

面向低轨通信星座的导航定位方法比对研究

陈静茹^{1,2,3} 胡雨昕³ 刘 玥^{1,2} 雷 鸣^{1,2} 徐 颖^{1,3} 陈佳佳^{1,4} 袁 超¹

(1. 中国科学院空天信息创新研究院, 北京 100094; 2. 中国科学院大学电子电气与通信工程学院, 北京 100049;
3. 空中交通管理系统与技术国家重点实验室, 江苏南京 210006; 4. 宿迁学院信息工程学院, 江苏宿迁 223800)

摘 要: 当前基于低轨卫星的导航定位方法研究成为国内外热点, 其中基于低轨通信卫星的导航定位技术更是当前研究的重点方向。然而低轨通信星座较低的时空基准精度给导航定位带来了较大的挑战, 针对弱时空基准约束的低轨卫星导航定位体制设计还处在研究的初级阶段。本文针对低轨通信星座的导航定位服务需求, 基于 LEO 通信卫星的伪码测距信号与多普勒测频信号, 开展精度因子(Dilution of Precision, DOP)及定位精度均方根误差(Root Mean Square Error, RMSE)分析, 并对两类测量体制下的低轨通信星座导航定位服务性能进行分析论证。理论分析与仿真结果表明, 在设定低轨通信卫星 10 m~30 m 弱时空基准误差的约束下, 多普勒测频体制具有更优的导航定位精度, 其周期平滑后的三维 RMSE 值为 1.28 m, 相比伪码测距体制下的三维 RMSE 值优化了 86.8%; 二维 RMSE 值为 0.99 m, 相比于伪码测距体制提升了 52.9%。本文提出了一种较为可靠的低轨通信星座多普勒定位方案, 为未来低轨通信卫星用于导航定位服务提供了有益参考。

关键词: 低轨通信星座; 弱时空基准; 导航定位服务

中图分类号: P228; TN961

文献标识码: A

DOI: 10.16798/j.issn.1003-0530.2023.03.006

引用格式: 陈静茹, 胡雨昕, 刘玥, 等. 面向低轨通信星座的导航定位方法比对研究[J]. 信号处理, 2023, 39(3): 428-438. DOI: 10.16798/j.issn.1003-0530.2023.03.006.

Reference format: CHEN Jingru, HU Yuxin, LIU Yue, et al. A comparison research of navigation and positioning methods for low earth orbit communication constellations[J]. Journal of Signal Processing, 2023, 39(3): 428-438. DOI: 10.16798/j.issn.1003-0530.2023.03.006.

A Comparison Research of Navigation and Positioning Methods for Low Earth Orbit Communication Constellations

CHEN Jingru^{1,2,3} HU Yuxin³ LIU Yue^{1,2} LEI Ming^{1,2} XU Ying^{1,3} CHEN Jiajia^{1,4} YUAN Chao¹

(1. Aerospace Information Research Institute, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100094, China; 2. School of Electronic Electrical and Communication Engineering, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China; 3. State Key Laboratory of Air Traffic Management System and Technology, Nanjing, Jiangsu 210006, China;
4. School of Information Engineering, Suqian University, Suqian, Jiangsu 223800, China)

Abstract: The research of navigation and positioning methods based on low earth orbiting (LEO) satellites had become a hot spot both at home and abroad, among which the navigation and positioning technology based on communication satellites was the key direction of current research. However, the weak temporal and spatial reference accuracy of LEO communication constellation brought greater challenges to navigation and positioning, and the design of LEO satellite navigation

收稿日期: 2022-10-18; 修回日期: 2022-11-21

基金项目: 中国科学院青促会优秀会员(E03314020D); 中国科学院科研仪器设备研制项目(YJKYYQ20200069); 空中交通管理系统与技术国家重点实验室开放基金资助课题(SKLATM202108)

and positioning system for weak temporal and spatial reference accuracy constraints was still in the initial stage of research. Aiming at the navigation and positioning service requirements of LEO communication constellations, based on the pseudo-code ranging signals and Doppler frequency measurement signals of LEO communication satellite, the dilution of precision (DOP) and root mean square error (RMSE) analysis were carried out, and the performance of navigation and positioning services of LEO communication constellation under the two types of measurement systems was analyzed and demonstrated. Theoretical analysis and simulation results showed that under the constraint of the setting weak temporal and spatial reference accuracy of 10 m~30 m for LEO communication satellites, the Doppler frequency measurement system had better navigation and positioning accuracy, and the three-dimensional (3-D) RMSE value after periodic smoothing was 1.28 m, which was 86.8% better than the 3D RMSE value under the pseudo-code ranging system. The two-dimensional (2-D) RMSE value is 0.99 m, which is 52.9% higher than that of the pseudo-code ranging system. Under the two measurements of pseudo-code ranging and Doppler frequency measurement, the DOP value had different manifestations. Based on the setting LEO communication constellation, the Position DOP (PDOP) value obtained under the pseudo-code ranging measurement was 1.21, and the PDOP value obtained under the Doppler frequency measurement was 9.02. Therefore, the DOP value could be used as a criterion for judging the geometric configuration of the satellite within the two systems. Generally, only the DOP value of pseudo-code ranging measurement was used as an indicator of the constellation configuration. This paper proposes a more reliable Doppler positioning scheme for LEO communication constellation, which provides a useful reference for future LEO communication satellites to be used for navigation and positioning services.

Key words: low earth orbit communication constellation; weak temporal and spatial reference accuracy; navigation and positioning service

1 引言

针对全球导航卫星系统(Global Navigation Satellite System, GNSS)因星座频点透明、信号功率弱,而易受干扰或遮蔽等GNSS拒止情况下的定位导航需求,基于低轨(Low Earth Orbit, LEO)通信卫星提供备份导航服务被认为是下一代定位导航授时(Position Navigation Timing, PNT)系统的重要发展方向之一^[1-4]。在不依赖GNSS星载接收机授予时空基准时,低轨通信卫星体积小、成本低,不搭载高精度原子钟,时间基准稳定性较差;且LEO卫星轨道高度低、受到的环境摄动力强,其精密定轨及轨道预报难度大、精度低,空间基准稳定性较差^[2]。因此相较GNSS而言,LEO卫星具有弱时空基准约束。针对低轨通信星座弱时空基准约束场景下的导航定位方法性能研究,对于保障备份导航服务精度具有重要意义。

在低轨通信卫星的时间基准方面,LEO卫星多搭载晶体振荡器或芯片级原子钟,其100分钟(min)时钟稳定度为 10^{-12} s/s,相比GNSS高精度原子钟24小时(h) 3×10^{-14} s/s的时钟稳定度低两个数量级^[5]。其100 min更新频次下的时间不确定度为6纳秒(ns)^[5],为GNSS每24 h更新频次下2.5 ns时间不确定度的两倍。在低轨通信卫星的空间基准方面,

