DOI：10.3724/zrht.1674-5825.2026019

GNSS卫星与地月平动点卫星空间基准传递性能分析

徐君毅[1]， 陈艳玲[2, 3]， 黄 勇[2, 3]， 李 敏[1]， 张之学[1]， 王曾珍[1]， 孙淑贤[1]， 许新月[1]
（1. 北京卫星导航中心，北京 100094；2. 中国科学院上海天文台，上海 200030；
3. 中国科学院大学，北京 100049）

摘 要：针对地月空间综合 PNT 体系中，GNSS 卫星与地月平动点卫星相互支持的自主定轨精度与空间基准稳定保持的机制尚不明确的问题，开展星间双向链路观测下 GNSS 卫星与平动点卫星互相支持的自主定轨方法与定轨性能研究。基于仿真数据，分析不同定轨弧长、不同锚固条件下平动点星座自主定轨、GNSS 卫星锚固平动点卫星、平动点卫星锚固 GNSS 卫星 3 种场景的定轨精度。结果表明，平动点卫星星座定轨弧长 5 d 以上时，定轨精度可达 10 m 级；GNSS 卫星锚固条件下，平动点卫星星座定轨弧长 1 d 即可达到 10 m 级精度；平动点卫星星座以12~29 m误差轨道锚固 GNSS 卫星星座，定轨弧长 1 d 时，GNSS MEO 卫星三维位置误差平均为4.99 m，轨道 URE 平均为 2.61 m。研究证明，平动点卫星可为 GNSS 卫星提供惯性空间基准，GNSS 卫星 1 d 锚固效果等效于平动点卫星自身 5 d 的以上轨道维持效果。

关键词：GNSS卫星；地月平动点；星间链路；自主定轨；定轨精度
中图分类号：TP399；V19 **文献标识码：**A **文章编号：**1674-5825(2026)02-0164-08

Performance Analysis of Spatial Reference Transfer between Global Navigation Satellite System Satellites and Earth-Moon Libration Point Satellites

XU Junyi[1], Chen Yanling[2,3], Huang Yong[2,3], LI Min[1], ZHANG Zhixue[1], WANG Zengzhen[1], SUN Shuxian[1], XU Xinyue[1]
(1. Beijing Satellite Navigation Center, Beijing 100094,China; 2. Shanghai Astronomical Observatory, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 200030,China; 3. 2University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049,China)

Abstract: To elucidate the unclear mechanisms of autonomous orbit-determination accuracy and the stable maintenance of spatial reference under mutual support between Global Navigation Satellite System (GNSS) satellites and Earth–Moon Libration (EML) point satellites in an integrated cislunar-space Positioning, Navigation, and Timing (PNT) system, this paper focuses on the mutually supported autonomous orbit-determination method and the performance of GNSS and EML point satellites through intersatellite two-way link observations. Based on simulation data, the orbit-determination accuracy is analyzed under three scenarios, i.e., autonomous orbit determination of the EML point constellation, GNSS satellites anchoring EML point satellites, and EML point satellites anchoring GNSS satellites, under different orbit arc lengths and anchoring conditions. The results show that the orbit-determination accuracy of the EML point satellite

收稿日期：2026-02-11； 修回日期：2026-04-08
基金项目：中国科学院战略性先导科技专项（XDA0350404）
第一作者：徐君毅，男，博士，工程师，研究方向为卫星导航。E-mail：huanle025@163.com
引用格式：徐君毅，陈艳玲，黄勇，等. GNSS卫星与地月平动点卫星空间基准传递性能分析[J]. 载人航天，2026，32（2）：164-171. Xu J Y，Chen Y L，Huang Y，et al. Performance analysis of spatial reference transfer between global navigation satellite system satellites and earth-moon libration point satellites[J]. Manned Spaceflight，2026，32（2）：164-171.

constellation can reach the 10 m level under an orbit arc exceeding 5 days. Through the support of GNSS satellite anchoring, the EML point constellation achieves 10-m accuracy under a 1 day orbit arc. Additionally, when the EML point satellite constellation anchors the GNSS constellation with orbits exhibiting 12~29 m of error and 1 day arc length, the average three-dimensional position error of GNSS MEO satellites is 4.99 m, and the average orbit URE is 2.61 m. This study indicates that EML point satellites can provide an inertial spatial reference for GNSS satellites. The 1-day anchoring effect of GNSS satellites can be equivalent to the effect of autonomous orbit maintenance of EML point satellites for more than 5 days. These conclusions provide a basis for constructing an integrated PNT system of MEO/GEO/IGSO and deep-space navigation constellations as well as for supporting the construction of the cislunar-space situational-awareness system.
Key words: Global Navigation Satellite System; cislunar space; intersatellite link; autonomous orbit determination; orbit-determination accuracy

