

动力调谐陀螺仪译文集

(第 三 集)

前 言

本译文集是继《动力调谐陀螺仪译文集》第一、二集后出版的，第一集重点介绍这种陀螺仪的工作原理和理论分析，第二集搜集的十三篇专利主要介绍这种陀螺仪的具体结构和主要元件设计，本集除包括误差分析及结构设计等有关内容外，着重介绍捷联系统用动力调谐陀螺仪及有关动力调谐陀螺仪的补偿、试验和测试等问题。

从大量国外资料看，动力调谐陀螺仪目前已在飞机和导弹惯导系统中大量采用，并在舰船惯导系统中开始应用。此外，动力调谐陀螺仪已从平台式发展到捷联式，而且不仅用作位移陀螺，还可用作速率陀螺。这些均说明，作为一代新陀螺的干式陀螺近年来的确进展很大。

但是，国外有些从事这类陀螺研制工作的作者在文章中过分强调了这类陀螺的优越性，提出了“未来是属于这种陀螺的”，“液浮陀螺的时代即将结束”等片面观点。事实上，液浮陀螺具有精度较高的特点，它已有廿多年的设计、制造和使用的经验，而且至今尚在广泛的领域内大量采用。此外，七十年代以来，激光陀螺有了重大技术突破，静电陀螺进展很快，并且出现了核子共振陀螺等新型陀螺，即使干式陀螺本身也还具有不少有待解决和完善的问题，如从资料看到国外最近提出了一种液浮-挠性 (liquid-flex) 陀螺，说明大量的、需要深入探讨的问题正摆在从事这类陀螺研制的人们面前。

最后，谨向参加本集资料译校的北航、西工大、212厂、618所、三院558厂、六机部601所等单位致谢。

目 录

1. 采用动力调谐陀螺的惯性导航系统	1
2. 捷联系统中的动力调谐陀螺	20
3. 挠性支承捷联式调谐陀螺的动态误差	48
4. 一种干式动力调谐陀螺的发展工作和应用研究	72
5. 双自由度陀螺	82
6. 完全调谐的双自由度陀螺	89
7. 动力调谐陀螺的闭路补偿问题	94
8. 应用静态和动态陀螺补偿改进了捷联系统性能	113
9. 动力调谐陀螺仪在常值旋转基座上的运动	133
10. 参数干扰对动力调谐陀螺稳定性的影响	138
11. 动力调谐陀螺转子旋转速度对弹性支承角刚度的影响	141
12. 动力调谐陀螺支承扭杆剩余应力引起的漂移及其判定	144
13. 挠性陀螺信息传递和数据读出系统的分析	147
14. 动力调谐自由转子陀螺的框架结构	161
15. 挠性万向接头组合件	170
16. 陀螺仪及其悬置装置	175
17. 动力调谐陀螺的试验方法	181
18. 一种振动平衡环式多功能敏感元件的设计、研制和测试	190
19. 振动平衡环式多功能敏感元件环境试验和快速反应的补充报告	199
20. 基尔福特公司3441Ⅱ型挠性陀螺振动试验报告	215

采用动力调谐陀螺的惯性导航系统

序 言

众所周知，在第二次世界大战末期，希特勒德国使用了自动操纵的V-2火箭。这些火箭的自动操纵系统包括两个陀螺仪，一个叫陀螺垂直仪，一个叫陀螺地平仪，它们都建立在自由陀螺的基础上。这首批仪表的体积较大并且精度不高。

近卅年来，由于远程弹道导弹、人造卫星、宇宙飞行器、航空火箭、潜艇、舰船和飞机惯性导航系统的发展已经解决了自动操纵和导航上较复杂的任务。采用旋转型对称飞轮（转子）的典型陀螺仪及系统的完善和精度的显著提高对于解决这些任务起了最主要的作用。

在探索宇宙空间和实现越洋飞行的过程中，多弹头分导弹道导弹操纵系统的研制以及长期通讯卫星和环球同步电视卫星的建造都产生了一系列问题，为了解决这些问题既需要较粗糙的陀螺也需要体积小、重量轻、消耗功率小和高度可靠的精密积分及微分陀螺。这时，出现了可以解决上述问题的新型的振动陀螺及动力调谐陀螺。

在美国，1937年就开始研制音叉式的振动陀螺。1943年在那里取得了使用振动陀螺的飞机航向、倾斜和俯仰指示器及航空地平仪的专利权[51]。

1953年，斯派雷公司为美国海军研制了音叉式振动陀螺，英国在同期试图把类似的振动陀螺用于SEP-1型自动驾驶仪中。1956年，美国威斯汀豪斯公司在洛克希德F-94型截击机上试验了带振动陀螺的自动驾驶仪。

1964年，英国研制成了灵敏限小于 1° /小时、零位漂移为 0.2° /小时、功率为0.5瓦的实验型音叉陀螺。1965年，美国利登·诺尔特洛尼克斯和利尔·西格列尔公司开始研制采用基尔福特·利登公司的转子型振动陀螺的惯性导航系统。

将近六十年代中期，液浮陀螺得到了广泛的发展。在液浮陀螺的基础上，大多数的军用操纵对象都使用了导航和控制系统。国外大多数主要仪表公司在过去一些年里都在完善、生产和销售液浮陀螺系统，但这些系统对民用对象来说又显得复杂而且昂贵。为了寻找便宜和小型的惯性导航系统，许多公司转向了以动力调谐陀螺为基础的惯性导航系统的研制（例如单振动环陀螺、双振动环陀螺、挠性陀螺及其它）。

动力调谐陀螺和振动陀螺的特点

在国外资料中，动力调谐陀螺这一术语被解释为高速旋转的、和基座有一种弹性耦合的转子（对称的或不对称的），当仪表基座转动时产生引起转子偏转和振荡的陀螺力矩，从这些偏转和振荡中可以测出输入角速度。此时在陀螺中实现了谐振（动力）调谐，从而使弹性悬置对基座的小角度转动成为“无力矩的”（自由的）。若把偏转视为振动的一个特例（具有无限长周期），则动力调谐陀螺按其实质来说亦是一种振动转子陀螺。

