

一、惯导器件的更新与发展趋势

周 安 石

1. 引 言

我们这里所说的惯导器件是指惯性导航或惯性制导系统中所用的惯性器件（以下皆称惯性器件）。

本文反映惯性器件的一些历史概况、研制与生产中的某些问题和发展趋势。拟在本文集中起个“绪言”的作用。

本文准备就以下几个问题进行阐述，以概括惯性器件的历史、现状与动向：

- （1）惯性导航与惯性制导；
- （2）历史的回顾与当前的水平；
- （3）捷联方案与平台方案；
- （4）几代陀螺仪的研制与更新；
- （5）发展惯性器件技术的途径。

本文主要是根据国外文献与报导编写而成。由于编者水平及所阅资料很有限，所述内容只是一些点滴情况，所阐述的问题和介绍的情况难免有错误和不当之处。敬希读者批评、指正。

2. 惯性导航与惯性制导

惯导器件，或称惯性器件，也称惯性仪表或惯性元件。这些名称所指的都是同一种惯性测量装置。具体地说，惯性器件就是指陀螺仪、加速度表和惯性稳定平台等。它们都是根据牛顿惯性定律的原理来进行测量的敏感元件。

惯性器件是惯性导航与制导系统中的基本元件，也是核心元

件。或者说，它们是惯性系统的心脏。

惯性导航与惯性制导是两个不同的概念。目前，对这两个概念有两种不同的理解。一种通俗的理解是针对不同的飞行对象在飞行中能否进行操纵和驾驶来区分的。惯性导航是针对飞机、舰艇、飞船这一类运载器而言，它们可根据导航系统的指令或信号，通过驾驶员或自动驾驶仪来控制运载器，按照一定的航线航行。在惯性导航的航行中，运载器是可以被操纵和驾驶的。而惯性制导是针对弹道导弹、卫星运载器和空间探测火箭这一类运载器而言，它们是通过制导系统直接控制运载器，使之按预定的轨道飞行。在惯性制导的飞行中，运载器是无法进行操纵和驾驶的。这就是一般对惯性导航与惯性制导这两个概念的一种浅释。

对这两个概念还有另一种深入的理解。现将这种理解的含义解释于下。

惯性导航：惯性敏感元件感受飞行器运动，输出飞行器姿态信号和加速度信号，然后对惯性敏感元件的基本方程式进行一次和二次积分，从而变换成飞行器的速度和位置。这样一个过程称为惯性导航。其方块图如图 1-1 所示。

如图 1-1 所示，惯性敏感元件感受飞行器姿态并给出其姿态

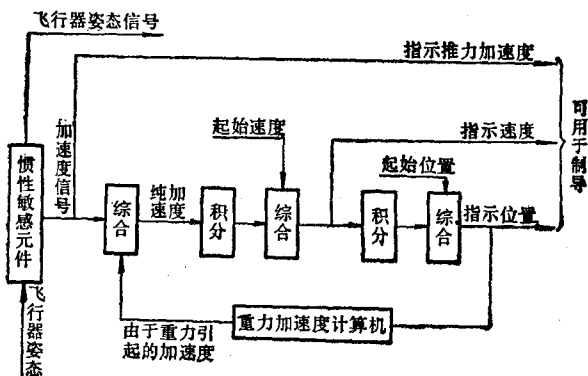


图1-1 惯性导航

信号，同时，由惯性敏感元件所测得的加速度信号要减去由于重力所引起的加速度分量（即综合），才得到纯加速度。积分之后得到速度，再加上起始速度（即综合）便得到指示速度的输出信号。同时，这个速度经积分之后，再加上起始位置（即综合）得到指示位置的信号（此信号还要反馈给重力加速度计算机）。因此，惯性敏感元件除给出飞行器姿态信号以外，还可以从它得到三个输出信号：即（1）指示速度；（2）指示位置；（3）指示推力加速度。这三个信号可用于惯性制导系统中去。由此可知，惯性导航是飞行器进行测量和计算的过程。在此过程中，要确定飞行器瞬时的位置与速度。

惯性制导：制导是在飞行中对飞行器进行连续的测量和计算，并产生对飞行器飞行所需的操纵信号。同时，要控制推进器推力以满足飞行器飞行任务的要求。亦即，制导过程是对飞行器进行测量和控制，并使之沿预定的轨道飞行。其方块图如图 1-2 所示。

