

基于光纤陀螺捷联惯导的载体位姿精密测量

冯小勇 王前学 李辉芬 钟明飞 程 龙

中国卫星海上测控部, 江苏 江阴 214431

摘要 针对大型特种载体位姿测量系统结构复杂、可靠性差、成本高的问题, 基于光纤陀螺 (FOG) 捷联惯导系统 (SINS), 采用卫星、天文 2 级组合导航, 提出了实现载体导航信息精密测量的新方法, 给出了组合导航系统的滤波结构、误差方程、数学模型。数据分析与精度评估的结果表明, 采用小型化、高可靠性、低成本的 FOG SINS 的组合导航方法能够实现载体速度、位姿的精密测量。基于 FOG SINS 的载体位姿的精密测量方法是实现导航低成本、高性能的一种有效途径。

关键词 测量; 光纤陀螺; 捷联惯导系统; 最优估计

中图分类号 TP212.1; TN249; U666.1 **文献标识码** A

doi: 10.3788/AOS201636.1012001

Precise Measurement of Carrier Position and Attitude Based on Fiber Optic Gyroscope Strap-Down Inertial Navigation System

Feng Xiaoyong Wang Qianxue Li Huifen Zhong Mingfei Cheng Long

China Satellite Maritime Tracking and Controlling Department, Jiangyin, Jiangsu 214431, China

Abstract Aiming at the complex structure, poor reliability and high cost of the large special carrier position and attitude measurement system, a new method for precise measurement of carrier navigation information is proposed by using the two-level integrated navigation of satellite navigation and celestial navigation based on the fiber optic gyroscope (FOG) strap-down inertial navigation system (SINS). The filtering structure, error equation and mathematical model of the integrated navigation system are presented. The results of data analysis and accuracy assessment show that the integrated navigation method, based on FOG SINS with small size, high reliability and low cost, can achieve the precise measurement of carrier velocity, position and attitude. The precise measurement method of carrier position and attitude based on FOG SINS is an effective way to realize low cost and high performance of navigation.

Key words measurement; fiber optic gyroscope; strap-down inertial navigation system; optimal estimate

OCIS codes 120.1880; 060.2800; 230.0250; 350.1260

1 引 言

关于光纤陀螺 (FOG)、捷联惯导、卫星导航、天文导航、组合导航等问题, 国内外都有大量广泛而深入的研究。构建基于 FOG 捷联惯导的载体位姿精密测量方法, 其核心问题是: 如何利用中低精度的 FOG 捷联惯导满足中高精度的导航要求。

FOG 与激光陀螺 (RLG) 相比, 除了具有 RLG 所具有的全部优点外, 最大的优点是成本低、体积小、重量轻。美国是全球率先研究 FOG 的国家。1990 年后, 其干涉型光纤陀螺 (IFOG) 的偏置稳定性为 $0.01 \sim 0.003(^{\circ})/h$ 、随机噪声优于 $0.005(^{\circ})/h$ 、标度因数稳定性优于 50×10^{-6} 。2000 年后, FOG 的零偏稳定性为 $0.00023(^{\circ})/h$ 、角随机游走为 $0.00009(^{\circ})/h^{1/2}$ 、标度因数为 $0.3 \times 10^{-6} [1-2]$ 。

收稿日期: 2016-03-28; **收到修改稿日期:** 2016-05-30

基金项目: 总装备部重点试验技术研究项目

作者简介: 冯小勇 (1965—), 男, 学士, 高级工程师, 主要从事光学测量、船位测量、船姿测量、变形测量等总体技术方面的研究。E-mail: fxxxxxy@126.com

国内市场目前可供购买的由诺斯罗普·格鲁曼公司(Northrop-Grumman)生产的战术级惯性单元IMU-ISA-100C,采用的惯性元件为闭环光纤陀螺仪、微机电系统加速度计。诺瓦泰公司(NovAtel)卫星导航(GNSS)采用紧耦合方式时动态精度可达:航向 0.010° 、纵摇 0.007° 、横摇 0.007° 。目前国内同类导航产品中NovAtel-GNSS的精度比较高,但还是不能满足对位姿精密测量的要求。

