

分类号 .....

密级 .....

U D C .....

编号 10486

武汉大学

硕士学位论文

基于 MEMS IMU 的车载组合导航  
技术研究

研究生姓名：徐正鹏

学号：2014206180020

指导教师姓名、职称：牛小骥 教授

专业名称：大地测量与测量工程

研究方向：GNSS/INS 组合导航算法

二〇一七年五月

# **Research on Vehicle Integrated Navigation Technology based on MEMS IMU**

**By**

**Zhengpeng Xu**

**Supervised by Prof. Xiaoji Niu**



**Wuhan University**

**Wuhan, 430079, P. R. China**

**May, 2017**

## 论文原创性声明

本人郑重声明：所提交的学位论文，是本人在导师指导下，独立进行研究工作所取得的研究成果。除文中已经标明引用的内容外，本论文不包含任何其他个人或集体已经发表或撰写过的研究成果。对本文的研究做出贡献的个人和集体，均已在文中以明确方式标明。本声明的法律结果由本人承担。

学位论文作者（签名）：

年 月 日

## 摘要

车载导航定位系统 (Vehicle Navigation System, VNS) 伴随着汽车产业的发展而产生, 如今已被广泛运用于无人驾驶, 精准农业以及车载导航仪; 随着移动互联网技术和物联网技术的发展, 车载组合导航要求满足全天候全路况条件下车道级导航定位需求。早期车载导航定位系统基于车辆航位推算, 使用车轮编码器、陀螺仪等传感器信息, 进行车辆导航; 随后, 全球卫星导航系统 (Global Navigation Satellite System, GNSS) 的建立以及民用化, 其与多传感器的融合提高了车载导航系统精度。如今, 组合式车载导航定位系统得到了深入的研究, GNSS/INS 组合导航技术已经相对成熟, 新一轮研究的主要目标是在降低车载导航定位系统成本的同时提高导航精度。

本文主要将基于 MEMS IMU 的 GNSS/INS 组合导航技术, 同时结合车辆运动约束信息和传感器 (里程计或车辆传感器) 信息辅助, 对低成本高精度车载组合导航系统及其关键技术展开研究, 探索基于 MEMS IMU 的低成本车载组合导航系统的性能与导航精度的潜力, 解决 GNSS 信号覆盖不足场景下全天候、全路况的低成本、高可靠、车道级的民用车辆导航定位问题, 满足目前导航定位要求。

本文通过在广州市开阔郊区和复杂城区环境下的大量车载测试, 分析车载导航系统容错机制的性能; 通过武汉市开阔地区大量车载测试, 分析基于不同等级 MEMS IMU 的导航系统在不同辅助情况下 (非完整性约束以及里程计辅助) 能够达到的导航精度; 通过武汉市城区路段常规场景和典型场景评估多源车载组合导航系统性能。测试结果表明:

1) 非完整性约束辅助有助于提高车载导航系统定位精度, 对基于不同等级的 MEMS IMU 组合导航系统均能提升其航向精度。

2) 里程计辅助对 GNSS 中断时车载导航系统精度有很大的提高。本文中, 基于高精度 MEMS IMU 的车载导航系统, 在 120s GNSS 中断时水平位置误差小于 2m, 航向误差小于  $0.2^{\circ}$ 。

3) 基于新息滤波的车载组合导航系统, 在选择合理的归一化新息阈值条件下, 能够有效提高其在城市环境下的导航精度。

**关键词:** 车载组合导航; MEMS IMU; 非完整性约束; 里程计; 车辆传感器。

## ABSTRACT

With the development of automobile industry, the vehicle navigation system (VNS) was widely used in unmanned driving, precision agriculture and car navigation. With the development of mobile Internet technology and Internet of things technology, vehicle integrated navigation needs to meet the requirements of lane level navigation and position in all weather and all road conditions. Early vehicle navigation system which is based on dead reckoning uses sensors, such as wheel encoders and gyroscopes, to navigate the vehicle; Then, the establishment and civilian use of the global navigation satellite system (GPS) as well as its Multi-sensor fusion has greatly improved the accuracy of the vehicle navigation system. Nowadays, the vehicle integrated navigation has been intensively studied; At present the GNSS/INS integrated navigation technology is relatively mature, the main goal of the new round of research is to improve the navigation accuracy under the premise of reducing the cost.

In this paper, the GNSS/INS integrated navigation technology with the use of MEMS IMU, vehicle motion constraint information and sensor (Odometer or vehicle sensors) have been used to study the low cost and high precision vehicle navigation system and its key technology, the performance and navigation accuracy of the low cost and high precision vehicle navigation system based on MEMS IMU is explored to meet the requirements of the lane level civilian navigation and position under all-weather and all conditions even if the lack of GNSS coverage.

In this paper, through a large number of on-board tests in the open suburbs and complex urban conditions of Guangzhou, the performance of fault tolerant mechanism in vehicle navigation system is analyzed; through a large number of on-board tests in the open suburbs of Wuhan, the navigation of different levels of MEMS IMU navigation system under different auxiliary conditions (nonholonomic constrains and odometer assistance) is analyzed; through a large number of on-board tests in the conventional and typical scenes of Wuhan urban areas, the performance of Multi-source vehicle integrated navigation system is evaluated. Experimental results show:

1) Nonholonomic constraints is helpful to improve the navigation precision of the integrated system, especially the heading accuracy of different level of MEMS IMU.

2) The vehicle navigation system accuracy when the GNSS is interrupted can be greatly improved with the use of odometer. In this paper, the vehicle navigation system based on high precision MEMS IMU, when the GNSS is interrupted 120 seconds, the horizontal position error is less than 2 meters, and the heading error is less than 0.2

degrees.

3) The vehicle integrated navigation system based on the measurement innovation can effectively improve the navigation accuracy in the urban environment under the condition of choosing the reasonable threshold of normalized innovation.

**Key words:** vehicle integrated navigation; MEMS IMU; nonholonomic constraints; odometer; vehicle sensor.

# 目录

<b>摘要</b> .....	<b>IV</b>
<b>第 1 章 绪论</b> .....	<b>1</b>
1.1 论文选题的目的和意义.....	1
1.2 车载导航定位系统发展及国内外研究现状.....	2
1.3 相关技术研究现状.....	3
1.4 论文研究目标.....	5
1.5 论文研究内容和结构安排.....	5
<b>第 2 章 GNSS/INS 组合导航技术</b> .....	<b>7</b>
2.1 引言.....	7
2.2 惯性导航技术.....	7
2.2.1 惯性导航常用坐标系.....	7
2.2.2 IMU 误差及误差补偿.....	9
2.2.3 捷联惯性导航算法.....	10
2.2.4 INS 误差方程.....	14
2.2.5 初始对准.....	14
2.3 GNSS 相对定位.....	14
2.3.1 载波相位相对定位.....	15
2.3.2 多普勒测速.....	16
2.4 GNSS/INS 组合导航技术.....	18
2.4.1 卡尔曼滤波简介.....	18
2.4.2 GNSS/INS 松组合.....	20
2.5 GNSS/INS 组合导航算法验证.....	22
2.5.1 连续 GNSS 辅助组合导航误差.....	23
2.5.2 GNSS 中断时的惯导误差漂移.....	24
2.5.3 精度评估总结.....	25
2.6 本章小结.....	25
<b>第 3 章 多源车载辅助</b> .....	<b>26</b>
3.1 车辆运动学模型.....	26
3.2 非完整性约束.....	28
3.3 里程计辅助.....	29
3.4 车辆传感器辅助.....	30
3.4.1 车辆传感器.....	30
3.4.2 车辆传感器辅助策略.....	30

3.5	本章小结.....	31
<b>第 4 章</b>	<b>车载组合导航容错设计与测试 .....</b>	<b>32</b>
4.1	输入数据取值范围检查.....	32
4.2	GNSS 观测信息数据预处理 .....	32
4.3	卡尔曼滤波测量新息.....	33
4.3.1	新息滤波 .....	33
4.3.2	新息序列检测 .....	34
4.3.3	对有偏状态的补救 .....	35
4.4	容错系统测试.....	35
4.5	本章小结.....	37
<b>第 5 章</b>	<b>车载组合导航系统性能分析 .....</b>	<b>38</b>
5.1	测试描述.....	38
5.1.1	测试平台 .....	38
5.1.2	测试设备 .....	38
5.1.3	测试内容 .....	40
5.1.4	测试环境 .....	41
5.2	开阔环境下基于不同等级 MEMS 器件组合导航系统导航精度.....	42
5.3	GNSS 中断时多源车载组合导航模式下的惯导漂移误差 .....	42
5.3.1	高等级 MEMS (STIM300) 惯导误差漂移统计 .....	43
5.3.2	中等级 MEMS (ADIS16488) 惯导误差漂移统计 .....	45
5.4	车载组合导航城市环境下性能评定.....	47
5.4.1	一般城市环境整体精度评定 .....	47
5.4.2	城市典型场景精度评定 .....	47
5.5	本章小结.....	51
<b>第 6 章</b>	<b>总结与展望 .....</b>	<b>52</b>
6.1	论文总结.....	52
6.2	论文展望.....	52
<b>参考文献</b>	<b>.....</b>	<b>54</b>



# 第 1 章 绪论

## 1.1 论文选题的目的和意义

车载导航定位系统（Vehicle Navigation System, VNS）伴随着汽车产业的发展而产生，如今被广泛运用于无人驾驶，精准农业以及车载导航仪；随着移动互联网技术和物联网技术的发展，车载组合导航要求满足全天候全路况条件下车道级导航定位需求。早期车载导航定位系统基于车辆航位推算，使用车轮编码器、陀螺仪等传感器信息，进行车辆导航（速度、姿态以及相对位置）；随后，全球卫星导航系统（Global Navigation Satellite System, GNSS）的建立以及民用化，其和多传感器的融合进一步提高车载导航系统（位置、速度、姿态等）精度。如今，组合式车载导航定位系统得到了深入的研究，当下 GNSS/INS 组合导航技术已经相对成熟，新一轮的主要目标：在提高车载导航定位系统导航定位精度的同时降低其成本。

微机电系统（Micro-Electro-Mechanical System, MEMS）工艺水平进步带来了 MEMS 惯性传感器（Inertial measurement unit, IMU）精度的不断提高。相较于传统惯性器件，MEMS IMU 具有这样的优点：极大的节约安装空间、降低了载体负荷、减少用户开销。实时载波相位差分技术（Real-time kinematic, RTK）的成熟使得全球卫星导航系统（GNSS）定位精度得到提高。基于 RTK 的差分原理，利用长期或临时基站，一定范围各类终端和应用系统可获得厘米级精度的位置纠偏数据。基于上述原因，基于 MEMS IMU 的 GNSS/INS 车载组合导航系统将成为车载导航市场的趋势<sup>[1]</sup>。

当 GNSS 信号遮挡或者人为干扰等原因导致 GNSS 不可靠时，惯性导航系统（Inertial Navigation System, INS）导航误差随时间发散快，在得不到矫正的情况下，系统精度会迅速降低<sup>[2]</sup>，此时 GNSS/INS 组合导航系统显然无法满足当下车载导航定位系统的需求。基于提高车载导航定位系统精度和可靠性的目的，需要引入更多的冗余信息，这也就需要借助其他导航方法进行辅助导航。里程计（Odometer）是当下常用的车载导航辅助传感器，其提供的里程信息可作为组合导航系统一个重要的量程更新。考虑到外接里程计的价格以及安装的不便等因素，车辆传感器中轮速传感器、方向盘转角传感器提供的信息可通过车辆 CAN 总线获取来用于辅助车辆导航定位。

本文主要将基于 MEMS IMU 的 GNSS/INS 组合导航技术，同时结合车辆运动约束信息和传感器（里程计或车辆传感器）信息辅助，对低成本高精度车载组合导航系统及其关键技术展开研究，探索基于 MEMS IMU 的低成本车载组合导航系统的

性能与导航精度,解决 GNSS 信号覆盖不足场景下全天候、全路况的低成本、高可靠性、车道级的民用车辆定位导航问题,进而满足目前导航定位要求。

## 1.2 车载导航定位系统发展及国内外研究现状

20 世纪 60 年代末期,现代车载导航定位系统概念才被提出。当时主要采用航位推算(Dead Reckoning, DR)、地图匹配技术(Map Match, MM)。受限于当时导航设备、地图精度以及微处理器运算能力,车载导航定位系统误差较大,实用性受到很大限制<sup>[3]</sup>。

20 世纪 90 年代,随着通信技术和计算机技术的发展,更重要的是 GPS 的建立,车载导航定位系统才走进民用领域并得以普及。由于 GPS 能全天候、全时段为全球用户提供快速而精准定位服务,这一时期车载导航定位系统得到了迅猛的发展。同时由于 GPS 在信号遮挡和干扰的情况下无法定位或是不可靠,出现了把 GPS 与其他导航定位技术组合使用的组合导航技术,它们的共同特点是利用 GPS 组合导航技术来提高定位精度和导航系统的可靠性。这一时期的车载导航定位系统相对于早期定位精度得到了大大的提高。

当前,国内外车载导航定位系统中应用的技术主要有卫星导航(Satellite Navigation)、惯性导航(Inertial Navigation)、航位推算(Dead Reckoning)、地图匹配(Map Match)、视觉导航(Vision Navigation)、无线电导航以及依赖基础设施(信标、引导线等)的导航。在实际应用中,由于各种导航技术局限性和精度<sup>[4][5]</sup>,我们将其通过一定的方式将其融合起来,取长补短,完善导航系统性能。其中主要的组合包括:GNSS/MM 组合导航方式、GNSS/DR 组合导航方式、GNSS/DR/MM 组合导航方式、GNSS/INS 组合导航方式以及 GNSS/INS/MM 组合导航方式。

国内外消费类车载导航市场占有率较高的当数 u-blox 的汽车惯性导航(ADR)产品<sup>[6]</sup>,其采用传感器组合航位推算(Sensor Fusion Dead Reckoning, SFDR)技术,专门为密集的城市环境、停车场和多层次的立交桥场景(GNSS 信号弱)提供解决方案。其 ADR 产品支持硬件接口连接和软件接口连接,软件接口模式通过车辆 CAN 总线接收差分轮速脉冲(2 轮/4 轮)、陀螺仪数据和速度信息(前轮或后轮),硬件接口模式通过 I/O 口将陀螺仪,加速度计(可选)、温度传感器、速度脉冲和方向信息(可选)和 GPS 连接。没有 GNSS 信号时,不同的传感器组合有不同的精度水平,陀螺仪和轮速组合误差能达到 5%,后轮差分轮速脉冲误差达到 13%,4 轮差分轮速脉冲误差达到 10%。

当下,最成熟的高精度商用车载定位定向系统(Position and Orientation, POS)为加拿大 Applanix 公司(已被美国 Trimble 公司收购)的 POS LV 组合导航产品<sup>[7]</sup>。

该系统集成测绘级高精度全球导航卫星系统 (GNSS), DMI (距离测量装置) 和惯性测量装置 (IMU), 应用星基差分技术 (DGPS) 或实时差分技术 (RTK), 极致发挥组合导航的卓越性能。POSPac 后处理软件可以对系统采集的数据进行的精确解算, 进一步提高数据精度。POS LV 系列产品根据 IMU 性能不同分为 210、220、420、510/520 和 610 几种型号。最高精度的 POS LV610 产品采用的战术级激光捷联 IMU 采样频率为 200Hz, 陀螺精度即运动中偏执稳定性 (In-run Bias Stability) 优于 0.01°/h, 角度随机游走 (Angle Random Work) 为 0.005°/h。POS LV610 能够在 GNSS 信号失锁 60 秒水平位置精度达到 1 分米, 高程精度达到 7cm, 横滚和俯仰角精度达到 0.005°, 航向角精度达到 0.015°。

谷歌实验室的谷歌无人车导航模块在无人驾驶领域较为领先, 其主要通过各种传感器 (摄像机、雷达、激光测距仪等) 来感知周围环境, 并结合详细地图信息来进行导航。无人车车辆传感器主要包括 GNSS 接收机、IMU、雷达 (Radar)、摄像头 (用于车道保持系统以及立体视觉)、激光测距仪 (LIDAR)、红外摄像头 (Infrared Camera) 以及车轮编码器 (Wheel Encoder)。美国各大高校无人驾驶车辆 (CMU BOSS、斯坦福 junior、MIT Talos) 多采用 Applanix 的 POS LV 系列, 其使用 OmniSTAR 星基虚拟基站服务, 可达到亚米级精度。

国内车载导航定位系统研究虽然起步较晚, 但近年来随着 GNSS 技术的成熟、北斗产业化应用和国家战略发展需求, 我国对于车载导航定位系统的研究取得了较大的进步。中国测绘科学院、武汉大学、北京航空航天大学、西北工业大学、国防科技大学、上海交通大学等高校, 以及兵器工业导控所等多家单位均对高精度车载组合导航进行了大量研究, 并取得了一定的成果。

车载导航定位技术未来的发展趋势是: 高精度、高可靠、低容积, 主要发展方向包括:

- 1) 提高 GNSS 的抗干扰和精度, 例如区域 RTK。
- 2) 从硬件上提高惯性导航系统或航迹推算系统中各传感器的精度, 例如 MEMS IMU 发展。
- 3) 建立高精度地图并优化地图匹配算法。
- 4) 发展诸如视觉定位、蜂窝定位、基于雷达的 SLAM 算法等新型的定位技术。
- 5) 在降低车载导航定位系统的成本的前提下, 发展多源车载组合导航技术, 提高系统的精度和可靠性。

### 1.3 相关技术研究现状

捷联惯性导航系统 (Strap down Inertial Navigation System, SINS) 和 GNSS 的组合

是导航领域应用最为广泛的组合。目前，惯性导航系统通常可以分为平台式系统（Gimbal Inertial Navigation System, GINS）和捷联式惯性导航系统。SINS 直接与载体固联，具有体积小、成本低、可靠性高等优点。SINS 不与外界发生任何光电联系，具有隐蔽性好等优点；SINS 能够不受外界干扰自主推算，其输出信息具有高频率和高实时性的优点，使其在航空、航天和航海等领域均得到广泛应用<sup>[8][9]</sup>。但 INS 存在需要导航初始（位置、速度、姿态）信息且导航误差随着时间累积而发散的缺点；而 GNSS 存在长期精度高，误差不随时间发散（即有界）等优点，其缺点是短期噪声大，数据率低，抗干扰性弱，无姿态信息<sup>[10]</sup>。GNSS/INS 组合导航系统，能够通过卡尔曼滤波等数据融合方式，有效地将 GNSS 信息和 INS 信息融合起来，实现两者优势互补，充分发挥 GNSS 长期高精度性能和 INS 短期高精度性能，提供连续、高精度和高可靠的导航信息<sup>[11]</sup>。

伴随着微型惯性测量组件(Micro Inertial Measurement Unit, MIMU)的发展，相对于 SINS，微型捷联惯导系统(Micro Strapdown Inertial Navigation System, MSINS)得以在消费机和汽车级领域发展。但由于 MSINS 导航误差发散较快，为改善 GNSS 中断时导航性能，本文选用里程计和车辆传感器作为辅助，使得系统精度和整体性能得到提高。

目前，提高微机械惯性导航系统精度主要从三个方面着手：一是对 MEMS IMU 信息进入深入研究，建立准确的误差模型；二是对 MEMS IMU 机械编排深入研究，根据 MIMU 器件性能，进行合理的机械编排；三是将 MEMS 惯性传感器与其他导航系统进行有效的组合。Groves<sup>[12]</sup>对惯性传感器误差进行了详细的介绍；Gebre-Egziabher<sup>[13]</sup>对各等级（消费级、汽车级、战术级、导航级）传感器的特点及其应用进行了具体描述。目前，国内外对 SINS 算法研究工作较多且相对成熟，Savage<sup>[14][15]</sup>对考虑各项误差的姿态、速度和位置更新算法进行了总结，Jekeli<sup>[16]</sup>、Shin<sup>[17]</sup>、Farrell<sup>[18]</sup>、石波<sup>[19]</sup>和吴富梅<sup>[20]</sup>等均对 INS 机械编排算法进行了深入研究。在国内，秦永元<sup>[21]</sup>对 SINS 算法进行了系统的整理，理论框架相对成熟。

基于各种滤波算法的数据融合技术是车载组合导航系统实现的关键，目前较为成熟的多传感器数据融合方法有卡尔曼滤波技术（Kalman Filter）、粒子滤波技术（Particle Filter）和神经网络技术等。Kai-We<sup>[22][23]</sup>、Tao Zhang<sup>[24]</sup>等通过神经网络技术进行车载导航中 GNSS/INS 信息的融合，Lijie Yu<sup>[25]</sup>、Jacques<sup>[26]</sup>等利用粒子滤波进行了车载导航中 GNSS/INS 的数据融合，其效果在特定的条件下比一般改进的卡尔曼滤波效果要好。卡尔曼滤波由于其不需要储存大量数据等优越性能成为车载组合导航系统的首要选择，其根据各系统的信息质量有效地将其组合。在组合导航中，初始卡尔曼滤波器经过了一系列的改进，发展出了经典的卡尔曼滤波，扩展卡尔曼滤波，自适应卡尔曼滤波以及无迹卡尔曼滤波等技术。

## 1.4 论文研究目标

国内车载导航定位技术研究大多局限于理论研究,通过少量测试和仿真分析来评估算法合理性。因此本文将重点从大量车载测试来评估车载组合导航系统整体以及各模块性能,为工程化应用提供理论和实践参考。

本文主要研究目标是:针对市场对全天候全路况条件下车道级导航定位的需求,对基于 MEMS IMU 的高精度车载组合导航定位技术进行研究,具体包括:

