

全军重点教材

惯性导航与组合导航

张宗麟 编著

航空工业出版社

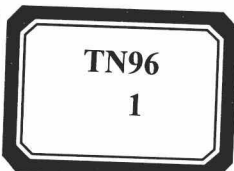
前 言

惯性导航系统以其输出信息之多，抗干扰能力之强，工作自主性之高，位居各种导航技术之首。正因如此，目前空、海、天、地及民用领域无不广泛使用这一技术。在飞机上，尤其是军机，惯导及其组合系统不仅在导航，而且在飞行控制、火力控制及武器投放等方面都有着极其重要的作用。是否装备惯导，以及装备什么样精度的惯导，已是衡量载机和武器先进性的重要标志之一。

随着科学技术的发展，以及军事斗争的需要，对导航、制导的精度以及工作可靠性要求愈来愈高。单一的惯导已经难以满足军、民使用的共同要求。以惯导为主，用GPS、GLONASS、多普勒雷达、无线电导航、地形匹配等其中一种或几种构成的组合导航系统，很快弥补了这方面的不足。

本书全面讲述了从惯性元件（加速度计和陀螺）到惯性平台，从平台式惯导（指北方位和游移方位）到捷联式惯导，从单一惯导、GPS、GLONASS、多普勒雷达及无线电导航等到组合导航，从典型国内航空惯导到俄罗斯惯导，基本涉及了航空导航的主要内容。但重点仍以惯性导航元件和系统的原理为主线，全书共分12章，除第一章介绍有关基本概念外；第二、三、四章介绍惯导的硬件，即加速度计、陀螺仪和惯性平台；第五、六、七章介绍惯导的软件，即力学编排、系统误差和初始对准中的一系列计算关系；第八章集中介绍捷联惯导的原理、初始对准和余度技术；第九、十、十一、十二章为组合导航，前三章介绍了几种导航及组合导航特点，最后一章介绍了国产和俄罗斯三种型号产品的组成及特点，它们实际上都是以惯导为主的组合导航系统。

上述内容大都是作者在1985年所写《惯性导航系统》教材基础上，经过十几年教学、科研和指导研究生过程中，不断修改、认识和完善的。其中相当一部分就是以本人多年教案、著作和论文撰写而成。由于惯导原理的复杂性和抽象性，全书对每一个概念及结论，特别注意在物理含义及其物理本质上给予充分描述，以加深对重、难点内容的深刻理解。

为适应惯性技术的飞速发展，对加速度计、陀螺仪以及各组合导航系统，不仅重点叙述了国内当前广泛使用的器件和系
比较全面地讲述国内正在研究的、以及国外已有使用的新型器件和新知
与实际紧密结合，本书还对典型结构、代
、操作和使用惯性导航和组合导航的实际系统提供方便。

需要指出的是，本人所在的航空自动控制工程系及仪表导航教研室的吴训忠和朱家海同志撰写了部分内容并为本书的出版做了大量技术和校对工作。李学仁和徐建明是本书得以出版的倡导者和支持者；航空工业出版社的黄苏桥、中国航空信息中心的许国祯研究员以及作者博士和硕士研究生陈天如等多人都为本书的如期出版作了许多有益的工作。

本书作为全军院校重点教材，从列入计划、纲目审查到最终审定，都得到总参、空军及

学校领导的高度重视。西北工业大学俞济祥教授和任思聪教授认真审阅了全书，袁信、崔中兴、任思聪、俞济祥、王军锋、钱培贤、耿昌茂等资深教授参加了空军组织的终稿审定会，并提出了许多宝贵意见，作者对他们认真负责和诚心诚意的帮助表示衷心感谢。

尽管作者力求使本书能更好满足读者要求，但因内容涉及面宽，作者水平有限，缺点错误之处诚望批评指正。

作者 张宗麟

2000年8月于西安

目 录

第一章 惯性导航中的地球、重力和坐标系	(1)
第一节 导航和惯性导航	(1)
第二节 地球形状和曲率半径	(8)
第三节 地球重力加速度和自转角速度	(15)
第四节 惯性和非惯性坐标系	(18)
第二章 惯性导航加速度计	(21)
第一节 概述	(21)
第二节 液浮摆式加速度计	(23)
第三节 挠性加速度计	(25)
第四节 石英挠性加速度计	(33)
第五节 压阻式加速度计	(36)
第六节 几种新型加速度计	(41)
第七节 加速度计再平衡回路	(46)
第三章 惯性导航陀螺仪	(54)
第一节 概述	(54)
第二节 液浮陀螺仪	(57)
第三节 挠性陀螺仪	(67)
第四节 激光陀螺仪	(86)
第五节 光纤陀螺仪	(99)
第六节 静电陀螺仪	(102)
第七节 半球谐振陀螺和微机械陀螺	(111)
第四章 惯性平台	(119)
第一节 单轴惯性平台原理	(119)
第二节 单轴惯性平台稳定回路分析	(124)
第三节 三轴惯性平台	(130)
第四节 四环三轴惯性平台	(137)
第五节 惯性平台的结构	(143)
第六节 平台系统的温度控制	(146)
第五章 惯性导航的原理及力学编排	(153)
第一节 舒勒摆及其在惯导系统中的实现	(153)
第二节 加速度测量及比力方程	(158)
第三节 指北方位平台惯导的力学编排	(163)

