

GPS/INS/TAN 组合导航系统建模与仿真

卢 虎^{1,2}, 廉保旺¹, 谢 岩²

(1.西北工业大学 电子信息学院, 陕西 西安 710072;2.空军工程大学 理学院, 陕西 西安 710051)

摘 要:组合导航系统是提高导航系统性能价格比的有效途径,随着信息融合技术的发展,联邦滤波理论由于可以灵活地设计出精度最优或容错能力最强的组合导航系统,已受到导航界的高度重视,在研究分析联邦卡尔曼滤波器的算法和结构特点的基础上,提出一种适用于 GPS/INS/TAN 组合导航系统工程应用的联邦卡尔曼滤波方案,该方案采用无复位结构既保证了容错能力,又兼顾到了导航精度和运算速度,并对组合导航系统的各分系统、子滤波器及主滤波器进行了数学建模、仿真研究和分析,结果表明:在确保整个组合系统可靠性的前提下,导航精度有了明显提高。

关键词:联邦滤波;组合导航系统;信息融合

中图分类号: TN911.7 **文献标识码:** A **文章编号:** 1009-3516(2009)01-0060-05

导航系统种类繁多,各有优缺点。惯性导航系统(INS)包括平台式惯导和捷联式惯导两大类,其中捷联惯导系统具有自主性强、体积小、成本低、易维护的优点,是组合导航系统的首选组成部分,但导航误差随时间累积,必须不断进行误差修正;GPS 导航系统定位精度稳定,但也只能作为辅助导航设备^[1];地形辅助导航 TAN(Terrain Aided Navigation)只唯一增加大容量存储器而导航精度却能提高近一个数量级,达到十几米的定位精度,且完全自主,但只能使用于 1 500 m 以下的低空和粗糙度大的地形^[2]。现代武器(战术飞机和导弹)的典型工作条件通常是从 300 m 高度进入任务地段,对定位精度的要求通常是 50 m 以内,且要求具有很高的自主性和可靠性,单一的导航系统无法满足实际要求,因此,组合导航系统已成为当前主要的实现方案。

本文所研究的 INS/GPS/TAN 组合导航系统综合了上述各分系统的优点,精度高、容错性好、自主性强、成本低、易维护,可作为新一代精确打击武器的首选导航系统方案^[3]。

1 组合导航系统的联邦滤波理论

1.1 卡尔曼滤波理论

被称作最优估计理论的卡尔曼滤波实质上是一套数字递推算法,每个递推周期包含被估计量的时间更新和量测更新两个过程,滤波的目的是要估计出所有被处理信号。卡尔曼滤波具有 2 个计算回路:增益计算回路和滤波计算回路。增益计算回路是独立计算回路;滤波计算回路要依赖于增益计算回路。

1.2 联邦卡尔曼滤波器的结构与性能分析

不同使用目的的导航设备,如 INS、GPS 等是非相似导航子系统,同时使用时可提供某一导航参数的冗余测量,在保证惯性导航可靠性的前提下,将惯导作为参考子系统,与其余子系统两两组成子滤波器,各子滤波器的卡尔曼滤波独立并行运行,各滤波结果具有不同的精度,只代表整个导航系统的局部即该导航子系统的最佳,为了获得导航系统整体上的最优估计,必须将这些局部最优估计进行再处理,融合成整体上的最优

* 收稿日期:2007-07-06

基金项目:陕西省自然科学基金资助项目(SJ08F12);国家自然科学基金资助项目(60273009);教育部博士点基金资助项目(20050699037)

作者简介:卢 虎(1975-),男,陕西西安人,讲师,博士(后),主要从事扩频通信等研究;E-mail:sdkmsdn@sina.com
廉保旺(1964-),男,河南焦作人,教授,博士生导师,主要从事通信与信息系统等研究。

