

不同定位精度 INS 下的重力匹配算法适用性研究

刘黎明, 姚剑奇, 荆心, 程石

(哈尔滨工程大学 自动化学院, 哈尔滨 150001)

摘要: 重力辅助导航是以惯性导航为基础的辅助导航方法, 惯性导航系统 (INS) 的误差特性直接影响匹配算法的定位效果。通过对几种经典的重力场相关匹配及滤波匹配算法的研究及匹配仿真实验指出, INS 定位精度的变化会改变不同匹配算法间的优劣关系, 从而改变匹配算法的适用性, 并得出了适用于不同定位精度 INS 的匹配算法的结论。该结论为搭载不同精度 INS 载体的重力场匹配算法的选择提供依据, 具有一定现实意义。

关键词: 重力辅助导航; INS 定位精度; 匹配算法; 适用性

中图分类号: U666.1 **文献标志码:** A **文章编号:** 2095-8110(2015)04-0025-09

Applicability Study of Gravity Matching Algorithm for INS of Different Positioning Accuracy

LIU Fan-ming, YAO Jian-qi, JING Xin, CHENG Shi

(College of Automation, Harbin Engineering University, Harbin 150001, China)

Abstract: Gravity aided navigation is an auxiliary navigation method based on INS (Inertial Navigation System), and the positioning accuracy of INS directly affects the positioning effect of matching algorithm. The study of several classic correlation and filtering matching algorithm and the matching experiment point out that, the change of INS position accuracy will change the inferiors and superiors order between different matching algorithms, thus change the applicability of matching algorithms. Then, the conclusion of matching algorithms suited for INS of different position accuracy is drawn. The conclusion has certain practical significance, because it provides basis for the carriers equipped with INS of different accuracy to select the applicable gravity matching algorithm.

Key words: Gravity-aided navigation; Positioning accuracy of INS; Matching algorithm; Applicability

0 引言

随重力测量精度的不断提高, 出现了依靠重力场特征定位的重力辅助导航方法^[1-2]。该方法依靠重力测量的无源性及其重力场的时空稳定性, 保证导航的隐蔽性及可靠性。此外, 至今已积累了大量的船舶及航空重力测量数据。综上所述, 重力辅助导航是具有现实意义的, 稳健的辅助导航方法。

目前对重力辅助导航的研究主要集中在匹配

算法^[2-6]及重力场导航适配性^[7]的研究上, 而重力辅助导航以惯性导航为基础, 除匹配算法及重力场特征外, INS 误差特性将影响匹配算法的性能。本文通过对几种经典的相关及滤波匹配算法的研究及仿真实验说明: 因不同匹配算法的特点不同, INS 定位精度变化会改变算法间的优劣关系, 导致匹配算法的适用性变化。

收稿日期: 2015 - 04 - 09; 修订日期: 2015 - 04 - 16。

作者简介: 刘黎明 (1963 -), 男, 博士, 教授, 主要从事无源导航定位技术相关研究。

E-mail: hrblfm407@hrbeu.edu.cn

1 相关匹配算法

1.1 TERCOM 算法

设匹配序列长度为 L , k 时刻量测向量 \mathbf{g}_k 由 k 至 $k-L+1$ 时刻重力量测组成。在基准图一定范围内, 按固定步长移动 INS 航迹并插值得向量 \mathbf{g}_{m_i} , $i=1, \dots, N$ (N 为向量总数), 则由式 (1) 可得匹配位置

$$(\hat{\lambda}, \hat{\varphi}) = \min_i \{ \|\mathbf{g}_k - \mathbf{g}_{m_i}\|_2 / L \}, i = 1, 2, \dots, N \quad (1)$$

$(\hat{\lambda}, \hat{\varphi})$ 为 INS 航迹经向、纬向平移量。TERCOM 可视为 INS 航迹沿基准等值线滑动和垂直其滑动以寻找相关峰过程, 其定位误差如图 1 所示。

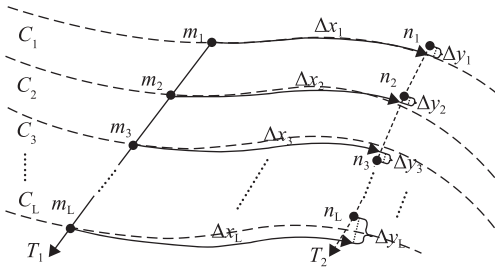


图 1 TERCOM 定位误差示意图

Fig. 1 Diagram of positioning error of TERCOM

图 1 中, T_1 、 T_2 为真实及匹配航迹, m_i 、 n_i 为量测点, $i=1, \dots, L$, C_i 为 m_i 等值线。以 C_1 为基准, T_2 相对 T_1 的偏差为: n_i 相对 m_i 沿 C_1 滑动及垂直 C_1 滑动的偏移 Δx_i 、 Δy_i 。设 m_i 对应制图误差、量测噪声及 INS 速度误差所引起的 Eötvös 效应^[8]改正误差 (以下简称 Eötvös 误差) 之和为 δM_i , 则 Δx_i 、 Δy_i 如式 (2) 所示:

$$\sum_{i=1}^L \delta M_i \approx \sum_{i=1}^L [|h_{x_i}| \Delta x_i + |h_{y_i}| \Delta y_i]$$

$$\Delta x_i = N_x \lambda_x + \zeta_{x_i} \quad \Delta y_i = N_y \lambda_y + \zeta_{y_i} \quad (2)$$