从图 1-2 可看出，惯性制导是根据图 1-1 所示惯性导航所给

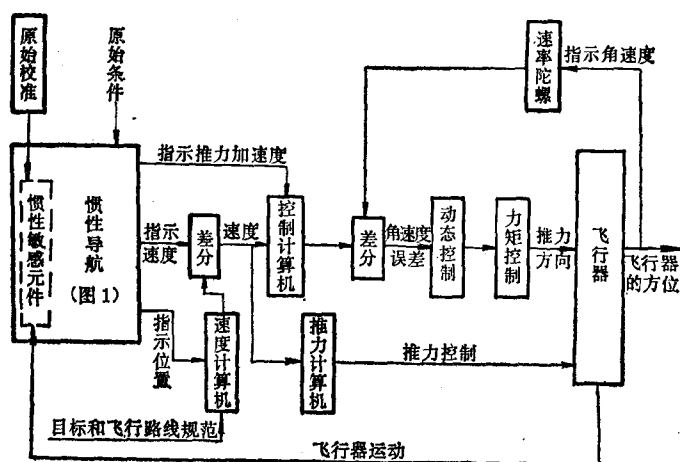


图1-2 惯性制导

出的速度、位置与推力加速度的瞬时信号与飞行器飞行线路的规范（即程序信号）相比较，并通过各种计算机进行运算和经过必要的变换之后，将信号输入飞行器的控制系统和推进器的推力控制系统对飞行器进行控制，使飞行器保持应有的姿态，并按预定的轨道飞行。同时，飞行器的运动又由惯性敏感元件所感受，并再输入惯性导航系统。就这样形成一个连续循环的过程，从而构成了惯性制导系统。

由上述可以看出，惯性导航是指飞行器控制过程的前一阶段，它是一个开路系统；而惯性制导则是指飞行器的整个控制过程，它是一个闭路系统。

从以上对导航与制导两个概念的两种理解方法来看，二者并不相矛盾。因为对飞机、舰艇和飞船来说，从惯性导航系统所取得的信号一般要通过驾驶员或自动驾驶仪来控制，而不能只依靠制导系统来控制。因此，人们习惯地、简略地称这一类运载器的控制过程为惯性导航。其实它也可以通过制导系统接受控制以取得飞行器所需的姿态，并按预定航线航行。但此时需要使用自动驾驶仪不断地校正航线误差。例如，宇宙飞船的飞行与控制系统可以说是半自动化的。它是通过宇宙航行人、惯性仪表系统、飞船计算机及其它自动装置紧密配合而工作的。至于对弹道导弹、卫星运载器和空间探测火箭来说，它们只能通过制导系统来完成固定的轨道飞行。所以人们同样习惯地、简略地称这一类飞行器的控制过程为惯性制导。

实际上，这种习惯性的、简略的概念是把惯性导航看成是开路系统，而把惯性制导看成是闭路系统。因此，这种概念对某些使用自动驾驶仪的闭路系统来说（例如宇宙飞船和无人驾驶飞机等）就显得不严密了。

从以上所述，我们不但可以理解惯性导航与惯性制导的含义以及二者之间的关系，而且也可以看出惯性敏感元件（即惯性器件）在导航与制导系统中的重要地位。

3. 历史的回顾与当前的水平

牛顿 (Newton, 1642—1727) 三大定律是建立惯性器件(或惯性仪表)并对其运动规律进行研究的理论基础。陀螺仪与惯性稳定平台的运动方程式都是在牛顿所假设的惯性坐标系中来进行分析与计算的。所以我们说, 惯导器件是根据牛顿惯性定律的原理在惯性空间进行测量的敏感元件, 以它为核心可以建立起自足式的惯性导航与制导系统。

