



A 新型陀螺仪技术

Advances in
Gyroscope Technologies

[意] Mario N.Armenise
Caterina Ciminelli
Francesco Dell'Olio
Vittorio M. N. Passaro

袁书明 程建华 译
赵琳 杨晓东 审校



国防工业出版社
National Defense Industry Press

国家自然科学基金资助(61104036,61273081)

新型陀螺仪技术

Advances in Gyroscope Technologies

[意] Mario N. Armenise

Caterina Ciminelli

Francesco Dell'Olio

Vittorio M. N. Passaro 著

袁书明 程建华 译

赵琳 杨晓东 审校

国防工业出版社

·北京·

著作权合同登记 图字:军-2013-064号

图书在版编目(CIP)数据

新型陀螺仪技术/(意)阿尔梅尼塞(Armenise, M. N.)等著;

袁书明,程建华译. —北京:国防工业出版社, 2013.7

书名原文: Advances in gyroscope technologies

ISBN 978-7-118-08908-0

I. ①新... II. ①阿... ②袁... ③程... III. ①陀螺仪-研究
IV. ①TN965

中国版本图书馆CIP数据核字(2013)第212755号

Translation from English language edition:

Advances in Gyroscope Technologies

by M. N. Armenise, C. Ciminelli, F. Dell'Olio and V. M. N. Passaro

ISBN 978-3-642-15493-5

Copyright © 2010 Springer Berlin Heidelberg

Springer Berlin Heidelberg is a part of Springer Science + Business Media

All Right Reserved

版权所有,侵权必究。

※

国防工业出版社出版发行

(北京市海淀区紫竹院南路23号 邮政编码100048)

北京嘉恒彩色印刷责任有限公司

新华书店经售

*

开本 710×1000 1/16 印张 8 字数 146 千字

2013年7月第1版第1次印刷 印数 1—2500 册 定价 32.00 元

(本书如有印装错误,我社负责调换)

国防书店:(010)88540777

发行邮购:(010)88540776

发行传真:(010)88540755

发行业务:(010)88540717

译者序

陀螺仪是测量载体角运动或角速度的传感器,是导航、制导与控制的重要器件,陀螺仪的精度直接决定了惯性导航系统的精度及控制系统的性能品质。作为惯性领域最核心的技术之一,陀螺仪不断得到创新性发展,基于各种原理的陀螺仪层出不穷,其物理形态、技术特性也异彩纷呈。特别是近年来,陀螺仪的理论研究、技术创新、设计方法与制造工艺等得到世界各国军事和民用领域的高度重视,技术成果不断涌现,并在航空、航天、航海、陆地导航以及武器制导与控制、大地测量、机器人、移动个人终端等领域得到广泛应用。

目前,我国在陀螺技术领域正面临由传统机械转子陀螺向以光学陀螺仪为代表的新型陀螺仪转变的关键时期,为跟踪国外陀螺仪发展动向,促进国内的技术发展,迫切需要相关的学术著作和深入细致的相关资料,希望本书的翻译出版能为我国该领域的技术发展、工程实用化和惯性技术人才培养起到积极作用。

巴里大学 Mario N. Armenise 教授为意大利光学和光子学学会主席,长年从事光波导技术、设备和电路的设计与仿真,光信号处理、光计算和传感技术研究。通过参与高水平科技项目,在光学陀螺仪、微机械陀螺仪及新概念陀螺仪的研究、设计及制造等方面积累了丰富的经验。Armenise 教授在收集陀螺技术的前沿领域最新研究成果的基础上,出版了著作《新型陀螺仪技术》,该著作重点开展了激光陀螺仪、光纤陀螺仪和微机械陀螺仪的原理、设计方法及特性分析,并对原子陀螺仪、核磁共振陀螺仪及超流体陀螺仪等新概念陀螺仪进行了介绍。以上内容必将对我国在高精度陀螺仪研究和设计方面提供重要的学术理论和工程应用机制,并为相关院校和科研院所开展陀螺技术课程授课,促使跟踪国际前沿提供有益的参考。