估计,该融合算法在主滤波器中完成,即联邦卡尔曼滤波器^[4]。设计联邦滤波器时信息分配系数至关重要,遵守信息守恒原则的前提下不同的信息分配方案可设计出性能(容错性、最优性、计算量等)不同的联邦滤波器。常用的滤波结构有:“零化式”重置结构(ZR)、有重置结构(RS)、无复位结构(NR)、融合-复位结构(FR)等。其中,NR 结构运算速度和容错能力较好,缺点是精度较低。考虑到武器系统导航系统可靠性是第一因素,兼顾到实际应用中的条件限制,本文的 INS/GPS/TAN 组合导航系统滤波方案采用 NR 结构。

2 GPS/INS/TAN 组合导航系统的联邦滤波器设计

2.1 系统框图

GPS 子系统量测信息与惯导系统组成局部滤波器 1;TAN 子系统量测信息与惯导系统组成局部滤波器 2;主滤波器的输出是所有子系统与惯导系统的量测所确定的全局最优估计^[5]。考虑到两个子系统的导航精度都较高,武器在低空、复杂地形上空飞行时,各分系统容易出现故障^[6],为确保组合系统具有高容错性能,联邦滤波器采用无复位结构,信息融合方案见图 1。

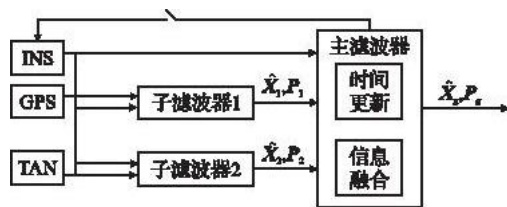


图 1 INS/GPS/TAN 组合导航系统最优估计融合
Fig. 1 The information fusion of INS/GPS/TAN integrated navigation systems

图中 \hat{X}_1, P_1 为子滤波器 1 的状态变量和状态协方差阵;

\hat{X}_2, P_2 为子滤波器 2 的状态变量和状态协方差阵; \hat{X}_g, P_g 为主滤波器状态变量和主滤波器状态协方差阵。把 GPS 和 TAN 量测噪声设为白噪声。

2.2 GPS/INS/TAN 系统数学模型

采用递推卡尔曼滤波,状态参数设置为惯导系统的误差,包括导航信息误差和惯性器件误差^[7]。惯导系统采用捷联惯导,导航坐标系取为当地地理坐标系,其 X、Y、Z 轴分别指向东、北、天。

2.2.1 主滤波器系统方程

主滤波器的状态向量选取为:

$$\mathbf{X} = [\phi_E \ \phi_N \ \phi_U \ \delta\lambda \ \delta L \ \delta h \ \delta V_E \ \delta V_N \ \delta V_U \ \varepsilon_{bx} \ \varepsilon_{by} \ \varepsilon_{bc} \ \varepsilon_{rx} \ \varepsilon_{ry} \ \varepsilon_{rz} \ \nabla_x \ \nabla_y \ \nabla_z]^T \quad (1)$$

式中: $E、N、U$ 分别表示东、北、天方向; $\phi_E、\phi_N、\phi_U$ 为数学平台误差角; $\delta V_E、\delta V_N、\delta V_U$ 为速度误差; $\delta\lambda、\delta L、\delta h$ 为位置误差; $\varepsilon_{bx}、\varepsilon_{by}、\varepsilon_{bc}$ 为陀螺随机常数漂移; $\varepsilon_{rx} \ \varepsilon_{ry} \ \varepsilon_{rz}$ 为陀螺一阶马尔可夫漂移; $\nabla_x、\nabla_y、\nabla_z$ 为加速度计一阶马尔可夫漂移。

系统状态方程为:

$$\dot{\hat{\mathbf{X}}}(t) = \mathbf{F}(t)\mathbf{X}(t) + \mathbf{G}(t)\mathbf{W}(t) \quad (2)$$

式中: $\mathbf{W}(t)$ 为系统噪声; $\mathbf{F}(t)$ 为状态转换矩阵; $\mathbf{G}(t)$ 为噪声驱动矩阵,其值分别为:

$$\mathbf{G}(t) = \begin{bmatrix} \mathbf{C}_b^n & \mathbf{O}_{3 \times 3} & \mathbf{O}_{9 \times 3} \\ \mathbf{O}_{9 \times 3} & \mathbf{O}_{3 \times 3} & \mathbf{O}_{9 \times 3} \\ \mathbf{O}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} & \mathbf{O}_{9 \times 3} \\ \mathbf{O}_{3 \times 3} & \mathbf{O}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} \end{bmatrix}, \mathbf{F}(t) = \begin{bmatrix} \mathbf{F}_N & \mathbf{F}_S \\ \mathbf{O} & \mathbf{F}_M \end{bmatrix}$$

