第20卷 第3期 空 间 科 学 学 报 Vol.20, No.3
2000 年 7月 CHINESE JOURNAL OF SPACE SCIENCE July, 2000

双星定姿技术试验研究

郑 伟 吴 杰 胡小平 赵健康
(国防科学技术大学航天技术系 长沙 410073)

摘 要

本文深入探讨了双星定姿方法，仅利用 2 颗 GPS 卫星进行了实际的双星定姿试验. 文中综合应用长短基线法和序列优化法求解整周模糊度. 试验结果表明，当基线长约 1 m 时，该方法定姿成功率达 90% 以上，定姿均方差优于 0.5°.

关键词 姿态传感器—卫星导航—GPS

1 引 言

利用 GPS 卫星载波信号测定运动载体的姿态 (简称 GPS 定姿), 可广泛应用于车载、舰载、机载武器系统机动发射、卫星保密定向通讯、航天飞机交会对接等领域. 与惯性导航系统相比，它具有成本低、精度高，且精度不随时间增加而降低等优点. 自 90 年代初以来，GPS 定姿成为导航领域研究的热点. 目前已提出多种姿态测定方法 [1,2], 这些方法一般要求接收到至少 4 颗以上的卫星载波信号. 这在某些特定场合可能是无法满足的. 为此文献 [3] 提出了一种新的双星定姿方法，即仅利用 2 颗 GPS 卫星载波信号实时测定运动载体的姿态，并进行了计算机数字仿真. 此双星定姿方法不但可以提高 GPS 卫星定姿的可靠性，而且可以增加双星导航系统 [4,5] 的定姿功能.

本文在文献 [3] 的基础上进一步深入探讨双星定姿原理. 针对整周模糊度难以准确确定这一关键问题，提出了序列优化法结合长短基线法的求解方案. 最后，应用美国 Ashtech 公司 ADU2 接收机进行了 GPS 双星定姿试验. 试验结果表明，双星定姿技术是正确可行的. 在基线长约 1 m 时，定姿成功率达 90% 以上，相应定姿均方差优于 0.5°.

2 双星定姿原理

GPS 卫星发播的载波信号由卫星传播到用户接收机天线需要一定的时间，即传播时延，传播时延与距离成正比. 如图 1 所示，设为 φ_1, φ_2 为 1 、 2 点处 (同一个载体上安置的 2 个天线) 同时测得的载波相位，则 $\varphi_{12} = \varphi_2 - \varphi_1$ 称为载波相位单差观测值，简称单差. 理想情况下单差观测方程为

$$\varphi_{12} = \frac{1}{\lambda} \boldsymbol{r} \cdot \boldsymbol{X}_{12}, \tag{1}$$

其中， λ 为已知载波波长； $\boldsymbol{r}$ 为 1 号天线至卫星方向单位矢量，由已知卫星位置和 GPS 定位得出的 1 号天线位置计算； $\boldsymbol{X}_{12}$ 为未知基线矢量. 显然，由已知的基线长度和 2 个

1999-11-08 收到原稿， 2000-05-10 收到修定稿

单差 (对应 2 颗卫星) 即可惟一确定未知的基线矢量, 进而求得载体姿态角. 这就是 GPS 双星定姿的基本原理.

实际上, 单差观测方程中还应包括未知的整周模糊度 N_{12} 和测量误差 ε_{12}, 即 [6]

$$\varphi_{12} = \frac{1}{\lambda}\boldsymbol{r}\cdot\boldsymbol{X}_{12} + N_{12} + \varepsilon_{12}. \tag{2}$$

考虑到 1 、 2 两点相距很近, 且 1 、 2 天线联至同一接收机, 所以大气传播延迟误差、接收机钟差等误差源在单差中均被消除, ε_{12} 仅包括偶然测量误差.

