

# 惯性导航系统

GUANXINGDADHANGXITONG



中国人民  
解放军 空军工程学院

# 惯性导航系统

GUANXINGDAOHANGXITONG



中国人民  
解放军 空军工程学院

一九八五年五月

## 前 言

本书是我院航空特种设备专业惯性导航系统课程的基本教材，供本科班使用，也可作为航空工程机务人员、院校教员以及其他科技人员的专业参考书。

为改革教学内容，贯彻“教育要面向现代化、面向世界、面向未来”的方针，本书着眼于航空惯导装备的发展前景，确定以下式惯性元件及平台式惯导系统为主要研究对象，并兼顾捷联元件及系统；以空间向量和矩阵代数为基本数学工具，运用控制理论阐述和分析主要问题。为适应航空维修工程需要，本书还对典型惯导系统与结构、飞行使用与维护等内容给予应有重视。

全书分惯性元件、稳定平台和惯导系统三篇，共十三章。第一篇着重讲述加速度计和惯性级陀螺仪的原理及结构特点；第二篇着重讲述陀螺稳定平台的原理、单轴平台的分析、三轴和四环三轴平台的特点；第三篇着重讲述惯导系统的原理与力学编排、误差分析与初始对准、捷联系统与组合导航、以及惯导的使用与维护。

随着现代科学技术的发展，惯性导航技术将在我国飞机设备中，占有重要地位。通过本课程的学习，可使读者掌握惯性导航的基本理论，学会分析解决惯导问题的基本方法，为使用维护惯性导航系统打下较好的基础。

本书由张宗麟同志编写第一、二、三、七、八、九、十、十一、十二、十三章，朱学震同志编写第四、五、六章，陈士华同志组织插图的绘制。

在本书编写过程中，空司军校部和空工外场部曾给予指导和帮助。空军一些兄弟院校和有关研究所的同志：陆新民、张达观、张广卿、艾继煜、赵汝全、周才荣等参加了本教材的纲目审定会和初稿审查会，提出了许多很好的意见和建议。此外，西北工业大学、北京航空学院、国防科技大学、航空部第618、628研究所等单位的同志，提供了不少宝贵资料和意见，谨致谢意。

限于编者水平，缺点错误在所难免，诚望读者不吝指教。

# 目 录

## 第一篇 惯性元件

<b>第一章 惯性导航的概念及基础</b> .....	(2)
第一节 惯性导航的概念和特点.....	(2)
第二节 空间坐标与时间计量.....	(7)
第三节 地球与重力.....	(10)
第四节 加速度与比力.....	(21)
<b>第二章 加速度计</b> .....	(26)
第一节 加速度计的原理及惯性导航的要求.....	(26)
第二节 液浮摆式加速度计.....	(28)
第三节 挠性加速度计.....	(36)
第四节 加速度计再平衡回路.....	(45)
第五节 加速度计的数学模型及重力场实验.....	(54)
<b>第三章 液浮陀螺仪</b> .....	(63)
第一节 概述.....	(63)
第二节 液浮积分陀螺和位置陀螺的原理及应用.....	(66)
第三节 积分陀螺仪的误差分析.....	(73)
第四节 积分陀螺仪的结构及动压气浮轴承.....	(79)
第五节 磁力悬浮轴承及液体悬浮轴承.....	(87)
<b>第四章 挠性陀螺仪</b> .....	(95)
第一节 挠性陀螺仪的基本原理.....	(95)
第二节 动力调谐式挠性陀螺仪的工作原理.....	(100)
第三节 动力调谐式挠性陀螺仪的运动方程式.....	(109)
第四节 动力调谐式挠性陀螺仪的运动分析.....	(116)
第五节 动力调谐式挠性陀螺仪的漂移分析.....	(126)
第六节 挠性陀螺仪的结构和应用.....	(138)
第七节 双环陀螺仪.....	(146)
<b>第五章 激光陀螺仪</b> .....	(152)
第一节 激光和激光器.....	(153)
第二节 激光陀螺仪的基本原理.....	(161)
第三节 激光陀螺仪的误差.....	(167)

第四节	激光陀螺仪的基本结构和防止闭锁的原理	(171)
<b>第六章</b>	<b>静电陀螺仪</b>	(185)
第一节	静电陀螺仪的基本原理和结构组成	(185)
第二节	静电吸力计算和支承作用原理	(194)
第三节	静电陀螺仪的角度读取原理	(208)

