

doi: 10.3969/j.issn.1006-1576.2012.09.018

平滑算法在航空物探高精度姿态测量中的应用

王玉杰, 曹聚亮, 胡小平

(国防科学技术大学机电工程与自动化学院, 长沙 410073)

摘要: 为了满足航空物探对于高精度姿态、位置基准的需求, 对平滑算法在航空物探高精度姿态测量中的应用进行研究。采用 SINS 与单天线 GPS 组合导航的方案, 构建了 15 状态 Kalman 滤波器。通过仿真实验和转台实验分析了机动对于状态估计的影响, 对比了 Kalman 滤波与 R-T-S (Rauch-Tung-Streibel) 平滑的估计效果。实验结果表明: 经过 R-T-S 平滑处理后, 可以显著提高组合导航系统的状态估计精度, 在长航时高动态条件下为航空物探探测仪器提供高精度的参考基准。

关键词: 高精度姿态测量; 组合导航; Kalman 滤波; R-T-S 平滑

中图分类号: TJ02 **文献标志码:** A

Application of Smoothing Algorithms for High Precise Attitude Determination in Aerial Geophysical Prospecting

Wang Yujie, Cao Juliang, Hu Xiaoping

(College of Mechatronics & Automation, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: The smoothing algorithm for high precise attitude determination in aerial geophysical prospecting is studied to meet with the requirement of high precise attitude and position base. The Kalman filter of 15 states is constructed based on SINS with the aid of single antenna GPS. Analyze the influence of maneuver on state estimation accuracy and compares the effects of Kalman filter with rauch-tung-streibel (R-T-S) smoother through simulation and turntable test. It shows that after R-T-S smooth processing, state estimation accuracy is significantly improved, and high precision references can be provided for aerial geophysical prospecting instrument under long endurance and high dynamic conditions.

Key words: high precise attitude determination; integrated navigation; Kalman filter; R-T-S smoothing

0 引言

航空物探是将航空飞行器作为运载工具, 装载探测仪器在空中完成地球物理信息采集的快速获取多种地球物理场信息(如磁场、电磁场、重力场)的方法, 具有效率高、成本较低、工作面积大、探测深度深等优点。在航空物探过程中, 姿态测量平台可以为探测器提供姿态、位置测量基准。随着地球物理场信息在国民经济建设和国防建设中发挥的作用越来越明显, 航空物探技术得到了飞速发展, 姿态测量系统得到了越来越广泛的应用。

与多天线 GPS 定姿相比, 虽然 SINS 与单天线 GPS 组合导航的方案, 其初始对准的收敛速度较慢, 但是测量型应用并不要求快速反应, 且多天线 GPS 在应用过程中还需面对机翼振动等问题, 可移植性也较差。因此, 笔者采用 SINS 与单天线 GPS 组合导航的方案。在 SINS/GPS 组合系统中, 法国 IXSEA 公司研制的用于空中定位测姿的 AIRINS 代表着当前的先进水平^[1], 加拿大 Applanix 的 POS AV 是事

后信息处理的典范。针对高精度的姿态测量方法, 国内外的学者做了大量的研究。文献[2]认为, 为了提高纯惯导解算及 SINS/GPS 组合导航精度, 必须考虑提高 GPS 信息质量并对传感器误差进行标定和补偿; 文献[3]研究了组合导航系统误差状态的可观性, 指出通过机动可以使所有的误差状态可观。

为了满足航空物探对于高精度姿态、位置基准的需求, 在高动态条件下获取高精度的姿态、位置等信息, 开发实用、低成本的高精度姿态测量平台具有重要的工程应用价值。笔者采用 SINS 与单天线 GPS 组合导航的方案, 对平滑算法在航空物探高精度姿态测量中的应用进行研究。

1 模型和估计算法

为了使 SINS/GPS 组合导航系统获得更高的精度, 必须从模型和估计 2 方面入手。模型要求能够准确地反映出系统的特性, 而估计则是合理地利用有限的过程和观测信息来获得准确的误差估计, 从而进行误差补偿。接下来笔者就从状态方程和观测

