

弹载主 INS 与 SAR 天线 IMU 传递对准方法

孟 京

(西北工业大学 航天学院, 710072 西安, mingjing31466@yahoo.com.cn)

摘 要: 本文以助推—滑翔导弹为研究对象, 针对其飞行中、末段采用的 INS/SAR 组合制导体制, 建立了发射点惯性系下惯导系统误差传播模型、观测模型, 给出了弹载主 INS 和 SAR 天线附加 IMU 的传递对准方法, 并通过数学仿真验证了方法的有效性.

关键词: 传递对准; SAR; 天线附加 IMU

中图分类号: V448.11

文献标志码: A

文章编号: 0367-6234(2012)01-0144-05

A transfer alignment method of onboard master INS and SAR antenna-additional IMU

MENG Jing

(School of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, 710072 Xi'an, China, mingjing31466@yahoo.com.cn)

Abstract: Considering the integrated inertial navigation system (INS)/synthetic aperture radar (SAR) navigation system used in the mid-last-flight of boost-glide missile, this paper establishes an error transfer model and observing model of INS in the launched inertial coordinate system, presents a transfer alignment method of the onboard master INS and SAR antenna-additional IMU. Mathematic simulation validates the effectiveness of the method.

Key words: transfer alignment; SAR; Antenna-Additional IMU

INS/SAR 是一种可应用于导弹武器的高精度组合导航系统, 其特点有二: 其一, SAR 可提供绝对精度较高的水平位置信息和方位信息, 对 INS 的长时积累误差予以修正^[1]; 其二, 利用主 INS 所输出的导航信息, 可对 SAR 实施天线的传递对准和运动补偿^[2]. 其中, 主 INS 和天线所附加的小型 IMU 之间的传递对准作为影响 SAR 成像乃至 INS/SAR 导航效果的关键问题, 有必要加以深入研究和分析.

助推—滑翔导弹上 INS 的力学编排和解算的基准参考坐标系一般为发射点惯性坐标系, 与传统方式有所不同. 故此, 其传递对准模型在发射惯性系下建立.

INS/SAR 组合导航系统量测模型采用 SAR 距离信息 \vec{r}_s 与相应的 INS 距离信息 \vec{r} 之差、SAR 距离率 $\dot{\vec{r}}_s$ 与 INS 估算的距离率 $\dot{\vec{r}}$ 之差, 以及 SAR

所测方位角 ψ 和俯仰角 θ 作为观测量^[3].

SAR 实时图像中各分析窗口匹配后得到的水平偏差和方向偏差, 可采用极大似然比估计融合为单一的偏差估计^[4], 可对导航参数误差向量中的天向失准角、纬度误差、经度误差 (表示为 $\phi_a, \delta L, \delta \lambda$) 构成观测. 近年来, INS/SAR 组合方式已越来越得到重视, 为多种应用方式如 INS/SAR/TAN、INS/GNSS/SAR 等的核心模式.

在进行组合过程中, 一般需要在 SAR 天线附近安装小型捷联惯性测量单元 (S/D IMU), 以载体高精度 INS 信息对其实施传递对准, 方可保证 SAR 在运动补偿后具有较高的图像分辨率, 以提高最终的导航精度.

本文将助推—滑翔导弹为研究对象, 建立发射惯性系下惯导系统 (包括主 INS 和 S/D IMU) 数学模型, 研究 INS 与 IMU 传递对准模型和方法, 并进行仿真验证和分析.

1 惯导系统数学模型

正如前面分析, 弹载主 INS 对 SAR 天线 IMU

的对准,其本质为前者对后者的校准,是 SAR 天线运动补偿所必经的环节。

SAR 信号的精确修正,要求有严格的运动补偿子系统. SAR 天线性能的变化由安装在天线处的小型 IMU 予以监控,而捷联惯性测量单元对测量对象的姿态变化有灵敏反应,易给出其在参考坐标系中的变化量. 主 INS 用以对附加 IMU 进行传递对准和定期修正,可消除 IMU 的积累误差. 在对准过程中,为了分析 SAR 的性能,更期望能够准确获取的是相对漂移和安装偏差(即主 INS 和 IMU 之间的漂移速率之差和安装角)产生的影响^[5]. 故此主 INS 被认为是准确的,其导航坐标系(本文中为发射惯性系)成为参考基准,建立惯导误差传播模型如下。