为了了解动力调谐陀螺的特性和优点，我们首先看一下经典的三自由度陀螺（图1）。转子1的飞轮安装在万向支架2-3中，并由电机6驱动旋转。在外环和内环轴上相应地安装着角度传感器4与力矩器5。陀螺的尺寸由万向环及角度传感器和力矩器的尺寸而定。转子和仪表基座经万向支架的轴承而耦合，它确定了由于万向支架轴上的摩擦力矩所引起的仪表误差。从具体结构上讲，在经典的陀螺仪中飞轮即电机的转子，所以一直存在着由于电机热状态的不稳定性而引起的飞轮重心位置的不稳定性，因而也就存在着仪表精度参数的不稳定性。

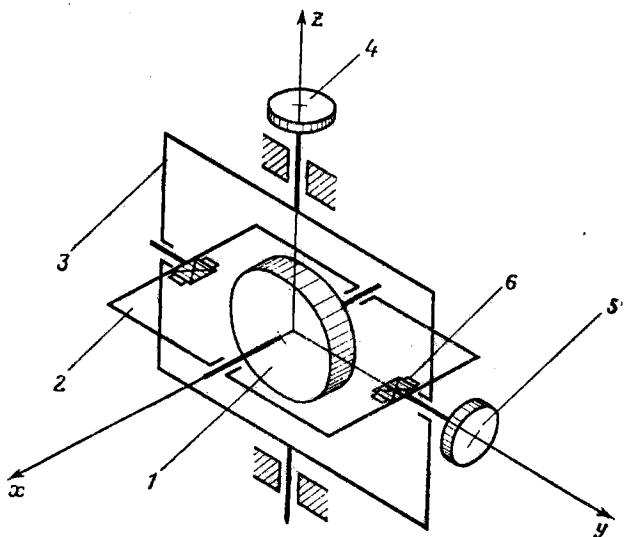


图1 经典陀螺仪

1—转子飞轮；2—万向支承内环；3—万向支承外环；
4—角度传感器；5—力矩；6—电机；

再来看看动力调谐陀螺（图2）。和经典陀螺仪不同，动力调谐陀螺的内万向支架由内环2和从其内部连接电机5轴的弹性扭杆4和从其外部连接陀螺转子飞轮1的外扭杆3组成。相对电机轴互相呈垂直状态的扭杆的弯曲刚度可以忽略不计。角度传感器6测量转子轴线相对扭杆轴线的角偏移，而力矩传感器7则围绕这些轴施加力矩。由于转子飞轮在电机5的轴上悬臂安装，故其较少地受热场的作用并且其重心位置比较稳定。不难看出，带有内万向支架且角度传感器与力矩器直接位于转子附近的陀螺体积要比经典的陀螺小得多。除此之外，弹性支承解决了滚珠轴承带来的干摩擦的缺点。在这种支承中摩擦只作为弹性扭杆材料内部的摩擦而呈现。此摩擦力矩较之干摩擦力矩要小得多，且具有粘性摩擦的性质。因此，陀螺的误差大大减小，且显示的稳定性大增。

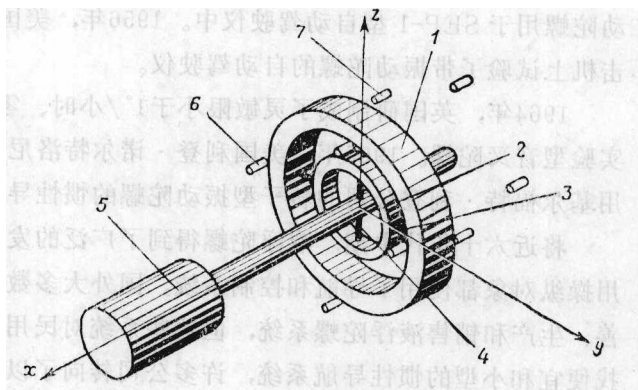


图2 动力调谐陀螺

1—转子飞轮；2—内万向支承环；3—4—弹性扭杆；5—电机；
6—角度传感器；7—力矩器；

为了减小转子与仪表基座间的相互作用力矩，在陀螺中实现了动力调谐，即选择适当的内环扭杆参数和转子的角速度值以便使扭杆的扭转刚度与振动环的离心转动惯量相互补偿。

动力调谐的条件是[52, 53]

$$\omega_0^2 = \frac{k}{a - \frac{c}{2}}$$

式中 k —— 转子内部或外部支承扭杆的角刚度系数

a —— 内环 2 的赤道转动惯量

c —— 内环 2 的轴向转动惯量

ω_0 —— 转子 1 的旋转角速度

图 2 示出了陀螺转子的对称飞轮，当转子轴的角偏移很小时，它在固定坐标系中的运动将具有绕扭杆轴线进动的特性，而在和转子固联的坐标系中则具有转子旋转频率的振荡特性。可以证明，合理的是在固定坐标系中测量转子的偏移，此种陀螺也常被称为挠性陀螺。

假若转子飞轮不对称（具有三轴椭圆惯性），如图 3 所示，则在固定坐标系中，它的轴具有振动特性的运动，而记录下来的讯号则呈两倍于转子旋转的振荡。当没有内环和只有一对扭杆且转子对称时（图 4），振荡具有类似的情况。若陀螺变为具有脉动的输出讯号时则叫振动转子陀螺或振动陀螺。振动陀螺的特点是其精度特性和体积无关。

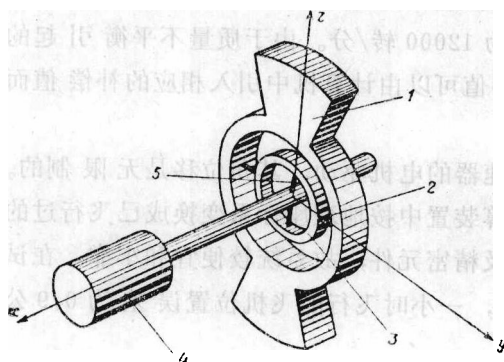


图 3 带有不对称飞轮的动力调谐（振动）陀螺

1—不对称飞轮；2—扭杆；3—元向支承内环；
4—电机；5—扭杆。

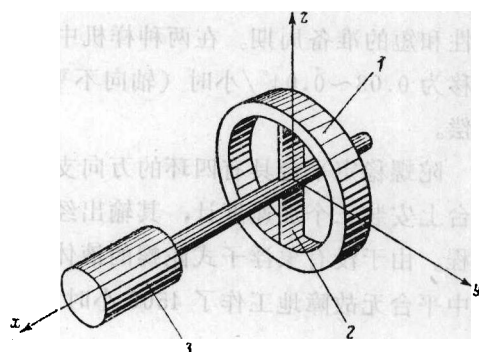


图 4 带有不对称支承的动力调谐

1—对称飞轮；2—挠性扭杆（不对称支承）；
3—电机；

挠性陀螺或振动陀螺型仪表是一种两自由度陀螺测量仪，是角速度陀螺还是角度测量仪要以工作状态而定（微分或积分型）。它们测量位于转子旋转面内的偏移转动角速度矢量。因此，动力调谐陀螺和普通的陀螺相比具有双倍信息率。

