

研究生教学用书
教育部研究生工作办公室推荐

GPS 导航原理与应用

Principles and Applications of
GPS Navigation

王惠南 编著

科学出版社

北京

内 容 简 介

本书阐述了 GPS 导航及其应用的基本原理,全书共分为十章。前三章介绍了全球定位系统(GPS)的发展概况、系统的构成、导航定位的时空参照系以及 GPS 卫星的运动学参数;第四章简介了 GPS 卫星的广播信号;第五、六、七章比较详细地分析了 GPS 导航定位的观测方程和静、动态定位原理;第八章给出了 GPS 载体速度和姿态测量的方法;第九章着重阐述了利用卡尔曼滤波对 GPS 和 INS 进行组合的方法和几个典型方案,GPS/INS 组合导航系统是目前在国防领域实现导航定位的较理想的系统;第十章介绍了 GPS 技术在一些比较重要的领域的应用知识。

本书可作为高等院校导航定位、精确打击专业的教学用书,也可供从事 GPS 测量学和 GPS 导航学等领域的专业技术人员以及科技人员参考。

图书在版编目(CIP)数据

GPS 导航原理与应用/王惠南编著. —北京:科学出版社,2003
研究生教学用书/教育部研究生工作办公室推荐
ISBN 7-03-011186-9

I . G… II . 王… III . 全球定位系统(GPS)-基本知识
IV . P228.4

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2003)第 009594 号

策划编辑:钟 谊 段博原 / 文案编辑:孙克玮 / 责任校对:柏连海
责任印制:钱玉芬 / 封面设计:陈 敬

科 学 出 版 社 出版

北京东黄城根北街 16 号

邮政编码:100717

<http://www.sciencep.com>

中 国 科 学 院 印 刷 厂 印刷

科学出版社发行 各地新华书店经销

*

2003 年 8 月 第 一 版 开本:720×1000 1/16

2005 年 1 月 第二次印刷 印张:22

印数:3 501—5 500 字数:414 000

定价:35.00 元

(如有印装质量问题,我社负责调换〈环伟〉)

前 言

全球定位系统 GPS 是英文 Navigation Satellite Timing and Ranging/Global Positioning System 的字头缩写词 NAVSTAR/GPS 的简称。它的含义是利用导航卫星进行测时和测距, GPS 是当前最先进的精密卫星导航定位系统。

GPS 是美国国防部为满足军事部门对海上、空中和陆地运载工具的高精度导航和定位要求而建立的。该系统花费超过 100 亿美元的庞大研制经费, 经过 20 余年的不懈努力, 从方案论证、研究、试验到研制和组网, 最后于 1994 年 3 月 10 日, 24 颗工作卫星全部进入预定轨道, 系统全面投入正常运行。

GPS 是一种全新的空基无线电导航系统, 它不仅具有全球性、全天候和连续的精密三维定位能力, 而且能实时地对运载体的速度、姿态进行测定以及精确授时。GPS 是现代科学技术发展的结晶, 是美国继阿波罗登月计划和航天飞机后的第三个庞大的空间工程。因此, GPS 已成为美国导航技术现代化的最重要的标志。

据报道, 早在 1990 年的海湾战争中, 尽管 GPS 系统尚未全部建成, 但它从根本上解决了空中、陆地和海上运载体的定位和导航问题, 为美军及其盟军部队精确打击敌人, 正确引导部队迅速穿越沙漠, 占领预定目标以及效率极高地提供后勤救援发挥了前所未有的重要作用。目前, 大量 GPS 用户设备已应用于舰艇、战车、飞机的导航; 应用于战术、战略导弹的试验、测控与制导; 应用于各种卫星测控等几乎所有的军事领域。军事专家认为, 未来的战争, 将是高科技的“数字战争”, 先进的导航定位将是“数字战争”的必要条件。因此, GPS 技术的发展和军事应用, 引起了各国政府和国防部门的普遍关注。

除了在军事领域的应用之外, 近十余年来, GPS 精密定位技术, 已经广泛地渗透到经济建设和科学实验的各个领域。比如: 它已成功地应用于大地测量和城市控制网; 正在试验应用于民用飞机的航线导航和精密进场着陆; 应用于陆地车辆的智能导航与交通管理; 应用于地球资源勘察、大型工程项目设计测量与形变监测; 应用于航测与卫星遥感等。GPS 技术的高精度和自动化深刻地影响着地球动力学、大地测量学、天文学及其相关学科领域, 它在这些基础学科的应用研究与开拓工作方面都取得了迅速的发展和卓越的成就, 展示了 GPS 巨大的优势和潜力。

近几年来, GPS 技术已进入到人们的日常生活中, 比如应用于车辆跟踪、汽车导航、旅游、探险、狩猎、公安、地理信息、农业和通信定位等方面。

GPS 技术在各方面的应用正在蓬勃发展, 可以相信, 它在军用、民用各个领域

的渗透、应用必将朝着更宽广的范围和更深刻的层次迅速发展。

为了适应 GPS 应用技术发展的需要,本书向广大 GPS 用户和有兴趣的读者介绍了全球定位系统(GPS)的基本工作原理以及有关应用技术的理论知识,尤其对 GPS/INS 组合导航系统做了较深入的分析。由于 GPS/INS 组合导航系统可以充分发挥各自的优点,克服缺点,实现在高动态和强电子干扰的环境下实时、高精度地导航定位,因此,GPS/INS 组合导航系统具有广泛的应用前途,特别是在航空、航天导航和武器精确制导方面,具有非常重要的作用。

编写本书的目的在于促进 GPS 新技术的普及和应用,同时为我国导航定位技术的现代化服务。

本书共分为十章。第一章为绪论。为使读者对 GPS 有一个概括的了解,该章简要地介绍了卫星导航定位技术的发展历史以及全球定位系统(GPS)的构成概况。第二章简要地介绍了 GPS 测量所需要的坐标系统和时间系统,离开时、空参照系来讲测量是没有意义的,故了解这些系统的定义以及不同参照系统之间的转换方法,对于深入地掌握 GPS 测量原理是必不可少的。第三章根据开普勒定理,介绍了卫星运动的基础知识和卫星坐标的计算方法,这对于理解 GPS 卫星运动的基本规律和星历计算非常重要。第四章简要地介绍了 GPS 卫星播发的信号的基本概念,并对 C/A 码和 P 码的产生原理做了简述,最后简介了 GPS 卫星的导航电文。第五章对 GPS 导航定位的观测量进行了较深入的分析,并对观测量的主要误差来源进行了较详细的讨论,推导了伪距测量观测方程以及它们的线性化方程,这些是利用 GPS 进行高精度定位、导航的重要依据。第六章和第七章分别讨论了 GPS 静态、动态定位原理,比较详细地分析了有关定位的观测方程及其线性化形式,讨论了观测数据的处理和精度评定等重要概念。位置参数是导航参数中最重要参数,利用 GPS 技术来测定用户的位置坐标的内容则是本书的重点。第八章介绍了导航参数中不可缺少的载体速度的测量、载体姿态的测量以及 GPS 授时,为 GPS 导航提供了全部必要的参数。第九章详细地讨论了 GPS/INS 组合导航系统。由于惯性导航系统(INS)具有极好的自主导航能力,依靠惯性测量可以独立给出载体的位置、速度和姿态等导航参数,抗干扰能力强,但其误差会随时间积累,严重影响导航精度。而 GPS 导航定位系统显然具有全球、全天候、高精度实时定位等优点,但是其动态性能和抗干扰性能较差。因此,GPS/INS 组合可以实现两种系统的优势互补。本章首先简要地讨论了卡尔曼滤波技术,然后介绍了利用卡尔曼滤波进行组合的一些方法和特点,最后分析讨论了卡尔曼滤波器在 GPS/INS 组合导航系统应用中的几个方案。人们普遍认为,GPS/INS 组合导航系统是目目前和今后进行空中、海上和陆地导航和定位的较理想的系统,故本章对研究、使用导航系统的读者来说是最重要的。第十章利用有限的篇幅,介绍了 GPS 技术在比较重要的领域的应用知识,由此也可以看出 GPS 定位技术广阔的应用前景。

GPS 导航学是一门新兴的交叉学科,其理论还在不断发展完善中,其应用也在不断深化和拓宽之中。由于作者水平和实践经验的限制加之成书时间紧迫,书中难免有错误和不当之处,敬请读者批评指正。