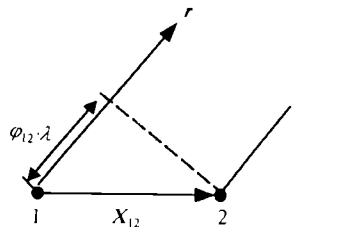


图 1 单差观测值示意图

Fig.1 Single difference observation

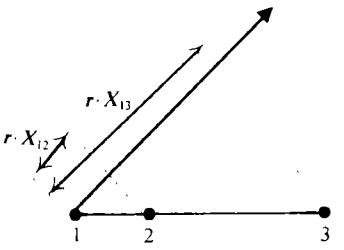


图 2 天线配置示意图

Fig.2 Antenna configure

为确定未知的整周模糊度, 在载体上配置共线的 3 个天线, 如图 2 所示, 构成短基线 1—2, 长基线 1—3. 其中短基线长度小于 0.5λ. 长、短基线的长度 d_{12} 、 d_{13} 为已知, 它们间的比值为 $k = d_{13}/d_{12}$. 参照 (2) 式有

$$\begin{cases} \varphi_{12} = \dfrac{1}{\lambda}\boldsymbol{r}\cdot\boldsymbol{X}_{12} + N_{12} + \varepsilon_{12}, \\ \varphi_{13} = \dfrac{1}{\lambda}\boldsymbol{r}\cdot\boldsymbol{X}_{13} + N_{13} + \varepsilon_{13}, \\ \boldsymbol{r}\cdot\boldsymbol{X}_{13} = k\boldsymbol{r}\cdot\boldsymbol{X}_{12}. \end{cases} \tag{3}$$

其中 φ_{12} 、φ_{13} 为基线 1—2 、1—3 相应单差观测值. (3) 式中不计偶然测量误差 ε_{12} 、ε_{13}, 有

$$\varphi_{13} - N_{13} = k(\varphi_{12} - N_{12}),$$

即

$$N_{13} = \mathrm{int}[\varphi_{13} - k(\varphi_{!2} - N_{12})], \tag{4}$$

int[] 表示取最接近的整数. 由于 $d_{12} \leqslant 0.5\lambda$, 所以

$$\varphi_{12} - N_{12} = \varphi_{12} - \mathrm{int}[\varphi_{12}]. \tag{5}$$

按 (4) 、 (5) 式可以求出长基线的整周模糊度 N_{13}, 即所谓长短基线法.

对于长基线而言, 由下式可求得 $\boldsymbol{X}_{13}$,

$$\begin{cases} \varphi_{13}^{1} = \dfrac{1}{\lambda}\boldsymbol{r}^{1}\cdot\boldsymbol{X}_{13} + N_{13}^{1}, \\ \varphi_{13}^{2} = \dfrac{1}{\lambda}\boldsymbol{r}^{2}\cdot\boldsymbol{X}_{13} + N_{13}^{2}, \\ d_{13} = |\boldsymbol{X}_{13}|. \end{cases} \tag{6}$$

其中, 上标 1 、2 代表卫星 1 、卫星 2, 整周模糊度 N_{13}^{1}, N_{13}^{2} 按长短基线法求解.

得到 $\boldsymbol{X}_{13}$ 后，则可解算出 $\boldsymbol{X}_{13}$ 相应的偏航、俯仰角．如果在 1—2—3 方向的垂直方向上再安装天线 4 、5 、6, 构成短基线 4—5 、长基线 4—6, 则载体的滚动角也可得到.

3　求解整周模糊度的序列优化方法

整周模糊度的正确求解是双星定姿技术的关键．长短基线法可以较好地求出长基线相应单差整周模糊度．但因测量误差的存在，特别是短基线单差的测量误差将被放大 k 倍，如 (4) 式所示，所以长短基线法不可避免将出现偶尔失误．此外，单一历元时刻双星定姿观测数据中没有任何冗余信息，因此无法发现错误的整周模糊度．为此，本文提出一种新的求解整周模糊度的序列优化方法，即利用历史时刻长短基线法所求整周模糊度，以出现次数最多为标准，求出当前时刻最为可靠的整周模糊度．该方法的理论基础是在不发生周跳的情况下整周模糊度将保持为定值.

