

第 1 章 惯性导航基础

1.1 导航和惯性导航概念

1.1.1 导航及其种类

导航(Navigation)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。一架飞机要从一个机场准确飞到另一个机场,除了要知道起始机场和着陆机场的位置坐标外,更主要的是即时了解飞机在空中的实时位置、航向和速度等导航信息。只有明确了飞机的当前位置参数,才能借助机上和地面的导航设备或人工目视协同,完成正确引导飞机飞往目的地的任务。可见,导航对飞机能否准确完成飞行和作战任务是极其重要的。

追溯历史,我国最早发明的指南针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(或仪表)。但是这些导航仪器并不能直接确定飞机的空中位置(如经度、纬度和高度等)。由于在一个很小的空域范围内,具有同一航向的飞机可能有很多架,故这种仅能提供飞行航向的导航仪器,已远远不能满足现代飞机、舰船等载体的要求。随着航空、航海及航天技术的飞速发展,合理利用科技最新成果,研制、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),以适应现代航行载体对导航的要求,就成为导航技术发展需把握的关键。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,正是在导航技术的发展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。

1.1.2 几种主要导航方法简介

1. 无线电导航

无线电导航是指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。

2. 多普勒雷达导航

多普勒雷达导航是指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的航向角,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,即飞机的位置。

多普勒雷达导航的主要优点是无需地面台配合,因而属主动式导航设备,自主性强。但它工作时必须发射电波,易受干扰和暴露自己;此外,其定位精度与反射面形状密切相关,当飞机在海面和沙漠上空航行时,由于海面和沙漠的反射性极差,会大大降低导航设备的工作性能;同时其导航精度还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。

3. 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 6 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。

4. 天文导航

天文导航是指利用天空中的星体,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他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他星体时,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。

1.1.3 惯性导航基本原理

1. 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)3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3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3个方向上的加速度分量分别进行积分,便可得到飞机沿东北天3个方向上的地速分量。

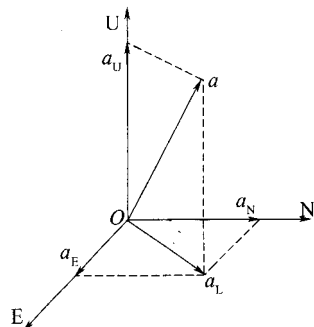


图1-1 三个加速度分量

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

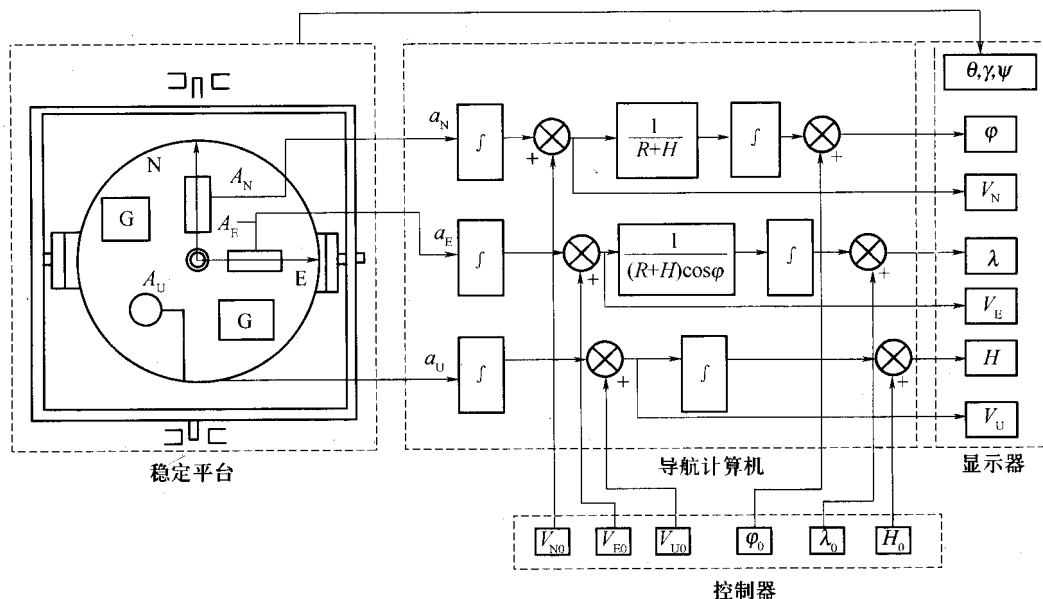


图1-2 惯性导航基本原理

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。

$$\begin{cases} S_E = S_{E0} + \int_0^t V_E dt \\ S_N = S_{N0} + \int_0^t V_N dt \\ S_U = h = h_0 + \int_0^t V_U dt \end{cases} \quad (1-2)$$

