

中外激光陀螺技术发展与应用回溯

张斌, 吴素勇*, 赵辉, 罗晖, 于旭东, 李佳奇, 刘贱平, 樊振方, 谭中奇
(国防科技大学 前沿交叉学科学院, 湖南长沙 410073)

摘要:激光陀螺是惯性导航与制导领域由平台惯导向捷联惯导转变技术革命的关键, 至今仍是全球高端惯性传感器市场占主导地位的陀螺仪。首先追溯了激光陀螺的理论起源和可行性概念构想。其次按研究起步、技术突破、实用攻关、批产应用四个发展阶段, 系统梳理了中外激光陀螺技术发展与应用历程: 激光陀螺发明于20世纪60年代, 由美国率先突破关键核心技术, 在技术商业化与军民双轨制的工业模式基础上, 以装备适用性和高可靠性, 推动了惯性技术由机械陀螺向光学陀螺的革命性进步, 在民用航空和军事领域得到了广泛应用; 中国激光陀螺研究起步于20世纪70年代, 逐步攻克基础材料、关键技术与核心工艺等难题, 实现了从摸索仿制到自主创新的历史跨越, 构建了完整的激光陀螺产业链, 最终实现了完全自主。分析表明, 激光陀螺具有经过验证的性能和可靠性, 技术成熟, 在中高端仍然非常强大, 随着制造业的进步正变得越来越紧凑。最后指出, 通过量子增强原理创新提高精度, 结合人工智能自动化制造降低成本, 采用微纳光子技术集成减小尺寸、重量与功耗, 将是激光陀螺技术未来发展的重要方向。

关键词:激光陀螺; 惯性导航; 自主创新; 完全自主

中图分类号: TN249 文献标志码: A 文章编号: 1001-2486(2026)03-411-27

Development and application of ring laser gyroscope technology: China and international perspectives

ZHANG Bin, WU Suyong*, ZHAO Hui, LUO Hui, YU Xudong, LI Jiaqi, LIU Jianping, FAN Zhenfang, TAN Zhongqi
(College of Advanced Interdisciplinary Studies, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: RLG (ring laser gyroscope) was pivotal to the technological revolution transitioning from platform inertial navigation to strapdown inertial navigation in the field of inertial guidance and navigation. To this day, RLG remained the dominant gyroscopic technology in the global high-end inertial sensor market. Firstly, the theoretical origins and feasibility concepts of RLG were traced. Then, the development and application history of RLG technology in China and abroad was systematically reviewed across four stages: initial research, technological breakthroughs, practical advancements, and mass production applications. RLG was invented in the 1960s, with the United States pioneering core key technologies. Building on a dual-track industrial model for commercialization and military-civilian use, its equipment adaptability and high reliability drove a revolutionary advancement in inertial technology from mechanical gyroscopes to optical gyroscopes, achieving widespread application in both civil aviation and military domains. China's RLG research began in the 1970s, gradually overcoming challenges in foundational materials, key technologies, and core processes. It achieved a historic leap from imitation to independent innovation, establishing a complete RLG industrial chain and ultimately achieving full self-reliance. Analysis indicates that RLG is a mature technology with proven performance and reliability, still very robust at the middle and high-end, and is becoming more and more compact as manufacturing advances. Future development priorities for RLG technology will include improving precision through quantum enhancement principal innovation, reducing costs via AI-enabled automated manufacturing, and minimizing size, weight, and power consumption through micro-nano integrated photonic technology.

Keywords: ring laser gyroscope; inertial navigation; independent innovation; full self-reliance

导航是将运动载体按预定计划与要求, 从起始点导引至目的地的过程, 用来完成导航任务的

设备称为导航系统。导航的方法有很多, 从20世纪初的仪表导航开始, 先后出现了无线电导航、惯

收稿日期: 2025-12-27

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(62375285); 湖南省科技创新计划资助项目(No2025RC1047)

第一作者: 张斌(1970—), 男, 湖南洪江人, 教授, 硕士, 硕士生导师, E-mail: kd208zb@sina.com

*通信作者: 吴素勇(1984—), 男, 江西峡江人, 副研究员, 博士, E-mail: sywu2001@163.com

引用格式: 张斌, 吴素勇, 赵辉, 等. 中外激光陀螺技术发展与应用回溯[J]. 国防科技大学学报, 2026, 48(3): 411-437.

Citation: ZHANG B, WU S Y, ZHAO H, et al. Development and application of ring laser gyroscope technology: China and international perspectives[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2026, 48(3): 411-437.

性导航和卫星导航等方法,使导航进入了一个全新的时代。其中,惯性导航和卫星导航以其全天候、全球覆盖的特点得到了广泛推广和应用。

惯性导航技术建立在牛顿经典力学定律基础上,是发展不到百年的高科技手段,最早的武器装备应用是第二次世界大战中德国研制的“V2”火箭,开创了惯性导航技术的工程应用先河。惯性导航系统(inertial navigation system, INS),简称惯导系统,以固连在运动载体上的陀螺仪和加速度计作为核心惯性测量元件,实时测量载体的三维角运动和线运动,在已知的初始条件下,利用稳定平台或计算机解算获得载体的姿态、速度、位置和方向等完备导航信息,实现运动载体的导航定位、制导控制、稳瞄稳向和姿态测量等功能^[1]。

与 GPS、北斗等卫星导航技术相比,惯性导航技术不依赖于外部信息,是唯一同时可自主、实时、连续、隐蔽、不受干扰,无时间、地点、环境限制的运动信息感知技术,不仅是海、陆、空、天各领域远程攻击和精确打击武器的核心信息源^[2],而且在民用航空、商业海事、石油勘探、煤矿采掘、大地测量、智能交通、智慧农业和消费电子等领域也有广泛应用。惯性导航技术是国家综合科技实力和尖端科技水平的重要体现之一,一直是各国军事技术领域至关重要的组成部分。

作为惯性导航与姿态测控系统的核心仪表之一,陀螺仪的主要功能是测量运动载体相对于惯性空间的角运动(角速度和角度),其性能是影响惯导系统精度的关键因素。在陀螺仪家族中,最先用于惯导系统的是机械陀螺。机械陀螺以经典力学为理论基础,利用高速旋转的机械转子的定轴性和进动性测量载体相对于惯性空间的转速和方位。由于机械陀螺的高速转子抗冲击振动能力比较差(影响可靠性和动态范围)、存在加速度效应误差项(影响精度)、达到高转速的启动时间长(影响快速反应能力)等固有缺陷,使其在惯导系统中的应用受到了一定限制,妨碍了其进一步的发展。激光陀螺(ring laser gyroscope, RLG)以光学 Sagnac 效应为理论基础,具有启动快、寿命长、可靠性高、动态范围宽、标度因素稳定、无交叉耦合效应等一系列优点^[3],与同等精度的机械陀螺相比,激光陀螺全寿命周期成本更低、功耗更少、体积更小、重量更轻,是推动惯导系统从平台式向捷联式转变技术革命的核心关键^[4]。

本文以时间为主线,首先概述了激光陀螺的原理与技术可行性发展历程;其次按研究起步、潜心研究与关键技术突破、批生产技术攻关与实用、

大批量生产与拓展应用四个发展阶段,系统回溯了中外激光陀螺研发与应用历程;最后讨论了近 10 年来激光陀螺技术前沿研究进展,展望了激光陀螺技术未来发展的重点方向。

1 激光陀螺原理与技术可行性发展历程

激光陀螺的理论起源可追溯至物理学中关于“以太”的争论及一系列相关的实验验证工作,直到爱因斯坦 1905 年和 1915 年分别提出狭义相对论和广义相对论后,学术界的争论始终未停止。

1913 年,法国物理学教授 Georges Sagnac 在旋转平台上搭建了如图 1 所示的干涉仪系统,进行以太验证实验。来自光源的光被分成两束(T 和 R),分别沿顺、逆时针方向绕着由四个反射镜 M1、M2、M3 和 M4 形成的路径传播,用照相机拍摄两束光重新合束后的干涉图样^[5]。实验发现,当干涉仪系统旋转时,干涉条纹发生了位移。

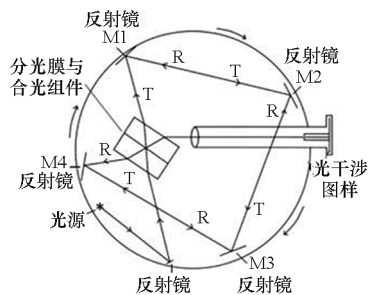


图 1 转台上的 Sagnac 干涉仪^[5]

Fig. 1 Sagnac's interferometer on turntable^[5]

Sagnac 在一篇简短的论文中向法国科学院详尽报告了实验结果,声称条纹位移是因为仪器在以太中旋转,使得一束光被延迟,而另一束光被加速。Sagnac 计算了干涉仪在以太中旋转会对干涉条纹产生多大影响,并且发现测量得到的条纹位移量与计算结果相符。他认为实验结果是“以太存在的证明”,观测到的干涉条纹位移“直接体现了以太的存在”^[6]。Sagnac 效应当时在法国被视为以太存在的有力证据,Sagnac 也因此于 1919 年获得了法国科学院的“皮尔森-佩林奖”。

而在法国以外的学术界,人们在某种程度上对 Sagnac 效应实验结果的以太解释表示怀疑^[7],主流观点坚定支持爱因斯坦。而且广义相对论也可以像以太理论一样解释 Sagnac 效应,“两个观察者沿着在惯性空间旋转的闭合路径反向行进,当观察者返回起始点时,他们的时钟不同步,沿旋转方向行进的观察者将经历时钟时间的小幅增加,沿反方向行进的观察者的时钟时间将相应小幅减少。”如果两个“观察者”是光子,每个都以光

速传播,“时间差表现为双向光束光程长度的明显变化(如图2所示)”,这样得到的计算结果也与 Sagnac 实验的条纹位移量相符^[8]。

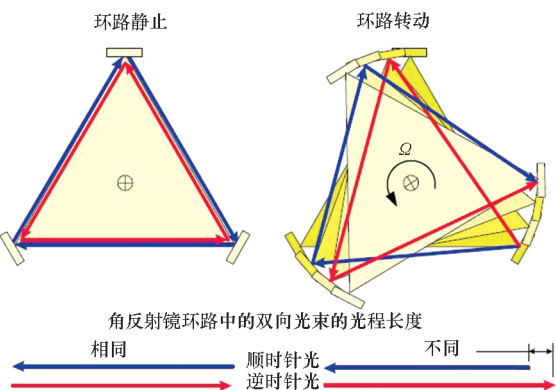


图2 Sagnac 效应示意图

Fig. 2 Schematic diagram of the Sagnac effect

1914年,Sagnac 提出可以用这个效应来测量载体的旋转:在没有任何外部参考基准的情况下,可以用固定在船体刚性甲板上、至少几十平方米的环形光路来测量“光学旋转”效应,通过测量干涉条纹的位移量可以检测船舶在任一时刻绕垂直轴线的旋转速度……利用与船舶的另外一个垂直平面平行安装的环形光路,可以测量船舶的横摇和纵摇角速度^[5]。

1925年,美国物理学家 Michelson 和 Gale 利用地球本身作为转台,建造了一个 $612\text{ m} \times 339\text{ m}$ 的大型真空管道矩形光路系统^[9](如图3所示),其中的小矩形环路提供了干涉条纹的基准标记,用于测量大矩形环路中顺、逆时针光的干涉条纹的位移。Michelson 和 Gale 的实验结果与 Sagnac 的结论一致,但他们总结了实验结果也符合相对论^[10]。

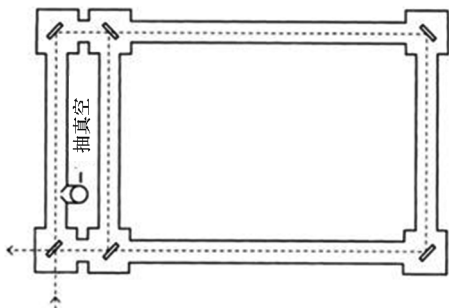


图3 Michaelson-Gale 实验系统^[9]

Fig. 3 Michaelson-Gale experiment system^[9]

第一次世界大战前,机械陀螺的应用还是一个相对较新的领域(1908年,德国的 H. Anschutz 成功进行了第一次陀螺罗经海上试验^[11]),经过二战以后的发展,虽然惯性导航技术尚未在民用

领域展现出重要应用,但到了20世纪50年代末,凭借“纯自主导航”的独特优势,陀螺仪在航海和航空领域变得越来越重要,已成为一项至关重要的军事技术^[12]。尽管如此,这并不意味着当时的机械陀螺技术完美无缺,美国机械陀螺的主流产品——液浮陀螺当时虽然已经达到了不错的精度,但存在生产难度大、价格昂贵及可靠性不高等问题。因此,人们一直在探寻能精确测量载体角速度的替代方法。当采用光学手段测量载体旋转的研究再次成为热点时,研究的重点已经不再是以太,而是真正聚焦于“旋转测量”。

美国赖特-帕特森空军基地(Wright-Patterson air force base)空军装备司令部导航和制导实验室的负责人在1962年写道:“基于可靠性的考虑,我们多年来一直对没有活动部件的角速率传感器保有浓厚的兴趣。”实验室一直试图对 Michelson-Gale 干涉仪装置进行小型化改进,但在光波长和伽马射线波长上都很不成功^[13]。

采用光学手段实现旋转测量的重大转机,主要得益于量子电子学的发展。1954年初,汤斯(C. H. Townes)领导的研究小组首次用氨分子装置研制成功了世界上的第一台微波激射器 MASER (microwave amplification by stimulated emission of radiation),发射波长为 1.25 cm ($2.4 \times 10^{10}\text{ Hz}$)。1960年7月,美国休斯飞机公司的 T. H. Maiman 成功研制了世界上第一台红宝石固体激光器(light amplification by stimulated emission of radiation, LASER)。1961年2月,贝尔实验室的 A. Javan 发布了世界上第一台氦氖气体激光器(工作波长 $1.15\text{ }\mu\text{m}$, 近红外)。1962年,该实验室的 A. White 和 D. Rigden 实现了氦氖激光器在可见光波段(工作波长 $0.6328\text{ }\mu\text{m}$)的运转。

从1959年到1961年间,Heer、Rosenthal、Macek 三人均意识到,如果用激光取代 Sagnac 和 Michelson-Gale 实验装置中的普通光源,就可能通过检测环路中顺、逆时针谐振光的频率差,来实现旋转速率检测。

1959年9月,在第一台激光器诞生之前,俄亥俄州立大学的物理学家 Heer 认为 Sagnac 效应需要用大面积环形路径来提高灵敏度,限制了适用性,他提出了一个新想法:利用环形闭合路径中电磁波的干涉来测量角速度。并建议研究四个方面的内容,其中就包括了“在环路中使用谐振腔结构”^[14]。一个月后,他在一项专利中又对此想法增加了新元素——频率差,用 Sagnac 和 Michelson-Gale 的干涉效应可以测量旋转,当环路

旋转时,腔内电磁波的谐振频率会发生偏移。Heer 最初并不认为光波是该装置适用的电磁辐射,建议使用“限制在同轴电缆或多圈匝波导中较低频率的电磁波,如无线电和微波”。1961 年 1 月,Heer 在美国物理学会会议上甚至建议将环路中的物质波干涉作为研究对象^[14]。1961 年 3 月,Heer 在向国家航空航天局(national aeronautics and space administration, NASA)、空军科学研究所办公室和海军研究办公室提交的研发申请书中首次提议,在旋转测量中也可以研究一下“微波激光器(包括激光)”的使用,但仅作为“通过电磁波或物质波测量旋转”研究提案的非重点部分。

1961 年 3 月下旬,在伯克利举行的第二届量子电子学国际会议上,A. Javan 发布了世界上第一台氦氖气体激光器。作为量子电子学领域的专家,Heer 也参加了这次会议。自此以后,Heer 对旋转测量系统使用激光光源的兴趣迅速增长^[15]。1961 年 10 月,Heer 向空军司令部的航空系统部提交了他的原始提案,并附有一封信称其“对微波领域的实验仍有相当大的兴趣,但鉴于激光的最新发展,必须考虑使用激光的可行性”。1962 年 1 月,Heer 在给意向资助方提交的材料中就包含了正方形谐振腔的描述:采用边长 1 m 的正方形光路实现“沿环路的激光放大”,可以测量“小至 10^{-6} rad/s 的旋转角速度”。

1961 年 10 月,Rosenthal(Kollsman Instrument 公司的光学专家)在美国光学学会宣读的一篇论文中提到:“利用激光干涉法,可以极大提高 Sagnac 和 Michelson-Gale 等的实验精度^[16]”。在 Rosenthal 去世(1962 年 7 月)后提交的一份专利申请文件(“光学干涉导航仪器”)中进一步发展了此构思^[17]。

在聆听 Rosenthal 宣读论文的听众中,有一位在 Sperry Marine 公司工作的年轻人 Warren Macek 也一直在思考同样的问题。Macek 曾就读于布鲁克林理工学院物理/数学专业,博士期间攻读了一门物理光学课程(R. W. Ditchburn 所著的 *Light*),并通过这门课程了解了 Sagnac 和 Michelson-Gale 的实验系统。1961 年 10 月,他也向公司提出了一项涵盖多种新颖的旋转测量技术的研发建议,其中就有用激光做光源建造一个干涉仪的想法,结构类似于 Sagnac 在以太实验中使用的干涉仪。在世界上第一台红宝石激光器和氦氖气体激光器发布之后,Sperry 公司也制造了自己的激光器,并在此过程中引进了微波谐振腔专家。