本文基于多普勒观测完成定轨,相较伪距观测而言定轨精度较差。目前GNSS广播星历的轨道精度一般在2米(m)以下,两周预报精度在4 m以下^[6]。文献[7]基于25参数法拟合1000 km高度卫星的2 h轨道弧段均方差小于10 m,局部弧段误差小于25 m。文献[8]指出有学者使用切比雪夫多项式、最小二乘多项式等拟合方法预报HY2A卫星3~4 min轨道,预报误差4~10 m。

目前国内外相关领域学者已针对在轨的Transit、Orbcomm、Iridium Next、Starlink等低轨通信星座,基于定位领域广泛适用的多普勒测频定位方法^[9-11],开展了LEO卫星的导航定位研究^[12-16]。其中,铱星二代(Iridium Next)搭载了iGPS载荷,可提供GPS备份导航服务,其时间与位置信号为加密播发的导航电文,在大于10 min收敛时间下可实现最优20 m的室内水平定位精度^[2]。而在无法获取导航电文时,LEO卫星的空间位置多基于两行参数(Two-Line Element, TLE)+简化一般扰动模型(Simplified General Perturbations 4, SGP4)获取^[14]。文献[13]基于30 min的实测Iridium数据实现了200 m的室外水平定位精度。文献[15]基于接收Starlink星座的800秒(s)实测数据,实现了25.9 m的水平定位精度。近年来,低轨星座的建设往通导一体方向不

断发展^[17],目前我国对于低轨通导信号的导航定位性能研究多处于论证阶段。

本文基于低轨通信星座融合通信信号的伪码测距信号与多普勒测频信号,以精度因子(Dilution of Precision, DOP)及定位精度均方根误差(Root Mean Square Error, RMSE)为评估标准,分析论证弱时空基准场景下两种测量体制的导航定位服务性能。本文首先分析LEO卫星在轨道高度、平均运动速度、信号频点及多普勒等方面的特性;继而简述伪码测距和多普勒测频两种测量体制,并展开定位原理与DOP值分析;最后基于卫星工具包(Satellite Tool Kit, STK)开展星座可用性和定位精度仿真验证。

2 LEO 卫星信号特性

目前低轨卫星在轨四千多颗,其用于导航服务可提供丰富的天基PNT源,抗损毁能力强。低轨通信星座信号播发频点丰富,可在L、S、C、X、Ku、Ka、Q、V等频段播发,相较于拥挤的L波段,高频播发可实现大带宽数据传输。卫星与地面接收机在地心地固坐标系(Earth Centered Earth Fixed, ECEF)中的相对运动如图1。其中,Z轴与地轴平行指向北极点,X轴指向本初子午线与赤道的交点,Y轴垂直于XOZ平面(即东经90度与赤道的交点)构成右手坐标系。

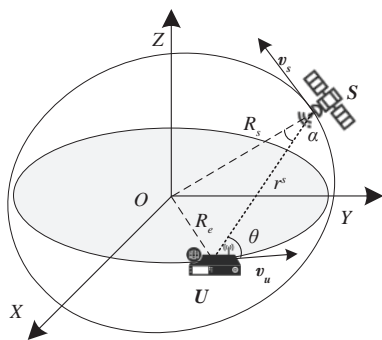


图1 卫星与接收机相对运动

Fig. 1 The relative movement of satellite and receiver

图1中,LEO卫星S的位置为 \mathbf{x}^s ,运动速度为 \mathbf{v}^s , R_s 为卫星到地心的距离, α 为卫星信号的波束角;地面接收机U的位置为 \mathbf{x}_u ,运动速度为 \mathbf{v}_u , R_e 为地球半径, θ 为接收机接收信号的仰角; r^s 为接收机和卫星之间视距方向上的几何距离,如式(1)。

$$r^s = \|\mathbf{x}^s - \mathbf{x}_u\| = \frac{R_s \cos(\alpha + \theta)}{\sin \alpha} \quad (1)$$

地面静止接收机接收卫星信号的多普勒频移 f_d 可表示如式(2),单位为赫兹(Hz)。

$$f_d = \frac{\mathbf{v}_e^s}{\lambda} = \frac{1}{\lambda} \cdot (\mathbf{v}_u - \mathbf{v}^s) \cdot \frac{\mathbf{x}^s - \mathbf{x}_u}{\|\mathbf{x}^s - \mathbf{x}_u\|} = \frac{-f_0}{c} \cdot \frac{\mathbf{v}_u^s \cdot \mathbf{x}_u^s}{r^s} \quad (2)$$

式(2)中, \mathbf{v}_e^s 为卫星与地面接收机间相对运动在两者视距方向上的速度分量, λ 为卫星信号的载波波长,其等于载波频率 f_0 与光速 c 的比值, \mathbf{v}_u 为接收机随地球自转的运动速度, \mathbf{x}_u^s 为卫星和接收机的相对位置矢量, \mathbf{v}_u^s 为两者的相对速度矢量。将本文设定LEO卫星的信号特性,与我国北斗系统的中圆地球轨道(Medium Earth Orbit, MEO)卫星进行对比,各参数对比情况如表1。

表1 MEO与LEO卫星信号特性比对

Tab. 1 MEO and LEO satellite signal characteristics comparison

单星参数	MEO 卫星	LEO 卫星	M:L
轨道高度	21500 km	550 km	39:1
运动周期	12.84 h	95.47 min	8:1
观测窗口	5°仰角	5°仰角 10.5 min	32:1
	333 min	15°仰角 7 min	48:1
		40°仰角 3 min	111:1
运动速度	3.789 km/s	7.592 km/s	1:2
平均速度	0.468°/min	3.771°/min	1:8
信号频率	1575.42 MHz	11.325 GHz	1:7
多普勒	±4.55 kHz	±263.82 kHz	1:58
多普勒的变化率	-0.15 Hz/s	-1589.47 Hz/s	1:10593

结合表1分析LEO卫星优势,首先LEO卫星轨道高度低,信号传播损耗小、落地功率比MEO卫星强30分贝(dB)^[2],因此LEO卫星信号穿透能力强,在城市峡谷和室内定位场景下可有更好的性能表现。其次,LEO卫星的运动周期短、平均运动速度快、几何构型变化快,因此,其定位收敛速度快、抗多径能力强。再者,LEO卫星信号可在高频段播发,具有更大的多普勒频移。表1中LEO卫星的多普勒频移及多普勒变化率范围分别比MEO卫星高出2个和5个数量级,体现出LEO卫星优良的多普勒性能优势。