佛科 (Foucault) 在 1852 年第一个把高速转子安置在万向支架系统中而正式建立了陀螺仪的概念。这个佛科陀螺可以说是惯性仪表之祖。1908 年舒拉 (Schular) 发展到开始研制陀螺罗盘。从这以后陀螺仪开始作为一种测量仪表得到应用。到二十世纪二十年代后期和三十年代初期, 美国斯佩里 (Sperry) 公司已经研制和生产指示姿态的陀螺仪表。1942 年德国在 V-2 导弹上所采用的以惯性元件为核心的制导系统可以认为是惯性制导的第一次应用。到四十年代后期和五十年代初期, 美国麻省理工学院 (MIT) 仪表试验室 (现在该试验室已独立出来成为德雷珀实验室) 和诺斯罗普 (Northrop) 飞机公司、奥托纳第克斯 (Autonetics) 公司以及英国费伦第 (Ferranti) 公司等已经致力于研制惯性导航与制导元件及其系统。从这以后, 惯性元件及其系统开始迅速地发展起来, 并逐渐普遍地应用于飞机、舰船和导弹的控制系统。美、苏、英、法等国皆很重视对惯性器件及其系统的研制与生产, 从组织机构方向予以加强; 在人力和物力方面予以重点保证; 新技术予以优先引进; 在投资预算方面也越来越大。从而把惯性器件及其系统的研制工作推进到全盛时期。这一时期中, 常规陀螺仪、加速度表和框架结构的平台都进入成熟而稳定生产的阶段。同时, 各种新型的、非常规的惯性元件的研制工作广泛而迅速地开展起来。到六十年代以后, 惯性器件及其系统进入了宇宙时代。美国的阿波罗飞船利用其惯性导航与制导系统使

之成为宇宙航行的先行者。惯性系统引导并控制各种飞船飞到月球和金星，飞向火星，并已飞绕木星和土星。而到七十年代的今天，惯性器件及其系统已成为当今尖端科学技术领域中最突出的成果之一。

惯性仪表的发展历史也可以说是同其支承的有害力矩作斗争的历史。几十年来，惯性仪表是在不断减小其支承有害力矩和改善其活动部分的特性，以提高仪表的精度及其稳定性而发展起来的。对于陀螺仪来说，从四十年代的一般滚珠轴承陀螺仪发展到高精度的滚珠轴承陀螺仪和带摇摆机构的滚珠轴承陀螺仪。从惯性仪表支承的性质、仪表的精度和应用情况来看，这是陀螺仪的第一代。后来，为减小框架支承的载荷，消除干摩擦以提高仪表精度，到六十年代初期就已广泛应用液浮和气浮的浮动式陀螺仪。此时，对于陀螺转子的支承来说，也从滚珠轴承发展到动压气浮支承。同时还出现了动压气浮自由转子陀螺仪。这些是陀螺仪的第二代。为了进一步提高仪表的可靠性，提高寿命，降低成本，发展到今天已逐渐广泛采用结构简单的干式动力调谐转子的挠性支承陀螺仪，这是第三代。要争取成为第四代陀螺仪主角的新型陀螺仪很多。最闻名的是环形激光陀螺仪和静电悬浮陀螺仪。

对于非陀螺体的加速度表来说，从一般机械式、磁电式的加速度表发展到液浮、气浮和挠性支承的加速度表以及其它非常规的加速度表。惯性平台也从框架结构的平台发展到浮动式平台。美国下一代洲际弹道导弹（MX）所用最新式的惯性平台就是一种液浮平台，即所谓先进的惯性参考球。预计这种惯性参考球系统的性能比民兵导弹所用惯性制导系统的性能更好。

三、早期的惯性仪表主要是一种机械装置，后来发展成为电气-机械装置。现在已经进一步发展为整套电子化的惯性系统。当前，许多惯性系统实际上是一种以光学-电气-机械装置为基础的电子化系统。这一发展过程也是使惯性仪表及其系统提高精度、提高可靠性、缩小体积和重量、增长寿命和降低成本的必然趋势与

结果。

从陀螺仪的精度等级来看，由四十年代的低精度陀螺仪（漂移率每小时几度以上）到五十年代的中等精度的陀螺仪（漂移率每小时十分之几度）；六十年代提高到次惯性级的陀螺仪（漂移率每小时百分之几度）；七十年代又进一步发展到惯性级的陀螺仪（漂移率小于千分之一的地球自转速率，即 $0.015^\circ/\text{小时}$ ）；现在还在研制超惯性级的陀螺仪（比惯性级陀螺仪的精度再高2~3个数量级以上）。而且要求这些陀螺仪适应捷联系统的工作条件。由此可以看出，三十年来，陀螺仪的精度提高了3~4个数量级。

