0254-6124/2011/31(5)-659–07 *Chin. J. Space Sci.* 空间科学学报

Li Xiaojie, Du Lan, Huang Jin. Research of ambiguity solution in CEI-based orbit determination. *Chin. J. Space Sci.*, 2011, **31**(5): 659-665

基于 CEI 定轨中整周模糊度问题处理方法的研究*

李晓杰[1] 杜 兰[1] 黄 金[2]

1(解放军信息工程大学测绘学院 郑州 450052)

2(北京遥感信息研究所 北京 100192)

摘 要 相位干涉测量是一种被动测角跟踪方法, 其中的中短基线相位干涉测量 (CEI) 具有测角精度高、基线短、布网灵活、实时性好等特点. 分析采用 CEI 对 GEO 卫星定轨时初始整周模糊度解算的可行性, 由于中继卫星的初始轨道精度较低, 对其定轨时必须首先解决模糊度问题. 主控站具有测距功能时, 利用精度较高的距离观测量来计算整周模糊度; 主控站没有测距功能时, 提出了固定模糊度参数的参数估计方法. 仿真计算表明, 系统误差小于 1.0 m 时该方法效果较好. 给出了该方法对星下点在中国上空一定经度带上的 GEO 卫星网的整体定轨能力, 当系统误差为 0.1 m 时, 110°E 卫星的迹向精度达到 25 m, 对于 80°E, 140°E 卫星, 迹向精度分别达 82 m, 34 m.

关键词 短基线相位干涉技术, 整周模糊度, 中继卫星, 基线阵列

中图法分类号 V 421

Research of Ambiguity Solution in CEI-based Orbit Determination

LI Xiaojie[1] DU Lan[1] HUANG Jin[2]

1(*Institute of Surveying and Mapping, Information Engineering University of PLA, Zhengzhou* 450052)

2(*Research Institute of Remote Sensing, Beijing* 100192)

Abstract Connected-Element Interferometry (CEI) was a passive angular tracking method with the merits of high phase precision, flexible network distribution and nearly real-time processing due to short length of baselines. Firstly, feasibility of ambiguity solution in CEI-based orbit determination for GEO was analyzed. Integer ambiguity must be primarily solved in the orbit determination for TDRS because of its low initial orbit precision. It could be calculated by the high precise range measurement if the master control station could obtain range measurement, while the method of parameter estimation by fixing integer ambiguity was used without high precise range measurement. The simulation results indicated that this method was effective when the systematic error was less

* 国家自然科学基金项目资助 (40974019)

2010-04-13 收到原稿, 2011-06-12 收到修定稿

E-mail: lxjant1984@126.com

than 1.0 m. The orbit determination precision for the satellite belt between 80°E and 140°E was gained, when the systematic error was 0.1 m, along-track positional error component of the 110°E satellite reached 25 m, while 82 m and 34 m respectively for the 80°E satellite and 140°E satellite.

Key words Connected-Element Interferometry (CEI), Integer ambiguity, Tracking and Data Relay Satellite (TDRS), Baseline array

1 引言

相位干涉测量是一种基于飞行器下行信号的被动测角跟踪方法, 其中的中短基线相位干涉测量 (CEI) 具有基线短、布网灵活、实时性好等特点, 非常适用于对同步轨道及其以内地球卫星的现有测控手段进行增强和补充 [1].

相位干涉测量主要进行载波相关测量, 其得到的观测量是载波波长的小数部分, 测量精度高. 但前提条件是需要计算出准确、可靠的整周模糊度 (N_0 或 ΔN_0). 当计算值与相位观测值之差的小数部分小于半个模糊波长时, 理论上就可认为 N_0 解算正确. 计算值的精度取决于两方面, 一方面是几何延迟因素, 即卫星概略位置误差、基线长度误差和定向误差; 另一方面是非几何延迟因素, 即钟差、大气及多路径效应等 [2].

