

# GEO 卫星机动后的星历快速恢复方法

杨旭海<sup>\*①</sup>, 李志刚<sup>①</sup>, 冯初刚<sup>①</sup>, 郭际<sup>①</sup>, 施浒立<sup>②</sup>, 艾国祥<sup>②</sup>,  
吴风雷<sup>③④</sup>, 乔荣川<sup>①</sup>

① 中国科学院国家授时中心, 临潼 710600;

② 中国科学院国家天文台, 北京 100012;

③ 中国科学院研究生院, 北京 100049;

④ 北京航天飞行控制中心, 北京 100094

\* E-mail: [yangxh@ntsc.ac.cn](mailto:yangxh@ntsc.ac.cn)

收稿日期: 2008-09-04; 接受日期: 2008-10-15

国家高技术研究发展计划(编号: 2006AA12Z322), 国家重点基础研究发展计划(编号: 2007CB815503)和中国科学院西部之光联合学者项目(编号: 2007LH01)资助

**摘要** GEO 卫星可用于导航卫星, 存在一个重要的问题是: GEO 卫星机动较为频繁, 卫星机动力不易建模. 基于转发式测轨数据, 常用的动力学统计定轨方法在无机动力的巡航状态下可以获得很高的精度, 但当机动发生后, 预报轨道将很快失效, 一直到机动结束后较长时间内星历都不能有效使用. 为改善这种状况, 我们研究机动后星历的快速恢复方法. 首先使用高精度转发式测轨数据, 分析了 GEO 卫星机动情形下的运动规律. 然后在卫星机动结束并进入巡航状态后, 使用密集的短弧段观测数据, 把公共系统偏差、各站系统偏差等作为常数, 主要解算 6 个轨道根数, 用统计定轨方法进行轨道预报, 减少解算参数提高预报精度, 实现卫星星历的快速恢复. 结果表明: 在目前的转发式测轨网布站情形下, 对鑫诺一号卫星, 利用 15 min 数据预报 2 h, 轨道精度(O-C)约为 5 m; 利用 30 min 数据预报 2 h, 轨道精度(O-C)约为 3 m.

**关键词**

GEO 卫星  
卫星机动  
轨道预报

2003 年开始, 中国科学院启动了基于通信卫星的“中国区域定位系统”(CAPS)项目<sup>[1-4]</sup>. 在 CAPS 项目中, 需要对地球同步通信卫星进行高精度的测轨. 由于商用通信卫星没有激光后向反射器, 激光技术本身又受气象条件影响, 所以无法开展常规性全天候测轨. 为解决这个难题, 中国科学院国家授时中心在卫星双向时间比对的基础上, 提出了“转发器式卫星测轨定轨方法与技术”<sup>[5-7]</sup>. 该技术采用伪码扩频体制, 依赖高精度的原子钟和高精度时间频率测量技术, 实现航天器的高精度测距; 然后, 基于多站测距数据, 使用统计定轨方法实现高精度定轨

和轨道预报. 该技术的优点是测距精度高(伪距测量精度(随机部分)可达到毫米级水平)、可以全天候全天时观测, 因此可作为常规的测轨观测手段. 这种创新技术应用于地球静止轨道(GEO)卫星的测定轨, 取得了成功. 目前已经在国内建成了C波段卫星转发式测轨网<sup>[5,8]</sup>, 测轨站分布于西安、上海、长春、昆明和乌鲁木齐. 基于目前的测轨网, 对鑫诺一号等同步卫星的定轨精度达到米级水平.

统计定轨方法是目前应用普遍的高精度定轨方法, 依据卫星的动力学模型, 可以实现高精度的轨道预报<sup>[9,10]</sup>. 该方法不仅依赖于高精度的测距数据, 还依赖于高精度的动力学模型. GEO卫星作为导航卫星, 有一个重要的问题是卫星机动较为频繁. 一般的通信卫星几乎每周都有机动, 机动的频度与卫星类型、季节等因素有关. 在卫星机动开始后, 星上火箭推力器开始工作, 使用统计定轨方法和巡航状态的摄动力模型所预报的轨道, 在卫星机动开始后将很快失效.

因此, 如何克服 GEO 卫星机动影响, 实现机动期间的精密定轨, 以及机动结束后的快速定轨, 提高导航星历可用性, 成为我们面临的重要研究课题.

