文章编号: 1001- 2486(2003) 03- 0104- 05

激光陀螺 SINS/GPS 组合导航车载试验系统*

李 涛, 吴美平, 江 明, 庹洲慧
(国防科技大学机电工程与电动化学院, 湖南 长沙 410073)

摘 要: SINS/GPS 组合导航系统已经应用于许多不同的领域。介绍一种已经进入试验阶段的低成本激光陀螺 SINS/GPS 组合导航系统。根据系统的硬件结构, 设计实现了与实际系统相匹配的组合导航滤波器, 根据车载试验的结果, 着重分析了系统车载试验中不同导航模式对系统性能的影响, 最后给出了一些有益的结论。

关键词: 激光陀螺; SINS; GPS; 组合导航; Kalman 滤波
中图分类号: V241.5+ 58 文献标识码: B

A Laser Gyro-SINS/GPS Integrated Navigation System for Field-test

LI Tao, WU Mei-ping, JIANG Ming, TUO Zhou-hui
(College of Mechatronics Engineering and Automation, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: The SINS/GPS integrated navigation system has been used in many fields. A low-cost laser gyro SINS/GPS integrated navigation system is introduced. According to the system's hardware-structure, the filter suitable for the integrated navigation system is designed and implemented. Based on the field-test results, the performance and accuracy of the system are compared and analyzed in various navigation modes. Some useful conclusions are given finally.

Key words: laser gyro; SINS; GPS; integrated navigation; Kalman filter

捷联惯性导航系统(SINS)因能够提供高速率的全导航信息(3 维位置、3 维速度、3 维姿态)以及完全的自主性, 已经得到广泛应用。但由于惯性器件存在误差, 使得惯性导航系统的导航定位误差随时间积累。GPS 卫星定位系统是一种天基的无线电多边导航系统, 它可以在全球范围内、高精度、实时、连续地为用户提供三维的位置、速度信息, 但存在刷新频率慢和易产生遮挡等缺点。SINS/GPS 组合导航系统由于综合了 SINS 捷联惯性导航系统和 GPS 全球定位系统两类系统的优点, 并且克服了各自的缺点, 因而构成了一种性能优良的组合导航方式。

本文介绍了一个正在研制的激光陀螺 SINS/GPS 组合导航系统。目前, 工程样机已经研制成功, 并进行了实地的跑车试验。本文在简单介绍了系统软硬件组成的基础上, 给出了和实际系统相匹配的组合导航滤波器设计, 着重分析了系统车载试验中不同导航模式(纯惯性导航、标准 Kalman 滤波以及简单衰减记忆自适应滤波)对系统性能的影响, 最后给出了一些有益的结论和有待改进之处。

1 系统硬件结构

整个系统硬件结构与关系如图 1 所示。其中, IMU 单元由 3 个激光陀螺、3 个石英挠性加速度表、组合框架及配套电路构成。激光陀螺及加速度表的性能见表 1。转动机构由传动装置、驱动电机零位锁紧装置等组成。其功能是实现 IMU 相对基座沿方位轴转动和准确

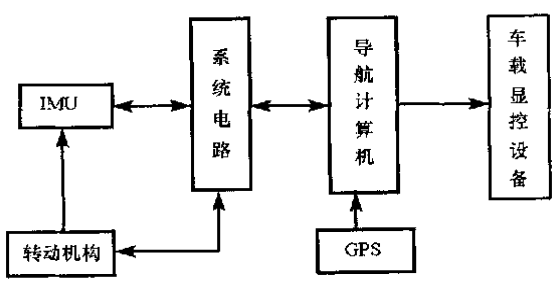


图 1 组合导航系统硬件结构
Fig. 1 Hardware structure of system

* 收稿日期: 2002- 12- 15
作者简介: 李涛(1973—), 男, 博士生。

回零。

GPS 接收机选用 Rockwell 公司的 Jupiter GPS 接收板, 其性能参数见表 2。

系统电路主要包括陀螺控制电路、数据采集电路、转动机构控制电路。主要用于完成对陀螺的稳定控制、陀螺加表的数据采集以及转动机构控制。

导航计算机用于完成惯性传感器及 GPS 接收机的数据采集; 完成惯性导航算法, 包括寻北、姿态解算及速度、位置计算; 完成 SINS/GPS 组合导航算法, 并对惯导解算进行误差校正。导航计算机选用 PC104 标准的 CoreModule™/486DX, 其处理器为 66MHz 的 486DX。

