

2 1 21

高等学校统编教材

惯性导航系统

黄德鸣 程禄 编

国防工业出版社

惯
性
导
航
系
统

V241.62
29.741.62

V241.62

H83

458410

惯性导航系统

黄德鸣 程禄 编

国防工业出版社

内 容 简 介

本书主要论述船用固定指北半解析式惯性导航系统的基本原理、误差分析及校正方法等内容。

全书共七章。第一、二章介绍导航及惯导的基础知识。第三、四、五、六章介绍船用固定指北半解析式惯导系统的主要元部件，基本方程、误差分析及模拟，水平阻尼与方位阻尼，初始校准等。第七章叙述提高惯导系统精度的综合校正方法。

该书为高等院校陀螺导航、自动控制与导航等专业教材，也可供有关专业的工程技术人员及研究生参考。

惯性导航系统

黄德鸣 程 禄 编

*

国防工业出版社出版

新华书店北京发行所发行 各地新华书店经售

国防工业出版社印刷厂印装

*

787×1092¹/₁₆ 印张12¹/₂ 290千字

1986年4月第一版 1986年4月第一次印刷 印数：001—600册

统一书号：15034·3096 定价：2.10元

前 言

本书系根据 1982 年 5 月船舶类高等院校陀螺导航编审小组讨论通过的“惯性导航系统”大纲编写的，供船舶类高等院校陀螺导航、自动控制与导航等专业使用。计划学时数为 46 学时。

惯性器件与导航是一门新兴的多学科的综合技术。它在航海、航空、航天、导弹及其它一些领域中得到广泛的应用。本书着重讲授船用固定指北半解析式惯导系统的基本原理、误差分析及校正方法等内容。显而易见，这些基本内容也适用其它运载体上使用的各类型惯导系统。

全书内容分三部分共七章。第一部分是一些必要的基础知识，其中第一章讲述导航定位几何原理、各种导航系统基本概念及惯导发展简史。第二章介绍地球形状和重力场特性，常用坐标系规定及变换，绝对加速度表达式等内容。第二部分讲授固定指北半解析式惯导系统的原理和分析，其中第三章介绍各种类型惯导系统方案、陀螺仪、加速度计、惯性平台及计算机等内容。第四章是无阻尼惯导系统的分析，包括基本方程、误差分析及传播特性等。第五章为阻尼惯导系统的分析，有水平阻尼、方位阻尼、统一基本数学模型和系统的计算机模拟。第六章讲述惯导系统的初始校准，建立惯导系统初始水平和方位的原理及参数计算。以上共四章，是本教材的基本内容。第三部分是提高惯导系统精度的方法简介，它反映惯导系统发展及现代技术上一些问题。其中包含陀螺仪测漂定标、常值校正方案、随机综合校正概念、监控及组合式导航概念，这部分着重于概念、方法叙述，并未引入大量数学推证。

本书作为大专院校专业课程教材，力求通过对一种类型惯性导航系统的分析，使学生掌握惯性导航的基本原理和分析综合的方法，但也适当注意知识面的扩展及一些先进技术的介绍，同时还适当介绍工程实践方面的内容。其编写方法是由浅入深，逐步深入，重视物理概念的解释。学生较系统地掌握陀螺力学、陀螺仪表原理及应用、自动控制原理及系统等专业基础知识后，学习本书的内容是不难的。

本书由上海交通大学陆恺同志主审，我们的老师雷渊超教授及哈尔滨船舶工程学院的罗超、孙枫，上海交通大学的罗海福等同志给予了大力帮助，在此仅向他们表示衷心地感谢。图稿大部分由贾兴亮同志帮助绘制，也向他表示谢意。

本书的第二、第七章由黄德鸣编写，其余各章均由程禄编写。编者虽曾参加过惯导系统科研及教学的实践，但由于水平有限，一定存在不少缺点和错误，希望广大读者和使用本教材的院校师生批评指正。

编 者

于哈尔滨船舶工程学院

目 录

第一章 惯性导航概述	1	基本方程	66
§ 1.1 导航方法简介	1	§ 4.3 固定指北惯导系统的误差方程	73
§ 1.2 惯性导航发展概况	10	§ 4.4 特征方程式分析	78
§ 1.3 惯导系统基本工作原理	12	§ 4.5 误差分析	82
第二章 惯性导航的基础知识	16	§ 4.6 当地水平惯导系统	98
§ 2.1 地球形状和重力场特性	16	第五章 阻尼惯性导航系统	107
§ 2.2 垂线及纬度的定义	18	§ 5.1 水平阻尼	107
§ 2.3 地球的自转及角速度	19	§ 5.2 方位阻尼	125
§ 2.4 坐标系	19	§ 5.3 应用计算机分析惯导系统	135
§ 2.5 坐标系间的相互关系及坐标变换	23	第六章 惯性导航系统的初始校准	151
§ 2.6 绝对运动加速度表示式的推导	26	§ 6.1 初始校准的一般原理和要求	152
第三章 惯导系统的类型及主要元部件	30	§ 6.2 惯导系统的粗校准	152
§ 3.1 惯导系统的类型	30	§ 6.3 惯导系统的水平精校准	154
§ 3.2 惯导系统主要组成部分	41	§ 6.4 惯导系统的方位精校准	159
§ 3.3 陀螺仪	44	第七章 惯性导航系统的校正	166
§ 3.4 加速度计	51	§ 7.1 惯导系统的初始测漂校正	166
§ 3.5 惯性稳定平台	57	§ 7.2 惯导系统陀螺漂移的自校正	170
§ 3.6 惯导数字计算机	60	§ 7.3 惯性导航系统的常值漂移校正	175
第四章 无阻尼惯导系统的分析	62	§ 7.4 应用卡尔曼滤波技术的随机综校	189
§ 4.1 舒勒调整条件的应用	62	§ 7.5 组合式惯性导航系统	195
§ 4.2 固定指北半解析式惯导系统		参考文献	196

