

doi:10.19306/j.cnki.2095-8110.2024.02.001

速率积分半球谐振陀螺测试方法探讨

徐海刚, 梁文伟, 邱丽玲, 范 森, 牛 畅

(北京自动化控制设备研究所, 北京 100074)

摘 要:针对速率积分半球谐振陀螺测试精度与使用精度不一致的问题,深入研究了速率积分模式下半球谐振陀螺误差的基本特性,指出造成上述问题的主要原因为现有测试方法仅考虑了驻波在固定工作点时陀螺零偏的稳定性,而未考虑驻波在不同工作点时陀螺零偏的一致性。进一步提出,应基于“如何用,即如何测”的思想,采用全周向的方式考核速率积分半球谐振陀螺的零偏和标度因数性能,提出了相应的测试方法或思路并进行了验证。

关键词:速率积分半球谐振陀螺;测试方法;全周向;零偏;标度因数

中图分类号:U666.1

文献标志码:A

文章编号:2095-8110(2024)02-0001-08

Research on testing method of rate-integrating hemispherical resonator gyroscope

XU Haigang, LIANG Wenwei, QIU Liling, FAN Miao, NIU Chang

(Beijing Institute of Automatic Control Equipment, Beijing 100074, China)

Abstract: To solve the problem of inconsistency between the test accuracy and the application accuracy of rate-integrating hemispherical resonator gyroscope, the basic characteristics of hemispherical resonator gyroscope error in rate-integrating mode are studied in detail. The main reason for the above problems is that the existing testing method only considers the stability of gyro bias when the vibration standing wave is at a fixed operating point, without considering the consistency of gyro bias when the standing wave is at different operating points. Furthermore, the bias and scale factor performance of the rate-integrating hemispherical resonator gyroscope should be evaluated using a full circumferential approach based on the idea of selecting test method by how it's be used. Corresponding testing methods or ideas are proposed and verified.

Key words: Rate-integrating hemispherical resonator gyroscope; Testing methods; All-circumferential; Bias; Scale factor

0 引言

速率积分半球谐振陀螺以高精度、大动态、低成本、轻质化及高可靠等突出优势,成为当前惯性技术领域最受关注的研究与应用热点。事实上,半球谐振陀螺并非新鲜事物,早在 1965 年,美国德科(Delco)公司就开始了相关原理验证,并于 1990 年

实现了卫星应用;但由于力平衡模式测量范围有限、同时期光学陀螺竞争优势以及多种商业因素综合影响,并未获得广泛应用^[1]。2010 年前后,法国赛峰(Safran)公司历经十余年研发,采用速率积分控制模式、两件套组成结构及 20 mm 直径振子方案,推出第一代半球谐振陀螺产品,展示出显著的精度、成本、体积及质量综合优势,使得半球谐振陀

收稿日期:2023-11-10;修订日期:2024-03-03

作者简介:徐海刚(1979—),男,研究员,主要从事导航、制导与控制方面的研究。

螺重新获得高度关注和快速发展的窗口期;至2020年,赛峰公司展示了半球谐振陀螺的长足进步,精度从 $0.1(^{\circ})/h$ 提升到优于 $0.0001(^{\circ})/h$ ^[2-5],使得哥氏振动陀螺应用领域从仅低精度领域提升至全精度覆盖,成为继机械转子陀螺和光学陀螺后的第三代陀螺,凭借显著优势开始全面推广应用。

通过梳理惯性技术发展史可知^[6],速率积分半球谐振陀螺(为叙述方便,以下将“速率积分半球谐振陀螺”简称为“半球陀螺”)是第一个应用于捷联惯导系统的速率积分陀螺,具有独特的工作模式和误差特性,因而,在研发和应用中必然需要解决一系列新的共性基础问题。陀螺测试精度与导航应用精度不一致即是当前急需解决的主要问题之一,其表现为:采用现有测试方法得到的性能指标,比在惯导系统应用中的精度常常高1个数量级以上,如陀螺测试精度为 $0.01(^{\circ})/h$,理论上惯导系统精度应为 $1\text{ nmile}/h$,但实际却不足 $10\text{ nmile}/h$,严重影响了工程应用以及对陀螺实际水平的判断。

