

潜艇水下微弱升降运动检测方法研究

阳 洪¹,冉龙明²,刘 姝¹,宋 军¹,周本清¹,蒋飞宇¹

(1. 中国电子科技集团公司第二十六研究所,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:检测水下载体的微弱升降运动信号是解决潜艇或水下航行器(UV)水下定深度悬停这一难题的关键。该文提出了一种新颖的检测方法,实现对水下载体微弱升降运动信息的检测。利用卡尔曼滤波技术,将惯性测量单元(IMU)信息和平台罗经、深度计等外部辅助信息进行融合,最终检测出水下载体的微弱升降运动信号。且还设计了基于微机械惯性测量单元(MEMS IMU),数字信号处理(DSP)和现场可编程门阵列(FPGA)的验证样机。验证实验结果表明该文提出的检测方法是有效的。

关键词:水下航行器;升降运动;惯性测量;微机械惯性测量单元;卡尔曼滤波

中图分类号:TN931;TM930;U661.3 **文献标识码:**A

Detection Method Research of Weak Lifting Motion of Underwater Submarine

YANG Hong¹, RAN Longming², LIU Shu¹, SONG Jun¹, ZHOU Benqing¹, JIANG Feiyu¹

(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: The detection of the weak lifting movement signal of underwater vehicle is the key point to solve the problems that underwater submarine or underwater vehicle(UV) hovers at a specific depth underwater. Based on the specific requirement, a novel detection method to realize the detection of the weak lifting movement information of underwater vehicle is proposed in this paper. The Kalman filtering technique was used to fuse the information of inertial measurement unit (IMU) with auxiliary information provided by platform compass, depthometer, and other external instruments, finally the weak lifting movement signal of underwater vehicle was detected. In addition, we set up a hardware platform that integrated a MEMS IMU with a navigation computer based on DSP and FPGA. The experimental result showed that the proposed detection method is effective.

Key words: underwater vehicle; lifting movement; inertial measurement; inertial measurement; MEMS measurement unit; Kalman filter

0 引言

潜艇和水下航行器(UV)等水下运动载体由于受水流或暗流的影响,会出现飘流的情况,难以悬停在水下某一固定深度的位置。为解决这一难题,提高对水下载体的控制性能,必须检测出载体的微弱升降运动信号。基于这种特殊需求提出了一种新颖的检测方法,实现了对水下载体微弱升降运动信息的检测。

目前,基于卡尔曼滤波技术的组合导航系统已逐渐成熟^[1-5],在航空、船舶及战车等领域已有较多应用。本文利用卡尔曼滤波技术,将惯性测量单元(IMU)信息和平台罗经、深度计等外部仪器提供的

外部辅助信息进行融合处理^[6-8],最终检测出水下载体的微弱升降运动信号。且还设计了验证样机,该样机采用石英微机械陀螺和石英挠性加速度计组成IMU,再配以基于数字信号处理(DSP)和现场可编程门阵列(FPGA)的导航计算机和输入、输出接口。实现了外部信息输入、卡尔曼滤波解算和检测信号输出等功能。最终实现了水下载体微弱运动的检测。

1 硬件设计

验证样机的硬件组成如图1所示,主要由二次电源模块、IMU模块和导航计算机模块构成。IMU模块由三轴陀螺仪、三轴加速度计和信号调理电路

收稿日期:2015-03-19

作者简介:阳洪(1982-),男,四川江油人,工程师,硕士,主要从事惯性导航系统和组合导航系统的研究开发工作。

构成。导航计算机模块由输入、输出接口、单片机(MCU)、FPGA及DSP构成。该样机中,陀螺测得的载体角速度信息和加速度计测得的载体加速度信息通过调理电路滤波放大,然后进行模/数转换再送入导航计算机。导航计算机对采样数据进行预处理后,结合外部信息进行卡尔曼滤波解算,解算结果通过MCU输出。系统硬件组成结构如图1所示。