作 者

2003 年 2 月

目 录

前言

第一章 绪论	(1)
§ 1.1 GPS 定位技术的发展	(1)
§ 1.2 GPS 定位系统的组成	(3)
1.2.1 GPS 空间星座部分	(4)
1.2.2 GPS 地面监控部分	(6)
1.2.3 用户设备	(8)
§ 1.3 美国对 GPS 用户的限制性政策	(10)
1.3.1 两种服务	(10)
1.3.2 实施选择可用性(selective availability, SA)政策	(10)
1.3.3 精测距码(P 码)加密(A-S)措施	(11)
1.3.4 反限制性政策的措施	(11)
第二章 全球定位系统(GPS)的时空参考系统	(13)
§ 2.1 GPS 坐标系统简介	(13)
§ 2.2 天球坐标系	(13)
2.2.1 天球、天球坐标系	(13)
2.2.2 岁差和章动、协议天球坐标系	(16)
2.2.3 三种天球坐标系之间的坐标变换	(19)
§ 2.3 地球坐标系	(21)
2.3.1 地球坐标系	(21)
2.3.2 极移、协议地球坐标系	(23)
2.3.3 协议地球坐标系(CTS、T)与协议天球坐标系(I)的坐标转换	(25)
2.3.4 协议地球系(CTS)的实现	(26)
2.3.5 GPS 卫星的参考系——WGS-84	(27)
2.3.6 站心坐标系	(27)
§ 2.4 全球定位系统(GPS)的时间参考系统	(29)
2.4.1 恒星时(sidereal time, ST)、平太阳时(mean solar time, MT)、 世界时(universal time, UT)	(30)
2.4.2 原子时(atomic time, AT)	(33)
2.4.3 协调世界时(coordinate universal time, UTC)	(33)

2.4.4	GPS 时间系统(GPST)	(34)
2.4.5	地球动力学时(terrestrial dynamic time, TDT)	(34)
第三章	卫星的基本运行规律与 GPS 卫星位置计算	(36)
§ 3.1	GPS 卫星的无摄运动	(36)
3.1.1	卫星运动微分方程的面积积分	(37)
3.1.2	卫星轨道积分与轨道方程	(40)
3.1.3	卫星运动平均角速度 n	(43)
§ 3.2	GPS 卫星无摄运动轨道描述与真近点角 f 的计算	(43)
3.2.1	卫星轨道参数(轨道根数)	(43)
3.2.2	计算真近点角 f	(45)
§ 3.3	GPS 卫星的瞬时位置和速度	(48)
3.3.1	GPS 卫星瞬时位置	(48)
3.3.2	GPS 卫星运行速度	(51)
§ 3.4	GPS 卫星的受摄运动	(54)
3.4.1	地球摄动力影响	(55)
3.4.2	日、月引力的影响	(56)
3.4.3	太阳光压的影响	(57)
§ 3.5	GPS 卫星的星历	(58)
3.5.1	预报星历	(58)
3.5.2	后处理星历	(60)
§ 3.6	由卫星预报星历计算 GPS 卫星坐标	(61)
3.6.1	计算 GPS 卫星运行的平均角速度 n	(61)
3.6.2	计算归化时间 Δt	(61)
3.6.3	计算观测历元 t 的平近点角 M	(62)
3.6.4	计算偏近点角 E	(62)
3.6.5	计算卫星的地心矢径 r_0	(62)
3.6.6	计算真近点角 f	(62)
3.6.7	计算升交点角距 φ_0	(62)
3.6.8	计算摄动改正项: $\delta_u, \delta_r, \delta_i$	(62)
3.6.9	计算经过摄动改正的升交点角距 φ , 卫星矢径 \vec{r} 和轨道面倾角 i	(63)
3.6.10	计算观测历元 t 的升交点经度 λ	(63)
3.6.11	计算卫星在轨道直角坐标系中的坐标	(64)
3.6.12	计算卫星在协议地球坐标系的直角坐标	(65)
第四章	GPS 卫星的广播信号	(67)
§ 4.1	GPS 卫星播发的信号	(67)

4.1.1	概述	(67)
4.1.2	伪随机码	(68)
§ 4.2	伪随机码扩频与相关接收	(74)
4.2.1	伪码扩频	(74)
4.2.2	伪码测距	(76)
4.2.3	码分多址	(79)
§ 4.3	C/A 码与 P 码	(79)
4.3.1	C/A 码	(79)
4.3.2	P 码	(81)
§ 4.4	GPS 卫星信号的构成	(83)
4.4.1	卫星的载波信号与调制	(83)
4.4.2	卫星信号的解调	(85)
§ 4.5	GPS 卫星的导航电文	(86)
4.5.1	导航电文及其格式	(86)
4.5.2	导航电文内容	(87)
第五章	GPS 导航定位的观测量、观测方程以及误差分析	(91)
§ 5.1	GPS 导航定位的基本观测量	(91)
5.1.1	GPS 基本观测量	(91)
5.1.2	测码伪距观测量	(92)
5.1.3	测相伪距观测量	(93)
5.1.4	多普勒积分计数伪距差	(94)
§ 5.2	测码伪距观测方程	(95)
5.2.1	有关时间的基本概念	(95)
5.2.2	测码伪距观测方程	(96)
§ 5.3	测相伪距观测方程	(97)
5.3.1	载波相位观测量	(97)
5.3.2	载波信号的传播时间	(98)
5.3.3	测相伪距观测方程	(101)
§ 5.4	观测方程的线性化	(102)
5.4.1	测码伪距观测方程的线性化	(103)
5.4.2	测相伪距观测方程的线性化	(105)
§ 5.5	关于 GPS 观测量的误差分析	(106)
5.5.1	误差概述	(106)
5.5.2	与 GPS 卫星有关的误差	(107)
5.5.3	与信号传播有关的误差	(109)

5.5.4	与接收设备有关的误差及改正	(116)
5.5.5	其他误差	(118)
第六章	GPS 静态定位	(122)
§ 6.1	基本概念	(122)
6.1.1	静态定位和动态定位	(122)
6.1.2	单点定位和相对(多点)定位	(123)
6.1.3	差分定位	(123)
6.1.4	卫星导航定位概述	(124)
§ 6.2	静态单点定位	(126)
6.2.1	测码伪距静态单点定位	(126)
6.2.2	测相伪距静态单点定位	(130)
§ 6.3	观测卫星的几何分布及其对单点定位精度的影响	(134)
6.3.1	单点定位精度的几何评价	(134)
6.3.2	卫星分布的几何图形对精度因子的影响	(136)
§ 6.4	静态相对定位	(139)
6.4.1	基本观测量及其线性组合	(141)
6.4.2	单差观测方程	(142)
6.4.3	双差观测方程	(145)
6.4.4	三次差观测方程	(149)
6.4.5	准动态相对定位观测方程	(151)
§ 6.5	静态相对定位的线性化观测方程	(152)
6.5.1	载波相位观测方程的线性化及平差模型	(152)
6.5.2	观测量线性组合的相关性	(159)
6.5.3	参考点坐标的偏差对基线测量的影响	(162)
§ 6.6	整周模糊度的确定方法	(165)
6.6.1	概述	(165)
6.6.2	确定整周模糊度的经典待定系数法	(165)
6.6.3	确定整周模糊度的交换天线法	(167)
6.6.4	确定整周模糊度的马吉尔适配滤波法	(168)
6.6.5	确定整周模糊度的快速解算法(FARA)	(170)
6.6.6	确定整周模糊度的动态法	(173)
6.6.7	周跳的探测及修正	(174)
第七章	GPS 动态定位原理	(177)
§ 7.1	测码伪距动态绝对定位	(177)
§ 7.2	测相伪距动态绝对定位	(180)