1　引言

星间链路测量在近地卫星特别是全球卫星导航系统（Global Navigation Satellite System，GNSS）的空间信号精度提升[1-4]，尤其是在 GNSS 卫星自主定轨运行模式下，结合星座整体旋转不可测问题的突破，在卫星自主定轨方面作用显著[5-7]，因此这一相对高精度的测量手段为地月空间基准建立和定位、导航和授时（Positioning, Navigation, and Timing，PNT）服务提供了新的思路和实现方式。星间测距用于地月空间的导航方法以美国先进空间公司（Advance Space）的研究为代表，该公司提出了环月自主定位系统（Cislunar Autonomous Positioning System，CAPS），用于地月空间任务的快速精确导航，采用卫星间测距的方式获取定位结果，CAPS 将支持运行在地月平动点附近的任务、环月任务、地月空间转移任务以及月球表面的任务等[8]。2022 年，NASA 和先进空间公司发射名为“环月自主定位系统技术操作和导航实验”的立方星，11 月抵达绕月飞行轨道，在近直线晕轨道（Near Rectilinear Halo Orbit，NRHO）运行，测试验证为“门户”设计的轨道的稳定性，同时测试“环月自主定位系统”的导航系统，并联合月轨飞行器进行导航定位验证[9]。中国天都一号、天都二号通导技术试验星于 2024 年 3 月发射升空，进入环月大椭圆冻结轨道，其核心任务是验证未来地月通导综合星座系统建设中的通信导航新技术，包括环月轨道星间微波测距、环月大椭圆冻结轨道编队飞行、月地高可靠传输与路由等多项技术。中国 2024 年 3 月发射的地月三星星座—远距逆行轨道（Distant Retrograde Orbit）DRO-L、DRO-A、DRO-B 也验证了“卫星跟踪卫星”的自主定轨技术，通过低地球轨道 LEO（Low Earth Orbit）卫星对 DRO-A、DRO-B 星的跟踪测量，在国际上首次验证了地月空间卫星跟踪卫星定轨导航新质能力[10]。

目前，国内外在地月平动点卫星星间链路自主定轨方面已开展相关研究[11,12]，但平动点卫星与 GNSS 卫星之间的相互锚固，即 2 种类型导航星座之间空间基准的传递能力鲜有公开文献。随着星间链路技术的不断发展，以及国家在高、中、低轨和深空星座综合 PNT 体系的布局和规划[13,14]，在 GNSS 卫星与地月平动点卫星之间的协同工作模式下，空间基准如何传递以及传递能力亟待研究。本文对平动点星座自主定轨、GNSS 卫星锚固平动点卫星以及平动点卫星锚固 GNSS 卫星这 3 种场景下的自主定轨进行分析和研究。

2　星间链路测量模型及定轨算法

星间链路采用双程单向测距体制，得到 2 个正反向测距值。星间测距值中不仅包含2 个卫星之间的距离信息，还包括钟差信息。通过对 2 个测距值求和做差的方式，可以将距离和钟差信息解耦。2 个相反方向的测距值相加即为卫星距离的 2 倍，2 个测距值相减即为相对钟差的 2 倍。对地月空间 2 个探测器（比如 1 个位于地月平动点，1 个位于地球 MEO），由于 2 个探测器所处的引力势以及速度差异较大，相对论影响因素较近地空间更为显著，在定轨过程中需加以考虑。

如图 1 所示，t_1、t_2、t_3、t_4 分别表示卫星 A 接收、卫星 B 发射、卫星 B 接收和卫星 A 发射信号事件，在实际测量中，可以按照 $t_2 = t_4$ 或者

$t_1=t_3$ 进行双程单向测距，即 2 颗卫星接收时刻或者发射时刻相同。以下假设接收时刻相同（$t_1=t_3$），即使二者不严格相等也不会影响归算精度[10]。

双程单向测量的过程为：首先，由卫星 A 发

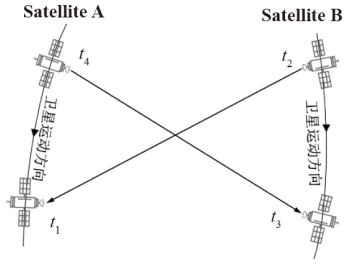


图 1 星间双程单向测距原理

Fig. 1 Principle of intersatellite ranging

出测距信号，卫星 B 在其钟面时 t_1 接收到测距信号，得到测距值 c；然后由卫星 B 发出测距信号，卫星 A 在其钟面时 t_1 接收到测距信号，得到测距值ρ_{BA}，则 2 个正反向测距值可以表示为式（1）。

