

DOI:10.13203/j.whugis20160171



文章编号:1671-8860(2018)06-0820-06

车载三天线 GNSS 的直接法定姿及精度评估

蔡小波^{1,2} 许厚泽¹ 王 勇¹ 柴 华¹ 丁磊香³

1 中国科学院测量与地球物理研究所大地测量与地球动力学国家重点实验室,湖北 武汉,430077
2 中国科学院大学,北京,100049
3 河南城建学院,河南 平顶山,467036

摘 要:针对移动测量系统对载体姿态的需求,对车载三天线全球卫星导航系统(global navigation satellite system, GNSS)的直接法定姿进行了研究。分析了定姿的原理,给出了姿态解算公式,并提出一种简便的方法确定航向角的象限,解决了航向角的多值性问题。为了评估该方法的精度,利用车载的三天线 GNSS 进行了动态实验,采集了动态观测数据,利用直接法对观测数据进行了姿态解算,并用同车搭载的一套高精度惯性导航系统(inertial navigation system, INS)给出的姿态参考值对三天线 GNSS 定姿的精度和可靠性进行了评估。结果表明,三天线 GNSS 直接法定姿精度高、可靠性好,并具有计算简便,可避免奇异性问题等优点。

关键词:直接法;动态定姿;基线;多值性问题;精度;可靠性

中图分类号:P228 **文献标志码:**A

在移动测量系统,如车载或机载的移动摄影测量系统和激光扫描系统中,除了需要载体的位置信息外,还需要知道载体的姿态信息^[1-2]。获取姿态信息最直接的方法是采用惯性导航系统(inertial navigation system, INS),然而,INS 价格昂贵,且存在姿态误差随时间积累等不足因素^[3-4],实际应用中还需要利用其他设备对其进行辅助^[5-6]。近年来,随着全球卫星导航系统(global navigation satellite system, GNSS)动态定位技术的发展,利用多天线的 GNSS 测量载体姿态的方法受到越来越多的关注^[7-11]。多天线 GNSS 定姿经济方便,使用灵活,并且姿态精度稳定,误差不会随时间积累,具有一定的优势。利用两副天线可以测量载体的航向角和俯仰角,同时测量载体的 3 个姿态角,至少需要 3 副天线。

利用多天线 GNSS 定姿的方法一般有两类,一类是先解算天线间的基线向量,然后利用基线向量解算载体的姿态^[12-13],这类定姿方法相对直观,并且可以利用基线长度辅助模糊度固定,提高基线解算质量;还有一类是将载体的姿态 4 元素或姿态角作为待解参数,与整周模糊度一起求解^[14-17],这类方法需要姿态的初始值,如果初始值精度较差,则难以收敛。

由基线向量解算姿态的方法主要有直接法和基于最小二乘法的迭代法^[18-19]。迭代法是在有初始姿态的情况下,利用每个历元天线间的基线向量在载体系和导航系的坐标迭代计算载体姿态^[18],这种方法需要事先测量天线在载体系的坐标,解算过程中需要进行矩阵求逆,存在奇异性问题^[19],并且当初始姿态精度较差时,容易发散^[20];直接法是直接利用天线间的基线向量在导航系的坐标解算载体的姿态,此方法计算简便,利用两条基线向量就可以解算姿态,不存在奇异性问题^[19]。但由于这种方法直接解算姿态角,需要对姿态角的象限进行判断,存在多值性问题。

本文主要研究基于三天线 GNSS 的直接法定姿,给出姿态解算公式,针对航向角存在的多值性问题,给出一种简便的方法确定航向角的取值。为了检验本文定姿方法的精度和可靠性,用车载三天线 GNSS 获取的实测数据进行姿态解算,并用同平台的高精度 INS 对三天线 GNSS 定姿的精度和可靠性进行评估。

