



数据加载失败，请稍后重试！

导 航 系 统

袁 信 俞 济 祥 陈 哲 编 著

17.7.3.1.18

(京)新登字 161 号

内 容 简 介

本书介绍了各种导航系统的工作原理及其和惯性导航系统的综合方法和综合后的性能。重点介绍了惯性导航系统和 GPS 全球定位系统的有关理论与技术,以及 GPS/惯性综合导航系统、地形辅助惯性综合导航系统和容错综合导航系统。

本书作为惯性技术及其导航设备专业和飞行器控制、制导与仿真专业的研究生教材,也可供从事导航、制导技术的工程技术人员参考。

导 航 系 统

袁 信 俞 济 祥 陈 哲 编 著

航空工业出版社出版发行
(北京市安定门外小关东里 14 号)
— 邮政编码: 100029 —
全国各地新华书店经售
南京航空航天大学印刷厂印刷

1993 年 12 月第 1 版 1993 年 12 月第 1 次印刷
开本: 787×1092 1/16 印张: 17.5
印数: 1—1000 字数: 436 千字

ISBN 7-80046-595-0/G·105

定价: 8.40 元

前 言

导航定位技术是现代科学技术中一门重要的技术学科,在航空、航天、航海和许多民用领域都得到广泛的应用。随着科学技术的发展,特别是现代化的战争,对导航定位的精度和可靠性都提出了很高的要求,单一的导航系统已难以满足要求。把两种或多种导航系统综合起来,应用最优估计理论,形成最优综合导航系统或最优容错综合导航系统,便成为导航定位技术的发展方向。

本书就是以综合导航系统为核心,介绍了惯性导航系统和其他各种导航系统的原理,以及以惯性导航为主的各种综合导航的综合设计方法和系统性能分析。全书共九章:

- 第一章 概论;
- 第二章 惯性导航系统;
- 第三章 导航星全球定位系统;
- 第四章 其他导航系统;
- 第五章 导航系统最优综合方法和特点;
- 第六章 GPS/惯性综合导航系统;
- 第七章 地形辅助惯性导航系统;
- 第八章 其他惯性综合导航系统;
- 第九章 导航系统中的容错技术。

本书是惯性技术及其导航设备专业和飞行器控制、制导与仿真专业的研究生教材,编写大纲是由南京航空航天大学、西北工业大学、北京航空航天大学三校共同讨论制订的。在编写中,既注意了内容的系统性,也充分注意了内容的先进性,妥善处理了内容的深度和广度。其中许多内容是编著者近期的科研成果。

本书第二、三、六章及 4.1、4.3、4.4、8.1、8.4 节由袁信编写;第一、五章及 4.2、8.2 节由俞济祥编写;第七、九章及 4.5、8.3 节由陈哲编写。张汉国同志在第九章的编写中做了大量工作。全书由袁信主编。万德钧教授对原稿进行了审阅,提出了许多宝贵意见,编著者表示衷心感谢。

书中存在的缺点和错误,敬请读者批评指正。

编著者

1992年11月

目 录

第一章 概论	(1)
1.1 引言	(1)
1.2 地球几何形状与重力场	(2)
1.3 地球导航的定位方法	(7)
1.4 导航用坐标系	(12)
复习思考题.....	(13)
第二章 惯性导航系统	(15)
2.1 概述	(15)
2.2 平台式惯导系统的工作原理	(21)
2.3 捷联式惯导系统的工作原理	(30)
2.4 惯性导航系统的误差分析	(48)
2.5 惯性导航系统的初始对准	(58)
复习思考题.....	(69)
参考文献.....	(70)
第三章 导航星全球定位系统	(71)
3.1 GPS 全球定位系统的组成	(71)
3.2 GPS 全球定位系统的工作原理	(74)
3.3 GPS 信号结构和导航电文	(89)
3.4 GPS 接收机的工作原理和类型	(92)
3.5 GPS 误差和误差模型	(99)
3.6 GPS 完整性要求和实现完整性的方法	(103)
3.7 差分 GPS 及伪卫星技术介绍.....	(106)
复习思考题.....	(108)
参考文献.....	(108)
第四章 其他导航系统	(109)
4.1 多普勒导航系统	(109)
4.2 VOR/DME 近距无线电导航系统	(116)
4.3 远程无线电导航系统	(118)
4.4 相对导航	(122)
4.5 天文导航	(128)
复习思考题.....	(133)
参考文献.....	(133)
第五章 导航系统最优综合方法和特点	(135)

