

组合导航计算系统的 Simulink 仿真

李文辉, 梁彦, 杨峰, 张共愿

LI Wen-hui, LIANG Yan, YANG Feng, ZHANG Gong-yuan

西北工业大学 自动化学院, 西安 710072

School of Automation, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China

E-mail: 1983lwh@163.com

LI Wen-hui, LIANG Yan, YANG Feng, et al. Simulation of integrated navigation calculating system using Simulink. Computer Engineering and Applications, 2009, 45(8): 233-235.

Abstract: Adapting the Federated Kalman Filter (FKF) algorithm, the mathematical model of the INS/GPS/ADS/CNS integrated navigation calculating system is analyzed, then the simulation model of the INS/GPS/ADS/CNS integrated navigation calculating system is constructed based on MATLAB/Simulink platform and the simulation is made. Simulation results show that the constructed model can simulate preferably the working process of integrated navigation calculating system, and has excellent results of visualization, and the necessary simulating tool in the research of integrated navigation system can be delivered.

Key words: integrated navigation; Federated Kalman Filter (FKF); system simulation

摘要: 采用联邦卡尔曼滤波算法, 分析了 INS/GPS/ADS/CNS 组合导航计算系统的数学模型, 然后以 MATLAB/Simulink 为平台, 构建了 INS/GPS/ADS/CNS 组合导航计算系统的仿真模型并进行了仿真。结果表明: 建立的仿真模型能正确仿真组合导航计算系统的工作过程, 并且具有良好的可视化效果, 为组合导航系统的研究提供了有效的工具。

关键词: 组合导航; 联邦卡尔曼滤波; 系统仿真

DOI: 10.3778/j.issn.1002-8331.2009.08.070 文章编号: 1002-8331(2009)08-0233-03 文献标识码: A 中图分类号: TP391.9

1 引言

现代高性能飞机对导航定位的精度和可靠性都提出了更高的要求, 但到目前为止没有哪一种导航设备单独使用时就能满足这些要求。如果把几种导航系统组合起来, 应用最优估计理论形成最优组合导航系统, 有利于充分运用各导航系统的信息进行信息互补, 使组合后的系统在精度和可靠性方面都得到提高^[1], 因此组合导航成为导航定位技术发展的主要方向。组合导航系统一般以惯性导航系统作为主导导航系统, 而以其他导航系统作为辅助导航系统。对机载组合导航系统而言, 其主要的辅助导航系统有: 全球定位系统(GPS)、大气数据系统(ADS)、天文导航系统(CNS)、地形辅助系统(TAN)等。

组合导航计算系统对各种导航系统的数据进行处理, 是组合导航系统的关键环节, 对其进行仿真具有重要意义。组合导航计算系统的仿真传统上采用高级程序设计语言编程来实现^[2], 这样做建模过程复杂, 需要很长的代码编制和调试过程。

本文采用 MATLAB/Simulink 仿真工具, 构建了 INS/GPS/ADS/CNS 组合导航计算系统的仿真模型, 并进行了仿真。与传统方法相比, 本文采用的方法大大缩减了编程工作量, 且形象直观、简洁方便。

2 INS/GPS/ADS/CNS 组合导航计算系统融合结构

Carlson 提出的联邦滤波器以其计算量小、容错性好的特点, 已成为目前组合导航系统通用的滤波结构^[1]。为确保组合系统具有高容错性能, 采用无反馈模式的联邦卡尔曼滤波器, 设计 INS/GPS/ADS/CNS 组合导航计算系统, 其结构如图 1 所示。

