

卫星定位 导航基础

方 群 袁建平 郑 谔 编著

西北工业大学出版社

卫星定位导航基础

方群 袁建平 郑谔 编著

西北工业大学出版社

(陕)新登字 009 号

【内容简介】 本书共六章,主要内容有:常用的导航系统及 GPS 系统介绍,常用坐标系和卫星轨道, GPS 信号结构与接收机原理, GPS 观测方法,主要的 GPS 系统误差以及差分 GPS 原理和方法。本书是针对飞行器总体、控制、导航和制导方面的高年级大学生、研究生及有关科技人员应用 GPS 的需要,介绍有关的基础知识。也可供从事测绘、授时、交通运输、城市规划、野外考察、智能公路系统、精细农业和部队等领域进行定位、测速和时间传递的科技人员参考。

卫星定位导航基础

方群 袁建平 郑涛 编著

责任编辑 胡梦仙 刘彦信

责任校对 樊 力

*

©2000 西北工业大学出版社出版发行

(邮编:710072 西安市友谊西路 127 号 电话:8491147)

全国各地新华书店经销

西北工业大学印刷厂印装

ISBN 7-5612-1128-7/TN·64

*

开本:850 毫米×1168 毫米 1/32 印张:6.0625 字数:147 千字

1999 年 5 月第 1 版

2000 年 9 月第 2 次印刷

印数:1 601~2 000 册 定价:12.00 元

购买本社出版的图书,如有缺页、错页的,本社发行部负责调换。

前 言

卫星系统用于定位导航几乎与人造卫星本身的发展同步进行。这一事实充分说明了全球卫星导航系统 GNSS 社会、军事、经济等方面需求的迫切性和必要性。世界上第一颗人造卫星是前苏联于 1957 年 10 月发射的。一年以后,美国启动了第一代 GNSS 系统——Transit(子午仪)的研究发展工作,1961 年交付使用。Transit 首次为航空、航海等领域提供了全球、全天候、高精度的导航和定位手段。GPS 即是在 Transit 的基础上于 1972 年开始发展的。

GPS 从研制到投入运行花费了 20 年时间,120 多亿美元。然而,在 70 年代后期,当 GPS 卫星刚发射了三四颗时,世界各国的科学家们就开始探索其各种用途,并且在海湾战争中得到了卓有成效的应用。目前,GPS 应用的范围越来越广,它被称为是“第四代导航系统”,是美国继阿波罗登月、航天飞机之后的“第三大航天工程”,是“美国国防部内影响最深远的计划之一”。不仅如此,GPS 还从高技术应用领域走向日常生活,美国《未来学家》杂志 1997 年 2 月号预计未来 30 年中“人人将接触 GPS,大大改变人类的生活方式”。

我们将此书献给从事这方面研究工作和学习的大学 生、研究生及科技人员,使之能从中了解到有关卫星导航定位的基础知识。

编 者

1998 年 6 月

目 录

第一章 绪论	1
1.1 导航的概念和方法	1
1.2 常用导航子系统简介	3
1.3 GPS 的发展和系统组成	14
1.4 GPS 应用综述	19
第二章 参考系和卫星轨道	26
2.1 协议天球坐标系	26
2.2 协议地球坐标系	31
2.3 全球大地系统	39
2.4 时间体系	48
2.5 卫星轨道基础	51
第三章 GPS 信号结构与接收机原理	58
3.1 信号结构与调制技术	58
3.2 导航电文格式	72
3.3 由导航电文计算卫星位置	79
3.4 GPS 接收机的工作原理和类型	81
第四章 GPS 观测方法及数学模型	93
1.1 GPS 定位的基本概念	93
1.2 观测方程	99

1.3	观测方程的线性化	107
1.4	GPS 测定速度	110
1.5	观测数据的组合处理	112
1.6	卫星几何精度衰减因子 DOP	119
第五章 GPS 系统偏差和误差分析		122
5.1	偏差和误差分类	122
5.2	用户等效距离误差(UERE)	121
5.3	卫星的主要误差	126
5.4	信号传播中的主要误差	129
5.5	与接收设备有关的误差	144
5.6	其他误差来源	147
5.7	美国政府对 GPS 用户的限制性政策与用户 的措施	150
第六章 差分 GPS		157
6.1	差分 GPS 的主要类型	159
6.2	码伪距多重差分方法	175
6.3	SCAT-1 差分格式	177
6.4	差分 GPS 的误差分析	183
参考文献		187

