

地面车辆 组合导航技术

杨玉良 王志伟 吴大林等◎编著

INTEGRATED NAVIGATION TECHNOLOGY
OF GROUND VEHICLES



北京理工大学出版社

BEIJING INSTITUTE OF TECHNOLOGY PRESS

地面车辆组合导航技术

杨玉良 王志伟 吴大林 编著
秦俊奇 狄长春 崔凯波

 **北京理工大学出版社**
BEIJING INSTITUTE OF TECHNOLOGY PRESS

内 容 简 介

本书系统开展了地面车辆组合导航技术及方法研究。全书共分为6章,包括定位定向系统及关键技术概述、定位定向系统误差分析、基于晃动补偿方法的导航方法研究、基于卫星信息辅助的导航方法研究、基于快速正交搜索和卡尔曼滤波的导航方法研究、主子惯导误差标定。

本书可供从事惯性导航系统设计、制造、试验及应用的工程技术人员以及大学、大专院校的师生使用。

版权专有 侵权必究

图书在版编目(CIP)数据

地面车辆组合导航技术 / 杨玉良等编著. —北京:北京理工大学出版社, 2021. 4

ISBN 978 - 7 - 5682 - 9685 - 4

I. ①地… II. ①杨… III. ①地面车辆 - 组合导航 IV. ①TJ81

中国版本图书馆CIP数据核字(2021)第056078号

出版发行 / 北京理工大学出版社有限责任公司

社 址 / 北京市海淀区中关村南大街5号

邮 编 / 100081

电 话 / (010) 68914775 (总编室)

(010) 82562903 (教材售后服务热线)

(010) 68948351 (其他图书服务热线)

网 址 / <http://www.bitpress.com.cn>

经 销 / 全国各地新华书店

印 刷 /

开 本 / 710 毫米 × 1000 毫米 1/16

印 张 / 13.5

彩 插 / 2

字 数 / 230 千字

版 次 / 2021 年 4 月第 1 版 2021 年 4 月第 1 次印刷

定 价 / 76.00 元

责任编辑 / 孙 澍

文案编辑 / 孙 澍

责任校对 / 周瑞红

责任印制 / 李志强

图书出现印装质量问题,请拨打售后服务热线,本社负责调换

前言

为提高地面车辆导航定位精度，在系统中加入了捷联惯导设备，为车辆定位定向提供了基准。尽管车辆姿态会由于行驶过程中产生的巨大振动而产生变化，捷联惯导系统也可以敏感出姿态变化量，反馈给控制系统自动完成重新归位。地面车辆的另一个优势就是出众的机动性，这使得车辆可以实现“打了就走，边走边打”，大大提高了其战场生存能力。而惯性导航系统大大缩短火炮的射击准备时间，进一步提高了自行火炮的作战效率。

本书以某型自行火炮炮载光纤陀螺定位定向系统和火箭弹载惯导为研究对象，为提高定位精度、改善装备作战性能，分别针对几种不同导航方法进行了研究，并提出了相应的解决方案。全书共分为6章。第1章，定位定向系统及关键技术概述，主要介绍惯性技术、陆用定位定向系统、初始对准、自主导航以及卫星辅助导航等方法技术。第2章，定位定向系统误差分析，主要介绍研究对象及所选坐标系、捷联惯导系统误差模型、误差传播特性分析、航位推算误差模型以及晃动对惯组量测的影响分析。第3章，基于晃动补偿方法的导航方法研究，主要介绍常用初始对准方法、基于晃动补偿的自主导航初始对准、基于晃动补偿的零速修正方法以及里程计误差补偿。第4章，基于卫星信息辅助的导航方法研究，主要介绍卫星辅助条件下的大失准角初始对准方法、基于非线性观测器的参数估计方法以及卫星辅助导航误差补偿方法。第5章，基于快速正交搜索和卡尔曼滤波的导航方法研究，主要介绍快速正交搜索算法、FOS/KF在大失准角初始对准中的应用以及FOS/KF在导航过程中应用。第6章，主子惯导误差标定，主要介绍横滚运动对系统可观测性的影响及主子惯导在线标定机动方式设计。

