

光学学报

长航时激光陀螺惯性导航系统技术发展现状及趋势

李鼎^{1,2}, 于旭东^{1,2*}, 魏国^{1,2}, 袁保伦^{1,2}, 高春峰^{1,2}, 张鹏飞^{1,2}, 王国臣^{1,2}, 罗晖^{1,2**}

¹国防科技大学前沿交叉学科学院, 湖南长沙 410073;

²国防科技大学南湖之光实验室, 湖南长沙 410073

摘要 激光陀螺是一种基于 Sagnac 效应的高精度、高可靠性的角速度传感器。以激光陀螺为核心部件的激光陀螺惯性导航系统是目前市场占比最高的惯性导航系统, 激光陀螺及其惯性导航系统的研究关乎社会生活及安全。首先, 本文阐明了激光陀螺及其惯性导航系统的基本原理, 回顾了激光陀螺惯性导航系统的发展进程, 介绍了近年来国内外有代表性的激光陀螺惯性导航系统的型号。然后, 归纳总结了长航时激光陀螺惯性导航系统的关键技术, 梳理了误差标定技术、初始对准技术、旋转调制技术、高可靠性容错技术、地球物理场补偿技术的研究现状。最后, 总结展望了长航时激光陀螺惯性导航系统关键技术的发展趋势。

关键词 激光陀螺; 惯性导航; 误差抑制; 长航时自主导航

中图分类号 O436 **文献标志码** A

DOI: 10.3788/AOS230855

1 引言

激光陀螺惯性导航系统(以下简称激光惯导系统)是一种完全依靠自身惯性器件(主要指激光陀螺和加速度计)完成导航任务的自主式导航系统, 无须依赖外界信息且不向外界辐射能量。其中的激光陀螺是基于 Sagnac 效应原理的光学惯性敏感器件, 可以测量运动的载体相对于惯性空间的转动角速度^[1], 具有精度高、可靠性高、抗冲击和抗加速度能力强、启动时间短、动态范围宽、寿命长等特点。且工程化技术较为成熟, 在中、高精度陀螺的市场占有率最高, 相应地, 激光惯导系统目前在运载火箭、巡航导弹、舰艇、无人机、主战坦克以及武器装备的在役改造等领域以及航空运输、商业航天、深海勘测、煤矿钻井、地质测绘商业等领域都得到了广泛应用。

随着航空、航天、航海等领域朝着高精度、长航时、高可靠性、自主化的方向发展, 要求激光惯导系统进一步提高精度和保精度工作时间。我国也将高精度、长航时激光惯导系统研制作为惯性技术领域内的重要发展方向之一^[2-3]。本文介绍了激光惯导系统的基本工作原理、关键技术发展现状, 并探讨了其未来的发展趋势。

2 基本原理

激光陀螺腔内运行的顺、逆时针行波的频率分别取决于环腔的顺、逆闭合光程, 由角运动引起的顺、逆光程的变化将会导致激光行波的频差发生显著变化。因此, 测量出顺、逆激光行波的频差, 就可以计算得到相应的转动角速度^[4]。

由于光子波粒特性、损耗以及器件工艺等多种原因, 激光陀螺中将产生闭锁效应, 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值时, 激光陀螺的输出为零。闭锁效应将导致低于闭锁阈值的转速信息丢失以及锁区附近标度因数非线性, 是激光陀螺主要的误差因素之一, 克服闭锁效应的方法主要有以下 3 种: 1) 机械抖动偏频^[5]; 2) 速率偏频^[6]; 3) 四频差动偏频^[7]。上述 3 种方法相对应的 3 种类型的激光陀螺分别为: 1) 二频机抖激光陀螺; 2) 速率偏频激光陀螺; 3) 四频差动激光陀螺。其中, 速率偏频激光陀螺通过高精密转动机构在较大角度范围快速往返运动, 降低陀螺在锁区工作的时间; 四频差动偏频利用法拉第偏频效应产生恒定偏频取代传统的机械抖动交变偏频, 利用非平面环路产生两种正交偏振态, 实现四模振荡, 使陀螺处于“零闭锁”状态, 但是结构复杂, 有腔内元件, 工艺实现较难; 二频机抖激光陀螺利用抖动机构使陀

收稿日期: 2023-04-21; 修回日期: 2023-05-11; 录用日期: 2023-06-05; 网络首发日期: 2023-06-20

基金项目: 国家自然科学基金(62173335)

通信作者: *wind0909@163.com; **luohui.luo@163.com

螺腔体以固有频率按一定的角振幅进行抖动,使陀螺脱离锁区,有着结构简单、承受冲击力强、工作状态稳定、角增量误差不累积等优点,是目前工程应用的主要方法。图 1 为二频机抖激光陀螺的结构图。

激光惯导系统由惯性测量单元(IMU)及安装壳体组成,其中惯性测量单元由激光陀螺、加速度计、电

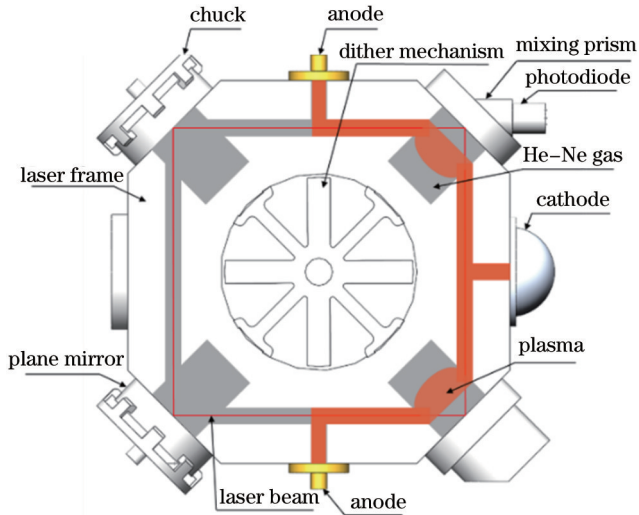


图 1 二频机抖激光陀螺的结构图

Fig. 1 Structure diagram of mechanically dithered ring laser gyro (RLG)

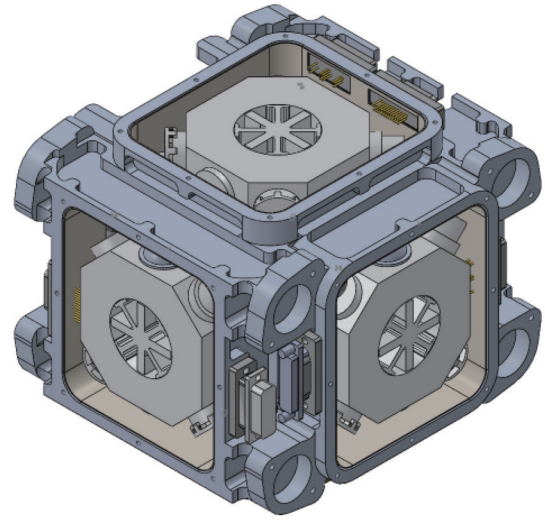


图 2 二频机抖激光陀螺的 IMU 示意图

Fig. 2 Diagram of mechanically dithered RLG IMU

源、控制电路、减震器、本体等构成,图 2 为二频机抖激光陀螺的 IMU 示意图。三轴正交安装的激光陀螺、加速度计及配套电路构成的 IMU 通过壳体固连于载体,直接测量载体坐标系下的角增量和速度增量,通过数学平台的解算最终得到载体的速度、位置、姿态和航向^[8]。激光捷联惯导系统的工作原理如图 3 所示。

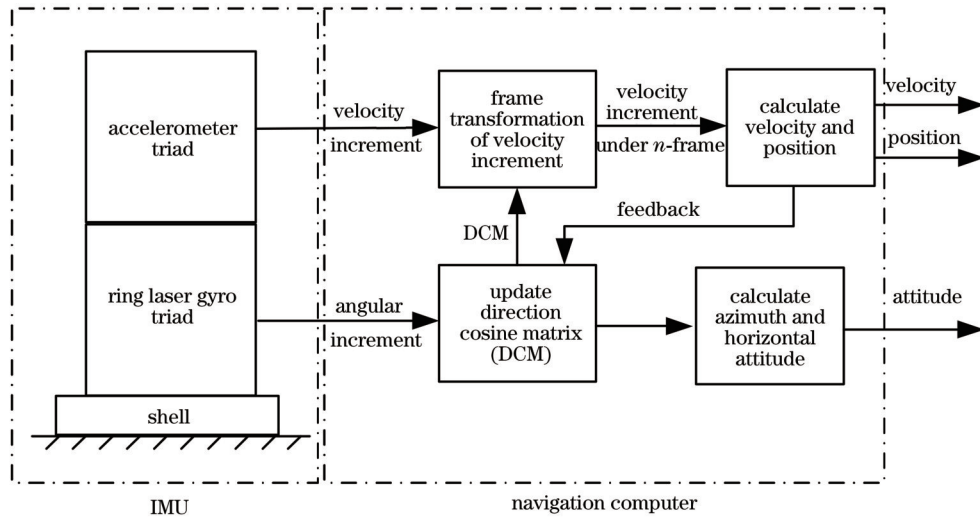


图 3 激光陀螺捷联惯性导航系统原理简图

Fig. 3 Diagram of principle of RLG strapdown inertial navigation system (SINS)

3 长航时激光陀螺捷联惯导系统发展现状

1961 年,Heer^[9]首次报道了有关激光陀螺的研究,介绍了采用环形激光谐振腔内运转的正反两束激光之间的频率差来感知外界输入角速率变化的方法。1963 年,Macek^[10]构建了一个光路边长 1 m 的正方形激光谐振腔,验证了 Sagnac 效应,可测量地球自转速

率。1972 年,Honeywell 公司研制出机械抖动偏频的单轴激光陀螺 GG1300,并于 1974 年在激光陀螺技术方面取得性能上的突破,GG1300 的零偏达到 0.01°/h,满足了航空捷联惯导系统的要求。随着技术的成熟,Honeywell 公司开始了更高精度的激光陀螺研制,相继推出 GG1342、GG1320、GG1389 等高精度激光陀螺,Honeywell 公司研制的代表性激光陀螺参数如表 1 所示。以 GG1342 与 GG1320 为核心研制

的 IMU 如图 4 所示, 图中左侧为三正交的 GG1342 激光陀螺与 QA2000 石英挠性加速度计构成的 IMU, 右侧为三正交的 GG1320 构成的 IMU, 基于上述 IMU,

Honeywell 公司研发了适用于军用与民用(包括航空、航海等领域)的各型号激光陀螺惯导系统^[11]。

表 1 Honeywell 公司的激光陀螺典型产品的参数
Table 1 Parameters of Honeywell RLG typical products

Product	Bias / [(°)·h ⁻¹]	Random walks / [(°)·h ^{-1/2}]	Scale factor error / 10 ⁻⁶
GG1320	0.002	0.0018	5
GG1342	0.001	0.001	1
GG1389	0.0002	0.00004	0.1

