

多模 GNSS 双天线旋转初始定向方法

蔡体菁¹, 朱丹丹¹, 宋 军², 王 鑫¹, 陈 仁¹, 许奇梦¹

(1. 东南大学 仪器科学与工程学院, 江苏 南京 210096, 2. 中国电子科技集团公司第二十六研究所, 重庆 400060)

摘 要:根据全球导航卫星系统(GNSS)载波相位伪距观测方程,给出了多模 GNSS 双天线基线向量旋转的载波相位的双差方程。运用旋转过程中双天线载波相位信息,得到多模 GNSS 双天线载波相位整周模糊度的双差值。通过 GNSS 卫星星历数据和 GNSS 双天线所在位置,计算出卫星到 GNSS 接收机天线的单位向量。使用 GNSS 双天线基线向量旋转的载波相位双差方程和坐标变换,计算得到 GNSS 双天线基线向量的航向角。经多模 GNSS 双天线旋转试验验证,用此算法确定的航向角精度比商用软件输出值高,且定向速度快。

关键词:全球导航卫星系统(GNSS)定向;双天线;载波相位;整周模糊度

中图分类号:TN967.1;TN961

文献标识码:A

DOI:10.11977/j.issn.1004-2474.2018.04.011

The Initial Orientation Method for Rotating Multimode GNSS Dual Antennas

CAI Tijing¹, ZHU Dandan¹, SONG Jun², WANG Xin¹, CHEN Ren¹, XU Qimeng¹

(1. School of Equipment Science and Engineering, Southeast University, Nanjing 210096, China;

2. The 26th Institute of China Electronics Technology Corporation, Chongqing 400060, China)

Abstract: According to the GNSS carrier phase pseudorange observation equation, the double difference equation of the carrier phase of multimode GNSS double antenna baseline vector rotation is given. By using the carrier phase information of the dual antenna during the rotation, the double difference value of the integer ambiguity of the multimode GNSS dual antenna carrier phase is obtained. Through GNSS satellite ephemeris data and the location of GNSS double antenna, the unit vector from the satellite to GNSS receiver antenna is calculated. The heading angle of the GNSS dual-antenna baseline vector is calculated by using the double differenced carrier phase equation and the coordinate transformation of the GNSS double antenna baseline vector rotation. The multimode GNSS dual antenna rotation test shows that the accuracy of heading angle determined by this algorithm is higher than that of commercial software, and the directional speed is fast.

Key words: GNSS orientation; dual antenna; carrier phase; integer ambiguity

0 引言

目前,世界上有美国全球定位系统(GPS)、俄罗斯 GLONASS(Global Orbiting Navigation Satellite System)、欧盟 GALILEO(Galileo Satellite Navigation System)和中国北斗卫星导航系统 4 个全球导航卫星系统(GNSS),这 4 个 GNSS 将在几年后完成部署和升级改造。GNSS 可用于定位及定向。近十几年来,GNSS 定向和定姿得到蓬勃发展和应用。在开阔的空间中,因为 GNSS 能长时间保持航向精度,应用 GNSS 定向具有得天独厚的优势。

使用 GNSS 给载体定向通常需要 2 个天线,利

用 2 个天线接收的卫星星历、原始测量信息和导航信息,进行差分计算,得到双天线基线向量,进而得到载体的航向。现在市面上有 GPS 定向和定姿的产品,如美国 Trimble,加拿大 Novatel 和北斗星通等^[1]。

在使用 GNSS 双天线确定载体的航向时,通常需要确定双天线载波相位整周模糊度单差。由文献[2-7]可知,大多数文章都是通过确定单个天线的载波相位整周模糊度,进而确定双天线的载波相位整周模糊度单差。文献[8-9]提出,变化两天线或多天线位置,确定双天线载波相位整周模糊度单差。确

收稿日期:2018-03-22

基金项目:国家重点研发计划基金资助项目(2016YFC0303006);国家重点研发计划基金资助项目(2017YFC0601601);总装预研项目(41417060202;31506020401);国际科技合作专项基金资助项目(2014DFR80750);国家自然科学基金资助项目(61773113)

作者简介:蔡体菁(1961-),男,浙江宁波人,教授,博士生导师,博士,主要从事微机电系统、组合导航与重力测量领域的研究。E-mail:caitij@seu.edu.cn。

