文章编号:1002-0640(2016)07-0121-04

## 基于 ADIS16375 的误差补偿在姿态解算中的研究

尚婷婷,黄丽琼,喻 娜,周洪涛 (西安北方光电科技防务有限公司,西安 710043)

摘 要:在捷联惯性导航系统姿态解算的过程中,陀螺仪器件自身测量精度起到了重要作用。在 ADIS16375 元器件进行了工厂级校准和提供可选择滤波器库的基础上,针对影响姿态解算精度的最主要的两类误差:固定零偏和随机噪声,建立一种简单实用的特性模型。分别对固定零偏进行校正和采用小波滤波对陀螺仪误差进行补偿。试验结果表明陀螺仪误差补偿在静止状态零偏稳定性和角度漂移抑制方面有显著提高,而运动过程中在对角度漂移抑制的同时也提高了姿态解算精度。

关键词 姿态解算 ADIS16375 陀螺仪 误差补偿 小波变换滤波中图分类号 :V19 文献标识码:A

# Research on Error Compensation in Attitude Calculating Based on ADIS16375

SHANG Ting-ting ,HUANG Li-qiong ,YU Na ZHOU Hong-tao

(Xi'an North Electro-Optic Science & Technology Defense Co. Ltd Xi'an 710043 China)

Abstract In the attitude calculating process of strapdown inertial navigation system the measuring accuracy of gyroscope device itself plays an important role. Based on the factory calibration and providing optional filter bank of ADIS16375 isensor a simple and practical characteristic model has been established aiming at two kinds of error which have main influence of attitude calculating accuracy fixed zero bias and random noise. The fixed zero bias has been calibrated and wavelet filter has been used to compensate the gyro random error. Test results show that it is significant to improve the gyro error compensation to zero bias stability and angle drift suppression in the quiescent state. It can also inhibit angle drift then improve the attitude algorithm accuracy at the same time in the movement process.

Key words attitude calculating ADIS16375 error compensation ,wavelet filter

## 0 引言

对捷联惯导系统来讲,姿态矩阵起到了数学平台的作用,其计算精度与导航精度密切相关,因而是完成导航任务需要首先解决的问题。近年来,基于 MEMS(微机电系统)技术的微机械惯性器件日渐成熟,具有体积小、功能强、功耗低等特性,用 MEMS惯性器件构成惯性系统已成为目前惯性领域的一个研究热点[1]。MEMS 陀螺仪采用硅结构微机械系统,支持将运动转换为电信号的传感器功能。本文

选择 ADIS16375 作为惯性测量单元,模块尺寸为 44 mm\*47 mm\*14 mm ,更容易集成到电子系统中,但应用于姿态解算存在精度不高的问题 ,陀螺仪误差补偿可以弥补这一缺陷。本文采用零偏校正和小波滤波变换等方法对 ADIS16375 进行校准 ,以提高姿态计算精度。

## 1 姿态算法模型

 $C_B^N$ 是方向余弦矩阵,它表示载体坐标系 B 系与导航坐标系 N 系的位置关系,可由此推导在导航

收稿日期 2015-06-08

修回日期 2015-07-11

作者简介: 尚婷婷(1986-) ,女 ,河南商丘人,硕士研究生,工程师。研究方向: 惯性导航与制导。

坐标系中载体的姿态 即方位角、俯仰角和横滚角。 1.1 姿态矩阵的即时修正算法

建立对 $C_B^N$ 的即时修正算法如式(1),该算法的思路是以理想的载体系 B 坐标系和导航坐标系 N 系在数字即时修正区间内确定的(由  $\omega^B_{IB}$ 和  $\omega^N_{IN}$ 引起的)变化,作为每一即时修正时刻相对非旋转惯性系 I 系的连续间断点上的当前构造。

$$C_{B_{l(n)}}^{N_{l(n-1)}} = C_{B_{l(n-1)}}^{N_{l(n-1)}} C_{B_{l(n)}}^{B_{l(n-1)}}$$

$$C_{B_{l(n)}}^{N_{l(n)}} = C_{N_{l(n-1)}}^{N_{l(n)}} C_{B_{l(n)}}^{N_{l(n-1)}}$$
(1)

