

## 摘要

车载组合导航是现代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，本课题针对微电子机械系统(MEMS)惯性传感器和卫星导航模块，完成了小型化MEMS惯导/GNSS组合导航模块的设计。

本文着重理解分析了组合定位的基本原理，确定采用位置/速度级的松组合导航算法，建立MEMS惯导姿态、速度和位置误差模型，并推导了卡尔曼滤波的状态方程和观测方程，完成导航系统数据的信息融合。整个系统设计主要可以分成硬件设计和软件设计。主要研究内容如下：

1、模块以ARM微处理器、MEMS惯性器件、卫星定位模块中等为主要组成部分，详细给出系统硬件体系结构和具体的硬件选型及接口设计，完成硬件原理图和电路板制作，并进行硬件调试。

2、在硬件实验平台的基础上，给出了软件设计流程图，并编写软件底层驱动程序和导航应用程序，实现多传感器通信，组合系统数据的融合解算、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，对所设计的系统进行了车载实验，结果表明本设计的MEMS惯导/GNSS组合系统实现了实时导航系统的基本功能，且位置误差约5~7m，速度误差约0.2~0.5m/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；低成本；MEMS惯导；组合导航；卡尔曼滤波

## Abstract

Vehicle Integrated navigation is an indispensable feature in modern intelligent car, In the practical applications, the complex systems have the features of complex model, large scale, a great amount of variables and constraints. However, the traditional control methods cannot satisfy the requirements of the complex systems. Over the past years, distributed model predictive control (DMPC) is becoming an important tool to handle the large-scale complex systems due to its good control performance, capability of handling constraints and the structural flexibility. In the embryonic stage, the research of DMPC is confronted with many difficulties. For example, how to deal with the couplings between subsystems in order to make the optimization problem of each subsystem solvable; how to design the terminal ingredients (terminal cost, terminal controller and positive invariant terminal set) for each subsystem; how to guarantee the recursive feasibility and the closed-loop stability of the whole system.

Motivated by this, this dissertation focuses on the research of DMPC for multi-agent systems and explores the problems of regulation, consensus and formation, respectively. The main contents and results in this dissertation are summarized as follows:

1. A DMPC algorithm is presented for the regulation of linear multi-agent systems with the coupled cost and coupled constraints. At each sampling time, all the agents are permitted to synchronously optimise. An improved compatibility constraint is constructed to ensure the consistency between the actual state trajectory of each agent and its assumed one. With the parameters of the coupled constraints, a positive invariant terminal set, which can definitely ensure the satisfaction of the coupled constraint, and an associated terminal cost (a local Lyapunov function) are designed in a distributed manner. By applying the proposed distributed optimization algorithm, the recursive feasibility with respect to both local and coupled constraints and the closed-loop stability of the whole system are guaranteed. In final, the numerical results of the comparisons between the DMPC algorithm and the centralised model predictive control (CMPC) are given to show the effectiveness of the proposed algorithm. The results show that the DMPC algorithm not only dramatically decreases the optimizing time but also maintains most of the

control performance of CMPC.

2. A DMPC algorithm is investigated for the consensus of second-order nonlinear multi-agent systems with coupled cost. All the agents share one reference trajectory. With the synchronous update strategy, a time-varying compatibility constraint, which plays an important to ensure the stability, is presented to ensure that the actual state trajectory of each subsystem does not deviate too much from its assumed one. Furthermore, a positively invariant terminal region and a corresponding auxiliary controller are developed for each agent. Given the designed terminal ingredients and compatibility constraints, the recursive feasibility and closed-loop stability of the whole system are guaranteed. A numerical example of 2-Degree-of-Freedom (2-DoF) robotic manipulator illustrates the efficacy of the proposed algorithm.

3. A DMPC algorithm is explored for the formation of second-order linear multi-agent systems with collision avoidance. With the synchronous update strategy, the improved compatibility constraints with respect to both the position compatibility and the state compatibility, are designed for each agent. The collision avoidance constraints are tightened by replacing the actual positions of each agent's neighbors with their assumed ones. By using the second-order model and the formation, the terminal ingredients are designed. Particularly, the states in the positively invariant terminal sets satisfy the collision avoidance constraints. By implementing the proposed distributed optimization algorithm, the recursive feasibility of the optimization problem, the closed-loop stability of the whole system and the collision avoidance between agents are guaranteed. A numerical example illustrates the effectiveness of the proposed algorithm.

At the end of this dissertation, the main results are concluded and the problems to be solved in the future are presented.

**Keywords:** Model predictive control (MPC); Distributed control; Terminal cost; Terminal controller; Terminal set.

## 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 . . . . .	2
1.2.2 卫星导航 . . . . .	3
1.3 组合导航定位系统发展及现状 . . . . .	5
1.4 论文的内容及编排 . . . . .	8
第 2 章 小型化车载组合导航系统方案设计 . . . . .	10
2.1 引言 . . . . .	10
2.2 车载组合导航系统坐标定义及转换换 . . . . .	10
2.2.1 导航坐标系定义 . . . . .	10
2.2.2 坐标系变换原理 . . . . .	12
2.3 捷联惯导定位原理 . . . . .	15
2.3.1 四元数与姿态更新 . . . . .	16
2.3.2 速度更新 . . . . .	20
2.3.3 位置更新 . . . . .	21
2.3.4 低成本惯导的姿态初始化 . . . . .	22
2.4 组合定位系统方案分析与设计 . . . . .	22
2.4.1 惯导/GNSS组合方式 . . . . .	22
2.4.2 MEMS 惯性传感器的误差模型 . . . . .	24
2.4.3 车载组合定位系统总体方案 . . . . .	26
2.5 本章小结 . . . . .	29
第 3 章 小型化车载组合导航系统硬件设计 . . . . .	30
3.1 引言 . . . . .	30
3.2 主要器件选型 . . . . .	31
3.2.1 核心处理器ARM芯片 . . . . .	31
3.2.2 MEMS 器件 . . . . .	32
3.2.3 卫星接收模块 . . . . .	33
3.2.4 电源管理模块 . . . . .	34

3.3 硬件电路设计 . . . . .	36
3.3.1 系统原理图设计 . . . . .	36
3.3.2 系统PCB板设计 . . . . .	42
3.4 本章小结 . . . . .	44
<b>第 4 章 小型化车载组合导航系统算法软件设计 . . . . .</b>	<b>45</b>
4.1 引言 . . . . .	45
4.2 组合系统模型的设计 . . . . .	45
4.2.1 离散化卡尔曼滤波设计 . . . . .	45
4.2.2 系统误差方程 . . . . .	47
4.2.3 系统状态方程 . . . . .	51
4.2.4 系统量测方程 . . . . .	53
4.3 嵌入式软件设计 . . . . .	53
4.3.1 系统程序设计方案 . . . . .	53
4.3.2 MEMS传感器配置 . . . . .	55
4.3.3 GNSS模块配置 . . . . .	56
4.3.4 中断程序设计 . . . . .	56
4.3.5 Bootloader下载设计 . . . . .	57
4.3.6 FAT32文件系统的移植 . . . . .	59
4.4 系统上位机软件设计 . . . . .	59
<b>第 5 章 小型化车载组合导航系统测试与分析 . . . . .</b>	<b>62</b>
5.1 跑车试验 . . . . .	62
5.2 数据分析与结果 . . . . .	63
5.2.1 组合定位结果 . . . . .	63
5.2.2 卫星失锁时定位效果 . . . . .	67
5.3 本章小结 . . . . .	68
<b>第 6 章 总结与展望 . . . . .</b>	<b>69</b>
6.1 研究工作总结 . . . . .	69
6.2 工作展望 . . . . .	70
<b>参考文献 . . . . .</b>	<b>71</b>



## 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，导致城市交通的拥堵状况日益加重，从另一方面给人们的出行带来极大的不便。车辆定位导航技术随着智能交通系统的发展<sup>[1]</sup>，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<sup>[2]</sup>，大大缓解城市的交通拥堵现象，给人们的生活带来便利。

现代智能交通系统中，车辆定位导航技术处于极为重要的地位，他是实现车辆智能化与交通系统网络化的关键技术之一。智能交通系统在国外很早就受到支持并进行研究，早在20世纪60年代，欧美等发达国家就开始研究车辆定位技术及导航系统设计。20世纪90年代，随着计算机技术和通信技术的快速发展，车载导航定位系统开始进入真正的实用阶段。尤其当美国全球定位系统GPS（Global Position System）投入民用阶段之后，采用GPS与电子地图的车载导航，精度得到大幅度的提高<sup>[3]</sup>，为人们出行提供准确的三维（经度、纬度、高度）导航数据。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，这些因素都会造成GPS信号可见性变差，定位信息中断，导航数据失效的现象<sup>[4-6]</sup>，用户将无法获取准确的定位信号。

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<sup>[7]</sup>，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<sup>[8, 9]</sup>。

随着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，组合导航系统目前已经成为导航系统发展的主要方向之一，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<sup>[10]</sup>。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。

在自动化和智能工程方面，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，无人驾驶和智能驾驶在汽车市场中占据主导地位已并不遥远。车辆是低成本INS/GPS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惯导/GNSS组合系统的出现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。国内也将MEMS组合导航研究作为一个研究热点<sup>[7]</sup>，但由于研究起步晚及制造工艺水平低于发达国家，目前还存在比较大的差距<sup>[11]</sup>。

本文以低成本小型化MEMS惯导/GNSS组合导航系统设计为目标，根据车载实际环境提出有针对性的解决方案，设计基于ARM控制器的微小型车载组合定位系统。首先根据技术要求，进行系统的总体设计，对各个模块工作原理及功能进行分析说明，并给出原理图和PCB图完成硬件平台的制作，接着对组合导航系统进行软件编程，最后对设计的组合系统进行试验分析。

## 1.2 研究背景和研究现状

### 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，最初大量用于汽车安全气囊，而后以MEMS传感器的形式被大量用于汽车的各个领域。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，是一种新型的捷联惯导系统，继承了传统SINS（strapdown Inertial navigation system）的特性：完全自主式、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。经过四十多年的研究和发展，各种高中低精度的MEMS惯导相继问世并得到广泛的应用，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惯性导航系统技术始终处于领先地位。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。Draper实验室在MEMS惯性技术领域进行了大量的研究工作，并且取得了丰硕的成果，在过去的几年中推动着MEMS惯性技术以及组合导航的发展和应用。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大力开展对MEMS惯导/GNSS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。而以美国斯坦福大学、宾夕法尼亚大学，麻省理工、香港科技大学等知名大学都将MEMS惯导/GNSS组合导航研究列为近年的重点研究方向，并做了大量的实践，成功将组合导航产品应用到诸如无人机、无人车以及户外机器人上，推动整个领域的进步。欧洲的英国、法国、德国、以及日本也在相继进行相关技术的原理的研究工作，并不断研发出新的产品与技术<sup>[12]</sup>。

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<sup>[14]</sup>。由于MEMS惯导的研发所需时间较长且对制造工艺有较高要求，我国对MEMS惯导的研究时间较短且缺乏核心技术，所研发的产品在工艺水平、可靠性、器件精度等方面与欧美还有一定的差距。

### 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、我国的自主研发的北斗卫星导航系统。卫星系统主要由空间卫星星座部分、地面控制站、用户接受设备三部分组成，能为全球陆海空的军民载体，全天候、连续提供高精度三维位置、速度和时间信息，对导航定位、武器制导、交通管制、大地测量等均具有重要意义，卫星导航在军事和民用方面都得到了广泛的应用。

在卫星导航系统中，GPS最为成熟，且渗透到人类生活的方方面面。完整的GPS星座由24颗在轨卫星（其中21颗工作卫星、3颗备用卫星）组成，位于距地表20200千米上空，运行周期为12小时。卫星均匀分布在6个轨道面上，倾角为55°。理想状态下，全球任意一点、任何时间都可观测到4颗以上的卫星。目前GPS在轨工作卫星数量31颗，空间信号用户定位误差1.6m，授时精度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站发射了美国空军的GPS-2F12导航卫星<sup>[15]</sup>。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<sup>[16]</sup>。



图 1.1 北斗卫星

北斗卫星系统是我国自主研制的卫星导航系统，我国北斗卫星导航系统采取的是“三步走”发展战略<sup>[17]</sup>，北斗一号是有源定位(RDSS)，北斗二号是有源定位+无源定位，可覆盖全球1/3区域，而北斗三号将实现真正的全球覆盖，卫星性能也大幅提升，单星设计寿命达到12年。按计划到2020年，建成由5颗静止轨道和30颗非静止轨道卫星组网而成的全球卫星导航系统，形成全球覆盖能力，建成世界一流的全球卫星导航系统。中国北斗卫星导航系统利用地球同步卫星对目标实施快速定位，同时兼有报文通信和授时定时功能，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<sup>[18]</sup>。总体说来，美国的GPS研究走在中国北斗的前面，我国的北斗系统是后起之秀。就目前而言，GPS能为全球用户提供定位、导

航、授时服务，定位精度达到1米以下。我国的北斗导航系统目前只有23颗卫星在运行，还不能全球覆盖，只能暂时为亚洲地区提供定位、导航、授时、通信服务。但随着北斗系统的不断完善以及技术水平的日益提高，未来北斗与其他卫星导航系统产品的兼容性将逐渐增加，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。宽带天线技术、高性能射频前端技术和微电子技术的发展以及高速多核并行处理器的出现使多模GNSS信号接收机的小型化和广泛使用成为可能。

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三维姿态信息，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<sup>[19, 20]</sup>。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 组合导航定位系统发展及现状