当前半球陀螺相关测试标准主要是用于评估哥氏振动陀螺的IEEE Std 1431-2004《IEEE Standard Specification Format Guide and Test Procedure for Coriolis Vibratory Gyros》^[7]和GJB 7952-2012《振动陀螺仪测试方法》^[8],此外还可参考光学陀螺有关标准^[9-10],下面逐一讨论。一是IEEE Std 1431-2004,其为针对哥氏振动陀螺的通用测试规范,覆盖了力平衡、开环和全角三类工作模式,文中多处(1.3,5.3.2,5.3.2.1.6,5.3.3.1.2,8.3等)提及全角模式(即速率积分模式)的特殊考虑,如5.3.2.1.6提及在全角模式下陀螺标度因数会因为内部结构的几何形状表现出周期性的误差特性,但未制定针对性的具体测试方法,作者分析认为,其原因可能是当时全角模式还未充分发展和广泛应用,研究具体测试方法的必要性和紧迫性不足;二是GJB 7952-2012,其为针对力平衡式振动陀螺的测试方法,不能直接用于评估半球陀螺性能;三是光学陀螺测试标准,其应用广泛,测试方法科学成熟,也常被用于评估半球陀螺性能。然而,这些标准基本用于评估速率陀螺的性能,这类陀螺一般闭环在一个固定工作点(光学或机械)附近,不存在误差特性随工作点显著变化的情况。此外,尽管美国诺格(Northrop Grumman)公司和法国赛峰公司等机构已开展半球陀螺的相关研究,作者所见范围内,却未发现其发表关于测试方法的成果,仅有少

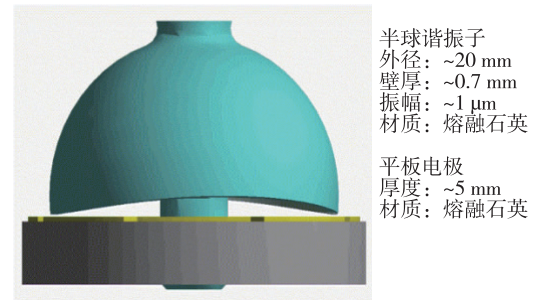
量文章发布了采用Allan方差评估零偏不稳定性的信息^[3]。综上,现有相关测试标准无法全面、准确地评估半球陀螺性能。

针对这一问题,本文尝试探讨半球陀螺的误差特性,结合工程应用中的实际情况,提出适用的测试方法,以准确评价陀螺性能,支撑其研发应用。

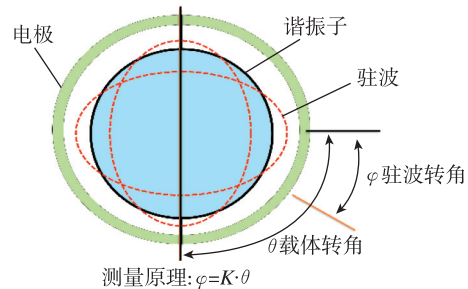
1 误差机理与特性

1.1 基本原理

半球陀螺是一种基于哥氏振动效应的角运动传感器。其核心敏感部件为熔融石英材料的空心薄壁半球谐振子,通过控制电压可在谐振子球沿上激励形成振动驻波,驻波的位置变化可反映载体角运动,其基本组成与工作原理如图1所示。



(a) 基本组成



(b) 工作原理

图1 半球陀螺基本组成与工作原理

Fig. 1 The basic composition and working principle of hemispherical gyro

半球谐振陀螺有两种工作模式。一种是速率模式,也称力平衡模式,通过电压将驻波闭环控制在一个固定的工作点(例如 0° 方位角位置),闭环控制的电压高低代表了角速度大小,受限于闭环控制电压不宜过高,该模式下陀螺测量范围较小(一般在 $10(^{\circ})/s$ 以内,通过特殊措施可提升至几十 $(^{\circ})/s$),只能应用于少数小动态场合,如卫星、深空探测器等;另一种是

速率积分模式,也称全角模式,该模式不约束驻波位置,允许驻波停留在 360° 方位角范围内的任意位置,通过检测驻波方位角直接测量角运动,该模式下陀螺测量范围理论上可以无限大,可应用于陆海空天各类运动载体。采用速率积分模式的半球谐振陀螺是当前惯性技术领域最为重要的发展方向之一,本文探讨的即是其误差特性与测试方法。

1.2 误差机理

造成半球陀螺误差的主要原因是谐振子的制

造误差、检测/控制电路内在缺陷、电极制造缺陷及装配偏差等,这里选择两种典型情况说明半球陀螺的误差特点。

(1) 制造误差影响

由于采用机械加工方式制造,谐振子不可避免地存在沿周向不均匀的加工缺陷。图 2(a)为本文研究的某谐振子,图 2(b)为典型制造缺陷之一,即划痕状缺陷,此外还有多种其他制造缺陷形式,此处仅为说明陀螺零偏的特性,不对具体缺陷成因作详细讨论。