为实现车载惯导系统(INS)全天时不间断航向误差校准,车载光学测量电视系统中白天测星数量偏少的问题已解决。在光学设备镜头口径为180 mm、焦距为3000 mm的情况下,白天可以探测的恒星星等大于等于4.50,恒星数量大于等于250颗。白天可以探测的最高星等和晚上相同。在对自身单项误差进行严格标定修正的情况下,天文导航(CNS)姿态误差解算精度小于等于 $3.00''$ (主要由测量电视引起)^[3]。

针对基于FOG捷联惯导的载体位姿精密测量问题,本文采用(INS+GNSS)+CNS的2级组合导航与数据融合方案,在确保满足实时导航精度要求的条件下,通过事后优化处理再次提高导航数据精度^[4-5]。

2 基本原理

基于FOG捷联惯导的载体位姿精密测量方法,其结构设计、系统配置、算法设计的核心问题是利用低成本、体积小、低精度的FOG捷联惯导,通过与GNSS、CNS的紧密组合实现高精度的导航信息输出。

此处位姿精密测量要求测量误差满足如下指标。位置误差:水平误差(均方根,RMS)小于等于0.10 m,垂直误差(RMS)小于等于0.10 m;速度误差:水平误差小于等于0.03 m/s,垂直误差小于等于0.03 m/s;姿态误差:水平分量小于等于 $10.00''$,航向误差小于等于 $30.00''$ 。这一技术指标设计能够满足日常多数载体对精密导航的要求。

系统组成主要包括:GNSS定位设备(接收天线、接收终端)、FOG捷联惯导、光学恒星观测设备(船载的光学经纬仪)、导航信息处理微机(硬件设备、处理软件)、其他相关辅助设备(如时统、电源、机箱)等功能模块。

系统组成与信息流程如图1所示,图中MEMS为微机电加速度计。INS由FOG捷联惯导承担,主要完成位置(\mathbf{P})、速度(\mathbf{V})、姿态(Θ)等完整基础导航信息的测量。GNSS由GNSS接收设备承担,主要完成高精度的位置(\mathbf{P})、速度(\mathbf{V})、时间(t)的测量,为保证在全球、远海等条件下的导航精度,并兼顾作为精度鉴定基准的需要,GNSS接收设备应具备星站差分功能。CNS由光学恒星观测设备(船载的光学经纬仪)承担,主要完成姿态误差($\Delta\Theta$)的标定校准。导航信息处理微机主要完成导航信息的实时与事后处理。系统整体为“硬件设备分散独立,组合算法紧密耦合”的结构模式。

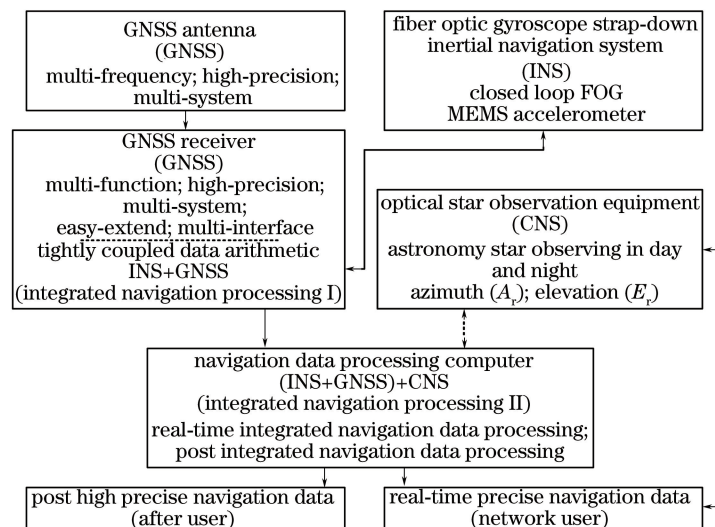


图1 系统组成与信息流程

Fig. 1 System composition and information flow

3 最优估计的滤波模型

基于 FOG 捷联惯导的载体位姿精密测量方法采用 (INS+GNSS)+CNS 的 2 级组合导航与数据融合方案,主要就组合导航、最优估计、滤波算法及相关的滤波结构、误差方程、数学模型等进行讨论^[6-13]。

