

利用锚固站时序差分测量消除星座旋转误差

尚琳^{1,2} 任前义¹ 张锐¹ 李国通¹

(1 上海微小卫星工程中心,上海市海科路 99 号,201203)

(2 中国科学院上海微系统与信息技术研究所,上海市长宁路 865 号,200050)

摘要:地面锚固站能够有效解决自主定轨中存在的星座整体旋转问题,但由于星地链路存在电离层延迟、对流层延迟等较大的测距系统误差,引入锚固站后的自主定轨精度较差。针对这一问题,本文提出了一种地面锚固站时序差分测量方法,利用短时间内导航卫星星地链路测距系统误差变化较小的原理,对同一测距链路前后不同观测历元的测距值进行差分。仿真结果表明,利用两个或两个以上地面锚固站单历元差分观测或者一个地面锚固站多历元差分测量可以有效抑制星座的整体旋转,且差分测量较直接测量方法有更高的自主定轨精度。

关键词:自主定轨;星座旋转;锚固站;用户测距误差
中图分类号:P228.1

基于星间测距信息的自主导航星座,能在地面测控系统故障时长时间地独立运行,有效地增强了导航星座的生存能力^[1]。然而,长时间的自主定轨会由于缺乏地面基准而引起星座整体旋转误差,单纯依靠星间测距信息无法对其进行修正,在自主定轨中也称之为星间观测秩亏性问题^[2-3]。

在基于星间测距的自主定轨算法中引入地面锚固站观测,能够为导航系统提供时间和空间基准,是一种有效消除星座整体旋转误差的手段^[4]。但与星间链路测量相比,星地测距时会因电离层延迟、对流层延迟等原因^[5]而导致较大的测距系统误差,文献^[4]在进行仿真时并未考虑上述因素。文献^[6]提出了一种利用星间测距和地面发射源的整网自主定轨算法,其工作原理类似于地面锚固站方法,但整网解算的运算量较大,不适于星载处理器进行自主定轨解算^[6]。

本文推导了基于地面锚固站的自主定轨星间和星地测量方程,论证了解决星座整体旋转问题所需要的地面锚固站的数量,并在仿真中考虑了地面锚固站测距时由于电离层延迟、对流层延迟等原因引起的测距系统误差,提出了一种锚固站时序差分测量解决方法。

1 地面锚固站直接测量方法

1.1 自主定轨星间/星地测量模型

设在某一参考历元 t ,星座中卫星 i 与卫星 j 和地面锚固站 s 可见,则考虑了卫星钟差的星间和星地双向测距的伪距观测方程可以简写为:

$$\bar{\rho}_{ij} = |\mathbf{r}_j(t) - \mathbf{r}_i(t)| + c \cdot (\delta t_j - \delta t_i) + \epsilon_{ij} \quad (1)$$

$$\bar{\rho}_{ji} = |\mathbf{r}_i(t) - \mathbf{r}_j(t)| + c \cdot (\delta t_i - \delta t_j) + \epsilon_{ji} \quad (2)$$

$$\bar{\rho}_{is} = |\mathbf{r}_s(t) - \mathbf{r}_i(t)| - c \cdot \delta t_i + \epsilon_{is} \quad (3)$$

$$\bar{\rho}_{si} = |\mathbf{r}_i(t) - \mathbf{r}_s(t)| + c \cdot \delta t_i + \epsilon_{si} \quad (4)$$

式中, $\bar{\rho}_{ij}$ 和 $\bar{\rho}_{ji}$ 为卫星 i 和卫星 j 之间经过历元改算归正到 t 时刻后的双向测量伪距; $\bar{\rho}_{is}$ 和 $\bar{\rho}_{si}$ 为卫星 i 和地面锚固站之间经过历元改算归正到 t 时刻后的双向测量伪距; $\mathbf{r}_i(t)$ 和 $\mathbf{r}_j(t)$ 分别为卫星 i 和卫星 j 在 t 时刻的位置矢量; $\mathbf{r}_s(t)$ 为地面锚固站的位置矢量,其位置精确已知; δt_i 和 δt_j 分别为卫星 i 和卫星 j 的钟差,式(3)、(4)认为地面锚固站时间与地面时间 UTC 保持一致; ϵ_{ij} 、 ϵ_{ji} 、 ϵ_{is} 、 ϵ_{si} 为量测噪声。分别将式(1)、(2)及式(3)、(4)相加,可以得到消除钟差后的星间和卫星与锚固站