本书由杨玉良、王志伟、吴大林、秦俊奇、狄长春和崔凯波合作撰写。第1章由吴大林、崔凯波撰写，第2章由杨玉良撰写，第3章由秦俊奇撰写，第4章由狄长春撰写，第5、6章由王志伟撰写。全书由杨玉良统稿。

本书在编写过程中，得到了陆军工程大学石家庄校区石志勇教授、陈永才副教授的大力支持和帮助，在校对、排版及绘图过程中，何健博士、方宇硕士、周默涵硕士做了大量的工作，同时本书还引用了许多专家学者的论文和著作，谨在此表示诚挚的感谢。

限于作者学识水平，书中难免存在不足之处，恳请广大读者批评指正。

作者

2020年6月

目 录

第 1 章	定位定向系统及关键技术概述	/1
1.1	惯性技术	/1
1.2	陆用定位定向系统	/2
1.3	初始对准	/4
1.4	自主导航	/6
1.5	卫星辅助导航	/7
1.6	在线标定	/8
1.7	旋转调制	/10
1.8	参数估计	/11
第 2 章	定位定向系统误差分析	/14
2.1	研究对象及所选坐标系	/14
2.2	捷联惯导系统误差模型	/15
2.2.1	惯性传感器测量误差	/15
2.2.2	系统误差方程	/16
2.2.3	系统非线性误差模型	/18
2.3	误差传播特性分析	/19
2.3.1	陀螺常值漂移传播特性	/21
2.3.2	加速度计零偏传播特性	/23
2.3.3	初始误差传播特性	/24
2.3.4	初始对准过程中的误差传播特性	/25
2.4	航位推算误差模型	/27
2.5	晃动对惯组量测的影响分析	/29
2.5.1	Allan 方差分析	/29
2.5.2	静基座惯组输出特性分析	/31
2.5.3	角晃动对量测的影响	/33
2.5.4	线振动对量测的影响	/35
2.5.5	外部干扰特性分析	/37
第 3 章	基于晃动补偿方法的导航方法研究	/40
3.1	常用初始对准方法	/40
3.1.1	粗对准	/40
3.1.2	精对准	/43

3.2	基于晃动补偿的自主导航初始对准	/45
3.2.1	基座晃动补偿方法	/45
3.2.2	基于晃动补偿方法的粗对准	/51
3.2.3	基于晃动补偿方法的精对准	/52
3.2.4	试验验证	/55
3.3	基于晃动补偿的零速修正方法	/63
3.3.1	传统零速修正方法	/63
3.3.2	动态零速修正方法	/64
3.3.3	改进量测的准动态零速修正	/68
3.3.4	仿真对比	/72
3.3.5	试验验证	/81
3.4	里程计误差补偿	/85
3.4.1	里程计杆臂误差补偿	/85
3.4.2	仿真对比	/89
3.4.3	加速度计辅助的里程计量测误差补偿	/91
3.4.4	试验验证	/95
第4章	基于卫星信息辅助的导航方法研究	/99
4.1	卫星辅助条件下的大失准角初始对准方法	/99
4.1.1	典型的大失准角动基座初始对准方法的缺陷	/99
4.1.2	改进的大失准角条件下的动基座对准方法	/101
4.1.3	试验验证	/106
4.2	基于非线性观测器的参数估计方法	/108
4.2.1	非线性观测器设计	/109
4.2.2	仿真对比	/120
4.2.3	试验验证	/124
4.3	卫星辅助导航误差补偿方法	/127
4.3.1	初始粗量测过程	/128
4.3.2	精确估计过程	/129

