

工学硕士学位论文

MEMS 惯性测量单元自动校准
算法研究与实现

**IMPLEMENTATION AND RESEARCH OF AUTO-
CALIBRATION ALGORITHM OF MEMS IMU**

邓文涛



哈尔滨工业大学

2010 年 12 月

国内图书分类号: TP27
国际图书分类号: 621

学校代码: 10213
密级: 公开

工学硕士学位论文

MEMS 惯性测量单元自动校准 算法研究与实现

硕 士 研 究 生	邓文涛
导 师	吴晓军 副教授
企 业 导 师	汪 滔 高工
申 请 学 位	工学硕士
学 科 、 专 业	控制科学与工程
所 在 单 位	深圳研究生院
答 辩 日 期	2010 年 12 月
授 予 学 位 单 位	哈尔滨工业大学

Classified Index: TP27

U.D.C: 621

Dissertation for the Master Degree of Engineering

**IMPLEMENTATION AND RESEARCH OF AUTO-
CALIBRATION ALGORITHM OF MEMS IMU**

Candidate:	Wentao Deng
Supervisor:	Associate Prof. Xiaojun Wu
Assistant Supervisor:	SE Tao Wang
Academic Degree Applied for:	Master of Engineering
Specialty:	Control Science and Engineering
Affiliation:	Shenzhen Graduate School
Date of Defence:	December, 2010
Degree-Conferring-Institution:	Harbin Institute of Technology

摘 要

MEMS(Micro-electromechanical Systems)惯性测量单元(**IMU**)具有体积小、测量范围大、可靠性高和易于实现数字化等优点,目前已经被广泛应用到汽车电子、精密仪器、航空航天等技术领域。但是,由于其测量精度较低、信号噪声较大、对外界环境(如温度、压力等)敏感等,因此就需要采取一些必要的措施来提高其精度。一方面,可以从制造工艺上优化机械结构设计,提高芯片信号处理电路性能及电磁屏蔽性能等;另一方面,通过分析它的输出数据,建立合适的误差模型,采用误差补偿技术减小其误差。

本文以 **DJI** 公司 **MEMS IMU** 为研究对象,对其进行了误差分析、建模和自动化校准补偿研究。首先,介绍了 **IMU** 在捷联惯导系统中的应用,分析了 **IMU** 的性能对捷联惯性导航系统导航精度的影响。其次,从机械构造、力学原理上对 **IMU** 中加速度计和陀螺仪测量原理进行了分析,指出了 **MEMS IMU** 产生误差的原因,建立了主要的确定性误差数学模型。最后,重点阐述了如何实现 **IMU** 确定性误差高效的自动化校准补偿过程。

本文中对 **IMU** 温漂的校准,在分析了 **IMU** 温漂特性基础上提出在全温度校准周期内采用小周期循环方式。结合本文设计的 45° 倾斜式旋转台,可以同时加速度计和陀螺温度数据进行采集。这种方式使得一般需要进行至少两次的全温度测试周期减小了一半。对于 **IMU** 中加速度计和陀螺三轴不正交误差,本文引入误差矩阵方法来进行校准。在标准的水平转台上,采集 **IMU** 六个面的平放与转动数据,然后通过与理想的正交矩阵运算得到各传感器的安装误差矩阵。另外,对温漂误差采用了多项式拟合方式进行模型参数辨识,并考虑到补偿算法的实际应用性,还对辨识结果做了进一步线性分段和表格化处理,使得整个校准方案更符合实际应用。整个系统以 **CAN** 总线作为上位机与 **IMU** 信息交换通道,以自定义通信协议进行通信。在 **PC** 机端,由 **Labview** 软件进行数据的采集、处理、显示和对程序的控制,实现整个校准系统自动化运作。

最后,对系统的校准结果进行了验证对比,结果表明本设计在 **MEMS IMU** 校准方面的可行性及实用性。由于设备简单、操作方便、校准周期短效率高,因此可以很好的应用到相关工业领域。

关键词: **MEMS** 传感器; 温漂补偿; 不正交误差; 误差模型; 自动化校准

Abstract

MEMS (Micro-electromechanical Systems) inertial measurement unit has advantage of small size, wide measurement range and high reliability. At present, it has been widely used in automotive electronic, precision instrument, aviation and space technologies, etc. However, with the low accuracy, large noise, sensitive to the external environment, such as temperature and pressure, it must be taken the necessary measures to improve accuracy. On the one hand, the performance of the chip signal processing circuit and electromagnetic shielding characteristic can be improved from the manufacturing process to optimize the mechanical design; on the other hand, the output error can be reduced by adopting error compensation technology.

Taking the MEMS IMU produced by DJI as the research object, its error analysis, modeling and automated calibration compensation are studied in detail. Firstly, this paper briefly introduces the application of IMU in strapdown inertial navigation system. And the influence of the IMU performance on strapdown inertial navigation system precision is analyzed. Secondly, from the mechanical structure and mechanical principle of IMU has carried on the analysis to accelerometers and gyroscopes measuring principle, points out the cause of the error, and gives the mathematical models of the major error. Finally, the paper expounds how to realize the automation of IMU error compensation process.

This article, which has analyzed the character of IMU temperature drift, proposes the small cycles method. By this way and the design of the 45° tilting rotary table, the system can collect accelerometer and gyroscope data at the same time. For three-axis accelerometer and gyro nonorthogonality error, the error matrix method is introduced for calibration. In addition, the temperature drifts error of polynomial fitting methods used for model parameter identification. The CAN bus is employed as information exchanging channel between host computer and IMU, and self-defined protocol is used for communication. In the PC side, the LabVIEW software is used to acquisition, processing and display the data and control of the program to realize the operation of the automated calibration system.

Keywords: MEMS sensor; temperature drift compensation; non-orthogonal error; error model; automated calibration

目录

摘 要	I
Abstract.....	II
第 1 章 绪论	1
1.1 MEMS 惯性技术发展现状	1
1.2 课题研究背景及意义	2
1.3 课题主要研究内容	3
第 2 章 捷联惯性导航系统简介	5
2.1 系统概述	5
2.2 基本原理	5
2.2.1 姿态矩阵	6
2.2.2 姿态方程解算方法	6
2.3 捷联式惯性导航误差	7
2.4 本章小结	8
第 3 章 MEMS 惯性测量单元误差分析	9
3.1 MEMS 惯性测量单元组成	9
3.1.1 加速度计测量原理	9
3.1.2 陀螺仪测量原理	10
3.2 MEMS 惯性测量单元误差模型	11
3.2.1 加速度误差模型	12
3.2.2 陀螺仪误差模型	13
3.3 本章小结	15
第 4 章 自动校准系统实现	16
4.1 系统总述	16
4.2 硬件平台	17
4.2.1 温漂测试平台	17
4.2.2 不正交误差测试平台	18
4.3 MU 误差模型辨识	18
4.3.1 温漂校准原理	18
4.3.2 不正交误差计算	21
4.3.3 误差数据处理	23
4.4 系统通信协议设计	28
4.4.1 CAN 总线概述	28
4.4.2 系统 CAN 通信协议设计	30
4.4.3 系统串口通信设计	32
4.5 上位机软件设计	33

4.6 本章小结	35
第 5 章 校准验证	37
5.1 温度补偿验证	37
5.2 不正交误差验证	40
5.3 姿态角实验	43
5.4 本章小结	43
结 论	45
参考文献	46
哈尔滨工业大学硕士学位论文原创性声明	49
哈尔滨工业大学硕士学位论文使用授权书	49
致 谢	50

第1章 绪论

1.1 MEMS 惯性技术发展现状

惯性技术是指惯性仪表、导航、制导、及测试设备和装置技术的统称。其中，惯性元件——加速度计和角速度传感器以及它们的单、双、三轴组合惯性测量单元技术的发展制约着其它惯性技术的发展^[1,2]。MEMS 惯性技术则最早由查德费曼(Richard Feynman)在 1959 年提出设想^[3]。1962 年第一个硅微型压力传感器问世^[4]。1977 年，美国斯坦福大学首先采用微机械加工技术制造出了一种开环硅加速度计^[5,6]。加州大学伯克利分校首次采用 $2\mu\text{m}$ 标准的 CMOS 工艺研制三轴加速度计，量程超过 100g，零偏小于 $20\mu\text{g}$ ，标度因数稳定性优于 5×10^{-5} ^[7]。20 世纪 80 年代才开始了微机械式陀螺仪的研究。1985 年，Drape 实验室首先开始研制微机械陀螺^[8]。2002 年，美国喷气实验室研制出了性能指标达到 1 %h 的硅微陀螺仪。同年，ADI 公司研制了商用陀螺仪产品 ADXRS，它将敏感单元和检测电路集成在一起，从而减少了噪声信号对输出的影响，同时也使芯片的体积和功耗大幅减小^[9]。

美国在 MEMS 惯性器件技术方面一直处于世界领先地位。许多著名惯性器件研究机构及公司，已经在该领域实现了较高精度的工程化产品。如美国 Honeywell 公司生产的硅微机械陀螺实验室精度已经突破 0.01 %h，工程应用精度实现 0.1 %h^[10]。在我国 MEMS 惯性技术的研究始于 20 世纪 80 年代，在跟踪国外先进技术的基础上，经过二十多年的发展，已经在 MEMS 惯性技术理论研究、原理样机开发等方面取得一定成果，研制出了多种方案的硅微加速度计和硅微陀螺仪，初步具备工业生产能力。其精度硅微加速度计零偏稳定性处于 5×10^{-3} ，硅微陀螺仪漂移处于 10~50 %h 的水平^[11,12]。

随着工业应用对 MEMS 惯性器件产量及精度的进一步需求，MEMS 惯性测量器件的误差补偿技术也成了一项关键技术。目前针对惯性器件的误差标定有以下几种方法：

第一，经典标定方法^[13,14]。一般是在常温下，主要考虑了 MEMS 惯性器件的静态输出误差。首先根据元件特性建立误差模型，利用精确的双轴或三轴转台用作参考。然后把陀螺输出与地球速率相比较，把加速度计的输出与当地重力比较。这种方法是通过多方位的摆放 IMU 来测得各种情况下的原始输出值，对于需要多少个位置，则取决于误差模型中需要辨识的项数。一般情况下有 6 位置法，

24 位置法等。每个位置的测量数取决于测量误差及所要求的精度。这种方法的优点是运算比较简单。但是，此方法只是在某一个常温点进行了建模，对于环境温度的变化及变化率问题没有考虑。此外，如果建模过程中采用过多的模型参数，必然会导致标定参数困难加大。

第二，分析方法^[15]。以捷联惯导系统的分析平台代替转台参考轴作角参考，直接利用输出将输出通过高精度的 kalman 滤波器实时处理。此方法适用于高精度的系统，缺点就是运算较为复杂。而且现代的标定技术一般利用卡尔曼滤波算法来获得标定系数的最优估计，但是要获得卡尔曼滤波算法的解析解是极其困难的，而且由最小二乘法推导的标定系数的解析解，并说明如何用比力和角速率的测量信息得到每个标定系数。

第三，借助于机器视觉技术标定 MEMS 惯性测量组合的方法^[16]。这种方法也是以三轴加速度计陀螺仪的标定因数、零偏误差和安装方位误差为对象，建立 IMU 数学模型。通过在外力的推动下，悬挂于两个屏幕之间的 IMU 作不规则运动，安装在 IMU 上的两根准直激光束在屏幕上生成四个指示光斑。借助于双目三维重构技术测量指示光斑在世界坐标系内的坐标，然后应用欧拉角算法确定载体坐标系相对于世界坐标系的旋转角速度向量和线加速度向量。求解 IMU 数学模型，确定模型中的待定参数^[17]。虽然此法降低了测试成本，但操作性和易用性差，不适合大规模应用，且此法仍然没有考虑温度因素的影响。

以上几种标定方法有其优点，当然也存在不足之处，并且主要没有充分的考虑到温度的影响。另外，要考虑到校准系统的实现难易程度，对分析法和机器视觉方法在工程应用方面可能存在不足。

1.2 课题研究背景及意义

随着现代惯性技术的不断发展，其应用领域也扩大到生产生活的各个方面。例如，随着 MEMS 惯性传感器的出现，捷联式惯性导航系统便显示出更为突出的优势。相比传统的平台式惯性导航系统，捷联惯性导航系统以数学平台取代了传统的机械平台，具有重量轻、体积小、可靠性高、价格便宜、反应时间短且有一定的精度等特点^[18]。但是，捷联式惯性导航的进一步发展，主要在于其中惯性测量元件技术的发展。由此可见，在捷联惯导系统中，微机械式(MEMS)惯性器件因其体积和成本的巨大优势，显示出良好的应用前景。但是由于微机械惯性器件自身的确定性误差以及陀螺仪和加速度计安装在飞行器上，直接承受着振动、冲击和角运动等原因，导航系统随着工作时间的延长，导航误差会随时间而积累^[19]。因此，为了保证微机械惯性传感器发挥其优势，就需要对这些误差做以人为的处

理。

目前,对 MEMS 陀螺仪与加速计的误差标定主要集中在对器件确定性误差与其本身随机误差的研究。由于随机误差的变化规律具有不确定性,一般是通过统计的方法得到它们的统计变化规律,然后再利用滤波等方法使随机误差减小^[20]。对于确定性误差,主要体现在由环境温度改变带来传感器零点漂移和比例因子失真,由于生产工艺或焊接工艺带来的三维传感器得三轴之间非正交耦合误差,外界压力对传感器产生的误差及传感器自身的非线性误差等。

1.3 课题主要研究内容

针对 MEMS 惯性测量器件,本课题研究的对象是应用于小型无人直升机捷联惯性导航控制系统中的 MEMS 惯性测量单元(IMU)。此惯性测量单元主要是由一个三轴 MEMS 加速度计和三个单轴 MEMS 陀螺仪组成。分析了 MEMS 惯性测量的误差产生原因,在已有理论上建立适合的惯性测量器件的误差模型,从而实现了对加速度计和陀螺输出误差的自动补偿,并且基于 labview 软件和 CAN 总线设计了能够简洁、高效、易于批量化生产的自动化校准系统。最后通过实验分析了补偿的准确性和有效性,给出了实验结果。

论文的主要研究内容如下:

(1) MEMS 加速度计和陀螺仪误差分析与建模

从 MEMS 惯性加速度计和陀螺仪的结构设计、力学原理、信号转换等方面对其进行分析,由此得出 MEMS 惯性器件的各种误差及产生原因。另外,对目前有关各种误差的研究情况做以分析类比,进而提出课题本文的误差模型。

(2) 研究 MEMS 加速度计和陀螺仪温度漂移特性,实现 IMU 的温度自动补偿

重点分析了 MEMS 加速度和陀螺仪的温度特性,研究其温度误差模型。提出了在全温度周期中采用小周期循环方式,并结合所设计的 45° 倾角转台,使得能够一次性测量 IMU 三轴加速度和三轴陀螺仪温度误差数据,并提出对测量误差数据先整体最小二乘拟合,再局部分段处理的思想,达到精度和适用性两方面的平衡。

(3) 分析 MEMS 惯性传感器不正交误差,实现轴不正交误差补偿

针对 MEMS 加速度、陀螺的三个测量轴之间互相不正交而产生的误差,提出了补偿矩阵方法,分析并设计实验进行测量补偿,对 IMU 整个定值误差进行进一步细化补偿。

(4) 设计了整个误差采集、分析、计算、补偿的自动化实现软件平台

要进行 IMU 的定值误差补偿,对于各种定值误差原始数据的采集需要花费

大量人力物力，即使这样也不一定能够有效并完整的记录数据。本设计以 NI 公司 Labview 软件为平台，以 CAN 及串口组建数据通信网络，实现了 MEMS 惯性测量单元从误差数据的测量、传输、分析、计算及补偿的自动化或半自动化。

(5) 系统验证及总结

对本文提出的方法，给出了实验结果及验证比较，说明了校准算法及自动化方法的可行性和易操作性。最后，对本论文研究工作进行了总结以及对未来的工作做以展望。

第2章 捷联惯性导航系统简介

2.1 系统概述

捷联惯性导航系统主要是由 MEMS 型陀螺和加速度计组成的惯性测量装置 (IMU) 直接安装在载体上, 惯性元件的敏感轴安置在载体坐标系三轴方向上。在载体的运动过程中, 三个自由度陀螺仪用来测量载体的三个方向的转动运动; 三个加速度计用来测量载体三个方向的平移运动的加速度, 并由此计算载体坐标系到导航坐标系的坐标系变换矩阵, 再通过该矩阵, 把加速度计测得的加速度信息变换至导航坐标系, 然后进行导航计算, 得到所需要的导航参数。