1) 研究不同等级 MEMS IMU 在不同辅助条件下能达到的导航精度。通过仿真 GNSS 中断,统计在基于车辆运动特性的非完整性约束以及里程计辅助条件下的导航(位置、速度、姿态)漂移误差。本文基于大量的车载测试所提供实测数据,通过本文研究,根据实际工程需求,提供 MEMS IMU 的选型参考。通过多传感器辅助,挖掘 MINS 潜能。

2) 利用车辆传感器辅助提高导航精度。相较于 IMU 和车轮编码器,车辆传感器虽然精度较低,但不会额外增加成本,无需额外空间进行安装,具有很强的实用性。本文中分析和使用的汽车传感器包括:汽车轮速传感器(WSS)和方向盘转角传感器(SAS)。

3) 建立一套完善的车载组合导航系统容错机制,减弱 GNSS 观测以及其他传感器辅助观测较差时对系统的影响。

## 1.5 论文研究内容和结构安排

论文各章节安排如下:

第二章,阐述了 GNSS 组合导航技术。本章主要为车载组合导航技术研究提供理论基础和搭建软件平台。首先,介绍惯性导航相关技术,包括常用坐标系及其转化关系、杆臂的定义、IMU 及其误差特性、INS 机械编排、INS 误差方程;其次,介绍高精度车载组合导航中常用的 RTK 技术;最后,介绍多传感数据融合方式,并给出 GNSS/INS 组合导航算法方案设计。

第三章,研究了多源辅助方案。依次介绍了基于车辆运动学的非完整性约束信息辅助理论基础,基于里程计提供的车轮脉冲信息辅助以及基于车辆传感器信息的辅助理论基础。最后通过大量车载测试来测试各辅助对车载导航精度的提升效果。

第四章,研究了车载组合导航容错机制。首先介绍了多传感器数据融合中常用的探测和隔离手段,并根据此设计了车载组合导航容错机制。最后通过大量城市车载数据,验证了车载组合导航容错机制性能。

第五章,进行了车载组合导航系统性能评价和分析。介绍了车载组合导航系统测

试平台、测试场景，分析了基于不同性能 MEMS IMU 不同辅助条件下车载组合导航系统的导航性能，重点考察 GNSS 辅助时姿态精度（车载组合导航系统长时间位置精度取决于 GNSS 定位质量）、GNSS 中断时导航（位置、速度、姿态）精度以及城市环境下车载组合导航系统性能。

第六章，总结与展望。本章总结了论文的工作，归纳了全文的研究成果，说明了研究工作的不足，对车载组合导航未来技术研究的方向和关键点进行了展望。

## 第 2 章 GNSS/INS 组合导航技术

### 2.1 引言

GNSS/INS 组合导航可以实现两者优势互补。INS 具有短期精度高，实时性强，输出频率高，受外界干扰小等优点，但其误差随时间发散快；GNSS 系统长期精度高，但其容易受外界干扰、输出频率低以及测量噪声大。GNSS/INS 组合导航能够提供连续无缝、长期和短期精度均较高的、完备和可靠的导航参数，是目前组合导航领域和大地测量领域最理想的组合方式。近几年，随着惯性传感器技术的迅速发展，特别是 MEMS 惯性传感器技术的发展，使得传感器小型化、低功耗、价格低廉，同时 MEMS IMU 的精度也进一步改善（目前，其传感器精度最好可达到中等光纤惯导系统精度水平），极大地推动了导航技术在民用以及大众消费类市场的应用，以 MEMS IMU 为基础的捷联惯性导航技术、GNSS/INS 组合导航技术也成为车载组合导航系统的两大研究热点。

### 2.2 惯性导航技术

惯性导航(Inertial Navigation)的基本理论是牛顿第二运动定律(又称惯性定律)，通过对陀螺仪和加速度计输出的角度增量和速度增量进行误差补偿和机械编排，最终得到载体相对初始点的位置、速度以及姿态等导航信息。本节研究基于捷联式惯性导航系统的组合导航系统。

#### 2.2.1 惯性导航常用坐标系

参考坐标系是导航计算的基础参考，为方便后续捷联惯性导航研究，首先介绍导航常用的坐标系<sup>[27][28][17][21]</sup>：惯性坐标系（简称为 i 系）、地球坐标系（简称为 e 系）、导航坐标系（简称为 n 系）、载体坐标系（简称为 b 系）、计算坐标系（简称为 c 系）和平台坐标系（简称为 p 系）。本文选用 n 系作为 INS 导航解算的参考坐标系。

##### (1) 惯性坐标系

它指空间静止或匀速直线运动的参考坐标系；由于宇宙中物体均处于绝对运动状态，地心惯性坐标系不考虑地球绕太阳的公转并忽略太阳相对宇宙空间的运行。地心惯性坐标系常用于研究地球表面运动载体的导航定位问题，其坐标原点 o 位于地

球中心， $ox_i$  轴指向春分点（天文测量时恒星时的起始点，赤道面与黄道面交线与天线的交点之一）， $oz_i$  轴沿地球自转轴指向地球北极， $oy_i$  轴在赤道平面内垂直于  $ox_i$  轴和  $oz_i$  轴构成右手坐标系。惯性器件的输出以惯性坐标系为参考基准。

### (2) 地球坐标系

又称地心地固（Earth-Centered Earth-Fixed, ECEF）坐标系，其固定在地球上。GNSS 测量中关于位置的定义均在该坐标系中，其原点  $o$  位于地球中心， $ox_e$  轴指向格林尼治平均子午线， $oz_e$  轴沿地球自转轴指向地球北极， $oy_e$  轴在赤道平面内垂直于  $ox_e$  轴和  $oz_e$  轴构成右手坐标系。地球坐标系相对地心惯性坐标系以地球自转角速率进行旋转。如图 2-1 所示的  $ox_e y_e z_e$  坐标系。

### (3) 导航坐标系

导航坐标系是导航解算时选定的参考坐标系，一般选取当地地理坐标系作为导航坐标系，此时又称北方位系统。本文选取当地地理坐标系作为导航坐标系，其原点  $o$  位于载体所在点， $ox_n$  轴指向地理北方向， $oz_n$  轴垂直参考椭球面且指向相下， $oy_n$  轴在赤道平面内垂直于  $ox_n$  轴和  $oz_n$  轴构成右手坐标系。

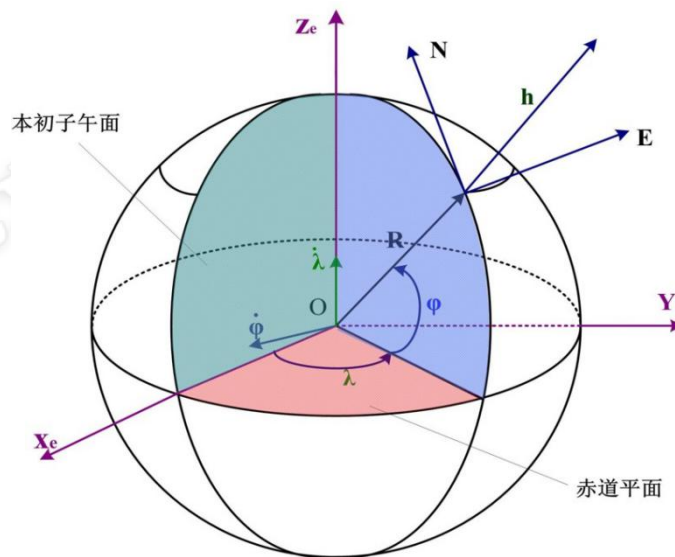


图 2-1 参考坐标系：i 系、e 系、n 系

### (4) 载体坐标系

载体坐标系固联于载体，其坐标原点  $o$  位于 IMU 的位置敏感中心（IMU 一般会标准其测量中心），其坐标轴指向同 IMU 安装相关。常用的载体坐标系轴向定义： $ox_b$  轴沿 IMU 横轴向前， $oz_b$  轴沿法线向下， $oy_b$  轴沿 IMU 纵轴指向右且垂直于  $ox_b$  轴和  $oz_b$  轴构成前右下(Forward Right Down, FRD)坐标系。

### (5) 计算坐标系

计算坐标系是指 INS 计算机所认为的导航坐标系<sup>[29]</sup>，其由 INS 导航解算经度和纬度所确定。计算坐标系相对于导航坐标系存在角度误差，可由等效旋转矢量  $\delta\theta$  表示。



$$\delta\theta = \begin{bmatrix} \delta\lambda \cos \varphi \\ -\delta\varphi \\ -\delta\lambda \sin \varphi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \delta r_E / \cos(R_N + h) \\ -\delta r_N / \cos(R_M + h) \\ -\delta E \tan \varphi / (R_N + h) \end{bmatrix} \quad (2-1)$$

式中， $\delta\lambda$ 、 $\delta\varphi$  分别为经度误差和纬度误差， $\delta r_N$ 、 $\delta r_E$  分别为北向位置误差和东向位置误差， $R_N$ 、 $R_M$  分别为卯酉圈曲率半径和子午圈曲率半径， $h$  为大地高。

#### (6) 平台坐标系

平台坐标系是由惯性传感器的加速度计和陀螺仪输出所确定的<sup>[29]</sup>，它是捷联式惯性导航系统的一个数学平台坐标系。当惯性导航系统不存在误差时， $p$  系即为导航坐标系。

### 2.2.2 IMU 误差及误差补偿

惯性导航系统的主要误差源为传感器误差、初值误差和算法误差，其中器件误差和初值误差又是影响导航结果的主要因素。陀螺仪和加速度计主要包含以下几种误差：零偏、比例因子、交轴耦合和高频随机噪声。关于传感器误差具体内容在较多的参考文献<sup>[12][28]</sup>中有详细介绍。

基于传感器零偏、比例因子和高频噪声是 MEMS IMU 主要误差项，加速度计和陀螺输出误差如下。

$$\begin{cases} \delta\mathbf{f}^b = \mathbf{b}_f + \text{diag}(\mathbf{f}_f^b) \delta\mathbf{s}_f + \boldsymbol{\varepsilon}_f \\ \delta\boldsymbol{\omega}_{ib}^b = \mathbf{b}_\omega + \text{diag}(\boldsymbol{\omega}_{ib}^b) \delta\mathbf{s}_\omega + \boldsymbol{\varepsilon}_\omega \end{cases} \quad (2-2)$$

其中  $\delta\mathbf{f}^b$  和  $\delta\boldsymbol{\omega}_{ib}^b$  分别为比力和角速度误差， $\mathbf{b}_f$  和  $\mathbf{b}_\omega$  依次为加速度计和陀螺仪的零偏； $\delta\mathbf{s}_f$  和  $\delta\mathbf{s}_\omega$  分别为加速度计和陀螺仪的比例因子误差，符号“ $\text{diag}(\cdot)$ ”表示一个向量构成的对角阵， $\boldsymbol{\varepsilon}_f$  和  $\boldsymbol{\varepsilon}_\omega$  分别为加速度计和陀螺仪高频随机噪声。

在 IMU 误差建模中，白噪声、随机游走、随机常数和一阶高斯-马尔科夫过程等随机过程常被用到<sup>[21][30]</sup>。一阶高斯马尔科夫过程常被用于陀螺仪、加速度计零偏和比例因子建模。

$$\left\{ \begin{aligned} \mathbf{b}_f^{\&circ} &= -\frac{1}{\tau_{bf}} \mathbf{b}_f + \mathbf{w}_{bf} \\ \mathbf{b}_\omega^{\&circ} &= -\frac{1}{\tau_{b\omega}} \mathbf{b}_\omega + \mathbf{w}_{b\omega} \\ \delta \mathbf{s}_f &= -\frac{1}{\tau_{sf}} \delta \mathbf{s}_f + \mathbf{w}_{sf} \\ \delta \mathbf{s}_\omega &= -\frac{1}{\tau_{s\omega}} \delta \mathbf{s}_\omega + \mathbf{w}_{s\omega} \end{aligned} \right. \quad (2-3)$$

式中， $\tau_{ba}, \tau_{bg}, \tau_{sa}$  及  $\tau_{sg}$  分别代表各传感器误差的相关时间； $\mathbf{w}_{ba}, \mathbf{w}_{bg}, \mathbf{w}_{sa}$  及  $\mathbf{w}_{sg}$  为驱动白噪声。

高频随机噪声存在所有传感器的输出中，其既不能被标校，也无法进行补偿。按照公式，传感器误差补偿主要消除或减弱零偏、比例因子等误差的影响，保证传感器输出信息的精度。误差补偿一方面针对实验室标定后的常值误差，另一方面针对传感器误差的在线估计值。IMU 陀螺仪和加速度计输出一般为角速度  $\boldsymbol{\omega}_{ib}^b$  和比力  $\mathbf{f}^b$

为计算方便，对时间积分为角度增量  $\Delta \theta_k^{\&circ}$  和速度增量  $\Delta v_{f,k}$ 。具体流程如图 2-2 所示。

$$\begin{aligned} \Delta \theta_k^{\&circ} &= (\mathbf{I} + \mathbf{s}_\omega^0)^{-1} (\Delta \theta_k^{\&circ} - \mathbf{b}_\omega^0 \cdot \Delta t_k) \approx (\mathbf{I} - \mathbf{s}_\omega^0) (\Delta \theta_k^{\&circ} - \mathbf{b}_\omega^0 \cdot \Delta t_k) \\ \Delta v_{f,k} &= (\mathbf{I} + \mathbf{s}_f^0)^{-1} (\Delta v_{f,k} - \mathbf{b}_f^0 \cdot \Delta t_k) \approx (\mathbf{I} - \mathbf{s}_f^0) (\Delta v_{f,k} - \mathbf{b}_f^0 \cdot \Delta t_k) \end{aligned} \quad (2-4)$$

其中，上标“0”表示当前历元 IMU 误差估计值， $\Delta t_k$  为当前历元与上一历元时间间隔。

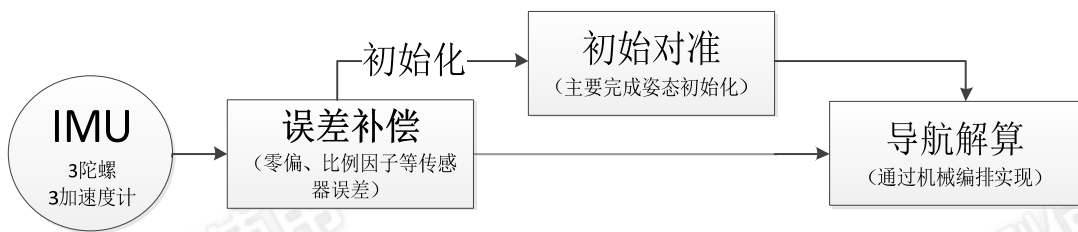


图 2-2 MU 误差补偿流程图

### 2.2.3 捷联惯性导航算法

目前，INS 机械编排的算法研究工作比较多且相对成熟，Savage<sup>[31]</sup>通过对前人工作的总结，系统提出考虑圆锥、划船和涡卷误差的 SINS 姿态速度和位置更新算法。通过对连续的 INS 导航微分方程进行推导得到 INS 机械编排。在当地地理坐标系（即导航坐标系下），INS 导航微分方程如下。

$$\begin{bmatrix} \mathcal{E} \\ \mathcal{E}_n^e \\ \mathcal{E} \\ \mathcal{E}_b^e \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_b^n f^b - (2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) \times v^n + g_i^n \\ C_n^e (\omega_{en}^n \times) \\ -v_D \\ C_b^n (\omega_{ib}^b \times) - (\omega_{in}^n \times) C_b^n \end{bmatrix} \quad (2-5)$$

式中， $C_b^n$ 、 $C_n^e$  分别为 b 系到 n 系的方向余弦矩阵和导航坐标系到地球坐标系的方向余弦矩阵。 $\omega_{ie}^n$ 、 $\omega_{en}^n$  和  $\omega_{ib}^b$  分别为 n 系下 e 系相对于 i 系的旋转角速度、n 系下 e 系相对于 n 系的旋转角速度以及 b 系下 b 系相对于 i 系的旋转角速度。 $g_i^n$  为 n 系下的当地重力加速度。 $v^n$  为载体速度在 n 系下的投影。 $v_D$  为载体速度在 n 系下的垂向分量。

机械编排原理如图 2-3 所示。

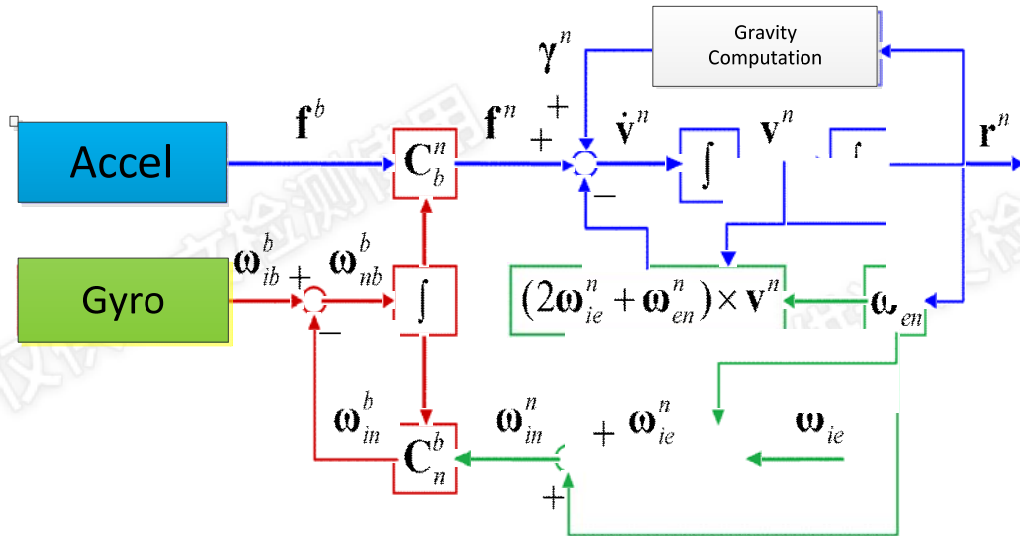


图 2-3 导航坐标系下的机械编排

本算法机械编排是在导航坐标系下进行，进行捷联惯导的机械编排之前，需要获取惯性传感器的位置、速度和姿态数据，对导航系转地心地固系四元数  $q_n^e$ ，载体 X 转导航系四元数  $q_b^n$ ，姿态角的等效余弦矩阵  $C_b^n$  和前一历元速度进行初始化。

### (1) 速度更新

根据 INS 机械编排中速度微分方程，通过对间隔时间进行积分可以得到速度更新方程。

$$v_k^n = v_{k-1}^n + \Delta v_{f,k}^n + \Delta v_{g/cor,k}^n \quad (2-6)$$

该算法建立在北东地导航坐标系下，其中  $v_{k-1}^n$  为上一历元的速度值， $\Delta v_{f,k}^n$  是由比

力引起的速度增量,  $\Delta v_{g/cor,k}^n$  是由重力和科里奥利力引起的速度增量。

$$\begin{aligned}\Delta v_{f,k}^n &= \frac{1}{2} [C_{n(k-1)}^{n(k)} + I] C_{b(k-1)}^{n(k-1)} \Delta v_{f,k}^b \\ \Delta v_{f,k}^{b(k-1)} &= \int_{t(k-1)}^{t(k)} C_{b(t)}^{b(k-1)} f^b dt \approx \Delta v_{f,k}^b + \frac{1}{2} \Delta \theta_k \times \Delta v_{f,k}^b \\ &\quad + \frac{1}{12} (\Delta \theta_{k-1} \times \Delta v_{f,k}^b + \Delta v_{f,k-1}^b \times \Delta \theta_k)\end{aligned}\quad (2-7)$$

式中, 下标中  $k$  表示时刻  $t_k$ , 上标  $b$  和  $n$  分别表示其在载体坐标系或导航坐标系下定义。式中第二项和第三项对应旋转效应和划桨效应。

$$\begin{aligned}C_{n(k-1)}^{n(k)} &= I - (\zeta_k \times) \\ \zeta_k &= [\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n]_{k-1/2} \Delta t_k\end{aligned}\quad (2-8)$$

$\zeta_k$  表示  $k$  时刻  $n$  系相对于  $k-1$  时刻的旋转矢量; 下标 ' $k-1/2$ ' 表示时间间隔  $[t_{k-1}, t_k]$  中间时刻的值, 由于  $\omega_{ie}^n$  和  $\omega_{en}^n$  同位置与速度相关, 因此需要首先计算中间时刻的位置和速度值; 对位置和速度进行外推得到  $t_k$  时刻的位置与速度, 求解方法详细见“位置更新”。

重力和科里奥利力改正式子如下。

$$\Delta v_{g/cor}^n = [g^n - (2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) \times v^n]_{k-1/2} \Delta t_k \quad (2-9)$$

## (2) 位置更新

本文基于对位置四元素  $q_n^e$  进行更新, 进而完成对纬度和经度的位置更新过程。

$$\begin{aligned}q_{n(k)}^{e(k-1)} &= q_{n(k-1)}^{e(k-1)} * q_{n(k)}^{n(k-1)} \\ q_{n(k)}^{e(k)} &= q_{e(k-1)}^{e(k)} * q_{n(k)}^{e(k-1)}\end{aligned}\quad (2-10)$$

其中,  $q_{n(k)}^{n(k-1)}$  和  $q_{e(k-1)}^{e(k)}$  分别有如下表达形式:

$$\begin{aligned}q_{n(k)}^{n(k-1)} &= \begin{bmatrix} \cos\|0.5\zeta_k\| \\ \frac{\sin\|0.5\zeta_k\|}{\|0.5\zeta_k\|} 0.5\zeta_k \end{bmatrix} \\ q_{e(k-1)}^{e(k)} &= \begin{bmatrix} \cos\|0.5\xi_k\| \\ -\frac{\sin\|0.5\xi_k\|}{\|0.5\xi_k\|} 0.5\xi_k \end{bmatrix}\end{aligned}\quad (2-11)$$