3.1 组合导航滤波结构

组合导航的滤波结构如图 2 所示。

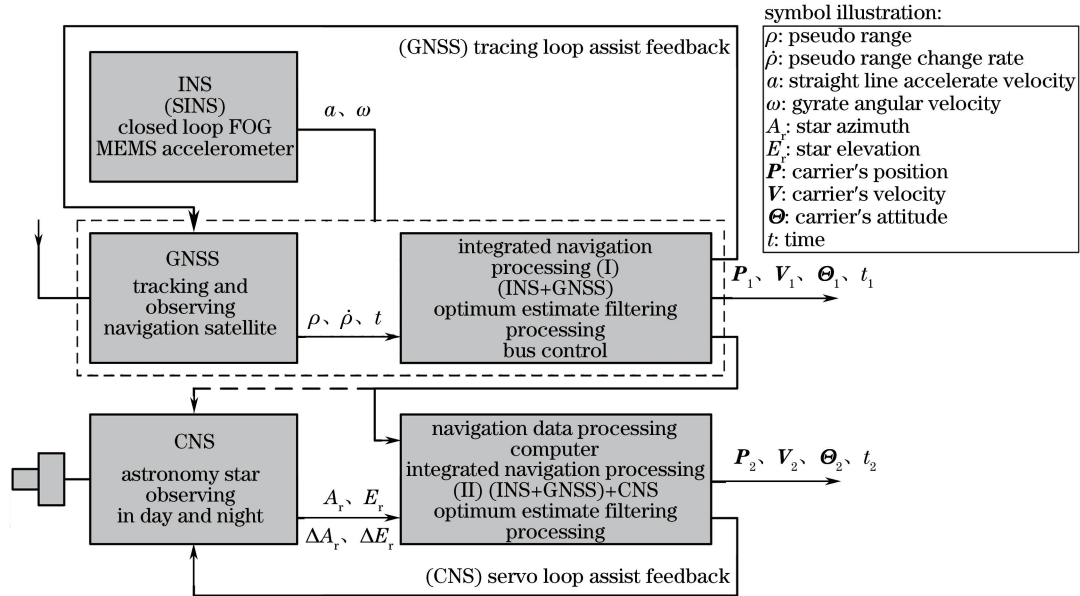


图 2 组合导航的滤波结构

Fig. 2 Filtering structure of integrated navigation

1 级组合导航处理(INS+GNSS)采用紧耦合方式实现 INS 与 GNSS 的组合导航,给出高精度的 P 、 V 、 t 信息及较高精度的 Θ 信息。2 级组合导航处理[(INS+GNSS)+CNS]是在 1 级组合导航处理的基础上,采用紧耦合方式再实现与 CNS 的组合导航,完成姿态误差校准并给出高精度的 Θ 信息。通过 2 级组合处理,最终给出完整精确的 P 、 V 、 Θ 、 t 实时导航信息,2 级组合导航采用最优估计滤波算法。

3.2 组合滤波数学模型

对车辆、舰船、飞机等运动载体,以载体的真实地理坐标系(东北天坐标系)作为导航解算的基本坐标系,假定地球为旋转椭球体,考虑载体的运行高度 h ,且数学平台失准角(Φ)为小量时,建立组合导航线性滤波数学模型^[14-16]。

1) 状态方程

1 级组合导航处理与 2 级组合导航处理的状态方程为

$$\dot{X}(t) = F(t)X(t) + G(t)W(t), \tag{1}$$

式中状态变量 $X = [\varphi_E \ \varphi_N \ \varphi_U \ \delta V_E \ \delta V_N \ \delta V_U \ \delta \lambda \ \delta L \ \delta h \ \varepsilon_x \ \varepsilon_y \ \varepsilon_z \ \nabla_x \ \nabla_y \ \nabla_z]^T$, φ_E 、 φ_N 、 φ_U 为数学平台失准角, δV_E 、 δV_N 、 δV_U 为载体速度误差, $\delta \lambda$ 、 δL 、 δh 为载体位置误差, ε_x 、 ε_y 、 ε_z 为陀螺仪随机常值漂移, ∇_x 、 ∇_y 、 ∇_z 为加速度计随机常值零偏。