h_{x_i} 为 S_i 沿 C_1 滑动时, 因 C_i 与 C_1 不平行所致的重力变化率。 h_{y_i} 为 S_i 垂直 C_1 滑动时的重力变化率。 λ_x 和 λ_y 为两方向滑动步长, N_x 、 N_y 为滑动步数。因 INS 误差积累, Δx_i 、 Δy_i 随 i 递增, ζ_{x_i} 、 ζ_{y_i} 为递增的部分, 且 $\zeta_{x_0} = \zeta_{y_0} = 0$ 。若考虑 ζ_{x_i} 、 ζ_{y_i} 的影响, 式 (2) 须改为

$$\sum_{i=1}^L \delta M_i - \sum_{i=1}^L (|h_{x_i}| \zeta_{x_i} + |h_{y_i}| \zeta_{y_i})$$

$$\approx N_x \lambda_x \sum_{i=1}^L |h_{x_i}| + N_y \lambda_y \sum_{i=1}^L |h_{y_i}| \quad (3)$$

重力导航区域的 $\sum |h_{y_i}|$ 较大, 因此 $N_y \lambda_y$ 较小, 否则式 (3) 的右半部很容易超过左半部分。 $\sum |h_{x_i}|$ 相对较小, $N_x \lambda_x$ 可分为量测噪声引起的随机项 $(N_x \lambda_x)_{\delta M}$ 和 ζ_{x_i} 、 ζ_{y_i} 引起的确定性 $(N_x \lambda_x)_{\text{drift}}$ 。为降低随机项 $(N_x \lambda_x)_{\delta M}$, 需要增长参考航迹使 C_i 与 C_1 差别增大, 使 $\sum |h_{x_i}|$ 增大。而增长参考航迹使 ζ_{x_i} 、 ζ_{y_i} 增大, 若 C_i 与 C_1 无较大差别, $\sum |h_{x_i}|$ 增速远不及 $\sum |h_{y_i}| \zeta_{y_i}$, 导致 $(N_x \lambda_x)_{\text{drift}}$ 可能较大。此外, 即使 $(N_x \lambda_x)_{\text{drift}}$ 不大, 因 TERCOM 采用平移航迹匹配, INS 航迹相对真实航迹的形变亦影响定位精度。因此, TERCOM 受 INS 积累误差的影响较大, 当 INS 精度提高时, INS 积累误差减小, 参考航迹与真实航迹间的平行程度提高, 有利于 TERCOM 的匹配定位。

1.2 ICCP 算法

ICCP 算法如图 2 所示。

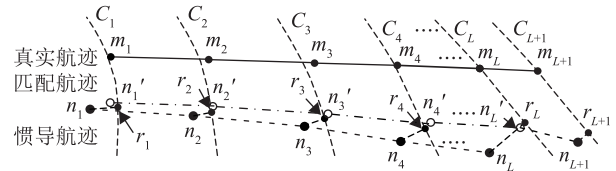


图 2 ICCP 定位示意图

Fig. 2 Diagram of positioning of ICCP

m_i 为真实量测点, C_i 为 m_i 等值线, n_i 为 INS 航迹量测点, r_i 为 C_i 上的 n_i 最近点, $i=1, \dots, L+1$ 。 n'_1 至 n'_L 为匹配航迹, L 为匹配序列量测点数。寻找刚体变换^[2], 使 $\{n_i\}_{i=1}^L$ 与 $\{r_i\}_{i=1}^L$ 间距离平方和最小。以下为算法步骤:

- 1) 设 INS 参考航迹量测点集为 $\{n_i\}_{i=1}^L$, 在基准图上寻找 n_i 最近等值线点 r_i , $i=1, \dots, L$ 。
- 2) 计算刚性变换, 使 n_i 移至 n'_i 并代替原 n_i 。
- 3) 循环步骤 1)、2) 至刚性变换很小或循环次数超过阈值, 得匹配序列 n_i , $i=1, \dots, L$ 。

待 $\{n_i\}_{i=1}^L$ 匹配完毕, 由 n_{L+1} 与 n_i , $i=2, \dots, L$ 组成新序列, 按以上步骤得 n_{L+1} 匹配位置, 以此类推。

ICCP 的关键在于 r_i 能否充分接近 m_i ，而 $\{r_i\}_{i=1}^L$ 定位受 $\{n_i\}_{i=1}^L$ 及等值线分布影响，单次匹配中 $\{r_i\}_{i=1}^L$ 无法充分接近 $\{m_i\}_{i=1}^L$ ，须由量测更新使 $\{r_i\}_{i=1}^L$ 逐步接近 $\{m_i\}_{i=1}^L$ 。如图 2，INS 误差增长使 n_{L+1} 远离 m_{L+1} ，若等值线变化较大， r_{L+1} 与 m_{L+1} 距离可小于 r_L 与 m_L 距离；反之， r_{L+1} 与 m_{L+1} 距离增大。量测噪声及 Eötvös 误差是影响 r_i 定位的另一因素。此外，大位置误差会使 r_i 产生误定位，因此 ICCP 适用于小位置误差情况。

ICCP 的旋转操作可降低 INS 航迹形变对定位的影响。但当 INS 精度提高时，航迹形变减小，等值线分布、量测噪声、Eötvös 误差对 r_i 定位的影响所导致的航迹旋转角误差，反而使旋转操作成为 ICCP 的劣势。

