

捷联式惯性导航仪设计^①

陈 凯, 张倩怡, 殷志国

(辽宁工程技术大学 机械学院, 阜新 123000)

摘 要: 针对惯性导航系统成本较高精度低无法广泛使用, 设计了一种新型的自主式微惯性导航系统, 采用 DSP 作为导航解算和控制的核心理处理器。导航解算算法利用四元数理论进行编写, 进而确定载体的速度、位置和姿态。实验结果表明, 相对数值误差为 10-4%, 测试相对误差为 10-3%, 计算时间为 40 μ s。系统大大降低仪器的重量、成本、体积, 具有广阔的市场应用前景。

关键词: 捷联式; 惯性导航; 四元数法; DSP

Design of Strapdown Inertial Navigation System

CHEN Kai, ZHANG Qian-Yi, YIN Zhi-Guo

(Mechanical College, Liaoning Technical University, Fuxin 123000, China)

Abstract: Inertial Navigation System can hardly be used because of its high cost and low accuracy. A new type of autonomous inertial navigation system is designed. It uses DSP as the navigational calculating and controlling processor. The arithmetic of navigational calculating is based on quaternion algorithm so as to determine the object's speed, position and posture. The result indicates that relatively numerical deviation is 10-4%, relatively test deviation is 10-3% and calculation time is 40 μ s. The weight, cost, volume is reduced in this design. It has wide market application prospect.

Key words: strapdown; inertial navigation; quaternion algorithm; DSP

捷联式惯性导航是指将惯性测量元件直接装在需要姿态、速度、航向等导航信息的主体上, 用计算机把测量信号变换为导航参数的一种导航技术^[1]。它完全依靠机载设备自主完成导航任务, 与外界不发生任何光或电联系, 隐蔽性好, 且工作不受气象条件的限制。因此已成为智能交通、航空、航海等领域的研究热点。姿态解算是捷联式惯性导航系统的关键技术, AUV 几乎无一例外都是基于欧拉角方法来求解运动微分方程, 这种方法可以很直观地得到 AUV 的位置和姿态角, 不过在纵倾角 $\pm 90^\circ$ 的情况下会产生奇异点。为克服不足, 采用了四元数法取代欧拉法。

1 系统的整体设计方案

在捷联式导航系统中^[2,3], 利用 AD 将 MEMS 惯性元件输出的信号转换成数字信号, 存储到 FIFO 中。处

理器 DSP 通过数据、地址和控制信号将 FIFO 中 6 组惯性数据按顺序存储到 SRAM 中的指定区域, 用来做解算、滤波等处理。系统框图如图 1。

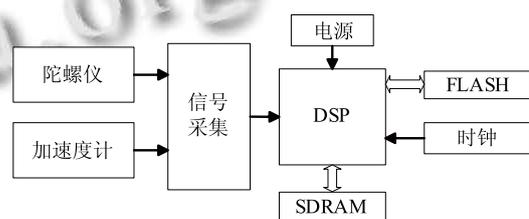


图 1 系统方框图

1.1 加速度信号检测电路

本文选用 MEMS 加速度计—LIS3L06AL。加速度计可以利用外部电容来限制 V_x 、 V_y 和 V_z , 但电容必须被添加到输出引脚, 进而实现低通抗锯齿滤波和降

① 收稿时间:2011-04-20;收到修改稿时间:2011-05-17

噪的功能。外部滤波器的截止频率 f_t 计算公式为：

$$f_t = \frac{1}{2\pi \times R_{out} \times C_{load}} \quad (1)$$

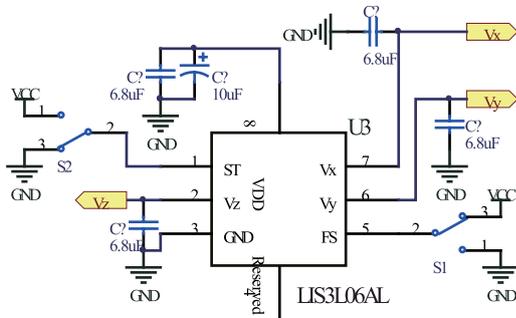


图 2 加速度信号检测电路

根据公式可以适当选取电容值来限制带宽。另外 LIS3L06AL 的输出电压与加速度之间是呈线性变化的关系。其电压的输出范围在 0.33V~2.97V 之间。LIS3L06AL 的电路虽简单，但性能优越，满足惯性导航系统的需要。图 2 为加速度信号检测电路的设计原理图。

