

DOI: 10.12265/j.gnss.2021022301

# 基于星载 GPS 数据的 Jason-3 卫星简化动力学和运动学法精密定轨

郭恒洋<sup>1</sup>, 郭金运<sup>1</sup>, 杨洲铭<sup>1</sup>, 齐林虎<sup>1</sup>, 赵春梅<sup>2</sup>

(1. 山东科技大学 测绘与空间信息学院, 山东 青岛 266590;

2. 中国测绘科学研究院 北京房山人卫激光国家野外科学观测研究站, 北京 100036)

**摘要:** 利用 Jason-3 星载 GPS 观测数据, 采用简化动力学方法和运动学方法对 Jason-3 卫星进行精密定轨研究. 通过载波相位残差、重叠轨道对比、参考轨道对比和卫星激光测距 (SLR) 轨道检核四种方式评定轨道精度. 计算相位残差均方根 (RMS) 值, 简化动力学轨道的 RMS 值在 0.7~0.8 cm, 运动学轨道的 RMS 值在 0.50~0.55 cm; 简化动力学轨道重叠部分径向 RMS 值达到 0.32 cm, 运动学轨道重叠部分径向 RMS 值达到 1.12 cm; 与国际 DORIS 服务 (IDS) 官方提供的参考轨道对比, 简化动力学轨道径向精度达到 1.47 cm, 运动学轨道径向精度达到 4.36 cm; 利用 SLR 观测数据进行核验, 简化动力学轨道精度整体优于 2.1 cm, 运动学轨道精度整体优于 3.3 cm. 通过实验证明: Jason-3 卫星的简化动力学轨道和运动学轨道的精度均达到 cm 级.

**关键词:** Jason-3 卫星; 星载 GPS; 精密定轨; 简化动力学方法; 运动学方法; 卫星激光测距 (SLR) 轨道检核

中图分类号: P228

文献标志码: A

文章编号: 1008-9268(2021)03-0024-09

## 0 引言

Jason-3 卫星是由美国国家海洋和大气管理局 (NOAA)、欧洲气象卫星开发组织 (EUMETSAT)、法国空间研究中心 (CNES) 等组织合作开发的测高卫星, 于 2016 年 1 月 17 日发射. 作为 OSTM/Jason-2 卫星的继任卫星, Jason-3 卫星需要继续承担 TOPEX/Poseidon、Jason-1 和 OSTM/Jason-2 卫星的任务, 为全球气候预测和海洋地形研究提供高精度的监测数据. 对于测高卫星, 高精度的卫星轨道可以保障卫星测高数据的高精度处理, 因此对于 Jason-3 卫星的精密定轨至关重要, 其轨道径向精度要求达到厘米级<sup>[1]</sup>.

随着星载 GPS 接收机的发展和应用, 星载 GPS 技术日益成熟, 并且星载 GPS 观测数据多, 数据精度高, 因此星载 GPS 定轨技术逐渐成为低轨卫星精密轨道确定的重要手段<sup>[2]</sup>. 目前, 星载 GPS 定轨技术已成功应用于 TOPEX/Poseidon、Jason-1、OSTM/Jason-2 和 HY-2A 等多颗测高卫星以及 CHAMP、GRACE 和 SWARM 等多颗重力卫星. 根据是否使用动力学信

息, LEO 卫星定轨方法可以分为运动学 (Kinematic) 法、动力学 (Dynamic) 法和简化动力学 (Reduced-dynamic) 法.

动力学法定轨的原理是通过精确解算带有各种力学模型的力学方程, 根据最小二乘法得到顾及各个历元观测值的轨道参数, 积分得到卫星位置. 该方法能以较少的 GPS 观测数据得到可靠的卫星轨道, 但是涉及到的力学模型较多, 动力学方程复杂. 目前关于动力学定轨的研究较少, 郭金运<sup>[3]</sup>等利用星载 GPS 双差数据对 CHAMP 卫星进行动力学定轨, 定轨精度达到亚分米级; 张德成等<sup>[4]</sup>利用星载 GPS 数据, 采用非差动力学法定轨, 获得 GRACE 卫星的精密轨道, 定轨精度达到 cm 级.

简化动力学法定轨的过程与动力学定轨相似, 但与动力学定轨的差异在于其使用的力学模型比动力学定轨少. Yunck T 等<sup>[5]</sup>最早提出了简化动力学方法, 基于星载 GPS 观测数据对 TOPEX/Poseidon 卫星进行简化动力学定轨, 定轨的精度优于 3 cm; 随后 Jäggi

收稿日期: 2021-02-23

资助项目: 国家自然科学基金 (41774001, 41374009)

通信作者: 郭金运 E-mail: jinyunguo1@126.com

等<sup>[6]</sup>研究了将伪随机脉冲参数运用到定轨中,成功解算 CHAMP 卫星的简化动力学轨道; Haines 等<sup>[7]</sup>考虑到相位中心变化(PCV),解算得到的 Jason-1 卫星轨道径向精度达到 1 cm; 秦建<sup>[8]</sup>等利用星载 GPS 数据,基于简化动力学方法得到 GRACE 卫星轨道,轨道精度达到 cm 级; 秦建<sup>[9]</sup>等利用 BERNES5.0 软件基于星载 GPS 观测数据对 Jason-2 卫星进行非差数据简化动力学定轨,轨道径向精度优于 6 cm; 张德志等<sup>[10]</sup>利用 BERNES5.2 软件对 Jason-3 卫星进行简化动力学定轨,轨道径向精度优于 2.2 cm; 杨洲铭<sup>[11]</sup>等使用星载 GPS 观测数据,对 GRACE-FO 卫星进行简化动力学定轨研究,轨道径向精度优于 2 cm; Yang<sup>[12]</sup>等提出一种监测和修复星载 GPS 接收机周跳的方法 EEM,成功将该方法应用到 SWARM-A 卫星简化动力学定轨中; Qi 等<sup>[13]</sup>通过添加高阶电离层延迟的改进顺序,可以提高 GRACE-FO 的简化动力学轨道精度。

运动学定轨的本质是卫星空间后方交会,根据 GPS 卫星精密星历得到 GPS 卫星的位置,再结合低轨卫星的星载 GPS 观测数据,解算出每个历元下低轨卫星的位置.运动学方法不受力学模型的影响,解算简单,但是数据缺失或数据观测质量下降会影响定轨的结果.郑作亚<sup>[14]</sup>提出基于历元间加权的伪距和相位观测值联合定轨的方法,实现 CHAMP 卫星的运动学定轨,内符合精度达到 10 cm; 张守建等<sup>[15]</sup>解算得到的 GRACE 卫星运动学轨道精度优于 4 cm; 张兵兵等<sup>[16]</sup>利用星载 GPS 观测数据实现了 SWARM 系列卫星的运动学定轨,轨道径向精度达到 1~2 cm.