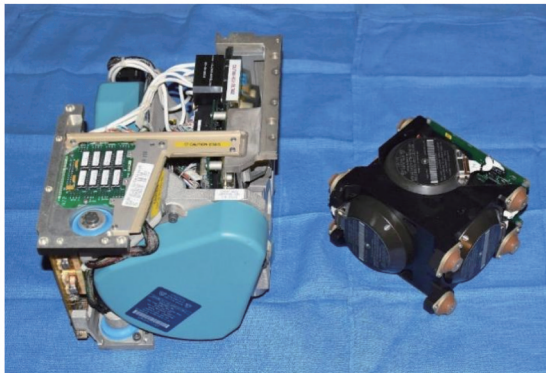


图 4 Honeywell 的高精度激光陀螺 IMU

Fig. 4 High-precise RLG IMU manufactured by Honeywell

20 世纪 70 年代, Northrop Grumman 公司的 Sperry Marine 部门为舰载火控系统研制了 MK16 Mod II 型捷联式激光陀螺稳定系统^[12]。此后, Sperry 在 MK16 Mod II 型激光陀螺稳定系统的基础上采用四位置转动

的方式进行误差旋转调制, 其性能参数优于当时美国海军的规范要求^[13]。20 世纪 90 年代, Sperry 公司研制了 MK39 系列激光陀螺航海用惯导系统, 其 IMU 采用 GG1342 激光陀螺和 QA2000 加速度计, 包括捷联式激光惯导 MK39 Mod3A、MK39 Mod3B 及采用单轴旋转调制技术的捷联式激光惯导 MK39 Mod3C。MK39 Mod3A 的定位精度优于 0.125 n mile/h, MK39 Mod3C 的定位精度优于 1 n mile/h。在 MK39 Mod3C 的技术上进行升级的改良型号 AN/WSN-7 是美国海军水面舰艇的标准导航设备, 其中 AN/WSN-7A 的定位误差在 14 天内不超过 1 n mile。长航时激光惯导主要用于水面舰船、水下潜艇、远程轰炸机以及长航时无人机等运载体, 表 2 为国外典型的长航时激光惯导系统参数。近年来, 采用其他陀螺的长航时惯导系统发展也较为迅速, 代表性的产品包括 Honeywell 公司的光纤惯导 AN/WSN-12、法国 Safran 公司的半球谐振陀螺惯导 HRG Crystal, 在此不过多介绍。

表 2 国外典型长航时激光陀螺捷联惯导系统参数
Table 2 Parameters of typical long-endurance RLG SINS abroad

Product	Working mode	Position accuracy	Applied range
AN/WSN-7B	Single-axis	1 n mile/d	Surface vessels and submarines
AN/WSN-7A	Dual-axis	0.071 n mile/d	Surface vessels and submarines
PL/MK4	Strapdown	1 n mile/d	Surface vessels and submarines
LN-100G	Strapdown	0.4 n mile/d	Fighters and unmanned aerial vehicles
H-764G	Strapdown	0.2 n mile/d	Fighters

随着技术的发展和赶超, 国内长航时激光惯导系统的研究取得了长足的进步。国防科技大学作为国内激光陀螺研发的领头单位之一, 由高伯龙院士带领的激光陀螺研究团队日夜攻关, 掌握激光陀螺研制技术, 随之开始激光惯导系统的研究。经过多年综合性的研究, 形成了完备的激光惯导系统技术体系, 成功研制了多类型多型号的激光惯导系统, 取得了系列成果: 袁保伦^[14]开展了双轴旋转激光惯导原理样机的研制, 静态条件下定位精度达到 1 n mile/d; 于旭东^[15]系统地研究了单轴旋转激光惯导系统, 该系统在船载试验中 3 天纯惯性导航最大定位误差优于 1 n mile, 在码头系泊试验中 20 天纯惯性导航最大定位误差优于 2 n mile; 魏国^[16]系统地研究了双轴旋转激光惯导系统, 该系

统 14 天导航最大定位误差优于 0.6 n mile。为满足海军舰艇与空军飞机对高精度长航时导航系统的需求, 国防科技大学深耕于长航时惯导系统的研究, 正进一步研制高精度激光陀螺及相对应的超高精度航海长航时三轴旋转激光惯导、机载轻量化长航时双轴旋转激光惯导等。除国防科技大学外, 国内其他相关科研单位在激光惯导领域均发展迅速, 并取得了一定进展。中国航天科技集团公司第三研究院第三十三研究所研制的单轴旋转激光惯导系统海上试验定位精度优于 1.5 n mile/d^[17], 双轴旋转激光惯导系统海上试验 15 天纯惯性导航最大定位误差优于 0.8 n mile^[18]; 航空工业西安飞行自动控制研究所研制的机载捷联激光惯导的定位精度达到 0.8 n mile/h, 双轴旋转激光惯导精度达

到 0.4 n mile/d;北京航空航天大学研制的双轴激光惯导系统海上试验定位精度达到 0.2 n mile/d^[19];此外,西北工业大学、北京理工大学、中国船舶集团有限公司 717 研究所、中国航天科技集团公司第九研究院第十三研究所等科研单位均在长航时激光惯导系统研究方面取得了丰硕成果。除激光惯导,国内具有代表性的长航时惯导还包括中国船舶集团有限公司 707 研究所研制的光纤惯导系统,其高精度光纤陀螺 Allan 方差探底值达到 0.000005 °/h,已经完成多航次长航时海上试验,但未公开其定位精度^[20]。

4 长航时激光陀螺惯性导航系统关键技术

为了提高激光惯导系统精度,满足长航时需求,须从两方面着手进行研究:一方面是从惯性器自身角度出发,采用新型材料、提高装配工艺改进敏感特性等方式提高激光陀螺与加速度计自身性能。并在激光陀螺的精度达到较高水平后,进一步通过提高加工工艺等技术解决提高测量精度的难度较大、开发周期较长、成本较高等问题;另一方面是从惯性导航系统技术出发,从惯性导航系统各误差传播特性入手,建立误差模型综合补偿与抑制误差,使惯导系统具备更高精度和更强自持力,是一种低成本、高效率的方法。长航时激光陀螺惯性导航系统关键技术可归纳总结为图 5 所示的 5 个方面。

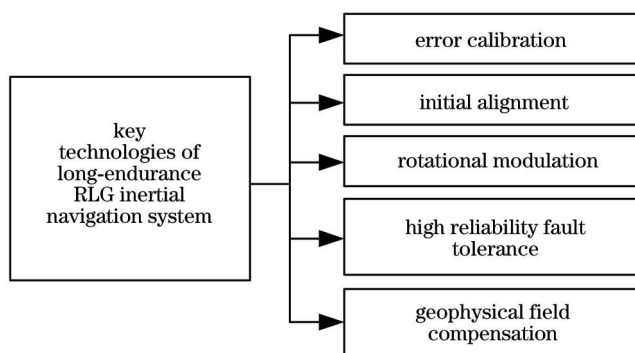


图 5 长航时激光陀螺惯导系统关键技术

Fig. 5 Key technologies of long-endurance RLG inertial navigation system

4.1 误差标定技术

对惯导系统的误差因素进行辨识和估计,并通过构建数学模型对惯性器件的输出值进行误差补偿称之为误差标定技术^[21]。惯导系统必须通过误差标定获得准确的惯性器件输入输出模型,从而进行后续的导航解算,对惯导系统进行误差标定是进行长航时高精度定位导航的基础。惯性器件的误差是惯导系统的主要误差因素之一,包括激光陀螺和加速度计的零偏和标度因数误差以及 IMU 在装配过程中引入的安装误差以及尺寸效应误差等;旋转调制惯导系统中,转位机构

的误差也是导航误差的来源之一,须对上述误差进行标定。

误差标定技术可分为分立式标定和系统级标定:分立式标定直接利用陀螺和加速度计输出作为观测量,采用最小二乘法计算陀螺和加速度计的误差标定参数;系统级标定则利用陀螺和加速度计输出进行惯导解算,以导航误差作为观测量来标定系统的误差参数^[22]。分立式标定虽然原理简单且计算量小,但是标定精度依赖转台等测试设备,这使得标定精度很难进一步提升,且标定成本增大,分立式标定通常需要返回实验室标定,也不利于工程化惯导系统的定期标定^[23],而系统级标定不需要高精度转台提供准确的姿态和位置基准,可实现惯导系统的现场标定和自标定,极大降低人力和设备成本。Camberlein 等^[24]针对陀螺和加速度计的零偏、安装误差、标度因数误差,设计了一种 18 次序旋转的标定路径编排,在该路径下,IMU 的误差可以被显著激励,目前在工程中被广泛应用,但是该标定方法考虑的惯性器件误差类型较少,在追求精细误差模型的高精度惯导系统标定中不再适用。许多研究人员针对激光惯导系统,建立了更加精细的误差模型并设计了相对应的标定方法。在加速度计的精确误差模型的建立与误差标定方面,江奇渊等^[25]针对加速度计二次项误差和内杆臂误差的标定需求,在 18 次序标定路径的基础上增加了 6 个具有大角速度输入的旋转次序,提出了一种 36 维 Kalman 滤波系统级标定方法,二次项误差估计精度优于 $4 \times 10^{-10} \text{ s}^2/\text{m}$,内杆臂误差参数估计精度优于 3 mm;王子超等^[26]针对激光惯导中加速度计误差的温变特性,提出了一种包含加速度计内杆臂参数和温度误差系数的 45 维 Kalman 滤波系统级标定方法,相比于不考虑温度误差系数及内杆臂参数的 30 维滤波器,导航精度提升 37.5%;Gao 等^[27]针对加速度计的非线性误差,建立了相应的误差模型,并提出了一种 39 维 Kalman 系统级自标定方法,补偿后,东向、北向速度误差分别减小 44.3%、34.8%,东向、北向位置误差分别减小 22.7%、44.9%;加速度计斜率偏差误差会对系统级标定产生耦合,导致陀螺标度因数误差标定精度下降,Liu 等^[28]针对此问题,提出了一种考虑加速度计斜率误差的系统级标定方法,提升了陀螺标度因数的标定精度。在激光陀螺精细误差模型的建立与误差标定方面,Wang 等^[29]针对机抖激光陀螺抖动机构在比力作用下存在弯曲形变的问题,开展了机抖激光陀螺 g 敏感性误差的研究,提出了一种基于振动台的陀螺 g 敏感性误差标定方法,补偿后速度误差减小 66.1%;Barantsev 等^[30-31]针对机抖激光陀螺抖动机构动态弹性扭转问题,开展了机抖激光陀螺抖轮动态弹性扭转对导航精度影响的分析,提出了考虑抖轮弹性扭转系数的 Kalman 滤波系统级标定方法,定位精度提升约 50%;Seo 等^[32]指出不同的空间位置下激光陀螺零偏不同,构建了零偏随位置变化的误差