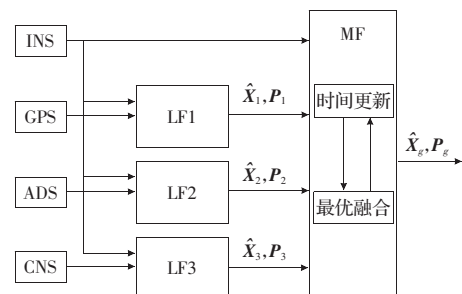


图1 INS/GPS/ADS/CNS 组合导航系统结构

选择 INS 系统作为公共参考系统, 与 GPS、ADS、CNS 系统分别组合, 构成 3 个子滤波器。各子滤波器独立地进行卡尔曼滤波并获得局部估计, 主滤波器对各子滤波器的局部估计进行最优融合以获得全局最优估计。组合模式采用开环输出校正,

基金项目: 国家自然科学基金(the National Natural Science Foundation of China under Grant No.60702066)。

作者简介: 李文辉(1983-), 硕士生, 研究方向: 组合导航; 梁彦(1971-), 副教授, 研究方向: 信息融合, 多目标跟踪等; 杨峰(1977-), 讲师, 研究方向: 非线性滤波、目标跟踪与识别等; 张共愿(1981-), 博士生, 研究方向: 信息融合。

收稿日期: 2008-10-22 修回日期: 2009-01-13

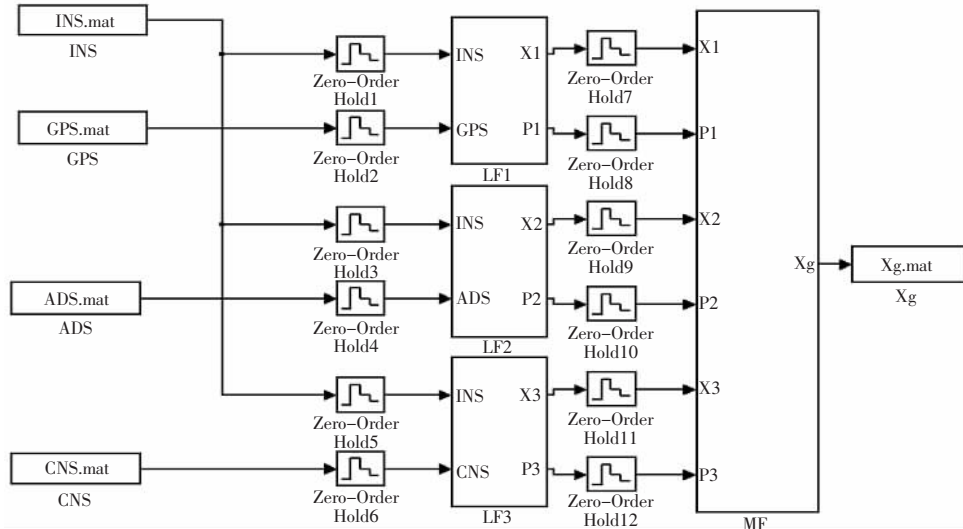


图2 INS/GPS/ADS/CNS 组合导航系统仿真模型整体框架

主滤波器输出为惯导系统误差的估计值。

图1中, \hat{X}_g, P_g 表示全局估计及估计误差协方差阵, \hat{X}_i, P_i ($i=1, 2, 3$) 表示第 i 个子滤波器的局部估计及误差协方差阵。全局最优估计按下面两式进行最优合成:

$$\hat{X}_g = P_g (P_1^{-1} \hat{X}_1 + P_2^{-1} \hat{X}_2 + P_3^{-1} \hat{X}_3) \quad (1)$$

$$P_g = (P_1^{-1} + P_2^{-1} + P_3^{-1})^{-1} \quad (2)$$

3 INS/GPS/ADS/CNS 组合导航计算系统数学模型

3.1 系统状态方程

以东北天地理坐标系为建立动力学方程的基准坐标系, 选取惯性导航系统的误差方程为组合系统的状态方程^[1], 即

$$\dot{X}_{INS} = F_{INS} X_{INS} + G_{INS} w_{INS} \quad (3)$$

式中, X_{INS} 为惯导系统的 18 个误差变量组成的向量:

$$X_{INS} = [\delta L \ \delta \lambda \ \delta h \ \delta v_E \ \delta v_N \ \delta v_U \ \Phi_E \ \Phi_N \ \Phi_U \ \varepsilon_{bx} \ \varepsilon_{by} \ \varepsilon_{bz} \ \varepsilon_{rx} \ \varepsilon_{ry} \ \varepsilon_{rz} \ \nabla_x \ \nabla_y \ \nabla_z]^T$$