对比研究运动学定轨和简化动力学定轨,可以更加直观的反映两种定轨方法的特点. Guo<sup>[17]</sup>等利用 BERNES5.0 软件进行 HY-2 星载 GPS 数据模拟并对 HY-2 卫星进行定轨,定轨精度达到 cm 级; 夏要伟等<sup>[18]</sup>使用星载 GPS 观测数据,基于运动学和简化动力学定轨方法,计算 SWARM 卫星轨道,定轨精度达到 cm 级.

本文基于 Jason-3 卫星星载 GPS 双频观测数据,实现 Jason-3 卫星的简化动力学法和运动学法精密定轨.主要使用运动学和简化动力学方法解算精密轨道,通过设置伪随机脉冲参数吸收大气阻力和太阳光压,成功解算出 Jason-3 卫星的简化动力学轨道.同时,不考虑力学模型,成功解算出运动学轨道.为了评价定轨结构,通过载波相位残差分析、重叠轨道对比、与参考轨道对比、卫星激光测距(SLR)轨道检核

四种方法评价轨道精度.

## 1 定轨方法及策略

### 1.1 观测方程

对于低轨卫星,星载 GPS 的双频无电离层载波相位观测方程<sup>[19]</sup>为

$$l_{\phi} = \rho + c(\delta t_r - \delta t^s) + \lambda \cdot N + \delta \rho_{\text{rel}} + \delta \rho_{\text{mul}} + \delta \rho_{\text{pcv}} + \delta \rho_{\text{pcv}} + \varepsilon_{\phi}. \quad (1)$$

式中:  $l_{\phi}$  为双频载波相位无电离层组合观测值(等效距离);  $\rho$  为低轨卫星( $x_r, y_r, z_r$ )与 GPS 卫星( $X^s, Y^s, Z^s$ )之间的几何距离;  $\delta t_r$  为接收机钟差;  $\delta t^s$  为卫星钟差;  $c$  为光速;  $\delta \rho_{\text{rel}}$  为相对论改正;  $\delta \rho_{\text{mul}}$  为多路径效应;  $\delta \rho_{\text{pcv}}$  和  $\delta \rho_{\text{pcv}}$  分别为星载 GPS 接收机天线相位中心偏差与天线相位中心变化;  $\lambda$  为相应的波长;  $N$  为整周模糊度参数;  $\varepsilon_{\phi}$  为载波相位观测数据残差.

若测站的近似坐标为( $x_0, y_0, z_0$ )、接收机钟差的初始值为 $(\delta t_r)_0$ 和模糊度参数的初始值为 $N_0$ 作为初始值,对式(1)进行线性化.其中  $x_r = x_0 + \Delta x_r$ ;  $y_r = y_0 + \Delta y_r$ ;  $z_r = z_0 + \Delta z_r$ ;  $\delta t_r = (\delta t_r)_0 + \Delta \delta t_r$ ;  $B = B_0 + \Delta B$ ,  $B$  为双频消电离层组合模糊度的等效距离<sup>[20]</sup>.用泰勒级数展开,保留一阶项为

$$l_{\phi} - \rho_0 = \frac{X^s - x_0}{\rho_0} \Delta x_r + \frac{Y^s - y_0}{\rho_0} \Delta y_r + \frac{Z^s - z_0}{\rho_0} \Delta z_r + c \cdot \Delta \delta t_r + \Delta B. \quad (2)$$

整理得线性化后的误差方程

$$V = Ax - L. \quad (3)$$

式中:  $V$  为观测值残差向量;  $A$  为系数矩阵;  $x$  为未知参数改正量;  $L$  为常数向量.

### 1.2 动力学法

低轨卫星在飞行过程中,会受到多种力的作用,包括地球引力、日月引力、地球非球形摄动、潮汐摄动、大气阻力、太阳辐射压、地球辐射压以及相对论效应等影响<sup>[21]</sup>,其运动微分方程<sup>[22]</sup>为

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\frac{GM}{r^3} \mathbf{r} + \mathbf{f}_1(t_1, \mathbf{r}, \dot{\mathbf{r}}, q_1, \dots, q_d). \quad (4)$$

式中:  $\mathbf{r}$ 、 $\dot{\mathbf{r}}$ 、 $\ddot{\mathbf{r}}$  分别表示卫星的位置、速度和加速度向量; 初始条件表示为  $\mathbf{r}(t_0) = \mathbf{r}(a, e, i, \Omega, \omega, T_0; t_0)$ 、 $\dot{\mathbf{r}}(t_0) = \dot{\mathbf{r}}(a, e, i, \Omega, \omega, T_0; t_0)$ , 其中,  $(a, e, i, \Omega, \omega, T_0; t_0)$  为在参考历元  $t_0$  下的 6 个开普勒元素;  $\mathbf{f}_1$  为扰动加速度;  $(q_1, \dots, q_d)$  表示未知的扰动力参数;  $GM$  表示地球万有引力常量.

根据测码伪距可得到先验轨道  $\mathbf{r}_0(t)$ , 动力学法定轨可以看作是一个逐渐改善轨道的过程.其本质是根

据最小二乘的方法得到顾及各个历元观测值的轨道参数. 假设有  $n$  个历元的观测值, 初始历元的轨道参数为  $\mathbf{p}_0$ , 利用数值积分得到  $(t_i, t_0)$  时段的状态转移矩阵  $\Phi(t_i, t_0)$ ,  $\mathbf{p}_i = \Phi(t_i, t_0)\mathbf{p}_0$ , 可建立观测方程<sup>[22]</sup>

$$\begin{bmatrix} \mathbf{V}_0 \\ \vdots \\ \mathbf{V}_i \\ \vdots \\ \mathbf{V}_n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{A}_0 \\ \vdots \\ \mathbf{A}_i \Phi(t_i, t_0) \\ \vdots \\ \mathbf{A}_n \Phi(t_n, t_0) \end{bmatrix} \mathbf{p}_0 - \begin{bmatrix} \mathbf{L}_0 \\ \vdots \\ \mathbf{L}_i \\ \vdots \\ \mathbf{L}_n \end{bmatrix}. \quad (5)$$

式 (5) 也可以写成  $\mathbf{V} = \mathbf{B}\Phi\mathbf{P}_0 - \mathbf{L}$ , 其中,  $\mathbf{V}$  为观测数据残差向量矩阵,  $\mathbf{B}$  表示由观测数据构建的误差方程的系数矩阵,  $\mathbf{L}$  表示常数项矩阵.

### 1.3 简化动力学

由于低轨卫星所在的空间环境复杂, 动力学模型难以对大气阻力和太阳光压进行模式化处理, 因此动力学定轨精度不可避免的受到未被模式化的摄动因素的影响.