模型,设计了一种系统级标定方法以标定激光陀螺不同空间位置的零偏,补偿后定位误差减小 47.5%。除了惯性器件的误差,IMU 在陀螺和加速度计中还存在时间异步误差,Wen 等^[33]针对陀螺与加速度计间的时间异步误差,提出了一种考虑惯性器件时间异步误差的 40 维 Kalman 滤波系统级标定方法,实现了时间的对齐,东向、北向速度误差分别减小 26.5%、10%,东向、北向位置误差分别减小 7.5%、44.5%。惯导系统中,转位机构的机械结构误差也会使导航精度下降,Wang 等^[34]建立了转位机构非正交误差的数学模型,并提出一种基于 Kalman 滤波的自标定方法,补偿后定位精度提升 42.8%,但是 Wang 等未给出非正交误差的完整模型;Deng 等^[35]给出了转位机构非正交误差的完整模型,并基于非正交误差与 IMU 姿态的关系,提出一种双位置标定方法,相比于 Wang 等的方法,东向、北向速度误差分别减小 7%、11.6%,东向、北向位置误差分别减小 39%、31%;Deng 等的方法虽然考虑了非正交误差完整的模型,但是模型中一些非正交角的可观测度较低,无法对其准确标定,Lin 等^[36]建立了新的包含所有非正交误差角的误差模型,对所提出的误差模型进行了可观性分析,并在此基础上设计了一种双位置标定方法,相比于 Deng 等的方法,东向、北向速度误差分别减小 19.8%、20.8%,东向、北向位置误差分别减小 18.3%、19.68%。此外,还需考虑转位机构中光学角编码器的误差,Qin 等^[37]针对光学角编码器的偏心、摆动和变形等误差,提出了一种简谐模型来描述误差,设计了一种利用激光陀螺对光学角编码器进行标定的方法,标定精度可达到 0.1",但该方法没有考虑激光陀螺的误差;Zhao 等^[38]综合考虑了光学角编码器的误差与激光陀螺误差,提出一种基于互补滤波器的全参数标定方法,可同时标定光学编码器误差与激光陀螺误差,相比文献^[37],光学编码器标定精度提升 1.5%。文献^[37-38]的误差标定方法研究对象均是高精度标定转台的光学角编码器,针对长航时激光惯导系统的需求,下一步须针对长航时激光惯导系统中的转位机构光学编码器进行误差标定,并设计自标定算法。

综上所述,为提升长航时激光陀螺惯导系统导航精度,须综合考虑以下三方面:1)加速度计误差标定,须深化研究加速度计温度模型及加速度计动态非线性误差;2)激光陀螺误差标定,须进一步研究包括激光陀螺抖动耦合误差、环境耦合误差等^[39];3)转位机构误差标定,须考虑测角精度对导航精度的耦合影响,建立轴系不稳定误差模型。

4.2 初始对准技术

初始姿态的对准精度将直接影响惯性导航系统的导航精度,长航时惯导系统保证高精度的前提是准确的初始姿态,初始对准是惯导系统技术研究的重点之一。

初始对准包括粗对准和精对准两个阶段,在粗对准阶段先快速求出一个粗略的姿态矩阵,然后在精对准阶段进行精细的对准,得到高精度的初始姿态矩阵。粗对准方法大致可分为解析式粗对准、惯性系粗对准及优化对准三类^[40]。传统解析式粗对准通过将地球重力加速度和地球自转角速度两个矢量构建叉乘项,实现初始姿态矩阵的计算^[41]。针对传统解析式粗对准方法在运载体无法保持绝对静止的情况下出现对准精度下降的情况,秦永元等^[42]提出惯性系粗对准方法,通过感知重力矢量在惯性系 i_b 和 i_{b0} 系下的投影构建观测方程,实现了晃动基座下的粗对准。武元新等^[43]将粗对准常值矩阵的求解问题转换为优化问题,提出了优化对准方法,该方法具有对准速度快的优点。严恭敏等^[44]针对纬度未知情况下的对准问题,基于惯性系对准原理,利用奇异值分解方法提出了纬度估计及初始对准方法。在通过粗对准得到粗略的姿态矩阵后,再通过精对准阶段获得高精度的初始姿态信息,常用的精对准方式有 Kalman 滤波精对准^[45]、罗经对准^[46]等。Kalman 滤波精对准需要利用外部辅助信息对姿态进行修正与估计,有全球导航卫星系统(GNSS)辅助对准^[47]、多普勒计程仪(DVL)辅助对准^[48]等方法。由于外部辅助信息通常存在测量误差模型不准确等问题,近年来提出了许多基于 GNSS 滤波框架的自适应对准方法及鲁棒对准方法^[49-51]。为克服大失准角条件下的初始对准,学者们提出了各种非线性对准方法^[52-53],但是非线性对准方法通常计算量大、算法复杂,并且由于模型缺陷(如欧拉角转动顺序的问题)导致相应的方法不一定能收敛到极限对准精度^[54];Barrau^[55]将不变扩展 Kalman 滤波算法应用于惯导初始对准,在不变扩展 Kalman 滤波中,将导航参数表示为矩阵李群,对应的误差状态满足轨迹无关的对数线性微分方程,该线性化方法在大失准角下依然适用;Chang 等^[56]基于李群重新编排惯导误差方程,在没有任何近似的情况下推导出具有群仿射性质的对数线性导航误差状态模型,明确解释了对数线性误差状态模型可利用线性 Kalman 滤波完成任意大失准角下的初始对准。典型的初始对准方法总结如表 3 所示。

随着长航时高精度惯导系统的发展,高精度的初始对准方法必不可少。传统的初始对准方法认定的极限精度主要受陀螺漂移和加速度计的零偏限制,通过多位置对准可以减小惯性器件误差对姿态精度的影响,从而提高惯性导航系统对准精度。于旭东等^[57]针对激光陀螺单轴旋转惯导系统进行了多位置对准技术研究,证明了多位置对准可以提高陀螺漂移和加速度零位的估计精度,提高系统对准精度;Wei 等^[58]分析了 IMU 的常值漂移、比例因子、安装误差对双轴旋转调制惯导系统初始对准精度的影响,设计了 6 位置转位路径,构建了 17 维的 Kalman 滤波器,通过合理的转位次序及对准方案,抑制了 IMU 误差对初始对准的影

表 3 典型初始对准方法总结
Table 3 Summary of typical initial alignment methods

Initial alignment method		Merit	Demerit
Coarse alignment	Analytic alignment	Simple and fast	Static base only, subject to random errors, and motion disturbances
	Inertial frame alignment	Fast and suitable for shaking bases	Weak anti-interference capability
	Optimization-based alignment	Fast and suitable for in-motion alignment	Accuracy is influenced by construction of observation vector
Fine alignment	Linear Kalman filter alignment	Simple and fast	Accuracy degradation or even failure in case of large initial errors
	Nonlinear Kalman filter alignment	Suitable for large initial errors on dynamic bases	Computationally intensive and model flaws exist
	Invariant extended Kalman filter alignment	Suitable for large initial errors of dynamic bases and less calculation	Poor estimation of inertial device errors

响。由于多位置对准增加了旋转过程,对准过程中的误差源也会发生相应变化,若能基于激光陀螺和加速度计的力学结构特性,构建惯性器件准确的空间翻转误差模型,精细化惯导系统初始对准过程中惯性器件误差模型并将惯性器件误差与姿态失准角解耦,便可从原理上提升对准的精度。针对长航时惯性导航系统的高精度要求,还须考虑外部因素的影响以提升初始姿态精度,例如垂线偏差的影响;夏家和等^[59]针对性地分析了垂线偏差变化空中对准航向精度的影响可达 0.15° ;安文等^[60]研究了垂线偏差对静基座捷联惯导精对准的影响,验证了垂线偏差主要影响惯导系统初始对准的姿态精度,尤其是水平姿态精度,并指出按照最优垂线偏差补偿公式进行补偿时,能够最大程度地提高水平姿态对准精度;Hao等^[61-62]针对垂线偏差影响初始对准的姿态精度问题,提出了基于双对准的垂线偏差相对估计方法,实现了高精度的姿态跟踪,并提出一种基于单轴旋转惯导系统中安装误差的垂线偏差计算方法,推导了垂线偏差与IMU误差耦合影响的姿态角极限误差方程。

4.3 旋转调制技术

旋转调制技术是长航时激光惯导系统误差抑制的核心技术之一,是系统误差自动补偿的有效手段。旋转误差自动补偿的基本思想是在惯导系统中引入附加的机械转动,使得惯性器件的误差引起的导航误差在一个转动周期内能够正负抵消。自激光陀螺问世,美国就开始研制相应的旋转调制式激光惯导系统^[63-64]。

根据设计旋转方案时用到的旋转轴数目,将旋转调制方案分为单轴旋转方案、双轴旋转方案和三轴旋转方案。其中单轴旋转方案易于实现,且可靠性高、成本较低。于旭东^[15]系统地研究了单轴旋转调制激光惯导系统的总体结构设计。但是,单轴旋转调制无法消除转轴方向上的惯性器件误差,在原理上限制了单轴方案的导航精度,双轴旋转调制能够较好地消除三个轴向上的惯性器件误差,克服单轴旋转调制在系统误差补偿上的局限性。关于双轴旋转调制方案的研究,

袁保伦等^[65]在静电陀螺平台 8 次序转动方案的基础上,设计了一种能够抵消所有安装误差的改进的 8 次序旋转方案,针对改进后的 8 次序方案中存在的标度因数非对称性误差补偿不完全以及计算误差累积等问题,设计了一种 16 次序旋转方案;纪志农等^[66]提出了一种改进的 16 次序方案,减小了袁保伦方案中由陀螺安装误差引起的速度和位置误差震荡幅度,仿真结果表明,可以将安装误差引起的位置误差振荡幅值减小至原来的 1/3;Zha等^[67]在袁保伦 16 次序的基础上,提出了一种改进的 16 次序方案,可以减小由安装误差引起的姿态误差和随之产生的累积速度误差,72 h 导航试验的峰值定位误差减小 62.2%;Wei等^[68]改进了双轴旋转惯导系统中 IMU 的安装方式,在 Zha 等的方案基础上,提出了一种基于体对角线旋转的双轴 16 次序调制方法,可增强对安装误差的调制效果,相比于 Zha 等的方案,定位误差减小 53.2%,Wei 还将袁保伦等的方案和与纪志农等的方案代入基于 IMU 体对角线旋转模型,相比于袁保伦等的方案,定位误差减小 43.7%,相比于纪志农等的方案,定位误差减小 33.5%;此外,王子磊等^[69]设计了一种 64 次序的双轴旋转方案,针对标度因数误差引起的姿态角误差的调制效果更优;魏国^[16]对袁保伦等的 16 次序方案和 64 次序方案进行了比较,指出相比于 16 次序,64 次序方案在转位实现上可以省掉内轴的滑环,并提出一种改进的 64 次序方案,仿真表明,改进的 64 次序方案缩短了部分误差的调制周期,部分误差幅值被调制得更小。上述旋转调制方案均属于转停结合式旋转方案,Li等^[70]指出转停结合的旋转方案无法调制时变漂移引起的误差,提出了垂向轴连续正反转、水平轴周期性旋转的双轴调制方案,该方案相比 8 次序方案定位误差减小 39.6%,但并未与工程上常用的 16 次序方案进行对比。针对长航时导航任务中,惯导系统需要同时进行导航与自标定的需求,范会迎等^[71]提出兼具自标定与旋转调制功能的旋转方案设计原则,给出了一种兼具自标定与旋转调制功能的 48 次序一体式旋转方案,其