此后,以激光为光源、使用谐振腔结构、用频率差检测旋转的光学转动测量概念构想基本完善,“激光陀螺”的研究工作正式拉开了帷幕。

2 国外激光陀螺技术发展与应用

2.1 研究起步阶段(1962 年至 1965 年)

1962 年,美、英、法、苏联几乎同时开始酝酿激光陀螺的研制工作。

1962 年初,Sperry 公司的 Macek 和同事开始着手搭建用激光来测量旋转的装置,整个光学系统如图 4 所示,放置在一个旧的雷达基座改装成的转台上,他们采用了自行制造的带双布儒斯特窗片的氦氖气体放电管(增益管)。由于很难找到质量足够好的激光反射镜,Macek 使用的金膜反射镜是由他在一家镀金公司工作的亲戚镀制的。小组的一名技术员是业余无线电爱好者,由他承担了调整光路系统以实现谐振腔共振的任务。

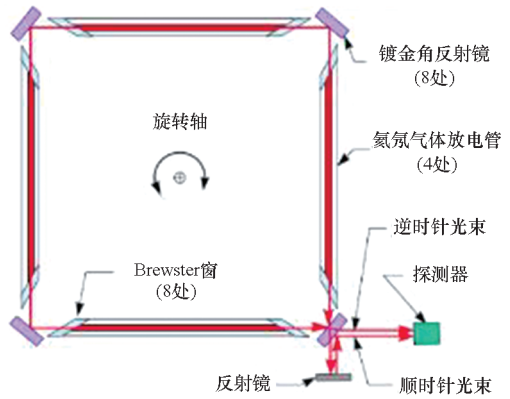


图 4 Sperry 公司环形激光装置示意图^[18]

Fig. 4 Schematic diagram of Sperry's ring laser^[18]

1963 年 1 月 7 日,Macek 的实验装置成功出光工作(波长为 $1.15 \mu\text{m}$ 近红外光)^[18]。4 根增益管被安置在边长 1 m 的正方形光路的每一边,与普通的直腔激光器不同,放置在正方形光路拐角的反射镜将光从一个增益管反射到另一个增益管,激光沿环路的顺时针和逆时针方向同时运转(在 Macek 的工作前,尚不清楚激光能否同时在两个方向维持振荡)。其中的一面反射镜是部分反射镜,沿逆时针方向传播的光束部分输出后直接到达光电探测器,另一个外部反射镜将沿顺时针方向输出的光束反射后到达探测器。

与所有的直腔激光器一样,这个环形腔激光器也是一个谐振腔,其谐振频率由“谐振腔光程等于腔内振荡光波长的整数倍”决定。当系统静止时,顺、逆时针环路的光程相同,因此顺、逆时针

振荡光的频率相等。当系统旋转时,顺、逆时针环路的光程变得不相同,两束光的频率不再相等。因此,当两束光叠加时,组合波的振幅发生振荡,“拍频”频率与平台的旋转速率成正比,形成了“环形激光器”的输出。

实验中,当平台以 $20 \sim 80 (^{\circ})/\text{min}$ 的角速度旋转时,观察到的拍频频率呈线性变化。Macek 和 Sperry 公司所做工作的技术意义是显而易见的:“本实验中演示的原理可用于载体旋转速率测量,在极宽的角速率范围内具有高灵敏度。这种传感器是完全独立的,不需要外部参考^[18]”。

Macek 团队清楚地意识到,实验装置的诞生未必一定会带来后续进展,所以他们并没有对此工作保密,而是立即寻求最大程度的宣传。在实验装置首次成功运行后的一周内,Macek 和同事 Davis 向 *Applied Physics Letters* 递交了一篇描述此装置的论文,论文在两个半星期内就发表了。他们邀请了一位颇有影响力的科技记者 P. J. Klass 参观了他们的原型机,为渲染效果,团队配上了让人印象深刻的视听显示系统,环形激光器发出璀璨的红色辉光,检测到的随平台旋转速率变化的拍频信号被转化成音频信号,通过现场的扬声器实时播放出来。Klass 在《航空周刊和太空技术》发表了一篇报道,首次使用了“激光陀螺”这个词。这篇报道引起了业内人士的关注:激光陀螺“没有活动部件,理论上具有寿命长、灵敏度高和稳定性好的特点”,而且激光陀螺的输出是拍频信号,“直接输出数字信号,方便计算机使用”。

Macek 的宣传是很有必要的。当时,美国机械陀螺的主流公司强烈坚持现有的技术途径,即使在 Sperry 公司,管理层一开始也以“方案不可行”为理由,对 Macek 团队的后续研发提议持反对意见。这导致“激光陀螺”在 Sperry 公司成为禁忌,“该公司避免使用‘激光陀螺’这个词,因为它没有传统陀螺关键的旋转质量体部件”。

在获得国家科学基金会的资助后,C. V. Heer 和其博士生 P. K. Cheo 研制的同类激光陀螺演示装置也在 1963 年 8 月获得了成功^[19]。Heer 和 Rosenthal 提出的原创性概念,以及 Macek 和 Sperry 公司原型机的成功演示,标志着“激光陀螺”的诞生。

原型机发明后不久,美国、苏联^[20-21]、英国^[22]和法国^[23]的许多团队都开始了激光陀螺的研发工作。美国的研发团队主要包括 Honeywell 公司的 Military Avionics Division 团队, Singer's Kearfott 公司的 Division of General Precision 团队、

North American Aviation 公司的 Autonetics Division 团队、美国联合飞行器公司 (United Aircraft Corporation) 和麻省理工学院 (Massachusetts Institute of Technology, MIT) 仪器实验室等^[24-30]。Honeywell 公司团队坦率承认他们是从《航空周刊和太空技术》Klass 的报道中获悉了激光陀螺,其激光陀螺技术先驱 Joseph E. Killpatrick 在 1985 年回忆道,他们曾收到过空军部门对“Michelson-Gale 效应”进行研究的“征求建议书”,当时他们根本就不知道这是一种什么效应,他打了电话询问,结果被告知:“如果你们不知道这是什么,你们就不是研究它的合适人选!”

当时,“惯性级”机械陀螺的零偏稳定性已经达到 $0.01 (^{\circ})/\text{h}$ 的水平,而 Sperry 的激光陀螺原型机零偏稳定性为 $1\,200 (^{\circ})/\text{h}$,差了 5 个数量级。即使 Heer 和 Macek 都预测未来激光陀螺精度会好得多,但激光陀螺原型机比当时可用的小型机械式陀螺仪(直径 2 in (1 in \approx 2.54 m))要大得太多了。而且理论计算结果也表明,激光陀螺的灵敏度随着光路面积的减小而成比例降低。除此之外,作为传统机械陀螺的潜在替代品,激光陀螺还有许多其他的竞争方案,人们正在探究各种物理现象以寻找实现旋转检测的方法,包括动力调谐、静电悬浮、液浮球体、核磁共振、超导以及激光等 29 项候选技术方案都有团队在进行积极研究^[31]。

美军方高度重视惯性导航和制导的军事应用,对现有陀螺仪的缺点也有着非常深刻的认识,所以各个公司不同方案的研究工作大多获得了军方资助,激光陀螺也不例外。海军武器局与空军系统司令部联合联邦航空公司、陆军导弹司令部和航天局等部门主办了一系列关于“非常规惯性传感器”的年度分类研讨会,在会上介绍并讨论激光陀螺及其各种竞争方案的相关工作进展^[32]。

20 世纪 50 年代和 60 年代初,Honeywell 公司一直致力于研发机械陀螺及其惯导系统,但产品主要应用于一些批量较小和保密性比较强的领域。当时,公司的重点研究方向是静电陀螺:一种没有传统支撑轴承的机械陀螺,陀螺仪中旋转的质量体是一个悬浮在静电场中的球体。该陀螺为 Honeywell 公司赢得了战略轰炸机高精度导航市场的重要份额,然而在它的主要目标市场(弹道导弹潜艇导航系统),Honeywell 公司却败给了老牌公司 North American Aviation 的同类陀螺仪^[33]。在中等精度要求(定位精度 1 海里/h)的军用和民用飞机导航仪市场中,静电陀螺由于体

积庞大,从未得到应用。

20 世纪六七十年代初,随着更广泛的民用和军用航空惯导市场的开放,Honeywell 公司在很大程度上被排除在外。不过这也意味着,在 Honeywell 公司不存在新型惯性传感器威胁到现有成熟产品的问题(与 Aviation 公司不同)。很多业内人士认为,这为 Honeywell 公司提供了从惯性市场的边缘位置进入中心地位的难得机会。

在 Aviation 公司,“我们(激光陀螺研发人员)每年都告诉他们(高层管理人员),激光陀螺未来将一统天下,但他们一直都对我们置之不理……由于 Aviation 惯性产品的主要市场是战略车辆和高精度装备,而且他们现有的产品是成功的,所以没有足够的理由来开发新产品”^[33]。

Honeywell 公司激光陀螺团队中最核心的成员是 Joseph E. Killpatric、Theodore J. Podgorski 和 Frederick Aronowitz,他们不仅有丰富的理论和技术专业知识,而且有能力说服公司管理层,让激光陀螺项目在没有风险投资和军方资助的“备胎”状态下正常开展研究工作。同时,Honeywell 公司当时在惯性导航领域的弱势地位,也是促使公司能够支持激光陀螺研制的因素之一,进而使它比其他任何一个团队更能长期坚持激光陀螺研发,并愿意持续花费足够多的时间和资金,将实验室的发明改进成为能够在市场上具有竞争力的产品。

Honeywell 公司的激光陀螺早期经费支持包括:陆军导弹司令部支持的 50 万美元、海军军械测试站支持的 11 万美元、陆军支持的 5.1 万美元以及 NASA 支持的 10.6 万美元。多年后的统计数据表明,在激光陀螺早期研制阶段,Honeywell 公司获得的政府资金与公司内部投入大致相等,来自国防部门的支持显得至关重要。

包括 Heer 在内的许多人对激光陀螺的理论研究做出了贡献。在 Honeywell 公司,此工作主要由 Frederick Aronowitz (Killpatrick 聘请的纽约大学物理学研究生)领衔完成,他借鉴经典电磁理论和量子力学,在 1965 年阐述了关于激光陀螺的详细理论^[34],并在随后的几年中得到了持续的发展和完善。

2.2 潜心研究与关键技术突破阶段(1965 年至 1975 年)

20 世纪 60 年代,激光陀螺越来越多地与人们所希望看到的惯性技术创新突破联系在一起,人们对结构上更简单的捷联式惯性系统(陀螺仪和加速度计直接固连在运动载体上,而不是安装在笨重的万向节稳定平台上)越来越感兴趣。

要实现这一目标,主要存在两个障碍:一是由于惯性传感器不再和平台式惯性系统一样处于固定方向,需要对其输出进行更复杂的数学处理,以计算载体的速度和位置,因此需要一台功能强大的机载计算机。随着电子计算机的功能越来越强、体积越来越小,此障碍在 20 世纪 60 年代后期开始消失。二是在平台式惯性系统的万向节稳定平台上,陀螺仪只需要在有限的动态范围内工作且保证精度,而以捷联方式工作的陀螺仪必须在更大的动态范围(取决于载体的机动能力要求)内都能保持精度,当时的大部分机械陀螺都很难满足这一要求。而激光陀螺最吸引人关注的一点就是,在测量高达 $1\ 000\ (^{\circ})/s$ 的旋转角速度时,激光陀螺预计仍具有“极好的线性度”,特别适用于捷联式惯性系统,有望克服第二个障碍。

惯性技术发展的需求和激光陀螺潜在的优势是驱使美国众多科研团队和世界各国纷纷加入激光陀螺研制序列的最重要因素。

Sperry 团队在进一步研发激光陀螺时,仅仅通过修改实验配置来实现简化,但 Honeywell 团队却选择了从本质上进行简化设计,图 5 给出了其早期的单块式激光陀螺样机结构示意图^[35]。

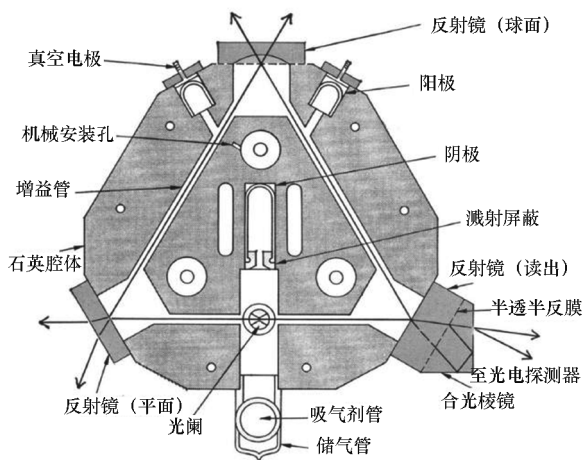


图 5 Honeywell 公司早期单块式激光陀螺样机结构示意图^[35]

Fig. 5 Schematic diagram of the initial monolithic RLG by Honeywell^[35]

Honeywell 团队在一块石英玻璃中直接加工出放电毛细管,同时将正方形光路改成了三角形路径,在这样的“整体式”设计结构中,三角形路径既是环形闭合光路,也是激光器。由一个共用阴极和两个阳极之间的高压辉光放电来为激光器提供所需的泵浦能量(也可以采用两个阴极和单个阳极),这样可以抵消环路中电子和正离子漂移产生的额外零漂误差,即“朗缪尔流动零漂”。

随着研究的深入,各研究团队很快都发现了激光陀螺一个亟待解决的问题:如图 6 给出的理想和实际激光陀螺的输入-输出响应曲线,在低转速下,激光陀螺顺、逆时针光的拍频输出恒定为零。这也就意味着,当载体的转动角速度低于某个阈值时(此阈值可能高达 $200 (^{\circ})/h$),激光陀螺无法测量载体转动。这个问题如果解决不了,将是一个致命的缺陷,其机械陀螺竞争对手当时能测量 $0.01 (^{\circ})/h$ 或更低角速度的旋转。

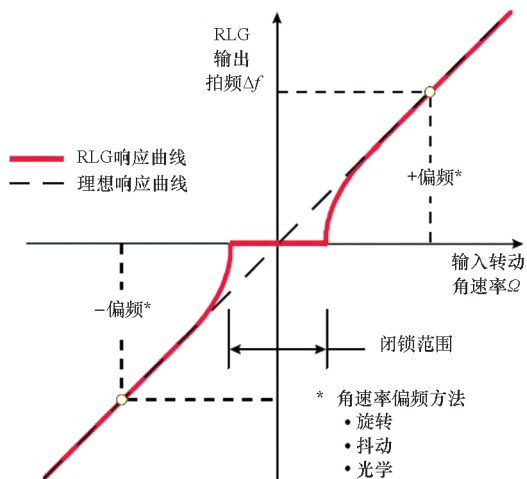


图 6 理想和实际激光陀螺的输入-输出响应曲线

Fig. 6 Input-output response for ideal or actual laser gyro

出现这种现象的原因是,激光陀螺的腔内激光在被有表面缺陷的反射镜反射的同时,也会产生各向不均匀散射,甚至还有腔内激光传播路径中粉尘、气体的散射等各种原因的同类影响。这就意味着腔内顺、逆时针激光不是完全独立的,它们就像无线电中的耦合振荡一样,将彼此的频率“拉向”收敛,从而导致陀螺的拍频输出恒定为零,这种现象被称为“闭锁”效应。这个分析现在看起来似乎很简单,但对于早期的研究人员来说,情况并非如此。实际上,在后续的很长一段时期内,激光陀螺的闭锁效应,包括其他一些暂时还没有找到原因的误差因素和一系列工艺技术难题,直接导致世界各国的众多激光陀螺研究团队陆续中止了研究工作,最后几乎只剩下 Honeywell 公司的团队还在坚持。

要解决闭锁问题,就要找到避免腔内顺、逆时针激光在低转速下产生耦合的设计方案,最直观的措施就是预先给陀螺施加一个恒定角速率的单方向转动(恒速偏频)或正反向交替转动(速率偏频),使其静态工作点“偏置”到线性区,或者采用光学手段提供工作点偏置。例如,图 7 给出了

Sperry 公司早期的模块化激光陀螺结构示意图,其采用的就是“磁光偏频”方案——在谐振腔内引入“法拉第室”,通过轴向磁场的法拉第效应,相比于反方向的另一束光,增加其中一束光的有效传播路径,陀螺的静态工作点因此被偏置,发生闭锁的区域远离了陀螺仪的正常工作范围。后期,Sperry 公司的研究人员还尝试了用另一种偏置技术——“磁镜偏频”来代替“法拉第偏频”。

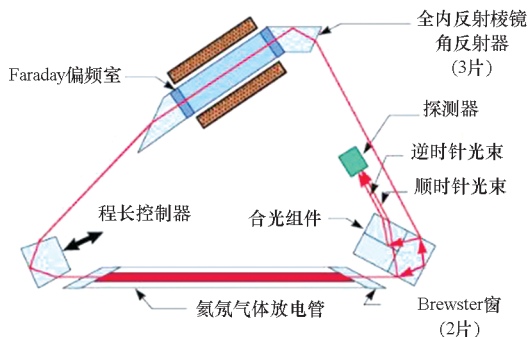


图 7 Sperry 公司早期研发的模块化激光陀螺结构示意图

Fig. 7 Schematic diagram of early-developed modular RLG by Sperry

Honeywell 团队的 Killpatrick 提出了另外一种解决方法:让陀螺工作在持续快速抖动的状态并快速通过闭锁区域^[36-37]。此想法显然与激光陀螺“没有运动部件”的形象背道而驰,一开始也遇到了相当大的阻力,但 1964 年 Killpatrick 的实验结果得以顺利说服同事。实验中,陀螺仪被放置在一块花岗岩基座上,基座由弹簧驱动持续快速抖动,给陀螺仪提供一个稳定的交变“抖动偏置”。测试取得了非常令人满意的结果,激光陀螺以相当高的精度检测到了地球自转的角速率,保障机械抖动偏频方案在 Honeywell 公司得到支持,最终也被其他团队广泛借鉴。该方案美中不足的是,当陀螺基座在抖动过程的回头点短暂静止时,由于短时间过锁的累积效应,过于规则的抖动会产生相当大的随机游走误差,此问题后来通过在抖动控制回路中注入随机噪声得到完美解决^[38]。

