

## 通信卫星干扰源定位系统的轨道改进研究

宋叶志<sup>1,2,3,4</sup>, 黄勇<sup>1</sup>, 胡小工<sup>1</sup>, 昌胜骐<sup>1</sup>, 潘玉平<sup>5</sup>, 罗恒光<sup>5</sup>

(1. 中国科学院上海天文台, 上海 200030; 2. 中国科学院国家授时中心, 陕西 西安 710600;  
3. 中国科学院大学, 北京 100049; 4. 中国科学院行星科学重点实验室, 上海 200030;  
5. 中国电子科技集团第五十四研究所, 河北 石家庄 050054)

**摘要:** 针对干扰源定位系统中通信卫星轨道误差较大的问题, 该文采用卫星精密定轨策略, 对干扰辐射源定位系统中通信卫星的轨道改进问题进行了研究。详细研究了时差与频差的测量原理, 并对 GEO 通信卫星轨道给出了较为符合该类卫星轨道类型的力学建模。采用高精度数值积分器及参数估计方法进行轨道确定和系统差标定。通过仿真和实测资料处理分析, 定轨精度可以达到十米至百米量级。其理论性得到了验证, 同时能够满足我国相关行业的工程需求。

**关键词:** 干扰源定位; 轨道确定; 通信卫星; 星历校正

中图分类号: V448 文献标志码: A 文章编号: (2010) 01-0018-05

### Research on the Orbit Improvement of Communications Satellites for Interference Source Localization System

SONG Yezhi<sup>1,2,3,4</sup>, HUANG Yong<sup>1</sup>, HU Xiaogong<sup>1</sup>, CHANG Shengqi<sup>1</sup>, PAN Yuping<sup>5</sup>, LUO Hengguang<sup>5</sup>

(1. Shanghai Astronomical Observatory, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 200030, China; 2. National Time Service Center, Chinese Academy of Sciences, Xi'an 710600, China; 3. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China; 4. Key Laboratory of Planetary Sciences, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 200030, China; 5. China Electronics Technology Group Corporation No.54<sup>th</sup> Research Institute, Shijiazhuang 050054, China)

**Abstract:** This paper applies precise orbit determination strategies to improve orbit accuracy of communications satellites in the interference source localization system, researches the principle of TDOA and FDOA measurement techniques in details, develops the orbit mechanics model of GEO satellites in the interference source localization system and applies high-precision numerical integrator and parameter estimation method in orbit determination and system error calibration. The simulation result and measured data processing analysis show that this method is proved to be effective with orbit determination accuracy from tens of meters to hundreds of meter.

**Key words:** interference source localization; orbit determination; communications satellite; ephemeris calibration

## 0 引 言

随着信息化社会的发展, 国内外卫星无线电通信技术发展迅猛。卫星通信有频带宽、容量大、覆盖能力强等一系列优点, 使其广泛应用于国际国内通信、移动通信、国防通信和广播电视等系统。

然而, 随着卫星通信的发展, 信息安全问题也成为长期困扰运营商和用户的问题。近年, 我国有关卫星广播电视通信曾多次受到非法信号的恶意干扰, 对卫星广播电视的运行安全构成严重威胁。

目前我国有在轨静止卫星 14 颗, 保护卫星通信的安全已成为关系国家政治、经济和社会意识形

态的重要问题。另外, 在现代电子战中, 对干扰源进行定位以实现干扰目标的硬摧毁, 也是十分重要的电子防护需求。

在国外, Riccardo, Haworth 等人<sup>[1-2]</sup>先后对干扰源定位方法进行过研究, 并取得了相应的研究成果。目前, 国内对卫星干扰源定位系统的研究也逐步展开, 对于干扰源定位问题在瞿文中等人<sup>[3]</sup>的工作中, 已经实现, 并给出了较为可靠的结论。定位工作的前提是卫星轨道已经得到较好的改正, 这一环节是干扰源定位系统中的关键技术, 国内进行深入研究并开发出能满足科学研究与工程应用软件的工作较少。夏畅雄等人<sup>[4]</sup>对干扰源定位系统进行

