

基于惯性网络的分布式信息融合算法

黄 帅¹, 刘海颖², 杨毅钧², 吴凤喜¹

(1. 南京航空航天大学 自动化学院, 南京 210016; 2. 南京航空航天大学 航天学院, 南京 210016)

摘要: 分布式导航系统是飞机多传感器导航系统设计的新概念, 可以大幅提高系统导航性能和容错水平, 并能动态配置传感器功能, 但是目前并无完善的信息融合算法与之对应; 文章在构建惯性传感器网络的基础上, 将多个低成本惯性传感器系统配置在飞机的多个位置以作为网络节点, 设计了分阶段处理的分布式信息融合算法, 综合利用各节点所测量的惯性信息, 最后得到本节点的局部状态估计; 通过仿真实验表明, 采用此方法, 有效降低了导航滤波估计误差, 因此, 系统导航性能及容错能力得到大幅提高。

关键词: 惯性导航; 分布式导航; 分布式信息融合; 惯性网络

A Distributed Information Fusion Algorithm Based on Inertial Network

Huang Shuai¹, Liu Haiying², Yang Yijun², Wu Fengxi¹

(1. College of Automation, NUA, Nanjing 210016, China;

2. College of Astronautics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Distributed navigation system is a new concept designed for the aircraft multi-sensor navigation system. And it can significantly improve the performance and fault-tolerance level of the system. What's more, distributed navigation system can configure the sensors dynamically. However, there is no corresponding information fusion algorithm to deal with the new method. To solve the problem, a two-step distributed information fusion algorithm is presented in this paper. The distributed information fusion algorithm is based on the structure of inertial network, which consists of IMU (Inertial measurement unit) nodes installed in different parts of the carrier to provide redundant navigation information. With this algorithm, each node will take full use of the other nodes' inertial information. The simulation results show that using this method, the navigation filtering estimation is effectively reduced, therefore, the performance of navigation system and fault tolerant capability is improved greatly.

Key words: inertial navigation; distributed navigation; distributed information fusion; inertial network

0 引言

为了增强多传感器导航系统的可靠性和安全性, 同时也为了提高导航性能, 各种故障容错设计理论和数据融合理论被国内外的专家学者提出, 研究这些理论可以发现, 故障容错能力主要取决于系统硬件冗余结构、数据融合结构及相应的算法。

分布式硬件冗余结构是一种基于惯性传感器网络(简称惯性网络)的新型航空导航系统设计理念, 是在近年来新一代的低成本、小体积、轻质量导航传感器, 高速大容量的嵌入式微处理器, 以及分布式的模块化航空电子设备结构的基础上发展起来的新技术。Kelley 等人在 1994 年首次提出在航空电子设备中采用惯性网络的概念^[1], 随后 Berning、Kaiser 等人又进一步开展了研究^[2]。这种分布式结构将多个惯性传感器系统配置在飞机的多个位置构成网络, 即使局部出现了故障, 也不会影响全网的操作, 具有很高的可靠性, 能满足导航系统的故障容错需求, 同时也能充分利用惯性网络中其它惯性传感器所测量的信息, 得到更加精确的局部信息^[1-4]。

基于分布式硬件冗余结构的优越性, 国内外对与之匹配的数据融合方法开展了深入研究, 主要可分为集中式、瀑布式及

联邦式等^[5-7], 但都因为各自的局限不能充分利用分布式硬件结构的优点。因此, 没有标准模型的分布式滤波结构最终被应用于导航系统的故障容错设计中, 它为分布式硬件结构提供了最灵活的设计方案^[4-7]。最近 Allerton 等还研究了惯性网络系统的信息融合方法, 并设计了新的分布式滤波器^[4,8]。

分布式导航系统是飞机多传感器导航系统设计的新概念和新方向, 国内还未见有公开的相关研究报道, 国际上的研究也处于刚起步阶段^[9-10]。本文将在构建惯性网络的基础上, 设计与之对应的分布式信息融合算法, 综合利用各节点的惯性信息, 通过仿真实验, 论证本文所述理论的可行性。