序列优化方法具体实现步骤如下：

(1) 用长短基线法求出当前时刻相应于 2 颗卫星的二维长基线单差整周模糊度向量 $\boldsymbol{N}_i$;

(2) 将 $\boldsymbol{N}_i$ 保存于 "整周模糊度向量序列" $\boldsymbol{N}=\{\boldsymbol{N}_i, i=1,\cdots,n\}$ 中，其中 n 为累积数据时刻个数，并不断剔除旧的信息，保存最新信息，使 $n \leqslant n_{\max}$(本文取 200);

(3) 统计整周模糊度向量序列 $\boldsymbol{N}$ 中个数占优的整数向量，作为当前时刻正确可靠的整周模糊度向量．为提高计算速度，当前时刻的统计只在前一时刻统计结果的基础上进行增减，而不必进行搜索.

若 GPS 双星中卫星编号改变，或发生周跳，则整周模糊度向量序列中的历史数据全部清零，并重新开始累积数据.

周跳发生时，整周模糊度一般会有较大的变化．本文在实际的 GPS 双星定姿试验中利用如下不等式判定周跳是否发生，

$$|N_i - N_{i-1}| > 10. \tag{7}$$

其中 N_i 、 N_{i-1} 为当前时刻及前一时刻长短基线法所求整周模糊度．若 (7) 式成立，则判定发生周跳，否则没有周跳.

4　试验结果及分析

使用 Ashtech 公司的 GPS 定位定姿接收机 ADU2 进行实际的 GPS 双星定姿试验．天线安置如图 3 所示，基线 1—2 长 0.091 m, 基线 1—3 长 1.009 m. 为克服多路径效应，用胶木杆将天线支起，距离天线支架 0.15 m. 天线支架则固定于某转台上．实时定位仍采用一般的 GPS 多星导航定位结果．实时定姿则采用本文所述双星定姿方法进行．其中 GPS 双星为高度角大于 15°, 且卫星方向较为垂直的 2 颗 GPS 卫星．由于 ADU2 不是专为双星定姿而设计的，载波相位天线间单差观测值中还包括有接收机钟差，因此，必须利用 GPS 多星信息求解并扣除此项钟差，然后再进行 GPS 双星定姿.

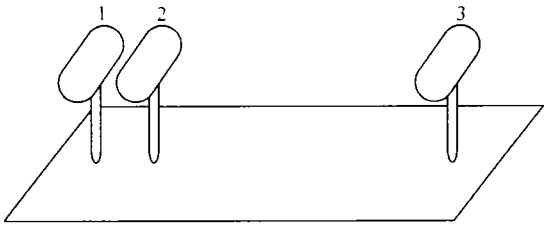


图 3 试验天线安置图
Fig.3 Experiment antenna installation

试验分三个时段进行，数据更新率为 1Hz(每秒定姿一次). 第一时段转台保持概略水平，静止不动，定姿 622 次. 然后转台由北向东顺时针水平旋转 90°, 保持静止不动，进行第二、三时段的定姿试验. 定姿结果如表 1 、图 4 所示.

表 1 定姿结果统计

时段	定姿	成功率	偏航 (度)		俯仰 (度)	
序号	次数	(%)	均值	均方差	均值	均方差
1	622	99.84	14.11	0.25	1.30	0.51
2	906	99.56	104.16	0.29	0.60	0.37
3	1073	94.50	104.25	0.35	0.57	0.44

