

## 新型惯性技术发展及在宇航领域的应用

王 巍

(北京航天控制仪器研究所, 北京 100094)

**摘 要:** 载体运动信息动态精确测量技术是现代各类运载体导航、制导与控制的前提, 惯性技术是在各种复杂环境条件下自主地建立运动载体的方位、姿态基准的唯一有效手段, 因而是载体运动信息精确测量的基础。文中详细介绍了光学惯性仪表及系统、MEMS 惯性仪表、原子惯性仪表、其他惯性仪表、微型定位导航授时技术和惯性执行结构等新型惯性技术的发展历程, 在宇航应用中需要解决的主要技术问题, 阐述了惯性技术在宇航领域的应用情况和未来的发展需求和趋势。

**关键词:** 惯性技术; 陀螺仪; 加速度计; 宇航

**中图分类号:** U666.1 **文献标志码:** A **DOI:** 10.3788/IRLA201645.0301001

## Development of new inertial technology and its application in aerospace field

Wang Wei

(Beijing Institute of Aerospace Control Device, Beijing 100094, China)

**Abstract:** Dynamic precise measurement of movement information constructs the foundation of guidance, navigation and control of various vehicles. The inertial technology is the only independent means to establish the position and attitude reference of a vehicle in all kinds of environments, so it is the basis of dynamic precise measurement of movement information. The development of inertial technology, including optical gyroscope and its inertial navigation system, MEMS gyroscope and accelerometer, atom gyroscope and accelerometer, other kinds of gyroscope and accelerometer, micro-technology for positioning, navigation and timing, and inertial executer, was reviewed in this paper, and the main technology problems of these gyroscopes, accelerometers and inertial navigation systems which are needed to be resolved in aerospace field were proposed. The main application of these inertial technologies in domain aerospace field was described, including application in satellites, launch vehicles, manned aerospace and moon explore. Finally, three development trends of the inertial technology in aerospace field were given.

**Key words:** inertial technology; gyroscope; accelerometer; aerospace

收稿日期: 2015-07-05; 修订日期: 2015-08-15

作者简介: 王巍(1966-), 男, 中国科学院院士, 研究员, 博士生导师, 主要从事惯性技术、光机电一体化测量与控制方面的研究。

Email: zggxjsxh@sina.com

## 0 引言

惯性技术是惯性敏感器、惯性导航、惯性制导、惯性测量及惯性稳定等技术的统称,是具有自主、连续、隐蔽特性,无环境限制的载体运动信息感知技术,是现代精确导航、制导与控制系统的核心信息源。在构建陆海空天电(磁)多维一体信息化体系中,在实现军事装备机械化与信息化复合式发展的进程中,惯性技术具有不可替代的关键支撑作用。惯性技术是涉及到物理、数学、力学、光学、材料学、精密机械学及微电子、计算机、控制、测试、先进制造工艺等技术的一门综合性技术,是衡量一个国家尖端技术水平的重要标志之一<sup>[1]</sup>。

惯性导航技术是惯性技术的核心和发展标志,惯性导航系统(Inertia Navigation System, INS)利用陀螺仪和加速度计(统称为惯性仪表)同时测量载体运动的角速度和线加速度,并通过计算机实时解算出载体的三维姿态、速度、位置等导航信息。惯性导航系统有平台式和捷联式两类实现方案:前者有跟踪导航坐标系的物理平台,惯性仪表安装在平台上,对加速度计信号进行积分可得到速度及位置信息,姿态信息由平台环架上的姿态角传感器提供;惯导平台可隔离载体角运动,因而能降低动态误差,精度高,便于实现自瞄准、自标定等功能,但存在体积大、成本高、维护不便等不足<sup>[2]</sup>。捷联式惯导系统没有物理平台,惯性仪表与载体直接固连,惯性平台功能由计算机软件实现,姿态角通过计算得到,也称为“数学平台”。

由于捷联系统中惯性仪表要承受载体角运动的影响,故要求其动态范围大、频带宽、环境适应性好等,对导航计算机的速度与容量要求较高。捷联系统具有结构紧凑、可靠性高、质量轻、体积小、功耗低、维护方便、成本低等优点,也便于与其他导航系统或设备进行集成化、一体化设计,已成为大多数应用领域内惯性系统技术发展的主流方案<sup>[3-4]</sup>。

