

# 服务轨道维持“鹊桥”计算精度的评估

孔静, 谢剑锋, 胡国林, 刘俊琦, 马传令, 吴舒然, 李柯

(北京航天飞行控制中心, 北京 100094)

**摘要:** 位于地月L2点Halo轨道的“嫦娥四号”中继星, 每3~4天需要通过动量轮卸载和轨道维持两种方式进行构型保持。针对“嫦娥四号”中继星机动频繁、控制精度高的特点, 根据平动点轨道特性, 在旋转坐标系分析了定轨误差分量对轨道控制参数计算的影响, 得出影响轨道维持效果的定轨误差主要为旋转坐标系X-Y平面的速度误差。在此基础上提出一种服务轨道维持控制定轨精度评估的统计学方法, 设计了平动点飞行期间轨道的计算策略, 对中继星使命轨道的定轨精度开展评估, 结果表明, 目前测量条件下可为轨道维持提供的定轨精度为1~3 mm/s。

**关键词:** “鹊桥”; 轨道维持; 旋转坐标系; 轨道确定; 精度评估

**中图分类号:** V412.4+1

**文献标识码:** A

**文章编号:** 2096-9287(2023)06-0652-07

**DOI:** 10.15982/j.issn.2096-9287.2023.20220088

**引用格式:** 孔静, 谢剑锋, 胡国林, 等. 服务轨道维持“鹊桥”计算精度的评估[J]. 深空探测学报(中英文), 2023, 10(6): 652-658.

**Reference format:** KONG J, XIE J F, HU G L, et al. Orbit determination and accuracy evaluation of Queqiao relay satellite for orbit maintenance[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2023, 10(6): 652-658.

## 引言

由于特殊的动力学特性和在三体问题中相对固定的位置, 平动点轨道在停泊中转、中继通信、星际转移等深空探测任务具备较好的工程应用价值<sup>[1]</sup>。共线平动点轨道本质上是不稳定的, 地面系统需要通过不断的轨道维持确保航天器围绕其平动点运行<sup>[2-3]</sup>。由于轨道维持间隔的时间较短, 维持后需尽快确定轨道收敛速度和进行精度评估<sup>[4-5]</sup>。

第一个到达地月平动点的航天器是“阿尔忒弥斯P1号”(Artemis P1)和“阿尔忒弥斯P2号”(Artemis P2)。2010年8月和10月, Artemis P1和Artemis P2分被送入绕地月L2和L1点的李萨如轨道。两个航天器大约每周进行一次位置保持控制, 控制量小于10 cm/s, 最小的只有1.17 cm/s, 为有效地实施这些小的机动, 除了建立精确的力学模型外, 对定轨精度也提出很高的要求, 评估要求位置残差平方和(Root Sum Square, RSS)小于1 km, 速度小于1 cm/s ( $3\sigma$ )<sup>[6]</sup>。实际上, 操控团队提供了位置和速度精度的量级分别为0.1 km和0.1 cm/s。“嫦娥五号T1试验器”(CE-5T1)是中国第一颗绕地月L2点飞行的探测器, 综合利用5~7 d测距测速和VLBI数据, CE-5T1在L2点的定轨位置和速度

精度分别为百m和mm/s量级, 轨道误差主要反映在横方向<sup>[7]</sup>。

“嫦娥四号”任务分为中继星和探测器两个阶段, 其中中继星被命名为“鹊桥”, 于2018年5月发射, 同年6月进入绕地月L2点晕轨道<sup>[8-9]</sup>。为实现“鹊桥”位置保持, 大约每半个周期进行一次轨道维持, 控制量在dm/s量级<sup>[10]</sup>。航天器长期管理阶段主要考虑的是节省燃料等, “鹊桥”采用主动卸载模式, 利用卸载产生的速度增量修正轨道发散<sup>[11]</sup>。

“鹊桥”动量轮卸载的控制量级在1~3 cm/s, 在长期在轨数据处理中发现卫星定轨误差在1 cm/s量级, 难以满足中继星每3~4天通过动量轮卸载进行轨道保持所需的轨道精度, 尤其是速度精度。

经分析定轨的三维误差并不会全部影响轨道维持效果。本文根据平动点轨道特性, 在旋转坐标系分析了定轨速度误差不同分量对轨道维持控制参数的影响, 引用轨道要素位置和速度的某些特定的子集作为定轨精度的评估依据提供轨道维持控制; 设计了平动点飞行期间的轨道计算策略, 对中继星使命轨道的定轨精度开展评估, 分析了定轨弧长和跟踪弧段长度对定轨精度的影响。

## 1 轨道动力学方程

航天器位置速度通常在惯性系描述, 由于本文定轨误差分析在旋转坐标系, 本节首先建立惯性系到地月L2点旋转坐标系转换关系, 在此基础上分析定轨误差对轨道控制的影响。