## 第二篇 陀螺稳定平台

<b>第七章</b>	<b>动力式陀螺稳定平台——动力平台</b>	(217)
第一节	陀螺的稳定作用与动力平台的出现	(217)
第二节	单轴动力平台的原理	(221)
第三节	双轴和三轴动力平台	(229)
<b>第八章</b>	<b>指示式陀螺稳定平台——惯性平台</b>	(243)
第一节	指示式陀螺稳定平台原理	(243)
第二节	单轴平台稳定回路的传递函数及静态分析	(250)
第三节	稳定回路的性能指标及校正	(263)
第四节	三轴稳定平台	(277)
第五节	四环三轴稳定平台	(295)
第六节	平台的结构及温控	(311)

## 第三篇 惯性导航系统

<b>第九章</b>	<b>惯性导航系统的原理</b>	(326)
第一节	单轴惯导系统的原理	(326)
第二节	惯导系统的基本方程	(336)
第三节	指北方位惯导系统的力学编排方程	(343)
第四节	游移方位惯导系统的力学编排方程	(348)
第五节	惯导系统的高度测量	(359)
<b>第十章</b>	<b>惯性导航系统的误差</b>	(367)
第一节	惯导系统的误差源	(367)
第二节	误差分析中的坐标系与 $\phi$ 方程	(370)
第三节	指北方位系统的误差方程及特征式	(379)
第四节	游移方位系统的误差方程	(389)
第五节	游移方位系统误差方程的解及其分析	(395)

<b>第十一章 惯性导航系统的对准</b> .....	(405)
第一节 对准的要求、分类及平台锁定.....	(405)
第二节 指北方位惯导系统的初始对准.....	(408)
第三节 游移方位惯导系统的初始对准.....	(421)
<b>第十二章 捷联式惯导系统与组合式导航系统</b> .....	(437)
第一节 捷联式惯导系统的原理.....	(437)
第二节 捷联式惯导系统的特点.....	(448)
第三节 组合导航系统.....	(457)
<b>第十三章 典型惯导系统的组成及使用</b> .....	(468)
第一节 LTN-72 惯性导航系统的组成及信号 交 联.....	(468)
第二节 惯导系统的使用.....	(480)
第三节 导航/攻击 系统.....	(487)
第四节 惯性导航系统的可靠性.....	(495)

# 第一篇 惯性元件

在惯性导航系统中，通常把加速度计和陀螺仪统称惯性元件，或惯性测量元件。

惯性元件是惯导系统的基本元件，也是核心元件。它的质量好坏，直接影响着导航定位精度的高低。

惯性导航系统依靠加速度计测量飞机相对参考系的加速度，然后对加速度积分获得速度，再积分一次即可获得位置参数。因此，从控制系统的角度分析，加速度计的输出，正是惯导系统的最重要输入信号。正因如此，随着惯导技术的迅速发展，对加速度计的精度指标，也提出了越来越高的要求，于是种类繁多的加速度计便应运而生。本篇重点介绍挠性摆式加速度计，同时对历史较久，技术成熟的液浮摆式加速度计的结构特点，也简要作一介绍。

由于陀螺仪的随机漂移是惯导系统的主要误差源，所以为适应高精度惯导系统的需要，人们对陀螺仪的精度和可靠性提出了相当严格的要求。我们在《航空陀螺仪表》课程中，对于精度的概念，在此已经远远不能适应。一般滚珠支承的环架陀螺，根本无法用于惯导系统中。由此可见，惯性级陀螺仪的研制和生产，是发展惯导系统的技术关键，也是衡量当今世界尖端科学技术最突出的成果之一。

陀螺仪表的发展历史表明，由第一代的滚珠轴承陀螺仪到第二代的液浮、气浮陀螺仪，是陀螺仪表发展的一个重要里程碑。第三代挠性陀螺仪的出现，对提高仪表寿命，降低成本、增加可靠性具有十分重要的意义。争取成为第四代陀螺仪主角的新型陀螺更多，但成果最佳的要算激光陀螺仪和静电陀螺仪。本篇重点分析挠性陀螺仪，对激光陀螺仪的测速原理，液浮陀螺仪的结构特点，及静电陀螺仪的支承原理也予以介绍。

为了掌握惯性元件在惯性导航系统中的功用，还要简要介绍一下惯性导航的概念及有关基础知识。

# 第一章 惯性导航的概念及基础

具体研究惯性元件之前，对于什么是惯性导航，它同其它导航方法相比有什么特点；研究惯性导航系统的原理时都要用到那些坐标系；计算导航位置时的时间基准如何规定；众所熟悉的地球形状和引力在惯性导航系统又有什么新的定义；人们习惯称呼的加速度计在惯导系统中又为何叫比力计等等。我们集中在一起，加以介绍。正确掌握这样一系列概念和有关基础知识，是学好后续各章的关键。