收稿日期: 2014-11-13; 修回日期: 2015-01-24

基金项目: 国家自然科学基金资助项目 (11073047); 上海市科学技术委员会资助项目 (12DZ2273300); 中科院行星科学重点实验室资助项目 (Y386021009)。

作者简介: 宋叶志 (1982—), 男, 江苏盱眙人, 博士, 助理研究员, 研究方向为卫星精密定轨及数据处理研究。

了较为清晰的阐述,并用简单的动力学方法进行了星历校正仿真。王海红等人<sup>[5]</sup>采用分析法轨道确定方法,对干扰源定位系统中卫星轨道改进问题进行了仿真和实测资料解算,取得了良好的研究成果,可以满足一定的工程需求。

现代轨道确定中,随着测量精度的提高,通常动力学轨道外推也应尽量与之匹配,如常用的激光测距定轨系统中,轨道积分通常在厘米或亚厘米量级。干扰源定位系统中,测量精度较低,所以在进行轨道计算时,并不要求轨道外推时达到非常高的精度要求。但尽量提高轨道计算的精度仍然是十分必要的。由于测量资料本身精度有限,如果轨道计算精度太差,就会使得最终的干扰源定位计算结果更加恶化。分析法本身的轨道计算精度有限,造成了轨道改进过程中的精度较低和稳定性不够好,这也在实测资料处理中得到了证实。为了提高卫星干扰源定位系统精度与轨道改进的稳定性,本文采用数值法统计定轨,对卫星干扰源定位系统中的双星进行轨道改进研究。

## 1 干扰源定位系统轨道改进的基本原理

### 1.1 星地几何与测量原理

干扰源定位系统示意图如图1所示。在干扰源定位系统中,采用两次差分作为观测量。在一次测量中,位置参考源和相位参考源分别发射电磁波,经2颗同步卫星转发至地面接收站。在这一过程中,相位参考源和位置参考源分别对信号经过2颗同步卫星产生的时间与多普勒频移做差分,在差分的基础上对位置参考源与相位参考源的2种差分结果,再做差分。由此形成轨道改进的观测量。

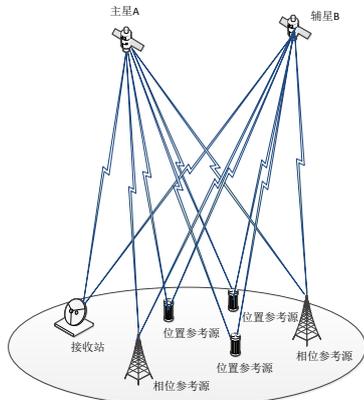


图1 干扰源定位系统星地几何

在干扰源定位系统中,通常未知的干扰辐射源是以这里位置参考源的形式出现。卫星轨道、相位参考源及接收站则作为已知量,按照同样的信号链

路,可以实现对干扰辐射源定位。由于干扰源定位较为简单,且在文献[3]中已经给出了较为可信的研究结果,本文不再赘述。在实际的干扰源定位中,有些卫星是非合作目标,其轨道是不知道的。能够获得卫星轨道的手段之一是通过一些国际服务获取两行根数,但两行根数的精度满足不了干扰源定位的需求,所以在定位之前,需要对卫星轨道进行改进,这正是本文的研究重点。

### 1.2 时间与频率信号的一次差分

位置参考源发射的上行信号经主星和辅星变频后转发至地面接收站。由此对两路信号分别形成差分。第*i*个位置参考源时间差分为

$$DTQ = \frac{1}{c} (|\mathbf{r}_i - \mathbf{r}_b| + |\mathbf{r}_r - \mathbf{r}_b|) - \frac{1}{c} (|\mathbf{r}_i - \mathbf{r}_a| + |\mathbf{r}_r - \mathbf{r}_a|) \quad (1)$$