5.1	概述	(135)
5.2	卡尔曼滤波原理	(135)
5.3	系统可观测性在综合导航中的意义	(147)
5.4	综合滤波器中惯导误差方程的坐标系问题	(153)
5.5	综合导航系统性能仿真方法	(160)
5.6	综合滤波器的设计步骤	(168)
5.7	多套惯导系统最优综合的意义	(170)
	复习思考题.....	(173)
	参考文献.....	(174)
第六章	GPS/惯性综合导航系统	(175)
6.1	概述	(175)
6.2	GPS/惯性综合模式.....	(175)
6.3	位置、速度综合.....	(178)
6.4	伪距、伪距率综合.....	(190)
6.5	惯性速度辅助 GPS 接收机环路.....	(196)
	复习思考题.....	(203)
	参考文献.....	(203)
第七章	地形辅助惯性导航系统.....	(205)
7.1	地形辅助导航技术概述	(205)
7.2	地形辅助惯性导航系统的数学模型	(211)
7.3	数字地图与地形随机线性化技术	(217)
	复习思考题.....	(225)
	参考文献.....	(226)
第八章	其他惯性综合导航系统.....	(227)
8.1	多普勒/惯性综合导航系统.....	(227)
8.2	VOR/DME/惯性综合导航系统	(232)
8.3	罗兰/惯性综合导航系统.....	(240)
8.4	天文/惯性综合导航系统.....	(242)
	复习思考题.....	(248)
	参考文献.....	(249)
第九章	导航系统中的容错技术.....	(250)
9.1	概述	(250)
9.2	余度传感器结构的故障容错	(251)
9.3	分散滤波及联合滤波算法	(262)
9.4	系统级的故障检测及隔离	(268)
9.5	容错综合导航系统举例	(271)
	复习思考题.....	(273)
	参考文献.....	(274)

第一章 概 论

1.1 引 言

将航行载体从起始点引导到目的地的技术或方法称为导航。导航所需的最基本导航参数就是载体的即时位置、速度和航向。早期飞机上测量导航参数的仪表称为导航仪表,由于测量手段日趋完善和复杂,目前测量导航参数的设备称为导航系统。

早期飞机的导航方法是依靠飞行前制订的飞行计划来确定飞行路径,飞行中依靠磁罗盘、无线电罗盘、速度表和时钟等导航仪表来保持既定航向、速度和大致判别飞行路径,并在可能的条件下用目视地形和明显建筑物的方法来监视飞行路径的正确性和寻找目的地。60年代以后,机载惯性导航系统、多普勒导航系统和各种无线电导航系统相继问世。这些系统都能连续提供飞机的即时位置信息,结合计算机中存储的飞行路径中各航路点位置信息,可以计算出各种可用来纠正飞机航行偏差、指导正确航行方向的制导参数,如应飞航迹角、偏航距和待飞距离(待飞时间)。惯导系统和多普勒导航系统还可计算出航迹角误差。以上参数示意图 1.1(图中还示出真航向、航迹角、偏流角和地速 v)。

飞机导航系统的制导参数是利用给定飞行计划和系统导航参数派生(计算)出来的。利用制导参数和飞机操纵规律,可以计算出飞机的操纵指令,通过飞行控制系统,可实现飞机的航行自动化。按给定的飞行计划飞行,常因飞行条件和任务的改变而不可能实现。随着科学技术的发展,80年代民用飞机以经济、准时、安全为目的,发展了飞行管理系统;军用飞机以完成军事任务为目的,发展了飞行综合控制系统。这些系统都能在任务和地理、气象情况改变的条件下自动计算出最优的飞行路径,并将飞行控制系统和导航系统组合在一起,完成飞行

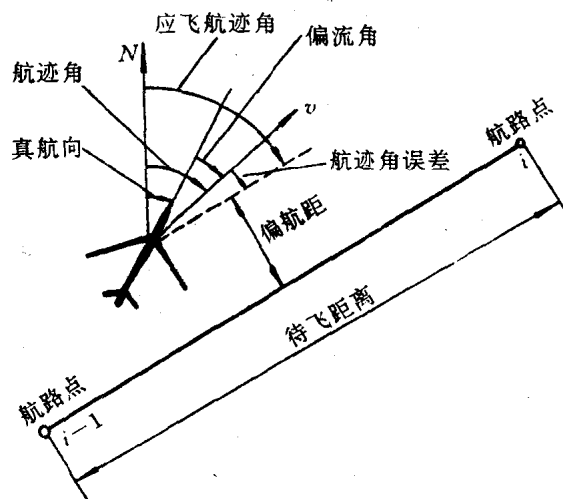


图 1.1 飞机制导参数示意图

任务。这种系统对导航系统的准确性和可靠性提出了更高的要求,促使导航系统向综合化和容错化发展,即发展以惯性导航系统为主体的各种综合导航系统和容错综合导航系统。

国外已装机应用的综合导航系统有天文/惯性综合导航系统、VOR/DME/惯性综合导航系统、多普勒/惯性综合导航系统和罗兰/惯性综合导航系统等。70年代发展起来的导航

星全球定位系统 GPS, 具有全球性、高精度实时三维定位测速能力, 更显示出它的优越性能和潜在能力, 以致有人称它为导航技术的新突破, 并预示着它和惯导综合的导航系统将是本世纪 90 年代乃至 21 世纪初最理想的航行载体导航系统。随着计算机巨大容量存储器件的可能实现, 另一种有发展前途的综合导航系统就是地形辅助惯性综合导航系统。

1.2 地球几何形状与重力场

飞机导航参数中最基本的参数是即时位置, 也就是飞机相对地球的位置。为了了解如何描述飞机相对地球的位置, 首先必须讨论地球的几何形状。

1.2.1 地球形状的描述

由于地球绕其极轴转动, 所以赤道各处的地球半径较极轴方向的半径长, 地球类似一个旋转椭球体。但地球表面有高山、盆地, 它的真实形状是很不规则的(见图 1.2 中 P'' 所在的表面, 图中 P 点为载体所在位置)。这种不规则的真实地球体无法用数学模型表达, 所以在导航中不用它来描述地球形状。