为了学习和借鉴国外新型陀螺仪技术领域的先进理论和研究成果,我们组织翻译了《新型陀螺仪技术》一书。本书的翻译和审定工作由海军装备研

究院袁书明负责。其中,前言、第1章、第3章、第5章、第7章由袁书明翻译,第2章、第4章、第6章和索引由哈尔滨工程大学程建华翻译。

在本书的翻译和出版过程中,哈尔滨工程大学赵琳教授和海军潜艇学院杨晓东教授对书稿进行了认真、细致的审阅,并提出了许多宝贵的意见和建议。天津航海仪器研究所武风德研究员在本书译校定稿过程中提供了帮助,国防工业出版社曲岩编辑对著作的引进和出版给予了大力支持,在此表示诚挚的谢意!

感谢国家自然科学基金(61104036、61273081),中央高校科研业务费专项资金(HEUCFX41309)和参译人员所在单位对本书出版的支持。

翻译过程中难免存在不妥之处,敬请读者批评指正。

译者

2013年6月

前 言

陀螺仪是现代导航系统中的关键传感器,用来测量绕固定轴相对惯性空间的旋转角运动,从而使计划、记录和控制载体从一个地点到另一地点的运动成为可能,在航天工程、航空和军事工业、汽车业以及医疗等各领域都有着广泛的应用。因此,陀螺仪的结构设计和制造工艺,已在美国、欧洲和亚洲的重要科研团队中得到重视与研发。许多国家的国际空间机构投入了大量财力,用于发展新型陀螺仪技术。诸多研究工作所取得的丰硕研究成果,已报道于大量的科学论文和专利中。

本书的目的在于收集整理陀螺技术在前沿领域取得的成果,对于涉及到的角速率传感器,就其结构、设计方法,以及制造工艺进行了详细说明,同时对未来特殊应用领域研究趋势给予了展望。

本书可作为对陀螺仪建模、设计和制造感兴趣的科研人员及博士研究生的参考书,也可作为高等院校中开设陀螺技术课程的有益参考书。

近年来,作者参与了一些空间机构支持的研究项目,并对其中涉及的光学角速度传感器进行了大量研究,作者对于不同陀螺技术的深厚的专业知识,可以为读者理解本书主题提供更为广阔的视野。

全书共分7章。第1章、第2章简要介绍主题并叙述陀螺技术中用到的物理效应;第3章~第5章重点介绍光学陀螺仪,对最先进的环形激光陀螺、光纤陀螺和集成光学陀螺给予准确的阐述;第6章介绍了振动陀螺仪、MEMS陀螺仪和MOEMS陀螺仪;第7章对全书进行总结,并概述了具有良好性能的角速率传感器中最具革新性的技术。

2010年5月于巴里

M. N. Armenise

C. Ciminelli

F. Dell'Olio

V. M. N. Passaro

目 录

第 1 章 引言	1
1.1 陀螺仪技术概述	1
1.2 陀螺仪性能参数	2
1.3 陀螺仪应用	6
参考文献	6
第 2 章 陀螺仪的物理效应	8
2.1 Sagnac 效应	8
2.2 哥氏力效应	11
参考文献	13
第 3 章 氦-氖及固态环形激光陀螺仪	14
3.1 氦-氖 RLG 结构	15
3.2 氦-氖 RLG 误差源	17
3.2.1 零源	17
3.2.2 闭锁	18
3.2.3 标度因数	20
3.3 氦-氖 RLG 的量子噪声	20
3.4 固态激光陀螺仪	21
参考文献	22
第 4 章 光纤陀螺仪	25
4.1 干涉式光纤陀螺仪	26
4.2 谐振式光纤陀螺仪	32
4.2.1 基于相位调制的检测技术	35
4.2.2 基于频率调制的检测技术	38
4.2.3 基于谐振腔长度调制的检测技术	39
4.2.4 谐振式光纤陀螺仪的关键技术	40

