

doi:10.19306/j.cnki.2095-8110.2021.06.003

基于 SiP 的低成本微小型 GNC 系统技术

吴美平, 唐康华, 任彦超, 郭 妍

(国防科技大学智能科学学院, 长沙 410073)

摘要:随着微机电系统(MEMS)技术及微惯性器件的发展,大量小型化、低成本、高性能的导航、制导与控制(GNC)产品正越来越多地应用于小型无人飞行器、地面无人系统以及精确制导弹药等领域。针对各类应用需求,基于MEMS惯性测量单元(IMU)、GNSS接收模块、全捷联红外/可见光/激光多模智能导引头、信息处理器(DSP)与数据链通信模块,采用SiP技术研制出GNC芯片。基于GNC芯片构建一体化微小型GNC系统,突破了基于SiP一体化微小型GNC系统集成、全捷联红外/可见光/激光多模智能感知、嵌入式深组合导航、全捷联多模智能导引头/导航/制导与控制一体化设计等关键技术,并对其性能进行了评估。微小型GNC系统技术为低成本小型无人系统和精确制导弹药的发展夯实技术基础。

关键词:微小型GNC系统;无人系统;精确制导弹药;嵌入式深组合导航;多模智能导引头;SiP技术

中图分类号: TP24

文献标志码: A

文章编号: 2095-8110(2021)06-0019-09

Low-cost Micro Navigation Guidance and Control System Technology Based on SiP

WU Mei-ping, TANG Kang-hua, REN Yan-chao, GUO Yan

(College of Intelligence Science and Technology, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: With the development of microelectronics technology and Micro-Electro-Mechanical System(MEMS), especially MEMS inertial technology, more and more low-cost, small-size, high-performance GNC products are applied to micro unmanned aerial vehicles, unmanned ground system, precision guided munitions and other fields. In order to meet the requirements of applications, using MEMS Inertial Measurement Unit(IMU), GNSS receiver, all strapdown infrared, visible light, laser multi-mode intelligent seeker, Digital Signal Processing(DSP) and datalink communication, a System in Package(SiP) technology is applied to construct the micro GNC system. The key technologies such as micro GNC system integration based on SiP, multi-mode intelligent seeker, embedded ultra-tightly integrated navigation, and integrated design of intelligent seeker and GNC have been broken through. A test system for micro GNC system is developed and the performance of the micro GNC system is evaluated. Micro GNC system technology provides a technical foundation for the development of unmanned system and precision guided munition.

Key words: Micro GNC system; Unmanned system; Precision guided munition; Embedded ultra-tightly integrated navigation; Multi-mode intelligent seeker; SiP technology

收稿日期: 2021-07-26; 修订日期: 2021-08-28

基金项目: 国家自然科学基金(61973312)

作者简介: 吴美平(1970-), 男, 博士, 教授, 主要从事导航制导与控制方面的研究。

0 引言

随着微系统技术及新型微系统器件的发展,大量小型化、低成本、高性能的导航、制导与控制(Navigation Guidance and Control, GNC)产品正越来越多地应用于小型无人飞行器、微纳卫星、小型化制导弹药等领域。这些微小型的武器平台对 GNC 组件的大小、尺寸和功耗等指标提出了严格要求,也大大牵引了 GNC 系统的小型化研究^[1-4]。

欧美等军事强国虽然没有明确提出 GNC 微系统的概念,但在自身强烈军事需求的牵引下,依靠其强大的工业基础,不断投入大量的人力和物力研究与 GNC 微系统相关的各种关键性技术,积极在 GNC 组件小型化、高集成度、低功耗、高性能、智能化技术等方面寻求突破^[5-8]。目前,国外在 GNC 微系统研究领域的技术发展趋势突出表现在以下几个方面^[9-12]:

1) 微系统集成技术和制造工艺技术发展迅速

当前与 GNC 系统小型化有关的微系统技术包括专用集成电路(Application Specific Integrated Circuit, ASIC)、片上系统(System on Chip, SoC)、单片微波集成电路(Monolithic Microwave Integrated Circuit, MMIC)和混合集成电路(Hybrid Integrated Circuit, HIC)等微电子技术和微机电系统(Micro-Electro-Mechanical System, MEMS)。其中,ASIC 产品较为成熟,美国国防部微电子技术发展战略已将 ASIC 技术列为重点发展内容。SoC 技术由于采用 IP 核复用和软硬件协同设计,具有成熟的系统结构,能够综合优化软硬件,提高系统性能和可靠性,缩短研制周期,降低研制成本。MMIC 具有小型紧凑、稳定性好、抗干扰能力强、批量生产成本低和产品性能一致性好等性能优势。此外,制造工艺和封装工艺也是微系统技术的关键。国外正大力研究立体集成和多异构器件集成等先进集成技术,高水平微加工工艺有助于不断提高微系统的功能密度。

2) 制导技术的创新及多模制导方式的应用

美军制导弹药从最早单一的激光半主动制导逐步发展为电视制导、红外图像制导、毫米波制导、全球定位系统(Global Positioning System, GPS)/惯性导航系统(Inertial Navigation System, INS)制导、多模复合制导等多种制导技术。

