

哈尔滨工程大学硕士研究生

文献综述报告

姓名 : 陆仁锋

学号 : S317040133

指导教师 : 赵琳

专业 : 控制科学与工程

研究方向 : 卫星导航

哈尔滨工程大学

2017 年 4 月

基于北斗天线阵列的载波相位测姿方法研究及验证

1 引言

姿态测量系统是导航系统的一个至关重要的组成单元，它提供了载体的姿态信息，包括载体的航向角、俯仰角和滚动角^[1]。传统的高精度姿态测量系统主要是指天文导航系统、地磁导航系统、惯性导航系统(INS, Inertial Navigation System)

(1) 天文导航是一种传统的自主式导航方法，具有以下的优势：导航技术建立在恒星参考系基础之上，被动地接收天体自身辐射信号，进而获取导航信息，是一种完全自主的导航方式，工作安全、隐蔽；抗干扰能力强，高度可靠，适用范围广，发展空间大。在已知地理位置的条件下，可确定运载体的水平姿态和真北航向^[2]。天文导航系统要真正实现自主导航，主要是摆脱由惯性设备提供水平基准的束缚，解决利用自身功能自主提供高精度水平基准这项关键技术。由于受地面折光、平台精度的限制，导航精度难以提高；由于受可见光观测、移线定位原理制约，难以实现全天候连续导航、测姿^[3]。(2) 近年来，借由大地测量技术的进步，利用地球物理特征的无源自主导航得到国内外学者的关注，地磁导航又成为研究的热点。由于目前的磁力计精度不能满足高精度定位的要求，以及地磁场模型建立的不完善，地磁导航相比其他导航方式相比，精度偏低，暂时不能广泛应用。(3) 惯性导航系统能够同时输出位置、姿态、速度等导航信息，不受外界干扰，具有良好的隐蔽性，是一种完全自主式导航系统。惯性导航系统是技术最为成熟、应用最为广泛的一种导航方式。但是惯性导航系统也有其局限性，主要表现在：误差随着时间而不断积累；惯性器件长时间工作会产生磨损，需要经常进行维护和检修；惯性器件的体型通常较大、功耗大、能够安装的载体类型受限；工作前需要进行数小时的初始标定，而标定的精度对后续导航的精度有很大影响；高精度的惯性器件价格昂贵，一点精度的提高都伴随着巨额的耗资等^[4]。

随着全球卫星导航系统(GNSS)载波相位差分技术的快速发展，利用GNSS确定载体的姿态成为其应用的又一热点^[5]。GNSS以其高精度、全天候、全球性、

连续等优点备受人们关注，它在姿态测量方面具有极大的应用潜力，既可以组成一个新的姿态测量系统代替那些复杂而昂贵的姿态测量设备，也可以与传统的姿态敏感器件组成组合姿态测量系统^[6]。它与惯性导航系统相比具有如下优点：精度高、实时性好、体积小、重量轻、成本低、易固化、初始化时间短、误差不会随着时间累积、无需实时校正和经常维护；当然也存在以下缺点：输出信息频率较低、要求接收机对天空可视且对多颗 GNSS 卫星信号保持持续追踪、需要求解整周模糊度、姿态确定精度受载波相位本身测量精度的限制。但是在同等价位下，GNSS 姿态测量系统能够达到的精度要比其它的各类姿态测量系统的精度要高得多^[7]。近年来，利用 GNSS 进行姿态测量已经成为 GNSS 应用的一个新的应用领域。

2 GNSS 三维姿态测量原理

根据 GNSS 姿态测量是通过在载体上布置多个天线，通过 GNSS 载波相位来精确确定几个天线之间的相对位置来实现的^[8]。在进行姿态测量的过程中，需要进行地心地固坐标系、载体坐标系和当地水平坐标系的相互转化^[9]。

地心地固坐标系，其原点位于地球质量中心，X 轴指向格林尼治平子午面与地球赤道的交点，Z 轴指向地球北极，Y 轴与 X、Z 轴构成右手直角坐标系，北斗卫星导航系统采用的是 CGCS2000 地心地固坐标系，而 GPS 采用的是 WGS-84 地心地固坐标系^[10]。载体坐标系，载体坐标系的原点定义在天线阵列的主天线相位中心，Y 轴与载体运动方向的中心线重合，X 轴垂直 Y 轴指向载体右侧，Z 轴与 X、Y 轴构成右手坐标系。当地水平坐标系，原点位于主天线的相位中心，Y 轴指向当地北子午线，X 轴与 Y 轴垂直指向东，Z 轴与 X、Y 轴正交构成右手坐标系。