惯性仪表的精度要求，主要取决于飞行器所要完成任务所需的准确程度。例如，射程为10000~15000公里的洲际弹道导弹，它所用的陀螺仪的漂移率为 $0.03\sim 0.05^\circ/\text{小时}$ ；其系统的精度约为每小时4~8公里；其弹头命中目标的圆概率误差为0.5~1公里（即50%的弹头应落在以目标中心为圆心，以0.5~1公里的长度为半径所作的圆周的范围之内）。此圆概率误差中，不仅包括陀螺仪的漂移误差，还包括加速度表、平台伺服机构和环境条件等所引起的误差在内。纯陀螺仪的误差约占整个系统误差的16%到94%，根据不同飞行任务与设计系统，陀螺仪误差所占比重不同。一般飞行时间愈长陀螺误差源所占的比重愈大。对于短时间飞行的飞行器，其陀螺仪误差所占比重较小；对于长时间飞行器（例如星际宇宙飞船）所占的比重很大。对于远程弹道导弹来说，陀螺仪误差所占比重约为整个系统误差的50~60%。由此可见，陀螺仪的误差对导航与制导精度的影响是很大的。下面例举一种弹道导弹在发射中惯性敏感元件的各种误差源对目标命中率的影响（表1-1）。

在惯性仪表（器件）的发展过程中，与其有关材料与工艺技术也随之迅速发展。同时，材料与工艺的发展为惯性器件的发展开辟了道路，又促进了惯性器件的进一步发展。早期的惯性仪

表1-1 惯性敏感元件对目标命中率的影响^①

(射程10000公里; 最小能量轨道)

误差源	标准偏差 (米)	
	纵 向	横 向
加速度表的零位偏差0.01厘米/秒 ²	200	30
加速度表的比例系数 10^{-5}	60	
加速度表的不正交性10微弧度	200	
平台伺服机构动态校准误差5微弧度	70	30
陀螺仪的零位偏差0.02度/小时	400	130
陀螺加速度敏感漂移0.02度/小时/g	700	220
振动所引起的陀螺仪的顺应漂移	200	70
均方和根	1,050	270
相当圆概率误差	780	

^① 此表取自《Ballistic-missile Guidance》P. 48(参考文献〔2〕)。

表主要采用铝合金、铜合金、一般的磁性合金和弹性合金、一般碳素钢和合金钢、普通的橡胶材料和塑料等。后来, 采用了各个时期的新材料, 并扩大了许多新品种的应用。例如, 铁镍合金等高导磁材料; 恒导磁合金; 恒弹性合金; 高比重合金; 镍铬、镍金等电阻合金以及金、钽、铌、铂、钼等稀贵金属及其合金。还有各种新型塑料、陶瓷材料以及碳化钨、氮化硅、钐钴合金、钛合金等也都先后得到广泛应用。特别要指出的是金属铍, 它是一种很吸引人的结构材料, 其优点很多。例如, 强度好、硬度高、抗冲击性好、比重小、刚度大、弹性模数高、泊桑比小、膨胀系数小(且能与钢材相匹配)、尺寸稳定、抗腐蚀性强等。它比较全面地满足了惯性器件对结构材料的要求。从五十年代开始它就被人们采用。但当时认为它有三个较大的缺点, 而使之应用受到限制; 即铍具有毒性、性脆不易加工和价值昂贵。这些年来, 针对这三个问题采取的有效措施都得到了不同程度的解决。例如, 现在一般皆建立起防毒设备完善的专用铍加工车间和铍尘、铍屑的妥善处理措施, 能达到很高的防护效果; 铍的成本目前也已大大

