

高精度双星快速定向方法研究^{*}

逯亮清 吴美平 胡小平

(国防科技大学机电工程与自动化学院 长沙 410073)

摘 要

采用转动基线的方法解决利用“北斗”卫星载波相位进行定向的关键技术问题——初始相位整周模糊度的确定,并进行了仿真实验,结果表明:当原始载波相位观测精度优于2%周时,利用2m基线在5min时间内可达到方位0.01°的定向精度。

关键词 双星定位系统;载波相位;整周模糊度

1 引言

我国“北斗一号”双星系统除局域定位、授时、简短报文通信之外,还具备定姿定向应用潜力,可为诸如中远程地地导弹、地面火炮等多种需要高精度定向信息的武器系统提供服务。国际上对利用GPS/GLONASS系统(尤其是前者)卫星载波相位进行定姿定向的研究已经非常深入,对其关键技术——差分整周模糊度参数的确定提出并发展了许多理论与方法,如LSAST(最小二乘搜索)方法、FASF(快速模糊度搜索滤波器)方法^[1]、FARA(快速模糊度解算)方法、MCS(改进Cholesky搜索)方法以及Lambda变换方法^[2]等,但总的来说都要依赖多颗卫星(至少4颗)的多余观测量,或者随时间推移卫星相对几何的改变使正确的模糊度参数最终脱颖而出。文献[3]提出了在仅有两颗GPS卫星可见的情况下利用多天线(基线)进行定姿的一种新思路,将通常确定基线矢量在导航系中的坐标分量转化为求解卫星单位视线矢量相对于基线坐标系(或载体坐标系)的定位信息,从而得到载体坐标系的姿态阵,但其也要依赖卫星相对观测几何的显著变化来提高模糊度搜索成功率。

由于双星系统仅利用两颗地球静止卫星,不存在冗余信息,且相对于同一地面用户来说,由于卫星轨道摄动而引起的观测几何变化微乎其微,故上述方法难以应用到双星定姿定向中的模糊度确定。文献**讨论了利用100m基线进行双星快速定向的技术,并采用两次长短基线法进行模糊度的确定。此种方法理论上可行,但实施起来较为繁琐,尤其是在保证长短基线的共向性方面,因此缺乏快速机动性。本文探讨应用双星导航定位系统进行短基线快速定向的技术,提出利用旋转基线的方法确定单差模糊度参数初值,并对定向精度及为了模糊度正确求解而需要的旋转角度定位精度进行分析,最后给出仿真结果及结论。

^{*} 航天支撑技术基金项目资助

^{**} 吴杰,贾沛然.双星快速定向技术研究.2000年航天测控技术研讨会,2000.52—57
2003-05-26收到原稿,2003-11-06收到修定稿

2 利用旋转基线法求解单差相位模糊度初值

2.1 双星定向基本原理

双星定向基本原理简述如下.

如图 1 所示, 在观测时刻 t_i , 忽略测量噪声, 由两个单差观测方程及基线长度约束条件可得:

$$\begin{cases} \Delta\varphi_{12}^1(t_i) - N_{12}^1(t_i) = \frac{1}{\lambda} \mathbf{e}^1(t_i) \cdot \mathbf{r}(t_i), \\ \Delta\varphi_{12}^2(t_i) - N_{12}^2(t_i) = \frac{1}{\lambda} \mathbf{e}^2(t_i) \cdot \mathbf{r}(t_i), \\ L = |\mathbf{r}(t_i)|. \end{cases} \quad (1)$$

式中, $\Delta\varphi_{12}^1(t_i)$ 、 $\Delta\varphi_{12}^2(t_i)$ 为天线相对于卫星的单差相位观测值; λ 为双星发射的载波波长; $\mathbf{e}^1(t_i)$ 、 $\mathbf{e}^2(t_i)$ 为卫星相对于主天线 (1 号天线) 的单位视线矢量; $\mathbf{r}(t_i)$ 为由 1、2 号天线组成的基线矢量; $N_{12}^1(t_i)$ 、 $N_{12}^2(t_i)$ 为 1、2 号天线相对于 1、2 号卫星的单差整周模糊度.