4.3	基于光纤环激光器的光学陀螺仪·····	41
	参考文献·····	43
第5章	集成光学陀螺仪·····	46
5.1	有源集成光学陀螺仪·····	46
5.1.1	集成环形腔激光器·····	47
5.1.2	全集成有源光学陀螺仪·····	53
5.2	无源集成光学陀螺仪·····	57
5.2.1	基于环形谐振腔的无源集成光学陀螺仪·····	58
5.2.2	基于耦合环形谐振腔的无源集成光学陀螺仪·····	67
5.2.3	基于光子晶体腔的无源集成光学陀螺仪·····	70
	参考文献·····	71
第6章	MEMS 陀螺仪·····	76
6.1	制造工艺·····	78
6.2	研究样机和商用陀螺仪·····	79
6.2.1	z 轴 MEMS 陀螺仪·····	79
6.2.2	横轴 MEMS 陀螺仪·····	87
6.2.3	双轴 MEMS 陀螺仪·····	89
6.2.4	MEMS 陀螺仪性能的总结·····	90
6.2.5	已知问题及设计标准·····	91
6.3	微光机电系统陀螺仪·····	92
	参考文献·····	93
第7章	新兴陀螺仪技术·····	96
7.1	商用陀螺仪性能·····	96
7.2	新概念陀螺仪·····	97
7.2.1	核磁共振陀螺仪·····	97
7.2.2	原子干涉陀螺仪·····	98
7.2.3	超流体陀螺仪·····	99
	参考文献·····	100
索引	·····	101

第 1 章 引 言

惯性传感器作为一种关键的传感器门类出现,用于测量线性加速度和角速度,应用范围日益增大,其最初的研发是为了满足航空和军用系统的需求,而目前已在很多领域得到广泛的应用,如汽车、医药和消费电子产品等。

惯性测量单元(IMUs)是非常精密的系统,可以测量 3 个坐标轴上的角速度和加速度。在海军、国防和航空工业的应用中,降低成本和提高性能成为惯性测量单元发展的重要研究课题。新型空间适用的 IMU 具有质量小、功耗低、灵敏度度高、稳定性强等优点,可以完成新的空间任务。目前,IMU 全球市场已有将近 20 亿美元,可以预料在未来的几年内,IMU 全球市场将会得到迅速的发展。

陀螺仪的作用是测量物体绕固定坐标轴相对于惯性空间的旋转角速度。在过去的 40 年中,为设计、优化和制造不同种类的陀螺仪开展了大量的研究工作,这些研究本质上都是以角动量守恒原理、萨格奈克(Sagnac)效应和哥氏力(Coriolis)效应等为理论依据。近几年来,新型陀螺仪的发展已聚焦在微光子技术和微机电技术上。

本章将简要地阐述角速率传感器的主要技术和应用,并比较说明不同陀螺仪的性能参数。

1.1 陀螺仪技术概述

陀螺仪可分为 3 类:转子陀螺仪、光学陀螺仪和振动陀螺仪。第一类中,所有陀螺仪都有一个相对于自由移动轴稳定旋转的转子;光学陀螺仪建立在萨格奈克效应的基础上,该效应指出在旋转的环形干涉仪中反向传播的两束光波,其相移与旋转角速度成正比;而振动陀螺仪则基于哥氏力效应引起一个机械谐振器两种谐振模态的耦合。

陀螺仪的基本结构充分利用了高速转子的惯性,即物体具有抗拒对其运动方向做任何改变的性质,这使得转子趋向于保持其转轴方向。20 世纪 60 年代,根据此物理原理研制出的动力调谐陀螺仪(DTG)^[1],在航空和军事工业领域应

用多年,同时装备于航天飞机的惯性测量装置中。

控制力矩陀螺(CMG)^[2]是最成功的转子陀螺之一,广泛应用于卫星稳定^[3]。控制力矩陀螺包含一个转子及一个或多个装有驱动电机的平衡架,用于使转子角动量倾斜。当转子倾斜时,变化的角动量将产生陀螺力矩使航天器旋转。控制力矩陀螺应用于大型航天器,如太空实验室、“和平”号空间站和国际空间站等,已有数十年时间。

转子陀螺仪的小型化难度很大,其结果是导致转子陀螺仪数量上的减少,这为振动陀螺仪和光学陀螺仪创造了令人关注的商业机会,振动陀螺仪与光学陀螺仪分别通过 MEMS 和集成光学技术有效地完成了陀螺仪的小型化。

