

文章编号: 1001- 2486(2009) 02- 0015- 05

基于星间测距和地面发射源的导航星座整网自主定轨^{*}

朱俊, 廖瑛, 文援兰

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘要: 导航卫星星座自主定轨技术是我国新一代卫星导航系统的关键技术之一。但是仅仅依靠星间相互测距定轨会因缺少地面基准而出现基准秩亏现象。针对这个问题, 提出利用少量地面发射源随机工作的方式提供地面基准, 将星间测距和地面发射源信息融合起来进行星座整网定轨, 进一步提高定轨精度。最后利用仿真实验对该方法的合理有效性进行了验证。

关键词: 导航系统; 自主定轨; 星间测量; 地面发射源

中图分类号: V443.5 文献标识码: A

The Integrated Autonomous Orbit Determination of the Navigation Constellation Based on Crosslink Range and Ground-based Emitter

ZHU Jun, LIAO Ying, WEN Yuan-lan

(College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: The autonomous orbit determination of navigation constellation is one of the key techniques of the Compass Navigation Satellite System (CNSS). There, however, is a deficiency problem of the datum mark when only intersatellite measurements of range is used. To solve this problem, this paper presents a new method that a few ground-based radio emitters should work randomly to offer the benchmark, and the constellation satellites should estimate their position and velocity for the whole network, based on the fusion of crosslink pseudo-range measurements and ground-based measurements. It is aimed to improve the orbit determination accuracy ulteriorly. Finally, the simulation results prove the rationality and validity of this method.

Key words: compass navigation satellite system (CNSS); autonomous orbit determination; crosslink range; ground-based radio emitter

我国的新一代卫星导航系统(Compass Navigation Satellite System, CNSS)正在建设之中, 它将实现全球覆盖。为了保证系统安全可靠地运行, 避免由于自然灾害、人为失误和战争等引起地面系统的损坏或摧毁而造成整个空间系统的瘫痪, 提高卫星自主运行能力, 实现导航卫星系统尽量少依赖甚至不依赖地面支持, 已成为提高系统对抗能力的关键^[1]。

美国 GPS 替换卫星 BLOCK IIR 的重要特征是增加了星间链路功能, 能实现自主导航。在没有地面控制系统支持的情况下, 180d 的预报星历的用户伪距误差 URE 仍可保持在 $\pm 6\text{m}$ 以内^[2-3]。欧洲在组建 GNSS-2 时也计划在卫星间建立链路, 以协助地面控制系统进行精密定轨工作。研究表明, 通过星间观测可将定轨精度从原来的 2~4m 提高至 1~2m^[4]。此外, 俄罗斯正在研制新型导航卫星系列 GLONASS-K, 将增加星间链路功能。

导航卫星完全依靠其星间链路的距离观测或速度观测数据进行自主定轨时会出现秩亏问题^[5]。为解决该问题, LeMay^[7] 提出利用星间测距、测角相结合实现自主轨道确定的方法; Psiaki^[8] 提出了一种基于星间相对位置矢量测量, 同时自主确定两个卫星轨道的批处理滤波方法; 陈金平^[9] 提出在星间测距中加入轨道定向参数约束, 该方法依托地面对轨道面定向进行长期预报, 但随着积分弧长的增大, 由它确定的轨道面定向参数精度会逐渐降低, 自主定轨受时间限制。事实上, 在星间观测中直接加入地面观测

* 收稿日期: 2008-11-02

基金项目: 国家 863 计划资助项目(2007AA12Z308); 国家部委基金资助项目(9140A21060107KG0173)

作者简介: 朱俊(1981-), 男, 博士生。

是解决秩亏问题的一种较为简便而有效的方法。

1 方案设计

在进行自主定轨时,导航星座组成的空间多面体可以看作一个整体,构成空间星座网。理论上,空间星座网和地面基准网存在一定转换关系,利用布尔沙公式^[10]:

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{\text{地}} = \begin{bmatrix} \Delta X_0 \\ \Delta Y_0 \\ \Delta Z_0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & -Z & Y \\ Z & 0 & -X \\ -Y & X & 0 \end{bmatrix}_{\text{空}} \begin{bmatrix} w_X \\ w_Y \\ w_Z \end{bmatrix} + (1 + m_i) \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{\text{空}} \quad (1)$$