当模糊度参数通过其他途径确定后, 由 (1) 式可以得到基线矢量解 $\mathbf{r}(t_i) = [x, y, z]^T$ (在当地北天东坐标系中的表示). $\mathbf{r}(t_i)$ 可能会存在双解, 此时要根据关于基线的先验信息 (比如概略水平或通过其它传感器测得的基线仰角等信息) 进一步确定, 最后可得到基线的二维姿态:

$$\alpha = \arctan(z/x), \quad \beta = \arctan(y/\sqrt{x^2 + z^2}), \quad (2)$$

其中, α 为方位角, β 为仰角.

由以上分析可以看出, 双星定向的核心问题是载波相位差分整周模糊度 $N_{12}^1(t_i)$ 和 $N_{12}^2(t_i)$ 的确定.

2.2 单差相位模糊度初值的确定

为了求解出初始单差模糊度参数 $N_{12}^1(t_0)$ 和 $N_{12}^2(t_0)$, 本文采用旋转基线的方法, 并对旋转程序作出以下要求:

- (1) 转动过程中旋转轴相对地固坐标系保持稳定, 且基线与旋转轴近似正交;
- (2) 转动次数为奇数, 也即测量次数为偶数, 记为 $2m$, 并且各旋转角度使得第 k ($k = 1, 2, \dots, m$) 次与第 $m+k$ 次观测时刻基线刚好反向, 最简单的情况就是等角度间隔转动一周.

下面将以 $N_1(t_0)$ 为例, 详细分析其确定过程, $N_2(t_0)$ 的情况完全相同. 如图 2 所示, 假定基线按方位角增大的方向进行旋转, 由于矢量的可平移特性, 将旋转原点移动至主天线相位中心, 并设 $\mathbf{r}(t_0), \mathbf{r}(t_1), \mathbf{r}(t_2), \dots, \mathbf{r}(t_m), \mathbf{r}(t_{m+1})$ 分别为 $t_0, t_1, t_2, \dots, t_m, t_{m+1}$ 时刻基线在 $O-NUE$ (当地北天东坐标系) 中的矢量形式. 则由要求 (2) 可知, $\mathbf{r}(t_m) = -\mathbf{r}(t_0), \mathbf{r}(t_{m+1}) = -\mathbf{r}(t_1), \mathbf{r}(t_{m+2}) = -\mathbf{r}(t_2), \dots, \mathbf{r}(t_{2m-1}) = -\mathbf{r}(t_{m-1})$. 又双星为地球静

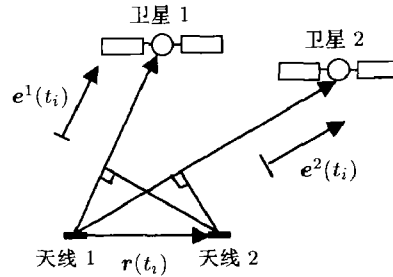


图 1 载波相位单差观测示意图

Fig.1 Single difference carrier phase observation

止卫星, 则卫星视线单位矢量 $e^1(t_k)$, $k = 0, 1, 2, \dots, 2m-1$, 理论上满足以下条件:

$$e^1(t_0) = e^1(t_1) = e^1(t_2) = \dots = e^1(t_{2m-1}). \quad (3)$$

由于卫星相对 ECEF 运动速度很小, 且转动过程可在较短时间内完成, 因此在实际观测中 (3) 式近似误差非常小. 假定观测期间无周跳现象, 可得

$$\begin{cases} \Delta\varphi_{12}^1(t_0) = e^1(t_0) \cdot r(t_0) + N_{12}^1(t_0) + \varepsilon_{12}^1(t_0), \\ \Delta\varphi_{12}^1(t_1) = e^1(t_0) \cdot r(t_1) + N_{12}^1(t_0) + \varepsilon_{12}^1(t_1), \\ \dots \\ \Delta\varphi_{12}^1(t_m) = -e^1(t_0) \cdot r(t_0) + N_{12}^1(t_0) + \varepsilon_{12}^1(t_m), \\ \Delta\varphi_{12}^1(t_{m+1}) = -e^1(t_0) \cdot r(t_1) + N_{12}^1(t_0) + \varepsilon_{12}^1(t_{m+1}), \\ \dots \end{cases} \quad (4)$$

