

# INS/ 双天线弹载 SAR 组合弹体定位技术

秦玉亮, 黄宗辉, 邓 彬, 王宏强, 黎 湘

(国防科技大学电子科学与工程学院空间电子信息技术研究所, 湖南长沙 410073)

**摘 要:** 针对弹载景象匹配 SAR 应用中的弹体定位问题, 提出了基于 INS/ 双天线 SAR 的组合弹体定位技术, 通过加装一部向下照射的天线系统, 在对典型地物成像的同时实现了对弹体离地面高度的测量. 首先介绍了其定位原理, 然后推导了利用相对距离、多普勒和弹体高度的定位模型, 给出了导弹高度测量误差对定位误差影响的关系式, 针对不同的地形起伏, 分别提出了基于迭代和地形匹配的弹下点高程误差消除方法, 最后分析了双天线定位方法对雷达系统的要求. 对典型场景的仿真表明, 该定位方法相比利用 INS 高度通道数据和气压高度计进行定位误差明显减小.

**关键词:** 弹载合成孔径雷达; 弹体定位; 地形导航

中图分类号: TN957 文献标识码: A 文章编号: 0372-2112(2009)06-1216-06

## Missile Geo-Location Using INS and Dual-Antenna Missile-Borne SAR

QIN Yu-liang, HUANG Zong-hui, DENG Bin, WANG Hong-qiang, LI Xiang

(National University of Defense Technology, Changsha, Hunan 410073, China)

**Abstract:** An INS/ dual-antenna integrated missile positioning method is presented to overcome the problem of lacking of positioning information in SAR scene matching application. While imaging ground objects, it is capable of measuring the height of the missile via an additional antenna system with downward beam. The positioning principle is introduced firstly and then the positioning model using relative range, Doppler frequency and the missile altitude is derived. The effects of the missile altitude measurement error on the positioning error are also given. In the next part, the method for reduction of errors resulting from the terrain elevation exactly below the missile is presented based on iteration and terrain matching, respectively, for varied hypsography. The radar system requirements of dual-antenna positioning are analyzed in the end. The simulation results show that the positioning error of the above techniques is remarkably smaller than that of using INS and barometric altimeter.

**Key words:** missile-borne SAR; missile positioning; terrain navigation

### 1 引言

在导弹飞行过程中, 利用弹载合成孔径雷达(Synthetic Aperture Radar, SAR)获得包含典型地物、地貌的实时图像, 与预先存储在电子地图数据库中的基准图进行匹配, 可以获得场景中若干个点的位​​置信息, 然后根据导弹和场景的相对位置关系解算弹体位置, 进而修正惯性导航系统(Inertial Navigation System, INS)的位置误差, 可保证导弹长时间的制导精度<sup>[1]</sup>.

与机载 INS/SAR 组合导航系统<sup>[2]</sup>不同, 弹载 SAR 面临由于导弹垂直方向的速度<sup>[1]</sup>和规避敌方防空阵地等战术飞行引起的航迹非线性问题<sup>[3]</sup>, 难以保证连续高质量成像, 而且由于弹载计算、存储设备的限制, 使得弹载条件下利用 SAR 进行景象匹配修正 INS 误差时, 数据率难以满足组合导航滤波的需求. 因此, 在弹载条件下

无法像机载 INS/SAR 组合导航系统那样利用观测序列估计导弹位置, 必须利用观测量直接对弹体进行定位.

文献[4]提出了一种利用匹配后得到场景图像中所有像素点坐标和利用快时间解算出的各点到雷达的距离, 通过非线性最小二乘估计的方法求解导弹弹道参数的方法. 该方法充分利用了空域信息, 但是在寻优过程中的循环迭代计算量可观, 而且在定位前必须对场景中所有点进行几何畸变校正, 难度和工作量都较大. 文献[5]提出了正侧视飞行情况下利用同一距离向上三个点的位置进行弹体定位的方法, 通过引入多普勒方程解决不规则飞行情况下弹体定位的问题, 求解过程简单, 计算量很小, 但该方法需要在正侧视的条件下在某个距离向上具有三个特征点, 在实际应用中此条件不容易满足.