第四节	游移方位平台惯导的力学编排	(168)
第五节	惯导系统的垂直通道	(177)
第六章	惯性导航系统误差	(182)
第一节	惯导系统的误差源	(182)
第二节	误差分析中的坐标系	(184)
第三节	指北方位惯导系统误差分析	(186)
第四节	游移方位惯导系统误差分析	(195)
第七章	惯性导航系统初始对准	(200)
第一节	概述	(200)
第二节	指北方位惯导的初始对准	(203)
第三节	游移方位惯导的初始对准	(214)
第八章	捷联惯导系统	(225)
第一节	捷联惯导基本原理	(225)
第二节	捷联惯导系统的力学编排方程	(229)
第三节	捷联惯导系统误差方程及初始对准	(237)
第四节	捷联惯性元件的余度技术	(249)
第九章	GPS 及 GLONASS 卫星导航系统	(259)
第一节	GPS 与卫星导航	(259)
第二节	GPS 全球定位系统的组成	(261)
第三节	GPS 卫星运行轨道及参数	(265)
第四节	GPS 测距、测速、测时和 GDOP 值	(270)
第五节	GPS 导航信号的发送与接收	(279)
第六节	GPS 的误差及差分 GPS	(285)
第七节	GLONASS 全球导航系统	(289)
第十章	无线电及其它导航系统	(293)
第一节	塔康近距无线电导航	(293)
第二节	罗兰—C 和奥米加远程无线电导航	(296)
第三节	多普勒雷达和合成孔径雷达导航	(300)
第四节	地形匹配与景象匹配辅助导航	(306)
第五节	相对导航	(311)
第十一章	组合导航系统	(315)
第一节	组合导航的提出	(315)
第二节	应用古典控制的组合导航	(316)
第三节	应用卡尔曼滤波的组合导航	(319)
第四节	GPS/惯性组合导航系统	(325)
第十二章	典型惯导系统	(333)

第一节	563 系列惯导系统	(333)
第二节	573 系列惯导系统	(347)
第三节	II-060 惯导系统	(349)
参考文献	(368)

参考文献：

惯导系统

LI-060

文献

第一章 惯性导航中的地球、重力和坐标系

第一节 导航和惯性导航

一、导航及其种类

导航(Navigation),就是引导航行的简称,是指将载体从一个位置引导到另一个位置的过程。通常将飞机、舰船、导弹、坦克及宇宙飞行器等,统称载体,于是也就有了航空导航、舰船导航、陆地导航及航天制导之分。

导航的最基本要素就是载体的即时位置(坐标)、航行速度、航行方位(航向)或飞过距离等。例如,一架飞机从一个机场起飞,希望准确飞到另一个机场,除了要知道起始机场的位置坐标外,更主要的就是即时了解飞机空中实时的位置、航向和速度。因为只有明确了飞机当前的位置参数,才能借助机上和地面的导航设备或人工目视协同,完成正确引导飞机向目的地航行的任务。可见,导航对飞机能否准确完成飞行和作战任务是何等重要。

追溯历史,中国人发明的指南针就是用于指示船舶航行方向的最简单的航行仪器,随后用于飞机上的磁罗盘、陀螺半罗盘、陀螺磁罗盘和航向姿态系统等,都是以磁定向并确定飞机飞行航向的重要导航仪器。但是,这些导航仪器(或仪表),并不能直接确定飞机的空中位置。因为具有同一航向的飞机,即使在一个很小范围的空域内也可以有很多架。显然,这种单一导航技术已无法满足社会生产发展和人类历史进步的需要,特别是随着航空、航海及航天技术的飞速发展,简单的、单一功能的导航仪器,已远远不能满足这些飞机、舰船及其它载体的要求。因此,也就提出了如何利用当时科学技术的新成就,创造出精度更高、用途更广和适应性更强的导航技术和导航仪器(系统),以适应导航的新要求。无线电导航、天文导航、多普勒雷达导航、卫星导航、惯性导航和组合导航等,正是在导航技术发展的需要和科学技术发展的可能条件下,迅速发展并得到广泛应用的导航方案。它们之中,有的是与磁罗盘或陀螺磁罗盘或航向系统配合完成导航任务,有的仅能提供载体即时位置信息,有的则只输出载体运动的地速及偏流角(真空速向量与地速向量之间的夹角),有的却可以独立完成位置、速度和航向等基本导航参数的测量。关于它们较详细的介绍在以后章节中安排,这里先建立一些初步概念。

二、几种主要导航方法简介

(一) 无线电导航

利用无线电波在均匀介质和自由空间直线传播及恒速两大特性,进行引导航行的一种方法。

这种导航方法,一种是通过设置在飞机和地面上的收发设备,测量飞机相对地面台的距离、距离差或相位差定位。如地美依测距导航系统、罗兰双曲线导航系统、奥米加双曲线导航系统。另一种是通过机上接收系统,接收地面台站发射的无线电信号,测量飞机相对于已知地面台的方位角来定位,如伏尔测向导航系统。目前军用飞机使用较多的是测向与测距共用一个地面台的塔康导航系统。

无线电导航的主要优点是精度较高,缺点是工作时必须有地面台配合,电波易受干扰,也容易暴露自身,在军事上应用就显得严重不足。

只是确定位置

导航包含了定位



奥米加导航系统
罗兰C导航系统

(二) 多普勒雷达导航

利用随飞机速度变化,在发射波和反射波之间产生的频率差——多普勒频移的大小,来测量飞机相对地面的速度,进而完成导航任务的一种方法。

这种导航方法,只需要机上设立雷达发射和接收装置便可测出地速的大小。再借助机上航向系统输出航向角,将地速分解成沿地理北向和东向的速度分量,进而确定两个方向的距离变化及经、纬度大小,也就确定了飞机位置。

多普勒雷达导航的主要优点是无需地面台,因而是主动式,自主性强。但是它工作时必须发射电波,容易受干扰和暴露自己,此外,定位精度与反射面形状有密切关系,当飞机在海面和沙漠上空工作时,由于反射性极差会大大降低工作性能;同时导航精度也受雷达天线姿态的影响,当飞机接收不到反射波时,就会完全丧失工作能力。

(三) 卫星导航

目前广泛应用的卫星导航是 GPS 全球定位系统和 GLONASS 全球导航系统。它们都是利用无线电波传播的直线性和等速性实施测距定位,以及利用载体与卫星之间的多普勒频移进行测速的导航方法。

卫星导航由导航卫星、地面站和用户设备三大部分组成。GPS 导航星共有 24 颗分布在六个近似圆形轨道上;地面站主要用来跟踪、计算和向卫星发送数据;用户设备包括接收、处理和显示部分。天空中的卫星由于位置随时可知,如同地面上的无线电导航台搬到了空间,于是便可测量卫星到飞机的距离,实现定位要求。同时卫星发射的电波,经飞机上接收设备测出二者之间的多普勒频移,可以确定飞机相对卫星的距离变化率,即载体运动速度。