为了减小相对支架轴的摩擦力矩曾研制了液浮陀螺。支承轴摩擦的减小导致了仪表转动惯量的减小，从而减小了仪表的体积和重量。但是阻尼液体必须保持固有温度，万向支架的中心必须和浮子陀螺组件的重心及浮力中心相重合。这将大大地复杂了仪表的结构与工艺过程，并且引起仪表输出的不稳定性等问题。所以浮子式陀螺仪的价格比动力调谐陀螺贵好几倍。

使用动力调谐陀螺和振动陀螺的惯性导航系统

在研究动力调谐陀螺的惯性导航系统之前，我们先说明以下问题。在文献中，除“挠

性陀螺”、“振动陀螺”和“动力调谐陀螺”等术语外，还可以遇到诸如“振动万向支架”及“多功能敏感元件”等术语。

“振动万向支架”可以看作具有万向支架内环振动轴（轴2）或转子振动轴（图4）的装置，也可能是环3和转子1同时振动（图3）的装置。

利登公司研制了具有双万向环的陀螺。此种陀螺的两个环都振荡。此时，若转子是对称的，则它叫作“具有动力调谐转子的振动万向支架”。

至于涉及到“多功能敏感元件”，则视它为振动转子陀螺，它同时测量两相互垂直的角速度矢量和测量相对共轭轴的转移线加速度。以下我们将称此种传感器为“陀螺—加速度计”。

通常，要直接回答在这种或那种惯性导航系统中应采用什么样结构型式的敏感元件是困难的。大多数振动陀螺和动力调谐陀螺结构和工艺生产的特点是保密的。按已获的陀螺型号不可能将资料中介绍的使用动力调谐及振动陀螺的惯性导航系统分成类别，因为在许多情况下对动力调谐陀螺（“振动陀螺”、“振动万向支架”等等）术语的解释是不统一的。

因此，在表1中列举的各种惯性导航系统特点是按所属公司分类的。美国的博希·阿玛·柯林斯公司最早公布了采用动力调谐陀螺的惯性导航系统。该公司于1965年开始试验N-10平台。为此系统研制了两种带有内万向支架动力调谐陀螺。它们具有良好的精度特性和短的准备周期。在两种样机中转子的转速为12000转/分。由于质量不平衡引起的漂移为 $0.03 \sim 0.04^\circ/\text{小时}$ （轴向不平衡）。此漂移值可以由计算机中引入相应的补偿值而抵偿。

陀螺稳定平台具有四环的万向支架并由无减速器的电机驱动，其角位移是无限制的。平台上安装三个加速度计，其输出经积分后在解算装置中按地理坐标系变换成已飞行过的路程。由于没有象浮子式陀螺的液体、温控装置及精密元件，故系统较便宜和牢靠。在试验中平台无故障地工作了4500小时。该公司指出，一小时飞行的飞机位置误差为0.9公里。

1958年，通用精密公司开始研制挠性陀螺型动力调谐陀螺[11]。这种仪表在1961年获得专利权[55]，在其样机结构设计时改进了一些部分。1963年该公司公布了第一批实验结果[56]，其中提到，一个挠性陀螺可以代替两个精密的浮子式积分陀螺而其价值只有它们的十分之一。该仪表用于美国陆军、宇航局和其它部门的弹道导弹操纵系统。

首批挠性陀螺样机的参数如下：重2公斤，转子转速24000转/分，消耗功率5瓦，外壳直径88.9毫米，漂移速度是：

a) 自转轴垂直时为 $0.015^\circ/\text{小时}$

b) 自转轴水平时为 $0.02^\circ/\text{小时}$

但到1966年仪表质量已降为340克（直径54毫米、长度41.3毫米），而漂移速度则小于 $0.01^\circ/\text{小时}$ 。不久，质量降为283克，外壳尺寸未变，转子转速14000转/分[4]，随机漂移分量降至 $0.003^\circ/\text{小时}$ [11]。具有上述体积和参数的陀螺作为一系列惯性导航系统研制的基础敏感元件，列于表1的2~6项中。

LCI型惯性导航系统（廉价的）于1966年在霍洛曼空军基地试验，保证了飞机的平均定位误差低于1.85公里/小时。在580小时的试验中陀螺转子轴保持初始方向的精度为

0.02°/小时。看来，它是第一个使用动力调谐陀螺的惯性系统，此系统用于近程攻击型空对地导弹（SRAM）上。

该导弹的惯性导航系统具有一三轴陀螺稳定平台，以图 5 示出。该型陀螺稳定平台包括两个挠性陀螺和三个加速度计。每个挠性陀螺为一三自由度动力调谐陀螺并相对轴 X_1 , Y_1 (图 5 中之 6) 和 X_2 , Y_2 (图 5 中之 5) 测量角速度 (或转角)。很清楚，只要使两陀螺相应地安置在稳定台 3 上，则随时可以取得相对陀螺平台的一个轴的多余的转角信息。

