

# 低轨卫星精密定轨中重力场模型误差的补偿

郭金来<sup>1</sup> 赵齐乐<sup>2</sup> 郭道玉<sup>2</sup>

(1 武汉大学测绘学院, 武汉市珞喻路 129 号, 430079)

(2 武汉大学 GPS 工程技术研究中心, 武汉市珞喻路 129 号, 430079)

**摘要:**分析了不同重力场对低轨卫星运动影响的特征, 并基于 CHAMP 卫星和 GRACE 卫星的真实轨道, 利用轨道积分和轨道拟合的方法, 研究了线性分段加速度、周期性分段加速度以及虚拟随机脉冲加速度在精密定轨中对重力场模型误差的补偿效果。

**关键词:**卫星精密定轨; 重力场; 轨道拟合

中图分类号: P223.0; P228

人造卫星精密定轨时, 重力场模型的精度是影响卫星轨道精密定轨的一个最重要的因素。尽管目前重力卫星计划已经较大程度地精化了重力场模型<sup>[1]</sup>, 但模型精度仍然难以满足不同类型低轨卫星精密定轨的需要。要实现 cm 级的动力学精密定轨, 未能精确模型化的力学因素需要通过一定方式进行补偿, 通常一些经验力模型被引进到轨道方程的求解当中<sup>[2]</sup>。本文在分析不同重力场模型中不同高度卫星轨道的预报误差的基础上, 基于 PANDA 软件和 CHAMP 卫星及 GRACE 卫星的真实轨道, 利用轨道积分和轨道拟合的方法, 研究了线性分段加速度、周期性分段加速度以及虚拟脉冲加速度在精密定轨中对重力场模型误差的补偿效果, 得到了一些有益的结果。

## 1 不同重力场模型中低轨卫星的轨道预报误差

目前, 重要的经验力模型主要有径向、切向和法向(RTN)的线性摄动、周期性摄动参数<sup>[3,4]</sup>, 以及 CODE 最先提出并应用于 GPS 卫星精密定轨的虚拟随机脉冲加速度摄动参数等<sup>[5]</sup>。

随着 CHAMP 卫星和 GRACE 卫星计划的实施, 地球重力场的中低阶系数精度提高了近两个数量级。2005 年 5 月, 德国地学研究中心(GFZ)发布了最新的 360 阶重力场 EIGEN-

CG03C, 其包含了 GRACE 和 CHAMP 重力卫星、海洋测高和地面重力观测资料, 是目前最权威的高精度重力场之一。由于 400 km 高度卫星主要受到 120 阶以内系数的影响, 因此, 取 EIGEN-CG03C 的 120 阶次作为参考重力场。为了考察在精密定轨时, 重力场模型的补偿方式及其效果, 分别取 JGM2、EGM96 和 EIGEN2-CHAMP 等不同精度的重力场模型进行试验分析, 其中, JGM2 和 EIGEN2-CHAMP 卫星为 70 阶重力场模型。尽管 EGM96 具有 360 阶, 但因其中阶系数的精度不够, 也只考虑 70 阶次。

本文从实际的 CHAMP 卫星轨道中提取一个历元 6 个轨道参数(包括卫星的位置和速度), 通过在不同重力场模型下精密积分, 可以得到相应的轨道。以 EIGEN-CG03C 模型下的轨道为参考, 可得其他重力场模型中轨道的预报误差, 统计结果如表 1 所示, 其中预报精度取最大偏差值。

表 1 不同重力场条件下的轨道预报误差  
Tab.1 Error of Predicted Orbits in Different

重力场模型	重力场阶次	Dynamic Conditions					
		CHAMP 预报 6 h 精度/m			CHAMP 预报 24 h 精度/m		
		径向	切向	法向	径向	切向	法向
EIGEN2	70×70	0.56	3.10	0.36	1.27	3.75	0.88
EGM96	70×70	3.60	10.9	2.17	5.79	30.4	2.93
JGM2	70×70	3.51	23.3	2.3	5.33	41.4	4.89