$i = 1, 2, 3, L, n$

式中, $\mathbf{r}_i$ 表示第*i*个位置参考源在地心天球坐标系下的位置; $\mathbf{r}_a$ 表示主星在地心天球坐标系下的位置; $\mathbf{r}_b$ 表示辅星在地心天球坐标系下的位置; $\mathbf{r}_r$ 为接收站在地心天球坐标系下的位置; $c$ 为光在真空中的速度。其频率差分为

$$DFO_i = \left\{ f_i \left[ 1 - \frac{\mathbf{v}_i (\mathbf{r}_i - \mathbf{r}_b)}{c |\mathbf{r}_i - \mathbf{r}_b|} \right] - f_{tb} \right\} \left[ 1 - \frac{\mathbf{v}_b (\mathbf{r}_b - \mathbf{r}_r)}{c |\mathbf{r}_b - \mathbf{r}_r|} \right] - \left\{ f_i \left[ 1 - \frac{\mathbf{v}_i (\mathbf{r}_i - \mathbf{r}_a)}{c |\mathbf{r}_i - \mathbf{r}_a|} \right] - f_{ta} \right\} \left[ 1 - \frac{\mathbf{v}_a (\mathbf{r}_a - \mathbf{r}_r)}{c |\mathbf{r}_a - \mathbf{r}_r|} \right] \quad (2)$$

式中, $f_i$ 为第*i*个位置参考源发射的电磁波频率; $f_{ta}$ 和 $f_{tb}$ 分别为主星和辅星的变频频率; $\mathbf{v}_i$ 为位置参考源在地心天球坐标系下的速度; $\mathbf{v}_a$ 为主星在地心天球坐标系下的速度; $\mathbf{v}_b$ 为辅星在地心天球坐标系下的速度。

相位参考源发射的上行信号经主星和辅星分别变频后转发至地面接收站。第*p*个相位参考源发射的信号经过2颗卫星转发至地面接收站时间差分为

$$DTQ_p = \frac{1}{c} (|\mathbf{r}_p - \mathbf{r}_b| + |\mathbf{r}_r - \mathbf{r}_b|) - \frac{1}{c} (|\mathbf{r}_p - \mathbf{r}_a| + |\mathbf{r}_r - \mathbf{r}_a|) \quad (3)$$

$p = 1, 2, 3, L, m$

式中 $\mathbf{r}_p$ 为第*p*个相位参考源在地心天球坐标系下的位置。

相位参考源频率差分为

$$\text{DFO}_p = \left\{ f_p \left[ 1 - \frac{\mathbf{v}_p(\mathbf{r}_p - \mathbf{r}_b)}{c|\mathbf{r}_p - \mathbf{r}_b|} \right] - f_{tb} \right\} \left[ 1 - \frac{\mathbf{v}_b(\mathbf{r}_b - \mathbf{r}_r)}{c|\mathbf{r}_b - \mathbf{r}_r|} \right] - \left\{ f_p \left[ 1 - \frac{\mathbf{v}_p(\mathbf{r}_p - \mathbf{r}_a)}{c|\mathbf{r}_p - \mathbf{r}_a|} \right] - f_{ta} \right\} \left[ 1 - \frac{\mathbf{v}_a(\mathbf{r}_a - \mathbf{r}_r)}{c|\mathbf{r}_a - \mathbf{r}_r|} \right] \quad (4)$$

式中,  $f_p$  为第  $p$  个相位参考源发射的电磁波频率;  $\mathbf{v}_p$  为第  $p$  个相位参考源在地心天球坐标系下的速度。

### 1.3 位置参考源与相位参考源观测量的二次差分

在卫星轨道改进中,使用的资料是在距离与频率差分的基础上,再作位置参考源和相位参考源信号的差分,即进行二次差分。由此,对于第  $i$  个位置参考源与第  $p$  个相位参考源的到达时间二次差分为

$$\text{TDOA}_{ip} = \text{DT}\Theta \quad \text{D}_p\text{TO} \quad i=1, 2, \dots, n, p=; \quad \text{I}, \text{II} \quad (5)$$