机动情形下的GEO卫星定轨方法, 国外已有学者在理论上开展了分析研究工作<sup>[11]</sup>. 本文主要基于转发式测轨技术的实测数据, 首先分析了卫星机动情形下的运动规律. 然后在机动结束并进入巡航状态后, 使用短弧段的观测数据, 通过减少定轨参数, 实现短期(2 h以内)的轨道预报, 实现高精度星历的快速恢复.

## 1 GEO 卫星机动及机动情形下的运动规律分析

卫星轨道机动是 GEO 卫星的常规操作. 机动引起卫星位置变化情形及特点与具体卫星型号密切相关(鑫诺一号卫星是法国宇航公司生产, 其卫星平台为 spacebus-3000). 我们利用 C 波段转发式测轨网对鑫诺一号卫星(SINOSAT-1)一次轨道机动过程进行了观测, 时间为 2005 年 10 月 13 日(UTC), 整个机动过程分为 3 个阶段:

- 1) 阶段 1: 9:11:28~9:14:09 点火;
- 2) 阶段 2: 9:14:09~9:19:21 大规模点火;
- 3) 阶段 3: 9:19:21~9:30:54 小推力稳定(主要是进行姿态稳定).

对临潼站的测距数据进行分析, 可以得到机动前后临潼站到卫星连线方向上的信号发自收总时延(距离的 2 倍)(见图 1); 并由此计算出该时段的卫星在星站连线方向上的速度曲线(见图 2).

可以看出, 卫星机动力对卫星位置和速度影响很大, 在巡航状态下利用统计定轨方法预报的轨道, 在机动开始后会受到严重影响. 分析机动力的特点, 我们发现机动力不易建模, 主要因为卫星机动是人工遥控的操作, 也不一定完全按照预先编制的机动计划来进行. 结合鑫诺卫星公司提供的数据, 鑫诺一号卫星在大规模点火结束约 20 min 后, 卫星进入正常巡航模式(星上火箭发动机不再点火), 可以使用此后的观测数据进行统计定轨和轨道预报. 在正常巡航模式下, 卫星仍然有姿态控制力, 但频度只有 2 个脉冲/天, 每个脉冲持续约 8 ms, 因为这种力冲量很小, 对预报轨道的影响也比较小. 本文主要研究进入巡航状态后, 利用短弧段数据进行轨道预报, 实现高精度星历的快速恢复.