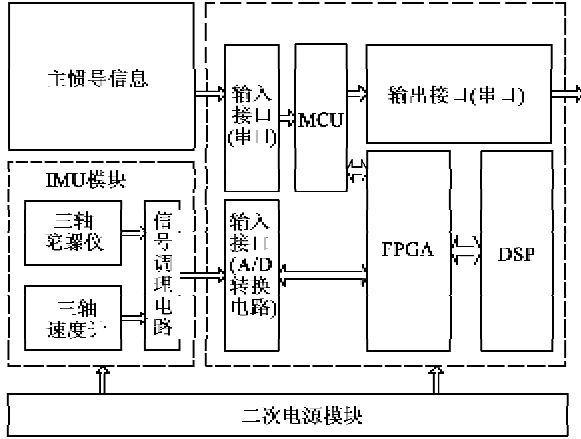


图1 验证样机硬件组成

2 系统算法设计

本系统的核心算法是基于IMU和主惯导信息的卡尔曼滤波算法。卡尔曼滤波模型由状态方程和观测方程组成,则有

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{X}}(t) = \mathbf{F}(t)\mathbf{X}(t) + \mathbf{G}(t)\mathbf{w}(t) \\ \mathbf{Z}(t) = \mathbf{H}(t)\mathbf{X}(t) + \mathbf{v}(t) \end{cases} \quad (1)$$

式中: $\mathbf{X}(t)$ 为系统的状态向量; $\mathbf{Z}(t)$ 为系统的观测向量; $\mathbf{w}(t)$ 为系统噪声,其方差强度矩阵为 $\mathbf{q}(t)$; $\mathbf{v}(t)$ 为观测噪声,其方差强度矩阵为 $\mathbf{R}(t)$; $\mathbf{F}(t)$ 、 $\mathbf{G}(t)$ 和 $\mathbf{H}(t)$ 为相应维数的矩阵。

2.1 状态方程

状态方程如式(1)所示。 $\mathbf{X}(t)$ 由15个系统误差变量组成,即

$$\mathbf{X}(t) = [\delta V_E \quad \delta V_N \quad \delta V_U \quad \delta \lambda \quad \delta L \quad \delta h \quad \varphi_E \quad \varphi_N \quad \varphi_U \quad \epsilon_x \quad \epsilon_y \quad \epsilon_z \quad \nabla_x \quad \nabla_y \quad \nabla_z]^T \quad (2)$$

式中: δV_E 为东向速度误差; δV_N 为北向速度误差; δV_U 为天向速度误差; $\delta \lambda$ 为经度误差; δL 为纬度误差; δh 为高度误差; φ_E 为东向失准角误差; φ_N 为北向失准角误差; φ_U 为天向失准角误差; ϵ_x 为 x 陀螺仪误差; ϵ_y 为 y 陀螺仪误差; ϵ_z 为 z 陀螺仪误差; ∇_x 为 x 加速度计误差; ∇_y 为 y 加速度计误差; ∇_z 为 z 加速度计误差。

根据经典的惯导系统误差模型^[9]可得

$$\begin{aligned} \delta \dot{V}_E = & \varphi_U f_N - \varphi_N f_U + \delta V_E \frac{V_N \tan L - V_U}{R_N + h} + \\ & \delta V_N \left(2\omega_{ie} \sin L + \frac{V_E}{R_N + h} \tan L \right) - \\ & \delta V_U \left(2\omega_{ie} \cos L + \frac{V_E}{R_N + h} \right) + \delta L \cdot \\ & [2\omega_{ie} (V_U \sin L + V_N \cos L) + \\ & \frac{V_E V_N}{R_N + h} \sec^2 L] + \delta h \frac{V_E V_U - V_E V_N \tan L}{(R_N + h)^2} \\ & + T_{11} \nabla_x^b + T_{12} \nabla_y^b + T_{13} \nabla_z^b \end{aligned} \quad (3)$$