2.2 基本原理

捷联惯性导航系统最大特点是没有实体平台, 即将陀螺仪和加速度计直接安装在机动载体上, 在计算机中实时地计算姿态矩阵, 通过姿态矩阵把导航加速度计测量的载体沿载体坐标系轴向的加速度信息变换到导航坐标系然后进行导航计算, 同时从姿态矩阵的元素中提取姿态和航向信息^[21]。可以看作是主要由捷联惯性测量单元和导航计算机组成, 如图 2-1 所示。

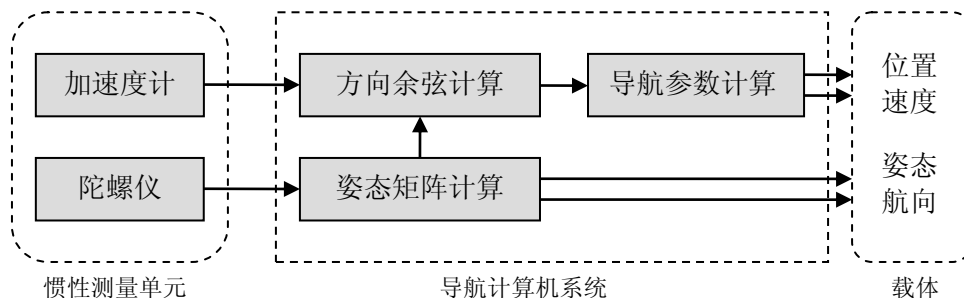


图 2-1 捷联惯导系统框图

由此可见导航计算机完成了传统导航平台的工作, 所以也称为捷联惯导系统的数学平台。惯性测量装置一般是陀螺仪和加速度计组成, 为了能够测量载体在惯性空间中全姿态和位置信息, 就必须采用三个方向的陀螺仪及三轴的加速度计, 如图 2-2 所示。导航计算机考虑体积一般采用嵌入式 CPU, 如 ARM、DSP 等^[22]。导航计算机将惯性数据采集进来, 换算成比力和角速度计信息, 结合姿态矩阵计算出三轴速度、坐标位置、三个姿态角等导航参数。

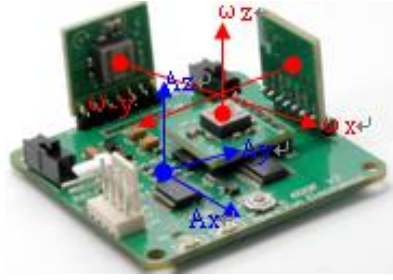


图 2-2 三轴陀螺仪和三轴加速度计组合

2.2.1 姿态矩阵

载体坐标系 $OX_bY_bZ_b$ 和导航坐标系 $OX_nY_nZ_n$ 之间的转换矩阵(即姿态矩阵)可以用载体坐标系到导航系的三次转动得到, 分别用航向角 H 、俯仰角 Ψ 、横滚角 θ 来表示。

由三次转动可以得到导航坐标系到载体坐标系之间的转换矩阵^[22]:

$$C_n^b = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \psi & -\sin \psi \\ 0 & \sin \psi & \cos \psi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos H & -\sin H & 0 \\ \sin H & \cos H & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2-1)$$

$$= \begin{bmatrix} \cos H \cos \theta + \sin H \sin \psi \sin \theta & \cos H \sin \psi \sin \theta - \sin H \cos \theta & -\cos \psi \sin \theta \\ \sin H \cos \psi & \cos \psi \cos H & \sin \psi \\ \cos H \sin \theta - \sin H \sin \psi \cos \theta & -\sin H \cos \theta - \cos H \sin \psi \cos \theta & \cos \psi \cos \theta \end{bmatrix}$$

MEMS 型加速度计和陀螺仪, 它们沿载体坐标系三轴方向安装。陀螺输出的是载体相对惯性空间转动的角速率在载体系中的投影 ω_{ib}^b (上标 b 表示该物理量是 b 系中的投影); 加速度计测量的是载体相对惯性空间的加速度在载体系中的投影 α_{ib}^b , 称它为比力^[23]。而对于捷联惯导系统, 导航计算要在导航坐标系中完成。因此, 首先要将载体系中的量 α_{ib}^b 转化为导航系中的物理量 α_{in}^n , 即实现载体坐标系到导航坐标系的坐标转换。这个转换由矩阵 C_b^n 完成, 称姿态矩阵, 也就是上面所求 C_n^b 矩阵的逆矩阵^[24]。

2.2.2 姿态方程解算方法

假如已经知道用欧拉角表示的姿态矩阵, 那加速度计测得的载体 α_{ib}^b , 就可以通过公式 $\alpha_{in}^n = \alpha_{ib}^b C_b^n$ 得到导航坐标系中的比力 α_{in}^n 。在实际应用中与此正好相反。姿态矩阵的实时计算是捷联惯性导航的关键任务, 算法很多, 主要有欧拉角法,

方向余弦法，四元数法和等效旋转矢量法等。

欧拉角法是一种三参数法，计算简单，无须正交化处理。缺点是在俯仰角 $q = \pm 90^\circ$ 时会出现“奇点”，所以不适合全姿态飞行。而且，该算法漂移误差较大，一般在捷联姿态算法中很少应用^[25]。

方向余弦法是一种九参数法，通过积分微分方程 $\dot{C} = C \times W$ 来计算姿态矩阵，可以直接得到姿态矩阵，但计算量很大并且存在非正交化误差，需要进行正交化处理，而其正交化过程很复杂，这种方法在捷联姿态计算中应用较少^[26]。

四元数法早在 1843 年哈密尔顿就提出了，但到最近十几年随着空间技术计算技术特别是捷联惯导技术的发展，四元数理论才得到真正应用^[27]。具有计算量小，存储容量小等优点，只需要进行简单的四元数规范化处理就能够保证姿态矩阵的正交性。四元数法是一个数学分支用于定义两个坐标系之间的转动关系。

等效矢量法包括单子样递推、双子样转动矢量、三子样转动矢量和四子样转动矢量法以及在此基础上的各种修正算法和递推算法^[28]。等旋转矢量法是波尔兹(Bortz)和约当(Jordan)用旋转矢量的概念构造的一种算法，目的是用来补偿在数值积分法中对角速度矢量积分造成的不可交换误差。但是等效转动矢量微分方程的解较难写出适合于计算机的递推表达式。

2.3 捷联式惯性导航误差

捷联式惯性导航的误差主要可以分为三个方面：

(1) 传感器元件误差。惯性导航中陀螺仪和加速度计的误差会通过积分作用而积累，对导航精度产生很大影响，所以常常采用辅助导航系统如 GPS、多普勒导航仪来改善性能。这些误差可以分为位置误差、速度误差、姿态误差并统称为导航误差^[29]。

(2) 控制模型误差。在捷联式惯导系统的数学建模过程中，为了方便，经常采用一些简化模型，如地球重力场模型、地球形状近似模型等。如果这些简化模型的精度取得不够高，会直接影响到惯性导航计算的准确性，尤其是系统工作时间较长时。对此，应根据系统的实际工作目的和环境进行数学模型的选取，同时，还要考虑导航计算机的性能，数学模型越复杂、精确，导航计算机计算量就越大，对导航计算机的要求就越高^[30]。

(3) 控制算法误差。捷联式惯导系统需要进行大量的数学计算，计算过程中的舍项误差、数学平台的计算误差等是捷联惯导系统的误差源。在计算机技术不发达的过去，算法误差限制了捷联惯导系统的发展。随着计算机性能的提高和姿态更新四元数法的采用，这项误差已不是影响导航精度的主要因素，在系统误差中

比重减小^[31]。

2.4 本章小结

本章前两节简要介绍了捷联式惯性导航的基本原理及在导航计算中比较重要的几种解算方法，第三节总结了目前在捷联式惯性导航中存在几种主要的误差，说明了在捷联式惯性导航系统中，由于采用 MEMS 型测量器件所带来的误差，是整个系统最基本和最重要的误差。

第3章 MEMS 惯性测量单元误差分析

作为载体实时数据的采集部分，MEMS 惯性测量单元的精度对整个系统的影响至关重要，要提高它的精度一般有两种方式：一是改进 MEMS 器件的设计方法和加工工艺、微封装工艺，制造出更为精确的器件。二是在信号处理部分，采用噪声抑制及滤波算法，尽可能减少信号转换噪声，提高精度。本章主要就 MEMS 惯性测量单元确定性误差项的产生及如何减小做以分析。

3.1 MEMS 惯性测量单元组成

3.1.1 加速度计测量原理

MEMS 加速度计是用来测量加速度的器件，但因为加速度本身很不易测量，一般都是借助敏感质量变成力进行间接的测量，其原理与传统加速度计相同也是以牛顿惯性定律为基本工作原理。MEMS 加速度计一般由两部分组成，一部分是 MEMS 传感器，另一部分是信号处理芯片，如图 3-1 所示。

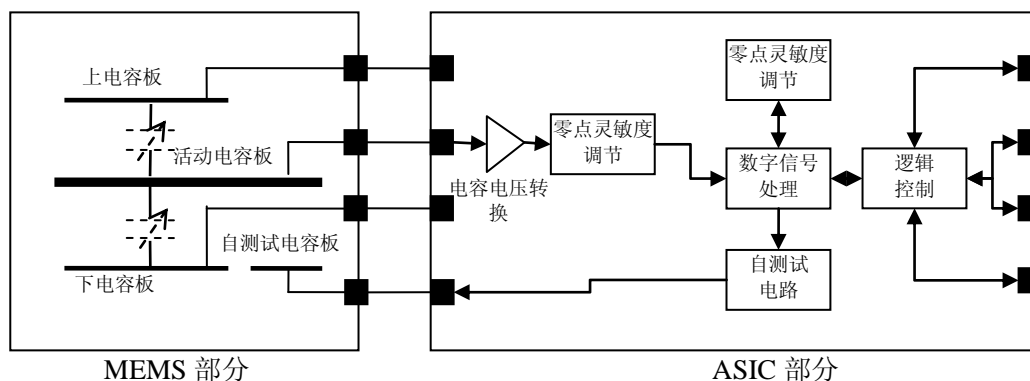


图 3-1 MEMS 加速度计内部结构

在测量部分，由于中间电容板的质量很大，而且它是一种悬臂构造，当速度变化或者加速度达到足够大时，它所受到的惯性力超过固定或者支撑它的力，这时候它会移动，它跟上下电容板之间的距离就会变化，上下电容就会因此变化。电容的变化跟加速度成正比。根据不同测量范围，中间电容板悬臂构造的强度或者弹性系数可以设计得不同^[32]。

本系统选用 Freescale Semiconductor 公司的 MMA7331L，它是一款低压型三

轴集成式硅微加速度^[33]，其内部结构如图 3-2 所示，主要技术参数如表 3-1 所示。

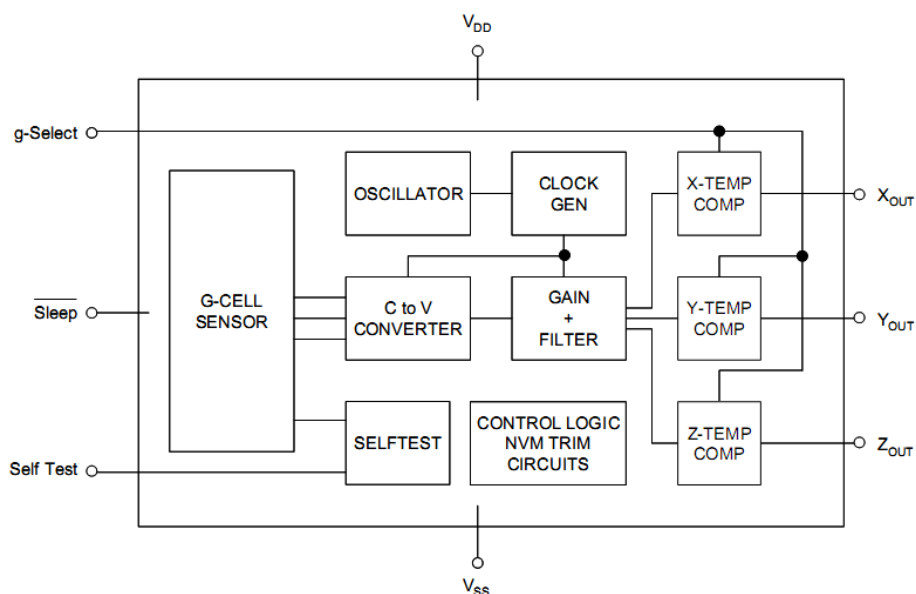


图 3-2 MMA7331L 内部结构图

3.1.2 陀螺仪测量原理

本设计中采用的陀螺仪选用 Analog Device 公司的 ADXRS610 单 Z 轴陀螺，它内部同时集成有角速率传感器和信号处理电路，具有体积小、可靠性高、测量范围宽等优点^[34]，其主要技术参数见表 3-1。在实际使用中，是将三片 ADXRS610 组合焊接成为三轴陀螺组件。其工作原理是利用哥氏(Coriolis)效应实现驱动和检测振动模态之间的能量转移，如图 3-3 所示。质量块 P 在旋转坐标系 XOY 平面，假定其沿 X 轴方向做周期性振动或其他运动时，旋转坐标系同时在绕 Z 轴以角速度 ω 旋转，则会在该质量块 P 上产生一个沿着 Y 方向的哥氏力，其矢量式可以按式 3-1 计算。

$$F_{cor} = -2m\omega \times v \quad (3-1)$$

式中 F_{co} ——哥氏力(N);

m —— 质量块 P 的质量(kg);

ω —— 坐标系角速度(rad/s);

v —— 质量块运动速度(m/s);

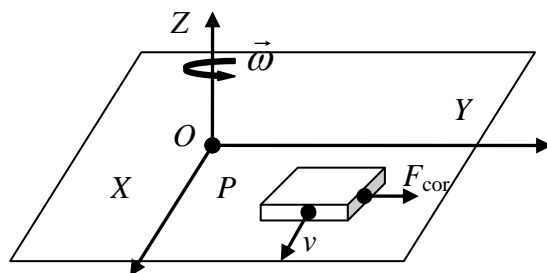


图 3-3 哥氏效应示意图

可以看出哥氏力直接与作用在质量块 P 上的输入角速度 ω 成正比，并会引起质量块 P 在 Y 轴方向的位移，获得该信息也即获得了输入角速度 ω 的信息。

表 3-1 MEMS 加速度计和陀螺仪主要技术指标

类型	技术指标	值
加速度计 (MMA7331)	工作电压	2.2~3.6V
	电流	400~600uA
	温度范围	-40° ~+125°
	灵敏度	75.2~91.9mv/g
	响应带宽	XY: 400Hz
		Z: 300Hz
	非线性度	-1~+1%FSO
	最大测量范围	-5000~+5000g
陀螺仪 (ADXRS610)	工作电压	2.2~2.8V
	电流	100uA
	温度范围	-40° ~105°
	灵敏度	5.52~6.48mV/°sec
	响应带宽	0.01~2500Hz
	非线性度	0.1% of FS
	最大测量范围	-300~300° /sec

3.2 MEMS 惯性测量单元误差模型

MEMS 惯性器件的误差总体而言可分为两大类，确定性误差和随机漂移。确定性误差包括零位偏差和刻度因子误差，以及三个测量轴之间相互不正交产生的安装误差。随机误差也是 **MEMS** 惯性器件的一种经典误差，它主要是同随常数、一阶马尔可夫过程和白噪声组成的，惯性器件的随机常数漂移在 **IMU** 启动并进入

正常工作状态后一般保持不变^[35]。因此，随机漂移是同信号漂移中的未知原因引起的，特点是其均值为零，在样本数据达到一定的规模的基础上，对惯性器件不产生影响。本文主要针对惯性器件的确定性误差进行补偿。

3.2.1 加速度误差模型

由前一节分析可知，MEMS 型加速度计在其制造工艺以及其信号测量及转换过程中，不可避免会产生各种误差。除此之外，外界环境对其也会产生较大影响，造成输出误差，最常见的就是温度对加速度的影响。总体而言，对于三维加速度计确定性误差有以下几种：

(1) 零位误差项

零位误差是指加速度计在处于零输入状态的情况下，输出不为零。如图 3-4 所示。主要因为制造精度引起的,每一个器件的零位误差是不一样的，而且它也是误差是最显而易见的部分。惯性器件的零位误差还受温度等环境因素影响，一些情况下还要对温度漂移进行补偿。