王虎彪等人提出了最小均方误差旋转拟合算法^[6]，以下简称 MMSE 旋转拟合算法，其逐步旋转参考航迹并仿照 TERCOM 做平移及相关运算以寻找相关峰。此外，算法以最优匹配航迹始端 8 邻域网格点为起始点寻找 8 条次优航迹，与最优航迹按相关值加权得最终匹配航迹。该算法可降低 INS 航迹形变对匹配的影响且不依赖局部等值线分布。但对于高精度 INS，其航迹旋转操作同样可能影响匹配精度，且计算量较大。

作为匹配算法的基准，INS 精度的提高必然有利于匹配定位精度的提高，但由以上研究可知，其对不同算法的有利程度不同：完全有利于 TERCOM，而对 ICCP 及 MMSE 旋转拟合算法则兼有利弊。此外，相关匹配完全由量测信息定位，当 INS 精度提高时，量测噪声将成为影响匹配精度的重要原因。

2 滤波匹配算法

滤波匹配可分为大误差的并行 Kalman 滤波匹配^[5]和小误差的局部线性化 Kalman 滤波匹配算法^[4]。

2.1 并行 Kalman 滤波匹配算法

(1) 算法原理

以 INS 位置为中心确定搜索区域并设置规则分布的 Kalman 滤波器，如图 3 所示。

该算法假设距载体最近的滤波器 $filter(*)$ 满

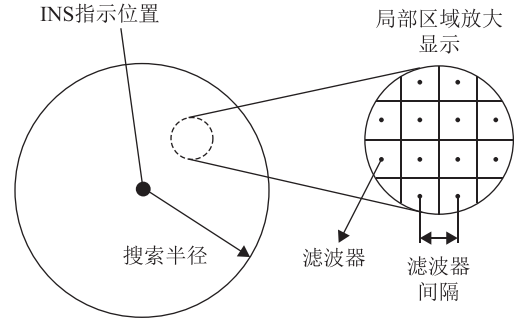


图 3 并行滤波器配置

Fig. 3 The configuration of parallel filter

足式 (4) 的系统及量测方程， $X_k^{(*)}$ 、 $Z_k^{(*)}$ 为状态量与量测量。

$$\begin{aligned} X_{k+1}^{(*)} &= X_k^{(*)} + W_k \\ Z_k^{(*)} &= X_k^{(*)} + V_k \end{aligned} \quad (4)$$

$W_k \sim N(0, Q_k)$ 、 $V_k \sim N(0, R_k)$ 分别为过程及量测噪声。 $X_k^{(*)} = g_k^{\text{true}} - g_k^{m(*)}$ ， $Z_k^{(*)} = g_k^{\text{real}} - g_k^{m(*)}$ ， g_k^{true} 为载体真实重力值， g_k^{real} 为重力量测值， $g_k^{m(*)}$ 为 $filter(*)$ 在重力图上的重力值。实际上因 $filter(*)$ 未知，算法按式 (4) 的模型处理所有滤波器，所以其属于 MMAE 问题。定义加权残差平方 WRS 及平滑加权残差平方和 SWRS 为：

$$\begin{aligned} residual_k^{(i,j)} &= Z_k^{(i,j)} - \hat{X}_{k/k-1}^{(i,j)} \\ WRS_k^{(i,j)} &= (residual_k^{(i,j)})^2 / (P_{k/k-1}^{(i,j)} + R_k) \\ SWRS_k^{(i,j)} &= \alpha WRS_k^{(i,j)} + (1 - \alpha) SWRS_{k-1}^{(i,j)} \end{aligned} \quad (5)$$

$SWRS_0^{(i,j)} = 1$ 。SWRS 加权一段时间的 WRS 以近似其期望， $\alpha \in (0, 1)$ 为时间常数。滤波器 $filter(*)$ 完全满足式 (4) 的模型，则 $WRS_k^{(*)}$ 满足自由度为 1 的 χ^2 分布， $SWRS_k^{(*)} \approx 1$ ；对于非匹配滤波器 $filter(i, j)$ ，状态转移时的过程噪声除 W 外，还有因其处于非匹配位置而产生的重力偏差，即实际的过程噪声大于 W ， $SWRS_k^{(i,j)}$ 大于 1，其值与滤波器距载体位置的距离成正比。因此 $SWRS_k^{(i,j)}$ 最小的即为匹配滤波器。此外，还须满足式 (6) 以防重力场变化不稳定而导致的误匹配。

$$(SWRS_{\min}^{*} - SWRS_{\min}) / SWRS_{\min} > Thre/N \quad (6)$$

$SWRS_{\min}$ 为 $SWRS$ 最小值, $SWRS_{\min^*}$ 为 $SWRS_{\min}$ 滤波器邻域 Ω 以外的 $SWRS$ 最小值。Thre 为阈值, 这里 N 为 $SWRS_{\min}$ 邻域 Ω 内滤波器连续为 $SWRS_{\min}$ 次数。最终由式 (7) 得匹配位置 (x^*, y^*) :

$$\begin{aligned} NWRs(i, j) &= SWRS(i, j) / SWRS_{\min} \\ &(i, j) \in \Omega \\ psum &= \sum_{(i, j) \in \Omega} \exp(-NWRs(i, j)/2) \\ p(i, j) &= \exp(-NWRs(i, j)/2) / psum \\ &(i, j) \in \Omega \\ x^* &= \sum_{(i, j) \in \Omega} x(i, j) p(i, j) \\ y^* &= \sum_{(i, j) \in \Omega} y(i, j) p(i, j) \end{aligned} \quad (7)$$

$SWRS(i, j)$ 、 $(x(i, j), y(i, j))$ 为 $SWRS_{\min}$ 的邻域 Ω 内滤波器 (i, j) 的 $SWRS$ 值及坐标。