## 第一节 惯性导航的概念和特点

### 一、导航与惯性导航

所谓导航，就是引导航行的意思，是指将运动物体从一个位置引导到另一个位置的过程。运动物体通常包括飞机、舰船、导弹及宇宙飞行器，统称载体。

一架飞机从一个机场起飞，希望按时准确地飞到另一个机场，除了要知道起始点和目的地的位置之外，主要的就是必须知道飞机航行的即时位置。因为只有确定了即时位置才能考虑如何引导到下一个目标的问题，否则将难以完成预定的航行任务，导航工作就是用来确定飞机在空中任一时刻的地理位置的。可见，导航对载体运动来说是头等重要。追溯历史，大家知道，中国发明的指南针就是最简单的导航仪器，随后用于舰船和飞机定位的磁罗盘、陀螺半罗盘、陀螺磁罗盘及天文罗盘等，都是导航仪器的发展。

但是，随着生产的发展和人类历史的进步，特别是航空、航天技术的飞跃前进，低精度的导航仪器已经远远不能满足这些装备的要求。因此，也就提出了如何利用现有科学技术的新成就创造精度更高、用途更广和适应性更强的导航方法和导航仪器。无线电导航系统、卫星导航系统、天文导航系统和惯性导航系统，正是在这种科学技术迅速发展与军事斗争不断加强得以下以迅速发展的导航装置。

所谓惯性导航，是指利用惯性元件测量载体相对于惯性空间的运动参数，如加速度，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、位置及姿态方位等导航参数，以便引导载体顺利完成预定的航行任务。由于惯性导航的原理是建立在牛顿力学定律的基础上，而牛顿定律的应用是以惯性空间作参考系的，所以把这一类导航称作惯性导航。尽管惯性导航的理论基础——牛顿力学定律，早在三百多年前就已经问世，但是真正实现这一原理是在第二次世界大战末期(1942年)，当时德国科学家斐纳蒙德，在V-2火箭上第一次装上了初级型的惯性导航系统。它利用陀螺仪稳定火箭的水平、航向姿态，并沿火箭纵轴方向安装了一个线加速度计，其输出端与火箭发动机的熄火装置相连。这样，在火箭的发射过程中，就可以根据火箭的加速度，来控制发动机的熄火，以实现轨道控制。尽管这时还没有完善的三轴陀螺稳定平台，甚至在回路设计上还有不完善之处，但它毕竟是当时世界上独一无二的实际使用的惯导系统。正因为如此，这一创举引起世界上的极大重视，并把惯导技术的研究推向一个新的高度，使惯性导航技术这门新学科得以产生和发展。



三十多年来,许多国家都争先研制惯性导航系统,经过不断的研究探索 and 实际使用,惯性导航系统的性能有很大提高。特别是随着控制理论、电子技术、计算机和新型材料的不断发展,惯性导航无论在理论方面,还是工程实践方面都得到了非常迅速地发展。如今,在航空,航海和航天各个技术领域里,都广泛使用着不同类型的惯性导航系统。

严格地讲,在实际应用中,把惯性导航和惯性制导加以区分是必要的。尽管它们的原理都是以测量载体加速度为基础的,大的组成也有相似之处,但仍有各自的特点。作为制导系统的主要任务和导航系统是类同的,但两类系统所处的工作(或操作)状态不同。导航系统可以说是一个测量装置,它用于人工能自由操纵的载体。当导航系统与自动驾驶仪联用时,它相当一个敏感测压环节,使载体保持在一定的航线上;当作为一个独立装置使用时,它提供导航参数给驾驶员,使载体较好地按一定的航线航行。制导系统则直接控制载体的运动,把载体自动控制制在航线上或轨道上,如弹道导弹、人造卫星运载火箭等。作为控制火箭的制导系统比导航系统工作时间短得多,一般只有几分钟,直到火箭燃料燃烧完为止。这种系统实际上为导弹发射进入轨道建立一组精确的轨道初始条件,特别是发动机熄火时的速度及方位为最关键的制导参数。关掉发动机后,载体就只受引力的作用继续飞行,而为自由下落或保持一定轨道。建立了初始条件的制导系统就不再起作用了。本教材主要研究用于航空上的惯性导航系统。

## 二、惯性导航的基本原理

正如以上所述,惯性导航是用来感测飞机或其它载体的加速度,经过积分运算,从而求出导航参数以确定飞机位置的。

如一架飞机沿跑道滑行准备起飞,由于发动机的推力作用它将以一定的加速度从静止状态开始运动,随着时间的推移,其速度也就越来越大,直至离开地面以一定速度向一定的目的地飞行。显然,飞行的速度取决于加速度的大小和作用的时间,也就是对加速度的积分;飞行距离则取决于速度的大小和飞行时间,也就是对速度的积分。