§ 7.3 测码伪距动态相对定位	(182)
7.3.1 位置差分原理及误差分析	(182)
7.3.2 测码伪距差分原理	(187)
§ 7.4 测相伪距动态相对定位	(188)
7.4.1 测相伪距修正法	(188)
7.4.2 载波相位求差法	(191)
第八章 GPS 的载体速度测量、姿态测量以及时间测量	(194)
§ 8.1 GPS 接收机的载体速度测量	(194)
§ 8.2 利用 GPS 载波相位信号确定载体姿态	(196)
8.2.1 姿态测量的基本思想	(197)
8.2.2 整周单差及基线向量的确定	(199)
8.2.3 载体姿态的确定	(201)
§ 8.3 GPS 测时	(203)
8.3.1 单站测时法	(203)
8.3.2 共视测时法	(204)
第九章 GPS/INS 组合导航系统	(206)
§ 9.1 简述	(206)
§ 9.2 卡尔曼滤波技术	(207)
9.2.1 卡尔曼滤波	(207)
9.2.2 离散系统卡尔曼滤波方程	(209)
9.2.3 转移矩阵 $\Phi_{k, k-1}$ 和系统噪声方差阵 Q_k 的计算	(214)
9.2.4 关于有色噪声条件下的卡尔曼滤波	(216)
§ 9.3 采用卡尔曼滤波器的组合方法	(217)
9.3.1 滤波器状态的选取	(218)
9.3.2 GPS/INS 硬件一体化组合	(218)
9.3.3 GPS/INS 软件组合	(220)
§ 9.4 采用位置、速度组合的 GPS/INS 导航系统	(224)
9.4.1 GPS/INS 组合系统的状态方程	(224)
9.4.2 GPS/INS 组合系统的量测方程	(234)
9.4.3 状态方程和量测方程的离散化	(236)
9.4.4 GPS/INS 组合卡尔曼滤波器	(237)
9.4.5 关于 GPS/INS 组合卡尔曼滤波几点说明	(241)
§ 9.5 采用伪距、伪距率组合的 GPS/INS 导航系统	(244)
9.5.1 GPS/INS 组合系统的状态方程	(244)
9.5.2 组合系统的量测方程	(244)

9.5.3 关于 GPS/INS 组合导航系统仿真	(248)
§ 9.6 INS 速度辅助 GPS 接收机环路	(256)
9.6.1 跟踪环基本工作原理	(256)
9.6.2 INS 速度辅助的接收机环路	(258)
第十章 GPS 应用技术	(267)
§ 10.1 GPS 在飞机精密进场着陆中的应用	(268)
10.1.1 C/A 码 DGPS 着陆系统	(270)
10.1.2 载波相位 DGPS 着陆系统	(272)
10.1.3 采用广域增强系统(WAAS)	(277)
§ 10.2 GPS 在空中交通管制(ATC)中的应用	(278)
10.2.1 GPS 辅助 ATC 系统概述	(278)
10.2.2 GPS 辅助 ATC 的性能与类型	(279)
10.2.3 GPS/ATC 的导航、监视和数据通信	(281)
10.2.4 GPS/ATC 的机载系统	(283)
10.2.5 ATC 的地面系统	(284)
§ 10.3 GPS 在无人驾驶飞机中的应用	(285)
10.3.1 人工干预导航系统	(286)
10.3.2 自主式导航	(286)
§ 10.4 GPS 在弹道轨迹测量中的应用	(292)
10.4.1 引言	(292)
10.4.2 GPS 应用于弹道轨迹测量中的组成方案	(292)
10.4.3 采用弹载转发器的测量原理	(296)
§ 10.5 GPS 在航空摄影测绘中的应用	(302)
§ 10.6 GPS 在自动车辆定位导航系统中的应用	(304)
10.6.1 概述	(304)
10.6.2 自动车辆定位导航(AVLN)系统的组成	(305)
10.6.3 自动车辆定位导航(AVLN)系统的功能和实现	(306)
10.6.4 GPS/MAP 组合系统在 AVLN 系统中的应用	(310)
§ 10.7 GPS 在低轨人造卫星中的应用	(312)
§ 10.8 GPS 在航天飞机上的应用	(316)
§ 10.9 GPS 在航海导航定位中的应用	(318)
§ 10.10 GPS 在建立地区性或全国性大地测量控制网中的应用	(320)
§ 10.11 GPS 技术在海洋测量中的应用	(322)
§ 10.12 GPS 在地球动力学方面的应用	(323)
§ 10.13 GPS 在精密工程测量和工程形变监测中的应用	(327)

10.13.1	GPS 在隧道贯通控制测量中的应用	(327)
10.13.2	GPS 在工程形变监测中的应用	(328)
§ 10.14	GPS/GIS 合成系统	(329)
10.14.1	简述	(329)
10.14.2	GPS/GIS 合成系统的基本要求	(330)
10.14.3	GPS/GIS 合成系统的软件开发	(331)
参考文献	(334)

第一章 绪 论

§ 1.1 GPS 定位技术的发展

1973年,美国国防部组织海陆空三军,共同研究建立新一代卫星导航系统:“Navigation Satellite Timing and Ranging/Global Positioning System”,即“授时与测距导航系统”,通常简称为“全球定位系统”(GPS)。它是新一代精密卫星定位系统,是现代科学技术迅速发展的结晶。

1957年10月,前苏联成功地发射了世界上第一颗人造地球卫星,从此,人类跨入了空间科学技术迅速发展的崭新时代,利用卫星进行定位和导航的研究引起了各国军事部门的高度重视。1958年底,美国海军武器实验室着手研制为美国军用舰艇导航服务的卫星导航系统“navy navigation satellite syetem”,即“海军卫星导航系统”(NNSS)。在该系统中,所有卫星轨道都通过地球的南北两极,卫星的地迹与地球的子午圈重合,故又称为“子午仪(transit)卫星导航系统”。1964年1月该系统研制成功,它用于北极星核潜艇的导航定位,并逐步应用于其他各种舰艇的导航定位。1967年7月29日,美国政府宣布“子午仪卫星导航系统”的部分导航电文解密,供民间商业应用,为远洋船舶导航和海上定位服务,随着对子午仪卫星导航系统技术的进一步改善,提高了卫星轨道测定的精度,改善了用户接收机性能。这种由用户接收机直接对空间卫星进行多普勒测量的定位技术,其定位精度不断提高。同时,卫星多普勒定位技术不受气象条件的影响,自动化程度较高,使其应用范围越来越广。在海上石油勘探、钻井定位、海岸调查与测绘海底电缆铺设、海岛联测以及大地测量控制网等诸多领域都相继使用了该系统。世界各国进行了大量的应用研究和实践,取得了显著的成绩,我国也于20世纪80年代初,引进了子午仪卫星导航系统接收机,将其十分有效地应用于导航和大地测量之中。

虽然子午仪卫星导航系统在导航和定位技术发展中具有划时代的意义,但是仍然存在着明显的缺陷。该系统由6颗卫星组成导航网,卫星的轨道较低,为离地面约1080km的圆形极轨,每条轨道上只有1颗卫星,运行周期为107min。由于卫星数少,而且轨道较低,故每隔1~2h才有一次卫星通过地面观测站而被跟踪观测;另外,由于采用多普勒定位原理,一台接收机需要观测15次合格的卫星通过,才能获得精度为 $\pm 10\text{m}$ 的单点定位参数。由于观测解算导航参数的时间长,因此它不能满足连续实时三维导航的要求,尤其不能满足高动态目标(比如飞机,导弹

等)的高精度导航要求。

从大地测量学方面来看,由于它定位速度慢(一个测站一般平均观测 1~2d),精度也较低(单点定位精度 3~5m,相对定位精度约为 1m),因此该系统在大地测量学和地球动力学研究方面的应用受到了很大的限制。

20 世纪 60 年代中期,鉴于子午仪卫星导航系统的成功及其存在的缺陷,促使美国海军和空军研究更先进的卫星导航系统,以提高导航性能。海军提出的计划称为“Timation”(时间导航),空军的计划名为 621B。这两个方案差别很大,各有优缺点。“Timation”方案采用 12~18 颗卫星组成全球定位网,卫星高度约 10 000km,轨道呈圆形,周期为 8h,并于 1967 年 5 月和 1969 年 11 月分别发射了两颗试验卫星。“Timation”计划基本上是一个二维系统,它不能满足空军的飞机或导弹在高动态环境中连续给出实时位置参数的要求。空军的“621B”计划能在高动态环境下工作,为了提供全球覆盖,621B 计划拟采用 3~4 个星座,每个星座由 4~5 颗卫星组成,中间一颗采用同步定点轨道,其余几颗用周期为 24h 的倾斜轨,每一个星座需要一个独立的地面控制站为它服务。该系统的主要问题有两个:一是极区覆盖问题,二是国外设站问题,使得系统难以独立自主安全可靠地运行。

1973 年美国国防部在此两个方案的基础上,决定发展各军种共同使用的全球定位系统。美国国防部指定这项计划由空军牵头负责研制。在空军系统司令部空间部成立了一个联合计划办公室,具体负责 GPS 的研制、试验、采购和部署。参加的单位有空军、陆军、海军、海军陆战队、海岸警卫队、运输部、国防地图测绘局及国防预研计划局。1978 年一些北大西洋公约组织成员和澳大利亚通过双边协议也参加了 GPS 计划。

