

MEMS 惯性技术的发展及应用

齐广峰¹, 吕军锋²

(1. 海军装备部 陕西 西安 710043; 2. 北方光电股份有限公司 陕西 西安 710043)

摘要: MEMS 惯性技术是近年来战术级惯性导航的研究热点,也是惯性导航技术未来的主要发展方向之一。本文介绍了 MEMS 惯性传感器的发展概况,结合 Draper 实验室的 MEMS 惯性系统项目计划介绍了 MEMS 惯性系统的发展,分别介绍了 MEMS 惯性测量单元和 MEMS 组合导航技术的最新进展,并展望了 MEMS 惯性系统的发展趋势。高性能 MEMS 陀螺、芯片级 MEMS-IMU 和 MEMS 组合导航系统是 MEMS 惯性技术未来的发展趋势。

关键词: 微机电系统; 惯性测量单元; 惯性导航系统; 组合导航

中图分类号: TN967.2

文献标识码: A

文章编号: 1674-6236(2015)01-0087-03

Evolution and application of MEMS inertial technology

QI Guang-feng¹, LV Jun-feng²

(1. Naval Equipment Department, Xi'an 710043, China; 2. North Electro-optic co., LTD, Xi'an 710043, China)

Abstract: Micro Electro Mechanical Systems (MEMS) has become a research hotspot of the tactical inertial navigation, and one of the main research directions for future inertial navigation technology. This survey is conducted for the development and application of MEMS inertial navigation. A brief introduction of MEMS inertial sensors is first given, also the development of MEMS inertial system is introduced by the research program of Draper laboratory, then the latest developments of MEMS inertial measurement unit (IMU) and MEMS integrated navigation system has been surveyed, at last the development trend of MEMS inertial system has been summarized. High-performance MEMS gyros, chip scale MEMS-IMU and MEMS integrated system is the development trend of the MEMS inertial technology.

Key words: MEMS; IMU; INS; integrated navigation

DOI:10.14022/j.cnki.dzsjgc.2015.01.026

微机电系统(Micro-electromechanical Systems, MEMS)惯性传感器及惯性系统已成为未来导航技术不可或缺的发展方向。MEMS 技术以其体积小、重量轻、低功耗低、成本低以及抗冲击等优点得到了广泛应用。目前消费级 MEMS 惯性技术的发展已较为成熟,其与磁强计、速度计及以 GPS 为代表的全球导航卫星系统(Global Navigation Satellite System, GNSS)等辅助系统构成组合系统,可为大多数导航应用提供适当的解决方案。

1 MEMS 惯性传感器发展状况

将导航系统工作一小时的水平位置圆概率误差(Circular Error Probability, CEP)称为 CEP 速率(单位为 nm/h)。美国在 20 世纪 70 年代,根据 INS 独立运行的 CEP 速率,分为高精度(战略级)系统(0.1 nm/h)、中精度(导航级)系统(1 nm/h)和低精度(战术级)系统(10 nm/h)^[1]。文献[2]进一步将惯性导航系统(INS)精度分为:战略级、导航级、战术级、消费级,对应的惯性传感器精度如表 1 所示。

随着硅半导体工艺的成熟和完善,自 20 世纪 80 年代起出现的 MEMS 惯性传感器技术,极大的促进了惯性技术在对

表 1 惯性传感器的精度级别

Tab. 1 Level of precision inertial sensors

精度级别	战略级	导航级	战术级	消费级
零偏(°/h)	0.0005-0.001	0.002-0.015	0.1-10	>100
陀螺比例因子(ppm)	<1	5-50	200-500	—
噪声(°/h/√Hz)	—	0.002-0.005	0.2-0.5	—
零偏(μg)	<1	5-10	200-500	>1200
加速度比例因子(ppm)	—	10-20	400-1000	—
噪声(μg/√Hz)	—	5-10	200-400	—

成本、尺寸和功耗敏感的潜在应用领域中的发展。

MEMS 加速度计按其测量原理可分为摆式加速度计和谐振式加速度计。目前摆式 MEMS 加速度计的测量精度可达 25 μg 至 1 mg, 谐振式 MEMS 加速度计的测量精度接近 1 μg, 因此 MEMS 加速度计已能满足大部分导航的精度需求。