1 分布式硬件冗余结构

各惯性网络节点装置由斜装冗余惯性测量单元(SRIMU)和微处理器构成, 各惯性网络节点通过网络拓扑结构进行分布式信息共享; 各个网络节点与其它节点采用有线网络或者无线网络的方式进行连接, 每个节点的惯性信息和局部导航估计信息都在网络中共享, 在各个惯性网络节点的微处理器中, 采用分布式信息融合算法, 实现导航信息融合^[3]。

如图 1 所示, 惯性网络节点分别配置在飞机的不同部位, 即配置在飞机的各个局部载体中。各网络节点会随着载体的局部运动(如挠曲变形、震颤变形等), 而相对于惯性参考系以及其它网络节点, 进行旋转变换, 其旋转变换矩阵通过计算可以得出。各网络节点共同构成分布式拓扑结构, 不仅可以通过分布式信息融合进行导航处理, 提高整体导航性能, 还可以对载体的局部运动进行测量。各惯性网络节点测量各自的局部

收稿日期: 2013-11-21; 修回日期: 2014-01-07。

基金项目: 江苏省自然科学基金(KB20111729); 南京航空航天大学基本科研业务专项(NN2012036)。

作者简介: 黄 帅(1988-), 男, 江苏南通人, 硕士研究生, 主要从事精密仪器及机械、导航定位及测控技术等方向的研究。

导航状态，不同节点的测量和估计信息动态相关。

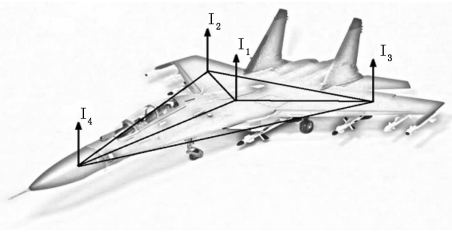


图 1 分布式惯性网络结构模型

2 分布式信息融合算法

如图 2 所示，分布式导航的信息融合采用分级处理的方式，由分布式惯性测量融合以及分布式导航状态融合构成。在各个网络节点分别进行分布式信息融合，得到各自的局部导航状态估计。

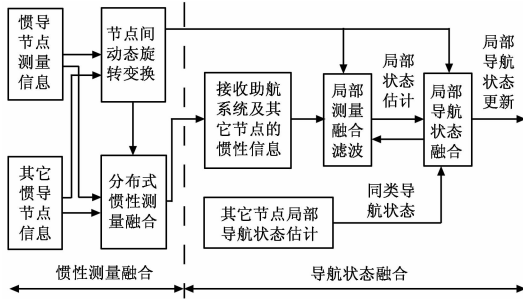


图 2 分布式导航信息融合流程图

2.1 旋转变换矩阵计算

在分布式信息融合过程中，需要得知各个节点之间的动态关系，所以需要计算和更新各惯导节点间的旋转变换矩阵。

以 i, j, k 三节点惯性网络为例，假设局部坐标系 k 为参考系，借此来表示网络节点 i 的旋转运动，则有如下关系：

$$\Omega_{i/i}^k = \Omega_{i/k}^k + \Omega_{k/i}^k \quad (1)$$

考虑旋转变换矩阵的微分方程，由上式可得：

$$\dot{\Omega}_{i/i}^k = \Omega_{i/k}^k - \dot{C}_i^k C_i^k \quad (2)$$

由此，可以建立旋转变换矩阵动力学分析模型，得到不同惯性节点 i 和 j 相对于节点 k 的旋转变换矩阵微分方程（以 i 节点为例）：

$$\begin{cases} \dot{C} = (\Omega_{i/k}^k - \Omega_{i/i}^k) C_i^k \\ \Omega_{i/i}^k = C_i^k \Omega_{i/i}^k C_i^k \end{cases} \quad (3)$$