收稿日期: 2006-01-12。

项目来源: 国家自然科学基金资助项目(40504002); 国家 973 计划资助项目(2006CB701301); 湖北省自然科学基金资助项目; 地球空间环境与大地测量教育部重点实验室开放研究基金资助项目(905276031-04-01)。

从表 1 可知, EIGEN2-CHAMP 重力场模型虽然利用了 CHAMP 卫星计划的观测数据, 精度明显高于 EGM96 模型和 JGM2 模型, 但仍然不能满足精密定轨的需要。为了清晰地观察轨道误差的趋势, 图 1 至图 3 给出了轨道预报误差残差,

同时还给出了沿着参考轨道不同重力场模型的加速度与参考重力场之间的差异, 图中轨道预报误差为 24 h 弧段。为了清晰地考察加速度特征, 加速度残差图仅取了 1.5 h(约运动一周) 弧段。

从加速度残差图可知, 对于 400 km 高度的

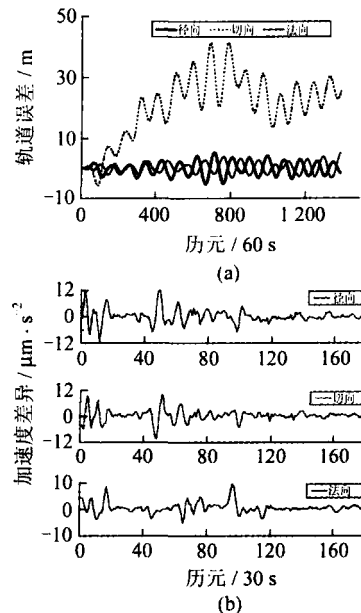
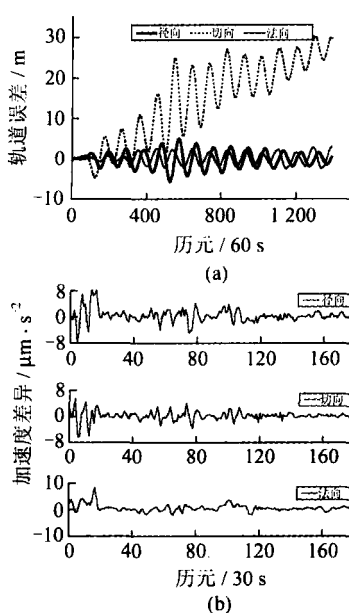
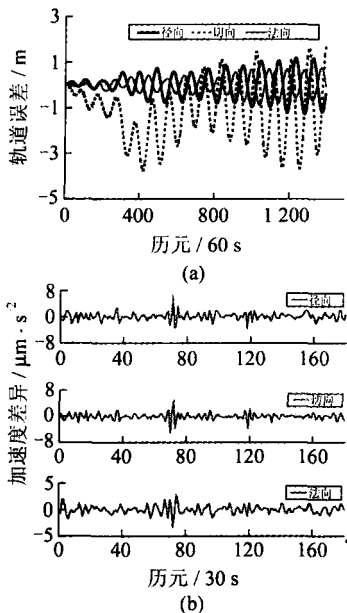


图 1 EIGEN2-CHAMP 重力场模型中的轨道预报误差和加速度残差  
Fig. 1 Error of Predicted Orbit and Acceleration Residual in EIGEN2-CHAMP Gravity Model

图 2 EGM96 重力场模型中的轨道预报误差和加速度残差  
Fig. 2 Error of Predicted Orbit and Acceleration Residual in EGM96 Gravity Model

图 3 JGM2 重力场模型中的轨道预报误差和加速度残差  
Fig. 3 Error of Predicted Orbit and Acceleration Residual in JGM2 Gravity Model

卫星, 三种不同的重力场模型的加速度误差均在  $\mu\text{m}/\text{s}^2$  的量级, 但 EIGEN2-CHAMP 重力场模型的总体精度较高, 而且加速度误差主要体现在较高阶次, 说明低阶重力场系数精度有明显提高。三种重力场的加速度误差并没有明显的趋势, 因此并不能轻易确定何种补偿方式更为有效。