(2) 刻度因子误差项

理论上线性加速度计输入输出的比例因数应该为 1，但实际因为温度、震动、信号放大电路误差等原因，使得其输入输出因数不为 1。

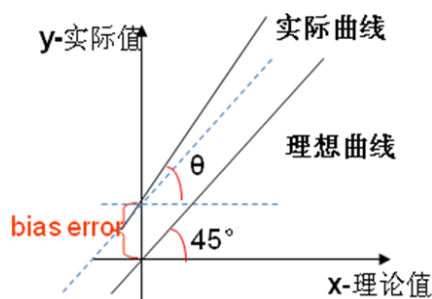


图 3-4 温度引起的误差示意图

(3) 三轴不正交误差项

由第二章中知道，理论上加速度的三个测量轴应该与载体的体坐标系重合的，当然也一定要是正交坐标系。但是对于三轴的加速度计或陀螺仪来说，由于制造工艺，安装工艺等原因，会产生三轴相互不正交现象，因此会产生不正交误差项。如图 3-5 所示，此误差的校准就是将一个不正交的坐标，通过坐标转换，使其正交化^[36]。

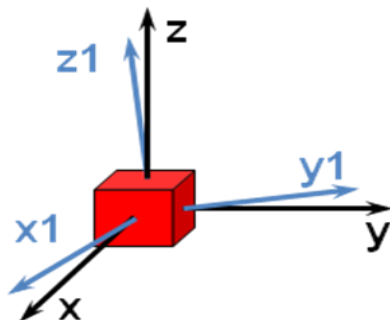


图 3-5 轴不正交误差

假设 MEMS 三轴加速度计 MMA7331L 的三轴静态测量值分别为 \hat{a}_x , \hat{a}_y , \hat{a}_z , 理想情况下输出分别为 a_x , a_y , a_z , 三轴加速度计的零位误差和比例因数分别为 b_x , b_y , b_z ; s_x , s_y , s_z , 并假设三轴不正交误差矩阵为 M , 则三轴加速度理想值与实际测量值之间的关系可以表示为

$$\begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix} = M \begin{bmatrix} 1/s_x & 0 & 0 \\ 0 & 1/s_y & 0 \\ 0 & 0 & 1/s_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{a}_x - b_x \\ \hat{a}_y - b_y \\ \hat{a}_z - b_z \end{bmatrix} \quad (3-2)$$

如果先不考虑 M 对加速度的影响, 及假设加速度三轴正交, 则在加速度静止时有公式

$$a_x^2 + a_y^2 + a_z^2 = g^2 \quad (3-3)$$

成立。将理想值用实际测量值表示, 则有

$$(s_x \cdot (\hat{a}_x - b_x))^2 + (s_y \cdot (\hat{a}_y - b_y))^2 + (s_z \cdot (\hat{a}_z - b_z))^2 = g^2 \quad (3-4)$$

其中, g 取当地重力加速值。那么, 三轴加速度的测量误差就可以表示为公式

$$e_i = \sum_{j=x,y,z} \left\{ S_{jj} \cdot (\hat{A}_{j,i} - B_j) \right\}^2 - g^2 \quad (3-5)$$

式中 $S_{jj} = \text{diag}(s_x \ s_y \ s_z)$ —— 加速度比例因数误差矩阵;

$\hat{A}_{ji} = (\hat{a}_x \ \hat{a}_y \ \hat{a}_z)$ —— 加速度测量值组成的向量(g);

$B_j = (b_x \ b_y \ b_z)$ —— 加速度零偏误差组成的向量(g)。

3.2.2 陀螺仪误差模型

在理想情况下, 陀螺仪驱动轴在高频震动时检测质量块是完全均匀、对称的

集中质量块，然而由于工艺误差引起的结构不对称，三轴不正交，材质分布不均匀等因素，造成了重心偏移、弹性变形、结构变形及各轴向交叉敏感，从而是测量产生误差。另外，外界温度、震动、检测电路干扰及安装偏差等也间接带入陀螺仪输出偏差。同样，将 MEMS 三轴陀螺组件各误差项及产生原因归纳如下：

(1) 温度产生的误差。因为温度的不同，会造成陀螺内部结构微小变形和检测电路温漂等因素，产生相应误差；

(2) 重力加速度产生的误差。是由于框架式结构陀螺仪在转动 $0 \sim 90^\circ$ 的过程中始终受重力加速度作用而产生的绕水平轴的不平衡力矩所致；

(3) 三轴安装产生的误差，由于在讲单轴陀螺焊接成三维陀螺组的时候，在工艺上不可能达到完全正交，所以导致不正交误差存在；

(4) 轴向交叉敏感误差，是由于运动物体线速度在各坐标轴上产生一定的角速度分量、牵连加速度等所致^[37]；

(5) 冲击震动误差，当载体动作突然过大所导致输出在某一时刻比其他时间都大，此误差可以看做外界异常干扰，可以通过简单的平滑滤波来加以消除。

除此之外，不同的类型的陀螺可能也会有不同种类的误差存在。一般情况下，陀螺仪三轴之间的交叉敏感误差可以忽略不计。在本课题中由 Analog Device 公司的单 Z 轴陀螺 ADXRS610 组成的三轴陀螺组基本误差模型如下：

$$\begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = M \begin{bmatrix} 1/s_x & 0 & 0 \\ 0 & 1/s_y & 0 \\ 0 & 0 & 1/s_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{\omega}'_x - b_x \\ \hat{\omega}'_y - b_y \\ \hat{\omega}'_z - b_z \end{bmatrix} \quad (3-6)$$

$$\begin{bmatrix} \hat{\omega}'_x \\ \hat{\omega}'_y \\ \hat{\omega}'_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \hat{\omega}_x \\ \hat{\omega}_y \\ \hat{\omega}_z \end{bmatrix} - H \begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix} \quad (3-7)$$

其中， ω_i 为陀螺输出理想值， $\hat{\omega}_i$ 为陀螺仪测量值， b_i 、 s_i 分别为陀螺仪输出零位漂移与比例因子， M 、 H 分别为三轴不正交误差矩阵与加速度对陀螺影响误差矩阵。

对线性 MEMS 陀螺，其非线性误差也比较小，如图 3-6 是 ADXRS610 陀螺输入与输出之间的对应关系。可以看出，在工作电压之内，输入输出之间保持着线性关系。

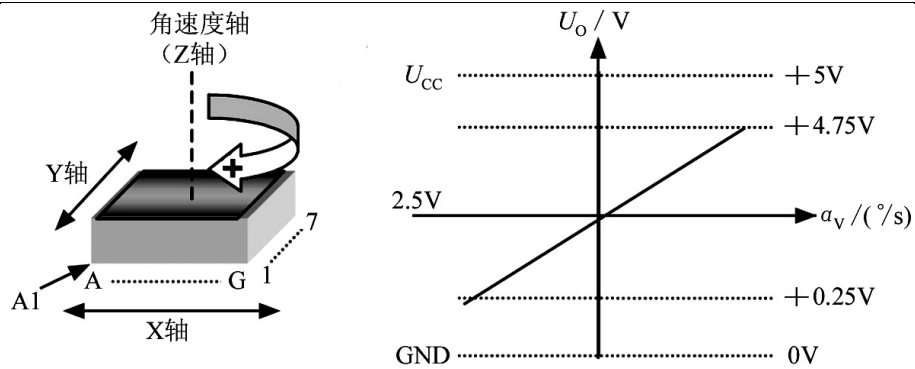


图 3-6 陀螺 ADXRS610 输入输出关系

另外，通过给陀螺不同的角速度输入，观察记录其输入与输出关系，也可以验证其线性特性。

3.3 本章小结

本章利用两小节，分别对 MEMS 惯性测量单元中加速度计、陀螺仪测量原理及其主要误差做了分析，并针对确定性误差，建立了误差模型。最后，就如何在实际中将模型中的各参数辨识出来，完成误差的补偿做了说明，提出了 IMU 误差自动补偿的基本算法思路。

第4章 自动校准系统实现

MEMS 型惯性测量单元的基本误差模型已经在第三章中给出，对于实际的应用，重点的任务是要如何设计试验来标定出传感器存在的误差以及如何有效地完成误差的有效快捷的补偿。本章将针对 MEMS 型 IMU 模块如何辨识温度产生的零点漂移、比例因数误差和安装误差等做以详细阐述。

4.1 系统总述

要完成对 IMU 原始信号的采集、误差的计算及误差的补偿，就需要通过实验的方法，激发出传感器的有效误差项，进而进行有效计算。在此设计中，对 IMU 的温度漂移，采用温控箱测试实验在全温度范围($-20^{\circ}\sim 80^{\circ}$)对加速度计和陀螺仪进行原始数据采集。然后通过误差算法，计算出 IMU 关于温度的误差量或者误差模型参数。对于 IMU 中传感器三轴不正交误差，采用水平转台对其进行修正。整个系统采用一台 PC 机进行控制，主要以 CAN 总线及串口总线进行数据的传输和控制命令的传输。校准系统框图如图 4-1 所示。

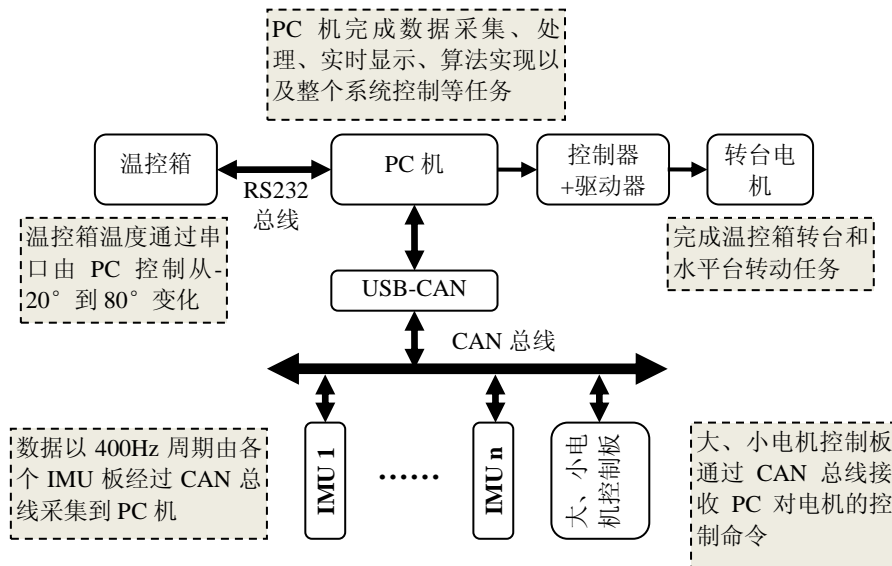


图 4-1 校准系统平台框图

实现 IMU 高效校准所要达到的目标：

- (1) 校准陀螺仪(Gyro)的 *bias* 温漂和 *scale* 温漂
- (2) 校准加速度计(Acc)的 *bias* 温漂和 *scale* 温漂

- (3) 加速度计陀螺仪坐标系的 *misalignment* 误差修正
- (4) 温控箱转台控制、温度控制
- (5) 水平转台控制

4.2 硬件平台

4.2.1 温漂测试平台

温漂是指传感器的输出随着温度变化产生的零偏，比例漂移是指刻度值比例偏差，并假设在特定区间内为线性变化。将惯性测量单元放在温度控制箱内，控制温度从 -20° 到 80° 变化。如何能够一次性将加速度和陀螺的零漂与比例偏差都测量出来，本设计采用将 IMU 模块安装到一个标准的轴线与水平线夹角呈 45° 的转台上，如图 4-2 所示。此转台可以做沿轴线方向和垂直轴线方向的两个自由度的转动。转台主转轴由固高运动控制卡控制，上位机通过调用固高卡控制函数 DLL，来完成对电机转速、圈数及启停的控制。IMU 支架换向是由一直流小电机完成，用一块 AMR 板来测量位置信息和速度信息，然后进行方向转换。它作为 CAN 总线一个节点，挂接在主干 CAN 总线上，上位机通过 CAN 来发送换向信号来达到自动换向控制。

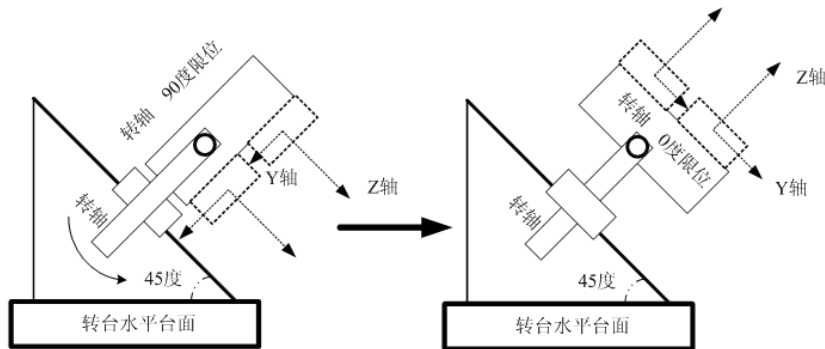


图 4-2 温控箱转台示意图

为了能够减小温度回滞带来的误差，并且使系统能够在常温下启停，在程序中设置温度变化如图 4-3 所示。

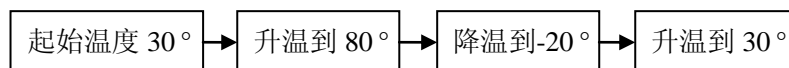


图 4-3 温控箱温度变化过程

4.2.2 不正交误差测试平台

IMU 的轴不正交误差是指加速度自身三轴不正交及陀螺仪焊接工艺带来的。要修正此误差，就必须通过一个较为精确的参考正交坐标系，并且能够在三自由度内转动。最好的办法就是采用三轴转台，如图 4-4 所示。能够让 IMU 在三个方向上分别转动测量原始数据，进而进行数据分析。

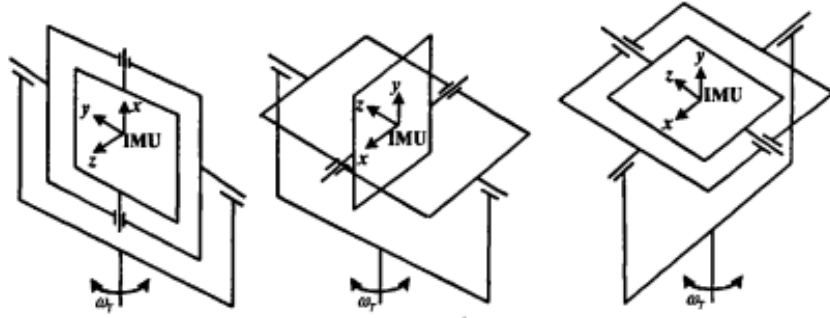


图 4-4 三轴转台示意图

上位机对转台的控制也是通过固高运动控制卡来完成，对转台的三轴换向控制由另一块 ARM 板实现，控制命令及位置信号的传输由 CAN 总线完成。整个平台是由编写的 Labview 系统控制程序中水平校准模块程序来完成。

本设计中实际的测量平台是由一个较为精确的水平台与一个 IMU 安装架组成，用它来代替三轴转台。如图 4-5 所示。转轴的控制与三轴转台控制一样，而三轴方向控制在测试时是通过人工翻转来完成。

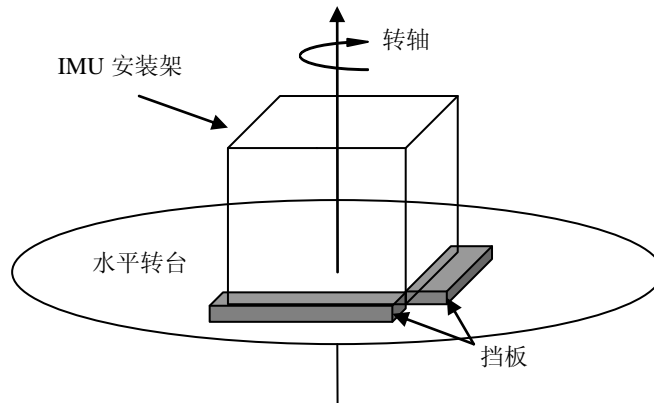


图 4-5 水平转台示意图

4.3 IMU 误差模型辨识

4.3.1 温漂校准原理

求解 IMU 中加速度计和陀螺仪随温度的变化产生的 *bias* 和 *scale* 漂移，可以

将 IMU 放入温控箱采集其静止输出求出 *bias* 误差，然后再以给定的速度绕两个轴的转动输出来分别求出 *scale* 误差。本设计考虑到温度的变化对加速度计和陀螺仪来说是非常缓慢的变化量，所以采用了小周期循环的方式，一次性来完成对 IMU 静止和转动过程的测量，极大的减少了校准的周期。整个温漂校准数据采集流程图如图 4-6 所示。