GPS 卫星导航系统,是近几年发展速度最快的一种导航系统。它的主要优点是导航精度很高;又适于全球导航,加之用户设备简单,价格低廉,所以应用领域十分广泛。但它需要庞大的地面站支持,电波又易受干扰,是一种被动式导航系统。特别是卫星受人控制,作为军事目的应用时易受制于人。

(四) 天文导航

利用天空中的星体,在一定时刻与地球的地理位置具有相对固定关系这一特点,通过观察星体,以确定载体位置的一种导航方法。

天文导航主要借助星体跟踪器自动跟踪两个星体,以便随时测出星体相对载体基准参考面的高度角和方位角,并经计算得到载体的位置和航向。通常载体基准参考面的确定是由陀螺稳定平台来实现。

天文导航系统的定向和定位精度不随工作时间增长而降低,隐蔽性好,自主性强。所以天文导航尤其是天文与其它导航的组合仍具有广泛的应用,特别是高空、远程、跨海洋、过极地、经沙漠的飞行更显优势。但在云雾天气飞行或在中、低空即使天气很好,只能看见太阳而看不到其它星体时,难以完成定位的任务,这使天文导航在航空上的应用受到一定限制。

三、惯性导航

(一) 基本原理

惯性导航是利用惯性测量元件测量载体相对于惯性空间的运动参数,并经计算后实施导航任务的。由加速度计测量载体的加速度,并在给定运动初始条件下,由导航计算机算出载体的速度、距离和位置(经、纬度);由陀螺仪测量载体的角运动,并经转换、处理,输出载体的姿态和航向。

通常对于靠近地球表面航行的飞机来说,最主要的导航信息是相对地球的即时位置和即时速度。研究三维导航时,表述空间位置的参数是经度(λ)、纬度(φ)和离地高度(H),正好对应地理坐标系沿东向(E)、北向(N)和天向(U)三个方向上的距离。而测量这些参数的最基本信息源是飞机的加速度矢量 a 。

如图 1-1 所示,设飞机以一定的加速度 a 在空中飞行,按东北天地理系,这个加速度可以分解为水平加速度 a_L 和垂直方向加速度 a_U ,而 a_L 又可在水平面内分解为水平东向加速度 a_E 和水平北向加速度 a_N 。如果在飞机上安装一个三轴稳定平台,平台上装三个加速度计。一个是始终指向地理北向的北向加速度计 A_N ,它感测飞机沿北(南)向的加速度分量 a_N ;一个是始终指向地理东向的东向加速度计 A_E ,它感测飞机沿东(西)向的加速度分量 a_E ;一个是始终指向地理天向的天向(垂直)加速度计 A_U ,它感测飞机沿天(地)向的加速度分量 a_U ,如图 1-2 所示。将这三个方向上的加速度分量

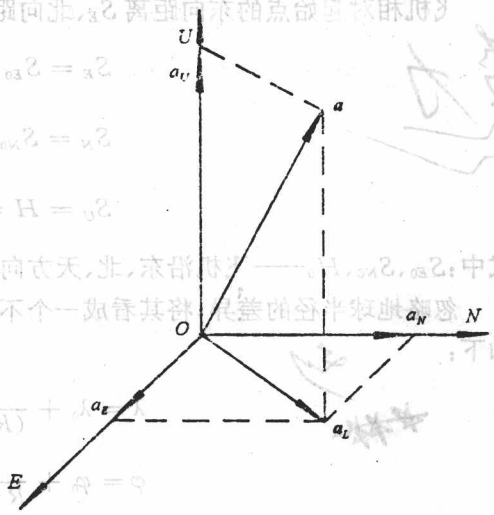


图 1-1 三个加速度分量

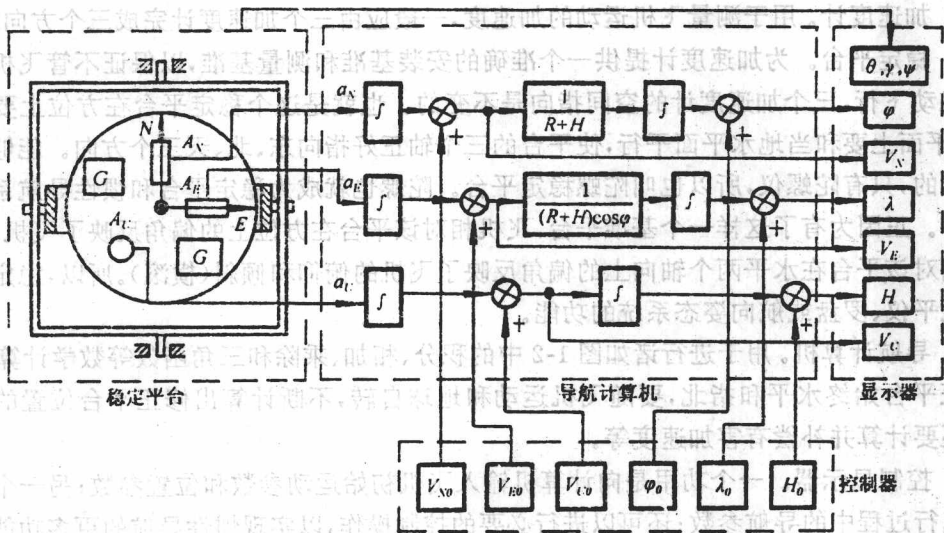


图 1-2 惯性导航基本原理

分别进行积分,便可得到飞机沿东北天三个方向上的地速分量:

$$\left. \begin{aligned} V_E &= V_{E0} + \int_0^t a_E dt \\ V_N &= V_{N0} + \int_0^t a_N dt \\ V_U &= V_{U0} + \int_0^t a_U dt \end{aligned} \right\} \quad (1-1)$$

