

国防科学技术大学惯性技术实验室优秀博士学位论文丛书

机抖激光陀螺捷联系统抖动 耦合误差分析及其抑制方法研究

Study on the Dither Coupled
Errors and the Error Restrain Methods for
the DRLG SINS

虞洲慧 吴美平 胡小平 著 ◇



国防工业出版社
National Defense Industry Press

国防科学技术大学惯性技术实验室优秀博士学位论文丛书

机抖激光陀螺捷联系统抖动耦合 误差分析及其抑制方法研究

Study on the Dither Coupled Errors and the
Error Restrain Methods for the DRLG SINS

度洲慧 吴美平 胡小平 著



国防工业出版社

· 北京 ·

图书在版编目(CIP)数据

机抖激光陀螺捷联系统抖动耦合误差分析及其抑制方法研究/庾洲慧,吴美平,胡小平著. —北京:国防工业出版社,2017.2

ISBN 978-7-118-10272-7

I. ①机… II. ①庾… ②吴… ③胡… III. ①激光陀螺仪—抖动—误差 IV. ①TN965

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2017)第 023789 号

※

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)

国防工业出版社印刷厂印刷

新华书店经售

*

开本 710×1000 1/16 印张 9 $\frac{3}{4}$ 字数 162 千字

2017 年 2 月第 1 版第 1 次印刷 印数 1—1500 册 定价 50.00 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

国防科学技术大学惯性技术实验室
优秀博士学位论文丛书
编委会名单

主任委员 胡小平 吴美平

委 员 杨功流(北京航空航天大学)
陈家斌(北京理工大学)
李四海(西北工业大学)
徐晓苏(东南大学)
蔡体菁(东南大学)
刘建业(南京航空航天大学)
赵 琳(哈尔滨工程大学)
胡柏青(海军工程大学)
王跃钢(火箭军工程大学)
吴文启(国防科学技术大学)

秘 书 练军想

序

大学之道,在明明德,在亲民,在止于至善。

——《大学》

国防科学技术大学惯性导航技术实验室,长期从事惯性导航系统、卫星导航技术、重力仪技术及相关领域的人才培养和科学研究工作。实验室在惯性导航系统技术与应用研究上取得显著成绩,先后研制我国第一套激光陀螺定位定向系统、第一台激光陀螺罗经系统、第一套捷联式航空重力仪,在国内率先将激光陀螺定位定向系统用于现役装备改造、首次验证了水下地磁导航技术的可行性,服务于空中、地面、水面和水下等各种平台,有力地支撑了我军装备现代化建设。在持续的技术创新中,实验室一直致力于教育教学和人才培养工作,注重培养从事导航系统分析、设计、研制、测试、维护及综合应用等工作的工程技术人才,毕业的研究生绝大多数战斗于国防科技事业第一线,为“强军兴国”贡献着一己之力。尤其是,培养的一批高水平博士研究生有力地支持了我军信息化装备建设对高层次人才的需求。

博士,是大学教育中的最高层次。而高水平博士学位论文,不仅是全面展现博士研究生创新研究工作最翔实、最直接的资料,也代表着国内相关研究领域的最新水平。近年来,国防科学技术大学研究生院为了确保博士学位论文的质量,采取了一系列措施,对学位论文评审、答辩的各个环节进行严格把关,有力地保证了博士学位论文的质量。为了展现惯性导航技术实验室博士研究生的创新研究成果,实验室在已授予学位的数十本博士学位论文中,遴选出23本具代表性的优秀博士学位论文,分成五个专题,结集出版,以飨读者。这五个专题分别是:(1)激光陀螺惯导系统技术;(2)地磁导航技术;(3)嵌入式组合导航技术;(4)航空重力测量技术;(5)自主导航理论与方法。

结集出版的目有三:其一,不揣浅陋。此次以专著形式出版,是为了尽可能扩大实验室的学术影响,增加学术成果的交流范围,将国防科学技术大学惯性导航技术实验室的研究成果,以一种“新”的面貌展现在同行面前,希望更多的同仁们和后来者,能够从这套丛书中获得一些启发和借鉴,那将是作者和编辑都倍感欣慰的事。其二,不宁唯是。以此次出版为契机,作者们也对原来的学位论

文内容进行诸多修订和补充,特别是针对一些早期不太确定的研究成果,结合近几年的最新研究进展,又进行了必要的修改,使著作更加严谨、客观。其三,不关毁誉,唯求科学与真实。出版之后,诚挚欢迎业内外专家指正、赐教,以便于我们在后续的研究工作中,能够做得更好。

在此,一并感谢各位编委以及国防工业出版社的大力支持!