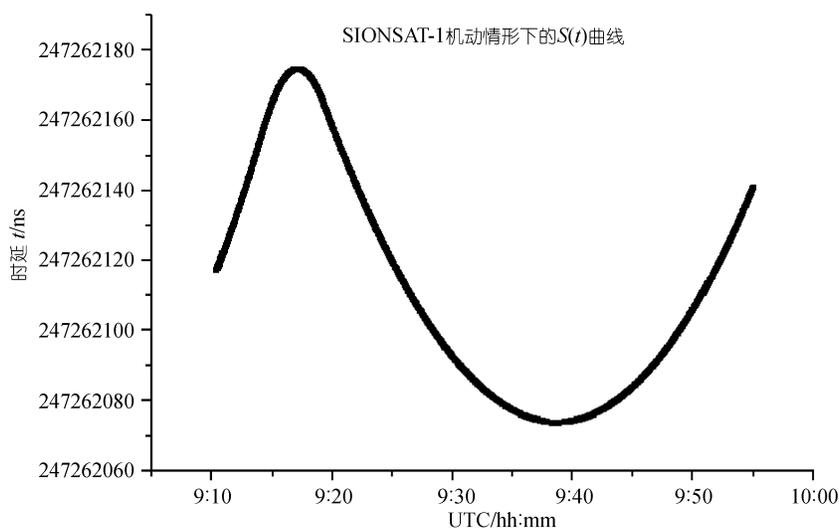


图 1 机动情形下, 信号从临潼站到卫星再返回临潼站的总时延

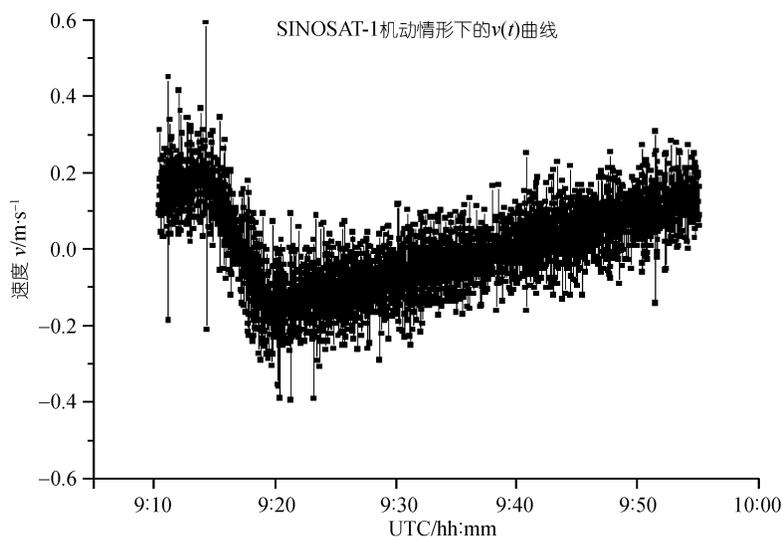


图 2 机动情形下, 临潼站到卫星连线方向上的速度

利用转发式测轨系统密集而高精度的测距数据, 可以实现对卫星机动的监测. 在此基础上, 可以自动选择定轨过程采用长弧段的精密定轨, 或是使用本文的短弧段快速定轨和轨道预报, 从而使得定轨过程可自动执行, 具有自适应能力.

## 2 机动后基于短弧段测轨数据的轨道预报

本文使用统计定轨原理, 采用的天文常数、参考系、力学模型和测量模型参照(1996年) IERS 规范. 根据转发式测轨技术观测数据的精度和同步卫星定轨精度要求, 摄动选取标准为

$2.2 \times 10^{-10}$ , 采用的力学模型是: 1) JGM-3 引力场模型, 取 10 阶; 2)  $N$  体摄动: 太阳、月亮的摄动; 3) 相对论摄动; 4) 潮汐摄动: 固体潮摄动, 海潮摄动; 5) 太阳辐射压摄动; 6) 地球反照辐射压摄动; 7) 地球自转形变摄动; 8) 经验的 RTN 摄动。

使用的测量模型为: 1) Marini-Murray 大气折射; 2) 卫星的归心改正; 3) 固体潮引起的台站位移; 4) 永久潮汐项对台站的影响; 5) 海潮负荷潮对台站的影响; 6) 地球自转形变对台站的影响。

使用的参考系为: 1) J2000.0 平赤道( $x$ - $y$  平面)和平春分点( $x$  轴方向); 2) 站坐标系为 ITRF2000; 3) 板块模型亦为 ITRF2000; 4) IAU76 岁差; 5) IAU1980 章动模型, IERS 章动改正; 6) DE403/LE403 行星历表。

定轨计算所需要的地面站坐标事先已经精确测定, 各站设备时延事先已经做了测量, 对流层时延通过气象站和微波辐射计来测量计算。定轨软件采用国家授时中心在 CAPS 系统中建立的 COD 软件。

用长弧段观测数据定轨和预报的时候, 不仅解算 6 个轨道根数, 还要解算转发器时延, 电离层时延, 各站设备时延(设备时延受温度等因素的影响会有小的变化), 光压模型等参数。为简化计算, 我们解算 6 个轨道根数、光压参数、2 个经验加速度项、公共系统偏差(含转发器时延、电离层时延的公共部分等)、以及各站的偏差。

表 1 列出鑫诺卫星在一周内的变化情形, 同时也列出了各测轨站的系统误差。从表中可以看出, 各站偏差很稳定, 并且公共系统偏差也比较稳定。

**表 1 鑫诺一号卫星 2005 年 6 月 6 日~13 日每天定轨解得的公共系统偏差及各站偏差/m<sup>a)</sup>**

日期	bias0	bias-1	bias-2	bias-3	bias-4	bias-5
06/06	13.8314	4.967	-1.676	2.281	2.076	0.760
06/07	13.3261	4.992	-1.661	2.246	2.038	0.805
06/08	13.5508	4.956	-1.719	2.397	2.035	0.736
06/09	13.3383	5.015	-1.768	2.329	2.111	0.712
06/10	13.4389	5.047	-1.720	2.266	2.041	0.796
06/11	13.3902	4.954	-1.625	2.281	2.017	0.809
06/12	13.6347	4.943	-1.598	2.304	1.933	0.860
06/13	13.6690	4.972	-1.581	2.281	1.856	0.926
平均值	13.5224	4.981	-1.669	2.298	2.013	0.801

a) 表中, bias0 为公共系统偏差、bias-1 为上海站系统差、bias-2 为长春站系统差、bias-3 为临潼站系统差、bias-4 为昆明站系统差、bias-5 为乌鲁木齐站系统差