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。

$$\begin{cases} \lambda = \lambda_0 + \frac{1}{(R+h)\cos\varphi} \int_0^t V_E dt \\ \varphi = \varphi_0 + \frac{1}{R+h} \int_0^t V_N dt \end{cases} \quad (1-3)$$

式中 λ_0 、 φ_0 ——飞机起始点的经度、纬度;

R ——地球半径。

2. 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(简称惯导系统)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3个加速度计完成3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,3个加速度计的空间指向始终不变。也就是说这个稳定平台在方位上要正对北向,在平面上要和当地水平面平行,使平台的3个轴正好指向东、北、天3个方向。能够实现这一要求的,只有陀螺稳定平台,因而陀螺也就成了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所示的积分、相加、乘除和三角函数等数学计算。由于平台要始终保持水平并指向地理北向,因此平台要随飞机运动和地球自转相对惯性空间不断运动。这样,导航计算机还要不断计算出修正平台位置的指令信号。同时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。

3. 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、质量小和价格低廉等以外,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,其主要特点有以下几方面。

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他装置才能完成导航和制导任务的就是非自主式。

自主式导航设备不依靠地面辅助设备或其他方面的任何信息就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。惯性导航系统依靠机载设备感测加速度,不依靠任何其他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他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。

惯性导航的突出缺点是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存在漂移误差,致使稳定平台随飞行时间的增长而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,只有提高陀螺和加速度计的制造精度,但这会增加生产中的难度并提高产品的成本。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。

4. 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),其核心部分是有一个实际的陀螺稳定平台,如图 1-2 所示。平台上的 3 个实体轴,重现了实施导航所要求的东、北、天地理坐标系的 3 个轴向,它为加速度计提供了精确的安装和测量基准,保证 3 个加速度计测得的值正好是导航计算时所需的 3 个加速度分量。这个平台完全隔离了飞机的机动运动,保证了加速度计的良好工作环境。平台上的陀螺作为平台轴相对基准面偏离的角度(角速度)信号传感器,将其测量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是不再有实体的陀螺稳定平台,加速度计和陀螺直接安装在载体上。但“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。这里的关键问题是要将陀螺测量的绕机体坐标系的 3 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、质量、功耗和成本,而且大大提高了系统可靠性和可维护性。但由于陀螺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产生一系列动态误差。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技术发展的积极因素。

1.1.4 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)的原理是相同的,二者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;其组成也基本相同,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。

二者的主要区别是工作方式不同。惯性导航可以工作在两种不同的状态:一是根据惯导系统输出的位置、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;二是根据惯导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地,这时的惯导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,驾驶员仅起一个监控作用,并不参与飞机的操纵。习惯上把惯导系统的第一种工作方式称为工作指示状态,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,所以构成上有别于惯性导航系统,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,通常对其陀螺和位置精度的要求低于惯性导航系统一个数量级;二是导弹、火箭发射时的冲击振动载荷较飞机、舰船大得多,所以对惯性制导系统的强度、抗震及可靠性要求特别高。

1.1.5 惯性技术的发展及方向

1. 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。

20世纪50年代,用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,惯导系统在飞机上试飞成功;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。这一时期航空惯导系统的典型代表是美国利登(Litton)公司的以液浮陀螺、液浮摆式加速度计构成的军用LN-3和民用LTN-51平台式惯导系统。

20世纪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。

20世纪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了静电陀螺平台式惯导系统。其中B-52远程轰炸机上的GEANS惯导系统的导航精度可达0.04n mile/h。

20世纪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)。

20世纪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全球定位系统组合以及惯导与其他导航系统的双重和多重组合。

2. 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,使用惯导系统有着其他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,一般来说命中精度的70%取决于惯导系统的精度,它基本上决定了导弹能否打得准的问题。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更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,20世纪80年代初,美国就已有5000架以上的军用飞机装备了惯导系统。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器飞机的攻击效果。

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、导航精度不断下降的问题。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他导航系统误差有界的优点,校正惯导系统的积累误差,以保证惯导系统的主导航地位及其导航精度。有的采用一种导航设备校正惯导系统,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。由于捷联式惯导系统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为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,也具有广阔前景。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20世纪70年代开始,经过20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也已通过定型;挠性捷联惯导583已完成试飞、试用,进入生产。惯导/GPS组合导航系统已装机使用。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,本书以叙述平台式惯性导航系统原理为主;考虑到捷联惯导系统的优势和惯性技术的发展方向,有关捷联式惯性导航系统的内容亦在第8章给予了叙述。