### 1.1 惯性系至地月L<sub>2</sub>点旋转坐标系转换

地月L<sub>2</sub>点旋转坐标系定义原点O为地月L<sub>2</sub>点, X轴为地球指向月球方向, Y轴在白道面内垂直于X轴并指向月球公转方向, Z轴平行于白道法向。根据定义将地心J2000.0惯性系的位置速度转换到L<sub>2</sub>旋转坐标系<sup>[12]</sup>。

在地心J2000.0惯性坐标系地球位置速度矢量为 $\mathbf{r}_1$ 、 $\dot{\mathbf{r}}_1$ , 月球位置速度矢量为 $\mathbf{r}_2$ 、 $\dot{\mathbf{r}}_2$ , 地月系统质心位置速度矢量为 $\mathbf{r}_c$ 、 $\dot{\mathbf{r}}_c$ , 地月L<sub>2</sub>点位置速度矢量为 $\mathbf{r}_s$ 、 $\dot{\mathbf{r}}_s$ , 航天器位置速度矢量为 $\mathbf{r}$ 、 $\dot{\mathbf{r}}$ 。航天器在L<sub>2</sub>点旋转坐标系位置速度矢量为 $\mathbf{r}_{rot}$ 、 $\dot{\mathbf{r}}_{rot}$ 。

将地心J2000.0惯性系位置速度转换到地月L<sub>2</sub>点旋转坐标系主要分2步<sup>[13]</sup>。

1) 计算地心J2000.0坐标系到旋转坐标系的旋转矩阵 $\mathbf{R}$ 。

$$\mathbf{R} = \begin{bmatrix} \mathbf{R}_1 & \mathbf{R}_2 & \mathbf{R}_3 \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$\begin{cases} \mathbf{R}_1 = \frac{\mathbf{r}_{cs}}{|\mathbf{r}_{cs}|} \\ \mathbf{R}_3 = \frac{\mathbf{r}_{cs} \times \dot{\mathbf{r}}_{cs}}{|\mathbf{r}_{cs} \times \dot{\mathbf{r}}_{cs}|} \\ \mathbf{R}_2 = \mathbf{R}_3 \times \mathbf{R}_1 \end{cases} \quad (2)$$

其中:  $\mathbf{r}_{cs} = \mathbf{r}_s - \mathbf{r}_c$ ;  $\dot{\mathbf{r}}_{cs} = \dot{\mathbf{r}}_s - \dot{\mathbf{r}}_c$ 。

2) 将地心J2000.0坐标系位置速度转换到地月L<sub>2</sub>点旋转坐标系位置转换为

$$\mathbf{r}_{rot} = \mathbf{R}(\mathbf{r} - \mathbf{r}_s) \quad (3)$$

速度转换为

$$\dot{\mathbf{r}} = \dot{\mathbf{r}}_c + \mathbf{R}^T \dot{\mathbf{r}}_{rot} + \boldsymbol{\omega}_{in} \times (\mathbf{r} - \mathbf{r}_s) \quad (4)$$

其中: 第1项为地月系质心的运动速度, 第2项为相对于旋转参考系的速度, 第3项为牵连速度。由式(4)可得

$$\dot{\mathbf{r}}_{rot} = \mathbf{R} \left[ (\dot{\mathbf{r}} - \dot{\mathbf{r}}_c) - \left( \mathbf{R}^T \begin{bmatrix} 0 & 0 & \boldsymbol{\omega} \end{bmatrix}^T \right) \times (\mathbf{r} - \mathbf{r}_s) \right] \quad (5)$$

旋转坐标系的旋转角速度在惯性坐标系为 $\boldsymbol{\omega}_{in}$ , 其大小为 $\boldsymbol{\omega}$ 。考虑到在大小天体连线方向的速度分量不会产生旋转角速度, 只有垂直于天体连线的速度才会产生角速度。旋转角速度的计算需扣除天体连线方向

的速度分量, 具体表示为

$$\boldsymbol{\omega} = \frac{\sqrt{\mathbf{v} \cdot \mathbf{v} - \left( \frac{\mathbf{r} \cdot \mathbf{v}}{r} \right)^2} \cdot \left( \frac{\mathbf{r} \cdot \mathbf{v}}{r} \right)}{r} \quad (6)$$

其中:  $\mathbf{r} = \mathbf{r}_1 - \mathbf{r}_2$ ;  $\mathbf{v} = \dot{\mathbf{r}}_1 - \dot{\mathbf{r}}_2$ 。

### 1.2 定轨误差对维持控制的影响

对于“鹊桥”卫星, 其晕轨道关于旋转坐标系XZ平面对称, 因此在穿越XZ平面时X和Z方向的速度为0, 利用这个特点可以采用微分修正法设计晕轨道并进行轨道维持。圆型限制性三体模型中, 2个大天体的质量分别 $M_1$ 和 $M_2$ , 航天器在旋转坐标系下的运动方程可以表示为<sup>[14-15]</sup>

$$\begin{cases} \ddot{x} - 2\dot{y} = \frac{\partial U}{\partial x} \\ \ddot{y} + 2\dot{x} = \frac{\partial U}{\partial y} \\ \ddot{z} = \frac{\partial U}{\partial z} \end{cases} \quad (7)$$

