

# 星载干涉仪无源定位新方法及其误差分析\*

李 腾, 郭福成, 姜文利

(国防科技大学 电子科学与工程学院, 湖南 长沙 410073)

**摘要:** 针对传统单星二维干涉仪测向定位存在的设备量大、易受通道间幅度/相位不一致性影响等缺点,提出了在单颗自旋卫星上只安装两个接收通道构成一维干涉仪,测量相位差变化率的无源定位新方法,采用了基于粒子群优化(PSO)的定位算法,分析了干涉仪转速以及旋转平面对定位性能的影响。结果表明,增大干涉仪转速有利于提高定位精度,为了使星下点周围各个方向上都有较好的定位精度,干涉仪旋转平面应与初始观测时刻卫星位置矢量垂直,PSO算法的定位精度能够接近定位误差的克拉美罗下限(CRLB)。

**关键词:** 无源定位;干涉仪;自旋卫星;相位差变化率

**中图分类号:** TN97      **文献标志码:** A      **文章编号:** 1001-2486(2012)03-0164-07

## A novel method for satellite-borne passive localization using interferometer and its error analysis

LI Teng, GUO Fucheng, JIANG Wenli

(College of Electronic Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

**Abstract:** The conventional line-of-sight (LOS) geo-location method using two-dimension interferometer on a satellite leads to heavy payloads and it is always under the effect of amplitude-phase inconsistencies among receiving channels. A novel passive localization method is proposed, which merely needs two receiving channels to form a one-dimension interferometer on a spin-stabilized satellite. Rate of phase difference change was measured for emitter localization. A location algorithm based on particle swarm optimization (PSO) was designed. The impact of rotating speed and rotating plane of the interferometer on localization precision was analyzed. The results showed that localization precision can be improved by increasing rotating speed of the interferometer, the rotating plane should be perpendicular to the satellite position vector at the initial moment in order to get good localization precision in all directions around satellite projection point on the ground, and localization precision of the proposed algorithm can approach the Cramer-Rao lower bound (CRLB).

**Key words:** passive localization; interferometer; spin-stabilized satellite; rate of phase difference change

利用单颗卫星携带的电子设备对地面无线电辐射源进行定位具有隐蔽性好、覆盖范围广、数据同步简单等优点<sup>[1]</sup>,是一个很有意义的研究方向。理论上,利用单个接收通道即可实现单星对目标的定位,如徐义等人提出的单星仅测脉冲到达时间(TOA)无源定位法<sup>[1]</sup>、陆安南等人提出的单星仅测频无源定位法<sup>[2]</sup>以及张敏等人提出的单星测多普勒变化率无源定位法<sup>[3]</sup>,这些方法的本质都是利用相对运动引起的多普勒信息定位,虽然所需设备量少,但是对信号形式的要求比较严格,如分别要求发射信号的脉冲重复频率固定<sup>[1]</sup>和载频固定<sup>[2-3]</sup>。而基于干涉仪体制的无源定位系统,可以利用通道间接收信号的互相关消除信号波形的影响,对信号形式的适应能力强,且可以利用长基线提高性能增益<sup>[4]</sup>,因此更具有工

程实用价值。

现有基于干涉仪的单星无源定位方法中,常用的是二维干涉仪测向定位方法,即利用二维干涉仪测得的方向线与地面相交进行定位<sup>[5-6]</sup>。该方法能够实现单次测量定位,但存在两个主要问题:一是所需设备大,至少需要3个接收通道,且增大基线长度时,通常还需要增加接收通道来解相位差模糊<sup>[7-8]</sup>;二是通道间的幅度/相位不一致性会给角度测量和定位带来较大误差<sup>[9]</sup>,且通道数越多,该不一致性越难校正。为了克服干涉仪测向定位的这两个缺点,郭福成等人在机载无源定位应用背景下提出了利用两通道干涉仪只测相位差变化率的无源定位方法,研究结果表明通过载机机动带动干涉仪姿态变化能够带来定位精度的大幅提升<sup>[10]</sup>,但是他们没有对这一结果进行深

\* 收稿日期:2011-07-06

作者简介:李腾(1984—),男,河南信阳人,博士研究生,E-mail:liteng@nudt.edu.cn;

姜文利(通信作者),男,教授,博士,博士生导师,E-mail:jiangwl@nudt.edu.cn

入的理论分析,也没有给出实用的定位算法。

受文献[10]的启发,考虑到自旋卫星的高速旋转特性,本文提出一种在自旋卫星上仅安装两个接收通道构成一维干涉仪,测量接收信号相位差变化率对目标定位的新方法,给出了定位求解算法,并深入分析了干涉仪转速以及旋转平面对定位性能的影响。相位差变化率为两个通道间相位差的一阶导数,因此利用相位差变化率定位可以在很大程度上消除通道间固定偏差的影响,且当接收信号连续时,估计相位差变化率一般不需要解相位差的绝对模糊<sup>[11]</sup>,因此可以在不增加设备量的情况下增大基线长度以提高性能增益。

## 1 数学建模与定位求解

### 1.1 数学模型

如图1所示, $T$ 为地球表面的辐射源,发射波长为 $\lambda$ 的电磁波, $S_1$ 和 $S_2$ 为安装在自旋卫星上的两个接收天线,二者的连线垂直于卫星自旋轴,构成基线长度为 $l$ 的干涉仪,基线波长比因子 $K=2\pi l/\lambda$ , $S$ 为星下点, $xyz$ 为地心惯性直角坐标, $T$ 的坐标为 $x_T$ 。