定单个天线的载波相位整周模糊度的方法很多,如相位模糊函数法、模糊度协方差法、快速模糊搜索法、最小二乘搜索法和双频伪距载波相位组合法等。单天线载波相位整周模糊度的计算很复杂,运算量很大。通过变化天线位置确定整周模糊度,其算法简单,计算量小,实时性好。

最近,俄罗斯学者提出一种旋转 SIMU 和 GPS 双天线组合系统^[10-12]。该系统通过 GPS 双天线旋转与 SIMU 组合直接给出系统的真航向。它无须确定载波相位整周模糊度,因此,其实时性好,精度高。

本文针对 GNSS 双天线短基线旋转情况,提出一种多模 GNSS 双天线旋转初始定向方法,它通过快速计算双天线载波相位整周模糊度双差值,进而获得双天线基线的航向角。

1 数学模型

假设 2 个多模 GNSS 接收机的天线位置分别为 R_1 和 R_2 , 2 个天线中心位置的连线向量,即基线向量为 b_{12} 。对 GNSS 卫星 i , GNSS 天线 1、2 有载波相位方程为

$$\lambda_i(\varphi_k^i + N_k^i) = r_k^i + c(\delta t_k - \delta T^i) + \Delta_{k,\text{trop}}^i + \Delta_{k,\text{ion}}^i + \Delta_{k,o}^i \quad (1)$$

$$k = 1, 2$$

式中: φ_k^i 为载波相位; N_k^i 为 GNSS 接收机 k 接收到卫星 i 载波相位时的整周模糊度; λ_i 为 GNSS 卫星 i 载波波长; r_k^i 为 GNSS 卫星 i 到 GNSS 天线 k 的真实距离; c 为光速; δt_k 为接收机 k 钟差; δT^i 为 GNSS 卫星 i 钟差; $\Delta_{k,\text{trop}}^i$ 为对流层延迟误差; $\Delta_{k,\text{ion}}^i$ 为电离层延迟误差; $\Delta_{k,o}^i$ 为 GNSS 载波相位测量的剩余误差。基线向量与 GNSS 卫星 i 的示意图如图 1 所示。

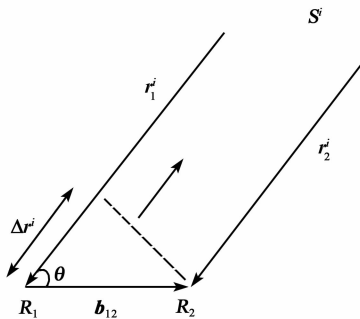


图 1 载波相位示意图

图 1 中, R_1 和 R_2 为两 GNSS 天线, r_1^i 、 r_2^i 为卫

星 i 到两天线的真实距离, Δr^i 为卫星 i 到两天线距离差, S^i 为卫星 i 的单位方向向量, θ 为基线向量与卫星方向向量夹角。

由于基线长度与 GNSS 卫星 i 到两天线接收机的距离相比可忽略,所以对于 GNSS 卫星 i ,在两天线接收机接收到的载波信息中,可以认为 GNSS 卫星 i 钟差,电离层和对流层误差都相同。对于 GNSS 卫星 i ,两天线的载波相位差值为

$$\lambda_i(\Delta\varphi_{12}^i + \Delta N_{12}^i) = \Delta r^i + c\delta t_{12} + \Delta_{12,o}^i \quad (2)$$

式中: $\Delta\varphi_{12}^i$ 为两天线的载波相位差; ΔN_{12}^i 为对于 GNSS 卫星 i 接收机 1、2 的整周模糊之差; Δr_{12}^i 为 GNSS 卫星 i 到两 GNSS 天线的距离差; δt_{12} 为接收机 1、2 钟差的差值; $\Delta_{12,o}^i$ 为 GNSS 卫星接收机 1、2 载波相位测量剩余偏差的差值。

式(2)可改写为

$$S^i \cdot b_{12} = \lambda_i(\Delta\varphi_{12}^i + \Delta N_{12}^i) - c\delta t_{12} - \Delta_{12,o}^i \quad (3)$$

