

低成本 MIMU/编码器组合的高精度航姿系统

陈述奇¹,刘青峰¹,冉龙明²,李星海¹,肖祥能¹,黄勇¹

(1. 中国电子科技集团公司第26研究所,重庆400060;2. 中国人民解放军空军驻重庆地区军事代表室,重庆400060)

摘要:高精度惯性传感器的昂贵价格在一定程度上限制了惯性导航系统的进一步推广应用,根据某型雷达车的需要,该文提出了一种低成本微型惯性测量单元(MIMU)/编码器组合的高精度航姿系统的结构与方案,并给出了初始对准和组合导航系统的数学模型,初始航向对准通过接收挠性陀螺寻北仪的寻北结果来完成,考虑到雷达车的工作方式,扣除杆臂效应后,2个速度误差观测量和3个位置误差观测量都为0,采用卡尔曼(Kalman)滤波将捷联惯导解算和航向编码器数据进行信息融合,得到对载体导航参数的最优估计。设计了工程样机,并进行了实验室测试与用户工程使用测试,结果表明,静态下产品的俯仰 $\leq 0.015^\circ$,滚动 $\leq 0.015^\circ$;动态下产品的俯仰 $\leq 0.025^\circ(1\sigma)$,滚动 $\leq 0.025^\circ(1\sigma)$ 。

关键词:微型惯性测量单元(MIMU);捷联惯导;卡尔曼滤波

中图分类号:U666.1 **文献标识码:**A

Design and Test of Low-Cost MIMU/Encoder Integrated Precision Attitude Heading Reference System

CHEN Shuqi¹, LIU Qingfeng¹, RAN Longming², LI Xinghai¹, XIAO Xiangneng¹, HUANG Yong¹

(1. 26th Institute of China Electronics Technology Group Corporation, Chongqing 400060, China;

2. Military Delegate Office of Air Force in Chongqing Area, Chongqing 400060, China)

Abstract: Since the high precision inertial sensor is very expensive, the application and dissemination of the inertial navigation system have been limited to a certain extent. For this reason, a structure and scheme of a low-cost micro inertial measurement unit (MIMU)/Encoder integrated precision attitude heading reference system suitable for the practical applications of some radar vehicles has been proposed in this work. The mathematic models of the initial alignment and the integrated attitude heading reference system have established. The initial heading alignment was carried out by receiving the north-seeking results of the flexible gyroscope north-seeker. By considering the working mode, the two velocity error observed quantities and the three position error observed quantities of Kalman filter were 0 after deducting the lever-arm effect. The information fusion of the strapdown inertial navigation resolution and the data of the heading encoder was carried out by the Kalman filtering, thus the optimal estimation of the carrier navigation parameters has been obtained. A practical prototype has been designed and fabricated, and has been tested in laboratory and in the user's working site. The results showed that the pitch precision and the roll precision of the prototype was equal to or less than 0.015° and 0.015° respectively in the static state; the pitch precision and the roll precision of the prototype was equal to or less than $0.025^\circ(1\sigma)$ and $0.025^\circ(1\sigma)$ respectively in the dynamic state.

Key words: micor inertial measurement unit(MIMU); inertial navigation; Kalman filter

0 引言

由于受惯性传感器成本的影响,传统惯性导航系统的应用受到一定限制。近十几年来,随着微电子技术、光电技术和微机械技术的发展,微机电系统

(MEMS)惯性器件也随之迅速发展起来,这为降低惯性导航系统的成本带来新契机。利用3个MEMS陀螺和3个石英挠性加速度计可构成微型惯性测量单元(MIMU),这种MIMU具有成本低,

收稿日期:2012-02-02

作者简介:陈述奇(1977-),男,重庆人,工程师,硕士,主要从事惯性导航系统、组合导航系统研究。E-mail: chenshuqi24@163.com。刘青峰(1982-),男,硕士,主要从事初始对准,惯性导航系统研究。E-mail: liuqingfeng12@163.com。

体积小,质量轻,功耗小,寿命长,稳定性好,可靠性高和环境适应能力强等特性,是今后惯性技术的主要发展方向之一。目前,MIMU 存在的主要问题是测量精度不高,而惯性导航系统在本质上利用了航位推算原理,其积分运算将使导航误差迅速积累,从而不能满足长时间工作的高精度导航系统的指标要求。组合导航是目前解决 MIMU 导航误差随时间积累的一种行之有效的主要手段。

组合导航的方式有多种,如 MIMU 与磁航向组合导航、MIMU 与 GPS 组合导航等。本文的车载环境为车工作时只做旋转和摇晃运动,没有前进速度,车上有一个天向轴的编码器,能测量车绕天向轴的旋转相对角度。基于这个特定的环境,本文提出了一种低成本 MIMU/编码器组合高精度航姿系统的结构与方案,并设计了低成本组合航姿系统工程样机,最后对所设计的工程样机进行了实验室验证与用户工程使用验证。