1.2 地球形状和曲率半径

在上面对惯性导航的介绍中,为计算飞机的即时位置(经纬度),在式(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(地平仪和综合罗盘)的学习中,因把地球视为一个圆球,故地球半径和纬度也就各只有一个值,即取地球平均半径(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,应给出比较准确的适用于飞机近地导航精度要求的描述。

1.2.1 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,西藏东南部有的地方,在水平距离40km的范围内,海拔高度竟相差7km,可见

高度变化的剧烈程度相当大。然而,由于地球自身的体积很大,即使表面上有严重的凹凸不平,与地球半径相比也是微不足道的。因此,没有必要用一个数学曲面来精确描述它,根据工程实际需要,找出一些近似的形状来代替即可。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)形成的一个封闭曲面,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,大地水准体也是一个不规则的几何体,但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 $ox_e y_e z_e$ 表示。

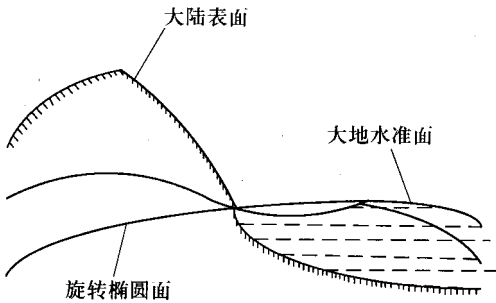


图 1-3 大地水准面

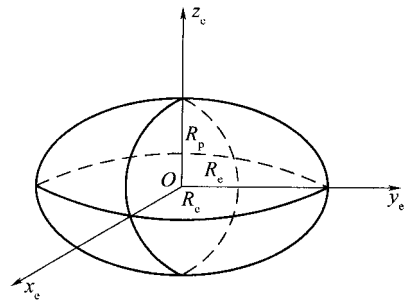


图 1-4 旋转椭球体

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。正是后者的这个作用,才使地球在靠近赤道周围向外伸出,形成赤道半径大于极轴半径的形状。

旋转椭球可以用下列数学方程描述

$$\frac{x_e^2 + y_e^2}{R_e^2} + \frac{z_e^2}{R_p^2} = 1$$

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 10 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。根据年代顺序列举的部分参考椭球如表 1-1 所列。

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,在研究惯性导航时可以忽略不计。

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	埃菲勒斯特	6377276		1/300.83	印度半岛国家
1841 年	贝塞尔	6377397		1/299.15	日本、中国台湾、1942 年前的苏联
1866 年	克拉克	6378206		1/295.0	北美洲(美、加、墨)
1910 年	海福特	6378388	6356584	1/297.0	欧洲、北美及中近东
1942 年	克拉索夫斯基	6378245	6356909	1/298.3	苏联、1980 年前的中国
1964 年	天文常数系统	6378160	6356863	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	6356774	1/298.257	国际大地测量协会推荐,1980 后中国使用
1984 年	WGS-84	6378137	6356755	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

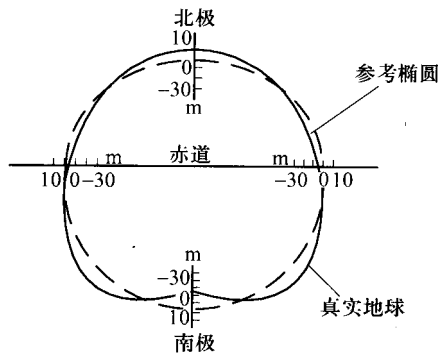


图 1-5 梨形地球体

1.2.2 垂线和纬度

1. 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,如图 1-6 所示,垂线和纬度有以下 4 种。

1) 地心垂线和地心纬度 φ_e

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_e 为地心纬度。

2) 引力垂线和引力纬度 φ_c

地球表面某点 M 所在处的质量受地球引力 G 作用的方向线叫引力垂线,它与赤道平面间的夹角 φ_c 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 的法线方向线称为地理垂线,它与赤道平面间的夹角 φ 称为地理纬度。

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_{ce}

地球表面某点 M 实际重力 F_g 作用的方向线称为重力垂线,它与 M 点所在大地水准面相垂直。重力垂线与赤道平面间的夹角 φ_{ce} 为重力纬度,因为可以用天文方法测出这个纬度,所以也称为天文纬度。惯性导航中加速度计的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。

2. 垂线偏差

地心纬度 φ_c 与地理纬度 φ 之间的偏差称为垂线偏差,在研究惯性导航不能忽略,其表达式为

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

$\Delta\varphi$ 与纬度 φ 的关系证明如下:

设参考椭球上 M 点坐标为 (x_e, z_e) , 则有椭圆方程(参看图 1-7)。

$$\frac{x_e^2}{R_e^2} + \frac{z_e^2}{R_p^2} = 1$$

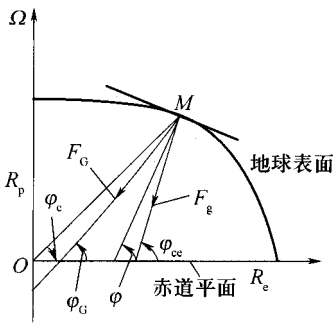


图 1-6 垂线和纬度

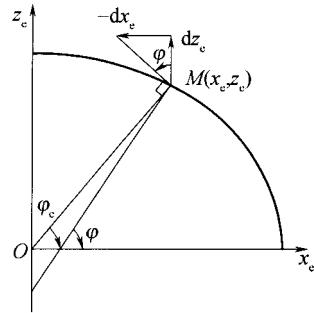


图 1-7 垂线偏差

通分得

$$z_e^2 R_e^2 = R_e^2 R_p^2 - x_e^2 R_p^2$$

对 x_e, z_e 微分,得地理垂线斜率

$$\tan\varphi = \frac{-dx_e}{dz_e} = \frac{R_e^2 z_e}{R_p^2 x_e} \quad (1-5)$$

M 点对应地心垂线斜率

$$\tan\varphi_c = \frac{z_e}{x_e} \quad (1-6)$$

对式(1-4)取正切,并代入式(1-5)、式(1-6)结果,得

$$\tan\Delta\varphi = \tan(\varphi - \varphi_c) = \frac{\tan\varphi - \tan\varphi_c}{1 + \tan\varphi \tan\varphi_c} = \frac{R_e^2 - R_p^2}{R_e^2 R_p^2} x_e z_e \quad (1-7)$$

令 $R = \sqrt{x_e^2 + z_e^2}$, 即地心线长度。并对式(1-7)进行变换可得

$$\begin{aligned}\tan\Delta\varphi &= \frac{R_e^2 - R_p^2}{R_e R_p^2} \cdot R^2 \cdot \frac{x_e}{R} \cdot \frac{z_e}{R} \\ &= \frac{R_e^2 - R_p^2}{R_e R_p^2} \cdot R^2 \cdot \cos\varphi_c \cdot \sin\varphi_c = \frac{R_e^2 - R_p^2}{2R_e R_p^2} R^2 \sin 2\varphi_c \\ &= \frac{R_e - R_p}{R_e} \cdot \frac{R_e + R_p}{2R_p} \cdot \frac{R^2}{R_e R_p} \sin 2\varphi_c \approx e \sin 2\varphi_c\end{aligned}$$

其中: $\frac{R_e - R_p}{R_e} = e$; $\frac{R_e + R_p}{2R_p} \approx 1$; $\frac{R^2}{R_e R_p} \approx 1$ 。

因为 $\Delta\varphi$ 实际上是很小的,所以可用 $\Delta\varphi$ 代替 $\tan\Delta\varphi$,用 φ 代替 φ_c ,这样,地理纬度 φ 与地心纬度 φ_c 之间的偏差可用下面的近似公式表示:

$$\Delta\varphi \approx e \sin 2\varphi \quad (1-8)$$

当 $\varphi = 45^\circ$ 时,有最大垂线偏差:

$$\Delta\varphi_{\max} \approx 11'$$

这会造成沿地球表面纬度方向近 11n mile 的位置误差。

3. 垂线偏斜

由于地球在局部地区的密度有所不同,实测重力可能与理论计算值有差别,其方向也可能有所不同。这种数值上的差别一般称为重力异常,而在方向上的不一致则称为垂线偏斜。

对一般工作在水平状态的惯性导航系统来说,垂直加速度对定位精度影响较小,所以与重力异常的关系不大;然而,对于有些惯性制导系统、空间稳定平台及捷联式系统,为了提供准确的高度信息,重力异常就显得十分重要。

垂线偏斜对惯导系统不仅会直接造成导航误差,而且还会使惯导系统产生随时间增长的水平误差,因而对高精度的惯导系统而言,应对垂线偏斜引起足够的重视。一般而言,垂线偏斜没有一定的规律性,其数值大约是几个角秒;但有的地方可能高达 $20'' \sim 1'$ 的量级,这就会造成 $0.3\text{n mile} \sim 1\text{n mile}$ 的导航误差。正由于重力异常和垂线偏斜没有一定的规律性,在工作过程中不好进行系统补偿,所以需要专门的测定,或在使用中加以特别的注意。例如,航空惯导系统,当发现某地区的导航误差总是比较大时,就有可能与垂线偏斜有关。通常重力异常在地势平坦地区的差值很小,在很高的山峰或很深的海洋附近差值较大。

