武汉大学学报·信息科学版, 2022, DOI: 10.13203/j.whugis20210591 (ZHANG Yu, DUAN Jianfeng, KONG Jing, et al. Research on CE-5' Dual-target Joint Orbit Determination Technology[J]. *Geomatics and Information Science of Wuhan University*, 2022, DOI: 10.13203/j.whugis20210591)

## 嫦娥五号双目标联合定轨技术研究

张宇<sup>1</sup> 段建锋<sup>1</sup> 孔静<sup>1</sup> 曹建峰<sup>1</sup> 韩意<sup>1</sup> 李翠兰<sup>1</sup> 宋辰<sup>1</sup> 陈明<sup>1</sup><sup>1</sup> 北京航天飞行控制中心, 北京, 100094

**摘要:** 以嫦娥五号双目标联合测量为基础, 建立了同波束测量SBI (Same Beam Interferometry) 和星间测量的模型, 设计了轨道器与上升器联合的统计定轨算法, 利用基准轨道分析了同波束测量时延、时延率和微波雷达/激光雷达的测距、测速数据精度, 嫦娥五号同波束测量与VLBI (Very Long Baseline Interferometry) 测量精度相当, 微波雷达/激光雷达的测距精度为米级。在定轨中建立两目标相对运动关系, 能够明显提升相对轨道精度。

**关键词:** 月球探测; 轨道确定; 观测建模; 同波束测量; 微波雷达; 激光雷达

**中图分类号:** V412.4 **文献标识码:** A

根据我国探月工程“绕、落、回”分三步走实施的计划<sup>[1-2]</sup>, 嫦娥一号实现了我国首次绕月轨道探测<sup>[3-5]</sup>, 嫦娥二号作为探月二期先导星, 完成了月球着陆区域的高清图像拍照<sup>[6-7]</sup>, 完成任务后开展了日地 L2 点和小行星探测等拓展试验<sup>[8-9]</sup>, 嫦娥三号实现了月球正面软着陆, 并释放了“玉兔一号”月球车<sup>[10-12]</sup>, 探月三期嫦娥五号再入返回试验 (CE5T) 完成了月地轨道高速再入返回<sup>[13-14]</sup>, 嫦娥四号实现了首次月背软着陆, 同时释放了“玉兔二号”月球车<sup>[15-16]</sup>, 2020 年 11 月 24 日探月三期嫦娥五号 CE-5 采用长征五号运载火箭 (CZ-5) 在海南文昌航天发射场发射入轨, 通过近月制动、月球环绕、四器分离、月面着陆及采样、月面起飞及交会对接、月地入射, 于 2020 年 12 月 17 日在我国主着陆场顺利着陆, 首次实现我国首次月面采样返回。

CE-5 探测器由轨道器、上升器、着陆器和返回器 4 部分组成。绕月飞行期间轨道分为: 环月飞行段, 着陆下降段, 月面上升段, 交会对接与样品转移段和环月等待段共 5 个阶段, 其中轨道倾角为 43° 的倾斜轨道。嫦娥一号、嫦娥二号、嫦娥三号和嫦娥四号的绕月轨道均为约 90° 倾角的垂直轨道。嫦娥五号的轨道与 CE-5T 拓展试验期间绕月飞行的轨道类似, 其动力学特性已经得到充分验证<sup>[13]</sup>, 其中轨返组合体 (后续简称轨道器 GDQ) 与上升器 (SSQ) 在月球轨道实施了首次月球轨道无人交会

对接, 在此过程中地面站分别对两目标测量跟踪, 当两目标接近时, 同时进入 VLBI 天线的同一波束内, 干涉测量系统对两目标同时进行跟踪, 地面接收到 VLBI 信号后进行处理, 得到了单目标的时延和时延率, 同时还得到两目标的同波束干涉测量 SBI 的时延和时延率, 目前 VLBI 和 SBI 测量已经广泛应用于月球及深空探测<sup>[17-20]</sup>; 本次无人月球交会对接中当两目标建立空空通信后, 轨道器通过信息交换和相对测量得到上升器的状态, 星间相对测量方式包括: 微波雷达、激光雷达和光学敏感器 CRDS (camera-type rendezvous and docking sensor), 嫦娥五号微波雷达设备包括安装在轨道器上的雷达主机、雷达天线, 以及安装在上升器的应答机主机和应答机天线, 轨道器的微波雷达主机通过安装在轨道器本体 X 轴附近的天线, 向上升器发送微波信号, 经上升器接收应答后, 再向轨道器返回测量信号, 轨道器接收到返回的信号经过处理得到两器的距离, 速度和角度信息, 这几类数据加上轨道器目标信息后通过遥测下传至地面测控站, 微波雷达在 CE-5 交会对接中作用距离在 60 千米以内; 激光雷达设备包括激光雷达主机和激光雷达合作目标, 设备提供姿态测量和位置测量共用的光学基准镜, 作用距离在 50 千米以内; CRDS 测量主要用于接近对接过程, 这阶段存在频繁的姿控喷气, 在本文中不予考虑。微波雷达和激光雷达的测量类型包括: 测