1.1 姿态失准角模型

在发射点惯性坐标系中,定义捷联惯导的计算导航坐标系同真实导航坐标系间的误差角为姿态失准角,记为

$$\boldsymbol{\phi} = [\phi_x \quad \phi_y \quad \phi_z]^T.$$

姿态失准角误差方程为^[6]

$$\dot{\boldsymbol{\phi}} = \mathbf{C}_b^i \Delta\boldsymbol{\omega}.$$

其中: \mathbf{C}_b^i 为载体坐标系到发射点惯性坐标系的转换矩阵; $\Delta\boldsymbol{\omega}$ 为角速度的测量误差,可视作陀螺漂移误差,记作

$$\Delta\boldsymbol{\omega}_{nb}^b = [\varepsilon_x \quad \varepsilon_y \quad \varepsilon_z]^T.$$

1.2 速度误差传播模型

发射点惯性坐标系下捷联惯导系统的速度误差传播模型为^[7]

$$\delta\dot{\mathbf{V}} = [\boldsymbol{\phi}^\times] \mathbf{C}_b^n \mathbf{f}_b + \mathbf{C}_b^n \Delta\mathbf{a} + \mathbf{G}_e \delta r.$$

其中: $[\boldsymbol{\phi}^\times]$ 为 $\boldsymbol{\phi}$ 构成的反对称矩阵; \mathbf{f}_b 为本体系内测得的视加速度; $\Delta\mathbf{a}$ 为加速度计测量误差; δr 为位置误差; \mathbf{G}_e 为考虑 J_2 项的地球引力模型时引力扰动与位置误差间的系数矩阵。

1.3 位置误差传播模型

位置误差由速度误差引起,位置误差传播方程为

$$\delta\dot{\mathbf{r}} = \delta\mathbf{V}.$$

2 传递对准模型和方法

在传递对准过程中,由于存在主 INS(主惯导)

$$\mathbf{Z} = [V_{xs} - V_{xm} \quad V_{ys} - V_{ym} \quad V_{zs} - V_{zm} \quad \dots \quad C(2,3) \quad C(3,1) \quad C(1,2)]^T.$$

其中: V_{xs} 、 V_{ys} 、 V_{zs} 和 V_{xm} 、 V_{ym} 、 V_{zm} 分别为主、子惯导解算出的速度分量; $C(1,2)$ 、 $C(2,3)$ 、 $C(3,1)$ 为

和 S/D IMU(以下简称为子惯导)两套惯性导航系统,为便于说明问题,对相关符号进行重新定义,以避免同研究单个惯导系统时的情况发生混淆. 定义主惯导所在的上上级体坐标系为 a 系;子惯导所在的天线体坐标系为 b 系;主惯导所模拟的导航坐标系为 n 系;子惯导所模拟的导航坐标系为 n' 系. 定义子惯导相对于主惯导有安装误差,记为

$$\boldsymbol{\phi}_a = [\varphi_{ax} \quad \varphi_{ay} \quad \varphi_{az}]^T.$$

2.1 状态模型的建立

根据上述定义和说明,由于失准角为小量,主、子惯导分别采用的两套导航坐标系间的转换关系为^[8]

$$\mathbf{C}_n^{n'} = \mathbf{I} - [\boldsymbol{\phi}]^\times.$$

基于上述分析可知在传递对准中,认为主惯导无误差,并将主惯导的导航坐标系作为子惯导的参考基准. 因此,结合发射惯性系中的惯导系统误差传播方程,选取传递对准的状态向量为

$$\mathbf{X} = [\boldsymbol{\phi} \quad \delta r \quad \delta V \quad \Delta\boldsymbol{\omega} \quad \Delta\mathbf{a} \quad \boldsymbol{\phi}_a]^T.$$

其中: δr 、 δV 分别为子惯导相对于主惯导的位置和速度误差; $\boldsymbol{\phi}_a$ 为子惯导相对于主惯导的安装误差; $\Delta\boldsymbol{\omega}$ 、 $\Delta\mathbf{a}$ 分别为子惯导的陀螺和加速度计测量误差。