吴美平

2015 年 10 月 09 日于长沙

前言

随着国内机抖环形激光陀螺(简称“DRLG”)技术成熟度的不断提高,机抖环形激光陀螺捷联惯导系统(简称“惯导系统”或“系统”)在国内惯性技术领域的应用越来越广泛,而 DRLG 特有的机械抖动特性使其在惯性测量单元(简称“IMU”)中必然存在抖动耦合误差。分析抖动耦合误差特性及研究抖动耦合误差抑制方法对于进一步提高惯导系统精度具有非常重要的作用。本书以惯导系统为对象,基于硬捷联和软捷联两类惯导系统的动力学特点,开展各自的抖动耦合误差特性分析,重点研究 IMU 在抖动激励下的耦合响应特性,提出“四心合一”的 IMU 设计准则抑制抖动耦合误差。本书主要完成以下研究工作:

(1) 推导 IMU 及惯导系统抖动耦合误差的传递公式,建立 IMU 及惯导系统的动力学模型,利用有限元等数值分析手段进行特性验证;重点模拟不同结构参数对抖动耦合运动响应的影响,实现复杂结构和多激励源的耦合响应数值仿真分析,构建耦合响应的多参数仿真研究平台。

(2) 进行硬捷联式惯导系统抖动耦合误差及抑制方法研究。硬捷联惯导系统的惯性器件通过一系列的刚性联接与载体捷联。“硬捷联”时 DRLG 存在抖动能量传递范围大,比例高,受外部环境影响大等问题,影响 DRLG 抖动偏频消除锁区的运动规律,会导致 DRLG 零偏的常值项和随机项均会明显增加。通过对硬捷联 IMU 及惯导系统的动力学参数进行优化,并提出采用外部振动隔离手段来解决硬捷联样机惯性件零偏常值误差随载体环境变化而变化的问题,有效地抑制其抖动耦合误差。

(3) 进行软捷联惯导系统抖动耦合误差及抑制方法研究。“软捷联”通过减振器隔离 IMU 与基座之间的抖动耦合能量传递,将 DRLG 的耦合振动限定在 IMU 范围内,形成相对稳定的动力学模态。软捷联惯导系统抖动耦合误差的主要原因就来自于减振之后的 IMU 随 DRLG 抖动而导致的伪圆锥运动,其响应幅值一方面受 DRLG 抖动频率与减振系统角振动频率之间频率比的影响,另一方面则受 DRLG 于 IMU 之间惯量比的影响。重点研究减振器布局对伪圆锥运动的影响,获得优化的减振布局方案。还针对现有 DRLG 振子存在的高阶谐振频

率与其抖动频率比值不高,容易产生敏感轴偏移误差,提出新的振子结构形式,极大地提高其频率比。最后结合某高精度样机试制,提出了“四心合一”的设计准则,实现了 IMU 的抖动耦合误差优化抑制,并结合质量、体积等进行优化设计,验证抖动耦合抑制方法的有效性。

本书以提高惯导系统中器件精度为目的,从系统动力学特性、DRLG 内部结构等多个方面进行研究,采用理论分析与有限元数值仿真相结合的方法,分析抖动耦合误差产生的机理,提出相应的误差抑制方法并通过试制样机验证。本书的研究成果对于提高 DRLG 捷联惯性系统,尤其是高精度惯性系统的结构动力学特性具有重要的理论意义和实用价值。