4.3.3	试验验证	/131
第5章	基于快速正交搜索和卡尔曼滤波的	
	导航方法研究	/135
5.1	快速正交搜索算法	/135
5.1.1	系统模型建立	/136
5.1.2	详细搜索过程	/137
5.2	FOS/KF 在大失准角初始对准中的应用	/139
5.2.1	大方位失准角误差分析	/139
5.2.2	FOS/KF 在初始对准中的应用	/141
5.2.3	仿真对比	/143
5.2.4	试验验证	/146
5.3	FOS/KF 在导航过程中的应用	/152
5.3.1	系统非线性误差模型	/152
5.3.2	FOS/KF 在导航定位中的应用	/153
5.3.3	试验验证	/154
第6章	主子惯导误差标定	/161
6.1	横滚运动对系统可观测性的影响	/161
6.1.1	可观测性及常用分析方法	/161
6.1.2	基于 PWCS 和初等变换的可观测性	
	分析方法	/164
6.1.3	仿真分析	/166
6.2	主子惯导在线标定机动方式设计	/177
6.2.1	误差标定常用方法	/177
6.2.2	主子惯导简易标定方法	/178
6.2.3	角运动参数的选择	/187
6.2.4	主子惯导精确标定方法	/191
6.2.5	仿真试验	/195
	参考文献	/203

第 1 章

定位定向系统及关键技术概述

1.1 惯性技术

近 20 年以来，惯性导航技术得到了长足的发展，被应用到各个领域，成为最重要的导航方式之一。其主要经历了以下几个发展阶段。

(1) 20 世纪 30 年代之前。1923 年休拉发表的论文《运载工具的加速度对于摆和陀螺仪的干扰》以牛顿三大定律为基础，详细阐述了休拉摆的原理。该论文为惯性导航技术的发展奠定了理论基础。

(2) 20 世纪 40 年代以后。1940 年以后，惯性导航系统 (INS) 开始在装备上实际应用，最具代表性的是德国的 V - II 火箭。1950 年，麻省理工学院研制出了单自由度的液浮陀螺，并且达到了较高的精度，这为平台惯性导航系统的发展和应用奠定了基础。20 世纪 60 年代，随着液浮陀螺技术的成熟，平台惯性导航系统被大量应用到民航飞机上。与此同时，美国开始了捷联惯导系统 (SINS) 的探索，首先应用捷联惯导系统的是“阿波罗”宇宙飞船。

(3) 20 世纪 70 年代。1973 年美国霍尼韦尔公司、罗克韦尔公司研制出了静电陀螺，经过不断改进，静电陀螺的精度可以达到 $10^{-4}^{\circ}/h$ ，在失重条件下其精度更是能达到 $10^{-9} \sim 10^{-11}^{\circ}/h$ ，由于静电陀螺优异的性能，此时美国多种型号的战略导弹、战略轰炸机上都采用静电陀螺。与静电陀螺同时出现的还有

气浮陀螺和磁悬浮陀螺，但是由于受到当时制造工艺的限制，精度不如静电陀螺，所以没有得到进一步的推广和应用。

(4) 光纤陀螺和激光陀螺的出现。光学陀螺的出现将惯性导航技术带到了前所未有的新高度，是惯性领域的大变革。光学陀螺的工作原理与机械陀螺有着本质性的区别，可以达到更高的精度和可靠性，并且可以应用到更多的领域中。由于光学陀螺的出现大大提高了捷联惯导系统的精度，再加上体积小、结构简单等优点，捷联惯导系统在逐渐取代平台惯性导航系统。最具代表性的就是美军，1984年之前美军所有武器装备均采用平台惯性导航系统，而1994年平台惯性导航系统的使用率仅为10%，其余均为捷联惯导系统。十年间捷联惯导系统几乎替代了平台惯性导航系统，捷联惯导系统已然成为惯性导航技术的发展方向。

(5) 21世纪以来，微机电系统（MEMS）的出现给惯性导航领域注入了新鲜的血液，利用MEMS技术生产出来的惯性器件不仅体积小，而且造价低廉，在军用和民用领域都有很多应用。