将 (4) 式中第 1 式与第 $m+1$ 式相加, 取其 $1/2$ 之最接近的整数值即为 $N_{12}^1(t_0)$, 也即

$$N_{12}^1(t_0) = \text{int} \left\{ \frac{1}{2} [\Delta\varphi_{12}^1(t_0) + \Delta\varphi_{12}^1(t_m)] \right\}, \quad (5)$$

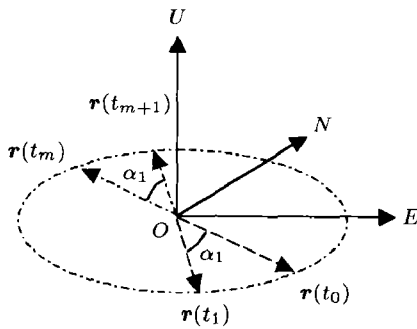


图 2 旋转基线示意图

Fig.2 Rotation process of the baseline

其中, $\text{int}\{\}$ 为取最相邻的整数数值之函数.

由以上分析可知, 为了求解出单差模糊度参数初值, 只需一次转动基线 180° , 这是转动次数最少的理想情况, 但要求旋转过程中未发生周跳现象. 为了提高周跳检测成功率, 应当增加基线转动次数, 分别由 (4) 式中多组等式对应相加得到 $N_{12}^1(t_0)$ 的多个候选解, 假如观测期间未发生周跳, 则二者的多组候选解应当是一致的, 否则就证明发生了周跳现象, 应当重新进行基线旋转操作程序.

3 定向精度误差分析

首先分析利用单历元观测量进行双星定向的方位精度.

将 (1) 式改写为包含测量噪声项的表达形式:

$$\begin{cases} \Delta\varphi_{12}^1(t_0) - N_{12}^1(t_0) = \frac{1}{\lambda} e^1(t_0) \cdot r(t_0) + \varepsilon_{\varphi}^1(t_0), \\ \Delta\varphi_{12}^2(t_0) - N_{12}^2(t_0) = \frac{1}{\lambda} e^2(t_0) \cdot r(t_0) + \varepsilon_{\varphi}^2(t_0), \\ L = |r(t_0)| + \varepsilon_b(t_p). \end{cases} \quad (6)$$

由于单差载波相位测量误差与基线长度测量误差 (注: 基线长度信息在定向程序之前已经得到, 故测量时间记为 t_p , 以区别于载波相位测量时刻 t_0) 为相互独立的白噪声随机序列, 这里只考虑利用 (6) 式中 3 个观测方程得到基线矢量初始值, 因此可省去时间自变量, 视其为相互独立的随机变量, 且其均方差分别为 σ_{φ} , σ_{φ} 和 σ_b .

对 (6) 式利用一阶泰勒展开公式及误差传递公式, 经过分析可得方位角的均方差为

$$\sigma_{\alpha} = \left\{ \left[-\frac{\sin \alpha_0}{L \cos \gamma_0}, 0, \frac{\cos \alpha_0}{L \cos \gamma_0} \right] A^{-1} \Sigma_{\omega} A^{-T} \left[-\frac{\sin \alpha_0}{L \cos \gamma_0}, 0, \frac{\cos \alpha_0}{L \cos \gamma_0} \right]^T \right\}^{1/2}. \quad (7)$$

其中, α_0, γ_0 分别为基线矢量初始方位角与仰角,

$$A = \left[\frac{1}{\lambda} \mathbf{e}^1(t_0), \frac{1}{\lambda} \mathbf{e}^2(t_0), \frac{\mathbf{r}(t_0)}{\|\mathbf{r}(t_0)\|} \right]^T, \quad \Sigma_{\omega} = \text{diag}[\sigma_{\varphi}^2, \sigma_{\varphi}^2, \sigma_b^2].$$

由 (7) 式可知, 方位角均方差除了受制于基线长度 L 、载波相位测量精度 σ_{φ} 与基线长度测量精度 σ_b 之外, 还受基线矢量初始方位角、仰角与用户的位置 (由于北斗双星空间位置已经确定) 影响。