其中:  $U$ 为等效势能。

$$\begin{cases} U = \frac{1}{2}(x^2 + y^2 + z^2) + \frac{1-\mu}{r_1} + \frac{\mu}{r_2} + \frac{1}{2}\mu(1-\mu) \\ r_1 = [(x+\mu)^2 + y^2 + z^2]^{\frac{1}{2}} \\ r_2 = [(1-x-\mu)^2 + y^2 + z^2]^{\frac{1}{2}} \\ \mu = \frac{M_2}{M_1 + M_2} \end{cases}$$

标记初始轨道误差为 $\Delta x = \xi$ ,  $\Delta y = \eta$ ,  $\Delta z = \zeta$ , 代入运动方程, 并在初始轨道处做线性化展开

$$\begin{cases} \ddot{\xi} - 2\dot{\eta} = U_{xx}^0 \xi + U_{xy}^0 \eta + o(2) \\ \ddot{\eta} + 2\dot{\xi} = U_{yy}^0 \eta + U_{yx}^0 \xi + o(2) \\ \ddot{\zeta} = U_{zz}^0 \zeta + o(2) \end{cases} \quad (8)$$

其中:  $o(2)$ 为 $\xi, \eta, \zeta$ 的二阶及以上小量,  $U_{xx}^0$ 、 $U_{xy}^0$ 、 $U_{yy}^0$ 、 $U_{yx}^0$ 、 $U_{zz}^0$ 为 $U$ 两阶偏导数在平动点的取值。

由于Z轴向运动与旋转平面内运动的解耦, 对应一个简谐运动, 处于平动点的航天器不会远离旋转平面。Z方向速度误差只会导致Z方向振幅的变化, 不影响轨道稳定性。“鹊桥”轨道维持的控制目标为从轨控关机点起算的第3次穿过地月L<sub>2</sub>点旋转坐标系XOZ面时的X方向速度为0<sup>[12]</sup>, 在计算控制参数时没有对Z方向速度增量进行规划。因此, 旋转坐标系Z方向速度误差对轨道维持控制参数影响很小。

使用2组历元分别为2022-06-16T09:00:00和2022-07-04T09:00:00的“鹊桥”轨道, 分别在旋转坐标系X、

Y和Z方向增加5、10、15、20、25 mm/s的速度误差, 计算所在历元时刻轨道维持控制量并与原始轨道所需

控制量进行比较, 统计维持所需速度增量的差异, 动力学模型为高精度模型, 结果如表1所示。

表1 各方向速度误差及控制量变化  
Table 1 Velocity error and variation of control quantity

误差方向		X					Y					Z				
误差大小/(mm·s <sup>-1</sup> )		5	10	15	20	25	5	10	15	20	25	5	10	15	20	25
速度增量变化/	第1组	1.69	5.49	9.85	14.38	18.99	0.15	0.84	1.89	3.16	4.57	0.01	0.17	0.46	0.87	1.36
(mm·s <sup>-1</sup> )	第2组	4.92	9.84	14.76	19.68	24.60	1.34	2.68	4.02	5.36	6.70	0.03	0.06	0.09	0.12	0.16

根据实际轨道维持控制量计算结果分析, 定轨误差三维总量并不能全部反映为对轨道维持控制的影响, 维持所需速度增量变化主要由旋转平面内速度的变化产生, 旋转坐标系Z方向的速度误差对轨道维持所需速度增量变化的影响很小, 与理论分析的结论一致。在此基础上, 本文提出服务轨道维持的定轨精度评估方法, 即使用旋转平面内的统计误差对“鹊桥”使命轨道的定轨精度进行评估。

## 2 精密轨道确定

精密轨道确定是进行精度评估的前提, 本节主要利用统计学定轨方法对测量数据进行处理, 提供长弧段的精密轨道, 并对精密轨道的精度进行评估, 作为后续精度评估的基准。

### 2.1 统计学定轨方法

“嫦娥四号”中继星的测量量主要有侧音测距、多普勒测速以及VLBI时延、时延率。探测器观测数据的测量方程可以描述为<sup>[16-17]</sup>

$$Y = H(X, t) + V \quad (9)$$

其中:  $Y$ 为观测量的测量值;  $H$ 为相应观测量的理论值;  $X$ 为待估参数;  $V$ 为测量误差。

待估参数  $X_0$  (对应历元  $t_0$ ) 的近似值为  $X_0^*$ , 在  $X_0^*$  处进行线性展开, 丢弃高阶项, 得到轨道确定基本方程

$$y = \tilde{B}x_0 + V \quad (10)$$

$$\tilde{B} = \left( \left( \frac{\partial H}{\partial X} \right) \left( \frac{\partial X}{\partial X_0} \right) \right)_x \quad (11)$$