海洋中各处的海平面与该处重力矢量相垂直, 若设想地球被海洋全部包围, 则各处海平面所形成的地球形状称为大地水准体, 它在各处的局部表面称为大地水准面(见图 1.2 中 P' 点所在的虚线表面)。大地水准体体现了地球各处重力矢量的分布情况, 且因地球各处经纬度的测量与重力测量有关, 所以用大地水准体表示地球形状是比较合理的。但地球形状不规则, 各处质量不均匀, 大地水准体还只是一个近似的旋转椭球体, 仍不能用数学模型来表达。

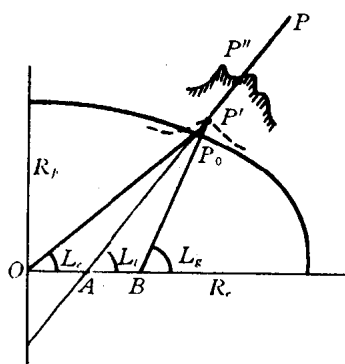


图 1.2 地球形状

在测量各处大地水准面的基础上, 采用差异的平方和最小的准则, 可以将大地水准体用一个有确定参数的旋转椭球体来逼近代替, 这种旋转椭球体称为参考旋转椭球体, 简称参考椭球或椭球(见图 1.2 中 P_0 点所在的椭球)。

最后还应指出, 圆球体仍可在一定近似条件下描述地球形状, 例如在分析导航系统误差时, 地球半径就可用平均半径代替, 这就意味着将地球近似为圆球体。

1.2.2 垂线、纬度和高度

地球表面某点常用的垂线和纬度有如下几种(见图 1.2)。

1. 地心垂线和地心纬度 参考椭球上 P_0 点到地球中心的连线 P_0O 称为地心垂线; P_0O 与赤道平面的夹角 L_c 为地心纬度。

2. 地理(测地)垂线和地理(测地)纬度 参考椭球上 P_0 点的法线 P_0A 为地理垂线; P_0A 与赤道平面的夹角为地理纬度 L_g 。地理纬度是大地测量工作中所需测量的参数。在本书以后的叙述中, 除非特别说明, 否则纬度 L 指的就是地理纬度 L_g 。

3. 天文垂线和天文纬度 参考椭球上 P_0 点法线方向对应的大地水准面 P' 点的重力方向称为天文垂线。天文垂线与赤道平面的夹角在子午面内的分量可用天文测量的方法测

定,故称为天文纬度 L_g 。图中假设天文垂线在子午面内,则 P_0B 表示天文垂线。 L_g 与 L_i 的差别很小。

若载体在 P 点, PP_0A 为 P 点对应的参考椭球上 P_0 点的法线, PP_0A 交地球真实地形线于 P'' 点, 交大地水准线于 P' 点, 则 PP_0 称为飞行高度 H (或简称高度), PP' 称为海拔高度或绝对高度 h , PP'' 为相对高度, $P'P''$ 为当地海拔, P_0P' 为大地起伏。大地起伏同样是大地测量工作所需测量的参数, 常用 N 表示。 P 点大气压力相对于标准大气压力换算的高度称为气压高度, 在气压分布和温度分布标准化的条件下, 气压高度相当于绝对高度。

必须指出, 严格讲, 不论哪种高度, 指的都是当地大地水准面法线方向的长度。但大地水准面法线不易用数学模型描述, 因此, 常用参考椭球面上当地法线来代替, 上述各种高度定义都是在这种前提下作出的。

1.2.3 参考旋转椭球体介绍

参考椭球的赤道平面是圆平面, 所以参考椭球可用赤道平面半径(即长半径) R_e 和极轴半径(即短半径) R_p 来描述, 或用长半径 R_e 和椭圆度(扁率) f 来描述,

$$f = \frac{R_e - R_p}{R_e} \quad (1.1)$$

大地测量还常用偏心率 e 来描述参考椭球的椭圆程度, 即

$$\text{第一偏心率} \quad e = \frac{\sqrt{R_e^2 - R_p^2}}{R_e} \quad (1.2)$$

$$\text{第二偏心率} \quad e' = \frac{\sqrt{R_e^2 - R_p^2}}{R_p} \quad (1.3)$$

直至目前为止, 各国采用的参考椭球已不下十余种, 但大部分都是仅在局部地区测量大地水准面的基础上确定的, 仅对某些局部地区适用。世界上部分参考椭球列于表 1.1。

表 1.1 世界上部分参考椭球参数

名 称	R_e (m)	$1/f$	使用国家或地区
克拉索夫斯基(1940)	6378245	298.3	苏 联
1975 年国际会议 推荐的参考椭球	6378140	298.257	中 国 ^①
贝塞耳(1841)	6377397	299.15	日本及中国台湾省
克拉克(1866)	6378206	294.98	北 美
海福特(1910)	6378388	297.00	欧洲、北美及中近东
WGS-84(1984)	6378137	298.257	全 球 ^②

① 我国在解放后采用克拉索夫斯基椭球, 1980 年起采用此椭球。

② WGS-84 系美国国防部地图局于 1984 年制订的全球大地坐标系, 表中所列数据系指 WGS-84 坐标系所选定的参考椭球(见 1.3.3 节)。

1.2.4 参考旋转椭球曲率半径

我们知道, 曲面上某动点前进方向的曲率是描述曲面沿该方向的弯曲程度。曲率半径 R

是曲率的倒数,即

$$R = \lim_{\Delta\varphi \rightarrow 0} \left| \frac{\Delta s}{\Delta\varphi} \right| = \left| \frac{ds}{d\varphi} \right| \quad (1.4)$$