针对上述问题, 本文提出了基于 INS/ 双天线 SAR

的组合弹体定位技术, 通过加装一部向下照射的天线作为测高通道, 测量弹体与地面的距离, 然后利用其与 INS 的高度通道数据确定弹体的海拔高度, 最后综合弹体高度与景象匹配输出的距离、多普勒频率等参数求解弹体的地理位置。

## 2 定位原理

加装一套天线系统后, 导弹在飞行过程中可以同时照射导弹侧向和铅垂向下两个方向的区域, 如图 1 所示。两套天线共用一个发射机, 由于径向距离的不同, 天线 2 波束所覆盖区域(场景 2)的回波要先于天线 1 波束所覆盖区域(场景 1)的回波进入接收机, 如图 2 所示。因此, 可以在时域上分离两个场景的回波, 分别进行景象匹配和高度估计, 然后利用景象匹配和测高的结果对弹体进行定位以修正 INS 误差。

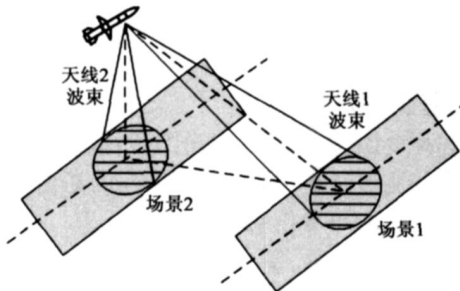


图1 两部天线的照射区域

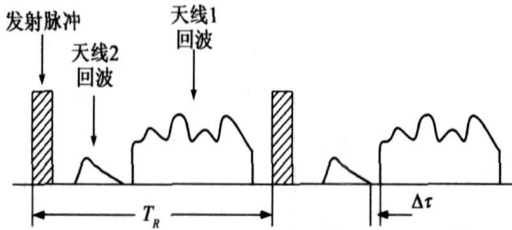


图2 两部天线的时域回波

INS/ 双天线 SAR 定位的原理框图如图 3 所示, 两套天线共用一套接收机, 在同时包含场景 1 回波和场景 2 回波的扩展距离门内进行采样。当导弹飞行高度较高或者天线 1 下视角较大时, 场景 1 和场景 2 的回波可能发生混叠, 因此对采样后的信号首先进行距离向脉冲压缩, 以分离两场景回波。对分离出的场景 1 回波进行方位向脉冲压缩生成 SAR 图像, 与基准图进行匹配后可获得特征点的地理位置、距离和多普勒频率; 对分离出的场景 2 的回波进行延时/多普勒补偿<sup>[6]</sup>, 采用多脉冲相参积累的方法估计导弹离地面的相对高度, 然后综合 INS 高度通道数据确定导弹的绝对高度; 最后结合 INS 输出的导弹速度进行弹体定位。

下面对图 3 中涉及的关键问题进行研究和讨论。

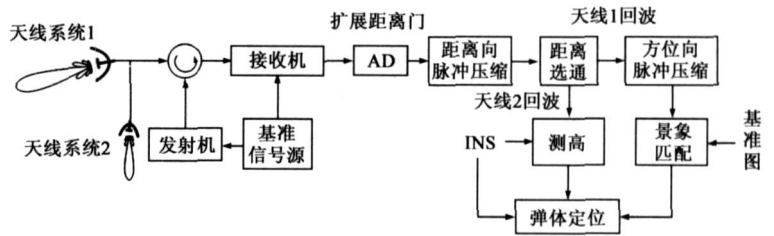


图3 INS/双天线SAR定位原理框图

## 3 定位模型与算法

### 3.1 导弹与特征点的相对位置关系

记  $T$  为场景 1 中的某个特征点, 将天线 1 回波生成的实时 SAR 图像与基准图进行景象匹配后可获得其经

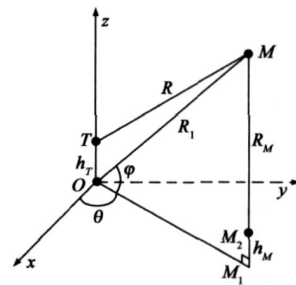


图4 弹体定位的几何模型

纬度 ( $L_T, \delta_T$ ) 及高程  $h_T$ 。建立如图 4 所示的目标点本地坐标系  $oxy$ ,  $oxy$  为高程为零的水平面, 原点  $o$  位于目标点在  $oxy$  平面内的投影;  $oz$  轴铅垂向上;  $ox$  轴指向正东;  $oy$  轴与  $ox$  和  $oz$  轴组成右手坐标系。导弹位置  $M$  在  $xy$  平面内的投影为  $M_1$ , 利用天线 1 测得的导弹  $M$  和特征点  $T$  之间的距离为  $R$ ,  $MM_1$  与地面的交点为  $M_2$ , 利用天线 2 回波测得的  $M$  与  $M_2$  之间的距离为  $R_M$ ,  $M_2$  的高程为  $h_M$ 。