1.2.3 地球曲率半径

由于地球近似为一个参考椭球,所以地球表面的曲率半径不是一个常数,而是随位置和方位的不同发生变化。因此,在惯导系统中进行经纬度计算时,必须考虑地球半径变化的情况。

在求取地球表面某点 M 的纬度时,首先应根据北向速度 V_N 求出纬度的变化率 $\dot{\varphi} = V_N / R_N$,对其积分得到纬度 φ 。此时地球半径应采用地球表面在 M 点的曲率半径 R_N ,它应在当地子午面 NMS 内,如图 1-8 所示。求取经度时,应先求经度的变化率 $\dot{\lambda} = V_E / |ML|$,对其积分得到经度 λ ,这里距离 $|ML|$ 是 M 点的等纬度圈平面内的曲率半径。要想得到这个曲率半径,就要像地球为圆球时利用过地心的半径一样,必须知道和子午面 NMS 相垂直的平面 EMF 的曲率半径。由于东向速度分量 V_E 和北向速度分量 V_N 同在 M 点的切平面内且相互垂直,所以这两个平面同时包含了过 M 点的法线 QM 。定义过这两个平面的曲率半径为地球参考椭球的主

曲率半径,其中 NMS 内为子午圈主曲率半径 R_N , EMF 内为卯酉圈主曲率半径 R_E 。

1. 子午圈主曲率半径与纬度关系

设参考椭球上 M 点所在的子午面 NMS 如图 1-9 所示。由椭圆方程:

$$\frac{x_e^2}{R_e^2} + \frac{z_e^2}{R_p^2} = 1 \quad (1-9)$$

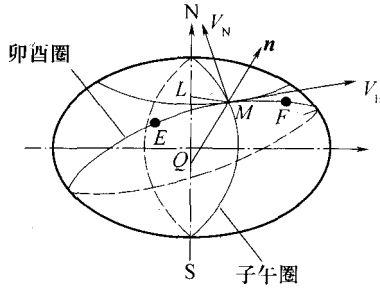


图 1-8 主曲率半径

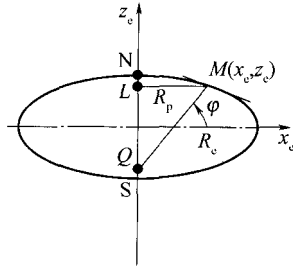


图 1-9 子午面 NMS

通分得

$$R_e^2 z_e^2 = R_p^2 R_e^2 - R_p^2 x_e^2$$

对其微分,得

$$\frac{dz_e}{dx_e} = -\cot\varphi = -\frac{R_p^2 x_e}{R_e^2 z_e} \quad (1-10)$$

由椭圆度 $e = \frac{R_e - R_p}{R_e}$, 得

$$\frac{R_p^2}{R_e^2} = (1 - e)^2 \quad (1-11)$$

代入式(1-10),得

$$z_e = (1 - e)^2 x_e \tan\varphi \quad (1-12)$$

再代入椭圆方程(1-9),得

$$x_e = \frac{R_e}{\sqrt{(1 - e)^2 \tan^2 \varphi + 1}} \quad (1-13)$$

将式(1-13)代入式(1-12),得

$$z_e = \frac{(1 - e)^2 R_e \tan\varphi}{\sqrt{(1 - e)^2 \tan^2 \varphi + 1}} = \frac{(1 - e)^2 R_e}{\sqrt{(1 - e)^2 + \cot^2 \varphi}} \quad (1-14)$$

根据曲率半径的定义及平面曲线的曲率计算公式,可得地球子午面内主曲率半径 R_N 为

$$R_N = \frac{\left[1 + \left(\frac{dz_e}{dx_e}\right)^2\right]^{\frac{3}{2}}}{\frac{d^2 z_e}{dx_e^2}} \quad (1-15)$$

由式(1-10)得

$$\frac{d^2 z_e}{dx_e^2} = \frac{1}{\sin^2 \varphi} \frac{d\varphi}{dx_e} \quad (1-16)$$

由式(1-13)得

$$\frac{dx_e}{d\varphi} = - \frac{(1-e)^2 R_e \tan\varphi \sec^2\varphi}{[(1-e)^2 \tan^2\varphi + 1]^{\frac{3}{2}}} \quad (1-17)$$