对于 GNSS 卫星 j ,其载波波长为 λ_j ,两天线的载波相位差值为

$$S^j \cdot b_{12} = \lambda_j(\Delta\varphi_{12}^j + \Delta N_{12}^j) - c\delta t_{12} - \Delta_{12,o}^j \quad (4)$$

式(3)减去式(4),消除 GNSS 卫星接收机钟差 δt_{12} ,有

$$(S^i - S^j) \cdot b_{12} = \lambda_i(\nabla\Delta\varphi_{12}^{ij} + \nabla\Delta N_{12}^{ij}) - \nabla\Delta_{12,o}^{ij} \quad (5)$$

式中: $\nabla\Delta\varphi_{12}^{ij} = \Delta\varphi_{12}^i - \Delta\varphi_{12}^j$ 为载波相位的双差值; $\nabla\Delta N_{12}^{ij} = \Delta N_{12}^i - \Delta N_{12}^j$ 为整周模糊度的双差值; $\nabla\Delta_{12,o}^{ij} = \Delta_{12,o}^i - \Delta_{12,o}^j$ 为载波相位测量剩余偏差的双差值。

2 定向方法

通过求解式(5)可得双天线基线向量,进而得到基线向量的航向角。由式(5)可看出,左边是待求量,即基线向量,右边是已知量载波相位的双差值和未知量整周模糊度的双差值。要想得到基线向量,必须先求出整周模糊度的双差值。与通常的方法不同,本文采用垂直旋转基线向量的方式求出式(5)中的整周模糊度双差值。

假设旋转前、后的基线向量分别为 b_{12} 和 b'_{12} 。其中 $b_{12} = C_b^u b_{12}^u$, $b_{12}^u = [x, y, 0]$, C_b^u 为姿态矩阵, b'_{12} 为基线向量绕其垂直中心垂直轴旋转 α 角后的基线向量。旋转前、后基线向量的关系为

$$b'_{12} = C_b^u C b_{12}^u \quad (6)$$

其中

$$\mathbf{C} = \begin{bmatrix} \cos \alpha & -\sin \alpha & 0 \\ \sin \alpha & \cos \alpha & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (7)$$

将式(6)代入式(5)可得

$$(\mathbf{S}^i - \mathbf{S}^j) \cdot (\mathbf{C}_b^T \mathbf{C} \mathbf{b}_{12}) = \lambda_i (\Delta \varphi_{12}^{ij} + \Delta N_{12}^{ij}) - \nabla \Delta_{12,0}^{ij} \quad (8)$$

在基线向量绕其垂直中心轴旋转的短时间内,假定 GNSS 卫星接收机天线到 GNSS 卫星的单位向量 $\mathbf{S}^i$ 和 $\mathbf{S}^j$ 不发生变化,整周模糊度也保持不变。在一个完整旋转周期上,对式(8)进行积分有

$$\Delta N_{12}^{ij} = -\frac{1}{T} \int_0^T (\Delta \varphi_{12}^{ij} - \frac{\nabla \Delta_{12,0}^{ij}}{\lambda_i}) dt \quad (9)$$

式中 T 为基线向量绕其垂直中心轴旋转 1 圈的周期。

由于整周模糊度 N_1^i 、 N_2^i 是整数,所以其单差值 ΔN_{12}^i 和双差值 ΔN_{12}^{ij} 也为整数。而 $\frac{\nabla \Delta_{12,0}^{ij}}{\lambda_i}$ 为小数。

对式(9)采用四舍五入取整,此时得到的整数就是整周模糊度的 ΔN_{12}^{ij} 。得到载波相位整周模糊度双差值后,则式(5)右边均为已知量。由式(5)计算可得 $\mathbf{b}_{12} = [b_{12,x}, b_{12,y}, b_{12,z}]$ 。

利用 GNSS 卫星星历数据可得 GNSS 天线到 G 卫星 i, j 的单位方向向量 $\mathbf{S}^i$ 和 $\mathbf{S}^j$,再通过坐标转换可得其在地理坐标系下的方向余弦。