收稿日期: 2012-04-30; 修回日期: 2012-06-12

基金项目: 航空物探高精度姿态测量平台集成与校正方法研究 (121201120191)

作者简介: 王玉杰(1988—), 男, 湖南人, 硕士, 从事组合导航研究。

方程入手来建立系统模型，并介绍 2 种常用的状态估计算法：Kalman 滤波和 R-T-S 平滑。

1.1 状态方程

笔者选取北-东-地(N-E-D)地理坐标系为导航参考坐标系，捷联惯导系统的误差方程可参考文献[4]。惯性器件的标定有助于提高状态估计精度，因此笔者在建立状态方程时也考虑了陀螺和加表的零偏，实时估计惯性器件的误差并进行补偿。设陀螺零偏和加表偏为常值，选择系统状态变量 δx 为：

$$\delta x = [\delta\alpha \ \delta\beta \ \delta\gamma \ \delta v_N \ \delta v_E \ \delta v_D \ \delta L \ \delta l \ \delta h \ \varepsilon_x \ \varepsilon_y \ \varepsilon_z \ \nabla_x \ \nabla_y \ \nabla_z]^T \quad (1)$$

式中： $\delta\alpha$ 、 $\delta\beta$ 、 $\delta\gamma$ 分别为北、东、地方向姿态误差角； δv_N 、 δv_E 、 δv_D 分别为北、东、地方向速度误差； δL 、 δl 、 δh 分别是纬度、经度、高度误差； ε_x 、 ε_y 、 ε_z 分别为 x 、 y 、 z 方向的陀螺零偏； ∇_x 、 ∇_y 、 ∇_z 分别为 x 、 y 、 z 方向的加表零偏。

得到系统方程为

$$\dot{\delta x} = F \delta x + w \quad (2)$$

式中， F 为系统矩阵，其推导过程可参考文献[4]， w 为系统噪声。

1.2 观测方程

选取观测量 δy 为：

$$\delta y = [\delta L \ \delta l \ \delta h]^T \quad (3)$$

则系统的观测方程为：

$$\delta y = H \delta x + v \quad (4)$$

式中： $H = [0_{3 \times 6} \ -I_{3 \times 3} \ 0_{3 \times 6}]$ ； v 为观测噪声。

1.3 Kalman 滤波算法

t_k 时刻状态变量 x_k 的最优估计用 $x_{k/k}$ 来表示，假设系统具有零均值白噪声 w_k ，则 t_{k+1} 时刻状态变量的最优预测为：

$$x_{k+1/k} = \Phi_k x_{k/k} \quad (5)$$

t_{k+1} 时刻协方差阵的期望值通过 t_k 时刻的协方差预测：

$$P_{k+1/k} = \Phi_k P_{k/k} \Phi_k^T + \Delta_k Q_k \Delta_k^T \quad (6)$$

若 t_{k+1} 时刻有测量值 y_{k+1} ，则 t_{k+1} 时刻状态变量的最优估计如下：

$$x_{k+1/k+1} = x_{k+1/k} - K_{k+1} [H_{k+1} x_{k+1/k} - y_{k+1}] \quad (7)$$

其协方差为：

$$P_{k+1/k+1} = P_{k+1/k} - K_{k+1} H_{k+1} P_{k+1/k} \quad (8)$$

Kalman 滤波增益阵为：

$$K_{k+1} = P_{k+1/k} H_{k+1}^T [H_{k+1} P_{k+1/k} H_{k+1}^T + R_{k+1}]^{-1} \quad (9)$$

1.4 R-T-S 平滑算法

测量型应用可以获取全部数据进行事后处理，使得最优估计算法不仅可以利用当前和之前时刻的信息，还可以利用之后的信息，因此可以通过事后离线处理对导航信息进行平滑，以最大限度的提高姿态、位置确定精度。