系统噪声转移矩阵可表示为 $G(t) = \begin{bmatrix} C_b^n & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 9} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & C_b^n & \mathbf{0}_{3 \times 9} \\ \mathbf{0}_{9 \times 3} & \mathbf{0}_{9 \times 3} & I_{9 \times 9} \end{bmatrix}_{15 \times 15}$, 简写为 $G(t) = \begin{bmatrix} C_b^n & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & C_b^n \\ \mathbf{0}_{9 \times 3} & \mathbf{0}_{9 \times 3} \end{bmatrix}_{15 \times 6}$ 。系统噪声

矢量矩阵 $W(t)$ (由陀螺仪随机噪声误差和加速度计随机噪声误差组成)可表示为 $W(t) = [\omega_{\varepsilon_x} \ \omega_{\varepsilon_y} \ \omega_{\varepsilon_z} \ \omega_{\nabla_x} \ \omega_{\nabla_y} \ \omega_{\nabla_z} \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0]^T$, 简写为 $W(t) = [\omega_{\varepsilon_x} \ \omega_{\varepsilon_y} \ \omega_{\varepsilon_z} \ \omega_{\nabla_x} \ \omega_{\nabla_y} \ \omega_{\nabla_z}]^T$ 。

系统状态转移矩阵可表示为 $\mathbf{F}(t) = \begin{bmatrix} \mathbf{F}_N & \mathbf{F}_S \\ \mathbf{0}_{6 \times 9} & \mathbf{F}_M \end{bmatrix}_{15 \times 15}$, 其中 \mathbf{F}_N 为 9 维基本导航参数系统阵, \mathbf{F}_S 、 \mathbf{F}_M 分别

为 $\mathbf{F}_S = \begin{bmatrix} \mathbf{C}_b^n & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{C}_b^n \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \end{bmatrix}_{9 \times 6}$, $\mathbf{F}_M = [\mathbf{0}_{6 \times 6}]_{6 \times 6}$, \mathbf{C}_b^n 为由载体坐标系 (简称 b 系) 到导航坐标系 (简称 n 系) 的坐标转换矩阵。

2) 量测方程

在 1 级组合导航处理 (INS+GNSS) 中, 取 SINS 输出的位置、速度 (下标 I) 与 GNSS 输出的位置、速度 (下标 G) 的差值作为量测方程的观测量, 建立组合滤波的量测方程。

速度量测矢量为

$$\mathbf{Z}_V(t) = \begin{bmatrix} V_{IE} - V_{GE} \\ V_{IN} - V_{GN} \\ V_{IU} - V_{GU} \end{bmatrix} = \mathbf{H}_V(t)\mathbf{X}(t) + \mathbf{V}_V(t), \quad (2)$$

式中 $\mathbf{H}_V(t) = [\mathbf{0}_{3 \times 3} \quad \text{Diag}(1 \quad 1 \quad 1) \quad \mathbf{0}_{3 \times 9}]$, $\mathbf{V}_V(t) = [\delta V_{GE} \quad \delta V_{GN} \quad \delta V_{GU}]^T$, δV_{GE} 、 δV_{GN} 、 δV_{GU} 为 GNSS 的速度误差。位置量测矢量为

$$\mathbf{Z}_P(t) = \begin{bmatrix} \lambda_{IE} - \lambda_{GE} \\ L_{IN} - L_{GN} \\ h_{IU} - h_{GU} \end{bmatrix} = \mathbf{H}_P(t)\mathbf{X}(t) + \mathbf{V}_P(t), \quad (3)$$

式中 $\mathbf{H}_P(t) = [\mathbf{0}_{3 \times 6} \quad \text{Diag}(R_M \quad R_N \cos L \quad 1) \quad \mathbf{0}_{3 \times 6}]$, $\mathbf{V}_P(t) = [\delta P_{GE} \quad \delta P_{GN} \quad \delta P_{GU}]^T$, δP_{GE} 、 δP_{GN} 、 δP_{GU} 为 GNSS 的位置误差。1 级组合导航处理量测方程为

$$\mathbf{Z}(t) = \begin{bmatrix} \mathbf{Z}_V(t) \\ \mathbf{Z}_P(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{H}_V(t) \\ \mathbf{H}_P(t) \end{bmatrix} \mathbf{X}(t) + \begin{bmatrix} \mathbf{V}_V(t) \\ \mathbf{V}_P(t) \end{bmatrix} = \mathbf{H}(t)\mathbf{X}(t) + \mathbf{V}(t). \quad (4)$$