1 三天线 GNSS 定姿方法

姿态指载体相对于参考坐标系的角位置。在

导航和移动测量中,参考坐标系一般取导航坐标系,则载体的姿态即为载体系(b 系)相对于导航系(n 系)的角位置。 n 系至 b 系的变换可通过 3 次旋转来实现: n 系先绕 Z 轴顺时针旋转 γ 角,再绕 X 轴逆时针旋转 β 角,最后绕 Y 轴逆时针旋转 α 角。 γ, β, α 构成一组欧拉角,称为载体的姿态

$$\begin{bmatrix} \cos\alpha & 0 & -\sin\alpha \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\alpha & 0 & \cos\alpha \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\beta & \sin\beta \\ 0 & -\sin\beta & \cos\beta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\gamma & -\sin\gamma & 0 \\ \sin\gamma & \cos\gamma & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\alpha\cos\gamma + \sin\alpha\sin\beta\sin\gamma & -\cos\alpha\sin\gamma + \sin\alpha\sin\beta\cos\gamma & -\sin\alpha\cos\beta \\ \cos\beta\sin\gamma & \cos\beta\cos\gamma & \sin\beta \\ \sin\alpha\cos\gamma - \cos\alpha\sin\beta\sin\gamma & -\sin\alpha\sin\gamma - \cos\alpha\sin\beta\cos\gamma & \cos\alpha\cos\beta \end{bmatrix} \quad (1)$$

由于 n 系和 b 系均为直角坐标系,姿态矩阵为正交矩阵^[21],即 $(C_n^b)^T = (C_n^b)^{-1}$, b 系至 n 系的坐标变换矩阵记为 C_b^n ,有 $C_b^n = (C_n^b)^{-1} = (C_n^b)^T$ 。

将 3 副天线固定于车顶,取天线 1 为主天线,其相位中心的位置作为载体系的原点,天线 1 与天线 2 的连线与车辆纵轴平行并指向车头方向,构成载体系的 Y 轴, X 轴在车顶平面内垂直于 Y 轴, Z 轴垂直于车顶指向天顶方向,并与 X 轴和 Y 轴构成右手坐标系,将此坐标系记为载体坐标系 $O-X_b Y_b Z_b$,如图 1 所示。则天线 1、2、3 在载体系的坐标分别为 $(0, 0, 0)$ 、 $(0, L_{12}, 0)$ 、 $(L_{13}\sin\theta, L_{13}\cos\theta, 0)$ 。

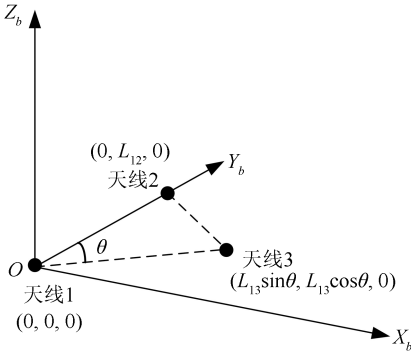


图 1 载体坐标系及三天线示意图

Fig.1 Illustration of Body-frame and Three-antenna

在每个观测历元,通过精密单点定位可以获得天线 1 在 WGS-84 系的坐标,通过动态基线解算可以获得 WGS-84 系下天线 1 至天线 2、天线 1 至天线 3 的基线向量,分别用 $s_{12,e}$ 、 $s_{13,e}$ 表示:

$$s_{12,e} = \begin{bmatrix} x_{12,e} \\ y_{12,e} \\ z_{12,e} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_{2,e} - x_{1,e} \\ y_{2,e} - y_{1,e} \\ z_{2,e} - z_{1,e} \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$s_{13,e} = \begin{bmatrix} x_{13,e} \\ y_{13,e} \\ z_{13,e} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_{3,e} - x_{1,e} \\ y_{3,e} - y_{1,e} \\ z_{3,e} - z_{1,e} \end{bmatrix} \quad (3)$$

角,其中 α 为横滚角, β 为俯仰角, γ 为航向角。载体的姿态除了可用姿态角表示之外,亦可用姿态矩阵表示, n 系至 b 系的坐标变换矩阵 C_n^b 定义为载体的姿态矩阵。姿态矩阵和姿态角之间的关系可表示为^[21]:

$$C_n^b = R_2(\alpha) R_1(\beta) R_3(-\gamma) =$$

将其变换到导航系,有:

$$s_{12,n} = \begin{bmatrix} x_{12,n} \\ y_{12,n} \\ z_{12,n} \end{bmatrix} = C_e^n s_{12,e} \quad (4)$$

$$s_{13,n} = \begin{bmatrix} x_{13,n} \\ y_{13,n} \\ z_{13,n} \end{bmatrix} = C_e^n s_{13,e} \quad (5)$$

