

基于无源测距的快速定位方法研究

沈文亮,李艳斌,陈卫东,郝志安,柏如龙,魏华锐

(中国电子科技集团公司第54研究所,河北石家庄 050081)

摘要: 在分析现有单站无源定位方法优缺点的基础上,针对运动平台对固定目标进行无源定位要求快速性这一特点,提出了一种通过目标角度和角度变化率信息对观测站与目标间的距离进行解算的快速定位方法,依照定位误差的几何分布(GDOP)对该方法进行了单次和多次定位精度的仿真,验证了该方法是一种高精度的、快速的定位方法。

关键词: 单站定位;无源测距;定位精度

中图分类号: TN971 **文献标识码:** A **文章编号:** 0372-2112(2009)06-1343-05

The Study of a Technology of Passive Measuring Distance Single Observer Fast Passive Location

SHEN Wen-liang, LI Yan-bin, CHEN Wei-dong, HAO Zhi-an, BAI Ru-long, WEI Hua-ru

(The 54th Research Institute of CETC, Shijiazhuang, Hebei 050081, China)

Abstract: Based on the analysis of advantages and disadvantages of present single station passive location methods, and contraposing the characteristics of fast locating immobile targets with mobile platforms, a fast passive location method has been put forward in this paper via resolving the relations of angle and its changing rate between observation station and the target. According to the GDOP (Geometric Dilution of Precision) of location error, the simulation of location precision with single or multiple times validates its high precision and quickness.

Key words: single station location; passive ranging; location precision

1 引言

无源定位技术是电子对抗应用中的一项重要技术。由于该技术具有作用距离远、隐蔽接收、不易被对方发觉的优点,使得它对于提高系统在电子战环境下的生存能力和作战能力有着重要的作用。而单站无源定位技术是只利用一个观测平台对目标进行无源定位的技术。由于所能获取的信息量相对较少,单站无源定位实现难度相对较大。其定位实现过程^[1]通常是:用单个运动观测站对辐射源进行连续的测量,在获得一定量的定位信息积累的基础上,进行适当的数据处理以获取辐射源目标的定位数据。从几何意义上来说就是用多个定位曲线(面)的交来实现定位,即利用运动学原理测距,以振幅、相位或多普勒频率法测向,依靠几何学原理定位,并结合非线性滤波技术,实现单站对固定或运动辐射源的快速高精度无源定位。目前,传统的单站无源定位技术的研究主要集中在固定单站对机动目标的定位和运动单站对固定目标的定位这两个方面。

当前,很多的空中飞行器(如攻击机、反辐射武器

等)在战场侦察和打击地面目标过程中,也大量采用无源定位技术。这属于运动单站对固定目标定位的技术范畴。在飞行器上采用无源定位技术,首先需要明确两点:(1)由于飞行器的快速运动,对于地面的慢速运动目标,可以将它们视为固定目标,在一定限度内,这样的近似并不会引入严重的误差。(2)若是飞行器攻击目标,则需要考虑定位过程的快速性,即采用的无源定位技术必须具有实时性。

2 提出问题

目前,无源定位技术的主要的实现方法^[2]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、方位/多普勒频率定位法、测相位差变化率定位法和测多普勒频率变化率定位法。虽然定位方法很多,但是每种方法都有其应用的条件和优缺点。如测向定位法虽然简单、数据量小,但是定位精度差,定位算法易发散;多普勒频率定位法则只能应用于信号为连续波或者具有较长持续时间目标定位方法中;测相位差变化率定位法从原理上来讲是实时定位方法,且具有较

高的定位精度,但是只能应用于干涉仪测向体制的设备中,而且在使用过程中还需考虑解相位模糊的问题.因此该定位方法的应用受到测向体制的限制.

在实际的战术使用中,敌辐射源的具体参数、信号体制等情况是未知的.如何在这种条件下,实现对目标的快速精确定位是一个紧迫而艰巨的任务.笔者通过分析观测平台和目标间的运动关系,从运动学原理角度出发,提出了一种基于无源测距的快速高精度定位方法.该方法的基本原理如图 1 所示.