而对于第  $i$  个位置参考源与第  $p$  个相位参考源频率二次差分为

$$\text{FDO}_{ip} = \text{DF}\Theta \quad \text{D}_p\text{FO} \quad i=1, 2, \dots, n, p=; \quad \text{I}, \text{II} \quad (6)$$

轨道确定时,对  $\text{TDOA}_{ip}$  乘以光速得到距离的二次差分,并以此作为其观测量。后文中时间差分及其误差如不作说明都换算为距离差分 and 距离误差。

## 2 GEO 卫星双星定轨原理

对于单颗 GEO 卫星,主要受力情况为

$$\ddot{\mathbf{R}} = -\mu \frac{\mathbf{R}}{R^3} + \mathbf{F}_\varepsilon \quad (7)$$

式中,  $-\mu(\mathbf{R}/R^3)$  为二体中心引力;  $\mathbf{F}_\varepsilon$  为摄动力。表 1 给出文中考虑的摄动力,并给出了定轨策略。

表 1 摄动力及定轨策略

参考系	天球坐标系 地球坐标系 岁差模型 章动模型 格林尼治恒星时	J2000 地心天球坐标系 ITRS 地固坐标系 IAU 1976 黄经章动、交角章动由 DE405 历表读出并插值得到 平恒星时 (Kaplan, 1981), 真恒星时 (McCarthy, 1996)
摄动力	地球非球形引力摄动 N 体摄动之日、月及大行星位置 太阳辐射压摄动 广义相对论效应 地球潮汐	70*70 阶引力场 JPL 的 DE405 历表 光压系数根据测量资料质量决定是否待估 参数化后牛顿改正 日月引起的二阶潮汐摄动位变化
轨道计算策略	参数估计方法 野值处理 积分器	QR 分解计算最小二乘批处理定轨 3 $\sigma$ 规则剔除 KSG (Krough-Shampine-Gordon) 积分器

2 颗卫星的轨道动力学方程与测量方程可以表示为

$$\left. \begin{aligned} \ddot{\mathbf{R}}^a &= \mathbf{f}^a(\mathbf{R}^a, \mathbf{V}^a, t, \mathbf{p}^a) \\ \ddot{\mathbf{R}}^b &= \mathbf{f}^b(\mathbf{R}^b, \mathbf{V}^b, t, \mathbf{p}^b) \\ Y_i &= \mathbf{G}(\mathbf{R}_i^a, \mathbf{V}_i^a, \mathbf{R}_i^b, \mathbf{V}_i^b, t_i, \mathbf{p}^a, \mathbf{p}^b) + \varepsilon_i \end{aligned} \right\} \quad (8)$$

式中上标 a, b 分别表示卫星 a 和卫星 b, 则

$$\left. \begin{aligned} \mathbf{p}^a &= (\mathbf{R}_0^a, \mathbf{V}_0^a, \mathbf{p}^{a*}) \\ \mathbf{p}^b &= (\mathbf{R}_0^b, \mathbf{V}_0^b, \mathbf{p}^{b*}) \end{aligned} \right\} \quad (9)$$

式中,  $\mathbf{p}^{a*}$ ,  $\mathbf{p}^{b*}$  为光压等其他参数。

双星定轨不等于单星分别定轨,整体的轨道改进是通过测量方程把二者联系起来,2 颗星的微分动力系统还允许有一些公共的力学参数。定轨线性化方程为

$$\mathbf{O} - \mathbf{C} = \Psi \cdot \Phi \cdot \begin{bmatrix} \Delta \mathbf{p}^a \\ \Delta \mathbf{p}^b \end{bmatrix} \quad (10)$$

式中

$$\Psi = \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial [\mathbf{R}_i^a, \mathbf{V}_i^a, \mathbf{p}^{a*}, \mathbf{R}_i^b, \mathbf{V}_i^b, \mathbf{p}^{b*}]} \quad (11)$$

$$\Phi = \begin{bmatrix} \Phi^a(t, t_0) & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \Phi^b(t, t_0) \end{bmatrix} \quad (12)$$

式 (12) 中,  $\Phi^a$ ,  $\Phi^b$  分别为 2 颗星的状态转移矩阵,这里已经包含敏感矩阵部分(即状态量对力学模型参数的偏导数矩阵)。