通过对初始整周模糊度解算可行性的分析, 针对两种情况分别讨论了解算模糊度的解决方案. 一是主控站具有测距功能, 利用精度较高的距离观测量来计算整周模糊度; 二是主控站没有测距功能, 提出了固定模糊度参数的参数估计方法. 根据该方法所要求的系统误差变化范围, 给出了其对定点在中国上空一定经度带上的 GEO 卫星网 (选取定点在 80°E, 110°E, 140°E 的 3 颗卫星) 的整体定轨能力.

2 初始整周模糊度的解算可行性分析

对于单颗卫星, 这里采用的观测量是相位干涉测量, 其原理方程可简写为 [3]:

$$\varphi^* + \lambda N = |\boldsymbol{R}_A - \boldsymbol{R}| - |\boldsymbol{R}_B - \boldsymbol{R}|. \tag{1}$$

单组基线由 1 组正交双基线 (3 个测站) 组成. 这里 $\boldsymbol{R}_A$, $\boldsymbol{R}_B$ 和 $\boldsymbol{R}$ 分别表示构成其中一条基线的两个测站和卫星在地固坐标系中的位置矢量, φ^* 包括了相位观测量和非几何延迟部分, 从而整周模糊度 N 的计算式可写为

$$N = \min\Big[\mathrm{int}\Big(\frac{|R_A - R| - |R_B - R| - \varphi^*}{\lambda}\Big)\Big]. \tag{2}$$

考虑卫星概略位置误差、基线站址误差和综合的观测误差, 可由式 (2) 推导出相位干涉测量的误差方程, 有

$$\nu = \frac{1}{\lambda}(\Delta\hat{\rho}_{AB}\delta R - \Delta\hat{\rho}_{AB}\delta R_A + \hat{\rho}_B\delta B + \delta\varphi^*). \tag{3}$$

其中,

$$\Delta\hat{\rho}_{AB} = \hat{\boldsymbol{\rho}}_A - \hat{\boldsymbol{\rho}}_B,$$

$\hat{\boldsymbol{\rho}}_A$, $\hat{\boldsymbol{\rho}}_B$ 分别为台站 A, B 与卫星连线的单位矢量; δR_A 表示基线站址误差; δR 为待解的轨道改正项, 在计算模糊度 N 时, δR 代表了先验的卫星初始轨道误差; δB 表示基线相对定位误差, 包括基线定向误差和基线长度误差.

式 (3) 中基线点的绝对误差 δR_A、基线的相对误差 δB、测量误差和非几何延迟项对相位模糊度精度影响量级较小. 最主要的误差源为目标星的初始轨道误差, 这里进一步表示为 $\nu' = \Delta\hat{\rho}_{AB}\delta R$. 为简便起见, 假设信号以平行波传播, 令 B^* 表示有效基线长度, 且

$$\Delta\hat{\rho}_{AB}\delta\boldsymbol{R} \approx \frac{\boldsymbol{B}^*}{\rho}\delta\boldsymbol{R},$$

$$\boldsymbol{B}^* = \boldsymbol{B}|\sin\theta|. \tag{4}$$

当相位计算值与相位观测值之差的小数部分小于半个波长 (本文采用 S 波段, $\lambda = 13\,\mathrm{cm}$) 时, 理论上就可认为 N_0 解算正确. 如果只考虑卫星轨道误差的影响, 基线长度为 10 km, GEO 卫星高度为 36 000 km, 则有

$$\frac{\boldsymbol{B}^*}{\rho}\cdot\delta\boldsymbol{R} \approx \frac{10\sin\theta}{36000}\delta\boldsymbol{R} \leqslant \frac{\lambda}{2}, \tag{5}$$

$$\delta\boldsymbol{R} \leqslant \frac{234}{\sin\theta}. \tag{6}$$

其中, δR 最大值为 234 m. 若考虑别的误差影响, 对 δR 的约束会更紧, 即初始轨道误差应更小. GEO 卫星中导航星的初始轨道一般能确定到 100 m 的精度, 对其进行定轨时可认为 N_0 是已知的. 中继星的初始轨道精度在 1 km, 用式 (5) 计算出初始整周模糊度所对应的距离量与真实值相差 0.28 m, 即两者相差了 2 周多. 因此, 对于中继星, 在定轨时需考虑初始整周模糊度的确定问题. 这里讨论的 GEO 卫星即为中继卫星.