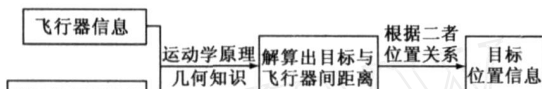


图1 无源测距定位技术的基本原理图

3 无源测距定位原理

3.1 建立定位模型以及公式推导

在大地直角坐标系下,飞行器与目标的位置三维示意图如图 2 所示.

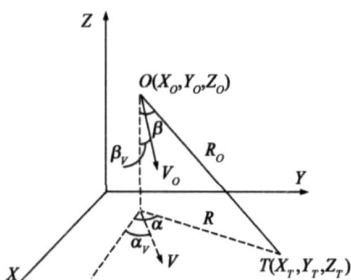


图2 目标和飞行器间的位置示意图

即该定位模型是忽略地面曲率的平面定位模型.飞行器 O 的位置为 (X_0, Y_0, Z_0) ; 速度为 V_0 , 在 XY 平面上的投影速度为 V . 目标 T 是地面的固定目标, 位置为 (X_T, Y_T, Z_T) . 飞行器与目标间的距离为 R_0 , 在 XY 平面上的投影为 R . 目标相对于飞行器的方位角和俯角分别为 α, β . 根据二者的几何关系和运动学原理, 可得如下的方程组.

方程组(1):

$$\begin{cases} R = R_0 \sin \beta \\ V = V_0 \sin \alpha \end{cases} \quad (1)$$

方程组(2):

$$\begin{cases} X_T - X_0 = R \cos \alpha \\ Y_T - Y_0 = R \sin \alpha \\ Z_0 - Z_T = R_0 \cos \beta \end{cases} \quad (2)$$

对公式(2)中的前两个方程考查,进行时间 t 求导. 由于目标是固定目标,不存在位置的变化,所以对其位置量求导结果为零. 上述方程组最终的求导结果为

$$\begin{cases} -\frac{dX_0}{dt} = \frac{dR}{dt} \cos \alpha - \frac{d\alpha}{dt} R \sin \alpha \\ -\frac{dY_0}{dt} = \frac{dR}{dt} \sin \alpha + \frac{d\alpha}{dt} R \cos \alpha \end{cases} \quad (3)$$

在方程组(3)中,方位角 α 可通过飞行器的测向系

统获得; $dX_0/dt, dY_0/dt$ 分别表示飞行器的飞行速度 V_0 在 X, Y 方向上的速度分量,可由导航系统获得; $d\alpha/dt$ 为目标辐射源信号到达角中方位角的变化率,也可测量获得. 所以这些参量可视为已知量. 因而对于上述方程组而言,其是一个关于 $dR/dt, R$ 的二元一次方程组. 对该方程组进行求解可得目标和飞行器间的距离 R_0 为

$$R_0 = R / \sin \alpha = \left(\frac{dX_0}{dt} \sin \alpha - \frac{dY_0}{dt} \cos \alpha \right) / \left(\frac{d\alpha}{dt} * \sin \alpha \right) \quad (4)$$

而公式(4)中的参量 $dX_0/dt, dY_0/dt, d\alpha/dt$ 又可表示为如下形式

$$\begin{cases} \frac{dX_0}{dt} = V \cos \alpha = V_0 \sin \alpha \cos \alpha \\ \frac{dY_0}{dt} = V \sin \alpha = V_0 \sin \alpha \sin \alpha \\ \frac{d\alpha}{dt} = \dots \end{cases} \quad (5)$$

将公式(5)的参量关系式代入公式(4)中,则距离 R_0 的最终表达式为

$$R_0 = \frac{V_0 \sin \alpha \sin(\alpha - \alpha)}{\sin \alpha} \quad (6)$$

公式(6)即为无源测距的表示式. 由公式(6)的物理意义可知,只要能够测出方位角变化率 $d\alpha/dt$, 在已知目标角度信息和飞行器运动速度的条件下就可以实现测距. 将解算出的距离代入方程组(2),则可得目标的位置,从而实现由角度信息和距离这两个要素对目标的快速定位.