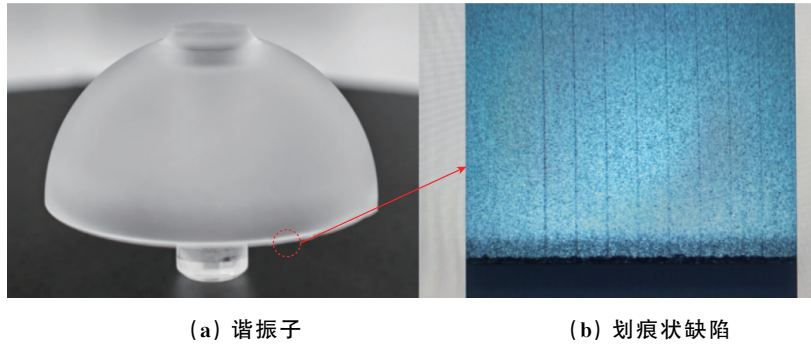


图 2 谐振子制造典型缺陷

Fig. 2 Typical defects of harmonic oscillator manufacturing

进一步,这些缺陷会表现为谐振子在球沿不同方向的阻尼和频率不一致,即阻尼差和频差,对应形成随驻波位置变化的陀螺零偏,如式(1)所示^[11]

$$\epsilon = \frac{1}{2} \Delta \left(\frac{1}{\tau} \right) \sin 4(\theta - \theta_\omega) E / \sqrt{E^2 - Q^2} + \frac{1}{2} \Delta \omega \cos 4(\theta - \theta_\tau) Q / \sqrt{E^2 - Q^2} \quad (1)$$

其中, ϵ 为陀螺零偏; $\Delta \left(\frac{1}{\tau} \right)$ 为最大阻尼轴 θ_τ 和最小阻尼轴之间的阻尼差异; $\Delta \omega$ 为最大刚度轴 θ_ω 和最小刚度轴之间的谐振频率之差; θ 为驻波方位角; Q 为正交误差; E 为振动总能量。

由式(1)可见,当驻波位置不变时,也即驻波方位角 θ 为固定值时,陀螺零偏为常值;当驻波匀速旋转 1 周时,其整周平均值为 0,故半球陀螺零偏具有极其稳定的周向均值,零偏重复性指标较高;当驻波自由进动时,陀螺零偏随驻波位置发生变化。

若采用速率陀螺测试方法,则只能评估驻波在某一个位置附近的误差特性,而不能全面反映驻波在所有位置的误差特性。例如,在式(1)中仅考虑阻尼均匀性(第一项)的影响,假设其幅值为 $1^\circ/\text{h}$,一次测试时长 2 h,驻波位置变化 0.1 rad ,则计算出的零偏

稳定性为 $0.0288^\circ/\text{h}$;而如果考虑到整周变化情况,计算出的零偏稳定性应为 $0.7072^\circ/\text{h}$,相差近 25 倍。这就是导致测试精度与使用精度出现重大偏差的根本原因。因此,需要充分考虑陀螺的这一特性来制定测试方法。

(2) 检测电路缺陷影响

由于电路元器件存在非线性和不对称性等固有缺陷,驻波在不同位置时输出到电路的信号大小也随之变化,造成陀螺标度因数随驻波位置变化的现象。经分析推导,角速度误差主要表现为随驻波方位角 4 倍频变化的误差规律,如式(2)所示。

$$\omega = \Omega + \Delta l \Omega \sin 4(\theta) + \Delta \theta \Omega \cos 4(\theta) + \epsilon \quad (2)$$

$$\Delta k = \frac{\omega - \Omega}{\Omega} = \Delta l \sin 4(\theta) + \Delta \theta \cos 4(\theta) + \frac{\epsilon}{\Omega} \quad (3)$$

其中, ω 为陀螺输出角速度; Ω 为外界输入角速度; Δl 为通道增益误差; $\Delta \theta$ 为电极不正交误差; Δk 为标度因数误差。半球陀螺进动系数固定,式(2)中将该系数简化为 1,不影响特性分析。

由式(3)可见,当驻波位置不变时,陀螺标度因数为常值;当驻波匀速旋转 1 周时,其标度因数误差均值为 0,故半球陀螺具有极其稳定的周向平均标度因数;当驻波自由进动时,标度因数随之变化。

同样地,若采用速率陀螺测试方法,特别是测试时间内驻波旋转多个整周的情况下,则评估结果接近驻波旋转整周的标度因数性能,而这一性能天然优异,一般优于 1×10^{-6} ;但是,当驻波工作在一个位置附近,则标度因数误差会明显低于这一水平,试验中发现,若处理不当,误差可达 2×10^{-5} 以上,两者相差近20倍,同样会导致测试精度与使用精度出现偏差,需要充分考虑标度因数这一特点来制定测试方法。

1.3 小结

综上,零偏和标度因数会随驻波位置变化,这就是半球陀螺的基本误差机理与特性。这样的特性与光学陀螺、微机电陀螺等速率陀螺以及速率模式半球谐振陀螺完全不同,因此需要研究新的测试方法评估其性能。