通常定义的姿态角为载体坐标系相对于当地水平坐标系之间的角度关系，分别包括俯仰角（Pitch）、横滚角（Roll）、航向角（Yaw）^[11]。载体坐标系绕 X 轴正方向逆时针旋转到与当地水平坐标系轴重合的旋转角度为俯仰角；载体坐标系绕 Y 轴正方向逆时针旋转到当地水平坐标系轴重合的旋转角度为横滚角；载体坐标系绕 Z 轴正方向逆时针旋转到当地水平坐标系轴重合的旋转角度为航向角^[12]。

基线通常情况下在 1km 以内，由于基线相对较短，因此可以认为大气的成分基本相同，故经过双差测量后的观测模型可以消除大部分的信号传播误差，能够高精度的求解基线矢量^[13]。由于姿态角的定义为载体坐标系相对于当地水平坐标系之间的角度，而当地水平坐标系也需要通过地心地固坐标系转换，这三个坐标系之间可以通过旋转和平移确定姿态角。由地心地固坐标系转换到当地水平坐标系的转化过程如式（1.1），设空间有一点 M，点 H 为当地水平坐标系的原点， λ 、 φ 为 H 点的经度和纬度^[14]。 $\mathbf{[l]}_{ECEF}$ 表示地心地固坐标系下的坐标位置， $\mathbf{[l]}_L$ 表示当地水平坐标系下的坐标位置。

$$\begin{bmatrix} X_M \\ Y_M \\ Z_M \end{bmatrix}_L = \begin{bmatrix} -\sin \lambda \cos \varphi & -\sin \varphi & -\cos \lambda \cos \varphi \\ -\sin \lambda \sin \varphi & \cos \varphi & -\cos \lambda \sin \varphi \\ -\cos \lambda & 0 & -\sin \lambda \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_M - X_H \\ Y_M - Y_H \\ Z_M - Z_H \end{bmatrix}_{ECEF} \quad (1.1)$$

由于当地水平坐标系与载体坐标系具有相同的坐标原点，都在主天线的相位中心，那么当地水平坐标系转换到载体坐标系需要分别绕 X、Y、Z 轴旋转^[15]，其中绕 X 轴旋转角 γ 的矩阵如式（1.2）：

$$R_x(\gamma) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \gamma & \sin \gamma \\ 0 & -\sin \gamma & \cos \gamma \end{bmatrix} \quad (1.2)$$

当地水平坐标系转换到载体坐标系的旋转顺序为 Y-X-Z，转换矩阵如式(1.3)：

$$R_L^B = \begin{bmatrix} \cos \beta \cos \alpha - \sin \beta \sin \gamma \sin \alpha & \cos \beta \sin \alpha + \sin \beta \sin \gamma \cos \alpha & -\sin \beta \cos \gamma \\ -\cos \gamma \sin \alpha & \cos \gamma \cos \alpha & \sin \gamma \\ \sin \beta \cos \alpha + \cos \beta \sin \gamma \sin \alpha & \sin \beta \sin \alpha - \cos \beta \sin \gamma \cos \alpha & \cos \beta \cos \gamma \end{bmatrix} \quad (1.3)$$

假设接收机在当地水平坐标系中的坐标位置已知，并且两坐标系的原点位于主天线的几何中心^[16]，接收机天线之间的基线长度经过载波相位差分后可以得到较为精确的值，三天线共面配置^[17]，如图 1。

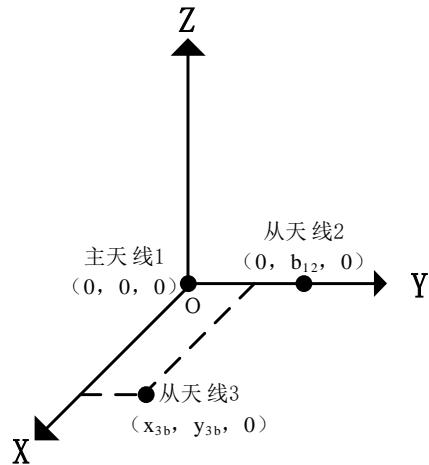


图 1 载体坐标系上天线配置

天线 1、2 为主基线，也是载体坐标系的 Y 轴，原点就是主天线 1 所在的位置，Z 轴垂直于三天线构成的平面，X 轴垂直于 Y 轴和 Z 轴所构成的平面，整个载体坐标系满足右手坐标系法则^[18]。