从1921年的滚动式地图到如今无人驾驶汽车导航，车载导航系统的发展经历了接近一个世纪的锤炼，在此期间出现各类有代表的产品。

本田公司在1977年使用气体轴承陀螺仪来辅助汽车导航，该导航设备能够追踪方向性转变并进行导航，同时能够在一个单色CRT显示器上展示汽车行驶状态，使用一个零起点和透明地图叠盖在给定的路线上追踪汽车的位置。1981年，这套系统作为辅助设备

推送给经销商，但却从未进入成批生产。在该系统上，集成实时导航方式，为车辆组合导航定位系统的发展奠定了良好的基础。

随后在八十年代，自主式路径导航定位系统得到发展，利用集成的高精度电子地图进行地图匹配，并通过航位推算技术进行组合定位，实现车载组合定位。典型的有美国“Navigation”导航定位系统，德国BOSCH公司的“EVA”，以及荷兰的Autoguide等，这些系统，由于航位推算容易产生误差累计，定位精度低，实用性受到很大限制<sup>[21, 42]</sup>。

随后多种车辆组合导航定位系统在此基础上得到发展，先后研究出挠性捷联惯导/GPS、光纤捷联惯导/GPS、激光捷联惯导/GPS，但这些设备设备结构庞大复杂，造价昂贵，不利于在民用市场普及。

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，基于MEMS SINS/GNSS的小型化组合导航技术发展相当迅速，美国等欧美国家在MEMS惯性器件以及微型导航系统技术方面处于世界领先地位。美国国防部DARPA以及其他政府部门在MEMS的军事和商业应用方面进行战略性投入，每年投入大量资金并且逐年增加，引领MEMS技术向构建低成本、战术级导航系统发展，其技术越来越完善，组合产品的性能也越来越好<sup>[23]</sup>。如：图1.2美国Crossbow公司的MEMS IMU/GPS组合导航模块Nav440，其质量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。

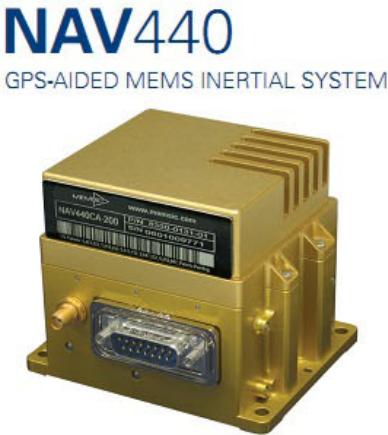


图 1.2 Nav440组合导航模块

Wepilot1000集成GPS、IMU、磁罗盘、气压高度计和空速计等多种传感器。最大测

量角速率为±100度/秒，最大测量加速度为±2g，位置精度可达3m，而且Wepilot1000具有非常丰富的外围接口，可直接与无线链路、图像载荷等设备相连接。其功耗为54W，质量1020g，尺寸仅为120mm\*154mm\*125mm。

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, Inc. 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。

我国在“十一五”、“十二五”、“十三五”期间得到总装备部、国家科技部、国家自然科学基金委和教育部的重点支持。全国已有50多家高等院校、研究院所和企业开展了惯导与GNSS组合导航方面的研究工作，并在MEMS惯性传感器及基于MEMS惯导组合导航算法研究等诸多方面取得一定成果。

清华大学设计出利用美国BEI公司的微型谐振陀螺仪和硅微加速度计的MEMS IMU，系统车载试验表明组合系统当GPS段时间失锁组合系统能保持较高的定位精度；哈尔滨工业大学研发了MEMS IMU/GPS/TAM组合导航系统原理样机；南京航空航天大学导航研究中心设计并实现了采用ADXRS150的MEMS陀螺以及ADXL320的MEMS加速度计IMU，同时采用Ublox GPS接收机与其组成MEMS组合导航系统，并成功应用于运动载体。



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组合导航产品图1.3，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，借助新一代多传感器数据融合技术，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出产的HWANAV-BGI-7210是专为汽车导航服务而开发的，基于汽车级MEMS惯性传感器和BDS/GPS卫星接收机芯片为主的组合方案，同时，融合磁传感器、车速信息，可实现高效经济的车载组合导航解决方案。

在军用领域，自动驾驶技术具有广泛的应用价值，包括运送军事物资、执行高危任务等，从而提升作战效率、减少大量兵员，但第一代、第二代军用无人车技术受制于高成本难以普及，如今小型化低成本的解决方案有助于突破这一瓶颈。而在民用领域，国内消费水平提升带动了物流运输特别是电商物流的快速发展，拉动了对公路用车的需求，与此同时，随着中国人口红利的消失，中小企业及私营运输市场普遍面临劳动力短缺和人力成本上升压力。经济型、可商用的自动驾驶技术将显著降低运输市场的人力成本，并减免因疲劳驾驶造成的交通事故发生率。

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机作为导航系统的核心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<sup>[11]</sup>。

随着我国自主研发的“北斗”双星定位导航系统的组网成功，未来国内车载组合定位系统将有着更加广阔的应用前景<sup>[18]</sup>。

## 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，再根据卫星定位信息对两者进行卡尔曼滤波信息融合，通过车载实验证模块的实用性。最后，设计组合导航系统的实时导航监控界面。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：小型化车载导航组合系统方案设计。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确定方法，介绍GNSS与SINS定位原理，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平台，介绍ARM技术概况以及ARM应用的构成、特点和一般开发流程，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。软件设计包括底层驱动程序及初始化设计、低成本捷联惯性组合导航系统的算法设计、定义数据输出协议编写导航上位机软件，实时监控导航状态。

第五章：车载实验结果与分析。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。对课题所做的内容进行总结与分析，并对后续工作的展望。

## 第2章 小型化车载组合导航系统方案设计

### 2.1 引言

车载组合定位系统是采用车载传感器进行组合定位的实时系统，随着MEMS惯性器件工程化及精度的提升，其小型化、低成本、低功耗抗稳定性好的特点在车辆组合导航系统中得到了广泛的应用<sup>[14]</sup>。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，分析车载定位系统的定位原理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，最后给出车载组合定位系统的总体方案设计。

### 2.2 车载组合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。对于不同的研究对象和任务要求，需要选择不同的坐标系<sup>[24, 25]</sup>。

#### 2.2.1 导航坐标系定义

在陆地车辆组合导航系统中，常见的坐标系有：惯性坐标系、地球坐标系、地理坐标系、机体坐标系、导航坐标系。

##### (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。

##### (2) 地球坐标系(e系)

如图2.1，地球坐标系 $O-X_eY_eZ_e$ 与地球固连，以地球质心为坐标原点， $X_e$ 轴指向格林威治经线， $Y_e$ 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，又称为地固坐标系。地球坐标系非惯性系，但可以很方便的描述地球表面点的位置。

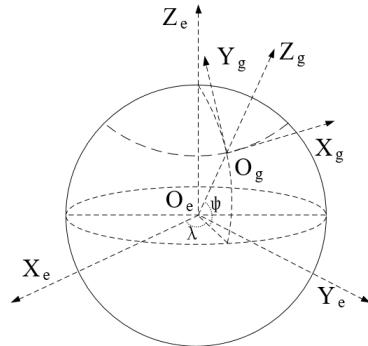


图 2.1 地球坐标系与地理坐标系示意图

### (3) 地理坐标系(g系)

如图2.1所示，地理坐标系 $O-X_gY_gZ_g$ 的原点O取在载体的重心， $X_g$ 轴在当地水平面内的指东， $Y_g$ 轴在当地水平面指北， $Z_g$ 轴则沿当地地垂线指向天空的方向， $O-X_gY_gZ_g$ 三轴构成右手直角坐标系。地理系是随着载体运动的，可以按“东北天”“北西天”或者“北东地”顺序构成，本文中的地理坐标系选择“东北天”坐标系描述。

### (4) 载体坐标系(b系)

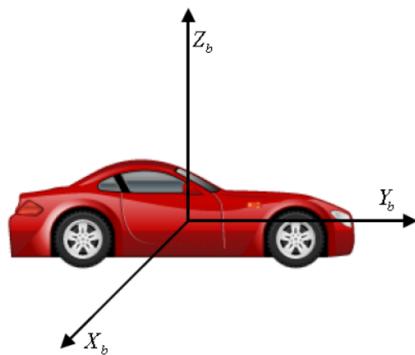


图 2.2 机体坐标系示意图

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,  $X_bY_bZ_b$ 轴构成右手直角坐标系, 载体坐标系相对于地理坐标系的方位称为载体的姿态和航向。

#### (5) 导航坐标系(n系)

导航坐标系是惯性导航系统求解导航参数时所采用的坐标系用 $OX_nY_nZ_n$ 。针对捷联惯导来说, 传感器所采的数据是沿载体坐标系轴向的, 必须将该采集的信息分解到便于描述和求解导航参数的坐标系内, 然后进行导航解算, 这个坐标系即导航坐标系。本文选择的导航坐标系为地理坐标系即东北天坐标系。

当物体在地球上运动时, 物体相对地球的位置是不断改变的, 与此同时, 地球上某点的地理坐标系相对于地球系的角位置也是不同。运载体相对地球运动引起地理坐标系相对地球坐标系的转动。地理坐标系相对惯性坐标系的转动角速度有两部分组成: 一个是地球坐标系相对于惯性坐标系的转动角速度; 另一部分是地理坐标系相对于地球坐标系的转动角速度。两部分具体的计算过程在后续章节详细介绍。确定物体的地理位置, 就是确定地理坐标系相对于地球坐标系的方位关系, 即经度 $\lambda$ 纬度 $L$ 和到地球地心的距离 $R$ ; 而物体的姿态则是确定载体坐标系相对于地理坐标系的方位关系。

### 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。虽然空间中一个向量在不同的坐标系里的坐标是不同的, 但是通过坐标变换, 可以将一个坐标系下的向量坐标转换到另一个坐标系下。这种变换包括平移和旋转, 在惯性导航中坐标系的变换我们更关注坐标之间的角度关系, 即旋转坐标变换, 具体的转换方法见文献[26]。以下介绍两种坐标之间的转换。

#### (1) 地球坐标系与地理坐标系之间的转换

根据图(2.1)可知, 地球坐标系和地理坐标系的原点不重合, 地球系( $X_e, Y_e, Z_e$ )可以通过位置矩阵转换为地理系坐标( $X_g, Y_g, Z_g$ )。设地理系当前位置的纬度为 $L$ 、经度为 $\lambda$ , 则其转动过程可以描述为地球坐标系绕 $Z_e$ 轴转动( $\lambda$ ), 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：

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

$$= \begin{bmatrix} -\sin \lambda & \cos \lambda & 0 \\ -\sin L \cos \lambda & -\sin L \sin \lambda & \cos L \\ \cos L \cos \lambda & \cos L \sin \lambda & \sin L \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_e \\ y_e \\ z_e \end{bmatrix} \quad (2.1)$$

用 $\mathbf{C}_e^n$ 表示变换矩阵有：

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

$\mathbf{C}_e^n$ 为地球坐标系到地理坐标系的变换矩阵； $\mathbf{C}_{ij}$ 为变换矩阵的元素( $i = 1, 2, 3; j = 1, 2, 3$ )。

## (2) 地理坐标系和载体坐标系之间的转换

载体的姿态和航向实际上就是载体坐标系和地理坐标系之间的方位关系。载体的姿态可用如下欧拉角表示：

**俯仰角 ( $\theta$ )**: 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 $\theta$ 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 ( $\gamma$ )**: 载体绕纵轴 $Y_b$ 转动时，载体的横轴与水平面之间会形成一个夹角，该角即为翻滚角，一般用 $\gamma$ 表示，以右端向下为正，翻滚角取值范围为 $[-90^\circ, 90^\circ]$ 。

**航向角 ( $\Psi$ )**: 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 $\Psi$ 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 $[0^\circ, 360^\circ]$ 。

载体坐标系和导航坐标系之间可以绕 $Z - X - Y$ 的顺序转动三次完成转换，载体姿态

矩阵 $\mathbf{C}_b^n$ 实现转换,变换公式如下:

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

第一次转动: 坐标系统Z轴负向转动角 $\Psi$ :

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

第二次转动: 坐标系统X轴负向转动角 $\theta$ :

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

第三次转动: 坐标系统Y轴负向转动角 $\gamma$ :

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

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

定义 $\mathbf{C}_b^n$ 为如下形式:

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

$\mathbf{C}_b^n$ 就是导航系统中通常所称的捷联矩阵，载体的姿态角可以计算如下：

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

对于地面车辆导航系统，式2.9中，俯仰角 $\theta$ 、翻滚角 $\gamma$ 定义在区间 $[-90^\circ, 90^\circ]$ 中，在计算反正弦和反正切函数中没有多值问题；航向角 $\Psi$ 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，其真值表如表所示<sup>[24, 25]</sup>。

表 2.1 航向角 $\Psi$ 的真值表

$\mathbf{T}_{22}$	$\mathbf{T}_{12}$	$\Psi$
$\rightarrow 0$	+	$90^\circ$
$\rightarrow 0$	-	$270^\circ$
+	+	$\Psi_{\pm}$
+	-	$180^\circ + \Psi_{\pm}$
-	+	$\Psi_{\pm} + 180^\circ$
-	-	$\Psi_{\pm} - 180^\circ$

## 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（陀螺仪和加速度计）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，对整个系统的解算精度影响最为突出，具有重要的研究和应用价值。

### 2.3.1 四元数与姿态更新

根据所选的变量参数不同，常用的姿态更新算法有方向余弦法、欧拉角法和四元数法（Quaternions）。这几种姿态解算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姿态角。欧拉角解算简单明了，概念直观，容易理解，但求解过程中需要频繁解算三角函数，运算比较困难，而且当俯仰角接近 $90^\circ$ 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。