整体来看,半球陀螺是一种全新的陀螺。比较速率模式和速率积分模式可以看出,为实现高精度,前者仅要求相关部件在某一工作点相对稳定即可,后者则要求驻波全周向的稳定性和一致性,更难于实现。从这个意义上来说,相比速率模式半球谐振陀螺,速率积分模式半球谐振陀螺是一种全新的角运动传感器,具有独特的技术特点和关键技术体系;也可以说,速率积分模式是半球谐振陀螺发展的升级阶段,而认识到全周向误差规律是其基本特征,并遵从这一规律进行研发和应用,是进入这一阶段研究的标志性起点。

2 系统使用要求

从惯性技术发展历程来看,第一代陀螺,即机电陀螺,基本都工作在速率积分模式,但其测量范围较小,需要稳定平台隔离载体角运动;第二代陀螺,即光学陀螺,基本都工作在速率模式,如光纤陀螺工作在一个固定的干涉相位点;第三代陀螺,即振动陀螺,其中的微机电陀螺一般工作在速率模式,速率积分模式的微机电陀螺仍在探索中。可见,半球陀螺是第一个在捷联惯导系统应用的速率积分陀螺。这一情况意味着,半球陀螺在使用时需要满足大部分载体(包括导弹、飞机、车辆及部分舰艇)在测量范围、机动反应、温度环境、力学环境等方面的要求,其测试评估则需要综合考虑系统使用要求和陀螺自身特点制定相应的方法^[12]。结合第1章分析,需要重点考虑载体角运动对驻波位置变化的影响、载体加速度对陀螺零偏的影响、机动反应对陀螺快速启动的要求、阻尼不均匀导致的测量死

区、旋转自校准模式下的误差特性等问题。下面将逐一进行分析。

2.1 载体角运动的影响

在捷联惯导系统中应用,陀螺直接敏感载体角运动。对于上述大部分载体来说,其角速度范围可达数百($^{\circ}$)/s,航向机动较多且可能累积转动多圈,姿态晃动范围几十度且飞行器存在 360° 翻滚情况。

对于半球陀螺来说,上述载体运动特性导致在应用中需要重点考虑全周向误差特性,原因如下:一是垂直陀螺,由于载体航向机动,驻波可能工作在任意位置,必须考虑全周向误差特性;二是水平陀螺,尽管大部分时间驻波工作在某一位置附近,但该位置附近的误差仍会随驻波转动发生变化,其变化量一般小于全周向变化量,但不会有数量级差别;而载体翻滚则直接造成驻波位置明显变化,与航向机动影响相同。因此,在捷联惯导系统中应用,需要从全周向的角度评估所有陀螺性能。

同时,可以利用上述特点提升陀螺使用精度。例如,对于两个水平陀螺来说,通过启动阶段的特殊设计,可使驻波工作在陀螺误差最小的某一位置附近,相应的使用精度就会提高,这对于工作时间较短(例如2 h以内)、精度主要取决于水平陀螺的应用来说效果尤为明显。载体运动影响陀螺使用精度,利用载体运动特性可以提升陀螺使用精度,两者都是基于陀螺误差特性,是内在一致的,并不矛盾。

2.2 载体加速度的影响

半球陀螺本质是一个机械陀螺,其制造上的质量不平衡缺陷理论上会在载体运动加速度激励下造成测量误差,所以,需要关注力学环境对陀螺精度的影响,除了振动和冲击等平均加速度接近于0的条件外,还需关注持续加速度的影响。

2.3 快速启动问题

整体上,为保证载体的机动反应能力,希望陀螺启动越快越好。对于上述大部分应用来说,希望陀螺能够在上电后1 s内即具有稳定的测量功能,以保证快速反应能力;希望5 min内完成初始对准,所以在初始对准的大部分时间内陀螺性能应当满足指标要求,也就是陀螺应在上电后几十s或最长1 min内达到精度要求。

快速启动是半球陀螺应用中需要突破的关键问题之一。机电陀螺实现稳定旋转需要从数分钟到数小时不等,光学陀螺和微机电陀螺均实现了秒

级启动,而半球陀螺则介于两者之间,主要因为其测量功能需要建立在稳定的振动驻波基础上,这一过程难以在 1 s 以内实现,但是 10 s 以内可以顺利完成。这对于半球陀螺的推广应用来说不是一个有利条件,需要逐步解决,一个可行方案是,首先在 1 s 内建立小幅振动,具备角速度测量功能,然后快速增大振幅,实现预期测量精度。

需要注意的是,受多种因素影响,特别是在相关技术还未成熟之前,即使振动稳定之后陀螺精度仍可能达不到指标,这种情况下,实际启动时间可能会更长。

2.4 死区问题

学术上认为,半球陀螺存在因阻尼不均匀导致的测量死区,即,当输入角速度与驻波在某一位置的阻尼角速度相同时,驻波不再转动,从驻波方位角上无法反映出输入角运动的问题。研究者提出了多种解决方案,以主动驱动驻波旋转最为典型。作者认为,因为输入角速度有可能等于驱动驻波旋转角速度与阻尼角速度之和,所以驱动驻波旋转并不能从根本上解决这一问题。