其中:  $y$ 为残差;  $x_0$ 为待估参数改进值;  $\tilde{B}$ 矩阵中的  $\left( \frac{\partial H}{\partial X} \right)$  为测量矩阵;  $\left( \frac{\partial X}{\partial X_0} \right)$  为状态转移矩阵。

式(10)的线性无偏最小方差估值为

$$\hat{x} = (\tilde{B}^T R^{-1} \tilde{B})^{-1} (\tilde{B}^T R^{-1} y) \quad (12)$$

其中:  $R^{-1}$ 为观测数据的权重, 利用式(12)可以对参考状态进行最小二乘改进, 实现统计定轨。

### 2.2 数据分析

本节选取“鹊桥”卫星飞行轨道相对稳定的2段跟踪数据进行处理, 时间跨度分别为2021年9月13日—2021年9月29日以及2021年10月13日—2021年10月31日, 其中9月18日和10月22日分别进行了2次轨道维持, 第1段“鹊桥”卫星的姿态为+Z轴对日姿态, 第2段包含+Z轴对日和+Z轴对月两种姿态, 具体信息如图1所示。

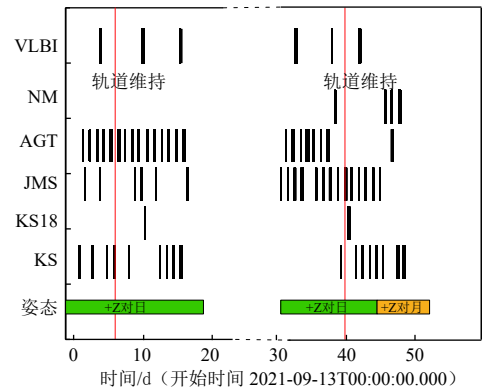


图1 测站跟踪覆盖图

Fig. 1 Tracking data coverage by station

该段数据中, “鹊桥”的跟踪主要由阿根廷 (AGT)、佳木斯 (JMS)、喀什 (KS) 3个深空站以及纳米比亚 (NM)、喀什18 m (KS18) 2个18 m站完成, 每天的跟踪弧长约4 h, 提供测速、测距数据。中国 VLBI 网 (Chinese VLBI Network, CVN) 每周提供2次甚长基线干涉 (Very Long Base Interferometry, VLBI) 跟踪测量, 提供时延、时延率数据。

### 2.3 精密轨道确定

“嫦娥四号”中继星由于频繁的轨道机动, 在建立精密轨道过程中, 没有更长弧段或更高精度测量结果作为基准的情况下, 采用重叠弧段分析方法进行精度评估。将轨道维持前后的数据进行截断, 每个定轨弧段分为两个子弧段, 利用重叠弧段评估精密轨道精度, 弧段划分如表2所示, 基本定轨策略如表3所示。

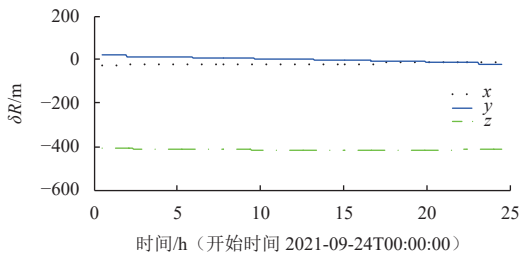
将定轨结果的位置速度误差转换到旋转坐标系下, 结果如图2~4所示。

表 2 定轨弧段重叠分布  
Table 2 Overlap arcs distribution

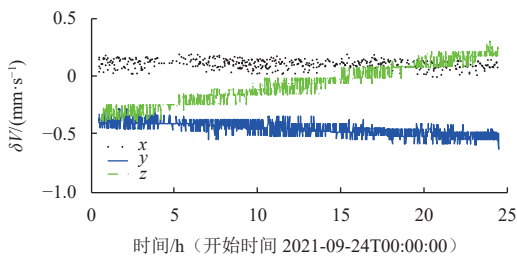
弧段	子弧段	开始时间	结束时间	重叠比例/%
A	1	21-09-19T00:30:00	21-09-25T00:30:00	8.7
	2	21-09-24T00:30:00	21-09-29T10:00:00	
B	1	21-10-13T17:30:00	21-10-18T17:30:00	10.5
	2	21-10-17T17:30:00	21-10-22T22:30:00	
C	1	21-10-22T23:30:00	21-10-27T23:30:00	11.7
	2	21-10-26T23:30:00	21-10-31T09:30:00	

表 3 精密轨道解算策略  
Table 3 Orbit determination strategy

	模型项	描述
力学模型	中心天体引力	地球
	非球形引力摄动	地球重力场JGM3, 截取到阶次10, 不考虑月球非球形引力
	第三体引力摄动	太阳, 大行星 (JPL DE436)
	太阳光压摄动	球模型
	动量轮卸载	匀加速度模型
数据使用权重设置		双程测距: 1 m 双程测速: 1 mm/s
解算参数	位置、速度	
	光压系数	
	测量数据系统差	加约束