由图 1 可以看到三个天线在载体坐标系下的坐标分别是 $b_1=[0,0,0]^T$ 、 $b_2=[0,b_{12},0]^T$ 、 $b_3=[x_{3b},y_{3b},0]^T$ 。从而得到当地水平坐标系与载体坐标系之间的转换矩阵。由于载体姿态转换矩阵具有正交性^[19]，那么天线 2 从载体坐标系转换到当地水平坐标系如式 (1.4)：

$$\begin{bmatrix} x_{2l} \\ y_{2l} \\ z_{2l} \end{bmatrix} = b_{12} \begin{bmatrix} -\cos \gamma \sin \alpha \\ \cos \gamma \cos \alpha \\ \sin \gamma \end{bmatrix} \quad (1.4)$$

根据天线 1、2 构成的主基线，可以解算处姿态参数中的航向角 α 和俯仰角 γ ，分别为式 (1.5)、式 (1.6)

$$\alpha = -\arctan\left(\frac{x_{2l}}{y_{2l}}\right) \quad (1.5)$$

$$\gamma = \arcsin\left(\frac{z_{2l}}{b_{12}}\right) \quad (1.6)$$

单基线不足以求解出另一个姿态角^[20]。通过求解主从天线在当地轨道坐标系下的坐标，可以求解出载体的航向角和俯仰角，根据这两个角，将从天线 3

在当地轨道坐标系中的位置 \vec{l}_3 先绕 Z 轴旋转航向角 α 度，并绕 Z 轴旋转俯仰角 γ 度得到坐标 \vec{l}'_3 , 如式 (1.7):

$$\vec{l}'_3 = \begin{bmatrix} \vec{x}'_{3l} \\ \vec{y}'_{3l} \\ \vec{z}'_{3l} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \gamma & \sin \gamma \\ 0 & -\sin \gamma & \cos \gamma \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \beta & 0 & -\sin \beta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \beta & 0 & \cos \beta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \vec{x}_{3l} \\ \vec{y}_{3l} \\ \vec{z}_{3l} \end{bmatrix} \quad (1.7)$$

由此可以得到横滚角 β , 如式 (1.8):

$$\beta = -\arctan\left(\frac{\vec{z}'_{3l}}{\vec{x}'_{3l}}\right) \quad (1.8)$$

利用 GNSS 进行姿态测量，包括一下几项关键技术。利用 GNSS 载波相位差分技术得到接收机的位置，而这其中最重要的是进行整周模糊度的求解；选取不同导航卫星的多天线姿态测量系统^[21]、配置天线，会使得姿态转换矩阵求取不同，也是姿态求解的关键技术如图 2。

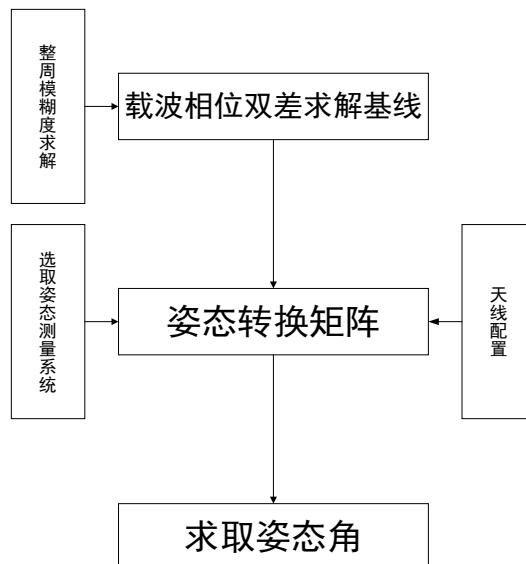


图 2 卫星测姿关键技术

3 整周模糊度的确定

根据观测信息的不同使用方法，可以将 GNSS 整周模糊度的确定方法分为一下三类^[22]。（1）基于观测域的整周模糊度的分解技术：这种方法的原理是直接利用 C/A 码或 P 码原始伪距观测精度较低，所以不能直接将伪距与载波相位观