自标定精度相比于 18 次序方案有一定提升,导航误差相比于 16 次序方案减小约 30%;谢元平等^[72]将 48 次序旋转方案优化至 40 次序旋转方案,减小了实际操作的复杂性,自标定精度相比于 48 次序方案有一定提升,速度误差和定位误差分别减少约 20% 和 12%。以上关于双轴旋转方案的设计和研究对提升长航时旋转式惯导系统误差调制效果均有一定参考价值,对改善长航时惯导系统的导航精度均有所贡献,但双轴旋转方案的问题在于,对称性标度因数误差和地球自转的耦合误差无法被有效调制,且在旋转过程中存在安装误差和地球自转的耦合项,这是由于惯性器件敏感惯性空间内的角速度和加速度,而 IMU 的旋转调制运动是相对导航坐标系进行的(静基座条件下),不可避免

地引入了导航坐标系相对于惯性空间的运动,即地球自转角速度。美国于 2005 年前后研制出了光纤陀螺三轴旋转调制系统,可以长期有效地抵消惯性器件零偏、标度因数、安装等造成的误差,并且能够同时隔离三个轴向上的载体运动^[73],从理论上分析,该系统的精度仅受限于陀螺随机游走系数^[74-75]。于旭东等^[76]提出了一种基于地心惯性系的三轴 16 次序旋转调制方法,隔离了地球自转运动,消除了惯性器件标度因数误差和安装误差与地球转速的耦合误差,提高了误差调制的效果。刘建春等^[77]提出了一种内旋转轴与地球自转轴重合并与地球自转动反向转动的三轴旋转惯导系统,理论上可以完全隔离地球自转并进行旋转调制。对典型的旋转方案的总结如表 4 所示。

表 4 典型的旋转调制方案总结

Table 4 Summary of typical rotation modulation solutions

Solution	Merit	Demerit
Single-axis	Simple structure, high reliability, and low cost	Low accuracy
Dual-axis	Most errors are modulated by rotation and higher accuracy than that of single-axis	Unable to modulate coupling of Earth rotation with other errors
Tri-axis	Modulated all errors except random errors, complete isolation of vehicles angle movement, and high accuracy	Complex structure and high cost

单轴旋转调制技术和双轴旋转调制技术目前被广泛应用于长航时旋转调制激光惯导系统中,但关于三轴旋转调制方案的研究仍处于起步阶段,虽然在理论上提出了完全隔离地球自转及载体角运动的旋转调制方案,但在实际工程样机的研制中,存在对转位机构精度要求高、载体角运动隔离滞后、地球自转运动隔离不精确等问题。未来将深入研究长航时激光惯导系统三轴旋转方案的工程应用,克服单轴和双轴旋转调制技术的局限性,消除地球自转、载体角运动对旋转调制效果的影响。

4.4 高可靠性容错技术

惯导系统高可靠性容错技术通常利用多个导航系统或惯性器件来实现容错,从而提高导航系统的性能,也称之为冗余技术。冗余技术包括硬件冗余和余度管理模块设计,其中硬件冗余又可分为两大类,一类是系统级冗余,一类是器件级冗余;余度管理模块设计是在硬件冗余的基础上,利用软件算法实现冗余系统的故障检测、诊断、重构以实现高可靠性的系统。

系统级冗余是采用两套或两套以上的惯导系统配置而成,各系统之间独立工作,通过各系统的数据融合计算,提高导航系统的性能。系统级冗余的优势在于具有系统设计简单、选型方便、结构灵活、任务可靠性高等特点。系统级冗余最早应用于火箭导航系统:苏联东方号、联盟号、美国阿波罗 9 号登月计划均采用了“平台式+捷联式”系统级冗余方案,美国阿波罗 13 号采用了 LM/ASA 冗余捷联惯导系统,Ariane V 采用两

套激光惯导系统冗余配置。对于可靠性要求最严格的弹道导弹核潜艇,美军采用两套静电陀螺惯导冗余配置,除弹道导弹核潜艇之外的各水面舰船、水下潜艇大都装备两套 AN/WSN-7 系统,一套安装于舰艇前端,一套安装于舰艇后端,这种冗余配置保证了舰艇装备的可靠性和生存能力^[78],加拿大海军采用的双惯性组合导航系统(DIINS)包括两套 MK-29(或 MK-49)惯导及其他辅助传感器,利用多个并行 Kalman 滤波器进行故障检测、隔离和重构,以实现可靠的导航^[79]。我国 CZ-2D、CZ-4B/C 运载火箭采用“平台式+捷联式”冗余方案,CZ-3A 系列、CZ-2C 运载火箭采用双捷联激光惯组冗余方案,新一代 CZ-5 运载火箭采用双激光惯组和一套光纤惯组的冗余方案^[80],嫦娥探月工程中,嫦娥三号月球探测器安装有两套三正交的惯组,两套惯组的陀螺敏感轴在空间中构成了一种正十二面体构型,6 个陀螺和 6 个加速度计中任意 3 个陀螺和 3 个加速度计组合均能进行正常的导航解算,嫦娥五号上升器采用一套激光惯组加一套光纤惯组的冗余配置,形成异构备份,采用动态阈值调整策略进行故障诊断^[81-82]。一方面,利用冗余的惯导测量信息可以开展在线故障检测、诊断,并对信息进行重构,以保证惯导系统输出信息的准确性,王悦勇等^[83]对车载双惯导定位系统的组成、功用及数据融合进行了研究,讨论了不同滤波器设计方案对系统性能的影响,并设计了一种车载惯导参加弹上惯导的局部滤波器且和主滤波器相结合的方案,有着定位精度高、故障诊断易隔离的优点;肖焜

等^[84]针对体积与成本受限的情况下的冗余惯导系统设计问题,设计了一种非对称性冗余惯性导航系统,提出了一种在线标定与容错估计反馈策略,当主惯导故障后,60 s 内定位误差减小 33.59%;李振威等^[85]针对机载多载荷飞机的子 IMU 易发生随机故障的问题,提出了一种基于容错惯性网络的相对导航方法,所提方法在惯性传感器发生随机故障的情况下,可有效完成主、子节点间的高精度相对运动估计;程鉴皓等^[86]针对机载导航系统的安全性和可靠性需求,基于基值决策系统构建了冗余惯导系统传统余度管理新系统策略逻辑架构,解决了传统余度管理策略决策证据与决策结论间逻辑不清晰的问题。另一方面,对冗余测量信息进行融合,可提高信息质量,或对惯性器件的误差进行在线自标定,进而提高导航精度与可靠性,使融合后的惯性导航信息优于每一个单独的惯性导航系统提供的导航信息,刘为任等^[87]针对固定指北惯导系统和台体方位旋转惯导系统冗余配置的情况,设计了 Kalman 滤波组合导航控制方案,提高了导航信息的稳定性和输出精度;刘为任等^[88]还针对双轴旋转调制航海惯导冗余配置的情况,提出了一种双惯导数据融合方法,设计 Kalman 滤波器,以惯导系统的位置误差差值为观测量,估计并补偿惯性器件误差,主惯导的锯齿形速度误差减小了一个数量级,子惯导传递对准水平精度提高 1.5",方位角精度提高 3';王林等^[89-90]研究了单/双轴双惯导联合协同定位与误差参数估计问题,建立了定位误差预测方程,对单轴惯导方位陀螺漂移造成的定位误差进行预测补偿,定位误差减小 30%,在单/双轴双惯导备份配置中主惯导发生故障的情况下,王林建立了定位误差预测模型,对单轴旋转惯导的确定性定位误差进行了预测补偿,保证了主惯导发生故障情况下系统的定位精度;Han 等^[91]针对光纤陀螺惯导系统随温度变化明显的标度因数误差,提出了一种利用双旋转惯导标定标度因数误差的方法使之能够实时估计标度因数误差,由光纤陀螺标度因数引起的航向角误差被控制在 5"以内;Wang 等^[92]提出了一种双光纤惯导联合在线自标定方法,能够在线估计时变的安装误差、轴系非正交误差、陀螺 z 轴标度因数误差,姿态振荡减小约 80%,航向角波动幅值减小约 70%,但并未对速度与位置的精度提升进行研究。崔加瑞等^[93]针对光纤惯导标度因数随时间变化较大的问题,使用两套三轴旋转光纤惯导系统进行联合旋转调制,提出一种标度因数误差自校正方法,标度因数估计精度优于 10^{-6} ,有效抑制了惯导系统定位误差的增长,两套惯导的定位误差分别减小 25% 和 40%,由于激光陀螺标度因数相比于光纤陀螺较稳定,本方法应用于激光惯导效果不一定明显;梁钟泓等^[94]针对激光惯导冗余惯导配置情况下无基准自标定问题,提出了一种基于双惯导联合旋转调制全参数在线标定算法,实现了冗余双轴惯导的外场在线自标定,对激光陀螺和加速度计的标度因

数估计精度分别优于 0.2×10^{-6} 和 0.6×10^{-6} ,对激光陀螺和加速度计安装误差估计精度均优于 1.5"。

器件级冗余是在同一套系统中,通过增加惯性传感器数目的方式提高系统的相关性能。关于器件级冗余系统的配置方案,具有代表性的包括波音 777 采用 6 个 GG1320 构成的冗余激光惯导系统、Atlas V 运载火箭中使用的 5 个激光陀螺和 5 个加速度计构成的冗余的惯性测量系统、Delta IV 火箭 6 个陀螺仪和 6 个加速度计的冗余架构、长征系列运载火箭双七表捷联惯组架构、十表捷联惯组架构等^[95]。针对器件级冗余惯导系统的结构配置研究,Pejsa^[96]指出,针对器件级冗余系统,设计一个故障诊断系统至少需要 4 个传感器,设计一个故障隔离系统至少需要 5 个传感器。Jafari 等^[97]针对器件级冗余的最优构型设计问题,根据 3 个或多个传感器的几何构型和误差特性,给出了适用于 3 个或多个传感器任意组合输出的最优矩阵的一般推导,用最小几何因子(GDOP)准则分析了几种锥体构型的最佳安装角度。程建华等^[98]在基于 4 陀螺的正交方案、斜置方案和圆锥方案可靠度对比分析的基础上,提出了一种对称斜置式方案,进一步提高 4 陀螺方案的捷联惯导系统可靠性。袁宇翔等^[99]设计了一种 5 陀螺正交锥配置方案以实现单个陀螺故障后导航性能最优化。王彬等^[100]提出了一种多冗余捷联惯组配置优化设计与应用方案,可较好地满足导航精度和可靠性需求。郭建刚等^[101]采用正十二面体仪表冗余构型,基于最小二乘估计的数据融合方法提高了系统导航精度,利用 6 只 50 型激光陀螺的冗余配置达到了 3 只 90 型激光陀螺三正交惯导系统的导航精度。