根据图 4 中  $\triangle oMT$  和  $\triangle oMM_1$  各边之间的关系, 可求得  $oM$  与  $oM_1$  之间的夹角大小为

$$\varphi = \text{tg}^{-1} \frac{H_M}{\sqrt{R^2 - (H_M - h_T)^2}} \quad (1)$$

式中  $H_M$  为导弹的绝对海拔高度, 在忽略地形起伏的情况下,  $H_M$  近似为  $R_M$ 。

$oM$  的长度为

$$R_1 = \sqrt{R^2 + 2H_M h_T - h_T^2} \quad (2)$$

记  $oM_1$  与  $ox$  轴之间的夹角为  $\theta$ , 则导弹  $M$  在  $oxyz$  内的位置  $R = (x_M, y_M, z_M)^T$  为

$$\begin{cases} x_M = R_1 \cos \varphi \cos \theta \\ y_M = R_1 \cos \varphi \sin \theta \\ z_M = R_1 \sin \varphi \end{cases} \quad (3)$$

特征点  $T$  的位置  $R_T = (0, 0, h_T)^T$ , 速度  $V_T = (0, 0, 0)^T$ 。

因此, 要求解导弹  $M$  的位置, 只需要确定  $\theta$ 。

### 3.2 弹体位置的求解

为利用多普勒方程求解位置参量  $\theta$ , 将导弹的位置矢量、特征点  $T$  的位置和速度矢量变换到地心第二赤道坐标系  $o_e x_e y_e z_e$  (地心直角坐标系)<sup>[7]</sup> 下。根据特征点

T 的经纬度  $(L_T, \delta_T)$ , 变换矩阵为

$$\Omega = \begin{pmatrix} -\sin L_T & -\sin \delta_T \cos L_T & \cos \delta_T \cos L_T \\ \cos L_T & -\sin \delta_T \sin L_T & \cos \delta_T \sin L_T \\ 0 & \cos \delta_T & \sin \delta_T \end{pmatrix} \quad (4)$$

则在  $o_e x_4 y_4 z_4$  中的导弹-目标相对位置

$$\mathbf{R}_4 = \mathbf{R}_{M4} - \mathbf{R}_{T4} = \Omega(\mathbf{R} - \mathbf{R}_T) \quad (5)$$

由于坐标系  $oxyz$  与  $o_e x_4 y_4 z_4$  相对静止, 特征点 T 在  $o_e x_4 y_4 z_4$  中的速度仍为零, 因此相对速度

$$\mathbf{V}_4 = \mathbf{V}_{M4} \quad (6)$$

式中  $\mathbf{V}_{M4}$  为 INS 输出的导弹速度.

特征点 T 的多普勒

$$f_d = -\frac{2\mathbf{V}_4 \cdot \mathbf{R}_4}{\lambda|\mathbf{R}_4|} = -\frac{2(\Omega^T \mathbf{V}_4) \cdot (\mathbf{R} - \mathbf{R}_T)}{\mathcal{R}} \quad (7)$$

记  $\Omega^T \mathbf{V}_4 = (v_1, v_2, v_3)^T$ , 并将式(3)代入式(7), 得

$$v_1 \cos \theta + v_2 \sin \theta + \frac{v_3(\sin \varphi - h_T/R_1)}{\cos \varphi} = -\frac{\mathcal{M}_d}{2R_1 \cos \varphi} \quad (8)$$

由  $\Omega^T = \Omega^{-1}$ , 所以  $v_1, v_2$  和  $v_3$  分别为导弹在坐标系  $oxyz$  中三个轴方向的分量. 因此, 式(8)的物理含义非常明确: 左边为 INS 输出的导弹-特征点相对速度, 右边为利用天线 1 回波信号估计的多普勒频率计算的相对速度.