将式(1-17)代入式(1-16)得

$$\frac{d^2 z_e}{dx_e^2} = \frac{1}{\sin^2\varphi} \cdot \frac{-[(1-e)^2 \tan^2\varphi + 1]^{\frac{3}{2}}}{(1-e)^2 R_e \tan\varphi \sec^2\varphi} = - \frac{[(1-e)^2 \tan^2\varphi + 1]^{\frac{3}{2}}}{(1-e)^2 R_e \tan^3\varphi} \quad (1-18)$$

将式(1-18)和式(1-10),代入式(1-15)得

$$R_N = \frac{(1-e)^2 R_e}{[(1-e)^2 \tan^2\varphi + 1]^{\frac{3}{2}}} \cdot \frac{1}{\cos^3\varphi} = \frac{(1-e)^2 R_e}{[(1-e)^2 \sin^2\varphi + \cos^2\varphi]^{\frac{3}{2}}} \quad (1-19)$$

展开 $(1-e)^2$,略去 e^2 项得

$$R_N \approx \frac{(1-2e)R_e}{(1-2e\sin^2\varphi)^{\frac{3}{2}}} \quad (1-20)$$

因为 $|2e\sin^2\varphi| < 1$,按照近似计算,展开 $(1-2e\sin^2\varphi)^{\frac{3}{2}}$,并略去 e^2 项得

$$R_N \approx R_e(1-2e+3e\sin^2\varphi) \quad (1-21)$$

或写成:

$$\frac{1}{R_N} \approx \frac{1}{R_e}(1+2e-3e\sin^2\varphi) \quad (1-22)$$

2. 卯酉圈主曲率半径与纬度关系

参看图 1-8 和图 1-9,卯酉圈、纬度和 x_e 坐标三者之间有关系:

$$x_e = |ML| = R_E \cos\varphi \quad (1-23)$$

其中 R_E ——卯酉圈主曲率半径。

将式(1-13)代入式(1-23)得

$$R_E = \frac{x_e}{\cos\varphi} = \frac{R_e}{[(1-e)^2 \sin^2\varphi + \cos^2\varphi]^{\frac{1}{2}}}$$

展开 $(1-e)^2$,略去 e^2 项得

$$R_E \approx \frac{R_e}{(1-2e\sin^2\varphi)^{\frac{1}{2}}} \approx R_e(1+e\sin^2\varphi) \quad (1-24)$$

或写成:

$$\frac{1}{R_E} \approx \frac{1}{R_e}(1-e\sin^2\varphi) \quad (1-25)$$

从式(1-21)和式(1-24)不难看出: R_N, R_E 在 R_e 和 e 一定的情况下,仅与纬度 φ 有关;在任何纬度上,都有 $R_E > R_N$;当扁率 $e=0$ 时, $R_N = R_E = R_e$,即地球为圆球体,曲率半径为常数。

既然有主曲率半径,也就有非主曲率半径,通常把除沿子午面和垂直子午面(即南北方向和东西方向两个主曲率半径)之外,其他任意方向上的曲率半径称为非主曲率半径,或任意方向曲率半径,或曲率阵。有关这部分的推导将在第5章中介绍。

1.3 地球重力加速度和自转角速度

在研究常规陀螺仪表时,通常把重力加速度视为常量,用 $g = 9.8\text{m/s}^2$ 代替任一纬度的重力加速度;把地球自转角速度视为常量,笼统取一个近似值 $\Omega = 15^\circ/\text{h}$ 。对常规陀螺仪表,上述处理方法不会造成很大的计算误差。但在惯导系统中, g 和 Ω 是两个使用率很高的参数,它们的取值直接影响导航系统的位置精度、姿态精度和航向精度,必须精确给出它们的大小。

1.3.1 重力和重力加速度

所谓重力,是指由地球的质量和转动对地球表面物体所产生的作用力,它是地球引力和地球自转所引起的离心力的矢量和。所谓重力加速度,是指单位质量物体所受重力的大小。

根据牛顿万有引力定律,在具有一定质量的两个物体之间必然作用有万有引力。引力的大小与两个物体质量的乘积成正比,与距离的平方成反比,即

$$F_G = \frac{\gamma Mm}{R^2} \cdot \frac{R}{R} \quad (1-26)$$

式中 γ ——万有引力常数;

M, m ——相应物体的质量;

R, R ——物体 M 和 m 之间的距离和矢径。

可以证明,如果地球是一个密度均匀的圆球体,则地球对其表面物体的引力仍可以用式(1-26)表示。这里 M 代表地球的质量, R 代表地球的半径。这样,地球对任一质点 m 的引力就是:

$$F_G = \frac{\gamma Mm}{R^2} \cdot \frac{R}{R} = mG \quad (1-27)$$

式中 $G = \frac{\gamma M}{R^2} \cdot \frac{R}{R}$ ——地球的引力加速度,也就是单位质量所受的引力;