目 录

第 1 章 绪论	1
1.1 研究背景及意义	1
1.1.1 环形激光陀螺的应用	1
1.1.2 环形激光陀螺原理及发展	2
1.1.3 环形激光陀螺工作方式及机械抖动的作用	5
1.1.4 抖动耦合误差	6
1.2 国内外抖动耦合误差研究状况	8
1.2.1 国外研究情况	8
1.2.2 国内研究现状	9
1.2.3 主要研究工具及方法	10
1.3 本书的主要内容、组织框架和主要贡献	10
1.3.1 本书的主要内容与组织结构	10
1.3.2 主要贡献	12
第 2 章 激光陀螺及 IMU 动力学模型	14
2.1 机抖激光陀螺表头的动力学模型	14
2.1.1 DRLG 表头坐标系约定及基本参数	14
2.1.2 DRLG 动力学建模	15
2.1.3 DRLG 表头简化三维模型	17
2.2 DRLG 表头动力学响应特性仿真分析	18
2.2.1 DRLG 表头仿真分析边界条件	18
2.2.2 DRLG 表头静刚度仿真分析	18
2.2.3 DRLG 表头谐振响应模态仿真分析	20
2.2.4 DRLG 表头动力学特性参数验证及分析	21
2.3 DRLG 频域特性仿真分析	22
2.3.1 DRLG 结构与简化模型	22

2.3.2	DRLG 的模态分析	22
2.3.3	DRLG 的结构参数对模态的影响	24
2.3.4	DRLG 的频域响应特性仿真分析	25
2.3.5	DRLG 的抖动控制特性仿真分析	28
2.4	DRLG 瞬态特性仿真分析及验证	29
2.4.1	正弦抖动信号驱动下激光陀螺瞬态响应	29
2.4.2	加入随机信号的正弦信号驱动下激光陀螺瞬态响应	30
2.4.3	DRLG 振动特性的实验验证	31
2.5	IMU 构成及简化建模	36
2.5.1	基于 DRLG 的 IMU 的设计要求	36
2.5.2	IMU 的主要功能部件及安装模型	37
2.5.3	IMU 的有限元模型	38
2.5.4	IMU 的坐标系约定	38
2.6	IMU 动力学建模	40
2.6.1	IMU 的动力学参数约定	40
2.6.2	基座圆锥运动建模	41
2.6.3	安装变形导致的圆锥运动建模	41
2.6.4	激光陀螺抖动导致的圆锥运动建模	42
2.7	本章小结	44
第 3 章	硬捷联 IMU 抖动耦合误差分析	45
3.1	硬捷联方式的结构特点及应用背景	45
3.1.1	硬捷联方式的结构特点及其等效模型	45
3.1.2	硬捷联方式的应用背景	45
3.2	硬捷联方式的耦合激励	46
3.3	硬捷联方式在力学环境下误差特性研究	47
3.3.1	静态力学作用对 DRLG 敏感轴的影响分析	47
3.3.2	振动激励无谐振响应条件下的影响情况	48
3.3.3	振动激励有谐振响应条件下的影响情况	49
3.4	基于实模态理论的敏感轴角变形传递函数计算	53
3.5	振动激励下 IMU 圆锥运动分析	55
3.6	圆锥误差的定量计算分析	58
3.7	IMU 抖动耦合动力学有限元仿真	59

3.7.1	IMU 的有限元模型	60
3.7.2	激光捷联系统抖动耦合动力学仿真数据分析	61
3.8	本章小结	63
第4章	硬捷联 IMU 抖动耦合误差抑制方法研究	64
4.1	硬捷联 IMU 的 DRLG 抖动耦合误差分析	64
4.1.1	抖动干扰对其他陀螺锁区消除精度影响分析	64
4.1.2	抖动干扰对 DRLG 敏感轴圆锥运动误差的量化分析	65
4.1.3	DRLG 抖动耦合对加速度计精度影响分析	69
4.1.4	DRLG 安装面不相互垂直抖动耦合误差影响	70
4.2	硬捷联 IMU 外部环境振动耦合误差分析	71
4.2.1	抖动能量传递	71
4.2.2	系统壳体及其他部件振动特性的耦合误差分析	74
4.2.3	安装载体的耦合误差分析	74
4.3	硬捷联惯性系统耦合误差抑制方法	75
4.3.1	DRLG 敏感轴抖动耦合伪圆锥误差抑制方法	75
4.3.2	加速度计抖动耦合误差抑制方法	76
4.3.3	惯性系统内部抖动能量传递耦合误差抑制方法	76
4.3.4	安装载体的耦合误差抑制方法	79
4.4	硬捷联惯性系统耦合误差抑制设计方法	80
4.4.1	结构设计流程及准则	80
4.4.2	系统总体构成	81
4.4.3	主要零件设计及刚度校核	81
4.4.4	虚拟样机受迫振动分析	85
4.5	硬捷联惯性系统耦合误差抑制设计验证	87
4.5.1	抖动耦合误差验证方法	87
4.5.2	抖动耦合误差验证结果	87
4.5.3	硬捷联系统应用验证	88
4.6	本章小结	89
第5章	软捷联 IMU 抖动耦合误差分析	91
5.1	软捷联方式的结构特点及应用背景	91
5.1.1	软捷联方式的结构特点及其等效模型	91

