

## 一种高分辨率机载 SAR 的运动补偿方案<sup>1</sup>

郭 智 丁赤飏 房建成\* 吴一戎 朱敏慧

(中国科学院电子学研究所 北京 100080)

\*(北京航空航天大学 北京 100083)

**摘 要:** 该文在分析高分辨率机载 SAR 对运动补偿系统指标要求的基础上提出了一套基于 SINS/GPS 组合的高精度运动补偿方案。该方案采用两套独立的捷联导航算法,既具有一般 SINS/GPS 组合的优点,又有效地隔离了对高分辨率 SAR 成像有严重影响的 GPS 高频噪声。仿真实验和半物理仿真实验结果证明了该方案的可行性。

**关键词:** 合成孔径雷达, 高分辨率, 运动补偿, 捷联惯导, 组合导航

**中图分类号:** TN951 **文献标识码:** A **文章编号:** 1009-5896(2004)02-0174-07

## A Motion Compensation System for High Resolution Airborne Synthetic Aperture Radar

Guo Zhi Ding Chi-biao Fang Jian-cheng\* Wu Yi-rong Zhu Min-hui

(Institute of Electronics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080, China)

\*(Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

**Abstract** Based on analyzing the restriction of high-resolution SAR to motion errors, a high-accuracy integrated SINS/GPS system for SAR compensation is proposed. By the adoption of two individual strapdown navigating algorithms, this system not only can fully inherit the advantage of SINS/GPS system, but also can isolate the high frequency GPS noise which has serious impact on high resolution SAR imaging. The feasibility is proved by computer simulations and semi-physical simulations.

**Key words** SAR, High resolution, Motion compensation, Strapdown INS, Integrated navigation system

### 1 引言

合成孔径雷达 (Synthetic Aperture Radar, SAR) 是一种高分辨率成像雷达,它利用“合成孔径”和“脉冲压缩”技术,从雷达回波信号中重建目标后向散射图,来获取地物特征信息并实现高分辨率成像<sup>[1]</sup>。

SAR 作为一种主动式遥感器,能全天候、全天时地进行对地观测,并对某些地物具有一定的穿透能力。这些特点使它在军事应用和民用方面具有独特的优势。近年来,世界各国投入大量资金,使机载 SAR 技术得到迅速发展。

SAR 的一个主要研究方向就是不断提高分辨率,在军事应用上尤为突出。比如要识别飞机、坦克等军事目标,要求分辨率小于 1m。

SAR 要求天线相位中心 (APC) 的运动状态为匀速直线运动。但对机载 SAR 而言,载机所受的大气扰动会使 APC 偏离理想运动状态,从而产生运动误差。这将影响 SAR 的成像质量(包括分辨率,旁瓣电平等),运动补偿的作用就是尽可能地消除 APC 的运动误差。

<sup>1</sup> 2002-08-09 收到, 2002-12-31 改回

国家 863 计划信息获取与处理主题资助项目

随着机载 SAR 的实用化和分辨率的提高, 运动补偿日益显示出其重要性。早期的机载 SAR 系统直接采用飞机上的惯导系统 (INS) 作为运动误差测量设备, 由于 INS 是按照飞机导航要求设计的, 随着机载 SAR 分辨率的提高, 其误差特性无法满足高分辨率机载 SAR 的运动补偿要求。因此后来的高分辨率机载 SAR 运动补偿系统又增加了专用的惯性测量单元 (IMU)。由于 IMU 体积小、重量轻, 可以安装在 SAR 天线相位中心的附近, 能够更精确测量天线相位中心的运动状态。