第一章 绪 论

1.1 导航的概念和方法

人类早期的导航经历随着岁月的流失已消逝,但历史却记录下了许多导航事例,如古代的航海家通过观测星球来导引船舶。今天,这种古老的方法随着空间技术、微电子技术和计算机技术的出现又得以发展。现代的卫星导航系统正是以这些综合技术为基础,在人类导航史上兴起的一场革命。

“导航”的传统定义为:引导交通工具或其他运动物体从一个位置移动到另一个位置的过程。我们面临的世界交通运输和其他运载体迅猛增加,而能源日趋短缺,交通伤亡和能源浪费难以数计。因此,现代导航不仅要解决运动物体移动的目的性,更要解决其运动过程的安全性和有效性。目前广泛使用的导航方法有以下几种。

(1) 航标方法:过去人们习惯称之为目视方法,这是一种借助于信标或参照物把运动物体从一个地点引导到另外的地点。在飞机进场着陆时,这种方法仍在使用,经验性很强。

(2) 航位推算法:它是通过推算一系列测量的速度增量来确定位置的。目前,航位推算法仍广泛使用在航海、航空和车辆自动定位系统中。航位推算导航技术克服了前一种方法的缺点,不受天气、地理条件的限制,保密性强,是一种自主式导航。但随着时间的推移,其位置累积误差会越来越大。惯性导航系统在原理上就是采用这种方法,但人们常说的航位推算大都采用方位仪(如磁罗盘)

和速度表。

(3) 天文导航:通过对天体精确地定时观测来定位的一种方法,目前仍广泛用在航海和航天,特别是星际航行中。它的缺点是误差累积及受时间和气象条件的限制,定位时间长,操作计算比较复杂。

(4) 惯性导航:它是通过积分安装在稳定平台(物理的或数学的)上的加速度输出来确定载体的位置和速度。它的应用领域非常广泛,可用于空间、航空、陆地、海上和水下。但是惯性导航系统的漂移误差会随时间累积,因此,目前惯导系统常常和其他导航系统相结合。

(5) 无线电导航:它是通过测量无线电波从发射台到接收机的传输时间来定位的一种方法,也可以通过测量无线电信号的相位或相角来定位。按照发射机或转发器所在的位置,无线电导航可分为地面基导航系统和空间基导航系统,如 Loran, Omega, Tacan, Vor, DME, 以及 GPS, GLONASS 等,目前大约有 100 多种。

属于卫星导航系统的有第一代卫星导航系统子午仪,1978 年由法国国家空间研究中心、NASA 及美国国家海洋和大气监督局发展起来的多普勒卫星系统 ARGOS;1983 年因商业需要而提出的世界上第一个能提供无线电测量、无线电导航、无线电定位、双向数字通信和救援服务的商用网络 GEOSTAR 系统;1985 年由欧洲空间局 ESA 开发的多用途卫星定位系统 NAVSAT;前苏联开发的卫星导航系统 GLONASS 以及美国的 GPS。

GLONASS 导航卫星于 1982 年 10 月开始发射,现已投入使用。它由 24 颗卫星组成卫星星座(21 颗工作卫星和 3 颗在轨备用卫星),均匀分布在 3 个轨道平面内,卫星高度为 19 100 km,轨道倾角为 64.8° ,卫星运行周期为 11 小时 15 分钟。GLONASS 系统与 GPS 系统极为相似。主要区别在于,前者采用码分制,后者采用

频分制,即每颗卫星采用不同的射电频率。此外,GLONASS 采用的 C/A 码长度比 GPS 的 C/A 码短一半,而码率是 GPS C/A 码的 1/2。GPS 的星历数据是用轨道的开普勒根数给出,根据星历计算卫星在 WGS84 坐标系中的直角坐标和速度分量,而 GLONASS 的星历是直接用直角坐标和速度分量表示。