20 世纪 80 年代,一种高性能的振动陀螺仪——半球谐振陀螺仪(HRG)问世。HRG 的敏感元件为一个表面覆盖金属薄膜的熔融石英半球形壳体(直径约为 30mm)^[4]。该陀螺具有很好的灵敏性和扩展性,可用于一些空间任务,包括“会合”号探测卫星及“卡西尼”号等。

硅基微机械陀螺仪和石英微机械陀螺仪是新型的小型化谐振角速率传感器,其低成本和性能不断提高,使得微机械陀螺仪市场迅速发展,在 2010 年达到 8 亿美元^[5]。

自从 1963 年制造出第一个基于 Sagnac 效应的环形激光陀螺仪(RLG)以来^[6],大量的光学陀螺仪得到发展,同时其性能也得到验证,其中包括光纤陀螺仪(FOG)和集成光学陀螺仪^[7,8]。20 世纪 90 年代,第一个 FOG 应用于空间领域的 X 射线时变探测器^[9]。

近来,应用于未来陀螺仪的其它尖端技术已得到验证,如核磁谐振陀螺仪^[10]和超流体陀螺仪^[11]。

陀螺技术的部分综述可见参考文献[12-15],而本书已对大部分陀螺仪技术的研究近况进行了阐述。

1.2 陀螺仪性能参数

陀螺仪在一个更为复杂的系统中完成装配后,通常用成本、功耗、稳定性、重量、体积、热稳定性、抗外界干扰能力等诸多因素来描述不同陀螺仪的性能,而不同陀螺技术的比较也就是陀螺仪性能参数的比较。

就陀螺仪的静态输入输出特性方面而言,可定义许多性能参数,如标度因数、偏值、输入和输出量程、满量程、分辨率、动态量程和死区^[16]等。

陀螺仪标度因数就是传感器的输出值与对应角速度之间的比率,通常情况下,其估计值为由线性拟合输入输出数据得到的直线斜率。

偏值定义在规定的时间内,陀螺仪中与输入旋转和加速度无关的输出的均值,其单位为 $(^\circ)/h$ 或 $(^\circ)/s$ 。

输入量程是陀螺仪性能达到规定精度时的输入值范围,输出量程是输入量程和标度因数的乘积,而输入量程的最大值和最小值的代数差就是满量程。

最小的可检测角速率或者分辨率(用 $(^\circ)/h$ 或 $(^\circ)/s$ 表示),是陀螺仪能感受到的最小角速度。全量程和分辨率之间的比率就是动态量程,为无量纲的量。

最后,当输入值进入某个范围时,产生的输出值低于期望的10%,此输入区间定义为死区。

通过陀螺仪的频率响应或阶跃响应,可以计算出带宽和响应时间。

陀螺仪的主要噪声成分为:量化噪声;偏值不稳定性(偏值漂移);角度随机游走。

量化噪声主要是由陀螺输出信号“模拟—数字”转化引起的,而其他噪声则主要由陀螺工作原理引起。

偏值不稳定性代表偏值长期漂移偏量的“峰—峰”值,单位为 $(^\circ)/h$ 或 $(^\circ)/s$ 。

角度随机游走(ARW)反映的是由角速度积分(角度)获取的旋转角度中的噪声,转动角估计噪声的标准偏差可表示为

$$\sigma_{rw} = W_{ARW} \sqrt{t} \quad (1.1)$$

式中: W_{ARW} 为角随机游走系数,通常用 $(^\circ)/\sqrt{h}$ 或 $(^\circ)/\sqrt{s}$ 表示。

通过对角速率测量这一随机过程进行建模,便可以估计出不同的误差成分^[17]。随机过程 $u(t)$ 由一时间族的实函数 $u(t, r)$ 组成,每个实函数与概率空间 \mathcal{R} 中的元素 r 有关。称实函数 $u(t, r)$ (也可用 $u(t)$ 表示)为随机过程的轨迹,如果随机过程为平稳随机过程,则其自相关函数为