振动型敏感器是目前 MEMS 陀螺的研究重点, 具体包括: 调谐音叉型陀螺和谐振环型陀螺。前者工艺简单利于大批量低成本生产; 后者具有更高的理论精度但结构及原理更为复杂。随着对器件内部几何结构、尺寸、电子学及封装技术与器件性能之间关系研究的深入, 以及平面壁蚀刻技术等制造工艺的完善, MEMS 陀螺精度近年来得到了快速提高。目

收稿日期: 2014-02-23

稿件编号: 201402145

作者简介: 齐广峰(1976—), 男, 辽宁兴城人, 硕士, 工程师。研究方向: 导航与制导。

前精度达 $10^{\circ}/h$ 的 MEMS 陀螺已投入商用,国际上 MEMS 陀螺的最高实验室精度已优于 $0.01^{\circ}/h^{[3]}$ 。

低成本微小固态传感器,是现代惯性器件技术发展的目标。 $0.01\sim 10^{\circ}/h$ 的陀螺能够满足大多数导航应用的精度要求。目前光学陀螺已代替机械式陀螺成为在这一精度范围应用的主要敏感器。MEMS 陀螺已拓展至中低精度的战术级应用领域,随着技术的进步,MEMS 陀螺势必将取代大多数战术级应用中的光学陀螺。

2 MEMS 惯性系统发展状况

MEMS 惯性系统分为惯性测量单元(IMU)和惯性导航系统(INS)。采用 MEMS-IMU 与 GPS 构成 SINS/GPS 组合导航系统,是目前 MEMS-INS 应用的主要形式。这是由于:一方面目前 MEMS-IMU 的精度低,以其构成的 SINS 仅能维持数秒有价值的导航数据,组合导航技术是提高 MEMS-INS 性能最具性价比的技术途径;另一方面,MEMS-IMU 极大的降低了组合系统中 SINS 的成本,使 MEMS 组合导航系统极具成本

优势,促进了组合导航技术的发展和运用。

2.1 Draper 实验室 MEMS 组合导航系统研究概况

美国国防部高等研究计划局(Defense Advanced Research Projects Agency, DARPA)自 20 世纪 90 年代起启动了一系列 MEMS 惯性技术的研究项目。受其资助,美国 Draper 实验室在该领域进行了大量研究工作,处于国际领先地位。

Draper 实验室 1994 年首次推出由 3 只 MEMS 陀螺及 3 只 MEMS 加速度计构成的 IMU,并于 1995 年起进行了一系列验证研究项目,以评估 MEMS SINS/GPS 组合导航技术在制导弹药等战术应用中的可行性。如图 1 所示[4],其研究项目具体包括:增程制导弹药,弹药能力先进技术验证,低成本制导电子单元 INS/GPS。此外,其采用在 DARPA 的 MEMS-IMU 项目和通用制导惯性测量单元项目资助下研制的 MEMS-IMU 与一个加装选择可用性反诱骗模块(Selective Availability Anti Spoof Module, SAASM)的 GPS 接收机,实现了 MEMS-INS/GPS 深耦合。

上述研究表明,采用消费级 MEMS-IMU 与 GPS 构成的



图1 Draper 实验室 MEMS SINS/GPS 组合导航系统研发历程

Fig. 1 Draper laboratory MEMS SINS/GPS integrated navigation system R & D process

紧组合及深组合系统能够满足战术级导航应用需求,成本低且具有一定的抗 GPS 干扰能力。

2.2 MEMS-IMU 研制进展

1999 年 Honeywell 公司从波音北美公司收购了 Draper 实验室 MEMS 惯性技术,在其基础上进行战术级 MEMS-IMU

研发。此外,BAE、BEI、ADI 及一批惯性技术领域内的著名研究机构也纷纷致力于 MEMS-IMU 在精度、体积、成本等方面的优化。以零偏不稳定性(Bias Instability, BI)及随机游走(Random Walk, RW)为主要指标,近年来 MEMS-IMU 的研制进展可总结如表 2 所示^[5-6]。