3) 通用化、系列化和模块化设计

通用化、系列化和模块化设计以有限的弹种和

型号满足多样化的作战和训练需求;缩短了其研制和生产周期,大大降低了成本;提高了制导系统的质量和可靠性,有利于武器系统的日常维护保养、检修和战场抢修。

4) 智能化趋势明显

GNC 系统的智能化是实现武器装备一体化联合作战的关键,欧美等地区在发展下一代航空航天武器装备时,高度重视 GNC 系统的智能化发展。GNC 系统的智能化以动态感知、实时分析、自主决策和精准执行为特征。目前,欧美等地区在巡航导弹、巡飞弹药等平台上已经部分实现了飞行轨迹和作战任务的在线重构功能,但大规模的、不同平台的网络化重构还有待 GNC 系统设计和智能算法的突破。此外,为实现人工智能化目标,随着神经网络算法和自学习算法等智能算法的不断演进和成熟,机器学习在 GNC 领域已经开始得到应用^[12-14]。

国内在研究低成本 GNC 微系统技术方面的起步较晚,目前装备上主要是基于通用中央处理器(Central Processing Unit, CPU)/微控制单元(Microcontroller Unit, MCU)及集成度较低的接口器件构成单板系统,然后由若干个功能独立的单板系统进一步组成 GNC 系统,信息融合度差,这就造成 GNC 系统成本较高、功耗高、体积大。

我国无人飞行器、制导炮弹、制导火箭弹、制导炸弹和巡飞弹等装备迫切需求一种低成本微小型 GNC 系统。我国在低成本微小型 GNC 系统产品方面与国外先进水平差距较大。本文基于硅微陀螺与硅微加速度计构成微惯性测量单元(Micro Inertial Measurement Unit, MIMU),采用系统级封装(System in Package, SiP)技术对卫星基带信息处理 SoC、嵌入式深组合导航信息处理 SoC、红外成像信息处理 SoC、制导信息处理 SoC 和通信控制器 SoC 等进行高度集成,设计出基于 SiP 的 GNC 芯片。基于 GNC 芯片构建低成本、一体化、小型化的微小型 GNC 系统,并对其性能进行了部分验证。

1 总体技术方案

微小型 GNC 系统采用硅微陀螺与硅微加速度计构成 MIMU,采用 SiP 技术对卫星基带信息处理 SoC、嵌入式深组合导航信息处理 SoC、红外成像信息处理 SoC、制导信息处理 SoC 和通信控制器 SoC 等进行高度集成,设计出基于 SiP 的 GNC 芯片,如图 1 所示。

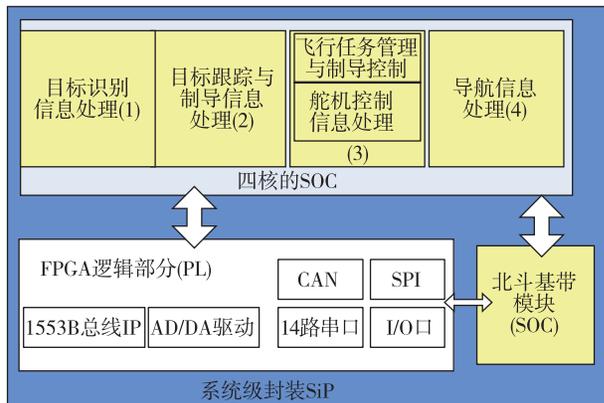


图 1 基于 SiP 的 GNC 芯片框图

Fig. 1 Block diagram of GNC chip based on SiP

采用 SiP 封装形式,将 FPGA(Field Programmable Gate Array)裸芯、北斗接收机基带裸芯、四核高性能数字信号处理器(Digital Signal Processor, DSP)裸芯、闪存(FLASH)裸芯和同步动态随机存储器(Synchronous Dynamic Random Access Memory, SDRAM)裸芯等进行高度集成,设计了 GNC 芯片,达到小型化、低功耗的设计要求。四核信息处理器分别用来处理全捷联非制冷红外成像的目标识别、全捷联非制冷红外成像的目标跟踪、传递对准与嵌入式深组合导航和制导与控制。

为了提高微型 GNC 系统的精度和快速性,采用快速传递对准技术进行初始化,同时采用嵌入式深组合导航技术提高微型 GNC 系统的动态性能和抗干扰能力。

采用一种图像信息与嵌入式深组合导航信息融合的复合制导方案,解决组合导航信息与图像信息之间的空间和时间不一致性问题,利用图像测量信息修正惯导信息的误差,并提取视线角速率信息。采用一种基于局部方向聚类的快速异源图像模板匹配技术,以解决初始目标识别问题。

采用 MIMU、红外导引头和舵机,基于 SiP 芯片构建了低成本、一体化、小型化的微型 GNC 系统,如图 2 所示。

采用专用逻辑设计相应的标准 IP 核,构建微型 GNC 系统各种对外标准接口(如 1553B、串口、CAN 总线、SPI、网口、数据链等),可根据用户的需求进行灵活配置,以适应不同 IMU、导引头和舵机等。构建统一的开放式、嵌入式软件平台架构,根据不同的制导方式,按标准操作系统组装不同的应用软件模块。