1.2 陆用定位定向系统

陆用惯性导航系统由陆用陀螺罗盘发展而来。陀螺罗盘首先被应用于航海，由于地面武器系统的需要，美国工程兵测绘研究院于20世纪60年代研制出首台陆用定位定向系统（PADS），其定位精度可以达到20m，零速修正的时间间隔为10min。80年代初期美军对该系统进行了更新换代，将原有的“A-200D”型加速度计更换为更高精度的“A-1000”型加速度计。另外，为了实时地估计补偿陀螺常值漂移和加速度计零偏，在其参数估计过程中采用了14维的Kalman滤波器。随着美军对惯性导航系统的不断升级更新，欧洲各国也相继开展了陆用定位定向系统的研发，如英国Ferranti公司推出的FILS系列、法国Sagem公司推出的ULISS30系列等。同一时期，Honeywell利用GG-1342型激光陀螺研发出了首台捷联惯导系统，该型捷联惯导系统不仅具有较高的可靠性，而且相比同精度的平台惯性导航系统，其成本仅为三分之一。捷联惯导系统被首次应用到的陆用武器装备为美军的榴弹炮，自此之后捷联惯导系统被广泛应用到美国陆军。随后北约和欧盟又纷纷研制出更新型号的捷联惯导系统，并应用到自行火炮、战地侦察车、步兵战车、火箭炮等武器系统上。表1-1为国外陆用定位定向系统的相关产品和应用领域。

表 1-1 国外陆用定位定向系统的相关产品和应用领域

型号	器件构成	性能指标	应用领域
德国 iMAR iNAV - RQH	环形激光陀螺	定位精度: $< 0.8 \text{ nm} \cdot \text{h}^{-1}$ (INS) 方位角精度: $< 0.01^\circ$ 对准时间: $< 12 \text{ min}$	空中、海上、水面、水下、陆地均可应用
法国 Thales TOTEM 3000	环形激光陀螺 INS/GNSS	定位精度: $< 0.7 \text{ nm} \cdot \text{h}^{-1}$ (INS) 5 m95% (GNSS) 方位角精度: $< 0.05^\circ \text{ RMS}$ (INS) 速度精度: $< 1 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1} \text{ RMS}$ (INS) 10 cm $\cdot \text{s}^{-1}$ 95% (GNSS) 对准时间: $< 10 \text{ s}$	战略导弹
美国 Northrop LN - 270	光纤陀螺 INS/GPS	定位精度: $< 10 \text{ m CEP}$ 指北精度: $< 0.1 \text{ mil PE}$ 高程精度: $< 0.1 \text{ mil PE}$ 对准时间: $< 2 \text{ min}$	陆地和水面
法国 Ixsea ADVANS URSA	光纤陀螺	方位角精度: $\leq 0.2 \text{ mil} / \cos L$ (RMS) 对准时间: $\leq 2 \text{ min}$ (稳态) $\leq 5 \text{ min}$ (动态)	雷达、装甲车辆、火控系统
以色列 Tamam RNAV - IPON	环形激光陀螺 INS/GPS	方位角精度: $< 0.4\% \text{ DT}$ 对准时间: $< 10 \text{ min}$	装甲车辆、防空武器系统、监测车

注: DT 为距离, CEP 指圆概率误差, PE 指概率误差

国内方面, 20 世纪 80 年代, 清华大学、618 所、707 所开始了相关系统和平台的搭建, 所研制的陆用定位定向系统采用液浮陀螺和挠性陀螺, 在利用零速修正进行误差修正时, 需要每 5 ~ 10 min 就停车一次。频繁地停车虽然保证了定位精度, 但是装备的机动性受到了极大的制约, 并且此类系统的对准时间较长、结构复杂、成本高、可靠性低、不易维护, 很难满足作战需求。进入 21 世纪以来, 随着卫星导航技术的发展成熟, 国内相关机构开始了陆用组合导航系统的研究。但是 GPS (全球定位系统) 的使用权限在美国手中, 所以基于 GPS 的组合导航在军事领域是难以得到广泛应用的, 因此里程计 (OD)