方向余弦和欧拉角并没有本质上的区别，因为是用欧拉角表示的方向余弦阵，避免了退化的问题，可以计算全姿态，但是姿态矩阵微分方程包含九个未知量，因此算法设计计算量大，实时性差，不利于工程上的应用。

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 $\mu$ 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。四元数法实质上是旋转矢量法中的单子样算法，对有限旋转引起的补偿程度不够，只适用于低动态运载体的姿态解算，而对于高动态运载体的姿态解算中漂移非常严重，对于低动态的车载组合导航系统来说，四元数方法十分适用。

#### 1、四元数定义

四元数是由四个元构成的数<sup>[31]</sup>：

$$Q(q_0, q_1, q_2, q_3) = q_0 + q_1i + q_2j + q_3k = q_0 + \mathbf{q}_v \quad (2.10)$$

式2.10中， $q_0$ 、 $q_1$ 、 $q_2$ 、 $q_3$ 是实数， $q_0$ 也称为实部， $\mathbf{q}_v = q_1i + q_2j + q_3k$  称为虚部， $i$ 、 $j$ 、 $k$ 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 $i$ 、 $j$ 、 $k$ 之间满足如下乘法运算规则<sup>[13]</sup>：

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

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  $q_v = q_1i + q_2j + q_3k$  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<sup>[24, 39]</sup>：

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

特别地，当  $\|Q\| = 1$  时，即对于单位四元数，有  $q_0 = \cos \frac{\phi}{2}$ ， $q_v = \mu \sin \frac{\phi}{2}$  且  $q_0^2 + q_v^T q_v = 1$ ； $\mu$  为单位长度的三维矢量，即  $\mu^T \mu = 1$ ； $\phi$  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，可以等效成载体系绕某定轴旋转一定角度  $\theta$ ，用向量  $\mu$  表示该定轴，则两坐标之间的位置关系可以用角度  $\theta$  和单位向量  $\mu$  来表示如下图2.3。

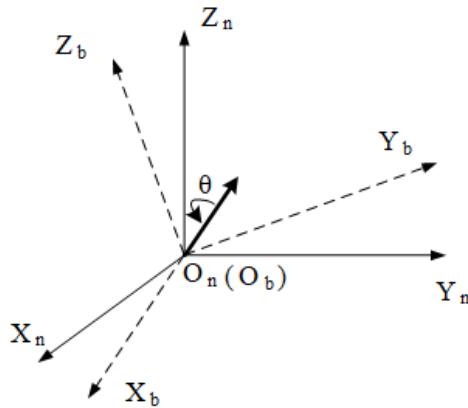


图 2.3 坐标系旋转变化

因此，推导出由四元数表示的载体系至导航系的转换矩阵<sup>[24]</sup>：

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

## 3、姿态更新四元数算法

根据四元数理论，坐标系转换过程可以表示为<sup>[31]</sup>：

$$v^b = Q_b^n \otimes v^n \otimes (Q_b^n)^* \\ = \begin{bmatrix} q_0^2 + q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 & 2(q_1q_2 - q_0q_3) & 2(q_1q_3 + q_0q_2) \\ 0 & 2(q_1q_2 + q_0q_3) & q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 & 2(q_2q_3 - q_0q_1) \\ 0 & 2(q_1q_3 - q_0q_2) & 2(q_2q_3 + q_0q_1) & q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ v_x^n \\ v_y^n \\ v_z^n \end{bmatrix} \quad (2.14)$$

式中， $Q_b^n$ 表示导航系n到载体系b的变换四元数， $(Q_b^n)^*$ 是 $Q_b^n$ 的共轭表示， $v^n$ 和 $v^b$ 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：

$$v^n = \begin{bmatrix} 0 & v_x^n & v_y^n & v_z^n \end{bmatrix}^T \quad (2.15)$$

$$v^b = \begin{bmatrix} 0 & v_x^b & v_y^b & v_z^b \end{bmatrix}^T \quad (2.16)$$

由式(2.3-2.7)方向余弦理论对坐标系的转换可得：

$$v^b = \begin{bmatrix} * & 0 \\ 0 & C_n^b \end{bmatrix} v^n \\ = \begin{bmatrix} * & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\gamma\cos\Psi + \sin\gamma\sin\Psi\sin\theta & -\cos\gamma\cos\Psi + \sin\gamma\sin\Psi\sin\theta & -\sin\gamma\cos\theta \\ 0 & \sin\Psi\cos\theta & \cos\Psi\cos\theta & \sin\theta \\ 0 & \sin\gamma\cos\Psi - \cos\gamma\sin\Psi\sin\theta & -\sin\gamma\cos\Psi - \cos\gamma\sin\Psi\sin\theta & \cos\gamma\cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ v_x^n \\ v_y^n \\ v_z^n \end{bmatrix} \quad (2.17)$$

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：

$$\left\{ \begin{array}{l} \Psi_{\pm} = \arctan\left(\frac{2(q_1q_2 + q_0q_3)}{q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2}\right) \\ \theta_{\pm} = \arcsin(2(q_2q_3 - q_0q_1)) \\ \gamma_{\pm} = \arctan\left(\frac{2(q_1q_3 + q_0q_2)}{q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2}\right) \end{array} \right. \quad (2.18)$$

已知 $Q$ 为导航系至载体系的四元数表达式，对两端求导得四元数的微分方程：

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

由刚体动力学知识可知<sup>[24, 25]</sup>

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

$$\omega_{nb}^n = Q \otimes \omega_{nb}^b \otimes Q^* \quad (2.21)$$

式2.21中 $\omega_{nb}^b$ 是MEMS陀螺测量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得：

$$d\frac{Q}{t} = \frac{1}{2}Q \otimes \omega_{nb}^b \quad (2.22)$$

记

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

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， $\omega_{nb}^b$ 表示如下<sup>[25]</sup>：

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

上式中， $C_n^b$ 是姿态阵， $\omega_{nb}^b$ 不能直接测量获得，MEMS陀螺的输出是载体系相对于惯性系的角速度 $\omega_{ib}^b$ ，其中包含了 $\omega_{ie}^n$ 是地球自转速率， $\omega_{en}^n$ 是位置速率，可以计算得<sup>[28]</sup>：

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

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,  $\omega_{ie}$ 是地球自转角速度。

### 2.3.2 速度更新

本文选择“东-北-天”地理坐标系作为导航坐标系( $n$ 系), 则有惯导比力方程<sup>[45]</sup>:

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

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 $T$ , 在每个更新周期内对角增量和速度增量作 $N$ 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:

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

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 $[t_{m-1}, t_m]$ 内有害加速度引起的速度补偿量,  $\delta V_{sfm}^n$ 是由比力引起的速度补偿量, 则式2.27可以改写成:

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

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

$\delta \theta_m$ 、 $\Delta V_m$ 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 $0.1^\circ$ 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坐标系下的坐标记为 $O_g(\lambda, L, h)$ 。如果 $O_o$ 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， $O_g$ 点的地理坐标表示，记为 $O_g(\lambda, L, h)$ 。

如果 $O_o$ 点对地球坐标系 $Ox_e y_e z_e$ 的速度在 $Ox_o y_o z_o$ 系的投影记为 $v_e^o = [v_{x0} \quad v_{y0} \quad v_{z0}]^T$ 。注意，由于 $O_o X_o$ 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：

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

与捷联惯导姿态和速度更新算法相比，位置更新算法引起的误差一般比较小，采用梯形积分法将上式离散化<sup>[28]</sup>，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、利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<sup>[2, 25]</sup>

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

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 $C_b^n$ 计算获得的俯仰角和横滚角完成姿态初始化<sup>[25]</sup>。

## 2.4 组合定位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，整合两套设备的导航信息可以提高整个系统的定位性能，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<sup>[2]</sup>。

### (1)GNSS/SINS松组合

松组合是采用滤波计算的较为基础的组合方式，从GNSS接收机和惯导系统各自输出的速度、位置之差作为系统量测，通过组合滤波器对惯导系统的速度、位置误差和姿态误差进行估计，然后作为反馈信息完成对MEMS惯导传感器的校正，从而实现对SINS系统的累积误差的消除，提高组合系统的导航精度。

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

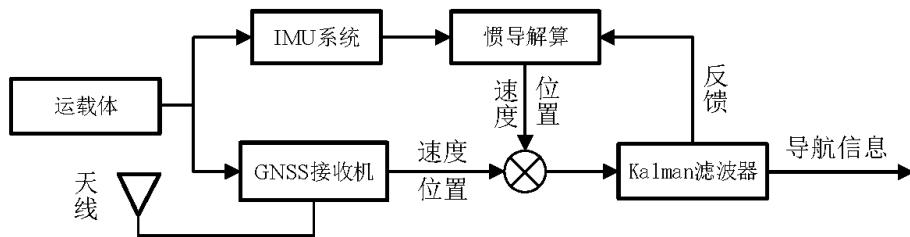


图 2.4 松组合示意图

### (2)GNSS/SINS紧组合

紧组合是在松组合得基础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，用GNSS给出的星历数据和SINS给出的位置和速度计算出相应于SINS位置的伪距和伪距率，并将其与GPS 测量的伪距和伪距率相比较作为量测值，通过Kalman 滤波器估计SINS 和GPS 的误差量，然后对两个系统进行校正，由于GPS 的测距容易建模，因而可以把它扩充为状态，通过滤波器加以估计，然后对GPS收机进行校正。GNSS/MEMS惯导紧组合系统也逐渐成为欧美发达国家陆地车辆导航辅助的主要装备。

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，相比松组合具有更高的定位精度及输出稳定性，抗干扰能力强等特点，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。

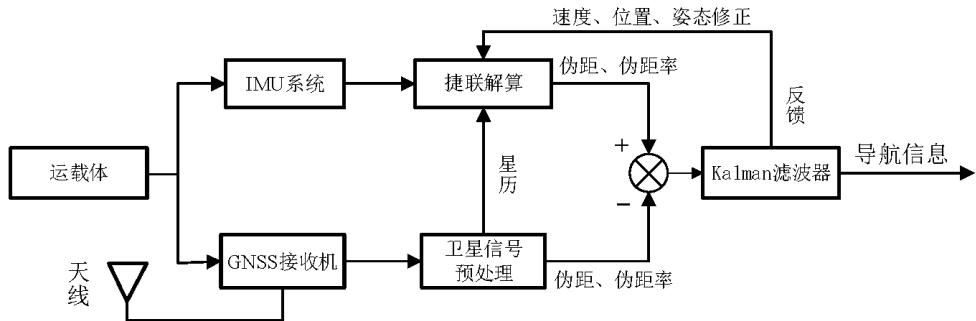


图 2.5 紧组合示意图

#### 2.4.2 MEMS惯性传感器的误差模型

MEMS惯性传感器的输出信号中误差主要由确定性误差和随机性误差组成。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。确定性误差包括零偏、刻度因子误差、传感器三个轴之间的非正交性以及刻度因子的非线性误差。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、白噪声、零偏重复性、加速度计速度随机游走、角度随机游走等，随机性误差比较复杂，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对随机误差进行建模。

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<sup>[37]</sup>，本课题采用此方法对MEMS惯导的随机误差进行分析。

Allan方差作为陀螺随机误差一种时域分析技术，是公认的IEEE标准规范<sup>[42]</sup>。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<sup>[43]</sup>

如图，数轴上有N个连续的采样点，每个采样点的间隔都是 $\Delta t$ ，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<sup>[52]</sup>:

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

式中符号 $\langle \rangle$ 代表无穷时间内的平均值, 在实际中, 对于有限 $N$ 个MEMS惯导数据, 时间长度为 $\tau$ 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):

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

其中,  $S_\Omega(f)$ 是 $\Omega(T)$ 的随机功率谱密度。由于陀螺数据的Allan方差与功率谱密度之间存在定量关系, 利用此关系, 将陀螺输出数据在样本长度上进行计算, 可以得到陀螺数据中的各种噪声特性。同时, 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。Allan方差分析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。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<sup>[52]</sup>的双对数曲线图。不同噪声出现在不同的 $\tau$ 区域上。

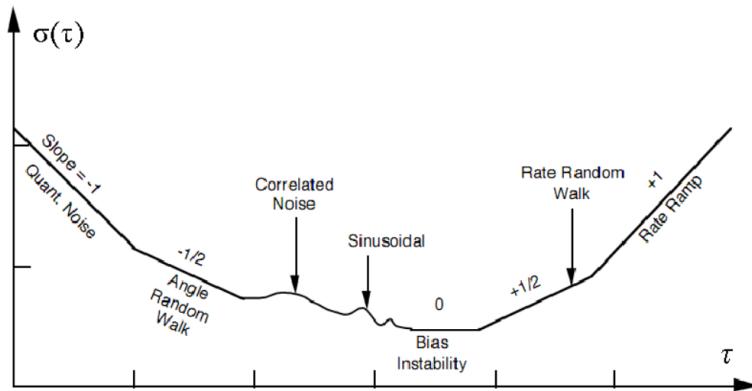


图 2.6 Allan 方差分析曲线图

各误差项在Allan标准差双对数曲线上对应的斜率和 $\tau$ 值如表2.2所示<sup>[52]</sup>。

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 $\tau$ 处的 $\sigma(\tau)$ 值, 便可以分离出相应的随机噪声系数<sup>[43]</sup>。

表 2.2 Allan方差

随机噪声项	Allan方差	斜率	$\tau$ 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	$\sqrt{2}$