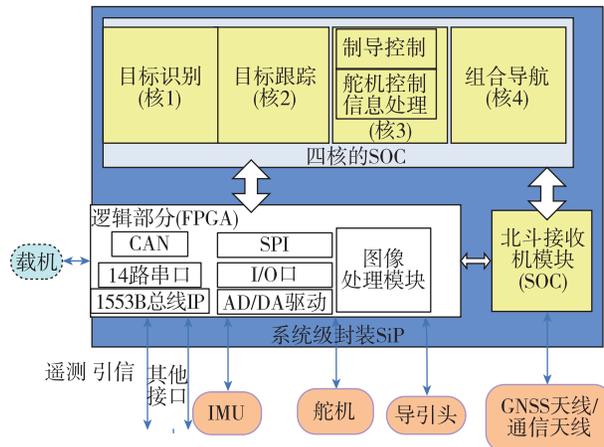


图 2 微型 GNC 系统功能实现框图

Fig. 2 The function diagram of micro GNC system

2 部分关键技术分析及试验验证

2.1 基于 SiP 一体化微型 GNC 芯片技术

为满足小型化和低成本要求,采用塑封技术,将 FPGA、北斗接收机基带、高性能 DSP、FLASH 和 SDRAM 等裸芯集成在一个芯片上,GNC 芯片如图 3 所示。其设计目标是通过 SiP 集成技术实现微型 GNC 系统小型化和模块化,使 SiP 芯片满足功能、性能和可测性等各方面的需求。

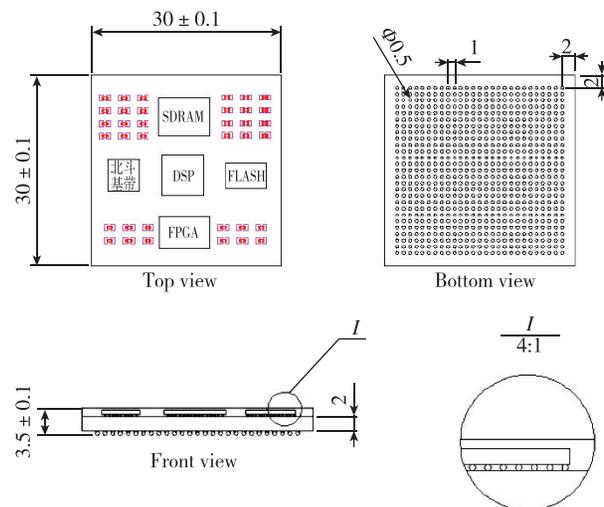


图 3 初步评估封装尺寸图

Fig. 3 Dimensional drawing of the SiP chip

基于现有设计平台进行产品设计,其中设计平台中的硬件设计主要是根据系统集成需求和微系统总体方案,基于已有芯片库和工艺库进行微系统功能级和电路级详细方案设计,以验证微系统构架、可测性和可靠性设计。完整的微系统设计流程如图 4 所示,本设

计中采用成熟裸芯片,因此可从芯片库开始设计。

为达到产品高性能、小尺寸、高可靠性以及超低功耗的要求,将引线缝合(Wire Bonding, WB)形式的裸芯通过重新布线层(Redistribution Layer, RDL)转换为倒装(Flip Chip, FC)形式后,在树脂基板上与其他 FC 芯片进行集成。通过对裸芯片进行再布线,将芯片的引出端由传统的边缘排布改为芯片表面满阵列排布,电互联技术也由传统的引线键合改为倒装焊接,采用 RDL 技术把 WB 的芯片进行互联,使芯片面积和间距大大减小,质量也更小。

2.2 开放式的软硬件架构技术

采用专用逻辑设计相应的标准 IP 核,构建微小

型 GNC 系统各种对外标准接口(如串口、CAN 总线、SPI、1553B、网口、数据链等),可根据用户的需求进行灵活配置,以适应不同 IMU、导引头和舵机等。

微小型 GNC 系统具有制导模块的二次开发功能,通过通信控制器提供的制导开发接口,对总体单位进行制导模块设计开发与实现。对于特定武器平台,可根据不同接口的标准、速度和类型等特征进行定制。