但事实上,工程应用中并不存在这个问题,因为尽管所谓死区状态下驻波不再转动,输出角速度为 0,驻波所处位置却能反映输入角速度的大小,因为每个位置都对应一个独有的阻尼角速度,也就是相应的输入角速度。

一种处理方法是,通过测试建模,可以精确获得每个位置对应的阻尼角速度,补偿后即可获得实际输入角速度。若只考虑阻尼项,陀螺输出可表示为

$$\omega = \Omega + \frac{1}{2} \Delta \left(\frac{1}{\tau} \right) \sin 4(\theta - \theta_{\omega}) E / \sqrt{E^2 - Q^2} \quad (4)$$

可通过测量不同驻波方位角下的陀螺输出,估计得到阻尼角速度误差项 $\frac{1}{2} \Delta \left(\frac{1}{\tau} \right)$, 当处于测量死区时,有

$$\Omega = -\frac{1}{2} \Delta \left(\frac{1}{\tau} \right) \sin 4(\theta_L - \theta_{\omega}) E / \sqrt{E^2 - Q^2} \quad (5)$$

其中, θ_L 为测量死区对应的驻波方位角。可见在建模补偿后,即使处于测量死区,仍然能够正确计算出载体角速度。

另一种处理方式是,通过主动施加可以平衡掉阻尼角速度的驱动电压,半球陀螺进动角速度与控制力关系为

$$\omega = -\frac{F_{qs}}{2 \times \omega_r \times \sqrt{E}} \quad (6)$$

其中, F_{qs} 为电极施加给谐振子的交变作用力,该力作用在驻波的波节处,振动相位与驻波相位相差 90° 。 ω_r 为谐振频率。根据式(5)和式(6),可令

$$F_{qs}(\theta) = \omega_r \times \sqrt{E} \times \Delta \left(\frac{1}{\tau} \right) \sin 4(\theta - \theta_{\omega}) E / \sqrt{E^2 - Q^2} \quad (7)$$

此时,阻尼影响被控制力抵消,从电学上消除死区现象,在任何时候驻波方位角变化都能反映载体角运动。

综上,半球陀螺的死区问题实际上只是正常工作过程中的一种特殊现象,深入理解出现该现象的机理,通过适当的技术手段即可避免所谓测量死区。因此,在测试中可以不必专门考虑,将之归为阈值进行一般性测试即可。

2.5 旋转自校准的影响

在捷联惯导系统应用中,为提升陀螺使用精度,经常采用旋转调制技术在导航坐标系平均消除陀螺零偏,实现更高的导航精度。与惯导系统的旋转调制技术类似,半球陀螺可以通过主动控制驻波规律性的旋转,以平均随驻波位置变化的零偏,如式(1)所示,随驻波位置变化的零偏被平均为 0,陀螺等效精度得到大幅提升。

就作者研究范围内的现象来看,需要注意的是,驱动驻波旋转极易引入较大的角速度噪声,表现为较大的随机游走。此时,尽管旋转自校准能在一定程度上提升陀螺的零偏稳定性和重复性,但测量噪声较大,仍然不算是一个好的陀螺。因此,评价旋转自校准状态的半球陀螺,需要同时关注角度随机游走大小。

综上所述,半球陀螺是第一个在捷联惯导系统应用的速率积分陀螺,需要综合系统使用和自身特点研究半球陀螺的测试,重点关注载体运动的影响、快速反应的需求以及陀螺自身特性在实际使用中的表现等。

3 参数体系探讨

基于陀螺的使用特点,并参考相关测试标准与术语规范^[13-14],把半球陀螺的参数体系分为物理性能、静态性能和动态性能三类,如表 1 所示。需要说明的是,这种分类并没有统一标准,这里仅为叙述方便;此外,这里没有求全责备,仅列出了影响陀螺评估和使用的主要参数。

表1 半球陀螺参数体系

Tab. 1 Parameter system of hemispherical gyro

物理性能	静态性能	动态特性
	常温零偏稳定性	常温标度因数稳定性
体积	常温零偏重复性	常温标度因数重复性
质量	全温零偏稳定性	全温标度因数稳定性
功耗	全温零偏重复性	全温标度因数重复性
成本	随机游走	标度因数非线性
密度	与 g (加速度)相关零偏	标度因数对称性
偏心	振动前、中、后零偏变化	测量范围
抗冲击能力	冲击前后零偏变化	阈值
	零偏年稳定性	标度因数年稳定性