3 主站具备测距功能时的定轨精度分析

当主站的测距精度很高, 可以达到 $\pm\lambda$ 的精度范围时, 即可利用其计算整周模糊度. 若两个副站到卫星的距离也可以精确到 $\pm\lambda$ 左右时, 即可以使初始整周模糊度精确到 $\pm\lambda$ 左右. 此时用 $\varphi^* + \lambda N$ 表示的观测量就会产生大约 $\pm\lambda$ 的误差, 将这个常值误差与系统误差一起作为一个新的常值参数来解算. 下面考察当主站至卫星的距离 ρ_1 误差为 λ 时副站至卫星距离 ρ_2 的误差值. 设基线长度误差为 0.

由余弦定理可得

$$\begin{cases} \rho_1^2 + B^2 - 2\rho_1 B\cos\theta = \rho_2^2, \\ \delta\rho_2 = \dfrac{\rho_1 - B\cos\theta}{\rho_2}\delta\rho_1 = \dfrac{\rho_1 - B\cos\theta}{\rho_2}\lambda. \end{cases} \tag{7}$$

由于基线较短, 可认为 $\rho_1 \approx \rho_2$, 而 B/ρ_2 可近似认为 0, 则 $\delta\rho_2 \approx \lambda$, 即副站到卫星的距离也可以精确到 $\pm\lambda$ 左右.

观测量的仿真方法是, 利用仿真计算出真实的相位值 ±1, 以此作为模拟观测值, 此时对定轨的影响是估计的常值系统参数值变化, 其为 $b \pm \lambda$ (b 为常值系统误差值). 每条基线的观测值误差都有两种可能, $+\lambda$ 与 $-\lambda$, 故 n 条基线的观测值有 2^n 种组合. 仿真条件如下.

(1) GEO 卫星定点在 110°E. 地面监测网采用 CEI 基线阵列, 单组基线分别布设在上海和喀什. 每个基线单元为 V 型 (两基线的角分线平行于经线方向) 连线正交双基线, 每条基线长度为 10 km.

(2) 常值系统误差为 10 cm, 观测噪声 1 cm. 采样间隔 1 min, 观测弧段为 2008 年 7 月 1 日 12:00:00 UTC 至 2008 年 7 月 2 日 12:00:00 UTC. 外推弧段为 2 d.

(3) CEI 使用的是 S 波段, 波长为 13 cm.

(4) 估计参数为卫星的状态量、光压参数、吸收了整周模糊度误差的系统误差 (记为 b^*). 其中初轨误差为 1 km, 先验约束为 1 km, b^* 的初始值为由测距观测量计算得的整周模糊度误差值所对应的距离量与初始系统误差 (设其初始值为 0) 之和, 先验约束值为 $2b^*$.

为更真实地反映各误差源对定轨结果的影响, 可采用统计的方法 [5]. 采用外符合精度进行精度评定. 仿真步骤如下.

步骤 1 首先模拟一条真实轨道, 并根据观测方程模拟含有随机噪声和系统噪声的观测数据文件.

步骤 2 根据先验轨道的误差, 采用批处理的方法解算初始时刻的轨道 [6].

步骤 3 重新产生随机噪声, 再进行轨道解算.

利用 40 组观测数据文件的解算结果进行统计分析. 在每个观测时刻及外推时刻分别比较真实轨道和解算轨道在径向 (R)、迹向 (T)、法向 (N) (该时刻真实轨道的 R, T, N 方向) 上的位置误差得到 ν_i, 进而利用式 (8) 得到位置三分量的均方误差, 即

$$\sigma_{\rm rms} = \sqrt{\frac{\sum\limits_{i=0}^{N}\nu_i^2}{N}} = \sqrt{\frac{\sum\limits_{i=0}^{N}(\boldsymbol{x}_i - a)^2}{N}}. \tag{8}$$

其中, $\boldsymbol{x}_i$ $(i = 1, 2, \cdots, N)$ 为由历元的定轨结果进行轨道外推的一列轨道量, a 为由历元的标准轨道进行的轨道外推值. 将计算出的均方根误差 σ 作为此次定轨的精度.