$$\phi_u(\tau) = E[u(t + \tau)u(t)] \quad (1.2)$$

式中: E 代表数学期望。如果随机过程具有遍历性,那么自相关函数可以由任何一条轨迹 $u(t)$ 计算得到,即

$$\phi_u(\tau) = \int_{-\infty}^{+\infty} u(t + \tau)u(t) dt \quad (1.3)$$

稳态随机过程的功率谱密度定义为

$$\phi_u(f) = \mathfrak{F}[\phi_u(\tau)] \quad (1.4)$$

式中： \mathfrak{F} 表示傅里叶变换。

对于具有遍历性的随机过程，功率谱密度为

$$\phi_u(f) = |U(f)|^2 \quad (1.5)$$

其中

$$U(f) = \mathfrak{F}[u(t)] \quad (1.6)$$

从式(1.6)可以看出，具有遍历性的稳态随机过程，其功率谱密度可通过任何轨迹的傅里叶变换得到。

对随机过程 $u(t)$ 进行积分运算，可得到另一个随机过程 $v(t)$ ，其功率谱密度为

$$\phi_v(f) = \frac{1}{(2\pi f)^2} \phi_u(f) \quad (1.7)$$

对白噪声随机过程求积分得到的随机游走随机过程，也称为维纳—利维随机过程^[17]，此类随机过程的主要特征是其方差与时间成比例。随机游走随机过程，可十分恰当地描述转动角估计中的测量噪声。

利用测量固定角速率所得的数据，可绘制功率谱密度的双对数坐标图(图 1.1)，图中区分出 3 个具有不同斜率的区域。斜率为 0 的部分与角随机游走有关，表示随机游走噪声是一与角速率估值相关的白噪声。这是因为角速率积分可以得到旋转角度，正如前所述，角度随机游走可以通过对白噪声随机过程进行积分得到。

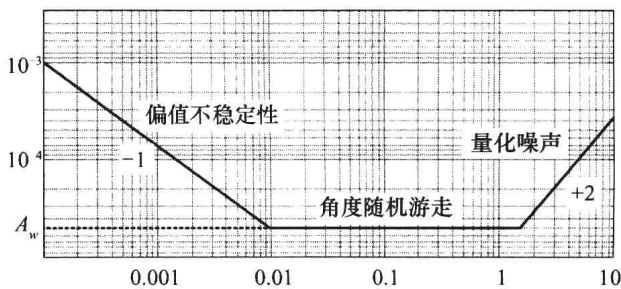


图 1.1 角速率测量噪声功率谱密度的分段曲线

斜率为 -1 的直线与偏值不稳定性有关，而斜率为 +2 的区域与量化噪声有关。

单位为 $(^\circ)/\sqrt{h}$ 的陀螺仪角随机游走系数 W_{ARW} 可由式(1.8)表示为^[18,19]

$$W_{ARW} = \frac{1}{60} \sqrt{\frac{A_w}{2}} \quad (1.8)$$

式中: A_w 为陀螺仪的白噪声水平, 单位为 $(^\circ/h)^2/Hz$ 。

另外, 通过求取固定角速度测量数据的 Allen 方差 σ_a^2 ^[20], 也可得到噪声量^[20,22]。

用 $\Omega_h (h=1, 2, \dots, N)$ 来表示以频率 f_s 采样得到的角速率数据, 将这 N 个数据分为 $K=M/N$ 组 (M 为每组的采样数)。每组数据的平均值可由下式计算得到, 即

$$\bar{\Omega}_j(M) = \frac{1}{M} \sum_{\sigma=1}^M \Omega_{(j-1)M+\sigma} \quad (j=1, 2, \dots, K) \quad (1.9)$$

角速率的 Allen 方差为

$$\sigma_a^2(\tau_a) = \frac{1}{2(K-1)} \sum_{j=1}^{K-1} [\bar{\Omega}_{j+1}(M) - \bar{\Omega}_j(M)]^2 \quad (1.10)$$

式中: $\tau_a = M/f_s$, 为相关时间。

图 1.2 所示的双对数坐标图表示 $\sigma_a(\tau)$ 与 τ_a 的关系。其中, ARW、偏值不稳定性和量化噪声可分别通过斜率为 $-1/2$ 、 0 和 -1 的区域算出。