R-T-S 算法是一种固定区间最优平滑算法，它的前向处理为标准的 Kalman 滤波，因此在工程应用中比较简便。后向处理算法由式 (10)~(12) 描述，证明过程可参考文献[5]。

平滑滤波器初始化：

$$\begin{aligned} \hat{x}_{k+1}^s &= \hat{x}_{k+1}^{f+} \\ P_{k+1}^s &= P_{k+1}^{f+} \end{aligned} \quad (10)$$

状态估计：

$$\begin{aligned} G_k &= P_k^{f+} \Phi_{k+1,k}^T (P_{k+1}^{f-})^{-1} \\ \hat{x}_k^s &= \hat{x}_k^{f+} + G_k (\hat{x}_{k+1}^s - \hat{x}_{k+1}^{f-}) \end{aligned} \quad (11)$$

协方差估计：

$$P_k^s = P_k^{f+} + G_k (P_{k+1}^s - P_{k+1}^{f-}) G_k^T \quad (12)$$

式中：上标 s 和 f 分别表示平滑和前向滤波器的变量，+ 和 - 分别表示估计和预测的变量， x 为状态向量， P 为协方差矩阵， Φ 为状态转移矩阵， G 为平滑滤波器增益。

由式 (10)~(12) 可以看出，在 Kalman 滤波过程中，需要存储各时刻的状态向量、方差阵估计值和预测值以及状态转移矩阵，因此 R-T-S 算法对于计算机的内存要求很高。

2 仿真实验

2.1 仿真条件

假设初始位置为 $[28.220 \ 2^\circ \ 112.991 \ 6^\circ \ 60 \text{ m}]^T$ ，初始姿态角为 $[0 \ 0 \ 150^\circ]^T$ 。设 x 、 y 、 z 方向陀螺的常值零偏均为 0.01 ($^\circ$)/h，噪声均为 0.01 ($^\circ$)/h，加表的常值零偏均为 $10^{-5} g$ ，噪声均为 $10^{-5} g$ ；系统

初始化时, 加入 0.2° 的姿态角误差、 0.5 m/s 的速度误差以及 5 m 的位置误差, 以验证在存在较大初始误差时滤波器的收敛效果; 假设 GPS 的位置精度在水平方向为 1 m , 竖直方向为 5 m , GPS 信息更新频率为 1 Hz 。Kalman 滤波器的初始条件为:

$$P_0 = \text{diag}([0.2^\circ \ 0.2^\circ \ 0.2^\circ \ 0.5 \ 0.5 \ 0.5 \ 5/R \ 5/R \ 5 \ 0.01^\circ/\text{h} \ 0.01^\circ/\text{h} \ 0.01^\circ/\text{h} \ 10^{-5} g \ 10^{-5} g \ 10^{-5} g])^2$$

$$Q = \text{diag}([0.01^\circ/\text{h} \ 0.01^\circ/\text{h} \ 0.01^\circ/\text{h} \ 10^{-5} g \ 10^{-5} g \ 10^{-5} g \ 10^{-4}/R \ 10^{-4}/R \ 10^{-4} \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0])^2$$

$$R = \text{diag}([1 \text{ m} \ 1 \text{ m} \ 5 \text{ m}])^2。$$

文献[6]指出: 适当增大 P_0 可以提高估计速度, 适当减小 Q 和 R 可以提高估计速度和精度, 并给出了经验取值。笔者在做 Kalman 滤波时, 对 P_0 、 Q 、 R 的取值进行了适当调整。

2.2 机动对于状态估计的影响

文献[3]指出, 通过机动可以使所有的误差状态变为可观。为了观察机动对于状态估计的影响, 假设飞机先静止 1 h , 然后平飞一个 S 曲线, 时间为 1 h , 期间飞机分别沿 2 个水平轴做小角度摆动。需要指出的是, 在飞机的实际飞行中, 平动与转动是相互耦合的, 但是为了简单起见, 假设它们相互独立, 在其平动轨迹上加入小角度的转动。仿真结果如图 1~图 3 所示。