$$\begin{aligned}\rho_{\mathrm{AB}}(t_1)=&|\vec{R}_{\mathrm{B}}(t_1)-\vec{R}_{\mathrm{A}}(t_1-\Delta t_1)|+c\cdot clk_{\mathrm{B}}(t_1)-\\&c\cdot clk_{\mathrm{A}}(t_1-\Delta t_1)+c\cdot\tau_{\mathrm{A}}^{\mathrm{send}}+c\cdot\tau_{\mathrm{B}}^{\mathrm{rcv}}+\\&\Delta\rho_{\mathrm{cor}}^{\mathrm{AB}}+\xi\\\rho_{\mathrm{BA}}(t_1)=&|\vec{R}_{\mathrm{A}}(t_1)-\vec{R}_{\mathrm{B}}(t_1-\Delta t_1')|+c\cdot clk_{\mathrm{A}}(t_1)-\\&c\cdot clk_{\mathrm{B}}(t_1-\Delta t_1')+c\cdot\tau_{\mathrm{B}}^{\mathrm{send}}+c\cdot\tau_{\mathrm{A}}^{\mathrm{rcv}}+\\&\Delta\rho_{\mathrm{cor}}^{\mathrm{BA}}+\xi\end{aligned}\tag{1}$$

其中，$\vec{R}_{\mathrm{A}}$和$\vec{R}_{\mathrm{B}}$分别为卫星的位置向量，clk_{A}和分别为卫星的钟差，c为clk_{B}光速，$\tau_{\mathrm{A}}^{\mathrm{send}}$和$\tau_{\mathrm{A}}^{\mathrm{rcv}}$分别为卫星 A 星间链路载荷的发射和接收时延，$\tau_{\mathrm{B}}^{\mathrm{send}}$和$\tau_{\mathrm{B}}^{\mathrm{rcv}}$分别为卫星 B 星间链路载荷的发射时延和接收时延，$\Delta\rho_{\mathrm{cor}}^{\mathrm{AB}}$和$\Delta\rho_{\mathrm{cor}}^{\mathrm{BA}}$分别表示 2 个测距值的模型改正，包括卫星天线相位中心改正、引力时延改正等，ξ为观测噪声及其他未知的系统误差。

地月空间飞行器在飞行过程中除了受到中心天体引力外，还受到各种摄动力的影响，主要包括：地球、月球非球形引力摄动和潮汐摄动、N 体摄动、太阳辐射压摄动、相对论影响等。

在惯性坐标系中，卫星的运动方程可以表示为式（2）。

$$\begin{cases}\ddot{\vec{r}}=\vec{f}_0+\vec{f}_\varepsilon\\t_0:\vec{r}(t_0)=\vec{r}_0,\dot{\vec{r}}(t_0)=\dot{\vec{r}}_0\end{cases}\tag{2}$$

式中，$\vec{r}$为卫星在惯性坐标系中的位置矢量，$\ddot{\vec{r}}$为卫星在惯性坐标系中的加速度矢量，方程右端为作用在卫星单位质量上的力的总和。其中，$\vec{f}_0$为中心引力，$\vec{f}_\varepsilon$为各种摄动加速度。

卫星的位置矢量$\vec{r}$满足式（1）的常微初值问题。一般情况下卫星的初始状态$\vec{r}_0$和$\dot{\vec{r}}_0$无法准确预知，只能得到它们的参考值$\vec{r}_0{}^*$和$\dot{\vec{r}}_0{}^*$，这就需要通过对卫星的不断观测精化$\vec{r}_0{}^*$和$\dot{\vec{r}}_0{}^*$，以取得高精度的卫星初始状态$\vec{r}_0$、$\dot{\vec{r}}_0$，这正是精密定轨任务的关键。

观测量Y与状态量X之间存在着一定的函数关系，满足式（3）的观测方程。

$$Y=G(X,t)+\varepsilon\tag{3}$$

其中，Y为观测量的测量值；$G(X,t)$为相应观测量的理论值；ε为测量误差，在精密定轨中，理论上要求其为白噪声。对于测量系统误差，可以建立相应模型代入方程右端。由于观测方程式一般非线性，所以需要对其线性化。

将待估状态量X_0的近似值定义为状态量的参考值，记作X_0^*，相应的，$X(t)$记作$X^*(t)$。将观测方程在参考状态$X^*(t_i)$处展开，并略去二次以上的高阶项，可以得到线性化的观测方程，即式（4）。

$$y=Hx_0+\varepsilon\tag{4}$$

其中，各变量可展开为式（5）。

$$\left.\begin{aligned}y&=Y-G(X^*,t)\\x_0&=X_0-X_0^*\\H&=\left(\left(\frac{\partial G}{\partial X}\right)\left(\frac{\partial X}{\partial X_0}\right)\right)\end{aligned}\right|_{X=X^*}\tag{5}$$

假设R_{ij}和R_{ji}为卫星i与j之间的理论距离，可表示为式（6）。

$$G=R_{ij}=R_{ji}=R=\sqrt{(x_i-x_j)^2+(y_i-y_j)^2+(z_i-z_j)^2}\tag{6}$$

其中，x_i,y_i,z_i与x_j,y_j,z_j分别为卫星i与j的三维坐标。将式（1）中的两式相加，可得到t_k时刻不含卫星钟差的线性观测方程式（7）。

$$\begin{cases} Y_k = \left(\rho_{ij}+\rho_{ji}\right)/2 = G+\varepsilon_k \\ y_k = H_k x+\varepsilon_k \end{cases} \tag{7}$$