4.5 地球物理场补偿技术

随着惯性器件水平的显著提高,地球物理场参数的精确计算成为制约长航时惯性导航精度提升的关键因素之一。地球物理场参数的补偿包括重力扰动(垂线偏差和重力异常)补偿、地球自转角速度补偿等。1959 年,Honeywell 公司给美军研制的 AN/USD-5 无人侦察机的 MH-311 系统预留了垂线偏差补偿通道,利用事先存储的数据使其在起飞点以及预设航线上的特殊点位可进行垂线偏差的补偿。Gelb 等^[102]认为惯性导航的极限精度取决于重力场信息的精度,又针对惯性导航单通道误差协方差模型定量分析了垂线偏差对惯性导航的影响。Peshekhonov^[103]的研究表明,地球海洋 80% 的区域的平均垂线偏差为 5",15% 的区域的平均垂线偏差为 15",5% 的区域可达 1',他还指出修正垂线偏差引起系统误差是实现 10^{-3} °/h 精度或更高精度惯导系统导航的必要条件。

为了抑制重力扰动对长航时惯性导航的影响,常利用重力信息进行实时补偿,在无外界重力补偿信息时采用自主式阻尼抑制的方法:翁海娜等^[104]指出垂线偏差将引起较大的舒拉振荡误差,并提出无外界重力补偿信息的情况下可通过引入水平阻尼网络来抑制重

力扰动的影响,其速度误差抑制率可达70%以上。重力的实时补偿是在行进中获得准确的重力计算值,由于大面积高精度的重力测量信息难以实时获得,目前大多数研究采用高阶重力球谐模型或者通过重力数据插值获得重力计算值,然后进行重力扰动补偿:铁俊波等^[105]通过实测试验,验证了EGM2008重力球谐模型在重力补偿应用中的有效性;常路宾等^[106]充分考虑了加速度计零偏和重力扰动之间的耦合关系,分别从初始对准和导航解算角度,系统地提出了重力扰动补偿方案,捷联惯导系统的定位精度提升约30%,常路宾等^[107]还研究了单轴旋转惯导系统重力扰动补偿问题,通过EIGEN-6C4高阶球谐模型补偿重力扰动信息,仿真结果表明,定位精度提升约37%;Weng等^[108]研究了EIGEN-6C4模型对惯导系统的重力扰动补偿,同时还通过重力数据插值进行了重力扰动补偿,证明了两种不同重力补偿方法在车载试验中的效果基本相同;利用高阶重力球谐模型或者通过重力数据插值获得准确的重力计算值所需的计算量通常较大,Wang等^[109]研究了基于EGM2008球谐模型对重力扰动补偿的应用,其研究重点在于球谐模型重力扰动计算的时间复杂度与空间复杂度,指出数字信号处理芯片(TMS320C6713)的实时计算能力仅能匹配36阶以下的球谐模型;为了保证重力补偿的实时性,对硬件要求较高,为了解决此问题,Gao等^[110]提出了利用反向(BP)神经网络离线学习EIGEN-6C4高阶球谐模型,再进行在线预测并实时补偿重力,定位误差减小26.7%,其计算耗时从0.58 s下降至 2.47×10^{-4} s,小于惯导200 Hz的采样率,保证了重力补偿的实时性。

随着高精度、长航时惯导系统的发展,大时间跨度下地球自转参数的变化、日月引力摄动对惯导的作用引起了研究人员的重视,严恭敏^[111]分析并指出了长航时惯性导航需求中传统地球自转角速度模型参数的不足之处,结合天文学相关知识推导了求解精确的地球自转角速度的方法,仿真表明传统地球自转角速度模型误差会引起0.001 n mile/d的误差,补偿后误差可减小60%以上。戴晨杰等^[112]研究了日月引力摄动对长航时高精度惯导系统的影响,仿真表明日月引力摄动可以引起米量级的惯性导航定位误差。

5 总结与展望

本文对激光陀螺及其惯性导航系统的工作原理、研究进展进行了介绍,对长航时激光陀螺惯导系统技术所涉及的误差标定技术、初始对准技术、旋转调制技术、高可靠性容错技术、地球物理场补偿技术这5个方面的研究现状展开了介绍与分析。随着科技的发展,对导航系统高精度、长航时、强自持力的需求日益迫切,长航时激光陀螺惯导系统技术体系将得到更完善的发展。未来长航时激光陀螺惯导系统技术的发展可以着重考虑以下几个方面:

1) 误差标定技术的误差类型、模型及标定方法的进一步探索

现有的误差模型不再满足高精度需求,针对激光陀螺及惯导系统,需建立更加精细、完善的全参数误差模型,并研究相对应的误差标定方法。可考虑从激光陀螺、加速度计以及转位机构三方面的误差标定入手。对于激光陀螺,需从激光陀螺力学结构特性(静态力学作用下敏感轴形变误差、激光陀螺抖动耦合误差、减振器形变误差)、多物理场环境耦合特性(磁敏感耦合误差、磁温耦合误差、合光棱镜热耦合误差)等方面进一步精细化陀螺误差模型,并进行标定。对于加速度计,需构建更加准确的加速度计温补、温循模型,同时考虑加速度计非线性误差、长期稳定性误差、杆臂误差等问题。对于转位机构,需建立IMU与转位机构间准确的空间位置关系,对转动轴间非正交误差进行准确标定,还需对时间不同步误差、相对转角误差、光学编码器测角误差进行标定,以减小长航时激光陀螺惯导系统旋转调制过程中转位机构误差引入的导航误差。

2) 初始对准技术的误差解耦方法的进一步研究

现有初始对准方法对惯性器件动态误差的影响考虑较少,须考虑IMU转动过程中产生的各动态扰动及垂线偏差误差对初始对准精度的影响,根据各误差特性,设计合理的误差补偿方案和初始对准旋转方案,以实现各误差与姿态的解耦。

3) 旋转调制技术转位方案的优化

优化设计合理的三轴转位方案,对克服单轴和双轴旋转调制技术的局限性,消除地球自转角速度对旋转调制效果的影响,追求长航时情况下的高精度导航有重要意义。须结合激光陀螺与加速度计的精细误差模型,综合考虑动态误差等在旋转过程中的激励情况以及调制效果,理论推导并量化各种旋转情况对各误差的激励误差,构建各误差与导航精度间的多参数优化模型,针对多参数优化模型,利用启发式算法、强化学习方法等智能算法实现旋转方案的智能寻优。考虑转位机构的结构特性,设计可有效隔离地球自转且对转位机构要求较低的旋转方案,实现精确且可靠的地球自转隔离。还须从软件、硬件两方面解决载体角运动反馈滞后的问题,实现载体角运动低延时反馈。

4) 系统级与器件级冗余方案的探索与优化,故障诊断、隔离及重构方法的完善

长航时工作时激光陀螺惯导误差特性会随时间、环境等因素发生改变。需要结合实际的惯导装备情况及应用特点开展系统级冗余的研究,探索通过多惯导联合旋转调制实现器件误差参数的实时估计方法,解决多惯导系统长航时自主导航时存在的定位误差发散问题、长航时稳定性问题。针对机载长航时惯导系统对质量与体积的要求较高,须设计合理的器件级冗余构型,在质量、体积与可靠性三方面达到平衡。还需针对故障检测中的决策方法做深入研究,考虑惯导系统

及器件的故障信号、噪声信号特性对决策结论的影响,对故障模式分类进行深入扩展,对检测阈值的选取和自适应调整还须进一步完善。

5) 高精度地球重力场模型、地球自转参数模型的构建

高精度、长航时惯导系统迫切需要高精度的地球物理场参数模型,但目前已有的重力球谐模型与实际重力场存在一定偏差,现有的地球自转模型不能满足未来超高精度长航时惯性导航。针对这些问题,须将惯导系统的地球物理场补偿与地球物理学、测绘学、天文学等学科交叉融合,关注学科前沿知识,建立更准确、更全面的地球重力场模型、地球自转参数模型以对惯性导航进行高精度地球物理场补偿。

几十年来,激光陀螺因其独特的技术优势给其带来了广阔的市场和机会,激光陀螺惯导系统已经成熟应用于民用航空航天领域及军用装备。随着激光陀螺制造与加工技术的成熟,以及对激光陀螺误差机理的进一步研究分析,在长航时导航领域,激光陀螺将有着广阔的发展空间。国防科技大学激光陀螺创新团队也将在激光陀螺及惯导系统的研究工作中继续耕耘,针对关键技术、批产能力和效率问题等专项攻关,满足高精度、超高精度长航时惯性导航系统的需求。

参 考 文 献

- [1] 高伯龙, 李树棠. 激光陀螺[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1984.
Gao B L, Li S T. The ring laser gyro[M]. Changsha: National University of Defense Technology Press, 1984.
- [2] 卞鸿巍, 许江宁, 何泓洋, 等. 水下 PNT 体系信息架构及关键问题[J]. 导航定位与授时, 2022, 9(3): 31-39.
Bian H W, Xu J N, He H Y, et al. Information architecture and key issues of underwater PNT system[J]. Navigation Positioning and Timing, 2022, 9(3): 31-39.
- [3] 许江宁. 浅析水下 PNT 体系及其关键技术[J]. 导航定位与授时, 2017, 4(1): 1-6.
Xu J N. Analysis on underwater PNT system and key technologies[J]. Navigation Positioning and Timing, 2017, 4(1): 1-6.
- [4] 姜亚南. 环形激光陀螺[M]. 北京: 清华大学出版社, 1985.
Jiang Y N. Ring laser gyro[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 1985.
- [5] Killpatrick J E. Laser gyro dither random noise[J]. Proceedings of SPIE, 1984, 0487: 85-93.
- [6] Killpatrick J E. Random bias for laser angular rate sensor: US3467472[P]. 1969-09-16.
- [7] 高伯龙. 四频差动陀螺的第二类闭锁效应[J]. 国防科技大学学报, 1982(1): 37-57.
Gao B L. The locking phenomenon of second kind in differential laser gyro[J]. Journal of National University of Defense Technology, 1982(1): 37-57.
- [8] 秦永元. 惯性导航[M]. 2版. 北京: 科学出版社, 2014.
Qin Y Y. Inertial Navigation[M]. 2nd ed. Beijing: Science Press, 2014.
- [9] Heer C V. Interference of electromagnetic and matter waves in a nonpermanent gravitational field[J]. Bulletin of the American Physical Society, 1961, 6(393): 171.
- [10] 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.
- [11] 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.
- [12] Giovanni C S, Jr, Levinson E. Performance of a ring laser strapdown marine gyrocompass[J]. Navigation, 1981, 28(4): 311-341.
- [13] Levinson E, Giovanni C S. Laser gyro potential for long endurance marine navigation[J]. IEEE Position Location and Navigation Symposium, 1980: 115-129.
- [14] 袁保伦. 四频激光陀螺螺旋式惯导系统研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2007.
Yuan B L. Research on rotating inertial navigation system with four-frequency differential laser gyroscope[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2007.
- [15] 于旭东. 二频机抖激光陀螺单轴旋转惯性导航系统若干关键技术研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2011.
Yu X D. Research on some key technologies for single-axis rotation inertial navigation system with mechanically dithered ring laser gyroscope[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2011.
- [16] 魏国. 二频机抖激光陀螺双轴旋转惯性导航系统若干关键技术研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2013.
Wei G. Research on some key technologies for double-axis rotation inertial navigation system with mechanically dithered ring laser gyroscope[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2013.
- [17] 周章华, 徐海刚, 吴亮华, 等. 单轴旋转 SINS 方位陀螺漂移分析与估计[J]. 中国惯性技术学报, 2013, 21(1): 31-36.
Zhou Z H, Xu H G, Wu L H, et al. Analysis and estimation for azimuth gyro drift of single-axis rotation SINS[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2013, 21(1): 31-36.
- [18] 杨金晶, 蔡善军, 原润, 等. 基于惯性空间稳定的双轴惯导旋转调制方法[J]. 导航定位与授时, 2023, 10(2): 57-64.
Yang J J, Cai S J, Yuan R, et al. A dual-axis inertial navigation system rotation modulation method stabilised in the inertial coordinate system[J]. Navigation Positioning and Timing, 2023, 10(2): 57-64.
- [19] Cai Q Z, Yang G L, Song N F, et al. Analysis and calibration of the gyro bias caused by geomagnetic field in a dual-axis rotational inertial navigation system[J]. Measurement Science and Technology, 2016, 27(10): 105001.
- [20] 赵坤, 胡小毛, 刘伯哈. 舰船长航时光纤陀螺惯导系统技术及其未来发展[J]. 中国惯性技术学报, 2022, 30(3): 281-287.
Zhao K, Hu X M, Liu B H. Long-endurance fiber optic gyroscope INS for ships and its development trends[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2022, 30(3): 281-287.
- [21] Poddar S, Kumar V, Kumar A. A comprehensive overview of inertial sensor calibration techniques[J]. Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control, 2017, 139(1): 011006.
- [22] Rahimi H, Nikkhah A A. Improving the calibration process of inertial measurement unit for marine applications[J]. Navigation, 2020, 67(4): 763-774.
- [23] Zhang H L, Wu Y X, Wu W Q, et al. Improved multi-position calibration for inertial measurement units[J]. Measurement Science and Technology, 2010, 21(1): 015107.
- [24] Camberlein L, Mazzanti F. Calibration technique for laser gyro strapdown inertial navigation systems[J]. Ortung Und Navigation, 1985: 5.0-5.13.
- [25] 江奇渊, 汤建勋, 韩松来, 等. 36 维 Kalman 滤波的激光陀螺捷联惯导系统级标定方法[J]. 红外与激光工程, 2015, 44(5): 1579-1586.
Jiang Q Y, Tang J X, Han S L, et al. Systematic calibration method based on 36-dimension Kalman filter for laser gyro SINS[J]. Infrared and Laser Engineering, 2015, 44(5): 1579-1586.
- [26] 王子超, 范会迎, 谢元平, 等. 捷联惯导系统级标定方法[J]. 红外与激光工程, 2022, 51(7): 20210499.