在 2 级组合导航处理 (INS+GNSS)+CNS 中, 光学恒星观测设备与惯性导航测量单元采用刚性固联安装方式。在对自身单项误差进行严格标定修正的情况下, 恒星观测的方位角度 A_r 、俯仰角度 E_r 的误差量 ΔA_r 、 ΔE_r 主要是由姿态误差 ΔK 、 $\Delta \Psi$ 、 $\Delta \theta$ 引起 (其中 ΔK 、 $\Delta \Psi$ 、 $\Delta \theta$ 分别表示航向误差、纵摇误差、横摇误差, 是姿态矢量 $\boldsymbol{\theta}$ 的三个分量 K 、 Ψ 、 θ 的测量误差)。由坐标旋转变换原理, 并考虑到 $\Delta \Psi$ 、 $\Delta \theta$ 都是小量, $\sin \Delta \Psi \approx \Delta \Psi$ 、 $\cos \Delta \Psi \approx 1$ 、 $\sin \Delta \theta \approx \Delta \theta$ 、 $\cos \Delta \theta \approx 1$, 同时忽略二阶小量, 可得姿态误差模型方程

$$\begin{cases} \Delta A_r = \Delta K + \Delta \Psi \sin A_r \tan E_r + \Delta \theta \cos A_r \tan E_r \\ \Delta E_r = \Delta \Psi \cos A_r - \Delta \theta \sin A_r \end{cases}. \quad (5)$$

对 n 颗不同恒星的观测结果可以建立线性方程组

$$\begin{cases} \Delta \mathbf{A} = \mathbf{A} \cdot \mathbf{a} \\ \Delta \mathbf{E} = \mathbf{E} \cdot \mathbf{e} \end{cases}, \quad (6)$$

式中 $\Delta \mathbf{A}$ 、 $\Delta \mathbf{E}$ 是取决于观测星位和理论星位差值的误差向量, 可表示为

$$\Delta \mathbf{A} = \begin{bmatrix} \Delta A_{r1} \\ \Delta A_{r2} \\ \vdots \\ \Delta A_{rn} \end{bmatrix}, \Delta \mathbf{E} = \begin{bmatrix} \Delta E_{r1} \\ \Delta E_{r2} \\ \vdots \\ \Delta E_{rn} \end{bmatrix}, \mathbf{A}、\mathbf{E} \text{ 是取决于观测恒星空间分布的测量矩阵, 可表示为 } \mathbf{A} =$$

$$\begin{bmatrix} 1 & \sin A_{r1} \tan E_{r1} & \cos A_{r1} \tan E_{r1} \\ 1 & \sin A_{r2} \tan E_{r2} & \cos A_{r2} \tan E_{r2} \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ 1 & \sin A_{rn} \tan E_{rn} & \cos A_{rn} \tan E_{rn} \end{bmatrix}, \mathbf{E} = \begin{bmatrix} 0 & \cos A_{r1} & -\sin A_{r1} \\ 0 & \cos A_{r2} & -\sin A_{r2} \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ 0 & \cos A_{rn} & -\sin A_{rn} \end{bmatrix}, \text{ 姿态误差系数向量 } \mathbf{a} = \begin{bmatrix} \Delta K_a \\ \Delta \Psi_a \\ \Delta \theta_a \end{bmatrix}, \mathbf{e} =$$

$\begin{bmatrix} 0 \\ \Delta \Psi_e \\ \Delta \theta_e \end{bmatrix}$ 。求线性误差方程组的最小二乘解即可得到姿态误差 ΔK 、 $\Delta \Psi$ 、 $\Delta \theta$ 。