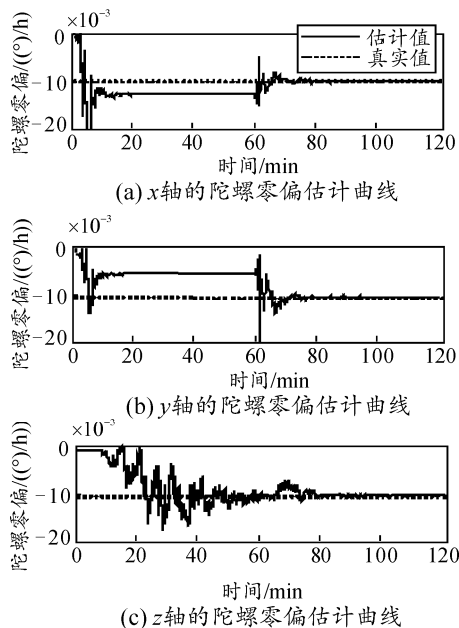


图 1 陀螺零偏估计曲线

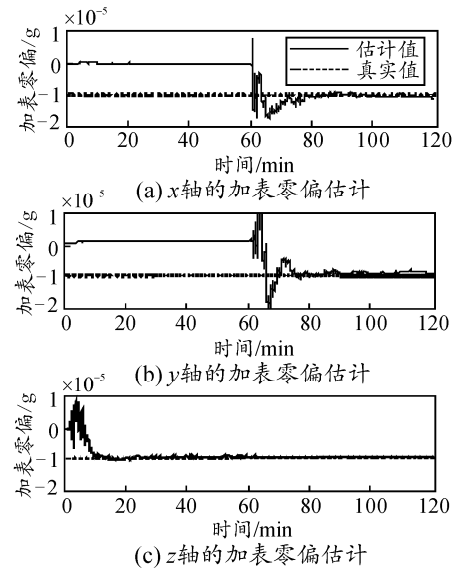


图 2 加表零偏估计曲线

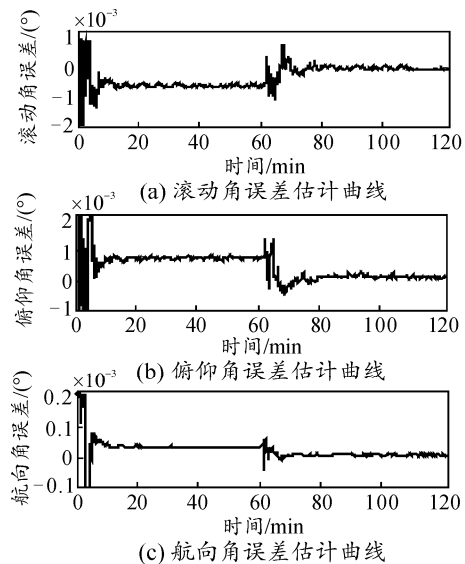


图 3 姿态角估计误差

从图 1 和图 2 可以看出, 飞机在做 S 机动时, 3 个陀螺零偏和 3 个加表零偏均可以收敛到真实值, 且收敛速度很快, 可观性很好。在静止状态下, 2 个水平轴的加表零偏是不可观的, 2 个水平轴的陀螺零偏不能收敛到真实值; 竖直方向的加表零偏可迅速收敛到真实值, 但是竖直方向陀螺零偏在静止 60 min 后仍然在振荡, 收敛速度很慢, 为此在静止状态下进行了 3 h 的仿真, 结果表明, 静止状态下, 竖直向陀螺零偏收敛到真实值附近需要约 100 min 。

从图 3 中可以看出, 在 S 机动条件下, 3 个姿态角误差均趋于零; 在静止状态下, 2 个水平角有一个微小的偏差, 而航向角误差很大, 约为 0.025° 。