早期应用于运动补偿的 IMU 是由陀螺和加速度计组成, 受当时技术条件制约, IMU 主要用于测量天线平台的高频姿态误差和高频运动误差, 无法准确测量天线平台的低频运动误差。而低频误差对 SAR 成像同样有严重的影响。文献 [2] 给出了一种用于 SAR 的 IMU/GPS 组合运动补偿方法, 其原理为根据 GPS 长期稳定性好的特点, 记录一个较长时期的 GPS 和 IMU 数据, 然后用最小二乘法来估计 IMU 的系统误差。实验证明, 该方法可在一定程度上有效地减小 IMU 的位置和速度测量误差 [3]。但也有明显的不足: 因为需要记录长时间的数据, 只能离线实现; GPS 的相干测量噪声对运动测量也将产生较大的影响; 另外对于高频位置误差的测量精度较低 [3], 无法满足高分辨率机载 SAR 对于运动补偿的苛刻要求。文献 [4] 给出了一种具有代表性的 IMU/GPS/INS 组合方案, 利用 GPS 和飞机主 INS 进行组合来控制惯性器件的漂移, 定期对准 IMU。这种方案可以有效地控制系统低频运动测量误差的发散, 同时又具有较高的高频运动误差测量精度, 是当前高精度机载 SAR 运动补偿通常采用的技术方案。但是这种方案使用 GPS 和 INS 进行组合, 这就要求飞机必须具有较高精度的主惯导系统, 使得整个系统造价升高, 而且对主惯导相对于天线的安装位置及载机刚性结构有着较高的要求。

随着惯性技术和计算机技术的进步, 近年来捷联惯导 (SINS) 的精度指标得到了很大的提高, 这就为高分辨率机载 SAR 运动补偿提供了相对灵活的方案选择。本文从运动误差对 SAR 成像的影响出发, 详细分析了高分辨率机载 SAR 对于运动误差的具体要求, 提出了一种高精度 SINS/GPS 组合运动补偿方案, 具有不需主惯导、实现相对简单和可进行实时运动补偿等突出的优点, 同时还可以实现飞机导航控制, 这使得本方案的应用范围大大拓宽。

最后通过仿真实验和基于实测数据的半物理仿真实验验证了该方案的实际可行性。

## 2 SINS/GPS 组合运动补偿技术方案

### 2.1 高分辨率机载 SAR 对运动误差的限制

在分析合成孔径雷达时, 通常假定雷达作匀速直线运动。对于机载 SAR, 由于载机在大气中飞行时受到大气湍流等因素的影响, 不可能保持理想的运动状态, 必然会产生运动误差。运动误差会导致相位误差, 影响 SAR 成像质量。关于 SAR 载机的运动误差分类及影响在文献 [1, 5] 中有详细介绍, 这里不再重复。只给出结论如表 1 所示。

表 1 相位误差的分类及其影响

相位误差分类		影 响
低频相位误差	线性相位误差	影响冲激响应的位置, 不影响其形状, 不影响 SAR 图像的聚焦, 但会带来畸变
	二次相位误差	使主瓣展宽, 方位向的分辨率下降
	高次相位误差	使主瓣不对称, 旁瓣升高
高频相位误差		产生成对回波, 使得旁瓣升高, 主瓣能量下降
宽带相位误差		使得冲击响应的积分旁瓣比下降

从表 1 可以看到不同的相位误差对于 SAR 成像质量的影响是不同的。对于高分辨率机载 SAR 来说, 对于不同的相位误差其要求也不同 [1,5,6]。本文对之进行了详细的理论和仿真分析, 并针对特定高分辨率机载 SAR 计算出了在一定成像指标下 SAR 对各种运动误差的具体限制, 总结为表 2。所使用的主要参数为: 载波频率  $f = 9.5\text{GHz}$ , 载机速度  $v_A = 180\text{m/s}$ , 方位向分辨率  $\rho_A = 0.3\text{m}$ , 斜距  $R = 20\text{km}$ 。