系统的状态方程可表示为

$$\dot{\mathbf{X}} = \mathbf{A}\mathbf{X} + \mathbf{B}\mathbf{W}.$$

其中: \mathbf{A} 为系统状态矩阵; \mathbf{B} 为系统过程噪声驱动矩阵; \mathbf{W} 为系统过程噪声向量. \mathbf{A} 、 \mathbf{B} 中各量由前文惯导系统误差传播方程确定。

2.2 观测模型的建立

“速度+姿态”的传递对准匹配模式下,通过观测主、子惯导的速度和姿态信息,对子惯导的误差进行估计. 根据坐标转换关系有

$$\mathbf{C}_n^{n'} = \mathbf{C}_b^{n'} \mathbf{C}_a^b \mathbf{C}_n^a.$$

其中 \mathbf{C}_n^a 、 $\mathbf{C}_b^{n'}$ 分别为主、子惯导捷联矩阵, \mathbf{C}_a^b 为安装矩阵,当安装误差为小量

$$\mathbf{C}_a^b = \mathbf{I} - [\boldsymbol{\phi}_a]^\times.$$

其中 $[\boldsymbol{\phi}_a]^\times$ 为 $\boldsymbol{\phi}_a$ 所构成的反对称矩阵. 从而有

$$\mathbf{C}_n^{n'} = \mathbf{C}_b^{n'} (\mathbf{I} - [\boldsymbol{\phi}_a]^\times) \mathbf{C}_n^a.$$

进而可得

$$\mathbf{C}_b^{n'} \mathbf{C}_n^a = \mathbf{I} - [\boldsymbol{\phi}]^\times + \mathbf{C}_b^{n'} [\boldsymbol{\phi}_a]^\times \mathbf{C}_n^a.$$

因此,取系统观测向量为

根据主、子惯导的姿态信息通过 $\mathbf{C} = \mathbf{C}_b^{n'} \mathbf{C}_n^a$ 解算的结果. 则系统观测方程为

$$\mathbf{Z} = \mathbf{H}\mathbf{X} + \mathbf{V}$$

其中： \mathbf{H} 为观测矩阵，矩阵元素根据前面公式得到； \mathbf{V} 为观测误差噪声。

基于系统的状态方程和上述观测方程，通过滤波估计算法可以在“速度+姿态”匹配模式下对失准角和安装角进行估计，并根据估计结果对子惯导进行校正和装订处理，以提高子惯导补偿时刻的精度。

3 基于模糊 Kalman 滤波器的传递对准滤波方法

同常规 Kalman 滤波不同之处在于，使用模糊逻辑产生修正矢量 $\tilde{\mathbf{Z}}'_k$ ，运用这一矢量通过如下形式的状态估计公式来更新状态预测：

$$\hat{\mathbf{x}}_{k/k} = \hat{\mathbf{x}}_{k/k-1} + \mathbf{K}_k \tilde{\mathbf{Z}}'_k$$

其中 $\tilde{\mathbf{Z}}'_k$ 是等价于新息矢量 $\tilde{\mathbf{Z}}_k$ 的修正矢量。下面将给出 $\tilde{\mathbf{Z}}_k$ 的产生方法。

当在 k 时刻存在多个传感器对同一导航参数矢量进行组合测量时，需要对某个传感器的数据有效性进行度量。模糊有效性度量把某组测量数据的有效性都给予 1 个 1 ~ 0 之间的数。

定义第 i 个传感器数据的有效性度量为 $\beta_{\text{valid},i}$ ，与该传感器测量数据对应的新息矢量的欧氏范数成反比，新息矢量的欧氏范数为

$$\|\tilde{\mathbf{z}}_{k,i}\| = \left\{ \sum_{j=1}^m [\mathbf{z}_{k,i}(j) - \hat{\mathbf{z}}_{k/k-1,i}(j)]^2 \right\}^{0.5},$$

$$\beta_{\text{valid},i} = \|\tilde{\mathbf{z}}_{k,i}\|^{-1}$$

式中： m 为局部滤波器观测量维数； $\tilde{\mathbf{z}}_{k,i} = \mathbf{z}_{k,i} - \hat{\mathbf{z}}_{k/k-1,i}$ 为 k 时刻第 i 个传感器测量的新息矢量， $\mathbf{z}_{k,i}$ 和 $\hat{\mathbf{z}}_{k/k-1,i}$ 分别代表实际测量值和预测测量值。