2.2 局部线性化 Kalman 滤波匹配算法

(1) 算法模型

该算法系统方程如式 (8)。状态为经度、纬度位置误差及东、北向速度误差估计: $\mathbf{X} = [\delta\lambda_k, \delta\varphi_k, \delta v_{E_k}, \delta v_{N_k}]^T$ 。

$$\begin{aligned} X_{k+1} &= \Phi_{k+1, k} X_k + \Gamma_k W_k, \quad Z_k = H_k X_k + V_k \\ \Phi_{k+1, k} &= I + NF_k, \quad \Gamma_k = N(I + NF_k/2) \end{aligned} \quad (8)$$

N 为滤波周期, F_k 为只考虑位置与速度信息的 INS 误差方程, 具体形式见文献 [9]。 Z_k 如式 (9) 所示

$$\begin{aligned} Z_k &= g_k^r - g_k^m \\ &= (\partial E_k / \partial v_E) \delta v_{E_k} + (\partial E_k / \partial v_N) \delta v_{N_k} + \\ &\quad (\partial E_k / \partial \varphi) \delta \varphi_k - h_k^E \delta \lambda_k - h_k^N \delta \varphi_k \end{aligned} \quad (9)$$

g_k^r 为量测值, g_k^m 为基准图中 INS 位置重力值, h_k^E 与 h_k^N 为重力场局部线性变化率, E_k 为 Eötvös 效应。

(2) 定位误差研究及定位精度提升方案

重力场局部区域对应的观测阵 H_k 缓变, 以下直观描述定位受 H_k 缓变的影响: 由位置误差及量测量物理意义可将滤波状态更新, 可表示为式 (10), d_k 如图 4 所示, K_k 为滤波增益。

$$X_k = X_{k/k-1} + \theta_k d_k, \quad \theta_k = K_k \sqrt{(h_k^E)^2 + (h_k^N)^2} \quad (10)$$

O 为真实位置, C_k 为等值线, $X_{k/k-1}$ 沿矢量 U

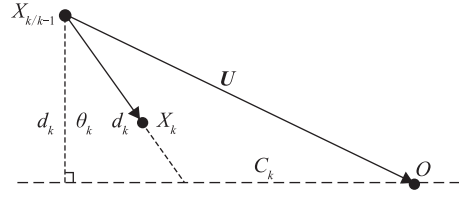


图 4 位置估计更新示意图

Fig. 4 Schematic diagram of the position estimate update

可到达 O 点, d_k 为 $X_{k/k-1}$ 至 C_k 的最短距离。定位关键为 θ_k 。理论分析 $|\theta_k|$ 随 H_k 变化的难度较大, 经实验发现, $|\theta_k|$ 在 H_k 变化较大区域具有一定幅度, 而在 H_k 变化较小区域, $|\theta_k|$ 逐渐衰减, 误差校正能力减弱。此外, 若 C_k 变化微弱 (即 H_k 变化较小), d_k 不能反映沿 C_k 方向位置误差, 且 θ_k 方向由各时刻 $\Phi_{k, k-1}$ 、 H_k 确定, U 由 $X_{k/k-1}$ 及未知点 O 确定, θ_k 与 U 方向不一致, 沿 C_k 方向位置误差增长必然影响其定位精度。

等值线 C_k 缓变对定位的影响无法避免, 但可减弱与滤波增益相关的 θ_k 对匹配的影响。对于定位而言, 相对重力场局部变化幅度, 目前的重力测量尚未达到很高的精度; 由文献 [10] 的分析可知, H_k 缓变降低了系统的可观测性, 使残差中带有 Eötvös 误差; 由图 4 知, 仅增大 θ_k 幅值不能使其沿 C_k 分量指向真实位置 O 。以上因素使得根据残差调节滤波增益的方法往往产生较大的匹配误差, 这与文献 [11] 的实验结果近似。为便于分析, 仅考虑位置误差系统: 因无先验信息, 取初始方差为等元素对角阵, 即 $P_0 = \text{diag}(\sigma^2, \sigma^2)$ 。短时间载体航行距离短, 其近似处于直角坐标系, $\Phi_{k, k-1}$ 为单位阵, H_k 近似常值 $[h_E, h_N]$, 则有式 (11) 成立

$$\begin{aligned} P_{k/k-1}^{-1} &= P_0^{-1} + k[h_E, h_N]^T R_k^{-1} [h_E, h_N] \\ &= \begin{bmatrix} kR_k^{-1} (h_E)^2 + \sigma^{-2} & kR_k^{-1} h_E h_N \\ kR_k^{-1} h_E h_N & kR_k^{-1} (h_N)^2 + \sigma^{-2} \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (11)$$

则状态更新如式 (12) 所示, 其中 $|h| =$

$$\begin{aligned} X_k &= X_{k-1} + |h| [R_k + \sigma^2 (k+1) |h|^2]^{-1} \\ &\quad [h_E, h_N]^T d_k \end{aligned} \quad (12)$$

可见 X_k 垂向等值线移动，移动幅度逐步递减。通常设置小速度误差方差以免位置误差大幅震荡，则速度误差估计对 X_k 影响较小，式(12) 受其影响较小。由以上分析可知，可定期重置方差阵为元素大小适宜的对角阵，以恢复滤波增益作用。此方法虽不能使 X_k 向真实位置 O 移动，但可确保减小误差且不至误匹配。