测组合来固定整周模糊度，通常使用不同频率的观测量进行组合来实现模糊度的固定，代表是 Casading rounding AR。(2) 基于坐标域的整周模糊度搜索技术：具有代表性的是模糊度函数法 (AFM)，该方法的优点是对于周跳不敏感，且与初始模糊度无关。算法运算量大，计算时间长，难以在实时动态定位中应用^[23]。

(3) 基于模糊域的搜索技术：这种搜索方法是基于整数最小二乘法估计理论提出的，基于此理论的参数估计分为三步，参数浮点解的解算、整周模糊度的固定以及其余未知参数的固定。在这三步求解过程中，参数浮点解和固定解都可以利用参数估计方差阵的相关信息计算得到，整周模糊度的固定没有一个确定的方法。常见的有快速模糊度求解方法 (FARA)、最小二乘模糊度搜索算法 (LSAST)、最小二乘去相关算法 (LAMBDA) 等。其中，LAMBDA 算法的性能较好、理论体系较为完善^[23]。

与 GNSS 导航定位不同的是，姿态确定中载体上安装的若干短基线，且这些短基线的长度及相对位置是固定的，而且相对较短。如果预先确定基线的精确长度，那么已知的基线长度信息对于整周模糊度的求解就是很有帮助的约束条件^[24]。目前学术界对此应用的主要在五个方面：(1) 将其作为整周模糊度正确与否的判断依据，结合基线长度检验筛选出正确的模糊度值。(2) 利用基线长度缩小模糊度搜索空间，该方法利用基线与卫星的空间几何约束条件来缩小模糊度搜索空间，从而提高整周模糊度的搜索效率；Park 等人在 ARCE 算法的基础上，提出一种基于空间约束的整周模糊度搜索方法^[25]。ARCE 可以将模糊度的搜索空间降低到三维，然后采用 Teunissen 提出的整数高斯变换缩小搜索空间，最后利用基线长度约束和 Cholesky 分解压缩整周模糊度搜索空间。(3) 利用基线长度降低整周模糊度搜索维数：Hodgart 等人利用对视向量组成的系数进行正交分解，结合基线长度约束逐步递推 2 维模糊度搜索空间，在一定程度上提高了搜索效率。

(4) 将基线长度作为约束条件或者虚拟观测信息提高整周模糊度的浮点解的解算精度：刘根有等人将基线长度约束条件与观测方程结合，利用附有约束条件的间接平差方法求解参数浮点解，提高了浮点解的解算精度，最后再采用 LAMBDA 方法进行整周模糊度搜索^[26]。(5) Teunissen 对 LAMBDA 算法进行扩展提出了 CLAMBDA 方法，此方法将基线长度作为约束信息引入模糊度搜索及基线固定过程，使其成为单频单历元求解姿态的有效算法^[27]。

4 选取导航卫星的多天线姿态测量系统

目前, 基于导航卫星的多天线姿态测量系统可分为专用和非专用的两个层次^[28]。(1) 专用姿态测量系统是指将几个卫星接受天线同时连接到一个专用的接收机, 通过单一的晶振完成面向不同天线的单一接收机多路信号的同步及姿态解算^[29]。用姿态测量系统在信号处理过程中进行有效差分, 从而有效的消除由接收机的物理特性导致的误差, 使得结果更加精确, 测姿效果更好。但是专用的多天线姿态测量系统价格昂贵, 不适合广泛应用^[30]。(2) 非专用的姿态测量系统则为每一个接收机分配一个卫星天线, 并由多个接收机合成多天线对策姿态测量系统^[31]。与专用姿态测量系统相比, 非专用系统在将多个接收机的观测数据同步处理后, 可具有与专用系统相同的测姿效果, 但是精度稍低, 但是价格没有专用的昂贵^[32]。由于成本限制和相应精度要求, 往往使用非专用的导航卫星的多天线姿态测量系统。

5 配置接收机天线

载体表面天线配置有单基线和多基线两类, 单基线的天线配置是指双天线配置, 就是两个卫星接收天线, 天线件构成一条基线, 该天线位于载体表面的主轴, 与载体运动方向相平行, 能够测出载体运动的偏航角以及俯仰角^[33]。如果要测量三维姿态则至少需要三个以上的天线构成多基线的天线配置方案^[34]。目前, 多天线的配置方法包括: 3 线直角配置法、4 线平面配置法、4 线立体配置法以及 3 线长短配置法等^[35]。