仿真结果列于表 1, 其中组合 $(1, -1, 1, -1)$ 代表基线阵列中 4 条基线中每条基线选取的观测值误差分别为 $+\lambda, -\lambda, +\lambda, -\lambda$. 表 2 为相同的仿真条件下 N_0 已知时的定轨结果.

比较表 1 和表 2 可知, 相比 N_0 已知时的定轨结果, 观测值存在 $\pm\lambda$ 误差时的结果各不相同. 当 4 条基线的观测误差均为 $-\lambda$, 即表 1 中观测误差组合为 $(-1, -1, -1, -1)$, 每条基线的常值系统参数值均为 $b - \lambda$, 值变小了, 由于系统参数越小定轨结果越好 [4], 可以理解其定轨结果较好; 当观测误差组合为 $(1, 1, 1, 1)$ 时, 系统参数为 $b + \lambda$, 值最大, 故定轨结果最差, 即当观测值存在 1 个波长的误差时, 定轨误差较 N_0 已知时的定轨误差放大了 1 倍.

表 1 不同观测值误差组合的定轨结果

Table 1 Orbit determination accuracy in different observation error combination

	径向 (R)/m	迹向 (T)/m	法向 (N)/m
$(-1,-1,-1,-1)$	0.72	29.34	0.53
$(1,1,-1,-1)$	0.55	53.81	2.85
$(-1,-1,1,1)$	0.48	42.61	4.05
$(-1,1,-1,1)$	0.78	56.59	1.71
$(-1,-1,-1,1)$	0.73	30.54	0.73
$(1,-1,-1,-1)$	0.54	34.0	2.96
$(1,1,1,-1)$	0.49	58.42	1.63
$(1,1,1,1)$	0.65	73.81	2.85

表 2 N_0 已知时的定轨结果

Table 2 Orbit determination accuracy based on N_0

	径向 (R)/m	迹向 (T)/m	法向 (N)/m
N_0	0.75	35.99	0.82

4 主站不具备测距功能时的定轨精度分析

当 N_0 已知时模拟观测量的计算有

$$\varphi+\lambda N_0=\Delta\rho=|\boldsymbol{r}-\boldsymbol{R}_1|-|\boldsymbol{r}-\boldsymbol{R}_2|+b+\varepsilon. \quad (9)$$

当 N_0 未知时模拟观测量的计算有

$$\varphi=|\boldsymbol{r}-\boldsymbol{R}_1|-|\boldsymbol{r}-\boldsymbol{R}_2|+b-\lambda N_0+\varepsilon=$$
$$|\boldsymbol{r}-\boldsymbol{R}_1|-|\boldsymbol{r}-\boldsymbol{R}_2|+N^*+\varepsilon. \quad (10)$$

实际情况大多是主站不具备测距功能, 此时 N_0 未知, 只能得到载波波长的小数部分. 仿真中的模拟观测量即为载波波长的小数部分 φ, 把吸收了系统误差的整周模糊度 (即 $b-\lambda\tilde{N}_0=N^*$) 作为估计参数, 以下仍称为模糊度参数 N^*, 其本质仍为常值系统参数, 只是值变大了, 这就相当于放大了常值系统参数对定轨结果的影响. 当初轨误差为 1 km 时, 初始整周模糊度有 2λ 多的偏差, 初始的系统误差未知 (即 $b=0$), 这时待估的常值系统参数将大于 $b\pm2\lambda$.

单组基线布设在中国三亚, 其余仿真条件同第 3 节, 考察模糊度参数与其余待估状态量间的相关性, 结果列于表 3.

表 3 中 N_1^* 和 N_2^* 为两基线上的模糊度参数. 由表中的数据可知, N_1^*, N_2^* 与卫星的某些状态量 (位置 y 方向, 速度 x, y 方向) 的相关性很强, 定轨精度将大大降低.