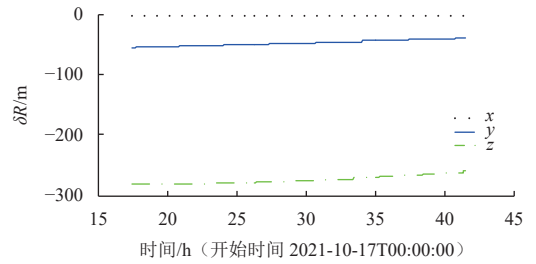
(a) 旋转坐标系位置误差



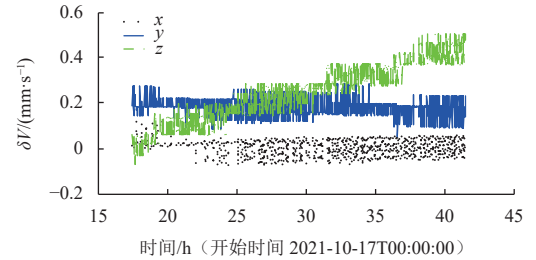
(b) 旋转坐标系速度误差

图 2 弧段A重叠轨道精度  
Fig. 2 The orbit overlap of arc A

可以得出, A、B重叠段的精度相当, 位置误差主要体现在旋转坐标系Z方向, 速度误差0.6 mm/s。弧段C的精度明显变差, Z方向误差在1 cm/s, 旋转平面内的误差5 mm/s, 这主要是由于10月28日调姿前后太阳光压面积发生变化, 航天器受到的光压摄动力发生了变化引起的, 另外, 从跟踪的测站分布看, 这段数据主要是喀什深空和佳木斯深空站进行跟踪, 相比阿根廷深空和喀什/佳木斯深空的南北测站组合, 测站的几何构型略差, 也影响了轨道精度的提升<sup>[8]</sup>。

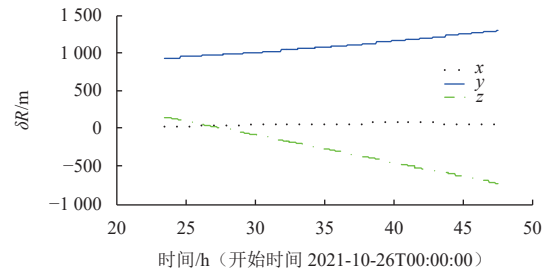


(a) 旋转坐标系位置误差

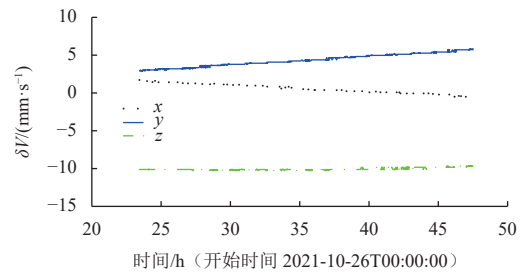


(b) 旋转坐标系速度误差

图 3 弧段B重叠定轨精度  
Fig. 3 The orbit overlap of arc B



(a) 旋转坐标系位置误差



(b) 旋转坐标系速度误差

图 4 弧段C重叠定轨精度  
Fig. 4 The orbit overlap of arc C

### 3 定轨策略分析

#### 3.1 定轨弧长对轨道精度影响分析

“鹊桥”卫星大约每3~4天进行一次动量轮卸载, 为评估卸载后不同数据弧长对定轨精度的影响, 分别使用1、2和3 d深空站测距测速且包含1次VLBI观测的数据进行轨道确定, 与相应的精密轨道进行比较, 得到不同定轨弧长对轨道精度的影响。4组误差的统计值如图5所示, 其中1组轨道与精轨的误差比较如图6~8所示。