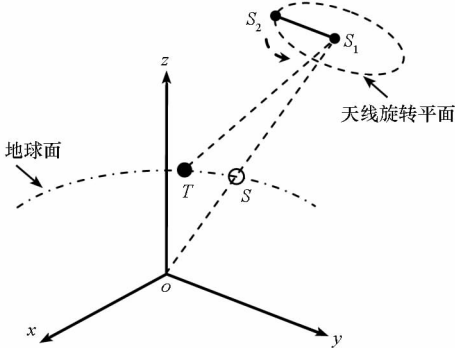


图1 定位场景示意图

Fig. 1 Sketch map of the localization scenario

在其他因素相同时,定位精度取决于目标和卫星的相对位置关系而非二者的绝对位置,所以在分析定位误差分布时应该采用目标与星下点轨迹的相对位置关系来描述,但是该位置关系没有现成的物理量来表述,因此为了避开复杂的坐标变换,本文假设初始观测时刻卫星的经、纬度均为 $0^\circ$ ,卫星轨道为赤道圆轨道,这样经度变化方向即代表沿星下点轨迹的方向,纬度变化方向即代表垂直于星下点轨迹的方向。另外,为了简化公式表述,取正球面地球模型。

定义干涉仪坐标系 $x'y'z'$ ,其坐标原点为 $S_1$ 在初始观测时刻的位置, $x'y'$ 平面为干涉仪旋转平面, $x'$ 轴正向为初始时刻干涉仪基线方向, $y'$ 轴正向为在 $x'y'$ 平面内垂直于 $x'$ 轴的方向,按照右

手定则确定 $z'$ 轴方向。 $H$ 为 $x'y'z'$ 系到 $xyz$ 系的矢量旋转矩阵。

自旋卫星的姿态控制一般间隔进行,不妨假设在一次定位过程中不对卫星进行姿态控制,因此可认为卫星自旋轴在空间的指向保持不变<sup>[12]</sup>,即干涉仪旋转平面始终平行于 $x'y'$ 平面。

在 $m$ 时刻, $b_m$ 和 $b'_m$ 分别表示 $xyz$ 系和 $x'y'z'$ 系下干涉仪基线单位矢量, $\alpha'_m$ 表示 $b'_m$ 在 $x'y'z'$ 系的方位角, $\omega_m$ 表示干涉仪旋转角速度, $x_{Om}$ 和 $\dot{x}_{Om}$ 分别表示 $xyz$ 系下卫星的位置矢量和速度矢量,则

$$b_m = Hb'_m \quad (1)$$

$$b'_m = [\cos\alpha'_m, \sin\alpha'_m, 0]^T \quad (2)$$

令 $x_m = x_T - x_{Om}$ , $\dot{x}_m = -\dot{x}_{Om}$ ,则目标到卫星的距离为

$$r_m = \|x_m\| = \sqrt{x_m^T x_m} \quad (3)$$

式中 $\|\cdot\|$ 表示矢量的长度,干涉仪两天线接收信号的相位差为

$$\varphi_m = -K\cos\theta_m \quad (4)$$

式中 $\theta_m$ 为干涉仪基线与目标视向的夹角,

$$\cos\theta_m = x_m^T b_m / r_m \quad (5)$$

将(5)式代入(4)式,并对(4)式求导得相位差变化率为

$$f_m(x_T) = K \left( \frac{(x_m^T \dot{x}_m)(x_m^T b_m)}{r_m^3} - \frac{\dot{x}_m^T b_m + x_m^T (\omega_m H A b'_m)}{r_m} \right) \quad (6)$$

其中

$$A = \begin{bmatrix} 0 & -1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (7)$$

实际测量的相位差变化率为

$$\dot{\varphi}_m = f_m(x_T) + \varepsilon_m \quad (8)$$

式中 $\varepsilon_m$ 为测量误差。

假设在一次定位的过程中共进行了 $M$ 次相位差变化率测量,构成观测矢量

$$\dot{\varphi} = [\dot{\varphi}_1, \dots, \dot{\varphi}_M]^T \quad (9)$$

对于任意一点 $x$ ,令

$$f(x) = [f_1(x), \dots, f_M(x)]^T \quad (10)$$

根据最大似然准则可得目标位置的估计值。假设各次观测误差的方差相同,最大似然估计等价于求解使得目标函数

$$C = \|\dot{\varphi} - f(x)\|^2 \quad (11)$$

达到最小的 $x$ ,用公式可表示为

$$\hat{x}_T = \min_x \|\dot{\varphi} - f(x)\|^2 \quad (12)$$

### 1.2 基于粒子群优化(PSO)的定位算法

对(12)式的求解是一个多峰函数寻优问题,

常用的寻优算法,如拟牛顿法、梯度搜索法等对初值比较敏感<sup>[13]</sup>,网格搜索法虽然没有初值设置问题,但是计算量很大<sup>[14]</sup>。PSO 方法作为一种新的群智能方法,具有收敛速度快,通用性强等优点,且计算量不大<sup>[15-18]</sup>,因此本文采用标准 PSO 方法<sup>[16]</sup>作为定位算法。该算法能够兼顾粒子的广度搜索与深度搜索能力<sup>[18]</sup>,且算法流程简单。