其中，测量误差$\varepsilon_k = \left(\varepsilon_{ij}+\varepsilon_{ji}\right)/2$，$y_k$为观测残差；$H_k$为矩阵系数，$x$为待解参数。星间距离对卫星位置的偏导数可分为两部分，见式（8）。

$$H_k = \left(\frac{\partial R_{ij}}{\partial\left(X_i,X_j\right)}\right)^*_{t_k} \frac{\partial\left(X_i,X_j\right)}{\partial\left(X_{i0},X_{j0}\right)} \tag{8}$$

式（8）中偏导数的第一部分可表示为式（9）。

$$\left(\frac{\partial r_{ij}}{\partial\left(X_i,X_j\right)}\right)^*_{t_k} = \left(\frac{x_i-x_j}{R},\frac{y_i-y_j}{R},\frac{z_i-z_j}{R},-\frac{x_i-x_j}{R},-\frac{y_i-y_j}{R},-\frac{z_i-z_j}{R}\right) \tag{9}$$

式（8）中偏导数的第二部分为状态转移矩阵[15]。

卫星精密定轨的工作即在上述基础上进行，由大量观测采样数据Y_j求解条件方程，可给出待估状态量X_0的改正值$\hat{x}_0$，从而得到改进的历元状态量$\widehat{X_0} = X_0^* + \hat{x}_0$。定轨过程是一个迭代过程，将每次得到的$\widehat{X_0}$作为估计量$X_0^*$，重复前面的过程，直至满足精度为止。

3　星间链路空间基准传递

3.1　地月平动点卫星自主定轨

本节分析星间测量噪声 0.1 m 时，5 d、7 d 和 14 d 弧长平动点卫星自主定轨的轨道精度。实验过程中选取了 UTC 时间系统下 2016 年9 月 30 日 0 时的 5 颗平动点卫星，这 5 颗平动点卫星的初始轨道信息如表 1 所示。

基于上述平动点卫星初轨信息，进行理论轨道积分和观测量仿真，得到观测数据后进行定轨实验，即可验证平动点卫星自主定轨精度情况。实验过程中，仿真场景和定轨配置如表 2 所示。

利用上述信息进行定轨和轨道分析，将定轨结果和无初轨误差积分的轨道进行比较，得到误差时序图，再将径向、切向和法向（Radial,Tang-ential, and Normal，RTN）三维方向的误差进行 RMS 计算，得到定轨的轨道精度。表 3 为不同测量数据精度和不同定轨弧长下的轨道误差统计。

表 1　地月平动点卫星初始轨道信息

Table 1　Initial orbit information of EML point satellites

平动点卫星	类型	x方向	y方向	z方向
L1	位置/m	–345 304 060.559	22 415 088.838	17 941 517.400
	速度/(m・s^{-1})	77.618	681.676	224.441
L2	位置/m	–474 559 546.158	30 334 673.644	24 471 171.449
	速度/(m・s^{-1})	108.738	966.961	318.679
L3	位置/m	394 999 680.653	23 520 144.119	19 299 741.309
	速度/(m・s^{-1})	102.138	928.294	306.612
L4	位置/m	–218 080 220.549	–307 419 283.390	–96 195 310.784
	速度/(m・s^{-1})	800.911	–544.389	–205.426
L5	位置/m	–178 497 026.724	347 506 930.234	121 065 990.368
	速度/(m・s^{-1})	–903.778	–390.532	–103.375

表 2　地月平动点卫星仿真和定轨配置

Table 2　Simulation and orbit-determination configurations for EML point satellites

配置	描述
目标卫星	L1、L2、L3、L4、L5
数据类型	星间测量(链路方式：两两建链)
测量精度/m	0.1
数据采样间隔/min	1
面质比/(m^2・kg^{-1})	0.007 (面积10.784 m^2, 质量1456.3 kg)
太阳辐射压系数	1.24
积分器	KSG积分器
积分步长/s	60
定轨时初轨误差	位置误差50 m；速度误差0.5 (m・s^{-1})
定轨时太阳辐射压误差	±5%
定轨弧长/d	5、7
解算参数	5颗平动点卫星的位置和速度
力学模型	二体作用力、N体摄动力、太阳辐射压、地球非球形摄动、月球非球形摄动、相对论影响

从统计结果可以看出，利用 5 d 及以上弧长进行定轨，平动点卫星自主定轨精度优于 20 m，当定轨弧长达到7 d 时，平动点卫星自主定轨精度可以优于 10 m。图 2、图 3 以测量数据精度为 0.1 m、定轨弧长 7 d 结果为例，展示了 L1、L4 平动点卫星的轨道误差时序图。