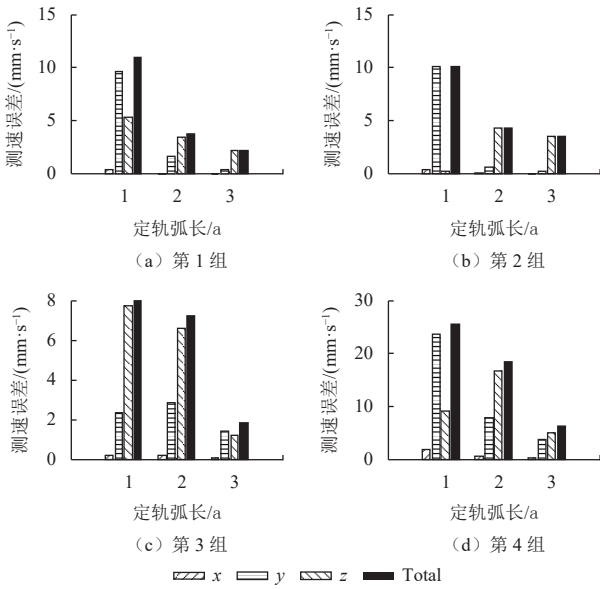


图5 不同定轨天数定轨速度误差统计  
Fig. 5 Statistics of velocity error in different days

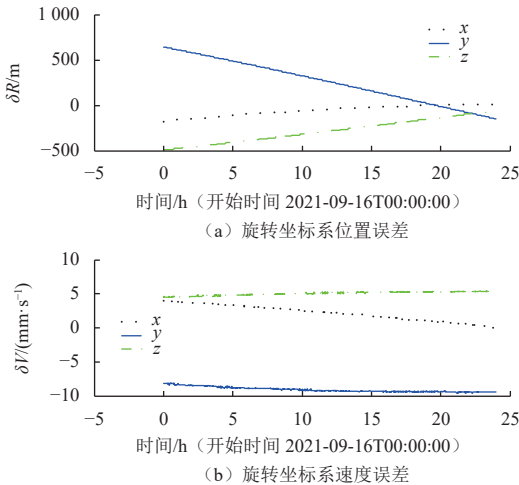


图6 1 d数据定轨误差  
Fig. 6 Statistics of orbit error in 1 day

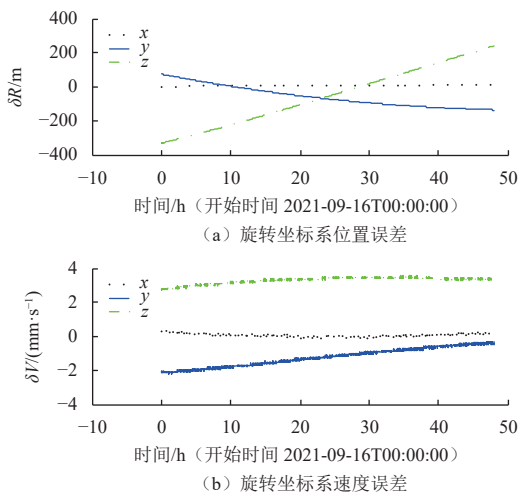


图7 2 d数据定轨误差  
Fig. 7 Statistics of orbit error in 2 days

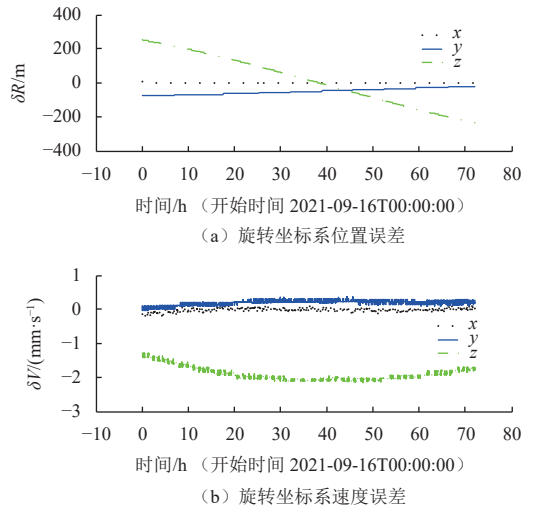


图8 3 d数据定轨误差  
Fig. 8 Statistics of orbit error in 3 days

从统计的结果看, 使用1 d的测量数据定轨, 定轨误差较大且主要体现在旋转平面内。随着定轨弧长的增加, 旋转平面内的误差迅速减小, 误差主要体现在旋转坐标系Z方向。统计旋转平面内的误差, 3 d数据定轨的速度精度约为1~3 mm/s。

### 3.2 跟踪弧段长度对轨道影响

根据统计, “鹊桥”卫星每天安排2次测轨, 每次大约2 h, 将每个跟踪弧段的时长减半, 评估减少测轨弧长对定轨精度的影响。其中1组使用3 d数据减少跟踪弧长前后的测距数据定轨残差图为图9和图10, 4组速度误差统计如图11所示。

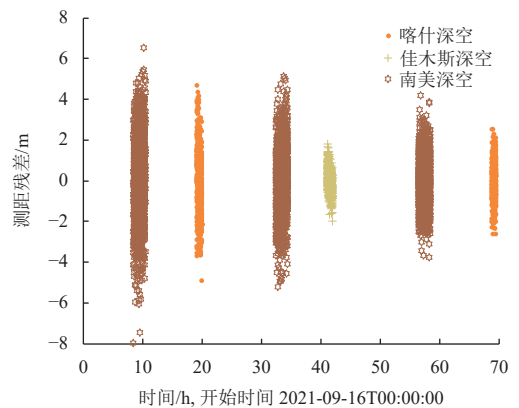


图9 全部测距数据定轨残差  
Fig. 9 Residual of all ranging data

图11中1是使用全部数据的测速误差, 2为减少跟踪弧长后的测速误差。从统计结果看, 减少每次跟踪弧段长度, 总的速度误差变大, 但误差主要反映在旋转坐标系的Z方向, 对于旋转平面内速度误差的影响较小, 不影响轨道维持控制的计算和规划。