但LEO卫星也存在劣势。由表1可知,不同截止仰角下,LEO与MEO卫星的单星覆盖面积均存在

明显差异,如图2。在 5° 截止仰角时,9颗以上LEO卫星才能与1颗MEO卫星的覆盖面积相当。

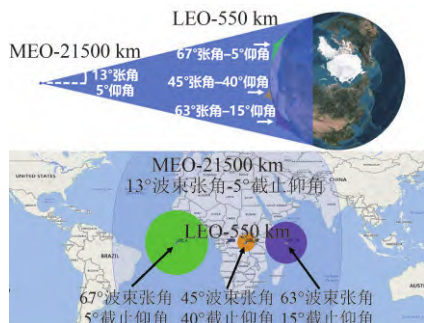


图2 卫星波束覆盖与观测仰角情况

Fig. 2 Coverage and observation elevation of satellites

结合表1和图2可知,LEO卫星较低的轨道高度会带来单星观测窗口短和频繁换星的问题,因而需要更多的卫星才能满足覆盖性需求。由于在轨LEO卫星数目和波束张角的限制,目前针对Iridium Next、Orbcomm、Starlink等卫星的定位研究多基于单星多历元的多普勒观测定位^[10, 13-14]。随着我国低轨卫星的建设发展,未来我国的LEO卫星将实现多重覆盖,因此本文面向未来的低轨通导星座场景,仿真低轨通信星座弱时空基准约束,开展星座多重覆盖场景下的瞬时多星导航定位方法比对研究。

3 导航定位方法比对

3.1 测量体制分析

为分析低轨通信星座在弱时空基准约束下,伪码测距与多普勒测频两种测量体制的导航定位性能差异,首先画出两种测量体制的空间分布如图3。左侧是以卫星为球心的等伪距球面,其与地球面相交可以得到等距圆;右侧是以卫星为锥尖的等多普勒圆锥面,其与地球面相交可以得到等多普勒线。

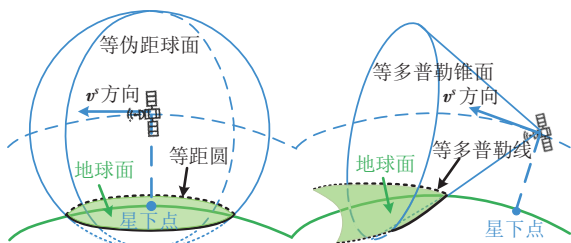


图3 伪距/多普勒测量体制

Fig. 3 Pseudo-range and Doppler measurement system

两颗相对运动的极轨卫星在星下点区域的伪距与多普勒分布如图4。左侧是双星的等距圆交汇情况,右侧是双星的等多普勒线交汇情况,两个圆点分别为卫星的星下点,箭头指示卫星的运动方向。

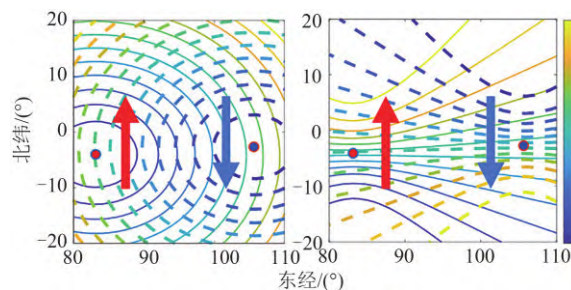


图4 伪距/多普勒等势线

Fig. 4 Pseudo-range and Doppler contour line

图4中左侧的等距线为同心圆,各向对称均匀分布,星下点处伪距最小,往四周逐渐增大。右侧的等频线为双曲线,关于星下点轨迹对称分布,在卫星来向上的多普勒为负且数值逐渐减小,在卫星去向上的多普勒为正且逐渐增大,星下点处为趋近于0;且等频线分布不均匀,越靠近星下点处越密集,则多普勒测频体制对卫星与接收机空间位置的相对变化就越敏感,导航定位性能也越好。

3.2 定位原理分析

设 t_1 时刻接收机位置为 $\mathbf{x}_u = [x, y, z]^T$, t'_1 时刻卫星位置为 $\mathbf{x}^s = [x^s, y^s, z^s]^T$,则卫星和接收机的相对位置矢量为 $\mathbf{x}_u^s = [x^s - x, y^s - y, z^s - z]^T$,两者空间距离还可表述为 $r^s = \sqrt{(x^s - x)^2 + (y^s - y)^2 + (z^s - z)^2}$, δt_u 为接收机钟差,卫星 s 的伪距测量方程如式(3)。

$$\rho^s(t_1) = \sqrt{(x^s - x)^2 + (y^s - y)^2 + (z^s - z)^2} + \delta t_u \quad (3)$$

在卫星位置及伪距测量值已知时,方程仅存在接收机位置 (x, y, z) 和接收机钟差四个未知数。

同理设 t_1 时刻接收机速度为 $\mathbf{v}_u = [v_x, v_y, v_z]^T$, t'_1 时刻卫星速度为 $\mathbf{v}^s = [v_x^s, v_y^s, v_z^s]^T$,两者的相对速度矢量为 $\mathbf{v}_u^s = [v_x^s - v_x, v_y^s - v_y, v_z^s - v_z]^T = [v_{ux}^s, v_{uy}^s, v_{uz}^s]^T$ 。 $\dot{\delta t}_u$ 为接收机钟漂,卫星 s 的多普勒测量方程如式(4)。

$$f_d^s(t_1) = \frac{f_0}{c} \cdot \frac{v_{ux}(x - x^s) + v_{uy}(y - y^s) + v_{uz}(z - z^s)}{\sqrt{(x^s - x)^2 + (y^s - y)^2 + (z^s - z)^2}} + \dot{\delta t}_u \quad (4)$$

对于地面静止接收机,在卫星位置、速度、信号载波频率,及多普勒测量值已知时,方程仅存在接

收机位置 (x, y, z) 和接收机钟漂四个未知数。在满足三星可见时,伪码测距和多普勒测频体制均可多星交汇确定唯一接收机位置,如图5。四星及以上可见时,可以求解方程全部未知量。

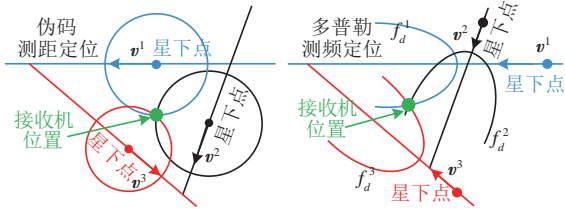


图5 伪距/多普勒定位体制

Fig. 5 Pseudo-range and Doppler positioning system

基于单历元瞬时观测的 ≥ 4 颗卫星,可以列出伪码测距体制定位方程如式(5)。

$$\begin{cases} \rho^1(t_1) = \sqrt{(x^1 - x)^2 + (y^1 - y)^2 + (z^1 - z)^2} + \delta t_u \\ \rho^2(t_1) = \sqrt{(x^2 - x)^2 + (y^2 - y)^2 + (z^2 - z)^2} + \delta t_u \\ \dots \\ \rho^n(t_1) = \sqrt{(x^n - x)^2 + (y^n - y)^2 + (z^n - z)^2} + \delta t_u \end{cases} \quad (5)$$