与其他导航系统相比,惯导系统同时具有信息全面、完全自主、高度隐蔽、信息实时与连续,且不受时间、地域的限制和人为因素干扰等重要特性,可在空中、水中、地下等各种环境中正常工作。在导弹、火箭、飞机等需要机动、高速运行的运载体的导航、制

导与控制(Guidance Navigation and Control, GNC)系统中,惯性系统因其测量频带宽且数据频率高(可达数百赫兹以上)、测量延时长(可小于1 ms),易于实现数字化,成为GNC系统实现快速、精确制导与控制的核心信息源,其性能对制导精度起着关键作用。所以惯性技术是现代各类运载体GNC系统功能实现的基础,是宇航领域的支撑性关键技术<sup>[5-6]</sup>。

陀螺仪和加速度计是惯性系统的核心仪表,其技术指标直接影响GNC系统整体性能,由于陀螺仪研制难度相对更大,所以陀螺仪表技术一直是惯性技术的重要标志并受到格外重视<sup>[7]</sup>。

## 1 新型惯性技术及其在宇航应用中需要解决的主要技术问题

### 1.1 光学惯性仪表及捷联系统技术

1975年,美国Honeywell公司研制出机械抖动偏频激光陀螺工程样机,激光捷联惯性导航系统真正进入了实用阶段,之后美国又研制出了无机械抖动的四频差动激光陀螺。激光陀螺良好的标度因数精度及综合环境适应性能,使其在飞机、火箭等许多领域得到普遍应用,开始了对转子式陀螺的替代。激光陀螺在研制中需要解决的主要问题包括:

- (1) 高精度抛光技术;
- (2) 低损耗抗损伤镀膜技术;
- (3) 精密调腔装配技术;
- (4) 激光陀螺制造工艺误差控制技术。

1990年代后,全固态结构、全数字、低功耗的光纤陀螺在国外进入工程应用阶段,至今已趋于成熟,覆盖了高、中、低精度范围,并在海陆空天各领域获得应用,高精度产品的精度可达到 $0.001(^{\circ})/h(1\sigma)$ 的水平<sup>[8-14]</sup>,尤其在宇航等领域有独特应用优势,在新研制的惯性系统中日益得到广泛采用。光子晶体光纤和聚合物材料等新材料、新技术的应用正在推动光纤陀螺不断向高精度、小型化方向发展。光纤陀螺已成为更新换代的新一代主流陀螺仪表<sup>[8-9]</sup>。光纤陀螺在应用中需要解决的主要问题是:

- (1) 超高精度、长寿命光纤陀螺方案设计技术;
- (2) 多物理场作用下超高精度光纤陀螺环境适应性技术;
- (3) 标度因数长期稳定性技术;

(4) 超高精度光纤陀螺测试与评估技术。

除了光学陀螺仪表,光学惯性系统着重解决以下问题:

- (1) 光学捷联惯性系统的高精度、小型化技术;
- (2) 光学捷联惯性系统的高可靠长寿命技术;
- (3) 光学捷联惯性系统的恶劣应用环境适应性技术。

### 1.2 MEMS 惯性仪表技术

20 世纪 80 年代,美国 Delco 公司研发出了半球谐振陀螺,其具有质量轻、紧凑、寿命长等优点,但对材料及精密加工方面要求较高。目前在国外航天领域有少量应用<sup>[15-16]</sup>。

基于 MEMS 工艺的振动陀螺一般可分为石英音叉陀螺和硅微机械陀螺。国外自 1990 年开始生产石英音叉微陀螺,目前可批量生产。硅微机械面振动式 MEMS 陀螺经补偿后性能已达到  $1\sim 10(^{\circ})/h(1\sigma)$ ,允许的应用环境温度可达到  $-40\sim 85^{\circ}\text{C}$ ,并可承受强冲击<sup>[17]</sup>。英国 BAE 公司研制的谐振环式 MEMS 陀螺性能已达到  $2(^{\circ})/h(1\sigma)$ <sup>[18]</sup>。2010 年 4 月,由 3 个硅 MEMS 陀螺构成的速率传感器组合 SiREUS (重量 750 g, 功耗 6 W) 首次在欧空局极地冰层探测卫星 (CryoSat-2) 上作为姿态测量装置得到成功应用,精度达到  $10\sim 20(^{\circ})/h(3\sigma)$ <sup>[19]</sup>,国外硅 MEMS 陀螺在战术武器等低精度领域已有批量应用<sup>[20-21]</sup>。目前,微型加速度计有多种技术方案,均要利用集成电路、微机械加工、微弱信号检测等关键工艺和技术。国外中低精度硅 MEMS 加速度计日益成熟,并大量用于战术武器及民用领域,目前正在研究更高性能的产品,其他新型微加速度计也处在研发阶段<sup>[22-23]</sup>。