- Wang Z C, Fan H Y, Xie Y P, et al. System-level calibration method for complex error coefficients of strapdown inertial navigation system[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2022, 51(7): 20210499.
- [27] Gao P Y, Li K, Wang L, et al. A self-calibration method for accelerometer nonlinearity errors in triaxis rotational inertial navigation system[J]. *IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement*, 2017, 66(2): 243-253.
- [28] Liu X Q, Zheng J M, Lu J Z, et al. Reducing the effect of the accelerometer-slope bias error on the calibration error of a high-precision RLG INS system-level fitting method[J]. *IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement*, 2021, 70: 9511009.
- [29] Wang L, Wu W Q, Li G, et al. Ring laser gyro G-sensitive misalignment calibration in linear vibration environments[J]. *Sensors*, 2018, 18(2): 601.
- [30] Barantsev G O, Kozlov A V, Shaimardanov I K, et al. Elastic dynamic torsion of a ring laser gyroscope mechanical dither and its effect on the accuracy of attitude determination[C]//2021 28th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems (ICINS), May 31-June 2, 2021, Saint Petersburg, Russia. New York: IEEE Press, 2021.
- [31] Barantsev G O, Kozlov A V, Shaimardanov I K, et al. A model of the elastic dynamic torsion of a ring laser gyroscope mechanical dither and a method for its calibration[C]//2022 29th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems (ICINS), May 30 - June 1, 2022, Saint Petersburg, Russian Federation. New York: IEEE Press, 2022.
- [32] Seo Y B, Yu H, Ryu K, et al. Analysis of gyro bias depending on the position of inertial measurement unit in rotational inertial navigation systems[J]. *Sensors*, 2022, 22(21): 8355.
- [33] Wen Z Y, Yang G L, Cai Q Z, et al. Modeling and calibration of the gyro - accelerometer asynchronous time in dual-axis RINS [J]. *IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement*, 2021, 70: 3503117.
- [34] Wang B, Ren Q, Deng Z H, et al. A self-calibration method for nonorthogonal angles between gimbals of rotational inertial navigation system[J]. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2015, 62(4): 2353-2362.
- [35] Deng Z H, Sun M, Wang B, et al. Analysis and calibration of the nonorthogonal angle in dual-axis rotational INS[J]. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2017, 64(6): 4762-4771.
- [36] Lin Y S, Miao L J, Zhou Z Q, et al. A high-accuracy method for calibration of nonorthogonal angles in dual-axis rotational inertial navigation system[J]. *IEEE Sensors Journal*, 2021, 21(15): 16519-16528.
- [37] Qin S Q, Huang Z S, Wang X S. Optical angular encoder installation error measurement and calibration by ring laser gyroscope[J]. *IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement*, 2010, 59(3): 506-511.
- [38] Zhao X X, Feng R J, Wu Y F, et al. A complementary filter-based all-parameters estimation for triaxis gyroscopes and optical angular encoders with intrinsic eccentricity[J]. *IEEE Sensors Journal*, 2021, 21(4): 5060-5069.
- [39] 李鹏, 王慧敏. 激光陀螺捷联惯组角动态误差分析及其抑制方法[J]. *导航定位与授时*, 2022, 9(5): 171-178.
- Li P, Wang H M. Dynamic error analysis and suppression method of strapdown inertial navigation unit angle of laser gyro [J]. *Navigation Positioning and Timing*, 2022, 9(5): 171-178.
- [40] 罗莉, 黄玉龙, 常路宾, 等. 捷联惯导系统初始对准研究现状及展望[J]. *中国舰船研究*, 2022, 17(5): 301-313.
- Luo L, Huang Y L, Chang L B, et al. Research status and prospect of initial alignment of SINS[J]. *Chinese Journal of Ship Research*, 2022, 17(5): 301-313.
- [41] Britting K R, Palsson T. Self-alignment techniques for strapdown inertial navigation systems with aircraft application[J]. *Journal of Aircraft*, 1970, 7(4): 302-307.
- [42] 秦永元, 严恭敏, 顾冬晴, 等. 摇摆基座上基于信息的捷联惯导粗对准研究[J]. *西北工业大学学报*, 2005, 23(5): 681-684.
- Qin Y Y, Yan G M, Gu D Q, et al. A clever way of SINS coarse alignment despite rocking ship[J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2005, 23(5): 681-684.
- [43] Wu M P, Wu Y X, Hu X P, et al. Optimization-based alignment for inertial navigation systems: theory and algorithm [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2011, 15(1): 1-17.
- [44] 严恭敏, 李思锦, 高文勃, 等. 纬度未知条件下的抗扰动惯性系初始对准改进方法[J]. *中国惯性技术学报*, 2020, 28(2): 141-146.
- Yan G M, Li S J, Gao W S, et al. An improvement for SINS anti-rocking alignment under geographic latitude uncertainty[J]. *Journal of Chinese Inertial Technology*, 2020, 28(2): 141-146.
- [45] Baziw J, Leondes C T. In-flight alignment and calibration of inertial measurement units - part I: general formulation[J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 1972, AES-8(4): 439-449.
- [46] 李瑶, 徐晓苏, 吴炳祥. 捷联惯导系统罗经法自对准[J]. *中国惯性技术学报*, 2008, 16(4): 386-389.
- Li Y, Xu X S, Wu B X. Gyrocompass self-alignment of SINS [J]. *Journal of Chinese Inertial Technology*, 2008, 16(4): 386-389.
- [47] 韩松来. GPS 和捷联惯导组合导航新方法及其系统误差补偿方案研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2010.
- Han S L. Novel GPS/SINS integration architecture and systematic error compensation methods[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2010.
- [48] Shi W C, Xu J N, Li D, et al. Attitude estimation of SINS on underwater dynamic base with variational Bayesian robust adaptive Kalman filter[J]. *IEEE Sensors Journal*, 2022, 22(11): 10954-10964.
- [49] 郭士萃, 吴苗, 许江宁, 等. 自适应渐消卡尔曼滤波及其在 SINS 初始对准中的应用[J]. *武汉大学学报(信息科学版)*, 2018, 43(11): 1667-1672, 1680.
- Guo S L, Wu M, Xu J N, et al. Adaptive fading Kalman filter and its application in SINS initial alignment[J]. *Geomatics and Information Science of Wuhan University*, 2018, 43(11): 1667-1672, 1680.
- [50] 吴苗, 郭士萃, 许江宁. 强跟踪扩展卡尔曼滤波及其在捷联惯导初始对准中的应用[J]. *海军工程大学学报*, 2019, 31(3): 12-16, 38.
- Wu M, Guo S L, Xu J N. Strong tracking EKF and its application in SINS alignment[J]. *Journal of Naval University of Engineering*, 2019, 31(3): 12-16, 38.
- [51] 朱兵, 李星, 刘强, 等. 鲁棒 Kalman 滤波及其在水下组合导航中的应用[J]. *导航定位与授时*, 2021, 8(1): 96-103.
- Zhu B, Li X, Liu Q, et al. Robust Kalman filter and its application in underwater integrated navigation[J]. *Navigation Positioning and Timing*, 2021, 8(1): 96-103.
- [52] 严恭敏, 严卫生, 徐德民. 简化 UKF 滤波在 SINS 大失准角初始对准中的应用[J]. *中国惯性技术学报*, 2008, 16(3): 253-264.
- Yan G M, Yan W S, Xu D M. Application of simplified UKF in SINS initial alignment for large misalignment angles[J]. *Journal of Chinese Inertial Technology*, 2008, 16(3): 253-264.
- [53] 朱兵, 许江宁, 吴苗, 等. 水下动基座初始对准中的鲁棒自适应 UKF 方法[J]. *仪器仪表学报*, 2018, 39(2): 73-80.
- Zhu B, Xu J N, Wu M, et al. Robust adaptive UKF approach for underwater moving base initial alignment[J]. *Chinese Journal of Scientific Instrument*, 2018, 39(2): 73-80.
- [54] 狄静波, 常路宾. 捷联惯导准静基座大失准角线性初始对准方法研究[J]. *导航定位与授时*, 2022, 9(3): 56-63.
- Di J B, Chang L B. SINS linear initial alignment under quasi-static conditions with large misalignment[J]. *Navigation Positioning and Timing*, 2022, 9(3): 56-63.
- [55] Barrau A. Non-linear state error based extended Kalman filters with applications to navigation[D]. Paris: MINES Paris Tech,