## 2 重力场模型误差的补偿分析

每个重力场模型均不可避免地存在一定误差, 在不求解重力场球谐系数的情况下完成精密定轨任务, 需要建立适当的动力模型补偿机制, 用以完成动力模型与几何观测之间的平衡。动力模型机制需要满足以下几个条件: 补偿动力模型的参数要尽可能少, 即补偿参数能较好地描述动力模型误差的特征; 方便轨道积分, 得到对初始参数的偏导数, 即能方便地利用观测值求解补偿参数; 补偿后得到的动力轨道需要尽可能平滑, 即现有的动力模型已经具备了相当高的精度, 动力补偿的量值不能太大。

### 2.1 CHAMP 卫星轨道拟合

在上述参考轨道的基础上, 以下在两种重力场 EIGEN2 的  $70 \times 70$  阶次和 EGM96 的  $70 \times 70$  阶次条件下, 得到了不同重力场模型补偿机制 (A, B, C, D, E, F, G) 的轨道拟合结果, 如表 2 所示。其中, A 表示虚拟脉冲加速度(每 9 min 调节一次 3 参数); B 表示分段线性加速度(每 30 min 调节一次 3 参数); C 表示周期性+ 线性加速度(每 90min 调节一次 9 参数); D 表示虚拟脉冲加

表 2 不同补偿机制的轨道拟合结果

Tab. 2 Orbit Fitting Results of CHAMP Satellite in Different Cases

重力场模型	补偿机制	12 h 所用参数	轨道拟合精度/cm		
			径向	切向	法向
EIGEN2 $70 \times 70$	A	246	1.41	1.64	0.47
	B	78	1.49	0.93	1.48
	C	78	1.56	1.19	1.83
	D	546	1.71	1.80	0.62
EGM96 $70 \times 70$	E	150	2.17	0.87	3.39
	F	78	7.33	5.95	11.6
	G	132	3.09	1.44	3.70

速度(每 4 min 调节一次 3 参数);  $E$  表示分段线性加速度(每 18 min 调节一次 3 参数);  $F$  表示周期性+ 线性加速度(每 90 min 调节一次 9 参数);  $G$  表示周期性+ 线性加速度(每 90 min 调节一次 6 周期参数+ 每 30 min 调节一次 3 参数)。

从补偿结果可以看出, 如果需要达到同样的

补偿效果, 利用虚拟脉冲加速度进行补偿时, 需要求解的参数明显多于分段加速度模型。文献[6]中, 每 9 min 增加一次虚拟脉冲加速度要比每 15 min 增加一次虚拟加速度的结果要好。图 4、图 5 给出了补偿机制  $A$  和  $B$  的残差序列图。

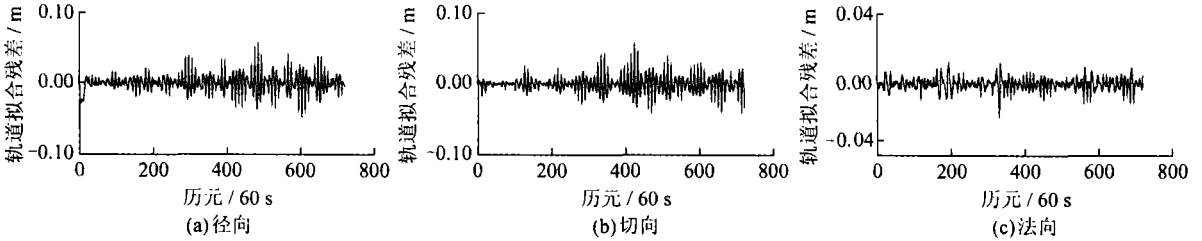


图 4 EIGEN2-CHAMP 模型中补偿机制  $A$  的 CHAMP 卫星轨道拟合残差

Fig. 4 Orbit Fitting Residuals of CHAMP Satellite in Case A with EIGEN2-CHAMP Gravity Model