假如航行范围比较小,就可以忽略地球的曲率,把地面看成一个水平面。如果在飞机上安装一个稳定平台,平台上装有两个加速度计,一个是始终指向地理北向的北向加速度计 $A_N$ ,它测量飞机沿南北方向的加速度分量 $a_N$ ;一个是始终指向地理东向的东向加速度计 $A_E$ ,它测量飞机沿东西方向的加速度分量 $a_E$ ,如图1-1所示。将这两个方向上的加速度分量进行积分,便可得到飞机沿这两个方向上的地速分量:

$$\left. \begin{aligned} V_N &= V_{N_0} + \int_0^t a_N dt \\ V_E &= V_{E_0} + \int_0^t a_E dt \end{aligned} \right\} \quad (1-1)$$

式中  $V_{N_0}$ 、 $V_{E_0}$ ——北向和东向的初始速度。

如果平台保持加速度计的方向不变,则可求得飞机飞行的真航向为:

$$\phi = \text{tg}^{-1} \frac{V_E}{V_N}$$

飞机相对地面飞过的距离，可由速度的积分得到：

$$\left. \begin{aligned} S_N &= S_{N_0} + \int_0^t V_N dt \\ S_E &= S_{E_0} + \int_0^t V_E dt \end{aligned} \right\} \quad (1-2)$$

式中  $S_{N_0}$ 、 $S_{E_0}$ ——北向和东向相对定位基准的初始距离。

如果要知道飞机在地球上的位置，可用经、纬度表示，这时可认为地球是一个不旋转的球体，则：

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

式中  $\varphi_0$ 、 $\lambda_0$ ——初始纬度和经度；  
 $R$ ——飞机围绕地心转动的曲率半径。

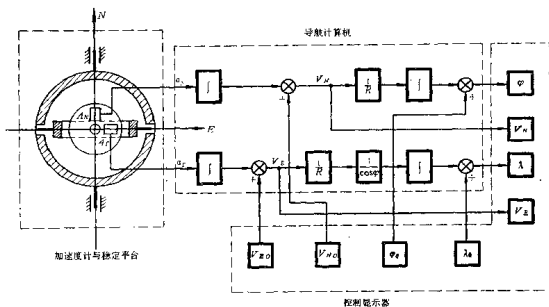


图 1-1 惯性导航系统基本原理

既然计算出了飞机的速度、航向和即时位置，那么只要与事先所定的目标位置或所需航迹进行比较，便可实现对飞机的自动导航和自动控制。当然，实际的惯性导航原理较之以上所述复杂多了。因为它必须考虑地球的实际形状；解决加速度计不受加速度干扰始终处于水平面的问题；以及如何保证加速度计敏感轴的指向问题等。这些问题也正是本课程最后要解决的问题。

通过图 1-1 的介绍可以看出，一个完整的惯导系统应包括以下几个主要部分。

(一) 加速度计。用于测量飞机运动的加速度。通常应有两个到三个，其中第三个是用于测量垂直方向的速度和高度的。

(二) 陀螺稳定平台。为加速度计提供一个准确的坐标基准，以保持加速度计在空间的角度位置；同时也使陀螺和加速度计与飞机的角运动相隔离。稳定平台是惯导系统的核心部

件，因为平台漂移是造成惯导系统速度误差、方位误差和位置误差的主要因素。

(三) 导航计算机。用于进行诸如图1-1中的积分、三角函数和乘除等导航参数的计算。同时为保证平台水平和指北，通过导航计算机提供给陀螺螺旋矩的指令信号。

(四) 控制显示器。主要用于显示计算机输出的导航参数，如图1-1中的速度 $V_N$ 、 $V_E$ 和纬度 $\varphi$ 、经度 $\lambda$ 等。另外，还可进行必要的控制操作，例如向计算机输入初始的经、纬度数据等。

再加上用于工作状态选择用的“状态选择器”及提供系统工作能源的“电源装置”，就可以构成一个完整的惯导系统。

### 三、惯性导航的特点

#### (一) 对导航技术的要求

随着科学技术和航空事业的发展，人们对导航技术也提出了越来越高的新要求。它除了一般设备要求安全可靠，体积小、重量轻和造价低廉等以外，在有些场合，尤其是在军事上对导航设备提出的要求是十分苛刻的。归纳这些要求主要有以下几个方面。

① **导航精度要高**。例如用于军事侦察和作战轰炸上，为了准确地确定攻击对象和地标，要求导航定位精度在0.04海里/小时到1海里/小时。

② **工作范围要宽**。希望导航系统能满足全球导航的要求，也就是不管在地球上的任何位置，导航系统都能有效地进行工作。

③ **自主性要强**。希望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。

④ **提供的导航参数要多**。希望导航设备能够为轰炸和空投提供姿态、速度等信息以外，还能准确提供风速、风向、偏流角、加速度以及投放轨迹和投放时间；对歼击机来说，还希望能提供姿态变化率信息，以便配合雷达瞄准系统更有效地发挥战斗力；同时希望能为飞机的自动驾驶仪提供符合要求的各种导航参数和姿态、速度和加速度，用以实现飞机的自动飞行，减轻空勤人员的负担；还希望能与飞机着陆系统配合，保证安全可靠地着陆。