C_e^n 可由天线 1 的 WGS-84 坐标计算,得:

$$C_e^n = \begin{bmatrix} -\sin\lambda & \cos\lambda & 0 \\ -\cos\lambda\sin\Phi & -\sin\lambda\sin\Phi & \cos\Phi \\ \cos\lambda\cos\Phi & \sin\lambda\cos\Phi & \sin\Phi \end{bmatrix} \quad (6)$$

λ 和 Φ 为天线 1 的经度和纬度,由精密单点定位获得。两基线向量在载体系的坐标为:

$$s_{12,b} = \begin{bmatrix} 0 \\ L_{12} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (7)$$

$$s_{13,b} = \begin{bmatrix} L_{13}\sin\theta \\ L_{13}\cos\theta \\ 0 \end{bmatrix} \quad (8)$$

天线 1 至天线 2 的基线向量在载体系和导航系的坐标之间的关系为:

$$s_{12,n} = C_b^n s_{12,b} = (C_n^b)^T s_{12,b} \quad (9)$$

将式(1)、式(4)、式(7)代入式(9)得:

$$\begin{bmatrix} x_{12,n} \\ y_{12,n} \\ z_{12,n} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\beta\sin\gamma \\ \cos\beta\cos\gamma \\ \sin\beta \end{bmatrix} L_{12} \quad (10)$$

由式(10)可得航向角为:

$$\gamma = \arctan\left(\frac{x_{12,n}}{y_{12,n}}\right) \quad (11)$$

俯仰角为:

$$\beta = \arctan\left(\frac{z_{12,n}}{\sqrt{x_{12,n}^2 + y_{12,n}^2}}\right) \quad (12)$$

天线 1 至天线 3 的基线向量在载体系和导航系的坐标之间的关系为:

$$s_{13,b} = C_n^b s_{13,n} \tag{13}$$

将式(1)、式(5)、式(8)代入式(13)得:

$$\begin{bmatrix} L_{13} \sin\theta \\ L_{13} \cos\theta \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\alpha & 0 & -\sin\alpha \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\alpha & 0 & \cos\alpha \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_{13,n} \cos\gamma - y_{13,n} \sin\gamma \\ x_{13,n} \cos\beta \sin\gamma + y_{13,n} \cos\beta \cos\gamma + z_{13,n} \sin\beta \\ -x_{13,n} \sin\beta \sin\gamma - y_{13,n} \sin\beta \cos\gamma + z_{13,n} \cos\beta \end{bmatrix} \tag{14}$$

由式(14)可得横滚角为:

$$\alpha = -\arctan\left(\frac{z''_{13,n}}{x''_{13,n}}\right) \tag{15}$$

式中,

$$x''_{13,n} = x_{13,n} \cos\gamma - y_{13,n} \sin\gamma \tag{16}$$

$$z''_{13,n} = -x_{13,n} \sin\beta \sin\gamma - y_{13,n} \sin\beta \cos\gamma + z_{13,n} \cos\beta \tag{17}$$

2 航向角取值判定

从式(11)、式(12)及式(15)可以看出,3个姿态角的表达式均为反正切函数,反正切函数的取值范围为 $-90^{\circ} \sim 90^{\circ}$,而航向角的取值为 $0^{\circ} \sim 360^{\circ}$,俯仰角的取值为 $-90^{\circ} \sim 90^{\circ}$,横滚角的取值为 $-180^{\circ} \sim 180^{\circ}$ 。因此俯仰角不存在多值性问题,横滚角在实际应用中由于载体的运动特性会受限于一定的取值范围之内,也不存在多值性问题,下面给出航向角取值的判定方法。

航向角为导航系(n 系)至载体系(b 系)的第一次旋转形成的角度,此旋转绕 Z_n 轴进行。旋转后 n 系及 b 系的位置、天线1至天线2的基线向量旋转前后的位置如图2所示。

由式(11)可知,航向角只与天线1至天线2的基线向量在 n 系的坐标分量 $x_{12,n}$ 和 $y_{12,n}$ 有关。图2标出了航向角分别在4个象限时 b 系的位置