第一章 惯性导航概述

惯性导航是二十世纪初才发展起来的一种导航方法，是先进的科学技术之一。导航的本意就是引导航行的意思，所以导航就是引导运载体在预定的时间内，按着计划的航线，由起始地点航行到目的地。而惯性导航是依据牛顿惯性原理，利用惯性元件（加速度计）来测量运载体本身的加速度，经过积分和运算得到速度和位置，从而达到对运载体导航定位的目的。

惯性导航概述，主要内容是导航方法简介、惯性导航发展简史及惯性导航系统的基本工作原理等。

§ 1.1 导航方法简介

导航是引导运载体航行，为此要知道自己的位置，也就是说，相对某一个(或几个)已知点的位置关系。已知点通常称为参考点或者参考位置。确定运载体相对参考点的位置称定位。不同运载体的导航定位所采用的方法是不相同的，对船舶导航，要求导航设备能提供位置、速度、航向及水平基准等导航数据。测得这些导航数据的方法和应用的技術是不一样的，所以就有多种导航方法及相应的系统。

一 导航定位的几何原理

定位就是要确定运载体与参考点间几何关系参量，如方位、距离等几何参量。根据测定几何参量的不同，导航定位几何原理上也有多种方法。

1 测向法

测向法是测定运载体相对参考点的方向，通常用真方位表示相对方向关系。真方位是以真北方向为基准，顺时针方向计算到运载体与参考点间连线的角度，如图 1.1.1 所示。

图中 A 为参考点，若在运载体上测得运载体对 A 点的真方位 α ，则在海图上，由 A 点作出 AM 直线， AM 上各点对 A 的真方位均为 α ，所以还不能确定运载体的确切位置。 AM 线称为位置线，即某种几何参量相等点的轨迹。显然测向法的位置线是以参考点为起点的射线。

要确定运载体的位置，只有一条位置线还不够，还必须有另一条位置线。同样以 B 为参考点，用在运载体上测得的真方位 β 作出位置线 BM 。两条位置线 AM 、 BM 相交于一点 M ， M 点就是运载体所在位置，达到定位之目的。

测向法也有通过在运载体上测取运载体对三个参考点 A 、 B 、 C 的两个张角 ϕ_1 、 ϕ_2 来定位，即三标两角法。如图 1.1.2 所示。

此时的位置线是以 AB 为弦和以 BC 为弦的两圆弧，其交点就是运载体所在位置。当测得 ϕ_1 、 ϕ_2 后，用三杆分度仪在海图上画出过三参考点的两张角，得运载体的位置。

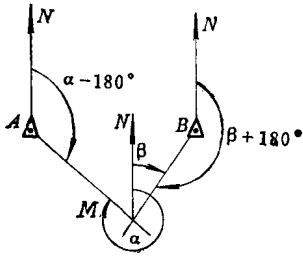


图1.1.1 测向法定位

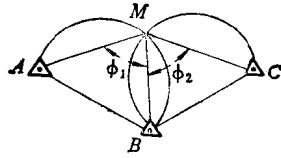


图1.1.2 张角法定位

2 测距法

测距法是测量运载体与参考点间的距离来达到定位目的。从几何学知，与某定点的距离为常数的点的轨迹，是以定点为圆心，距离值为半径的圆，所以测距法的位置线是圆。如图 1.1.3 所示。

从运载体上测出到两个已知参考点的距离，便可得到两条圆位置线，两圆位置线有两个交点，可以判别，其中之一就是运载体所在位置。

测向法、测距法都必须有两个已知参考点来定位。如果把测向和测距的方法结合应用，即利用真方位和距离，则可用一已知参考点定位。这种称为测向-测距法定位是较常用的，如图 1.1.4 所示。

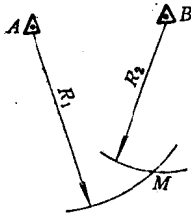


图1.1.3 测距法定位

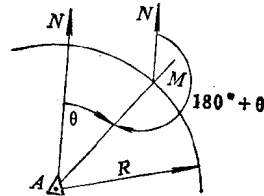


图1.1.4 测向-测距法定位

在运载体上测量参考点 A 的方位 θ 和距离 R，在海图上作出过参考点 A 的 $180^\circ + \theta$ 位置线和以 A 为圆心，R 为半径的圆位置线，两条位置线的交点 M，就是运载体所在的地理位置。

3 测距差法

测距差法所测定的几何参量是运载体距两个已知参考点的距离差。从数学中知，一动点到两定点的距离差为常数的点的轨迹是一条双曲线。两定点 A、B 称为焦点，A、B 连线称为基线。如图 1.1.5 所示。

在运载体上，对两对已知参考点分别测定距离差，得到两条双曲线位置线。该两条位置线在海图上的交点 M，就是运载体所在的瞬时地理位置。

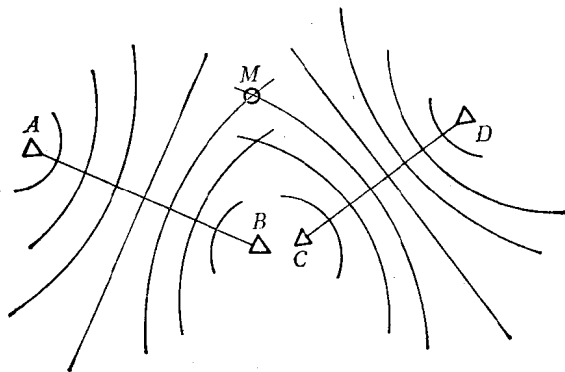


图1.1.5 测距差法定位

4 测距和法

测距和法定位，由于技术上的原因，目前还未得到应用。其原理是保持到两定点距

离和为常数的点的轨迹是以两定点为焦点的椭圆。位置线是椭圆线。

上述几种定位方法还可综合应用，除测向-测距法外，还有测距-测距差法等。

上面简单叙述了导航定位的几何原理，下面概括介绍导航定位的方法。从定位所采用的方法来分，可分为直接定位、推算定位及组合导航等。

二 直接定位导航法

这种方法是直接量测运载体相对已知的固定或者活动的目标的距离、方位、距离差等几何参量，用这些参量来确定运载体的地理位置。属于此类定位法而经常使用的有地标导航、无线电导航、天文导航及卫星导航等。