ΔK 、 $\Delta\Psi$ 、 $\Delta\theta$ 为地平坐标系的姿态误差,需要转换为捷联惯导数学平台失准角 Φ_E 、 Φ_N 、 Φ_U ,亦即要把地平坐标系(h系)的姿态误差转换为地理坐标系(t系)的姿态误差,地理坐标系的姿态误差实际就是数学平台的失准角,即

$$\begin{bmatrix} \Phi_E \\ \Phi_N \\ \Phi_U \end{bmatrix} = \mathbf{C}_h^t \begin{bmatrix} \Delta K \\ \Delta\Psi \\ \Delta\theta \end{bmatrix}, \quad (7)$$

其中 \mathbf{C}_h^t 为由地平坐标系(h系)到地理坐标系(t系)的坐标转换矩阵。

取经过转换后的数学平台失准角 Φ_E 、 Φ_N 、 Φ_U 作为量测方程的观测量。2级组合导航处理量测方程为

$$\mathbf{Z}(t) = \begin{bmatrix} \Phi_E \\ \Phi_N \\ \Phi_U \end{bmatrix} = \mathbf{H}(t)\mathbf{X}(t) + \mathbf{V}(t), \quad (8)$$

式中 $\mathbf{H}(t) = [\mathbf{I}_{3\times 3} \quad \mathbf{0}_{3\times 3} \quad \mathbf{0}_{3\times 9}]$, $\mathbf{V}(t) = \begin{bmatrix} \Delta\Phi_{SE} \\ \Delta\Phi_{SN} \\ \Delta\Phi_{SU} \end{bmatrix}$, 其中 $\Delta\Phi_{SE}$ 、 $\Delta\Phi_{SN}$ 、 $\Delta\Phi_{SU}$ 为星传感器测量噪声。

依据组合导航的数学模型,选择最优估计的滤波方法,完成导航信息的最优估计。

4 数据分析与精度评估

采用诺斯罗普·格鲁曼(Northrop-Grumman)公司生产的战术级惯性单元 IMU-ISA-100C 中的惯性元件(闭环光纤陀螺仪、微机电加速度计),与诺瓦泰(NovAtel)公司的 GNSS 定位设备以紧耦合的方式工作。

INS/GNSS 紧密组合导航系统性能(数据源自 NovAtel 官网资料)如表 1 所示(实际车载实验结果与标称数据基本一致,此处以标称数据为分析依据),表中 PTK 表示实时动态差分,PPP 表示精密单点定位,SP 表示单点定位,PP 表示事后处理。从表中可以看出,INS/GNSS 紧密组合导航系统的技术性能,其位置数据、速度数据已经基本能够满足指标要求,但其姿态数据还存在较大误差(姿态误差大于等于 $25.00''$)。为此,需要充分利用 CNS 姿态测量精度高的优势,标定校准其导航数据的姿态误差。

表 1 INS/GNSS 紧密组合导航系统性能

Table 1 Performance of the INS/GNSS tightly integrated navigation system

GNSS signal outage time /s	Positioning mode	Position error /m		Velocity error /(m/s)		Attitude error /(°)		
		Horizontal	Vertical	Horizontal	Vertical	Roll	Pitch	Heading
0	RTK	0.020	0.050	0.010	0.010	0.007	0.007	0.010
	PPP	0.060	0.150	0.010	0.010	0.007	0.007	0.010
	SP	1.200	0.600	0.010	0.010	0.007	0.007	0.010
	PP	0.010	0.020	0.010	0.010	0.007	0.007	0.010
60	RTK	0.720	0.450	0.035	0.025	0.009	0.009	0.015
	PPP	0.760	0.550	0.035	0.025	0.009	0.009	0.015
	SP	1.900	1.000	0.035	0.025	0.009	0.009	0.015
	PP	0.040	0.030	0.010	0.010	0.007	0.007	0.010

船载光学观测设备(如光学经纬仪)因具有大口径、长焦距、昼夜天文恒星观测、实时性、高精度等优点,可以作为 CNS 设备使用。在基础导航信息的支持下,通过跟踪观测恒星目标可解算出导航信息的姿态误差(解算误差小于等于 $3.00''$)。

