

低轨通信卫星多普勒定位性能分析

周舒涵^{1†} 陈明剑^{1‡} 景鑫¹ 柯晔^{1,2}

(1 信息工程大学地理空间信息学院 郑州 450001)

(2 31618部队 福州 350000)

摘要 为了研究低轨通信卫星多普勒定位性能,首先分析了低轨卫星的对地覆盖特性、信号传输特性以及多普勒频移特性,推导了多普勒定位原理和方法,提出了适用于多普勒定位的精度因子.基于已在轨的铱星和全球星系统,解算了全球范围可见卫星数和定位精度因子,并对相应测站进行了定位仿真实验和误差分析.结果表明:对于铱星和全球星系统,随着纬度降低,卫星可见数减小,多普勒几何精度因子变大;多普勒定位结果精度同时受到频率测量精度、卫星位置误差以及卫星速度误差影响,当卫星位置误差小于10 m、卫星速度误差小于 $0.1 \text{ km} \cdot \text{s}^{-1}$ 时,对定位结果影响不大,此时频率测量精度成为影响定位精度的决定性因素,且当频率测量精度为0.01 Hz时,定位精度可达1.18 m.

关键词 通信卫星, 多普勒定位, 精度衰减因子, 定位误差

中图分类号: P128; **文献标识码:** A

1 引言

全球卫星导航系统(Global Navigation Satellite System, GNSS)是一种重要的时空信息基础设施^[1],可为用户提供全球范围、全天候和高精度的导航定位授时服务.然而,GNSS系统存在着几个需要直面的缺陷.首先,GNSS系统通常采用中地球轨道卫星(Medium Earth Orbit, MEO)播发导航信号,其卫星轨道较高,卫星信号空间衰减严重,落地功率小(一般在 -160 dBW 至 -155 dBW 之间)^[2],极易被遮挡和干扰,导致定位精度大打折扣;其次,MEO卫星运动速度慢,空间几何结构变化慢,对于精密单点定位(Precise Point Positioning, PPP)通常需要较长时间初始化,且信号出现失锁等情况后,需要重新初始化,难以满足高动态用户实时PPP的需求^[3].近年来,随着马斯克“星链计划”的提出^[4],越来越多的低轨(Low-Earth Orbit, LEO)通信卫星

被送入太空,国内外学者纷纷提出利用低轨通信卫星进行导航增强或作为独立的导航定位系统的设想.

LEO卫星定位系统具有轨道高度低、运动速度快、信号空间损耗小、落地功率强、抗干扰能力强等特点.王磊等^[5]对“珞珈一号”实验卫星播发的双频测距信号进行质量分析,结果表明信号伪距和载波在高仰角时的观测精度分别优于1.5 m和1.7 mm.但是,对于LEO卫星定位系统,若仍采用GNSS伪距基于时间差定位方法,对系统时间同步的要求很高,将大大增加系统建设成本^[6].目前大多数LEO通信卫星都未搭载高精度原子钟,难以做到时间同步.LEO卫星相对地面运动速度快,多普勒频移大,具有良好的多普勒观测性^[7],基于多普勒特性的定位技术非常适合LEO卫星定位系统.

目前,国内外各企业纷纷发射各自的低轨星座,

2022-04-08收到原稿, 2022-07-04收到修改稿

[†]shuhandzhou@whu.edu.cn

[‡]zzcmj@139.com

例如国外的“轨道通信”(ORBCOMM)、“一网”(OneWeb)以及国内的“鸿雁”、“虹云”星座^[8-11]. 未来这些低轨卫星组网完成, 形成大规模低轨卫星群, 可为LEO卫星定位技术提供大量的观测数据. 为了研究这些LEO卫星多普勒定位性能, 本文首先分析了LEO卫星的相关特性, 推导了多普勒定位的数学模型, 提出了一种适用于多普勒定位的几何精度因子(Geometric Dilution of Precision, GDOP), 结合在轨低轨通信星座, 解算了全球范围的GDOP值和可见卫星数, 分析了低轨通信卫星的定位性能.

2 低轨卫星特性

2.1 单星覆盖特性

LEO卫星轨道高度通常在500–2000 km之间. 其对地覆盖范围可由地面站对卫星可视区域对于地球的中心半角反映. 假设地球是一个均匀球体, 则卫星可视半角 α 可表示为:

$$\alpha = \arccos \left(\frac{R}{R + H} \cdot \cos E_0 \right) - E_0, \quad (1)$$

式中, $R = 6378 \text{ km}$ 为地球半径; H 为卫星高度; E_0 为截止高度角. 卫星对地覆盖示意图如图1所示. 不难看出, 卫星对地覆盖范围与卫星高度和截止高度角相关, 且卫星轨道越高、截止高度角越小, 可视半角 α 越大、地面覆盖范围越大. 图2中带有不同标记的实线表示了在不同截止高度角条件下, 地面可视半角随卫星轨道高度变化的情况.

由于LEO卫星高度远小于MEO和GEO (Geosynchronous Earth Orbit)卫星, 单星覆盖范围也远小于MEO和GEO卫星, 因此对于LEO星座, 若要实现全球多重覆盖, 需要更多的卫星.

2.2 信号传输特性

卫星信号传播过程中会受到各种各样的衰减与损耗, 对用户接收信号的强度影响最大的是信号传播过程中的自由空间损耗^[12], 可以表示为:

$$L_{dB} = 32.45 + 20 \lg (f_{\text{MHz}}) + 20 \lg (d_{\text{km}}), \quad (2)$$

其中, L_{dB} 为信号自由空间损耗; f_{MHz} 为信号频率, 单位为MHz; d_{km} 为传播距离, 单位为km.

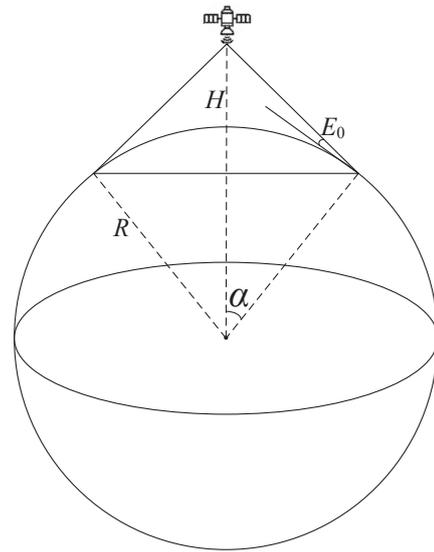


图 1 单星覆盖示意图

Fig. 1 Coverage of the single satellite

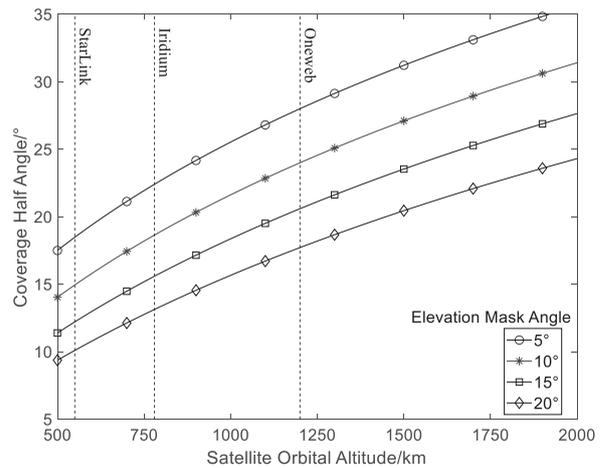


图 2 不同轨道高度和截止高度角低轨卫星对地覆盖半角

Fig. 2 Half angle for coverage of satellites with different orbital altitudes and elevation mask angles

信号频率和传播距离是影响信号自由空间损耗的关键因素. 以Iridium、StarLink和GPS卫星为例, 其轨道高度、用户下行信号中心频率如表1所示. 为简化计算模型, 此处计算卫星星下点用户接收信号的自由空间损耗, 此时卫星高度角为 90° , 信号传播距离可近似为卫星轨道高度, 再由(2)式可计算出3种卫星信号自由空间损耗分别为 L_{Iridium}

=154.5 dB、 $L_{\text{StarLink}}=168.6$ dB和 $L_{\text{GPS}}=182.5$ dB.

表 1 Iridium、StarLink和GPS卫星部分参数
Table 1 Some parameters of Iridium, StarLink and GPS satellites

Name of satellites	Orbital altitude/km	Centre frequency (user downlink)
Iridium	780	1616.0 MHz
StarLink	550	11.7 GHz
GPS	20200	1575.42 MHz

可以看出, 对于LEO和MEO卫星信号自由空间损耗, 轨道高度的影响要大于信号频率的影响. 同样播发L波段信号的Iridium和GPS卫星, Iridium信号空间损耗要比GPS小28 dB, 用户接收到Iridium的功率约为GPS信号的1000倍. 因此, LEO卫星信号相比GNSS具有更大的落地功率和更强的抗干扰、抗欺骗能力.

2.3 多普勒频移特性

由于低轨卫星与地面接收机之间具有相对运动, 根据多普勒效应, 卫星发射信号频率与地面接收机接收到的信号频率之间存在着一定的差值, 这个差值被称作为多普勒频移^[13], 其大小与卫星相对

地面接收机的径向速度和信号发射初始频率有关, 具体关系如下:

$$f_d = f_r - f^s = \frac{\mathbf{v}_r - \mathbf{v}^s}{c} \cdot \frac{\mathbf{x}^s - \mathbf{x}_r}{\|\mathbf{x}^s - \mathbf{x}_r\|} f^s, \quad (3)$$

式中, f_d 为多普勒频移; f^s 、 f_r 分别为卫星发射信号频率和接收机接收信号频率; $\mathbf{v}^s = [v_x^s \ v_y^s \ v_z^s]$ 、 $\mathbf{v}_r = [v_{x_r} \ v_{y_r} \ v_{z_r}]$ 分别为卫星运动速度和接收机运动速度; $\mathbf{x}^s = [x^s \ y^s \ z^s]^T$ 、 $\mathbf{x}_r = [x_r \ y_r \ z_r]^T$ 分别为卫星位置和接收机位置.

当地面接收机静止时, 多普勒频移可进一步表示为:

$$f_d = \frac{\mathbf{v}^s}{c} \cdot \frac{\mathbf{x}_r - \mathbf{x}^s}{\|\mathbf{x}_r - \mathbf{x}^s\|} f^s = \frac{\mathbf{v}^s \cdot \mathbf{e}}{c} f^s, \quad (4)$$

式中 \mathbf{e} 为卫星指向接收机的方向向量.

为了对比LEO和MEO卫星的多普勒特性, 设置卫星截止高度角为 10° , LEO和MEO卫星高度分别为780 km和20200 km, 轨道倾角分别为 89° 和 55° , 且均经过地面接收机天顶, 发射频率有L (1616 MHz)、Ku (10.7 GHz)、Ka (26.5 GHz)波段, 则由(4)式可计算出整个卫星过境时间内接收机接收的多普勒频移值如图3所示.

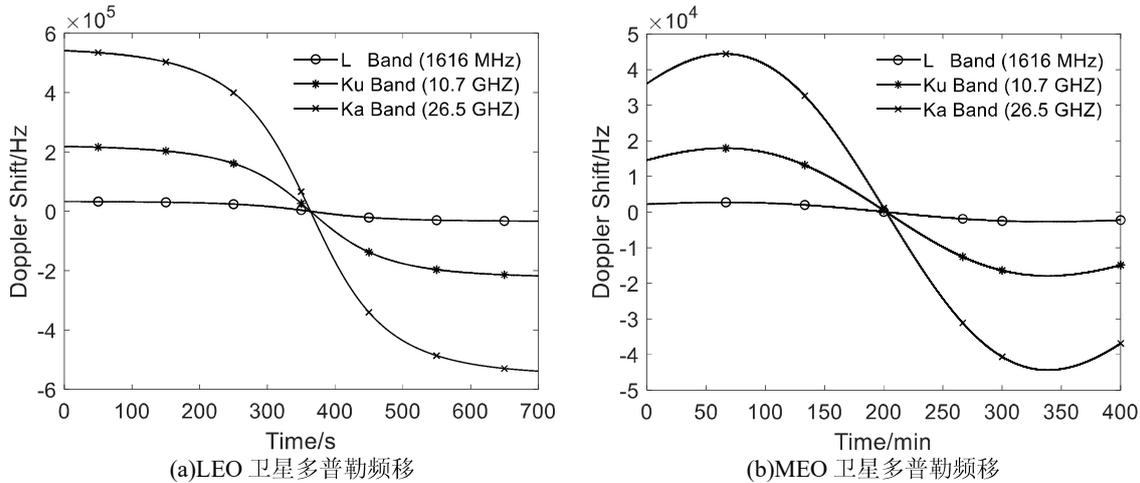


图 3 LEO、MEO卫星不同频率信号多普勒频移

Fig. 3 Doppler shift of LEO and MEO satellites with different frequency signals

从图中可以看出,当接收机恰好能观测到卫星时,多普勒频移达到最大值.随着卫星仰角的增大,多普勒频移值下降,当卫星处于接收机天顶时,卫星相对接收机径向速度为零,多普勒频移值也为零.随后卫星远离接收机,多普勒频移值呈现负值.LEO卫星由于运行轨道低、运动速度快,因此相对MEO卫星具有更大的多普勒频移值,在同一仰角下,LEO卫星多普勒频移值约为MEO卫星的15倍.对于不同频段,Ka波段由于频率高于Ku和L波段,因此多普勒频移值也远远高出Ku和L波段,当发射源为LEO卫星时,Ka波段多普勒频移在-540 kHz至540 kHz之间.

3 多普勒定位原理

低轨卫星定位技术通常采用积分多普勒和瞬时多普勒作为观测量,当可见卫星数较少时,需要对卫星进行较长时间的观测,利用积分多普勒进行定位解算,不具有实时性.随着越来越多的低轨卫星被送入太空,瞬时多普勒定位也变得可能.

3.1 多普勒定位模型

当用户接收到某颗卫星的信号时可测量出信号的多普勒频移值,且用户一定处于以该卫星位置为锥顶的等多普勒圆锥曲面上,曲面上所有点的多普勒频移值相同且等于多普勒频移测量值.当接收到多颗卫星信号时,形成多个等多普勒圆锥曲面,这些曲面会相交于一点,该点位置即解算用户位置.

由(4)式可知,当考虑频率测量误差时,接收机瞬时多普勒频移观测方程可表示为:

$$f(\mathbf{u}) = \frac{f^s}{c} \mathbf{v}^s \cdot \frac{\mathbf{x}_r - \mathbf{x}^s}{\|\mathbf{x}_r - \mathbf{x}^s\|} + \delta f_r + \varepsilon_f, \quad (5)$$

式中, δf_r 为接收机钟偏, ε_f 为频率测量误差, $\mathbf{u} = [\mathbf{x}_r \ \delta f_r]^T$ 为用户三维坐标和接收机钟偏4个待求未知数.

在传统GNSS伪距定位中,通常给定用户一个

初始估计解,利用牛顿迭代法进行迭代解算,最后收敛值作为定位结果.同样地,假设用户初始估计解为 $\mathbf{u}_0 = [x_0 \ y_0 \ z_0 \ \delta f_{r0}]^T$,将多普勒观测方程线性化可得:

$$f(\mathbf{u}) = f(\mathbf{u}_0) + \left. \frac{\partial f}{\partial x} \right|_{x=x_0} (x - x_0) + \left. \frac{\partial f}{\partial y} \right|_{y=y_0} (y - y_0) + \left. \frac{\partial f}{\partial z} \right|_{z=z_0} (z - z_0) + (\delta f_r - \delta f_{r0}) + \dot{o}, \quad (6)$$

$$\begin{aligned} \left. \frac{\partial f}{\partial x} \right|_{x=x_0} &= \frac{f^s}{c} \left[\frac{v_x}{\|\mathbf{x}_0 - \mathbf{x}^s\|} - (x_0 - x^s) \frac{\mathbf{v}^s \cdot (\mathbf{x}_0 - \mathbf{x}^s)}{\|\mathbf{x}_0 - \mathbf{x}^s\|^3} \right], \\ \left. \frac{\partial f}{\partial y} \right|_{y=y_0} &= \frac{f^s}{c} \left[\frac{v_y}{\|\mathbf{x}_0 - \mathbf{x}^s\|} - (y_0 - y^s) \frac{\mathbf{v}^s \cdot (\mathbf{x}_0 - \mathbf{x}^s)}{\|\mathbf{x}_0 - \mathbf{x}^s\|^3} \right], \\ \left. \frac{\partial f}{\partial z} \right|_{z=z_0} &= \frac{f^s}{c} \left[\frac{v_z}{\|\mathbf{x}_0 - \mathbf{x}^s\|} - (z_0 - z^s) \frac{\mathbf{v}^s \cdot (\mathbf{x}_0 - \mathbf{x}^s)}{\|\mathbf{x}_0 - \mathbf{x}^s\|^3} \right], \end{aligned} \quad (7)$$

式中, \dot{o} 为高阶微小量,通常可忽略不计.

当用户接收机接收到多颗卫星信号时,由多个多普勒观测方程可得到联立方程组以及状态更新矩阵:

$$\begin{aligned} \mathbf{G} \begin{bmatrix} x - x_0 \\ y - y_0 \\ z - z_0 \\ \delta f_r - \delta f_{r0} \end{bmatrix} + \boldsymbol{\epsilon} &= \mathbf{G} \cdot \Delta \mathbf{u}_k + \boldsymbol{\epsilon} \\ \Delta \mathbf{f} &= \begin{bmatrix} f^{(1)}(\mathbf{u}) - f^{(1)}(\mathbf{u}_k) \\ f^{(2)}(\mathbf{u}) - f^{(2)}(\mathbf{u}_k) \\ \vdots \\ f^{(n)}(\mathbf{u}) - f^{(n)}(\mathbf{u}_k) \end{bmatrix}, \end{aligned} \quad (8)$$

$$\mathbf{G} = \begin{bmatrix} \frac{\partial f^{(1)}}{\partial x} & \frac{\partial f^{(1)}}{\partial y} & \frac{\partial f^{(1)}}{\partial z} & 1 \\ \frac{\partial f^{(2)}}{\partial x} & \frac{\partial f^{(2)}}{\partial y} & \frac{\partial f^{(2)}}{\partial z} & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \frac{\partial f^{(n)}}{\partial x} & \frac{\partial f^{(n)}}{\partial y} & \frac{\partial f^{(n)}}{\partial z} & 1 \end{bmatrix}_{\mathbf{x}=\mathbf{x}_k}, \quad (9)$$

式中, k 为迭代次数; \mathbf{u}_k 为第 k 次迭代解算 \mathbf{u} 的估计值; $\boldsymbol{\epsilon}$ 为残差向量; $\Delta \mathbf{f}$ 为用户接收到卫星信号的多普勒频移的真实值与预测值的差值向量; $\frac{\partial f^{(i)}}{\partial x}$ 、 $\frac{\partial f^{(i)}}{\partial y}$ 、 $\frac{\partial f^{(i)}}{\partial z}$, $i = 1, 2, \dots, n$, 分别为第 i 颗卫星的多普勒观测方程在 \mathbf{u}_k 处的偏导数. 根据最小二乘原理解得:

$$\Delta \mathbf{u}_k = (\mathbf{G}^T \mathbf{G})^{-1} \mathbf{G}^T \cdot \Delta \mathbf{f}, \quad (10)$$

将解算出的 $\Delta \mathbf{u}_k$ 对上一步估计解 \mathbf{u}_k 进行改正, 则更新后的估计解为 $\mathbf{u}_{k+1} = \mathbf{u}_k + \Delta \mathbf{u}_k$, 将其代入下一次迭代运算, 直到 $\Delta \mathbf{u}_k$ 的二范数小于某个设定的阈值时, 则退出迭代, 此时的 \mathbf{u}_{k+1} 作为最终的用户3维坐标和接收机频偏解.

3.2 多普勒定位精度因子

传统GNSS伪距定位GDOP值反映了用户坐标和接收机钟差与伪距观测误差方差之间的关系^[14], 在利用多普勒定位时, 观测量是多普勒频移, GDOP值反映的是用户坐标和接收机频偏与频率测量误差方差之间的关系.

由(10)式可以推导用户坐标3个方向和接收机频偏误差 $\boldsymbol{\epsilon}_u$ 与频率测量误差 $\boldsymbol{\epsilon}_f$ 之间关系为:

$$\boldsymbol{\epsilon}_u = [\boldsymbol{\epsilon}_x \ \boldsymbol{\epsilon}_y \ \boldsymbol{\epsilon}_z \ \boldsymbol{\epsilon}_{\delta f_r}]^T = (\mathbf{G}^T \mathbf{G})^{-1} \mathbf{G}^T \cdot \boldsymbol{\epsilon}_f. \quad (11)$$

假设接收机接收卫星信号期间各项参数保持不变, 且每个观测值之间相互独立, 观测误差服从标准正态分布, 均值为0、方差为 σ^2 . 所以频率测量误差的协方差可表示为:

$$\begin{aligned} \text{Cov}(\boldsymbol{\epsilon}_u) &= \text{E}(\boldsymbol{\epsilon}_u \boldsymbol{\epsilon}_u^T) \\ &= \text{E} \left\{ (\mathbf{G}^T \mathbf{G})^{-1} \mathbf{G}^T \boldsymbol{\epsilon}_f \cdot \boldsymbol{\epsilon}_f^T [(\mathbf{G}^T \mathbf{G})^{-1} \mathbf{G}^T]^T \right\} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} &= (\mathbf{G}^T \mathbf{G})^{-1} \mathbf{G}^T \text{E}(\boldsymbol{\epsilon}_f \cdot \boldsymbol{\epsilon}_f^T) [(\mathbf{G}^T \mathbf{G})^{-1} \mathbf{G}^T]^T \\ &= (\mathbf{G}^T \mathbf{G})^{-1} \sigma^2. \end{aligned} \quad (12)$$

上式中Cov表示协方差, E表示期望. 定义权阵 \mathbf{Q} , 表示为对频率测量误差的放大倍数:

$$\mathbf{Q} = (\mathbf{G}^T \mathbf{G})^{-1} = \begin{bmatrix} q_{11} & q_{12} & q_{13} & q_{14} \\ q_{21} & q_{22} & q_{23} & q_{24} \\ q_{31} & q_{32} & q_{33} & q_{34} \\ q_{41} & q_{42} & q_{43} & q_{44} \end{bmatrix}, \quad (13)$$

则利用多普勒定位的几何精度因子GDOP为:

$$\text{GDOP} = \sqrt{q_{11} + q_{22} + q_{33} + q_{44}}. \quad (14)$$

同样地, 与位置相关的精度因子PDOP (Position Dilution of Precision)可以表示为:

$$\text{PDOP} = \sqrt{q_{11} + q_{22} + q_{33}}. \quad (15)$$

由(9)式和(13)式可以看出, 矩阵 \mathbf{Q} 和 \mathbf{G} 仅与可见卫星的个数、位置速度以及播发的信号频率有关, 与接收机的好坏、信号强度的大小并无关联. 对于同一种卫星系统, 播发的信号频率相同, 此时GDOP与PDOP值只与可见卫星的位置、速度和数量有关. GDOP与PDOP值越小, 频率测量误差对接收机坐标和频偏的解算结果影响越小, 定位结果越可靠. 因此, 可以用多普勒GDOP与PDOP值来分析低轨卫星多普勒定位系统的性能.

4 定位性能分析

4.1 低轨星座仿真

为保证星座的完整性和可靠性, 本文选用了已经完成组网并在轨服务的Iridium-NEXT星座和全球星(GlobalStar)星座作为低轨通信卫星定位系统, 星座参数如表2所示. 并从Space-track网站(www.space-track.org)下载2021年12月6日发布的Iridium-NEXT和GlobalStar两行根数作为仿真星座的初始参数, 仿真星座构型如图4所示.

表 2 Iridium-NEXT和GlobalStar星座部分参数
Table 2 Some parameters of Iridium-NEXT and GlobalStar satellites

Name of satellites	Num of satellites	Orbital altitude/km	Incidence	Centre frequency/MHz
Iridium-NEXT	75	780	86.4°	1616
GlobalStar	48	1414	52°	2500

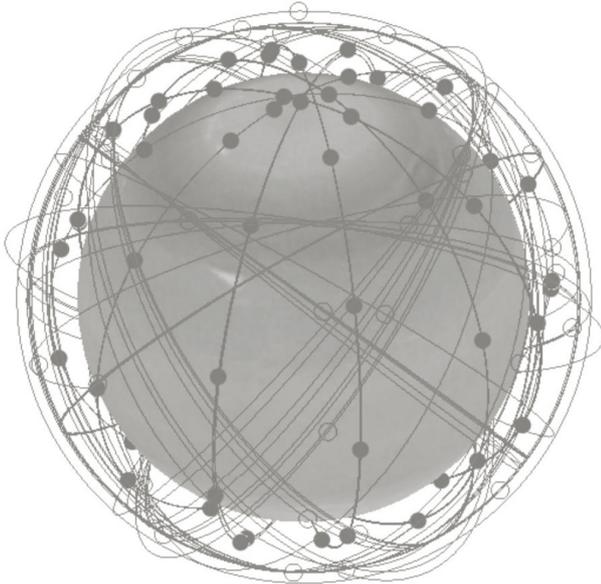


图 4 Iridium-NEXT (实心圆)和GlobalStar (空心圆)星座构型

Fig. 4 Constellation configuration of Iridium-NEXT (solid circle) and GlobalStar (hollow circle)

4.2 全球范围卫星可见数与GDOP值

基于仿真的低轨通信卫星星座, 在全球范围内按经纬度 $1^\circ \times 1^\circ$ 的间隔生成若干个格网点, 每隔 1 min 计算一次每个格网点的卫星可见数、GDOP 和 PDOP 值. 仿真总时长设置为 10 min, 高度截止角取 10° , 取 10 次计算的平均值作为格网点最终的卫星可见数、GDOP 和 PDOP 值, 结果如图 5 所示.

从图中可以看出: 由于 Iridium-NEXT 卫星轨道倾角较高, 高纬度地区可见卫星数较多, 平均在 13 颗左右, 极地地区最高可见 18 颗卫星. 随着纬度降低, 可见卫星数不断下降, 部分中低纬度地区

平均可见数在 5 颗以下. 由(11)、(14)和(15)式可知, GDOP 和 PDOP 值的大小与可见卫星的几何分布有关, 当可见卫星数增加时, GDOP 和 PDOP 值会随之减少. 卫星可见数在 6 颗的区域, GDOP 值和 PDOP 值平均都小于 150, 而当卫星可见数大于 10 时, GDOP 值随卫星数量的增加下降趋势变缓. 相较于 GDOP, 由于 PDOP 只考虑位置因素, 因此整体小于 GDOP 值. 在中低纬度地区, PDOP 值平均比 GDOP 值小 31 左右, 在高纬度地区平均较 GDOP 值约小 8.5. 另外, 在 $(40^\circ\text{E}, 0^\circ)$ 、 $(70^\circ\text{E}, 5^\circ\text{S})$ 两个地区附近卫星可见数小于 4, 呈现 GDOP “空洞”. 由此可见, 虽然卫星数量增多可以降低 GDOP 值, 但当可见卫星达到一定数量继续增加时, 对 GDOP 值的改善不明显.

4.3 定位精度及误差分析

由图 5 可以看出, 在中高纬度地区可见卫星数较多, GDOP 较小; 低纬度地区可见卫星数较少, GDOP 较大, 且南北半球有对称趋势, 东西半球分布不均匀. 基于上述考虑, 本仿真定位实验选定中纬度一点作为用户位置, 其经纬度为 $(0^\circ, 40^\circ\text{N})$, 高程为 0 m, 接收机频率偏差设置为 10 Hz. 以第 4.1 节中的仿真星座的初始状态时刻为定位时刻, 对接收到 Iridium-NEXT 和 GlobalStar 卫星信号的多普勒频移值进行仿真, 仿真原理如(4)式所示. 具体仿真基本策略如表 3 所示. 基于仿真多普勒观测对用户位置进行瞬时多普勒定位, 再利用牛顿迭代法进行定位解算, 当 $\Delta \mathbf{u}_k < 0.001 \text{ m}$ 时认为定位结束, 退出迭代.

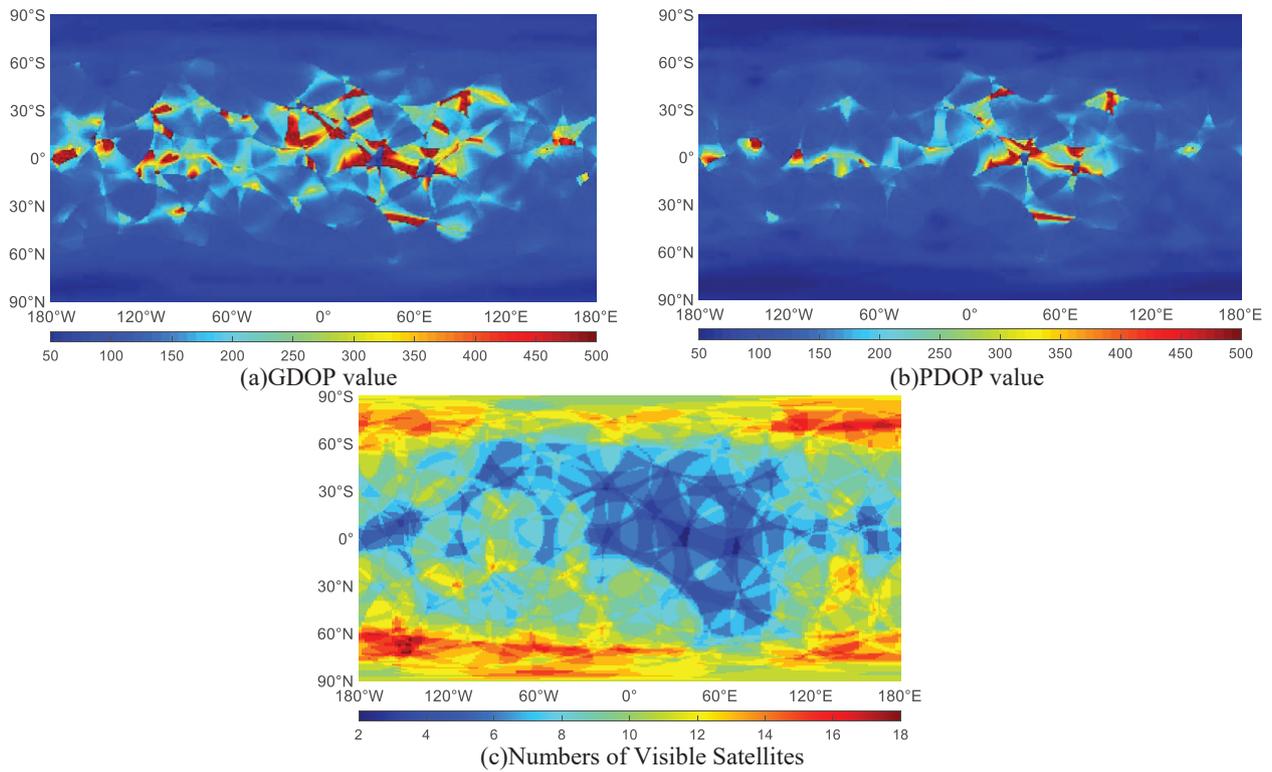


图5 全球可见卫星数、GDOP和PDOP值

Fig. 5 Global distributions of numbers of visible satellites, GDOP and PDOP values

表3 多普勒观测值仿真策略

Table 3 Doppler observation simulation strategy

Parameter	Simulation configuration
Initial frequency	1616 MHz (Iridium-NEXT)
	2500 MHz (GlobalStar)
Elevation mask angle	10°
Frequency measurement accuracy	1 Hz
Receiver frequency offset	10 Hz
Satellite position error	1 m
Satellite velocity error	0.1 m · s ⁻¹

4.3.1 频率测量精度对定位精度影响

在多普勒观测值的仿真中, 分别引入不同的频率测量误差, 得到频率测量精度不同的多组多普勒观测值进行定位. 其中, 引入的频率测量随机误差

服从正态分布, 均值为0, 标准差分别为0.001 Hz、0.01 Hz、0.1 Hz、1 Hz和10 Hz. 为避免实验的偶然性, 对每个不同标准差各随机生成50组频率测量误差生成相应的多普勒观测值, 其他仿真参数与表3保持一致, 取50组定位结果的平均值作为最终定位结果, 如表4所示. 定位结果采用均方根误差(Root Mean Square Error, RMSE)进行评价, 表中 X 、 Y 、 Z 分别表示 x 、 y 、 z 轴方向上的均方根误差, $3D$ 表示三维均方根误差.

由表4可见, 频率测量精度对定位误差影响较大, 当频率测量精度达到0.01 Hz时, 多普勒定位误差可达到米级. 随着频率测量精度变低, 定位误差逐渐增大, 接收机频率偏差估计误差也逐渐增大, 且大致与频率测量误差的标准差同倍数增长. 即频率测量误差的标准差增大10倍, 定位误差和接收机频率偏差估计误差也相应增大10倍, 与(11)式中推导的频率测量精度与定位误差的关系一致.

表 4 不同频率测量精度的定位误差
Table 4 The positioning error with different frequency measurement accuracy

Frequency measurement accuracy/Hz	RMSE				
	X/m	Y/m	Z/m	$3D/m$	Frequency offset/Hz
0.01	0.65	0.60	0.79	1.18	0.0053
0.1	6.17	8.04	7.89	12.84	0.0500
1	61.96	33.14	56.13	106.60	0.5203
10	574.0692	687.3816	668.0307	1117.30	4.2699
100	5765.82	8000.19	7169.89	12192.41	54.1479

4.3.2 卫星位置偏差对定位精度影响

在定位解算过程中对参与定位的每颗卫星的轨道位置分别引入不同的轨道误差,其同样满足均值为0的正态分布,标准差分别为0.1 m、1 m、10 m、100 m和1000 m.其他仿真参数与表3保持一致,取50组定位结果的平均值作为最终定位结果,如表5所示.

由表5可见,当卫星位置误差小于10 m时,随着位置误差的增大,其对用户多普勒定位解算结果并无明显影响.但当位置误差继续增大时,定位精度不断下降,接收机频偏解算误差也开始增大.位置误差达到1000 m时,定位误差约为6 km,接收机频偏误差约为13 Hz,解算结果精度较差.因此,若想得到一个较好的定位结果,需要将卫星位置误差控制在10 m以内.

4.3.3 卫星速度偏差对定位精度影响

在定位解算过程中对参与定位的每颗卫星的速度矢量分别引入不同的速度误差,其同样满足均值为0的正态分布,标准差分别为 $0.001 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ 、 $0.01 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ 、 $0.1 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ 、 $1 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ 和 $10 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$.其他仿真参数与表3保持一致,取50组定位结果的平均值作为最终定位结果,如表6所示.

由表6可见,当卫星速度误差小于 $0.1 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ 时,其对用户多普勒定位解算结果影响不明显.当卫星速度误差继续增大,定位误差也随之迅速增大.卫星速度误差达到 $10 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ 时,定位误差可达19.6 km,接收机频率解算误差为80.66 Hz,解算结果精度较差.因此,若想得到一个较好的定位结果,需要将卫星速度误差控制在 $0.1 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ 以内.

表 5 不同卫星位置偏差的定位误差
Table 5 The positioning error with different satellite position bias

Satellite position error/m	RMSE				
	X/m	Y/m	Z/m	$3D/m$	Frequency offset/Hz
0.1	50.34	69.76	65.80	108.31	0.5362
1	56.90	68.88	72.83	115.27	0.6185
10	63.21	80.55	77.81	128.60	0.5155
100	305.51	366.40	414.67	632.09	3.5478
1000	3321.21	4346.47	2840.35	6163.57	13.2794

表 6 不同卫星速度偏差的定位误差
Table 6 The positioning error with different satellite velocity bias

Satellite velocity error/ $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$	RMSE				
	X/m	Y/m	Z/m	$3D/\text{m}$	Frequency offset/Hz
0.001	58.08	77.16	75.72	122.72	0.4859
0.01	65.36	69.66	68.01	117.26	0.5018
0.1	140.19	137.12	87.09	214.58	0.8163
1	833.09	1000.71	692.97	1418.13	16.5253
10	1456.43	1207.55	5400.18	19674.79	80.6611

实际上,在对低轨卫星定轨的过程中,由于部分外推模型未考虑地球非球形引力摄动、太阳光压等摄动力,导致卫星位置和速度外推结果出现长短周期性误差,需要对此进一步分析.由于Iridium-NEXT和GlobalStar并未公开精密轨道产品和星载GNSS数据,难以对轨道偏差进行实际分析,因此本

文只考虑由于低轨卫星周期性运动产生的短周期性误差.利用正弦函数加上随机抖动对卫星位置和速度周期性误差进行仿真,周期设置为112 min,误差振幅设置为10 m和 $0.1 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$,仿真总时长12 h,期间每间隔1 min进行一次定位,其他参数与表3保持一致,定位结果如图6所示.

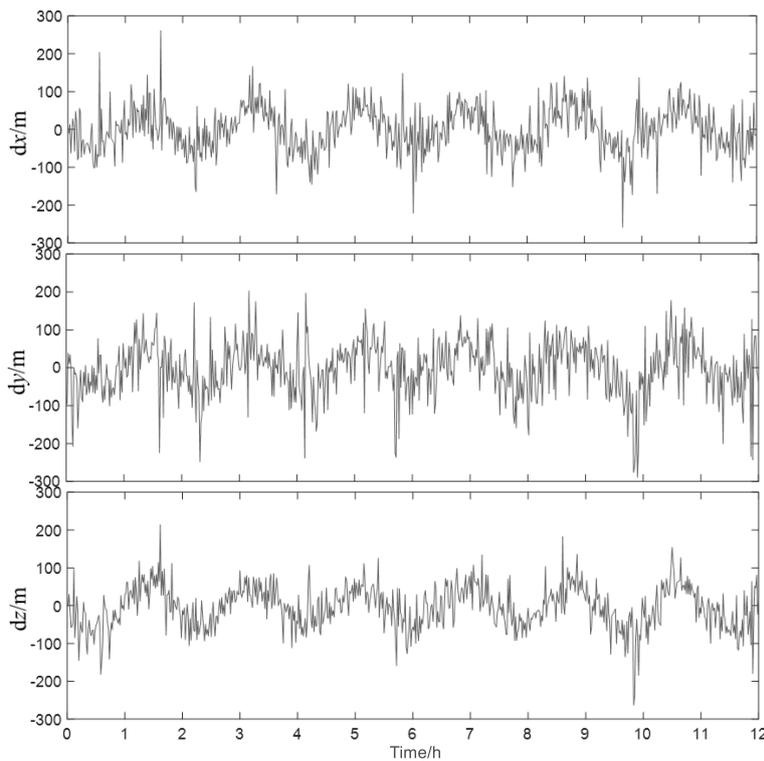


图 6 添加轨道周期性偏差定位结果

Fig. 6 Positioning results with orbital periodic deviation

由图可知,在对地面站点进行12 h长时间定位时,由于对卫星轨道引入了相应的周期性误差和随机误差,定位结果也呈现一定的周期性,并且周期与轨道运行周期相近,在2 h左右.在 x 方向与 z 方向上,定位误差较小,总体在100 m以内; y 方向上误差稍大,最大偏差为289 m.另外,由于低轨卫星运动速度快,星座结构、地面卫星可见数变化快,因此在相邻历元定位结果也可发生跳变,如在97 min与139 min时,3个方向定位误差都迅速增大.

5 结束语

针对低轨通信卫星的定位性能,本文首先分析了低轨通信卫星单星覆盖特性以及信号特征,再基于多普勒定位原理对于Iridium-NEXT和Global-Star卫星系统进行了定位仿真实验,对比了不同类型的误差对定位精度的影响,结果表明:

(1) LEO卫星覆盖范围远小于MEO和GEO,但对于相同频率的信号,空间传播损耗要比MEO小28 dB,具有更高的落地功率. LEO卫星多普勒频移远大于MEO,因此非常适合多普勒定位;

(2)对于Iridium-NEXT和GlobalStar卫星系统,高纬度地区可见卫星数可以达到13颗左右,多普勒PDOP值和GDOP值均在100以下;中纬度地区可见卫星数较少,平均在5颗以下,多普勒PDOP值大于220, GDOP值大于250;

(3)利用低轨卫星多普勒定位主要受到频率测量误差、卫星位置和速度误差影响.当卫星位置误差小于10 m,速度误差小于 $0.1 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ 时,卫星位置和速度误差对定位结果影响不大.此时,接收机频率测量精度对定位结果的好坏起决定性作用.当卫星位置与速度误差具有周期性时,定位结果也随之出现一定的周期性.

本文通过对低轨卫星多普勒特性以及定位性能的仿真,为低轨卫星导航定位方法提供了理论依

据,对低轨卫星通信导航技术融合、卫星导航备份建设具有较大的参考意义.随着通导一体化的深入,不仅有望从根本上解决GNSS信号落地功率低、定位收敛时间长以及部分区域可用性差等难题,还可以极大促进自动驾驶、物联网和智慧城市的建设发展.然而,对于通导一体化建设发展,仍面临着诸多挑战.低轨卫星星座庞大,运动速度较快,对用户接收机捕获信号速度、搜索多普勒范围具有更高的要求.另外,低轨卫星种类多样,播发的信号类型也各不相同,用户接收机对于多源信号的同时捕获、跟踪、解调以及处理方式等关键技术,都需要进一步改进.

参考文献

- [1] 李德仁,沈欣,李迪龙,等.武汉大学学报(信息科学版),2017,42: 1501
- [2] 林悦,许昭霞,满小媛.第十二届中国卫星导航年会论文集——S03导航信号与信号处理.南昌:中国卫星导航学术年会组委会,2021,3: 72
- [3] 李星星. GNSS精密单点定位及非差模糊度快速确定方法研究.武汉:武汉大学,2013
- [4] 刘帅军,徐帆江,刘立祥,等.卫星与网络,2021,10: 48
- [5] 王磊,陈锐志,李德仁,等.武汉大学学报(信息科学版),2018,43: 2191
- [6] 梁健. 铱星STL系统定位方法研究.武汉:华中科技大学,2019
- [7] Benzerrouk H, Nguyen Q, Fang X X, et al. 2019 26th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems (ICINS). St. Petersburg: IEEE, 2019: 1
- [8] 陶孝锋,李雄飞,翟继强,等.空间电子技术,2015,12: 29
- [9] 梁晓莉,王聪,李云.中国航天,2019,7: 29
- [10] 陈静.卫星应用,2019,3: 77
- [11] 晓曲.卫星应用,2019,2: 62
- [12] 卢克文,王新龙,申亮亮,等.航空兵器,2021,28: 77
- [13] Benzerrouk H, Nguyen Q, Fang X X, et al. IFAC-PapersOnLine, 2019, 52: 496
- [14] Xue S Q, Yang Y X. JGeod, 2015, 89: 49

Doppler Positioning Performance Analysis of LEO Communication Satellites

ZHOU Shu-han¹ CHEN Ming-jian¹ JING Xin¹ KE Ye^{1,2}

(1 College of Geospatial Information, Information Engineering University, Zhengzhou 450001)

(2 Unit 31618, People's Liberation Army, Fuzhou 350000)

ABSTRACT In order to study the Doppler positioning performance of low-earth orbit communication satellite, this paper analyses the ground coverage characteristics, signal transmission characteristics and Doppler frequency shift characteristics of low-earth orbit satellite, deduces the Doppler positioning principle and method and proposes the geometric dilution of precision which is suitable for Doppler positioning, firstly. Then, based on the Iridium satellite and GlobalStar satellite system, the number of visible satellites and geometric dilution of precision are calculated, and the positioning simulation experiment and error analysis of the corresponding stations are carried out. The results show that as for Iridium and GlobalStar systems, the visible number of satellites decreases and the Doppler geometric dilution of precision increases with the decrease of latitude; the accuracy of Doppler positioning results is affected by the frequency measurement accuracy, satellite position error and satellite speed error at the same time. When the satellite position error is less than 10 m and the satellite speed error is less than $0.1 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$, it has little impact on the positioning results. At this time, the frequency measurement accuracy becomes the decisive factor affecting the positioning accuracy, and when the frequency measurement accuracy is 0.01 Hz, the positioning accuracy can reach 1.18 m.

Key words communication satellite, Doppler positioning, geometric dilution of precision, positional error