其中共有7个转换参数,即3个平移参数($\Delta X_0, \Delta Y_0, \Delta Z_0$)、3个旋转参数(w_X, w_Y, w_Z)和1个尺度因子 m_i 。由此,当地面提供3个以上的基准点时,可以求得空间星座网与地面基准网的转换关系。一般说,进一步增加地面基准点数量可以加强测量网的几何构型,提高定轨精度^[11]。但由于存在电离层延迟等因素的影响,星地测量的精度低于导航卫星间测量,当卫星初轨误差较小时,进一步增加地面基准点对提高定轨精度作用并不明显。

对于具有星间链路的导航星座,单星定轨不能达到最优,而将全部卫星轨道参数和部分动力学参数一起进行估计,整网确定出所有待估参数,有利于充分利用卫星轨道先验信息和星间测量信息;而且由于存在星地观测,测量网的几何约束较好,整网定轨的精度较高^[12]。

基于以上分析,导航星座的自主定轨方案可作如下设计:

(1) 利用地面发射源提供地面基准。在我国境内,布设若干个发射源,该发射源需预先确定位置和钟差,并同时双向和单向测距,解决星地时间同步问题。该方法为星座自主导航系统提供地面基准,导航解算是在星上处理的,因此地面只需发射伪距信号、双向测距数据、自身位置和钟差信息,即使该地点被破坏,并不影响星座的导航解算,同时再增加一个发射源也容易实现。

(2) 各发射源采用分时段随机工作的方式提高生存能力。在平时,导航星座可在地面站的支持下,进行星地联合测轨,获得精确的卫星轨道;在战时,可以认为导航星座卫星先验信息准确,因此只需在各发射源中选择3个随机开启,每工作半小时即更换一次,这样既能为空间星座提供地面基准,又能有效地保护发射源。

(3) 星间测距与通信采用双向、双频模式,双向是为了得到卫星间的时钟偏差和消除影响星间测距的大部分系统误差和相关性误差,双频是为了消除电离层延迟对测距的影响。星间通信按时分多址(TDMA)方式进行。

(4) 利用抗差 Kalman 自适应滤波进行星座整网定轨^[13]。由于星地测量网中的节点较多,工作量较大,利用长时段的测量数据进行批处理在星上处理基本上是不可能的,因此如果用于星载计算,只能采用滤波的形式。

2 导航星座整网自主定轨数学模型

2.1 卫星运动方程

卫星星座整网定轨涉及的轨道参数比较多,对轨道参数适当地分类,有利于运动方程的解算。轨道参数首先可分为两大类:运动学参数和动力学参数。运动学参数是指在整网定轨过程中,参数值保持不变的参数。而动力学参数是指那些可由状态转移矩阵从一个时刻映射到另一个时刻的参数。动力学参数又可分为两类:局部动力学参数和全局动力学参数。局部动力学参数只与单个卫星有关,与其他卫星不相关。全局动力学参数与星座中每一个卫星有关。所以,整网定轨的状态参数可定义如下

$$X = [X_{SS}^T \quad X_{LD}^T \quad X_{GD}^T \quad X_{KP}^T]^T \quad (2)$$

式中: X_{SS} 为所有卫星的位置和速度矢量, $X_{SS} = [r_1^T \quad v_1^T \quad r_2^T \quad v_2^T \quad \dots \quad r_{ns}^T \quad v_{ns}^T]^T$; X_{LD} 为局部动力学参数矢量, $X_{LD} = [X_{LD1}^T \quad X_{LD2}^T \quad \dots \quad X_{LDns}^T]^T$; X_{GD} 为全局动力学参数矢量; X_{KP} 为运动学参数矢量; ns 是星座中要估计轨道参数的卫星个数。对(2)式微分得

$$\dot{X}(t) = F = [X_{SS}^T \quad 0 \quad 0 \quad 0]^T, \quad X(t_0) = X_0 \quad (3)$$

$$X_{SS} = [v_1^T \quad f_1^T \quad v_2^T \quad f_2^T \quad \dots \quad v_{ns}^T \quad f_{ns}^T]^T \quad (4)$$