实际中，因对惯性器件常值误差估计能力较弱，式(8) 的系统方程存在模型误差。此外，即使采用上述定位精度提升方案，协方差分析过程使 X_k 采用逐步递减的方式接近等值线，当 INS 误差增速较快时，其校正误差的能力反而减弱；当 INS 精度较高时，系统模型误差降低， X_k 偏离等值线的速度降低，此时协方差分析的抗噪声能力成为滤波匹配算法的优势。

3 仿真实验

以下验证不同精度 INS 下的匹配算法定位情况。因较难获取实测重力数据及多种精度的 INS 数据，以 TOPEX 卫星的某海域重力数据及仿真 INS 数据进行匹配实验。采用的重力基准图如图 5 (分辨率 $1' \times 1'$) 所示。

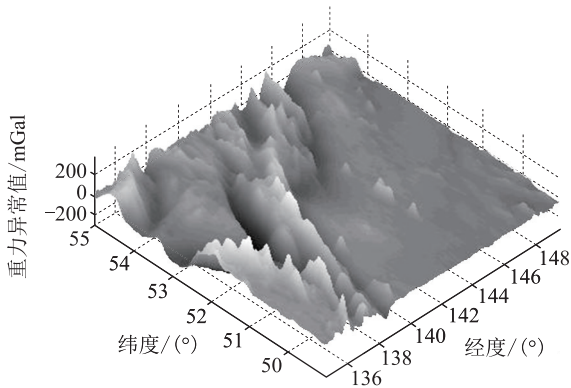


图 5 Topex 卫星重力异常数据
Fig. 5 Gravity anomaly data of TOPEX

设陀螺、加速度计常值误差由 ε_c 、 A_c 表示，则仿真采用 3 种 INS，INS1: $\varepsilon_c = 0.01(^{\circ})/h$ 、 $A_c = 10^{-5}g$ ；INS2: $\varepsilon_c = 0.005(^{\circ})/h$ 、 $A_c = 5 \times 10^{-6}g$ ；INS3: $\varepsilon_c = 0.001(^{\circ})/h$ 、 $A_c = 10^{-6}g$ ，陀螺及加速度计随机误差标准差为 0.5 倍常值误差。载体航速 8 节，航向北偏东 50° 。为验证大误差匹配能力，

使 3 种 INS 具有接近的大初始误差：设 INS1~3 进入导航区域前，分别航行 5 小时、13.33 小时及 75 小时，积累位置误差 $5.86'$ 、 $6.13'$ 及 $5.98'$ ，且 3 种 INS 的真实航迹非常接近。匹配实验时间 35 小时。INS 航迹、真实航迹及 INS 航迹的经度、纬度误差如图 6、图 7 所示。

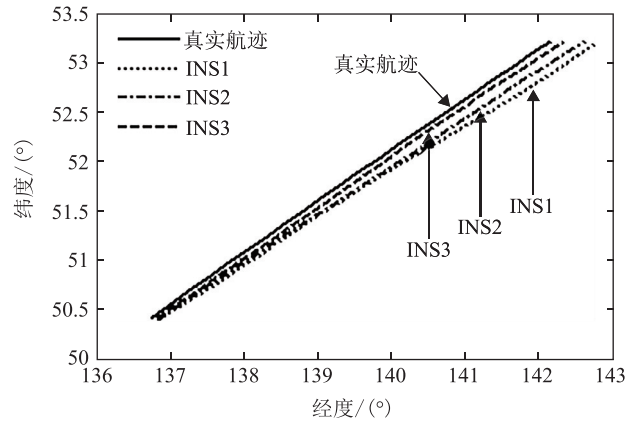


图 6 各 INS 航迹及真实航迹

Fig. 6 The tracks of INS1 to INS3 and real track

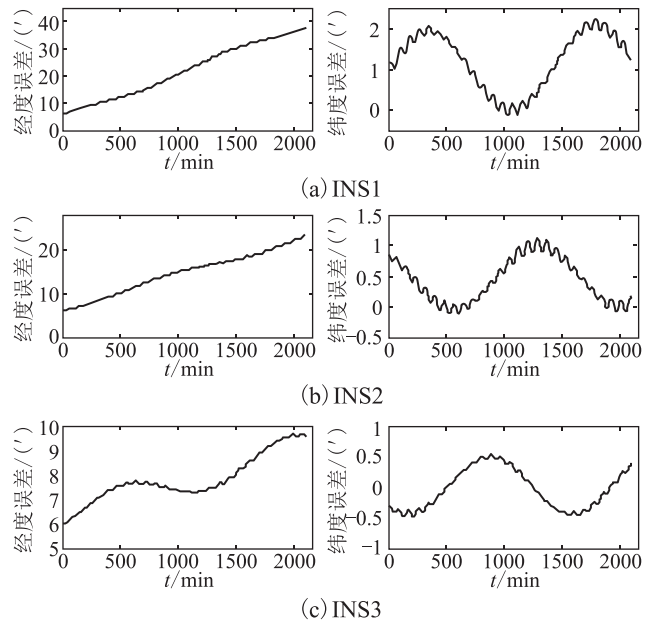


图 7 INS1~3 的位置误差

Fig. 7 The positioning error of INS1 to INS3

实验中设重力量测噪声为 0 均值，标准差为 $1mGal$ 的白噪声。以 TERCOM、ICCP、MMSE 旋转拟合、并行 Kalman 滤波、组合滤波匹配进行实验。实验中各算法设置如下。