构建统一的开放式、嵌入式软件平台架构,根据不同制导方式,按标准操作系统组装不同的应用软件模块,如图 5 所示。

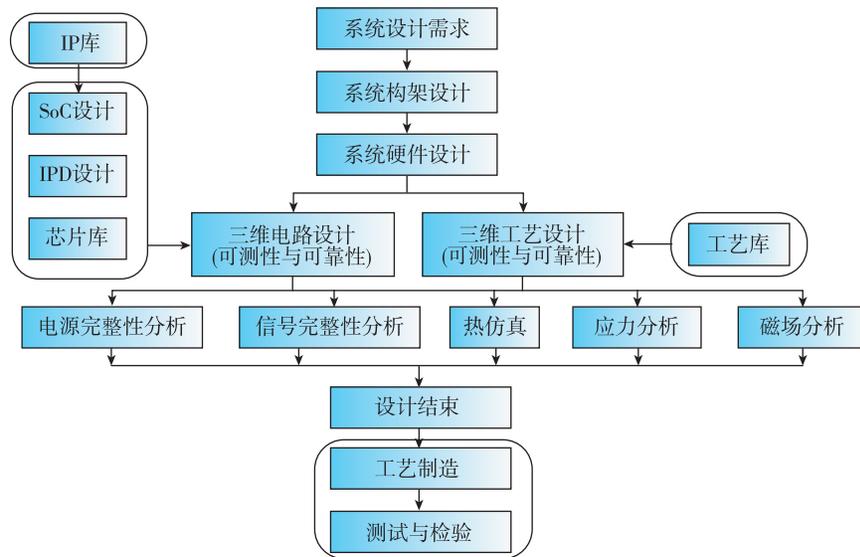


图 4 完整的微系统设计流程

Fig. 4 Design flow cart of micro GNC system

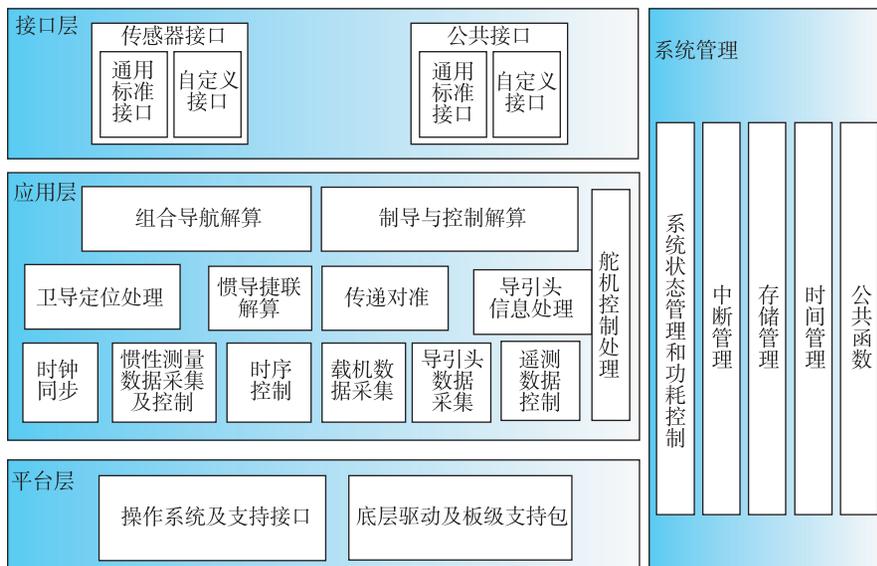


图 5 微小型 GNC 系统软件架构图

Fig. 5 The software architecture diagram of micro GNC system

软件架构可以解决传递对准、卫星导航、惯性导航、多传感器组合导航、导引头信息处理、制导与控制等算法在嵌入式平台上的集成和验证。

在接口设计上,提供常用接口的设计;在任务调度上,采用实时操作系统,提供工况信息状态查询任务;在应用层上,实现了传感器信息解析和预处理,以及 GNC 等模块的集成。

2.3 嵌入式深组合导航技术

(1)深组合基带信号信息处理单元

在弹载微惯性/北斗深组合导航设备中,能够对北斗卫星信号实现快速捕获、跟踪及解调译码,具备提取并输出伪距、载波相位、载波多普勒和导航电文等原始观测信息的功能。基带处理单元主要包括伪码捕获电路、多相关通道、多通道信号跟踪与解调电路、基本观测量提取电路、定时电路和接口控制电路等,其原理框图如图 6 所示。

在基带信号处理单元中,多路 A/D 采样信号经数字正交下变频后,利用多路时域并行相关结合频

域快速傅立叶变换(Fast Fourier Transform,FFT)算法,完成对测距码相位的查找以及载波多普勒的确定。多通道信号跟踪与解调电路最多支持 256 路跟踪通道,多路数字中频输入可实现不同通道对不同天线的数字波束的跟踪,跟踪电路应用锁频环(Frequency Lock Loop,FLL)/锁相环(Phase Lock Loop,PLL)相结合跟踪算法实现对载波的跟踪和导航电文的解调。采用载波辅助的子载波跟踪环(Sub-carrier Lock Loop,SLL)跟踪二进制偏移载波 BOC 信号子载波,采用载波辅助的延迟锁定环跟踪扩频码,捕获与跟踪电路通过总线与深组合控制接口向量,可实现惯导对跟踪和捕获的辅助,基本观测量提取单元可实现伪距、载波相位和多普勒等基本观测量的提取。接口电路可实现加解密模块(PRM)芯片等外设控制和对外信息交互。导航电文和观测量数据通过并行接口送到定位解算处理器,完成位置、速度和时间(Position, Velocity and Tme,PVT)解算及协议解析分发。