5.1.2	软捷联方式的应用背景	92
5.2	软捷联方式的抖动耦合激励及 DRLG 敏感轴误差特性研究	92
5.3	IMU 及内减振系统等效动力学模型	94
5.3.1	软捷联 IMU 中 DRLG 的动力学模型分析	94
5.3.2	软捷联 IMU 中加速度计的采样特性分析	96
5.4	振动环境条件下软捷联 IMU 圆锥运动分析	96
5.4.1	线振动条件下软捷联 IMU 圆锥运动分析	96
5.4.2	角振动软捷联 IMU 圆锥运动分析	102
5.5	圆锥角运动下激光陀螺捷联惯导系统误差机理研究	109
5.5.1	圆锥角振动与激光陀螺抖动相互作用转矩分析	109
5.5.2	转矩作用下陀螺抖动轴侧向形变分析	110
5.5.3	陀螺抖动轴侧向形变圆锥误差的定量分析	112
5.6	本章小结	113
第 6 章	软捷联抖动耦合误差抑制方法研究	115
6.1	IMU 及其减振系统设计要求及原则	115
6.1.1	IMU 及其减振系统设计要求	115
6.1.2	IMU 及其减振系统设计原则	116
6.1.3	IMU 及其减振系统设计流程	116
6.2	IMU 圆锥运动抑制方法研究	117
6.2.1	IMU 减振布局方案优化分析	117
6.2.2	IMU 减振布局特性仿真	118
6.2.3	其他 IMU 耦合圆锥运动误差因素及其抑制方法	124
6.3	DRLG 的敏感轴相对偏移误差抑制方法	125
6.3.1	DRLG 敏感轴偏移误差抑制方法	125
6.3.2	DRLG 敏感轴偏移误差抑制效果分析	126
6.4	软捷联抖动耦合抑制方法优化及效果验证	128
6.4.1	样机使用背景需求及设计目标	129
6.4.2	IMU 及减振系统设计	129
6.4.3	高精度样机抖动耦合误差抑制设计验证	132
6.5	本章小结	134

第7章 结论与展望.....	135
7.1 全文总结.....	135
7.2 研究展望.....	136
参考文献.....	137
后记.....	141

第1章 绪论

1.1 研究背景及意义

1.1.1 环形激光陀螺的应用

惯性导航技术是利用惯性器件(主要是指陀螺和加速度计)测量载体相对于惯性空间的角速度和线加速度,通过导航解算得到载体的姿态、速度及位置信息,从而对载体实现导航的技术。惯性导航系统可仅依靠自身的敏感器件完成导航任务,无需依赖外界信息且不向外辐射能量,在复杂电磁环境下的现代战争中得到了广泛应用。惯导系统主要分为平台式和捷联式两大类^[1-4]。

平台式惯导系统的惯性器件安装在稳定平台上,平台稳定控制系统利用惯性器件的角速度信息反馈使平台的姿态相对于惯性空间保持不变,因此平台式惯导普遍采用平台坐标系为惯性参考系,载体的速度、位置信息通过对线加速度计的积分获得,姿态信息则由平台相对于支座的转角信息获得。平台式惯导通过减振系统隔离了载体的线振动,通过平台稳定控制系统隔离了载体的角振动,并通过采用温控等其他辅助方式,为惯性器件提供了非常理想的工作环境,从而达到很高的导航精度。但由于三轴稳定平台结构复杂,控制环节多,给平台式惯导带来体积大、可靠性差、成本高等缺点,进而限制了其应用范围^[2,5]。

捷联式惯导系统(Strapdown Inertial Navigation System, SINS)是将惯性敏感器件直接固联在载体上,由惯性敏感器件直接输出载体相对于惯性空间的角速度和线加速度,通过坐标变换等导航解算来确定载体相对于导航坐标系运动参数的惯导系统。由于取消了复杂的机械稳定平台,捷联式惯导系统具有体积小、重量轻、可靠性高和成本低等优点,在武器装备中得到越来越广泛的应用^[6,7]。