式中 f_i^T 为第 i 颗卫星单位质量所受的作用力矢量。给定参考运动状态 $X^*(t)$, 且设它与实际的轨道状态 $X(t)$ 足够接近, 则状态改进向量 $x(t)$ 为

$$x(t) = X(t) - X^*(t) \quad (5)$$

对(3)式在 X^* 处泰勒展开, 忽略高阶项, 得

$$\dot{x} \approx \dot{X}(t) - \dot{X}^*(t) = A(t)x \quad x(t_0) = x_0 \quad (6)$$

式中 $A(t)$ 矩阵是一个稀疏矩阵, 文献[13]给出了其具体形式。(6)式的一般解为

$$x = \Phi(t, t_0) x_0 \quad (7)$$

式中 $\Phi(t, t_0)$ 为状态转移矩阵, 它满足微分方程

$$\dot{\Phi}(t, t_0) = A(t) \Phi(t, t_0) \quad \Phi(t_0, t_0) = E \quad (8)$$

对(3)式和(8)式积分就可得到观测时刻的卫星运动状态和状态转移矩阵。

2.2 观测方程

观测方程写成如下的形式

$$y = Hx + V \quad (9)$$

其中 $y = O - C$, O 是星地之间或星星之间实际观测值, C 是根据参考轨道计算的理论值, H 是观测矩阵, V 是观测噪声矩阵。对于星地的观测方程可参阅文献[14], 下面给出星星之间的观测方程。设第 i 颗和第 j 颗 ($i < j$) 卫星的位置矢量分别为 r_i 和 r_j , 对于星间测距, 观测矩阵 H 可表示为

$$H = \frac{\partial \rho}{\partial X} = \frac{\partial \rho}{\partial \rho} \frac{\partial \rho}{\partial X} \quad (10)$$

其中 ρ 为相对位置矢量 $\rho = [\rho_x \quad \rho_y \quad \rho_z]^T = r_j - r_i$, ρ 为瞬时测距理论值 $\rho = \sqrt{\rho_x^2 + \rho_y^2 + \rho_z^2}$, 则

$$\frac{\partial \rho}{\partial \rho} = \frac{1}{\rho} [\rho_x \quad \rho_y \quad \rho_z] = \frac{\rho^T}{\rho} \quad (11)$$

$$\frac{\partial \rho}{\partial X} = [0 \ 0 \ \dots \ 0 \ 0 \ -E \ 0 \ 0 \ 0 \ \dots \ 0 \ 0 \ E \ 0 \ 0 \ 0 \ \dots \ 0 \ 0] \quad (12)$$

(12)式中的 0 表示 3×3 阶的零矩阵, E 表示 3×3 阶的单位矩阵。

2.3 整网定轨滤波算法

采用扩展的抗差 Kalman 自适应滤波整网定轨的形式, 设采样时间为 Δt , 整网状态修正流程为

$$\hat{X}_{k|k-1} = \hat{X}_{k-1|k-1} + f(\hat{X}_{k-1|k-1}, t) \Delta t \quad P_{k|k-1} = \Phi_{k,k-1} P_{k-1|k-1} \Phi_{k,k-1}^T + Q_{k-1} \quad (13)$$

$$K_k = P_{k|k-1} H_k^T (H_k P_{k|k-1} H_k^T + R_k)^{-1} \quad \hat{X}_{k|k} = \hat{X}_{k|k-1} + K_k (Y_k - H_k \hat{X}_{k|k-1}) \quad P_{k|k} = (I - K_k H_k) P_{k|k-1}$$

式中 K_k 为增益矩阵, P_k 为协方差矩阵, Q_{k-1} 是动态噪声方差矩阵。

3 算例及结果分析

建立卫星导航星座: 3 颗静止轨道卫星(GEO), 3 颗倾斜同步轨道卫星(IGSO), 24 颗中高轨道卫星(MEO, 分布在 3 个轨道上, 每个轨道上均匀分布 8 颗, 轨道周期为 14.7h)。考虑在中国国内布设 8 个地面发射源, 地面发射源的坐标精确已知, 见表 1。