## 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，在matlab上计算数据的Allan方差并绘制对数图，实验数据的Allan方差分析结果如图所示；

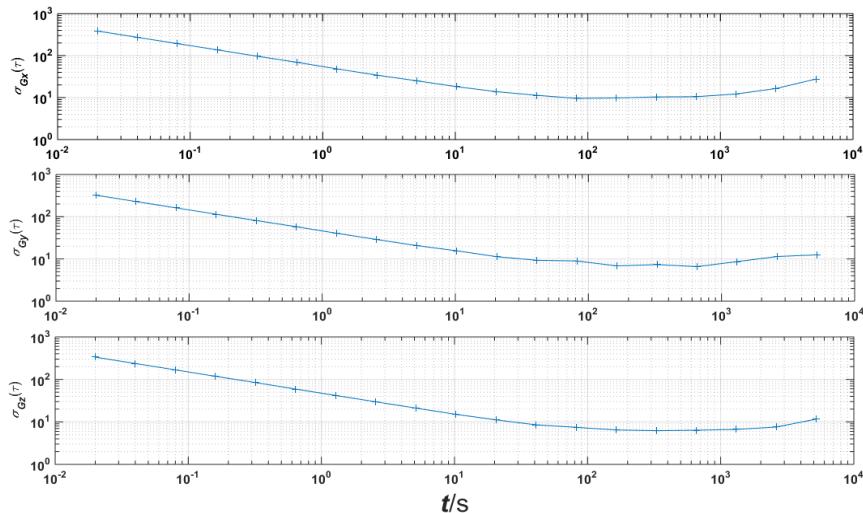


图 2.7 MEMS陀螺Allan方差双对数曲线图

根据上述结果可以得到MEMS惯导的随机误差参数，如表所示，

### 2.4.3 车载组合定位系统总体方案

车载组合定位系统是一个复杂的系统，包括传感器的数据采集与处理，实时数据解算和融合，上位机导航信息显示等。本课题根据本章前几节的导航解算理论知识，根据

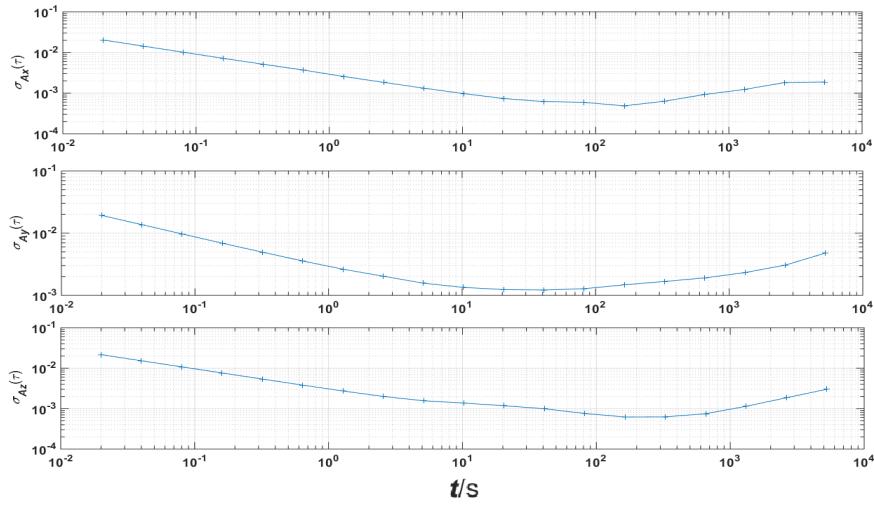


图 2.8 MEMS加速度计Allan方差双对数曲线图

实际工作环境完成芯片选型与硬件设计，并编写导航软件实现导航定位功能，最终可以成功地为地面车辆提供姿态位置和速度信息，完成了一款自动驾驶辅助系统的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，GNSS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，低成本导航系统硬件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，通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。

根据上述系统总体方案的介绍，GNSS/INS组合导航系统中，不仅要完成导航信息解算等软件问题、首先要完成硬件平台的开发。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

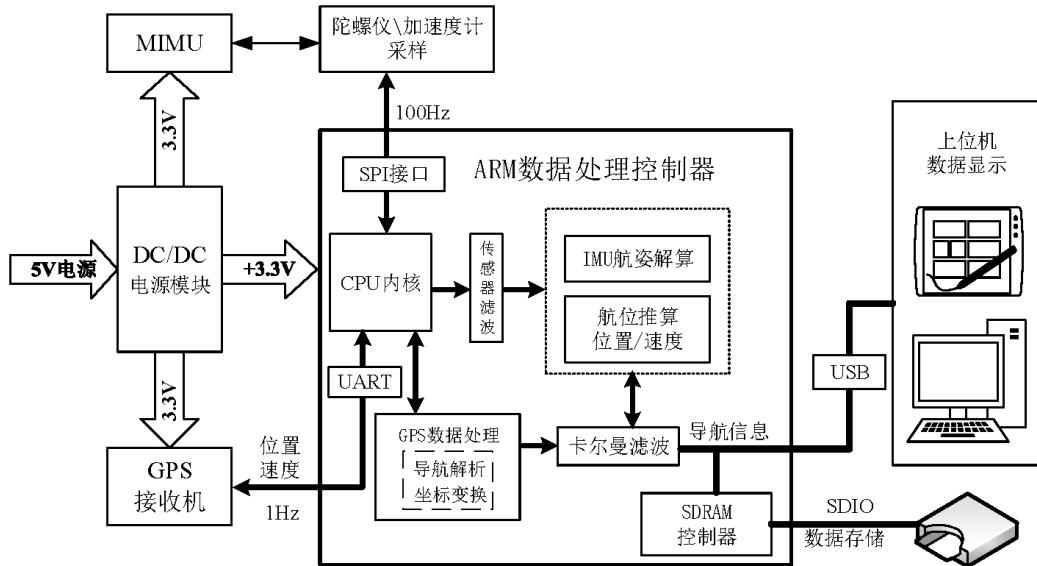


图 2.9 系统总体方案图

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，然后依据电气连接规则绘制电路原理图和PCB图并加工制作电路板，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，要实现导航定位的功能还需要软件系统的支持。根据系统总体设计思想，软件设计分为相关芯片驱动部分、惯导数据解算、以及组合滤波误差处理几部分。具体过程为：首先对ARM硬件系统进行初始化，定时器、串口、SPI接口等外设初始化，然后通过定时器对IMU 和GNSS数据进行采集，对惯导数据进行导航解算，解算结果与GPS观测量通过卡尔曼滤波得到最优的导航信息，软件的设计将在本文第四章进行介绍。

## 3、导航数据输出显示

一个完整的系统设计最终需要一个人机交互的功能，导航解算后的数据要给用户显示出来，最终的设计将导航结果通过串口连接至电脑端，并能实时监测物体的运行状态和轨迹，同时显示当前搜索到的卫星，并将导航数据保存下来以便调试使用。

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

本章主要介绍了捷联惯导的基本原理，推导了MEMS惯导的位置、姿态、速度更新算法，以及MEMS惯导的误差模型，给出了航位推算的方法，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，提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 小型化车载组合导航系统硬件设计

### 3.1 引言

根据前一章系统总体方案的设计，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：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，硬件测试等。本文是利用已具备科研条件，在实验室的研究基础上，提出自己的解决方案：设计一个低成本、精度可接受的MEMS SINS/GNSS组合的小型化导航系统。整个硬件设计过程需考虑设计成本、硬件尺寸、产品功耗、抗干扰性能和产品实用性等问题。设计流程如下图3.1所示：

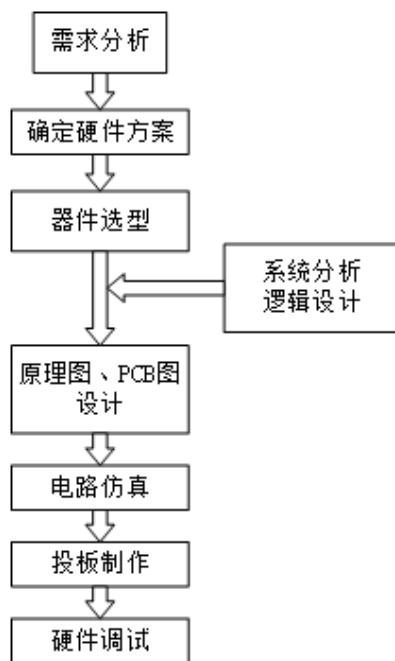


图 3.1 硬件设计流程图

硬件电路的设计是在Altium Designer 10上进行设计的。这是一款由Altium公司开发的基于Windows环境下的电路板设计软件，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首选工具，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 主要器件选型

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，最终可以应用在地面车辆上，并具备良好的稳定性和抗干扰能力。所以，在设计时不仅需要对其进行规划分析，还要根据工作环境和运行条件进行芯片的选型。以下介绍几个主要器件的选型。

### 3.2.1 核心处理器ARM芯片



图 3.2 主控制器芯片

在设计导航设备时，需要考虑CPU的处理能力、存储容量及速度、IO端口的分配、接口要求、电平要求等等，同时也要满足组合导航系统的精度要求和实时性，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，外形如图3.2所示，该芯片的特点如下：

(1)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。

(2)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，满足本设计程序和数据的处理和存储要求。

(3)在实现高性能和低功耗方面更灵活。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coreMark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。

(4)功能强大、价格低廉，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；
- 多达17个定时器：16位和32位定时器，最高频率168MHz

### 3.2.2 MEMS器件

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 $950\mu A$ ，且外形尺寸仅为 $2.5mm \times 3.0 \times 0.83mm$ ，实物图如3.3所示。

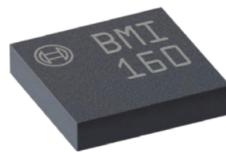


图 3.3 MEMS惯性芯片

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： $500\mu A$ ，陀螺仪待机电流： $5\mu A$ ；加速度计工作电流： $500\mu A$ ，省电模式电流： $20\mu A @ 50Hz$ 。

(5)自带1024字节FIFO，有助于降低系统功耗。

惯性器件能通过信号调节功能优化动态性能，且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性能指标图

指标	陀螺	加速度计
量程	$\pm 125^{\circ}/s$	$\pm 2g$
零偏	$\pm 3^{\circ}/s$	$\pm 70mg$
分辨率	16bit	16bit
带宽	$25 \sim 3200Hz$	$12.5 \sim 1600Hz$
刻度系数	$262.4LSB/\text{ }^{\circ}/s$	$16384LSB/g$

### 3.2.3 卫星接收模块



图 3.4 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 $16 \times 12.2 \times 2.4mm$ ,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3.4所示：

NEO-M8N拥有22个跟踪通道，66个捕获通道，热启动下捕获卫星信号的速度不足一秒，模块速度极快，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。NEO-M8N的性能指标如表3.2所示：

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°

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。

### 3.2.4 电源管理模块

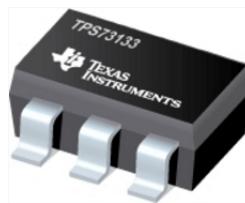


图 3.5 电源芯片

电源是一个系统中及其重要的一部分，电源的设计直接影响到系统能否正常工作。根据设计要求，模块通过USB供电或者引出电源管脚外部5V供电，为了使整个系统稳定的工作，选择稳压芯片输出稳定的电压。系统中需要的电压有5V 和3.3V。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，还加入使用500mA的保险丝作为过流保护。本系统的输入输出压降较小、功率要求低，设计时选择德州仪器的线性电源芯片TPS73133如图3.5所示，该芯片是具有反向电流保护的超低功耗电压稳压器件。为了增加安全性，还具有热关断、电流限制和反向电流保护功能，还可以通过拉低使能(EN)引脚将稳压器置于关断模式，这个模式的关断电流低至150nA（典型值）。

### 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：

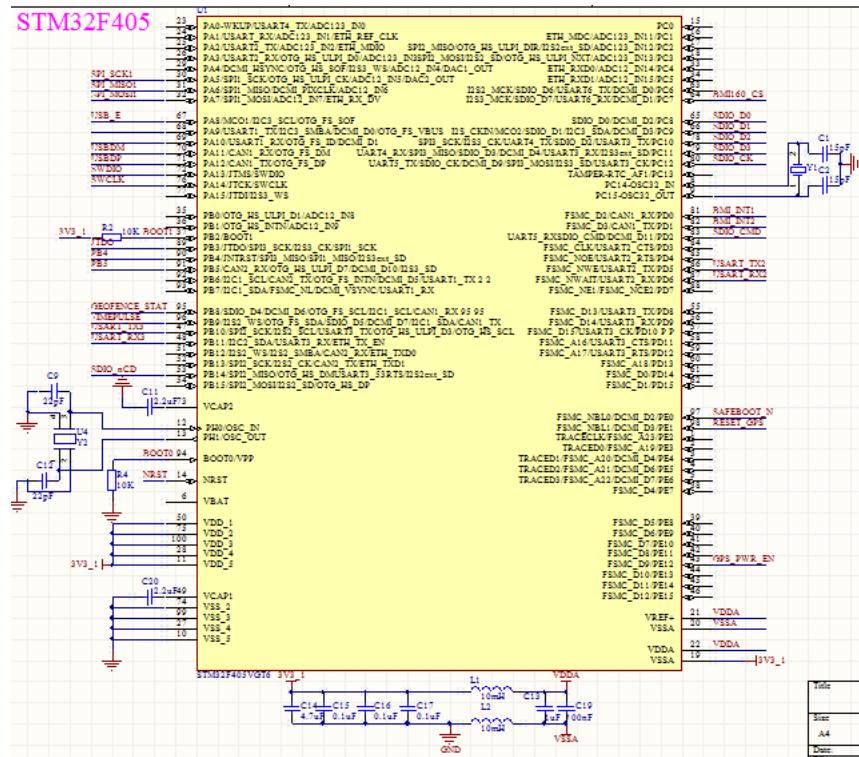


图 3.6 ARM最小系统原理图

系统采用STM32F405RGT6处理器作为控制器，其中包括晶振时钟电路、复位电路、boot启动模式设置接口等，从图中还可以看出，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。