辅助的组合导航方式在国内被重视起来。

近年来，随着科研院所的不断努力研发，我国自主研发的光学陀螺日渐成熟，但是惯性器件误差仍旧是制约定位定向系统性能提高的主要因素。部分相关国产陆用惯性导航系统如表 1-2 所示。

表 1-2 部分相关国产陆用惯性导航系统

型号	器件构成	性能指标	应用领域
DC91-200 测地车	液浮陀螺 平台	水平： $\leq 10\text{ m}$ 高程： $\leq 5\text{ m}$ 方位： $\leq 0.8\text{ mil}$ 准备时间： $\leq 60\text{ min}$ 零速修正间隔： 10 min (A型) 5 min (B型)	高精度量测
IPADS-1 惯性定位定向系统	液浮陀螺 平台	水平： $\leq 7\text{ m}$ 高程： $\leq 5\text{ m}$ 方位： $\leq 0.8\text{ mil}$ 准备时间： $\leq 60\text{ min}$ 零速修正间隔： 10 min	测地
GWX-1 快速惯性定位系统	平台惯导、 气压计、高 程计	水平： $\leq 10\text{ m}$ 高程： $\leq 5\text{ m}$ 准备时间： $\leq 25\text{ min}$ 零速修正间隔： 10 min	测地
大地联测车	液浮陀螺 平台	水平： $\leq 10\text{ m}$ 高程： $\leq 5\text{ m}$ 方位： $\leq 0.8\text{ mil}$ 准备时间： $\leq 60\text{ min}$ 零速修正间隔： 10 min	导弹发射车
LGS-1 陆用导航系统	双轴液浮 陀螺平台	水平： $\leq 0.2\% D$ 高程： $\leq 5\text{ m}$ 方位： $\leq 1\text{ mil}$ 准备时间： $\leq 20\text{ min}$	自行火炮
WZ-731	挠性捷联 惯导	水平： $\leq 0.2\% D$ 方位： $\leq 3\text{ mil}$ 准备时间： $\leq 15\text{ min}$ 零速修正间隔： 10 min	装甲车辆

1.3 初始对准

捷联惯导系统在进行导航之前需要进行初始对准，所谓初始对准就是对导航姿态信息进行初始化。早期的初始对准通常利用重力矢量和地球自转矢量来

确定失准角，又称解析式对准，在对准过程中不需要任何外界信息，通常该方法只能当作粗对准来使用。

为了提高对准精度，许多学者采用了多位置对准的方法，这样就可以消除部分器件误差的影响。根据旋转轴数量的不同，多位置对准可分为单轴和多轴旋转对准；根据旋转位置数量的不同，可分为双位置、四位置、六位置甚至更多位置。多位置对准分类众多，研究表明绕天向轴转位能增强误差角的可观测度，达到更高的对准精度。

在实际应用中通常遇到的是动基座对准。动基座对准应用范围广、实施难度大，是捷联惯导技术中最为重要的一部分，成为现阶段陆用导航的重点研究方向。当在基座晃动的环境下进行准时，晃动产生的噪声会大大降低陀螺的信噪比，导致难以从陀螺信息中分离出有效地球自转信息。所以，为了降低噪声对对准的影响，晃动抑制方法层出不穷，最早出现的是利用控制理论进行的罗经对准。随着 Kalman 滤波（KF）实际应用的逐渐成熟，在对准过程中 Kalman 滤波逐渐取代了原有的经典控制理论，成为对准过程的核心算法。由于 Kalman 滤波只适用于线性系统，所以在利用 Kalman 滤波进行对准前要保证失准角为小角度，这就需要事先进行粗对准粗略估计出失准角，然后进行的 Kalman 滤波对准可称为精对准。