在卫星定轨过程中, 每隔一段时间, 在特定的历元上对卫星径向 ( $R$ )、切向 ( $T$ ) 和法向 ( $N$ ) 设置一组瞬时变化值, 该值称为伪随机脉冲. 在简化动力学求解卫星轨道的过程中引入伪随机脉冲参数, 每周期估计一次脉冲作为制约因子, 以改善太阳光压误差<sup>[23]</sup>.

简化动力学方法计算卫星轨道与动力学法类似, 都是采用力学模型与数值积分求解卫星轨道, 但差异在于简化动力学方法所使用的力学模型比动力学方法少, 简化动力学方法通过附加伪随机参数, 平衡了动力学与运动学两方法, 通过不断迭代求解改善轨道质量, 使得定轨结果更加准确.

### 1.4 运动学法

运动学法是指利用星载 GPS 观测数据和地面站的跟踪数据, 根据空间距离后方交会的原理, 解算卫星轨道的方法. 运动学法定轨的优点是解算过程简单, 不受低轨卫星动力学模型的影响, 但是解算出的轨道是离散的点位, 需要拟合后得到连续轨道<sup>[24-25]</sup>. 运动学定轨精度主要受到 GPS 数据质量的影响, 包括 GPS 观测数据的质量, GPS 卫星数量和空间结构, GPS 卫星轨道和钟差质量等<sup>[26]</sup>.

在 GPS 数据处理过程中, 参数数量非常庞大, 无法使用常规的最小二乘方法. 需要通过最小二乘方法中的参数消元法分类处理不同的参数, 以提高解算效率. 在动态定位中, 测站位置和接收机钟差参数与时间相关, 而对于整周模糊度参数, 若不发生周跳, 可以将整周模糊度参数当作常数. 因此, 先将这些与时间相关的参数从法方程中消去, 只解算与历元变化无

关的参数; 得到这些与历元变化无关的参数后带回到初始方程, 再逐历元解算提前消掉与时间有关的参数.

对式 (1) 进行线性化后, 历元  $i$  的误差方程为

$$\mathbf{V}_i = \mathbf{A}_i \mathbf{x}_i + \mathbf{B}_i \mathbf{y} - \mathbf{L}_i \mathbf{p}_i. \quad (6)$$

式中:  $\mathbf{V}_i$  为历元  $i$  线性化观测值残差向量;  $\mathbf{x}_i$  表示与历元  $i$  相关的参数 (测站坐标、接收机钟差) 改正量;  $\mathbf{y}$  表示在此观测时间内的整周模糊度参数改正量;  $\mathbf{A}_i$  和  $\mathbf{B}_i$  分别为相应参数的系数矩阵;  $\mathbf{L}_i$  为历元  $i$  的线性化常数项;  $\mathbf{p}_i$  为历元  $i$  的权矩阵.

式 (6) 的法方程为

$$\begin{bmatrix} \mathbf{A}_i^T \mathbf{P}_i \mathbf{A}_i & \mathbf{A}_i^T \mathbf{P}_i \mathbf{B}_i \\ \mathbf{B}_i^T \mathbf{P}_i \mathbf{A}_i & \mathbf{B}_i^T \mathbf{P}_i \mathbf{B}_i \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \mathbf{x}_i \\ \mathbf{y} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{A}_i^T \mathbf{P}_i \mathbf{L}_i \\ \mathbf{B}_i^T \mathbf{P}_i \mathbf{L}_i \end{bmatrix}. \quad (7)$$

式中,  $i=1, 2, \dots, n$ . 令  $\begin{bmatrix} N_{xx,i} & N_{xy,i} \\ N_{yx,i} & N_{yy,i} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{A}_i^T \mathbf{P}_i \mathbf{A}_i & \mathbf{A}_i^T \mathbf{P}_i \mathbf{B}_i \\ \mathbf{B}_i^T \mathbf{P}_i \mathbf{A}_i & \mathbf{B}_i^T \mathbf{P}_i \mathbf{B}_i \end{bmatrix}$ ,  $\begin{bmatrix} \mathbf{U}_{x,i} \\ \mathbf{U}_{y,i} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{A}_i^T \mathbf{P}_i \mathbf{L}_i \\ \mathbf{B}_i^T \mathbf{P}_i \mathbf{L}_i \end{bmatrix}$ .

当  $i=1$  时, 消去随历元变化的参数  $\mathbf{x}_1$ , 则

$$\begin{bmatrix} N_{xx,1} & N_{xy,1} \\ N_{yx,1} & N_{yy,1} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \mathbf{x}_1 \\ \mathbf{y} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{U}_{x,1} \\ \mathbf{U}_{y,1} \end{bmatrix}, \quad (8)$$

即  $(N_{yy,1} - N_{yx,1} N_{xx,1}^{-1} N_{xy,1}) \mathbf{y} = \mathbf{U}_{y,1} - N_{yx,1} N_{xx,1}^{-1} \mathbf{U}_{x,1}$ . 令  $\bar{N}_{xy,i} = N_{yy,i} - N_{yx,i} N_{xx,i}^{-1} N_{xy,i}$ ,  $\bar{\mathbf{U}}_{y,i} = \mathbf{U}_{y,i} - N_{yx,i} N_{xx,i}^{-1} \mathbf{U}_{x,i}$ , 则式 (6) 可以表示为

$$\bar{N}_{yy,i} \cdot \mathbf{y} = \bar{\mathbf{U}}_{y,i}. \quad (9)$$

考虑第 1 个历元的向量  $\mathbf{y}$  的先验信息, 则第 2 个历元的法方程为

$$\begin{bmatrix} N_{xx,2} & N_{xy,2} \\ N_{yx,2} & N_{yy,2} + \bar{N}_{yy,1} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \mathbf{x}_2 \\ \mathbf{y} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{U}_{x,2} \\ \mathbf{U}_{y,2} + \bar{\mathbf{U}}_{y,1} \end{bmatrix}. \quad (10)$$

再从上式消去随历元变化的参数  $\mathbf{x}_2$ , 则

$$\sum_{i=1}^2 (N_{yy,i} - N_{yx,i} N_{xx,i}^{-1} N_{xy,i}) \cdot \mathbf{y} = \sum_{i=1}^2 (\mathbf{U}_{y,i} - N_{yx,i} N_{xx,i}^{-1} \mathbf{U}_{x,i}). \quad (11)$$

联合式 (9) 得

$$\sum_{i=1}^2 \bar{N}_{yy,i} \cdot \mathbf{y} = \sum_{i=1}^2 \bar{\mathbf{U}}_{y,i}. \quad (12)$$

以此类推, 则在第  $n$  个历元消去随历元变化的参数  $\mathbf{x}_n$ , 相应的向量  $\mathbf{y}$  的法方程为

$$\sum_{i=1}^n \bar{N}_{yy,i} \cdot \mathbf{y} = \sum_{i=1}^n \bar{\mathbf{U}}_{y,i}. \quad (13)$$