⑤ **使用条件要求要宽**。希望导航设备不受气象条件的限制，能满足全天候导航的要求；也希望它具有很强的抗干扰能力，对磁场、电场、光、热以及核辐射等条件的变化不敏感；希望反应时间短，一接到起飞命令导航设备便可投入正常工作，并且应操作简单，不需要操作者具有很高的技术水平。

惯性导航系统能否满足上面的要求，它有哪些突出的优点，这要通过与其它导航系统进行比较才可鉴别。

#### (二) 惯性导航的特点：①. 自主性强, ②. 提供参数多, ③. 精度高.

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条件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。很明显，对不同的对象来说，这两种方式的意义是不一样的。例如民用飞机，它可以充分利用地面导航设备，对自主性的要求就不如军用飞机那样迫切；相反，军用飞机就不希望受

地面导航设备的影响太大，要求它能独立自主地、安全隐蔽地去执行自己的任务。非自主式的导航方法，要依靠外部目标和接收外部信息来确定飞机位置。属于这类导航的有无线电导航、天文导航和卫星导航等，有关这些导航的基本原理将在第十二章“组合导航”一节中介绍，这里着重看其特点。

**无线电导航**——应用无线电波定出载体的方向、高度、和航迹。它是基于无线电波在均匀介质和自由空间直线传播的特性。这种导航法，其导航设备分别置于飞机和地面台站，两处都同时设置发送、接收超短波电台，通过测量二地距离，确定飞机位置。无线电导航的优点是设备比较简单，精度比较高，导航距离较远。缺点是工作于被动状态，必须有地面电台配合，同时要发射电磁波，易于暴露自己，易于受敌干扰，在军事上就显得严重不足。

**多卜勒雷达导航**——应用多卜勒效应测量载体的速度和偏流角。它是基于随载体速度的变化在发射波和反射波之间产生的频差为基础，通过测量频率差来测量速度的。有了速度，如再知道航向角，即可确定出沿地理系北向和东向的速度分量，进而确定距离及经、纬度。它不要地面设备，但仍需在机上设置发射台和接收台。由于无地面台，所以它的工作是主动式，抗干扰能力强，精度高。但是，由于它工作时必须发射电波，容易暴露自身，此外，工作性能与反射面的形状有关，如在水平面和沙漠上空工作时，由于反射性不好就会降低性能；同时精度也受天线姿态的影响，当接收不到反射波时，就会完全丧失工作能力。

**卫星导航**——专门用于导航的人造地球卫星简称导航卫星，导航卫星按预先规定，严格在预定的轨道上运行。卫星导航就是以测量卫星的运行轨迹为前提，把它作为已知位置，再测量载体相对于卫星的位置，依据多卜勒效应，最后确定出载体的位置。它需要的设备有：数个卫星，地面站（用于跟踪、测量、计算和发射卫星轨道参数的装置），机载设备（包括接收卫星信号、计算相对位置，显示载体方位的装置）。卫星导航是近几年才发展起来的，它的优点是：适于全球导航；导航精度很高（可达0.1海里/小时）。缺点是：要有专门的机载设备；卫星轨道必须精确计算，要有专门的地面站和计算中心；卫星、设备失效时对其更换技术十分复杂。

**天文导航**——用以观测星体以确定载体位置的方法。因为天上的星体在一定时刻与地球的地理位置具有固定关系，通过光学或射电望远镜观测两个星体，以自动跟踪星体位置来间接确定载体的方位。这种导航方法可靠性好，没有积累误差，也不受无线电干扰，准确性也较高。缺点是：云雾天气不能使用；即使好天气，但在中、低空飞行只能看见太阳，而看不见其它星体时，要利用两个星体定位也难以实现；同时系统也较复杂。

**惯性导航**的主要特点是：自主性强，它可以不依靠任何其它信息而独立地完成导航功能；并且可以提供包括速度、加速度、以及姿态角、转动角速率甚至角加速度在内的全部导航和制导信息。但是，惯导系统的关键元件陀螺和加速度计要求比较高，成本也比较贵。当元件存在误差时，导航精度要随时间的增长而逐渐降低。

通过上述五种主要导航设备的介绍，可以看出，要使每一个都全面地满足前面提出的“对导航技术的要求”是不现实的，也是难以作到的。加之飞机种类和飞行任务的不同，其侧重点也会有所区别，因而从解决问题的途径和方法上讲，比较完善的还是把不同的导航设备组合起来，使得发挥它们各自的特点，用以达到总的目的。但是，就其导航精度、自主性和便于得到导航所需全部信息等主要方面来说，只有惯性导航系统是唯一能满足这些要求的。