\mathbf{C}_b^n 为姿态阵, $\mathbf{C}_b^n、\mathbf{F}_N、\mathbf{F}_S、\mathbf{F}_M$ 矩阵的选取参见文献[1]。

系统量测方程为:

$$\mathbf{Z}(t) = \mathbf{H}(t)\mathbf{X}(t) + \mathbf{V}(t) \quad (3)$$

式中: $\mathbf{H}(t)$ 为观测矩阵; $\mathbf{V}(t)$ 为量测噪声。

2 个子滤波器量测方程的组合: $\mathbf{Z}(t) = \begin{bmatrix} \mathbf{Z}_{G1} \\ \mathbf{Z}_T \end{bmatrix}$ 。

2.2.2 子滤波器 1 系统方程

子滤波器 1 选取与主滤波器相同的状态方程和状态向量,INS/GPS 子滤波器采用速度、位置组合方式,观测量为 3 个方向的位置误差和 3 个方向的速度误差 6 个分量为:

$$\mathbf{Z}_{GI} = \begin{bmatrix} (\lambda_l - \lambda_c) R_N \cos L \\ (L_l - L_c) R_M \\ h_l - h_c \\ V_{lE} - V_{cE} \\ V_{lN} - V_{cN} \\ V_{lU} - V_{cU} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} R_N \cos L \delta \lambda + V_N \\ R_M \delta L + V_M \\ \delta h \\ \delta V_E \\ \delta V_N \\ \delta V_U \end{bmatrix} = \mathbf{H}_{GI} \mathbf{X} + V_{GI} \quad (4)$$

式中: $\mathbf{H}_{GI} = \begin{bmatrix} \mathbf{O}_{3 \times 3} & \text{diag}[R_N \cos L & R_M & 1] & \mathbf{O}_{3 \times 3} & \mathbf{O}_{3 \times 9} \\ \mathbf{O}_{3 \times 3} & \mathbf{O}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} & \mathbf{O}_{3 \times 9} \end{bmatrix}$; V_{GI} 为子滤波器噪声; L 为量测点的纬度; R_M 为量测点沿北方向的曲率半径, $R_M = R_c(1 - 2f + 3f \sin^2 L)$, $f = 1/289.257$; R_N 为量测点沿东西方向的曲率半径, $R_N = R_c(1 - 2f \sin^2 L)$; $R_c = 6\,378\,137$ m。

2.2.3 子滤波器2系统方程

地形辅助系统算法采用桑地亚算法(SITAN), 状态向量选取为:

$$\mathbf{X}_T = [\delta \lambda \quad \delta L \quad \delta h \quad \delta V_E \quad \delta V_N]^T$$

状态方程为:

$$\dot{\mathbf{X}}_T = \mathbf{F} \mathbf{X}_T + \mathbf{W} \quad (5)$$

$$\text{式中, } \mathbf{F}(t) = \begin{bmatrix} \mathbf{O}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{2 \times 2} \\ \mathbf{O}_{3 \times 3} & \mathbf{O}_{3 \times 2} \end{bmatrix}。$$

INS/TAN 子滤波器观测量为惯导系统和数字地图信息估算的相对高度 \hat{h}_r 和无线电高度表测量的相对高度 \tilde{h}_r 之差^[3], 即:

$$\mathbf{Z}_T = \hat{h}_r - \tilde{h}_r = [-h_\lambda \quad -h_L \quad 1] [\delta \lambda \quad \delta L \quad \delta h]^T_k + \gamma = \mathbf{H}_T \mathbf{X}_T + \gamma \quad (6)$$