GEOSTAR 系统由美国科学家于 70 年代末提出,利用地球同步定点卫星进行导航定位和通信。GEOSTAR 由沿赤道均匀分布的 6 颗地球同步卫星、地面中心站和用户设备组成。地面中心站用 6 500 MHz 的频率向一颗卫星发射询问信号,卫星接到询问信号后将它转换为 2 492 MHz 的信号向各用户转发。用户收到卫星信号后随即作出响应,发出 1 618 MHz 的应答信号,经 GEOSTAR 两颗卫星转发,将其送回到地面中心站。中心站根据发出访问信号的时刻和应答信号返回的时刻可计算出各卫星至用户的距离,进而确定出用户的二维位置。GEOSTAR 的特点是卫星数量少、结构简单;主要工作集中在地面中心站,用户设备简单、价格低廉;同时具有定位和通信服务能力。

1.2 常用导航子系统简介

1.2.1 惯性导航系统

惯性导航系统(INS—Inertial Navigation System)也称作惯性参考系统(IRS — Inertial Reference System)。惯性测量装置(IMU — Inertial Measurement Unit)是在 40 年代到 50 年代初在早期的航海陀螺仪、航位推算法及天文导航方法的基础上发展起来的。最早使用的是二次世界大战末期德国的 Y—2 型导弹。1953 年美国德雷珀实验室利用平台式惯导系统首次在一架 B—29 轰炸机上成功地进行了长达 10 h 的横贯美国大陆的飞行,INS

在以后进行了不断改进,应用于多种型号飞机上。1969年美国的“阿波罗—13”登月飞船成功地使用了捷联式惯导系统,其后又在“德耳塔”运载火箭、“海盗”火星登陆器、“捕鲸叉”反舰导弹上成功地应用了捷联式惯导系统。现在,几乎所有的军用或民用飞机、舰船、航天器、导弹及鱼雷都离不开 INS,甚至在钻井、采矿、汽车及火车上得到了应用。

现代 INS 主要由惯性测量元件(陀螺、加速度计)、数字式处理器、导航算法和补偿算法组成。它具有高度的自主性、抗干扰能力和全天候工作能力,能在方便的坐标系里给出载体的位置、速度和姿态信息。陀螺是 INS 的心脏,系统的性能直接与陀螺提供精确的惯性参考系的能力相联系,而加速度计则是在陀螺所定义的参考系中提供载体的比力。于是,INS 具有保持一个参考基准的能力。由于陀螺漂移和加速度表误差,INS 误差随时间增长。INS 精度还依赖于初始对准的水平。因而,目前提高 INS 精度的工作仍在于改进或开发新的惯性元件,研制更好的导航算法和改善处理器性能。

1.2.2 雷达

传统的用于导航的机载雷达提供对预知点的距离和航向,它是一种自主的空中导航设备。雷达用于导航的基本精度限制是方位误差,但方位误差可通过使用合成孔径雷达(SAR)来克服。许多现代雷达,特别是军用雷达都是相干的多模式的、数学式的、双通道的、采用相控阵技术的单脉冲传感器,并且是模式交替和可编程处理的。这些雷达具有 4 种基本功能:产生导航数据;空防能力;武器传递;辅助功能,例如空中加油等。导航功能包括高分辨率图像、实束地图(real - beam mapping)、气象探测、速度更新及高度更新。突防能力要求自动地形跟随和人工地形回避。武器传递不仅要求定位能力和识别模糊的目标区,而且要求特别精确的速度

和高度信息。武器传递模式是精确定位、地面运动跟踪和地面信标跟踪。辅助功能包括空中加油和与装有机载信标的飞机空中交会。

多普勒雷达(Doppler Radar)利用多普勒频移现象,发射一定频率无线电能量到地面,然后测量返回能量的频移来确定地速。于是,DR 输出地速 v_G 和频移角 δ 。 δ 是飞机纵轴与地面速度向量之间的夹角。典型情况下,多普勒速度偏差的量级为地速的 0.1%。 v_G 和 δ 的测量量是作为机载导航计算机的输入来提供。DR 最严重的误差出现在它在水面上空工作时,并且其精度随加速度增加而下降。飞机收到的回波多普勒漂移可表示为

$$\Delta f = (2/\lambda)vc\cos\alpha$$

式中 λ —— 载波波长;

v —— 飞机相对地面的速度向量的幅值;