表2 近年来的 MEMS-IMU 研制进展
Tab. 2 MEMS-IMU recent research progress

年代	2002	2004	2004	2005	2006	2012	2013(预计)
型号	HG1900	HG1930	SiMU02	MMQ50	ADIS16350	ADIS16480	HG1930D
研制机构	Honeywell	Honeywell	BAE	BEI	ADI	ADI	Honeywell
陀螺							
BI ($^{\circ}/h$)	1	1	6	4~15	54	6.25	0.674
RW ($^{\circ}/\sqrt{h}$)	0.06	0.09	0.5	0.3	4.2	0.3	0.046
加计							
BI (mg)	0.3	0.3	0.5	3	0.7	0.1	0.003
RW ($m/s/\sqrt{h}$)	0.02	0.09	0.5	0.29	2	0.029	0.041
尺寸 (cm^3)	285	82	120	147	12.2	28.9	—
重量 (Kg)	0.5	0.16	0.21	0.227	0.016	0.048	—

由此可见,近年来 MEMS-IMU 的发展呈现出两个主要特点:战术级 MEMS-IMU 的性能进一步提高,且体积、重量及成本逐步降低;消费级 MEMS-IMU 的精度、量程及环境适应性(温度、加速度)等性能正逐步提高。

2.3 MEMS 组合导航技术发展现状

近年来,利用低成本的消费级 MEMS-IMU 进行 SINS/GPS 组合导航技术研究受到了广泛的重视。国外 MEMS SINS/GPS 组合导航技术起步较早,已有成熟的产品。其中,战术级 MEMS 组合系统主要以提高 GPS 抗干扰能力为发展目标,目前已发展至与 P(Y)码深组合阶段;不同形式的松组合及紧组合系统在军用及民用领域得到广泛研究和应用。低成本 MEMS-IMU 与 GPS、磁强计等辅助导航系统构成的小型化、低成本多传感器组合导航系统成为当前的研究热点之一。Stanford 大学采用 3 天线 GPS 接收机构成超短基线 GPS 姿态解算与低成本 MEMS-IMU 姿态解算进行融合^[7]。飞行试验表明,当 GPS 正常工作时,组合系统利用 MEMS-IMU 的测姿精度与高精度 IMU 相近,优于 0.2° ;当 GPS 中断 1~2 分钟时,低成本 MEMS-IMU 独立运行的姿态精度可维持在 $2^\circ\sim 6^\circ$ 以内。

随着磁传感器的小型化,地磁航向系统也被视为 MEMS-IMU 的一种重要的辅助系统。美国 Crossbow 公司最新的 NAV440 及 GNAV540 利用低成本 MEMS-IMU 及三轴磁强计构成姿态航向参考系统 (Attitude and Heading Reference System, AHRS),并与 C/A 码 GPS 接收机组合。系统采用松组合方式,以 GPS 位置、速度信息及地磁航向信息为外部观测测量对 MEMS-IMU 的姿态解算误差和传感器误差进行校正。飞行测试表明该系统在 GPS 信号完全中断时可在 1 分钟内维持 1 m 的导航精度^[8]。荷兰 Xsens 公司针对民用市场推出的 MTi 等多个系列 AHRS,采用了 ADI 公司的低成本 MEMS 惯性传感器和磁强计。其 2012 年推出的 AHRS/GPS 组合导航系统 MTi-G-700,动态姿态精度优于 1° ,位置精度达 1 m (1σ STD),体积 55 cm^3 ,重量 55g。

