

文章编号: 1001-1595(2008)03-0394-06

中图分类号: P228

文献标识码: A

# 附加 Helmert 变换参数的低轨卫星约化动力学精密定轨

陈俊平<sup>1,2</sup>, 王解先<sup>2,3</sup>

1. GeoForschungsZentrum Potsdam, Potsdam 14473, Germany; 2. 同济大学测量系, 上海, 200092; 3. 现代工程测量国家测绘局重点实验室, 上海, 200092

## Reduced-dynamic Precise Orbit Determination of Low Earth Orbiter Using Helmert Transformation Model

CHEN Jun-ping<sup>1,2</sup>, WANG Jie-xian<sup>2,3</sup>

1. GeoForschungsZentrum Potsdam, Potsdam 14473, Germany; 2. Department of Surveying and Geomatics, Tongji University, Shanghai 200092, China; 3. State Bureau of Surveying and Mapping Key Laboratory of Modern Engineering Surveying, Shanghai, 20092, China

**Abstract:** A model based on Helmert transformation is presented in reduced-dynamic POD (Precise Orbit Determination). As an implementation, a reduced-dynamic POD approach was developed. The approach includes two steps: firstly, Kinematic POD and then reduced-dynamic POD. Based on the approach, POD of CHAMP and GRACE was carried out. Kinematic and reduced-dynamic POD for CHAMP and GRACE satellite over 2 weeks time show that reduced-dynamic orbits of CHAMP have an mean 3D RMS of 0.26 m compared to PSO orbit of GFZ, while the mean 3D RMS of GRACE-A has the same value compared to GNV1B orbit of JPL. The 3D RMS is reduced, in average, by around 30% compared to kinematic solution. The mean RMS of the 3 axes component is (0.14, 0.14, 0.16) m for CHAMP reduced-dynamic orbits, and (0.17, 0.15, 0.13) m for GRACE.

**Key words:** Helmert transformation; Kinematic POD; reduced-dynamic POD; low earth orbiter

**摘 要:** 在运动学精密定轨以及动力学轨道积分的基础上, 提出基于 Helmert 变换的约化动力学精密定轨模型。该模型对动力积分轨道以及运动学轨道建立 Helmert 变换, 进而修正轨道积分中的卫星初始轨道以及各种动力学参数。应用该模型, 文章采用的约化动力学精密定轨包含两个部分: 运动学精密定轨以及基于 Helmert 变换的动力学轨道平滑。对 CHAMP、GRACE 两个星期的观测数据进行计算, 结果显示: 在引入 Helmert 变换平移参数的参数设置下, 相对于运动学轨道, 约化动力学轨道的精度平均提高了约 30%; 对于 CHAMP 卫星, 约化动力学轨道与参考轨道差值在 XYZ 3 个方向 RMS 的平均值分别为 (0.14, 0.14, 0.16) m, 差值 3D RMS 的平均值为 0.26 m; 对于 GRACE-A 卫星, 约化动力学轨道与参考轨道差值在 XYZ 3 个方向 RMS 的平均值分别为 (0.17, 0.15, 0.13) m, 差值 3D RMS 的平均值为 0.26 m。文中还详细讨论和分析了模型中不同参数设置下轨道精度的情况。

**关键词:** Helmert 变换; 运动学精密定轨; 约化动力学精密定轨; 低轨卫星

## 1 引 言

近年来, 一系列低轨卫星计划相继取得成功, 关于低轨卫星精密定轨的研究取得了很大进展。总结起来, 低轨卫星 LEO (Low Earth Orbiter) 的定轨方法可以归结为以下 2 种: 运动学定轨 (Kinematic POD)、动力学定轨 (Dynamic POD)。

运动学定轨采用 LEO 星载 GPS 接收机的观测数据, 而与卫星运动的摄动力无关, 从而轨道的精度取决于观测数据的质量。IGS 产品质量的提高, 使得运动学精密定轨成为可能。采用 IGS 提供的精密 GPS 轨道以及钟差, 基于精密点定位 PPP (Precise Point Positioning) 的运动学轨道精度能够达到厘米级<sup>[1]</sup>。动力学定轨基于一定的轨

