

自动辅助驾驶系统小型化导航模块设计与实现

2017年6月

分类号 : V448.2

U D C : 629.7

自动辅助驾驶系统小型化导航模块设计与实现

作者姓名: 汪善武
学院名称: 自动化学院
指导教师: 刘华
答辩委员会主席: 孙常胜教授
申请学位级别: 工程硕士
学科专业: 控制工程
授予学位单位: 北京理工大学
论文答辩时间: 2017 年 6 月

Miniaturization navigation module in Automatic Assistance System

Design and Implementation

Candidate:	<u>Shanwu Wang</u>
School or Department:	<u>School of Automation</u>
Faculty Mentor:	<u>Hua Liu</u>
Chair, Thesis Committee:	<u>Prof.Changsheng Sun</u>
Degree Applied:	<u>Master of Science in Engineering</u>
Major:	<u>Control Engineering</u>
Degree by:	<u>Beijing Institute of Technology</u>
Date:	<u>June, 2017</u>

自动辅助驾驶系统小型化导航模块设计与实现

北京理工大学

研究成果声明

本人郑重声明：所提交的学位论文是我本人在指导教师的指导下进行的研究工作获得的研究成果。尽我所知，文中除特别标注和致谢的地方外，学位论文中不包含其他人已经发表或撰写过的研究成果，也不包含为获得北京理工大学或其它教育机构的学位或证书所使用过的材料。与我一同工作的合作者对此研究工作所做的任何贡献均已在学位论文中作了明确的说明并表示了谢意。

特此申明。

签名：

日期：

关于学位论文使用权的说明

本人完全了解北京理工大学有关保管、使用学位论文的规定，其中包括：①学校有权保管、并向有关部门递交学位论文的原件与复印件；②学校可以采用影印、缩印或其它复制手段复制并保存学位论文；③学校可允许学位论文被查阅或借阅；④学校可以学术交流为目的，复制赠送和交换学位论文；⑤学校可以公布学位论文的全部或部分内容（保密学位论文在解密后遵守此规定）。

签名：

日期：

导师签名：

日期：

摘要

车载组合导航是当前智能车辆必不可少的一项重要功能。为满足自动辅助驾驶系统对小型化低成本低功耗导航系统的需求，本课题基于微电子机械系统(MEMS)惯性传感器和全球定位系统，完成了一款MEMS惯导/GNSS组合导航模块的设计。

本文着重理解分析了组合导航的基本原理，建立MEMS惯导姿态、速度和位置误差模型，推导了卡尔曼滤波的状态方程和观测方程。系统采用位置/速度松组合导航算法和卡尔曼滤波器完成导航系统数据的信息融合，研究过程主要可以分成硬件设计和软件设计。主要研究内容如下：

1、导航模块以ARM微处理器、MEMS惯性器件、卫星接收机等为主要组成部分，详细给出系统硬件结构框架、硬件选型方案及接口设计。最后完成硬件原理图和电路板实物制作。

2、以MEMS惯导15维导航参数误差作为状态量，建立组合系统数学模型。在硬件实验平台的基础上，提出了系统相应的软件设计方案，并编写组合导航算法软件，实现了组合系统的多传感器通信，数据的融合解算、导航信息的存储等功能。

3、设计了MEMS惯导/GNSS组合系统的实时监控软件，可以实现导航模式选择、运行轨迹显示、历史数据加载、数据的保存等功能，可以直观地显示车辆的运行状态。

最后，对所设计的组合导航模块进行车载实验，结果表明本设计的MEMS惯导/GNSS组合系统完成了实时导航系统的基本功能，且位置误差约 $5 \sim 7m$ ，速率误差约 $0.2 \sim 0.5m/s$ ，姿态误差约为 8° ，满足车载组合系统小型化、低成本和实时性的设计要求。

关键词: 小型化；MEMS惯导；车载组合导航；卡尔曼滤波

Abstract

In-vehicle Navigation System is fundamental to smart automobile. To meet Auto-pilot System's demand of a miniaturized navigation system with low cost and low energy consumption, A diminutive MEMS(Micro-Electro-Mechanical-Systems)-SINS/GNSS integrated navigation module was designed.

This dissertation builds on principles of in-vehicle integrated navigation, establishes error correction models of attitude, speed and location, and deduces equations of state and measurement of Kalman Filtering. It then employs the location/speed integrated navigation algorithm and Kalman Filtering to process data. The design work involved in the system includes designs of hardware and software, with details as follows.

(1)The navigation module consists of ARM microprocessor, MEMS inertial devices, a satellite navigation module, etc. The hardware framework, chip selection and communication interface design are clearly illustrated, and the hardware schematic diagram and prototype are completed.

(2)The algorithm establishes a mathematical model of the integrated system, using 15 navigation parameters of MEMS INS as status values. Based on the hardware experiment platform, corresponding software designs are proposed, and the algorithm software of the integrated navigation is programmed. Functions including multi-sensor communications, integrated settlement and navigation information storage are achieved.

(3)A real-time monitoring software is designed for the MEMS INS/GNSS system to bring about functions including mode selection, trajectory display and data storage. This helps a direct display of automobiles' operating conditions.

An on-site experiment has been carried out, showing the designed MEMS INS/GNSS integrated system fully performs all functions of a real-time navigation system, with the position error of $5 \sim 7m$, the velocity error of $0.2 \sim 0.5m/s$ and the attitude error of 8° . The result stands firmly to meet the demand of a miniaturized real-time in-vehicle navigation system with low cost.

Keywords:miniaturized;MEMS INS;Vehicle integrated navigation;Kalman filtering

目录

第 1 章 绪论	1
1.1 课题研究的目的与意义	1
1.2 研究背景和研究现状	2
1.2.1 MEMS 惯性传感器	3
1.2.2 卫星导航	4
1.3 组合导航系统发展及现状	5
1.4 论文的内容及编排	8
第 2 章 组合导航系统方案设计	9
2.1 引言	9
2.2 导航系统坐标定义及转换	9
2.2.1 导航坐标系定义	9
2.2.2 坐标系变换原理	11
2.3 捷联惯导定位原理	14
2.3.1 四元数与姿态更新	14
2.3.2 速度更新	18
2.3.3 位置更新	19
2.3.4 低成本惯导的姿态初始化	20
2.4 组合系统方案分析与设计	21
2.4.1 惯导/GNSS组合方式	21
2.4.2 MEMS惯性传感器的误差模型	23
2.4.3 系统总体方案	26
2.5 本章小结	28
第 3 章 组合导航系统硬件设计	29
3.1 引言	29
3.2 硬件方案设计	30
3.2.1 需求分析与电路规划	30
3.2.2 核心器件选型	31
3.3 硬件电路设计	35
3.3.1 系统原理图设计	35
3.3.2 系统PCB设计	41

3.4 本章小结	42
第4章 组合导航系统软件设计	43
4.1 引言	43
4.2 卡尔曼滤波原理	43
4.2.1 线性离散系统的数学模型	43
4.2.2 离散化卡尔曼滤波基本方程	44
4.3 组合系统模型设计	45
4.3.1 MEMS惯导系统误差模型	45
4.3.2 系统状态方程	48
4.3.3 系统量测方程	50
4.4 嵌入式软件设计	51
4.4.1 系统程序设计方案	51
4.4.2 中断程序设计	54
4.4.3 Bootloader下载设计	55
4.4.4 FAT32文件系统的移植	57
4.5 本章小结	57
第5章 组合导航系统测试与分析	59
5.1 系统上位机软件设计	59
5.2 跑车试验	61
5.3 数据分析与结果	62
5.3.1 组合定位结果	62
5.3.2 卫星失锁时定位效果	66
5.4 本章小结	68
第6章 总结与展望	69
6.1 研究工作总结	69
6.2 工作展望	69
参考文献	71
致谢	77

第1章 绪论

1.1 课题研究的目的与意义

车辆是人们日常生活中的重要的出行工具，随着生活水平的提高和汽车的普及，大多数百姓都拥有了私家车，然而，私家车盛行其道又不可避免地加剧当下的交通拥堵状况。从另一方面给人们的出行带来极大的不便。随着车辆辅助驾驶技术和智能交通系统的发展^[1, 2]，基于惯性器件和GNSS多模卫星导航的车载组合系统为汽车提供全道路连续导航^[3]，让人们的出行变得越来越方便，还能有效地解决城市的交通拥堵现状。

作为实现车辆智能化与交通系统网络化关键技术之一的车辆自动辅助驾驶技术一直是研究者们不断探索的方向。自20世纪60年代起，车辆定位导航系统就已经由欧美等发达国家开始研究，而后计算机和通信技术的快速发展更是推进车载导航定位系统进入实用阶段。伴随美国全球定位系统GPS(Global Position System)开放民用频段后，基于GPS与电子地图的车载导航，其精度得到大幅提高，可以提供准确的三维(经度、纬度、高度)导航数据，是人们出行必不可少的设备之一。不过GPS也存在诸多不足，尤其受到一些城市特定环境的影响（如多路径效应、电磁干扰、高楼树木的遮挡等），均会导致GPS信号可见性变差，定位信息中断，导航数据失效等现象，无法向用户提供准确的定位信号。

近年来，随着硅工艺水平的提高，使得捷联惯导系统朝着体积更小，低功耗，低成本方向发展。基于微硅机械系统（Micro-Electro-Mechanical System, MEMS）的惯性测量单元（IMU, Inertia Measurement unit）已经成为低成本导航制导产品的代表^[8]，一方面MEMS惯导具有小型化、低成本、测量范围大、寿命长等传统惯导难以比拟的优势，另一方面也因为工作稳定性差，受温度影响大等缺点无法像光纤陀螺激光陀螺等传统惯导那样可以长时间独立工作。因此，国外的MEMS惯导组合产品主要集中在与GNSS的组合系统，除军事应用外，MEMS INS/GNSS组合系统也被用于汽车、智能穿戴设备、无人机、机器人等设备上，其应用已经遍布在我们的生活当中^[9, 10]。

多传感器技术及信息融合技术的快速发展，为组合导航系统提供了物质前提和理论基础，解决单一传感器应用不足的弊端。组合导航系统受到越来越多的重视，尤其是对

定位精度和可靠性有一定需求的车辆导航系统中^[11]。中国作为一个人口大国，汽车市场拥有非常大的潜力，而目前高校实验室和一些科技公司主要还是针对某些路段或特殊车辆进行无人驾驶与智能驾驶的测试，智能导航并没有完全应用到人们生活中去。

中国明确了在机器人和自动化机械领域成为领先者的目标，正在努力成为开拓者。无人驾驶和智能辅助驾驶在汽车市场已占据主导地位，车辆是低成本MEMS-INS/GNSS组合导航系统很大的应用市场，以往受制于惯性器件的成本，只在军用作战车辆，特种车辆等装备上配备激光或光纤惯导，直到小型化、低成本MEMS 惯性器件的应用才成功将车载组合导航系统的应用扩展至民用车辆领域。最近十年来随着MEMS惯性器件使用的增加，车载组合导航技术的广泛使用带来无比广阔的市场效应，为提高在导航产品的竞争力和吸引力，提高系统精度的同时降低成本是最为有效的一种手段^[10]。

本文旨在设计基于ARM控制器的低成本微小型MEMS 惯导/GNSS组合导航模块，立足于车载实际运行环境提出有针对性的解决方案。首先根据技术要求，进行系统的总体设计；其次，对各个模块工作原理及功能进行分析，给出硬件解决方案；提出了系统相应的软件设计方案，并编写组合导航算法软件实现车辆导航定位的功能；最后对设计的导航模块进行车载试验分析。

1.2 研究背景和研究现状

随着汽车电子技术的进步，汽车智能化程度正大幅度提高。目前，全球各大汽车生产商和科技巨头都花费很大的物力和人力投入到智能驾驶系统的研究中。然而实现车辆的自主式无人驾驶还有很长的道路要走，而其核心技术自动辅助驾驶系统(ADAS)目前已经开始逐步推广使用，正处于市场普及阶段。

智能汽车是在普通车辆的基础上增加多项车载传感器(如毫米波雷达、摄像头、低成本惯导和GPS 等)，这些传感器构成车辆的环境感知系统，传感器数据经系统控制器解算后，将决策信息发往底层控制器或协助人类对车辆进行控制。辅助驾驶系统的使用可以扩展车辆信息的获取，其功能包括：自动巡航、紧急刹车、车道线保持等，通过驾驶员与汽车协作可以大大减少交通事故、提升车辆出行效率。

导航系统是实现车辆智能化的关键技术之一，是自动辅助驾驶系统中的重要组成部分，它所提供的位置、速度姿态等导航信息是车辆正常驾驶的重要前提。所以研究可靠

有效，在多场景中可应用的组合导航系统对推动自动辅助驾驶的发展很有意义，而小型化低成本也是系统发展的趋势，可以更好地在车辆上进行普及。

1.2.1 MEMS 惯性传感器

微机电系统（Micro Electro – mechanical System, MEMS）是在半导体制造技术基础上发展起来的，具有微型化、智能化、高集成度和适合大批量生产等特点。MEMS-IMU 是基于MEMS 技术的惯性测量单元，它集成了硅微陀螺仪和微加速度计，继承了传统SINS（strapdown Inertial navigation system）的特性：全自主式、保密性强、不存在信号电磁干扰等优点，又具有重量轻、低成本、低功耗、便于安装调试等优势。低精度的MEMS 惯导作为小型电子产品主要用在个人导航仪、智能手机、运动计步器等便携设备；中精度的MEMS 惯导主要用于汽车导航系统、智能机器人、智能家居等；高精度的产品主要用于飞行器/导弹控制、舰船仪器、军用无人机等，是当今惯性技术发展的一个重要方向。

自上世纪七十年代MEMS技术开始发展以来，凭借深厚的工业基础和科研能力，欧美各国在MEMS惯性器件的研发上取得巨大的成就。博世（BOSCH）是德国工业企业之一，从事汽车与智能交通技术、工业技术、传感器生产等产业，博世以其创新尖端的产品及系统解决方案闻名于世，也是全球顶级MEMS 供应商，每天的MEMS 产量超过400 万颗。其他的如波音、霍尼韦尔、Rockwell 公司等工业巨头为代表的一大批公司对MEMS惯导的开发与研究，并在航空器，地面无人车辆等设备中成功应用。除去以上工业巨头对惯性技术的投入，世界范围内的知名大学（诸如斯坦福大学、宾夕法尼亚大学、麻省理工、香港科技大学等）也在相关领域进行了大量的研究和实践。

我国于上世纪九十年代初开始对MEMS 惯导的研究，主要研究主要集中于清华大学、航天科技集团十三所所、中国航天科工集团3院第33研究所、哈尔滨工业大学、中国科学院上海冶金所等高校与科研院所^[11]。虽然MEMS 惯导技术的研究得到了足够重视，但由于研究阶段起步较晚，加之在生产工艺水平不够，因而我们所开发出来的产品在精度、可靠性等方面较之欧美等发达国家还存在一些差距。

1.2.2 卫星导航

GNSS(Global Navigation Satellite System)泛指所有的卫星导航系统，主要包括美国的GPS、俄罗斯的Glonass、欧洲的Galileo、中国的北斗卫星系统。卫星系统主要由三部分构成，其中包括：空间卫星星座部分、地面控制站、用户接受设备，可以全天候、连续提供高精度的三维位置、速度和时间信息。因而它被广泛运用在导航定位、武器制导、交通管制、大地测量等领域。

GPS与人类生活息息相关且是目前技术最为成熟的卫星导航系统。完整的GPS 星座由21 颗工作卫星和3 颗备用卫星共同组成。这24颗在轨卫星均匀分布在6 个轨道面上，倾角为55度。随着GPS技术的发展，目前其在轨工作卫星的数量已增加至31 颗。用户获取信息的位差减少至1.6 米，时间精度达到20ns。2016 年2 月5 日，美国联合发射联盟公司的“宇宙神”5-401 型运载火箭在卡纳维拉尔角空军基地发射了美国空军的GPS-2F12 导航卫星^[14]，至此第二代GPS 卫星的十二颗卫星已全部发射，第三代GPS-3 卫星的发射进入倒计时^[15]。



图 1.1 北斗卫星系统

北斗卫星系统定位技术本质上属于无线电导航定位，其定位原理是北斗卫星接收机通过获取多个卫星信号，并利用每个信号得到各卫星与接收机的距离，然后通过交汇法解算出接收机的三维坐标来实现导航定位。预计到2020 年左右，北斗卫星导航系统将实现实现由35 颗卫星覆盖全球的计划。北斗卫星导航系统的建设是表征我国航天事业完成由面向专业领域到大众用户、由单星研制到组批生产的历史性转变。北斗卫星导航系统的建设将对维护我国国家安全、推动社会的进步与发展提供重要保障。

多模联合定位，已成为国际趋势，GNSS 的互操作能够带来导航、定位和授时性能的显著提高。卫星导航系统具有全天候、高精度的显著优势，但任何单一卫星导航系统无法提供姿态信息，且播发无线电信号易受遮挡、多路径和干扰等影响而无法满足连续、可靠定位的实际需要，但与惯性导航系统的组合可以较好克服上述问题，组合系统时各分析系统的互补、互相提高的集成，并非简单的切换，使系统的性能更强，应用领域更广^[18, 19]。依据工作原理，表1.1 比较了惯导与GNSS的主要优缺点。

表 1.1 GNSS 与惯导特性比较

系统特性	GNSS	惯导
优势	1、误差随时间独立	1、不受干扰
	2、不需要外部先验信息	2、数据率高
	3、具备高精度绝对时间对准	3、导航信息完备（有姿态信息）
不足	1、易受干扰	1、误差随时间积累
	2、数据率低	2、需要外部先验信息
	3、导航信息不完备（无姿态信息）	3、无绝对时间基准

1.3 组合导航系统发展及现状

现代车辆导航系统的功能一般包括有：GPS卫星定位、地图引导匹配、路线规划等功能，利用人工智能技术可以实时的向人们提供导航信息并规划行驶路线，导航方案可以采用惯性制导、GPS、图像匹配(毫米波雷达、摄像头、红外成像)等的组合导航技术。GPS定位在自动驾驶车辆上的地位举足轻重，但其又无法满足全天候全路段的定位需求，遇到信号遮挡严重的时候，其性能就捉襟见肘了。所以，多传感器组合导航方案成为解决车辆自动驾驶的重要技术手段。

自上世纪80年代以来，自主式组合导航系统因为惯性导航和卡尔曼滤波技术的研究而得到发展。组合导航是提高导航系统定位精度的重要手段之一，卫星/惯导组合系统可以将惯导的短期内高精度能力与卫星系统的长期高精度能力有机地进行互补，克服了两者的缺点并提高了组合系统整体的性能^[20, 43]。

高性能的SINS因为价格昂贵使得其应用受到极大的限制，但随着MEMS 技术的发展，MEMS 惯导具有的稳定性强、体积小、价格低、启动快的特性使得GNSS/MEMS 惯导组合系统也大力发展起来。上世纪九十年代，欧美各国开始研究GNSS/MEMS 惯导组合系统，并很快凭借着雄厚的工业基础与科研实力使得组合导航系统在军用领域与民用领域均处于世界领先地位，其技术越来越完善，组合产品的性能也越来越好^[23]。如：美国Crossbow 公司的MEMS IMU/GPS组合导航模块Nav440 如图1.2 所示，其质量仅为0.58kg，功率只有4W，定位精度为3m，姿态测量精度均方根（Root mean square, RMS）为0.4 度。德国的iMAR公司的iVRU-CB-M 和iVRU-SNC 的质量只有550g，功率只有6W，定位精度为5m，姿态测量精度RMS 为0.5 度。



图 1.2 Nav440 组合导航模块

另外还有Geneva Aerospace 公司的FlightTEK 导航模块，美国Athena Technologies Inc 公司生产的GS511战术级导航驾驶仪和Crossbow Technology公司生产的用于小型化设备的MNAV100CA 导航模块等等，都达到了国际上先进的水平，并且已投入生产使用。

自十一五规划以来，我国的惯导与GNSS组合导航研究得到大力支持。全国范围内的50多家高等院校、研究院所以及企业响应号召展开研究。随着我国自主研制的北斗卫星导航系统的建设，促进了基于MEMS惯导组合导航算法研究的迅速发展，相关理论方法与仿真实验已趋于成熟。北斗/MEMS 惯导组合导航系统在民用领域也得到了巨大的突破，国防科学技术大学、空军工程大学、西北工业大学、航天科工集团第三十三所等高校与科研院所分别取得了显著地成果。



图 1.3 XW-GI5610 导航系统

除了高校与科研院所外，国内多家科技公司也陆续推出具有自主产权的MEMS 组合导航产品，并在智能驾驶车辆中投入使用。如：北京星网宇达科技股份有限公司推出的XW-GI5610 组合导航产品如图1.3 所示，该产品在卫星定位方面采用GPS/GLONASS/北斗多模方案，具有全天候、全球覆盖、高精度、应用广泛等优点，与此同时XW-GI5610 内置惯性测量单元，弥补卫星信号易受建筑物、山林等高大物体遮挡或多路径影响带来的卫星短时间信号丢失的问题，大大提高系统可靠性，同时还可提供卫星导航所不能提供的航向姿态等信息。北京华力创通科技有限公司的导航产品HWANAV-BGI-7210，基于汽车级MEMS惯性传感器和多模卫星接收芯片为主的组合方案，当卫星信号无效或短时间中断位置精度 $\leqslant 10m$ 。

在民用领域，现如今人们的消费水平大幅提升，购物方式的改变带动了物流运输的发展，对公路运输车的需求日益提高。可是中小企业也不得不面对劳动力缺失和人力成本上升的压力。经济型、可商用的半自动驾驶技术可有效降低运输市场的人力成本，并减少人们因疲劳驾驶带来的交通事故。另外一方面，得益于集成电路的发展，ARM处理器芯片价格越来越低，性能日益提高，广泛用于信号处理、通信、自动控制中，使用ARM代替传统PC 机作为导航系统的处理器设计小型化组合导航系统将会有更大的市场竞争力^[21]。

目前，对于车辆组合定位系统来说，很多理论尚需完善，相应的技术方案还需要在实际的测试及工程应用中得到改进。随着新型传感器的发展和应用，车辆导航系统向小型化不断发展的趋势^[17]，结合相关信息融合理论，可实现对自动驾驶技术的突破，完成对车载组合导航系统的更新换代，小型化组合系统在自动辅助驾驶系统中将扮演更多更

重要的角色。

1.4 论文的内容及编排

本课题以低成本惯性组合导航系统为研究对象，设计一款用于自动驾驶辅助系统的小型化导航模块，实现小型化、低成本的设计目的。根据课题任务，采用浮点型ARM控制器作为数据微处理器，低成本MEMS IMU 等惯性器件和Ublox 多模卫星接收机组成MEMS组合导航模块，采集传感器数据对车辆姿态，速度和位置信息进行解算，设计相应组合导航算法实现导航数据融合，解算出可靠性高的导航信息，通过车载实验验证模块的实用性。最后，设计组合导航系统的实时导航监控软件，方便用户掌握车辆运行状态。本文主要内容安排如下：

第一章： 绪论。 简要介绍课题研究背景，分析MEMS的发展趋势，GNSS 卫星导航技术，以及车载组合导航产品的国内外发展现状，阐述了小型化MEMS 惯导/GNSS组合导航系统产品研究的重要意义。