INS/CNS 松散组合导航实验数据如表 2 所示。

表 2 INS/CNS 松散组合导航系统实验数据

Table 2 Experimental data of the INS/CNS loosely integrated navigation system

Test order number	Attitude error for INS (I)			Attitude error for INS (II)		
	$\Delta K_1 / (")$	$\Delta \Psi_1 / (")$	$\Delta \theta_1 / (")$	$\Delta K_2 / (")$	$\Delta \Psi_2 / (")$	$\Delta \theta_2 / (")$
1-1	149.83	36.92	-7.97	251.04	27.08	6.56
1-2	134.23	40.88	-9.88	268.48	32.08	7.30
1-3	103.62	50.45	-7.06	280.39	37.42	10.08
2-1	-124.13	5.50	-16.99	-122.20	-16.11	0.27
2-2	-117.92	3.78	-16.23	-111.94	-18.48	1.44
2-3	-130.69	4.65	-15.52	-114.39	-18.54	2.04
3-1	212.00	15.50	25.49	-120.06	8.10	28.13
3-2	208.42	14.06	27.74	-120.13	8.05	30.50

可见,基于 FOG 的捷联惯导系统,采用(INS+GNSS)+CNS 2 级组合导航与数据融合方案,在取长补短充分发挥各种导航手段各自优点的情况下,能够实现位姿精密测量的指标要求。

5 结 论

基于 FOG 捷联惯导的载体位姿精密测量方法,探讨了如何在成本低、体积小、重量轻的条件下解决载体位置、速度、姿态的精密导航。采用当今国际主流的导航技术解决方案,摒弃了大型载体、精密导航所普遍依赖的液浮陀螺、静电陀螺等平台惯导,在大幅降低导航设备使用成本的同时,导航系统的集成度、融合度、体积、重量、稳定性、可靠性等都有了实质性提高。

立足现有技术条件与市场成熟导航产品,提出了以 FOG 捷联惯导为基础,采用卫星、天文两级组合导航实现载体导航信息精密输出的方法,给出了组合导航的滤波结构、误差方程、数学模型。系统整体采用“硬件设备分散独立,组合算法紧密耦合”或“硬件设备集成设计,组合算法紧密耦合”的结构模式。光学恒星观测设备与 INS 测量单元通常采用刚性固联安装方式。CNS 设备可以是大型光学设备,也可以是小型星敏感器,既可以是长焦距、小视场的跟踪式设备,也可以是短焦距、大视场的等待式设备。该方法的基本原理普遍适用于车辆、舰船、飞机等运动载体。实际数据分析与精度评估结果表明,所提出方法能够满足精密导航的技术指标要求:位置误差小于等于 0.10 m、速度误差小于等于 0.03 m/s、水平姿态小于等于 10.00"、航向误差小于等于 30.00"。

参 考 文 献

- 1 Tan Jianrong, Liu Yongzhi, Huang Lin. Development of fiber-optic gyroscope[J]. Laser Technology, 2006, 30(5): 544-547.
谭健荣, 刘永智, 黄琳. 光纤陀螺的发展现状[J]. 激光技术, 2006, 30(5): 544-547.
- 2 孙丽, 王德钊. 国内外光纤陀螺的最新进展[J]. 控制工程, 2002, 9(1): 9-14.
- 3 Feng Xiaoyong, Zhu Ming, Xiang Zhiqiang. Method of television real-time detection on dark and small stars targets in the daytime[J]. Acta Optica Sinica, 2010, 30(4): 1009-1014.
冯小勇, 朱明, 向治强. 白天暗小恒星目标电视实时探测[J]. 光学学报, 2010, 30(4): 1009-1014.
- 4 Zheng Xin, Fu Mengyin. SINS/GPS tightly-coupled integrated navigation[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2011, 19(1): 33-37.
郑辛, 付梦印. SINS/GPS 紧密耦合组合导航[J]. 中国惯性技术学报, 2011, 19(1): 33-37.
- 5 Chen Xia. Investigation on celestial/inertial integrated navigation patterns[J]. Optics & Optoelectronic Technology, 2003, 1(3): 21-25.
陈霞. 天文/惯性组合导航模式研究[J]. 光学与光电技术, 2003, 1(3): 21-25.
- 6 Chu Hairong, Duan Zhen, Jia Hongguang, et al. Error model and simulation of strap-down inertial navigation system[J]. Optics and Precision Engineering, 2009, 17(11): 2779-2785.
储海荣, 段镇, 贾宏光, 等. 捷联惯导系统的误差模型与仿真[J]. 光学精密工程, 2009, 17(11): 2779-2785.
- 7 He Xiaofei, Wang Wei, Huang Jixun. Characteristics of gyro error propagation on FOG-SINS[J]. Journal of Chinese