表 2 高分辨率 SAR 成像对运动误差的要求

运动误差	相关公式	成像要求	计算结果	
均匀前向速度误差 $\Delta V_A$	$\Delta V_A \leq \frac{4\rho_A^2 v_A \phi_{2m}}{4\pi^2 \lambda R}$	$\phi_{2m} \leq \pi/4$	$\Delta V_A \leq 0.0285\text{m/s}$	
均匀前向加速度误差	$a_x \leq \frac{4\pi R \phi_{3m}}{\pi^2 \lambda^2 v_A}$	$\phi_{3m} = \pi/3$	$a_x \leq 0.0173\text{m/s}^2$	
径向恒定速度误差 $\Delta v_l$	$\Delta x = R\Delta v_l/v_A$	$\Delta x_m = \rho_A/2$	$\Delta v_l \leq 0.00009\text{m/s}$	
径向恒定加速度误差 $a$	$a \leq \frac{2\lambda}{\pi T^2} \phi_{2m}$	$\phi_{2m} \leq \pi/4$	$a \leq 2.05 \times 10^{-4}\text{m/s}^2$	
径向正弦摆动误差 $\Delta v_l(t) = \Delta v_l \cos \omega_v t$ 其中 $\omega_v = 2\pi m/T$	高频段 $m > 2$	$ \Delta R  \leq \frac{\lambda}{\sqrt{2\pi}} \sqrt{(\text{ISLR})_m}$	ISLR=-12dB $ \Delta R  \leq 0.001785\text{m}$	
	低频段 $m < 1/2$	$ \Delta R  \leq \frac{\lambda \phi_{2m}}{4\pi^2 m^2}$	$\phi_{2m} \leq \pi/4$ $ \Delta R  \leq 0.0008\text{m}$	
	中频段 $1/2 < m < 2$	$ \Delta R  \leq \frac{\lambda}{24F_1(m\pi)}$	$\Delta x = \rho_A/2$	$ \Delta R  \leq 0.0032\text{m}$
		$\phi_{2m} = \frac{30\pi \Delta v_l}{\lambda \omega_v} F_2(m\pi)$	$\phi_{2m} < \pi/4$	$ \Delta R  \leq 0.000858\text{m}$
	$\sigma_3 = \frac{4\sqrt{7}\pi \Delta v_l}{\lambda \omega_v} F_3(m\pi)$	$\sigma_{3m} = \pi/3$	$ \Delta R  \leq 0.000513\text{m}$	
天线指向误差	$\theta = \frac{\theta_{3\text{dB}}^2}{a\theta} \cdot \frac{\text{SL}}{\text{ML}}$	PSLR=-22dB $\theta = 3^\circ$	$\Delta\theta = 0.3438^\circ$	
径向位置误差为高斯白噪	点目标仿真成像	ISLR=-12dB PSLR=-22dB	均方差 < 0.0005m	
系统噪声	点目标仿真成像	ISLR=-12dB PSLR=-22dB	均方差 < 0.00044 m	

由以上指标可以看到，高分辨率 SAR 不仅对 APC 的高频运动误差有着苛刻的要求，而且对低频运动误差的要求也相当苛刻。采用基于 IMU 的运动补偿方案可以有效地测量出 APC 的高频运动误差，但是不能准确地测量低频运动误差，这时就需要采用 SINS/GPS 组合的方案，利用 GPS 的长期稳定性来阻尼惯性器件的漂移现象。