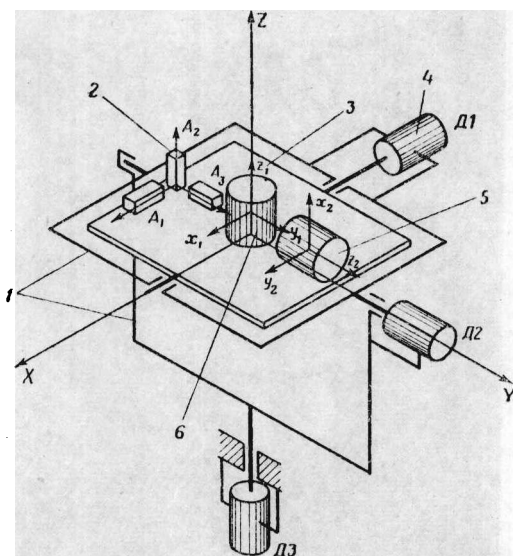


图 5 采用动力调谐陀螺的三轴陀螺平台示意图
1—万向支架；2—加速度计 (A_1 , A_2 , A_3)；3—稳定平台；4—稳定 (D_1 , D_2 , D_3)；5—6—三自由度动力调谐陀螺。

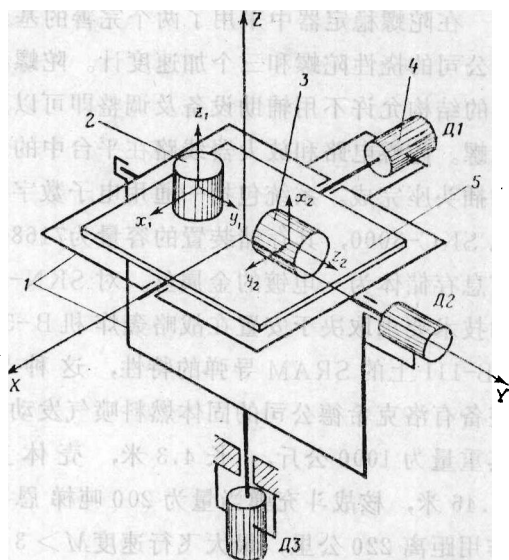


图 6 采用动力调谐陀螺—加速度计的三轴陀螺平台示意图

1—万向支架；2—3—两自由度—加速度计；4—稳定电机 (D_1 , D_2 , D_3)；5—稳定平台；

利用此多余信息可以建立一带自动补偿陀螺漂移的自动调谐惯性导航系统[22]。实验表明，它具有把自主式惯性导航系统中陀螺的漂移减小至 0.002~0.005°/小时 (1σ) 潜在的可能性。使用动力调谐陀螺—加速度计的三轴陀螺平台示意图，以图 6 示出。

1970年2月，柯林斯公司报导，它开始在巨型飞机“格鲁曼—戈里夫斯特利姆”上试验采用挠性陀螺的新研制的 INS-60 惯性导航系统[5]。1971年9月，该系统的改型 INS-61B 已经为运输机 DC-10 所采用[6, 7]。最后，1973年7月在莫斯科展览会上，柯林斯公司展出了包括两套 INS-61B 的自动惯性导航系统 ANS-70A。

INS-61B 型系统的基本仪表是辛格精密公司的惯性测量部件 345E-1A[6]。部件中使用了两个由三自由度挠性支承转子的挠性陀螺构成的 KT-70 陀螺平台。在稳定平台上放置两个摆式加速度计 (测量水平向的加速度计为双轴的，测量垂直方向的加速度计为单轴的)。稳定系统的第四个轴，即被称为“余度”轴，用来自动补偿平台在全部飞行时间内的漂移，所以系统能够保证很高的精度。平台的结构允许不用补偿校准而可以很快拆除和更换陀螺。图 7 示出了该惯性部件的外形。

该惯性导航系统在现代化喷气式飞机上经 15 小时飞行后的位置误差为 ± 37 公里。系统

的主要技术数据列于表1的第3行。

辛格精密公司的SKN-2400系统(表1中№.4)看来首先是为SRAM AGM-69导弹研制的,其后在各军用与民用机上得到了广泛的应用[4.7、11-12]。不止一次地报导过在SRAM导弹稳定系统中使用了辛格精密公司的挠性陀螺。

在陀螺稳定器中采用了两个完善的基尔福特公司的挠性陀螺和三个加速度计。陀螺稳定器的结构允许不用辅助设备及调整即可以更换陀螺。陀螺电路和放大器线路在平台中的连接靠插头座完成。系统包括一通用电子数字计算机SKC-3000,其存储装置的容量为7168字。信息存储体为一电镀的金属丝。对SKN-2400的技术要求取决于安置在战略轰炸机B-52及FB-111上的SRAM导弹的特性,这种导弹装备有洛克希德公司的固体燃料喷气发动机,其重量为1000公斤,长4.3米,壳体直径0.46米,核战斗充弹当量为200吨梯恩梯,作用距离220公里,最大飞行速度 $M>3$,通常向目标的飞行时间不超过3分钟。发射准备和惯性平台调整时间仅需几秒钟。一些资料[57]介绍,导弹可以向距离至1000公里的地面及水面目标发射。

SRAM导弹的操纵和制导系统具有高度的可靠性,并能自主地进行监控,因而可改变飞行程序或停止发射。此时,失效的微型组件数据送入随航计算机,在返回基地后将其更换。到1975年底,美国空军将拥有1000枚此种导弹,预计它们服役止1980年并将装备新型轰炸机B-1A。

辛格精密公司第三代惯性导航系统的最新产品名曰“Gamma-1”[44],其中使用了更完善的挠性陀螺和混合大规模集成电路。该系统的设备比类似的系统体积小一倍,重量轻一倍且校准时间快一倍[58],有着微型组件的结构,能自动监控,可更换陀螺,加速度计以及电子部件而不需附加调整和校准。惯性测量部件SKN-2610的万向支承为悬臂式的,并因此使万向支架结构体积达到原来的1/3,并保证了维修时便于接触到元件和组件。在系统中SKC-3000型计算机起着重要的作用,该计算机的存储容量为7168字,并有大规模集成电路的随机取样的超级运算存储器。该公司已经生产了2000套以上的Gamma-1系统,其平均故障间隔时间超过2000小时,在10小时的飞行中其导航误差小于3.7公里(概率95%),系统价值不超过100,000美元[64]。