车载显控设备用于显示系统的计算结果及状态监控。

表 **1**　陀螺加表主要性能指标

Tab. 1　Performance of gyros and accelerators

陀螺参数项	陀螺参数值	加表参数项	加表参数值
测量范围	±400°/s	测量范围	±10g
零偏稳定性	0.1°/h(1σ)	零偏稳定性	$\pm 5\times 10^{-3}$g
零偏重复性	0.1°/h(1σ)	线性度	0.05%
随机漂移	≤0.05°/h(1σ)	交叉耦合	$\pm 1.5\times 10^{-4}$g

表 **2**　**Jupiter GPS** 接收板主要性能指标

Tab. 2　Performance of Jupiter GPS receiver

结构	并行 12 通道, L1 波段, C/A 码
动态性能	速度 515m/s, 加速度 6*g*
定位精度	小于 25m(无 SA 时), 小于 100m2dRMS (有 SA 时)
输出信息	NMEA-0183 标准, TTL 接口

2　系统软件结构

系统的软件包括通信与管理模块和应用模块。软件结构见图 2。

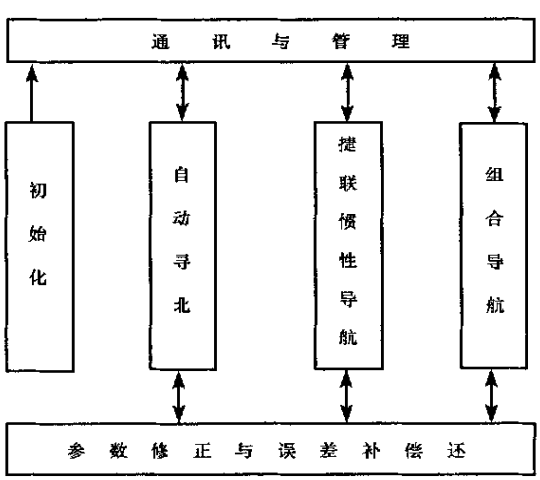


图 2　组合导航系统软件结构

Fig. 2　Software structure of system

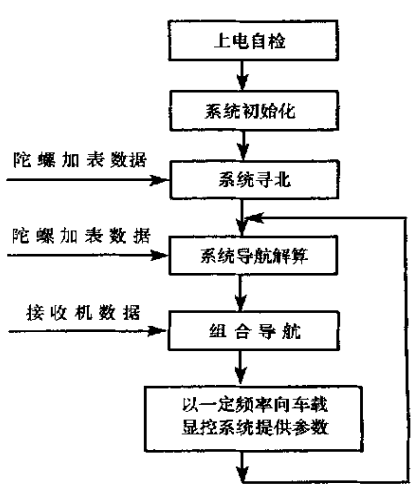


图 3　捷联系统工作流程图

Fig. 3　Flow chart of SINS

通信与管理模块完成系统中断服务程序管理、系统运行控制和资源管理, 同时监控各硬件分系统的状态, 判断各部分是否正常工作, 对系统进行故障诊断、定位与重组, 以便在相应的导航模式下平滑切换。通信模块用于硬件数据采集以及各应用模块之间的数据通信。

初始化模块完成系统硬件初始化,陀螺和加速度计的误差修正参数装订,惯性导航在线参数计算,接收机首次定位获取,组合导航初始参数装订等。

自动寻北模块通过控制多位置转动,确定系统的航向基准和姿态调平。其中水平姿态角对准采用加速度计对地球重力的敏感值进行统计测定;方位角对准采用多位置(四位置)寻北算法。并将寻北结果传递给惯性导航模块。

捷联惯导计算模块用于根据IMU的采样信号进行导航解算。实时给出载体的位置、速度、航向与姿态信息。惯导解算首先根据装订的陀螺和加速度计的误差修正参数,对陀螺和加速度计的数据进行补偿,在此基础上进行惯性导航解算。导航解算中对于姿态四元素采用等效转动矢量双子样迭代算法,同时给出捷联姿态矩阵和对应的姿态角。位置解算采用四阶龙科库塔积分算法,给出经度、纬度、高度和北向、天向、东向的速度值。