进一步的仿真结果表明: 载体在静止状态、匀速直线运动状态下, 航向角、水平方向陀螺和水平

方向加表零偏不可观；加(减)速运动可以提高水平向陀螺零偏的估计精度和收敛速度；绕 2 个水平角做小角度的摆动可以提高航向角的估计精度；载体做 S 机动或绕 z 轴转几个位置的情况下，所有的误差状态均可观。

在前面的仿真结果中，载体做 S 机动条件下，达到的姿态估计精度非常高，这主要是由于在仿真过程中，对惯性器件的误差模型进行理想化，如零偏为常值，系统噪声和观测噪声均为白噪声，因此在对零偏进行准确的估计并补偿之后，惯性器的精度要高于 $0.01(^{\circ})/h$ 和 $10^{-5} g$ 。

2.3 R-T-S 平滑结果

从 3.2 节的实验结果可以看出，即使在可观性很好的条件下，Kalman 滤波的收敛仍然需要约 10 min，在这段时间内，各状态的估计效果是很差的，有一个振荡的过程。因此本节选用 R-T-S 算法通过事后离线处理对导航信息进行平滑，以最大限度的提高姿态、位置确定精度。由于 R-T-S 算法对于计算机的内存要求很高，仿真时间取为 50 min，其中前 10 min 静止，后 40 min 沿上节的飞行轨迹，仿真结果如图 4~图 6 所示。

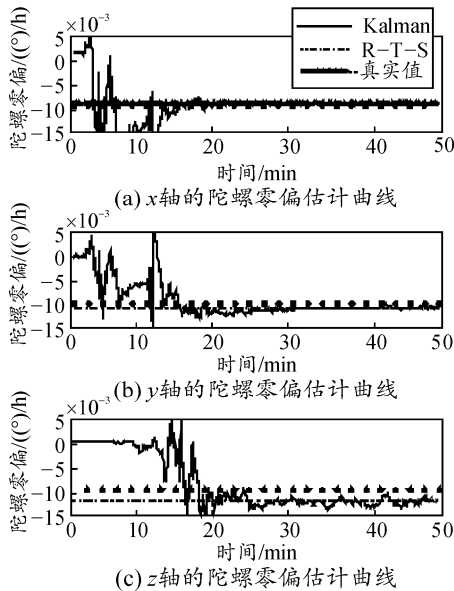


图 4 陀螺零偏估计曲线

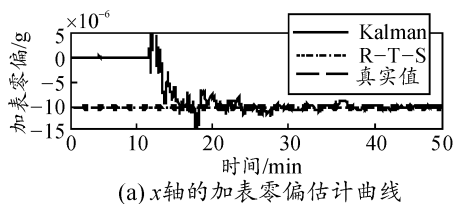


图 5 加表零偏估计曲线

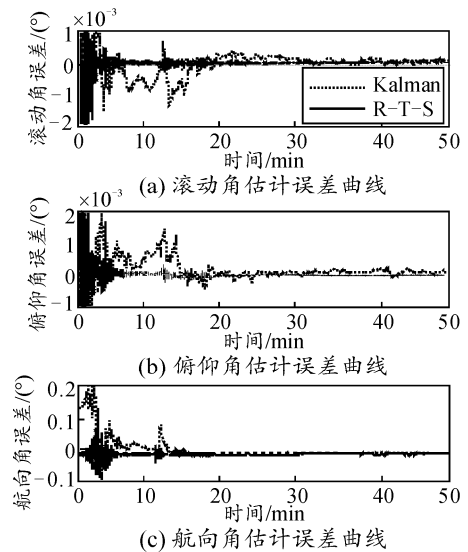


图 6 姿态角估计误差

仿真实验表明：通过 R-T-S 平滑可以显著提高惯性器件零偏以及姿态、速度、位置的估计精度和收敛速度，同时平滑后的曲线变化较为平缓。

3 转台实验

在动态实验中，可以利用高精度的差分 GPS 信息对系统的位置、速度的估计精度进行评估，但由于缺少姿态基准，很难对系统的姿态确定精度进行评估；而转台可以为系统提供精确的姿态基准，因此笔者通过转台实验来评估系统的姿态确定精度。