到 1966 年, Honeywell 公司的激光陀螺已经从最早的原型机状态得到了相当大的改进,看上去已经找到了解决主要问题的完美方案,许多问题从理论上得到了很好的解释并加以解决,似乎已经具备了走出实验室、投入应用的基本条件。Honeywell 公司最初的激光陀螺研制军方合同之一是与位于加利福尼亚州 China Lake 的海军军械测试站(合同金额 11 万美元)签订的,目标是研

发一套激光陀螺姿态参考原型系统(方位指示器),用于满足舰艇导弹发射的需要。1966年9月,Honeywell公司完成了二频机械抖动偏频激光陀螺样机研制(因存在两种激光频率得名,亦简称为二频机抖激光陀螺),系统体积小、坚固耐用,空运到China Lake后依旧运行正常。此结果促使公司坚定了尽快进行激光陀螺系统首次飞行试验的计划,研制小组信心十足:现在已经能够测量 $0.1 (^{\circ})/h$ 的旋转速度了,相信在“一年内”就能达到 $0.01 (^{\circ})/h$ 的精度目标。

然而,这个“一年”的计划却持续了将近10年。当时主要存在三个难题:一是达到目标精度;二是提高可靠性(样机当时的工作寿命通常不到200h);三是减小尺寸(尽管与实验室原型样机相比,尺寸已显著缩小,但仍比机械式陀螺仪要大很多)。要实现这些目标,研制小组需要有极大的创造力,投入更多的资源,且花费远比预期更多的时间。这一切几乎耗尽了公司管理层的耐心,导致内部投入资金几乎降到零,“20世纪60年代末至70年代初是艰难时期”。在此期间,军方资金,特别是海军武器中心(naval weapons center)的合同,对Honeywell公司激光陀螺研制小组继续坚持下去起到了至关重要的作用。

在Honeywell公司持续不断的研发过程中,激光陀螺几乎每一个元件都得到了改进和改变:腔体材料从存在缓慢氦气渗透效应的熔融石英换成了更致密的微晶玻璃,激光工作波长从红外波段的 $1.15 \mu m$ 改成了可见光波段的 $0.6328 \mu m$,反射镜、阴极材料、抖动电机、输出光学器件和超高真空密封工艺也逐步得到了改进^[4]。1972年,Honeywell公司基于Cer-Vit微晶玻璃腔体,采用改进后的真空密封工艺和“硬膜”反射镜等,率先研制出了二频机抖激光陀螺样机,保障Honeywell公司(而不是其竞争对手Sperry公司和Aviation公司)赢得了海军武器中心为战术导弹研制体积更小的惯导系统原型样机的重要合同(250万美元)。激光陀螺捷联惯导系统结构简单、启动速度快、对加速度引起的误差不敏感,这些优点使得激光陀螺成为对导弹制导应用很有吸引力的选择。

尽管如此,Honeywell团队(尤其是Killpatrick)的追求目标仍然是主流的导航级航空市场,并为此继续探寻提高激光陀螺精度的方法。1974年,Honeywell公司具有里程碑意义、采用全新镀膜和真空密封技术的GG1300激光陀螺研制成功,实物照片如图8所示,采用边

长5.7 in的正三角形光路,零偏稳定性终于达到了优于 $0.01 (^{\circ})/h$ 的目标,满足了导航级航空惯导的精度要求。

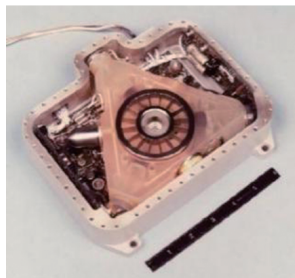


图8 Honeywell公司GG1300里程碑激光陀螺^[4]

Fig. 8 Honeywell's GG1300 milestone RLG^[4]

GG1300激光陀螺的微晶玻璃腔体与抖轮粘接在一起,抖轮辐条两侧粘接有极性相反的压电陶瓷,在交变电压激励下,抖轮驱动陀螺腔体绕中心轴抖动,以最大限度减少陀螺通过锁区的停留时间。二频机抖激光陀螺没有腔内光学元件,大幅减小了腔内损耗,提高了陀螺性能,但在每次通过锁区时(抖动过程的回头点,每个抖动周期两次),陀螺仪的输出会产生残余随机误差(“抖动随机游走”)。为最大限度减少过锁随机游走误差,提高激光陀螺精度,必须严格控制陀螺反射镜基片的抛光工艺和反射膜的镀制工艺,才能将陀螺的“锁区”控制在较低水平(这也是制约激光陀螺精度最关键的因素)。GG1300激光陀螺的反射镜膜系从“软膜”进步到了“硬膜”,解决了陀螺辉光放电等离子体轰击导致反射膜性能退化的问题;电极真空密封材料从采用环氧树脂粘接进步到了全金属化密封,消除了环氧树脂密封泄漏和放气而积聚的腔污染效应。这些措施有效解决了激光陀螺的可靠性和使用寿命问题,激光陀螺的锁区、随机游走系数、零偏稳定性等关键性能参数实现了长期稳定。

1975年2月和3月,基于GG1300激光陀螺的惯导系统样机开展了实验室试验,实测定位精度为0.64海里/h,不仅远超合同要求,而且优于航空惯导要求的1海里/h的标准。1975年5月,样机在新墨西哥州Holloman空军基地的中央惯性制导试验中心进行了静态测试和飞行试验,官方报告的结论是:“Honeywell公司证明了激光陀螺适用于捷联惯导系统……激光陀螺惯导系统比现役‘1海里/h’的导航仪更好^[39]”。

1976年,海军武器中心的战术导弹用激光陀螺惯导系统原型样机试验成功。鉴于激光陀螺近乎完美的测试结果,美国国防部1976年联合海、

陆、空各军种与 Honeywell 公司签订了一份价值 850 万美元的合同,主要用于推进激光陀螺批产和后续飞行测试,全面验证产品的可靠性和可维护性,并为精度更高的激光陀螺研发提供支持,直接瞄准军用飞机标准惯导系统 1 海里/h (50% 圆概率误差) 的定位精度和 1 m/s (1σ) 的速度精度。

伴随着 Honeywell 公司激光陀螺的研发进程和成功,一直从事传统惯性业务的几家公司也看到了进入市场的机会,纷纷开始研发激光陀螺。由于担心未来依赖单一供应商,军方也同时资助了 Sperry (战术导弹合同)、Litton (空军激光陀螺技术改进合同) 和 Kearfott (联合巡航导弹项目) 等公司的激光陀螺研制工作。自此,激光陀螺技术竞争焦点转向批生产,研发历程转入批生产技术攻关与实用阶段。

2.3 批生产技术攻关与实用阶段(1975 年至 1984 年)

2.3.1 美国民用惯性市场

在美国民用惯性市场,波音公司是推动激光陀螺走向实用最关键的因素之一。20 世纪 70 年代末,机械陀螺惯导系统已在波音 747 飞机上大量使用。当时,波音公司正在设计其新一代客机 757 和 767,负责该计划的工程师恰好是激光陀螺的极力推崇者,认为 757 和 767 将是波音公司计算机化程度最高的民用飞机,激光陀螺的数字输出特点非常契合这一设想;其快速响应特性可以降低飞机由于惯性导航仪没有准备就绪而延迟起飞的风险;激光陀螺捷联惯性系统直接输出方位信息,可以省掉以前独立的航向姿态参考系统;而且激光陀螺产品可靠性高的特点也极具吸引力。同时,在民航领域,不仅要关注惯导系统的购置成本,还要关注全寿命周期内的维护和维修成本。综合考虑,激光陀螺捷联惯性系统的独特魅力是与公司宣传的 757、767 飞机“高科技”形象最相称的不二选择。

为此,Honeywell 公司和波音公司建立了一个非正式的联盟。两家公司都清楚,想要获得波音公司的合同,Honeywell 公司必须投入大量资金提前建设一条激光陀螺生产线,但投资风险较大。波音公司充分强调了必要性:Honeywell 公司必须投资建设激光陀螺生产线,否则我们的飞机永远不会用它。经综合评判,Honeywell 公司认为值得投资,波音公司也坚定了在 757 和 767 飞机使用激光陀螺系统的信心^[40]。

然而,需要说服的不仅仅是这两家公司。美国的新一代航空电子技术标准不是制造商能够单

独决定的,而是由一个更广泛的半正式机构——航空公司电子工程委员会决定,其成员包括了主要的飞机制造商、航空电子公司和航空公司的代表。该机构尽管具有明显的临时性质,也存在相当大的利益冲突的可能性,但仍然能够非常顺利地共同约定航空电子设备的功能、性能、外形尺寸和接口要求^[41]。当时,Honeywell 公司的激光陀螺已经足够满足民用航空惯导系统的精度要求(民航惯导系统定位误差要求为 2 海里/h),但在外形尺寸和重量上,最先进的机械陀螺——“动力调谐陀螺”的体积比激光陀螺要小得多。虽然 Honeywell 公司一直在努力减小激光陀螺系统的体积,但制造商和航空公司如果首选小尺寸惯导系统来节省空间,激光陀螺必然被排除在外,动力调谐等新型机械陀螺惯导系统将直接获胜。

1978 年,航空电子委员会在 Honeywell 公司所在地的明尼阿波利斯举办了一次大约有 300 名代表出席的关键会议。Honeywell 在全国各地的航空公司门口买下了广告位,公司的 Ron Raymond 回忆说:“我们要把讯息传达给飞机上的所有人……我们单独会见了委员会的每一个人”。经过努力,在航空惯性基准系统技术标准 ARINC Characteristic 704 的制定过程中,委员会在系统外形尺寸上做出了让步,给出了比机械陀螺系统大 25% 的富余空间。尽管如此,制造商和航空公司依然趋向于选择后者(动力调谐陀螺系统),因此激光陀螺系统在价格博弈上必须获胜。经过分析,Honeywell 公司预测军用飞机市场将有 12 000 轴陀螺的需求,并以此预估了航空公司可以接受的民用激光陀螺定价。最终,Honeywell 公司的激光陀螺系统获得了波音 757 和 767 飞机的惯导配套订单。

1978 年,Honeywell 公司的激光陀螺开始小批量生产。同年,惯导系统样机顺利通过了测试验证,在 50 次系统启动测试、190 h 的实验室测试和 70 h 各种条件下的飞行测试期间都没有出现故障,纯惯性定位精度小于 2 海里/h (95% 径向概率误差),相当于军用惯导 1 海里/h (50% 圆概率误差) 的精度;速度误差 (95% 径向概率误差) 为 7.2 kt (相当于军用惯导 1σ 速度误差指标对应的 6 kt (1 kt = 1 海里/h)), 达到了波音 757/767 飞机的惯性定位精度设计目标。

1982 年,Honeywell 公司开始批产更新尺寸更小的 GG1342 激光陀螺,如图 9 所示,早期三角形光路尺寸为 5 in/4.2 in/5 in,后改小为

4.78 in/4.04 in/4.78 in, 零偏稳定性至今已达到 0.001 (°)/h。图 10 给出了基于 GG1342 激光陀螺的惯性参考系统组件实物, 后正式批量应用于波音 757/767 飞机, 到 1983 年 9 月已累计为波音公司提供了 216 套系统, 平均故障间隔时间 (mean time between failure, MTBF) 达 10 000 h。但在这一段时间里, 批产陀螺也出现了因为可靠性缺陷而被批量召回的问题。

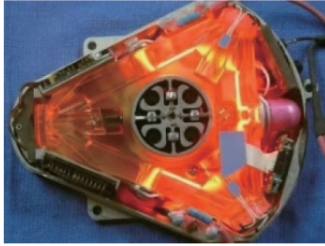


图 9 Honeywell 公司 GG1342 激光陀螺
Fig. 9 Honeywell's GG1342 RLG

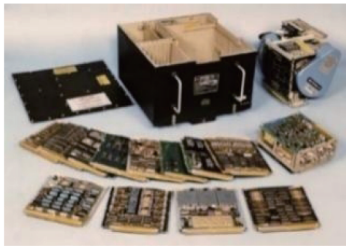


图 10 波音 757/767 飞机 Honeywell 激光惯性系统
Fig. 10 Honeywell RLG-based IRS for Boeing 757/767

从 20 世纪 60 年代初开始的长期努力, 到 1980 年代中期, 激光陀螺最终成了传统机械陀螺强有力的竞争对手。由于军事市场增长缓慢, 无法找到快速的利润增长点, 生产成本高于预期, 虽然财务细节一直由于保密而未公开, 但业界一致认为 Honeywell 公司还没有收回其在激光陀螺上的投资。

激光陀螺在军用市场的应用要落后于民用市场数年, 直到 20 世纪 80 年代中期才开放。军用飞机的惯导系统不仅要输出精确的载体位置 (战斗机要求导航定位误差 ≤ 0.8 海里/h), 还必须提供速度信息, 以满足精确轰炸和导弹发射的需要。与民用飞机的平缓飞行路径不同, 军用飞机需要进行大幅机动, 增大了对惯导系统动态范围的要求, 而且军用飞机对惯导系统尺寸和重量的限制, 对当时的激光陀螺仍然是一个苛刻的目标。1980 年, 在激光陀螺已经打开了民用市场之后, 空军的马克·雷诺兹少将认为, 激光陀螺系统还没有达到战斗机要求的速度精度。此外, 军方的决策效率远不如民航界, “如果你和波音公司打交道, 在

某个时候你可以找到能做决定的人。如果你去空军, 你永远也找不到一个做决定的人。你可以找到拥护者, 但你找不到决策者”^[42]。

尽管如此, 美军对激光陀螺一直保持浓厚的兴趣。为进一步完善和评估 Honeywell 公司的激光陀螺系统, 海军航空系统司令部发布了激光陀螺导航仪的高级开发计划, 资金额急剧增加, 关注的问题也开始从追求性能提升转向批产保障, 并通过一项激光陀螺制造和可生产性三重服务项目为 Honeywell 公司提供 800 万美元的资金支持。

美国另一家资深的激光陀螺厂家是老牌的惯性器件与系统供应商 Litton Industries (利顿工业) 公司, 以 Tom Hutchings 为首的团队于 1973 年开始研制激光陀螺。由于 Honeywell 公司已经申请了三角形光路激光陀螺的专利, Litton 公司主要开展正方形光路的激光陀螺研发。到 1980 年底, 该团队的激光陀螺系统也取得了令人满意的飞行试验结果。

Litton 公司早期激光陀螺产品主要有 LG2717 (零偏稳定性优于 0.05 (°)/h) 和 LG8028 (零偏稳定性优于 0.01 (°)/h, 陀螺实物如图 11 所示) 两款正方形光路二频机抖激光陀螺。尽管精度不如 Honeywell 公司, 但航空公司为了避免依赖单一供应商, 依旧帮 Litton 公司赢得了下一个重要的民航飞机配套合同——空客 310 飞机, 助力 Litton 公司开拓了航空和中高精度导航系统的市场。

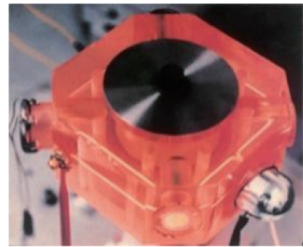


图 11 Litton 公司 LG8028 激光陀螺
Fig. 11 Litton's LG8028 RLG

虽然如此, Honeywell 公司的激光陀螺惯导系统最终还是进一步拓展到了波音 737/747/777/787、空客 310/320 等商用飞机和众多通用航空公务机, 占据了世界民用航空惯性市场的主导地位 (到 20 世纪 80 年代中期, 约占 50%; 到 1990 年可能高达 90%)。波音 B737 和空客 A300 以后几乎所有型号的大中型民航客机都采用了激光陀螺惯性导航与管理系系统。

在激光陀螺技术领域, Honeywell 公司与 Litton 公司展开了激烈的竞争, 彼此围绕离子溅射镀膜、抖轮结构等专利侵权和反托拉斯违法行

为相互控告,但诉讼最终得以庭外和平解决。有趣的是,除继续使用磁光偏频方案的 Sperry 公司之外,美国许多公司都沿用了 Honeywell 公司的机械抖动偏频方案,但 Honeywell 公司在这方面的专利并没有妨碍其他公司使用,其他公司似乎都能免受惩罚。

2.3.2 美国军用惯性市场

在美国军用惯性市场,舰艇航海惯导、武器弹用惯导、军机机载惯导和战略导弹制导系统等为推动激光陀螺走向实用发挥了重要支撑作用。

在舰艇航海惯导方面,1977 年 Sperry 公司在美国海军的资助下,以其 MK16 型机电陀螺稳定系统为基础,改装研制了 MK16 Mod II 型捷联式激光陀螺稳定装置工程样机,为舰载火炮控制系统提供舰船的纵、横摇姿态数据。1978 年,其在塞勒斯号导弹驱逐舰上进行了首次海上试验,性能远优于原有的 MK16 型系统。1980 年,Sperry 公司又在 MK16 Mod II 型的基础上增加了一个方位分度器,并对卡尔曼滤波器做了相应修改,研制了水面舰艇捷联式激光陀螺导航仪,性能参数优于当时的海军规范要求。