收稿日期: 2007-02-07; 修回日期: 2008-05-06

作者简介: 陈俊平 (1980-), 男, 汉族, 江西宜春人, 博士, 主要从事大地测量理论与应用研究。

E-mail: junping.chen@gfz.potsdam.de

道初始信息,对卫星运动方程进行积分得到动力学轨道,从而动力学轨道的精度取决于动力学模型<sup>[2]</sup>。约化动力学精密定轨(Reduced-dynamic POD)在经典动力学定轨的基础上,引入随机参数对几何观测信息以及动力学信息进行调节。

在约化动力学精密定轨中可以将运动学轨道看成虚拟观测值<sup>[3~5]</sup>。然而他们方法中的问题在于:运动学轨道的误差以及参考框架之间的差异会直接反映到约化动力学轨道。本文提出基于 Helmert 变换的约化动力学精密定轨模型。该模型对动力积分轨道与运动学轨道建立 Helmert 变换,从而降低运动学轨道误差的影响,进而改正轨道积分中的卫星初始轨道以及各种动力学参数。应用该模型,本文采用的约化动力学精密定轨包含两个部分:运动学精密定轨以及基于 Helmert 变换的动力学轨道平滑。对 CHAMP, GRACE 观测数据的计算表明,文中提出的方法是有效的。

## 2 动力学轨道积分

卫星运动遵从牛顿定律,从牛顿定律出发,卫星运动方程表示为

$$\ddot{\mathbf{r}} = -GM\frac{\mathbf{r}}{r^3} + \mathbf{a}(t, \mathbf{r}, \dot{\mathbf{r}}, p_1, p_2, \dots) + \mathbf{f}(t, \mathbf{r}, \dot{\mathbf{r}}, p_1, p_2, \dots) \quad (1)$$

式中,  $GM$  为万有引力常数,  $\ddot{\mathbf{r}}$  为卫星运动加速度矢量,  $\mathbf{r}$  为卫星在给定坐标系中的位置矢量,  $r = |\mathbf{r}|$  为半径,  $\mathbf{a}$  表示其他摄动力引起的卫星加速度,包括地球重力场、日月引力、地球固体潮和海潮等,参数  $p_1, p_2, \dots$  用于表示摄动力参数。

将式(1)以及卫星轨道的初始状态写为<sup>[6,7]</sup>

$$\left. \begin{aligned} \dot{\mathbf{x}} &= F(\mathbf{x}, t) \\ \mathbf{x}|_{t_0} &= \mathbf{x}_0 \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

其中,  $\mathbf{x}_0 = (\mathbf{r}_0 \quad \dot{\mathbf{r}}_0 \quad p_0)^T$  为卫星的初始状态,包括初始历元的卫星位置、速度、动力参数。对卫星运动方程在确定的初始状态下进行数值积分就可得到卫星参考轨道  $\mathbf{x}^*$ 。

对式(2)在  $\mathbf{x}^*$  处进行泰勒展开,令

$\delta = \mathbf{x} - \mathbf{x}^*$ , 则有

$$\dot{\delta} = \left. \frac{\partial F(\mathbf{x}, t)}{\partial \mathbf{x}} \right|_{\mathbf{x}=\mathbf{x}^*} \delta \quad (3)$$

设式(3)的解为

$$\delta = \Psi(t, t_0) \delta_0 \quad (4)$$

$$\delta_0 = \mathbf{x}_0^* - \mathbf{x}_0 \quad (5)$$

则有

$$\left. \begin{aligned} \Psi(t, t_0) &= \frac{\partial F}{\partial \mathbf{x}} \Psi(t, t_0) \\ \Psi(t_0, t_0) &= \mathbf{I} \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

其中,  $\mathbf{I}$  为单位矩阵,  $\Psi(t, t_0)$  被称为状态转移矩阵。

式(4)表示初始历元轨道参数的改正数与任意历元轨道参数改正数之间的转换关系。动力学定轨中对式(2)、式(4)同时积分,并且通过状态转移矩阵,在观测方程中对轨道初始状态的改正值以及其他摄动力参数进行估计。