要得到 $\mathbf{b}_{12} = [b_{12,x}, b_{12,y}, b_{12,z}]$,至少需要 4 颗 GNSS 卫星及以上的载波相位及卫星星历等信息。假设 GNSS 卫星 1 号为基准星,把卫星 1 与卫星 2、卫星 3、卫星 4、...作差,可得

$$\mathbf{G} \cdot \mathbf{b}_{12} = \mathbf{K} \quad (10)$$

其中

$$\mathbf{K} = \begin{bmatrix} \lambda_i (\nabla \Delta \varphi_{12}^{12} + \nabla \Delta N_{12}^{12}) \\ \lambda_i (\nabla \Delta \varphi_{12}^{13} + \nabla \Delta N_{12}^{13}) \\ \lambda_i (\nabla \Delta \varphi_{12}^{14} + \nabla \Delta N_{12}^{14}) \\ \dots \dots \end{bmatrix} \quad (11)$$

$$\mathbf{G} = \begin{bmatrix} (\mathbf{S}^1 - \mathbf{S}^2)_x & (\mathbf{S}^1 - \mathbf{S}^2)_y & (\mathbf{S}^1 - \mathbf{S}^2)_z \\ (\mathbf{S}^1 - \mathbf{S}^3)_x & (\mathbf{S}^1 - \mathbf{S}^3)_y & (\mathbf{S}^1 - \mathbf{S}^3)_z \\ (\mathbf{S}^1 - \mathbf{S}^4)_x & (\mathbf{S}^1 - \mathbf{S}^4)_y & (\mathbf{S}^1 - \mathbf{S}^4)_z \\ \dots \dots \end{bmatrix} \quad (12)$$

根据最小二乘法,从式(10)可得基线向量:

$$\mathbf{b}_{12} = (\mathbf{G}^T \mathbf{G})^{-1} \mathbf{G}^T \cdot \mathbf{K} \quad (13)$$

得到 $\mathbf{b}_{12} = [b_{12,x}, b_{12,y}, b_{12,z}]$ 后,运载体的航向

角 H 、俯角 P 和基线长度 l 分别为

$$\begin{cases} H = \arctan\left(\frac{b_{12,x}}{b_{12,y}}\right) \\ P = \arctan\left(\frac{b_{12,z}}{\sqrt{b_{12,x}^2 + b_{12,y}^2}}\right) \\ l = \sqrt{b_{12,x}^2 + b_{12,y}^2 + b_{12,z}^2} \end{cases} \quad (14)$$

航向角的主值通过象限转换法得到。由于航向范围为 $(0, 2\pi)$,且以北偏东为正,则经式(14)的航向需要进行定航向象限转换,如表 1 所示。

表 1 定航向的象限转换方法

$H > 0$	$b_{12,x} > 0$	H
	$b_{12,x} < 0$	$H + \pi$
$H < 0$	$b_{12,x} > 0$	$H + \pi$
	$b_{12,x} < 0$	$H + 2\pi$

3 试验验证

图 2 为多模 GNSS 双天线旋转试验装置,主要由 2 个多模 GNSS 天线接收机、天线支架、OEM617D 板卡、直流电机、旋转机构和计算机组成。多模 GNSS 天线接收机和 OEM617D 板卡都是 NovAtel 公司的产品,OEM617D 板卡能输出 GPS、GLONASS 和北斗双频信号,输出频率为 5 Hz。它具有双天线基线航向角输出功能,本文将用板卡输出的航向结果与上述航向计算方法得到的结果作比较,以验证其定向方法的有效性。



图 2 双天线旋转实验装置

多模 GNSS 双天线固定在支架上,它们与旋转轴中心距离为 0.15 m,两天线的基线长为 0.3 m。多模 GNSS 双天线接收信息、旋转机构转动信息、电机旋转控制和航向角计算均用现场可编程门阵列(FPGA)和数字信号处理(DSP)组成的导航计算机来处理。

多模 GNSS 双天线旋转定向控制与计算如下：

- 1) 多模 GNSS 双天线旋转定向系统上电后,观察主次天线接收到的 GNSS 星数,当卫星数不小于 4 颗时,电机开始以一个恒定的速度旋转,记录双天线载波相位等卫星信息。
- 2) 解析 GNSS 卫星报文,获得 GNSS 卫星星历、双天线位置、两天线载波相位。
- 3) 计算 GNSS 卫星位置、GNSS 卫星到双天线的单位向量。
- 4) 计算 GNSS 双天线的载波相位整周模糊度的双差值。
- 5) 计算 GNSS 双天线基线航向角和基线长度。
- 6) 根据整周模糊度双差值和基线长度,判断计算的有效性。