其中： $\Omega_{i/k}^k$ 、 $\Omega_{i/i}^k$ 和 $\Omega_{i/j}^k$ 分别为网络节点 k 、 i 、 j 相对于惯性系 I 的角速度斜对称阵，可分别由各个网络节点的 SRIMU 所测得的惯性信息转化得到。根据上式可以求出节点 i 、 j 相对于节点 k 的旋转变换阵 C_i^k 、 C_j^k ，还可以进一步得到节点 i 与 j 之间的旋转变换阵如式（4）所示：

$$C_j^i = C_i^k C_j^k = C_k^i (C_j^k)^{-1} \quad (4)$$

2.2 分布式信息融合算法

2.2.1 分布式惯性测量融合

在进行惯性测量融合时，根据各节点旋转变换矩阵和局部估计误差的协方差，建立各个节点的惯性测量融合方程，采用加权最小二乘法进行求解，对所有节点的惯性测量信息进行融合。分布式惯性测量融合处理如下：

$$\begin{cases} \vec{x}_n = \left[\sum_{l=i,j,k} C_l^i P_{x,l}^{-1} C_l^i \right]^{-1} \sum_{l=i,j,k} C_l^i P_{x,l}^{-1} H_l^* M_l \\ H_l^* = \left[(H_l)^T H_l \right]^{-1} (H_l)^T \\ P_{x,n}^{-1} = \sum_{l=i,j,k} C_l^i P_{x,l}^{-1} C_l^i \quad n = i, j, k \end{cases} \quad (5)$$

其中： M_l 为局部冗余测量， H_l 为局部观测矩阵， $P_{x,l}$ 为惯性测量融合估计误差的协方差阵。由惯性测量融合得到的 \vec{x}_n 具有更高的精度和可靠性。

2.2.2 分布式导航状态融合

在分布式状态融合阶段，利用之前分布式惯性测量融合阶段所得的惯性信息，结合其它节点的测量信息，构建局部卡尔曼滤波器，得到该节点的局部状态估计；在此基础上接收其它节点输出的相似局部状态估计值，进一步采用局部信息融合滤波器，得到更高性能的局部状态更新值。

对于单个节点的局部卡尔曼滤波器，令其状态量为 $x = [x_o, x_s]$ ，观测量为 z 。其中， x_o 表示该节点的局部导航状态， x_s 表示该节点的惯性传感器误差状态， z 表示接收其它节点惯性测量信息后的所有观测量（包括该节点的观测量）。则该节点的局部卡尔曼滤波器模型为：

$$\begin{cases} \dot{x}(t_k) = \Phi(t_k, t_{k-1}) x(t_{k-1}) + G(t_{k-1}) n(t_{k-1}) \\ z(t_k) = H(t_k) x(t_k) + w(t_k) \end{cases} \quad (6)$$

由此设计动力学误差方程，速度误差方程为：

$$\begin{aligned} \delta \dot{V} &= -(2\omega_{ie}^w + \omega_{ew}^w) \times \delta V + f^w \times \varphi + \\ &\delta g^w + (f^w + g^w) \times \partial \theta + \nabla^w v \end{aligned} \quad (7)$$

式（6）中，各上标或下标中的 w 代表着游动方位坐标系。

位置误差方程为：

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \delta \dot{\varphi}_R \\ \delta \dot{\lambda}_R \\ \delta \dot{h} \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} \cos \alpha & \sin \alpha & 0 \\ -\sin \alpha & \cos \alpha & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta V_x \\ \delta V_y \\ \delta V_z \end{bmatrix} + \\ &\begin{bmatrix} A_1 & 0 & -A_2 \\ A_3 \tan \varphi & A_1 & -A_3 \\ A_2 & A_3 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta \varphi_R \\ \delta \lambda_R \\ \delta h \end{bmatrix} \quad (8) \\ A_1 &= \frac{V_z}{R_a + h}; A_2 = \frac{V_x \cos \alpha + V_y \sin \alpha}{R_a + h} \\ A_3 &= \frac{-V_x \sin \alpha + V_y \cos \alpha}{R_a + h} \quad (9) \end{aligned}$$