式(8)的解为

$$\theta = \cos^{-1} \left[ \frac{v_1 \eta \pm v_2 \sqrt{v_1^2 + v_2^2 - \eta^2}}{v_1^2 + v_2^2} \right] \quad (9)$$

其中  $\eta = -\frac{v_3(\sin \varphi - h_T/R_1) + \mathcal{M}_d/2R_1}{\cos \varphi}$ , 可根据天线 1 的指向决定式(9)值的取舍.

至此, 可确定在地心直角坐标系下弹体位置为

$$\mathbf{R}_{M4} = \Omega(\mathbf{R} - \mathbf{P}_T) \quad (10)$$

式中  $\mathbf{P}_T = (0, 0, -R_e)^T$  为地心  $o_e$  在  $oxyz$  中的坐标,  $R_e$  为地球半径.

### 4 定位误差分析与消除

#### 4.1 定位误差分析

导弹高度测量误差引起的弹体定位误差可表示为

$$\sigma = \left| \frac{\partial \mathbf{R}_{M4}}{\partial H_M} \right| q_{HM} \quad (11)$$

由式(10)、式(3)和式(9)

$$\begin{aligned} \frac{\partial \mathbf{R}_{M4}}{\partial H_M} &= \Omega \left( \frac{\partial \mathbf{R}}{\partial R_1} + \frac{\partial \mathbf{R}}{\partial \theta} \frac{\partial \theta}{\partial R_1} \right) \frac{\partial R_1}{\partial H_M} \\ &+ \left( \frac{\partial \mathbf{R}}{\partial \varphi} + \frac{\partial \mathbf{R}}{\partial \theta} \frac{\partial \theta}{\partial \varphi} \right) \frac{\partial \varphi}{\partial H_M} \\ &= \Omega \begin{pmatrix} -\mu_1 + \cos \varphi \cos \theta \\ \mu_1 \operatorname{ctg} \theta + \cos \varphi \cos \theta \\ \sin \varphi \end{pmatrix} \frac{h_T}{R_1} \end{aligned}$$

$$+ \Omega \begin{pmatrix} -\mu_2 - R_1 \sin \varphi \cos \theta \\ \mu_2 \operatorname{ctg} \theta - R_1 \sin \varphi \sin \theta \\ R_1 \cos \varphi \end{pmatrix} \mu_3 \quad (12)$$

其中

$$\mu_1 = \left[ \frac{v_1}{v_1^2 + v_2^2} \pm \frac{\eta_2}{(v_1^2 + v_2^2) \sqrt{v_1^2 + v_2^2 - \eta^2}} \right] \cdot \left( \frac{v_3 h_T}{R_1} - \frac{\mathcal{M}_d}{2R_1} \right)$$

$$\mu_2 = R_1 \frac{v_1 \sqrt{v_1^2 + v_2^2 - \eta^2} \mp \eta_2}{(v_1^2 + v_2^2) \sqrt{v_1^2 + v_2^2 - \eta^2}} \cdot \frac{v_3 - (v_3 h_T/R_1 + \mathcal{M}_d/2R_1) \sin \varphi}{\cos \varphi}$$

$$\mu_3 = \frac{H_M + (H_M - h_T) \operatorname{tg}^2 \varphi}{H_M^2 (1 + \operatorname{tg}^2 \varphi)} \operatorname{tg} \varphi$$

考虑理想情况: 成像过程中导弹保持水平匀速直线飞行,  $\alpha$  轴与其速度方向重合 ( $v_1 = v, v_2 = v_3 = 0$ ), 不考虑特征点的地形起伏 ( $h_T = 0$ ). 式(12)可改写为

$$\sigma = \begin{pmatrix} \left| \cos L_T (\sin \delta_T \operatorname{tg} \varphi / \sin \theta + \cos \delta_T) \right| \\ \left| \sin L_T (\sin \delta_T \operatorname{tg} \varphi / \sin \theta + \cos \delta_T) \right| \\ \left| -\cos \delta_T \operatorname{tg} \varphi / \sin \theta + \sin \delta_T \right| \end{pmatrix} q_{HM} \quad (13)$$

#### 4.2 高程误差分析

导弹高度误差  $q_{HM}$  由两部分组成: 天线 2 对弹体和地面距离的测量误差  $\sigma_{RM}$  和忽略的  $M_2$  的高程  $h_M$ .  $\sigma_{RM}$  为随机误差, 而  $h_M$  可看作系统误差, 即

$$q_{HM} = \sigma_{RM} + |h_M| \quad (14)$$

在弹体定位精度要求较高的情况下,  $h_M$  的影响不能忽略.