利登公司在六十年代及七十年代新研制和使用了几种不同于辛格精密公司挠性陀螺的



图7 柯林斯公司INS-60中采用的辛格通用公司的三轴陀螺平台,平台采用了廉价的挠性陀螺

动力调谐陀螺。

利登公司首批获得实际使用的动力调谐陀螺之一为G-500型“振动转子”[37, 5, 4, 59, 60, 61], 即象图4示出的那种转子振动陀螺, 目前此种振动转子陀螺用于FB-111战略轰炸机[54]及其它军用载体上带天文修正的导航系统LT-300中。

利登公司使用动力调谐陀螺的惯性导航系统的数据列于表1的7~12行。使用振动转子的第一套惯性导航系统LN-15[23, 24]可保证精度高于1.85公里/小时(圆周概率误差), 自动监控时间为2分钟, 可保证确定95%的故障率。

P-500平台具有两个三自由度振动转子陀螺和三个压电晶体加速度计。它们安置于带有弓形结构框架的万向支承中, 该结构可迅速并方便地进行拆装和更换零件。专利中关于陀螺的详细情况是保密的。从公布的材料看来, 象图4那样的转子由置于13.3巴的真空室的同步磁带马达带动旋转。电机轴的旋转频率等于固定在扭杆上转子飞轮自振频率。系统寿命达一万小时, 在温度 $-55^{\circ}\sim+70^{\circ}\text{C}$ 范围内故障间隔时间为1500小时。当补偿陀螺的系统误差时由于使用了微分分析器(—220从而不需要飞行前试验用的设备。每经500个飞行小时将平台置于一定位置保持对准固定标线而实行自动补偿。

利登公司的惯性导航系统LN-30使用了“振动万向支架”型动力调谐陀螺, 它和“振动转子”不同的是具有内万向支架。关于陀螺的详情未获悉。只知道, 转子有与挠性陀螺相似的动力调谐, 并由于万向环的振荡而使转子在小角度回转极限下不会遇到很大的阻力。陀螺平台的结构和LN-15相同。台体只要拧下四个螺钉和松开插头就能很容易地取出来。台体中装入两个陀螺和两个或三个加速度计(视其用途而定)。惯性导航系统包括电子计算机和装入式的故障指示器, 系统重量5.5公斤, 平台重量2.9公斤。系统在教练机T-33和直升机UH-1H上顺利地通过了实验, 其一小时的飞行误差不大于1.85公里。

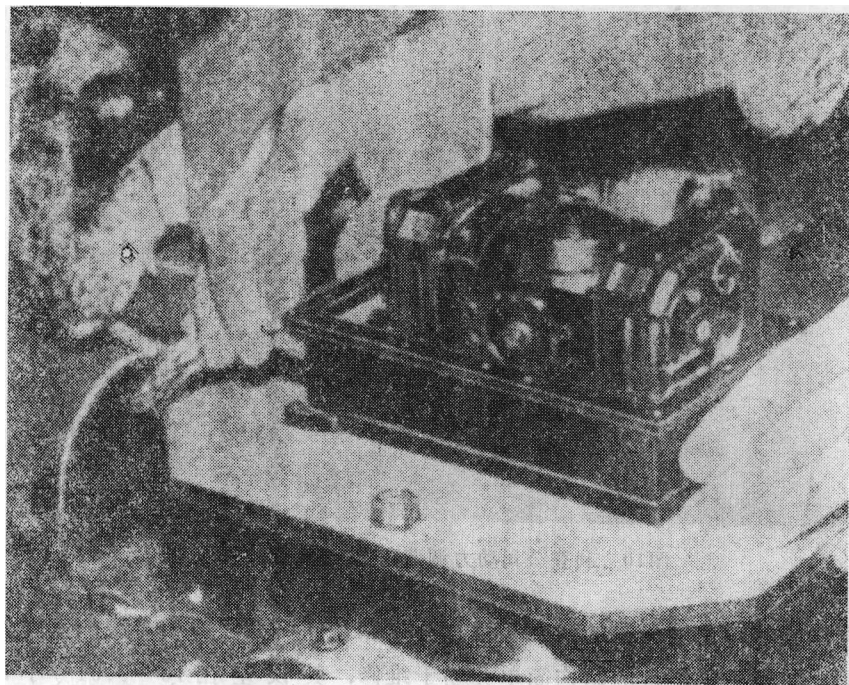


图8 采用利登公司双轴动力调谐陀螺-加速度计的微型平台

利登公司在研制使用动力调谐陀螺的超小型陀螺平台方面取得了重大的成就〔62, 63〕, 平台总重 860 克重, 直径 72 毫米, 长 80 毫米, 图 8 示出了陀螺平台的外形, 其元件结构分解图在图 9 中示出。两个陀螺—加速度计组成一个组件 (图 11)。每个陀螺—加速度计只有 81 克 (图 10)。仅借助于这样的两个陀螺—加速度计元件即可同时测量在转子旋转平

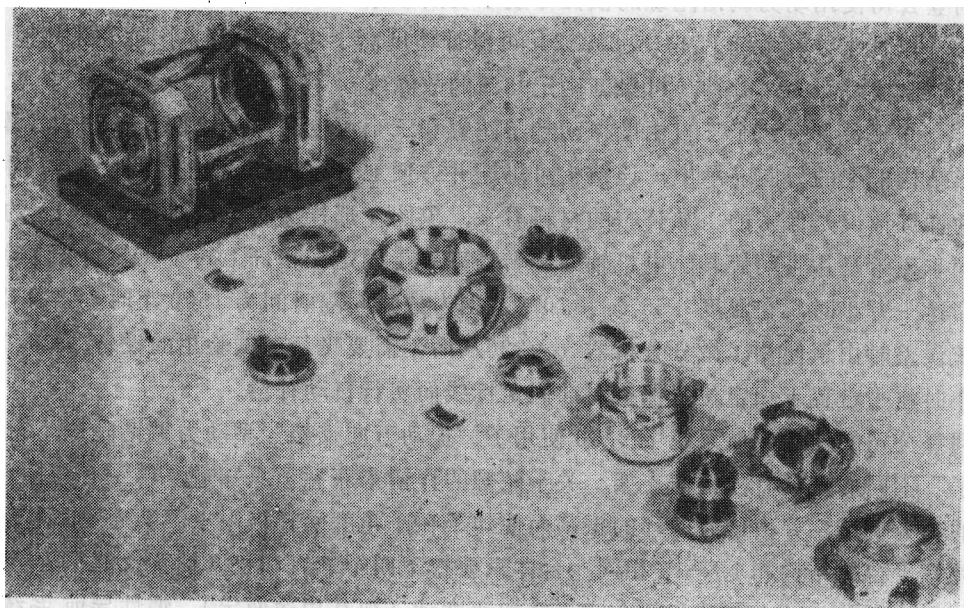


图 9 利登公司微型陀螺平台分解图



图 10 利登公司动力调谐陀螺-加速度计外形图

面内仪表壳体旋转角速度矢量的两互相垂直分量和在同一平面内相对线加速度矢量的两互相垂直分量。陀螺稳定平台的结构简单并易于维修, 其误差在 $10 \sim 0.01^\circ/\text{小时}$ 的范围内〔29, 30〕。