1 地标导航

利用地面上存在的地物、地标（岛屿、航标、特殊建筑物等），这些地物地标在地图或海图上已标明位置。在运载体上用光学等方法，量测到这些地物地标的距离、方位等几何参量，用测向或测距法定出运载体瞬时地理位置。常用的仪器有六分仪、经纬仪、望远镜及罗经等。这是一种较为简单而可靠的导航方法，但易受气象条件和地域的限制。在一般能见度情况下，能见距离为 10nmile 左右，所以只适合于近海导航使用。

2 无线电导航

无线电导航是以无线电波传播规律为基础，利用岸上及运载体上的发射和接收设备，测定运载体相对参考点的几何参量（方位、距离、距离差等）来确定运载体的位置，达到定位及引导航行的目的。

各类无线电导航系统的工作都是利用电波传播的规律来进行的。电波在理想、均匀的媒质中是以直线并且恒速传播；电波在自由空间传播速度为 $299792 \pm 2 \text{ km/s}$ ，一般近似认为 300000 km/s ；电波传播过程中遇到两种媒质界面时产生反射。

利用电波的反射特性，可以发现目标，这是雷达探测目标的原理。利用电波传播的直线性及天线的方向性，通过发射和接收，可实现测向和指向。利用电波传播的直线、恒速特性，通过测量电波传播时间来实现测定距离。

通过对电波电参量的测量来达到导航定位所需的几何参量的测量，这是无线电导航系统的基本思想。在空间某点的电波可用该点的交变电磁场表示：

$$e = E_m \sin \phi = E_m \sin(\omega t + \phi_0) \quad (1-1-1)$$

式中 e ——电场的瞬时值；

E_m ——交变电场的振幅；

t ——时间；

ϕ_0 ——初相位；

ϕ ——全相位；

ω ——相位变化角速度。

电参量 E_m 、 t 、 ϕ 、 ω 中的一个或几个可以和欲求定位的几何参量发生联系，所以可用测得电参量来达到导航定位的目的。

按着所测电参量的不同，无线电导航系统分为振幅系统、相位系统、脉冲系统、频率系统和综合系统。现在世界上应用较多的有罗兰-C 脉冲相位式系统，奥米加、台卡相位系统等。

无线电导航的主要优点是不受气象条件和视线距离的限制；测量迅速，容易实现自动化；精度较高，可靠性较好。因此无线电导航在整个导航领域中占有重要地位，得到广泛应用。无线电导航的不足之处是易受人造的或自然的干扰，战时易被敌方破坏和利用，多数系统较复杂，对水下导航还未解决。

无线电导航系统有许多种，我们不一一介绍，只对作用距离远、精度高的“罗兰-C”系统给以原理上讨论。“罗兰”是远程导航英文字头的缩写译音。“罗兰-C”导航系统是远程、低频、脉冲-相位测距差双曲线导航系统，它是双曲线-双曲线定位原理，测距差法的定位体制的综合系统。

罗兰-C的基本工作原理

如图 1.1.6 所示。

A 为主台， B 为副台。主、副台间基线长度为 d ，接收点 M 与 A 、 B 台的距离分别为 R_A 和 R_B 。主台发射的脉冲信号

$$u(t) = U(t) \cos \omega t \quad (1-1-2)$$

式中： $U(t)$ 为脉冲包络函数， ω 为载波角频率。副台 B 发射的脉冲信号受主台控制，它在收到主台 A 的信号后，延迟 Δt （编码延迟）时间才发射与主台一样形状的脉冲信号。主台信号在基线上的传播时间 $t_d = d/C$ ， C 为电波传播速度，故副台 B 发射信号比主台 A 滞后 $\Delta t + t_d$ 时间，即主台 A 发射 $u(t) = U(t) \cos \omega t$ 信号时，副台 B 这时发射的信号应与 $t - (\Delta t + t_d)$ 时的主台信号一致，即 $u_B(t) = U(t - t_d - \Delta t) \cos \omega(t - t_d - \Delta t)$ 。同样，接收点 M 此时收到的主副信号分别为：

$$\left. \begin{aligned} e_A(t) &= U(t - t_A) \cos \omega(t - t_A) \\ e_B(t) &= U(t - t_d - \Delta t - t_B) \cos \omega(t - t_d - \Delta t - t_B) \end{aligned} \right\} \quad (1-1-3)$$

式中 $t_A = R_A/C$ ， $t_B = R_B/C$ 分别为主、副台脉冲传播到 M 点所经过的时间。

接收点 M 把收到的主、副台脉冲信号加以放大，并按包络和载波分离。测量收到的主、副台脉冲信号包络前沿的时间差为

$$t_N = t_B - t_A + t_d + \Delta t = \frac{R_B - R_A}{C} + t_d + \Delta t \quad (1-1-4)$$