根据有效性度量模糊集的隶属函数，当传感器测量信号特性有所变化时，可以通过改变模糊区间范围，使得模糊 Kalman 滤波器的总体性能达到最优。对于量测维数较高的系统来说，可对不同属性、量级的数据通道，分别进行数据有效性度量，此时 $\beta_{\text{valid},i}$ 的求取方法如下：

$$\|\tilde{\mathbf{z}}_{k,i}(l)\| = \left\{ \sum_{j=1}^l [\mathbf{z}_{k,i}(j) - \hat{\mathbf{z}}_{k/k-1,i}(j)]^2 \right\}^{0.5},$$

$$\beta_{\text{valid},i} = \left(\sum_{j=1}^n \|\tilde{\mathbf{z}}_{k,i}(j)\| \right)^{-1}$$

其中 $0 < l \leq m, n$ 为传感器测量数据的通道数。

接下来，使用 $\beta_{\text{valid},i}$ 来计算加权平均新息矢量，见下式：

$$\tilde{\mathbf{Z}}'_k = \beta_{\text{valid},i} \tilde{\mathbf{z}}_{k,i}$$

若一个滤波周期中存在多次或多数据通道测量，加权平均新息矢量 $\tilde{\mathbf{Z}}'_k$ 可由下式计算：

$$\tilde{\mathbf{Z}}'_k = \sum_{j=1}^N \beta_{i,j} \tilde{\mathbf{z}}_{k,i,j}$$

其中： $N = T/\Delta t_i, T$ 为滤波周期， Δt_i 为第 i 个测量周期；而 $\beta_{\text{valid},i}$ 是一个 0 ~ 1 之间的数，它是分配给第 i 个新息矢量的权值，代表了第 i 个传感器数据与标准参照数据的关联程度，亦可称为可信任度。

如此则构造了模糊卡尔曼滤波估计方法，除状态估计公式中新息的处理机制与表示形式外，其他方程与常规卡尔曼滤波相同。将其用于传递对准具有实时衡量惯性器件量测信息有效性和一定的在轨抗扰能力。

4 仿真分析

助推—滑翔导弹的升力体在大气层内滑翔飞行，选取其中一段飞行时间(40 s)进行主子惯导的传递对准。主惯导误差指标：陀螺的常值漂移取 $0.1 (\text{°})/\text{h}$ ，白噪声方差为 $0.078 (\text{°})/\sqrt{\text{h}}$ 。加速度计的常值偏置为 $10 \mu\text{g}$ ，白噪声方差为 $5 \mu\text{g}/\sqrt{\text{h}}$ 。子惯导误差指标：陀螺的常值漂移取 $0.6 (\text{°})/\text{h}$ ，白噪声方差为 $0.15 (\text{°})/\sqrt{\text{h}}$ 。加速度计的常值偏置为 $100 \mu\text{g}$ ，白噪声方差为 $26 \mu\text{g}/\sqrt{\text{h}}$ 。

传递对准时间 $t = 40 \text{ s}$ ；仿真步长 $t_i = 0.02 \text{ s}$ ；初始加入的子惯导的姿态失准角误差3个方向均为 1° ；三方向位置误差均为 10 m ；三方向速度误差均为 1 m/s ；子惯导3个轴向的安装角误差均为 0.5° 。初始加入的主惯导的姿态失准角误差3个方向均为 0.1° ；三方向位置误差均为 1 m ；三方向速度误差均为 0.1 m/s 。

1) 主惯导的机动模式以及机动时间(按时序机动)： X 轴向的机动角速度为 $\omega_x^b = 1 \sim 2 (\text{°})/\text{s}$ ，开始时间 $t_0 = 10 \text{ s}$ ，机动时间为 $t_j = 20 \text{ s}$ 。 Z 轴向的机动角速度为 $\omega_z^b = 1 \sim 2 (\text{°})/\text{s}$ ，开始时间 $t_1 = 20 \text{ s}$ ，机动时间为 $t_j = 10 \text{ s}$ 。仿真结果如图 1~4 所示，图中单位(')表示角分。