用单一 GPS 信号,进行定向试验。此时 λ_i 为 0.190 2 m。试验过程中有 6 颗可见星,用式(9)计算整周模糊度双差值,计算结果如表 2 所示。

表 2 载波相位整周模糊度双差值

卫星号	1-2	1-3	1-4	1-5	1-6
式(9)	2.9	0.9	4.0	3.9	2.1
双差值	3	1	4	4	2

注:表中 1-2 表示以 1 号卫星为参考卫星,与 2 号卫星载波相位的作差计算的载波相位双差。

由表 2 可看出,式(9)给出的是 GNSS 双天线载波相位整周模糊度双差的浮点数。对浮点数四舍五入得到整数,这个整数就是准确的 GNSS 双天线载波相位整周模糊度双差值。

用式(13)、(14)计算基线向量和航向角。把计算结果与 GPS 接收机输出报文中的航向角、激光陀螺定位定向系统输出结果作比较,结果如表 3 所示。

表 3 双天线基线航向角计算结果对比

	平均值/(°)	方差/(°)
本文方法	57.7	0.3
板卡输出	57.5	0.5
真航向 IMU	58.0	0.0

为了验证本文方法的快速性,从 GNSS 接收机能接收到 4 颗星时开始计时。图 3 为本文定向法得到的结果与 OEM617D 板卡输出结果的比较。由图可知,用本文定向法确定航向角的速度比 GNSS 板卡输出的要快。图 4 为图 3 收敛后的局部放大图。由图可看出,用本文定向法计算的结果优于 GNSS

板卡输出的结果。

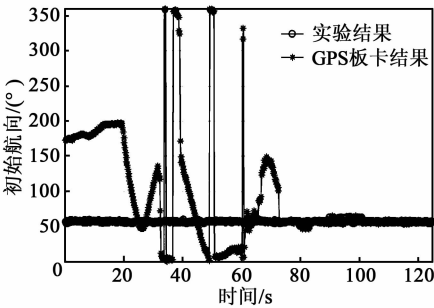


图 3 航向角时间曲线比较

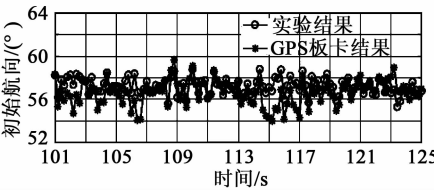


图 4 航向角对比曲线局部放大图

从 GNSS 双天线旋转定向试验中,还能计算得到双天线基线长度,基线长度随时间的变化曲线如图 5 所示。由图可知,基线长度为 0.3 m,方差为 0.01 m。

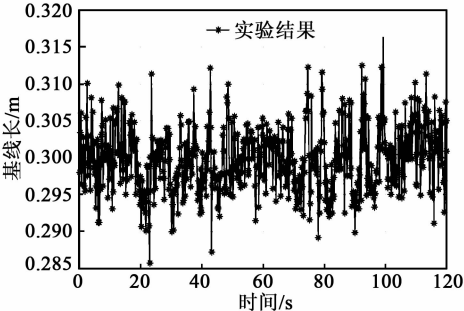


图 5 基线长度计算值随时间变化曲线

计算基线长度也可用来判断 GNSS 卫星是否发生失锁或周跳。先通过试验给出 GNSS 卫星发生周跳时的基线长度变化范围。若计算基线长度超过这个范围,就认为 GNSS 卫星发生周跳,此时计算的航向角需要重新计算确定。

用单一北斗信号进行定向试验。此时 λ_i 为 0.192 039 48 m。试验中,当 GNSS 双天线同时接收到 4 颗或 4 颗以上北斗卫星时,用本文连续旋转定向法只需要 20 s 便能确定基线航向。若是在北斗卫星信良好的位置冷启动,3 min 内就可确定基线航向。

当 GNSS 双天线绕中心轴旋转时,计算基线航向角减去同一时刻的电机角度值就得到 GNSS 双天线的初始航向角。根据式(13)、(14)和试验数据

计算出航向角,与 OEM617D 板卡输出的航向角进行对比,其曲线如图 6 所示。激光陀螺定位定向系统给出的航向角为 93.27° 。由图可知,在基线旋转的过程中,上述方法计算的基线航向角精度比板卡输出好。