为了说明地面发射源和星间测距在星座自主定轨中的作用, 采取三套测量定轨方案。

方案一 完全依赖卫星对国内 8 个地面发射源的星地测量伪距, 测量的弧长为 $2d$, 采样率为 $5/s$ 次, 采用传统单星定轨方法, 利用扩展的抗差 Kalman 自适应滤波进行定轨, 考虑的误差如下: ①星地测距误差: 系统误差 5m, 随机误差 5m; ②对流层延时误差 $0.3m/\sin E$ (E 为仰角), 电离层延时误差 5m; ③发射源地心坐标误差 0.1m。

表1 地面发射源坐标

Tab. 1 The coordinates of ground-based emitters

ID	Name	Alt. (m)	Long. (°)	Lat. (°)
1	XIAMEN	500	118	23.5
2	KASHI	700	76	39
3	BJING	500	116	40
4	LHASA	300	91	29.5
5	SYIA	460	109.5	18.5
6	URUM	100	87	43
7	KUNM	500	130	46
8	XIAN	200	108	34

方案二 同时利用卫星对国内8个地面发射源测量伪距和星间链路伪距,测量的弧长和采样率与第一方案相同,采用星座整网 Kalman 自适应滤波定轨的方法。星间测距考虑的误差如下:①星地测量误差与第一个方案完全相同;②星星测距误差:系统误差 0.5m;随机误差 0.5m,星间链路有效距离小于 70 000km。

方案三 利用星间观测伪距定轨,利用部分发射源提供地面基准解决秩亏问题。测量的弧长、采样率以及定轨方法与方案二相同,考虑的各项误差也与方案二相同。地面发射源工作方式,前 6h 地面 8 个发射源同时工作,以提供足够精确的先验信息;6h 之后仅随机开启 3 个地面发射源,每次工作 30min。图 1 中的线段示意了各地面发射源详细的观测时段。

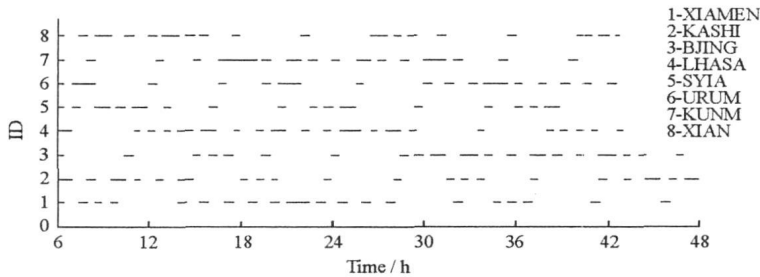


图1 地面发射源工作时段

Fig. 1 Activating period of ground-based emitter

定轨时考虑所有摄动力的影响:摄动地球形状摄动(30×30阶);地球形变摄动(固体潮摄动、海潮摄动、地球自转形变摄动);星体摄动(日、月引力摄动和太阳系其他行星的引力摄动);光压摄动(太阳辐射压摄动,地球反照辐射压摄动);广义相对论效应。按照以上三种方案分别进行仿真计算,各卫星的定轨结果如图 2~ 图 4 所示,限于篇幅,仅列出 1 号卫星 MEO、25 号卫星 GEO、28 号卫星 IGSO 定轨误差图。

比较以上三组定轨结果图,可以看出:

(1) 方案一中,由于完全依赖国内 8 个地面发射源,对 MEO 卫星观测弧段不连续,在不可观测弧段轨道依靠外推,定轨误差明显增大。

(2) 方案二中,星间测量对定轨精度起到了决定性作用,且由于地面发射源提供地面基准,加强了测量的几何结构,采用整网定轨的方法,卫星定轨的位置误差均为 1~ 2m。

(3) 方案三中,由于存在星间观测,进一步减小了对地面发射源的依赖,仅利用 3 个地面发射源随机观测以提供地面基准,采用整网定轨方法,定轨位置误差保持在 2m 以内。