第二章： 组合导航系统方案设计。 按照车载组合导航系统小型化低成本的要求，分析坐标变换方法及捷联惯性导航系统姿态、位置和速度更新方程，介绍GNSS与SINS定位原理，研究MEMS惯导误差，通过Allan 方差法对MEMS惯导进行标定。最后给出GNSS/SINS 车载组合系统总体设计方案。

第三章： 车载组合系统硬件设计。 搭建车载组合定位系统的硬件框架，详细介绍硬件设计、器件选型及原理图与PCB 的绘制，进行信号完整性分析，完成硬件调试。

第四章： 车载组合系统软件算法设计。 软件设计包括低成本捷联惯性组合导航系统的算法设计、底层驱动程序、及软件的各个模块进行介绍。

第五章： 车载实验结果与分析。 编写导航上位机软件，实时监控导航状态。然后分别进行静态试验和动态车载实验，采集实验数据并分析误差，验证该方案在工程实践上的可行性。

第六章： 总结和展望。 对课题的所做的内容进行总结与分析，并对后续工作的展望。

第2章 组合导航系统方案设计

2.1 引言

自动辅助驾驶系统是经多项传感器数据融合后为车辆进行辅助导航驾驶的实时系统^[10]，其中的导航模块为车辆提供丰富的位置、速度和姿态等导航信息，是车辆驾驶系统的关键设备之一。随着MEMS惯性器件工艺水平和精度提升，其小型化、低成本、低功耗抗稳定性好的特点在车辆导航系统中得到了广泛的应用。本文致力于设计小型化车载组合定位系统，通过合理的布局及系统设计开发，将MEMS惯性器件、GNSS接收机、数据处理器，数据存储等设备高度集成在一块板卡上，并设计相应导航软件，实现车辆的实时导航定位。

本章首先介绍导航系统研究中几种常见的坐标系及相互之间的转换，并给出基于四元数和旋转矢量法的MEMS惯导姿态、位置和速度更新方程，对MEMS惯导误差进行了辨识，通过Allan方差对实验采集的器件数据进行随机误差分析。最后给出导航模块的总体方案设计。

2.2 导航系统坐标定义及转换

在导航定位过程中，需要为车辆提供姿态、速度、位置等导航信息，这些信息需要必须建立在相应的参考坐标系中，设计中根据不同的研究对象选择相应的坐标系^[24, 25]。

2.2.1 导航坐标系定义

在陆用车辆导航系统中，常见的参考坐标系有以下几种^[29]：

(1) 惯性坐标系(i系)

惯性坐标系(以下简称惯性系)是遵循牛顿定律的坐标系，即相对于惯性空间做匀速直线运动或绝对静止的坐标系，惯性坐标系为惯性器件测量的参考基准。完全理想的惯性坐标系本身并不存在，在实际应用中通过使用近似的地心惯性坐标系来代替惯性坐标系进行运算。惯性坐标系用O-X_iY_iZ_i表示，以地球中心作为坐标原点，坐标系x_i轴与y_i轴在赤道平面内相互垂直，x_i轴指向春分点，Z_i轴平行于地球自转轴指向北极方向，满足右手定律。

(2) 地球坐标系(e系)

如图2.1，地球系 $O-X_eY_eZ_e$ 与地球固连，以地球质心为原点， X_e 轴指向本初子午线， Y_e 轴位于赤道平面指向东经90°方向， Z_e 轴平行于极轴， $X-Y-Z$ 构成由右手系随着地球一起转动，又称为地心地固坐标系。地球系非惯性系，但可以很方便的描述地球表面点的位置。

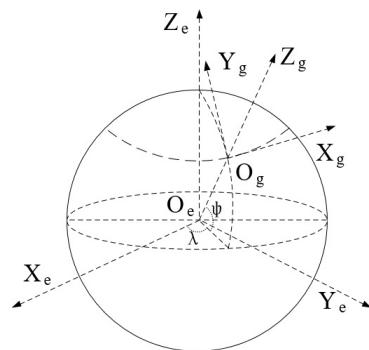


图 2.1 地球坐标系与地理坐标系示意图

(3) 地理坐标系(g系)

如图2.1所示，地理坐标系 $O-X_gY_gZ_g$ 用来表示载体所在位置，原点 O 取在载体的重心， X_g 轴在水平面内指东， Y_g 轴水平面指北， Z_g 轴则沿地垂线指向天空的方向，三轴构成右手直角坐标系，即是“东北天”坐标系。

(4) 载体坐标系(b系)

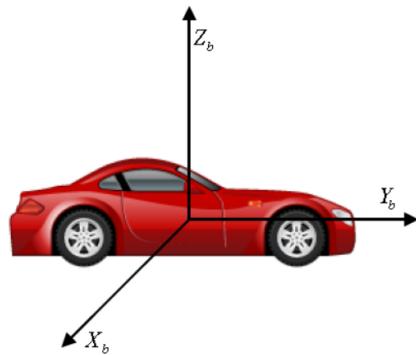


图 2.2 机体坐标系示意图

如图2.2所示，载体坐标系的原点 O_b 位于载体重心位置，与运载体固联， X_b 轴沿载体的横轴方向， Y_b 沿载体的纵轴方向， Z_b 垂直机体水平面向上， $X_bY_bZ_b$ 轴构成右手直角坐

系，当载体在水平面内，绕 $x_b - y_b - z_b$ 三个轴转动形成的夹角对应载体姿态的俯仰角、横滚角和偏航角。

(5) 导航坐标系(n系)

导航坐标系在物理上并不真实存在，只是在导航时根据计算描述的需要而选取的一个导航基准坐标系。本文选择东北天坐标系为导航坐标系，惯导的数学方程都建立在该坐标系上。

2.2.2 坐标系变换原理

由上面定义的几种坐标系可知，在分析惯性导航系统运动时，将用到多种坐标系，而这些坐标系并不是相互孤立的。在不同的坐标系下同一向量的坐标表示是不同的，但是通过坐标平移和旋转变换，可以将一个坐标系下的向量坐标转换到另一个坐标系下。在惯性导航中我们更关注坐标变换之间的角度关系，即旋转坐标变换，更多的转换方法见文献[26]。以下介绍两种坐标之间的转换。

(1) 地球系与地理系之间的转换

根据图(2.1)可知，地球系(X_e, Y_e, Z_e)和地理系(X_g, Y_g, Z_g)的原点并不重合，设当前位置地理坐标系的纬度为 L 、经度为 λ ，则其转动过程可以描述为地球坐标系绕 Z_e 轴转动(λ)，再绕变换后的 X 轴转动($90^\circ - L$)，最后绕变换后的 Z 轴旋转 90° ，整个过程的表达式如式2.1所示：

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} X_g \\ Y_g \\ Z_g \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ -1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos(90^\circ - L) & 0 & -\sin(90^\circ - L) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(90^\circ - L) & 0 & \cos(90^\circ - L) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \lambda & \sin \lambda & 0 \\ -\sin \lambda & \cos \lambda & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_e \\ y_e \\ z_e \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} -\sin \lambda & \cos \lambda & 0 \\ -\sin L \cos \lambda & -\sin L \sin \lambda & \cos L \\ \cos L \cos \lambda & \cos L \sin \lambda & \sin L \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_e \\ y_e \\ z_e \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (2.1)$$

用 \mathbf{C}_e^n 表示变换矩阵有：

$$\mathbf{C}_e^n = \begin{bmatrix} -\sin\lambda & \cos\lambda & 0 \\ -\sin L \cos\lambda & -\sin L \sin\lambda & \cos L \\ \cos L \cos\lambda & \cos L \sin\lambda & \sin L \end{bmatrix} \triangleq \begin{bmatrix} \mathbf{C}_{11} & \mathbf{C}_{12} & \mathbf{C}_{13} \\ \mathbf{C}_{21} & \mathbf{C}_{22} & \mathbf{C}_{23} \\ \mathbf{C}_{31} & \mathbf{C}_{32} & \mathbf{C}_{33} \end{bmatrix} \quad (2.2)$$

\mathbf{C}_e^n 为地球系到地理系的位置矩阵； \mathbf{C}_{ij} 为变换矩阵的元素($i=1,2,3; j=1,2,3$)。

(2) 地理系和载体系之间的转换

载体的姿态实际上就是载体系和地理系之间的转换关系。载体的姿态可用如下欧拉角表示：

俯仰角 (θ)：载体绕横轴 X_b 转动时，载体的纵轴与水平面之间会形成一个夹角，该角即为俯仰角，一般用 θ 表示，向上角度为正，向下为负，俯仰角取值范围为 $[-90^\circ, 90^\circ]$ 。

翻滚角 (γ)：载体绕纵轴 Y_b 转动时，载体纵向铅垂面与纵向对称面间形成的夹角，该角即为翻滚角，一般用 γ 表示，相对于铅垂面右倾为正值、左倾为负值，翻滚角取值范围为 $[-90^\circ, 90^\circ]$ 。

航向角 (Ψ)：载体绕方位轴 Z_b 转动时，载体纵轴 Y_b 在地理坐标系下的水平投影与地理子午线 N 的夹角称为航向角，一般用 Ψ 表示，以正北方向为起点并以北偏东方向逐渐增加，航向角取值范围为 $[0^\circ, 360^\circ]$ 。

载体系和导航系之间可以通过三次按规定的顺序转动完成转换。本文采取的方式为：先绕Z轴负向转动 Ψ 角，其次绕X轴正向转动 θ 角度，最后绕Y轴转动 γ 角度。三次转动的余弦矩阵 \mathbf{C}_b^n 表示如下：

$$\begin{bmatrix} x_n \\ y_n \\ z_n \end{bmatrix} = \mathbf{C}_b^n \begin{bmatrix} x_b \\ y_b \\ z_b \end{bmatrix} \quad (2.3)$$

绕Z轴负向转动角 Ψ ：

$$\mathbf{C}_b^{n1} = \begin{bmatrix} \cos\Psi & -\sin\Psi & 0 \\ \sin\Psi & \cos\Psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2.4)$$

绕X轴负向转动角 θ :

$$\mathbf{C}_{n1}^{n2} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \theta & \sin \theta \\ 0 & -\sin \theta & \cos \theta \end{bmatrix} \quad (2.5)$$

绕Y轴负向转动角 γ :

$$\mathbf{C}_{n2}^n = \begin{bmatrix} \cos \gamma & 0 & -\sin \gamma \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \gamma & 0 & \cos \gamma \end{bmatrix} \quad (2.6)$$

$$\begin{aligned} \mathbf{C}_b^n = \mathbf{C}_{n2}^n \mathbf{C}_{n1}^{n2} \mathbf{C}_b^{n1} &= \begin{bmatrix} \cos \Psi & -\sin \Psi & 0 \\ \sin \Psi & \cos \Psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \theta & \sin \theta \\ 0 & -\sin \theta & \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \gamma & 0 & -\sin \gamma \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \gamma & 0 & \cos \gamma \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} \cos \gamma \cos \Psi + \sin \gamma \sin \Psi \sin \theta & \sin \Psi \cos \theta & \sin \gamma \cos \Psi - \cos \gamma \sin \Psi \sin \theta \\ -\cos \gamma \cos \Psi + \sin \gamma \sin \Psi \sin \theta & \cos \Psi \cos \theta & -\sin \gamma \cos \Psi - \cos \gamma \sin \Psi \sin \theta \\ -\sin \gamma \cos \theta & \sin \theta & \cos \gamma \cos \theta \end{bmatrix} \quad (2.7) \end{aligned}$$

定义 \mathbf{C}_b^n 为如下形式:

$$\mathbf{C}_b^n = \begin{bmatrix} \mathbf{T}_{11} & \mathbf{T}_{12} & \mathbf{T}_{13} \\ \mathbf{T}_{21} & \mathbf{T}_{22} & \mathbf{T}_{23} \\ \mathbf{T}_{31} & \mathbf{T}_{32} & \mathbf{T}_{33} \end{bmatrix} \quad (2.8)$$

\mathbf{C}_b^n 即为载体系转化为导航系所需的姿态矩阵, 载体的姿态角可由式2.7和式2.8计算表示如下:

$$\begin{cases} \Psi_{\pm} = \arctan\left(\frac{\mathbf{T}_{13}}{\mathbf{T}_{22}}\right) \\ \theta_{\pm} = \arcsin(\mathbf{T}_{32}) \\ \gamma_{\pm} = \arctan\left(\frac{-\mathbf{T}_{31}}{\mathbf{T}_{33}}\right) \end{cases} \quad (2.9)$$

对于地面车辆导航系统, 式2.9中, 俯仰角 θ 、翻滚角 γ 定义在区间 $[-90^\circ, 90^\circ]$ 中, 在计算反正弦和反正切函数中不存在多值问题; 航向角 Ψ 定义在 $[0^\circ, 360^\circ]$ 区间, 需要分情况考虑根据主值区间和方向矩阵的数值来确定角度大小, 其真值表如表2.1所示^[24, 25]。

表 2.1 航向角 Ψ 的真值表

T_{22}	T_{12}	Ψ
$\rightarrow 0$	+	90°
$\rightarrow 0$	-	270°
+	+	$\Psi_\text{主}$
+	-	$180^\circ + \Psi_\text{主}$
-	+	$\Psi_\text{主} + 180^\circ$
-	-	$\Psi_\text{主} - 180^\circ$

2.3 捷联惯导定位原理

在捷联惯性导航系统（SINS）中惯性测量器件直接与运载体固联，通过导航计算机采集惯性器件的输出信息并进行数值积分求解运载体的姿态、速度和位置等导航信息，这三个过程分别是姿态更新、速度更新和位置更新。MEMS惯导一般采用角速率输出采样方式，简单的将输出信号乘以采样间隔 T_s 即可变换为近似的角增量，利用单位时间角增量数据可以实现载体姿态的更新，姿态指的是载体坐标系相对于导航坐标系的角位置。MEMS惯导信息的解算核心是姿态更新，对整个算法的解算精度影响最为突出，具有重要的研究意义。

2.3.1 四元数与姿态更新

MEMS 惯导的姿态更新是指实时地将陀螺仪测得的角速度转化为载体的姿态，通过求解姿态微分方程来完成。根据所选变量参数不同，常用的姿态更新算法有四元数法(Quaternions)、方向余弦法和欧拉角法^[26]。这几种方法分别适合不同的姿态变化情况。

欧拉角算法通过求解欧拉角微分方程直接求解航向角、俯仰角和横滚角。欧拉角算法概念非常清晰，容易理解，但是由于其微分方程的特点，需要频繁求解三角函数。而且当俯仰角接近 90° 时会引起万向节死锁问题，所以该方法适合水平姿态变化不大，实时

性要求不高的情况下。

方向余弦法对姿态矩阵微分方程求解，避免了退化的问题，可计算运载体全姿态，但是姿态矩阵微分方程包含九个未知量，因此计算量大，实时性差，不适用工程上的实践。

四元数表示方法虽然有些抽象，但它的优点有很多，利用起来非常方便，算法实现上简单易操作，是很实用的工程方法。本课题是基于四元数法完成姿态矩阵的解算。四元数是由威廉卢云哈密尔顿在1843年爱尔兰提出的数学概念，其基础思想为：一个坐标系到另一个坐标系的变换可以通过绕一个定义在参考系中的矢量 μ 的单次转动来实现，四元数提供该转动的数学描述，一个单位四元数可以表示一个旋转。对于低动态的车载组合导航系统来说，四元数方法比较适用。

1、四元数定义

四元数表达方式如下^[33]：

$$\mathbf{Q}(q_0, q_1, q_2, q_3) = q_0 + q_1\mathbf{i} + q_2\mathbf{j} + q_3\mathbf{k} = q_0 + \mathbf{q}_v \quad (2.10)$$

式2.10中， q_0 、 q_1 、 q_2 、 q_3 是实数， q_0 也称为实部， $\mathbf{q}_v = q_1\mathbf{i} + q_2\mathbf{j} + q_3\mathbf{k}$ 称为虚部， \mathbf{i} 、 \mathbf{j} 、 \mathbf{k} 是互相正交的单位向量，可以将四元数看作是四维空间中的一个向量或者一个超复数。四元数的虚单位 \mathbf{i} 、 \mathbf{j} 、 \mathbf{k} 之间满足如下乘法运算规则^[13]：

$$\begin{cases} \mathbf{i} \otimes \mathbf{i} = \mathbf{i} \otimes \mathbf{j} = \mathbf{k} \otimes \mathbf{k} = -1 \\ \mathbf{i} \otimes \mathbf{j} = \mathbf{k}, \mathbf{j} \otimes \mathbf{k} = \mathbf{i}, \mathbf{k} \otimes \mathbf{i} = \mathbf{j}, \mathbf{j} \otimes \mathbf{i} = -\mathbf{k}, \mathbf{k} \otimes \mathbf{j} = -\mathbf{i}, \mathbf{i} \otimes \mathbf{k} = -\mathbf{j} \end{cases} \quad (2.11)$$

其中，运算符” \otimes ”表示四元数乘法运算，虚部单位矢量的叉乘运算特点，可以将四元数的虚数部分 $\mathbf{q}_v = q_1\mathbf{i} + q_2\mathbf{j} + q_3\mathbf{k}$ 看成是在三维空间中的映像，反之，一个三维矢量可以看做一个零标量四元数。

2、四元数与姿态矩阵的转换

类比于复数的三角表示法，四元数写成三角函数为^[24, 41]：

$$Q = \|Q\|(\cos \frac{\phi}{2} + \boldsymbol{\mu} \sin \frac{\phi}{2}) \quad (2.12)$$

特别地，当 $\|Q\| = 1$ 时，即对于单位四元数，有 $q_0 = \cos \frac{\phi}{2}$ ， $\mathbf{q}_v = \boldsymbol{\mu} \sin \frac{\phi}{2}$ 且 $q_0^2 + \mathbf{q}_v^T \mathbf{q}_v = 1$ ； $\boldsymbol{\mu}$ 为单位长度的三维矢量，即 $\boldsymbol{\mu}^T \boldsymbol{\mu} = 1$ ； ϕ 为某一角度值。在刚体转动理

论中，载体系相对于导航系的位置，可以等效成载体系统绕某定轴旋转一定角度 θ ，用向量 μ 表示该定轴，则两坐标之间的位置关系可以用角度 θ 和单位向量 μ 来表示如下图2.3。

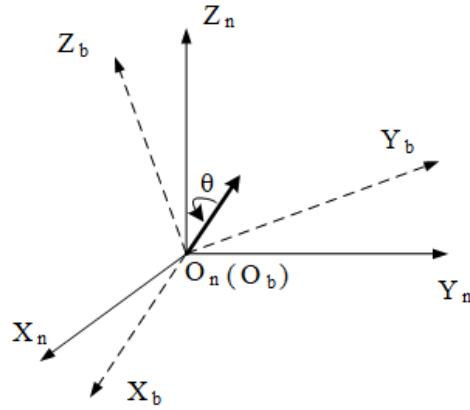


图 2.3 坐标系旋转变化

根据文献[24]的推导，由四元数表示的载体系至导航系的转换矩阵如式2.13所示：

$$C_b^n = \begin{bmatrix} 1 - 2(q_2^2 + q_3^2) & 2(q_1q_2 - q_0q_3) & 2(q_1q_3 + q_0q_2) \\ 2(q_1q_2 + q_0q_3) & 1 - 2(q_1^2 + q_3^2) & 2(q_2q_3 - q_0q_1) \\ 2(q_1q_3 - q_0q_2) & 2(q_2q_3 + q_0q_1) & 1 - 2(q_1^2 + q_2^2) \end{bmatrix} \quad (2.13)$$

3、姿态更新四元数算法

由四元数表示向量和不同坐标系下的转换关系^[33]：

$$\mathbf{v}^b = \mathbf{Q}_b^n \otimes \mathbf{v}^n \otimes (\mathbf{Q}_b^n)^* \\ = \begin{bmatrix} q_0^2 + q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 & 2(q_1q_2 - q_0q_3) & 2(q_1q_3 + q_0q_2) \\ 0 & 2(q_1q_2 + q_0q_3) & q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 & 2(q_2q_3 - q_0q_1) \\ 0 & 2(q_1q_3 - q_0q_2) & 2(q_2q_3 + q_0q_1) & q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ \mathbf{v}_x^n \\ \mathbf{v}_y^n \\ \mathbf{v}_z^n \end{bmatrix} \quad (2.14)$$

式中， \mathbf{Q}_b^n 表示坐标系间的变换四元数， $(\mathbf{Q}_b^n)^*$ 是 \mathbf{Q}_b^n 的共轭表示， \mathbf{v}^n 和 \mathbf{v}^b 为同一向量

在导航系n和载体系b下的表示，该向量分别为；

$$\mathbf{v}^n = \begin{bmatrix} 0 & \mathbf{v}_x^n & \mathbf{v}_y^n & \mathbf{v}_z^n \end{bmatrix}^T \quad (2.15)$$

$$\mathbf{v}^b = \begin{bmatrix} 0 & \mathbf{v}_x^b & \mathbf{v}_y^b & \mathbf{v}_z^b \end{bmatrix}^T \quad (2.16)$$

由式(2.3-2.7)方向余弦理论对坐标系的转换可得：

$$\begin{aligned} \mathbf{v}^b &= \begin{bmatrix} * & 0 \\ 0 & \mathbf{C}_n^b \end{bmatrix} \mathbf{v}^n \\ &= \begin{bmatrix} * & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \gamma \cos \Psi + \sin \gamma \sin \Psi \sin \theta & -\cos \gamma \cos \Psi + \sin \gamma \sin \Psi \sin \theta & -\sin \gamma \cos \theta \\ 0 & \sin \Psi \cos \theta & \cos \Psi \cos \theta & \sin \theta \\ 0 & \sin \gamma \cos \Psi - \cos \gamma \sin \Psi \sin \theta & -\sin \gamma \cos \Psi - \cos \gamma \sin \Psi \sin \theta & \cos \gamma \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ \mathbf{v}_x^n \\ \mathbf{v}_y^n \\ \mathbf{v}_z^n \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (2.17)$$

比较式2.14和2.17，可以得到变换过程中姿态角的四元数计算方法：

$$\begin{cases} \Psi_{\pm} = \arctan\left(\frac{2(q_1 q_2 + q_0 q_3)}{q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2}\right) \\ \theta_{\pm} = \arcsin(2(q_2 q_3 - q_0 q_1)) \\ \gamma_{\pm} = \arctan\left(\frac{2(q_1 q_3 + q_0 q_2)}{q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2}\right) \end{cases} \quad (2.18)$$

由式(2.12)已知Q为导航系至载体系的四元数描述，对两端求导得微分方程：

$$\begin{aligned} d\frac{\mathbf{Q}}{t} &= -\sin\frac{\dot{\theta}}{2} \sin\frac{\theta}{2} + \boldsymbol{\mu}^R \frac{\dot{\theta}}{2} \cos\frac{\theta}{2} + \sin\frac{\theta}{2} \frac{d\boldsymbol{\mu}^R}{dt} \\ &= -\sin\frac{\dot{\theta}}{2} \sin\frac{\theta}{2} + \boldsymbol{\mu}^R \frac{\dot{\theta}}{2} \cos\frac{\theta}{2} \\ &= \frac{\dot{\theta}}{2} \boldsymbol{\mu}^R \otimes \mathbf{Q} \end{aligned} \quad (2.19)$$