表1中,绝大部分是捷联惯导系统所用陀螺的共性参数,但对于半球陀螺来说,部分参数因其特性需要重点关注,主要是零偏稳定性、标度因数稳定性,以及启动时间、与 g 相关的零偏、阈值、随机游走等。

3.1 零偏与标度因数稳定性

所谓零偏稳定性,一般指一次通电后零偏的变化情况。对于半球陀螺来说,除了通常意义上的与光学陀螺和微机电陀螺相同的零偏变化因素外,还有随驻波位置变化的误差,且后者比前者要大,仅参考作者的经验,可相差1个数量级以上,即因驻波位置变化导致的零偏变化(补偿后残余量)比固定位置零偏变化可能要大10倍以上。可见,无论如何,评估半球陀螺的零偏特性,必须要考虑驻波方位角变化的影响,至于如何处理,大致可有两种措施。

1)定义新术语,例如,将其定义为全周向零偏一致性,而将固定位置零偏的变化定义为零偏稳定性,两者配合表征一次启动后陀螺零偏可能变化的量级。但是,这种处理方法在当前阶段容易造成概念上的混淆,特别是,当前业内已经习惯性地零偏稳定性作为陀螺最重要的参数用于指代陀螺精度水平,那么对于半球陀螺来说,就会导致所谓零偏稳定性与实际应用精度水平严重偏离,造成视听干扰,因此,该处理方式不尽理想。

2)修订零偏稳定性内涵,即重新定义为一次通电后驻波在固定位置零偏变化和不同位置零偏变化的总和。这种调整后的内涵与零偏稳定性本身想代表的含义是一致的,与实际使用精度也是一致的,也利于统一当前业内的各种观点和做法。所以,作者认为可以调整半球陀螺零偏稳定性的内涵,当然,相应的测试方法也要调整,且应便于操作。

同理,标度因数稳定性也可做类似处理,但是,因测量方法不同,标度因数稳定性测试的操作要比

零偏稳定性更为复杂,需要重点关注。

3.2 其他参数

根据半球陀螺工作原理及使用特点,还需要重点关注启动时间、与 g 相关零偏、阈值、随机游走等。

启动时间方面,鉴于半球陀螺启动时间介于光学陀螺与机电陀螺之间,需要重点关注启动后多久能够具备测量功能及多久能够达到标称精度,参考IEEE Std 1431-2004中的5.3.6,可以测量保功能启动时间和保精度启动时间两个指标。

与 g 相关零偏方面,除了振动和冲击等试验外,还需采用离心试验进行深入细致的测试和建模补偿工作。仅就当前作者的研究范围内的试验结果来看,半球陀螺与 g 相关零偏并不大,但仍需进行精确的测试。

阈值方面,除一般性测试外,还需关注对上述死区问题的处理措施的有效性。仅就当前作者研究范围内的试验结果来看,这一死区在 $0.001(^{\circ})/s$ 量级,因此,测试中,应在相应角速度范围附近进行全面测试。

随机游走方面,除一般性测试外,主要是评估在旋转自校准模式下,对主动增加的驻波旋转角速度的处理情况。仅就当前作者的研究范围内的试验结果来看,这一措施会导致随机游走增加1个数量级,严重影响使用精度,因此,在测试中需要重点关注。

4 测试方法探讨

半球陀螺的大部分常规参数的测试方法与光纤陀螺和激光陀螺等基本一致,可参考相关国军标,这里重点讨论其独具特色的零偏稳定性和标度因数稳定性的测试方法。半球陀螺在工作时,驻波位置会随着载体运动而变化,基于“如何用,即如何测”的思想,在测试中应该考虑驻波全周向变化时陀螺的性能。

4.1 零偏稳定性测试方法

按照3.1节研究结果,重新修订零偏稳定性内涵后,半球陀螺零偏稳定性包含了零偏全周向变化量,为此,需要评估驻波旋转1周情况下陀螺零偏的变化情况。显然,穷举法是不可取的,考虑到可操作性,提出在均匀分布的 $8N(N$ 为非零自然数)个典型驻波工作位置进行测试,这里详细讨论最简情况,即8位置测试方法,其关键在于:

1)一次测试必须是连续的,即通电后序贯转动8个位置进行测试,中间不断电,只有这样,才与评

估零偏稳定性的本质目的保持一致。

2) 驻波的旋转应来自于转台设备而不是陀螺自身的控制, 因为陀螺自身控制驻波旋转与陀螺正常测量不是同一个软件功能状态, 评估结果不能代表使用精度。需要注意的是, 陀螺与转台之间的安装误差会影响测试精度, 例如, 一般情况下, 陀螺输入轴指天, 机械安装保证精度在 $10''$ 量级, 则转台旋转 1 周可能造成地球自转角速度在陀螺输入轴上分量波动 $0.0032 (^{\circ})/h$, 这一量级基本可满足 $0.01 (^{\circ})/h$ 精度级别的陀螺测试, 对于更高精度的陀螺, 则需要对安装误差进行精确标定, 标定精度与方法直接与被测对象精度相关。