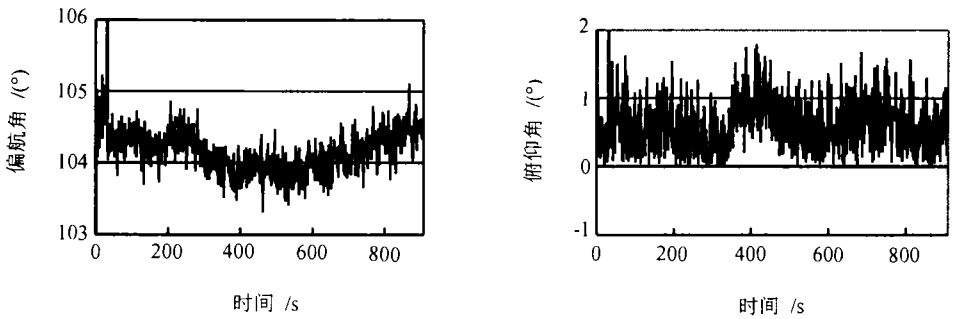


图 4 偏航、俯仰角的变化 (第二时段)
Fig.4 Movement of yaw and pitch (second peroid)

若偏航、俯仰姿态角相对于均值的误差绝对值的和小于 5°, 则认为定姿成功，否则认为定姿失败. 造成定姿失败的原因通常是整周模糊度求解有误. 偏航、俯仰姿态角均值是定姿成功时所求姿态角的均值. 均值求取、定姿成功/失败判定需迭代进行 3 次. 表 1 中的成功率是指定姿成功次数与总试验次数之比.

从表 1 及图 4 的结果可以看出:

(1) 时段 1—3 中俯仰角均值接近于 0°, 时段 2 、时段 3 的偏航角均值极为接近，且与时段 1 的偏航角均值相差 90°. 此结果与转台概略水平、顺时针旋转 90° 的结果极为吻合. 这在一定程度上说明了 GPS 双星定姿结果的正确性与可靠性.

(2) 3 个时段的定姿成功率均在 94% 以上，且前 2 个时段接近 100%，这说明求解整周模糊度的长短基线/序列优化组合方法是正确可行的.

5 结　论

理论分析与实际试验结果均表明双星定姿技术是可行的，并且具有较高的定姿成功率与精度. 本文针对整周模糊度求解这一关键技术问题提出的长短基线/序列优化组合方法，在实际数据处理中得以检验，证明是正确可行的. 在基线长约 1 m 及现有仪器载波相位测量精度 (非差均方差约 0.02 周) 等条件下，双星定姿精度达偏航 0.35° 、俯仰 0.51°.

双星定姿技术不但可以满足特定条件下 GPS 定姿要求，提高 GPS 定姿的可靠性，而且可以为双星导航系统增加新的定姿功能，因而具有重要的实用价值.

参　考　文　献

[1] Ahmed El-Mowafy, Schwarz K P. Epoch-by-Epoch ambiguity resolution for real-time attitude determination using a GPS multiantenna system. *Navigation*, 1995, **42**(2):391—408

[2] Chen D, Lachapelle G. A Comparison of the fast and least-squares search algorithms for on-the-fly ambiguity resolution. *J. Inst. Nav.*, 1995, **42**(2):371—390

[3] 吴杰等. 双星定姿的建模与仿真. 空间科学学报, 1999, **19**(2):154—159

[4] 王正凡，郝岩. 双星定位模型及其试验结果分析. 导航, 1991,(1):25—32

[5] 吴延中，李贵琦. 地球同步卫星定位. 第 2 版. 北京：解放军出版社, 1992

[6] 许其凤. GPS 卫星导航与精密定位. 第 2 版. 北京：解放军出版社, 1994

AN EXPERIMENT RESEARCH ON TECHNIQUE OF ATTITUDE DETERMINATION WITH DOUBLE SATELLITES

ZHENG Wei　WU Jie　HU Xiaoping　ZHAO Jiankang

(*Department of Aerospace Technology, National University of Defense Technologe, Changsha* 410073)

Abstract

The method of attitude determination with double satellites is discussed in detail in the paper, and the actual experiment of attitude determination with only two GPS satellites is conducted. The long-short baseline method and sequence optimization method are synthetically used to estimate carrier phase ambiguity. The experiment results indicate that the success rate of attitude determination exceeds 90% and the mean square error of attitude can be less than 0.5°, when baseline length be 1 m around.

Key words　Attitude sensor, Satellite navigation, Global Positioning System