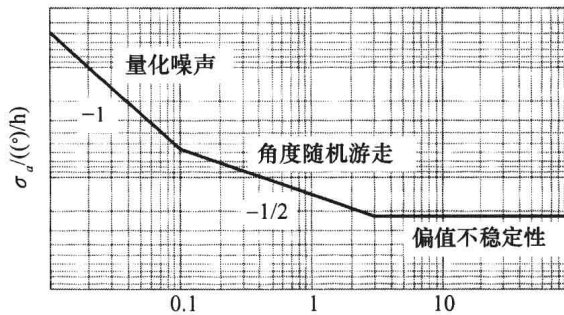


图 1.2 固定角速率数据的 Allen 标准方差(分段表示)

根据性能参数, 我们将陀螺分为惯性级、战术级和速率级 3 种不同的类别, 每种陀螺仪的参数值如表 1.1 所列。

表 1.1 不同级别陀螺仪的性能要求

参数	速率级	战术级	惯性级
角度随机游走/ $(^\circ)/\sqrt{h}$	>0.5	$0.5 \sim 0.05$	<0.001
偏值漂移	$10 \sim 1000$	$0.1 \sim 10$	<0.01
标度系数精度/%	$0.1 \sim 1$	$0.01 \sim 0.1$	<0.001
满量程/ $(^\circ/h)$	$1.5 \times 10^6 \sim 3.6 \times 10^6$	$>1.8 \times 10^6$	$>1.4 \times 10^6$
带宽/Hz	>70	~ 100	~ 100

显然,不同的应用领域对应特定的陀螺仪参数要求。例如,汽车领域应用对陀螺仪的要求是:满量程至少为 $1.8 \times 10^{-5} \text{°/h}$ 、分辨率约为 360°/h ($=0.1 \text{°/s}$)、带宽要求为 50Hz ,而在自主导航等应用中,则需要更好的陀螺仪性能。战术导弹导航则要求陀螺仪的标度因数稳定性应达到 10ppm ($1 \text{ppm} = 10^{-6}$)、偏值稳定性约为 $1 \times 10^{-4} \text{°/h}$ 。而对于潜艇的自主导航,则要求陀螺仪的标度因数稳定性在 1ppm 左右,偏值稳定性应达到 $1.0 \times 10^{-3} \text{°/h}$ 。

1.3 陀螺仪应用

陀螺仪主要应用在捷联式惯性导航系统中,用于船舶、潜艇、飞行器、导弹和其他军用运载体的导航。这种导航设备直接装置在运载体上,可以不借助任何定位系统(如 GPS 全球定位系统)自主地获得载体的位置和速度等导航参数。

IMU 和导航计算机是捷联式惯性导航系统的两大基本模块。IMU 由高性能的陀螺仪和加速度计组成,用来测量运载体角速率和加速度。导航计算机的作用是处理 IMU 提供的数据,完成载体位置和速度的解算工作。

卫星定向由姿态轨道控制系统(AOCS)完成,系统中包括多种姿态传感器,如陀螺仪、太阳传感器、地球传感器、星体跟踪器和磁力计等。陀螺仪的主要空间应用领域为 AOCS,而近年来,陀螺仪也被成功地用于“漫游者”巡视探测器上。尤其需要指出的是,“漫游者”上装备的角速率传感器为光纤陀螺,它由美国国家航空航天局和喷气推进实验室研发,主要用于火星探测。在空间领域的应用中,要求陀螺仪的分辨率需在 $0.01 \text{°} \sim 10 \text{°/h}$ 的范围内。

高质量数码相机稳定平台、GPS 备份系统、虚拟现实设备和游戏机是一些使用低成本陀螺仪的典型例子。通常,这些消费类电子产品均使用 MEMS 陀螺仪。

汽车领域是低成本角速率传感器最广阔的市场,牵引控制系统、机动车悬架系统和防滑系统中的陀螺仪,均采用了典型的硅 MEMS 技术。

目前,机器人技术和医药领域正成为陀螺应用的新方向。

参考文献

1. Murugesan, S., Goel, P.S.: Autonomous fault-tolerant attitude reference system using DTGs in symmetrically skewed configuration. IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst. **25**, 302-307

(1989)