3.2 方位角变化率的测量

文章提出的定位方法对方位角速度的测量精度要求较高. 所以在工程应用中,实现较高的定位精度,方位角变化率测量精度是关键. 而直接求解方位角变化率

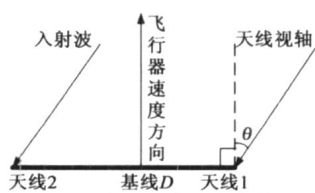


图3 飞行器速度方向与信号到达角的关系图

很困难,可以将其转换为其他参数进行测量. 在如图 3 所示的干涉仪测向系统中,假设干涉仪天线阵与飞行器速度方向垂直,此时来波方向在水平面上的投影与天线阵成

$90^\circ + \theta$, 即目标方位角为 $\alpha = 90^\circ + \theta$.

则天线接收的相位差^[3,4]为

$$\phi = \frac{2-D}{\lambda} \sin \theta \quad (7)$$

ϕ 为信号的相位差, λ 是信号波长, D 为天线基线长度.

对上述公式进行求导,可得 $\frac{d\phi}{dt} = \frac{2-D}{\lambda} \cos \theta * \frac{d\theta}{dt}$. 而

$\frac{d\alpha}{dt} = \frac{d\theta}{dt}$, 则方位角变化率的求解公式为

$$\dot{\phi} = \frac{\dot{\phi}}{2 D \cos} \quad (8)$$

通过公式(8)可将方位角变化率的测量转化为相位差变化率的测量。而相位差变化率的测量,现在研究很多,也很成熟。所以可通过这种测量转换法实现对方位角变化率的精确测量。

除了介绍的转换测量法,对于方位角变化率的测量,还可采用如下的方法:(1)设备测量法。通过测量设备提供,如速率陀螺,以测得目标相对于飞行器的方位角速度。由于这样获取的方位角速度受到噪声的影响,可采用 Kalman 滤波等方法进一步提取方位角速度。(2)方位角间接估计法。一般方位角的变化范围比较大,方位角变化率的值比较小。在方位角变化率很小的情况下,通过对方位角速度进行二次拟合计算,也可获得方位角速度。该估计的算法简单,因此采用间接估计法进行方位角变化率估计也是一种比较可行的方法。

3.3 无源测距定位方法分析

在飞行器执行任务过程中,任一时刻,飞行器的位置、姿态和速度信息可以由导航信息获得,而飞行器上的测向系统和测角速度设备将给出目标的角度信息及其变化率。由于飞行器和目标间相对位置的不断变化,上述这些参数也都是实时变化的。将不同时刻的参数带入公式(6)和(2),可解算出不同时刻的目标位置,即实现了对目标的快速定位。因此该定位方法在实际应用中是可行的。

由上述定位原理可知,该定位方法的实现需要飞行器提供目标的测量信息(方位角及其变化率)。在实际应用中,只要观测平台具有测向系统,就可以提供这样的观测量。因此该方法具有很好的适应性,而不需要考虑观测平台的测向体制。同时,该定位方法是快速定位,因此也不用考虑目标辐射源发射的是连续信号还是脉冲信号。

另外,在无源定位技术中,一般都是从测量信息入手来求解目标位置,理由是目标位置信息包含在观测平台的测量信息中。因此在定位算法解算时,目标位置的表示形式大部分都是测量信息和目标位置信息的表示式,如常用的测向定位法。在这种情况下,测量误差对目标的定位精度影响很大。而笔者提出的无源测距快速定位技术,在使用测量信息和目标位置信息的基础上,相对于传统的定位算法,增加了一个定位信息,即引入了目标和观测平台间的距离信息。该距离信息也包含目标的位置信息。从无源定位原理上讲,增加了包含目标位置信息的测量信息,势必会提高定位精度。同时,在俯仰角信息变化很缓慢的情况下,传统的定位方法利用俯仰角信息很难实现对目标的快速定位。原因是俯仰角信息提供的目标信息很少所致。而采用该

定位方法,通过解算距离避开了直接采用俯仰角信息定位带来的弊端,从而实现了在远距离条件下对目标的精确快速定位。

综上所述,基于无源测距的快速定位技术具有很好的通用性和可行性。

4 定位精度研究

4.1 定位精度公式推导

考虑到叙述方便和篇幅的限制,这里忽略观测平台飞行姿态变化和地球曲率对定位精度的影响。只研究三维情况下角度信息以及方位角变化率、飞行器的位置和运动速度参数的随机测量误差对定位精度的影响。在上述假设条件之下,利用无源测距方法对远距离地面固定目标进行定位的表达式可整理为

$$\begin{cases} R_O = \frac{V_O \sin \alpha \sin(\alpha - \alpha_0)}{\sin \alpha} \\ X_T = X_O + R_O \sin \alpha \cos \alpha \\ Y_T = Y_O + R_O \sin \alpha \sin \alpha \\ Z_T = Z_O - R_O \cos \alpha \end{cases} \quad (9)$$