相关匹配的重力量测周期为 6min，匹配序列含 20 个量测点。TERCOM 航迹搜索半径为 10'，经度、纬度方向搜索步长为 0.1'。ICCP 采用先 TERCOM 而后转入 ICCP 的组合方式，其迭代次数阈值为 20 次，最近点搜索半径为 7'。MMSE 旋转拟合算法航迹旋转角范围为 $-8^{\circ} \sim 8^{\circ}$ ，旋转角增量步长为 15'，航迹搜索设置同 TERCOM。

并行 Kalman 滤波算法滤波周期为 10min，滤波器间隔为 0.5'，搜索半径含 40 个滤波器， $Thre = 1.7$ ， $\alpha = 0.17$ ，INS1~3 的 Ω 分别为以 $SWRS_{min}$ 为中心的 7×7 、 5×5 、 3×3 滤波器阵列。因局部线性化 Kalman 滤波适用小位置误差，将其与并行

Kalman 滤波组合，构成搜索（并行 Kalman）与跟踪（局部线性化 Kalman）模式，简称组合滤波匹配模式。其先进入搜索模式，待有定位输出后转入跟踪模式，若残差连续 5 个周期超过阈值则返回搜索模式，以此循环往复。INS1~3 的残差阈值为 10mGal、7mGal、5mGal。跟踪模式滤波周期为 1min，方差重置周期为 2.5h。

每种算法各进行 20 次实验以统计 RMSE。INS1~3 的 RMSE 如图 8~图 10，RMSE 统计数据见表 1~表 3（滤波匹配从有稳定的定位输出开始计算统计值；表中增加总误差以比较各算法优劣：总误差 = $[\text{经度误差}^2 + \text{纬度误差}^2]^{\frac{1}{2}}$ ）。