GPS组合导航模块根据捷联系统的导航参数和GPS的定位输出信息,采用Kalman滤波器实现SINS/GPS组合导航。滤波算法用户可以选择使用标准Kalman滤波算法或者衰减记忆滤波算法。

参数修正与误差补偿模块用于根据给定的捷联系统标定误差参数对系统进行修正。同时根据组合导航系统计算的导航参数误差,对捷联系统的导航参数进行校正,校正采用输出校正。系统工作流程如图3所示。

3 组合导航算法

测试表明,所用GPS接收机定位精度良好,测速精度太差,因此组合导航只采用位置组合。考虑到导航计算机的计算能力,组合导航滤波器只能是次优的降阶滤波器。这里Kalman滤波器的状态取为由3个姿态角误差、3个速度误差、3个位置误差、3个陀螺随机漂移以及3个加速度计零偏共15个状态组成,因此组合导航滤波器的状态为:

$$\boldsymbol{X}(t)=[\ \phi_E,\ \phi_N,\ \phi_U,\ \delta V_E,\ \delta V_N,\ \delta V_U,\ \delta L,\ \delta\lambda,\ \delta H,\ d_{0x},\ d_{0y},\ d_{0z},\ b_x,\ b_y,\ b_z\ ]^{\mathrm{T}}$$

这里,ϕ_E, ϕ_N, ϕ_U 为平台误差角;δV_E, δV_N, δV_U 为速度误差;δL, $\delta\lambda$, δH 为位置误差;d_{0x}, d_{0y}, d_{0z} 为陀螺随机漂移;b_x, b_y, b_z 为加表零偏。

研究表明[4],在一般情况下(非特殊运动),上述系统状态完全可观。但在可观测度上,陀螺漂移最差,而位置速度最好;并且位置组合与位置速度组合相比,速度精度只是稍微降低,并不影响系统的客观性。系统方程[1,2]

$$\dot{X}(t)=F(t)X(t)+G(t)W(t)$$

观测方程以惯性导航和接收机的位置残差作为观测量,即为:

$$\boldsymbol{Z}(t)=\boldsymbol{H}\boldsymbol{X}+\boldsymbol{V}$$

$$\boldsymbol{Z}(t)=\begin{pmatrix}L_i-L_g\\ \lambda_i-\lambda_g\\ H_i-H_g\end{pmatrix}$$

$$\boldsymbol{H}=[\ \boldsymbol{O}_{3*3}\quad \boldsymbol{O}_{3*3}\quad \boldsymbol{I}_{3*3}\quad \boldsymbol{O}_{3*3}\quad \boldsymbol{O}_{3*3}\ ]。$$

这里,$(L_i,\ \lambda_i,\ H_i)$ 为惯性导航位置,$(L_g,\ \lambda_g,\ h_g)$ 为GPS的位置,$\boldsymbol{V}$ 为测量白噪声。

对于惯性导航和GPS的时序同步,由于地面车辆运动速度不大,因此忽略IMU数据和GPS数据的传输延迟,以及GPS的1PPS脉冲和IMU测量脉冲之间的时间差,即认为1PPS脉冲和最靠近它的IMU测量脉冲准同步。

4 外场车载实验

系统外场试验的目的主要是比较惯性导航和组合导航的性能以及验证在实际情况下的各种组合导航算法的性能。由于实验条件有限,对定位精度估计只能依赖于闭合路径,即选择在不同时间点上的同一地点进行位置比较,这时位置差就是定位误差;速度精度只能在零速情况下检验,即零速下系统输出

即为速度误差; 同时姿态中 2 个水平误差角无法做精确比较, 方位角可以使用陀螺经纬仪来进行精确测量, 大略的水平姿态角的相对比较, 可以在同一地点不同时间上进行测量求差获得, 但其精度相当有限。

考虑到上述情况, 选择我校南大门内到俱乐部前的环路作为试验路径。该路径周围无遮拦物, 适合于进行组合导航试验。具体路径见图 4。试验车环绕路线运行 6 圈。

开始试验时, 将实验车开到指定地点, 惯导系统进行寻北, 寻北结果作为惯性导航和组合导航系统的姿态的初始参数; GPS 接收机定位, 定位结果作为惯性导航和组合导航系统的位置的初始参数; 初始的速度参数为零。之后, 系统进入组合导航模式。组合导航初始参数见表 3。