## 3 基于 Helmert 变换的约化动力学精密定轨

LEO 运动学轨道的参考框架是通过该时刻 GPS 卫星的轨道实现的,并且受轨道软件采用的模型以及解算方法的影响;动力学积分轨道产生于惯性系中,通过参考系统之间的转换进而得到地固系中的轨道,而参考系统转换中一般采用 IGS 最终的综合框架参数。模型以及解算方法的差别所造成的参考框架之间的不一致通常定义为 Helmert 变换<sup>[8]</sup>。在地固系中对任意时刻  $t_i$  的运动学轨道与动力积分轨道建立 Helmert 变换

$$\begin{pmatrix} X_k^i \\ Y_k^i \\ Z_k^i \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \Delta X \\ \Delta Y \\ \Delta Z \end{pmatrix} + (1+K) \mathbf{R}_1(\alpha') \mathbf{R}_2(\beta') \mathbf{R}_3(\gamma') \cdot \begin{pmatrix} X_r^i \\ Y_r^i \\ Z_r^i \end{pmatrix} \quad (7)$$

其中,  $(X_k^i, Y_k^i, Z_k^i)$  为卫星运动学轨道,  $(X_r^i, Y_r^i, Z_r^i)$  为由轨道积分得出的动力学轨道,  $\mathbf{R}_i (i = 1, 2, 3)$  分别表示绕 3 个轴的旋转矩阵。  $\Delta X, \Delta Y, \Delta Z, \alpha', \beta', \gamma', K$  为 Helmert 变换的参数。动力学轨道一般是在惯性系下定义的,它可以表示为<sup>[9]</sup>

$$\begin{pmatrix} X_r^i \\ Y_r^i \\ Z_r^i \end{pmatrix} = \mathbf{W}(t_i) \mathbf{R}(t_i) \mathbf{Q}(t_i) \cdot \begin{pmatrix} X_i^i \\ Y_i^i \\ Z_i^i \end{pmatrix} \quad (8)$$

$(X_i^i, Y_i^i, Z_i^i)$  为  $t_i$  时刻惯性系中卫星的动力学轨道。  $\mathbf{W}(t_i), \mathbf{R}(t_i), \mathbf{Q}(t_i)$  分别为该时刻的极移,自转,岁差-章动矩阵。

将式(8)代入式(7),得到

$$\mathbf{r}_k^i = T + (1+K) \mathbf{R}_1 \circ \mathbf{R}_2 \circ \mathbf{r}_r^i \quad (9)$$

式中,  $\mathbf{r}_k^i, \mathbf{r}_r^i$  分别为运动学以及动力学轨道,  $T, K$  为相似变换中的平移以及尺度参数,  $\mathbf{R}_1, \mathbf{R}_2$  分别为 Helmert 变换以及参考系变换的旋转矩阵,  $\mathbf{R}_3$  中的参数为:  $\mathbf{W}(t_i)$  中包含的极移量  $X_p, Y_p$  及其

变化率  $X_p, Y_p, R(t_i)$  中包含的时间变量  $UT1-UTC$  及其变化率 (本文记为  $UT1, UT1$ )。其中  $X_p, Y_p$  量级小于  $1''$ , 在时间上  $UT1-UTC$  一般小于  $1\text{ s}$  ( $15''$ )。

式(9)中,  $R_1$  中的旋转角很小;  $R_2$  中的旋转角  $X_p, Y_p, UT1$  也可视为小角度, 相对  $UT1$  来讲,  $X_p, Y_p$  可以忽略。根据以上分析, 按照小角度旋转将  $R_1$  以及  $R_2$  合并, 得到

$$\begin{pmatrix} X_k^i \\ Y_k^i \\ Z_k^i \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \Delta X \\ \Delta Y \\ \Delta Z \end{pmatrix} + (1+K) R_1(\alpha) R_2(\beta) R_3(\gamma) R_{etc} \begin{pmatrix} X_i^i \\ Y_i^i \\ Z_i^i \end{pmatrix} \quad (10)$$

其中,  $R_i (i=1, 2, 3)$  为围绕相应坐标轴的旋转矩阵,  $R_{etc}$  为比较式(9), 式(10)所得到的剩余矩阵

$$\alpha = \alpha' + Y_p, \beta = \beta' + X_p, \gamma = \gamma' + UT1 \quad (11)$$

其中, 根据是否估计  $UT1$ , 在式(11)的基础上  $\gamma$  可以进一步写为

$$\gamma = \begin{cases} \gamma \\ \gamma + UT1 \cdot dt_i \end{cases} \quad (12)$$

式(12)中,  $dt_i$  为  $t_i$  距该天 12 点的时间间隔 (单位为  $d$ )。式(10)写为 Helmert 变换的形式

$$r_k^i = T + (1+K) R_3(\alpha, \beta, \gamma) \cdot R_{etc} \cdot r_i^i \quad (13)$$