由刚体动力学知识可知^[24, 25]

$$\boldsymbol{\omega}_{nb}^n = \dot{\theta} \boldsymbol{\mu}^R \quad (2.20)$$

$$\boldsymbol{\omega}_{nb}^n = \mathbf{Q} \otimes \boldsymbol{\omega}_{nb}^b \otimes \mathbf{Q}^* \quad (2.21)$$

其中, ω_{nb}^b 是载体系相对于导航系下的角速度, 将式2.20和2.21代入式2.19可得:

$$d\frac{\mathbf{Q}}{t} = \frac{1}{2}\mathbf{Q} \otimes \boldsymbol{\omega}_{nb}^b \quad (2.22)$$

记:

$$\boldsymbol{\omega}_{nb}^b = \begin{bmatrix} \omega_x & \omega_y & \omega_z \end{bmatrix}^T \quad (2.23)$$

将式(2.22)写成矩阵形式:

$$\begin{bmatrix} \dot{q}_0 \\ \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \\ \dot{q}_3 \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & -\omega_x & -\omega_y & -\omega_z \\ \omega_x & 0 & \omega_z & -\omega_y \\ \omega_y & -\omega_z & 0 & \omega_x \\ \omega_z & \omega_y & -\omega_x & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix} \quad (2.24)$$

其中, $\boldsymbol{\omega}_{nb}^b$ 表示如下^[25]:

$$\boldsymbol{\omega}_{nb}^b = \boldsymbol{\omega}_{ib}^b - C_n^b(\boldsymbol{\omega}_{ie}^n + \boldsymbol{\omega}_{en}^n) \quad (2.25)$$

上式中, C_n^b 是姿态阵, $\boldsymbol{\omega}_{nb}^b$ 不能由MEMS陀螺直接测量获得, 陀螺输出的 $\boldsymbol{\omega}_{ib}^b$ 是载体系相对于惯性系的角速度, 其中包含了地球自转速率 $\boldsymbol{\omega}_{ie}^n$ 和位置速率 $\boldsymbol{\omega}_{en}^n$, 可以计算得^[30]:

$$\boldsymbol{\omega}_{ie}^n + \boldsymbol{\omega}_{en}^n = \begin{bmatrix} -\frac{V_N}{R_M} \\ \boldsymbol{\omega}_{ie} \cos L + \frac{V_E}{R_N} \\ \boldsymbol{\omega}_{ie} \sin L + \frac{V_E}{R_N} \tan L \end{bmatrix} \quad (2.26)$$

其中, L 是导航系所在地理纬度, V_E 、 V_N 为当时时刻载体的东向和北向速度, $\boldsymbol{\omega}_{ie}$ 是地球自转角速度。本课题对式(2.23)中微分方程的求解是通过龙格库塔法实现, 文献[24]、[29]给出了详细的求解步骤。

2.3.2 速度更新

本文选择“东-北-天”地理作为导航坐标系(n 系), 则有惯导比力方程^[46]:

$$\dot{\mathbf{V}}_{en}^n = C_b^n f_{sf}^b - (2\boldsymbol{\omega}_{ie}^n + \boldsymbol{\omega}_{en}^n) \times \mathbf{V}_{en}^n + \mathbf{g}^n \quad (2.27)$$

其中 f_{sf} 为加速度计测量的比力, $2\omega_{ie}^n \times v_{en}^n$ 为由载体运动和地球自转引起的哥氏加速度, $\omega_{en}^n \times v_{en}^n$ 为由载体运动引起的对地向心加速度, g^n 为重力加速度, $-(2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) \times v_{en}^n + g^n$ 。式表明, 在加速度计输出中去掉有害加速度后, 就可获得载体在导航系下的真实加速度 \dot{V}_{en}^n , 设速度的更新周期为 T , 在每个更新周期作 N 次采样, 对上式作积分运算, 得到 t_m 时刻载体在导航系内的速度更新方程:

$$V_m^n = V_{m-1}^n + C_{b(m-1)}^{n(m-1)} \int_{t_{m-1}}^{t_m} C_{b(t)}^{b(m-1)} f_{ib}^b dt + \int_{t_{m-1}}^{t_m} [g^n - (2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) \times V_{en}^n] dt \quad (2.28)$$

式2.28中, V_m 、 V_{m-1} 分别是 t_m 和 t_{m-1} 时刻载体的速度; $C_{b(m-1)}^{n(m-1)}$ 是 t_{m-1} 时刻的姿态矩阵。若 $\delta V_{g/corm}^n$ 表示在时间 $[t_{m-1}, t_m]$ 内有害加速度对应的速度补偿量, δV_{sfm}^n 是由比力对应的速度补偿量, 则式2.27可以改写成:

$$V_m^n = V_{m-1}^n + C_{b(m-1)}^{n(m-1)} \delta V_{sfm}^n + \delta V_{g/corm}^n \quad (2.29)$$

$$\delta V_{sfm}^n = \delta V_m^n + \frac{1}{2} \delta \theta_m \times \delta V_m^n + \frac{1}{2} \int_{t_{m-1}}^{t_m} [\Delta \theta(t) \times f_{ib}^b + \Delta V(t) \times \omega(t)] dt \quad (2.30)$$

$\delta \theta_m$ 、 ΔV_m 为更新周期内的陀螺角增量和加速度计速度增量。因为载体角速度和加速度变化复杂, 无法通过确定的数学公式加以描述, 工程中常采用曲线拟合的方法来近似求解。根据比力方程, 可以得到离散系统时速度在导航系的增量为:

$$\delta V^n = C_b^n f_{ib}^b \cdot T - (2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) \times V^n \cdot T + g^n \cdot T \quad (2.31)$$

由于低成本MEMS传感器属于低精度, 陀螺精度(零偏稳定性及重复性)为 0.1° 量级, 加速度精度为 $5mg$, 传感器标定在下节介绍具体方法, 此处忽略划桨效应, 可对其作大幅简化。

2.3.3 位置更新

在图2.1, 假设地球表面运动的物体在地理系下记为 $O_g(\lambda, L, h)$ 。 O_o 点是 O_g 与地心连线在地球表面的交点, 以该点建立直角坐标系, 纬圈切线指东为 $O_o x_o$ 轴, 经圈切线指北 $O_o y_o$ 轴、椭球面法线方向指天 $O_o z_o$ 轴。

如果 O_o 点对地球坐标系 $Ox_ey_ez_e$ 的速度在 $Ox_oy_oz_o$ 系的投影记为 $v_e^o = [v_{xo} \quad v_{yo} \quad v_{zo}]^T$ 。注意, 由于 O_oX_o 轴与纬圈相切, 故经度会随着 v_{x0} 而变化, 同理, 纬度也会随着 v_{y0} 产生变化:

$$\dot{\lambda} = \frac{v_{x0}}{R_N \cos L} \quad \dot{L} = \frac{v_{y0}}{R_M} \quad (2.32)$$

对于地理高度为 h 的 O_g 点, 假设其速度为 $v_{eg}^g = [v_x \quad v_y \quad v_z]^T$, 根据图2.1中地理几何关系, 有:

$$\frac{v_{x0}}{R_N} = \frac{v_x}{R_N + h} \quad (2.33)$$

$$\frac{v_{y0}}{R_M} = \frac{v_y}{R_M + h} \quad (2.34)$$

上述两式分别带入式2.32:

$$\begin{cases} \dot{\lambda} = \frac{v_x}{(R_N + h) \cos L} \\ \dot{L} = \frac{v_y}{(R_M + h)} \\ \dot{h} = v_z \end{cases} \quad (2.35)$$

记:

$$p = \begin{bmatrix} \lambda \\ L \\ h \end{bmatrix}, M_{pv} = \begin{bmatrix} 0 & 1/[(R_N + h) \cos L] & 0 \\ 1/(R_M + h) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2.36)$$

写成矩阵形式有:

$$\dot{p} = M_{pv}v^n \quad (2.37)$$

位置增量通过对速度值的梯形积分近似求解^[30], 得

$$p_t = p_{t-1} + M_{pv} \times (v_{t-1}^n + v_t^n) \times \frac{T}{2} \quad (2.38)$$

2.3.4 低成本惯导的姿态初始化

对于MEMS器件的低精度惯导系统而言, 地球自转角速率完全淹没在陀螺的噪声里, 陀螺精度相对较低, 因此利用陀螺来进行方位对准, 其对准精度很难达到要求, 因此不具备自助式的初始化对准功能, MEMS系统只能通过机动运动来增加系统滤波器的可观

性从而完成动态的初始化。这里，在导航初始化时，水平姿态角可以在静止状态下通过加速度计输出，而方位对准在运动条件下依靠卫星导航信息来完成。

1、使用加速度计进行水平姿态对准

在静态环境下，运载体的线运动及其导数均为0，比力方程可以简化为^[3, 25]

$$0 = C_b^n f_{sf}^b + g^n \quad (2.39)$$

记 $f_{sf}^b = [f_X^b \ f_Y^b \ f_Z^b]^T$, $g^n = [0 \ 0 \ g]^T$, g 为当地重力加速度的大小。转换有

$$\begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \gamma f_X^b + \sin \gamma f_Z^b \\ \sin \gamma \sin \theta f_X^b + \cos \theta f_Y^b - \cos \gamma \sin \theta f_Z^b \\ -\sin \gamma \cos \theta f_X^b + \sin \theta f_Y^b + \cos \gamma \cos \theta f_Z^b \end{bmatrix} \quad (2.40)$$

可以推出：

$$\gamma = \arctan(-f_X^b/f_Z^b) \quad \theta = \arctan(f_Y^b / \sqrt{(f_X^b)^2 + (f_Z^b)^2}) \quad (2.41)$$

2、利用卫星导航进行方位对准

对于车辆导航来说，其运动方向一般沿载体的正前方(纵轴方向)，在完成水平对准后，在卫星信号可用的情况下，测量得到速度矢量，可以得到载体纵轴相对于地理北向的方位角，利用该方位角，与由 C_b^n 计算的俯仰角和横滚角完成姿态初始化^[25]。

2.4 组合系统方案分析与设计

2.4.1 惯导/GNSS组合方式

结合GPS定位的长期稳定性与SINS系统定位的短期精确性，融合不同传感器信息可以提高导航信息的精度，目前常见的组合方法有：GPS/SINS松组合、紧组合和超紧组合等模式^[27]。

(1)GNSS/SINS松组合

松组合是一种简单直观较为基础的组合方式^[42]，在MEMS惯导/GNSS松组合模式下体现了卫星信号对MEMS惯导的辅助，两个系统独立工作，通过卡尔曼滤波器对两者的数据进行融合并输出导航误差信息的最优估计，反馈给MEMS系统进行修正。松组合系

统工作时，各系统独立工作，保持各自特性，系统结构简单，容易实现。缺点是在当其中一个系统失效时，滤波器容易发散导致系统精度下降。

松组合的特点是：系统结构简单，易于实现，计算量小等，GNSS可以限制惯导误差的增长，当GNSS失去信号时惯导可短时间内自主导航，惯性传感器误差实时估计并修正。适合车载导航、民用航空等领域。其结构示意图如图2.4

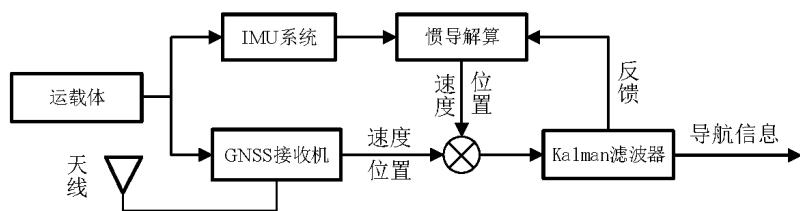


图 2.4 松组合示意图

(2)GNSS/SINS紧组合

紧组合在算法融合上增加了伪距与伪距率作为滤波输入，属于高水平的组合模式，原理框图如图2.5所示，该组合方式中，GNSS卫星系统卫星信号的伪距、伪距率原始信息，MEMS惯导根据速度位置计算出相应的伪距和伪距率，并将其与GPS测量的伪距和伪距率做差作为量测值，通过数据融合得到MEMS惯导状态误差的最优估计对系统进行校正。紧组合算法将卫星的原始伪距、伪距率信息作为观测量，系统的可观测性大大增强。

紧组合的特点是：可以实现GNSS与惯导内部相互辅助，在小于四个卫星的情况下依然可以正常输出定位信息更新，定位精度高，抗干扰能力强，但是需要参与大量的GNSS接收机的基带处理过程，导致计算量增大，软硬件架构复杂，应用有一定限制。

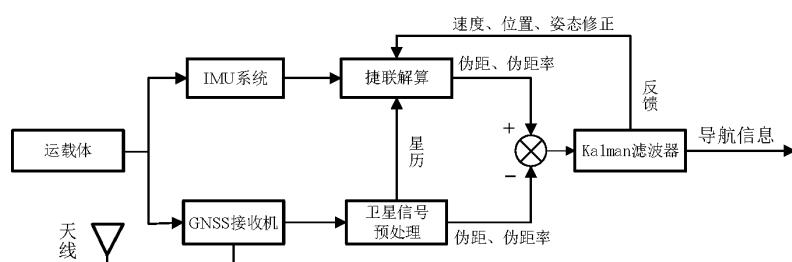


图 2.5 紧组合示意图

2.4.2 MEMS惯性传感器的误差模型

MEMS惯性传感器的误差可以分为两类：一类是有规律的，可以用确定的函数关系表述；另一类是由随机干扰因素引起的随机性误差，无法用确定的函数关系描述。

(1)确定性误差不随传感器工作时间的长短发生变化，可通过建模和测试予以补偿，在传感器数据导入惯导解算之前，这部分的误差应该首先被补偿，包括常值漂移、刻度因数误差、交叉耦合误差、轴失准误差等。

(2)而一般所指的惯性器件精度习惯上为静态条件下测试的随机误差，一般包括：零偏稳定性、零偏重复性、速度随机游走、角度随机游走等。通常可以用随机常数、随机游走和一阶高斯马尔可夫过程等统计方法来统计变化规律。

目前对于低精度低成本的惯性传感器，越来越多的建模方法被使用，如自相关函数法、功率谱密度法、自回归平滑模型法和Allan方差法等。由于Allan方差分析简单和有效，是针对传感器随机误差参数确定的常用方法之一^[39]，本课题采用此方法对MEMS惯导的随机误差进行分析。

Allan方差是一种公认的IEEE标准规范^[43]。他是美国学者David Allan为研究原子钟的震荡器稳定性而提出的概念，Allan方差随后被引入到中、低精度陀螺的随机误差辨识中，实用性很强，取得良好效果。

1、Allan方差的定义^[44]

如图，数轴上有N个连续的采样点，每个采样点的间隔都是 Δt ，然后连续n数据点可以创建一个簇($n < N/2$)。每一簇的时间为 $\tau = n\Delta t$ 。

假设传感器的瞬时采样速率为 $\Omega(t)$ ，那么在时间 t_k 和 $t_{(k+1)}$ 内的第K簇平均值为：

$$\bar{\Omega}_k(\tau) = \frac{1}{\tau} \int_{t_k}^{t_{k+\tau}} \Omega(t) dt \quad (2.42)$$

其中， $\bar{\Omega}_k(\tau)$ 代表从第k个数据点开始，持续n个数据点输出的速率平均值。则Allan方差定义为^[53]：

$$\sigma^2(\tau) = \frac{1}{2} \langle (\bar{\Omega}_{k+n} - \bar{\Omega}_k)^2 \rangle \approx \frac{1}{2(N-2n)} \sum_{k=1}^{N-2n} (\bar{\Omega}_{k+n}((\tau)) - \bar{\Omega}_k((\tau)))^2 \quad (2.43)$$

式中符号 $\langle \rangle$ 代表无穷时间内的平均值，在实际中，对于N个有限数据，时间长度为 τ 的簇的数目也是有有限的，测试试验中n已知，则 $\Omega(t)$ 是可以测量的，Allan方差 $\sigma^2(\tau)$

和MEMS惯导各项随机噪声的功率谱密度(PSD)有唯一对应关系(IEEE Std.952-1997):

$$\sigma^2(\tau) = 4 \int_0^\infty S_\Omega(f) \frac{\sin^4(\pi f \tau)}{(\pi f \tau)^2} df \quad (2.44)$$

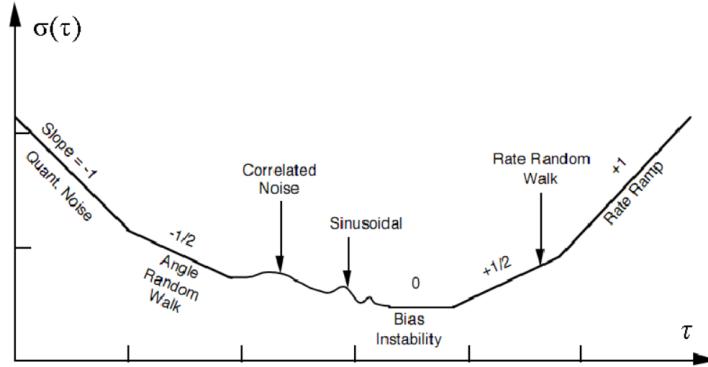


图 2.6 Allan 方差分析曲线图

其中, $S_\Omega(f)$ 是 $\Omega(T)$ 的随机功率谱密度。上式 2.44 表明通过一个传递函数, Allan 方差与惯性器件输出数据输出噪声有着对应的关系, Allan 方差对辨识 MEMS 惯导数据中不同的随机噪声项具有很好的效果。通过 Allan 方差法对 MEMS 陀螺与加速度计长时间静止数据进行处理后, 可以得到类似图 2.6 的双对数曲线图。不同噪声出现在不同的 τ 区域上, 通常能辨识出零偏不稳定性 B、随机游走系数 N、量化噪声 Q 等多种随机噪声。该结果还为后面的 Kalman 滤波器初始参数的设置提供依据, 可减小滤波器因噪声参数统计不准确而发散的风险。

各误差项在 Allan 标准差双对数曲线上的对应的斜率和 τ 值如表 2.2 所示^[53]。

表 2.2 Allan 方差

随机噪声项	Allan 方差	斜率	τ 取值(h)
量化噪声 Q	$\sigma(\tau) = \sqrt{(3)Q/\tau}$	-1	$\sqrt{(3)}$
随机游走系数 N	$\sigma(\tau) = N/\tau^{1/2}$	-1/2	1
零偏不稳定性 B	$\sigma(\tau) = B\sqrt{(2\ln 2/\pi)} = B/0.664$	0	/
速率随机游走 K	$\sigma(\tau) = K\tau^{1/2}/\sqrt{(3)}$	1/2	3
速率斜坡 R	$\sigma(\tau) = R\tau/\sqrt{(2)}$	1	$\sqrt{(2)}$

在曲线图上绘制某一斜率的直线, 在该斜率直线上找到对应 τ 处的 $\sigma(\tau)$ 值, 便可以分离出相应的随机噪声系数^[44]。

2、MEMS惯性传感器Allan方差实验

将制作的设备固定于静止工作台上，上电预热后，以50Hz采样频率采集了6h数据，经matlab处理后，实验数据的Allan方差分析结果如图2.7和2.8所示；

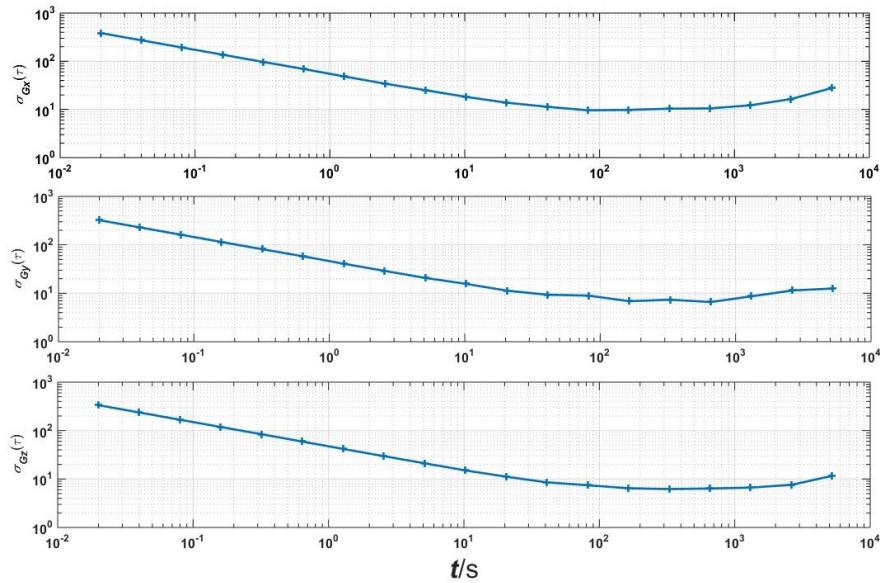


图 2.7 MEMS陀螺Allan方差双对数曲线图

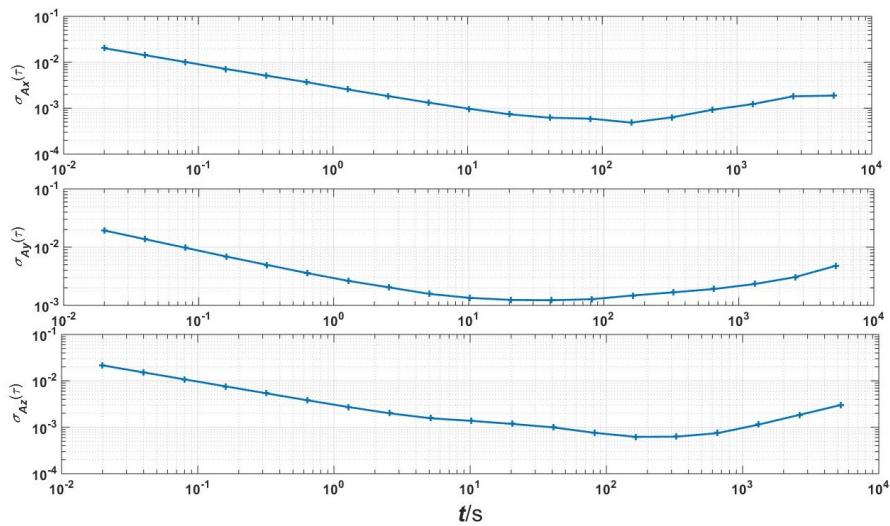


图 2.8 MEMS加速度计Allan方差双对数曲线图

根据上述结果可以得到MEMS惯导的随机误差参数，如表2.3和2.4 所示：

表 2.3 MEMS 陀螺随机误差参数

	零偏不稳定性	角度随机游走
陀螺X轴	$14.43deg/h$	$0.883deg/\sqrt{h}$
陀螺Y轴	$9.93deg/h$	$0.75deg/\sqrt{h}$
陀螺Z轴	$9.35deg/h$	$0.75deg/\sqrt{h}$

表 2.4 MEMS 加速度计随机误差参数

	零偏不稳定性	速度随机游走
加速度计X轴	$0.73m/s^2$	$0.2m/s/\sqrt{h}$
加速度计Y轴	$1.83m/s^2$	$0.2m/s/\sqrt{h}$
加速度计Z轴	$0.93m/s^2$	$0.2m/s/\sqrt{h}$