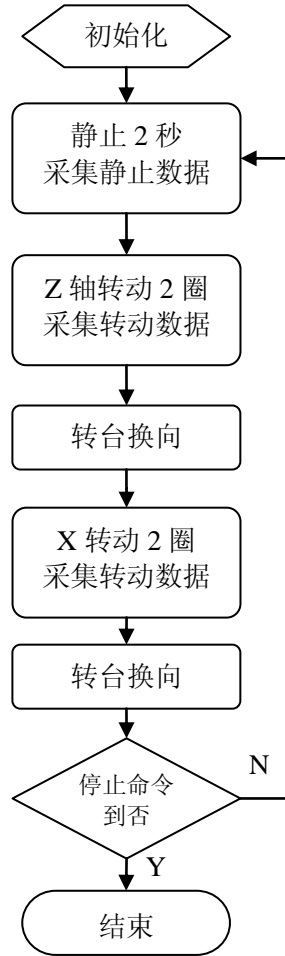


图 4-6 温控箱校准数据采集流程

4.3.1.1 加速度计

为加速度计在静止或匀速运动时，输出值只和当地重力加速度相关，按照上一节讲到的安装方式，当加速度计绕轴 *Z* 轴匀速旋转时，*Z* 轴输出为固定值，而 *XY* 轴输出在理论上应该是正弦曲线，如图 4-7 所示。用 a' 表示加速度计的测量值， a 表示加速度计的理想值，根据公式：

$$a' = a * scale + bias \quad (4-1)$$

如果知道了一个转动周期内的最大值 a_{\max} 和最小值 a_{\min} 两个量，就可以计算

出 $scale$ 值和 $bias$ 值。但是，转动过程中会存在有向心加速度分量，所以分别考虑有向心加速度和不考虑向心加速度两种情况讨论。

(1) 不考虑向心加速度

$$\begin{cases} a'_{\max} = a_{\max} * scale + bias \\ a'_{\min} = a_{\min} * scale + bias \end{cases} \quad (4-2)$$

其中 a_{\max} 和 a_{\min} 分别是理想状态下原始加速度的最大值和最小值。计算可知

$$scale = \frac{a'_{\max} - a'_{\min}}{a_{\max} - a_{\min}} \quad (4-3)$$

$$bias = \frac{a'_{\max} + a'_{\min} - scale * (a_{\max} + a_{\min})}{2} \quad (4-4)$$

通过理论计算可知，

$$a_{\max} = g * \cos\left(\frac{\pi}{4}\right) \quad (4-5)$$

$$a_{\min} = (-g) * \cos\left(\frac{\pi}{4}\right) \quad (4-6)$$

其中， g 取当地重力加速度。因此可知，

$$scale = \frac{a'_{\max} - a'_{\min}}{2g * \cos\left(\frac{\pi}{4}\right)} \quad (4-7)$$

$$bias = \frac{a'_{\max} + a'_{\min}}{2} \quad (4-8)$$

(2) 考虑向心加速度，设向心加速度影响为 λ ，则有

$$a_{\max} = g * \cos\left(\frac{\pi}{4}\right) + \lambda \quad (4-9)$$

$$a_{\min} = (-g) * \cos\left(\frac{\pi}{4}\right) + \lambda \quad (4-10)$$

同理可得出，

$$scale = \frac{a'_{\max} - a'_{\min}}{2g * \cos\left(\frac{\pi}{4}\right)} \quad (4-11)$$

$$bias = \frac{a'_{\max} + a'_{\min}}{2} - \lambda * scale \quad (4-12)$$

由此可见，对于向心加速度只对 $bias$ 产生影响，对 $scale$ 的影响可以抵消掉。

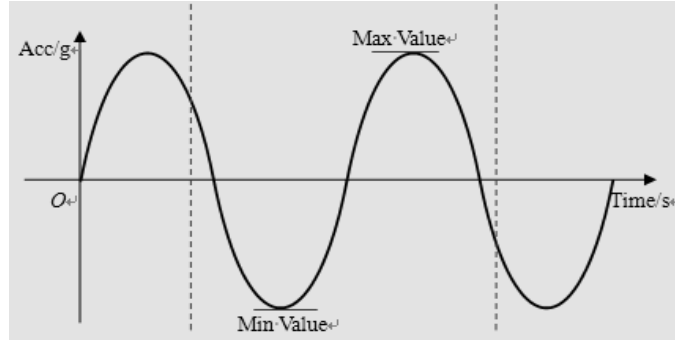


图 4-7 加速度输出示意图

4.3.1.2 陀螺仪

对陀螺仪，同样有公式 $\omega' = scale * \omega + bias$ 成立。因为陀螺的温漂就是在温度变化过程中，陀螺的静态输出随之变化量。所以，陀螺的 $bias$ 由小周期内 2 秒静止时测量求的。此时 $\omega = 0$ ，所以直接可以得出：

$$bias = \omega'_{\text{静止}} \quad (4-13)$$

而陀螺仪的 $scale$ 可以通过陀螺输入角速度值与输出角速度值的比值求的。在此阶段，IMU 中三单轴陀螺都是以 Z 轴方向安装在 IMU 校准支架内，所以，在小循环周期做 Z 轴旋转时，可以测量出陀螺的输出，进而用下面公式可计算其 $scale$ 量：

$$scale = \frac{\omega'_{\text{转动}} - b}{\omega_{\text{输入}}} \quad (4-14)$$

其中 $\omega_{\text{输入}}$ 为输入角速度， b 为此刻的 $bias$ 温漂(此处用静止时的 $bias$ 计算)。

4.3.2 不正交误差计算

4.3.2.1 加速度计

由于对不正交误差的校准需要较为精确地三轴水平转台，但此转台不易实现，所以在本论文中采用单轴的标准水平转台来代替三轴转台。通过人为改变 IMU 的位置和自动控制转台转动速度来完成对 IMU 不正交误差的数据采集。这里本文再结合上述温漂误差校准的基础之上，采用二次补偿方法，首先对加速度计的温漂进行了第二次的精确修正，然后再通过六位置法采集加速度计在不同位置下的输出数据，在理想情况下，加速度计静止时的输出在每个面放置时应该为 $+1g$ 或者 $-1g$ ，但是由于存在轴间不正交很难达到此理想值，所以，根据此理论就可以进行加速度计的不正交误差修正。

根据温控箱内的校准数据对温度引起的误差进行补偿。将主要的由于温度引起的误差项去除掉。假设在温控箱校准后 IMU 的输出任然存在误差，因为温漂校准过程当中存在一定的安装误差和其他因数引起的误差，将此误差也认为成零偏误差与比例系数误差，可以表示为 $bias2$ 和 $scale2$ 。在不考虑向心加速度的影响下，可以用如下公式表示：

$$scale2 = (a'_+ - a'_-)/(2g) \quad (4-15)$$

$$bias2 = (a'_+ + a'_-)/2 \quad (4-16)$$

通过此公式对在水平台对加速度计的安装误差进行校准前再用些参数对其再校准一次，以得到较为精确的加速度计输出，为接下来的安装误差的校准做准备。

对三轴的加速度计来说，如图分别对六个面进行测量再用矩阵的形式来表示测量的结果，令每行为加速度计三轴的输出，每列为各轴向上摆时三次不同的值，在理想情况下，此时的水平转台上加速度计的输出可以构造如下矩阵：

$$G = \begin{bmatrix} g & 0 & 0 \\ 0 & g & 0 \\ 0 & 0 & g \end{bmatrix} = g \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (4-17)$$

但因为存在安装误差，实际的输出矩阵不可能正好是单位阵，可能是：

$$B = g \begin{bmatrix} 1.0135 & 0.0127 & 0.0084 \\ -0.0189 & 1.0121 & 0.0045 \\ 0.0149 & -0.0007 & 1.0064 \end{bmatrix} \quad (4-18)$$

可以看出，实际的数据与理论的数据存在一定的偏差，原本对角线上值为 1 的数据并不是理论值 1，为零的数据也存在有微小的偏差，这些都是因为有安装误差的存在。因为三轴的不正交使得在满足其中两个轴水平的同时，必然有另外一个轴不在垂直方向上，所以输出就会有偏差。并且三个轴之间也存在相互的投影影响。但是，考虑到轴间交叉影响比较小所以在此忽略不计。

因此，加速度计安装误差校准，可以用矩阵法来校准。设一个矩阵 M ，使： $G=MB$ 则有：

$$M = GB^{-1} = \begin{bmatrix} 0.9986 & -0.0034 & 0.0041 \\ -0.00201 & 0.9972 & 0.0023 \\ 0.0023 & 0.0008 & 0.9897 \end{bmatrix} \quad (4-19)$$

M 矩阵即为加速度计的安装误差矩阵。

4.3.2.2 陀螺仪

对于陀螺仪的校准，由于陀螺仪的输出是载体的角速度，不容易测量与观察，所以可以通过对角速度进行积分可以得到角位移。例如将 IMU 在水平转台上绕某个轴转动一定的圈数，例如 5 圈，在进行数据采集的同时对其进行角速度的积分就可以得到其角位移。将 IMU 分别沿陀螺的三个轴放在水平转台上转 5 圈，三轴的陀螺输出积分的角位移数据以一个矩阵形式给出，每一行为三轴的陀螺输出，每一列表示一次转圈，则理想情况下应该输出如下矩阵：

$$C = \begin{bmatrix} 10\pi & 0 & 0 \\ 0 & 10\pi & 0 \\ 0 & 0 & 10\pi \end{bmatrix} = 10\pi \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (4-20)$$

但因为有安装误差，输出不可能是单位阵，可能是：

$$B = \begin{bmatrix} 64.3986 & -0.034 & 0.141 \\ -0.201 & 64.7262 & 0.023 \\ 0.2379 & 0.8250 & 64.1897 \end{bmatrix} \quad (4-21)$$

设存在一个矩阵 M ，

$$M = \begin{bmatrix} x_{11} & x_{12} & x_{13} \\ x_{21} & x_{22} & x_{23} \\ x_{31} & x_{32} & x_{33} \end{bmatrix} \quad (4-22)$$

使得 $C = MB$ ，即

$$\begin{bmatrix} 10\pi & 0 & 0 \\ 0 & 10\pi & 0 \\ 0 & 0 & 10\pi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_{11} & x_{12} & x_{13} \\ x_{21} & x_{22} & x_{23} \\ x_{31} & x_{32} & x_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 64.3986 & -0.034 & 0.141 \\ -0.201 & 64.7262 & 0.023 \\ 0.2379 & 0.8250 & 64.1897 \end{bmatrix} \quad (4-23)$$

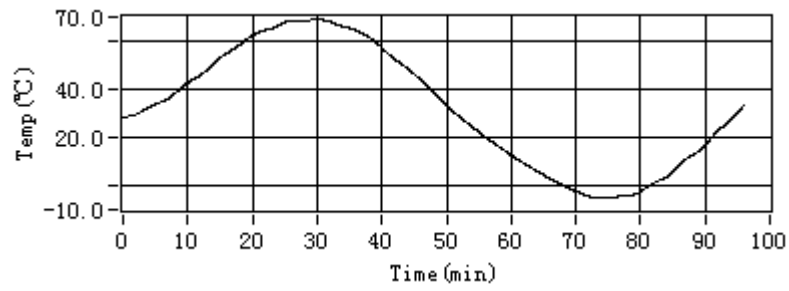
这里有九个未知数，由上式可得到九个方程，只要矩阵 B 的秩为 3，即可保证上式有解，可以得出矩阵 M ，

$$M = CB^{-1} = \begin{bmatrix} 0.9754 & -0.0135 & 0.0214 \\ -0.0117 & 0.9841 & 0.0023 \\ 0.0231 & 0.107 & 0.9851 \end{bmatrix} \quad (4-24)$$

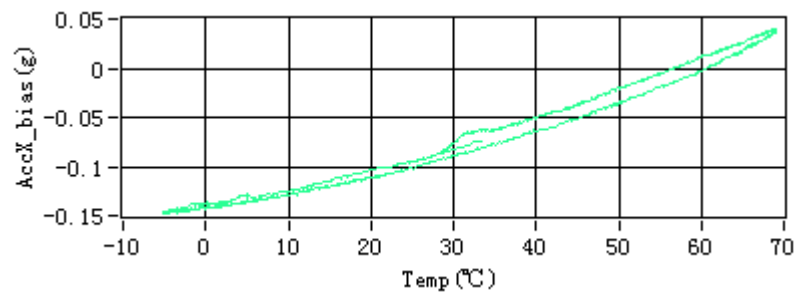
其中， M 矩阵即为陀螺的安装误差矩阵。

4.3.3 误差数据处理

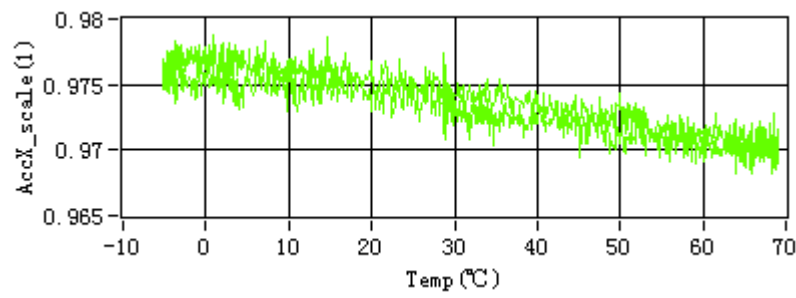
在经过全温度范围的一个回合的数据采集和计算之后，系统分别将加速度计和陀螺仪的三个分量 X ， Y ， Z 以及对应的温度量存储起来。但此时的数据量比较大，同时存在着温度回滞误差、震动引起的误差等。所以，需要数据进行处理，得到最终需要的误差数据或模型。如图 4-8 所示为温度、加速度和陀螺在全温度下的数据图。



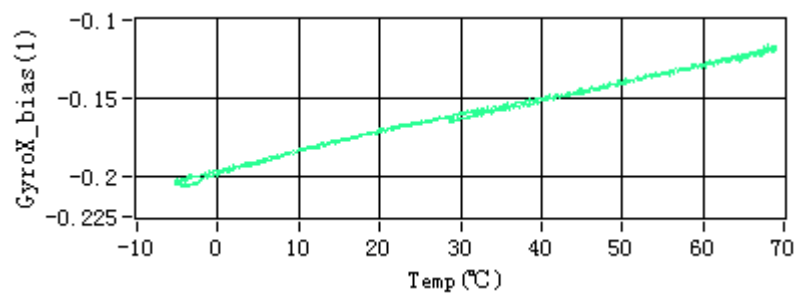
a) 温控箱温度曲线



b) 加速度计 *bias* 输出



c) 加速度计 *scale* 输出



d) 陀螺仪 *bias* 输出

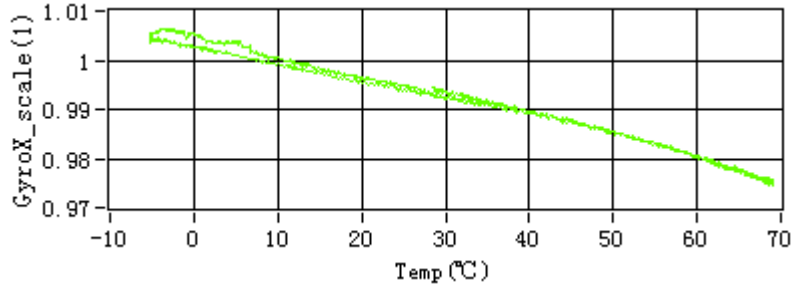

 e)陀螺仪 *scale* 输出

 图 4-8 全温度范围 IMU *bias* 和 *scale*

这时，对数据采用最小二乘法原理进行广义多项式拟合^[38,39]，设拟合后的最佳多项式为

$$p_n(x) = \sum_{k=0}^n a_k x^k \quad (4-25)$$

式中 x —— 输入数据序列 X ;

a —— 拟合多项式系数;

k —— 拟合多项式阶数。

假设给定数据点 $(x_i, y_i), (i=0,1,\dots,m)$ ， Φ 为所有次数不超过 $n(n \leq m)$ 的多项式构成的函数类，现求一多项式 $p_n(x) = \sum_{k=0}^n a_k x^k \in \Phi$ ，使得

$$I = \sum_{i=0}^m [p_n(x_i) - y_i]^2 = \sum_{i=0}^m \left(\sum_{k=0}^n a_k x_i^k - y_i \right)^2 = \text{Min} \quad (4-26)$$