MEMS 硅微陀螺仪需要解决的主要问题包括:圆片级真空封装技术;检测力平衡技术;正交误差补偿技术;幅度、频率高精度控制技术;

MEMS 加速度计需要解决的主要问题包括:全硅工艺加工技术;仪表长期稳定性技术;高精度闭环 ASIC 技术;空间环境适应性技术等;

石英音叉陀螺仪的需要解决的主要问题包括:抗冲击技术,工艺技术,长期稳定性等。

石英振梁加速度计需要解决的主要问题包括:高精度复杂结构石英微加工技术;高精度谐振梁驱动电路及一体化技术;精密挠性支撑加工及检测技术;高精度高分辨率仪表频率检测技术;仪表误差机

理分析及误差建模技术等。

### 1.3 原子陀螺仪技术

美国将基于原子技术的原子惯性仪表技术视为未来的主导型惯性仪表方向之一,原子干涉陀螺和原子加速度计实验装置精度( $1\sigma$ )分别达到  $6.8\times 10^{-5}(^{\circ})/h$  和  $10^{-10}\text{g}$  水平,并希望研制出  $5\text{m/h}$  的超高精度惯性导航系统<sup>[24-25]</sup>。美国还对基于 MEMS 技术的核磁共振陀螺进行了研究,目前样机的零漂已达  $0.01(^{\circ})/h(1\sigma)$  的水平<sup>[26]</sup>。基于金刚石氮空位色心的原子自旋陀螺则尚处于理论研究阶段。目前,原子干涉陀螺仪体积较大,需要解决的主要问题是小型化和集成化。核磁共振陀螺和无自旋弛豫交换 (SERF) 原子陀螺需要解决的主要技术问题是:

- (1) 无磁加热技术研究;
- (2) 最佳工作介质浓度比例研究;
- (3) mm 级原子气室加工及其镀膜技术研究;
- (4) 微小型磁屏蔽和磁控制技术;
- (5) 微小型集成制备工艺等。

### 1.4 微型定位导航授时技术

微型定位导航授时技术 (Microtechnology for Positioning, Navigation, and Timing: Micro-PNT) 是利用 MEMS 和微电子集成技术,开发具有高稳定性的微型惯性测量和时钟装置,实现小体积、轻质量、低功耗的自主隐蔽纯惯性导航和授时<sup>[27]</sup>。Micro-PNT 包括微型惯性导航和精确授时/守时两部分,前者通过陀螺仪/加速度计实现物体角速率(角度)/加速度(位置)信息的获取,后者通过高精度原子钟实现设备间的协调同步。

美国 2010 年 1 月正式启动 Micro-PNT 计划,包括 4 个关键技术领域:时钟、惯性传感器、微尺度上的集成、试验与鉴定。美国希望利用微电子和微机电系统的快速发展,开发出体积小、功耗低的惯性导航核心组件,即微型、高精度的时钟和惯性传感器单元。2013 年, Micro-PNT 项目中芯片级原子组合导航仪 (CSCAN) 子项目的系统体积目标放宽至  $20\text{cm}^3$ ,希望在这一尺度下实现功能应用<sup>[28]</sup>。

Micro-PNT 需要解决的主要技术问题有:

- (1) 导航级微陀螺和加速计技术;
- (2) 芯片级原子钟及微型主原子钟技术;
- (3) 微型在线标定和校准技术;
- (4) 微型惯性导航授时系统集成技术;

- (5) 北斗/MPNT 超紧组合导航技术;
- (6) MPNT 系统的统一测试评价技术等。

### 1.5 其他新型陀螺技术

近年来,国外加大了对光子晶体光纤陀螺<sup>[29]</sup>、微光机电(MOEMS)陀螺<sup>[30]</sup>等新型陀螺的研究力度,并获得了新的进展。光子晶体光纤陀螺使用光子晶体光纤绕制光纤环,可显著提升陀螺性能、尤其是环境适应能力。谐振式光纤陀螺也可采用空芯光子晶体光纤消除寄生的误差信号,提高精度。MOEMS 陀螺的技术关键是实现高质量的微型激光谐振腔,这些新型陀螺目前基本处于原理探索或样机研制阶段。