1980 年,Sperry 公司基于自产的磁镜偏频激光陀螺,采用四位置转/停方案,研制了航海用单轴旋转调制惯导系统,并进行了海上实验。由于磁镜陀螺的精度较低,Sperry 公司停止了激光陀螺自主研发,后续采用 Honeywell 公司的二频机抖激光陀螺从事激光陀螺惯导系统研制和生产。

1982 年,Honeywell 公司为美国海军研制了第一套专门用于水面舰艇的舰用激光陀螺导航仪(shipborne laser gyro navigation instrument, SLN),使用 GG1342 陀螺和 Sundstrand 公司的 QA 型石英挠性加速度计构成惯性测量组件,1984 年在海军导航试验船上试验成功。

美国 Rockwell 公司也在 20 世纪 80 年代初研制了激光陀螺导航仪,其惯性测量装置由 3 个该公司的 G16B 激光陀螺和 1 个 MOD VII A 型三轴加速度计组成,采用单轴旋转方式,1985 年进行了海上试验和鉴定。

在武器弹用惯导方面,美国 Singer's Kearfott 公司于 20 世纪 70 年代开始研究一种复杂的新型机械陀螺——Virex 陀螺仪,虽然前期研发进展顺利,但当其工程副总裁听说 Honeywell 公司在激光陀螺上取得了成功时,他坚决要求停止 Virex 陀螺研究,将资源投入激光陀螺研究中。Kearfott 公司早期主要研制了与 Honeywell 公司结构类似的三角形光路二频机抖激光陀螺,后期为满足小

卫星和航天器的需要,主要研制了 T22 和 T16 两种共用反射镜的小型空间三轴激光陀螺(实物如图 12 所示),其惯导系统主要用于战术武器(包括鱼雷)。

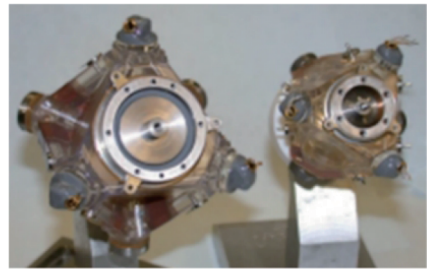


图 12 Kearfott 公司 T22 和 T16 空间三轴激光陀螺
Fig. 12 Kearfott's T22 and T16 spatial three-axis RLG

在军机机载惯导方面,1983 年美国海军与 Honeywell 公司签订了 640 万美元的合同,空军航空电子实验室与 Rockwell 公司签订了 580 万美元的合同,两者的目标是研制导航定位误差 0.1 海里/h 的军用机载捷联式激光陀螺惯导系统,以期达到与当时最高精度的平台式机械陀螺惯导系统相当的水平。

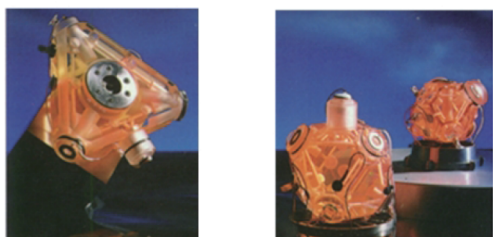
在战略导弹制导系统方面,1984 年美军分别与 Honeywell 公司和 Litton 公司签订了 6 090 万美元、7 480 万美元的合同,用于为计划中的新型洲际弹道导弹、小型洲际弹道导弹研制超高精度激光陀螺制导系统,系统对激光陀螺的精度要求很高,零偏稳定性要求达到 $0.0001 (^{\circ})/h$,而不是民航机载惯导要求的 $0.01 (^{\circ})/h$ 。

2.3.3 欧洲惯性应用市场

在 Honeywell 公司逐步完善了二频机抖激光陀螺方案以后,欧洲一些机构也重启了激光陀螺研究工作,相继研制成功了各种激光陀螺(以二频机抖激光陀螺为主)并投入实际应用。

法国 Sextant 公司于 1972 年开始激光陀螺研究,1979 年产品开始应用于“美洲虎”直升机。图 13(a)为腔长 33 cm 的 Single33 二频机抖激光陀螺实物,1981 年 Sextant 公司中标了超音速反舰(anti-navire supersonique, ANS)导弹项目。1983 年初,基于 Single33 陀螺,为“阿利亚娜”IV 型运载火箭研制了 Quasar 激光陀螺捷联惯性制导装置,1988 年 6 月 15 日成功发射,是激光陀螺在运载火箭上的世界首次应用。此外,Sextant 公司还研制了 Pixyz14(零偏稳定性 $10 \sim 0.1 (^{\circ})/h$)和 Pixyz22(零偏稳定性优于 $0.01 (^{\circ})/h$)两款共用反射镜的空间三轴激光陀螺,如图 13(b)所示,前者主要用于飞机、直升机以及战术导弹、反舰导弹、防

空反导等的中段制导和控制系统,后者主要用于中远程导弹和陆基系统的中高精度惯性组合。

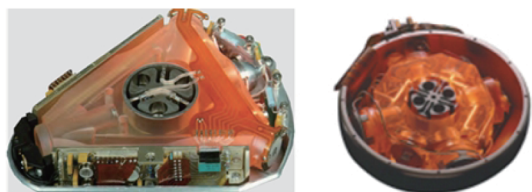


(a) 二频机抖型
(a) Two-frequency dithered type

(b) 空间三轴型
(b) Spatial three-axis type

图 13 Sextant 公司激光陀螺
Fig. 13 Sextant's RLG

法国 Sagem 公司于 1977 年开始涉足激光陀螺领域,初期主要引进和消化美国的技术成果,目前是欧洲最大的激光陀螺生产厂家。Sagem 公司生产的第一种激光陀螺是 GLS32 二频机抖激光陀螺(如图 14(a)所示),主要用于航空及潜艇的捷联惯导系统。20 世纪 90 年代初期,推出了基于 GLS32 陀螺的 Sigma40 激光陀螺捷联惯性基准装置,导航定位精度为 0.8 海里/8 h(或 1.5 海里/24 h)。图 14(b)为 Sagem 公司的另一种正方形光路的 GLC-16 二频机抖激光陀螺,零偏稳定性 0.01 (°)/h,主要用于直升机、小型运载火箭和陆用捷联惯导系统。尺寸更小的 GLC-8 激光陀螺腔长仅 8 cm,零偏稳定性 10~0.1 (°)/h,主要用于射程 60~100 km 的战术导弹。



(a) GLS32 (b) GLC-16

图 14 Sagem 公司激光陀螺
Fig. 14 Sagem's RLG

俄罗斯 Polyus 研究所和 Electrooptika 电子光学公司、乌克兰 Arsenal 工厂等是苏联研制生产激光陀螺的主要机构。Polyus 研究所于 1964 年研制出首台激光陀螺原理样机。苏联激光陀螺产品主要有棱镜式激光陀螺、正方形光路二频机抖激光陀螺、空间三轴激光陀螺、ZLK 系列塞曼偏频激光陀螺、法拉第恒定偏频激光陀螺等,产品零偏稳定性可优于 0.01 (°)/h。其中的棱镜式激光陀螺比较独特,是 Polyus 研究所为弥补低损耗反射

镜加工与镀膜的短板,采用全反射棱镜代替多层介质膜反射镜构成环形激光谐振腔,在 20 世纪 90 年代初期推出了 KM-11 和 KM-43 系列产品,其最大的特点是锁区比较小,但由于激光在棱镜中存在一段传输距离,对磁屏蔽、热屏蔽和环境温度变化过程中的稳频要求比较苛刻。

综上所述,通过从 1975 年到 1984 年的激光陀螺批生产技术攻关,世界民用和军用惯性市场的竞争形势发生了巨大变化。起初,激光陀螺惯性系统还试图在机械陀螺惯性系统占主导的市场中占据一席之地;到后期,竞争几乎总是发生在不同公司提供的激光陀螺惯性系统之间。随着激光陀螺的推广应用,由机械陀螺向光学陀螺升级转变的惯性技术革命变得不可逆转,怀疑激光陀螺装备适用性的观点逐渐偃旗息鼓。正如激光陀螺的一个支持者所说:任何一家想在惯性技术领域继续发展的公司都必须有激光陀螺,传统的机械转子几乎没用了,即使它真的更好,你也做不到——它没有技术魅力。

2.4 大批量生产与拓展应用阶段(1984 年至今)

从 1984 年波音 757 和 767 飞机批量应用开始,Honeywell 公司的激光陀螺惯性系统逐渐主导了世界民航机载惯导行业。国外激光陀螺开始转入大批量生产与拓展应用阶段,产量和销量迅速攀升,激光陀螺惯性系统在航空、航海、陆用、弹用、航天及民用等领域不断拓展应用。

2.4.1 航空惯导领域

激光陀螺启动快,动态范围大,标度因素稳定,特别适用于军用惯导与制导,可满足实战环境下军用平台的快速反应要求。因此,随着大批量生产技术逐渐成熟,激光陀螺惯导系统逐步成为军用新飞机和老飞机改装的标准惯导。

1985 年,美国空军开始为 C-130、RF-4、F-4、EF-111 和 F-15 等军用飞机大规模采购激光陀螺惯性导航系统,Honeywell 公司和 Litton 公司被选为最有竞争力的供应商,销量迅速攀升。到 20 世纪 80 年代后期,Honeywell 公司的激光陀螺在军用惯性市场也确立了稳固的主导地位,大范围取代了传统的机械陀螺惯性系统。西方发达国家的空军装备大量采用了各种激光陀螺惯性系统(Honeywell 公司的 H-764/764G、H-423/423E,Litton 公司的 LN-93、LN-100G 等),广泛覆盖了轰炸机(B52H、B1、B2、B21)、战斗机(F-14/15/16/18/22/35、阵风、台风、幻影、鹰狮等)、直升机(阿帕奇、超级眼镜蛇、海鹰、黑鹰系列等)、特种飞机(运输机、加油机、反潜机、电子侦

察机等)、大型无人机等各种主战机型。

Honeywell 公司是世界激光陀螺研究的先驱者,长期以来一直领跑激光陀螺技术领域的最新进展、最高水平与应用研究,也是世界上激光陀螺产量最大、应用水平最高的厂家。其陀螺产品以三角形光路的二频机抖激光陀螺为主,典型型号包括 GG1342、GG1320、GG1308、GG1328、GG1357 等,可以满足不同精度惯性系统的要求。

导航级 GG1320 激光陀螺是高性能、小体积激光陀螺的典范,采用边长 2 in 正三角形光路,零偏稳定性前期为 $0.1 \sim 0.03$ ($^{\circ}$)/h,后期提升到 0.0035 ($^{\circ}$)/h。1991 年,Honeywell 公司将高压电源、控制电路、数据采集和误差补偿单元等进行了一体化设计,与陀螺本体一起封装,提供全数字化 I/O 端口,全数字化升级产品如图 15 所示,MTBF 达到了超高的 $400\,000$ h^[43]。小型化军用捷联惯导系统 H-764 采用 GG1320 陀螺,外形尺寸 $178\text{ mm} \times 178\text{ mm} \times 249\text{ mm}$,重量小于 9 kg,导航定位精度 $0.2 \sim 1$ 海里/h,MTBF 大于 $10\,000$ h,比采用 GG1342 陀螺的 H-423 系统的体积和重量分别减少了一半以上。该陀螺还大量应用于 HG9848、HG9900 等惯性测量单元(inertial measurement unit, IMU),截至 2019 年累计交付 50 万轴,总飞行小时数达到了 80 亿,超过市场上任何其他的惯性传感器^[44]。



图 15 导航级 GG1320 数字化激光陀螺

Fig. 15 Navigation-grade GG1320 digital RLG

战术级 GG1308 激光陀螺是低成本、小体积激光陀螺的典范,实物如图 16 所示,采用边长 0.8 in 正三角形光路,腔体和反射镜采用 BK7 普通光学玻璃,反射镜和电极采用低熔点玻璃与腔体一次烧结成型,总体积小于 2 in^3 ,重量 60 g,零偏稳定性 $5 \sim 1$ ($^{\circ}$)/h,价格仅 1 000 美元/轴,特殊设计的高过载衍生产品可以承受超过 $10\,000\text{ g}$ 的冲击振动。采用该陀螺的惯性测量单元主要有 HG1500、HG1700 等型号,大量应用于精确制导炸弹和远程多管火箭发射系统等装备,成为世界产量最大的激光陀螺。官方网站信息显示,截至 2019 年已累计交付 200 万轴^[45]。



图 16 惯性测量单元中的战术级 GG1308 激光陀螺

Fig. 16 Tactical-grade GG1308 RLGs in inertial measurement unit

Litton 公司主要批产正方形光路的二频机抖激光陀螺,与 Honeywell 公司三角形光路的二频机抖激光陀螺展开了激烈市场竞争。Litton 公司另一款批产激光陀螺称为零闭锁激光陀螺(zero-lock laser gyro, ZLG),以无抖动优点实现了优于 0.01 ($^{\circ}$)/h 的零偏稳定性,各项指标媲美同等尺寸的二频机抖激光陀螺。

20 世纪 60 年代中后期,为解决激光陀螺的闭锁难题,美国尝试了多种偏频解决方案,除机械抖动偏频方案(Honeywell、Litton、Kearfott 等)以外,还有法拉第效应偏频(Sperry、Raytheon 等)、克尔效应磁镜偏频(Sperry、Raytheon、Northrop Grumman 等)、塞曼效应偏频(Raytheon),以及另外一种特殊的四频差动偏频方案(United Aircraft、Raytheon、Litton 等)。

1964 年,De Lang 发表论文,指出采用“四行波环形激光”可解决“双行波环形激光”的闭锁问题,并建议采用法拉第旋光器和相位各向异性腔构成四频差动激光陀螺^[6](因存在顺、逆时针和左、右旋四种激光频率,通过左、右旋激光陀螺互相差动消除闭锁效应而得名四频差动激光陀螺)。美国联合飞行器公司(united aircraft corporation)是第一个对四频差动激光陀螺感兴趣的研究单位,1968 年申请了基于“水晶片+法拉第室”构成平面腔四频差动激光陀螺的专利^[27](1975 年授权,1977 年发表论文^[46]),主要特点是利用差动原理消除二频激光陀螺的主要锁区误差。1975 年,联合飞行器公司与其他公司合并成立了联合技术公司(united technologies corporation),主要由其下属的 Hamilton Standard Division 团队承担此项研究工作。1976 年,Raytheon 公司的 Dorschner 和 Smith 申请了在四频差动激光陀螺中用空间异面光路代替水晶片产生腔内互易偏频的专利^[47],该设计去除了陀螺腔内光路中的水晶片,有利于减小陀螺的温度敏感性和腔内损耗,降低激光陀螺的角度随机游走误差。

联合技术公司在 20 世纪 70 年代末停止了四频差动激光陀螺项目研究,并将相关专利出售给了 Raytheon 公司。Raytheon 公司 1985 年停止了激光陀螺研究,异面腔四频差动激光陀螺的专利出售给了 Litton 公司。Litton 公司随后进行了多项改进设计,突破了一系列关键技术,特别是陀螺腔内光学元件损耗小于 0.000 1 的增透膜镀膜技术。1991 年正式开始批产正方形投影光路的异面腔四频差动激光陀螺,通过左右旋陀螺差动原理消除了锁区,称为 ZLG,如图 17 所示,以全固态、无抖动的“安静型”优点在航空、航天、导弹、侦察卫星等领域获得了广泛应用^[48]。



图 17 Litton 公司零闭锁激光陀螺
Fig. 17 Litton's zero-lock laser gyro

Litton 公司公开报道的 ZLG 有五种型号,包括三型单轴陀螺(腔长 18.4 cm、25 cm 和 40 cm),两型空间三轴陀螺(腔长 11 cm 和 9 cm)。其中腔长 18.4 cm、型号为 S18-4 的单轴 ZLG 大批量应用于 LN-100G/LG/S 系列、LN-120G 和 LTN-101 惯导系统;LN-100G 系统用于 F-22、RAH-64D 直升机、EA-6B 电子侦察机等多种现役装备;LN-100LG 为轻型和中型运载器发射提供导航和制导功能,引导空间载荷进入低地轨道、地球同步轨道和从轨道返回地面等;LN100S 用于美国导弹防御系统的预警卫星,有报道称该组件是“当今世界上唯一能够满足天基红外系统要求的激光陀螺系统”;LN-120G 是恒星/惯性/GPS 组合导航系统,2007 年用于 RC-135 战略侦察机的导航系统升级。截至 2013 年,已累计交付 50 000 个 ZLG 激光陀螺和 8 000 套 ZLG 激光惯导系统^[49]。

2.4.2 航海惯导领域

从 20 世纪 80 年代中期开始,激光陀螺航海惯导系统也得到了快速发展和广泛应用。

1984 年, Litton 公司开始研制激光陀螺船用惯性导航仪,经初样、正样和试验样机竞优,1991 年提供了 2 套系统进行实验室和海上试验。系统重量 172.7 kg,采用 3 个腔长 28 cm 的 LG-9028 激光陀螺和一个 A4Mod IVD 三轴加速度计,以旋转方式实现速率偏频,台体以 $\pm 720^\circ$ 方式往返转