式中， λ 和 φ 分别为经度和纬度， α 为游动方位角， $\delta \varphi_R$ 、 $\delta \lambda_R$ 、 δh 则用来表示线性位置误差。

姿态误差方程为：

$$\dot{\varphi} = [(\omega_{ie}^w \times) + (\omega_{ew}^w \times)] \varphi + \delta \omega_{ew}^w + (\omega_{ie}^w \times) \partial \theta \quad (10)$$

根据卡尔曼滤波原理，得到局部状态估计：

$$P^{-1}(t_k^+) = P^{-1}(t_k^-) + H^T(t_k) R^{-1}(t_k) H(t_k) \quad (11)$$

$$P^1(t_k^+) \hat{x}(t_k^+) = P^1(t_k^-) \hat{x}(t_k^-) + H^T(t_k) R^1(t_k) z(t_k) \quad (12)$$

在此引入二次成本函数的概念，成本函数原本用来表示成本与产量之间的关系，之后被广泛应用在最优控制领域。如果对于 $x_n(t)$ 中的任意一个 $x(t)$ 都有一个确定的 J 与之相对应，则称 J 为依赖于 $x(t)$ 的泛函，而最优控制实质上就是求泛函极值的问题。采用非线性泛函模型可得到：

$$J = \sum x^T P x \quad (13)$$

对于第 n ($n = i, j, k$) 个节点的局部状态估计，接收其它节点的局部状态估计后，用局部导航状态估计和真实局部状

态之差作为泛函的状态量, 可以设计一个二次成本函数:

$$J_n = \sum_{l=i,j,k} (C_l^T \hat{x}_{o,l}^+ - x_{o,n})^T C_l P_{o,l}^{-1} C_l (C_l^T \hat{x}_{o,l}^+ - x_{o,n}) \quad (14)$$

其中: $\hat{x}_{o,l}^+$ 表示第 l 个节点的同类导航状态, $P_{o,l}$ 为其协方差阵, 为 $x_{o,n}$ 第 n 个节点真实的局部导航状态。当 J_n 越小时, 代表局部导航状态估计和真实的局部导航状态越接近, 因此, 我们的最终目标是使 J_n 最小化。基于最小加权均方差准则, 对 J_n 求导并令其为零, 即可得到各个节点的局部导航状态更新。经过计算, 当 J_n 最小时, 局部导航状态更新方程如下:

$$\begin{cases} \bar{x}_{o,i} = \bar{P}_{o,i}^{-1} (P_{o,i}^{-1} \hat{x}_{o,i}^+ + C_j^T P_{o,j}^{-1} \hat{x}_{o,j}^+ + C_k^T P_{o,k}^{-1} \hat{x}_{o,k}^+) \\ \bar{P}_{o,i}^{-1} = (P_{o,i}^{-1} + C_j^T P_{o,j}^{-1} C_j + C_k^T P_{o,k}^{-1} C_k) \end{cases} \quad (15)$$

式 (15) 所得的结果即是最后的局部导航状态估计。

3 仿真结果及分析

为了验证本文方法的有效性, 建立了一套完整的数字仿真系统, 包括飞行轨迹发生模块、惯导解算模块、旋转变换矩阵计算与更新模块、分布式信息融合模块等, 开展仿真实验。由于节点的增加只改变计算的复杂性和计算量, 所以在仿真过程中我们假设惯性网络由 3 个惯导节点构成。

3 个惯导节点采用不同精度的 IMU 作为测量装置。其中, 节点 cg 位于重心位置用于提供参考信息; 节点 i 、 j 分别位于两机翼上, 为了更好地体现出分布式信息融合算法的优越性, 在信息融合阶段, 节点 i 采用常规的卡尔曼滤波, 而节点 j 则采用分布式信息融合算法。为了模拟实际情况并得到有效的结论, 我们在节点 i 、 j 上人为添加了挠曲变形模块。