其中, $\delta L, \delta \lambda, \delta h$ 为载体相对于地理系的位置偏差; $\delta v_E, \delta v_N, \delta v_U$ 为载体相对于地理系的速度偏差; Φ_E, Φ_N, Φ_U 为平台误差角; $\varepsilon_{bx}, \varepsilon_{by}, \varepsilon_{bz}$ 为陀螺随机常值漂移; $\varepsilon_{rx}, \varepsilon_{ry}, \varepsilon_{rz}$ 为陀螺一阶马氏过程漂移; $\nabla_x, \nabla_y, \nabla_z$ 为加速度计零偏。

3.2 系统量测方程

(1) INS/GPS 子滤波器

将 INS 输出的位置和速度与 GPS 导航系统的相应输出相减得到量测^[2], 量测方程为:

$$Z_1 = H_1 X_{INS} + V_1 \quad (4)$$

$$H_1 = \begin{bmatrix} \text{diag}[R_M \ R_N \ \cos L \ 1] & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 12} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 12} \end{bmatrix}$$

R_M 为参考椭球子午圈上各点曲率半径, R_N 为参考椭球卯酉圈上各点曲率半径, V_1 为 GPS 量测噪声。

(2) INS/ADS 子滤波器

将 INS 输出的沿东、北、天方向的速度以及高度与 ADS 输出的相应分量相减得到量测, 量测方程为:

$$Z_2 = H_2 X_{INS} + V_2 \quad (5)$$

$$H_2 = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} & I_3 & \mathbf{0}_{3 \times 12} \\ [0 \ 0 \ 1] & \mathbf{0}_{1 \times 3} & \mathbf{0}_{1 \times 12} \end{bmatrix}, V_2 \text{ 为 ADS 量测噪声。}$$

(3) INS/CNS 子滤波器

CNS 的输出是相对于地心惯性坐标系的 3 个姿态角, 这 3 个参数经过一定的计算可以求得机体坐标系相对于导航坐标系的 3 个姿态角, 分别为横滚角、俯仰角和航向角。将 INS 输出的姿态角与 CNS 经过计算得到的姿态角相减得到量测, 量测方程为:

$$Z_3 = H_3 X_{INS} + V_3 \quad (6)$$

$$H_3 = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 6} & -\frac{\sin \phi}{\cos \theta} & -\frac{\cos \phi}{\cos \theta} & 0 & \mathbf{0}_{3 \times 9} \\ \mathbf{0}_{3 \times 6} & -\cos \phi & \sin \phi & 0 & \mathbf{0}_{3 \times 9} \\ \mathbf{0}_{3 \times 6} & -\frac{\sin \phi \sin \theta}{\cos \theta} & -\frac{\cos \phi \sin \theta}{\cos \theta} & 1 & \mathbf{0}_{3 \times 9} \end{bmatrix}$$

ϕ, θ 为真实的航向角和俯仰角。 V_3 为 CNS 量测噪声。

4 基于 MATLAB/Simulink 的组合导航计算系统仿真模型

根据组合导航计算系统的数学模型, 在 MATLAB/Simulink 环境中建立了该系统的仿真模型, 模型的整体框图如图 2 所示。

该模型总体上可以分为三大部分, 分别是数据读入模块、滤波计算模块、数据融合模块。其中, 4 个模块 INS、GPS、ADS、CNS 读入预先生成的各导航系统输出数据, 然后将数据送入 LF1、LF2、LF3 子滤波器模块进行滤波计算, 子滤波器的滤波结果进入主滤波器 MF 模块进行融合以获得全局最优估计, 最后通过 Xg 模块存入数据文件。滤波器前面的零阶保持模块作用是对输入滤波器的数据进行采样, 以使它们具有相同的更新周期。