α —— 天线束与速度向量夹角;

$2/\lambda$ —— 定义为多普勒敏感度。

单束信号只能提供在该束方向上速度的分量,完整的速度确定至少需要 3 个信号束,而且要在 3 个正交的方向上。第 4 个信号束用于冗余来增加可靠性和精度,因而现代雷达都采用四束技术。

DR 系统误差可分为两类:一类是雷达本身产生的速度误差,分为随机的、依赖于硬件和地形的常值偏差;第二类是航姿系统为雷达提供航向和姿态引入的误差。

1.2.3 塔康

塔康(TACAN—Tactical/Air Navigation)为飞行员和飞行控制系统提供相对于某地面站的斜距和航向信息,也可提供地面站的声音识别。通过给地面站发射一个脉冲,并测定接收响应脉冲之前的时间滞后,系统可测出飞机与地标之间的距离。根据地标的旋转天线图,系统也能显示地标到飞机的方位。作为方位的函数,并且与水平状态指示器一起,塔康提供到/离飞机和相对于飞机航向

的航路飘移信息。塔康的工作范围是离地面站 722.3 km,离另一架飞机 370.4 km,覆盖受限于视线。

使用塔康时,为了简化航路导航,FAA 建立了塔康地标之间的航路,飞机沿这些航路从一个塔康台到另一个塔康台,用距离测量标明它们在航路上的位置可估计到下一站的路程。

一个塔康系统的模型由 9 个状态组成:3 个位置,3 个速度和 3 个加速度。目前最好的数字式塔康系统可达到绝对距离精度 185 m,方位精度 $\pm 1.0^\circ$,频率范围 962~1 213 MHz,其输出与惯性导航(INS)、区域导航(R-NAV)和自动导航系统(ANS)是兼容的。

1.2.4 罗兰

罗兰(Loran — Long Range Navigation)是一种低频、脉冲式的双曲线无线电导航与定位系统,它是在 40 年代由美国麻省理工学院应美国陆军的要求而研制的。当时要求是能全天候导引飞机,能远距离工作(离发射台 926 km),并且在一万多米的高空也能收到信号。首批布站 83 个,称作罗兰—A,主要在太平洋地区,覆盖了北大西洋、北太平洋、北海和墨西哥湾。两个站发射相同频率的信号,用户据此可确定自己的位置,精度可达到 2.8 km/926 km,12.9~13.7 km/2 222.1 km。战后美国海岸警卫队把它的应用扩展到海上导航。罗兰—A 由于其台站的过时和维持费用的增加,在 1980 年退出使用,在改善精度的基础上研制了罗兰—B,罗兰—B 使用 3 个台发射相同的频率信号,本想为港口和海湾提供精密导航,由于技术上的原因阻碍了其发展,1958 年,罗兰—C 投入使用。罗兰—C 是一种远距离(大于 1 850 km)、低频(100 kHz)的双曲线无线电导航系统,它使用两个同步发射器信号到达的时间差来定位。较低的频率允许地波沿地球表面曲面传播较远的距离,多脉冲允许接收机把天波与地波区分开来。根据不同的几何条

件、接收机测时精度及传播条件,罗兰—C 可以提供 100~200 m 的精度。在 60 年代中期,美国空军开始研制罗兰—D,它是 C 型的一种短距、战术型的版本,作用距离限制在 1 100 km。

1.2.5 奥米伽

奥米伽(Omega)是一种远距离、全球、全天候、昼夜工作的无线电导航系统。奥米伽的概念在 40 年代后期由 Pierce 教授提出。它由 8 个发射台网组成,工作在甚低频段。用户应至少收到 3 个台站的信号,作用距离为 14 816 km。8 个台以精确的时间和间隔发射信号,因此采用了铯钟作发射台同步。

奥米伽用户有商用航线,船只和陆地车辆,与罗兰一样,也是一种双曲线、甚低频导航系统。由于奥米伽工作在 10~14 kHz,可认为传播是在地球和电离层形成的球波导内进行。