例如对姿态角误差的要求来说,现有飞机上作为主要姿态输出的陀螺垂直仪,在采取各种措施之后,随着使用机种的不同也还会有几度的误差。这对一些要求较高的飞机,如有的发射导弹时姿态精度要高于 $0.2^\circ$ ,甚至有些为了稳定光学镜头或其它仪器而要求几角秒或 $1\sim 2$ 角秒,除了惯性平台,无论那一种其它的方法都是不能满足要求的。正由于这样,人们对惯性导航的发展就很自然地给予了极大的注意,同时也得到了迅速的发展。也可以这样说,先进的航空、航海以及空间技术都是离不开惯性导航和惯性制导的,而且惯性导航系统的应用范围已经进一步扩大到了大地测量、石油勘探以及地球物理研究等其它很多方面。

目前由于惯性导航在军事上的可贵优点,特别是当它与火控系统及武器投放系统交联时,将大大提高这些系统的精度;当与自动驾驶仪交联时,将可实现自动导航,增稳及自动着陆等。也就是说飞机装备惯导系统后,有利于本身战斗力的提高。所以,西方国家目前正在服役或不久即将服役的军用机,几乎全部装备了惯导系统,即使不少老旧机种,也通过加装惯导系统提高性能。

上述表明,惯导系统在飞机及导航设备中的地位是很重要地,而且它本身涉及到较深的数学、力学和控制理论。因此,读者必须在学好上述课程和《航空陀螺仪表》第一篇的基础上,才能学好本课程。

## 第二节 空间坐标与时间计量

惯性导航的任务是确定飞机在航行中的姿态、速度和位置。而飞机和其它物体的运动一样,都是在一定的空间和一定的时间中进行的。所以研究物体的运动,必然要指明它相对那一物体而言,这就告诉我们描述物体的运动时,必须先选定一个或几个物体作为参考系,当物体相对参考系的位置有了变化时,就说明该物体发生了运动,反之说明该物体处于静止状态。可见,研究物体在空间的运动时,首先要讨论坐标系。

### 一、空间坐标系

在《航空陀螺仪表》课程的学习中,我们已经接触到许多坐标系,深知建立坐标系和在空间概念上理解坐标系对掌握课程内容的重要性。学习本课程时,还会遇到更多的坐标系,尽管有些坐标系我们已经碰到过,但是,从惯性导航系统的应用出发,来进一步加深认识它,还是十分重要地。读者将会在后续章节的学习中了解到,只有真正理解惯性导航中的坐标系,才能学好本课程。

#### (一) 惯性坐标系

在运动学中,研究一般物体的运动时,参考系可以按照研究问题的方便任意选择。但是,惯性导航的基本原理是以牛顿定律为基础的,它是通过测量载体内部物体的惯性力来确定其运动加速度的。所以,研究惯性导航时,参考系不能任意选择。也就是说,在应用牛顿运动定律时,参考系应选在惯性空间。所谓惯性空间,应是原点取在不动点,而又无转动的参考系。这种与惯性空间相固联的坐标系,称为惯性坐标参考系,简称惯性系。我们在惯性导航系统中使用的陀螺和加速度计,都是根据牛顿运动定律工作的,陀螺测量相对惯性空间的角运动,加速度计测量相对惯性空间的线运动。将这两种惯性元件装在飞机上,它们测得的角运动和线运动的合成,便是飞机相对惯性空间的运动,这样飞机相对惯性空间的运动和

1. 惯性系: 牛顿定律适用的坐标系,即牛顿定律成立的参考系。

2. 非惯性系: 牛顿定律不适用的坐标系,即牛顿定律不成立的参考系。

位置便可得知。但是，要找到完全符合牛顿定律理想的参照物是不可能的，因为绝对静止的物体或空间是不存在的，这是由于物质的运动是永恒的。同样，也很难找到一个作匀速直线运动的物体。那么，惯性坐标系选在什么参照物上呢？因为决定一个参考系是不是惯性系，只能依靠观察，实验和测量。由于牛顿运动定律是否成立，依赖于所能达到的或者要求达到的测量精度。因而，决定一个参考系是不是惯性系也将依赖于当时的测量水平。在三百多年前，牛顿运动定律出现时，人们曾以太阳中心为原点，以指向任意恒星的直线为坐标轴，组成一个日心坐标系。根据当时的测量条件和水平，牛顿运动定律是成立的。因此，把这样的参考系视为惯性参考系。但后来才发现，这个空间也不是“绝对空间”，太阳连同太阳系一起还在围绕银河系运动。天文学研究表明，太阳对银河系中心的向心加速度近似为  $2.4 \times 10^{-11} g$ ，转动角速度为  $0.001$  角秒/年。这说明，以太阳中心为原点的坐标系并不是真正的惯性坐标系。但是，由于这两个数值都非常小，对研究惯性导航的精度不会产生什么影响，因此，仍然把日心坐标系看作惯性系，并称为日心惯性参考系。