式中： V_{E0} 、 V_{N0} 、 V_{U0} ——飞机沿东、北、天方向的初始速度。

飞机相对起始点的东向距离 S_E 、北向距离 S_N 和天向距离 S_U (高度 H) 可由下式求出：

$$\left. \begin{aligned} S_E &= S_{E0} + \int_0^t V_{E0} dt \\ S_N &= S_{N0} + \int_0^t V_{N0} dt \\ S_U &= H = H_0 + \int_0^t V_{U0} dt \end{aligned} \right\} (1-2)$$

式中： S_{E0} 、 S_{N0} 、 H_0 ——飞机沿东、北、天方向的初始距离。

忽略地球半径的差异，将其看成一个不旋转的圆球体，则可求出飞机所在点的经度和纬度如下：

$$\left. \begin{aligned} \lambda &= \lambda_0 + \frac{1}{(R+H)\cos\varphi_0} \int_0^t V_{E0} dt \\ \varphi &= \varphi_0 + \frac{1}{R+H} \int_0^t V_{N0} dt \end{aligned} \right\} (1-3)$$

式中： λ_0 、 φ_0 ——飞机起始点的经度、纬度；

R ——地球半径。

(二) 基本组成

通过对惯性导航基本原理的描述可知，一个完整的惯性导航系统应包括以下几个主要部分。

1. 加速度计。用于测量飞机运动的加速度，一般应由三个加速度计完成三个方向的测量。
2. 稳定平台。为加速度计提供一个准确的安装基准和测量基准，以保证不管飞机作什么样的机动飞行，三个加速度计的空间指向是不变的。也就是这个稳定平台在方位上要指正北向，在平面上要和当地水平面平行，使平台的三个轴正好指向东、北、天三个方向。能够实现这一要求的，只有陀螺仪，所以也叫陀螺稳定平台。陀螺也就成为稳定平台和惯性导航系统的核心部件。正因为有了这样一个基准平台，飞机相对该平台在方位上的偏角反映了飞机的航向，飞机相对该平台在水平两个轴向上的偏角反映了飞机的俯仰和倾斜(横滚)。所以，稳定平台代替了地平仪、罗盘或航向姿态系统的功能。
3. 导航计算机。用于进行诸如图 1-2 中的积分、相加、乘除和三角函数等数学计算。同时，为保证平台始终水平和指北，要随飞机运动和地球自转，不断计算出修正平台位置的指令信号。还要计算并补偿有害加速度等。

4. 控制显示器。一个功用是向计算机输入飞机初始运动参数和位置参数；另一个功用是显示飞行过程中的导航参数；还可以进行必要的控制操作，以实现惯性导航的更多功能。

当然，在实际惯性导航系统中并非一定这样分类，具体构成详见后续章节。

(三) 惯性导航的特点

随着科学技术和国防事业的不断发展，人们对导航技术也提出了越来越高的要求。导航设备除了一般设备要求的安全可靠、体积小、重量轻和价格低廉等以外，在军事上应用的要求是十分苛刻的。通常惯性导航大多是可以满足这些特殊要求的，主要有以下方面。

1. 工作自主性强

目前飞机导航的方法有多种，根据获得导航参数的手段，其方法大致可以分为自主式和非自主式两大类。不依靠外界信息，在不与外界发生联系的情况下独立完成导航或制导任务的是

自主式。而必须有地面设备或依靠其它装置才能完成导航和制导任务的就是非自主式。

自主式工作时,导航设备不依靠地面辅助设备或其它方面的任何信息,而能独立自主地进行工作。这样一方面可以扩大飞机的活动范围,在没有任何地面导航台的边远地区和海洋上空执行任务;另一方面它与外界无任何信息交换,可以避免被敌人发现而受攻击或施放干扰。对军用机来讲,这两方面尤为重要。它不希望受地面导航设备的影响太大,要求能独立自主、安全隐蔽地去执行自己的任务。惯性导航仅仅依靠机载设备感测加速度,不依靠任何其它信息而能独立地完成导航任务,是一种自主性最强的导航方法。

2. 提供导航参数多

惯性导航可以为机上用户提供加速度、速度、位置、姿态和航向等最全面的导航参数。可以与飞行控制系统交联,实现飞机的自动驾驶;与飞机火控系统交联,实时提供火控计算所需的速度、姿态和航向等信号,极大地提高瞄准和攻击精度;与飞机着陆系统配合,保证安全可靠着陆;另外,光学瞄准系统、侦察照相系统、电视摄像系统以及雷达天线系统等机载设备都离不开惯导输出的有关信号。惯性导航的这一优势也是其它导航系统无法比拟的。

3. 抗干扰力强,适用条件宽

惯性导航对磁、电、光、热及核辐射等形成的波、场、线的影响不敏感,具有极强的抗干扰能力,既不易被敌方发现,也不易被敌方干扰。同时也不受气象条件限制,能满足全天候导航的要求;也不受地面形状、沙漠或海面影响,能满足全球范围导航的要求。

但惯性导航也有着突出缺点,即导航精度随时间增长而降低。

由于惯性导航的核心部件陀螺仪存在漂移误差,致使稳定平台随飞行时间的不断增长偏离基准位置的角度不断增大,使加速度的测量和即时位置的计算误差不断增加,导航精度不断降低。所以,惯性导航在短程飞行中,具有较高的精度,而长时间的远程飞行导航精度不甚理想。为了提高远程飞行的精度,只有提高陀螺仪、加速度计的制造精度,这都会增加生产中的难度和提高产品的成本。例如美国B-52远程轰炸机使用的惯导系统,其导航精度由小飞机的1n mile/h提高到0.04n mile/h,其精度满足了要求,但成本却大大提高了。

(四) 平台式惯导与捷联式惯导

平台式惯性导航系统(简称平台式惯导),核心部分是有一个实际的陀螺稳定平台,如图1-2。平台上的三个实体轴,重现了所要求的东、北、天地理坐标系三个轴向,它为加速度计提供了精确的安装基准,保证三个加速度计测得的值正好是导航计算时所需的三个加速度分量。这个平台完全隔离了飞机机动运动,保证了加速度计的良好工作环境。平台上的陀螺仪作为平台轴相对基准面偏离的角度(角速度)信号传感器,将其检测信号送至伺服放大器,经电机带动平台轴重新返回基准面。