2.4.3 系统总体方案

自动辅助驾驶系统是一个复杂的系统集合，汽车依靠人工智能、视觉计算、雷达、监控装置和组合导航系统间协同合作，并结合高精度地图获取车辆的运行状态。其中车载组合导航系统包括传感器的数据采集与处理，实时数据解算和融合，导航信息显示等是自动辅助驾驶的重要组成部分。

本课题以组合导航解算理论为基础，根据实际工作环境完成了芯片选型与硬件设计，并编写相关导航算法软件，最终可以成功地为地面车辆提供姿态位置和速度信息，完成了一款小型化导航模块的工程实现。此模块以ARM 处理器为核心，主要由MEMS 惯性传感器，多模卫星接收机等设备组成。构建的SOPC(system-on-a-programmable-chip) 嵌入式系统具有体积小，功耗低，数据计算功能强等优点，为小型化、低功耗，低成本导航模块设计提供了解决方案，其总体方案如图2.9所示：

从图中可以看出，首先将MEMS 惯性器件通过SPI通信接口以100Hz的频率采样，降频至10Hz送入ARM芯片数据缓存区，降频采用简单的均值滤波并做误差补偿，供后续系统做惯导解算使用；另一路GNSS模块通过串口连接到ARM 芯片，并以1Hz 速率将数据送入数据缓存区；ARM芯片在解析惯导数据和GNSS数据后，对MEMS数据进行时间对齐，然后用卡尔曼滤波融合对导航数据进行最优估计，最后通过串行总线把导航解算

数据传送到PC端进行显示，并将结果实时记录在SD中，方便后期对数据的分析和系统的调试。

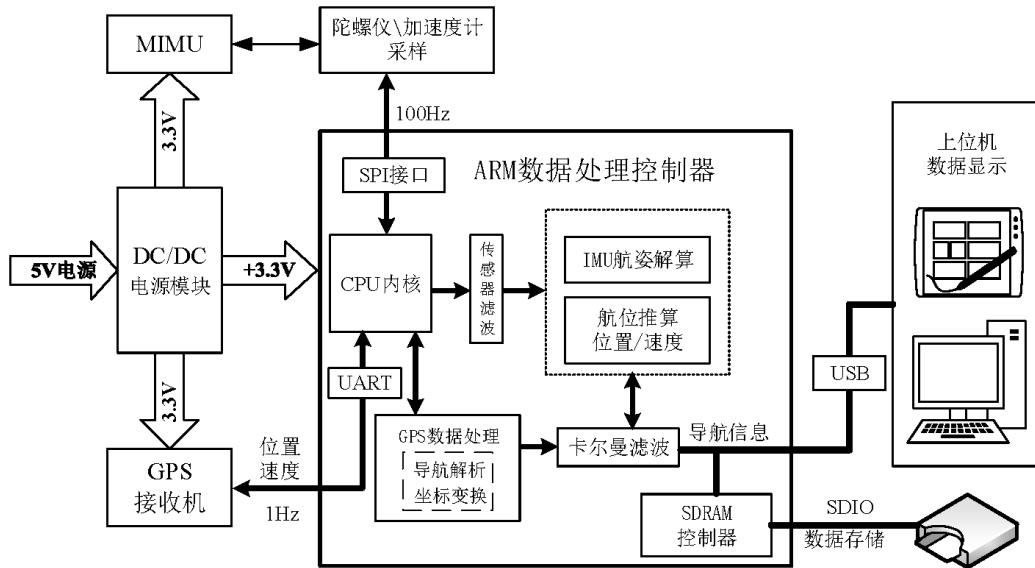


图 2.9 系统总体方案图

根据上述系统总体方案的介绍，GNSS/INS组合导航系统中，不仅要完成还要完成硬件平台的开发、还要编写导航信息解算等算法软件。结合本系统的功能及特点可以将设计的主要任务主要分成以下几点：

1、硬件平台设计及模块调试

导航模块硬件设计是整个任务要求的第一步，设计最初，要根据平台的设计功能和算法需求特点进行主要器件的选型，然后依据设计方案绘制电路原理图和PCB图制作硬件实验平台，硬件设计的过程将在第三章详细介绍。

2、软件设计

在硬件平台搭建完成之后，还需要编写算法软件实现导航定位的功能。软件的设计包括有硬件系统驱动程序、组合导航算法设计、嵌入式软件流程设计等，具体设计将在本文第四章进行介绍。

3、监控上位机设计

编写导航系统的实时监控界面，增加系统人机交互的功能，可实现对数据的保存、导航模式选择、数据加载、轨迹显示、历史记录回放等功能，可以直观地显示车辆的运

行状态和当前卫星搜索状态。

较之传统定位系统，本系统具有导航定位独立，运行设计可靠，利于在中低端设备上实现等优点。

2.5 本章小结

本章主要研究了MEMS惯导的基本原理，系统地推导了MEMS惯导的位置、姿态、速度更新算法，并对MEMS惯导随机误差进行了分析和处理。主要工作有：

(1) 定义常用坐标系，并基于四元数法与旋转矢量法完成了MEMS惯导更新算法的推导。

(2) 基于Allan方差法完成了对实验采集的MEMS惯导三个半小时静止数据的随机误差辨识。

(3) 结合卫星导航与SINS导航组合原理，整合各传感器的特点，给出了小型化组合导航系统的总体方案，给出了系统设计的任务要求及需要实现的功能，为后文提供理论基础。

第3章 组合导航系统硬件设计

3.1 引言

根据模块总体方案设计，本章的重点工作是制作系统的硬件平台。本车载组合定位系统硬件设计分为：需求分析、硬件方案设计、器件选型、嵌入式ARM系统设计、外围设备设计、数据传感器设计，电路测试等。本课题在设计过程中考虑到成本、硬件尺寸、产品功耗、抗干扰性能和产品实用性等问题，提出自己的解决方案，实现了一个低成本、低功耗的MEMS SINS/GNSS 组合的小型化组合导航系统。设计流程如下图3.1 所示：

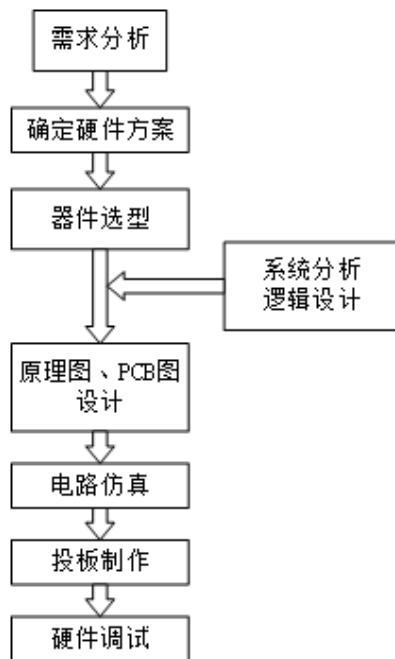


图 3.1 硬件设计流程图

硬件电路的设计是在Altium Designer 10 上进行设计的。这是一款由Altium 公司开发的电路板设计软件，在电子行业运用十分普遍，是电子工程师设计印刷线路板的常用工具，它具有简单易学，操作便捷，资源丰富，人机交互良好等优点。

3.2 硬件方案设计

3.2.1 需求分析与电路规划

本课题是利用MIMU构建捷联惯性导航系统，然后接收卫星信号对导航结果进行补偿和融合，得到可信度高的姿态、速度和位置等信息，并具备良好的稳定性和抗干扰能力最终可以成功应用在地面车辆上。本节对系统设计进行合理的规划分析，并给出硬件总体方案的设计。

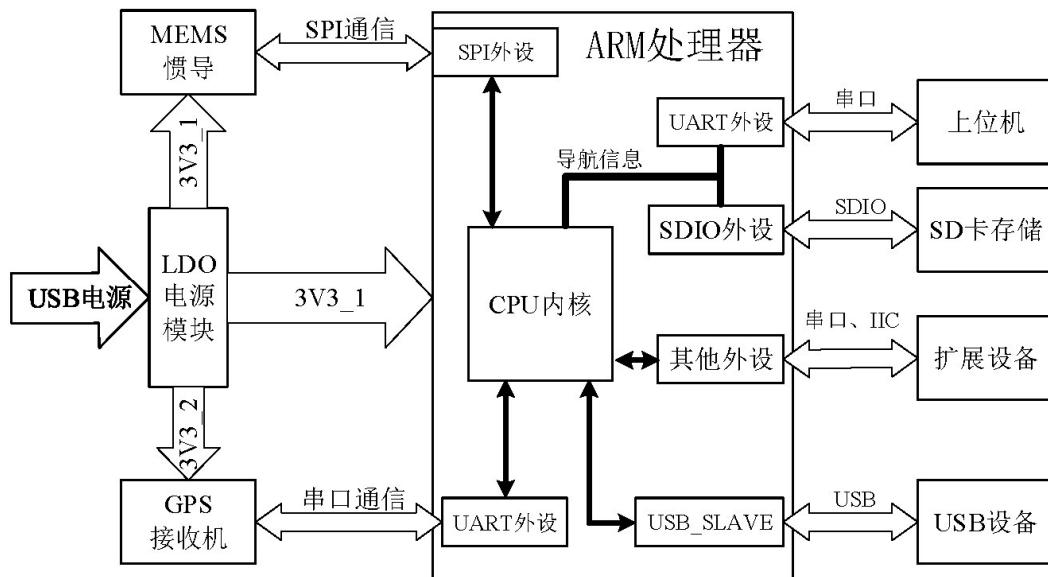


图 3.2 硬件总体框架

根据系统要实现的功能和特点，硬件系统上可以分为电源设计、传感器通信、最小系统、数据保存等几个部分。

(1)电源部分：电源是导航模块的工作基础，电源的设计直接影响到模块能否正常工作。根据设计要求，模块可通过USB供电或者引出电源接口由外部电源供电，再由系统稳压芯片输出稳定的电压。考虑系统中元件工作要求和系统可扩展性，需要的电压有3.3V 和5V，因此本系统对电源做了两级处理，前级电源输出5V的电压，接着连接3.3V的稳压芯片，保证了系统供电的稳定性。降压模块选择输出稳定性高、纹波噪声小的线性稳压芯片。

(2)通信接口部分：MEMS惯性器件通过SPI通信接口和处理器通信，SPI是全双工工

作，速度很快，适合MEMS数据高速通信的场合；GNSS模块将采集的GPS数据通过串口提供给处理器；系统涉及到的通信方式还有SDIO、USB从机通信等。

(3)最小系统部分：电路中的数字处理器要完成信号采集、数据滤波、捷联解算等服务，是整个系统的关键。处理器应当需要具有精度高、速度快，实时性好、功耗低，体积小等特点。同时，解算后的导航数据还可以保存或通过串口连接到上位机进行显示和处理，所以还需要考虑处理器是否具有相应功能外设，最后基于所选器件开发最小系统。

通过全面的规划和分析，制定了如图3.2所示的系统硬件电路框图。考虑到车载组合系统的工作环境和尺寸要求，为保证系统可靠稳定的运行，尽量采用技术成熟、市场通用的高集成度元器件，以下介绍器件选型的过程。

3.2.2 核心器件选型

一、ARM处理器芯片



图 3.3 主控制器芯片

在设计导航系统时，需要考虑CPU的处理能力、存储容量及运行速度、IO端口的分配、通信接口、电平要求等等，同时也要满足组合导航系统的实时性和精度要求，综合这些因素考虑本系统采用的处理芯片为ST公司的STM32F405VGT6型号的ARM 芯片，该处理器内核架构是基于Cortex-M4 内核的，是一款升级版的处理器，具有高性能、低成本、低功耗多方面的优势^[34]，外形如图3.3所示，该芯片的特点如下：

(a)相比于Cortex M3芯片,STM32F4最大的优势就是内置单精度FPU和DSP指令，可提升控制算法的执行速度，提高代码执行效率，本设计中涉及导航数据的解算而且导航解算对实时性要求比较高，该优势可以很好地展现出来。

(b)芯片主频达到168Mhz，片上flash可达1MB,SRAM有192KB，有着丰富的内存资源，满足本程序设计的数据处理和存储要求。

(c)本设计的目的是实现小型化低功耗的导航模块,而STM32F40x的功耗为:在主频168MHz情况下,在闪存中执行基准测试程序,功耗仅为230uA/MHz。在运行模式下,STM32F4具有更高的功耗效率,特别适合需要一定运算量的应用场合。

(d)芯片价格低廉,功能丰富,性价比高。

STM32F405RGT6是F4系列的一款设备,我们选用LQNF100封装,内置有1M闪存。其主要通讯接口和外设如下:

- 4个10.5Mbit/s的USART,加上两个UART;
- 3个42Mbit/s的SPI;
- 3个 I^2C ;
- 2个CAN;
- 1个SDIO接口,满足本设计数据保存接口的需求;
- 1个全速USB OTG和一个高速USB OTG;

二、MEMS惯性器件

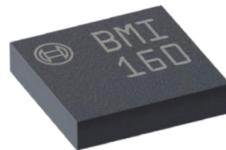


图 3.4 MEMS惯性芯片

本设计采用的MEMS惯性器件是德国博世公司研发的六轴惯性传感器芯片BMI160,该模块整合了三轴陀螺仪、三轴加速度计和温度传感器,并含有IIC和SPI接口,可用于连接外部主从设备,向应用端输出完整的六轴惯性数据,相比较多组件方案,免除了组合陀螺仪与加速度计之轴间差的问题,减小了安装空间,当加速度计和陀螺仪在全速模式下运行时,耗电典型值低至950 μA ,且外形尺寸仅为 $2.5mm \times 3.0 \times 0.83mm$,十分符合本设计小型化低功耗的设计要求,实物图如3.4所示。BMI的特点包括:

(1)集成可程序控制,范围 $\pm 2g$ 、 $\pm 4g$ 、 $\pm 8g$ 和 $\pm 16g$ 的三轴加速度传感器。

(2)具有 $263LSBs^{\circ}/s$ 敏感度与全格感测范围为 $\pm 125^{\circ}/s$ 、 $\pm 250^{\circ}/s$ 、 $\pm 500^{\circ}/s$ 、 $\pm 1000^{\circ}/s$ 、 $\pm 2000^{\circ}/s$ 的三轴角速度传感器。

(3)VDD供电电压为 $3.3V \pm 5\%$ ； VLOGIC可低至 $1.8V \pm 5\%$ 。

(4)陀螺仪工作电流： 500uA， 陀螺仪待机电流： 5uA； 加速度计工作电流： 500uA， 省电模式电流： 20uA@50Hz。

(5)自带1024字节FIFO， 有助于降低系统功耗。

工厂校准为每一个传感器提供了灵敏度、偏置、带宽、零偏等参数，并为内部每个传感器提供补偿，可以提供高精度的传感器输出。

BMI160的性能指标如表3.1所示

表 3.1 BMI160性能指标

指标	陀螺	加速度计
量程	$\pm 125^{\circ}/s$	$\pm 2g$
零漂	$\pm 3^{\circ}/s$	$\pm 70mg$
分辨率	16bit	16bit
带宽	$25 \sim 3200Hz$	$12.5 \sim 1600Hz$
噪声	$0.007^{\circ}/s/\sqrt{Hz}$	$300ug/\sqrt{Hz}$
非线性度	0.1%	0.5%

三、卫星接收模块

卫星接收模块采用的是U-blox公司的NEO-M8N系列芯片。NEO-M8N是一款高性能,高灵敏度的卫星信号接收模块，虽然其外形尺寸只有 $16mm \times 12.2mm \times 2.4mm$,却可以提供丰富的卫星数据信息，模块的高灵敏度、低功耗及轻巧的体积，非常适用于车载、手机、无人机及其他移动定位系统的应用。其实物如图如图3.5所示：

NEO-M8N模块采用u-blox公司最新推出的第八代高灵敏度GPS芯片，此模块拥有22个跟踪通道，66个捕获通道，能够同时获取和跟踪不同的GNSS系统：并行接收GPS/QZSS、GLONASS、或BeiDou卫星。热启动下捕获卫星信号的速度不足一秒，其捕获和跟踪灵敏度甚至达到-160dBm。同时，这款芯片采用创新设计和技术，能有效抑



图 3.5 卫星接收模块

制干扰源和多路径效应，在恶劣环境下也能提供有效的导航信息。为车辆的实时导航提供很好的解决方案。

NEO-M8N有多种接口方式：UART、SPI以及USB接口三种模式；数据输出格式有：NMEA、UBX和RTCM。本文将NEO-M8N与STM32芯片相连，采用最为方便利于开发的USART接口连接方式，输出数据格式采用工程中常用的NMEA-0183协议，波特率选用115200bps，基本性能见表3.2。

表 3.2 NEO-M8N性能指标表

指标	数值
灵敏度	-161dbm
最大导航更新率	5Hz
水平位置误差	2.5m
速度误差	0.1m/s
偏航角误差	0.5°

3.3 硬件电路设计

3.3.1 系统原理图设计

本节的工作是设计系统的原理图，设计时需要参考所选器件的芯片手册，规范电路的设计，考虑电源信号滤波等防止电磁干扰的措施。根据系统设计的要求，原理图设计的重点在ARM的外围电路，信号IO接口电路。电源设计、各模块的电路设计等。

ARM最小系统原理图如图3.6如下所示：

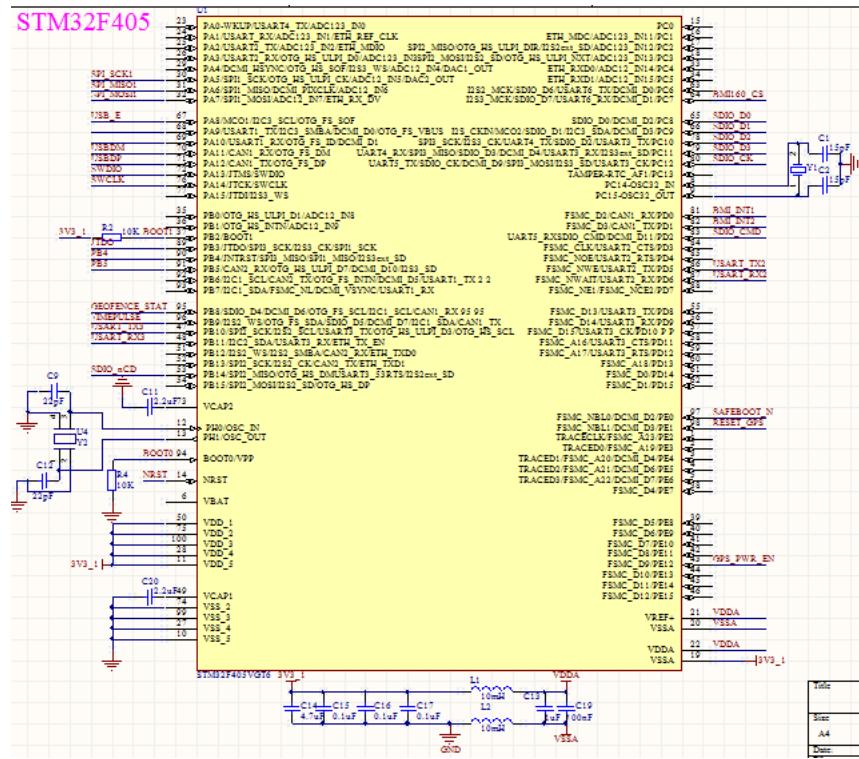


图 3.6 ARM 最小系统原理图

系统采用STM32F405RGT6处理器作为控制器，控制器电路设计包括：晶振时钟电路、复位电路、boot启动模式设置接口等，从图(3.6)中可以看出，主控单元采用3.3V供电方式，数字地和模拟地采用电感隔离，避免信号的干扰，基准电压参考地。

STM32是低电平复位的，复位电路如图如图3.7，电阻R28和电容C25构成上电复位电路。当系统上电时，电源接通给电容充电，电容两端电压上升至3.3V，系统正常工作，当复位按键按下，开关导通电容两端形成回路开始放电，RST电位被拉低，低电平复位。

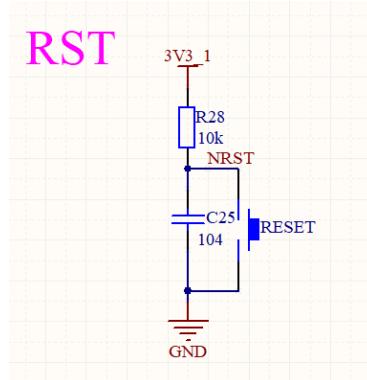


图 3.7 复位电路

ARM的BOOT0和BOOT1管脚用于设置STM32的启动方式，其对应启动模式如表3.3

表 3.3 启动模式设置接口

BOOT0	BOOT1	启动模式	说明
0	X	用户闪存存储器	用户闪存存储器，即从Flash启动
1	0	系统存储器	系统储存器启动
1	1	SRAM启动	SRAM启动，可在SRAM中调试代码

STM32的程序下载有多种方法：USB、串口、JTAG、SWD。上面介绍了程序的启动模式，我们配置了BOOT0和BOOT1都接地，程序即从flash启动。由于板子尺寸较小，选择SWD方式下载程序，此模式占用的IO很少，只需要四根线，而且下载速度也非常快，SWD不仅可以下载代码，还可以实时跟踪调试，寻找程序中的bug，让开发事半功倍。

本系统中ARM所使用的外设接口情况如下表3.4：

表 3.4 ARM外设主要接口

接口	功能
SPI1串行总线	BMI160数据传输
串口USART3	GPS与ARM连接通道
串口USART1	与外部设备通信接口
USB	供电与上位机传输通道
SDIO	SD卡数据存储接口

电源稳定的输出是系统正常工作的前提，为使传感器能够稳定工作，设计过程中采用隔离的供电方式，配置了两个稳压芯片，其中一个单独供GPS 传感器供电，可以通过程序控制该芯片使能管脚的电平控制电压输出，另外一路稳压芯片为主控芯片和其他外设供电。在输入输出增加100nF的小电容以此来滤掉高频的干扰信号，而滤低频干扰的电容用4.7UF大电容，还加入500mA的保险丝作为过流保护。电源电路如图3.8 所示：

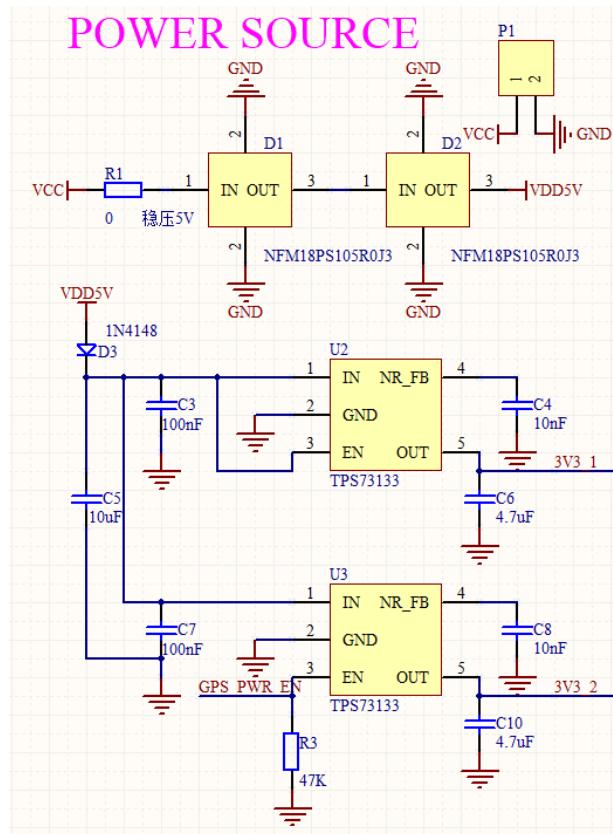


图 3.8 电源管理设计

MEMS传感器模块设计相应的原理图如图3.9，图中采用退耦电容C18、C21消除电源纹波对供电电路的影响，从电路图也可以看出BMI160使用SPI高速串行接口来和ARM处理器进行数据通讯。BMI160 是一个自动测量系统，当系统上电后，器件自检通过后，就可以输出六轴传感器数据，默认采样频率为3.2KHz。程序设置100Hz取数，使控制器执行终端可实现100Hz带宽。一般带宽大时，动态响应虽提高，当动态在大于200Hz 时，大约有3dB的信号损失，噪声（即稳态误差）也会增加，表现出来的是惯性传感器零偏稳定性变差。