降低。因此，现在铍已得到越来越广泛的应用。当前，许多惯性仪表和平台的结构元件都是用铍制成的。铍的应用大大改善了惯性器件的各项技术指标。今后还应进一步推广其应用。

精密加工与精密测量技术对惯性器件的研制与生产起着极其重要的作用。尤其是一些特殊形状、特殊材料的零件出现，给精密加工与测量提出了各种新的研究课题。当前，基本已走上了加工、测量数字化与自动化的途径。陀螺仪平衡技术的发展也是非常迅速的，陀螺转子的平衡精度可以达到百分之一或千分之几个微米的质量偏心值，而且已经采用激光自动去重的平衡机。为了提高惯性仪表轴承零件的表面硬度采用了瓷质阳极化、硬质阳极化、氮化、等离子喷镀和离子镀等技术。为了提高连接和密封的质量采用了高频焊接、电子束焊接、冷焊和新型胶接技术等。为了防止仪表零件的微变形以保证尺寸的稳定，采用了先进的冷、热处理技术。为了给惯性器件的研制、生产和试验提供必要的环境条件，应用了超净技术、防震和屏蔽技术等。总之，随着惯性仪表的发展，几十年来相应的工艺技术的发展也是极为迅速的。也只有这样，先进仪表的设计意图才能付诸实现。

从以上简单的历史回顾可以看出，惯性仪表虽然已有七十年的历史，但真正迅速地发展起来主要还是近二十五年或近三十年以内的事。惯性仪表能如此迅速发展，是由于它在理论研究、结构设计、材料元件、工艺试验和使用维护等各方面有机结合和全面发展的结果。它也是在精度要求和寿命成本之间的矛盾中取合理的折衷途径而发展起来的。这也是惯性导航与制导系统的研制部门所必须遵循的规律。

4. 捷联方案与平台方案

在惯性器件及其系统的发展过程中，有两种方案在互相竞争中发展。这两种方案是捷联方案与平台方案。所谓捷联式方案，是将陀螺仪、加速度表直接安装在飞行器上，它们能感受飞行器

的姿态，直接受到飞行器角运动的影响。而平台方案是将陀螺仪和加速度表安装在由框架（平衡环）构成的平台上。也就是用陀螺仪来稳定平台，再把加速度表装在被陀螺稳定的平台上。于是，框架结构把敏感元件与飞行器的姿态隔离开来。因而使敏感元件不受飞行器角运动的影响。这两种方案究竟应该选择哪一种？多年来一直在争论着，其实，无论是捷联方案还是平台方案都是随着飞行器对导航和制导系统的精度要求不断提高而必然交替出现的。在近代飞机、导弹发展的初期，都是采用捷联式的陀螺仪与加速度表。因为当时导航与制导系统的精度要求不很高，那种原始的捷联式仪表已经能满足其要求了。但是，随着系统精度要求的提高，陀螺仪、加速度表直接安装于飞行器，由于受到飞行姿态、摇摆和振动的影响，限制了系统精度的提高。于是就出现了平台方案。用一个稳定在惯性空间的万向支架式的框架结构的平台，把惯性仪表与飞行器姿态变化所引起的误差源隔离开来。这样就顺利地解决了对仪表提高精度的需要。可是，随着对飞行器控制系统的可靠性与小型化的进一步严格要求，平台方案又受到其故障多、体积大的缺点的限制了。例如，航天飞船对控制系统的可靠性的要求极高，而框架平台由于机械结构复杂，严重地影响着可靠性的提高。目前最好的平台系统，平均故障时间最多不过几百小时；而一个中上等的捷联系统平均故障时间却超过2000小时以上；估计最优秀的捷联系统可达数万小时。又如，现代洲际弹道导弹，为了提高命中精度要使用分导式末制导的多弹头。因为单纯追求主动段的制导精度，不解决被动段的控制与末制导，主动段的制导精度再高也无济于事。因此，当前某些从事洲际弹道导弹研制的国家，都极为重视解决分导式末制导的问题。这样一来，显然要在每个分导的小弹头上使用体积大的框架结构的平台是不可能的。就是对各种宇宙飞行器而言，从其对于体积与重量的严格要求出发，平台方案的发展也遇到了困难。目前，在常规的平台方案中，平台及其读出系统的体积与重量约占整个系统的

一半，陀螺仪和加速度表的重量约只为整个平台重量的七分之一左右。可见，若能使平台方案改为捷联方案，则在减轻重量与小型化方面是很有潜力可挖的（但另有人认为非框架结构的平台的小型化亦有潜力）。此外，平台的工艺过程复杂、生产周期长、维修难而成本高。这样，捷联式方案又被提出来了。但是，必须是新型的捷联方案才能满足先进飞行器导航与制导精度的要求。从发展中看，捷联方案有着比平台方案可靠性高、重量轻、体积小、功率小、成本低和易于维修等优点；再加上当前微电子技术（比如大规模集成电路技术等）的迅速发展，给捷联方案提供了广阔的前途。但捷联方案还有一系列问题需要解决，才能付诸实用。这些问题主要有以下几个方面。