动调制,1993 年定型为 AN/WSN-5L,导航定位精度 1 海里/6 h (50% CEP),并首先装备“伯克”级导弹驱逐舰(DDG-64)。

1988 年,德国 Litef 公司(2001 年被 Northrop Grumman 公司收购)为潜艇研制了 PL41 MK4 系列激光陀螺导航系统,激光陀螺采用速率偏频方案,惯性测量单元选用 3 个腔长为 28 cm 的激光陀螺和 3 个加速度计,兼具平台式系统的稳定性和捷联式系统的简单性、紧凑性与坚固性,PL41 MK4 Mod1 型捷联式和 Mod2 型单轴旋转调制式惯导系统的实物分别如图 18(a)和(b)所示。系统采用卡尔曼滤波技术,初始对准时间 30 min,16 h 精确标校陀螺零位,PL41 MK4 Mod1 型捷联式和 Mod2 型单轴旋转调制式惯导系统的定位精度分别为 1 海里/8 h 和 1 海里/24 h。



(a) Mod1 型捷联式 (b) Mod2 型单轴旋转调制式
(a) Strap-down Mod1 type (b) Single-axis rotation modulation Mod2 type

图 18 PL41 MK4 激光陀螺惯导系统

Fig. 18 PL41 MK4 RLG INS

在激光陀螺航海惯导系统的应用上,美国 Sperry 公司的成就尤其令人瞩目。20 世纪 80 年代末期,北约组织专门成立了 NATO-SINS 计划办公室,为北约成员国选择厂家研制并提供舰船惯导系统。该项目最终由 Sperry 公司和 Honeywell 公司联合承担,Sperry 公司负责惯导系统的设计和整机研制,Honeywell 公司提供 GG1342 激光陀螺和配套电路,使用 Sundstrand 公司的 3 个 QA-2000 石英挠性加速度计一起构成惯性测量单元,其惯导系统实物结构如图 19 所示。该系统被北约称为船用激光陀螺惯性导航仪(marine ring laser gyro inertial navigation system, MARLIN),而 Sperry 公司则沿袭了自己的顺序排号,称为 MK49。从 1993 年开始,Sperry 公司陆续向荷兰、西班牙、英国、澳大利亚等国交付激光陀螺舰船惯导系统产品,用于北约国家海军水面舰船和常规潜艇自主导航。

Sperry 公司在惯性测量装置和系统设计方面采取了多种提高精度的措施:①采用双轴旋转调



图 19 MK49 双轴旋转调制式激光陀螺惯导系统
Fig. 19 MK49 two-axis rotation modulation RLG INS

制误差自补偿技术,即惯性组件安置在带有旋转定位机构的双轴框架上,内框为方位环,外框为横摇环,惯性组件绕方位轴和横摇轴定期进行 $\pm 180^\circ$ 定位旋转,以消除激光陀螺的零偏漂移和其他误差源对系统精度的影响;②采用 24 状态的卡尔曼滤波器,除最佳位置重调和最佳速度阻尼外,还可以对陀螺仪和加速度计的对准误差和标度因数误差进行自标定与校准;③除陀螺自身的热、磁屏蔽罩外,惯性测量装置还采用了一级温度控制与补偿和磁屏蔽措施。惯导系统尺寸为 $495\text{ mm} \times 541\text{ mm} \times 1\,707\text{ mm}$,重量为 317.5 kg ,启动时间为 4 h ,定位精度为 $1\text{ 海里}/24\text{ h}$,航向误差为 $4'$ 。

MK49 系统经进一步改进后,1995 年列装美国海军,其中 AN/WSN-7 系统主要用于水面舰艇,AN/WSN-7A 系统主要用于潜艇。AN/WSN-7 和 7A 的结构与 MK49 类似,但技术更先进,可靠性更高,成本更低,体积也更小,AN/WSN-7A 的定位精度可以达到 $1\text{ 海里}/14\text{ d}$,超出了除静电陀螺系统以外的所有其他类型惯导系统,被美国誉为“世界上精度最高、最先进的光学陀螺惯导系统”。AN/WSN-7 和 7A 替代了一部分达到服

役期限的静电陀螺系统,成为美军水面舰艇和攻击型核潜艇(包括俄亥俄级巡航导弹核潜艇)的新一代惯导系统,只有战略导弹核潜艇仍在使用静电陀螺系统。由于军事技术保密的需要,AN/WSN-7A 只装备美国海军,严格禁止向其他国家出售。

从 20 世纪 90 年代初期开始,Sperry 公司同时推出了 MK39 系列激光陀螺惯导系统。其中, MK39 Mod3A 采用捷联方案,对准时间 4 h ,导航定位精度 $1\text{ 海里}/8\text{ h}$ 。MK39 Mod3C 采用单轴旋转调制方案,对准时间 16 h ,导航定位精度提高到了 $1\text{ 海里}/24\text{ h}$ 。该系统已被美国海上补给司令部、海岸警备队,以及澳大利亚、巴西、希腊、墨西哥、新加坡等超过 24 个国家和地区的海军选用,主要用于为舰艇平台和火控系统提供位置、姿态、速度和方向数据。

AN/WSN-7B 系统(如图 20 所示)是在 MK39 Mod3C 基础上发展而来的美军自用型,该系统是美国海军全部水面舰船和潜艇的标准导航装备,早在 2001 年就已经完成了全部航母的换装工作。



图 20 AN/WSN-7B 激光陀螺惯导系统
Fig. 20 AN/WSN-7B RLG INS

图 21 是 AN/WSN-7 系列旋转调制激光陀螺惯导系统的发展路径图。

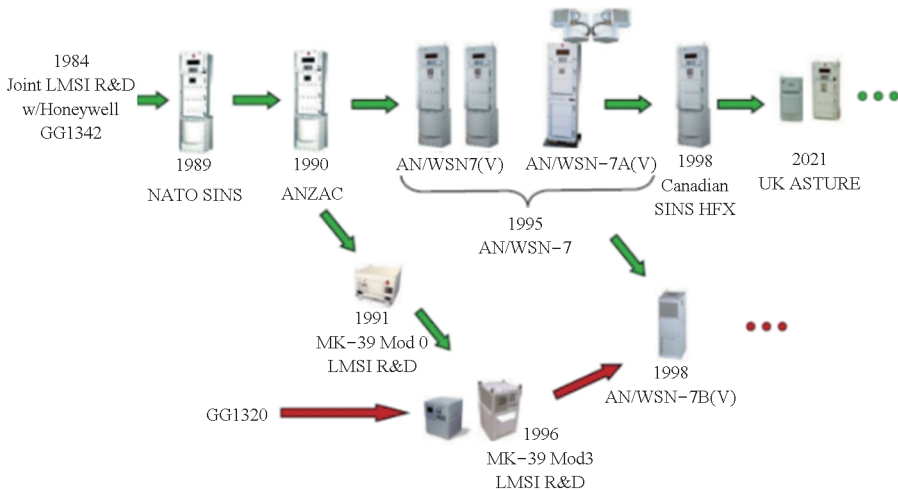


图 21 AN/WSN-7 系列激光旋转惯导系统发展路径图
Fig. 21 Development roadmap of AN/WSN-7 series RLG rotation INS

1997 年, Litton Industries 公司收购了 Sperry Marine 公司。2001 年, Northrop Grumman 公司收购了 Litton 公司, 成为 Honeywell 公司在激光陀螺惯导系统领域最大的竞争对手。2004 年 11 月, 加拿大国防部向 Northrop Grumman 公司订购了 5 套 MK39 Mod3A 激光陀螺惯导系统(合同金额 150 万美元), 用于满足 2 艘 Protecteur 级多用途运输补给舰的需要(每艘船装备 2 套, 另外一套安装在加拿大海军训练中心, 同时还提供了一些有缺陷的模块用于故障检测、维护和战场维修等训练)。该系统基于 Northrop Grumman 公司最新的激光陀螺技术, 不仅可以为舰船导航和火控系统提供高精度的位置信息, 还可以提供准确的高度、速度和航向数据。

2016 年 3 月, 美国国防后勤局与 Honeywell 公司签订了一项金额为 3 890 万美元的激光陀螺仪生产合同, 作为美国海军 AN/WSN-7/7A/7B 系列激光陀螺惯导系统的配件, 该装备经过近 20 年的应用, 开始了进行核心惯性器件(激光陀螺)的全面替换维修工作。2020 年 10 月, 美国海军与 Northrop Grumman 公司签订了一项金额为 2.1 亿美元的合同, 用于生产 AN/WSN-7/7A/7B 系列激光陀螺惯导系统以装备水面舰艇和潜艇。

2.4.3 陆用、弹用、航天及民用惯性领域

除航空和航海惯导领域外, 激光陀螺以高精度、快启动、全型谱、高可靠性、稳定标度因素等综合优势, 占据了西方发达国家陆用、弹用、航天和高端民用惯性领域的主要市场份额。

在陆用领域, 激光陀螺主要用于陆用惯导系统、定位定向系统、姿态测量与反馈控制系统, 用于各种主战坦克、火炮、火箭炮、防空系统、卫星跟踪瞄准与定向系统, 以及为装甲车、前线观察车和炮瞄雷达车等提供三维组合导航和姿态基准。与其他的陆用惯导器件相比, 激光陀螺的可靠性更好, 抗冲击、振动、大范围温变的能力更强, 可以满足野外复杂地形和恶劣环境的应用要求; 在相同的精度下, 系统尺寸可以做得更小, 而且启动时间短, 可维护性好; 可以与里程计等进行组合导航, 进一步提高精度, 装备适用性好。目前, 西方发达国家陆用装备使用的激光陀螺惯性系统已经实现了标准化、系列化。1984 年, Honeywell 公司以 H-726 型激光陀螺动态基准装置为基础, 采用纯捷联方式, 研制了适用于战车和自行火炮的组件式定位定向系统, 1985—1987 年间在各种战车和自行火炮上进行了试验, 最终在 1989 年被遴选为美军的标准地面导航系统。法国 Sagem 公司的

Sigma 30XP 激光陀螺惯导系统也属于陆用武器装备的标准惯导系统。

在弹用领域, 激光陀螺广泛用于各种近程、中程战术导弹和部分远程战略导弹, 如“三叉戟”系列潜射弹道导弹、“战斧”系列巡航导弹、“AIM-120”中/远距空空导弹、“AGM-86”战略空射巡航导弹、联合直接攻击弹药(joint direct attack munition, JDAM)等, 主要用于导弹的制导控制和弹体姿态测量, 实现复杂电磁实战环境可信远程精确打击。

在航天领域, 激光陀螺主要用于运载火箭的惯性制导, 以及卫星、飞船等航天飞行器的姿态测量与控制。在高分辨率对地侦察成像卫星中, 激光陀螺实时监测成像系统和卫星的振动或抖动参数, 是保障侦察卫星获得高分辨率图像的关键技术, 其高频振动实时监测数据是图像进行后期处理以提高清晰度的重要依据。激光陀螺还可以为大型望远镜和卫星通信天线的瞄准与跟踪控制提供角坐标参数, 用于对望远镜和天线进行姿态控制, 以便实时跟踪目标, 精度可达亚角秒量级。在航天测量船上, 激光陀螺捷联惯导系统可以为船上的各种测控雷达提供高精度的船姿船位信息, 用于运载火箭和卫星等空间飞行器的精确跟踪和定轨, 完成航天测控任务。在大型水面舰船的不同位置设置多套测量系统, 可实现舰船的细微形变测量, 统一舰船测量基准。

在民用领域, 除民用航空和商业海事外, 激光陀螺在石油勘探、海洋测绘、煤矿采掘、大地测量、智能交通、轨道监测、地球物理等领域也有应用。激光陀螺可实现高精度、高分辨率动态测角, 可用于研制光学测角仪和光栅角码器校准。采用大型激光陀螺, 如 C-I、C-II、G0、UG1、UG2、PR1、GEOsensor、G-Ring、GP2、GINGERINO、ROMY 等^[50-59](典型大型激光陀螺的结构参数、存放地点、研制时间及噪声性能如表 1 和图 22 所示, 其中, a 、 b 为矩形光路的边长, A 为光路面积, P 为光路周长, R_A 、 R_C 为球面镜曲率半径, p 为输出光功率, Ω_n 为转动角速度测量灵敏度, δf_E 为大型激光陀螺装置所在地地球自转产生的 Sagnac 拍频值, rad_{1000} 为 δf_E 进行 Allan 方差分析时 1 000 s 处的量子噪声), 可实时高精度监测地球自转角速度, 用于世界时 UT1 的测量, 精确观察地球的极移、章动、地震波和月球潮汐等地球物理效应^[60], 用于广义相对论(转动灵敏度约 10^{-14} rad/s)^[61]、引力理论^[62-63]、量子效应^[64-65]等基础物理科学研究领域。

表1 典型大型激光陀螺的结构参数、存放地点、研制时间及噪声性能^[56]

Tab.1 Structural parameters, storage location, development time, and noise performance of typical large-scale RLG^[56]

大型激光陀螺	矩形谐振腔光路参数							地球自转拍频 $\delta f_E/\text{kHz}$	灵敏度 $\Omega_N/(\text{rad/Hz})$	量子噪声 rad_{1000}	存放地点	开始研制时间/年
	边长 a/m	边长 b/m	面积 A/m^2	周长 P/m	曲率 R_A/m	曲率 R_C/m	功率 p/nW					
C-II	1	1	1	4	4	4	1	0.079	4.1×10^{-11}	1.84×10^{-8}	Cashmere	1997
G0	3.5	3.5	12.25	14	6	6	1.8	0.287	7.7×10^{-11}	3.32×10^{-8}	Cashmere	1998
G	4	4	16	16	4	4	3	0.349	0.9×10^{-12}	0.37×10^{-9}	Wertzell	2001
UG1	21	17.5	367.5	77	20	20	10	1.513	0.4×10^{-12}	0.18×10^{-9}	Cashmere	2003
UG2	21	39.7	833.7	121.4	20	70	10	2.177	0.2×10^{-12}	0.01×10^{-9}	Cashmere	2004
PR1	1.6	1.6	2.56	6.4	4	4	5	0.160	1×10^{-11}	5.20×10^{-9}	ChCh	2005

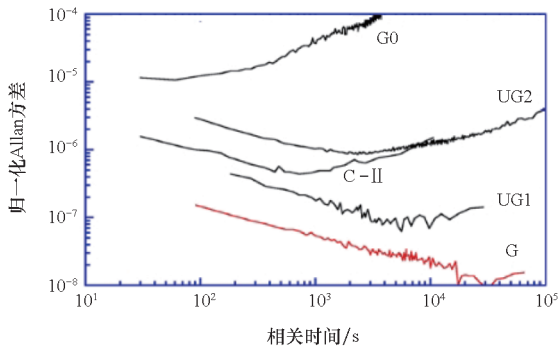


图22 典型大型激光陀螺的归一化 Allan 方差性能^[56]

Fig.22 Normalized Allan variance performance of typical large-scale RLG^[56]

3 中国激光陀螺技术发展与应用

1963年2月,美国 Sperry 公司发布了世界第一台激光陀螺试验装置,引起世界各国同行的群起跟进,中国的第一回合激光陀螺研究以上海光机所和上海天文台为代表。由于激光陀螺的研制涉及多学科的先进工艺技术,难度极大,两家单位均未观测到实用的陀螺信号,很快下马。到20世纪60年代末,Honeywell 公司在激光陀螺原理和工艺研究上取得重大突破,提出了二频机抖激光陀螺方案,为激光陀螺研制指明了方向,重新在世界上掀起了激光陀螺研究的新一轮热潮,中国的多家机构也再次启动了激光陀螺的研发工作。国防科技大学(简称国防科大)的激光陀螺研究工作始于1971年,整个研制历程同样可以分为四个阶段,是我国激光陀螺研究的典型代表。

3.1 研究起步阶段(1971年至1984年)

这一阶段主要从事激光陀螺相关原理研究。1971年,长沙工学院(国防科大的曾用名)导弹工

程系成立激光教研室,紧随中国计量科学研究院、清华大学、航空部303所等单位之后,以少量美国公开发表的文献资料为参考,开始了二频机抖激光陀螺的研究工作。激光陀螺的研制涉及精密机械加工、光学加工、光学检测、镀膜、化学、超高真空、气体电子学、光电技术、激光技术和电子技术等多个学科,而当时我国的相关基础产业和工艺技术还处在相当落后的水平,导致全国二频机抖激光陀螺的研究举步维艰,截至1974年年底仅仅只是“做出了激光陀螺的陀螺效应,完成了第一个单自由度实验室原理样机”。

1975年初,长沙工学院基础课部撤销,物理教研室时年47岁的高伯龙副教授等6人参与到激光陀螺的研制队伍之中。高伯龙凭借其深厚的理论功底,很快成了激光陀螺项目的研究负责人。同年,一位美籍华人回国时带回了一本国外期刊,其中有一篇关于美国开展四频差动激光陀螺研究的简报,此文通过钱学森辗转交到了高伯龙手上。高伯龙根据文中的简单介绍,对四频差动激光陀螺的原理和相关技术进行了详细的理论分析、推导与计算,为后续的四频差动激光陀螺研究进行了深入的理论准备。在此期间,高伯龙还“设计和试制了碰撞式抖动偏频方案,使二频陀螺重新有了生命力”。

1975年11月,全国激光陀螺学术交流会在长沙召开,高伯龙带病在会上做了专题报告,分析了我国现有基础产业和技术水平对二频机抖激光陀螺研制的制约,指出我国激光陀螺的研究重点应该转移到四频差动激光陀螺,此报告引起了与会全体人员的极大兴趣。1976年1月,全体人员再次集会中国计量科学研究院,专门针对四频差动激光陀螺进行了深入研讨和协调,最后决定由中国计量科学研究院牵头,全国各家同行单位积

极参与协作(长沙工学院主要承担镀膜研究工作),共同开展基于“水晶片+法拉第室”平面光路结构方案的四频差动激光陀螺研制,组建了一个国家级联合研究团队。根据档案记载,高伯龙根据国外简单资料向有关单位介绍了四频差动激光陀螺,作了理论分析和计算,奠定了四频差动激光陀螺的理论基础,弄清了激光陀螺的物理机理。