1 系统结构与硬件设计

低成本 MIMU/编码器组合高精度航姿系统工程样机的硬件结构如图 1 所示。

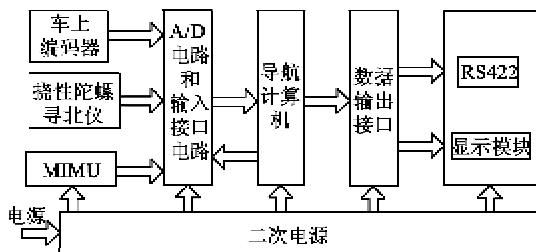


图 1 系统硬件结构

所选的 MIMU 是一种低成本微型惯性测量单元,由 3 只 MEMS 陀螺仪和 3 只石英挠性加速度计

$$C_n^b = \begin{bmatrix} \cos \gamma \cos \alpha + \sin \gamma \sin \theta \sin \alpha & -\cos \gamma \sin \alpha + \sin \gamma \sin \theta \cos \alpha & -\sin \gamma \cos \theta \\ \cos \theta \sin \alpha & \cos \theta \cos \alpha & \sin \theta \\ \sin \gamma \cos \alpha - \cos \gamma \sin \theta \sin \alpha & -\sin \gamma \sin \alpha - \cos \gamma \sin \theta \cos \alpha & \cos \theta \cos \gamma \end{bmatrix} \quad (1)$$

加速度计测量输出的坐标转换关系为

$$a^b = C_n^b g^n \quad (2)$$

式中 $a^b = [a_x \ a_y \ a_z]^T$ 为加速度计 x, y 和 z 轴的平均比力测量输出; $g^n = [0 \ 0 \ -g]^T$,其中 g 为重力加速度。

展开取第一、二分量得 $a_x = g \sin \gamma \cos \theta, a_y = -g \sin \theta$,俯仰角和横滚角主值计算式:

$$\theta = -\arcsin(a_y/g) \quad (3)$$

构成,可用于测量载体角速度信息和比力信息。A/D 电路主要完成 MIMU 的模数转换。显示模块主要对导航结果和导航状态进行显示。导航计算机主要完成 MIMU 和编码器数据的采集及预处理、捷联惯性导航系统的初始对准和力学编排计算、MIMU/编码器组合导航计算、系统导航结果的发送等功能。上位机、寻北仪和编码器通过 RS422 串口与导航计算机相连接,并与之进行通信和数据交换。

2 初始对准的基本原理

初始对准的目的是在载车静止的情况下确定载车的初始姿态角和航向角,进而得出初始的姿态矩阵。导航坐标系与载体坐标系的相互关系如图 2 所示。

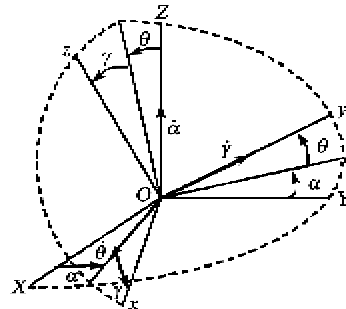


图 2 导航坐标系与载体坐标系的相互关系

载体坐标系 xyz 可由导航坐标系 XYZ 按如图 3 所示顺序的 3 次转动得到,转动过程如图 2、3 所示。图中 α, θ 和 γ 分别为偏航角、俯仰角和滚转角。

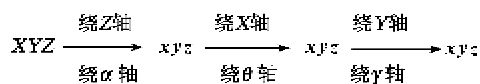


图 3 坐标转换过程

由转动变换过程可得出载体坐标系与导航坐标系间的关系,用方向余弦阵表示为

$$\gamma = \arcsin\left(\frac{a_x}{g \cos \theta}\right) \quad (4)$$

通过接收寻北仪的寻北结果 α 便可由式(1)求出姿态矩阵。

3 组合导航模型

卡尔曼滤波算法的系统方程由状态方程和观测方程组成,可表示为:

$$\begin{cases} \dot{X}(t) = F(t)X(t) + G(t)w(t) \\ Z(t) = H(t)X(t) + v(t) \end{cases} \quad (5)$$