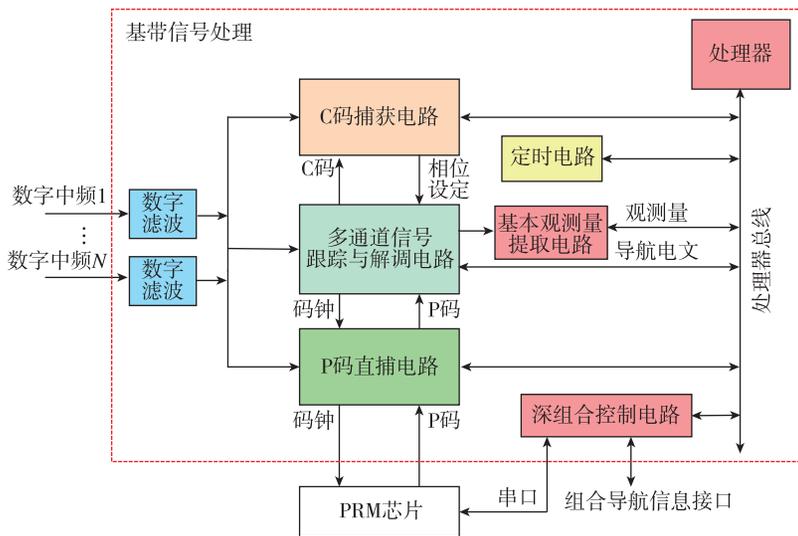


图 6 深组合基带单元功能框图

Fig. 6 The function diagram of ultra-tightly integrated base-band unit

(2)深组合导航的体系结构^[15]

级联型的深组合导航算法采用两级滤波结构:一个滤波器用来处理基带测量信号,得到伪距差和伪距率差等输出,其中伪距差和伪距率差除了包含接收机本身的误差(如热噪声、晶振不稳定性偏差等)外,还包含了 MIMU 惯性测量误差;另一滤波器用来导航滤波,以基带测量信息预处理模块得到的伪距差和伪距率差作为导航滤波器的观测量,采用滤波的方法估计出组合导航状态误差(位置、速度、

姿态角、惯性器件误差等),从而得到最优的组合导航解(位置、速度、姿态角等);最后根据组合导航的解、电离层估计、卫星的位置、速度和接收机钟差及钟差漂移等,估算出载波和码 NCO 控制量,闭合载波和码跟踪回路。级联型的深组合导航结构如图 7 所示。

2.4 试验验证方案

基于 SiP 的 GNC 芯片,采用 MEMS IMU 和外围电路,构建了微小型 GNC 系统,如图 8 所示。

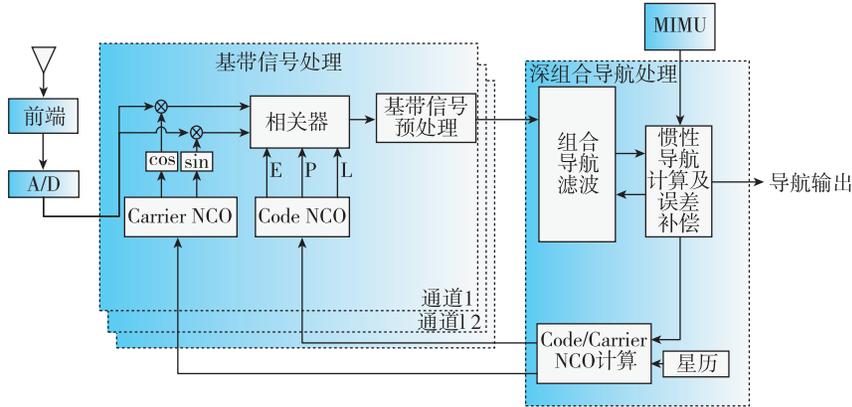


图7 深组合导航系统体系结构图

Fig. 7 The structure of ultra-tightly GNSS/INS integrated navigation system

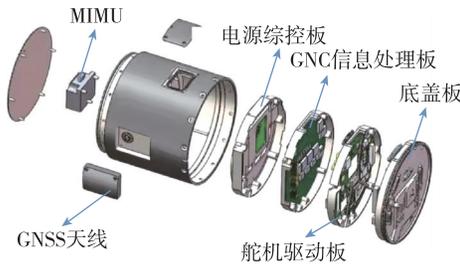


图8 微型GNC系统图

Fig. 8 Diagram of micro GNC system

其中,GNC信息处理板包含基于SiP的GNC芯片, SiP GNC芯片的尺寸为30mm×30mm×4mm,实现了传递对准、嵌入式组合导航和舵机控制功能,并且预留了制导控制资源,用户可以针对不同的应用进行二次开发。

(1) 嵌入式深组合导航系统动态性能测试

采用设计的微型GNC系统,构建系统测试框图如图9所示。通过控制计算机生成所需的轨迹数据文件,驱动全球导航卫星系统(Global Navigation Satellite System,GNSS)/INS复合信号模拟器,使其同步输出惯导数据(陀螺和加速度计数据)和北斗卫星射频信号。

微型GNC系统接收GNSS射频信号及IMU原始数据,进行综合数据处理,输出组合结果(包括载体位置、速度、加速度、姿态等信息)。测试评估计算机将微型GNC系统中组合导航结果和状态信息与复合模拟器输出的参考轨迹数据进行比较,从而实现精度评估。