公共偏差在 7 d 内的变化最大为 0.5 ns, 各站偏差的变化最大为 0.2 ns。测轨信号使用 C 波段, 比 GPS 的 L 波段频率高出几倍, 因此电离层时延约为 L 波段的十分之一。另外由于卫星距离测轨站在 36000 km 以上, 而测轨站网均分布于国内, 卫星与测轨站网构成的几何结构是一个很高但底面很小的锥体, 电离层时延在此区域内相关性还是比较强的, 因此在短期内, 主要体现为公共系统差的变化, 并且幅度不大。

各站偏差主要是设备时延和电离层时延的非公共部分, 其中设备时延主要是随温度的变化而变化, 并且对临潼站的实测结果表明, 该数据的年变化幅度仅为 0.4 ns, 因此各站偏差在

短期内的变化幅度为 0.2 ns 是比较合理的。

利用以上特点和 GEO 卫星机动结束并进入巡航状态后的短弧段观测数据, 进行轨道预报的时候, 为提高精度, 假设在短弧定轨和预报期间, 把公共系统偏差和各站偏差作为已知量(取自机动前几天的精密定轨结果), 光压参数、经验加速度项也采用机动前几天长弧段定轨的解算结果; 然后采用统计定轨方法进行轨道预报, 只解算 6 个轨道根数。

这种处理方法主要考虑到, 在观测有限的情形下, 待估参数越少, 越有利于估算轨道参数, 因此利用机动前几天长弧段定轨所估算的公共系统偏差、各站偏差, 在短弧段定轨的时候认为是已知量, 起到减少待估参数的作用。

下面使用 15 min 观测弧段和 30 min 观测弧段, 做动力学定轨和预报, 只解算 6 个轨道根数(其他参数均使用前几天精密定轨结果的平均值)。

鉴于影响导航精度的主要误差是卫星星历在星站连线方向上的误差, 我们对短弧定轨和预报精度的评估主要使用 O-C 值方法, 即短弧定轨的预报轨道和真实测距值之间的偏差。图 3 表示了用 15 min 观测数据的定轨及其预报精度, 其中观测数据 UTC 时间是 2005 年 6 月 7 日 0:10~0:25, 只解算 6 个轨道根数; 图 4 表示了用 15 min 观测数据定轨及其预报轨道, 与 1 d 弧段数据的精密定轨轨道之差(在径向(R)、迹向(T)和法向(N)3 个方向的差); 图 5 表示了用 30 min 观测数据定轨及其预报的精度, 其中观测数据 UTC 时间是 2005 年 6 月 7 日 0:10~0:40, 只解算 6 个轨道根数。

利用短弧段观测数据进行轨道预报, 对轨道精度(O-C)进行总结, 如表 2 所示。

下面分析对短弧段观测数据定轨和轨道预报方法, 对导航星历可用性的改善。本文使用

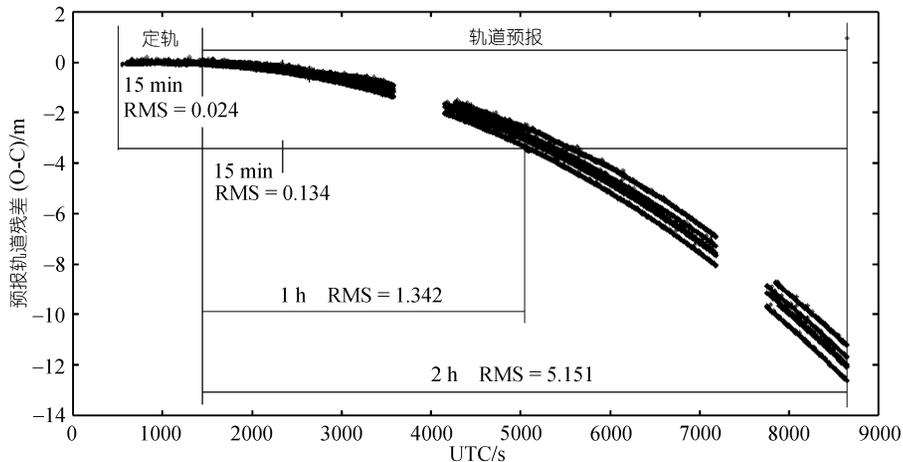


图 3 15 min 观测数据定轨及预报轨道的内符精度

观测弧段长度为 15 min, 只解算 6 个轨道根数, 然后预报 15 min, 1 h, 2 h 轨道的(O-C)随时间的分布图

表 2 预报轨道的 O-C 值(RMS)/m

观测弧段长度/min	外推 15min 精度	外推 1 h 精度	外推 2 h 精度
15	0.134	1.342	5.151
30	0.108	0.794	2.943