式中 Δs 为小量位移; $\Delta\varphi$ 为小量位移角。

曲率半径也是描述动点速度 v 与角速度 ω 之间关系的参数,即

$$v = R\omega \quad (1.5)$$

式中 $v = ds/dt$; $\omega = d\varphi/dt$ 。

导航中经常需要从载体相对地球的位移或速度求取载体经纬度或相对地球的角速度,所以必须研究参考椭球表面各方向的曲率半径。(注:除非特别说明,否则以后本书中提及的参考椭球与地球两词意义相同。)

一、参考椭球主曲率半径

参考椭球子午圈上各点的曲率半径 R_M 和卯酉圈(它所在的平面与子午面垂直)上各点

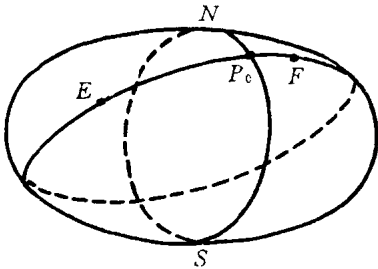


图 1.3 子午圈与卯酉圈

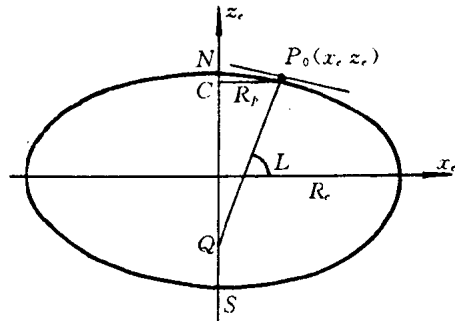


图 1.4 子午面椭圆

的曲率半径 R_N 称为主曲率半径,图 1.3 中 EP_0F 弧段即 P_0 点卯酉圈的部分弧段。下面求 R_M 和 R_N 各与纬度 L 的关系式。

设参考椭球上 P_0 点所在子午面如图 1.4 所示,则由椭圆方程

$$\frac{z_r^2}{R_p^2} + \frac{x_r^2}{R_r^2} = 1 \quad (1.6)$$

可得

$$\frac{dz_r}{dx_r} = -\frac{R_p^2}{R_r^2} \frac{x_r}{z_r} = -\text{ctg}L \quad (1.7)$$

从(1.1)和(1.2)式可得

$$\frac{R_p^2}{R_r^2} = (1-f)^2 = 1-e^2 \quad (1.8)$$

利用上式的第一关系式,代入(1.7)式得

$$z_r = (1-f)^2 x_r \text{tg}L$$

再代入(1.6)式有

$$x_r = \frac{R_r}{\sqrt{(1-f)^2 \text{tg}^2 L + 1}} \quad (1.9)$$

则

$$z_r = (1-f)^2 x_r \operatorname{tg} L = \frac{(1-f)^2 R_r \operatorname{tg} L}{\sqrt{(1-f)^2 \operatorname{tg}^2 L + 1}} = \frac{(1-f)^2 R_r}{\sqrt{(1-f)^2 + \operatorname{ctg}^2 L}} \quad (1.10)$$

根据曲率半径定义(1.4)式,可推导出子午面内曲率半径 R_M 为

$$R_M = \left[1 + \left(\frac{dz_r}{dx_r} \right)^2 \right]^{3/2} \bigg/ \frac{d^2 z_r}{dx_r^2} \quad (1.11)$$

由(1.7)式得

$$\frac{d^2 z_r}{dx_r^2} = \frac{1}{\sin^2 L} \frac{dL}{dx_r} \quad (1.12)$$

由(1.9)式得

$$\frac{dx_r}{dL} = - \frac{(1-f)^2 R_r \operatorname{tg} L \sec^2 L}{[(1-f)^2 \operatorname{tg}^2 L + 1]^{3/2}} \quad (1.13)$$

将(1.13)式代入(1.12)式,并将(1.12)和(1.7)式代入(1.11)式,得

$$R_M = \frac{(1-f)^2 R_r / \cos^3 L}{[(1-f)^2 \operatorname{tg}^2 L + 1]^{3/2}} = \frac{(1-f)^2 R_r}{[(1-f)^2 \sin^2 L + \cos^2 L]^{3/2}} \quad (1.14)$$

略去 f^2 二阶微量项,得

$$R_M \approx \frac{(1-2f)R_r}{(1-2f\sin^2 L)^{3/2}} \approx R_r (1-2f+3f\sin^2 L) \quad (1.15)$$

或表示为

$$\frac{1}{R_M} \approx \frac{1}{R_r} (1+2f-3f\sin^2 L) \quad (1.16)$$

得到子午面内纬度为 L 处的曲率半径 R_M 后,就可从载体的北向对地速度 v_N 求出载体相对地球沿东向的转动角速度 ω_E ,或纬度的负变化率,即

$$\omega_E = -\dot{L} = -v_N/R_M \quad (1.17)$$

载体以东向对地速度 v_E 沿纬线圈飞行产生极轴方向的角速度 ω_x ,因为纬线圈是圆,所以有(见图 1.4)

$$\omega_x = \dot{\lambda} = \frac{v_E}{P_0 C} = \frac{v_E}{x_r} \quad (1.18)$$

北向角速度 ω_N 是极轴方向角速度的分量,即

$$\omega_N = \omega_x \cos L = \frac{v_E}{P_0 C} \cos L = \frac{v_E}{P_0 Q} \quad (1.19)$$

