

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: 地月空间探测器星间链路定轨能力分析  
作者: 曹建峰, 满海钧, 王文彬, 王俊魁, 刘山洪, 鞠冰, 张宇  
DOI: 10.13203/j.whugis20230007  
收稿日期: 2023-06-04  
网络首发日期: 2023-07-10  
引用格式: 曹建峰, 满海钧, 王文彬, 王俊魁, 刘山洪, 鞠冰, 张宇. 地月空间探测器星间链路定轨能力分析[J/OL]. 武汉大学学报(信息科学版).  
<https://doi.org/10.13203/j.whugis20230007>



**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.whugis20230007

### 引用格式：

曹建峰, 满海钧, 王文彬, 等. 地月空间探测器星间链路定轨能力分析[J]. 武汉大学学报(信息科学版), 2023, DOI: 10.13203/j.whugis20230007 (CAO Jianfeng, MAN Haijun, WANG Wenbin, et al. A Simulation Study of Orbit Determination Capability for Cislunar Space Probes Using ISL Data[J]. *Geomatics and Information Science of Wuhan University*, 2023, DOI: 10.13203/j.whugis20230007)

## 地月空间探测器星间链路定轨能力分析

曹建峰<sup>1,2</sup> 满海钧<sup>1,2</sup> 王文彬<sup>3</sup> 王俊魁<sup>4</sup> 刘山洪<sup>1,2</sup> 鞠冰<sup>1,2</sup> 张宇<sup>1,2</sup>

1 航天飞行动力学技术重点实验室, 北京 北京, 100094

2. 北京航天飞行控制中心, 北京 北京, 100094

3. 中国科学院空间应用工程与技术中心, 北京 北京, 100094

4. 航天系统部, 北京 北京, 100094

**摘要：**针对地月空间星间链路的应用需求，建立了双向单程测量的观测模型，在广义相对论参考框架下实现了求和组合算法。以即将实施的地月空间 DRO 探索任务为背景，开展利用星间链路测量的多探测器联合定轨能力分析。结果表明，星间链路测量具备独立支持轨道计算的能力，在仅有 DRO 卫星与 RO 卫星星间链路时，需要 10 天以上弧段可以获得优于百米的绝对轨道精度，LEO 卫星的加入使得观测弧段缩短至 5 天；如果融合使用 LEO 卫星自定位数据，观测弧段可进一步缩短至 1 天。分析还表明，星间链路测量系统差的解算是制约定轨收敛的重要因素，因此在预处理阶段有必要完成设备延迟、钟差、传播介质等引入的系统性误差的标校。

**关键词：**地月空间；星间链路；精密定轨

**中图分类号：**V412.4+1 **文献标识码：**A

## A Simulation Study of Orbit Determination Capability for Cislunar Space Probes Using ISL Data

CAO Jianfeng<sup>1,2</sup> MAN Haijun<sup>1,2</sup> WANG Wenbin<sup>3</sup> WANG Junkui<sup>4</sup> LIU Shanhong<sup>1,2</sup> JU Bing<sup>1,2</sup> ZHANG Yu<sup>1,2</sup>

1 Science and Technology on Aerospace Flight Dynamics Laboratory, Beijing 100094, China

2 Beijing Aerospace Control Center, Beijing 100094, China

3 Technology and Engineering Center for Space Utilization, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100094, China

4 Space System Department, Beijing 100094, China

**Abstract: Objectives** To analyze the orbit determination capability of spacecraft in Cislunar Space using intersatellite Measurements. **Methods** According to the application requirements of Cislunar Space inter satellite link, the observation model of Dual-One-Way Measurement is established, and the algorithm for the sum combination is implemented in the realm of the General Relativity. The upcoming Cislunar DRO Exploration (CDROE) mission will utilize inter-satellites radiometric link among a LEO satellite, a DRO satellite and a RO satellite. The joint orbit determination capability using inter satellite link measurement is analyzed. **Results** The results show that more than 10 days of tracking data is needed to obtain an orbit better than 100m using only ISL between DRO and RO, and additional ISL data with LEO can shorten the tracking arc to 5 days. If the positioning data of LEO can be utilized,

收稿日期：2023-06-04

基金项目：国家自然科学基金(11973015)；中国科学院战略性先导科技专项资助(XDA30010300)

第一作者：曹建峰，副研究员，主要从事航天器精密定轨及其科学应用研究。E-mail: jfcao@foxmail.com

only 1-day data is needed. **Conclusions** The solution of systematic error is an important factor restricting the orbit determination convergence, so the calibration of systematic errors introduced by equipment delay, clock error, propagation medium, etc. is necessary.

**Key words:** Cislunar Space; Inter Satellite Link; Precision Orbit Determination

## 0 引言

地月空间覆盖地球空间、月球空间以及地月转移空间。随着资源开发利用能力的极大提升，人类不再满足于地球空间的探索，往返于地月的探测器日趋增多，载人登月也提上日程。大规模地月空间探索 and 开发将成为现实，推动人类进入地月文明新阶段<sup>[1]</sup>。当前，地月空间探测器的跟踪、测量仍然主要依赖传统的地基测量手段，以地基 USB/UXB(Unified S/X-band)测量为主，我国探月工程一期主要使用地基 USB，关键弧段辅助以天文 VLBI(Very Long Base Interferometry)测量<sup>[2,3]</sup>，从嫦娥三号开始，测量频段提升至 X 频段<sup>[4,5]</sup>。

星间链路(Inter Satellite Link, ISL)是指用于卫星之间通信的链路，可有效扩大测控通信的覆盖范围，降低地面测控资源的依赖。早在上世纪 80 年代，为应对战场环境下的生存能力，美国对 GPS 星座的链路进行全面的分析论证，提出了基于 ISL 的自主导航模式<sup>[6,7]</sup>。1997 年发射的首颗 BLOCK IIR 卫星上搭载了超高频(UHF)星间链路，实现双频双向测距和数据交换<sup>[8]</sup>。我国北斗三号试验卫星进行了 ISL 的模式测试，采用 Ka 反射面天线与 Ka 相控阵天线 2 种模式<sup>[9]</sup>，在正式北斗三号卫星中，采用了 Ka 相控阵天线，通过时分多址体制与其他卫星循环建链，完成双向测距，再通过历元归算后的双向观测解耦测量与钟差，获取无钟差观测量用于卫星轨道计算<sup>[10,11]</sup>。