- 2015.
- [56] Chang L B, Luo Y R. Log-linear error state model derivation without approximation for INS[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2023, 59(2): 2029-2035.
- [57] 于旭东, 龙兴武, 王宇, 等. 激光陀螺单轴旋转惯导系统多位置对准技术研究[J]. 传感技术学报, 2011, 24(6): 824-828. Yu X D, Long X W, Wang Y, et al. Research on multi-position alignment in single-axis rotation inertial navigation system with ring laser gyroscope[J]. Chinese Journal of Sensors and Actuators, 2011, 24(6): 824-828.
- [58] Wei D, Li S H, Fu Q W. A new initial alignment scheme for dual-axis rotational inertial navigation system[J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement, 2022, 71: 8503010.
- [59] 夏家和, 成果达, 吉翠萍. 垂线偏差对空中对准航向误差的影响研究[J]. 传感技术学报, 2017, 30(4): 566-569. Xia J H, Cheng G D, Ji C P. Study on the influence of the deflections of the vertical on the in-flight alignment heading error [J]. Chinese Journal of Sensors and Actuators, 2017, 30(4): 566-569.
- [60] 安文, 许江宁, 吴苗, 等. 垂线偏差对捷联惯导姿态对准的影响和补偿[J]. 海军工程大学学报, 2020, 32(2): 55-60. An W, Xu J N, Wu M, et al. Influence and compensation of vertical deflection on SINS attitude alignment[J]. Journal of Naval University of Engineering, 2020, 32(2): 55-60.
- [61] Hao S W, Zhang Z L, Zhou Z F, et al. Relative estimation method of DOV based on double-alignment of SINS[J]. IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters, 2022, 19: 8030105.
- [62] Hao S W, Zhang Z L, Zhou Z F, et al. Analysis of DOV estimation in initial alignment based on Single-axis rotating SINS [J]. Measurement, 2022, 204: 112047.
- [63] Levinson E, Majure R. Accuracy enhancement techniques applied to the marine ring laser inertial navigator (MARLIN)[J]. Navigation, 1987, 34(1): 64-86.
- [64] Levinson E, Ter Horst J, Willcocks M. The next generation marine inertial navigator is here now[C]//Proceedings of 1994 IEEE Position, Location and Navigation Symposium-PLANS'94, April 11-15, 1994, Las Vegas, NV, USA. New York: IEEE Press, 2002: 121-127.
- [65] Yuan B L, Liao D, Han S L. Error compensation of an optical gyro INS by multi-axis rotation[J]. Measurement Science and Technology, 2012, 23(2): 025102.
- [66] 纪志农, 刘冲, 蔡善军, 等. 一种改进的双轴旋转惯导系统十六位置旋转调制方案[J]. 中国惯性技术学报, 2013, 21(1): 46-50. Ji Z N, Liu C, Cai S J, et al. Improved sixteen-sequence rotation scheme for dual-axis SINS[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2013, 21(1): 46-50.
- [67] Zha F, Chang L B, He H Y. Comprehensive error compensation for dual-axis rotational inertial navigation system [J]. IEEE Sensors Journal, 2020, 20(7): 3788-3802.
- [68] Wei Q S, Zha F, Chang L B. Novel rotation scheme for dual-axis rotational inertial navigation system based on body diagonal rotation of inertial measurement unit[J]. Measurement Science and Technology, 2022, 33(9): 095105.
- [69] 王子磊, 尹洪亮, 王丹. 激光陀螺双轴旋转惯导系统转位方案设计[J]. 舰船科学技术, 2013, 35(12): 114-120. Wang Z L, Yin H L, Wang D. Rotating scheme designing for two-axis rotating laser gyro inertial navigation system[J]. Ship Science and Technology, 2013, 35(12): 114-120.
- [70] Li Q H, Li K, Liang W W. A dual-axis rotation scheme for long-endurance inertial navigation systems[J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement, 2022, 71: 8503510.
- [71] Fan H Y, Xie Y P, Wang Z C, et al. A unified scheme for rotation modulation and self-calibration of dual-axis rotating SINS[J]. Measurement Science and Technology, 2021, 32(11): 115113.
- [72] 谢元平, 范会迎, 王子超, 等. 双轴旋转调制捷联惯导系统旋转方案优化设计[J]. 中国惯性技术学报, 2021, 29(4): 421-427, 436. Xie Y P, Fan H Y, Wang Z C, et al. Optimization design of rotation scheme for dual-axis rotation-modulation strapdown inertial navigation System[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2021, 29(4): 421-427, 436.
- [73] 袁保伦, 饶谷音. 光学陀螺旋转惯导系统原理探讨[J]. 国防科技大学学报, 2006, 28(6): 76-80. Yuan B L, Rao G Y. On the theory of optical gyro rotating inertial navigation system[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2006, 28(6): 76-80.
- [74] Adams G, Gokhale M. Fiber Optic Gyro based precision navigation for submarines[C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, August 14-17, 2000, Dever, CO. Virginia: AIAA Press, 2000: 4384.
- [75] Heckman D W, Baretela L M. Improved affordability of high precision submarine inertial navigation by insertion of rapidly developing fiber optic gyro technology[C]//IEEE 2000. Position Location and Navigation Symposium (Cat. No. 00CH37062), March 13-16, 2000, San Diego, CA, USA. New York: IEEE Press, 2002: 404-410.
- [76] 于旭东, 范会迎, 王子超, 等. 一种基于地心惯性系的捷联惯导系统三轴旋转调制方法: CN113029140B[P]. 2022-05-17. Yu X D, Fan H Y, Wang Z C, et al. Three-axis rotation modulation method of strapdown inertial navigation system based on geocentric inertial system: CN113029140B[P]. 2022-05-17.
- [77] 刘建春, 娄癸阳, 赵小明, 等. 旋转调制方法、装置、设备及存储介质: CN115127552B[P]. 2022-11-18. Liu J C, Lou G Y, Zhao X M, et al. Rotation modulation method and device, equipment and storage medium: CN115127552B[P]. 2022-11-18.
- [78] Keller J. Sperry Marine to build AN/WSN-7 shipboard navigation systems as navy waits for new replacement[J]. Military & Aerospace Electronics, 2017(11): 32.
- [79] Bird J S, McMillan J C. A dual inertial integrated navigation system[C]//Proceedings of the 54th Annual Meeting of The Institute of Navigation, June 1-3, 1998, Denver, USA. Manassas: The Institute of Navigation, 1998: 373-382.
- [80] 谈学军, 洪刚, 李建强, 等. 双捷联冗余技术在长征二号丁运载火箭上的研发与实践[J]. 上海航天, 2016, 33(4): 1-9. Tan X J, Hong G, Li J Q, et al. Development and implementation of dual-strapdown inertial redundant technology in CZ-2D launch vehicle[J]. Aerospace Shanghai, 2016, 33(4): 1-9.
- [81] 李骥, 张洪华, 赵宇, 等. 嫦娥三号着陆器的陀螺在轨标定[J]. 中国科学: 技术科学, 2014, 44(6): 582-588. Li J, Zhang H H, Zhao Y, et al. In-flight calibration of the gyros of the Chang'E-3 lunar lander[J]. Scientia Sinica: Technologica, 2014, 44(6): 582-588.
- [82] 张洪华, 李骥, 关轶峰, 等. 嫦娥三号着陆器动力下降的自主导航[J]. 控制理论与应用, 2014, 31(12): 1686-1694. Zhang H H, Li J, Guan Y F, et al. Autonomous navigation for powered descent phase of Chang'E-3 lunar lander[J]. Control Theory & Applications, 2014, 31(12): 1686-1694.
- [83] 王悦勇, 麻永平, 程伟民, 等. 双惯导自主定位系统方案探讨[J]. 导航与控制, 2011, 10(3): 69-70, 45. Wang Y Y, Ma Y P, Cheng W M, et al. Discussion on the scheme of dual inertial navigation autonomous positioning system [J]. Navigation and Control, 2011, 10(3): 69-70, 45.
- [84] 肖焜, 卢建睿, 张永炎, 等. 非对称冗余惯导的在线标定与容错估计反馈策略[J]. 中国惯性技术学报, 2022, 30(3): 288-295. Xiao X, Lu J R, Zhang Y Y, et al. On-line calibration and fault-tolerant estimation feedback strategy of asymmetric redundant inertial navigation system[J]. Journal of Chinese Inertial