式中： $X(t)$ 为系统的18阶状态变量，分别是3个速度误差变量、3个位置误差变量、3个姿态误差变量、3个陀螺漂移变量、3个加速度计零偏变量和3个陀螺比例系数变量，即 $X(t) = [\delta V_E \ \delta V_N \ \delta V_U \ \delta L \ \delta \lambda \ \delta h \ \delta \varphi_E \ \delta \varphi_N \ \delta \varphi_U \ \varepsilon_x \ \varepsilon_y \ \varepsilon_z \ \nabla_x \ \nabla_y \ \nabla_z \ \Delta M_{ge} \ \Delta M_{gn} \ \Delta M_{gu}]^T$ ； $Z(t)$ 为系统的观测向量，分别是2个速度误差观测量、3个位置误差观测量和方位误差观测量； $w(t)$ 为系统噪声； $v(t)$ 为观测噪声； $F(t)$ 、 $G(t)$ 和 $H(t)$ 为相应维数的矩阵。

卡尔曼滤波的状态方程和观测方程的离散形式为：

$$\begin{cases} X_{k+1} = \Phi_{k+1,k} X_k + W_k \\ Z_{k+1} = H_{k+1} X_{k+1} + V_{k+1} \end{cases} \quad (6)$$

对系统的离散方程可利用如下的卡尔曼滤波算法来求解状态变量 X_k 的估计 \hat{X}_k ：

状态一步预测方程：

$$\hat{X}_{k+1/k} = \Phi_{k+1,k} \hat{X}_k \quad (7)$$

状态估计方程：

$$\hat{X}_{k+1} = \hat{X}_{k+1/k} + K_{k+1} (Z_{k+1} - H_{k+1} \hat{X}_{k+1/k}) \quad (8)$$

滤波增益方程：

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

一步预测均方误差方程：

$$P_{k+1/k} = \Phi_{k+1,k} P_k \Phi_{k+1,k}^T + Q_k \quad (10)$$

估计均方误差方程为：

$$P_{k+1} = (I - K_{k+1} H_{k+1}) P_{k+1/k} \quad (11)$$

这就是卡尔曼滤波的递推方程。式(7)~(11)不断利用观测数据校正噪声统计特性与模型参数，从而很好地保证了正常的滤波计算^[1-2]。

在本文中的车载环境下，扣除杆臂效应后，可以认为2个速度误差观测量都为0，3个位置误差观测量都为0，即：

$$Z = \begin{bmatrix} 0_{5 \times 1} \\ \psi_B - \psi_I \end{bmatrix} \quad (12)$$

式中： ψ_B 为车上编码器输出的航向角； ψ_I 为捷联惯导系统输出的航向角。

4 试验结果及分析

4.1 实验室测试

大理石平台上静态测试，测试时间60 min，大理石平台为水平面，所以俯仰和滚动的基准值为0°，倾角测量装置俯仰和滚动输出曲线如图4所示。

经过计算俯仰和滚动绝对精度分别为0.014°、0.015°。

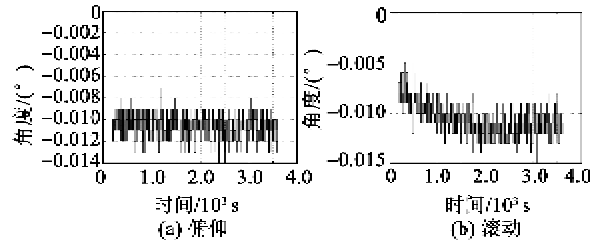


图4 倾角测量装置俯仰和滚动输出曲线(静态测试)

在转台上进行动态测试，俯仰和滚动轴分别进行正弦测试，摇摆幅度为6°，频率为0.1 Hz，系统实时输出的俯仰和滚动角分别与转台实时的俯仰和滚动角相减后，得到的误差曲线如图5所示。经过计算俯仰和滚动的精度均为0.022°(1σ)。

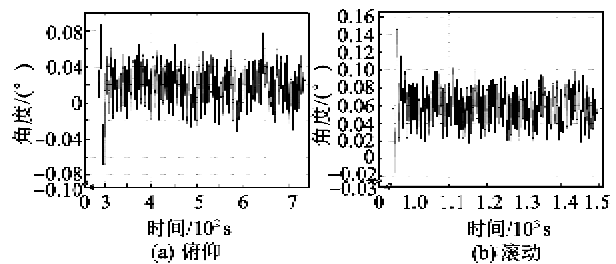


图5 倾角测量装置俯仰和滚动误差曲线(动态摇摆测试)

倾角测量装置相对于水平面倾1°，转动天向轴转动速率为2.5(°)/s，倾角测量装置的俯仰和滚动输出曲线如图6所示。在航向相同的位置点上，取出的数据如表1所示。

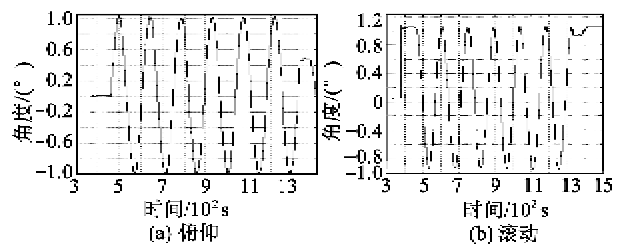


图6 倾角测量装置俯仰和滚动输出曲线(转天向轴)