基于单历元观测的 ≥ 4 颗卫星,或 ≥ 4 个历元的单星观测,列出多普勒测频体制定位方程如式(6)。

$$\begin{cases} f_d^1(t_1) = \frac{f_0}{c} \cdot \frac{v_{ux}^1(x - x^1) + v_{uy}^1(y - y^1) + v_{uz}^1(z - z^1)}{\sqrt{(x^1 - x)^2 + (y^1 - y)^2 + (z^1 - z)^2}} + \delta t_u \\ f_d^2(t_1) = \frac{f_0}{c} \cdot \frac{v_{ux}^2(x - x^2) + v_{uy}^2(y - y^2) + v_{uz}^2(z - z^2)}{\sqrt{(x^2 - x)^2 + (y^2 - y)^2 + (z^2 - z)^2}} + \delta t_u \\ \dots \\ f_d^n(t_1) = \frac{f_0}{c} \cdot \frac{v_{ux}^n(x - x^n) + v_{uy}^n(y - y^n) + v_{uz}^n(z - z^n)}{\sqrt{(x^n - x)^2 + (y^n - y)^2 + (z^n - z)^2}} + \delta t_u \end{cases} \quad (6)$$

3.3 加权定位算法

基于牛顿迭代及其线性化方法,上述两类非线性方程组均可线性化为矩阵表达形式: $\mathbf{G} \cdot \Delta \mathbf{x} = \Delta \mathbf{f}$,其中 $\Delta \mathbf{f}$ 为伪距或多普勒测量体制下的观测量与计算量之差, $\Delta \mathbf{x}$ 为基于该差解算出的用户未知参数的修正量, \mathbf{G} 为雅可比矩阵^[18],如式(7)。其中 $\mathbf{I}_x^{(s)}(\mathbf{x}_{k-1})$ 表示第 s 颗卫星的伪距或多普勒计算量在 \mathbf{x}_{k-1} 处对 x 的偏导。

$$\mathbf{G} = \begin{bmatrix} \mathbf{I}_x^{(1)}(\mathbf{x}_{k-1}) & \mathbf{I}_y^{(1)}(\mathbf{x}_{k-1}) & \mathbf{I}_z^{(1)}(\mathbf{x}_{k-1}) & 1 \\ \mathbf{I}_x^{(2)}(\mathbf{x}_{k-1}) & \mathbf{I}_y^{(2)}(\mathbf{x}_{k-1}) & \mathbf{I}_z^{(2)}(\mathbf{x}_{k-1}) & 1 \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ \mathbf{I}_x^{(n)}(\mathbf{x}_{k-1}) & \mathbf{I}_y^{(n)}(\mathbf{x}_{k-1}) & \mathbf{I}_z^{(n)}(\mathbf{x}_{k-1}) & 1 \end{bmatrix} \quad (7)$$

伪码测距定位体制下待求解的用户未知参量为 $\mathbf{x} = [x, y, z, \delta t_u]^T$, \mathbf{G} 矩阵只与各颗卫星相对用户的几何位置有关,又称为几何矩阵,第 k 次牛顿迭代时,雅可比矩阵的典型计算参数如式(8)。

$$\mathbf{I}_x^{(s)}(\mathbf{x}_{k-1}) = \frac{x_{k-1} - x_k^s}{\sqrt{(x_k^s - x_{k-1})^2 + (y_k^s - y_{k-1})^2 + (z_k^s - z_{k-1})^2}} \quad (8)$$

而多普勒测频定位体制下待求解的用户未知参量为 $\mathbf{x} = [x, y, z, \delta t_u]^T$, \mathbf{G} 矩阵与各颗卫星相对用户的几何位置及速度均相关,雅可比矩阵的典型计算参数如式(9)。

$$\mathbf{I}_x^{(s)}(\mathbf{x}_{k-1}) = \frac{f_0}{c} \cdot \left[\frac{v_x^s - v_x}{r^s} - \frac{x_{k-1} - x_k^s}{(r^s)^2} \cdot \frac{\mathbf{v}_u^s \cdot \mathbf{x}_u^s}{r^s} \right] \quad (9)$$

接收机对不同卫星的 ρ^s 或 f_d^s 观测值有不同的测量误差,其中较低高度角的观测卫星由于信号传播距离长、信号载噪比低等因素,会有更大的测量误差。接收机接收卫星信号的信号功率 P_R 和载噪比 C/N_0 如式(10)。其中,设定卫星天线波束角范围内具有相同的等效各向同性辐射功率(Effective Isotropic Radiated Power, EIRP),环境温度 T 为290开尔文(K),玻耳兹曼常数 k 等于 1.38×10^{-23} J/K, J为焦耳。

$$P_R = \text{EIRP} + 20 \lg \left(\frac{\lambda}{4\pi r^s} \right), \quad \frac{C}{N_0} = \frac{P_R}{kT} \quad (10)$$

因而接收卫星信号的载噪比与信号接收功率,即视距 r^s 直接相关,由式(1)可知 r^s 与接收卫星信号的仰角存在高度耦合关系。综合考虑接收卫星信号的载噪比和高度角因素,对第 s 颗卫星的定位结果设定权重 ω^s ,以提升高仰角卫星和大载噪比信号对定位结果的有益影响。定位方程组中各卫星的权重系数组成对角矩阵 \mathbf{W} ,则线性加权矩阵方程组为: $\mathbf{W}\mathbf{G} \cdot \Delta \mathbf{x} = \mathbf{W}\Delta \mathbf{f}$,基于最小二乘法解算得式(11)。

$$\Delta \mathbf{x} = (\mathbf{G}^T \mathbf{W} \mathbf{G})^{-1} \mathbf{G}^T \mathbf{W} \Delta \mathbf{f} \quad (11)$$