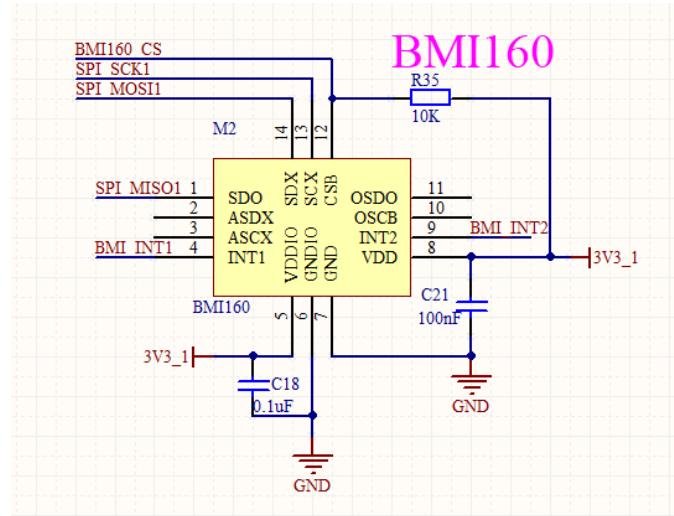


图 3.9 BMI160 硬件电路设计

BMI160 作为从设备，与主设备进行通讯采用四线制 SPI 接口，是一种高速的、全双工同步通信总线。当设备发送目标地址给 BMI160 时，主设备能够读取其寄存器的内容，这一过程在同一个时钟信号 SCLK 中完成。数据采用选择普通模式，如图 3.10 所示。

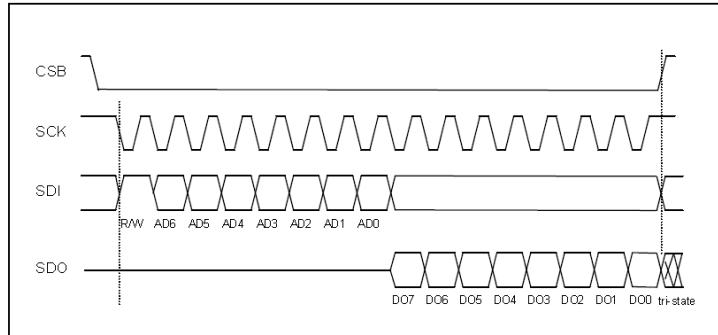


图 3.10 SPI 数据采集模式

查阅芯片手册，找到相应寄存器地址，读出目标测量的数据。寄存器对应表如下表 3.5：从表中可以看出，BMI160 内部寄存器都是八位宽度，通过一个字节的地址可以访问该寄存器。如加速度计测量值寄存器、陀螺仪测量值寄存器和温度等外部传感器数据存储器都是由 2 个寄存器集合组成，例如 X 轴加速度计输出寄存器 XACCL_OUT，是由 2 部分分高低八位两个字节组成的 16 位数值，存储最近 X 轴加速度计的测量值，当需要读取 X 轴加速度计的输出数据时，只需要通过编程在给芯片写入 0x12 和 0x13 的数据，SPI 即可在输出端返回寄存器的数据，再通过二进制补码的格式将其转换成十进制，乘

以相应的系数即可得到X轴加速度计的数据。

表 3.5 BMI160寄存器对应表

寄存器地址	寄存器名称	默认值	bit7-bit0
0x00	CHIP_ID	0xD1	chip_id
0x6D	SELF_TEST	0x00	self_test_enable
0x17	DATA_19	0x00	acc_z_15_8
0x16	DATA_18	0x00	acc_z_7_0
0x14	DATA_16	0x00	acc_y_7_0
0x13	DATA_15	0x00	acc_x_15_8
0x12	DATA_14	0x00	acc_x_7_0
0x11	DATA_13	0x00	gyr_z_15_8
0x0F	DATA_11	0x00	gyr_y_15_8
0x0E	DATA_10	0x00	gyr_y_7_0
0x0D	DATA_9	0x00	gyr_x_15_8
0x0C	DATA_8	0x00	gyr_x_7_0

在导航运行过程中的导航数据需要实时保存，可以方便后期对数据分析和设备的调试，因此在设计中为导航系统添加了标准的SD卡存储接口。使用STM32F405自带的SDIO接口驱动，4位模式，最高通信速度达48Mhz，最高每秒可传输24M字节，完全可以满足导航数据的存储要求，系统硬件的SD卡座（SD_CARD）在PCB背面，可以直接插拔SD卡。下图3.11为SD卡硬件电路图：

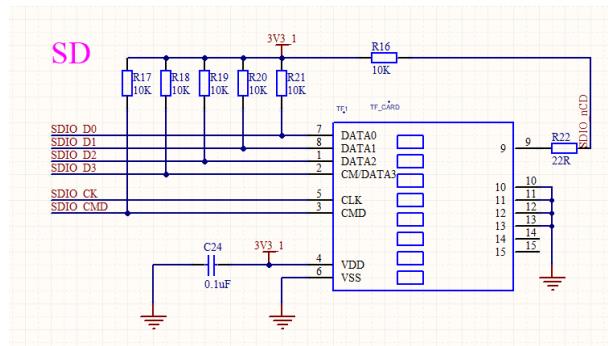


图 3.11 SD 卡硬件电路设计

在设计卫星接收模块电路时，为减小信号间的串扰采用了隔离供电的方式，模块引出电源引脚连接稳压芯片3V3_2，可以由处理器编程控制稳压电源芯片的输出使能来达

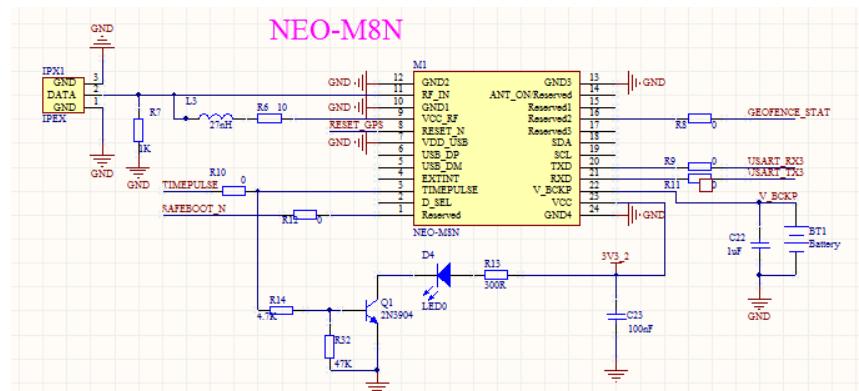


图 3.12 NEO-M8N 电路图

到控制卫星芯片工作的目的。IPX天线接口可用于扩展GPS有源天线，适合地面车辆的使用。设备TIMEPULSE端口连接到状态指示灯D4，此端口的输出特性可以通过程序进行设置，在默认情况下，有两个状态，这样通过指示灯可以方便判断当前卫星定位的情况。选择STM32的USART3连接设置NEO-M8N模块，电路设计如图3.11所示

表 3.6 启动模式设置接口

状态	状态说明
常亮	未实现定位
闪烁	模块定位成功

硬件板载一个Micro USB接口，可用于USB从机(SLAVE)通信，接通USB后电脑可以访问设备中SD的数据，同时还可以为系统供电。USB电路连接如下图3.13

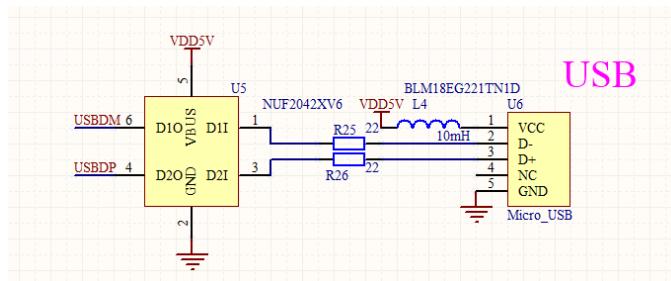


图 3.13 USB 电路图

利用ST提供的USB OTG库，设计驱动程序，成功配置芯片后连接USB线至电脑提示发现新硬件3.14，并开始自动安装驱动，就可以在电脑上看到导航设备的磁盘如图3.15



图 3.14 电脑安装USB驱动



图 3.15 USB访问SD卡

3.3.2 系统PCB设计

PCB板是电路元件的载体，提供了元器件之间的电气连接。在设计PCB时，必须遵守电路设计的一般规则，不仅要解决好信号的传输问题，还要消除电磁耦合的影响。在设计时，主要遵循了以下几个规则^[48]：

(1) 器件布局

元器件的布局上承原理图设计，下接PCB电路布线设计，布局方式的优劣直接决定布线的成功与系统最终工作的性能，在确定PCB形状和尺寸后，器件摆放要尽量紧凑，各模块之间以主处理器为中心，其他器件以扇形状态置于元器件周围，使得总的连线尽可能短。同一电源下的元件尽量紧凑，便于电源管理。

(2) 布线

因为本课题设计的导航模块在体积上要求尽可能小，因此在放置完所有元件后，给布线的空间十分有限，但还需要遵循画线的规则，线与线之间，线与孔之间的距离等满足制作的要求，重点绘制一些关键信号线和电源线，采取最佳措施，如：空间允许下扩大线间距，增大线宽、输入及输出线要尽量分开避免串扰。

(3) 接地

由于电路板尺寸小的原因，在PCB铺铜后可能有些地管脚无法连接地线，所以在设计时手动连接所有地的引脚，采用多点接地的方式。接地的目的是为了有效降低接地阻抗。去耦电容要放置在芯片电源供电线距接地最近的地方，芯片工作电流会发生变化，引起供电电压高频波动，影响系统工作性能，所以在供电脚增加储能电容和退耦电容。

在实际设计电路时还需根据客观情况，合理的布局来达到最优的状态。设计完成的PCB板3D模型如图(3.16)所示的和实物如图(3.17):

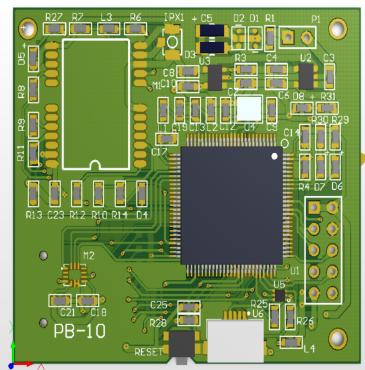


图 3.16 PCB3D模型



图 3.17 组合系统实物图

电路板设计加工完成后，要进行硬件电路的测试，调试没有问题后才可以继续进行系统软件测试。将主芯片通过调试器连接到电脑，可以检查到板上的芯片，说明硬件设计正常。编写一段测试程序，验证各模块正常工作，至此，硬件设计完成。经系统长时间工作测试，便可对课题要求的指标进行测量，并记录数据，验证技术指标符合设计要求。测试后此模块的性能参数有：

- 1、工作电压：3V ~ 6V；
- 2、电流：< 40mA；
- 3、体积：4cm * 4.5cm *1.2cm；
- 4、量程：加速度计：±16g 角速度：±2000°/s；
- 5、数据接口：串口（TTL电平，波特率支持最大230400bps）、USB接口、SD卡接口、IPX天线接口、SWD下载调试接口；

3.4 本章小结

本章主要说明了组合导航系统的硬件设计过程。首先根据总体方案的规划，对各芯片模块功能和原理进行说明并选型，设计相应芯片的硬件接口及通信方式，并完成硬件制作以及基本的硬件测试，为后续软件算法验证提供物理基础。

第4章 组合导航系统软件设计

4.1 引言

在上一章完成硬件平台的设计的基础上，本节讨论MEMS惯导/GNSS组合系统基本滤波器的设计，采用第二章中图2.4所示的松组合结构，松组合是一种简单、直观的组合方式，此模式中子系统各自分开工作，选则导航参数误差作为系统状态量^[30]，以位置、速度信息为外部观测量，通过卡尔曼滤波器对惯导解算数据修正后求出导航最优解，该算法具有实现简单，可靠性较高，计算量低等优点。本章着重编写MEMS 惯导/GNSS组合系统的软件算法，主要从嵌入式软件，组合导航算法等方面进行说明。

4.2 卡尔曼滤波原理

4.2.1 线性离散系统的数学模型

卡尔曼滤波器是在上世纪60年代随着现代控制理论的发展提出的一种最优估计技术，对于具有零均值高斯分布噪声的线性系统而言，是通过与信号有关的观测量估计出所需信号的一种实时递推的最小方差估计方法，可以估计系统的各种误差状态，利用误差状态的估计可以校正补偿系统，达到系统组合的目的。因此，设计组合导航系统的卡尔曼滤波器的设计是非常重要的一步。

在实际的应用设计中，为了便于计算机进行迭代运算，通常需要将连续形式的系统方程进行离散化。离散后的系统方程如下^[18]：

$$\begin{cases} X_k = \phi_{k,k-1}X_{k-1} + \Gamma_{k-1}W_{k-1} \\ Z_k = H_kX_k + V_k \end{cases} \quad (4.1)$$

式中， $\phi_{k,k-1}$ 是 $k-1$ 时刻至 k 时刻的 n 阶的一步状态转移矩阵， Γ_{k-1} 是 $n \times p$ 维系统噪声输入矩阵， W_{k-1} 为 $k-1$ 时刻的系统噪声。 H_k 为 k 时刻的量测矩阵， V_k 是 k 时刻的量测噪声。

在卡尔曼滤波计算中，要求 W_k 和 V_k 是互不相关的，同时两者为零均值的白噪声序

列，他们满足如下式子^[18]：

$$\begin{cases} \mathbf{E}[W_k] = 0 \\ \mathbf{E}[W_k W_j^T] = Q_k \delta_{kj} \end{cases} \quad (4.2)$$

$$\begin{cases} \mathbf{E}[V_k] = 0 \\ \mathbf{E}[V_k V_j^T] = R_k \delta_{kj} \end{cases} \quad (4.3)$$

Q_k 是系统过程噪声方差矩阵，满足非负定的条件； R_k 是系统观测噪声方差矩阵，满足对称正定阵； δ_{kj} 为Kronecker- δ 函数，且过程噪声和观测噪声均满足与初始状态 X_0 不相关。这在实际工程环境下，观测误差的特性与数值实际上不会受到系统初始状态的影响；其次，系统的过过程噪声理论也不会受到初始状态的影响。

4.2.2 离散化卡尔曼滤波基本方程

若被估计状态 X_k 与其观测量 Z_k 满足卡尔曼滤波的约束条件，假设 K 时刻的观测为 Z_k ，且已获得 $k-1$ 时刻状态 X_{k-1} 的最优估计值 \hat{X}_{k-1} ，则状态 X_k 的估计值 \hat{X}_k 可由如下方程求解^[18]；

离散系统 $k-1$ 时刻至 k 时刻的状态一步预测：

$$\hat{X}_{k,k-1} = \Phi_{k,k-1} \hat{X}_{k-1} \quad (4.4)$$

离散系统 k 时刻状态估计：

$$\hat{X}_k = \hat{X}_{k,k-1} + K_k [Z_k - H_k \hat{X}_{k,k-1}] \quad (4.5)$$

离散系统 k 时刻滤波增益矩阵：

$$K_k = P_{k,k-1} H_k^T [H_k P_{k,k-1} H_k^T + R_k]^{-1} \quad (4.6)$$

离散系统 $k-1$ 时刻至 k 时刻的一步预测误差方差矩阵：

$$P_{k,k-1} = \Phi_{k,k-1} P_{k,k-1} \Phi_{k,k-1}^T + \Gamma_{k,k-1} Q_{k-1} \Gamma_{k,k-1}^T \quad (4.7)$$

离散系统 k 时刻的估计误差方差矩阵：

$$P_k = [I - K_k H_k] P_{k,k-1} [I - K_k H_k]^T + K_k R_k K_k^T \quad (4.8)$$

公式(4.4-4.8)即为随机离散系统的卡尔曼滤波递推方程。只需要给定初始的 \hat{X}_0 、初始噪声误差协方差矩阵 P_0 、系统初始过程噪声方差矩阵 Q_k 与初始观测噪声方差矩阵 R_k ，则可以通过卡尔曼滤波递推的方式根据 k 时刻的观测值 Z_k 计算出该时刻的状态最优估计值 \hat{X}_k 。本文中的MEMS 惯导/GNSS组合系统中的误差量看成小量，误差量的高阶项可看做高阶小量而略去，可将误差方程描述为线性方程，采用的是线性卡尔曼滤波器，在下一节将推导导航系统的状态方程和量测方程来构造卡尔曼滤波器，对MEMS惯导进行反馈校正。

4.3 组合系统模型设计

4.3.1 MEMS惯导系统误差模型

(1)姿态误差方程

不考虑任何误差时，理想四元数满足：

$$\dot{\mathbf{Q}} = \frac{1}{2} \mathbf{Q} \otimes \boldsymbol{\omega}_{nb}^b \quad (4.9)$$

考虑实际误差时，真实的四元数满足：

$$\dot{\hat{\mathbf{Q}}} = \frac{1}{2} \hat{\mathbf{Q}} \otimes \hat{\boldsymbol{\omega}}_{nb}^b \quad (4.10)$$

记 $\boldsymbol{\varphi}$ 为姿态误差角矢量，即 $\hat{\mathbf{Q}}$ 和 \mathbf{Q} 确定的两个导航系之间的偏差角矢量， $\boldsymbol{\omega}_{nb}^b$ 参考式2.25。根据文献[25, 37]推导，可以得到MEMS惯导姿态误差方程矢量形式：

$$\dot{\boldsymbol{\varphi}} = \boldsymbol{\varphi} \times \boldsymbol{\omega}_{in}^n + \delta \boldsymbol{\omega}_{in}^n - \boldsymbol{\varepsilon}^n \quad (4.11)$$

当以地理系为导航坐标系时。则4.11矩阵形式为：

$$\begin{bmatrix} \dot{\varphi}_e \\ \dot{\varphi}_n \\ \dot{\varphi}_u \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & -\varphi_u & \varphi_n \\ \varphi_u & 0 & -\varphi_e \\ -\varphi_n & \varphi_e & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -\frac{V_N}{R_M+h} \\ \omega_{ie} \cos L + \frac{V_E}{R_N+h} \\ \omega_{ie} \sin L + \frac{V_E}{R_N+h} \tan L \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -\frac{\delta V_N}{R_M+h} + \delta h \frac{V_N}{(R_M+h)^2} \\ -\delta L \omega_{ie} \sin L + \frac{\delta V_E}{R_N+h} - \delta h \frac{V_E}{(R_N+h)^2} \\ \delta L \omega_{ie} \cos L + \frac{\delta V_E}{R_N+h} \tan L + \delta L \frac{V_E}{R_N+h} \sec^2 L - \delta h \frac{V_E}{(R_N+h)^2} \tan L \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \boldsymbol{\varepsilon}_e \\ \boldsymbol{\varepsilon}_n \\ \boldsymbol{\varepsilon}_u \end{bmatrix} \quad (4.12)$$

展开后得：

$$\begin{aligned}
 \dot{\varphi}_e &= \varphi_n(\omega_{ie} \sin L + \frac{V_E}{R_N+h} \tan L) - \varphi_u(\omega_{ie} \cos L + \frac{V_E}{R_N+h}) - \frac{\delta V_N}{R_M+h} + \delta h \frac{V_N}{(R_M+h)^2} - \varepsilon_e \\
 \dot{\varphi}_n &= -\varphi_e(\omega_{ie} \sin L + \frac{V_E}{R_N+h} \tan L) - \varphi_u \frac{V_n}{R_M+h} - \delta L \omega_{ie} \sin L + \frac{\delta V_e}{R_N+h} - \delta h \frac{V_e}{(R_N+h)^2} - \varepsilon_n \\
 \dot{\varphi}_u &= \varphi_e(\omega_{ie} \cos L + \frac{V_E}{R_N+h}) + \varphi_n \frac{V_n}{R_M+h} + \delta L (\omega_{ie} \cos L + \frac{V_e}{R_N+h} \sec^2 L) + \frac{\delta V_e}{R_N+h} \tan L \\
 &\quad - \delta h \frac{V_e}{(R_N+h)^2} \tan L - \varepsilon_u
 \end{aligned} \tag{4.13}$$

其中：

$$\begin{cases} \varepsilon_e = T_{11}\varepsilon_x + T_{12}\varepsilon_y + T_{13}\varepsilon_z \\ \varepsilon_n = T_{21}\varepsilon_x + T_{22}\varepsilon_y + T_{23}\varepsilon_z \\ \varepsilon_u = T_{31}\varepsilon_x + T_{32}\varepsilon_y + T_{33}\varepsilon_z \end{cases} \tag{4.14}$$

式4.14中， T_{11} 等参数时MEMS惯导姿态矩阵 \mathbf{C}_n^b 的系数^[37]。

(2)MEMS惯导速度误差方程

根据式(2.31)的MEMS惯导比力方程，理想状态下当忽略系统误差时速度解算方程表示为：

$$\dot{V}^n = \mathbf{C}_b^n f^b - (2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) \times V^n + g^n \tag{4.15}$$

若考虑系统中各种扰动误差，则实际的速度计算应该表示为^[29]：

$$\dot{V}^c = \hat{\mathbf{C}}_b^n \tilde{f}^b - (2\omega_{ie}^c + \omega_{en}^c) \times V^c + g^c \tag{4.16}$$

式中：

$$\begin{aligned}
 V^c &= V^n + \delta V^n, \quad \omega_{ie}^c = \omega_{ie}^n + \delta \omega_{ie}^n, \quad \omega_{en}^c = \omega_{en}^n + \delta \omega_{en}^n, \quad g^c = g^n + \delta g \\
 \hat{\mathbf{C}}_b^n &= \mathbf{C}_n^{n'} \mathbf{C}_b^n = (\mathbf{I} - \varphi^n \times) \mathbf{C}_b^n, \quad \tilde{f}^b = f^b + \nabla^b
 \end{aligned} \tag{4.17}$$