式中: $\mathbf{H}_T = [-h_\lambda \quad -h_L \quad 1 \quad 0 \quad 0]$, h_λ 、 h_L 为地形在 X 、 Y 方向上的斜率; $\gamma = -\gamma_m - \gamma_r - \gamma_l$ 为量测噪声由数字地图制作噪声 γ_m 、地形线性化噪声 γ_l 、无线电高度表噪声 γ_r 组成, γ_m 、 γ_l 、 γ_r 均为白噪声。

2.3 主滤波器数据融合算法

在滤波器设计中, 各子滤波器的估计互不相关, 全局最优状态估计为局部估计的线性组合^[8], 即:

$$\mathbf{X}_g = \omega_1 \mathbf{X}_1 + \omega_2 \mathbf{X}_2 \quad (7)$$

式中: ω_1 和 ω_2 是待定的系数矩阵; \mathbf{X}_1 、 \mathbf{X}_2 是两个子滤波器的最优无偏估计。选择 ω_1 、 ω_2 , 使 \mathbf{X}_g 为最小方差估计, 可得:

$$(\mathbf{I} - \omega_1 - \omega_2)E(\mathbf{X}) + \omega_1 E(\mathbf{X} - \mathbf{X}_1) + \omega_2 E(\mathbf{X} - \mathbf{X}_2) = 0$$

因为 \mathbf{X}_1 和 \mathbf{X}_2 无偏, 有:

$$(\mathbf{I} - \omega_1 - \omega_2) = 0 \text{ 或 } \omega_1 = \mathbf{I} - \omega_2 \quad (8)$$

可知:

$$\mathbf{P}_g = E[(\mathbf{X} - \mathbf{X}_g)(\mathbf{X} - \mathbf{X}_g)^T] = E[(\mathbf{I} - \omega_2)(\mathbf{X} - \mathbf{X}_1) + \omega_2(\mathbf{X} - \mathbf{X}_2)] = \mathbf{P}_{11} - \omega_2(\mathbf{P}_{11} - \mathbf{P}_{12})^T - (\mathbf{P}_{11} - \mathbf{P}_{12})\omega_2^T + 2\omega_2(\mathbf{P}_{11} - \mathbf{P}_{12} - \mathbf{P}_{21} - \mathbf{P}_{22})\omega_2^T \quad (9)$$

式中: \mathbf{P}_{11} 为 \hat{x}_1 的误差方差阵; \mathbf{P}_{22} 为 \hat{x}_2 的误差方差阵; \mathbf{P}_{12} 、 \mathbf{P}_{21} 为 \hat{x}_1 与 \hat{x}_2 估计的协方差阵。

要使全局估计 \hat{x}_g 为最小方差估计, 则要求 \mathbf{P}_g 最小。由式(9)可知, 即要求选择系数矩阵 ω_2 , 使得 $\text{tr} \mathbf{P}_g$ 最小, 即:

$$\frac{d \text{tr} \mathbf{P}_g}{d \omega_2} = \frac{d}{d \omega_2} \text{tr} [\mathbf{P}_{11} - \omega_2(\mathbf{P}_{11} - \mathbf{P}_{12})^T - (\mathbf{P}_{11} - \mathbf{P}_{12})\omega_2^T + 2\omega_2(\mathbf{P}_{11} - \mathbf{P}_{12} - \mathbf{P}_{21} - \mathbf{P}_{22})\omega_2^T] = -2\mathbf{P}_{11}(\mathbf{I} - \omega_2) + 2(\mathbf{P}_{12} - \mathbf{P}_{12}\omega_2 + \omega_2\mathbf{P}_{22} - \omega_2\mathbf{P}_{21}) = 0 \quad (10)$$

式中符号“ $\text{tr} \mathbf{P}_g$ ”表示 \mathbf{P}_g 的迹, 则:

$$(\mathbf{P}_{11} - \mathbf{P}_{12} + \mathbf{P}_{22} - \mathbf{P}_{21})\omega_2 - (\mathbf{P}_{11} - \mathbf{P}_{12}) = 0$$

可得:

$$\omega_2 = (\mathbf{P}_{11} - \mathbf{P}_{12})(\mathbf{P}_{11} - \mathbf{P}_{12} + \mathbf{P}_{22} - \mathbf{P}_{21})^{-1} \quad (11)$$