中国科学院在 2022 年立项战略性先导科技专项“地月空间 DRO 探索研究”，王文彬针对地月空间航天器的自主导航与授时技术，开展了 ISL 应用的预先研究，提出了基于 DRO-LEO 编队的天基自主 PNT 系统概念与方案<sup>[12,13]</sup>。专项即将开展地月空间大幅值逆向轨道(Distant retrograde orbit, DRO)探索研究，计划在地月空间构建三星实验型星座，探索 DRO 独特性质和应用价值，验证地月空间自主巡航能力<sup>[14,15]</sup>。项目计划采用双向单程 (Dual-One-Way Measurement, DOWM)的星间链路测量用于自主导航。早期利用 ISL 服务轨道计算的信号收发与传输都在地球空间，ISL 测量的建模与应用在地心天球参考系(GCRS)下完成。DRO 项目的星间链路应用于三星组网，分别位于低地球轨道，月球 DRO 轨道以

及地月巡航轨道(RO)。DRO 项目的 ISL 覆盖地月空间，地球导航系统中的 ISL 算法不再适用，且所涉及的各种类型轨道特性差别大，DOWM 对轨道的敏感特性不同。针对上述问题，论文对地月空间 DOWM 的建模算法进行研究，针对地月空间三星组网模式下的轨道计算能力进行数值分析，评估了不同建链条件下的轨道计算能力，为任务的实施提供支持。

## 1 DOWM 建模算法

图 1 为 DOWM 模式跟踪示意图，其测量原理为：卫星 A 在  $t_A$  时刻向卫星 B 发射信号，卫星 B 在  $t'_B$  时刻接收到信号，单程距离测量为  $\rho_{AB}(t'_B)$ ，卫星 B 在  $t_B$  时刻向卫星 A 发射信号，卫星 A 在  $t'_A$  时刻接收到信号，单程距离测量为  $\rho_{BA}(t'_A)$ ，数据时标设置为接收时刻。 $t_A, t'_A$  表示 A 星的钟面时， $t_B, t'_B$  表示 B 星的钟面时。

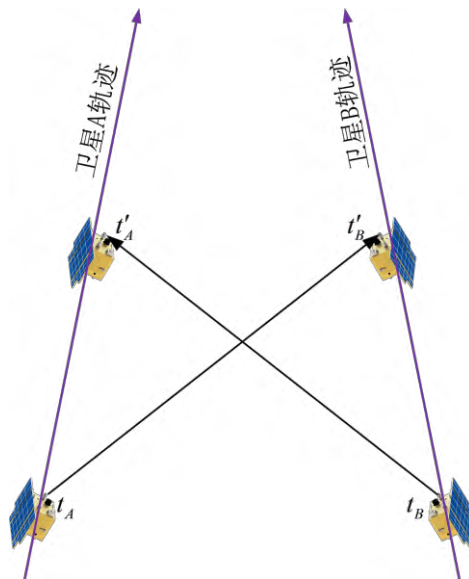


图 1 双向单程测量模式  
Fig.1 Schematic of DOWM

单程距离测量可以表示为,

$$\rho_{AB}(t'_B) = (t'_B - t_A) \cdot c \quad (1)$$

$$\rho_{BA}(t'_A) = (t'_A - t_B) \cdot c \quad (2)$$

标记 A 星信号发射的真实时刻  $T_A$  (坐标时),

信号传输几何时延为  $T_A^B$ , 考虑 A 星的设备发射延迟为  $D_A^S$ , B 星的接收延迟为  $D_B^R$ , 电离层传输延迟为  $T^{ion}$ 。根据测量原理, B 星接收信号的真实时刻  $T'_B$  (坐标时) 为,

$$T'_B = T_A + D_A^S + T_A^B + D_B^R + T^{ion} + \varepsilon_{AB} \quad (3)$$

式中,  $\varepsilon_{AB}$  表示测量噪声。

考虑 A 星, B 星的钟差分别为  $\Delta t_A, \Delta t_B$ , 则钟面时满足,

$$\begin{aligned} t_A &= T_A + \Delta t_A - [T_A - \tau(T_A)] \\ t'_B &= T'_B + \Delta t'_B - [T'_B - \tau(T'_B)] \end{aligned} \quad (4)$$

式中,  $\tau$  表示原时,  $T - \tau(T)$  表示坐标时与原时的差。

相应的, 将式(3)代入式(4)得到,

$$\begin{aligned} t'_B &= T'_B + \Delta t'_B - [T'_B - \tau(T'_B)] \\ &= t_A + T_A^B + (D_A^S + D_B^R) + (\Delta t'_B - \Delta t_A) \\ &\quad - \{ [T'_B - \tau(T'_B)] - [T_A - \tau(T_A)] \} + T^{ion} + \varepsilon_{AB} \end{aligned} \quad (5)$$

A 星至 B 星的伪距测量为,

$$\begin{aligned} \rho_{AB}(t'_B) &= (t'_B - t_A) \cdot c \\ &= T_A^B \cdot c + (D_A^S + D_B^R) \cdot c + (\Delta t'_B - \Delta t_A) \cdot c \\ &\quad - \{ [T'_B - \tau(T'_B)] - [T_A - \tau(T_A)] \} \cdot c \\ &\quad + T^{ion} \cdot c + \varepsilon_{AB} \cdot c \end{aligned} \quad (6)$$

同理, B 星至 A 星的伪距测量为,

$$\begin{aligned} \rho_{BA}(t'_A) &= T_B^A \cdot c + (D_B^S + D_A^R) \cdot c + (\Delta t'_A - \Delta t_B) \cdot c \\ &\quad - \{ [T'_A - \tau(T'_A)] - [T_B - \tau(T_B)] \} \cdot c \\ &\quad + T^{ion} \cdot c + \varepsilon_{BA} \cdot c \end{aligned} \quad (7)$$

式中, 信号传输几何时延为  $T_B^A$ , 考虑 A 星的设备发射延迟为  $D_B^S$ , B 星的接收延迟为  $D_A^R$ ,  $\varepsilon_{BA}$  表示测量噪声。

采用类似北斗导航系统中求和组合方式<sup>[10]</sup>, 考虑 A 星与 B 星钟面时相同时刻 ( $t' = t'_B = t'_A$ ) 的测量值相加, 略去推导过程, 求和组合可以表示为,

$$\begin{aligned} \rho_+(t') &= \rho_{AB}(T'_B) + \rho_{BA}(T'_A) \\ &= (T_A^B + T_B^A) \cdot c + (D_A^S + D_A^R + D_B^S + D_B^R) \cdot c \\ &\quad + [(\Delta t'_A - \Delta t_A) + (\Delta t'_B - \Delta t_B)] \cdot c \\ &\quad - \{ [T'_B - \tau(T'_B)] - [T_A - \tau(T_A)] \} \cdot c \\ &\quad - \{ [T'_A - \tau(T'_A)] - [T_B - \tau(T_B)] \} \cdot c \\ &\quad + (T^{ion}_{AB} + T^{ion}_{BA}) \cdot c + (\varepsilon_{AB} + \varepsilon_{BA}) \cdot c \end{aligned} \quad (8)$$