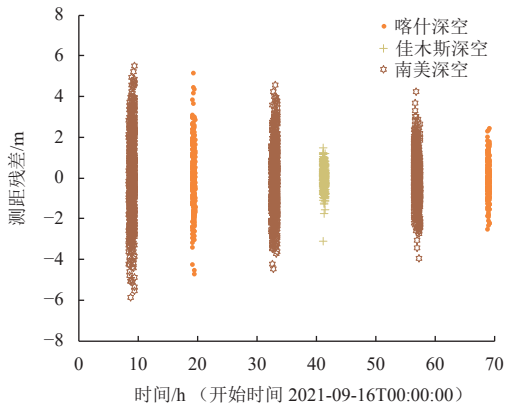


图 10 跟踪弧长减半的定轨残差  
Fig. 10 Residual of tracking arc length halved

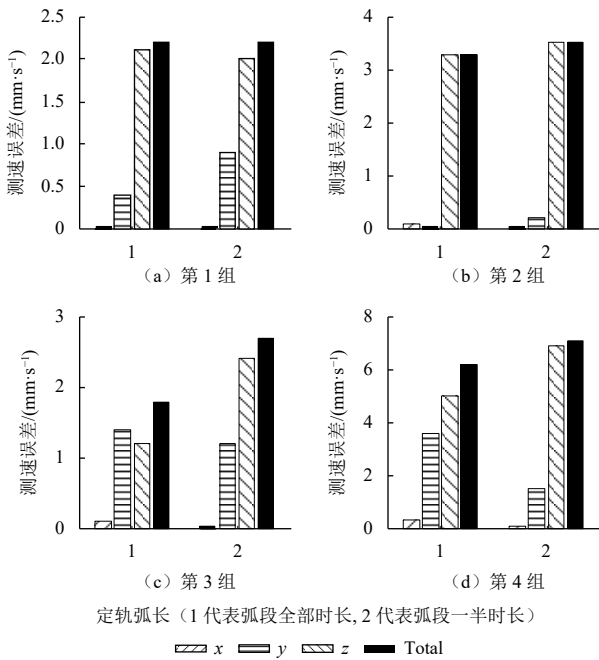


图 11 不同弧长定轨速度误差统计  
Fig. 11 Statistics of velocity error with different arc length

## 4 结 论

针对“鹊桥”卫星机动频繁、控制精度高的特点, 本文根据平动点轨道特性, 在旋转坐标系分析了定轨误差的不同分量对轨道维持控制参数的影响, 提出了服务轨道维持控制的精度评估方法, 对“鹊桥”卫星使命段的定轨精度进行了评估, 基本结论如下:

1) “鹊桥”卫星轨道维持控制主要受旋转平面内定轨速度误差的影响, 可将平面内的速度误差作为定轨精度提供轨道维持控制。

2) 使用3天USB+VLBI数据对“鹊桥”进行定轨, 在旋转平面内的速度误差为1~3 mm/s。

3) 减少每次跟踪弧段时长对旋转平面内速度误差

影响有限, 可据此规划测站跟踪时长, 节约测站资源。

本文提出的服务控制目标“鹊桥”卫星定轨精度评估方法在实际工程实施中有着重要的应用价值, 为用于轨道维持控制的轨道确定精度判断提供了重要依据, 对于后续平动点任务规划指标制定提供了参考。

## 参 考 文 献

- [1] 高 珊, 周文艳, 张 磊, 等. 嫦娥四号中继星任务轨道设计与实践[J]. *中国科学: 技术科学*, 2019, 49(2): 156-165.  
GAO S, ZHOU W Y, ZHANG L, et al. Trajectory design and flight results for Chang'e 4-relay satellite[J]. *Scientia Sinica Technologica*, 2019, 49(2): 156-165.
- [2] 刘 林, 刘慧根. 地月系中探测器定点在三角平动点附近的位置漂移及其控制问题[J]. *宇航学报*, 2008, 29(4): 1222-1227.  
LIU L, LIU H G. Orbit drift and control of the spacecraft around the triangular libration points in the Earth-Moon system[J]. *Journal of Astronautics*, 2008, 29(4): 1222-1227.
- [3] 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): 1299-1313.  
XU M. Overview of orbital dynamics and control for libration point orbits[J]. *Journal of Astronautics*, 2009, 30(4): 1299-1313.
- [4] FOLTA D C, WOODARD M, PAVLAK T, et al. Earth-Moon libration stationkeeping: theory, modeling, and operations[J]. *Acta Astronautica*, 1994(1): 421-433.
- [5] OWENS B D, MARCHESE J E, COSGROVE D P, et al. Optimizing Artemis libration point orbit stationkeeping costs through maneuver performance calibration[C]//Proceedings of the 22nd AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting. Charleston, South Carolina: AIAA, 2012: 1159-1172.
- [6] WOODARD M, COSGROVE D, MORINELLI P. Orbit determination of spacecraft in Earth-Moon L1 and L2 libration point orbits[C]//Proceedings of AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference, 2011. [S. l.]: AIAA, 2011.
- [7] 黄 勇, 李培佳, 樊 敏, 等. 基于地基测量数据的地月L2点探测器轨道确定[J]. *中国科学: 物理学力学天文学*, 2018, 48(7): 103-110.  
HUANG Y, LI P J, FAN M, et al. Orbit determination of CE-5T1 in Earth-Moon L2 libration point orbit with ground tracking data[J]. *Scientia Sinica Physica, Mechanica & Astronomica*, 2018, 48(7): 103-110.
- [8] 段建锋, 李 颢, 李翠兰, 等. “嫦娥4号”中继星使命轨道段定轨计算与分析[J]. *深空探测学报(中英文)*, 2019, 6(3): 247-253.  
DUAN J F, LI X, LI C L, et al. Orbit determination and analysis of Chang'E-4 relay satellite on mission orbit[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2019, 6(3): 247-253.
- [9] 叶培建, 孙泽洲, 张 焯, 等. 嫦娥四号探测器系统任务设计[J]. *中国科学: 技术科学*, 2019, 49(2): 124-137.  
YE P J, SUN Z Z, ZHANG H, et al. Mission design of Chang'e-4 probe system[J]. *Scientia Sinica Technologica*, 2019, 49(2): 124-137.
- [10] WU W R, TANG Y H, ZHANG L H, et al. Design of communication relay mission for supporting lunar-farside soft landing[J]. *Science China(Information Sciences)*, 2018, 61(4): 73-86.
- [11] 马传令, 刘 勇, 陈 明, 等. CE-4中继卫星使命轨道维持与动量轮卸载联合控制方法[J]. *宇航学报*, 2020, 41(4): 389-397.