2.2 SINS/GPS 组合运动补偿方案设计

根据上述对高精度运动补偿要求的分析，结合当前捷联惯性技术发展的水平，本文提出了一种高精度 SINS/GPS 组合运动补偿方案，如图 1 所示。

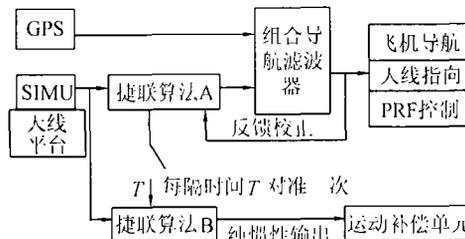


图 1 高分辨率机载 SAR 运动补偿的 SINS/GPS 组合框图

该方案中将一套捷联惯性测量单元 (SIMU) 安装在天线稳定平台上，测量平台的运动状态。SIMU 输出的加速度和角速度的原始测量数据，在专门的导航计算机中进行捷联惯导的解算 (捷联算法 A)。系统中另一个重要的运动传感器是 GPS，将 GPS 的定位信息与 SINS 的输出进行组合滤波，其输出反馈校正捷联算法 A 的误差，从而可以有效地抑制 SINS 的误差漂移，实现高精度的低频误差测量。另一方面，高分辨率机载 SAR 对于高频运动误差非常敏感 (如表 2，对于 0.3m 分辨率机载 SAR 来说要求在合成孔径时间内综合高频位置误差幅度小于 0.4mm)，而 GPS 输出的是离散信号，经过卡尔曼滤波后的输出是基于最小方差意义上的最优估计，即使用载波相位差分 GPS，其精度只能达到厘米级。因此对于 SAR 来说必然引入很大的高频噪声，若将 SINS/GPS 组合输出的导航数据直接用于运动补偿，由 GPS 引入的高频噪声将严重影响 SAR 的成像质量。针对这一问题，在该系统方案中，专门增加了一套捷联惯导的解算模块 (捷联算法 B)。捷联算法 B 只进行纯惯性解算输出，定时 (T) 由捷联算法 A 来对准。这样就有效地隔离了 GPS 所引入的高频位置噪声，同时还具备了 SINS/GPS 组合的全部优点。研究

表明, 组合系统的速度与姿态估计精度很高, 应该采用组合系统的输出进行雷达系统脉冲重复频率 (PRF) 控制以及天线稳定平台的姿态控制。

为保证运动补偿精度, 在系统起始工作之前, 需要对 SINS 进行精确对准。对准可以在地面进行, 为进一步提高系统对准精度, 特别是有效地校正陀螺漂移误差, 还可以进行空中动基座对准<sup>[7]</sup>。关于惯性系统的对准问题本文不进行讨论, 下节将重点讨论该系统方案中的组合滤波模型。

与其他 SINS/GPS 组合方案相比, 本方案具有如下明显优点: 第一, 该方案采用两套独立的捷联解算算法, 既具有一般 SINS/GPS 组合的所有优点, 又有效地隔离了对高分辨率 SAR 成像有严重影响的 GPS 高频噪声。第二, 不需要飞机主惯导的参与。这样整套系统的造价将大大降低, 而且系统实现也相对简单。第三, 本系统可以应用于干涉 SAR 等对于天线平台姿态角非常敏感的场所, 因为 SIMU 装在天线相位中心附近, 通过与 GPS 组合滤波校正陀螺的漂移, 利用 SINS 的动基座精确对准技术, SINS 可以提供天线平台的精确姿态数据。第四, SINS 不仅可以提供精确的姿态数据, 而且可以提供精确的位置和速度数据, 这其实就起到了飞机主惯导的作用, 可以进行飞机导航。因为不再需要飞机主惯导, 本系统还可以应用于无人机等对载荷有严格限定的场合。

### 2.3 组合滤波模型

根据不同的应用要求, SINS/GPS 可以有不同的组合, 可分为浅组合 (松散组合) 以及深组合 (紧密组合)。为简化分析过程, 本文采用浅组合中的位置信息组合方式。用 GPS 和 SINS 输出的位置差值作为量测值, 经组合卡尔曼滤波, 估计捷联惯导系统的误差, 然后对捷联惯导系统进行校正。

**2.3.1 系统状态模型** 系统状态变量  $[\phi_E, \phi_N, \phi_U, \delta V_E, \delta V_N, \delta V_U, \delta L, \delta \lambda, \delta h, \varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z, \nabla_x, \nabla_y, \nabla_z]^T$  为 15 维惯性系统误差状态, 其中, 下角标  $E, N, U$  代表东、北、天,  $L$  为纬度,  $\phi$  为误差角,  $\delta V$  为速度误差,  $\delta L, \delta \lambda, \delta h$  分别为纬度、经度和高度误差,  $\varepsilon$  为陀螺漂移误差,  $\nabla$  为加速度计误差。