为了提高双星定向精度, 应当进行多次测量, 然后将各组定向结果综合取平均作为最终定向结果并输出。根据统计原理, 将 N 次定向结果求平均, 则最终定向结果的均方差为

$$\sigma_{\alpha\_final} = \frac{\sigma_{\alpha}}{\sqrt{N}} = \frac{1}{\sqrt{N}} \left\{ \left[-\frac{\sin \alpha_0}{L \cos \gamma_0}, 0, \frac{\cos \alpha_0}{L \cos \gamma_0} \right] A^{-1} \Sigma_{\omega} A^{-T} \left[-\frac{\sin \alpha_0}{L \cos \gamma_0}, 0, \frac{\cos \alpha_0}{L \cos \gamma_0} \right]^T \right\}^{1/2}. \quad (8)$$

取 $N = 200, L = 2 \text{ m}, \gamma_0 = 0, \sigma_{\varphi} = 2\sqrt{2}\%$, $\sigma_b = 5 \text{ mm}$, (注: 此处 σ_{φ} 取此值亦即设定载波相位原始测量精度为 2% 周) 经过计算, 可以得到双星方位定向精度在初始方位分别为 $0^\circ, 10^\circ, 20^\circ, -10^\circ$ 时随经纬度 (高程取为 60 m) 分布图, 如图 3 所示。经过分析, 得到以下结论。

(1) 除了基线初始方位角不为零时局部区域外, 总的来说随纬度增加, 方位角定向均方差逐渐增加。

(2) 以东经 110° 左右区域为界, 两侧距离该界线越远, 定向精度显著提高。

(3) 基线越接近南北向放置, 方位角定向均方差越小, 反之越接近东西向则越大。

(4) 考虑到我国国土经纬度范围, 在我国大陆及周边地区 (包括台湾省在内) 可以保证最终定向精度优于 0.01° 。

显然, 当基线长度增加时, 由 (8) 式可知, 定向均方差将按相反比例减小, 从而定向精度同比提高。

4 旋转角度定位精度要求分析

由 1.2 节的内容可知, 求解模糊度参数的计算公式为

$$N_i(t_0) = \text{int} \left\{ \frac{1}{2} [\Delta\varphi^i(t_0) + \Delta\varphi^i(t_m)] \right\}, \quad i = 1, 2.$$

下面将以 1 号卫星、单次转动角度 180° 为例, 详细分析为了正确求解模糊度参数而对旋转角度误差提出的控制要求。由 (4) 式知,

$$\Delta\varphi_{12}^1(t_0) = \mathbf{e}^1(t_0)\mathbf{r}(t_0) + N_{12}^1(t_0) + \varepsilon_{12}^1(t_0), \quad (9)$$