式中,  $\xi_k$  表示  $e$  系在相邻历元间的旋转矢量,  $\xi_k = \omega_{ie}^e \Delta t_k$ 。中间时刻的速度通过对当前时刻更新后的速度和上一时刻的速度, 进行内插得到。

$$v_{k-1/2}^n = \frac{1}{2}(\Delta v_{k-1}^n + \Delta v_k^n) \quad (2-12)$$

对位置四元数的解析可获取精度和纬度，高度可以用以下公式单独更新。

$$h_k = h_{k-1} - v_{D,k-1} \Delta t_k \quad (2-13)$$

### (3) 姿态更新

姿态四元素更新算法如公式所示

$$\begin{aligned} q_{b(k)}^{n(k-1)} &= q_{b(k-1)}^{n(k-1)} \star q_{b(k)}^{b(k-1)}, \\ q_{b(k)}^{n(k)} &= q_{n(k-1)}^{n(k)} \star q_{b(k)}^{n(k-1)} \end{aligned} \quad (2-14a)$$

其中，b 系在 k 时刻和 k-1 时刻之间的四元素  $q_{b(k)}^{b(k-1)}$  为：

$$q_{b(k)}^{b(k-1)} = \begin{bmatrix} \cos\|0.5\phi_k\| \\ \frac{\sin\|0.5\phi_k\|}{\|0.5\phi_k\|} 0.5\phi_k \end{bmatrix} \quad (2-14b)$$

其中， $\phi_k$  表示载体坐标系下的旋转矢量。工程应用中，等效旋转矢量微分方程的工常近似表达。

$$\begin{aligned} \dot{\phi} &\approx \omega_{ib}^b + \frac{1}{2}\phi \times \omega_{ib}^b + \frac{1}{12}\phi \times (\phi \times \omega_{ib}^b) \\ &\approx \omega_{ib}^b + \frac{1}{2}\Delta\theta(t) \times \omega_{ib}^b, \end{aligned} \quad (2-15)$$

对上式积分可得：

$$\phi_k = \int_{t_{k-1}}^{t_k} [\omega_{ib}^b + \frac{1}{2}\Delta\theta(t) \times \omega_{ib}^b] dt \approx \Delta\theta_k + \frac{1}{12}\Delta\theta_{k-1} \times \Delta\theta_k \quad (2-16)$$

其中，第二项表示二阶圆锥效应改正项。

n 系更新的四元数可用下式计算

$$q_{n(k-1)}^{n(k)} = \begin{bmatrix} \cos\|0.5\zeta_k\| \\ -\frac{\sin\|0.5\zeta_k\|}{\|0.5\zeta_k\|} 0.5\zeta_k \end{bmatrix} \quad (2-17)$$

中间时刻的位置可以通过对当前时刻更新后的位置和上一时刻的位置，进行计算内插得到。高度内插可用如下公式。

$$h_{k-1/2} = \frac{1}{2}(h_{k-1} + h_k) \quad (2-18)$$

对应从  $t_{k-1}$  到  $t_k$  时刻位置变化的四元数可用下式计算

$$q_{\delta\theta} = (q_{n(k-1)}^{e(k-1)})^{-1} \star q_{n(k)}^{e(k)} \quad (2-19)$$

由于旋转矢量可用上式计算，因此位置内插可用下式计算

$$q_{n(k-1/2)}^{e(k-1/2)} = q_{n(k-1)}^{e(k-1)} \star q_{0.5\delta\theta} \quad (2-20)$$

其中 $q_{0.5\delta\theta}$ 为对应 $0.5\delta\theta$ 的四元数。

由于数值误差，计算出的 $q_b^n$ 常常会违背归一化的限制，因此需要对其进行归一化

$$\begin{aligned} q_b^n &= (1-e_q) q_b^n \\ e_q &= \frac{1}{2} [(q_b^n)^T q_b^n - 1] \end{aligned} \quad (2-21)$$

其中 $e_q$ 为四元数中的归一化误差。

#### 2.2.4 INS 误差方程

本文中的 INS 误差方程辨识基于 C 系下的  $\Psi$  角模型而建立<sup>[30]</sup>。

$$\begin{cases} \delta \mathbf{r}^n = -\boldsymbol{\omega}_{en}^n \times \delta \mathbf{r}^n + \delta \mathbf{v}^n \\ \delta \mathbf{v}^n = \delta \mathbf{g}^n - (2\boldsymbol{\omega}_{ie}^n + \boldsymbol{\omega}_{en}^n) \times \delta \mathbf{v}^n + \mathbf{f}^n \times \boldsymbol{\Psi} + \mathbf{C}_b^n \delta \mathbf{f}^b \\ \boldsymbol{\Psi} = -(\boldsymbol{\omega}_{ie}^n + \boldsymbol{\omega}_{en}^n) \times \boldsymbol{\Psi} - \mathbf{C}_b^n \delta \boldsymbol{\omega}_{ib}^b \end{cases} \quad (2-22)$$

#### 2.2.5 初始对准

初始对准是惯导解算的初始化工作，即提供初始的位置、速度和姿态信息。其中，位置和速度信息初始化可通过外部手段获得（如人工设定或者由 GNSS 提供等）；姿态初始化有通过多种对准方式实现，本项目中考虑所选 IMU 的精度问题（MEMS IMU 精度较低），初始对准方案选取动对准模式，即通过 GNSS 测定的速度估计初始俯仰角和航向角。动对准模式需要载体具有充足的运动速度（如高于 5m/s）方可满足对准精度需求。

### 2.3 GNSS 相对定位

全球导航卫星系统（GNSS）是美国的全球定位系统（GPS）、俄罗斯的格洛纳斯（GLONASS）、中国的北斗系统（BDS）和欧盟的伽利略（GALILEO）的统称。其中发展最好且最完善的是美国的 GPS，我国的北斗系统起步较晚，但发展迅速。四大导航定位系统的原理类似，都是利用伪距、载波相位或多普勒观测值根据后方交会的原理进行定位。

### 2.3.1 载波相位相对定位

对于相对定位，需要保证至少四颗卫星同时可见，这与单点定位相似。精确坐标已知的基准站和流动站（即用户接收机）需要同时接收观测数据，且它们的距离需要保持在一定范围内。对于 PPK 模式（后处理 RTK），基准站和流动站无需实时通讯，只需要事后将各站的数据统一进行处理。PPK 使用载波相位观测值进行定位，这样能够得到较高精度的定位结果，通常能达到厘米级（黄劲松，2010）。图 2-4 所示为相对定位示意图：

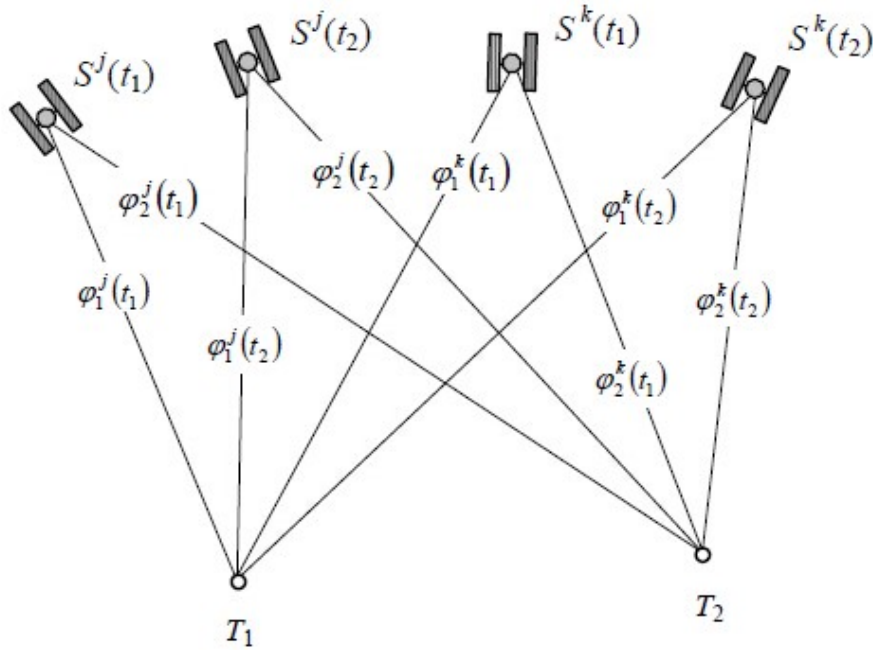


图 2-4 GPS 相对定位示意图

设上图中  $T_1$  为基准站， $T_2$  为流动站。忽略噪声误差的影响，基准站观测到卫星  $j$ （图中上标  $j$ ）的载波相位观测值的观测方程为：

$$\lambda \tilde{\phi}_1^j = \rho_1^j + c\delta t_1 + c\delta t^j - \lambda N_1^j - (V_{ion})_1 - (V_{trop})_1 \quad (2-23)$$

对两个站的观测方程求差可得站间单差方程：

$$\Delta \tilde{\phi} = \rho_2^j - \rho_1^j + c\delta t_2 - c\delta t_1 - \lambda(N_2^j - N_1^j) - [(V_{ion})_2 - (V_{ion})_1] - [(V_{trop})_2 - (V_{trop})_1] \quad (2-24)$$

两站距离一般较近，而且对流层延迟和电离层延迟具有很强的空间相关性，所以可以认为两站的这两项相同，所以(2-24)式可忽略这两项延迟的差：

$$\lambda \Delta \phi^j = \rho_2^j - \rho_1^j + c\Delta t - \lambda \Delta N^j \quad (2-25)$$

同理，可得卫星  $k$  的站间单差观测方程。再对站间单差方程在卫星间求差，可得双差观测方程：

$$\lambda \nabla \Delta \phi^{jk} = \rho_2^k - \rho_2^j - \rho_1^k + \rho_1^j - \lambda \nabla \Delta N^{jk} \quad (2-26)$$

其中,  $\nabla\Delta N^{jk} = \Delta N^k - \Delta N^j$ 。发现双差方程中接收机和卫星钟差项均被消除, 但是误差方程个数减少了。通过导航电文可以计算卫星  $k$ 、 $j$  的位置, 又设流动站近似坐标为  $(X_0, Y_0, Z_0)$ , 由基准站坐标, 式(2-26)可写为:

$$\lambda\nabla\Delta\phi^{jk} = \rho_{20}^k - \rho_{20}^j - \rho_1^k + \rho_1^j - \lambda\nabla\Delta N^{jk} - (\Delta l_2 \quad \Delta m_2 \quad \Delta n_2) \begin{pmatrix} \delta x_2 \\ \delta y_2 \\ \delta z_2 \end{pmatrix} \quad (2-27)$$

其中,  $\begin{bmatrix} \Delta l_2 \\ \Delta m_2 \\ \Delta n_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} l_2^k - l_2^j \\ m_2^k - m_2^j \\ n_2^k - n_2^j \end{bmatrix}$  为流动站近似位置至卫星  $k$ 、 $j$  的方向余弦之差。 $\begin{pmatrix} \delta x_2 \\ \delta y_2 \\ \delta z_2 \end{pmatrix}$  为

流动站的位置误差。令  $dL = \lambda\nabla\Delta\phi^{jk} - \rho_{20}^k + \rho_{20}^j + \rho_1^k - \rho_1^j$ , 则误差方程为:

$$v^k = (\Delta l_2 \quad \Delta m_2 \quad \Delta n_2) \begin{pmatrix} \delta x_2 \\ \delta y_2 \\ \delta z_2 \end{pmatrix} + \lambda\nabla\Delta N^{jk} + dL \quad (2-28)$$

如果同步观测卫星数为  $n$ , 则可以列出  $n-1$  个如(2-28)式的误差方程, 可写成矩阵的形式:

$$V = A\delta X_2 + BN^{jk} + L \quad (2-29)$$

$$V = (A \quad B) \begin{bmatrix} \delta X_2 \\ N^{jk} \end{bmatrix} + L \quad (2-30)$$

其中,

$$V = (v_1 \quad v_2 \quad \cdots \quad v_{n-1})^T$$

$$A = \begin{bmatrix} \Delta l_2^1 & \Delta m_2^1 & \Delta n_2^1 \\ \Delta l_2^2 & \Delta m_2^2 & \Delta n_2^2 \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ \Delta l_2^{n-1} & \Delta m_2^{n-1} & \Delta n_2^{n-1} \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} \lambda & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & \lambda & \cdots & 0 \\ 0 & 0 & \ddots & 0 \\ 0 & 0 & \cdots & \lambda \end{bmatrix}$$

$$N = (\nabla\Delta N^1 \quad \nabla\Delta N^2 \quad \cdots \quad \nabla\Delta N^{n-1})^T$$

$$L = (dL^1 \quad dL^2 \quad \cdots \quad dL^{n-1})^T$$

最后通过最小二乘法即可得到方程(2-29)的解。

### 2.3.2 多普勒测速

测速有位置差分测速法、载波相位差分测速法和多普勒测速法等, 在位置精度较高的情况下(例如 PPK 模式), 一般选则多普勒测速法进行测速。在各测速法中, 差分测速法得到的是差分时间段中的平均速度而不能获得瞬时速度, 但在 GNSS/INS 松组合解算中, GNSS 输入的速度观测量是瞬时速度。因此本文实际解算时, 首先



把多普勒频移观测值转化为伪距率，然后列出伪距率观测方程解算速度。

设接收机观测到的多普勒频移观测值为 $D$ ，则：

$$\dot{\rho}_r^s = -\frac{c}{f} D_r^s \quad (2-31)$$

其中， $\dot{\rho}_r^s$ 为伪距率， $f$ 为载波相位观测值的频率， $D_r^s$ 为多普勒频移观测值。

接收机测得的多普勒频移实际上是载波相位观测值的变化率，因此对应的伪距率是调制在载波观测值上的伪距变化率。伪距单点定位观测方程如下：

$$\rho_r^s = R_r^s + c\delta t_r - c\delta t^s - (V_{ion})_r^s - (V_{trop})_r^s + \varepsilon_r^s \quad (2-32)$$

其中， $\rho_r^s$ 为调制在载波相位观测值上的伪距观测值， $R_r^s$ 为接收机与卫星之间的几何距离。对(2-32)同时求时间的导数得：

$$\dot{\rho}_r^s = \dot{R}_r^s + c\dot{\delta t}_r - c\dot{\delta t}^s - (\dot{V}_{ion})_r^s - (\dot{V}_{trop})_r^s + \dot{\varepsilon}_r^s \quad (2-33)$$

卫星的坐标为 $[X^s \ Y^s \ Z^s]$ ，接收机的坐标为 $[X \ Y \ Z]$ ，则 $\dot{R}_r^s$ 的展开式如下：

$$\begin{aligned} \dot{R}_r^s &= \frac{d[(X^s - X)^2 + (Y^s - Y)^2 + (Z^s - Z)^2]}{dt} \\ &= \frac{1}{2} \frac{2[(X^s - X)(\dot{X}^s - \dot{X}) + (Y^s - Y)(\dot{Y}^s - \dot{Y}) + (Z^s - Z)(\dot{Z}^s - \dot{Z})]}{[(X^s - X)^2 + (Y^s - Y)^2 + (Z^s - Z)^2]^{1/2}} \\ &= l_r^s(\dot{X}^s - \dot{X}) + m_r^s(\dot{Y}^s - \dot{Y}) + n_r^s(\dot{Z}^s - \dot{Z}) \\ &= \mathbf{e}_r^s \dot{\mathbf{X}}^s - \mathbf{e}_r^s \dot{\mathbf{X}}_r = \mathbf{e}_r^s (\dot{\mathbf{X}}^s - \dot{\mathbf{X}}_r) = \mathbf{e}_r^s \dot{\mathbf{X}}_r^s \end{aligned} \quad (2-34)$$

其中， $\dot{\mathbf{X}}_r^s$ 表示测站星矢量的速度向量。令：

$$\begin{aligned} T_D &= c\dot{\delta t}_r \\ \dot{\Delta}_r^s &= -c\dot{\delta t}^s - (\dot{V}_{ion})_r^s + (\dot{V}_{trop})_r^s \end{aligned} \quad (2-35)$$

故(2-3)式等效如下：

$$\dot{\rho}_r^s = \dot{R}_r^s + T_D + \dot{\Delta}_r^s + \dot{\varepsilon}_r^s \quad (2-36)$$

设接收机的速度与钟速的近似值如下：

$$[\dot{\mathbf{X}}_{r0} \ T_{D0}] = [X_{r0} \ Y_{r0} \ Z_{r0} \ c\delta t_{r0}]^T \quad (2-37)$$

不加推导地给出 $\dot{\rho}_r^s$ 的泰勒展开式：

$$\dot{\rho}_r^s \approx \dot{R}_{r0}^s + T_{D0} + \dot{\Delta}_{r0}^s - \mathbf{e}_{r0}^s \delta \dot{\mathbf{X}}_r + \delta T_D + \dot{\varepsilon}_r^s \quad (2-38)$$

其中：

$$\delta \dot{\mathbf{X}}_{r0} = [X_{r0} - X_{r0} \ Y_{r0} - Y_{r0} \ Z_{r0} - Z_{r0}]^T \quad (2-39)$$

$$\delta T_D = T_D - T_{D0} = c\delta t_r - c\delta t_{r0} \quad (2-40)$$

又设：

$$\dot{\rho}_{r0}^s = R_{r0}^s + T_{D0} + \dot{\Delta}_{r0}^s \quad (2-41)$$

则 (2-41) 式可转化为:

$$\dot{\rho}_r^s - \dot{\rho}_{r0}^s = -e_{r0}^s \delta \dot{X}_r + \delta T_D + \dot{\varepsilon}_r^s \quad (2-42)$$

式 (2-43) 为一颗卫星伪距率观测方程的线性化形式。如果接收机能同时观测到  $n(n \geq 4, s = 1, 2 \dots n)$  颗卫星, 那么可以列出类似的  $n$  个方程:

$$\begin{bmatrix} \dot{\rho}_r^1 - \dot{\rho}_{r0}^1 \\ \dot{\rho}_r^2 - \dot{\rho}_{r0}^2 \\ \vdots \\ \dot{\rho}_r^n - \dot{\rho}_{r0}^n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -e_{r0}^1 1 \\ -e_{r0}^2 1 \\ \vdots \\ -e_{r0}^n 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta \dot{X}_r \\ \delta T_D \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \dot{\varepsilon}_r^1 \\ \dot{\varepsilon}_r^2 \\ \vdots \\ \dot{\varepsilon}_r^n \end{bmatrix} \quad (2-43)$$

设:

$$L = \begin{bmatrix} \dot{\rho}_r^1 - \dot{\rho}_{r0}^1 \\ \dot{\rho}_r^2 - \dot{\rho}_{r0}^2 \\ \vdots \\ \dot{\rho}_r^n - \dot{\rho}_{r0}^n \end{bmatrix}, A = \begin{bmatrix} -e_{r0}^1 1 \\ -e_{r0}^2 1 \\ \vdots \\ -e_{r0}^n 1 \end{bmatrix}, \delta \hat{X} = \begin{bmatrix} \delta \dot{X}_r \\ \delta T_D \end{bmatrix}$$

则 (2-44) 式可写成误差方程的形式:

$$V = A \delta \hat{X} - L \quad (2-44)$$

## 2.4 GNSS/INS 组合导航技术

GNSS/INS 信息融合过程中, 普遍采用卡尔曼滤波, 能够根据各系统的信息质量有效地将其组合。本文数据融合基本方式如图 2-5 所示。在两个或多个导航系统数据融合时, 一般采用卡尔曼滤波去估计各导航系统的各种误差状态, 误差状态的估计进行反馈去校正各导航系统, 提高组合导航系统精度。本节先介绍 Kalman 滤波。

### 2.4.1 卡尔曼滤波简介

卡尔曼滤波是一种在线最优估计形式, 如果对某个矢量有两个观测值 (如 GNSS 信号与 INS 信号), 通过卡尔曼滤波能使组合观测值方差最小。

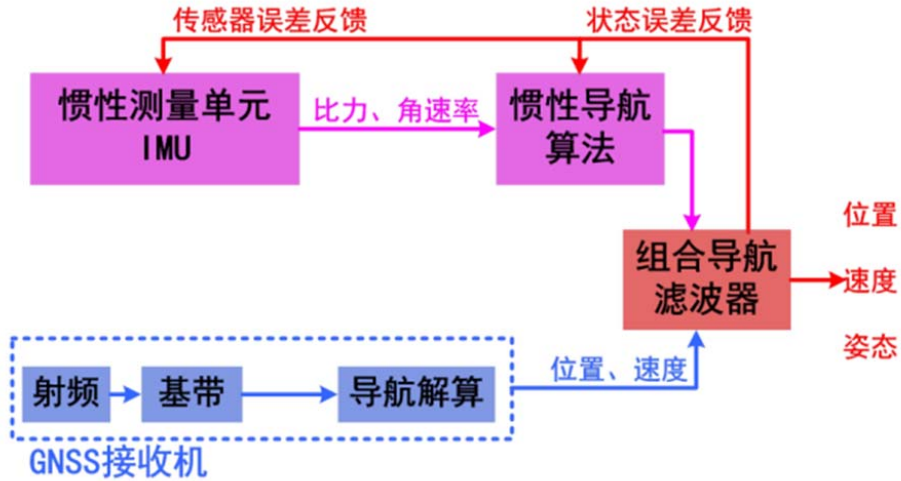


图 2-5 GNSS/INS 松组合示意图

### 2.4.1.1 状态方程

参考前文的介绍，式 (2-45) 是已经线性化了的惯性导航误差方程形式，可以将它们看成下面的形式：

$$\delta \dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{F}(t)\delta \mathbf{x}(t) + \mathbf{G}(t)\mathbf{w}(t) \quad (2-45)$$