技术路线确定以后,高伯龙带领团队成员着力加强激光陀螺机理和镀膜工艺的研究,针对当时我国缺乏用于陀螺膜片性能测试的高精度设备问题,高伯龙 1975 年 7 月至 1976 年 5 月独创地研制成功差动型透反射率测试仪(differential transmittance and reflectance tester,简称 DF 透反仪),实物如图 23 所示,系统结构简单,精度达到 0.02%,性能良好,较国内同类仪器精度高 5~10 倍,在国内处于领先地位,国防科工委批准为国家重要产品。DF 透反仪解决了陀螺膜片反射率、透射率的精确测试问题,为提高膜片质量提供了重要条件,该仪器在很长的一段时间内一直是我国激光陀螺研究领域最权威的膜片性能测试设备。



图 23 差动型透反射率测试仪

Fig. 23 Differential transmittance and reflectance tester

联合研究模式促进了同行交流,分工协作在初期也加速了相关研制进程,但各单位的研制能力差异和进展速度不一的问题也暴露了出来。1977 年初,长沙工学院在积极配合协同研究的同时,开始着手自行筹建功能齐全的四频差动激光陀螺实验基地,成立了以高伯龙为组长的激光陀螺联合攻关小组,全面整合了机械加工组、光学加工组、镀膜组、激光器制造组和电路组的人员和设备力量,并派出人员进行工艺学习和培训。将学校废弃的食堂改造成了简陋的实验室,在没有洁净室的条件下开始了激光陀螺全闭环工艺研究的艰难历程。攻关小组采取了一系列较大的技术革新措施,如通过对两平行面反射干涉效应的研究,稳定了损耗漂动引起的零漂;通过对磁场过水晶片引起旋光系数变化影响零漂的研究,采取了防止磁场通过水晶片的措施;通过对陀螺零漂实验数据分析处理,找到了对激光电源技术性能的要

求;通过对磁屏蔽的定量分析,确定了磁屏蔽形式和结构;通过对多模耦合引起大零漂的研究,找到了克服多模耦合大零漂的定量方法。

1978 年 11 月,团队在大理石平板上以分立光学元件的形式成功搭建了第一套四频差动激光陀螺实验系统,如图 24 所示,观察到了明显的陀螺信号,在国内率先研制成功四频差动激光陀螺散装原理样机。

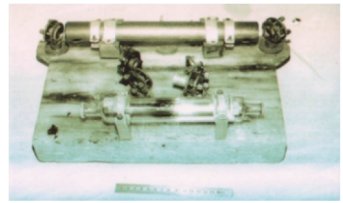


图 24 四频差动激光陀螺散装原理样机

Fig. 24 Prototype of four-frequency differential RLG modular assembly

在没有恒温和超净条件下,在没有采用各种自动控制回路(稳频、稳朗缪尔流动、稳光强和稳增益)条件下,已取得陀螺零漂为 0.2 (°)/h 和测角速度精度为 0.5 (°)/h。相关研究成果于 1979 年 7 月在全国惯导与激光陀螺会议上进行了报道和交流,无论是在理论上还是在精度上,都处于全国领先地位,从此奠定了国防科大在国内激光陀螺研究领域的优势地位。

随后,联合攻关小组于 1980 年完成了四频差动激光陀螺实验样机的研制,11 月 26 日至 12 月 25 日在七机部一院 12 所进行了长达一个月的展示性交流。零点的随机漂移小于 0.1~0.2 (°)/h,标度因数的恒定性优于 2×10^{-5} 和线性度优于 5×10^{-6} ,转速 0.2~30 (°)/s,能达到 0.1~0.2 (°)/h 的精度。国防科工委钱学森副主任、七机部任新民副部长和各部委工作人员 800 余人次分批进行了观摩。当时展出的样机虽然简陋,离工程应用的最终目标也还非常遥远,却得到了钱学森的高度评价和持续多年的关注,并在学校激光陀螺研究的多个关键时刻和艰难时期给予了支持和鼓励,这也成了支撑国防科大激光陀螺研究能够维系多年并最终获得成功的重要原因之一。

1984 年 1 月,外腔型四频差动激光陀螺实验室样机(如图 25 所示)通过鉴定,样机具有了初步的抗干扰能力,静态漂移为 0.1 (°)/h,动态范围达到 ± 150 (°)/s,标度因数线性和稳定性优于 0.000 01。经过 10 余年的艰苦耕耘,团队终于迎来了第一次收获。



图 25 外腔型四频差动激光陀螺实验室样机

Fig. 25 Laboratory prototype of out-cavity four-frequency differential RLG

同期,中国计量科学研究院、清华大学和苏州第一光学仪器厂的激光陀螺联合研制工作下马,国防科大和航空 618 所成为国内两家依靠自身力量继续进行激光陀螺研制的单位。

3.2 潜心研究与关键技术突破阶段(1984—1999年)

这一阶段主要从事激光陀螺关键技术研究。外腔型四频差动激光陀螺实验室样机虽已鉴定,但离实用水平还有相当远的差距。为了研制出能够真正用于武器装备的激光陀螺产品,团队开始了内腔型四频差动激光陀螺工程样机的研制攻关。但这一攀登过程再次持续了整整 10 年,远超当时预期。

经过 1 年多的努力,团队在 1985 年夏天研制出了第一台内腔型激光陀螺样机。但实验结果却非常糟糕,陀螺只能在阴凉环境下工作不到 1 h,静态漂移 $150 (^{\circ})/h$ 以上,精度极差,且没有任何重复性可言。此结果充分暴露出了我国当时的激光陀螺配套技术与实用需求的巨大差距。鉴于此,团队针对光学镀膜设备与技术、陀螺腔体与光学部件加工、超高真空封接与老化、配套电路等核心技术与工艺,进行了艰难的攻关:为解决镀膜控制的精度、稳定性和重复性问题,团队自行研发改造了镀膜机光学监控系统;为解决有机胶黏剂挥发物的光学污染问题,研发了电极钢封技术;为解决真空杂气污染问题,研发定制了全金属阀门超高真空系统;为解决陀螺反射镜基片与腔内光学元件超光滑表面的抛光质量问题,安排专人外出学徒,摸索改进工艺。同期,针对航天三院三部的需要,1986 年提供了 3 个小型化实验室样机(如图 26 所示),完成了激光陀螺捷联惯导系统样机的研制,在仿航船大风浪环境的三轴摇摆台上试验性能良好,1987 年完成了跑车试验和动基座试验,填补了国内相关领域的技术空白。

1987 年,团队提出“过渡内腔”四频差动激光陀螺方案(如图 27 所示),在陀螺腔内增加了 2

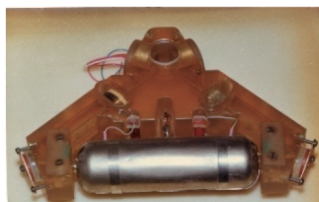


图 26 四频差动激光陀螺小型化实验室样机

Fig. 26 Laboratory prototype of miniaturized four-frequency differential RLG

个增透片将放电增益区独立开来,有效回避了真空、辉光、杂气、谐振腔闭合精度、腔内污染等一系列问题,陀螺样机在导弹上进行的地面单通道、三通道、静态、动态、联试均取得满意结果,达到战术导弹要求。

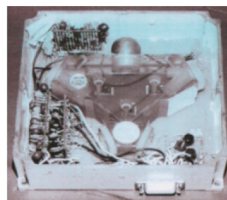


图 27 “过渡内腔”四频差动激光陀螺

Fig. 27 "Transitional internal-cavity" four-frequency differential RLG

在重点开展四频差动激光陀螺研制工作的过程中,团队并未完全放弃二频机抖激光陀螺的研制,先后采用电磁抖动和压电抖动偏频方案,继续进行二频机抖激光陀螺的相关研究工作(如图 28 所示),但由于当时陀螺反射镜基片光学加工工艺和镀膜水平的限制,陀螺锁区很大,二频机抖激光陀螺样机的研制依旧进展缓慢。



图 28 20 世纪 80 年代末的二频机抖激光陀螺

Fig. 28 Two-frequency dithered RLG developed in the late 1980s

在部分解决了相关技术问题以后,团队于 1990 年中期恢复了“全内腔”四频差动激光陀螺整机的研制工作,结果发现陀螺反射镜片多层介质膜耐激光与辉光能力不足,陀螺光强不稳定,性能差。在此情况下,团队只能退而求其次,暂且接受了“过渡内腔”四频差动激光陀螺方案,1991 年完成了“准内腔”四频差动激光陀螺样机(如图 29

所示)的研制和测试工作。



图 29 “准内腔”四频差动激光陀螺样机
Fig. 29 Prototype of "quasi-internal-cavity"
four-frequency differential RLG

1991 年 11 月,国家高技术研究发展计划(863 计划)409 专家组在全国考察期间测试了 208 室激光陀螺的静态和动态性能,专家组一致认为该陀螺性能处于全国绝对领先地位,决定从 1992 年起开始投资支持。“八五”期间,409 专家组共投入近 500 万元人民币,并投入对俄技术引进费数十万美元,主要引进俄罗斯与激光陀螺相关的配套光学加工技术和化学技术,同时购置部分俄制设备。1992 年,高伯龙率团队赴俄罗斯考察并签订对俄引进意向书,1993 年签署正式合同,相关技术人员于 1994 年赴俄进行为期 3 个月的技术培训。

1993 年 9—11 月,“准内腔”四频差动激光陀螺样机在北京开展测试考核,顺利通过了性能、冲击振动与高低温测试,但在六面体翻转测试时出现了 $1.5 (^{\circ})/h$ 的弛豫漂移(持续约 0.5 h)。有测试专家认为,这是平面光路结构四频差动激光陀螺存在腔内光学元件导致的固有缺陷,国外公开发表的论文也有同样的结论,建议中止研究。高伯龙教授力排众议,坚持认为陀螺原理上没有问题,出现弛豫漂移现象是“准内腔”陀螺的腔内多了 2 个增透片导致的热弛豫效应影响,属于理论迁就国内落后工艺水平的结果,采用“全内腔”方案可以解决。最终,409 专家组决定再给团队 1 年时间进行实验验证。

针对四频差动激光陀螺的生死问题,团队开始了“全内腔”四频差动激光陀螺工艺攻关,相继解决了腔内光学元件损耗优化和膜片耐辉光能力不足等问题,采用加粗毛细管降低陀螺工作的放电注入功率以减小热效应,终于去掉了腔内的 2 个增透片。1994 年 11 月,全内腔四频差动激光陀螺工程样机(如图 30 所示)通过鉴定,陀螺静态零漂为 $0.1 (^{\circ})/h$,最低敏感转速为 $0.05 (^{\circ})/h$,动态范围达到 $\pm 400 (^{\circ})/s$,比例因子线性和稳定性优于 0.000 01,顺利通过了冲击振动和高低温例行实验考核。



图 30 “全内腔”四频差动激光陀螺工程样机
Fig. 30 Engineering prototype of "full internal-cavity"
four-frequency differential RLG

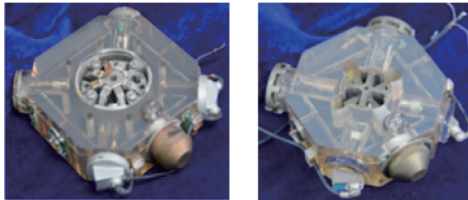
在紧张的陀螺技术攻关时期,团队依托自身在极低损耗镀膜和激光器精密总成方面的优势,在短短的 2 个月内插空完成了全内腔绿(黄、橙)光氩氟激光器的研制,并与激光陀螺一起通过了鉴定。其中全内腔绿光氩氟激光器对镀膜控制、膜片损耗和总成技术要求极高,我国曾组织国内多家单位联合攻关多年均未成功。该成果不仅打破了美、德两国绿光氩氟激光器在国际市场上的垄断地位,更是团队激光器工艺水平的显性体现。1996 年,四频差动激光陀螺工程样机和全内腔绿(黄、橙)光氩氟激光器赴京参加了“863 十周年科技成果展”。

工程样机虽已通过鉴定,但样机当时还只是实验室的高端“工艺品”,团队想要复刻几个都难,为了达到从“工艺品”到“产品”的变身,就必须实现各工序工艺流程“从艺术到科学”的转变。1995—1998 年,团队工作重点主要着眼于解决激光陀螺各工序的工艺稳定性和质量控制问题,以期真正满足武器装备的实用要求。团队成员亲力亲为当工匠,扎根一线做研究,相继解决了硬脆玻璃材料细长管道高精度加工、微晶玻璃加工损伤层化学抛光、陀螺腔体贴片光胶面角秒级共面保角抛光、光学基片表面亚纳米级抛光与无残留清洗、极低损耗离子溅射镀膜、膜片后处理、腔体化学清洗、调腔数字化监控、谐振腔光路稳定控制、陀螺外围部件低应力高强度粘接、陀螺存储与使用寿命保障等一系列工程技术问题,实现了陀螺高压电源的小型化和低功耗,研制了单板集成的数字化控制电路系统,摸索制定了科学完善的工艺规程和检测方法,大幅提高了各工序的加工效率和良品率,缩短了部件加工周期,培养了一批手艺精湛的一线操作人员,激光陀螺装备应用的条件渐趋成熟。

1998 年,四频差动激光陀螺应用于广州军区炮一师 130 加农炮自动操瞄系统项目,2000 年实装参加了四总部联合组织的“砺剑 2000”演习,这是国产激光陀螺在我国武器装备上的第一次

应用。

从1994年开始,随着激光陀螺相关配套工艺技术的进步和硬件条件的改善,二频机抖激光陀螺重新启动了新一轮研制工作,并很快取得了重大突破,国防科大20世纪90年代中期研制的90型和50型二频机抖激光陀螺典型样机实物如图31(a)和(b)所示。



(a) 90型

(b) 50型

(a) 90-type

(b) 50-type

图31 20世纪90年代中期研制的二频机抖激光陀螺

Fig. 31 Two-frequency dithered RLG developed in the middle 1990s

3.3 批生产技术攻关与实用阶段(1999—2005年)

这一阶段主要从事激光陀螺批生产工艺技术攻关与产线建设。此时,四频差动激光陀螺的生产工艺与技术已经渐趋完善。为了解决某重点型号装备对陀螺器件的迫切需求(立项之初,型号总体部门调研发现,当时国防科大在研的某型四频差动陀螺是国内唯一满足该型装备苛刻战技指标要求的惯性器件),并加速推进激光陀螺的应用进程,团队1999年通过成果转化在国内组建了第一条四频差动激光陀螺生产线,探索出了一条陀螺技术进一步完善、惯导系统联合研发、生产线人员技术培训和生产线硬件建设齐头并进的新路子,大大加快了我国激光陀螺的实用化进程。

有了四频差动激光陀螺的研究基础,在新的技术水平起点和大为改善的硬件条件支撑下,重新上马的二频机抖激光陀螺研制工作进展神速,陀螺精度在短短几年内实现了跨越式提升,并解决了大批量生产的众多工艺技术问题。为此,团队2000年通过成果转化在国内组建了第一条二频机抖激光陀螺生产线。同年,又与本土企业联合成立了湖南华天光电惯导技术有限公司,公司产业化基地2003年3月开工建设,先后开展了四频差动激光陀螺和二频机抖激光陀螺的批产工作,取得了显著的军事、经济和社会效益。

除上述3条生产线外,航空618所和国防科

大是多年来一直坚持从事激光陀螺自主研发并最终取得成功的单位,自1996年开始也相继启动了激光陀螺的批产与系统应用工作。

这几条激光陀螺生产线的投产,标志着我国激光陀螺从此开始进入大规模应用阶段。2003年11月14日,基于国防科大某型二频机抖激光陀螺研制的惯导系统首次在我国运载火箭上进行了搭载飞行实验并获得圆满成功。随后又经过了几次搭载实验后,开始取代箭上双备份机械陀螺平台惯导的其中一套,参与火箭冗余控制,逐步过渡到主控,最终以双激光惯导的形式彻底取代了运载火箭上使用的平台式惯导系统。目前,随着激光陀螺和光纤陀螺技术的发展,我国运载火箭的导航系统已经全面进入了光学惯性时代。

3.4 大批量生产与拓展应用阶段(2005年至今)

这一阶段主要在确保激光陀螺列装批产的同时进一步提升精度和可靠性,拓展陀螺型谱和应用领域,开展激光陀螺惯导系统研究。

随着激光陀螺在海、陆、空、天各领域武器装备上的逐步推广应用,团队继续针对激光陀螺产业化保障和装备应用可靠性需求开展了一系列技术研究工作,与国内设备和材料供应商合作,实现了从激光陀螺专用测试设备、加工设备、原材料、(电子)元器件甚至加工辅料的全国国产化替代。在系统深入的理论研究基础上,进一步研发了多种提升陀螺精度的工艺、技术和方法,通过采取提高陀螺腔体加工精度和基片超级抛光质量、超低损耗膜设计与镀膜控制、谐振腔损耗优化、背向散射耦合测量与控制、低温变低应力精密装配、温度补偿等措施,陀螺精度得到了10倍以上的提升。

针对各型武器装备对惯性器件的精度、体积、重量的不同要求,团队相继研发了多种不同精度和外形尺寸的激光陀螺,陀螺尺寸覆盖大、中、小,精度涵盖高、中、低,动态范围最大超过 $7\ 200(^{\circ})/s$,已在数十型装备上列装应用。