- MA C L, LIU Y, CHEN M, et al. A combined control method of Chang'e-4 relay satellite's mission orbit-keeping maneuver and momentum wheel unloading[J]. *Journal of Astronautics*, 2020, 41(4): 389-397.
- [12] 刘磊, 曹建峰, 胡松杰, 等. 地月平动点中继应用轨道维持[J]. *深空探测学报(中英文)*, 2015, 2(4): 318-324.
- LIU L, CAO J F, HU S J, et al. Maintenance of relay orbit about the Earth-Moon collinear libration points[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2015, 2(4): 318-324.
- [13] 曹建峰, 胡松杰, 黄勇, 等. 嫦娥二号卫星日地拉格朗日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.
- CAO J F, HU S J, HUANG Y, 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.
- [14] 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): 736-747+77.
- 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): 736-747+77.
- [15] HOWELL K C, PERNICKA H J. Numerical determination of Lissajous trajectories in the restricted three-body problem[J]. *Astrodynamics Conference*, 2002, 41(1-4): 107-124.
- [16] TAPLEY B D, SCHUTZ B E, GEORGE H B. Statistical orbit determination[M]. SAN Diego: Elsevier Academic Press, 2004.
- [17] 刘林. 航天器轨道理论[M]. 北京: 国防工业出版社, 2000.
- LIU L. Orbit theory of spacecraft[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2000.
- 作者简介:  
孔静(1982-), 女, 工程师, 主要研究方向: 航天器精密定轨及其科学应用研究。  
通信地址: 北京5130信箱(100094)  
电话: 13581877617  
E-mail: 13581877617@163.com  
谢剑锋(1972-), 男, 研究员, 主要研究方向: 航天测控总体、轨道控制。本文通信作者。  
通信地址: 北京5130信箱(100094)  
电话: (010)66363006  
E-mail: xiejianfeng@bacc.org.cn

## Orbit Determination and Accuracy Evaluation of Queqiao Relay Satellite for Orbit Maintenance

KONG Jing, XIE Jianfeng, HU Guolin, LIU Junqi, MA Chuanling, WU Shuran, LI Ke

(Beijing Aerospace Control Center, Beijing 100094, China)

**Abstract:** The Queqiao relay satellite which is located in the Halo orbit at Earth-Moon L2 libration point, needs to maintain its configuration by wheel off loading and orbit maintenance every 3-4 days. According to the orbit characteristics of the libration point, the influence of the component of the orbit determination error for the orbit control parameters is analyzed in the rotating coordinate system, and it is concluded that the orbit determination error affecting the orbit maintenance effect mainly concentrate on the velocity error of  $X$ - $Y$  plane. In this paper, an orbit determination accuracy evaluation method for orbit maintenance control is proposed, the strategy of orbit determination is designed, and the influence of different strategies on orbit determination is evaluated. The orbit accuracy of the relay satellite in mission orbit is evaluated, and the results show that it can provide 1-3 mm/s velocity accuracy for orbit maintenance under the existing TT&C conditions.

**Keywords:** Queqiao relay satellite; orbit maintain; rotating coordinate system; orbit determination; accuracy evaluation

### Highlights:

- Study address the impacts of orbit determination on orbit maintenance of Queqiao relay satellite.
- It shows that the velocity accuracy affecting orbit maintenance is mainly concentrated in the  $X$ - $Y$  plane in rotating coordinate system.
- It can provide 1-3 mm/s velocity accuracy for orbit maintenance under the existing TT&C conditions.

[责任编辑: 宋宏, 英文审校: 宋利辉]