还可测量收到的主、副台脉冲中的载波间的相位差：

$$\phi = \phi_A - \phi_B = \omega(t_B - t_A + t_d + \Delta t) = \frac{2\pi}{T} \left(\frac{R_B - R_A}{C} + t_d + \Delta t \right) \quad (1-1-5)$$

由 (1-1-4)、(1-1-5) 两式得

$$t_N = \frac{T}{2\pi} \phi \quad (1-1-6)$$

时间差反映相位差，时间差是与距离差成比例，所以相位差也与距离差成比例，故可通过相位差测得距离差。假若距离差为常值，即可得到一条双曲线。如果再增设一副台 C ，同样道理又可得另一条双曲线，两条双曲线交点就是运载体所在的地理位置。

必须注意，脉冲相位系统有多值性，这就要求脉冲法测量时间差值误差 Δt_n 的绝对值要小于载波周期的一半；同时要求地面台所发射的脉冲信号包络与包络内载波信号之

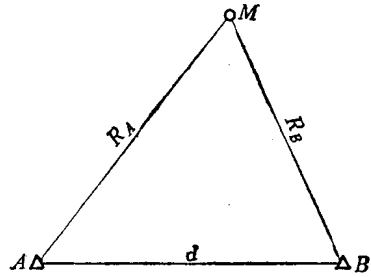


图 1.1.6 主、副台信号传播关系

间必须保持严格固定的关系。

罗兰-C频段为 90kHz-110kHz, 作用距离约为 1200nmile, 定位精度 0.2~1nmile, 地面电台基线长约 200~1000km。可供陆、海、空及民用交通部门等共用。

3 天文导航

天文导航是通过观测天空的星体来确定运载体的地理位置。天文导航很早就用在航海上应用。天文导航的优点是不受运载体运动时间、速度和地理区域的限制, 隐蔽性好, 定位精度高。主要缺点是不能连续定位, 工作受星体可见度的限制, 观察不到星体时, 就无法工作。

在地球上用天文方法定位, 原理上有两种: 单星定位和双星定位。不论是那种定位方法, 都需要有两条位置线, 其交点是所求的位置。单星定位的两条位置线等高圆线与等方位线, 双星定位的两条位置线是两条等高圆线。为了说明天文定位原理, 首先介绍天文导航所应用的某些基础知识。

宇宙间的所有星体, 距离地球都很远, 在地球上观察天空, 辨别不出星体的远近, 只能辨别它们的方向, 好象星体处在一个球面上, 这个假想的球称为天球。天球的球心可以是观察者所在位置, 也可认为是地心或日心, 天球半径是任意大的。

天球的天轴是地轴的延伸, 天球赤道是地球赤道的延伸, 其地平是与地理水平面一致, 天球子午面即观察者所在地理子午面的延伸。由于地球的自转, 我们在地球上观察天球, 它绕天轴转动, 转动速度等于地球自转速度。由于地球的公转, 太阳在天球上作周年运动, 其运动轨迹称黄道, 赤道与黄道相交两点, 称为春分点 x 和秋分点 Ω 。

星体在天球上的位置, 用球面坐标表示。这里简单介绍地平坐标与赤道坐标的两种表示方法。

在地平坐标系中表示星体 S , 如图 1.1.7 所示。

观察者所在位置的地理垂线延伸与天球相交两点 z 和 z' , z 称天顶, z' 称天底。垂直于 zz' 线的天球大圆面称真地平。

星体 S 在天球上的位置, 用天体高度角 h 和方位角 A 表示。 h 是星体 S 与地心连线和真地平之间的夹角, 从真地平开始, 由 0° 到 $\pm 90^\circ$ 计算。而 Z 是 OS 与 OZ 间的夹角, 称为天顶距。 A 是星体 S 和球心连线在真地平内投影与北向 N 间夹角, 顺时针方向计算,

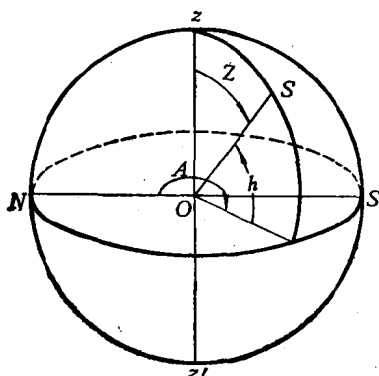


图 1.1.7 地平坐标度量

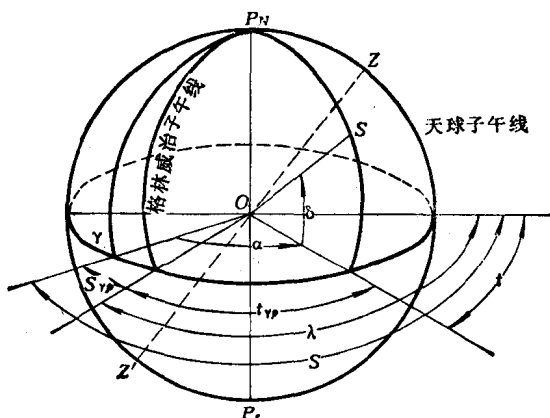


图 1.1.8 赤道坐标度量

从 0° 到 360° 。

在赤道坐标系中，星体 S 在天球上的位置用赤纬 δ 、赤经 α 或时角 t 表示。如图 1.1.8 所示。

赤纬 δ 是星体 S 的向径与赤道平面间的夹角，由赤道平面开始向南北从 0° 到 90° 计算。赤经 α 是星体 S 向径在赤道平面内投影与春分点方向间夹角。时角 t 是天球子午面与星体 S 所在子午面间的夹角。在天文学上，把春分点作为时间量度的基准。恒星时角 S 是天球子午面对春分点所在子午面的转角； $t_{\gamma p}$ 是格林威治子午线的时角， $S_{\gamma p}$ 是格林威治恒星时角。从图 1.1.8 不难得到：

$$t = S_{\gamma p} + \lambda - \alpha \quad (1-1-7)$$

式中：赤经 α 对于某一固定星体，它是常数。 $S_{\gamma p}$ 根据观测时间可从天文年历上查得，是已知的，因此时角 t 是随地理经度 λ 而变化，即能够测量出星体时角 t ，就可得到地理经度 λ 。