其中 $\Delta \mathbf{x}$ 的协方差矩阵 $\text{cov}(\Delta \mathbf{x})$ 为对角阵,对角线上的值为定位误差的方差,用户测距误差(User Range Error, URE)的方差被权系数矩阵 \mathbf{H} 放大,从而转变成定位误差方差的过程如式(12)。

$$\text{cov}(\Delta \mathbf{x}) = \mathbf{E}[\Delta \mathbf{x} \Delta \mathbf{x}^T] = (\mathbf{G}^T \mathbf{W} \mathbf{G})^{-1} \sigma_{\text{URE}}^2 = \mathbf{H} \sigma_{\text{URE}}^2 =$$

$$\begin{bmatrix} q_{xx} & q_{xy} & q_{xz} & q_{xt} \\ q_{yx} & q_{yy} & q_{yz} & q_{yt} \\ q_{zx} & q_{zy} & q_{zz} & q_{zt} \\ q_{tx} & q_{ty} & q_{tz} & q_{tt} \end{bmatrix} \sigma_{\text{URE}}^2 = \begin{bmatrix} \sigma_{xx}^2 & \sigma_{xy}^2 & \sigma_{xz}^2 & \sigma_{xt}^2 \\ \sigma_{yx}^2 & \sigma_{yy}^2 & \sigma_{yz}^2 & \sigma_{yt}^2 \\ \sigma_{zx}^2 & \sigma_{zy}^2 & \sigma_{zz}^2 & \sigma_{zt}^2 \\ \sigma_{tx}^2 & \sigma_{ty}^2 & \sigma_{tz}^2 & \sigma_{tt}^2 \end{bmatrix} \quad (12)$$

精度因子DOP值表征了当前历元下卫星几何构型对用户测量误差的放大倍数,可以从权系数矩阵 \mathbf{H} 中获得。在地心直角坐标系下的几何位置精度因子(Geometric Dilution of Precision, GDOP)和空间位置精度因子(Position Dilution of Precision, PDOP)如式(13):

$$\text{GDOP} = \sqrt{q_{xx} + q_{yy} + q_{zz} + q_{tt}}$$

$$\text{PDOP} = \sqrt{q_{xx} + q_{yy} + q_{zz}} \quad (13)$$

由式(12)和(13)知,三维空间的定位误差标准差为PDOP值与用户测量误差的乘积,如式(14):

$$\sigma_p = \sqrt{\sigma_{xx}^2 + \sigma_{yy}^2 + \sigma_{zz}^2} =$$

$$\sqrt{q_{xx} + q_{yy} + q_{zz}} \sigma_{\text{URE}} = \text{PDOP} \cdot \sigma_{\text{URE}} \quad (14)$$

即在相同测量误差条件下,较小的DOP值意味着较小的定位误差。因此卫星几何构型的改善,即DOP值的减小,有助于提升定位精度,对星座几何构型DOP值的分析可用于评估星座的定位性能。基于低轨通信星座的弱时空基准约束条件,在同样的卫星构型下,由于伪码和多普勒定位方程中雅可比矩阵的不同,其DOP值会有不同的数值表现,再结合两种测量体制下不同的用户测距误差,会导致不同的定位结果。

4 仿真验证

4.1 星座可用性分析

基于STK搭建由72个轨道面共1584颗卫星组成的低轨通信星座,轨道倾角为 53° ,星下点轨迹不经过南北极,主要服务涵盖全球99%以上人口的南北纬 60° 以内地区,星座南北对称,如图6。

并以 5° 经度 5° 纬度为间隔,在全球布设2700个测站,调整观测仰角分别为 5° 、 10° 、 15° 、 20° 、 25° 、 30° 、 35° 、 40° ,统计平均可见卫星数如图7。其中南北纬 40° 至 50° 地区卫星覆盖数最多,约为赤道地区卫星覆盖数的2倍。综合考虑可见卫星数、过境时间及接收机算力等因素,本文优选使用 15° 截止仰角。

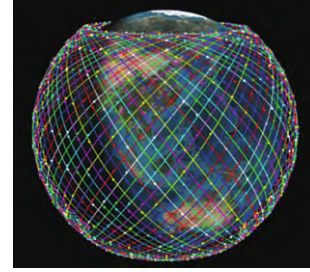


图6 低轨通信星座构型

Fig. 6 LEO communication constellation configuration

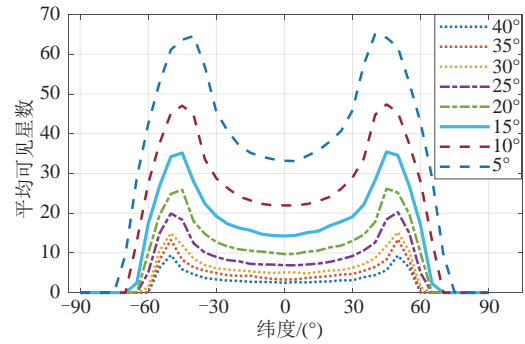


图7 不同截止仰角下可见卫星情况

Fig. 7 Visible satellites at different cut-off elevations

基于全球测站,所建低轨通信星座的伪码测距定位体制在南北纬 60° 以内地区的PDOP值如图8。

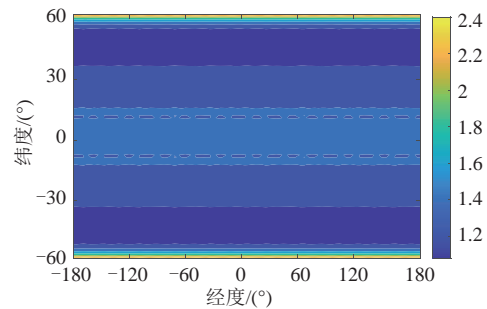


图8 南北纬 60° 以内地区PDOP值情况

Fig. 8 PDOP within the area of 60° north and south latitudes

其中南北纬 40° 至 50° 地区定位性能最好,PDOP值优于1.2;赤道地区定位性能相对较弱,PDOP值约为1.5;而南北纬 60° 以上高纬度地区,定位性能较差,PDOP值较大,无法提供导航服务。

选取北京站为分析对象,设定其坐标为(东经 116.28° ,北纬 40.07°),仿真得到1h内的可见卫星数变化情况如图9,历元间隔为1s。在该观测时段内,可见卫星数最少为22颗,最多为30颗,且存在

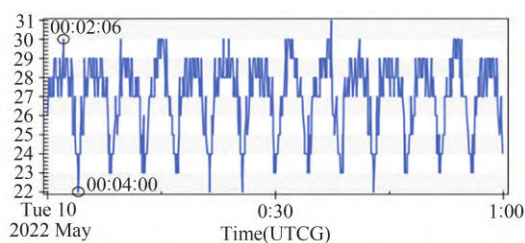


图9 北京站可见卫星数

Fig. 9 Satellite numbers of Beijing facility

较为明显的周期变化,分析可知:3600个历元内存在14个峰值,周期约为230~260历元。

PDOP值变化情况如图10。PDOP值最优为1.06,最差为1.46,在14个峰值外,还存在非周期变化的部分。对比图9,可见卫星数较多与较少时,PDOP值均较差;可见卫星数适中时,PDOP值较好。