$$\begin{aligned} \delta \dot{V}_N = & -\varphi_U f_E + \varphi_E f_U - 2\delta V_E (\omega_{ie} \sin L + \\ & \frac{V_E}{R_N + h} \tan L) - \delta V_N \frac{V_U}{R_M + h} - \delta V_U \cdot \\ & \frac{V_N}{R_M + h} - \delta L [2V_E \omega_{ie} \cos L + \\ & \frac{V_E^2}{R_N + h} \sec^2 L] + \delta h \left[\frac{V_N V_U}{(R_M + h)^2} + \right. \\ & \left. \frac{V_E^2 \tan L}{(R_N + h)^2} \right] + T_{21} \nabla_x^b + T_{22} \nabla_y^b + T_{23} \nabla_z^b \end{aligned} \quad (4)$$

$$\begin{aligned} \delta \dot{V}_U = & \varphi_N f_E - \varphi_E f_N + 2\delta V_E (\omega_{ie} \cos L + \\ & \frac{V_E}{R_N + h}) + \delta V_N \frac{2V_U}{R_M + h} - 2\delta L V_E \omega_{ie} \cdot \\ & \sin L - \delta h \left[\frac{V_N^2}{(R_M + h)^2} + \frac{V_E^2}{(R_N + h)^2} \right] + \\ & T_{31} \nabla_x^b + T_{32} \nabla_y^b + T_{33} \nabla_z^b \end{aligned} \quad (5)$$

$$\delta \dot{L} = \frac{\delta V_N}{R_M + h} - \frac{\delta h V_N}{(R_M + h)^2} \quad (6)$$

$$\begin{aligned} \delta \dot{\lambda} = & \frac{\delta V_E}{R_N + h} \sec L + \frac{\delta L V_E}{R_N + h} \tan L \sec L - \\ & \frac{\delta h V_E}{(R_N + h)^2 \sec L} \end{aligned} \quad (7)$$

$$\delta \dot{h} = \delta V_U \quad (8)$$

$$\begin{aligned} \dot{\varphi}_E = & \varphi_N \left(\omega_{ie} \sin L + \frac{V_E}{R_N + h} \tan L \right) - \\ & \varphi_U \left(\omega_{ie} \cos L + \frac{V_E}{R_N + h} \right) - \frac{\delta V_N}{R_M + h} + \\ & \frac{\delta h V_N}{(R_M + h)^2} - (T_{11} \epsilon_x^b + T_{12} \epsilon_y^b + T_{13} \epsilon_z^b) \end{aligned} \quad (9)$$

$$\begin{aligned} \dot{\varphi}_N = & -\varphi_E \left(\omega_{ie} \sin L + \frac{V_E}{R_N + h} \tan L \right) - \frac{\varphi_U V_N}{R_M + h} - \\ & \delta L \omega_{ie} \sin L + \frac{\delta V_E}{R_N + h} - \frac{\delta h V_E}{(R_N + h)^2} - \\ & (T_{21} \epsilon_x^b + T_{22} \epsilon_y^b + T_{23} \epsilon_z^b) \end{aligned} \quad (10)$$

$$\begin{aligned} \dot{\varphi}_U &= \varphi_E \left(\omega_{ie} \cos L + \frac{V_E}{R_N + h} \right) + \frac{\varphi_N V_N}{R_M + h} + \\ &\delta L \left(\omega_{ie} \cos L + \frac{V_E}{R_N + h} \sec^2 L \right) + \\ &\frac{\delta V_E}{R_N + h} \tan L - \frac{\delta h V_N}{(R_M + h)^2} \tan L - \\ &(T_{31} \epsilon_x^b + T_{32} \epsilon_y^b + T_{33} \epsilon_z^b) \end{aligned} \quad (11)$$