收稿日期: 2022-10-12

项目资助: 国家自然科学基金 (11872034, 41804019, 11973015)

第一作者: 张宇, 硕士, 高级工程师, 主要从事航天器轨道动力学研究。zackyzy@163.com

距、测速和测角<sup>[21]</sup>，两目标距离相近时段包括四器分离后（此时着陆器与上升器一体，本文均简称上升器 SSQ）以及交会对接过程后期。以同波束测量和星间测量为基础的轨道动力学能够更准确的判断两目标的交会对接准确性以及轨道安全性。

本文以两目标的测量数据为依据，建立相应的观测模型和两目标统计定轨算法，分析首次在月球探测中使用的同波束测量和星间测量的精度，以及对两目标定轨精度的改善情况。

## 1 嫦娥五号绕月轨道动力学

探测器在绕月轨道动力学加速度  $\ddot{\mathbf{r}}$  可以表示为：

$$\ddot{\mathbf{r}} = \ddot{\mathbf{R}}_{PM} + \ddot{\mathbf{R}}_{NS} + \ddot{\mathbf{R}}_{IO} + \ddot{\mathbf{R}}_{SR} + \ddot{\mathbf{R}}_{RLT} + \ddot{\mathbf{R}}_{TAC} + \ddot{\mathbf{R}}_{TI} \quad (1)$$

$\ddot{\mathbf{R}}_{PM}$  为月球质点产生的引力加速度， $\ddot{\mathbf{R}}_{NS}$  为月球引力位的非球形部分产生的引力加速度， $\ddot{\mathbf{R}}_{IO}$  为太阳和大行星等第三体质点产生的引力加速度， $\ddot{\mathbf{R}}_{SR}$  为太阳辐射压产生的加速度， $\ddot{\mathbf{R}}_{RLT}$  为后牛顿效应产生的加速度， $\ddot{\mathbf{R}}_{TAC}$  为姿态控制系统调整过程引起的加速度， $\ddot{\mathbf{R}}_{TI}$  为月球固体潮引起的加速度。 $\ddot{\mathbf{R}}_{TI}$  由于影响很小，在本文中不予考虑<sup>[13]</sup>。

表 1 嫦娥五号绕月轨道动力学模型及参数

Tab.1 Dynamics model and parameters of CE-5' lunar orbit

序号	动力学	模型	参数
1	月球质点	J2000 月惯系	--
2	月球非球形	Grail660	200×200 阶次
3	其它大行星	第三体引力	JPL-DE436
4	太阳光压	固定面质比	$C_r=1.3$
5	后牛顿效应	广义相对论	JPL-DE436
6	姿控喷气	轨道系 RTN	常值

## 2 双目标定轨方法

### 2.1 统计定轨方法

基于轨道器和上升器联合测量的双目标定轨方法，其基本过程是对来自观测模型的一组参数估值进行微分改正，以便测量的观测值和该模型计算值偏差的加权平方和为最小<sup>[22]</sup>。观测量由几何关系确定可以表示为：

$$q_c = q[\mathbf{R}_1(t), \mathbf{R}_2(t), p] + b + RF_c \quad (2)$$

其中， $t$  为观测数据的时间标记， $\mathbf{R}_1$  为  $t$  时刻轨道器的位置速度  $(\mathbf{r}_1, \dot{\mathbf{r}}_1)$ ， $\mathbf{R}_2$  为  $t$  时刻上升器的位置速度

$(\mathbf{r}_2, \dot{\mathbf{r}}_2)$ ， $p$  为光压系数、姿控喷气加速度、测站坐标等相关的模型参数， $b$  为观测常值系统差， $RF_c$  包括介质折射、应答机时延、天线座误差修正等引起的观测数据的修正值。

经由对观测方程的泰勒展开为：

$$q - q_c = \frac{\partial q}{\partial \sigma} \Delta \sigma + e \quad (3)$$

式 (3) 以预测观测值附近的一阶泰勒阶数展开式，确定了实际观测值和计算值偏差的模型，展开式建立了观测数据残差中轨道器、上升器、相关模型参数以及观测系统误差之间的关系，并建立了所需要的线性回归方程组。其中， $q$  实际观测数据， $q_c$  为按 (2) 式在初始状态历元的计算观测值， $\sigma$  为待估计参数， $e$  为观测白噪声。