ω_N 也是载体以东向对地速度 v_E 沿卯酉圈飞行所产生的相对地球的角速度,即

$$\omega_N = v_E/R_N \quad (1.20)$$

故卯酉圈曲率半径 R_N 为

$$R_N = P_0 Q = \frac{P_0 C}{\cos L} = \frac{x_r}{\cos L} \quad (1.21)$$

将(1.9)式代入上式,可得

$$R_N = \frac{R_r}{[(1-f)^2 \sin^2 L + \cos^2 L]^{1/2}} \quad (1.22)$$

略去 f^2 二阶微量项,可得

$$R_N \approx \frac{R_e}{[1 - 2f\sin^2 L]^{1/2}} \approx R_e(1 + f\sin^2 L) \quad (1.23)$$

或表示为

$$\frac{1}{R_N} \approx \frac{1}{R_e}(1 - f\sin^2 L) \quad (1.24)$$

比较(1.15)式和(1.23)式可以看出, $R_N > R_M$ 。

二、任意方向的曲率半径

与从 ω_N 和 v_E 之间的关系求得主曲率半径 R_N 一样, 我们同样可以从任意方向的对地速度与角速度之间的关系求得参考椭球上任意方向的曲率半径。

如图 1.5, 设水平面上 x 和 y 轴方向分别偏离 E 和 N 方向 α 角, 则载体绕 x, y 轴方向相对地球的角速度 ω_x 和 ω_y 各为

$$\begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\alpha & \sin\alpha \\ -\sin\alpha & \cos\alpha \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_E \\ \omega_N \end{bmatrix} \quad (1.25)$$

从(1.17)和(1.20)式, 有

$$\begin{bmatrix} \omega_E \\ \omega_N \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -v_N/R_M \\ v_E/R_N \end{bmatrix} \quad (1.26)$$

而

$$\begin{bmatrix} v_E \\ v_N \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\alpha & -\sin\alpha \\ \sin\alpha & \cos\alpha \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v_x \\ v_y \end{bmatrix} \quad (1.27)$$

故

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} -(\frac{1}{R_M} - \frac{1}{R_N})\sin\alpha\cos\alpha & -(\frac{\sin^2\alpha}{R_N} + \frac{\cos^2\alpha}{R_M}) \\ (\frac{\cos^2\alpha}{R_N} + \frac{\sin^2\alpha}{R_M}) & (\frac{1}{R_M} - \frac{1}{R_N})\sin\alpha\cos\alpha \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v_x \\ v_y \end{bmatrix} \\ &\triangleq \begin{bmatrix} -\frac{1}{R_x} & -\frac{1}{R_y} \\ \frac{1}{R_x} & \frac{1}{R_y} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v_x \\ v_y \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (1.28)$$

式中

$$\left. \begin{aligned} \frac{1}{R_x} &= \frac{\cos^2\alpha}{R_N} + \frac{\sin^2\alpha}{R_M} \\ \frac{1}{R_y} &= \frac{\sin^2\alpha}{R_N} + \frac{\cos^2\alpha}{R_M} \\ \frac{1}{\tau_x} &= (\frac{1}{R_M} - \frac{1}{R_N})\sin\alpha\cos\alpha \end{aligned} \right\} \quad (1.29)$$

R_x 和 R_y 就是 x 方向和 y 方向的曲率半径; $1/\tau_x$ 称为挠曲率。参考椭球沿南北方向或东西方向的曲率半径是位于子午圈或卯酉圈平面的。但参考椭球沿其他方向的曲率半径有挠曲现象, 它并不位于该方向的大圆平面内, 这使 ω_x 不单由 v_x 产生, v_x 也产生 x 方向的角速度。(1.28)式中 $1/R_x, 1/R_y$ 和 $1/\tau_x$ 组成的矩阵可称参考椭球任意方向上的曲率阵。从(1.29)式

还可看出,随着 α 角的不同, R_x, R_y 值介于 R_N 和 R_M 值之间,这些就是 R_N 和 R_M 称为主曲线半径的原因。

1.2.5 重力场

地球周围空间的物体都受到地球重力的作用,地球重力在地球周围形成重力场。地球表面 P 点的重力 g (确切讲是重力加速度)是引力 G (确切讲是引力加速度)和负方向的地球转动向心加速度(即单位质量的离心惯性力) $-\Omega \times (\Omega \times R)$ 的合成(见图 1.6),即

$$g = G - \Omega \times (\Omega \times R) \quad (1.30)$$

式中 R 为 P 点相对地球中心的位置矢量; Ω (或表示为 ω_e)为地球转动(包括自转和公转)角速度,国际天文学协会(IAU)提供的数值为 $\Omega = 7292115.1467 \times 10^{-11} \text{ rad/s} \approx 15.04108(^{\circ})/\text{h}$ 。