简化陀螺和加速度计的误差模型,认为陀螺仪和加速度计误差主要由随机常值和白噪声组成,则

$$\epsilon = \epsilon_c + \epsilon_g \quad (12)$$

式中: ϵ_c 为随机常值漂移; ϵ_g 为随机白噪声漂移。

$$F_{11} = \begin{bmatrix} \frac{V_N \tan L - V_U}{R_N + h} & 2\omega_{ie} \sin L + \frac{V_E \tan L}{R_N + h} & -\left(2\omega_{ie} \cos L + \frac{V_E}{R_N + h}\right) \\ -2\left(\omega_{ie} \sin L + \frac{V_E \tan L}{R_N + h}\right) & -\frac{V_U}{R_M + h} & -\frac{V_N}{R_M + h} \\ 2\left(\omega_{ie} \cos L + \frac{V_E}{R_N + h}\right) & \frac{2V_U}{R_M + h} & 0 \end{bmatrix} \quad (15)$$

$$F_{12} = \begin{bmatrix} 2\omega_{ie}(V_U \sin L + V_N \cos L) + \frac{V_E V_N}{R_N + h} \sec^2 L & 0 & \frac{V_E V_U - V_E V_N \tan L}{(R_N + h)^2} \\ -\left(2V_E \omega_{ie} \cos L + \frac{V_E^2}{R_N + h} \sec^2 L\right) & 0 & \frac{V_N V_U}{(R_M + h)^2} + \frac{V_E^2 \tan L}{(R_N + h)^2} \\ -2V_E \omega_{ie} \sin L & 0 & -\left[\frac{V_N^2}{(R_M + h)^2} + \frac{V_E^2}{(R_N + h)^2}\right] \end{bmatrix} \quad (16)$$

$$F_{13} = \begin{bmatrix} 0 & -f_U & f_N \\ f_U & 0 & -f_E \\ -f_N & f_E & 0 \end{bmatrix} \quad (17)$$

$$F_{21} = \begin{bmatrix} 0 & \frac{1}{R_M + h} & 0 \\ \frac{\sec L}{R_N + h} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (18)$$

$$F_{22} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -\frac{V_N}{(R_M + h)^2} \\ \frac{V_E \tan L \sec L}{R_N + h} & 0 & -\frac{V_E \sec L}{(R_N + h)^2} \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (19)$$

$$F_{33} = \begin{bmatrix} 0 & \omega_{ie} \sin L + \frac{V_E \tan L}{R_N + h} & -\left(\omega_{ie} \cos L + \frac{V_E}{R_N + h}\right) \\ -\left(\omega_{ie} \sin L + \frac{V_E \tan L}{R_N + h}\right) & 0 & -\frac{V_N}{R_M + h} \\ \omega_{ie} \cos L + \frac{V_E}{R_N + h} & \frac{V_N}{R_M + h} & 0 \end{bmatrix} \quad (22)$$

$$\dot{\epsilon}_c = 0 \quad (13)$$

根据式(3)~(13)可得

$$F(t) = \begin{bmatrix} F_{11} & F_{12} & F_{13} & 0_{33} & F_{15} \\ F_{21} & F_{22} & 0_{33} & 0_{33} & 0_{33} \\ F_{31} & F_{32} & F_{33} & F_{34} & 0_{33} \\ 0_{33} & 0_{33} & 0_{33} & 0_{33} & 0_{33} \\ 0_{33} & 0_{33} & 0_{33} & 0_{33} & 0_{33} \end{bmatrix} \quad (14)$$

式中: 0_{33} 为 3×3 的零矩阵; $F_{15} = -F_{34} = C_b^v, C_b^v$ 为系统姿态的方向余弦矩阵。

$$F_{31} = \begin{bmatrix} 0 & -\frac{1}{R_M + h} & 0 \\ \frac{1}{R_N + h} & 0 & 0 \\ \frac{\tan L}{R_N + h} & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (20)$$

$$F_{32} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & \frac{V_N}{(R_M + h)^2} \\ -\omega_{ie} \sin L & 0 & -\frac{V_E}{(R_N + h)^2} \\ \omega_{ie} \cos L + \frac{V_E \sec^2 L}{R_N + h} & 0 & -\frac{V_E \tan L}{(R_N + h)^2} \end{bmatrix} \quad (21)$$

$$\begin{cases} w(t)=[0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & w_{\varepsilon_x} \\ & w_{\varepsilon_y} & w_{\varepsilon_z} & w_{\nabla_x} & w_{\nabla_y} & w_{\nabla_z}]^T \\ G(t)=I \end{cases} \quad (23)$$