得到  $\mathbf{y} = \left( \sum_{i=1}^n \bar{N}_{yy,i} \right)^{-1} \cdot \left( \sum_{i=1}^n \bar{\mathbf{U}}_{y,i} \right)$ . 将  $\mathbf{y}$  带回式 (6) 中, 可以得到  $\mathbf{x}_i$



$$\mathbf{x}_i = \mathbf{N}_{xx,i}^{-1} \cdot \mathbf{U}_{x,i} \quad (14)$$

### 1.5 定轨策略

本文基于 Jason-3 卫星 2019-01-25—01-31 年积日 DOY 25—31 共 7 天的星载 GPS 观测数据, 进行精密定轨研究. 主要采用简化动力学法和运动学法, 利用 Jason-3 卫星 7 天星载 GPS 数据解算卫星的精密轨道, 定轨弧段为 24 h. 通过载波相位残差分析、重叠轨道对比、与参考轨道对比以及 SLR 轨道检核四种方法对比, 分析 Jason-3 卫星简化动力学定轨和运动学定轨的精度. 简化动力学定轨的策略如表 1 所示.

表 1 Jason-3 卫星简化动力学定轨策略

项目	描述
地球重力场	EIGEN2
海潮	FES2004
固体潮	TIDE2000
单日极移	IERS2010XY
GPS 天线相位模型	igs08.atx
伪随机脉冲参数	每 15 min 估计一组
截至高度角/(°)	5
采样率/s	30
参考轨道时间系统	GPST

本文利用 Bernese5.2 软件对 Jason-3 卫星定轨进行研究, 简化动力学和运动学定轨的技术路线<sup>[18]</sup>如图 1 所示.

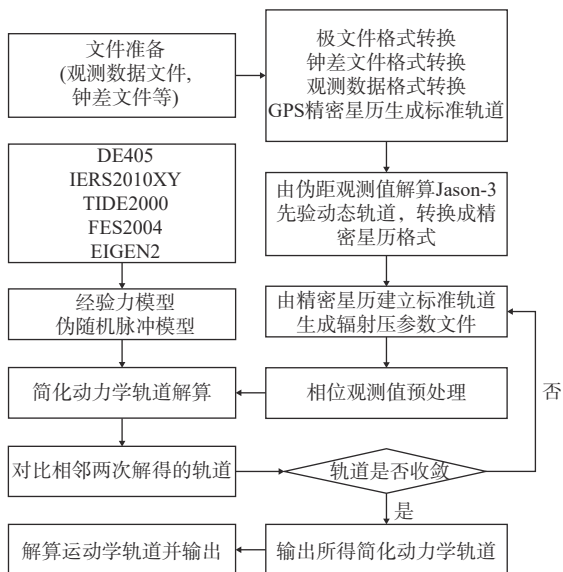


图 1 Jason-3 卫星定轨技术路线

由于 GPS 观测的是从 GPS 卫星发射天线的相位中心到 LEO 卫星天线相位中心间的距离, 而 GPS 精密星历提供的是卫星质心的坐标, 因此需要进行卫星天线相位中心改正. 天线相位中心的误差通常分为两部分: 天线相位中心偏差 (PCO) 和天线 PCV; PCO 指天线瞬时相位中心的平均值与天线参考点之间的距离, PCV 指天线瞬时相位中心的平均值与天线瞬时相位中心的距离<sup>[27-28]</sup>.

在与参考轨道对比时, 需要考虑将简化动力学轨道和运动学轨道与参考轨道在时间系统上进行统一. 由于国际 DORIS 服务 (IDS) 官方网站 (<https://ids-doris.org>) 提供的 Jason-3 卫星参考轨道的时间系统是国际原子时 (TAI), 而简化动力学轨道和运动学轨道的时间系统是 GPS 时 (GPST), TAI 与 GPST 存在 19 s 的偏差, 即 TAI-GPST=19 s, 所以需要事先对 IDS 提供的参考轨道做预处理, 将参考轨道的时间系统转换为 GPST, 以方便与参考轨道对比.

## 2 数据来源

本文定轨采用 CNES(<ftp://ftp-access.aviso.altimetry.fr>) 提供星载 GPS 双频观测数据, 采样间隔为 10 s, 观测弧段为 2019-01-25—01-31 年积日 DOY 25—31 共 7 天的观察数据; 采用欧洲定轨中心 (CODE) (<ftp://ftp.aiub.unibe.ch/CODE>) 提供的 GPS 卫星精密星历采样间隔为 30 s 的卫星钟差产品、地球自转参数数据; 采用 IDS 官方网站 (<https://ids-doris.org>) 提供的 Jason-3 卫星精密轨道作为参考轨道, 它是法国 CNES 利用 DORIS 和 GPS 观测数据联合定轨解算得到的, 轨道的径向精度优于 1.5 cm<sup>[1,27]</sup>; 采用 NASA 官方网站 (<https://cddis.nasa.gov/archive/slr>) 提供的 SLR 轨道检核观测数据, 其定轨精度可以达到 1~2 cm. 相关数据的详细信息如表 2 所示.

表 2 数据来源

数据文件	数据来源
星载GPS观测数据文件 (30 s)	CNES( <a href="ftp://ftp-access.aviso.altimetry.fr">ftp://ftp-access.aviso.altimetry.fr</a> )
GPS卫星精密星历文件 (15 min)	CODE( <a href="ftp://ftp.aiub.unibe.ch/CODE">ftp://ftp.aiub.unibe.ch/CODE</a> )
GPS卫星钟差文件 (30 s)	CODE( <a href="ftp://ftp.aiub.unibe.ch/CODE">ftp://ftp.aiub.unibe.ch/CODE</a> )
地球自转参数文件	CODE( <a href="ftp://ftp.aiub.unibe.ch/CODE">ftp://ftp.aiub.unibe.ch/CODE</a> )
Jason-3卫星精密轨道文件 (1 min)	IDS( <a href="https://ids-doris.org">https://ids-doris.org</a> )
SLR观测数据文件	NASA( <a href="https://cddis.nasa.gov/archive/slr">https://cddis.nasa.gov/archive/slr</a> )

### 3 Jason-3 卫星定轨结果与对比分析

本文对于 Jason-3 卫星简化动力学轨道和运动学轨道的精度检核分为内符合精度检核和外符合精度检核两个部分. 内符合精度检核采用载波相位残差分析和重叠轨道对比两种方法, 外符合精度检核采用与参考轨道对比和 SLR 轨道检核两种方式.