模型参数中，光压系数采用先验值，分析弧段不含姿控喷气和轨道机动等特性事件，测站坐标在实施前已校准，测站天线座误差在每次跟踪前有标校，介质折射和应答机时延已通过模型修正，所以无需设置模型参数解算，在本文的估计参数  $\sigma$  中包括轨道器对应  $t$  时刻的位置速度，上升器对应  $t$  时刻的位置速度和观测系统差  $b$ ，那么总的估计参数表示为：

$$\sigma = [(\mathbf{r}_1, \dot{\mathbf{r}}_1) (\mathbf{r}_2, \dot{\mathbf{r}}_2) b]^T \quad (4)$$

观测方程进一步表示为：

$$y = q - q_c = \mathbf{F} \Delta \sigma + e \quad (5)$$

$$\mathbf{F} = \begin{bmatrix} \frac{\partial q}{\partial (\mathbf{r}_1, \dot{\mathbf{r}}_1)} & \frac{\partial q}{\partial (\mathbf{r}_2, \dot{\mathbf{r}}_2)} & \frac{\partial q}{\partial b} \end{bmatrix} \quad (6)$$

其线性无偏最小方差估值可以表示为：

$$\hat{\sigma} = (\mathbf{F}^T \mathbf{R}^{-1} \mathbf{F})^{-1} (\mathbf{F}^T \mathbf{R}^{-1} \mathbf{y}) \quad (7)$$

式 (7) 中  $\mathbf{R}^{-1}$  表示观测数据的权重。由此可见，已知轨道器和上升器的初始位置、测站位置以及观测测量，就可以对轨道器与上升器轨道进行加权的最小二乘改进，从而实现待估参数的精确求解。

### 2.2 双目标联合测量模型

轨道器与上升器联合测量除了单目标独立测量的数据，包括：UXB (Unified X-band) 测距、测速和 VLBI 的时延、时延率，还包括 SBI 干涉测量时延、时延率和星间测量测距、测速的双目标测量。双目标测量示意图如下所示：

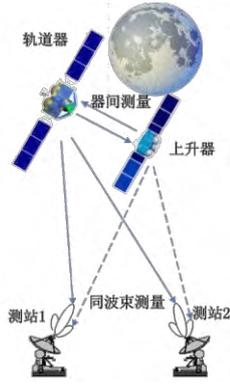


图1 嫦娥五号绕月轨道双目标测量示意图

Fig.1 Dual-target measurement schematic diagram of CE-5' lunar orbit

类似于 VLBI 测量，对于同一波前的 SBI 干涉测量  $t$  时刻的时延  $\Delta\tau$  和时延率  $\Delta\dot{\tau}$  的观测模型可以表示为：

$$\begin{aligned} \Delta\tau(t) &= [(\rho_1 - \rho_2) - (\rho_3 - \rho_4)] / c \\ &= (|\mathbf{r}_{sat1}(t_1) - \mathbf{r}_{sta1}(t_2)| - |\mathbf{r}_{sat1}(t_1) - \mathbf{r}_{sta2}(t)|) / c \quad (8) \\ &\quad - (|\mathbf{r}_{sat2}(t_3) - \mathbf{r}_{sta1}(t_4)| - |\mathbf{r}_{sat2}(t_3) - \mathbf{r}_{sta2}(t)|) / c \end{aligned}$$

$$\Delta\dot{\tau}(t) = [\Delta\tau(t + \Delta T / 2) - \Delta\tau(t - \Delta T / 2)] / \Delta T \quad (9)$$

其中， $\rho_1$  为测站 1 观测上升器的距离， $\rho_2$  为测站 2 观测上升器的距离， $\rho_3$  为测站 1 观测轨道器的距离， $\rho_4$  为测站 2 观测轨道器的距离， $c$  为光速，本文观测建模均在 J2000 地心惯性系下计算， $\mathbf{r}_{sat1}(t_1)$  为上升器信号发送时刻的位置， $\mathbf{r}_{sta1}(t_2)$  为测站 1 接收到上升器信号时刻的位置， $\mathbf{r}_{sta2}(t)$  为测站 2 接收到上升器（和轨道器）信号时刻的位置； $\mathbf{r}_{sat2}(t_3)$  为轨道器信号发送时刻的位置， $\mathbf{r}_{sta1}(t_4)$  为测站 1 接收到轨道器信号时刻的位置。星间测量中微波雷达和激光雷达的测角涉及轨道器的姿态数据，本文着重考虑星间测距  $\rho$ 、测速  $\dot{\rho}$  的分析，其观测模型可以表示为：

$$\rho(t_3) = \{|\mathbf{r}_{sat2}(t_2) - \mathbf{r}_{sat1}(t_1)| + |\mathbf{r}_{sat2}(t_2) - \mathbf{r}_{sat1}(t_3)|\} / 2 \quad (10)$$

$$\dot{\rho}(t_3) = [\rho(t_3) + \rho(t_3 - \Delta t)] / \Delta t \quad (11)$$

其中， $\mathbf{r}_{sat1}(t_1)$  为轨道器发出信号时刻的位置， $\mathbf{r}_{sat2}(t_2)$  为上升器信号转发时刻（忽略应答机转发时延）的位置， $\mathbf{r}_{sat1}(t_3)$  为轨道器信号接收时刻的位置， $\Delta t$  为积分间隔。