上式中, $C_{B_{l(n-1)}}^{N_{l(n-1)}}$ 表示  $t_{n-1}$  时刻 B 系与 N 系的转换关系 $C_{B}^{N}$ ; $C_{B_{l(n)}}^{N_{l(n)}}$ 表示  $t_{n}$  时刻 B 系与 N 系的转换关系 $C_{B}^{N}$ ; $C_{B_{l(n)}}^{B_{l(n)}}$ 表示 B 系相对 I 系从  $t_{n-1}$  时刻点到  $t_{n}$  时刻点旋转的方向余弦 $C_{B}^{N}$ 矩阵; $C_{N_{l(n)}}^{N_{l(n)}}$ 表示 N 系相对 I 系从  $t_{n-1}$  时刻点到  $t_{n}$  时刻点的方向余弦矩阵。

 $C_B^N$ 的列(和行)代表正交单位矢量,因此,它们在幅度上趋于 I 且彼此相互正交, $C_B^N$ 更新算法中,除了上述的基本 $C_B^N$ 修正算法外,也常常包括一个归一化和正交化算法以保证 $C_B^N$ 的各行和各列正交[2]。 $C_B^N$ 与其转置矩阵之乘积为单位矩阵。

#### 1.2 姿态解算算法

系统初步只考虑载体在定点的姿态信息,即知 定点经纬度信息即可确定初始姿态矩阵。并且在载 体转动角度时,其位移很小,它对姿态的影响基本可 忽略。捷联惯性导航姿态算法流程图如图1所示:

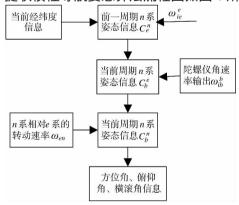


图 1 导航坐标系下姿态计算流程图

## 2 MEMS 陀螺仪特性分析及误差补偿 模型

#### 2.1 MEMS 陀螺仪特性模型

ADIS16375 iSensor 是一款惯性测量系统,内置一个三轴陀螺仪和一个三轴加速度计。陀螺仪的主要性能指标为:角速度范围为±300°/s,灵敏度为0.013 108°/s/LSB,运动中偏置稳定性及角度随机游

走在  $1\sigma$  范围内分别为  $12^{\circ}$  /h 和  $1.0^{\circ}$  / $\sqrt{h}$  。它进行了工厂级校准和可供选择的  $4 \land FIR$  滤波器库 ,在此基础上建立陀螺仪的一种简单特性模型:

$$\omega_G = \omega + \omega_B + \omega_N \tag{2}$$

#### 2.2 固定零偏及其校正

对惯导系统来说,低漂移率是其最重要的技术指标之一<sup>[4]</sup>。而 ADIS16375 作为速率积分陀螺需要对旋转速率信号进行积分得到载体的旋转角度,积分过程产生对零偏和随机噪声的平均,导致旋转角度信号的误差以漂移效应为主,这对关键系统目标非常不利。从定量角度表示固定零偏对姿态角度漂移的影响为:

$$\Delta \theta = \int_{t}^{t+\Delta t} \omega_B \, \mathrm{d}t = \omega_B \cdot \Delta t \tag{3}$$

从式(3)可以看出固定零偏最终产生与积分时间成正比的固定漂移角度,并随时间累积,最终将导致姿态角度计算的发散和失准。试验表明它对姿态角度的解算产生至关重要的影响。

对固定零偏的测量为将 ADIS16375 安装在六轴台上,使基准轴(x, y, z)指向正(西,北,地),对准精度在若干角秒内。保持陀螺仪输入角速率为零的静止状态,预热一段时间,并设定采样间隔时间和测试时间,对陀螺仪的输出数据进行测量,按式(4)计算零偏。

$$\omega_B = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} \omega_i$$
 (4)

式(4)中  $\mu_j$  为陀螺仪第 j 个输出值 N 为采样次数。 2.3 小波滤波对随机噪声处理

实际 ADIS16375 元器件差异、测试环境的变化 (如转台的振动、电磁场、温度场等)使得陀螺信号随机噪声呈现非平稳随机性和非正态分布特性 ,事 先不可能得到准确的统计特性。因此 ,所建漂移模型也是时变的 ,必须实时拟合其模型、辩识参数才能达到补偿效果 ,而这在实时控制中难以实现 [5]。 所以在基于 ADIS16375 的捷联惯性导航姿态算法中使用小波滤波方法对陀螺信号滤波处理。

小波分析是一种时间窗和频率窗都可改变的时频局部化分析方法<sup>[6]</sup>。它的时间窗和频率窗随频率的变化而变化,以实现对低频分量采用大时窗,对高频分量采用小时窗的符合自然规律的方法。从而将有效信号和噪声分离,显示出良好的消噪效果。小波滤波不是平滑,而是去噪。平滑是去除高频