3) 每个位置有效停留时间应为计算零偏稳定性时分段平均时间的整数倍, 考虑到与光纤陀螺和激光陀螺使用习惯上保持一致, 建议选择 100 s 作为分段平均时间。

4) 8 个位置所有数据点的标准差, 既包含了单个位置的波动, 又包含了不同位置的变化, 可以作为本次测试的零偏稳定性; 重复测试 7 次取其均值, 作为最终评价结果。

5) 所有数据点的零偏均值作为本次试验的零偏, 重复测试 7 次取标准差, 作为陀螺的零偏重复性, 这与其他陀螺零偏重复性的定义是一致的。

对某惯导系统的陀螺进行了测试, 结果如表 2 所示。其中, 原方法是指参考光纤陀螺测试国军标制定的方法, 所进行的 7 条测试, 其驻波位置是基本一致的。为方便比较, 以新方法测试的零偏稳定性结果为标准, 归一为 $0.1 (^{\circ})/h$, 其余数据做等比例处理。

由表 2 可知, 同一只陀螺, 若采用原方法, 特别是在驻波位置基本不变的情况下会得出较高的精度指标, 认为半球陀螺已经达到战略级精度; 而实质上陀螺的精度仅为战术级。相应地, 惯导系统的车载导航

结果也证明了这一结论, 这里不再具体列举数据。

综上所述, 采用 8N 位置方法可以有效评估半球陀螺的真实零偏稳定性水平。

4.2 标度因数测试方法

标度因数的特性与零偏相类似, 但是, 其测试方法实施起来更为困难。因为, 在测试标度因数的过程中驻波始终是在转动的, 很难得到固定位置的标度因数, 所以, 8N 位置方法无法用于测试标度因数。

本文尝试从标度因数稳定性的误差源头探讨测试方法。由 1.2 节分析可知, 标度因数随驻波位置的变化来源于检测电路、电极制作及装配等方面的缺陷, 其整体表现为测角误差, 即对驻波所处的真实位置测量不准, 驻波旋转时表现为角速度的波动, 即标度因数误差。

据此, 这里提出两种评估思路: 一是评估角度测量误差, 即评估式(3)中 Δl 和 $\Delta \theta$ 两个参数的大小, 设置转台以较小角速度(例如 $5 (^{\circ})/s$) 旋转, 记录驻波方位角, 将其作线性拟合, 残差主要是测角误差, 取其最大值或标准差, 可以基本反映标度因数在全周向的变化情况; 二是直接评估角速度标度因数误差, 设置转台以较大角速度(例如 $100 (^{\circ})/s$) 旋转, 将相关误差从测量噪声中充分激励出来, 对相关数据作适当平滑之后取标准差, 即为标度因数在全周向的变化情况。

限于篇幅, 对上述方法不再展开详细分析, 科学且便于操作的具体方法需要做进一步研究。而旋转自校准模式下的标度因数特性也是需要特别关注和研究的问题, 同样原因, 这里不再展开。

其他参数的测试方法, 可参考光学陀螺和微机电陀螺的参数测试方法制定。

5 结论

当前, 因测试方法不科学导致的测试指标与使用指标不一致, 已成为影响半球陀螺研发应用的重要问题。针对这一问题, 分析探讨了陀螺的误差特性, 提出了针对性的测试方法, 主要结论如下:

1) 零偏和标度因数随驻波位置变化是半球陀螺的基本误差特性。现有测试方法未能考虑到上述误差特性, 导致测试精度与使用精度出现偏差。因此, 需要研究新的测试方法评估半球谐振陀螺性能。

2) 结合误差特性和系统应用需求, 将半球谐振陀螺的参数体系分为物理性能、静态性能和动态性

表 2 两种零偏测试方法比较

Tab. 2 Comparison of two bias test methods

序号	原方法		新方法	
	均值	标准差	均值	标准差
1	10.035	0.000 91	10.051	0.103
2	10.051	0.000 89	10.055	0.097
3	10.042	0.000 92	10.049	0.098
4	10.054	0.000 91	10.052	0.100
5	10.047	0.000 87	10.056	0.102
6	10.034	0.000 90	10.058	0.102
7	10.052	0.000 91	10.051	0.098
零偏稳定性	0.000 9		0.100 0	
零偏重复性	0.008 2		0.003 2	