#### 3.1 载波相位残差分析

评价轨道的精度, 首先要看观测数据的拟合程度. 对于简化动力学定轨而言, 载波相位残差主要指模型化的误差和未被模型化的误差, 因此残差均方根 (RMS) 值可以作为内符合精度评定的指标之一<sup>[29]</sup>. 残差 RMS 值越小, 说明内符合精度越高

本文采用双频数据消电离层 (LC) 组合对星载 GPS 观测数据进行处理, 消除电离层延迟一阶主项的影响<sup>[30]</sup>. 图 2 为 2019-01-25—01-31 年积日 DOY 25—31 共 7 天中每天的简化动力学定轨和运动学定轨两种方法定轨总的相位残差 RMS 值. 结果如表 3 所示.

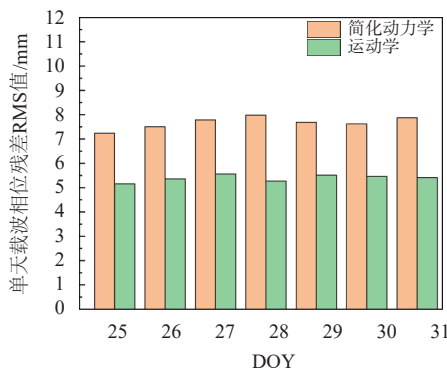


图 2 载波相位残差 RMS

表 3 载波相位残差 RMS 值汇总统计 mm

轨道	最小值	最大值	平均值	标准差	RMS
简化动力学	4.8	22.3	7.2	2.6	7.6
运动学	3.5	15.7	5.1	1.9	5.4

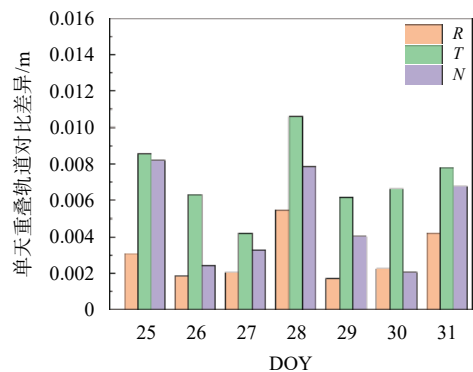
对于简化动力学方法定轨, 结合图 2 所示的每天的残差 RMS 值和表 3 统计的总残差 RMS 值, 可以发现 7 天内的残差 RMS 值相当接近, 均在 7~8 mm, 这说明 Jason-3 卫星搭载的 GPS 接收机获取的数据稳定, 简化动力学定轨的策略得当, 结果可靠.

类似地, 对于运动学方法定轨, 结合图 2 所示的每天的残差 RMS 值和表 3 统计的总残差 RMS

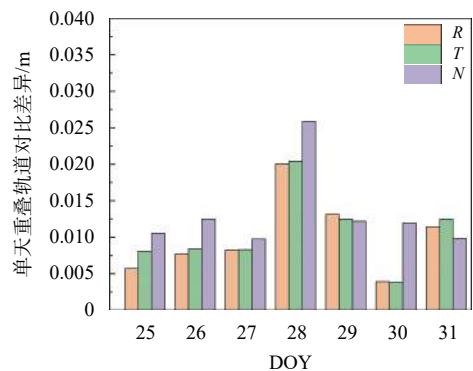
值, 可以发现 7 天内的残差 RMS 值相当接近, 均在 5.0~5.5 mm, 这说明运动学定轨没有受到力学模型等模型误差的影响, 运动学定轨结果可靠.

#### 3.2 重叠轨道对比

本文使用 2019-01-25—01-31 年积日 DOY 25—31 共 7 天的 Jason-3 卫星星载 GPS 观测数据进行简化动力学定轨和运动学定轨, 对轨道结果按照重叠时段进行对比以验证其精度. 将单天的定轨分为 2 个弧段进行, 第一个弧段为 0~18 h, 第二个弧段为 12~24 h, 两个弧段的重叠时间为 6 h. 重叠时段的轨道通过两次相互独立的定轨得到, 可以通过对比重叠时段的两段轨道, 来检核定轨结果的内符合精度, 结果如图 3 所示. 汇总统计结果如表 4 所示.



(a) 简化动力学轨道重叠轨道对比



(b) 运动学轨道重叠轨道对比

图 3 2019-01-25—01-31 DOY 25—31 重叠轨道对比差异图

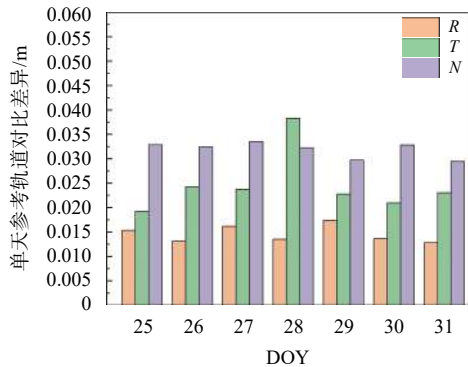
由图 3 所示的单天重叠轨道对比差异图可以看出, 对于简化动力学轨道, 差异在 R 向上的 RMS 值在 0.001~0.005 m 波动; 在 T 向上的 RMS 值在 0.004~0.01 m 波动; 在 N 向上的 RMS 值在 0.002~0.008 m 波动. 表 4 所示的简化动力学轨道重叠时段对比 7 天汇总的结果是, 重叠轨道的差异在 R 向上的 RMS 值为 0.32 cm; 在 T 向上的 RMS 值为 0.97 cm; 在 N 向上的 RMS 值为 0.55 cm.

表 4 重叠轨道对比残差 7 天汇总统计结果 cm

轨道	轨道方向	最小值	最大值	平均值	标准差	RMS
简化动力学轨道	R	-1.20	1.13	-0.02	0.32	0.32
	T	-4.07	1.79	0.05	0.97	0.97
	N	-1.33	1.27	0.14	0.53	0.55
运动学轨道	R	-4.55	4.70	-0.02	1.12	1.12
	T	-4.92	4.42	-0.10	1.16	1.16
	N	-1.01	4.85	1.15	0.84	1.42

类似的, 对于运动学轨道, 由图 3 可以看出, 差异在 R 向上的 RMS 值在 0.003~0.013 m 波动; 在 T 向上的 RMS 值在 0.003~0.012 m 波动; 在 N 向上的 RMS 值在 0.009~0.025 m 波动. 表 4 所示的运动学轨道重叠时段对比 7 天汇总的结果是, 重叠轨道的差异在 R 向上的 RMS 值为 1.12 cm; 在 T 向上的 RMS 值为 1.16 cm; 在 N 向上的 RMS 值为 1.42 cm.