- Inertial Technology, 2007, 15(4): 407-411.
- 何小飞, 王 巍, 黄继勋. 光纤陀螺捷联惯导系统中陀螺误差传播特性[J]. 中国惯性技术学报, 2007, 15(4): 407-411.
- 8 Fan Qiaoyun, Li Xiaojuan. Selection of optical-system parameters for an all-day used star sensor[J]. Acta Optica Sinica, 2011, 31(11): 1122001.
- 樊巧云, 李小娟. 全天时星敏感器光学系统设计参数选择[J]. 光学学报, 2011, 31(11): 1122001.
- 9 Sun Ting, Xing Fei, You Zheng. Optical system error analysis of high accuracy star trackers[J]. Acta Optica Sinica, 2013, 33(3): 0323003.
- 孙 婷, 邢 飞, 尤 政. 高精度星敏感器光学系统误差分析[J]. 光学学报, 2013, 33(3): 0323003.
- 10 Feng Xiaoyong, Zhu Weikang. Single error separation arithmetic for astronomical calibration of optical measurement equipments[J]. Opto-Electronic Engineering, 2008, 35(12): 28-33.
- 冯晓勇, 朱伟康. 光测设备天文标校单项误差分离算法[J]. 光电工程, 2008, 35(12): 28-33.
- 11 Wang Haiyong, Lin Haoyu, Zhou Wenrui. Technology of atmospheric refraction compensation in starlight observation [J]. Acta Optica Sinica, 2011, 31(11): 1101002.
- 王海涌, 林浩宇, 周文睿. 星光观测蒙气差补偿技术[J]. 光学学报, 2011, 31(11): 1101002.
- 12 Qian Huaming, Lei Yanmin, Xie Changsuo. Analysis compare and performance appraisal on filter methods in integrated navigation system[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2006, 14(6): 95-99.
- 钱华明, 雷艳敏, 谢常锁. 组合导航系统几种滤波方法的分析比较及其性能评价[J]. 中国惯性技术学报, 2006, 14(6): 95-99.
- 13 Zhao Lin, Wang Xiaoxu, Ding Jicheng, *et al.* Overview of nonlinear filter methods applied in integrated navigation system [J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2009, 17(1): 46-52, 58.
- 赵 琳, 王小旭, 丁继成, 等. 组合导航系统非线性滤波算法综述[J]. 中国惯性技术学报, 2009, 17(1): 46-52, 58.
- 14 Tian Yunpeng, Yang Xiaojun, Guo Yunzeng, *et al.* Filtering analysis on the random noise of fiber optic gyroscope[J]. Acta Optica Sinica, 2015, 35(9): 0906006.
- 田云鹏, 杨小军, 郭云曾, 等. 光纤陀螺随机噪声滤波分析[J]. 光学学报, 2015, 35(9): 0906006.
- 15 Zhu Zhanhui, Wang Lixin, Li Can. Real-time analysis method for stochastic error of fiber optic gyroscope based on adaptive window length[J]. Chinese J Lasers, 2016, 43(1): 0105001.
- 朱战辉, 汪立新, 李 灿. 基于自适应窗长的光纤陀螺随机误差实时分析方法[J]. 中国激光, 2016, 43(1): 0105001.
- 16 Yang Yuanhong, Meng Chenxue. Research on the characteristic of bias error and noise analysis method of fiber optic gyroscope[J]. Acta Optica Sinica, 2014, 34(12): 1206006.
- 杨远洪, 孟晨雪. 光纤陀螺零偏误差特性及噪声分析方法研究[J]. 光学学报, 2014, 34(12): 1206006.