其中,  $R_3(\alpha, \beta, \gamma) = R_1(\alpha) R_2(\beta) R_3(\gamma)$ ,  $T, K, R = (\alpha, \beta, \gamma)^T$  分别为平移、尺度以及旋转参数, 定义为  $H$ 。

对式(13)进行泰勒级数展开, 得到

$$r_k^i = r_{k,0}^i + \frac{\partial r_k^i}{\partial v} dv \quad (14)$$

其中,  $r_{k,0}^i$  为利用初值根据式(7)求得的值。  $t_i$  时刻, 式(14)中待求参数写为

$$dv = (dH, dr_i^i)^T \quad (15)$$

$dH$  为 7 个 Helmert 变换参数的改正数。根据式(4),  $dr_i^i$  可表示为

$$dr_i^i = \Psi(t, t_0) dr_0 \quad (16)$$

此时,  $dr_0$  为轨道积分初始状态的改正数, 从而, 待求参数重新写为

$$dx = (dH, dr_0)^T \quad (17)$$

基于式(13), 对于  $n$  个观测历元,  $3n$  个观测方程的系数阵  $A$  以及残差阵  $L$  写为

$$A = \begin{pmatrix} A_1 \\ A_2 \\ \vdots \\ A_n \end{pmatrix} \quad L = \begin{pmatrix} L_1 \\ L_2 \\ \vdots \\ L_n \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} r_k^1 - r_{k,0}^1 \\ r_k^2 - r_{k,0}^2 \\ \vdots \\ r_k^n - r_{k,0}^n \end{pmatrix} \quad (18)$$

$$A_i = \frac{\partial r_k^i}{\partial x} = \left[ \frac{\partial r_k^i}{\partial Hel}, \frac{\partial r_k^i}{\partial r_i} \cdot \Psi(t, t_0) \right] \quad (19)$$

从而观测方程写为

$$Adx = L \quad (20)$$

法方程为

$$Ndx = b \quad (21)$$

$$N = A^T P A, \quad b = A^T P L \quad (22)$$

$P$  为各个历元间运动学轨道的协方差阵。虽然利用运动学精密定轨可以得到该协方差阵, 但是运动学轨道取决于观测值的精度, 不同历元运动学轨道的精度理论上应该相近。从而将模型简化, 可以认为式(22)中所有观测方程具有相同的观测精度, 即  $P$  为单位阵。

利用最小二乘, 以上模型参数可方便求解, 将新的约化动力学轨道作为输入量, 约化动力学定轨可以迭代进行。

## 4 算例

### 4.1 CHAMP 约化动力学定轨

采用数据为 CHAMP 卫星 2004 年年计日 (DOY: Day Of Year) 191 星载 GPS 观测数据以及加速度计观测数据。首先进行运动学精密定轨<sup>[5,7,10]</sup>, 得到运动学轨道精度为  $0.38\text{ m}$ 。约化动力学精密定轨中的主要动力模型以及参数如表 1 所示。

表 1 CHAMP 约化动力学定轨采用的动力模型以及经验力参数设置

Tab. 1 Dynamic models and empirical parameters of CHAMP reduced-dynamic POD

Gravity model	EIGEN-CHAM P03S (120 * 120)
Tide	Solid Earth Tide, Ocean Tide CSR 3.0
N-body	JPL ephemeris DE405
Accelerometer data	ACC File (official bias and scale parameter)
Empirical parameter	9 per day
Stochastic pulse	3 per 15 minutes

通过不同参数设置的情况, 我们首先对模型参数进行分析。表 2 列出了不同的参数设置情况, 表中  $T, K, R$  分别为 Helmert 变换的平移、尺度以及旋转参数。  $\gamma$  定义为式(12)中的第 1 种情况。第 1 种参数设置 (Ex. 1) 即为常用的轨道动力学平滑<sup>[2,5,11]</sup>。图 1 列出了不同参数设置的情况下约化动力学轨道与参考轨道 (GFZ 动力学精密轨道 PSO) 差值的 3D RMS。

表 2 不同参数设置

Tab. 2 Parameter settings

Parameter	Ex. 1	Ex. 2	Ex. 3	Ex. 4	Ex. 5	Ex. 6	Ex. 7	Ex. 8
$T$		×		×		×		×
$K$			×	×			×	×
$R$					×	×	×	×