导航信息以伪距(伪相位)的形式由至少 3 个台获得。接收到的两个信号的相位差关系定义一个位置线,两个或多个位置线定义了接收机位置,其定位精度白天 1.85~3.70 km;夜间 3.70~7.10 km。另外,还与用户的几何位置,所用的台,传播修正精度,日或夜,接收机性能等有关。对奥米伽精度的改进的一种方法是差分模式,其基本原理与后面将要介绍的 GPS 差分相同,能消除相关误差。

奥米伽系统是一种相对精确的远距离导航系统,它可单独使用,也可作为其他导航辅助手段,在军用和商用航线上许多飞机都采用。由于差分奥米伽更高的精度,它在飞机终端和进近导航,船只的海岸和港口导航,军事应用如空中加油、精确投放等方面得到广泛应用。

1.2.6 夫尔

夫尔(VOR — Very — High — Frequency Omnidirectional

Ranging),甚高频全向测距,是一种地基无线电系统,像塔康一样能提供方位测量。标准的夫尔可提供与塔康相同的精度,改进型更高,达到 $\pm 0.1^\circ$ 。夫尔工作在 $108\sim 117.95\text{ MHz}$ 频段,其功率输出足以覆盖指定的服务区域。正常情况下,夫尔包括发射机、天线、测向仪、监控器和地面自动校准天线。夫尔的波长大约是塔康的10倍,在美国和国际民航组织成员国,它是标准的近距导航辅助设施。

1.2.7 测距仪

测距仪(DME — Distance Measurement Equipment)是目前能实时更新机载惯导系统最精确的方法。该系统测量飞机到许多地面固定已知点的距离,采用多边形方法精确解出飞机相对地面点的位置。DME测距链由合作性的询问器—应答机对组成,这种多边形DME系统与人造卫星类似,也受“几何精度因子”(GDOP)限制。当把测距能力加到夫尔上时,就称作VOR/DME,这种组合是世界上许多国家民航飞机的基本导航模式。VOR/DME能够在飞机上确定该机相对某固定地面站北向的方位和对该站的斜距,特别是,它包括了基本的径向导航,即飞机可直接飞向或飞离地标。当与INS一起使用时,VOR/DME信息可被用来更新惯导系统。VOR/DME系统导出的位置信息精度取决于飞机与VOR/DME的相对位置,以及所用的VOR和DME台站的数量。

1.2.8 VORTAC

把夫尔与塔康配置在一起就组成了VORTAC地标系统,它是一种工作在L频段的地基无线电导航系统,能够向用户提供距离/方位信息。FAA操作和维护的整个国家空域系统中有大约1200个VORTAC台站,包括VOR、DME、TACAN、DVOR,为整

个美国大陆、阿拉斯加、夏威夷及其他美国领土的民用和军用飞机提供导航服务。但是,它们只能提供相对于台站的距离和方位,没有垂向位置信息和速度信息。

1.2.9 联合战术信息分布系统

联合战术信息分布系统(JTIDS—Joint Tactical Information Distribution System)是三军通用的能提供通信、导航和识别组合能力的系统,它是为能在部队的各分散的和移动组织之间实时传递保密的、灵活的反干扰数据和话音而研制的。特别是, JTIDS 具有大容量、同步、时分多址、扩频、组合通信能力,并且具有相对于网中其他终端的高精度相对导航的固有能力和能力。JTIDS 信息以每秒几千字节的速率全向广播,作用范围内的任何终端都可接收到。

JTIDS 设备终端处理器中的相对导航处理软件主要模块为:卡尔曼滤波器、信息源选择及航位推算数据处理器。所有用户根据 JTIDS 信息的到达时间(TOA),连续更新自己在相对网格中的位置和速度估计值,TOA 是从其他用户接收到的位置和状态报告。在大多数应用场合,应用由惯性平台、多普勒雷达、空速系统和航姿系统提供的航位推算数据对两个滤波器更新之间的 TOA 导出数据进行插值。

JTIDS 向它的整个系统发布导航数据,向其成员提供基本一致的位置信息。这种一致性不仅表现在每个成员的位置上,而且表现在系统中所有数据来自机上传感器。该系统能获得由多个平台和测站导出的传感器数据所求出的精确火控解。