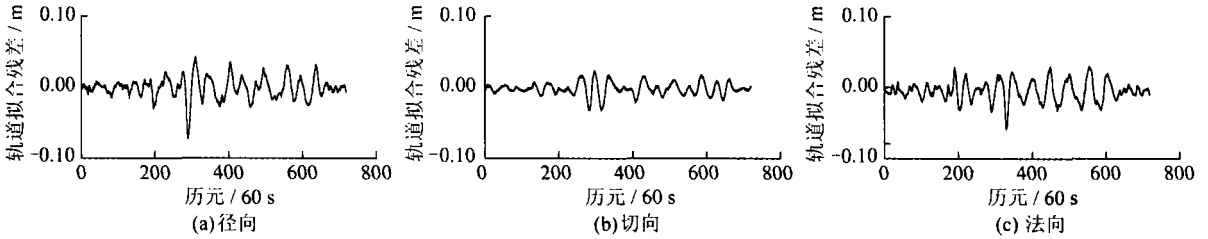


图 5 EIGEN2-CHAMP 模型中补偿机制  $B$  的 CHAMP 卫星轨道拟合残差

Fig. 5 Orbit Fitting Residuals of CHAMP Satellite in Case B with EIGEN2-CHAMP Gravity Model

## 2.2 GRACE 卫星拟合结果

由于 GRACE 卫星的加速度计能精确地分离卫星的保守力和非保守力, 因此, 利用 GRACE 卫星的轨道研究重力场的误差及补偿方法, 可以采用 JPL 提供的高精度真实轨道。以 GRACE- $B$

卫星在 2004 年第 122 d 的轨道为参考轨道, 利用加速度计替代非保守力, 保守力考虑了日、月等三体引力、固体潮汐、海洋潮汐等。在仅估计初始 6 个轨道参数以及加速度计 3 个偏差和 3 个尺度参数的条件下进行拟合, 拟合的残差序列见图 6。

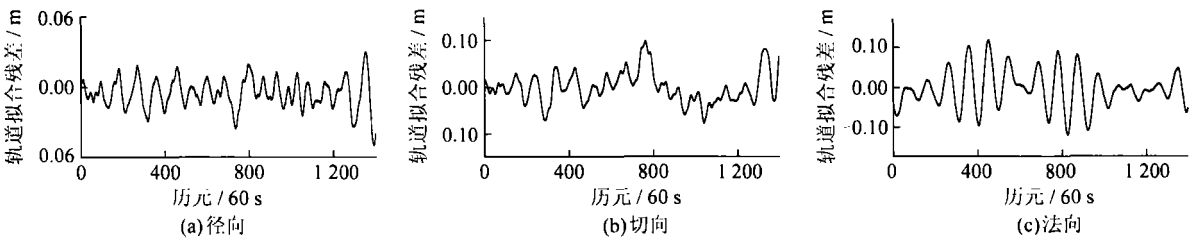


图 6 EIGEN-CG03C 重力场模型中无模型补偿条件下的 GRACE 卫星轨道的拟合残差

Fig. 6 Orbit Fitting Residuals of GRACE Satellite Without Empirical Force Model in EIGEN2-CG03C Gravity Model

拟合结果显示, 在未进行经验力补偿、仅估计 12 个参数的条件下, 24 h 拟合残差在径向、切向和法向的残差均方差分别为 1.37 cm、3.48 cm 和 4.74 cm, 这充分说明 EIGEN-CG03C 模型的精度非常高。尽管存在一些幅值较小的周期性误差, 但可能是由于重力场的时变性引起的。下面利用 EIGEN2-CHAMP 卫星重力场模型在不同补偿方式 ( $A, B, C$ ) 下进行轨道拟合, 拟合结果如表 3 所示。

表 3 GRACE 卫星真实轨道的拟合结果

重力场模型		补偿机制	24 h 所用参数	轨道拟合精度/cm		
				径向	切向	法向
		无	12	6.07	18.8	12.2
EIGEN2	$A$		492	0.84	1.43	0.38
$70 \times 70$	$B$		156	0.81	0.69	0.99
	$C$		156	0.99	1.01	0.91