1.2 角速率信号检测电路

本文采用 ADXRS610 角速率传感器陀螺仪。其主要由角速率检测和信号调理两部分组成。角速率检测是利用谐振陀螺仪的原理。采用两个多晶硅制成的传感器，每个传感器都包含靠静电产生谐振的抖动架，形成必要的速度因子，进而产生形成角速率所需的科氏力。信号调理部分主要将检测到的角速率信号进行增益和调试等处理，使之输出所需的模拟电压信号。

$$C_n^b = \begin{bmatrix} q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 & 2(q_1q_2 - q_0q_3) & 2(q_1q_3 + q_0q_2) \\ 2(q_1q_2 + q_0q_3) & q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 & 2(q_2q_3 - q_0q_1) \\ 2(q_1q_3 - q_0q_2) & 2(q_2q_3 + q_0q_1) & q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 \end{bmatrix} \quad (2)$$

坐标变换矩阵满足： $C_{nb}^b = (C_n^b)^T$ (3)

2.2 姿态角的计算

姿态角表示的姿态矩阵为：

$$C_n^b = \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \theta & \sin \psi \cos \theta & -\sin \theta \\ \cos \psi \sin \theta \sin \gamma - \sin \psi \cos \gamma & \sin \psi \sin \theta \sin \gamma + \cos \psi \cos \gamma & \cos \theta \sin \gamma \\ \cos \psi \sin \theta \cos \gamma + \sin \psi \sin \gamma & \sin \psi \sin \theta \cos \gamma - \cos \psi \sin \gamma & \cos \theta \cos \gamma \end{bmatrix} \quad (4)$$

其中， ψ 、 θ 、 γ 分别为 AUV 的航向角、俯仰角和

为消除外部重力和振动对测量的干扰，ADXRS610 采用两套陀螺仪的设计方案。在装置内部模块中，角速率检测部分由角速率传感器、驱动放大器和交流放大器组成，而信号调理部分由可变增益放大器、调制器和输出放大器组成^[4]。

1.3 数字信号处理器

DSP 是惯性导航系统中的核心部分，主要实现对惯性信号的实时采集和高速解算。DSP 的外围电路包括：FLASH、SRAM、JTAG 接口电路、复位电路、时钟晶振、电源电路。FLASH 和 SRAM 的数据线和地址线与 DSP 的 32 位数据线和 24 位地址线相连。外部采用 15MHz 的时钟晶振，在内置 5 倍频锁相环电路的作用下，输出 75MHz 之的 DSP 工作时钟频率。电源电路向 DSP 提供正常工作所需电压（3.3V 和 1.8V）。其基本的原理框图如图 3 所示。

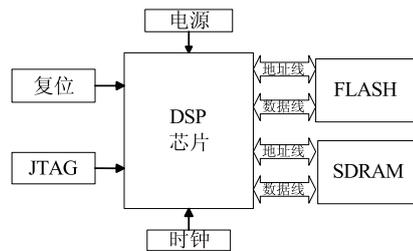


图 3 DSP 外围框图

2 捷联惯导系统算法编排^[5,6]

2.1 姿态矩阵的计算

根据姿态矩阵与四元数的关系，求得由载体坐标系向导航坐标系的坐标变换矩阵：

横滚角。从姿态矩阵 C_n^b 中提取 AUV 的姿态信息：

$$\begin{cases} \psi_{\pm} = \arctan\left(\frac{c_{12}}{c_{11}}\right) \\ \theta_{\pm} = -\arctan(c_{13}) \\ \gamma_{\pm} = \arctan\left(\frac{c_{23}}{c_{33}}\right) \end{cases} \quad (5)$$

定义航向角 ψ 范围为 $(0^\circ, 360^\circ)$, 俯仰角 θ 范围为 $(-90^\circ, 90^\circ)$, 横滚角 γ 范围为 $(-180^\circ, 180^\circ)$ 。由于三角函数固有的多值问题, 确定各姿态角的真值: $\theta = \theta_{\pm}$