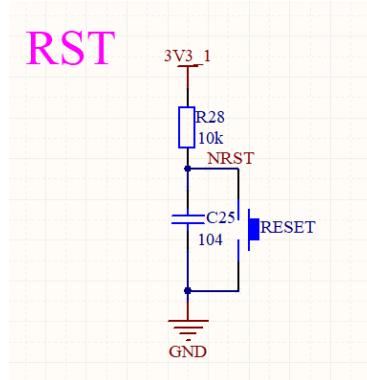


图 3.7 复位电路

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，因此要选择输出电压稳定性高、纹波噪声小的稳压芯片，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。电源电路如图如图3.8所示：

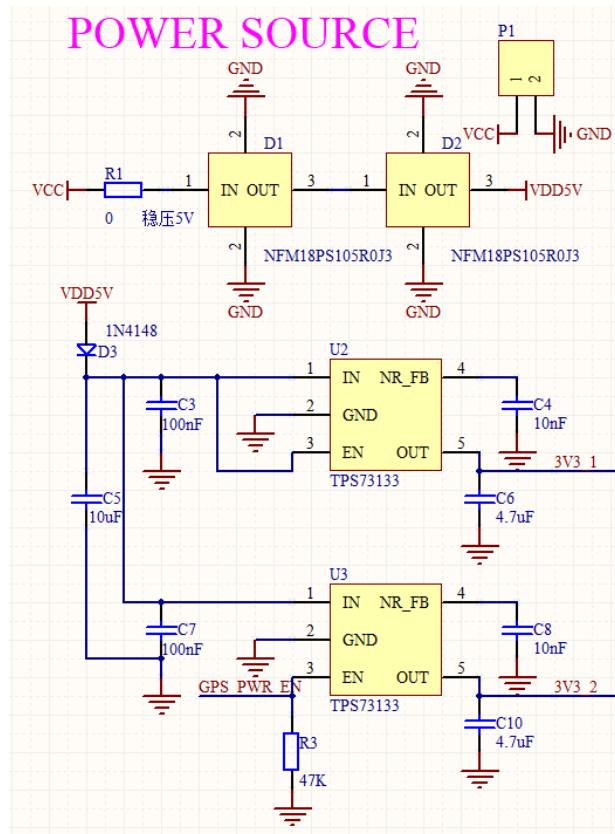


图 3.8 电源管理设计

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。

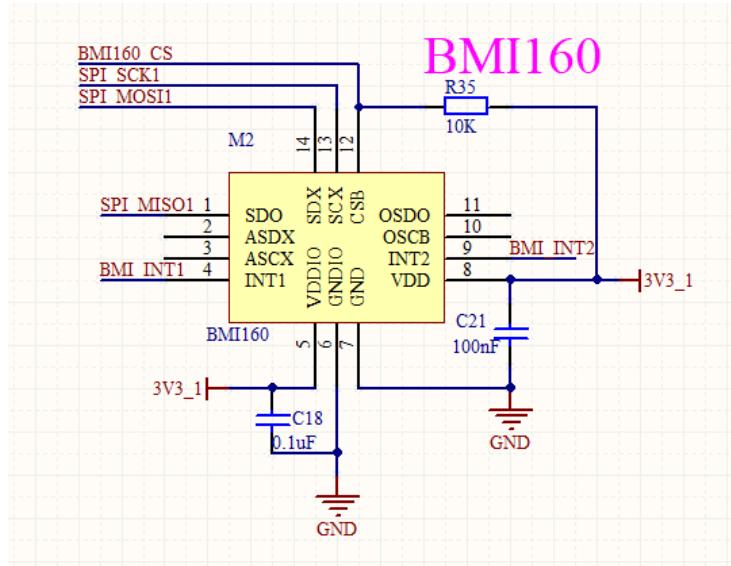


图 3.9 BMI160硬件电路设计

BMI160作为从设备，与主设备进行通讯采用SPI接口，SPI采用全双工模式，这样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，如图如图3.10所示。

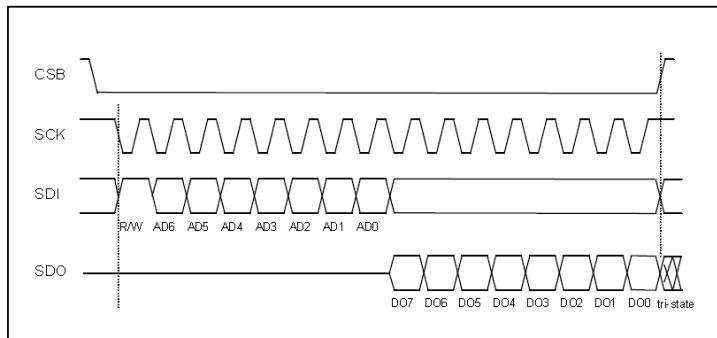


图 3.10 SPI数据采集模式

用户通过查阅芯片手册，找到相应寄存器地址，从而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，乘以相应的刻度即可得到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

SD卡主要完成导航运行过程中数据的实时保存，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：

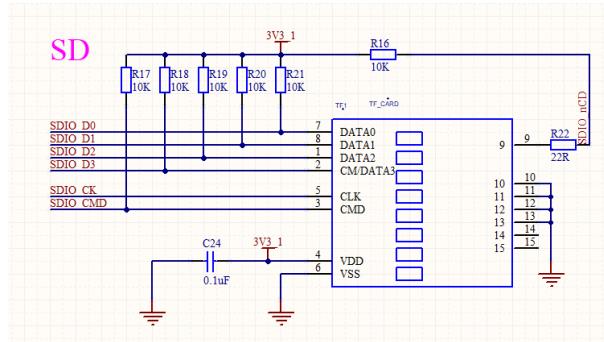


图 3.11 SD卡硬件电路设计

在设计卫星接受模块电路时，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，连线引脚图如图3.11所示

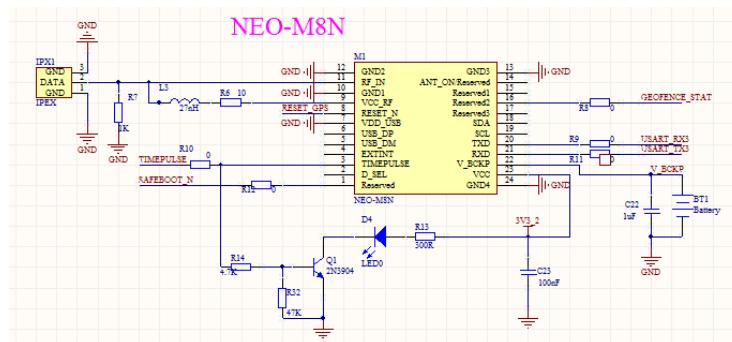


图 3.12 NEO-M8N 电路图

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，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

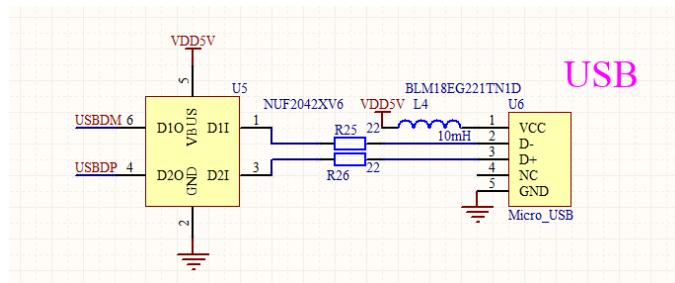


图 3.13 USB 电路图

利用ST提供的USB OTG库，设计USB的驱动程序，成功配置USB后，连接USB线电

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板设计

使用Altium Designer完成原理图设计后，还要绘制PCB图来制作印刷电路板，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。在设计电路板时，主要遵循了以下几个规则：

#### (1) 器件布局

在设计中，元器件布局上承原理图设计，下接PCB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，合理的布局特别是晶振、系统接口、电阻电容等关键器件的是整个电路信号完整性的关键，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，关键信号线最短。使用同一电源的器件尽可能的放在一块，便于电源管理。

#### (2) 布线

布线是在布局完成后将是系统硬件设计中一个关键环节，本设计中布线遵循了环路最小原则，即信号线与其回路构成的环面积要尽可能小，环面积越小，对外的辐射越少，接收外界的干扰也越小；信号线之间会因较长的平行布线引起相互干扰，主要是由于平

行线间的分布电容和分布电感的作用，扩大线间距、尽可能少走平行线，不走环行线以此来克服串扰。增加线宽度，重要信号间，平行地线的方法隔离。

### (3) 接地

接地技术的目的是最小化接地阻抗，以减少从电路返回到电源之间的接地回路的电势。去耦电容放置在距离IC供电线和接地层之间尽可能近的地方。

显然，由于电路板面积，总体安装位置等的限制，按上述原则设计会受到一定的限制。因此，在设计时，需要对布局和布线分别考虑，达到最佳的状态。设计完成的PCB板3D模型和实物如图(3.16、3.17)：

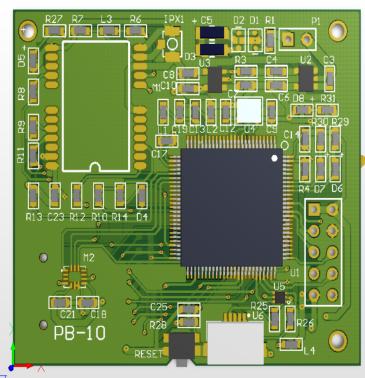


图 3.16 PCB3D模型



图 3.17 组合系统实物图

电路板设计加工完成后，首先进行硬件电路测试，调试没有问题后才可以进行系统软件测试。将主芯片通过JLINK调试器连接到电脑，使用JTAG调试代理软件，就可以检测到板上的芯片如图3.18，说明硬件设计正常。编写一段测试程序，验证各模块正常工

```
J-Link Commander
SEGGER J-Link Commander V4.58a ('?' for help)
Compiled Dec 5 2012 18:38:27
DLL version V4.58a, compiled Dec 5 2012 18:38:08
Firmware: J-Link ARM V8 compiled Nov 28 2014 13:44:46
Hardware: V8.00
S/N: 20090626
Feature(s): RDI, FlashDL, FlashBP, JFlash, GDBFULL
VTarget = 3.313V
Info: TotalIRLen = ?, IRPrint = 0x..00000000000000000000000000000000
Info: TotalIRLen = ?, IRPrint = 0x..00000000000000000000000000000000
No devices found on JTAG chain. Trying to find device on SWD.
Info: Found SWD-DP with ID 0x2BA01477
Info: TPIU fitted.
Info: ETM fitted.
Info: PPUnit: 6 code (BP) slots and 2 literal slots
Info: Found Cortex-M4 r0p1, Little endian.
Cortex-M4 identified.
JTAG speed: 100 KHz
```

图 3.18 电脑识别ARM芯片

作，至此，硬件设计完成。检查是否可以长时间稳定工作。电子电路经静态和动态调试正常之后，便可对课题要求的技术指标进行测量，测试并记录数据，确定电路技术指标符合设计要求。

本课题针对系统板设计了屏蔽外壳，一方面可以保护屏蔽罩内的元器件，另一方面作用是屏蔽电磁干扰（EMI）。屏蔽就是对两个空间区域之间进行金属的隔离，以控制产品外电场、磁场和电磁波对设备的感应和辐射。本设计在AutoCAD 软件上根据物体实际尺寸绘制了屏蔽罩三维模型如图3.19，其中外壳使用的材料是洋白铜（GPS屏蔽罩一般都用洋白铜，在众多材料中洋白铜的屏蔽效果十分出色，是一种容易上锡的金属屏蔽材料，且在焊接、散热方面表现比较好）。

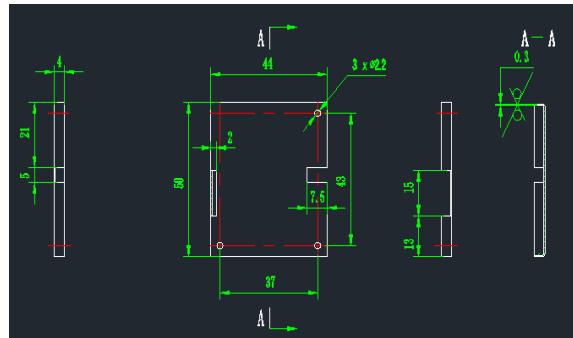


图 3.19 屏蔽罩设计



图 3.20 屏蔽罩外壳

### 3.4 本章小结

本章主要说明了组合导航系统的硬件实现情况，首先根据总体方案设计的技术要求，对各芯片模块功能和原理进行说明并完成选型，主要采用意法半导体公司的STM32系列ARM微控制器作为主控制器，设计相应芯片的硬件接口及通信方式，最后给出系统原理图和PCB 图的设计，设计出完整的系统硬件平台，为后续软件算法设计提供物理基础。

## 第4章 小型化车载组合导航系统算法软件设计

### 4.1 引言

组合导航技术的发展，一方面得益于电子硅工艺技术的提高，另一方面现代控制理论，特别是最优估计理论的数据处理方法也为组合导航系统提供了有力的理论基础<sup>[19]</sup>。在上一章完成硬件平台的设计的基础上，本章讲述MEMS惯导和GPS传感器组合系统的软件工程实现，主要从嵌入式软件，卡尔曼滤波算法，上位机显示等方面进行说明。