捷联式惯性导航系统(简称捷联式惯导),与平台式惯导的主要区别就是不再有实体的陀螺稳定平台,加速度计和陀螺仪直接安装在载体上。“平台”这个概念和功能还是要有的,只是由导航计算机来实现。这时关键问题是要将陀螺仪测量的绕机体坐标系的三个角速度,通过计算机实时计算,形成由机体坐标系向类似实际平台的“平台”坐标系转换,即解出姿态矩阵表示式。以这个数学上的平台为基础,再将机体坐标系各轴上的加速度信号变换成沿“平台”坐标系各轴上的加速度信号,这样才能进行导航参数计算。同时,利用这个姿态矩阵,还可求得载体的姿态和航向信号,使实体平台功能无一缺少。

捷联式惯导的主要优点是,取消了结构复杂的机电式平台,减少了大量机械零件、电子元件、电气线路,不仅减小了体积、重量、功耗和成本,而且大大提高了系统可靠性和可维护性。但

7000 自主式

绝对位置



力

force

MS 1/2/2012

是由于陀螺仪和加速度计直接与载体固连,载体的运动将直接传递到惯性元件(陀螺、加速度计),恶劣的工作环境将引起惯性元件一系列动态误差。所以误差补偿技术的复杂性以及导航精度一般低于平台式惯导,是捷联式惯导的主要不足。由于捷联式惯导除了进行平台式惯导所需的一切计算外,还要进行大量姿态矩阵、坐标变换以及动态误差补偿计算,所以对计算机的速度、容量和精度要求均比平台式高。计算机问题曾是捷联式惯导发展过程中的一大障碍,但目前的计算机技术不仅满足了捷联式惯导的所有要求,而且反过来成为促进捷联式惯导实时计算、误差补偿和冗余配置等项技术发展的积极因素。

四、惯性导航与惯性制导的区别

惯性制导(Inertial Guidance)与惯性导航(Inertial Navigation)其原理是相同的,都基于牛顿运动第二定律,以测量载体加速度为其最基本的信息源;其组成也是基本相同的,都有陀螺、加速度计和稳定平台(对平台式惯性制导系统而言);都有平台式和捷联式两种类型;输出参数也基本相同。

二者区别主要是工作方式不同。惯性导航可以工作在两种不同的状态:一种是根据惯性导航系统输出的位置、航向等导航参数,驾驶员可以人工自由操纵并引导飞机按预定航线飞向目的地,此时惯导系统可以说是一个导航参数测量装置,输出这些信息后即完成它的任务;另一种是根据惯性导航系统输出的导航参数,直接传递给飞行自动控制系统,通过控制系统解算,形成控制信号,直接操纵飞机自动按预定航线飞向目的,这时的惯性导航系统相当于飞行控制系统(或自动驾驶仪)中的一个敏感测量环节,由飞控系统实施闭环控制,驾驶员仅仅起到一个监控作用,不参与飞机操纵。习惯上把第一种工作方式称为惯导工作于指示状态,第二种工作方式称为自动导航状态。惯导系统用于各类导弹和各类火箭时,主要是利用惯导输出的位置、加速度、速度或航向姿态信息,形成指令信号,控制载体姿态、航向或关闭发动机,使其按预定轨道航行。显然这种控制运行是惯导与控制系统的紧密结合,类似惯性导航中的自动导航状态。但由于导弹、火箭均无人监控,所以习惯上把无人操纵和监控的运载体上的惯导系统叫惯性制导系统。

由于惯性制导系统用于无人操纵的载体,所以构成上不同于惯性导航,不设控制显示器。另外,惯性制导系统工作上还有两个特点:一是由于导弹、火箭运行时间很短,所以导航精度随时间增长而下降的矛盾便不突出,通常对其陀螺仪和位置精度的要求低于惯性导航一个数量级;二是导弹、火箭发射时的冲击振动载荷较飞机、舰船大得多,所以对惯性制导的强度、抗震及可靠性要求特别高。

五、惯性技术的发展阶段及方向

(一) 惯性技术的发展阶段

惯性导航、惯性制导统称惯导。把惯导系统技术、惯性元件技术、惯性测量技术以及与其有关的系统和装置一律称为惯性技术。之所以冠以“惯性”,是因为陀螺测量的是相对惯性系的角位置或角速度,加速度计测量的是相对惯性系的加速度(确切讲是比力),惯性导航和惯性制导依据的牛顿运动第二定律,也是适用于惯性系的缘故。

惯性技术按陀螺仪的发展来分,最早为滚珠轴承式框架陀螺,以后又出现液浮、气浮支承陀螺以及静电、挠性、激光、光纤陀螺等。

惯性技术按惯导系统所使用的陀螺仪来分,经历了这样几个阶段。1942年德国V—2火箭

上,用两个二自由度位置陀螺仪控制箭体的姿态和航向,用一个陀螺加速度计测量沿箭体纵轴方向的加速度,当飞行速度达到 1380m/s 时(飞行 70s),接通火箭发动机的熄火装置,关闭发动机,使箭体按自由弹道飞行,实现了轨道和弹着点的控制。尽管这时还没有完善的三轴陀螺稳定平台,结构上还有许多不合理之处,导航和制导精度也比较低,但它毕竟是当时世界上独一无二的付诸实际使用的第一个惯性制导系统。这一惯导系统的雏形引起了世界上发达国家的极大重视,把惯导技术的研究推向了一个新的高度。

50 年代,以液浮和气浮陀螺构成的平台式惯导系统开始在飞机、舰船和导弹上广泛应用。1954 年,惯导在飞机上试飞成功;1958 年,装备液浮陀螺惯导系统的核潜艇,从珍珠港附近潜入冰层以下的深海进行远程航行,穿过北极到达欧洲波斯兰港,历时 21 天,潜航 96 个小时,露出水面时,其实际位置和计算位置仅差几海里。这一时期航空惯导的典型代表是美国利登(Litton)公司的军用 LN-3 和民用 LTN-51 以液浮陀螺、液浮摆式加速度计构成的平台式惯导系统。