$M = 5.98 \times 10^{24}\text{kg}$ ——地球的质量。

由于地球是一个近似于旋转椭球的扁平球体,其质心不是固定在椭球的中心而是随纬度发生变化;且因地球各地构成物质的不同,其密度也不尽相同。因此,地球对物体的引力是十分复杂的。为了精确描述地球的引力,人们提出了各式各样的数学模型,有的甚至非常复杂,然而也还是近似公式。

对于处在地球上空高度为 h 的质点,地球的引力随高度的增加减弱,引力加速度也相应减小,即

$$G = \frac{\gamma M}{(R+h)^2} \cdot \frac{(R+h)}{R+h} = \frac{\gamma M}{R_h^2} \cdot \frac{R_h}{R_h} \quad (1-28)$$

式中 $R_h = R+h$ 。

需要注意的是,上述引力加速度是在没有考虑地球转动的情况下求得的。如果考虑地球自转,质点还要产生方向与向心加速度方向相反、大小与质量成正比的离心力:

$$F = -m\Omega \times (\Omega \times R) \quad (1-29)$$

此时,质点所受的力就是引力 F_G 和离心力 F 的矢量和(图 1-10),即重力 F_g 为

$$F_g = F_G + F = mG - m\Omega \times (\Omega \times R) \quad (1-30)$$

这个力也可以表示成 $F_g = mg$, 即重力与质点的质量成正比。消去质量 m 得

$$g = G - \Omega \times (\Omega \times R) \quad (1-31)$$

由于 g 具有加速度的量纲, 故一般称 g 为重力加速度。重力加速度矢量所反映的事实也就是沿垂线偏离地心引力线的情况。不过, 由于所用参考椭球及地球某点附近构成物质的密度和分布的不同, 重力加速度的大小和方向也会有所变化。

按照克拉索夫斯基椭球, 其重力加速度的计算公式为

$$g = 978.049(1 + 0.0053029\sin^2\varphi - 0.0000059\sin^22\varphi) \quad (1-32)$$

式中 φ ——地理纬度;

978.049——单位: cm/s^2 , 为赤道上的重力加速度。

按照 WGS-84 全球大地坐标系, 其重力加速度的计算公式为

$$g = 978.032677(1 + 0.00193185\sin^2\varphi)/(1 - 0.0069438\sin^2\varphi)^{\frac{1}{2}} \quad (1-33)$$

为了便于计算, 对应于国际椭球, 巴罗氏通过复杂的推导, 得出计算椭球上每一点重力加速度的国际重力公式为

$$g = g_0(1 + 0.0052885\sin^2\varphi_c - 0.0000059\sin^22\varphi_c) - 0.0000003086h \quad (1-34)$$

式中 $g_0 = 978.049\text{cm/s}^2$ ——即式(1-32)中赤道上的重力加速度;

h ——离开椭球表面的高度;

φ_c ——地心纬度。

实际应用式(1-34)时要注意两点: 一是地心纬度 φ_c 与地理纬度 φ 相差较小; 二是在飞机飞行的高度范围内, $0.0000003086h$ 的值亦非常小。故可将式(1-34)简化为

$$g = g_0(1 + 0.0052885\sin^2\varphi - 0.0000059\sin^22\varphi) \quad (1-35)$$

按照 1980 年国家大地坐标系规定, 赤道正常重力为 $g_0 = 978.032\text{cm/s}^2$ 。

上述几种表示重力加速度的计算公式, 只在高精度惯性导航系统和惯性测地系统才予以严格区分, 对于一般航空惯导系统, 其重力加速度的取值范围采用这几种算式都可以满足要求。表 1-2 列出了我国几个主要城市重力加速度的参考值, 可以看出, 随纬度增加重力加速度的值也会随之有些增加。

表 1-2 我国主要城市重力加速度参考值

城市名称	重力加速度/(cm/s^2)	城市名称	重力加速度/(cm/s^2)
广州	978.834	天津	980.105
福州	978.910	北京	980.147
重庆	978.913	沈阳	980.349
上海	979.460	哈尔滨	980.655
南京	979.495	齐齐哈尔	980.803

1.3.2 地球自转角速度

众所周知, 地球绕自转轴有着非常稳定、均匀和连续转动的特性, 且一天转动一周, 永不停息。然而, 地球的这种自转运动, 人们是难以直接觉察的。正如一般力学知识所述, 物体的运动是相对某一参考系的。因此, 要观察地球的自转运动, 必须用地球以外的星体作为参考系才