说明: × 表示模型中对该参数进行估计

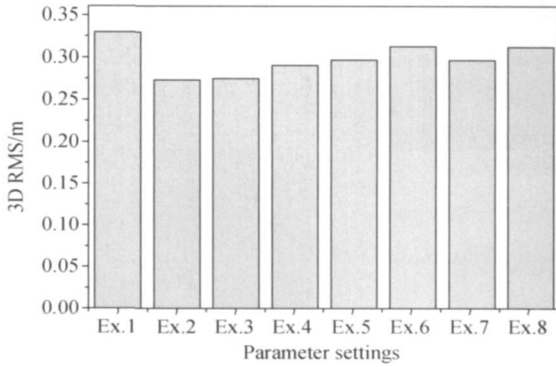


图 1 不同参数设置下轨道相对于参考轨道的 3D RMS  
Fig. 1 3D RMS of orbits difference between reduced-dynamic orbits and reference orbits with different parameter settings

从图 1 看到, 在第 1 种参数情况下, 平滑轨道相对于运动学轨道精度有所提高, 这主要是由于虚拟脉冲等参数的引入吸收了误差; 其他 7 种参数设置下轨道的精度都比第 1 种情况好, 基于本文模型的约化动力学轨道精度在不同的参数设置情况下都得到了提高。其中第 2, 第 3 两种参数设置情况下, 轨道差值的 3D RMS 最小, Helmert 变换参数的引入进一步吸收了运动学轨道误差。Ex. 5 与 Ex. 7 的结果相近, Ex. 6 与 Ex. 8 的结果也相近, 这说明在估计旋转参数的情况下, 尺度参数是否估计对轨道的影响不大。

根据不同的设置, 模型中的旋转角  $\gamma$  具有不同的形式。图 2 列出了表 2 中第 5 到第 8 种参数情况中, 采用不同  $\gamma$  的设置, 轨道与参考轨道差值的 3D RMS。其中, Cond. 0 不对  $\gamma$  进行估计, Cond. 1 中  $\gamma$  定义为 (12) 式中的第 1 种情况 (即: 不估计  $UT1$ ), Cond. 2 中  $\gamma$  定义为式 (12) 中的第 2 种情况。

对比 Cond. 0, Cond. 1 的结果, 可以看出在参数设置中, 如果  $\gamma$  不包含  $UT1$ , 是否估计  $\gamma$  对轨道影响很小; 从 Cond. 2 的结果也可以看出, 参数设置中如果  $\gamma$  包含  $UT1$  则轨道精度变低, 由于  $UT1$  表示的是地球绕  $Z$  轴的旋转的变率, 这可能与 CHAMP 卫星的近极轨道有关。

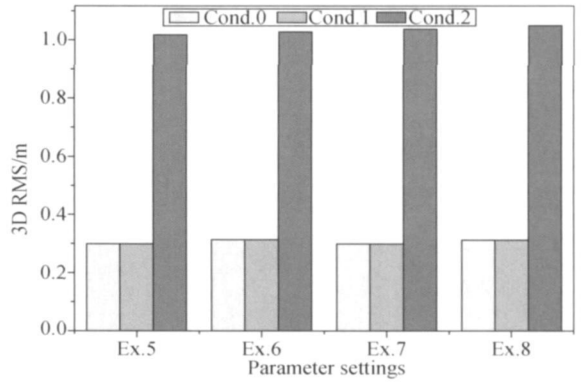


图 2 参数  $\gamma$  的不同设置下, 轨道相对于参考轨道的 3D RMS  
Fig. 2 3D RMS of orbits difference between reduced-dynamic orbits and reference orbits with different settings of  $\gamma$

图 3 给出了第 2 种参数设置 (Ex. 2) 下, 约化动力学轨道与参考轨道的差值。差值的 3D RMS 为 0.27 m, 相对于运动学轨道, 其精度提高了 29%。该轨道 3 个方向差值的 RMS 分别为 (0.16, 0.13, 0.17) m, 差值的均值为 (1.1, 1.1, 0.02) cm。