转台实验的主要组成部分有：IMU、三轴转台以及导航计算机。其中 IMU 包括 3 个激光陀螺和 3 个石英挠性加速度计，激光陀螺的零偏稳定性在 $0.005(^{\circ})/h$ 左右，加表的零偏稳定性在 $10^{-5} g$ 左右。

将 IMU 放在三轴转台上，经过高精度寻北后，分别在第 10 min、第 22 min、第 34 min 绕天向轴转了 -90° 、 -90° 、 -45° ，共计 225° ，该过程中姿态角变化如图 7 所示。在该过程中误差状态是可观的。

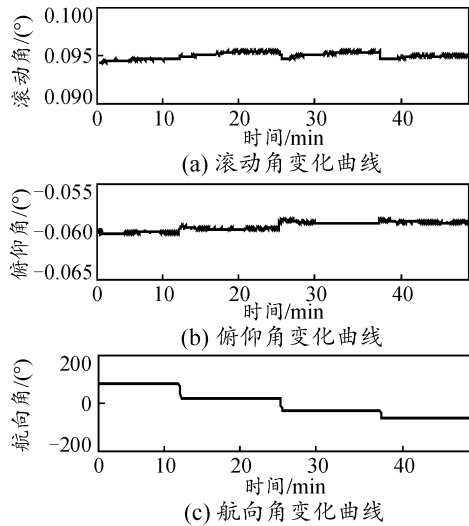


图7 转位过程中姿态角变化曲线

为了评估惯导与单天线 GPS 组合导航的姿态确定精度, 笔者将上面的姿态角变化曲线作为姿态基准, 并在实际的陀螺输出和加表输出中人为增加 $0.01(^{\circ})/h$ 和 $10^{-5} g$ 的零偏; 将转台的位置加入随机噪声后来模拟组合导航系统中 GPS 的观测值, 假设 GPS 的位置精度在水平方向为 $1m$, 垂直方向为 $5m$, GPS 信息更新频率为 $1Hz$ 。实验结果如图 8。

从图 8 中可以看出, 经过 R-T-S 平滑后, 姿态估计精度明显提高, 且平滑后的曲线变化较为平缓,

这与上节的仿真结果是一致的。

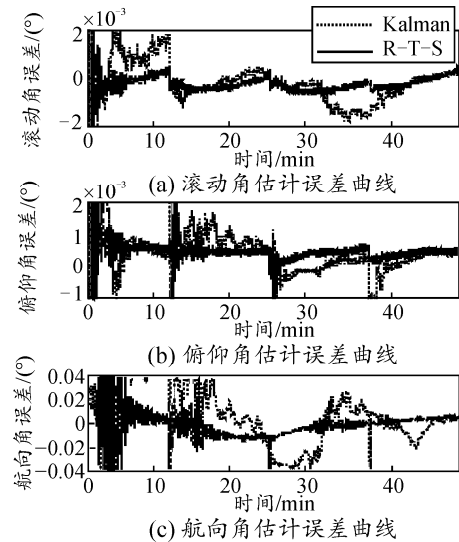


图8 转台实验中姿态角估计误差

由于模拟的 GPS 观测值具有随机性, 因此笔者以 15 次运行结果的均值来对比转台实验中 Kalman 滤波和 R-T-S 平滑的估计结果。为了评估观测信息质量对状态估计精度的影响, 笔者同时对比了观测量为 DGPS 时的实验结果, 假设 DGPS 的位置精度在水平方向为 $0.1m$, 垂直方向为 $0.5m$, 信息更新频率为 $1Hz$ 。实验结果见表 1(表 1 中的误差为整个时间段内 1σ 统计误差)。