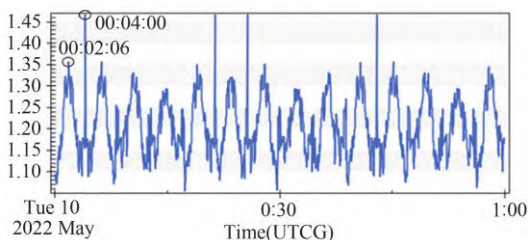


图10 北京站PDOP值

Fig. 10 PDOP of Beijing facility

某历元北京站的天空图如图11。可见卫星26颗,其中北方向上的数量最多、分布最为密集。

由于星座53°轨道倾角设计,星下点轨迹在南北纬60°附近汇集。基于图9、图10中标注的两个观测历元时刻,对应查看3D场景中,北京站上空的星

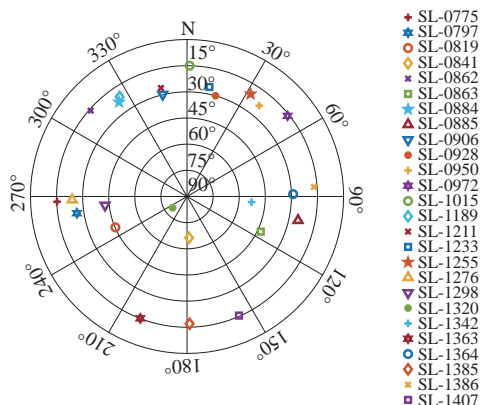


图11 某历元天空图

Fig. 11 A sky map of an epoch

座分布如图12。左侧为00:02:06时刻,北京站正上空没有卫星经过,可见卫星数多,但高仰角可见卫星较少。右侧为00:04:00时刻,有2个轨道的卫星同时经过北京站上空,可见卫星数相对较少,但高仰角可见卫星数多。由图10知,图12两种场景下的PDOP值均较差,而在两者过渡期内,北京站上空卫星分布较为均匀,PDOP值较好。



图12 两种典型卫星分布场景

Fig. 12 Two typical satellite distribution scenarios

图8与图10中的PDOP值均基于伪码测距定位体制计算得到,用于衡量测站上空可见卫星几何构型的优劣。基于北京站观测数据,对比分析多普勒测频定位体制下的DOP值,统计平均值如表2。

表2 北京站DOP均值

Tab. 2 Mean DOP values of Beijing facility

定位体制	GDOP	PDOP
伪距	1.33	1.21
多普勒	9.05	9.02

表2数据验证了两种测量体制下DOP值的不同,其中多普勒体制下的数值较大。但在两种体制内,DOP值的大小仍能表征星座几何构型的优劣,且一般只采用伪距DOP值作为星座构型的指标。

4.2 定位精度比对仿真

基于低轨通信星座弱时空基准约束场景,仿真采用550 km轨道高度的低轨通导卫星,设计播发Ku波段融合伪码测距与多普勒测频的通信信号,载波频率为11.325 GHz,带宽为250 MHz。弱时空基准误差的设定,考虑卫星搭载芯片级原子钟、采用精密定轨与预报算法实现星历播发等因素,并基于地面跟踪站和测运控系统提供时空基准校正与维持服务,并模拟真实情况中低仰角可见卫星测量误差更大的基本准则。因此,设定观测卫星的时空基准误差与可见卫星仰角呈负相关,即与卫星和接收机的视距距离成正相关,对不同的低轨通信卫星设

定10 m~30 m的时空基准误差。在 15° 截止仰角下,基于北京站各历元瞬时接收卫星数据,采用仰角与载噪比综合加权算法,开展两种测量体制定位解算。在1 h的观测时间内,对比采用加权算法与不采用加权算法时,随时间收敛的伪距、多普勒定位误差RMSE情况如图13。

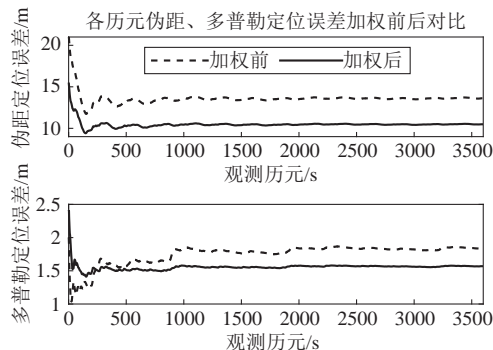


图13 加权前后定位误差

Fig. 13 Positioning error before and after weighting

由图13分析可知,加权定位算法能显著优化伪距、多普勒定位误差,可将1 h观测数据下的RMSE定位精度分别提升23.01%和14.82%。因此,基于加权定位算法,对比分析弱时空基准条件下两种测量体制的定位误差情况,解算北京站的定位误差如图14。分析可知,伪码定位误差最差为24 m,且呈现约14个周期变化;多普勒定位误差最差为4.8 m,周期变化现象不明显。

基于北京站观测数据,进一步解算各历元两种测量体制在X、Y、Z方向的定位误差如图15。三个方向上的多普勒测频体制定位误差均全面小于伪码测距体制定位误差。在X方向上,伪码测距定位误差最差约为5 m,而多普勒测频定位误差最差约

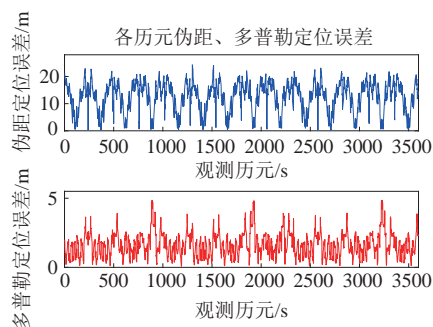


图14 北京站加权定位误差

Fig. 14 Weighting positioning error of Beijing facility

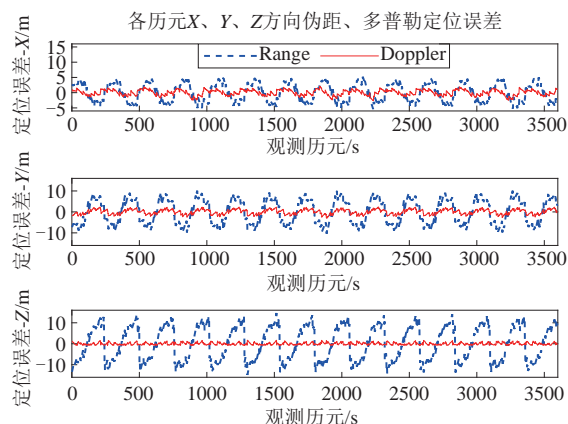


图15 X/Y/Z方向定位误差

Fig. 15 X/Y/Z direction positioning error

为2 m;在Y方向上,伪码测距定位误差最差约为10 m,而多普勒测频定位误差最差约为2 m;在Z方向上,伪码测距定位误差最差约为15 m,而多普勒测频定位误差最差仍约为2 m。