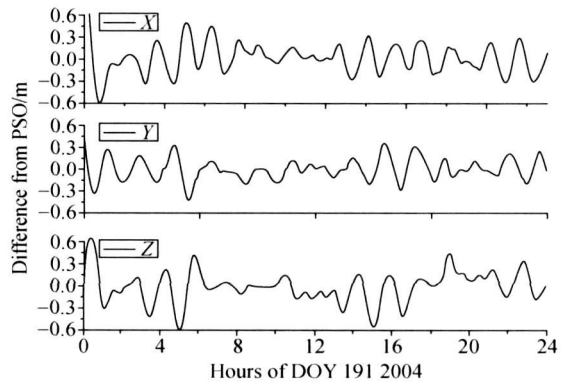


图 3 约化动力学轨道与 PSO 轨道的差值, 3D RMS = 0.27 m

Fig. 3 Difference between Reduced-dynamic orbits and PSO, 3D RMS=0.27 m

#### 4.2 GRACE 约化动力学定轨

采用 GRACE-A 卫星 2003 年 DOY094 的星载 GPS 观测数据以及加速度数据, 进行约化动力学精密定轨。其中运动学轨道精度为 0.39 m, 重力场模型采用了 EIGEN-GRACE02S, 其他动力学模型与 CHAMP 一致。

采用表 2 中的第 2 种参数设置进行约化动力学定轨。图 4 给出了 GRACE 约化动力学轨道与参考轨道 (JPL 精密星历 GNV1B 轨道) 的差值。差值的

3D RMS 为 0.26 m, 相对于运动学轨道, 其精度提高了 33%。3 个方向差值的 RMS 分别为 (0.14 m, 0.14 m, 0.16 m), 差值的均值为 (0.1 cm, 1.9 cm, 0.2 cm)。

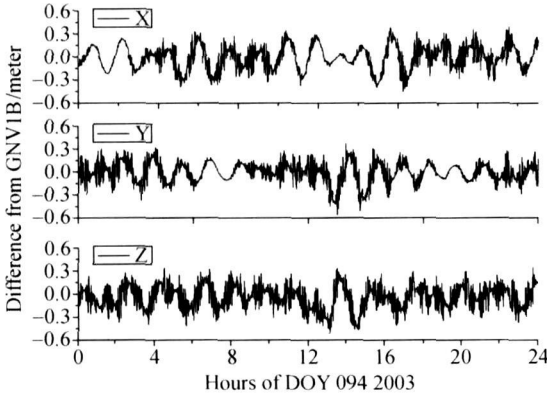


图 4 GRACE 约化动力学轨道与 GNV1B 轨道的差值, 3D RMS=0.26 m

Fig. 4 Difference between Reduced-dynamic orbits and GNV1B, 3D RMS=0.26 m

进一步验证方法的精度, 对 2003 年 DOY124 到 DOY137 两个星期 CHAMP, GRACE-A 的观测数据进行了处理。并将约化动力学轨道与参考轨道进行对比, 差值的统计结果如图 5、图 6 所示。

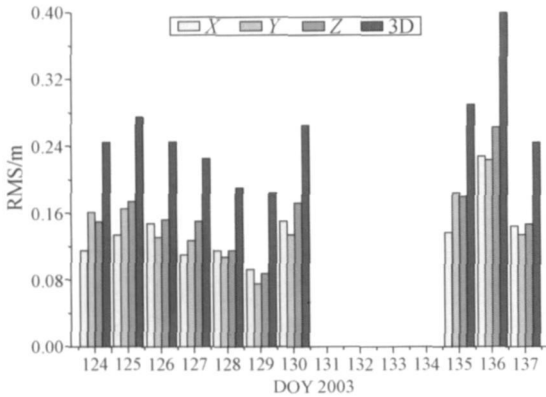


图 5 CHAMP 约化动力学轨道与 PSO 轨道差值 3D RMS 统计

Fig. 5 3D RMS of the difference between CHAMP Reduced-dynamic orbits and PSO

在 DOY131-DOY134 这 4 天 CHAMP 动力学精密轨道 PSO 缺失, 因而无法进行比较。

从图 5 可以看到, CHAMP 约化动力学轨道 XYZ 3 个分量方向的精度在 6~18 cm 之间。其中, DOY136 的 RMS 最大, Z 方向达到了 27 cm。进一步分析发现 DOY136 运动学轨道精度也最差。相对于运动学轨道, 其精度均得到了提高, 平均提高了约 30%。CHAMP 卫星约化动力学轨道与