基于构建的半实物仿真测试系统,构建了动态测试仿真条件:50g水平圆周、100g水平圆周、50g垂直圆周、100g垂直圆周、50g正弦、100g正弦和50g直线七种典型高动态场景。所有场景的仿真时



图9 微型GNC系统导航部分测试框图

Fig. 9 The navigation system testing diagram of micro GNC system

长均为1800s,前300s静止(用于惯导的对准),后1500s运动^[15]。

表1 50g定位测速结果对比

Tab. 1 Results of position and velocity precision for 50g trajectory

	测试模式—133dBm	定位精度/ m(95%)	测速精度/ (m/s)(95%)
50g 水平 圆周场景	无辅助高动态接收机	0.664	0.143
	嵌入式深组合系统	0.546	0.146
50g 垂直 圆周场景	无辅助高动态接收机	0.917	0.144
	嵌入式深组合系统	0.520	0.145
50g 直线 正弦场景	无辅助高动态接收机	0.870	0.149
	嵌入式深组合系统	0.577	0.144
50g 直线场景	无辅助高动态接收机	9.307	0.220
	嵌入式深组合系统	7.031	0.147

从表 1 可以看出,在 50g、5g/s 的高运动环境下,高动态接收机和深耦合接收机都可以正常工作,但是深耦合接收机能够提高定位测速精度,且其定位精度优于 10m (CEP95),测速精度优于 0.2m/s(CEP95)。其中,水平圆周 50g 误差曲线如图 10 所示,100g 条件测试结果如表 2 所示。

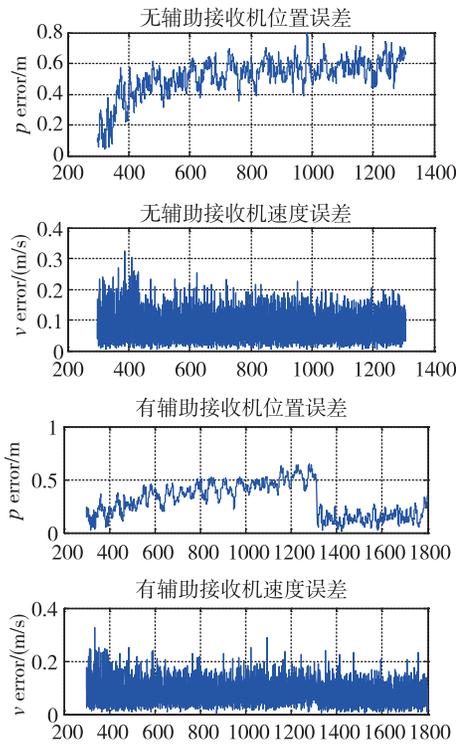


图 10 水平圆周 50g 定位测速误差曲线比较

Fig. 10 Position/velocity error curve of ultra-tightly GNSS/INS integrated navigation system for 50g level circle trajectory

表 2 100g 定位测速结果对比

Tab. 2 Results of position and velocity precision for 100g trajectory

	测试模式 -133dBm	定位精度/m	测速精度/(m/s)
100g 水平 圆周场景	无辅助高动态接收机		失锁
	嵌入式深组合系统	0.559	0.149
100g 垂直 圆周场景	无辅助高动态接收机		失锁
	嵌入式深组合系统	1.073	0.197
100g 直线 正弦场景	无辅助高动态接收机		失锁
	嵌入式深组合系统	0.440	0.179

基于设计的七种高动态场景,对深耦合接收机系统跟踪灵敏度进行测试,测试结果如表 3 所示。

可以看出,高动态条件下,深耦合接收机相对纯接收机跟踪灵敏度提高了 2~8dB。

表 3 灵敏度测试结果统计

Tab. 3 Results of tracking sensitivity

场景	纯接收机跟踪 极限/dBm	深耦合接收机 跟踪极限/dBm	灵敏度 提高/dB
水平圆周 50g	-137	-140	3
水平圆周 100g	-133	-141	8
垂直圆周 50g	-136	-140	4
垂直圆周 100g	-133	-140	7
直线正弦 50g	-139	-141	2
直线正弦 100g	-136	-140	4
直线场景 50g	-137	-140	3

基于北斗卫星导航系统(BeiDou Navigation Satellite System, BDS)/INS 复合模拟器,构建 BDS/INS 深组合导航测试系统,对 BDS/MIMU 深组合导航系统性能进行测试,测试结论如下:

1) 在 50g、5g/s 的高运动环境下,高动态接收机和深耦合接收机都可以正常工作,但是深耦合接收机能够提高定位测速精度,且其定位精度优于 10m(CEP95),测速精度优于 0.2m/s(CEP95);

2) 深耦合接收机能够正常工作于 100g、10g/s 的超高运动环境,定位精度优于 5m(CEP95),测速精度优于 0.2m/s(CEP95),而纯接收机在此条件下无法正常导航定位;