在图 2 中, LF1、LF2、LF3 模块的功能是进行滤波计算, 其内部又由若干子模块组成。以 LF1 模块为例, 其内部结构如图 3 所示。

在图 3 中, Z1 模块生成量测数据; Phi 模块、Gamma 模块、H1 模块分别计算状态转移阵、噪声驱动阵和量测阵; Q 模块和 R1 模块提供系统噪声方差阵和量测噪声方差阵; Memory_P1 和 Memory_X1 模块的功能是将前一个时刻的滤波结果保持到当前时刻再输出。以上各模块的输出送入 KF1 模块进行滤波计算, 并输出滤波结果。

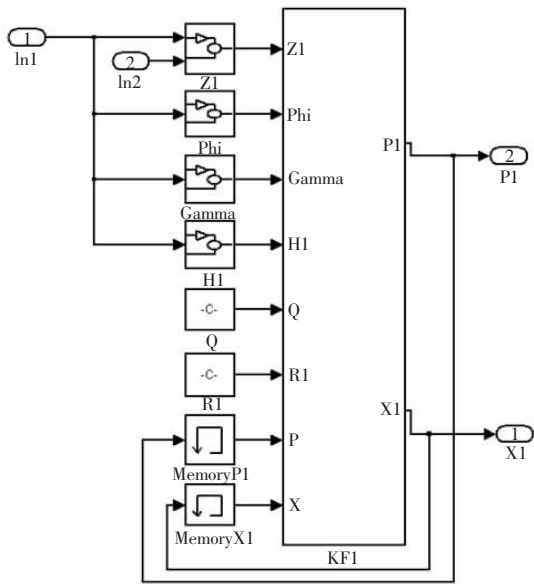


图3 LF1 模块内部结构

5 系统仿真和结果分析

设飞行器从北纬 40°, 东经 120°开始向东北方向以 200 m/s 的速度匀速平飞, 飞行高度为 1 000 m, 飞行时间为 900 s。仿真过程中, 取陀螺随机常值漂移为 0.1°/h, 马尔可夫过程随机漂移 0.1°/h, 相关时间为 0.5 h, 白噪声为 0.01°/h。加速度计常值漂移为 10⁻⁴g, 相关时间为 0.5 h, 白噪声为 10⁻⁴g。GPS 量测噪声标准差分别为: 纬度和经度 20 m, 高度 20 m, 速度 0.2 m/s。ADS 量测噪声标准差分别为: 高度 20 m, 速度 0.3 m/s。CNS 量测噪声标准差为 3°。

模型的仿真步长为 0.005 s, INS 输出周期为 0.005 s, GPS 输出周期为 1 s, ADS 输出周期为 0.01 s, CNS 输出周期为 0.1 s。主滤波器的融合周期为 1 s。仿真前要预先生成各导航系统的输出数据, 并将其存储为 MAT 文件, 仿真运行时由相关模块再将其调入模型。根据以上条件, 运行所建立的组合导航计算系统仿真模型, 仿真结果如图 4、图 5 和表 1 所示。图 4 为惯性导航系统的误差曲线, 图 5 为估计误差曲线。表 1 为 9 个导航参数的估计误差标准差。