### 3 基于双目标联合测量的数据标定

绕月轨道探测器的测量数据标定是以基准轨道为参考计算分析，其中轨道器和上升器均以测距、测速和 VLBI 时延、时延率定轨结果作为基准轨道。本文利用上述基准轨道标定同波束测量和星间测量数据，测量数据弧段如图 2 所示：

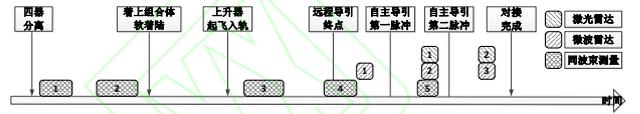


图2 嫦娥五号双目标联合测量分析弧段

Fig.2 Analysis arc of CE-5' double target measurement

月球交会对接过程上升器是目标器，轨道器作为追踪器在第二脉冲后机动控制频率较频繁，因此本文着重分析第二脉冲前的数据精度，其中同波束测量包括 5 个测量弧段，微波雷达测量包括 2 个测量弧段，激光雷达测量包括 1 个测量弧段。首先给出同波束测量 5 个测量弧段基准轨道的误差，轨道误差评估采用外符合比较方法，利用长弧段定轨星历与上海天文台计算星历计算比较，偏差结果统计如图 3 所示：

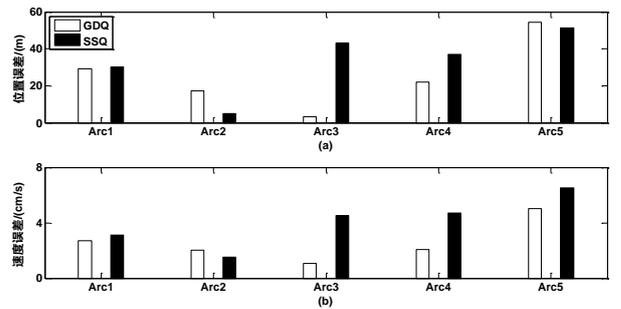


图3 嫦娥五号绕月轨道基准星历偏差

Fig.3 Reference ephemeris position error of CE-5' lunar orbit

通过图 3 可知：轨道器与上升器的轨道位置偏差均为 10 米量级，速度误差均小于 1 分米/秒。基于基准轨道的同波束测量数据标定结果如图 4 所示，标定的统计方差 RMS (root mean square) 如图 5 所示。

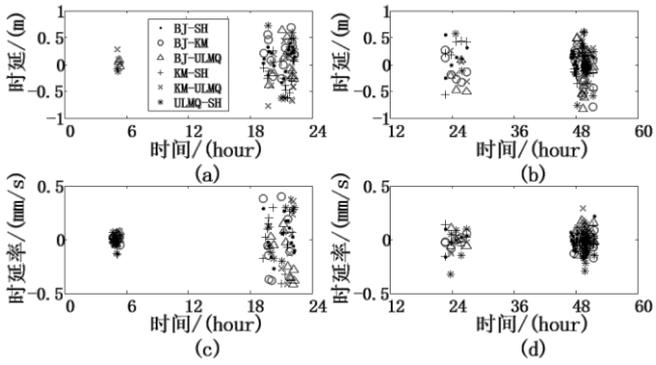


图4 利用基准轨道标定同波束测量残差

Fig.4 Calibration of SBI measurement residuals using reference orbit

图4是对SBI残差结果采用1/50抽帧,其中(a)和(c)为弧段1~弧段2的时延及时延率残差,起始时刻为:2020年11月30日00时,(b)和(d)为弧段3~弧段5的时延及时延率残差,起始时刻为:2020年12月04日00时。

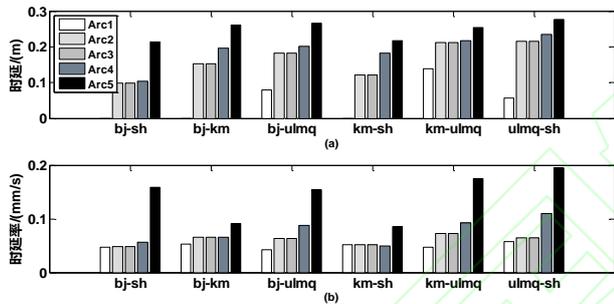


图5 嫦娥五号同波束测量数据标定结果统计

Fig.5 Calibration results of CE-5' SBI measurement

图5(a)为时延标定RMS,(b)为时延率标定RMS。通过图5可知:同波束测量时延标定精度优于0.3米(对应时间精度约1纳秒),第1弧段部分基线无测量;时延率标定精度优于0.2毫米/秒(对应时间精度约0.7皮秒/秒)。通过标定显示SBI测量的时延和时延率无明显的系统差,与单目标VLBI测量的时延和时延率精度相当,原因是嫦娥五号SBI处理没有采用相时延,而是直接采用VLBI群时延差分得到。