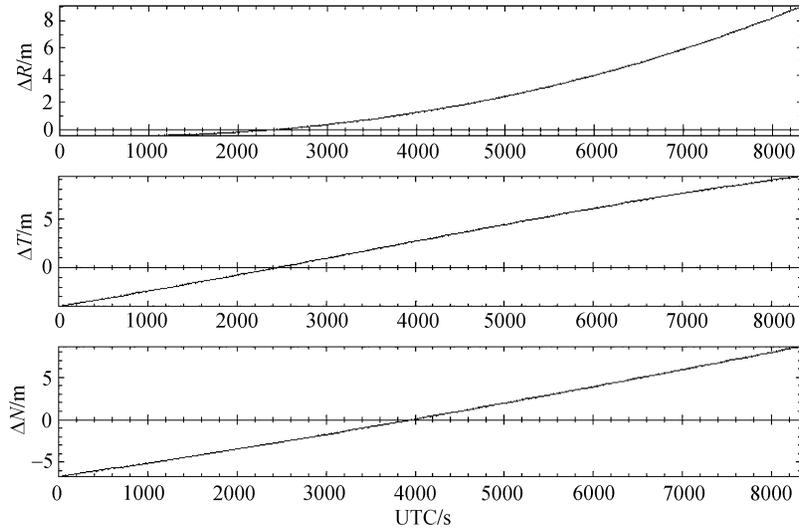


图4 15 min 观测数据定轨及其预报轨道, 与 1 d 弧段数据的精密定轨轨道之差在径向(R)、迹向(T)和法向(N)3个方向的差

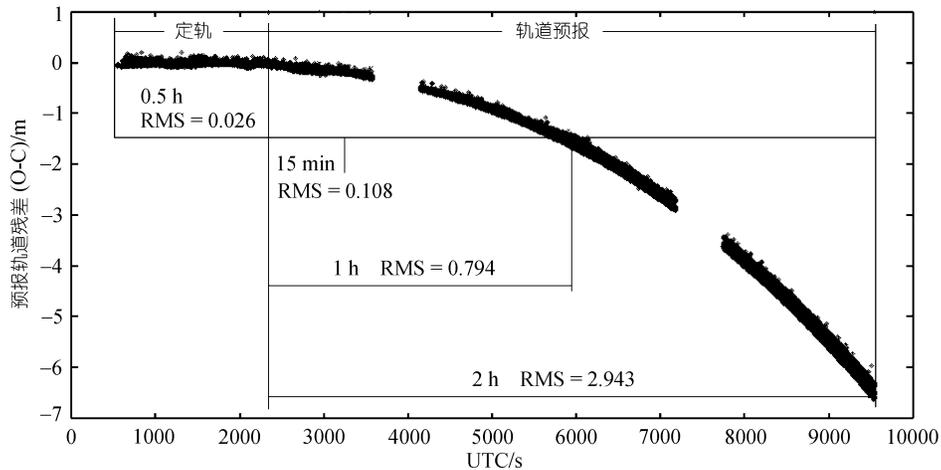


图5 30 min 观测数据定轨及预报轨道的内符精度

观测弧段长度为 30 min, 只解算 6 个轨道根数, 然后预报 15 min, 1 h, 2 h 轨道的(O-C)随时间的分布图

的短弧段定轨和预报方法, 考虑到各测轨站数据回传到定轨主站(定轨主站完成轨道计算)需要一定的时间, 并且轨道计算也需要一定时间, 因此一般在 1 h 之内, 可以完成短弧段定轨和轨道预报, 并提供导航星历. 实际的结果表明, 通常使用的长弧段定轨和轨道预报, 一般要用 12 h(半个轨道周期)以上的观测弧段, 才能完成精密定轨和轨道预报.