当拟合函数为多项式时，称为多项式拟合，满足式(4-26)的 $p_n(x)$ 称为最小二乘拟合多项式。特别地，当 $n=1$ 时，称为线性拟合或直线拟合。

显然

$$I = \sum_{i=0}^m \left(\sum_{k=0}^n a_k x_i^k - y_i \right)^2 \quad (4-27)$$

为 $a_0, a_1 \dots a_n$ 的多元函数，因此上述问题即为求 $I = I(a_0, a_1 \dots a_n)$ 的极值问题。由多元函数求极值的必要条件，得

$$\frac{\partial I}{\partial a_j} = 2 \sum_{i=0}^m \left(\sum_{k=0}^n a_k x_i^k - y_i \right) x_i^j = 0, \quad j = 0, 1 \dots n \quad (4-28)$$

即

$$\sum_{k=0}^n \left(\sum_{i=0}^m x_i^{k+j} \right) a_k = \sum_{i=0}^m x_i^j y_i, \quad j = 0, 1, \dots, n \quad (4-29)$$

公式(4-29)是关于 a_0, a_1, \dots, a_n 的线性方程组, 用矩阵表示为

$$\begin{bmatrix} m+1 & \sum_{i=0}^m x_i & \cdots & \sum_{i=0}^m x_i^n \\ \sum_{i=0}^m x_i & \sum_{i=0}^m x_i^2 & \cdots & \sum_{i=0}^m x_i^{n+1} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \sum_{i=0}^m x_i^n & \sum_{i=0}^m x_i^{n+1} & \cdots & \sum_{i=0}^m x_i^{2n} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_0 \\ a_1 \\ \vdots \\ a_n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sum_{i=0}^m y_i \\ \sum_{i=0}^m x_i y_i \\ \vdots \\ \sum_{i=0}^m x_i^n y_i \end{bmatrix} \quad (4-30)$$

公式(4-29)或式(4-30)称为正规方程组或法方程组。可以证明, 方程组(4-30)的系数矩阵是一个对称正定矩阵, 故存在唯一解。从式(4-30)中解出 $a_k (k = 0, 1, \dots, n)$ 从而可得多项式

$$p_n(x) = \sum_{k=0}^n a_k x^k$$

可以证明, 式(4-25)中的 $p_n(x)$ 满足式(4-26), 即 $p_n(x)$ 为所求的拟合多项式。我们

把 $\sum_{i=0}^m [p_n(x_i) - y_i]^2$ 称为最小二乘拟合多项式 $p_n(x)$ 的平方误差, 记作

$$\|r\|_2^2 = \sum_{i=0}^m [p_n(x_i) - y_i]^2 \quad (4-31)$$

由式(4-31)可得

$$\|r\|_2^2 = \sum_{i=0}^m y_i^2 - \sum_{i=0}^m a_k \left(\sum_{k=0}^m x_i^k y_i \right) \quad (4-32)$$

由此, 可归纳多项式拟合的一般方法为以下几步:

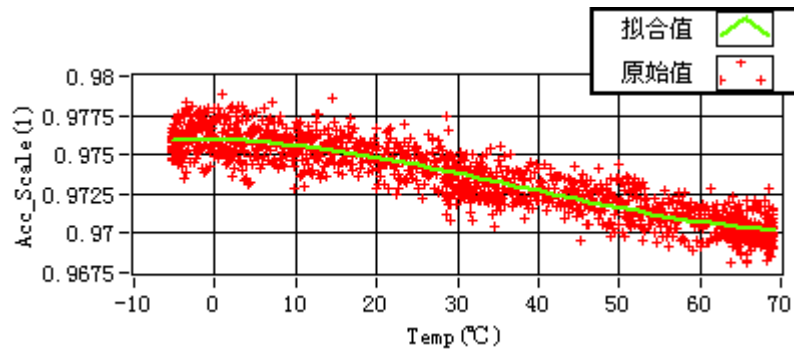
- (1) 由已知数据图形, 确定拟合多项式的次数 n ;
- (2) 列表计算 $\sum_{i=0}^m x_i^j$, ($j = 0, 1, \dots, 2n$) 和 $\sum_{i=0}^m x_i^j y_i$, ($j = 0, 1, \dots, 2n$);
- (3) 写出正规方程组, 求出 a_0, a_1, \dots, a_n ;
- (4) 写出拟合多项式 $p_n(x) = \sum_{k=0}^n a_k x^k$ 。

经过对加速度计和陀螺 *bias* 和 *scale* 数据的多项式拟合, 拟合多项式系如表 4-1 所示。

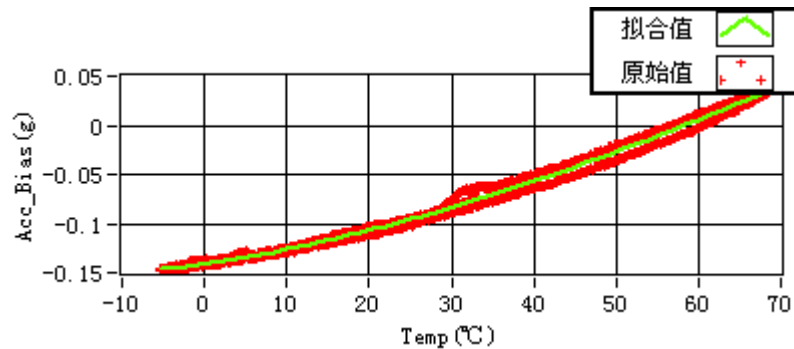
表 4-1 拟合结果

名称	轴	阶数	a_0	a_1	a_2
Acc_bias	X	N=2	-0.1408	0.0014	0.000017
	Y		-0.1292	0.0007	0.000021
	Z		-0.0739	0.0013	0.000023
Acc_scale	X		0.9759	-0.000061	-0.0000004
	Y		0.9685	-0.000071	-0.0000007
	Z		0.9838	-0.000049	-0.0000006
Gyro_bias	X		-0.1964	0.00123	-0.0000016
	Y		-0.1173	0.00092	-0.0000017
	Z		-0.2331	0.00169	-0.0000024
Gyro_scale	X		-0.9695	0.00105	0.0000051
	Y		-0.9762	0.00155	0.0000013
	Z		-0.9820	0.00198	0.0000048

本设计中取 $N=2$ ，二次多项式拟合之后，以加速度 X 轴 *scale* 和 *bias* 为例，拟合后的图形与拟合前比较如图 4-9 所示。



a) 加速度 *scale* 拟合



b) 加速度 *bias* 拟合

图 4-9 加速度计拟合比较

在实际应用中，考虑到需要尽量的减少 IMU 在正常工作中的补偿计算量和减

少 DSP 中数据存储空间等实际问题, 对温漂误差数据与不正交误差矩阵都采用表格形式存储到 DSP 的 flash 区中。表格的存储, 就需要对上述模型进行相应点数的离散化如图 4-10 所示。

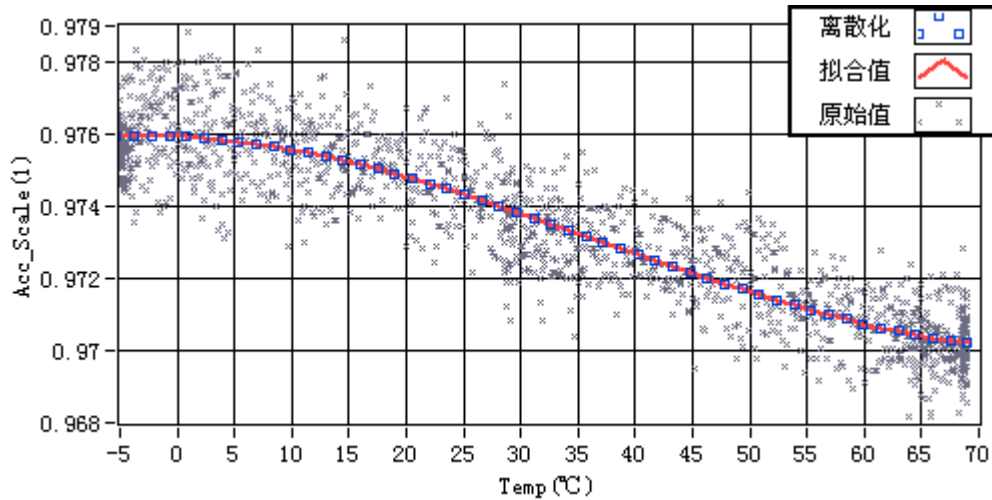


图 4-10 拟合后分段处理

每个 IMU 的 *bias* 和 *scale* 误差值离散后, 以温度值为基准进行存储, 将加速度计三轴和陀螺仪三轴数据分别存放, 以方便系统正常工作时的查表补偿。每组 50 个点的误差表格如表 4-2 所示。

表 4-2 加速度计 50 组误差表格

Temp °C	AccX_S g	AccX_B g	AccY_S g	AccY_B g	AccZ_S g	AccZ_B g
29.87633	1.0237	-0.07707	0.989761	-0.07541	1.010881	-0.26395
29.88548	1.023181	-0.0769	0.990424	-0.07552	1.010019	-0.2638
29.89603	1.021908	-0.07602	0.989499	-0.07432	1.01092	-0.26366
...

4.4 系统通信协议设计

4.4.1 CAN 总线概述

控制器局域网(controller area network)简称 CAN, 是 ISO 国际标准化的串行通信协议。总早是由 BOSCH 公司为现代汽车应用领先推出的一种多主机局部网。其数据传输速率最高可达到 1Mbit/s, 传输距离最远可到 10km, 并且理论上, CAN 总线上的节点数几乎不受限制^[40]。

4.4.1.1 CAN 工作原理

CAN 总线上一个节点(站)发送数据时, 它以报文形式广播给网络中所有节点。对每个节点来说, 无论数据是否发给自己, 它都对其先进行接收。这种报文格式称为面向内容的编址方案。CAN 总线报文采用短帧格式, 标准的数据帧由起始帧、仲裁域、控制域、数据域、校验域、应答域和结束帧组成, 如图 4-11a 所示。另外还有扩展帧格式, 如图 4-11b 所示。标识符是作为报文的名称, 在接收器的验收判断和仲裁过程确定访问优先级中使用; 远程发送请求位(RTR)确定发送远程帧还是数据帧; 数据长度码(DLC)确定每帧发送几个字节数据。

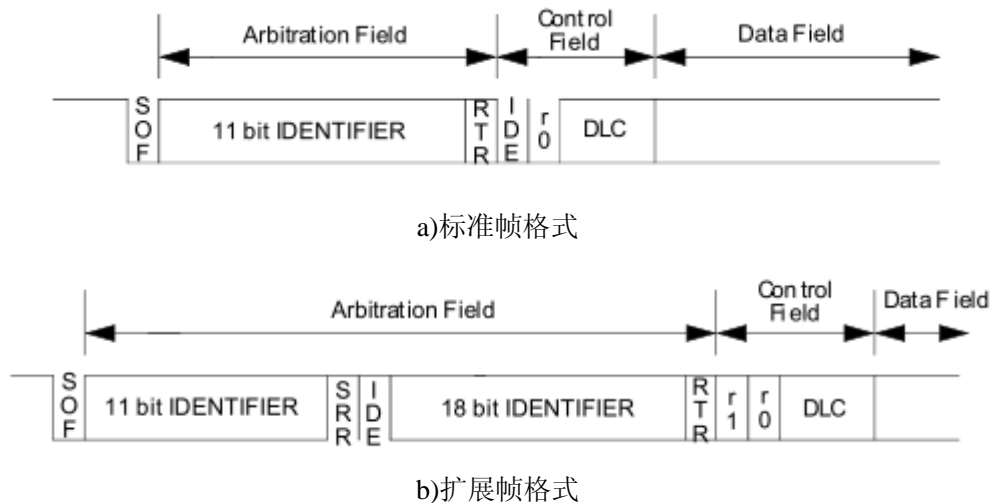


图 4-11 CAN 数据帧格式

在 CAN 网络上一个节点发送的报文可被网络上所有其他节点监听并应答。当总线开放时, 任何 CAN 节点均可开始发送报文。若多个节点同时开始发送报文, 总线访问冲突借助标识符进行逐位仲裁来解决。仲裁期间, 每一个发送器都将发送的位电平与在总线上监视到的电平进行比较。若相同, 则该单元可以继续发送; 若不同, 则该单元丢失仲裁, 且须退出而不再发送后续位。

对于多个节点同时发送情况下总线访问的仲裁, CAN 采用的是带优先权的非破坏性逐位仲裁机制来解决总线冲突的, 如图 4-12 所示。

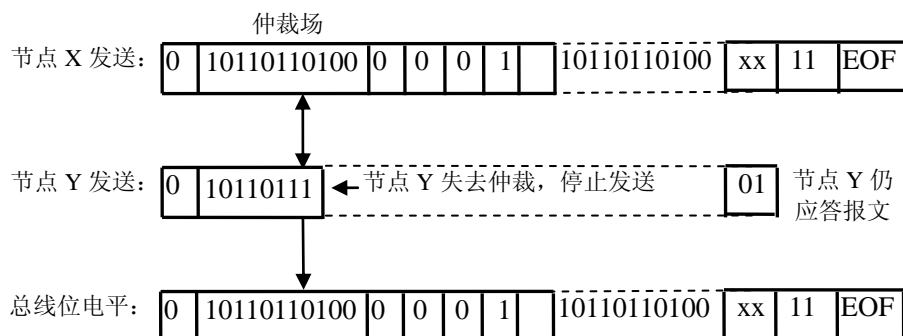


图 4-12 CAN 的非破坏性逐位仲裁

一个节点想要发送而另一个节点正在发送的总线访问情况，CAN 采用的是载波监听技术它^[41,42]。这二者共同的基础是 CAN 总线上一个节点发送的报文可被所有节点(包括自身)监听。带优先权的非破坏性逐位仲裁机制所依赖的其他基础是显性位(“0”)的优先权高于隐性位(“1”)，即当一个隐性位和一个显性位同时被发送至总线上时，总线上所出现的结果为一个显性位，“非破坏性”即是对高优先权的“0”而言的。参与逐位仲裁的位为仲裁场(11 位标识符和 RTR 位，对于标准格式而言)。

4.4.1.2 CAN 总线特点

(1) 废除传统的站地址编码，代之以对通信数据块进行编码，可以多主方式工作；

(2) 采用非破坏性仲裁技术，当两个节点同时向网络上传送数据时，优先级低的节点主动停止数据发送，而优先级高的节点可不受影响继续传输数据，有效避免了总线冲突；

(3) 采用短帧结构，每一帧的有效字节数为 8 个，数据传输时间短，受干扰的概率低，重新发送的时间短；

(4) 每帧数据都有 CRC 校验及其他检错措施，保证了数据传输的高可靠性，适于在高干扰环境下使用；

(5) 节点在错误严重的情况下，具有自动关闭总线的功能，切断它与总线的联系，以使总线上其他操作不受影响；

(6) 可以点对点，一对多及广播集中方式传送和接受数据。

4.4.2 系统 CAN 通信协议设计

陀螺仪温度	Temp_Gyro_X
	Temp_Gyro_Y
	Temp_Gyro_Z
角速度	Gyro_X
	Gyro_Y
	Gyro_Z
加速度	ACC_X
	ACC_Y
	ACC_Z
气压	Press

表 4-3 IMU 数据包格式

整个自动校准系统采用 CAN 总线为主，串口通信为辅的通信方式，利用 CAN 总线的可以实现分布式多点网络形式，使网络中的每个节点既可以作为接受数据从节点，也可以作为发送命令主节点。对上位机 PC 端，采用 ZLG 公司 USB-CAN II 作为 PC 机的 CAN 接口，使上位机可以方便的利用 CAN 完成对数据的采集、分析、处理以及和 IMU 之间的通信等。

(1) IMU 温漂数据包格式

在温漂数据采集中 IMU 数据由 DSP 实时采集，然后将数据打包发送到 CAN 总线上，主要的数据包包括陀螺三轴温度、三轴陀螺值、三轴加速度值以及气压计值，如图表 4-3 所示。