### 1.6 惯性执行机构技术

惯性执行机构可认为是一种特殊的惯性装置,主要包括飞轮(动量轮)和控制力矩陀螺两类,主要用作空间飞行器姿态稳定/控制系统的执行机构,大力矩、长寿命、高精度、高可靠是其重点发展方向,采用磁悬浮轴承是其关键技术途径,西方国家在该领域有 50 多年的研究历程,目前已达到较高水平,如法国 1986 年在“SPOT”卫星上首次采用了磁悬浮飞轮,成功实现了高精度定姿和定向。国内近年来在该领域也取得了创新性的技术突破,目前的研究方向包括新型磁悬浮、姿控/储能一体化、多自由度控制、陀螺/飞轮一体化等技术。

## 2 惯性技术在国内宇航领域的应用

### 2.1 惯性技术在卫星中的应用

惯性技术主要用于卫星的姿态稳定,包括用于测量姿态的陀螺仪和用于稳定的惯性执行机构。卫星用陀螺仪包括动力调谐陀螺仪、液浮陀螺仪和光纤陀螺仪。由于卫星应用要求长寿命和高可靠,而全固态的光纤陀螺在这一方面比液浮陀螺和动力调谐陀螺具有显著优势,因此国内卫星应用正逐渐用光纤陀螺替代传统的转子陀螺。目前,地面开展的研究工作表明光纤陀螺的长期稳定性已经满足 10 年以上的卫星应用要求。

惯性执行机构方面,基于转子技术的飞轮和控制力矩陀螺在卫星上得到了普遍使用。由于转子的寿命问题,磁悬浮轴承技术也已在开展试验应用工作。

### 2.2 惯性技术在运载火箭中的应用

国内神舟三号之前运载火箭采用了气浮平台惯性测量系统,用于运载火箭的导航、指导与控制(GNC)系统;测量运载火箭的转动角速率、平移加速

度,同时供遥测系统测量使用。神舟三号后运载火箭采用了 2 套挠性捷联惯性测量单元,互为主备份,主要用于运载火箭的 GNC 系统;测量运载火箭的转动角速率、平移加速度,供遥测系统测量使用。CZ-2F 运载火箭采用了 6 只挠性速率陀螺,用于稳定控制系统;测量箭体飞行过程中产生的偏航、俯仰和滚动角速度,以控制箭体的稳定飞行。

目前激光惯性测量单元和光纤惯性测量单元互为主备份,用于运载火箭 GNC 系统,测量箭体转动角速率、平移加速度。光纤速率陀螺和横法向加速度计组合正用于火箭稳定系统和姿态控制系统,测量箭体的偏航、俯仰和滚动角速度,以及箭体线加速度和姿态信息。

### 2.3 惯性技术在载人航天中的应用

挠性捷联惯性测量单元用于国内载人飞船 GNC 分系统;测量飞船的转动角速率、平移加速度。光纤捷联惯性测量单元也已用于载人飞船手控交汇对接 GNC 分系统;测量飞船的转动角速率、平移加速度,并完成手动交汇对接任务。

光纤陀螺组合已用于目标飞行器 GNC 分系统,测量其转动角速率,进行飞行器的姿态控制和稳定,并完成与飞船交会对接任务。目前,光纤惯性测量单元正用于空间站 GNC 分系统,提供舱体相对于惯性空间的转动角速率以及视加速度。

### 2.4 惯性技术在探月工程和深空探测中的应用

探月工程、深空探测和卫星应用相比,不仅需要惯性技术对运载体进行稳定控制,还需要进行导航。在探月工程中,光纤陀螺和激光陀螺捷联系统已用于探月工程中返回器的导航,基于光纤陀螺、石英与 MEMS 加速度的光纤捷联系统用于月球车的导航定位。目前正在研制可用于火星探测的光纤捷联惯性系统。此外,正在开展量子传感技术(如量子磁力仪)在空间飞行器中的搭载试验论证。

## 3 新型惯性技术在宇航应用中的发展趋势

运动载体对导航、制导与控制系统越来越高的要求是惯性技术进步的主要动力。根据国内外惯性技术的最新发展及应用情况<sup>[31]</sup>,宇航用惯性技术的发展趋势可归纳为以下几个方面:

(1) 继续提高惯性仪表和系统的精度。陀螺仪表、加速度计等惯性测量仪表精度的提高对工程中导航和制导精度的贡献是最直接的,也是科学技术

研究的需要。以 GP-B 任务为例,2004 年 4 月 20 日美国 NASA 的“引力探测器 B”(GP-B)卫星发射升空,用于验证爱因斯坦广义相对论中的两个重要预言:“短程线效应”和“惯性系拖曳效应”。“引力探测器 B”卫星携带有四个超高精度静电陀螺仪,精度达到了  $1 \times 10^{-11} (^{\circ})/h$  水平。此次科学试验为建立统一场理论迈出了重要一步。作为宇航应用的主流陀螺仪之一,光纤陀螺仪进一步提高精度需要降低噪声,尤其是光源相对强度噪声,同时优化光源平均波长稳定性设计提高标度因数的稳定性。原子陀螺理论上具有更高的精度,但是目前仍处在基础研究阶段,还需要攻克一系列关键技术,以实现应用的高精度。

#### (2) 高可靠、长寿命、长期免标定

各种运载体对可用性的要求越来越高,一方面,要求惯性仪表和系统具有更高的可靠性和长寿命,保证任务的顺利完成;另一方面,要求惯性仪表和系统的标定参数长期有效。实现惯性仪表长寿命周期内稳定工作,需要解决三个方面的问题:一是误差机理研究,如在辐照条件下掺铒光纤光源变化引起陀螺标度因数长期漂移的误差机理;二是关键材料的制备,关键材料的性能直接影响关键器部件的性能,最后影响仪表的关键指标,因此材料的稳定性尤其是长期工作条件下稳定性是提高惯性仪表和系统长寿命周期内稳定性的关键之一;三是特殊工艺技术,工艺尤其是每种惯性仪表的特有工艺,如光纤陀螺的光纤环绕制工艺, MEMS 陀螺仪的整个微制造工艺,是实现惯性仪表长期稳定工作的基础。

#### (3) 轻质化、低功耗和低成本

新的宇航任务对作为导航制导与控制的惯性仪表和系统的重量和功耗要求越来越高,从而提高有效载荷在载体中的比重,提高任务的效费比。另一方面,随着微小型卫星的迅速发展,除了轻质化和低功耗外,低成本成为新的要求。这要求惯性技术在适当考虑可靠性、寿命等要求的前提下降低成本。

轻质化、低功耗和低成本的主要发展方向是微型化和批量生产,例如美国的 MicroPNT 计划中的硅基 MEMS 半球谐振陀螺仪、基于 MEMS 技术的核磁共振陀螺仪,基于 MOEMS 和集成光学技术的集成光学陀螺仪等。

## 4 结论

宇航领域的发展对于国防、国民经济和人类探索太空都有着重要意义。作为宇航领域的关键技术之一,新型惯性技术在需求牵引和基础专业技术的推动下,显著提高了宇航领域运动载体导航、制导与控制等性能,促进了宇航飞行器系统技术的发展。同时,新型惯性技术的发展也面临新的技术难题,这些新问题的解决将进一步促进惯性技术自身的发展和各类宇航飞行器技术的进步。

#### 参考文献:

- [1] King A D, Sc B, F R I N. Inertial navigation-forty years of evolution[J]. *GEC Review*, 1998, 13(3): 1-15.
- [2] Lu Yuanjiu. Inertial Device (I & II) [M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 1990. (in Chinese)
- [3] Qin Yongyuan. Inertial Navigation [M]. Beijing: Science Press, 2006. (in Chinese)
- [4] David H Titterton, John L Weston. Strapdown Inertial Navigation Technology [M]. 2nd ed. UK: The Institution of Electrical Engineers, 2004.
- [5] Wan Dejun. Prospect of FOG's application in marine navigation [J]. *Journal of Chinese Inertial Technology*, 2002, 10(1): 1-5. (in Chinese)
- [6] Gyurosi Miroslav. Russia develops strapdown inertial systems for missiles [J]. *Jane's Missiles and Rockets*, 2006, (11): 75-77.
- [7] Wang Wei. Fiber Optic Gyroscope Inertial Navigation System [M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 2010. (in Chinese)
- [8] Wang Wei. Interferometric Fiber Optic Gyroscope Technology [M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 2010. (in Chinese)
- [9] Sanders G A, Szafraniec B, Liu Renyong, et al. Fiber optic gyros for space, marine and aviation applications [C]//SPIE, 1996, 2837: 61-67.
- [10] George A Pavlath. Fiber optic gyros: the vision realized[C]// SPIE, 2006, 6314: 63140G.
- [11] Sudhakar P Divakaruni, Steve J Sanders. Fiber optic gyros: a compelling choice for high precision applications[C]// The 18th International Optical Fiber Sensors Conference, 2006: 10.1364/OFS.2006, MC2.
- [12] Wang Wei, Wang Junlong. Study of modulation phase drift