为了隔离晃动对对准的影响，惯性系下的初始对准方法被提出并成为关注的热点。最早的惯性系对准的概念是美国学者在介绍某型号罗经的会议论文集中提出的，该型号罗经可以在晃动基座上进行初始对准，并且达到了理想的精度和实时性。

惯性系对准算法运用了惯性凝固的思想，建立了初始惯性坐标系，使载体系相对初始惯性坐标系的转换矩阵为单位阵，实现了晃动的隔离。许多相关研究对惯性系对准的误差特性和产生机理进行了详细分析，结果表明水平加速度计零偏对水平失准角的大小影响较大，东向陀螺的常值漂移和东向加速度计零偏对方位失准角有较大影响。为了进一步提高动基座对准的精度，通常利用卫星信息为载体提供速度和位置基准。但是由于卫星信号在战场环境下易受到干扰，所以许多学者提出了在导航过程中设置基准点以及里程计信息辅助的对准方法。

另外，动基座初始对准还有两个需要注意和改进的方面。一是降低补偿器件误差的成本，搭载定位定向系统的装备数量庞大，如果每台装备都需进行实验室条件下的对准和标定显然不现实，更换高精度惯性器件更不可能，所以需要一种可以在外场环境下有效提高定位精度的误差补偿方法。二是进一步降低晃动的影响，惯性系对准虽然能隔离角晃动，但是对线振动很敏感。而且包括

Kalman 滤波在内的参数估计方法都有计算量大的缺点，所以需要一种有效补偿晃动的方法，使动基座对准可以应用静基座条件下的解析法进行。

1.4 自主导航

现代战争对武器装备的各项性能有严格的要求，其中装备在使用过程中的隐蔽性和自主性尤为重要，这就要求导航系统在不接收和发射信息的情况下实现自主导航。而惯性导航完美地契合了以上需求。在里程计和零速修正技术的辅助下，以惯导系统为核心的自主导航的定位精度得到了进一步提高。另外，如果加速度计发生故障，里程计和陀螺可构成一套具有自主导航能力的航位推算系统，大大增加了整个系统的可靠性。

1. 里程计辅助导航

里程计和惯性导航系统一样具有完全的自主量测能力，而且里程计信息经过处理后可以很好地补偿惯性导航系统误差，所以里程计经常被作为惯性导航系统的辅助导航手段用于车辆自主导航过程中。里程计辅助导航采用的匹配方式通常有两种，分别是速度匹配和位置匹配。速度匹配，即将惯性导航系统和里程计的速度差作为观测量进行滤波估计，其计算量小、实时性高，但是由于里程计的速度信息是将里程信息进行微分运算得到的，而微分运算会放大系统噪声，从而影响定位精度，所以速度匹配的精度不是很高。位置匹配，即将惯性导航系统和航位推算位置误差作为观测量，位置匹配不会放大系统噪声，但是由于增加了状态变量的维数，增大了计算量，影响实时性。

2. 零速修正

零速修正方法是车辆进行自主导航过程中的重要误差抑制手段。在无法获取其他观测量时，车辆可以利用停车时速度为零的特点来建立速度观测量，此时惯性导航系统输出的速度即为速度误差。但是在使用零速修正进行辅助导航时，通常需要每 5 ~ 10 min 停车一次，一定程度上降低了载体的机动性。

零速修正有两种实现方法，曲线拟合和 Kalman 滤波。曲线拟合是以停车时的速度为观测量，将三个方向上的速度误差分别拟合成二次曲线并一一进行补偿，该方法没有考虑各个方向上信息之间的耦合状况，故精度偏低。Kalman 滤波估计的方法是根据系统误差模型给出最优估计，所以估计结果优于曲线拟合方法。目前，零速修正方法大多通过 Kalman 滤波来实现，如英国的 FILS 惯性导航系统采用的是 10 维实时 Kalman 滤波器，美国的 LASS 惯性导航系统采用的是 18 维实时 Kalman 滤波器，美国的 GEO - SPIN 惯性导航系统采用的是