(2) 系统 CAN 协议设计

CAN 总线最大速率为 1Mbit/s，而每帧(约 120bit)中的有效数据(数据场)最大为 64bit，故 CAN 总线的有效数据速率为 500Kbit/s，即 62Kbytes/s 的速率传输。在满足节点数量要求的前提下，为了提高数据传输效率，系统采用 CAN 标准帧格式，即 11 位标识符。

在 CAN 协议的基础上，为了更方便的对数据进行接受与处理，本设计在对 CAN 的标准数据帧做了进一步封装，设计了如图 4-14 所示利于系统数据通信的数据包协议通用数据包格式。保证系统中 PC 机节点、IMU 节点、电机转向控制节点(ARM)之间的命令、数据有效传输。

Header 0x55aa55aa	Command Code (16bit)	Data_length (16bit)	Data (bytes)	End_flag 0x66cc66cc
----------------------	-------------------------	------------------------	-----------------	------------------------

图 4-14 系统 CAN 通信通用数据包格式

由此标准数据包格式，计算得知每包的长度为 $(14 + \text{datalength})$ 字节， $\text{datalength} = (\text{Acc} + \text{Gyro} + \text{press}) \ N = 20N$ 字节。假设每个数据包中有 N 组数据，即将 200(Hz)的实时数据打包为 $200/N(\text{Hz})$ 的频率上传给 PC 机。对于 CAN 总线上最多能挂多少节点的计算方法如下：

$$Num_{\max} = \frac{62000}{(14 + 20N)(200 / N)} \quad (4-33)$$

(3) 校准用到的 CAN 数据包格式及控制命令

基本 CAN 通信包有 2 种，通用的格式如图 4-14 所示，另外还有一种格式如图 4-15 所示，它用来通知 PC 机端校准 IMU 的板号信息。

Header 55aa	Command (16bit)	Board number (32bit)
----------------	--------------------	-------------------------

图 4-15 Imu 向上位机应答格式

其中，所有节点发送本节点 ID 格式为标准 11bit 标识符，数据包格式定义如图 4-16 所示。

ID (8bit)	Reserve (3bit)
--------------	-------------------

图 4-16 节点发送 ID 数据包格式

校准通信时，默认的通信 ID 为 0xFF，Reserve 为三位零，即标识符为 0x7F8，应该注意的是通信时重新分配的 ID 是放在标识符的高八位。重分配后，IMU 将以新的 ID 通信发送和接收数据，即 PC 到 IMU 和 IMU 到 PC 都以相同的标识符通信。其他主要命令及数据包格式如表 4-4 所示。

表 4-4 主要命令及功能

数据头	数据段	长度 bit	数据	数据尾
0x55aa55aa	进入标定	0	空	0x66cc66cc
0x55aa55aa	退出标定	0	空	0x66cc66cc
0x55aa55aa	开始发送	0	空	0x66cc66cc
0x55aa55aa	数据	28	数据	0x66cc66cc
0x55aa55aa	停止发送	0	空	0x66cc66cc
0x55aa55aa	写水平数据	16	数据	0x66cc66cc
0x55aa55aa	写温漂数据	16	数据	0x66cc66cc
0x55aa55aa	小电机转动	0	空	0x66cc66cc

4.4.3 系统串口通信设计

在温漂校准过程中，需要对温控箱进行自动启停、温度控制等自动化控制。利用温控箱上 RS232 输出口，对温控箱设置命令做了串口监听，获得了内部控制命令，然后通过上位机编程对温控箱实现了程序控制。

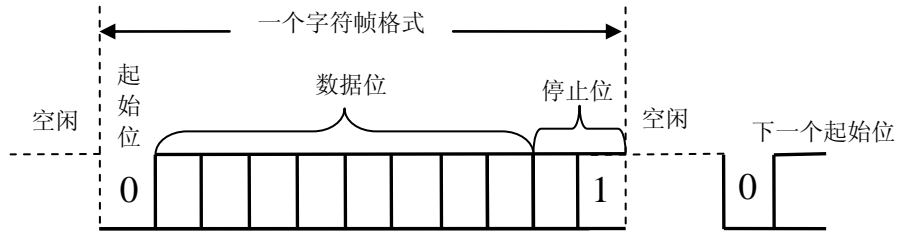


图 4-17 串口帧格式示意图

RS232 采用异步通信方式，波特率设置为 9600bps，数据位 8 位，停止位 2 位，可以不用设置奇偶校验位。具体的发送数据与接收数据包格式如图 4-17 所示。

在 Labview 软件中，对串口的初始化编程如图 4-18 所示。Labview 通过调用其 visa 资源，通过配置来完成对串口的初始化过程。

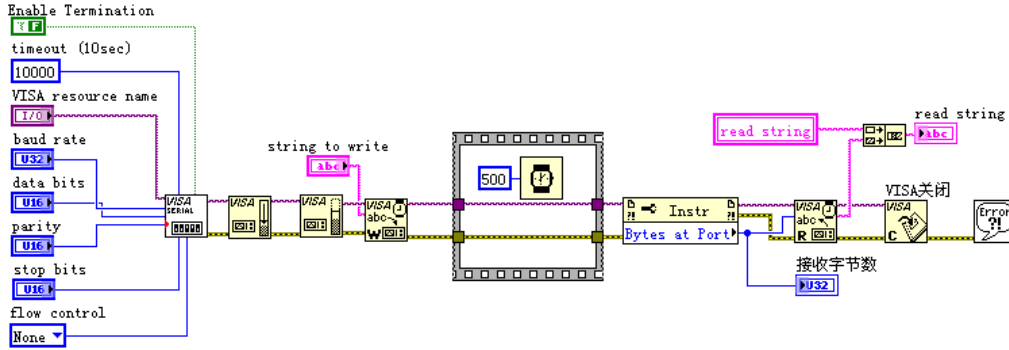


图 4-18 Labview 下串口的初始化程序

4.5 上位机软件设计

整个自动化校准补偿系统通过上位机 Labview 软件来实现，整体的系统结构如图 4-19 所示。

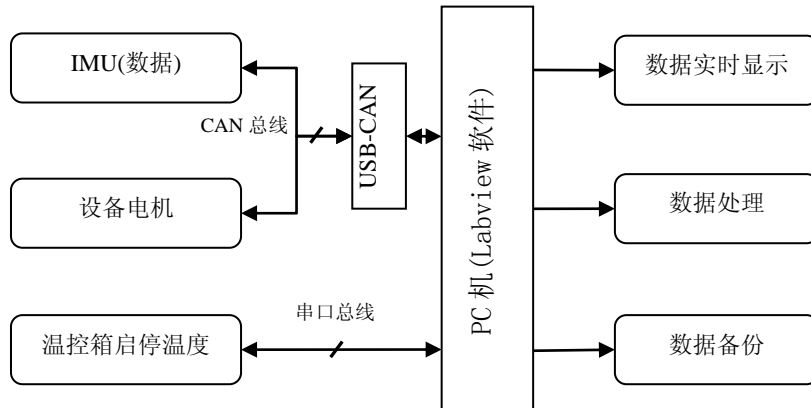


图 4-19 系统结构框图

Labview 是 NI 虚拟仪器公司推出的图形化编程语言，除了具有强大的数据采集处理能力外，最主要的就是它采用图形化编程思想和图形界面，在自控系统数据采集、处理、监视系统中，有较大优势。自动校准补偿主要完成的任务有数据的自动采集、处理和系统控制三大任务。校准的整体流程如图 4-20 所示。

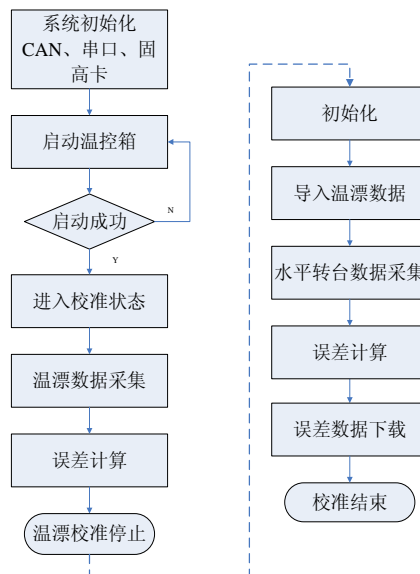
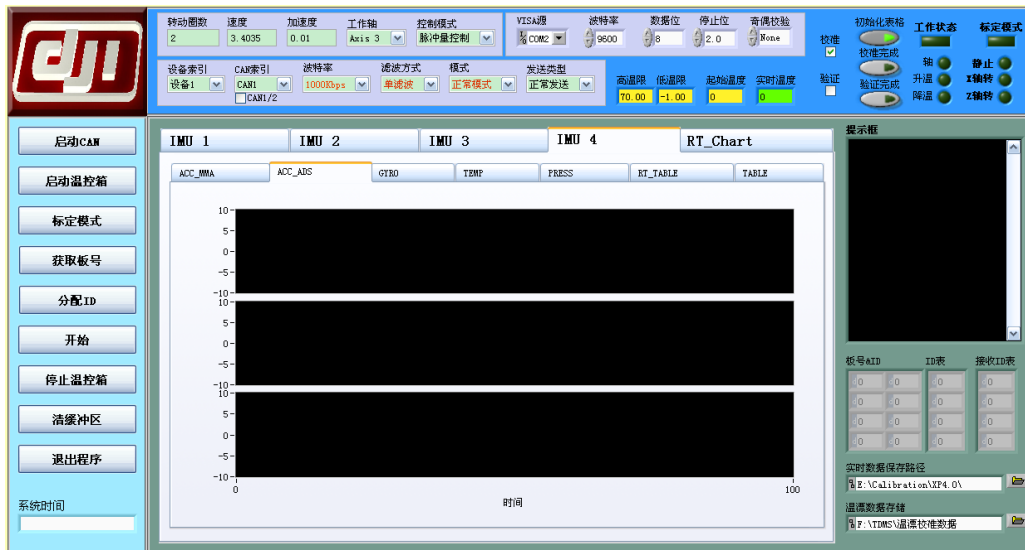


图 4-20 系统程序流程图

在 Labview 软件中，也涉及到了原始数据的 FIR、平滑滤波、对误差数据的分段线性最小二乘法拟合以及最终误差数据的数据库备份。在 PC 端，因为完成整个系统需要经过多个环节的工作，所以在程序设计上采用模块化设计思想，通过 Labview 独有的子面板功能，可以将各个模块几种在一个操作界面中，可以通过选择来操作需要的程序。如图 4-21 为整个系统程序操作界面。



a) 自动校准系统主操作界面



b)温漂校准界面



c)水平转台校准界面

图 4-21 上位机操作软件

4.6 本章小结

本章首先对整个自动校准系统做了简述，说明了 IMU 误差补偿校准分成温控箱校准部分和水平转台校准部分。分别介绍了校准设备的硬件平台设计，即温控箱内的倾斜转台和外面的水平转台。然后，介绍了本文用到的校准算法原理及其

模型辨识方法，以及后续数据的存储、运算及分析方法。接着，重点介绍了主要以 CAN 总线为主的系统整体的通信控制网络设计。最后，给出了上位机软件的实现方法和流程图。以 Labview 软件实现的本校准系统完成了校准过程和算法的实现及整个系统控制任务，是本系统设计的关键。

第5章 校准验证

5.1 温度补偿验证

通过温控箱校准流程，可以得到 IMU 关于温度的 *bias* 误差和 *scale* 误差模型参数或表格。将误差数据表格下载到 IMU 板上 DSP 的 flash 中进行存储。然后，为了进行温漂补偿验证，将 IMU 再次放入温控箱中，并用验证程序进行验证，对比没有进行温漂校准前的原始输出，可以看出校准后的输出精度有明显提高，具体如图 5-1 到 5-4 所示。

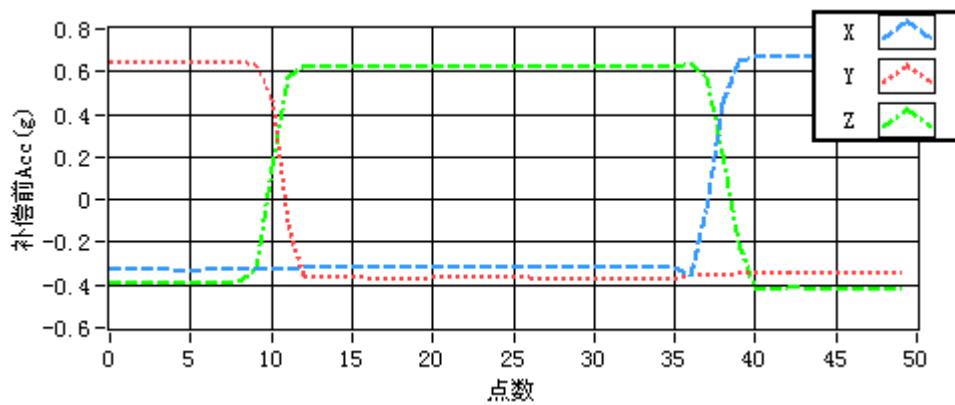
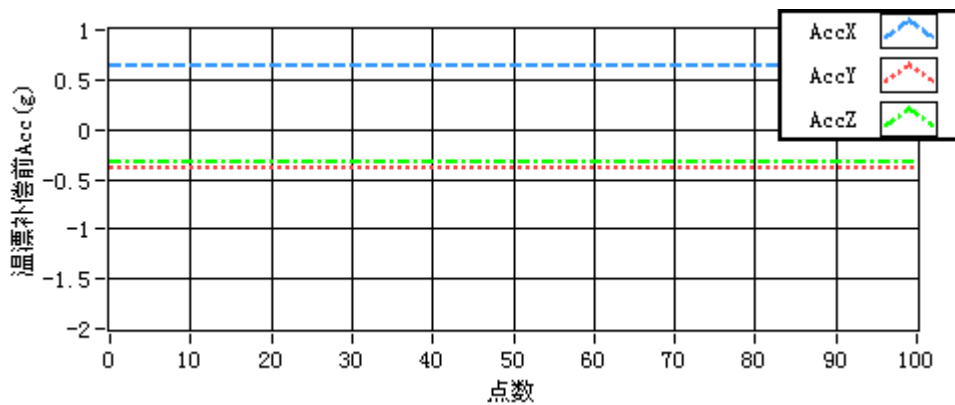
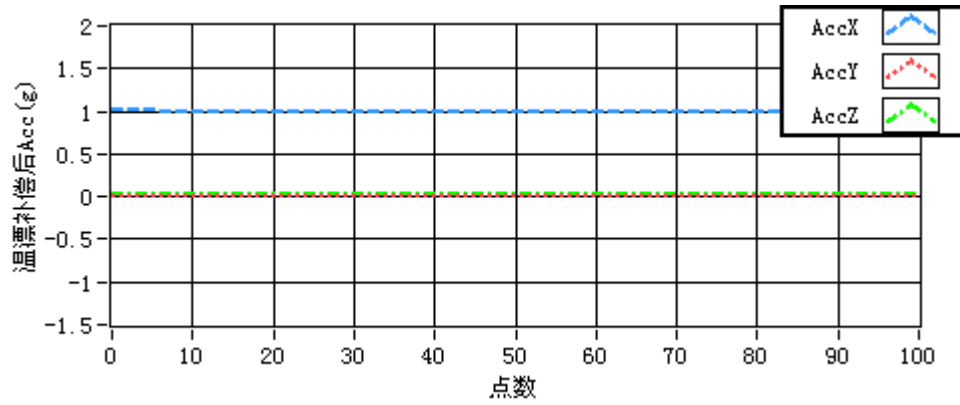