图11 利登公司微型平台的台体组件

接着,研制了小型、廉价的惯性导航系统 LTN-72,它使用了两个 G-2 动力调谐陀螺和三个 A-2 加速度计。利登公司先进的微型平台 P-2 研制了五年时间[54]。三自由度陀螺 G-2 具有双弹性支承和动力调谐转子,它是第三代敏感元件,前两代是液浮陀螺 G-200、G-300 和振动转子陀螺 G-500 和 G-1000。转子转速为 22500 转/分,三相同步马达有四对极,角度传感器及力矩器位于壳体内。陀螺充以低压氢气,其压力选择以获得所需的时间常数为条件,经过修整的结构排除了由于弹性支承材料的疲劳而产生的故障, G-2 陀螺可以连续工作超过八年。研制它花了从 1963 年到 1970 年的七年时间。专有的动力调谐支承借助调整螺钉保证了陀螺的高精度。近期由于采用了激光装置使调整自动化。仪表的精度参数如下:

两小时内的随机漂移 (1σ)	小于 $0.01^\circ/\text{小时}$
偏移稳定性 (经一昼夜 (3α))	小于 $0.05^\circ/\text{小时}$
质量不平衡的漂移	$0.3^\circ/\text{小时}$
不等刚度漂移	$0.02^\circ/\text{小时}/g^2$
温度敏感度	$0.002^\circ/\text{小时}/^\circ\text{C}$
磁敏感度	$0.002^\circ/\text{小时}/\text{高斯}$

1973 年,在法国布尔歇展览会上利登公司展出了两种采用动力调谐陀螺的惯性导航系统: LN-33 和 LN-40 (表 1 中第 11 和 12 行)。系统 LN-33 于 1965 年开始研制,于 1971 年在各类型飞机和直升机上通过了全面的试验, LN-33 装备了沙特阿拉伯的歼击机 F-5E 和伊朗的歼击机 F-4[49]。LN-33 还易于装备各种类型的导弹[48]。在系统平台上安装有两个对振动不敏感的(其中也包括轴承)弹性支承三自由度陀螺 G-1200。陀螺的零件数量不多,加热快,可靠,具有高稳定特性。平台上还安装了三个挠性支承加速度计 A-1000。计算机具有监控系统 LC-4516 和容量为 16K 的存贮装置。每秒钟计算 178,000 次。在 LN-40 中包括了四环平台 P-4。LN-40 使用了动力调谐陀螺 G-4 (是 LN-30 和 LN-33 系统

中G-1200陀螺的微型化方案)。平台中安装的A-4加速度计是LN-30及LN-30系统中A-1000加速度计的微型化样机。

西德博登则公司生产为导弹、飞机、直升机及宇宙飞船使用的动力调谐陀螺惯性导航系统。1973年在法国布尔歇展出了惯性稳定平台TNP-627和TRP-607。这些系统首批装备了导弹并部分地用于宇宙曳引机(ELDO计划),在曳引机上将装备天文——惯性导航控制系统,其主要组件为惯性测量部件TNP-627,包括了惯性部件和电子部件。四环平台用两个三自由度动力调谐自由陀螺稳定。平台上安装了两个单轴摆式加速度计,陀螺稳定平台的调整借助于计算机实现,平台所有的输入和输出信号是数字式的。

表1中第16行列出法国通用机电公司按辛格·基尔福特公司的许可证生产的SKN-2600惯性导航系统。系统使用了两个挠性陀螺和三个带模拟和数字输出的加速度计。陀螺的漂移为 $0.005^{\circ}/\text{小时}$,每小时飞行的误差不超过1.85公里(指出的陀螺漂移系在一个位置时,例如转子轴在垂直位置时的随机漂移)。台体置于四环的万向支承中,惯性敏感元件的更换不需要附加的调整和校准。计算机的存储容量为7168字,在罗盘法初始校准后平台位置参数如下(1σ):横滚方向 $3'$,俯仰 $3'$,航向 $4'$,工作温度范围 $-55^{\circ}\sim+95^{\circ}\text{C}$ 。

特里达因公司证实了用动力调谐陀螺作小型捷联式系统的可能性[31, 32]。该公司为宇宙飞行器及火箭运载器研制了用两个三自由度动力调谐陀螺和两个加速度计为基础的小型系统(表1中第17行)。按其质量来说,新的陀螺样机超过了具有1.85公里/小时的惯性导航系统所采用的陀螺(即动力调谐的随机误差小于 $0.01^{\circ}/\text{小时}$)。陀螺作为二分量传感器积分两个轴的角速度。当采用两个动力调谐陀螺时,系统沿某一个轴有一冗余度讯号,该讯息用于储备和提高精度(图12和13)。包括计算机和电源在内的系统全部重量不超过14公斤。