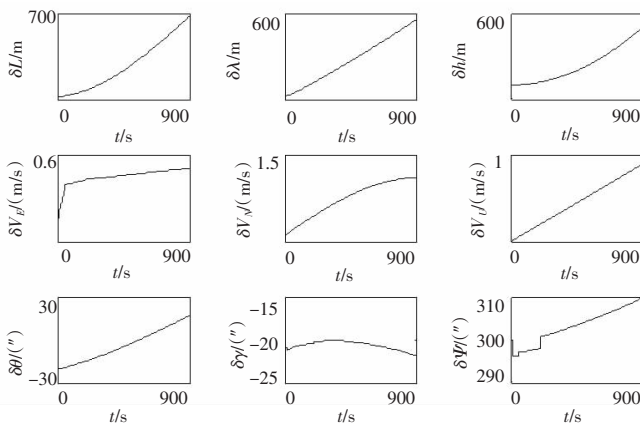


图4 惯性导航系统误差曲线

由图 4 和图 5 可以看出, 惯性导航系统的误差随着时间不

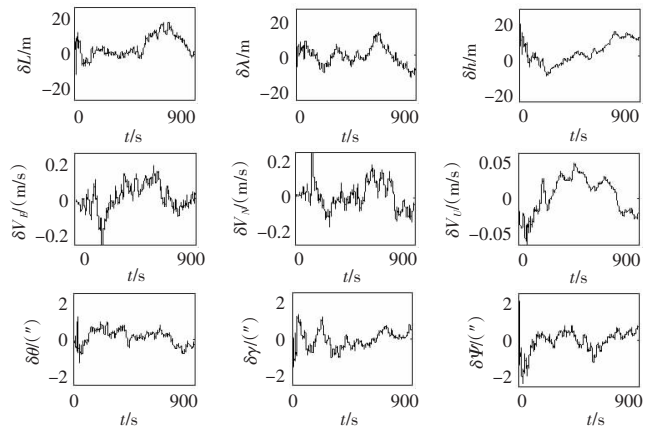


图5 估计误差曲线

表 1 估计误差标准差

误差量	标准差(1σ)	误差量	标准差(1σ)	误差量	标准差(1σ)
纬度/m	4.28	东向速度/(m/s)	0.05	俯仰角/(°)	0.32
经度/m	4.73	北向速度/(m/s)	0.05	横滚角/(°)	0.32
高度/m	4.03	天向速度/(m/s)	0.02	航向角/(°)	0.33

断增大, 而估计误差, 即组合导航系统的误差, 明显小于惯导系统, 且误差稳定, 没有发散趋势。

由表 1 可以看出, 组合导航系统位置、高度和速度估计误差的标准差小于 GPS 和 ADS 子系统相应的量测噪声标准差, 而姿态估计误差的标准差小于天文子系统的量测噪声标准差。说明组合系统压缩了各导航子系统的噪声, 提高了导航精度。

由以上分析可以得出: 本文采用的组合算法是有效的, 建立的仿真模型是正确的。

6 结论

本文采用联邦卡尔曼滤波算法, 建立了 INS/GPS/ADS/CNS 组合导航计算系统的数学模型, 然后在 MATLAB/Simulink 环境下构建了该系统的仿真模型并进行了仿真。结果表明建立的仿真模型能正确仿真组合导航计算系统的工作过程, 并且形象直观, 具有良好的可视化效果, 为组合导航系统的研究提供了有效的工具。

参考文献:

- [1] 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.
- [2] 柏菁, 刘建业, 熊智. 地形辅助/惯性/GPS 组合导航系统的可视化仿真研究[J]. 中国惯性技术学报, 2003, 11(1): 23-28.
- [3] 薛定宇, 陈阳泉. 基于 MATLAB/Simulink 的系统仿真技术与应用[M]. 北京: 清华大学出版社, 2002.
- [4] 李辉, 王波, 郝兴伟. 运载火箭导航计算子系统建模与仿真[J]. 系统仿真学报, 2006, 18(2): 267-277.
- [5] 杨艳明, 唐胜景. 基于 Simulink 的子导弹全弹道仿真[J]. 系统仿真学报, 2006, 18(6): 1442-1449.
- [6] 张怡, 杨晓亚, 王永生. INS/GPS/TAN 组合导航系统建模与仿真[J]. 弹箭与制导学报, 2006, 26(1): 29-34.