(1) 其中最常见的多天线配置方案为 3 线直角配置, 三天线分别位于同一平面, 其基线构成直角, 天线见的距离根据载体表面以及姿态测量精度等实际需求调整。灵活方便, 但是精度偏低^[36]。(2) 4 线平面配置方案, 也就是四天线安装于同一平面上, 天线之间的基线长度根据具体情况做出调整^[37], 这种配置方案常应用于地面载体的姿态测量系统^[38]。精度较高, 但是天线数量多, 成本增加^[39]。(3) 4 线立体配置方案, 即四个天线并不位于同一平面, 成立体分布, 该

天线配置方式灵活，不同实际情况下的配置之间差异较大，常常用于卫星或者空间载体上^[40]。（4）3 线长短配置，是指将三个天线安装在同一条直线上，两天线间距离短的基线称为短基线^[41]。短基线之间的距离小于载波信号的波长，所以在解算短基线的时候不需要要求解载波相位的整周模糊度，这样就能利用短基线解算另一条长基线的值^[42]，更容易的解算出长基线的整周模糊度以及修复周跳，并且可以减少误差源，由于三天线在同一直线上，所以这种配置方法和单基线配置方法一样，只能求解姿态的两个姿态角参数^[43]。因此在通常情况下，需要获取载体的三维姿态，因此往往配置天线为 3 天线直角法。

6 展望

本文针对 GNSS 姿态测量中的关键问题进行讨论，但是仍然存在许多问题需要进一步研究：

- (1) 在多模多频情况下的整周模糊度解算问题；
- (2) GNSS 姿态测量中存在的多路径效应问题；
- (3) 可以考虑与惯性器件的结合，使得模糊度解算更加精确。

参考文献

- [1] Astrodynamics C C F. Development of a GPS Multi-Antenna System for Attitude Determination[J]. 1995..
- [2] 徐绍铨,张华海,杨志强,王泽民.GPS 测量原理与应用[M].武汉:武汉大学出版社,2008.
- [3] 刘若普. GPS 三维姿态测量技术研究[D]. 上海交通大学, 2008.
- [4] Ji X, Yu C, Chen W, et al. GNSS 3D attitude measurement system based on dual-antenna receiver with common clock[C]// Forum on Cooperative Positioning and Service.
- [5] 廖向前, 黄顺吉. GPS 载体姿态测量技术研究[J]. 系统工程与电子技术, 1998(6):1-3.
- [6] Hsu L T, Gu Y, Kamijo S. 3D building model-based pedestrian positioning method using GPS/GLONASS/QZSS and its reliability calculation[J]. Gps Solutions, 2016, 20(3):413-428.
- [7] 郭婧. 基于 GPS 的姿态测量技术研究[D]. 哈尔滨工程大学, 2009.
- [8] Hayward R, Marchick A, Powell J D. Single baseline GPS based attitude heading reference system (AHRS) for aircraft applications[C]// American Control Conference, 1999. Proceedings of the. IEEE, 1999:3655-3659 vol.5.
- [9] 赵彦青. 北斗卫星导航系统定位算法研究和 GDOP 分析[D]. 哈尔滨工程大学, 2013.
- [10] Yang Y, Zeng A, Zhang J (2009) Adaptive collocation with applicationin height system transformation. J Geod 83:403–410
- [11] Buist P J, Teunissen P J G, Verhagen S, et al. A vectorial bootstrapping approach for integrated GNSS-based relative positioning and attitude determination of spacecraft[J]. Acta Astronautica, 2011, 68(7):1113-1125.
- [12] 李征航, 张小红.卫星导航定位新技术及高精度数据处理 武汉:武汉大学出版社,2009.
- [13] 刘云, 万德钧, 王庆,等. GPS 测姿中载波相位差分技术的研究与实现[J]. 中国惯性技术学报, 2002, 10(1):41-44.
- [14] Tang W, Deng C, Shi C, et al. Triple-frequency carrier ambiguity resolution for Beidou navigation satellite system[J]. Gps Solutions, 2014, 18(3):335-344.
- [15] Teunissen P J G. An optimality property of the integer least-squares estimator[J]. Journal of Geodesy, 1999, 73(11):587-593.
- [16] 王兵浩. BDS/GPS 姿态测量方法研究[D]. 中国人民解放军信息工程大学, 解放军信息

工程大学, 2015.