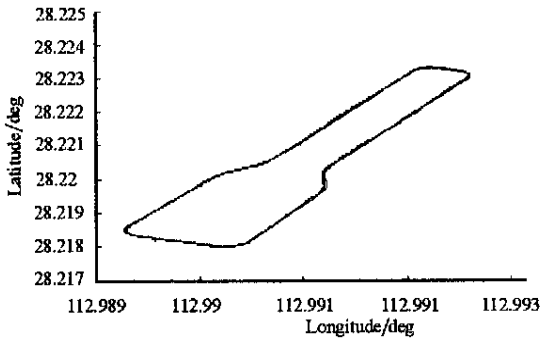


图 4　实验运行路线

Fig. 4　Route of experiment

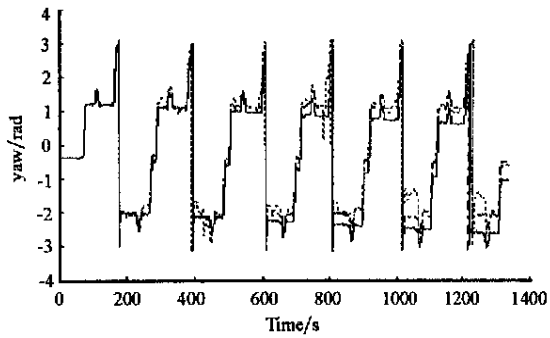


图 5　方位角比较

Fig. 5　Comparison of azimuth

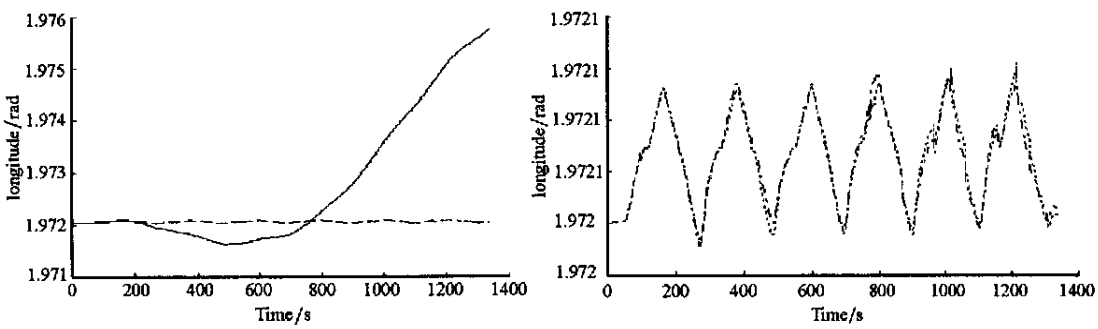


图 6　经度方向定位比较

Fig. 6　Comparison of longitude

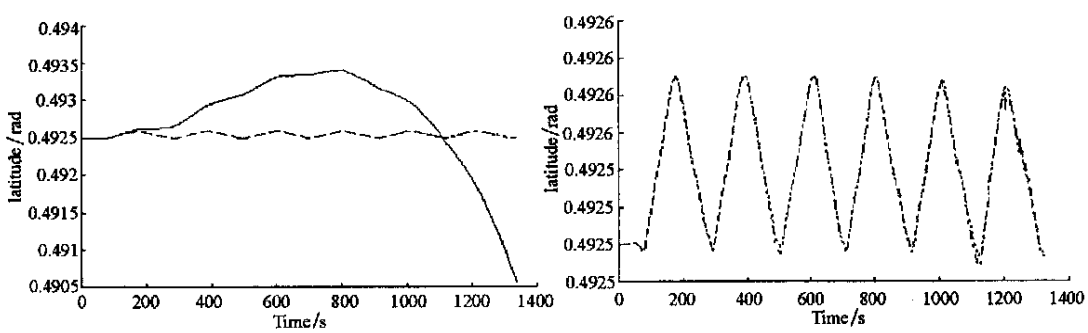


图 7　纬度方向定位比较

Fig. 7　Comparison of latitude

试验中分别比较惯性导航、标准 Kalman 滤波输出校正以及衰减记忆 Kalman 滤波(衰减系数取 1. 2) 输出校正三种算法的性能。图 5 给出了 3 种算法的方位角比较, 图 6 给出了沿经度方向上的定位结果, 图 7 给出了沿纬度方向上的定位结果, 图 8 给出了沿高度方向上的定位结果。其中实线为纯惯性导航结果, 点划线为标准 Kalman 滤波输出校正结果, 点线为衰减记忆 Kalman 滤波输出校正结果。车载试验中由于无法得到陀螺和加表的准确值以及陀螺漂移和加表零偏的准确值, 同时由于激光陀螺漂移随环