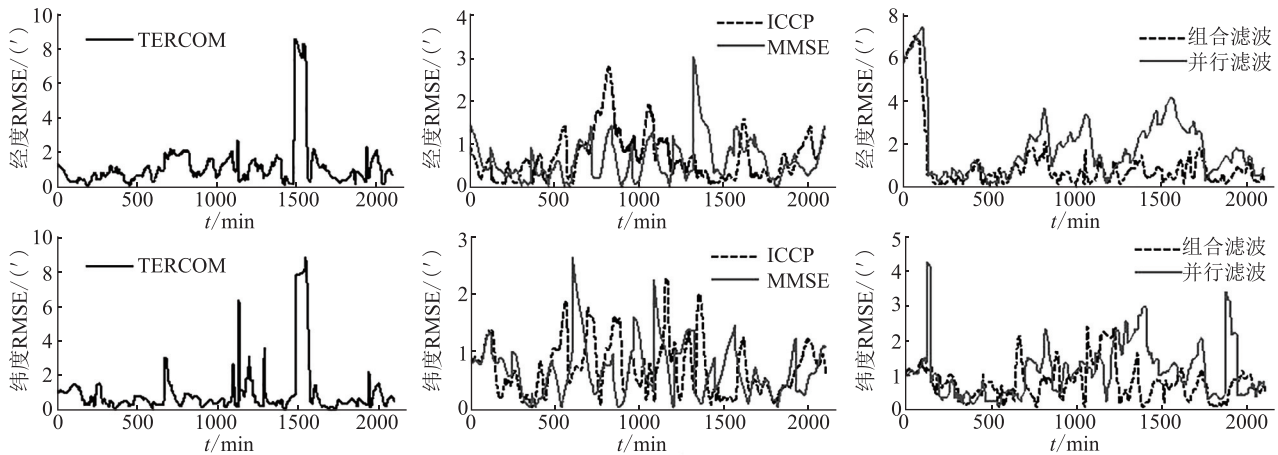


图 8 INS1 各算法 RMSE

Fig. 8 RMSE of each matching algorithm for INS1

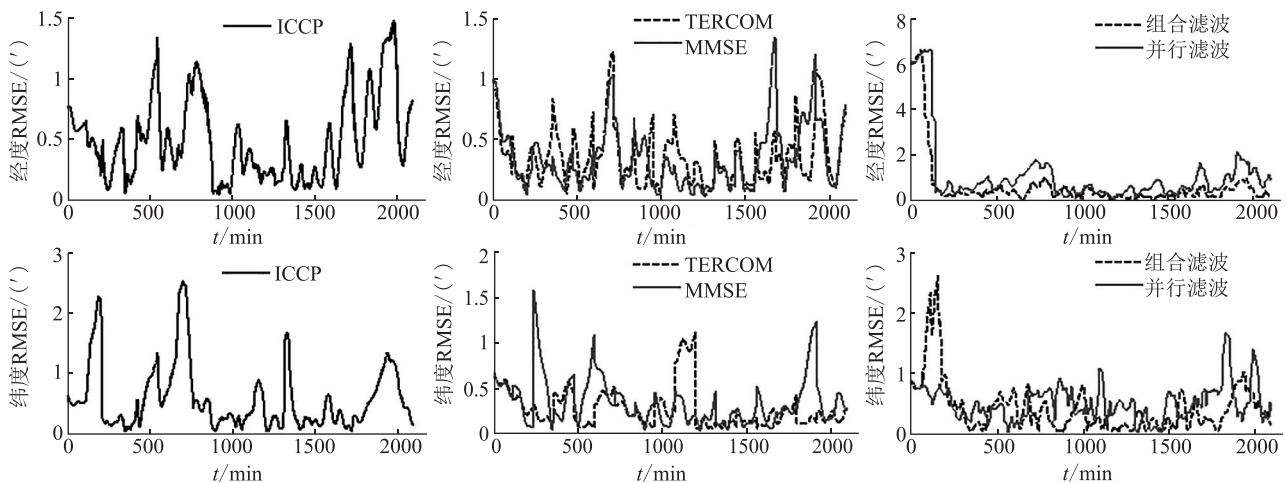


图 9 INS2 各算法 RMSE

Fig. 9 RMSE of each matching algorithm for INS2

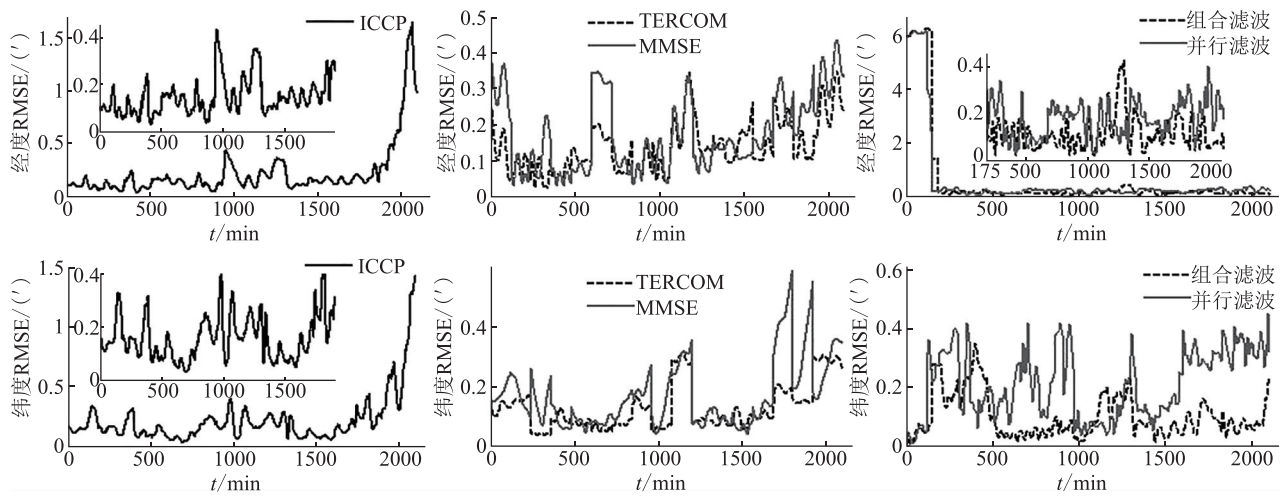


图 10 INS3 各算法 RMSE

Fig. 10 RMSE of each matching algorithm of INS3

表 1 INS1 各算法 RMSE 统计数据

Tab. 1 Statistical data of RMSE with different matching algorithms for INS1

($'$)

匹配算法	误差类别	误差范围	均值	标准差	匹配算法	误差类别	误差范围	均值	标准差
TERCOM	经向误差	8.591~0.000	1.154	1.415	并行 Kalman 滤波	经向误差	4.080~0.091	1.541	1.018
	纬向误差	8.245~0.002	0.916	1.490		纬向误差	4.245~0.110	1.095	0.765
	总误差	12.10~0.011	1.564	1.988		总误差	4.322~0.181	1.951	1.119
ICCP	经向误差	2.800~0.044	0.682	0.537	组合滤波 匹配模式	经向误差	2.533~0.028	0.620	0.431
	纬向误差	2.261~0.033	0.723	0.457		纬向误差	2.439~0.000	0.783	0.483
	总误差	2.990~0.085	1.049	0.620		总误差	2.760~0.080	1.053	0.526
MMSE 旋转拟合	经向误差	3.057~0.015	0.632	0.470					
	纬向误差	2.567~0.008	0.695	0.449					
	总误差	3.076~0.041	0.980	0.520					

表 2 INS2 各算法 RMSE 统计数据

Tab. 2 Statistical data of RMSE with different matching algorithms for INS2

($'$)

匹配算法	误差类别	误差范围	均值	标准差	匹配算法	误差类别	误差范围	均值	标准差
TERCOM	经向误差	1.201~0.022	0.347	0.229	并行 Kalman 滤波	经向误差	2.074~0.004	0.681	0.455
	纬向误差	1.135~0.057	0.280	0.221		纬向误差	1.658~0.027	0.496	0.290
	总误差	1.310~0.082	0.478	0.268		总误差	2.102~0.120	0.896	0.444
ICCP	经向误差	1.480~0.039	0.492	0.342	组合滤波 匹配模式	经向误差	1.020~0.017	0.275	0.227
	纬向误差	2.516~0.042	0.580	0.536		纬向误差	1.181~0.000	0.343	0.256
	总误差	2.558~0.066	0.812	0.568		总误差	1.350~0.046	0.472	0.296
MMSE 旋转拟合	经向误差	1.339~0.032	0.341	0.256					
	纬向误差	1.587~0.033	0.350	0.261					
	总误差	1.721~0.091	0.521	0.317					

表3 INS3各算法RMSE统计数据

Tab. 3 Statistical data of RMSE with different matching algorithms for INS3

(')