收稿日期:2013-05-04。

项目来源:上海市科学技术委员会课题资助项目(10DZ2291700);上海市自然科学基金资助项目(11ZR1443500)。

之间的观测方程为:

$$L_{ij} = (\bar{\rho}_{ij} + \bar{\rho}_{ji})/2 = |\mathbf{r}_i(t) - \mathbf{r}_j(t)| + v_{ij} \quad (5)$$

$$L_{is} = (\bar{\rho}_{is} + \bar{\rho}_{si})/2 = |\mathbf{r}_i(t) - \mathbf{r}_s(t)| + v_{is} \quad (6)$$

将式(5)、(6)分别在卫星 i 和卫星 j 各自的预测状态量 \mathbf{X}_i^- 和 \mathbf{X}_j^- 泰勒展开,可以得到星间测距和地面锚固站直接测量方法的观测方程为:

$$L_{ij} = |\mathbf{r}_i(t) - \mathbf{r}_j(t)| \left| \mathbf{X}_i^-, \mathbf{X}_j^- + \left(\frac{\partial L_{ij}}{\partial \mathbf{r}_i^T} \right) \right|_{\mathbf{X}_i^-} (\mathbf{X}_i - \mathbf{X}_i^-) + \left(\frac{\partial L_{ij}}{\partial \mathbf{r}_j^T} \right) \Big|_{\mathbf{X}_j^-} (\mathbf{X}_j - \mathbf{X}_j^-) + v_{ij} \quad (7)$$

$$L_{is} = |\mathbf{r}_i(t) - \mathbf{r}_s(t)| \left| \mathbf{X}_i^- + \left(\frac{\partial L_{ij}}{\partial \mathbf{r}_i^T} \right) \right|_{\mathbf{X}_i^-} (\mathbf{X}_i - \mathbf{X}_i^-) + v_{is} \quad (8)$$

式中, $\mathbf{X}_i, \mathbf{X}_j$ 和 $\mathbf{X}_i^-, \mathbf{X}_j^-$ 分别为卫星 i 和卫星 j 的真实状态量和待估状态量; v_{ij} 和 v_{is} 分别为星间和星地观测数据量测噪声。

1.2 地面锚固站数量论证

记 \mathbf{X}_s 为锚固站在地固坐标系下的坐标矢量, Θ 为地固坐标系到惯性坐标系的旋转矩阵, 含有时间参量, 则式(7)中的锚固站星地观测方程可写为:

$$\bar{\rho}_0^i = \sqrt{(\mathbf{X}_i - \Theta \mathbf{X}_s)^T (\mathbf{X}_i - \Theta \mathbf{X}_s)} + \Delta_{cor} + \epsilon \quad (9)$$

式中, \mathbf{X}_i 为惯性系下不包含整体旋转的准确卫星位置矢量; Δ_{cor} 为钟差、路径延迟等改正量; ϵ 为测量误差。当卫星存在整体旋转时, 对应的观测方程为:

$$\bar{\rho}'_0^i = \sqrt{(\mathbf{X}'_i - \Theta \mathbf{X}_s)^T (\mathbf{X}'_i - \Theta \mathbf{X}_s)} + \Delta_{cor} + \epsilon \quad (10)$$

式中, $\mathbf{X}'_i = \mathbf{R} \cdot \mathbf{X}_i$, 为经过整体旋转后的卫星位置矢量; \mathbf{R} 为整体旋转矩阵。则式(10)变为:

$$\begin{aligned} \bar{\rho}'_0^i &= \sqrt{(\mathbf{R} \cdot \mathbf{X}_i - \Theta \mathbf{X}_s)^T (\mathbf{R} \cdot \mathbf{X}_i - \Theta \mathbf{X}_s)} + \Delta_{cor} + \epsilon \\ &= \sqrt{(\mathbf{X}_i - \mathbf{R}^{-1} \Theta \mathbf{X}_s)^T (\mathbf{X}_i - \mathbf{R}^{-1} \Theta \mathbf{X}_s)} + \Delta_{cor} + \epsilon \end{aligned} \quad (11)$$