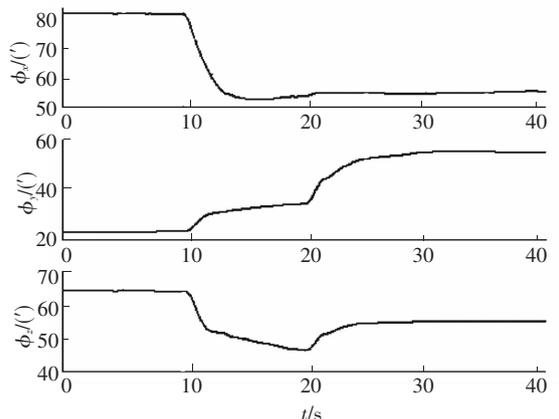


图 1 子惯导姿态失准角估计值

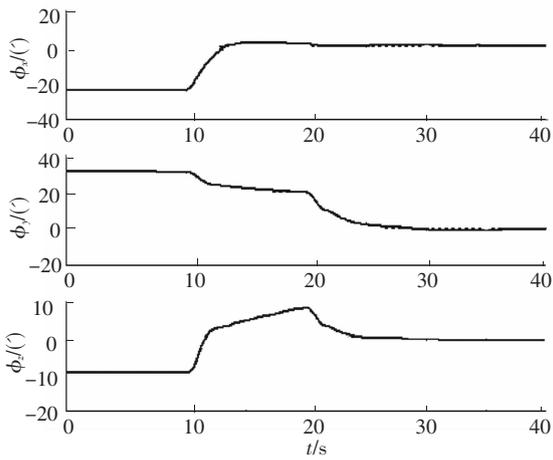


图 2 子惯导姿态失准角估计误差

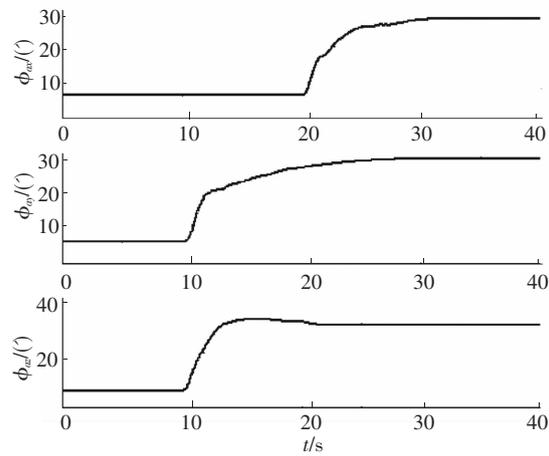


图 3 主子惯导安装误差角估计值

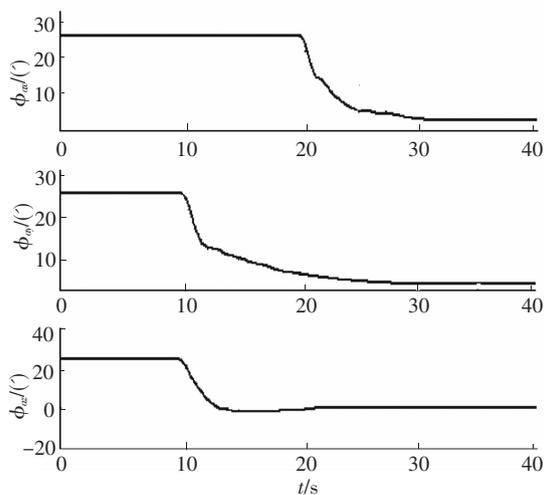


图 4 主子惯导安装误差角估计误差

2) 主惯导的机动模式以及机动时间(按时序机动): X 轴向的机动角速度为 $\omega_x^b = 2 (^{\circ})/s$, 开始时间 $t_0 = 4 s$, 机动时间为 $t_j = 10 s$. Y 轴向的机动角速度为 $\omega_y^b = 2 (^{\circ})/s$, 开始时间 $t_1 = 14 s$, 机动时间为 $t_j = 10 s$. Z 轴向的机动角速度为 $\omega_z^b = 2 (^{\circ})/s$, 开始时间 $t_1 = 24 s$, 机动时间为 $t_j = 10 s$. 仿真结果如图 5 ~ 8 所示.