国内 MEMS SINS/GPS 组合导航技术尚处于研制试验阶段,主要的研究力量集中在高校及研究所。清华大学采用美国 BEI 公司的微型谐振陀螺及 IC Sensors 公司的硅微加速度计研制 MEMS-IMU,车载实验表明组合系统的定位误差 ($\text{CEP}<4\text{m}$) 优于 GPS 的定位误差 ($\text{CEP}=15\text{ m}$),且当 GPS 短时间失锁时,组合系统输出未发生突跳且在恒速行驶时仍能维持较高的定位精度 ($\text{CEP}=1.61\text{ m}$)^[9]。上海交通大学利用 3DM-GX1 的 MEMS 器件和 NovAtel 的 OEMV-1G 型接收机研制了松组合系统,车载实验表明,组合系统在卫星状况良好时的定位精度优于 2 m;卫星失效 30 s 时 MEMS-IMU 独立工作的位置误差为 150~200 m;在卫星失效阶段引入车辆约束条件及磁罗盘辅助设备,组合系统在直线段定位精度为 3 m,在拐弯段最大位置误差为 30 m^[10]。哈尔滨工程大学对 MEMS AHRS/GPS 紧组合融合滤波技术进行了研究^[11]。

3 发展趋势

目前各种导航应用对 MEMS 惯性导航技术的发展起到了巨大的推动作用,其主要发展目标是继续降低系统精度、降低附带伤害、增大有效范围并降低尺寸和成本,提高环境适应性。为实现上述目标,需要在高性能 MEMS 陀螺、芯片级 MEMS-IMU、芯片级 MEMS 组合导航系统以及多传感器组合导航算法等方面展开深入研究。

未来高性能 MEMS 陀螺的研究内容主要包括:MEMS 速率积分陀螺、导航级 MEMS 陀螺、微型冷原子传感器及光学 MEMS 陀螺等。目前国际上已开始采用特定用途集成电路 (Application Specific Integrated Circuit, ASIC) 将 MEMS 传感器和处理器进行封装,研制芯片级 MEMS-IMU。美国 DARPA 的芯片级时间惯性测量单元 (Timing and Inertial Measurement Unit, TIMU) 研究 2010 年取得成功^[4]。

此外,尽管 MEMS-IMU 的性能提升降低了导航系统对 GPS 等辅助系统的依赖,但辅助系统仍是确保导航任务成功的必要保障。例如战术级 MEMS-IMU 在纯惯导模式下 3 分钟内的位置误差可达到 150 m 左右不能满足实际需求。因此 MEMS-IMU 与 GPS 等辅助系统构成的多传感器组合导航系统,仍是未来一个重要的发展方向。

据统计仅 2008 年全球共计生产了 7.52 亿个 MEMS 加速度计和陀螺,应用于汽车工业及消费电子工业,其市场规模正以 10%~20% 的年增长率成长。MEMS 传感器及 IMU 的市场份额由 2009 年的 18 亿美元增长到 2013 年的 30 亿美元^[12]。由于战术级 MEMS-IMU 的发展,MEMS 技术在国防领域的市场份额正逐步增长。

4 结束语

微电子技术的发展取代了传统的模拟、数字电路技术,改变了人类的日常生活。与之类似,MEMS 技术作为微电子技术的延伸,未来将对导航技术的发展产生深远影响。MEMS 惯性传感器和惯性系统在各个领域均具有重大意义,是关系到国家经济、安全和国际竞争力的战略技术。

本文着重介绍了 MEMS 惯性系统近年来的新进展。通过对比,可以发现国内外在该领域仍存在差距,这需要我国相关科研单位密切跟踪国际发展动态,从传感器结构、材料、封装、工艺以及系统设计、测试等多方面出发,制定周密的研究计划,促进我国 MEMS 惯性技术的发展。

参考文献:

- [1] Grewal M S, Weill L R, Andrews A P. Global positioning systems, inertial navigation, and integration (2nd edition)[M]. John Wiley & Sons, Inc, 2007.
- [2] Schwarz K P, El-Sheimy N. Digital mobile mapping systems—state of the art and future trends [M]. Taylor & Francis Group, 2007.