对 Jason-3 卫星进行的简化动力学轨道和运动学

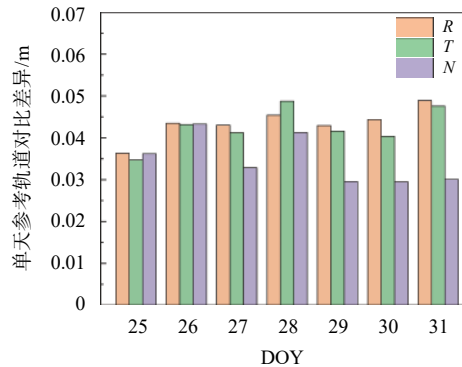


(a) 简化动力学轨道与参考轨道对比

轨道进行重叠轨道对比, 简化动力学轨道的重叠轨道对比整体差异的 RMS 值在 R、T、N 三个方向分别为 0.32 cm、0.97 cm、0.55 cm, 运动学轨道的重叠轨道对比整体差异的 RMS 值在 R、T、N 三个方向分别为 1.12 cm、1.16 cm、1.42 cm. 统计结果表明, 重叠时段轨道的差异较小, 定轨内符合精度达到 cm 级.

### 3.3 与参考轨道对比

本文采用 IDS 官方网站 (<https://ids-doris.org>) 提供的 Jason-3 卫星精密轨道作为参考轨道, 该轨道是 CNES 利用 DORIS 和 GPS 观测数据联合定轨解算得到的, 轨道的径向精度优于 1.5 cm<sup>[1]</sup>. 以 IDS 官方网站提供的精密轨道作为参考轨道, 将简化动力学轨道和运动学轨道分别与之对比, 得到轨道残差的 RMS 值对 Jason-3 卫星的简化动力学轨道和运动学轨道进行外符合精度评定与参考轨道对比的单天结果如图 4 所示. 将 Jason-3 卫星 7 天的简化动力学轨道和运动学轨道分别与参考轨道对比, 统计得到的轨道残差, 整体信息如表 5 所示.



(b) 运动学轨道与参考轨道对比

图 4 简化动力学轨道和运动学轨道分别与参考轨道对比结果图

表 5 简化动力学轨道和运动学轨道分别与参考轨道对比 7 天汇总结果统计 cm

轨道	轨道方向	最小值	最大值	平均值	标准差	RMS
简化动力学轨道	R	-12.81	7.07	-0.20	1.45	1.47
	T	-10.10	6.61	0.05	2.53	2.53
	N	-8.39	0.46	-2.95	1.21	3.19
运动学轨道	R	-14.97	20.56	-0.30	4.35	4.36
	T	-16.41	20.43	-0.21	4.26	4.27
	N	-12.19	8.30	-2.18	2.75	3.51

从图 4(a) 可以看出, 简化动力学轨道与参考轨道对比, 在 R 向上的 RMS 值在 0.012~0.016 m 波动; 在 T 向上的 RMS 值在 0.019~0.038 m 波动; 在

N 向上的 RMS 值在 0.029~0.033 m 波动. 图 4(a) 中可以看出 DOY 28 的轨道残差切向精度最差; 而其他 6 天的简化动力学轨道与参考轨道对比结果均是法向精度较差, Jason-3 卫星的简化动力学轨道径向精度较高.

从图 4(b) 中可以看出, 运动学轨道与参考轨道对比得到的轨道残差, 在 R 向上的 RMS 值在 0.036~0.046 m 波动; 在 T 向上的 RMS 值在 0.034~0.047 m 波动; 在 N 向上的 RMS 值在 0.029~0.043 m 波动. 图 4(b) 中可以看出 DOY 28 的轨道残差切向精度最差; 而其他 6 天的结果均是径向精度较差. Jason-3 卫星的运动学轨道, 法向精度较高.

从表 5 可以看出, 简化动力学轨道与参考轨道对比的残差在 R 向上的 RMS 值为 1.47 cm; 在 T 向上

的 RMS 值为 2.53 cm; 在  $N$  向上的 RMS 值为 3.19 cm; 整体上看, 简化动力学轨道的径向精度较高. 对于运动学轨道, 残差在  $R$  向上差异的 RMS 值为 4.36 cm; 在  $T$  向上差异的 RMS 值为 4.27 cm; 在  $N$  向上差异的 RMS 值为 3.51 cm; 整体上看, 运动学轨道的法向精度较高. 分别将 Jason-3 卫星的简化动力学轨道和运动学轨道与参考轨道对比, 说明定轨内符合精度达到 cm 级.

### 3.4 SLR 轨道检核

卫星激光测距技术是卫星精密定轨的一种重要手段, 本文选择由 NASA 官方网站 (<https://cddis.nasa.gov/archive/slr>) 提供的 SLR 观测数据, 其定轨精度可以达到 1~2 cm<sup>[31]</sup>.

SLR 轨道检核是利用轨道提供的卫星坐标和 SLR 台站坐标计算出站星距离, 并与对应历元下 SLR 台站的观测数据对比, 从而评定简化动力学方法和运动学法定轨的精度.

计算 Jason-3 卫星与 SLR 台站之间的距离公式为

$$\tilde{\rho}_i = \sqrt{(x^s - x_i)^2 + (y^s - y_i)^2 + (z^s - z_i)^2}. \quad (15)$$

式中:  $(x^s, y^s, z^s)$  为卫星的坐标;  $(x_i, y_i, z_i)$  为 SLR 台站  $i$  的坐标.

将站星距归算到 SLR 台站到卫星质心的距离<sup>[32]</sup>

$$\rho_i' = \tilde{\rho}_i + \Delta\epsilon_s. \quad (16)$$

式中:  $\rho_i'$  为质心修正后的距离;  $\Delta\epsilon_s$  为卫星天线相位中心到卫星质心的修正.

由于 SLR 轨道检核数据包含一些误差, 如对流层折射等, 因此需要对 SLR 轨道检核观测数据进行预处理, 观测数据的预处理主要包括对流层折射、广义相对论、质心补偿、测站偏心修正等<sup>[33]</sup>. 比较 SLR 台站的观测值与由轨道提供的卫星坐标和 SLR 台站坐标计算的站星距离, 统计 SLR 轨道检核残差的 RMS 值, 将单天的 RMS 值绘制成如图 5 所示的柱状图.

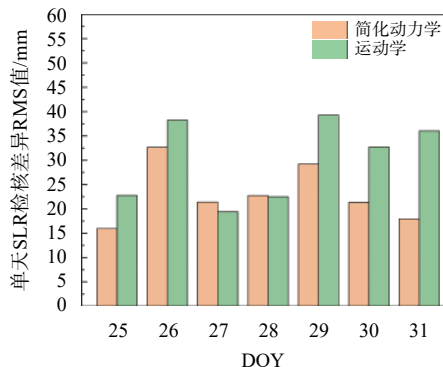


图 5 单天 SLR 轨道检核残差 RMS 值

如图 5 所示, 可知简化动力学轨道的 SLR 轨道检核残差 RMS 值在 15~32 mm, 而运动学轨道的 SLR 轨道检核残差 RMS 值在 19~39 mm.