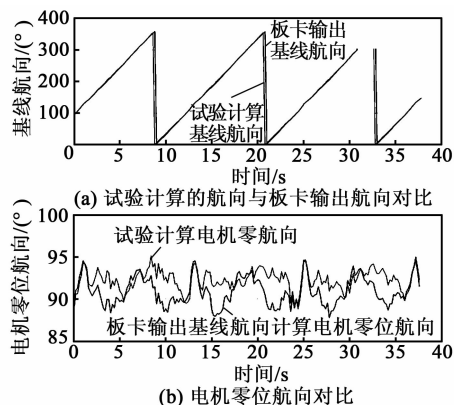


图6 实验计算的航向与板卡输出航向对比

4 结束语

本文给出了 GNSS 双天线旋转基线向量的载波相位双差方程,使用旋转一整周的双天线载波相位信息,获得双天线载波相位整周模糊度的双差值。以及利用卫星星历、接收机天线位置和坐标变换关系式,计算得到 GNSS 双天线基线向量的航向角。

用搭建的 GNSS 双天线旋转定向实验装置对本文定向法进行了单一 GPS 信号和单一北斗信号试验验证。当 GNSS 双天线接收机只要能够接收到 4 颗卫星时,本文的定向法就能正常定向。与 NovAtel 公司的商用软件相比,本文定向法计算得到的结果不仅精度高,且定向速度快。

本文提出的双天线旋转定向法还可用于 GNSS 双天线旋转式罗盘的初始定向。GNSS 双天线旋转式罗盘可应用于无人机和无人艇领域。

参考文献:

[1] 矛文深,常传文,夏娜. 基于导航卫星的载体姿态测量[M]. 北京:国防工业出版社,2015.
[2] 李豹,许江宁,曹可劲,等. 改进 LAMBDA 算法实现单频 GNSS 整周模糊度快速解算[J]. 中国惯性技术学

报,2013,21(3):365-368.

- [3] WU Z, YAO M, MA H, et al. Improving accuracy of the vehicle attitude estimation for low-cost INS/GNSS integration aided by the GNSS-measured course angle[J]. IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems, 2013, 14(2): 553-564.
[4] AGHILI F, SALERNO A. Driftless 3-D attitude determination and positioning of mobile robots by integration of IMU with two RTK GNSSs[J]. IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, 2013, 18(1): 21-31.
[5] CHEN W, HONGLEI Q, LI S. GNSS-based single-epoch attitude determination without prior knowledge of measurement precision[J]. Journal of Surveying Engineering, 2012, 139(1): 34-46.
[6] CHEN D, YE S, ZHOU W, et al. A double-differenced cycle slip detection and repair method for GNSS CORS network[J]. GNSS Solutions, 2016, 20(3): 439-450.
[7] WILLI D, ROTHACHER M. GNSS attitude determination with non-synchronized receivers and short baselines onboard a spacecraft[J]. GNSS Solutions, 2017, 21(4): 1605-1617.
[8] PENG H M, CHANG E R, WANG L S. Rotation method for direction finding via GPS carrier phases[J]. Aerospace & Electronic Systems IEEE Transactions on, 2000, 36(1): 72-84.
[9] 逯亮清,胡小平,吴美平. 利用旋转基线方法进行双星快速定向[J]. 宇航学报, 2004, 25(2): 158-162.
[10] EMELYANTSEV G I, STEPANOV A P, BLAZHNOV B A, et al. Improving the accuracy of GNSS compass for small-sized objects[J]. Gyroscopy and Navigation, 2015, 6(3): 166-171.
[11] EMELYANTSEV G I, STEPANOV A P, BLAZHNOV B A, et al. Glonass data processing in GPS compass with antenna base equal to carrier wavelength[J]. Clinical Toxicology, 2015, 10: 381-382.
[12] ЕМЕЛЬЯНЦЕВ Г И, СТЕПАНОВ А П. Интегрированные Инерциально-спутниковые системы ориентации и навигации[M]. СПб: Концерн ЦНИИ Электроприбор, 2016: 305-313.