其中， φ 为姿态误差角， ∇ 为加速度计随机误差，用式4.16减去4.15，忽略 δg 的影响，得速度误差方程：

$$\delta \dot{\mathbf{V}}^n = -\varphi^n \times f^n + \delta V^n \times (2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) + \mathbf{V}^n \times (2\delta \omega_{ie}^n + \delta \omega_{en}^n) + \nabla^n \tag{4.18}$$

$$\begin{aligned}
 \begin{bmatrix} \delta\dot{V}_e \\ \delta\dot{V}_n \\ \delta\dot{V}_u \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} 0 & \varphi_u & -\varphi_n \\ -\varphi_u & 0 & \varphi_e \\ \varphi_n & -\varphi_e & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} f_e \\ f_n \\ f_u \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & -\delta V_u & \delta V_n \\ \delta V_u & 0 & -\delta V_e \\ -\delta V_n & \delta V_e & 0 \end{bmatrix} \\
 &\times \begin{bmatrix} -\frac{V_N}{R_M+h} \\ 2\omega_{ie}\cos L + \frac{V_E}{R_N+h} \\ 2\omega_{ie}\sin L + \frac{V_E}{R_N+h}\tan L \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & -V_u & V_n \\ V_u & 0 & -V_e \\ -V_n & V_e & 0 \end{bmatrix} \\
 &\times \begin{bmatrix} -\frac{\delta V_N}{R_M+h} + \delta h \frac{V_N}{(R_M+h)^2} \\ -2\delta L\omega_{ie}\sin L + \frac{\delta V_E}{R_N+h} - \delta h \frac{V_E}{(R_N+h)^2} \\ 2\delta L\omega_{ie}\cos L + \delta L \frac{V_E}{R_N+h} \tan L + \delta h \frac{V_E}{(R_N+h)^2} \sec^2 L - \delta h \frac{V_E}{(R_N+h)^2} \tan L \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \nabla_e \\ \nabla_n \\ \nabla_u \end{bmatrix}
 \end{aligned} \tag{4.19}$$

这样东北天各向速度误差可表示为^[29]:

$$\begin{aligned}
 \delta\dot{V}_e &= \varphi_u f_n - \varphi_n f_u + \delta V_e \frac{V_n \tan L - V_u}{R_N + h} + \delta V_n (2\omega_{ie} \sin L + \frac{V_e}{R_N + h} \tan L) \\
 &\quad - \delta V_u (2\omega_{ie} \cos L + \frac{V_e}{R_N + h}) + \delta L [2\omega_{ie} (V_u \sin L + V_n \cos L) + \frac{V_e V_n}{R_N + h} \sec^2 L] \\
 &\quad + \delta h \frac{V_e V_n - V_e V_n \tan L}{(R_N + h)^2} + \nabla_e
 \end{aligned} \tag{4.20}$$

$$\begin{aligned}
 \delta\dot{V}_n &= -\varphi_u f_e + \varphi_e f_u - \delta V_e \cdot 2(\omega \sin L + \frac{V_e}{R_N + h} \tan L) - \delta V_n \frac{V_u}{R_M + h} - \delta V_u \frac{V_n}{R_M + h} \\
 &\quad - \delta L (2V_e \omega_{ie} \cos L + \frac{V_e^2}{R_N + h} \sec^2 L) + \delta h [\frac{V_u V_n}{(R_M + h)^2} + \frac{V_e^2 \tan L}{(R_N + h)^2}] + \nabla_n
 \end{aligned} \tag{4.21}$$

(4.22)

$$\begin{aligned}
 \delta\dot{V}_u &= \varphi_e f_e - \varphi_n f_u + 2\delta V_e (\omega_{ie} \cos L + \frac{V_e}{R_N + h}) + \delta V_n \frac{2V_n}{R_M + h} - 2V_e \delta L \omega_{ie} \sin L \\
 &\quad - \delta h [\frac{V_e^2}{(R_N + h)^2} + \frac{V_n^2}{(R_M + h)^2}] + \nabla_u
 \end{aligned} \tag{4.23}$$

$$\begin{cases} \nabla_e = \mathbf{T}_{11} \nabla_x + \mathbf{T}_{12} \nabla_y + \mathbf{T}_{13} \nabla_z \\ \nabla_n = \mathbf{T}_{21} \nabla_x + \mathbf{T}_{22} \nabla_y + \mathbf{T}_{23} \nabla_z \\ \nabla_u = \mathbf{T}_{31} \nabla_x + \mathbf{T}_{32} \nabla_y + \mathbf{T}_{33} \nabla_z \end{cases} \tag{4.24}$$

式4.24中， \mathbf{T}_{11} 等参数是MEMS惯导姿态矩阵 \mathbf{C}_n^b 的系数。

(3)MEMS惯导位置误差方程可由式2.35推导得到^[29]：

$$\begin{cases} \delta\dot{L} = \frac{\delta V_n}{R_M + h} - \delta h \frac{V_n}{(R_M + h)^2} \\ \delta\dot{\lambda} = \frac{\delta V_e}{R_N + h} \sec L + \delta L \frac{V_e}{R_N + h} \tan L \sec L - \delta h \frac{V_e \sec L}{(R_N + h)^2} \\ \delta\dot{h} = \delta V_u \end{cases} \quad (4.25)$$

式中， R_N 是地球参考椭圆卯酉圈上的曲率半径， R_M 则是地球参考椭圆子午圈上各点的曲率半径。

4.3.2 系统状态方程

综合MEMS惯导的误差方程(4.12、4.19、4.25)，可以得到MEMS惯导/GNSS组合系统的状态方程表达式^[19, 50]：

$$\dot{X}(t) = F(t)X(t) + G(t)W(t) \quad (4.26)$$

本设计中系统以15维导航误差作为系统的待估计状态，包括三维姿态、三维速度、三维位置、还有陀螺漂移及三个加速度计零偏，状态向量表示为：

$$X = [\varphi_e \ \varphi_n \ \varphi_n \ \delta V_e \ \delta V_n \ \delta V_u \ \delta L \ \delta \lambda \ \delta h \ \varepsilon_x \ \varepsilon_y \ \varepsilon_z \ \nabla_x \ \nabla_y \ \nabla_z]^T \quad (4.27)$$

其中：

$[\varphi_e \ \varphi_n \ \varphi_n]^T$ 为导航系上的东北天三维姿态误差角；

$[\delta V_e \ \delta V_n \ \delta V_u]^T$ 分别为东北天方向三维速度误差；

$[\delta L \ \delta \lambda \ \delta h]^T$ 为纬度、经度和高度误差；

$[\varepsilon_x \ \varepsilon_y \ \varepsilon_z]^T$ 为陀螺仪沿载体坐标系x、y、z轴上的漂移，模型建立为一阶高斯马尔可夫；

$[\nabla_x \ \nabla_y \ \nabla_z]^T$ 为加速度计沿载体坐标系x、y、z轴上的零偏，模型建立为一阶高斯马尔可夫；

在误差建模时，考虑到增加了系统建模的复杂性且对导航结果提高有限，故只考虑陀螺和加速度计的零偏，其中 $\boldsymbol{\varepsilon} = [\varepsilon_x \ \varepsilon_y \ \varepsilon_z]^T$ ， $\nabla = [\nabla_x \ \nabla_y \ \nabla_z]^T$ 分别为陀螺和加速度计

零偏，而 ε, ∇ 可写成以下形式一阶高斯马尔可夫模型：

$$\begin{cases} \dot{\varepsilon} = -\alpha\varepsilon + \eta_a \\ \dot{\nabla} = -\beta\nabla + \eta_b \end{cases} \quad (4.28)$$

其中， α, β 是马尔可夫过程的相关时间， η_a, η_b 分别是陀螺和加速度计白噪声。

$W(t)$ 是系统噪声：

$$W(t) = [\omega_gx \ \omega_gy \ \omega_gz \ \omega_ax \ \omega_ay \ \omega_az]^T \quad (4.29)$$

其中， $\omega_gx, \omega_gy, \omega_gz$ 是MEMS陀螺仪随机白噪声， $\omega_ax, \omega_ay, \omega_az$ 是MEMS加速度计随机白噪声，F和G分别为 15×15 维组合系统状态转移矩阵和 15×6 维的噪声输入矩阵：

$$F(t) = \begin{bmatrix} F_N & F_s \\ 0_{6 \times 9} & F_\tau \end{bmatrix}_{15 \times 15}, G = \begin{bmatrix} C_b^n & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & C_b^n \\ 0_{9 \times 3} & 0_{9 \times 3} \end{bmatrix}_{15 \times 6} \quad (4.30)$$

其中各式子矩阵表达式如下^[25, 29]：

$$\begin{aligned} F_N(1,2) &= \omega \sin L + \frac{V_e}{R_N+h} \tan L, & F_N(1,3) &= -(\omega \cos L + \frac{V_e}{R_N+h}) \\ F_N(1,5) &= -\frac{1}{R_M+h}, & F_N(1,9) &= \frac{V_n}{(R_M+h)^2} \\ F_N(2,1) &= -(\omega_i e \sin L + \frac{V_e}{R_N+h} \tan L), & F_N(2,3) &= -\frac{V_n}{R_M+h} \end{aligned} \quad (4.31)$$

$$\begin{aligned}
 F_N(2,4) &= \frac{1}{R_N+h}, & F_N(2,7) &= -\omega_{ie} \sin L \\
 F_N(2,9) &= -\frac{V_e}{(R_N+h)^2}, & F_N(3,1) &= \omega \cos L + \frac{V_e}{R_N+h} \\
 F_N(3,2) &= \frac{V_n}{R_M+h}, & F_N(3,4) &= \frac{\tan L}{R_N+h} \\
 F_N(3,7) &= \omega_{ie} \cos L + \frac{V_e}{R_N+h} \sec^2 L, & F_N(3,9) &= -\frac{V_e}{(R_N+h)^2} \tan L \\
 F_N(4,2) &= -f_u, & F_N(4,3) &= f_n \\
 F_N(4,4) &= \frac{V_n \tan L - V_u}{R_N+h}, & F_N(4,5) &= 2\omega_{ie} \sin L + \frac{V_e}{R_N+h} \tan L \\
 F_N(4,6) &= -(2\omega \cos L + \frac{V_e}{R_N+h}), & F_N(4,7) &= 2\omega_{ie} (V_u \sin L + V_n \cos L) + \frac{V_e V_n}{R_N+h} \sec^2 L \\
 F_N(4,9) &= \frac{V_e V_u - V_e V_n \tan L}{(R_N+h)^2}, & F_N(5,1) &= f_u \\
 F_N(5,3) &= -f_e, & F_N(5,4) &= -2(\omega_{ie} \sin L + \frac{V_e}{R_N+h} \tan L) \\
 F_N(5,5) &= -\frac{V_u}{R_M+h}, & F_N(5,7) &= -(2V_e \omega_{ie} \cos L + \frac{V_e^2}{R_N+h} \sec^2 L) \\
 F_N(5,6) &= -\frac{V_n}{R_M+h}, & F_N(5,9) &= \frac{V_u V_n}{(R_M+h)^2} + \frac{V_e^2 \tan L}{(R_N+h)^2} \\
 F_N(6,1) &= -f_n, & F_N(6,2) &= f_e \\
 F_N(6,4) &= 2(\omega_{ie} \cos L + \frac{V_e}{R_N+h}), & F_N(6,5) &= \frac{2V_n}{R_M+h} \\
 F_N(6,7) &= -2V_e \omega_{ie} \sin L, & F_N(6,9) &= -[\frac{V_e^2}{(R_N+h)^2} + \frac{V_n^2}{(R_M+h)^2}] \\
 F_N(7,5) &= \frac{1}{R_M+h}, & F_N(7,9) &= -\frac{V_n}{(R_M+h)^2} \\
 F_N(8,4) &= \frac{\sec L}{R_N+h}, & F_N(8,7) &= \frac{V_e}{R_N+h} \tan L \sec L \\
 F_N(8,9) &= -\frac{V_e \sec L}{(R_N+h)^2}, & F_N(9,6) &= 1
 \end{aligned} \tag{4.32}$$

$F_s(t)$ 和 $F_\tau(t)$ 是基本导航参数与惯性仪表误差之间的转换矩阵:

$$F_s = \begin{bmatrix} C_b^n & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & C_b^n \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \end{bmatrix}_{9 \times 6} \quad F_\tau = \begin{bmatrix} -\alpha \cdot I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & -\beta \cdot I_{3 \times 3} \end{bmatrix}_{6 \times 6} \tag{4.33}$$

4.3.3 系统量测方程

GNSS/MEMS惯导松组合系统选择MEMS惯性解算得到的速度与位置同GNSS信号得到的速度和位置与之差作为观测量^[56]。

位置观测向量 Z_P 为:

$$Z_p(t) = \begin{bmatrix} L_I - L_G \\ \lambda_I - \lambda_G \\ h_I - h_G \end{bmatrix} = H_P X(t) + V_p(t) \quad (4.34)$$

其中, $H_P = [0_{3 \times 6} \ I_{3 \times 3} \ 0_{3 \times 6}]$, 下标 I 表示MEMS惯导, 下标 G 表示卫星信号, V_p 为卫星信号的位置观测噪声。同理, 速度观测量 Z_v 为:

$$Z_v(t) = \begin{bmatrix} v_{IE} - v_{GE} \\ v_{IN} - v_{GN} \\ v_{IU} - v_{GU} \end{bmatrix} = H_v X(t) + V_v(t) \quad (4.35)$$

其中, 且 $H_v = [0_{3 \times 3} \ I_{3 \times 3} \ 0_{3 \times 9}]$, V_v 为卫星信号的速度噪声。合并以上两式, 可以得到组合系统的观测方程如下^[29],

$$Z(t) = \begin{bmatrix} Z_v(t) \\ Z_p(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} H_v \\ H_p \end{bmatrix} X(t) + \begin{bmatrix} V_v(t) \\ V_p(t) \end{bmatrix} = H(t) X(t) + V(t) \quad (4.36)$$

式中, 组合系统观测噪声 V 是卫星信号的三维速度噪声和三维位置噪声, 在算法中, 设置为零均值的白噪声, 观测噪声 V 与MEMS惯导的噪声无关, 对观测噪声进行建模不会影响到系统状态方程。

4.4 嵌入式软件设计

4.4.1 系统程序设计方案

根据前面章节总体设计和卡尔曼滤波算法的分析, 导航软件设计主要有: 硬件驱动的设计、传感器初始化配置和导航算法移植等。软件设计时采用C语言编程来实现, 方便程序的裁剪和移植^[55]。

本课题设计的低成本MEMS惯导/GNSS组合系统的软件流程如图4.1所示, 首先对ARM硬件系统进行初始化, 串口、SPI、SDIO接口等的初始化以及定时器的初始化, 并通过定时器中断方式来不断接收和处理MEMS惯导和GNSS 的数据。其中BMI160 我们以100Hz 取数, 远高于GNSS1Hz 的采集频率。程序在循环中等待惯导的初始化对

准，在对准完成之前，系统以GNSS数据为准进行导航，对准完成后，完成MEMS惯导和GNSS数据的时间同步。当GNSS数据标识位无效时，处理器只对MIMU信号处理并输出捷联导航系统的解算信息；当GNSS 数据有效时，数据导入滤波器中进行解算，得到的结果对惯导进行误差校正，最后输出的组合导航信息以串口方式发送给上位机进行实时显示或保存至SD卡中。

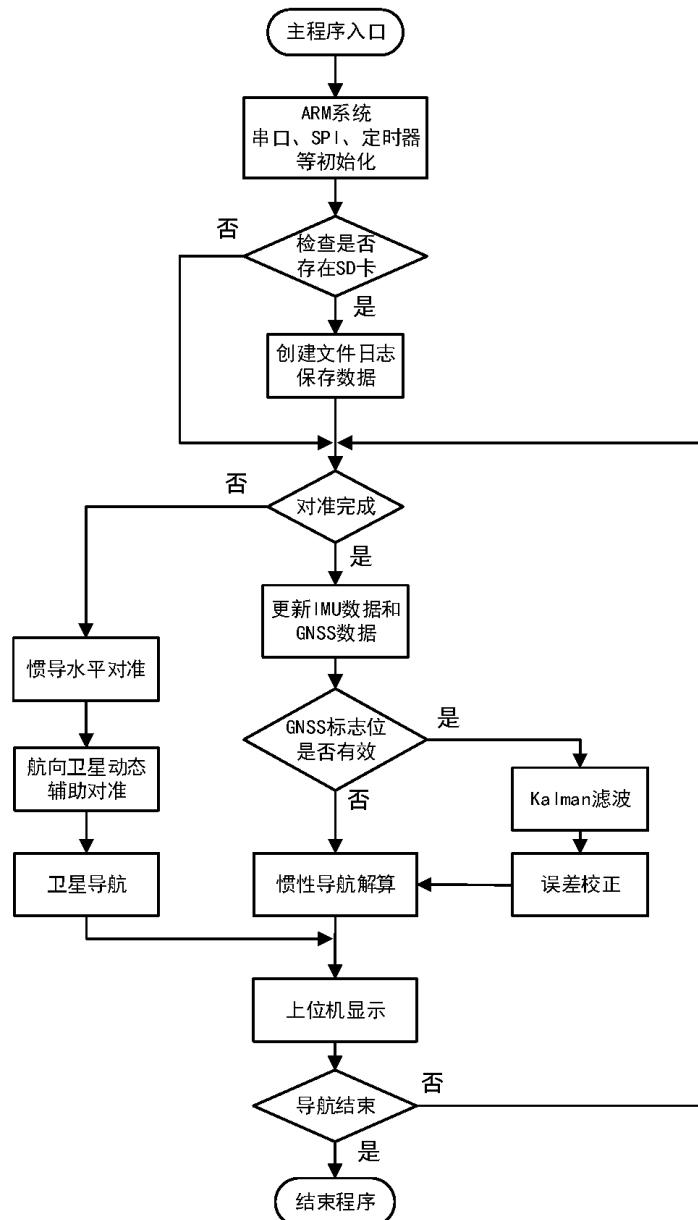


图 4.1 组合系统流程图

一、MEMS传感器配置

为了MEMS传感器能够正常工作，需要配置它的工作方式，传输速率和通信方式等，在设计加速度计软件驱动时，要以车辆的运行环境设置相应的测量范围： $\pm 2g$, $\pm 4g$, $\pm 8g$, $\pm 16g$ ，测量精度均为16位，车辆运行过程属于低动态，设计中加速度计采用 $\pm 2g$ 测量范围，陀螺仪量程选择 $\pm 125^\circ/s$ 。MEMS陀螺仪初始化配置程序主要完成陀螺仪的初始化配置，首先是设置数据采样率，即数据输出率，同时需要设置信号带宽及截止频率。然后设置工作模式，BMI160设计有低功耗模式，在不采集数据时，可以设置成睡眠模式，降低系统功耗，数据输出格式采用二进制补码数据格式，在软件上编写数据转换代码即可得到所需要的数据，由于误差，导致输出数据时常出现异常，在软件中做逻辑分析，滤掉无效数据，由于零漂，还要配置偏移寄存器完成补偿。

先利用sensor_BMI160_init()对BMI160初始化，使用SPI_writed单字节写入函数写入寄存器数据，配置陀螺仪、加速度计量程，设置采样频率等，每次采样结束后，加载数据到输出寄存器中，然后在定时采样中通过

s8 bmi160_read_sensor_data(&bmi160_data[g8BmiWrPt]) 函数对BMI160里面的数据进行获取。

定义BMI160数据结构体

```
typedef struct
{
    uint timeTag;                      /* time in [ms] */
    int sensor[MAX_DR_NUM_SNSR];      /* 3 gyro deg/s, 3 accel m/s^2, scaled by 1000; */
} tExternalDRSensorData;
```

二、GNSS模块配置

NEO-M8N模块同处理器芯片采用UART(串口)方式，默认波特率115200bps,输出的GNSS定位数据采用NMEA-0183 协议。硬件上在开启GPS模块前，首先要使能给该模块单独供电的电源稳压芯片，继而初始化该模块以及串口。

(1)模块初始化：

初始化操作通过函数void ublox_cfg_init(void)实现。此函数完成寄存器的设置完成开启NMEA信息输出，配置波特率至115200，使能北斗或GPS卫星信号通道，配置输出

频率在1Hz等工作。

(2)卫星信号提取:

通过函数*voidReceive_GpsData_byte(unsignedchar*data)*接收卫星模块的NMEA0183语句信息,其中data为接收到的数据缓冲区。

(3)卫星信号解析:

函数*Process_GpsDataInHandler()*循环处理到达的GPS信息,每次在获得新的数据包后将数据解码,获取有效信息保存在结构体变量*struct tUbxRawData*中,然后送入滤波器中进行算法融合。

4.4.2 中断程序设计

ARM系统的中断处理流程主要有定时中断、串口中断处理、外部触发中断等。

(1)定时器中断

定时器中断主要模式主要为系统提供了时钟基准,本系统使用了TIM3、TIM4、TIM5三个定时器。

TIM3设置了10ms(100Hz)定时中断,在中断处理函数中执行BMI160的数据采集,判断GPS数据是否有效,完成时间同步处理。执行LED状态翻转指示。另外,在10ms中断中还设置了时间片函数*Time_slice()*,在函数中定义了频率变化为100Hz、10Hz、1Hz的标志位,方便时间上的管理。如,在数据存储中,我们执行1s追加一次数据流的操作就是由TIM3定时器控制。

TIM4配置为脉冲捕获,定时管脚接GNSS的秒脉冲引脚(TIMEPULSE)端口,TIMEPULSE管脚在GNSS模块接收到GPS时间信息后,该引脚的电平会以1Hz频率发生跳转,通过TIM4实现脉冲捕获,实现对系统中数据时间与GPS时间的同步。

TIM5作为一个1us的时间计数器,计算算法等待时间的长度,判断数据解算的有效性。

(2)串口接收中断

串口作为MCU的重要外部接口,是软件开发的重要调试手段。编写中断处理函数*USART2_IRQHandler()*,主要给用户提供接口,方便程序的下载与调试。一方面系统采用USART进行两个控制器的数据传输,采用USART中断接收GNSS的数据,写入相应

寄存器中，同时也通过USART接口完成与上位机的通信功能，其中USART2负责双机通信与上位机或其他设备通信，USART3接收GNSS模块数据；此外通过检测串口接收数据中是否收到要进入程序升级的标志，跳转至bootloader代码中执行更新服务程序，设计了如表4.1 串口接收数据更新的协议：

表 4.1 串口更新协议

remainSend # length data[] CRC_check

4.4.3 Bootloader下载设计



图 4.2 Bootloader下载器

在嵌入式系统中，Bootloader即是系统的引导程序，其作用与电脑操作系统上的BIOS非常类似，通过Bootloader可以完成对ARM板上的主要器件如CPU、FLASH、串口等进行初始化，还可以对Flash进行读写操作实现软件升级功能，简而言之，Bootloader就是在应用程序在运行之前的一段程序，运行这段程序可以完成系统的自检和程序自启动。本课题为方便产品程序的下载，单独编写了一个用于下载程序的上位机程序，界面如图4.2所示。MDK编译可以生成二进制BIN文件，在得到XX.bin文件后，通过串口中断重写处理器中Flash的部分区域，即可更新设备的软件代码，这样在后期维护中可以方便的进行版本升级。

图4.3展示了STM32F405的flash地址映射表，可以看出STM32F4的内部闪存(flash)容量大小为1M字节，起始于0X08000000，用来存放代码和数据常数，设备在flash上刷

块	名称	块基址	大小
主存储器	扇区 0	0x0800 0000 - 0x0800 3FFF	16 KB
	扇区 1	0x0800 4000 - 0x0800 7FFF	16 KB
	扇区 2	0x0800 8000 - 0x0800 BFFF	16 KB
	扇区 3	0x0800 C000 - 0x0800 FFFF	16 KB
	扇区 4	0x0801 0000 - 0x0801 FFFF	64 KB
	扇区 5	0x0802 0000 - 0x0803 FFFF	128 KB
	扇区 6	0x0804 0000 - 0x0805 FFFF	128 KB
	.	.	.
	.	.	.
	.	.	.
	扇区 11	0x080E 0000 - 0x080F FFFF	128 KB