3.2　GNSS卫星锚固地月平动点卫星定轨

考虑到 GNSS 导航卫星可以达到较高的定轨精度，可以固定高精度 GNSS 卫星的轨道，即利用 GNSS 卫星对地月平动点卫星进行锚固，只解算平动点探测器的轨道，观测量为 GNSS 和地月平动点卫星之间的双向星间测距。

仿真分析了星间测量精度为 0.1 m 时，1 d、3 d 和 7 d 弧长中 GNSS 卫星锚固 5 颗平动点卫星，地月平动点卫星的定轨精度。在仿真实验中，选取地

表 3 平动点卫星自主定轨精度（测量数据精度为0.1 m条件下）

Table 3 Autonomous orbit-determination accuracy of EML point satellites (with measurement data accuracy of 0.1 m)

	卫星	位置误差/m				速度误差/(cm·s^{-1})			
		R	*T*	*N*	三维	*R*	*T*	*N*	三维
定轨弧长5 d	L1	1.187	6.898	6.206	9.355	0.0040	0.0048	0.0029	0.0069
	L2	1.370	6.159	8.654	10.710	0.0039	0.0042	0.0032	0.0066
	L3	1.856	6.697	14.903	16.443	0.0039	0.0051	0.0056	0.0085
	L4	7.492	2.556	12.952	15.179	0.0053	0.0047	0.0023	0.0075
	L5	7.063	3.599	16.297	18.123	0.0062	0.0032	0.0025	0.0074
定轨弧长7 d	L1	1.184	0.776	2.721	3.067	0.0043	0.0028	0.0015	0.0054
	L2	1.207	0.734	3.854	4.105	0.0044	0.0026	0.0013	0.0053
	L3	1.167	0.826	3.806	4.066	0.0043	0.0029	0.0009	0.0052
	L4	0.574	1.321	2.364	2.768	0.0020	0.0048	0.0005	0.0053
	L5	1.138	0.865	3.162	3.470	0.0042	0.0031	0.0016	0.0055

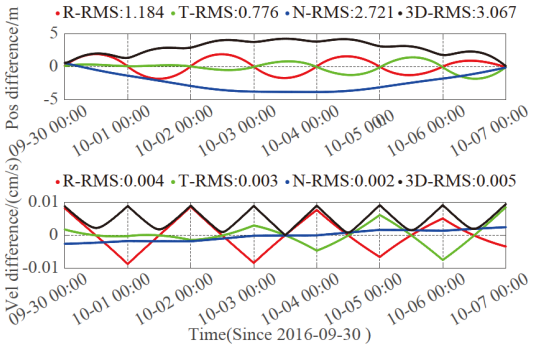


图 2 L1星自主定轨精度

Fig. 2 Autonomous orbit-determination accuracy of satellite L1

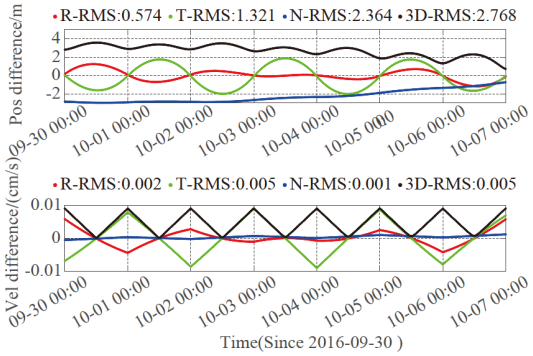


图 3 L4星自主定轨精度

Fig. 3 Autonomous orbit-determination accuracy of satellite L4

月的平动点卫星和 GNSS 导航卫星的配置参数如表 4 所示。

利用上述信息进行定轨和轨道分析，将定轨结果和理论轨道进行比较。表 5 为不同测量数据精度和不同定轨弧长下的轨道误差统计。

从统计结果可见，在锚固 GNSS 卫星导航系统测定地月平动点卫星轨道时，GNSS 卫星锚固条件下，地月平动点卫星星座定轨弧长 1 d， 定轨精度即可达到 10 米级。但是受 GNSS 卫星的基准误差的影响，定轨弧长增加至 3 d 以上时，对地月平

表 4 GNSS锚固平动点卫星场景信息

Table 4 Experimental information for scenarios of GNSS anchoring EML point satellites

配置	描述
GNSS卫星	19、20、21、22、23、24、25、38、39、40
定轨时GNSS卫星轨道误差/m	1
地月平动点卫星	L1、L2、L3、L4、L5卫星
数据类型	星间测量(GNSS卫星和平动点卫星建链)
测量精度/m	0.1
数据采样间隔/min	5
面质比/(m^2·kg^{-1})	0.007(面积10.784/m^2, 质量1456.3/kg)
太阳辐射压系数	1.24
积分器	KSG积分器
积分步长/s	60
定轨时初轨误差/m	位置误差：50 速度误差0.5 /(m·s^{-1})
定轨时太阳辐射压误差	±5%
定轨弧长	1 d、3 d、7 d
解算参数	5颗平动点卫星的位置和速度
力学模型	二体作用力、N体摄动力、太阳辐射压、地球非球形摄动、月球非球形摄动、相对论影响