利用锚固站对星座中多颗卫星进行测量, 采用精密单点定位方法, 可以计算出锚固站在惯性坐标系中的位置向量:

$$\mathbf{X}'_s = \mathbf{R}^{-1} \Theta \mathbf{X}_s \quad (12)$$

式中, 整体旋转矩阵 \mathbf{R} 中包含 3 个独立旋转分量, 而向量 \mathbf{X}'_s 和 \mathbf{X}_s 仅包含两个独立坐标分量, 因此利用单个锚固站进行单历元观测不足以确定整体旋转矩阵 \mathbf{R} 。若采用两个地面锚固站, 则在同一时刻可以得到两组独立坐标矢量, 可以解得整体旋转矩阵 \mathbf{R} 中的各个分量; 若在一个解算历元内对同一地面锚固站进行多次测距, 则可以得到

$\{\mathbf{X}'_s, \mathbf{X}_s\}$ 矢量集合, 同样可以解得整体旋转矩阵 \mathbf{R} 中的各个分量。因此, 在一个解算历元内同时测量两个或两个以上的地面锚固站, 或者对同一地面锚固站在多个时刻进行测量, 可以有效解决星座整体旋转问题。

2 地面锚固站时序差分测量原理

卫星利用载波相位或码相位方法与地面锚固站进行测距时, 由于受电离层延迟、对流层延迟等效应的影响, 观测数据会存在较大的系统误差, 直接利用星地测距数据进行自主定轨解算会造成定轨精度下降。对于中高轨道的导航卫星, 其星地测距的系统误差是一种随时间缓慢变化的误差, 可认为其测距系统误差在短时间内变化很小, 因此, 利用测距数据在时间序列上的差分(时序差分), 可以有效地消除大部分系统误差。

记 t_i 时刻卫星与 m 个地面锚固站进行测距, 则 t_i 时刻卫星与第 j 个地面锚固站的观测方程为:

$$R_i^j = \sqrt{(x_i - x_i^j)^2 + (y_i - y_i^j)^2 + (z_i - z_i^j)^2} + \eta_i^j + v_i^j, \quad j = 1, 2, \dots, m \quad (13)$$

式中, (x_i, y_i, z_i) 为 t_i 时刻卫星在惯性系下的位置; (x_i^j, y_i^j, z_i^j) 为 t_i 时刻第 j 个地面锚固站在惯性系下的位置; η_i^j 为 t_i 时刻测距系统误差; v_i^j 为 t_i 时刻测距随机误差。

将前后两个时刻的测距值进行差分, 可以得到新的观测量的量测方程为^[8]:

$$\begin{aligned} \Delta R_i^j &= R_i^j - R_{i+1}^j = \\ &= \sqrt{(x_i - x_i^j)^2 + (y_i - y_i^j)^2 + (z_i - z_i^j)^2} - \\ &= \sqrt{(x_{i+1} - x_{i+1}^j)^2 + (y_{i+1} - y_{i+1}^j)^2 + (z_{i+1} - z_{i+1}^j)^2} \\ &+ \bar{\eta}_i^j + \bar{v}_i^j \end{aligned} \quad (14)$$

式中, $\bar{\eta}_i^j$ 和 \bar{v}_i^j 分别为差分之后的测距系统误差和随机误差。当时间较短时, 可以认为前后两个时刻的测距系统误差比较接近, $\bar{\eta}_i^j$ 中大部分测距系统误差被消除。

将差分方程(14)分别在预估状态 \mathbf{X}_i^* 和 \mathbf{X}_{i+1}^* 处作泰勒级数展开成线性方程:

$$\begin{aligned} \Delta R_i^j &= R^*{}^j_i - R^*{}^j_{i+1} + l_i^j \Delta x_i + m_i^j \Delta y_i + n_i^j \Delta z_i - \\ &= l_{i+1}^j \Delta x_{i+1} - m_{i+1}^j \Delta y_{i+1} - n_{i+1}^j \Delta z_{i+1} + \bar{\eta}_i^j + \bar{v}_i^j \end{aligned} \quad (15)$$

式中,

$$R^*{}^j_i = \sqrt{(x_i^* - x_i^j)^2 + (y_i^* - y_i^j)^2 + (z_i^* - z_i^j)^2}$$

$$\begin{aligned}l_i^j &= (x_i^* - x_i^j)/R^*{}^j \\m_i^j &= (y_i^* - y_i^j)/R^*{}^j \\n_i^j &= (z_i^* - z_i^j)/R^*{}^j\end{aligned}$$