假设获得的测量参数均值为零且相互独立^[5],且均方值分别为

$$\begin{aligned} E[(X_O)^2] &= E[(Y_O)^2] = E[(Z_O)^2] = \sigma_w^2, \\ E[(V_X)^2] &= E[(V_Y)^2] = E[(V_Z)^2] = \sigma_v^2, \\ E[(\alpha)^2] &= \sigma_\alpha^2, E[(\dot{\alpha})^2] = \sigma_{\dot{\alpha}}^2, E[(\alpha_0)^2] = \sigma_{\alpha_0}^2. \end{aligned}$$

对公式(9)全微分可得目标位置的定位均方误差如下:

$$\begin{aligned} \sigma_{X_T}^2 &= \sigma_w^2 + (\cos \alpha)^2 \sigma_v^2 + \left(\frac{V_X \cos 2\alpha + V_Y \sin 2\alpha}{\sin \alpha} \right)^2 \sigma_\alpha^2 \\ &\quad + \left(\frac{V_X \sin \alpha - V_Y \cos \alpha}{\cos \alpha} \right)^2 \sigma_{\dot{\alpha}}^2; \\ \sigma_{Y_T}^2 &= \sigma_w^2 + (\sin \alpha)^2 \sigma_v^2 + \left(\frac{V_X \sin 2\alpha - V_Y \cos 2\alpha}{\sin \alpha} \right)^2 \sigma_\alpha^2 \\ &\quad + \left(\frac{V_X \sin \alpha - V_Y \cos \alpha}{\sin \alpha} \right)^2 \sigma_{\dot{\alpha}}^2; \\ \sigma_{Z_T}^2 &= \sigma_w^2 + \left(\frac{V_X \cos \alpha + V_Y \sin \alpha}{\sin \alpha} \cos \alpha \right)^2 \sigma_\alpha^2 \\ &\quad + \left(\frac{V_X \sin \alpha - V_Y \cos \alpha}{\csc \alpha} \right)^2 \sigma_{\dot{\alpha}}^2 \\ &\quad + \left(\frac{V_X \sin \alpha - V_Y \cos \alpha}{\sin \alpha} \cos \alpha \right)^2 \sigma_{\alpha_0}^2. \end{aligned}$$

则定位误差为

$$\text{GDOP}_{XYZ} = \sqrt{\sigma_{X_T}^2 + \sigma_{Y_T}^2 + \sigma_{Z_T}^2}.$$

4.2 单次定位误差仿真分析

从误差公式可知,引起定位误差的因素主要包括飞行器测向系统的测量误差和导航设备输出的导航误差。下面通过单次定位精度的仿真来研究这些参数的测量误差对定位精度的影响。仿真参数如下:飞行器从

(0,0,8) km 点,沿 X 轴方向以速度 $V=300\text{m/s}$,向 $\nu=0$ 度的方向飞行.测向系统测量误差和飞行器导航误差分别为 $\sigma_w=10\text{m}$, $\sigma_\nu=5\text{m/s}$; $\sigma_\nu=2.5^\circ$, $\sigma_{\dot{\nu}}=2.5^\circ/\text{s}$; $\sigma_{\dot{\nu}}=0.005(^\circ/\text{s})$.根据前文的误差公式,辐射源在地面上每一固定点处的定位误差的等高线分布仿真结果如图 4 所示.

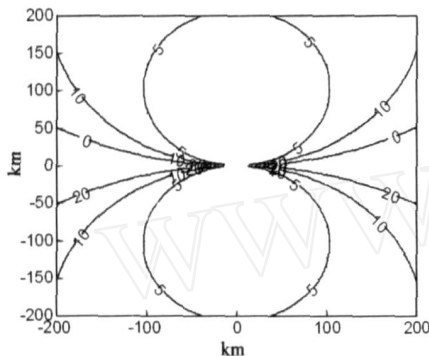


图4 综合考查导航和测向误差的定位误差等高线图

图中的数字代表绝对定位误差,单位为 km.从仿真结果可得如下结论:

(1) 在 $400\text{km} \times 400\text{km}$ 的区域内,定位误差大部分都在 10km 以内,可以满足一般定位精度的要求.另外,从定位误差结果可知,测向误差对定位结果影响较大.即在影响定位精度的因素中,角度以及角度变化率的测量精度起主导作用.