PSO 轨道差值的 3D RMS 平均值为 0.26 m, 3 个分量的 RMS 平均值分别为 (0.14 m, 0.14 m, 0.16 m)。

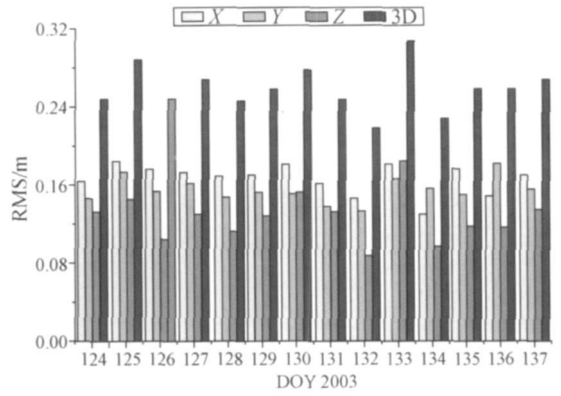


图 6 GRACE 约化动力学轨道与 GNV1B 轨道差值 3D RMS 统计

Fig. 6 3D RMS of the difference between GRACE Reduced-dynamic orbits and GNV1B

从图 6 可以看到, GRACE 约化动力学轨道 XYZ3 个分量方向的精度在 10~18 cm 之间。14 d 的动力学轨道精度相近。相对于运动学轨道, 其精度均得到了提高, 平均提高了约 30%。GRACE 卫星约化动力学轨道与 GNV1B 轨道差值的 3D RMS 平均值为 0.26 m, 3 个分量的 RMS 平均值分别为 (0.17 m, 0.15 m, 0.13 m)。

### 5 结 论

大量的计算表明, 本文采用的 Helmert 变换参数吸收了运动学轨道的误差, 从而使得约化动力学轨道精度得到较大提高。通过对两个星期数据的计算表明, 基于精度约为 0.4 m 的运动学轨道, 利用本文模型得到的 CHAMP 以及 GRACE 约化动力学轨道相对于参考轨道的 3D RMS 为 0.26 m, 相对于运动学轨道, 其精度平均提高了约 30%。

对不同参数设置的分析表明, Helmert 变换参数的引入使得轨道的精度都得到提高, 在估计 Helmert 变换平移参数的设置下 (Ex. 2), 得到的轨道精度最高。分析得出, 在估计旋转参数的情况下, 尺度参数的估计不对轨道产生影响; 引入绕 Z 轴的地球自转参数 (UT1), 轨道精度得不到提高。

约化动力学精密轨道与参考轨道的差值明显存在周期性, 这可能是由加速度计观测值引起的。本文对于加速度观测值的标校直接采用了官方推荐的参数。与此同时, 文中采用的运动学轨道的

精度约为 0.4 m, 运动学轨道精度的提高, 将进一步提高约化动力学轨道的精度。

致谢: 感谢 Geo Forschungs Zentrum Potsdam 葛茂荣教授在本文修改过程中的建议以及讨论。

### 参考文献:

- [1] HUGENTOBLE U, DACH R, FRIDEZ P, MEINDLM. Bernese GPS Software Version 5.0 DRAFT[R]. Bern: Printing Office of the University of Bern, 2006.
- [2] SVEHLA D, ROTHACHER M. Kinematic and Reduced-dynamic Precise Orbit Determination of Low Earth Orbiters[J]. Advances in Geosciences, 2003, 1: 47-56.
- [3] BEUTLER G. Methods of Celestial Mechanics Volume I: Physical, Mathematical, and Numerical Principles[M]. Berlin: Springer-Verlag, 2004.
- [4] BEUTLER G. Methods of Celestial Mechanics Volume II: Application to Planetary System, Geodynamics and Satellite Geodesy[M]. Berlin: Springer-Verlag, 2004.
- [5] BOCK H. Efficient Methods for Determining Precise Orbits of Low Earth Orbiters Using the Global Positioning System[D]. Beme: Astronomical Institute University of Beme, 2003.
- [6] WANG Jie-xian. Precise Orbit Determination and Positioning of GPS[M]. Shanghai: Tongji University Press, 1997. (王解先. GPS 精密定轨定位. 上海: 同济大学出版社, 1997.)