如表 6 所示, Jason-3 卫星共有 7 个测站 901 个 NP(Normal Point) 数据, 分别汇总统计 SLR 轨道检核的残差, 简化动力学轨道的 SLR 轨道检核残差 RMS 值为 2.41 cm, 运动学轨道的 SLR 轨道检核残差 RMS 值为 3.28 cm. 实验结果说明简化动力学轨道精度整体优于 2.1 cm, 运动学轨道精度整体优于 3.3 cm. 这说明 Jason-3 卫星轨道的外符合精度可达 cm 级, 定轨精度较高.

表 6 SLR 轨道检核 7 天汇总结果统计 cm

轨道	测站数	NP数	最小值	最大值	平均值	标准差	RMS
简化动力学轨道	7	901	-3.18	3.23	0.82	0.69	2.02
运动学轨道	7	901	-0.84	8.29	-0.40	1.26	3.28

## 4 结 语

本文利用 Jason-3 卫星星载 GPS 观测数据, 基于简化动力学方法和运动学方法解算 Jason-3 卫星的轨道, 并通过载波相位残差分析、重叠轨道对比、参考轨道对比和 SLR 轨道检核进行精度评定, 得到如下结论:

1) 通过相位残差 RMS 值可以看出, 简化动力学轨道的相位残差 RMS 在 0.7~0.8 cm, 运动学轨道的相位残差 RMS 在 0.50~0.55 cm. 这说明 Jason-3 卫星定轨策略可靠, 在解算轨道过程中误差项消除较为理想, 定轨结果较为稳定.

2) 分别将 Jason-3 卫星两个时段的简化动力学轨道和运动学轨道重叠对比, 得到 7 天的重叠轨道对比汇总的结果. 简化动力学轨道重叠时段  $R$  向上差异的 RMS 值为 0.32 cm,  $T$  向上差异的 RMS 值为 0.97 cm,  $N$  向上差异的 RMS 值为 0.55 cm; 运动学轨道重叠时段  $R$  向上差异的 RMS 值为 1.12 cm,  $T$  向上差异的 RMS 值为 1.16 cm,  $N$  向上差异的 RMS 值为 1.42 cm. 这说明简化动力学定轨和运动学定轨的内符合精度均达到 cm 级.

3) 分别将 Jason-3 卫星的简化动力学轨道和运动学轨道与 IDS 官网提供的精密轨道对比, 得到 7 天汇总的结果. 简化动力学轨道与参考轨道对比得到的残差在  $R$  向上的 RMS 值为 1.47 cm, 在  $T$  向上



的RMS值为2.53 cm,在 $N$ 向上的RMS值为3.19 cm;运动学轨道与参考轨道对比得到的残差在 $R$ 向上的RMS值为4.36 cm,在 $T$ 向上的RMS值为4.27 cm,在 $N$ 向上的RMS值为3.51 cm.这说明简化动力学轨道和运动学轨道的外符合精度均达到cm级.

4) 利用NASA提供的SLR轨道检核观测数据对Jason-3卫星的简化动力学轨道和运动学轨道精度进行检验,证明简化动力学轨道精度整体优于2.1 cm,运动学轨道精度整体优于3.3 cm.这说明Jason-3卫星的轨道外符合精度达到cm级.

从本文实验结果来看,Jason-3卫星的简化动力学轨道和运动学轨道均达到cm级的精度.

### 参考文献

- [1] DUMONT J P, ROSMORDUC V, CARRERE L, et al. Jason-3 products handbook[R/OL]. (2017-01-16)[2021-02-23]. [https://www.nodc.noaa.gov/media/pdf/jasonz/j3\\_user\\_handbook.pdf](https://www.nodc.noaa.gov/media/pdf/jasonz/j3_user_handbook.pdf)
- [2] 周旭华, 王晓慧, 赵罡, 等. HY2A卫星的GPS/DORIS/SLR数据精密定轨[J]. 武汉大学学报(信息科学版), 2015, 40(8): 1000-1005.
- [3] 郭金运, 黄金维, 胡建国, 等. 由星载GPS双差相位数据进行CHAMP卫星动力学定轨[J]. 武汉大学学报(信息科学版), 2006, 31(3): 213-217.
- [4] 张德成, 郑作亚, 刘娟, 等. 基于星载GPS数据的GRACE卫星动力学法定轨[J]. 全球定位系统, 2013, 38(5): 1-4.
- [5] YUNCK T P, BERTIGER W I, WU S C, et al. First assessment of GPS-based reduced dynamic orbit determination on TOPEX/Poseidon[J]. *Geophysical research letters*, 1994, 21(7): 541-544. DOI: 10.1029/94GL00010
- [6] JÄGGI A, HUGENTOBLE U, BEUTLER G. Pseudo-stochastic orbit modeling techniques for low-earth orbiters[J]. *Journal of geodesy*, 2006(80): 47-60. DOI: 10.1007/s00190-006-0029-9
- [7] HAINES B, BAR-SEVER Y, BERTIGER W, et al. One-centimeter orbit determination for Jason-1: new GPS-based strategies[J]. *Marine geodesy*, 2004, 27(1-2): 299-318. DOI: 10.1080/01490410490465300
- [8] 秦建, 郭金运, 孔巧丽, 等. 基于星载GPS的CHAMP卫星精密简动力定轨[J]. 全球定位系统, 2011, 36(5): 41-45.
- [9] 秦建, 郭金运, 孔巧丽, 等. Jason-2卫星星载GPS数据cm级精密定轨[J]. 武汉大学学报(信息科学版), 2014, 39(2): 137-141.
- [10] 张德志, 孔巧丽, 张令纲. JASON-3卫星星载GPS厘米级精密定轨[J]. 测绘科学, 2020, 45(1): 42-47.
- [11] 杨洲铭, 郭金运, 夏要伟, 等. GRACE-FO卫星简化动力学精密定轨研究[J]. 地球物理学进展, 2020, 35(5): 1710-1716.
- [12] ZHOU M Y, LIU X, GUO J Y, et al. An enhanced method for detecting and repairing the cycle slips of dual-frequency onboard GPS receivers of LEO satellites[J]. *Journal of sensors*, 2020: 1-17. DOI: 10.1155/2020/8817626
- [13] LIN H Q, GUO J Y, XIA Y W, et al. Effect of higher-order ionospheric delay on precise orbit determination of GRACE-FO based on satellite-borne GPS technique[J]. *IEEE access*, 2021(99): 29841-29849. DOI: 10.1109/ACCESS.2021.3059296
- [14] 郑作亚. GPS数据预处理和星载GPS运动学定轨研究及其软件实现[D]. 上海: 上海天文台, 2004.
- [15] 张守建, 李建成, 邹贤才, 等. GRACE卫星非差运动学精密定轨分析[J]. 武汉大学学报(信息科学版), 2010, 35(6): 679-682.
- [16] 张兵兵, 牛继强, 王正涛, 等. Swarm系列卫星非差运动学厘米级精密定轨[J]. 测绘学报, 2021, 50(1): 27-36.
- [17] GUO J Y, QIN J, KONG Q L, et al. On simulation of precise orbit determination of HY-2 with centimeter precision based on satellite-borne GPS technique[J]. *Applied geophysics*, 2012, 9(1): 95-107. DOI: 10.1007/s11770-012-0319-3
- [18] 夏要伟, 郭金运, 刘路, 等. 基于运动学和简化动力学的SWARM卫星精密定轨研究[J]. 大地测量与地球动力学, 2019, 39(4): 392-398.
- [19] DACH R, ANDRITSCH F, ARNOLD D, et al. Bernese GNSS software version 5.2[M]. Astronomical Institute, University of Bern, 2015. DOI: 10.7892/boris.72297.
- [20] GUO J Y, HOU R, ZHOU M S, et al. Monitoring 2019 forest fires in southeastern australia with GNSS technique[J]. *Remote sensing*, 2021, 13(3): 386. DOI: 10.3390/rs13030386
- [21] MONTENBRUCK O, GILL E. Satellite orbits: models, methods and applications[M/OL]. [2021-01-20]. The Observatory, 2001(121): 182. [https://www.researchgate.net/profile/Eberhard-Gill-2/publication/234506679\\_Book-Review\\_Satellite\\_orbits\\_models\\_methods\\_and\\_applications\\_Springer\\_2000/links/54ddb8c80cf28a3d93fa2df2/Book-Review-Satellite-orbits-models-methods-and-applications-Springer-2000.pdf](https://www.researchgate.net/profile/Eberhard-Gill-2/publication/234506679_Book-Review_Satellite_orbits_models_methods_and_applications_Springer_2000/links/54ddb8c80cf28a3d93fa2df2/Book-Review-Satellite-orbits-models-methods-and-applications-Springer-2000.pdf)
- [22] BOCK H, JÄGGI A, MEYER U, et al. GPS-derived orbits for the GOCE satellite[J]. *Journal of geodesy*, 2011, 85(11): 807-818. DOI: 10.1007/s00190-011-0484-9
- [23] 韩保民, 朱秀英, 柳林涛, 等. 伪随机脉冲估计及其在简化动力学定轨中的应用[J]. 武汉大学学报(信息科学版), 2007, 32(5): 466-469.
- [24] 赵春梅, 程鹏飞, 益鹏举. 基于伪随机脉冲估计的简化动力学卫星定轨方法[J]. 宇航学报, 2011(4): 762-766.
- [25] 吴显兵. 星载GPS低轨卫星几何法定轨及动力学平滑方法