状态转移矩阵中,不为 0 的元素可以分解为  $\partial \mathbf{R}(t)/\partial \mathbf{p}^{a*}$ ,  $\partial \dot{\mathbf{R}}(t)/\partial \mathbf{p}^{a*}$  两部分,可由式 (14) ~ 式

$$(15) \text{ 直接给出数值结果, 即} \quad \frac{d^2}{dt^2} \left( \frac{\partial \mathbf{R}^a(t)}{\partial \mathbf{p}^{a*}} \right) = \frac{\partial \ddot{\mathbf{R}}^a}{\partial \mathbf{R}^a(t)} \left( \frac{\partial \mathbf{R}^a(t)}{\partial \mathbf{p}^{a*}} \right) + \frac{\partial \ddot{\mathbf{R}}^a}{\partial \dot{\mathbf{R}}^a(t)} \frac{d}{dt} \left( \frac{\partial \mathbf{R}^a(t)}{\partial \mathbf{p}^{a*}} \right) + \left( \frac{\partial \mathbf{R}^a(t)}{\partial \mathbf{p}^{a*}} \right)_e \quad (14)$$

$$\frac{d^2}{dt^2} \left( \frac{\partial \mathbf{R}^b(t)}{\partial \mathbf{p}^{b*}} \right) = \frac{\partial \ddot{\mathbf{R}}^b}{\partial \mathbf{R}^b(t)} \left( \frac{\partial \mathbf{R}^b(t)}{\partial \mathbf{p}^{b*}} \right) + \frac{\partial \ddot{\mathbf{R}}^b}{\partial \mathbf{R}^b(t)} \frac{d}{dt} \left( \frac{\partial \mathbf{R}^b(t)}{\partial \mathbf{p}^{b*}} \right) + \left( \frac{\partial \mathbf{R}^b(t)}{\partial \mathbf{p}^{b*}} \right)_e \quad (15)$$

式中  $( )_e$  表示显含待估参数部分。微分方程的初值设置方法为元素自身到自身映射为 1, 其他元素为 0。矩阵  $\partial \ddot{\mathbf{R}}^a / \partial \mathbf{R}^a(t)$ ,  $\partial \ddot{\mathbf{R}}^a / \partial \dot{\mathbf{R}}^a(t)$ ,  $\partial \ddot{\mathbf{R}}^b / \partial \mathbf{R}^b(t)$  和  $\partial \ddot{\mathbf{R}}^b / \partial \dot{\mathbf{R}}^b(t)$  表示各种摄动力对状态量的偏导数, 公式较为冗长, 这里从略, 详见文献[6-9]。可以看到式(14)~式(15)是线性时变二阶微分方程, 可采用线性多步法积分器进行数值积分。文中采用 KSG 积分器, KSG 由 Kroug, Shampine 和 Gordon 给出, 是对 Adams-Cowell 积分器的改进。KSG 直接对二阶微分方程求解, 比较适合卫星轨道计算, 是卫星定轨中常用的积分器之一。如德克萨斯空间中心开发的 Utopia 软件中即采用 KSG 积分器。

### 3 数值仿真算例

为了验证算法的有效性, 这里进行了仿真计算。表 2 给出了仿真中测站位置及编号。其中站 1 和站 2 相距几十米, 站 1 与站 5 相同。

主星取中星 10 号 (CHINASAT10), 辅星取亚洲 3S (ASIASAT 3S), 这两颗卫星承担了亚太地区用户的广播电视、数据传输、数字宽带多媒体等多种通信服务。仿真中距离测量噪声标准差取 5 m, 频率测量噪声标准差取  $10^{-4}$  Hz, 数据采样率为 1 min。

表 2 测站分布

站 1 (接收站)	三亚
站 2 (相位参考源 1)	三亚
站 3 (相位参考源 2)	济源
站 4 (位置参考源 1)	宁波
站 5 (位置参考源 2)	三亚
站 6 (位置参考源 6)	太原