2.2 系统观测方程

根据平台罗经和深度计提供的载体方位角、姿态角及深度等外部信息选取4个观测变量组成系统观测向量为

$$Z(t)=[\Delta\theta \quad \Delta\varphi \quad \Delta\psi \quad \Delta H]^T \quad (24)$$

式中: $\Delta\theta$ 为俯仰角差; $\Delta\varphi$ 为滚动角差; $\Delta\psi$ 为方位角差; ΔH 为高度差。观测信号噪声白噪声 v 与系统的驱动白噪声 w 不相关。

2.3 卡尔曼滤波算法

将连续的系统模型进行离散化可得系统离散方程:

$$\begin{cases} X_{k+1} = \Phi_{k+1,k} X_k + W_k \\ Z_{k+1} = H_{k+1} X_{k+1} + V_{k+1} \end{cases} \quad (25)$$

在利用如下的卡尔曼滤波算法就可得到各种系统误差变量的最优估计。

状态一步预测方程:

$$\hat{X}_{k+1/k} = \Phi_{k+1,k} \hat{X}_k \quad (26)$$

状态估计方程:

$$\hat{X}_{k+1} = \hat{X}_{k+1/k} + K_{k+1} (Z_{k+1} - H_{k+1} \hat{X}_{k+1/k}) \quad (27)$$

滤波增益方程:

$$K_{k+1} = P_{k+1/k} H_{k+1}^T (H_{k+1} P_{k+1/k} H_{k+1}^T + R_{k+1})^{-1} \quad (28)$$

一步预测均方误差方程:

$$P_{k+1/k} = \Phi_{k+1,k} P_k \Phi_{k+1,k}^T - Q_k \quad (29)$$

估计均方误差方程为

$$P_{k+1} = (I - K_{k+1} H_{k+1}) P_{k+1/k} \quad (30)$$

3 试验验证

利用验证样机对本文提出的检测方法进行实验验证。升降运动模拟装置带动验证样机进行匀加速运动,样机对运动信息进行检测。将垂向位置信息进行微分与样机输出信息进行比较,判定样机输出是否有效。

图2为垂向位置比较曲线。由图可知,垂向位置曲线基本一致。

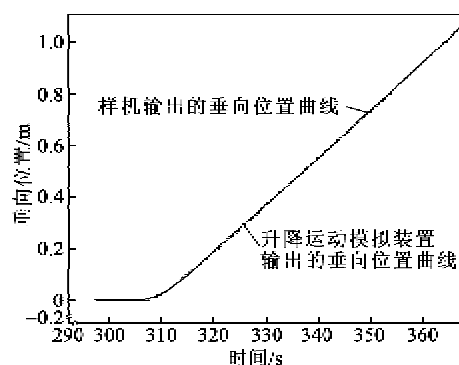


图2 垂向位置曲线

图3为加速阶段垂向速度的比较曲线。由图可知,垂向速度曲线基本一致。

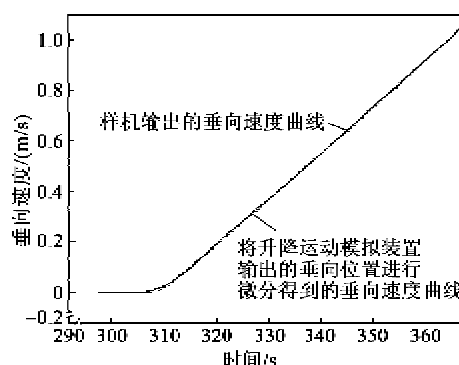


图3 加速阶段垂向速度曲线

图4为加速阶段垂向加速度的比较曲线。由图可知,通过微分垂向位置信息得到加速度曲线噪声很大,验证样机所输出的曲线噪声很小。另外,从30~314 s为加速阶段,314 s后为匀速阶段。在加速阶段,验证样机能真实反映载体微弱的加速运动信息,加速度大小约为 0.003 m/s^2 。