部分而保留低频部分,而去噪是不管信号的频率范围如何,都要试图去除所有噪声,保留所有信号。

小波滤波的过程为式(5),首先将离散函数即数字数列f(n)进行小波级数展开:

$$f(n) = \frac{1}{\sqrt{M}} \sum_{k} W_{\varphi}(j_{0}, k) \varphi_{j_{0}, k}(n) + \frac{1}{\sqrt{M}} \sum_{j=j_{0}}^{\infty} \sum_{k} W_{\psi}(j, k) \psi_{j, k}(n)$$
 (5)

n=0 ,1 2 ,… M-1 , $\varphi_{j_0,k}(n)$  为尺度函数 , $\psi_{j,k}(n)$  为小波函数。  $W_{\varphi}(j_0,k)$  和  $W_{\psi}(j_k)$  分别为小波级数展开的近似系数和细节系数 ,其计算如下:

$$W_{\varphi}(j_{0},k) = \frac{1}{\sqrt{M}} \sum_{n} f(n) \varphi_{j_{0},k}(n)$$

$$W_{\psi}(j,k) = \frac{1}{\sqrt{M}} \sum_{n} f(n) \psi_{j,k}(n)$$
(6)

其次对分解得到的各层系数选择一个阈值,对细节系数进行阈值处理。使用基于 Stein 无偏似然估计的软阈值估计,它是一种自适应阈值选择的均方差准则的无偏估计 $^{[7]}$ 。阈值 $\lambda = \sigma \sqrt{d_m}$   $\sigma$  为噪声标准差  $d_m$  为某个小波系数的平方值。软阈值则在硬阈值的基础上将较大的小波系数向零收缩,这样使重建信号避免间断。

$$\hat{W}_{\psi} = \begin{cases} \operatorname{sgn}(|W_{\psi}| - \lambda) & |W_{\psi}| \ge \lambda \\ 0 & |W_{\psi}| < \lambda \end{cases}$$
 (7)

最后将处理后的小波系数 $\hat{W}_{\psi}$ 代入式(5)进行信号重建。

选择各具优点的 3 种小波 Db4 、Sym4 和 Bior1.5 进行试验比较。其中 Db4 小波是一个紧支撑正交小波 不具有对称性。Sym4 是近似对称的紧支撑小波,是 Daubechies 小波的改进。而 Bior1.5 小波,其尺度函数和小波基函数都不是正交的,但具有紧支撑和对称性。在滤波信噪比和实时性的权衡下小波分解层数选为 4 层。陀螺在静止状态下 采样周期为 20 ms 采样 4 000 组数,分别使用上述 3 种小波对陀螺信号处理 结果如图 2 所示:

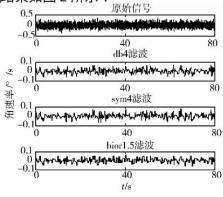


图 2 小波滤波对陀螺数据的处理

从图 2 中可以直观看出小波滤波数据与原始数据相比,其离散程度明显降低。定量分析三种小波变换的均方根,因为均方根直接对应陀螺信号的零偏稳定性这一性能。db4 小波、sym4 小波及 bior1.5 小波滤波的均方根依次为 0.007 050 3、0.006 086 3 和 0.007 453 9 因此 sym4 小波的滤波效果较好,后续试验中也将使用 sym4 小波。

### 3 试验及性能分析

试验中设定惯性坐标系 I 系(x, y, z)分别对应(东经 0°, 东经 90°, 天), 导航坐标系 N 系(x, y, z)分别对应(北,东,地)。测试地点经纬度为北纬 34° 16′ 32.9″, 东经 109° 0′ 29.2″。将安装有ADIS16375 的电路板安装在六轴台上,使初始位置轴(x, y, z)指向(西, z, z)指向(西, z, z)指向(西, z, z)指向(西, z, z)和在静止状态和运动状态下,达到稳定状态后采样 4 000 组数据,测试系统在标定前后的性能。

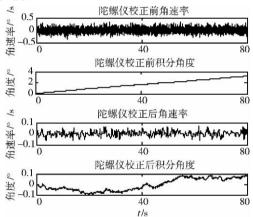


表 1 静止状态陀螺仪校正前后误差项分析

要佗(∘/s) 零佗钨宁州(∘/s) 00 a 和公色度海纹(∘)

	令佣( /	) 令师怎是注(	/3) 00 3 怀月用反原物(	)
标定前	0.033 6	0.034	3.2°	
标定后	0.001 0	3 0.007	< 0.2°	

下页图 4 是运动状态下陀螺仪校正前后角速率及积分角度的示意图。表 2 则从定量角度分析校正前后各误差项,在运动停止后静止的 80 s 过程中角度漂移从 1.36°下降到 0.16°以下,性能提高了8.5 倍。并且解算精度也有所提高。