诺斯罗普公司研制了两个采用振动陀螺—加速度计和液体万向支承的惯性导航系统模型样机,台体呈密封球形,并置于壳体内悬浮在液体中(图14),球体内(图15)放置振



图12 特里达因公司陀螺转子及带振动支承元件的转子的外形图

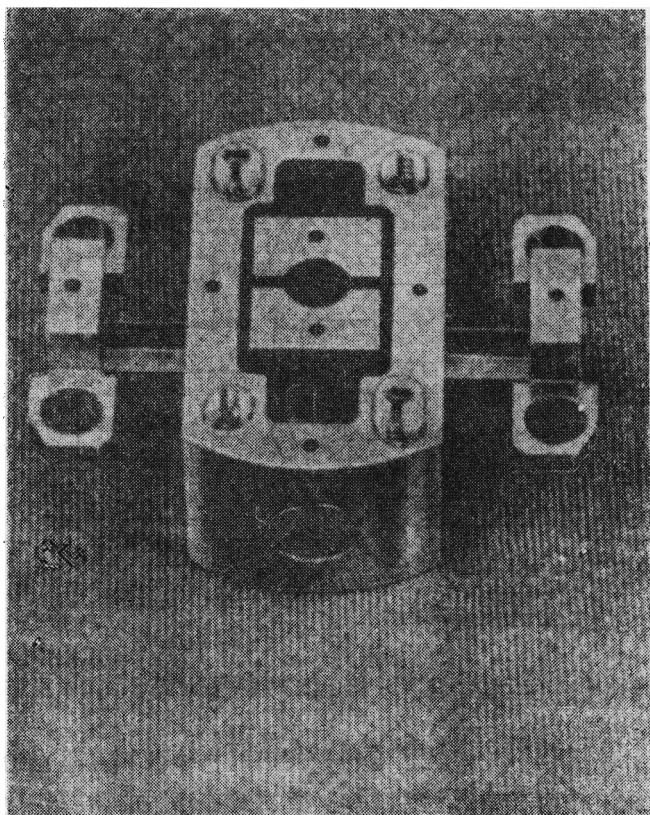


图13 特里达因公司动力调谐陀螺的振动环组件

动陀螺—加速度计、放大器、无减速器稳定电机（力矩传感器在球体表面上），逻辑电子机构等等。

有益的是，球体可以有剩余浮力。借助于滚轮浮体在球形壳体内定心。电源(+28 V)经滑动接触送入球体内，振动陀螺—加速度计独特之处在于动力矩载体为装在两个压电晶体的球形腔内旋转的水银，当载体作转移旋转时，这些压电晶体接受水银周期性的压力，压力改变的振幅取决于飞行器的角速度[35, 36]。

当存在转移加速度时，从陀螺—加速度计的变态中压电晶体之一接受液体的反作用并产生比例于加速度值的固定电压[36]，因此，和角速度和线加速度相应的信号被电气分离，一个陀螺—加速度计给出位于陀螺转子旋转平面内的机体两相互垂直的角速度和线加速度成分值的信息。因此，当两个陀螺—加速度计具有球形浮子时将存在按运动体轴线之一有关角速度和线加速度的余度信息（图14）。

当存在转移加速度时，从陀螺—加速度计的变态中压电晶体之一接受液体的反作用并产生比例于加速度值的固定电压[36]，因此，和角速度和线加速度相应的信号被电气分离，

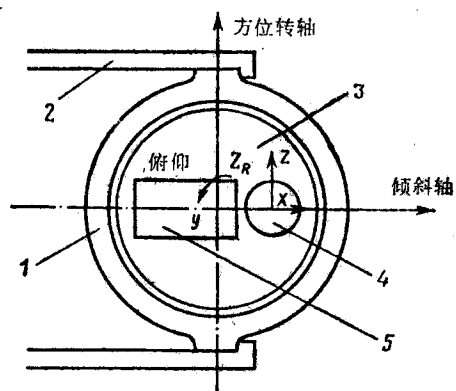


图14 浮球内陀螺-加速度计灵敏轴的方位
1—平台壳体；2—飞行器壳体；3—浮球；
4—5—陀螺-加速度计

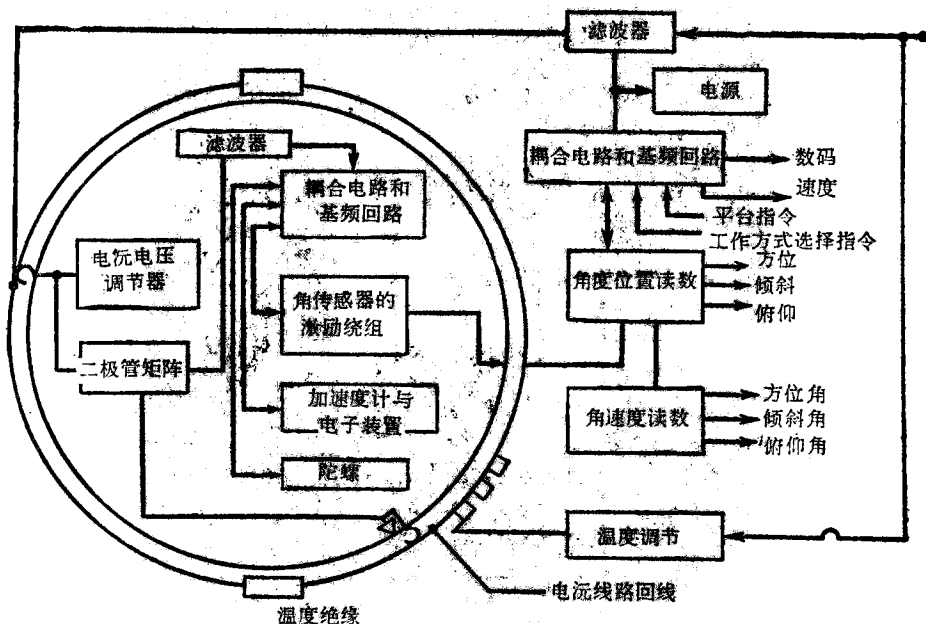


图15 使用振动转子陀螺-加速度计并带有球型液浮万向支承的陀螺稳定平台方块图

一个陀螺—加速度计给出位于陀螺转子旋转平面内的机体两相互垂直的角速度和线加速度成分值的信息。因此，当两个陀螺—加速度计具有球形浮子时将存在按运动体轴线之一有关角速度和线加速度的余度信息（图14）。

陀螺稳定平台是专门为多弹头分导的导弹研制的，例如“民兵-3型”导弹，表1第18和19行列出了NIP-118和NIP-140型陀螺稳定平台的数据。陀螺—加速度计的质量总共为120克，不同类型加速度计方式的灵敏限在 $5 \times 10^{-8} \sim 5 \times 10^{-4} g$ 范围内变化。