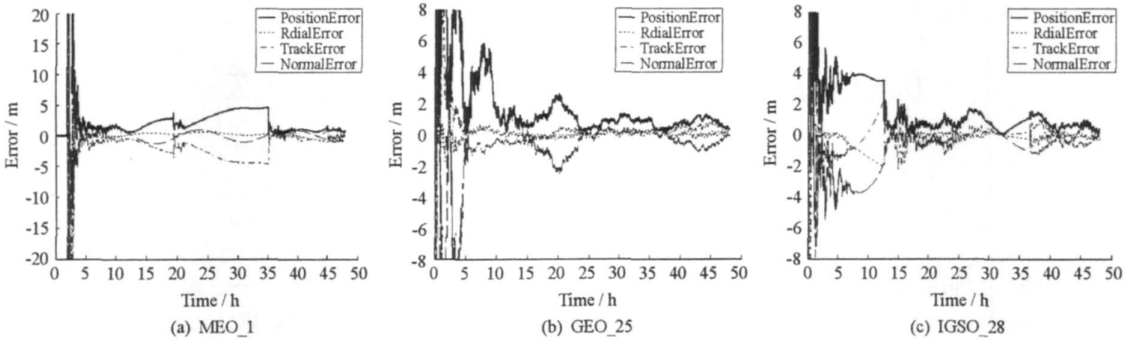


图 2 卫星定轨位置误差(方案一)

Fig. 2 Precision of orbit determination (scenario 1)

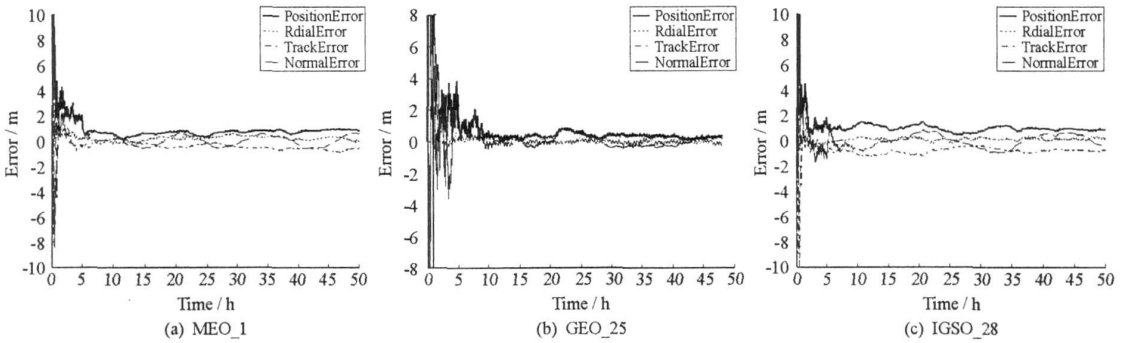


图 3 卫星定轨位置误差(方案二)

Fig. 3 Precision of orbit determination (scenario 2)

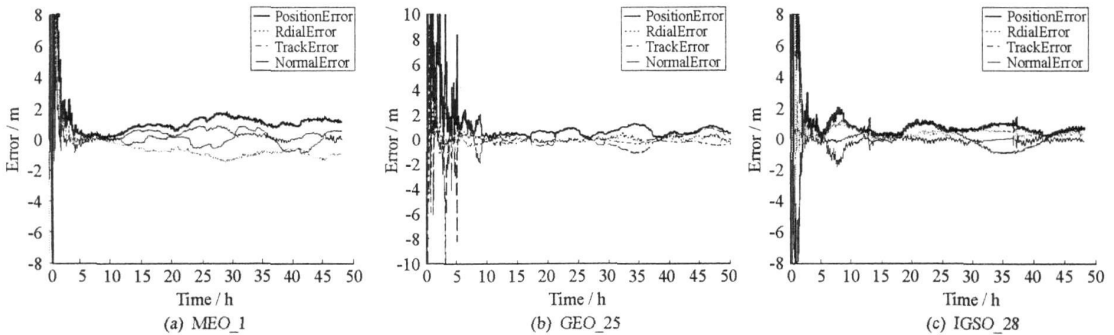


图 4 卫星定轨位置误差(方案三)

Fig. 4 Precision of orbit determination (scenario 3)

4 结论

导航星座卫星对轨道确定的精度和自主性要求较高,采用地面测量进行单星定轨的传统定轨方法已不能满足需求,但若完全依靠星间相互测量伪距定轨则又存在星座网的基准秩亏问题。在星间测距网的基础上加入少量地面发射源,对星座卫星进行整网 Kalman 定轨是解决该问题的有效办法。一方面,它保持了观测空间上和时间上的连续性,增加空间观测网形约束,提高了定轨精度;另一方面,它可尽量减少对地面的依赖,提高了导航星座的自主性。