图 5-1 补偿前加速度计三轴静止+1g 输出

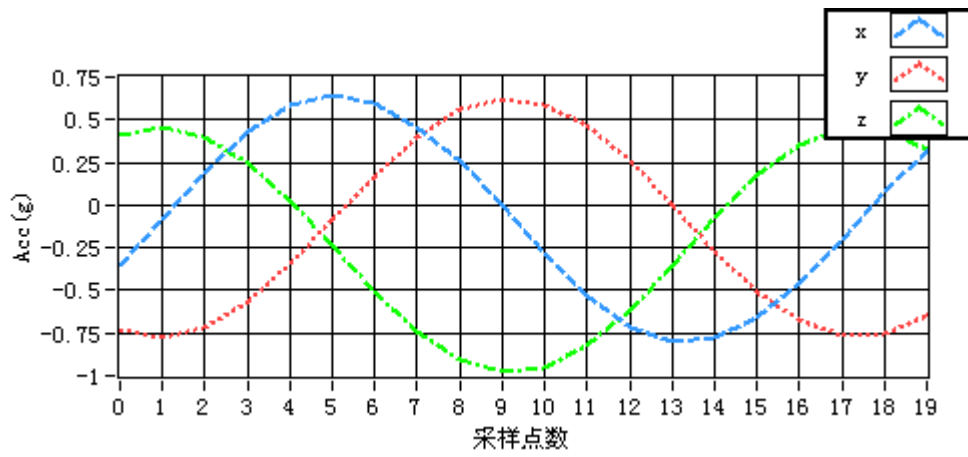


a)补偿前 x 轴+1g 输出

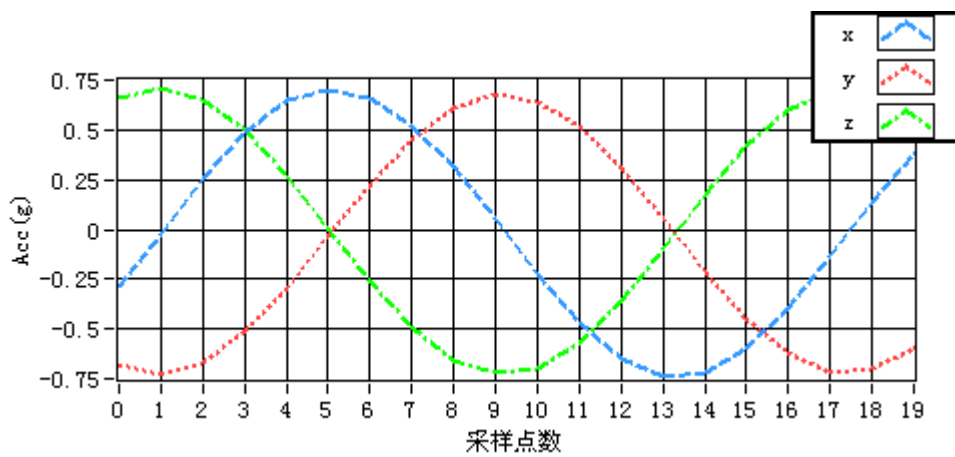


b)补偿后 x 轴+1g 输出

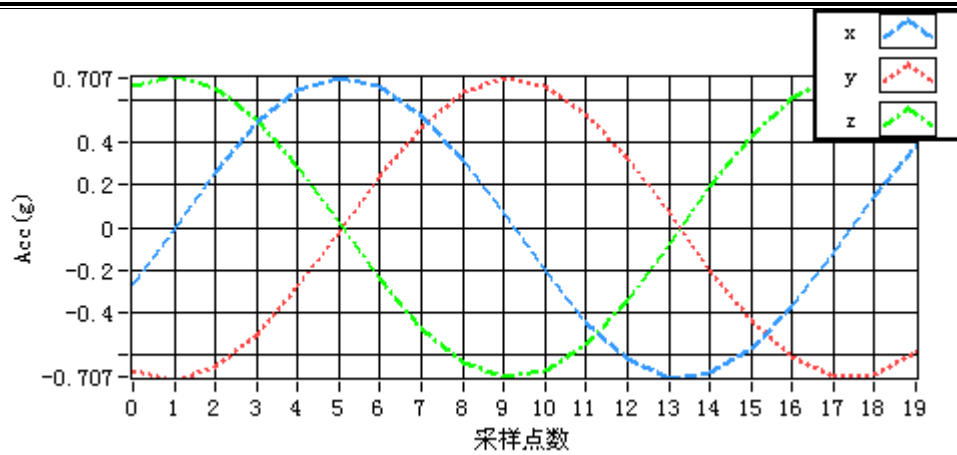
图 5-2 加速度温漂补偿



a)加速度计绕 45° 轴转动原始输出

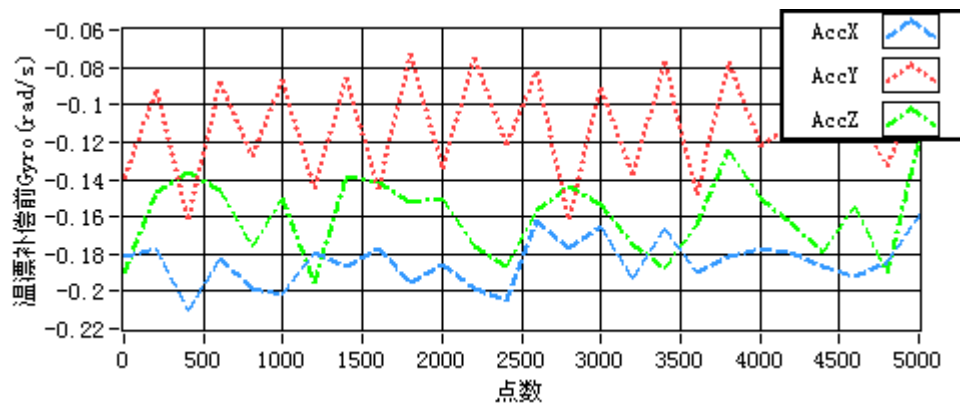


b)加速度计绕 45° 轴转动 *bias* 补偿输出

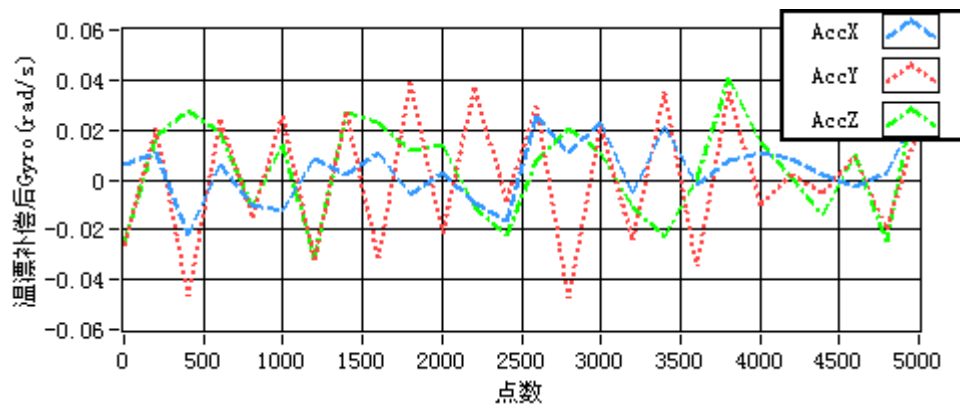


c)加速度计绕 45° 轴转动 *bias* 和 *scale* 补偿输出

图 5-3 加速度 *bias* 和 *scale* 补偿验证



a)温漂补偿前陀螺仪三轴静止输出



b)温漂补偿后陀螺仪三轴静止输出

图 5-4 陀螺仪温漂补偿验证

通过校准补偿前后验证试验的对比，加速度计和陀螺仪在静态情况下的原始输出值在精度上提高了一到两个数量级，如表 5-1 所示。可以看出，应用此方法对

IMU 的定值误差的补偿取得了较好的结果。

表 5-1 加速度计和陀螺仪补偿前后误差

项目	加速度计 g			陀螺仪 rad/s		
	X	Y	Z	X	Y	Z
补偿前	± 0.35	± 0.37	± 0.40	± 0.17	± 0.12	± 0.16
补偿后	± 0.005	± 0.010	± 0.008	± 0.013	± 0.010	± 0.011

5.2 不正交误差验证

对加速度而言，三轴不正交的直接表现就是静止状态时，当其中一个轴输出 $+1g$ 的时候，其他两个轴的输出应该在理论上为 $0g$ ，但因为存在轴间误差角，所以其他两个轴的输出可能会大于 $0g$ ，如图 5-5 所示。

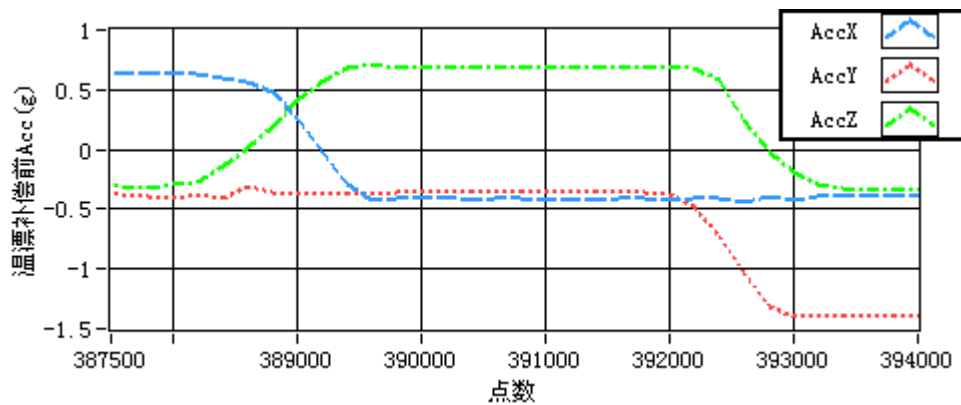


图 5-5 加速度计正交性补偿前

经过对温漂误差的校准后，在对加速度计进行正交修正，修正后的输出如图 5-6 所示。

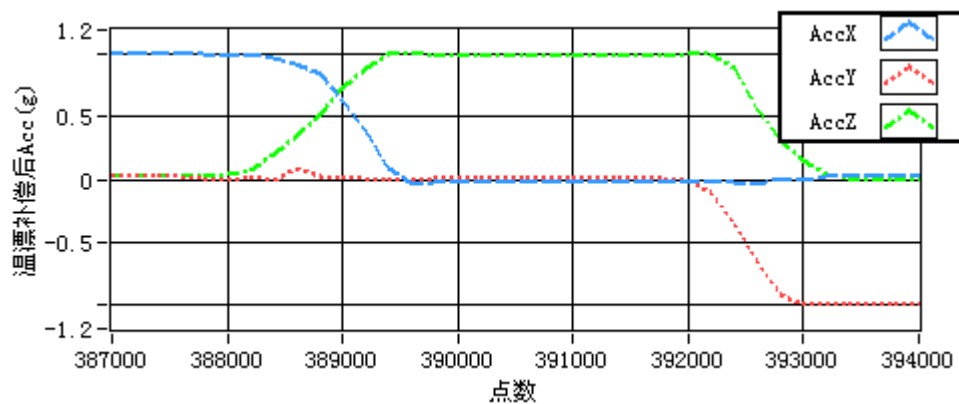


图 5-6 加速度计正交性补偿后

对陀螺仪而言，也可以通过观察其以一定角速度绕一个轴转动时其他两个轴的输出角速度来判断轴正交性，但这样不易观察。为了能够方便观察，可以对陀螺仪的输出按时间积分，让陀螺以任意角速度转动固定圈数，观察三轴的积分值或积分曲线，来判断三轴之间的正交性。比如，在本文中分别绕 x 、 y 、 z 三轴转动 10 圈，分别记录了三轴每次的积分输出值，如表 5-1 所示。

表 5-1 陀螺三轴积分输出

项目	x 轴积分	y 轴积分	z 轴积分
绕 x 轴转动 10 圈	3598.821°	8.126°	6.522°
绕 y 轴转动 10 圈	6.674°	3597.928°	10.074°
绕 z 轴转动 10 圈	5.002°	3.895°	5398.197°

可以看到，在三个轴之间，存在比较大的误差，经过对加速度计不正交矩阵的补偿后再做积分，如表 5-2 所示。在精度上提高了 4~5 倍。

表 5-2 经过不正交矩阵修正后的陀螺三轴输出

项目	x 轴积分	y 轴积分	z 轴积分
绕 x 轴转动 10 圈	3599.028°	2.104°	1.123°
绕 y 轴转动 10 圈	2.154°	3599.028°	1.847°
绕 z 轴转动 10 圈	1.927°	0.859°	5398.893°

经过不正交矩阵补偿后的静止输出如图 5-7 所示，在这段时间内，对 x 、 y 、 z 三轴的输出分别求平均值可得到 $x_{\text{mean}}=0.0014\text{rad/s}$ ， $y_{\text{mean}}=0.0012\text{rad/s}$ ， $z_{\text{mean}}=0.002\text{rad/s}$ ，相比校准前，静态输出精度有明显的提高。

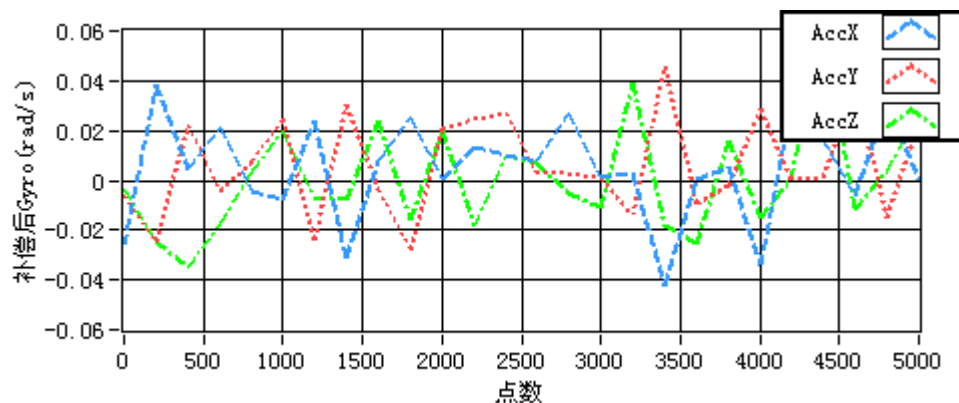
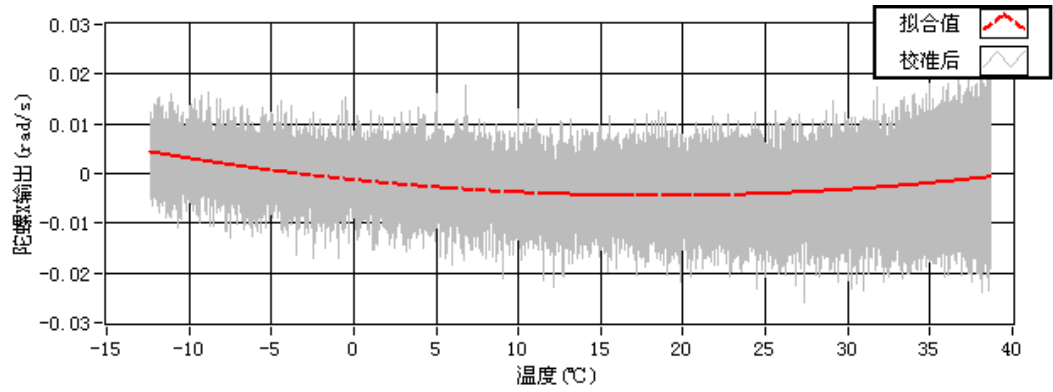