对某一固定星体，赤纬 δ 、赤经 α 及格林威治恒星时角 $S_{\gamma p}$ ，都可在天文年历上查得，是已知的。

天文导航定位原理

天文导航定位从原理上来看，分为单星定位和双星定位。

单星定位是利用一条等高度圆位置线与一条等方位角位置线，其两位置线交点就是运载体所在瞬时地理位置。观测者在地球表面观测星体，可测得星体高度 h 和方位角 A 。地球表面观测星体所得 h 并不是一个点，而是一个圆轨迹，其圆心是星体在地球表面投影的地理位置，天顶距为半径（把天顶距度数换算成海里数）的圆。只有这一个圆位置线还不能定位，还必须有一条位置线，那就是等方位角位置线。一直线和圆交两点，一点是真实位置，一点是虚假位置，通常根据推算位置来判断真假位置。由于等方位角位置线精度不高，故单星定位应用在精度要求不高的导航定位的场合，如普通航海，但单星定位有方法简单的优点。

双星定位是测得两个星体的高度角 h ，从而得到两个等高度圆位置线，两圆相交两点，即一真实位置，一为虚假位置。根据推算位置来定真假。如图 1.1.9 所示。

实际进行天文定位时，并不画出两等高度圆位置线，而是利用天体的球面三角形的边角关系，解得地理经纬度。

用六分仪等仪器同时测得两个星体高度角 h_1 、 h_2 ，这样可得两星体的天顶距 Z_1 、 Z_2 ，并同时记下观测时间。从天文年历上查得两星体的赤纬 δ_1 、 δ_2 ，赤经 α_1 、 α_2 。由解球面三角形获得两个等高度圆的方程式为：

$$\left. \begin{aligned} \cos Z_1 &= \sin \varphi \sin \delta_1 + \cos \delta_1 \cos \varphi \cos (S_{\gamma p} - \alpha_1 + \lambda) \\ \cos Z_2 &= \sin \varphi \sin \delta_2 + \cos \delta_2 \cos \varphi \cos (S_{\gamma p} - \alpha_2 + \lambda) \end{aligned} \right\} \quad (1-1-8)$$

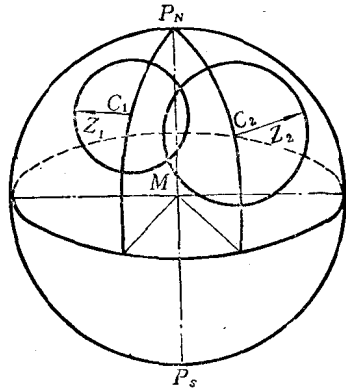


图 1.1.9 双星天文定位

联立求解方程 (1-1-8), 就可得到运载体的瞬时地理位置 (φ, λ) 。

天文导航定位除单星、双星定位法外, 还有用极轴方法来实现定位。在宇宙空间进行定位, 则需要三个位置面, 其位置面和定位原理就不介绍了。

4 卫星导航

利用导航卫星来确定运载体的位置就是确定运载体与卫星的相对位置关系。从理论上讲, 卫星定位原理有多种, 如通过测量运载体(观测点)到卫星的方位、距离、高度及距离变化率等, 得到位置线, 从而实现定位。如果将卫星作为已知的活动星体来看, 可用天文定位原理来定位。如若将活动的卫星当作发射台来看, 可用无线电导航原理来定位。而现在卫星导航应用的原理并不是上述的方法, 现在世界上得以应用的子午仪系统(NNSS)是通过测量卫星发射电波的多普勒频移, 计算出间隔两分钟的相邻卫星位置到相应时刻测点位置的距离差, 得到双曲线位置线而实现定位。下面介绍多普勒频移及其与距离差的关系。

多普勒是奥地利物理学家, 他于 1842 年发现了多普勒效应。即是当声源与听者有相对运动时, 收听到的声波频率和相对静止时比较发生变化, 这种效应称多普勒效应。

从物理学上知道, 发射频率 f_T 、接收频率 f_R 、声源和测者相对速度 V 及声速 C 间的关系为:

$$f_R = \frac{f_T}{1 \pm V/C} \quad (1-1-9)$$

其中“+”表示声源背着听者运动, “-”表示声源向着听者运动。

从式 (1-1-9) 知, 在 f_T 和 C 一定条件下, f_R 变化只决定于相对运动速度 V 。反过来说, f_R 变化的大小, 就可以表示声源相对于听者的运动方向(接近或远离)和速度大小。

通常我们把一定时间内接收频率 f_R 和发射频率 f_T 之差叫多普勒频率, 或者称多普勒频移, 用 f_a 表示, 即

$$f_a = f_R - f_T \quad (1-1-10)$$

导航卫星发射电磁波, 而电波和声波一样产生多普勒频移。用接收机接收卫星发射的电波, 可以得到频率变化情况。接收频率变化大小, 反映出卫星与测者径向相对速度的大小, 相对速度大小, 说明单位时间内卫星和测者间距离的变化。也就是说, 频率变化和距离变化是相对应的。