(2) 飞行器和目标间的相对运动关系对定位精度也存在影响.目标点在水平面上的投影越靠近飞行器运动方向,定位误差越大,甚至出现定位模型不可观测^[6,7]的情况.具体不可观测的情况如下:飞行器朝目标辐射源径向运动时,方位角变化率为零;飞行器在目标斜距矢量所在的等方位面中运动时,方位角变化率也为零;或者目标出现在飞行器的正下方,俯仰角为 90° ,即电磁波来至飞行器的正下方,目标辐射电磁波在飞行器所在平面上的投影分量也为零.这些情况都会导致测距的方差为无穷大,对应的距离解算公式无解,则无法实现对目标进行精确定位.

4.3 多次定位误差仿真验证

在工程使用中,为了获得更高的定位精度,需要对多次定位结果进行滤波处理.对于该定位方法,从前文的单次定位精度仿真可知,角度和角度变化率的测量精度是该单站无源定位方法的主要误差来源.因此为了验证角度和角度变化率对定位精度的影响,下面就不同测向精度和角度变化率测量精度进行多次定位精度的仿真.仿真条件如表 1 所示.仿真参数如下:目标为地面的固定目标,坐标为 $(100,100,0)\text{km}$.飞行器从 $(0,0,8)\text{km}$ 点,以速度 $V=300\text{m/s}$,以 $\nu=15^\circ$, $\nu=90^\circ$ 的航向角飞行.采样周期为 20ms .飞行器导航误差与 4.2 节

仿真分析相同.

表 1 角度和角度变化率的仿真参数表

| 仿真组数 | 第一组 | 第二组 | 第三组 |
|----------------------------|-------|-------|-------|
| 测角精度($^\circ$) | 2.5 | 2.5 | 1 |
| 角度变化率($^\circ/\text{s}$) | 0.005 | 0.002 | 0.002 |

结合仿真参数和式(9),可计算出对应时刻的目标位置.受测量条件的影响,按照本文提出的定位方法解算出的目标位置与真实位置点之间总会存在一定的偏差,所以需要将此定位结果代入卡尔曼滤波方程进行滤波处理.通过对滤波处理后的定位估计值和目标真实位置进行比较可以获得相对定位误差曲线.重复进行 50 次蒙特卡罗仿真,目标的相对定位误差曲线如下图所示.

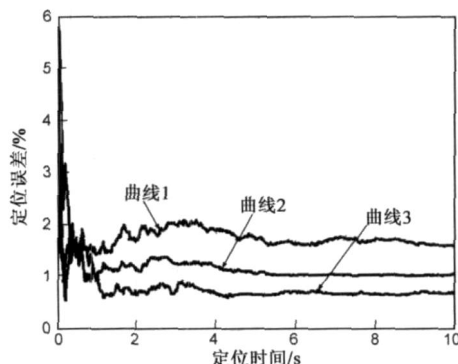


图5 不同仿真条件下的相对定位误差曲线图

在仿真结果图中,曲线 1 为测向精度为 2.5° /角度变化率测量精度为 $0.005(^\circ/\text{s})$ 时的定位精度曲线,即第一组仿真参数的定位结果;曲线 2 为第二组仿真参数的定位精度曲线;曲线 3 为第三组仿真参数的定位精度曲线.

从定位精度曲线 1 和 2 可得,在测向精度为 2.5° 的情况下,随着角度变化率从 $0.005(^\circ/\text{s})$ 变化为 $0.002(^\circ/\text{s})$,定位精度从 2% 提高到了 1% .而由仿真曲线 2 和 3 可知,在角度变化率不变的条件下,随着测向精度从 2.5° 变化为 1° ,定位精度提高为 0.7% .在工程应用中,实现角度误差在 2° 以内的测向技术已经很成熟.因而,角度变化率的测量精度成为影响定位精度的主导因素之一,即该定位方法对角度变化率的测量精度具有较高的要求.而采用前文介绍的方位角变化率测量方法,可以满足所需的精度要求.