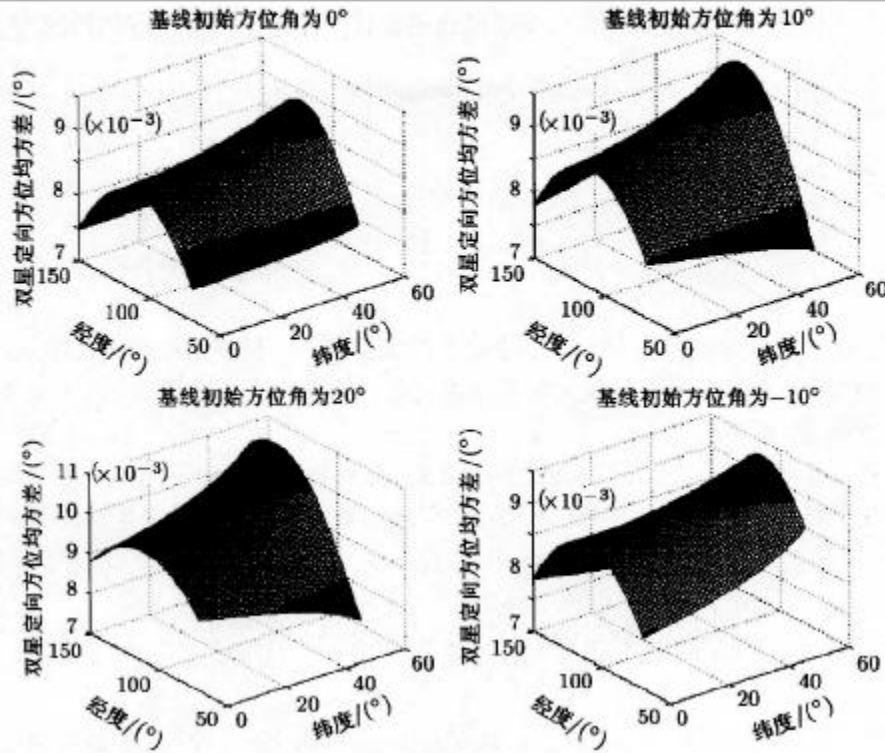


图3 不同基线初始方位角下的定向均方差分布图
Fig.3 Orientation determination MSD under different original azimuth

$$\Delta\varphi_{12}^1(t_m) = -e^1(t_0)r(t_0) + N_{12}^1(t_0) + \varepsilon_{12}^1(t_m). \quad (10)$$

实际中由于转动机构设计加工精度限制,不可能使得 t_m 时刻的基线矢量刚好与 t_0 时刻的基线矢量完全反向,因此将(10)式改写为

$$\Delta\varphi_{12}^1(t_m) = e^1(t_0)r(t_m) + N_{12}^1(t_0) + \varepsilon_{12}^1(t_m). \quad (11)$$

由(9)和(11)两式得更新后的模糊度参数计算公式为

$$N_{12}^1(t_0) = \text{int} \left\{ \frac{1}{2} [e^1(t_0)[r(t_0) + r(t_m)] + 2N_{12}^1(t_0) - \varepsilon_{12}^1(t_0) + \varepsilon_{12}^1(t_m)] \right\}. \quad (12)$$

为了根据上式得到正确的模糊度参数初值 $N_1(t_0)$,需要满足条件

$$e^1(t_0)[r(t_0) + r(t_m)] + \varepsilon_{12}^1(t_0) + \varepsilon_{12}^1(t_m) < 1. \quad (13)$$

由于载波相位观测噪声数值仅为百分之几周,因此上式能否成立的关键在于 $e^1(t_0)[r(t_0) + r(t_m)]$ 项的数值大小.如果不考虑用户位置因素影响,则仅关注 $r(t_0) + r(t_m)$ 即可.参考图4基线转动过程,可知影响 $r(t_0) + r(t_m)$ 的主要因素有两个:一个是旋转角度定位精度 σ_n ,另一个是旋转轴与基线的正交偏离角 σ_β (即二者夹角的余角).由图4可得

$$\|r(t_0) - r(t_m)\| = 2l \sin(\gamma/2). \quad (14)$$

其中, γ 为 $\mathbf{r}(t_0)$ 、 $-\mathbf{r}(t_m)$ 之间的夹角 (图中未标出). 为求解 γ 计算表达式简便起见, 将 $\mathbf{r}(t_0)$ 与旋转轴置于北天东坐标系中特殊位置, 如图 4 所示.

利用矢量点积与余弦倍角公式, 可得为了正确求解模糊度参数而对旋转机构定位精度所提出的要求:

$$2L\sqrt{\frac{1}{2}(1 - \cos^2 \sigma_\beta \cos \sigma_\alpha + \sin^2 \sigma_\alpha)} < 1 - \varepsilon^1(t_0) - \varepsilon^1(t_m). \quad (15)$$

上式右端存在载波相位单差观测随机噪声项, 根据方差求和公式, 可将其改写为

$$2L\sqrt{\frac{1}{2}(1 - \cos^2 \sigma_\beta \cos \sigma_\alpha + \sin^2 \sigma_\alpha)} < 1 - 2\sigma_\varphi. \quad (16)$$

其中, σ_φ 为载波相位原始观测均方差.

图 5 为将 (16) 式取为等式后在不同的 σ_φ 取值下 σ_α 与 σ_β 之间的约束关系.