经过多年建设,国防科大已经构建了高水平、具有独立知识产权的激光陀螺及惯导系统全闭环研发体系,建设了精密机械加工与检测、精密光学加工与检测、特种化学清洗、极低损耗镀膜与检测、精密光学总成、激光陀螺性能测试与环境适应性研究、惯导系统装配与标定等高水平研究环境,综合研究能力处于国际一流、国内领先水平,为我军武器装备发展做出了突出贡献。

4 激光陀螺技术前沿进展与未来展望

国际上,从 1984 年开始大批量生产与应用以来,激光陀螺凭借高精度、高可靠性、大动态范围、标度因素稳定和强抗温变能力等综合优势,最终成为 20 世纪推动惯性导航与制导领域由机械陀螺平台式惯导向光学陀螺捷联式惯导转变的技术革命的核心关键,在军事和民用领

域都得到了广泛应用,至今仍是全球高端惯性传感器市场占主导地位的陀螺仪。根据法国 Yole 公司 2024 年《高端惯性传感器报告》^[66] 统计,如图 32 所示,在 2023 年全球陀螺仪市场中,激光陀螺在战略级市场(优于 0.01 (°)/h) 占据 70% 的份额,在导航级市场(0.01 ~ 0.1 (°)/h) 占据 58% 的份额,在战术级市场(0.1 ~ 5 (°)/h) 占据 34% 的份额。

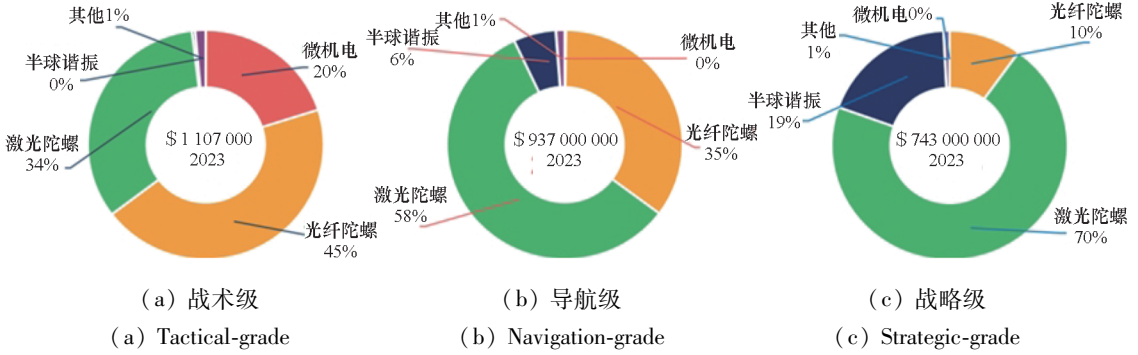


图 32 Yole 公司 2024 年高端惯性传感器全球市场份额分布图

Fig. 32 Yole's 2024 global market share distribution map of high-end inertial sensors

当前,激光陀螺的核心技术已经成熟,陀螺性能和可靠性已经过长期实践验证,成了惯性导航领域的首选器件。随着制造业的持续进步,激光陀螺及其惯导系统的尺寸正变得越来越紧凑。根据激光陀螺相关厂商官方网站发布的公开资料,全球主要厂商典型激光陀螺产品及其惯性测量单元的精度、尺寸、重量和功耗 (size, weight and power, SWaP) 等综合性能参数

如表 2 所示^[66-67]。可以看出,激光陀螺的性能尺寸比与 SWaP 等综合竞争力在高端惯性市场仍然非常强大。在海、陆、空、天各应用领域中,激光陀螺仍有广阔的应用市场,借助多传感器信息融合、组合导航、零速修正和旋转调制等技术,可进一步提高激光陀螺惯导系统的精度,在中高精度惯性技术应用领域激光陀螺仍然具有难以替代的地位。

表 2 世界典型激光陀螺产品及其惯性测量单元的综合性能

Tab. 2 Performance of typical laser INS and gyroscopes in the world

厂家	IMU 型号	SWaP (L/kg/W)	陀螺型号	光路周长/cm	零偏稳定性/(°/h)	谐振腔配置
Honeywell	HG9900	1.7/2.7/10	GG1320	15	0.003 5	单轴 + 三镜
	HG5700	0.75/1.4/7	—	—	0.01 ~ 0.04	单轴 + 三镜
	HG1700	0.44/0.7/5	GG1308	6	1	单轴 + 三镜
Safran	Sigma95L	6.3/8.5/35	GLC16	16	0.01	单轴 + 四镜
	Sigma95N	16.1/15/45	GLC32	32	0.001	单轴 + 三镜
Kearfott	KL - 4902	2.23/3.4/21	T24 - B	24	0.003	三轴 + 六镜
	KL - 4921	1.33/2/15	T16 - B	16	0.03	三轴 + 六镜
Emcore	DRU-H-R	20.7/21/90	RL - 34	34	0.001	单轴 + 四镜
Thales	TopAxyz	8/16/14	PiXYZ - 22	22	0.01	三轴 + 六镜

在过去的 10 年中,惯性传感器在国防安全、航空航天、工业应用和新兴市场的增量应用趋势的推动下,需求持续增加,铁路轨道敷设和检修使用惯性传感器来降低安装和维护成本,工业 4.0 推动了对自动引导车等自主应用的需求,陆地车辆、无人机和卫星导航定位干扰场景的导航需求为惯性传感器提供了广阔的应用场景。

随着现代化战争中对卫星定位手段干扰的加剧,陆地车辆需要高可靠性的导航定位授时解决方案,军用飞机需要更多的光电/红外平台以获得更好的态势感知能力,空中/陆地/海上平台需要更多的互联和集成解决方案,军队的无人化、新型空间应用等也提供了新的惯性应用需求。在工业市场,惯性传感系统可以满足机器人和物流自动化快速发展的迫切需求,实现自动化和自主化(包括货运卡车、矿用卡车、仓库中的自动引导车/自主移动机器人等),简化物流程序,减少人为错误和工作场所事故。在交通行业,除自动驾驶外,还有新兴的城市空中交通需求。惯性传感器在这些应用中占有不可或缺的重要地位,这也将成为持续推动激光陀螺技术发展和应用的催化劑。

随着惯性传感技术的发展,激光陀螺开始面临光纤陀螺(fiber optic gyroscope, FOG)、半球谐振陀螺(hemispherical resonator gyroscope, HRG)、微机电(micro-electro-mechanical system, MEMS)陀螺、冷原子陀螺(cold atom gyroscope)等其他陀螺仪的竞争,各类等级应用中不同技术陀螺相对占比演进如图 33 所示。

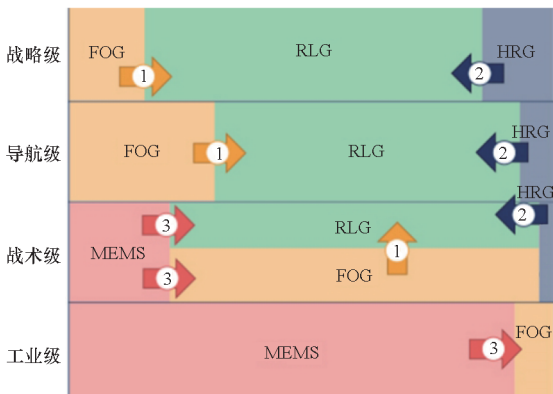


图 33 各类等级应用中不同技术陀螺相对占比演进
Fig. 33 Evolution of relative share of different gyroscope technologies per application grade/performance

光纤陀螺已经比较成熟,得益于器件性能(光纤、调制器、光学元件、电路)的进步,许多成熟公司(KVH、AI Cielo、iXblue 等)和初创公司

(Anello photonics、zero point motion、one silicon chip photonics 等)都在推动光纤陀螺的小型化,特别是直径更细的保偏光纤大幅减小了光纤环的尺寸,使得光纤陀螺越来越紧凑,不足之处是其标度因数、耐环境性能尚不如激光陀螺稳定。

半球谐振陀螺耐高温(>100 °C)、可靠性高,最大优势是在工作状态能提供零偏和标度因数的自校准^[68]。美国 Northrop Grumman 公司的产品目前主要集中在超高端、高价格(单价数十万美元)的太空市场,而法国 Safran 集团通过采用平面电极技术和工业化生产降低了半球谐振陀螺的制造成本,成功应用于陆、海、空等领域,与激光陀螺和光纤陀螺的竞争焦点仍取决于精度成本比。

MEMS 陀螺的性能持续提升,一些厂商已开发了接近导航级的陀螺仪(Emcore、THales、Draper Labs、CEA Leti 等)和加速度计(iXblue、THales)。但 MEMS 陀螺目前主要应用于中、低精度导航领域,通过借助一些辅助传感器(磁力计、GNSS、大气数据等)完成导航任务。

冷原子陀螺技术可以用于高性能重力场探测,Muquans 公司(已被 iXblue 收购)已实现商业化应用,其高灵敏度指标是其他传感器无法比拟的。但该设备目前非常笨重,需要进一步开展工程化和紧凑化研究。

随着卫星导航技术的成熟应用,国内外导航与制导领域大面积采用“惯性+卫导”的组合导航技术,充分利用卫星导航位置精度高的优势,在保障导航精度满足应用要求的前提下,部分降低了对惯性系统精度的要求,转向追求更低的 SWaP 和成本。但是 GPS 等卫导无线电信号本质上的脆弱性,导致其易被干扰、欺骗、降级或拒止,战时将严重影响装备的作战效能。为此,具有纯自主、不受外界电磁干扰的惯性系统仍然是确保战时武器平台作战效能发挥的最终保底手段。在满足应用所需导航精度和 SWaP 指标的前提下,成本可负担的自主导航技术成为当前惯性导航与制导领域的共同关注焦点。

围绕陀螺的精度、成本和 SWaP 三大核心指标,近 10 年激光陀螺技术前沿研究取得了一系列新进展,代表性工作可归纳为以下三方面:

一是在保证应用所需陀螺 SWaP 不变差的前提下,进一步提高激光陀螺的精度(包括逐日零偏稳定性、开机零偏稳定性、运行零偏不稳定性和角度随机游走等指标),改善激光陀螺的性能尺寸比和惯性应用效能。激光陀螺本质上是一种光量子器件,Sagnac 效应拍频差的最终噪声来自产

生激光的增益介质量子能级的自发辐射和有限寿命(能级展宽)导致的散粒噪声。激光陀螺精度的物理极限由标准量子效应^[69-73]决定,通过采取改善基片超抛表面粗糙度^[74-75]、减少反射镜散射缺陷^[76-77]、降低谐振腔损耗^[78-79]、减小腔热形变^[80-82]、减小腔内背向散射耦合^[83-84]、控制陀螺综合背散系数^[85-86]、锁区压缩与补偿^[87-89]等措施,可在标准量子极限^[90]范围内通过量子效应增强原理,继续减小量子噪声导致的随机游走误差,进一步提高陀螺精度。其他的相关研究思路还包括:在环形腔内使用基于等离子体激光机制的负折射率光纤超材料^[91]或 Kerr 非线性介质^[92]增强 Sagnac 效应的转动灵敏度因子;通过 MEMS 换能器驱动动镜给顺时针激光施加相位调制进行虚拟旋转以减小锁区^[93];采取锁区消除机制^[94]、非独立量子噪声理论^[95-96]、真空压缩态^[97-98]、量子纠缠^[99-100]等措施超越标准量子效应带来的限制,进一步探究影响激光陀螺量子噪声的物理机理,从根源上探寻进一步提升陀螺精度的革命性方法。

二是在保证陀螺导航精度不变差的前提下,进一步降低激光陀螺产品的全生命周期成本(包括制造成本、可靠性、寿命等指标),提高激光陀螺的性能价格比和市场竞争能力。围绕氦氖气体高压直流放电方面存在的寿命(阴极溅射+掩埋增益气体)、可靠性(漏氦)和制造成本(人力+老化时间)等限制,Honeywell 公司开始探索使用射频放电代替直流放电^[101],用双光泵浦稀土(如 Nd^[102]等)掺杂反射镜式^[103-104]和体布拉格光栅式固态增益介质^[105]代替气体增益介质,以节省人工和制造成本,提高使用寿命和可靠性。降低成本的其他方案还包括空心光纤氦氖气体激光陀螺(取消昂贵的反射镜和千米级的单模保偏光纤环)^[106]、优化激光陀螺批产工艺流程^[67]以及结合人工智能自动化降低激光陀螺的制造成本^[107]等。

三是在保证陀螺精度满足应用需求等级的前提下,进一步降低激光陀螺产品的 SWaP 和成本,进一步拓展激光陀螺的应用生存空间。研究方向是将集成光子技术移植到微型激光陀螺^[108-110]中,主要研究进展包括:利用非 Hermitian 简并物理中宇称-时间对称性中的奇异点对微扰极度敏感的特性增强微型双环波导激光陀螺的 Sagnac 灵敏度^[111]、基于光泵浦产生反向传播的受激布里渊散射激光参量频移实现硅基片上微腔激光陀螺(首次敏感地球自转)^[112]、利用自注入锁定分

布式反馈激光器奇异点增强布里渊微光陀螺灵敏度(3 个量级)^[113]等。光子集成微型激光陀螺尚处于实验室原理研究阶段,实现导航级精度还需加强技术攻关。

5 总结

激光陀螺具有精度高、启动快、可靠性好、动态范围大、标度因数稳定、环境适应能力强等突出优点,技术成熟度高,在军事和民用领域都得到长期验证和广泛应用,至今仍是全球高端惯性传感器市场占主导地位的陀螺仪。随着制造业的进步,激光陀螺及其惯性系统正变得越来越紧凑,凭借精度、成本和 SWaP 等综合优势,在中高端惯性应用市场的竞争力仍然非常强大。围绕惯性应用所需的精度、成本和 SWaP 三大核心技术指标,下一步通过量子增强原理创新提高精度、结合人工智能自动化制造降低成本、采用微纳光子技术集成减小尺寸、重量与功耗,将是激光陀螺技术未来发展的重要方向。依托日新月异的自动化加工、人工智能制造和现代化管理手段,推进全产业链分工协作,有望大幅降低激光陀螺的批产成本,进一步拓展应用范围,为多域无人平台自主导航、拒止环境韧性精确制导和交通物流自主引导移动等新兴市场的海量增量应用提供高性价比的先进惯性传感器选项。

参考文献 (References)

- [1] SAVAGE P G. Strapdown inertial navigation lecture notes[M]. Maple Plain; Strapdown Associates, 1985.
- [2] BEZICK S M, PUE A J, PATZELT C M. Inertial navigation for guided missile systems[J]. Johns Hopkins Apl Technical Digest, 2010, 28(4): 331-342.
- [3] LOUKIANOV D, RODLOFF R, SORG H, et al. Optical gyros and their application (gyroscopes optiques et leurs applications): RTO-AG-339 [R/OL]. (1999-05-01) [2025-09-20]. https://www.zhangqiaokeyan.com/ntis-science-report_other_thesis/02071843130.html.
- [4] SAVAGE P G. Blazing gyros: the evolution of strapdown inertial navigation technology for aircraft [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2013, 36(3): 637-655.
- [5] SAGNAC G. Effet tourbillonnaire optique. La circulation de l'éther lumineux dans un interféromètre tournant[J]. Journal de Physique Théorique et Appliquée, 1914, 4(1): 177-195.
SAGNAC G. Circulation of the ether in rotating interferometer[J]. Journal de Physique Théorique et Appliquée, 1914, 4(1): 177-195. (in French)
- [6] POST E J. Sagnac effect[J]. Reviews of Modern Physics, 1967, 39(2): 475-493.
- [7] SILBERSTEIN L. The propagation of light in rotating systems[J]. Journal of the Optical Society of America, 1921,