惯导节点 cg 和 i 的 IMU 采样频率为 50 Hz, 其误差源为: 陀螺常值漂移 $0.009^\circ/\text{h}$, 随机游走 $0.003^\circ/\text{h}/\sqrt{\text{Hz}}$; 加速度计偏差 $80 \mu\text{g}$, 白噪声 $25 \mu\text{g}/\sqrt{\text{Hz}}$ 。惯导节点 j 的 IMU 性能比节点 i 低一个数量级: 采样频率为 50 Hz, 陀螺漂移 $0.01^\circ/\text{h}$, 随机游走 $0.03^\circ/\text{h}/\sqrt{\text{Hz}}$, 加速度计偏差 800 。所有惯导节点的测量信息进行惯性测量融合后, 进行捷联惯导解算, 再开展导航状态融合解算。

载体飞行速度为 700 km/h, 在飞行过程中进行机动操作, 飞行运动轨迹变化如图 3 所示。

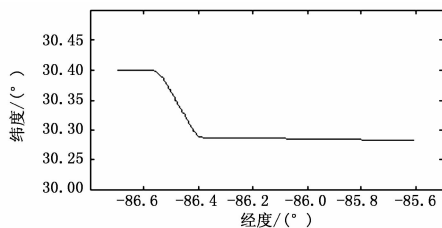


图 3 飞机运动轨迹

惯导节点在游动方位坐标系下进行捷联惯导解算, 得到惯性信息。令惯导节点 i 和 j 的状态量为 $X = [x_b, x_s]^T$, 其中 $x_b = [\delta p, \delta v, \delta \varphi]^T$ 为基本导航状态误差 (共 9 维), 即 3 维的位置、速度、姿态误差, x_s 为传感器误差状态 (共 6 维), 包含陀螺和加速度计的漂移误差。其观测量 Z 则包含 3 维位置残差、速度残差和姿态残差向量, $Z = Z_{i,j} - Z_{cg}$, 即 $Z = [\delta p, \delta v, \delta \varphi]^T$, 表示 i 、 j 节点所得的位置、速度、姿态信息和 cg 节点所得信息之差。

惯导节点计算所得的导航信息结果如图 4 所示, (a) 表示主节点 cg 导航计算得到的结果与实际惯性信息之差, (b) 和 (c) 则分别表示节点 i 、 j 经过融合算法之后得到的结果与真实值之差。图 5 表示节点 i 、 j 计算所得误差估计的均方差。图 4 和图 5 的各图中, 在开始和 300 s 附近会有一个小跳变, 这是因为那时飞机正在进行转弯, 由此导致了各相关参数的突然变化。

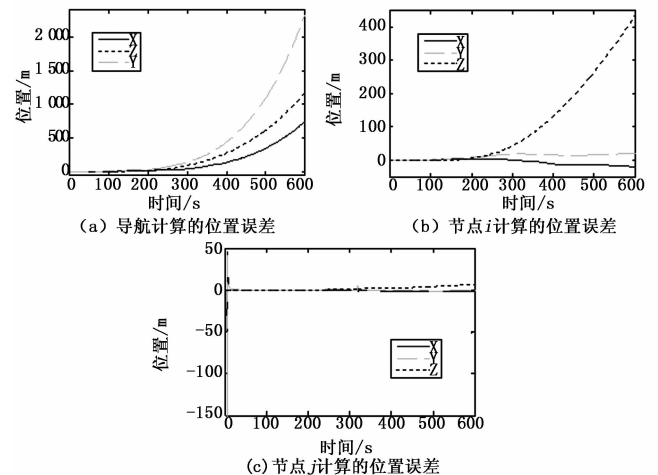


图 4 惯导节点的导航结果

由图 4 可以看出, 导航计算得到的位置误差可达到 2 000 m 以上, 如图 4 (a) 所示, 经过卡尔曼滤波处理所得到的位置误差为 400 m 左右, 如图 4 (b) 所示, 而采用分布式信息融合算法的节点 j , 其位置误差在 10 m 以下。