(下转第 30 页)

从表中可以看出,初步设计和利用 STK 进行设计得到的结果相差不大,同时将初步设计得到的轨道参数作为初值代入 STK 后可以很快收敛,得到的结果能很好地满足约束条件,符合轨道设计要求,可以为工程方案进一步提供更加精确的奔月轨道参数。

4 结论

本文将目前比较成熟的双二体模型应用于从空间站出发的月球探测器轨道设计中去,建立了奔月轨道求解的数学模型。并利用数值算法,通过选取合理的优化目标和约束参数,计算得到了满足条件的奔月轨道。然后,进一步给出了利用 STK 进行轨道设计的结果,与本文提出的轨道初步设计结果进行了比较,从而验证了文中得到结果的正确性。本文提出的轨道设计思路,可以为采用这种登月模式的轨道初步设计提供参考。

参考文献:

- [1] Charles P L, Karen D B. Technology Development, Demonstration and Orbital Support Requirements for Manned Lunar and Mars Missions[R]. NASA TM 101666, 1990.
- [2] John G C, John W A. Use of the International Space Station as a Spaceport[C]//AIAA 1st Space Exploration Conference. Florida, Feb. 2005.
- [3] 郝晓宁, 曾国强, 任萱, 等. 月球探测器轨道设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 2001.
- [4] 郝晓宁, 王威, 等. 近地航天器轨道基础[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 2003.
- [5] 周文艳, 杨维廉. 月球星历的计算方法及比较[J]. 航天器工程, 2002, 12(4): 22-28.
- [6] 胡小工, 黄玉斌. DE200 LE200 和 DE245 LE245 历表——差别及其对登月轨道的影响[J]. 中国科学院上海天文台年刊, 1996(17): 162-168.

(上接第 19 页)

参考文献:

- [1] Bauer P H, Hartman K, Lightsey E G. Spaceborne GPS Current Status and Future Visions[C]//The ION GPS-98, Nashville, 1998: 1493-1508.
- [2] Aranda M P, et al. Global Positioning System (GPS) Autonomous Navigation[C]//IEEE Position Location and Navigation Symposium, Las Vegas, Nevada, 1990: 435-455.
- [3] Bernstein H B. GPS User Positioning Accuracy with Block IIR Autonomous Navigation (Autonav) [C]//ION-GPS Conference, Salt Lake, 1993.
- [4] Gill E. Precise Orbit Determination of the GNSS-2 Space Segment from Ground Based to Satellite to Satellite Tracking[C]//GNSS-1998, Toulouse, 1998.
- [5] 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).
- [6] 张艳, 张育林. Walker 星座自主定轨误差分析[J]. 国防科技大学学报, 2004, 26(6).
- [7] LeMay J L, Brogan W L, Seal C E. High Altitude Navigation Study[R]. The Aerospace Corp, 1973.
- [8] Psiaki M L, Powell S P, Kihner P M. The Accuracy of the GPS-Derived Acceleration Vector[R]. A Novel Attitude Reference, AIAA-99-4079, 1999.
- [9] Cai Z W, Zhao D M, Chen J P, et al. Research on Autonomous Orbit Determination of Navigation Satellite Based on Crosslink Range and Orientation Parameters Constraining[J]. Geospatial Information of Science, 2006, 9(1): 18-23.
- [10] 朱华统. 大地坐标系统的建立[M]. 北京: 测绘出版社, 1986.
- [11] 张艳, 张育林. 基于星间测量的异构星座自主导航方法研究[J]. 宇航学报, 2005, 26(4).
- [12] Zhu J, Wen Y L, Chen Z G, et al. Research on Modeling and Simulation of Semi-autonomous Orbit Determination for Satellite Navigation Constellation[C]//2008 Asia Simulation Conference—7th Intl. Conf. on Sys. Simulation and Scientific Computing, 2008.
- [13] Wen Y L, Zhu J, Li Z, Liao Y. Simulation and Analysis of Integrated Orbit Determination of Satellites Constellation[J]. Journal of Astronautics, 2009, 30(1).
- [14] Li J S. Satellite Precision Orbit Determination[M]. Beijing: Press of Jiefangjun, 1995.