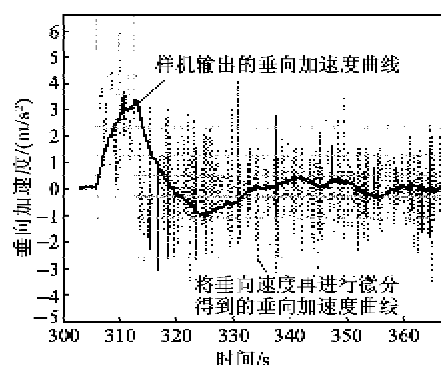


图4 垂向加速度曲线

4 结束语

从试验结果可看出,升降运动模拟装置带动验证样机,进行微小加速度的匀加速运动,验证样机能正确的反应出载体的真实运动状态。本文提出的微

弱升降运动的检测方案是可行的。

参考文献:

- [1] 赵俊梅. GPS/INS 组合导航系统的研究[J]. 弹箭与制导学报, 2005, 25(4): 670-676.
- [2] 姜军, 杨亚非. SINS/GPS 组合导航系统初始对准的可观测度分析[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2007, 39(7): 1025-1027.
- [3] HE Xiufeng, LIU Jianye. Analysis of lever ARM effects in GPS/IMU integration system[J]. Transaction of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2002, 19(1): 59-64.
- [4] 许丽佳, 陈阳舟, 崔平远. GPS/INS 组合导航系统中的信息融合算法研究[J]. 计算机仿真, 2004, 21(5): 20-23.
- [5] 杜亚玲, 刘建业, 熊智, 等. GPS/INS 全组合导航系统的姿态组合算法[J]. 中国空间科学技术, 2006, 1: 53-58.
- [6] 张静. SINS 空中初始对准滤波器的设计[J]. 上海航天, 2000: 34-38.
- [7] 郭隆华, 王新龙. 不同机动方式对机载武器系统传递对准性能影响研究[J]. 弹箭与制导学报, 2006, 26(1): 1-4.
- [8] 苏身榜. 传递对准惯导系统的初始对准精度试验估计[J]. 航空兵器, 2001, 6: 7-10.
- [9] 秦永元. 惯性导航[M]. 北京: 科学出版社, 2006.

读者信息反馈卡(2015 年第 4 期)

▲您目前最感兴趣的技术问题: _____

▲您认为本期最佳文章: _____ 理由: _____

▲您认为本期欠佳文章: _____ 理由: _____

▲您希望本刊增加哪些内容: _____

读者姓名: _____ 通信地址: _____ 邮码: _____

复印有效

《压电与声光》免费索阅卡

姓名: _____ 职务: _____ 职称: _____ 单位: _____

地址: _____ 邮编: _____ 电话: _____

企业产品: _____

索阅期号: _____ 年 _____ 月(每次仅限壹期)

复印有效

《压电与声光》广告免费咨询卡

姓名: _____ 职务: _____ 职称: _____ 单位: _____

地址: _____ 邮编: _____ 电话: _____

您对本刊 _____ 年 _____ 期的 ☐彩色 ☐黑白 ☐刊花广告

_____ 公司(厂家) _____ 产品/技术感兴趣

希望: ☐索取公司资料 ☐索取产品资料 ☐询问价格 ☐建立业务联系 ☐其他 _____

请将卡片寄往(或传真):《压电与声光》编辑部 读者服务部

通讯地址: 重庆南坪 2513 信箱(400060) 电话: 023-62919570 传真: 023-62805284

复印有效