- 5(4): 291.
- [8] KILLPATRICK J. The laser gyro[J]. IEEE Spectrum, 1967, 4(10): 44-55.
- [9] SWENSON L S, Jr. The ethereal aether; a history of the Michelson-Morley-Miller aether-drift experiments, 1880 - 1930[M]. Austin: University of Texas Press, 1972.
- [10] MICHELSON A A, GALE H G. The effect of the Earth's rotation on the velocity of light, II [J]. Astrophysical Journal, 1925, 61: 140.
- [11] HUGHES. Elmer sperry; inventor and engineer [M]. Baltimore: Johns Hopkins Press, 1971.
- [12] MACKENZIE D. Inventing accuracy; a historical sociology of nuclear missile guidance[M]. Cambridge: MIT Press, 1990.
- [13] HEER C V. History of the laser gyro[C]//Proceedings of the SPIE, 1984; 2-12.
- [14] HEER C V. Laser gyro history[J]. Physics Today, 1982, 35(5): 134.
- [15] HEER C V. Resonant frequencies of an electromagnetic cavity in an accelerated system of reference[J]. Physical Review, 1964, 134(4A): A799-A804.
- [16] ROSENTHAL A H. Regenerative circulatory multiple-beam interferometry for the study of light-propagation effects[J]. Journal of the Optical Society of America, 1962, 52(10): 1143-1148.
- [17] ROSENTHAL A H. Optical interferometric navigational instrument; US3332314[P]. 1967-07-25.
- [18] MACEK W M, DAVIS D T M, Jr. Rotation rate sensing with traveling-wave ring lasers [J]. Applied Physics Letters, 1963, 2(3): 67-68.
- [19] CHEO P K, HEER C V. Beat frequency between two traveling waves in a fabry-perot square cavity[J]. Applied Optics, 1964, 3(6): 788-789.
- [20] BAGAEV S N, KUZNETSOV V S, TROITSKII Y V, et al. Spectral characteristics of a gas laser with traveling wave[J]. Journal of Experimental and Theoretical Physics Letters, 1965, 1: 114-116.
- [21] BERSHTEĪN I L, ZAITSEV Y I. Operating features of the ring laser[J]. Soviet Physics JETP, 1966, 22(3): 663-667.
- [22] THOMSON A F H, KING P G R. Ring-laser accuracy[J]. Electronics Letters, 1966, 2(11): 417.
- [23] HETHERINGTON A, BURRELL G J, MOSS T S. Properties of He-Ne ring lasers at 3.39 microns[J]. Infrared Physics, 1969, 9(3): 109-124.
- [24] SKALSKI C A, STILES J C. Motion sensing apparatus; US3433568[P]. 1969-03-18.
- [25] VESCIAL F, WATSON O L, ZINGERY W L. Ring laser techniques investigation; final technical report; AFAL-TR-71-339 [R]. Ohio: Wright-Patterson Air Force Base, 1971.
- [26] HUTCHINGS T J, WINOCUR J, DURRETT R H, et al. Amplitude and frequency characteristics of a ring laser[J]. Physical Review, 1966, 152(1): 467-473.
- [27] YNTEMA G B, GRANT D C, Jr, WARNER R T. Differential laser gyro system; US3862803[P]. 1975-01-28.
- [28] COCCOLI J D, LAWSON J R. Gas ring laser using oscillating radiation scattering sources within the laser cavity; US3533014[P]. 1970-10-06.
- [29] WHITNEY C. Contributions to the theory of ring lasers[J]. Physical Review, 1969, 191(2): 535-541.
- [30] WHITNEY C. Ring-laser mode coupling [J]. Physical Review, 1969, 181(2): 542-548.
- [31] LANGFORD R C. Unconventional inertial sensors; NASA-TM-X-57620 [R]. Cambridge: NASA Electronics Research Center, 1964.
- [32] LANGFORD R C. Unconventional inertial sensors [C]//Proceedings of AIAA 2nd Annual Meeting, 1965.
- [33] MACKENZIE D, SPINARDI G. The shaping of nuclear weapon system technology; US fleet ballistic missile guidance and navigation: I: from Polaris to Poseidon [J]. Social Studies of Science, 1988, 18(3): 419-463.
- [34] ARONOWITZ F. Theory of a traveling-wave optical maser[J]. Physical Review, 1965, 139(3A): A635-A646.
- [35] PODGORSKI T J. Control apparatus; US4152071 [P]. 1979-05-01.
- [36] KILLPATRIC J E. Apparatus for measuring angular velocity having phase and amplitude control means; US3323411 [P]. 1967-06-06.
- [37] KILLPATRIC J E. Laser angular rate sensor; US3373650 [P]. 1968-03-19.
- [38] KILLPATRIC J E. Random bias for laser angular rate sensor; US3467472 [P]. 1969-09-16.
- [39] SAVAGE P G. Honeywell laser inertial navigation system (LINS) [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1975, 11(4): 686.
- [40] MCCLARY C. The technological evolution of inertial reference systems[C]//Proceedings of Position, Location and Navigation Symposium, 1996; 336-341.
- [41] PRISAZNUK P J. AEEC-the committee that works [C]//Proceedings of the IEEE 1992 National Aerospace and Electronics Conference, 1992; 1090-1094.
- [42] CARNES W T. Effective meetings for busy people: let's decide it and go home [M]. Columbus, Ohio: McGraw-Hill, 1980.
- [43] Honeywell International Inc.. GG1320AN digital ring laser gyroscope[EB/OL]. [2026-03-07]. <https://aerospace.honeywell.com/us/en/products-and-services/products/navigation-and-sensors/accelerometers-and-gyroscopes/gg1320an-digital-ring-laser-gyroscope>.
- [44] STRABLEY J. Ring laser gyro gives us a half-million reasons to cheer! [EB/OL]. [2026-03-07]. <https://aerospace.honeywell.com/us/en/about-us/blogs/rlg-half-million>.
- [45] Honeywell International Inc.. HG1700 inertial measurement unit [EB/OL]. [2026-03-07]. <https://aerospace.honeywell.com/us/en/products-and-services/products/navigation-and-sensors/inertial-measurement-units/hg1700-inertial-measurement-unit>.
- [46] BRESMAN J, COOK H, LYSOBEY D. Differential laser gyro development[J]. Navigation, 1977, 24(2): 153-159.
- [47] SMITH I W, Jr, DORSCHNER T A. Electromagnetic wave ring resonator; US4110045 [P]. 1978-08-29.
- [48] VOLK C H, CANFIELD J M, GILLESPIE S C. Zero-lock laser gyro [C]//Proceedings of the Navigation and Control Conference, 1991.
- [49] TAZARTES D. An historical perspective on inertial navigation systems[C]//Proceedings of the International Symposium on Inertial Sensors and Systems (INERTIAL), 2014; 1-5.
- [50] STEDMAN G E. Ring-laser tests of fundamental physics and geophysics [J]. Reports on Progress in Physics, 1997,

- 60(6): 615–688.
- [51] SCHREIBER U K, ROWE C H, WRIGHT D N, et al. Precision stabilization of the optical frequency in a large ring laser gyroscope[J]. *Applied Optics*, 1998, 37(36): 8371–8381.
- [52] SCHREIBER K U, KLÜGEL T, STEDMAN G E. Earth tide and tilt detection by a ring laser gyroscope[J]. *Journal of Geophysical Research: Solid Earth*, 2003, 108(B2): 2132.
- [53] SCHREIBER K U, VELIKOSELTSEV A, ROTHACHER M, et al. Direct measurement of diurnal polar motion by ring laser gyroscopes[J]. *Journal of Geophysical Research: Solid Earth*, 2004, 109(B6): B06405.
- [54] BELFI J, BEVERINI N, BOSI F, et al. Performance of “G-Pisa” ring laser gyro at the Virgo site[J]. *Journal of Seismology*, 2012, 16(4): 757–766.
- [55] BELFI J, BEVERINI N, BOSI F, et al. A 1.82 m² ring laser gyroscope for nano-rotational motion sensing[J]. *Applied Physics B*, 2012, 106(2): 271–281.
- [56] SCHREIBER K U, WELLS J R. Invited review article: large ring lasers for rotation sensing[J]. *Review of Scientific Instruments*, 2013, 84(4): 041101.
- [57] BEVERINI N, BASTI A, BOSI F, et al. Ring laser gyroscopes in the underground Gran Sasso Laboratories[J]. *Quantum Electronics*, 2019, 49(2): 195–198.
- [58] ZENNER J, SCHREIBER K U, STELLMER S. Stabilizing the free spectral range of a large ring laser[J]. *Optics Letters*, 2025, 50(6): 1763–1766.
- [59] BROTZER A, IGEL H, BERNAUER F, et al. On environment-related instrumental effects of ROMY (rotational motions in seismology): a prototype, multi-component, heterolithic ring laser array[J]. *Review of Scientific Instruments*, 2025, 96(6): 064502.
- [60] SCHREIBER K U, KODET J, HUGENTOBLE U, et al. Variations in the Earth’s rotation rate measured with a ring laser interferometer[J]. *Nature Photonics*, 2023, 17(12): 1054–1058.
- [61] DI VIRGILIO A D V, BASTI A, BEVERINI N, et al. Underground Sagnac gyroscope with sub-prad/s rotation rate sensitivity: toward general relativity tests on Earth[J]. *Physical Review Research*, 2020, 2(3): 032069.
- [62] CAPOZZIELLO S, ALTUCCI C, BAJARDI F, et al. Constraining theories of gravity by GINGER experiment[J]. *The European Physical Journal Plus*, 2021, 136(4): 394.
- [63] BEVERINI N, CARELLI G, DI SOMMA G, et al. Ring laser gyroscopes and gravitational waves research[J]. *EPJ Web of Conferences*, 2025, 319: 09001.
- [64] TOROŠ M, RESTUCCIA S, GIBSON G M, et al. Revealing and concealing entanglement with noninertial motion[J]. *Physical Review A*, 2020, 101(4): 043837.
- [65] KISH S P, RALPH T C. Quantum effects in rotating reference frames[J]. *AVS Quantum Science*, 2022, 4: 011401.
- [66] YOLE Group. Geopolitical dynamics and rising defense and aerospace demands propel the high-end inertial market to \$3.7 billion in 2023 [EB/OL]. [2026–03–07]. <https://www.yolegroup.com/product/report/high-end-inertial-sensors-2024>.
- [67] Синельников А О, Тихменев Н В, Ушанов А А, et al. Современное состояние и тенденции развития инерциальных навигационных систем на кольцевых лазерных гироскопах[J]. *Фотоника*, 2024, 18(6): 450–466.
- [68] SINELNIKOV A O, TIKHMENEV N V, USHANOV A A, et al. State-of-the-art and development trends of inertial navigation systems based on the ring laser gyroscopes[J]. *Photonics Russia*, 2024, 18(6): 450–466. (in Russian)
- [69] TRUSOV A A, PHILLIPS M R, MCCAMMON G H, et al. Continuously self-calibrating CVG system using hemispherical resonator gyroscopes [C]//Proceedings of the IEEE International Symposium on Inertial Sensors and Systems (INERTIAL), 2015: 1–4.
- [70] CRESSER J D, LOUISELL W H, MEYSTRE P, et al. Quantum noise in ring-laser gyros. I. Theoretical formulation of problem[J]. *Physical Review A*, 1982, 25(4): 2214–2225.
- [71] CRESSER J D, HAMMONDS D, LOUISELL W H, et al. Quantum noise in ring-laser gyros. II. Numerical results[J]. *Physical Review A*, 1982, 25(4): 2226–2234.
- [72] CRESSER J D. Quantum noise in ring-laser gyros. III. Approximate analytic results in unlocked region[J]. *Physical Review A*, 1982, 26(1): 398–409.
- [73] CAVES C M. Quantum-mechanical noise in an interferometer[J]. *Physical Review D*, 1981, 23(8): 1693–1708.
- [74] SCHLEICH W, CHA C S, CRESSER J D. Quantum noise in a dithered-ring-laser gyroscope[J]. *Physical Review A*, 1984, 29(1): 230–238.
- [75] TAN Z Q, JIANG X W, MAO Y H, et al. Ultra-smooth surface with 0.4 Å roughness on fused silica[J]. *Ceramics International*, 2023, 49(5): 7245–7251.
- [76] JIANG X W, CHEN D B, QUAN Y C, et al. The densification characteristics of polished fused silica glass and its scattering characteristics[J]. *Photonics*, 2023, 10(4): 447.
- [77] PINARD L, MICHEL C, SASSOLAS B, et al. Mirrors used in the LIGO interferometers for first detection of gravitational waves[J]. *Applied Optics*, 2017, 56(4): C11.
- [78] PETRUKHIN E A, BESSONOV A S. The effect of inertial backscattering in a He-Ne ring laser at a wavelength of 632.8 nm[J]. *Bulletin of the Lebedev Physics Institute*, 2025, 52(3): S261–S273.
- [79] PETRUKHIN E A, BESSONOV A S. Prediction of the lock-in threshold and nonlinear distortions of the scale factor of a laser gyroscope at the stage of assembly of a ring resonator[J]. *Bulletin of the Lebedev Physics Institute*, 2024, 51(3): S238–S248.
- [80] WANG Z G, LONG X W, WANG F. Quantum limit in low-loss ring laser gyros[J]. *Chinese Optics Letters*, 2012, 10(6): 061404
- [81] LI H P, LI D, ZHANG B, et al. Temperature field analysis and optimization design of the dithered ring laser gyroscope in strapdown inertial navigation systems[J]. *Scientific Reports*, 2025, 15: 17597.
- [82] LI D, LI H P, HU S M, et al. A bias compensation method for ring laser gyroscopes based on Gaussian process regression and distributed temperature measurement configuration[J]. *IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement*, 2025, 74: 8501311.
- [83] EZHILARASI T, SASIKUMAR P, NARAYANAMURTHY C S. A novel approach for the temperature prediction of ring laser gyroscope using teamwork optimization enabled bias-compensated long short-term memory[J]. *The European*

- Physical Journal Plus, 2024, 139(12): 1113.
- [83] FAN Z F, LUO H, LU G F, et al. Online effective backscattering estimation for ring laser gyro [J]. Chinese Optics Letters, 2012, 10(5): 051404.
- [84] ANDERSON C D. Eliminating ring laser gyro backscatter; US2016/0138922 A1[P]. 2016-05-19.
- [85] FAN Z F, YUAN B L, LUO H, et al. Random walk reduction in dithered ring laser gyroscope [J]. Optics Express, 2023, 31(23): 37959.
- [86] WANG M, MENG Y. Research on angle random walk suppression and error estimation and compensation method based on online weight distribution of multi-RINSs[J]. IEEE Sensors Journal, 2022, 22(14): 14470-14480.
- [87] WANG M, YANG L, SHI H Y, et al. Research on the influence of biased structure in hybrid inertial navigation system based on rate biased ring laser gyroscope[J]. IEEE Sensors Journal, 2024, 24(23): 39669-39676.
- [88] CHOI W S, SHIM K M, CHONG K H, et al. Sagnac effect compensations and locked states in a ring laser gyroscope[J]. Sensors, 2023, 23(3): 1718.
- [89] CHOI W S, SHIM K M, KIM C J, et al. Effective frequency lock-in changes of a ring laser gyroscope due to harmonic components of dithering signal [J]. IEEE Sensors Letters, 2023, 7(5): 1500504.
- [90] GIOVINETTI F, ALTUCCI C, BAJARDI F, et al. GINGERINO: a high sensitivity ring laser gyroscope for fundamental and quantum physics investigation[J]. Frontiers in Quantum Science and Technology, 2024, 3: 1363409.
- [91] VESELAGO V G, DIANOV E M, KURYATOV V N, et al. On the possibility of using metamaterials in a ring laser gyroscope[J]. Quantum Electronics, 2016, 46(6): 543-544.
- [92] SAHOO S, BHATT V, SINGH M K, et al. Enhancement of the Sagnac effect and sensitivity in the ring laser gyroscope[J]. Journal of the Optical Society of America B, 2025, 42(11): 2386-2397.
- [93] KHALIL D A M, AHMED K H M, SALEM A S S, et al. MEMS biased ring laser gyroscope with reduced lock-in; US9574880 B2[P]. 2017-02-21.
- [94] YAN S, MAO Y H, XU J P, et al. Lock-in phenomena in non-Hermitian coupled systems[J]. Optics Communications, 2023, 546: 129760.
- [95] MECOZZI A. Frequency noise of laser gyros[J]. Optica, 2023, 10(8): 1102-1110.
- [96] DI VIRGLIO A D V, BAJARDI F, BASTI A, et al. Noise level of a ring laser gyroscope in the femto-rad/s range[J]. Physical Review Letters, 2024, 133: 013601.
- [97] HAM B S. A quantum ring laser gyroscope based on coherence de Broglie waves[J]. Sensors, 2022, 22(22): 8687.
- [98] AASI J, ABADIE J, ABBOTT B P, et al. Enhanced sensitivity of the LIGO gravitational wave detector by using squeezed states of light[J]. Nature Photonics, 2013, 7(8): 613-619.
- [99] TOROŠ M, CROMB M, PATERNOSTRO M, et al. Generation of entanglement from mechanical rotation [J]. Physical Review Letters, 2022, 129(26): 260401.
- [100] CROMB M, RESTUCCIA S, GIBSON G M, et al. Mechanical rotation modifies the manifestation of photon entanglement[J]. Physical Review Research, 2023, 5(2): L022005.
- [101] STARK T D, WIEBESICK J, CHRISTLE T E, et al. Radio frequency ring laser gyroscope including a multiple electrode system and an impedance matching circuit; US 2016/0209213 A1[P]. 2016-06-21.
- [102] LIU D Q, GUO C L, MA C Z, et al. All-solid-state miniature laser gyroscope based on a single monolithic non-planar ring oscillator [J]. Photonics Research, 2025, 13(4): 897-904.
- [103] PODGORSKI T J. Gain mirror for solid state ring laser rotation sensors; US 2017/0373458 A1[P]. 2017-12-28.
- [104] FRITZ B, TOUCHBERRY A B, MARTA T. Solid state ring laser gyroscope having a primary cavity and a pumping cavity; 10907966[P]. 2021-02-02.
- [105] WU J F, NELSON K D, MARTA T, et al. Ring laser gyroscopes with active volume Bragg grating; EP 3 800 442 A1[P]. 2021-07-04.
- [106] JIN W, SHI X. Fiber gas lasers and fiber ring laser gyroscopes based on these gas lasers; US 2008/0094636 A1[P]. 2008-04-24.
- [107] SINELNIKOV A. Analysis of ring laser gyroscope cavity thermal deformations[J]. Advances in Systems Science and Applications, 2025, 25(1): 120-131.
- [108] KHALIL J. ANELLO awarded space force laser gyro contract[J]. GPS World, 2024, 35(12): 25.
- [109] ANELLO. ANELLO photonics secures US navy contract[J]. GPS World, 2025, 36(2): 31.
- [110] DELL'OLIO F, NATALE T, WANG Y C, et al. Miniaturization of interferometric optical gyroscopes: a review[J]. IEEE Sensors Journal, 2023, 23(24): 29948-29968.
- [111] REN J, HODAEI H, HARARI G, et al. Ultrasensitive micro-scale parity-time-symmetric ring laser gyroscope[J]. Optics Letters, 2017, 42(8): 1556-1559.
- [112] LAI Y H, SUH M G, LU Y K, et al. Earth rotation measured by a chip-scale ring laser gyroscope[J]. Nature Photonics, 2020, 14(6): 345-349.
- [113] ZHANG Y G, GENG J T, LI L Y, et al. Exceptional-point-enhanced Brillouin micro-optical gyroscope based on self-injection locking [J]. Optics Communications, 2023, 528: 129008.