表1 航向相同的位置点上取出的数据

航向/(°)	俯仰/(°)	滚动/(°)
90.000	0.013	1.059
90.017	0.005	1.066
90.017	0.015	1.047
90.016	0.018	1.052
90.016	0.023	1.063
89.991	0.012	1.055

经过计算，俯仰和滚动的精度分别为0.010 5°

$(1\sigma), 0.007 1^\circ(1\sigma)$ 。

4.2 用户现场测试

在用户现场进行了倾角测量装置相对于水平面倾 1° 的俯仰和滚动动态测试,天向轴转动速率为 $\pm 10^\circ/s, \pm 5^\circ/s, \pm 3^\circ/s$,倾角测量装置的俯仰和滚动输出曲线如图 7 所示。在航向相同的位置点上,取出的数据如表 2 所示。经过计算可得,俯仰和滚动的精度分别为 $0.013 3^\circ(1\sigma), 0.012 4^\circ(1\sigma)$ 。

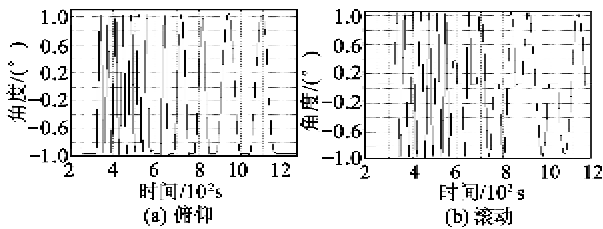


图 7 倾角测量装置俯仰和滚动输出曲线 (用户现场测试)

表 2 航向相同的位置点上取出的数据

航向/ $^\circ$	俯仰/ $^\circ$	滚动/ $^\circ$
90.011	-0.962	0.059
90.104	-0.968	0.056
90.099	-0.951	0.050
90.093	-0.971	0.061
90.104	-0.963	0.054
90.082	-0.935	0.041

5 结束语

通过试验数据分析与用户工程使用数据分析,验证了低成本 MIMU/编码器组合的车载高精度导航系统方案的可行性及算法的正确性。产品满足某型雷达车的测量要求,并已成功装备于该系统。

参考文献:

[1] 秦永元,张洪钺,吕叔华. 卡尔曼滤波与组合导航原理[J]. 西安:西北工业大学出版社,1998.
 [2] 李星海,胡旭伯,蔡体菁,等. 火控平台用小型组合航姿仪[J]. 惯性学报,2008,16(2):33-35.

(上接第 339 页)

[3] VENTURA P, SOLAL M, et al. A global optimization procedure for spudt filters[J]. IEEE Ultrason Symp Proc, 1993, 1: 5-8.
 [4] SOLAL M, DUFILIE P, VENTURA P. Innovative SPUDT based structures for mobile radio applications[J]. IEEE Ultrason Symp Proc, 1994, 1: 17-22.
 [5] DUFILIE P, SOLAL M, et al. Balanced drive distributed acoustic reflection transducer structure[J]. IEEE

Ultrason Symp Proc, 1997, 1: 27-31.

[6] SOLAL M, HODE J M. A new compact saw low loss filter for mobile radio[J]. IEEE Ultrason Symp Proc, 1993, 1: 105-109.
 [7] MORGAN D P. Reflective array method for analysis and design of weighted DART transducers and filters[J]. IEEE Ultras Symp, 1995, 1: 133-137.
 [8] MORGAN D P. Reflective array modeling for SAW transducers[J]. IEEE Ultras Symp, 1995, 1: 215-220.

(上接第 367 页)

3 结束语

捷联惯性系统由于其成本低,体积小,可靠性高,得到了越来越广泛的应用。捷联惯性系统中的仪表组件之一的 MEMS 陀螺仪通过合理的封装,对于冲击载荷有很好的适应性;另一个组件石英加速度计,在高重力加速度作用下,对于系统的影响较大。该文从安装仪表组件的框架隔冲入手,通过增加一个基座、一个压板和两块阻尼橡胶,使仪表组件经受的冲击载荷明显减少,整个捷联惯性系统在冲

击载荷下的性能较以前的结构形式有明显的提高。另外,通过设计保证框架的传感器的正交布局,对于捷联惯性系统的性能有一定的帮助。

参考文献:

[1] 陈艳,孟丽娜. 石英微机械陀螺封装抗高 g 值冲击有限元分析[J]. 仪表技术与传感器,2009(增刊 1):51.
 [2] 邱成彬. 电子设备结构设计原理[M]. 南京:东南大学出版社,2005.
 [3] 邓宏论. 石英振梁加速度计概述[J]. 战术导弹控制技术,2004,4:52.