表 1 航向角符号与 $x_{12,n}$ 、 $y_{12,n}$ 的关系

Tab.1 Relationship Between the Sign of the Yaw Angle and $x_{12,n}$ 、 $y_{12,n}$

$x_{12,n}$ 的符号	$y_{12,n}$ 的符号	象限	航向角 γ 取值
+	+	$0^{\circ} \sim 90^{\circ}$	γ_0
+	-	$90^{\circ} \sim 180^{\circ}$	$\gamma_0 + 180^{\circ}$
-	-	$180^{\circ} \sim 270^{\circ}$	$\gamma_0 + 180^{\circ}$
-	+	$270^{\circ} \sim 360^{\circ}$	$\gamma_0 + 360^{\circ}$

3 实验与结果分析

为了检验三天线 GNSS 直接法定姿的精度和可靠性,进行了车载实验。实验车搭载了一套 NovAtel 公司的三天线 GNSS,采样频率为 1 Hz,用于姿态测量。同时随车搭载了一套高精度的 INS,陀螺漂移为 $0.006^{\circ}/h$,采样频率为 200 Hz,用于获取姿态参考值,对三天线 GNSS 定姿结果进行外符合精度检验。3副 GNSS 天线按照图1所示固定于车顶,天线1和天线2之间的基线长度为 2.641 m,天线1和天线3之间的基线长度为 2.820 m,实验共采集了 3 h 的动态观测数据,车速 40 km/h 左右。

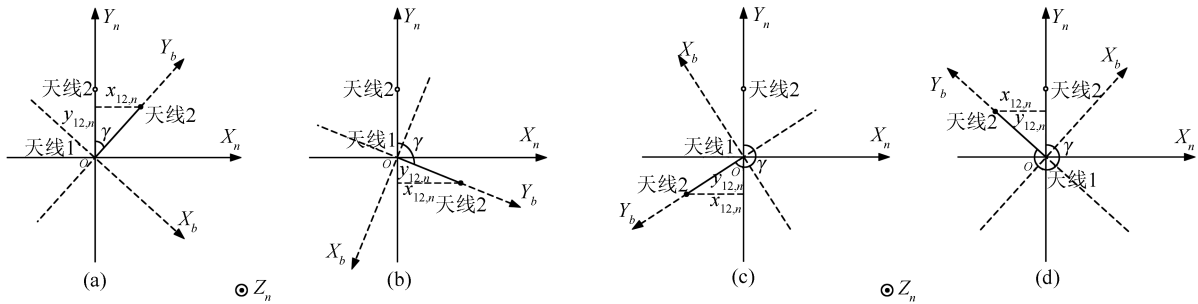


图 2 航向角象限判定

Fig.2 Quadrant Determination of the Yaw Angle

数据处理时,先利用精密星历和精密钟差解算天线1的WGS-84坐标,再解算天线1至天线2和天线1至天线3之间的动态基线。然后利用天线1的WGS-84坐标将基线坐标变换到导航系,利用导航系下的基线坐标解算载体姿态角,并

用本文给出的方法判定航向角的取值。解得的姿态角与高精度INS的比较如图3~5所示。

从图3~5可以看出,在动态条件下,三天线GNSS定姿法能够很好地捕捉到载体姿态的变化,并与高精度INS给出的姿态参考值符合较

好,姿态精度稳定。只有 456 000~457 500 s 这段时间精度较差,与观测条件较差有关。通过数据分析可以发现,三天线 GNSS 测得的航向角和横滚角与高精度 INS 之间存在一定的系统差,航

向角差 0.546°,横滚角差 0.678°,这一系统差主要来源于 GNSS 天线与 INS 在安装时产生的系统偏差。去掉这一系统差之后,三天线 GNSS 定姿的误差如图 6 所示。