2.3 速度的计算

通过对加速度计测量值计算, 可得到加速度计沿载体坐标轴的比力 f , 除去重力加速度等有害分量后, 就会得到 AUV 相对于导航坐标系的加速度。

AUV 相对于惯性坐标系的线速度 V 与位置矢量 R 的关系为:

$$V = \frac{dR}{dt} \Big|_i = \frac{dR}{dt} \Big|_e + \omega_{ie} \times R = V_e + \omega_{ie} \times R \quad (6)$$

AUV 相对于惯性坐标系的线加速度为:

$$a = \frac{dV}{dt} \Big|_i = \frac{dV}{dt} \Big|_e + \omega_{ie} \times V \quad (7)$$

将式(3-5)代入式(3-6)得到

$$a = \frac{dV_e}{dt} \Big|_e + 2\omega_{ie} \times V_e + \omega_{ie} \times (\omega_{ie} \times R) \quad (8)$$

又在地球坐标系和导航坐标系下有:

$$\frac{dV_e}{dt} \Big|_e = \frac{dV_e}{dt} \Big|_n + \omega_{en} \times V_e \quad (9)$$

故, AUV 相对于惯性坐标系的加速度 a 为:

$$a = \frac{dV_e}{dt} \Big|_n + (2\omega_{ie} + \omega_{en}) \times V_e + \omega_{ie} \times (\omega_{ie} \times R) \quad (10)$$

又由 $\frac{d^2 R}{dt^2} \Big|_i = f + G$ 得

$$a = \frac{d^2 R}{dt^2} \Big|_i = f + G \quad (11)$$

所以, AUV 相对于导航坐标系的速度方程的矢量形式为:

$$\begin{aligned} \frac{dV_e}{dt} \Big|_n &= f - (2\omega_{ie} + \omega_{en}) \times V_e - \omega_{ie} \times (\omega_{ie} \times R) + G \\ &= f - (2\omega_{ie} + \omega_{en}) \times V_e + g \end{aligned} \quad (12)$$

其中, $g = G - \omega_{ie} \times (\omega_{ie} \times R)$ 为重力加速度; $2\omega_{ie} \times V_e$ 为哥氏加速度, 由载体相对地球运动和地球旋转引起; $\omega_{ie} \times V_e$ 为载体在地球表面运动引起的向心加速度。式(3-12)即为捷联惯导比力方程, 导航坐标系下为:

$$V_e^n = f^n - (2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) \times V_e^n + g^n \quad (13)$$

式中 $g = [0, 0, g]^T$, g 为 WGS-84 坐标系下的重力加速度。

2.4 位置的计算

导航坐标系相对于地球的方位关系, 就是 AUV 的位置: 经度 λ 、纬度 ψ 和深度 d 。通过比力方程知道导航坐标系下的速度 V_e^n 后, 就可根据 AUV 东向、北向和地向的速度分量求取 AUV 位置。

$$\begin{cases} \lambda = \frac{V_E}{(R_N - d) \cos \varphi} \\ \varphi = \frac{V_N}{R_M - d} \\ d = V_D \end{cases} \quad (14)$$

R_M, R_N 为 WGS-84 坐标系下定义的参考椭球曲率半径:

$$\begin{cases} R_M \approx R_e (1 - 2f + 3f \sin^2 \varphi) \\ R_N \approx R_e (1 + f \sin^2 \varphi) \end{cases} \quad (15)$$

R_e 为赤道平面半径, $R_e = 6378137m$, 扁率 $f = 1/298.257$ 。

2.5 姿态角速率的提取

陀螺仪输出中的有效分量为 AUV 相对于导航坐标系的转动角速率 ω_{nb}^b , 因此, 在导航计算中, 要从陀螺仪输出 ω_{ib}^b 中减去因惯性坐标系相对导航坐标系的相对运动造成的陀螺仪输出分量。

$$\omega_{nb}^b = \omega_{ib}^b - \omega_{ie}^b - \omega_{en}^b \quad (16)$$

3 系统测试

测试中, 不考虑 AUV 初始时刻的位置、速度和姿态角误差。设定 AUV 初始位置为东经 120° , 北纬 36° , 深度为 0。初始姿态角 ψ 、 θ 、 γ 都为 0, 也就是初始时刻载体坐标系与导航坐标系重合。初始速度