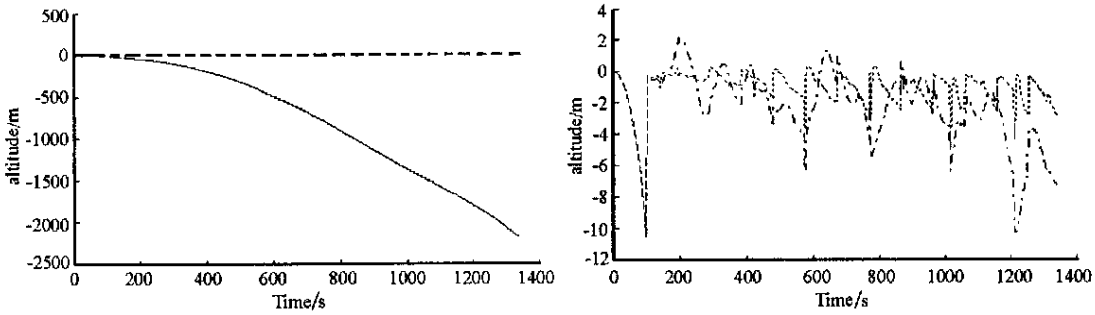


图 8 高度方向定位比较

Fig. 8 Comparison of altitude

境温度变化,因此这里没有给出陀螺漂移和加表零偏的估计。

可以看出,纯惯性导航的方位角误差随时间有明显的漂移,而其定位误差随时间变化剧烈,这里影响定位精度的因素是多方面的,如系统在线标定误差,初始参数误差,激光陀螺漂移随环境温度变化等。组合导航对定位误差有明显的改进作用。但由于观测的位置残差对姿态误差只有很小的观测度,因此对方位误差不能准确估计。具体的数值结果(1342s 时)见表 4。

表 **3** 组合导航参数表

Tab. 3 Parameters of integrated navigation

初始位置(经纬度(deg),高度(m))	112.989583, 28.218157, 0
初始速度(东北天)(m/s)	0, 0, 0
初始姿态(航向,俯仰,滚动)(deg)	- 0.364616, - 0.002860, 0.014730
加速度计白噪声标准差(m/s^2)	0.001
陀螺白噪声标准差(deg/h)	0.1
GPS 接收机位置测量白噪声标准差(m)	25

表 **4** 算法精度比较

Tab. 4 Comparison of algorithm

	惯性导航	标准 Kalman 滤波	衰减记忆 Kalman 滤波
定位精度	20.473 km	20.7m	9.7m
速率精度	75.40m/s	0.42m/s	0.24m/s

5 结论

根据上述实验结果,可以得到以下几个结论及改进的途径。

单纯的惯性导航精度比较差。其原因是多方面的,包括初始参数误差(寻北精度,位置精度等)、重力计算误差,以及器件误差等等。值得注意的是,加速度计测量误差是一个主要的误差源。

采用组合导航对系统精度的提高是很明显的。它可以提供高速率高精度的定位参数,而且,在噪声特性不准确的情况下,简单的衰减记忆自适应滤波可以在不增加计算负担的情况下提高估计性能。

参 考 文 献:

[1] 袁信,俞济祥,陈哲. 导航系统[M]. 北京:航空工业出版社,1993.

[2] 袁建平,方群,郑谔. GPS 在飞行器定位导航中得应用[M]. 西安:西北工业大学出版社,2000.

[3] Divakarunl S P. Lasor Gyro-GPS Integrated Navigation System[S]. IEEE PLANS 4-7, 1986.

[4] 吴美平. 陆用激光陀螺捷联惯导系统误差补偿技术研究[D]. 国防科技大学,2000.