### 4.2 组合系统模型的设计

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MEMS惯导和GNSS接收机保持独立工作，选则导航误差作为系统状态量<sup>[28]</sup><sup>[1]</sup>，以位置、速度信息作为外部观测量，通过卡尔曼滤波对数据进行融合并将得到的误差量反馈给MEMS惯导进行修正求出导航最优解，给出低成本IMU/GNSS组合导航系统滤波组合算法，该算法具有实现简单，可靠性较高，计算量低等优点。

#### 4.2.1 离散化卡尔曼滤波设计

卡尔曼滤波器是组合导航系统中最常用的一种数据融合算法。它是在上世纪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<sup>[19]</sup>：

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

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,  $\Gamma_{k-1}$ 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, 对系统的模型要求十分严格, 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<sup>[19]</sup>:

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

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

$Q_k$ 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;  $\delta_{kj}$ 为Kronecker- $\delta$ 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, 系统的过程噪声理论也不会受到初始状态的影响。

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<sup>[19]</sup>:

离散系统 $k-1$ 时刻至 $k$ 时刻的状态一部预测:

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

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。

#### 4.2.2 系统误差方程

本设计中组合系统以15维导航误差作为系统的待估计状态，误差包括三维姿态、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：

$$X = [\varphi_e \ \varphi_n \ \varphi_b \ \delta V_e \ \delta V_n \ \delta V_u \ \delta L \ \delta \lambda \ \delta h \ \varepsilon_x \ \varepsilon_y \ \varepsilon_z \ \nabla_x \ \nabla_y \ \nabla_z]^T \quad (4.9)$$

其中：

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

$[\delta V_e \ \delta V_n \ \delta V_u]^T$ 为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；

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

$[\nabla_x \ \nabla_y \ \nabla_z]^T$ 为沿载体坐标系 $x$ 、 $y$ 、 $z$ 轴上的加速度计零偏，模型建立为一阶高斯马尔可夫；

在误差建模时，不仅要考虑陀螺和加速度计的零偏，还应考虑刻度系数误差和安装误差，但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 $\varepsilon = [\varepsilon_x \ \varepsilon_y \ \varepsilon_z]^T$ ， $\nabla = [\nabla_x \ \nabla_y \ \nabla_z]^T$ 分别为陀螺和加速度计零偏，而 $\varepsilon, \nabla$

可写成以下形式一阶高斯马尔可夫模型:

$$\begin{cases} \dot{\varepsilon} = -\alpha\varepsilon + \eta_a \\ \dot{\nabla} = -\beta\nabla + \eta_b \end{cases} \quad (4.10)$$

其中,  $\alpha, \beta$ 是马尔可夫过程的相关时间,  $\eta_a, \eta_b$ 分别是陀螺和加速度计白噪声。

### (1)姿态误差方程

由于姿态四元数满足式(2.19), 参考式(2.25)可将姿态速率 $\omega_{in}^b$ 视为零标量四元数。

根据文献[25, 35]推导, 可以得到MEMS惯导姿态误差方程矢量形式:

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

其中 $\varphi$ 为姿态误差角矢量,  $\varepsilon$ 为陀螺仪角速度随机误差,  $\omega_{in}^n$ 由式(2.25)确定, 则该矢量方程的矩阵形式为:

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

展开后得:

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

式4.13中有：

$$\begin{cases} \boldsymbol{\varepsilon}_e = T_{11}\boldsymbol{\varepsilon}_x + T_{12}\boldsymbol{\varepsilon}_y + T_{13}\boldsymbol{\varepsilon}_z \\ \boldsymbol{\varepsilon}_n = T_{21}\boldsymbol{\varepsilon}_x + T_{22}\boldsymbol{\varepsilon}_y + T_{23}\boldsymbol{\varepsilon}_z \\ \boldsymbol{\varepsilon}_u = T_{31}\boldsymbol{\varepsilon}_x + T_{32}\boldsymbol{\varepsilon}_y + T_{33}\boldsymbol{\varepsilon}_z \end{cases} \quad (4.14)$$

式4.14中， $T_{11}$ 等参数时MEMS惯导姿态矩阵 $C_n^b$ 的系数<sup>[35]</sup>。

### (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：

$$\dot{V}^n = C_b^n f^b - (2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) \times V^n + g^n \quad (4.15)$$

若考虑系统中存在的各种扰动误差，则实际的速度计算应该表示为<sup>[34]</sup>：

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

式中：

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

其中， $\varphi$ 为姿态误差角， $\nabla$ 为加速度计随机误差，用式?减去?，忽略 $\delta g$ 的影响，并略去二阶小量，得速度误差方程：

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

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

这样东北天各向速度误差可表示为<sup>[34]</sup>:

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

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

$$\begin{aligned}
 \delta\dot{V}_u &= \varphi_e f_e - \varphi_e f_n + 2\delta V_e (\omega_{ie} \cos L + \frac{V_e}{R_N + h}) + \delta V_n \frac{2V_n}{R_M + h} - 2V_e \delta L \omega_{ie} \sin L \\
 &\quad - \delta h [\frac{V_e^2}{(R_N + h)^2} + \frac{V_n^2}{(R_M + h)^2}] + \nabla_u \tag{4.22}
 \end{aligned}$$

$$\left\{
 \begin{array}{l}
 \nabla_e = T_{11} \nabla_x + T_{12} \nabla_y + T_{13} \nabla_z \\
 \nabla_n = T_{21} \nabla_x + T_{22} \nabla_y + T_{23} \nabla_z \\
 \nabla_u = T_{31} \nabla_x + T_{32} \nabla_y + T_{33} \nabla_z
 \end{array}
 \right. \tag{4.23}$$

式4.23中,  $T_{11}$ 等参数是MEMS惯导姿态矩阵 $C_n^b$ 的系数。

(3)MEMS惯导位置误差方程可由式2.35推导得到<sup>[34]</sup>：

$$\begin{cases} \delta\dot{L} = \frac{\delta V_n}{R_M + h} - \delta h \frac{V_n}{(R_M + h)^2} \\ \delta\dot{\lambda} = \frac{\delta V_e}{R_N + h} \sec L + \delta L \frac{V_e}{R_N + h} \tan L \sec L - \delta h \frac{V_e \sec L}{(R_N + h)^2} \\ \delta\dot{h} = \delta V_u \end{cases} \quad (4.24)$$

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。

#### 4.2.3 系统状态方程

综合MEMS惯导的误差方程，可以得到GNSS/MEMS惯导组合系统的状态方程表达式<sup>[20, 49]</sup>：

$$\dot{X}(t) = F(t)X(t) + G(t)W(t) \quad (4.25)$$

$W(t)$ 是系统噪声：

$$W(t) = [\omega_{gx} \ \omega_{gy} \ \omega_{gz} \ \omega_{ax} \ \omega_{ay} \ \omega_{az}]^T \quad (4.26)$$

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 $15 \times 15$ 维组合系统状态转移矩阵和 $15 \times 6$ 维的噪声输入矩阵：

$$F(t) = \begin{bmatrix} F_N & F_s \\ 0_{6 \times 9} & F_\tau \end{bmatrix}_{15 \times 15}, G = \begin{bmatrix} C_b^n & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & C_b^n \\ 0_{9 \times 3} & 0_{9 \times 3} \end{bmatrix}_{15 \times 6} \quad (4.27)$$

其中各式子矩阵表达式如下<sup>[25, 34]</sup>：

$$\begin{aligned}
F_N(1,2) &= \omega \sin L + \frac{V_e}{R_N+h} \tan L, & F_N(1,3) &= -(\omega \cos L + \frac{V_e}{R_N+h}) \\
F_N(1,5) &= -\frac{1}{R_M+h}, & F_N(1,9) &= \frac{V_n}{(R_M+h)^2} \\
F_N(2,1) &= -(\omega_{ie} \sin L + \frac{V_e}{R_N+h} \tan L), & F_N(2,3) &= -\frac{V_n}{R_M+h} \\
F_N(2,4) &= \frac{1}{R_N+h}, & F_N(2,7) &= -\omega_{ie} \sin L \\
F_N(2,9) &= -\frac{V_e}{(R_N+h)^2}, & F_N(3,1) &= \omega \cos L + \frac{V_e}{R_N+h} \\
F_N(3,2) &= \frac{V_n}{R_M+h}, & F_N(3,4) &= \frac{\tan L}{R_N+h} \\
F_N(3,7) &= \omega_{ie} \cos L + \frac{V_e}{R_N+h} \sec^2 L, & F_N(3,9) &= -\frac{V_e}{(R_N+h)^2} \tan L \\
F_N(4,2) &= -f_u, & F_N(4,3) &= f_n \\
F_N(4,4) &= \frac{V_n \tan L - V_u}{R_N+h}, & F_N(4,5) &= 2\omega_{ie} \sin L + \frac{V_e}{R_N+h} \tan L \\
F_N(4,6) &= -(2\omega \cos L + \frac{V_e}{R_N+h}), & F_N(4,7) &= 2\omega_{ie} (V_u \sin L + V_n \cos L) + \frac{V_e V_n}{R_N+h} \sec^2 L \\
F_N(4,9) &= \frac{V_e V_u - V_e V_u \tan L}{(R_N+h)^2}, & F_N(5,1) &= f_u \\
F_N(5,3) &= -f_e, & F_N(5,4) &= -2(\omega_{ie} \sin L + \frac{V_e}{R_N+h} \tan L) \\
F_N(5,5) &= -\frac{V_u}{R_M+h}, & F_N(5,7) &= -(2V_e \omega_{ie} \cos L + \frac{V_e^2}{R_N+h} \sec^2 L) \\
F_N(5,6) &= -\frac{V_n}{R_M+h}, & F_N(5,9) &= \frac{V_u V_n}{(R_M+h)^2} + \frac{V_e^2 \tan L}{(R_N+h)^2} \\
F_N(6,1) &= -f_n, & F_N(6,2) &= f_e \\
F_N(6,4) &= 2(\omega_{ie} \cos L + \frac{V_e}{R_N+h}), & F_N(6,5) &= \frac{2V_n}{R_M+h} \\
F_N(6,7) &= -2V_e \omega_{ie} \sin L, & F_N(6,9) &= -[\frac{V_e^2}{(R_N+h)^2} + \frac{V_n^2}{(R_M+h)^2}] \\
F_N(7,5) &= \frac{1}{R_M+h}, & F_N(7,9) &= -\frac{V_n}{(R_M+h)^2} \\
F_N(8,4) &= \frac{\sec L}{R_N+h}, & F_N(8,7) &= \frac{V_e}{R_N+h} \tan L \sec L \\
F_N(8,9) &= -\frac{V_e \sec L}{(R_N+h)^2}, & F_N(9,6) &= 1
\end{aligned} \tag{4.28}$$

$F_s(t)$ 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:

$$F_s = \begin{bmatrix} C_b^n & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & C_b^n \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \end{bmatrix}_{9 \times 6} \quad F_\tau = \begin{bmatrix} -\alpha \cdot I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & -\beta \cdot I_{3 \times 3} \end{bmatrix}_{6 \times 6} \tag{4.29}$$

#### 4.2.4 系统量测方程

GNSS/MEMS惯导松组合模型的观测方程我们采用速度和位置的方式，即选择GNSS信号得到的速度和位置与惯性解算得到的速度与位置之差作为观测量<sup>[56]</sup>。

位置观测向量 $Z_p$ 为：

$$Z_p(t) = \begin{bmatrix} L_I - L_G \\ \lambda_I - \lambda_G \\ h_I - h_G \end{bmatrix} = H_p X(t) + V_p(t) \quad (4.30)$$

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

$$Z_v(t) = \begin{bmatrix} v_{IE} - v_{GE} \\ v_{IN} - v_{GN} \\ v_{IU} - v_{GU} \end{bmatrix} = H_v X(t) + V_v(t) \quad (4.31)$$

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<sup>[34]</sup>，

$$Z(t) = \begin{bmatrix} Z_v(t) \\ Z_p(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} H_v \\ H_p \end{bmatrix} X(t) + \begin{bmatrix} V_v(t) \\ V_p(t) \end{bmatrix} = H(t) X(t) + V(t) \quad (4.32)$$

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。

### 4.3 嵌入式软件设计

#### 4.3.1 系统程序设计方案

根据前面章节系统总体设计和卡尔曼滤波算法的分析，车载组合导航软件设计主要有：硬件驱动的设计、外设传感器软件配置、数据的处理和导航算法移植等。软件设计时采用C语言编程来实现，方便程序代码的裁剪和移植。