表1 Kalman 滤波与 R-T-S 平滑的估计结果 (1σ)

估计算法	观测信息	姿态误差/($^{\circ}$)			速度误差/(m/s)			位置误差/m		
		滚动角	俯仰角	航向角	北向	东向	地角	北向	东向	地角
Kalman 滤波	GPS	0.003 50	0.003 20	0.039 26	0.011 54	0.009 64	0.011 21	0.246 07	0.209 48	0.685 14
	DGPS	0.002 01	0.002 03	0.015 09	0.003 14	0.002 70	0.005 19	0.034 79	0.030 14	0.101 24
R-T-S 平滑	GPS	0.002 65	0.002 71	0.013 33	0.006 19	0.007 76	0.006 38	0.097 42	0.093 49	0.310 09
	DGPS	0.001 64	0.002 02	0.005 76	0.001 44	0.001 53	0.004 08	0.015 44	0.013 54	0.043 87

从表 1 中可以看出, 与 Kalman 滤波相比, R-T-S 平滑后的状态估计精度明显提高; 当观测信息为高精度的差分 GPS 时, 也可大大提高状态估计精度。进一步的分析表明: Kalman 滤波稳定后的收敛精度决定了 R-T-S 平滑的估计精度, 若 Kalman 滤波不收敛, 则使用 R-T-S 平滑无助于状态估计精度的提高。

从以上实验结果可以得出: 惯导与 GPS 组合可以充分发挥各自的优点, 其定位精度远高于单独使用 GPS 的定位精度, 并且提供了高精度的姿态信息; 经过 Kalman 滤波和 R-T-S 平滑后可以达到很高的姿态、速度、位置确定精度, 可以在长航时高动态条件下为航空物理探测仪器提供姿态、位置参考基准。

需要指出的是, 实验中的观测值仅选择了 GPS 的位置信息, 若将 GPS 提供的速度信息也引入为观测值, 将会进一步提高收敛速度。

4 结论

实验对比了 Kalman 滤波与 R-T-S 平滑的估计效果, 分析了观测信息质量对状态估计精度的影响, 验证了方案的可行性。实验结果表明:

1) 惯导与 GPS 组合可以充分发挥各自的优点, 其定位精度远高于单独使用 GPS 的定位精度, 并且提供了高精度的姿态信息; 提高惯性器件精度和改善观测信息质量均可提高状态估计精度。

2) 载体做加(减)速运动可以提高水平向陀螺零偏的估计精度和收敛速度; 绕 2 个水平角做小角

度的摆动可以提高航向角的估计精度；载体做 S 机动的条件下，所有的误差状态均可观。

3) 经过 Kalman 滤波和 R-T-S 平滑后，捷联惯导与单天线 GPS 组合导航系统可以达到很高的姿态、速度、位置确定精度，可以在长航时高动态条件下为航空物理探测仪器提供姿态、位置参考基准。

该研究结果可以为航空物探项目应用中关键器件选型、软件结构设计、航迹规划等提供参考依据。

参考文献：

[1] Napolitano F., Gaiffe T., Cottreau Y., et al. PHINS: The First High Performances Inertial Navigation System based on Fiber Optic Gyroscopes[C]. 9th International Conference on Integrated Navigation Systems, Saint

(上接第 43 页)

由表 4 可知融合后目标的 O_1 可信度提高了，融合后的不确定度比原来 2 个传感器的不确定度有所增加，但仍处于可接受的范围内。可见，充分考虑证据的可用程度，加大了目标可信度的差值，提高了处理证据冲突问题的有效性。文中改进方法通过对传感器权值的计算，调整基本概率分配函数，合成结果 m_{α} 可能性远大于其他方法，说明采用此方法可以有效地降低干扰值对最终结果的影响，从而实现高可靠性的目标识别。