该式即为卡尔曼滤波中的状态方程。式中， $\delta \mathbf{x}(t)$  表示  $n$  维状态向量， $\mathbf{F}(t)$  表示  $n \times n$  维动力学矩阵， $\mathbf{G}(t)$  是系统噪声投影矩阵， $\mathbf{w}(t)$  是均值为 0 的系统噪声且呈高斯分布。

将 (2-45) 式离散化：

$$\delta \mathbf{x}_{k+1} = \Phi_k \delta \mathbf{x}_k + \mathbf{w}_k \quad (2-46)$$

式中， $\Phi_k$  是  $t_k$  至  $t_{k+1}$  时刻的状态转移矩阵， $\mathbf{w}_k$  则是等效过程噪声。

### 2.4.1.2 量测方程

离散化的量测方程形式如下：

$$\delta \mathbf{z}_k = \mathbf{H}_k \delta \mathbf{x}_k + \mathbf{v}_k \quad (2-47)$$

式中， $\delta \mathbf{x}_k$  可看成与式 (2-46) 中的  $\delta \mathbf{x}_k$ 。 $\mathbf{H}_k$  是  $t_k$  时刻的测量矩阵， $\mathbf{v}_k$  为  $t_k$  时刻的测量噪声。

### 2.4.1.3 卡尔曼滤波流程

卡尔曼滤波流程图如图 2-6 所示，其算法包含以下步骤。

1) 计算状态转移矩阵  $\Phi_{k,k-1}$ 。

2) 计算系统噪声协方差矩阵。

$$\mathbf{Q}_{k-1} = \frac{1}{2} [\Phi_{k,k-1} \bar{\mathbf{Q}} + \bar{\mathbf{Q}} \Phi_{k,k-1}^T] \forall t, \bar{\mathbf{Q}} = \mathbf{G} \mathbf{Q} \mathbf{G}^T \quad (2-48)$$

3) 状态向量估计量的传递。

$$\hat{\mathbf{x}}_k^- = \Phi_{k,k-1} \hat{\mathbf{x}}_{k-1}^+ \quad (2-49)$$

4) 误差协方差的传递。

$$P_K^- = \Phi_{k,k-1} P_{K-1}^+ \Phi_{k,k-1}^T + Q_{k-1} \quad (2-49)$$

5) 计算观测矩阵  $H_k$ 。

6) 计算观测噪声协方差矩阵  $R_k$ 。

7) 构建观测向量  $Z_k$ 。

8) 状态向量估计值的更新。

$$\hat{x}_k^+ = \hat{x}_k^- + K_k \delta z^- \quad (2-50)$$

9) 误差协方差矩阵的更新。

$$P_K^+ = (I - K_k H_k) P_K^- (I - K_k H_k)^T + K_k R_k K_k^T \quad (2-51)$$

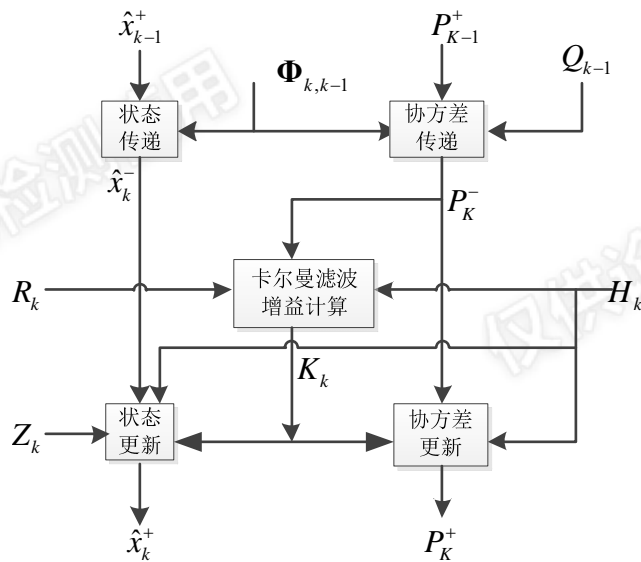


图 2-6 卡尔曼滤波流程图

## 2.4.2 GNSS/INS 松组合

### 2.4.2.1 系统状态方程

基于 2.3 节构建 GNSS/INS 组合导航 Kalman 滤波器的误差状态方程为：

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{F}(t)\mathbf{x}(t) + \mathbf{G}(t)\mathbf{w}(t) \quad (2-52)$$

其中  $\mathbf{F}(t)$  为系统状态的转移矩阵， $\mathbf{w}(t)$  为系统状态的白噪声过程， $\mathbf{G}(t)$  为系统状态噪声分布矩阵。 $\mathbf{x}(t)$  为状态参数阵，表示为：

$$\mathbf{x} = \begin{bmatrix} \delta \mathbf{r}_{3 \times 1} \\ \delta \mathbf{v}_{3 \times 1} \\ \boldsymbol{\Psi}_{3 \times 1} \\ \mathbf{b}_{g3 \times 1} \\ \mathbf{b}_{a3 \times 1} \\ \mathbf{s}_{g3 \times 1} \\ \mathbf{s}_{a3 \times 1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 3 \text{维位置误差} \\ 3 \text{维速度误差} \\ 3 \text{维姿态误差} \\ 3 \text{维陀螺零偏} \\ 3 \text{维加表零偏} \\ 3 \text{维陀螺比例因子} \\ 3 \text{维加表比例因子} \end{bmatrix} \quad (2-53)$$

离散化表示为:

$$\mathbf{x}_k = \boldsymbol{\Phi}_{k,k-1} \mathbf{x}_{k-1} + \boldsymbol{\Gamma}_{k-1} \mathbf{W}_{k-1} \quad (2-54)$$

式中,  $\mathbf{x}_k, \mathbf{x}_{k-1}$  分别为  $k$  和  $k-1$  时刻的状态向量,  $\boldsymbol{\Phi}_{k,k-1}$  为离散后的状态转移矩阵,  $\boldsymbol{\Gamma}_{k-1}$  为系统噪声驱动阵,  $\mathbf{w}_{k-1}$  为状态的噪声向量, 忽略  $\boldsymbol{\Phi}_{k,k-1}$  中关于  $\Delta t = t_k - t_{k-1}$  的二次项,

$\boldsymbol{\Phi}_{k,k-1}$  可表示如下形式:

$$\boldsymbol{\Phi}_{k,k-1} = \begin{bmatrix} (\mathbf{F}_1)_{3 \times 3} & (\mathbf{F}_2)_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ (\mathbf{F}_3)_{3 \times 3} & (\mathbf{F}_4)_{3 \times 3} & (\mathbf{F}_5)_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & (\mathbf{F}_6)_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & (\mathbf{F}_7)_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & (\mathbf{F}_8)_{3 \times 3} & (\mathbf{F}_9)_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & (\mathbf{F}_{10})_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & (\mathbf{F}_{11})_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & (\mathbf{F}_{12})_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & (\mathbf{F}_{13})_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & (\mathbf{F}_{14})_{3 \times 3} \end{bmatrix}$$

$$(\mathbf{F}_1)_{3 \times 3} = [\mathbf{I}_{3 \times 3} - (\boldsymbol{\omega}_{en}^n \times) \cdot \Delta t]_{3 \times 3} \quad (2-55)$$

$$(\mathbf{F}_2)_{3 \times 3} = [\mathbf{I}_{3 \times 3} \cdot \Delta t]_{3 \times 3}$$

$$(\mathbf{F}_3)_{3 \times 3} = \text{diag}\left(\frac{-g \cdot \Delta t}{R_M + h}, \frac{-g \cdot \Delta t}{R_N + h}, \frac{-g \cdot \Delta t}{R + h}\right)_{3 \times 3}$$

$$(\mathbf{F}_4)_{3 \times 3} = [\mathbf{I}_{3 \times 3} - ((2\boldsymbol{\omega}_{ie}^n + \boldsymbol{\omega}_{en}^n) \times) \cdot \Delta t]_{3 \times 3}$$

$$(\mathbf{F}_5)_{3 \times 3} = [(\mathbf{f}^n \times) \cdot \Delta t]_{3 \times 3}$$

$$(\mathbf{F}_6)_{3 \times 3} = [\mathbf{C}_b^p \cdot \Delta t]_{3 \times 3}$$

$$(\mathbf{F}_7)_{3 \times 3} = [\mathbf{C}_b^p \cdot \text{diag}(\mathbf{f}^b) \cdot \Delta t]_{3 \times 3}$$

$$(\mathbf{F}_8)_{3 \times 3} = \left[ \mathbf{I}_{3 \times 3} - ((\boldsymbol{\omega}_{ie}^n + \boldsymbol{\omega}_{en}^n) \times) \cdot \Delta t \right]_{3 \times 3}$$

$$(\mathbf{F}_9)_{3 \times 3} = \left[ -\mathbf{C}_b^n \cdot \Delta t \right]_{3 \times 3}$$

$$(\mathbf{F}_{10})_{3 \times 3} = \left[ -\mathbf{C}_b^n \cdot \text{diag}(\boldsymbol{\omega}_{ib}^b) \cdot \Delta t \right]_{3 \times 3}$$

$$(\mathbf{F}_{11})_{3 \times 3} = \text{diag}(e^{-\Delta t/T_{gb}}, e^{-\Delta t/T_{gb}}, e^{-\Delta t/T_{gb}})_{3 \times 3}$$

$$(\mathbf{F}_{12})_{3 \times 3} = \text{diag}(e^{-\Delta t/T_{ab}}, e^{-\Delta t/T_{ab}}, e^{-\Delta t/T_{ab}})_{3 \times 3}$$

$$(\mathbf{F}_{13})_{3 \times 3} = \text{diag}(e^{-\Delta t/T_{gs}}, e^{-\Delta t/T_{gs}}, e^{-\Delta t/T_{gs}})_{3 \times 3}$$

$$(\mathbf{F}_{14})_{3 \times 3} = \text{diag}(e^{-\Delta t/T_{as}}, e^{-\Delta t/T_{as}}, e^{-\Delta t/T_{as}})_{3 \times 3}$$

#### 2.4.2.2 系统观测方程

$Z_r$ 、 $Z_v$  分别表示 INS 推测 GNSS 相位中心位置以及速度与 GNSS 观测的天线相位中心位置和速度的差值，可简单构建观测方程：

$$\begin{aligned} Z_r &= \hat{r}^n - \vartheta^n = \delta r^n + n_r \\ Z_v &= \hat{v}^n - \vartheta^n = \delta v^n + n_v \\ z(t) &= H(t)x(t) + w_m(t) \end{aligned} \quad (2-56)$$

式中  $Z_r$  和  $Z_v$  分别为位置和速度量测向量， $\hat{r}^n$  和  $\hat{v}^n$  为 INS 推测 GNSS 相位中心位置和速度向量， $\vartheta^n$  和  $\vartheta^n$  为 GNSS 观测的 GNSS 天线位置和速度向量。

由于 GNSS 相位中心和 IMU 测量中心不在同一位置，设 GNSS 天线相位中心到 IMU 中心的杆臂向量为  $l_{GNSS}^b$ ，则位置上的杆臂效应如下。

$$\begin{aligned} r_{GNSS}^n &= r_{IMU}^n + D_R^{-1} C_b^n l_{GNSS}^b \\ D_R^{-1} &= \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ \frac{1}{R_M + h} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{(R_N + h) \cos \varphi} & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (2-57)$$

速度上的杆臂效应为：

$$v_{GNSS}^n = v_{IMU}^n + C_b^n (\boldsymbol{\omega}_{nb}^b \times) l_{GNSS}^b \quad (2-58)$$

## 2.5 GNSS/INS 组合导航算法验证

为了论证本次导航方案的精度，本次采用跑车测试，考察 MEMS 级 STIM300 在

本方案下的性能。STIM300 是一款高精度 MEMS IMU，其包括 3 轴加速度计和 3 轴陀螺仪。其陀螺量程达到  $400^{\circ}/s$ ，零偏稳定性能达到  $0.5^{\circ}/h$ ，随机游走为  $0.15^{\circ}/\sqrt{h}$ ，能够达到低等级光纤陀螺水平。其加速度计量程为  $10g$ ，零偏稳定性为  $0.05mg$ ，随机游走为  $0.05m/s/\sqrt{h}$ 。经过多次 IMU 静态标定，利用阿伦方差分析其噪声项，噪声大小和类别基本同产品手册一致。

测试车辆搭载 STIM300、高精度惯导设备 POS830、NOVETAL 接收机以及天线，测试设备布局如图 2-7 所示，以商业软件 GINS 解算 GNSS RTK 结果和 POS830 数据作组合导航结果（反向平滑）为参考真值，考察按照本方案进行 STIM300 数据和 GNSS RTK 结果数据融合后的精度。

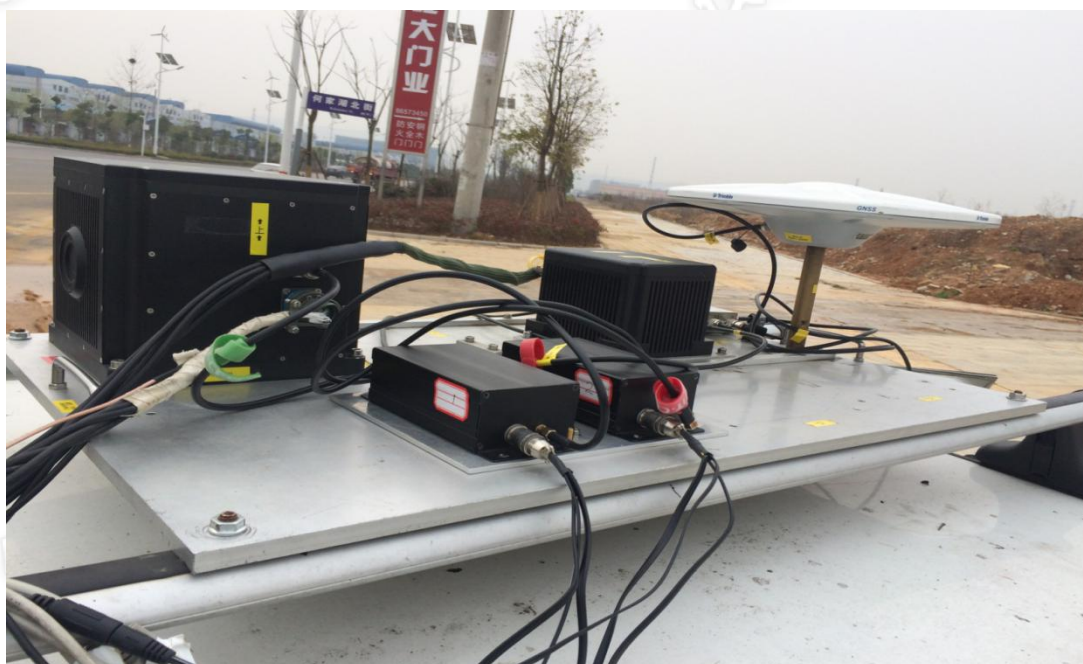


图 2-7 车载测试仪器搭载布局

### 2.5.1 连续 GNSS 辅助组合导航误差

下面为有连续 GNSS 辅助条件下，其中一组跑车测试中，STIM300 和 GPS-RTK 组合导航误差统计见图 2-8 以及表格 2-1，其位置误差在厘米级，水平速度误差小于  $0.01m/s$ 。横滚和俯仰角误差在  $0.02^{\circ}$  以下，航向角精度在  $0.3^{\circ}$  以下。基本符合该等级 INS/GNSS 组合导航精度水平。

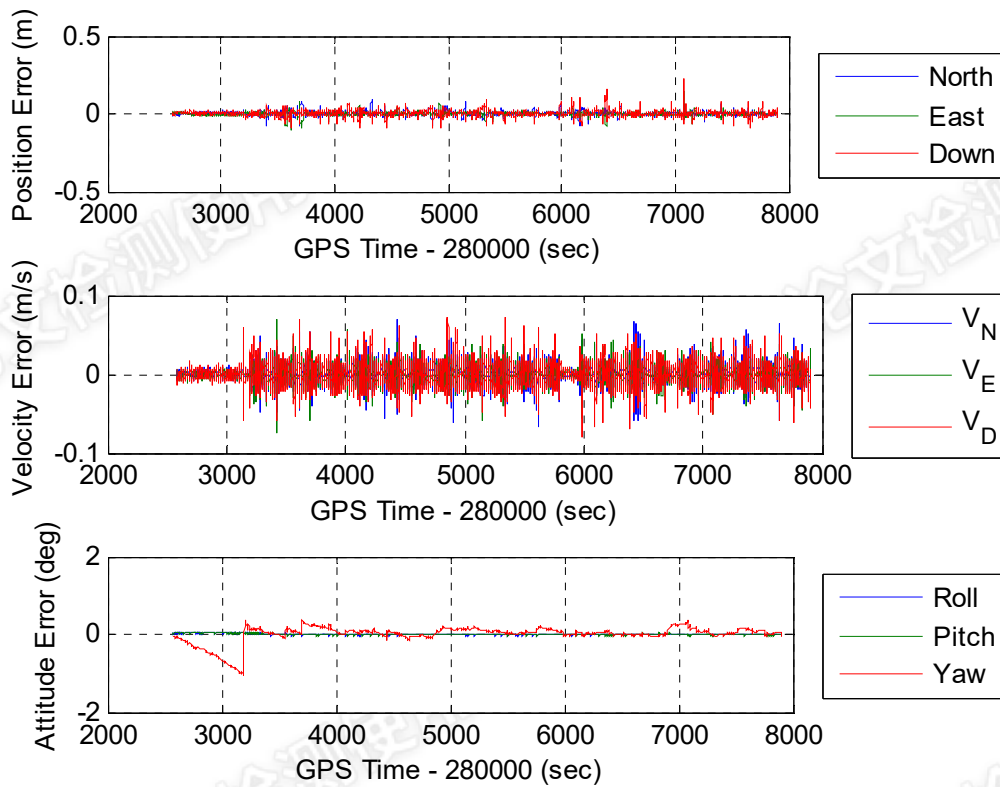


图 2-8 STIM300 (1), 在连续 GNSS 辅助情况下的导航误差  
(高精度 GNSS/INS 松组合方向平滑结果为参考)

表 2-1 STIM300, 在连续 GNSS 辅助情况下的导航误差统计  
(高精度 GNSS/INS 松组合方向平滑结果为参考)

	Position(m)			Velocity(m/s)			Attitude(deg)		
	N	E	D	N	E	D	R	P	Y
MEAN	0.0091	0.0068	0.0117	0.0047	0.0043	0.0073	0.0116	0.0127	0.1338
RMS	0.0142	0.0123	0.0177	0.0063	0.0059	0.0105	0.0157	0.0172	0.2239
Max.	0.0897	0.1496	0.2301	0.0707	0.0752	0.0792	0.0581	0.0574	1.0536

### 2.5.2 GNSS 中断时的惯导误差漂移

通过仿真 GNSS 中断, 可以考察惯性器件性能。此时通过对 IMU 陀螺以及加表零偏稳定性, 相关噪声以及随机噪声的调整, 可以达到优化卡尔曼滤波器的目的, 来使组合导航性能更优。此时 GNSS 中断期间的 INS 推算位置、速度以及姿态误差会相对较小。



通过多组车载测试数据，统计在 GNSS 中断 60s 范围内，STIM300 的位置误差发散曲线，从图 2-9 中可以发现在一分钟其水平方向上东北分量发散在 4.5m 左右，垂向在 5m 左右。这一精度与低等级光纤 IMU 基本一致。

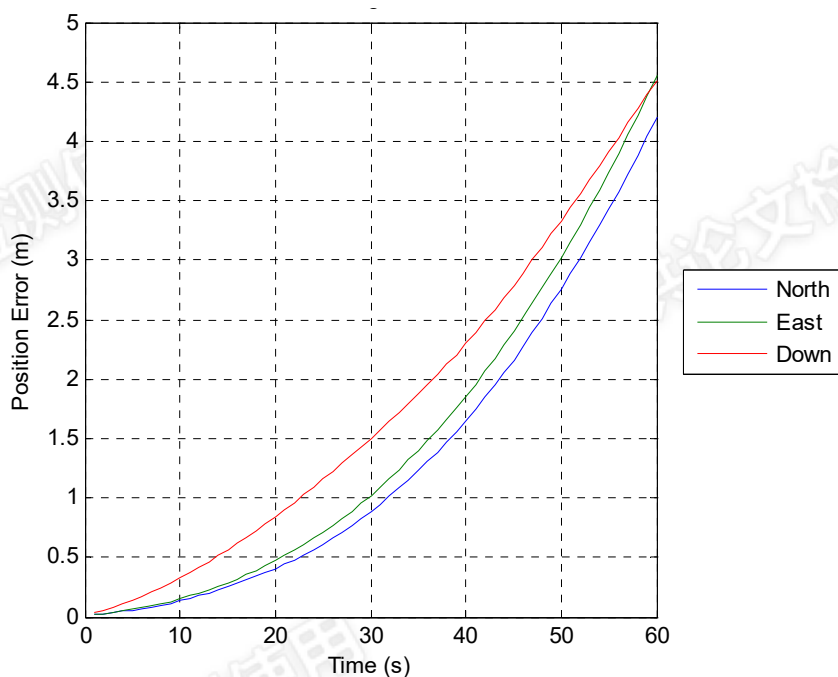


图 2-9 STIM300 在 GNSS 中断 60s 范围内位置误差发散的统计结果

### 2.5.3 精度评估总结

通过上面车载测试组合导航结果比较，发现低成本 MEMS 在有 GPS 辅助时，按照本方案进行组合导航，能够满足车道级定位需求，并且在姿态角上误差较小，航向角误差在 0.2 度左右。MEMS 器件在没有 GPS 辅助条件下一分钟误差漂移在 5m 左右，基本符合 MEMS 器件性能。所以本套基于 MEMS 的 INS/GNSS 组合导航方案是可行的。