2. Lappas, V.J., Steyn, W.H., Underwood, C.I.: Torque amplification of control moment gyros. *Electron. Lett.* **38**, 837–839 (2002)
3. Defendini, A., Fauchoux, P., Guay, P., Morand, J., Heimel, H.: A compact CMG product for agile satellite. In: 5th ESA Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and Control, Frascati (Rome), Italy, 22–25 October 2002
4. Izmailov, E.A., Kolesnik, M.M., Osipov, A.M., Akimov, A.V.: Hemispherical resonator gyro technology. Problems and possible ways of their solutions. In: RTO SCI International Conference on Integrated Navigation Systems, St. Petersburg, Russia, 24–26 May 1999
5. Jourdan, D.: MEMS gyroscope market is expected to reach 800 M\$ in 2010. *Sens. Transducers* **67** (2006)
6. Macek, W.M., Davis, D.T.M.: Rotation rate sensing with traveling-wave ring lasers. *Appl. Phys. Lett.* **2**, 67–68 (1963)
7. Ciminelli, C.: Innovative photonic technologies for gyroscope systems. In: EOS Topical Meeting—Photonic Devices in Space, Paris, France, 16–19 October 2006
8. Ciminelli, C., Peluso, F., Armenise, M.N.: A new integrated optical angular velocity sensor. *Proc. SPIE* **5728**, 93–100 (2005)
9. Unger, G.L., Kaufman, D.M., Krainak, M.A., Sanders, G.A., Taylor, W.L., Schulze, N.R.: NASA's first in-space optical gyroscope: a technology experiment on the X-ray Timing Explorer spacecraft. *Proc. SPIE* **1953**, 52–58 (1993)
10. Woodman, K.F., Franks, P.W., Richards, M.D.: The nuclear magnetic resonance gyroscope—a review. *J. Navig.* **40**, 366–384 (1987)
11. Bruckner, N., Packard, R.: Large area multitemperature superfluid phase slip gyroscope. *J. Appl. Phys.* **93**, 1798–1805 (2003)
12. Titterton, D.H., Weston, J.L.: Strapdown Inertial Navigation Technology. IET (2005)
13. Barbour, N.: Inertial navigation sensors. In: Advances in Navigation Sensors and Integration Technology. NATO RTO Educational Notes (2004)
14. Armenise, M.N., Ciminelli, C., De Leonardis, F., Diana, R., Passaro, V., Peluso, F.: Gyroscope technologies for space applications. In: 4th Round Table on Micro/Nano Technologies for Space, Noordwijk, The Netherlands, 20–22 May 2003
15. European Space Agency (ESA), IOLG project 1678/02/NL/PA: Micro gyroscope technologies for space applications. Contract Report, June 2003
16. IEEE Standard for Inertial Sensor Terminology (Std 528-2001)
17. Papoulis, A., Pillai, S.U.: Probability, Random Variables and Stochastic Processes. McGraw-Hill, New York (2001)
18. IEEE Recommended Practice for Inertial Sensor Test Equipment, Instrumentation, Data Acquisition, and Analysis (Std 1554-2005)
19. IEEE Standard Specification Format Guide and Test Procedure for Linear, Single-Axis, Non gyroscopic Accelerometers (Std 1293-1998)
20. Percival, D.B., Walden, A.T.: Wavelet Methods for Time Series Analysis. Cambridge University Press, Cambridge (2006)
21. IEEE Standard Specification Format Guide and Test Procedure for Single-Axis Interferometric Fiber Optic Gyros (Std 952-1997)
22. Ng, L.C., Pines, D.J.: Characterization of ring laser gyro performance using the Allan variance method. *J. Guid. Control Dyn.* **20**, 211–214 (1996)
23. Lawrence, A.: Modern Inertial Technology: Navigation, Guidance, and Control. Springer, New York (1998)
24. Ali, K.S., Vanelli, C.A., Biesiadecki, J.J., Maimone, M.W., Cheng, Y., San Martin, A.M., Alexander, J.W.: Attitude and position estimation on the mars exploration rovers. In: IEEE Systems, Man and Cybernetics, International Conference, Waikoloa, Hawaii, USA, 10–12 October 2005