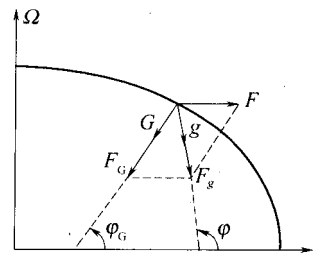


图 1-10 重力和重力加速度

有可能,否则无法准确证实地球自转运动的方向和速度。

为了科学观察地球的自转现象,通常把太阳或恒星取作这样的参考基准。

如果以恒星作参考体,观察的地球自转运动,正好是一个恒星日转动一周。如将恒星日分成 24 等分,则对应 1 个恒星时地球自转(由西向东)的角度为 15 度,即自转角速度为 $15^\circ/\text{恒星时}$ 。

如果以太阳作参考体,观察的地球自转运动,则将地球相对太阳正好自转一周的时间,称作一个真太阳日。由于地球除了相对太阳自转以外,还要相对太阳公转,其公转轨道为椭圆,使真太阳日变得不均匀。最长和最短的真太阳日相差 50s 左右,这给计时和确定地球自转角速度都带来相当大的困难,使用也不方便。为此,天文学家假想了一个太阳,并把这个假想的太阳称为平太阳,地球相对于平太阳自转一周的时间是均匀的,叫做平太阳日,一个平太阳日又可分为 24 个平太阳时。但一个平太阳时对应地球自转的角度却不是 15 度,那么到底依据什么时间来确定地球自转角速度呢?

由恒星观察的地球自转运动,是地球自转的真正周期, $15^\circ/\text{恒星时}$ 是真正的自转角速度。但是目前科学技术和日常生活中采用的计时单位不是恒星时,而是平太阳时。恒星时与平太阳时之间又有什么关系呢?

从观察地球公转一周来计时,需 365. 2422 个平太阳日,而同一时间,需 366. 2422 个恒星日,可见,恒星时要比平太阳时短。这是由于地球在自转运动的同时,还绕太阳公转所造成的。如图 1-11 所示,当地球在公转轨道的 A 点时,地球上的 M 点正对着太阳,同时又正对着某恒星。如果地球仅仅停在 A 点,那么它上面的 M 点随地球自转一周以后,又会正对着太阳和某恒星。但地球毕竟在公转,第二天地球由 A 点公转到 B 点,此时 M 点虽然正对着某恒星,但并不对着太阳。地球需再多转一个角度才能正对着太阳,它所多转的角度,也就是地球由 A 点公转到 B 时的角度。这样一个平太阳日就比一个恒星日长了 3 分 56 秒,地球转动的角度也大于 360° 。如果以平太阳日作为计时基准,则一个恒星日等于 23 时 56 分 4 秒平太阳时。由此可计算出地球自转的角速度大小。

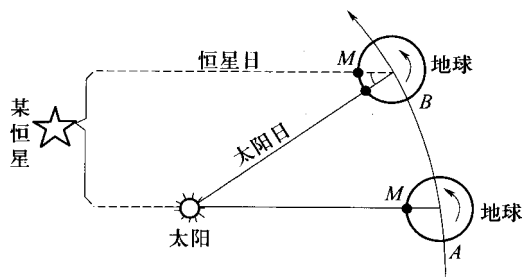


图 1-11 恒星日短于平太阳日

这样一个平太阳日就比一个恒星日长了 3 分 56 秒,地球转动的角度也大于 360° 。如果以平太阳日作为计时基准,则一个恒星日等于 23 时 56 分 4 秒平太阳时。由此可计算出地球自转的角速度大小。

$$\begin{aligned}\Omega &= 15^\circ/\text{恒星时} = 360^\circ/23\text{时}56\text{分}4\text{秒平太阳时} \\ &= 15.0410694^\circ/\text{时(以下均指平太阳时)} \\ &= 7.2921158 \times 10^{-5}\text{rad/s}\end{aligned}$$

1979 年国际时间局公布的地球自转角速度为 $\Omega = 7.292114925 \times 10^{-5}\text{rad/s}$;国内惯性导航系统使用的 $\Omega = 15.04106853^\circ/\text{s}$;俄罗斯惯性导航系统使用的公转周期为 365. 25636 平太阳日。实践证明,在惯性导航系统的误差分析、初始对准以及位置计算中,都要赋予 Ω 非常准确的数值,否则系统运行中会出现发散和超差等问题。

1.4 惯性和非惯性坐标系

惯性导航的任务是确定飞机在航行中的姿态、航向、速度和位置。飞机和其他物体的运动一样,都是在一定的空间和一定的时间内进行的。研究物体的运动,必然要指明它运动的参照