另外,从定位误差曲线图可知,在不同的仿真条件下,其相对定位曲线都在定位 2s 后趋于平稳收敛,因此该定位方法是一种快速无源定位方法.在实际应用中,由于飞行器扰动等因素的影响,使得定位精度较之仿真结果会出现恶化的情况,但是小于 2% 的理论定位精度也足以说明该定位方法的高效性.因此,该定位方法可以满足飞行器的实用性要求.

5 结论

针对飞行器对目标进行无源定位要求快速性这一技术特点,本文提出了基于解算目标与观测站距离的定位方法,为实现无源快速定位的工程应用增添了一种新的解决途径.在深入分析该定位原理的基础上,得出该定位方法具有通用性,不受测向体制和目标辐射信号形式限制的结论.同时进行了定位精度的仿真,验证了该定位方法是一种稳健的、高精度的快速定位方法.

参考文献:

- [1] 李炳荣,曲长文,苏峰.机载单站无源定位技术分析[J].战术导弹技术,2005,27(6):35-39.
Li Bing-rong, Qu Chang-wen, Su Fen. The technology analysis of airborne single-station passive location[J]. Tactical Missile Technology, 2005, 27(6): 35-39. (in Chinese)
- [2] 王本才,张国毅,侯慧群.无源定位技术研究[J].舰船电子对抗,2006,29(6):20-26.
Wang Ben-cai, Zhang Guo-yi, Hou Hui-qun. Study of passive location technologies[J]. Ship Board Electronic Countermeasure, 2006, 29(6): 20-26. (in Chinese)
- [3] Deng X P, Liu Z, Zhou Y Y, Xu Y W. Passive location method and accuracy analysis with phase difference rate measurements[J]. Radar, Sonar and Navigation, IEE Proceedings, 2001, 148(5): 302-307.
- [4] 王建钢,花兴来,赵国林,朱元清.基于相位变化率的单站无源定位算法研究[J].电子信息对抗技术,2006,21(1):26-29.
Wang Jian-gang, Hua Xing-lai, Zhao Guo-lin, Zhu Yuan-qin. A single-point EKF passive location algorithm based on phase rate of change[J]. Electronics & Information Countermeasure, 2006, 21(1): 26-29. (in Chinese)
- [5] 许耀伟,孙仲康,周一宇.利用相位变化率对运动辐射源无源定位的研究[J].系统工程与电子技术,1999,21(8):7-8.
Xu Yao-wei, Sun Zhong-kang, Zhou Yi-yu. Passive location and observability analysis to moving target with phase rate of change measurements[J]. Systems Engineering and Electronics, 1999, 21(8): 7-8. (in Chinese)
- [6] Li Zong-hua, Feng Dao-wang, Sun Zhong-kang, Zhou Yi-yu. Passive location using time of arrival along with direction of arrival and its changing rate[A]. 2003 IEEE International Conference on Robotics, Intelligent Systems and Signal Processing[C]. Changsha, China: IEEE, 2003. 261-265.
- [7] 周亚强.基于视在加速度信息的单站无源定位与跟踪关键技术研究及其试验[D].长沙:国防科学技术大学研究生院,2005.21-25.
Zhou Ya-qiang. The study of critical technology of single observer passive location and tracking based look-acceleration information and its test[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2005. 21-25. (in Chinese)

作者简介:

沈文亮 男,1981年生于江苏淮安.现为中国电子科技集团公司第54研究所助理工程师,主要研究方向为无源定位技术. E-mail: huaiyinshi1@sina.com

李艳斌 男,1966年生于河北石家庄.现为中国电子科技集团公司第54研究所副总工程师,中国电子学会电子对抗分会高级会员.主要研究方向为电子对抗总体技术.

陈卫东 男,1968年生于河北邯郸.现为中国电子科技集团公司第54研究所高级工程师.主要研究方向为软件无线电和通信对抗系统总体技术.

郝志安 男,1965年生于河北石家庄.现为中国电子科技集团公司第54研究所高级工程师.主要研究方向为网络对抗总体技术.