- 研究[D]. 郑州: 解放军信息工程大学, 2004.
- [26] 郭金运, 孔巧丽, 常晓涛, 等. 低轨卫星精密定轨理论与方法[M]. 北京: 测绘出版社, 2014: 130.
- [27] LIU M M, YUAN Y B, OU J K, et al. Research on attitude models and antenna phase center correction for Jason-3 satellite orbit determination[J]. *Sensors*, 2019, 19(10): 2408. DOI: [10.3390/s19102408](https://doi.org/10.3390/s19102408)
- [28] 魏锦德, 黄张裕, 海美, 等. GPS天线相位中心误差的检测与改正[J]. 测绘科学技术学报, 2012, 29(6): 410-413, 417.
- [29] 胡志刚, 赵齐乐, 郭靖, 等. GPS天线相位中心校正对低轨卫星精密定轨的影响研究[J]. 测绘学报, 2011, 40(增刊): 34-38.
- [30] 周忠谟, 易杰军. GPS卫星测量原理与应用[M]. 北京: 测绘出版社, 1992.
- [31] GUO J Y, WANG Y C, SHEN Y, et al. Estimation of SLR station coordinates by means of SLR measurements to kinematic orbit of LEO satellites[J]. *Earth planets and space*, 2018, 70(1). DOI: [10.1186/s40623-018-0973-7](https://doi.org/10.1186/s40623-018-0973-7)
- [32] XIA Y W, LIU X, GUO J Y, et al. On GPS data quality of GRACE-FO and GRACE satellites: effects of phase center variation and satellite attitude on precise orbit determination[J]. *Acta geodaetica et geophysica*, 2021(56): 93-111. DOI: [10.1007/s40328-020-00324-2](https://doi.org/10.1007/s40328-020-00324-2)
- [33] 秦显平, 焦文海, 程芦颖, 等. 利用SLR检核CHAMP卫星轨道[J]. 武汉大学学报(信息科学版), 2005, 30(1): 38-41.

### 作者简介

郭恒洋 (1996—), 男, 硕士研究生, 研究方向为低轨卫星精密定轨.

郭金运 (1969—), 男, 博士, 教授, 研究方向为空间大地测量、海洋大地测量和物理大地测量.

杨洲铭 (1995—), 男, 硕士研究生, 研究方向为低轨卫星精密定轨.

## Reduced-dynamic and kinematic orbit determination of Jason-3 based on satellite-borne GPS data

GUO Hengyang<sup>1</sup>, GUO Jinyun<sup>1</sup>, YANG Zhouming<sup>1</sup>, QI Linhu<sup>1</sup>, ZHAO Chunmei<sup>2</sup>

(1. College of Geodesy and Geomatics, Shandong University of Science and Technology, Qingdao 266590, China;

2. Beijing Fangshan Satellite Laser Ranging National Observation and Research Station, Chinese Academy of Surveying and Mapping, Beijing 100036, China)

**Abstract:** The satellite-borne GPS data are used to determine precise orbit of Jason-3 satellite with the reduced-dynamic method and the kinematic method. The orbital accuracy is assessed by the carrier phase residual analysis, overlapping orbit comparison, comparison with reference orbit and satellite laser ranging (SLR) checks. The result show that the variation range of phase residuals for reduced-dynamic orbit is 0.7 cm to 0.8 cm, the variation range of phase residuals for kinematic orbit is 0.50 cm to 0.55 cm. The radial root mean square (RMS) error of the reduced-dynamic overlapping orbits is 0.32 cm, and the same error of the kinematic overlapping orbits is 1.12 cm. Compared with the reference orbits released by international DORIS service (IDS), the radial RMS of reduced-dynamic orbits is about 1.47 cm, and the radial RMS of kinematic orbits is about 4.36 cm. Results of SLR checks show that the reduced-dynamic orbital accuracy is better than 2.1 cm, and the kinematic orbital accuracy is better than 3.3 cm. The experimental results proved that the accuracy of both reduced-dynamic and kinematic orbits of Jason-3 altimetry satellite were at centimeter level, which could meet the accuracy requirements of satellite orbit.

**Keywords:** Jason-3; satellite-borne GPS; precise orbit determination; reduced-dynamic method; kinematic method; SLR check