采用阿柯·介罗公司振动转子陀螺的美国柴因和凯布尔有限公司为制导火箭和宇宙飞船研制了两个小型陀螺稳定平台（表1第20，21行）。55系列超小型角速度陀螺转子转速为24000转/分，两倍转子旋转频率（800赫）的振荡信号有着1伏振幅[37]，陀螺结构未获。小型三自由度惯性平台“塔格瑟林”所用陀螺结构和型号也是保密的。美国柴因和凯布尔有限公司的两两种陀螺稳定平台的参数非常接近。仪表的一些数据如下：

随机漂移速度	3°/小时，在1g加速度时
不等刚度的漂移速度	4.8°/小时/ g^2
工作温度范围	-55°~+74°C
2000赫振动过载	达15g
工作准备时间	约30"
中环自由度	±80°

批生产时期望平台的价格小于15000美元

目前，普涅夫莫·达涅米柯斯公司研制了带三个储量的三轴角速度传感装置，该装置有九条信息通道（每轴上有三条），由五个传感器向通道输入讯息[37]。惯性传感器的此部件可用作建立牢靠的、廉价的捷联式惯性导航系统的基础，如象“阿波罗”或“吉坦-

3C”的斯凯莱布轨道宇宙实验室用。

上述系统使用了浮子式的角速度传感器，但是国家宇航局推荐使用动力调谐陀螺，认为它更具有发展前途〔65〕。

最后，在表1的23和24行，列举了振荡型角速度传感器的数据。该传感器在歼击机和跨洋飞行的飞机上得到了使用并被推荐采用到宇宙飞行器上。应该说明，振弦陀螺GG1102的使用寿命为100,000小时，试验过程的故障间隔为75,000小时。

存在问题及发展前景

在参考文献中没有报导研制、制造和生产动力调谐陀螺和惯性导航系统的困难，特别是在涉及到结构及生产工艺问题方面。但是，可以举出一系列的需要采用新步骤来解决的问题，这些问题列举如下：

1. 研究解带周期系数的微分方程组（对振动转子陀螺）和解非线性方程偏导数（对转子式振动陀螺）的有效方法，这些解应将仪表误差和方法误差计算在内。
2. 研究分析动力调谐陀螺系统和具有周期变化参量的陀螺系统的有效方法（参数效应、稳定区域、结构参数的选择、精度特性的计算等。
3. 研制动力调谐陀螺整体振动弹性支承结构或分立结构中牢固联结的方法。
4. 为动力调谐陀螺研制带有满足一定惯量矩的非对称转子的同步电机。
5. 慎重选择具有相应温度、物理-机械和其它特性的结构材料。
6. 制造具有严格公差尺寸和形状的振动环，保持励磁振荡的频率和振幅在一定范围内（对振子式振动陀螺）。
7. 在角速度值大小变化时，保证比例系数的自动调节。
8. 选择原理电路图和小振幅（ $10^{-2} \sim 10^{-3}$ 毫米）角振荡或线振荡传感器。
9. 自动保证敏感元件的谐振调谐，当温度改变和材料老化时自动保证输出参数的非稳定性补偿。
10. 研究在有效信号频率上排除干扰的方法（安装滤波器、调节时扼制放大器的输出端、补偿各通道的信号等等）。
11. 研究弹性支承对称型或非对称型转子动平衡方法。
12. 研究动力调谐陀螺调谐现象的有效手段和方法。
13. 研制处理从动力调谐陀螺角度传感器取得信号的可靠的电子设备，制造在指示工作状态下时间常数小、增益大的放大器。

使用动力调谐陀螺的惯性导航系统之所以具有发展前景，在于它制造便宜、体积小、重量轻、消耗功率小、准备时间短、寿命长、可靠性高和测量范围大。

由于振动陀螺没有旋转和摩擦部分，原理上可以获得试验时的故障间隔时间达100,000小时的角速度陀螺。许多动力调谐陀螺可从结构上设计成陀螺—加速度计的多功能元件。当前国外各主要仪表公司对动力调谐陀螺和振动陀螺进行着广泛的结构研究和工艺生产。

结 论

从首批音叉振动陀螺的出现经过了37年，从那时到现在动力调谐陀螺的理论和实践大

表 1 使用动力调谐陀螺的

序 号	系统名称, 系统型号 陀螺类型 研制公司	陀螺主要指标				惯 导 系			
		随 机 漂 移 (度/小时)	需用 功率 (瓦)	外廓尺寸 (毫米) 体 积 (升)	重量 (克)	随 机 漂 移 (度/小时)	需用 功率 (瓦)	外 廓 尺 寸 平 台 (毫米、升)	系 统 (毫米、升)
I	I	II	IV	V	VI	VII	VIII	IX	X
1	惯导系统N-10 内万向支架动力调谐陀螺 样机A 样机B 博希-阿玛公司	0.02 0.04		$\phi 50 \times 75$ $\phi 50 \times 75$	630 810		100	球 R = 102	
2	惯导系统 LCI 挠性陀螺 辛格通用精密公司	0.01		$\phi 54 \times 42$	283		55		9.8
3	INS-60(61B)惯导系统用惯性 测量部件345E-1A 挠性陀螺 辛格 柯林斯	<0.01							27.4
4	惯导系统 SKN-2400 挠性陀螺 辛格	0.003 (1 σ)		$\phi 54 \times 42$	283				
5	AH56A型导航仪 挠性陀螺 辛格	0.003 (1 σ)		$\phi 54 \times 42$	283				
6	惯导系统 GAMMA-1 挠性陀螺 辛格-基尔福特						275		11.8
7	惯导系统LN-15 振动转子动力调谐陀螺 利登					~ 0.01	140		22.4
8	惯导系统LN-30 振动万向支架型动力调谐 陀螺G-1200 利登						~ 50	$\phi 120 \times 180$	
9	惯导系统用超小型陀螺稳定平台 动力调谐陀螺-加速度计 利登	0.01	1.25	$\phi 25.4 \times 38.1$	81		25	$\phi 72 \times 80$	
10	惯导系统 LTN-72 G-2动力调谐陀螺 利登	<0.01 (1 σ)	2	$\phi 40.6 \times 43.4$	272		420		31.2