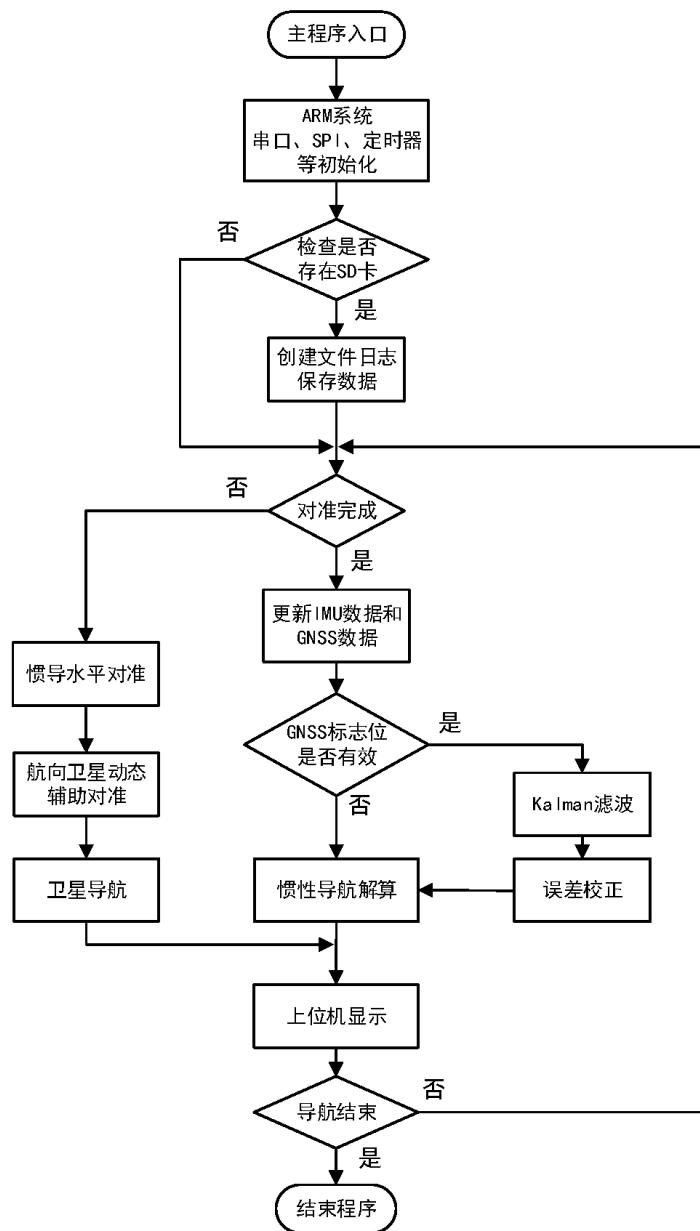


图 4.1 组合系统流程图

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，数据导入卡尔曼滤波器中进行解算，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。

#### 4.3.2 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，首先要考虑其测量范围，根据在载体实际所处的环境设置相应的测量范围：±2g，±4g，±8g，±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±2g测量范围，陀螺仪量程选择±125°/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临界跳变，在软件中做相应逻辑分析，剔除无效数据，由于常值漂移，还要设置BMI160的偏移寄存器，补偿常值漂移。