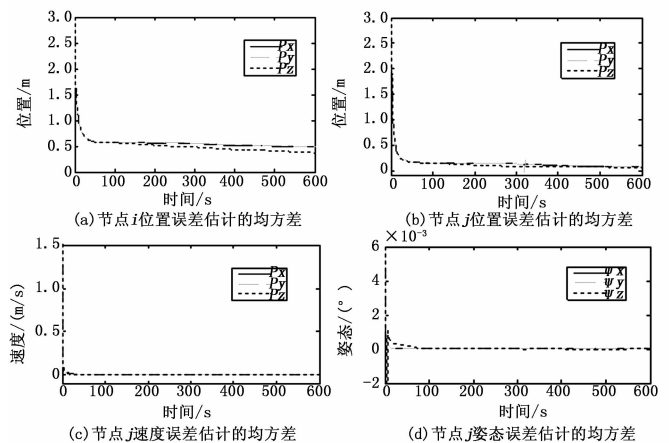


图 5 导航计算结果的均方差

对比图 5 (a) 与图 5 (b), 不难看出采用卡尔曼滤波的节点 i 在 x 和 y 方向位置精度为 0.5 m 左右, 而采用分布式信息融合的节点 j 在 x 和 y 方向位置精度则趋于 0 m, 同时节点 j 的速度精度和姿态精度也都趋于 0。

由此可知, 虽然惯导节点 j 比节点 i 的 IMU 在性能上要差一个数量级, 但是基于本文的分布式信息融合, 所得到的滤波估计值误差更小, 精度也更高, 与实际惯导误差吻合较好, 其性能优于传统的卡尔曼滤波。

(下转第 1867 页)

主 BC 正常时, 由主 BC 完成对整个电气系统的监控与管理, 备份计算机只是接收系统的状态信息进行处理, 同时监视主 BC 的工作状态, 但是并不对整个电气系统进行控制和管理; 即主 BC 正常时, 接收来自总线上的测量数据以及发送控制执行指令给飞行器执行控制器。同时通过总线接收遥控/遥测无线链路接收地面控制站的控制导航数据, 同时流通在总线上的飞行器电气系统的各类状态数据通过无线数据链传送给地面, BBC 只接收无线链路接收地面控制导航数据进行处理, 并不给遥控/遥测终端发送数据。

总线的切换依据主要来自电气综合系统的自检数据, 总线控制器工作方式为主热备份, 正常工作时, 由 FCC1 承担 BC 工作, FCC2 作为 BBC) 状态, 主 BC 负责总线通信工作, BBC 工作方式为主线监视器方式, 监听 BC 通信信息。每个分系统的自检数据通过总线传给主 BC、BBC, 主 BC、BBC 还要完成对系统主、备总线的状态检测以及自身工作状态的检测。而且主 BC 定时将系统状态及自身状态通内部通讯总线发送给备份 BC。

当主 BC 或总线出现故障时, 主 BC 发送故障字给 BBC, 通知 BBC 故障信息, BBC 则立即接管总线控制权, 并对主 BC 返回接管总线的成功信息, 主 BC 接到此信息后, 则退出对总线的控制权。

当主 BC 出现完全故障的情况时, 就不能将自检状态信息发给 BBC。当 FCC2 总线监听到 FCC1 故障时或固定时间内(几毫秒内)接收不到心跳信号时, 经过故障判断和处理, FCC2, 切断 FCC1, 接管 BC 的工作, 完成对整个电气系统的控制。

由于在整个系统的运行过程中, 即使是对主 BC 控制整个

系统, 但是 BBC 仍然接收地面站的遥控信息和整个航电系统的信息, 并对这些数据进行处理(整个处理过程和主 BC 完全相同), 只是不把处理的结果及控制发送到总线上。而这个发送过程是由一个单独的数据发送任务来完成, 如备份 BC 掌握总线控制权后, 就会释放该信息量使数据发送任务就绪运行, 这就保证了系统的平滑过渡和成功重构。