27 维实时 Kalman 滤波器。

谢波等利用停车时载体的速度信息消除系统周期性震荡误差,从而提高了系统定位精度;方靖等利用车辆行驶过程中的动力学约束,将天向和东向速度误差作为观测量,提出了动态零速修正方法;付强文等在传统零速修正技术基础上,联合运用动态零速修正方法,并将惯性器件安装误差作为状态变量与器件误差一并估计,但是该方法的观测量只有两个方向的速度,观测量少会导致参数的可观测度和收敛速度都相对组合匹配模式低,导致零速修正的精度和实时性不高。

1.5 卫星辅助导航

相比里程计和地形匹配,卫星信息精度更高、更加稳定并且使用成本很低。1980年美国波音公司在C141飞机上将霍尼韦尔公司的惯性导航系统和GPS进行了数据融合,并进行了组合导航试验。

20世纪90年代初期,地面车辆导航方式广泛采用GPS,但是由于卫星信号存在易受干扰的缺点,一旦被屏蔽就无法进行导航定位,而惯性导航系统具有自主导航的特性,卫星/惯导的组合导航方式应运而生,并成为定位定向系统的发展趋势。近年来许多国家都推出了自己的卫星/惯导组合导航产品,2014年荷兰研发出的MTi-G-700组合导航系统备受美军的青睐,该系统可以在失去卫星信号后的20s内由惯性导航系统单独导航,并且保持较高的导航定位精度;同年,英国推出了xNav500型组合导航系统,该系统主要应用于无人机上,定位精度可达到0.5m,由于其采用的是MEMS-IMU(微机电系统惯性测量元件),所以在失去卫星信号后的定位精度很低。

目前,美国的波音公司和许多大学都在进行卫星/惯导组合导航的研究,并取得了丰硕的成果,如波音公司的DQI-NP型组合导航系统被世界各国的许多科研院所作为试验对比的对象;加拿大的Calgary大学在卫星/惯导紧组合导航方面取得了众多成果;澳大利亚的New South Wales大学在2013年研发出了GPS/北斗二代(BD2)/MEMS组合导航系统,现阶段正在研制GPS/MEMS-IMU深组合导航系统。

我国对卫星/惯导组合导航的研究起步较晚,但是众多科研机构已经将组合导航的研发作为重要研究内容,并投入大量精力和物资。目前许多相关机构已经能独立完成组合导航系统的方案设计、系统仿真以及软硬件的生产和升级等一系列工作。21世纪以来,国内针对GPS/INS组合导航系统的信息融合技术进行了深入研究,并自主设计研发出了GPS/INS相关的组合导航系统。由

于 GPS 的信息获取受制于美国，与此同时我国自主的北斗卫星定位系统 (BD) 渐渐成熟，使得 BD/INS 组合导航系统的相关技术成为研究热点。

针对卫星信号易受干扰和遮挡的特点，国内外学者在理论和工程层面做了许多深入探索和研究。加拿大 Calgary 大学的 Godha 等利用数据平滑等算法对失去卫星信号的 GPS/INS 分别进行了实时和事后的数据处理，实验结果表明在失去卫星信号 30 s 以内，组合导航系统仍然能保持高精度导航；Sharaf 等利用自适应模糊逻辑算法与神经网络进行了巧妙的结合，提出了自适应模糊神经网络。张涛等将小波分析理论与神经网络技术进行结合，设计了 GPS/INS 组合导航新方法，将系统对卫星信号失效的容忍时间延长到 100 s；Chiang 等将“速度 + 方位角”作为神经网络的输入，将“位置误差”作为输出，利用神经网络辅助失去卫星信号的组合导航系统进行定位，达到了良好的效果。总的来说，近些年我国在卫星/惯导组合导航领域取得了骄人的成绩，但是和国外相比还存在一定距离。