在 PSO 中,每个粒子  $\chi_i = [\chi_{i1}, \dots, \chi_{id}]$  表示  $D$  维待估状态空间的一个点,下标  $i$  为粒子的序号,粒子速度为  $\dot{\chi}_i = [\dot{\chi}_{i1}, \dots, \dot{\chi}_{id}]$ ,粒子目前经过的最好位置用  $q_i = [q_{i1}, \dots, q_{id}]$  表示,所有粒子目前经过的最好位置用  $q_g = [q_{g1}, \dots, q_{gd}]$  表示。粒子速度和位置更新公式如(14)式所示。

$$\begin{cases} \chi_{id}^{k+1} = w\dot{\chi}_{id}^k + c_1 r_{1d}^k (q_{id}^k - \chi_{id}^k) + c_2 r_{2d}^k (q_{gd}^k - \chi_{id}^k) \\ \dot{\chi}_{id}^{k+1} = \dot{\chi}_{id}^k + \dot{\chi}_{id}^{k+1} \end{cases} \quad (13)$$

式中,下标  $d$  表示第  $d$  个待估状态分量,上标  $k$  为迭代步数, $w$  为惯性权重, $c_1$  和  $c_2$  为学习率, $r_{1d}$  和  $r_{2d}$  为  $[0, 1]$  区间上的随机数。

下面给出本文定位算法的流程和主要参数。

Step 1 选取地球表面某一感兴趣的观测区域,一般为天线波束有效覆盖区域,本文选取初始时刻星下点经纬度各正负  $10^\circ$  的区域为观测区域。

Step 2 设置最大迭代步数 400;初始惯性权重 0.9,前 100 次迭代时线性递减为 0.6,然后保持不变;粒子数目 30, $c_1$  和  $c_2$  均为 2.1。

Step 3 在观测区域内按照均匀分布产生初始的各个粒子  $\chi_i$  及其速度  $\dot{\chi}_i$ ,并根据(6)~(12)式分别计算其代价函数,存入  $C_i$ 。

Step 4 对于各个粒子,根据(6)~(12)式分别计算其代价函数。

Step 5 比较粒子的代价函数和  $C_i$ ,如果当前代价函数更小,用它取代  $C_i$ ,并将  $\chi_i$  修正为当前位置。

Step 6 求得所有粒子中代价函数最小的粒子,将其下标存入变量  $g$ 。

Step 7 根据(13)式更新粒子速度及位置。

Step 8 重复 step 4~step 7 直到满足停止准则,停止准则通常设置为满意的代价函数值或最大迭代次数。

Step 9 选取代价函数最小的粒子的位置作为目标位置的估计。

## 2 定位误差的 CRLB

目标位置满足地球面约束方程,因此对目标

位置的估计实际上是一个两参数估计问题,可将  $\mathbf{x}_T$  用目标的经度  $L$  和纬度  $B$  表示为

$$\mathbf{x}_T = R[\cos B \cos L, \cos B \sin L, \sin B]^T \quad (14)$$

式中  $R$  为地球半径。

根据(8)式,假设测量误差  $\varepsilon_1, \dots, \varepsilon_N$  为独立同分布的零均值高斯白噪声,方差为  $\sigma_\varphi^2$ 。令  $y = [L, B]^T$ ,则  $\dot{\varphi}$  关于  $y$  的 Fisher 信息矩阵为

$$J(y) = E\left[\left(\frac{\partial \ln p(\dot{\varphi} | \mathbf{x}_T)}{\partial y}\right)^T \left(\frac{\partial \ln p(\dot{\varphi} | \mathbf{x}_T)}{\partial y}\right)\right] \quad (15)$$

$p(\dot{\varphi} | \mathbf{x}_T)$  为  $M \times 1$  的列矢量,表示  $M$  次观测的概率密度,其第  $m$  个元素为

$$p(\dot{\varphi}_m | \mathbf{x}_T) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma_\varphi} \exp\left\{-\frac{[\dot{\varphi}_m - f_m(\mathbf{x}_T)]^2}{2\sigma_\varphi^2}\right\} \quad (16)$$

将(14)、(16)式代入(15)式,整理可得

$$J(y) = \frac{1}{\sigma_\varphi^2} \sum_{m=1}^M \begin{bmatrix} (\mathbf{h}_m^T \mathbf{a}_L)^2 & (\mathbf{h}_m^T \mathbf{a}_L)(\mathbf{h}_m^T \mathbf{a}_B) \\ (\mathbf{h}_m^T \mathbf{a}_L)(\mathbf{h}_m^T \mathbf{a}_B) & (\mathbf{h}_m^T \mathbf{a}_B)^2 \end{bmatrix} \quad (17)$$

其中

$$\mathbf{a}_L = R[-\cos B \sin L, \cos B \cos L, 0]^T \quad (18)$$

$$\mathbf{a}_B = R[-\sin B \cos L, -\sin B \sin L, \cos B]^T \quad (19)$$

$$\begin{aligned} \mathbf{h}_m = & -\frac{K}{r_m} \{ \omega_m (\mathbf{b}_{m\perp} - \mathbf{u}_m^T \mathbf{b}_{m\perp} \mathbf{u}_m) - (\mathbf{u}_m^T \mathbf{b}_m) \rho_m \\ & - (\mathbf{u}_m^T \rho_m) \mathbf{b}_m - (\rho_m^T \mathbf{b}_m) \mathbf{u}_m + 3(\mathbf{u}_m^T \rho_m)(\mathbf{u}_m^T \mathbf{b}_m) \mathbf{u}_m \} \end{aligned} \quad (20)$$

