

变化姿态角下相位差变化率无源定位方法研究

单月晖, 孙仲康, 皇甫堪

(国防科技大学电子科学与工程学院, 湖南长沙 410073)

摘要: 无源定位技术有着广阔的应用前景, 本文在现有单站无源定位方法的基础上, 介绍了相位差变化率定位法. 该方法利用观测平台上两个相互正交的相位干涉仪接收目标辐射电磁波的相位差及对应的变化率信息实现对目标的实时高精度定位. 在空中观测平台的飞行姿态发生变化的情况下, 可以通过姿态变化条件下的测量数据确定出目标在姿态变化后所对应的新载机坐标系中的位置, 利用该坐标系与原平飞姿态下的参考载机坐标系之间的旋转矩阵即可得出目标在原平飞姿态下的参考载机坐标系中的位置, 从而可得出目标在指定地面固定坐标系中的位置. 文中给出了观测平台飞行姿态角变化情况下的定位表达式. 仿真结果表明, 该方法是一种发展前途较好的单站无源定位方法.

关键词: 相位差; 变化率; 单站; 无源定位; 变化姿态角; 方向; 径向距离

中图分类号: TN957.52 **文献标识码:** A **文章编号:** 0372-2112 (2002) 12-1897-04

Research on Passive Locating Method Using Phase Difference Rate of Change with Variant Posture of the Observer

SHAN Yue-hui, SUN Zhong-kang, HUANGFU Kan

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

Abstract: Technology of passive location has broad prospects in applications. In this paper, the method using phase difference rate of change for single observer-passive location is introduced based on existing methods. We can obtain the direction of the target with phase difference information of two orthogonal interferometers on the observer and the radial distance with corresponding phase difference rate of change. Then the target can be located with high speed and precision. When flying posture of the observer is changed, the target can be located in the new coordinate system according to measurement data. And its position in the original coordinate system can be obtained through the rotating matrix between two coordinate systems. Related locating expressions are given. Simulations show that this method is effective.

Key words: phase difference; rate of change; single observer; passive location; variant posture; direction; radial distance

1 引言

采用被动方式工作的无源定位技术相对于有源定位技术具有作用距离远、隐蔽接收、不易被对方发觉的优点, 对于增强系统在复杂电磁环境下的生存能力和工作能力具有重要意义. 在海上遇难救援、电子侦察定位、空间飞行器的测控、卫星定位等领域有着广阔的应用前景. 其中, 单站无源定位只利用一个观测平台对目标进行定位, 设备量小, 成本低. 但是由于单站所能获取的信息量相对于多个观测站的情况, 单站无源定位实现难度相对较大. 单站无源定位技术实现的传统方法^[1,2]主要有: 测向定位法、到达时间定位法、多普勒频率定位法、方位/到达时间定位法和方位/多普勒频率定位法. 这些方法总的来说定位时间较长, 精度较低, 并且定位精度对方向测量误差非常敏感, 在客观上对测量设备提出了较高的要求.

据 J. E. D(《电子防御杂志》)报导, 美国 Hughes 公司最早

利用相位差变化率信息进行无源定位研究, 其实验系统——PLAID(精确定位及识别)系统已研制成功. 目前尚无其它国家进行类似定位方法研究的报导. 国内对这方面的研究还处在起步阶段. 文献[3]给出了利用相位差变化率信息对目标进行无源定位的思想, 但并没有进行应用推广, 同时机载观测平台发生飞行姿态变化情况下的无源定位研究尚未见报导.

本文面向空中观测平台对地面远距离固定目标定位的特定背景, 首先介绍了应用相位差变化率方法进行单站无源定位的基本原理, 接下来详细讨论了该方法在机载观测平台发生飞行姿态变化情况下的应用, 给出了相应的处理思路和定位表达式. 仿真结果表明了这一处理思路的有效性.

2 利用相位差变化率方法进行机载单站无源定位的基本原理

相位差变化率方法可以利用两个相互正交的相位干涉仪

收稿日期: 2001-10-22; 修回日期: 2002-07-17

基金项目: 国防预研基金(No. 2000J7.2.9. KG0114)

接收目标辐射电磁波的相位差及其变化率^[3]信息解算出目标的方位及其与观测平台之间的径向距离,从而实现目标的无源定位.具体说明如下.

在目标固定不动的情况下,忽略地球曲率的影响.假定机载观测平台水平向前匀速直线飞行并且没有发生飞行姿态变化.这一平飞姿态下的载机坐标系 $O' - X'Y'Z'$, 设定为:以机腹下机身轴与机翼轴的交点 O' 为原点, $O'X'$ 轴方向为沿机身纵轴且指向机头方向, $O'Y'$ 轴与 $O'X'$ 轴在同一水平面上且指向左侧机翼方向, $O'Z'$ 轴按照右手关系确定为垂直于 $O'X'Y'$ 平面且指向上方.由此可知,飞机飞行方向与 $O'X'$ 轴正向一致.相对于地面固定目标而言,机载坐标系随观测平台的运动而运动;相对于平飞姿态下的观测平台而言,机载坐标系是不动的.若以 i 时刻的机载坐标系为参照物,观测平台在其中的位置为 $(x_{0gi}, y_{0gi}, z_{0gi})$ (实为 $(0, 0, 0)$), 速度为 $(\dot{x}_{0gi}, \dot{y}_{0gi}, \dot{z}_{0gi})$ (实为 $(0, 0, 0)$), 目标在此坐标系下的位置为 $(x_{Tgi}, y_{Tgi}, z_{Tgi})$, 速度为 $(\dot{x}_{Tgi}, \dot{y}_{Tgi}, \dot{z}_{Tgi})$ (与机载观测平台相对地面的运动速度相反,具体数据可通过机上导航设备获取).记 i 时刻目标相对于观测平台的方位角为 β_i (以 $O'X'$ 轴正向为基准), 俯仰角为 ϵ_i (以 $X'O'Y'$ 平面为准).在机载观测平台上布设三个单元天线,一个天线位于 O' 处,一个天线沿机身轴布设在机尾一侧,另一个天线沿机翼轴布设在左侧机翼靠近机身一侧,构成两个互相正交的相位干涉仪.这里假设目标辐射电磁波的频率不变并且观测平台获取的目标方向信息全部来自相位干涉仪接收目标辐射电磁波的相位差信息.在无相位差模糊(测相位差模糊问题可以通过测时差的方法来解决,具体内容将在后续文章中加以阐述)的情况下,机载观测平台上三个单元天线接收目标辐射电磁波的示意图见图 1.

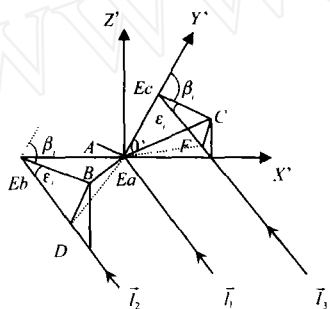


图 1 机载观测平台接收目标辐射电磁波示意图

图中, Ea 、 Eb 为安装在机身轴上相位干涉仪的两个单元天线,间距即基线长度为 d_x , Ea 、 Ec 为安装在机翼轴上相位干涉仪的两个单元天线,间距即基线长度为 d_y , l_1 、 l_2 、 l_3 分别为 Ea 、 Eb 、 Ec 接收到的目标辐射电磁波的方向.由于目标和观测平台之间的距离远远大于 d_x 及 d_y ,因而可以认为 $l_1 \parallel l_2 \parallel l_3$. EaA 、 EbB 、 EcC 分别为 l_1 、 l_2 、 l_3 在 $X'O'Y'$ 平面上的投影,并且有: $EaB \perp EbB$, $EaC \perp EcC$.过 B 作 $BD \perp EbD$ 于 D ,过 C 作 $CF \perp EcF$ 于 F ,从而有: $EaD \perp EbD$, $EaF \perp EcF$.故有: EbD 即为 Ea 、 Eb 接收目标辐射电磁波的波程差, EcF 为 Ea 、 Ec 接收目标辐射电磁波的波程差.从而可得 i 时刻机身轴相位干涉仪的二单元天线 Ea 、 Eb 接收目标辐射电磁波的相位差为:

$$\begin{aligned} \phi_{xi} &= \omega_T \times \Delta t_x = 2\pi f_T \times \frac{d_x}{c} \sin\beta_i \cos\epsilon_i = k_x f_T \sin\beta_i \cos\epsilon_i, \\ k_x &= 2\pi d_x / c \quad (1) \end{aligned}$$

对应的相位差变化率(可参考锁相原理,设计全数字相位跟踪环,对接收到的相位差数据进行实时滤波处理以减小测量误差的影响,并给出相位差变化率数据的估计值.具体估计方法将在后续文章中介绍)为:

$$\dot{\phi}_{xi} = k_x f_T (\dot{\beta}_i \cos\beta_i \cos\epsilon_i - \dot{\epsilon}_i \sin\beta_i \sin\epsilon_i) \quad (2)$$

而机翼轴相位干涉仪的二单元天线 Ea 、 Ec 接收目标辐射电磁波的相位差为:

$$\begin{aligned} \phi_{yi} &= \omega_T \times \Delta t_y = 2\pi f_T \times \frac{d_y}{c} (-\cos\beta_i \cos\epsilon_i) = -k_y f_T \cos\beta_i \cos\epsilon_i, \\ k_y &= \frac{2\pi d_y}{c} \quad (3) \end{aligned}$$

对应的相位差变化率为:

$$\dot{\phi}_{yi} = k_y f_T (\dot{\beta}_i \sin\beta_i \cos\epsilon_i - \dot{\epsilon}_i \cos\beta_i \sin\epsilon_i) \quad (4)$$

上面各式中 ω_T 为到达观测平台处的来波角频率, f_T 为对应的来波频率, Δt_x 为来波到达 Ea 、 Eb 的时间差, Δt_y 为来波到达 Ea 、 Ec 的时间差, c 为光速.由上面四式可得目标相对于观测平台的方位及其变化率信息.

另外,在 i 时刻有如下几何关系:

$$\begin{aligned} \tan\beta_i &= \frac{x_{Tgi} - x_{0gi}}{y_{Tgi} - y_{0gi}} \\ \tan\epsilon_i &= \frac{z_{0gi} - z_{Tgi}}{\sqrt{(x_{Tgi} - x_{0gi})^2 + (y_{Tgi} - y_{0gi})^2}} \\ \text{从而有:} \\ \beta_i &= \frac{(x_{Tgi} - x_{0gi})(y_{Tgi} - y_{0gi}) - (x_{Tgi} - x_{0gi})(\dot{y}_{Tgi} - \dot{y}_{0gi})}{(x_{Tgi} - x_{0gi})^2 + (y_{Tgi} - y_{0gi})^2} \\ &= \frac{(\dot{x}_{Tgi} - \dot{x}_{0gi})\cos\beta_i - (\dot{y}_{Tgi} - \dot{y}_{0gi})\sin\beta_i}{r_i \cos\epsilon_i} \\ r_i &= \frac{(\dot{x}_{Tgi} - \dot{x}_{0gi})\cos\beta_i - (\dot{y}_{Tgi} - \dot{y}_{0gi})\sin\beta_i}{\beta_i \cos\epsilon_i} \quad (5) \end{aligned}$$

其中 r_i 代表 i 时刻目标到观测平台的径向距离,计算 r_i 时所用的 $\sin\beta_i$ 、 $\cos\beta_i$ 、 $\cos\epsilon_i$ 、 β_i 由式(1)~(4)确定.从而可求出目标的位置 $(x_{Tgi}, y_{Tgi}, z_{Tgi})$:

$$\begin{aligned} x_{Tgi} &= x_{0gi} + r_i \cos\epsilon_i \sin\beta_i \\ y_{Tgi} &= y_{0gi} + r_i \cos\epsilon_i \cos\beta_i \\ z_{Tgi} &= z_{0gi} - r_i \sin\epsilon_i \quad (6) \end{aligned}$$

这就是在已知观测平台的运动速度、位置坐标和固定目标辐射频率的条件下,利用相位差及其变化率信息对目标进行交叉定位的原理.值得注意的是,此处所求的目标位置是针对载机坐标系 $O' - X'Y'Z'$ 而言的.利用机上导航设备测出观测平台相对于某个固定地面坐标系的位置及运动速度,便可求出目标在此固定坐标系下的位置数据.

3 相位差变化率方法在机载观测平台发生飞行姿态变化情况下的应用

受气流及机动动作的影响,载机在飞行过程中可能会发生飞行姿态变化.若在某时刻 i 机载观测平台发生飞行姿态变化,机身相对于同一时刻原平飞姿态下的载机坐标系 $O' - X'Y'Z'$ 的滚动角为 θ_i ,俯仰角为 η_i ,偏航角为 γ_i ,角速度矢量的方向依次与 $O'X'$ 轴、 $O'Y'$ 轴、 $O'Z'$ 轴的正向一致,由此形成

的新载机坐标系记作 $O' - X_C Y_C Z_C$ (与 $O' - X' Y' Z'$ 坐标系的设置方法相同)。相对于地面固定目标而言,机载坐标系 $O' - X_C Y_C Z_C$ 随观测平台的运动而运动;相对于 i 时刻的观测平台而言,机载坐标系是不动的。则从原平飞姿态下的载机坐标系 $O' - X' Y' Z'$ 到姿态变化后的新载机坐标系 $O' - X_C Y_C Z_C$ 的旋转矩阵^[1]为:

$$\mathbf{H}_i = \begin{bmatrix} h_{11i} & h_{12i} & h_{13i} \\ h_{21i} & h_{22i} & h_{23i} \\ h_{31i} & h_{32i} & h_{33i} \end{bmatrix} \quad (7)$$

其中, $h_{11i} = \cos \eta_i \cos \gamma_i$,
 $h_{12i} = \cos \theta_i \sin \gamma_i + \sin \theta_i \sin \eta_i \cos \gamma_i$,
 $h_{13i} = \sin \theta_i \sin \gamma_i - \cos \theta_i \sin \eta_i \cos \gamma_i$,
 $h_{21i} = -\cos \eta_i \sin \gamma_i$,
 $h_{22i} = \cos \theta_i \cos \gamma_i - \sin \theta_i \sin \eta_i \sin \gamma_i$,
 $h_{23i} = \sin \theta_i \cos \gamma_i + \cos \theta_i \sin \eta_i \sin \gamma_i$,
 $h_{31i} = \sin \eta_i$,
 $h_{32i} = -\sin \theta_i \cos \eta_i$,
 $h_{33i} = \cos \theta_i \cos \eta_i$.

不难验证, \mathbf{H}_i 是一个正定矩阵,即 $\mathbf{H}_i^T = \mathbf{H}_i^{-1}$ 。记 \mathbf{H}_i 的导数矩阵为 $\dot{\mathbf{H}}_i$ 。在这种情况下,所得到的观测数据为 $\phi'_{xi}, \phi'_{yi}, \phi'_{zi}$ 。而在特定的应用场合下需要给出目标在某一地面固定坐标系下的位置。处理思路是首先利用变化姿态下的观测数据计算出目标在发生姿态变化后的新载机坐标系 $O' - X_C Y_C Z_C$ 中的位置,通过同一时刻两个载机坐标系 $O' - X' Y' Z'$ 与 $O' - X_C Y_C Z_C$ 之间的旋转矩阵得出目标在相应时间平飞姿态下的载机坐标系 $O' - X' Y' Z'$ 中的位置,再将其投影到所要求的地面固定坐标系中。具体求解过程如下。

设在姿态变化后的新载机坐标系 $O' - X_C Y_C Z_C$ 下,目标相对于观测平台的方位角为 β'_i (以 $O' Y_C$ 轴正向为基准),俯仰角为 ϵ'_i (与 $X_C O' Y_C$ 平面的夹角)。参照第二部分式可由 $\phi'_{xi}, \phi'_{yi}, \phi'_{zi}, \phi'_{xi}, \phi'_{yi}$ 的表达式求出 $\sin \beta'_i, \cos \beta'_i, \sin \epsilon'_i, \cos \epsilon'_i, \beta'_i, \epsilon'_i$ 。

记 i 时刻观测平台在原平飞姿态下载机坐标系 $O' - X' Y' Z'$ 中的位置为 $(x_{Ogi}, y_{Ogi}, z_{Ogi})$ (实为 $(0, 0, 0)$), 速度为 $(\dot{x}_{Ogi}, \dot{y}_{Ogi}, \dot{z}_{Ogi})$ (实为 $(0, 0, 0)$); 对应于姿态变化后的新载机坐标系 $O' - X_C Y_C Z_C$ 下的位置为 $(x'_{Ogi}, y'_{Ogi}, z'_{Ogi})$, 速度为 $(\dot{x}'_{Ogi}, \dot{y}'_{Ogi}, \dot{z}'_{Ogi})$ 。目标在原平飞姿态下载机坐标系 $O' - X' Y' Z'$ 中的位置为 $(x_{Tgi}, y_{Tgi}, z_{Tgi})$, 速度为 $(\dot{x}_{Tgi}, \dot{y}_{Tgi}, \dot{z}_{Tgi})$ (与观测平台相对于地面固定目标的运动速度相反,具体数据可通过机上导航设备获取), 对应于姿态变化后的新载机坐标系 $O' - X_C Y_C Z_C$ 下的位置为 $(x'_{Tgi}, y'_{Tgi}, z'_{Tgi})$, 速度为 $(\dot{x}'_{Tgi}, \dot{y}'_{Tgi}, \dot{z}'_{Tgi})$, 与观测平台之间的径向距离为 r'_i 。则有:

$$\begin{bmatrix} x'_{Ogi} \\ y'_{Ogi} \\ z'_{Ogi} \end{bmatrix} = \mathbf{H}_i \times \begin{bmatrix} x_{Ogi} \\ y_{Ogi} \\ z_{Ogi} \end{bmatrix} \quad (8)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{x}'_{Ogi} \\ \dot{y}'_{Ogi} \\ \dot{z}'_{Ogi} \end{bmatrix} = \dot{\mathbf{H}}_i \times \begin{bmatrix} x_{Ogi} \\ y_{Ogi} \\ z_{Ogi} \end{bmatrix} + \mathbf{H}_i \times \begin{bmatrix} \dot{x}_{Ogi} \\ \dot{y}_{Ogi} \\ \dot{z}_{Ogi} \end{bmatrix}$$

$$= \mathbf{P}_i \times \begin{bmatrix} x_{Ogi} \\ y_{Ogi} \\ z_{Ogi} \end{bmatrix} + \mathbf{H}_i \times \begin{bmatrix} \dot{x}_{Ogi} \\ \dot{y}_{Ogi} \\ \dot{z}_{Ogi} \end{bmatrix} \quad (9)$$

$$\begin{bmatrix} x'_{Tgi} \\ y'_{Tgi} \\ z'_{Tgi} \end{bmatrix} = \mathbf{H}_i \times \begin{bmatrix} x_{Tgi} \\ y_{Tgi} \\ z_{Tgi} \end{bmatrix} \quad (10)$$

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \dot{x}'_{Tgi} \\ \dot{y}'_{Tgi} \\ \dot{z}'_{Tgi} \end{bmatrix} &= \dot{\mathbf{H}}_i \times \begin{bmatrix} x_{Tgi} \\ y_{Tgi} \\ z_{Tgi} \end{bmatrix} + \mathbf{H}_i \times \begin{bmatrix} \dot{x}_{Tgi} \\ \dot{y}_{Tgi} \\ \dot{z}_{Tgi} \end{bmatrix} \\ &= \mathbf{P}_i \times \mathbf{H}_i^T \times \begin{bmatrix} x'_{Tgi} \\ y'_{Tgi} \\ z'_{Tgi} \end{bmatrix} + \mathbf{H}_i \times \begin{bmatrix} \dot{x}_{Tgi} \\ \dot{y}_{Tgi} \\ \dot{z}_{Tgi} \end{bmatrix} \\ &= \mathbf{S}_i \times \begin{bmatrix} x'_{Tgi} \\ y'_{Tgi} \\ z'_{Tgi} \end{bmatrix} + \mathbf{H}_i \times \begin{bmatrix} \dot{x}_{Tgi} \\ \dot{y}_{Tgi} \\ \dot{z}_{Tgi} \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (11)$$

其中, $\mathbf{S}_i = \begin{bmatrix} S_{11i} & S_{12i} & S_{13i} \\ S_{21i} & S_{22i} & S_{23i} \\ S_{31i} & S_{32i} & S_{33i} \end{bmatrix} = \mathbf{P}_i \mathbf{H}_i^T$ 。

另外,在 i 时刻姿态变化后的新载机坐标系 $O' - X_C Y_C Z_C$ 中有:

$$\begin{aligned} \tan \beta'_i &= \frac{x'_{Tgi} - x'_{Ogi}}{y'_{Tgi} - y'_{Ogi}} \\ \tan \epsilon'_i &= \frac{z'_{Tgi} - z'_{Ogi}}{\sqrt{(x'_{Tgi} - x'_{Ogi})^2 + (y'_{Tgi} - y'_{Ogi})^2}} \\ \beta'_i &= \frac{(x'_{Tgi} - x'_{Ogi})(y'_{Tgi} - y'_{Ogi}) - (x'_{Tgi} - x'_{Ogi})(y'_{Tgi} - y'_{Ogi})}{(x'_{Tgi} - x'_{Ogi})^2 + (y'_{Tgi} - y'_{Ogi})^2} \\ &= \frac{(x'_{Tgi} - x'_{Ogi}) \cos \beta'_i - (y'_{Tgi} - y'_{Ogi}) \sin \beta'_i}{r'_i \cos \epsilon'_i} \end{aligned} \quad (12)$$

从而有: $r'_i = \frac{(x'_{Tgi} - x'_{Ogi}) \cos \beta'_i - (y'_{Tgi} - y'_{Ogi}) \sin \beta'_i}{\beta'_i \cos \epsilon'_i}$ (13)

$$\begin{aligned} x'_{Tgi} &= x'_{Ogi} + r'_i \cos \epsilon'_i \sin \beta'_i \\ y'_{Tgi} &= y'_{Ogi} + r'_i \cos \epsilon'_i \cos \beta'_i \\ z'_{Tgi} &= z'_{Ogi} - r'_i \sin \epsilon'_i \end{aligned} \quad (14)$$

由于目标在 i 时刻姿态变化后形成的新载机坐标系 $O' - X_C Y_C Z_C$ 下的速度 $(\dot{x}'_{Tgi}, \dot{y}'_{Tgi}, \dot{z}'_{Tgi})$ 与载机自身的运动速度及姿态变化速度有关,直接计算比较复杂,现在考虑回避直接计算 $(\dot{x}'_{Tgi}, \dot{y}'_{Tgi}, \dot{z}'_{Tgi})$, 通过列写联立方程组求解目标在姿态变化后的新载机坐标系 $O' - X_C Y_C Z_C$ 下的位置。将式(11)代入式(13)、(14), 可得出目标在姿态变化后形成的新载机坐标系 $O' - X_C Y_C Z_C$ 下的位置 $(x'_{Tgi}, y'_{Tgi}, z'_{Tgi})$ 。再通过新、旧两个载机坐标系之间的旋转矩阵可得出目标在同一时刻原平飞姿态下的参考载机坐标系 $O' - X' Y' Z'$ 中的位置 $(x_{Tgi}, y_{Tgi}, z_{Tgi})$:

$$\begin{bmatrix} x_{Tgi} \\ y_{Tgi} \\ z_{Tgi} \end{bmatrix} = \mathbf{H}_i^{-1} \times \begin{bmatrix} x'_{Tgi} \\ y'_{Tgi} \\ z'_{Tgi} \end{bmatrix} = \mathbf{H}_i^T \times \begin{bmatrix} x'_{Tgi} \\ y'_{Tgi} \\ z'_{Tgi} \end{bmatrix} \quad (15)$$

在本文所依托的应用背景下,地面固定坐标系以地面上某点为原点,坐标轴设置方向与原始平飞姿态下的参考载机坐标系 $O' - X' Y' Z'$ 平行。则在 i 时刻利用机上导航设备测出观测平台相对于指定地面固定坐标系的位置 $(x_{O_i}, y_{O_i}, z_{O_i})$, 便

可换算出目标在此固定坐标系下的位置数据 (x_T, y_T, z_T) :

$$\begin{bmatrix} x_T \\ y_T \\ z_T \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_{O_i} \\ y_{O_i} \\ z_{O_i} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} x_{T_{G_i}} \\ y_{T_{G_i}} \\ z_{T_{G_i}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_{O_i} \\ y_{O_i} \\ z_{O_i} \end{bmatrix} + \mathbf{H}_i^T \begin{bmatrix} x'_{T_{G_i}} \\ y'_{T_{G_i}} \\ z'_{T_{G_i}} \end{bmatrix} \quad (16)$$

4 仿真验证

这里面向对 400 公里以外的地面固定目标进行定位的应用需求,设计仿真实验.仿真时假定在给定地面固定坐标系下目标的位置为 $(200, 200\sqrt{3}, 0)$ km,其辐射频率为 $f_T = 3 \times 10^9$ Hz;机载观测平台的运动起点为 $(1, 1, 8)$ km,速度为 $300 \times (\cos\eta_i \cos\gamma_i, \cos\eta_i \sin\gamma_i, -\sin\eta_i)$ m/s,其上布设的两个相位干涉

仪的基线长度分别为 $d_x = 10$ m 和 $d_y = 5$ m.按照设定的目标与机载观测平台之间的相对空间关系和运动关系产生模拟的相位差 ϕ'_{x_i}, ϕ'_{y_i} 及相位差变化率数据 $\dot{\phi}'_{x_i}, \dot{\phi}'_{y_i}$,然后按照本文介绍的方法进行处理,在已知机载观测平台在地面固定坐标系下的位置 $(x_{O_i}, y_{O_i}, z_{O_i})$ 及速度数据 $(\dot{x}_{O_i}, \dot{y}_{O_i}, \dot{z}_{O_i})$ 的情况下,反解出目标在地面固定坐标系下的位置.假定仿真时有关参数的测量精度为: $\sigma_{\phi_x} = \sigma_{\phi_y} = 0.035$ rad, $\sigma_{\dot{\phi}_x} = \sigma_{\dot{\phi}_y} = 0.0075$ rad/s, $\sigma_{f_T} = 10^4$ Hz, $\sigma_{x_{O_i}} = \sigma_{y_{O_i}} = \sigma_{z_{O_i}} = 0.1$ ms, $\sigma_{\dot{x}_{O_i}} = \sigma_{\dot{y}_{O_i}} = \sigma_{\dot{z}_{O_i}} = 16$ ms, $\dot{\theta} = 0.075^\circ/\text{s}$, $\dot{\eta} = -0.075^\circ/\text{s}$, $\dot{\gamma} = -0.00125^\circ/\text{s}$ (对应观测平台的飞行姿态变化情况为持续向右侧偏航爬升同时左侧机翼上抬).100 次蒙特卡洛实验的仿真结果见图 2.

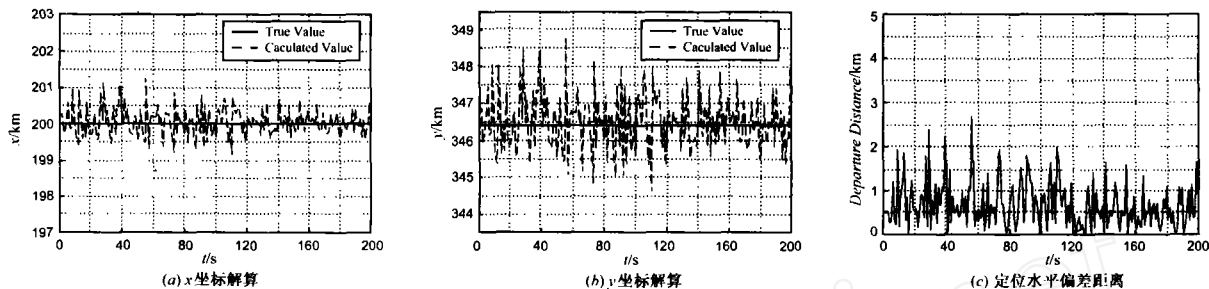


图 2 仿真结果

从以上仿真结果可以看出,在给定的测量精度下,对目标进行定位的水平偏差距离最大不超过 2.7 km,绝大多数情况不超过 1 km,能够满足应用需求.

5 结论

本文面向空中观测平台对地面远距离固定目标进行定位的特定背景,首先介绍了应用相位差变化率方法进行单站无源定位的基本原理,接下来详细讨论了该方法在机载观测平台发生飞行姿态变化情况下的应用,给出了相应的处理思路 and 定位表达式.仿真结果表明了这一处理思路的有效性.在强调隐蔽性、快速性和准确性的呼声日益高涨的今天,紧密跟踪技术的发展,综合运用多种手段,解决好该无源定位方法在需求与可能之间的矛盾,应用前景是非常令人鼓舞的.

参考文献:

- [1] 孙仲康,陈辉煌.定位导航与制导[M].北京:国防工业出版社,1987.271-342.
- [2] 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,1996.24-116.
- [3] 许耀伟.一种快速高精度无源定位方法的研究[D].长沙:国防科技大学研究生院,1998.

作者简介:

单月晖 女,1975年6月出生于河北唐山,1998年获国防科技大学电子科学与工程学院本科学位,现为该学院硕博连读研究生,已发表10余篇科技论文,研究方向为信号与信息处理,定位与跟踪.

孙仲康 男,1930年8月出生于上海,教授,博士生导师,IEEE高级会员,已出版3本专著,研究方向为无源定位、雷达信号处理.