GPS 是一种可以定时和测距的空间交会定点导航系统,它可以向全球用户提供连续、实时、高精度的三维位置、三维速度和时间信息,满足军事部门和民用部门的需要。

GPS 整个发展计划分为 3 个阶段实施。

第一阶段为原理方案可行性验证阶段,从 1978 年到 1979 年,共发射了 4 颗试验卫星,建立了地面跟踪网,研制了地面 GPS 接收机,对系统的硬件和软件进行了试验,试验结果令人满意。

第二阶段为系统的研制与试验阶段,从 1979 年到 1984 年,又陆续发射了 7 颗试验卫星。第一阶段和第二阶段共发射 11 颗试验卫星,这些试验卫星称为第一代卫星:Block I,参见表 1.1。与此同时,研制了各种导航型接收机和测地型接收机,试验表明,GPS 的定位精度大大超过设计标准,其中粗码(C/A 码)的定位精度远远超过设计指标,高达 20m。由此证明,GPS 计划是成功的。

表 1.1 GPS 卫星发射情况

名称 代别	卫星类型	卫星数/颗	发射时间	用途
第一代	Block I	11	1978~1984 年	试验性
第二代	Block II, Block II A	28	1989~1994 年	正式工作
第三代	Block III, II R	20	20 世纪 90 年代末	改进 GPS 系统

第三阶段为最后的工程发展与完成阶段。1989 年的 2 月 4 日,发射了 GPS 第一颗工作卫星,到 1994 年 3 月 10 日共研制发射了 28 颗工作卫星。这些工作卫星称为 Block II 和 Block II A 卫星,与此同时,不仅研制了高精度导航型接收机,还研制了能对卫星载波信号进行相位测量的定位精度极高的接收机和采用相位差分的 GPS 载体姿态测量接收机,满足了精密导航与制导等一系列军事目的之要求。

美国所设计和试验的新的第三代工作卫星改进系统(Block II R),在 20 世纪末发射完毕,包括 20 颗 Block II R 卫星,新系统的定位精度可达 1mm。

从 GPS 计划的提出到该系统的建成使用,历经 20 余年,耗资数百亿美元。这一工程项目是美国政府继阿波罗登月计划和航天计划之后的第三项庞大空间项目。GPS 从根本上解决了人类在地球及其周围空间的导航及定位问题,它不仅可以广泛地应用于海上、陆地和空中运动目标的导航、制导和定位,而且可为空间飞行器进行精密定轨,满足军事部门的需要。同时,它在各种民用部门也获得了成功的应用,在大地测量、工程勘探、地形普查测量、地壳监测等众多领域展现了极其广阔的应用前景。有人说,将来只有我们想像力的限制才会限制 GPS 的潜在应用。GPS 将对人类活动产生极大的影响。

卫星导航的应用前景得到世界各国的普遍承认和关注,各国不仅在 GPS 的应用研究与 GPS 信息资源开发中倾注了巨大的人力和物力,而且不少国家和地区亦在积极研制自己的卫星导航系统。前苏联自 1978 年 10 月开始,发射了自己的全球导航卫星系统(GLONASS)试验卫星,由 21 颗工作卫星和 3 颗在轨备用卫星组成,均匀分布在 3 个轨道平面上。欧洲空间局(ESA)亦在筹建民用导航卫星系统,它包括在赤道平面上的 6 颗同步卫星(GEO)和 12 颗高椭圆轨道(HEO)卫星的混合卫星星座。我国也已经独立自主地研制双星定位系统,它由 2 颗同步卫星实现平面位置的定位和导航。

§ 1.2 GPS 定位系统的组成

全球定位系统(GPS)由 3 部分组成,即空间卫星星座部分、地面监控部分和用户设备部分(GPS 接收机)。

1.2.1 GPS 空间星座部分

GPS 空间卫星星座,必须保证在地球各处能同时观测到高度角 15° 以上的至少 4 颗卫星。

GPS 全球定位系统的空间星座由 24 颗工作卫星构成(Block II,其中 3 颗为备用卫星)。24 颗工作卫星部署在 6 个轨道平面中,每个轨道平面升交点的赤经相隔 60° ,轨道平面相对地球赤道面的倾角为 55° ,每根轨道上均匀分布 4 颗卫星,相邻轨道之间的卫星要彼此叉开 30° ,以保证全球均匀覆盖的要求(图 1-1)。GPS 卫星轨道平均高度约为 20 200km,运行周期为 11h 58min。因此,地球上同一地点的 GPS 接收机的上空,每天出现的 GPS 卫星分布图形相同,只是每天提前约 4min。同时,位于地平线以上的卫星数目,随时间和地点的不同而相异,最少亦有 4 颗,最多时可达 11 颗。

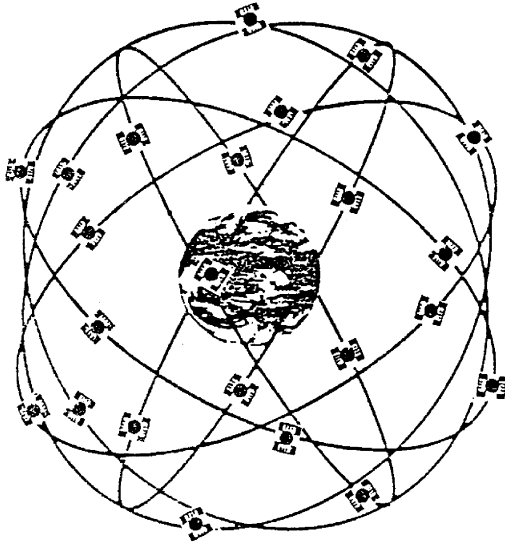


图 1-1 GPS 卫星星座

3 颗在轨的备用工作卫星相间布置在 3 个轨道平面中,随时可以根据指令代替发生故障的其他卫星,以保证整个 GPS 空间星座正常而高效地工作。

GPS 空间卫星的设计和发射分为 3 个阶段。第一阶段(Block I)从 1978 年到 1984 年共研制和发射了 11 颗卫星,卫星的设计寿命为 5 年,用于全球定位系统的实验,通常称为 GPS 实验卫星。第二阶段(Block II, II A)从 1989 年 2 月 14 日发射成功到 1994 年 3 月 10 日共研制和发射了 24(21+3)颗卫星,卫星的设计寿命为 7.5 年,宣告了 GPS 系统进入了工程实用阶段,通常称为 GPS 工作卫星。与 Block II 相比较,Block II A 增强了军事应用功能,扩大了数据存储容量,Block II 只

能存储供 14d 用的导航电文,而 Block II A 能存储供 180d 用的导航电文,确保在特殊情况下使用 GPS 卫星。表 1.2 表示了 GPS 卫星发射情况。

表 1.2 可观测的 GPS 卫星情况(1994,10)

阶 段	卫星编号(PRN)	发射日期	启用日期	所在轨道面
Block I	12	1984 - 09 - 08	1984 - 10 - 03	A1
Block II	14	1989 - 02 - 14	1989 - 04 - 15	E1
	2	1989 - 06 - 10	1989 - 08 - 10	B3
	16	1989 - 08 - 18	1989 - 10 - 14	E3
	19	1989 - 10 - 21	1989 - 11 - 23	A4
	17	1989 - 12 - 11	1990 - 01 - 06	D3
	18	1990 - 01 - 24	1990 - 02 - 14	F3
	20	1990 - 03 - 26	1990 - 04 - 18	B2
	21	1990 - 08 - 02	1990 - 08 - 22	E2
Block II A	15	1990 - 10 - 01	1990 - 10 - 15	D2
	23	1990 - 11 - 26	1990 - 12 - 10	E4
	24	1991 - 07 - 03	1991 - 08 - 30	D1
	25	1992 - 02 - 23	1992 - 03 - 24	A2
	28	1992 - 04 - 09	1992 - 04 - 25	C2
	26	1992 - 07 - 07	1992 - 07 - 23	F2
	27	1992 - 09 - 09	1992 - 09 - 30	A3
	1	1992 - 11 - 22	1992 - 12 - 11	F1
	29	1992 - 12 - 18	1993 - 01 - 05	F4
	22	1993 - 02 - 03	1993 - 04 - 04	B1
	31	1993 - 03 - 30	1993 - 04 - 13	C3
	7	1993 - 05 - 13	1993 - 06 - 12	C4
	9	1993 - 06 - 26	1993 - 07 - 20	A1
	5	1993 - 08 - 30	1993 - 09 - 28	B4
	4	1993 - 10 - 26	1993 - 11 - 22	D4
6	1994 - 03 - 10	1994 - 03 - 28	C1	