## 2.6 本章小结

本章主要介绍 GNSS RTK 基本原理，INS 机械编排详细流程以及 INS/GNSS 组合导航采用的数据融合方式，为本文后续研究高精度车载组合导航技术提供理论基础和基于此的软件平台。本文通过实测数据验证了本套组合导航算法的可行性。

### 第 3 章 多源车载辅助

对 GNSS/INS 系统来说，其长期精度仍然取决 GNSS 精度，当 GNSS 不可靠时，INS 误差随时间积累且得不到校正，GNSS/INS 系统精度会迅速降低。GNSS/INS 导航性能可以通过两种方式得以加强。一是不增加新的传感器的前提下，结合实际建立起尽量符合实际情况的系统误差模型；二是通过引入新的测量来校正 INS 误差。由于 MEMS IMU 器件性能，其精度仅能维持较短时间，因此有必要使用多源车载辅助。

多导航系统信息的组合方法是多种多样的。组合结构的设计是在导航精度和鲁棒性最大、辅助性最小和处理效率最优之间的折中，且必须考虑不同导航技术的特点。惯性和航迹推算的位置参数随时间漂移，但可以用定位系统来校正。

很多导航传感器包含可由组合导航系统标定的偏差和其他系统误差。但这种标定会导致一个导航传感器的故障污染另一种导航传感器。本文采用误差状态（error—state）的级联式组合结构，组织结构如图 3-1 所示，我们需要明确各导航系统在所有工作情况下的误差特性。通过传感器误差在线补偿进行闭环校正。

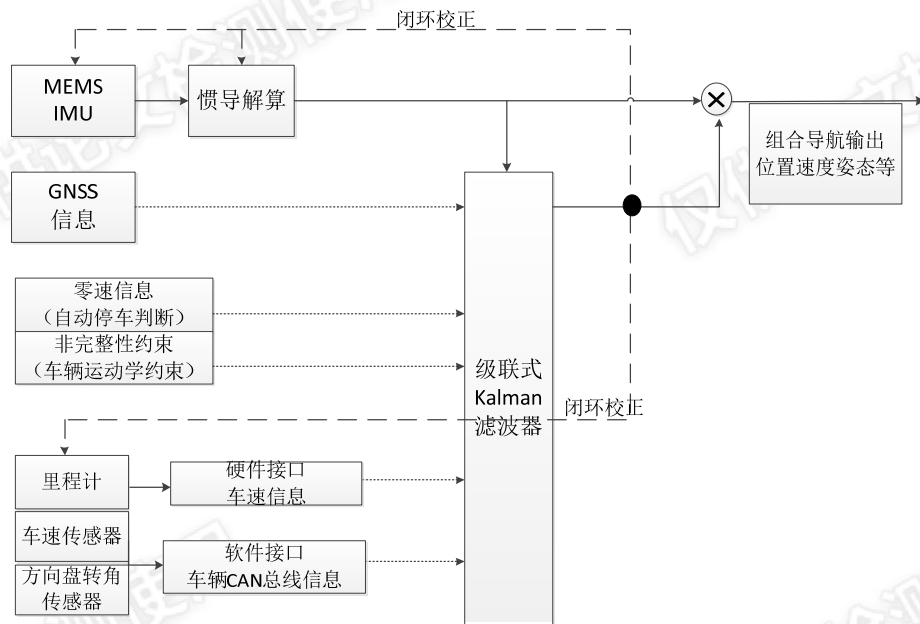


图 3-1 多源车载组合导航架构

#### 3.1 车辆运动学模型

如图 3-2 所示，汽车的转弯半径  $R$ 、前轮摆角  $\delta$  以及轴距  $l$  之间存在以下关系<sup>[32]</sup>。

$$R = \frac{l}{\tan \delta} \tag{3-1}$$

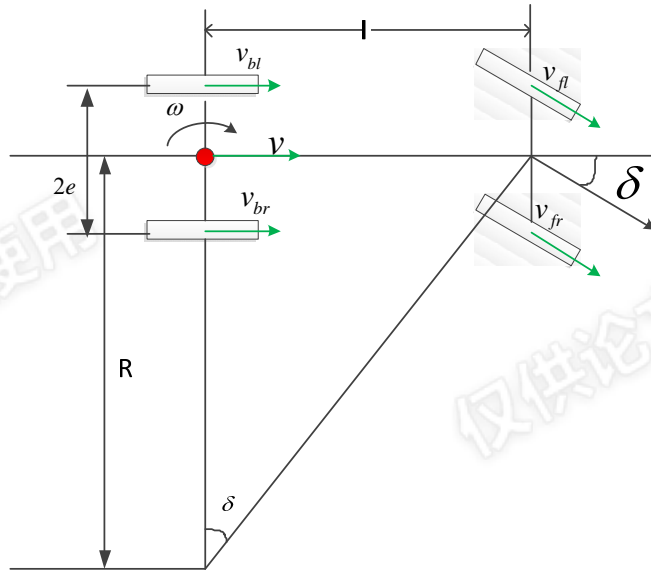


图 3-2 车辆运动学模型

实际车辆行驶过程中，由于轮胎受侧向力，轮胎的前进方向会同旋转平面成一定角度（侧偏角），这一现象称为侧偏现象。所以上述关系不适用于所有场景，特别是高速场景，仅在理想条件下成立。

基于车辆运动学模型的航位推算，需要确定计算位置，一般选取车辆后轴中心。航位推算的关键在于：一是计算位置的速度，由于基于车辆运动学模型，后轴中心速度方向同车辆方向一致；二是计算位置的角速度。上述关键信息主要获取方式有基于后轮轮速差分方法、基于前轮轮向、后轮车速和基于前轮轮向、后轮轮向。

车辆运动学关系如图 3-2 所示，其中已知参数：轮距  $2e$ ，轴距  $L$ 。可以通过车辆传感器直接获取的观测量由前轮轮速，间接获取的有虚车轮转角  $\psi$ （近似为车辆的前轮摆角，能够通过方向盘转角传感器计算）。假设车辆行进过程中没有发生侧滑。

$$\begin{aligned}
 v_{bl} &= v + e \cdot \omega \\
 v_{br} &= v - e \cdot \omega \\
 v_{fl} &= \frac{v}{\cos \delta} + e \cdot \omega \cdot \cos \delta \\
 v_{fr} &= \frac{v}{\cos \delta} - e \cdot \omega \cdot \cos \delta \\
 \delta &= \arctan\left(\frac{\omega \cdot l}{v}\right)
 \end{aligned} \tag{3-2}$$

式中， $v_{fl}$ 、 $v_{fr}$ 、 $v_{bl}$  和  $v_{br}$  分别表示左前轮轮速，右前轮轮速，左后轮轮速和右后轮轮速， $v$  表示车辆后轴中心速度， $\omega$  表示车辆后轴中心角速度。由上面方程组可知两个未知量的求解，最少仅需要两个观测方程。实际计算过程中，考虑到计算精

度问题，常用组合有后轮轮速；前轮轮速；前轮轮速以及虚车轮转向角，增加其他传感器观测即可增加系统冗余度，能够使我们需要的导航参数有更好的可靠性和精度。

车辆运动如图 3-3 所示<sup>[33]</sup>，M 表示车辆后轮轴心。在  $t_k$  时刻，车辆的位置用一组三维坐标  $(x_k, y_k, z_k)$  来表示， $\theta_k$  表示其方位角。 $M_k$  和  $M_{k+1}$  表示车辆行驶中  $t_k$  和  $t_{k+1}$  的位置。 $\Delta$  表示  $t_k$  到  $t_{k+1}$  后轮轴心所走过的距离， $\omega$  表示车辆的横摆角， $\rho$  表示其转弯半径，I 表示车辆所走过的圆弧所对应的圆心。假设路面是平坦和水平的，此时  $\Delta = \rho \cdot \omega = v \cdot \Delta t$ 。

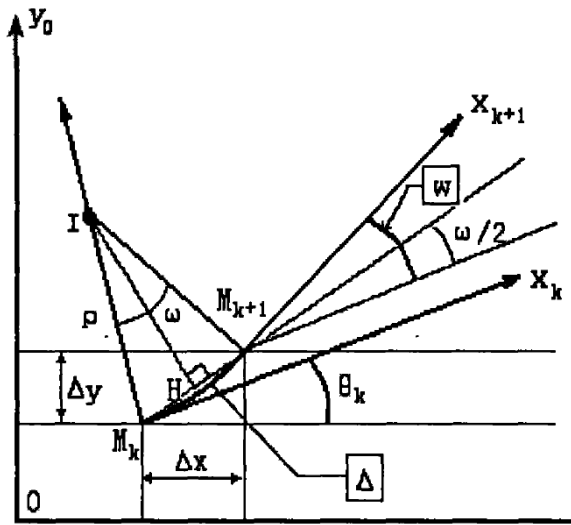


图 3-3 汽车运动示意图

通过对图中各变量的几何关系进行推导分析，可以得到下面航位推算方程组。

$$\begin{aligned}
 x_{k+1} &= x_k + \Delta \cdot \cos(\theta_k + \omega / 2) \\
 y_{k+1} &= y_k + \Delta \cdot \sin(\theta_k + \omega / 2) \\
 z_{k+1} &= z_k \\
 \theta_{k+1} &= \theta_k + \omega
 \end{aligned}
 \tag{3-3}$$

根据上述理论，我们可根据传感器的种类和数量选择合理的方式计算速度和角速度，例如后轮差分、前轮及方向盘转角、轮速和方向盘转角等合理的搭配方式。由于本次车辆传感器用于辅助惯导，而不是基于车辆运动学模型进行航位推算，故此重点在于通过车辆传感器数据求出车辆前进方向和横向速度。

### 3.2 非完整性约束

根据上述车辆运动学模型，地面上行驶的车辆受到两个非完整性约束条件的限制，可认为汽车横向和垂向速度观测值为零，观测噪声为白噪声，根据实际车辆和路面情况，构建合适的观测噪声矩阵：

$$\begin{aligned} v_y^b &\approx 0 \\ v_z^b &\approx 0 \end{aligned} \quad (3-4)$$

车载导航定位系统中加入非完整性约束对航向有较大帮助,对于侧向位置和垂向位置漂移误差具有较大约束,非完整性约束对组合导航性能详细分析见第五章。

### 3.3 里程计辅助

里程计一般安置在车辆从动轮或其轮轴(为了减少车轮打滑的影响)上,里程计直接输出反映车轮转动脉冲。

根据里程计基本原理,里程计纵向速度为<sup>[34]</sup>:

$$v_x^m = \frac{K_D(N_i + w_{N_i})}{t_s} \quad (3-5)$$

式中,  $t_s$  为采样周期,  $N_i$  为采样周期内的里程仪脉冲数累积,  $K_D$  为里程计标度因数,  $w_{N_i}$  为采样噪声。

确定的里程计,其脉冲对应确定转动角度。理想情况下,确定的车辆轮胎,对应确定的车轮半径。假设车辆无打滑,这里导致里程计标度因数变化的主要原因是车轮轮胎半径的变化,可以是温度,轮胎充气饱和度甚至是受力情况不同导致;由于实际情况的辅助化,在实际使用中都不能将里程计刻度因数当成常值来计算。

本文中事后处理时按照基于改正后的  $K_D$  值,对一秒内的脉冲信号进行累加,进而得到中间时间(0.5s 时刻)时的速度信息。在实时解算时,通过对某时刻 1s 内的数据进行简单线性拟合得到该时刻速度。

这里,里程计输出模型仅考虑刻度因数误差和量测噪声,由于非完整性约束可以约束车体前进方向和垂向速度,里程计一般安装在被动轮上满足这一约束条件,两者一般配合使用,则里程计速度:

$$v_o = [v_o \quad 0 \quad 0]^T \quad (3-6)$$

实际的系数  $\tilde{k}$  含有误差  $\Delta k$ :

$$\tilde{k} = (1 + \Delta k)k \quad (3-7)$$

加入里程计之后,系统的误差状态向量会增加一个维度,即里程计刻度因数误差  $\Delta k$ ,其他维度的系统状态方程不变。里程计的刻度系数误差一般建模成一阶高斯-马尔科夫过程。

$$\delta \dot{k} = -\frac{1}{T} \delta k + w \quad (3-8)$$

根据理论分析和实际跑车测试,里程计辅助对提高车载组合导航性能有较大帮助,

特别是在 GNSS 中断时,对低等级位置漂移误差改善尤其显著。通过本轮测试分析,在低成本高精度车载组合导航系统增加里程计辅助模块尤其必要。详细测试和分析间第五章。

### 3.4 车辆传感器辅助

#### 3.4.1 车辆传感器

本文中分析和使用的汽车传感器<sup>[35]</sup>包括:汽车轮速传感器(WSS)和方向盘转角传感器(SAS)。由于车轮自身都带有车辆传感器,基于此无需额外增加安装空间,无需增加成本开销,具有广泛的市场前景。

汽车轮速传感器(Wheel Speed Sensors, WSS)也称之为汽车车轮转速传感器,分别安装在汽车的四个车轮上,其作用是测量车轮的转速。汽车轮速传感器基本原理以及误差同里程计误差一致。汽车轮速传感器相较于外置的里程计,精度虽然有所降低,但其提供的后轮轮速信息也能按照里程计辅助模式对车载组合导航进行辅助。

方向盘转角传感器(Steering Angle Sensor, SAS)安装在车辆驾驶盘轴上,用于测量方向盘旋转角的传感器。由于方向盘的转动将驱动车辆方向轮的转向,所以二者之前存在相互关系。如果将二者关系简单考虑成线性关系,则将方向盘转角传感器测得的方向盘旋转角度乘以一个常值比例因子,可得到车身后轮相对于原初始位置的偏转角度。

#### 3.4.2 车辆传感器辅助策略

基于汽车轮速传感器辅助,同里程计辅助方式一致,这里就不展开叙述。本小节主要介绍基于车辆动力学的车辆传感器辅助策略。

由于车辆传感器测量噪声较大,精度较低,其主要作用用于 GNSS 中断时,约束 IMU 误差。INS/SAS 组合导航原理框架如图 3-4 所示。

简单解算其基本步骤。

- 1) 通过 CAN 总线获取 SAS 测得的方向盘转角  $\theta$ 。
- 2) 方向盘转角  $\theta$  通过角度转化得到车轮转角  $\delta_{imu}^{\circ}$ 。
- 3) MINS 导航解算得到虚前轮的位置、速度、姿态信息。
- 4) 通过 MINS 系统获取的虚前轮车体系下的速度  $v_x^v$ ,  $v_y^v$ , 其可由 MINS 系统导航解算的速度、姿态以及 IMU 同车体的安装角计算所得。
- 5) 计算 MINS 推测的车轮转角  $\delta_{imu}^{\circ}$ 。
- 6) 构建观测方程, SAS 求得的前轮转角值与 MSINS 求解的车轮转角值之间差

值构成卡尔曼滤波器的观测量。

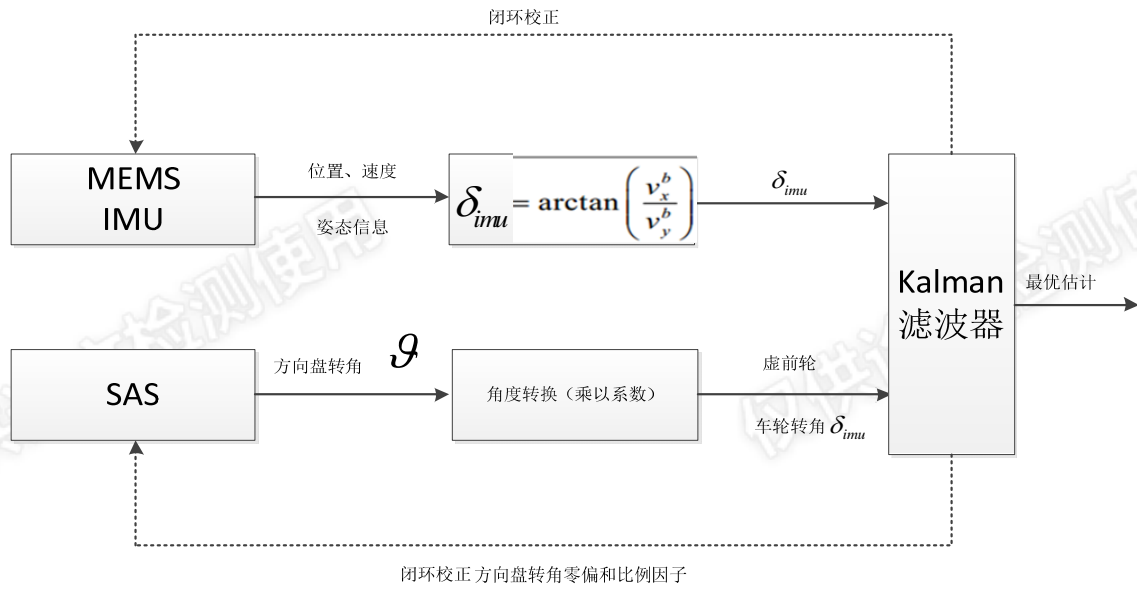


图 3-4 INS/SAS 组合导航原理框架

### 3.5 本章小结

本章介绍了非完整性约束和里程计辅助模型，通过测试分析这种辅助条件下对 GNSS/INS 组合导航精度的提升以及在 GNSS 中断时组合导航精度的提升。其次介绍车辆传感器，分析车辆传感器使用策略和其在组合导航中的应用。

## 第 4 章 车载组合导航容错设计与测试

车载组合导航系统一般由多个导航子系统组成，导航子系统包括硬件系统和软件系统。导航子系统难免会由于硬件故障，软件故障甚至是工作环境的变化导致子导航系统发生故障<sup>[36]</sup>。此时，由于基于级联式卡尔曼滤波器的数据融合方式，一旦某子系统故障未被及时探测发现并进行隔离或者处理，整个导航系统的精度和稳定性都将受到影响，严重时甚至会出现定位错误。所以提高车载导航系统的容错性能非常必要<sup>[37]</sup>。

本节对车载组合导航系统的故障探测进行深入研究，并针对实际工作环境，设计合理的故障隔离和恢复机制。

### 4.1 输入数据取值范围检查

范围检查主要包括对传感器原始数据检查和子导航系统导航参数的检查<sup>[38]</sup>。

当传感器输出异常时，子导航必然受到影响，因此对传感器输出的范围性检查有助于我们及时发现故障，从原始数据对子导航系统进行保护，从而提升车载组合导航系统容错能力。对传感器输出的合理性检查包括但不限于：1) 加速度计和陀螺的原始量测，例如加速度计和陀螺输出出现不符合实际工作环境的较大的角度增量。2) 对 GNSS 接收机的载波、伪距、伪距率以及多普勒等进行检查。值得注意的是是一系列的重复测量值也可以用于判断传感器故障。

对子导航系统导航参数的合理性范围检查可以为其提供第二层保护机制。对其范围性检查包括但不限于：导航输出是否符合其实际工作环境，例如速度超过实际工作假设前提，位置是否不在假设区域内以及出现跳变。

### 4.2 GNSS 观测信息数据预处理

本文中 GNSS 使用区域差分信息，进行实时动态差分解算（RTK）。GNSS 在解算过程中存在四种状态：无信号，单点解，浮点解，固定解。RTK 固定解精度可以达到 3~5cm，浮点解可以达到亚米级精度，能够满足组合导航精度需求，而单点解精度较低，偏差在几米到十几米不等，由于惯性导航系统在多源辅助时短时间位置精度保持能力较好，所以可以根据实际应用场景来考虑是否使用。

当 GNSS 解算处于固定解时，直接使用 GNSS RTK 解算提供的信息。当 GNSS 处于浮点解，需要根据此时的导航状态，调整 GNSS R 阵。RTK 解算从固定解跳



变到浮点解时，常常伴随绝对位置变化，为防止其对卡尔曼滤波器造成冲击，这时需要有序对 GNSS 观测 R 阵进行放大。

城市复杂环境，RTK 可能长时间处于单点解，这时单纯摒弃 GNSS 观测信息太过浪费。VKM/INS 组合导航精度随时间发散较快，长时间组合导航质量会较差；而 ODO/INS 组合导航精度随时间发散相对较慢，在 120s GNSS 中断时仍能保持较好的精度。此时，需要合理的考虑 GNSS 导航结果的使用策略。

目前，考虑综合 GPS 卫星数、GPS 信噪比（平均值）、GPS 卫星位置集合分布因子（PDOP）来决定单点解算 GNSS 数据使用与否。

根据前期项目经验，当 PDOP>3 且卫星数<9 且 CNO<25 时，认为此时的 GPS 信号不可靠，不使用此时的 GPS 信息辅助。

### 4.3 卡尔曼滤波测量新息

测量新息（measurement innovation） $\delta z_k^-$ ，是实际观测向量与测量更新之前由状态估计计算得来的观测向量预测值之间的差值：

$$\delta z_k^- = Z_k - H_k \hat{x}_k^- \quad (4-1)$$

其方差：

$$C_k^- = R(k) + H(k)P(k/k-1)H^T(k) \quad (4-2)$$

定义一个变量  $\psi = \frac{(\delta z_k^-)_i}{\sqrt{C_{k,i,i}^-}}$ ，称为归一化新息。它表征了新息的实际值与理论值的

匹配度，若观测质量较差，此时  $\psi$  的绝对值将突然变大，设定阈值  $a$ ，若  $|\psi| \geq a$ ，认为有故障出现<sup>[39]</sup>。