匹配算法	误差类别	误差范围	均值	标准差	匹配算法	误差类别	误差范围	均值	标准差
TERCOM	经向误差	0.376~0.036	0.143	0.075	并行 Kalman 滤波	经向误差	0.399~0.026	0.176	0.076
	纬向误差	0.291~0.032	0.125	0.072		纬向误差	0.452~0.033	0.220	0.113
	总误差	0.469~0.057	0.196	0.092		总误差	0.545~0.060	0.292	0.112
ICCP	经向误差	1.648~0.029	0.213	0.259	组合滤波 匹配模式	经向误差	0.437~0.015	0.124	0.079
	纬向误差	1.424~0.026	0.208	0.206		纬向误差	0.396~0.015	0.115	0.079
	总误差	2.058~0.073	0.308	0.321		总误差	0.491~0.042	0.178	0.096
MMSE 旋转拟合	经向误差	0.434~0.028	0.170	0.105					
	纬向误差	0.590~0.036	0.171	0.114					
	总误差	0.662~0.063	0.252	0.138					

仿真条件：CPU P43.2GHz，1GB 内存，Matlab2007 仿真环境。各算法单航程平均运行时间为，TERCOM：45.6s，ICCP：660.9s，MMSE 旋转拟合：1148.0s，组合滤波匹配：18.9s。可见组合滤波及 TERCOM 计算量较小，而 MMSE 旋转拟合算法的计算量较大。

由实验数据可知，对于滤波匹配，组合滤波匹配优于单纯的并行 Kalman 滤波匹配；对于相关匹配，随 INS 精度提高，各算法的表现，INS1：MMSE 旋转拟合及 ICCP 的适用性较好且 MMSE 略优，TERCOM 最差（存在大误差情况），以最优算法总误差均值为基准，TERCOM 与 MMSE 旋转拟合算法的精度相差 59.6%；INS2：TERCOM 及 MMSE 旋转拟合算法适用性较好且 TERCOM 略优，以最优算法总误差均值为基准，二者精度相差 9%；INS3：TERCOM 最优，其与 MMSE 旋转拟合的精度相差 28.6%。可见随 INS 精度提升，TERCOM 相对 MMSE 旋转拟合算法更加适用。而 INS 精度提高时，等值点分布对计算 ICCP 航迹旋转角的影响较大，其稳定性稍差。

INS1 的 MMSE 旋转拟合精度略优于组合滤波匹配，二者精度相差 7.4%；INS2 的组合滤波匹配与 TERCOM 精度差距微弱，相差 1.3%；INS3 的组合滤波匹配优于 TERCOM，二者精度相差 10.1%。

以上数据中，相关匹配与滤波匹配的精度差距并不明显，但当量测噪声标准差增至 2mGal、3mGal 时，INS3 的滤波匹配基本不受影响，TERCOM 误差明显增大，表明了滤波匹配在高精度 INS 下的适用性。而对于 INS1，增大量测噪声时，各算法误差均增大且 MMSE 旋转拟合仍最为适用，原因为：增大量测噪声使滤波匹配的 X_k （如图 4）趋向等值线的步长减小，减弱抑制 INS 误差的能力，而 INS1 的误差快速增长，所以滤波匹配算法误差亦增大。因篇幅原因，此处仅说明增大量测噪声后的匹配结果，而省略实验数据。

4 结论

本文指出，因不同匹配算法的特点不同，INS 精度的变化导致匹配算法的适用性变化，并得出结论：相关匹配抑制 INS 误差对定位影响的能力较强，但不具有抗量测噪声能力；滤波匹配可处理量测噪声，但其抑制 INS 误差的能力相对较弱。因此对于中等精度 INS（误差增速 $\approx 1\text{ n mile/h}$ ），相关匹配的 MMSE 旋转拟合算法适用性较好；对于高精度 INS（误差增速 $\approx 1\text{ n mile/d}$ ），滤波匹配的适用性较好。本文所得结论为搭载不同精度 INS 载体的重力场匹配算法选择提供依据，具有一定现实意义。

参考文献

- [1] Lowreys J A. Passive navigation using inertial navigation sensors and maps[J]. Naval Eng J, 1997, 5: 245-251.
- [2] BEHZAD K P, BEHROOZ K P. Vehicle localization on gravity maps[C]//. Proceedings of SPIE-The International Society for Optical Engineering, 1999, 3693: 182-191.
- [3] 闫利, 崔晨凤, 吴华玲. 基于 TERCOM 算法的重力匹配[J]. 武汉大学学报 (信息科学版), 2009, 34 (3): 261-264.
- [4] 秦政, 边信黔, 施小成, 等. 水下运载体重力辅助惯性导航系统仿真平台[J]. 武汉大学学报 (信息科学版), 2008, 33 (7): 755-758.
- [5] 戴全发, 许大欣, 蔡小波, 等. 重力异常匹配辅助导航解算模型的优化[J]. 大地测量与地球动力学, 2007, 27 (4): 31-34.
- [6] 王虎彪, 王勇, 方剑, 等. “最小均方误差旋转拟合法”重力辅助导航仿真研究[J]. 中国科学: 地球科学, 2012, 42 (7): 1055-1062.
- [7] Yan Li, Wu Hua-ling. Research on the selection of suitable matching area in the gravity aided navigation[C] // . Proceedings of the SPIE: the International Society for Optical Engineering, 2007, 6752, 67523U.
- [8] 黄谟涛, 翟国军, 管铮, 等. 海洋重力场测定及其应用[M]. 北京: 测绘出版社, 2005.
- [9] 黄德明, 程禄. 惯性导航系统[M]. 北京: 国防工业出版社, 1986.
- [10] Chen Zhe. Local observability and its application to multiple measurement estimation[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 1991, 38 (6): 491-496.
- [11] 王伟, 李珊珊. 重力异常卡尔曼滤波匹配算法的改进[A]. 第四届中国卫星导航学术年会论文集[C]//. 2013.