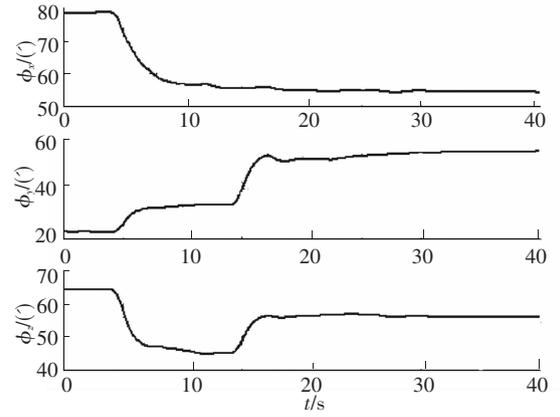


图 5 子惯导姿态失准角估计值

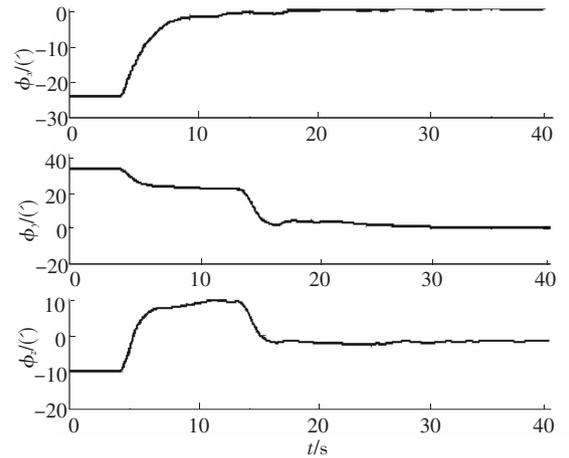


图 6 子惯导姿态失准角估计误差

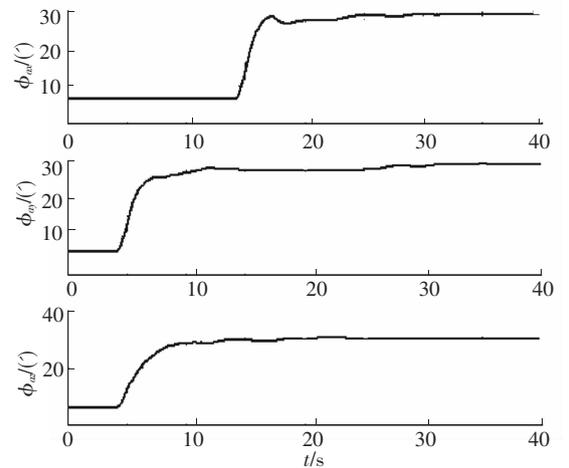


图 7 主子惯导安装误差角估计值

仿真结果表明:当先绕 X 轴机动时,X 方向的姿态失准角估计误差、Y 方向和 Z 方向的安装误差角估计误差很快收敛至零左右; X 轴机动完毕后,载体滚转至某一角度不动,此时 Y 方向和 Z 方向的姿态机动相关联,故再绕 Z 轴机动时,Y 方向和 Z 方向的姿态失准角估计误差同时开始收敛,X 方向的安装误差角估计误差也开始收敛,均很快收敛至零.表明不同轴向机动,可加强对应方向可观测性,对于提高收敛速度和对准精度具有明显效果.

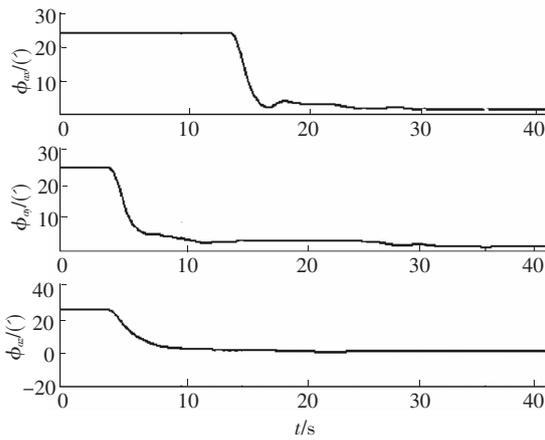


图8 主子惯导安装误差角估计误差

5 结论

本文对采用INS/SAR组合制导体制的助推—滑翔导弹弹载主INS和SAR天线附加IMU的传递对准方法进行了理论分析和仿真验证,建立发射惯性系下惯导系统(包括主INS和S/D IMU)数学模型,研究INS与IMU传递对准模型和方法.通过仿真验证和分析可知,该方法能够快速实现两种惯性器件间的较精确对准,确保SAR天线具有较高的图像分辨率和运动补偿能力,保持较高的导航精度.