其中

$$\mathbf{u}_m = \mathbf{x}_m / r_m, \rho_m = \dot{\mathbf{x}}_m / r_m, \mathbf{b}_{m\perp} = \mathbf{H} \mathbf{A} \mathbf{b}'_m \quad (21)$$

CRLB 为 Fisher 信息矩阵的逆矩阵,即

$$\text{CRLB}(\mathbf{y}) = \mathbf{J}^{-1}(\mathbf{y}) \quad (22)$$

则

$$\text{CRLB}(\mathbf{x}_T) = \mathbf{M} \cdot \text{CRLB}(\mathbf{y}) \cdot \mathbf{M}^T \quad (23)$$

其中

$$\mathbf{M} = [\mathbf{a}_L, \mathbf{a}_B] \quad (24)$$

对于不同的  $\mathbf{x}_T$ ,根据(23)式可计算其相应的 CRLB,从而得定位误差的几何稀释(GDOP)为<sup>[19]</sup>

$$\text{GDOP}(\mathbf{x}_T) = \sqrt{\text{trace}(\text{CRLB}(\mathbf{x}_T))} \quad (25)$$

式中  $\text{trace}(\cdot)$  表示求矩阵的迹。

## 3 定位性能分析

CRLB 的表达式比较复杂且难以化简,因此通过 CRLB 的表达式直接进行理论分析比较困难。Kalaba 与 Spingarn 指出,通过提高非线性系统观测数据对于待估参数的敏感度,可以改善参数估计精度<sup>[20]</sup>,而该敏感度可以通过观测量对于待

估参数的导数来表征。对于本文所讨论的问题,定义敏感度因子

$$\eta_{mL} = |\mathbf{h}_m^T \mathbf{a}_L|, \quad \eta_{mB} = |\mathbf{h}_m^T \mathbf{a}_B| \quad (26)$$

由(17)式可知,在测量误差一定的情况下,  $\dot{\varphi}$  关于  $y$  的 Fisher 信息矩阵  $\mathbf{J}(y)$  即取决于  $\eta_{mL}$  和  $\eta_{mB}$ 。定性而言,  $\eta_{mL}$  ( $\eta_{mB}$ ) 越大,观测方程对于  $L$  ( $B$ ) 的约束越强,则在相同的相位差变化率误差下,  $L$  ( $B$ ) 的估计越准确。由于目标位置的估计由  $L$  和  $B$  的估计结果共同决定,所以只有当  $L$  和  $B$  都估计准确时,才能得到准确的定位结果。

卫星的运动速度与其到目标的距离的量值一般差距较大,并且轨道越高,差距越大,如对于 600km 轨道高度的卫星,其速度约为 7.6km/s,此时  $\|\rho_m\| < 0.013$ ,而一般自旋卫星的转速较快,可保证  $\omega_m \gg \|\rho_m\|$ ,则(20)式中起主要作用的仅为不含  $\rho_m$  的项,因此,可近似得到

$$\mathbf{h}_m = -\omega_m K \mathbf{v}_m / r_m \quad (27)$$

其中

$$\mathbf{v}_m = \mathbf{b}_{m\perp} - \mathbf{u}_m^T \mathbf{b}_{m\perp} \mathbf{u}_m \quad (28)$$

当  $\mathbf{b}_{m\perp}$  与  $\mathbf{u}_m$  垂直时,  $\|\mathbf{v}_m\|$  达到最大值 1。由于在一次定位的短时间内,卫星到目标的距离  $r_m$  一般变化不大,可近似都用  $r$  表示,另外,考虑干涉仪随卫星自旋以角速度  $\omega$  匀速转动的情况,将(27)式代入(26)式可得

$$\eta_{mL} = \omega K |\mathbf{v}_m^T \mathbf{a}_L| / r \leq \omega K \|\mathbf{a}_L\| / r \quad (29)$$

$$\eta_{mB} = \omega K |\mathbf{v}_m^T \mathbf{a}_B| / r \leq \omega K \|\mathbf{a}_B\| / r \quad (30)$$

由(29)和(30)式可知,在其他条件相同时,  $\omega$  越大,  $\eta_{mL}$  和  $\eta_{mB}$  均越大,相同的相位差变化率误差引起的  $L$  和  $B$  的估计误差越小,从而定位精度越高。

根据卫星自旋轴指向的不同,干涉仪旋转平面存在各种情况,本文分析 3 种典型的情况,其他情况可以进行类似分析,3 种情况分别为:

- (1) 情况 1, 旋转平面平行于卫星轨道面;
- (2) 情况 2, 旋转平面垂直于初始时刻卫星速度矢量;
- (3) 情况 3, 旋转平面垂直于初始时刻卫星位置矢量。

首先通过典型场景下的计算机计算结果,比较 3 种情况下的敏感度因子,然后结合这些结果进行分析。

场景参数:卫星轨道高度 600km,信号频率 3GHz,干涉仪基线长 2m,干涉仪转速 1 转/10s,总观测时间 10s,相位差变化率观测间隔 0.5s,目标位于初始时刻星下点,即经、纬度均为 0°。