第三阶段为更新工作卫星(Block III, II R),更新卫星于 20 世纪末 21 世纪初发射完毕,以逐步取代第二代卫星,进一步改善全球定位系统。

GPS 卫星的主体呈柱形,采用铝蜂巢结构,柱形直径约 1.5m。卫星重约

774kg(含 310kg 燃料)。星体两侧装有两块双叶向日定向太阳能帆板,全长 5.33m,接受日光面积为 7.2m^2 ,给 3 组 15AH 镉镍蓄电池充电,以保证卫星正常工作(图 1-2)。

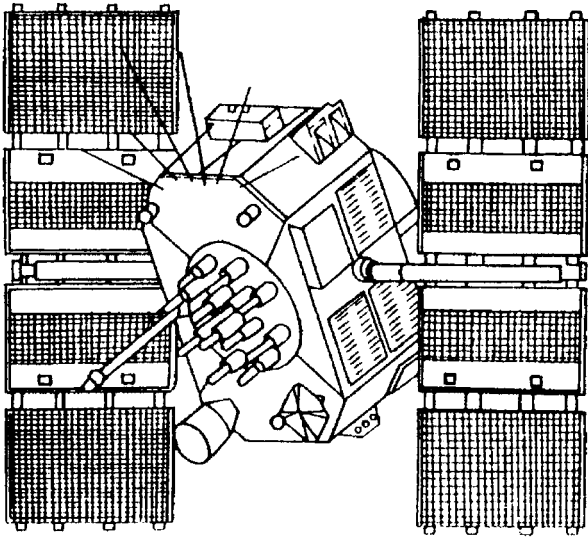


图 1-2 GPS 卫星构造示意图

在星体底部装有多波束定向天线,它是一个由 12 个单元构成的成形波束螺旋天线阵,发射 L_1 和 L_2 波段的信号,其波束方向图能覆盖约半个地球。同时,在星体两端面上装有全遥测遥控天线,它用于与地面监控网通信。此外,卫星上还装有姿态控制系统和轨道控制系统以保证卫星正常运行。

卫星上的核心设备是高精度铯原子钟(稳定度为 $10^{-13} \sim 10^{-14}$),具有抗辐射性能,它发射标准频率信号,为 GPS 定位提供高精度的时间标准。

GPS 卫星的主要功能是:向用户发送定位信息;提供高精度的时间标准;接收并储存地面监控站发来的导航信息;必要的数据处理;接收并执行监控站指令,调节卫星姿态和轨道修正,或启用备用卫星。

GPS 卫星采用多种编号识别系统。在导航定位中通常采用 PRN 编号(pseudo random noise code——伪随机噪声码)。

1.2.2 GPS 地面监控部分

全球定位系统的地面监控部分由 3 部分组成:1 个主控站,3 个注入站和 5 个监测站,分布于地球的 5 个地点,参见图 1-3。



图 1-3 GPS 地面监控站的分布

1. 主控站

主控站又称联合空间执行中心(CSOC),它位于美国科罗拉多州普林斯附近的佛肯(Colorado Springs Falcon)空军基地。它的任务是:

(1) 采集数据、推算编制导航电文。主控站的大型电子计算机采集本站和 5 个监测站的所有观测资料,其主要内容为监测站所测到的伪距和积分多普勒观测值、气象参数、卫星时钟、卫星工作状态参数、各监测站工作状态参数。根据搜集的全部数据,推算各卫星的星历、卫星钟差改正数、状态数据以及大气改正数,并按一定的格式编辑成导航电文,传送到 3 个注入站。

(2) 给定全球定位系统时间基准。GPS 的监测站和各个卫星上都有自己的原子钟,它们与主控站的原子钟并不同步,全球定位系统中以主控站的原子钟为基准,测出其他星钟和监测站站钟对于基准钟的钟差,并将这些钟差信息编辑到导航电文中,传送到注入站,转发至各卫星。

(3) 主控站负责协调和管理所有地面监测站和注入站系统,诊断所有地面支撑系统和天空卫星的健康状况,并加以编码向用户指示,使得整个系统正常工作。

(4) 调整卫星运动状态,启动备用卫星。根据观测到的卫星轨道参数以及卫星姿态参数,当发生偏离时,注入站发出卫星运动修正指令,使之沿预定轨道和正确姿态运行;当出现失常卫星时,主控站启用备份卫星取代失效卫星,以保证整个 GPS 系统的正常工作。

2. 监测站

GPS 的地面监测站共有 5 个,它们分别位于太平洋的卡瓦加兰岛(Kwajalein)、印度洋的迭哥伽西亚(Diogo Garcia)、南大西洋的阿松森群岛(Ascencion)以及夏威夷和主控站所在地佛肯。

监测站装有双频 GPS 接收机和高精度铯钟,在主控站的直接控制下,自动对卫星进行持续不断的跟踪测量,并将自动采集的伪距观测量、气象数据和时间标准等进行处理,然后存储和传送到主控站。

3. 注入站

GPS 的注入站共有 3 个,与前述三大洋的卡瓦伽兰、迭哥伽西亚、阿松森群岛上的监控站并置,注入站主要装有 1 台直径 3.6m 的天线,1 台 C 波段发射机和 1 台计算机。注入站将主控站传送来的卫星星历,钟差信息,导航电文和其他控制指令等注入到卫星的存储器中,使卫星的广播信号获得更高的精度,满足用户的需要。

1.2.3 用户设备

GPS 的空间星座部分和地面监控部分是用户应用该系统进行导航定位的基础,而用户只有使用 GPS 接收机才能实现其定位、导航的目的。GPS 接收机-用户设备随着用户的使用目的不同而有各种各样的型号。

GPS 的主要目的是为美国军方服务。美军使用的导航型 GPS 接收机可为其飞机、导弹、舰艇、战车以及野外作战人员提供导航和定位服务。近年来出现了阵列式天线(如十字形、三角形或四方形)的 GPS 接收机,不仅能提供精确位置信息,还能确定运动载体的姿态角。星载接收机可以为低空侦察卫星定位,比如法国的 Spot 卫星就是利用星载 GPS 接收机来确定遥感图像的精确位置的。

目前,国际上用于工程测量工作的 GPS 接收机亦有众多产品问世,它们被广泛地应用于交通、大地测量、勘探和地球物理等领域。

GPS 接收机的基本结构如图 1-4 所示,它包含:

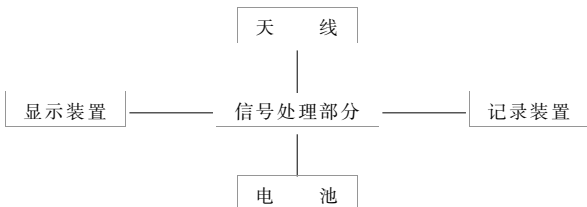


图 1-4 GPS 接收机基本结构

(1) 天线:天线及前置放大器,一般密封为一体,要求灵敏度高和抗干扰性能强。

(2) 信号接收处理单元:它是 GPS 接收机的核心单元,由硬件和软件组成。它接收来自天线的信号,经过中频放大,滤波和信号处理,实现对信号的跟踪、锁定、测量,由跟踪环路重建载波解码得到广播电文并获得伪距定位信息。

根据需要,GPS 接收机可设计成 1~12 个通道供选择,每 1 个通道在某 1 时刻跟踪 1 颗卫星,当此卫星被锁定后,便占据这一通道。现代技术的发展,使得在 GPS 接收机中广泛采用并行多通道技术或同时相关型通道技术。在相关型接收机中,主要由码延迟锁定环和载波相位锁定环组成。