（1）在飞行器大角速度下容易引起误差（动态误差大），因此需要一个快速计算机。

（2）飞行器的振动（包括线振动与角振动）将严重影响惯性仪表的性能。因此需要有效的补偿措施（例如采取误差分离并很好地进行补偿）。

（3）由于前述原因，因此对捷联系统的每一个陀螺仪来说，需要一个再平衡力矩回路（要求有大的力矩值与高的线性度以使之很好地跟踪飞行器姿态）。但是这种回路会引进某些新的误差源；同时会增加计算机在速度和容量方面的负担，再加上坐标转换的任务等，因此要求有大容量的快速计算机。

（4）现有加速度表尚能适用于捷联方案，但对现有陀螺仪来说，在许多飞行任务中，还需有重大改进方能适用。

（5）采用捷联方案时，不能预先用相对重力场转动平衡环的方法来校正惯性仪表的误差系数。因此，对捷联式惯性仪表误差系数的稳定性要求更加严格。尤其是陀螺仪零位偏差的长期稳定性要求比较高。

（6）要实现新型的捷联式陀螺仪，还有许多特殊工艺问题与材料问题需要解决。

现将捷联方案与平台方案的性能比较列于表 1-2 中。

表 1-2 两种方案对陀螺仪性能的要求^①

陀 螺 仪 的 性 能	平台用陀螺仪 (现有的指标)	新型捷联陀螺仪 (将达到的指标)
零偏的稳定性 (度/小时)	0.1	0.01
加速度系数的稳定性 (度/小时·g)	0.15	0.01
加速度平方系数的稳定性 (度/小时·g ²)	0.04	0.01
输入轴的校准精度 (秒)	7	1
最大力矩率 (度/秒)	120	600
比例系数的线性度 (ppm) ^②	200	3
比例系数的稳定性 (ppm)	200	3
直线运动的动态误差 (度/小时·g ²)	0.04	0.01
角运动的动态误差 (度/小时)	9.8	0.01

① 此表取自 AD692540 (参考文献[3]), P. 379.

② ppm 为 10^{-6} 。

从上述方案比较和发展趋势看来, 现在比较多地倾向于发展捷联式的惯性仪表。在某些国家里, 皆已进行研制各种类型的捷联式陀螺仪。在各种新型陀螺仪中, 静电陀螺仪与激光陀螺仪被认为最适用于捷联式方案。同时, 也推荐新型的液体磁悬浮陀螺仪和动压气浮自由转子陀螺仪以及动力调谐挠性支承陀螺仪等来作为捷联式方案的敏感元件。捷联式的液浮惯性平台(无框架结构)的研制也取得了很大的进展。在某些洲际弹道导弹和宇宙飞行器中, 已经开始或计划使用捷联式系统。从整个趋势看来, 捷联系统将逐步取代一部分平台系统。但是, 在若干年内, 平台系统仍将占有重要地位。当前, 各种飞行器上, 主要还是采用平台方案。就是“阿波罗”载人登月飞船的指挥舱及登月舱也仍然采用着框架结构的惯性平台(但同时也采用捷联系统作为备用系统)。只有当捷联式陀螺仪的发展有重大突破时, 才能更多地被实际采用。但由于现在平台方案多年广泛使用, 在设计、生产和使用中已占居主要地位。这种历史情况给平台方案创造了较为有利的条件。但理想的新型捷联系统也是可以实现的, 只是研制经

费与时间问题而已。然而，另外有人却认为不要过高地估价捷联式方案，而低估了平台方案的作用。尤其在飞机、舰艇惯性系统中，平台方案仍将长期占据统治地位。即令在弹道导弹、宇宙飞行器惯性系统中，也仍将占有重要地位。

从上述可知，目前对捷联方案与平台方案的看法，仍有较大的分歧。因此，在选择方案的讨论中，应持以实事求是的、科学的态度，根据飞行器对惯性系统要求和惯性仪表发展技术水平来确定系统的方案。