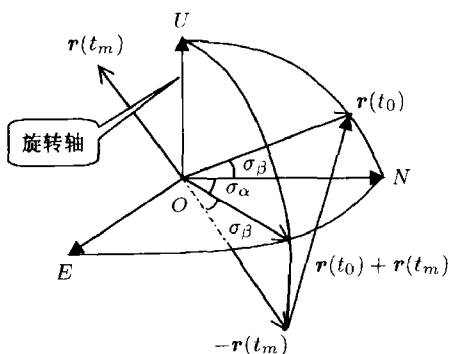


图 4 基线旋转误差角示意图

Fig.4 Error angle of baseline rotation

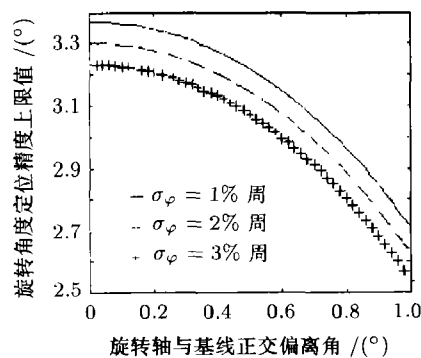


图 5 旋转角度定位精度与转动轴 - 基线正交偏离角之间的关系图

Fig.5 Relation between the nonorthogonal angle and rotation angle placement precision

由图 5 可知, 当转动轴与基线正交偏离角小于 1° 且载波相位原始测量精度分别为 3%, 2%, 1% 时, 只要转动角度定位精度分别优于 2.5° , 2.6° , 2.7° , 即可成功地确定初始模糊度单差整数值.

5 仿真实验及结果

5.1 仿真初始条件

- (1) 基线长度为 2 m, 基线长度测量精度为 1 mm.
- (2) 用户接收机位置: 北纬 28.1234° , 东经 118.1234° , 高程 60.0 m.
- (3) 用户三维直角定位误差设为 20 m, 卫星空间位置定位误差设为 30 m.

5.2 旋转过程参数设置

- (1) 设旋转轴偏离当地法线方向约为 10° , 且基线与旋转轴正交偏离角为 1.0° , 并将基线仰角设定为 10° .

(2) 旋转次数为 4 次, 每次转动角度为 90° , 转动角度定位精度为 1.0° .

(3) 每组 200 历元观测数据, 采样间隔 1 s.

方位角初始值分别取为 0° , 20° , 40° , 60° , 在不同的载波相位原始测量精度下仿真结果如图 6 所示.

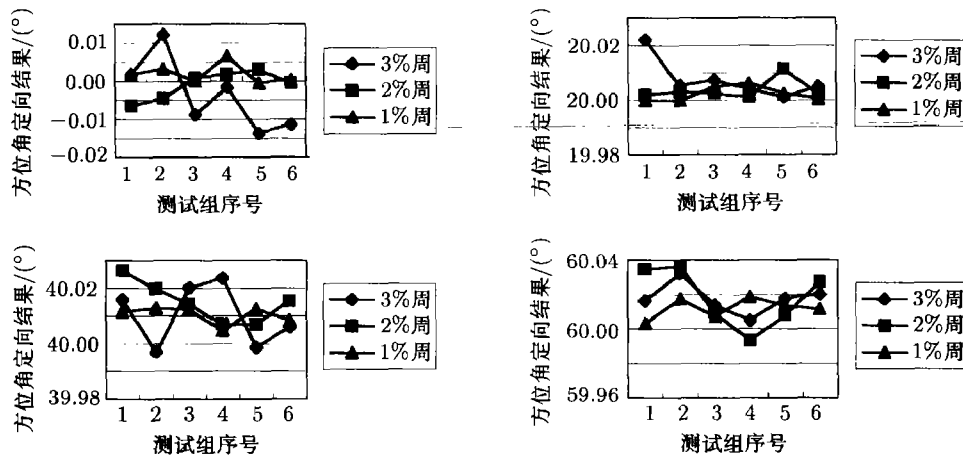


图 6 双星快速定向仿真结果

Fig.6 Simulation results of fast orientation determination by Twin-Star system

5.3 进一步分析

进一步分析仿真结果, 可以得到 2m 基线下的定向结果.