60 年代动力调谐式挠性陀螺研制成功。挠性加速度计代替液浮摆式加速度计。1966 年美国基尔福特(Kearfott)公司研制出挠性陀螺惯导系统,并用于飞机和导弹。这为后来航空惯导的典型代表美国利登公司的军用 LN-39 和民用 LTN-72 的出现奠定了基础。

70 年代,在利用高压静电场支承球形转子、取代机械支承的静电陀螺研制成功后,先后在核潜艇和远程飞机上装备静电陀螺平台式惯导系统。其中 B-52 远程轰炸机上的 GEANS 惯导系统导航精度可达 0.04n mile/h。

80 年代以后到 90 年代初,以激光陀螺、光纤陀螺为代表的捷联式惯导系统,得到极其迅速的发展和非常广泛的应用。这一时期航空惯导的典型代表是利登公司的环形激光陀螺捷联惯导系统 LN-93,美国霍尼韦尔(Honeywell)公司的环形激光陀螺捷联惯导系统 H-423(H-423/E)。

90 年代惯性技术的发展,在系统方面主要是广泛应用惯导与 GPS 全球定位系统,以及惯导与其它导航系统的双重和多重组合。

(二) 惯性技术的重要性及发展方向

惯性技术的发展表明,作为导航和制导,使用惯性系统有着其它导航和制导技术无法比拟的优点,尤其自主性、抗干扰性和输出参数的全面性等,对于军事用途的飞机、舰艇、导弹等有着十分重要的意义。例如,惯性制导的中远程导弹,一般来说命中精度 70% 取决于惯性系统的精度,它基本上决定了导弹是否能打准的问题。对于核潜艇,由于潜航时间长,其位置和速度是变化的,而这些数据又是发射导弹的初始状态参数,直接影响导弹的命中精度,因而需要提供高精度的位置、速度等信号,而唯一能满足这一要求的导航设备就是惯性导航系统。又如,战略轰炸机,由于要求它经过长时间远程飞行后,仍能保证准确投放(发射)武器而命中目标,只有使用惯性导航系统才是最为合适的,因为这样不依赖外界信息,隐蔽性好,不易受到外界干扰,又不会因沿途经海洋,过沙漠而影响导航精度。

上述体现国防尖端科学技术的三大战略武器,如果没有精确的惯性制导或惯性导航配合,就不可能发挥其应有的战略威慑力量。同样,对于各种巡航导弹、战术导弹、舰艇、船舶、歼击机、轰炸机、炮车、坦克等武器,也只有配备了惯导系统才能有效地发挥其战斗力。

正因如此,国外新机生产无不装备惯性导航系统,80 年代初,美国就已有 5000 架以上的军用飞机装备了惯导。另外,国外在对旧机种改装时,最感兴趣的是加装惯导/攻击系统,因为打靶试验表明,一架装有惯性导航/武器攻击系统的飞机,可发挥出 10 倍于使用普通光学瞄准

具飞机的攻击效果。

在充分认识惯导系统重要性的同时,也要看到它的不足,这就是随飞行时间增加,误差不断增大,导航精度不断下降。为了克服这一缺陷,先后出现了以惯导为主的组合导航系统,它们利用无线电导航系统(塔康、罗兰、奥米加)、多普勒雷达导航系统、天文导航系统、GPS 和 GLONASS 全球定位系统以及其它导航系统误差有界的优点,校正惯导的积累误差,以保证惯导主导航地位及其精度。有的采用一种导航设备校正惯导,有的采用两种,还有的采用多种导航系统以便构成冗余系统,提高组合导航的精度和可靠性。

由于捷联式惯导去掉了复杂的稳定平台,激光陀螺取代了陀螺马达和机械转动部分,所以激光陀螺捷联惯导系统,在美国已经取代了挠性陀螺平台式惯导系统。GPS 与激光捷联的组合,被国内外导航界公认是目前的最佳导航选择。另外,光纤陀螺捷联惯导系统,地形匹配与惯导组合系统,也具广阔前景。惯导系统、GPS 与 GLONASS 全球导航系统的组合,会更有吸引力。

我国航空惯性导航系统的研制从 70 年代开始,经过二十多年的预研与技术攻关,走过了从液浮(陀螺、加速度计)到挠性、从平台式到捷联式、从纯惯性导航到惯性/GPS 组合导航的过程。目前,我国自行研制的第一代机载挠性平台式惯性导航系统已发展成一个系列,即 563A、563B、563E,并已批量装机使用。精度和性能更好一些的挠性平台式惯导 573A、573B 也正试飞考核,通用型 573 已通过鉴定。挠性捷联惯导 583 已完成试飞、试用,进入生产。惯导/GPS 组合导航已装机使用。激光陀螺、光纤陀螺正加紧技术攻关,并取得了很大进展。

综上所述,鉴于惯性导航的主导航地位,本书以叙述惯导原理为主;考虑 GPS 和其它导航在各种组合导航中的地位和前景,也予以充分重视;由于我国惯性技术发展水平较发达国家落后 10 年左右,今后 5~10 年,我国仍将以挠性陀螺平台式惯导为主要装机产品,所以本书介绍了平台惯导原理;鉴于捷联惯导的优势和惯性技术的发展方向,有关捷联系统的内容在第八章中给予了叙述。

第二节 地球形状和曲率半径

上一节对惯性导航的介绍中,为了计算飞机即时位置经、纬度,在公式(1-3)中用到了地球半径 R 和纬度 φ 两个参数。在常规陀螺仪表,如地平仪和综合罗盘的学习中,因把地球视为一个圆球,地球半径和纬度也就各只有一个值。它们都取地球平均半径(6370km 或 6371km)作计算,取通过地心垂线的纬度(地心纬度)定义飞机位置纬度。但在研究精密导航时,这种近似假设是绝对不允许的,所以在讨论有关惯性导航原理之前,应给出比较准确适用于飞机近地导航精度要求的描述。本节所述问题均是天文学和大地测量学中有关地球几何形状、半径、垂线与纬度的研究成果。