在捷联式惯导中,惯性器件受到载体冲击、振动、温度等环境条件的直接作用,因此对陀螺和加速度计的动态范围、线性度、抗冲击、抗振动、抗温变等指标提出了更高的要求。机电陀螺由于存在高速旋转的机械转子,在捷联式应用中其精度、寿命、可靠性等受到很大的影响,难以满足现代武器装备的需求。服从量子力学的光学陀螺是一种全新概念的惯性器件,对惯性技术的发展应用具有

划时代的意义。光学陀螺分多种类型,其中又以环形激光陀螺(Ring Laser Gyroscope,简称“RLG”或“激光陀螺”)发展最为成熟,应用最广^[8-22]。以激光陀螺为主的捷联惯性导航系统在各个领域(特别是诸如飞机、导弹等中高精度应用领域)得到广泛应用。在航空领域,美军除了继续在新型号飞机中使用激光陀螺惯导装置外,还利用激光陀螺来重新装备 F-16、F-18 以及许多其他飞机;在舰船导航方面,Sperry 公司的 MK-39、MK-49 系列激光陀螺系统已被多个国家的海军选用于各种舰船标准导航设备;在陆地载体中,激光陀螺惯导系统主要是为火炮、火箭弹或其他武器提供精密瞄准,有效地提高了武器的反应时间^[10-12]。

1.1.2 环形激光陀螺原理及发展

环形激光陀螺的工作原理基于 1913 年 Sagnac 阐述的 Sagnac 效应(图 1.1),即:在任意几何形状的闭合光路中,从某一观察点出发的一对光波沿相反方向运行一周后又回到该观察点时,这对光波的相位(或它们经历的光程)将由于该闭合环形光路相对于惯性空间的旋转而不同。其相位差(或光程差)的大小与闭合光路的转动速率成正比^[8,30-32]。

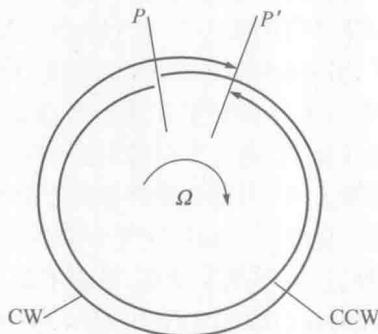


图 1.1 Sagnac 效应

由 Sagnac 效应可知,在闭合光路中相向传递的两路激光形成驻波(总光程等于波长的整数倍)的条件为

$$N = \int_0^t \Delta v dt = \frac{4A}{\lambda L} \theta \quad (1.1)$$

式中: N 为时间 $[0, t]$ 内正反向驻波频差所积累的周期数、物理体现为 RLG 光电管检测到的干涉条纹数量; A 为闭合光路的面积; λ 为激光波长; L 为闭合光路面

积; $\theta = \int_0^t \Delta v dt$ 为时间 $[0, t]$ 内环形腔相对于惯性空间的总转角。

这就是激光陀螺作为角速度和角位移传感器的基本原理^[8,33,34]。

环形激光陀螺误差由闭锁误差、比例因子误差、零偏重复性误差、零偏稳定性误差等基本误差模型构成。在 RLG 应用研究中主要的技术难题就是如何消除闭锁误差, 本文研究内容也主要与此项误差相关。闭锁误差是由器件工艺、损耗、光子波粒特性等多种因素造成的, 具体表现就是当闭合光路相对于惯性空间的转速低于一定速度时, RLG 的输出为零, 特性如图 1.2 所示。

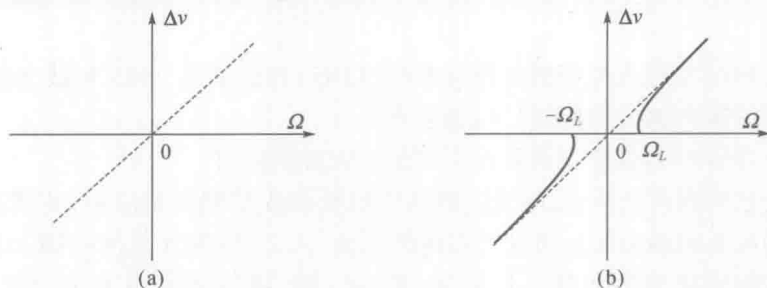


图 1.2 激光陀螺理想曲线与闭锁效应

(a) 理想曲线; (b) 闭锁效应。

当转动角速率减小到 Ω_L 时 (Ω_L 称为闭锁阈值), 反向运行的两行波被同步到同一频率上, 频差消失。因此, 陀螺将不能敏感低于闭锁阈值的转动角速度。激光陀螺闭锁阈值与多个因素相关, 通常在数十度/小时到千度/小时之间, 且可随时间变化^[25-53]。闭锁效应导致低于闭锁阈值的转速信息丢失以及锁区附近比例因子非线性。因此, 闭锁效应是激光陀螺主要误差因素。