#### 4.3.1 新息滤波

新息滤波也称为峰值滤波（spike filtering）、测量选通（measurement gating）或预滤波（prefiltering）。对每一次计算，它将每一个归一化的测量新息的幅度与阈值比较，并剔除那些超过阈值的测量，其在卡尔曼滤波器增益计算之前使用。如果归一化的新息是零均值单位方差的高斯分布，则新息滤波采用的阈值为真正测量的 399.73%。但是如果阈值设置的太低，状态估计将会偏向其初始值。

如果导航传感器产生一个位置、速度或者姿态测量，则当该传感器的任何部件导致新息滤波器故障时，所有源自该传感器的测量都应该在滤波迭代中剔除。对于

GNSS，新息滤波应该独立地用于每一个卫星或者发射器。如果剔除了一个 GNSS 伪距测量，则对应的伪距率和 ADR 也应该剔除，但反过来并不成立。

新息滤波是卡尔曼滤波器设计的一个通用特性，甚至对于那些没有正式完好性要求的应用也是如此。这对于滤掉短期错误数据非常有用。

通过调整新息权重  $C_k^-$  值，来达到调整新息的影响即量测修正的影响，调整方式如下式。

$$C_k^- = \begin{cases} |\psi| * C_k^- & |\psi| > a \\ C_k^- & |\psi| \leq a \end{cases} \quad (4-3)$$

考虑到卡尔曼滤波器的稳定，本项目采用自适应新息加权法来调整量测修正的影响。

#### 4.3.2 新息序列检测

测量与状态估计之间更小的和缓变的偏差可以通过并行的  $N$  个观测构成来辨识：

$$\mu_{ki} = \frac{1}{N} \sum_{j=i-k+1-N}^k y_{i,j}^- \quad (4-4)$$

零均值单位方差高斯分布的  $N$  个采样，其均值的标准差为  $1/\sqrt{N}$ 。因此，如果满足下述条件，则可以辨识在测量信息中的偏差：

$$|\mu_{ki}| > \frac{T_{bu}}{\sqrt{N}} \quad (4-5)$$

式中： $T_{bu}$  是新息阈值。这就是新息序列监测或者新息偏差监测。

总的来说，一个合理的滤波器新息统计检验为卡方检验，该新息统计检验为具有  $m$  个自由度的卡方分布，这里  $m$  是测量向量的分量数目。

如果发现测量序列错误，则必须剔除该序列的后续测量。根据故障原因，测量有可能恢复，这样对测量新息的计算和监测就可以继续。对有偏状态估计进行补救的讨论见下一小节。对于单滤波器，只有 FDR 可用；FDI 需要并行滤波器。

一种不增加虚警率就可以提高响应时间的方法是对并行滤波器采用两个阈值。如果一个新息偏差超过其阈值，那么就创建一个补偿偏差的并行滤波器，并剔除可疑序列的后续测量。如果超过了大的阈值，则删除旧的滤波器。而如果一定时间内没有突破大的阈值，则删除新的滤波器。

### 4.3.3 对有偏状态的补救

如果由于对卡尔曼滤波器状态的不确定性过度乐观而导致新息偏差,则这些不确定性必须增加到其真值并优化卡尔曼增益。如果错误的测量数据,或校正测量序列的过渡过程,已经污染了状态估计,为了校正这些估计,卡尔曼滤波器新的测量必须更加敏感,或者也可以增大状态的不确定性。

增大状态的不确定性也称为协方差重置(covariance reset),其重置 P 矩阵,或者对 Q 放大/缩小(boost/bump),这有效地增加了额外的系统噪声。有些重置技术给 P 矩阵对角线元素乘以一个常标度因数;其他技术则在前一个值和初始值之间内插。由于 P 的非对角元素在初始化时为零,当对角线元素太小时,它们可能显得太大。因此很多协方差重置技术也对 P 的非对角线按比例缩小或者置零。

在协方差重置后,用于新息序列监测的残差,其已经规范化并保存,应该置零以防止协方差重置的重复触发。或者对卡尔曼滤波器进行一系列的迭代,并不断用一个相对小的协方差不断重置,直到再也检测不到新息偏差。

## 4.4 容错系统测试

本文车载组合导航定位容错系统主要针对城市环境中,GNSS 由于遮挡和多路径效应导致的 GNSS 定位结果不可靠(即实际误差与 GNSS 观测噪声阵不符合)。主要研究 GNSS 单点解算时,对 GNSS 定位结果的使用策略。

主要包括:1)通过 GNSS 原始观测信息决定 GNSS 定位结果的使用与否。2)通过判断归一化的测量新息是否超过阈值,如果超过,相对应放大此时该分量对应的观测 R 阵。3)由于组合导航系统初始化时,微机械 IMU 陀螺以及加速度计的零偏和比例因子逐次上电重复性较差,此时应该给出相对较大的 P0 阵,以防止由于内容 2 带来的归一化信息超过阈值,使得 GNSS 观测值被排斥在车载导航系统之外。4)城市环境中,车载组合导航系统可能长时接收不到 GNSS 信号或是误差较大的 GNSS 定位结果导致系统状态估计出现较大的偏差,此时需要重置卡尔曼滤波器。

本次测试 MEMS IMU 采用 BOSCH 公司生产的芯片 BMI160,其陀螺的零偏稳定性能达到  $20^{\circ}/h$ ,随机游走为  $0.42^{\circ}/\sqrt{h}$ 。其加速度计零偏稳定性  $800mg$ ,随机游走为  $0.2m/s/\sqrt{h}$ 。该款 MEMS IMU 零偏逐次上电重复性较差。其位置误差漂移在 PPP/INS 组合导航 GNSS 信号中断 60s 时水平位置漂移 40m,垂向位置漂移 12m。

本次测试地点位于广州城区,城市环境下,GNSS 观测质量较差,主要存在于高架桥下,隧道,城市峡谷等。如图 4-1 所示,图中轨迹分别代表参考轨迹(高精度组合导航系统,本节测试使用 SPAN-LCI),GNSS 单点定位结果。

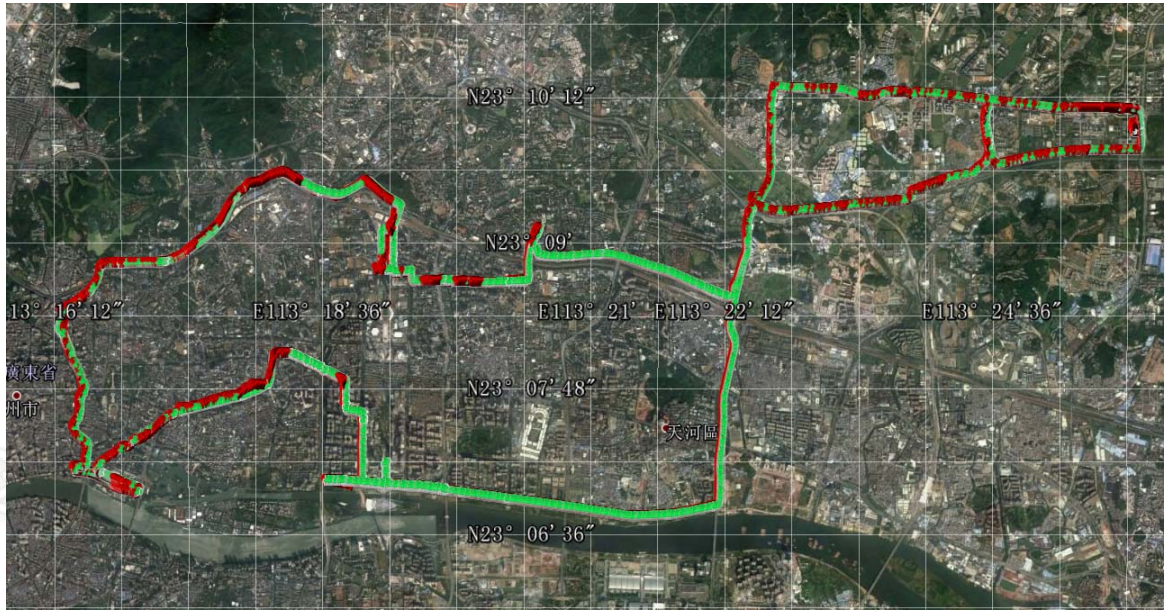


图 4-1 广州城区测试轨迹

在本次测试轨迹中，典型 GNSS 定位偏差地点如图 4-2。1) 如图 4-2 (a)，通过遮挡城市道路，导致 GNSS 定位轨迹偏差。2) 如图 4-2 (b)，严重遮挡城市小巷，GNSS 定位出现系统偏差。3) 如图 4-2 (c)，通过城市隧道。4) 如图 4-2 (d)，通过城市峡谷。其中绿色轨迹分别代表参考轨迹（高精度组合导航系统，本节测试使用 SPAN-LCI），红色轨迹代表 GNSS 单点定位结果，蓝色轨迹代表不使用容错控制方案 GNSS/INS 组合导航轨迹，蓝色轨迹表示使用容错控制方案后 GNSS/INS 组合导航轨迹。

这里我们一一对比，当使用质量控制方案后，导航结果的改善情况。由于谷歌地图上显示轨迹直观可视，这里均其观测轨迹偏离情况，来判断导航结果的改善情况，这里可以明显发现在这样几种场景下存在明显改善：1) 通过地下通道和隧道时轨迹，这是由于进入隧道前 GNSS 虽然能接受 GNSS 信号，但此时遮挡导致多路径严重，导致此时定位偏差，但是 GNSS 观测噪声阵却未准确反映出，如图所示，但添加质量控制某块后，此时 GNSS 观测值被新息检测探测出错误来，合理的降低了 GNSS 观测权重，达到提升车载导航系统精度的能力。2) 城市峡谷，城市峡谷 GNSS 观测信号较弱，此时合理降低 GNSS 观测权重有益于保持系统的精度。但是如果长时间处于这一情况，车载组合导航定位系统长期精度取决于 GNSS 精度，特别是在绝对精度上，此时车载导航定位轨迹也会偏离。

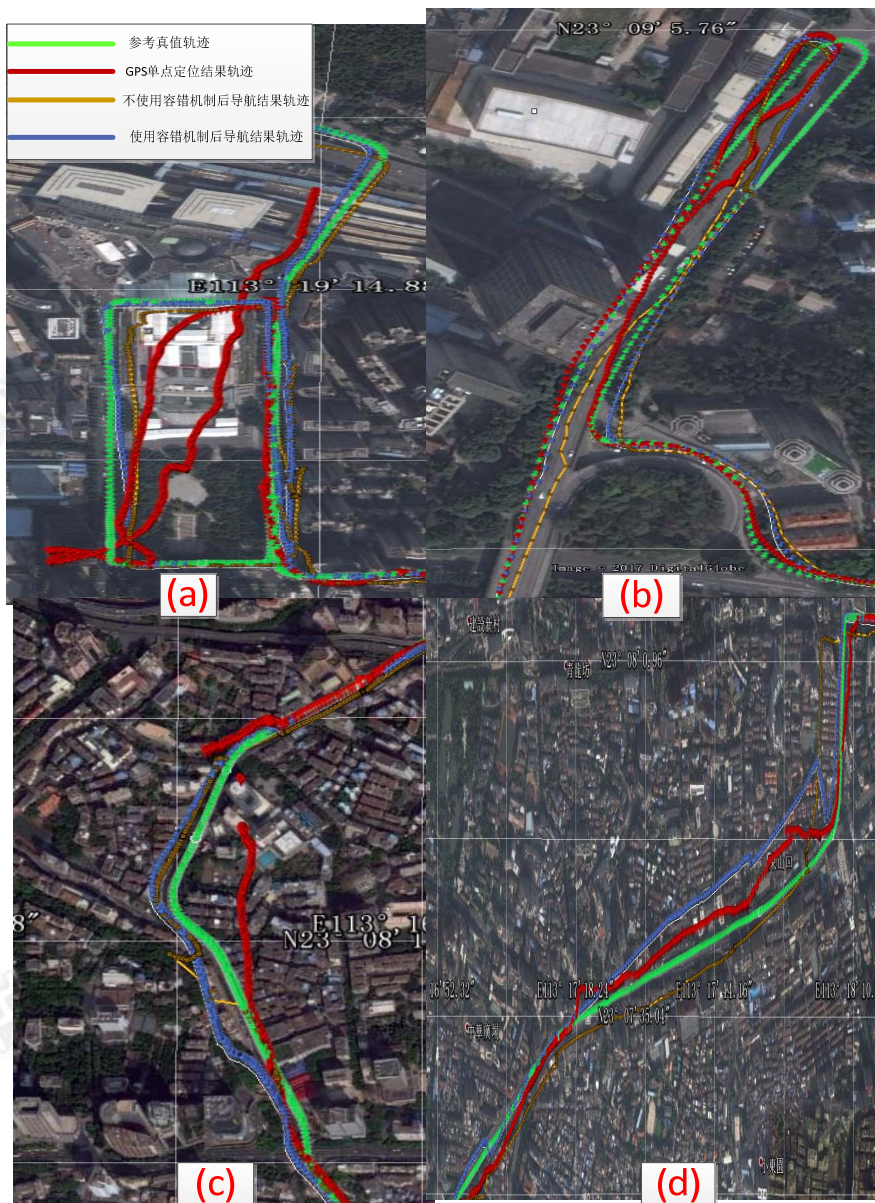


图 4-2 INS/GNSS 组合导航结果轨迹

## 4.5 本章小结

本章主要介绍了本文所用容错系统中主要采用的技术手段，通过理论剖析以及实际测试说明使用容错机制的必要性以及优点。

## 第 5 章 车载组合导航系统性能分析

### 5.1 测试描述

#### 5.1.1 测试平台

本文系统测试载体为东风 A60（用于搭载测试设备），设备主要包括位于车辆顶部靠后用于定位的 GNSS 天线一根（与高精度 GNSS OEM 板卡配套，用于进行高精度 GNSS RTK 解算），位于车轮轮毂用于测速的车轮编码器一套，以及位于车后箱的用于导出车辆自身传感器信息的 CAN 分析仪。本项目在 GNSS/INS 组合导航中选取三种不同等级的 MEMS IMU（以达到项目所要求研究内容），同时还配套高精度组合导航系统作为性能分析的参考系统。本项目硬件系统的开发是基于 MY-IMX6 开发主板。我们将使用 GNSS 3G 模块，接收实时改正信息用于实时 GNSS RTK 解算。车辆内设备摆放如图 5-1 所示。车轮编码器安装于车辆后轮（被动轮），通过螺丝将编码盘与车轮轮毂螺丝固定连接。本文各系统时间基于 FPGA 开发板进行硬件同步，GNSS 开发版提供的 PPS 信息作为绝对时间。



图 5-1 测试设备布局

#### 5.1.2 测试设备

##### 1) IMU

本项目中采用三种不同等级的 MEMS IMU，其外形如图 5-2，其特性如表 5-1 所示。考虑车载应用环境，所以在选用 MEMS IMU 器件时不需要特别考虑量程和工作温度，MEMS IMU 零偏缓变噪声相关时间一般较短，根据经验可认为 0.5h。如果

对姿态精度有较高精度，需要选用陀螺零偏较稳定以及高频白噪声较小的 IMU。

表 5-1 MEMS IMU 设备列表

	低端 IMU 芯片	中端 IMU 模块	高端 IMU 模块
型号	VTI SCC2130	ADIS16488A	STIM300
描述	单轴陀螺+三轴加表	三轴陀螺+三轴加表	三轴陀螺+三轴加表
接口类型	SPI	SPI	RS422
工作电压	3.0~3.6V	3.0~3.6V, 3.3V	4.5~5.5v, 5V
工作温度	-40~125℃	-40~85℃	-40~85℃
陀螺零偏稳定性	15 deg/h	10 deg/h	0.5deg/h
加表零偏稳定性	800 mGal	100 mGal	50 mGal
角度随机游走	1.3 deg/s/sqrt(h)	0.25 deg/s/sqrt(h)	0.15deg/s/sqrt(h)
速度随机游走	0.9 m/s/sqrt(h)	0.03 m/s/sqrt(h)	0.05m/s/sqrt(h)



图 5-2 不同等级 MEMS IMU 外观

## 2) GNSS OEM 板卡

Trimble BD982 双频双系统定位定向接收系统是一款用于定位与导航的单板式解决方案。该产品提供了最新的 GNSS 信号支持，并能提供双天线至远程基站的多星 RTK 基线。双频双系统定位定向接收系统不仅支持 GPS L1/L2/L5 和 GLONASS L1/L2 信号。由于采用单板式设计，使用 Trimble BD982 进行定向设备制作或集成应用开发，则在最大程度上能保证产品或系统的可靠性。

图 5-3 是 GNSS BD982 OEM 板卡，图中已标注出本项目所需信息，该信息通过相应接口直接输出/输入，与 MY-IMX6 开发主板对应接口相连接。其中，PPS 信号和时间信息均为输出信息，用于多源信息的时间同步；定位结果作为输出信息，用

于 GNSS/INS 组合导航 Kalman 滤波器；差分信号作为输入信息，用于接收机内部 GNSS 差分解算。

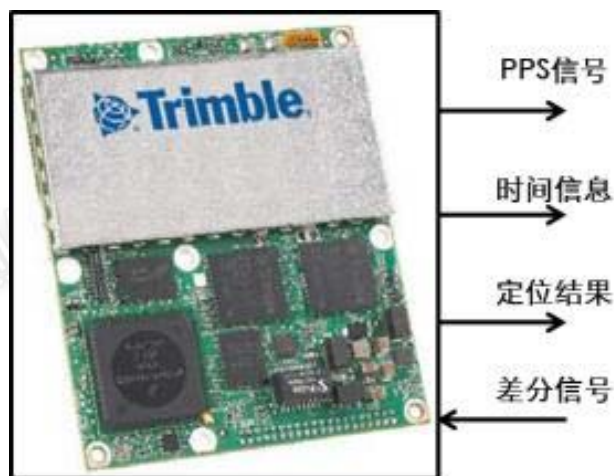


图 5-3 GNSS OEM 板卡

### 5.1.3 测试内容

车载组合导航系统性能测试需要面向不同测试环境场景、不同等级的 MEMS IMU，同时考虑 GNSS/INS 组合导航和多源组合导航系统等多种信息融合模式开展，其目的在于充分测试本文所研究组合导航系统的精度、可靠性和稳定性。

测试场景应基本涵盖所有车载常见场景，如开阔天空、隧道、城市楼群；不同测试环境场景下系统性能测试结果，有助于开展 MEMS IMU 组合导航参数优化以保证其全天候、全路况要求。针对不同等级的 MEMS IMU 测试，并辅以各种车载运动典型场景，通过参数优化，挖掘不同等级 IMU 的位置精度保持能力，为后续不同精度需求提供合适的 IMU 器件选型。GNSS/INS 组合导航以及多源组合导航系统的横向比较，凸显多源辅助优势，指明车载导航发展方向。

车载组合导航系统性能测试将实测位置、速度、姿态信息与参考系统作比较，分析其不同条件下导航误差表现。车载组合导航系统惯导漂移误差反映系统在 GNSS 信号丢失时自主航位推算能力，针对此性能，我们常采用仿真 GNSS 的手段，按照固定时间长度人为中断 GNSS 数据，进行短时间内的惯导机械编排，进而来统计惯导误差漂移水平。为适应城市环境，设计城市典型场景，真实反映城市环境，并通过导航误差数据调整质量控制参数设置，达到城市车道级定位要求。下面将结合典型测试场景来一一说明测试内容、方式以及考核要求。



表 5-2 系统场景测试项目

导航模式	IMU 器件	开阔场景	高架桥场景	隧道场景	城市楼群场景	其他场景
GNSS/INS 组合导航	高等级 MEMS	√	√	√	√	√
	中等级 MEMS	√	√	√	√	√
	低等级 MEMS	√	√	√	√	√
多源 组合导航	高等级 MEMS	√	√	√	√	√
	中等级 MEMS	√	√	√	√	√
	低等级 MEMS	√	√	√	√	√

### 5.1.4 测试环境

车载测试的开阔场景要求附近无高层建筑物,道路两旁无大树遮挡,以保证 GNSS 信号较好,接收 GNSS 卫星数至少保证在 6 颗以上,RTK 解算结果始终处于固定解。一般开阔场景位于城市偏远郊区。开阔场景测试时,测试车辆应有较为丰富的动态条件(如拐弯、掉头、加减速等机动),有利于开展组合导航参数优化工作。

如图 5-4(左)所示,本文中选用的开阔测试地点位于湖北省武汉市江夏区杜家湾,附近主要为未开发的荒地以及低矮厂房,道路两旁无茂盛树木。车辆能进行较丰富的机动,也有长达 3 公里的笔直道路,能够满足测试需求。

综合场景测试地点位于武汉市,重点针对长江隧道,高架桥,人行过道进行测试。图 5-4 为综合场景测试中隧道场景测试轨迹。



图 5-4 测试场景

## 5.2 开阔环境下基于不同等级 MEMS 器件组合导航系统导航精度

从开阔路段测试，可以得到下面两个结论

1) 不同等级 MEMS 器件在 GNSS 辅助下，位置、速度、俯仰和横滚角精度 (RMS 值) 基本一致，等级较高的 MEMS 器件航向精度较高。这是由于组合导航长时间位置和速度精度取决于 GNSS 观测值，GNSS RTK 位置和速度精度较高，而横滚、俯仰客观性较航向可观性高，此时航向精度与陀螺精度相关。