由于飞机总是在地球附近运动，自然会提出这样一个问题，是否能在地球上建立一个惯性坐标系？实践证明，这个坐标系是可以建立的。取地球中心为坐标系的原点，三根轴分别与日心惯性坐标系的三根坐标轴平行，这样有一根轴沿地球自转轴方向，而另外两根轴在地球赤道平面内，三根轴都指向空间固定的方向。它们不与地球一起转动，通常用  $ox_i, y_i, z_i$  表示。

综上所述，关于惯性坐标系，也就是牛顿力学定律的具体应用条件，应当根据处理问题的精度要求近似选取，使问题既简化，又能保证准确度的要求。在近地面常见的惯性导航和惯性制导系统中，一般选用地心惯性参考系就足够准确了。

## (二) 非惯性坐标系

惯性导航系统中，除了要用惯性坐标系外，为了研究飞机的运动和位置，还要许多非惯性坐标系，其中主要有：

地球坐标系—— $ox_e, y_e, z_e$ 。原点取在地心， $x_e$  取赤道平面内和本初子午面的交线， $z_e$  与地球自转轴重合， $y_e$  则与其构成右手坐标系。很明显，这个坐标系和地球固连，它与地球一起相对惯性坐标系以地球的自转角速度进行转动。

地理坐标系—— $ox_g, y_g, z_g$ 。原点在飞机重心，或地球表面某一点， $ox_g$  轴在当地水平面内指向东方， $oy_g$  与当地子午线一致指向真北， $oz_g$  沿垂线指天向上，形成右手坐标系。原点在地球上的位置通常用经度和纬度来确定。

机体(基座)坐标系—— $ox_b, y_b, z_b$ 。当作为飞机机体坐标系时，原点在飞机重心， $ox_b$  沿飞机横轴向右， $oy_b$  沿飞机纵轴向前， $oz_b$  沿飞机立轴(航向轴)向上。这时坐标系固定在机体上，随飞机一起相对地球运动。当作为基座(固定)坐标系时，轴的指向可以同飞机联系，也可以不与飞机机轴向联系。视实际情况而定。

平台坐标系—— $ox_p, y_p, z_p$ 。原点在飞机重心，在平台式惯导系统中，它是代表实际平台的坐标系。理想情况  $ox_p, y_p$  总在水平面内， $oz_p$  指向天上。它可以与地理坐标系重合，也可以与其在水平面内存在一定夹角。

这几个坐标系是最基本的，除此以外本课程在研究惯性元件，稳定平台及惯性系统的原理时还要遇到十多个坐标系。读者在学习每一个坐标系时，一定要注意它们之间的关系，

特别是引入每一个坐标系时，要弄清引入的目的，反映什么运动规律，搞清空间关系。为了便于记忆，坐标系一般都以  $oxyz$  表示，它们的不同含义多用小写的英文字母作注脚加以区别。

## 二、时间计量基准

描述一个物体运动，除了需要知道它的即时位置外，还需要知道它的速度，也就是必须确定它在一定的时间间隔里所发生的位置变化。因此，除了建立空间的概念外，还要引入时间概念。时间和空间是物质存在的基本形式。时间，表示物质运动的连续性；空间，则表示物质运动的广泛性。

由于时间同物质运动联系在一起，所以时间的计量当然也就要以某种物质运动作标准，如同日常生活中的计时钟摆。一般说来，以物质的周期性运动作为计量时间的标准是比较方便的。为了保证时间的计量具有一定的精确性，要求这种周期性运动必须是均匀的、连续的。从这个意义上说，任何具有这种性质的周期运动，均可作为计量时间的标准。众所周知，地球的自转运动是非常稳定的，它具有均匀、连续的特性。所以，人们很自然地把它取作计时标准。但是，前面已经讲到，物体的运动是相对某一参考系而言的。因此，要观察地球的自转运动，必须以地球以外的别的星体作为参考系才有可能，否则地球自转运动的观测是不准确的。为了准确计时，通常把太阳或恒星取作这样的参考系，以便观察地球的自转运动。