3 种情况下,  $\eta_L$  和  $\eta_B$  随时间  $t$  变化曲线分别如图 2 和图 3 所示,相位差变化率随时间  $t$  变化曲线如图 4 所示。

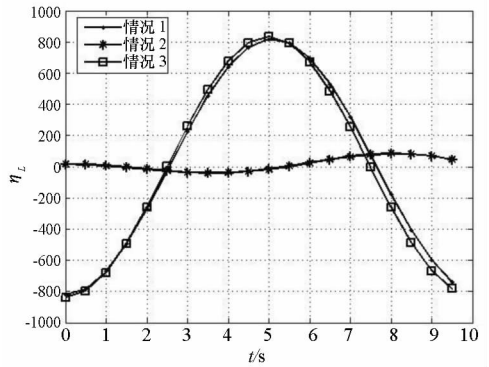


图 2  $\eta_L$  随  $t$  变化曲线

Fig. 2 Curve of  $\eta_L$  changing with time

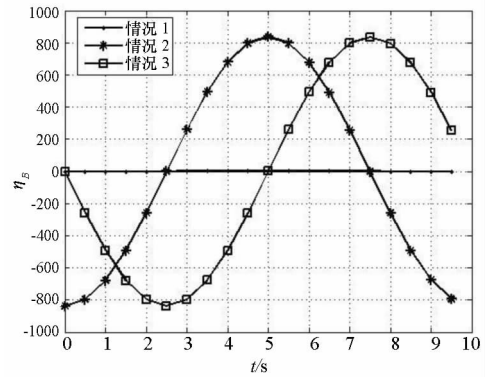


图 3  $\eta_B$  随  $t$  变化曲线

Fig. 3 Curve of  $\eta_B$  changing with time

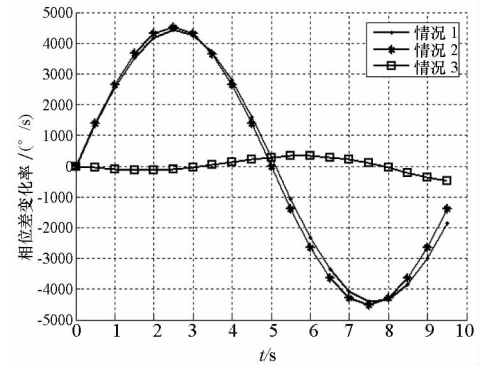


图 4 相位差变化率随  $t$  变化曲线

Fig. 4 Curve of  $\dot{\varphi}$  changing with time

根据情况 1,可以得到如下几条性质:

- 1.  $\mathbf{a}_L$  平行于干涉仪旋转平面,且  $\|\mathbf{a}_L\| = R$ ;
- 2.  $\mathbf{a}_B$  垂直于干涉仪旋转平面,且  $\|\mathbf{a}_B\| = R$ ;
- 3. 在初始观测时刻 ( $m = 0$ ),  $\mathbf{a}_L$  垂直于  $\mathbf{u}_0$ ;
- 4. 在整个观测过程中,  $\mathbf{u}_m$  始终平行于干涉仪旋转平面,且  $\mathbf{u}_m$  的方向变化不大。

根据性质 4,  $\mathbf{v}_m$  始终平行于干涉仪旋转平面。根据性质 1、3,  $\mathbf{v}_m$  几乎平行于  $\mathbf{a}_L$ , 当  $\mathbf{b}_{m\perp}$  垂直于

$u_m$  时,  $\|v_m\|$  达到最大值 1,  $\eta_L$  接近最大值  $\omega K \|a_L\|/r$ 。因此,  $\eta_L$  近似按余弦规律变化, 振幅近似为  $\omega K \|a_L\|/r$ , 如图 2 中情况 1 对应曲线, 对于  $0^\circ$  经线上的其他目标,  $\eta_L$  也具有这种变化规律, 振幅随目标纬度的增加而减小。

根据性质 2、4,  $v_m$  始终垂直于  $a_B$ , 所以  $|v_m^T a_B|$  始终为 0, 另外, (20) 式中包含  $\rho_m$  的项也始终垂直于  $a_B$ , 因此  $\eta_B$  始终为 0, 如图 3 中情况 1 对应曲线, 对于 0 度纬线上的其他目标,  $\eta_B$  也始终为 0。

因此, 对于情况 1, 当目标处于星下点轨迹附近时, 定位误差较大, 特别地, 当目标处于星下点轨迹上时, 无法定位。

根据情况 2, 可以得到如下几条性质:

1.  $a_L$  垂直于干涉仪旋转平面, 且  $\|a_L\| = R$ ;
2.  $a_B$  平行于干涉仪旋转平面, 且  $\|a_B\| = R$ ;
3. 在初始观测时刻,  $a_B$  垂直于  $u_0$ ;
4. 在初始观测时刻,  $u_0$  平行于干涉仪旋转平面, 随着卫星的运动,  $u_m$  与干涉仪旋转平面的夹角缓慢增大, 但是在观测持续的较短时间内, 该夹角始终较小。

经过与情况 1 类似的分析可得,  $\eta_L$  近似按余弦规律变化, 振幅远小于  $\omega K \|a_L\|/r$ , 如图 2 中情况 2 对应曲线, 对于 0 度经线上的其他目标,  $\eta_L$  也具有这种变化规律, 只是振幅随着目标纬度的增加而减小;  $\eta_B$  近似按余弦规律变化, 振幅近似为  $\omega K \|a_B\|/r$ , 如图 3 中情况 2 对应曲线, 对于 0 度纬线上的其他目标,  $\eta_B$  也具有这种变化规律, 振幅随目标经度的增加而减小。