- Technology, 2022, 30(3): 288-295.
- [85] 李振威, 程咏梅, 张亚崇, 等. 基于容错惯性网络的相对导航方法[J]. 中国惯性技术学报, 2023, 31(2): 171-178.
Li Z W, Cheng Y M, Zhang Y C, et al. Relative navigation method based on fault-tolerant inertial network[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2023, 31(2): 171-178.
- [86] 程鉴皓, 李荣冰, 刘刚, 等. 基于集值决策的机载冗余惯导系统状态判决方法[J]. 中国惯性技术学报, 2022, 30(4): 553-560.
Cheng J H, Li R B, Liu G, et al. State decision method of airborne redundant inertial navigation system based on set-valued decision[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2022, 30(4): 553-560.
- [87] 刘为任, 王宁, 刘国彬, 等. 一种双惯导组合导航方法[J]. 中国惯性技术学报, 2014, 22(1): 1-4, 13.
Liu W R, Wang N, Liu G B, et al. Integration navigation method of dual INS[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2014, 22(1): 1-4, 13.
- [88] 刘为任, 宋高玲, 孙伟强, 等. 双主惯导对子惯导的高精度传递对准方法[J]. 中国惯性技术学报, 2016, 24(5): 561-564, 570.
Liu W R, Song G L, Sun W Q, et al. High-accuracy transfer alignment method of double master INSs to slave INS[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2016, 24(5): 561-564, 570.
- [89] 王林, 吴文启, 魏国, 等. 双航海惯导联合旋转调制协同定位与误差参数估计[J]. 中国惯性技术学报, 2017, 25(5): 599-605.
Wang L, Wu W Q, Wei G, et al. Dual marine INS joint rotation and modulation for cooperative positioning and error parameter estimation[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2017, 25(5): 599-605.
- [90] 王林, 吴文启, 魏国, 等. 基于格网系的双航海惯导定位信息融合[J]. 中国惯性技术学报, 2018, 26(2): 141-148.
Wang L, Wu W Q, Wei G, et al. Positioning information fusion for dual marine INSs based on grid frame[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2018, 26(2): 141-148.
- [91] Han H, Wang L, Wang M. A dynamic gyro scale factor error calibration method for RINSs[J]. IEEE Sensors Journal, 2021, 21(18): 20817-20823.
- [92] Wang M, Wang L, Han H. Research on improving heading and attitudes accuracy by online calibration of errors based on multi-RINSs joint rotation modulation[J]. IEEE Sensors Journal, 2022, 22(5): 4503-4513.
- [93] 崔加瑞, 吴文启, 马铁锋, 等. 双惯导联合旋转调制光纤陀螺标度因数误差自校正方法[J]. 中国惯性技术学报, 2022, 30(5): 561-568.
Cui J R, Wu W Q, Ma T F, et al. Self-correction method of scale factor error of fiber optic gyroscope with dual inertial navigation and rotary modulation[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2022, 30(5): 561-568.
- [94] 梁钟泓, 罗晖, 李鼎, 等. 基于双惯导系统协同的全参数在线标定算法[J]. 中国惯性技术学报, 2023, 31(4): 319-326, 334.
Liang Z H, Luo H, Li D, et al. All-parameter online calibration algorithm based on the collaboration between dual INSs[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2023, 31(4): 319-326, 334.
- [95] 周涛, 施国兴, 胡海峰, 等. 载人运载火箭惯性器件冗余管理中的精度控制技术[J]. 导弹与航天运载技术, 2022(1): 59-64.
Zhou T, Shi G X, Hu H F, et al. Precision control technology in IMU redundancy management for manned launch vehicle[J]. Missiles and Space Vehicles, 2022(1): 59-64.
- [96] Pejasa A J. Optimum skewed redundant inertial navigators[J]. AIAA Journal, 1974, 12(7): 899-902.
- [97] Jafari M, Roshanian J. Optimal redundant sensor configuration for accuracy and reliability increasing in space inertial navigation systems[J]. Journal of Navigation, 2013, 66(2): 199-208.
- [98] 程建华, 董金鲁, 陈岱岱. 一种对称斜置式四陀螺惯导冗余配置方案[J]. 传感器与微系统, 2015, 34(2): 16-19, 27.
Cheng J H, Dong J L, Chen D D. Symmetrical and sideling redundancy configuration scheme of SINS using four gyroscopes[J]. Transducer and Microsystem Technologies, 2015, 34(2): 16-19, 27.
- [99] 袁宇翔, 邹斌. 高可靠性车载惯性传感器冗余配置方案优化技术研究[J]. 哈尔滨工程大学学报, 2018, 39(8): 1369-1375.
Yuan Y X, Zou B. Optimization of redundant configuration scheme for vehicle inertial sensors with high reliability[J]. Journal of Harbin Engineering University, 2018, 39(8): 1369-1375.
- [100] 王彬, 申亮亮, 邵会兵, 等. 高精度多冗余捷联惯组配置优化设计与应用研究[J]. 导航定位与授时, 2019, 6(6): 33-40.
Wang B, Shen L L, Shao H B, et al. Research on high-precision RIMU configuration optimization design and application[J]. Navigation Positioning and Timing, 2019, 6(6): 33-40.
- [101] 郭建刚, 王跃鹏, 郑伟. 十二表冗余捷联惯导系统数据融合技术研究[J]. 导航定位与授时, 2019, 6(6): 41-49.
Guo J G, Wang Y P, Zheng W. Study on data fusion for the 12-sensor redundant strapdown inertial navigation system[J]. Navigation Positioning and Timing, 2019, 6(6): 41-49.
- [102] Gelb A. Geodetic and geophysical uncertainties - Fundamental limitations on terrestrial inertial navigation[C]//Control and Flight Dynamics Conference, August 12-14, 1968, Pasadena, CA. Virginia: AIAA Press, 1968: 847.
- [103] Peshekhonov V G. Problem of the vertical deflection in high-precision inertial navigation[J]. Gyroscopy and Navigation, 2020, 11(4): 255-262.
- [104] 翁海娜, 李鹏飞, 高峰, 等. 高精度惯导系统重力扰动的阻尼抑制方法[J]. 中国惯性技术学报, 2017, 25(2): 141-145.
Weng H N, Li P F, Gao F, et al. Damping suppression method for gravity disturbance of high-precision inertial navigation system[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2017, 25(2): 141-145.
- [105] 铁俊波, 吴美平, 蔡劭琨, 等. 基于 EGM2008 重力场球谐模型的水平重力扰动计算方法[J]. 中国惯性技术学报, 2017, 25(5): 624-629.
Tie J B, Wu M P, Cai S K, et al. Gravity disturbance calculation method based on Earth Gravitational Model 2008[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2017, 25(5): 624-629.
- [106] Chang L B, Qin F J, Wu M P. Gravity disturbance compensation for inertial navigation system[J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement, 2019, 68(10): 3751-3765.
- [107] 常路宾, 覃方君, 查峰. 单轴旋转捷联惯导系统重力扰动补偿方法研究[J]. 导航定位与授时, 2018, 5(2): 12-16.
Chang L B, Qin F J, Zha F. Gravity disturbance compensation for single-axis rotary-modulation strapdown inertial navigation system[J]. Navigation Positioning and Timing, 2018, 5(2): 12-16.
- [108] Weng J, Liu J N, Jiao M X, et al. Analysis and on-line compensation of gravity disturbance in a high-precision inertial navigation system[J]. GPS Solutions, 2020, 24(3): 1-8.
- [109] Wang J, Yang G L, Li X Y, et al. Application of the spherical harmonic gravity model in high precision inertial navigation systems[J]. Measurement Science and Technology, 2016, 27(9): 095103.
- [110] Gao D Y, Hu B Q, Qin F J, et al. A real-time gravity compensation method for INS based on BPNN[J]. IEEE Sensors Journal, 2021, 21(12): 13584-13593.
- [111] 严恭敏, 戴晨杰, 陈若彤. 地球自转模型误差对高精度惯导系统定位精度的影响分析[J]. 中国惯性技术学报, 2022, 30(2): 154-158, 167.
Yan G M, Dai C J, Chen R T. The influence of earth's rotation model error on positioning accuracy of high-performance INS[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2022, 30(2): 154-158, 167.
- [112] 戴晨杰, 严恭敏, 杨小康. 日月摄动对高精度惯导系统的影响分析[C]//惯性技术发展动态发展方向研讨会——惯性基导

航、制导与控制技术发展新趋势. 天津: 中国惯性技术学会, 2022.
Dai C J, Yan G M, Yang X K. Analysis of the influence of sun-moon perturbation on high precision inertial navigation system

[C]//Symposium on Dynamic Development of Inertial Technology. Tianjin: Chinese Society of inertial Technology, 2022.

Development and Prospects of Long-Endurance Ring Laser Gyro Inertial Navigation System Technology

Li Ding^{1,2}, Yu Xudong^{1,2*}, Wei Guo^{1,2}, Yuan Baolun^{1,2}, Gao Chunfeng^{1,2}, Zhang Pengfei^{1,2},
Wang Guocheng^{1,2}, Luo Hui^{1,2**}

¹College of Advanced Interdisciplinary Studies, National University of Defense Technology, Changsha 410073, Hunan, China;

²Nanhu Laser Laboratory, National University of Defense Technology, Changsha 410073, Hunan, China

Abstract

Significance Ring laser gyro (RLG) is an angular rate sensor based on the Sagnac effect and can measure the angular rate of a moving vehicle relative to inertial space. RLG inertial navigation system is widely applied in the defense military and commercial fields. In the defense military field, RLG inertial navigation systems are widely employed in launch vehicles, cruise missiles, ships, unmanned aerial vehicles, new fighter aircraft, transport aircraft, tanks, and the in-service transformation of armed systems. In the commercial field, different levels of RLG inertial navigation systems are also chosen in transportation, commercial spaceflight, deep sea survey, coal mine drilling, geological mapping, and other fields. RLG has the highest market share in medium and high precision gyro due to its high accuracy, high reliability, and mature engineering technology. RLG is characterized by high reliability and strong resistance to shock and acceleration without rotating parts. Additionally, it is unnecessary for RLG to turn at high speeds since the time required to reach a constant speed, with short start-up time. As RLG has a wide dynamic range, theoretically there is no upper limit to the angular velocity measurement range, and RLG has a long life of up to 100000 h or more. With the development of aviation, aerospace, navigation, and other fields, the RLG inertial navigation systems have put forward the requirements of high precision and long flight time. According to China's relevant research plan, the development of a high-precision, long-endurance RLG inertial navigation system is an important development direction in inertial technology.

Progress To improve the accuracy of the inertial navigation system of RLG and meet the long-endurance requirements, we should carry out two aspects of the research. First, from the perspective of the inertial device itself, new material and improvement in the assembly process and sensitive characteristics should be employed to improve the performance of RLG and accelerometer. The second is inertial navigation system technology. From the perspective of the error propagation characteristics of the system, the error is comprehensively compensated and prevented according to the error model. The main technical approach is rotational modulation technology, in which the rotational mechanism drives the inertial measurement unit to rotate according to the proposed scheme to realize the error modulation function. After the accuracy of RLG reaches a high level, it is difficult to improve the measurement accuracy by enhancing the processing technology, with a long development period and high costs. The utilization of inertial navigation system technology to provide the system with higher accuracy and stronger self-sustaining power is a low-cost and efficient method to effectively improve the navigation capability of long endurance. The key technologies of the long-endurance RLG inertial navigation system can be summarized as five aspects in Fig. 5.

According to the five key technical directions listed in Fig. 4, the studies of relevant scholars in recent years are summarized. The future development of long-endurance RLG inertial navigation system technology can be mainly considered in the following aspects:

1) Further exploration of error types, models, and calibration methods for error calibration techniques

The existing error models can no longer meet the high-precision and long-endurance requirements. For the RLG inertial navigation system, more precise and perfect full-parameter error models should be built, and the corresponding error calibration method needs to be studied.

2) Further research on the error decoupling method of initial alignment technology

Since the existing initial alignment methods seldom consider the influence of errors in inertial devices, it is necessary

to consider the influence of errors on the initial alignment accuracy based on a more refined and perfect full-parameter error model. Additionally, a reasonable compensation scheme, initial alignment scheme and decoupling of errors and misalignment according to the characteristics of each error should be designed.

3) Optimization of rotation modulation scheme

It is of great significance to optimize and design a reasonable tri-axis rotational scheme to overcome the limitations of single-axis and dual-axis rotational modulation techniques, eliminate the influence of earth rotation angular velocity on rotation modulation effect, and pursue high-precision navigation in long-endurance conditions.

4) Exploration and optimization of system level and device level redundancy scheme, fault diagnosis, isolation, and reconstruction method improvement

The real-time estimation method of device error parameters by joint rotary modulation of multiple inertial navigation system should be explored, and position error dispersion and long-time stability in the long-time autonomous navigation of multiple inertial guide systems need to be solved. Thus, it is also necessary to design a reasonable device-level redundant configuration to achieve a balance between mass, volume, and reliability. Considering the influence of failure signal and noise signal characteristics of the inertial navigation system and devices on the decision conclusion, the failure mode classification is extended in-depth, and the selection of detection threshold and adaptive adjustment need to be improved.

5) Building of high-precision earth gravity field model and earth rotation parameter mode

High-precision and long-endurance inertial navigation systems urgently need high-precision geophysical field parameter models. The geophysical field compensation of the inertial navigation system requires multidisciplinary integration, which is combined with the frontier knowledge of geophysics, astronomy, and other disciplines to build a more accurate and comprehensive model of the earth's gravity field and rotation parameter.

Conclusions and Prospects We introduce the working principle and research progress of RLG and RLG inertial navigation systems, and summarize the study of the six aspects in the long-endurance RLG inertial guidance system technology including error calibration technology, initial alignment technology, rotation modulation technology, high-reliability fault tolerance technology, multi-inertial guidance cooperative positioning technology, and geophysical field compensation technology. With the development of national defense science and technology, the demand for high-precision, long-endurance, and strong self-sustainability navigation systems is becoming increasingly urgent. With the maturity of laser gyro manufacturing and processing technology and further research and analysis on laser gyro error mechanism, the technology system of long-endurance RLG inertial navigation system will be developed more perfectly.

Key words ring laser gyro; inertial navigation; error suppression; long-endurance autonomous navigation