1.6 在线标定

为了补偿误差，必须获得误差参数的精确值，这就需要对惯性器件做精密的量测，这就是标定所要完成的工作。

按照标定等级的不同，标定可分为元件标定和系统标定。元件标定是在元器件出厂前的精度标定，在工厂内进行，主要用来调试元件的基本性能，目前，该方法已经很成熟了。而将元器件安装到系统上后，由于安装误差等外部因素的影响，系统还会有误差产生，系统标定就是对整个系统进行量测，得到系统在运行过程中的实际参数值。

按照标定场地的不同，标定可分为内场标定和外场标定。内场标定是指在实验室条件下进行的标定。外场标定则是将惯性器件安装在载体上之后进行的标定，由于没有实验室环境，外场条件下会有较大的安装误差产生，对标定的要求也就相应提高。

按照观测量的不同，标定可以分为分立标定和系统级标定。分立标定是以惯性器件的直接输出作为观测量，进行最小二乘估计，分立标定要将惯性器件从载体上拆下，并且十分依赖转台，往往要在实验室的环境下进行。而系统级标定是以对惯性器件的直接输出进行导航解算所得到的导航误差为观测量，利用滤波的方法对误差进行估计的，该方法不用将惯性器件从载体上拆卸下来，并且对转台的依赖性不大，可以直接利用导航误差，在载体运行过程中进行标定。

系统级标定用到的估计方法有拟合法和滤波法，所谓拟合法就是在已知导航路径的情况下，建立导航误差（速度误差、姿态误差、位置误差）与系统误差之间的关系，然后以导航误差为观测量，用特定的方法来拟合系统误差，最小二乘是最常用的拟合方法。拟合法对载体机动方式的编排要求严格，所以有很多载体因为其结构特点的约束，不能满足拟合法的要求，因此，在多数情况下拟合法是不适用的。相比拟合法，滤波法是将系统误差参数作为扩充的状态变量，建立误差模型后用卡尔曼滤波或其改进型进行估计，它适合所有载体以任何机动方式的误差估计。

系统级标定主要包含以下几个过程，首先是误差模型的建立，其次对要估计的状态变量进行必要的可观性分析，然后设计出合理的载体机动方式对误差参数进行激励，最后进行滤波估计。其中，误差模型的建立和滤波方法的选择相对固定，所以分析误差参数可观性，设计合理的载体机动方式对误差的标定就显得尤为重要。

可观性分析方法研究。目前除去已被广泛应用的 PWCS（分段线性定常系统）可观性分析方法以及基于奇异值分解（SVD）的可观性分析方法外，还有基于谱分解的可观性分析方法、全局可观性分析方法等。程向红等首次提出了动态系统的可观性矩阵的奇异值分解的方法，在捷联惯导初始对准过程中分析状态变量的可观性得到了较好的效果，并且该方法可以为载体最优机动方案的设计提供帮助；杨晓霞等分析了速度加位置匹配时误差参数的可观性以及系统的可观性组合，理论解释了天向加速度计标定效果差的原因，并指出由于无法精确获得初始姿态误差，所以单一位置难以观测所有参数，要使系统完全可观至少要三个位置；孔星炜等通过分析 PWCS 可观性矩阵的可观条件，得出了几种满足条件的运动方式使系统完全可观。

机动方式设计方法研究。载体机动方式的设计是提高误差参数可观性以及标定精度的重要途径，在采用相同的误差模型和滤波方式时，载体机动方式的合理与否，能使误差参数的可观性截然不同，所以，载体机动方式的选择备受关注。郭隆华等研究了在速度加姿态角匹配模式下，载体分别以直线、俯冲、爬升等机动方式机动时对传递对准的影响，也为在线标定的路径设计提供了参考；祝燕华等提出了一种不拆卸的标定方法，利用发射车从库房到发射阵地以及导弹竖立过程中的姿态变化对误差进行标定，但是由于机动方式有限，系统不能完全可观；彭靖等通过仿真比较了载体不同机动方式对传递对准性能的影响，得出横滚角平均转速约为 $10^{\circ} \sim 15^{\circ}/s$ 时为最佳转速。