(上接第110页)

3) 模拟实验表明该算法在目标密集环境下,以较小的计算开销达到了较高的精度.由于K-Medoids聚类算法本身的优越性,算法在存在噪声和离群点时,具有很强的健壮性.

参考文献:

- [1] AZIZ A M. Fuzzy track-to-track association and track fusion approach in distributed multisensor—multitarget multiple-attribute environment [J]. *Signal Processing*, 2007, 87 (6): 1474 – 1492.
- [2] TIAN B G, ZHANG J P, YANG S L. Algorithm of fuzzy track correlation in multisensor system based on neural network [C]//Proceedings of the 8th International Conference on Signal Processing. Washington, DC: IEEE Computer Society, 2006: 316 – 319.
- [3] OH S, RUSSELL S, SHANKAR S. Markov chain Monte Carlo data association for multi-target tracking [J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2009, 54(3): 481 – 497.
- [4] HUANG Y P, ZHOU Y F, ZHANG H B. Heterogeneous sensors track-to-track correlation algorithm based on gray relative degree [C]//Proceedings of the 2008 International Symposium on Computer Science and Com-

参考文献:

- [1] 安东, 董光明, 任思聪. INS/SAR 组合导航及其智能化信息融合技术的研究 [J]. *西北工业大学学报*, 1997, 15(4): 586 – 591.
- [2] 高社生, 王纪森, 周涛. 主INS和天线附加IMU之间的传递对准 [J]. *弹箭与制导学报*, 2002, 22(3): 129 – 131.
- [3] FARRELL J. Strapdown INS requirement imposed by SAR [J]. *Proc of IEEE Naecon*, 1984, 22(9): 282 – 288.
- [4] BEVINGTON J E, MARTTILA C A. Precision aided inertial navigation using SAR and digital map data [J]. *IEEE PLANTS*, 1990, 12(4): 490 – 496.
- [5] YAMAMOTO G H, BROWN J I. Design, Simulation and Evaluation of the Kalman Filter Used to Align the SARM Missile [C]//AIAA Guidance, Control, and Flight Mechanics Conference. Reston, VA: AIAA, 2009, 112(5): 948 – 971.
- [6] 孔星炜, 郭美凤, 董景新, 等. 大陀螺零偏条件下的快速对准算法 [J]. *惯性技术学报*, 2008, 16(5): 509 – 512.
- [7] CHATFIELD A B. Fundamentals of high accuracy inertial navigation [J]. *AIAA*, 1997, 32(11): 129 – 149.
- [8] 穆荣军, 韩鹏鑫, 崔乃刚. 星光导航原理及捷联惯导/星光组合导航方法研究 [J]. *南京理工大学学报*, 2007, 31(5): 585 – 589. (编辑 张宏)

putational Technology. Washington, DC: IEEE Computer Society, 2008: 104 – 108.

- [5] PANTA K, CLARK D E, VO B. Data Association and track management for the gaussian mixture probability hypothesis density filter [J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2009, 45(3): 1003 – 1016.
- [6] DUAN M, LIU J H. Track correlation algorithm based on neural network [C]//Proceedings of the 2009 Second International Symposium on Computational Intelligence and Design. Washington, DC: IEEE Computer Society, 2009: 181 – 185.
- [7] MAURER D E. Information handover for track-to-track correlation [J]. *Information Fusion*, 2003, 4 (4): 281 – 295.
- [8] KAPLAN L M, BAR-SHALOM Y, BLAIR W D. Assignment costs for multiple sensor track-to-track association [J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2008, 44(2): 655 – 677.
- [9] PAPAGEORGIOU D J, HOLENDER M. Track-to-track association and ambiguity management in the presence of sensor bias [C]//Proceedings of the 12th International Conference on Information Fusion. Washington, DC: IEEE Computer Society, 2009: 2012 – 2019.
- [10] 衣晓, 关欣, 何友. 分布式多目标跟踪系统的灰色航迹关联模型 [J]. *信号处理*, 2005, 21(6): 653 – 655, 662. (编辑 张红)