从图 3 和 5 可以看出, 定轨残差曲线基本围绕零值, 均方根误差(RMS)均为厘米量级, 并接近随机残差特性. 预报轨道在一定程度上产生了偏差, 预报 15 min, 残差的均方根误差在分米量级; 预报 2 h, 轨道残差仍然在米级水平, 可基本满足导航要求. 预报时间超过 2 h 后, 预

报轨道精度会很快降低. 预报轨道很快产生系统偏差, 可能是在短弧段定轨的时候, 我们用机动前几天精密定轨估算的公共系统偏差和各站偏差作为已知量, 而这些参数还不够精确. 随着 CAPS 项目的进一步开展, 我们考虑对各测轨站的系统偏差进行高精度标定, 这对于短弧段数据定轨和轨道预报会更为有利.

### 3 结论

本文使用卫星高精度转发式测轨数据, 分析了 GEO 卫星机动力的特点, 以及机动情形下卫星的运动规律. 鑫诺一号卫星在大规模点火结束约 20 min 后, 卫星进入正常巡航模式, 星上发动机不再点火, 可以使用此后的短弧段观测数据进行统计定轨和轨道预报.

利用转发式测轨技术密集而高精度的测距数据, 可以实现对卫星机动的监测. 在此基础上, 定轨软件便可自动选用长弧段的精密定轨, 或选用本文的短弧段快速定轨和轨道预报, 从而使得定轨过程可自动执行, 具有自适应能力.

在卫星机动结束并进入巡航状态后, 我们使用密集的短弧段观测数据, 并把公共系统偏差、各站系统偏差等参数作为常数(取自长弧段精密定轨), 用统计定轨方法进行轨道预报, 主要解算 6 个轨道根数, 通过减少解算参数提高预报精度, 可实现卫星星历的快速恢复. 结果表明: 在目前的卫星转发式测轨网布站情形下, 对鑫诺一号卫星, 利用 15 min 数据预报 2 h, 轨道精度(O-C)约为 5 m; 利用 30 min 数据预报 2 h, 轨道精度(O-C)约为 3 m. 利用机动结束并进入巡航状态后的短弧段观测数据定轨和轨道预报, 可以实现机动后 GEO 卫星星历的快速恢复.

**致谢** 中国科学院国家授时中心吴海涛研究员对本文工作提出了很多建设性的意见, 在此表示感谢.

### 参考文献

- 1 Ai G X, Shi H L, Wu H T, et al. Positioning system based satellite communication and Chinese Area Positioning System (CAPS). *Chin J Astron Astrophys*, 2008, 8(6): 611—635
- 2 艾国祥, 施洪立, 吴海涛, 等. 基于通信卫星的定位系统原理. *中国科学 G 辑: 物理学 力学 天文学*, 2008, 38(12): 1615—1633
- 3 李孝辉, 吴海涛, 边玉敬, 等. 内含伪距差分功能的虚拟卫星原子钟. *中国科学 G 辑: 物理学 力学 天文学*, 2008, 38(12): 1723—1730
- 4 卢晓春, 吴海涛, 边玉敬, 等. 中国区域定位系统信号体制. *中国科学 G 辑: 物理学 力学 天文学*, 2008, 38(12): 1634—1647
- 5 李志刚, 艾国祥, 施洪立, 等. 转发器式卫星测轨定轨方法. 发明专利, ZL 200310102197.1, 2006
- 6 李志刚, 乔荣川, 冯初刚. 卫星双向与测距. *飞行器测控学报*, 2006, 25(3): 1—6
- 7 李志刚, 杨旭海, 施洪立, 等. 转发器式卫星轨道测定新方法. *中国科学 G 辑: 物理学 力学 天文学*, 2008, 38(12): 1711—1722
- 8 Yang X H, Li Z G, Hua A H. Analysis of two-way satellite time and frequency transfer with C-band. In: *Proceedings of 2007 IEEE Int Freq Contr Symp*. Florida: The Printing House, Inc, 2007. 901—903
- 9 李济生. 人造卫星精密轨道确定. 北京: 解放军出版社, 1990
- 10 Tapley B D, Schutz B E, Born G H. *Statistical Orbit Determination*. Burlington: Elsevier Academic Press, 2004. 285—317
- 11 Su H. *Precise orbit determination of global navigation satellite system of second generation (GNSS-2)*. Doctor Dissertation. Munich: University FAF Munich, 2000