动点卫星自主导航精度改善幅度趋于平缓。图 4、图 5 以测量数据精度 0.1 m、定轨弧长 7 d、 GNSS 基准误差1 m 的结果为例，展示了地月平动点导航卫星的轨道误差。

3.3 地月平动点卫星锚固GNSS卫星定轨分析

本文分析了星间测量精度为 0.1 m，在 6 h、1 d、3 d 和 7 d 弧长中固定地月平动点卫星轨道，解算 10 颗北斗导航卫星精度。在仿真实验中，选取的平动点卫星和北斗导航卫星以及定轨配置，如表 6 所示，其中面质比、太阳辐射压系数、积分器以及初轨误差、太阳辐射压误差、力学模型与表 2 相同。

在仿真过程中，以不含初轨误差的平动点导航卫星作为基准仿真观测数据；随后在定轨过程中，再将锚固站的轨道替换为含误差的平动点卫星轨道。利用上述信息对 GNSS 卫星进行 6 h、1 d

表 5　GNSS锚固平动点卫星定轨精度（测量数据精度为0.1 m条件下）

Table 5　Orbit-determination accuracy of EML point satellites anchored by GNSS (with measurement accuracy of 0.1 m)

	卫星	位置误差m				速度误差(cm·s^{-1})			
		R	*T*	*N*	三维	*R*	*T*	*N*	三维
定轨弧长1 d	L1	0.468	2.688	2.031	3.401	0.0046	0.0095	0.0018	0.0107
	L2	0.365	4.747	2.495	5.375	0.0042	0.0191	0.0019	0.0196
	L3	0.347	5.679	1.235	5.822	0.0038	0.0222	0.0043	0.0230
	L4	0.152	8.856	5.775	10.574	0.0028	0.0161	0.0006	0.0163
	L5	0.086	11.053	5.941	12.548	0.0032	0.0160	0.0005	0.0163
定轨弧长3 d	L1	1.028	5.233	1.593	5.566	0.0054	0.0042	0.0020	0.0071
	L2	1.041	6.585	2.272	7.044	0.0053	0.0077	0.0030	0.0098
	L3	1.021	6.894	1.918	7.229	0.0053	0.0065	0.0018	0.0085
	L4	0.438	5.260	6.461	8.343	0.0027	0.0054	0.0016	0.0063
	L5	0.620	10.613	5.440	11.942	0.0041	0.0053	0.0008	0.0067
定轨弧长7 d	L1	1.133	1.792	3.145	3.793	0.0044	0.0029	0.0016	0.0055
	L2	1.166	3.872	4.375	5.958	0.0045	0.0030	0.0021	0.0058
	L3	1.122	8.600	4.543	9.791	0.0046	0.0029	0.0013	0.0056
	L4	0.507	2.872	5.930	6.608	0.0021	0.0048	0.0008	0.0053
	L5	1.095	4.988	4.299	6.676	0.0043	0.0032	0.0010	0.0055

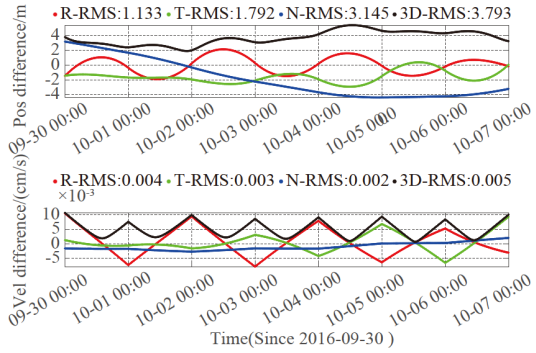


图 4　定轨7 d的L1卫星轨道精度

Fig. 4　Orbit-determination accuracy of L1 satellite within 7-day arc length

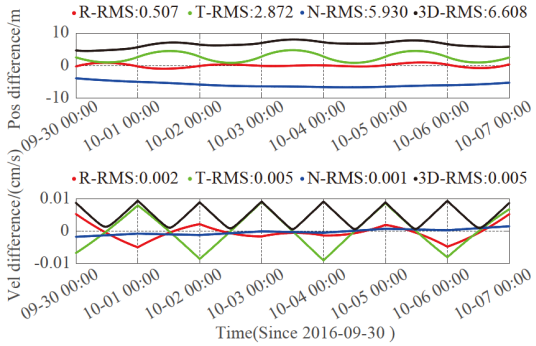


图 5　定轨7 d的L4卫星轨道精度

Fig. 5　Orbit-determination accuracy of satellite L4 under 7-day arc length

定轨弧长的自主定轨，将定轨结果和 GNSS 卫星理论轨道进行比较，开展轨道精度分析。表 7 为不同测量数据精度和不同定轨弧长下的轨道误差统计。除了统计预报轨道的三维位置误差，还采用用户距离误差（User Range Error，URE）评估轨道预报误差对用户测距精度的影响。