一、地球几何形状

由于地球表面有高山、平原,有大海、河流和湖泊,所以地球的真实几何形状是异常复杂的。例如,西藏东南部的地方,在水平距离 40km 的范围内,竟然海拔高度相差 7km,足见变化之剧烈。但是,由于地球自身的体积很大,即使表面上有严重的凹凸不平,与地球半径相比却是微不足道的。因此,没有必要用一个数学曲面来精确描述它,仅仅根据工程上的实际需要,找出一些近似的形状来代替就可以了。通常以平静的海平面为基准,并把它向大陆延伸(即海洋

中取无浪潮时的平均水位高度，而陆地上取与海洋相通的江河水位高度)形成一个封闭曲面，称为大地水准面，如图 1-3 所示。它所包围的几何形状称为大地水准体。

由于地球质量分布不均，有的地方含金属，有的地方含石油；再加上太阳、月亮等天体运动的影响，使地球运动也在不断变化。因此，大地水准体也不是一个规则的几何体。但是它很近似一个旋转椭球体，如图 1-4 所示。其长轴在赤道平面内，称赤道半径，用 R_e 表示；短轴与地球自转轴重合，称极轴半径，用 R_p 表示，整个椭球用地球坐标系 $ox_cy_cz_c$ 表示。

地球的这个形状，牛顿根据他的力学观点早有判断。事实上地球一方面依靠物质间的万有引力聚合在一起，同时又受到因地球自转所形成的离心惯性力作用。正是这后者的作用，才使地球在靠近赤道周围向外伸出，形成赤道方向长于极轴方向的形状。

旋转椭球可以用下列数学方程描述：

$$\frac{x_c^2 + y_c^2}{R_e^2} + \frac{z_c^2}{R_p^2} = 1$$

也可用扁率或椭圆度表示地球的形状，即：

$$e = \frac{R_e - R_p}{R_e}$$

通过大地测量取得地球参数，并用数学形式表达的曲面，称之为地球参考椭球。随着大地测量技术的不断发展，在不同的历史时期，参考椭球的长半径和短半径，及相应的扁率有各种不同的数值，因此也就有不同的参考椭球。目前世界各国使用过和正在使用的参考椭球有十种以上，大多都是在局部地区测量大地水准面的基础上定义的，所以也只能适用于局部地区，表 1-1 根据年代顺序列举了部分参考椭球。

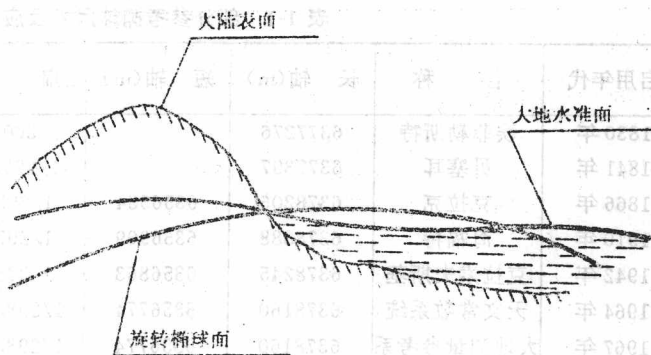


图 1-3 大地水准面

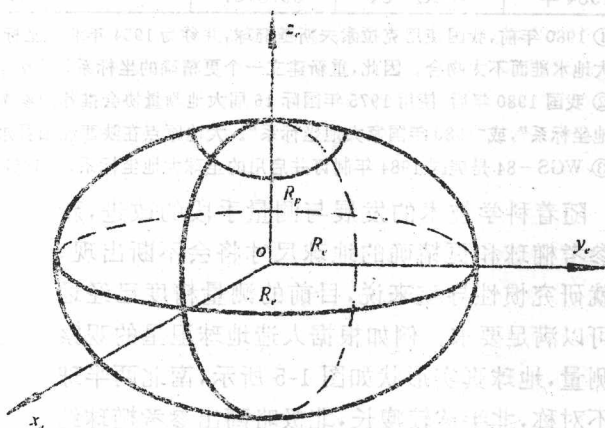


图 1-4 旋转椭球体

表 1-1 部分参考椭球尺寸及应用范围

启用年代	名称	长轴(m)	短轴(m)	扁率	应用范围
1830年	埃非勒斯特	6377276		1/300.83	印度半岛国家
1841年	贝塞耳	6377397		1/299.15	日本、台湾省、1942年前的苏联
1866年	克拉克	6378206	6356584	1/295.0	北美州(美、加、墨)
1910年	海福特	6378388	6356909	1/297.0	欧州、北美及中近东
1942年	克拉索夫斯基	6378245	6356863	1/298.3	苏联、1980年前中国
1964年	天文常数系统	6378160	6356774	1/298.247	国际天文联合会推荐
1967年	大地测量参考系	6378160	6356774	1/298.247	国际大地测量协会通过
1975年	天文常数系统	6378140	6356755	1/298.257	国际大地测量协会推荐,1980年后中国用
1984年	WGS-84	6378137		1/298.257	全球

注:① 1980年前,我国使用克拉索夫斯基椭球,并称为1954年北京坐标系。该参考系长半径与现实相差较大,椭球面与我国大地水准面不太吻合。因此,重新建立一个更精确的坐标系是十分必要的。

② 我国1980年后,使用1975年国际16届大地测量协会推荐的参考椭球,简称IUGG-75地球椭球。并定名为“北京大地坐标系”,或“1980年国家大地坐标系”。大地原点在陕西泾阳县永乐镇,位于西安西北60km处,简称西安原点。

③ WGS-84是美国1984年制订并启用的全球大地坐标系,目前GPS使用这个参考椭球。

随着科学技术的发展与测量手段的改进,新的参考椭球和更精确的地球尺寸将会不断出现,但就研究惯性导航来说,目前的测量精度已经远远可以满足要求。例如根据人造地球卫星的观察与测量,地球真实形状如图1-5所示,南北两半球并不对称,北半球较瘦长,北极略高出参考椭球约10m;南半球较胖短,南极略小于参考椭球约30m。可见实际地球有点像“梨形”体,地球实际形体与参考椭球的这些差异,我们都可以忽略不计。