- [17] Li B, Teunissen P J G. Real-Time Kinematic positioning using fused data from multiple GNSS antennas[C]// International Conference on Information Fusion. IEEE, 2012:933-938.
- [18] Zhang K, Hao J. Research on BDS/GPS Combined Single-Epoch Attitude Determination Performance[M] China Satellite Navigation Conference (CSNC) 2017 Proceedings: Volume I. 2017:23-31.
- [19] 黄胜, 谢庭宣. GPS 动态单频单历元定向算法及其数据分析[J]. 全球定位系统, 2009, 34(4):52-55.
- [20] Teunissen P J G, Jonge P J D, Tiberius C C J M. Performance of the LAMBDA Method for Fast GPS Ambiguity Resolution[J]. Navigation, 1997, 44(3):373–383.
- [21] Teunissen P J G. A General Multivariate Formulation of the Multi-Antenna GNSS Attitude Determination Problem[J]. Artificial Satellites, 2007, 42(2):97-111.
- [22] Teunissen P J G, Giorgi G, Buist P J. Testing of a new single-frequency GNSS carrier phase attitude determination method: land, ship and aircraft experiments[J]. Gps Solutions, 2011, 15(1):15-28.
- [23] El-Mowafy A, Schwarz K P. Epoch-by-Epoch Ambiguity Resolution for Real-Time Attitude Determination Using a GPS Multiantenna System[J]. Navigation, 1995, 42(2):391–408.
- [24] Hide C, Pinchin J, Park D. Development of a Low Cost Multiple GPS Antenna Attitude System[J]. Proceedings of International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation, 2007:88-95.
- [25] Shikatani M, Noda H, Sano K. B-2-26 Accuracy of a GPS Multi-Antenna System for Attitude Determination[C]// Society Conference of IEICE. The Institute of Electronics, Information and Communication Engineers, 2005.
- [26] 李征航, 黄劲松. GPS 测量与数据处理[M]. 武汉: 武汉大学出版社, 2005.
- [27] Giorgi G, Teunissen P J G, Verhagen S, et al. Testing a new multivariate GNSS carrier phase attitude determination method for remote sensing platforms[J]. Advances in Space Research, 2010, 46(2):118-129.
- [28] 谢刚. GPS 原理与接收机设计[M]. 北京: 电子工业出版社.
- [29] 张楠. 基于 GPS 多天线的载体姿态测量技术研究[J]. 中国水运月刊, 2014(9):347-348.

- [30] 陈潇. 基于差分技术的载体姿态测量方法研究[D]. 哈尔滨工程大学, 2014.
- [31] 郑坤, 董绪荣, 刘亚涛, 等. GNSS 载波相位多天线实时测姿系统的设计与实现[J]. 测绘科学技术学报, 2014(2):136-139.
- [32] 王冰. 基于 GNSS 的实时姿态确定算法研究[D]. 解放军信息工程大学, 2013.
- [33] 刘根友. 一种 GPS 测定姿态的新方法--具有坐标函数约束的单历元阻尼 LAMBDA 算法 [J]. 测绘科学, 2003, 28(3):36-38.
- [34] 姚勇, 张春. GPS 载波相位差分技术实时测姿的研究与应用[J]. 中国惯性技术学报, 2003, 11(3):22-24.
- [35] 贺智轶. 基于 GPS 动态载体姿态测量系统的研究与应用[D]. 武汉理工大学, 2006.
- [36] 吴腾飞. 附有基线约束的 GPS 单频单历元定位算法研究[D]. 长安大学, 2014.
- [37] 任光辉. 基线约束的 GPS 单历元定向技术研究与实现[D]. 上海交通大学, 2013.
- [38] 蔡昌盛, 戴吾蛟, 匡翠林, 等. 单频 GPS/GLONASS 组合单点定位的精度评估[J]. 大地测量与地球动力学, 2011, 31(3):85-89.
- [39] 陈万通, 李小强. 带有加权基线长约束的 GPS/BDS 单历元姿态解算算法研究[J]. 航空科学技术, 2016(2):11-15.
- [40] 唐卫明, 李笛, 迟凤明. 北斗卫星导航系统单历元定向算法研究[J]. 武汉大学学报(信息科学版), 2013, 38(9):1014-1017.
- [41] Buist P J, Teunissen P J G, Verhagen S, et al. A vectorial bootstrapping approach for integrated GNSS-based relative positioning and attitude determination of spacecraft[J]. Acta Astronautica, 2011, 68(7):1113-1125.
- [42] Peck M A, Soffer L R. Attitude determination system and method: EP, US 6987257 B2[P]. 2006.