误差角方程、位置误差方程、速度误差方程、陀螺仪误差方程和角速度误差方程如下<sup>[8]</sup>：

$$\dot{\phi}_E = -\frac{\delta v_N}{R_M + h} + \left( \omega_{ie} \sin L + \frac{v_E}{R_N + h} \operatorname{tg} L \right) \phi_N - \left( \omega_{ie} \cos L + \frac{v_E}{R_N + h} \right) \phi_U + \varepsilon_E \quad (1)$$

$$\dot{\phi}_N = -\frac{\delta v_E}{R_N + h} - \omega_{ie} \sin L \varepsilon_L - \left( \omega_{ie} \sin L + \frac{v_E}{R_N + h} \operatorname{tg} L \right) \phi_E - \frac{v_N}{R_M + h} \phi_U + \varepsilon_N \quad (2)$$

$$\begin{aligned} \dot{\phi}_U = & -\frac{\delta v_E}{R_N + h} \operatorname{tg} L + \left( \omega_{ie} \cos L + \frac{v_E}{R_N + h} \sec^2 L \right) \delta L + \left( \omega_{ie} \cos L + \frac{v_E}{R_N + h} \right) \phi_E \\ & + \frac{v_N}{R_M + h} \phi_N + \varepsilon_U \end{aligned} \quad (3)$$

$$\begin{aligned} \delta \dot{v}_E = & f_N \phi_U - f_U \phi_N + \left( \frac{v_N}{R_M + h} \operatorname{tg} L - \frac{v_U}{R_M + h} \right) \delta v_E + \left( 2\omega_{ie} \sin L + \frac{v_E}{R_N + h} \right) \delta v_N \\ & + \left( 2\omega_{ie} \cos L v_N + \frac{v_E v_N}{R_N + h} \sec^2 L + 2\omega_{ie} \sin L v_U \right) \delta L \\ & - \left( 2\omega_{ie} \cos L + \frac{v_E}{R_N + h} \right) \delta v_U + \nabla_E \end{aligned} \quad (4)$$

$$\begin{aligned} \delta \dot{v}_N = & f_U \phi_E - f_E \phi_U - 2 \left( \omega_{ie} \sin L + \frac{v_E}{R_N + h} \operatorname{tg} L \right) \delta v_E - \frac{v_U}{R_M + h} \delta v_N - \frac{v_N}{R_M + h} \delta v_U \\ & - \left( 2\omega_{ie} \cos L + \frac{v_E}{R_N + h} \sec^2 L \right) v_E \delta L + \nabla_N \end{aligned} \quad (5)$$

$$\begin{aligned} \delta \dot{v}_U &= f_E \phi_N - f_N \phi_E - 2 \left( \omega_{ie} \cos L + \frac{v_E}{R_N + h} \right) \delta v_E \\ &\quad + 2 \frac{v_N}{R_M + h} \delta v_U - 2 \omega_{ie} \sin L v_e \delta L + \nabla_U \end{aligned} \quad (6)$$

$$\delta \dot{L} = \delta v_N / (R_M + h) \quad (7)$$

$$\delta \dot{\lambda} = \frac{\delta v_E}{R_N + h} \sec L + \frac{v_E}{R_N + h} \sec L \operatorname{tg} L \delta L \quad (8)$$

$$\delta \dot{h} = \delta v_U \quad (9)$$

$$\dot{\varepsilon}_b = 0 \quad (10)$$

$$\dot{\nabla} = 0 \quad (11)$$

也可以用如下矩阵形式描述系统状态方程:

$$\dot{\mathbf{X}}_{\text{INS}}(t) = \mathbf{A}_{\text{INS}}(t) \mathbf{X}_{\text{INS}}(t) + \mathbf{G}_{\text{INS}}(t) \mathbf{W}_{\text{INS}}(t) \quad (12)$$

$$\mathbf{X}_{\text{INS}} = [\phi_E, \phi_N, \phi_U, \delta V_E, \delta V_N, \delta V_U, \delta L, \delta \lambda, \delta h, \varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z, \nabla_x, \nabla_y, \nabla_z]^T \quad (13)$$

$$\mathbf{W}(t) = [W_{\varepsilon_x}, W_{\varepsilon_y}, W_{\varepsilon_z}, W_{\nabla_x}, W_{\nabla_y}, W_{\nabla_z}] \quad (14)$$

其中  $\mathbf{X}_{\text{INS}}$  为 15 维的状态变量,  $\mathbf{A}_{\text{INS}}(t)$  为系统矩阵,  $\mathbf{G}_{\text{INS}}(t)$  为系统噪声矩阵,  $\mathbf{W}(t)$  为系统噪声。

**2.3.2 系统量测方程** 采用 SINS 与 GPS 位置差为量测量, 量测方程为

$$\mathbf{Z}_{k+1} = \mathbf{H}_{k+1} \mathbf{X}_{k+1} + \mathbf{V} \quad (15)$$

其中  $\mathbf{H} = [\mathbf{0}_{3 \times 6} \quad \mathbf{I}_3 \quad \mathbf{0}_{3 \times 6}]$ ,  $\mathbf{V} = [\mathbf{V}_1 \quad \mathbf{V}_2 \quad \mathbf{V}_3]$ ,  $\mathbf{V}$  为 GPS 测量的位置信息中的等价噪声。

### 3 SINS/GPS 组合仿真及半物理仿真实验

#### 3.1 SINS/GPS 组合仿真实验

本节基于以上模型对组合系统进行仿真。仿真表明影响最终 SINS 短期误差的主要因素是初始失准角、陀螺常值漂移、加速度计常值偏置和加速度计随机偏置。因此本方案在实现时重点保证加速度计常值偏置以及随机偏置的精度, 并且着重考虑初始对准方法的选择。

表 3 给出一组典型的仿真参数及结果。

表 3 仿真参数

载波相位差分 GPS 定位噪声	标准差为 3cm 的白噪声
初始失准角	1°
陀螺漂移	常值漂移为 0.1°/h, 随机漂移为一方差 0.05°/h 的白噪声
加速度计偏置	常值偏置为 50μg, 随机偏置为一方差 50 μg 的白噪声
稳态方位对准精度	29'
初始地理位置	北纬 39°, 东经 116°, 高度 68.6607m
飞行速度	向东 200m/s

图 2 表示仿真系统在工作 1000s 内捷联算法 A 输出的导航数据, 可以明显地看出, 在组合了精度为标准差 3cm 的差分 GPS 后, 组合导航定位误差基本上稳定在厘米的量级, 有效地抑制了低频运动误差的发散。但是 GPS 引入了严重的高频位置误差, 使得组合惯导输出不再平滑, 这是高分辨率机载 SAR 所不能接受的。

考虑短时间段  $T$  内组合系统输出的位置误差,  $T$  一般要大于 2 倍合成孔径时间, 这里取为 15s(X 波段、斜距 20km、前向速度 180m/s、分辨率 0.3m 时, 合成孔径时间为 5.8s)。图 3 为捷联算法 B 在 300s 开始的 15s 内北向位置误差以及北向高频位置误差。表 4 给出了具体数值。由表 4 可见, 北向高频位置误差在 50~65s 的时间内比 300~315s 的时间内要稍大, 这是

因为 SINS 系统在工作时的失准角为  $1^\circ$ ，经过一段时间的运行其稳态对准精度可以达到  $29'$ 。结合表 2、表 4 的数据可知本文提出的用于高分辨率机载 SAR 的 SINS/GPS 组合系统方案其位置误差特性能够满足高分辨率机载 SAR(0.3m) 运动补偿的要求。在经过运动补偿后系统的剩余运动误差可以通过自聚焦算法在成像阶段来提取并补偿。