如果导弹飞越的地面地形起伏平缓, 以至于在忽略高程  $h_M$  的情况下得出的定位误差范围内, 地面高程的变化是单调的, 则可以先忽略  $h_M$  进行粗定位, 然后根据定位结果查询存储的地表数字高程模型 (Digital Elevation Model, DEM) 获得一个高程, 进而利用这个高程进行精确定位, 利用迭代的方法逐步提高定位的精度, 迭代的次数根据要求的精度确定.

如果导弹飞越的地面地形起伏较大, 以至于在粗定位的误差范围内高程变化不是单调的, 则上述方法将难以连续提高精度. 这种情况下可以利用此地形起伏的信息, 将 INS/天线 2 测高通道输出数据与 DEM 进行地形匹配可以获取合成孔径中心位置的高程, 进而消除高程误差的影响进行精确定位. 弹下点高程估计的流程图 5 所示, 首先利用 INS 的高度通道和天线 2 测

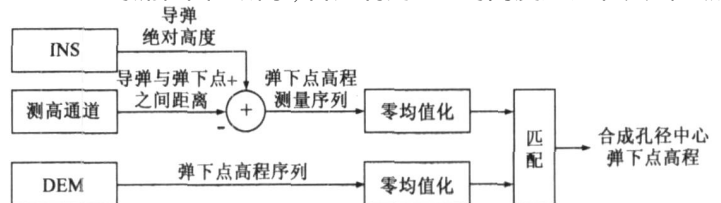


图5 基于INS/天线2测高通道的弹下点高程估计流程

高通道获得弹下点高程的测量序列, 然后将测量序列与 DEM 中的高程数据进行匹配, 根据匹配结果即可获得合成孔径中心位置的弹下点高程。对 INS 垂直通道数据积累误差大的问题, 可以通过在匹配前将弹下点高程测量序列和 DEM 高程序列进行零均值化处理<sup>[8]</sup>的方法解决。

## 5 双天线定位方法对雷达系统的要求

### 5.1 发射功率的要求

设加载到天线 1 和天线 2 的发射功率分别为  $P_{t1}$  和  $P_{t2}$ , 则其回波信噪比分别为

$$SNR_1 = \frac{P_{r1}}{P_n} = \frac{P_{t1} G_1^2 \lambda^2}{P_n (4\pi)^3 R^4} \sigma_{01} \rho_{x1} \rho_{y1} k_r k_a \quad (15)$$

$$SNR_2 = \frac{P_{r2}}{P_n} = \frac{P_{t2} G_2^2 \lambda^2}{P_n (4\pi)^3 H^4} \sigma_0 \rho_{x2} \rho_{y2} k_r \quad (16)$$

其中,  $G_1$  和  $G_2$  为天线 1 和天线 2 的增益,  $\sigma_0$  和  $\sigma_0$  为入射余角分别为  $\varphi$  和  $\pi/2$  时的单位照射面积的雷达截面积,  $\rho_{x1}$ 、 $\rho_{x2}$  和  $\rho_{y1}$ 、 $\rho_{y2}$  为成像和测高通道的地距和方位向分辨单元,  $k_r$  和  $k_a$  为距离向和方位向信噪比改善因子,  $P_n$  为接收机噪声功率。

为使测高通道获得与成像通道相当的信噪比, 测高通道需要增加的发射功率为

$$P_{t2} = \left(\frac{H}{R}\right)^4 \left(\frac{G_1}{G_2}\right)^2 \frac{\sigma_0 \rho_{x1} \rho_{y1} k_a}{\sigma_0 \rho_{x2} \rho_{y2}} P_{t1} \quad (17)$$

为简化讨论, 考虑正侧视的情况, 设天线 1 的侧偏角为  $\gamma$ , 则

$$H/R = \cos \gamma \quad (18)$$

记天线 1 和天线 2 的 3dB 波束宽度分别为  $\phi_1$  和  $\phi_2$ , 由波束宽度与孔径的反比例关系和增益与孔径的二次关系, 增益之比可表示为

$$G_1/G_2 = (\phi_2/\phi_1)^2 \quad (19)$$

由散射系数随入射角变化的一般特性<sup>[9]</sup>

$$\sigma_0/\sigma_0 = \exp(-\gamma/\theta_0) \quad (20)$$

天线 1 回波成像后的地距和方位向分辨单元分别为<sup>[10]</sup>

$$\rho_{x1} = \rho_r/\sin \gamma, \rho_{y1} = \frac{\lambda}{4\sin(\phi_1/2)} \quad (21)$$

$$\rho_{x2} = 2\sqrt{2H\rho_r}, \rho_{y2} = 2H \operatorname{tg} \frac{\phi_2}{2} \quad (22)$$