5. 几代陀螺仪的研制与更新

(1) 第一代与第二代陀螺仪

陀螺仪的第一代是用滚珠轴承来支承的，其中包括陀螺马达的支承和框架的支承。在这一代陀螺仪中为减小支承的摩擦和改善工作状态，其主要措施之一就是提高滚珠轴承精度和工作寿命，从而要求有关部门提供高质量的滚珠轴承，而且在使用中精选和精化滚珠轴承。虽然在轴承上和其它方面想了许多办法来提高仪表的精度，但这一代陀螺仪仍然只能达到中等精度。其关键在于轴承。因为当时要制造更高精度、更小摩擦力矩的滚珠轴承受到了限制（据报导，近年来滚珠轴承又已发展到一个新的阶段，其摩擦力矩与寿命皆可与动压气浮轴承媲美）。

在四十年代末到五十年代初，开始研制液浮和气浮陀螺仪。这类液浮和气浮轴承（这里是指框架浮筒的支承）的出现大大推动了陀螺仪的发展。因为它们可以使陀螺仪框架浮子组合件的支承卸载，并消除支承的干摩擦，从而大大减小了支承的有害力矩，使之达到几毫克·厘米，甚至零点几毫克·厘米以下。由于支承卸载，使其质量中心的偏离可限制到几微米、零点几微米之内〔或以埃（Å）为单位来计算质心的偏离〕。从而使仪表的精度提高1~2个数量级。仪表的抗冲击性能、运转的均匀性和工作寿命等也都大为改善。气浮轴承有条件使其制造过程自动化。但浮动

式陀螺仪在五十年代中也是克服了许多技术难题才成熟的。例如，全液浮陀螺仪所采用的高比重浮液最早是美国麻省理工学院的德雷珀（Draper）博士在 1950 年发现的。当时存在的问题有浮液密封、浮液与仪表零组件的化学反应、充液中气泡的形成与消除、液体流动与热效应、热重力分离以及如何对它进行精确平衡和精确保温问题等。对于气浮陀螺仪的空气轴承来说，首先是零件加工的高精度（0.1~1 微米）和形成表面高硬度以及起浮前后，尤其是在运输过程的硬接触问题。它还要求极高的超净条件，以防在极小间隙里微尘埃的沉积。还有零、组件的稳定性和如何防止其微变形问题等。同时，还要尽量克服气浮轴承体积偏大的缺点。经过解决一系列技术问题之后，到五十年代末和六十年代初，液浮陀螺和气浮陀螺皆已进入成熟而稳定的生产。它们的精度先后进入次惯性级和惯性级。再加上飞行器用微型数字计算机的出现，使之具有优良的系统性能。从而使浮动式陀螺仪能广泛地应用于各种飞行器的导航与制导系统的惯性平台。特别是液浮陀螺仪的应用最为广泛。在发展液浮陀螺和气浮陀螺的初期，二者曾有过激烈的竞争。后来显然是液浮陀螺仪占据优势。当前，最具有代表性的液浮陀螺仪是马达采用动压气浮支承、框架浮子组件使用液浮加磁悬浮的所谓“三浮”陀螺仪。而且这种液浮陀螺也是捷联系统的候选者之一。而静压气浮陀螺仪在六十年代以来进展不大。这是由于它应用于捷联系统有较大困难和气源的储备问题所致。

总的说来，从六十年代初到七十年代中是浮动式陀螺仪的全盛时期。从图 1-3（图中曲线所示为英国情况，美国的情况还要更早几年）看出，它已盛行 15 年的时间；自六十年代初开始，其精度进入次惯性级；到六十年代末和七十年代初，由模拟计算机更新为数字计算机的同时，仪表本身也进入惯性级的水平。无论是从现实或发展的观点来看，当前仍然应该重视浮动式陀螺仪的重要作用。