(1) 当载波相位测量精度优于 2% 周时, 只要基线初始方位偏离真北方向在 $\pm 20^\circ$ 以内, 即可实现方位 0.01° 的定向精度.

(2) 当载波相位测量精度优于 1% 周时, 则只要基线初始方位偏离真北方向在 $\pm 40^\circ$ 以内, 即可实现方位 0.01° 的定向精度.

6 结论

本文所提出的旋转基线方法经仿真验证可快速有效地确定载波相位单差整周模糊度参数初值, 考虑到系统展开 (约需 1 min)、基线转动 (30 s) 及基线静止后采样时间 200 s, 可在 5 min 内利用 2m 基线实现 0.01° 的方位定向精度 (载波测相精度优于 2% 周). 该项技术可快速为惯导系统提供较高精度的北向基准信息, 从而大大降低惯导系统的初始对准时间, 提高中远程导弹、地面火炮等武器系统快速反应能力, 具有广阔的应用前景. 限于硬件条件, 目前尚未进行真实试验, 故本文结论还有待进一步现场试验验证.

参 考 文 献

- [1] Chen D. Fast Ambiguity Search Filter (FASF): A novel concept in GPS ambiguity resolution. Proc. 6th Int. Tech. Meeting of the Satellite Division of the U.S. Institute of Navigation, 1993, 781—787

- [2] Teunissen P J G. A new method for fast carrier phase ambiguity estimation. Proc. IEEE Position, Location, Navigation Symp. PLANS'94, Las Vegas, 1994, 562—573
- [3] Sutton Eric. Integer cycle ambiguity resolution under conditions of low satellite visibility. Proc. IEEE Position, Location, Navigation Symp., Palm Springs, California, 2002, 91—98
- [4] Peng H M, Chang F R, Wang L S. Rotation method for direction finding via GPS carrier phases. *IEEE*, 2000, **36**(1):72—84

RESEARCH OF FAST ORIENTATION DETERMINATION WITH HIGH PRECISION BY TWIN-STAR SYSTEM

LU Liangqing WU Meiping HU Xiaoping

(College of Mechatronics and Automation, National University of Defense Technology, Changsha 410073)

Abstract

This paper has developed an approach of rotating the baseline to solve the key technical problem lying in the process of orientation determination by Beidou satellites' carrier phase—identification of the original phase integer ambiguity, and the simulation result shows that the azimuth determination precision of 0.01° by a 2-meter-long baseline during 5 minutes can be achieved when the non-difference phase measurement precision is better than 2 percent of a cycle.

Key words Twin-star system, Carrier phase, Integer ambiguity

(上接第 80 页)

和潮汐、重力波等的季节变化特征,我国的高能粒子测量,吸收分析, GPS 对电子总含量和闪烁及掩星观测,高频多普勒和中频雷达观测等,从多角度讨论了电离层地区特别是东亚和我国地区的特征,还介绍了当前国际上行星环境研究热点之一的火星电离层探测计划和研究内容,并对太阳质子事件,太阳黑子,地磁暴预报等新方法进行了探讨;我国的极区高空物理观测近年来有很大发展,南极中山站处于地磁极隙区,并与北欧在挪威附近的观测形成共轭,极区观测的专题讨论围绕极光、宇宙噪声,极低频波,地磁共轭特性,极区非相干散射雷达观测等发表了多篇论文;会议结合我国制订 2020 年科技发展中长期规划,组织了对我国空间天气研究卫星探测计划的建议的专题讨论,代表们提出了双星之后的多点卫星观测, L1 点和地球极轨太阳及地球空间监测卫星,合成孔径雷达的太阳监测,以及多种观测仪器建议。上述学术内容均为当前空间物理学,空间天气和空间环境科学方面国际关注的前沿,具有相当高的学术水平,充分反映了近年来我国空间物理研究的主要成果。

本次大会成立了由科学家组成的学术委员会,该委员会审议大会的组织准备工作和大会各项议程,并负责评审出本次大会青年优秀论文奖的获奖者(14 人),颁发了青年优秀论文奖的获奖证书。

本次大会得到了中国科学院空间科学与应用研究中心,中国极地研究中心,各专题研讨会承办者的大力支持,在此表示感谢!