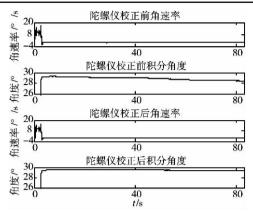


图 4 运动状态下陀螺仪校正前后 x 轴输出角速率及积分角度 表 2 运动状态下陀螺仪校正前后性能分析

	30° 积分角度(°)	80 s 角度漂移(°)
校正前	29.250 19	1.359 61
校正后	29.563 96	0.160 58

## 4 结论

针对 MEMS 传感器精度低的固有缺点,对 MEMS 陀螺仪进行特性分析并建立误差补偿模型, 在此基础上对 ADIS16375 陀螺仪的固有零偏和随

机噪声进行了零偏校正和小波滤波。试验结果验证 了这些措施的有效性,在静止状态零偏稳定性和角 度漂移抑制方面有显著提高,而运动过程中在对角 度漂移抑制的同时也提高了姿态解算精度。

#### 参考文献:

- [1] 肖昌怡. 基于 MEMS 的导航系统设计与实现[D].哈尔滨: 哈尔滨工程大学 2010.
- [2] NEMRA A AOUF N. Robust INS/GPS sensor fusion for UVA localization using SDRE nonlinear filtering[J]. IEEE Sensors Journal 2010, 10(4):789-798.
- [3] 何鲲鹏.MEMS 惯性器件参数辨识及系统误差补偿技术 [D].哈尔滨:哈尔滨工程大学 2009.
- [4] 禹玮 ,朱洪涛.光纤陀螺信号的数字处理方法[J].传感器 与微系统 2009 28(2):17-22.
- [5] 刘天亮 ,高胜利.硅微陀螺仪随机漂移建模及滤波[J].电 子测量技术 2010 33(9) 33-34 59.
- [6] 蒋庆仙 吴富梅. 基于小波阈值消噪的光纤陀螺信号的抗 差估计[J]. 惯性技术学报 2009 22(11):1596-1601.
- [7] 张通 ,张骏 ,张怡.基于改进小波阈值的激光陀螺漂移信 号降噪[J].仪器仪表学报 2011 32(2) 258-263.

#### (上接第120页)

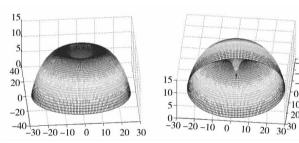


图 11 干扰机仰角为 90°时 图 12 干扰机仰角为 90°时 雷达探测区正视图 雷达探测区仰视图

天线正对雷达天线主瓣时,雷达探测距离最小,为 固定值,随着干扰机天线和雷达主瓣方向夹角变 大,雷达探测距离逐步变大,当夹角大于90°时,探 测距离不再变化同样为固定值。当采用分布式干扰 时,每个干扰机天线方向都会形成一个圆锥状的凹 陷。当干扰机相对于雷达仰角为90°时,在雷达探 测区顶部只会形成一个圆锥形凹陷 此时改变干扰 机数量和方位角不会对探测区形状有影响。

#### 结论 4

本文建立了分布式干扰条件下雷达探测区三 维模型,并对模型进行了仿真计算,根据仿真结果 可知 采用分布式干扰时可以有效压缩雷达探测区

范围 此外 在不同位置 采用不同干扰机数量进行 干扰时,雷达探测区范围也会有相应的变化。仿真 结果可以为战场指挥员实施雷达干扰提供决策支 持。本文只是基于一种简化的雷达天线方向图进行 了建模仿真,对于复杂的雷达空间干扰模型,还需 要结合具体的天线方向图,并考虑雷达盲区、大气 衰减以及地形等因素的影响,才能较为准确地给出 受干扰时的空间探测区 .而这也是本文下一步的研 究重点。

#### 参考文献:

-20

10

- [1] DARREN J B ,ROBIN J E ,MORAN B. Game theoretic analysis of adaptive radar jamming [J].IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems 2011 47(2):1081-1100.
- [2]张阳,何俊.干扰下雷达三维威力范围可视化研究[J].电 子信息对抗技术 2011(6):73-77.
- [3] 李天顺,李修和,冉金和.复杂电磁环境下雷达探测区域 空间建模及仿真 [J]. 指挥控制与仿真 2013 35(2):
- [4] 齐峰, 刘雅奇, 娄宁. 一种简化的雷达三维数据生成方法 研究[J].计算机仿真 2009,12(3):47-48.