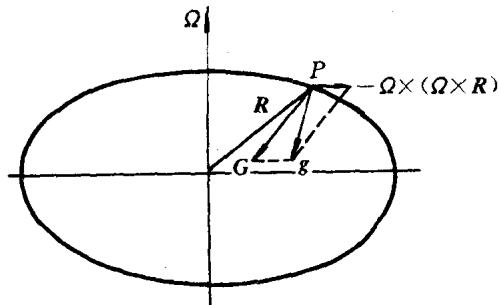


图 1.6 重力矢量图

按参考椭球参数,理论上可计算出不同纬度处的重力。WGS-84 全球大地坐标系体系选用的重力解析式如下:

$$g = g_e(1 + k\sin^2L)/(1 - e^2\sin^2L)^{1/2} \quad (1.31)$$

式中 $k = [R_p g_p / (R_e g_e)] - 1$; g_e 和 g_p 分别为参考椭球赤道和极点的理论重力; L 为地理纬度; e 为参考椭球第一偏心率。WGS-84 的重力数值式为

$$g = 978.03267714 \times (1 + 0.00193185138639\sin^2L) / (1 - 0.00669437999013\sin^2L)^{1/2} \quad (1.32)$$

由于地球形状不规则,质量分布不均匀,所以地球上某点实际测量的重力数值与理论值有差别,大地测量把这种差别称为重力异常。实测的重力方向(大地水准面的垂直方向)与该点在参考椭球处的法线方向也不一致,这种偏差称为垂线偏斜。常用南北方向和东西方向的两个偏斜角(ξ 和 η)来表示垂线偏斜, ξ 就是天文纬度与地理纬度的夹角。垂线偏斜一般为角秒数量级,最大不超过 $20''$,但与 g 有关的精密导航方法(例如高精度惯性导航)必须考虑这种影响。重力异常和两个垂线偏斜角都是大地测量工作中所需测量的参数。

1.3 地球导航的定位方法

1.3.1 地球导航的两种定位方法

地球导航的定位方法,除了短距离航行或着陆飞行等某些特殊情况采用相对地面上某点的相对定位方法以外,一般都以地球中心为原点,采用某种与地球相固连的坐标系作为基准的定位方法。常用的有两种,即空间直角坐标系定位方法和经纬度与高度的定位方法。

一、空间直角坐标系定位方法

坐标系原点为参考椭球的中心, x 轴和 y 轴位于赤道平面, x 轴通过零子午线(有时将空间直角坐标系定义为 y 轴通过零子午线), z 轴与椭球极轴一致,地面上空载体 P 的坐标即以 x, y, z 来表征(见图 1.7)。

空间直角坐标系在某些长距离无线电定位系统、GPS 全球定位系统以及导弹和空间载体的定位方法中经常用到。

二、经纬度和高度的定位方法

利用与椭球固连的直角坐标系和椭球本身作为基准,根据载体的高度和所在地面的经纬度,就可确定载体 P 相对于椭球的位置(见图 1.7)。

1.3.2 两种定位方法的定位参数变换

导航计算中有时需将两种定位方法的定位参数进行相互变换。

一、从经纬度和高度变换为空间直角坐标

若已知载体经度 λ , 纬度 L 和高度 H , 则有

$$x = PQ \cos L \cos \lambda$$

$$y = PQ \cos L \sin \lambda$$

由高度定义和(1.21)式,可知

$$PQ = PP_0 + P_0Q = H + R_N$$

故有

$$x = (R_N + H) \cos L \cos \lambda \quad (1.33)$$

$$y = (R_N + H) \cos L \sin \lambda \quad (1.34)$$

若不考虑高度 H , 则可从(1.7)和(1.8)式求得 z 为(见图 1.4)

$$z = x_e (1 - f)^2 \operatorname{tg} L$$

式中 x_e 相当于图 1.7 中的 ON , $ON = R_N \cos L$, 故有

$$z = R_N (1 - f)^2 \sin L \quad (1.35)$$

从图 1.7 中几何关系可知,上式中 $R_N (1 - f)^2$ 相当于图中 P_0A , 故考虑高度 H 后, z 为

$$z = [R_N (1 - f)^2 + H] \sin L \quad (1.36)$$

(1.33)、(1.34)和(1.36)式即为从 λ, L, H 向空间直角坐标 x, y, z 的变换式。

二、从空间直角坐标变换为经纬度和高度

从(1.33)和(1.34)式有

$$\lambda = \operatorname{tg}^{-1} \frac{y}{x} \quad (1.37)$$

若 $H=0$, 则从(1.33)、(1.34)和(1.36)式有

$$L = \operatorname{tg}^{-1} \left[\frac{1}{(1-f)^2} \frac{z}{\sqrt{x^2 + y^2}} \right] \quad (1.38)$$

或

$$L = \operatorname{tg}^{-1} \left[\frac{R_p^2}{R_p^2} \frac{z}{\sqrt{x^2 + y^2}} \right] \quad (1.39)$$