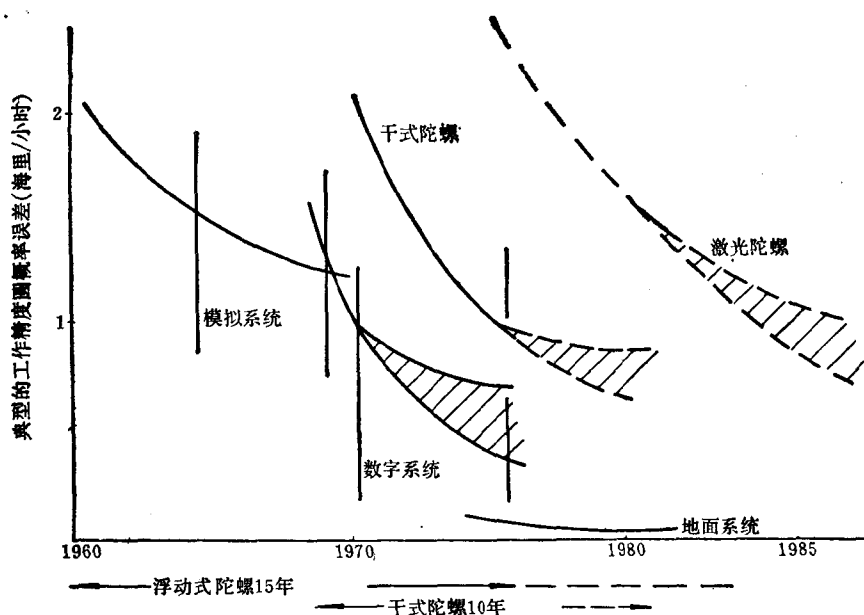


图1-3 惯性陀螺仪的应用（此曲线取自参考文献〔4〕）

还有一种五十年代所诞生的动压气浮自由转子陀螺仪也是属于第二代的陀螺仪。它以成功地应用于美国“民兵”导弹而闻名于世。

（2）第三代陀螺仪

虽然浮动式陀螺仪已经是一种很成熟的仪表，其精度由次惯性级进入了惯性级，而且它仍将持续较长时间地得到广泛地应用，同时它也是第三代陀螺仪的候选者之一。但是，它的结构比较复杂、成本较高，而且还有浮液所带来的麻烦。所以，要求有结构简单、可靠性高、成本低廉而又有足够精度的仪表来代替浮动式陀螺仪。从六十年代末开始，干式动力调谐转子陀螺仪就扮演了这样一个角色，成为第三代陀螺仪的典型代表。从图 1-3 可以看出它已有十年的活跃时间。其实，这种干式陀螺仪的概念，

在 1946 年就有人提出来了。但长时间没有得到重视。二十年以后才正式登上惯性导航与制导系统的舞台。这种陀螺仪是通过两对挠性扭杆和框架环结构支承起高速转子，形成一个双敏感轴的三自由度陀螺仪。通过选择适当的转速，使动力力矩和弹性力矩在转子上得到抵消，从而有效地消除了壳体对转子的作用。这样就不象浮动式陀螺那样要求其质量的高度稳定。而且它不需要充液，其结构与工艺过程简单、成本低廉、可靠性高，又能保证足够的精度。因此从六十年代末至七十年代初以来，精度迅速提高（参见图 1-3 所示曲线），应用越来越多。到 1975 年左右开始进入惯性级的行列，并更进一步扩大了它的应用范围。七十年代以来，美、英等国大力宣扬这种陀螺仪的优越性，并使之应用于各种运载器，且已应用于星际航行的惯性导航与制导系统之中（参见本文集“采用干式调谐转子陀螺仪的宇宙飞船姿态控制”一文）。虽然在精度方面，干式陀螺仪还不及液浮陀螺仪，但干式动力调谐陀螺仪比较全面地符合发展惯性器件的几个技术指标（即精度、可靠性、小型化、寿命和成本）。因此，在近年来惯性器件“成本挑战”的竞争中，它能成为第三代陀螺仪的典型代表。国外还有人认为这种干式挠性支承的陀螺仪有缓慢而必然的趋势来取代液浮陀螺仪，看来逐渐部分取代是可能的，而且现在已经有了此迹象了。但是，对其最后的成就与发展，目前还难于作出准确的估计。

（3）第四代陀螺仪

为适应惯性导航与制导技术发展的需要，从五十年代以来就相继出现了许多新型陀螺仪的概念。并进行了实验室的研究工作，先后研制出许多模型和接近实用的样机，有些已经进行了飞行试验或已付诸实用。但实际正式被应用的并不多。因为许多新型陀螺仪一直存在某些关键技术问题未能得到满意的解决。有几种陀螺仪看来是比较有希望的。在六十年代末和七十年代初国际舆论倾向于静电陀螺，干式挠性支承陀螺和激光陀螺，从最近几年的