用仿真的数据进行定轨解算, 解算的残差如图 2 与图 3 所示。图 2 为各位置参考源的等效距离残差, 图 3 为频率残差。

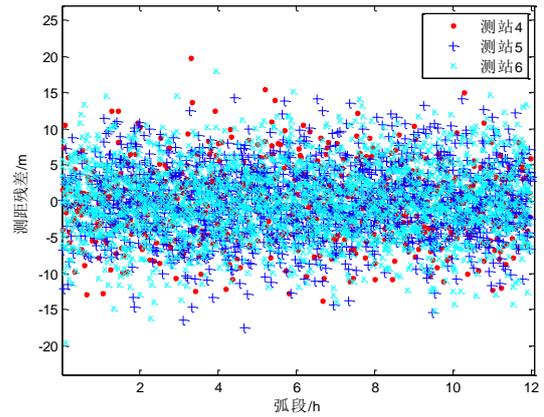


图 2 仿真定轨距离残差

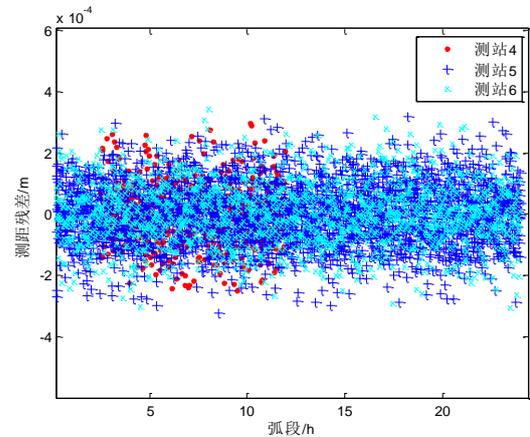


图 3 仿真定轨频率残差

从残差可以粗略估计定轨精度在米级到十米量级。仿真带有很强的理想性, 对信号的收发设备系统差、野值、站坐标误差等问题都未能得到充分反映。因而这里的定轨量级估计可信度有待于进一步验证, 为此本文又对实测资料进行了处理分析。

### 4 实测资料双星定轨分析

为验证算法的有效性, 对 2012-04, 2012-07 和 2013-01 期间采集的多组数据进行了数据处理。通信卫星和仿真资料相同, 主星为中星 10 号, 辅星为亚洲 3S, 定轨的引导根数为北美防空司令部 (North American Aerospace Defense Command, NORAD) 发布的两行根数。

2012-04-03—04 期间采集了 1 组数据, 其定轨残差如图 4 和图 5 所示。对于实测资料, 本文略去各站的大地坐标。从图 4 和图 5 中可以看出, 距离残差主要分布在几十米, 多普勒残差大部分在 0.01 Hz 以下。其他时间段采集的资料, 定轨精度与以上给出的相当, 这里就不再赘述。如果建模足够精确, 理论上讲可以由误差传播理论, 可以根据测量残差反估计定轨精度, 但工程上更多的是采用重叠弧段和其他手段评估内符合与外符合精度。由于资料

较为稀疏, 且弧段较短, 通过重叠弧段进行精度评估并不一定合适。通过距离残差估计实际轨道精度大约在十米至百米量级左右。通过其他手段获得的轨道精度也证实了通过时差和频差实际定轨精度大约在十米至百米量级。

在实际应用中, 进行轨道改进时站和源的位置误差对轨道计算有相当的影响, 尤其是某些情况下, 站或源可能是车载的, 其坐标获取途经较为粗糙, 这是限制轨道改进精度的因素之一。