其中  $\rho_r$  为距离向分辨单元。天线 1 方位向压缩带来的信噪比改善

$$k_a = \frac{2R \operatorname{tg}(\phi_1/2)}{vT_r} \quad (23)$$

式中  $T_r$  为脉冲重复周期。将上述各式代入式, 发射功率之比

$$\eta = \frac{P_{t2}}{P_{t1}} \approx \frac{\phi_2^3 \cos^3 \gamma}{2\phi_1^3 \sin \gamma} \sqrt{\frac{\rho_r}{2H}} \exp\left(-\frac{\gamma}{\theta_0}\right) \quad (24)$$

取  $\phi_1 = 5^\circ$ 、 $\phi_2 = 10^\circ$ 、 $\gamma = 30^\circ$ 、 $\theta_0 = 30^\circ$ 、 $\rho_r = 5\text{m}$ 、 $H = 5\text{km}$ , 得  $\eta = 0.0427$ 。因此, 只需相对较少的功率即可使得测高通道获得与成像通道相同的信噪比, 增加一个通道并不会显著增加对雷达系统发射功率的要求。

### 5.2 扩展距离门的要求

在相对发射脉冲第一个脉冲重复周期内记录天线 1 回波, 所需距离门

$$T_{Rg1} = \left[ \frac{2(R - W \sin \gamma/2)}{c}, \frac{2(R + W \sin \gamma/2)}{c} + T_p \right] \quad (25)$$

式中  $T_p$  为发射脉冲宽度,  $W$  为成像区域幅宽。

记录天线 2 回波所需距离门

$$T_{Rg2} = \left[ \frac{2R \cos \gamma}{c}, \frac{2R \cos \gamma}{c} + T_p \right] \quad (26)$$

在侧偏角  $\gamma$  较小时, 同时记录天线 1 和天线 2 回波所需扩展的距离门为

$$T_{Rg} = \left[ \frac{2R \cos \gamma}{c}, \frac{2(R + W \sin \gamma/2)}{c} + T_p \right] \quad (27)$$

为避免遮挡, 要求

$$T_p < \frac{2R \cos \gamma}{c} \quad (28)$$

$$T_r > \frac{2(R + W \sin \gamma/2)}{c} + T_p \quad (29)$$

因此, 占空比

$$d = \frac{T_p}{T_r} < \frac{2 \cos \gamma}{2 + W \sin \gamma/R + 2 \cos \gamma} \approx \frac{1 - \operatorname{tg}^2(\gamma/2)}{2 + \phi_1 \operatorname{tg}(\gamma/2)} \quad (30)$$

对  $\phi_1 = 5^\circ$ , 在侧偏角  $\gamma$  小于  $60^\circ$  的情况下上式右边大于 0.32, 远在实现平均功率所需的占空比范围之内。因此, 扩展距离门以同时包含天线 1 和天线 2 回波对发射信号的参数设计几乎没有额外要求。

## 6 仿真与分析

以超声速巡航导弹 SAR 景象匹配提高中制导精度的场景为例, 地面特征点纬度  $60^\circ\text{N}$ , 经度  $80^\circ\text{E}$ ; 导弹绝对高度 10km, 弹下点高程从图 6(a) 所示的原始 DEM 数据选取部分后经双线性插值后获得, 插值后的分辨率约为 5.75m, 如图 6(b) 所示, 导弹速度大小 500m/s, 方向为纬线方向; 导弹与特征点的相对位置  $\theta = 80^\circ$ ,  $\varphi = 45^\circ$ 。对以下六种不同测高方式条件下的导弹定位误差进行了仿真:

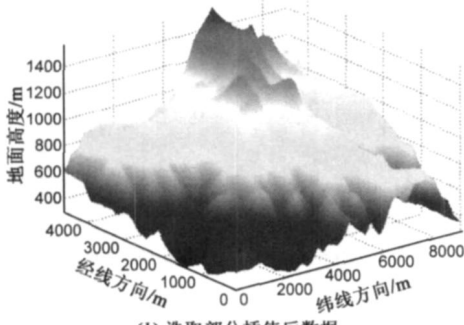
(1) 采用 INS 高度通道输出作为导弹绝对高度  $H_M$  的测量;