克服 RLG 闭锁误差的方法主要有以下 3 种^[22,24,42-59]:

(1) 速率偏频——在陀螺敏感轴上附加一个适当角速度, 使激光陀螺的工作角速度大于闭锁临界角速度; 或在较大角度范围快速往返转动, 降低陀螺在锁区工作时间。由于需要高精密转动机构, 所以速率偏频主要适用于实验室研究和舰船导航等对环境条件要求不高、体积重量限制条件要求不高的场合。

(2) 机械抖动偏频——使 RLG 绕敏感轴以其固有频率 (通常在 300 ~ 800Hz 之间) 按一定的角振幅进行抖动, 在一个抖动周期里 RLG 只有很少的时间工作在闭锁状态, 通过平均和积分, 就能有效地消除锁区。机械抖动偏频具有结构简单, 承受冲击力强, 工作状态稳定, 角增量误差不累积等优点, 是目前实际工程应用的主要方法。

(3) 磁偏频——利用法拉第磁光效应, 将两束激光调整为不同的偏振态, 以

实现“零锁区”。理论上可以实现全静态陀螺和达到最高的精度,但因为光路中引入了附加的元件,会带来新的误差源。

自 1913 年法国物理学家萨纳格提出 Sagnac 效应的量化关系以来,由于技术和工艺发展的限制,基于广义相对论的非机电陀螺研究未能取得突破性进展。随着 20 世纪 60 年代初激光技术得到成功应用,以美、俄为代表的军事大国才开始研制激光陀螺,关键历程回顾如下^[60-66]:

- (1) 1963 年美国斯佩里公司(Sperry Corp.)研制成功首台激光陀螺;
- (2) 1965 年美国霍尼韦尔公司(Honeywell Inc.)完成了激光陀螺工程样机;
- (3) 1974 年激光陀螺捷联惯导系统(LINS)开始试飞,1975 年试飞成功;
- (4) 1978 年激光陀螺建厂批量生产;
- (5) 1981 年在波音飞机及军用飞机上大规模应用。

从上述历程可以看出,激光陀螺从样机研制成功到批量应用,花费近 20 年时间。期间各国政府和公司投入大量的资金、人力,解决无数的关键工艺,才使得激光陀螺真正走向应用。目前美、英、法、德、俄等国家多家企业具有生产 RLG 的能力,但主要市场是由 Honeywell 和 Litton 等少数几家公司占据。

常见 RLG 产品的现状如表 1.1 所列。

表 1.1 常见 RLG 产品现状

生产厂商	RLG 型号	光路形状	光程/mm	闭锁消除方式	应用对象(飞机型号)
美国 Honeywell	GG1342	Δ	340	抖动	C-130, F-15, F-111, HH-60A, 波音
	GG1328	Δ	220	抖动	AH-64, 导弹, 航天飞机等
美国 Litton	LG-8028	$\square$	280	抖动	E-6A, CH-47, C-23A, A-310
	LG-9040	$\square$	400	抖动	C-130, A-10, RF-4C, F-16
英国 BAe		Δ	300		F-5E, EH-101 直升机
法国 Sigma	GLS-32		320	抖动	

与传统机电陀螺相比,环形激光陀螺具有诸多优点^[65-67]:

- (1) 由于没有机械转子,RLG 对振动、冲击不敏感;
- (2) 启动时间短,一般不超过 10s,不需要预热;
- (3) 对交叉轴转速不敏感,误差补偿模型简单;
- (4) 可靠性高,成熟产品 MTBF 一般不小于 2 万 h,最高可达 10 万 h;
- (5) 线性度高,动态范围可达到 $1000(^{\circ})/s$;
- (6) 工作寿命长,全寿命使用成本低;
- (7) 抗冲击、抗振动,特别适合用于捷联式惯性导航系统的环境和应用特点。