表 6　平动点卫星锚固GNSS卫星场景信息

Table 6　Experimental information for scenarios of EML point satellites anchoring GNSS satellites

配置	描述
平动点导航卫星	L1、L2、L3、L4、L5卫星
定轨时平动点导航卫星轨道误差/m	L1卫星：12；L2卫星：15；L3卫星：20；L4卫星：29；L5卫星：28
GNSS卫星	19、20、21、22、23、24、25、38、39、40
数据类型	星间测量(GNSS卫星和平动点卫星建链)
测量精度/m	0.1
数据采样间隔/min	1
定轨时初轨误差/m	5
定轨时太阳辐射压误差	±5%
定轨弧长	6/ h、1/d
解算参数	10颗GNSS卫星的位置和速度

从统计结果中可以看出，在将地月平动点卫星作为锚固站，固定 L1~L5 这 5 个平动点卫星轨道误差为 12~29 m、星间链路测量精度 0.1 m 的条件下，定轨弧长对定轨精度有较大影响。利用 6 h 星间链路解算 GNSS 卫星轨道位置和速度，其轨道三维位置误差约 31.54 m，URE 约 19.58 m；随着定轨弧长增加至 1 d，GNSS 卫星轨道三维位置误差约 4.99 m，轨道 URE 约 2.61 m，较 6 h 弧长解算的 GNSS 卫星轨道精度有较大提升。

4　结论

本文聚焦利用星间链路观测技术开展 GNSS 卫星与地月平动点卫星相互锚固条件下的自主定

表 7 平动点卫星系统锚固GNSS定轨精度（测量数据精度为0.1 m条件下）

Table 7 Orbit-determination accuracy of GNSS satellites (with measurement data accuracy of 0.1 m)

	卫星	位置误差/m				速度误差/(cm・s^{-1})				
		R	*T*	*N*	三维	URE	*R*	*T*	*N*	三维
定轨弧长6/h	19	7.481	8.822	8.170	14.162	8.305	0.0865	0.0885	0.1061	0.1630
	20	29.256	32.810	30.348	53.417	32.182	0.6101	0.4048	0.4278	0.8481
	21	2.718	4.269	3.432	6.115	3.176	0.0435	0.0306	0.0450	0.0697
	22	3.125	5.317	4.286	7.510	3.737	0.0411	0.0375	0.0554	0.0785
	23	33.716	32.056	15.160	48.930	35.354	0.7333	0.4363	0.2174	0.8806
	24	10.577	9.868	5.799	15.584	11.120	0.2503	0.1229	0.0838	0.2911
	25	17.017	8.831	16.338	25.189	17.906	0.2787	0.1444	0.2419	0.3963
	38	31.040	60.755	21.040	71.396	39.148	0.3284	0.5742	0.1973	0.6903
	39	23.070	11.754	17.212	31.091	24.243	0.1401	0.0285	0.0600	0.1551
	40	14.463	24.173	31.192	42.029	20.618	0.3667	0.2307	0.4334	0.6128
	平均	17.246	19.866	15.298	31.542	19.579	0.288	0.210	0.187	0.419
定轨弧长1/d	19	1.881	3.802	0.398	4.261	2.203	0.0257	0.0255	0.0051	0.0366
	20	2.101	4.039	0.912	4.643	2.441	0.0313	0.0285	0.0116	0.0438
	21	2.154	4.070	0.542	4.637	2.481	0.0278	0.0291	0.0069	0.0408
	22	1.917	4.009	0.484	4.470	2.268	0.0280	0.0259	0.0062	0.0386
	23	1.848	3.940	1.510	4.607	2.240	0.0266	0.0252	0.0194	0.0415
	24	1.888	3.414	2.366	4.563	2.262	0.0243	0.0257	0.0303	0.0465
	25	3.332	5.022	2.309	6.454	3.722	0.0209	0.0235	0.0168	0.0357
	38	1.555	3.940	3.594	5.555	2.525	0.0188	0.0113	0.0263	0.0342
	39	2.593	3.899	0.688	4.733	2.975	0.0168	0.0179	0.0045	0.0249
	40	2.215	4.890	2.562	5.949	3.021	0.0426	0.0301	0.0335	0.0620
	平均	2.148	4.103	1.537	4.987	2.614	0.026	0.024	0.014	0.040

轨性能分析，得到以下结论。

1）在 0.1 m 测量精度的星间双向链路条件下，10 颗 GNSS 卫星在 1 d 内为 L1~L5 共 5 颗地月平动点卫星组成的导航星座提供的锚固效应等价于平动点卫星星座自身轨道维持 5 d 以上的效果，充分验证了地月平动点卫星可为 GNSS 卫星提供绝对的惯性空间基准；

2）在与上述同样的星间链路测量精度以及星座分布条件下，10 m 级轨道精度的 5 颗地月平动点卫星可为 10 颗 GNSS 卫星提供锚固，1 d 的星间链路数据可使 GNSS 卫星定轨精度约 5 m，轨道 URE2.61 m。

以上结论为构建未来高中低轨、地月空间以及深空导航星座组成的综合 PNT 体系提供了基础信息和建设依据。

参考文献（References）

[1] 刘林，刘迎春. 关于星-星相对测量自主定轨中的亏秩问题[J]. 飞行器测控学报，2000，19（3）：13-16.
Liu L，Liu Y C. On the deficient rank issue in autonomous positioning using star-star relative measurements[J]. Journal of Spacecraft TT& Technology[J]. 2000，19（3）：13-16 （in Chinese）.