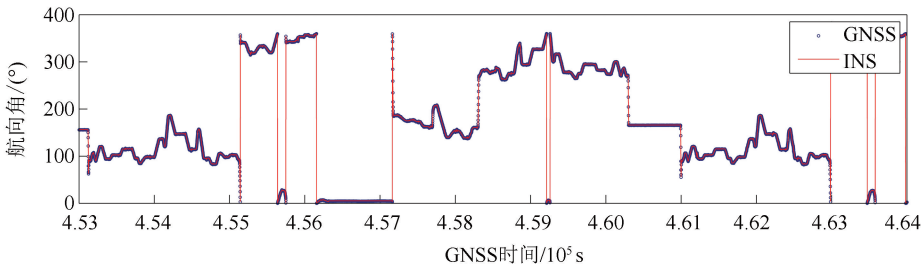


图 3 三天线 GNSS 测得的航向角与高精度 INS 的比较

Fig.3 Comparison of the Yaw Angle Determined from Three-antenna GNSS and INS

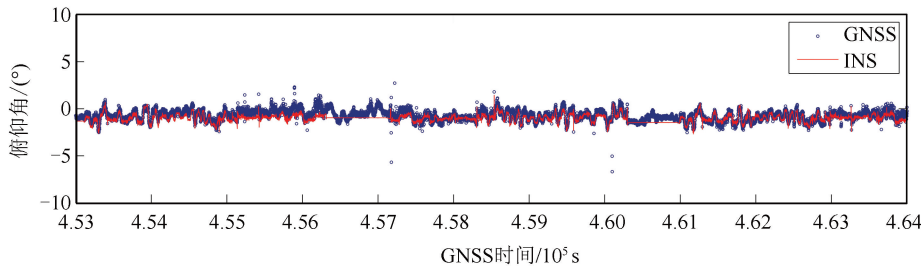


图 4 三天线 GNSS 测得的俯仰角与高精度 INS 的比较

Fig.4 Comparison of the Pitch Angle Determined from Three-antenna GNSS and INS

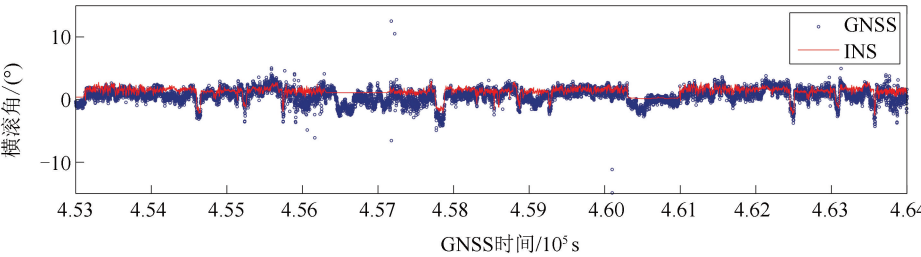


图 5 三天线 GNSS 测得的横滚角与高精度 INS 的比较

Fig.5 Comparison of the Roll Angle Determined from Three-antenna GNSS and INS

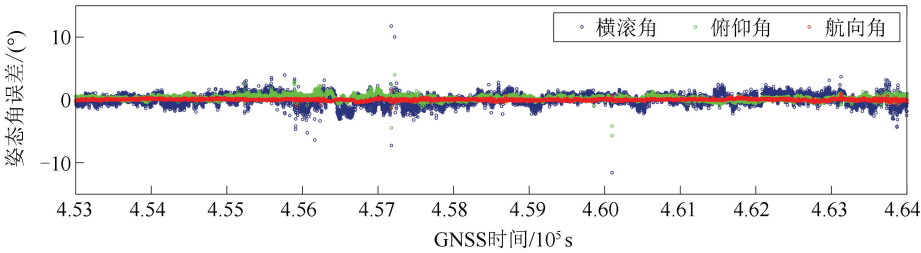


图 6 三天线 GNSS 定姿的误差

Fig.6 Errors of the Attitude Determined from Three-antenna GNSS

从式(11)、式(12)及式(15)可以看出,基线向量的精度对姿态角的精度起着决定性的作用。航向角和俯仰角的精度和天线 1 至天线 2 之间的基线精度相关,而横滚角的精度和天线 1 至天线 3 之间的基线精度相关。基线解算精度与天线接收到的卫星信号质量及卫星分布相关。除此之外,