3) 高动态条件下,深耦合接收机相对纯接收机跟踪灵敏度提高了 2~8dB。

(2) 传递对准及纯惯性导航系统性能测试

采用陀螺精度优于 3(°)/h(1s 平均),加速度计精度优于 0.1mg(1s 平均)进行测试,结果如图 11 所示,统计结果如表 4 所示。

车载试验时,先进行传递对准,传递对准姿态角精度如表 5 所示。对准完之后进行纯惯性导航,100s 纯惯性导航精度如表 6 所示。

在车载试验中,除去主子惯导系统之间的安装角偏差,传递对准精度为:

- 1) 方位角对准精度优于 0.15°(1σ);
- 2) 水平姿态角精度优于 0.015°(1σ)。

在车载试验中,传递对准后,100s 纯惯性导航定位精度为:

- 1) 水平定位精度优于 30m;
- 2) 高度定位精度优于 35m;
- 3) 方位姿态角精度优于 0.1°;
- 4) 水平姿态角精度优于 0.05°。

MIMU 性能、传递对准和纯惯性可以满足低成本制导装备的需求。

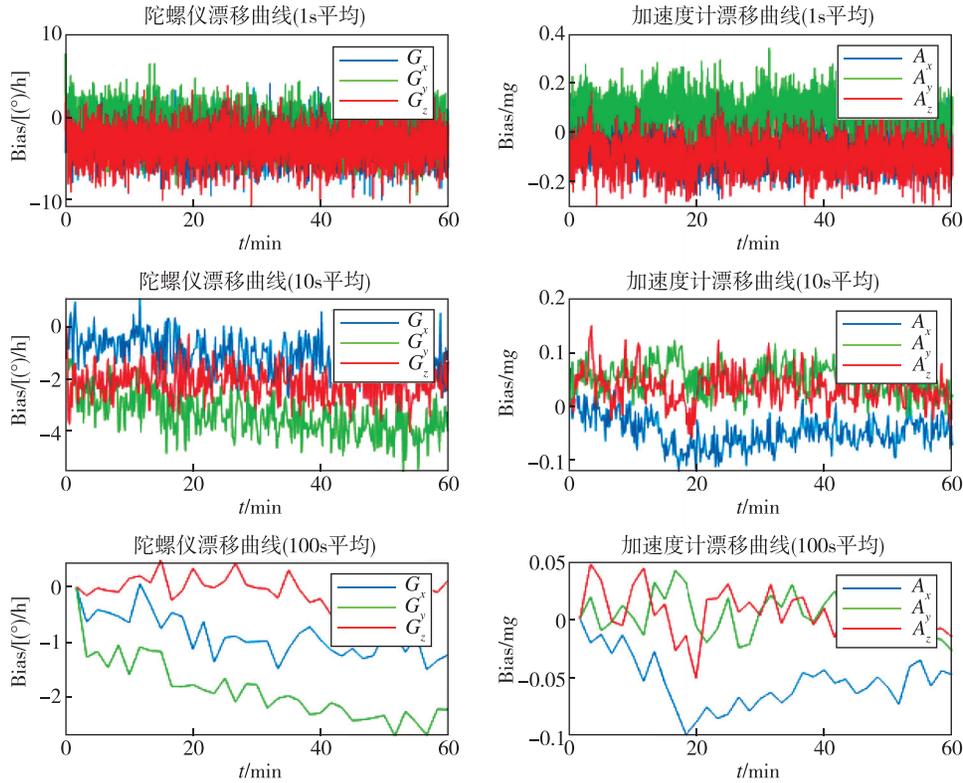


图 11 MIMU 性能测试曲线

Fig. 11 Results of MIMU performance test

表 4 静态测试结果

Tab. 4 The static testing results of MIMU

轴向	陀螺零偏 稳定性/[$^{\circ}$]/h]			加速度计零偏 稳定性/mg		
	X 轴	Y 轴	Z 轴	X 轴	Y 轴	Z 轴
1s 平均	1.992	2.086	2.039	0.067	0.067	0.068
0~1h 10s 平均	0.71	0.817	0.638	0.031	0.029	0.032
100s 平均	0.382	0.556	0.235	0.023	0.018	0.020

表 5 机动时传递对准结果统计表

Tab. 5 Results of transfer alignment

组数	机动				无机动	
	1 组	2 组	3 组	5 组	4 组	6 组
偏航角 误差/ $^{\circ}$)	-1.003	-1.002	-1.030	-0.759	-0.679	-1.027
俯仰角 误差/ $^{\circ}$)	-0.243	-0.239	-0.221	-0.226	-0.243	-0.244
滚动角 误差/ $^{\circ}$)	-0.100	-0.093	-0.096	-0.091	-0.085	-0.059

表 6 100s 纯惯性导航误差统计

Tab. 6 100s position and attitude error of SINS

组数	1 组	2 组	3 组	4 组	5 组	6 组
偏航角误差/ $^{\circ}$)	0.001	0.004	0.062	0.026	0.028	0.022
俯仰角误差/ $^{\circ}$)	0.015	0.049	0.013	0.004	0.017	0.010
滚动角误差/ $^{\circ}$)	0.026	0.001	0.004	0.041	0.006	0.032
水平位置误差/m	27.0	6.0	25.5	25.1	9.6	3.5
天向位置误差/m	31.0	27.3	30.8	27.5	25.9	27.0