各式中下标 i 同样适用于 $i+1$ 。

记 $\Delta R^*{}^j = R^*{}^j - R^*{}^j{}_{i+1}$,

$$\delta \mathbf{R}_i = \begin{bmatrix} \Delta R_i^1 - \Delta R^*{}^1_i \\ \Delta R_i^2 - \Delta R^*{}^2_i \\ \vdots \\ \Delta R_i^m - \Delta R^*{}^m_i \end{bmatrix}, \mathbf{H}_i = \begin{bmatrix} l_i^1 & m_i^1 & n_i^1 \\ l_i^2 & m_i^2 & n_i^2 \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ l_i^m & m_i^m & n_i^m \end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{\eta}_i = \begin{bmatrix} \eta_i^1 \\ \eta_i^2 \\ \vdots \\ \eta_i^m \end{bmatrix}, \mathbf{v}_i = \begin{bmatrix} \bar{v}_i^1 \\ \bar{v}_i^2 \\ \vdots \\ \bar{v}_i^m \end{bmatrix}$$

则 t_i 时刻的时序差分观测方程可表示为:

$$\delta \mathbf{R}_i = \mathbf{H}_i \Delta \mathbf{X}_i - \mathbf{H}_{i+1} \Delta \mathbf{X}_{i+1} + \boldsymbol{\eta}_i + \mathbf{v}_i = (\mathbf{H}_i - \mathbf{H}_{i+1} \boldsymbol{\Phi}_{i,i+1}) \Delta \mathbf{X}_i + \boldsymbol{\eta}_i + \mathbf{v}_i \quad (16)$$

式中, $\boldsymbol{\Phi}_{i,i+1}$ 为 t_i 时刻到 t_{i+1} 时刻的状态转移矩阵; $\Delta \mathbf{X}_i$ 为 t_i 时刻状态误差的一步递推。式(16)即为地面锚固站时序差分测距的测量方程。

3 仿真分析

3.1 仿真条件

系统仿真以 GPS 导航星座为例,采用 IGS 事后精密星历作为卫星的真实轨道数据。自主定轨星上解算考虑的摄动力为:地球非球型引力采用 12×12 阶 JGM3 模型,日月引力采用 DE405 星表计算日月位置,太阳光压采用 BERNE 模型。仿真时间为 2002-05-04~2002-07-02 共 60 d,选取 IGS 星历中 PRN 编号为 01、02、06、11、14、20、26、30 共 8 颗卫星组成仿真星座,每颗卫星与星座中的其他 7 颗卫星之间进行双向测距。仿真采用分布式解算方法,星间测距体制为 TDMA 制式,星间测距历元间隔为 15 min。地面锚固站取我国境内几个固定的点,其地理坐标如表 1 所示。

表 1 地面锚固站地理坐标位置表

Tab. 1 Position of Selected Anchor Stations

编号	站名称	经度/(°)	纬度/(°)
1	Beijing	116.388	39.906
2	Shanghai	121.473	31.247
3	Wuhan	114.279	30.572

星间测距数据不考虑电离层、对流层延迟等效应,仅考虑 0.5 m 的测距随机噪声。星地测距误差考虑的系统误差为:电离层延迟效应 1 m,对流层延迟效应 1 m,随机误差 0.5 m。时序差分

间隔为 30 s,对于两个或两个以上的地面锚固站,在每个 15 min 的星间测距历元时刻过后 30 s 的时间,再进行一次星地测距,即可得到地面锚固站时序差分观测测量;对于一个地面锚固站,则在每个 15 min 的星间测距历元过后 30 s 和 60 s 再进行两次星地测距,以得到单个锚固站的多次时序差分观测测量。根据 GPS 卫星轨道参数,30 s 内卫星与地面锚固站的仰角变化约为 0.3° ,可以认为前后两次测量的系统误差比较接近,进行时序差分测量之后可以消除大部分系统误差,取差分观测值的系统误差残余量为 0.2 m。

3.2 仿真结果

图 1 给出了仅利用星间测距信息进行自主定轨和在星座中加入两个、3 个地面锚固站进行直接测量后 60 d 的星座自主定轨 URE 误差对比曲线。从图 1 中曲线可以看出,仅采用星间测距信息进行自主定轨,随着时间的增加,整体旋转问题对星座 URE 误差的影响逐渐增大。在星座中引入两个地面锚固站观测信息后,60 d 星座自主定轨 URE 保持在 2.5 m 以内,可以有效消除自主定轨星座整体旋转误差,但由于星地链路存在较大的测距系统误差,引入地面锚固站后自主定轨精度较差。同时,从图 1 中也可以看出,引入 3 个地面锚固站较两个地面锚固站自主定轨精度没有明显提高,即地面锚固站数量的增加不能对电离层延迟、对流层延迟等测距系统误差起到很好的改正作用。