2) 非完整性约束辅助对航向精度提升较大。

表 5-3 开阔环境 GNSS 辅助下基于不同等级 MEMS 器件组合导航系统导航精度

惯导	辅助	Position(m)			Velocity(m/s)			Attitude(deg)		
		N	E	D	N	E	D	R	P	Y
STIM		0.030	0.032	0.028	0.029	0.017	0.011	0.017	0.020	0.129
	NHC	0.028	0.030	0.027	0.028	0.016	0.011	0.015	0.020	0.085
	ODO	0.028	0.030	0.027	0.028	0.016	0.011	0.015	0.020	0.085
ADIS		0.029	0.030	0.037	0.024	0.015	0.012	0.025	0.024	0.343
	NHC	0.028	0.030	0.036	0.024	0.015	0.012	0.023	0.024	0.155
	ODO	0.028	0.029	0.035	0.024	0.015	0.011	0.023	0.024	0.139

## 5.3 GNSS 中断时多源车载组合导航模式下的惯导漂移误差

综合多组测试结果，120s GNSS 中断时，MEMS 器件在车辆运动学约束或多源车载辅助下水平位置（单方向）漂移误差如表 5-4 所示，其中由于低等级 MEMS 测试数据较少，统计结果不完备。

表 5-4 多源车载组合导航系统 120s 误差漂移

	低等级 MEMS	中等级 MEMS	高等级 MEMS
GNSS/IN 组合模式下的惯导漂移误差 ( $1\sigma$ ) (车辆运动约束)	30m (50 m/120s )	28m (10 m/120s )	12m (3 m/120s )
多源车载组合导航模式下的惯导漂移误差 ( $1\sigma$ )	4.5m (10 m/120s )	2.4m (3 m/120s )	1.55m (1m/120s )

### 5.3.1 高等级 MEMS (STIM300) 惯导误差漂移统计

测试场景为开阔环境时，仅在 GNSS 辅助下，惯性导航器件使用高等级 MEMS(STIM300)，综合多组测试结果统计，车载导航系统水平位置精度可达到 5cm，水平速度误差在 0.05m/s 以下，俯仰及横滚误差在 0.02° 左右，航向角精度在 0.15° 以下。当添加其他辅助手段时，航向精度有稍许提高。

统计开阔场景 120s GNSS 中断时系统导航漂移误差来评估其在 GNSS 信号丢失时导航能力，以反映其在通过人行天桥、高架、隧道等场景和城市复杂环境时系统性能。

具体考察 STIM300 仅使用 RTK 辅助且在不添加其他辅助 (STIM300/RTK) 条件下 120s GNSS 中断导航误差，STIM300 使用实时 RTK 辅助以及车辆运动学辅助 (STIM300/RTK/NHC) 120s GNSS 中断导航误差，以及 STIM300 使用实时 RTK 辅助和里程计辅助 (STIM300/RTK/ODO) 条件下 120s GNSS 中断导航误差。

三种模式下，120s GNSS 中断时导航误差统计值如下表。

表 5-5 STIM300 120s GNSS 中断导航误差漂移统计

其他 辅助	Position(m)			Velocity(m/s)			Attitude(deg)		
	N	E	D	N	E	D	R	P	Y
	28.693	37.284	4.609	0.637	0.759	0.102	0.103	0.101	0.245
NHC	11.845	14.871	1.522	0.337	0.400	0.066	0.078	0.086	0.188
ODO	1.578	1.696	0.810	0.122	0.103	0.057	0.073	0.075	0.184

下面给出 120s GNSS 中断，三种模式下导航位置速度姿态漂移统计曲线。

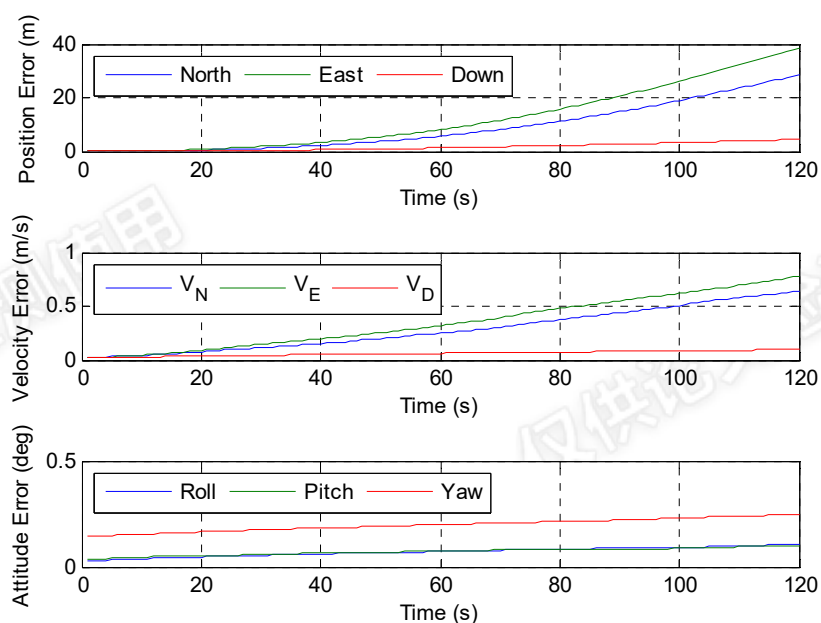


图 5-5 STIM300 120s GNSS 中断导航误差漂移统计曲线

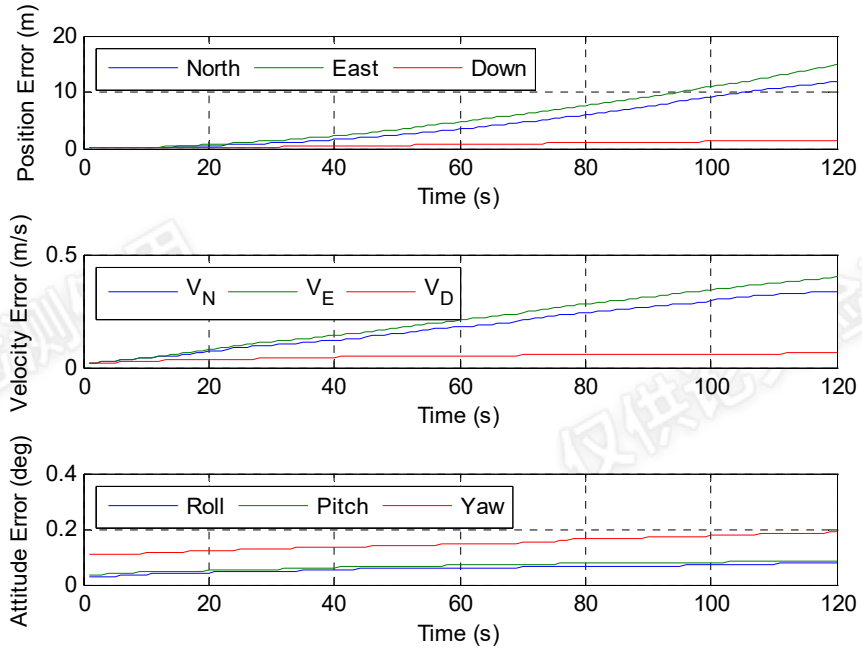


图 5-6 STIM300/NHC 120sGNSS 中断导航误差漂移统计曲线

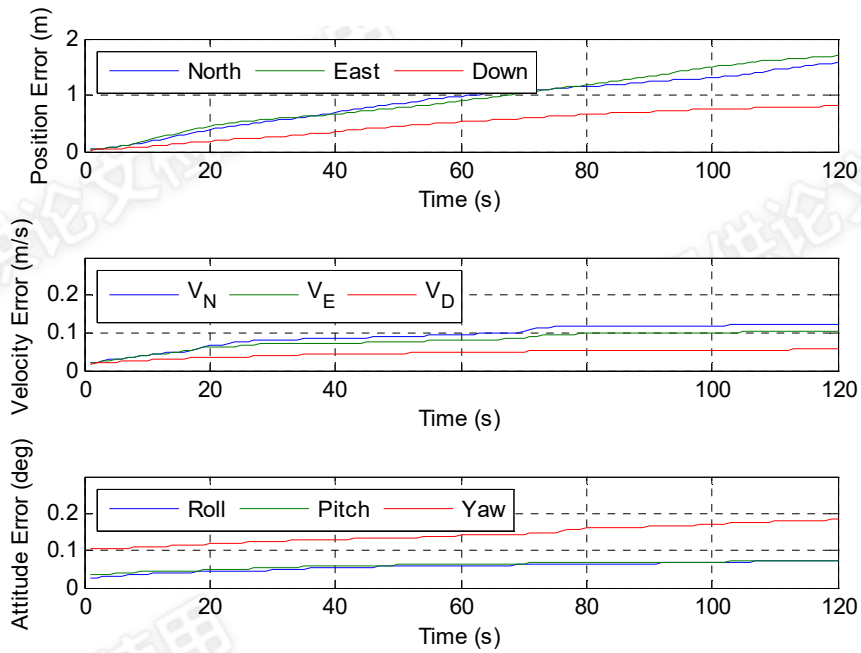


图 5-7 STIM300/ODO 120sGNSS 中断导航误差漂移统计曲线

### 5.3.2 中等级 MEMS (ADIS16488) 惯导误差漂移统计

测试场景为开阔环境时, 仅在 GNSS 辅助下, 惯性导航器件使用 ADIS16488 时, 综合多组车载测试结果分析统计, 水平位置精度可达到 5cm, 水平速度精度在 0.05m/s 以下, 俯仰及横滚误差在 0.025° 左右, 航向角精度在 0.3° 左右。在使用其他辅助时 (例如 NHC 和里程计辅助), 航向精度有较大提升, 能达到 0.18° 左右。

统计开阔场景 120s GNSS 中断时系统导航漂移误差来评估其在 GNSS 信号丢失时导航能力, 以反映其在通过人行天桥、高架、隧道等场景和城市复杂环境时系统性能。

这里我们具体考察 ADI16488 仅使用实时 RTK 辅助且在不添加其他辅助 (ADIS16488/RTK) 条件下 120s GNSS 中断导航误差, ADIS16488 仅用实时 RTK 辅助以及车辆运动学辅助 (ADIS16488/RTK/NHC) 120s GNSS 中断 导航误差, 以及 ADIS16488 使用实时 RTK 辅助和里程计辅助 (ADIS16488/RTK/ODO) 条件下 120s GNSS 中断 导航误差。

三种模式下, 120s GNSS 中断时导航误差统计值如表 5-6。

表 5-6 ADIS16488 120s GNSS 中断导航误差漂移统计

辅助	Position(m)			Velocity(m/s)			Attitude(deg)		
	N	E	D	N	E	D	R	P	Y
	85.473	119.395	11.860	1.960	2.658	0.223	0.246	0.286	0.531
NHC	14.782	31.284	1.757	0.584	0.949	0.086	0.112	0.222	0.444
ODO	2.772	2.380	0.976	0.136	0.104	0.074	0.092	0.108	0.432

下面给出 120sGNSS 中断, 三种模式下导航位置速度姿态漂移统计曲线。

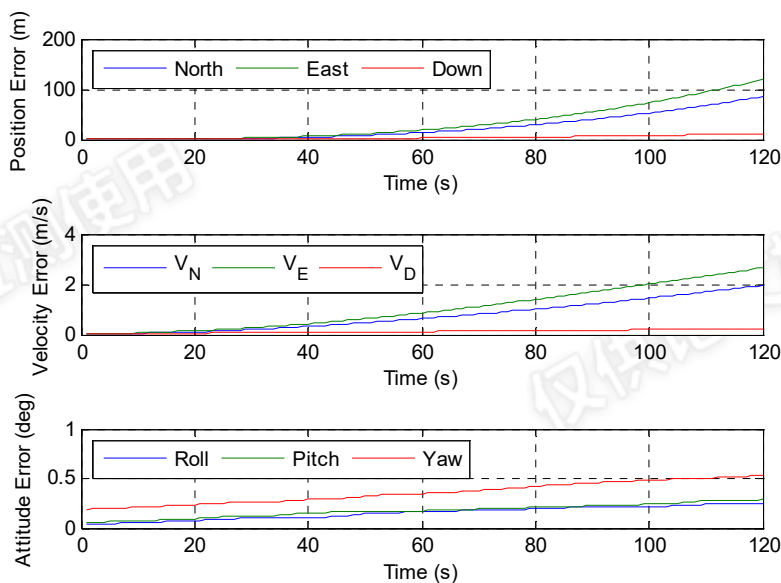


图 5-8 ADIS16488 120sGNSS 中断导航误差漂移统计曲线

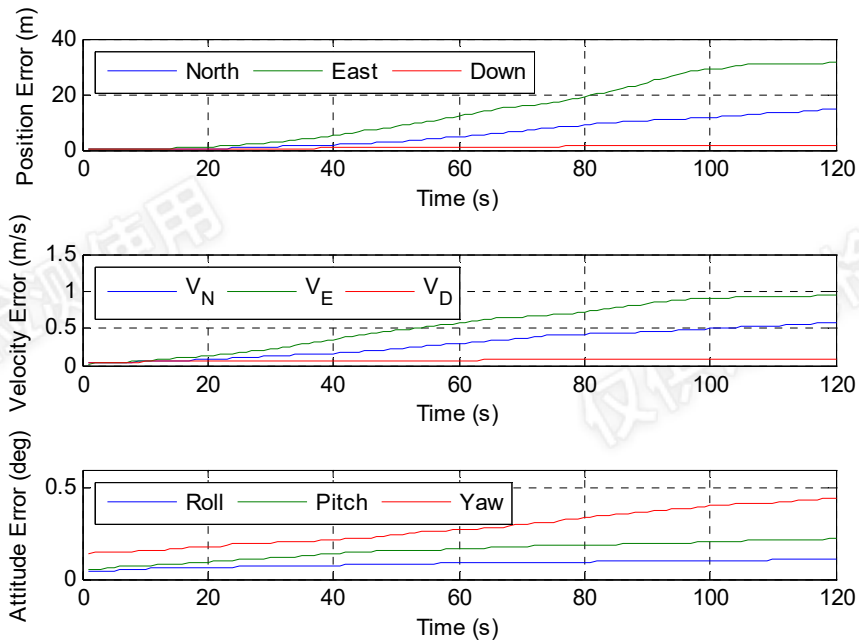


图 5-9 ADIS16488 /NHC 120sGNSS 中断导航误差漂移统计曲线

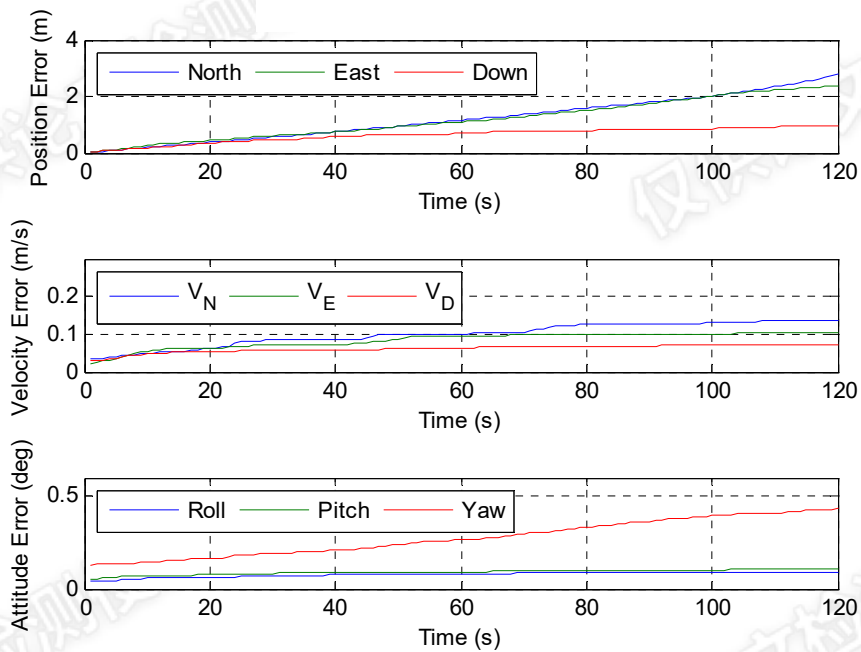


图 5-10 ADIS16488 /ODO 120sGNSS 中断导航误差漂移统计曲线

## 5.4 车载组合导航城市环境下性能评定

### 5.4.1 一般城市环境整体精度评定

本次测试路线：武汉大学信息学部南门（起始），经过珞喻路、珞狮南路、三环线、民族大道、珞喻路至武汉大学信息学部南门（终点）。测试轨迹如图 5-11 所示。

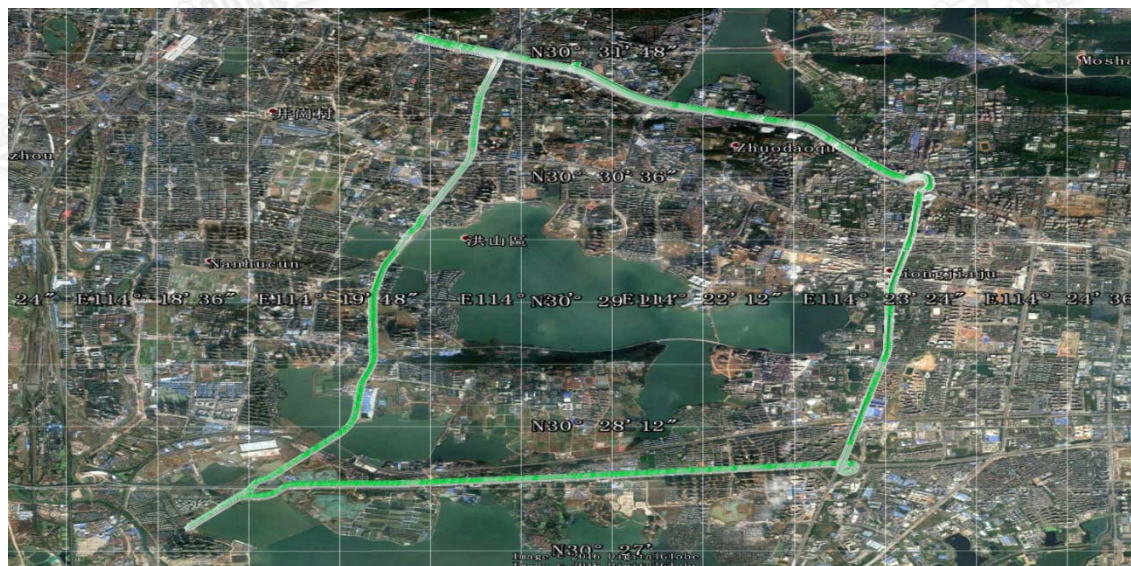


图 5-11 一般城市环境测试轨迹

STIM300/RTK/ODO 组合导航系统整体性能如表 5-7 所示。

表 5-7 STIM300 多源辅助下城市环境性能评估

整个组合导航系统	测试结果
位置精度	4cm (1 $\sigma$ )
航向角精度	0.125° (1 $\sigma$ )
俯仰&横滚角精度	0.025° (1 $\sigma$ )
车辆速度精度	0.033m/s (1 $\sigma$ )
车辆角速度精度	0.6 deg/s
车辆加速度精度	0.077m/s <sup>2</sup>
车辆角加速度精度	0.01 deg/s <sup>2</sup>

### 5.4.2 城市典型场景精度评定

#### 5.4.2.1 人行过道

车辆通过人行天桥时，GNSS 定位会从 RTK 固定解断开，并需要一段时间的恢

复。如图 5-12（绿色点位为组合导航结果轨迹，蓝色点位为 GNSS 定位结果），本次 RTK 脱离固定解 5s，水平位置漂移 5cm，组合导航性能符合标准。此时位置、速度以及姿态漂移误差如图 5-13，短时间的的位置存在较小的发散，但系统速度，姿态保持稳定。