- [7] CHEN Jun-ping. On Precise Orbit Determination of Low Earth Orbiters[D]. Shanghai: Tongji University, 2007. (陈俊平. 低轨卫星精密定轨研究[D]. 上海: 同济大学, 2007.)
- [8] BOUCHER C, ALTAMIMI Z, SILLARD P, FEISSELVERNIER M. The ITRF2000 (IERS Technical Note No. 31)[M]. Frankfurt: Verlag des Bundesamts für Kartographie und Geodäsie, 2004.
- [9] McCARTHY D D, PETIT G. IERS Conventions (2003) (IERS Technical Note No. 32)[M]. Frankfurt: Verlag des Bundesamts für Kartographie und Geodäsie, 2004.
- [10] CHEN Jun-ping, WANG Jie-xian. Kinematic Precise Orbit Determination of Low Earth Orbiter Based on Epoch-Difference Strategy[J]. Journal of Geodesy and Geodynamics, 2007, 27(4): 57-61. (陈俊平, 王解先. 基于历元间差分的低轨卫星运动学精密定轨[J]. 大地测量与地球动力学, 2007, 27(4): 57-61.)
- [11] LIU Jing-nan, ZHAO Qi-le, ZHANG Xiao-hong. Geometric Orbit Determination of CHAMP Satellite and Dynamic Models' Compensation during Orbit Smoothing[J]. Geomatics and Information Science of Wuhan University, 2004, 29(1): 1-6. (刘经南, 赵齐乐, 张小红. CHAMP 卫星的纯几何定轨及动力平滑中的动力模型补偿研究[J]. 武汉大学学报(信息科学版), 2004, 29(1): 1-6.)

(责任编辑: 丛树平)

(上接第 393 页)

### 3 结论

本文提出的方法可以精确、自动地提取建筑物的轮廓。方法特点如下: ① 轮廓提取区的建立, 不仅有利于适应超高分辨率影像大数据量处理的要求、提高后续处理的鲁棒性, 而且为排列杂乱的建筑物主方向检测提供了必要前提; ② 建筑物主方向检测算法自动、鲁棒, 主方向约束下的线段提取更为准确、可靠, 尤其有利于检测一些成像效果不佳的细微轮廓; ③ 基于 LiDAR 密度分析与 Kmeans 聚类的轮廓筛选策略, 无需阈值, 可动态、准确地分离轮廓线与非轮廓线。

### 参考文献:

- [1] HUERTAS A, NEVATIA R. Detection Building in Aerial Images[J]. Computer Vision Graphics Image Process, 1988, 41(2): 131-152.
- [2] KIM T, MULLER J P. Development of a Graph-based Approach for Building Detection[J]. Image and Vision Computing, 1999, 17(1): 3-14.
- [3] TAO Wen-bing, LIU Jian, TIAN Jin-wen. A New Approach to Extract Rectangle Building Automatically from Aerial Images

- [J]. Chinese Journal of Computers, 2003, 26(7): 866-873. (陶文兵, 柳健, 田金文. 一种新型的航空图像城区建筑物自动提取方法[J]. 计算机学报, 2003, 26(7): 866-873.)
- [4] WEISS R, FO RSTNER W. Towards Automatic Building Extraction from High-resolution Digital Elevation Models[J]. ISPRS Journal of Photogrammetry and Remote Sensing, 1995, 50(4): 38-49.
- [5] VOSSSELMAN G, DIJKMAN S. 3D Building Model Reconstruction from Point Clouds and Ground Plan[J]. International Archives of Photogrammetry and Remote Sensing, 2001, 34(3W4): 37-43.
- [6] SOHN G, SAMPATH A. Building Extraction Using LiDAR DEMs and IKONOS Images[J]. International Archives of Photogrammetry and Remote Sensing, 2003, 34(3/W13).
- [7] SAMPATH A, SHAN J. Building Boundary Tracing and Regularization from Airborne Lidar Point Clouds[J]. Photogrammetric Engineering & Remote Sensing, 2007, 73(7): 805-812.
- [8] ZHANG K, YAN J, CHEN S C. Automatic Construction of Building Footprints from Airborne LiDAR Data[J]. IEEE Transaction on Geoscience and Remote Sensing, 2006, 44(9): 2523-2533.
- [9] RAU J Y, CHEN L C. Fast Straight Lines Detection Using Hough Transform with Principal Axis Analysis[J]. Journal of Photogrammetry and Remote Sensing, 2003, 8(1): 15-34.

(责任编辑: 丛树平)