表 3 参数间的相关性

Table 3 Relativity of parameters

	x	y	z	v_x	v_y	v_z	C_r	N_1^*	N_2^*
x	1.000	−0.999	−0.273	0.999	0.999	−0.418	−0.091	−0.999	−0.973
y	−0.999	1.000	0.274	−0.999	−0.999	0.419	0.082	0.999	0.972
z	−0.273	0.274	1.000	−0.274	−0.275	0.121	−0.111	0.274	0.257
v_x	0.999	−0.999	−0.274	1.000	0.999	−0.419	−0.084	−0.999	−0.972
v_y	0.999	−0.999	−0.275	0.999	1.000	−0.419	−0.076	−0.999	−0.972
v_z	−0.418	0.419	0.121	−0.419	−0.419	1.000	−0.016	0.418	0.402
C_r	−0.091	0.082	−0.111	−0.084	−0.076	−0.016	1.000	0.087	0.141
N_1^*	−0.999	0.999	0.274	−0.999	−0.999	0.418	0.087	1.000	0.973
N_2^*	−0.973	0.972	0.257	−0.972	−0.972	0.402	0.141	0.973	1.000

针对上述定轨中解算参数强相关的问题, 尝试采用以下两种方法进行解决.

方案一　精化函数模型及随机模型

轨道确定中的函数模型一般是非线性形式, 首先对其进行线性化, 待估参数初始值的选取对平差结果影响很大, 要求估计参数的近似值要取得与其真实值尽量接近. 将首次求解 N^* 后所得的平差值 $\tilde{N}^*$ 作为初始值再次进行轨道解算, 这相当于精化了函数模型; 同时将 $\tilde{N}^*$ 的先验约束信息定得更精确, 这相当于精化了随机模型.

方案二　固定模糊度参数的参数估计方法

GPS 用载波相位观测量进行定位时, 在双差观测量的数学模型中, 由于误差的存在, 在第一次解算得到的解中各整周模糊度不为整数. 如果误差不是很大, 且观测时间不是很短, 模糊参数的解为接近整数的实数. 可以令它等于其解所靠近的整数 (例如其解为 257.102, 即令其为 257), 并作为已知值, 进行第二次求解. 在第二次再求解组成方程式时, 模糊参数已不再是待定参数, 不仅较第一次解算的待定参数有所减少, 且方程组的结构有所改善, 解算的精度有所提高. 这样的解通常称为模糊参数整型约束解, 也称为 Fixed 解, 不进行模糊参数整型约束的第一次解通常称为模糊参数实型解, 也称为 Float 解 [7].

将这种思想用于解决 CEI 的整周模糊度, 不同的是这里的模糊度实型解中包含了部分系统误差, 故在第二次解算时, 不对其进行整型约束, 而是固定其实型解, 只解卫星的轨道参数和动力学参数.

4.1　110° 卫星的定轨结果

基于以下 4 种情况进行讨论.

① N_0 已知, 常值系统误差为待估量.

② N_0 未知, 吸收了系统误差的整周模糊度参数 N^* 为待估量.

③方案一, 即将 N^* 的平差值 $\tilde{N}^*$ 再次作为模糊度参数的初值并且精化先验约束信息.

④方案二, 即固定模糊度参数 (固定为 $\tilde{N}^*$), 只解卫星的轨道参数和动力学参数.

仿真条件与上节相同, 结果列于表 4. 真实的模糊度参数 (即吸收了系统误差 0.1 m 的真实整周模糊度), 由初轨计算的整周模糊度参数 N^* 及 N^* 的平差值 $\tilde{N}^*$ 分别列于表 5.