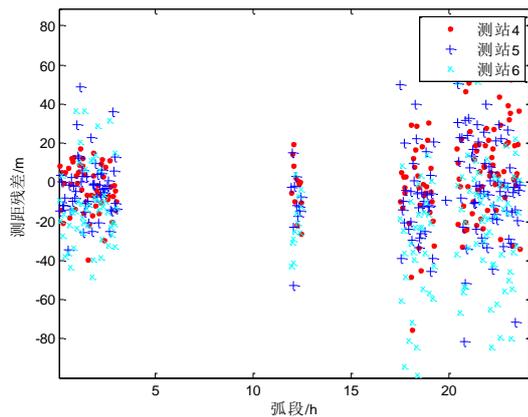


图 4 实测资料距离定轨残差

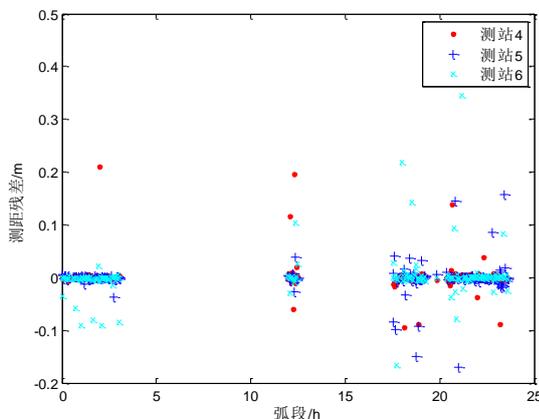


图 5 实测资料多普勒定轨残差

## 5 实测资料硬件系统差跳变的处理

目前在用的干扰源轨道改进观测设备, 通常由一些公司或者研究所研制, 并不像 GPS, SLR, DORIS 等设备已经成熟, 硬件上存在不少问题。在实测资料定轨处理中, 由于设备的不稳定, 在不同弧段较为容易出现系统差跳变。对于系统差跳变

问题, 虽然跳变本身可以用函数逼近, 并且作为系统差参数在定轨过程中估计出来, 但这往往并不是十分理想的手段。

系统差在不同弧段上通常是常量, 所以先通过先验轨道外推, 给出观测量的理论值并与实测值比较, 然后分析跳变的弧段。进而对各个弧段上的跳变进行系统差估计和扣除。

## 6 结 论

本文采用数值精密定轨方法对卫星干扰源系统进行星历校正, 定轨精度可以达到十米至百米量。通过实测数据检验, 高精度的定轨方法, 对于定轨的稳定性也有较好的改善。

美、英、法等国先后对干扰源定位系统进行过研究, 并成功研制出了 TLS 和 SatID 系统。期望本文及相关软硬件的研制对于我国在通信卫星干扰源定位轨道改进方面起到积极的作用, 这对保护民用卫星通信、社会意识形态安全及电子战等方面都有特别重要的意义。

### 参考文献:

- [1] Bardelli R, Haworth D P, Smith N G. Interference Localization for the EUTELSAT Satellite System [C]// Proceedings of 1995 IEEE GLOBECOM. Piscataway, NJ, USA: IEEE, 1995: 13-17.
- [2] Haworth D P, Smith N G, Bardelli R, et al. Interference Localization for EUTELSAT Satellites—the First European Transmitter Location System [J]. International Journal of Satellite Communications, 1997, 15(4): 155-183.
- [3] 瞿文中, 叶尚福, 孙正波. 卫星干扰源精确定位的位置校正算法 [J]. 电波科学学报, 2005, 20(3): 342-346.
- [4] 夏畅雄, 叶尚福, 王俊辉. 卫星干扰源定位系统中卫星星历校正技术 [J]. 宇航学报, 2008, 29(3): 860-863.
- [5] 王海红, 刘林, 程昊文. 卫星干扰源定位系统中星历校正技术 [J]. 电波科学学报, 2010, 25(5): 905-912.
- [6] Long A C, Cappellari J O, Velez C E, et al. Goddard Trajectory Determination System [R]. Greenbelt, Maryland, USA: Goddard Space Flight Center, 1989: 129-131.
- [7] 李济生. 人造卫星精密轨道确定 [M]. 北京: 解放军出版社, 1995: 80-116.
- [8] Montenbruck O, Gill E. Satellite Orbits Models, Methods and Applications [M]. Berlin, Germany: Springer, 2000: 244-249.
- [9] 汤锡生, 陈贻迎, 朱民才. 载人飞船轨道确定和返回控制 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2002: 39-58.

(编辑 李少敏)