如果把相对于恒星测得的地球自转运动的周期作为计时单位，这就是恒星日，把一个恒星日分成24等分，就是恒星时。

如果把相对于太阳测得的地球自转运动的周期作为计时单位，这就是太阳日。并规定地球相对于太阳自转一周的时间叫做真太阳日。由于地球围绕太阳运动的轨道为椭圆，使真太阳日变得不均匀，最长的和最长的太阳日相差51秒。这给计时仪表的设计带来相当大的困难，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，一个平太阳日又可以分为24个平太阳时，这就是目前科学技术和日常生活中采用的计时单位。地球除了自转运动外，还围绕太阳作公转运动。天文学上的测量表明，地球围绕太阳公转一周需要365.2422个平太阳日。而在相同时间内，相对于恒星转一周需要366.2422个恒星日。可见，恒星时要比太阳时短一些。地球在一个恒星日内准确转动 $360^\circ$ ，所以，自转角速度为： $\omega' = 15^\circ/\text{恒星时}$ 。而在一个平太阳日内地球转动的角度要比 $360^\circ$ 大一些，当用平太阳日表示地球自转角速度时为：

$$\begin{aligned}\omega &= 15.0410694^\circ/\text{平太阳时(小时)} \\ &= 0.1504110 \times 10^5 \text{角秒/秒} \\ &= 7.2921158 \times 10^{-5} \text{弧度/秒}\end{aligned}$$

在惯性导航系统的分析计算中，计时单位就用上述平太阳时，简称小时或时，并可细分为分、秒。地球自转角速度按上述表示式取值，这是惯性导航系统中一个非常重要的参数，几乎在所有误差分析及初始对准中都要涉及到这个已知量，因此它的准确程度直接影响计算机的计算结果和导航精度。

### 第三节 地球与重力

由于飞机总是在接近地面的一定高度上运行,各种信息的测览和导航参数的计算都与地球的形状、运动规律和引力场等特性直接有关。这些问题的研究对于学习惯性导航原理同样是很重要的。因此,首先应将天文学和大地测量学中有关地球的形状、重力、纬度、半径等研究结果在这里作一简单介绍。

#### 一、地球的形状

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40公里的范围内,竟然海拔高度相差7,000公尺,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,形成一个封闭曲面,称为大地水准面,如图1-2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1-3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;整个椭球可用坐标系 $ox_e y_e z_e$ 表示,原点 $O$ 设在地球中心。

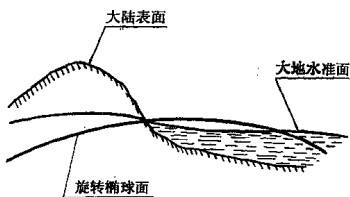


图1-2 旋转椭球面

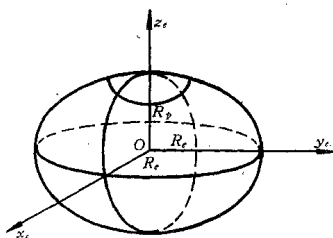


图1-3 旋转椭球体

旋转椭球可以用下列数学方程描述:

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



也可用扁率或椭圆度表示地球的形状,即

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

通过大地测量取得参数,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,参考椭球的长半轴和短半轴,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。目前世界各国使用最广泛的参考椭球有以下四种。

表 1-1 参考椭球体的尺寸和扁率

名称	参数 $R_e$ (米)	短半轴 $R_p$ (米)	扁率 $e$
克拉克 (1866)	6376132	6356537	1/295.0
海福德 (1909)	6378389	6356912	1/297.0
克拉索斯基(1938)	6378245	6356863	1/298.3
1964年国际天文学 会通过的参考椭球体	$6378.16 \pm 0.08$ (公里)	平均半径 $R_e$ $6371.02 \pm 0.05$ (公里)	$1/298.257 \pm 0.008$

克拉克 (Clarke) 椭球在美国使用,海福德 (Hayford) 椭球在西欧使用,克拉索斯基 (Krasowski) 在苏联和中国使用。海福德椭球曾被国际大地测量协会于1924年指定为国际椭球。

最后需要指出的是,根据人造地球卫星的观测数据,地球的真实形状如图1-4所示,它是一个北极比参考椭球凸出18.9公尺,而南极又比参考椭球凹进25.8公尺的梨形体。如果取  $R_e = 6378.16 \pm 0.08$  公里时,其相对误差为  $3.3 \times 10^{-6}$ 。因此,把地球的形状看作一个旋转椭球,对一般的导航技术来讲,是足够精确的。

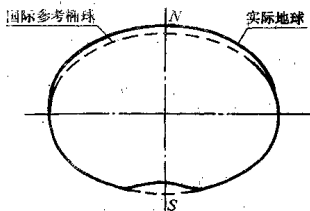


图 1-4 地球真实形状

在常规陀螺仪表的分析中,把地球近似地看成匀质圆球一般来说是允许的,这时地球的半径  $R$ 、重力  $g$  以及纬度  $\varphi$  都可以近似取一个常数。但是,在惯性导航中,把地球看成圆球所带来的误差是难以允许的。所以,研究惯性导航时,至少应该采用参考椭球作为地球模型,这时上述的重力、纬度和地球半径都必须进行较为精确的修正。下面分别研究它们的表达式。