(2) 采用气压高度计的输出作为  $H_M$  的测量;

(3) 采用天线 2 测高通道的输出作为  $H_M$  的测量;



(a) 原始DEM数据



(b) 选取部分插值后数据

图6 仿真所用的DEM数据

(4) 采用天线 2 测高通道的输出, 先进行粗定位, 然后根据定位结果查询弹下点高程, 再用弹下点高程和相对高度之和作为  $H_M$  的测量;

(5) 同(4)采用天线 2 测高通道的输出, 迭代二次后获得的弹下点高程和相对高度之和作为  $H_M$  的测量;

(6) 将 INS 测高通道与天线 2 测高通道输出数据相减经零均值化后与零均值化的 DEM 数据进行地形匹配以获取弹下点高程, 用弹下点高程和相对高度之和作为  $H_M$  的测量。

INS 高度通道的测量误差  $\varepsilon_{NS}$  可分解为长时间飞行带来的累积误差  $\varepsilon_a$  (在地形匹配时间内为常量)、短时间漂移  $\varepsilon_s$  和测量噪声  $\varepsilon_n$ 。

$$\varepsilon_{NS} = \varepsilon_a + \varepsilon_s + \varepsilon_n \quad (31)$$

其中  $\varepsilon_a$  设为 150m,  $\varepsilon_s$  根据漂移速度确定, 在仿真中设为飞行 9km 漂移 40m,  $\varepsilon_n \sim N(0, 0.1)$ 。

气压高度计绝对高度的测量误差 ( $1\sigma$ ) 设为 50m, 天线 2 测高通道相对高度的测量误差 ( $1\sigma$ ) 设为 3m, DEM 误差 ( $1\sigma$ ) 设为 2m, 地形数据进行匹配时采用最小均方差算法<sup>[11]</sup>。利用以上高度测量结合天线 1 景象匹配通道的输出对弹体进行定位, 采用 Monte Carlo 试验方法确定定位精度, 仿真次数为 1000。

图 7 所示的利用天线 2 测高通道的输出进行弹体定位时沿航向的定位误差。从图中可以看出, 利用雷达测高结果直接进行定位, 由于没有考虑弹下点高程的影响, 误差较大且随地面高程的起伏而变化; 利用粗定

位结果进行查询 DEM 获得弹下点高程后再进行定位, 误差显著降低, 除有限几个“拐点”外, 定位精度已经在可接受的范围之内; 迭代两次时, 查询的弹下点高程与真实值的误差进一步减小, “拐点”处的精度明显提高。

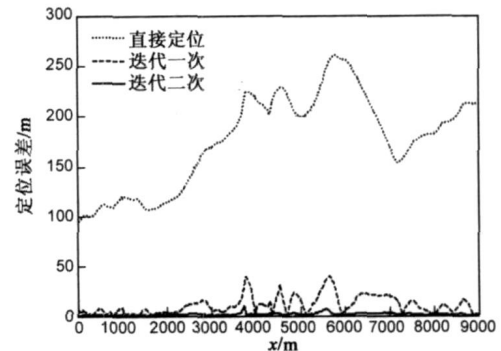


图7 利用雷达测高结果的定位误差

图 8 所示的是不同测高方式下的沿航向定位误差, INS 测高通道的误差随时间积累, 导致其定位误差随时间不断增大; 气压高度表测高误差虽然与弹下点高程无关, 也不随时间积累, 但其误差本身较大, 导致其定位精度难以满足要求; 只利用雷达测高, 高程起伏的“拐点”处误差明显大于地形平缓的区域; 采用 INS/ 雷达测高组合进行地形匹配的方式可获得较精确的弹下点的高程, “拐点”处的误差可以消除, 但是如图在飞行航迹越 7100m 处, 定位误差较大, 这是因为匹配时采用的是单纯的最小均方差法而 6000~ 7200m 地形相似, 导致出现地形匹配错误, 此类误差是可以在地形匹配时辅助其它相对位置信息加以消除的。