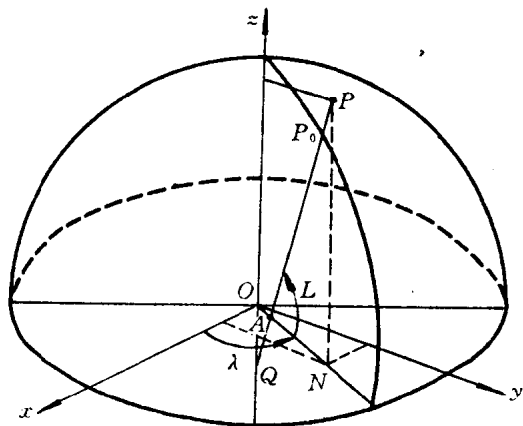


图 1.7 两种定位方法

若 $H \neq 0$, 则因 L 还与 R_N 有关, 而 R_N 本身又是纬度的函数, 所以求不出 L 的解析显式。但当 H 已知且不太大时, 可用以下近似式求纬度, 即

$$L \approx \operatorname{tg}^{-1} \left[\left(\frac{R_e + H}{R_p + H} \right)^2 \frac{z}{\sqrt{x^2 + y^2}} \right] \quad (1.40)$$

当 $H = 10\text{km}$, $L = 45^\circ$ 时, 上述近似式的误差 $\Delta L = 0.0035''$, 相当于南北方向的距离误差为 10cm 。所以对大气层内近地导航来讲, 如果 H 已知, 则采用近似式(1.40)求纬度是合适的。

但如果 H 也需从直角坐标 x, y, z 中求出, 则可采用迭代法, 先求出纬度 L , 再求高度 H 。即

$$\left. \begin{aligned} (R_N + H)_{i+1} &= x / (\cos L_i \cos \lambda) \\ R_{N_{i+1}} &= \frac{R_e}{[\cos^2 L_i + (1 - e^2) \sin^2 L_i]^{1/2}} \\ L_{i+1} &= \operatorname{tg}^{-1} \frac{(R_N + H)_{i+1}}{(R_N + H)_{i+1} - R_{N_{i+1}} e^2} \frac{z}{\sqrt{x^2 + y^2}} \end{aligned} \right\} \quad (1.41)$$

式中 e 为椭球第一偏心率, 它与扁率 f 的关系见(1.8)式。式中注有下标 i 的值即第 i 次迭代的值, L_0 可从(1.38)式求得。迭代 k 次基本稳定后, 有

$$H = (R_N + H)_k - R_{N_k} \quad (1.42)$$

1.3.3 大地坐标系

以上各节讨论了在参考椭球上定位的方法, 采用的基准是空间直角坐标系和参考椭球。从参考椭球联系到的地球, 理论上参考椭球的中心应与地球的质量中心相吻合。参考椭球也应选用一种适用于全球的椭球, 这样, 利用空间直角坐标系和参考椭球作为地球导航定位的基准是唯一的。但是, 由于各国大地测量的范围有限, 以及为了方便等原因, 各国对地球质量中心的确定都不尽相同, 采用的参考椭球也不尽相同, 即与参考椭球固连的空间直角坐标系相对地球的位置也不尽相同。这种差异, 使得采用空间直角坐标定位结果、尤其是经纬度的定位结果有所差异。

大地测量常将所选用的参考椭球以及相对地球有某种确定位置的空间坐标系称为某种大地坐标系, 这即意味着测量所得到的经纬度等参数是以某种大地坐标系为基准的。例如, 我国大地坐标系称为北京大地坐标系, 所选用的参考椭球为 1975 年国际第 16 届大地测量与地球物理联合会推荐的参考椭球, 而与参考椭球相固连的空间直角坐标系则是按我国大地测量的结果而确定的。这种适用于局部地区的大地坐标系也可称为局部大地坐标系。

由于卫星技术和遥测技术的发展, 目前已可利用卫星测量的办法取得全球性的大地测量数据, 从而拟合出适合于全球性的全球大地坐标系, 美国国防部迄今已提供过 WGS-60, 66, 72, 84 四种全球大地坐标系。现将世界上部分大地坐标系列于表 1.2, 表中原点差异 Δx , Δy , Δz 项是指其他大地坐标系原点在 WGS-84 坐标系内的位置。

1.3.4 不同大地坐标系定位参数的相互变换

两种不同大地坐标系定位参数 (λ, L, H) 的差异, 主要由参考椭球参数 (R_e, f) 的不同和

直角坐标系原点的差异($\Delta x, \Delta y, \Delta z$)所造成的。我们从(1.33)、(1.34)和(1.36)式寻求这些差异之间的关系,即

表 1.2 世界部分大地坐标系

大地坐标系名称	测量原点	参考椭球名称	适用地区	原点差异 $\Delta x, \Delta y, \Delta z(m)$
1980 北京		1975 年国际	中 国	
1942 普尔柯夫	59°46'18.55"N 30°19'42.09"E	克拉索夫斯基	苏 联	
1927 北美	39°13'26.666"N 98°32'30.506"W	克拉克	北 美	-22, +157, +180.5
1918 东京	35°39'57.51"N 139°44'40.50"E	贝塞耳	日本及我国 台湾省现用	-140, +576, +677.5
1952 欧洲	52°22'51.445"N 13°03'58.928"E	海福特	欧洲、北美 及中近东	-84, -103, -122.5
WGS-84	地 心	WGS-84	全 球	0,0,0

$$x = (R_N + H)\cos L \cos \lambda \quad (1.33)$$

$$y = (R_N + H)\cos L \sin \lambda \quad (1.34)$$

$$z = [R_N(1 - f)^2 + H]\sin L \quad (1.36)$$

且

$$R_N = \frac{R_e}{[(1 - f)^2 \sin^2 L + \cos^2 L]^{1/2}} \quad (1.22)$$

$$R_M = \frac{(1 - f)^2 R_e}{[(1 - f)^2 \sin^2 L + \cos^2 L]^{3/2}} \quad (1.14)$$

x, y, z 与经纬度(λ, L)、高度 H 以及椭球参数(R_e, f)有关,即

$$\left. \begin{aligned} x &= f_x(\lambda, L, H, R_e, f) \\ y &= f_y(\lambda, L, H, R_e, f) \\ z &= f_z(L, H, R_e, f) \end{aligned} \right\} \quad (1.43)$$