标记,

$$\rho_D = (D_A^S + D_A^R + D_B^S + D_B^R) \cdot c$$

$$\rho_c = [(\Delta t'_A - \Delta t_A) + (\Delta t'_B - \Delta t_B)] \cdot c$$

$$\rho_{ion} = (T^{ion}_{AB} + T^{ion}_{BA}) \cdot c$$

$$\varepsilon = (\varepsilon_{AB} + \varepsilon_{BA}) \cdot c$$

式中,  $\rho_D$  表示设备硬件延迟,  $\rho_c$  表示钟差影响,  $\rho_{ion}$  表示电离层延迟。则求和组合为,

$$\begin{aligned} \rho_+(t') &= (T_A^B + T_B^A) \cdot c + \rho_D + \rho_c + \rho_{ion} \\ &\quad - \{ [T'_B - \tau(T'_B)] - [T_B - \tau(T_B)] \} \cdot c \\ &\quad - \{ [T'_A - \tau(T'_A)] - [T_A - \tau(T_A)] \} \cdot c \\ &\quad + \varepsilon \end{aligned} \quad (9)$$

因为坐标时与原时的转换关系满足<sup>[16]</sup>,

$$\Delta(TDB - \tau) = \int_{TCB_b}^{TCB_e} \left( \frac{1}{c^2} U + \frac{1}{2c^2} v^2 - L_B \right) dt \quad (10)$$

$(T_A^B + T_B^A) \cdot c$  满足,

$$(T_A^B + T_B^A) \cdot c = (l_A^B + \text{RLT}_A^B) + (l_B^A + \text{RLT}_B^A) \quad (11)$$

式中,  $l$  表示几何传输距离, 需要进行光行时迭代计算,  $\text{RLT}$  表示引力弯曲项<sup>[17]</sup>.

将式(10)与式(11)代入式(9),

$$\begin{aligned} \rho_+(t) = & (l_A^B + \text{RLT}_A^B) + (l_B^A + \text{RLT}_B^A) \\ & - [\Delta(T - \tau)_B + \Delta(T - \tau)_A] \cdot c \quad (12) \\ & + \rho_D + \rho_c + \rho_{ion} + \varepsilon \end{aligned}$$

根据式(10), 保留  $c^{-1}$  量级, 式(12)的第 3 项可以展开为,

$$\begin{aligned} \Delta(T - \tau)_A = & [T'_A - \tau(T'_A)]_A \\ & - [(T'_B - T'_A) - \tau(T'_B - T'_A)]_A \\ = & \frac{1}{c^2} \left( \sum_i \frac{\mu_i}{r_i^A(t)} + \frac{v_A(t)^2}{2} \right) [T'_A - T_A] \quad (13) \\ t = & \frac{1}{2} [T'_A + T_A] \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \Delta(T - \tau)_B = & [T'_B - \tau(T'_B)]_B \\ & - [(T'_A - T'_B) - \tau(T'_A - T'_B)]_B \quad (14) \\ = & \frac{1}{c^2} \left( \sum_i \frac{\mu_i}{r_i^B(t)} + \frac{v_B(t)^2}{2} \right) [T'_B - T_B] \\ t = & \frac{1}{2} [T'_B + T_B] \end{aligned}$$

表 1 DRO、RO、LEO 初始轨道信息

Table 1 Initial orbit of DRO, RO and LEO

轨道历元		2023-01-01T00:00:00.000		
A 星	位置(m)	54774715.063	-57499600.384	-38544404.570
	(DRO)轨道 速度(m/s)	-82.605	-80.770	-82.290
B 星	位置(m)	275279946.224	131664701.780	48291128.513
	(RO)轨道 速度(m/s)	-6.529	-584.687	-300.493
L 星	位置(m)	-1258379.133	7066974.315	2602.489
	(LEO)轨道 速度(m/s)	1114.377	195.718	7365.435

根据式(12), DOWM 的观测偏导数可以表示为下式, 观测量对每颗卫星的观测偏导数都涉及 2 个历元时刻, 算法实现中需要分别独立计算。

$$\frac{\partial \rho_+(t')}{\partial (\vec{r}_A(T'_A))} = \frac{\partial l_A^B}{\partial (\vec{r}_A(T'_A))} \quad (15)$$

式中,  $r_i^A(t)$ ,  $r_i^B(t)$  分别表示  $t$  时刻 A 星、B

星相对于扰动天体的距离,  $\mu_i$  表示天体引力常数,

下标  $i$  表示太阳、大行星及月球,  $v_A(t)$ ,  $v_B(t)$  分

别表示 A 星、B 星质心天球参考系速度的模。

图 2 给出了公式(13)与公式(14)对观测建模的影像, DRO, RO 与 LEO 的轨道信息见表 1. 太阳引力是最主要的影响源, 对 3 条链路的影响非常一致, 所以在图中重叠在一起。

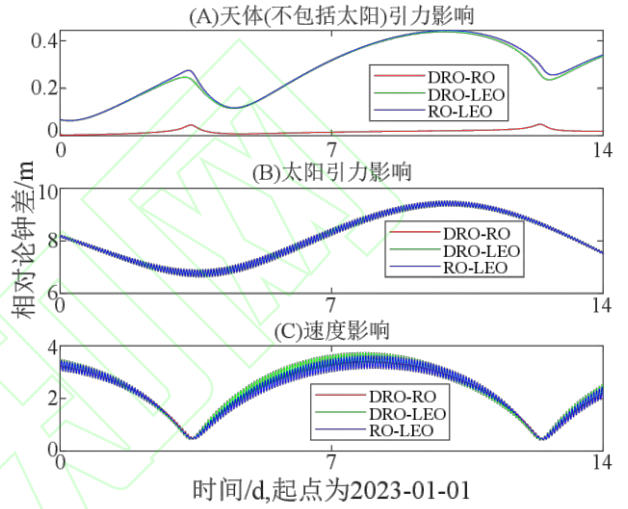


图 2 相对论钟差引起的距离变化

Fig.2 The change of distance caused by relativistic time

$$\frac{\partial \rho_+(t')}{\partial (\vec{r}_A(T_A))} = \frac{\partial l_A^B}{\partial (\vec{r}_A(T_A))} \quad (16)$$

$$\frac{\partial \rho_+(t')}{\partial (\vec{r}_B(T_B))} = \frac{\partial l_B^A}{\partial (\vec{r}_B(T_B))} \quad (17)$$

$$\frac{\partial \rho_+(t')}{\partial (\vec{r}_B(T'_B))} = \frac{\partial t_A^B}{\partial (\vec{r}_B(T'_B))} \quad (18)$$