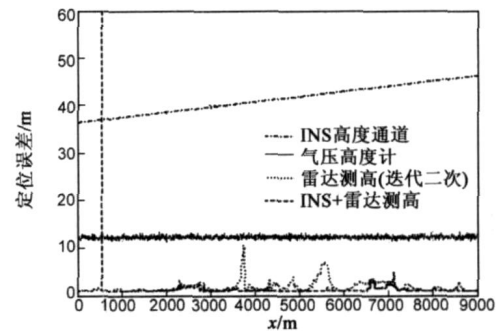


图8 不同测高方式下的定位误差

## 7 总结

本文所提出的基于双天线的定位方法, 由于与 SAR 成像系统共用发射和接收设备, 在增加少量弹载设备的情况下实现了导弹离地面高度的测量, 并且对总的发射功率和信号参数影响很小。通过迭代和地形匹配的弹下点高程确定方法, 充分利用高度测量和 INS 输出, 无需气压高度计的辅助即实现了弹下点高程误差的消除。

需要指出的是, 要实现  $CEP \leq 30m$  的弹体定位精

度,需要进一步研究减小景象匹配误差、基准图误差、INS 速度误差、回波延时测量误差和多普勒频率估计误差对定位精度影响的组合定位方法。

#### 参考文献:

- [1] 俞根苗,尚勇,邓海涛等.弹载侧视合成孔径雷达信号分析及成像研究[J].电子学报,2005,33(5):78-782.  
YU Gen miao, SHANG Yong, DENG Hai tao, et al. Signal analysis and imaging processing of missile borne side looking SAR [J]. Acta Electronica Sinica, 2005, 33(5): 778-782. (in Chinese)
- [2] 高社生,李华星.INS/SAR 组合导航定位技术与应用[M].西安:西北工业大学出版社,2004.
- [3] Polge R, Green A H, Mullins J H. Extension of synthetic aperture radar imaging to nonlinear trajectories [A]. Proceedings of IEEE Southeastcon apos [C]. New Orleans, LA, USA, 1990. 161-166.
- [4] 李天池,周荫清,马海英等.基于参数估计的 SAR 定位方法[J].系统工程与电子技术,2007,29(3):372-374.  
LI Tian chi, ZHOU Yin qin, MA Hai ying, et al. SAR position method based on parameter estimation [J]. Systems Engineering and Electronics, 2007, 29(3): 372-374. (in Chinese)
- [5] 李亚超,蓝金巧,邢孟道等. SAR 末制导中导弹定位方法及分析[J].遥测遥控,2004,25(6):29-34.  
Li Ya chao, Lan Jing qiao, Xing Meng dao, et al. Positioning of missile with terminal guide SAR system and analysis [J]. Telemetry & TeleControl, 2004, 25(6): 29-34. (in Chinese)
- [6] Raney R K. The delay/doppler radar altimeter [J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 1998, 36(5 pt 1): 1578-1588.
- [7] 袁孝康.星载合成孔径雷达目标定位研究[J].上海航天,2002,19(1):1-7.  
Yuan Xiao kang. Studies of ground target location of space borne SAR [J]. Aerospace Shanghai, 2002, 19(1): 1-7. (in Chinese)

- [8] 徐剑,毕笃彦,袁建国.一种无气压高度信息辅助的地形导航系统[J].光电与控制,2005,12(6):46-49.  
XU Jian, BI Du yan, YUAN Jiann guo. A terrain navigation system independent of barometer information [J]. Electronics Optics & Control, 2005, 12(6): 46-49. (in Chinese)
- [9] Skolnik M I,王军等译.雷达手册[M].北京:电子工业出版社,2003.  
Skolnik M I, Radar Handbook (Second Edition) [M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2003. (in Chinese)
- [10] 保铮,邢孟道,王彤.雷达成像技术[M].北京:电子工业出版社,2005.
- [11] Nygren I, Jansson M. Terrain navigation using the correlator method [A]. Proceedings of Position Location and Navigation Symposium (PLANS 2004) [C]. Monterey, CA, United States, 2004. 649-657.

#### 作者简介:



秦玉亮 男,1980年5月出生于山东省潍坊市.国防科技大学电子科学与工程学院讲师,感兴趣领域为精确制导中的信号与信息处理技术. Email: qinyuliang@nudt.edu.cn



黄宗辉 男,1984年10月出生于河南省,国防科技大学电子科学与工程学院博士研究生,感兴趣领域为目标跟踪和精确制导.