姿态解算精度还与天线布局有关。从图 6 可以看出,三天线直接法定姿得到的航向角误差最小,俯仰角误差稍大,横滚角误差最大,这是因为航向角和俯仰角的精度与天线 1 和天线 2 之间的基线长度成正比,横滚角的精度与天线 2 至天线 3 之间的基线长度在横轴方向的投影成正比。并且从式

(11)、式(12)及式(15)分析可以发现,在计算航向角时用的是基线坐标的比值,计算俯仰角时进行了乘方和开方运算,放大了噪声,而计算横滚角时用到了航向角与俯仰角,所以噪声也会更大。3个姿态角的误差统计如表2所示。

表2 姿态角误差统计/(°)

Tab.2	Statistics of the Attitude Error/(°)		
	航向角	俯仰角	横滚角
最大值	1.121	3.999	12.651
最小值	-1.898	-5.666	-16.013
标准差	0.168	0.397	0.974

4 结 语

本文研究了三天线 GNSS 直接法动态定姿的方法,针对直接法定姿存在的航向角多值性问题,给出一种判定航向角取值的简便方法。利用车载实测数据进行了姿态解算,对本文的方法进行了验证。车载实验时两条基线长度分别为2.641 m 和 2.820 m,利用本文定姿方法解算得到的姿态外符合精度分别为航向角 0.168°,俯仰角 0.397°,横滚角 0.974°。实验结果表明,三天线 GNSS 定姿法能很好地追踪移动载体的姿态变化,并且精度稳定,可靠性高。在良好的观测条件下,可以长时间保持较高的精度,相对于低精度的 INS 系统具有一定的优势。若建立实时通讯系统,还可以为移动测量系统提供实时的姿态信息。

参 考 文 献

[1] Madeira S, Gonçalves J, Bastos L. Accurate DTM Generation in Sand Beaches Using Mobile Mapping [J]. *Journal of Coastal Conservation*, 2013, 17 (3): 579-588

[2] Kukko A, Kaartinen H, Hyypä J, et al. Multi-platform Mobile Laser Scanning: Usability and Performance[J]. *Sensors*, 2012, 12(9): 11 712-11 733

[3] Li Y, Efatmaneshnik M, Dempster A. Attitude Determination by Integration of MEMS Inertial Sensors and GPS for Autonomous Agriculture Applications[J]. *GPS Solutions*, 2012, 16(1): 41-52

[4] Wu Fumei, Nie Jianliang, He Zhengbin. Low-cost GPS/INS Integrated Navigation Algorithm in Land Vehicle System Considering Attitude Update[J]. *Journal of Chinese Inertial Technology*, 2010, 18 (6):675-679(吴富梅, 聂建亮, 何正斌. 低成本车载 GPS/INS 组合导航姿态角更新算法[J].中国惯性技术学报, 2010, 18(6):675-679)

[5] Liu S, Sun F, Zhang L, et al. Tight Integration of

Ambiguity-fixed PPP and INS: Model Description and Initial Results[J]. *GPS Solutions*, 2016, 20 (1):39-49

[6] Rabbou M A, El-Rabbany A. Tightly Coupled Integration of GPS Precise Point Positioning and MEMS-based Inertial Systems[J]. *GPS Solutions*, 2015, 19(4):601-609

[7] Wu Z, Yao M, Ma H, et al. Low-cost Attitude Estimation with MIMU and Two-antenna GPS for Satcom-on-the-Move[J]. *GPS Solutions*, 2013, 17 (1): 75-87

[8] Hide C, Pinchin J, Park D. Development of a Low Cost Multiple GPS Antenna Attitude System[C]. The 20th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation, Manassas, VA, 2007

[9] Aleshechkin A. Algorithm of GNSS-based Attitude Determination [J]. *Gyroscopy and Navigation*, 2011, 2(4): 269-276

[10] Teunissen P J G. The Affine Constrained GNSS Attitude Model and Its Multivariate Integer Least-squares Solution[J]. *Journal of Geodesy*, 2012, 86 (7): 547-563

[11] Tenn H K, Jan S S, Hsiao F B. Pitch and Roll Attitude Estimation of a Small-scaled Helicopter Using Single Antenna GPS with Gyroscopes[J]. *GPS Solutions*, 2009, 13(3): 209-220