(1) 码延迟锁定环(DLL)是将本机伪随机码与接收到的卫星伪随机码对齐,实现卫星的跟踪、识别和伪距测量。

(2) 载波相位锁定环(PLL)是利用本机的 Costas 环将复制载波相位与接收到的卫星载波相位锁定,进行载波相位测量,以求得测相伪距。

(3) 存储单元:主要有 GPS 接收机的内存硬盘或记录磁卡。

(4) 控制显示单元:控制作业包括初始自检,接收机的三维坐标和三维速度计算以及人机对话、根据输入航路进行自动导航、或输入各种指令以便计算和控制屏幕显示。

(5) 电源:GPS 接收机采用直流供电,机内置有专用锂电池给接收机时钟供电或给 RAM 供电,亦可外接蓄电池。

表 1.3 给出了几种主要 GPS 接收机的技术参数。

表 1.3 几种主要 GPS 接收机的技术参数

型 号	观测值	利用的载波和 调整码	精 度	重量和体积	备 注
T14100	伪距 载波相位	L_1, L_2 C/A 码, P 码	15m(实时), 1ppm(测 3h)	接收机 16kg 天线 2kg	
Mini-Mac 2816	伪距 载波相位	L_1, L_2 C/A 码	1mm, 1ppm	接收机 20kg	8 通道
Trimble- 4000SL	伪距 载波相位	L_1, L_2 C/A 码			
Ashtoch M12	伪距 载波相位	L_1, L_2 C/A 码	5mm, 1ppm		最新抗 AS, Z 跟踪 12 通道
W200	伪距 载波相位	L_1, L_2 C/A 码	5mm, 1ppm	接收机 2.2kg	配快速定位软件
Gss1A	伪距 载波相位	L_1 C/A 码	5mm, 2ppm	接收机 1.9kg 电池 0.5kg	8 通道

§ 1.3 美国对 GPS 用户的限制性政策

美国政府发展 GPS 定位技术的初衷是为美国的国防现代化服务的,故为了保障美国的安全和自身的利益,它必然会采取措施,限制非经美国特许的用户利用 GPS 定位的高精度。一方面,在系统设计方面采取许多保密性技术;另一方面,在系统运行中还采取了或可能采取其他方法,来限制 GPS 非特许用户获得高精度的测量。

这些限制性政策主要包括以下三个方面。

1.3.1 两种服务

美国政府在 GPS 设计中,计划提供两种服务:一种为标准定位服务 SPS(standard positioning service);一种为精密定位服务 PPS(precise positioning service)。前者利用粗测距码(C/A 码)定位,其精度约为 100m,其服务对象为民间普通用户。后者利用精测距码(P 码)定位,其精度可达到 10m,其服务对象为美国军方或美国盟国及得到特许的民间用户。

1.3.2 实施选择可用性(selective availability, SA)政策

在 GPS 计划试验阶段,利用粗码(C/A 码)定位的精度远远高于设计精度,甚至可达到 14m。于是美国政府采取了 SA 政策,故意降低标准定位(SPS)的定位精度,以防止未经特许的用户将 GPS 用于军事目的。

SA 政策是人为地将误差引入卫星时钟和卫星星历数据中,它是通过所谓 ϵ (epsilon)和 δ (delta)两种技术实现的。

ϵ 技术是通过人为干扰卫星星历数据,降低 GPS 卫星播送的轨道参数精度,从而达到降低利用 C/A 码进行实时单点定位的精度。 δ 技术则是对 GPS 卫星的基准信号(10.23MHz)人为地引入一个高频抖动信号。由于基准信号是所有卫星信号(载波、伪噪声码、数据码)的标准震荡源,源信号受到“污染”,则整个派生信号都将受到干扰,从而降低了 C/A 码测距定位精度。

过去,由于美国的 SA 限制性政策,使普通用户利用 GPS 的单点定位精度降为 100m(水平)和 150m(垂直)。而且,这种影响是可以改变的,在美国认为必要的情况,可进一步降低利用 C/A 码定位的精度。

SA 政策是针对非特许用户的,对于能够利用精密度位服务(PPS)的用户,则可利用密钥自动地消除 SA 的影响。

美国政府已于 21 世纪初宣布,自 2000 年 5 月 1 日子夜开始,取消 SA 政策,使民用 C/A 码的定位精度大大提高。

1.3.3 精测距码(P码)加密(A-S)措施

P码的加密措施,也称为“反电子欺骗”(anti-spoofing, A-S)措施。在某些特殊情况下,比如战时或泄密的情况下,如果有人知道了特许用户接收机所接受卫星的频率和相位,从而发射适当频率的干扰信号,这一欺骗电子信号可诱使特许用户接收机错锁信号,产生错误的定位导航信息。美国政府为了防止这种电子欺骗,采取了“反电子欺骗”(A-S)措施。这是一种必要时对 P 码进一步加密的措施。

它的实现办法是,引入机密码 W 码,并将 P 码与 W 码进行模 2 相加,将 P 码转换成 Y 码。由于 W 码是严格保密的,所以非特许用户无法利用 P 码做精密定位,也没有办法发射适当的干扰频率来实现电子欺骗。据 GPS 联合办公室透露,A-S 措施,只有在国家紧急状态下或者短期试验时,才启用 W 码,实施 A-S 政策。

1.3.4 反限制性政策的措施

世界各国的非特许用户对于美国政府的限制性政策都极其关注,为了摆脱或减弱美国上述限制性政策的影响,广大用户进行了积极的研究、开发和实验,取得了有效的结果。迄今为止,对美方限制性政策的反措施主要包含以下四个方面。

1. 独立精密地测定 GPS 卫星轨道

1986 年以来,包括美国民用部门在内的世界各国(欧洲诸国、加拿大、澳大利亚等)积极实施区域性或全球性合作,在欧、亚、非、美、大洋洲等五大洲布设 GPS 卫星跟踪站,并将跟踪站联网,这一独立的跟踪网称为国际合作 GPS 卫星跟踪网(cooperative international GPS satellite tracking network)。该跟踪网对 GPS 卫星连续跟踪监测,以确定卫星的精密轨道参数(测轨精度可达分米级),为用户摆脱 SA 政策的影响提供服务,从而提高用户定位精度。

即使目前美国已取消了 SA 政策,但是,精密的 GPS 卫星轨道参数在军事、测量、地球动力学等精密定位应用领域仍然是必要的,一般的 GPS 广播的星历参数仍难满足需要。因此,需设立国际合作 GPS 卫星跟踪网对 GPS 卫星跟踪监测,以确定卫星的精密轨道参数。

另外,1993 年国际大地测量学协会,正式宣布成立“GPS 地球动力学服务组织”——IGS(International GPS Service for Geodynamics),该组织计划在全球范围内建立高精度 GPS 卫星跟踪网,该网由分布全球的 30~40 个核心站和 150~200 个基准站构成,它们连续跟踪 GPS 卫星,根据观测数据精密地确定卫星星历、地球自转参数、跟踪站的坐标系、时钟与电离层信息,以满足地球动力学研究和电离层监测等项研究工作的需要;当然,它亦可以为精密导航和定位服务。IGS 组织成立之前于 1992 年已进行了首次国际联测,并且取得了重要结果:GPS 卫星星历的精

度达到分米级。

2. 加强 GPS 差分定位技术的研究与开发

美国政府的 SA 政策,除了使卫星星历误差显著增加外,同时也使卫星星钟误差增加。在这种情况下,利用差分 GPS 定位技术可以消除这一部分误差。所谓差分技术,指的是同一个测站对两颗卫星的同时观测量、或两个测站对一颗卫星的同时观测量、或一个测站对一颗卫星在两个历元里的观测量之间求差。其目的在于消除有关公共误差项,以提高定位精度。

差分 GPS 定位技术(DGDS)是目前非特许 GPS 用户广泛采用的最经济有效的措施之一,它能有效地减弱相关误差的影响,显著地提高定位精度。

3. 开发 GPS/GLONASS 兼容接收机

GLONASS(global navigation satellite system)是由前苏联研制建立的全球导航卫星系统。它在系统的构成、工作频段、定位原理等方面与 GPS 是相似的,故研制 GPS/GLONASS 兼容性接收机是可行的,其受到各国的普遍重视,这种接收机不仅增加了可观测卫星的数目,改善了可观测卫星的几何分布,而且增强了用户定位导航的精确性、可靠性和安全性。

4. 研制、建立独立自主的卫星定位系统

根本摆脱美国的 GPS 限制性政策的方法是建立独立自主的卫星定位系统,迄今为止,一些国家和地区正在发展自己的卫星定位系统,比如上述的 GLONASS。欧洲空间局(European Space Agency,ESA)曾规划和发展一种以民用为主的卫星定位系统——NAVSAT。