将以上三式进行全微分,有

$$\left. \begin{aligned} dx &= \frac{\partial x}{\partial \lambda} d\lambda + \frac{\partial x}{\partial L} dL + \frac{\partial x}{\partial H} dH + \frac{\partial x}{\partial R_e} dR_e + \frac{\partial x}{\partial f} df \\ dy &= \frac{\partial y}{\partial \lambda} d\lambda + \frac{\partial y}{\partial L} dL + \frac{\partial y}{\partial H} dH + \frac{\partial y}{\partial R_e} dR_e + \frac{\partial y}{\partial f} df \\ dz &= \frac{\partial z}{\partial L} dL + \frac{\partial z}{\partial H} dH + \frac{\partial z}{\partial R_e} dR_e + \frac{\partial z}{\partial f} df \end{aligned} \right\} \quad (1.44)$$

由于

$$\begin{aligned}
 \frac{\partial}{\partial L}[R_N \cos L] &= -R_N \sin L + \cos L \frac{R_e[(1-f)^2 \cos L \sin L - \cos L \sin L]}{[(1-f)^2 \sin^2 L + \cos^2 L]^{3/2}} \\
 &= \frac{-R_e \sin L [(1-f)^2 \sin^2 L + \cos^2 L] - R_e [(1-f)^2 \cos^2 L \sin L - \cos^2 L \sin L]}{[(1-f)^2 \sin^2 L + \cos^2 L]^{3/2}} \\
 &= -\frac{R_e [(1-f)^2 \sin L]}{[(1-f)^2 \sin^2 L + \cos^2 L]^{3/2}} = -R_M \sin L \\
 \frac{\partial}{\partial L}[R_N (1-f)^2 \sin L] &= R_N (1-f)^2 \cos L - \frac{(1-f)^2 \sin L R_e [(1-f)^2 \sin L \cos L - \cos L \sin L]}{[(1-f)^2 \sin^2 L + \cos^2 L]^{3/2}} \\
 &= \frac{R_e [(1-f)^2 \sin^2 L + \cos^2 L] (1-f)^2 \cos L - (1-f)^2 \sin L R_e [(1-f)^2 \sin L \cos L - \cos L \sin L]}{[(1-f)^2 \sin^2 L + \cos^2 L]^{3/2}} \\
 &= \frac{R_e (1-f)^2 \cos L}{[(1-f)^2 \sin^2 L + \cos^2 L]^{3/2}} = R_M \cos L \\
 \frac{\partial R_N}{\partial R_e} &= \frac{1}{[(1-f)^2 \sin^2 L + \cos^2 L]^{1/2}} = \frac{R_N}{R_e} \\
 \frac{\partial R_N}{\partial f} &= \frac{R_e (1-f) \sin^2 L}{[(1-f)^2 \sin^2 L + \cos^2 L]^{3/2}} = \frac{R_M \sin^2 L}{1-f} \\
 \frac{\partial}{\partial f}[R_N (1-f)^2] &= (1-f)^2 \frac{\partial}{\partial f} R_N - 2R_N (1-f) \\
 &= \frac{(1-f)^2 R_M \sin^2 L}{1-f} - 2(1-f) \frac{[(1-f)^2 \sin^2 L + \cos^2 L] R_M}{(1-f)^2} \\
 &= -\frac{R_M}{1-f} [(1-f)^2 \sin^2 L + 2\cos^2 L]
 \end{aligned}$$

将以上偏导数代入(1.44)式,并将微分量写成小量,可得

$$\left. \begin{aligned}
 \Delta x &= \frac{R_N}{R_e} \cos L \cos \lambda \Delta R_e + \frac{R_M}{1-f} \cos L \sin^2 L \cos \lambda \Delta f \\
 &\quad - (R_N + H) \cos L \sin \lambda \Delta \lambda - (R_M + H) \sin L \cos \lambda \Delta L + \cos L \cos \lambda \Delta H \\
 \Delta y &= (R_N + H) \cos L \cos \lambda \Delta \lambda - (R_M + H) \sin L \sin \lambda \Delta L + \cos L \sin \lambda \Delta H \\
 &\quad + \frac{R_N}{R_e} \cos L \sin \lambda \Delta R_e + \frac{R_M}{1-f} \cos L \sin^2 L \sin \lambda \Delta f \\
 \Delta z &= (R_M + H) \cos L \Delta L + \sin L \Delta H + \frac{R_N}{R_e} (1-f)^2 \sin L \Delta R_e \\
 &\quad - \frac{R_M}{1-f} [(1-f)^2 \sin^2 L + 2\cos^2 L] \sin L \Delta f
 \end{aligned} \right\} (1.45)$$

近似认为 $R_M + H \approx R_M$, $R_N + H \approx R_N$, 以 $\Delta \lambda, \Delta L, \Delta H$ 为未知数, 将(1.45)式用消元法求得