(下转第 92 页)

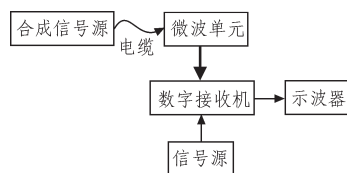


图3 接收机灵敏度测试方框图

Fig. 3 The receiver sensitivity test block diagram

4.2 线性动态范围测试

采用机外信号源,由接收机前端注入,在数据终端读取信号的输出数据。输入输出曲线采用最小二乘法进行拟合,拟合直线的斜率由输入功率和对应的输出数据来确定。由测量曲线与拟合直线的差值 ≤ 1 dB来确定接收系统低端的拐点和高端的饱和点,饱和点和拐点所对应的输入信号功率值的差值为系统的动态范围。经测试,拟合直线斜率为1.005 7,拟合和均方根误差为0.14,高端饱和点为-16 dBm,低端拐点为-110 dBm。因此,动态范围为94 dBm。

表1 噪声系数值测量值

Tab. 1 Noise factor values measured values

测量序号	噪声系数/dB
1	2.61
2	2.95
3	2.85
4	2.85
5	2.88

4.3 噪声系数

测试方框图如图4所示。在雷达终端显示上读出噪声功率值,测试结果如表1所示。

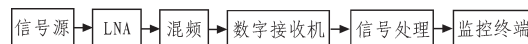


图4 噪声系数测试方框图

Fig. 4 Noise factor test block diagram

因此噪声系数平均值为2.83 dB。满足设计要求。

5 结 论

波段中频相参多普勒天气雷达接收机设计理论分析与计算方法,已经在一些小型中频相参气象雷达中运用,在这些雷达中,经过生产测试,对计算出的理论参数完全满足了设计要求,说明这种设计方案切实可行。

参考文献:

- [1] Merrill I. Skolnik. 雷达系统导论[M]. 北京:电子工业出版社,2007.
- [2] 蔡成仁. 雷达原理与气象雷达系统[M]. 北京:兵器工业出版社,2001.
- [3] 弋稳. 雷达接收机技术[M]. 北京:电子工业出版社,2005.
- [4] 丁鹭飞. 雷达原理[M]. 北京:电子工业出版社,2009.
- [5] 焦中生,沈超玲,张云. 气象雷达原理[M]. 北京:气象出版社,2005.
- [6] 王小谟. 雷达与探测[M]. 北京:国防工业出版社,2000.

(上接第89页)

- [3] Osiander R, Darrin M G, Champion J L. MEMS and Microstructures in Aerospace Application [M]. CRC Press, 2006.
- [4] Barbour N, Hopkins R, Kourepenis A. Inertial MEMS Systems and Applications [M]. NATO Lecture series, RTO-EN-SET-116, Low-Cost Navigation Sensors and Integration Technology, 2011.
- [5] Hanse J G. Honeywell MEMS inertial technology & product status [C]//Position Location and Navigation Symposium, 2004. Monterey, USA, 2004: 43-48.
- [6] Scaysbrook I W, Cooper S J, Whitley E T. A miniature, gun-hard MEMS IMU for guided projectiles, rockets and missiles [C]//Position Location and Navigation Symposium, PLANS 2004: 26-34.
- [7] Hayward R C, Gebre-Egziabher D, Schwall M, et al. Inertially aided GPS based attitude heading reference system (AHRS) for general aviation aircraft [C]//Proceeding of the 1997 10th

- International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation, Kansas, USA, 1997: 289-298.
- [8] Rois J A, White E. Fusion filter algorithm enhancements for a MEMS GPS/IMU[C]. ION NTM, San Diego, USA, 2002.
- [9] 顾启泰,尚捷,毛刚,等. MIMS/GPS组合导航系统设计与实验[J]. 航空学报, 2003, 24(3): 269-272.
- GU Qi-tai, SHANG Jie, MAO Gang, et al. MIMS/GPS integrated navigation system design and experimental[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2003, 24(3): 269-272.
- [10] 叶萍. MEMS-IMU/GNSS超紧组合导航技术研究 [D]. 上海:上海交通大学, 2011.
- [11] 夏琳琳. 低成本AHRS/GPS紧耦合融合滤波技术研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工程大学, 2008.
- [12] El-Sheimy N. Emerging MEMS IMU and its impact on mapping applications [C]//Photogrammetric Week, Stuttgart, Germany, 2009.