上面求和组合要求 A 星与 B 星接收信号时刻相同。实际数据处理中，因为钟差影响，即使钟面时  $t'_A = t'_B$ ，实际时间  $T'_A \neq T'_B$ ，标识相对钟差  $\delta T = T'_B - T'_A$ ，则  $\delta T$  对求和组合的影响为，

$$\delta \rho_+ = \delta T \cdot \dot{\rho}_A^B \quad (19)$$

式中， $\dot{\rho}_A^B$  表示 A 星与 B 星的相对距离变化率。

考虑地月空间内，A 星与 B 星不超过 20km/s 的相对速度，若  $\delta T < 5 \times 10^{-6} s$ ，则相对钟差对测量引入的误差小于 0.1m。在实际数据处理中，如果相对钟差过大（如  $\delta T < 5 \times 10^{-6} s$ ），可先对其中一颗星进行相对钟差补偿，确保接收时间的一致。

## 2 联合定轨软件实现

航天飞行动力学技术重点实验室自主开发的太阳系多星精密定轨及数据分析软件(Multi-satellite precision Orbit Determination and data Analysis Software in solar system, MODAS)，着眼于太阳系大天体和小天体航天器的定轨计算需求，在软件框架上实现了不同天体环绕型探测器定轨处理的统一设计，具备多天体、多探测器联合定轨能力<sup>[18]</sup>。针对星间链路的联合定轨应用需求，对 MODAS 进行了功能扩展，扩充了地月空间星间链路处理的功能。

与单星轨道计算相比，联合定轨软件需要解决的问题是求解参数的组织管理。基于星间链路的定轨解算参数包括卫星的位置、速度参数  $(\vec{r}, \vec{v})$ ；卫星受力的动力学参数  $\vec{p} = (C_d, C_r, \dots)$ ；与测量相关的系统误差参数等。进程初始化部分，MODAS 首先解

析配置文件，根据配置文件中动力学参数解算信息，确定每颗卫星涉及的动力学解算参数；然后读取并整理参与定轨计算的观测数据，根据运动学参数解算配置确定待解算的运动学参数。进程迭代改进部分，MODAS 采用了批处理模式，首先逐个卫星进行星历、状态转移矩阵以及动力学参数偏导数的积分，然后对观测数据逐个处理，加权构建法方程，待所有数据处理完毕，解算法方程得到解算参数的改进量，完成一次迭代改进。若迭代改进量小于给定阈值则认为定轨收敛，迭代终止，否则进入下一次迭代。

## 3 星间链路定轨仿真分析

### 3.1 仿真场景

表 1 为列出了针对 DRO 任务构建的 LEO 卫星、DRO 卫星与 RO 卫星的天球参考系初始轨道。图 3 为利用初始轨道获取的 3 颗卫星的空间轨道构型，卫星初始轨道采用地心天球参考系，运动均相对于地心。

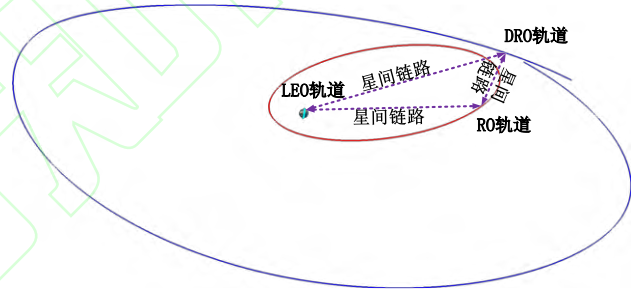


图 3 LEO 卫星、DRO 卫星与 RO 卫星的惯性空间轨道构型  
Fig.3 Orbit Configuration of LEO Satellite, DRO Satellite and RO Satellite in Inertial Space

星间建链需要考虑卫星的指向，星载天线的指向相对卫星固定，因此三星之间通常不具备同时建链的条件。仿真设计 LEO 卫星、DRO 卫星、RO 卫星之间每 2 小时交替建链，即 LEO—DRO, DRO—RO, RO—LEO 循环建链，每次建链时间 2 小时。若遭遇地球或是月球的遮挡，则认为建链中断，待星星之间满足可视条件再恢复建链。表 2 为仿真条件设置。

表 2 仿真与定轨条件设置

Table 2 Strategy for Orbit Simulation and Orbit Determination

模型项	仿真设置	定轨设置	
LEO 卫星 动力学模型	质点引力	太阳+大行星	太阳+大行星
	非球形	GGM03c:40×40	GGM03c:40×40
	大气阻力	固定面值比	解算 cd
	太阳光压辐射力	球模型, cr=1.4	球模型, 解算 cr
	后牛顿效应力	考虑	考虑

DRO 卫星 动力学模型	质点引力	太阳+大行星	太阳+大行星
	月球非球形	GRAIL:5×5	GRAIL:5×5
	太阳光压辐射力	球模型, cr=1.4	球模型, 解算 cr
	后牛顿效应力	考虑	考虑
RO 卫星 动力学模型	质点引力	太阳+大行星	太阳+大行星
	太阳光压辐射力	球模型, cr=1.4	球模型, 解算 cr
	后牛顿效应力	考虑	考虑
测量误差	自定位数据	随机误差:5m 系统误差:0m	权重:0.04
	DOWM 数据	随机误差:1m 系统误差:5m	解算系统误差 权重:1
	钟差	10ns	随系统误差一并解算
	设备延迟	10ns	随系统误差一并解算

图 4 为 LEO 轨道与 DRO 轨道、RO 轨道星间距离变化关系, 其中 DRO 轨道与 RO 轨道距离变化幅度为 10-70 万千米; DRO 轨道与 LEO 轨道的星间距离在 40 万千米附近震荡, 振幅小于 10 万千米; LEO 轨道与 RO 轨道的星间距离在 5-32 万千米之间变化。图 5 为 2 天内各轨道之间星间距离变化关系, 与 LEO 卫星建链的 2 组星间距离呈周期项变化, 周期为 LEO 卫星轨道周期, 而 DRO 轨道与 RO 轨道则无短周期变化。