考察一个简化的模型,它由 n 个用户组成一个网络,采用 JTIDS 的 TOA(到达时间)测量和往返时间传播测量进行水平面导航。结果,网中的一个成员当接收到另一成员广播的 JTIDS 信号时,通过从接收的时间减去信息广播的时间来构造 TOA 测量量,这就产生了两个成员之间的距离测量,然而钟相位误差包含在

其中,就像 GPS 的伪距一样。

1.2.10 目视飞越

目视飞越(Visual Flyover)位置更新通常用在飞行实验和惯性系统性能的评价,低空飞行(76.2 m)时,精度可达到 30.48 m,并随高度增加而下降。Flyover(也称操作员介入的位置更新)要求飞行员在一已知地标上空机动,同时导航仪使系统更新。飞机的真实经度、纬度和高度可由实验场距离支持系统来记录,该系统可能包括了由雷达、摄影机及其他跟踪系统组成的时空位置信息。

1.2.11 前向红外

前向红外(FLIR—Forward-Looking Infrared)传感器,也称为红外检测装置(IDS—Infrared Detection Set),可为飞行员提供对指定目标的方位和高低角。当把 FLIR 用做位置更新时,通常是把 FLIR 用来对具有已知位置的红外目标定位。FLIR/BARO 和 FLIR/RALT 模式分别可以提供更为精确的气压高度和雷达高度测距信息。典型情况下,FLIR 位置更新模式的精度为,在方位和仰角两个方向上均达到 3 mrad(RMS),并且精度随仰角的下降而增加。方位角误差和俯仰角误差由这样一些误差组成:视线误对准,INS 高度,视线对平台误对准的万向环读数及操作员目标光标位置精度等。当进行误差分析时,飞机结构上由 INS 到 FLIR 安装处弯曲所产生的误差也要考虑。

1.2.12 地形匹配

地形匹配(TERCOM—Terrain Contour Matching)是确定飞行器相对它飞过的地带的地理位置的一门技术。描述定位区相对高程的参考地形高程源数据储存在飞行器的导航计算机里,这些数据以数字式高程数水平排到的短阵形式储存,于是,给定的一组

这些数描述了一段地形的轮廓。当飞行器飞越这个矩阵区时,就得到了描述飞行器下方实际地形轮廓的数据,它是雷达高度表和气压高度表以某种特定采样间隔输出的结合,然而再与储存的矩阵轮廓进行对比,以提供定位结果。应该注意到,这种导航系统要求很大的计算机储存量来存放将要飞越的航路的数字地图,并要与雷达产生的地形相匹配。

图 1-1 是地形匹配基本原理框图,利用地形匹配确定飞行器位置的过程基本上由三步组成。

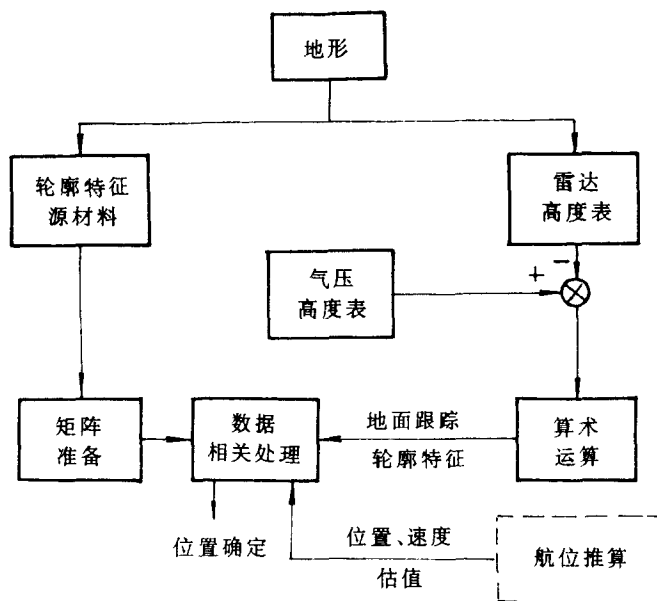


图 1-1 TERCOM 原理框图

(1) 数据准备: 选择一个足够大的定位区域以容纳沿轨迹方向和正交于轨迹方向导航出现的不确定性, 获取包含地形信息的源材料, 把地形高程数据数字化为适应预置航迹的网格矩阵。