[2] 尚琳. 导航卫星自主定轨与时间同步算法研究[D]. 北京：中国科学院大学，2013.
Shang L. Autonomous Orbit Determination and Time Synchronization Algorithms of Navigation Satellites Beijing：University of Chinese Academy of Sciences，2013 （in Chinese）.

[3] 杨力，郭飞霄，文援兰，等. 单锚固站辅助导航星座自主定轨分析[J]. 飞行器测控学报，2013，32（5）：444-448.
Yang L，Guo F X，Wen Y L，et al. Analysis of autonomous orbit determination for navigation constellation with one anchor station[J]. Journal of Spacecraft TT& Technology[J]. 2013，32（5）：444-448 （in Chinese）.

[4] 李博. 基于星间定向观测的导航星座长期自主定轨技术研究[D]. 南京：南京航空航天大学，2010.
Li B. Research on Long-Term Autonomous Orbit Determination for Navigation Constellation Based on Inter-Satellite Orientation Observation[D]. Nanjing：Nanjing University of Aeronautics and Astronautics，2010 （in Chinese）.

[5] 张卫星，刘万科，龚晓颖，等.导航卫星自主定轨中光压模型精化方法及其影响研究[J]. 武汉大学学报（信息科学版），2013，38（6）：700-704.
Zhang W S，Liu W K，Gong X Y，et al. Influence of solar radiation perturbation model refinement on autonomous orbit determination of navigation satellites[J]. Geomatics Science and Technology of Wuhan University，2013，38（6）：700-704 （in Chinese）.

[6] Springer T A，Beutler G，Rothacher M. Improving the orbit estimates of GPS satellites[J]. Journal of Geodesy，1999，73（3）：147-157.

[7] 陈艳玲，胡小工，周善石，等. 基于星间测距的导航卫星自主定轨新算法[J]. 中国科学：物理学 力学 天文学，2015，45（7）：079511.
Chen Y L，Hu X G，Zhou S S，et al. A new autonomous orbit

determination algorithm based on inter-satellite ranging measurements[J]. Scientia Sinica Physica，Mechanica & Astronomica，2015，45：079511（in Chinese）.

[8] Advanced Space. We are at the moon（EB/OL）.（2022-07-28）[2026-03-31]. https：//advancedspace.com/ capstone/.

[9] Abby T. Capstone takes moon shot，successfully tests navigation technology[EB/OL]. (2023-05-17)[2026-03-01] https：//www.nasa.gov/image-article/capstone-takes-moon-shot-successfully-tests-navigation-technology/.

[10] 中国新闻网. 中国成功构建地月空间三星星座—创造三个国际首次[EB/OL].（2025-04-16）[2026-03-01].https：//www.chinanews.com.cn/gn/2025/04-16/10400228.shtml.

[11] 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）. 2025，50（4）：637-646.
Cao J F，Man H J，Wang W B，et al. Analysis of orbit determination capability for cislunar space probes using ISL data[J]. Geomatics and Information Science of Wuhan University，2025，50（4）：637-646（in Chinese）.

[12] 黄勇，杨鹏，陈艳玲，等. 地月空间探测器星间测距自主定轨. 中国科学：物理学力学天文学，2023，53：229513.
Huang Y，Yang P，Chen Y L，et al. Orbit determination of a cislunar space probe using inter-satellite link data（in Chinese）[J]. Scientia Sinica Physica，Mechanica & Astronomica，2023，53（5）：1-14（in Chinese）.

[13] 杨元喜，任夏，贾小林，等. 以北斗系统为核心的国家安全PNT体系发展趋势[J]. 中国科学：地球科学，2023.53（5）：917-927.
Yang Y X，Ren S，Jia X L，et al. Development trends of the national secure PNT system based on BDS[J]. Chinese Science：Earth Sciences，2023，53（5）：917-927（in Chinese）.

[14] 杨鹏. 月球和深空探测器多源数据定轨问题研究[M]，北京：中国科学院大学，2024，1-10.
Yang P. Research on Orbit Determination of Lunar and Deep Space Probes with Multi-source Data[M]. Beijing：University of Chinese Academy of Sciences，2024，1-10（in Chinese）.

（责任编辑：孙京霞）