我国也正在研制建立区域性的二维卫星定位系统。这是一项耗资巨大、技术复杂的工程,它对我国的国防现代化将做出重大贡献。

第二章 全球定位系统(GPS)的时空参考系统

§ 2.1 GPS 坐标系统简介

全球定位系统(GPS)的最基本任务是确定用户在空间的位置。确定用户的位置,简称为定位。所谓用户的位置,实际上是指该用户在特定坐标系中的位置坐标,位置是相对于参考坐标系而言的。为此,首先要设立适当的坐标系。坐标系统和时间系统是GPS的基本参考系统。确定的时空参考系统是描述卫星运动、处理观测数据、表达用户位置(观测站)的物理与数学基础。GPS卫星主要受地球引力作用而绕地心旋转,与地球自转无关,为了描述GPS卫星在其轨道上的运动规律,引用不随地球自转的地心坐标系是十分自然的。它是空间固定坐标系。同时,在GPS定位中,观测站往往固定在地球表面,其空间位置随同地球自转而运动,于是为了便于表达观测站的位置,引用与地球固联的地心坐标系亦是必要的。因此,根据坐标轴指向的不同,可划分为两大类坐标系:天球坐标系和地球坐标系。

严格说来,无论是天球坐标系还是地球坐标系,在不同的观测瞬间,其各自的坐标轴指向相应地也不相同。由于坐标系相对于时间的依赖性,每一类坐标系又可划分为若干种不同定义的坐标系。为了使用上的统一和方便,国际上通过协议来确定某些全球性坐标系统的坐标轴指向。这种共同确认的坐标系,称之为协议坐标系。

顺便指出,为了描述卫星的运动,另有一种应用广泛的坐标系,即轨道坐标系,鉴于该坐标系的特点和应用,将于下一章详细介绍。

从几何学上看,坐标系统是由原点位置,3个坐标轴的指向和尺度所定义的。坐标系之间通过坐标平移、旋转和尺度转换,可以将一个坐标系变换到另一个坐标系去,于是在某一个坐标系下表达的点的位置坐标,可以方便地变换到另一个坐标系中去表述。熟悉各坐标系之间的坐标变换方法,亦是本章需要掌握的基本内容。

§ 2.2 天球坐标系

2.2.1 天球、天球坐标系

为了确定卫星、宇宙飞船等在宇宙空间的位置和飞行状态,首先需要确定一个在宇宙空间可视为不变的参考系。假设以地球的质心 M 为球心,半径为无穷大的球存在于宇宙空间,天文学中称之为天球。为了确定这一空间里的天球坐标系,

选天球中心 M 为天球坐标系的原点,另外寻找固定不变的轴(或平面交线)来作为天球坐标系的坐标轴。我们知道,地球绕其极轴自转,就像是个大陀螺,由于陀螺的定轴性,地球的极轴在宇宙空间的指向(即赤道平面在空间的方向)是稳定不变的。无限延伸地球极轴和天球相交于 $P_n P_s$ (图 2-1),则有:

$P_n P_s$ 直线称之为天轴; P_n 、 P_s 分别称之为北天极、南天极。地轴与天轴重合。

地极在宇宙空间指向不变,等价于地球赤道平面在宇宙空间是一个稳定平面,将地球赤道平面无限延伸,它和天球相交,则有:无限延伸的地球赤道面称之为天球赤道面;它与天球相交的大圆,称为天球赤道;地球赤道面与天球赤道面重合。

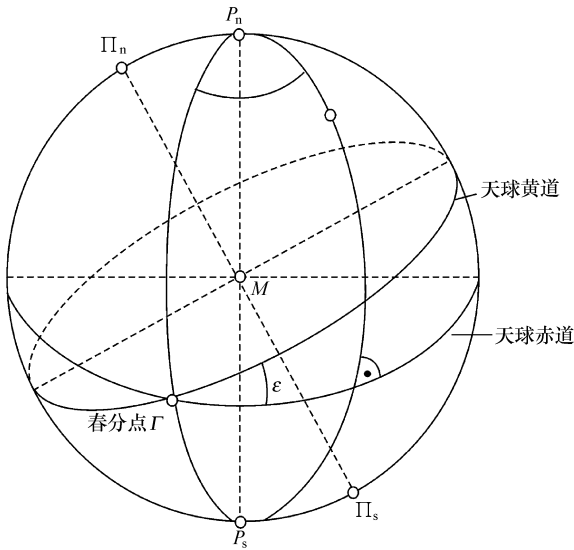


图 2-1 天球的概念

要建立一个固定不变的坐标系需要两条指向稳定不变的坐标轴,其中天轴是一条稳定的坐标轴。天球赤道平面是稳定不变的,地球绕太阳公转的轨道平面也是一个稳定的平面。地球公转轨道平面称之为黄道平面,黄道平面通过地心与赤道平面约有 23.44° 的夹角,称为黄赤交角(图 2-1)。将黄道平面无限延伸和天球相交,相交的大圆称为天球黄道。天球赤道和天球黄道相交于两点,一点称为春分点,另一点称为秋分点。

由于天球赤道平面和天球黄道平面在宇宙空间的位置稳定不变,故春分点和秋分点的位置也不变。

地心和春分点连线称为春分点轴,是又一条在宇宙空间稳定的参考轴。

天球极轴,春分点轴,加上与这两轴垂直并位于天球赤道平面内的第三条轴(自然是稳定不变的轴),构成在宇宙空间稳定不变的参考轴系,称为地心天球坐标

系。简称天球坐标系。

在天球坐标系中,天体 S 的空间位置,可用天球空间直角坐标系或天球球面坐标系两种方式来描述 $MXYZ$ (图 2-2)。

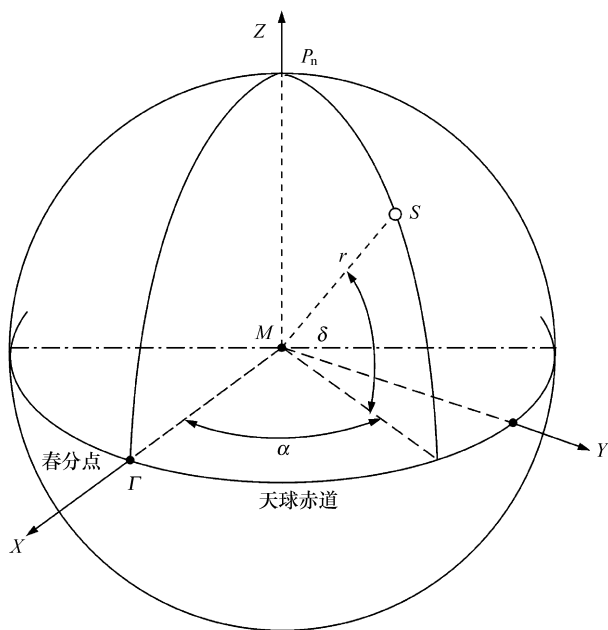


图 2-2 天球空间直角坐标系和天球球面坐标系

天球空间直角坐标系的定义是:地球质心 M 为坐标系原点, Z 轴指向天球北极 P_n , X 轴指向春分点 Γ , Y 轴垂直于 XMZ 平面,与 X 轴和 Z 轴构成右手坐标系。则在此坐标系下,天体 S 的位置由坐标 (X, Y, Z) 来描述。

天球球面坐标系的定义是:地球质心 M 为系统原点,春分点轴 $M\Gamma$ 与天轴 MP_n 所在的平面为天球经度(赤经)测量基准——基准子午面。过天轴的所有平面称为天球子午面,天球子午面与基准子午面之间的夹角 α 称为赤经,由春分点向东的赤经称为东赤经($3^\circ \sim$ 东赤经 180°),由春分点向西的赤经称为西赤经($0^\circ \sim$ 西赤经 180°)。天体 S 与原点 M 的连线相对于天球赤道平面的夹角 δ 称为赤纬,由天球赤道向北的称为北赤纬($0^\circ \sim$ 北赤纬 90°)由天球赤道向南的称为南赤纬($0^\circ \sim$ 南赤纬 90°)。原点 M 到天体 S 的径向长度 r 称为天体 S 的距离。天体 S 的位置在天球球面坐标系下的表述为 (r, α, δ) (图 2-2)。

同一天体 S 在天球直角坐标系下和天球球面坐标系下的表述,分别为 (X, Y, Z) 和 (r, α, δ) ,对同一位置的两种坐标描述是等价的,故有下列转换关系:

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = r \begin{bmatrix} \cos \delta \cdot \cos \alpha \\ \cos \delta \cdot \sin \alpha \\ \sin \delta \end{bmatrix} \quad (2.1)$$