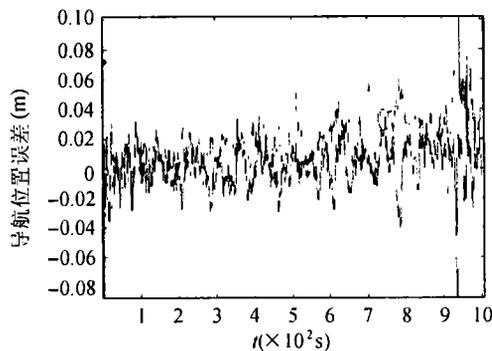


图 2 1000s 内组合系统输出的导航数据

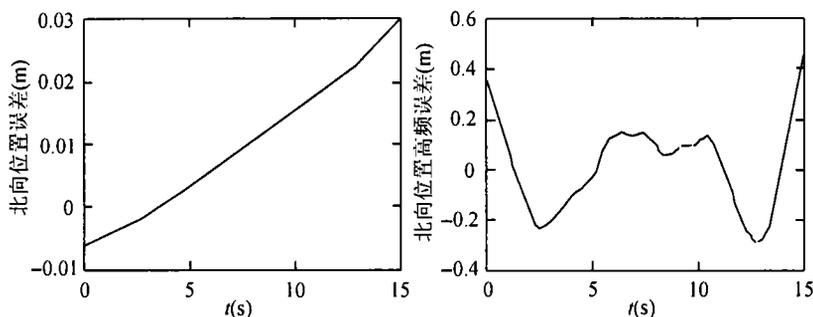


图 3 算法 B 在 300-315s 时输出的北向位置误差及高频位置误差

表 4 组合系统北向位置误差

时间段 (s)	北向位置误差峰值 (m)	北向位置误差二次以上项峰值 (mm)
50~65	0.0529	0.6533
300~315	0.0245	0.4046

### 3.2 SINS/GPS 组合半物理仿真实验

在理论仿真得出了方案的可行性之后，本文进一步进行了半物理仿真实验，即采用实测 SIMU 和 GPS 数据进行组合仿真实验。惯性系统的相关参数为：陀螺仪综合精度  $0.1^\circ/h$ ，加速度计常值偏置  $50\mu g$ ，随机偏置  $50\mu g$ 。实验采用 JAVAD 双频载波相位差分 GPS，定位精度可达厘米级。仿真初始地理位置取为：北纬  $39^\circ$ ，东经  $116^\circ$ ，高度为  $68.6607m$ 。典型仿真结果见图 4。