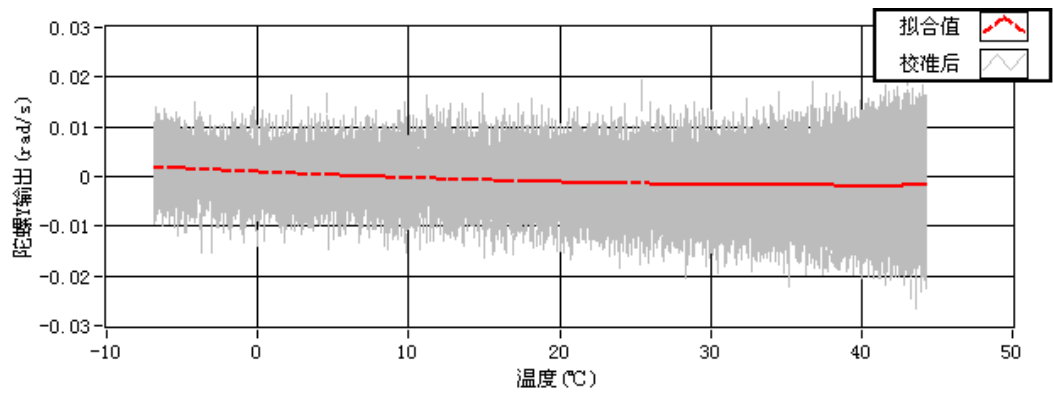
图 5-7 陀螺仪正交误差补偿后输出

在对 IMU 经过温漂和轴不正交补偿之后，再对其进行全温度范围静态升温测

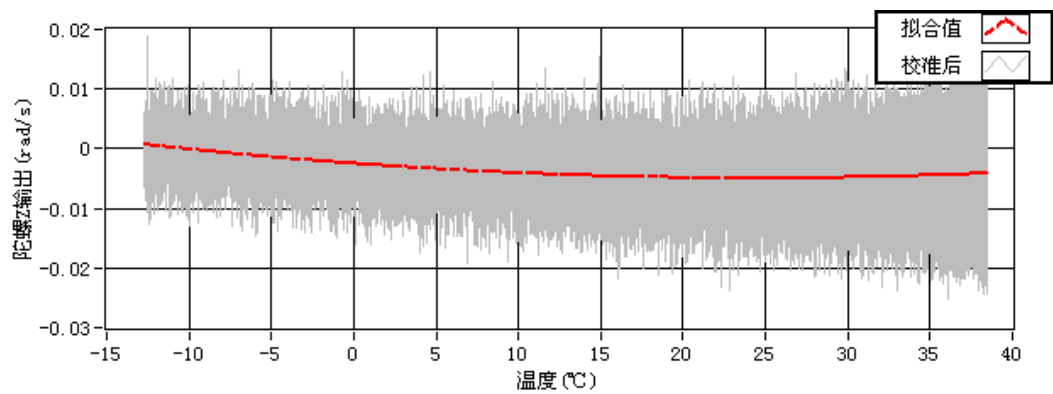
试，验证 IMU 在全温度范围的校准结果。如图 5-8 所示，在 -12° 到 $+40^{\circ}$ 范围内，经过校准的陀螺仪输出值最大误差小于 0.01rad/s ，在常温段误差的精度能达到 $\pm 0.002\text{rad/s}$ 的精度范围。



a)陀螺 x 轴输出



b)陀螺 y 轴输出



c)陀螺 z 轴输出

图 5-8 陀螺仪补偿后全温度范围验证

5.3 姿态角实验

利用本文中的校准方法，对 DJI 公司 IMU 模块进行温漂和轴不正交误差补偿之后，其输出精度有了明显改善。为了能够验证校准结果在捷联惯导系统中的实际效果，本文以 Labview 为平台编写了 IMU 姿态仿真程序，能够通过 IMU 的输出值，计算出其当前的姿态角(俯仰角、横滚角、航向角)。在暂不不考虑其他因素的前提下，如果对 IMU 进行某个轴的旋转运动，则可以看到其输出跟随转动，而其他两轴则没有太大变化，并且在恢复到静止状态时三轴的输出能够重新回到零位如图 5-9 所示。

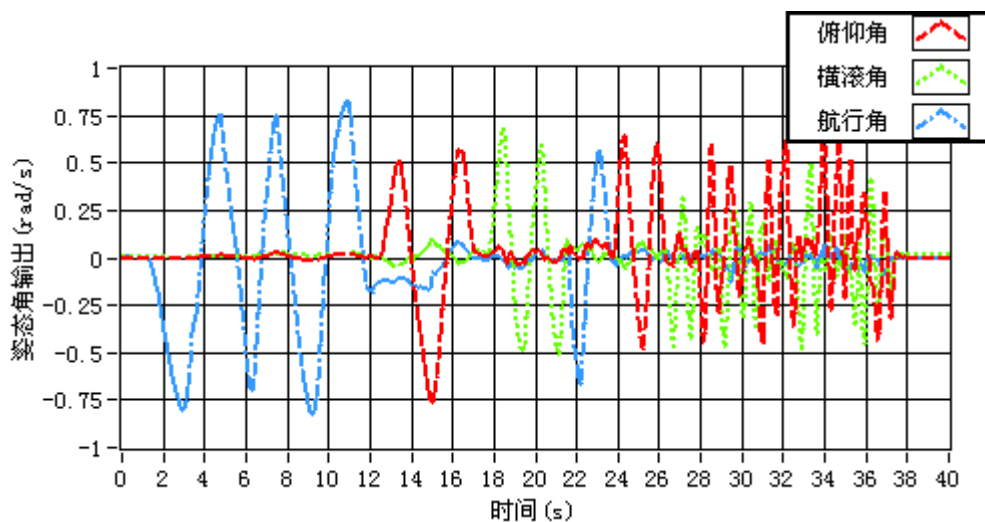


图 5-9 IMU 姿态角输出

通过此实验可以简单的判定出 IMU 输出误差大小，也就可以间接地判定校准结果。分别在三个方向对 IMU 进行正反转转动，来测量其跟随输出。可以看出，在经过一段时间的旋转运动后，最后 IMU 的输出基本还维持在零值附件，没有太大误差，这就可以间接地说明校准之后的 IMU 在实际应用中能够保持良好的测量输出值。此实验的进一步实验是通过将 IMU 直接安装到小型无人直升机上进行实际测试，通过测试本校准方法能够满足工程应用所需精度。

5.4 本章小结

本章首先通过温度实验，验证了本文对 IMU 温度误差所建模型及校准方法的可行性及达到的精度，由加速度在绕 45° 轴线转动的实验中能够很清楚地看到，

温度引起的 *bias* 误差及 *scale* 误差对其影响。接着通过补偿 IMU 轴不正交矩阵，对补偿前后的输出做了对比。最后，还利用姿态角实验，对校准后的 IMU 转化为载体姿态情况下的输出做了验证说。

结 论

本文以 MEMS 型三轴加速度计和三轴陀螺仪组成的 IMU 为对象，分析了其主要误差产生原因，归纳了影响其精度的主要误差项，即温度引起的 bias 误差和 scale 误差以及设计安装引起的轴不正交误差。设法通过建立一种能够有效地补偿以上误差项，并且能够应用到实际中去的误差模型，设计出能够自动化实现模型辨识，误差补偿的校准系统。通过最后的实验验证结果，可以看出相对于以前的方法，本文所设计的方法使校准的周期缩短了至少一倍，并且对校准结果进行了自动验证评价，在实际生产中对产品的成品率做到了有效控制。在校准的精度方面，相比之下，加速度陀螺的零偏精度是未校准前精度的五到十倍，比例因数精度是未校准前的两到三倍，轴不正交性误差也有了很大的改善。

同时，本文提出的自动化校准系统设计和所采用的算法是对 MEMS 惯性测量单元在其校准精度和校准效率两方的一个平衡，也是对这类产品在校准方法上提供一种高效实用的校准方法参考。虽然校准精度不能达到比较高的航天传感器精度级别，但在普通的导航系统及民用领域仍有一定参考价值。另外，在系统的分析与设计中，也存在一些问题与不足，有待进一步讨论解决。

(1) 通过设计出更方便安装和拆卸的 IMU 校准支架，使整个校准流程能够更快捷的完成。

(2) 在校准的过程中因为夹具对 IMU 产生一定的力，从而产生了一定的压力影响，在本设计中，通过验证压力对传感器影响，采用了简单的线性关系来减少其影响，在理论上并不完善。初步考虑需要对 IMU 进行更加完整的压力测试，建立更加精确地压力误差模型来修正此误差。

参考文献

- 1 徐景硕. 惯性传感器技术及发展. 传感器技术, 2001, 20(5):4~6
- 2 尚克军, 刘峰, 林思刚. 惯性导航传感器. 战术导弹控制技术, 2010, 27(1):9~11
- 3 高钟毓, 董景新, 张嵘. 微机电传感器发展及应用的现状与趋势. 机械工程学报, 2003, 39(11):12~15
- 4 李志信, 罗小兵, 过曾元. MEMS 技术的现状与未来趋势. 传感器技术, 2001, 20(9):20~21
- 5 李荣冰, 刘建业, 曾庆化. 基于 MEMS 技术的微型惯性导航系统的发展现状. 中国惯性技术学报, 2004, 12(6):21~23
- 6 G. M. Rebeiz. RF MEMS: Theory, Design, and Technology. John Wiley and Sons Publication, 2003:21~45
- 7 C. M. Ho, Y. C. Tai. Micro-Electro-Mechanical-Systems and Fluid Flows. Annual Review of Fluid Mechanics 1998, 30:579~612
- 8 S. E. Alper, T. Akin. A Single-Crystal Silicon Symmetrical and Decoupled MEMS Gyroscope on an Insulating Substrate. Journal of Micro-Electromechanical Systems, 2005, 1(14):707~717
- 9 M. Park, Y. Gao. Error Analysis and Stochastic Modeling of Low-cost MEMS Accelerometer. Journal of Intelligent & Robotic Systems, 2006, 1(46):27~41
- 10 W. B. Zhang, D. P. Fan, Z. Y. Zhang and K. Li. Research on Application of MEMS Gyro to Servo System for E-O Stabilization and Tracking Devices. Optics and Precision Engineering, 2006, 4:24~26
- 11 郑辛, 宋有山. 国外惯性技术发展趋势与展望. 2005 年惯性器件材料与工艺学术研讨暨技术交流会论文摘要集, 2005, 北京:2~5
- 12 R. T. M'Closkey, S. Gibson, J. Hui. Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control (Transactions of the ASME), 2001, 2(12):201~210
- 13 J. G. Hanse. Honeywell MEMS Inertial Technology and Product Status. Position Location and Navigation Symposium, 2004, Minneapolis:43~48
- 14 陈宝毅. MEMS 惯性器件的数据采集与误差分析技术研究. 哈尔滨工程大学硕士学位论文, 2009:12~23
- 15 刘好, 温志渝, 杨红韵. 多轴微加速度传感器的进展. 传感器与微系统, 2007, 26(4):2~4
- 16 陈杰春, 丁振良, 袁 峰. MEMS 惯性测量组合初始标定方法研究. 南京理工大学学报, 2008, 3(6):2~12

- 17 R. Y. Tsai. A Versatile Camera Calibration Technique for High-Accuracy 3D Machine Vision Metrology Using Off the Shelf TV Cameras and Lenses. IEEE Journal of Robotics and Automation, 1987,3(4):323~344
- 18 A. Kim, M. F. Golnaraghi. Initial Calibration of an Inertial Measurement Unit Using an Optical Position Tracking System. 2004, Canada:96~101
- 19 S. S. Saab, K. T. Gunnarsson. Automatic Alignment and Calibration of An Inertial Navigation System. Position Location and Navigation Symposium, 2002:845~852
- 20 M. Yan, H. N. Weng, Y. Xie. Calibration for System Parameters and Scaling for Installation Errors of IMU. Journal of Chinese Inertial Technology, 2006, 2(1):23~25
- 21 K. R. Britting. Inertial Navigation Systems Analysis. Wiley Inter-Science, 1971,2:12~23
- 22 何昆鹏. MEMS 惯性器件参数辨识及系统误差补偿技术. 哈尔滨工程大学博士学位论文, 2004:20~32
- 23 O. S. Salychev, University BMST. Inertial Systems in Navigation and Geophysics. Bauman MSTU Press, 1998:45~50
- 24 B. Itzhack. Navigation Computation in Terrestrial Strap-Down Inertial Navigation Systems. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2007:679~689
- 25 柴卫华, 侯芸. 捷联惯导系统姿态算法研究. 现代防御技术, 2001,2 (29):42~45
- 26 施阐明, 徐彬, 陈利敏. 捷联式航姿系统中四元素算法 Kalman 滤波器的实现研究. 自动化技术与应用, 2005, 1(24):6~8
- 27 孙丽, 秦永元. 捷联惯导系统姿态算法比较. 中国惯性技术学报, 2006, 14(3):6~10
- 28 赵霞. 无陀螺 SINS/GPS 组合导航系统研究. 西北工业大学硕士学位论文, 2006, 5~7
- 29 P. G. Savage. Strap-Down Inertial Navigation Integration Algorithm Design Part 2: Velocity and Position Algorithms. Journal of Guidance Control and Dynamics. 1998, 21:208~221
- 30 H. K. Lee, J. G. Lee, and G. I. Jee. Calibration of Measurement Delay in Global Positioning System/Strapdown Inertial Navigation System. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2002, 25:240~247
- 31 J. D. Weiss. Analysis of Upgraded GPS Internal Kalman filter. IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine, 1982:24~36
- 32 J. G. Lee, C. G. Park, H. W. Park. Strap-Down INS Error Model for Multi-Position Alignment. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2002, 32:1362~1366
- 33 G. K. Fedder, L. R. Carley. A Low-Noise Low-Offset Capacitive Sensing Amplifier for a Monolithic CMOS MEMS Accelerometer. IEEE Journal of Solid-State Circuits,

- 2004, 39:722~730
- 34 Freescale Semiconductor Datasheet for MMA7331L Accelerometer 2008.
http://www.freescale.com/webapp/sps/site/prod_summary.jsp?code=MMA7331L
 - 35 Analog 2006 Datasheet for ADXRS610 gyroscope. <http://www.sparkfun.com/datasheets/Sensors/ADXRS610.pdf>
 - 36 R. Da. Investigation of a Low-Cost and High-Accuracy GPS/IMU System. Proceedings of the Inst. of Navigation National Technical Meeting, 1997, Santa Monica:955~963
 - 37 E. Nebot, H. D. Whyte. Initial Calibration and Alignment of Low-Cost Inertial Navigation Units for Land Vehicle Applications. Journal of Robotic Systems 1999, 16:81~92
 - 38 Z. F. Syed, P. Aggarwal, C. Goodall. A New Multi-Position Calibration Method for MEMS Inertial Navigation Systems. Measurement Science and Technology 2007, 18:18~97
 - 39 O. Bj, A. A. Rck. Numerical Methods for Least Squares Problem. Society for Industrial Mathematics. 1996:23~25
 - 40 蔡山, 张浩, 陈洪辉. 基于最小二乘法的分段三次曲线拟合方法研究. 科学技术与工程 2007, 7(3):352~355
 - 41 K. W. Tindell, H. Hansson, A. J. Wellings. Analysing Real-Time Communications: Controller Area Network (CAN). Real-Time Systems Symposium, 2002, San Juan:259~263
 - 42 K. M. Zuberi, K. G. Shin. Design and Implementation of Efficient Message Scheduling for Controller Area Network. IEEE Transactions on Computers, 2002, 49:182~188
 - 43 R. I. Davis, A. Burns, R. J. Bril. Controller Area Network Schedulability Analysis: Refuted, Revisited and Revised. Real-Time Systems, 2007, 3(35):239~272

哈尔滨工业大学硕士学位论文原创性声明

本人郑重声明：此处所提交的硕士学位论文《MEMS 惯性测量单元自动校准算法研究与实现》，是本人在导师指导下，在哈尔滨工业大学攻读硕士学位期间独立进行研究工作所取得的成果。据本人所知，论文中除已注明部分外不包含他人已发表或撰写过的研究成果。对本文的研究工作做出重要贡献的个人和集体，均已在文中以明确方式注明。本声明的法律结果将完全由本人承担。

作者签名：邓文涛

日期：2010 年 12 月 24 日

哈尔滨工业大学硕士学位论文使用授权书

《MEMS 惯性测量单元自动校准算法研究与实现》系本人在哈尔滨工业大学攻读硕士学位期间在导师指导下完成的硕士学位论文。本论文的研究成果归哈尔滨工业大学所有，本论文的研究内容不得以其它单位的名义发表。本人完全了解哈尔滨工业大学关于保存、使用学位论文的规定，同意学校保留并向有关部门送交论文的复印件和电子版本，允许论文被查阅和借阅，同意学校将论文加入《中国优秀博硕士学位论文全文数据库》和编入《中国知识资源总库》。本人授权哈尔滨工业大学，可以采用影印、缩印或其他复制手段保存论文，可以公布论文的全部或部分内容。

本学位论文属于(请在以上相应方框内打“√”)：

保密□，在 年解密后适用本授权书

不保密□

作者签名：邓文涛

日期：2010 年 12 月 24 日

导师签名：王桂芳

日期：2010 年 12 月 24 日

致 谢

在此论文完成之际，谨向我的良师吴晓军教授致以诚挚的谢意与崇高的敬意。吴老师知识渊博、治学严谨、为人热诚、高风亮节，所有的这些都使我受益匪浅，特别是老师在学习和思想上给予我细心地关怀和教导。在我未来的学习、工作和生活中，我会铭记恩师教导做到严以律己，宽以待人的处事态度、谦虚严谨的求知态度和积极热诚的生活态度。

感谢大疆公司，为我提供了良好的环境与平台，使我能够顺利完成论文的写作。

感谢汪滔、韦启蒙、石仁利、赵涛，谢谢你们对我在工作、课题以及生活上的悉心帮助。

感谢朱晓蕊老师给予我论文工作无私的指导与帮助。

感谢一直以来支持鼓励我学业的父母、亲人和朋友们，谢谢你们为我所付出的艰辛和对我的鼓励与支持。