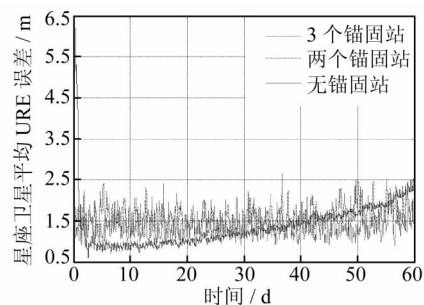


图 1 仅采用星间测距信息和引入两个、3 个地面锚固站直接测量星座 URE 误差

Fig. 1 Constellation Mean URE Using no Anchor and Two or Three Anchor Stations

图 2 给出了采用两个地面锚固站分别进行直接测量和时序差分测量及仅利用星间测距信息自主定轨 60 d 的星座 URE 误差对比曲线。从图 2 中可以看出,采用两个地面锚固站进行时序差分测量,60 d 内星座的平均 URE 误差可以保持在 1.1 m 以内,能够有效解决自主定轨星座整体旋转问题,且自主定轨精度较采用两个地面锚固站直接测量方法提高一倍,即采用地面锚固站时序

差分方法能够解决星地链路测距系统误差较大的问题,消除自主定轨星座整体旋转误差。

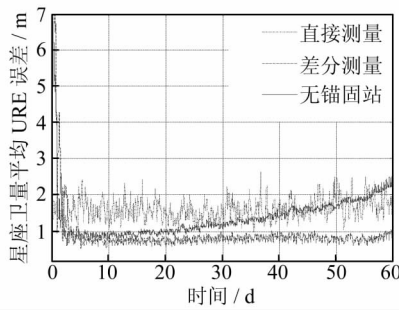


图 2 两个地面锚固站直接测量和时序差分测量自主定轨星座 URE 误差

Fig. 2 Constellation Mean URE Using Direct Measuring and Differential Measuring with Two Stations

图 3 和图 4 分别给出了采用一个地面锚固站直接测量和差分测量与不采用地面锚固站的自主定轨星座平均 URE 误差对比曲线。从图 3、4 中可以看出,采用单个地面锚固站进行单历元观测,星座平均 URE 误差随时间增加仍然持续增大,不能有效解决星座整体旋转问题;采用一个地面锚固站进行多历元时序差分测量,自主定轨星座平均 URE 误差能够保持稳定,星座整体旋转误差得到有效控制。

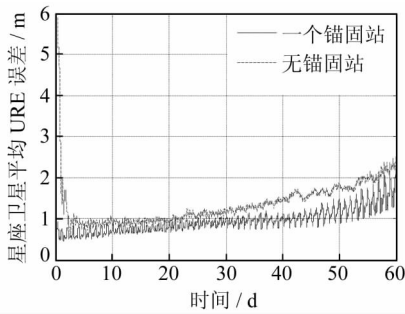


图 3 仅采用星间测距信息和引入一个地面锚固站单历元测量星座 URE 误差

Fig. 3 Constellation Mean URE Using no Anchor and Single Anchor Station

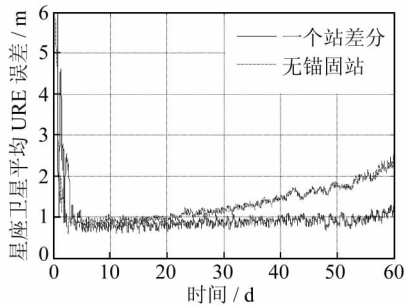


图 4 一个地面锚固站多历元时序差分测量自主定轨星座平均 URE 误差

Fig. 4 Constellation Mean URE Using Differential Measuring with Single Station

4 结 语

本文在考虑星地链路测距系统误差时仅考虑了电离层延迟效应和对流层延迟效应,实际中星地测距时还存在多径效应和接收机噪声等系统误差,这些系统误差不能通过差分的方法进行消除。如何减小星地测距链路中的多径效应和接收机噪声等系统误差是下一步需要研究的内容。