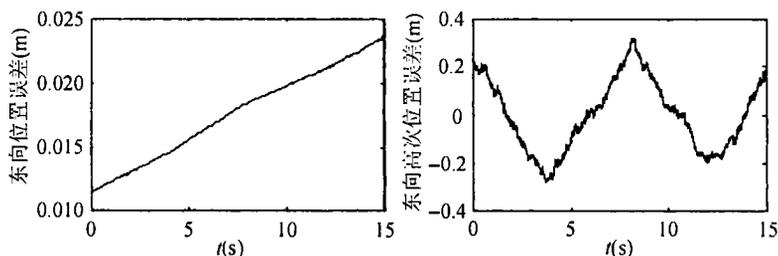


图 4 算法 B 在 30-45s 时输出的东向位置误差及高频位置误差

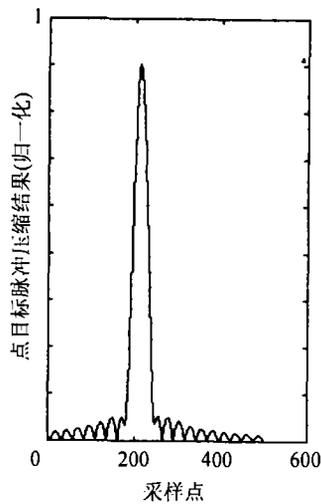


图 5 加入运动误差的点目标脉冲压缩结果

比较两次仿真的高频位置误差发现, 理论仿真与半物理仿真的结果基本吻合, 说明了仿真结果的准确性。将仿真结果与表 2 比较可知, 组合在工作 30~45s 时间段内测量所得的东向高频位置误差幅度满足高分辨率机载 SAR 运动补偿的要求。将仿真所得的高频位置误差作为 SAR 回波数据的运动误差, 进行 SAR 点目标成像仿真, 得到结果如图 5 所示, 计算的图像指标为: 积分旁瓣比 ISLR=-18.20dB, 峰值旁瓣比 PSLR=-23.90dB, 由于误差引入的分辨率降低大约 3%, 完全满足 SAR 成像的指标要求。

综合以上仿真实验和半物理仿真实验结果可以看出, 该 SINS/GPS 组合运动补偿方案有效阻尼了惯性器件的漂移误差, 对于天线平台高频运动误差和低频运动误差都有很高的测量精度, 可以满足高分辨率机载 SAR 的高精度运动补偿要求。

#### 4 结论

通过分析各种运动误差对成像的影响、高分辨率机载 SAR 对运动误差的要求以及 SINS, SINS/GPS 组合的误差特性, 本文提出了一种用于高分辨率机载 SAR 运动补偿的 SINS/GPS 组合方案, 该方案具有不需要飞机主惯导、实现简单, 可用于干涉 SAR 的运动补偿以及飞机导航等优点。最后通过仿真实验和基于实测数据的半物理仿真实验验证了该组合方案的性能可以满足高分辨率机载 SAR 高精度运动补偿的要求。

**致谢** 北京航空航天大学第五研究室和船总 707 所为论文研究提供了 DGPS 和 SIMU 实测数据及帮助, 在此表示衷心的感谢。

#### 参 考 文 献

- [1] 张澄波. 综合孔径雷达. 北京: 科学出版社, 1989, 第三章.
- [2] S. Buckreuss. Motion compensation for airborne SAR based on inertial data, RDM and GPS. Proc. on IGARSS'94, California, USA, 1994: 1971-1973.
- [3] 丁赤飏. 运动补偿技术研究报告, 聚束 SAR 和信号处理研究技术报告. 北京: 中国科学院电子学研究所, 2000.
- [4] 袁建平, 方群, 郑涛. GPS 在飞行器定位导航中的应用. 西安: 西北工业大学出版社, 2000.1, 第三章.
- [5] 李立伟. 高分辨率机载合成孔径雷达中运动补偿问题的研究. [博士论文], 北京: 北京航空航天大学, 1998 年 10 月.
- [6] 王君庭. 机载 SAR 运动补偿研究. [硕士论文], 北京: 中国科学院电子学研究所, 2000 年 6 月.
- [7] 林敏敏. INS/GPS 组合导航系统及其在 SAR 运动补偿中的应用. [硕士论文], 北京: 北京航空航天大学, 2002 年 3 月.
- [8] 房建成等. 机载 SAR 成像运动误差补偿系统的方案设计总结报告. 北京: 北京航空航天大学, 2001, 第四章.

郭 智: 男, 1975 年生, 博士生, 主要从事高分辨率机载 SAR 运动补偿研究.  
 丁赤飏: 男, 1969 年生, 研究员, 主要研究方向: 高分辨率 SAR 系统.  
 房建成: 男, 1965 年生, 教授, 主要研究方向: 惯性导航与组合导航.  
 吴一戎: 男, 1963 年生, 研究员, 博士生导师, 主要研究方向: SAR 信号处理.  
 朱敏慧: 女, 1943 年生, 研究员, 博士生导师, 主要研究方向: 微波遥感与雷达技术.