把式(10)代入式(9)可得:

$$\mathbf{P}_g = \mathbf{P}_{11} - (\mathbf{P}_{11} - \mathbf{P}_{12})(\mathbf{P}_{11} - \mathbf{P}_{12} + \mathbf{P}_{22} - \mathbf{P}_{21})^{-1}(\mathbf{P}_{11} - \mathbf{P}_{12})^T$$

考虑:

$$E[(X_1 - X_2)(X_1 - X_2)^T] = P_{11} - P_{12} + P_{22} - P_{21} \geq 0$$

因而可得出:

$$P_g \leq P_{11} \quad (12)$$

同理可知:

$$P_g \leq P_{22}$$

由此可知,全局最优估计的误差要小于局部估计的误差,全局估计要优于每一个局部估计。

因为 X_1 、 X_2 不相关,故: $P_{11} = P_{22} = 0$ 。

全局最优估计可表示为:

$$X_g = P_g(P_{11}^{-1}X_1 + P_{12}^{-1}X_2) \quad (13) \quad P_g(P_{11}^{-1} + P_{12}^{-1})^{-1} \quad (14)$$

3 仿真分析

3.1 仿真条件^[9]

设子滤波器1的更新频率为1 Hz,子滤波器2的更新频率为2 Hz,主滤波器的更新频率为0.5 Hz,惯导系统的更新频率为20 Hz。设飞机在定高平面内沿预定的3个目标点(按顺序)以40 m/s的速度飞行;(北纬,东经)分别为(34°,100°)、(34.025 335°, 100.034 166°)、(34.035 335°,100.113 885°)。地面数据连终端(GDT)位置设定为(33.970 73°,99.955 815°),亦即为东-北-天坐标系的原点位置。飞行过程无风场干扰。

3.2 初始化数据

假设初始速度误差0.6 m/s;初始水平位置误差10",高度误差50 m。误差源参数为:陀螺随机常数漂移 $\varepsilon_{bi} = 0.1^\circ/h$ ($i = x, y, z$);陀螺的一阶马尔柯夫漂移 $\varepsilon_{ri} = 0.1^\circ/h$ ($i = x, y, z$),相关时间 $\tau_r = 300$ s(采用激光陀螺)。加速度计偏置误差 $\nabla_i = 0.005$ g ($i = x, y, z$);GPS误差用相关时间很短、均方差很小的一阶马氏过程表示,取其均方差为 $R_{LG}(0) = R_{\lambda G}(0) = 0.015'$; $R_{hG}(0) = 20$ m,相关时间取 $\tau_{LG} = \tau_{\lambda G} = \tau_{hG} = 1$ s;GPS接收机初始位置误差(经度、纬度、高度)分别为10"、10"、30 m;数字地图制作误差5 m,地形线性化误差8 m,无线电高度表误差5 m,气压高度表量测误差30 m(相关时间100 s)^[10]。

分别对两个局部滤波器和主滤波器的输出结果进行仿真。图2、图3分别是2个子系统对北方向的位置估计误差及与主滤波估计误差对比。data1、data2分别是子滤波器1、2估计误差曲线,data3是主滤波器最优融合估计误差曲线。