4 结束语

由于 1553B 总线有卓越的特性以及极高的可靠性, 在航空航天领域得到了越来越广泛的应用, 本文基于 1553B 总线高速平台的飞行器电气综合系统管理设计方法, 能够适应现代飞行器电气设备的发展要求, 具有很高的实时性和可靠性, 并且对于不同的系统设计, 只需要对逻辑控制做修改就可进行系统重新构建, 具有很强的可配置性。另外, 这种设计减少了外围电子元件的数量, 大大减小了系统的体积和重量, 适应电气综合系统构架的发展方向和潮流^[4]。

参考文献:

- [1] 熊华钢. 1553B 总线通信技术应用发展 [J]. 电子技术应用, 1997, 23 (8): 14-20.
- [2] 郭延源, 牛跃华, 王红光. 基于单片机的 1553B 总线数据交换设备设计 [J]. 计算机测量与控制, 2013, 21 (1): 195-196.
- [3] 徐贵贤. 1553B 总线简介及其实现 [J]. 通信技术, 2011, 44 (5): 166-167.
- [4] 吴建军, 濮思方, 严静妮, 等. 基于 CAN/LIN 总线的无人飞行器航电系统研究 [A]. 北京: 中国无人机大会 [C]. 2006: 495-503.
- [5] 熊华钢. 1553B 总线通信技术应用发展 [J]. 电子技术应用, 1997, 23 (8): 14-20.
- [6] Allerton D J, Jia H. Distributed data fusion algorithms for inertial network system [J]. IET Radar Sonar Navigation, 2008, 2 (1): 51-62.
- [7] Bancroft J B. Multiple IMU Integration for Vehicular Navigation [A]. Proceedings of ION GNSS 2009 [C]. The Institute of navigation, Savannah, GA, 2009: 1-13.
- [8] Bancroft J B, Lachapelle G. Data fusion algorithms for multiple inertial measurement units [J]. Sensors, 2011, 11: 6771-6798.
- [9] 崔平远, 郑黎方, 裴福俊. 车载 GPS/DR 组合导航系统自适应信息融合算法研究 [J]. 计算机测量与控制, 2007, 15 (12): 1807-1809.
- [10] Allerton D J, Jia H. Redundant Multi-mode Filter for a Navigation System [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2007, 43 (1): 371-391.
- [11] 刘锡祥, 徐晓苏, 王立辉. 基于 H ∞ 滤波的主/子惯导组合中挠曲变形补偿算法 [J]. 中国惯性技术学报, 2012, 20 (1): 74-78.
- [12] 柳爱利, 戴洪德. 基于惯性传感器输出匹配的舰船变形估计方法 [J]. 传感技术学报, 2011, 24 (1): 145-148.

(上接第 1855 页)

4 结论

本文给出了一种基于惯性网络的分布式信息融合算法。分析了惯性网络的结构构成, 设计了惯性测量阶段和惯性分段阶段的分布式信息融合算法。仿真结果表明, 采用本文所述的分布式信息融合算法, 可以充分利用惯性网络中各节点的信息, 提高惯导节点导航状态的估计精度, 同时, 也能提高整个惯性网络的性能和故障容错能力。

参考文献:

- [1] Kelly R T, Carlson N A, Berning S. Integrated inertial network [A]. Proceedings of IEEE PLANS 1994 [C]. Las Vegas, NV, 1994: 439-446.
- [2] Kaiser J, Beck G, Berning S. Vital advanced inertial network [A]. Proceedings of IEEE PLANS 1998 [C]. Palm Springs, CA, 1998: 61-68.
- [3] Shim D S, Yang C K. Optimal configuration of redundant inertial sensors for navigation and FDI performance [J]. Sensors, 2010,