统计两种测量体制的RMSE误差如表3。可知多普勒测频体制的定位精度为1.57 m,相比伪码测距定位体制下10.49 m的定位误差,定位精度优化85%。其中在X方向上定位精度提升68.6%,优化幅度最小;在Y方向上定位精度提升80.3%;在Z方向上定位精度提升93.2%,优化幅度最大。

表3 X/Y/Z方向RMSE误差

Tab. 3 X/Y/Z direction RMSE error

定位体制	X/m	Y/m	Z/m	$\Delta x/m$
伪距	2.93	5.79	8.24	10.49
多普勒	0.92	1.14	0.56	1.57

综合考虑图9、图10星座可见卫星数、DOP值,及图14中伪距定位误差的周期变化,可考虑将观测时段划分为14个周期,每个周期设定240个历元,这样可以基于单周期的短时特性分析,而快速掌握较为可信的定位误差变化情况。按照周期取定位误差的平均值,平滑误差如图16。

图16中在三个子方向上,两种测量体制下各周期的平均定位误差较为稳定。统计三维(3-Dimension, 3-D)定位误差,及转换到东北天(East North Up, ENU)坐标系时,并采用高程辅助情况下的2-D定位误差RMSE值如图17。

图17中伪码测距定位体制下,3-D的RMSE误

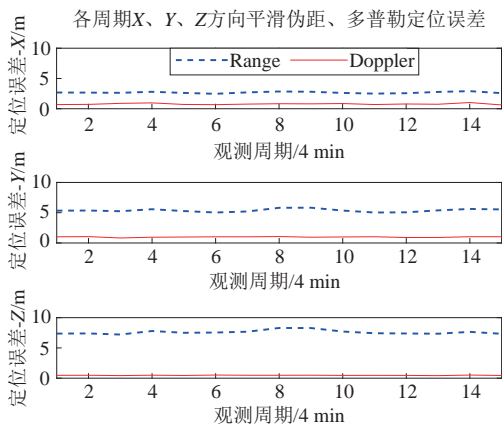


图 16 X/Y/Z 方向平滑定位误差

Fig. 16 X/Y/Z direction smooth positioning error

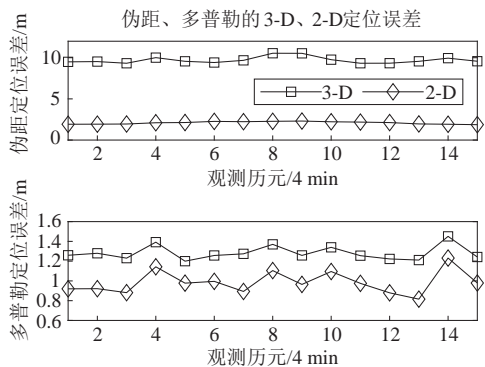


图 17 3-D/2-D 定位误差

Fig. 17 3-D/2-D positioning error

差为 9.7 m, 2-D 的 RMSE 误差为 2.1 m, 定位精度相较 3-D 提升 78.4%。多普勒测频定位体制下, 3-D 的 RMSE 误差为 1.28 m, 比伪距定位 3-D 的 RMSE 误差优化 86.8%; 2-D 的 RMSE 误差为 0.99 m, 定位精度相较 3-D 提升 22.7%, 比伪距定位 2-D 的 RMSE 误差优化 52.9%。

上述定位精度比对实验, 基于北京站 1 h 观测数据, 通过不同维度全面开展了两种测量体制下的加权算法定位解算分析, 结果表明: 多普勒测量体制有更好的定位精度表现, 给出了更为可靠的解决方案。

4.3 时延频差量化分析

最后基于理论分析设计时延频差实验, 量化时延与频差量分别对 MEO 与 LEO 系统定位误差的影响。其中 MEO 星座的截止仰角为 7° , 北京地区可见卫星数约 8 颗; LEO 星座的截止仰角为 15° , 北京地区可见卫星数约 25 颗。量化分析时延对伪码测距定位误差

的影响, 及频差对多普勒测频定位误差的影响。在 3600 历元内, 采用蒙特卡洛模型分别进行 100 次仿真实验, 得到不同时延及频差下的 RMSE 均值如表 4。

表 4 时延/频差定位误差量化表

Tab. 4 Delay/Frequency Difference Positioning Error

时延	MEO	LEO	频差	MEO	LEO
0.01 μs	4.4 m	3 m	0.01 Hz	17 m	0.02 m
0.1 μs	44 m	30 m	0.1 Hz	170 m	0.18 m
1 μs	440 m	300 m	1 Hz	1.7 km	1.8 m
10 μs	4.4 km	3 km	10 Hz	17 km	18 m

对比可得, 在伪码测距定位体制下, 相同的时延对两系统造成的测距误差相差不大。而在多普勒测频定位体制下, 相同的频差对两系统造成的测距误差差别巨大, 且低轨星座的多普勒测频体制定位误差比 GNSS 星座低三个数量级。

通过上述仿真实验可知, 在设定低轨通信星座弱时空基准约束下, 多普勒测频体制的定位精度将优于伪码测距体制, 从而论证了在设定的弱时空基准约束下, 多普勒测频定位体制是一种更为可靠的低轨通信星座导航定位方案。

5 结论

本文基于 STK 搭建低轨通信星座, 基于融合通信信号的伪码测距信号和多普勒测频信号, 分别针对伪码测距体制和多普勒测频体制在弱时空基准约束下的定位性能进行了比对分析与精度评估。结果表明: 在设定弱时空基准约束下, 通信信号的多普勒测频定位精度将优于伪码测距定位精度。因此, 在基于时空基准精度较低的低轨通信星座提供导航定位服务时, 多普勒测频定位方案相较伪码测距方案将具有更高的可靠性。研究工作顺应低轨巨型星座发展与低轨通导一体化建设趋势, 可为低轨通信卫星用于导航定位服务提供有益参考。

参考文献

- [1] 杨元喜. 综合 PNT 体系及其关键技术[J]. 测绘学报, 2016, 45(5): 505-510.
YANG Yuanxi. Concepts of comprehensive PNT and related key technologies [J]. Acta Geodaetica et Cartographica Sinica, 2016, 45(5): 505-510. (in Chinese)