图 4.3 闪存Flash模块组织

写了两部分程序，一个bootloader引导程序和一个出厂时最初的导航程序。当BOOT0、BOOT1 都接地时，就是从该位置开始运行代码的。STM32F405微控制器是基于Cortex-M4 内核的，由内部“中断向量表”响应中断，向量表起始地址为0x08000004，当程序触发时，程序指针跳转到中断向量表，执行终端服务程序。

bootloader更新程序要满足以下要求：

(1)重新烧录的程序要重新定位到bootloader代码之后的某个偏移量的地址开始。

(2)新程序的中断向量表也必须向后移动X个偏移量，在程序开始阶段完成配置。

如我们设置APP程序起始地址为0x08008000，即偏移量为0x8000(32K字节)，留下flash空间(size)是1024k-32k=992K。偏移量是定义留给bootloader 程序的地址空间大小。这里我定义的是32K，偏移量为0x200 的倍数即可。在flash 中分配了一个四字节的空间(0x08004000-0x08004004)作为flash固件更新标志位。该标志位默认值为0xFFFF FFFF。设备上电后先运行Bootloader 代码读取flash上该标志位的数据。若读取到数据为0x2B2B1A1A时说明不进入更新，直接跳入功能程序运行，当需要更新代码时，上位机通过串口发送更新指令给ARM，RAM读到更新信号后，重新给更新标志地址(0x08004000)写入数据0x4D4D3C3C，成功写入后软件复位重启。重启后bootloader 此时读到该地址的数据为0x4D4D3C3C，说明进入更新程序代码，选择程序二进制文件写入flash，更新完成后再重置标志位，软件复位重启，运行新的代码。

4.4.4 FAT32文件系统的移植

系统的数据调试选择SD卡保存数据，基于调试方便的原则，在程序中添加FAT32文件系统，来实现存储数据的管理。FAT32文件系统是由C语言编写，适合小型的嵌入式系统，可以快速移植。SD卡和ARM是通过SDIO通信接口连接的，相比于SPI通信方式，SDIO接口具有更快的读写速度，一般为SPI读写SD卡的4倍速度左右。

导航程序运行前，首先要完成SD的硬件初始化，系统检索是否存在SD卡，判断SD卡是否符合ARM支持的类型并提供文件系统与SD卡底层接口，如果SD驱动不成功，将返回STA_NOINIT标志位。SD硬件初始化成功之后，文件系统将完成注册工作区功能，这一部分可以视为文件系统的初始化，该部分完成SD卡每个卷注册工作区。搜索根目录并显示完成对SD卡根目录读取。主要执行流程：

- (1) 使用*SD_Init()*函数对Micro SD进行初始化。
- (2) 利用*GPIO_InitTypeDef*定义GPIO 初始化结构体变量，利用*NVIC_InitTypeDef*定义中断结构体变量。
- (3) 对*SDIO IO*口初始化，对SD卡的使用进行配置如，SD卡上电、获取卡的信息以及SD卡的时钟配置等。
- (4) 调用FAT32文件系统管理SD卡，数据的读写，将数据保存为文本文件。

4.5 本章小结

本章详细说明了组合导航系统的软件工程实现情况，首先从工作原理分析，设计了最基本的MEMS惯导/GNSS组合导航的15维卡尔曼滤波器，推导系统的状态方程和观测方程。最后在硬件基础上给出程序的软件方案，编写相应代码实现组合导航系统的功能。

第5章 组合导航系统测试与分析

5.1 系统上位机软件设计

本系统从用户使用角度出发，设计了方便人机交互的上位机监控软件。一方面用户可以通过导航监控软件实时获取当前车辆的运行状态和位置，另一方面也可以由上位机发送管理指令，对导航系统进行软件配置。上位机软件界面如图5.1所示，可实现对数据的保存、导航模式选择、数据加载、轨迹显示、历史记录回放等功能，可以直观地显示车辆的运行状态，具有很强的工程应用性。

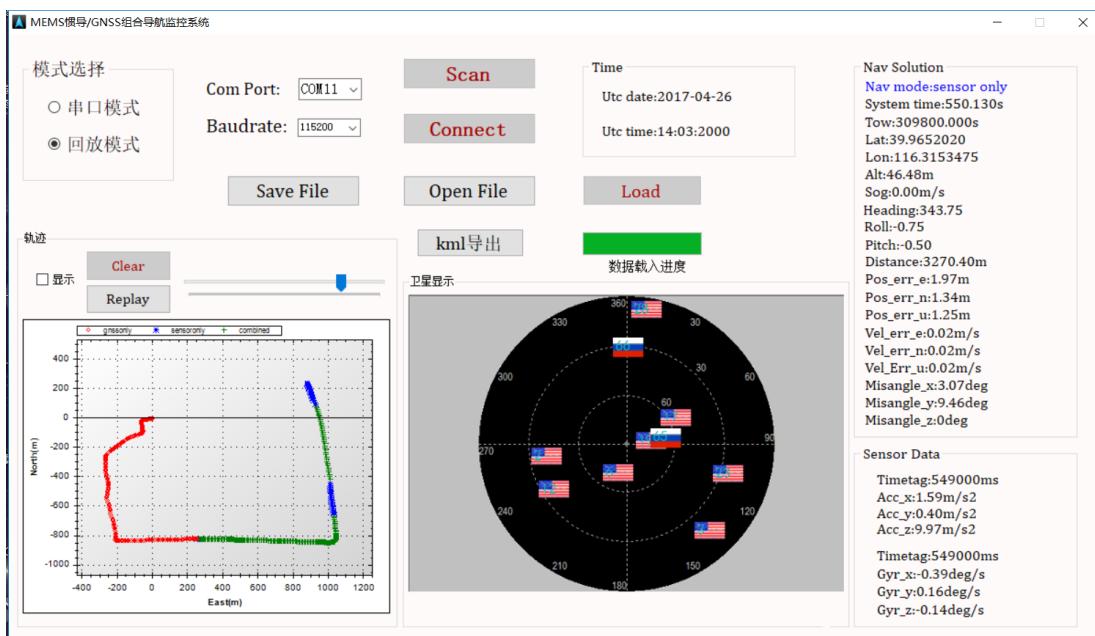


图 5.1 MEMS惯导/GNSS组合导航系统监控界面

本课题的PC端监控软件是在Visual Studio 2013环境下编写的，实现的功能有数据保存与导入、参数设置，结果显示，KML文件的生成等。定位相关的功能包括两大类：定位工程管理和定位信息处理。

定位工程管理完成串口的配置，数据的保存与导入，定位信息的回放等功能。上位机通过串口与下位机硬件完成通讯，在导航软件中配置相关应用程序，由串口配置下位机应用程序，方便切换导航模式和扩展后期的功能。

定位信息处理包括以下方面：

- (1) 获取串口实时数据，解析数据并画出运行轨迹，同时显示当前模块搜到的卫星；
- (2) 解析存储的数据文件，并将数据文件中的数据回放在界面中，同时显示轨迹；
- (3) 将已保存的数据文件转换成kml文件，KML文件是基于XML语法与格式的用于描述和保存地理信息的编码规范，可以被Google Earth识别并显示。

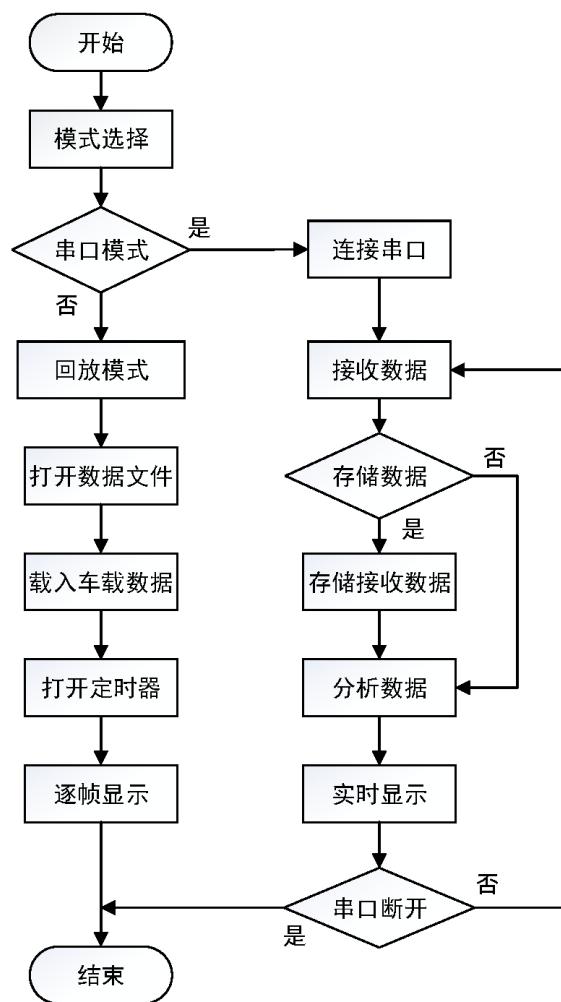


图 5.2 上位机软件流程图

导航设备与PC机之间信息传输遵循一定的数据格式，导航设备将导航信息打包上传给PC处理，数据段中包含相应字节的时间、经纬度、速度姿态等导航信息，上位机在接受到该数据后完成解析和校验，即可按字段显示定位导航信息。与此同时，设备也可以

响应上位机命令，开启导航功能。上位机软件信息处理过程如流程图5.2所示。

5.2 跑车试验

基于所设计的MEMS惯导/GNSS组合导航系统设计，本章对设计的设备进行实地测试，开启系统数据记录功能，将实时采集的数据及结算后的数据保存至SD中，并对数据进行分析验证设备的工程实用性。



图 5.3 UGV实验平台



图 5.4 实验装置

本次试验于2017年4月在北京理工大学附近进行，实验平台为上图5.3所示的北京理工大学组合导航与智能导航实验室的自主改装的红旗轿车。测试同时搭载实验室自主研发的高精度GNSS/SINS组合系统（位置 1σ 精度：2cm；姿态精度：0.06°）作为本设计精度判定的标准，各系统以输出的GPS时间（UTC时）作为数据时间对齐基准。

将本课题设计的导航设备（图5.4中的②）与作为基准的高精度组合系统（图5.4中的①）一起固联于试验车内部，两系统的X-Y-Z轴分别对应车体右-前-上方向，GPS天线沿车体放置于车外，小型化导航设备通过串口转USB与笔记本电脑连接，可以实时观测数据情况，同时数据保存在设备的SD卡内。车载实验装置如图5.4所示。

跑车实验轨迹如图5.5所示，车辆从北京理工大学自动化学院出发，绕过苏州桥底沿西三环辅路，魏公村路、沿北三环西路回到自动化学院。行驶过程中，GNSS信号频繁受到高架桥，高楼，树木的遮挡，导致GNSS接收机定位精度差或无定位现象。其中路段2和路段3人为中断GNSS信号的时长分别约为30s和180s。图5.6是设计的导航上位机所

得的轨迹图，蓝色部分为卫星信号丢失时的路线。

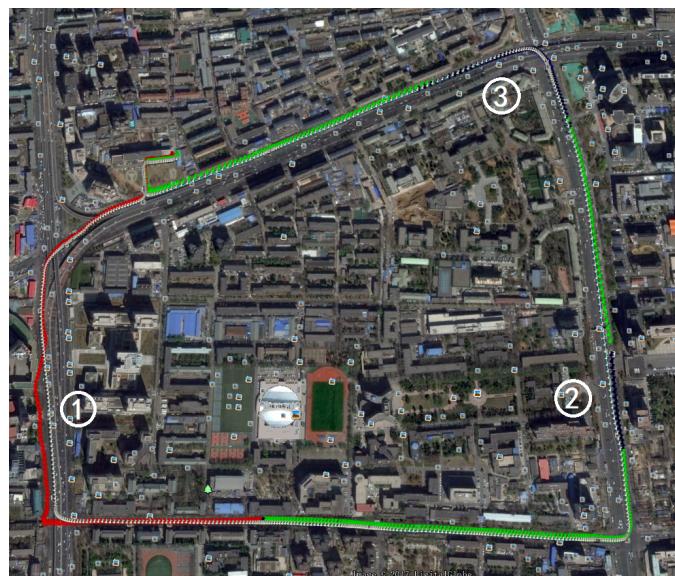


图 5.5 车载实验轨迹图

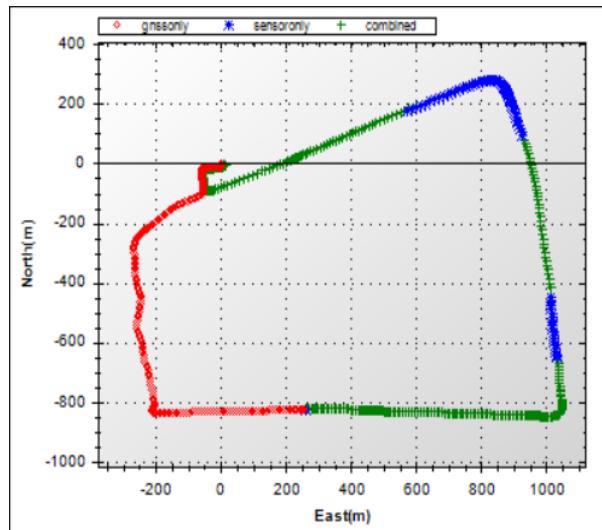


图 5.6 监控界面轨迹图

5.3 数据分析与结果

5.3.1 组合定位结果

将实验所得到的数据结果和基准数据经matlab处理后，给出了组合系统的位置、速度和姿态误差曲线图：

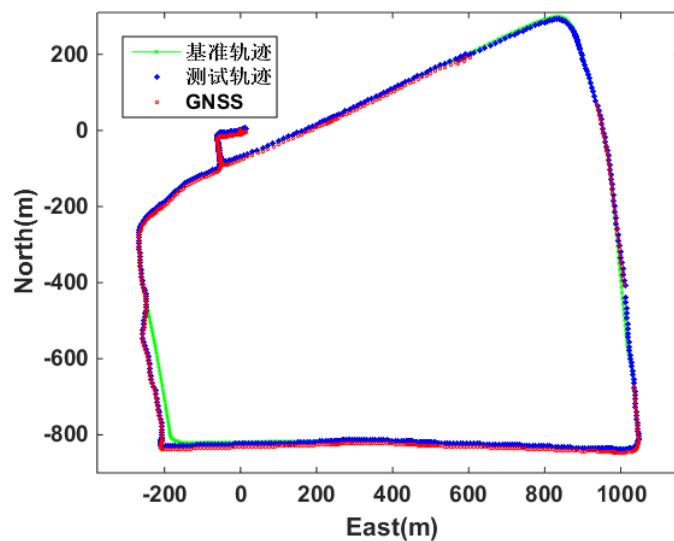


图 5.7 车载实验轨迹图

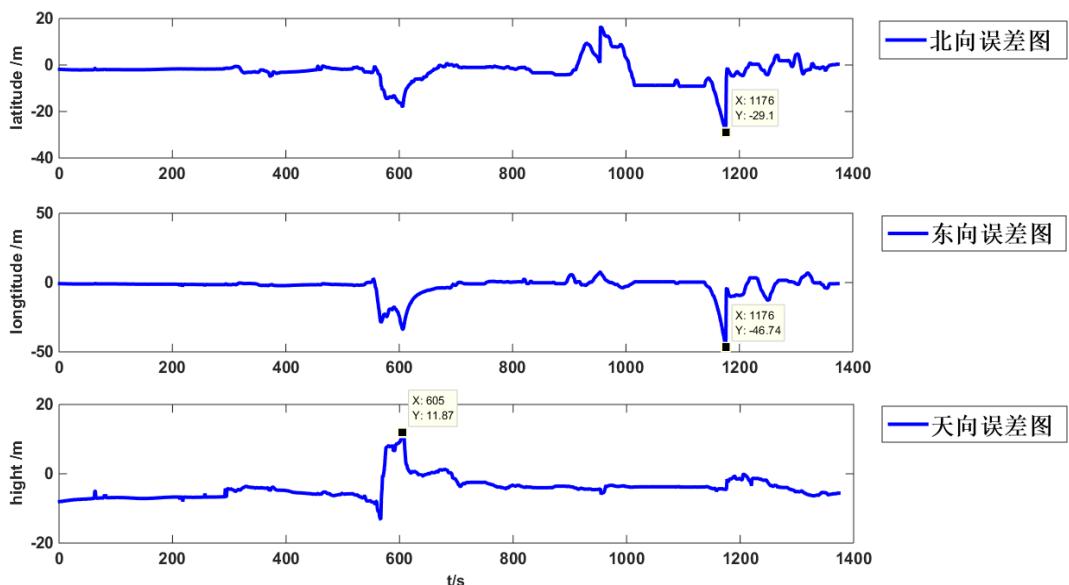


图 5.8 MEMS惯导/GNSS组合后位置误差图

如图5.8给出了组合导航系统输出的位置误差，将经纬度根据地球的地理模型转换成相应的距离可以得到，北向误差最大为26m，东向误差最大为45m，天向误差最大为10m。从图中也可以看出在GNSS失效的区间内，卫星信号数据没有更新从而导致导航结果误差有所增加。

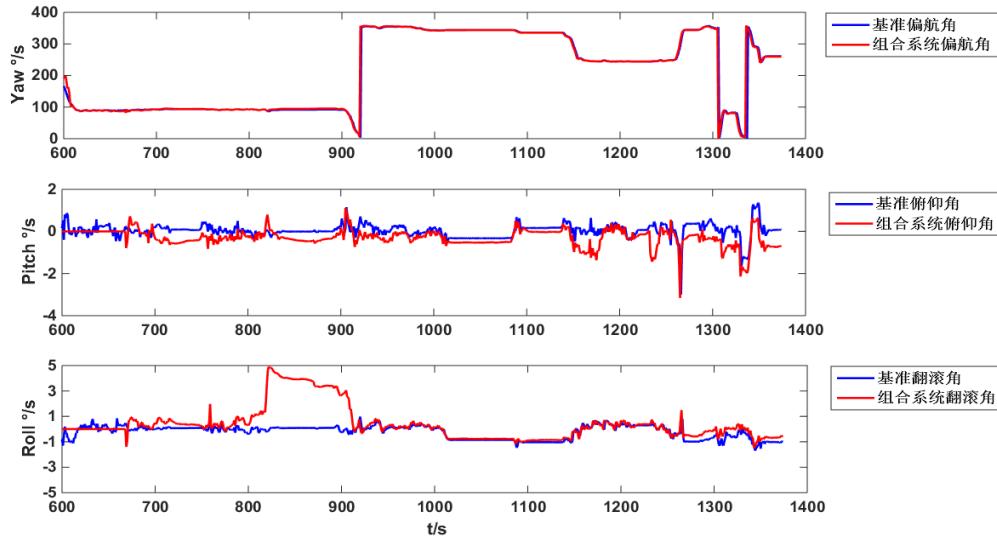


图 5.9 三维姿态对比图

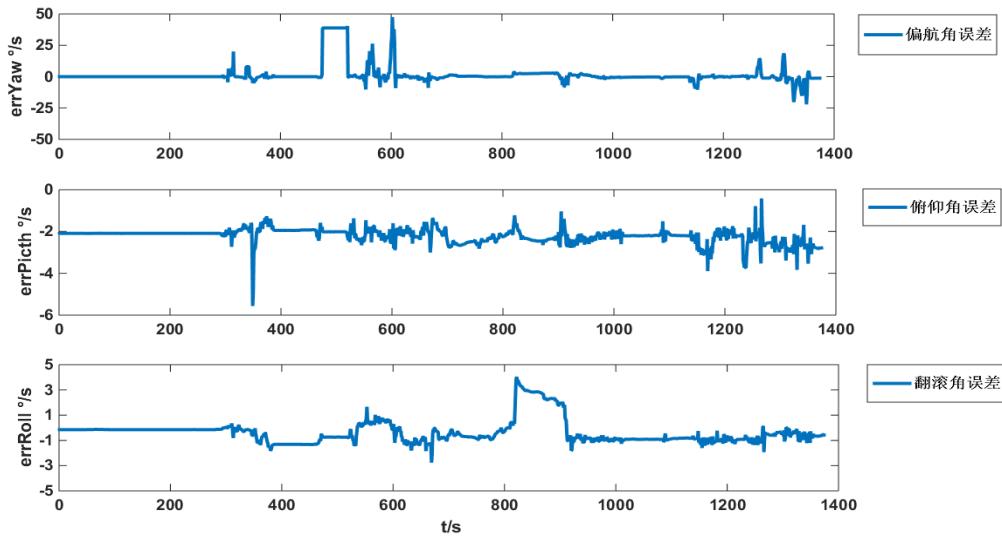


图 5.10 GNSS/MEMS惯导组合后姿态误差图

如图5.9给出了MEMS惯导/GNSS组合系统的姿态对比图，其中姿态角均为车在实验非静止时刻的数据，因对于MEMS器件而言，地球自转角速率完全淹没在陀螺的噪声里，因此不具备自助式的初始化对准功能。MEMS系统只能通过机动运动来增加系统滤波器的可观性从而完成动态的初始化对准，初始化阶段依据GNSS 动态信息对其进行标定。