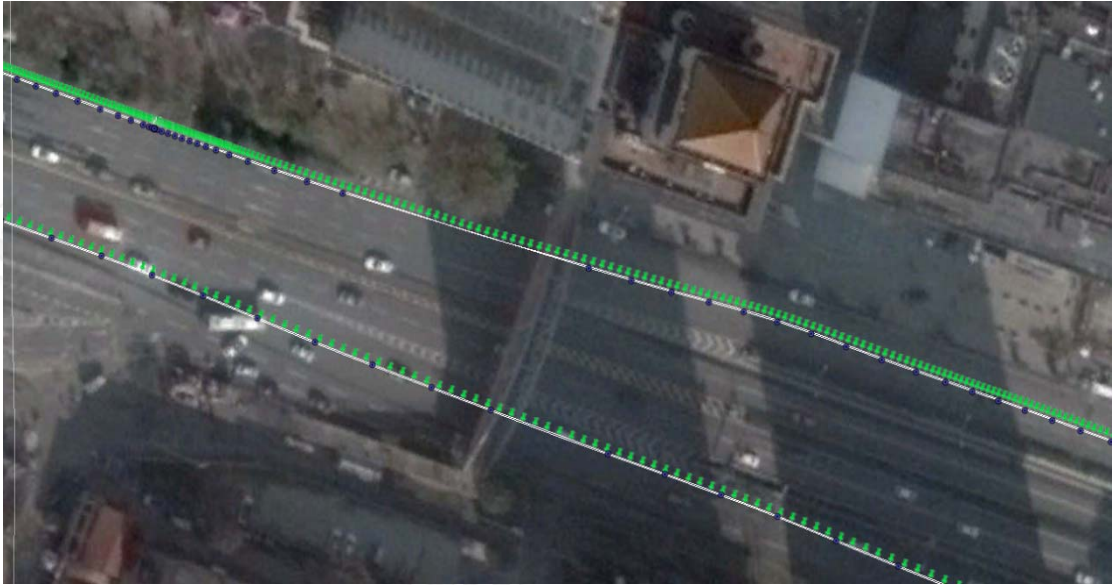


图 5-12 人行过道场景

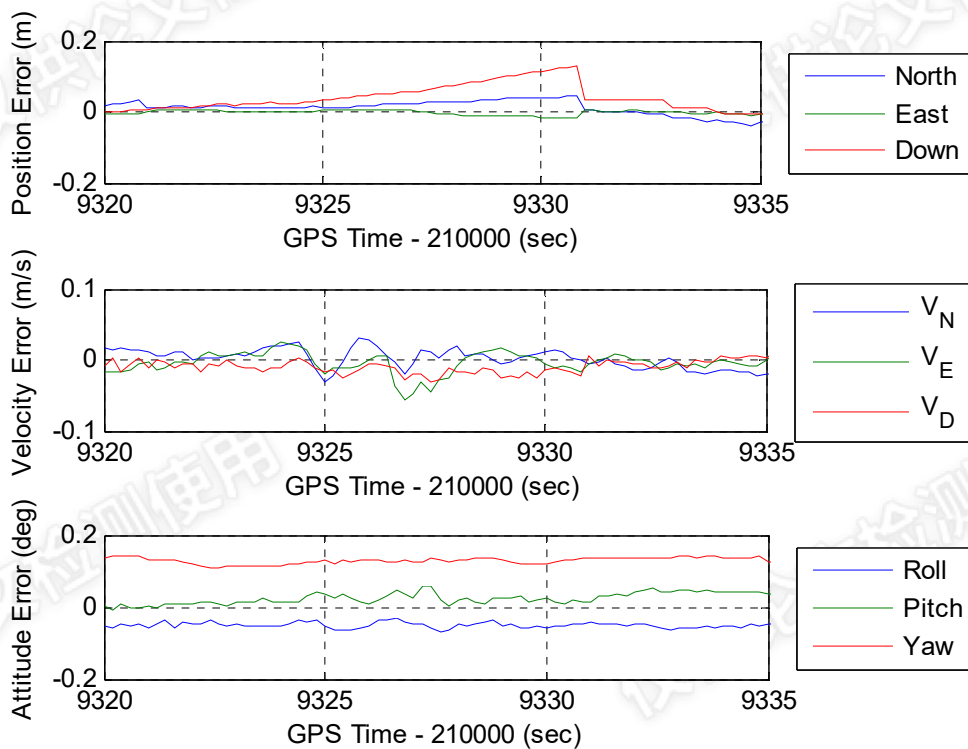


图 5-13 人行过道误差漂移曲线



### 5.4.2.2 城市高架

城市高架一般密集，相对于车辆通过人行天桥，RTK 固定解断开时间较长，此时更加考验导航性能。如图 5-14 所示，其中绿色点位为组合导航结果轨迹，蓝色点位为 GNSS 定位结果。本次 RTK 脱离固定解 21s，水平位置漂移 16cm，组合导航系统性能符合标准。此时位置、速度以及姿态漂移误差如图 5-15，短时间的位置发散合理，系统速度，姿态仍能保持一定精度。

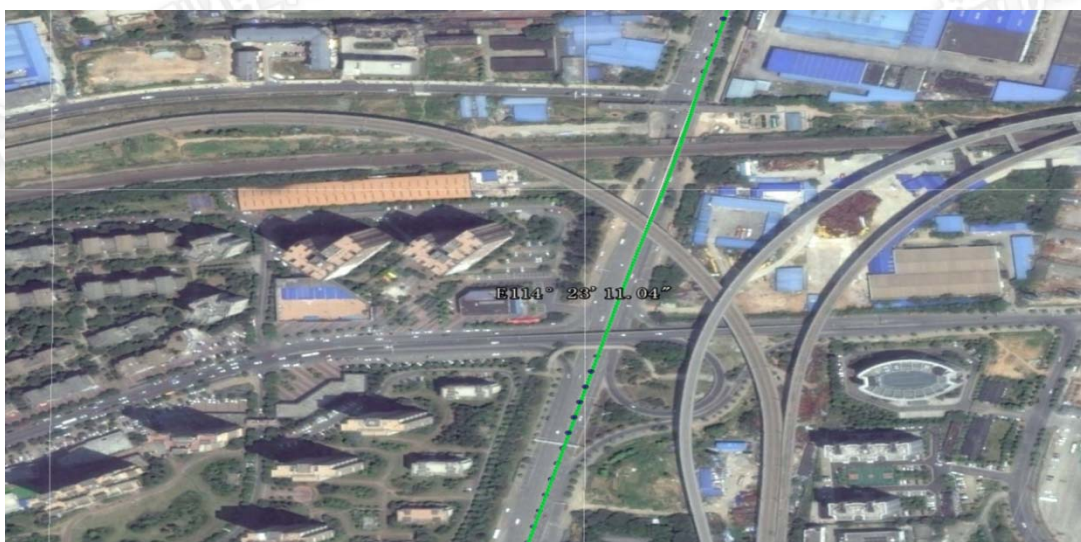


图 5-14 城市高架场景

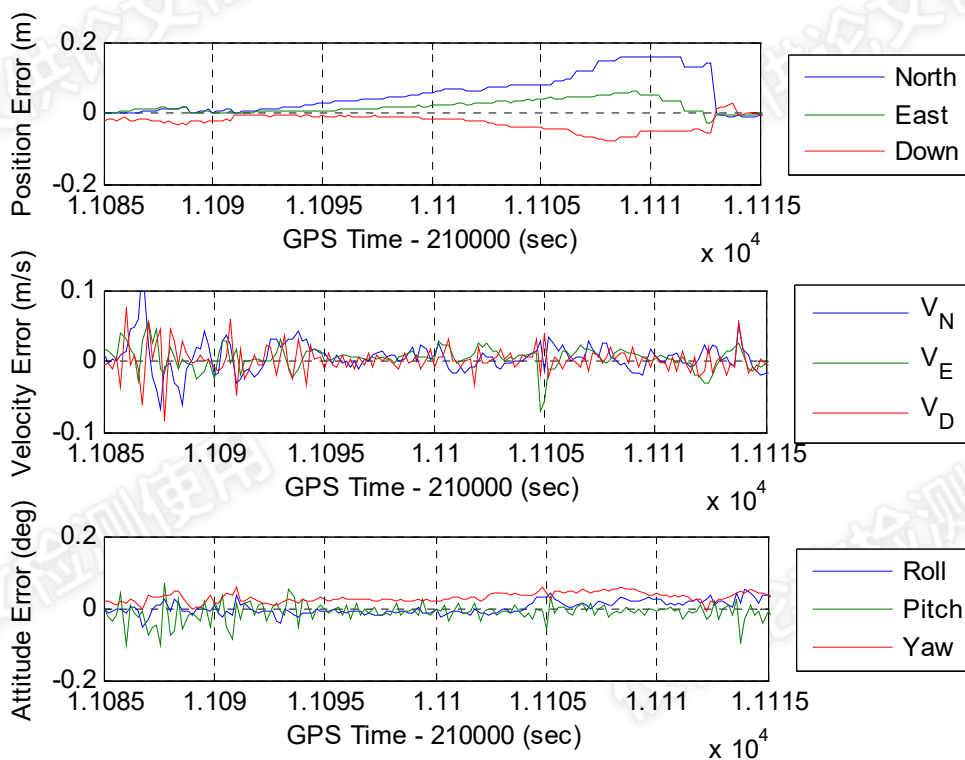


图 5-15 城市高架场景

### 5.4.2.3 隧道场景

本次测试主要考察车辆通过长隧道时性能（长时间 GNSS 中断系统精度保持能力），反复通过长江隧道，统计其位置、速度以及姿态漂移来评定系统性能。

测试轨迹如图 5-16，导航误差曲线如图 5-17 所示，参考结果为高精度的 POS 系统。由于本次测试轨迹中隧道部分占比较重，导航误差会较大。车辆角速度精度：航向  $0.6^\circ$ （1 倍  $\sigma$ ），横滚、俯仰分别为  $0.57^\circ$ 、 $0.63^\circ$ 。本次通过长江隧道时间长度 4 到 5 分钟不等，根据导航误差曲线，统计四次通过隧道时水平位置误差为 5m，符合 STIM300 在 GNSS 中断下多源辅助误差漂移性能。



图 5-16 综合路段测试轨迹

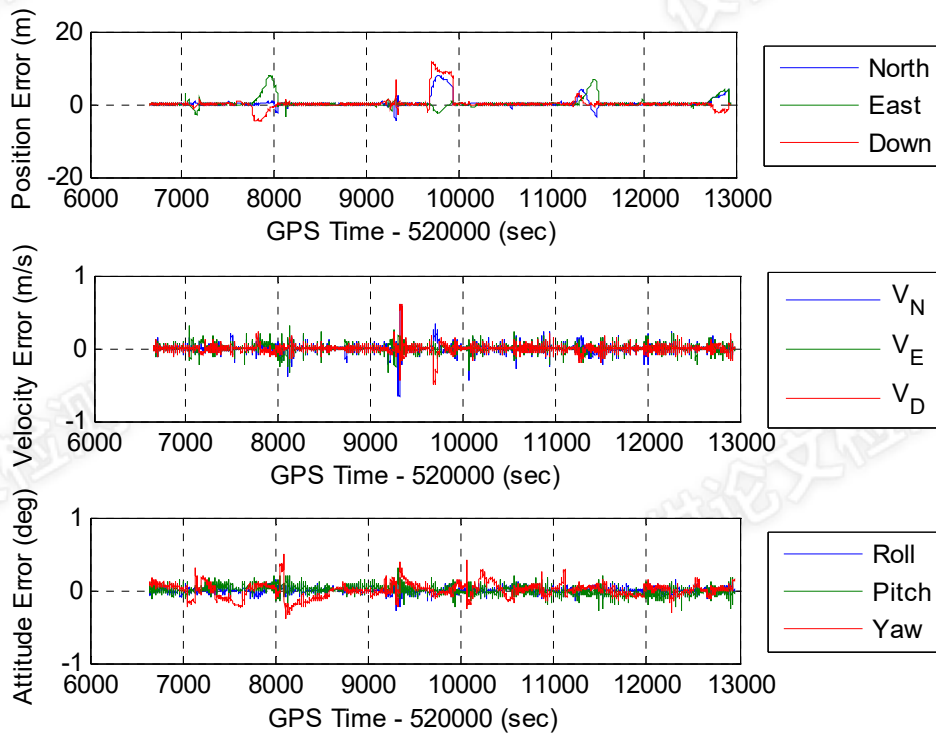


图 5-17 STIM300 多源辅助下城市环境误差曲线

## 5.5 本章小结

本章主要从实际应用角度出发,对多源车载组合导航系统进行了大量的车载实验。通过对开阔场景下导航系统精度进行分析,得到非完整性约束辅助能够很好的提升导航系统航向精度的结论;进行开阔场景下仿真 GNSS 中断测试分析,得到不同 MEMS 传感器在不同辅助条件下导航误差随时间漂移曲线;从非完整性约束和里程计辅助对不同 MEMS 系统导航性能提升效果着手,为今后不同应用场景下 MEMS 器件选型提供帮助。通过综合路段的测试分析,评估了多源组合导航系统的可靠性和稳定性。

## 第 6 章 总结与展望

### 6.1 论文总结

本文研究出发点基于车载导航实际应用需求，研究基于 MEMS IMU 的高精度多源车载组合导航关键技术。对基于不同等级的 MEMS IMU 的车载组合导航系统进行了评估，通过实测数据分析其不同辅助条件下的导航性能。

本文研究了 MEMS IMU 误差特性、机械编排、GNSS/INS 组合导航数据融合算法、车辆运动学模型、非完整性约束、里程计辅助、车辆传感器辅助、车载组合导航系统容错系统，完成了多源车载组合导航系统测试、分析和评估工作。

本文主要工作归纳如下：

1) 设计 GNSS/INS 组合导航算法。对 IMU 原始输出按照误差模型进行补偿，在  $n$  系下基于四元数更新 INS 解算位置、速度和姿态，构建包含杆臂补偿的观测方程。最后测试验证组合导航算法正确性。

2) 设计多源传感器辅助方案，对车辆运动学模型进行了详细分析，构建非完整性约束和里程计辅助观测方程。提供基于不同车辆传感器组合的车载导航辅助方案。最后通过测试验证各辅助模块性能。

3) 设计车辆组合导航容错机制，基于各传感器和子导航系统特点进行范围性检查，对 GNSS 测量值使用策略进行了合理规划，最后设计基于卡尔曼滤波新息的质量控制方案，测试并验证此方案性能。

4) 对多源车载导航系统进行车载测试，验证系统整体性能，验证各模块效果，分析 MEMS 器件在不同辅助下性能，分析不同辅助手段对不同等级 MINS 性能的提升。

基于本文的研究内容，为验证 GNSS/INS 组合导航算法、多传感器辅助算法、车载组合导航容错机制以及评估多源车载组合导航系统性能，在武汉以及广州地区进行大量的车载测试。通过对实验数据的分析表明本文研究的算法和多源车载组合导航系统方案的可行性和有效性。

### 6.2 论文展望

本文虽然对基于 MEMS IMU 的多源车载组合导航系统进行了深入的研究，验证了系统方案的可行性和有效性，但是在很多方面没有进行深入的研究，后续可在下面几个方面研究：

1) 深入分析车辆传感器误差模型: 由于本次使用车辆传感器辅助模型过于粗糙, 在利用精度有限的车辆传感器数据时, 辅助性能较差。

2) 容错系统: 本文采用的多源车载导航系统使用级联式卡尔曼滤波器进行数据融合, 对子系统容错能力较差; 通过范围检查以及基于卡尔曼滤波新息进行粗差探测后, 突跳和短期性系统偏差能够被探测, 通过降低其使用权重来减弱其对系统影响, 但对长时间观测值系统性偏差无较好改善效果。本文使用单个 IMU, 一旦 IMU 出现故障, 组合导航系统将崩溃, 后续可设计基于多个 MIMU 的车载组合导航系统, 提升系统的容错能力。

## 参考文献

- [1]Niu X, Nasser S, Elsheimy C G N. A Universal Approach for Processing any MEMS Inertia Sensor Configuration for Land-Vehicle Navigation[J]. Journal of Navigation, 2007, 60(2):233-245.
- [2]Tao Z, Lei W. SINS and GPS Integrated Navigation System of a Small Unmanned Aerial-Vehci Vehicle[C]// International Seminar on Future Biomedical Information Engineering. 2008:465-468.
- [3]岳海波. GPS/DR 车载组合导航定位系统研究[D].南京理工大学,2009.
- [4]Kerr T H. KERR T. Decentralized Filtering and Redundancy Management for Multisensor Navigation. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems1987, 23(1): 83-119.
- [5]王惠南. GPS 导航原理与应用. 北京: 科学出版社. 2003.
- [6]UBX-M8030-Kx-DR u-blox M8 3D Dead Reckoning GNSS chips. <http://www.u-blox.com>, 2016.
- [7]Applanix, A Trimble Company. POS LV: position and orientation system for land vehicles[EB/OL]. <http://www.applanix.com>, 2010.
- [8]张树侠, 孙静. 捷联式惯性导航系统. 北京: 国防工业出版社, 1992.
- [9]以光衡. 惯性导航原理. 北京: 航空工业出版社.1987.
- [10]徐田来. 车载组合导航信息融合算法研究与系统实现[D].哈尔滨工业大学,2007.
- [11]张全.GNSS/INS 组合导航短期精度的分析方法及应用研究[D].武汉大学,2015.
- [12]Groves P D.principles of gnss, inertial, and mulisensor intergrated navigation systems [M].Artech House,2013.
- [13]Gebre-Egziabher D.Design and performance analysis of a low-cost aided dead reckoning navigator [D].Citeseer,2004.
- [14]Savage P G. Strapdown inertial navigation integration algorithm design, Part I: Attitude algorithms[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics. 1998, 21(2): 19-28.
- [15]Savage P G. Strapdown inertial navigation integration algorithm design, Part II: Velocity and position algorithm[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics. 1998, 21(2): 208-221.
- [16]Jekeli C.Inertial navigation system with geodetic applications [M].Walter de Gruyter,2001.
- [17]Shine E. Estimation techniques for low-cost inertial navigation[J].UCGE report,2005,20219.
- [18]Chen A, Zheng D, Ramanandan A, et al. INS aided GPS integer ambiguity resolution[C]// IEEE International Conference on Control Applications, Cca 2011, Denver, Co, Usa, September. DBLP, 2011:567-572.
- [19]石波. 非线性滤波理论及其在 GPS/INS 组合定位定姿中的应用研究[D]. 山东科技大学, 2008.
- [20]吴富梅. GNSS/INS 组合导航误差补偿与自适应滤波理论的拓展[J]. 测绘学报, 2011, 40(3):401-401.
- [21]秦永元. 惯性导航[M]. 北京: 科学出版社, 第二版, 2014.
- [22]Kai-Wei Chiang,Yun-Wen Huang,Chia-Yuan Li and so on.An ANN embedded RTS smoother for an INS and GPS integrated Positioning and Orientation System, Applied Soft Computing,

vol.11,2011:2633-2644.

- [23] Kai-Wei Chiang, Yun-Wen Huang. An intelligent navigator for seamless INS-GPS integrated land vehicle navigation applications. *Applied Soft Computing*, vol.8, 2008: 722-733.
- [24] Tao Zhang, Xiao Xu. A new method of seamless land navigation for GPS-INS integrated system. *Measurement*, 2012: 1-11.
- [25] Lijie Yu, Zongyu Gao and Desheng Li. Hybrid Particle Filter for Vehicle MEMS-INS. *IEEE*, 978-1-4244-5848-6, 2010: 122-125.
- [26] Jacques Georgy, Aboelmagd Noureldin, Michael J. Korenberg and so on. Low-Cost Navigation Solution for RISS-GPS Integrated Using Mixture Particle Filter. *IEEE Transactions on Vehicular technology*, Vol.59, No.2, February 2010: 599-615.
- [27] Rogers R M. Applied mathematic in integrated navigation system [M]. *Aiaa*, 2003.
- [28] Titterton D, Weston J L. Strapdown inertial navigation technology [M]. *IET*, 2004.
- [29] Scherzinger, B, M. (1996). Inertial Navigation Error Models for Large Heading Uncertainty. In *IEEE Position Location and Navigation Symposium*, pages 477-488.
- [30] Shin E, EI-Sheimy N. Accuracy improvement of low cost INS/GPS for land application [M]. *University of Calgary, Department of Geomatics Engineering*, 2001.
- [31] Savage P G. *Strapdown Associates Maple Plain, MN, USA*, 2000.
- [32] Noureldin A, El-Shafie A, Bayoumi M. GPS/INS integration utilizing dynamic neural networks for vehicular navigation [J]. *Information Fusion*, 2011, 12(1): 48-57.
- [33] 陶敏. 地面车辆定位定向系统关键技术研究 [D]. 国防科学技术大学, 2007.
- [34] 付强文. 车载定位定向系统关键技术研究 [D]. 西北工业大学, 2015.
- [35] 郭美玲. MSINS/GPS/汽车传感器组合导航系统研究 [D]. 哈尔滨工程大学, 2013.
- [36] 冯毅博, 李希胜, 张晓娟. 一种陀螺与罗盘组合导航系统的故障检测方法 [J]. *仪器仪表学报*, 2015, 36(10): 2381-2388.
- [37] 陈曦. 车载 GPS/DR 组合导航软件系统及算法研究 [D]. 天津大学, 2004.
- [38] Paul D. Groves. GNSS 与惯性及多传感器组合导航系统原理 [M]. 国防工业出版社, 2011.
- [39] 许丽佳. 组合导航系统中的信息融合研究 [D]. 北京工业大学, 2004.

## 致谢

回首三年的研究生生涯，一路走来，有太多的感谢！

感谢牛小骥老师三年来的谆谆教诲。敬佩您，不仅是您丰厚的学识，也是那一颗一直在路上求学的心；想起您，路上匆匆的脚步，会议上低头的笔记与偶尔举起的手臂，办公室里同学生讨论的画笔。关于您，有太多的画面留存在心中，您教给我们的不仅是知识，而且是对知识的态度，对人生的态度。印象最深刻的是同您讨论问题，会忽略您的身份，就像跟同学探讨。遇到您，是我一生的财富。

感谢组内的章红平老师，感谢您三年来的指导。值得学习的是您做事的方法，对问题总能一针见血。您的话很少，但总是值得去揣摩和学习的。

感谢组内张提升老师和郭文飞老师，值得学习的是你们对待学术的严谨，值得称赞的是你们对待学生耐心的指导。

感谢张全师兄这三年来不厌其烦的指导，如师如兄。为这三年的懒惰与应付感到惭愧，为遇到您这样的师兄感到幸运。我简单的问题，您细心的讲解。优秀的人身上总是有太多值得去学习的地方。

感谢陈起金师兄，旷俭师兄对我学业上的指导以及生活上的帮助。

感谢同期入组的王倩、金荣河、姚卓、常乐、蔡磊、王强、李青丽、余彤和李梦杨，感谢你们三年来在学业和生活上的帮助。

感谢吴佳豪和程风师弟在测试平台搭建以及组合导航系统软件调试中的辛苦工作，一次又一次的跑车测试。因为你们，才有支撑本文的丰富的数据。感谢李姗姗师妹，在车载组合导航领域丰富完善的调研工作。感谢组内科研助理黄夙寒对跑车测试的支持，完好的后勤保障。

感谢室友王晨、罗权和郑海清在生活上的帮助和陪伴，朝夕相处，共同进步。

感谢这三年来碰到的老师和同学们，为这样一个和谐的求学环境感到幸福！毕业在即，从三年来接触过的优秀的导师、师兄以及师弟们身上，学习到的知识以及对待人生的态度，将会是我一生的财富。

最后我想感谢一直在我身后支持我的父母及亲人，感谢他们无时无刻不在的爱！希望大家在今后的工作中注意身体，健健康康！