[12] Liu Genyou, Ou Jikun. Determining Attitude with Single Epoch GPS Algorithm and Its Precision Analysis[J]. *Geomatics and Information Science of Wuhan University*, 2003, 28(6): 732-735(刘根友, 欧吉坤. GPS 单历元定向和测姿算法及其精度分析[J]. 武汉大学学报·信息科学版, 2003, 28(6): 732-735)

[13] Axelrad P, Ward L M. Spacecraft Attitude Estimation Using the Global Positioning System: Methodology and Results for RADCAL[J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 1996, 19(6): 1 201-1 209

[14] Chen W, Qin H. New Method for Single Epoch, Single Frequency Land Vehicle Attitude Determination Using Low-end GPS Receiver[J]. *GPS Solutions*, 2012, 16(3): 329-338

[15] Wang Y, Zhang X, Zhang Y. Improved Ambiguity Function Method Based on Analytical Resolution for GPS Attitude Determination[J]. *Measurement Science and Technology*, 2007, 18(9): 2 986-2 990

[16] Ballal T, Bleakley C J. GNSS Instantaneous Ambiguity Resolution and Attitude Determination Exploiting the Receiver Antenna Configuration[J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*,

2014, 50(3):2 061-2 069

[17] Qu Jianming, Qin Honglei, Jin Tian, et al. Improved Attitude Determination Technique of GNSS Based on Baseline Constraint and Recursive Multiple-epoch[J]. *Journal of PLA University of Science and Technology (Natural Science Edition)*, 2014, 15(5):428-433(曲建铭, 秦红磊, 金天, 等. 基于基线约束及递推多历元的改进 GNSS 定姿技术[J]. 解放军理工大学学报(自然科学版), 2014, 15(5):428-433)

[18] Lu G. Development of a GPS Multi-antenna System for Attitude Determination[D]. Calgary: University of Calgary, 1995

[19] He Haibo. Precise Kinematic GPS Surveying and Quality Control[D]. Zhengzhou: Information Engineering University, 2002(何海波. 高精度 GPS 动态测量及质量控制[D]. 郑州:信息工程大学, 2002)

[20] Wang Bing, Sui Lifen, Zhang Qinghua, et al. Research on Attitude Determination Algorithms Using GPS[J]. *Geomatics and Information Science of Wuhan University*, 2013, 38(12): 1 392-1 395(王冰, 隋立芬, 张清华, 等. 利用 GPS 解算载体测姿的算法研究[J]. 武汉大学学报·信息科学版, 2013, 38(12): 1 392-1 395)

[21] Qin Yongyuan. Inertial Navigation[M]. Beijing: Science Press, 2006(秦永元. 惯性导航[M]. 北京:科学出版社, 2006)

Direct Attitude Determination Method Based on Vehicle-mounted
Three-antenna GNSS and the Accuracy Evaluation

CAI Xiaobo^{1,2} XU Houze¹ WANG Yong¹ CHAI Hua¹ DING Leixiang³

1 State Key Laboratory of Geodesy and Earth's Dynamics, Institute of Geodesy and Geophysics,
Chinese Academy of Sciences, Wuhan 430077, China

2 University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China

3 Henan University of Urban Construction, Pingdingshan 467036, China

Abstract: There is a demand for attitude in mobile surveying systems. Thus, a direct attitude determination method based on vehicle-mounted three-antenna global navigation satellite system (GNSS) is proposed. Principles behind attitude determination were analyzed and the formulae for the solution were derived. A simple method is proposed to determine the quadrants of the yaw angles, which solves the multi-value problem. The data from a land vehicle are processed, and a reference attitude from a high-accuracy inertial navigation system (INS) was used to evaluate the accuracy and reliability of the attitude determined from three-antenna GNSS. The results indicate that the attitude determined from three-antenna GNSS can achieve high accuracy and reliability. This method is simple in calculation and avoids the singularity problem.

Key words: direct method; dynamic attitude determination; baseline; multi-value problem; accuracy; reliability

First author: CAI Xiaobo, PhD candidate, specializes in GNSS/INS integrated navigation. E-mail: caixb2006@126.com

Foundation support: The National Natural Science Foundation of China, No. 41274084.