第 2 章 陀螺仪的物理效应

2.1 Sagnac 效应

所有光学陀螺仪的工作原理均基于萨格奈克效应^[1],即利用绕垂直于环面的轴旋转的环形干涉仪中两束相反传播的光信号间相移 $\Delta\varphi$,或利用在光腔绕垂直于自身的轴旋转时,两个分别沿顺时针(CW)和逆时针(CCW)方向传播的谐振模式间的频移来实现陀螺仪的测量作用。

为了推导出由顺时针和逆时针两光束间的相移构成的角运动解析表达式,我们利用一种简单的运动过程分析方法^[2]。首先,考虑环形干涉仪内为真空的情况,如图 2.1 所示。在 P 点放置分光器,光从 P 点进入干涉仪后,被分为沿顺时针和逆时针两个方向传播的信号。当干涉仪相对于惯性坐标系静止时,沿相反方向传播的两束光的光程相等,且传播速度均等于 c (c 是自由空间中的光速)。经过时间 τ_r ,两束光同时回到分光器位置,可求得传播时间 τ_r 为

$$\tau_r = \frac{2\pi R}{c} \quad (2.1)$$

式中: R 为环形干涉仪半径。

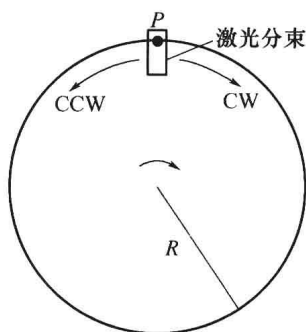


图 2.1 萨格奈克环形干涉仪

若环形干涉仪以角速度 Ω 顺时针旋转,则位于 P 点的分光器在时间 τ_r 内的位移为 $\Delta l = \Omega R \tau_r$ 。

当光在干涉仪中完成一次往返运动时,由于干涉仪转动了一个小角度,环形干涉仪在顺时针方向光束(与 Ω 方向相同)的光程将略微大于 $2\pi R$,而逆时针方向光束的光程就将稍小于 $2\pi R$,顺时针光程 L_{CW} 与逆时针光程 L_{CCW} 间的光程差为

$$\Delta L = L_{CW} - L_{CCW} = 2\Delta l = 2\Omega R\tau_r = \frac{4\pi\Omega R^2}{c} \quad (2.2)$$

由于两束光的传播速度相同,均等于真空中的光速 c ,所以沿逆时针方向的光波先到达 P 点,两束光到达 P 点的时间差等于

$$\Delta t = \frac{\Delta L}{c} = \frac{4\pi\Omega R^2}{c^2} \quad (2.3)$$

由于干涉仪转动引起的两束光相移 $\Delta\varphi$ 可表示为

$$\Delta\varphi = \Delta t \frac{2\pi c}{\lambda} = \frac{8\pi^2 R^2}{c\lambda} \Omega \quad (2.4)$$

式中: λ 为光的波长。

式(2.4)描述的相移表达式适用于一次光束的运动,当两束光的光程为 k 个圆周时,相移 $\Delta\varphi$ 变为

$$\Delta\varphi = \frac{8\pi^2 R^2}{c\lambda} k\Omega \quad (2.5)$$

式(2.3)给出的时间差表达式也可以通过狭义相对论推导得出^[3]。

现在,讨论干涉仪中为折射率等于 n 的均匀介质的情况,此时,两束光的传播速度为 c/n 。若干涉仪静止,则经过一周的传播,两束光传播时间等于 $n \cdot \tau_r$,且经历 $n \cdot \tau_r$ 时间后,两束光相位仍相同。

若干涉仪旋转,则位于 P 点的分光器在时间 $n \cdot \tau_r$ 内的位移为 $n\Delta l$ 。由此可得在一次往返运动中,顺时针方向光束的光程长为

$$L_{CW}^* = 2\pi R + n\Delta l = 2\pi R + \frac{2\pi n\Omega R^2}{c} \quad (2.6)$$

而逆时针方向光束的光程长为

$$L_{CCW}^* = 2\pi R - n\Delta l = 2\pi R - \frac{2\pi n\Omega R^2}{c} \quad (2.7)$$

此时,相反传播的两束光的速度不再相同,顺时针光束的速度等于

$$v_{CW} = \frac{c}{n} + \alpha_d \Omega R \quad (2.8)$$

逆时针光束的速度为