从拟合结果可知,利用补偿机制 A、B 和 C 均能较好地拟合 GRACE 卫星的轨道,但就补偿效果而言,虚拟脉冲加速度需要更多的参数,不利于精密定轨的实施。同时,虚拟脉冲加速度补偿后轨道有较频繁的微小突变,平滑性较差。因此,如果定轨软件能实现分段线性或者分段周期性加速度补偿方式,宜采用后者。文献 [2] 中利用 EIGEN2-CHAMP 重力场在补偿机制 B 和 C 下实现了 cm 级的 CHAMP 卫星精密定轨,这和本文的分析是一致的。

### 3 结 语

低轨卫星精密定轨时,重力场模型的误差是影响定轨精度的最主要的误差源之一,欲使定轨精度达到 cm 级,重力场模型误差补偿是必须的。本文基于 PANDA 软件,对 CHAMP 和 GRACE 卫星真实轨道的综合分析显示,不同重力场对 400 km 高度卫星的预报误差可达 m 级甚至 10m 级,而加速度误差在  $\mu\text{m}/\text{s}^2$  量级,并没有明显的特征;基于虚拟脉冲加速度、分段线性加速度以及分段周期性加速度均可以实现低轨卫星的重力场补偿,但虚拟脉冲加速度补偿方式参数过多,而且补偿后的轨道不够平滑;分段线性和分段周期性加速度模型的补偿效果基本一致,可以较好地用于低轨卫星的精密定轨。

### 参 考 文 献

[1] Reigber C, Schwintzer P, Neumayer K H, et al. The CHAMP-only Earth Gravity Field Model

EIGEN-2[J]. Advances in Space Research, 2003, 31(8): 1 883-1 888

[2] 赵齐乐. GPS 导航星座及低轨卫星的精密定轨理论和软件研究[D]. 武汉:武汉大学, 2004

[3] Rim H J, Davis G W, Schutz B E. Dynamic Orbit Determination for the EOS Laser Altimeter Satellite (EOS ALT/GLAS) Using GPS Measurements[J]. J. Astron. Sci., 1996, 44(3): 409-424

[4] Rim H J, Webb C, Schutz B E. Analysis of GPS and Satellite Laser Ranging (SLR) Data for ICESat Precision Orbit Determination[C]. The AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting, Breckenridge, 1999

[5] Beutler G, Brockmann E, Gurtner W, et al. Extended Orbit Modeling Techniques at the CODE Processing Center of the International GPS Service for Geodynamics (IGS): Theory and Initial Results [J]. Manuscripta Geodaetica, 1994, 19: 367-386

[6] Svehla D, Rothacher M. Kinematic and Reduced-Dynamic Precise Orbit Determination of Low Earth Orbiters[C]. EGS, Nice France, 2002

[7] Rothacher M, Mervart L. The Bernese GPS Software Version 4.0[G]. University of Berne: Astronomical Institute, 1996

[8] Svehla D. Kinematic Orbit Determination of LEOs Based on Zero or Double-difference Algorithms Using Simulated and Real SST Data[C]. IAG 2001 Scientific Assembly, Budapest, Hungary, 2001

第一作者简介:郭金来,博士生。现从事重力场模型的可视化及卫星精密定轨研究。  
E-mail: gjl@91student.com

## Reducing the Influence of Gravity Model Error on Precise Orbit Determination of Low Earth Orbit Satellites

GUO Jinlai<sup>1</sup> ZHAO Qile<sup>2</sup> GUO Daoyu<sup>2</sup>

(1 School of Geodesy and Geomatics, Wuhan University, 129 Luoyu Road, Wuhan 430079, China)

(2 Research Center of GPS, Wuhan University, 129 Luoyu Road, Wuhan 430079, China)

**Abstract:** Based on the orbit integration and orbit fitting method, the characters of the influence of the gravity model with different precision on the movement of low earth orbit satellites was studied. The way and the effect of reducing the influence of gravity model error to CHAMP and GRACE satellites orbits by liner and periodical empirical acceleration model and so-called “pseudo stochastic pulses” mode were also analyzed.

**Key words:** precise orbit determination; gravity model; orbit fitting

About the first author: GUO Jinlai, Ph. D candidate. His main research orientation is visualisation of gravity model and precise orbit determination of satellites.

E-mail: gjl@91student.com