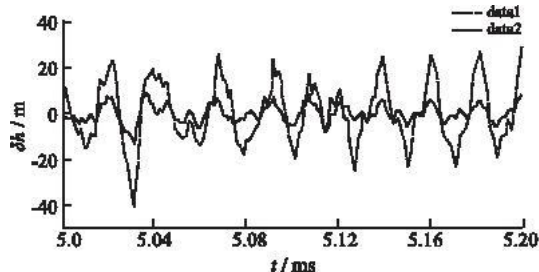


图2 子滤波器1与主滤波器估计误差比较

Fig. 2 Estimation Errors 1

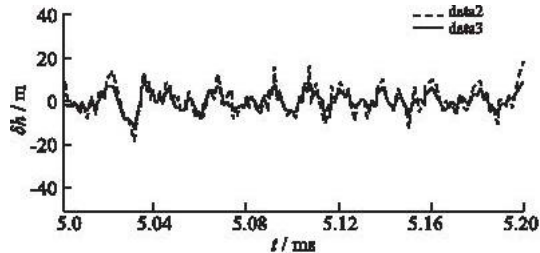


图3 子滤波器2与主滤波器估计误差比较

Fig. 3 Estimation Errors 2

3.3 仿真结果分析

从以上误差曲线可以看出,主滤波器在位置上的估计误差峰值约为10 m,子滤波器1位置的估计误差峰值约为40 m,子滤波器2位置估计误差峰值约为15 m,经过全局滤波,导航精度有一定的提高,但各子滤波器的精度改善不十分显著,这是因为系统采用了无复位的联邦滤波结构,没有反馈重置带来的相互影响,提供了最高的容错性能,但由于没有全局最优估计的修正,各局部滤波器的精度较低,但仍比任一个子系统的精度高。

4 结 论

本文所研究的 INS/GPS/TAN 组合导航系统,采用无复位结构的联邦卡尔曼滤波方法,具有自主性强、容错性能好、精度高、成本低、易维护的优点,非常适用于精确打击武器低空飞行时的导航。

参考文献:

- [1] Crassidis J L, Markley F L. Unscented Filtering for Spacecraft Attitude Estimation[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2003, 26(4):536 – 542.
- [2] Wan E A, van der Merwe R. The Unscented Kalman Filter for Nonlinear Estimation [C]//Proc of IEEE Symposium Alberta, Canada;Lake Louise,2000: 153 – 158.
- [3] Pande Hartana. Comparison of Linearized and Extended Kalman Filter in GPS Aided Inertial Navigation System[D]. Carleton, Carleton University, 2000.
- [4] Hao Zhang. Using Extended Kalman Filtering(EKF) to Fuse GPS and Inertial Navigation Systems (INS) for Land Vehicle Control[D]. Regina;University of Regina, 2004.
- [5] Song Z, Chen Z, Fan Y. Self – adjustable Fuzzy Management System of Integrated INS/GPS/TAN[C]//Proceedings of the 1996 IEEE 2nd International Conference on Industrial Electronics Control and Instrumentation. Taipei:[s. n.],1996:1467 – 1471.
- [6] Blackman S S. Multiple Sensor Data Association and Fusion in Aerospace Application[J]. Journal of Robot System,1994,9(3):445 – 485.
- [7] Leopoldo J, Longhi S, Venturini G. Development and Experimental Validation of an Adaptive Extended Kalman Filter for Localization of Mobile Robots[J]. IEEE Transaction on Robotics and Automation,1999, 15(2):219 – 229.
- [8] Kuo R J. Multi – sensor Integrated for On – line Tool Wear Estimation Through Artificial Neural Networks and Fuzzy Neural Network[J]. Engineering Application of Artificial Intelligence,2000,13(3):249 – 261.
- [9] Blackman S S, Association and Fusion if Multi – Sensor Data, Multi – target – Multi – sensor Tracking[M]. New York: Artech Houle,1990.
- [10] Rajasekhara V, Sreenatha G. Fuzzy Logic Implementation of Proportional Navigation Guidance[J]. Acta Astronautica,2000,46(1):17 – 24.

(编辑:田新华)

The Modelling and Simulation of GPS/INS/TAN Integration Navigation System

LU Hu^{1,2}, LIAN Bao – wang¹, XIE Yan²

(1. Electronic Information School, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China; 2. Science Institute, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China)

Abstract: Integrating several kinds of navigation systems together is an effective way to increase the performance cost ratio of the navigation system. With the development of information fusion technology, the federated filtering becomes more and more attractive in navigation field, since the federated Kalman filter can be flexibly used in designing the integrated navigation system with high precision or best fault – tolerance capability. Based on the study and analysis of the algorithm and the characteristic in structure of the federated Kalman filter, a project of GPS/INS/TAN integration navigation system is presented, in this project the good fault – tolerance can be guaranteed, simultaneously the high precision and the operation tempo can also be taken into consideration. In this paper the mathematic model of GPS/INS/TAN integration navigation system is established, simulated and analyzed. The result indicates that this project is an effective way to improve the precision of navigation.

Key words: federated filter; integration navigation system; information fusion