- [2] REID T G R, WALTER T, ENGE P K, et al. Navigation from LEO-part1: concept, current capability, and future promise[M]//2021 IEEE Position, Navigation, and Timing Technologies in the 21st Century: Integrated Satellite Navigation, Sensor Systems, and Civil Applications, Volume 2. Hoboken, NJ, US. IEEE, 2021: 1359-1379.
- [3] KASSAS Z M. Navigation from low earth orbit - part 2: models, implementation, and performance[M]//2021 IEEE Position, Navigation, and Timing Technologies in the 21st Century: Integrated Satellite Navigation, Sensor Systems, and Civil Applications, Volume 2. Hoboken, NJ, US. IEEE, 2021: 1381-1412.
- [4] 袁洪, 陈潇, 罗瑞丹, 等. 对低轨导航系统发展趋势的思考[J]. 导航定位与授时, 2022, 9(1): 1-11.
YUAN Hong, CHEN Xiao, LUO Ruidan, et al. Review of the development trend of LEO-based navigation system [J]. Navigation Positioning and Timing, 2022, 9(1): 1-11. (in Chinese)
- [5] REID T G R, NEISH A M, WALTER T, et al. Broad-band LEO constellations for navigation [J]. Navigation, 2018, 65(2): 205-220.
- [6] 刘路, 郭金运, 周茂盛, 等. GNSS广播星历轨道和钟差精度分析[J]. 武汉大学学报·信息科学版, 2022, 47(7): 1122-1132.
LIU Lu, GUO Jinyun, ZHOU Maosheng, et al. Accuracy analysis of GNSS broadcast ephemeris orbit and clock offset[J]. Geomatics and Information Science of Wuhan University, 2022, 47(7): 1122-1132. (in Chinese)
- [7] 马开锋, 彭碧波, 洪樱. 基于卫星轨道特征的低轨卫星星历参数拟合法[J]. 大地测量与地球动力学, 2007, 27(1): 85-90.
MA Kaifeng, PENG Bibo, HONG Ying. LEO satellite ephemeris parameters fitting method based on orbit character of satellite [J]. Journal of geodesy and geodynamics, 2007, 27(1): 85-90. (in Chinese)
- [8] 袁俊军, 李凯, 唐成盼, 等. 面向精密位置服务的低轨卫星轨道预报精度分析[J]. 测绘学报, 2022, 51(5): 640-647.
YUAN Junjun, LI Kai, TANG Chengpan, et al. Accuracy analysis of LEO satellites orbit prediction for precise position service[J]. Acta Geodaetica et Cartographica Sinica, 2022, 51(5): 640-647. (in Chinese)
- [9] 董文豪, 达凯, 宋志勇, 等. 基于叠加式传感器的多普勒雷达多目标联合检测与估计[J]. 信号处理, 2022, 38(5): 964-972.
DONG Wenhao, DA Kai, SONG Zhiyong, et al. Multi-target joint detection and estimation of Doppler radar based on superpositional sensors[J]. Journal of Signal Processing, 2022, 38(5): 964-972. (in Chinese)
- [10] CHEN Xi, WANG Menglu, ZHANG Lei. Analysis on the performance bound of Doppler positioning using one LEO satellite[C]//2016 IEEE 83rd Vehicular Technology Conference. NanJing, China. IEEE, 2016: 1-5.
- [11] 缪颖杰, 刘飞峰, 刘鸿杰, 等. 基于延时多普勒对齐的组网雷达点源干扰抑制算法[J]. 信号处理, 2021, 37(10): 1923-1929.
MIAO Yingjie, LIU Feifeng, LIU Hongjie, et al. Adaptive signal suppression based on delay-Doppler alignment for single point radiation source in radar network [J]. Journal of Signal Processing, 2021, 37(10): 1923-1929. (in Chinese)
- [12] 梁健. 铱星 STL 系统定位方法研究[D]. 武汉: 华中科技大学, 2019.
LIANG Jian. Investigation on iridium STL positioning method [D]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology, 2019. (in Chinese)
- [13] 秦红磊, 谭滋中, 丛丽, 等. 基于铱星机会信号的定位技术[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(9): 1691-1699.
QIN Honglei, TAN Zizhong, CONG Li, et al. Positioning technology based on IRIDIUM signals of opportunity [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(9): 1691-1699. (in Chinese)
- [14] MORALES J, KHALIFE J, KASSAS Z M. Simultaneous tracking of orbcomm LEO satellites and inertial navigation system aiding using Doppler measurements [C]//2019 IEEE 89th Vehicular Technology Conference. Kuala Lumpur, Malaysia. IEEE, 2019: 1-6.
- [15] KHALIFE J, NEINAVAI E M, KASSAS Z M. The first carrier phase tracking and positioning results with starlink LEO satellite signals[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2022, 58(2): 1487-1491.
- [16] PSIAKI M L. Navigation using carrier Doppler shift from a LEO constellation: TRANSIT on steroids [J]. Navigation, 2021, 68(3): 621-641.
- [17] 蔚保国, 鲍亚川, 杨梦焕, 等. 通导一体化概念框架与关键技术研究进展[J]. 导航定位与授时, 2022, 9(2): 1-14.
YU Baoguo, BAO Yachuan, YANG Menghuan, et al. Conceptual framework and research progress on communication and navigation integration [J]. Navigation Positioning and Timing, 2022, 9(2): 1-14. (in Chinese)
- [18] 张贤达. 矩阵分析与应用[M]. 北京: 清华大学出版

社, 2004.

ZHANG Xianda. Matrix Analysis and Applications [M].
Beijing: Tsinghua University Press, 2004. (in Chinese)

作者简介



陈静茹 女, 1997年生, 山东济南人。
中国科学院大学硕士, 主要研究方向为低
轨卫星导航等。

E-mail: chenjingru20@mails.ucas.ac.cn



胡雨昕 女, 1992年生, 江苏南京人。
空中交通管理系统与技术国家重点实验
室工程师, 主要研究方向为航空运输管
理、规划和建模、国际运输和运营管理等。

E-mail: yuxinhu_helen@163.com



刘 玥 女, 1999年生, 湖南长沙人。
中国科学院大学博士, 主要研究方向为低
轨卫星导航等。

E-mail: liuyue212@mails.ucas.ac.cn



雷 鸣 男, 1997年生, 河北邯郸人。
中国科学院大学博士, 主要研究方向为跳
频信号处理等。

E-mail: leiming20@mails.ucas.ac.cn



徐 颖 女, 1983年生, 四川眉山人。
中国科学院空天信息创新研究院研究员,
博士生导师, 主要研究方向为导航信号与
导航增强、导航信号体制等。

E-mail: xuying@aircas.ac.cn



陈佳佳 男, 1990年生, 江苏盐城人。
宿迁学院信息工程学院副教授, 主要研究
方向为卫星导航欺骗检测、多径抑制技术
等。

E-mail: chenjjia19@mails.ucas.ac.cn



袁 超(通讯作者) 男, 1986年生,
江西高安人。中国科学院空天信息创新
研究院工程师, 主要研究方向为卫星导航
接收机及应用技术、GNSS电离层探测技
术与设备。

E-mail: yuanchao100918@aircas.ac.cn