参 考 文 献

- [1] Ananda M P, Bernstein H, Cuningham K E. Global Positioning System (GPS) Autonomous Navigation[C]. IEEE Position Location and Navigation Symposium, Las Vegas, NV, 1990
- [2] 刘林,刘迎春. 关于星-星相对测量自主定轨中的亏秩问题[J]. 飞行器测控学报, 2000, 19(3):13-16
- [3] Menn M D, Bernstein H. Ephemeris Observability Issues in the Global Positioning System (GPS) Autonomous Navigation (AUTONAV)[C]. IEEE Position Location and Navigation Symposium, New York, 1994
- [4] Rajan J, Brodie P, Rawicz H. Modernizing GPS Autonomous Navigation with Anchor Capability [C]. ION GPS/GNSS 2003, Portland, 2003
- [5] 朱俊,廖瑛,文援兰. 基于星间测距和地面发射源的导航星座整网自主定轨[J]. 国防科技大学学报, 2009, 31(2):15-19
- [6] 罗鸣,曹冲,肖雄兵,等. 全球定位系统:信号、测量与性能(第二版)[M]. 北京:电子工业出版社, 2008
- [7] 刘经南,曾旭平,夏林元,等. 导航卫星自主定轨的算法研究及模拟结果[J]. 武汉大学学报·信息科学版, 2004, 29(12): 1 040-1 044
- [8] 刘利生,吴斌. 卫星导航测量差分自校准融合技术[M]. 长沙:国防工业出版社, 2007
- [9] 李征航,卢珍珠,刘万科,等. 导航卫星自主定轨中系统误差 $\Delta\Omega$ 和 Δt 的消除方法[J]. 武汉大学学报·信息科学版, 2007, 32(1):27-30
- [10] 帅平,曲广吉. 导航星座自主星历更新技术[J]. 宇航学报, 2006, 27(2):187-191
- [11] 刘建业,郁丰. 导航星座的自主定位与守时研究[J]. 宇航学报, 2009, 30(1): 215-219

第一作者简介:尚琳,博士生,主要从事卫星导航技术研究。
E-mail:shangwlin@163.com

Eliminating Constellation Rotation Error of Autonomous Orbit Determination Using Differential Anchor Stations

SHANGG Lin^{1,2} REN Qianyi¹ ZHANG Rui¹ LI Guotong¹

(1 Shanghai Micro-satellite Engineering Center, 99 Haike Road, Shanghai 201203, China)

(2 Shanghai Institute of Micro-system and Information Technology, 865 Changning Road, Shanghai 200050, China)

Abstract: The constellation rotation error of autonomous orbit determination based on the inter-satellite measurement can be effectively eliminated using anchor stations. But, the accuracy of orbit determination using anchor stations is poor because of the system errors caused by ionospheric delay and tropospheric delay etc. An anchor station timing difference measurement method, using the principle that the system error of a navigation satellite to ground ranging link varies very little in a short time, is proposed to eliminate the system error of measurement system and improve the accuracy of autonomous orbit determination. Simulation results show that the rotation of the constellation can be effectively restricted using the anchor station method. In addition, the timing difference measuring algorithm performs better than direct measurement methods.

Key words: autonomous orbit determination; constellation rotation; anchor station; URE

About the first author: SHANG Lin, Ph. D candidate, majors in autonomous navigation of navigation satellites.

E-mail: shangwlin@163.com

.....
(上接第 891 页)

Higher-order Ionospheric Error Correction for Precise Point Positioning

KUANG Cuilin¹ JIN Lei^{1,2}

(1 Department of Survey Engineering and Geomatics, Central South University, 932 South Lushan Road, Changsha 410083, China)

(2 Research Center of GNSS, Wuhan University, 129 Luoyu Road, Wuhan 430079, China)

Abstract: Ionospheric delay is one of the main error sources in GNSS positioning. This paper describes a formula derived to correct higher-order ionosphere error of L_3 observation and analyzed the effects on the static and kinematic positioning accuracy. Numerical results show that correcting the higher-order ionospheric error improves the PPP static and kinematic positioning accuracy and shorten the convergence time of PPP kinematic positioning.

Key words: high-order ionosphere; precise point positioning; positioning precise; convergence time

About the first author: KUANG Cuilin, Ph. D, majors in GNSS orbit determination and positioning.

E-mail: kuangcuilin@gmail.com