3 结论

针对无人飞行器、制导炮弹、制导火箭弹、制导炸弹和巡飞弹等对低成本、小型化、低功耗和高精度 GNC 系统的需求,采用 MEMS IMU、北斗接收模块、全捷联红外/可见光/激光等多模复合智能捷联导引头、信息处理系统和数据链通信等技术及 SiP 技术实现了一体化微小型 GNC 系统集成,并对其导航性能进行了测试评估,BDS/MIMU 深组合导航系统性能测试结论如下:

1)在 $50g$ 、 $5g/s$ 和 $100g$ 、 $10g/s$ 的高运动环境下,深组合导航系统能够提高定位测速精度,且定位精度优于 $10m$ (CEP95),测速精度优于 $0.2m/s$ (CEP95)。

2)高动态条件下,深组合导航系统相对纯接收机跟踪灵敏度提高了 $2\sim 8dB$ 。

3)在车载试验中,传递对准后,100s 纯惯性导航定位精度为:水平定位精度优于 $30m$,高度定位精度优于 $35m$ 。

系统具有制导模块的二次开发功能,可以满足不同用户需求,为各精确制导装备提供管用、好用、用得着的低成本微小型 GNC 系统。

参考文献

- [1] 杨林冲,陈勇. 小型精确制导武器关键技术及发展现状分析[J]. 飞航导弹, 2010(11): 11-14.
Yang Linchong, Chen Yong. Analysis of key technologies and development status of small precision guided weapons [J]. Winged Missiles Journal, 2010 (11): 11-14(in Chinese).
- [2] 王琦,穆希辉,路桂娥. 美军制导弹药的发展现状及趋势[J]. 飞航导弹, 2015(8): 12-17.
Wang Qi, Mu Xihui, Lu Gui'e. Development status and trend of American guided ammunitions[J]. Winged Missiles Journal, 2015(8): 12-17(in Chinese).
- [3] 王广帅. 制导弹药精确导引技术研究[D]. 北京: 北京理工大学, 2016: 1-7.
Wang Guangshuai. Research on precision guidance technology for guided ammunition[D]. Beijing: Beijing Institute of Technology, 2016: 1-7(in Chinese).
- [4] 卞鸿巍,金志华. 联合直接攻击弹药精确制导技术分析[J]. 中国惯性技术学报, 2004, 12(3): 76-80.
Bian Hongwei, Jin Zhihua. Analysis on guidance technique of joint direct attack munitions[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2004, 12(3): 76-80 (in Chinese).
- [5] 孙向宇. 超高速飞行器制导控制一体化设计[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2017: 2-6.
Sun Xiangyu. Integrated guidance and control design for supersonic vehicles[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2017: 2-6(in Chinese).
- [6] 岳松堂. 国外陆军精确制导弹药发展分析[J]. 现代军事, 2015(11): 56-62.
Yue Songtang. Analysis on the development of foreign army precision guided ammunition[J]. Modern Military, 2015(11): 56-62(in Chinese).
- [7] 丘荣剑,张永录. 国外舰炮制导弹药发展概况及趋势[J]. 飞航导弹, 2011(1): 39-43.
Qiu Rongjian, Zhang Yonglu. Development situation and trend of naval gun guided ammunition abroad[J]. Winged Missiles Journal, 2011(1): 39-43(in Chinese).
- [8] 薛连莉,陈少春,陈效真. 2016 年国外惯性技术与回顾[J]. 导航与控制, 2017, 16(3): 105-112.
Xue Lianli, Chen Shaochun, Chen Xiaozhen. Development and review of foreign inertial technology in 2016[J]. Navigation and Control, 2017, 16(3): 105-112(in Chinese).
- [9] Fresconi F, Cooper G, Celmins I, et al. Flight mechanics of a novel guided spin-stabilized projectile concept[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, 2012, 226(3): 327-340.
- [10] Theodoulis S, Gassmann V, Wernert P, et al. Guidance and control design for a class of spin-stabilized in-controlled projectiles [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2013, 36(2): 517-531.
- [11] Waldmann J. Line-of-sight rate estimation and linearizing control of an imaging seeker in a tactical missile guided by proportional navigation[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2002, 10(4): 556-567.
- [12] Zhang L, Xiao S, Zhang Z, et al. An algorithm of dim target detection based on strapdown decoupling extended Kalman filter [C]// Proceedings of 2010 International Conference on Intelligent Computation Technology and Automation. Changsha, 2010: 478-481.
- [13] Sadhu S, Ghoshal T K. Sight line rate estimation in missile seeker using disturbance observer-based technique[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2011, 19(2): 449-454.
- [14] Kim D, Ryoo C K, Kim Y, et al. Guidance and control for missiles with a strapdown seeker[C]// Proceedings of 11th International Conference on Control, Automation and Systems. IEEE, 2011: 969-972.
- [15] Tang K, He X, Luo B, et al. Simplified ultra-tightly coupled BDS/INS integrated navigation system[J]. Science China: Information Science, 2016, 59(11): 150-165.

(编辑:孟彬)