从表 4 和表 5 可以看出:

① N_0 未知时, 定轨结果差于 N_0 已知时的结果. 常值系统参数值变大, 其与轨道参数间的相关性增强, 从而导致定轨结果变差;

② N^* 的值与真实值相差最大为 0.36 m, 由其作为常值系统参数初值解算轨道迹向精度为 65 m. $\tilde{N}^*$ 的值与真实值相差最大为 0.017 m, 初值更接近真实值, 由其作为常值系统参数的初值解算的轨道迹向精度为 47.38 m, 精度有所改进;

③固定模糊度参数为第一次解算出的值 $\tilde{N}^*$, 再次求解的轨道精度有所提高. 由于模糊度参数不参与解算, 避免了待估参数间存在强相关性的问题, 改善了方程组结构, 解算精度得以提高, 迹向精度达到 25 m.

由上述定轨结果可知, 与方案一相比, 采用方案二时定轨精度改进效果更明显, 因此, 以下只采用方案二来进行讨论. 分别取系统误差为 1.0 m, 1.5 m, 定轨结果列于表 6 和表 7.

表 4　四种情况的定轨结果

Table 4　Orbit determination accuracy in four different cases

	径向 (R)/m	迹向 (T)/m	法向 (N)/m
N_0 已知	0.75	35.99	0.82
N^* 作为初值	0.81	65.01	1.33
方案一	0.79	47.38	1.02
方案二	0.82	25.90	0.63

表 5　各种模糊度参数的比较

Table 5　Comparison of different N_0

	第一条基线/m	第二条基线/m	第三条基线/m	第四条基线/m
真实值	2173.83	6425.74	−5346.15	6377.38
N^* 的值	2173.86	6425.38	−5346.12	6377.02
$\tilde{N}^*$ 的值	2173.81372	6425.74244	−5346.16134	6377.37243

表 6 系统误差为 1.0 m 时的定轨结果

Table 6 Orbit determination accuracy under 1.0 m system error

	径向 (R)/m	迹向 (T)/m	法向 (N)/m
N_0 已知	0.82	108.62	2.09
N^* 作为初值	2.87	167.57	4.57
方案二	1.25	75.02	2.05

表 7 系统误差为 1.5 m 时的定轨结果

Table 7 Orbit determination accuracy under 1.5 m system error

	径向 (R)/m	迹向 (T)/m	法向 (N)/m
N_0 已知	2.63	130.76	3.07
N^* 作为初值	2.87	167.23	4.56
方案二	3.09	354.32	9.98

表 8 系统误差为 1.5 m 时各种模糊度参数的比较

Table 8 Comparison of different N_0 under 1.5 m system error

	第一条基线/m	第二条基线/m	第三条基线/m	第四条基线/m
真实值	2181.73	6433.64	−5338.25	6385.28
N^* 的值	2180.36	6431.88	−5339.62	6383.52
$\tilde{N}^*$ 的值	2181.86234	6433.50241	−5338.12072	6385.07

表 9 140°E 卫星的定轨结果

Table 9 Orbit determination accuracy of 140°E satellite

	径向 (R)/m	迹向 (T)/m	法向 (N)/m
N_0 已知	1.20	46.52	0.64
N^* 作为初值	1.66	68.97	6.45
方案二	10.50	34.50	2.51

表 10 80°E 卫星的定轨结果

Table 10 Orbit determination accuracy of 80°E satellite

	径向 (R)/m	迹向 (T)/m	法向 (N)/m
N_0 已知	1.71	84.35	1.30
N^* 作为初值	2.46	108.95	13.77
方案二	6.52	82.58	2.11

比较表 6 和 7 可知, 当系统误差在 8 个波长以内 ($8 \times 0.13 = 1.04$ m) 时方案二的解算结果较好, 大于 8 个波长时方案二的解算结果很差. 由表 8 可以看出, 当系统误差为 1.5 m 时, $\tilde{N}^*$ 与真实值相差大于 1 个波长. 在解模糊时, 若存在明显系统性偏差的情况, 模糊度参数的偏离整数是它吸收观测误差或等效观测误差中常值系统差的体现. 如果此时进行模糊参数的整型约束, 不但不会进一步提高精度, 反而会降低解的精度 [7].