或

$$\left. \begin{aligned} r &= \sqrt{X^2 + Y^2 + Z^2} \\ \alpha &= \arctan \frac{Y}{X} \\ \delta &= \arctan \frac{Z}{\sqrt{X^2 + Y^2}} \end{aligned} \right\} \quad (2.2)$$

在天球系中运行的天体或飞行器,比如弹道导弹、卫星、飞船,均可用上述两种表达形式来描述其位置。由于它们的轨道与地球的自转无关,故用这两种坐标形式来描述 GPS 卫星的位置和状态都是合理的。

2.2.2 岁差和章动、协议天球坐标系

1. 岁差和章动

前述天球坐标系在宇宙空间保持稳定不变,是一种理想状态。应当指出,实际上地球极轴的指向、地球赤道面和黄道面的夹角、春分点在天球上的位置均非绝对固定不变的。我们知道,陀螺仪的自转轴在干扰力矩的作用下会存在进动和章动。同样,地球自转轴也存在这种干扰运动,比如:由于日、月对地球非球形部分的摄动,使地球自转轴如同陀螺自转轴一样,在空间不断地摆动,它可分解成两部分:日月岁差和章动(图 2-3)。岁差是指由日月行星引力共同作用的结果,使地球自转轴在空间的方向发生周期性变化。由图 2-4 所示,由于赤道面与黄道面夹角 ϵ 不为零(约为 23.44°),设想一个过地球自转轴的平面将地球分成两部分,这两部分的质量与太阳的距离不同,受太阳的引力也不等 ($F_1 < F_2$),由于赤道面和黄道面的不重合,故产生一力矩,此力矩指向读者(图 2-4),由于地球自转,根据陀螺原理,在这个力矩的作用下,地球自转轴绕黄极(地球公转轴),顺时针进动(由北极向赤道看),地球自转轴与黄极之间夹角保持不变。月球对于地球自转轴亦有相同的进动影响。那么在日月引力的共同影响下,使北天极绕北黄极,以顺时针方向缓慢地旋转,构成一个以黄赤交角(23.44°)为半径的小圆,从而使春分点在黄道上西移(图 2-5)。春分点漂移周期约 25 800 年,平均每年漂移约 $50.371''$ 。

在天球上,以这种规律运动的北天极通常称为瞬时平北天极(或简称为平北天极),与之相应的天球赤道和春分点称为瞬时天球平赤道和瞬时平春分点(简称天球平赤道,平春分点)。

北天极除了这种有规律的长周期的运动外,在各种天体力的影响下还存在有

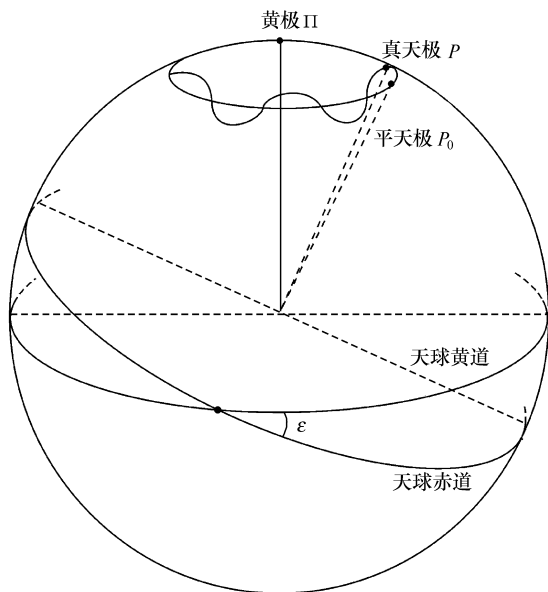


图 2-3 日月岁差和章动

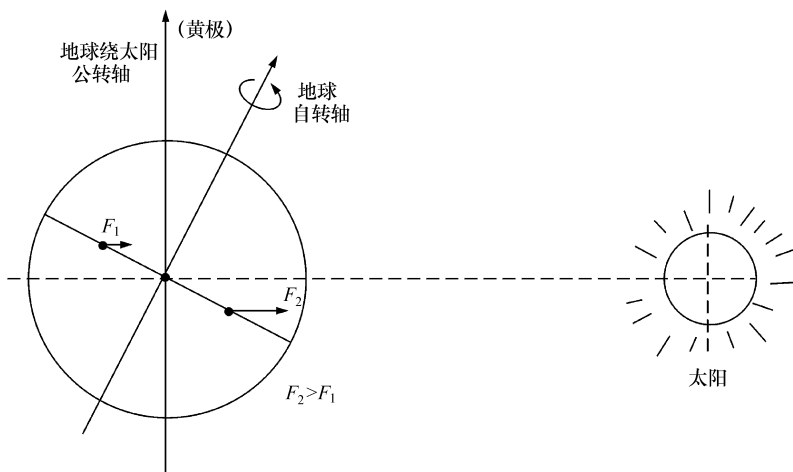


图 2-4 地球的进动力矩

短周期的变化,它叠加在岁差运动上。如果将任一观测时刻的北天极的实际位置称为瞬时北天极(亦称真北天极),而与这相应的天球赤道和春分点称为瞬时真天球赤道和瞬时真春分点(亦称为真天球赤道和真春分点),瞬时北天极绕瞬时平北天极产生旋转(图 2-6),大致成椭圆形轨迹,其长半径约为 $9.2''$,周期约为 18.6 年,这种运动称为章动。

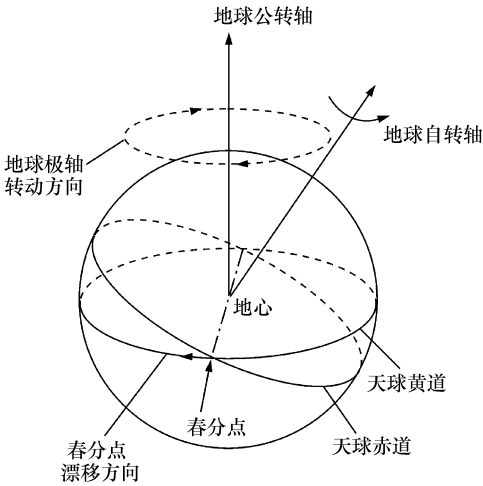


图 2-5 春分点的漂移方向

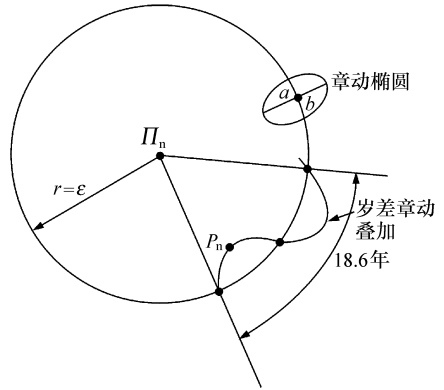


图 2-6 章动影响

实际上,瞬时真北天极相对于黄极,不仅有进动(岁差)而且还存在着章动。

2. 三种天球(赤道)坐标系、协议天球坐标系

由以上讨论可知,在时间过程中,北天极(天球赤道和春分点)在做岁差和章动的叠加运动,瞬时真天球坐标系的坐标轴指向随时间不断地变化。为了实际应用需要,以时间为参考,定义 3 种天球(赤道)坐标系。

不同观测历元 t 相应于不同的瞬时真天球(赤道)坐标系。它是一个既考虑岁差又考虑章动的动坐标系。

任一观测历元 t 所对应的瞬时平天极,瞬时平赤道,瞬时平春分点来确定的天球(赤道)坐标系,称之为瞬时平天球坐标系。它是一个仅考虑岁差进动而略去章动影响的动坐标系。

以上两种天球坐标系之间,在任一观测历元 t 仅相差一个章动角。它们都是动坐标系,并非静止的惯性坐标系,不能直接采用牛顿第二定律来研究卫星的运动规律。为此需要建立一个三轴指向保持稳定不变的天球坐标系,用它来代表惯性坐标系。这就是人为定义的协议天球坐标系。

在时间 t 轴上,由国际协议规定一确定的特殊时刻 t_0 作为标准历元,此标准历元 t_0 所对应的平天球坐标系是一个惟一的平天球坐标系——称之为协议天球坐标系或称为协议惯性系(conventional inertial system, CIS)。

国际上约定,以 2000 年 1 月 15 日 TDB(太阳系质心力学时)为标准历元 t_0 (记为 J2000.0 即儒略日 JD 2 451 545.0)。国际大地测量学会(IAG)和国际天文学