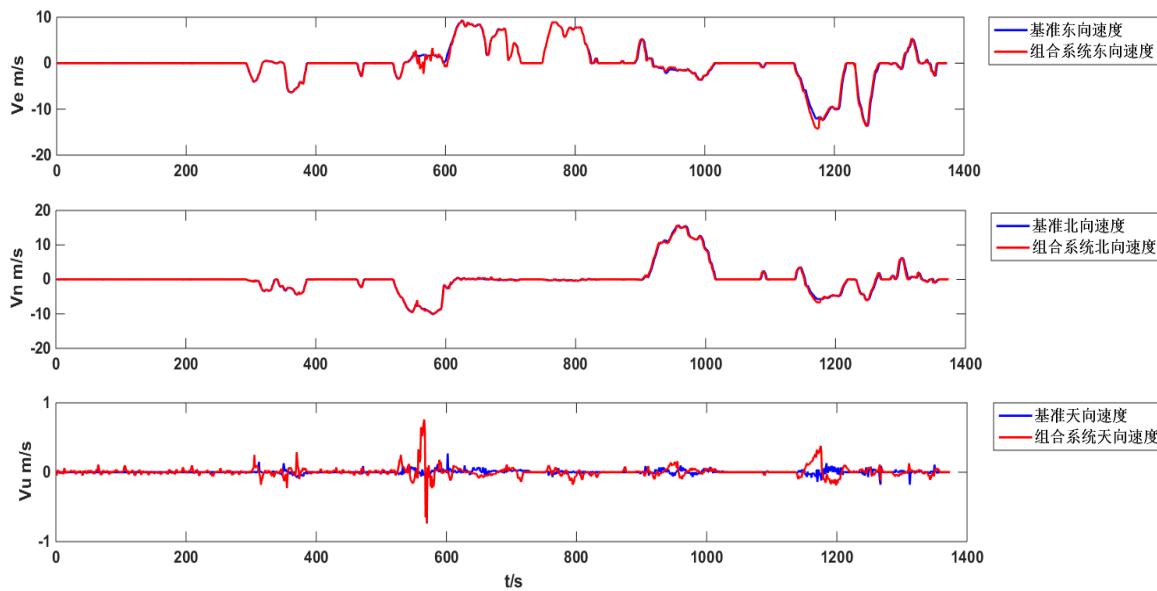


图 5.11 东北天三维速度对比图

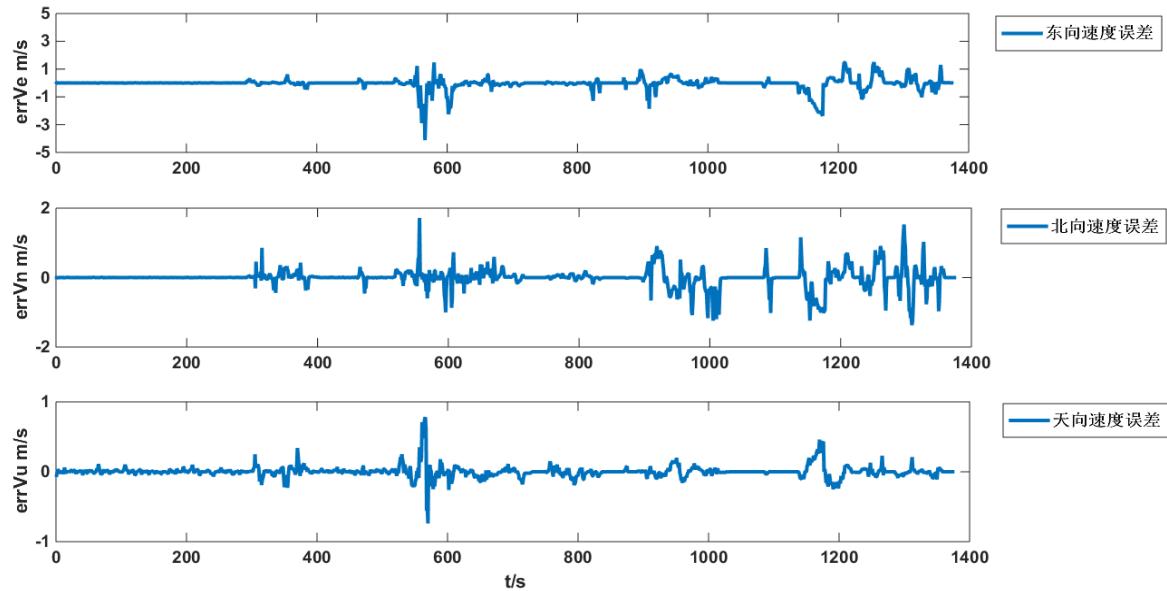


图 5.12 MEMS惯导/GNSS组合后速度误差图

经统计得出组合系统速度误差曲线图，从图5.11中可以看出，速度大小与基准速度的曲线基本吻合，可以很好地跟随。

经RMS(root-mean-square)统计后得到系统精度如表5.1中所示：

表 5.1 位置、速度、姿态误差值

类型	位置(m)			速度(m/s)			姿态(°)		
	东向	北向	高度	东向	北向	高度	偏航	俯仰	横滚
RMS	6.68	5.53	5.15	0.43	0.27	0.08	9.87	2.25	1.01
最大误差	47.0	30.5	11.8	4.12	1.72	0.78	22.09	5.7	3.86

5.3.2 卫星失锁时定位效果

为验证本设计的导航系统在卫星接收信号弱或无定位时，仍然可以通过惯性导航实现定位。试验中人为断开天线使GNSS卫星接收机信号失效三分钟，失效时车辆处于红绿灯路口处，图5.13和5.14为组合系统在卫星失效情况下的导航情况，

当GNSS无有用信号时，导航系统仍可以为车辆提高定位信息，在该阶段，定位误差有所增加，当有效GPS信号到来时迅速将位置拉回，所得到的运行轨迹与基准轨迹也基本吻合，能够满足车辆导航要求。



图 5.13 GNSS失锁路段一



图 5.14 GNSS失锁路段二

为进一步评价GNSS失效时间内本文设计的组合导航模块工作性能，对比了在GNSS遮挡的时间内系统与基准数据的位置误差和航向角误差，在路段二（失效时间930s-960s）和路段三（失效时间1000s-1180s）位置在信号丢失的短时间内还可以与基准数据保持一致，在GNSS信号长时间遮挡，此时无外部传感器辅助的情况下，MEMS-

SINS累积位置误差会逐渐增大，达到每秒数米的量级，位置误差大小如图5.15所示，很明显在断开GPS之后，误差增加明显，北向最大误差约20m，东向位置误差最大约40m。当GPS信号接收正常后，误差迅速收敛。

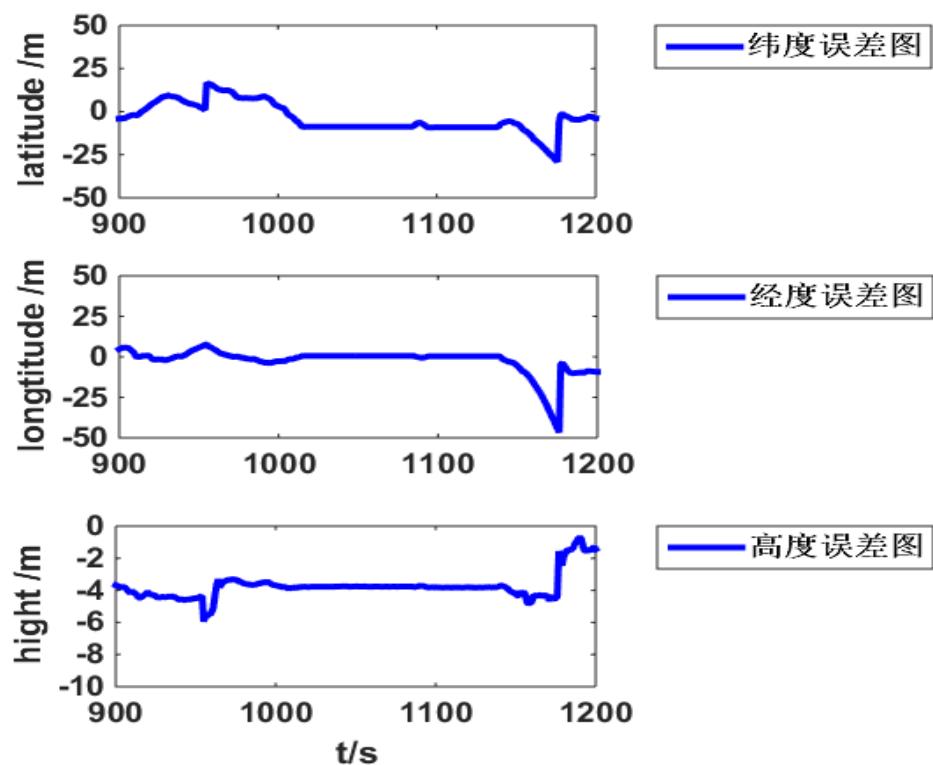


图 5.15 GNSS失效段位置误差图

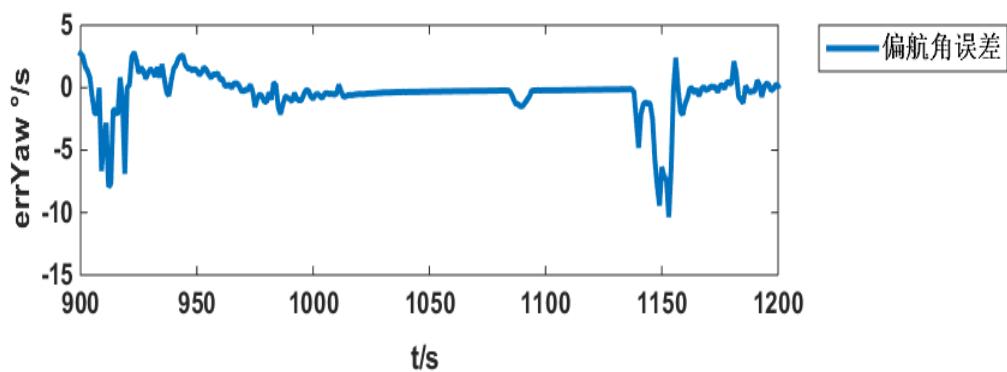


图 5.16 GNSS失效段航向误差图

5.4 本章小结

针对车载MEMS惯导/GNSS组合导航系统在城市环境中的导航应用，对设计的组合系统进行了动态试验。从便于人机交互的角度考虑，编写上位机监控软件界面，直观显示车辆运行状态，完善了系统的功能。整个实验结果表明本设计的组合导航系统满足设计的要求，为辅助驾驶系统提供了一套简单有效的低成本导航解决方案。

第6章 总结与展望

6.1 研究工作总结

本文主要针对陆地车辆导航应用，以自动辅助驾驶系统小型化导航模块设计与实现为课题，应用低成本MEMS惯性芯片、多模卫星接收芯片，搭建以ARM处理器为核心的大型化MEMS惯导/GNSS组合导航系统，设计了相应的卡尔曼滤波器和导航算法。

- (1) 在导航解算方面，从理论上详细讨论MEMS惯性导航的工作过程，包括导航坐标系的建立以及它们之间的变换，基于四元数法与旋转矢量法推导了MEMS惯导的姿态、速度和位置的更新方程。整合卫星导航与MEMS惯导的导航特点，给出了大型化组合导航系统的总体设计方案。
- (2) 根据小型化低成本的方案设计要求，完成系统硬件的选型，给出了系统原理图和PCB图的设计，完成系统硬件平台制作，并对设计的硬件进行完整的系统调试。
- (3) 对基于位置速度的松组合进行数学建模，建立以MEMS惯导15维导航参数误差作为状态量推导系统状态方程和量测方程，给出卡尔曼滤波的求解过程。在硬件实验平台的基础上，给出系统相应的软件设计方案，在ARM中实现组合导航算法程序，主要有传感器数据接收、导航解算、卡尔曼滤波、系统校正，数据保存等。
- (4) 设计了MEMS惯导/GNSS组合系统的实时监控界面，实现对数据的保存，模式选择、数据加载、轨迹显示等功能，可以直观地显示车辆的运行状态，具有很强的工程应用性。最后通过动态跑车实验的误差分析，其位置误差约 $5\sim7m$ ，速度误差约 $0.2\sim0.5m/s$ ，姿态误差约为 8° ，说明了本套实验装置的可行性，具有一定的导航精度。

6.2 工作展望

本文的设计研究虽然可以满足一般车辆的导航需求，但仍有很多问题需要进一步的研究与完善：

- (1) 硬件设计方面，可以利用ARM扩展一些模块功能，如蓝牙无线模块，可以连接手机等终端设备，提高系统功能多样性，增强用户体验。
- (2) 上位机监控界面可以加入其他功能，如地图显示界面，方便实时定位车辆信息；增加导航功能选择按键，可以方便用户切换导航模式。
- (3) 更加深入研究MEMS惯性导航系统的误差补偿问题，特别是惯性器件模型的建立以及误差补偿。
- (4) 加入多任务实时操作系统对系统软件任务的资源分配更加合理。
- (5) 由于本文只采用了GNSS和MEMS惯导的组合定位，但在硬件设计过程中预留多种接口可以方便系统功能的扩展，如果增加其他传感器如磁力计，气压计等，若建立更加准确的系统模型及滤波方法，研究相关数据融合算法可以提高系统定位精度。

对于车辆组合导航的研究，将有助于我国智能交通（ITS）的发展，是当前技术的热点。车辆中采用智能化导航定位系统，将大大增强系统的可操作性，对人们出行的人身安全也具有重要的意义。

参考文献

- [1] 肖自乾,陈经优,符石. 大数据背景下智能交通系统发展综述[J]. 软件导刊,2017,(01):182-184.
- [2] 王笑京, 沈鸿飞, 汪林. 中国智能交通系统发展战略研究[J]. 交通运输系统工程与信息, 2006, 6(4): 9-12.
- [3] 张士钰. 基于MEMS惯性传感器的车辆组合导航研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010: 1-6.
- [4] 卡普兰. GPS原理与应用[M]. 第2版. 北京: 电子工业出版社, 2007: 4. 9
- [5] 范晓燕, 周乾. GPS测量中多路径效应研究综述[J]. 工程地球物理学报, 2010, 07(3):382-386.
- [6] 张昊楠. GPS动态变形监测中的多路径误差处理方法研究[D]. 中南大学, 2013.
- [7] 戴吾蛟, 丁晓利, 朱建军,等. 基于经验模式分解的滤波去噪法及其在GPS多路径效应中的应用[J]. 测绘学报, 2006, 35(4): 321-327.
- [8] 肖应超. MEMS传感器发展现状与应用[J]. 中国高新技术企业,2016,(35):46-47.
- [9] 毛奔. 微惯性系统及应用[M]. 哈尔滨工程大学出版社, 2013.
- [10] 齐广峰, 吕军锋. MEMS惯性技术的发展及应用[J]. 电子设计工程, 2015, (1): 87-89.
- [11] 崔留争. MEMS-SINS/GPS组合导航关键技术研究[D]. 中国科学院大学, 2014.
- [12] Veth M, J Raquet. Fusion of Low-Cost Imaging and Inertial Senser for Navigation. Proceedings of the 19th International Technical Meeting of the satellite Division of The Institute of Navigation [C]. Fort Worth: The Institute of Navigation GNSS, 2006, 1193-1103.

- [13] 李博文, 姚丹亚. 低成本车载MEMS惯导导航定位方法[J]. 中国惯性技术学报, 2014, 22(6).
- [14] 江山. 最后一颗GPS-2F导航卫星发射[J]. 太空探索, 2016(3): 17-17.
- [15] 赵爽. 美国GPS系统发展现状[J]. 国际太空, 2013(4): 39-45.
- [16] 杨元喜. 北斗卫星导航系统的进展、贡献与挑战[J]. 测绘学报, 2010, 39(1): 1-6.
- [17] 谭述森. 北斗卫星导航系统的发展与思考[J]. 宇航学报, 2008, 29(2): 391-396.
- [18] 秦永元, 张洪铖, 汪叔华. 卡尔曼滤波与组合导航原理[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2015.
- [19] 付梦印, 邓志红, 张继伟. Kalman滤波理论及其在导航系统中的应用[M]. 科学出版社, 2010.
- [20] Quentin Ladetto, Vincent Gabaglio, Bertrand Merminod. Combining Gyroscopes, Magnetic Compass and GPS for Pedestrian Navigation[J]. International Symposium on Kinematic Systems in Geodesy, Geomatics and Navigation (KIS), Banff, Canada, 2001: 205-212.
- [21] 刘智平, 于帆, 陈国绍. 低成本组合导航系统的数据融合算法[J]. 现代电子技术, 2011, 34(4): 204-207.
- [22] R. Stirling, K. Fyfe, G. Lachapelle. Evaluation of a new method of heading estimation for pedestrian dead reckoning using shoe mounted sensors[J]. The Journal of Navigation, 2005, 58(01): 31 - 45.
- [23] 唐康华, 黄新生, 胡小平. 卫星/MIMU嵌入式导航接收机抗干扰性能分析[J]. 国防科技大学学报, 2007. 29(3): 50-55.
- [24] 秦永元. 惯性导航[M]. 科学出版社, 2014.
- [25] 严恭敏. 捷联惯导算法及车载组合导航系统研究[D]. 西北工业大学, 2004.

- [26] 高钟毓. 惯性导航系统技术: Inertial navigation system technology[M]. 清华大学出版社, 2012.
- [27] Yong Yang. Tightly Coupled MEMS INS/GPS Integration with INS Aided Receiver Tracking Loops[D]. CALGARY: University of Calagray, Canada, 2007.
- [28] Welch G, Bishop G. An Introduction to the Kalman Filter[J]. University of North Carolina at Chapel Hill, 1995(7): 127-132.
- [29] 邓志红, 付梦印, 张继伟, 肖烜. 惯性器件与惯性导航系统[M]. 科学出版社, 2012.
- [30] 金莉, 李方锁. GPS/INS经典控制组合导航方案及仿真研究[C]. 中国自动化学会第十届青年学术年会论文集. 1994: 744-748.
- [31] Minami M, Morikawa H, Aoyama T, et al. An adaptive multipath estimation/elimination technique for GPS signals reception[J]. Electronics Communications in Japan, 2003, 86(1): 74-82.
- [32] Axelrad P, Comp C J, Macdoran P F. SNR-based multipath error correction for GPS differential phase[J]. Aerospace Electronic Systems IEEE Transactions on, 1996, 32(2): 650-660.
- [33] J. B. Kuipers. Quaternions and Rotation Sequences: A Primer with Applications to Orbits, Aerospace and Virtual Reality[M]. Princeton University Press, 1999: 103-105.
- [34] 季昱, 林俊超. ARM嵌入式应用系统开发典型实例[M]. 北京: 中国电力出版社, 2005.
- [35] 崔先强, 杨元喜, 高为广. 多种有色噪声自适应滤波算法的比较[J]. 武汉大学学报: 信息科学版, 2006, 31(8): 731-735.
- [36] Hopkins R, Miola J, Sawyer W. The silicon oscillating accelerometer: A high-performance MEMS accelerometer for precision navigation and strategic guidance application[R]. Cambridge: The Charles Stark Draper laboratory Inc, 2005: 970-979.

- [37] 苗岳旺. SINS/GPS组合导航数据处理方法研究[D]. 中国人民解放军信息工程大学解放军信息工程大学, 2013.
- [38] Itzik K, Sagi F, Tomer T. Pseudo-Measurements as Aiding to INS during GPS Outages[J]. Navigation, 2010, 57(1):25-34.
- [39] El-Sheimy N, Hou H, Niu X. Analysis and Modeling of Inertial Sensors Using Allan Variance[J]. IEEE Transactions on Instrumentation Measurement, 2008, 57(1): 140-149.
- [40] Lee H K, Lee J G, Jee G I. GPS multipath detection based on sequence of successive-time double-differences[J]. IEEE Signal Processing Letters, 2004, 11(3): 316-319.
- [41] 高钟毓. 惯性导航系统初始化对准与标定最优化方法[J]. 中国惯性学报, 2009, 17(1): 1-7
- [42] Savage P G. Strapdown inertial navigation integration algorithm design. I: Attitude algorithms.[J]. Journal of Guidance Control Dynamics, 2012, 21(1):19-28.
- [43] R. Stirling, K. Fyfe, and G. Lachapelle. Evaluation of a new method of heading estimation for pedestrian dead reckoning using shoe mounted sensors[J]. The Journal of Navigation, 2005, 58(01): 31 – 45.
- [44] Hou H, EI-Sheimy N. Inertial sensor error modeling using allan variance.Proceedings of ION GPS/GNSS 2003[C]. Portland: ION, 2003, 2860-2867.
- [45] 唐康华, 吴美平, 胡小平, MEMS-IMU/GPS组合导航中的多模态Kalman滤波器设计[J]. 中国惯性技术学报, 2007, 15(3): 307-311.
- [46] 石静, 缪玲娟, 高伟熙. 提高MEMS惯导系统速度解算精度的方法研究[J]. 北京理工大学学报, 2010, 30(1): 50-54.
- [47] 刘华, 刘彤, 张继伟. 陆地车辆GNSS/MEMS 惯性组合导航机体系约束算法研究[J]. 北京理工大学学报, 2013, 33(5): 510-515.

- [48] 张石. ARM嵌入式系统教程[M]. 北京: 机械工业出版社, 2008: 90-98
- [49] Dissanayake G, Sukkarieh S, Nebot E, et al. The aiding of a low-cost strapdown inertial measurement unit using vehicle model constraints for land vehicle applications[J]. IEEE Transactions on Robotics Automation, 2001, 17(5): 731-747.
- [50] Shin E H. Accuracy Improvement of Low Cost INS/GPS for Land Applications[J]. Sheimy, 2001.
- [51] Godha S, Cannon M E. GPS/MEMS INS integrated system for navigation in urban areas[J]. GPS Solutions, 2007, 11(3): 193-203.
- [52] Yang L, Li Y, Wu Y, et al. An enhanced MEMS-INS/GNSS integrated system with fault detection and exclusion capability for land vehicle navigation in urban areas[J]. Gps Solutions, 2014, 18(4): 593-603.
- [53] Zhao, Yueming. GPS/IMU Integrated System for Land Vehicle Navigation based on MEMS[J]. 2011.
- [54] Bonnifait P, Bouron P, Crubille P, et al. Data fusion of four ABS sensors and GPS for an enhanced localization of car-like vehicles[C]. IEEE International Conference on Robotics Automation. 2001: 1597-1602 vol. 2.
- [55] 刘森. 嵌入式系统接口设计与Linux驱动程序开发[M]. 北京: 北京航空航天大学出版, 2006: 21 1-221.
- [56] 王新龙. SINS/GPS 组合导航技术[M]. 北京航空航天大学出版社, 2015.

致谢

本论文的工作是于2016年5月-2017年5月，在北京理工大学自动化学院完成的。在即将毕业之际，向长久以来给予我支持与鼓励的老师、家人、同学和朋友，表示由衷的感谢。

首先感谢我的导师刘华老师，在研究生期间为我从毕业设计选题到设计完成，老师给予了我耐心指导与细心关怀，有了刘老师耐心指导与细心关怀我才不会在设计的过程中迷失方向，失去前进动力。在论文研究过程中，我深深体会到刘老师是一个真心为学生考虑，待人和蔼真诚的老师，让我不论是在专业知识方面还是待人处世方面都受益匪浅。至此，谨向刘老师表达最真挚的谢意！

衷心感谢王美玲教授，王老师作为实验室的领导者，也是一位严谨谦和的导师。王老师虽然工作繁忙，但仍旧关心我的课题进度与生活情况。感谢刘彤老师，尤其在设计硬件制作方面，刘老师以他多年的工程经验给了很多指导，帮我解决一些棘手的问题，使我的课题得以顺利进行。还要感谢实验室的孙常胜教授、马宏宾教授、肖烜副教授、白可贤老师在学习和生活上的帮助和指导。感谢组合导航与智能导航实验室在我两年的研究生期间为我提供了良好的学习和工作环境，祝愿实验室取得更好的成就。

衷心感谢我的家人，你们的支持、鼓励和包容是我前进的动力。特别感谢我的父母，你们无私的爱让我拥有了最幸福的生活。今后我会努力成为你们的后盾，成为你们值得依靠的儿子。感谢我的同胞兄弟汪善文对我生活上的支持，让我可以安心地学习；感谢自己的女朋友程羚多年来对我学习上的支持和鼓励，在工作之余还为我论文的提供宝贵的修改意见；他们始终是我最坚强的后盾，在此向他们深表感谢！

衷心感谢李亚峰博士，在我的课题中算法设计与实验数据采集方面都给了很多的建议和帮助。感谢实验室冯国强同学，由于课题上比较相似，经常向他请教一起讨论研究。感谢学弟李博同学，在我的车载实验和软件设计中也提供了不少帮助。同时感谢实验室于华超、张鲁、周昊及其他所有帮助过我的同学，在此向他们表示感谢。

时光荏苒，岁月如梭。不知不觉我已在北京理工大学组合导航与智能导航实验室度过了美好的两年，感谢北京理工大学，感谢自动化学院，祝愿学校和学院越来越好！