能三类,分析得出的核心指标包括:零偏稳定性、标度因数稳定性,以及启动时间、与 g 相关的零偏、阈值、随机游走等。

3)针对零偏随驻波位置变化情况,提出 $8N$ 位置测试方法并进行了验证,该方法可有效评估半球陀螺在实际应用中的真实零偏水平。

需要说明的是,文章篇幅所限,很多关键问题还需进一步展开深入细致的研究。而最终建立科学的评价标准,则需要整个行业开展大量的研究工作,并且有一个较长的验证和收敛过程,本文仅仅是开了个头。

参考文献

- [1] ROZELLE D. The hemispherical resonator gyro: from wineglass to the planets[J]. *Advances in the Astronautical Sciences*, 2009, 134: 1157-1178.
- [2] LENOBLE A, ROUILLEAULT T. PRIMUS: SWAP-oriented IMUs for multiple applications[C]// *Proceedings of 2016 DGON Inertial Sensors and Systems (ISS)*. Karlsruhe: IEEE, 2016: 1-16.
- [3] DELHAYE F. HRG by SAFRAN: the game-changing technology[C]// *Proceedings of 2018 IEEE International Symposium on Inertial Sensors and Systems (INERTIAL)*. Lake Como: IEEE, 2018:1-4.
- [4] FOLOPPE Y, LENOIR Y. HRG crystal DUAL CORE: rebooting the INS revolution[C]// *Proceedings of 2019 DGON Inertial Sensors and Systems(ISS)*. Braunschweig: IEEE, 2019: 1-24.
- [5] DELHAYE F, DE LEPREVIER C. SkyNaute by Safran -How the HRG technological breakthrough benefits to a disruptive IRS (inertial reference system) for commercial aircraft[C]// *Proceedings of 2019 DGON Inertial Sensors and Systems(ISS)*. Braunschweig: IEEE, 2019: 1-13.
- [6] 郑辛,刘飞,雷明,等. 微小型惯性仪表发展现状、趋势以及对行业的影响[J]. *中国惯性技术学报*, 2021, 29(6): 701-708.
- ZHENG Xin, LIU Fei, LEI Ming, et al. Development and trend of micro inertial sensors and its impact on the industry[J]. *Journal of Chinese Inertial Technology*, 2021, 29(6): 701-708(in Chinese).
- [7] Sensors Working Group of IEEE Aerospace and Electronic Systems Society. IEEE standard specification format guide and test procedure for Coriolis vibratory gyros: IEEE Std 1431-2004[S]. Piscataway: IEEE Standard Association, 2004.
- [8] 卜继军,张小梅,刘良芳,等. 振动陀螺仪测试方法: GJB 7952-2012[S]. 北京: 国家军用标准出版发行部, 2012.
- BU Jijun, ZHANG Xiaomei, LIU Liangfang, et al. Measurement methods for vibratory gyros: GJB 7952-2012[S]. Beijing: National Military Standards Publishing and Distribution Department, 2012(in Chinese).
- [9] 郑辛,罗晖,韩宗虎,等. 激光陀螺仪测试方法: GJB 2427A-2020[S]. 北京: 国家军用标准出版发行部, 2020.
- ZHENG Xin, LUO Hui, HAN Zonghu, et al. Test methods for laser gyroscope: GJB 2427A-2020[S]. Beijing: National Military Standards Publishing and Distribution Department, 2020(in Chinese).
- [10] 周昌学,朱家友,张小梅,等. 光纤陀螺仪测试方法: GJB 2426A-2015[S]. 北京: 国家军用标准出版发行部, 2015.
- ZHOU Changxue, ZHU Jiayou, ZHANG Xiaomei, et al. Measurement methods for fiber optic gyroscope: GJB 2426A-2015[S]. Beijing: National Military Standards Publishing and Distribution Department, 2015(in Chinese).
- [11] SENKAL D, SHKEL A M. Whole-angle MEMS gyroscopes challenges and opportunities[M]. Hoboken: Wiley-IEEE Press, 2019.
- [12] 徐海刚,潘兴旺,邱丽玲,等. 半球谐振陀螺惯性系统设计探讨[J]. *导航定位与授时*, 2019, 6(6): 14-18.
- XU Haigang, PAN Xingwang, QIU Liling, et al. Research on inertial system design of hemispheric resonant gyro[J]. *Navigation Positioning and Timing*, 2019, 6(6): 14-18(in Chinese).
- [13] 张朝霞,杨晔,魏伟,等. 惯性技术术语: GJB 585B-2018[S]. 北京: 国家军用标准出版发行部, 2018.
- ZHANG Chaoxia, YANG Ye, WEI Wei, et al. Terminology for inertial technology: GJB 585B-2018[S]. Beijing: National Military Standards Publishing and Distribution Department, 2018(in Chinese).
- [14] Gyro and Accelerometer Panel Working Group of IEEE Aerospace and Electronic Systems Society. IEEE standard for inertial sensor terminology: IEEE Std 528-1994[S]. Piscataway: IEEE Standard Association, 1994.

(编辑:黄利华)