基于基准轨道的星间测量微波雷达(mw)和激光雷达(ls)数据标定统计结果如图6所示。

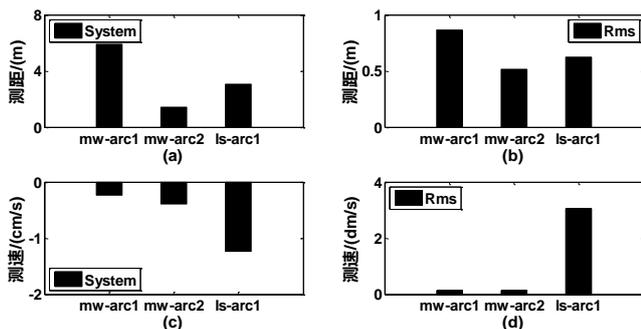


图6 嫦娥五号星间测量数据标定结果统计

Fig.6 Calibration results of CE-5' Inter-satellite measurement

图6(a)为微波雷达和激光雷达测距标定系统差,(b)为测距标定RMS,(c)为测速标定系统差,(d)为测速标定RMS。

微波雷达包含3个弧段,激光雷达包含2个弧段,将两类数据相同时间测量弧段测距比较,同时给出微波雷达标定残差,计算结果如图7所示。

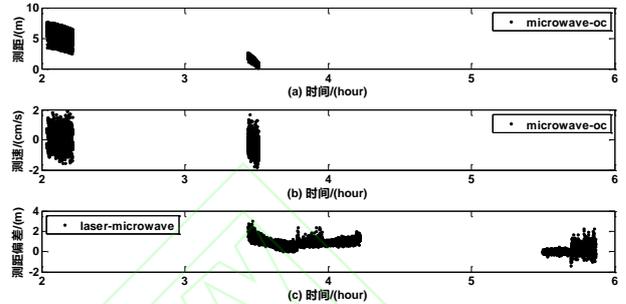


图7 微波雷达标定残差以及与激光雷达测距偏差

Fig.7 Calibration residual of microwave radar and ranging deviation from laser radar

图7起始时间为:2020年12月6日0时,通过图6和图7可知:微波雷达和激光雷达的测距系统差优于10米,RMS优于1米,两类数据精度一致;微波雷达测速系统差优于1厘米/秒(无明显系统差),RMS优于1厘米/秒,激光雷达测速系统差优于2厘米/秒,RMS优于1米/秒,即微波雷达的测速比激光雷达精度高1个量级。

#### 4 双目标定轨精度分析

利用第2节设计的统计定轨方法,在综合利用UXB测距、测速,VLBI时延、时延率,SBI时延、时延率和星间测量测距数据的基础上,为体现双目标测量的优势,本文制定了3种定轨策略,具体如下表2所示:

表2 嫦娥五号基于同波束测量的定轨分析策略

Tab.2 CE-5' orbit determination analysis strategy based on SBI measurement

策略	分析弧段	定轨数据
1	1~5	UXB+VLBI
		UXB+VLBI+SBI
2	1~5	UXB
		UXB+SBI
3	5	UXB+SBI+mw+ls

根据表2制定的策略,定轨弧段均以同波束测量和星间测量的并集作为外包络,以此区分基准轨道的定轨弧段差异,由于定轨弧段较短,可以体现双目标测量的优势。其中,策略1的定轨星历与基准轨道比较偏差如图8所示:

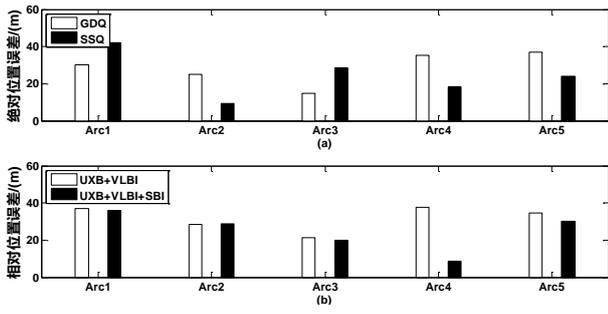


图 8 基于策略 1 的双目标联合定轨星历偏差

Fig.8 Ephemeris deviation of dual-target joint orbit determination based on strategy 1

图 8 (a) 为基于 UXB+VLBI+SBI 定轨的轨道器和上升器的绝对位置偏差, (b) 为基于 UXB+VLBI 和 UXB+VLBI+SBI 定轨的两器相对位置偏差。可以看出: 绝对偏差和相对偏差均为 10 米量级, 增加 SBI 定轨后的精度没有明显改善。

计算策略 2 的定轨星历与基准轨道比较偏差如图 9 所示:

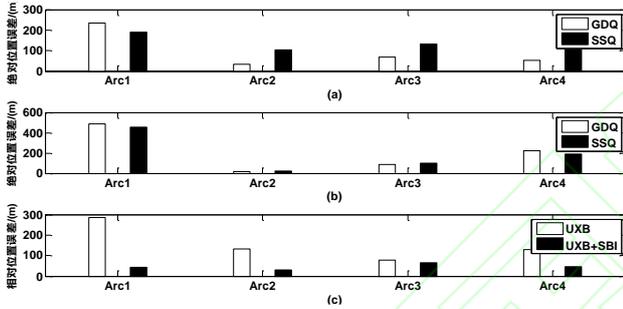


图 9 基于策略 2 的双目标联合定轨星历偏差

Fig.9 Ephemeris deviation of dual-target joint orbit determination based on strategy 2

图 9 (a) 为基于 UXB 定轨的轨道器和上升器的绝对位置偏差, (b) 为基于 UXB+SBI 定轨的轨道器和上升器的绝对位置偏差, (c) 基于 UXB 和 UXB+SBI 定轨的两器相对位置偏差。可以看出: 基于 UXB 和 UXB+SBI 定轨的绝对偏差为 100 米量级, 基于 UXB 定轨的相对偏差为 100 米量级, 基于 UXB+SBI 定轨的相对偏差为 10 米量级, 增加 SBI 定轨后的绝对精度没有改善, 但是相对精度提升 1 个量级。图中没有给出弧段 5 的结果, 原因是弧段 5 由于弧段较短 (约 20 分钟), 基于策略 2 的计算均不收敛所致, 在此基础上针对弧段 5 分析策略 3 的精度。

计算策略 3 的定轨星历与基准轨道比较偏差如图 10 所示:

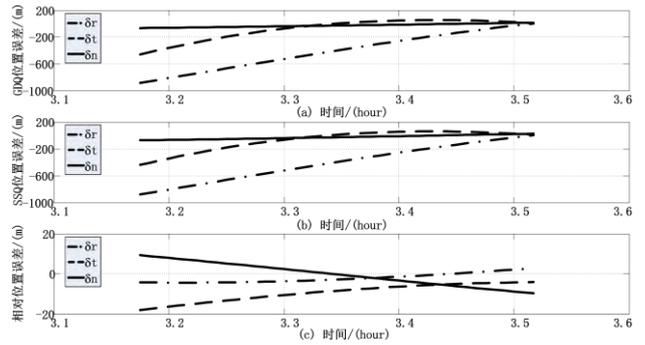


图 10 基于策略 3 的双目标联合定轨星历偏差

Fig.10 Ephemeris deviation of dual-target joint orbit determination based on strategy 3

图 10 (a) 为轨道器定轨的位置偏差, (b) 为上升器定轨的位置偏差, (c) 为基于策略 3 定轨的两器相对位置偏差。可以看出: 第 5 个弧段增加微波雷达测距和激光雷达测距后, 定轨能够收敛并得到两器的轨道, 其中, 绝对位置精度小于 1 千米, 但是相对位置精度优于 20 米。

## 5 结论

本文以嫦娥五号双目标联合测量为基础, 建立了同波束测量和星间测量的模型, 设计了轨道器与上升器联合的统计定轨算法, 利用基准轨道分析了同波束测量时延、时延率和星间测量测距、测速的数据精度, 结果显示嫦娥五号的同波束 SBI 测量与 VLBI 测量精度相当。在定轨中使用同波束测量对两目标绝对轨道无明显改善, 但是能够明显提升相对轨道精度, 特别是在短弧段测量情况下, 需要同时引入同波束测量的时延、时延率和星间测距, 才能实现统计定轨计算的收敛标准。

本文设计的双目标联合定轨算法以及双目标测量模型在嫦娥五号月球轨道无人交会对接中得到了验证, 同波束测量和星间测量在定轨中建立两目标相对运动关系, 提升了两目标相对轨道的精度。该方法适用于后续载人登月的有人交会对接过程以及其它地外天体的无人交会对接定轨计算。

## 参考文献

- [1] Ye Peijian, Yu Dengyun, Sun Zezhou, et al. Achievements and prospect of Chinese lunar probes [J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2016, 3(4): 323-333 (叶培建, 于登云, 孙泽州, 等. 中国月球探测器的成就与展望[J]. *深空探测学报*, 2016, 3(4): 323-333)
- [2] Duan Jianfeng, Zhang Yu, Cao Jianfeng, et al. A summary of orbit determination for Chineselunar exploration project[J]. *Journal of Deep Space Explora-*