因此, 对于情况 2, 当目标处于过初始时刻星下点的星下点轨迹垂线附近时, 定位误差较大。

根据情况 3, 可以得到如下几条性质:

1.  $a_L$  平行于干涉仪旋转平面, 且  $\|a_L\| = R$ ;
2.  $a_B$  平行于干涉仪旋转平面, 且  $\|a_B\| = R$ ;
3. 在初始观测时刻,  $u_0$  垂直于干涉仪旋转平面, 随着卫星的运动,  $u_m$  与干涉仪旋转平面不再严格垂直, 但是由于观测时间较短, 可以认为  $u_m$  与干涉仪旋转平面近似垂直。

根据与前两种情况类似的分析可得,  $\eta_L$  近似按余弦规律变化, 振幅近似为  $\omega K \|a_L\|/r$ , 如图 2 中情况 3 对应曲线, 对于 0 度经线上的其他目标,  $\eta_L$  也具有这种变化规律, 振幅随着目标纬度的增加而减小;  $\eta_B$  近似按余弦规律变化, 振幅近似为  $\omega K \|a_B\|/r$ , 如图 3 中情况 3 对应曲线, 对于 0 度纬线上的其他目标,  $\eta_B$  也具有这种变化规律, 振幅随目标经度的增加而减小。

因此, 对于情况 3, 不管是星下点轨迹附近的

目标还是过初始时刻星下点的星下点轨迹垂线附近的目标,  $\eta_L$  和  $\eta_B$  都以较大的幅度近似按余弦规律变化, 对于星下点周围其他方向的目标, 也有类似规律, 因此定位误差在星下点周围各个方向的分布较为均匀, 不会出现在某个方向上定位误差很大或无法定位的情况。

由图 4 可以看出, 对于情况 3, 相位差变化率的量值及变化速度远小于情况 1 和情况 2, 这说明观测量本身的大小及变化快慢不能决定定位精度, 要综合考查观测量对于所有待估状态的可观测度, 因为如果观测量对于某一维状态的可观测度很强而对另一维状态的可观测度很弱, 那么就会出现观测量变化很快但定位精度很差的情况。

### 4 数值仿真与分析

#### 4.1 定位误差计算

本节根据第 2 节推导得到的公式, 计算不同的干涉仪旋转平面以及转速情况下的 GDOP 分布, 对第 3 节的分析结果进行验证。

场景 1: 干涉仪旋转平面平行于卫星轨道面, 转速为 1 转/10s;

场景 2: 干涉仪旋转平面垂直于初始时刻卫星速度矢量, 转速为 1 转/10s;

场景 3: 干涉仪旋转平面垂直于初始时刻卫星位置矢量, 转速为 1 转/10s;

场景 4: 干涉仪旋转平面与场景 3 相同, 转速提高到 1 转/5s;

4 种场景中, 相位差变化率测量误差标准差均为  $10^\circ/s$ , 其他参数同第 3 节。

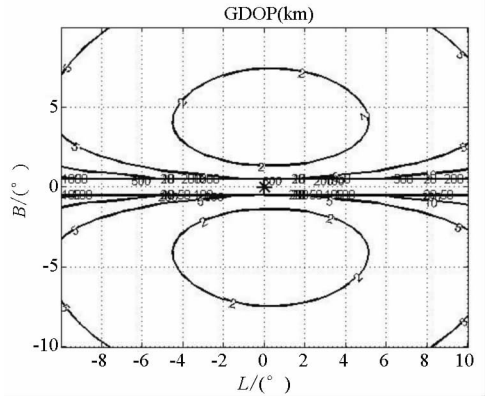


图 5 场景 1 GDOP  
Fig. 5 GDOP of No. 1

图 5 ~ 图 8 分别给出了场景 1 ~ 场景 4 GDOP 分布图, 图中 “\*” 表示初始观测时刻的星下点位置。

从图 5 可以看出, 当干涉仪旋转平面平行于卫星轨道面时, 对星下点轨迹正侧方目标的定位精度较好, 但是对星下点轨迹附近的目标定位精

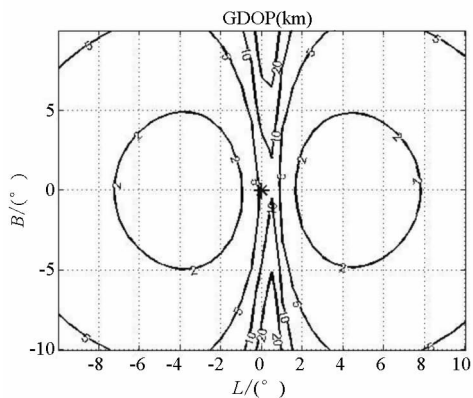


图6 场景2 GDOP  
Fig. 6 GDOP of No. 2

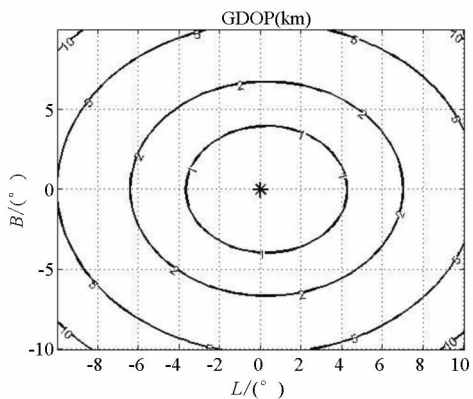


图7 场景3 GDOP  
Fig. 7 GDOP of No. 3

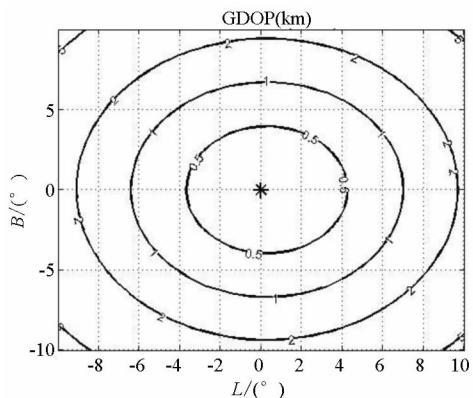


图8 场景4 GDOP  
Fig. 8 GDOP of No. 4

度很差,这是因为此时  $\eta_B$  始终很小,对星下点轨迹上的目标则无法定位。

从图6可以看出,当干涉仪旋转平面垂直于初始时刻卫星速度矢量时,对星下点轨迹方向上的目标定位精度较好,但是对星下点轨迹正侧方目标的定位精度较差,这是因为此时  $\eta_L$  始终较小的原因。

从图7可以看出,当干涉仪旋转平面垂直于初始时刻卫星位置矢量时,定位误差分布比较均匀,对星下点各个方向的目标定位精度都较好,不存在定位精度很差或无法定位的区域,这是因为

这种情况下对于星下点各个方向的目标,都不会出现  $\eta_L$  或  $\eta_B$  始终很小的情况。

从图8与图7的比较中可以看出,在其他条件相同时,增大干涉仪转速,定位误差几乎成比例减小,这说明提高干涉仪转速能有效提高定位精度。

### 4.2 典型场景下的定位仿真

本节通过典型场景下的蒙特卡罗仿真,对基于 PSO 的定位算法的定位性能进行验证。根据前面的分析结果,当干涉仪旋转平面垂直于初始观测时刻卫星位置矢量时,定位误差分布比较均匀,总体定位性能最好,因此本节针对这种情况进行定位性能仿真。

目标位置设为距初始观测时刻星下点 300km 的地球表面上的一点,其他参数设置同第 4.1 节的情况。

在不同的相位差变化率测量误差情况下分别进行 1000 次蒙特卡罗仿真,统计得到定位均方根误差 (RMSE) 曲线以及对应的 CRLB 曲线如图 9 所示。

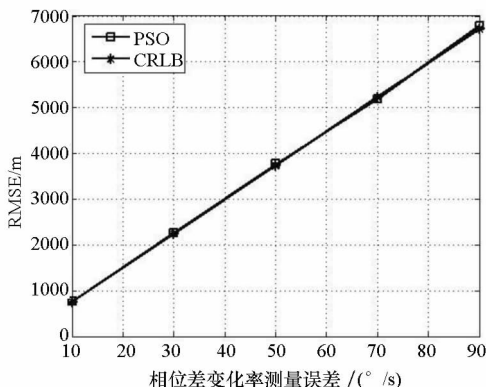


图9 不同测量误差下的定位误差  
Fig. 9 Localization error under different noise levels

从以上仿真结果可以看出,在不同的测量误差水平下,基于 PSO 的定位算法均能够得到十分接近 CRLB 的定位精度,是本文所提方法的一种有效的定位求解算法。

## 5 总结与讨论

本文提出了一种在自旋卫星只安装两个接收通道构成一维干涉仪,通过测量干涉仪相位差变化率对地面固定辐射源定位的新方法,该方法所需设备量少,不受通道间幅度/相位不一致性的影响,能够实现快速高精度定位。理论分析和计算结果表明,当干涉仪旋转平面与初始观测时刻卫星位置矢量垂直时,定位误差的分布比较均匀,在星下点各个方向上都有较好的定位精度,增大干涉仪转速可以提高定位精度,基于 PSO 的定位算

法的定位精度接近 CRLB。

该定位方法本质上是利用干涉仪旋转带来的相位差变化信息进行定位,因此能否准确测量到该变化信息将直接影响定位精度。在实际中,相位差变化率一般通过多个脉冲的相位差拟合得到,当干涉仪转动速度较低时,可以通过线性或二阶模型得到精度较高的相位差变化率参数,但是当干涉仪转速较高时,相位差剧烈变化,此时必须用更高阶的模型来描述相位差的变化规律,相位差的估计精度也会随之下降。因此在给定的条件下,应该存在一个对应的干涉仪转速上限,低于该上限时,提高干涉仪转速有利于提高定位精度;高于该上限时,增加干涉仪转速将无益于提高定位精度或者由于相位差变化率难以估计而导致定位精度下降。另外,由于无法得到角度信息,所以信号分选方面还需要研究新的技术。关于这些问题的研究将逐步展开。

### 参考文献 (References)

[1] 徐义, 郭福成, 冯道旺. 一种单星仅测 TOA 无源定位方法[J]. 宇航学报, 2010, 31(2): 502 - 508.  
XU Yi, GUO Fucheng, FENG Daowang. A new satellite passive localization method using TOA measurement only[J]. Journal of Astronautics, 2010, 31(2): 502 - 508. (in Chinese)

[2] 陆安南, 孔宪正. 单星测频无源定位法[J]. 通信学报, 2004, 25(9): 160 - 168.  
LU Annan, KONG Xianzheng. Passive localization from frequency measurements by single satellite [J]. Journal on Communications, 2004, 25(9): 160 - 168. (in Chinese)

[3] 张敏, 冯道旺, 郭福成. 基于多普勒变化率的单星无源定位[J]. 航天电子对抗, 2009, 25(5): 11 - 13.  
ZHANG Min, FENG Daowang, GUO Fucheng. Passive localization by a single satellite based on doppler rate-of-change[J]. Aerospace Electronic Counter-measurement, 2009, 25(5): 11 - 13. (in Chinese)

[4] 钟丹星. LBI 体制运动单平台无源定位关键技术研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2007.  
ZHONG Danxing. Research on key technologies of LBI passive location system boarded on single moving observer [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2007. (in Chinese)

[5] 刘海军, 柳征, 姜文利, 等. 基于星载测向体制的辐射源定位融合算法[J]. 系统工程与电子技术, 2009, 31(12): 2875 - 2878.  
LIU Haijun, LIU Zheng, JIANG Wenli, et al. Integration algorithm of emitter position based on satellites direction-finding systems[J]. Systems Engineering and Electronics, 2009, 31(12): 2875 - 2878. (in Chinese)

[6] 袁孝康. 相位干涉仪测向定位研究[J]. 上海航天, 1999(3): 1 - 7.  
YUAN Xiaokang. Study on direction-finding and position with phase interferometers[J]. Aerospace Shanghai, 1999(3): 1 - 7. (in Chinese)

[7] Jacobs E, Ralston E W. Ambiguity resolution in

interferometry[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1981, 17(6): 766 - 780.

[8] 周亚强, 皇甫堪. 噪声条件下数字式多基线相位干涉仪解模糊问题[J]. 通信学报, 2005, 26(8): 16 - 21.  
ZHOU Yaqiang, HUANGFU Kan. Solving ambiguity problem of digitized multi-baseline interferometer under noisy circumstance[J]. Journal on Communications, 2005, 26(8): 16 - 21. (in Chinese)

[9] 张文旭, 司锡才, 蒋伊琳. 相位干涉仪测向系统相位误差研究[J]. 系统工程与电子技术, 2006, 28(11): 1631 - 1633.  
ZHANG Wenxu, SI Xicai, JIANG Yilin. Research on phase error in the system of direction finding by phase interferometer [J]. System Engineering and Electronics, 2006, 28(11): 1631 - 1633. (in Chinese)

[10] 郭福成, 贾兴江, 皇甫堪. 仅用相位差变化率的机载单站无源定位方法及其误差分析[J]. 航空学报, 2009, 30(6): 1090 - 1095.  
GUO Fucheng, JIA Xingjiang, HUANGFU Kan. A single observer passive localization method using phase difference changing rate only and its error analysis[J]. Acta Aeronautica Et Astronautica Sinica, 2009, 30(6): 1090 - 1095. (in Chinese)

[11] Wang J H, Wang Y S, GUO T, et al. Rate of phase difference change estimation in single airborne passive locating system[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2009, 22(2): 184 - 190.

[12] 章仁为. 卫星轨道姿态动力学与控制[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1998: 139.  
ZHANG Renwei. Satellite orbit attitude kinetics and control [M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 1998: 139. (in Chinese)

[13] 解可新, 韩健, 林友联. 最优化方法(修订版)[M]. 天津: 天津大学出版社, 2004.  
XIE Kexin, HAN Jian, LIN Youlian. Optimization method (revised edition) [M]. Tianjin: Tianjin University Press, 2004. (in Chinese)

[14] 郭福成. 基于多级网格搜索的固定单站无源定位方法[J]. 信号处理, 2008, 24(6): 927 - 930.  
GUO Fucheng. A fixed observer passive location method based on multi-level grid search [J]. Signal Processing, 2008, 24(6): 927 - 930. (in Chinese)

[15] Kennedy J, Eberhart R. Particle swarm optimization [C]// Proceedings of the IEEE International Conference on Neural Networks, 1995: 1942 - 1948.

[16] Shi Y H, Eberhart R C. A modified particle swarm optimizer [C]// Proceedings of the IEEE International Conference on Evolutionary Computation, 1998: 69 - 73.

[17] Seo J H, Im C H, Heo C G, et al. Multimodal function optimization based on particle swarm optimization[J]. IEEE Transactions on Magnetics, 2006, 42(4): 1095 - 1098.

[18] 王芳. 粒子群算法的研究[D]. 重庆: 西南大学, 2006.  
WANG Fang. Research on particle swarm algorithms [D]. Chongqing: Southwest University, 2006. (in Chinese)

[19] 孙仲康, 周一宇, 何黎星. 单多基地有源无源定位技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 1996: 37.  
SUN Zhongkang, ZHOU Yiyu, HE Lixing. Mono-station/multi-station passive/active location technology[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1996: 37. (in Chinese)

[20] Kalaba R E, Spingarn K. Optimal inputs for nonlinear process parameter estimation [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1974, 10(3): 339 - 345.