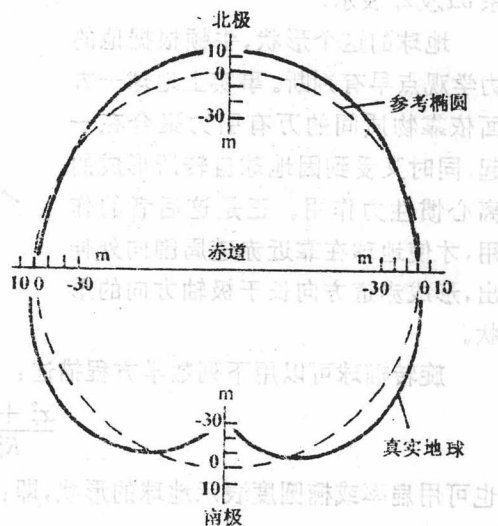


图 1-5 梨形地球体

二、垂线和纬度

(一) 垂线和纬度分类

由于地球不是一个圆球,所以地球上某点的垂线就有多种。纬度的定义是指垂线方向线与赤道平面之间的夹角,这就使得纬度也有多种。参看图1-6,垂线和纬度有以下四种。

1. 地心垂线和地心纬度 φ

从地球表面某点 M 到地球中心 O 的连线为地心垂线,它与赤道平面间的夹角 φ 为地心纬度。非惯性级导航和框架陀螺直读仪表决定的位置或其它参数多采用地心纬度,这时实际上把地球看作圆球。

2. 引力垂线和引力纬度 φ_G

地球表面某点 M 所在处的质量受地球引力 F_G 作用的方向线叫引力垂线,它与赤道平面间的夹角 φ_G 为引力纬度。引力垂线一般不通过地心,但因引力纬度与地心纬度差别很小,一般

不使用这一纬度。

3. 地理(测地)垂线和地理(测地)纬度 φ

地球表面某点 M 的法线方向线叫地理垂线,它与赤道平面间的夹角 φ 为地理纬度。在大地测量、地图绘制和精确导航中,都采用地理纬度。惯性导航中纬度的计算均用地理纬度,这也是本书所统一使用的纬度。

4. 重力(天文)垂线和重力(天文)纬度 φ_c

地球表面某点 M 实际重力 F_g 作用的方向线(参看本章第三节)叫重力垂线,它与 M 点所在大地水准面相垂直。重力垂线与赤道平面间夹角 φ_c 为重力纬度,因为可以用天文方法测出这个纬度,所以也叫天文纬度。惯性导航中加速度计的实际工作是以天文纬度为基础的,由于天文纬度与地理纬度差别很小,在研究惯性导航的定位时,并不严格区分它们,笼统以纬度代之,并用 φ 来表示。

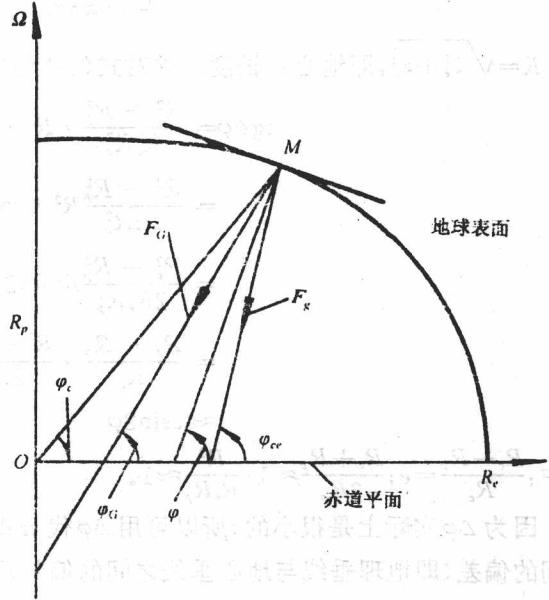


图 1-6 垂线和纬度

惯性导航中加速度计的实际工作是以天文纬度为基础的,由于天文纬度与地理纬度差别很小,在研究惯性导航的定位时,并不严格区分它们,笼统以纬度代之,并用 φ 来表示。

(二) 垂线偏差

值得注意的是,正如不能把地球看成圆球体一样,地心纬度 φ_c 与地理纬度 φ 之间的偏差也是不能忽略的,这是研究惯性导航必须注意的问题。我们把这二者之间的差,定义为垂线偏差,表示为:

$$\Delta\varphi = \varphi - \varphi_c \quad (1-4)$$

$\Delta\varphi$ 与纬度 φ 的关系证明如下:

设参考椭球上 M 点坐标为 (x_c, z_c) , 则有椭圆方程(参看图 1-7):

$$\frac{x_c^2}{R_c^2} + \frac{z_c^2}{R_p^2} = 1$$

通分得:

$$z_c^2 R_c^2 = R_c^2 R_p^2 - x_c^2 R_p^2$$

对 x_c, z_c 微分,得地理垂线斜率:

$$\operatorname{tg}\varphi = \frac{-dx_c}{dz_c} = \frac{R_c^2 z_c}{R_p^2 x_c} \quad (1-5)$$

M 点对应地心垂线斜率:

$$\operatorname{tg}\varphi_c = \frac{z_c}{x_c} \quad (1-6)$$

对式(1-4)取正切,并代入式(1-5)、(1-6)结果,得:

$$\operatorname{tg}\Delta\varphi = \operatorname{tg}(\varphi - \varphi_c)$$

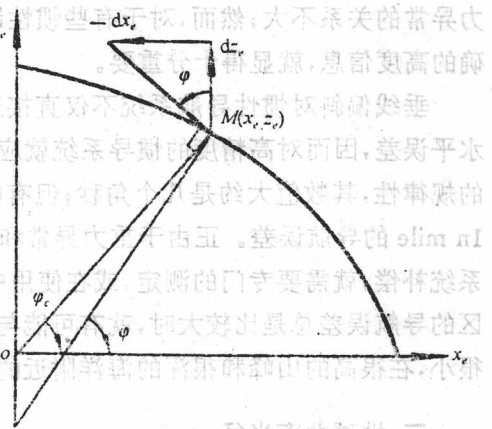


图 1-7 垂线偏差