- tion, 2019, 6(3): 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[J]. 深空探测学报, 2019, 6(3): 203-209)
- [3] Chen Ming, Tang Geshi, Cao Jianfeng, et al, Precision Orbit Determination of CE-1 Lunar Satellite, *Geomatics and Information Science of Wuhan University*[J]. 2011, 36(2): 212-217(陈明, 唐歌实, 曹建峰,等. 嫦娥一号绕月探测探测器精密定轨实现[J]. 武汉大学学报 信息科学版, 2011, 36(2): 212-217)
- [4] Cao Jianfeng, Huang Yong, Hu Xiaogong, et al. Determination of Impact Site of CE-1 Using USB and VLBI Data[J]. *Journal of Astronautics*, 2010, 31(7): 1724-1729(曹建峰, 黄勇, 胡小工, 等. USB与VLBI联合确定“嫦娥一号”探测器撞月点的位置[J]. 宇航学报, 2010, 31(7): 1724-1729)
- [5] Cao Jianfeng, Huang Yong, Hu Xiaogong, et al. The Effect of Lunar Gravity Field on the Low Orbit of Lunar Satellite CE-1[J]. *Journal of Astronautics*, 2010, 31(4): 998-1004(曹建峰, 黄勇, 胡小工, 等. 月球重力场对“嫦娥一号”近月轨道的影响[J]. 宇航学报, 2010, 31(4): 998-1004)
- [6] Tang Geshi. Science and technology problems in tracking and orbit determination for chang'e probes[J]. *Journal of Spacecraft TT&C Technology*, 2013, 32(3): 189-195(唐歌实. 嫦娥探测器轨道测定中的科学与技术问题[J]. 飞行器测控学报, 2013, 32(3): 189-195)
- [7] Chen Ming, Zhang Yu, Cao Jianfeng, et al. Orbit determination and tracking technology of CE-2 satellite[J]. *Chinese Science Bulletin*, 2012, 57(9): 689-696(陈明, 张宇, 曹建峰, 等. 嫦娥二号探测器轨道确定与测轨技术[J]. 科学通报, 2012, 57(9): 689-696)
- [8] Cao Jianfeng, Hu Songjie, Huang Yong, et al. Orbit determination and analysis for Chang'E-2 extended mission[J]. *Geomatics and Information Science of Wuhan University*, 2013, 38(9): 1029-1033(曹建峰, 胡松杰, 黄勇, 等. 嫦娥二号探测器日地拉格朗日L2点探测轨道定轨分析[J]. 武汉大学学报 信息科学版, 2013, 38(9): 1029-1033)
- [9] Cao Jianfeng, Liu Lei, Liu Yong, et al. Orbit determination analysis for CE-2 second extended mission[J]. *Journal of Spacecraft TT&C Technology*, 2012, 31(4): 84-89(曹建峰, 刘磊, 刘勇, 等. 嫦娥二号再拓展试验测定轨精度研究[J]. 飞行器测控学报, 2012, 31(4): 84-89)
- [10] Zhang Yu, Cao Jianfeng, Duan Jianfeng, et al. Orbit Dynamics Model Compensation and Implementation for Continuous Control of Chang'e 3 Probe [J]. *Journal of Astronautics*, 2015, 36(5): 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[J]. 宇航学报, 2015, 36(5): 489-495)
- [11] Cao Jianfeng, Zhang Yu, Hu Songjie, et al, An Analysis of Precise Positioning and Accuracy of the CE-3 Lunarlander Soft Landing, *Geomatics and Information Science of Wuhan University*[J]. 2016, 41(2): 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[J]. 武汉大学学报 信息科学版, 2016, 41(2): 274-278)
- [12] Zhang Yu, Li Cuilan, Duan Jianfeng, et al. Application of Three-Way Measurement Mode in Chang'E 3Probe[J]. *Journal of Spacecraft TT&C Technology*, 2015, 34(3), 260-266(张宇, 李翠兰, 段建锋, 等. 三向测量模式在嫦娥三号探测器中的应用[J]. 飞行器测控学报, 2015, 34(3), 260-266)
- [13] Zhang Yu, Kong Jing, Chen Ming, et al. Orbit Accuracy Analysis for CE5T Extended Mission[J]. *Journal of Astronautics*, 2019, 40(9): 1014-1023(张宇, 孔静, 陈明, 等. CE5T 拓展试验轨道精度分析[J]. 宇航学报, 2019, 40(9): 1014-1023)
- [14] Cheng Cheng, Fan Min. Analysis of the effect of lunar gravity field errors on orbit determination of CE-5T1 spacecraft[J]. *Journal of Spacecraft TT&C Technology*, 2016, 35(3): 226-235(程承, 樊敏. 月球重力场模型误差对 CE-5T1 探测器定轨的影响[J]. 飞行器测控学报, 2016, 35(3): 227-235)
- [15] Cao Jianfeng, Zhang Yu, Chen Lue, et al. Orbit Determination of Chang'E-4 Lander Using Doppler Measurement, *Journal of Astronautics*, 2020, 41(7): 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[J]. 宇航学报, 2020, 41(7): 920-925)
- [16] Cao Jianfeng, Huang Yong, Hu Xiaogong, et al. Modeling and application of doppler data in deep space exploration [J]. *Journal of Astronautics*, 2011, 32(7): 1583-1589(曹建峰, 黄勇, 胡小工, 等. 深空探测中