- in an interferometric fiber optic gyroscope [J]. *Optical Engineering*, 2010, 49(11): 114401. (in Chinese)
- [13] Wang Wei, Yang Qingsheng, Wang Xuefeng. Application and key technology of fiber-optic gyro in space field [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2006, 35(5): 509–512. (in Chinese)
- [14] Wang Wei, Wang Xuefeng, Xia Junlei. The influence of Er-doped fiber source under irradiation on fiber optic gyroscope[J]. *Optical Fiber Technology*, 2012, 18(1): 39–43. (in Chinese)
- [15] Rozelle Dm. The hemispherical resonator gyro: from wineglass to the planets [C]//Proc 19th, AIAA Space Flight Mechanics Meeting, 2009: 1157–1178.
- [16] HRG Development at Delco, Litton and Northrop Grumman [J]. *Anniversary Workshop at Yalta*, 2008, 5: 19–21.
- [17] Hanse J G. Honeywell MEMS inertial technology & product status [C]//Position Location and Navigation Symposium, 2004: 43–48.
- [18] Gription A. Gription for commercial and military A. The application and future development of a MEMS sivsg inertial products [C]//IEEE, Position Location and Navigation Symposium, 2002: 28–35.
- [19] Benedict Olivier. The SiREUS MEMS rate sensor program [C]//Proceedings of the 59th IAC(International Astronautical Congress), 2008.
- [20] Wang Wei. Development of MEMS inertial instrument technology[J]. *Missiles and Space Vehicles*, 2009, 3: 23–28.
- [21] Zhang Liangtong, Li Ying. Recommend the use of IEEE standard of Coriolis vibration gyros and other inertial sensor [J]. *Ship Navigation*, 2003(3): 1–9. (in Chinese)
- [22] Albert Killen, David Tarrant. High acceleration, high performance solid state accelerometer development [C]//IEEE, 1994, 4: 43–50.
- [23] Hopkins R, Miola W Sawyer, Setterlund R, et al. The Silicon oscillating accelerometer: a high-performance MEMS accelerometer for precision navigation and strategic guidance applications[J]. *ION NTM*, 2005(1): 24–26.
- [24] Durfee D S, Shaham Y K, Kasevich M A. Long-term stability of an area-reversible atom-interferometer Sagnac gyroscope[J]. *Physical Review Letters*, 2006, 97: 240801.
- [25] Kasevich M, Chu S. Measurement of the gravitational acceleration of atom with a light-pulse atom interferometer [J]. *Applied Physics B*, 1992, 54: 321–332.
- [26] Zhang Xuefeng, Xu Jiangning, Zhou Jinhong. Atom laser gyroscope[J]. *Journal of Chinese Inertial Technology*, 2006, 14(5): 86–88. (in Chinese)
- [27] Shkel A M. Precision navigation and timing enabled by microtechnology: Are We There Yet?[C]//SPIE, 2011, 8031: 803118–9.
- [28] Compton, Robert. Optically dithered atomic gyro-compass [EB/OL]. [2013-04-12]. <http://www.militaryaerospace.com/articles/2013/04/AOSense-DARPA-CSCAN.html>.
- [29] Glen A Sanders, Lee K Strandjord, Qiu Tiequn. Hollow core fiber optic ring resonator for rotation sensing [C]//The 18th International Optical Fiber Sensors Conference, 2006: 6.
- [30] Kai Liu, Weiping Zhang, Wenyuan Chen. The development of micro-gyroscope technology[J]. *Journal of Micromechanics and Microengineering*, 2009, 19: 113001.
- [31] Zhu Bin, Zheng Juan. The new development of America inertial navigation and control technology [J]. *Aerospace China*, 2008, 1: 43–45. (in Chinese)