4.2 80°E 和 140°E 卫星的定轨结果

利用上述方法来解算分别定点在 80°E 和 140°E 卫星的整周模糊度. 选取使得卫星定轨精度最高的基线阵列, 即选择离卫星星下点较近的阵列 [4], 对于 140°E 卫星, 选取中国上海–三亚基线阵列; 对于 80°E 卫星, 选取中国昆明–三亚基线阵列. 定轨结果列于表 9 和表 10.

比较表 4、表 9 和表 10 可知:

(1) N_0 已知时, 110°E 卫星的定轨精度优于 140°E, 80°E 卫星, 主要是因为基线阵列布设在中国境内, 离 110°E 卫星星下点最近;

(2) N_0 未知时, 采用在中国布设最佳基线阵列的前提下, 110°E 卫星的定轨精度最高, 140°E 卫星次之, 80°E 卫星最差, 经方案二解算轨道, 140°E, 80°E 卫星的迹向精度分别达 34 m, 82 m.

5 结论

综上所述, 可以得出如下结论.

(1) 对于 GEO 卫星, 当 CEI 采用 S 波段, 初始轨道精度低于 234 m 时, 整周模糊度是未知的, 定轨时需将初始整周模糊度作为估计参数一起解算.

(2) 主站具备测距功能时, 观测值的误差值组合

决定了定轨的精度, 当观测值存在 1 个波长的误差时, 定轨误差较 N_0 已知时的定轨误差放大了 1 倍.

(3) 主站不具备测距功能时, 提出了采用固定模糊度参数的参数估计方法. 对于 110°E 卫星, 仿真计算表明, 当系统误差在 1.0 m 以内时其效果较好; 当系统误差为 0.1 m 时, 卫星迹向精度达到 25 m; 若系统误差大于 1.0 m, N_0 解算值与真实值相差较大时, 定轨结果反而会更差.

(4) 中国上空的赤道带卫星网中, 110°E 卫星的定轨精度最高. 对于 80°E 和 140°E 卫星, 解 N_0 时, 定轨精度分别优于百米和优于 50 m.

参考文献

[1] C Edwaeds Jr, Rogstard D, Fort D, *et al.* The Goldstone Real-Time Connected Element Interferometer [R]. TDA Progress Report, 1992. 12-110

[2] Du Lan. Research on precision orbit determination of geostationary satellite [D].Zhengzhou: Institute of Surveying and Mapping Information Engineering University, 2006. 50-60. In Chinese (杜兰. GEO 卫星精密定轨技术研究 [D]. 郑州: 测绘学院, 2006. 50-60)

[3] Du Lan, Zheng Yong, *et al.* Real-time short baseline phase delay interferometry for obit determination of geostationary satellite [R]. Proseminar on Aerospace Technology, 2002. In Chinese (杜兰, 郑勇, 等. 实时短基线相位干涉的地球同步卫星定轨 [R]. 航空航天高技术青年学术研讨会, 2002)

[4] Li Xiaojie. Research on CEI-based precise orbit determination [D]. Zhengzhou: Institute of Surveying and Mapping Information Engineering University, 2009. 30-45. In Chinese (李晓杰. CEI 在精密定轨中的应用研究 [D]. 郑州: 解放军信息工程大学测绘学院, 2009. 30-45)

[5] Li Xiaojie, Du Lan. The method of improving single group CEI baselines-based orbit determination for geostationary satellite [R]. Nanchang: Proseminar on Spaceflight Measurement and Contral Technique, 2008. 70-77. In Chinese (李晓杰, 杜兰, 等. 对单组短基线相位干涉测量的 GEO 定轨精度的改进方法研究 [R]. 南昌: 2008 年航天器测控技术研讨会, 2008. 70-77)

[6] Li Jisheng. Satellite Precision Orbit Determination [M]. Beijing: PLA Publishing Company, 1995. 20-25. In Chinese (李济生. 人造卫星精密轨道确定 [M]. 北京: 解放军出版社, 1995. 20-25)

[7] Xu Qifeng. Space Geodesy [M]. Beijing: PLA Publishing Company, 2001. 144-145. In Chinese (许其凤. 空间大地测量学 [M]. 北京: 解放军出版社, 2001. 144-145)