我们知道, 速度是距离的微分, 即

$$V = \frac{dD}{dt} \quad (1-1-11)$$

将式 (1-1-11)、(1-1-9) 代入式 (1-1-10), 得到

$$f_a = \pm \frac{f_R}{c} \cdot \frac{dD}{dt} \quad (1-1-12)$$

式 (1-1-12) 说明多普勒频移与距离差的数学关系。

卫星在空中的间隔两分钟的两个相邻位置 s_1 和 s_2 , 到相应时刻测者位置的距离差, 可用测量卫星多普勒频移得到。有了距离差, 就可根据测距差定位原理来实现定位。

在空间对应于位置 s_1 和 s_2 两点的距离差为一定值点的轨迹是对称的旋转双叶双曲

面, 在这个旋转双曲面上任意点到 s_1 、 s_2 两点的距离差都相等。也就是说, 测者到 s_1 、 s_2 的距离差为定值时, 则测者的位置应在旋转双曲面上。

对于船舶定位, 总是在地球表面进行, 所以这个空间旋转双曲面与地球表面相交, 其交线是一条近似双曲线, 如图 1.1.10 所示。

图中 f_1c_1 曲线是 $f_1o_1c_1$ 旋转双曲面与地球表面交线, 所以测者一定在这条曲线上, 这是一条位置线。经过两分钟卫星由 s_2 运动到 s_3 , 同样道理, 又可得到另一条地球表面位置线 f_2c_2 。 f_1c_1 与 f_2c_2 相交两点 M 和 M' , 则靠近推算船位的点, 即是真实运载体的位置。

上面是讲述卫星定位基本原理, 用原理图来说明的, 这样便于理解。而卫星导航实际采用的办法是类似天文导航定位的办法, 即借助于解析计算的方法。

首先是根据概略的估算位置或航行的推算位置, 计算出卫星通过测者上空时, 每两个相邻偶数分钟对应的的时间, 估算位置到卫星位置的距离差。此估计距离差与实测多普勒频移所得到的距离差相比较, 一般说是不等的。根据三个以上的估计距离差与相应的实测距离差相比较, 列写出三个以上位置线方程式的方程组。通过电子计算机算出经纬度修正量 $\Delta\lambda$ 、 $\Delta\varphi$, 然后将此修正量加到估计位置上去, 就得到实测位置的经纬度值。

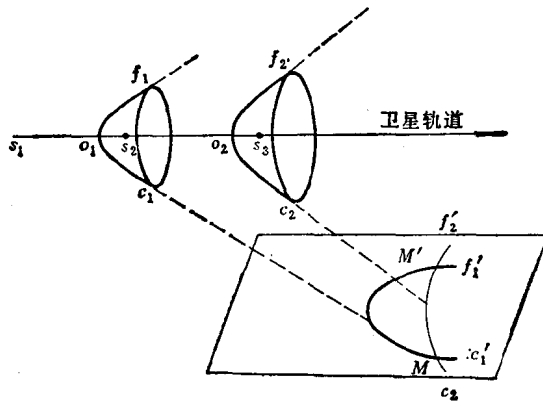


图1.1.10 卫星导航定位原理

卫星导航系统和地面无线电双曲线导航系统一样, 都是利用测距差几何原理定位的。但卫星导航定位是利用一颗卫星的相邻两个偶数分钟开始时刻的卫星位置, 代替地面两个发射台, 相当把发射台搬到天空。其次, 地面各种无线电双曲线导航系统是通过测定无线电波的时间差或者相位差得到距离差, 而卫星导航系统乃是测定电波的多普勒频移累积出两分钟的多普勒频移积算值求得距离差。

卫星导航系统具有全球性、全天候、高精度和自动化等优点, 定位精度为均方根误差小于 0.2nmile。卫星导航系统的主要缺点是不能连续定位, 一般定位时间间隔需要 1~2 h, 有时可长达 4 h。导航星全球定位系统实现后, 可以实现连续定位, 精度也将得到提高。

由于卫星导航有其独特的优点, 所以应用范围日益广泛, 除了用于军事和航海外, 海洋调查、大地测量及海上石油勘探等各方面, 也都在普遍使用。

三 推算定位导航法

推算定位法是测取运载体本身的运动速度或加速度, 在一定参考坐标系中进行计算, 从而得到运载体所在地理位置。属这类定位方法的有推算船位、多普勒导航和惯性导航等。

1 推算船位法

利用运载体上的测速装置，如飞机上的空速表、舰船上的计程仪等，测得运载体的运动速度 V ；利用运载体上安装的航向基准仪表（罗经等）得到运载体的航向 K ；并用时钟记录时间 t 。根据此三参量，可得到相对起始时刻位置点的方位（航向），距离（速度与时间的乘积）的位置线来定位。如图 1.1.11 所示。图中 AB 距离是运载体以速度 V 经过 t 时间所运动的路程，参考点是起始位置 $A(\varphi_0, \lambda_0)$ 。

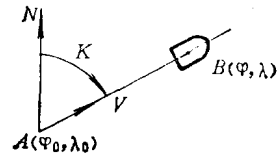


图 1.1.11 推算船位

2 多普勒导航

利用多普勒效应，通过测取多普勒频移获得运载体的运动速度。有速度就可进行推算定位。多普勒导航广泛应用于飞机上。航海上应用多普勒计程仪，测取船舶相对地球的绝对航行速度，进行推算船位。

3 惯性导航

惯性导航是一种先进的导航方法，它是根据牛顿惯性原理，利用惯性元件来测量运载体本身的加速度，经过一次积分得到运载体的速度，再经过一次积分得到运载体的地理位置。它能提供地理位置，即纬度 φ 、经度 λ ；运动速度 V ，还能提供水平及方位基准。所以惯性导航系统是多用途，独立自主，高精度的导航系统。由于下面还将深入细致分析惯导系统原理，故此处从略。