表 2 不同传感器探测的初始可信度

S	O_1	O_2	O_3	θ
m_{RF}	0.20	0.40	0.27	0.13
m_{PW}	0.35	0.30	0.15	0.20
m_{IR}	0.40	0.25	0.20	0.15
m_{EO}	0.51	0.21	0.18	0.10

表 3 W 修正后各传感器可信度

S	O_1	O_2	O_3	θ
m_{RF}	0.060 0	0.120 0	0.081 0	0.739 0
m_{PW}	0.105 0	0.090 0	0.045 0	0.760 0
m_{IR}	0.400 0	0.250 0	0.200 0	0.150 0
m_{EO}	0.510 0	0.210 0	0.180 0	0.100 0

表 4 3 种传感器融合后结果比较

$m_{IR-IR-EO}$	O_1	O_2	O_3	θ
D-S 法	0.566 8	0.304 1	0.124 9	0.003 6
W 修正	0.603 6	0.221 8	0.151 9	0.022 7

根据融合结果进行决策，选取最大的可信度作为最终识别结果。本例中选择门限 $\varepsilon_1 = \varepsilon_2 = 0.1$ ，利用公式 (4)，由上面的计算结果可以得出识别结果为 O_1 。

通过对具体识别实例的分析证明，对于多传感

Petersburg. Russia, 2002.

[2] Sameh Nassar. Improving the Inertial Navigation System (INS) Error Model for INS and INS/DGPS Applications[D]. Department of Geomatics Engineering, University of Calgary, 2003.

[3] Sinpyo Hong, Man Hyung Lee, Ho-Hwan Chun, et al. Observability of Error States in GPS/INS Integration[J]. IEEE Transactions on Vehicular Technology, 2005, 54(2): 731-743.

[4] Titterton D H, Weston J L. Strapdown Inertial Navigation Technology[M]. Second Edition, MIT Lincoln Laboratory, Lexington, Massachusetts, 2004.

[5] 秦永元, 张洪钺, 汪叔华. 卡尔曼滤波与组合导航原理 [M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1998.

[6] 程向红, 郑梅. 捷联惯导系统初始对准中 Kalman 参数优化方法[J]. 中国惯性技术学报, 2006, 14(4): 12-17.

器融合后的识别结果，文中改进的 D-S 证据理论明显优于传统 D-S 证据理论。

4 结束语

笔者将 AHP 方法和 D-S 证据理论结合起来，增强了信息融合系统处理不确定决策问题的能力，提高了无人化武器系统性能水平。笔者提出的方法着眼各传感器的工作特性，具有一定的规律性，在获得数据支持后可以建立数据库，采用参数表示各种环境，对探测数据权值化处理后再进行融合，能够提高识别的准确性。但该方法对单个传感器在特定环境中的可靠性要求较高，确定各传感器在特定环境中信息融合时占权值大小还需要在实际运用中实验修正。

参考文献：

[1] 刘婷婷, 韩玉启, 李新. 关于层次分析法(AHP)的应用 [J]. 机械管理开发, 2006, 92(5): 68-70.

[2] 董彦佼, 韩元杰, 刘洁莉. D-S 证据理论在多传感器目标识别中的改进[J]. 火箭与制导学报, 2009, 29(4): 220-222.

[3] Tetsuya Murai, Yasuo Kudo, Yoshiharu Sato. Association rules and dempster-shafer theory of evidence. DS 2003, LNAI 2843, 2003: 377-384.

[4] 梁旭荣, 姚佩阳, 梁德磊. 改进的证据组合规则及其在融合目标识别中的应用[J]. 电光与控制, 2008, 15(12): 37-40.

[5] 周炳玉, 卢野. D-S 证据理论方法在目标识别中的应用 [J]. 光电技术应用, 2007, 22(5): 67-70.

[6] 王睿, 付莹, 王程. 一种有效的加权冲突证据组合方法 [J]. 空军工程大学学报, 2008, 9(6): 57-61.