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，然后在定时器中断函数中的

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;
```

#### 4.3.3 GNSS模块配置

NEOM8N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。在开启GPS模块前，首先要使能给该模块单独供电的稳压芯片，然后对模块以及串口进行初始化。

(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。

#### 4.3.4 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代码中执行更新中断服务程序，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

<i># remainSend # length data[ ] CRC_check</i>
--

### 4.3.5 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就是在操作系统内核运行之前运行的一段程序，通过这段程序，我们可以初始化硬件设备、建立内存空间的映射图，从而将系统的软硬件环境分配处在一个合适的状态。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，用户程序在运行过程中对User Flash的部分区域重新烧写即可更新设备的软件代码，这样后期可以通过预留通信接口对产品进行更新升级。

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

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)容量有1M字节，起始于0X08000000,该部分用来存放代码和数据常数，设备flash上刷写了两部分程序，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。此外STM32是基于Cortex-M4内核的微控制器，其内部通过一张“中断向量表”来响应中断，程序启动后，将首先从“中断向量表”取出复位中断向量执行复位中断程序完成启动，而这张“中断向量表”的起始地址是0x08000004，当中断来临，STM32F4的内部硬件机制亦会自动将PC指针定位到“中断向量表”处，并根据中断源取出对应的中断向量执行中断服务程序。bootloader更新程序要满足以下要求：

- (1)新程序必须在bootloader程序之后的某个偏移量为X的地址开始。

(2)必须将新程序的中断向量表相应的移动X个偏移量。

#### 4.3.6 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。FAT文件系统是一个免费开源的FAT文件系统模块，专门为小型的嵌入式系统而设计。他完全用标准C语言编写，具有良好的硬件平台独立性。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) 使用FAT32文件系统管理SD卡，完成数据文件的读写。

### 4.4 系统上位机软件设计

本论文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，上位机软件界面如图4.5。与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。定位信息处理包括以下方面：

- (1) 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；

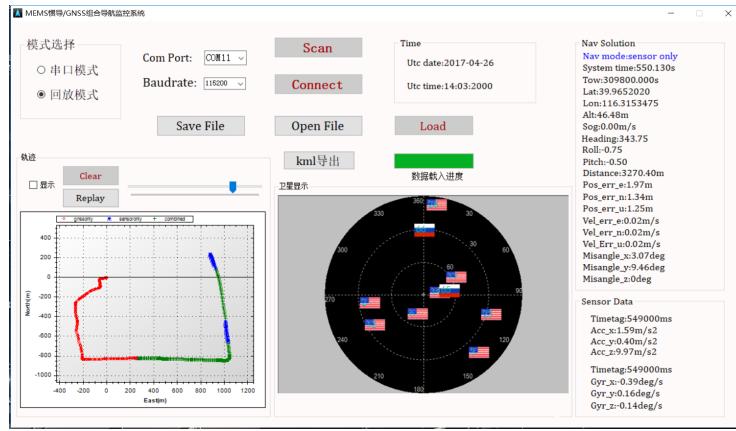


图 4.4 MEMS惯导/GNSS组合导航系统监控界面

(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。

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。另一方面，设备也可以响应PC命令，开启定位功能。

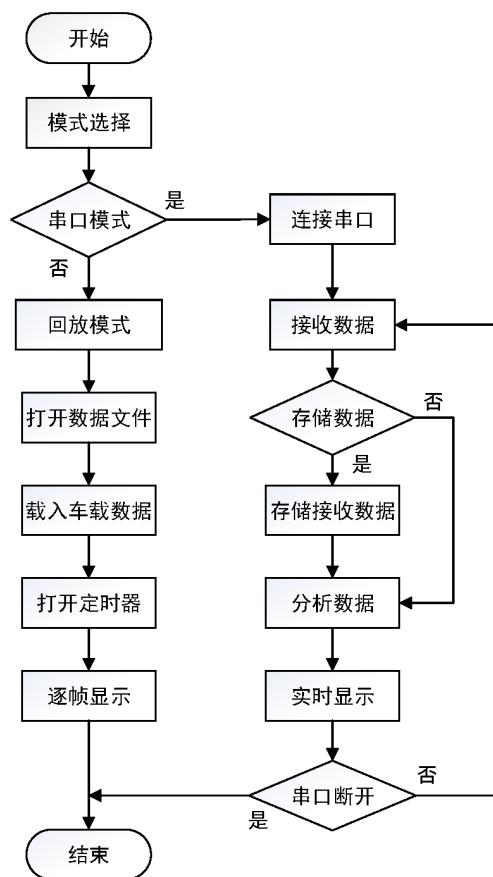


图 4.5 上位机软件流程图

## 第5章 小型化车载组合导航系统测试与分析

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 5.1 UGV实验平台



图 5.2 实验装置

### 5.1 跑车试验

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5.1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开发的高精度GNSS/SINS组合系统（位置 $1\sigma$  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。

跑车实验，将本课题设计的导航设备与作为基准的高精度组合系统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5.2所示。

跑车实验轨迹如图5.3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1和路段2人为中断GNSS信号的时长分别约为20s和180s。图5.4和图5.5是设计的导航上位机所得的轨迹图和实时卫星显示结果，蓝色部分为卫星信号失锁时的路线。



图 5.3 车载实验轨迹图

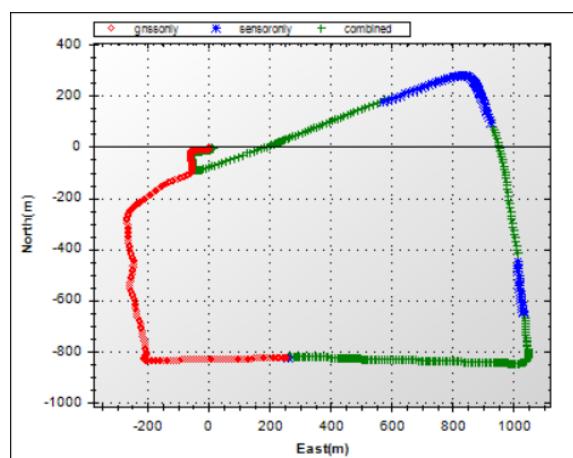


图 5.4 PCB3D 模型

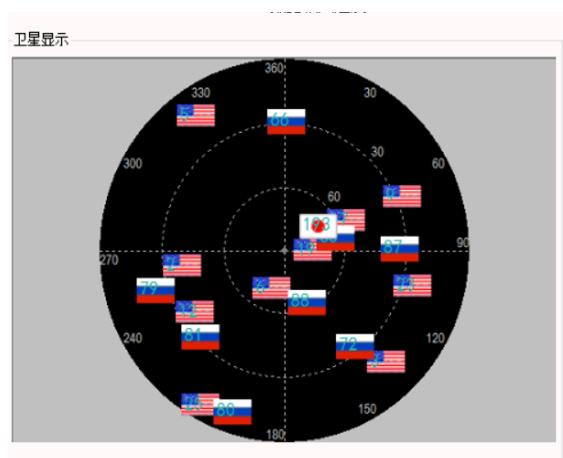


图 5.5 组合系统实物图

## 5.2 数据分析与结果

### 5.2.1 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：

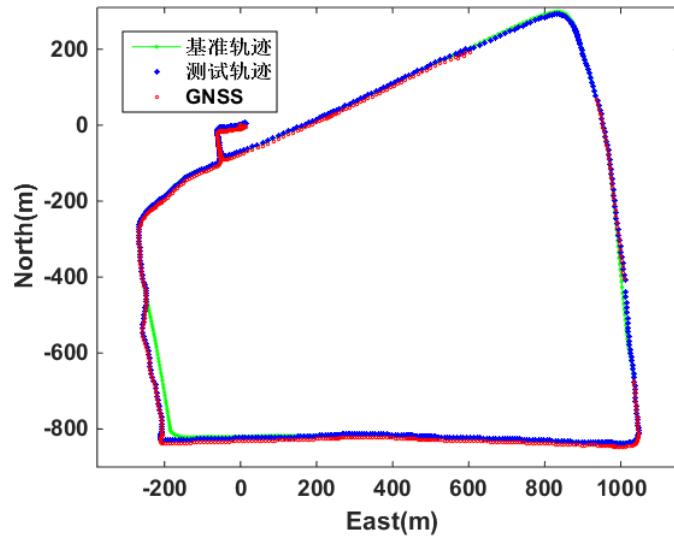


图 5.6 车载实验轨迹图

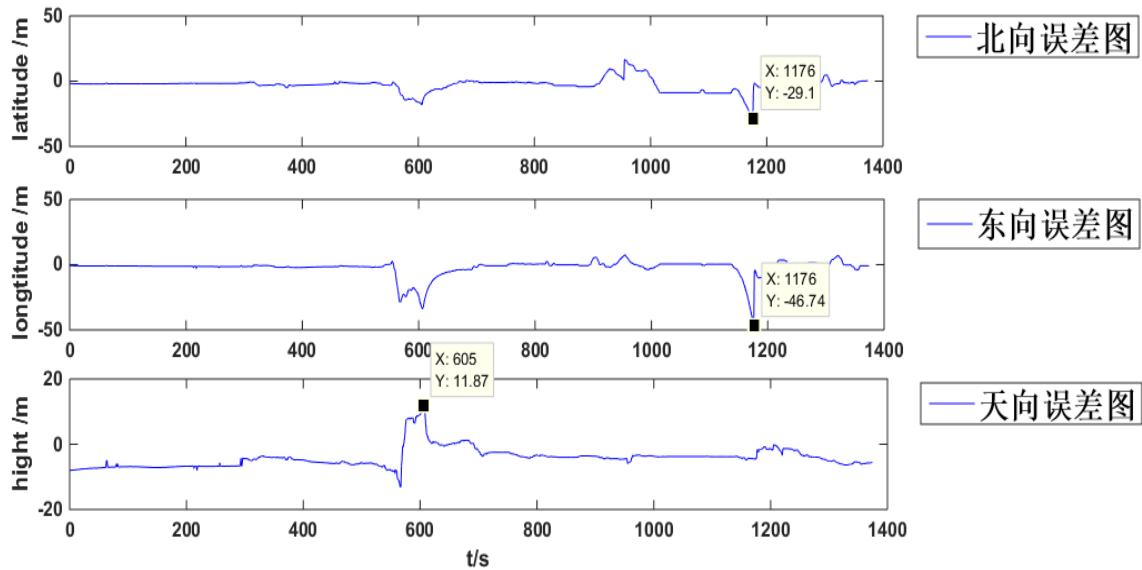


图 5.7 GNSS/MEMS惯导组合结果位置误差图

如图5.7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有，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使组合后的数据误差有所增加。

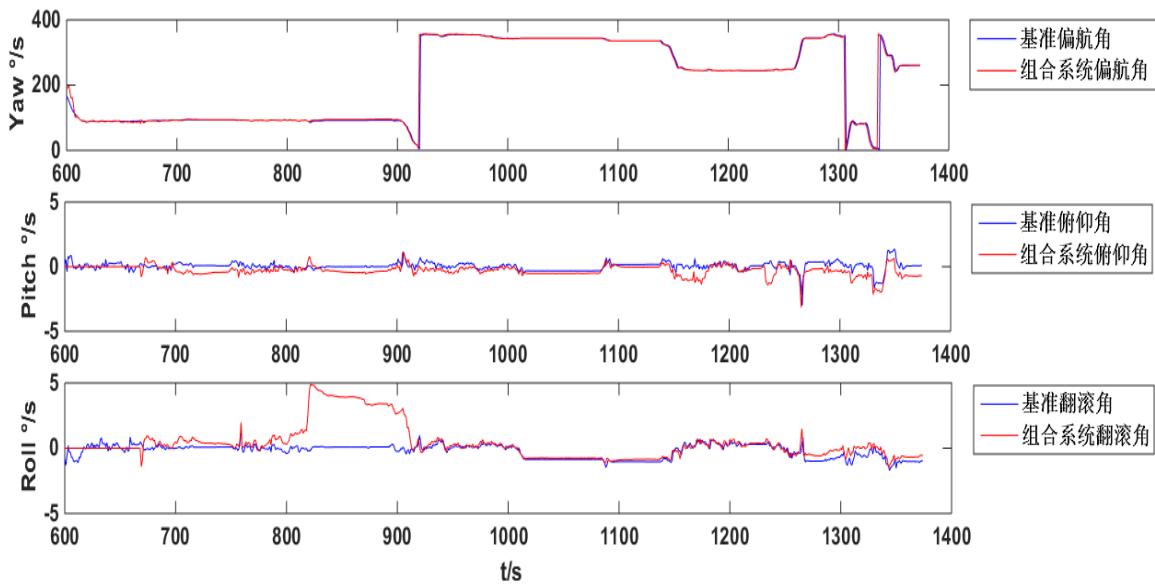


图 5.8 GNSS/MEMS 惯导组合结果姿态对比图

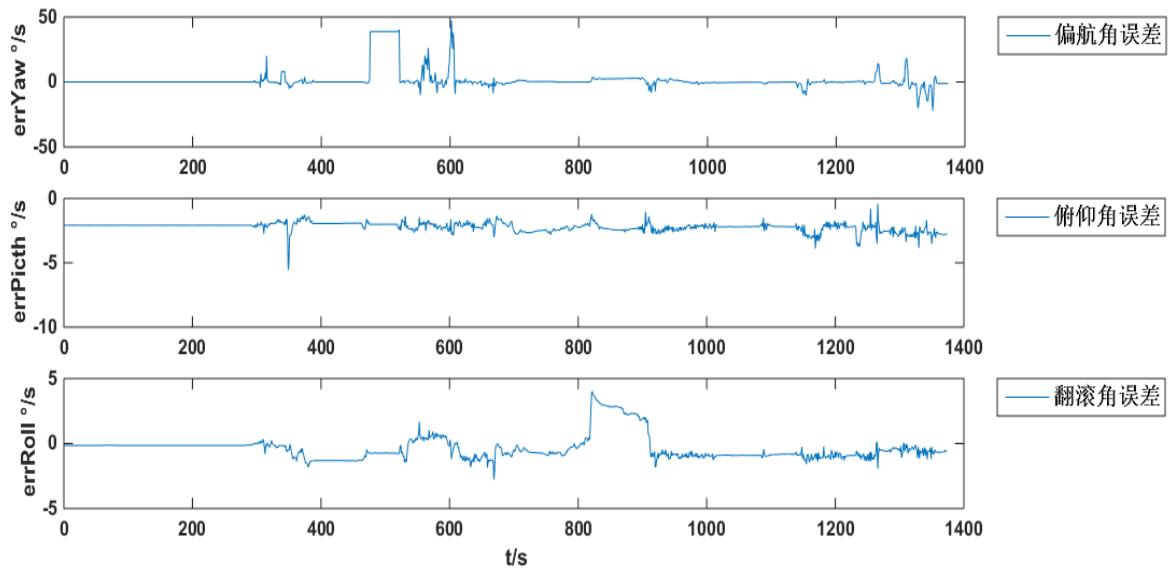


图 5.9 GNSS/MEMS 惯导组合结果姿态误差图

如图5.8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。

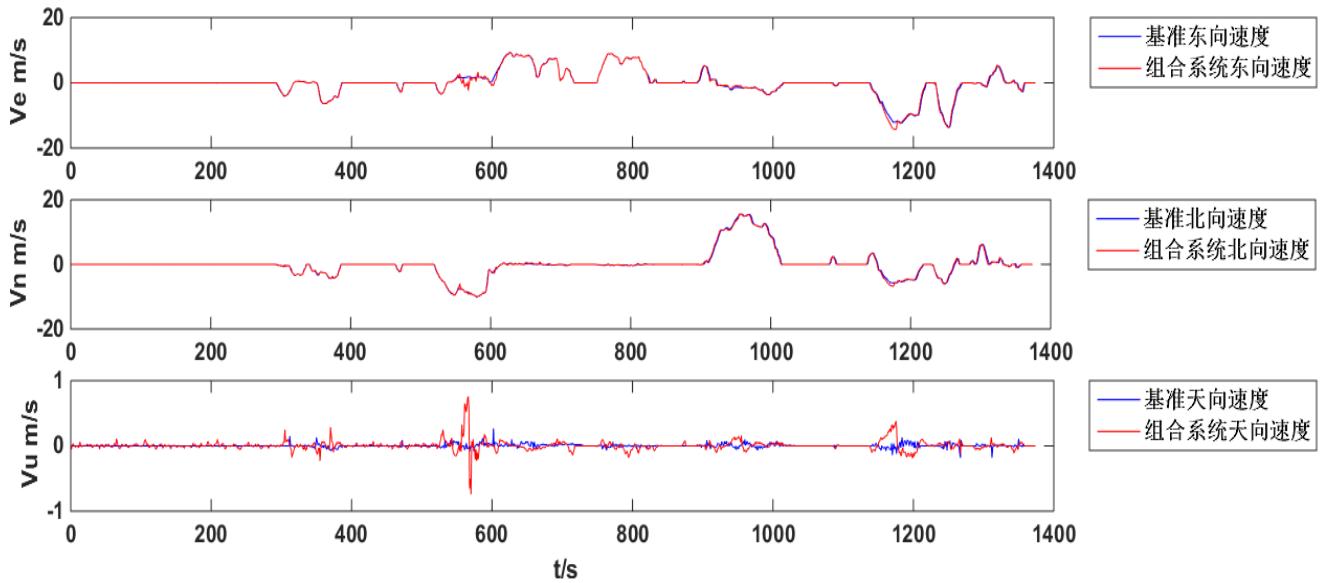


图 5.10 GNSS/MEMS 惯导组合结果速度对比图

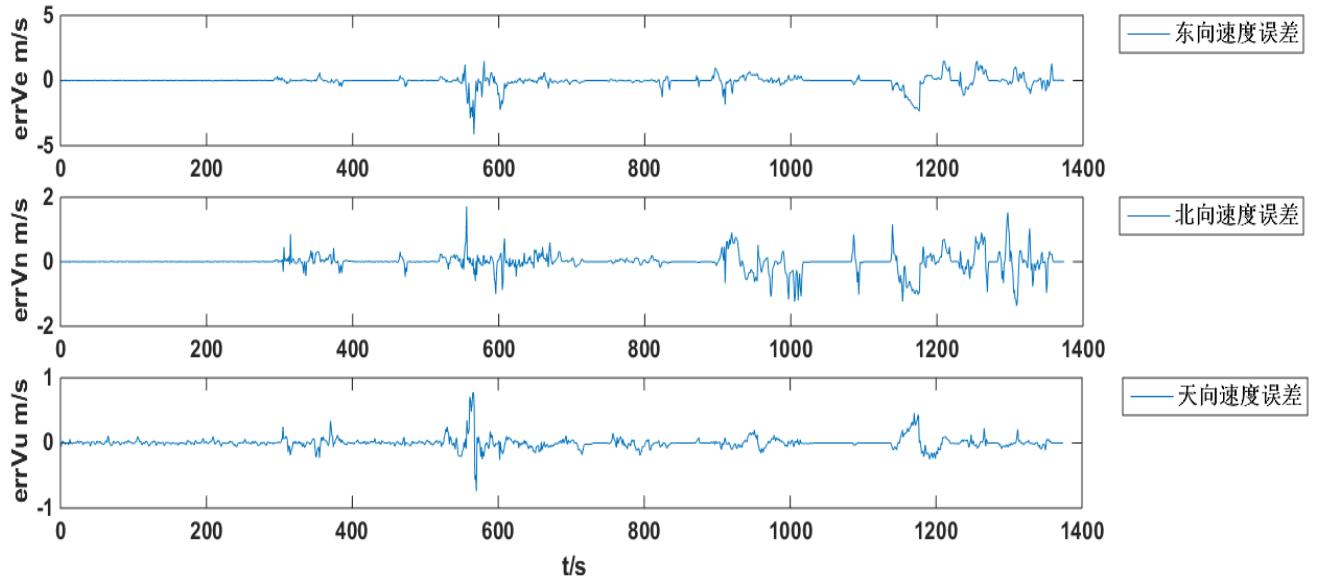


图 5.11 GNSS/MEMS 惯导组合结果速度误差图

经统计得出组合系统速度误差曲线图，从图5.10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	8.06	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

### 5.2.2 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GPS天线使GNSS卫星信号失效三分钟，失效时车辆处于红绿灯路口处，图5.12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 5.12 GNSS失锁情况下定位效果

### 5.3 本章小结

本章详细说明了组合导航系统的工程实现情况，对设计的组合系统进行了动态试验，整个实验结果表明本设计的组合导航系统虽然具有一定的误差，但仍然具有一定的工程意义，为导航组合系统提供了一套简单有效的低成本导航方法。

## 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STM32为核心处理器的小型化MEMS惯导/GNSS组合导航系统，完成了相应的卡尔曼滤波器的设计和算法实现。

- (1) 在导航解算方面，从理论上详细讨论捷联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，给出了小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，硬件平台主要采用意法半导体公司的STM32系列ARM微控制器作为主控单元，设计相关硬件接口及通信方式；微惯性测量单元采用Bosch公司的六轴惯性传感器芯片BMI160，具有抗干扰能力强、可靠性高、体积小、成本低等优点；卫星接收机选用该接受机能接受北斗、GPS、GLONASS等多模卫星信号，实现精确地三维定位，精确授时，具有定位精度高、体积小、功耗低成本低等特点，参考各芯片的数据手册，给出了系统原理图和PCB图的设计，制作出完整的系统硬件平台，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，对系统进行反馈校正，提高导航系统的精度。给出了软件设计流程图，并编写软件底层驱动程序和导航应用程序，在ARM中实现组合导航程序，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5~7m，速度误差约0.2~0.5m/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

本文主要开展了MEMS惯导/GNSS组合系统的设计研究，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) 采用多种组合方式对定位信息融合。由于本文只采用了GNSS和MEMS惯导的组合定位，由于MEMS惯导精度有限无法完成初始化对准，如果增加其他传感器如磁力计，气压计等，则可以提高系统定位精度。

## 参考文献

- [1] 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.
- [2] 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.
- [3] 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
- [4] 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.
- [5] 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.
- [6] 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.
- [7] 刘危. 基于MEMS的低成本MIMU的应用研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2004.
- [8] 毛奔. 微惯性系统及应用[M]. 哈尔滨工程大学出版社, 2013.
- [9] 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.
- [10] 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.
- [11] 孙立宁, 周兆英, 龚振邦. MEMS国内外发展状况及我国MEMS发展战略的思考[J]. 机器人技术与应用, 2002(2).
- [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] 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[J]. 中国惯性学报, 2004, 12(6): 88-94.
- [15] 江山. 最后一颗GPS-2F导航卫星发射[J]. 太空探索, 2016(3): 17-17.
- [16] 赵爽. 美国GPS系统发展现状[J]. 国际太空, 2013(4): 39-45.
- [17] 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.
- [18] 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.
- [19] 秦永元, 张洪钺, 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.
- [20] 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.
- [21] 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.
- [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] Welch G, Bishop G. An Introduction to the Kalman Filter[J]. University of North Carolina at Chapel Hill, 1995(7): 127-132.
- [28] 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.
- [29] 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.
- [30] 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.
- [31] J. B. Kuipers. Quaternions and Rotation Sequences: A Primer with Applications to Orbits, Aerospace and Virtual Reality[M]. Princeton University Press, 1999: 103-105.
- [32] 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.
- [33] 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.
- [34] 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.
- [35] 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.
- [36] Itzik K, Sagi F, Tomer T. Pseudo-Measurements as Aiding to INS during GPS Outages[J]. Navigation, 2010, 57(1):25-34.

- [37] 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.
- [38] 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.
- [39] 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
- [40] 张石. ARM嵌入式系统教程[M]. 北京: 机械工业出版社, 2008: 90-98
- [41] Savage P G. Strapdown inertial navigation integration algorithm design. I: Attitude algorithms.[J]. Journal of Guidance Control Dynamics, 2012, 21(1):19-28.
- [42] 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.
- [43] Hou H, EI-Sheimy N. Inertial sensor error modeling using allan variance.Proceedings of ION GPS/GNSS 2003[C]. Portland: ION, 2003, 2860-2867.
- [44] 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.
- [45] 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.
- [46] 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.
- [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] 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.
- [49] Shin E H. Accuracy Improvement of Low Cost INS/GPS for Land Applications[J]. Sheimy, 2001.
- [50] Godha S, Cannon M E. GPS/MEMS INS integrated system for navigation in urban areas[J]. GPS Solutions, 2007, 11(3): 193-203.
- [51] 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.
- [52] Zhao, Yueming. GPS/IMU Integrated System for Land Vehicle Navigation based on MEMS[J]. 2011.
- [53] 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.
- [54] 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.
- [55] 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.
- [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.
- [57] Yong Yang. Tightly Coupled MEMS INS/GPS Integration with INS Aided Receiver Tracking Loops[D]. CALGARY: University of Calagray, Canada, 2007.