- 多普勒建模与应用[J]. 宇航学报, 2011, 32(7): 1583-1589)
- [17] Han Songtao, Chen Ming, Li Cuilan, et al. Research on Application of Same-beam Interferometry in China Lunar Exploration [J]. *Journal of Electronics & Information Technology*, 2019, 41(8): 489-495(韩松涛, 陈明, 李翠兰, 等. 探月卫星同波束干涉测量技术应用研究[J]. 电子与信息学报, 2019, 41(8), 1960-1965)
- [18] Liu Qinghui, Wu Yajun, Huang Yong, et al. Mars rover positioning technology based on same-beam VLBI[J]. *Scientia Sinica Physica, Mechanica & Astronomica*, 2015, 45(9): 099502(刘庆会, 吴亚军, 黄勇, 等. 基于同波束 VLBI 的火星车测定位技术[J]. 中国科学; 物理学 力学天文学, 2015, 45(9): 099502)
- [19] Liu Qinghui. Applications of same-beam VLBI technology in orbit determination of deep space satellites[J]. *Journal of Telemetry, Tracking and Command*, 2016, 37(6), 36-44(刘庆会.同波束 VLBI 技术在深刻探测器定轨中的应用[J]. 遥测遥控, 2016, 37(6), 36-44)
- [20] Liu Shanhong, Yan Jianguo, Ye Mao, et al. Contributions of Chinese VLBI Network to the Low Degree Coefficients of the Jupiter Gravity Field[J]. *Geomatics and Information Science of Wuhan University*, 2020, 45(6): 862-869(刘山洪, 鄢建国, 叶茂, 等. 中国 VLBI 观测网对木星低阶重力场解算的贡献[J]. 武汉大学学报 信息科学版, 2020, 45(6): 862-869)
- [21] Zhang Yu, Li Xie, Duan Jianfeng, et al. Research on spacecraft precise orbit determination technology base on satellite interaction measurement[J], *Journal of Electronic Measurement and Instrumentation*, 2014, 28(3): 233-239(张宇, 李颢, 段建锋, 等. 基于星间测量的航天器精密定轨技术研究[J]. 电子测量与仪器学报, 2014, 28(3): 233-239)
- [22] Li Jisheng. Precise orbit determination of artificial satellite[M]. *PLA Publishing House*, 1995:71-90(李济生. 人造卫星精密轨道确定 [M]. 解放军出版社, 1995:71-90)

# Research on CE-5' Dual-target Joint Orbit Determination Technology

ZHANG Yu<sup>1</sup> DUAN Jianfeng<sup>1</sup> KONG Jing<sup>1</sup> CAO Jianfeng<sup>1</sup> HAN Yi<sup>1</sup> LI Cuilan<sup>1</sup> SONG Chen<sup>1</sup> CHEN Ming<sup>1</sup>

<sup>1</sup> Beijing Aerospace Flight Control Center, Beijing 100094, China

**Abstract:** Based on CE-5' dual-target joint measurement, we established the same beam measurement and inter-satellite measurement model, and designed a statistical orbit determination algorithm combined with orbiter and ascender. We used the reference orbit to analyze delay and delay rate accuracy of the same beam measurement, and the range and range data accuracy of microwave radar/laser radar. The accuracy of the same beam measurement is equivalent to that of VLBI measurement, and the range accuracy of microwave radar/laser radar is at meter level. By establishing the relative motion relationship between the two targets, the relative orbit accuracy can be significantly improved in orbit determination.

**Key words:** lunar exploration; orbit determination; observation model; same beam interferometry; microwave radar; laser radar

**First author:** ZHANG Yu, Master, senior engineer, specializes in spacecraft orbital dynamics. E-mail: zackyzy@163.com

网络首发:

标题: 嫦娥五号双目标联合定轨技术研究

作者: 张宇, 段建锋, 孔静, 曹建峰, 韩意, 李翠兰, 宋辰, 陈明

DOI: 10.13203/j.whugis20210591

收稿日期: 2022-10-12

引用格式:

张宇, 段建锋, 孔静, 等. 嫦娥五号双目标联合定轨技术研究[J]. 武汉大学学报·信息科学版, 2022, DOI: 10.13203/j.whugis20210591 (ZHANG Yu, DUAN Jianfeng, KONG Jing, et al. Research on CE-5' Dual-target Joint Orbit Determination Technology[J]. *Geomatics and Information Science of Wuhan University*, 2022, DOI: 10.13203/j.whugis20210591)

网络首发文章内容和格式与正式出版会有细微差别, 请以正式出版文件为准!

---