四 组合导航

将不同的导航设备组成组合式导航系统，它能提高导航精度及可靠性。通常在组合时，以一种能连续工作且精度较高的系统为主，用其它导航系统提供校正信息，成为既可给出连续导航参数，又可提高导航参数精度，相互取长补短，性能较完善的导航系统。往往以惯性导航系统为主系统，辅助以其它导航设备或系统构成组合系统。常见的组合方式有：

1 外速度阻尼方式

以测速设备测得运载体速度，将此速度引入惯导系统，使惯导系统振荡得以阻尼，且能抑制随机干扰引起的系统误差，提高系统精度。

2 外位置阻尼方式

将外部位置信息，如纬度 φ ，与惯导系统输出纬度相比较，通过阻尼网络加入惯导系统，使惯导系统阻尼且提高定位精度和水平精度。

3 卫导与惯导组合

卫星导航能断续提供高精度的经纬度信息，且具有全球覆盖、全天候、保密性好的特点，与连续工作的惯导系统组合，可以组成较理想的组合导航系统。

4 天文导航与惯导组合

天文导航是通过观测星体得到运载体的经纬度。由惯导系统给天文导航提供坐标基准，而天文导航给惯导提供校正信息，提高导航定位的精度。

5 无线电导航与惯导组合

无线电导航能连续提供位置信息。由于无线电导航系统和惯性导航系统的误差特性是完全独立的，所以组合后要比单个系统独立工作精度高与可靠性好。

6 惯导与惯导组合

两套惯导系统相互组合，可相互重调和校正，既提高了精度又提高可靠性。

在具有多种导航手段的现代化的运载体上，往往把天文、卫导、无线电和惯导系统，乃至各种普航设备都用电子计算机联系起来，组成多模式的组合导航系统，系统能自动判别各子系统的工作状态，实现各种不同的组合方式，并应用卡尔曼滤波技术，实现组合导航系统的最佳预测、平滑和滤波。

§ 1.2 惯性导航发展概况

一般说来，惯性技术是指惯性导航技术、惯性制导技术、惯性元件、惯性系统与元件的测试技术之总称。我们只介绍惯性导航及惯性元件两方面的发展史、现状及发展趋势。

一 惯性导航发展简史

惯性技术的历史应追溯到利用惯性原理制成仪表时开始，用惯性原理制成仪表而又用于导航，那要算陀螺罗经了。自 1852 年傅科提出报告开始，在许多科学家的不断努力下，船用的陀螺罗经在 1908 年底完成。它是安修茨博士创立的，以后又出现了其它许多种罗经，直至今天的平台罗经。罗经只能给出方位基准或者方位及水平基准，还不能自动定位。

惯性制导最先出现在德国，1942 年德国的一些科学家将陀螺仪和加速度计应用于 V-2 火箭的惯性制导系统中，首次完成定位的任务。

第二次世界大战后，惯性技术在美国和苏联迅速地发展起来，主要用于军事武器系统。惯性技术的发展是军事现代化的关键之一，惯性导航和惯性制导是在舰船、飞机及导弹等运载体和飞行器的高精度导航定位要求下发展起来的，以后在其它领域也得到广泛应用，如：航天飞行、民用航空、民用航海、矿藏勘探、石油开采、大地测绘、海洋调查、地震预报、海底救生等。由于惯性导航及惯性元件是尖端技术，所以苏联一直保密很严，很少见到这方面资料，为此只能着重介绍美国的惯性技术发展历史。

美国在发展惯性技术方面处于世界领先地位，它的突出贡献者是麻省理工学院仪表实验室主任德雷珀 (Charles Stark Draper) 博士。该实验室 1930 年开始研究惯性技术，1944 年开始研制轰炸机用自主式导航系统 FEBE，1949 年试飞。虽然 FEBE 不是惯性系统，但它给研制惯性系统打下基础。1953 年研制成功舰船惯性导航系统样机，1957 年研制出“北极星”导弹惯性制导系统样机，1964 年研制出“阿波罗”飞船惯性系统样机，从而使它成为惯性技术发展中心。麻省理工学院仪表实验室于 1973 年 7 月 1 日改名为德雷珀实验室公司。

北美航空公司机电工程部，四十年代末期开始研究惯性技术，1955 年改名为奥特奈蒂克斯集团，其中的电子系统集团是研究及生产惯导的单位。从 1946 年开始研制“娜伐霍” (Navaho) 亚音速飞航导弹的惯性系统 XN-1，1950 年试飞。1954 年开始研制潜

艇用惯导系统, 1958年研制出N6A(MK1)型舰船惯导系统, 装在核潜艇“缸鱼”号上, 成功地进行了穿越北极的试验。1959年研制出N7A(MK2)型舰船惯导系统, 装在第一艘弹道导弹核潜艇“华盛顿”号上。1964年研制出采用陀螺监控技术的MK2 Mod3型舰船惯导系统, 1968年研制出MK2 Mod6惯导系统, 1972年静电陀螺导航系统XN88问世, 1976年生产静电陀螺监控器系统, 并研制和生产了MK2 Mod7舰船惯导系统。1980年研制出船用捷联式导航仪N2000。除研制出上述船用惯导系统外, 还研制出大量导弹及飞机用的制导及惯导系统, 大量的惯性元件(陀螺仪、加速度计), 导航计算机及惯导测试设备。

这里还应提到德国火箭专家冯·布劳恩和他的同事们在发展惯性导航所起的作用。二次世界大战后, 冯·布劳恩及其研制小组, 在V-2火箭基础上先后研制出“红石”、“丘辟特”和“潘兴”等弹道导弹的制导系统。“红石”兵工厂后来成为美国国家宇航局(NASA)的惯性部。