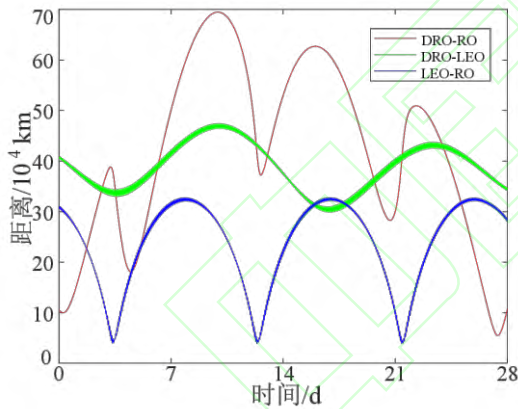


图 4 4 周内 DRO、RO 与 LEO 星间距离变化关系  
Fig.4 Distance variation among DRO, RO and LEO within 4 weeks

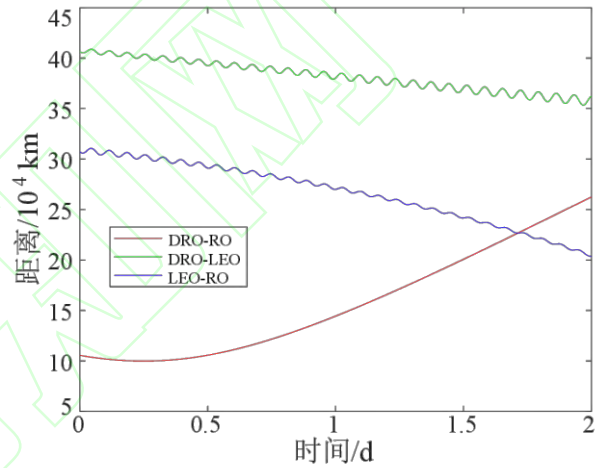


图 5 2 天内 DRO、RO 与 LEO 星间距离变化关系  
Fig.5 Distance variation among DRO, RO and LEO within 2 days

根据仿真设置条件, 定轨计算考虑 2 种条件设置: (A) 定轨计算考虑重力场误差, 解算光压系数, 对于 LEO 卫星同时解算大气阻尼系数; (B) 在条件 (A) 的基础上, 考虑求和组合标校后仍存在残余的钟差、设备延迟误差等, 定轨计算解算 DOWM 求和组合的系统差, 每个跟踪弧段解算 1 组常值系统偏差。测量系统差作为待估参数在定轨计算中进行解算, 因此系统偏差的绝对值大小并不会影响定轨结果与精度分析。

### 3.2 协方差分析

采用协方差分析理论完成 DOWM 定轨精度的分析, DOWM 与卫星位置、速度以及动力学参数的偏导数关系可以描述为,

$$Y_i = G(t_i, \bar{X}) + b + \varepsilon \quad (20)$$

式中， $Y_i$  表示第  $i$  组 DOWM 测量值， $\bar{X} = (\bar{X}_1, \bar{p}_1, \bar{X}_2, \bar{p}_2)$ ， $\bar{X}_i, i=1,2$  表示卫星的位置、速度， $\bar{p}_i, i=1,2$  表示卫星的动力学参数， $b$  表示测量相关的系统差参数，下标 1, 2 表示组成星间链路的 2 颗卫星， $\varepsilon$  表示测量噪声。

式(20)为非线性方程，在求解参数的参考状态处  $\bar{X}^* = (\bar{X}_1^*, \bar{p}_1^*, \bar{X}_2^*, \bar{p}_2^*)$  做泰勒展开，可以表示为，

$$y_i = H_i x + \varepsilon_i \quad (21)$$

式中， $\bar{x} = \bar{X} - \bar{X}^*$ ， $y_i = Y_i - G(t_i, \bar{X}^*)$ ，

$$H_i = \left. \frac{\partial G}{\partial \bar{X}} \right|_{\bar{x}=\bar{x}^*}。$$

则总的观测方差可以表示为，

$$y = Hx + \varepsilon \quad (22)$$

$$\text{式中， } y = \begin{bmatrix} y_1 \\ y_2 \\ \vdots \\ y_n \end{bmatrix}, H = \begin{bmatrix} H_1 \\ H_2 \\ \vdots \\ H_n \end{bmatrix}, \varepsilon = \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \vdots \\ \varepsilon_n \end{bmatrix}$$

其线性无偏最小方差估计为，

$$\hat{x} = (H^T R^{-1} H)^{-1} (H^T R^{-1} y) \quad (23)$$

式中， $R^{-1}$  为观测数据的权阵。

对应的协方差阵为，

$$P = (H^T R^{-1} H)^{-1} \quad (24)$$

协方差阵  $P$  反映了在一定的定轨条件下，解算参数的不确定度。Tapley 首先将协方差分析理论应用于精密定轨技术研究，可分析求解参数的先验不确定性对参数解算精度的影响<sup>[19]</sup>，本节通过分析通过协方差阵来评估轨道解算精度。

### 3.3 仅 DOWM 的定轨分析

本节仅利用 DOWM 数据完成定轨分析，评估不同建链组合对轨道计算的贡献。

#### (1) DRO 卫星与 RO 卫星联合定轨

利用 DRO 卫星与 RO 卫星之间的 DOWM 数据进行联合定轨，仿真与定轨条件同表 1.表 3 给出了 2 种定轨条件下的定轨协方差统计 ( $1\sigma$ )。DOWM 系统差解算会导致协方差变大 1 个量级。当数据弧段小于 3 天时，定轨迭代不收敛。星间链路对 DRO 卫星的贡献整体优于 RO 卫星，相同条件下 RO 卫星的位置方差较 DRO 卫星的方差大出数倍。若不考虑测量残余的系统误差，8 天弧段下 DRO 卫星的位置方差小于百米；若考虑系统差的解算，则需要 10 天数据使得位置方差小于百米；但对于 RO 轨道，若要求位置方差小于百米，则分别需要 10 天（不解算系统差）与 13 天（解算系统差）的跟踪弧段。

表 3 DRO 与 RO 联合定轨轨道精度

Table 3 The Joint Orbit Determination Accuracy for DRO and RO

弧长 (d)	条件 A				条件 B			
	DRO		RO		DRO		RO	
	位置	速度	位置	速度	位置	速度	位置	速度
4	7482.09	1.465	8384.95	0.389	66582.94	12.308	87817.45	4.850
5	391.86	0.146	967.45	0.127	3019.66	1.069	7993.76	0.824
6	156.20	0.026	272.79	0.045	1469.91	0.215	1624.30	0.237
7	154.09	0.014	223.25	0.037	1461.75	0.126	1411.65	0.198
8	62.84	0.010	211.65	0.035	539.96	0.073	1174.69	0.181
9	19.46	0.007	178.90	0.028	227.17	0.056	1012.34	0.159
10	7.45	0.004	79.98	0.014	87.37	0.039	800.63	0.134
11	3.45	0.001	26.75	0.005	62.45	0.019	351.56	0.053
12	2.32	0.001	12.99	0.002	44.82	0.009	204.19	0.031
13	0.91	0.000	1.83	0.000	14.98	0.004	38.80	0.007
14	0.43	0.000	1.46	0.000	13.82	0.004	25.12	0.006



(2) LEO 卫星与 DRO 卫星联合定轨  
 利用 LEO 卫星与 DRO 卫星的 DOWM 数据进行联合定轨，条件同表 1.表 4 为不同弧段下的定轨协方差统计值。星间链路对 LEO 卫星轨道具有更强

的约束，1 天以上的弧段 LEO 卫星即可实现优于百米的精度。DRO 卫星位置方差比 LEO 卫星的位置方差大 1 个量级，需要 5 天以上的弧段获取小于百米的位置方差。

表 4 LEO 与 DRO 联合定轨轨道精度

Table 4 The Joint Orbit Determination Accuracy for LEO and DRO

弧长 (d)	条件 A				条件 B			
	DRO		LEO		DRO		LEO	
	位置	速度	位置	速度	位置	速度	位置	速度
1	17882.01	2.773	313.79	25.539	-	-	-	-
2	640.83	0.153	14.27	1.384	5851.79	1.050	110.97	12.914
3	96.47	0.018	1.93	0.194	1114.74	0.573	41.80	4.640
4	41.57	0.008	0.91	0.103	271.58	0.196	12.95	1.457
5	32.18	0.005	0.68	0.078	199.29	0.136	8.40	0.967
6	21.32	0.003	0.52	0.058	64.06	0.036	2.73	0.306
7	13.23	0.001	0.39	0.042	35.96	0.014	1.69	0.179
8	10.26	0.001	0.34	0.035	31.51	0.008	1.38	0.145
9	5.44	0.001	0.20	0.020	27.21	0.007	1.19	0.125
10	1.95	0.000	0.11	0.010	19.91	0.006	0.90	0.094
11	0.92	0.000	0.08	0.007	14.07	0.005	0.62	0.065
12	0.56	0.000	0.07	0.006	11.53	0.004	0.47	0.049
13	0.47	0.000	0.07	0.005	9.76	0.003	0.40	0.042
14	0.43	0.000	0.07	0.005	8.46	0.003	0.36	0.036

(3) LEO 卫星与 RO 卫星联合定轨  
 利用 LEO 卫星与 RO 卫星的 DOWM 数据进行联合定轨，条件同表 1.表 5 为不同弧段下的定轨协方差统计值。与 DRO 卫星类似，星间链路对 LEO

卫星轨道具有更强的约束，RO 卫星位置方差比 LEO 卫星的位置方差大 1 个量级，1 天以上的弧段 LEO 卫星即可实现优于百米的精度，RO 卫星则需要 3 天以上的弧段获取小于百米的位置方差。

表 5 LEO 与 RO 联合定轨轨道精度

Table 5 The Joint Orbit Determination Accuracy for LEO and RO

弧长 (d)	条件 A				条件 B			
	RO		LEO		RO		LEO	
	位置 (m)	速度 (cm/s)	位置 (m)	速度 (cm/s)	位置 (m)	速度 (cm/s)	位置 (m)	速度 (cm/s)
1	3142.65	1.739	189.28	18.842	0.00	0.000	0.00	0.000
2	966.55	1.198	128.77	13.116	1712.50	1.368	148.74	15.017
3	110.69	0.150	16.17	1.644	524.61	0.361	39.73	3.916
4	14.10	0.010	1.07	0.106	193.11	0.035	4.81	0.269
5	9.64	0.009	0.93	0.095	111.86	0.024	3.03	0.148
6	8.00	0.008	0.87	0.088	110.81	0.023	2.97	0.137
7	6.75	0.007	0.79	0.080	107.25	0.021	2.78	0.117
8	5.81	0.006	0.64	0.065	102.20	0.019	2.58	0.096
9	4.73	0.003	0.39	0.038	93.63	0.017	2.26	0.062
10	3.91	0.002	0.23	0.020	86.99	0.014	2.07	0.042

11	3.24	0.001	0.17	0.014	84.08	0.014	1.98	0.037
12	2.80	0.001	0.16	0.014	82.35	0.013	1.94	0.036
13	2.65	0.001	0.15	0.013	76.29	0.012	1.79	0.035
14	2.58	0.001	0.14	0.013	73.78	0.012	1.73	0.034

(4) LEO 卫星与 DRO、RO 卫星联合定轨  
利用 LEO 卫星与 RO 卫星、DRO 卫星组成的星间链路进行三星联合定轨，条件同表 1.表 6 为定轨协方差统计值。

三星联合定轨条件下，星间链路对 LEO 卫星轨

道的约束最强，1 天数据即可实现 LEO 卫星小于 30m 的位置方差，DRO 卫星与 RO 卫星小于 500m 的位置方差；2 天数据即可实现 LEO 卫星小于 5m 的位置方差，DRO 卫星与 RO 卫星小于 100m 的位置方差。

表 6 LEO 与 DRO、RO 联合定轨轨道精度

Table 6 The Joint Orbit Determination Accuracy for LEO, DRO and RO

弧长 (d)	条件 A						条件 B					
	DRO		RO		LEO		DRO		RO		LEO	
	位置 (m)	速度 (cm/s)	位置 (m)	速度 (cm/s)	位置 (m)	速度 (cm/s)	位置 (m)	速度 (cm/s)	位置 (m)	速度 (cm/s)	位置 (m)	速度 (cm/s)
1	420.32	0.513	483.14	0.421	44.11	4.505	5375.54	1.687	3913.86	1.216	146.71	13.010
2	31.28	0.022	27.76	0.016	1.72	0.178	293.25	0.099	230.72	0.069	8.25	0.758
3	12.29	0.003	9.47	0.002	0.34	0.033	70.02	0.021	55.11	0.013	1.57	0.128
4	6.16	0.001	4.36	0.000	0.16	0.016	26.17	0.009	20.18	0.005	0.54	0.048
5	3.89	0.001	2.91	0.000	0.12	0.011	12.21	0.005	9.09	0.002	0.23	0.025
6	2.42	0.000	1.90	0.000	0.10	0.008	8.96	0.003	6.55	0.002	0.15	0.017
7	1.63	0.000	1.31	0.000	0.09	0.007	6.44	0.003	4.42	0.001	0.12	0.012
8	1.13	0.000	0.93	0.000	0.07	0.006	4.87	0.002	3.25	0.001	0.10	0.010
9	0.76	0.000	0.64	0.000	0.07	0.005	3.92	0.002	2.53	0.001	0.09	0.009
10	0.47	0.000	0.46	0.000	0.06	0.005	3.37	0.002	2.16	0.001	0.09	0.008
11	0.29	0.000	0.37	0.000	0.06	0.005	2.95	0.002	1.84	0.000	0.08	0.008
12	0.22	0.000	0.32	0.000	0.05	0.003	2.38	0.001	1.40	0.000	0.08	0.007
13	0.19	0.000	0.28	0.000	0.04	0.003	1.79	0.000	1.06	0.000	0.07	0.005
14	0.16	0.000	0.27	0.000	0.04	0.003	1.50	0.000	0.96	0.000	0.06	0.005

### 3.4 DOWM 与 LEO 卫星自定位数据联合定轨

LEO 卫星可携带星载应答机，其自定位数据为绝对测量量，可以对 LEO 卫星轨道提供很好的约束条件，本节引入 LEO 卫星的自定位数据，与 DOWM 数据一同完成轨道计算。考虑到 LEO 卫星的引入可以很好的对各类参数进行解算，本节的分析直接采用条件 B。

表 7 为 LEO 分别与 DRO 卫星、RO 卫星联合

定轨的结果。利用 1 天弧段的数据，LEO 卫星与 DRO 卫星联合定轨，2 天数据即可实现 DRO 卫星优于 50m 的解算精度。LEO 卫星与 RO 卫星联合定轨，1 天数据可以实现 RO 卫星近 50m 的轨道精度，2 天即可实现优于 10m 的轨道精度。更长弧段数据的引入，其他力模型误差、测量的非常值系统性偏差将成为制约定轨精度的主要误差源。

表 8 为三星联合定轨结果，1 天数据即可实现三星均优于 50m 的轨道精度。

表 7 LEO 与 DRO、RO 分别联合定轨轨道精度

Table 7 The Joint Orbit Determination Accuracy for LEO, DRO and RO

弧长 (d)	LEO+DRO 定轨				LEO+RO 定轨			
	DRO		LEO		RO		LEO	
	位置 (m)	速度 (cm/s)	位置 (m)	速度 (cm/s)	位置 (m)	速度 (cm/s)	位置 (m)	速度 (cm/s)
1	420.32	0.513	44.11	4.505	5375.54	1.687	3913.86	1.216
2	31.28	0.022	1.72	0.178	293.25	0.099	230.72	0.069
3	12.29	0.003	0.34	0.033	70.02	0.021	55.11	0.013
4	6.16	0.001	0.16	0.016	26.17	0.009	20.18	0.005
5	3.89	0.001	0.12	0.011	12.21	0.005	9.09	0.002
6	2.42	0.000	0.10	0.008	8.96	0.003	6.55	0.002
7	1.63	0.000	0.09	0.007	6.44	0.003	4.42	0.001
8	1.13	0.000	0.07	0.006	4.87	0.002	3.25	0.001
9	0.76	0.000	0.07	0.005	3.92	0.002	2.53	0.001
10	0.47	0.000	0.06	0.005	3.37	0.002	2.16	0.001
11	0.29	0.000	0.06	0.005	2.95	0.002	1.84	0.000
12	0.22	0.000	0.05	0.003	2.38	0.001	1.40	0.000
13	0.19	0.000	0.04	0.003	1.79	0.000	1.06	0.000
14	0.16	0.000	0.04	0.003	1.50	0.000	0.96	0.000

1	338.17	0.139	0.21	0.019	54.82	0.024	0.22	0.019
2	31.92	0.018	0.14	0.013	6.54	0.007	0.15	0.014
3	14.17	0.009	0.12	0.010	4.00	0.002	0.12	0.010
4	10.28	0.007	0.10	0.009	3.34	0.002	0.10	0.009
5	8.26	0.005	0.09	0.008	2.77	0.002	0.09	0.008
6	5.53	0.003	0.08	0.007	2.49	0.001	0.08	0.007
7	4.66	0.002	0.07	0.007	2.28	0.001	0.07	0.006

表 8 LEO 与 DRO、RO 三星联合定轨轨道精度

Table 8 The Joint Orbit determination Accuracy for LEO, DRO and RO

弧长 (d)	LEO+DRO+RO 定轨					
	DRO		RO		LEO	
	位置 (m)	速度 (cm/s)	位置 (m)	速度 (cm/s)	位置 (m)	速度 (cm/s)
1	38.58	0.023	18.23	0.012	0.21	0.019
2	12.82	0.009	5.64	0.005	0.14	0.012
3	7.57	0.005	3.53	0.002	0.11	0.010
4	5.85	0.004	3.00	0.002	0.09	0.008
5	3.57	0.002	2.55	0.001	0.08	0.007
6	3.22	0.002	2.27	0.001	0.07	0.006
7	2.96	0.002	2.01	0.001	0.06	0.006

#### 4 结论

论文针对地月空间星间链路的应用进行了理论建模与应用分析。利用与 LEO 卫星的星间链路完成 DRO 卫星与 RO 轨道的轨道计算,星间链路因 LEO 卫星轨道周期变化引起的星间距离的周期性变化,对卫星天平面内的角位置确定提供了较好的约束,而 DRO 卫星与 RO 卫星建链,由于缺乏短周期变化,仅利用 DOWM 确定轨道则需要更长的观测弧段。根据三星两两建链场景的定轨结果,LEO 卫星与 RO 卫星、DRO 卫星建链时,LEO 卫星轨道精度更高,RO 与 DRO 轨道建链时,DRO 卫星轨道精度更高,数值结果表现出 DOWM 对引力非对称更强的卫星轨道约束更强。定轨分析的基本结论如下:

(1)DOWM 可支持 DRO 卫星、RO 卫星与 LEO 卫星的轨道计算。单链路模式下, DRO 卫星与 RO 卫星组合的轨道收敛性较差,需要 10 天以上的弧段可以解算优于百米的轨道;与 LEO 卫星建链,轨道收敛所需的观测弧段大幅缩短,5 天以上弧段即可实现百米的解算精度。三星组网模式下,由于 3 条链路的交替观测,即使解算星间链路的系统误差,2 天以上的弧段也可实现百米的解算精度。因此,建议高精度定轨引入三星联合定轨模式

(2)LEO 卫星自定位数据的引入,可以显著缩短定轨所需的观测弧长,1 天以上的弧段即可实现

百米的解算精度。

(3)利用 DOWM 进行定轨计算,系统误差的解算会显著影响定轨结果的收敛性,差异超过 1 个量级。因此,建议在数据预处理阶段尽可能完成设备延迟、钟差、传播介质等引入的系统误差。

#### 参考文献

- [1] BAO Weimin, WANG Xiaowei. Some thoughts about cislunar exploration and exploitation[J]. Journal of Astronautics, 2021, 43(6): 705 - 712(包为民,汪小卫. 地月空间探索与开发的思考[J]. 宇航学报, 2021, 43(6): 705 - 712)
- [2] CHEN Ming, TANG Geshe, CAO Jianfeng, et al. Precision orbit determination of CE-1 lunar satellite[J]. Geomatics and Information Science of Wuhan University, 2011, 36(2): 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[J]. 武汉大学学报(信息科学版), 2011, 36(2): 212-217)
- [3] 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. 嫦娥二号卫星轨道确定与测轨技术[J]. 科学通报, 2012, 57(9): 689-696)
- [4] HUANG Yong, CHANG Shengqi, LI Peijia, et al. Orbit determination of Chang'E-3 and positioning of the lander and

- the rover[J]. Chin SCI Bull, 2014, 59(23): 3858-3867(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(23): 3858-3867)
- [5] ZHANG Yu, CAO Jianfeng, DUAN Jianfeng, et al. Orbit dynamics model compensation and implementation for continuous attitude 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)
- [6] ANANDA M P, BERNSTEIN H, CUNNINGHAM K E, et al. Global positioning system (GPS) autonomous navigation[C]//IEEE Symposium on Position Location and Navigation. A Decade of Excellence in the Navigation Sciences, 1990: 497-508.
- [7] CODIK A. AUTONOMOUS NAVIGATION OF GPS SATELLITES: A CHALLENGE FOR THE FUTURE[J]. Annual of Navigation, 1985, 32: 221-232.
- [8] RAJAN J A. Highlights of GPS II-R autonomous navigation[C]//Proceedings of the 58th Annual Meeting of The Institute of Navigation and CIGTF 21st Guidance Test Symposium. USA, 2022-06-24, 2002: 354-363.
- [9] MAO Yue, SONG Xiaoyong, JIA Xiaolin, et al. Naturalisation method research on Inter-Satellite Link observation data[J]. Geomatics and Information Science of Wuhan University, 2013, 38(10): 1201-1206(毛悦, 宋小勇, 贾小林, 等. 星间链路观测数据归化方法研究[J]. 武汉大学学报(信息科学版), 2013, 38(10): 1201-1206)
- [10] TANG C, HU X, ZHOU S, et al. Initial results of centralized autonomous orbit determination of the new-generation BDS satellites with inter-satellite Link measurements[J]. Journal of Geodesy, 2018, 92(10): 1116-1155.
- [11] 蔡洪亮, 孟轶男, 耿涛, 等. 北斗三号卫星星间联合精密定轨初步结果[J]. 武汉大学学报(信息科学版), 2020, 45(10): 1493-1500. [Cai Hong-liang, Meng Yi-nan, Geng Tao, et al. Initial results of precise orbit determination using Satellite-Ground and Inter-Satellite Link observations for BDS-3 satellites[J]. Geomatics and Information Science of Wuhan University, 2020, 45(10): 1493-1500.]
- [12] WANG Wenbin, SHU Leizheng, LIU Jiangkai, et al. Joint navigation performance of distant retrograde orbits and cislunar orbits via LiAISON considering dynamic and clock model errors[J]. Annual of Navigation, 2019, 66: 781-802.
- [13] WANG Wenbin. Autonomous navigation and timing in cislunar space enabled by DRO-LEO formation[D]. Beijing: University of Chinese Academy of Sciences, 2020: 1-129.(王文彬. 基于 DRO-LEO 编队的地月航天器自主导航与授时研究[D]. 北京: 中国科学院大学, 2020: 1-129.)
- [14] PU J, LI S, ZHANG H, et al. Space-based Orbit Determination for a Lunar Low-Energy Transfer Orbit[C]//The 28th International Symposium on Space Flight Dynamics. Beijing, China, 2022-08-29, 2022: 1-22.
- [15] LI S, PU J, GAO Y, et al. High-Fidelity autonomous navigation based on DRO-LEO Inter-Satellite links[C]//The 28th International Symposium on Space Flight Dynamics. Beijing, China, 2022-08-29, Beijing, 2022: 1-25.
- [16] KAPLAN G H. The IAU resolutions on astronomical reference systems, time scales, and earth rotation models, CIRCULAR NO. 179[R]. Washington, D.C., 2005: 1-104.
- [17] MOYER T D. Formulation for observed and computed values of deep space network data types for navigation[M]. California: Jet Propulsion Laboratory, 2000.
- [18] CAO Jianfeng, LI Xie, JU Bing, et al. Multi-satellite precision orbit determination and data analysis software in solar system[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2022, 9(5): 532-541(曹建峰, 李颢, 鞠冰, 等. 太阳系多星精密定轨软件[J]. 深空探测学报, 2022, 9(5): 532-541)
- [19] TAPLEY B D, SCHUTZ B E, GEORGE H B. Statistical orbit determination[M]. SAN Diego: Elsevier Academic Press, 2004.

## 网络首发:

**标题:** 地月空间探测器星间链路定轨能力分析

**作者:** 曹建峰, 满海钧, 王文彬, 王俊魁, 刘山洪, 鞠冰, 张宇

**DOI:** 10.13203/j.whugis20230007

**收稿日期:** 2023-06-04

#### 引用格式:

曹建峰, 满海钧, 王文彬, 等. 地月空间探测器星间链路定轨能力分析[J]. 武汉大学学报(信息科学版), 2023, DOI: 10.13203/j.whugis20230007 (CAO Jianfeng, MAN Haijun, WANG Wenbing, et al. A Simulation Study of Orbit Determination Capability for Cislunar Space Probes Using ISL Data[J]. *Geomatics and Information Science of Wuhan University*, 2023, DOI: 10.13203/j. whugis20230007)

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!

---

#### 您感兴趣的其他相关论文:

EOP预报误差对深空探测器精密定轨结果影响分析

王波, 鄢建国, 高梧桐, 叶茂, 于亮, 马卓希, 李斐

武汉大学学报(信息科学版), 2022-10-21 13:47, doi: 10.13203/j.whugis20220004

<http://ch.whu.edu.cn/cn/article/doi/10.13203/j.whugis20220004>