1.5m/s。并以 1.5m/s 匀速向北航行, 10min 时航向向东发生 45° 的变化, 20min 时再一次向东转 45°, 航行总时间为 30min。测试结果如图 4、5、6 所示。

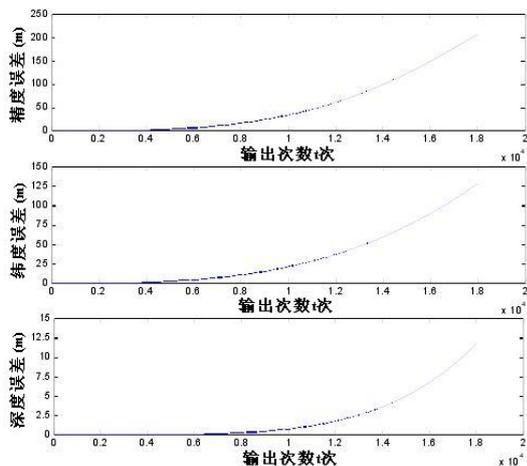


图 4 位置误差

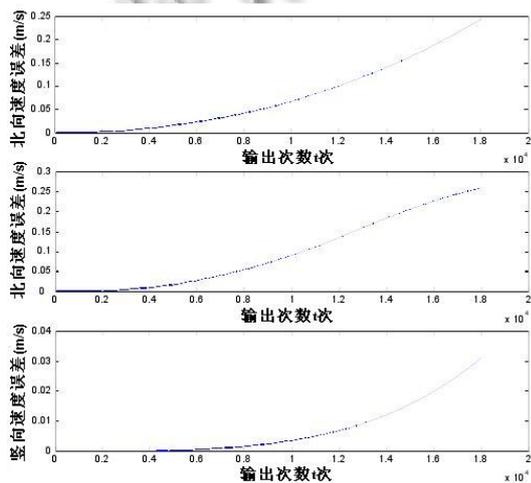


图 5 速度误差

测试结果为理想值与实际值的误差。位置误差包括深度、误差、经度误差, 速度误差包括垂直方向、东向、北向速度误差, 姿态角误差包括横滚角、俯仰角、航向角误差。

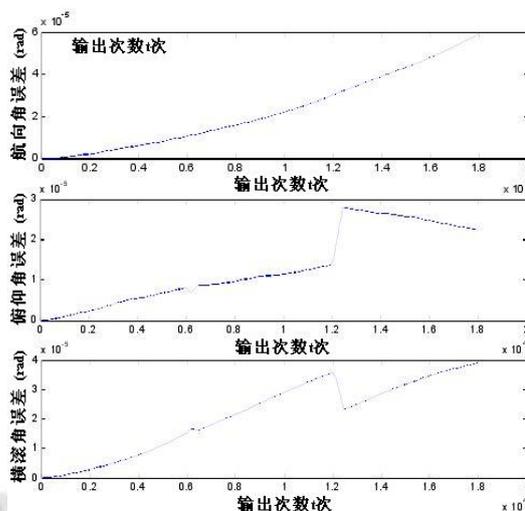


图 6 姿态角误差

4 结论

设计了捷联式惯性导航系统, 分别对其硬件和算法进行了阐述。采用低成本的 MEMS 传感器及高性能的 DSP, 并利用“四元数法”分析处理数据。试验结果表明, 位置精度、速速精度和姿态角精度都满足实用要求, 可以应用在各种导航控制系统, 应用价值很高。

参考文献

- 1 朱家海. 惯性导航. 北京: 国防工业出版社, 2008.
- 2 陈永冰, 钟斌. 惯性导航原理. 北京: 国防工业出版社, 2007.
- 3 周徐昌, 沈建森. 惯性导航技术的发展及其应用. 自动测量与控制, 2006.25.
- 4 Jewell. Inertial Sensor Specifications-LCF-25 30-.25G Servo Accelerometer-Fluid
- 5 张春慧. 高精度捷联式惯性导航系统算法研究[硕士学位论文]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2005.
- 6 赵耀霞. 惯性导航系统航向姿态计算算法研究. 机械工程与自动化, 2006(6).
- 7 张春慧, 吴简彤, 等. 四阶龙格-库塔法在捷联惯导系统姿态解算中的应用. 声学及电子工程, 2005.