二 惯性导航现状

目前国际上惯性导航所处的水平, 以德雷珀博士的观点, 现在正在使用的惯性系统多数是第二代。德雷珀按定位精度将系统及惯性元件分为四代, 四十年代以前没有组成惯性系统, 只有地平仪及方位仪等定向仪表, 这为第一代。从V-2火箭制导中应用加速度计作为测量元件来确定位置开始, 直到目前使用的多数惯导系统和惯性元件属于第二代, 精度为定位精度约几百英尺, 速度误差约每小时几千英尺。从七十年代开始研制第三代惯性技术, 希望精度要比第二代提高两个数量级, 目前有小部分工程样机正在试验。从七十年代末开始设计的第四代惯性系统, 应用现代科学技术, 预计定位精度小于0.3m, 速度误差小于0.3m/h。

与系统相适应, 也将惯性元件分为四代。第一代陀螺为飞机上使用的地平仪及方位仪中的陀螺。第二代陀螺漂移约为 $0.3\sim 3\times 10^{-3}$ (°/h), 加速度计的阈值为 $(10^{-3}\sim 10^{-5})g$ 。第三代陀螺漂移为 $(3\times 10^{-3}\sim 3\times 10^{-5})$ (°/h), 加速度计的阈值为 $(10^{-5}\sim 10^{-7})g$ 。第四代惯性元件期望值要比第三代还要高出两个数量级。

目前, 国外用于惯性系统的惯性元件种类很多, 陀螺仪的类型有: 液浮陀螺, 动压气浮陀螺, 挠性陀螺, 静电陀螺和激光陀螺等。加速度计的类型有: 陀螺摆式积分加速度计, 液浮摆式加速度计, 挠性摆式加速度计, 脉冲积分摆式加速度计等。用于MK2舰船惯导系统的G7B陀螺仪的漂移为 $0.001^\circ/\text{h}$, 而AN/WSN-5船用惯导系统的二自由度陀螺仪的漂移为 $0.003^\circ/\text{h}$ 。船用惯导系统的加速度计16PMP1A是一种脉冲积分摆式加速度计, 其阈值为 $5\times 10^{-5}g$ 。

由于舰船惯导系统使用时间长, 精度要求高等特点, 所以多采用平台式结构。在六十年代初出现了陀螺监控技术, 系统性能有明显改善。用于“北极星”核潜艇的MK2系统, 每天定位精度 $0.8\sim 1.6\text{nmile}$ 。据1971年10月14日鲍瑞特在美国导航学会国家航海会议上透露, 船用惯导最好水平基准精度为 $11''$ 左右, 最好航向精度 $15''$ 左右, 速度精度 0.4kn 左右。美国“阿波罗”海上跟踪船用的惯导系统与星体跟踪器组合使用, 定位精度可达 $244\sim 609\text{m}$ 。

除平台式惯性导航系统外, 用于飞机、导弹、航天器上的各种捷联式惯性导航系统

也相继出现。

三 发展趋势

惯性导航发展之快是惊人的。现正朝着高精度、高可靠性、低成本方向发展。就提高精度而言,有惯导系统技术方案的研究,最佳控制的应用,新型惯性元件的研制及组合导航等方面进行探索。现在存在两种发展惯导系统的基本途径,一种途径是着重从方案和系统技术上来提高惯导系统精度,另一种是着重从研究新的惯性元件,提高惯性元件精度从而提高惯导系统的精度。

系统方面看,捷联式方案发展很快,特别应用在航天器上。组合导航在卫星导航发展成熟条件下也有了较快发展。

国外在系统技术方面应用了新的科学技术,卡尔曼滤波技术在惯导中得到了应用,实现最佳控制,解决陀螺随机漂移对系统精度的影响。监控器技术应用,提高了惯导系统精度。监控技术在惯导中使用,有陀螺壳体旋转,平台旋转, H 调制等,从而提高了惯导系统的精度。再有应用精度高的新型惯性元件构成惯导,如静电陀螺船用惯导系统,机载挠性陀螺惯导系统,机载静电陀螺导航系统,激光陀螺捷联式飞机导航系统。在更新型的导弹及航天器的制导系统中将采用新型液浮平台-高级惯性基准球,提高制导的精度。

在惯性元件研制方面,一是在已有的惯性元件基础上应用新技术,如德雷珀实验室设计的第三代陀螺仪,它是利用了磁悬浮技术的单自由度陀螺仪,其漂移达到 $0.000015^\circ/\text{h}$ 。另一是新型陀螺仪研制,如静电陀螺 SPN-GYRO,其漂移稳定性优于 $0.0004^\circ/\text{h}$,它已用于机载惯导系统 AN/ASN-131 中。惯性元件的加速度计,摆式力平衡式是精度最高的,而挠性摆式是有其发展前途。

§ 1.3 惯导系统基本工作原理

惯性导航是一种先进的导航方法,但实现导航定位的原理,却非常简单。它是通过测量运载体本身的加速度来完成导航任务的。根据牛顿惯性原理,利用惯性元件(陀螺仪、加速度计)测量出运载体的加速度,经过积分和运算,便可获得速度和位置,供导航使用。

一 惯性导航简化原理

假设在运载体(舰船、飞机、导弹、航天器等)内装有一个三轴稳定平台,三根轴分别稳定在地理坐标系的三轴上,即指向东、北及天顶。在这个陀螺稳定平台上分别装有沿东向和北向的两个加速度计 A_E 、 A_N ,用来测量运载体东西方向及南北方向的加速度。假若地球不动。

简化惯性导航原理如图 1.3.1 所示。

将加速度计测出的加速度讯号 a_E 、 a_N ,进行一次积分,与初始速度 V_{N_0} 、 V_{E_0} 相加,得到运载体速度分量,即: