

# GPS 测量与数据处理

GPS Surveying and Data Processing

李征航 黄劲松 编著

武汉大学出版社

图书在版编目(CIP)数据

GPS 测量与数据处理/李征航,黄劲松编著. —武汉:武汉大学出版社, 2005. 3

高等学校测绘工程专业核心教材

ISBN 7-307-04443-9

I. G… I. ①李… ②黄… III. ①全球定位系统(GPS)—测量—高等学校—教材 ②全球定位系统(GPS)—数据处理—高等学校—教材  
IV. P228.4

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2005)第 008426 号

李征航 黄劲松 著

责任编辑:任翔 责任校对:黄添生 版式设计:支笛

出版发行:武汉大学出版社 (430072 武昌 珞珈山)

(电子邮件:wdp4@whu.edu.cn 网址:www.wdp.whu.edu.cn)

印刷:华中科技大学印刷厂

开本:787×1092 1/16 印张:19.25 字数:485 千字

版次:2005 年 3 月第 1 版 2005 年 3 月第 1 次印刷

ISBN 7-307-04443-9/P·89 定价:30.00 元

版权所有,不得翻印;凡购我社的图书,如有缺页、倒页、脱页等质量问题,请与当地图书销售部门联系调换。

## 内 容 提 要

全球定位系统(GPS)已在国民经济和国防建设的各个领域中得到了广泛的应用。作者结合教学、科研和生产实践从定位原理、测量作业、数据处理等方面对GPS定位技术作了较详细的介绍。全书共分11章,其主要内容为:绪论,全球定位系统的组成及信号结构,GPS定位中的误差源,距离测量与GPS定位,GPS测量的技术设计,数据采集,时间标示法,地球坐标参照系,常用的数据格式,GPS基线向量解算和网平差及GPS高程测量等。

本书可作为高等学校测绘工程及其相关专业本科生和研究生的教材,教师可根据专业性质、学时数和学生的层次从中选择所需的内容。本书也可供测绘、交通、石油、地质、水利、农林等部门的相关科研工作人员参考。

# 前 言

全球定位系统在交通、运输、测绘、通信、军事、石油勘探、资源调查、农林渔业、时间比对、大气研究、气象预报、地质灾害的监测和预报等部门和领域中有广泛的应用前景。全球定位系统的出现使导航技术和定位技术产生了一场深刻的变革,促进了相关行业的整体技术进步。因而 GPS 导航定位技术已成为高等学校各相关专业中的一门重要课程。

自 20 世纪 70 年代起,我院(系)就紧跟学科发展前沿,用空间大地测量技术对原专业进行改造和建设,对旧的课程体系进行了大规模的调整。在培养具有新的知识结构的符合社会需要的大批人才的同时,我院(系)还承担了大量的科研项目和科技开发(生产)项目,将一个逐渐老化且生源和需求都严重不足的老专业改造建设成为一个欣欣向荣、充满活力的用高新技术武装起来的新专业。“跟踪学科发展前沿,改造和建设大地测量专业的研究和实践”获湖北省和国家教学成果一等奖。目前“GPS 测量原理及其应用”不仅是武汉大学测绘学院、遥感信息工程学院、资源和环境学院中相关专业的必修课程,而且也成为面向全校的一门公选课。

本书是武汉大学“十五”规划教材,其内容涵盖“GPS 测量原理及其应用”(省级优质课程)和“GPS 数据处理”两门课程。根据我们的经验,这两门课程的难点为:载波相位测量的原理,观测值的线性组合,周跳的探测修复,整周模糊度的确定以及网平差(无约束平差,约束平差,联合平差)等内容,因此本教材对这些问题作了较为详细的阐述。考虑到卫星导航定位系统正处于迅速发展和变革的时期,所以在教材中对 GLONASS 系统、伽利略系统、我国的北斗系统以及 GPS 的现代化等内容也作了简要介绍。按武汉大学测绘学院的教学计划,有关时间系统,坐标系统,卫星轨道理论的基本知识和卫星应用等方面的内容已在“大地测量学基础”、“空间大地测量理论基础”和“卫星应用概论”等前期课程中讲过,故本书中不再作介绍,以免造成过多的重叠。但为了顾及外校和其他相关专业学生使用的需要,对一些必要的内容仍作了简单介绍。此外,为了保持两门课程相对的独立性和完整性,编写时允许有极少量内容相互交叉和重叠。

全书共分三编。第一编为 GPS 定位原理、方法与数学模型,共分 4 章。第 1 章绪论简要介绍了全球定位系统的产生、发展、前景以及在各个领域中的应用,对其他卫星导航定位系统也作了简要介绍。第 2 章介绍了全球定位系统的组成和信号结构,以及卫星位置的计算。第 3 章介绍了影响 GPS 定位的各种误差源以及

消除或削弱误差影响的方法。第 4 章介绍了测定卫地距的方法以及 GPS 定位的方法。第二编为技术设计与数据采集,共分 2 章。第 5 章介绍了技术设计的依据和方法。第 6 章介绍了选点与埋石,接收机检验,外业观测,成果验收等内容。第三编为数据处理,共分 5 章。第 7 章介绍了常用的时间标示方法及相互换算的方法。第 8 章介绍了 GPS 测量中常用的坐标系和参考框架。第 9 章介绍了 GPS 数据处理中常用的 RINEX 格式和 SP3 格式。第 10 章介绍了 GPS 基线向量解算和网平差中的各种问题。第 11 章介绍了 GPS 高程测量。其中第一、二编(前 6 章)由李征航编写,第三编(后 5 章)由黄劲松编写,最后由李征航负责统稿。其中部分标注有“\* \* ”的内容主要供研究生学习和相关科研人员参考,不一定作为本科生学习内容。

由于作者水平有限,谬误不当及疏漏之处在所难免。当前 GPS 定位技术仍处于迅速发展阶段,虽然我们力求与时俱进,反映该领域中的最新成果,但未必如愿。真诚希望广大读者批评指正。

作者  
2005 年 1 月

# 目 录

## 第一编 GPS 定位原理、方法与数学模型

第 1 章 绪 论.....	1
§ 1.1 全球定位系统的产生, 发展及前景.....	1
§ 1.2 GPS 在各个领域中的应用 .....	5
§ 1.3 美国政府的 GPS 政策 .....	10
§ 1.4 其他卫星导航定位系统的概况.....	12
第 2 章 全球定位系统的组成及信号结构 .....	17
§ 2.1 全球定位系统的组成.....	17
§ 2.2 GPS 卫星的信号结构.....	26
§ 2.3 GPS 卫星位置的计算.....	33
第 3 章 GPS 定位中的误差源 .....	38
§ 3.1 概述 .....	38
§ 3.2 钟误差.....	40
§ 3.3 相对论效应.....	43
§ 3.4 卫星星历误差 .....	46
§ 3.5 电离层延迟 .....	52
§ 3.6 对流层延迟 .....	64
§ 3.7 多路径误差 .....	71
§ 3.8 其他误差改正 .....	74
第 4 章 距离测量与 GPS 定位.....	78
§ 4.1 利用测距码测定卫地距 .....	78
§ 4.2 载波相位测量 .....	83
§ 4.3 观测值的线性组合 .....	87
§ 4.4 周跳的探测及修复 .....	95
§ 4.5 整周模糊度的确定 .....	99
§ 4.6 单点定位 .....	110
§ 4.7 相对定位 .....	112
§ 4.8 差分 GPS .....	119

## 第二编 技术与数据采集

第 5 章	GPS 测量的技术设计 .....	128
§ 5.1	技术设计的依据 .....	128
§ 5.2	GPS 网的精度和密度设计 .....	129
§ 5.3	GPS 网的基准设计 .....	130
§ 5.4	GPS 测量中的图形设计 .....	132
§ 5.5	GPS 网的特征条件 .....	136
第 6 章	数据采集 .....	138
§ 6.1	选点与埋石 .....	138
§ 6.2	GPS 接收机的选用及仪器检验 .....	140
§ 6.3	数据采集 .....	144
§ 6.4	成果验收和上交资料 .....	150

## 第三编 数据处理

第 7 章	时间标示法 .....	152
§ 7.1	时间标示法 .....	152
§ 7.2	不同时间标示法间的相互转换 .....	154
第 8 章	地球坐标参照系 .....	156
§ 8.1	基本概念 .....	156
§ 8.2	常用坐标系 .....	159
§ 8.3	坐标系转换 .....	163
§ 8.4	基准转换 .....	167
§ 8.5	常用地球参照系和参考框架 .....	172
第 9 章	GPS 测量应用中常用数据格式 .....	182
§ 9.1	RINEX 格式 .....	182
§ 9.2	SP3 精密星历数据格式 .....	202
第 10 章	GPS 测量数据处理原理 .....	216
§ 10.1	概述 .....	216
§ 10.2	基线解算的模式 .....	219
§ 10.3	基线解算中的系统性偏差 .....	223
§ 10.4	接收机天线相位中心的特性 .....	226
§ 10.5	基线解算的数据预处理 .....	231
§ 10.6	基线解算的基本数学模型 .....	235
§ 10.7	不同频率载波相位观测值的线性组合 .....	241
§ 10.8	网平差的类型及作用 .....	245

§ 10.9 网平差的流程 .....	247
§ 10.10 网平差原理* .....	251
§ 10.11 采用 GPS 技术建立独立坐标系 .....	265
 第 11 章 GPS 高程测量 .....	 270
§ 11.1 高程系统及其相互关系 .....	270
§ 11.2 GPS 水准 .....	273
 附录 1 引用的缩写词 .....	 287
附录 2 标石类型图 .....	289
附录 3 GPS 测量手簿 .....	291
附录 4 归心元素测定与计算 .....	296
参考文献 .....	279



# 第一编 GPS 定位原理、方法与数学模型

## 第 1 章 绪 论

### § 1.1 全球定位系统的产生、发展及前景

#### 1.1.1 子午卫星系统及其局限性

##### 1. 子午卫星系统

子午卫星系统(Transit)是美国海军研制、开发、管理的第一代卫星导航定位系统,又称海军导航卫星系统(NNSS—Navy Navigation Satellite System)。该系统采用多普勒测量的方法进行导航和定位。1957年10月,前苏联成功地发射了第一颗人造地球卫星。美国约翰·霍普金斯大学应用物理实验室的吉尔博士和魏芬巴哈博士对该卫星发射的无线电信号的多普勒频移产生了浓厚的兴趣。他们的研究表明,利用地面跟踪站上的多普勒测量资料可以精确确定卫星轨道。在应用物理实验室工作的另外两位科学家麦克卢尔博士和克什纳博士则指出,对一颗轨道已被准确确定的卫星进行多普勒测量的话,可以确定用户的位置。上述工作为子午卫星系统的诞生奠定了基础。当时美国海军正在寻求一种可对北极星潜艇中的惯性导航系统进行间断地、精确地修正的方法,故积极资助应用物理实验室开展进一步的研究。1958年12月,在克什纳博士的领导下开展了三项研究工作:研制子午卫星;建立地球重力场模型以便能准确确定和预报卫星轨道;研制多普勒接收机。1964年1月,子午卫星系统正式建成并投入军用。1967年7月,该系统解密,同时供民用,用户数激增,最终达95 000个用户。其中军方用户只有650家,不足总数的1%。

子午卫星在几乎是圆形的极轨道(轨道倾角 $i=90^\circ$ )上运行。卫星离地面的高度约为1 075km,卫星的运行周期为107min。子午卫星星座一般由6颗卫星组成。这6颗卫星应均匀地分布在地球四周,即相邻的卫星轨道平面之间的夹角均应为 $30^\circ$ 。但由于各卫星轨道面的倾角 $i$ 不严格为 $90^\circ$ ;故进动的大小和符号各不相同。这样,经过一段时间后,各轨道面的分布就会变得疏密不一。位于中纬度地区的用户平均1.5h左右可观测到一颗卫星,但最不利时要等待10h才能进行下一次观测。

子午卫星系统是采用多普勒测量的方法进行导航定位的。当子午卫星以 $f_s$ 的频率发射信号时,由于多普勒效应,接收机所接收到的信号频率将变为 $f_r$ 。接收频率 $f_r$ 和发射频率 $f_s$ 间存在下列关系:

$$f_r = \left[ 1 - \frac{1}{c} \frac{dD}{dt} \right] f_s \tag{1-1}$$

式中:  $D$  为信号源与接收机间的距离;  $c$  为真空中的光速。

若接收机产生一个频率为  $f_0$  的本振信号并与接收到的频率为  $f_R$  的卫星信号混频,然后将差频信号在时间段  $[t_1, t_2]$  间进行积分,则积分值  $N$  和距离差  $(D_2 - D_1)$  间有下列关系:

$$\begin{aligned} N \int_{t_1}^{t_2} (f_0 - f_R) dt &= \int_{t_1}^{t_2} (f_0 - f_s) dt + \int_{t_1}^{t_2} (f_s - f_R) dt \\ &= (f_0 - f_s)(t_2 - t_1) + \int_{t_1}^{t_2} \frac{f_s}{c} \frac{dD}{dt} \cdot dt = (f_0 - f_s)(t_2 - t_1) + \frac{f_s}{c}(D_2 - D_1) \end{aligned} \quad (1-2)$$

式中,  $N$  称为多普勒计数,是多普勒测量中的观测值;积分间隔  $(t_2 - t_1)$  一般可取 4.6s、30s 或 2min,作业人员可自行选择;  $D_1$  和  $D_2$  分别为  $t_1$  和  $t_2$  时刻卫星至接收机的距离。从式(1-2)知,进行多普勒测量后我们即可据多普勒计数  $N$  求得  $t_1$ 、 $t_2$  时刻卫星至接收机的距离差  $(D_2 - D_1)$ :

$$D_2 - D_1 = \frac{c}{f_s} [N - (f_0 - f_s)(t_2 - t_1)] = \lambda_s [N - (f_0 - f_s)(t_2 - t_1)] \quad (1-3)$$

式中,  $\lambda_s$  为发射信号的波长。若该卫星的轨道已被确定,  $t_1$ 、 $t_2$  时刻卫星在空间的位置  $s_1$  和  $s_2$  是已知的话,那么我们就以  $s_1$  和  $s_2$  为焦点作出一个旋转双曲面,该双曲面上的任意一点至这两个焦点的距离之差恒等于  $(D_2 - D_1)$ 。显然,用户必位于该旋转双曲面上。如果我们继续在时间段  $[t_2, t_3]$  和  $[t_3, t_4]$  内进行多普勒测量,求得距离差  $[D_3 - D_2]$  和  $[D_4 - D_3]$ ,就能按照上述方法作出第二个旋转双曲面和第三个旋转双曲面,从而交会出用户在空间的位置。

## 2. 子午卫星系统的局限性

### (1) 一次定位所需时间过长

这一缺点是由多普勒定位方法的本质所决定的。如前所述,在多普勒定位中,旋转双曲面的焦点  $s_1, s_2, s_3 \dots$  是由同一卫星在运行过程中逐步形成的。为保证定位精度,这些焦点与地面测站之间的夹角不能过小,以便能组成较好的几何图形。所以,利用子午卫星多普勒观测进行导航时通常需观测一次完整的卫星通过(一般为 8 ~18min)。而利用 GPS 进行距离交会时,由于空间的“已知点”是由同一瞬间的不同卫星来提供的,故只进行一个历元的观测就有可能获得几何强度极佳的一组观测值。一次定位所需时间过长会带来一系列问题,如:

无法为飞机、导弹、卫星等高动态用户服务,也无法满足汽车等运行轨迹较为复杂的地面车辆导航定位的需要。

为尽量减少一次导航定位所需的时间,只能采用低轨道卫星。这是因为:(a) 当卫星运动速度相同时,从地面测站上所看到的低轨卫星的方向变化远较高轨卫星快。(b) 低轨卫星运行的线速度比高轨卫星快,如果把子午卫星发射至离地面 20 000km 的 GPS 卫星轨道上的话,那么为了获得同样的几何图形,观测时间就必须增加 6 ~7 倍,也就是说,一次导航定位的时间需 1 ~2h,这样长的观测时间显然是用户难以接受的。所以,采用多普勒测量方法来导航定位的卫星通常都是低轨卫星。而采用低轨卫星又会产生一系列特殊问题,例如:卫星所受到的大气阻力较大,其轨道难以准确测定和预报;由于每个卫星跟踪站能观测到的卫星轨道较短,因而需在全球布设大量的卫星跟踪站才有可能对卫星进行连续观测,然而由于自然地理条件的限制以及政治方面的原因,这是很难做到的。

即使是对船舶等低动态用户来说,由于在一次导航定位过程中载体仍处于运动状态中,故各观测值所对应的用户位置是不相同的,其变化量一般可达 5 ~10km。解算时需根据船速等信息将这些观测值归算至同一参考时刻。由于一次导航定位所需的时间过长,船速等参

数的误差将影响定位精度。

上述各种问题是由多普勒定位方法本身引起的,难以解决。

## (2) 不是一个连续的、独立的卫星导航系统

如前所述,美国海军研制组建立子午卫星系统的目的是为了能给惯性导航系统提供一种间断的、精确的修正,故该系统没有采用频分、码分、时分等多路接收技术。接收机在某一时刻只能接收一个卫星信号,这就意味着子午卫星星座中所含的卫星数不能太多。为防止在高纬度地区的视场中同时出现两颗子午卫星而造成信号相互干扰的可能性,子午卫星星座中的卫星一般不超过6颗,从而使中低纬度地区两次卫星通过的平均间隔达1.5h左右。由于各卫星轨道面进动的大小和方向不一,最终造成各轨道面之间的间隔疏密不一。相邻轨道面过密时会导致两颗卫星同时进入用户视场,造成信号相互干扰,此时控制中心不得不暂时关闭一颗卫星使其停止工作。轨道面过疏时用户的等待时间有可能长达8~10h。导航定位的不连续性使子午卫星系统无法成为一种独立的导航定位系统,而只能成为一种辅助系统,多种导航系统的并存不仅增加了用户的费用,而且还有可能导致相互干扰。

正因为从导航的角度讲子午卫星系统存在上述两大缺点,所以在该系统投入使用后不久,美国国防部即组织陆、海、空三军着手研制第二代卫星导航定位系统——全球定位系统GPS。

此外,从测量的角度讲,子午卫星系统也存在不少问题,主要有:

### (1) 所需时间长,作业效率偏低

利用子午卫星进行测量时,大部分时间都是在等待卫星中度过的,真正的观测时间不足20%,作业效率低。为获得对大地测量有意义的成果,一般需观测50~100次合格的卫星通过,历时一星期左右。

### (2) 定位精度偏低

子午卫星多普勒定位一般只能获得分米级至米级的定位精度,从而限制了它的应用范围。究其原因主要是:

卫星钟和接收机钟的频率都不够稳定,而在一次卫星通过中我们通常只引入一个频漂参数 $d f$ 来表示这两台钟之间实际的频率差相对于其理论值 $f_0$ 的偏差: $d f_0 = (f_0 - f_s) - f_0$ 。但实际上该值在这么长的时间内是无法保持稳定不变的。研究结果表明,当卫星钟的稳定度为 $5 \times 10^{-12}$ 时,在一次卫星通过时只引入一个参数(而不是在每个观测历元分别引入一个参数)会导致0.8~1.0m的定位误差。

由于子午卫星所用的频率较低,而电离层延迟改正模型中一般只顾及 $f^2$ 项,在中等的太阳活动年份中,在地磁赤道附近被略去的高阶项的影响将大于1.0m。

由于卫星的轨道较低,地球重力场模型和大气阻力摄动的误差对定位的影响将达1~2m。观测50~100次卫星通过后才能削弱至分米级水平。

上述缺陷也从另一个侧面说明了用全球定位系统取代子午卫星系统的必要性。

## 1.1.2 全球定位系统的产生、发展及前景

### 1. 全球定位系统的产生和发展

由于子午卫星系统存在上述局限性,所以在该系统投入运行后不久,各军兵种立即开展了相关的工作来设计适合于自己的卫星导航定位系统。其中较著名的有美国海军提出的

Timation 计划和美国空军提出的 621B 计划。Timation 主要用于高精度的时间传递,同时也可提供导航信息。由于使用了高精度的卫星钟(铷原子钟、铯原子钟),从而大大改善了预报星历的精度,增加了两次卫星星历输入间的时间间隔。621B 则采用伪随机噪声码( PRN—Pseudo Random Noise)来进行伪距测量。经适当选择后的 PRN 码几乎都是互相正交的,故可采用码分多址技术来识别和处理不同的卫星信号。此外,还可以在 PRN 码上调制卫星导航电文。采用这些伪随机噪声码作为测距码时,即使信号的功率密度不足环境噪声的 1%,仍可将信号检测出来。

为提高效率,减少各军兵种之间的矛盾,美国国防部于 1973 年成立了由空军、海军、陆军、国防制图局、海岸警卫队、交通部以及北约和澳大利亚等方代表组成的联合工作办公室(JPO—Joint Program Office)负责新的卫星导航定位系统的设计、组建、管理等项工作。同年,JPO 在集 Timation, 621B 等方案优点的基础上提出了一个综合性方案,并将其称为 NAVSTAR/GPS( NAVigation System with Timing And Ranging/Global Positioning System),简称 GPS。该方案于 1973 年 12 月 17 日获美国国防系统采办和评审委员会(DSARC)批准。JPO 在全球定位系统的研制和组建过程中起了极其重要的作用,其具体职责为:

负责 GPS 卫星的设计、研制、试验、改进、订购等工作,并负责将它们送入预定轨道。

建立地面控制系统,负责整个系统的管理和协调工作,维持系统的正常运行。

为美国及其盟国的军方用户设计、试验、生产 GPS 接收机。

全球定位系统(GPS)是美国继阿波罗登月计划和航天飞机计划之后的又一重大空间计划。整个系统的研制组建工作分方案论证、大规模工程研制和生产作业三个阶段进行,耗资 200 亿美元。经过 20 年的努力,该系统终于建成并投入运行。

1993 年 7 月进入轨道可正常工作的 Block 试验卫星和 Block , Block A 型工作卫星的总和已达 24 颗,系统已具备了全球连续导航定位能力,故美国国防部于 1993 年 12 月 8 日正式宣布全球定位系统已具备初步工作能力 IOC( Initial Operational Capability)。这是系统研制组建过程中具有重要意义的事件。它标志着研制组建试验阶段已结束,整个系统已进入了正常运行的阶段。此后,除了非常时期外,美国政府应该以公开承诺的精度向全世界的用户提供连续的导航定位服务,且不能未经通知而擅自修改、变更卫星信号。

1995 年 4 月 27 日,美国空军空间部宣布全球定位系统已具有完全的工作能力 FOC( Full Operational Capability)。因为此前不计试验卫星在内,已进入预定轨道能正常工作的 Block 和 Block A 型工作卫星已达 24 颗。

目前, GPS 作为新一代的卫星导航定位系统已在军事、交通运输、测绘、高精度时间比对及资源调查等领域中得到了广泛的应用。

## 2. 前景

据专家预测,今后几年内 GPS 在通信、大气探测、精细农业以及环境保护等领域中也将得到广泛的应用, GPS 将进入各行各业。还有专家预测,不久的将来人们将生产出电子手表式的 GPS 接收机且价格将降至普通人都能接受的水平。到那时人们不仅能方便地获得时间信息,而且能方便地获得三维位置和三维速度信息,从而深刻地改变人们的生活方式。全球定位系统将作为 20 世纪最伟大的科学成就之一而载入史册。

## § 1.2 GPS 在各个领域中的应用

### 1.2.1 GPS 在军事中的应用

GPS 已在军事领域中得到了广泛的应用。例如利用 GPS 为导弹和智能炸弹进行精确的制导,使其能准确命中目标,以摧毁对方的指挥中心、通信系统、防空系统、机场、油库、弹药库等重要军事目标,并大量杀伤对方的有生力量。在 JPO 的办公室里有一张标语:“让 5 个导弹(炸弹)从同一个弹孔中打进去。”据报道,在 2003 年的伊拉克战争中,美英联军所使用的精确制导武器已占总数的 70%。与地形匹配技术和激光制导技术相比, GPS 卫星导航定位技术具有准备工作简单快速,制导不受雾、烟等外界条件的影响和干扰等优点,因而被广泛采用。从朝鲜战争和越南战争时期的地毯式、卷席式的轰炸到现在的远距离非接触式的精确打击(有人将其称为外科手术式的战争),战争的形态和方式已发生了巨大变化。这种变化所产生的影响是极其深远的。远距离非接触式精确打击不仅可以大大减少己方作战人员的伤亡,而且可避免大量误伤平民、大量误炸非军事目标等悲剧的发生。

此外, GPS 在多军兵种的协同作战、定点轰炸、火力支援、空中加油、空投后勤补给、营救被击落飞机的飞行员等方面也都得到了广泛的应用。在 1991 年的海湾战争中,以美国为首的多国部队共配备了 17 000 台 GPS 接收机。GPS 成为武器效率的倍增器,是以美国为首的多国部队赢得海湾战争胜利的重要技术条件之一。

### 1.2.2 GPS 在交通运输业中的应用

GPS 在能见度极差的条件下(如浓雾、沙尘暴等气候条件下)飞机的起飞、进场、着陆以及飞机的途中导航方面,在船舶的进港、内河航行以及途中导航方面以及外宾车队、首长车队、运钞车、救护车、消防车、警车等地面车辆的导航、监控、调度、管理等方面都得到了广泛的应用。

#### 1. GPS 在航空领域的应用

在飞越大洋的民航飞机上安置了 GPS 接收机后,飞机就能沿着最短的航线(大地线)飞行而不必沿着地面的导航设备作曲线飞行。据估计,仅此一项即可缩短 8% ~10% 的飞行距离,燃料消耗、飞行时间、飞机的利用效率等也都产生了相应的变化,从而产生巨大的经济效益。

1990 年乘坐美国国内航班的旅客数为 5 亿人次,全球为 11 亿人次,到 2000 年,上述数量翻了一番。旅客人数的不断增加将会使空中交通管制的难度越来越大。目前每架飞越大洋的民航飞机所占用的空间为:上下 2 000ft(1ft=0.3048m),前后左右各为 60mi(1mi=1.609344km)。而配备了 GPS 接收机后,由于用户可随时精确地确定自己的三维位置和三维速度,故分配给每架飞机的空间可缩小为:上下 1 000ft,前后左右各为 20mi。这就意味着原来一架飞机所占用的空间现在可同时容纳 18 架飞机安全地飞行,从而大大缓解了空中交通管制的压力。

#### 2. GPS 在车辆导航和管理方面的应用

地面车辆导航管理系统将成为 GPS 的最大用户群,目前约占总用户数的 2/3。在地面车辆上配备车载 GPS 后可实现:

##### (1) 车辆导航

实时确定用户的精确位置,并在电子地图上显示出来,为驾驶人员提供必要的导航信息。若驾驶人员还能同时获得路况、交通堵塞等相关信息并用专用软件求出最佳路线,就可构成智

能交通系统的基本框架。由于城市中存在大量的高层建筑、立交桥和树木等卫星信号的障碍物,因此进行 GPS 导航时通常还需辅之以电罗经、里程计等设备。

## (2) 车辆管理监控

各车辆在实时确定自己的位置后立即通过 VHF、UHF 等无线电台将这些信息转发给控制中心并显示在控制中心的大屏幕上,以便中心能对这些车辆进行实时监控和合理调度。一旦发生突发事件时,中心就能及时采取适当的应对措施。我国已要求所有的特种车辆(如外宾车队、首长车队、各种警车、运钞车、消防车、救护车等)上均配备 GPS 接收机及无线电通信设备。在此基础上逐步向出租汽车、公共汽车和其他地面车辆推广。ERTICO 公布的资料表明:在未来 5 年中,北美地区的汽车导航产品将从现有的 9 万台增加至 1 000 万台;欧洲则将从现在的 90 万台增加至 1 100 万台。

## 3. GPS 在水上运输中的应用

GPS 还可用于船舶的进港、途中导航及内河航行等。据报道,配备 GPS 接收机后,10 万吨级的油轮横渡大西洋一次即可节省 1 万美元的运输费用。GPS 导航定位系统的出现还为解决雾天船舶航行问题创造了条件。

为保证海上导航定位的精度,满足海图测量、航道测量、港口测量、海岸线地形修测等工作的需要,交通部将沿我国海岸线布设“中国沿海无线电信标/差分 GPS 系统”(RBN/DGPS)。整个系统由 20 个站组成,形成从鸭绿江口到南沙群岛,覆盖我国沿海港口、重要水域和狭窄水道的差分 GPS 导航服务网。各基准站在 ITRF 坐标框架中的地心坐标精度为:平面位置优于 15cm,高程优于 25cm。在几十千米的距离内定位精度将达  $\pm 1\text{m}$ ;在 200n mile (1n mile = 1.852km) 的范围内,利用该系统进行定位可获得优于  $\pm 5\text{m}$  的定位结果。据悉,我国已有 10 万条渔船装备了 GPS 接收机,约占中国全部渔船的 1/3。

## 1.2.3 GPS 在测量领域中的应用

### 1. 建立和维持全球性的参考框架

目前 GPS 已成为建立、维持全球性参考框架的重要手段。以精度最高、测站数最多的国际地球参考框架 ITRF 2000 为例,该坐标框架是由位于全球 500 多个地点的 800 多个测站组成的(有的地点具有 2 个或多个测站),依据这些测站所提供的长期的高精度的 GPS 观测值、VLBI 观测值、SLR 观测值、LLR 观测值及 DORIS 观测值,经综合数据处理而求得的。ITRF 2000 中,枢纽站的地心坐标精度优于  $\pm 4\text{mm}$ ,比例尺的精度优于  $\pm 0.5\text{ppb}$ 。在这些测站中,GPS 站的数量占了相当大的部分,其精度也已经与 VLBI、SLR、LLR 等大致相仿,因而在建立参考框架的过程中起了特别重要的作用。自从 1992 年国际 GPS 服务 IGS 开始工作以来,就在不断地增加测站数,提高定位精度以支持 ITRF 系列(ITRF91, ITRF92, ITRF93, ITRF94, ITRF96, ITRF97, ITRF2000)的建立和维持工作。

### 2. 建立各级国家平面控制网

由于 GPS 定位技术具有高精度、全天候、测站间无需保持通视等优点,因而已基本取代传统方法而成为建立各级平面控制网的主要手段。利用 GPS 定位技术来建立国家平面控制网时可采用两种方法。第一种方法是仍然仿照原一、二、三、四等点的布网方式,分别在全国范围内布设 A 级网和 B 级网,然后再由各省或用户进行加密,布设 C 级网及 D 级、E 级网。第二种方法是建立国家长期连续运行的卫星导航定位服务系统,并利用这些连续运行的参考站网来建立和维持全国的坐标框架,在此基础上再在全国布设数千个 GPS 点以组成国家的平面控制

网。陈俊勇教授建议我国的连续运行参考站的数目最好为 270 ~280 个,在此基础上再布设 5 000个 GPS 点来组成我国的国家平面控制网。连续运行的参考站网的坐标可逐年解算(或每半年解算一次),以便给出最新的站点坐标值以及这些站点坐标的年变化率。显然,采用这种方法建立的坐标系可以与时俱进,反映站点坐标的最新数值及其随时间变化的规律。

3. 布设城市控制网、工程测量控制网, 进行各种工程测量

国内外资料表明, 利用 GPS 来布设国家控制网、城市控制网、工程测量控制网时, 所需的工天数大约为常规方法的 1 /6, 所需费用在国外为常规方法的 1 /6 左右, 在国内为常规方法的 1 /3 左右( 主要是由于国内的劳动力相对较为廉价), 而且精度也比常规方法好, 因而已得到了广泛的应用。此外, GPS 定位技术在变形监测、水利建设、输电线路施测、道路( 如铁路、公路) 测量、水下地形测量( 如航道测量、水库容量测量) 等方面也都得到了广泛应用。利用 GPS 进行大坝等建筑物的变形监测时, 若采用连续监测的模式, 则可以通过平滑滤波等方式来滤除噪声, 提取变形信息, 由此所求得的平面位移精度和垂直位移精度均可优于  $\pm 1\text{ mm}$ 。

4. 在航空摄影测量、地籍测量、海洋测量中的应用

航空摄影测量是制作各种比例尺地形图的重要手段。在传统的航空摄影测量作业模式中, 需在测区中布设一定数量的大地控制点, 在困难地区这是一项十分艰巨的任务。此外, 利用遥感卫星对他国进行航天遥感时, 我们更不可能到他国去布测大地控制点。利用安置在航测飞机上的 GPS 接收机来测定航空摄影仪的光学中心在曝光瞬间的三维坐标, 并将其作为附加观测值来参加空中三角测量的联合平差的话, 就可大量减少甚至不需要地面的大地控制点, 从而引发了航空摄影测量的一场重大技术革命。表 1-1 列出了空中三角测量对 GPS 定位的要求。

表 1-1空中三角测量对 GPS 定位的精度要求( 单位: m)

地形图 比例尺	航片比 例尺	空中三角测量所需的精度		等高距	GPS 定位精度	
		$\mu_{x,y}$	$\mu_z$		$x,y$	$z$
1 100 000	1 100 000	5	<4	20	30	16
1 50 000	1 70 000	2.5	2	10	15	8
1 25 000	1 50 000	1.2	1.2	5	5	4
1 10 000	1 30 000	0.5	0.4	2	1.6	0.7
1 5 000	1 15 000	0.25	0.2	1	0.8	0.35
1 1 000	1 8 000	0.05	0.01	0.5	0.4	0.15

采用载波相位测量动态相对定位技术后是不难达到上述精度的。

地籍测量是调查和测定土地( 宗地或地块) 及其附着物的界线、位置、面积、权属和利用现状等基本情况及其几何形状的测绘工作。我们不但可以利用静态 GPS 测量的模式来进行高等级的地籍控制测量, 还可以利用 RTK 等模式来进行低等级的控制测量( 如图根控制测量) 以及界址点坐标的测定工作。

GPS 定位技术还被用于海洋大地测量和海底地形测量。为开发利用海洋资源, 进行海洋地区的环境监测以及科学研究, 有必要布设海洋大地控制网。海洋大地控制网是由分布在海



边、岛屿、暗礁以及海底的控制点组成的。海底控制点上有固定的标志并配备有水声应答器。位于海边、岛屿、暗礁上的控制点可用 GPS 相对定位的方法精确测定。位于海底的大地控制点则需通过下列方法来测定: 从船上发出一个声呐信号, 该信号传播至海底大地控制点后被接收, 同时水声应答器可发出一个声呐应答信号, 船上量测出应答信号的到达时间后即可根据声呐信号的往返传播时间计算出从海底大地控制点至船舶的距离, 同时船舶的位置用 GPS 定位技术来精确测定。用上述方法测定海底大地控制点至三个坐标已精确测定的船舶点间的距离后, 即可采用距离交会法确定其坐标。这三个船舶点可以是三条船, 也可以是同一条船在不同时间的位置。

海底地形测量通常由配备了 GPS 接收机和声呐测深仪的测量船来完成。海底地形点的平面位置由差分 GPS 测量来确定, 高程则根据测深仪的读数计算而得。根据对海底地形点的密度要求不难确定出测量船航行时两条航线间的距离, 根据船的航速还可以确定合适的采样率。

#### 1.2.4 GPS 在其他领域中的应用

##### 1. 在精细农业和林业中的应用

GPS 在精细农业中已得到应用。例如自动插秧机可以在 GPS 的控制下按规定方向和间距完成插秧工作。利用飞机进行播种、施肥、除草、灭虫时, 合理布设航线, 准确引导飞行可大大节省费用, 减少重叠或空白带。而且可以在夜间进行作业。因为夜间蒸发小, 且农作物和杂草的气孔是张开的, 所以更容易吸收肥料和除草剂等喷撒物, 提高施肥和除草的效果。据国外资料报道, 利用差分 GPS 后, 飞机施肥、除草等的总费用可节省 50% 左右。

GPS 定位技术在测定森林面积、估算木材储量、测定道路位置、测定森林火灾地区的位置和边界线、测定病虫害区域的位置和边界线、寻找水源等方面均有独特而重要的作用。而利用常规方法进行上述工作时, 由于通视条件等原因, 一般说来是相当困难的。

##### 2. 在资源调查、环境监测中的应用

在石油勘探、地质调查、水土流失、确定沙漠化的区域、沙尘暴监测等工作中, 作业人员只需携带 GPS 接收机即可方便地解决定位问题。而采用常规方法时, 由于难以寻找高级控制点或测站间不通视等原因, 定位工作将相当困难。

##### 3. 在移动通信中的应用

当遇到匪警、交通事故、意外伤害等突发事件, 通过 110、120、119 等电话向有关单位报告和求助时, 在很多场合下当事人是难以说清事故发生的准确位置的。这样就会给救助工作带来许多不便, 从而延误了宝贵的救助时间。如果在移动电话中配备 GPS 接收芯片, 在报警过程中移动电话可以自动地将准确的定位结果同时播发给相关单位, 就能较好地解决上述问题。采用移动通信辅助 GPS 技术( AGPS) 后, 用户即使在室内也可确定自己的位置, 使上述方法更为方便实用。

##### 4. 利用 GPS 监测电离层延迟

由于电离层对无线电信号而言具有色散效应, 所以利用双频的伪距观测值或载波相位观测值, 即可准确测定观测时刻信号传播路径上的电离层延迟量( 或电子含量 TEC 值), 然后利用投影函数求出穿刺点( 信号传播路径与中心电离层的交点) 上天顶方向的电离层延迟( 或天顶方向的电子含量 VTEC)。若某时段 T 中共进行了 n 次观测, 每次观测 m 个卫星, 用上述方法即可实际测定该时段中  $m \times n$  个穿刺点上的 VTEC 值, 从而可以探求 VTEC 值的空间分布及



其随时间变化的规律。

## 5. GPS 气象学

GPS 气象学由地基 GPS 气象学和空基 GPS 气象学组成。在地基 GPS 气象学中,我们是依据若干布设在地面上的 GPS 观测站上的观测值,通过平差计算来估计出各测站天顶方向上总对流层延迟量。总对流层延迟又由流体静力学延迟和湿延迟两部分组成。其中流体静力学延迟的变化较为规律,可以建立较为准确的模型,根据地面测站上的气象元素(温度  $T$ , 气压  $P$ )准确求出。湿延迟的变化不太有规律,难以根据地面测站上的气象元素准确确定,但可以通过将天顶方向的总对流层延迟减去天顶方向的流体静力学延迟的方法而准确求定。求得测站天顶方向的对流层湿延迟后可进一步求定总的水汽含量和可降水分。目前利用地基 GPS 求得的可降水分的精度可达  $1 \sim 2\text{mm}$ , 时间分辨率为  $30\text{min}$ 。

空基 GPS 则是利用低轨卫星上的无线电掩星事件来确定气温或水汽含量。进行空基 GPS 气象学测量的低轨卫星上配备有高质量的 GPS 接收机,其采样率高达  $50\text{Hz}$ 。GPS 卫星信号路径从对流层的上边缘( $H=85\text{km}$  左右)横切对流层,然后随着低轨卫星和 GPS 卫星的运动,该信号路径逐渐穿过对流层,离地面的高度也越来越低,直至最终被地面所阻挡的整个过程称为一个掩星事件,历时大约  $1\text{min}$ 。随着信号传播路径高度的下降,该信号所受到的对流层折射会越来越大,信号横切地面时达到最大值。根据 GPS 接收机中的多普勒频移观测值可求得信号路径的折射角 $\theta$ 。折射角 $\theta$  又是大气折射率  $n$  的函数,而  $n$  则与气象参数  $T$ (气温)、 $P$ (气压)和  $e$ (水汽压)有关,这样我们就有可能通过低轨卫星上的 GPS 观测值反推出掩星地区的气象元素。在上述过程中,卫星信号是从上往下移动的,称为下降掩星;反之,若卫星信号从下往上移动,则称为上升掩星过程。当  $H=5\text{km}$  时,水汽的含量几乎可忽略不计,利用空基 GPS 测定不同高度处气温的精度可达  $\pm 2^\circ$ 。当  $H<5\text{km}$  时,我们就无法同时确定气温和水汽含量,用其他方法确定其中的一个参数后,就可通过空基 GPS 确定另一个参数。一颗低轨卫星一天中大约有 500 次掩星事件,确定世界各处 500 个地点的气温廓线。若发射 20 颗低轨卫星,则每天可测定全球 1 万处的气象参数,这对提高天气预报的精度,研究全球气候变化的规律将发挥巨大作用。

除了上述应用以外, GPS 还可以在旅游、考古、地震监测、物流等各个领域中得到应用,最终将成为与人类的生产、科研、生活密不可分的一种系统。

## 1.2.5 GPS 在我国的应用概况

2002 年 2 月,国家计委提出了“卫星导航应用产业化专项”,其目标是在“十五”末期,形成一个市场规模超过百亿元的新产业。要在生产制造卫星导航应用基础产品的规模和数量上进入世界前列。接收机主板产量超过 100 万套,行业总产值超过 100 亿元(约占世界市场份额的 4%)。其中导航运营服务产值将超过 20 亿元。在基础产品上,芯片组与主机板等将从目前的全部依赖进口变为自主产品占 60% 以上。产品出口将占国产总量的 10%,具有自主知识产权的芯片组、嵌入式软件及专用数据产品将批量投放市场。通过卫星导航应用示范工程和基础设施的建设,推动卫星导航应用设备及其扩展系统在国民经济诸多部门和人们的日常生活中得到广泛应用,产生明显的经济效益和社会效益。

汽车导航产品将进入市场,成为 GPS 最大的消费市场,同时带动导航电子地图的生产和经销。当时据业内专家估计,2000 ~2006 年间我国卫星导航业的产值及 2000 ~2005 年间产品的需求量见表 1-2 和表 1-3。

表 1-2		2000 ~2006年间我国卫星导航业的产值估算					( 单位: 亿元)
项 目	2000 年	2001 年	2002 年	2003 年	2004 年	2005 年	2006 年
车辆监控	0. 8	1. 5	5. 0	15. 0	30. 0	50. 0	65. 0
车辆导航	0	0. 6	3. 0	8. 0	16. 0	25. 0	30. 0
消费产品	0. 5	1. 0	2. 5	6. 0	10. 0	15. 0	21. 0
测绘 /GIS	1. 2	1. 5	1. 8	2. 0	2. 2	2. 4	2. 6
OEM 产品	0. 2	0. 5	1. 2	2. 5	5. 0	6. 0	6. 5
航空	0. 3	0. 5	0. 8	1. 1	2. 0	4. 0	6. 0
航海	0. 5	1. 0	2. 0	2. 5	3. 0	3. 0	3. 0
信息服务	0. 3	0. 8	4. 0	10. 0	25. 0	50. 0	90. 0
总 计	3. 8	7. 4	20. 3	47. 1	93. 2	155. 4	224. 1

表 1-3		2000 ~2005年间我国主要导航产品需求量估计					( 单位: 万套)
产品名称	2000 年	2001 年	2002 年	2003 年	2004 年	2005 年	
OEM 板	4. 0	10. 0	24. 0	60. 0	110. 0	160. 0	
车辆监控	1. 5	4. 5	10. 0	25. 0	50. 0	70. 0	
车辆导航	0	0. 6	3. 0	8. 0	16. 0	25. 0	
通信消费	1. 0	3. 0	8. 0	15. 0	30. 0	50. 0	
航海渔用	2. 0	3. 0	5. 0	6. 5	8. 0	8. 0	

近年来, 日本、欧盟、美国采取谨慎而积极的进军态势, 争先恐后进入中国市场。它们对我国的汽车导航市场抱有厚望, 无疑源于对我国卫星导航市场的看好。

### § 1. 3  美 国 政 府 的 GPS 政 策

全球定位系统是美国国防部为军事用途而研制组建的卫星导航定位系统, 虽然美国政府也采取了鼓励民用的政策, 但毕竟无法洗刷掉该系统上的军用系统的烙印。SA 政策和 AS 政策就是典型的例证。

#### 1. 3. 1   SA( Selective Availability) 政策

在全球定位系统的研制组建阶段, 大量的试验结果表明, 即使利用 C/A 码来进行导航定位, 也能获得相当不错的结果, 其精度一般可达 ±15 ~ ±40m。上述精度已大大优于美国军方预先估计的精度。考虑到 GPS 在军事上的巨大应用潜力以及 C/A 码是公开向全球所有用户开放的这一基本政策, 为防止敌对方利用 GPS 危害美国的国家安全, 美国国防部从 1991 年 7 月 1 日起在所有的工作卫星上实施 SA 技术。其主要的技术手段为:

(1)在卫星的广播星历中人为地加入误差, 以降低卫星星历的精度, 这就是所谓的  技术。采取这种技术后相当于用户在进行距离交会时, 已知点的坐标精度已被大幅度降低, 从而

降低了交会的精度。据报道,采用这种方法所引入的卫星星历误差在  $\pm 50 \sim \pm 150\text{m}$  间变化,其周期一般为数小时。

(2) 有意识地使卫星钟频产生一种快速的抖动。这种抖动实际上也是一种伪随机过程,对于未掌握其变化规律的用户来讲,产生的效果相当于降低了钟的稳定度,从而影响导航定位精度,这就是所谓的 SA 技术。实施 SA 技术所产生的测距误差可达  $\pm 50\text{m}$  左右,其变化周期一般为数分钟。由于卫星钟的改正参数  $a_0$ 、 $a_1$ 、 $a_2$  等是每 2h 更新一次的,所以不可能反映出钟频的快速抖动。

根据美国国防部的规定,采取上述措施后未经美国政府授权的全世界广大用户使用全球定位系统的精度将被降低为:

平面位置:  $\pm 100\text{m}$

高程:  $\pm 156\text{m}$

速度:  $\pm 0.3\text{m/s}$

时间:  $\pm 340\text{ns}$

上述误差的置信度皆为 95%,即为 2 倍中误差。若置信度为 99.99%,则平面位置的误差为  $\pm 300\text{mm}$ ,高程的误差为  $\pm 500\text{m}$ 。

当时全球定位系统通常被描述为:全球定位系统是一种军民两用的新一代卫星导航定位系统。美国及其盟国的军方用户以及少数经美国政府授权的非军方用户可利用 P(Y) 码测距,其定位结果不受 SA 政策的影响,获得精密定位服务(PPS—Precise Positioning Service),其定位精度为  $\pm 16\text{m}$ (SEP) 或更好。未经美国政府授权的广大用户则可使用标准定位服务(SPS—Standard Positioning Service),其定位精度为平面位置  $\pm 100\text{m}$ ,高程  $\pm 156\text{m}$ (95% 的置信度)。

### 1.3.2 AS( Anti-Spoofing) 政策

AS 政策是美国国防部为防止敌对方对 GPS 卫星信号进行电子欺骗和电子干扰而采取的一种措施。其具体做法是在 P 码上加上严格保密的 W 码,使其模二相加产生完全保密的 Y 码。该措施从 1994 年 1 月 31 日起实施。

虽然从本意上讲,AS 是一项防卫性的措施,但产生的客观效果是限制了广大非特许用户使用 Y 码的可能性。而无法获得高精度的测码伪距将给 GPS 测量带来许多不便,增加了载波相位测量数据处理的难度。

近年来,经过接收机生产厂家的不懈努力,在美国政府实施 AS 政策的情况下,未经美国政府授权的一般测量用户只要采用 Z 跟踪技术就仍然能利用 P 码来进行测距,从而较好地克服了 AS 政策所造成的消极影响。

### 1.3.3 美国政府 GPS 政策的新变化

(1) 前苏联的解体和东欧社会主义国家所发生的变更使国际形势发生了很大的变化。苏、美两个超级大国争霸世界的局面已不复存在,美国政府有必要对其 GPS 政策作出调整。

(2) 多年来 GPS 产业的年增长率达 50% 左右,已成为美国经济发展中新的增长点,为美国提供了成千上万个就业机会。美国政府的 GPS 政策应有助于该产业的发展,而不应阻碍其发展。GPS 生产厂商的要求和利益应在美国政府的 GPS 政策中得到更多的反映。

(3) 未经美国政府授权的广大用户利用差分 GPS 等技术已能较好地解决实施 SA 政策所

产生的各种问题。在这种情况下继续实施 SA 已无太大意义,所以美国公共行政协会 NAPA 和国家科学研究协会的一个委员会于 1995 年联合建议终止实施 SA。况且经数年研究后,美国军方已具备了在局部地区实施 SA 的能力。

(4) 俄罗斯管理的 GLONASS 卫星导航定位系统早已宣布不实施 SA 政策,所以其导航定位精度要比实施 SA 的 GPS 高得多。如果美国政府不终止 SA 政策,大量用户必将舍弃 GPS 而改用 GLONASS。这种国际间的竞争也迫使美国政府对 GPS 政策作出调整。

在上述背景下,1996 年 3 月 29 日,美国以总统指令的形式公布了新的 GPS 政策。宣布将在 4 ~10 年内取消 SA 政策;进一步鼓励民间用户为商业、科研等和平用途而广泛使用 GPS;国防部( DOD) 变反对联邦航空管理局(FAA) 实施 WAAS 计划为支持该计划。显然,为了更好地适应新的形势,美国已对原国防部制定的 GPS 政策作了大幅度调整。这种变化减少了广大未授权用户在使用 GPS 时所受到的限制,有利于全球定位系统的普及推广工作。需要说明的是,SA 已在 2000 年 5 月 2 日 4 时左右(UTC) 取消。

卫星导航定位系统在军事和民用的各个领域中正发挥着越来越大的作用。其用户数量之多,使用方式之多样,效用之大,都是前所未有的。正因为如此,全世界各发达国家都在积极发展自己的卫星导航定位系统及其增强系统,以最大限度地谋取军事利益、经济利益和政治利益。美国为了更好地满足军事需要,继续扩展民用市场,确保 GPS 在卫星导航定位领域中的霸主地位,劝说他国放弃建立自己的卫星导航定位系统的计划,决定对 GPS 系统实行现代化,其主要内容包括:

- (1) 在 Block R 卫星的  $L_2$  载波上调制 C/A 码,在 Block F 卫星中增加  $f = 1\,176.45\text{MHz}$  的民用频率,以便民用用户能较完善地消除电离层延迟,提高信号的冗余度,改善定位精度和可靠性。
  - (2) 增强卫星信号强度,增加抗干扰能力。
  - (3) 增设新的军用码( M 码),与民用码分开,并具有更好的保密性和抗干扰能力。
  - (4) 使用新技术,以阻止或干扰敌对方使用 GPS。
  - (5) 军用接收机具有更好的保护装置特别是抗干扰能力,具有快速初始化功能。
- 我国为了确保国家安全,增强综合国力,也正在发展自己的卫星导航定位系统。

## § 1.4 其他卫星导航定位系统的概况

### 1.4.1 全球导航卫星系统 GLONASS

全球导航卫星系统( GLONASS—Global Navigation Satellite System) 是前苏联研制、组建的第二代卫星导航定位系统,现由俄罗斯负责管理和维持。该系统和 GPS 一样,也采用距离交会原理进行工作,可为地球上任何地方及近地空间的用户提供连续的、精确的三维坐标、三维速度及时间信息。

图 1-1 为 GLONASS 卫星的外形图。卫星在轨重量为 1.4t。圆柱形星体的两侧配备有太阳能电池帆板,其面积约为  $7\text{m}^2$ ,功率为 1.6kW。卫星体前端安有 12 根 L 波段发射天线,用以向用户发射导航信号。星载铯原子钟为卫星提供基准频率。

GLONASS 卫星导航系统采用频分多址技术,第  $i$  颗卫星的信号频率为:

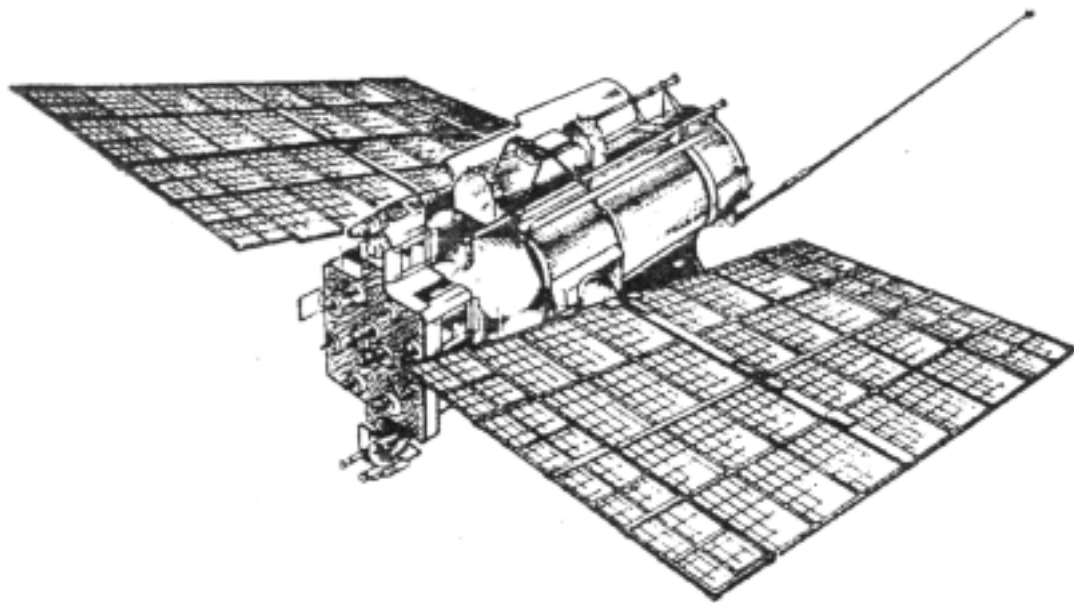


图 1-1 GLONASS 卫星的外形图

$$\begin{cases} (f_1)_i = 1\,602.562\,5 \text{ MHz} + (i - 1) \times 0.562\,5 \text{ MHz} \\ (f_2)_i = 1\,246.437\,5 \text{ MHz} + (i - 1) \times 0.437\,5 \text{ MHz} \end{cases} \quad (i = 1, 2, 3, \dots, 24) \quad (1-4)$$

从 1982 年 10 月 12 日发射第一颗 GLONASS 卫星起至 1995 年 12 月 14 日止,先后共发射了 73 颗 GLONASS 卫星,最终建成了由 24 颗工作卫星组成的卫星星座。这 24 颗卫星均匀分布在三个轨道倾角为  $64.8^\circ$  的轨道平面上(见图 1-2)。相邻轨道面的升交点赤经之差为  $120^\circ$ 。每个轨道面上均匀分布 8 颗卫星。卫星在几乎为圆形的轨道上飞行( $e = 0.01$ )。卫星的平均高度为 19 390km,运行周期为 11h 15 min 44s。

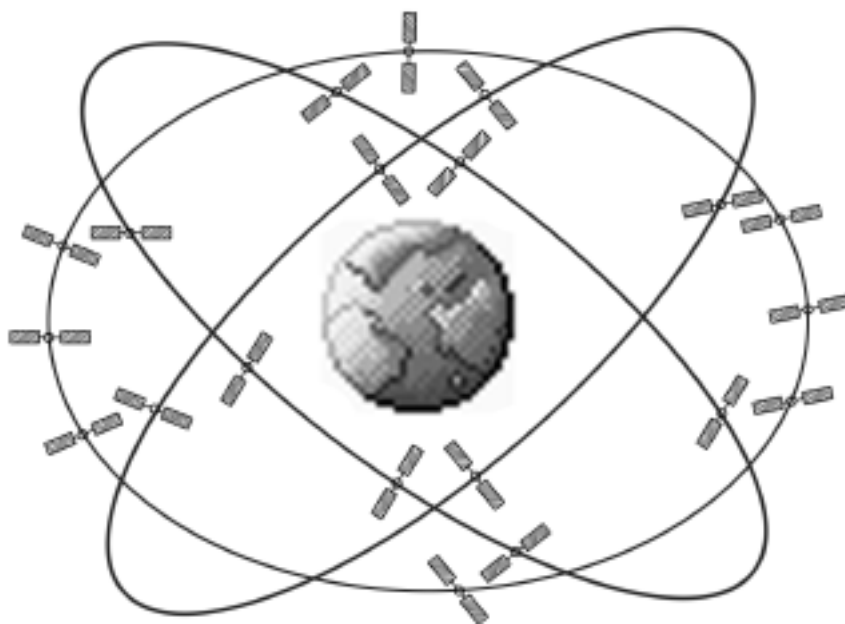


图 1-2 GLONASS 卫星星座

GLONASS 的地面监控部分均设在前苏联的本土内。其主控站位于莫斯科,5 个跟踪站分别位于 Ternopol, st. Peterbury, Eniseisk, Balkash, kom somclsk-cnamur。

GLONASS 所用的时间系统是前苏联自己维持的 UTC 时间,除了存在跳秒外,与 GPS 时间之间还有数十纳秒的差异。GLONASS 所用的坐标系是 pz90 坐标系,与 GPS 所用的 WGS-84 也不相同。Vladimir V. Mitrikas 等人利用 20 个月的激光观测资料求得的部分 GLONASS 卫星

在 ITRF94 坐标系中的卫星轨道, 以及由 GLONASS 系统自己确定的上述卫星在 pz90 坐标系中的实测卫星轨道, 求得了 pz90 坐标系与 ITRF94 坐标系间的坐标转换参数。然后根据 ITRF94 和 WGS-84 坐标系间的转换关系, 最终求得了 pz90 与 WGS-84 坐标系间的转换关系, 关系式如下:

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{ITRF94} = \begin{bmatrix} -0.49m \\ -0.50m \\ -1.57m \end{bmatrix} + (1 + 31 \times 10^{-9}) \begin{bmatrix} 1 & -1.745 \times 10^{-6} & -0.020 \times 10^{-6} \\ 1.745 \times 10^{-6} & 1 & 0.091 \times 10^{-6} \\ 0.020 \times 10^{-6} & -0.091 \times 10^{-6} & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix}_{pz90} \tag{1-5}$$

GLONASS 卫星虽然已于 1996 年初组网成功并正式投入运行, 但由于卫星的平均寿命过短, 一般仅为 2 ~3 年, 加之俄罗斯的经济状况欠佳, 没有足够的资金来及时补发新卫星, 所以到 2002 年底时只有 11 颗在轨卫星能正常工作, 从而极大地影响了该系统的正常使用。目前俄罗斯正在设法解决此问题。相信随着俄罗斯经济状况的改善, 能尽快补充新的 GLONASS 卫星, 恢复整个系统的正常运行。

### 1.4.2 伽利略卫星导航定位系统

2002 年 3 月, 欧盟不顾美国政府的阻挠, 决定启动伽利略( Galileo) 系统的组建计划, 以便使欧洲拥有自己的卫星导航定位系统。这是一项具有战略意义的计划, 不仅能使欧洲在安全防务和军事方面保持主动, 在航天领域内继续充当重要角色, 而且可获得很好的社会效益和经济效益。研究结果表明, 伽利略计划能为欧洲创造 14 万个就业岗位, 年创经济效益 90 亿欧元。

伽利略计划预计投资为 36 亿欧元。整个卫星星座将由 30 颗卫星组成( 27 颗工作卫星加上 3 颗在轨的备用卫星)。这些卫星将均匀地分布在三个倾角为 56 的轨道面上, 每个轨道面上均分布有 9 颗工作卫星和 1 颗备用卫星。卫星离地面的高度为 23 616km, 运行周期为 14h 4min, 地面跟踪的重复时间为 10 天。卫星的设计寿命为 20 年, 质量为 680kg, 功耗为 1.6kW。每颗卫星上均配备 2 台氢原子钟和 2 台铷原子钟, 1 台应用, 其余备用。预计 2007 年工作卫星发射完毕, 2008 年整个系统投入运行。

卫星信号将采用 4 种位于 L 波段的频率来发射, 其频率分别为:

- E5a: 1 176. 45MHz
- E5b: 1 207. 14MHz( 1 196. 91 ~1 207. 14MHz, 待定)
- Eb: 1 278. 75MHz; E<sub>2</sub>-L<sub>1</sub>-E<sub>1</sub>: 1 575. 42MHz

伽利略系统除具有全球导航定位功能外, 还具有全球搜索救援等功能, 并向用户提供公开服务、安全服务、商业服务、政府服务等不同模式的服务。其中公开服务和安全服务是供全体用户自由使用的, 而其他服务模式则需经过特许, 有控制地使用。由于该系统尚处于研制阶段, 信号结构、所用频率、系统的构成及服务方式等均未最后确定, 故不再一一介绍。伽利略系统的建立对全球导航卫星系统( GNSS) 将起到积极的推动作用。中国对伽利略计划也很感兴趣。2003 年 9 月 18 日, 我国科技部与欧盟能源交通司草签了合作协议。双方在伽利略计划的实施过程中将开展广泛的合作, 合作领域包括卫星的制造和发射、无线电传播环境实验、地面系统、接收机标准等。

1.4.3 我国自行研制组建的北斗卫星导航定位系统

第一代北斗卫星导航定位系统是一种区域性的有源导航定位系统, 投资小、建成快。该系统是根据陈芳允院士提出的利用两颗地球同步卫星进行导航定位的设想而建立的。单靠双星定位只能确定用户的平面位置, 海拔高程则需依靠中心站内的地面高程模型来确定。与 GPS、GLONASS、Galileo 等系统不同, 第一代北斗系统的用户自己并不能独立求得自己的三维坐标, 计算工作必须在地面中心站内完成。这种定位方式使用户在战时很难隐蔽自己, 定位速度慢, 用户数量受到限制。过于依赖地面中心站又会影响整个系统在战时的生存能力, 但第一代北斗导航系统也有其优点, 即具备一定的通信能力。

2000 年 10 月 31 日和 2000 年 12 月 21 日, 我国自行研制的两颗北斗导航试验卫星相继从西昌卫星发射中心升空并准确进入预定的地球同步轨道( 分别位于东经 80 °和 140 °赤道上空), 组成了我国第一代卫星导航定位系统——北斗导航系统的卫星星座。此后我国又将另一颗备用卫星准确送入预定轨道( 东经 110.5 °赤道上空)。

1. 北斗卫星系统的组成

北斗卫星系统由空间部分、地面控制部分和用户终端三个部分组成的( 见图 1-3)。

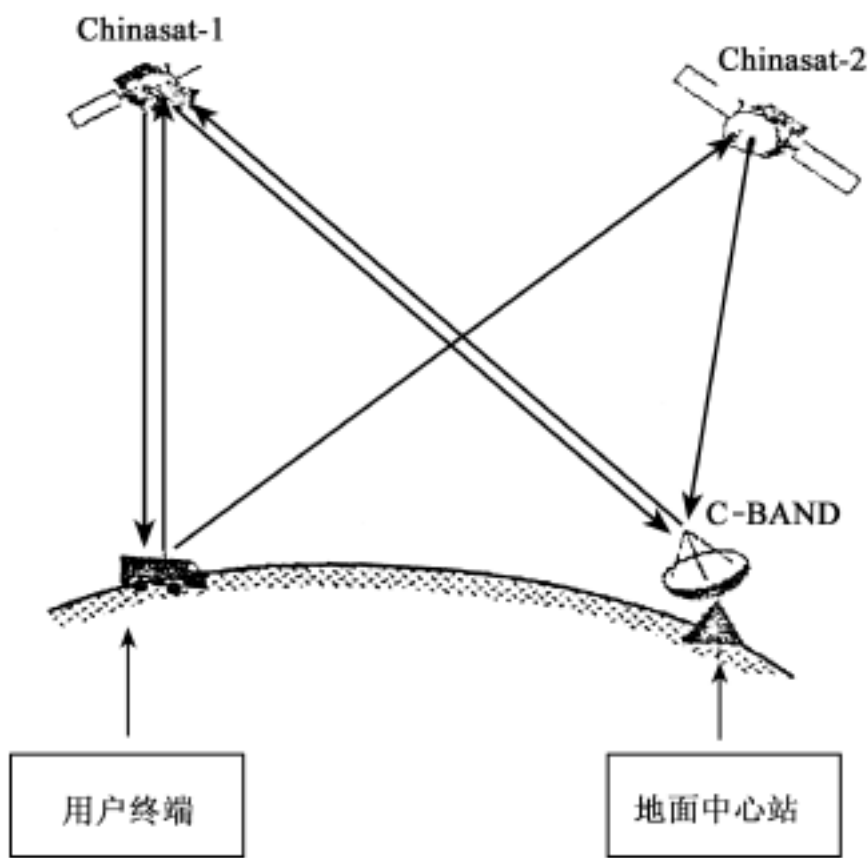


图 1-3 北斗卫星系统的组成

- (1) 空间部分: 由 2 ~3 颗地球同步卫星组成。卫星上配备有无线电信号转发器, 以完成地面中心站与用户终端之间双向的无线电信号中转工作。
- (2) 地面中心站: 由无线电信号的发射和接收设备, 数据的存储、交换、传输、处理设备, 时频发生器和电源等部分以及整个系统的监控和管理等设备组成。地面中心站连续发射无线电测距信号, 接收用户终端的应答信号, 完成所有用户定位的数据处理工作和数据交换工作并将计算结果分发给各个用户。地面中心站是北斗卫星导航定位系统的中枢。
- (3) 用户终端部分: 用户终端由自动信标转发器( 应答器)、信号接收和发射装置、输入输

出装置及电源等部件组成。其主要功能是:接收经卫星转发的来自地面中心站的测距信号,注入相关信息后用上行频率向卫星发出应答信号,该信号经卫星转发后送往地面中心站,以进行信号传播时间的量测和定位导航计算。上述这些具有信号应答功能的仪器设备称为用户终端,或称信号收发机。根据用途和用户的不同,用户终端可分为定位终端、卫星定轨终端、差分校正终端、气压测高标准站终端、授时终端、集团用户管理站终端等。其中数量最多的是定位终端和通信终端。根据设备形式的不同,用户终端可分为便携式终端、车载式终端和船载式终端等。

## 2. 北斗卫星系统的工作原理及作业流程

(1)地面中心站连续向一颗北斗卫星发射信号。这些信号被调制在C波段的载波上,含测距信号、地址电文和时间信息等。这些信号经该导航卫星接收、放大、变频后再播发给用户。

(2)用户终端在接收到上述卫星信号后注入必要的测站信息,放大变频后再将应答信号播发给两颗北斗导航卫星。

(3)两颗北斗导航卫星收到用户的应答信号后,放大变频,再将信号送往地面中心站。

(4)地面中心站量测出卫星信号的到达时间后,即可求出信号从地面中心站—卫星1—用户—卫星1—地面中心站的传播时间,进而求出相应的距离。类似地可求得信号从地面中心站—卫星1—用户—卫星2—地面中心站的传播时间及相应的距离。由于地面中心站以及观测瞬间卫星1和卫星2在空间的位置是已知的,于是从卫星1及卫星2至用户间的距离也可求得,这样我们就能根据观测瞬间卫星1、卫星2在空间的位置以及从这两颗卫星至用户的距离,采用距离交会法求得用户的平面位置(用户的高程则是通过地面高程模型或其他渠道获得)。

(5)地面控制中心再通过卫星将计算结果告诉用户。由于受到计算机的运行速度、容量及通信速率等因素的限制,北斗卫星系统的用户容量也是有限制的。地面控制中心可以根据用户的重要程度给予不同的优先级别,区别对待。

除了进行导航和定位以外,北斗卫星系统还具有通信和精密授时等功能。

除第一代北斗卫星导航定位系统外,我国已开展了第二代卫星导航定位系统的方案研究。



## 第 2 章 全球定位系统的组成及信号结构

### § 2.1 全球定位系统的组成

全球定位系统由以下三个部分组成: 空间部分( GPS 卫星)、地面监控部分和用户部分。GPS 卫星可连续向用户播发用于进行导航定位的测距信号和导航电文, 并接收来自地面监控系统的各种信息和命令以维持正常运转。地面监控系统的主要功能是: 跟踪 GPS 卫星, 确定卫星的运行轨道及卫星钟改正数, 进行预报后再按规定格式编制成导航电文, 并通过注入站送往卫星。地面监控系统还能通过注入站向卫星发布各种指令, 调整卫星的轨道及时钟读数, 修复故障或启用备用件等。用户则用 GPS 接收机来测定从接收机至 GPS 卫星的距离, 并根据卫星星历所给出的观测瞬间卫星在空间的位置等信息求出自己的三维位置、三维运动速度和钟差等参数。目前, 美国正致力于进一步改善整个系统的功能, 如通过卫星间的相互跟踪来确定卫星轨道, 以减少对地面监控系统的依赖程度, 增强系统的自主性。

#### 2.1.1 空间部分

##### 1. GPS 卫星

GPS 卫星的主体呈圆柱形, 两侧有太阳能帆板, 能自动对日定向。太阳能电池为卫星提供工作用电。每颗卫星都配备有 4 台原子钟, 可为卫星提供高精度的时间标准。卫星上带有燃料和喷管, 可在地面控制系统的控制下调整自己的运行轨道。GPS 卫星的基本功能是: 接收并存储来自地面控制系统的导航电文; 在原子钟的控制下自动生成测距码( C/A 码和 Y 码) 和载波; 采用二进制相位调制法将测距码和导航电文调制在载波上播发给用户; 按照地面控制系统的命令调整轨道, 调整卫星钟, 修复故障或启用备用件以维护整个系统的正常工作。图 2-1 为 GPS 卫星的外形图。

GPS 卫星可分为试验卫星和工作卫星两大类。其中工作卫星又可分为 Block I、Block II、Block III 和 Block IV 等类型。各种类型的基本特征如下:

##### (1) 试验卫星( Block I )

试验卫星也称原型卫星。卫星重 774kg( 包括 310kg 的燃料), 设计寿命为 5 年。为满足方案论证和整个系统试验、改进的需要, 美国于 1978 ~1985 年间从加利福尼亚州的范登堡空军基地用 AtlasF 火箭先后发射了 11 颗试验卫星。其中第 7 颗卫星发射失败, 未进入预定轨道。1995 年底最后一颗试验卫星停止工作。

##### (2) 工作卫星( Block II、Block III、Block IV、Block V )

Block II 卫星重约 1.5t, 设计寿命为 7.5 年, 平均使用时间预期为 6 年。每颗卫星耗资 4 800 万美元。1989 年 2 月至 1990 年 10 月间从佛罗里达州的肯尼迪空军基地用 Delta 火箭发射了 9 颗 Block II 卫星。与试验卫星相比, Block II 卫星作了许多改进, 卫星可存储 14

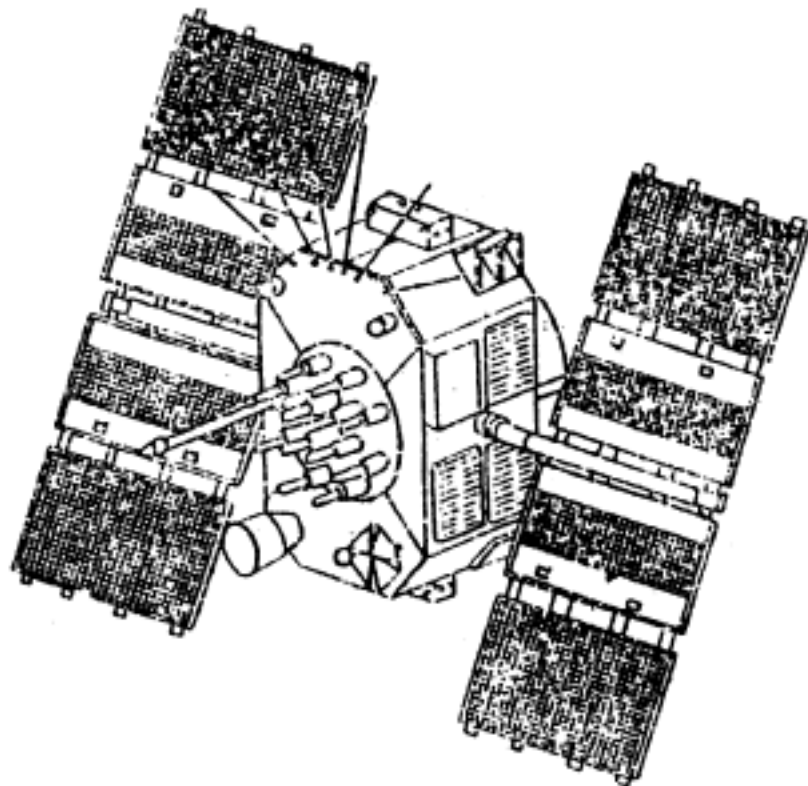


图 2-1 GPS 卫星的外形图

天的导航电文并具有实施 SA 和 AS 的能力。

Block A 卫星(A: Advanced) 重约 1.7t, 卫星的设计寿命为 7.5 年, 平均使用时间预期为 6 年, 卫星具备互相通信的能力。卫星存储导航电文的能力增加至 180 天。SVN35 和 SVN36 卫星上配备了激光反射棱镜, 可以通过激光测距来分析卫星钟和卫星星历的误差, 检验 GPS 测距的精度。反射棱镜的大小为 24cm× 20cm。SVN35 在卫星坐标系中从卫星质心至反射棱镜中心的矢量为: (0.86m, - 0.52m, 0.66m)。从 1990 年 11 月至 1997 年 11 月共发射了 19 颗 Block A 卫星。

Block R 卫星(R: Replacement 或 Replenishment) 重约 2.0t, 卫星的设计寿命为 10 年, 平均使用寿命预期为 7.5 年, 计划在该类卫星上配备小型氢原子钟。卫星之间能互相跟踪和通信。美国军方已向 GE Astro Space 公司订购了 20 颗 Block R 卫星。虽然卫星的性能有所改善, 但价格却下降为 2 800 万美元一颗。该类卫星已从 1997 年开始发射升空, 投入工作。

Block F 卫星(F: Follow on) 正在设计中, 计划在该类卫星上增设第三民用频率(1 176.45MHz)。其设计寿命至少为 10 年。

试验卫星和工作卫星的基本情况见表 2-1 和表 2-2。

表 2-1 试验卫星的基本情况

发射序号	PRN	发射日期	投入工作日期	停止工作日期	失效原因	工作寿命(月)
1	04	1978. 2. 22	1978. 3. 29	1980. 1. 25	钟	21. 9
2	07	1978. 5. 13	1978. 7. 14	1980. 8. 30	钟	25. 5
3	06	1978. 10. 6	1978. 11. 9	1992. 10. 27	钟	161. 3
4	08	1978. 12. 11	1979. 1. 8	1986. 10. 27	钟	93. 6
5	05	1980. 2. 9	1980. 2. 27	1983. 11. 28	定向轮	45. 0

发射序号	PRN	发射日期	投入工作日期	停止工作日期	失效原因	工作寿命( 月)
6	09	1980. 4. 26	1980. 5. 16	1990. 12. 10	定向轮	126. 8
7		1981. 12. 18				
8	11	1983. 7. 14	1983. 8. 10	1993. 5. 4	能源	116. 8
9	13	1984. 6. 13	1984. 7. 19	1994. 2. 25	能源	115. 2
10	12	1984. 9. 8	1984. 10. 3	1995. 11. 18	钟	133. 5
11	03	1985. 10. 9	1985. 10. 30	1994. 2. 27	信号	99. 9

注: PRN 为 Pseudo Random Noise 的缩写, 即伪随机噪声码编号。

从表 2-1 可以看出, 除未入轨的第 7 号卫星以外, 其余 10 颗 GPS 试验卫星的平均工作寿命为 94 个月( 7. 8 年), 远长于设计寿命。后 5 颗试验卫星的实际平均工作寿命已达 10 年左右。虽然卫星上配备了 4 台原子钟, 但钟的故障仍是导致卫星无法工作的重要原因。

表 2-2 GPS 工作卫星发射日期及启用日期

卫星类型	原 SVN	现 SVN	发射日期	启用日期	备 注
Block	14	14	1989. 2. 14	1989. 4. 15	
	13	02	1989. 6. 10	1989. 8. 10	
	16	16	1989. 8. 18	1989. 10. 14	
	19	19	1989. 10. 21	1989. 11. 23	
	17	17	1989. 12. 11	1990. 1. 6	
	18	18	1990. 1. 24	1990. 2. 14	
	20	20	1990. 3. 26	1990. 4. 18	
	21	21	1990. 8. 2	1990. 8. 22	
	15	15	1990. 10. 1	1990. 10. 15	
Block A	23	23	1990. 11. 26	1990. 12. 10	
	24	24	1991. 7. 4	1991. 8. 30	
	25	25	1992. 2. 23	1992. 3. 24	
	28	28	1992. 4. 9	1992. 4. 25	
	26	26	1992. 7. 7	1992. 7. 23	
	27	27	1992. 9. 9	1992. 9. 30	
	32	01	1992. 11. 22	1992. 12. 11	
	29	29	1992. 12. 18	1993. 1. 5	
	22	22	1993. 2. 3	1993. 4. 4	
	31	31	1993. 3. 30	1993. 4. 13	
	37	07	1993. 5. 13	1993. 6. 12	
	39	09	1993. 6. 26	1993. 7. 20	
	35	05	1993. 8. 30	1993. 9. 28	
	34	04	1993. 10. 26	1993. 11. 22	
	36	06	1994. 3. 10	1994. 3. 28	

卫星类型	原 SVN	现 SVN	发射日期	启用日期	备 注
Block A	33	03	1996. 3. 28	1996. 4. 9	
	40	10	1996. 7. 16	1996. 8. 15	
	30	30	1996. 9. 12	1996. 10. 1	
	38	08	1997. 11. 6	1997. 12. 18	
Block R	42	12	1997. 7. 23	1998. 1. 31	发射失败
	43	13			
	46	11			
	51	20			
	44	28			
	41	14			
	54	18			

注: SVN 为 Space Vehicle Number 的缩写, 即空间飞行器编号。

2. GPS 卫星星座

发射入轨能正常工作的 GPS 卫星的集合称 GPS 卫星星座。最初的 GPS 卫星星座计划由 24 颗 GPS 卫星组成。这些卫星将分布在三个倾角为 63 °几乎为圆形的轨道上。相邻轨道的升交点赤经之差为 120 °;每个轨道上将均匀地分布 8 颗卫星。轨道的长半径为 26 560km, 卫星的运行周期为 12h( 恒星时)。此后由于美国政府的财政赤字过大而被迫压缩开支, 美国国防部将 GPS 卫星的总数削减为 18 颗。卫星星座也作了相应的修改: 轨道倾角改为 55 °;轨道增至 6 个, 每个轨道上均匀分布 3 颗卫星, 相邻轨道的升交点赤经之差为 60 °;其余参数则保持不变。采用上述卫星星座后, 某些地区在短时间内虽能同时观测到 4 颗 GPS 卫星, 但由于卫星与用户间的几何图形太差, 从而使定位精度降低至用户无法接受的程度, 致使导航定位工作实际中断。这种情况的出现将大大损害整个系统的性能和可靠性, 影响全球定位系统在民航等领域内应用的可能性。为解决上述问题, 经反复研究和修改后, 最终又将卫星总数恢复为 24 颗。这 24 颗卫星分布在 6 个轨道面上, 每个轨道均匀地分布 4 颗卫星( 见图 2-2)。当截止高

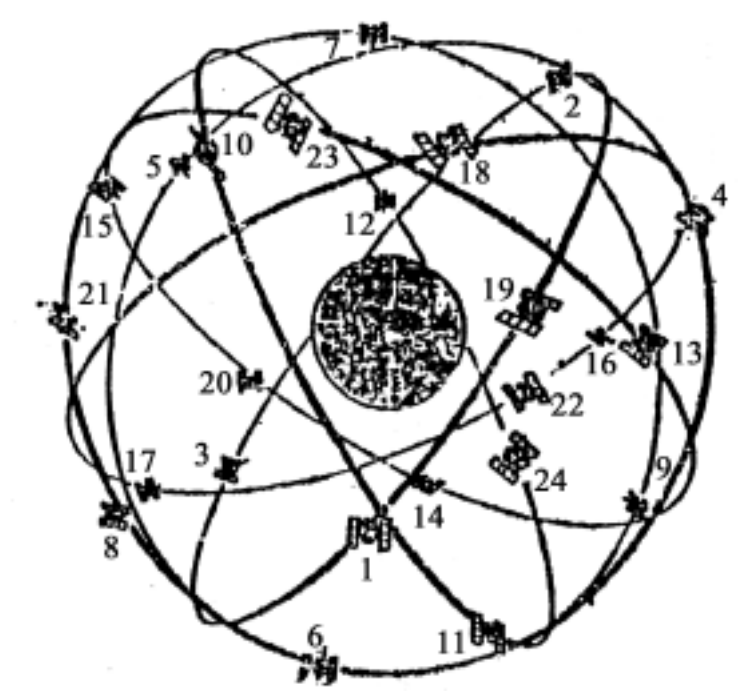


图 2-2 24 颗卫星的 GPS 卫星星座

度角取 15° 时, 上述卫星星座能保证位于任一地点的用户在任一时刻能同时观测到 4 ~8 颗卫星; 当截止高度角取 10° 时, 最多能同时观测到 10 颗 GPS 卫星; 当截止高度角取 5° 时, 最多能同时观测到 12 颗 GPS 卫星; 2000 年底 GPS 卫星星座由 23 颗 Block II 卫星和 Block IIA 卫星, 以及 5 颗 Block IIR 卫星组成。在一般情况下, 用户能同时观测到 6 ~8 颗卫星。

## 2.1.2 地面监控部分

支持整个系统正常运行的地面设施称为地面监控部分。它由 1 个主控站, 5 个监测站, 3 个注入站以及通信和辅助系统组成。

### 1. 主控站

主控站是整个地面监控系统的行政管理中心和技术中心, 位于科罗拉多州的联合空间工作中心。其主要作用是:

(1) 负责管理、协调地面监控系统中各部分的工作。

(2) 根据各监测站送来的资料, 计算、预报卫星轨道和卫星钟改正数, 并按规定格式编制成导航电文送往地面注入站。

(3) 调整卫星轨道和卫星钟读数, 当卫星出现故障时负责修复或启用备用件以维持其正常工作。无法修复时调用备用卫星去顶替它, 维持整个系统正常可靠地工作。

### 2. 监测站

监测站是无人值守的数据自动采集中心。整个全球定位系统共设立了 5 个监测站, 它们分别位于科罗拉多州(美国本土)、阿松森群岛(大西洋)、迭哥伽西亚(印度洋)、卡瓦加兰和夏威夷岛(太平洋)。其主要功能是:

(1) 对视场中的各 GPS 卫星进行伪距测量。

(2) 通过气象传感器自动测定并记录气温、气压、相对湿度(水汽压)等气象元素。

(3) 对伪距观测值进行改正后再进行编辑、平滑和压缩, 然后传送给主控站。

### 3. 注入站

注入站是向 GPS 卫星输入导航电文和其他命令的地面设施。3 个注入站分别位于迭哥伽西亚、阿松森群岛和卡瓦加兰。注入站能将接收到的导航电文存储在微机中, 当卫星通过其上空时再用大口径发射天线将这些导航电文和其他命令分别“注入”卫星。

### 4. 通信和辅助系统

通信和辅助系统是指地面监控系统中负责数据传输以及提供其他辅助服务的机构和设施。全球定位系统的通信系统由地面通信线、海底电缆及卫星通信等联合组成。

此外, 美国国防制图局将提供有关极移和地球自转的数据以及各监测站的精确地心坐标, 美国海军天文台将提供精确的时间信息。

地面监控系统的地理分布见图 2-3。

显然, 按照上述方式运行时, 整个 GPS 系统将过多地依赖地面监控部分。一旦战争发生时地面监控部分被对方摧毁, 全球定位系统将很快失效。对于 Block II 和 Block IIA 卫星而言, 用 10h 内的广播星历进行导航定位, 用户距离精度 URA 为 6m; 而用预报 14 天的广播星历进行导航定位时 URA 将迅速增加至 200m; 用存储于 Block IIA 卫星中第 180 天的广播星历进行导航定位时, URA 将增加至 5 000m。这就意味着虽然卫星中存储了 180 天的广播星历, 但随着预报时间的增长, 星历的精度将迅速下降, 致使 GPS 系统无法使用。为了减少对地面监控系统的依赖程度, 增强 GPS 系统的自主导航能力, 在 Block IIR 卫星中增加了在卫星间进行伪



图 2-3 地面监控系统的地理分布图

距测量和多普勒测量的能力, 以及卫星间进行相互通信的能力。显然, 单纯依靠卫星间的距离观测值和多普勒测速观测值是无法确定 GPS 卫星星座的整体旋转和每个 GPS 卫星钟的绝对钟差的。试验表明, 以 IGS 的预报星历作为先验值, 利用卫星间的距离观测值进行定轨, 可以使第 180 天星历的 URA 值仍达到 6m 的水平, 从而大大增加 GPS 系统的自主导航能力。

### 2.1.3 用户部分

用户部分由用户及 GPS 接收机等仪器设备组成。虽然用户设备的含义较广, 除 GPS 接收机外还可包括气象仪器、微机、钢卷尺、指南针等, 但由于篇幅的限制, 加之读者对其他设备较为熟悉, 故在本节中只介绍 GPS 接收机。

#### 1. GPS 接收机

能接收、处理、量测 GPS 卫星信号以进行导航、定位、定轨、授时等项工作的仪器设备叫 GPS 接收机。GPS 接收机由带前置放大器的接收天线、信号处理设备、输入输出设备、电源和微处理器等部件组成。根据用途的不同, GPS 接收机可分为导航型接收机、测量型接收机、授时型接收机等。按接收的卫星信号频率数可分为单频接收机和双频接收机。

#### 2. 天线单元

天线单元由天线和前置放大器组成。接收天线是把卫星发射的电磁波信号中的能量转换为电流的一种装置。由于卫星信号十分微弱, 因而产生的电流通常需通过前置放大器放大后才进入 GPS 接收机。GPS 接收天线可采用单极天线、微带天线、锥形天线等。微带天线的结构简单、坚固, 既可用于单频, 也可用于双频, 天线的高度很低, 故被广泛采用。这种天线也是安装在飞机上的理想天线。

##### (1) 天线平均相位中心的偏差

天线对中时是以其几何中心(位于天线纵轴的中心线)为准的, 而测量的却是平均相位中心的位置。由于天线结构方面的原因, 平均相位中心和几何中心往往不重合, 两者之差称为平均相位中心偏差, 其值由生产厂商给出。例如对 Turbo Rogue SNR 8000 GPS 接收机天线来讲,

$L_1$  载波的平均相位中心偏差值为:

$$r_1 = 2.236\text{mm}, \quad \theta_1 = 100.305^\circ$$

$L_2$  载波的平均相位中心偏差值则为:

$$r_2 = 1.552\text{mm}, \quad \theta_2 = 75.069^\circ$$

式中:  $r$  为偏心距;  $\theta$  为偏心角。详见图 2-4。

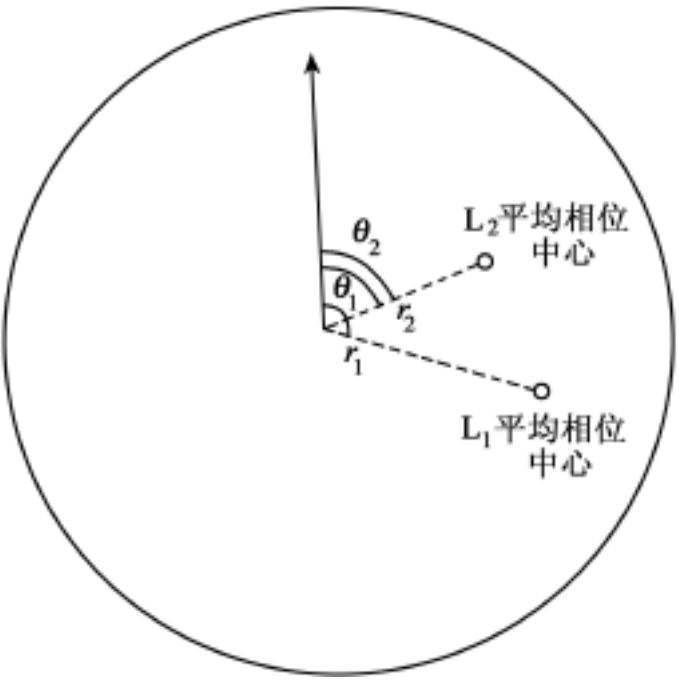


图 2-4 天线平均相位中心的偏差

(2) 消除天线平均相位中心偏差的影响

由于天线平均相位中心偏差的存在, 所以 GPS 测量所测得的位置并非标石中心的位置。解决上述问题一般有下列方法:

归心改正法。进行 GPS 测量时若将天线指标线指北, 则有

$$\begin{cases} X_{\text{标石中心}} = X_{\text{平均相位中心}} - r \cos \theta \\ Y_{\text{标石中心}} = Y_{\text{平均相位中心}} - r \sin \theta \end{cases} \quad (2-1)$$

当基线两端使用不同类型的 GPS 接收机天线时, 可用上述方法分别进行改正, 将成果归算至标石中心。

消去法。进行 GPS 测量时, 若各站均已将指标线指北, 且各站使用的均是同一类型的 GPS 接收天线, 由于目前的制造工艺已能保证同类天线的平均相位中心偏差均相同, 因而在进行相对定位时这些偏差的影响可自行消去, 而不会影响基线向量, 故无需另加改正。

(3) 天线高

如图 2-5 所示, 天线平均相位中心至标石中心的垂直距离  $H$  称为天线高。由于天线平均相位中心并无明显标志, 所以有的接收机要求用户量测从标石中心至某一明显标志面(如天线抑径板下底面)的垂直距离  $H_1$ , 而从该标志面至天线平均相位中心的垂直距离  $H_2$  则由厂方提供。然后用下式计算天线高:

$$H = H_1 + H_2 \quad (2-2)$$

另有一些接收机没有配备量测垂直距离  $H$  的专用设备, 往往要求用户量测从标石中心至抑径板外围下(或上, 由厂方规定)边缘的斜距  $h$ , 然后按下式计算天线高:

$$H = \sqrt{h^2 - R^2} + H_2 \quad (2-3)$$

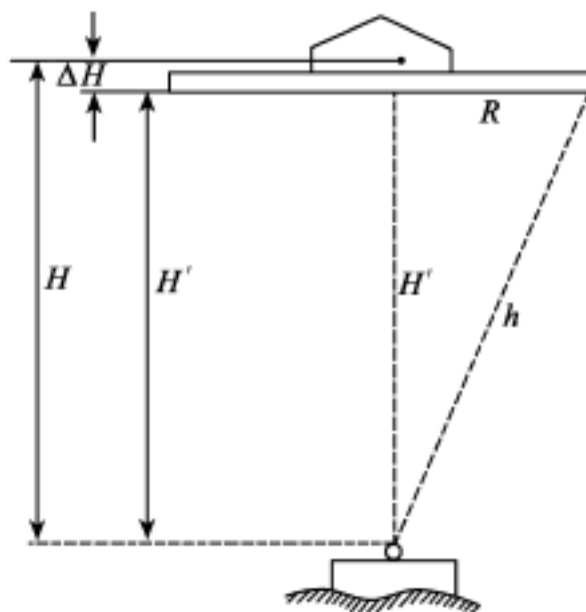


图 2-5 天线高

式中,  $R$  为抑径板的半径, 由生产厂商提供或用户自行量取。

上述计算工作一般均由厂方提供的软件自动完成, 用户只需按要求量测并输入  $H$  或  $h$  即可。

### 3. 接收单元

接收单元由接收通道、存储器、微处理器、输入输出设备及电源等部件组成。

#### (1) 接收通道

接收机中用来跟踪、处理、量测卫星信号的部件, 由无线电元器件、数字电路等硬件和专用软件所组成, 简称通道。一个通道在一个时刻只能跟踪一个卫星某一频率的信号。根据跟踪卫星信号方式的不同, 可分为序贯通道 (Sequencing Channel)、多路复用通道 (Multiplexing Channel) 和多通道 (Multi Channel) 等。

一个序贯通道或一个多路复用通道能在软件控制下依次对多个卫星信号进行观测。序贯通道的循环周期大于 20ms; 多路复用通道的循环周期小于或等于 20ms。由于导航电文中每个比特持续的时间为 20ms, 故多路复用通道可同时采集到各卫星的导航电文, 而序贯通道则不能 (必须通过其他渠道获得导航电文)。这两种通道的优点是用一个通道即可观测多个卫星, 故接收机的结构较为简单、轻便、价廉; 缺点是信噪比较差, 接收机钟的钟差难以完全消除。在多通道接收机中, 每个通道都连续跟踪一个卫星信号。其优点是信噪比好, 通过在卫星间求差即可消除接收机钟差; 缺点是接收机需配备许多通道。随着超大规模集成电路的出现和发展, 通道数的多少已不再成为影响接收机体积、重量、耗电量及价格的决定因素, 因而多通道接收机已被广泛采用。目前测量型接收机一般都有 8 ~12 个通道, 有些 GPS 和 GLONASS 兼容的接收机则有 48 个通道。

根据工作原理的不同, 又有码相关通道、平方律通道之分。码相关通道主要由码跟踪环路和载波跟踪环路组成。码跟踪环路是通过移动由接收机所产生的本地码使之与接收到的来自卫星的测距码“对齐”来进行伪距测量的。载波跟踪环路则能通过压控振荡器来实现相位锁定, 进而求得载波相位测量观测值和卫星的导航电文。码相关通道的优点是: 可以获得测码伪距; 可以获得导航电文; 重建的载波是全波长的; 信噪比较好。

但采用码相关通道的前提是用户必须掌握测距码的结构。由于 C/A 码的结构是公开的, 为了充分利用宝贵的 GPS 资源, 目前 C/A 码接收机中广泛采用码相关通道。



平方律通道是通过将接收到的卫星信号自乘来重建载波的。这种方法的优点是无需掌握测距码的结构即可重建载波。其缺点是:无法获得测码伪距观测值和导航电文;重建载波是半波长的;信噪比较差。

由于  $L_2$  载波上只调制了  $Y(P)$  码,而  $Y$  码的结构是保密的,未经美国政府授权的广大用户不知其码结构。采用平方法后就能重建  $L_2$  载波,使这部分用户也能进行双频载波相位测量。此法一般仅被用于恢复  $L_2$  载波。随着接收机技术的发展,新近出现的窄相关间隔(Narrow Correlator Spacing)技术和互相关技术(Cross Correlation)、Z跟踪技术等能以更好的方式来重建载波。前者可获得高精度的  $C/A$  码伪距观测值以及所谓的第 6 观测量( $R_{y_1} - R_{y_2}$ ),且恢复的载波是全波长的。采用这种方法的接收机有 Turbo Rogue 系列接收机及 Trimble 4000 SSE 接收机。采用 Z 跟踪技术的接收机在美国政府实施 AS 的情况下仍可获得双 P 码的伪距观测值  $R_{P_1}$  和  $R_{P_2}$ ,且重建载波是全波长的。采用此方法的接收机有 Ashtech Z-12, Leica SR 399 Geodetic 接收机等。

## (2) 存储器

早期的 GPS 接收机曾采用盒式磁带来记录伪距观测值、载波相位观测值及卫星的导航电文等资料和数据(如 WM 101 接收机等),现在大多采用机内的半导体存储器来存储这些资料和数据。1Mbit 的内存,当采样率为 15s,观测 5 颗卫星时,一般能记录 16h 的双频观测资料。接收机的内存可根据用户的要求扩充至 4M, 8M, 16M, ... 存储在内存中的数据可通过专用软件卸载到微机中。

## (3) 微处理器

微处理器的作用主要有两个:

计算观测瞬间用户的三维坐标、三维运动速度、接收机钟改正数以及其他一些导航信息,以满足导航及实时定位的需要。

对接收机内的各个部分进行管理、控制及自检核。

## (4) 输入、输出设备

GPS 接收机中的输入设备大多采用键盘。用户可用它来输入各种命令,设置各种参数(如采样率、截止高度角等),记录必要的资料(如测站名、气象元素、仪器高等)。输出设备大多为显示屏。通过输出设备用户可了解接收机的工作状态(如正在观测的是哪些卫星,卫星的高度角、方位角及信噪比,余下的内存容量有多少)以及导航定位的结果等。接收机大多设有 RS 232 接口,用户也可通过该接口用微机来进行输入、输出操作。

## (5) 电源

GPS 接收机一般采用由接收机生产厂商配备的专用电池作为电源。一块电池一般能供接收机连续观测 5 ~8h。长期连续观测时可采用交流电经整流器整流后供电,也可采用汽车电瓶等大容量电池供电。除外接电源外,接收机内部一般还配备有机内电池,在关机后为接收机钟和 RAM 存储器供电。

# 2.1.4 全球定位系统研制组建过程中的重大事件

1973 年,美国国防部指示位于洛杉矶空军基地的美国空军指挥部空间部组建联合工作办公室(JPO—Joint Program Office),负责建立、研制、试验、管理全球定位系统(GPS)。JPO 的具体职责为:

设计、研制或负责订购 GPS 卫星并将它们发射至预定轨道;

建立地面控制系统以维持全球定位系统的正常运行;

为美国及其盟国的军方用户设计、生产用户设备。

美国陆、海、空三军以及国防制图局( DMA)、运输部( DOT)、北约组织( NATO) 及澳大利亚等部门、组织和国家的代表参加了 JPO 的工作。

1985 年, Wooden 给 GPS 下了一个定义: GPS 是美国国防部研制的一种全天候的空间基准的导航系统, 可满足位于全球任何地方或近地空间的军事用户连续地、精确地确定三维位置、三维运动速度及时间的需要, 由于 GPS 是国防部研制的, 所以其主要目的是满足军方用户的需要, 但美国国会在总统的支持下指示国防部要尽量鼓励民用。Macrometer 接收机成功地用于大地测量大大加速了这一进程。当军方当局正在试验导航接收机时, Macrometer 已投入了商业应用。在子午卫星系统中, 军方用户的数量只占总用户数的 7%。全球定位系统也一样, 民用接收机的数量将大大超过军用接收机的数量。

1993 年 7 月, 已进入轨道可正常工作的 Block 试验卫星、Block 和 Block A 工作卫星之和已达 24 颗, 全球定位系统已具备了全球连续导航定位能力, 故美国国防部于 1993 年 12 月 8 日正式宣布全球定位系统已具有初步工作能力。这是研制组建全球定位系统过程中具有重要意义的事件。它标志着研制、试验阶段已结束, 系统已进入运行阶段。美国国防部再也不能未经事前宣告而擅自修改卫星信号。它也意味着除特殊情况外, 美国政府必须以公开承诺的精度向全世界用户提供连续的全球导航定位服务。

1995 年 4 月 27 日, 美国空军指挥部空间部宣布全球定位系统已具有完全的工作能力, 进入轨道能正常工作的 Block 和 Block A 工作卫星之和已达到 24 颗。

1996 年 3 月 28 日, 美国政府以总统指令的形式公布了美国政府新的 GPS 政策, 对国防部宣布的原 GPS 政策作了较大的调整。

2000 年 5 月 2 日( UTC 4 时左右), 美国政府终止了已实行多年的 SA 政策。民用方在使用 GPS 时所受到的限制已明显减少。此外, 美国政府也承诺要进一步改进、完善全球定位系统, 实现全球定位系统的现代化。

## § 2.2 GPS 卫星的信号结构

GPS 卫星发射的信号由载波、测距码和导航电文三部分组成。

### 2.2.1 载波

可运载调制信号的高频振荡波称为载波。GPS 卫星所用的载波有两个, 由于它们均位于微波的 L 波段, 故分别称为  $L_1$  载波和  $L_2$  载波。其中  $L_1$  载波是由卫星上的原子钟所产生的基准频率  $f_0$  ( $f_0 = 10.23\text{MHz}$ ) 倍频 154 倍后形成的, 即  $f_1 = 154 \times f_0 = 1\,575.42\text{MHz}$ , 其波长  $\lambda_1$  为  $19.03\text{cm}$ ;  $L_2$  载波是由基准频率  $f_0$  倍频 120 倍后形成的, 即  $f_2 = 120 \times f_0 = 1\,227.60\text{MHz}$ , 其波长  $\lambda_2$  为  $24.42\text{cm}$ 。采用两个不同频率载波的主要目的是为了较完善地消除电离层延迟。采用高频率载波的目的是为了更精确地测定多普勒频移和载波相位( 对应的距离值), 从而提高测速和定位的精度, 减少信号的电离层延迟, 因为电离层延迟与信号频率  $f$  的平方成反比。

在无线电通信中, 为了更好地传送信息, 我们往往将这些信息调制在高频的载波上, 然后再将这些调制波播发出去, 而不是直接发射这些信息。在一般的通信中, 当调制波到达用户接收机解调出有用信息后, 载波的作用便告完成。但在全球定位系统中情况有所不同, 载波除了

能更好地传送测距码和导航电文这些有用信息外(担当起传统意义上载波的作用),在载波相位测量中它又被当做一种测距信号来使用。其测距精度比伪距测量的精度高 2 ~3 个数量级。因此,载波相位测量在高精度定位中得到了广泛的应用。

### 2.2.2 测距码

测距码是用于测定从卫星至接收机间的距离的二进制码。GPS 卫星中所用的测距码从性质上讲属于伪随机噪声码。它们看似一组杂乱无章的随机噪声码,其实是按照一定规律编排起来的、可以复制的周期性的二进制序列,且具有类似于随机噪声码的自相关特性。测距码是由若干个多级反馈移位寄存器所产生的 m 序列经平移、截短、求模二和等一系列复杂处理后形成的。由于学时数有限,本书中将不再介绍测距码的具体产生过程。对此感兴趣的读者可参阅有关参考文献。根据性质和用途的不同,测距码可分为粗码(C/A 码)和精码(P 码或 Y 码)两类,各卫星所用的测距码互不相同且相互正交。

#### 1. 粗码

用于进行粗略测距和捕获精码的测距码称为粗码,也称捕获码。C/A 码(Coarse/Acquisition Code)的周期为 1ms,一个周期中共含 1 023 个码元。每个码元持续的时间均为  $1\text{ms}/1\,023 = 0.977\,517\,\mu\text{s}$ ,其对应的码元宽度为 293.05m。C/A 码的测距精度一般为  $\pm(2 \sim 3)\text{m}$ 。采用窄相关间隔(Narrow Correlator Spacing)技术后测距精度可达分米级,与精码的测距精度大体相当。C/A 码是一种结构公开的明码,供全世界所有的用户免费使用。目前,C/A 码只调制在  $L_1$  载波上,故无法精确地消除电离层延迟。随着全球定位系统的现代化,在卫星上增设调制了 C/A 码的第二民用频率后,该问题将可得到解决。

#### 2. 精码

用于精确测定从 GPS 卫星至接收机距离的测距码称为精码。精码(Precision Code)也是一种周期性的二进制序列,其实际周期为一星期。一个周期中约含 6.2 万亿个码元。每个码元所持续的时间为 C/A 码的 1/10,对应的码元宽度为 29.3m。精码的测距精度约为 0.3m。为防止敌对方对 GPS 信号进行电子干扰和电子欺骗,美国从 1994 年 1 月 31 日起实施了 AS(Anti-Spoofing)政策。其具体做法是将 P 码与绝密的 W 码进行模二相加以形成保密的 Y 码。Y 码的结构是完全保密的,只有美国及其盟国的军方用户以及少数经美国政府授权的用户才能使用 Y 码。由于 P(Y) 码的码元宽度仅为 C/A 码的 1/10,而且该测距码又同时调制在  $L_1$  和  $L_2$  两个载波上,可较完善地消除电离层延迟,故用它来测距可获得较精确的结果。

### 2.2.3 导航电文

导航电文是由 GPS 卫星向用户播发的一组反映卫星在空间的位置、卫星的工作状态、卫星钟的修正参数、电离层延迟修正参数等重要数据的二进制代码,也称数据码(D 码)。它是用户利用 GPS 进行导航定位时一组必不可少的数据。导航电文的传输速率为 50 bit/s,以“帧”为单位向外发送。每帧的长度为 1 500bit,播发完一个主帧需 30s。一个主帧包括 5 个子帧。每个子帧均包含 300bit,播发时间为 6s。每个子帧又可分为 10 个字,每个字都由 30bit 组成。其中第四、五两个子帧各有 25 个页面,需要 750s 才能将 25 个页面全部播发完。第一、二、三子帧每 30s 重复一次,其内容每隔 2h 更新一次。第四、五子帧每 30s 翻转一页。12.5min 完整地播发一次,然后再重复。其内容仅在卫星注入新的导航数据后才得以更新。卫星电文的基本构成如图 2-6 所示。

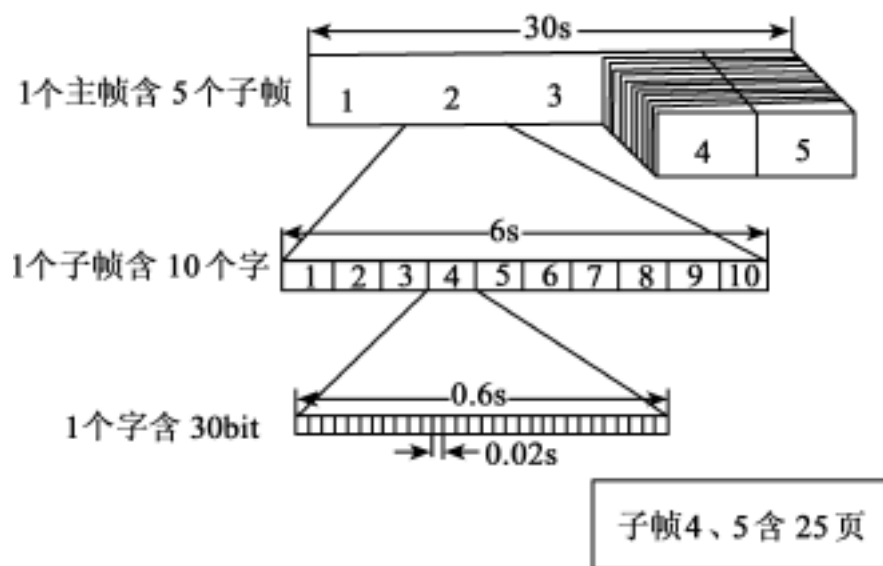


图 2-6 卫星电文的基本构成图

### 1. 遥测字

遥测字 (TLM—Telemetry Word) 位于各子帧的开头, 作为捕获导航电文的前导。其中所含的同步信号为各子帧提供了一个同步的起点, 便于用户解译电文数据。

### 2. 交接字

交接字 (HOW—Hand Over Word) 为各子帧的第二个字。其主要用途是向用户提供用于捕获 P(Y) 码的 Z 计数。所谓的 Z 计数是由 17 个比特组成的, 从本质上讲是一个时间计数, 它给出了下一个子帧开始瞬间的 GPS 时。为方便起见, Z 计数给出的是从每星期的起始时刻 (星期六/星期日子夜零时) 开始播发的子帧数。由于每子帧持续的时间为 6s, 所以下一子帧开始的时刻即为  $(6 \times Z) \text{ s}$ 。据此, 用户可以将接收机钟精确地对准卫星钟并快速捕获 P(Y) 码。需要说明的是, 有不少书中误以为 Z 计数是 P 码的子码  $X_1$  的周期数。由于该子码的周期为 1.5s, 故如果上述定义正确的话, Z 计数的量程就将为 0 ~ 403 200。而 Z 计数是用 17 个比特来表示的, 17 个比特能表示的最大范围为 0 ~  $(2^{17} - 1)$  0 ~ 131 071, 用它是不能表示一星期中 P 码的子码  $X_1$  (周期为 1.5s) 的周期数的 (见图 2-7)。

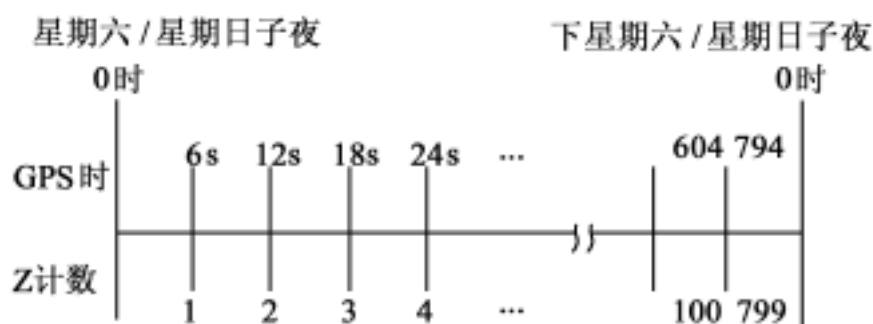


图 2-7 Z 计数

### 3. 第一数据块

第一子帧中的第 3 ~ 10 个字称为第一数据块。现将其中的主要参数介绍如下。

#### (1) WN

WN (Week Number) 表示从 1980 年 1 月 6 日 UTC 零时起算的星期数, 也称 GPS 周。位于第 3 个字的 1 ~ 10bit。由于 10bit 最大只能表示 1 023 周, 所以到 1999 年 8 月 14 日这 1 023 周

就全部用完了。由于计数器的容量所限, WN 将变为 0, 重新开始第二轮计数。也就是说, 在全球定位系统中也会碰到类似于计算机中的“千年虫”问题。当时各 GPS 接收机生产厂商曾花费不少人力物力为老接收机更新软件, 解决上述问题。有人将 10bit 的 WN, 17bit 的 Z 计数加上随后的 2bit 共 29bit 称为广义的 Z 计数, 它能给出完整的 GPS 时间(周数、子帧数及一周中 P 码的子码  $X_1$  的周期数)。

(2) 调制何种测距码的标识符

第 3 个字的 11 ~12bit 表示在  $L_2$  载波上究竟是调制 C/A 码还是 P 码。“10”表示调制的是 C/A 码;“01”则表示调制的是 P(Y) 码。

(3) 传输参数 N

第 3 个字中的第 13 ~16bit 为传输参数 N。传输参数 N 与用户距离误差 URA 之间有下列关系(见表 2-3): 用户距离误差 URA 是根据单点定位后各卫星的距离残差  $V = \rho - \rho_0$  来计算的。 $\rho_0$  是用测距码测定的从卫星至接收机间的距离。用 P(Y) 码接收机或采用窄相关间隔技术的 C/A 码接收机测距时, 其测距精度可达 0.2 ~0.3m。加上电离层延迟改正和对流层延迟改正中的残余误差的影响后, 其精度均可达  $\pm 1$ m 左右。 $\rho_0$  是据站坐标和由卫星星历所给出的卫星位置而算得的从卫星至接收机的距离, 其误差一般可达数米至数十米。而卫星星历误差又是影响  $\rho_0$  精度最主要的因素。因而在早期的参考文献中, 都把传输参数 N 看成是一个反映某卫星广播星历预报精度的参数。即当传输参数为 N 时, 表示该卫星广播星历的预报误差不大于  $2^N$ m。如  $N = 0101 = 5$ , 就表明该卫星广播星历的误差不大于 32m, 属正常范围, 可放心使用。当  $N = 1001 = 9$  时, 表示广播星历的误差不超过 512m, 此类卫星不宜再用于导航定位。当  $N = 1111 = 15$  时, 表示此卫星的星历完全没有进行准确预报, 使用该卫星所造成的损失由用户自己负责。

表 2-3 传输参数 N 与用户距离误差 URA 间的对应关系			
N	URA( m)	N	URA( m)
0	0 ~2.4	8	48.0 ~96.0
1	2.4 ~3.4	9	96 ~192.0
2	3.4 ~4.85	10	192.0 ~384.0
3	4.85 ~6.85	11	384 ~768.0
4	6.85 ~9.65	12	768 ~1 536.0
5	9.65 ~13.65	13	1 536.0 ~3 072.0
6	13.65 ~24.0	14	3 072.0 ~6 144.0
7	24.0 ~48.0	15	>6 144.0

美国实施 SA 政策后情况发生了变化: 不仅卫星星历的精度被进一步降低, 而且在卫星钟的频率中人为地加入了快速抖动。而钟频的快速抖动将影响测距精度  $\rho_0$ 。在这种情况下,  $\rho_0$  不再是一个比  $\rho$  小一个数量级的可略而不计的量, 故传输参数 N 也不能单纯地看做是一个反映卫星广播星历预报精度的参数, 而必须将其看成是反映用户距离误差 URA 的参数。它反映了卫星广播星历的预报精度以及卫星钟频抖动的程度。当 N 的数值过大时, 该卫星就不能被

用于导航定位。

(4) 信号在卫星内部的时延差  $T_{GD}$

$P_1(Y_1)$ ,  $P_2(Y_2)$  等卫星信号都是在卫星钟的统一控制下生成的, 然而这些信号从生成到离开卫星的发射天线之间是有一定的时间延迟的。而且由于经过的线路不同, 不同信号所产生的时间延迟也各不相同, 其数值最大的可达数米。 $P_1(Y_1)$  和  $P_2(Y_2)$  的时延差是由导航电文中的时延参数  $T_{GD}$  给出的。其数值可在卫星发射前通过检验而测定。遗憾的是其数值并不能维持长期固定不变。下列数值是从导航文件中摘抄的:

$$\begin{aligned} \text{PRN6: } T_{GD} &= 0.139\,698\,386\,192 \times 10^{-8} \text{ s} & S_{GD} &= 0.419 \text{ m} \\ \text{PRN14: } T_{GD} &= 0.139\,698\,386\,192 \times 10^{-8} \text{ s} & S_{GD} &= 0.419 \text{ m} \\ \text{PRN18: } T_{GD} &= -0.186\,264\,514\,923 \times 10^{-8} \text{ s} & S_{GD} &= -0.558 \text{ m} \end{aligned}$$

利用双频观测资料来建立电离层模型时, 如果不顾及上述时延, 就会使求得的电离层延迟产生偏差。因为用  $P_1$  和  $P_2$  测得的信号时延差或距离差实际上并不是完全由电离层引起的, 它与信号在卫星内部的时延差以及信号在接收机的不同通道间的时延差均有关。

部分 GPS 教材或著作中将  $T_{GD}$  参数当做是电离层延迟改正参数, 认为用它可为单频机用户提供粗略的电离层延迟修正, 而双频机用户则不需要这个参数, 这种理解显然是错误的, 因为:

若按这种理解, 无论给  $T_{GD}$  下何种具体的定义(如定义为  $P_1$  与  $P_2$  的时延差, 或  $L_1$  与  $L_2$  的时延差或其他定义), 各卫星给出的  $T_{GD}$  参数不应反号。而实际上各卫星给出的  $T_{GD}$  是可能符号相反的。

单频用户需施加的电离层延迟改正与用户所处的位置及观测时间有关, 由卫星来给出一个统一的改正数显然是不合理的。因为这就意味着相距上万千米的两个用户若都在观测这颗卫星, 它们的电离层改正是相同的; 而同一用户在观测多颗卫星, 各卫星给出的  $T_{GD}$  却不相同。这显然是不合理的。

单频用户粗略的电离层延迟修正是由第一数据块中的  $a_0, a_1, a_2, a_3, a_4, a_5, a_6, a_7$  等按 Klobuchar 模型计算的。单频用户可用上述参数来计算电离层延迟修正值。按上述方法求得的修正值与  $T_{GD}$  间并无关联。

至于用  $a_i, i(i=0, 1, 2, 3)$  来计算电离层延迟的具体方法将在“电离层延迟”中加以介绍。

(5) 卫星钟的改正参数的数据龄期

卫星钟的改正参数的数据龄期(AODC)为:

$$AODC = TOC - t_L \tag{2-4}$$

式中:  $TOC$  为卫星钟的改正参数的参考时刻, 由导航电文给出;  $t_L$  为计算这些参数时所用到的观测资料中最后一次观测值的观测时间。

所以,  $AODC$  实际上表示钟改正参数的外推时间。外推时间越短, 改正参数的精度越高。

(6) 卫星钟改正参数

任一时刻  $t$  卫星钟的改正数  $\delta t$  可用下式计算:

$$\delta t = a_0 + a_1(t - TOC) + a_2(t - TOC)^2 \tag{2-5}$$

式中:  $a_0$  为参考时刻  $TOC$  时的钟差;

$a_1$  为参考时刻  $TOC$  时的钟速;

$a_2$  为参考时刻  $TOC$  时的钟速变化率的一半。

#### 4. 第二数据块

第二数据块是由第二子帧和第三子帧构成的,它给出了该 GPS 卫星的广播星历参数。这些参数每 30s 重复一次,每 2h 更新一次。现将第二数据块中的主要参数介绍如下:

##### (1) 卫星星历的数据龄期

卫星星历的数据龄期(AODE)为:

$$AODE = TOE - t_L \quad (2-6)$$

式中: TOE 为星历的参考时刻,由导航电文给出;

$t_L$  为预报该星历时所用到最后—个观测值的观测时刻。

故 AODE 表示广播星历的外推时期。AODE 越大,星历的精度和可靠性就越差。有人建议数据处理时可用 AODE 来为不同的卫星定权。

##### (2) 开普勒 6 个轨道根数

TOE 时的平近点角  $M_0$ ;

TOE 时的轨道偏心率  $e$ ;

TOE 时的轨道长半径的平方根  $\sqrt{A}$ ;

TOE 时的轨道倾角  $i_0$ ;

TOE 时的近地点角距  $\omega$ ;

$\lambda_0 = \lambda_{TOE} - GAST(t_0)$ ,  $\lambda_{TOE}$  为星历参考时刻 TOE 时的升交点赤经,  $GAST(t_0)$  为本周起始时刻  $t_0$  的格林尼治恒星时。

##### (3) 9 个轨道摄动参数

$n$ : 平均角速度  $n$  的改正值;

升交点赤经  $\Omega$  的变化率,  $\dot{\Omega} = \frac{d\Omega}{dt}$ ;

轨道倾角  $i$  的变化率,  $\dot{i} = \frac{di}{dt}$ ;

$C_{uc}, C_{us}$ : 升交距角  $u = \omega + f$  的余弦及正弦调和改正项的振幅, 其中  $\omega$  为近地点角距,  $f$  为卫星的真近点角。

$C_{ic}, C_{is}$ : 轨道倾角  $i$  的余弦及正弦调和改正项的振幅;

$C_{rc}, C_{rs}$ : 卫星至地心的距离  $r$  的余弦及正弦调和改正项的振幅。

#### 5. 第三数据块

第三数据块包含在第四、第五子帧中。它向用户提供了其余 GPS 卫星的概略星历及其工作状态的信息,也有人将其称为卫星历书。第三数据块是由 25 个页面组成的,其中第 5 子帧中的 1 ~24 页分别给出 1 ~24 号卫星的概略星历和时钟改正数。由于原来在 1、2、3 三个子帧中表示的内容现在要压缩到一个子帧中来,所以对参数的位数进行了压缩并删除了某些参数,第 25 页则给出了上述 24 颗卫星的工作状态是否正常的信息。第 4 子帧中的 2、3、4、5、7、8、9、10 页中分别给出第 25 ~32 号卫星的概略星历和时钟改正数,第 25 页中给出了上述卫星的工作状态及 32 颗卫星的识别标记。其他一些页面有的用于军事用途,有的空缺待用。

卫星历书的主要作用如下:

##### (1) 拟订观测计划

根据测站的近似坐标以及一定期限(例如 30 天)内的卫星历书,用户软件即可进行卫星可见性预报。用户就能据此来预定观测计划,拟订调度命令等。当 GPS 网的规模较大,参加

作业的仪器较多时, 仔细拟订上述计划就尤为重要。

(2) 有利于快速跟踪、锁定卫星信号

在观测时如接收机已经知道此时视场中应有哪些卫星, 这些卫星离接收机的粗略距离是多少及它们的多普勒频移等信息, 就能迅速地搜索、跟踪到卫星信号。这样比冷开机盲目搜索的速度要快得多。

2.2.4 卫星信号调制

调制前的载波一般可用下列公式表示:

$$A\cos(\omega t + \phi_0)$$
 (2-7)

式中: A 为振幅;  $\omega$  为角频率;  $\phi_0$  为初相。

信号调制一般可采用下列几种方式:

- 调幅: 让载波的振幅 A 随着调制信号的变化而相应变化;
- 调频: 让载波的频率 f(角频率  $\omega$ ) 随着调制信号的变化而变化;
- 调相: 让载波的相位( $\omega t + \phi_0$ ) 随着调制信号的变化而变化。

GPS 卫星信号采用的是二进制相位调制法。先将导航电文调制在测距码上, 然后再将组合码调制到载波上。由于调制信号是二进制码, 只有两种状态——“0”和“1”, 故相位调制十分简单, 只要有两种状态与之对应即可。在 GPS 卫星中具体是这么做的:

- 当调制信号为“0”时, 载波相位不变化, 即载波仍为  $A\cos(\omega t + \phi_0)$ ;
- 当调制信号为“1”时, 载波相位变化 180° (或称倒相), 此时的载波表达式为  $A\cos(\omega t + \phi_0 \pm 180^\circ) = -A\cos(\omega t + \phi_0)$ , 这样调制后的调制波可表示为:

$$\pm A\cos(\omega t + \phi_0) \begin{cases} \text{当调制信号为 0 时, 取正号, 或称码状态为 +1} \\ \text{当调制信号为 1 时, 取负号, 或称码状态为 -1} \end{cases}$$

因此, 二进制相位调制也可表示为码状态和载波相乘。图 2-8 为二进制相位调制示意图。

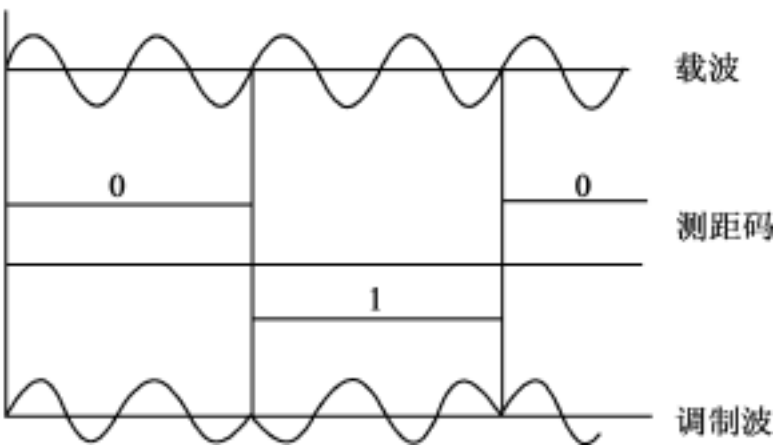


图 2-8 二进制相位调制示意图

若以  $S_{L_1}(t)$  和  $S_{L_2}(t)$  分别表示载波  $L_1$  和  $L_2$  经测距码和数据码进行二进制相位调制后所得到的调制波, 则 GPS 卫星发射的信号可分别表示为:

$$\begin{cases} S_{L_1}(t) = A_p P_i(t) \cdot D_i(t) \cdot \cos(\omega_1 t + \phi_1) + A_c \cdot C_i(t) \cdot D_i(t) \cdot \sin(\omega_1 t + \phi_1) \\ S_{L_2}(t) = B_p P_i(t) \cdot D_i(t) \cdot \cos(\omega_2 t + \phi_2) \end{cases}$$
 (2-8)

式中:  $A_p$  为调制在  $L_1$  载波上的 P 码的振幅;

$P_i(t)$  为第 i 颗卫星的 P 码;



$D_i(t)$  为第  $i$  颗卫星的数据码;  
 $C_i(t)$  为第  $i$  颗卫星的 C/A 码;  
 $A_c$  为调制在  $L_1$  载波上的 C/A 码的振幅;  
 $B_p$  为调制在  $L_2$  载波上的 P 码的振幅;  
 $\omega_1$  为  $L_1$  载波的角频率;  
 $\omega_2$  为  $L_2$  载波的角频率;  
 下标  $i$  表示卫星编号。

图 2-9 为 GPS 卫星信号构成示意图。图中说明卫星发射的所有信号分量都是根据同一基准频率  $F$  经倍频或分频后产生的。这些信号分量包括  $L_1$  载波、 $L_2$  载波、C/A 码、P 码和数据码。经卫星天线发射出去的信号包括 C/A 码信号、 $L_1$ -P 码信号和  $L_2$ -P 码信号。实施 SA 政策时基准频率  $F$  中将加入快速抖动 信号。实施 AS 政策时 P 码将和 W 码进行模二相加, 形成保密的 Y 码。

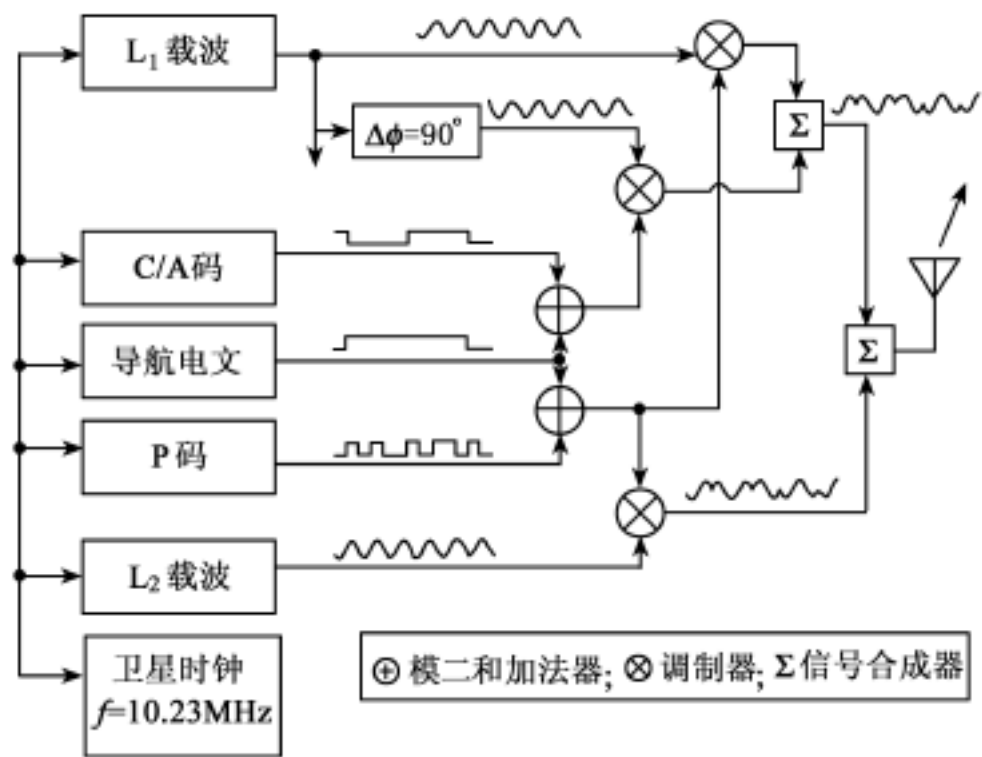


图 2-9 GPS 卫星信号构成示意图

## § 2.3 GPS 卫星位置的计算

### 2.3.1 用广播星历计算卫星位置

#### 1. 计算卫星运动的平均角速度 $n$

首先根据广播星历中给出的参数  $\sqrt{A}$  计算出参考时刻 TOE 的平均角速度  $n_0$ :

$$n_0 = \frac{\sqrt{GM}}{(\sqrt{A})^3} \tag{2-9}$$

式中,  $GM$  为万有引力常数  $G$  与地球总质量  $M$  之乘积, 其值为  $GM=3.986\ 004\ 7\times 10^{14}\text{m}^3/\text{s}^2$ 。

然后根据广播星历中给定的摄动参数  $n$  计算观测时刻卫星的平均角速度  $n$ :

$$n = n_0 + n \tag{2-10}$$

## 2. 计算观测瞬间卫星的平近点角 $M$

$$M = M_0 + n(t - \text{TOE}) \quad (2-11)$$

式中,  $M_0$  为参考时刻 TOE 时的平近点角, 由广播星历给出。

为什么要用参考时刻 TOE 来替代卫星过近地点时刻  $t_0$  来计算呢? 原因很简单, 因为广播星历每 2h 更新一次, 将参考时刻设在中央时刻时, 外推间隔 1h。而卫星的运行周期为 12h 左右, 采用卫星过近地点时刻  $t_0$  来计算时, 外推间隔最大有可能达 6h。用 TOE 来取代卫星过近地点时刻  $t_0$  后, 外推间隔将大大减小, 用较简单的模型也能获得精度较高的结果。

## 3. 计算偏近点角

用弧度表示的开普勒方程为:

$$E = M + e \sin E \quad (2-12)$$

用角度表示的开普勒方程为:

$$E^\circ = M^\circ + e \sin E^\circ \quad (2-13)$$

解上述方程可用迭代法或微分改正法。

## 4. 计算真近点角 $f$

$$\begin{cases} \cos f = \frac{\cos E - e}{1 - e \cos E} \\ \sin f = \frac{\sqrt{1 - e^2} \sin E}{1 - e \cos E} \end{cases} \quad (2-14)$$

式中,  $e$  为卫星轨道的偏心率, 由广播星历给出。

$$\text{所以} \quad f = \arctan \frac{\sqrt{1 - e^2} \sin E}{\cos E - e} \quad (2-15)$$

## 5. 计算升交距角 $u$

$$u = \omega + f$$

式中,  $\omega$  为近地点角距, 由广播星历给出。

## 6. 计算摄动改正项 $u, r, i$

广播星历中给出了下列 6 个摄动参数:  $C_{uc}$ 、 $C_{us}$ 、 $C_{rc}$ 、 $C_{rs}$ 、 $C_{ic}$ 、 $C_{is}$ , 据此可求出由于  $J_2$  项而引起的升交距角  $u$  的摄动改正项  $u$ 、卫星矢径  $r$  的摄动改正项  $r$  和卫星轨道倾角  $i$  的摄动改正项  $i$ 。计算公式如下:

$$\begin{cases} u = C_{uc} \cos 2u + C_{us} \sin 2u \\ r = C_{rc} \cos 2u + C_{rs} \sin 2u \\ i = C_{ic} \cos 2u + C_{is} \sin 2u \end{cases} \quad (2-16)$$

## 7. 对 $u$ 、 $r$ 、 $i_0$ 进行摄动改正

$$\begin{cases} u = u + u \\ r = r + r = a(1 - e \cos E) + r \\ i = i_0 + i + \frac{di}{dt}(t - \text{TOE}) \end{cases} \quad (2-17)$$

式中:  $a$  为卫星轨道的长半径,  $a = (\sqrt{A})^2$ ,  $\sqrt{A}$  由广播星历给出。  $i_0$  为 TOE 时刻的轨道倾角, 由广播星历中的开普勒六参数给出。  $\frac{di}{dt}$  为  $i$  的变化率, 由广播星历中的摄动九参数给出。

### 8. 计算卫星在轨道面坐标系中的位置

在轨道平面直角坐标系中(坐标原点位于地心, X 轴指向升交点) 卫星的平面直角坐标为:

$$\begin{cases} x = r \cos u \\ y = r \sin u \end{cases} \quad (2-18)$$

### 9. 计算观测瞬间升交点的经度 L

若参考时刻 TOE 时升交点的赤经为  $\alpha_{TOE}$ , 升交点对时间的变化率为  $\dot{\alpha}$ , 那么观测瞬间 t 的升交点赤经 应为:

$$\alpha = \alpha_{TOE} + \dot{\alpha} (t - TOE) \quad (2-19)$$

$\dot{\alpha}$  可从广播星历的摄动参数中给出。

设本周开始时刻(星期日 0 时) 格林尼治恒星时为  $GAST_{week}$ , 则观测瞬间的格林尼治恒星时为:

$$GAST = GAST_{week} + \omega_e t \quad (2-20)$$

式中:  $\omega_e$  为地球自转角速度, 其值为  $\omega_e = 7.292115 \times 10^{-5} \text{ rad/s}$ ;

t 为本周内的时间(s)。

这样就可求得观测瞬间升交点的经度值为:

$$L = \alpha - GAST = \alpha_{TOE} - GAST_{week} + \dot{\alpha} (t - TOE) - \omega_e t$$

令  $\alpha_0 = \alpha_{TOE} - GAST_{week}$

则有:

$$L = \alpha_0 + \dot{\alpha} (t - TOE) - \omega_e t = \alpha_0 + (\dot{\alpha} - \omega_e) t - \dot{\alpha} \cdot TOE \quad (2-21)$$

注意: 广播星历中给出的  $\alpha_0$  并不是参考时刻 TOE 的升交点赤经  $\alpha_{TOE}$ , 而是该值与本周起始时刻的格林尼治恒星时  $GAST_{week}$  之差。

### 10. 计算卫星在瞬时地球坐标系中的位置

已知升交点的大地经度 L 以及轨道平面的倾角 i 后, 就可通过两次旋转方便地求得卫星在地固坐标系中的位置:

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = R_z(-L) R_x(-i) \begin{bmatrix} x \\ y \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x \cos L - y \cos i \sin L \\ x \cos L + y \cos i \sin L \\ y \sin L \end{bmatrix} \quad (2-22)$$

### 11. 计算卫星在协议地球坐标系中的位置

观测瞬间卫星在协议地球坐标系中的位置

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{CTS} = R_y(-x_p) R_x(-y_p) \cdot \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}$$

$$= \begin{bmatrix} 1 & 0 & x_p \\ 0 & 1 & -y_p \\ -x_p & y_p & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} \quad (2-23)$$

在 GPS 定位中, 常常需要多次计算卫星的位置和速度, 如用上述方法计算需占用较多的

内存空间和计算时间。为此,常将卫星星历用一个时间多项式来表示,在内存中仅保存该多项式的系数,供计算时调用。在各种多项式中切贝雪夫多项式的拟合效果最佳,即使在该时间段的两端近似性也很好。用  $n$  阶切贝雪夫多项式来逼近时间段  $[t_0, t_0 + t]$  中的卫星星历时,先将变量  $t \in [t_0, t_0 + t]$  变换为变量  $\tau \in [-1, 1]$ :

$$\tau = \frac{2}{t}(t - t_0) - 1 \tag{2-24}$$

于是卫星坐标可表示为:

$$X(t) = \sum_{i=0}^n C_{x_i} T_i(\tau) \tag{2-25}$$

式中:  $n$  为多项式的阶数;  $C_{x_i}$  为切贝雪夫多项式的系数。根据已知的卫星坐标,用最小二乘法拟合出多项式系数  $C_{x_i}$  后,就可用式(2-25)计算出该时段中任一时刻的卫星位置。切贝雪夫多项式  $T_i$  的递推公式如下:

$$\begin{aligned} T_0(\tau) &= 1 \\ T_1(\tau) &= \tau \\ T_n(\tau) &= 2\tau T_{n-1}(\tau) - T_{n-2}(\tau) \quad | \quad | \quad 1, n \geq 2 \end{aligned} \tag{2-26}$$

卫星的运动速度和加速度也可用类似方法计算。

### 2.3.2 用精密星历计算卫星位置

精密星历是按一定的时间间隔(通常为 15min)来给出卫星在空间的三维坐标、三维运动速度及卫星钟改正数等信息。著名的 IGS 综合精密星历需 1 ~2 周后才能获得。由 NGS 提出的格式被广泛采用,其中 ASCII 格式的 SPI 和二进制格式的 E(F) 格式不仅给出了卫星的三维位置信息(km),也给出了卫星的三维运动速度信息(km/s)。而 SP2(ASCII 格式)和 ECF2(二进制格式)则仅给出了卫星的三维位置信息。速度信息需通过位置信息用数值微分的方法来求出。采用这种格式时存储量可减少一半左右。在 SP3(ASCII 格式)和 ECF3(二进制格式)中增加了卫星钟的改正数信息。

观测瞬间的卫星位置及运动速度可采用内插法求得。其中拉格朗日(Lagrange)多项式内插法被广泛采用,因为这种内插法速度快且易于编程。拉格朗日插值公式十分简单:已知函数  $y = f(x)$  的  $n + 1$  个节点  $x_0, x_1, x_2, \dots, x_n$  及其对应的函数值  $y_0, y_1, y_2, \dots, y_n$ ,对插值区间内任一点  $x$ ,可用下面的拉格朗日插值多项式来计算函数值:

$$f(x) = \sum_{k=0}^n \left[ \prod_{\substack{i=0 \\ i \neq k}}^n \frac{x - x_i}{x_k - x_i} \right] y_k \tag{2-27}$$

Remondi 的研究表明:对 GPS 卫星而言,如果要精确至  $10^{-8}$ ,用 30min 的历元间隔和 9 阶内插已足够保证精度。用 40min 的历元间隔以及 17 阶多项式就能获得毫米级( $10^{-10}$ )的精度。

例:已知在 3 个节点上的函数值  $y(x)$  如下:

$x$	- 3	+ 1	+ 5
$y(x)$	13	17	85

求  $y(4)$  的值。

据式(2-27)有:

$$y(4) = \frac{(4-1) \times (4-5)}{(-3-1) \times (-3-5)} \times 13 + \frac{(4+3) \times (4-5)}{(1+3) \times (1-5)} \times 17 + \frac{(4+3) \times (4-1)}{(5+3) \times (5-1)} \times 85$$

$$= 62$$

精密星历也可采用切贝雪夫多项式来拟合。对 GPS 轨道而言, 多项式的阶数  $n$  可由下列公式来确定:

$$n = 10 + n_h \tag{2-28}$$

式中,  $n_h$  为拟合时段的长度, 单位为小时。24h 的精密轨道用 34 阶切贝雪夫多项式来拟合后, 轨道精度可达厘米级至毫米级, 精密卫星钟差的拟合精度为 0.5 ns, 个别情况下可达 1 ~2ns, 拟合效果较差, 这是由卫星钟钟差的变化不太规则引起的。

## 第 3 章 GPS 定位中的误差源

在本章中, 我们将对影响 GPS 定位的主要误差源进行讨论和分析; 研究它们的性质、大小及其对定位所产生的影响; 介绍消除和削弱这些误差影响的方法和措施。

### § 3.1 概 述

GPS 定位中出现的各种误差, 按性质可分为系统误差(偏差)和随机误差两大类。其中系统误差无论从误差的大小还是对定位结果的危害性来讲都比随机误差大得多, 而且它们又是有规律可循的, 可以采取一定的方法和措施来加以消除, 因而是本章研究的主要对象。

#### 3.1.1 误差分类

GPS 定位中出现的各种误差从误差源来讲大体可分为下列三类:

##### 1. 与卫星有关的误差

###### (1) 卫星星历误差

由卫星星历所给出的卫星位置与卫星的实际位置之差称为卫星星历误差。星历误差的大小主要取决于卫星定轨系统的质量, 如定轨站的数量及其地理分布, 观测值的数量及精度, 定轨时所用的数学力学模型和定轨软件的完善程度等。此外与星历的外推时间间隔(实测星历的外推时间间隔可视为零)也有直接关系。

###### (2) 卫星钟的钟误差

卫星上虽然使用了高精度的原子钟, 但它们也不可避免地存在误差, 这种误差既包含着系统性的误差(如钟差、钟速、频漂等偏差), 也包含着随机误差。系统误差远较随机误差的值大, 而且可以通过检验和比对来确定并通过模型来加以改正; 而随机误差只能通过钟的稳定度来描述其统计特性, 无法确定其符号和大小。

###### (3) 相对论效应

相对论效应是指由于卫星钟和接收机钟所处的状态(运动速度和重力位)不同而引起两台钟之间产生相对钟误差的现象。所以, 将它归入与卫星有关的误差类中并不准确。但是由于相对论效应主要取决于卫星的运动速度和所处位置的重力位, 而且是以卫星钟的钟误差的形式出现的, 所以暂时将其归入与卫星有关的误差类中。上述误差对测码伪距观测值和载波相位观测值的影响是相同的。

##### 2. 与信号传播有关的误差

###### (1) 电离层延迟

电离层(含平流层)是高度在 60 ~1 000km 间的大气层。在太阳紫外线、X 射线、 $\gamma$ 射线和高能粒子的作用下, 该区域内的气体分子和原子将产生电离, 形成自由电子和正离子。带电粒子的存在将影响无线电信号的传播, 使传播速度发生变化, 传播路径产生弯曲, 从而使得信号

传播时间  $t$  与真空中光速  $c$  的乘积  $= t \cdot c$  不等于卫星至接收机的几何距离, 产生所谓的电离层延迟。电离层延迟取决于信号传播路径上的总电子含量 TEC 和信号的频率  $f$ 。而 TEC 又与时间、地点、太阳黑子数等多种因素有关。测码伪距观测值和载波相位观测值所受到的电离层延迟大小相同, 但符号相反。

### (2) 对流层延迟

对流层是高度在 50km 以下的大气层。整个大气层中的绝大部分质量集中在对流层中。GPS 卫星信号在对流层中的传播速度  $V = \frac{c}{n}$ 。  $c$  为真空中的光速,  $n$  为大气折射率, 其值取决于气温、气压和相对湿度等因子。此外, 信号的传播路径也会产生弯曲。由于上述原因使距离测量值产生的系统性偏差称为对流层延迟。对流层延迟对测码伪距和载波相位观测值的影响是相同的。

### (3) 多路径误差

经某些物体表面反射后到达接收机的信号如果与直接来自卫星的信号叠加干扰后进入接收机, 就将使测量值产生系统误差, 这就是所谓的多路径误差。多路径误差对测码伪距观测值的影响要比对载波相位观测值的影响大得多。多路径误差取决于测站周围的环境、接收机的性能以及观测时间的长短。

## 3. 与接收机有关的误差

### (1) 接收机钟的钟误差

与卫星钟一样, 接收机钟也有误差。而且由于接收机中大多采用的是石英钟, 因而其钟误差较卫星钟更为显著。该项误差主要取决于钟的质量, 与使用时的环境也有一定关系。它对测码伪距观测值和载波相位观测值的影响是相同的。

### (2) 接收机的位置误差

在进行授时和定轨时, 接收机的位置是已知的, 其误差将使授时和定轨的结果产生系统误差。该项误差对测码伪距观测值和载波相位观测值的影响是相同的。进行 GPS 基线解算时, 需已知其中一个端点在 WGS-84 坐标系中的近似坐标, 近似坐标的误差过大也会对解算结果产生影响。

### (3) 接收机的测量噪声

这是指用接收机进行 GPS 测量时, 由于仪器设备及外界环境影响而引起的随机测量误差, 其值取决于仪器性能及作业环境的优劣。一般而言, 测量噪声的值远小于上述的各种偏差值。观测足够长的时间后, 测量噪声的影响通常可以忽略不计。

## 3.1.2 消除或削弱上述误差影响的方法和措施

上述各项误差对测距的影响可达数十米, 有时甚至可超过百米, 比观测噪声大几个数量级。因此, 必须设法加以消除, 否则将会对定位精度造成极大的损害。消除或大幅度削弱这些误差所造成的影响的主要方法有:

### 1. 建立误差改正模型

这些误差改正模型既可以通过对误差的特性、机制以及产生的原因进行研究分析、推导而建立起来的理论公式, 也可以是通过大量观测数据的分析、拟合而建立起来的经验公式, 有时则是同时采用两种方法建立的综合模型。

利用电离层折射的大小与信号频率有关这一特性(即所谓的“电离层色散效应”)而建立

起来的双频电离层折射改正模型基本属于理论公式;而各种对流层折射模型则大体上属于综合模型。

如果每个误差改正模型都是十分完善且严密的,模型中所需的数据都是准确无误的,在这种理想的情况下,经各误差模型改正后,包含在观测值中的系统误差将被消除干净,而只留下偶然误差。然而由于改正模型本身的误差以及所获取的改正模型中所需的各参数的误差,仍会有一部分偏差无法消除而残留在观测值中。这些残留的偏差一般仍比偶然误差要大,从而严重影响 GPS 定位的精度。

误差改正模型的精度好坏不等。有的误差改正模型效果较好,例如双频电离层折射改正模型的残余误差约为总量的 1% 或更小;有的效果一般,如多数对流层折射改正公式的残余误差为总量的 5% 左右;有的改正模型效果较差,如由广播星历所提供的单频电离层折射改正模型,残余误差高达 30% ~40%。

## 2. 求差法

仔细分析误差对观测值或平差结果的影响,安排适当的观测纲要和数据处理方法(如同步观测、相对定位等),利用误差在观测值之间的相关性或在定位结果之间的相关性,通过求差来消除或大幅度地削弱其影响的方法称为求差法。

例如,当两站对同一卫星进行同步观测时,观测值中都包含了共同的卫星钟误差,将观测值在接收机间求差后即可消除此项误差。同样,一台接收机对多颗卫星进行同步观测时,将观测值在卫星间求差即可消除接收机钟误差的影响。

又如,目前广播星历的误差约为 5m,这种误差属于起算数据误差,并不影响观测值。利用相距不太远的两个测站上的同步观测值进行相对定位时,由于两站至卫星的几何图形十分相似,因而星历误差对两站坐标的影响也很相似,利用这种相关性在求坐标差时就能把共同的误差影响消除掉。其残余误差(即星历误差对相对定位的影响)一般可用下列经验公式估算:

$$b = \left[ \frac{1}{4} - \frac{1}{10} \right] b \cdot \frac{s}{b}$$

当基线长度  $b = 50\text{km}$ , 测站至卫星的距离  $= 25\,000\text{km}$ , 卫星星历误差  $s = 5\text{m}$  时,它对基线的影响  $b$  只有  $1 \sim 2.5\text{mm}$ 。

## 3. 选择较好的硬件和较好的观测条件

有的误差,如多路径误差,既不能采用求差的方法来抵消,也难以建立改正模型。削弱该项误差简单而有效的办法是选用较好的天线,仔细选择测站,使之远离反射物和干扰源。

# § 3.2 钟 误 差

如前所述,在 GPS 测量中我们是依据卫星信号的传播时间  $t = t_2 - t_1$  来确定从卫星至接收机的距离的。其中  $t_1$  为卫星钟所测定的信号离开卫星的时刻,  $t_2$  为接收机钟所测定的信号到达接收机的时刻。若信号离开卫星时卫星钟相对于标准的 GPS 时的钟差为  $T_s$ , 信号到达接收机时接收机钟相对于标准的 GPS 时的钟差为  $T_R$ , 那么上述钟误差对测距所造成的影响为  $= (T_R - T_s) \cdot c$ 。由于信号的传播速度  $c$  的值很大,因此在 GPS 测量中必须十分仔细地消除钟误差。

在 GPS 测量中,卫星钟和接收机钟均采用 GPS 时。GPS 时和协调世界时 UTC 相似,均为原子时。但为了使 UTC 尽量和 UT<sub>1</sub> 保持一致(两者之差小于 0.9s),需要不断地跳秒,因而



UTC 是不连续的。而 GPS 时则不跳秒, 故是一个连续的时间系统。在 GPS 时间系统的起点, 1980 年 1 月 6 日 0 时, 其时间与 UTC 是保持一致的。此后由于 UTC 不断地跳秒, 这两种时间系统之间的差值就不断增加、变化。2004 年 7 月, GPS 时和 UTC 相差 14s( 即 GPS 时超前 UTC 14 s )。

某一时钟在时刻 t 的钟差一般可表示为:

$$t = a_0 + a_1(t - t_0) + a_2(t - t_0)^2 + \int_{t_0}^t y(t) dt$$

(3-1)

式中:  $a_0$  为  $t_0$  时刻该钟的钟差;  $a_1$  为  $t_0$  时刻该钟的钟速( 频偏);  $a_2$  为  $t_0$  时刻该钟的加速度的一半( 也称钟的老化率或频漂项)。  $a_i$  数值可由地面控制系统依据前一段时间的跟踪资料( 将卫星钟的钟面时与标准的 GPS 时进行比对) 得到, 然后再根据该钟的特性来加以预报, 并编入卫星导航电文播发给用户。

$\int_{t_0}^t y(t) dt$  是一项随机项。我们不能确切地知道其数值, 而只能采用钟的稳定度来描述其统计特性。目前钟的稳定度通常用阿伦方差来衡量。高质量石英钟的频率分稳定度接近  $1 \times 10^{-11}$ , 时稳定度为  $1 \times 10^{-10}$ , 日稳定度优于  $10^{-9}$ 。价格较为低廉的铷原子钟的频率分稳定度约为  $5 \times 10^{-12}$ , 时稳定度和日稳定度均优于  $10^{-11}$ 。铯原子钟的短期稳定度和长期稳定度都优于铷原子钟。以 9 号卫星和 23 号卫星的铯原子钟为例, 其频率日稳定度均优于  $2 \times 10^{-13}$ , 10 日的频率稳定度优于  $0.7 \times 10^{-14}$ 。

由 GPS 卫星上的卫星钟所直接给出的时间与标准的 GPS 时之差称为卫星钟的物理同步误差。由于物理同步误差中含有  $a_0$ 、 $a_1$ 、 $a_2$  项的影响, 所以其数值可能很大。地面控制系统将每颗 GPS 卫星的物理同步误差均限制在 1ms 以内。当某卫星的钟误差接近 1ms 时, 地面控制系统便会通过遥控手段对其进行调整。但 1ms 对测距的影响将达 300km, 因而即使如此, 在精度较低的卫星导航中也不能直接使用由卫星钟所给出的时间。顾及改正数:

$$t = a_0 + a_1(t - t_0) + a_2(t - t_0)^2$$

(3-2)

后的卫星钟读数与标准的 GPS 时间之差称为卫星钟的数学同步误差。数学同步误差是由卫星导航电文中所给出的钟差参数  $a_0$ 、 $a_1$ 、 $a_2$  的预报误差以及被略去的随机项  $\int_{t_0}^t y(t) dt$  引起的。据估计, 取消 SA 政策后, 卫星钟的数学同步误差为 5 ~10ns, 对测距的影响为 1.5 ~3.0m。表 3-1 中给出的是 2000 年 12 月 26 日 2 时各 GPS 卫星导航电文所给出的卫星钟差与 IGS 所给出的卫星钟差之间的差异。由于 IGS 的精密钟差的精度达 0.1ns, 故可视为真值。据此求得卫星钟数学同步误差的中误差为  $\pm 2.0$ ns。

表 3-1GPS 卫星导航电文所给出的卫星钟差与 IGS 所给出的卫星钟差之差( 单位: ns)

卫星号	t	卫星号	t	卫星号	t	卫星号	t	卫星号	t	卫星号	t	卫星号	t
1	- 0.3	5	- 0.3	9	0.3	14	- 0.6	20	0.1	24	- 0.5	28	- 0.4
2	1.0	6	0	10	- 0.1	15	- 0.8	21	0	25	- 0.1	29	- 4.5
3	- 0.6	7	- 5.1	11	0	17	0.3	22	- 2.7	26	- 5.5	30	0.3
4	- 2.8	8	- 3.0	13	0	19	- 1.8	23	- 0.1	27	- 0.2	31	- 0.3

接收机钟一般为石英钟,其质量较原子钟更差。石英钟不但钟差的数值大,变化快,且变化的规律性也更差。用三次多项式甚至四次多项式来拟合接收机钟差,有时仍无法获得令人满意的结果。有的接收机在观测过程中当钟差的绝对值达 1ms 时会自动调整 1ms,以便使给出的钟差保持在 1ms 以内,从而使钟差序列不再保持连续。使用这类资料时须十分小心,注意加以改正。

在 GPS 测量中一般可采用下列方法解决钟误差:

#### (1) 忽略卫星钟的数学同步误差

在导航和低精度单点定位中,由于测码伪距观测值的精度本来就较低,对卫星导航定位结果的精度要求也不高,因而在进行数据处理时通常就不顾及卫星钟的数学同步误差,根据卫星导航电文中给出的钟参数  $a_0$ 、 $a_1$ 、 $a_2$  用 (3-2) 式求得  $t$  值,把它当成是卫星钟的钟差。在这种情况下观测方程中只含 4 个未知参数:观测瞬间用户的三维坐标及接收机钟的钟差。

#### (2) 利用测码伪距单点定位法来确定接收机钟的钟差

利用测距码来测定从卫星至接收机的距离,根据卫星导航电文中给出的参数来确定观测瞬间卫星在空间的位置以及卫星钟的钟差,据此即可用单点定位法解得观测瞬间接收机钟的钟差,精度估计可达  $0.1 \sim 0.2 \mu\text{s}$ 。利用上述方法确定的接收机钟差在计算卫星在空间的精确位置及各种改正数时被广泛使用。

#### (3) 通过其他渠道获取精确的卫星钟差值

在某些应用中,例如利用载波相位观测值进行精密单点定位 (PPP—Precise Point Positioning) 时,观测值的精度很高,对定位结果的精度要求也很高,自然对卫星钟差也会提出很高的要求。此时根据卫星导航电文中给出的钟参数求得的卫星钟差已不能满足要求,故需通过其他渠道来获取精确的卫星钟差值,如通过国际 GPS 服务 IGS 来获取精确的卫星钟差。由于下列原因,IGS 能给出精度更好的卫星钟差和卫星星历:

与 GPS 地面监控部分相比,IGS 的定轨站数量更多,地理分布更好。

IGS 定轨时用的是载波相位观测值(辅之以测码伪距观测值),而广播星历是根据测码伪距导得的。

IGS 给出的最终卫星星历和卫星钟差均为实测的结果,而 GPS 卫星导航电文中给出的都是预报值。

IGS 所采用的定轨模型及数据处理软件更为严密、完善。

目前 IGS 综合星历中给出的卫星钟差的精度可达  $0.1 \text{ ns}$ 。

#### (4) 通过观测值相减来消除公共的钟差项

利用载波相位观测值进行相对定位时,观测值和定位结果的精度都很高。根据卫星导航电文所给出的钟参数而求得的卫星钟差同样不能视为是最后的精确值,在建立观测方程时必须将其视为未知参数。由于进行同步观测时不同的观测值中会含有相同的钟差影响,故可以通过观测方程相减来消除这些钟差参数。例如,某接收机在  $t_i$  时刻同时对视场中的  $n$  个 GPS 卫星进行了观测,那么所获得的  $n$  个载波相位观测值就都会受到  $t_i$  时刻接收机钟差的影响。换言之,在建立的  $n$  个载波相位观测方程中将均含有  $t_i$  时刻接收机钟的钟差参数。若选择其中一个卫星作为基准星,并将其余  $(n - 1)$  个观测方程分别与基准星观测方程相减,那么在这  $(n - 1)$  个求了差以后的新观测方程中, $t_i$  时刻接收机钟差参数将被消除。显然,在这种方法中

我们并未对接收机钟差作任何约束(例如进行多项式拟合),而是把不同时刻的接收机钟差均视为一个独立的未知参数。然后通过观测方程相减来消去这些钟差参数,最后再组成法方程式。再例如,两台接收机同时对某一卫星进行了载波相位测量,那么在这两个载波相位观测方程中就都会含有同一卫星钟差参数。将这两个观测方程相减就可消去该参数。当然,严格地讲,在  $t_i$  时刻 A 站观测的是  $(t_i - \frac{A}{c})$  时刻的卫星信号, B 站观测的是  $(t_i - \frac{B}{c})$  时刻的卫星信号,两者之间相差  $\frac{|A - B|}{c}$ ,而在这段时间内卫星钟的钟差是会发生变化的。但由于卫星上的原子钟的短期稳定度均优于  $10^{-11}$ ,而  $|A - B|/c$  的值又很小(例如当 A、B 两站相距 3 000km 时,  $|A - B|/c$  最大才为 0.01s),在这么短的时间内卫星钟差变化的影响一般可忽略不计。实施 SA 政策时卫星钟频会产生快速抖动,其值可达 2 周/s。在 0.01s 内对载波相位测量的影响可达 0.02 周,相当于 4mm。在高精度测量中应予以顾及(例如设法测定 SA 的频率抖动,然后对载波相位观测值进行改正)。

### § 3.3 相对论效应

GPS 测量中的相对论效应是由卫星钟和接收机钟在惯性空间中的运动速度不同以及这两台钟所处位置的地球引力位的不同而引起的。本节将介绍相对论效应的产生及其改正方法。

#### 3.3.1 近似公式

##### 1. 狭义相对论效应

若某卫星钟在惯性空间中处于静止状态时的钟频为  $f$ ,那么当它被安置在以  $V_s$  的速度运动的卫星上时,根据狭义相对论效应,其钟频将变为:

$$f_s = f \left[ 1 - \left[ \frac{V_s}{c} \right]^2 \right]^{1/2} \approx f \left[ 1 - \frac{V_s^2}{2c^2} \right] \quad (3-3)$$

也就是说,由狭义相对论效应引起的钟频变化  $f_1$  为:

$$f_1 = f_s - f = - \frac{V_s^2}{2c^2} \cdot f \quad (3-4)$$

##### 2. 广义相对论效应

广义相对论效应告诉我们,若卫星所处位置的地球引力位为  $W_s$ ,地面测站处的地球引力位为  $W_T$ ,那么同一台钟放在地面上和放在卫星上其频率将相差  $f_2$ :

$$f_2 = \frac{W_s - W_T}{c^2} \cdot f \quad (3-5)$$

由于广义相对论效应的值很小,因而在计算时可以把地球引力位当做质点位。于是有:

$$\begin{cases} W_s = - \frac{\mu}{r} \\ W_T = - \frac{\mu}{R} \end{cases} \quad (3-6)$$

式中:  $\mu$  为万有引力常数  $G$  和地球总质量  $M$  的乘积, 其值为  $398\,600.5\text{km}^3/\text{s}^2$ ;  $r$  为卫星至地心的距离;  $R$  为地面测站至地心的距离。将式(3-6)代入式(3-5)后得

$$f_2 = \frac{\mu}{c^2} \left[ \frac{1}{R} - \frac{1}{r} \right] \cdot f \quad (3-7)$$

### 3. 综合影响

在狭义相对论效应和广义相对论效应的综合影响下, 卫星钟和地面钟的频率将相差  $f$  (地面钟的狭义相对论效应随后另作讨论):

$$f = f_1 + f_2 = \frac{f}{c^2} \left[ \frac{\mu}{R} - \frac{\mu}{r} - \frac{V_s^2}{2} \right] \quad (3-8)$$

根据人造卫星正常轨道理论有:

$$\frac{V_s^2}{2} = \frac{\mu}{r} - \frac{\mu}{2a} \quad (3-9)$$

$$r = \frac{(1 - e^2) a}{1 + e \cos f} \quad (3-10)$$

$$\cos f = \frac{\cos E - e}{1 - e \cos E} \quad (3-11)$$

式中:  $a$  为卫星轨道的长半径;  $e$  为卫星轨道的偏心率;  $f$  为卫星的真近点角;  $E$  为卫星的偏近点角。将式(3-9)、(3-10)、(3-11)代入式(3-8), 经整理、推导和简化, 最后可得:

$$f = f_1 + f_2 = \frac{\mu}{c^2} \left[ \frac{1}{R} - \frac{3}{2a} \right] \cdot f - \frac{2f \sqrt{a} \mu}{tc^2} e \sin E \quad (3-12)$$

如果我们将地球看成是一个圆球, 把卫星轨道近似看成是半径为  $a$  的圆轨道, 此时  $e = 0$ , 式(3-12)将变为:

$$f = \frac{\mu}{c^2} \left[ \frac{1}{R} - \frac{3}{2a} \right] \cdot f \quad (3-13)$$

将  $R = 6\,378\text{km}$ ,  $a = 26\,560\text{km}$ ,  $\mu = 398\,600.5\text{km}^3/\text{s}^2$ ,  $c = 299\,792.458\text{km/s}$  代入式(3-13)后可得  $f = 4.45 \times 10^{-10} \cdot f$ 。这就表明把地球当做是半径为  $R$  的圆球, 把卫星轨道当做是半径为  $a$  的圆轨道时, 相对论效应的综合影响为常数  $f = 4.45 \times 10^{-10} \cdot f$ 。解决这个问题最为简单而有效的方法是在地面上生产原子钟时将钟的频率降低  $4.45 \times 10^{-10} \cdot f$ 。卫星钟的标称频率为  $10.23\text{MHz}$ , 因此在生产时应将其频率调整为:

$$f = (1 - 4.45 \times 10^{-10}) \times 10.23\text{MHz} = 10.229\,999\,995\,45\text{MHz} \quad (3-14)$$

把这台钟放到 GPS 卫星上后, 由于相对论效应的影响, 其频率自然会变成  $10.23\text{MHz}$ , 无需用户另做改正。

#### 3.3.2 严格公式

如前所述,  $f = 4.45 \times 10^{-10} \cdot f = 0.004\,55\text{Hz}$  是在把卫星轨道近似地当做半径为  $a$  的圆轨道的情况下导得的。GPS 卫星轨道的偏心率  $e$  虽然很小, 但毕竟不严格等于零。也就是说, GPS 卫星仍然是在一个椭圆轨道上运行, 因此其运行速度  $V_s$  和卫星至地心的距离  $r$  都不是常数, 都将随着时间的变化而变化。为了求得相对论效应的精确值, 在生产厂家有意将卫星钟的频率调低  $4.45 \times 10^{-10} \cdot f$  的基础上, 用户还需加上式(3-12)中的第二项改正

$$f = - \frac{2f \sqrt{a\mu}}{tc^2} \text{esinE} \quad (3-15)$$

由于卫星钟的频率误差  $f$  而引起的卫星信号传播时间的误差为:

$$t = - \frac{2 \sqrt{a\mu}}{c^2} \text{esinE} \quad (3-16)$$

引起的测距误差为:

$$= - \frac{2 \sqrt{a\mu}}{c} \text{esinE} \quad (3-17)$$

将  $a = 26\,560\text{km}$ ,  $\mu = 398\,600.5\text{km}^3/\text{s}^2$ ,  $c = 299\,792.458\text{km/s}$  代入式(3-16)和式(3-17)后  
可得:

$$\begin{cases} t = 2\,290 \text{esinE}(\text{ns}) \\ = 686.42 \text{esinE}(\text{m}) \end{cases} \quad (3-18)$$

当卫星轨道的偏心率  $e = 0.01$  时,  $t$  最大可达  $22.9\text{ns}$ , 最大可达  $6.864\text{m}$ 。故在单点定位中, 上述周期项必须予以考虑。在采用双差观测值进行相对定位时, 该项误差可自行消去, 用户无需再加考虑。利用广播星历进行单点定位时, 式(3-16)、(3-17)、(3-18)中的  $\text{esinE}$  在计算观测瞬间卫星位置时(求解开普勒方程  $M = E - \text{esinE}$  时)已被求出, 无需另行计算。式(3-17)还可写成另一种形式:

$$= - \frac{2}{c} \mathbf{X} \cdot \mathbf{X} \quad (3-19)$$

式中:  $\mathbf{X}$  为卫星的位置矢量;  $\mathbf{X}$  为卫星的速度矢量。利用精密星历进行计算时常采用此公式。因为在精密星历中观测瞬间的卫星位置和运动速度不是根据轨道根数及其变率计算出来的, 而是根据精密星历中所给出的卫星位置  $\mathbf{X}$  和速度  $\mathbf{X}$ , 采用拉格朗日多项式或切比雪夫多项式内插而得, 此时用式(3-19)更为方便。

### 3.3.3 需要说明的几个问题

#### 1. 地面钟的狭义相对论效应

地面钟随地球一起以速度  $V_R$  自转时, 也会产生狭义相对论效应。此时其钟频变化为:

$$f_R = - \frac{V_R^2}{2c^2} \cdot f \quad (3-20)$$

由于  $f_R$  的量非常小, 所以计算  $V_R$  时可以把地球看成是半径为  $R$  的圆球:

$$V_R = V_0 \cdot \cos \quad (3-21)$$

式中,  $V_0$  为地球赤道处的自转速度, 其值为  $464\text{m/s}$ 。表 3-2 中给出了不同纬度处地面钟受狭义相对论效应影响所产生的钟频变化。在 GPS 测量中, 我们测定的是卫星信号的传播时间  $(t_2 - t_1)$ 。其中  $t_1$  是用卫星钟测定的信号离开卫星的时刻,  $t_2$  是用接收机钟测定的信号到达接收机的时刻。在讨论狭义相对论效应对测距的影响时, 理应同时考虑对卫星钟的影响以及对接收机钟的影响。但由于接收机钟所受到的狭义相对论效应的影响很小, 在我国其平均值约为卫星钟的  $1\%$ , 而且其值也难以与真正的接收机钟误差分离开来, 也就是说, 在 GPS 测量中狭义相对论效应对接收机钟的影响会自动地被吸收到接收机钟的钟差项中去, 故在式(3-4)

中未加考虑。

表 3-2	地面钟的狭义相对论效应	
	$V_R(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	$f_R(\text{f} \cdot 10^{-10})$
0 °	464	0.012
30 °	402	0.009
45 °	328	0.006
60 °	232	0.003
90 °	0	0

2. 将 R 作为常数处理所引起的误差

R 是地面测站至地心的距离, 其实际值将随着测站的不同而变化。但在前面的计算过程中, 我们把它当做一个常数来处理, 由此所产生的误差同样也能自动地被吸收到接收机钟差项中去。故把 R 当做一个常数来处理是允许的。

§ 3.4 卫星星历误差

由卫星星历所给出的卫星轨道与卫星的实际轨道之差称为卫星星历误差。从人造卫星轨道理论知: 知道了卫星轨道就知道了卫星在空间的位置及运动速度; 反之, 知道了卫星的位置和运动速度也就知道了卫星的轨道。因此, 上述定义也可表述为: 由卫星星历所给出的卫星在空间的位置及运动速度与卫星的实际位置及运动速度之差称为卫星星历误差。其中有的星历(如 GPS 卫星的广播星历)用参考时刻  $t_0$  时的轨道根数及其变化率(相当于给出了任一时刻卫星的轨道根数)来描述卫星轨道, 然后再由用户来计算观测瞬间  $t_i$  卫星在空间的位置及运动速度; 而另一些星历(如 IGS 的精密星历)则以一定的时间间隔直接给出了卫星在空间的三维坐标及三维运动速度, 用户进行内插(如采用拉格朗日多项式)后即可求得观测瞬间  $t_i$  时卫星在空间的位置及运动速度。在数小时的一个时段内, 对某一卫星而言其星历误差主要呈系统误差特性; 但对视场中的  $n$  颗卫星而言, 其星历误差一般是互不相关的, 可以看成是一组随机误差(实施 SA 政策时这一特性可能被破坏)。卫星星历误差将严重损害单点定位的精度, 对相对定位也有一定的影响。本节将介绍卫星星历的分类, 对定位所产生的影响以及消除、削弱这些影响的方法和措施。

3.4.1 GPS 卫星的广播星历和精密星历

1. 广播星历

GPS 卫星的广播星历是由全球定位系统的地面控制部分所确定和提供的, 经 GPS 卫星向全球所有用户公开播发的一种预报星历, 其精度较差。实施 SA 政策时, 广播星历的精度被人为地降低至 50 ~100m。SA 政策取消后, 广播星历与 IGS 精密星历之差一般在 10m 以内。广播星历所给出的卫星的点位中误差为 5 ~7m。表 3-3 给出了 2000 年 12 月 26 日 2 时由 28 颗 GPS 卫星的广播星历所求得的卫星位置与 IGS 精密星历所给出的卫星位置之差。由于精密星历的误差小于 5cm, 故该差值可视为是由广播星历所给出的卫星位置的真误差。据此求得的

三维点位中误差为 ±5.0m。广播星历对导航用户与实时定位用户具有十分重要的作用。

表 3-3 由广播星历和 IGS 精密星历给出的卫星位置之差 (单位: m)

卫星号	x	y	z	卫星号	x	y	z
1	- 0.6	6.1	- 1.7	17	3.2	0	- 0.8
2	4.1	5.3	- 5.0	19	- 1.1	- 0.8	- 1.5
3	6.3	- 3.8	- 2.1	20	- 2.5	0.6	- 0.8
4	- 1.1	- 0.9	- 1.2	21	- 0.3	- 2.3	- 1.4
5	2.2	0.9	1.1	22	- 1.0	- 1.2	- 3.8
6	- 2.2	- 13.0	- 3.8	23	- 3.3	- 1.5	1.8
7	3.1	3.3	- 0.3	24	2.4	0.4	1.0
8	0.1	3.4	- 1.5	25	- 5.4	0.5	- 3.3
9	1.8	- 0.5	0.6	26	- 0.3	0.9	1.0
10	1.7	0.6	- 2.1	27	0.7	1.7	1.9
11	- 1.1	- 0.5	1.4	28	0.2	- 4.7	- 4.9
13	- 0.3	0.5	- 1.5	29	- 1.8	- 3.4	- 1.8
14	0.9	- 0.5	3.0	30	0.7	0.6	- 1.2
15	1.4	- 4.5	- 1.1	31	6.1	- 3.6	3.7

$m_x = \pm 2.63m$     $m_y = \pm 3.56m$     $m_z = 2.34m$     $m = 5.01m$

2. 精密星历

全球定位系统是美国国防部研制、组建、管理的一个卫星导航定位系统。系统的导航定位精度(含相应的广播星历精度)是根据军方用户的需要来确定的,并非以追求最高的精度为目的。精密星历则是为满足大地测量、地球动力学研究等精密应用领域的需要而研制、生产的一种高精度的事后星历(目前 IGS 也开始提供精密预报星历,以满足高精度实时定位用户的需要)。

目前的 GPS 精密星历主要有两种:由美国国防制图局(DMA)生产的精密星历以及由国际 GPS 服务(IGS)生产的精密星历。前者的星历精度约为 2m;后者的星历精度则优于 5cm。IGS 是一个非军方的国际协作组织,其开放度也较高。

3.4.2 国际 GPS 服务\*\*

1. 一般性介绍

国际 GPS 服务(IGS—International GPS Service)是国际大地测量协会 IAG 为支持大地测量和地球动力学研究于 1993 年组建的一个国际协作组织,1994 年 1 月 1 日正式开始工作。1992 年 6 月至 9 月的全球 GPS 会战等试验为 IGS 的建立奠定了基础。

(1) IGS 的主要功能

提供各跟踪站的 GPS 观测资料和 IGS 的各种产品,为大地测量和地球动力学研究

服务;

广泛支持各国政府和各单位组织的相关活动。

研究制定必要的标准和细则。

## (2) 目前 IGS 所提供的主要产品

GPS 卫星的星历;

地球自转参数: 极移和日长变化;

GPS 跟踪站的坐标及其变化率;

各跟踪站天顶方向的对流层延迟;

全球电离层延迟信息(总电子含量 VTEC 图)。

由于 IGS 的产品在不断增加, 服务范围在不断扩展, 已超出了大地测量和地球动力学研究的范围, 故其名称也已从原来的 International GPS Service for Geodynamics 变为 International GPS Service。

## 2. IGS 的组成

IGS 由 GPS 卫星跟踪网、资料中心、分析中心、综合分析中心、中央局和管理委员会组成。

### (1) GPS 卫星跟踪网

2000 年年底 IGS 的 GPS 卫星跟踪网中共有 248 个跟踪站。其中有 92 个站为“全球级跟踪站”, 至少有 3 个数据分析中心对它们的观测资料进行长期连续的分析计算。2003 年 7 月, 跟踪站的数量已增至 361 个。中国有武汉、北京、乌鲁木齐(2 站)、拉萨(2 站)、长春、昆明、西安、上海、新竹(台湾)(2 站)、桃园(台湾)等 13 个台站参加。各 GPS 卫星跟踪站均需用双频 GPS 接收机对视场中的 GPS 卫星进行连续的载波相位测量。然后通过互联网、电话线、海事卫星 Inmarsat、V-sat 等通信方式将观测资料送往工作资料中心。

### (2) 资料中心

资料中心分工作资料中心、区域资料中心和全球资料中心三个层次。

#### 工作资料中心

负责收集若干个 GPS 跟踪站的观测资料, 包括通过遥控方式收集一些遥远的无人值守的跟踪站上的观测资料, 并对观测的数量、观测的卫星数、观测的起始时刻和结束时刻等指标进行检验。将接收到的原始的接收机格式的资料转换为标准的 RINEX 格式。最后将合格的观测资料传送给区域资料中心。

#### 区域资料中心

负责收集规定区域内的 GPS 观测资料, 然后传送给全球资料中心。进行局部地区研究工作的用户可从区域资料中心获取自己所需的资料。

#### 全球资料中心

全球资料中心负责收集全球各 GPS 跟踪站的观测资料以及分析中心所产生的 GPS 产品。IGS 的分析中心可从全球资料中心获取所需的全球观测资料。用户不但可从全球资料中心获取自己所需的 GPS 观测资料, 还可获取自己所需的 IGS 产品。IGS 有三个全球资料中心, 以增强整个系统的可靠性, 减少用户数据传输的路径长度。

### (3) 分析中心

分析中心从全球资料中心获取全球的观测资料, 独立地进行计算以生成 GPS 卫星星历、地球自转参数、卫星钟差、跟踪站的站坐标、站坐标的变率以及接收机钟差等 IGS 产品。IGS 共有 7 个分析中心, 它们是:



CODE: 瑞士伯尔尼大学的欧洲定轨中心;  
NRCan: 加拿大自然资源部的大地资源部;  
GFZ: 德国地球科学研究所;  
ESA: 欧洲空间工作中心;  
NGS: 位于马里兰州的美国国家大地测量局;  
JPL: 位于美国加州的喷气推进实验室;  
SIO: 位于美国加州的斯克里普斯海洋研究所。

(4) 综合分析中心

根据 7 个分析中心独立给出的结果取加权平均值, 求得最终的 IGS 产品。最后再将这些产品传送给全球资料中心和中央局的信息中心, 免费地、公开地供用户使用。

(5) 中央局和管理委员会

中央局( Central Bureau) 负责协调整个系统的工作。此外, 中央局还设有一个信息系统 ( CBIS), 用户也可从 CBIS 获取所需的资料。管理委员会( International Governing Board) 负责监督管理 IGS 的各项工作, 确定 IGS 的发展方向。

3.4.3 IGS 的产品及其精度\*

1. 卫星星历

GPS 卫星和 GLONASS 卫星星历及其精度见表 3-4 和表 3-5。

表 3-4IGS 所提供的 GPS 卫星星历及其精度

卫星星历	精 度	滞后的时间	更新率	数据的时间间隔
广播星历	260cm	实时		1 d
预报星历	25cm	实时	2 次 /d	15 min
快速星历	5cm	17h	1 次 /d	15 min
最终星历	< 5cm	约 13d	1 次 /星期	15 min

表 3-5IGS 所给出的 GLONASS 卫星星历及其精度

卫星星历	精 度	滞后的时间	更新率	数据的时间间隔
最终星历	30cm	约 4 星期	1 次 /星期	15 min

2. 卫星钟和跟踪站接收机钟的钟差

具体数据见表 3-6。

表 3-6GPS 卫星钟和跟踪站接收机钟的钟差及其精度

钟 差	精 度	滞后的时间	更新率	数据的时间间隔
广播钟差	7ns	实时		
预报钟差	5ns	实时	2 次 /d	15 min
快速钟差	0. 2ns	17h	1 次 /d	5 min
最终钟差	0. 1ns	约 13d	1 次 /星期	5 min

注: 上述资料是根据 2003 年 2 月 IGS 所提供的信息汇编而成的。

3. 跟踪站的站坐标及其变化率( > 130 站)  
详细数据见表 3-7。

表 3-7 GPS 跟踪站的站坐标、变化率以及它们的精度				
类 别	精 度	滞后的时间	更新率	数据的时间间隔
最终站坐标	平面位置 3mm 高程 6mm	12d	1 次 / 星期	一星期
最终变化率	平面位置 2mm/年 高程 3mm/年	12d	1 次 / 星期	一星期

4. 地球自转参数  
详细数据见表 3-8。

表 3-8 IGS 所提供的地球自转参数及其精度					
结果类别	参 数	精 度	滞后的时间	更新率	数据的时间间隔
快速结果	极移	0.2mas	17h	1 次 / d	1d
	极移变率	0.4mas / d			
	日长	0.030ms			
最终结果	极移	0.1mas	约 13d	1 次 / 星期	1d
	极移变率	0.2mas / d			
	日长	0.020ms			

注: 1mas = 0.001 , 1ms = 0.001s

5. 大气参数  
具体数据见表 3-9。

表 3-9 IGS 所提供的大气参数及其精度				
大气参数	精 度	滞后的时间	更新率	数据的时间间隔
最终的对流层延迟	4mm( 天顶方向)	<4 星期	1 次 / 星期	2h
特快对流层延迟	6mm( 天顶方向)	2 ~3h	1 次 / 3h	1h
电离层的 VTEC 格网值	正 在 研 制 中			

3.4.4 星历误差对定位的影响

在 GPS 定位中,一般都把由卫星星历所给出的卫星在空间的位置视为已知值,此时星历误差将成为一种起算数据误差。这种误差对单点定位和相对定位有不同的影响,下面分别予以介绍。

## 1. 对单点定位的影响

单点定位的误差方程可写为:

$$V_i = l_i V_X + m_i V_Y + n_i V_Z + cV_{TR} - L_i \quad (i = 1, 2, \dots, n) \quad (3-22)$$

式中:  $V_i$  为第  $i$  个距离观测值的改正数;  $V_X, V_Y, V_Z$  为接收机近似坐标  $(X_0, Y_0, Z_0)$  的改正数;  $V_{TR}$  为观测瞬间接收机钟的钟差改正数。常数项  $L_i$  为:

$$L_i = \rho_i^0 - (\rho_i^0 + V_{ion}^i + V_{trop}^i) + cV_{t_i} \quad (3-23)$$

式中:  $\rho_i^0$  为根据卫星星历所给出的第  $i$  颗卫星的坐标  $(x_{S_i}, y_{S_i}, z_{S_i})$  以及接收机的近似坐标  $(X_0, Y_0, Z_0)$  所求得的距离计算值;  $\rho_i^0$  为接收机所测得的至第  $i$  颗卫星的距离观测值;  $V_{ion}^i, V_{trop}^i$  为相应的电离层延迟改正和对流层延迟改正;  $V_{t_i}$  为第  $i$  颗卫星的卫星钟改正数。显然, 当卫星星历有误差时就会影响  $\rho_i^0 = \sqrt{(x_{S_i} - X_0)^2 + (y_{S_i} - Y_0)^2 + (z_{S_i} - Z_0)^2}$  的值, 使常数项产生误差  $dL_i$ 。  $dL_i$  即卫星星历误差在接收机至该卫星方向上的投影。SA 政策取消后, 其值约为数米。此外, 卫星星历误差也会使观测方程的系数  $(l_i, m_i, n_i)$  产生误差。  $dL_i$  最终将以某种方式“分配”到未知参数  $(V_X, V_Y, V_Z, V_{TR})$  中去, 其分配方式取决于接收机与卫星间的几何图形, 即误差方程中的系数  $(l_i, m_i, n_i)$ 。一般说来, 卫星单点定位误差的量级大体上与卫星星历误差的量级相同, 因而广播星历通常只能满足导航和低精度单点定位的需要。进行厘米级精度的精密单点定位时必须使用高精度的精密星历。由于未顾及其他各种误差的影响以及观测时间的长短等因素, 因而上面给出的并不是一个严格的结论。我们只是想对卫星星历误差与单点定位精度之间的关系作一个粗略的了解, 以便与卫星星历误差对相对定位的影响作一比较。

## 2. 对相对定位的影响

在测站  $i, j$  上对卫星  $k$  进行同步观测后, 将两个误差方程相减得相对定位的误差方程如下:

$$V_{ij}^k = l_j^k V_X + m_j^k V_Y + n_j^k V_Z + cV_{T_{ij}} - L_{ij}^k \quad (3-24)$$

式中:  $(l_j^k, m_j^k, n_j^k)$  为从测站  $j$  至卫星  $k$  方向上的方向余弦, 可据测站  $j$  的近似坐标  $(x_j^0, y_j^0, z_j^0)$  及卫星星历求得;  $(V_X, V_Y, V_Z)$  为测站  $i, j$  间三维坐标差的改正数;  $V_{T_{ij}}$  为接收机  $i$  和接收机  $j$  的相对钟差改正数。常数项  $L_{ij}^k$  为:

$$L_{ij}^k = (\rho_{ij}^k)^0 - [(\rho_{ij}^k)^0 + (V_{ion}^k)_{ij} + (V_{trop}^k)_{ij}] \quad (3-25)$$

$$(\rho_{ij}^k)^0 = (\rho_j^k)^0 - (\rho_i^k)^0$$

$$(\rho_{ij}^k)^0 = (\rho_j^k)^0 - (\rho_i^k)^0$$

$(\rho_i^k)^0$  和  $(\rho_j^k)^0$  为接收机  $i$  和接收机  $j$  至卫星  $k$  的距离观测值。采用测距码测距时可直接获得, 采用载波相位测量时,

$$= \rho_j^k - \rho_i^k$$

$$(\rho_{ij}^k)^0 = (\rho_j^k)^0 - (\rho_i^k)^0$$

当卫星星历有误差  $SS$  时, 对计算值的影响为:

$$d(\rho_{ij}^k)^0 = d(\rho_j^k)^0 - d(\rho_i^k)^0$$

$$= SS \cdot \cos \theta_j - SS \cdot \cos \theta_i$$

$$= SS (\cos \theta_j - \cos \theta_i)$$

$$= -2SS \cdot \sin \frac{\theta_j + \theta_i}{2} \cdot \sin \frac{\theta_j - \theta_i}{2}$$

$\frac{\theta_j - \theta_i}{2}$  是一个微小量, 例如当测站  $i, j$  之间的间距为 100km 时,  $\frac{\theta_j - \theta_i}{2} \approx 8.5^\circ$ , 故有  $\sin \frac{\theta_j - \theta_i}{2} \approx \frac{\theta_j - \theta_i}{2}$



图 3-1 卫星星历误差对相对定位的影响

$\frac{j-i}{2}$ 。从图 3-1 可以 出,  $\frac{j-i}{2} = \frac{b \cdot \sin}{2}$ 。其中 b 为基线长, 为接收机至卫星的距离, 的含义见图 3-1。于是有:

$$dL_{ij}^k = d(\frac{k}{ij})_c = -SS \cdot \sin \frac{j+i}{2} \cdot \sin \cdot \frac{b}{2} \tag{3-26}$$

式(3-26)告诉我们,卫星星历误差对相对定位的影响比单点定位要小得多。当  $b=10\text{km}$ ,  $=2.5 \times 10^4 \text{ km}$ , 卫星星历误差 SS 在垂直于  $jSi$  的角平分线上的投影(即  $SS \cdot \sin \frac{j+i}{2}$ )为 2.5m 时,  $dL_{ij}^k = 1\text{mm}$ 。试验结果表明,卫星星历误差对相对定位结果的影响一般可用下式来估计:

$$\frac{b}{b} = \left[ \frac{1}{4} \sim \frac{1}{10} \right] \times \frac{SS}{b} \tag{3-27}$$

式中, b 为卫星星历误差所引起的基线误差。目前广播星历的精度为 5 ~10m, 星历误差对相对定位的影响为  $10^{-7}$  级。IGS 最终星历的精度已优于 5cm, 由此而引起的基线相对误差  $\frac{b}{b}$  为 0.60 ~0.24ppb(1ppb =  $10^{-9}$ ), 足以满足地球动力学研究和大地测量的需要。即使在实施 SA 政策广播星历的精度人为地被降低至  $\pm 100\text{m}$  时,  $\frac{b}{b}$  仍可达 1.2 ~0.5ppm(1ppm =  $10^{-6}$ ), 仍可满足一般控制测量和工程测量的要求。至于式(3-27)中的系数  $\left[ \frac{1}{4} \sim \frac{1}{10} \right]$  的具体取值则取决于基线向量的位置和方向、观测时段的长短、观测的卫星数量及其几何分布等因素。

### 3.4.5 消除和削弱星历误差影响的方法和措施

#### 1. 采用精密星历

在高精度的应用领域中,可使用精密星历。IGS 的成立为我们提供了方便。

#### 2. 采用相对定位模式

卫星星历误差对单点定位和相对定位的影响方式是不一样的。目前利用广播星历进行卫星导航和单点定位时,精度一般只能达到数米至数十米。而采用相对定位模式时,即使基线长度达 56km 时,广播星历误差的影响仍保持在 1cm 以内。采用这种方法布设的 GPS 网具有很高的相对精度。当网中具有高精度的起始坐标时,各网点还可获得精确的绝对坐标。而获得高精度的起始坐标并不困难,因为我国已布设了高精度的 A、B 级 GPS 网,具有比较密集的高精度起算点。此外,用户通过与周围的 IGS 站联测或者与我国的现代地壳运动观测网络中的基准站联测,也很容易获得高精度的起始点坐标。

## § 3.5 电离层延迟

### 3.5.1 电离层的概况

#### 1. 电离层延迟的基本概念

电离层是高度在 60 ~1 000km 间的大气层。在太阳紫外线、X 射线、射线和高能粒子等

的作用下, 电离层中的中性气体分子部分被电离, 产生了大量的电子和正离子, 从而形成了一个电离区域。电磁波信号(如 GPS 卫星所发射的信号)在穿过电离层时, 其传播速度会发生变化, 变化程度主要取决于电离层中的电子密度和信号频率; 其传播路径也会略微弯曲(但对测距结果所产生的影响不大, 在一般情况下可不考虑)。从而使得用信号的传播时间  $t$  乘上真空中的光速  $c$  后所得到的距离 不等于从信号源至接收机的几何距离。对 GPS 测量来讲, 这种差异在天顶方向可达十几米, 在高度角为  $5^\circ$  时可超过 50m, 因而必须仔细地加以改正。

电磁波在电离层中传播的相速度(单一频率的电磁波的相位的传播速度)  $V_p$  与电离层中的相折射率  $n_p$  之间有下列关系:

$$V_p = \frac{c}{n_p} \tag{3-28}$$

式中,  $c$  为真空中的光速。而相折射率  $n_p$  可表示为:

$$n_p = 1 - K_1 N e f^{-2} \pm K_2 N e (H_0 \cos \theta) f^{-3} - K_3 N e^3 f^{-4} \tag{3-29}$$

式中:

$$\begin{cases} K_1 = \frac{e^2}{8 \pi^2 \epsilon_0 m} \\ K_2 = \frac{\mu e^3}{16 \pi^3 \epsilon_0 m^2} \\ K_3 = \frac{e^4}{128 \pi^4 \epsilon_0^2 m^2} \end{cases} \tag{3-30}$$

式(3-29)和式(3-30)中各符号的含义如下:

- Ne: 电子密度, 即单位体积中所含的电子数, 常用电子数 / $m^3$  或电子数 / $cm^3$  来表示;
- m: 电子的质量,  $m = 9.109\ 6 \times 10^{-31}$  kg;
- e: 电子所带的电荷值,  $e = 1.602\ 2 \times 10^{-19}$  C;
- $\epsilon_0$ : 真空中的介电系数,  $\epsilon_0 = 8.854\ 2 \times 10^{-12}$  F/m;
- $H_0$ : 地磁场的磁场强度;
- $\mu$ : 真空中的磁导率;
- $\theta$ : 地磁场的方向与电磁波信号传播方向间的夹角;
- f: 电磁波信号的频率。

将上述各值代入式(3-30)和式(3-29)后可知, 式(3-29)中等号右边第三项( $f^{-3}$ 项)的值  $10^{-9}$ , 第四项( $f^{-4}$ 项)的值  $10^{-10}$ , 一般均可略而不计。于是有下列近似公式:

$$n_p = 1 - K_1 \frac{Ne}{f^2} = 1 - 40.3 \frac{Ne}{f^2} \tag{3-31}$$

对 GPS 卫星信号而言, 式中第二项( $f^{-2}$ 项)的值一般为  $10^{-6} \sim 10^{-7}$ 。故有:

$$V_p = \frac{c}{n_p} = \frac{c}{1 - 40.3 \frac{Ne}{f^2}} = c \left[ 1 + 40.3 \frac{Ne}{f^2} \right] \tag{3-32}$$

需要说明的是, 式中的  $V_p$  并不是物质传播速度, 而是电磁波的相位在电离层中的传播速度。在载波相位测量中, 载波的相位就是以相速度  $V_p$  在电离层中传播的。类似地, 不同频率的一组电磁波信号作为一个整体在电离层中的传播速度  $V_G$  称为群速度。 $V_G$  与电离层中的群折射率  $n_G$  之间有下列关系:

$$V_G = \frac{c}{n_G} \quad (3-33)$$

在忽略  $f^{-3}$  项和  $f^{-4}$  项的情况下有:

$$n_G = 1 + 40.3 \frac{Ne}{f^2} \quad (3-34)$$

于是有:

$$V_G = \frac{c}{n_G} = c \left[ 1 - 40.3 \frac{Ne}{f^2} \right] \quad (3-35)$$

利用 GPS 卫星所发射的测距码进行距离测量时,测距码就是以群速度  $V_G$  在电离层中传播的。在电离层以外,由于电子密度  $Ne$  为零,故信号仍以真空中的光速  $c$  传播(不顾及对流层延迟)。若测距码从卫星至接收机的传播时间为  $t$ ,则从卫星至接收机的几何距离 为:

$$\begin{aligned} &= \int_t V_G dt = \int_t \left[ c - c \cdot 40.3 \frac{Ne}{f^2} \right] dt \\ &= c \cdot t - \frac{40.3}{f^2} \int_t c \cdot Ne dt \end{aligned}$$

令  $c \cdot t = s$ , 并将上式中第二项的积分变量变换为  $ds = c dt$ , 于是积分间隔  $t$  也将相应地变为信号传播路径  $s$ 。最后可得:

$$s = c \cdot t - \frac{40.3}{f^2} \int_s Ne ds \quad (3-36)$$

式中的第二项即为利用测距码进行距离测量时应加的电离层延迟改正:

$$(V_{ion})_G = - \frac{40.3}{f^2} \int_s Ne ds \quad (3-37)$$

类似地,利用载波相位测量来确定卫星至接收机的距离时有:

$$s = c \cdot t + \frac{40.3}{f^2} \int_s Ne ds \quad (3-38)$$

$$(V_{ion})_p = + \frac{40.3}{f^2} \int_s Ne ds \quad (3-39)$$

式(3-38)中,  $s = (m + N) \lambda$ 。其中:  $m$  为载波相位测量中的观测值,由整周计数  $Int()$  和不足一周的部分  $Fr()$  组成;  $N$  为整周模糊度;  $\lambda$  为依据真空中的光速  $c$  求得的载波波长。从式(3-37)和式(3-39)可知:在仅顾及  $f^{-2}$  项的情况下,测码伪距观测值和载波相位观测值的电离层延迟改正大小相同,符号相反。

## 2. 电子密度 $Ne$ 与总电子含量 $TEC$

从上面的讨论可知,求电离层延迟的关键在于求电子密度  $Ne$ 。下面我们来看一下电子密度  $Ne$  究竟和哪些因素有关。

### (1) 电子密度 $Ne$ 与高程 $H$ 间的关系

随着高程  $H$  的增加,大气将变得越来越稀薄,单位体积中所含的气体分子数将变得越来越少,也就是说,可供电离的“原料”将随着高程  $H$  的增加而减少,从而产生一种趋势:电子密度  $Ne$  将随着高程  $H$  的增加而减少。

太阳光在穿越电离层的过程中,其能量将不断地被大气层所吸收(紫外线, X 射线和高能粒子的能量在促使气体分子电离的过程中逐步被损耗)而变得越来越弱,最终将不足以使气体分子电离。这种现象将呈现出另一种规律:电子密度  $Ne$  将随着高程  $H$  的减小而减小。

在这两种相反的因素的作用下, 电子密度  $N_e$  一般在高度为 300 ~400km 取得最大值。图 3-2 为根据实测资料绘出的  $H$  和  $N_e$  间的关系图。 $N_e$  的单位为电子数/ $m^3$ 。

(2) 总电子含量 TEC 及其与地方时  $t$  的关系

由于电子密度  $N_e$  是高程  $H$  的函数, 所以要进一步讨论电子密度  $N_e$  和地方时  $t$  的关系时就需采用二元函数  $N_e = f(H, t)$ , 这将使问题变得较为复杂, 用图形表示也较为困难。为此我们引入一个新的概念——总电子含量 TEC( Total Electron Content)。

$$TEC = \int_s N_e ds$$

(3-40)

上式表明: 总电子含量 TEC 即为沿卫星信号传播路径  $s$  对电子密度  $N_e$  进行积分所获得的结果, 也即底面积为一个单位面积沿信号传播路径贯穿整个电离层的一个柱体中所含的电子数。通常以电子数/ $m^2$  或电子数/ $cm^2$  为单位。

对同一电离层而言, 从某一测站至各卫星的方向上的 TEC 值是不相同的。卫星的高度角  $h$  越小, 卫星信号在电离层中的传播路径就越长, TEC 的值就越大。在该站所有的 TEC 值中有一个最小值, 即天顶方向 ( $h = 90^\circ$ ) 的总电子含量 VTEC( Vertical Total Electron Content)。VTEC 与高程和卫星高度角均脱离了关系, 可以反映测站上空电离层的总体特征, 所以被广泛应用。

图 3-3 是 VTEC 与地方时  $t$  之间的关系图。该图是根据夏威夷太阳观测站上的实测资料绘制而成的。其中实线为 1986 年 5 月 22 日 VTEC 的日变化图。虚线为 1986 年 5 月 23 日 VTEC 的日变化图。从图 3-2 可以看出: 白天在太阳光的照射下, 电离层中的中性气体分子逐渐电离, 因而电子数量不断增加, 至地方时 14 时左右 VTEC 取最大值。此后由于太阳光强度的减弱, 电子生成率小于电子消失率( 自由电子和正离子结合恢复为中性气体分子的速率), 因而 VTEC 值将逐渐减小, 至夜晚达到最小值。

(3) VTEC 与太阳活动程度的关系

如前所述, 中性气体是在太阳光的照射下电离的, 故 VTEC 与太阳活动的剧烈程度密切相关。太阳活动的剧烈程度通常可用太阳黑子数或 10.7cm 波长的太阳辐射流量来表示。当太阳活动趋于剧烈时, 太阳黑子数会增加, 10.7cm 波长的辐射流量也会增加, VTEC 值也会相应地增大。在太阳活动高峰年与低峰年之间, VTEC 值可相差 4 倍左右。太阳活动的周期约为 11 年, 故 VTEC 也呈现出周期为 11 年左右的周期性变化。最近一次太阳活动高峰出现在 2001 年前后。在此期间不但电离层延迟量会加大, 而且时而会出现电离层暴等异常情况, 严重时会影响无线电通信和卫星导航定位系统的正常工作。图 3-4 是 1901 ~1989 年间太阳黑子数的变化情况。

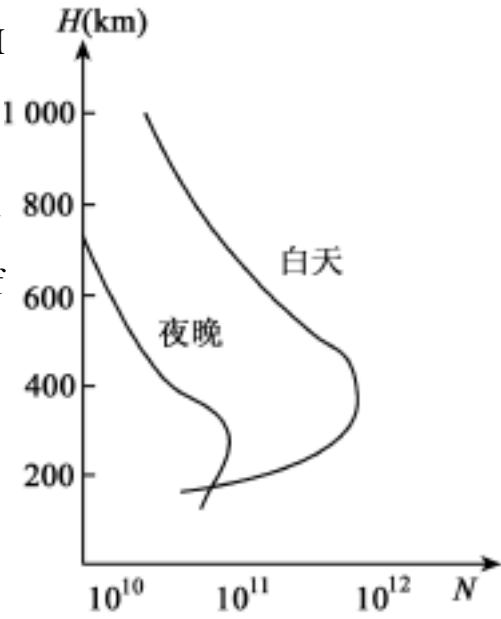


图 3-2 电子密度  $N_e$  与高程  $H$  的关系

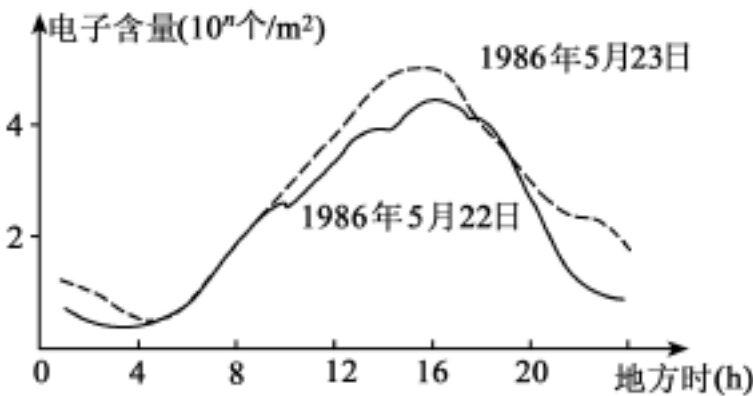


图 3-3 VTEC 与地方时  $t$  之间的关系

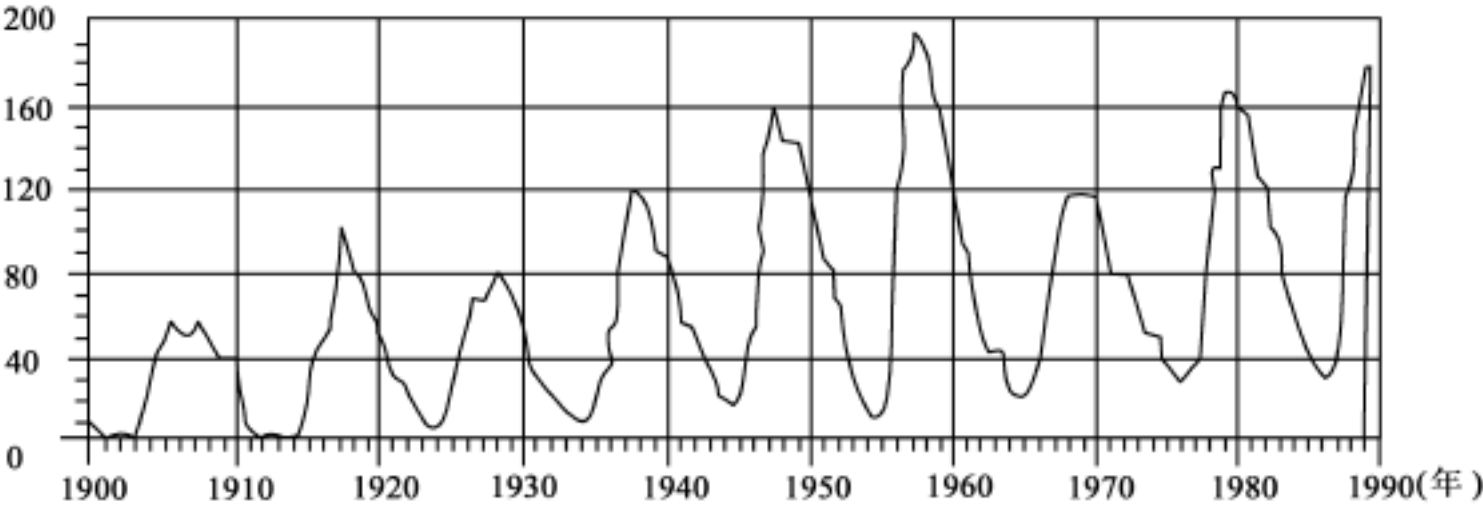


图 3-4 1901 ~1989 年间太阳黑子数变化图

(4) 影响 VTEC 的其他因素

随着地球的公转, 地球至太阳的距离以及太阳光的入射方向均会发生变化, 从而影响太阳光的强度, 最终导致 VTEC 值产生季节性变化。在一年中, VTEC 的最大值和最小值也可相差 4 倍左右。此外, 同一时间不同地点的 VTEC 值也不相同。图 3-5 给出了 1990 年 3 月 UTC 时间 2 时世界各处  $L_1$  信号的电离层时间延迟  $T_g$  (ns)。

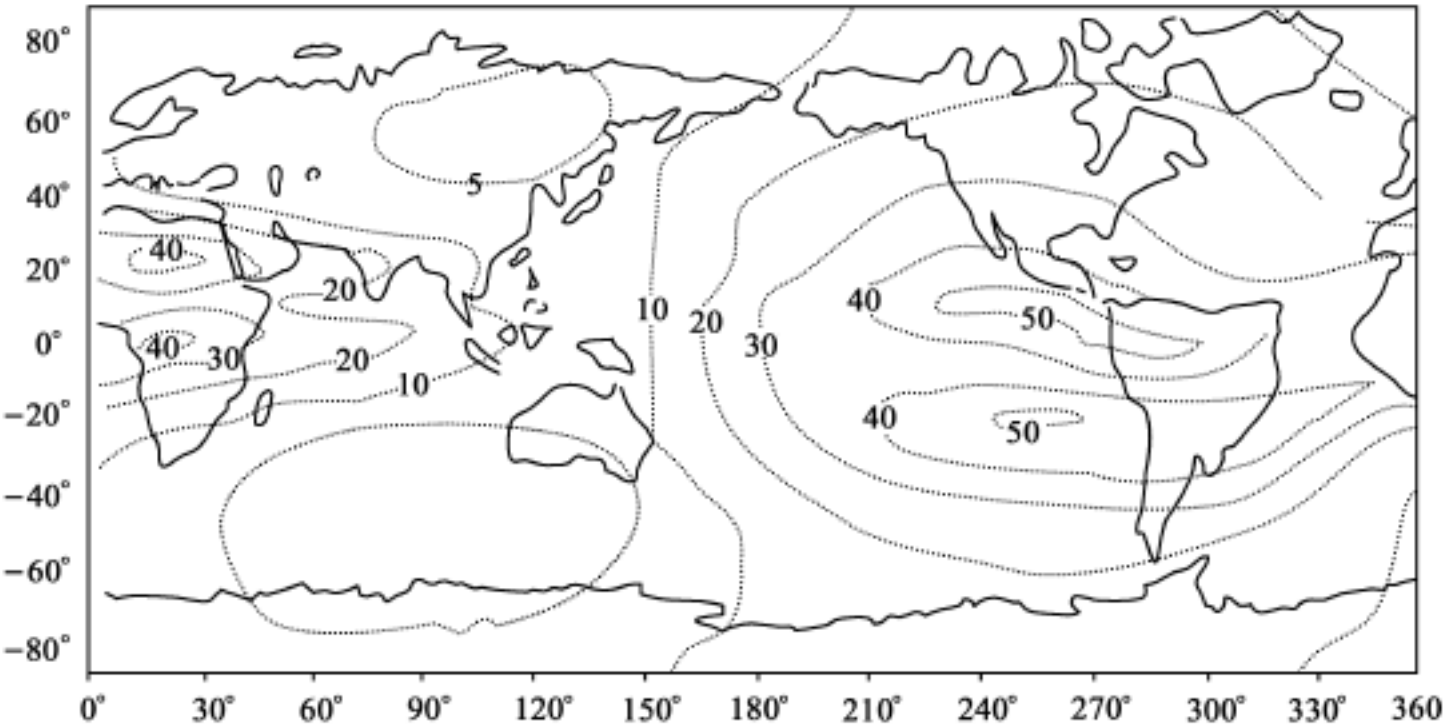


图 3-5 全球电离层时间延迟图( 单位: ns)

从式(3-37)、式(3-39)和式(3-40)知, 电离层距离延迟改正  $V_{ion}$  与总电子含量 TEC 间有下列关系:

$$-(V_{ion})_G = +(V_{ion})_p = \frac{40.3}{f^2} TEC \tag{3-41}$$

电离层时延改正数  $V_T$  与总电子含量 TEC 间有下列关系:

$$-V_{TG} = +V_{Tp} = \frac{40.3}{f^2 c} TEC \tag{3-42}$$

表 3-10 给出了当总电子含量  $TEC = 5 \times 10^{17} / m^2$  时, 子午卫星信号、GPS 卫星信号和 VLBI



观测的部分信号的电离层延迟改正的大小。

表 3-10TEC = 5× 10<sup>17</sup> /m<sup>2</sup> 时电离层延迟改正

类 别	子午卫星信号		GPS 卫星信号		VLBI 观测的射电信号	
	f <sub>1</sub>	f <sub>2</sub>	f <sub>1</sub>	f <sub>2</sub>	f <sub>1</sub>	f <sub>2</sub>
频率( MHz)	399. 968	149. 988	1 575. 42	1 227. 60	8 310. 99	2 267. 99
波长( cm)	75. 0	199. 9	19. 0	24. 4	3. 6	13. 2
V <sub>ion</sub> ( m)	126	896	8. 1	13. 4	0. 3	3. 9
V <sub>T</sub> ( ns)	420	2 988	27	44. 6	1	13

在激光测卫( SLR) 中, 由于所用信号的波长极短, 因而电离层延迟可视为零。

从上面的讨论可知, 如果我们求得了总电子含量 TEC, 就可求出卫星信号的电离层延迟改正。实际观测表明, TEC 与时间( 一年中的哪一天以及一天中的具体时间)、地点( , ) 以及太阳活动的程度等因素有关。遗憾的是到目前为止, 我们仍然无法从理论上彻底搞清 TEC 与上述各种因素之间准确的函数关系, 因而也无法建立计算 TEC 值的严格公式。所以要进行电离层延迟改正, 目前只能采用下列几种方法:

- 根据全球各电离层观测站长期以来积累的大量观测资料来拟合电离层模型, 建立经验改正公式。
  - 利用电离层的色散效应建立双频改正模型。
  - 利用若干个 GPS 基准站上的双频观测值来建立相应区域的电离层延迟改正模型。
- 下面分别予以介绍。

3. 5. 2 电离层模型和经验改正公式\* \*

表述电离层中的电子密度、离子密度、电子温度、离子温度、离子成分和总电子含量等参数的时空变化规律的一些数学公式称为电离层模型。常用的计算总电子含量的模型有:

1. 本特( Bent) 模型
- 用该模型计算 1 000km 以下的电子密度高程剖面图, 从而获得 TEC 和电离层延迟等参数。在本特模型中, 顶部电离层用 3 个指数层和 1 个抛物线层来逼近, 下部电离层则用双抛物线层来近似。该模型着眼于使总电子含量尽可能正确, 以便获得较准确的电离层延迟量。输入参数为日期、时间、测站位置、太阳辐射流量和太阳黑子数。
2. 国际参考电离层( International Reference Ionosphere) 模型
- 1978 年, 国际无线电科学联盟( URSI) 和空间研究委员会( COSPAR) 建立并公布了一个电离层经验模型——国际参考电离层( IRI 1978)。该模型给出了 1 000km 以下电离层的电子密度、离子密度、电子温度、离子温度和主要正离子成分等参数时空分布的数学表达式及计算程序。此后由于观测资料的不断积累, 对该模型又进行了改进和完善, 推出了 IRI 1980, IRI 1986 等。输入日期、时间、地点和太阳黑子数等参数后可给出电子密度的月均剖面图, 从而求出 TEC 和电离层延迟。

上述模型和改正公式都是根据全球各电离层观测站长期积累的大量观测资料拟合出来的模型和经验公式, 被电离层研究和无线电通信领域的用户广泛使用。可能是由于不易获得太

阳黑子数及 10.7cm 波长的太阳辐射流量等数据的原因, GPS 卫星导航用户一般很少使用这些模型。

### 3. 克罗布歇( Klobuchar) 模型

#### (1) 改正公式

这是一个被单频 GPS 用户所广为采用的电离层延迟改正模型。该模型将晚间的电离层时延视为常数, 取值为 5ns, 把白天的时延看成是余弦函数中正的部分。于是天顶方向调制在  $L_1$  载波(  $f=1\,575.42\text{MHz}$ ) 上的测距码的电离层时延  $T_g$  可表示为:

$$T_g = 5 \times 10^{-9} + A \cos \frac{2}{P} (t - 14^h) \tag{3-43}$$

振幅 A 和周期 P 分别为:

$$\begin{aligned} A &= \sum_{i=0}^3 a_i \left( \frac{t}{m} \right)^i \\ P &= \sum_{i=0}^3 p_i \left( \frac{t}{m} \right)^i \end{aligned} \tag{3-44}$$

全球定位系统向单频接收机用户提供电离层延迟改正时就采用上述模型。其中  $a_i$  和  $p_i$  是地面控制系统根据该天为一年中的第几天( 将一年分成 37 个区间) 以及前 5 天太阳的平均辐射流量( 共分为 10 档) 从 370 组常数中选取的, 然后编入 GPS 卫星的导航电文播发给用户。

#### (2) 计算方法\*\*

下面简单介绍一下式( 3-43) 中参数  $t$  以及式( 3-44) 中参数  $m$  的准确含义及计算方法。在介绍之前有必要先引入中心电离层的概念。我们知道, 电离层分布在离地面 60 ~1 000km 的区域内。当卫星不在测站的天顶时, 信号传播路径上每点的地方时和纬度均不相同, 于是我们就需要对每个微分线段  $ds$  分别进行计算, 然后积分求得总的电离层延迟量。但这么做会使计算变得十分复杂, 所以在计算时我们通常采用下列方法: 将整个电离层压缩为一个单层, 将整个电离层中的自由电子都集中到该单层上, 用它来代替整个电离层。这个单层就称为中心电离层。中心电离层离地面的高度通常取 350km。式( 3-43) 中的参数  $t$  和式( 3-44) 中的参数  $m$  分别为卫星信号传播路径与中心电离层的交点 P 的时角和地磁纬度, 因为只有 P 才能反映卫星信号所受的电离层延迟的总的情况, 某点的地磁纬度为过该点的法线与地磁场的赤道平面之间的交角。 $t$  与  $m$  的计算方法如下:

计算测站 P 和交点 P 在地心的夹角 EA。

$$EA = \left[ \frac{445^\circ}{\text{el} + 20^\circ} \right] - 4^\circ \tag{3-45}$$

这是一个近似公式, 精度已能满足要求。式中的 el 为卫星在测站 P 处的高度角。

计算交点 P 的地心经度  $\lambda_P$  和纬度  $\phi_P$ 。

$$\begin{cases} \lambda_P = \lambda_P + EA \cdot \cos \phi_P \\ \phi_P = \phi_P + EA \cdot \frac{\sin \phi_P}{\cos \phi_P} \end{cases} \tag{3-46}$$

式中:  $\lambda_P$ ,  $\phi_P$  为测站的地心经、纬度;  $\alpha_P$  为卫星的方位角。  $\phi_P$  的单位为度。

计算观测瞬间交点 P 处的地方时  $t$ 。

若观测时刻的世界时为 UT, 则有:

$$t = UT + \frac{P}{15} \tag{3-47}$$

t 的单位为小时。

计算 P 的地磁纬度  $\phi_m$ 。

由于地球的磁北极位于

$$\begin{aligned} &= 78.4^\circ \quad \text{N} \\ &= 291.0^\circ \quad \text{E} \end{aligned}$$

因此 P 处的地磁纬度可用下式计算:

$$\phi_m = \phi_p + 11.6^\circ \cos(\phi_p - 291^\circ) \tag{3-48}$$

利用式(3-43)至式(3-48)以及卫星导航电文中给出的  $f_1$  和  $f_2$  就能求出观测时刻天顶方向的电离层延迟  $T_g$ 。根据每颗卫星的天顶距  $Z$  就能计算出该时刻每颗卫星信号的电离层时延  $T_g$ :

$$T_g = T_g \cdot \sec Z \tag{3-49}$$

注意,  $Z$  不是卫星在测站 P 处的天顶距, 而是在交点 P 处的天顶距(见图 3-6)。计算  $\sec Z$  的近似公式为:

$$\sec Z = 1 + 2 \left[ \frac{96^\circ - el}{90^\circ} \right]^3 \tag{3-50}$$

上述几种电离层延迟模型都是反映长时期内全球平均状况的经验模型。利用这些模型来估计某一时刻某一地点电离层延迟的精度均不够理想, 其误差为实际延迟量的 20% ~40%。使用上述模型的优点是单频用户无需其他支持系统即可获得近似的电离层延迟改正数。

3.5.3 双频改正模型

1. 确定两个信号的电离层延迟改正

从式(3-37)和式(3-39)知, 卫星信号所受到的电离层延迟是与信号频率  $f$  的平方成反比的。如果卫星能同时用两种频率来发射信号, 那么这两种不同频率的信号就将沿着同一路径传播到达接收机。如果我们能精确测定这两种不同频率的信号到达接收机的时间差  $\Delta t$ , 就能分别反推出它们各自所受到的电离层延迟。我们把这种方法称为双频改正法。GPS 卫星之所以要用两种不同的频率来发射信号, 其主要目的也在于此。如果信号在某一介质中的传播速度与它的频率有关, 我们就说这种介质对该信号具有色散效应。“色散”是从太阳光通过三棱镜时的分色现象中借用引申而来的。电离层延迟的双频改正法就是建立在色散效应的基础之上。

GPS 卫星采用  $L_1$  和  $L_2$  两种载波。其中  $L_1$  载波的频率  $f_1 = 154 \times 10.23\text{MHz} = 1\,575.42\text{MHz}$ ;  $L_2$  载波的频率  $f_2 = 120 \times 10.23\text{MHz} = 1\,227.60\text{MHz}$ 。令  $40.3 \int_{s_0}^s \text{Neds} = A$ , 虽然我们对信号传播路径各处的电子密度  $N_e$  了解不多, 因而不知道  $A$  的准确数值, 但由于两种不同

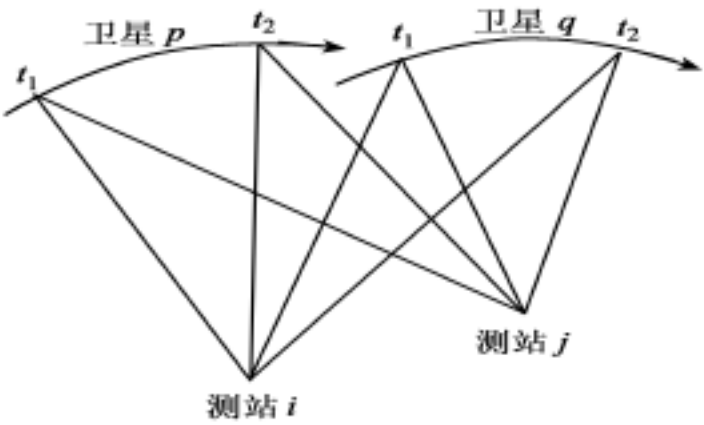


图 3-6 Klobuchar 模型

由于信号在电离层中传播时其路径也会产生弯曲, 弯曲的程度与信号频率有关, 所以严格地讲, 这两种不同频率的信号在电离层中的传播路径是不相同的。但是这种差异的影响十分微小, 故一般可忽略不计。

频率的信号是沿同一路径传播的, 因此它们具有相同的 A 值。于是式(3-36)可写为:

$$\begin{cases} \rho_1 = \rho_0 + \frac{A}{f_1^2} \\ \rho_2 = \rho_0 + \frac{A}{f_2^2} \end{cases} \quad (3-51)$$

将两式相减有:

$$\begin{aligned} \rho_1 - \rho_2 &= c \cdot t = \frac{A}{f_2^2} - \frac{A}{f_1^2} = \frac{A}{f_1^2} \left[ \frac{f_1^2 - f_2^2}{f_2^2} \right] \\ &= (V_{\text{ion}})_1 \left[ \left( \frac{f_1^2}{f_2^2} \right) - 1 \right] \\ &= 0.6469 (V_{\text{ion}})_1 \end{aligned}$$

所以

$$\begin{aligned} (V_{\text{ion}})_1 &= 1.54573(\rho_1 - \rho_2) = 1.54573 \cdot c \cdot t \\ (V_{\text{ion}})_2 &= 2.54573(\rho_1 - \rho_2) = 2.54573 \cdot c \cdot t \end{aligned} \quad (3-52)$$

式(3-52)表明, 只要精确测定两种不同频率的信号到达接收机的时间差  $t$ , 或用这两种不同频率的测距信号分别测定了从卫星至接收机间的伪距  $\rho_1$  和  $\rho_2$  后, 就能准确计算出这两种信号的电离层延迟改正  $(V_{\text{ion}})_1$  和  $(V_{\text{ion}})_2$ 。由于用调制在  $L_1$  载波和  $L_2$  载波上的 P 码测距时, 除电离层延迟不同外, 其余误差影响皆相同(如卫星钟的误差、接收机钟的误差、对流层延迟等), 故  $\rho_1$  和  $\rho_2$  相减后, 这些误差皆可消去, 因而有  $\rho_1 - \rho_2 = \frac{A}{f_2^2} - \frac{A}{f_1^2}$  (未顾及测量噪声)。

将式(3-52)代入式(3-51)得:

$$\rho_1 - \rho_2 = 2.54573 \rho_1 - 1.54573 \rho_2 \quad (3-53)$$

设测码伪距观测值  $\rho_1$  和  $\rho_2$  的测量噪声分别为  $m_1$  和  $m_2$ , 则经双频电离层改正后的距离的噪声将扩大为:

$$m = \sqrt{(2.54573m_1)^2 + (1.54573m_2)^2} = \sqrt{6.48m_1^2 + 2.39m_2^2} \quad (3-54)$$

若  $m_1 = m_2$ , 则有  $m = 3m_1$ 。

## 2. 线性组合法

将式(3-51)中的观测值  $\rho_1$  乘上系数  $m$ , 将观测值  $\rho_2$  乘上系数  $n$ , 然后相加以组成一个新的虚拟的线性组合观测值, 即

$$\rho_{m,n} = m\rho_1 + n\rho_2 = (m+n)\rho_0 - \left[ m\frac{A}{f_1^2} + n\frac{A}{f_2^2} \right] \quad (3-55)$$

显然, 当  $\frac{m}{f_1^2}A + \frac{n}{f_2^2}A = \frac{mf_2^2 + nf_1^2}{f_1^2 f_2^2}A = 0$  时, 即  $n = -\frac{f_2^2}{f_1^2}m$  时, 组合观测值  $\rho_{m,n}$  不受电离层延迟影响。此外, 为了使  $\rho_{m,n}$  的值与  $\rho_0$  相同, 还需使  $m+n=1$ 。据此可解得

$$m = \frac{f_1^2}{f_1^2 - f_2^2}, \quad n = \frac{f_2^2}{f_1^2 - f_2^2}, \quad (3-56)$$

$$\rho_{m,n} = \frac{f_1^2}{f_1^2 - f_2^2} \rho_1 - \frac{f_2^2}{f_1^2 - f_2^2} \rho_2 = 2.54573 \rho_1 - 1.54573 \rho_2 \quad (3-57)$$

为无电离层延迟的线性组合观测值。式(3-57)即式(3-53)。所以上述两种方法实际上是一的, 可导得同样的结果。

对于载波相位测量观测值有  $\varphi = (\varphi_0 + N)$ 。代入式(3-51)并考虑到载波相位观测值所受到的电离层延迟与测码伪距观测值的电离层延迟大小相同、符号相反这一事实后有:

$$\begin{cases} \varphi_1 = (\varphi_{01} + N_1) - \frac{A}{f_1^2} \\ \varphi_2 = (\varphi_{02} + N_2) - \frac{A}{f_2^2} \end{cases} \quad (3-58)$$

采用类似的方法后可导得不受电离层延迟影响的载波相位线性组合观测值  $\varphi_c$  为:

$$\varphi_{c, n} = \varphi_c = \frac{f_1^2}{f_1^2 - f_2^2} \varphi_1 - \frac{f_1 f_2}{f_1^2 - f_2^2} \varphi_2 \quad (3-59)$$

无电离层延迟组合观测值  $\varphi_c$  的整周模糊度  $N_c$  为:

$$N_c = \frac{f_1^2}{f_1^2 - f_2^2} N_1 - \frac{f_1 f_2}{f_1^2 - f_2^2} N_2 \quad (3-60)$$

虽然  $N_1$  和  $N_2$  理论上皆为整数,但由于系数  $\frac{f_1^2}{f_1^2 - f_2^2}$  和  $\frac{f_1 f_2}{f_1^2 - f_2^2}$  都不是整数,所以  $N_c$  的理论值已

不再为整数,或者说  $N_c$  已不具有整数特性。为解决上述问题,可将式(3-60)进行下列变换:

$$\begin{aligned} N_c &= \frac{f_1^2}{f_1^2 - f_2^2} N_1 - \frac{f_1 f_2}{f_1^2 - f_2^2} N_2 = \frac{f_1^2}{f_1^2 - f_2^2} N_1 - \frac{f_1 f_2}{f_1^2 - f_2^2} N_1 + \frac{f_1 f_2}{f_1^2 - f_2^2} N_1 - \frac{f_1 f_2}{f_1^2 - f_2^2} N_2 \\ &= \frac{f_1(f_1 - f_2)}{f_1^2 - f_2^2} N_1 + \frac{f_1 f_2}{f_1^2 - f_2^2} (N_1 - N_2) = \frac{f_1}{f_1 + f_2} N_1 + \frac{f_1 f_2}{f_1^2 - f_2^2} N \end{aligned} \quad (3-60-1)$$

式(3-60-1)中的  $N = N_1 - N_2$  即为宽巷观测值的整周模糊度。由于宽巷观测值的波长为 86cm,故  $N$  较易确定。一旦  $N$  确定后,确定  $N_c$  就转化为确定  $N_1$ ,而  $N_1$  是具有整数特性的。用这种方法可较准确地确定无电离层延迟组合观测值的整周模糊度。

利用两个频率来进行电离层延迟改正时,可获得较好的精度。采用载波相位观测值时,其误差一般不会超过几个厘米。为满足高精度 GPS 测量的需要,Frity K. Brunner 等人又提出了一个改进公式。该公式顾及了式(3-29)中  $K_2$  项和  $K_3$  项的影响,并且是沿弯曲的信号传播路径而不是沿直线来进行积分的。这种顾及高阶项的影响以及路径弯曲影响后的电离层延迟改正模型的误差无论在何种情况下均小于 2mm。但由于该模型在计算时需用到电离层模型和地磁场模型等资料,故未被广泛采用。

#### 3.5.4 用实测双频观测值来建立电离层延迟模型\*\*

双频改正法对于配备了双频接收机的高精度定位用户来讲无疑是一种较为理想的消除电离层延迟的方法,但对广大的单频接收机用户并不适用。而前面已介绍过的几种经验公式效果又不佳,在很多情况下无法满足用户的要求。用实测双频观测值来建立电离层延迟模型就是在这种背景下提出来的。

##### 1. 基本原理

利用双频观测值不但可确定不同频率的观测值所受到的电离层延迟进而消除其影响,而且可测定穿刺点(卫星信号传播路径与中心电离层的交点)上的 VTEC 值。据式(3-36)和式(3-40)有:

$$\begin{cases} = \varphi_1 - \frac{40.3}{f_1^2} \text{TEC} \\ = \varphi_2 - \frac{40.3}{f_2^2} \text{TEC} \end{cases} \quad (3-61)$$

将  $f_1$  和  $f_2$  的具体数值代入后可求得:

$$\text{TEC} = 9.524 \cdot 37(\varphi_2 - \varphi_1) \quad (3-62)$$

式中, TEC 以  $10^{16}$  个电子/ $\text{m}^2$  为单位;  $\varphi_1$  和  $\varphi_2$  以 m 为单位。

采用载波相位观测值时, 用同样方法可推得:

$$\text{TEC} = 9.524 \cdot 37(\varphi_1 - \varphi_2) + 9.524 \cdot 37(\varphi_1 N_1 - \varphi_2 N_2) \quad (3-63)$$

式中,  $N_1$  和  $N_2$  分别为  $\varphi_1$  和  $\varphi_2$  观测值的整周模糊度。然后用下式求得穿刺点上的 VTEC 值:

$$\text{VTEC} = \text{TEC} \cdot \cos Z \quad (3-64)$$

式中,  $Z$  为穿刺点上卫星的天顶距。

假设某时段中共有  $L$  个观测历元, 每个历元均从  $m$  个监测站上对  $n$  颗 GPS 卫星进行了双频观测。那么我们就能够获得  $L \times m \times n$  个穿刺点上的 VTEC 值。然后再选择一个合适的数学模型  $\text{VTEC} = f(B, L, t)$  来拟合这些 VTEC 值, 从而建立该时段该区域( $m$  个监测站的观测值的覆盖区域)的 VTEC 模型。时段长度一般为 2 ~4 小时, 必要时可根据该模型外推(预报) 20 ~30 分钟, 供导航和实时定位用户使用。用这种方法建立的模型可以是全球性的, 也可以是区域性的。建立全球模型时常采用球谐函数等较复杂的函数模型, 建立区域性模型时则常采用 2 ~4 阶的曲面拟合等较为简单的模型。

由于上述模型是依据某一时段中某一区域内实际测定的 VTEC 值, 采用一定的数学模型拟合出来的, 因而并不要求我们对电离层延迟的变化规律和原因有透彻的了解。影响模型精度的主要因素为: 监测站的数量及其地理分布, 观测值的精度, 所采用的数学模型是否合适; 电离层中一些短时间、小尺度的不规则变化(长时间、大尺度的变化可以被观测到并反映到模型中去)。由于利用双频观测值已能较精确地测定电离层延迟, 目前 GPS 卫星的数量较少, 分布也大体均匀, 监测站的数量及地理分布等问题也不难解决, 所以采用这种方法时通常都可取得较为理想的结果。

## 2. 观测值

### (1) 测码伪距观测值

如果我们能同时用调制在  $L_1$  和  $L_2$  上的测距码来测定从卫星至接收机的距离  $\rho_1$  和  $\rho_2$ , 就可用式(4-62)求得信号传播路径上的 TEC 值, 然后再根据式(3-64)求得穿刺点上的 VTEC 值。由于美国政府仍在实施 AS 政策, 所以未经美国政府授权的普通用户只能采用如 Ashtech Z12, SR399 Geodetic 等采用 Z 跟踪技术的接收机将 Y 码“分解”为 P 码和 W 码, 然后再用 P 码来测定  $\rho_1$  和  $\rho_2$ ; 或者用如 Turbo Rogue SNR-8000 和 Trimble 4000 SSE 等采用互相关技术的接收机来测定所谓的“第六观测量”( $\rho_1 - \rho_2$ )。其精度估计为分米级至亚米级。采用载波相位平滑伪距和卡尔曼滤波等方法后可进一步提高( $\rho_1 - \rho_2$ )的精度, 其具体做法可参阅相关的参考资料。

### (2) 载波相位观测值

用双频接收机进行载波相位测量后, 将观测值  $\varphi_1$  和  $\varphi_2$  代入式(3-63)、式(3-64)就能设法求得穿刺点上的 VTEC 值。载波相位观测值的精度要比测码伪距观测值的精度高 2 ~3 个数

量级,故可求得更为精确的 VTEC 模型。但进行数据处理时会碰到周跳的探测及修复,整周模糊度的确定等一系列棘手问题,难度较大。而且由于受硬件延迟的影响,数学模型误差和电离层中不规则变化等因素的影响,根据我们的试算结果,最终所建立的 VTEC 模型的精度及预报精度虽均有所提高,但效果并不十分显著。

### 3. 监测站

监测站应满足下列基本条件:

- 站坐标已知;
- 配备双频接收机,能进行长期连续的观测;
- 可按规定进行观测数据的传输。

中国现代地壳运动观测网络的 25 个基准站均符合上述要求。利用其双频观测资料即可建立我国的 VTEC 模型并进行预报。此外,交通部、中国科学院等部门以及深圳、北京、上海等地为不同目的还在全国范围内或局部区域内布设了数十个长期连续运行的双频观测站。如前所述,中心电离层离地面的高度约为 350km,当截止高度角取 15 °时,一个站的监测范围即可达  $5 \times 10^6 \text{ km}^2$  以上。从中选择 10 ~15 个分布较为合理的站稍加改造后(统一观测纲要,增加数据传输次数)即可满足电离层延迟监测的需要。

### 4. 数学模型

建立全球性的 VTEC 模型时可考虑采用球谐函数等模型,建立区域性(如我国)的 VTEC 模型时则可考虑曲面拟合模型、距离加权模型及多面函数法等模型。建立全球性的 VTEC 模型将涉及数以百计的监测站资料,目前该工作正由 IGS 等组织在进行。下面简要介绍一下区域性的 VTEC 模型。

#### (1) 曲面拟合模型

该模型是将 VTEC 看做纬差(  $\phi - \phi_0$  )和太阳时角差(  $S - S_0$  )的函数。其具体表达式为:

$$VTEC = \sum_{i=0}^n \sum_{j=0}^m E_{ij} (\phi - \phi_0)^i (S - S_0)^j \tag{3-65}$$

式中:  $\phi_0$  为测区中心点的地理纬度;  $S_0$  为测区中心点(  $\phi_0, \lambda_0$  )在该时段中央时刻  $t_0$  时的太阳时角差(  $S - S_0$  ) = (  $\lambda - \lambda_0$  ) + (  $t - t_0$  );  $\lambda$  为穿刺点的地理经度;  $t$  为观测时刻。当时段长度为 4h,测区范围不超过一个洲时,式(3-65)中的最佳阶数为: (  $\phi - \phi_0$  )取 1 ~2 阶; (  $S - S_0$  )取 2 ~4 阶。设时段长为 4h,每 10s 观测 1 次,全国均匀布设了 10 个监测站,各站平均观测 6 颗卫星,则共可测得  $L \times m \times n = 1\,440 \times 10 \times 6 = 86\,400$  个 VTEC 值。根据这些实测的 VTEC 值,用最小二乘法即可估计出式(3-65)中的待定系数  $E_{ij}$ ,从而建立该时段我国的 VTEC 模型。

#### (2) 距离加权法

根据格网点周围的实测 VTEC 值,采用距离加权平均法来求出其 VTEC 值。其计算公式为:

$$VTEC^j = \frac{\sum_{i=1}^n \frac{VTEC^i}{D_{ij}}}{\sum_{i=1}^n \frac{1}{D_{ij}}} \quad D_{ij} \leq DR \tag{3-66}$$

式中:  $j$  为格网点编号;  $i$  为穿刺点编号。  $DR$  为距离的阈值,  $D_{ij} > DR$  的穿刺点将不参加取加权平均的运算。

#### (3) 多面函数法

多面函数法是 1977 年由美国 Hardy 教授提出的。其基本思想是任何一个圆滑的数学曲

面都可以用一系列规则的数学曲面之和来表示。其计算公式为：

$$\text{VTEC} = \sum_{j=1}^n k_j f(x, y, x_j, y_j)$$

( 3-67)

经试算比较后, 将该函数简单地取为

$$f(x, y, x_j, y_j) = \sqrt{(x - x_j)^2 + (y - y_j)^2 + 0.01}$$

( 3-68)

就可获得很好的效果。当然, 其最佳形式还可进一步研究。

利用载波相位双差观测值建立电离层格网模型的数学模型和算法较为复杂。限于篇幅, 不再介绍, 有关硬件延迟的问题由于相同的原因也不再介绍, 需要时可参阅有关的参考文献。

我们在 WINDOWS 的环境下用 Visual C++ 6.0 语言编写了区域性电离层延迟格网计算分析预报软件 IGMS 1.0。用中国现代地壳运动观测网络中 20 个站的资料来建立模型, 并用其他 2 个站的资料对模型的精度进行了检核。计算时时段长度取 2h, 用上述三种方法各计算了 12 个时段。现将曲面拟合法的的结果列在表 3-11 中。

表 3-11用曲面拟合法建立的我国 VTEC 模型的精度( 单位: cm)

内符合精度	外符合精度	预报 10min 的精度	预报 20min 的精度	预报 30min 的精度
9.4	27.7	30.3	34.0	37.5

表中的内符合精度是根据 VTEC 的模型计算值与实际观测值之差计算得到的。外符合精度是根据模型计算值与未参加建模的其他 2 个站的实际观测值之差计算得到的。预报值的精度是根据预报值和随后取得的实际观测值之差计算得到的。其他两种方法的精度与上述精度大体相当。

§ 3.6 对流层延迟

卫星导航定位中的对流层延迟通常是泛指电磁波信号在通过高度在 50km 以下的未被电离的中性大气层时所产生的信号延迟。在研究信号延迟的过程中, 我们不再将该大气层细分为对流层和平流层( 如大气科学中那样), 也不再顾及两者之间性质上的差别。由于 80% 的延迟发生在对流层, 所以我们将发生在该中性大气层中的信号延迟统称为对流层延迟。对流层中的大气成分比较复杂, 主要由氮( 78.03% ) 和氧( 20.99% ) 组成, 此外还包含少量的水蒸气及氩、二氧化碳、氢等气体。大气中还含有某些不定量的混合物, 如硫化物、煤烟和粉尘等。

3.6.1 基本原理

真空中的折射系数 n 为 1, 电磁波信号在真空中的传播速度  $c = 299\,792.458\text{km/s}$ , 若对流层中某处的大气折射系数为 n, 则电磁波信号在该处的传播速度为  $v = \frac{c}{n}$ 。所以当电磁波信号在对流层中的传播时间为 t 时, 其真正的路径长度 为:



$$\begin{aligned} V_{dt} &= \int_t \frac{c}{n} dt = \frac{c}{1 + (n - 1)} dt \\ &= \int_t c[1 - (n - 1) + (n - 1)^2 - (n - 1)^3 + \dots] dt \end{aligned}$$

式中的 $(n - 1)$ 是一个微小量,故高阶项可忽略不计。于是有:

$$\begin{aligned} \int_t c[1 - (n - 1)] dt &= c t - \int_t (n - 1) c dt \\ &= c t - \int_s (n - 1) ds \end{aligned} \quad (3-69)$$

$\int_s (n - 1) ds$ 即为对流层延迟,而  $V_{trop} = - \int_s (n - 1) ds$ 即为对流层延迟改正。

式(3-69)告诉我们,在根据信号传播时间及真空中的光速  $c$  所求得距离上还需加上对流层延迟改正  $V_{trop}$  后,才能求得从信号源至观测者的几何距离。

下面我们来讨论一下是否能利用双频改正的方法来消除对流层延迟。在标准大气状态下,大气折射系数  $n_0$  与信号的波长之间有下列关系:

$$(n_0 - 1) \times 10^6 = 287.604 + 4.886 \lambda^{-2} + 0.068 \lambda^{-4} \quad (3-70)$$

式中,波长  $\lambda$  以微米( $\mu m$ )为单位。对于波长很短的光波来讲,对流层有色散效应。例如红光的波长  $\lambda = 0.72 \mu m$ ,  $n_0 = 1.0002973$ ; 紫光的波长  $\lambda = 0.40 \mu m$ ,  $n_0 = 1.0003208$ 。因而利用双色激光测距仪是有可能消除对流层延迟的。然而对于微波信号来讲,由于其波长太长,所以对对流层基本不存在色散效应。例如对于表3-10中的子午卫星信号、GPS卫星信号以及VLBI所观测到的来自类星体的  $f_1$  和  $f_2$  信号而言,其  $n_0$  皆为  $1.000287604$ 。这就意味着对于无线电信号而言,不可能采用双频改正的方法来消除对流层延迟,而只能求出信号传播路径上各处的大气折射系数  $n$ , 然后进行积分来计算对流层延迟改正。由于 $(n - 1)$ 的数值很小,为方便计,令

$$N = (n - 1) \cdot 10^6 \quad (3-71)$$

式中的  $N$  称为大气折射指数。

大气折射指数  $N$  与气温、气压及湿度等因素有关。史密斯(Smith)和韦特兰勃(Weintranb)通过大量试验后于1953年建立了下列模型:

$$N = N_d + N_w = 77.6 \frac{P}{T} + 77.6 \times 4.180 \frac{e}{T^2} \quad (3-72)$$

式(3-72)表示大气折射指数  $N$  可分为干气部分  $N_d$  和湿气部分  $N_w$ 。其中干气部分与总的大气压  $P$  及气温  $T$  有关;而湿气部分则与水汽压  $e$  及气温  $T$  有关。式中:  $P$  及  $e$  以毫巴( $mbar$ )为单位;气温  $T$  用绝对温度表示,单位为“度”。

卫星导航定位中的对流层延迟改正和电磁波测距中的气象改正一样,都是电磁波信号在中性大气中传播时的信号延迟改正。但在电磁波测距中,信号一般是沿着大气稠密的地面传播的。测线上各处的气象元素可视为基本相同,并用测站上所测定的气象元素或测线两端所测定的气象元素的平均值来替代;而卫星导航定位中的信号则来自太空,信号传播路径上各处的气象元素有明显的差别。从式(3-69)知,要求得对流层延迟改正就需知道信号传播路径上各处的大气折射系数  $n$ 。而从式(3-72)知,要知道信号传播路径上各处的大气折射系数  $n$ , 实际上就是要知道各处的气象元素。然而一般说来,信号传播路径上各处的气象元素是难以实

际量测的, 我们能量测的只是测站上的气温  $T_s$ 、气压  $P_s$  和水汽压  $e_s$ 。所以首先必须建立一个依据测站上的气象元素  $T_s$ 、 $P_s$ 、 $e_s$  来计算空中各点的气象元素  $T$ 、 $P$ 、 $e$  的数学模型, 然后再代入式(3-72)和式(3-69)求出对流层延迟改正。

### 3.6.2 常用的几种对流层延迟模型

1. 霍普菲尔德( Hopfield) 模型

众所周知, 气温  $T$ 、气压  $P$  和水汽压  $e$  将随着高度的增加而逐渐降低。在建立霍普菲尔德模型的过程中, 采用下列公式来描述气象元素  $T$ 、 $P$ 、 $e$  与高程  $h$  之间的关系:

$$\left\{\begin{aligned}\frac{dT}{dh} &= -6.8 \\ \frac{dP}{dh} &= -g \\ \frac{de}{dh} &= -g\end{aligned}\right. \tag{3-73}$$

式(3-73)告诉我们, 在整个度符号对流层中高程每增加 1km 气温  $T$  就将下降 6.8 , 直至对流层的外边缘气温等于绝对温度 0 °时为止。气压  $P$  和水汽压  $e$  也将随高度  $h$  的增加而降低, 其变化率与大气密度 及重力加速度  $g$  有关。顾及气态方程  $PV=RT$ , 根据式(3-72)、式(3-71)、式(3-69)最后可导得霍普菲尔德模型如下( 由于推导过程较为复杂, 此处不再进行详细介绍, 需要时读者可阅读有关参考文献):

$$\left\{\begin{aligned}S &= S_d + S_w = \frac{K_d}{\sin(E^2 + 6.25)^{1/2}} + \frac{K_w}{\sin(E^2 + 2.25)^{1/2}} \\ S_d &= 155.2 \times 10^{-7} \cdot \frac{P_s}{T_s} (h_d - h_s) \\ K_w &= 155.2 \times 10^{-7} \cdot \frac{4810}{T^2} e_s (h_w - h_s) \\ h_d &= 40136 + 148.72(T - 273.16) \\ h_w &= 11000\end{aligned}\right. \tag{3-74}$$

式中: 温度均采用绝对温度, 以度为单位; 气压  $P$  和水汽压  $e$  均以毫巴为单位; 高度角  $E$  以度为单位;  $S$ ,  $S_d$ ,  $S_w$  均以米为单位。当高度角  $E=10^\circ$  时, 对投影函数所作的近似处理所造成的误差小于 5cm。

为了提高对流层改正的精度, 不少研究人员对投影函数作了更精细的处理, 例如级数表达式模型:

$$S = S_d + S_w = K_d m_d + K_w m_w \tag{3-75}$$

$m_d$  和  $m_w$  均具有下列形式:

$$m = \frac{1}{\sin E + \frac{a_1}{\tan E + \frac{a_2}{\sin E + a_3}}} \tag{3-76}$$

式中:

$$\begin{cases} a_1 = 0.001\,185 [1 + 0.607\,1 \times 10^{-4} (P_s - 1\,000) - 0.147\,1 \times 10^{-3} e_s \\ \quad + 0.307\,2 \times 10^{-2} (T_s - 293.16) + 0.019\,65 (\varphi + 6.5) \\ \quad - 0.564\,5 \times 10^{-2} (h_t - 11.231)] \\ a_2 = 0.001\,144 [1 + 0.116\,4 \times 10^{-4} (P_s - 1\,000) + 0.279\,5 \times 10^{-3} e_s + 0.310\,9 \\ \quad \times 10^{-2} (T_s - 293.16) + 0.030\,38 (\varphi + 6.5) - 0.012\,17 (h_t - 11.231)] \\ a_3 = -0.009\,0 \end{cases} \quad (3-77)$$

式中,  $h_t$  为对流层外边缘高度, 求  $m_d$  时用  $h_d$  代入, 求  $m_w$  时用  $h_w$  代入。其余符号含义同前。

## 2. 萨斯塔莫宁 (Saastamoinen) 模型

$$S = \frac{0.002\,277}{\sin E} \left[ P_s + \left[ \frac{1\,255}{T_s} + 0.05 \right] e_s - \frac{B}{\tan^2 E} \right] W(\varphi, H) + R \quad (3-78)$$

式中,  $W(\varphi, H) = 1 + 0.002\,6 \cos^2 \varphi + 0.000\,28 h_s$ , 其中  $\varphi$  为测站的纬度,  $h_s$  为测站高程(以千米为单位)。B 是  $h_s$  的列表函数, R 是 E 和  $h_s$  的列表函数。

经数值拟合后上述公式可表示为:

$$\begin{cases} S = \frac{0.002\,277}{\sin E} \left[ P_s + \left[ \frac{1\,255}{T_s} + 0.05 \right] e_s - \frac{a}{\tan^2 E} \right] \\ E' = E + E'' \\ E'' = \frac{16}{T_s} \left[ P_s + \frac{4\,810}{T_s} e_s \right] \cot E \\ a = 1.16 - 0.15 \times 10^{-3} h + 0.716 \times 10^{-3} h_s^2 \end{cases} \quad (3-79)$$

其余符号的含义与霍普菲尔德模型中符号的含义相同。

## 3. 勃兰克 (Black) 模型

$$\begin{aligned} S = K_d \left[ \sqrt{1 - \left[ \frac{\cos E}{1 + (1 - l_0) \frac{h_d}{r_s}} \right]^2} - b(E) \right] \\ + K_w \left[ \sqrt{1 - \left[ \frac{\cos E}{1 + (1 - l_0) \frac{h_w}{r_s}} \right]^2} - b(E) \right] \end{aligned} \quad (3-80)$$

参数  $l_0$  和路径弯曲改正  $b(E)$  用下式确定

$$\begin{aligned} l_0 &= 0.833 + [0.076 + 0.000\,15 (T_s - 273.16)]^{-0.3E} \\ b &= 1.92 (E^2 + 0.6)^{-1} \end{aligned}$$

式(3-80)中的符号的含义同前, 但  $h_d$ 、 $h_w$ 、 $K_d$  和  $K_w$  的计算公式如下:

$$\begin{cases} h_d = 148.98 (T_s - 3.96) \\ h_w = 13\,000 \\ K_d = 0.002\,312 (T_s - 3.96) \frac{P_s}{T_s} \\ K_w = 0.20 \end{cases} \quad (3-81)$$

上述几种对流层延迟模型虽然形式各不相同, 但用同一组气象数据代入后求得的天顶方向的对流层延迟的较差一般仅为几个毫米。当高度角  $E = 15^\circ$  时, 互差也只有几个厘米(见图

3-7)。图中 SH 表示用 Saastamoinen 模型和 Hopfield 模型所求得的对流层延迟之差。BH 表示用 Black 模型和 Hopfield 模型所求得的对流层延迟之差。

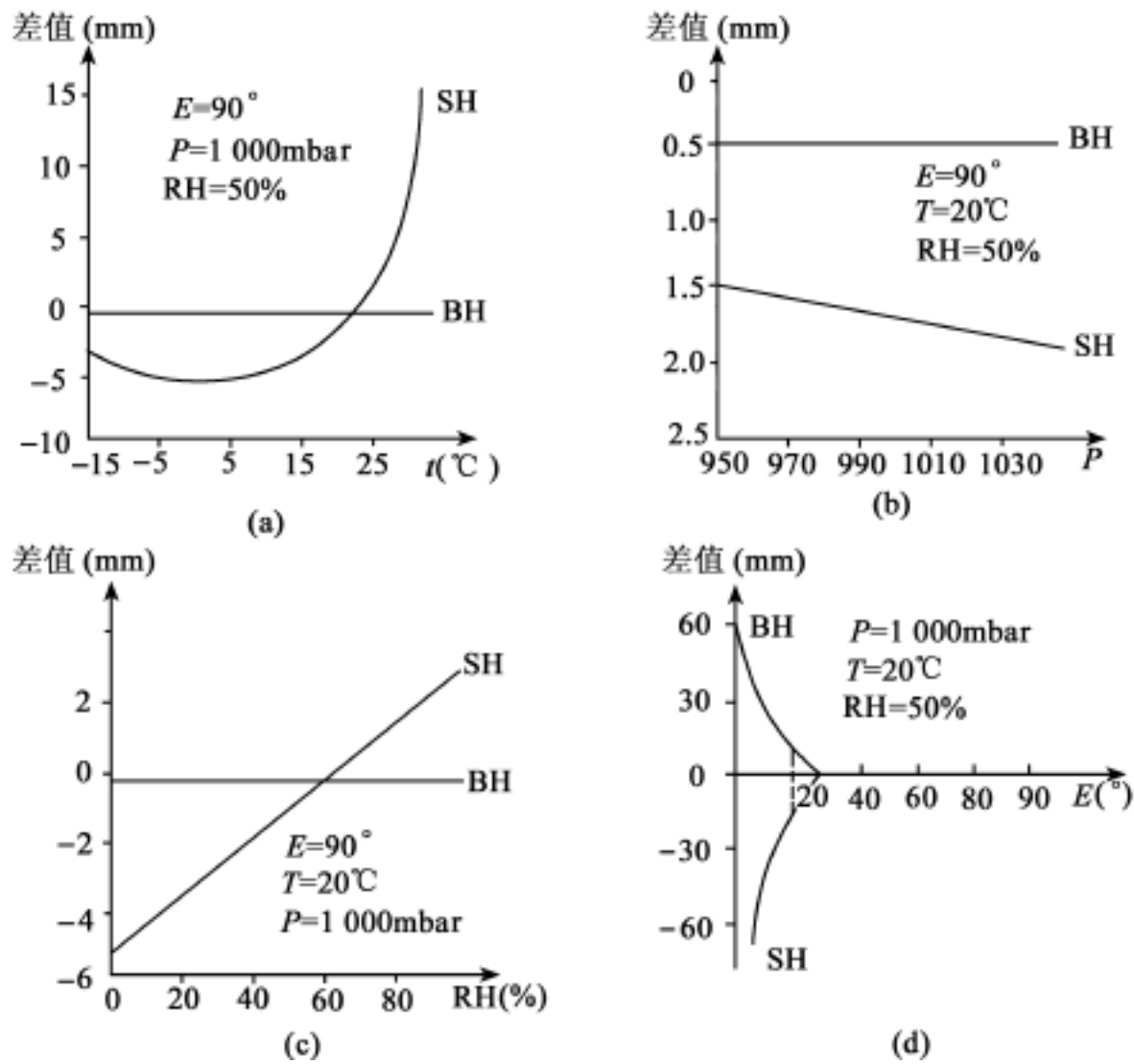


图 3-7 不同模型之间的差异

从图 3-7 可以看出：

- (1) 当高度角  $E$  大于  $30^{\circ}$  后, 用不同模型所求得的结果之间相符很好。只有在高度角  $E$  较小时, 各种模型之间的差异才会显露出来。
- (2) 勃兰克模型和霍普菲尔德模型所求得的天顶方向上的对流层延迟之差小于  $1\text{mm}$ 。不管气象元素如何变化, 上述差异基本保持不变。勃兰克模型可以看做是霍普菲尔德模型的改化形式, 它是由 H. D. Black 于 1976 年提出的。它和霍普菲尔德模型的主要差别在于它考虑了路径弯曲的影响, 对高度角改正的处理方法也不同。
- (3) 萨斯塔莫宁模型和霍普菲尔德模型所求得的天顶方向对流层延迟之间有明显差别, 而且此差异将随着气象元素的变化而变化。

最近, 曲建光等学者指出: 上述结论在测站高程  $h_s$  的数值不大时成立, 但当测站高程  $h_s$  的数值很大时(例如在拉萨), 霍普菲尔德模型和萨斯塔莫宁模型求得的天顶方向的对流层延迟可相差数十厘米。经与实测气象资料比较后认为, 应采用萨斯塔莫宁模型为好。

3.6.3 气象元素的测定\*\*

测站上的气温  $T_s$  和气压  $P_s$  可用温度计和气压计直接测定(通常直接量测的气温是用摄氏度表示的, 加 273.16 将其化算为绝对温度即可)。量测应在接收天线的相位中心( VLBI,

GPS 等) 或仪器中心( 电磁波测距仪等) 附近进行。而另一气象元素水汽压  $e_s$  则通常用下列方法间接求得:

1. 根据测站上的相对湿度 RH 来计算  $e_s$ :

用毛发温度计或其他气象元素传感器直接测定相对湿度 RH, 然后用下式计算水汽压  $e_s$ :

$$e_s = RH \cdot \exp(-37.2465 + 0.213166T_s - 0.000256908T_s^2) \quad (3-82)$$

2. 用干湿温度计测定测站上的干温  $T_s$  和湿温  $T_w$ , 然后按下列公式计算  $e_s$ :

(1) 计算饱和水汽压  $e_w$

$$e_w = 1013.246 \text{ mbar} \left[ \frac{373.16 \text{ K}}{T_w} \right]^{5.02808} \cdot e^{-g(T_w)} \quad (3-83)$$

式中,

$$\left. \begin{aligned} g(T_w) &= g_1(T_w) + g_2(T_w) + g_3(T_w) \\ g_1(T_w) &= 18.19728 \left[ \frac{373.16 \text{ K}}{T_w} - 1 \right] \\ g_2(T_w) &= 0.0187265 \left\{ 1 - \exp \left[ -8.03945 \left[ \frac{373.16 \text{ K}}{T_w} - 1 \right] \right] \right\} \\ g_3(T_w) &= 3.1813 \times 10^{-7} \left\{ \exp \left[ 26.1205 \left[ \frac{373.16 \text{ K}}{T_w} \right] \right] - 1 \right\} \end{aligned} \right\} \quad (3-84)$$

式中的 373.16K 为用绝对温度表示的水的沸点。

(2) 根据干温  $T_s$ 、湿温  $T_w$ 、气压  $P_s$  和饱和水汽压  $e_w$  计算测站上的水汽压  $e_s$ :

$$e_s = e_w - 4.5 \times 10^{-4} (1 + 1.68 \times 10^{-3} T_w) (T_s - T_w) P_s \quad (3-85)$$

式中:  $T_s$ 、 $T_w$  以度(K) 为单位;  $P_s$ 、 $e_s$ 、 $e_w$  以毫巴为单位。

同样, RH 及  $T_s$ 、 $T_w$  也应在接收天线的相位中心或仪器中心附近量测, 不应在地面上量测。

### 3.6.4 误差分析及提高改正精度的方法\*\*

利用上述模型来计算对流层延迟时影响精度的主要因素有:

#### 1. 模型误差

模型误差取决于建立模型过程中所作假设的可靠程度以及在公式推导过程中为计算方便而作的各种近似的影响程度。计算结果表明, 用同一组气象元素和不同的对流层延迟模型所求得的结果之间相符较好, 其差异一般只有对流层延迟(天顶方向约为 2.3m) 的 0.1% ~ 0.5%, 这就表示各种模型之间并无实质性的差异。而求得的对流层延迟的实际精度却往往要差得多, 也就是说, 气象元素的误差往往比模型误差更为严重。

#### 2. 气象元素误差

气象元素误差主要来自以下三个方面:

##### (1) 地面测站气象元素的量测误差

它反映了量测的气象元素与实际的地面气象元素之间的不一致程度。产生量测误差的原因是:

气象仪器误差。

由于观测人员分辨能力的限制或观测人员某些不良习惯及操作不当所造成的观测误差。例如在寒冷的夜晚读取温度时观测员离温度计过近且读数又过慢, 由于人体温度及灯光

照射等因素的影响致使读得的气温偏高等。

## (2) 测站气象元素的代表性误差

采用对流层延迟模型进行计算时, 根据测站上的气象元素来推求信号传播路径上各处的气象元素。由于天线或仪器距地面不远, 所以测站气象元素很容易受到一些局部性的自然因素和人为因素的影响。但这些局部因素却不足以使整个信号传播区域(当最低高度角规定为 $15^\circ$ 时, 大体上是高度为 40km、半径为 150km 的圆锥形区域; 当最低高度角规定为 $10^\circ$ 时, 则大体为高度等于 40km、半径为 230km 的圆锥形区域)中的大气状态都产生相应的变化。于是便出现了测站气象元素不能很好地反映整个信号传播区域中的大气状况的现象, 产生所谓的气象元素的代表性误差。

试验结果表明, 相距很近的被草等植被所覆盖的区域上空的气温与水泥、砂石等区域上空的气温有时可相差几度。因此, 在大面积裸露的岩石沙土地地区观测时不应将测站选择在孤立的小绿洲上; 反之, 在有植被覆盖的地区进行观测时也不宜将测站选在一个孤立的、裸露的小山上。因为当测站附近小范围的情况与周围的大环境有明显差别时, 可能引起很大的代表性误差。试验结果还表明, 在一座比高为一二百米的小山的山顶, 南北坡、山谷上空的气温、相对湿度等可能相差甚远。这就意味着若测站的位置选择不当, 由于局部地形的影响也可能产生很大的代表性误差。此外, 一些人为因素也可能对测站的气象元素产生影响, 例如冬季在屋内有暖气的屋顶进行观测时或野外作业人员在测站附近生火做饭时, 气温和湿度等都会发生变化, 引起代表性误差。测站气象元素的代表性误差有可能远大于量测误差, 所以必须引起足够的重视。为此, GPS 测量规范中规定, 当测站附近的小环境与周围的大环境有明显差别时, 应在与周围大环境一致的地方量测气象元素, 然后根据量测地点与测站间的高差, 经高差改正后将其归算为测站上的气象元素。

## 3. 实际大气状态与大气模型间的差异

计算对流层延迟时所用的大气模型不可能与实际的大气状态完全相同。第一, 为了计算方便, 在对流层延迟模型中一般均采用对称球形大气模型。它与实际大气状态还略有差别, 是实际大气层的一种近似, 这项误差有时被归入模型误差内。第二, 大气模型是对全球大气的平均状况的一种模拟, 它描述了在正常情况下大气的标准分布状态或者说大气的理想分布状态。当气候条件良好, 大气分布十分规则、稳定时, 一般与大气模型相符甚好。但是在气候剧变, 例如寒潮、台风、雷阵雨等来临时, 大气的实际分布将变得不规则, 很不稳定, 与大气模型之间会有很大的差异。此时根据测站上的气象元素推算出来的信号传播路径上的气象元素就可能与实际数值相差甚远, 从而产生另一种“代表性误差”。由于我们目前还不可能为这种不规则、不稳定的实际大气状态建立起精确的模型, 故在上述情况下不宜进行精密的空间大地测量工作。当然, 一般的卫星导航定位等工作仍可照常进行。有关对流层延迟误差源的详细情况及其对定位的影响见参考文献。

## 4. 提高对流层延迟改正精度的方法

对流层延迟修正不够精确已成为阻碍 GPS 定位精度进一步提高的一个重要因素, 不少学者已在这方面做了大量的研究, 较为有效的方法列举如下:

### (1) 将对流层延迟当做待定参数

采用这种方法时, 我们把利用上述各种改正模型所求得的对流层延迟改正仅仅视为一种初始近似值, 在数据处理过程中仍把它们当做未知参数, 通过平差计算来估计其精确值。根据时段的长度、观测时的气候状况等因素可对这些待定参数作下列不同处理:

对于每个测站而言, 整个时段只引入一个天顶方向对流层延迟参数。换言之, 我们假设各测站天顶方向的对流层延迟在整个时段中均保持固定不变。采用这种处理方法时, 待定参数的个数最少。在一个时段中,  $n$  个测站只需引入  $n$  个未知参数。时段长度较短且气候十分稳定(如某些阴雨天)时可采用这种处理方法。

将整个时段分为若干个区间, 在每个区间内各站均引入一个天顶方向对流层延迟参数。这种方法适合于时段较长且天气变化又不太规则的情况。采用这种方法时参数个数较多。例如当时段长度为 6h, 每小时为一个区间时, 每个测站均需引入 6 个天顶对流层延迟参数。

假设整个时段内各站天顶方向对流层延迟均在均匀变化, 故时段内任一时刻的天顶对流层延迟可用线性函数  $a_0 + a_1(t - t_0)$  来表示。该方法适用于时段较长、气候变化较规则的情况。

## (2) 采用随机模型

用随机模型来描述天顶方向对流层湿延迟随时间的变化规律能取得很好的效果, 因而是一种较为理想的方法。在随机过程噪声模型中, 对流层延迟的湿分量的变化过程可以用相关时间为  $\tau_p$ , 方差为  $\sigma_w^2$  的一阶高斯-马尔可夫过程来描述:

$$\frac{dK_w(t)}{dt} = -\frac{K_w(t)}{\tau_p} + W(t) \quad (3-86)$$

式中,  $W(t)$  是均值为零的高斯白噪声:

$$\begin{cases} E[W(t)] = 0 \\ E[W(t)W(t')] = \sigma_w^2 \delta(t - t') \end{cases} \quad (3-87)$$

式(3-86)的离散形式为:

$$(K_w)_{j+1} = e^{-\frac{\tau_p}{\Delta t}} (K_w)_j + \bar{W}_j \quad (3-88)$$

$$\begin{cases} \bar{W}_j = \int_{t_j}^{t_{j+1}} e^{-\frac{t-t_j}{\tau_p}} W(t) dt \\ E(\bar{W}_j \bar{W}_{j+1}) = \frac{\sigma_w^2}{2} (K) = \frac{1}{2} \sigma_w^2 (1 - e^{-\frac{2\tau_p}{\Delta t}}) (K) \end{cases} \quad (3-89)$$

当  $\tau_p \rightarrow \infty$  时, 一阶高斯-马尔可夫过程变为随机游走过程; 当  $\tau_p = 0$  时, 一阶高斯-马尔可夫过程变成白噪声。具体计算过程请参阅有关参考文献。

## § 3.7 多路径误差

在 GPS 测量中, 被测站附近的反射物所反射的卫星信号(反射波)如果进入接收机天线, 就将和直接来自卫星的信号(直射波)产生干涉, 从而使观测值偏离真值, 产生所谓的“多路径误差”。这种由于多路径的信号传播所引起的干涉时延效应被称做多路径效应。

多路径效应将严重损害 GPS 测量的精度, 严重时还将引起信号的失锁, 是 GPS 测量中一种重要的误差源。本节将简要介绍产生多路径效应的原因, 以及在实际工作中如何来避免这些误差。

### 1. 反射波

实际测量中, GPS 天线接收到的信号是直射波和反射波发生干涉后的组合信号。反射物可以是地面、山坡和测站附近的建筑物等。现以地面为例来加以说明。若接收天线同时收到

了直接来自卫星的信号 S 和经地面反射后的反射信号 S'，显然这两种信号所经过的路径长度是不同的, 反射信号多经过的路径长度称为程差, 用 ΔL 表示。从图 3-8 可以看出:

$$\Delta L = GA - OA = GA(1 - \cos 2z) = \frac{H}{\sin z}(1 - \cos 2z) = 2H \sin z \tag{3-90}$$

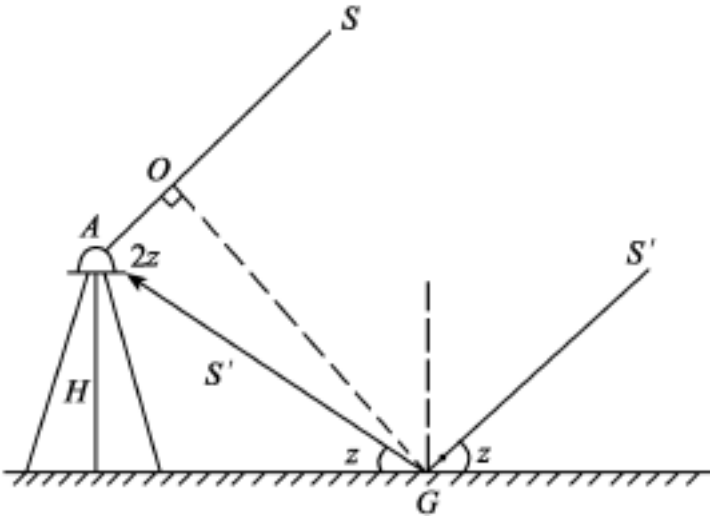


图 3-8 地面反射波

式中, H 为天线离地面的高度。由于存在着波程差 ΔL，所以反射波和直射波间存在一个相位延迟（以弧度为单位），即

$$\Delta \phi = \frac{2\pi}{\lambda} \Delta L = 4\pi H \sin z / \lambda \tag{3-91}$$

式中, λ 为载波的波长。

反射波被 GPS 接收机接收时除了存在相位延迟外, 信号强度一般也会减小。其原因是:

- (1) 一部分能量被反射物面所吸收。
- (2) GPS 信号是右旋圆极化波, 反射会改变波的极化特性。接收天线为右旋圆极化天线, 对反射波存在抑制作用。

反射物反射信号的能力可用反射系数 K 来表示。K = 0 表示信号完全被吸收, 不反射; K = 1 表示信号完全被反射, 不吸收。表 3-12 给出了不同反射物对频率为 2GHz 的微波信号的反射系数 K。

水面		稻田		野地		森林山地	
	损耗(分贝)		损耗(分贝)		损耗(分贝)		损耗(分贝)
1.0	0	0.8	2	0.6	4	0.3	10

2. 载波相位测量中的多路径误差  
图 3-9 所示为斜坡上的多路径效应。设直射波信号表达式为

$$S_d = U \cos(\omega t) \tag{3-92}$$

式中: U 为信号电压; ω 为载波的角频率。

反射信号的数学表达式为

$$S_r = U \cos(\omega t + \phi) \tag{3-93}$$

反射信号和直射信号“叠加”(求矢量和)后被接收机所接收。所以接收机天线实际接收到的信号为:

$$S = U \cos(\omega t + \phi) \tag{3-94}$$

其中:

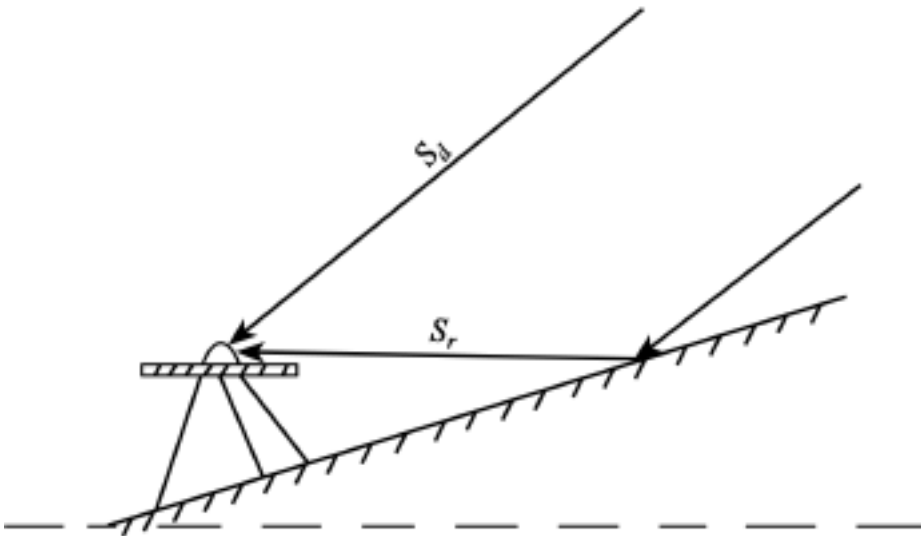


图 3-9 斜坡上的多路径效应



$$\begin{cases} = (1 + 2 \cos \theta + \sin^2 \theta)^{1/2} \\ = \arctan[ \sin \theta / (1 + \cos \theta) ] \end{cases} \quad (3-95)$$

即为载波相位测量中的多路径误差。对式(3-95)中的第二式求导并令其等于零:

$$\begin{aligned} \frac{d}{d\theta} &= \frac{1}{1 + \left[ \frac{\sin \theta}{1 + \cos \theta} \right]^2} \cdot \frac{(1 + \cos \theta) \cdot \cos \theta + \sin^2 \theta}{(1 + \cos \theta)^2} \\ &= \frac{\cos \theta + \sin^2 \theta}{(1 + \cos \theta)(1 + \cos \theta + \sin \theta)} = 0 \end{aligned}$$

于是得  $\theta = \pm \arccos(-1/2)$  时, 多路径误差 将取得极大值

$$\theta_{\max} = \pm \arcsin \quad (3-96)$$

由式(3-96) 可看出, 载波相位测量中  $L_1$  的多路径误差的最大值为 4.8cm, 对  $L_2$  载波则为 6.1cm。

实际上可能有多个反射信号同时进入接收机天线, 此时的多路径误差为

$$= \arctan \left\{ \frac{\sum_{i=1}^n \sin \theta_i}{1 + \sum_{i=1}^n \cos \theta_i} \right\} \quad (3-97)$$

情况就更为复杂了。

多路径效应对伪距测量的影响要严重得多。观测资料表明, 对 P 码来讲, 多路径误差最多可达 10m 以上。

### 3. 消除和削弱多路径误差的方法和措施

#### (1) 选择合适的站址

多路径误差的大小与反射物离测站的距离、卫星信号的传播方向以及反射物的反射系数等因素有关, 很难根据式(3-95) 和式(3-97) 求出观测瞬间的误差值。消除和削弱多路径误差的一个简单而有效的方法是选择合适的测站, 避开信号反射物。具体做法如下:

选站时应避免附近有大面积平静的水面, 因为平静水面的反射系数几乎为 1。灌木丛、草地和其他地面植被能较好地吸收微波信号的能量, 反射很弱, 是较为理想的设站地址。翻耕后的土地和其他粗糙不平的地面的反射能力也较差, 选站时也可选用。

测站不宜选择在山坡上。当山坡的坡度过大时, 在截止高度角以上便会出现障碍物, 影响卫星信号的接收。即使当坡度较小时, 反射信号也能从天线仰径板(如图 3-10 所示) 上方进入天线, 产生多路径误差, 因而也应尽量避免。同样, 测站也不宜选择在山谷和盆地中。

测站附近有高层建筑物时, 卫星信号会通过墙壁反射而进入天线。选站时应注意离开这些建筑物, 观测时汽车也不要停放得离测站过近。

#### (2) 选择合适的 GPS 接收机

在天线下设置抑径板或抑径圈。

为了防止地面反射的卫星信号进入天线产生多路径误差, 进行精密定位的接收机天线下应配置抑径板或抑径圈。若观测时截止高度角为  $Z_{\text{限}}$ , 显然抑径板的半径  $r$  至少应为

$$r = Z_{\text{限}} h / t_g$$

若某一接收机天线相位中心至抑径板的高度  $h = 70\text{mm}$ , 截止高度角  $Z_{\text{限}} = 10^\circ$  (即当卫星的高度角小于  $10^\circ$  时便不观测或不使用), 则抑径板的半径  $r$  必须大于或等于  $10^\circ \times 70\text{mm} / t_g = 40\text{cm}$ 。

据报道, 采用抑径板后多路径误差可减少 27%; 使用 NASA 研制的抑径圈后多路径误差

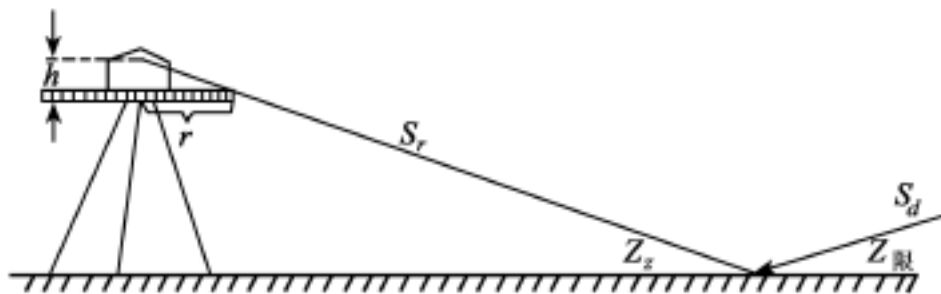


图 3-10 天线仰径板

可减少 50%。

接收机天线对极化方向相反的反射信号应有较强的抑制能力。

改进接收机的软、硬件。

据报道, 加拿大诺瓦泰公司研制的多路径误差消除技术 MET( Multipath Elimination Technology) 可使多路径误差减少 60%。而随后开发的消除多路径延迟锁相环路 MEDLL( Multipath Eliminating Delay Lock Loop) 技术则可使接收机减少 90% 的多路径误差。

### (3) 适当延长观测时间

多路径误差可视为一种周期性误差, 其周期一般为数分钟至数十分钟。进行工业建筑物( 如大桥、大坝、工业厂房等) 的变形监测时, 变形监测点的位置往往是由业主方指定的。此时外界观测环境可能较差, 存在明显的多路径误差。在这种情况下, 适当延长观测时间对消除或削弱多路径误差是十分必要的。

除此以外, 有不少学者还正在进一步研究消除和削弱多路径效应的方法和措施, 如夏林元副教授提出的用小波理论来判断观测资料中的多路径误差并加以剔除的方法等, 读者可参阅有关参考文献。

## § 3.8 其他误差改正

### 1. 引力延迟\*

广义相对论效应还会产生引力延迟。这里不加推导, 直接给出引力延迟的计算公式如下:

$$D_g = \frac{2\mu}{c^2} \ln \frac{r+R+}{r+R-} \quad (3-98)$$

式中:  $\mu$  为万有引力常数  $G$  与地球总质量  $M$  之乘积;  $c$  为真空中的光速;  $r$  为卫星至地心的距离;  $R$  为测站至地心的距离;  $\frac{r+R+}{r+R-}$  为测站至卫星的距离。当卫星接近地平面时引力延迟取得最大值, 约为 19mm。当卫星在测站天顶方向时引力延迟取得最小值, 约为 13mm。引力延迟引起的相对测距误差不足  $10^{-9}$ , 一般的单点定位中无需顾及, 但在精密单点定位( PPP) 中应予以考虑。在相对定位中, 当站间距离为 1 000km 时, 两站的引力延迟之差最大可达 1.3mm; 当站间距离为 3 000km 时, 两站的引力延迟之差最大可达 3.6mm。只有在高精度相对定位中才需顾及此项改正。

### 2. 地球自转改正

GPS 数据处理一般都在协议地球坐标系中进行, 即地面测站和卫星均用地固坐标来表示。卫星在空间的位置如果是根据信号的发射时刻  $t_1$  来计算的, 那么求得的是卫星在  $t_1$  时刻的协议地球坐标系中的位置  $(x_1^s, y_1^s, z_1^s)^T$ 。当信号于  $t_2$  时刻到达接收机时, 协议地球坐标系将围绕

地球自转轴( $z$ 轴)旋转一个角度 :

$$= (t_2 - t_1) \quad (3-99)$$

式中, 为地球自转角速度, 此时卫星坐标将产生下列变化:

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} x_s \\ y_s \\ z_s \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} 0 & \sin & 0 \\ -\sin & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1^s \\ y_1^s \\ z_1^s \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ - & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1^s \\ y_1^s \\ z_1^s \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} (t_2 - t_1) y_1^s \\ - (t_2 - t_1) x_1^s \\ 0 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (3-100)$$

将上述改正加到 $(x_1^s \ y_1^s \ z_1^s)^T$ 上后即可求得卫星在 $t_2$ 时刻的协议地球坐标系中的坐标, 因为所有的计算都是在 $t_2$ 时刻的协议坐标系中进行的。 $(x_s, y_s, z_s)$ 即为卫星位置的地球自转改正。

卫星位置有了变化 $(x_1^s \ y_1^s \ z_1^s)$ 后, 会使卫星至接收机的距离 $= [(x_1^s - X)^2 + (y_1^s - Y)^2 + (z_1^s - Z)^2]^{1/2}$ 产生相应的变化 :

$$\begin{aligned} \frac{x_1^s}{x_1^s} \cdot x_1^s + \frac{y_1^s}{y_1^s} \cdot y_1^s &= \frac{x_1^s - X}{(t_2 - t_1) y_1^s} - \frac{y_1^s - Y}{(t_2 - t_1) x_1^s} \\ &= \frac{(t_2 - t_1)}{c} [(x_1^s - X) y_1^s - (y_1^s - Y) x_1^s] \\ &= \frac{1}{c} [(x_1^s - X) y_1^s - (y_1^s - Y) x_1^s] \end{aligned} \quad (3-101)$$

上式直接给出了地球自转对卫地距的影响。

当卫星的截止高度角取 $15^\circ$ 时, 对于位于赤道上测站的值可达36m。当两站的间距为10km时, 地球自转改正对基线分量的影响可大于1cm。因而在GPS测量中一般应予以考虑。

### 3. 地球固体潮改正<sup>\* \*</sup>

由于地球并非是一个刚体, 因而在太阳和月球的万有引力作用下, 固体地球会产生周期性的形变, 我们将这种现象称为地球固体潮。地球固体潮可使地面点在垂直方向上的位移达80cm。

设日、月的二阶引力潮位为 $V_2$ ;  $h$ 为第一勒夫数, 其值一般取0.609 0;  $l$ 为第二勒夫数, 其值一般取0.085 2。则地球固体潮使测站的向径 $R$ 、余纬度 $\theta$ 和经度 $\phi$ 所产生的变化为:

$$\left. \begin{aligned} R &= h \frac{V_2}{g} = \frac{h}{2g} r \frac{V_2}{R} \\ &= \frac{1}{g} \frac{V_2}{\sin \theta} \\ &= \frac{1}{g \sin \theta} \frac{V_2}{\sin \theta} \end{aligned} \right\} \quad (3-102)$$

省略中间推导过程, 最后可得:

$$u = \begin{bmatrix} R \\ \theta \\ \phi \end{bmatrix} = \frac{m_j}{M} \frac{R^4}{r_j^3} \left\{ 3l (r_j^\circ \cdot R^\circ) r_j^\circ + \left[ 3 \left( \frac{h}{2} - 1 \right) (r_j^\circ \cdot R^\circ)^2 - \frac{h}{2} \right] R^\circ \right\} \quad (3-103)$$

式中:  $m_j$  为摄动体(太阳或月球)的质量;  $M$  为地球的质量;  $R$  为测站至地心的距离;  $r_j$  为摄动

体的质心至地心的距离;  $R$  和  $r_j$  分别为  $R$  方向和  $r_j$  方向上的单位矢量。上述公式是根据测站的受力(日、月的万有引力)情况推得的。而形变的产生与作用力相比在时间上将滞后,故计算形变时还需乘上一个滞后矩阵  $L$ :

$$L = \begin{bmatrix} \cos & \sin & 0 \\ -\sin & \cos & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \tag{3-104}$$

一般可取 2.5°。  
式(3-103)给出的是测站坐标系中的形变量。若要将其转换到协议地球坐标系中去,还需乘上转换矩阵  $R$ :

$$R = \begin{bmatrix} \cos & \cos & \cos & \sin & -\sin \\ -\sin & & \cos & & 0 \\ \sin & \cos & \sin & \sin & \cos \end{bmatrix} \tag{3-105}$$

于是在协议地球坐标系中的固体潮改正为:

$$u_{协} = R \cdot L \cdot u \tag{3-106}$$

如不对测站坐标进行改正,而直接对距离观测值进行改正,可采用下列公式:

$$= \circ \cdot u_{协} = \frac{r_s - R}{|r_s - R|} \cdot u_{协} \tag{3-107}$$

式中:  $\circ$  为测站至卫星方向上的单位矢量;  $r_s$  和  $R$  分别为卫星和地面测站在协议地球坐标系中的位置矢量。在高精度单点定位和中长距离相对定位中,一般应顾及此项改正。

#### 4. 天线相位中心偏差改正

##### (1) 卫星天线相位中心偏差改正

卫星星历给出的是卫星质量中心在空间的位置  $r_s$ 。卫星质量中心与卫星发射天线的相位中心一般并不重合,这两者之差称为天线相位中心偏差。天线相位中心偏差是通过数据处理和分析估计出来的,不同单位给出的值并不相同。例如 IGS 的 7 个数据分析中心就给出了 7 组不同的天线相位中心偏差值。为了使得各分析中心所给出的卫星钟差可以相互比较和取加权平均值,IGS 从 1998 年 11 月 29 日起采用统一的天线相位中心偏差值。该偏差向量在常用的星固坐标系中的三个坐标分量如下(z 轴从卫星质量中心指向地心):

Block	和	A 卫星:	dx = 0.279m	dy = 0.000m	dz = 1.023m
Block	R 卫星:	dx = 0.000m	dy = 0.000m	dz = 0.000m	
而 GPS 的工作控制部分(Operational Control Segment)采用的值如下:					
Block	和	A 卫星:	dx = 0.279 4m	dy = 0.000 0m	dz = 0.951 9m
Block	R 卫星(名义值):	dx = 0.000 0m	dy = 0.000 0m	dz = 1.172 5m	
而 Block R 卫星的实际采用值(2001 年 2 月 1 日 21 00 前)如下:					
SVN43/PRN13	dx = 0.003 10m	dy = - 0.001 22m	dz = 1.172 54m		
SVN46/PRN11	dx = 0.003 10m	dy = 0.015 27m	dz = 1.515 00m		
SVN51/PRN20	dx = 0.016 34m	dy = 0.001 37m	dz = 1.614 00m		
SVN44/PRN28	dx = 0.002 16m	dy = 0.000 66m	dz = 1.513 00m		
SVN41/PRN14	dx = - 0.001 83m	dy = - 0.000 18m	dz = 0.867 10m		
2001 年 2 月 1 日 21 00 后, Block R 卫星的实际采用值为:					
SVN43/PRN13	dx = 0.002 36m	dy = 0.002 49m	dz = 1.614 00m		

SVN46 / PRN11	dx = 0.001 85m	dy = 0.001 07m	dz = 1.514 06m
SVN51 / PRN20	dx = 0.002 03m	dy = 0.002 44m	dz = 1.614 00m
SVN44 / PRN28	dx = 0.001 85m	dy = 0.000 66m	dz = 1.513 12m
SVN41 / PRN14	dx = 0.001 83m	dy = 0.000 18m	dz = 1.613 66m
SVN54 / PRN18	dx = - 0.009 80m	dy = 0.005 99m	dz = 1.592 29m

GAMIT 10.04 中给出的值为:

Block 卫星	dx = 0.210m	dy = 0.000m	dz = 0.854m
Block / A 卫星	dx = 0.279m	dy = 0.000m	dz = 0.952m
Block R 卫星	dx = - 0.003m	dy = - 0.001m	dz = 0.000m

采用的卫星天线相位中心偏差的 dz 值不同,就会使求得的卫星钟差不同。所以,如果用户要把 IGS 的卫星钟差与采用不同的天线相位中心所获得的卫星钟差进行比较,需加上相应的改正数:

卫星钟差<sub>i</sub> = 卫星钟差<sub>IGS</sub> - [ ( dz<sub>i</sub> - dz<sub>IGS</sub> ) / c]
(3-108)

以上给出的是星固坐标系中的天线相位中心偏差向量 。若星固坐标系中的三个坐标轴在协议地球坐标系中的单位矢量分别为  $e_x, e_y, e_z$ , 那么偏差向量在协议地球坐标系中可表示为:

$$\begin{matrix} \text{协} \end{matrix} = ( e_x, e_y, e_z ) \cdot$$
(3-109)

如果要直接对距离观测值进行改正, 则有:

$$d = \text{°} \cdot \begin{matrix} \text{协} \end{matrix} = \frac{r_s - R}{|r_s - R|} \cdot \begin{matrix} \text{协} \end{matrix}$$
(3-110)

式中各符号的含义同前。

(2) 接收机天线相位中心变化的改正

如前所述, GPS 接收机天线的平均相位中心与天线的几何中心一般也不重合。其偏差向量在进行高精度单点定位时以及采用不同类型的接收机天线进行相对定位时应采用归心改正的方法予以改正; 在采用同一类型的接收机天线进行相对定位时, 则可通过天线指北的方法来予以消除。然而, 接收机天线的瞬时相位中心与平均相位中心之间也会存在差异, 这种差异将随着卫星高度角的不同而变化, 且主要表现在高程方向上, 对平面位置的影响一般可忽略不计。上述差异值一般均由接收机生产厂家给出。一些著名的 GPS 数据处理软件将各种类型接收机天线的差异值收集在一起, 以方便用户使用。表 3-13 给出了 JAVAD Reg Ant 天线在高程方向的差值。

表 3-13

Reg Ant 天线的差值

( 单位: mm)

高度角	90 °	85 °	80 °	75 °	70 °	65 °	60 °	55 °	50 °	45 °	40 °	35 °	30 °	25 °	20 °	15 °	10 °	5 °
L <sub>1</sub>	0	0.8	1.6	2.3	3.1	3.7	4.3	4.7	5.0	5.2	5.3	5.1	4.8	4.4	3.8	2.9	2.0	0
L <sub>2</sub>	0	- 0.3	0.1	0.3	0.6	1.1	1.7	2.1	2.3	2.4	2.3	2.1	1.7	1.2	0.7	0.2	- 0.2	0

用户可据此进行改正。

## 第 4 章 距离测量与 GPS 定位

本章主要介绍下列内容:

- (1) 如何测定卫地距。这部分包括伪距测量、载波相位测量(含周跳的探测及修复、整周模糊度的确定)以及载波相位观测值的线性组合等内容。
- (2) 定位方法及原理。该部分包括单点定位、相对定位以及差分 GPS 等内容。

### § 4.1 利用测距码测定卫地距

#### 1. 用测距码测定伪距的方法

如前所述,测距码是用以测定从卫星至地面测站(接收机)间距离的一种二进制码序列。为方便计,我们将从卫星至地面测站的距离简称为卫地距。利用测距码测定卫地间的伪距的基本原理如下:首先假设卫星钟和接收机钟均无误差,都能与标准的 GPS 时间保持严格同步。在某一时刻  $t$  卫星在卫星钟的控制下发出某一结构的测距码,与此同时接收机则在接收机钟的控制下产生或者说复制出结构完全相同的测距码(以下简称复制码)。由卫星所产生的测距码经  $t$  时间的传播后到达接收机并被接收机所接收。由接收机所产生的复制码则经过一个时间延迟器延迟时间  $\tau$  后与接收到的卫星信号进行比对。如果这两个信号尚未对齐,就调整延迟时间  $\tau$ ,直至这两个信号对齐为止。此时复制码的延迟时间  $\tau$  就等于卫星信号的传播时间  $t$ ,将其乘以真空中的光速  $c$  后即可得卫地间的伪距:

$$\rho = \tau \cdot c = t \cdot c \quad (4-1)$$

由于卫星钟和接收机钟实际上均不可避免地存在误差,故用上述方法求得的距离  $\rho$  将受到这两台钟不同步的误差影响;此外,卫星信号还需穿过电离层和对流层后才能到达地面测站,在电离层和对流层中信号的传播速度  $V < c$ ,所以据式(4-1)求得的距离  $\rho$  并不等于卫星至地面测站的真正距离,我们将其称为伪距。

那么接收机又是如何来判断两组信号是否对齐了呢?接收机是根据这两组信号的相关系数  $R$  是否为 1 来加以判断的。设比对时刻为  $t$ ,某一结构的测距码用  $u(t)$  来表示,于是接收到的来自卫星的测距码可写为  $u(t - t)$ ,其中  $t$  为信号传播时间。经延迟器延迟后的复制码可写为  $u(t - \tau)$ ,其中  $\tau$  为延迟时间。我们把这两组信号的乘积在积分间隔  $T$  中的积分平均值  $R$  称为这两组信号的相关系数,即

$$R = \frac{1}{T} \int_{\tau} u(t - t) u(t - \tau) dt \quad (4-2)$$

在介绍式(4-2)的具体含义前,首先介绍测距码的另一种表示法——信号波形表示法。即用一组振幅为 1 的矩形码来表示二进制序列:用 +1 表示二进制码“0”,用 -1 表示二进制码“1”。于是一组二进制序列 0100 101101...的信号波形表示见图 4-1。

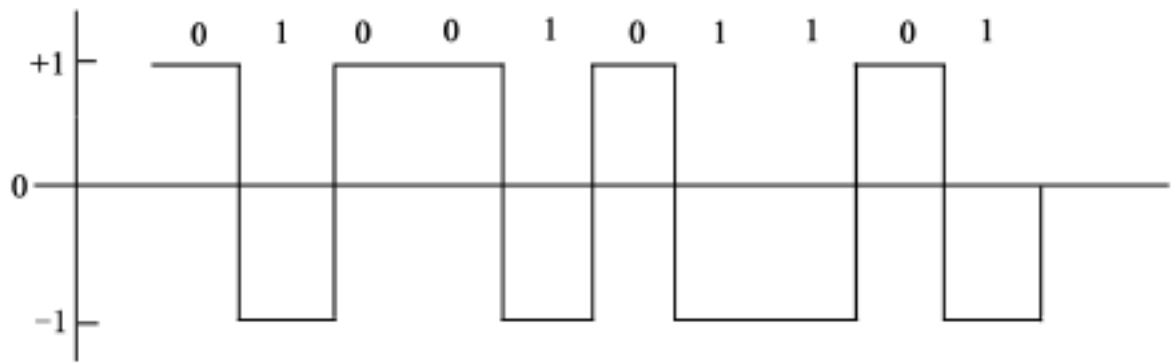


图 4-1 二进制码的信号波形表示法

也就是说, 我们是用一个由“ +1 ”和“ - 1 ”组成的矩形波来表示测距码的。

在接收机中用下列方法来实现积分运算: 首先将积分间隔  $T$  平均分成  $n$  等份。 $n$  的取值须足够大, 以致  $dt = \frac{T}{n}$  可视为无穷小。在每一等份中都将  $u(t - t)$  的波形值与  $u(t - \tau)$  的波形值相乘, 并将乘积再乘以  $dt = \frac{T}{n}$ , 得  $dR = u(t - t) \cdot u(t - \tau) \cdot dt$ , 然后将  $n$  等份中的  $dR$  相加即可求得积分值  $\int_T u(t - t) u(t - \tau) dt$ 。将该值除以积分间隔  $T$  后即可求得这两组信号的相关系数  $R$ 。显然, 当这两组信号的结构相同又相互对齐时, 积分间隔中的任一等份均能保证做到  $u(t - t) u(t - \tau) = 1$ , 因为此时当  $u(t - t)$  的取值为 +1 时,  $u(t - \tau)$  的值也必为 +1; 当  $u(t - t)$  的取值为 - 1 时,  $u(t - \tau)$  的取值也必为 - 1。故  $dR = u(t - t) u(t - \tau) \cdot dt = dt = \frac{T}{n}$ 。将  $n$  等份中的  $dR$  值相加后得  $\int_T u(t - t) u(t - \tau) dt = T$ 。显然, 在这种情况下相关系数  $R = 1$ 。反之, 当结构相同的两组信号未对齐时, 有的等份  $u(t - t)$  的值和  $u(t - \tau)$  的值相同, 其乘积  $u(t - t) u(t - \tau)$  的值为 +1, 有的等份  $u(t - t)$  的值与  $u(t - \tau)$  的值相反, 其乘积  $u(t - t) u(t - \tau)$  的值为 - 1。在这种情况下,  $\int_T u(t - t) u(t - \tau) dt < T, R < 1$  (见图 4-2)。

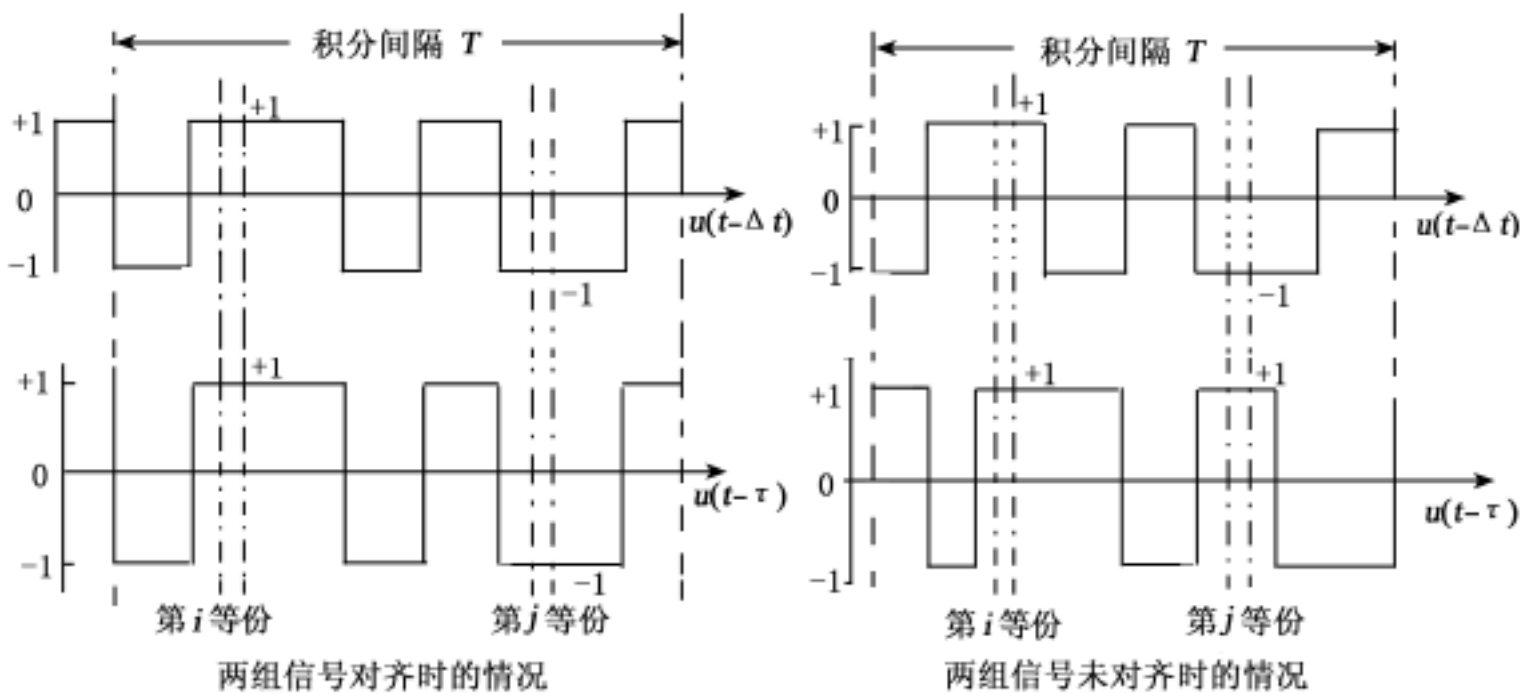


图 4-2 两组信号的相关系数  $R$

从上面的讨论可以看出,如果我们想用测距码来测定伪距,其先决条件是接收机必须能产生相同结构的测距码(复制码)。然后不断变动延迟时间(这一过程称为搜索卫星信号),直至相关系数  $R = 1$  时为止(此时称为卫星信号已锁定)。上述过程一般在数分钟内能完成。由于卫星在不断运动,卫地距在不断变化,故卫星信号的传播时间  $t$  也在不断变化。但只要卫星信号一旦被锁定,接收机中的码跟踪环路便能不断调整时延,以便使相关系数  $R$  恒为 1。由于 GPS 接收机具有连续跟踪卫星信号的能力,所以伪距测量的过程变得十分简单:按照用户设定的采样间隔,在观测历元  $t_i$  读取时延值  $\tau_i$ ,将它与真空中的光速  $c$  相乘,即可得到该时刻的伪距观测值  $\rho_i = \tau_i \cdot c$ 。上述工作可在极短的时间内完成,因而伪距观测值  $\rho_i$  可视为一个瞬时观测值。显然,如果用户接收机不能产生出结构相同的测距码,例如由于 Y 码的结构是严格保密的,非特许用户的接收机不能产生出 Y 码来,即使接收机接收到卫星发出的 Y 码,也无法利用它来进行伪距测量。

## 2. 用测距码来测定伪距的原因

全球定位系统为何要用测距码来进行伪距测量,而不采用其他手段,比如说激光测卫所用的脉冲信号来进行伪距测量呢?这是因为用测距码来测定伪距具有下列优点:

### (1) 易于将微弱的卫星信号提取出来

由于 GPS 卫星所用的能量来自太阳能电池,故卫星信号的发射功率有限,只有 20 W。而卫星离用户的距离却超过  $2 \times 10^4$  km。相比之下,一些干扰信号,如频率相仿的地面无线电台、电视台、移动电话台、微波中继站等,其发射功率均以 kW 计,而离用户的距离却只有数千米至数百千米。所以卫星信号被深深淹没在噪声中,卫星信号的强度一般只有噪声强度的万分之一或更低。只有依据测距码的独特结构,我们才能将它从噪声的汪洋大海中提取出来。如果采用脉冲信号来测距,接收机就很难将测距信号与噪声区分开来,因为汽车、摩托车点火,打开电器时均会产生脉冲型的干扰信号。

### (2) 可提高测距精度

利用测距码进行伪距测量时,我们并不是根据某一个码(如脉冲信号测距时那样)来测定距离的,而是根据积分间隔中所有的码来测距的。如前所述,当两组信号对齐时,其相关系数  $R$  理论上应为 1。然而由于卫星钟和接收机钟的误差,所产生的两组信号中码的宽度与理论值并不完全相同,再加上卫星信号在长距离传播过程中还可能产生畸变,所以接收到的卫星信号与延迟后的复制码并不是严格相同的。因此,实际上我们并非是在  $R = 1$  的情况下进行伪距测量,而是在  $R = \max$  的情况下进行伪距测量。换言之,实际上我们并不是在两组信号完全对齐的情况下进行伪距测量,而是在积分间隔  $T$  中的所有码从总体上讲对得最好的情况下进行伪距测量。这种依据积分间隔中所有的码共同参加比对,在总体上对得最齐的情况下获得的伪距观测值显然比仅仅依据某一脉冲信号来进行伪距测量的精度要高。用测距码进行相关处理所获得的伪距观测值可以视为用积分间隔中的每个码分别测距,然后将测得的结果取平均后所获得的均值,其精度显然要优于脉冲法测距的精度。目前用测距码进行伪距测量的精度一般可达码元宽度的  $1/100$  左右。用 C/A 码测距时,若采用窄相关间距技术,测距精度可达码元宽度的  $1/1000$  左右。

### (3) 便于用码分多址技术对卫星信号进行识别和处理

如前所述,所有 GPS 卫星都是以相同的频率来发射卫星信号的,而 GPS 接收机一般都采用全向型天线,可接收来自不同方向的卫星信号,这些信号经前置放大器放大后连同各种噪声一起将同时进入每个接收通道。例如接收机已指定第一个通道观测 3 号卫星,但它又无法将



接收到的卫星信号及噪声分离开来仅允许 3 号卫星的信号进入该通道。也就是说, 实际上接收到的所有卫星信号连同噪声一起都进入了第一通道。但该通道只产生 3 号卫星的测距码(复制码), 而其他卫星的测距码与该复制码可视为是相互正交的, 所以在进行相关处理的过程中, 无论延迟时间如何变化, 其余卫星信号和该复制码的相关系数皆趋于零, 只有 3 号卫星的测距码能起作用, 使  $R$  趋于 1。而噪声由于其随机性, 最终对相关系数的影响也趋于零。这样, 我们就能从数学上将其他卫星信号及噪声分离开来, 使其不影响相关处理的结果。因此如果视场中有  $n$  颗卫星需进行观测, 接收机只需拿出  $n$  个通道并分配每个通道观测一颗卫星, 让每个通道皆产生出与需要观测的卫星相同的测距码, 就能同时对视场中的  $n$  颗卫星分别进行伪距测量, 从而方便地实现对卫星信号的识别和处理。

#### (4) 便于对系统进行控制和管理

采用测距码后, 美国国防部可以通过公开某种码的结构或对某种码结构进行保密来对用户使用该系统的程度加以控制。例如可以通过公开 C/A 码的结构来允许全球所有用户使用全球定位系统(用 C/A 码来测距并进行定位, 即享受标准定位服务); 可以通过对 Y 码进行保密来达到只允许美国及其盟国的军方用户及少数经美国政府特许的用户享受精密定位服务。如果用脉冲信号就很难实现“内外有别”的政策。在全球定位系统的方案论证阶段, 有的大地测量学家曾提出建议, 让 GPS 卫星用 10 种频率发射信号, 每个频率都相差一个数量级。这样就能用类似于测距仪中已采用的方法, 分别让每个频率来测定卫星至接收机距离中的某一位数。这个建议未被采纳, 因为全球定位系统不是用于进行大地测量的民用系统, 而是为满足军事用途建立起来的一个军用系统。采用上述方法后就无法对系统进行控制了, 故我双方都享受同一待遇, 这显然不符合美国国防部的原则。

### 3. 观测方程

在伪距测量中, 直接量测值是信号到达接收机的时刻  $t_R$  (由接收机钟量测) 与信号离开卫星的时刻  $t^S$  (由卫星钟量测) 之差 ( $t_R - t^S$ ), 此差值与真空中的光速  $c$  的乘积即为伪距观测值  $\tilde{\rho}$ , 即:

$$\tilde{\rho} = c(t_R - t^S) \quad (4-3)$$

当卫星钟与接收机钟严格同步时, ( $t_R - t^S$ ) 即为卫星信号的传播时间。但实际上卫星钟和接收机钟都是有误差的, 它们之间无法保持严格的同步。现假设卫星信号离开卫星的真正时刻为  $t_a$ , 但由于卫星钟有误差, 所以由卫星钟给出的信号离开卫星的时刻为  $t^S$ 。 $t^S$  和  $t_a$  之间有下列关系:

$$t^S + V_{tS} = t_a \quad (4-4)$$

同样, 假设卫星信号到达接收机的真正时间为  $t_b$ , 由于接收机钟有误差, 故给出的信号到达时刻为  $t_R$ 。 $t_b$  和  $t_R$  间有下列关系:

$$t_R + V_{tR} = t_b \quad (4-5)$$

将式(4-4)和式(4-5)代入式(4-3)得

$$\begin{aligned} \tilde{\rho} &= c \cdot (t_R - t^S) = c \cdot (t_b - V_{tR}) - c(t_a - V_{tS}) \\ &= c(t_b - t_a) + cV_{tS} - cV_{tR} \end{aligned} \quad (4-6)$$

式中, ( $t_b - t_a$ ) 为卫星信号真正的传播时间, 它与真空中的光速  $c$  的乘积仍不等于卫星与接收机间的真正距离, 因为信号在穿过电离层和对流层时并不是以光速  $c$  在传播。所以必须要加上电离层延迟改正  $V_{ion}$  以及对流层延迟改正  $V_{trop}$  后, 才能得到真正的几何距离  $\rho$ , 即

$$= c(b - a) + V_{ion} + V_{trop} \quad (4-7)$$

将式(4-7)代入式(4-6)得

$$\tilde{\rho}_i = \rho_i - V_{ion} - V_{trop} + cV_{tS} - cV_{tR} \quad (4-8)$$

设第  $i$  颗卫星观测瞬间在空间的位置为  $(X^i, Y^i, Z^i)^T$ , 接收机观测瞬间在空间的位置为  $(X, Y, Z)^T$ 。从卫星至接收机的几何距离  $\rho_i$  可写为:

$$\rho_i = \sqrt{(X^i - X)^2 + (Y^i - Y)^2 + (Z^i - Z)^2} \quad (4-9)$$

然而, 我们并不知道观测瞬间卫星  $i$  在空间的真实位置  $(X^i, Y^i, Z^i)^T$ , 知道的仅是根据卫星星历所求得的卫星在空间的位置  $(X^i, Y^i, Z^i)^T$ 。设卫星星历误差  $[(X^i - X^i), (Y^i - Y^i), (Z^i - Z^i)]^T$  在矢径方向的投影为  $\delta \rho_i$ , 距离测量时所受到的多路径误差为  $\rho_{mul}$ , 测量噪声为  $\epsilon_i$ , 于是式(4-8)可写为:

$$\tilde{\rho}_i = \sqrt{(X^i - X)^2 + (Y^i - Y)^2 + (Z^i - Z)^2} - cV_{tR} + cV_{tS} - (V_{ion})_i - (V_{trop})_i + \delta \rho_i + (\rho_{mul})_i + \epsilon_i \quad (4-10)$$

式(4-10)即为伪距测量的观测方程。但计算时星历误差对测距的影响  $\delta \rho_i$  是未知量, 通常是通过选择足够精确的卫星星历以便使其影响可忽略不计的方法来加以解决。多路径误差的影响  $\rho_{mul}$  一般也难以模型化, 其具体数值未知, 所以也只有通过选择合适的测站、合适的接收机等方法来限制其值, 以便可略而不计。测量噪声一般被当做随机误差, 我们只能从数理统计的角度来描述其特点, 如均方差、数学期望等, 其具体数值并不知道。因而在真正进行计算时, 伪距测量的观测方程为:

$$\tilde{\rho}_i = \sqrt{(X^i - X)^2 + (Y^i - Y)^2 + (Z^i - Z)^2} - cV_{tR} + cV_{tS} - (V_{ion})_i - (V_{trop})_i + \delta \rho_i + (\rho_{mul})_i + \epsilon_i \quad (i = 1, 2, 3, 4, \dots) \quad (4-11)$$

#### 4. Z 跟踪技术

AS 政策是从 1994 年 1 月 31 日开始实施的。所谓的 AS 政策是将 P 码与保密的 W 码进行模二相加以形成保密的 Y 码。实施 AS 政策后未经美国政府授权的广大用户就不能用精码来测距, 从而给高精度导航和 GPS 测量的数据处理带来不少麻烦。为克服 AS 政策所造成的负面影响, GPS 接收机生产厂家和卫星大地测量学家们做了大量的工作, Z 跟踪技术就是解决上述问题的一个有效方法。Z 跟踪技术的核心是打破 Y 码, 将其重新分解为 P 码和 W 码, 然后再利用 P 码来测距。下面我们来看一下 Z 跟踪技术是如何来实现这一点的:

P 码的码速率为  $10.23 \times 10^6$  bps, W 码的码速率则为  $512 \times 10^3$  bps。也就是说, 一个 W 码大约要和 20 个 P 码相对应。换言之, 在进行模二相加时, 大约有 20 个 P 码是与同一个 W 码相加的。

根据模二相加的法则有:

P 码	+	W 码	Y 码
1	+	0	1
0	+	0	0
1	+	1	0
0	+	1	1

(4-12)

如果我们把积分间隔限制在 W 码的一个码元内, 此时会出现两种情况:

(1) 当 W 码为“0”时, 积分间隔中的 Y 码即为 P 码, 接收机只需产生 P 码就能与它进行相

关处理或者说用 P 码测距了。

(2) 当 W 码为“1”时, 积分间隔中的 Y 码即为 - P 码(或者说倒相了), 序列中的“0”变成“1”, “1”变成“0”。此时如果与接收机产生的 P 码进行相关处理, “对齐”时其相关系数  $R = -1$ 。采用上述方法就可“估计”出 W 码, 并用 P 码来进行测距。但由于积分间隔小, 参加比較的码元数少, 所以采用 Z 跟踪技术后我们虽然仍可用 P 码来测距, 但测距精度将比实施 AS 政策前有所降低。

## § 4.2 载波相位测量

### 4.2.1 概论

#### 1. 进行载波相位测量的原因

伪距测量是以测距码作为量测信号的。采用码相关法时, 其量测精度约为码元宽度的百分之一。由于测距码的码元宽度较大, 因而量测精度不高。对精码而言约为  $\pm 0.3\text{m}$ , 对 C/A 码而言则为  $\pm 3\text{m}$  左右, 只能满足卫星导航和低精度定位的要求。载波的波长要短得多,  $\lambda_1 = 19.0\text{cm}$ ,  $\lambda_2 = 24.4\text{cm}$ 。因而如果把载波当做测距信号来使用(如电磁波测距中的调制信号那样), 对载波进行相位测量, 就能达到很高的精度。早期测量型接收机的载波相位测量精度一般为  $2 \sim 3\text{mm}$ , 目前测量型接收机的载波相位测量的噪声为  $0.2 \sim 0.3\text{mm}$ , 其测距精度比测码伪距的精度要高  $2 \sim 3$  个数量级。

但载波是一种没有任何标记的余弦波。而用接收机中的鉴相器来量测载波相位时能测定的只是不足一周的部分, 因而会产生整周数不确定的问题。此外, 整周计数部分还可能产生跳变的问题, 故在进行数据处理前还需进行整周跳变的探测和修复工作, 使得载波相位测量的数据处理工作变得较为复杂、麻烦。但这是为获得高精度定位结果必须付出的代价。

#### 2. 重建载波\*

由于在 GPS 信号中已用二进制相位调制的方法在载波上调制了测距码和导航电文, 因此接收到的卫星信号(调制波)的相位已不再连续。凡是调制信号从 0 变为 1, 或从 1 变为 0 时, 调制波的相位均要变化  $180^\circ$ 。所以在进行载波相位测量前, 首先要进行解调工作, 设法将调制在载波上的测距码和导航电文去掉, 重新恢复载波。这一工作称为重建载波。

重建载波可采用下列方法:

##### (1) 码相关法

接收机产生复制码, 其结构应与欲观测卫星的测距码的结构完全相同。通过相关处理(不断变动复制码的延迟时间使之与接收到的测距码对齐)即可获得伪距观测值。当这两组信号对齐后, 若用复制码再对卫星信号进行一次二进制相位调制, 即可将测距码去掉, 仅留下载波和导航电文。由于载波与导航电文的频率相差悬殊, 故很容易用滤波器将它们分离开来。这种方法的优点是:

可同时获得伪距观测值和导航电文, 以便进行导航和实时定位;

可获得全波长的载波;

由于是用信号强度很强的复制码去乘卫星信号, 故结果的信噪比较好。

但采用这种方法时, 用户必须知道测距码的结构。C/A 码的结构是公开的, 故可采用码相关法来恢复  $L_1$  载波。但由于  $L_2$  载波上未调制 C/A 码, 而只调制了 Y 码, 而广大未经授权

的用户又不知道 Y 码的结构,故不能用码相关法来恢复  $L_2$  载波,这是该方法的缺点。

## (2) 平方法

如前所述,载波为  $A\cos(\omega t + \phi)$ ,采用二进制相位调制后的调制波为  $\pm A\cos(\omega t + \phi)$ 。所谓重建载波实际上就是设法去掉负号。去掉负号最简单的办法是将接收到的卫星信号平方,即

$$[\pm A\cos(\omega t + \phi)]^2 = \frac{A^2}{2} + \frac{A^2}{2}\cos(2\omega t + 2\phi) \quad (4-13)$$

由上可见,只要将接收到的卫星信号自乘,即可去掉负号,使载波的相位保持连续。但用这种方法恢复出来的已不是载波本身,而是载波的二次谐波,波长为原来的一半。

采用平方法的优点是,用户无需知道测距码的结构就能恢复出载波,例如用此法可方便地恢复  $L_2$  载波(半波长)而无需知道 Y 码的结构。

平方法的缺点是:

在平方的过程中同时去掉了测距码和导航电文,故采用这种方法无法获得伪距观测值及卫星星历;

恢复的是半波长的载波,其整周模糊度更加难以确定;

由于是用很微弱的卫星信号去乘卫星信号,故所获结果的信噪比较差;

由于失去了导航电文中提供的时间信息,为了保证接收机间的时间同步,在每时段观测前后均需将接收机集中在一起进行时间比对,增加了不少麻烦。

早期采用码相关法的 C/A 码接收机有 WM101, Trimble 4000 SX, 4000 SL 等。完全采用平方法的无码接收机有 Macrometer V-1000, Macrometer 等。全球定位系统中的 C/A 码是向全世界所有用户开放的。平方型的接收机白白浪费了这一宝贵的空间资源,其总体思路不够明智,从而给外业观测和数据处理带来许多麻烦,因而不久后即被市场淘汰。此后不少接收机综合利用了上述两种方法:对 C/A 码采用码相关法,在恢复全波长的  $L_1$  载波的同时可获得 C/A 码伪距及导航电文;用平方法来恢复  $L_2$  载波,以便进行双频载波相位测量。Trimble 4000SD, 4000SST 及 Mini-Mac2816, 2816AT 等接收机就是同时采用上述两种方法的混合型接收机。

## (3) 互相关技术

对 C/A 码仍采用码相关法,在恢复全波长的  $L_1$  载波的同时获得 C/A 码伪距以及卫星的导航电文,而且一般都采用窄相关间隔技术以获得分米级精度的 C/A 码伪距。尽管一般用户的接收机无法产生保密的 Y 码来与接收到的 Y 码进行相关处理,然而调制在  $L_1$  载波上的 Y 码和调制在  $L_2$  载波上的 Y 码的结构是相同的。只是因为载波频率不同,两者所受到的电离层延迟不同,所以这两组 Y 码才一先一后到达接收机。如果将先到达接收机的  $Y_1$  码延迟时间  $\tau$  后再与后到达接收机的  $Y_2$  码进行相关处理,那么当相关系数取极大值时的  $\tau$  与  $c$  的乘积即为  $(R_1 - R_2)$ 。其中  $R_1$  为用  $Y_1$  码测得的伪距,  $R_2$  为用  $Y_2$  码测得的伪距。有人将  $(R_1 - R_2)$  称为第 6 观测量。根据第 6 观测量即可精确地求出伪距观测值中的电离层延迟改正。然后即可用码相关技术,用  $Y_1$  码去掉调制在  $L_2$  载波上的  $Y_2$  码,恢复出全波长的  $L_2$  载波。本方法的优点是:

可获得双频伪距观测值:用调制在  $L_1$  载波上的 C/A 码测定伪距  $R_{C/A}$ ,并间接推算出  $R_2$ :  $R_2 = R_{C/A} - (R_1 - R_2)$ 。有的接收机上将  $R_{C/A}$  称为  $R_{P1}$ ,将  $R_2$  称为  $R_{P2}$ 。

可获得全波长的  $L_1$  载波和  $L_2$  载波。

可获得卫星的导航电文。

该方法的缺点是, 由于本方法是用十分微弱的卫星信号  $Y_1$  与  $Y_2$  相乘来去掉  $Y_2$  的, 故所恢复的  $L_2$  载波的信噪比较差。

采用这种方法的接收机有 Turbo Rogue 系列接收机及 Trimble 4000 SSE 等接收机。

(4) Z 跟踪技术

如前所述, 采用这种方法时可以将 Y 码重新分解为 W 码和 P 码, 故接收机只需产生出 P 码, 即可获得双频伪距观测值  $R_{P_1}$  和  $R_{P_2}$ 。然后用码相关法去掉 P 码, 获得全波长的  $L_1$  载波和  $L_2$  载波。具体做法见参考文献。该方法的优点是:

可以获得用 P 码测定的双频伪距观测值  $R_{P_1}$  和  $R_{P_2}$ , 且能获得卫星的导航电文。

重建的  $L_1$  载波和  $L_2$  载波都是全波长的。

由于是用接收机产生的很强的复制码去和卫星信号相乘, 故信噪比较好。

采用这种方法的有 Ashtech Z-12 及 Leica 公司的 SR399Geodetic 等接收机。

4.2.2 载波相位测量原理

若某卫星 S 发出一载波信号(此处将载波当做测距信号来使用), 该信号向各处传播。在某一瞬间, 该信号在接收机 R 处的相位为  $\varphi_R$ , 在卫星 S 处的相位为  $\varphi_S$ 。注意, 此处所说的  $\varphi_R$  和  $\varphi_S$  为从同一起始点开始计算的包括整周数在内的完整的载波相位。为方便计, 相位一般均以“周”为单位, 而不以弧度或角度为单位。则卫地距  $\rho$  为:

$$\rho = \lambda (\varphi_S - \varphi_R) \tag{4-14}$$

式中,  $\lambda$  为载波的波长。注意相位差  $(\varphi_S - \varphi_R)$  中既包含着不足一周的小数部分, 也包含着整波段数。所以载波相位测量实际上就是以波长  $\lambda$  作为长度单位, 以载波作为一把“尺子”来量测卫星至接收机的距离。载波相位测量原理如图 4-3 所示。

但上述方法实际上无法实施, 因为 GPS 卫星并不量测载波相位  $\varphi_S$ 。如果接收机中的振荡器能产生一组与卫星载波的频率及初相完全相同的基准信号(即用接收机来复制载波), 问题便迎刃而解。也就是说, 只要接收机钟与卫星钟能保持严格同步, 且选用同一起算时刻, 那么我们就能用接收机所产生的基准振荡信号(复制的载波)去取代卫星所产生的载波, 因为在这种情况下, 任一时刻在接收机处的基准振荡信号的相位  $\varphi_R$  都等于卫星处的载波相位  $\varphi_S$ 。于是有  $\varphi_S - \varphi_R = 0$ 。某一瞬间的载波相位观测值指的是该瞬间由接收机所产生的基准信号的相位  $\varphi_R$  与接收到的来自卫星的载波的相位  $\varphi_S$  之差  $(\varphi_S - \varphi_R)$ 。如果我们能求得完整的相位差  $(\varphi_S - \varphi_R)$ , 就可据此求得卫星至接收机的精确距离:

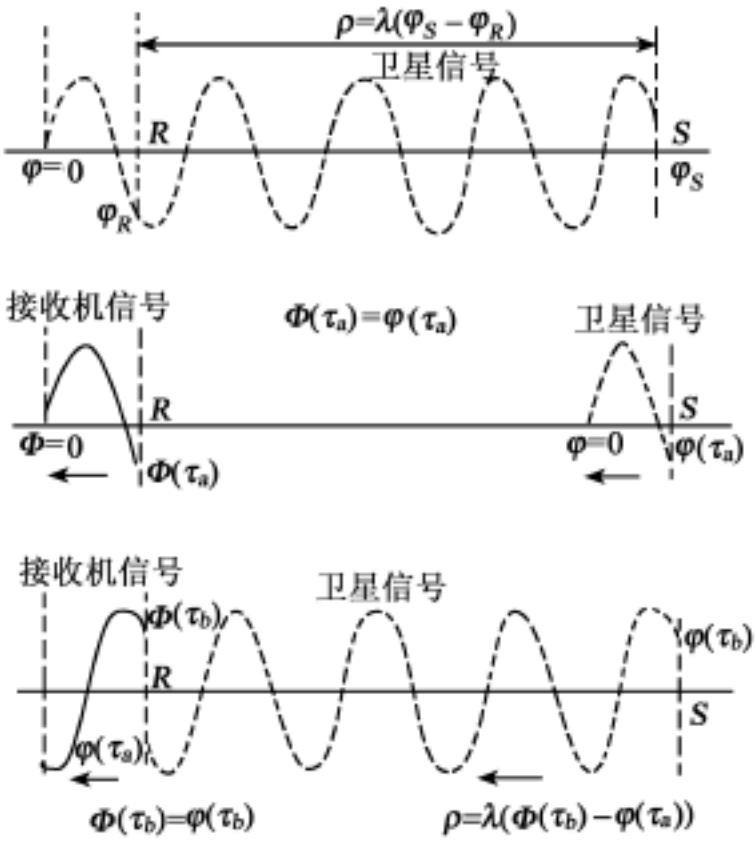


图 4-3 载波相位测量原理

$$= (\varphi_s - \varphi_R) = (\varphi_R - \varphi_s) \tag{4-15}$$

### 4.2.3 载波相位测量的实际观测值

进行载波相位观测时, GPS 接收机实际能量测、提供给用户如下观测值。

#### (1) 跟踪到卫星信号后的首次量测值

假设接收机已跟踪上卫星信号并在  $t_0$  时刻进行首次载波相位测量, 若此时由接收机所产生的基准振荡信号的相位为  $\varphi_R^0$ , 接收到的来自卫星的载波信号的相位为  $\varphi_s^0$ 。假设这两个相位之差是由  $N$  个整周以及不足一整周的部分  $F_r(\varphi)$  所组成:

$$\varphi_R - \varphi_s = \varphi_s - \varphi_R = N + F_r(\varphi) \tag{4-16}$$

在进行载波相位测量时, GPS 接收机中的鉴相器实际能量测的是不足一周的部分  $F_r(\varphi)$ 。由于载波是不带任何识别标记的一种纯余弦波, 所以用户无法知道正在量测的是第几周的信号, 故在载波相位测量中会出现整周末知数(整周数模糊)的问题。用户需设法解出整周末知数  $N$  后, 才能求得从卫星至接收机的距离。

#### (2) 其余各次观测值

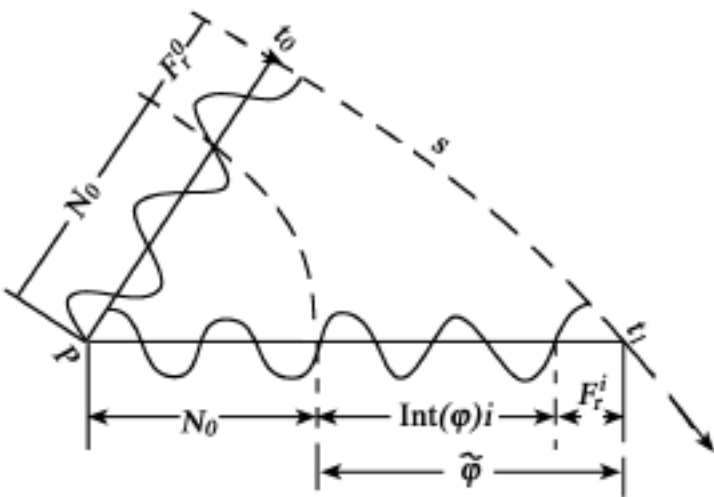


图 4-4 载波相位测量的实际观测值

随着卫星的运动, 卫星至接收机的距离也在不断变化, 相应地, 上述两个信号的相位之差也在不断变化(见图 4-4)。具有多普勒频移的卫星载波与接收机所产生的稳定的基准振荡信号之间的相位差实际上就是这两个信号的拍频信号的相位。接收机锁定卫星信号并进行首次载波相位测量后, 就可用多普勒计数器记录下拍频信号相位变化过程中的整波段数。每当拍频信号的相位从  $360^\circ$  变为  $0^\circ$  (即相位变化一周) 时计数器的记数加 1。该计数器中所记录的整波段数称为整周计数。所以从第二个载波相位观测值开始, 其实际量测值中不仅有不足一整周的部分  $F_r(\varphi)$ , 而且还有整周计数

$\text{Int}(\varphi)$ 。令接收机所提供的实际观测值为  $\tilde{\varphi}$ , 则有

$$\tilde{\varphi} = \text{Int}(\varphi) + F_r(\varphi) \tag{4-17}$$

$N$ ,  $\text{Int}(\varphi)$ ,  $F_r(\varphi)$  的几何意义见图 4-4。

综合(1)和(2)后可以看出: 载波相位测量的实际观测值  $\tilde{\varphi}$  是由不足一周的部分  $F_r(\varphi)$  和整周计数  $\text{Int}(\varphi)$  这两部分组成的。首次观测时整周计数  $\text{Int}(\varphi)$  一般为零, 随后的各次观测值中,  $\text{Int}(\varphi)$  的值可以是正整数, 也可以是负整数。完整的载波相位观测值应该由三个部分组成:

$$\tilde{\varphi} = \tilde{\varphi} + N = \text{Int}(\varphi) + F_r(\varphi) + N \tag{4-18}$$

但接收机无法给出  $N$  值,  $N$  值需通过其他途径求出。只要接收机能保持对卫星信号的连续跟踪而不失锁, 那么对同一卫星信号所进行的连续的载波相位观测值中都含有同一整周末知数。如某卫星信号的失锁时间较长, 且无法用周跳的修复技术将它们连接起来, 那么失锁后的一段观测值需重设一个整周末知数。需要说明的另一个问题是, 多数接收机在关机后计数器将归

零,故开机进行下一时段的观测时,首次观测值的整周计数  $Int(\quad)=0$ 。另有部分接收机则不然,关机后计数器不归零,因而下一时段的首次载波相位观测值中的整周计数不为零。设首次观测时的  $Int(\quad)=A$ ,那么随后该卫星的所有  $Int(\quad)$  值都将在此基础上记录增加的周数。也就是说,该卫星信号的所有  $Int(\quad)$  值都将比正确值(指首次观测时  $Int(\quad)=0$ )大  $A$ 。在这种情况下,通过平差计算所估计出来的整周未知数自然会比原有值小  $A$ ,以保持  $\quad=\quad+\quad+N$  的值不变。所以,即使首次观测值中的整周计数  $Int(\quad)\neq 0$ ,也不会影响最后的定位结果。

#### 4.2.4 载波相位测量的观测方程

载波相位测量的实际观测值  $\tilde{\varphi}_i$  与卫地距  $\rho_i$  之间存在下列关系:

$$\tilde{\varphi}_i = (\rho_i + N_i) \quad (4-19)$$

将上式代入伪距测量的观测方程得:

$$\begin{aligned} \rho_i = & \sqrt{(X^i - X)^2 + (Y^i - Y)^2 + (Z^i - Z)^2} - cV_{t_R} + cV_{t_i^S} - N_i - (V_{ion})_i \\ & - (V_{trop})_i + \quad_i + (\quad_{mul})_i + \quad_i \end{aligned} \quad (4-20)$$

同样,由于  $\quad_i, (\quad_{mul})_i, \quad_i$  的具体数值往往是不知道的,我们只能采取必要的措施来限制其取值的范围,使其可略而不计。所以实际计算时的观测方程为:

$$\rho_i = \sqrt{(X^i - X)^2 + (Y^i - Y)^2 + (Z^i - Z)^2} - cV_{t_R} + cV_{t_i^S} - N_i - (V_{ion})_i - (V_{trop})_i \quad (4-21)$$

与测码伪距的观测方程相比,载波相位测量的观测方程中不但新增了一个未知参数——整周模糊度  $N_i$ ,而且根据广播星历所求得的卫星钟改正数  $V_{t_i^S}$ 也不再被视为已知值了。因为它所引起的测距误差可超过 1m,远大于载波相位测量的误差。解决上述问题的方法有两个:

- (1) 改用 IGS 等组织所提供的精密卫星钟差,并采用适当方法进行内插。
  - (2) 把卫星导航电文所给出的卫星钟差仅仅当做初始近似值。在此基础上重新引入新的钟差参数,并通过对载波相位观测值进行平差计算来估计其正确值。
- 必要时对对流层延迟改正  $V_{trop}$  也可按方法(2)作类似的处理。

### § 4.3 观测值的线性组合

在 GPS 定位中,除直接采用原始的载波相位观测值  $\tilde{\varphi}_1, \tilde{\varphi}_2$  和伪距观测值  $P_1, P_2$  外,还大量使用了经线性组合后形成的虚拟观测值。线性组合的方式主要有列三种:

- (1) 同一类型同一频率的观测值两两相减后组成单差、双差和三差观测值。其目的主要是为了消除卫星钟差、接收机钟差及整周模糊度等未知参数。
- (2) 同一类型不同频率的观测值间的线性组合。其目的主要有两个:消除电离层延迟;便于确定整周模糊度。
- (3) 不同类型的双频观测值间的线性组合。目的与(2)类似。

#### 4.3.1 同类型同频率观测值的线性组合

- 1. 概述
  - (1) 必要参数和多余参数

伪距测量和载波相位测量的观测方程中均含有两种不同类型的未知参数。一种是用户感兴趣的想要获得的参数,如单点定位中待定点的坐标( X, Y, Z) 以及相对定位中的基线向量( X, Y, Z) 等。用户进行 GPS 测量的目的就是为了获取这些参数,我们将其称为必要参数。另一种是用户不感兴趣,但为了保持模型的精度而不得不引入的一些参数,如观测瞬间的接收机钟差、卫星钟差等,我们将其称为多余参数。必要参数和多余参数是相对的。例如接收机钟差对测量用户来说是多余参数,但对于进行精密授时的用户而言是必要参数。虽然用户对多余参数本身并不感兴趣,但在建立观测方程时必须顾及这些参数,以精化模型,保证所求得的必要参数的精度。

在载波相位测量中,多余参数的数量往往非常多。例如用两台 GPS 接收机进行同步观测时,若时段长度为 2h,采样间隔为 15s,观测的卫星数为 7 个时,仅卫星钟的钟差参数就有  $480 \times 7 = 3\,360$  个。解算数千个未知参数时不仅数据处理的工作量十分庞大,而且对计算机及作业人员的素质也会提出较高的要求。此外,未知参数过多对解的稳定性也会产生不利影响。

(2) 解决方法  
给多余参数以一定的约束条件。  
假设各历元的钟差均满足下列函数关系式:

$$V_{t_i} = a_0 + a_1(t_i - t_0) + a_2(t_i - t_0)^2$$

那么每台钟原有的 480 个历元的钟差参数就可减少为 3 个未知参数:  $a_0, a_1, a_2$ 。但是如果钟的质量不够好(尤其是接收机的石英钟),各观测历元的钟差并不完全满足上述关系式时,采用本方法就会降低必要参数的精度。此外,上述函数关系也不可能反映钟差中的随机误差,因而是不够严格的。

通过观测值相减来消除多余参数。

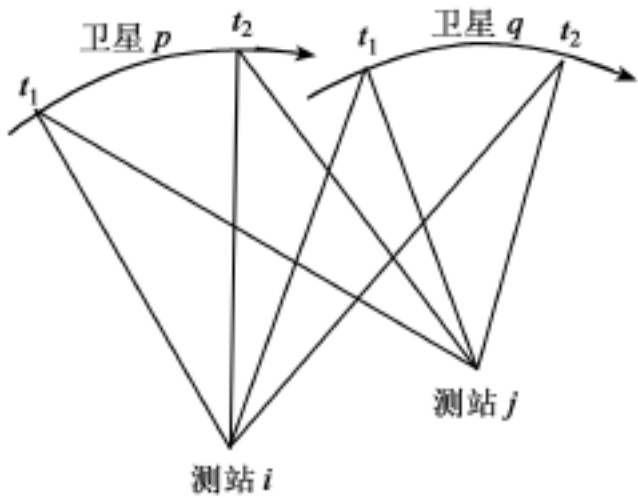


图 4-5 求差法说明图

不同的观测方程中会含有同一多余参数。将这些观测方程两两相减即可消除共同的多余参数。例如某接收机在  $t_i$  时刻同时对  $n$  颗卫星进行了观测,这  $n$  个观测值就会同时受到该时刻接收机钟的钟差的影响。若选择某卫星作为基准星,并将其余各卫星的观测方程与基准星的观测方程相减,就可消除观测方程中的接收机钟差参数。这种方法就是解代数方程时常用的消去法。采用消去法时,我们并未对钟差参数作任何约束,因而本方法与每台钟在每一观测历元均设一个独立的钟差参数的做法是一致的。只是因为这些钟差参数的数量十分惊人,用户又对它们不感兴趣,因而可采用消去法来消除这些

参数而不再将它们一一解出。这样做从数学上讲是完全允许的,在实际工作中已被广泛采用。本方法也适用于测码伪距观测值。

GPS 载波相位测量值可以在卫星间求差,在接收机间求差,也可以在不同历元间求差。设测站  $i$  和测站  $j$  分别在  $t_1$  和  $t_2$  时刻对卫星  $p$  和卫星  $q$  进行了观测(见图 4-5)。若用  $^B_A(C)$  表示在时刻  $C$  测站  $A$  对卫星  $B$  的载波相位测量值,上述三种求差可表示为:



### 在接收机间求差

$$\begin{aligned} \dot{p}_i(t_1) - \dot{p}_j(t_1) \\ \dot{q}_i(t_1) - \dot{q}_j(t_1) \\ \dot{p}_i(t_2) - \dot{p}_j(t_2) \\ \dot{q}_i(t_2) - \dot{q}_j(t_2) \end{aligned}$$

### 在卫星间求差

$$\begin{aligned} \dot{p}_i(t_1) - \dot{q}_i(t_1) \\ \dot{p}_i(t_2) - \dot{q}_i(t_2) \\ \dot{p}_j(t_1) - \dot{q}_j(t_1) \\ \dot{p}_j(t_2) - \dot{q}_j(t_2) \end{aligned}$$

### 在历元间求差

$$\begin{aligned} \dot{p}_i(t_2) - \dot{p}_i(t_1) \\ \dot{q}_i(t_2) - \dot{q}_i(t_1) \\ \dot{p}_j(t_2) - \dot{p}_j(t_1) \\ \dot{q}_j(t_2) - \dot{q}_j(t_1) \end{aligned}$$

这种将直接观测值(即载波相位测量的基本观测值)相减的过程称为求一次差。所获得的结果被当做虚拟观测值,称为载波相位观测值的一次差或单差。在卫星间求一次差,在接收机间求一次差及在不同历元间求一次差是三种常见的求一次差的方法。

载波相位测量的一次差还可以继续求差,称为求二次差。所获的结果仍可被当做虚拟观测值,称为载波相位观测值的二次差或双差。例如在接收机之间求一次差后可再在卫星间求二次差,所得的结果和求差的顺序无关。所以常见的求二次差方法也有三种,即:在接收机和卫星间求二次差;在接收机和历元间求二次差;在卫星和历元间求二次差。

二次差仍可继续求差,称为求三次差,所获结果和求差顺序无关。但只有一种求三次差的方法,即在接收机、卫星和历元间求三次差。

考虑到 GPS 定位时的误差源,实际上广为采用的求差法有三种:在接收机间求一次差,在接收机和卫星间求二次差,在接收机、卫星和观测历元间求三次差。下面分别予以介绍。

## 2. 在接收机间求一次差

如图 4-5 所示,若在  $t_1$  时刻接收机  $i$ 、 $j$  同时对卫星  $p$  进行了载波相位测量,顾及  $\lambda = \frac{c}{f}$  后,据式(4-21)可得:

$$\begin{cases} \tilde{p}_i(t_1) = \frac{f}{c} \dot{p}_i(t_1) - fV_{t_1}(t_1) + fV_{tp}(t_1) - N_i^p - \frac{f}{c} [V_{ion}^{t_1}]_i^p - \frac{f}{c} [V_{trop}^{t_1}]_i^p \\ \tilde{p}_j(t_1) = \frac{f}{c} \dot{p}_j(t_1) - fV_{t_1}(t_1) + fV_{tp}(t_1) - N_j^p - \frac{f}{c} [V_{ion}^{t_1}]_j^p - \frac{f}{c} [V_{trop}^{t_1}]_j^p \end{cases} \quad (4-22)$$

如前所述,式中的  $\dot{p}_i(t_1) = \sqrt{(X^p - X_i)^2 + (Y^p - Y_i)^2 + (Z^p - Z_i)^2}$ , 其中  $(X^p, Y^p, Z^p)$  为卫星星历给出的信号发射时刻  $t_1$  卫星  $p$  在空间的三维坐标,  $(X_i, Y_i, Z_i)$  为信号到达时刻  $t_1$  接收机在空间的三维坐标。 $t_1$  是由接收机钟给出的。信号发射时刻  $t_1$  可用下式计算:

$$t_1 = t_1 + V_{t_1}(t_1) - \frac{\dot{p}_i(t_1)}{c} \quad (4-23)$$

式中,接收机钟的改正数  $V_{t_1}(t_1)$  可用  $t_1$  时的伪距观测值采用单点定位的方式求得,  $\dot{p}_i(t_1)$  则需反复迭代求得。由于标称时刻  $t_1$  往往是一整数,而发射时刻  $t_1$  则有一长串小数,使用不便,因而有人仍采用标称时间  $t_1$  来计算卫星位置,然后在求得的卫地距中加入距离改正数:

$$\dot{p}_i(t_1) = \dot{p}_i(t_1) \cdot \left[ V_{t_1}(t_1) - \frac{\dot{p}_i(t_1)}{c} \right] \quad (4-24)$$

$\dot{p}_i(t_1)$  为  $t_1$  时刻测站  $i$  至卫星  $p$  的距离变化率,可用多普勒测量的方法求定,一般的测量型 GPS 接收机均可给出此值。式(4-22)中的  $\dot{p}_j(t_1)$  也可作同样处理。将式(4-22)中的两式相减后可得:

$$\begin{aligned} \tilde{p}_j(t_1) - \tilde{p}_i(t_1) &= \frac{f}{c} [\dot{p}_j(t_1) - \dot{p}_i(t_1)] - f[V_{t_1}(t_1) - V_{t_1}(t_1)] - [N_j^p - N_i^p] \\ &\quad - \frac{f}{c} [(V_{ion}^{t_1})_j^p - (V_{ion}^{t_1})_i^p] - \frac{f}{c} [(V_{trop}^{t_1})_j^p - (V_{trop}^{t_1})_i^p] \end{aligned} \quad (4-25)$$

为方便起见, 令

$$\begin{aligned} \tilde{p}_{ij}^p(t_1) &= \tilde{p}_j^p(t_1) - \tilde{p}_i^p(t_1); & \tilde{p}_{ij}^p(t_1) &= \tilde{p}_j^p(t_1) - \tilde{p}_i^p(t_1); & \tilde{t}_{ij}(t_1) &= V_{t_j}(t_1) - V_{t_i}(t_1); \\ N_{ij}^p &= N_j^p - N_i^p; & (V_{ion}^1)_{ij}^p &= (V_{ion}^1)_j^p - (V_{ion}^1)_i^p; & (V_{trop}^1)_{ij}^p &= (V_{trop}^1)_j^p - (V_{trop}^1)_i^p. \end{aligned}$$

于是式(4-25)可简化为:

$$\tilde{p}_{ij}^p(t_1) = \frac{f}{c} \tilde{p}_{ij}^p(t_1) - fV_{t_{ij}}(t_1) - N_{ij}^p - \frac{f}{c} (V_{ion}^1)_{ij}^p - \frac{f}{c} (V_{trop}^1)_{ij}^p \quad (4-26)$$

$\tilde{p}_{ij}^p(t_1)$  是在接收机间求差后组成的虚拟观测值, 称为一次差观测值或单差观测值。从式(4-26)中可以看出, 原来包含在式(4-22)两个观测方程中的卫星钟差参数  $V_{tp}(t_1)$  已被消去。在本节所举的例子中, 两台接收机共有原始的载波相位观测值  $480 \times 7 \times 2 = 6720$  (个)。采用上述方法在接收机间求差后, 两个观测方程将变为一个, 观测方程的总数将减少 3360 个, 但与此同时, 原有的 3360 个卫星钟差参数也已被消去。至于式(4-22)中原有的 960 个接收机钟差参数变为式(4-26)中的 480 个相对钟差参数则有本质上的区别。因为在接收机间求差并不能消去接收机钟差。式(4-26)中接收机钟差参数的数量之所以减少, 是由于我们对钟差参数作了新的定义所致。当我们用两台接收机钟的相对钟差去取代这两台钟的绝对钟差时, 其数量自然可以减半。式中整周模糊度参数的数量减半也属于这种情况。在相对定位的情况下, 允许我们对上述参数作新的处理。此外, 在接收机间求一次差后卫星星历误差、电离层延迟、对流层延迟等的影响也可得以削弱, 在短基线定位中尤为明显。

### 3. 在接收机和卫星间求二次差

设测站  $i, j$  同时对  $n$  颗卫星进行了观测, 仿照式(4-26)可写出卫星  $q$  的单差观测方程:

$$\tilde{p}_{ij}^q(t_1) = \tilde{p}_{ij}^q(t_1) - fV_{t_{ij}}(t_1) - N_{ij}^q - \frac{f}{c} (V_{ion}^1)_{ij}^q - \frac{f}{c} (V_{trop}^1)_{ij}^q \quad (4-27)$$

将式(4-27)减去式(4-26), 即单差观测方程进一步在卫星间求差后可得:

$$\begin{aligned} \tilde{p}_{ij}^q(t_1) - \tilde{p}_{ij}^p(t_1) &= \frac{f}{c} [\tilde{p}_{ij}^q(t_1) - \tilde{p}_{ij}^p(t_1)] - [N_{ij}^q - N_{ij}^p] \\ &\quad - \frac{f}{c} [(V_{ion}^1)_{ij}^q - (V_{ion}^1)_{ij}^p] - \frac{f}{c} [(V_{trop}^1)_{ij}^q - (V_{trop}^1)_{ij}^p] \end{aligned} \quad (4-28)$$

令

$$\begin{aligned} \tilde{p}_{ij}^{pq}(t_1) &= \tilde{p}_{ij}^q(t_1) - \tilde{p}_{ij}^p(t_1); & \tilde{p}_{ij}^{pq}(t_1) &= \tilde{p}_{ij}^q(t_1) - \tilde{p}_{ij}^p(t_1); & N_{ij}^{pq} &= N_{ij}^q - N_{ij}^p; \\ (V_{ion}^1)_{ij}^{pq} &= (V_{ion}^1)_{ij}^q - (V_{ion}^1)_{ij}^p; & (V_{trop}^1)_{ij}^{pq} &= (V_{trop}^1)_{ij}^q - (V_{trop}^1)_{ij}^p. \end{aligned}$$

则式(4-28)可简化为:

$$\tilde{p}_{ij}^{pq}(t_1) = \frac{f}{c} \tilde{p}_{ij}^{pq}(t_1) - N_{ij}^{pq} - \frac{f}{c} (V_{ion}^1)_{ij}^{pq} - \frac{f}{c} (V_{trop}^1)_{ij}^{pq} \quad (4-29)$$

$\tilde{p}_{ij}^{pq}(t_1)$  称为  $t_1$  时刻在接收机和卫星间求二次差后所得到的双差观测值。注意, 在双差观测方程式(4-29)中接收机钟的相对钟差  $V_{t_{ij}}(t_1)$  也已被消去。

在实际工作中, 进一步在卫星间求双差往往是采用下列方式进行的: 选择视场中可观测时间较长、高度角又较大的一颗卫星作为基准星, 然后将其余各卫星的单差观测方程分别与基准星的双差观测方程相减, 组成双差观测方程。在每个观测历元中, 双差观测方程的数量均比单差观测方程数少一个, 但与此同时, 该历元接收机相对钟差参数也已被消去。

在进行一般的 GPS 测量时(如布设城市控制网和工程测量等), 由于边长较短, 精度要求也不是特别高, 因而在观测方程中通常只需引入基线向量、整周模糊度、接收机钟差和卫星钟

差等参数即可。采用双差观测值进行单基线解算时,未知参数一般只有 10 个左右(基线向量 3 个分量及 4 ~8 个整周模糊度参数),多基线解算时也只有数十个未知参数,用一般的计算机就可胜任数据处理工作。因而各接收机厂家所提供的数据处理软件中广泛采用了双差观测值。

在讲到求差法的优点时,本书强调的是在保持原有精度的情况下,可大大减少未知数个数,从而大幅度减少数据处理的工作量。这种观点的前提是在建立观测方程时已引入了卫星钟差、接收机钟差等参数,然后以非差法作为参照对象,说明求差可在基本保持解的严格性的基础上显著减少工作量。而另一些书中则强调通过求差可消除多种误差的影响,提高解的精度。这种论点的前提是建立观测方程时未顾及上述误差(未引入相应的参数),故不通过求差直接解算时精度较低;而通过求差则可消除上述误差的影响,从而提高解的精度。

#### 4. 在接收机、卫星和观测历元间求三次差

测站  $i, j$  在历元  $t_2$  对卫星  $p, q$  进行同步观测后,也可仿照式(4-29)写出双差观测方程:

$$\rho_{ij}^{pq}(t_2) = \frac{f}{c} \rho_{ij}^{pq}(t_2) - N_{ij}^{pq} - \frac{f}{c}(V_{ion}^{t_2})_{ij}^{pq} - \frac{f}{c}(V_{trop}^{t_2})_{ij}^{pq} \quad (4-30)$$

将两个历元的双差观测方程相减可得

$$\begin{aligned} \rho_{ij}^{pq}(t_2) - \rho_{ij}^{pq}(t_1) &= \frac{f}{c} [\rho_{ij}^{pq}(t_2) - \rho_{ij}^{pq}(t_1)] - \frac{f}{c} [(V_{ion}^{t_2})_{ij}^{pq} - (V_{ion}^{t_1})_{ij}^{pq}] \\ &\quad - \frac{f}{c} [(V_{trop}^{t_2})_{ij}^{pq} - (V_{trop}^{t_1})_{ij}^{pq}] \end{aligned} \quad (4-31)$$

令

$$\begin{aligned} \rho_{ij}^{pq}(t_1, t_2) &= \rho_{ij}^{pq}(t_2) - \rho_{ij}^{pq}(t_1); & (V_{ion})_{ij}^{pq}(t_1, t_2) &= (V_{ion})_{ij}^{pq}(t_2) - (V_{ion})_{ij}^{pq}(t_1); \\ (V_{trop})_{ij}^{pq}(t_1, t_2) &= (V_{trop})_{ij}^{pq}(t_2) - (V_{trop})_{ij}^{pq}(t_1). \end{aligned}$$

式(4-31)可写为:

$$\rho_{ij}^{pq}(t_1, t_2) = \frac{f}{c} [\rho_{ij}^{pq}(t_1, t_2) - (V_{ion})_{ij}^{pq}(t_1, t_2) - (V_{trop})_{ij}^{pq}(t_1, t_2)] \quad (4-32)$$

$\rho_{ij}^{pq}(t_1, t_2)$  即为虚拟的三差观测值。在三差观测方程(4-32)中,整周模糊度参数  $N_{ij}^{pq}$  已被消去,因而只含 3 个未知数( $X, Y, Z$ )。由于下列两个原因:

(1) 虽然在三差解中未知参数的数量被进一步减少为 3 个,但对计算机而言,解 3 个未知数和 10 个未知数所节省的时间是微不足道的,何况组成三差观测值也需花费一定的时间。因而三差解和双差解的工作量是基本相当的。

(2) 三差解实际上是一种浮点解(实数解)。因为如果将  $N_{ij}^{pq}$  解出,由于受各种误差的影响,其值一般为实数。在三差解中,我们只是通过将  $t_1, t_2$  两个时刻的双差观测方程相减将其消去而已。由于根本未做取整和回代等工作,故三差解是与浮点解对应的。此外,三差方程的几何强度也较差。

基于上述原因,在 GPS 测量中广泛采用双差固定解而不采用三差解。三差解通常仅被当做较好的初始值,或用于解决整周跳变的探测与修复、整周模糊度的确定等问题。当基线较长、整周模糊度参数无法固定为整数时,也可采用三差解。

#### 5. 求差法的缺点

事物都是一分为二的,与非差法相比,求差法也存在一些缺点,例如:

(1) 数据的利用率较低。一些好的观测值会因为与之配对的数据出了问题而无法使用。求差的次数越多,数据利用率越低。例如,一个双差观测值是由 4 个原始观测值组成的,只要

丢失一个观测值, 其余 3 个观测值就无法使用。

(2) 若在两个测站  $i, j$  上同时对 5 颗卫星进行同步观测, 在接收机间求一次差后, 可组成 5 个一次差观测方程。如认为两个测站上的 10 个观测值是相互独立的, 则在接收机间求差后产生的 5 个一次差观测值也可视为独立观测值。如果我们选择其中一个卫星作为基准星(例如卫星 1), 将其余卫星的单差观测值皆与卫星 1 的单差观测值相减而产生 4 个双差观测值(卫星 2-1, 3-1, 4-1, 5-1), 由于每个双差观测值中皆含有卫星 1 的单差观测值, 所以这些双差观测值为相关观测值。若令单差观测值的方差为  $\sigma^2$ , 则上述双差观测值的协方差阵显然为:

$$R_i = \sigma^2 \begin{bmatrix} 2 & 1 & 1 & 1 \\ 1 & 2 & 1 & 1 \\ 1 & 1 & 2 & 1 \\ 1 & 1 & 1 & 2 \end{bmatrix}$$

双差观测值间的相关性给数据处理增加了难度。若不顾及其相关性, 仍将其视为独立观测值(试验结果表明, 这么做通常仍能取得较好的结果), 就会损害其理论上的严密性。

(3) 解的通用性差。由于与用户无直接关联的一些参数已被当做多余参数消去, 故求得的结果对其他类型的用户而言就再无利用价值。非差法虽然数据处理的工作量较大, 但其结果可供不同类型的用户使用, 利用价值较高, 在理论上也较为严格。

鉴于上述情况, 部分专家认为在布设一些小型 GPS 网时(如城市网、工矿企业独立的 GPS 网等)可采用双差解; 在布设大规模的、高精度的 GPS 网时, 还是采用非差法为宜。

上述各种求差方法原则上也适合于测码伪距观测值。

### 4.3.2 同类型不同频率观测值的线性组合

#### 1. 组合标准

$L_1$  的载波相位观测值  $\tilde{\varphi}_1$  和  $L_2$  的载波相位观测值  $\tilde{\varphi}_2$  间的线性组合的一般形式为:

$$\varphi_{n,m} = n \tilde{\varphi}_1 + m \tilde{\varphi}_2 \tag{4-33}$$

下面不加证明给出线性组合观测值  $\varphi_{n,m}$  的相应频率  $f_{n,m}$ 、波长  $\lambda_{n,m}$ 、整周模糊度  $N_{n,m}$ 、电离层延迟改正  $(V_{ion})_{n,m}$ 、测量噪声  $\sigma_{n,m}$  等与  $L_1$  和  $L_2$  中的相应值之间的关系式:

$$f_{n,m} = n f_1 + m f_2 \tag{4-34}$$

$$\lambda_{n,m} = c / f_{n,m} \tag{4-35}$$

$$N_{n,m} = n N_1 + m N_2 \tag{4-36}$$

$$(V_{ion})_{n,m} = - \frac{Ac}{f_1 \cdot f_2} \cdot \frac{n f_2 + m f_1}{n f_1 + m f_2} \tag{4-37}$$

式中:  $A = -40.3 \text{ NedS}$ ;  $c$  为真空中的光速。

$$\sigma_{n,m} = \sqrt{(n \sigma_1)^2 + (m \sigma_2)^2} \quad (\text{以相位为单位}) \tag{4-38}$$

若我们希望新组成的观测值  $\varphi_{n,m}$  的模糊度仍能保持整数特性, 那么  $n$  和  $m$  均应为整数。

显然, 若不加任何限制的话, 可组成无穷多种不同的线性组合观测值。而我们关心的仅仅是那些对 GPS 测量有实际价值和实际意义的线性组合观测值, 这些观测值至少应符合下列标准之一:

(1) 线性组合后构成的新“观测值”应能保持模糊度的整数特性, 以利于正确确定整周模

糊度。

- (2) 线性组合后构成的新“观测值”应具有适当的波长。
- (3) 线性组合后组成的新“观测值”应不受或基本不受电离层折射的影响。
- (4) 线性组合后构成的新“观测值”应具有较小的测量噪声。

根据这些标准, 我们组合成一些常用的线性组合, 现分别予以介绍。

## 2. 常用的线性组合

### (1) 宽巷(Wide Lane)观测值

宽巷观测值 为  $\lambda_1$  与  $\lambda_2$  之差( $n = +1, m = -1$ ):

$$\lambda = \lambda_1 - \lambda_2 \quad (4-39)$$

其对应的频率  $f = f_1 - f_2 = 347.82 \text{ MHz}$ , 对应的波长  $\lambda = 86.19 \text{ cm}$ , 对应的整周模糊度  $N = N_1$

$- N_2$ . 当  $\lambda_1 = \lambda_2 = 0.01$  周时,  $\lambda = 0.01 \cdot \sqrt{2}$  周, 其相应的距离测量噪声  $\sigma = 1.22 \text{ cm}$ 。

由于宽巷观测值的波长达 86cm, 因而很容易准确确定其整周模糊度。据国外资料报道, 只需用几十秒钟的双频 P 码观测值即可准确确定宽巷观测值的整周模糊度  $N_{n,m}$ 。一旦  $N_{n,m}$  被正确确定, 我们就能以 1.22cm 的测量噪声来测定从卫星至接收机的距离(顾及电离层延迟的实用公式见§ 4.3.3), 进而准确确定  $N_1$  和  $N_2$ 。由于测量噪声较大, 所以宽巷观测值一般并不用于最终的定位, 而是将其作为一种中间过程来确定  $L_1$  和  $L_2$  的整周模糊度。具体计算方法和技巧见参考文献。

### (2) 无电离层折射延迟观测值 LC

从§ 3.5 可知, 凡满足下列方程的线性组合皆为无电离层折射延迟的观测值:

$$nf_1 + mf_2 = 0$$

常用的 LC 观测值有:

$$\lambda_{n,m} = \frac{f_1^2}{f_1^2 - f_2^2} \lambda_1 - \frac{f_1 f_2}{f_1^2 - f_2^2} \lambda_2$$

## 4.3.3 不同类型观测值的线性组合

测码伪距观测值和载波相位观测值是两种不同类型的观测值, 本节将介绍它们间的线性组合。

### 1. 不同类型的双频观测值间的线性组合

伪距测量观测方程和载波相位测量观测方程可简化为下列形式:

$$\begin{cases} P_1 = \rho + \frac{A}{f_1^2} \\ P_2 = \rho + \frac{A}{f_2^2} \\ \phi_1 = \frac{\rho}{c f_1} - \frac{A}{c f_1^3} - N_1 \\ \phi_2 = \frac{\rho}{c f_2} - \frac{A}{c f_2^3} - N_2 \end{cases} \quad (4-40)$$

式中,  $\rho$  为卫星至接收机的距离与所有与频率无关的偏差改正项之和, 其余符号的含义同前。将式(4-40)的第3项减去式(4-40)的第4项后可得:

$$\varphi_1 - \varphi_2 = \left[ \frac{1}{f_1} - \frac{1}{f_2} \right] + \frac{A}{c} \left[ \frac{1}{f_1} - \frac{1}{f_2} \right] = N_2 - N_1 \quad (4-41)$$

将式(4-40)的第1项减去式(4-40)的第2项后可得:

$$P_1 - P_2 = -A \frac{f_1^2 - f_2^2}{f_1^2 f_2^2}$$

即

$$A = - \frac{f_1^2 f_2^2}{f_1^2 - f_2^2} (P_1 - P_2) \quad (4-42)$$

另据式(3-57)有:

$$= \frac{f_1^2}{f_1^2 - f_2^2} P_1 - \frac{f_2^2}{f_1^2 - f_2^2} P_2$$

将式(3-57)和式(4-42)代入式(4-41)后得:

$$\varphi_1 - \varphi_2 = \frac{f_1 - f_2}{f_1 + f_2} \left[ \frac{P_1}{f_1} + \frac{P_2}{f_2} \right] = N_2 - N_1$$

$\varphi_1 - \varphi_2$  即为宽巷观测值。将  $\frac{c}{f} = \frac{c}{f_1 - f_2}$  代入上式后可得:

$$- \frac{f_1 P_1 + f_2 P_2}{f_1 + f_2} + N = 0 \quad (4-43)$$

上述线性组合不仅消除了电离层延迟,也消除了卫星钟差、接收机钟差和卫星至接收机的几何距离,仅受测量噪声和多路径误差的影响,但这些误差可通过多历元的观测来平滑、削弱。在存在轨道误差、站坐标误差和大气延迟误差的情况下,仍可正确确定宽巷观测值的整周模糊度  $N = N_1 - N_2$ , 此公式是 1985 年由 Melbourne 和 Wubbena 分别提出的。

此外,将式(4-40)的第3项与式(4-40)的第4项作如下变换:

$$\begin{aligned} \varphi_1 - \varphi_2 &= A \frac{f_1^2 - f_2^2}{f_1^2 f_2^2} + N_2 - N_1 \\ &= - (P_1 - P_2) + N_2 - N_1 \end{aligned}$$

令  $L_1 = \varphi_1 - \varphi_2$ , 并将其称为电离层残差组合, 最后有

$$L_1 + (P_1 - P_2) + N_1 - N_2 = 0 \quad (4-44)$$

上式也消除了电离层延迟、卫星至接收机的几何距离、卫星钟差和接收机钟差的影响,也可用于确定  $N_1$  和  $N_2$ 。由于式(4-43)和式(4-44)中只留下模糊度参数  $N_1$  和  $N_2$ , 周跳的结果会使  $(N_1 - N_2)$  或  $(N_1 - N_2)$  发生变化。故上述两式不仅可用于进行模糊度分解,也可用于进行周跳的探测与修复。

## 2. 不同类型的单频观测值间的线性组合

由于测码伪距观测值和载波相位观测值所受到的电离层延迟大小相同、符号相反,故利用单频伪距观测值和载波相位观测值也能消除电离层延迟(为方便起见,在公式中不再加注下标“1”)。将式(4-40)的第1项与第3项作如下变换:

$$(\varphi_1 + P) / 2 = \left[ \left[ \frac{1}{f_1} - \frac{A}{cf_1} - N_1 \right] \frac{1}{2} + \frac{A}{f_1^2} \right] / 2$$

整理后得:

$$\frac{P}{2} = - \frac{N}{2} \quad (4-45)$$

单点定位时采用上述线性组合观测值可显著改善解的精度。上述“观测值”的噪声主要来源

于伪距测量的噪声, 为保证精度, 通常需进行较长时间的观测。

## § 4.4 周跳的探测及修复

整周跳变和整周未知数  $N$  的确定是载波相位测量中特有的问题。完整的载波相位是由  $N$ 、 $\text{Int}(\ )$  和  $F_r(\ )$  三个部分组成的。虽然  $F_r(\ )$  能以极高的精度测定, 但这只有在正确无误地确定  $N$  和  $\text{Int}(\ )$  的情况下才有意义。整周跳变的探测及修复、整周未知数的确定给载波相位测量的数据处理工作增加了不少麻烦和困难, 这是为了获得高精度的结果所必须付出的代价。本节将介绍整周跳变的探测及修复, 整周未知数的确定将在 § 4.5 中进行介绍。

### 4.4.1 产生整周跳变的原因

我们知道, 载波相位测量的实际观测值  $\tilde{\phi}$  是由  $F_r(\ )$  和  $\text{Int}(\ )$  两部分组成的。不足一整周的部分  $F_r(\ )$  是在观测时刻  $t_i$  时的一个瞬时量测值, 是由卫星的载波信号和接收机的基准振荡信号所生成的差频信号中小于一周的部分, 可由接收机载波跟踪回路中的鉴相器测定。只要在观测瞬间  $t_i$  上述两种信号能正常地生成差频信号, 就能获得正确的观测值  $F_r(\ )$ 。而整周计数  $\text{Int}(\ )$  则不然, 它是从首次观测时刻  $t_0$  开始至当前观测时刻  $t_i$  为止用计数器逐个累积下来的差频信号中的整波段数。如果由于某种原因在两个观测历元  $[t_{i-1}, t_i]$  间的某一段时间计数器中止了正常的累积工作, 从而使整周计数较应有值少了  $n$  周, 那么当计数器恢复正常工作后, 所有的载波相位观测值中的整周计数  $\text{Int}(\ )$  便都会含有同一偏差值——较正常值少  $n$  值(见图 4-6)。这种整周计数  $\text{Int}(\ )$  出现系统偏差而不足一周的部分  $F_r(\ )$  仍然保持正确的现象称为整周跳变, 简称周跳。

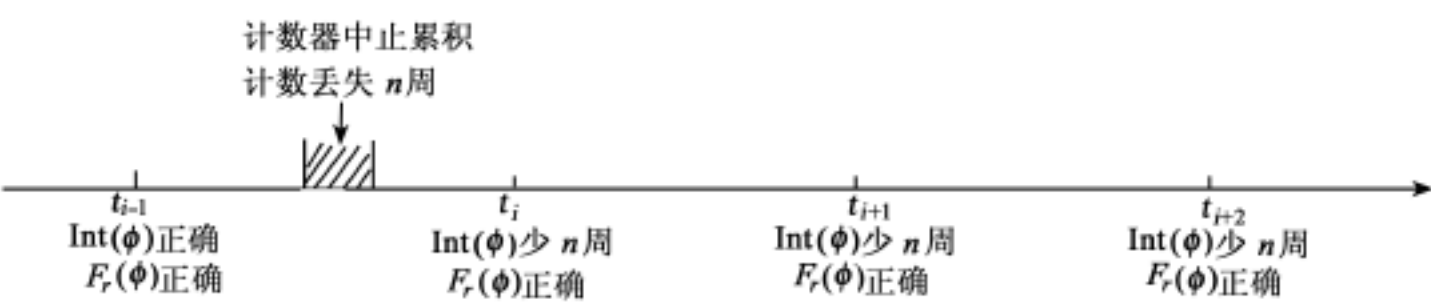


图 4-6 整周跳变示意图

引起整周计数暂时中断的原因很多。例如: 卫星信号被某障碍物阻挡而无法到达接收机; 由于外界干扰或接收机所处的动态条件恶劣而引起卫星信号的暂时失锁等。上述现象都将使接收机在一段时间内无法接收到卫星信号(当然也就无法生成差频信号), 从而引起计数的暂时中止。只要在下一个观测历元  $t_i$  已恢复对卫星信号的跟踪(能生成差频信号), 则不足一周的部分  $F_r(\ )$  就可量测并获得正确的观测值。若信号丢失的时间很长, 下一观测历元  $t_i$  仍不能恢复对卫星信号的跟踪, 则该历元的  $F_r(\ )$  也无法获得。如果能探测出何时何处产生了周跳并求出丢失的整周数  $n$  的准确数值的话, 我们就能对随后的观测值一一加以改正, 把它们恢复为正确的观测值, 这一工作称为整周跳变的探测及修复。事实上, 在一个观测时间段中难免要产生整周跳变, 而且往往不止一处, 因而发现并修复整周跳变是处理载波相位测量资料时必然会碰到的问题。

值得指出的是, 如果由于电源的故障或振荡器本身的故障而使信号暂时中断, 那么信号本身便失去了连续性, 这种情况不属于整周跳变。此时必须将资料分为前、后两段, 每段各设一个整周模糊度分别进行处理。此外, 当周跳持续的时间过长, 现有技术无法准确确定在此期间丢失的整周数  $n$  时, 也需进行分段处理。

4.4.2 周跳的探测及修复

卫星在空间的运行轨迹是一条平滑的曲线, 因而卫星至接收机的距离观测值( 此处指载波相位观测值) 的变化也是平缓而有规律的。周跳将破坏这种规律性, 使观测值产生一种系统性的粗差。周跳的探测及修复从本质上讲就是如何从载波相位观测值的时间序列中寻找可能存在的这种系统性的粗差并加以改正。探测、修复周跳的方法很多, 这里仅介绍几种有代表性的方法。

1. 高次差法

表 4-1 中给出了一组实测数据, 不含整周跳变。由于 GPS 卫星的径向速度最大可达0.9km/s 左右, 因而整周计数每秒钟可变化数千周。如果每 15s 输出一个观测值的话, 相邻观测值间的差值可达数万周, 即使观测值中含有几十周的跳变也不易发现。如果在相邻的两个观测值间依次求差而求得表 4-1 中的一次差, 它们的变化就会小得多。因为一次差实际上就是相邻两个观测历元卫星至接收机的距离之差( 以载波的波长 为长度单位), 也等于这两个历元间卫星的径向速度  $d/dt$  的平均值与采样间隔( $t_i - t_{i-1}$ ) 的乘积。而径向速度  $d/dt$  的变化就要平缓得多。同样, 在两个相邻的一次差间继续求差就可求得二次差。二次差为卫星的径向加速度  $d^2/dt^2$  的均值与采样间隔之乘积, 变化更加平缓。采用同样的方法求至四次差时, 其值已趋于零, 其残余误差已呈偶然误差特性。因为对于 GPS 卫星而言,  $d^4/dt^4$  一般已趋于零。残留的四次差主要是由接收机的钟误差等因素引起的。

表 4-1相位观测值的高次差

序号 i	$Int(\quad) + F_r(\quad)$	一次差	二次差	三次差	四次差
30	464 623. 1581				
		11 210. 0672			
31	475 833. 2251		398. 6859		
		11 608. 7531		1. 1281	
32	487 441. 9784		399. 8140		1. 3791
		12 008. 5671		2. 5072	
33	499 450. 5455		402. 3212		- 0. 5796
		12 410. 8883		1. 9277	
34	511 861. 4338		404. 2489		0. 9639
		12 815. 1372		2. 8916	
35	524 676. 5710		407. 1405		- 0. 2721
		13 222. 2777		2. 6195	
36	537 898. 8487		409. 7600		- 0. 4219
		13 632. 0377		2. 1976	
37	551 530. 8864		411. 9576		
		14 043. 9951			
38	565 574. 8817				



如果从第 35 个观测值开始有 100 周的周跳, 就将使各次差产生相应的误差( 见表 4-2 中有“ \* ”号的项), 而且误差的量会逐次放大, 这对于探测和修复周跳无疑是十分有利的。根据表 4-2 中周跳对高次差的影响方式, 不难确定周跳发生的地点及其大小, 然后加以修复。

表 4-2		有周跳时的高次差				
序号 i	Int( ) + F <sub>r</sub> ( )	一次差	二次差	三次差	四次差	五次差
30	464 623. 1581					
		11 210. 0672				
31	475 833. 2251		398. 6859			
		11 608. 7531		1. 1281		
32	487 441. 9784		399. 8140		1. 3791	
		12 008. 5671		2. 5072		- 101. 9586 *
33	499 450. 5455		402. 3212		- 100. 5795 *	
		12 410. 8883		- 98. 0723 *		401. 5435 *
34	511 861. 4338		304. 2489 *		300. 9639 *	
		12 715. 1372 *		202. 8916 *		- 601. 236 *
35	524 576. 5710 *		507. 1405 *		- 300. 2721 *	
		13 222. 2777		- 97. 3805 *		399. 8502 *
36	537 798. 8487 *		409. 7600		99. 5781 *	
		13 632. 0377		2. 1976		( - 100) *
37	551 430. 8864 *		411. 9576			
		14 043. 9951				
38	565 474. 8817 *					

GPS 接收机一般均采用石英钟, 其稳定度较差。假设某接收机钟的短期稳定度为  $5 \times 10^{-10}$ , 采样间隔为 15s, 考虑到  $L_1$  载波的频率  $f_1 = 1.57542 \times 10^9$  Hz, 那么接收机钟的随机误差给相邻的  $L_1$  载波相位所造成的影响将达  $15s \times 5 \times 10^{-10} \times 1.5754 \times 10^9 \text{ Hz} = 11.8$  周。在这种情况下, 即使我们发现相位观测值中存在数周的不规则变化, 也很难判断是否存在周跳。只有当钟差、大气延迟误差等各种误差对观测值的影响被削减至远小于 1 周的水平时, 我们才能方便地用本节中介绍的各种方法来探测和修复小至 1 周的小周跳。双差观测值可较为完善地消除接收机钟差、卫星钟差、电离层延迟、对流层延迟等各种误差的影响, 周跳的探测及修复、整周模糊度的确定都较为容易, 因而被广泛采用。

2. 多项式拟合法

高次差法虽较为直观, 易于理解, 但不太适合在计算机上运算。多项式拟合法从本质上讲与高次差法是一致的, 其算法适合于计算机运算, 故被广泛采用。多项式拟合的做法如下: 将 m 个无周跳的载波相位观测值  $\tilde{\varphi}_i$  代入下式, 进行多项式拟合:

$$\tilde{\varphi}_i = a_0 + a_1(t_i - t_0) + a_2(t_i - t_0)^2 + \dots + a_n(t_i - t_0)^n$$

( i = 1, 2, ..., m; m > n + 1 ) ( 4-46)

用最小二乘法求得式中的多项式系数  $a_0, a_1, \dots, a_n$ , 并根据拟合后的残差  $V_i$  计算出中误差  $\sigma = \sqrt{\frac{[V_i V_i]}{m - (n + 1)}}$ 。用求得的多项式系数来外推下一历元的载波相位观测值并与实际观测值进行比较, 当两者之差小于  $3\sigma$  时, 认为该观测值无周跳。去掉最早的一个观测值, 加入上述无周跳的实际观测值后继续上述过程进行多项式拟合。当外推值与实际观测值之差  $\geq 3\sigma$  时, 认为实际观测值有周跳。此时应采用外推的整周计数去取代有周跳的实际观测值中的整周计数, 但不足一周的部分  $F_r(\ )$  仍保持不动。然后继续上述过程, 直至最后一个观测值为止。需要说明的是:

(1) 由于卫地距对时间的四阶导数 $\frac{d^4}{dt^4}$ 或五阶导数 $\frac{d^5}{dt^5}$ 一般已趋近于零,表 4-1 中的四次差或五次差已呈现随机误差特性,无法再用多项式来加以拟合。故多项式拟合中的阶数  $n$  一般取 3 ~4 阶即可。也可根据拟合后的中误差 来进行判断。

(2) 上面所说的载波相位“观测值”,既可以是真正的(非差)相位观测值,也可以是经线性组合后形成的虚拟观测值:单差观测值和双差观测值。非差观测值和在接收机间求差后组成的单差观测值由于受接收机钟误差的影响,故无法探测、修复小周跳。在卫星间求差后组成的单差观测值及双差观测值探测、修复小周跳的能力通常较强。

因篇幅所限,本节只能作一些原理性的介绍。具体处理方法和技巧请看参考文献。

### 3. 用双频 P 码伪距观测值来探测、修复周跳\*

从式(4-43)可知,根据任一历元的双频 P 码伪距观测值  $P_1$ 、 $P_2$  及载波相位观测值  $\varphi_1$ 、 $\varphi_2$ ,即可求得宽巷观测值的整周模糊度  $N$  :

$$N = \frac{f_1 P_1 + f_2 P_2}{f_1 + f_2} - (\varphi_1 - \varphi_2) \quad (4-47)$$

从第 1 个历元至第  $i$  个历元所求得的  $i$  个  $N$  值的均值  $\bar{N}^i$  及其方差  $\sigma_i^2$  可用下列递推公式计算:

$$\bar{N}^i = \bar{N}^{i-1} + \frac{1}{i}(N^i - \bar{N}^{i-1}) \quad (4-48)$$

$$\sigma_i^2 = \sigma_{i-1}^2 + \frac{1}{i} \left[ (N^i - \bar{N}^{i-1})^2 - \sigma_{i-1}^2 \right] \quad (4-49)$$

若根据第  $i+1$  个历元的双频观测资料求得的  $N^{i+1}$  与  $\bar{N}^i$  之差的绝对值  $|N^{i+1} - \bar{N}^i|$  满足下列方程:

$$|N^{i+1} - \bar{N}^i| < 4 \sigma_i \quad (4-50)$$

就认为第  $i+1$  个历元的载波相位观测值中无周跳。用式(4-48)和式(4-49)求得  $\bar{N}^{i+1}$  和  $\sigma_{i+1}$  后,重复上述过程继续对第  $i+2$  个历元的观测值进行检核。若  $|N^{i+1} - \bar{N}^i|$  不满足式(4-50),就表明第  $i+1$  个历元的观测值中出现了周跳或粗差。究竟是出现周跳还是出现粗差,则需根据第  $i+2$  个历元的  $N^{i+2}$  来予以判断。若  $N^{i+2}$  与  $\bar{N}^i$  之差的绝对值也大于或等于  $4 \sigma_i$ ,且  $N^{i+2}$  与  $N^{i+1}$  相符很好,就表明第  $i$  个历元与第  $i+1$  个历元间确实出现了周跳。此时应将出现周跳前的  $i$  个历元划分为第一小段;将出现周跳后的历元划分为第二小段,并按式(4-48)和式(4-49)重新开始进行计算。反之,若  $N^{i+2}$  与  $\bar{N}^i$  相符很好,但  $N^{i+1}$  和  $N^{i+2}$  之间的差值却很大,这就表明第  $i+1$  个历元的观测值中出现了粗差。给该观测值作上标记,以便在数据处理时予以剔除或进行降权处理。采用上述方法,即可以周跳作为分界线将整个时段划分为若干个小段,相邻两个小段的整周模糊度的均值之差经四舍五入后就被视为这两个小段间的周跳数。由于宽巷观测值的波长达 86cm,所以其周跳的探测与修复较为容易。经验表明,用 10min 的双频观测值求得的  $N$  就可精确到 0.1 周左右。求得宽巷观测值的整周跳变后还需用其他方法(如多项式拟合法)来进一步探明上述周跳究竟是由  $L_1$  观测值中的周跳还是  $L_2$  观测值中的周跳引起的。当  $L_1$  观测值与  $L_2$  观测值中产生同样大小的周跳时可采用何种方法来探测和修复等技术性的问题,限于篇幅无法一一介绍,需要时请参阅参考文献。

采用本方法时无需提供卫星轨道、测站坐标等信息,也不需要测站和卫星间求差,适用于任意长度的基线。与此同时,还可完成粗差的探测和剔除工作,是一种较为理想的方法。该

方法在自动化数据编辑中得到了广泛的应用。

#### 4. 三次差法<sup>\*\*</sup>

用三差观测值来探测、修复周跳一般可采用下列两种方法:

##### (1) 根据三差观测方程中的常数项来探测和修复周跳

从双差观测值和三差观测值的组成(求差)过程可知,若在历元  $i$  与历元  $i+1$  之间某载波相位观测值出现了周跳,丢失了  $N$  周,则第  $i+1$  个历元的双差观测值就会错  $N$  周,从而使这两个历元的三差观测值  $^{pq}_{ij}(t_i, t_{i+1})$  也相应地错  $N$  周。但由于整周跳变的继承性,下一个三差观测值  $^{pq}_{ij}(t_{i+1}, t_{i+2})$  及随后的三差观测值却不受其影响而仍保持正确。也就是说,双差观测值中的一个周跳只能使一个三差观测值产生相应的错误。三差观测值已消除了卫星钟差和接收机钟差的影响,卫星星历误差和大气传播误差(电离层延迟、对流层延迟、多路径误差等)的影响也得到大幅度的削弱,观测方程中的常数项中仅含相邻历元间大气传播误差的变化项及测量噪声的影响,其值一般均小于 0.1 周。若某三差观测值  $^{pq}_{ij}(t_i, t_{i+1})$  的观测方程中的常数项大于 1 周,则第  $i$  个历元与第  $i+1$  个历元间必有周跳。该常数项经四舍五入取整后的值即为双差观测值的周跳数,据此即可对第  $i+1$  个历元及随后的双差观测值进行修复。需要说明的是,用双差观测值进行平差计算时,我们已将虚拟的双差观测值看成一个整体,因而只需对双差观测值的周跳加以探测和修复即可,无需进一步分清该周跳究竟是由哪一个原始观测值的周跳引起的。

##### (2) 根据三差观测值的残差来探测、修复周跳

由于一个周跳仅影响一个三差观测值,故数量有限的周跳只会使三差观测值中出现为数不多的少量粗差观测值。利用这些三差观测值来进行单基线解算时,正常三差观测值的残差将远小于 1 周,含有粗差的三差观测值则通常会出现很大的残差。为了使有粗差的观测值尽可能不影响正常观测值的残差,可对它们进行降权处理,然后重新进行迭代计算,直至收敛为止。这样,我们就能根据残差的位置和数量对双差观测值进行周跳的修复。采用此方法还可同时获得精度较好的测站近似坐标,供双差观测值的平差计算使用。

探测、修复周跳的方法还有不少,如卡尔曼滤波法、线性拟合法等。双频观测值还可根据求得的电离层延迟来探测、修复周跳,利用小波理论也可探测、修复周跳,此处不再一一介绍。一般说来,每种方法都有其优点,也有其局限性,所以只有综合利用不同的方法,取长补短,才能形成一个较为完整有效的方案。只有完成周跳的探测、修复及粗差观测值的剔除工作,获得一组“干净”的观测值后,才能进行最后的平差计算工作。需要说明的是,上述工作是否进行得完全、彻底,最终还是要用正式平差计算中的观测值残差来加以检核。观测值中出现数值很大的、反常的残差通常就意味着观测值中还含有周跳或粗差,此时应重新进行周跳的探测、修复及粗差的剔除工作。

整周跳变与接收机的质量及观测条件有密切关系,因而必须从选择机型、选点、组织观测时就加以注意,以便能获得一组质量较好的观测值,这是解决周跳问题的根本途径。一组包含了大量周跳的、质量很差的观测值,想单纯依靠内业处理的方法加以修补以获得高精度的结果几乎是不可能的,而且将大大增加工作量,因而决不能因为存在着用内业方法修复周跳的可能性而放松了对外业观测的要求。

## § 4.5 整周模糊度的确定

整周模糊度的确定是载波相位测量中的关键问题,这是因为:

(1) 精确的、不足 1 周的相位观测值  $F_r(\quad)$  和修复周跳后的正确的整周计数  $\text{Int}(\quad)$  只有与正确的整周模糊度配合使用才有意义。模糊度参数一旦出错, 就将导致大量的卫地距出现系统性的粗差, 从而严重损害定位的精度和可靠性。正确确定整周模糊度  $N$  是获得高精度定位结果的必要条件。

(2) 在一般精度的 GPS 定位中, 定位所需的时间实际上就是正确确定整周模糊度所需要的时间。快速确定整周模糊度对提高 GPS 定位的作业效率具有极其重要的作用; 对开拓 GPS 定位技术的应用领域, 将其推广应用到低等级控制测量和一般的工程测量等领域也具有极其重要的作用。

确定整周模糊度的方法很多, 分类也较为困难。本节将按定位模式来分别予以介绍。

#### 4.5.1 静态相对定位中常用的几种方法

在静态相对定位中, 一般都把整周模糊度当做未知参数与坐标差( $X, Y, Z$ ) 等参数同时求解。在已考虑接收机钟差和卫星钟差的情况下, 非差、单差、双差、宽巷、窄基观测值的模糊度从理论上讲均应为整数。但是由于测量噪声、各种误差修正后的残余误差以及数据处理软件的不完善等因素的影响, 解得的模糊度一般并不为整数。此时从最小二乘解的角度讲, 模糊度参数已被正确确定; 但从模糊度参数理论上讲应为整数, 而从现在解得的却是非整数这一角度讲, 模糊度尚未被正确确定, 我们还需以非整数解为基础来进一步确定模糊度的真值。所采用的方法通常有下列几种:

##### 1. 取整法

我们把用修复了整周跳变并剔除了粗差后的一组“干净”的载波相位观测值进行基线向量解算后得到的一组解(含模糊度参数及坐标差参数等) 称为初始解。如前所述, 初始解中求得的整周模糊度一般并不为整数。将它们分别进行四舍五入, 取整后的值就是最终的模糊度参数。显然, 只有在初始解中所求得的整周模糊度参数的误差均在 0.5 周以内时, 取整法才能获得正确的模糊度解。

##### 2. 置信区间法

如果初始解中所求得的第  $i$  个模糊度参数为  $N_i$ , 该参数的中误差为  $m_i$ , 根据选定的置信度( $1 - \alpha$ ) 和自由度  $f$  就可从学生分布概率密度表查取系数  $t_\alpha(f, \alpha/2)$ 。为方便计, 令  $t_\alpha(f, \alpha/2) = t$ , 于是置信区间的范围即可写为  $(N_i - t m_i, N_i + t m_i)$ 。式中:  $m_i = \sigma_0 \sqrt{q_{N_{ii}}}$ , 其中  $\sigma_0$  为初始解中的单位权中误差,  $q_{N_{ii}}$  为初始解的协因素阵中与  $N_i$  对应的主对角线元素。当自由度  $f = 2\ 500$ , 置信度( $1 - \alpha$ ) 为 95% 时,  $t = 1.96$ ; 置信度( $1 - \alpha$ ) 增加至 99.9% 时,  $t = 3.28$ 。当置信度取得足够大(例如取 99.9%) 时, 从数理统计的角度讲, 正确解就不应落在置信区间以外。所以, 当置信区间内只有一个整数时, 我们就可以相当有把握地认为它就是我们要的整周模糊度。换言之, 如果只有一个整数落在置信区间内, 从数理统计的观点讲它就是惟一正确的解; 反之, 如果有多个整数(或没有一个整数) 落在置信区间内, 就无法获得惟一正确的解。

采用置信区间法时, 通常只能将初始解中的部分模糊度参数固定为整数值。此时可将已正确确定的模糊度值作为已知值代入法方程式, 以改善方程式的状态, 增加解的强度。然后再用本方法对重新求得的模糊度参数进行置信区间检核, 此时往往又能将其中的某些模糊度参数固定为整数。重复上述过程, 直至将所有的模糊度参数固定为整数为止。可通过迭代求解是置信区间法的一大优点。

取整法可以看成是置信区间法的一个特例。当  $m_i = 0.5$  周时, 置信区间法实际上就变成了取整法。如果初始解中所求得的取值为实数的模糊度参数与最相近的一个整数之差为  $X$ , 那么当  $m_i < X$  时就没有一个整数会落在置信区间内; 当  $m_i > (1 - X)$  时就至少会有两个整数落在置信区间内。因此, 置信区间法的有效区间为:

$$X < m_i < (1 - X) \quad (4-51)$$

这就意味着当初始解的精度过低( $m_i > 1 - X$ , 置信区间中有多个整数) 或观测值中还含有较大的系统误差(如多路径误差、未消除的电离层延迟残差等)从而导致解偏离正确值( $X > m_i$ , 置信区间中无整数)时, 用该方法就无法获得惟一正确的模糊度解。

### 3. 模糊函数法<sup>\*\*</sup>

我们知道, 求解整周模糊度参数的目的是为了把载波相位观测值换算为精确的距离观测值, 从而解算基线向量(待定点坐标)。模糊函数法虽然并不显式求解模糊度参数, 但可通过搜索算法来直接获得基线向量(待定点坐标)的最优解。现简单介绍如下:

模糊函数  $F$  的定义如下:

$$F(X, Y, Z) = \prod_{i=1}^n \prod_{j=1}^{n_i} \prod_{l=1}^{n_f} \cos \{ 2 \pi [ \lambda_{c_{ijl}}^{ijl}(X, Y, Z) - \lambda_0^{ijl} ] \} \quad (4-52)$$

式中:  $n$  为观测历元数;  $n_i$  为第  $i$  个历元的双差观测值数;  $n_f = 1, 2$ , 表示观测的频率数;  $\lambda_0^{ijl}$  为双差观测值(不含整周数);  $\lambda_{c_{ijl}}^{ijl}(X, Y, Z)$  为当待定点坐标取  $(X, Y, Z)$  时所计算出来的含整周数(整周计数及整周模糊度)在内的完整的“双差观测值”。设待定点的坐标真值为  $(X_0, Y_0, Z_0)$ , 在没有测量噪声和其他任何误差的情况下,  $[ \lambda_{c_{ijl}}^{ijl}(X_0, Y_0, Z_0) - \lambda_0^{ijl} ]$  等于整周数  $N_{ijl}$ ,  $\cos 2 \pi N_{ijl} = 1$ , 故模糊函数  $A(X_0, Y_0, Z_0) = m$ ,  $m$  为双差观测值的总个数。将双差观测值的最小二乘解中所求得的待定点坐标  $(\hat{X}, \hat{Y}, \hat{Z})$  代入计算时,  $[ \lambda_{c_{ijl}}^{ijl}(\hat{X}, \hat{Y}, \hat{Z}) - \lambda_0^{ijl} ] = N_{ijl} + V_{ijl}$ ,  $V_{ijl}$  为双差观测值  $\lambda_0^{ijl}$  的改正数。由于改正数  $V_{ijl}$  的值很小, 故  $\cos 2 \pi (N_{ijl} + V_{ijl}) = 1 - 2 \pi^2 V_{ijl}^2$ , 于是有

$$F(\hat{X}, \hat{Y}, \hat{Z}) = m - 2 \pi^2 V^2 \quad (4-53)$$

式中,  $V^2 = \prod_{i=1}^n \prod_{j=1}^{n_i} \prod_{l=1}^{n_f} V_{ijl}^2$ 。

由于最小二乘解能保证  $V^2 = \min$ , 故  $F(\hat{X}, \hat{Y}, \hat{Z}) = \max$ 。反之亦然, 能使模糊函数  $F$  取极大值的一组站坐标, 就是用最小二乘法所求得的站坐标。

根据上述原理, 如果我们已经用某种方法求得了站坐标的近似值  $(X, Y, Z)$  及它们的中误差  $m_X, m_Y, m_Z$ , 就能以近似位置为中心构建一个搜索区间, 例如取  $X \pm 3m_X, Y \pm 3m_Y, Z \pm 3m_Z$  为搜索范围, 然后以一定的步长逐个搜索, 找出能使模糊函数  $F$  取极大值的站坐标。需要说明的是:

(1) 采用本方法时, 近似坐标必须有足够的精度。当近似值的精度很高时, 不仅搜索时间短, 而且即使只有少量的观测值也能获得相当好的结果。当近似值的精度较差时, 搜索时间会急剧增加。当近似值的精度很差时, 本方法失效, 无法获得正确的解。故本方法特别适合于下列场合:

- 进行基线向量的复测;
- 在检定场中检定 GPS 接收机;
- 进行形变量很小的变形监测。

在进行一般的 GPS 测量时, 通常和三差法配合使用, 即首先用三差解来获得精度较好的

近似坐标并剔除观测值中的粗差,然后再用模糊函数法求精确解。

(2)从式(4-52)可知,整周数的变化并不影响模糊函数 $F$ 的取值。这就意味着采用本方法进行数据处理时无需进行周跳的探测和修复工作,也不必确定整周模糊度,只需用载波相位观测值中不足一周的部分 $F_r(\quad)$ 来进行计算即可。

(3)为加快搜索速度,开始时可将整个搜索区域划分为若干较大的区域,通过搜索确定待定点位于哪一个较大的区域内;然后再将该区域细分为若干小区域,再通过搜索来确定待定点的精确位置。例如搜索区域为 $20\text{cm}\times 30\text{cm}\times 25\text{cm}$ ,首先将该区域分为120个 $5\text{cm}$ 见方的子区域;通过搜索确定待定点位于哪个子区域后,进一步将该子区域划分为125个 $1\text{cm}$ 见方的小区域;然后再用搜索算法确定待定点的准确位置。

从某种角度讲,模糊函数法是一种解基线向量(待定点坐标)的方法而不是确定整周模糊度的方法,因为它绕过了“确定模糊度”的问题而直接求得了基线向量的最小二乘解。这种方法也可用于快速静态定位和动态定位。

#### 4. 整数解和实数解

当整周模糊度参数取整数时所求得的基线向量解称为整数解,也称固定解;反之,当模糊度参数取实数时所求得的基线向量解称为实数解,也称浮点解。求整数解的计算步骤如下:

##### (1) 求初始解

用修复周跳、剔除粗差后的“干净”的载波相位观测值进行基线向量的解算,求得基线向量及整周模糊度参数,这种解被称为初始解。如前所述,由于各种误差的影响,初始解中的模糊度参数一般为实数。

##### (2) 将整周模糊度固定为整数

采用取整法、置信区间法或其他方法,非常有把握将上述模糊度参数一一固定为整数。必要时可采用迭代算法来逐步加以固定。

##### (3) 求固定解

将上述固定为整数的模糊度参数作为已知值代入法方程式,重新求解基线向量(及其他参数),从而获得固定解。

反之,求得初始解后若无法十分有把握地将实数模糊度固定为某一整数,因而只能将初始解当做最终解时,其解就被称为实数解。整数解是在模糊度参数已被恢复为真值的基础上求得的,或者说是与一组不受误差影响的、正确的、模糊度参数相对应的解,所以精度较高。

在短基线测量中,由于两站所受到的误差间的相关性好,能较完善地得以消除,因而通常都能获得固定解。在中长基线测量中,误差的相关性将减弱,初始解的误差将随之增大,从而使模糊度参数很难固定,因而一般只能求实数解。

### 4.5.2 快速定位中常用的方法

#### 1. 快速定位

经典的静态定位常被用于高精度GPS测量领域,如地壳形变监测、布设高等级控制网等。进行上述GPS测量时,一般需进行较长时间的观测,以便能获得精确的实数模糊度(例如其中误差均小于0.1周),以方便地求得惟一正确的整周模糊度;较完善地消除或削弱各种误差影响,获得高精度的无偏解。由于采用经纬仪、测距仪等常规工具来进行此类测量同样需花费很长的时间,因此静态定位技术能被人们所接受。

然而在开拓新的应用领域,将GPS定位技术用于低等级控制测量、普通工程测量(如一般

的管线测量、输电线路测量、道路测量等)以及地籍测量(图根控制、界址点坐标的测定等)的过程中,再采用需进行长时间观测的静态定位技术就会变得不合时宜。这是因为:

(1)载波相位测量本身具有很好的精度,只要能正确确定模糊度,采用  $n$  个历元的观测值即可获得厘米级的定位精度,满足上述要求。

(2)在上述应用领域中,边长一般仅为数百米至数千米,误差的相关性很好,在相对定位中这些误差能较好地得以消除。

(3)采用常规技术时,一般只需数分钟至一二十分钟的观测时间。GPS 定位技术若想在这些领域中得以应用,必须在定位精度和作业效率方面都具有竞争力。再加上 GPS 定位技术不受气候条件的限制、测站间无须保持通视、可同时获得点的三维坐标等优点,用户才乐意使用。快速定位技术就是在这种背景下产生的。

快速定位技术主要用于短距离(例如 10km 内)厘米级精度的应用领域。如前所述,由于载波相位观测值本身具有很高的精度,各种误差影响又能得到较完善的消除,因而快速定位的关键在于如何快速地确定整周模糊度。换言之,快速定位所需的时间实际上就是快速确定整周模糊度所需的时间。

走走停停( Go and Stop)法和快速静态定位法是两种具有代表性的快速定位法。走走停停法从形式上看类似于动态定位,因为接收机在迁站过程中仍需开机观测,保持对卫星的连续跟踪。但这种跟踪观测的目的不是为了确定接收机的运动轨迹,而只是为了传递整周模糊度,以便到达待定点后可实现快速定位。该方法通常是采用已知基线法和交换天线法来快速确定整周模糊度的(这一过程也被称为“初始化”)。快速静态定位主要是通过快速模糊度解算法(FARA 法)来实现的。下面分别予以介绍。

## 2. 已知基线法

用双差观测值解算基线向量的方程中包含着基线向量和整周模糊度两类参数。要同时准确确定这两类参数较为困难,需要有长时间的观测资料。已知其中的某一类参数后,方程的状态就会大为改善,此时只需要数分钟的载波相位观测资料就能准确确定另一类参数。已知基线法就是依据上述原理来快速确定模糊度的。如果在测区中有一条已知基线向量 $\vec{AB}$ ,其精度优于 5cm,那么只要在 A、B 两站各设置一台 GPS 接收机,同步观测数分钟后就可确定各卫星的模糊度参数  $N_{AB}$ 。其具体做法如下:首先将已修复周跳、剔除粗差后的双差载波相位观测值组成法方程式,然后将已知的基线向量 $\vec{AB} = [X_{AB}, Y_{AB}, Z_{AB}]$ 代入法方程式并求解模糊度参数,最后再用取整法或置信区间法将求得实数模糊度固定为整数。

## 3. 交换天线法

如果测区中没有符合条件的已知基线向量,而只有一个已知点时,可采用交换天线的方法来确定整周模糊度,从而完成初始化工作。其具体做法如下:首先将一台接收机安置在已知点上,另一台接收机则安置在距已知点 5 ~10m 的任意一个点上;然后开机同步观测 2 ~8 个历元;接着将两台接收机的天线从三脚架上取下互换位置,再采集 2 ~8 个历元的观测资料;最后再将天线互换,放回原位置继续观测 2 ~8 个历元。注意取天线时别碰动三脚架,互换天线时需保持对卫星信号的连续跟踪。

交换天线确定整周模糊度的基本原理如下:由于已知点  $i$  和任意点  $j$  之间的距离仅为 5 ~10m,故双差观测方程式(4-29)中的 $(V_{ion})_{ij}^{pq}$ 及 $(V_{trop})_{ij}^{pq}$ 皆可视为零。于是式(4-29)可简化为:

$$\lambda_{ij}^{pq}(t_1) = \frac{f}{c} \lambda_{ij}^{pq}(t_1) - N_{1,2}^{pq} \quad (4-54)$$



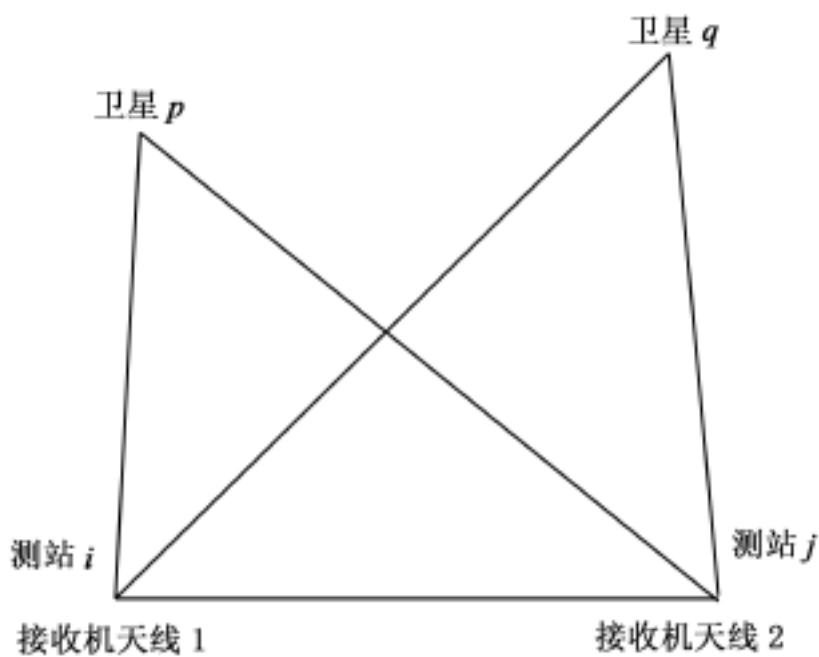


图 4-7 交换天线法示意图

由于整周模糊度只和接收机天线及卫星有关,与测站无关,故我们把上式中的双差模糊度记为  $N_{1,2}^{pq}$ ,而不记为  $N_{ij}^{pq}$  (见图 4-7)。其中 1,2 分别指接收机天线 1 和接收机天线 2。交换天线后的观测方程可写为:

$$\frac{f}{c} \lambda_{ij}^{pq}(t_2) = \frac{f}{c} \lambda_{ij}^{pq}(t_1) - N_{2,1}^{pq} \quad (4-55)$$

由于  $N_{1,2}^{pq} = N_2^{pq} - N_1^{pq} = - (N_1^{pq} - N_2^{pq}) = -N_{2,1}^{pq}$

所以将式(4-54)和式(4-55)相加后得:

$$\frac{f}{c} \lambda_{ij}^{pq}(t_1) + \frac{f}{c} \lambda_{ij}^{pq}(t_2) = \frac{f}{c} [\lambda_{ij}^{pq}(t_1) + \lambda_{ij}^{pq}(t_2)] \quad (4-56)$$

式(4-56)和三差观测方程有些类似,但三

差观测方程是通过两个历元的双差观测方程相减得到的,而式(4-56)是通过两个历元的双差观测方程相加而得到的(双差模糊度参数是通过交换天线来消除的)。式(4-56)中也仅含有基线向量,且方程的状态远优于三差方程,因而用几分钟的观测值就能求得相当好的基线向量  $\vec{ij}$ 。 $\vec{ij}$ 一旦被准确确定,就可用已知基线法来确定整周模糊度了。

#### 4. 快速模糊度解算法

1990 年 E. Frei 和 G. Beutler 提出了快速模糊度解算法(FARA—Fast Ambiguity Resolution Approach)。此后又有不少学者对该方法作了进一步改进,使之更为完善、有效。

##### (1) 基本概念

进行快速定位时虽然观测时间较短,但只要能正确确定整周模糊度,仍能获得相当好的结果,因此快速定位的关键在于快速确定整周模糊度。我们知道,用短时间的观测资料所建立的方程的状态很差。因为在短时间内卫星位置变化不大,故同一卫星在不同历元所建立的误差方程的系数和常数项也几乎相同。这就意味着这些方程几乎是线性相关的,各历元的观测方程所起的作用和在一个历元上进行重复观测所起的作用差不多。在这种情况下所求得的实数模糊度参数的中误差必然很大。这就意味着置信区间也会很大,置信区间中将包含多个整数。例如当实数模糊度的中误差  $m_i = \pm 1$  周,置信度取 99.9% 时,置信区间的大小为 6.56 周,在该区间中将包含 6 ~7 个整数。正确的整数模糊度落在该区间以外的概率仅为 0.1%,一般不会出现。但置信区间内的这 6 ~7 个整数则都有可能成为正确解,它们被称为该模糊度参数的备选解。将所有模糊度参数的备选解排列组合起来就构成了整数模糊度向量  $N$  的备选组,其数量往往是十分惊人的,一般可达数万组至数十万组,其中只有一组整数模糊度组合是完全正确的。如果我们能将这组模糊度组合挑选出来取用,那么快速定位就能取得很好的结果。

##### (2) 搜索原理

如果我们将备选组中的整数模糊度组合——代入法方程中进行计算,那么能使观测值残差的平方和为最小的这组整数模糊度组合就是最终的正确解。因为只有当所有的整周模糊度皆取正确值时,观测值的残差才会与载波相位测量的正常精度相对应,此时残差值一般均小于



0.05 周( 约为 1cm)。将其他备选组代入法方程式时,其中至少有一个整数模糊度参数是不正确的。这就意味着卫地距将出现粗差,从而使观测值残差的平方和迅速增大。根据上述原理,我们就能将正确的模糊度参数挑选出来。在未知参数必须为整数的情况下求最小二乘解的方法称为整数最小二乘法。下面我们不加证明,给出最小二乘解的另一种形式:

$$(\hat{N} - N)^T Q_{\hat{N}}^{-1} (\hat{N} - N) = \min \tag{4-57}$$

式中:  $\hat{N}$  为初始解中求得的一组实数模糊度解;

$Q_{\hat{N}}$  为这组实数模糊度的协因数阵;

$N$  为整数模糊度组合。

能满足式(4-57) 的这组整数模糊度就是我们所寻求的最优的整数模糊度组合。式(4-57) 无法直接求解, 只能通过搜索算法将正确解挑选出来。

(3) FARA 法\*

虽然我们可以根据式(4-57) 采用搜索算法将正确解从备选组中挑选出来,但由于备选组中的组合数往往是十分惊人的,故计算工作量十分庞大。FARA 法的实质就是在代入式(4-57) 进行计算前,先对备选组进行数理统计检验,把大量的显然不合理(通不过数理统计检验) 备选组先剔除掉,以减少计算工作量。统计检验的标准是:任意两个整数模糊度参数  $N_i$  和  $N_j$  之差  $N_{ij}$  是否位于这两个模糊度差值的置信区间内,用公式可表示为:

$$P\{ \hat{N}_{ij} - m_{\hat{N}_{ij}} \leq N_{ij} \leq \hat{N}_{ij} + m_{\hat{N}_{ij}} \} = 1 - \tag{4-58}$$

式中:  $\hat{N}_{ij} = \hat{N}_j - \hat{N}_i$  ( $\hat{N}_i, \hat{N}_j$  为初始解中的实数模糊度参数);

$N_{ij} = N_j - N_i$  ( $N_i, N_j$  为备选组中的整数模糊度参数);

$m_{\hat{N}_{ij}} = t_{\left[ f, \frac{\alpha}{2} \right]}$  (置信度为  $1 - \alpha$ , 自由度为  $f$  的学生氏分布的双尾分位值);

$m_{\hat{N}_{ij}} = \sigma_0 \sqrt{q_{N_{ii}} - 2q_{N_{ij}} + q_{N_{jj}}}$  ( $\sigma_0$  为初始解中的验后单位权中误差,  $q_{N_{ii}}, q_{N_{ij}}, q_{N_{jj}}$  为协因数阵中的相应元素)。

FARA 法充分利用了初始解协因数阵中的非对角线元素所提供的模糊度间的互相关信息,对参数作进一步的数理统计检验。

对于双频观测资料还可用  $L_1$  的模糊度参数  $N_1$  及  $L_2$  的模糊度参数  $N_2$  作进一步的统计检验。首先组成模糊度的线性组合:

$$N_L = N_1 - \frac{f_2}{f_1} N_2 \tag{4-59}$$

然后用下式进行统计检验:

$$P\{ \hat{N}_{L_{ij}} - m_{\hat{N}_{L_{ij}}} \leq N_{L_{ij}} \leq \hat{N}_{L_{ij}} + m_{\hat{N}_{L_{ij}}} \} = 1 - \tag{4-60}$$

式中各符号的含义与式(4-58) 中的类似。

由于  $N_L$  的精度很高,其中误差一般仅为数毫米,故搜索区间很小,搜索极为有效。

通过上述统计检验,可以把大量的不合理的整数组合迅速予以剔除。然后再将为数不多的通过统计检验的备选组——代入式(4-57), 求出相应的  $\sum_{i=1}^m V_i^2$  ( $m$  为观测值总数) 及单位权

中误差  $\sigma = \sqrt{\sum_{i=1}^m V_i^2 / (m - n)}$  ( $n$  为未知数的个数)。从原则上讲,能使  $\sigma$  取最小值的那组整数模糊度组合就是我们所寻求的最优的整数模糊度组合。

#### (4) 确认最优解需进行的三项统计检验

由于 FARA 法是建立在概率论的基础上的, 因此通常还需进行下列三项统计检验, 最后确认用上述方法搜索出来的整数模糊度组合就是我们所寻求的正确的整数模糊度组合, 将该组整数模糊度代入法方程式后所求得解就是正确的固定解。

整数解与初始解所求得的基线向量的一致性检验。设整数解所求得的基线向量为  $X$ , 初始解所求得的基线向量为  $\hat{X}$ , 相应的协因数阵为  $Q_{\hat{X}}$ 。如果下式成立, 则  $\hat{X}$  和  $X$  从统计检验的角度讲是一致的、相容的:

$$(\hat{X} - X)^T Q_{\hat{X}}^{-1} (\hat{X} - X) \leq u \frac{2}{0} \quad (4-61)$$

式中:  $F(u, f, 1 - \alpha)$  是置信度为  $1 - \alpha$ , 自由度为  $f$  和  $u$  的 fisher 分布的单尾分位值;  $u$  为未知参数的个数;  $f$  为参数估计中的自由度;  $0$  为初始解中的单位权中误差。

由于模糊度参数已位于相应的置信区间内, 故只要基线向量也是一致的就意味着整数解和初始解的解向量都是一致的。

整数解和初始解的单位权中误差的一致性检验。设整数解的单位权中误差为  $\sigma_A$ , 初始解的单位权中误差为  $\sigma_0$ , 如下式成立, 则表示两者从统计检验的角度讲是一致的:

$$\frac{\sigma_A^2}{\sigma_0^2} \leq \frac{2}{0} F(f, f, 1 - \alpha/2) \quad (4-62)$$

上式检验也称方差因子的  $F$  检验。式(4-62)中符号的含义与式(4-61)中的相同。

整数解中最小单位权中误差  $\sigma_{\min}$  与次最小单位权中误差  $\sigma_{\text{次最小}}$  间的显著性检验。如前所述, 如果用上述方法搜索出来的一组整数模糊度参数就是我们所寻求的正确参数, 那么它所对应的单位权中误差  $\sigma_{\min}$  就应显著地小于  $\sigma_{\text{次最小}}$ , 因为与  $\sigma_{\text{次最小}}$  所对应的那组解中至少有一个整数模糊度参数是不正确的。这就会使相应的卫地距出现粗差, 从而使单位权中误差迅速增大。反之, 如果很不巧, 某一卫星正确的整数模糊度一开始就没有位于置信区间内(虽然出现这种情况的概率很小, 但毕竟是有可能出现的), 那么备选组中就不含完全正确的整数模糊度组合。如果  $\sigma_{\min}$  所对应的解中模糊度参数  $A$  不正确,  $\sigma_{\text{次最小}}$  所对应的解中模糊度  $B$  不正确, 此时  $\sigma_{\min}$  和  $\sigma_{\text{次最小}}$  间的差异就不显著。此项检验也称为 ratio 值检验, 检验公式如下:

$$\text{ratio 值} = \frac{\sigma_{\min}^2}{\sigma_{\text{次最小}}^2} \leq F(f, f, 1 - \alpha/2) \quad (4-63)$$

在实际作业中通常给定一个固定的限差, 例如令 ratio 值  $\leq 3$ 。

上述三项检验中只要有一项检验不通过就意味着搜索失败, 需返工重测或采取其他措施(如扩大置信区间的范围, 将正确值包含进来, 但这样会使工作量急剧增大)。

#### 5. LAMBDA 法\*\*

1993 年, 荷兰 Delft 大学的 Teunissen 教授提出了最小二乘模糊度降相关平差法(Least-square Ambiguity Decorrelation Adjustment), 简称 LAMBDA 法。该方法可缩小搜索范围, 加快搜索过程, 是目前快速静态定位中最成功的一种模糊度搜索方法, 已被广泛采用。现将该方法的基本原理介绍如下:

##### (1) 整数变换

采用经典的搜索算法来确定整数模糊度组合时碰到的主要问题是: 观测时间较短时, 初始解中的实数模糊度参数精度很低, 参数间的相关性又很强。在 LAMBDA 法中, 我们并不直接对整数模糊度参数  $N$  进行搜索, 而是先对初始解中的实数模糊度参数  $\hat{N} = (\hat{N}_1, \hat{N}_2, \dots, \hat{N}_n)$  及

其协因数阵  $Q_{\hat{N}}$  进行整数变换:

$$\hat{z} = Z^T \cdot \hat{N} \quad (4-64)$$

$$Q_{\hat{A}} = Z^T \cdot Q_{\hat{N}} \cdot Z \quad (4-65)$$

式中,  $Z$  为整数变换矩阵。整数变换具有下列特点: 当  $N$  为整数时, 变换后的参数  $z$  也为整数; 反之亦然, 当  $z$  为整数时, 经逆变换后所得的  $N = (Z^T)^{-1} \cdot z$  也为整数。整数变换并不是惟一的。我们希望整数变换后所得到的新参数  $\hat{z} = (\hat{z}_1, \hat{z}_2, \dots, \hat{z}_n)$  之间的相关性能显著减小, 其协因数阵  $Q_{\hat{A}}$  中的非对角线元素  $< 0.5$ , 模糊度参数的方差也能大幅度减小。LAMBDA 法就是按照上述要求来进行整数变换的。注意, 整数变换指的是具有上述特性的一种数学变换方法, 但并非只能对整数进行变换。在 LAMBDA 法的正变换中, 是在对实数模糊度进行变化。

### (2) 搜索算法

如前所述, 欲寻求经整数变换后的新参数  $\hat{z}$  的整数最小二乘解, 实际上就是要寻找能满足下式的整数组合  $z = (z_1, z_2, \dots, z_n)$ :

$$(\hat{z} - z)^T Q_{\hat{A}}^{-1} (\hat{z} - z) = \min \quad (4-66)$$

由于上式无法直接求解, 故一般都采用搜索算法从备选组中将满足式(4-66)的整数组合  $z$  挑选出来。由于变换后的新参数的方差及参数间的互相关性均较前大大减小, 故搜索工作将更为简便、迅速。

求得最优的整数组合  $z$  后再进行逆变换:

$$N = (Z^T)^{-1} \cdot z \quad (4-67)$$

变换后的参数  $N$  满足下列公式:

$$(\hat{N} - N)^T Q_{\hat{N}}^{-1} (\hat{N} - N) = \min$$

也就是说, 逆变换后求得的参数  $N$  就是我们最初要寻求的最佳的整数模糊度向量。

在 LAMBDA 法中是通过协因数阵  $Q_{\hat{N}}$  进行  $L^TDL$  分解来进行整数变换, 提高搜索效率的, 其中  $L$  为下三角矩阵,  $D$  为对角阵。有关 LAMBDA 法的具体计算过程及该方法的优点不再详细介绍, 需要时读者可参阅有关资料。该方法是一种公认的较好的确定整周模糊度的方法, 也可用于静态定位和动态定位。

## 4.5.3 动态定位中常用的方法

动态定位中确定模糊度的方法可分为以下两大类:

### 1. 初始化法

上面介绍的各种快速模糊度确定方法也可用于动态定位, 即在运动载体处于静止状态时与地面基准站一起通过“初始化”来确定整周模糊度, 然后运动载体开始运动, 进行定位。这种方法的缺点是显而易见的: 载体在运动过程中接收机必须保持对卫星信号的连续跟踪, 一旦信号失锁又无法修复时, 或有新的卫星出现在视场中时, 就需重新进行初始化, 否则就无法利用这些卫星来进行动态定位了。

### 2. 实时解算模糊度的方法

实时解算模糊度指的是接收机处于运动状态下利用一个或少数几个历元的观测资料来确定模糊度的技术, 也称在航解算模糊度技术 AROF (Ambiguity Resolution On the Fly), 或 OTF (On the Fly) 或 OTR (On the Run)。实时解算模糊度的步骤大体如下:

#### (1) 确定搜索区域

搜索通常可在坐标域内进行或在模糊度域内进行。在坐标域内进行搜索时,通常以待定点的近似位置 $(X_0, Y_0, Z_0)$ (例如用测码伪距相对定位所求得的点位)为中心,并根据近似坐标的标准差 $\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z$ 来确定搜索区域的大小。图4-8中就是以 $X_0 \pm 3\sigma_x, Y_0 \pm 3\sigma_y, Z_0 \pm 3\sigma_z$ 为界而求得的一个长方体搜索区域。显然,在 $\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z$ 前所乘的系数越大(即置信区间越大),真值位于该搜索区域中的概率也越大,但搜索工作量也会随之迅速增加。为减少工作量,应尽可能设法提高近似坐标的精度。

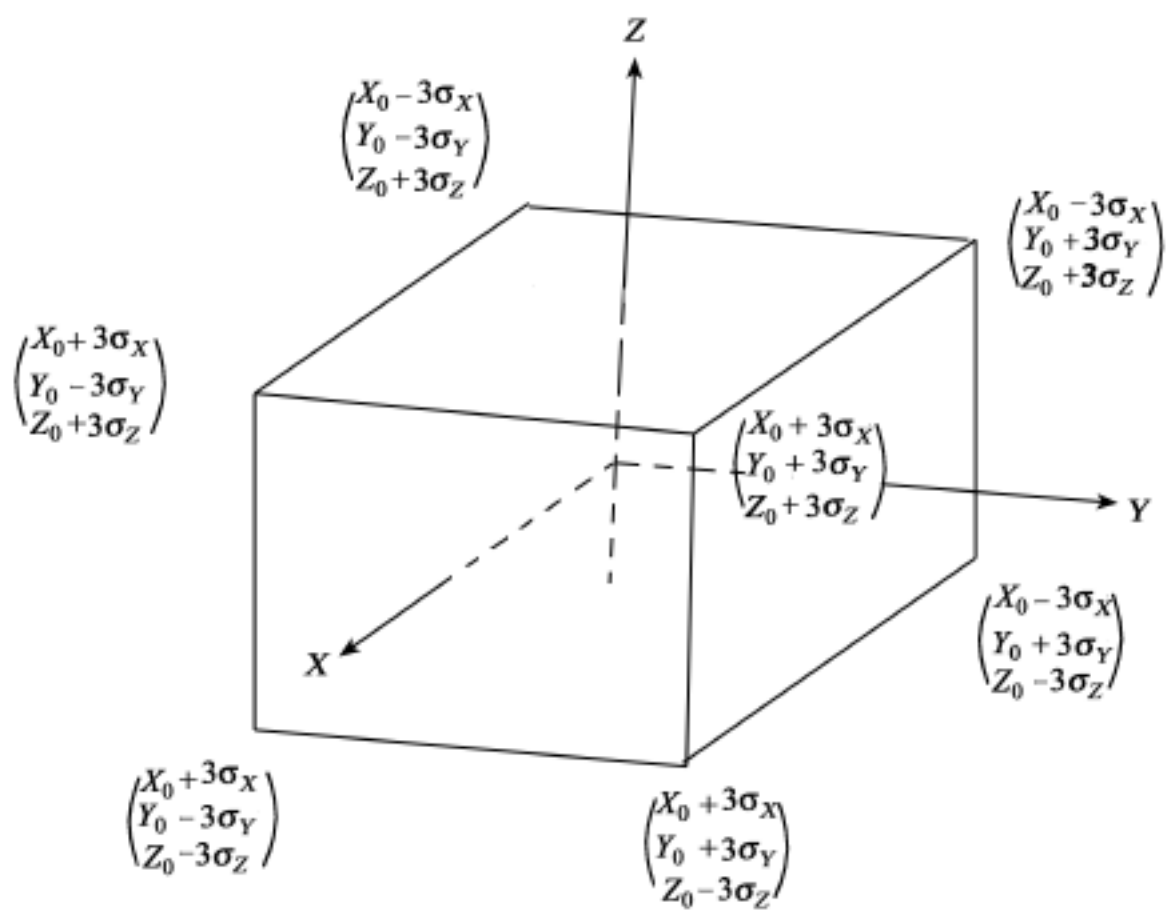


图 4-8 模糊度搜索区间示意图

如果我们已通过初始解求得了各整周模糊度的实数解 $N_i$ 及其标准差 $\sigma_{N_i}$ ,也可采用类似的方法构筑一个 $n$ 维的模糊度搜索空间( $n$ 为模糊度的个数),从中搜索出一组完全正确的模糊度组合。

两类搜索方法的特点见表4-3。

表 4-3 两类搜索方法的特点		
特 点	在坐标域内搜索	在模糊度域内搜索
建立搜索区域的依据	测码伪距相对定位求得的 $X_0, Y_0, Z_0$ 及其标准偏差 $\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z$	载波相位相对定位求得的初始解 $X_0, Y_0, Z_0, N_j$ 及 $\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z, \sigma_{N_j}$
搜索区域	三维空间	模糊度组合( $n$ 维整数空间, $n$ 为模糊度的个数)
搜索区域的大小	$K_x, K_y, K_z, K$ 根据经验而定,一般取3	$K_{N_j}, K$ 根据统计检验观测而定

特    点	在坐标域内搜索	在模糊度域内搜索
减少搜索次数的方法	先在大格网中搜索, 求得大格网位置后, 再细分小格网搜索	双差平而相交、数理统计方法( 如利用模糊度之间的相关性信息)
判断标准	模糊函数值最大	方差最小
确认的标准	$\frac{\text{模糊函数的最大值}}{\text{模糊函数的次最大值}} > \text{规定值}$	$\frac{\sigma_{\text{次最小}}^2}{\sigma_{\text{最小}}^2} > \text{规定值}$
观测时间	瞬时或准实时	n 分钟
所用的观测值	双频或单频测码伪距	载波相位或载波相位加伪距

(2) 可采用的方法

实时解算模糊度的方法有很多, 如模糊函数法、最小二乘模糊度搜索法、FARA 法、快速模糊度搜索滤波法、LAMBDA 法以及用某些特殊的约束条件来确定模糊度法等。

下面简要介绍 1990 年 Hatch 提出的最小二乘模糊度搜索法。其主要计算步骤如下:

将全部观测卫星分为两组: 挑选几何图形最好的 4 颗卫星作为第一组, 用于求初始解; 其余卫星作为第二组, 用于进行检验。

利用已知点和待定点上第一组卫星的测码伪距观测值进行相对定位, 求得待定点的近似坐标(  $X_0, Y_0, Z_0$  ) 以及它们的标准偏差  $\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z$ , 并组成搜索区域。

求出所有能使点位落在搜索区域内的第一组卫星的整数模糊度组合, 构成备选组。

将备选组中的模糊度组合一一代入由全部观测值所组成的法方程式中。由于第一组卫星的模糊度皆已固定为整数, 故法方程式的强度大为改善, 解得的第二组卫星的模糊度只需简单地取整( 四舍五入) 后即可固定为整数。

将所有整数模糊度代回法方程, 求得整数解。找出能使方差  $\sigma^2$  取最小值和次最小值的两组解。

进行方差最小的显著性检验。若比值  $\sigma_{\text{次最小}}^2 / \sigma_{\text{最小}}^2 > \text{规定值}$ , 则能使方差取最小值的那组整数模糊度组合就是我们所寻求的正确的模糊度组合。否则需补充观测值或用新观测值重新解算。

采用上述方法后可大幅度提高搜索速度。例如, 当总观测的卫星数为 7 颗时, 共有 6 个双差模糊度参数。如果每个模糊度参数的搜索区间中皆含 10 个备选参数的话, 需搜索的模糊度组合数将达  $10^6 = 100$  万组。而分组后第一组卫星的备选组中只含  $10^3 = 1\,000$  组模糊度组合。解出与这 1 000 组模糊度组合相对应的第二组模糊度参数后, 最终需搜索的全部模糊度组合数仍为 1 000 组, 从而使搜索范围大为缩小, 因而这种方法是一种相当有效的方法。

实时解算模糊度的各种方法的原理皆类似, 其区别就在于如何设法来减小搜索区域, 提高搜索速度, 以满足实时动态定位的需要。实时解算模糊度参数的优点是显而易见的。不管是卫星信号出现了失锁( 无法采用修复周跳的方法将前、后两段资料连接起来, 后一段资料必须新设一个模糊度参数) 时, 还是视场中出现了新的卫星时, 无须中断观测重新进行初始化, 就能在尽可能短的时间内重新确定它们的整周模糊度, 获得尽可能完整的动态定位结果。

## § 4.6 单点定位

根据卫星星历以及一台 GPS 接收机的观测值来独立确定该接收机在地球坐标系中的绝对坐标的方法称为单点定位, 也称绝对定位。单点定位的优点是只需用一台接收机即可独立定位, 外业观测的组织 and 实施较为方便自由, 数据处理也较为简单。但单点定位的结果受卫星星历误差、卫星钟的钟差以及卫星信号传播过程中大气延迟误差的影响较为显著, 故定位精度一般较差。这种定位方法在飞机、船舶和地面车辆的导航以及资源调查、地质勘探、环境监测、防灾减灾及军事等领域中得到了广泛的应用。近年来出现的精密单点定位技术在卫星定轨、测量等领域也有很好的应用前景。

### 1. 坐标系

单点定位中所确定的站坐标应属卫星星历所采用的坐标系。GPS 卫星的广播星历采用的是 1984 年世界大地坐标系 WGS-84。为改善 WGS-84 坐标系, 美国国防制图局( DMA) 对本系统的 GPS 卫星跟踪站资料、美国空军的 GPS 跟踪站资料以及部分 IGS 站的跟踪资料进行了联合处理。以 IGS 站在 ITRF 1991 坐标系中的站坐标作为固定值, 重新计算了其余跟踪站在 1994.0 历元的站坐标, 从而得到了更精确的 WGS-84 坐标系。这个改进后的坐标系被称为 WGS-84( G730)。括弧中的 G 表示 GPS, 730 为 GPS 时间系统中的星期数。该系统从 1994 年 1 月 2 日开始使用。WGS-84( G730) 的站坐标与 ITRF 1992 中的站坐标之差约为 10cm。此后, 美国国防部又分别于 1996 年和 2001 年对坐标系再次进行了精化, 得到 WGS-84( G873) 和 WGS-84( G1150)。其中 WGS-84( G1150) 采用的历元为 2001.0。同一个站在 WGS-84( G1150) 中的站坐标与 ITRF 2000 中的站坐标之间的差异约为 1cm。

而 IGS 所提供的精密星历则属于 ITRF 坐标系, ITRF 也在不断精化。现将不同时期 IGS 所使用的 ITRF 坐标系摘录如下:

开始 ~1993 年年底	使用 ITRF 1991
1994 年	使用 ITRF 1992
1995 年年初 ~1996 年中期	使用 ITRF 1993
1996 年中期 ~1998 年 2 月	使用 ITRF 1994
1998 年 3 月 1 日 ~1999 年 7 月 31 日	使用 ITRF 1996
1999 年 8 月 1 日 ~2001 年年底	使用 ITRF 1997
2001 年年底至今	使用 ITRF 2000

用户用哪种星历进行单点定位, 其结果就属于与该星历相对应的坐标系。由于 WGS-84( G1150) 和 ITRF 间的差异已很微小, 故在一般情况下可不加区分。

### 2. 用测码伪距观测值进行单点定位

伪距观测的观测方程的实用形式如下:

$$\tilde{\rho}_i = \sqrt{(X^i - X)^2 + (Y^i - Y)^2 + (Z^i - Z)^2} - cV_{t_R} + cV_{t_i^S} - (V_{ion})_i - (V_{trop})_i \quad (4-68)$$

若测站的近似坐标为  $(X^0, Y^0, Z^0)$ , 将上式在  $(X^0, Y^0, Z^0)$  处用泰勒级数展开后可得线性化的观测方程如下:

$$\tilde{\rho}_i = \rho_i^0 - \frac{X^i - X^0}{\rho_i^0} V_X - \frac{Y^i - Y^0}{\rho_i^0} V_Y - \frac{Z^i - Z^0}{\rho_i^0} V_Z - cV_{t_R} + cV_{t_i^S} - (V_{ion})_i - (V_{trop})_i \quad (4-69)$$

式中:  $\frac{X^i - X^0}{\rho_i} = l_i, \frac{Y^i - Y^0}{\rho_i} = m_i, \frac{Z^i - Z^0}{\rho_i} = n_i$ , 为从测站近似位置至卫星  $i$  方向上的方向余弦;  $\rho_i^0$

为从测站的近似位置至第  $i$  颗卫星间的距离。于是误差方程可表示为下列形式:

$$V_i = -l_i V_X - m_i V_Y - n_i V_Z - cV_{t_R} + L_i \quad (4-70)$$

式中, 常数项

$$L_i = \rho_i^0 - \tilde{\rho}_i + cV_{t_i^S} - (V_{ion})_i - (V_{trop})_i \quad (4-71)$$

$\rho_i^0$  的准确含义为信号发射时刻卫星  $i$  的位置与信号到达时刻接收机的近似位置之间的距离。计算  $\rho_i^0$  有两种方法:

方法一是根据接收机所给出的观测时刻  $t_K$  计算出信号的发射时刻  $t_K$ :

$$t_K = t_K + V_{t_R} - t_i \quad (4-72)$$

式中的  $V_{t_R}$  为观测时刻接收机钟的钟差改正数,  $t_i$  为信号从卫星  $i$  传播至接收机所需的时间,

$$t_i = \frac{\rho_i}{c} \quad (4-73)$$

由于计算卫星位置时需用到卫星信号的发射时刻  $t_K$ , 而计算  $t_K$  时又需用到卫星位置( $\rho_i$  需根据卫星位置求得), 因而需进行迭代计算。

方法二是直接用观测时刻  $t_K$  来计算卫星位置, 然后直接对卫星与接收机间的距离进行改正:

$$\rho_i^0 = (\rho_i^0) + V_{t_R} \cdot \dot{\rho}_i - t_i \cdot \dot{\rho}_i \quad (4-74)$$

$\dot{\rho}_i = \frac{d\rho_i}{dt}$ , 是卫地距的变化率。测量型的 GPS 接收机一般皆可通过多普勒测量来给出此值。式

(4-70) 和式(4-71) 中的  $\tilde{\rho}_i$  为伪距观测值;  $V_{t_i^S}$  是第  $i$  颗卫星的卫星钟在观测时刻的钟差改正, 可根据导航电文中的钟差改正参数  $a_0, a_1, a_2$  求得;  $(V_{ion})_i$  和  $(V_{trop})_i$  可用前面所介绍的改正模型求得。因此当  $i \geq 4$ , 即接收机同时对 4 颗或 4 颗以上的卫星进行伪距观测时, 即可求得站坐标  $X = X^0 + V_X; Y = Y^0 + V_Y; Z = Z^0 + V_Z$ 。

利用单点定位的方位进行动态定位时, 由于每个载体位置只能进行一次观测, 故精度较低, 但可以通过平滑和滤波等方法来消除、削弱噪声, 提高定位精度。利用单点定位方法进行静态定位时, 由于点位可反复测定, 当观测时间较长时点位精度可优于 10m。

### 3. 精密单点定位\*

精密单点定位(PPP—Precise Point Positioning)指的是利用载波相位观测值以及由 IGS 等组织提供的高精度的卫星星历及卫星钟差来进行高精度单点定位的方法。目前, 根据一天的观测值所求得的点位的平面位置精度可达 2 ~ 3cm, 高程精度可达 3 ~ 4cm, 实时定位的精度可达分米级。

#### (1) 观测方程

精密单点定位中使用的是载波相位观测值, 其线性化的观测方程可写为:

$$\phi_i = -l_i V_X - m_i V_Y - n_i V_Z - cV_{t_R} - N_i + cV_{t_i^S} + \rho_i^0 - (V_{ion})_i - (V_{trop})_i + \delta \rho_i \quad (4-75)$$

式中:  $\phi_i$  为卫星  $i$  的载波相位观测值, 由整周计数  $\text{Int}(\phi_i)$  和不足一周的部分  $F_r(\phi_i)$  组成;  $\lambda$  为载波的波长;  $N_i$  为与  $\phi_i$  相应的整周模糊度;  $\delta \rho_i$  为必须顾及的各种改正数, 如天线相位中心偏差改正、地球固体潮改正、海潮负荷改正、引力延迟改正等。其余符号的含义同前。由于

根据导航电文求得的卫星钟差精度过低,在精密单点定位中不能作为已知值采用,必须另行设法解决。电离层延迟项( $V_{ion}$ )<sub>i</sub>可通过双频观测来予以消除,接收机钟差改正 $V_r$ 可通过在卫星间求单差来予以消除,采用非差观测值时需作为未知参数来加以估计。在数据处理过程中需用到接收机钟差的近似值则由测码伪距单点定位来提供。

## (2) 进行精密单点定位时需解决的主要问题

对精密星历和卫星钟差进行内插。目前 IGS 所提供的精密星历和卫星钟差的表列间隔为 15 min 或 5 min。而 GPS 观测的采样间隔一般为 30 s 或更小,观测时刻的卫星位置和卫星钟差需通过内插才能获得。由于卫星轨道的变化较为平缓,因而用拉格朗日多项式插值公式等方法即可获得观测瞬间卫星的精确位置。而卫星钟差的变化要复杂得多,存在短周期或不规则变化,内插出来的卫星钟差往往不能满足精度要求,需另作处理。例如,把卫星精密星历当做已知数据与测区周围的若干个 IGS 卫星跟踪站上的观测资料进行一并处理。由于卫星位置为已知值,故可较精确地估计出各历元的卫星钟差,精度为 0.2 ~ 0.3 ns。SA 政策取消后,卫星钟差的变化也较为平缓。有资料报道,通过内插也可获得满足精度要求的结果。

整周跳变的探测与修复,粗差观测值的检验及剔除,整周模糊度的确定。解决上述问题的方法很多。目前常用的方法是同时采用双频 P 码观测值和双频载波相位观测值的 Melbourne-Wubben 法。

精确地施加各种必要的改正。在单点定位中,许多误差不能像相对定位中那样得以消除,加之对定位精度的要求又很高,所以必须对可能影响定位精度的各种误差精确地进行修正。如地球固体潮改正、海潮负荷改正、引力延迟改正等。

精密单点定位目前还处于研究、发展阶段,有许多问题还有待深入研究解决。由于只需利用一台接收机,作业方式又特别简便自由,故精密单点定位已成为当前 GPS 领域中的一个研究热点。Hatch 等人计划利用 JPL 提供的精密定轨定位软件来开发研制全球实时精密定位系统(Global RTK),其平面位置的精度可达 10 cm 左右。届时,用户只需用一台接收机即可在全球范围内进行静态定位和动态定位,直接获得 ITRF 参考框架内的精确坐标。

# § 4.7 相 对 定 位

## 4.7.1 GPS 定位中的几个基本术语

### 1. 相对定位

确定同步跟踪相同的 GPS 卫星信号的若干台接收机之间的相对位置(坐标差)的定位方法称为相对定位。两点间的相对位置可以用一条基线向量来表示,故相对定位有时也称为测定基线向量或简称为基线测量。由于用同步观测资料进行相对定位时两站所受到的许多误差是相同的或大体相同的(如卫星钟差、卫星星历误差、电离层延迟、对流层延迟等),在相对定位的过程中这些误差可得以消除或大幅度削弱,故可获得很高精度的相对位置,从而使这种方法成为精密定位中的主要作业方式。但进行相对定位时至少需用 2 台接收机进行同步观测,外业观测的组织实施及数据处理均较为麻烦,实时定位的用户还必须配备数据通信设备。

### 2. 静态定位

如果待定点在地固坐标系中的位置没有可觉察到的变化,或虽有可觉察到的变化,但由于这种变化是如此缓慢,以致在一个时段内(一般为数小时至数天)可略而不计,只有在第二次



复测时(间隔一般为数月至数年)其变化才能反映出来,因而在进行数据处理时,整个时段内的待定点坐标都可以认为是固定不变的一组常数。确定这些待定点的位置称为静态定位。在相对定位中则可用“基线向量”去取代上述定义中的“待定点坐标”。根据上述定义,测定板块运动和监测地壳形变等都属于静态定位的范畴。

### 3. 动态定位

如果在一个时段内,待定点在地固坐标系中的位置有显著变化,每个观测瞬间待定点的位置各不相同,则在进行处理时每个历元的待定点坐标均需作为一组未知参数,确定这些载体在不同时刻的瞬时位置的工作称为动态定位。

因此严格地说,静态定位和动态定位的根本区别在于在一个时段中待定点位置的变化与允许的定位误差相比是否显著,能否忽略不计,在数据处理的过程中各历元的待定点坐标是否可当做一组不变的未知参数。在静态定位中,我们可以通过大量的重复观测来提高待定点的定位精度,因而在大地测量、精密工程测量、地学研究等领域得到了广泛的应用。而动态定位则主要用于交通运输、军事等领域,如飞机、船舶和地面车辆的导航和管理,卫星定轨及导弹的制导等。动态定位技术还可用于航空摄影测量、航空重力测量、机载激光扫描等测量领域。

### 4. 准动态定位

1986 年 B. Remondi 提出了“走走停停”法( Go and Stop)。由于在迁站过程中接收机需像动态测量中一样保持对卫星的连续观测,故有人将其称为准动态定位。这种方法从本质上讲应属于一种快速静态定位的方法。在迁站过程中之所以要开机观测,并不是为了测定接收机的运动轨迹,而只是为了能将在初始化阶段中所测定的整周模糊度保持并传递至下一个待定点,以实现快速定位。

## 4.7.2 静态相对定位

静态相对定位中所用的观测值可以是载波相位观测值,也可以是测码伪距观测值。考虑到修复周跳并确定了整周模糊度后的载波相位观测值就“相当于”高精度的测码伪距观测值(除电离层延迟项反号外,其余数学模型皆相同),故在本节中不再对测码伪距观测值作单独介绍。

### 1. 观测方程及未知数的重组

在测站  $i, j$  上对卫星  $p$  进行同步观测后可分别列出线性化的实用观测方程如下:

$$\begin{cases} \begin{matrix} p \\ i \end{matrix} = \begin{pmatrix} p \\ i \end{pmatrix}_0 - l_i^p dX_i - m_i^p dY_i - n_i^p dZ_i - N_i^p - cV_{T_i} + cV_{t_p} - (V_{ion})_i^p - (V_{trop})_i^p \\ \begin{matrix} p \\ j \end{matrix} = \begin{pmatrix} p \\ j \end{pmatrix}_0 - l_j^p dX_j - m_j^p dY_j - n_j^p dZ_j - N_j^p - cV_{T_j} + cV_{t_p} - (V_{ion})_j^p - (V_{trop})_j^p \end{cases} \quad (4-76)$$

两式相减得:

$$\begin{aligned} \begin{pmatrix} p \\ j \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} p \\ i \end{pmatrix} &= [\begin{pmatrix} p \\ j \end{pmatrix}_0 - \begin{pmatrix} p \\ i \end{pmatrix}_0] - (l_j^p dX_j - l_i^p dX_i) - (m_j^p dY_j - m_i^p dY_i) \\ &\quad - (n_j^p dZ_j - n_i^p dZ_i) - (N_j^p - N_i^p) - c(V_{T_j} - V_{T_i}) \\ &\quad - [(V_{ion})_j^p - (V_{ion})_i^p] - [(V_{trop})_j^p - (V_{trop})_i^p] \end{aligned} \quad (4-77)$$

由于未知数的个数多于观测值的个数,故上式是一个亏秩的方程。当  $\hat{N}_j^p$  和  $\hat{N}_i^p$  是方程的解,那么在这两个解上同时加上或减去任一常数后所得的值仍能满足原方程,仍然是原方程的解。这就意味着把  $N_j^p$  和  $N_i^p$  作为待定参数时方程会有无穷多个解,接收机钟差  $V_{T_j}$  和  $V_{T_i}$  等参数有时会出现类似的情况。解决上述问题通常可采用下列两种方法:方法一是设法通过其他渠道来确定其中的一个未知参数,使其成为已知量,然后再通过相对定位来求出第二个未知参数。

采用这种方法的难度较大, 因为第一个参数不易精确确定。方法二是对参数进行重组, 将两个未知参数之差当做一个独立的待定参数求解, 而不再分别求解两个未知参数。例如, 令  $N_{ij}^p = N_j^p - N_i^p$ ,  $V_{T_{ij}} = V_{T_j} - V_{T_i}$ , 然后就将  $N_{ij}^p$  和  $V_{T_{ij}}$  当做相对定位中的未知参数求解。采用这种方法并不影响必要参数的求解, 简便易行, 因而被广泛采用。

然而对坐标差就不能简单采用参数重组的方法。为方便起见, 现仅以  $X = X_j - X_i$  为例来加以说明,  $Y$ 、 $Z$  皆类似。在测站  $i$  和测站  $j$  间进行相对定位, 两站的  $X$  坐标分别为  $X_i$  和  $X_j$ , 近似坐标分别为  $X_i^0$  和  $X_j^0$ , 则有:

$$\begin{aligned} X &= X_j - X_i = (X_j^0 + dX_j) - (X_i^0 + dX_i) = (X_j^0 - X_i^0) + (dX_j - dX_i) \\ &= X^0 + (dX_j - dX_i) \end{aligned} \quad (4-78)$$

如果在  $X_i$  上加上一个常数  $m$  (相当于点  $i$  在  $X$  方向上平移了  $m$  米, 近似坐标仍取  $X_0$ , 则  $dX_i$  应增加  $m$ 。由于在式(4-77)中的未知参数  $dX_i$  和  $dX_j$  前出现了两个不同的系数  $l_i^p$  和  $l_j^p$ , 因此在  $dX_j$  上必须加上  $\frac{l_i^p}{l_j^p}m$  后才能满足原方程。此时求得的坐标差将变为:

$$X = X_j^0 + \frac{l_i^p}{l_j^p}m - (X_i^0 + m) = X_0 + \left[ \frac{l_i^p}{l_j^p} - 1 \right]m \quad (4-79)$$

式(4-79)告诉我们, 在 GPS 相对定位中, 坐标差  $X$  并不是一个独立的未知参数, 而是与测站  $i$  的位置有关的一个量。所以从理论上讲, 在进行 GPS 相对定位时我们必须采用方法一来解决站坐标的问题, 即首先用其他方法来确定其中一个点的坐标, 在此基础上再通过相对定位来确定第二个点相对于第一个点的精确坐标。

## 2. 观测方程

设点  $i$  的坐标已通过其他渠道求得, 该点的观测方程式(4-76-1)可改写为:

$$p_i = p_i^p - cV_{T_i} + cV_{T_p} - N_i^p - (V_{ion})_i^p - (V_{trop})_i^p$$

式中,  $p_i^p$  可根据  $i$  点的坐标及由卫星星历给出的卫星坐标求得, 为已知值。将点  $j$  的观测方程式(4-76-2)减去上式并进行参数重组后可得:

$$\begin{aligned} (p_j^p - p_i^p) &= -l_j^p dX_j - m_j^p dY_j - n_j^p dZ_j - c_{ij} - N_{ij}^p - [(V_{ion})_j^p - (V_{ion})_i^p] \\ &\quad - [(V_{trop})_j^p - (V_{trop})_i^p] + (p_j)_0 - p_i^p \end{aligned}$$

为方便起见, 令  $p_{ij}^p = p_j^p - p_i^p$ ,  $(V_{ion})_{ij}^p = (V_{ion})_j^p - (V_{ion})_i^p$ ,  $(V_{trop})_{ij}^p = (V_{trop})_j^p - (V_{trop})_i^p$ ,  $L_{ij}^p = (p_j)_0 - p_i^p$ , 于是我们可得用单差观测值  $p_{ij}^p$  表示的相对定位的观测方程为:

$$p_{ij}^p = -l_j^p dX_j - m_j^p dY_j - n_j^p dZ_j - c_{ij} - N_{ij}^p - (V_{ion})_{ij}^p - (V_{trop})_{ij}^p + L_{ij}^p \quad (4-80)$$

注意, 用上述观测方程求得的站坐标改正数  $dX_j$ 、 $dY_j$ 、 $dZ_j$  是根据常数项  $L_{ij}^p = (p_j)_0 - p_i^p$  解算出来的, 或者说是在  $i$  点的坐标取某组值的情况下求得的, 因而从本质上讲, 用上述方法求得的  $j$  点的位置是相对于  $i$  点的位置, 其绝对坐标本身并无很大的意义。

如果在测站  $i$ 、 $j$  上还对卫星  $q$  进行了同步观测, 则可继续组成用双差观测值表示的相对定位观测方程:

$$p_{ij}^{pq} = - (l_j^q - l_j^p) dX_j - (m_j^q - m_j^p) dY_j - (n_j^q - n_j^p) dZ_j - N_{ij}^{pq} - (V_{ion})_{ij}^{pq} - (V_{trop})_{ij}^{pq} + L_{ij}^{pq} \quad (4-81)$$

式中, 常数项  $L_{ij}^{pq} = L_{ij}^q - L_{ij}^p = (p_j^q)_0 - p_i^q - (p_j)_0 + p_i^p$ , 其余符号的含义同前。由于式(4-81)中仅含 3 个坐标未知数及  $(n-1)$  个双差模糊度参数 ( $n$  为观测的卫星数), 用计算机即可方便地求解, 而且模糊度参数仍保留整数特性, 故在一般的静态相对定位中被广泛采用。

3. 起算点坐标的测定

(1) 对起始点坐标的精度要求

如上所述, 在 GPS 相对定位中所求得的基线向量(  $X$ ,  $Y$ ,  $Z$ ) 严格地讲并不是一个常向量, 它将随着起算点  $i$  的位置的不同而有所变化。也就是说, 起始点  $i$  的坐标测定误差最终将以某种方式影响基线向量。那么为了保证相对定位中所求得的基线向量的精度, 应对起始点  $i$  的坐标测定误差提出何种要求呢? 表 4-4 给出了具体的数据( 摘自国家标准: 全球定位系统测量规范)。

表 4-4GPS 相对定位对起算点坐标的精度要求

等 级	基线向量的精度	起始点的坐标误差
AA	3mm ±0.01ppm · D	0.2m
A	5mm ±0.1ppm · D	1m
B	8mm ±1ppm · D	3m
C	10mm ±5ppm · D	20m
D	10mm ±10ppm · D	20m
E	10mm ±20ppm · D	20m

(2) 测定起始点坐标的方法

测定起始点坐标的方法很多, 可按下列顺序逐个挑选使用。

与国家高精度 GPS 网点( GPS2000 网点) 进行联测。最好与测区周围的 IGS 站或中国地壳运动观测网络中的基准站进行联测, 这些站点的坐标及观测资料一般均可从互联网上免费取得, 用户无需设站观测。

与附近的多普勒点进行联测, 并将多普勒点的坐标从 WGS-72 转换至 WGS-84。

与附近的大地点进行联测, 然后将坐标转换至 WGS-84。

用测码伪距观测值进行较长时间的单点定位。当一个测站的单点定位结果不能满足精度要求时, 可将多个测站的单点定位结果通过基线向量分别传递至起算点, 取加权平均值采用。当然, 采用这种方法时需进行一次迭代计算。

布设 AA 级和 A 级 GPS 网时起算点的坐标必须采用方法 来确定, 最好直接用 IGS 站作为起算点; 布设 C、D、E 级 GPS 网时起算点的坐标允许采用方法 来确定; 布设 B 级网时起算点的坐标可根据具体情况分别采用方法 或方法 、 。

4. 用坐标差形式表示的观测方程

根据式( 4-80)、式( 4-81) 解得的虽然是待定点  $j$  的坐标, 但该坐标实际上是相对于起算点  $i$  的。从前面的讨论可知, 在 GPS 相对定位中对起算点坐标的要求并不高, 有时误差可超过 10m, 而相对位置( 基线向量) 的精度通常能达到厘米级甚至毫米级。所以在 GPS 相对定位中求得的绝对位置并无太大的实际意义( 因为起算点坐标带有一定的随意性), 而真正有意义的是测站间的相对位置。从这种意义上讲, 用 GPS 静态相对定位技术布设的控制网往往会更多地具有一种“ 独立网 ”的性质。若 GPS 网 A 和网 B 的起算点都是用单点定位来测定的, 虽然它们从理论上讲同属 WGS-84 坐标系, 但这两个 GPS 网往往不能互相拼接。

如果我们取待定点  $j$  的近似坐标  $(X_j^0, Y_j^0, Z_j^0)$  与起算点  $i$  的已知坐标  $(X_i, Y_i, Z_i)$  之差来作为基线向量  $\overrightarrow{ij}$  的近似值  $\overrightarrow{ij_0}$ , 即

$$\overrightarrow{ij_0} = \begin{bmatrix} X_{ij}^0 \\ Y_{ij}^0 \\ Z_{ij}^0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_j^0 - X_i \\ Y_j^0 - Y_i \\ Z_j^0 - Z_i \end{bmatrix} \quad (4-82)$$

那么  $j$  点的坐标就既可表示为近似坐标  $(X_j^0, Y_j^0, Z_j^0)$  与坐标改正数  $(dX_j, dY_j, dZ_j)$  之和, 也可表示为起算点坐标  $(X_i, Y_i, Z_i)$  与基线向量  $(X_{ij}, Y_{ij}, Z_{ij})$  之和, 即

$$\begin{bmatrix} X_j \\ Y_j \\ Z_j \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_j^0 + dX_j \\ Y_j^0 + dY_j \\ Z_j^0 + dZ_j \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_i + X_{ij} \\ Y_i + Y_{ij} \\ Z_i + Z_{ij} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_i + X_{ij}^0 + dX_{ij} \\ Y_i + Y_{ij}^0 + dY_{ij} \\ Z_i + Z_{ij}^0 + dZ_{ij} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_j^0 + dX_{ij} \\ Y_j^0 + dY_{ij} \\ Z_j^0 + dZ_{ij} \end{bmatrix} \quad (4-83)$$

也就是说, 在这种情况下, 待定点  $j$  的坐标改正数  $(dX_j, dY_j, dZ_j)^T$  就等于基线向量近似值的改正数  $(dX_{ij}, dY_{ij}, dZ_{ij})$ 。于是用坐标改正数表示的观测方程式 (4-80) 和式 (4-81) 也可写为:

$$p_{ij} = -l_j^p dX_{ij} - m_j^p dY_{ij} - n_j^p dZ_{ij} - c T_{ij} - N_{ij}^p - (V_{ion})_{ij}^p - (V_{trop})_{ij}^p + L_{ij}^p \quad (4-84)$$

$$pq_{ij} = - (l_j^q - l_j^p) dX_{ij} - (m_j^q - m_j^p) dY_{ij} - (n_j^q - n_j^p) dZ_{ij} - N_{ij}^{pq} - (V_{ion})_{ij}^{pq} - (V_{trop})_{ij}^{pq} + L_{ij}^{pq} \quad (4-85)$$

上述两式分别为用单差观测值和双差观测值表示的以坐标差作为未知参数的静态定位的观测方程。

## 5. 数据处理

静态相对定位的数据处理过程大体如下:

(1) 探测修复周跳, 剔除粗差观测值, 获得一组“干净的”观测值。

(2) 组成法方程式, 确定整周模糊度。由于观测时间长, 误差消除较充分, 故除长边外一般只需用较简单的方法就能确定整周模糊度。

(3) 将整周模糊度作为已知值代回法方程式, 此时法方程中的未知数个数将十分有限, 可方便地解得基线向量。

有关数据处理的详细内容以后将专门介绍, 此处从略。

## 6. 特点及应用

静态相对定位由于观测时间长, 各种误差消除得比较充分, 因而定位精度高。目前长距离高精度 GPS 静态相对定位的精度已达  $10^{-8} \sim 10^{-9}$  级。这种定位方式被广泛用于: 建立和维持各种参考框架, 测定极移、日长变化, 测定板块运动、地壳形变, 布设各级控制网及进行高精度的工程测量。

## 4.7.3 动态相对定位

### 1. 观测方程

利用安置在飞机、船舶、地面车辆以及导弹、卫星和其他空间飞行器上的 GPS 接收机来测定运动载体的瞬时位置及运动轨迹的工作称为动态定位。利用安置在基准点和运动载体上的 GPS 接收机所进行的同步观测的资料来确定运动载体相对于基准点的位置 (即两者之间的基

线向量)的工作称为动态相对定位。基准点通常是坐标已被精确确定的地面固定点。在某些情况下,基准点也可处于运动状态下,此时人们关心的主要是两者间的相对位置,而不是它们的绝对位置。例如舰载机在航空母舰上着陆,舰艇的编队航行(以旗舰为基准点),飞机的空中加油,航天器的对接等就属于这种情况。我们不妨将其称为动-动相对定位,相应地将前者称为动-静相对定位。

动态相对定位的观测方程与静态相对定位是相同的。用单差形式表示的动态相对定位观测方程为式(4-80);用双差形式表示的为式(4-81)。

## 2. 方程的求解

如前所述,由于待定点处于运动状态,其坐标将随着时间的变化而变化,因此必须按历元逐个进行解算。设*i*、*j*两站对*m*颗卫星进行了同步观测,则可列出*m*个如式(4-80)的单差观测方程,式中含3个坐标未知数和*m*个单差整周未知参数;也可列出(*m* - 1)个如式(4-81)的双差观测方程,式中含3个坐标未知数和(*m* - 1)个双差整周未知数。也就是说,动态相对定位按历元逐个进行解算时,未知数的个数总是多于方程的个数,故方程总是亏秩的。解决上述问题的关键在于确定整个模糊度,使其成为已知值。确定整周模糊度的方法前面已作过介绍,现简单归纳如下:

### (1) 初始化法

先在静态环境中通过已知基线法、交换天线法或快速静态定位等方法来确定基准点和流动点间进行相对定位时的(双差)整周模糊度,然后流动站再开始运动并始终保持对卫星的连续跟踪。在这种情况下,随后任一观测历元的整周模糊度均无需重新确定。当观测的卫星数*m* ≥ 4时,即可按历元解得观测时刻流动用户的瞬时位置。

本方法的缺点是:在整个动态定位过程中,基准点和用户需始终保持对卫星的连续跟踪,而在动态条件下这一点往往不易做到;另外,当视场中出现新的卫星时也无法利用,因为其整周模糊度在初始化时未加确定。一旦信号失锁或出现新的卫星时只有停止运动,重新进行初始化才能解决问题。

### (2) 模糊度在航解算法

模糊度在航解算法是在用户处于运动状态下完成的,一般只需利用一个或少数几个历元的观测资料即可通过搜索过程寻找出正确的整周模糊度组合。其基本做法如下:首先根据初始解来确定搜索区域,将位于搜索区域中的整周模糊度组合起来构成备选组,然后依据一定的判断标准(如方差最小)找出最佳模糊度组合,最后通过ratio值检验等予以确认。模糊度在航解算的方法很多,关键在于如何利用附加信息和好的算法,在保持置信度不变的情况下尽量减小搜索区域和搜索时间,尽快确定整周模糊度参数。

模糊度在航解算法的优点是:一旦卫星信号失锁,在恢复对卫星信号的跟踪后,在一个或少数几个历元内就能重新确定整周模糊度,几乎不会由于重新确定整周模糊度而丢失资料。观测期间视场中有新卫星升起时,也可立即确定其整周模糊度,迅速用于动态定位。

一旦模糊度参数被正确确定,卫星至接收机的距离便为已知。从数学模型上讲,载波相位测量便等价于伪距测量,只是观测值的精度要高得多而已。因而在任一历元,只要基准站和流动站同步观测的卫星数不少于4颗,即可解出流动站在该历元的瞬时坐标。

## 3. 特点及应用

动态相对定位通常是按历元解算的。由于观测时间短,误差消除不够充分,故定位精度一般比静态定位差,其典型的定位精度为厘米级或分米级。考虑到载体的运动一般是有规律的,

所以在动态定位中虽然不能通过重复观测来提高定位精度,但通常可通过平滑和滤波等技术来消除或削弱噪声,提取信号,从而提高动态定位的精度。这种定位方式被广泛用于以下方面:

(1) 单纯的动态定位。例如,在航空摄影测量中测定曝光瞬间光学摄影仪的瞬时位置。

(2) 姿态测量。通过对固定安置在运动载体上的多个(一般为3个)GPS接收机天线进行动态定位来确定运载器的3个姿态角。

(3) 导航:动态定位在飞机、船舶、地面车辆等运载器的导航中起着至关重要的作用。因为只有精确测定了运载器在当前时刻的三维坐标及三维运动速度后,才能根据下一个目标点的坐标求出运载器航向的偏角、至下一目标点的距离、按目前的速度至下一目标点所需的时间等参数,从而引导航行。

(4) 武器制导:武器制导和运载器的导航十分类似,在动态定位的基础上求出飞行的偏差角等改正信息,反馈给火箭、导弹、智能炸弹等武器的制导系统进行修正,使其能精确命中目标。

(5) 地面车辆管理系统:目前各种车辆管理系统纷纷建立,如公安部门的警车管理系统,金融部门的运钞车管理系统,出租车、公共汽车管理系统等。对上述车辆进行动态监控、管理、调度的前提是上述车辆的动态定位并将各自的位置信息通过数据通信链及时传送至管理中心,显示在大屏幕上。

动态定位的用户数量将大大超过静态定位的用户数。ERTICO公布的数据表明,在未来5年中,北美地区汽车导航产品的占有量将从现有的9万台增加到1000万台,欧洲将从现有的90万台增加至1100万台。巨大的社会需求必将进一步推动动态定位技术的发展。

#### 4.7.4 准动态相对定位

1986年,B. Remondi提出了“走走停停”法(Go and Stop)。由于在迁站过程中需保持对卫星的连续跟踪,故有人将其称为准动态定位。然而这种连续跟踪的目的并不是为了测定接收机在迁站过程中的运动轨迹(实际上我们对它并不感兴趣),而只是为了将初始化中所确定的整周模糊度原封不动地传递至下一个待定点。由于整周模糊度已确定,所以在新的待定点上只需进行短时间观测(例如1min)就可精确确定其三维坐标。Go and Stop法的基本做法如下:

(1) 初始化:采用前面所介绍的已知基线法、交换天线法或快速静态定位等方法来尽快确定基准点与流动站间的双差整周模糊度参数或单差模糊度参数。

(2) 进行相对定位:基准站保持连续观测,流动站迁站至下一个待定点,在迁站过程中需保持对卫星的连续跟踪,以便将整周模糊度传递至待定点。由于无需确定模糊度,所以在待定点上进行短时间观测后即可精确确定其坐标。然后流动站再迁至新的待定点继续上述过程。

本方法的优点是定位速度快,在一个待定点上只需观测数十秒钟便可获得厘米级精度的定位结果。该方法的缺点是在迁站过程中必须保持对卫星的连续跟踪,所以这种方法只有在非常开阔的地区才适用,例如大草原、沙漠、戈壁滩、海滩等地区。在一般地区使用时,在迁站过程中,卫星信号难免会被山坡、建筑物、树木、桥梁等阻挡而导致失锁,此时需重新进行初始化,从而使作业效率大大降低。

## § 4.8 差分 GPS

### 4.8.1 前言

根据观测瞬间卫星在空间的位置以及接收机所测得的至这些卫星的距离并加上大气延迟和钟差等各项改正后,即可采用距离交会的方法求得该瞬间接收机的位置。对导航和实时动态定位用户来讲,卫星在空间的位置通常是由 GPS 卫星所广播的卫星星历提供的。由于全球定位系统在军事上具有重要的作用,因而美国政府决定采用 SA 政策把未经美国政府授权的广大用户的实时单点定位精度降低至下列水平:平面位置的误差  $100\text{m}$ (置信度为  $95\%$ ),高程误差  $1.56\text{m}$ (置信度为  $95\%$ ),以确保美国的国家安全利益不受损害。目前 SA 政策虽已取消,但单点定位的精度也只能达到  $20 \sim 40\text{m}$ 。上述精度水平对许多应用领域来讲(例如飞机的进场和着陆、船舶进港及内河航行、地面车辆的导航及调度管理、资源勘探、环境监测、灾难救助等)仍显得过低,难以满足用户的要求,从而极大地限制了 GPS 的应用范围和用户数量。

差分 GPS 是消除美国政府 SA 政策所造成的危害,大幅度提高实时单点定位精度的有效手段,近年来已成为 GPS 定位技术中新的研究热点,并已取得了重大的进展。目前,市场上出售的 GPS 接收机大多已具备实时差分的功能,不少接收机的生产销售厂商已将差分 GPS 的数据通信设备作为接收机的附件或选购件一并出售,商业性的差分 GPS 服务系统也纷纷建立。这些都标志着差分 GPS 已进入实用阶段。

差分 GPS 技术的发展十分迅速。从初期仅能提供坐标改正数或距离改正数发展为目前能将各种误差影响分离开来,向用户提供卫星星历改正(高精度卫星星历)、卫星钟钟差改正和大气延迟模型等各种改正信息。数据通信也从利用一般的无线电台发展为利用广播电视部门的信号中的空闲部分来发送改正信息或利用卫星通信手段来发送改正信息,从而大幅度增加了信号的覆盖面。差分改正信号的结构、格式和标准几经修改,也日趋完善。差分 GPS 系统从最初单基准站差分系统发展到具有多个基准站的区域性差分系统和广域差分 GPS 系统,最近又出现了广域增强系统和地基伪卫星站等,可以更好地满足不同用户的要求。

### 4.8.2 差分 GPS 原理

影响 GPS 实时单点定位精度的因素很多,其中主要的因素有卫星星历误差、大气延迟(电离层延迟、对流层延迟)误差和卫星钟的钟差等。误差的估算见表 4-5。上述误差从总体上讲有较好的空间相关性,因而相距不太远的两个测站在同一时间分别进行单点定位时,上述误差对两站的影响就大体相同。如果我们能在已知点上配备一台 GPS 接收机并和用户一起进行 GPS 观测,就可能求得每个观测时刻由于上述误差而造成的影响(例如将 GPS 单点定位所求得的结果与已知站坐标比较,就能求得上述误差对站坐标的影响)。假如该已知点还能通过数据通信链将求得的误差改正数及时发送给在附近工作的用户,那么这些用户在施加上述改正数后,其定位精度就能大幅度提高,这就是差分 GPS 的基本工作原理。该已知点称为基准站。利用这一方法可以将用户的实时单点定位精度从原来的  $\pm 100\text{m}$ ( $2\sigma$ )(实施 SA 政策时)或  $\pm 30\text{m}$  左右(不实施 SA 政策时)提高至  $5 \sim 10\text{m}$ ( $2\sigma$ ,当用户离基准点为  $200\text{km}$  时),因而是一种相当有效的手段。

表 4-5 单点定位和差分定位时的误差估值

误差类型	GPS	DGPS			
		间距(km)			
		0	100	300	500
卫星钟误差	3.0	0	0	0	0
卫星星历误差	2.4	0	0.04	0.13	0.22
SA: 卫星钟频抖动	24	0.25	0.25	0.25	0.25
SA: 人为引入的星历误差	24	0	0.43	1.30	2.16
大气延迟误差: 电离层延迟	4.0	0	0.73	1.25	1.60
大气延迟误差: 对流层延迟	0.4	0	0.40	0.40	0.40
基准站接收机误差噪声和多路径误差		0.50	0.50	0.50	0.50
基准站接收机误差: 测量误差		0.20	0.20	0.20	0.20
DGPS 误差( rms)		0.59	1.11	1.94	2.79
用户接收机误差	1.0	1.0	1.0	1.0	1.0
用户等效距离误差( rms)	34.4	1.16	1.49	2.19	2.96
导航精度( 2drms) HDOP = 1.5	103.2	3.5	4.5	6.6	8.9

根据基准站所提供的改正数的类型的不同, 差分 GPS 可分为位置差分 and 距离差分两种形式。

图 4-9( a) 为位置差分示意图。  $S_1, S_2, S_3, S_4$  表示由广播星历所给出的卫星位置, 由 GPS 单点定位所求得的基准点位置为  $P$ , 基准点的已知位置为  $P'$ 。由于各种误差的影响,  $P$  一般不会和  $P'$  重合。  $P P'$  即为位置差分中的改正矢量。采用空间直角坐标时,  $P P' = ( X, Y, Z)^T$ ; 采用大地坐标时,  $P P' = ( B, L, H)^T$ 。基准站将  $P P'$  播发给用户时, 称为位置差分, 也可称为坐标差分。

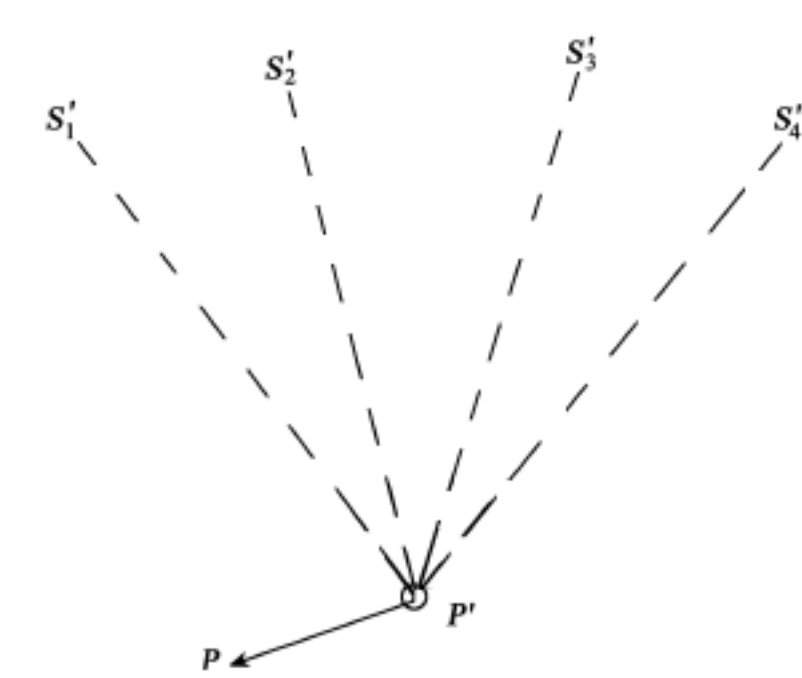


图 4-9( a) 位置差分示意图

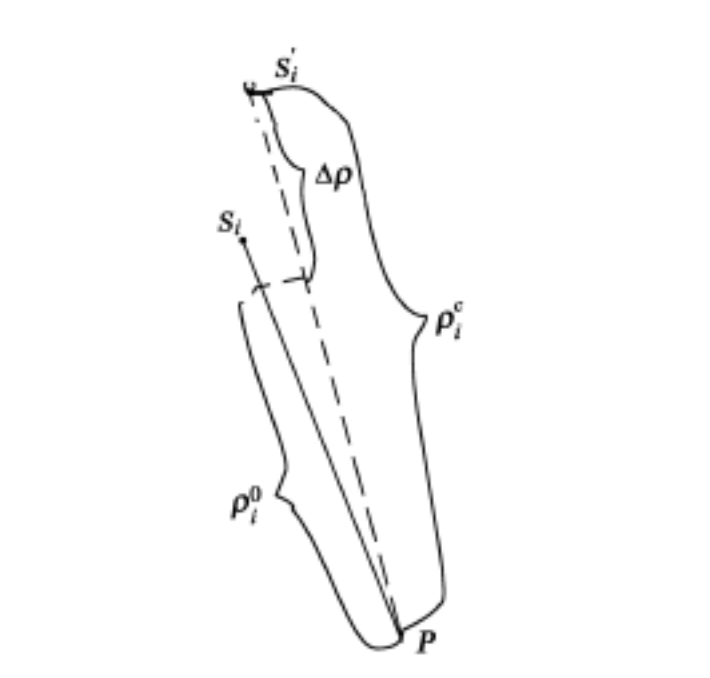


图 4-9( b) 距离差分示意图  
( 图中仅画出其中一颗卫星距 P 点的距离, 其余均类似)



采用位置差分时计算较为简单,数据传输量也较少。但位置差分存在下列缺点:基准站上一般都配备通道数较多,能同时跟踪视场中所有 GPS 卫星的接收机,而用户则大多配备通道数较少的导航型接收机,当视场中的 GPS 卫星较多时,基准站根据所有可见卫星所求得的坐标改正数与用户仅根据其中部分卫星(由于通道数所限)所求得的结果之间往往会不太匹配,相关性较差,从而影响其精度,使得这种方法的效果不如距离差分好。

图 4-9(b) 为距离差分示意图。图中  $S_i$  为卫星  $i$  在空间的真正位置,  $\rho_i^0$  为伪距观测值。由于卫星钟钟差、接收机钟钟差、大气延迟误差及测量噪声等因素的影响,  $\rho_i^0$  并不等于测站至卫星的真正距离。用户既不知道卫星在空间的准确位置(存在卫星星历误差),又无法测出至卫星的真正距离,所以无法用单点定位的方法来准确确定自己的位置。

下面我们来看一下加入基准站之后的情况。图 4-9(b) 中,  $\rho_i^c$  为根据卫星星历所给出的卫星的空间位置  $S_i^c$  和基准站  $P$  的由已知坐标反算得出的从测站至卫星  $i$  的距离。由于存在卫星星历误差,故  $S_i^c$  和  $S_i$  一般不会重合,两者之差一般可达数米。显然,  $\rho_i^c$  也不等于卫星  $i$  与基准站  $P$  之间的真正距离,而是  $S_i^c$  与  $P$  之间的距离。但是根据  $S_i^c$  的位置和  $\rho_i^0$  却能求得基准站的真正位置  $P(i=1,2,3,4,\dots)$ 。根据基准站上测得的站星距离  $\rho_i^0$  及计算出来的站星距离  $\rho_i^c$ ,可以求出两者之间的差值  $\delta \rho_i = \rho_i^c - \rho_i^0$ 。从上面的讨论可以看出,  $\delta \rho_i$  是由卫星星历误差、卫星钟和接收机钟的误差、大气延迟误差以及测量噪声等因素引起的,若同一时刻用户也在进行 GPS 测量,那么卫星钟的钟差对两站来讲就是相同的(暂不考虑差分改正数的时间延迟问题)。由于具有良好的空间相关性,因而两站所受到的卫星星历误差和大气延迟误差的影响也大体相同。而两站的接收机钟钟差可作为未知参数在单点定位过程中分别解出。只有观测噪声才是不相关的,但其量级很小。所以当用户离基准站不太远时,用户的  $\delta \rho_i$  应该是大体相同的。于是在用户的观测值上加上  $\delta \rho_i$  后,再根据卫星星历给出的卫星位置  $S_i^c$  就能求得相当准确的用户位置。

在基准站对视场中所有卫星均进行了观测,而用户由于通道数所限仅对其中部分卫星进行观测的情况下,采用距离差分仍可获得较好的结果。

### 4.8.3 差分 GPS 的分类

差分 GPS 按用户进行数据处理的时间的不同可分为实时差分 and 事后差分。导航用户和其他一些需立即获得定位结果的用户需采用实时差分模式,此时在系统和用户之间必须建立起数据通信链。不必立即获得定位结果的用户则允许采用事后处理的模式,由于无需实时传送改正信息,故系统和用户间不需要建立实时数据通信链,结构较为简单。

差分 GPS 按观测值的类型可分为伪距差分 and 相位差分。前者精度较差,但数据处理比较方便,被广泛使用;后者精度较高,但存在周跳的探测和修复以及整周未知数的确定等问题,故数据处理较为复杂,只有在某些精度要求较高的领域中才被采用。此外,尚有一种介于两者之间的方法:相位平滑伪距差分,但该方法使用不很广泛。本文主要介绍采用伪距观测值的实时差分技术。

差分 GPS 按其工作原理及数学模型大体可分为三种类型:单基准站差分 GPS(SRDGPS),具有多个基准站的局部区域差分 GPS(LADGPS) 和广域差分 GPS(WADGPS)。由于分类时所依据的标准的不同和理解上的差异,目前在不同的参考资料上所使用的名称还较为混乱,常常出现同名异义或异名同义的情况,给阅读和理解带来不少困难。本文是从差分 GPS 技术这一角度来对差分 GPS 进行分类的,而不是按照基准站的数量或系统的覆盖面积来进行分类,这

种分类方法较为明确,不易混淆。下面将对这三种类型的差分 GPS 分别加以介绍。

## 1. 单基准站差分 GPS

### (1) 定义

仅仅根据一个基准站所提供的差分改正信息进行改正的差分 GPS 技术(系统),称为单基准站差分 GPS 技术(系统),简称单站差分 GPS(SRDGPS—Single Reference-station Differential GPS)。

### (2) 单站差分 GPS 系统的构成

单站差分 GPS 系统是由基准站、数据通信链及用户等部分组成的。

基准站。基准站应满足下列条件:

站坐标已准确测定。测站位于地质条件良好、点位稳定的地方。

视野开阔,周围无高度角超过  $10^\circ$  的障碍物,以保证 GPS 观测能顺利进行。

周围无信号反射物(如大面积水域、大型建筑物等),以消除或削弱多路径误差。

能方便地播发或传送差分改正信号。

基准站上一般需配备能同时跟踪视场中所有 GPS 卫星的接收机,以保证播发的距离改正数能满足所有用户的需要。当然,基准站上还应配备能计算差分改正数并将改正数进行编码的硬件和软件。单站差分 GPS 基准站上大多使用单频接收机,也有部分基准站使用双频接收机。不少专家认为,由于导航用户大多使用单频接收机,因而基准站使用双频接收机后反而会降低基准站与用户间的误差相关性,而单站差分 GPS 就是建立在误差相关这一基础上的,因而他们认为单站差分 GPS 的基准站上还是使用与用户接收机一致的单频接收机为好。

数据通信链。将差分改正信号传送给用户的通信设备以及相应软件称为数据通信链。它是由信号调制器、信号发射机及发射天线、用户差分信号接收机及信号解调器等部件和相应软件组成的。根据用途的不同,单站差分 GPS 又可分为两类:第一类是为了满足局部区域中某些测量项目(如进行水库容量测量、航道测量等)而临时建立起来的差分 GPS 系统。这类系统的覆盖面积较小,基准点就设立在测区中或测区附近的已知点上,可随着测量工作的进展而不断移动,所以通信距离较短。如前所述,这类差分系统的数据通信链可以与 GPS 接收机一并购买,或自行配置。第二类差分 GPS 系统则是为了满足某一城市或地区的多种用途而建立的永久性差分 GPS 系统。这类系统的覆盖面积一般为数千平方千米或更大。为发射差分改正信号而专门建立信号发射系统从经济上、人力上及技术方面讲都有困难而且也不合理,所以这类系统通常都利用现有广播电视台站中的空闲信号部分来发射差分改正信号,例如将差分改正信号调制在调频台的副载波上。如有可能,基准站应尽量布设在广播电视台站附近(当然以不影响正常的 GPS 观测为原则),以利于改正信号的传送。否则需通过市内电话线或专用数据传输线将改正信号送往广播电视台站往外发播。

为多种用户服务的公用差分 GPS 系统所播发的差分改正信息内容、结构和格式应具有公用性,最好采用 RTCM-SC-104 格式。这是由海事服务无线电技术委员会(RTCM)第 104 专门委员会(SC-104)所制定的差分 GPS 数据通信格式,几经修改,不断完善,现已被世界各国所采用。为某一工程项目而建立的专用差分 GPS 系统,如有必要也可自行制定数据传输格式,但一般也以采用统一格式为好,这样使该系统具有较大的兼容性。

用户。用户可根据各自需要配备不同类型的 GPS 接收机。为了接收和处理差分改正信号,用户还需配备差分改正信号接收装置、信号解调器、计算软件及相应的接口。用户在安装 GPS 接收机时应特别注意避免多路径误差的影响。

### (3) 数学模型

单站差分 GPS 的数学模型非常简单。用户只需按通常方法进行单点定位,然后在定位结果上加上坐标改正数(位置差分),或在伪距观测值上加上距离改正数,然后按通常方法进行单点定位即可(距离差分)。需要说明的是,实施 SA 政策后卫星钟的钟频将产生一种快速的抖动,这种抖动是一种复杂的伪随机过程。据有关文献报道,这种抖动的“周期”约为数分钟,幅度可达 2Hz,从而使定位误差随时间的不同而迅速变化,其变化率可达 0.4m/s。由于差分改正数的计算及播发都需要一定的时间,也就是说根据历元  $t_i$  时基准站的观测资料所求得的差分改正数  $V(t_i)$  要经过  $t$  的时间延迟后才能传送到用户手中。所以当精度要求较高时,用户应按下式来计算接收时刻( $t_i + t$ )时的差分改正数  $V(t_i + t)$ :

$$V(t_i + t) = V(t_i) + \frac{dV}{dt} \cdot t \quad (4-86)$$

式中,改正数的变化率  $dV/dt$  可作为一种参数由基准站计算并播发给用户。若播发信息中不含这一参数时,用户可采用下式自行计算:

$$\frac{dV}{dt} = \frac{V(t_i) - V(t_{i-1})}{T} \quad (4-87)$$

式中:  $V(t_{i-1})$  为前一历元的差分改正数;  $T$  为数据更新的时间间隔,例如为 6s。SA 政策取消后,上述情况将有很大改善。在一般情况下可不考虑时延对差分改正数的影响。

### (4) 应用及优缺点

单站差分 GPS 的结构和算法都十分简单,技术上也较为成熟,特别适于小范围内的差分定位工作,因而在一些需要进行差分 GPS 定位的工程测量项目中得到了广泛的应用。此外,由于技术难度较小,经济效益又十分明显,所以国内有不少城市和地区目前正在积极筹备或组建长期性的公用差分 GPS 系统。

采用单站差分 GPS 时用户只能收到一个基准站的改正信号,所以系统的可靠性较差。当基准站或信号发射系统出现故障时,该系统中的所有用户便无法开展工作;当改正信号出现错误时(例如在数据传输过程中出现误码时),用户的定位结果就会出错。为解决上述问题,长期工作的公用差分 GPS 服务系统中应设立热备份,并应在系统内设立监测站,一旦改正信号出错能及时向用户发出警告。

单站差分 GPS 建立在用户的位置或距离误差与基准站的误差完全相同这一基础之上。然而当用户与基准站之间的距离不断增加时,这种误差相关性将变得越来越弱,从而使用户的定位精度迅速下降。当用户离基准站较近时(例如  $S < 20\text{km}$  时),这种方法的定位精度有可能达到亚米级;当间距增加至 200km 时,定位精度将下降为 5 ~ 10m(2 )。

## 2. 具有多个基准站的局部区域的差分 GPS

### (1) 定义

在某一局部区域中布设若干个基准站,用户根据多个基准站所提供的改正信息经平差计算后求得自己的改正数,这种差分 GPS 定位技术(系统)称为具有多个基准站的局部区域的差分 GPS 技术(系统),简称局域差分 GPS(LADGPS—Local Area DGPS with Multi-reference Station)。

### (2) 系统的构成

局域差分 GPS 由多个基准站构成。各基准站独立进行观测,分别计算差分改正数并向外播发,但应对改正数的类型,信号的内容、结构、格式及各站的标识符等作统一规定。各站的信

号应具有足够大的覆盖区域, 以保证系统中的用户能同时收到多个基准站的改正信息。局域差分 GPS 系统中一般也应设立监测站。由于需要有较大的信号覆盖区域, 局域差分 GPS 中较多地采用长波和中波无线电通信。其他方面与单站差分 GPS 相似, 不再重复。

### (3) 数学模型

如前所述, 在 LADGPS 中, 用户需按照某种算法对来自多个基准站的改正信息( 坐标改正数或距离改正数) 进行平差计算, 以求得自己的改正数。这些算法主要有:

一般的加权平均法。采用这种方法时, 用户将来自各基准站的改正数的加权平均值作为自己的改正数。常用的也是最简单的定权方法, 是按照改正数的权  $P_j$  与用户离基准站的间距  $D_j$  成反比的规则来定权:

$$P_j = \mu/D_j \tag{4-88}$$

用户改正数  $V_u$  为:

$$V_u = [ P_j V_j ] / [ P_j ] \tag{4-89}$$

我们知道, 严格地讲, 差分改正数应是位置的函数, 所以不同基准站所求得的差分改正数应该是有差别的。通过加权平均可以在一定程度上顾及位置对差分改正数的影响。

偏导数法。采用这种方法时, 首先需根据基准站的站坐标(  $L, B$  ) 和差分改正数  $V$  求得改正数在  $L$  方向和  $B$  方向的变化率  $V/ L$  及  $V/ B$

$$\left\{ \begin{array}{l} V_2 = V_1 + \frac{V}{L}( L_2 - L_1 ) + \frac{V}{B}( B_2 - B_1 ) \\ V_3 = V_1 + \frac{V}{L}( L_3 - L_1 ) + \frac{V}{B}( B_3 - B_1 ) \\ \dots\dots\dots \end{array} \right. \tag{4-90}$$

式中,  $L_j$ 、 $B_j$  分别表示第  $j$  个基准站的经度和纬度。显然, 采用偏导数法进行二维定位时局域差分 GPS 系统中至少需要有 3 个基准站。求得偏导数值  $V/ L$  和  $V/ B$  后, 即可根据用户的近似坐标(  $L_u, B_u$  ) 计算用户处的改正数  $V_u$ :

$$V_u = V_1 + \frac{V}{L}( L_u - L_1 ) + \frac{V}{B}( B_u - B_1 ) \tag{4-91}$$

$L_u$ 、 $B_u$  可取用不加差分改正的单点定位结果。当覆盖区域较大时也可将上述公式扩充至二阶偏导数, 当然基准站个数也需相应增加。由于在模型中已顾及了位置变化对差分改正数的影响, 因而用户的定位精度较单站差分有明显提高。但是当用户位于由基准站所连成的多边形以外时( 即需要进行外推时) , 其效果就不太理想。沿着凸出的海岸线布设基准站时, 海上用户经常会位于多边形以外, 此时应争取在海岛上增设基准站。

最小方差法。最小方差法实质上也是一种加权平均法, 它的权  $P_j$  是在使用户改正数的方差为最小的条件下导得的。设某一 LADGPS 系统中设有 5 个基准站, 那么用户改正数  $V_u$  为:

$$V_u = P_1 V_1 + P_2 V_2 + P_3 V_3 + P_4 V_4 + P_5 V_5 \tag{4-92}$$

权  $P_j$  按下式计算:

$$\left[ \begin{array}{c} P_1 \\ P_2 \\ P_3 \\ P_4 \\ P_5 \end{array} \right] = \frac{u}{ref} \left[ \begin{array}{ccccc} 1 & 12 & 13 & 14 & 15 \\ 12 & 1 & 23 & 24 & 25 \\ 13 & 23 & 1 & 34 & 35 \\ 14 & 24 & 34 & 1 & 45 \\ 15 & 25 & 35 & 45 & 1 \end{array} \right]^{-1} \left[ \begin{array}{c} 1u \\ 2u \\ 3u \\ 4u \\ 5u \end{array} \right] \tag{4-93}$$

式中,  $\sigma_{ij}$ 表示测站 i 和 j 之间的空间抗相关函数( Spatial Decorrelation Function), 其数值可用下式估算:

$$\sigma_{ij} = (1 - \sigma_{DGPS} / \sigma_{GPS})^{1/2} \tag{4-94}$$

式中:  $\sigma_{GPS}$ 表示用户进行单点定位时的均方差;  $\sigma_{DGPS}$ 表示采用本法时差分 GPS 定位的均方差, 其估值见表 4-5。此外,  $\sigma_{ij}$ 也可根据各基准站上所实际测定的距离改正数来计算, 其具体计算公式以及用偏导数法和最小方差法进行模拟计算的结果见参考文献。

(4) 应用及优缺点

由于具有多个基准站而且顾及了位置对差分改正数的影响, 所以整个系统的可靠性和用户的定位精度都有较大的提高。一般而言, 当个别基准站出现故障时, 整个系统仍能维持运行。用户通过对来自不同基准站的改正信息进行相互比较, 通常可以识别并剔除个别站的错误信息(如误码等)。该系统的作用距离可增加至 600km, 定位精度(2 $\sigma$ )提高到 3 ~5m。局域差分 GPS 可用于较大范围内的导航定位, 如船舶的导航定位。

然而, 无论是单站差分 GPS 还是局域差分 GPS, 在处理过程中都是把各种误差源所造成的影响合并在一起来加以考虑的。而实际上, 不同的误差源对差分定位的影响方式是不同的。例如, 卫星星历误差对差分定位的影响可视为是与用户至基准站的距离成正比的, 而卫星钟钟差对差分定位的影响则与用户至基准站的距离无关(见表 4-5), 主要取决于差分改正数的时延  $t$  及改正数变化率的精确程度。因此, 如果不把各种误差源分离开来, 用一个统一的模式对各种误差源所造成的综合影响统一进行处理, 就必然会产生矛盾, 影响最终的精度。随着用户至基准站距离的增大, 各种误差源的影响将变得越来越大, 从而使上述矛盾变得越来越显著, 导致差分定位精度的迅速下降。

3. 广域差分 GPS

如上所述, 当差分 GPS 需覆盖很大的区域时(如需覆盖我国大陆和邻近海域时), 采用前面两种方法就会碰到许多困难: 首先是需建立大量的基准站。例如, 当用户至基准站的最大距离规定为 200km 时, 覆盖我国大陆及领海的差分 GPS 系统中就需建立约 500 个基准站。这种系统我们在人力、物力、财力上均难以承受。其次, 由于地理条件和自然条件的限制, 在很多地区无法建立永久性的基准站和信号发射站, 从而产生大片空白地区。广域差分 GPS( Wide Area Differential GPS) 就是在这种情况下发展起来的。

(1) 定义

在一个相当大的区域中, 较为均匀地布设少量的基准站组成一个稀疏的差分 GPS 网, 各基准站独立进行观测并将求得的距离差分改正数传送给数据处理中心, 由数据处理中心进行统一处理, 以便将各种误差分离开来, 然后再将卫星星历改正数、卫星钟钟差改正数以及大气延迟模型等播发给用户, 这种差分系统称为广域差分 GPS 系统。全球差分 GPS( Worldwide DGPS) 可视为广域差分 GPS 中的一种特例。

(2) 系统的构成

广域差分 GPS 系统由基准站、数据处理中心、数据通信链、监测站及用户等部分构成。基准站的数量视覆盖面积及用途而定, 例如美国联邦航空局( FAA) 布设的覆盖全美国的广域增强型差分 GPS 系统( WAAS) 中将包含 35 个基准站。为了建立区域性的电离层延迟模型, 各基准站上应配备双频接收机。为确定卫星钟的钟差, 最好能在部分基准站上配备原子钟。广域差分 GPS 数据通信链将包括两个部分: 一是基准站、监测站、数据处理中心等固定站间的数据通信链; 二是系统与用户之间的数据通信链。固定站之间的数据通信一般可通过计算机网络

(如我国的公用分组交换数据网 CHINA-PAC 和互联网等)和其他公用通信网(如电话网、VSAT 等)进行。WADGPS 与用户间的数据通信则可采取卫星通信、短波广播(如我国陕西天文台的 BPM 短波台等)、长波广播和电视广播等进行。其余部分限于篇幅不再介绍。

### (3) 数学模型

广域差分、单站差分与局域差分间的基本区别就在于,单站差分和局域差分只是把各种误差对基准站定位的综合影响(坐标改正)或对基准站上的伪距计算值 $\rho^e$ 与伪距观测值 $\rho^o$ 之差的综合影响(距离改正)播发给用户,而广域差分却要把这些误差分别估算出来播发给用户,使用户能利用正确的卫星星历、大气延迟模型和卫星钟钟差进行单点定位。

目前,广域差分 GPS 还处于发展阶段。国外有些学者,如 Loomis、Brown、Kee 等人对如何进行误差分离和估计作了研究并提出了各自的方案。我国测绘部门也对建立广域差分 GPS 的方案开展了研究,并根据我国的具体情况提出下列设想:

根据我国 GPS 卫星跟踪网的观测资料(加入部分全球站的数据则更好)进行精密定轨,然后进行外推,求得精度为 5 ~10m 的预报星历供用户使用。

利用上述星历、精确的基准站坐标及相位平滑后的伪距观测值计算主控站上原子钟的钟差和钟速,并以此为基础确定其他基准站钟和卫星钟的钟差。

根据各基准站上双频伪距观测值 $\rho_1$ 和 $\rho_2$ (或 $\rho_1 - \rho_2$ )以及双频相位观测值 $\phi_1$ 和 $\phi_2$ 实际测定信号传播路径上的电离层延迟并建立起区域性的电离层延迟模型,然后进行短期预报(例如 5 ~10min),供用户使用。

### (4) 应用和优缺点

由于对各种误差进行了分离和估计,使用户能利用较准确的卫星星历、卫星钟钟差改正和大气延迟模型进行单点定位,从而不但提高了定位精度,而且使定位误差基本上与用户至基准站的距离无关。广域差分 GPS 只需利用稀疏分布的少量基准站,就能建立起覆盖面很大、能同时为多种用户服务的差分 GPS 系统,是一种技术先进、经济效益显著的方案,是建立大范围的差分 GPS 服务体系的一种首选方案。

但采用这种方法时,技术较为复杂,组建时所需的投资大、周期长,需涉及较多的行业和部门。对于资金不足、技术条件也不完全具备(如数据通信)的我国来讲,采用分阶段实施的方法可能更为现实。

## 4.8.4 差分 GPS 的新进展

在广域差分 GPS 中,数据通信始终是一个瓶颈问题。困难主要来自两个方面:一是改正信号必须具有足够大的覆盖面;二是用户的接收设备又需十分轻便、廉价。广域差分增强系统(WAAS—Wide Area Augmentation System)就是为解决上述问题而被提出的。在 WAAS 中,数据处理中心将差分改正信息送往地球同步卫星。该同步卫星也采用 $L_1$ 作为载波,在载波上同样也调制上 C/A 码,并将自己的卫星星历和差分改正信息当做导航电文转发给用户。该系统具有下列优点:第一,由于同步卫星所发射的信号与 GPS 卫星的信号相同,故用户只需用 GPS 接收机即可接收到差分改正信息,无需配备其他装置,而且同步卫星的信号具有很大的覆盖面,从而较好地解决了数据通信问题。第二,同步卫星也可作为 GPS 卫星来使用,提高了 GPS 导航的精度和可靠性,这就是所谓的空基伪卫星技术。美国联邦航空局已和密苏里州的 Wilcox 电子公司签订了价值为 4.75 亿美元的建立 WAAS 的协议。该系统建成后,单点定位的精度将从 100m 提高到 7m,从而无需增加任何地面导航设备。

WADGPS 和 WAAS 虽然能使大范围内的用户获得较高的实时定位精度,但这一精度尚无法满足精度要求很高的一些特殊用户的要求,例如在能见度很差的情况下依靠仪表指引进行飞机的盲着陆。局域增强系统(LAAS—Local Area Augmentation System)的出现能较好地解决上述问题。LAAS 的基本概念如下:在需要进行高精度 GPS 定位的局部区域周围建立若干个基准站,这些站也和 WAAS 中的同步卫星一样发射 C/A 码测距信号和差分改正信号。同样,用户只需利用 GPS 接收机就能接收上述信号,从而极大地改善了定位精度和可靠性。这些基准站被称为地基伪卫星。为更好地解决飞机的进场和着陆问题,美国联邦航空局还准备签订一个为期 7 年,总价值为 5.7 亿美元的合同,以建立局域增强系统。这些系统建成后将取代 150 个(或更多的)经常使用的机场上的仪表着陆系统,使飞机仅利用 GPS 就具有第一、二、三类精密进场和着陆的能力。

WAAS 和 LAAS 技术的出现,进一步补充、完善了广域差分 GPS 技术,使其能更好地满足各类用户的需要,使用起来也更为方便,因此代表了广域差分技术的发展方向。

## 第二编 技术与数据采集

### 第 5 章 GPS 测量的技术设计

技术设计是依据 GPS 测量的用途及用户的要求,按照国家及行业主管部门颁布的 GPS 测量规范(规程),对网形、基准、精度及作业纲要(如观测的时段数、每个时段的长度、采样间隔、截止高度角、接收机的类型及数量、数据处理的方案)等所作出的具体规定和要求。技术设计是 GPS 测量中一项非常重要的基础性工作,是项目实施过程中以及检查验收时的技术依据。

#### § 5.1 技术设计的依据

##### 5.1.1 测量任务书或测量合同书

测量任务书是测量单位的上级事业性单位主管部门下达的具有强制约束力的文件。任务书常用于下达计划指令性任务。测量合同书则是由业主方(或上级主管部门)与测量实施单位所签订的合同,该合同书经双方协商同意并签订后便具有法律效力。测量合同书是在市场经济条件下广泛采用的一种形式。测量单位必须按照测量任务书或测量合同书中所规定的测量任务的用途、范围、精度、密度等进行施测,在规定时间内提交合格的成果及相关资料。上级主管部门及业主方也应按测量任务书或测量合同书中的规定及时拨(支)付作业费用,在资料、场地、生活方面给予必要的协助和照顾。技术设计必须保证测量任务书和测量合同书中所提出的各项技术指标均能满足,并在时间和进度安排上适当留有余地。

##### 5.1.2 GPS 测量规范及规程

GPS 测量规范及规程是由国家质量技术监督局及行业主管部门所制定的技术标准。目前的 GPS 测量规范及规程主要有:

- (1) 2001 年国家质量技术监督局发布的国家标准《全球定位系统(GPS)测量规范》GB/T 18314-2001,以下简称国标。
- (2) 1992 年国家测绘局发布的测绘行业标准《全球定位系统(GPS)测量规范》CH2001-92。
- (3) 1995 年国家测绘局发布的测绘行业标准《全球定位系统(GPS)测量型接收机检定规程》CH 8016-1995。
- (4) 1997 年建设部发布的行业标准《全球定位系统城市测量技术规程》CJJ 73-97。
- (5) 各部委根据本部门 GPS 测量的实际情况所制定的其他 GPS 测量规程及细则。



§ 5.2 GPS 网的精度和密度设计

GPS 测量规范及规程中一般都对 GPS 测量的等级进行了划分。不同等级的 GPS 测量有不同的精度和密度指标, 适于不同的用途。因而在一般情况下, 测量单位只需依据项目的目的、用途和具体要求就能对号入座, 确定相应的等级, 然后按规范及规程规定的精度、密度、施测纲要及数据处理方法来加以执行即可, 而无需专门进行技术设计。当用户的上述要求介于两个等级之间时, 在无需大量增加工作量的情况下, 一般就直接上靠到较高的等级上去; 否则应专门为该项目进行技术设计。下面以国家质量技术监督局发布的国标为例来予以说明。

5.2.1 GPS 测量的等级及其用途

在国标中将 GPS 测量划分为 6 个等级, 它们分别是 AA 级、A 级、B 级、C 级、D 级和 E 级。采用英文字母来表示 GPS 测量的等级可避免与国家大地测量中的 、 、 、 等相混淆。

1. 各等级 GPS 测量的主要用途

- AA 级主要用于全球性的地球动力学研究、地壳形变测量和精密定轨;
- A 级主要用于区域性的地球动力学研究和地壳形变测量;
- B 级主要用于局部形变监测和各种精密工程测量;
- C 级主要用于大中城市及工程测量的基本控制网;
- D、E 级主要用于中小城市、城镇及测图、地籍、土地信息、房产、物探、勘测、建筑施工等的控制测量。

AA 级、A 级可作为建立地心参考框架的基础。AA 级、A 级、B 级可作为建立国家空间大地测量控制网的基础。

2. 各级 GPS 测量的精度指标

各级 GPS 测量中, 相邻点间基线长度的精度用下式表示, 其具体数值见表 5-1。

$$= \sqrt{a^2 + (b \times d \times 10^{-6})^2}$$
 (5-1)

式中: 为标准差, 单位为 mm;  
a 为固定误差, 单位为 mm;  
b 为比例误差系数, 单位为 ppm;  
d 为相邻点间的距离, 单位为 mm。

表 5-1 固定误差与比例误差		
级 别	固定误差( mm)	比例误差( ppm)
AA	3	0. 01
A	5	0. 1
B	8	1
C	10	5
D	10	10
E	10	20

在 GPS 测量中, 大地高差的限差( 固定误差 a 和比例误差 b) 可按表 5-1 放宽 1 倍执行。

AA 级和 A 级点平差后, 在 ITRF 地心参考框架中的点位精度及连续观测站经多次观测后计算的相邻点间基线长度的年变化率的精度要求见表 5-2。

表 5-2点位精度及基线长度年变化率的精度要求

级 别	点位的地心坐标精度	基线长度年变化率精度
AA	0.05m	2 mm/年
A	0.1m	3 mm/年

3. 各级 GPS 点的密度指标

在国标中对各级 GPS 网中相邻点间的平均距离作出了规定( 见表 5-3)。相邻点间的最小距离可为平均距离的 1/3 ~1/2; 最大距离可为平均距离的 2 ~3 倍。也可根据不同的对象和用途, 对点的分布作出具体规定。

表 5-3GPS 网中相邻点间的平均距离(km)

级 别	AA	A	B	C	D	E
平均距离	1 000	300	70	10 ~15	5 ~10	0.2 ~5

5.2.2 根据项目具体情况进行技术设计

GPS 测量规范及规程中的各项规定和指标通常都是针对一般情况而制定的, 并不适合所有场合。所以在特殊情况下, 测量单位仍需按照测量任务书或测量合同书中提出的技术要求单独进行技术设计, 而不可一概套用 GPS 测量规范及规程中的相关规定。例如在混凝土大坝外观变形监测中, 平面位移和垂直位移的监测精度均要求优于 1mm( 精度要求优于 B 级 GPS 测量), 而边长则通常仅为数百米至数千米( 基本相当于 E 级 GPS 测量), 故不宜直接套用规范和规程, 应另行进行技术设计。如前所述, 当某工程项目的精度要求介于两个等级之间而上靠一级又会大幅度增加工作量时, 也应另行进行技术设计。对时段数、时段长度、图形结构等作出适当规定, 以便使成果既能满足要求, 又不致付出过高的代价。

§ 5.3 GPS 网的基准设计

5.3.1 基准设计

- GPS 网的基准包括位置基准、尺度基准和方位基准三类。
- GPS 网的位置基准取决于网中“ 起算点 ”的坐标和平差方法。确定网的位置基准一般可采用下列方法:
- (1) 选取网中一个点的坐标并加以固定或给以适当的权。
  - (2) 网中各点坐标均不固定, 通过自由网伪逆平差或拟稳平差来确定网的位置基准。
  - (3) 在网中选取若干个点的坐标并加以固定或给以适当的权。

采用前两种方法进行 GPS 网平差时, 对网的定向和尺度都没有影响。在进行同精度观测的情况下, 网中各基线向量的精度仍保持相同。当然, 网中各点的位置精度将随着离“ 起算

点”的远近及图形结构的不同而互不相同。由于在网平差中没有给出多余的约束条件,我们将其称为独立网。采用第三种方法进行网平差时,在确定网的位置基准的同时也会对网的方向和尺度产生影响。由于给出的起算数据多于必要的起算数据数,故称其为附合网。

GPS 网所采用的坐标系可根据布网的目的用途而定。利用 GPS 定位技术来布设(加密、扩充、检核、加强)城市控制网或工矿企业的独立控制网时,起算点的坐标可采用上述坐标系中的坐标。利用 GPS 定位技术来进行全球性的或区域性的地球动力学研究时,通常采用 ITRF-yy 坐标系。目前,用户已可通过互联网方便地获得精密星历以及测区周围的 IGS 基准站的站坐标和观测值,通过高精度联测来求得起始点在 ITRF 坐标框架中的起始坐标。也可通过与测站附近的高等级 GPS 点(如 GPS 2000 的点)联测来获得起始坐标。

尺度基准是由 GPS 网中的基线来提供的,这些基线可以是地面电磁波测距边或已知点间的固定边,也可以是 GPS 网中的基线向量。早期当人们对 GPS 的定位成果尚心存疑虑时,常在 GPS 网中加测若干条电磁波测距边并将其作为长度基准。利用 GPS 定位技术对某一旧控制网进行加密或改造时,若将旧网中的若干个控制点作为已知点对 GPS 网进行附合网平差,这些已知点间的边长就将成为尺度基准。随着 GPS 定位技术的发展,大量资料表明,GPS 测量的结果与 VLBI、SLR 等结果能很好地相符,其精度可优于  $10^{-8}$ ,且没有明显的系统误差,丝毫不逊于电磁波测距边。因此,目前均采用 GPS 测量所求得的基线作为尺度基准而不再用电磁波测距边作为尺度基准。

方位基准一般是由网中的起始方位角来提供的,也可由 GPS 网中的各基线向量共同来提供。利用旧网中的若干控制点作为 GPS 网中的已知点进行附合网平差时,方位基准将由这些已知点间的方位角提供。

### 5.3.2 最小约束平差和附合网平差

通过求解基线向量解得 GPS 网中各独立基线向量后,就能将这些基线向量当做“观测值”,依据其数值及其协方差阵来进行测网平差(当然也可直接根据观测值来进行测网平差,但这样做工作量很大,对计算机及作业人员的素质也会提出较高的要求,因而较少采用)。在 GPS 网平差过程中,如果只给出了必要的起算数据(一个起算点的三维坐标),这种平差就称为最小约束平差。如果给出的起算数据多于必要起算数据,这种平差就称为附合网平差。在最小约束平差中,由于未对基线向量施加多余的约束,故平差后的精度能较好地反映 GPS 网本身的精度。反之,在附合网平差中,我们还必须通过调整 GPS 网来适合额外施加的约束条件,故测网平差后的精度不一定能很好地反映 GPS 测量本身的精度。下面我们以城市测量控制网为例来说明这两种平差方案的优缺点。

随着城市建设的发展及城市规模的迅速扩大,原城市控制网中已有不少控制点被破坏,各城市纷纷利用 GPS 定位技术来恢复、改造、重建城市测量控制网。这些城市中的原控制网一般是在不同的时期,按照不同的测量规范,采用不同的方法逐步扩充而建成的。其首级控制网的精度一般为  $1/10$  万 ~  $1/20$  万,有的可能更差。许多城市控制网一直未进行全网统一平差,网中不同部分具有不同的尺度比和不同的方向扭曲,南北方向的尺度比和东西方向的尺度比也不一定相同。利用 GPS 定位技术布设城市控制网时,若仅用网中一点的三维坐标作为起算数据,即采用最小约束平差方案时,网中最弱边的相对中误差往往可达  $1/50$  万 ~  $1/100$  万。估计在 10 ~ 15 年内这些控制网仍可满足包括地籍测量在内的各种城市测量工作的需要。但在这些 GPS 网中,远离起始点、位于网的边缘地区的控制点的新旧成果间往往会有较大的差

异,例如达 20 ~30cm。这些差异在 1/500 的地形图甚至 1/1 000 的地形图上就能反映出来,从而给启用新成果带来了不少困难。有不少用户正是出于这种考虑,在 GPS 网的平差过程中,在网的外部较均匀地给定了若干个(例如 3 ~5 个)已知点。采用这种方法进行附合网平差后,新旧成果之差通常可限制在一个较小的范围内,例如小于 10cm,从而不会在地形图上反映出来。但采用这种方法是以损失精度为代价,即让高精度的 GPS 网产生变形以便强制附合到若干个低精度的起始点上实现的,所以平差后 GPS 网的精度将大幅度降低(大体和旧网的精度相当),因此在一般情况下这种方法是不可取的。

## § 5.4 GPS 测量中的图形设计

### 5.4.1 GPS 测量中的几个基本概念

#### 1. 观测时段

从测站上开始接收卫星信号起至停止观测间的连续工作时间段,简称时段。其持续的时间称为时段长度。时段是 GPS 测量中的基本单位。不同等级的 GPS 测量对时段数及时段长度均有不同的要求,详见规范。

#### 2. 同步观测

同步观测是指两台或两台以上的 GPS 接收机对同一组卫星信号进行的观测。只有进行同步观测,才能保证卫星星历误差、卫星钟钟差、电离层延迟等误差的强相关性,才有可能通过在接收机间求差来消除或大幅度削弱这些误差。因此,同步观测是进行相对定位时必须遵循的一条原则。

#### 3. 同步观测环和同步环检验

三台或三台以上的 GPS 接收机进行同步观测所获得的基线向量构成的闭合环,简称同步环。同步环闭合差从理论上讲应等于零,但由于计算环中各基线向量时所用的观测资料实际上并不严格相同,数据处理软件不够完善以及计算过程中舍入误差等原因,同步环闭合差实际上并不为零。同步环闭合差可以从某一侧面反映 GPS 测量的质量,故有些规范中规定要进行同步环闭合差的检验。但是由于许多误差(如对中误差、量取天线高时出现的粗差等)无法在同步环闭合差中得以反映,因此,即使同步环闭合差很小也并不意味着 GPS 测量的质量一定很好,故有些规范中不作此项检验。

#### 4. 独立观测环

独立观测环是指由非同步观测获得的基线所构成的闭合环。我们可以根据 GPS 测量的精度要求,为独立环闭合差制定一个合适的限差(GPS 测量规范中已作了相应的规定)。这样,用户就能通过此项检验较为科学地评定 GPS 测量的质量。与同步环检验相比,独立环检验能更加充分地暴露出基线向量中存在的问题,更客观地反映 GPS 测量的质量。

### 5.4.2 独立基线向量

若一组基线向量中的任何一条基线向量皆无法用该组中其他基线向量的线性组合来表示,则该组基线向量就是一组独立的基线向量。用  $n$  台 GPS 接收机进行同步观测时,可求得  $\frac{n}{2}(n-1)$  条基线向量。例如当  $n=3$  时,可求得 3 条基线向量;当  $n=4$  时,可求得 6 条基线向

量;当  $n=5$  时,可求得 10 条基线向量(见图 5-1)。但其中只有  $(n-1)$  条基线向量是独立基线向量。独立基线向量可以有許多不同的取法(见图 5-2)。各组独立基线向量从理论上讲都是相当的,平差结果与独立基线向量的取法无关。但是由于同步环闭合差实际并不严格为零,因而取不同的独立基线向量参加网平差时其最终的结果也会有细微差别,并不完全相同。有学者建议将不同组的基线向量一一代入,取能使环闭合差最小的那组基线向量来参加网平差。我们认为还是应按照最初设计好的网形来选择独立基线向量,采用凑数据的方法来“提高”GPS 网精度的做法并不可取。

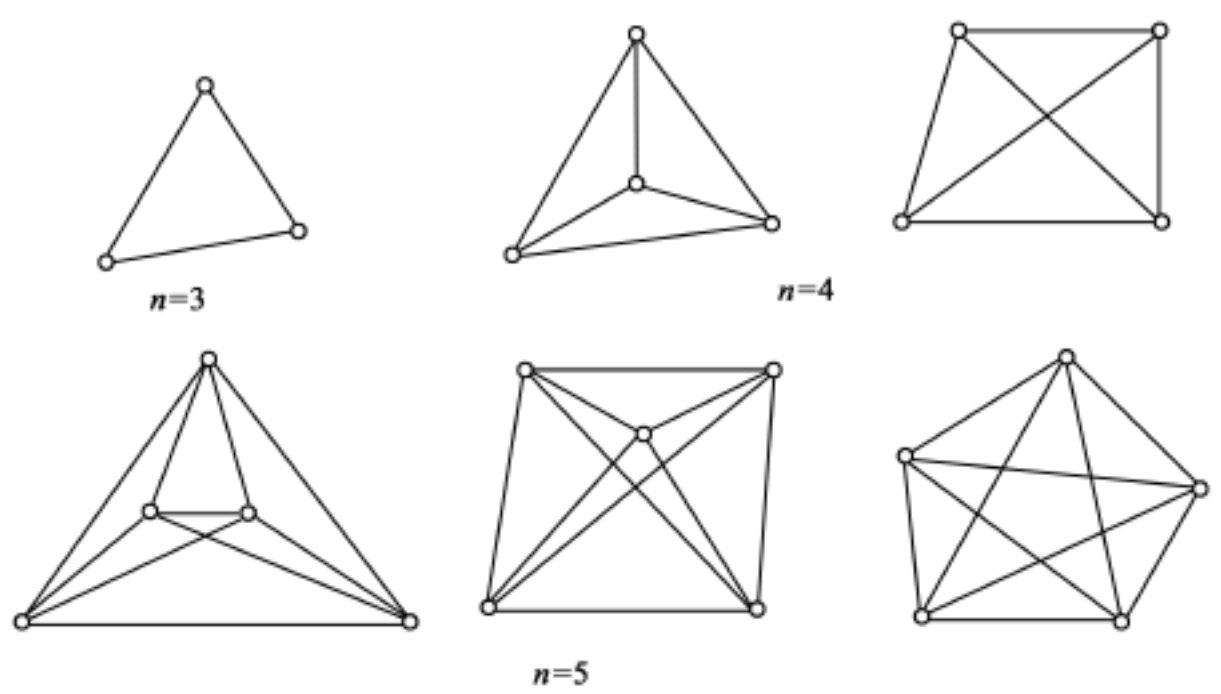


图 5-1  $n$  台接收机同步观测可求得的基线向量

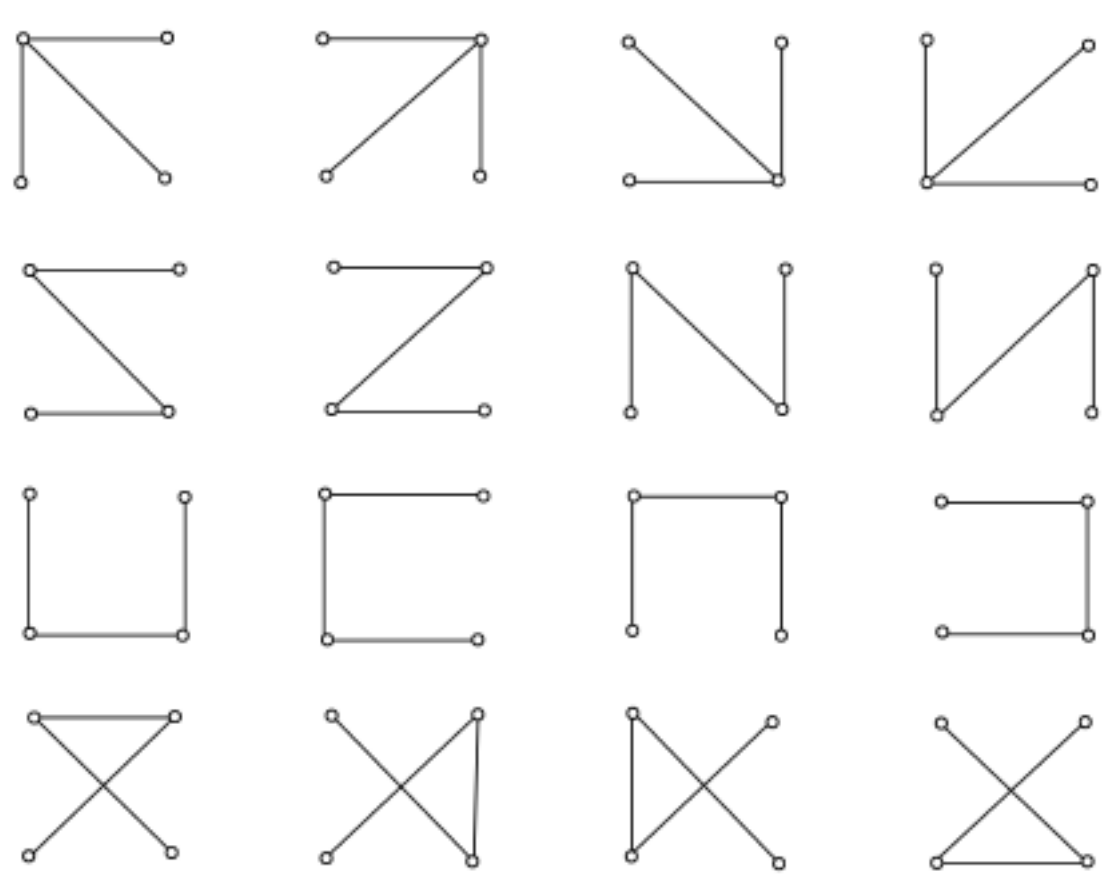


图 5-2 独立基线向量的选取方式( $n=4$ )

5.4.3 GPS 网的图形设计

GPS 网中的各种图形都是由独立基线向量组成的。根据 GPS 网的精度指标及完成任务的时间和经费等因素, GPS 网可由“ 三角形 ”、“ 多边形 ”、“ 附和导线 ”、“ 支导线 ”等基本图形组成。

1. 三角形网

以三角形作为基本图形所构成的 GPS 网称为三角形网( 见图 5-3)。三角形网的优点是网的几何强度好, 抗粗差能力强, 可靠性高; 缺点是工作量大。如图 5-3 中由 9 个控制点组成的 GPS 网, 如采用三角形作为基本图形来布网时需测定 17 条独立的基线向量, 因此只有在对 GPS 网的可靠性和精度有极高的要求时才会采用这种图形。如有必要, 我们还能在三角形网的基础上继续加测一些对角线, 以进一步提高图形强度。见图 5-3 中的虚线。

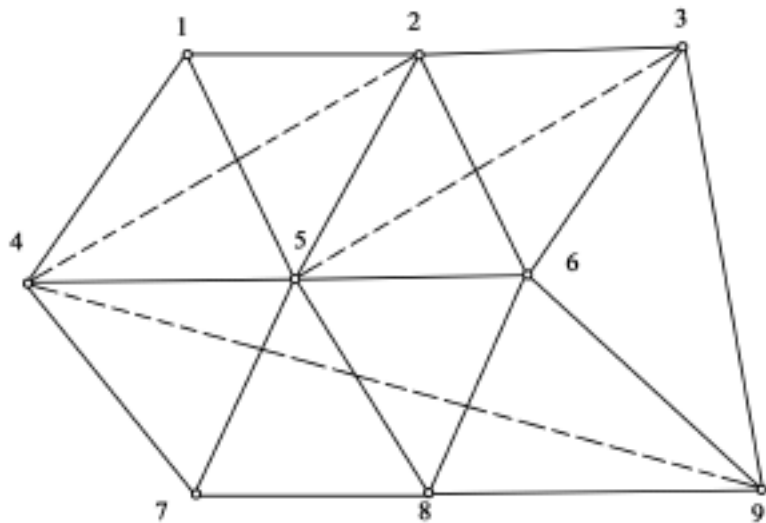


图 5-3 三角形网

2. 多边形网

以多边形( 边数  $n \geq 4$ ) 作为基本图形所构成的 GPS 网称为多边形网。如图5-4中的多边形网是由 3 个四边形和 1 个五边形组成的。采用多边形网时工作量较为节省, 如图5-4中的 GPS 网是由 12 条独立基线向量构成的。多边形网的几何强度不如三角形网强, 但只要对多边形的边数  $n$  加以适当的限制, 多边形网仍会有足够的几何强度。

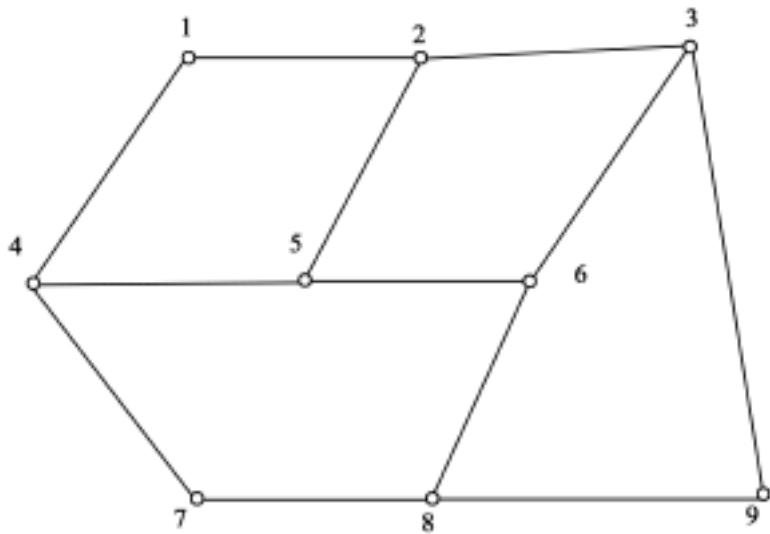


图 5-4 多边形网

3. 附和导线网

以附和导线(或称附和路线)作为基本图形所构成的 GPS 网称为附和导线网(见图 5-5)。附和导线网的工作量也较为节省,如图 5-5 中的 GPS 网是由 10 条独立基线向量组成的。附和导线网的几何强度一般不如三角形网和多边形网,但只要对附和导线的边数及长度加以限制,仍能保证一定的几何强度。

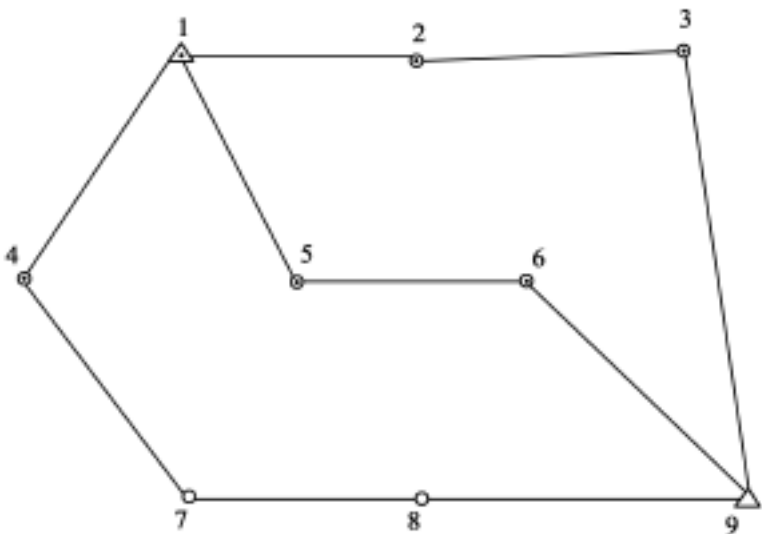


图 5-5 附和导线网

GPS 测量规范中一般都会对多边形的边数和附和导线的边数作出限制,例如在国标中有下列规定(见表 5-4):

表 5-4 对闭合环和附和导线边数的规定					
等 级	A	B	C	D	E
闭合环和附和导线的边数	5	6	6	8	10

对多边形网进行内业处理时,如发现某一基线向量超限,而将此基线向量丢弃后新构成的多边形边数并未超限时,允许将此基线向量剔除而不必返回现场返工。例如图5-4为一 D 级 GPS 网,若基线向量 2-5 超限,则可从网图中剔除该基线向量,将原四边形 1-2- 4-5 和 2-3-5-6 合并为一个六边形 1-2-3- 4-5-6。同理,若基线向量 4-5 超限,可剔除该向量,将原四边形 1-2- 4-5和五边形 4-5-6-7-8 合并为七边形 1-2-5-6-8-7- 4,而不必重新返工。因此,在进行技术设计时最好能留有余地,这样,一旦在内业数据处理时发现某些问题,还有可能在规范允许的范围内通过修改图形来加以弥补,不一定要重新返工。

4. 星形网

星形网的几何图形见图 5-6。从图中可见,所谓的星形网即从一个已知点上分别与各待定点进行相对定位(待定点间一般无任何联系)所组成的图形。与从同一已知点向许多不同方向引出许多“支导线”相类似,但每条“支导线”都只含一条边。采用 Go and Stop 法或 RTK 等方法来定位时,常采用这种图形。由于基线之间不构成任何闭合图形,故抗粗差能力极差。星形网常用于界址点、碎部点及低等级控制点(如图根点)的测定。为了防止出现粗差,最好从两个已知点(基准站)上对同一待定点(流动站)进行观测。如果只设一个基准站,搬站后应选取若干已测定过的流动站进行复测,以尽量减少粗差的发生。

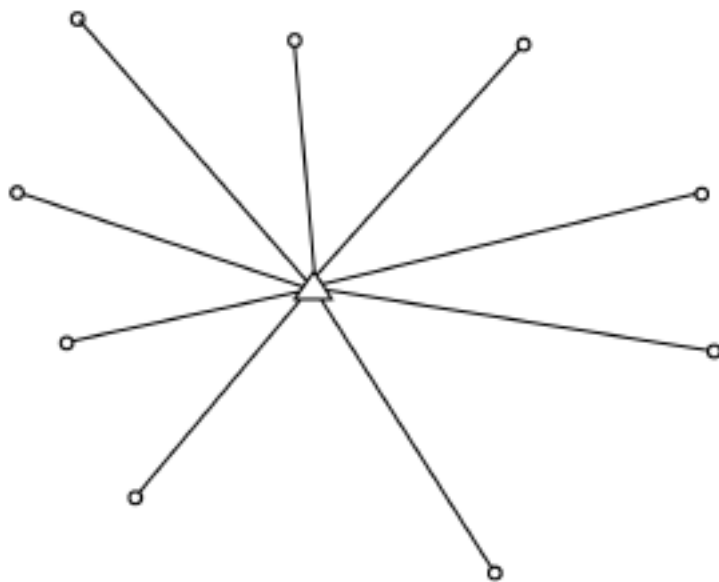


图5-6 星形网

#### 5.4.4 图形设计中的注意事项

按国标的规定,在图形设计时应满足下列要求:

(1) AA级、A级、B级GPS网应布设成连续网,除边缘点外,每点至少应与3个点相连接。C、D、E级GPS网可布设成多边形或附和导线。

(2) A级及其余低等级GPS网中,最简独立闭合环或附和导线的边数应符合表5-4的规定。

(3) AA级、A级、B级GPS网点应与永久性GPS跟踪站联测。联测的站数:AA级 4站;A级 3站;B级 2站。

(4) AA级、A级、B级GPS点应与参加过全国天文大地网整体平差的三角点,导线点及一、二等水准点重合。

(5)新布设的GPS网应与附近已有的国家高等级GPS点进行联测,联测点数不得少于2个。

(6)大陆、岛、礁之间的A、B级GPS网的边长可视实际情况变通。重要岛礁与大陆之间的联测点数不应少于3个。

(7)为求得GPS点在某一参考坐标系中的坐标,应与该坐标系中的原有控制点进行联测。联测点数不得少于3个。

(8)为求得GPS点的正常高,应进行高程联测。AA级、A级GPS网应逐点联测高程。B级网至少每隔2~3个点,C级网每隔3~6个点联测一个高程点。D级和E级网可视具体情况而定。AA级、A级GPS点的高程联测应按GB 12897二等水准的方法进行;B级GPS点应按三等水准方法进行。C、D、E级GPS点则按四等水准或与其精度相当的方法进行高程联测。

### § 5.5 GPS网的特征条件

若某GPS网由 $n$ 个点组成,每点的设站次数为 $m$ 次,用 $N$ 台GPS接收机来进行观测时,观测的时段数 $C$ 为:

$$C = n \cdot m / N \quad (5-2)$$



如前所述, 一个时段中用  $N$  台接收机来进行同步观测时可组成非独立的基线向量  $N(N - 1) / 2$  条, 所以在该 GPS 网中共有非独立的基线向量数为:

$$J_{\text{总}} = C \cdot N \cdot (N - 1) / 2 \quad (5-3)$$

但每个时段中可测定的独立基线向量仅为  $N - 1$  条, 故在该 GPS 网中独立基线向量的总数为:

$$J_{\text{独}} = C \cdot (N - 1) \quad (5-4)$$

在由  $n$  个点组成的 GPS 网中, 只需要有  $(n - 1)$  条基线向量就可确定这  $n$  个点的相对位置 (如果其中有一个点的坐标是已知的, 就可确定其余  $n - 1$  个点的坐标)。因此该 GPS 网的必要基线向量数为:

$$J_{\text{必}} = n - 1 \quad (5-5)$$

但网中实际测定的独立基线向量数为  $C \cdot (N - 1)$  条, 故网中的多余基线向量数为:

$$J_{\text{多}} = J_{\text{独}} - J_{\text{必}} = C(N - 1) - (n - 1) \quad (5-6)$$

例: 某 GPS 网由 80 个站组成, 现准备用 5 台 GPS 接收机来进行观测, 每站设站次数为 4 次, 则全网的观测时段数  $C$  为:

$$C = \frac{n \cdot m}{N} = \frac{80 \times 4}{5} = 64$$

全网共有基线向量数为:

$$J_{\text{总}} = C \cdot \frac{N(N - 1)}{2} = \frac{64 \times 80 \times 79}{2} = 20480 \text{ (条)}$$

其中, 独立的基线向量数为:

$$J_{\text{独}} = C \cdot (N - 1) = 64 \times 79 = 5056 \text{ (条)}$$

必要基线向量数为:

$$J_{\text{必}} = 79 \text{ (条)}$$

多余基线向量数为:

$$J_{\text{独}} - J_{\text{必}} = 5056 - 79 = 4977 \text{ (条)}$$

## 第 6 章 数 据 采 集

本章主要介绍 GPS 测量中的外业观测部分。GPS 的外业观测与常规测量中的外业观测有很大的不同,除了安置接收机天线(对中、整平、定向、量取仪器高),设置接收机中的参数(截止高度角、采样间隔),以及开机、关机等工作需由作业人员完成外(如不设置参数,接收机一般就采用缺省值。缺省值是按最一般的情况来设置的),整个观测工作是由接收机自动完成的,作业人员通常无需加以干预。所以在 GPS 测量中,一般都把外业观测工作称为数据采集。

### § 6.1 选点与埋石

#### 6.1.1 收集资料

在进行选点和埋石工作前,应根据任务需要收集测区内及测区附近现有的国家平面控制点(三角点、导线点等)、水准点及 GPS 点的资料,包括点之记、平面控制网及水准网的网图、成果表、技术总结等资料,以及地形图、交通图、测区总体建设规划及近期发展规划等资料。然后根据项目任务书、合同书在图上进行设计。

#### 6.1.2 选点

##### 1. 对测站的基本要求

(1) 测站四周视野开阔,高度角  $15^\circ$  以上不允许存在成片的障碍物。测站上应便于安置 GPS 接收机和天线,可方便地进行观测。

(2) 远离大功率的无线电信号发射源(如电台、电视台、微波中继站),以免损坏接收机天线。与高压输电线、变压器等保持一定距离,避免干扰。具体的距离可参阅接收机的用户使用手册。

(3) 测站应远离房屋、围墙、广告牌、山坡及大面积平静水面(湖泊、池塘)等信号反射物,以免出现严重的多路径误差。

(4) 测站应位于地质条件良好、点位稳定、易于保存的地方,并尽可能顾及交通等条件。

(5) 充分利用符合要求的原有控制点的标石和观测墩。

(6) 应尽可能使所选测站附近的小环境(指地形、地貌、植被等)与周围的大环境保持一致,以避免或减少气象元素的代表性误差。

##### 2. 辅助点和方位点

(1) AA 级和 A 级 GPS 点不位于基岩上时,应在附近埋设 1~3 个辅助点,并测定这些辅助点与 GPS 点之间的距离和高差,精度应优于 5mm。

(2) 可根据需要在 GPS 点附近设立方位点。方位点应与 GPS 点保持通视,离 GPS 点的距

离一般不小于 300m。方位点应位于目标明显、观测方便的地方。

3. 选点作业

(1) 选点人员应按照在图上选择的初步位置以及对点位的基本要求, 在实地最终选定点位并做好相应的标记。

(2) 利用旧点时, 应对旧点的稳定性、可靠性和完好性进行检查, 符合要求时方可利用。

(3) 点名一般应取居民地名, C、D、E 级 GPS 点的点名也可取山名、地名、单位名。少数民族地区的点名应使用准确的音译汉语名, 在译音后可附原文。

(4) 新旧点重合时, 应沿用旧点名, 一般不应更改。如由于某些原因确需更改时, 要在新点名后加括号注上旧点名。GPS 点与水准点重合时, 应在新点名后的括号内注明水准点的等级和编号。

点名书写采用汉字, 以国务院公布的简化字为准。点号的编排应便于用计算机进行管理。

(5) 新旧 GPS 点(包括辅助点与方位点) 均需在实地绘制点之记。所有内容均要求在现场仔细记录, 不得事后追记。AA 级和 A 级 GPS 点在点之记中应填写地质概要、构造背景及地形地质构造略图。点之记的形式见规范附录 3。

(6) 点位周围存在高于 10 的障碍物时, 应绘制点的环视图。其形式见规范附录 3。

(7) 选点工作完成后, 应绘制 GPS 网选点图。其形式见规范附录 3。

4. 选点结束后应上交的资料

- (1) 用黑墨水填写的点之记和环视图。
- (2) GPS 网选点图。
- (3) 选点工作总结。

6.1.3 埋石

此处所说的埋石包括埋设标石及建造观测墩的工作。

1. 标石类型

国标中对 GPS 点的标石类型及适用级别作出了具体规定, 详见表 6-1。

表 6-1 GPS 点的标石类型	
标石类型	适用级别
a. 基岩天线墩	AA、A
b. 岩层天线墩	AA、A
c. 岩层标石	B
d. 岩层普通标石	B ~E
e. 土层天线墩	AA、A
f. 普通基本标石	B ~E
g. 冻土基本标石	B

标石类型	适用级别
h. 固定沙丘基本标石	B
i. 普通标石	B ~E
j. 建筑物上的标石	B ~E

注: C 级以下临时性工程网点, 可埋设简易标志。

各种类型标石的详细结构见国标中的附录 B。

2. 中心标志

各种类型的标石均应设有中心标志。基岩和基本标石的中心标志应用铜或不锈钢制作。普通标石的中心标志可用铁或坚硬的复合材料制作。标志中心应刻有清晰、精细的十字线或嵌入不同颜色的金属( 不锈钢或铜) 制作的直径小于 0. 5mm 的中心点, 并应在标志表面注上“ GPS ”及施测单位名称。

各种天线墩必须附有强制对中装置。对中盘盘面应水平, 并有保护盖。

3. 埋石作业

(1) 各级 GPS 点的标石一般应用混凝土灌制。有条件的地方也可用整块花岗岩、青石等坚硬石料凿制, 其规格不应小于同类混凝土标石。埋设天线墩、基岩标石、基本标石时, 应现场浇灌混凝土, 普通标石可预制后运往各点埋设。各种标石的规格见附录 2。

(2) 埋设标石时, 各层标志中线应严格位于同一铅垂线上, 其偏差不得大于 2mm。强制对中装置的对中误差不得大于 1mm。

(3) 利用旧点时应确认该标石完好, 并符合同级 GPS 点埋石的要求, 且能长期保存。上标石被破坏时, 可以以下标石为准重新埋设上标石。

(4) 方位点上应埋设普通标石, 并加注记。

(5) GPS 点埋石所占土地, 应经土地使用者或土地管理部门同意, 并办理相关手续。新埋标石及天线墩应办理测量标志委托保管书, 一式三份, 交标石的保管单位或个人一份, 上交和存档各一份。利用旧点时需对委托保管书进行核实, 不落实时应重新办理委托保管手续。

(6) AA、A、B 级点的标石埋设后至少需经过一个雨季, 冻土地区至少需经过一个解冻期, 基岩或岩层标石至少需经一个月后, 方可用于观测。

(7) 现场浇灌混凝土标石时, 应在标石上压印 GPS 点的类别, 埋设年代和“ 国家设施勿动 ”等字样。荒漠、平原等不易寻找 GPS 点的地方, 还需在 GPS 点旁埋设指示牌, 规格见GB 12898。

4. 埋石结束后需上交的资料

- (1) 填写了埋石情况的 GPS 点之记。
- (2) 土地占用批准文件与测量标志委托保管书。
- (3) 埋石工作总结。

§ 6.2 GPS 接收机的选用及仪器检验

6.2.1 GPS 接收机的选用

不同等级的 GPS 测量对接收机有不同的要求。表 6-2 摘自全球定位系统( GPS) 测量规范( 国标)。

表 6-2

GPS 接收机的选用

级 别	AA	A	B	C	D、E
单频/双频	双频/全波长	双频/全波长	双频	双频或单频	双频或单频
至少应具有的观测量	$L_1, L_2$ 载波相位	$L_1, L_2$ 载波相位	$L_1, L_2$ 载波相位	$L_1$ 载波相位	$L_1$ 载波相位
同步观测的接收机数量	5	4	4	3	2

6.2.2 GPS 接收机的检验

对新购置的 GPS 接收机,应进行全面检验后方可使用。全面检验包括一般性检视、通电检验和试测检验。同时,对于随接收机一起购买的由接收机生产厂商提供的专用数据处理软件(为方便起见,以后简称为随机软件)也需一并进行检验。旧接收机则需定期地进行部分项目的检验。

1. 一般性检视

- (1)GPS 接收机及其天线的外观是否良好,外层涂漆是否有剥落之处,是否有挤压摩擦造成的伤痕。仪器、天线等设备的型号是否正确。
- (2)各种零部件及附件、配件等是否齐全完好,是否与主件匹配。
- (3)需紧固的部件是否有松动和脱落的现象。
- (4)仪器说明书、使用手册、操作手册及磁(光)盘等是否齐全。

2. 通电检验

- (1)有关的信号灯工作是否正常。
- (2)按键及显示系统工作是否正常。
- (3)仪器自测试的结果是否正常。
- (4)接收机锁定卫星的时间是否正常;接收到卫星信号的强度是否正常;卫星信号的失锁情况是否正常。

3. 试测检验

(1)准备工作。

在进行试测前还应检验:

- 天线或基座上的圆水准器和光学对中器工作是否正常。
- 天线高专用量尺是否完好,精度是否符合要求。
- 数据传录设备及专用软件是否齐全,性能是否正常。
- 测试评估随机软件。

(2)接收机内部噪声水平的测试。

接收机的内部噪声是由接收机通道间的偏差(检验改正后的残差)、延迟锁相环路的误差及机内信号噪声等所引起的。此项检验可采用零基线法或超短基线法进行,条件允许时应尽可能采用零基线法。

零基线法

A. 基本原理

在进行零基线检验时,同一天线输出的信号通过“GPS 功率分配器”(简称功分器)分为功率和相位都相同的两路或多路信号送往两台或多台 GPS 接收机,然后依据各接收机所接收的信号组成双差观测值来解算基线向量。显然,这些基线向量的理论值均应为零。采用零基线法检验接收机的噪声水平时,其结果不受卫星星历误差,天线的平均相位中心偏差,电离层延迟和对流层延迟,多路径误差,以及天线的对中、整平、定向和量高误差等因素的影响,故精度较高。

B. 测试方法

在高度角 10°以上无障碍物的开阔地带安置天线,按图 6-1 所示的方式连接天线、功分器和 GPS 接收机。对 4 颗或 4 颗以上的 GPS 卫星进行 1 ~1.5h 的同步观测。应用厂方提供的随机软件对基线向量进行解算,所求得的坐标分量均应小于 1mm。

超短基线法

当用户没有功分器时可采用超短基线法来进行检验。检测方法如下:在相距数米的地方安置两个或多个接收机天线,各天线都将接收到的信号分别送往对应的 GPS 接收机(见图 6-2),接下来的做法与零基线法完全相同。由于各接收机的信号来自不同的天线而不是同一天线,故天线安置误差(对中、定向、整平、量高等误差)将影响检测结果。但由于各天线间仅相距数米,所以卫星星历误差、大气延迟误差等影响一般可忽略不计。如果超短基线法检验不是在 GPS 接收机检定场中进行,通常基线向量的标准值也难以获得。这时一般只能进行基线长度比对,而无法进行基线分量的比对。

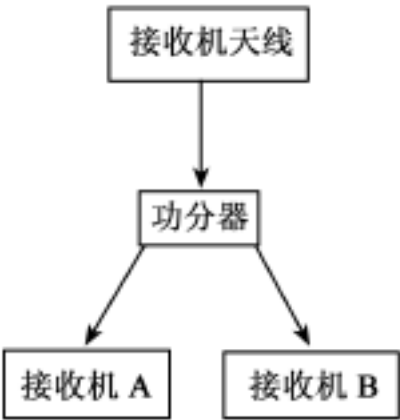


图 6-1 零基线检验示意图

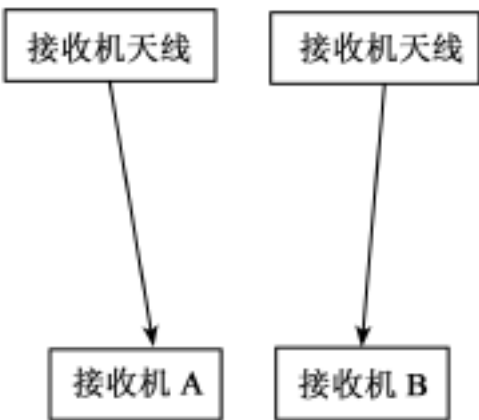


图 6-2 超短基线检验示意图

(3) 接收天线相位中心偏差及稳定性检测。

该项检测可采用以下两种方法进行:

旋转天线法

旋转天线法是一种较为严格的专业检测方法。该方法需要在专门的微波暗室中,利用固定的微波发射源来测定天线相位方向图,从而确定天线的平均相位中心偏差及其稳定性(天线视相位中心随卫星信号的高度角和方位角的不同而产生的变化)。若用户不具备上述专用检测设备,可采用方法二。

相对定位法

利用相对定位法测定天线相位中心的稳定性也应在超短基线上进行,以消除或削弱卫星星历、大气延迟等误差的影响。下面介绍一种检测方法:

将 A、B 两台接收机天线分别安置在相距数米的两个观测墩(或三脚架)上,整平、定向

(天线指标线指北)后开机观测一个时段(1~1.5h)。接收机天线 A 保持固定不动,天线 B 则分别转动 90°;180°;270°;各观测一个时段。接收机天线 B 保持固定不动,将天线 A 分别转动 90°;180°;270°;各观测一个时段。采用静态定位的方法计算出各时段的基线向量后,就能求出旋转天线的平均相位中心偏差。采用单历元解算以及滤波、平滑等技术后,也可对天线视相位中心的变化情况进行初步分析。

(4)接收机野外作业性能及不同测程精度指标测试。  
 此项检验应在 GPS 接收机检定场或电磁波测距仪检定场中进行。检测时将两台或多台接收机天线分别安置在具有强制对中装置的观测墩上,并进行整平、定向,量取仪器高,短基线观测 1.5h,中长基线观测 4h。测试结果与已知基线长之间的较差 应小于仪器的标称精度,即

$$\Delta = \sqrt{a^2 + (b \times d \times 10^{-6})^2}$$

{

$$\begin{matrix} x & 3\sqrt{2} \\ y & 3\sqrt{2} \\ z & 3\sqrt{2} \\ s & 2\sqrt{2} \end{matrix}$$

(6-1)

为相应级别所规定的精度。  
 当测试的基线向量组成异步环时,应进行异步环闭合差检验。边长大于 40km,观测时段不小于 4h 时,各坐标分量的闭合差  $W_x$ 、 $W_y$ 、 $W_z$  应满足

{

$$\begin{matrix} W_x & 3\sqrt{n} \\ W_y & 3\sqrt{n} \\ W_z & 3\sqrt{n} \end{matrix}$$

(6-2)

式中: 为相应级别所规定的精度;n 为闭合环中的边数。  
 按接收机检定规程的规定,全面检验中除需进行上述三个项目的检验外,还需进行下列三项检验:

- 接收机频标稳定性检验和数据质量评价。
- 接收机高低温性能测试。
- 接收机综合性能评价。

因篇幅所限,对后三项检验的具体做法和要求不再详加介绍,需要时可参阅相关文献。  
 新购置的 GPS 接收机需按上述规定对仪器进行全面检验。旧的 GPS 接收机在每年出测前应进行下列项目的检测:

- 一般性检测。
- 通电检测。
- 试测检验中的准备工作部分。它包括以下几个小项:
  - 天线或基座上的圆水准器和光学对中器的工作是否正常。
  - 天线高专用量尺是否完好,精度是否符合要求。

数据转录设备及专用软件性能是否正常。

随机软件的测试和评估。

#### 4. GPS 接收机野外检定场

如前所述,有多项接收机检测工作应在接收机野外检定场中进行。为保证检定工作的顺利进行,建立 GPS 接收机野外检定场时一般应遵循下列原则:

(1) 检定场中应含有超短基线(5 ~10m)、短基线(1 ~10km)、中等基线(10 ~50km)及长基线(>50km)。超短基线的长度可用钢基线尺丈量,也可用 GPS 测量的方法来解决;短基线的长度可用 ME 5000 等高精度光电测距仪来测定,也可用 GPS 测量来测定;中长基线一般只能靠长时间多时段的 GPS 测量技术来解决(采用 IGS 的综合精密星历及 GAMIT、Berness 等软件来进行数据处理)。GPS 测量不仅能给出基线长度,而且能给出基线向量的三个坐标分量。

(2) 检定场应地质条件良好,点位稳定,视场开阔,无信号障碍物及信号反射物,也无信号干扰,交通方便且有较好的通信和供电条件。

(3) 各点应建造具有强制对中装置的观测墩,并在墩面上标注正北方向。

(4) 中长基线应组成网形,以便进行环闭合差检验。中长基线的精度应优于  $0.1 \times 10^{-6}$ 。

#### 5. GPS 接收机的维护保养

(1) GPS 接收机应指定专人保管。无论采用哪种运输方式,均要求有专人押运,并应采取防震措施,不得碰撞和重压。软盘驱动器在运输中应插入保护片或废磁盘。

(2) 作业时必须严格遵守技术规定和操作要求。作业人员培训合格后方可上岗,未经允许,其他人员不得擅自操作仪器。

(3) 接收机应注意防震、防潮、防尘、防蚀、防辐射。电缆线不得扭折,不得在地面上拖拉,其接头和连接器要保持清洁。

(4) 观测完后应及时擦净接收机上的水汽和尘埃并存放在仪器箱内。仪器箱应放置在通风、干燥、阴凉处。箱内的干燥剂呈粉红色时,应及时更换。

(5) 接收机交接时应进行一般性检视,并填写交接记录。

(6) 外接电源时应检查电压是否正常,电池正负极切忌接反。

(7) 当接收机天线置于楼顶、高标及其他设施的顶端作业时,应采取加固措施。雷雨天进行观测时应安装避雷设施,否则应停止观测。

(8) 接收机在室内存放期间,室内应定期通风,每隔 1 ~2 个月应通电检查一次。接收机内的电池要保持充满电的状态。外接电池则应按要求按时充电放电。

(9) 严禁私自拆卸接收机。发生故障时应认真记录并报告有关部门,请专业人员进行维修。

## § 6.3 数 据 采 集

### 6.3.1 拟定作业计划

在进行 GPS 数据采集(外业观测)前应根据规范及技术设计中的有关规定,参加作业的接收机数量,测区的交通状况和通信条件,以及天气状况等因素来拟定作业计划。现将有关问题介绍如下:



1. 分区观测

当 AA 级、A 级或 B 级 GPS 网的规模较大时,可进行分区观测。但相邻分区间至少应有 4 个公共点将它们连接起来。

2. 卫星可见性预报及观测时段的选择

根据测区的概略位置和 30 天以内的卫星概略星历(卫星历书),用厂方所提供的专用卫星可见性预报软件即可给出不同时刻  $t_i$  测站上可见到的卫星数以及这些卫星的高度角和方位角。 $t_i$  的间隔由用户确定,例如每 10min 给出一组数据。同时还可给出  $t_i$  时刻由测站及上述卫星所组成几何图形的 PDOP 值。这样用户就能挑选卫星数较多、PDOP 值较小的时间段来进行观测。需要说明的是,在全球定位系统组建初期,由于卫星总数还相当有限,上述工作就显得非常重要。因为,在这一时期中每天有相当长一段时间,由于用户可见到的卫星数可能不足 4 颗,或总数虽达 4 颗但几何图形很差(PDOP 值很大),而无法进行观测。目前整个系统已布设完毕,卫星总数已达 28 ~29 颗。在每天的绝大部分时间内用户可见到的卫星数都不少于 6 颗,PDOP 值也都保持在一个较小的范围内,因而上述预报工作的作用就不如以前大了。

3. 调度命令

根据预报的可见卫星数、PDOP 值以及交通情况,就可确定第二天的作业计划,即第二天共观测几个时段,每个时段的起始和结束时间,各时段中每个组到哪个点进行观测等。然后作业调度员就仔细填写调度命令并分发给各组,作为第二天作业的依据。在 GPS 相对定位中,若一个组出现了问题,就可能导致邻近多个组同时返工,故每个组均应想方设法使调度计划得以顺利实施。正是由于这种原因,我们通常将“调度计划”称为“调度命令”,以强调它的权威性。

6.3.2 观测

1. 基本技术规定

各级 GPS 测量均应满足表 6-3 中所列的基本技术要求。AA、A、B 级 GPS 测量中的观测时段应尽可能日夜均匀分布。夜间观测时段最少不得少于总时段的 25%。夜间观测从日落后 1h 起算至次日日出时为止。AA、A、B 级 GPS 测量时还应记录各项气象元素和天气状况。C、D、E 级 GPS 测量可不测气象元素而只记录天气状况。各站的观测数据文件中应包括:测站名或测站号、观测单元、测站类型(是参考站还是流动站)、日期、时段号等信息。具体命名方法取决于随机软件。雷雨、风暴天不宜进行 AA、A、B 级 GPS 测量。

表 6-3

各级 GPS 测量的基本技术要求

项 目 \ 级 别		AA	A	B	C	D	E
卫星截止高度角( ° )		10	10	15	15	15	15
同时观测有效卫星数		4	4	4	4	4	4
有效观测卫星总数		20	20	9	6	4	4
观测时段数		10	6	4	2	1.6	1.6
时段长度 ( min )	静 态	720	540	240	60	45	40
	快速静态	双频 + P 码	——	——	10	5	2
		双频全波长	——	——	15	10	10
		单频或双频半波长	——	——	30	20	15

项 目 \ 级 别		AA	A	B	C	D	E
采样间隔 ( s )	静 态	30	30	30	10 ~30	10 ~30	10 ~30
	快速静态	——	——	——	5 ~15	5 ~15	5 ~15
时段中任一卫星有效观测时间( min )	静 态	15	15	15	15	15	15
	快速静态	双频 + P 码	——	——	1	1	1
		双频全波长	——	——	3	3	3
		单频或双频半波长	——	——	5	5	5

说明： 1) 符合表 6-3 中第七项规定( 时段中任一卫星有效观测时间) 的卫星称为有效卫星。  
(2) 计算有效卫星数时, 应将各时段的有效观测卫星数扣除重复卫星数。  
(3) 时段长度应从开始记录数据至结束记录之间的时间段。  
(4)“ 观测时段数 1.6 ”是指每站观测一时段, 其中至少有 60% 的测站又观测了一个时段。

2. 准备工作

1) 预热与静置

GPS 接收机在正式观测前应进行预热和静置, 具体要求见 GPS 接收机操作手册。

2) 对中

天线安放在三脚架上时可用光学对中器或用垂球进行对中, 对中误差应不大于 3 mm。天线设置在觇标的基板上时, 应先卸去觇标顶部, 然后用经纬仪将标石中心投影至基板上。示误三角形的最长边或示误四边形的长对角线不得大于 5mm。然后根据示误三角形或示误四边形定出投影点作为天线对中的依据。具体投影方法见 GB/T 17942。

3) 定向

安置 GPS 接收机的天线时, 应将天线上的标志线指北, 误差不超过  $\pm 5^\circ$ 。在一般地区可采用罗盘仪来定向。若测站周围有许多钢铁构件或附近有铁矿, 应根据通视点的大地方位角来定向; 若周围无通视点, 则应用天文方法来定向。若同一时段中有的接收机用磁北方向定向, 有的接收机用真北方向定向时, 应考虑加磁偏角改正。测出正北方向后应作固定标志, 以备以后观测时使用。

4) 整平

用天线上的圆水准气泡或长水准气泡整平天线。

5) 量仪器高

用专用量高设备或钢卷尺在互为 120° 的三处量取天线高, 当互差不大于 3mm 时取中数采用。否则应重新对中, 整平天线后再量取。

6) 拆除觇标

天线安置在觇标的基板上时应将基板以上的觇标拆除。GPS 点上建有寻常标时, 应拆除觇标后再进行观测。拆除有困难时可采用偏心观测的方法来解决。归心改正的方法见附录 4。

3. 观测

- (1) 各作业组必须严格遵守调度命令, 按规定的时间进行作业。
- (2) 经检查接收机电源电缆和天线等连接无误后方可开机。

(3) 只有在有关指示灯和仪表显示正常后方可进行接收机的自测试, 输入测站, 观测单元和时段等控制信息。

(4) 在观测前和作业过程中, 作业员应随时填写测量手簿中的记录项目。测量手簿格式、记录内容及要求见附录 3。

(5) 接收机开始记录数据后, 观测员可用专用功能键和菜单来查看相关信息, 如接收的卫星数、卫星编号、卫星的健康状况、各通道的信噪比、单点定位结果、余留的内存量及电池的电量等。发现上述数据有异常时, 应及时记录在手簿的备注栏内并向上级报告。

(6) 每时段始末各记录一次观测卫星号、天气状态、实时定位的 PDOP 值等。须记录气象元素的等级 GPS 网点, 每时段至少应记录两次气象元素。一次在时段开始时, 一次在时段结束时。当时段长度超过 2h 时, 应在整点时增加记录一次。夜间可每隔 4h 记录一次。气象观测时所用的干湿温度计应悬挂在测站附近, 与天线相位中心大致同高处。悬挂地点应通风良好, 避开阳光直射。空盒气压计可置于测站附近地面上, 但需根据地面与天线相位中心间的高差进行高程修正。

(7) 当测站附近的小环境与周围的大环境不一致时, 可在合适处量测气象元素, 然后加上高差修正化算为天线相位中心处的气象元素。

(8) 每时段观测前后各量取天线高一次。两次之差不应大于 3 mm, 并取中数作为最后的天线高。较差超限时应查明原因, 提出处理意见并记入手簿记事栏内。

(9) 除特殊情况外, 一般不得进行偏心观测。迫不得已进行时, 应精确测定归心元素, 其方法可参阅附录 4。

(10) 观测时在接收天线 50m 以内不得使用电台, 10m 以内不得使用对讲机。

(11) 天气太冷时, 可对接收机适当进行保温和加热。天热时应避免阳光直射接收机, 以确保接收机能正常工作。

(12) 在一个时段的观测过程中不允许进行下列操作:

关机后重新启动接收机。

进行仪器自检。

改变截止高度角或采样间隔。

改变天线位置。

按键关闭文件或删除文件。

(13) 进行快速静态定位时, 在同一观测单元内参考站的观测不能中断; 参考站和流动站的采样间隔应保持一致, 且不能中途变更。

(14) 经认真检查, 所有预定的作业项目均已全面完成并符合要求, 记录和资料完整无误, 点位和觇标恢复原状后方可迁站。

#### 4. 记录

##### 1) 记录类型

GPS 测量时所获得的记录包括以下三类:

(1) 存储在磁盘、磁带、光盘等介质中的观测记录。

(2) 测量手簿。

(3) 观测计划、偏心观测资料等其他记录。

##### 2) 记录内容

(1) 观测记录的主要内容有:

C/A 码及 P 码伪距; 载波相位观测值。

观测时刻  $t_i$ 。

卫星星历( 历书)。

测站及接收机的初始信息: 测站名, 测站号, 观测单元号, 参考站或流动站, 时段号测站的近似坐标, 接收机编号和天线编号, 天线高, 观测日期, 采样间隔, 截止高度角等。

(2) 测量手簿

测量手簿分为四种:

AA、A、B 级静态定位测量手簿。

C、D、E 级静态定位测量手簿。

快速静态定位中的参考站测量手簿。

快速静态定位中的流动站测量手簿。

3) 记录要求

(1) 及时填写各项内容, 书写要认真细致, 字迹清晰、工整、美观。

(2) 一律用铅笔进行记录, 不得开刀和涂改, 不得转抄和追记。读写有误时, 可用铅笔整齐画掉, 将正确数据写在上面并注记原因。其中, 天线高、气象读数等原始记录不准连环涂改。

(3) 手簿整饰, 存储介质上的注记和各种计算一律用蓝( 黑) 墨水书写。

(4) 接收机内存中的数据文件应及时拷贝成一式两份, 并在存储介质外面适当处贴上标签, 注明网区名、点名、点号、观测单元号、时段号、文件名、采集日期、测量手簿编号等。两份存储介质应由两人保管, 存放在防水防电的资料箱内。

观测数据卸载至存储单元上时, 不得进行任何剔除、删改和编辑。

(5) 测量手簿事先应连续编页, 装订成册, 不得有缺损。其他记录也应分别装订成册。

5. 外业数据质量检核

外业观测结束后, 应及时卸载有关资料并进行数据处理, 以便对外业数据的质量进行检核。检核的内容有:

(1) 数据剔除率: 一时段内观测值的剔除率不应超过 10% 。

(2) 复测基线的长度差: 进行 C、D、E 级基线处理及 B 级基线预处理后, 若某基线向量被多次重复测量, 则任意两个基线长度之差  $ds$  应满足下式:

$$ds \leq 2 \sqrt{2} \quad (6-3)$$

其中  $\sigma$  为相应级别所规定的精度( 按平均边长计算)。

(3) 同步环闭合差: 三边同步环闭合差应满足下式:

$$\begin{cases} W_x & \frac{\sqrt{3}}{5} \\ W_y & \frac{\sqrt{3}}{5} \\ W_z & \frac{\sqrt{3}}{5} \end{cases} \quad (6-4)$$

对于四站或更多站同步观测而言, 应用上述方法检查一切可能的三边环闭合差。

(4) 独立环闭合差及附和路线坐标闭合差。C、D、E 级 GPS 网及 B 级网外业基线预估计的结果应满足下式:

$$\left\{ \begin{array}{l} W_x \quad 3 \sqrt{n} \\ W_y \quad 3 \sqrt{n} \\ W_z \quad 3 \sqrt{n} \\ W_s \quad 3 \sqrt{3n} \end{array} \right. \quad (6-5)$$

式中:  $n$  为闭合环边数;  $\sigma$  为相应级别所规定的精度(按实际平均边长计算)。  $W_s$  为闭合差矢量, 即

$$W_s = \sqrt{W_x^2 + W_y^2 + W_z^2} \quad (6-6)$$

(5) 精处理后基线分量及边长的重复性。 AA、A、B 级基线向量的分量  $x$ 、 $y$ 、 $z$  及边长  $s$  的重复性检验。

重复性的定义为:

$$R_c = \left[ \frac{\frac{n}{n-1} \cdot \sum_{i=1}^n \frac{(C_i - C_m)^2}{c_i^2}}{\sum_{i=1}^n \frac{1}{c_i^2}} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (6-7)$$

式中:  $n$  为同一基线的总观测时段数;  $C_i$  为一个时段所求得的基线分量及边长;  $c_i^2$  为相应于  $c_i$  分量的方差;  $C_m$  为各时段的加权平均值。 其中, 对边长分量、北分量和东分量的重复性还需进行固定误差和比例误差的拟合, 以作为衡量基线精度的参考指标。

(6) 各时段间的较差。 对于 AA、A、B 级基线而言, 各时段间的较差应满足下式:

$$\left\{ \begin{array}{l} d_x \quad 3 \sqrt{2} R_x \\ d_y \quad 3 \sqrt{2} R_y \\ d_z \quad 3 \sqrt{2} R_z \\ d_s \quad 3 \sqrt{2} R_s \end{array} \right. \quad (6-8)$$

其中  $R_s$  用式(6-7) 计算。

(7) AA、A、B 级基线进行基线向量精处理后, 独立环闭合差或附合路线的坐标分量闭合差应满足下列条件:

$$\left\{ \begin{array}{l} W_x \quad 2 \quad w_x \\ W_y \quad 2 \quad w_y \\ W_z \quad 2 \quad w_z \end{array} \right. \quad (6-9)$$

而

$$\left\{ \begin{array}{l} w_x^2 = \sum_{i=1}^r x(i)^2 \\ w_y^2 = \sum_{i=1}^r y(i)^2 \\ w_z^2 = \sum_{i=1}^r z(i)^2 \end{array} \right. \quad (6-10)$$

式中:  $r$  为环线中的基线数,  $c(i)^2$  ( $c = x, y, z$ ) 为环线中第  $i$  条基线  $c$  分量的方差, 由基线处理时输出。

环线全长闭合差满足:

$$W = 3 \quad w \tag{6-11}$$

$$\frac{2}{w} = \sum_{i=1}^r W D_{b_i} W^T \tag{6-12}$$

$$W = \left[ \begin{array}{ccc} \frac{W_x}{W} & \frac{W_y}{W} & \frac{W_z}{W} \end{array} \right] \tag{6-13}$$

$$W = \sqrt{W_x^2 + W_y^2 + W_z^2} \tag{6-14}$$

6.3.3 重测和补测

- (1) 未按施测方案进行观测, 外业缺测、漏测, 或观测值不满足表 6-3 中的相关规定时, 应及时补测。
- (2) 复测基线的边长较差超限, 同步环闭合差超限, 独立环闭合差或附和路线的闭合差超限时, 可剔除该基线而不必进行重测, 但剔除该基线向量后新组成的独立环所含的基线数不得超过表 5- 4 中的相关规定, 否则应重测与该基线有关的同步图形。
- (3) 当测站的观测条件很差而造成多次重测后仍不能满足要求时, 经主管部门批准后, 可舍弃该点或变动测站位置后再进行重测。
- (4) 对于需补测或重测的时段或基线向量, 要具体分析原因, 在满足表 6-3 的前提下, 应尽量安排在一起进行同步观测。
- (5) 补测或重测的原因、处理方式等应写入数据处理报告。

§ 6.4 成果验收和上交资料

外业观测及内业数据处理完成后应进行成果验收并上交有关资料。如果数据处理工作也是由外业观测单位自己来完成的, 那么成果验收和上交资料可在数据处理工作结束后进行( 进行低等级小范围的 GPS 测量时通常采用这种模式)。如果外业观测工作结束后, 数据处理工作将交由专门机构来进行( 例如 A 级网、B 级网等高精度 GPS 网), 则在上交外业观测资料时也应对外业观测资料进行检查验收。此时, 成果验收和上交资料中将不包含带“ \* ”号的部分。

1. 成果验收

成果验收按 CH 1002 的有关规定进行。交送验收的成果包括:

观测记录的存储介质及其备份。记录的内容和数量应齐全, 完整无缺。各项注记和整饰应符合要求。

验收的重点为:

- (1) 实施方案是否符合规范和技术设计的要求。
- (2) 补测、重测和数据剔除是否合理。
- \* (3) 数据处理软件是否符合要求。处理项目是否齐全, 起算数据是否正确。
- (4) 各项技术指标是否符合要求。

验收完成后应写出成果验收报告。在验收报告中, 应根据 CH 1003 的有关规定对成果质量进行评定。

## 2. 上交资料

- (1) 测量任务书或测量合同书、技术设计书。
- (2) 点之记、测站环视图、测量标志委托保管书、选点资料和埋石资料。
- (3) 接收机、气象仪器及其他仪器的检验资料。
- (4) 外业观测记录、测量手簿及其他记录。
- <sup>\*</sup>(5) 数据处理中生成的文件、资料和成果表。
- (6) GPS 网展点图。
- (7) 技术总结和成果验收报告。

注：若数据处理工作由专门机构来进行，则外业作业单位在上交观测数据时，除不含第 5 项外，第 7 项也仅含外业观测工作。

# 第三编 数据处理

## 第 7 章 时间标示法

时间标示法指的是表示时间的方法。它有别于定义时间尺度的时间系统,而是建立在时间系统之上的时间表达方式。在 GPS 应用和数据处理中,常常会涉及许多不同的时间标示法,如 GPS 系统内部所采用的 GPS 时标示法,GPS 测量应用中经常采用的年积日标示法,在科学领域普遍采用的儒略日标示法和在日常生活中普遍采用的历法标示法等。这些不同的时间标示法,实际上是出于不同的目的而人为定义出来的,它们之间是可以严格地进行相互转换的。在本书中,若无特别说明,采用各种时间标示法所标示的时间均属于 GPS 时(GPST—GPS Time)。

### § 7.1 时间标示法

#### 7.1.1 历法

历法(Calendar)是在日常生活中最常用的时间标示法。在历法中,规定了“年”的起始时间、长度和分划,制定了“日”以及更长时间分划单位(如“星期”、“月”和“年”)的编排规则,用年、月、日来标示时间。从古至今,世界各国曾经出现过多种历法,如罗马历(Roman Calendar)、儒略历(Julian Calendar)、格里高利历(Gregorian Calendar)以及我国的农历(Chinese Traditional Calendar)等。目前,世界上广泛采用的历法是格里高利历。

格里高利历以一个由 146 097 天所组成的 400 年周期为基础,1 年的平均长度为 365.24 25天。根据格里高利历,1 年被划分为 12 个月,每个月的天数见表 7-1。

表 7-1 格里高利历中每月的天数

月份	一	二	三	四	五	六	七	八	九	十	十一	十二
天数	31	28 /29	31	30	31	30	31	31	30	31	30	31

在表 7-1 中,闰年的二月为 29 天,否则为 28 天。闰年的规定是:在年号能被 4 整除的年份中,除了那些能被 100 整除但不能被 400 整除的年份外,其余的均为闰年。

在本书中,凡是涉及历法的部分,均指格里高利历,并定义其在标示时间时采用年、月、日、时、分、秒的方法。

历法时间标示法符合人们的日常生活习惯,能够容易地反映出季节、节假日等日常生产、生活所需的重要信息。但是,由于这种方法不是采用连续的数值来标示时间,因而不适合直接



用于科学计算。

### 7.1.2 儒略日

与历法不同,儒略日(JD—Julian Date)是一种采用连续数值标示时间的方法,它是由在法国出生的 Joseph Justus Scaliger 于 1583 年提出的(注意,不是制定儒略历的罗马皇帝 Julius Caesar)。根据定义,儒略日是指从 - 4712 年 1 月 1 日 12 时(即公元前 4713 年 1 月 1 日 12 时)开始计算的天数。例如,1982 年 1 月 1 日 0 时的儒略日为 2 444 970.5。由于这种时间标示法采用连续数值来标示时间,因而特别适合用于科学计算。另外,利用儒略日还可以很方便地将采用不同方法所标示的时间联系起来。不过,由于儒略日无法直接反映季节等信息,因而在日常生活中不太常用。

### 7.1.3 约化儒略日

由于儒略日的计时起点距今较为久远,若将现今时间用儒略日来标示,数值就会非常大。为了解决这一问题,1973 年国际天文学联合会(IAU—International Astronomical Union)提出了被称为约化儒略日(MJD—Modified Julian Date)的时间标示法。约化儒略日对儒略日进行了改进,通过从儒略日(JD)中减去 2 400 000.5 天来得到约化儒略日,即

$$MJD = JD - 2\,400\,000.5 \quad (7-1)$$

这样,用约化儒略日所标示的现今时间就要小得多。例如,同样是 1982 年 1 月 1 日 0 时,用约化儒略日来标示则为 44 970.0。

不难计算出,约化儒略日实际上给出的是从 1858 年 11 月 17 日子夜(儒略日为 2 400 000.5)开始计算的天数。另外,还可以看出,约化儒略日与儒略日在时间参考上也有所不同,约化儒略日以子夜为参考,而儒略日则以正午为参考。

### 7.1.4 GPS 时

在前面章节中已经提到, GPS 系统内部所采用的时间系统是 GPS 时,其时间零点定义为处于 1980 年 1 月 5 日夜与 1980 年 1 月 6 日晨之间的子夜。GPS 时系统在标示时间时所采用的最大时间单位为周(Week,即 604 800 秒),其标示时间的方法是从 1980 年 1 月 6 日 0 时开始起算的周数(WN—Week Number)加上被称为周内时间(TOW—Time of Week)的从每周周六/周日子夜开始起算的秒数,如:“1980 年 1 月 6 日 0 时 0 分 0 秒”用 GPS 时标示法为“第 0 周第 0 秒”;而“2004 年 5 月 1 日 10 时 5 分 15 秒”用 GPS 时标示法则为“第 1 268 周第 554 715 秒”。在 GPS 卫星所发送的导航电文中,时间信息的标示就是采用这样的形式。

### 7.1.5 年积日

在 GPS 应用中,还常会用到一种被称为年积日(DOY—Day of Year)的时间标示法。所谓年积日,指的是从每年的 1 月 1 日起开始累计的天数,计数从 1 开始(即每年 1 月 1 日的年积日为 1),如 2004 年 5 月 1 日的年积日为 122。

在 GPS 应用中,年积日标示法通常用来区分观测时段,常用于 GPS 观测文件的命名中。例如,在 RINEX 格式中就规定:在数据文件的 8 字符主文件名中,第 5 ~7 个字符为观测起始时刻的年积日。当然,仅仅通过年积日是无法确定出实际日期的,还必须结合年份信息。

## § 7.2 不同时间标示法间的相互转换

在 GPS 测量数据处理中,常常需要在前面所介绍的几种时间标示法间进行相互转换。下面将详细介绍用于进行这些转换的算法。

### 7.2.1 格里高利历与儒略日间的相互转换

#### 1. 格里高利历至儒略日的转换

采用下面算法,可将用格里高利历所标示的时间转换为儒略日:

$$JD = \text{INT}[365.25y] + \text{INT}[30.6001(m+1)] + D + UT/24 + 1720981.5 \quad (7-2)$$

且:

若  $M \leq 2$ , 则  $y = Y - 1$ ,  $m = M + 12$ ;

若  $M > 2$ , 则  $y = Y$ ,  $m = M$ 。

式中: JD 为儒略日; Y 为年; M 为月; D 为日; UT 为世界时;  $\text{INT}[\ ]$  为取整函数, 有  $\text{INT}[a] \leq a$ , 例如,  $\text{INT}[10.9] = 10$ 。

#### 2. 儒略日至格里高利历的转换

采用下面算法,可将儒略日转换为用格里高利历所标示的时间:

$$a = \text{INT}[JD + 0.5]$$

$$b = a + 1537$$

$$c = \text{INT}[(b - 122.1) / 365.25]$$

$$d = \text{INT}[365.25c]$$

$$e = \text{INT}[(b - d) / 30.6001] \quad (7-3)$$

$$D = b - d - \text{INT}[30.6001e] + \text{FRAC}[JD + 0.5] \text{ (日)}$$

$$M = e - 1 - 12 \cdot \text{INT}[e/14] \text{ (月)}$$

$$Y = c - 4715 - \text{INT}[(7 + M) / 10] \text{ (年)}$$

$$N = \text{mod}\{\text{INT}[JD + 0.5], 7\}$$

式中: N 为周几, 0 = 周一, 1 = 周二, ..., 6 = 周日;  $\text{FRAC}[a]$  为取数值 a 小数部分的函数, 如  $\text{FRAC}[100.1] = 0.1$ ;  $\text{mod}[a, b]$  为取 a 与 b 相除所得余数的函数, 如  $\text{mod}[10, 7] = 3$ 。

注意, 上面的转换算法仅在 1900 年 3 月至 2100 年 2 月期间有效。

### 7.2.2 GPS 时间与儒略日间的相互转换

#### 1. 儒略日至 GPS 时的转换

GPS 时的起点是 1980 年 1 月 6 日 0 时(儒略日为 2 444 244.5), 用相对于该起点的周数 (WN) 和在一周内的秒数 (TOW) 表示, 因而, 可以采用下面的算法将儒略日转换为 GPS 时:

$$N = \text{INT}[(JD - 2444244.5) / 7] \quad (7-4)$$

$$TOW = \text{mod}\{JD - 2444244.5, 7\} \times 604800.0 \quad (7-5)$$

#### 2. GPS 时至儒略日的转换

同样, 要将用 GPS 时所标示的时间转换为儒略日, 可以采用下面的算法:

$$JD = WN \times 7 + TOW / 86400 + 2444244.5 \quad (7-6)$$

7.2.3 年积日与格里高利历间的相互转换

1. 格里高利历至年积日的转换

采用下面的算法, 可由格里高利历所标示的日期( Y 年 M 月 D 日) 计算出年积日( DOY) :

- (1) 采用式( 7-2) , 计算出 Y 年 1 月 1 日的儒略日  $JD_0$ ;
- (2) 采用式( 7-2) , 计算出 Y 年 M 月 D 日的儒略日 JD;
- (3) 儒略日 JD 所对应的年积日 DOY 可采用下式计算:

$$DOY = JD - JD_0 - 1 \tag{7-7}$$

2. 年积日至格里高利历的转换

采用下面的算法, 可由 Y 年的年积日( DOY) 计算出用格里高利历所标示的日期( Y 年 M 月 D 日) :

- (1) 采用式( 7-2) , 计算出 Y 年 1 月 1 日的儒略日  $JD_0$ ;
- (2) 儒略日可采用下式计算:

$$JD = JD_0 + DOY + 1 \tag{7-8}$$

- (3) 采用式( 7-3) , 计算出儒略日 JD 所对应的格里高利历日期。

## \* 第 8 章 地球坐标参照系

### § 8.1 基本概念

#### 8.1.1 地形面、参考椭球面 and 大地水准面

空间位置的描述需要在一个特定系统下采用特定方式进行,这一特定系统被称为坐标参照系( Coordinate Reference System),而描述位置的方式则由坐标系( Coordinate System) 决定。在测量中,常用的坐标参照系与地球的几何及物理特性密切相关。例如:地心系要求其原点与地球质心重合,大地坐标系的定义基于地球参考椭球,而地面点高程的定义则通常以地球的大地水准面为依据。

在全球性的测量应用中,往往会涉及地形面( Topography)、大地水准面( Geoid) 和参考椭球面( Reference Ellipsoid) 三个面( 见图 8-1)。

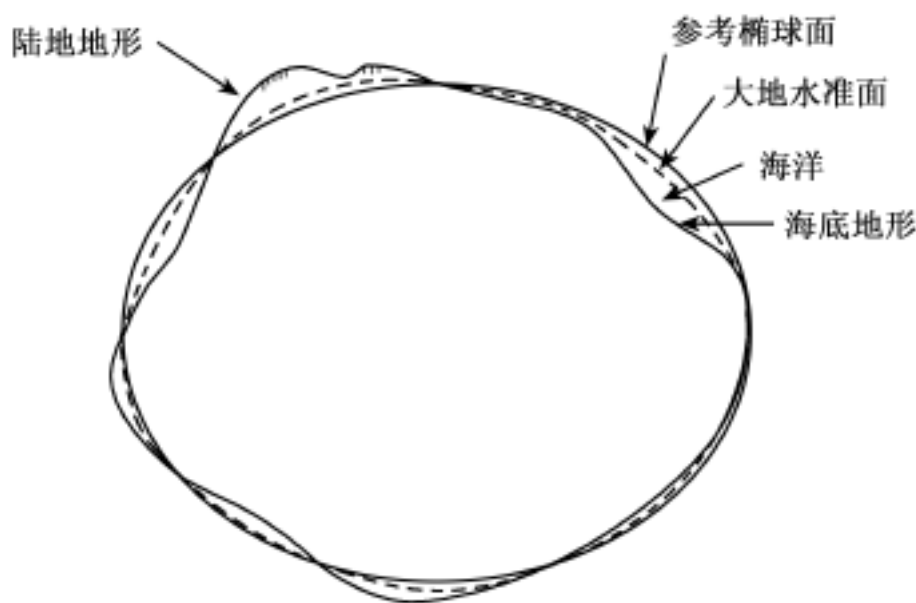


图 8-1 地形面、参考椭球面和大地水准面

地形面是以上三个面中最为复杂的一个,它是地球的自然表面,包含了地球外部的陆地地形和海底地形,是一个极度不规则的面。

大地水准面是一个物理参考面,是地球的一个重力等位面( Gravimetric Equipotential Surface)。在大洋部分,大地水准面与去除了潮汐、洋流和气象学因素等非引力影响后的平均海水面( MSL—Mean Sea Level) 一致。但是,由于陆地质量的影响,存在着局部的重力异常,它们将使大地水准面的形状发生扭曲,这种扭曲在山区尤为显著。在地球表面上确定点的位置时,大地水准面的作用非常重要。例如,测量中常用到的正高就是以大地水准面为参考,而许多测

量仪器(如经纬仪)则利用重力来进行定向。虽然,现在人们已经能够建立出精确的大地水准面模型,但此类模型的形式却非常复杂。

图 8-2 为地形面、洋面和大地水准面示意图。

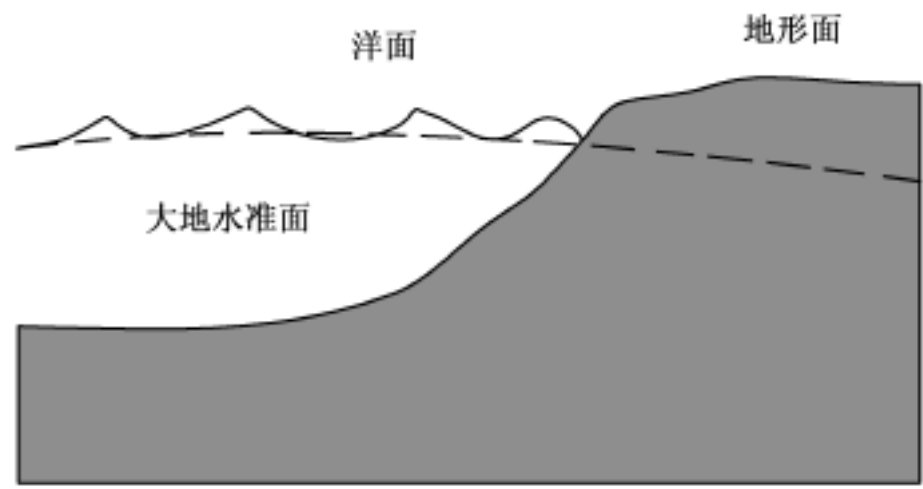


图 8-2 地形面、洋面和大地水准面

参考椭球面则是一个几何或数学参考面,是一个与大地水准面非常接近的旋转椭球面。参考椭球面具有简明的数学定义,以它为基础,可以采用经度、纬度和大地高来描述地球上点的位置。由于全球各地大地水准面的形状差异很大,因而参考椭球的选择方法也多种多样,既可以选择与全球大地水准面符合最好的全球性参考椭球,也可以选择与局部大地水准面符合最好的局部参考椭球。

8.1.2 坐标和坐标系

坐标( Coordinate) 是用于在一个给定维数的空间中相对一个参照系来确定点的位置的一组数。坐标系( Coordinate System) 则是一种在给定维数的空间中用坐标来表示点的方法,它是测量参照系的核心数学元素。坐标系的类型很多,有坐标轴相互正交的笛卡儿坐标系( Cartesian Coordinate System) 和由多个截面所组成的曲线坐标系( Curvilinear Coordinate System) 等。在不同的坐标系中,表示坐标的方法也有所不同。例如:在大地坐标系( Geodetic Coordinate System) 中,用点与若干参考面的角度和距离值来表示坐标;在三维笛卡儿坐标系( 也被称为空间直角坐标系) 中,则用原点至点的矢径在各个坐标轴上的投影长度来表示坐标。在测量应用中,仅依靠坐标系本身还无法真正确定点的位置,还必须将坐标系与本章后面即将讨论的位置基准联系起来,形成一个完整的坐标参照系,才能对点的位置加以确定。也就是说,点的坐标是在一个坐标参照系下定义的。

8.1.3 位置基准和坐标参照系

基准( Datum) 指的是一组用于描述其他量的量。不仅在用坐标描述位置时离不开基准,而且在对任何事物特性进行定量描述时也离不开基准。不过,随着所定量描述事物特性的不同,所需的基准也不同。用于描述空间位置的基准为位置基准,用于描述时间过程的基准为时间基准,用于描述物质含量的基准为质量基准。为简明起见,在后面如不特别加以说明,则所提到的基准均指位置基准。

在测量定位中,被用做基准的量通常是作为测量或计算基础的点、线或面。例如,用于定义天体参照系的天球、赤道面、黄道面、春分点,用于定义大地坐标系的参考椭球及其定位和定向,用于定义高程参照系的大地水准面等。

根据国际地球自转及参照系服务(IERS—International Earth Rotation and Reference Systems Service)的定义,坐标参照系是提供系统原点、尺度、定向及其时间演变的一组协议、算法和常数。由此可见,要确定一个坐标参照系,至少需要确定其原点、轴向及尺度,而基准则提供了用于确定这些量的依据。虽然严格说来,基准和坐标参照系并非是两个完全等价的概念,但由于它们之间的关系非常密切,因而在很多情况下并未严格区分这两个概念。不过,坐标参照系的外延和内涵都要比基准广得多。

根据其运动特性,可将坐标参照系分为两大类,分别为坐标轴相对于宇宙中遥远天体固定不动的天球参照系(CRS—Celestial Reference System)和随着地球在空间中一同旋转的地球参照系(TRS—Terrestrial Reference System)。其中,天球参照系也被称为空固系(Space-fixed Reference System),地球参照系也被称为地固系(Earth-fixed Reference System)。天球参照系通常用于定义天体的位置,而地球参照系则通常用于定义地面点的位置。

#### 8.1.4 参考框架

虽然坐标参照系的定义明确且严密,但却非常抽象,且不易于使用,必须通过一种具体形式加以实现,才具实际意义。在实践中,坐标参照系通过参考框架(Reference Frame)来实现。

参考框架是一组具有相应坐标参照系下坐标及其时间演变的点。例如,天球参考框架(CRF—Celestial Reference Frame)是一组空间位置已知的恒星和类星体,而地球参考框架(TRF—Terrestrial Reference Frame)则是坐标及其速度已知的一组地面点。之所以称参考框架是参照系的实现,原因其实非常简单:在一组相容的坐标中,实际上隐含了定义一个坐标参照系所必需的一个原点、一组正交坐标轴的指向和一个尺度。

只要涉及与空间位置有关的问题,就会涉及参照系;只要涉及参照系,则必将涉及参考框架。例如,在天文学中作为国际天球参照系(ICRS—International Celestial Reference System)实现的国际天球参考框架(ICRF—International Celestial Reference Frame),在普通GPS测量应用中作为1984年世界大地系统(WGS-84—World Geodetic System 1984)实现的WGS-84参考框架,在空间大地测量中作为国际地球参照系(ITRS—International Terrestrial Reference System)

---

国际地球自转及参照系服务(IERS)原名国际地球自转服务(International Earth Rotation Service),于1987年由国际天文联合会(IAU—International Astronomical Union)和国际大地测量与地球物理联合会(IUGG—International Union of Geodesy and Geophysics)共同建立,并于1988年1月1日正式开始运作,2003年改为现名。

IERS通过开展如下工作为天文、大地测量和地球物理界服务:

1. 国际天球参照系(ICRS)及其实现——国际天球参考框架(ICRF);
2. 国际地球参照系(ITRS)及其实现——国际地球参考框架(ITRF);
3. 地球定向变化研究以及确定进行ICRF与ITRF间转换所需的地球定向参数(EOP-Earth Orientation Parameters);
4. 用于解释ICRF、ITRF和EOP中时空变化及建立这些变化的模型所需的地球物理数据;
5. 鼓励国际上共同遵守的标准、常数和模型。

实现的国际地球参考框架( ITRF—International Terrestrial Reference Frame) 以及作为工程应用所采用的局部参照系实现的测量控制网等, 都可以被称为参考框架。

### 8.1.5 坐标系转换与基准转换

由于不同坐标系、不同基准和不同坐标参照系的存在, 因而常常需要在它们之间进行相互转换。这些转换可以分为两种基本类型: 一类是坐标系转换( Coordinate System Transformation), 另一类是基准转换( Datum Transformation)。坐标系转换指的是同一点的坐标在相同基准或坐标参照系下由一种坐标系下的坐标转换为另一种坐标系下的坐标, 如在同一坐标参照系下的空间直角坐标与大地坐标间的相互转换。显然, 坐标系转换实际上是不同坐标表达方式间的变换。基准转换指的是将同一点在基于某一基准或坐标参照系的坐标系下的坐标转换为基于另一基准或坐标参照系的坐标系下的坐标。如 WGS-84 与 1954 年北京坐标系下大地坐标间的相互转换, 或 WGS-84 下空间直角坐标与 1954 年北京坐标系下大地坐标间的相互转换。

与众多空间定位技术一样, 直接通过 GPS 测量定位所得到的坐标, 属于一个全球坐标参照系。但对于大多数的工程应用来说, 它们往往需要在某个局部坐标参照系下的坐标。这一局部坐标参照系, 既可能是一个全球坐标参照系, 也可能是一个国家坐标参照系或独立坐标参照系。对于前两种情况, 处理方法基本相同, 既可以直接进行基准转换, 也可以进行在数学模型中包含有基准转换过程的 GPS 网约束平差或联合平差。对于第三种情况, 处理过程则较为复杂, 实际采用的方法也多种多样。

## § 8.2 常用坐标系

### 8.2.1 空间直角坐标系 / 笛卡儿坐标系

坐标轴相互正交的坐标系被称为笛卡儿坐标系。三维笛卡儿坐标系也被称为空间直角坐标系。在空间直角坐标系下, 点的坐标可用该点所对应的矢径在三个坐标轴上的投影长度来表示。只要确定了原点、三个坐标轴的指向和尺度, 就定义了一个在三维空间中描述点的位置的空间直角坐标系。

在测量应用中, 常将空间直角坐标系的原点选在地球参考椭球的中心,  $Z$  轴与地球自转轴平行并指向参考椭球的北极,  $X$  轴指向参考椭球的本初( 起始) 子午线,  $Y$  轴与  $X$  轴和  $Z$  轴相互垂直最终构成一个右手系( 见图 8-3)。点在此坐标系下的位置由  $X$ 、 $Y$ 、 $Z$  坐标( 该点在此坐标系的各个坐标轴上的投影) 所定义。当原点位于地球质心时, 这样定义的坐标系又被称为地心系。否则, 就被称为参心系。

无论所采用的椭球是否将地球质心作为中心, 空间直角坐标系中心的实现都非常重要。对于全球参照系, 通常将地球质心作为中心。另外, 不同空间直角坐标系的  $Z$  轴指向也可以不同。

在空间直角坐标系中, 数学公式的表达较为简单, 不像后面要介绍的大地坐标系那样需要球面几何的知识。但是, 在空间直角坐标系中, 地球表面上位置间的相互关系不直观, 并且没有明确的高程概念。

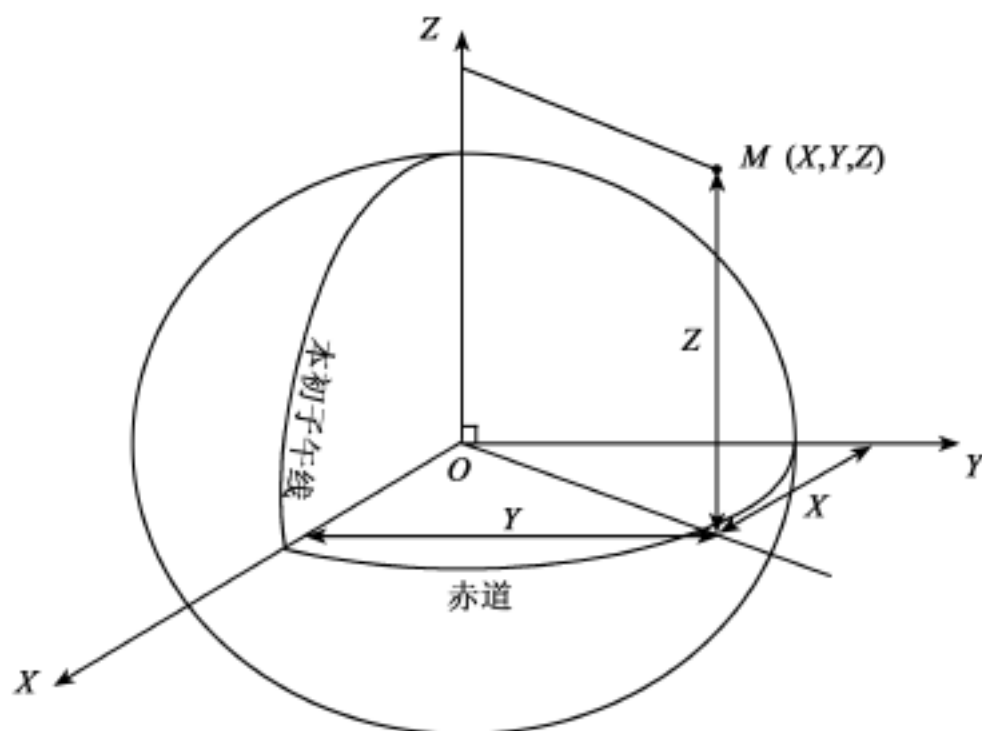


图 8-3 空间直角坐标系

## 8.2.2 大地基准与大地 / 椭球坐标系

由于空间直角坐标无法明确反映出点与地球之间的空间关系,为了解决这一问题,在测量中引入了大地基准( Geodetic Datum),并据此定义了大地坐标系( Geodetic Coordinate System)。大地基准指的是用于定义地球参考椭球的一系列参数,包括如下常量:

椭球的大小和形状:通常用长半轴( Semi-major Axis)  $a$  和扁率( Flattening)  $f$  或偏心率( Eccentricity)  $e$  来表示。

椭球短半轴( Semi-minor Axis) 的指向( Orientation):通常与地球的平自转轴平行。

椭球中心的位置:根据需要确定。若为地心椭球,则其中心位于地球质心。

本初子午线( Prime Meridian):通过固定平极和经度原点的天文子午线,通常为格林尼治子午线。

以大地基准为基础建立的坐标系被称为大地坐标系。由于大地基准又以参考椭球为基础,因此,大地坐标系又被称为椭球坐标系( Ellipsoidal Coordinate System)。采用大地坐标,可以在地球表面上对点的位置进行量度,通过被量度点的参考椭球面法线与各个参考面之间的关系,可确定该点的大地经度( Geodetic Longitude)  $L$ 、大地纬度( Geodetic Latitude)  $B$  和大地高/椭球高( Geodetic Height/Ellipsoidal Height)  $H$ ,如图 8-4 所示。

某点的大地纬度是在该点所处子午面上所量测的赤道面与过该点的参考椭球面法线所夹的锐角,在赤道以北为正,在赤道以南为负。本书中用符号  $B$  表示。

某点的大地经度是在赤道面上所量测的从本初子午面到该点所处子午面间的夹角。本书中用符号  $L$  表示。

某点的大地高是从参考椭球面沿过该点的法线量测至该点的距离。如果参考椭球面在该点的下方,则大地高为正;如果参考椭球面在该点的上方,则大地高为负。本书中用符号  $H$  表示。



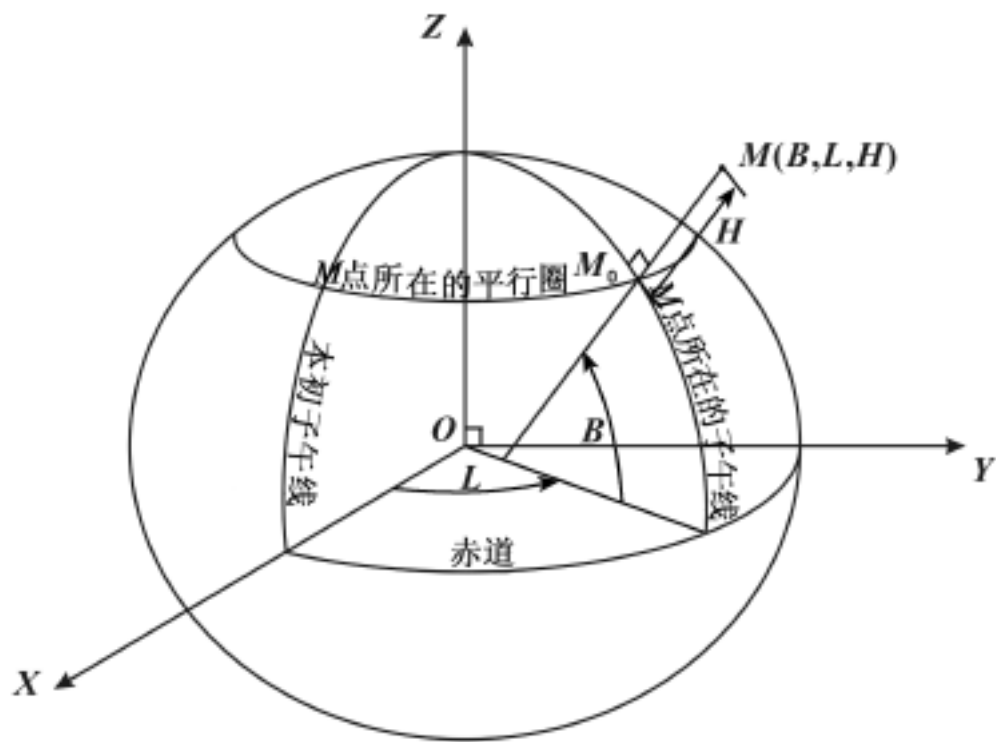


图 8-4 大地坐标系

### 8.2.3 站心坐标系

在描述两点间的空间关系时,有时采用一种被称为站心坐标系(Topocentric Coordinate System)的坐标系更为方便直观,如图 8-5 所示。根据坐标的具体表示方法,又可以将站心坐标系细分为站心直角坐标系和站心极坐标系,如图 8-6 所示。

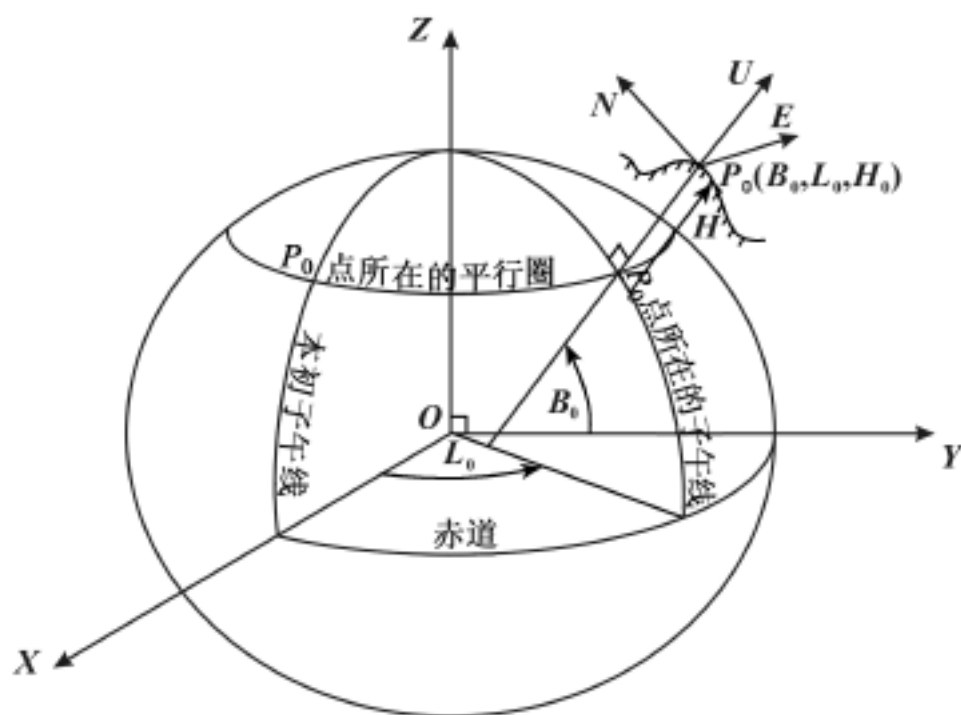


图 8-5 站心坐标系

以  $P_0$  点为中心的站心直角坐标系定义如下:

原点位于  $P_0$ ;

U 轴与过  $P_0$  点的参考椭球面的法线重合,指向天顶;

N 轴垂直于 U 轴,指向参考椭球的短半轴;

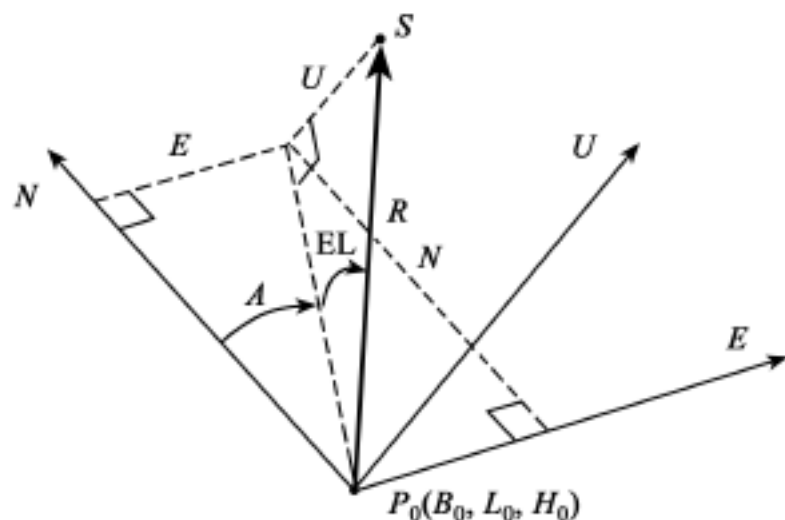


图 8-6 站心直角坐标与站心极坐标

E 轴垂直于 U 轴和 N 轴, 最终形成左手系;

在站心直角坐标系下点的 N、E、U 坐标为该点在三个坐标轴上的投影长度。

以  $P_0$  点为中心的站心极坐标系定义如下:

$NP_0E$  平面为基准面;

极点位于  $P_0$ ;

极轴为 N 轴;

点在站心极坐标系下的坐标用极距(  $R$ —由极点到该点的距离)、方位角(  $A$ —在基准面上, 以极点为顶点, 由极轴顺时针方向量测到  $P_0S$  在基准面上投影的角度)、高度角(  $EL$ —极点与该点连线与基准面间的夹角) 表示。

站心直角坐标与站心极坐标间的相互转换关系可用下面两组公式表示:

$$\begin{cases} R = \sqrt{N^2 + E^2 + U^2} \\ A = \arctan\left[\frac{E}{N}\right] \\ EL = \arcsin\left[\frac{U}{R}\right] \end{cases} \quad (8-1)$$

$$\begin{cases} N = R \cos EL \cos A \\ E = R \cos EL \sin A \\ U = R \sin EL \end{cases} \quad (8-2)$$

进行 GPS 观测时, 常常采用 GPS 卫星相对于测站的高度角、方位角来描述其在空间中的方位。实际上, 如果再加上测站到卫星的距离, 就是一个完整的站心坐标。

#### 8.2.4 平面/格网坐标系

对于地球表面上的点, 虽然可以在一个球面坐标参照系(如大地坐标系)下描述它们的位置, 但在实践中, 往往还需要在一个平面坐标系(Plane Coordinate System)下描述它们的位置, 如在工程测量和地图绘制中。要将球面坐标转换为平面坐标, 可以通过一种被称为“投影(Projection)”的过程实现。所谓投影, 就是球面坐标与平面坐标间的映射关系, 可以用下面的数学表达式表示:

$$\begin{cases} x = f_1(B, L) \\ y = f_2(B, L) \end{cases} \quad (8-3)$$

式中: x、y 为平面坐标系下的坐标; B、L 为大地纬度和经度; f<sub>1</sub>、f<sub>2</sub> 为单值、连续、有界的函数, 也被称为投影函数。

经过投影之后所得出的平面坐标在一些文献和数据处理软件中有时也被称为格网坐标 ( Grid Coordinate), 因而平面坐标系有时也被称为格网坐标系( Grid Coordinate System)。由于球面或椭球面是不可展曲面, 因而一个在球面或椭球面上的物体在经过投影之后, 必将在几何形状上发生变化, 即投影变形。投影变形与进行投影时所采用的投影函数有关。

投影函数的形式多种多样, 表 8-1 列出了一些常用投影分类方式和相应投影类型及其特性。

分类方式	类 型	特 性
按变形特性	等面积投影( Equal-area Projection)	投影前后保持面积大小不变
	等角投影( Equiangle Projection)	投影前后保持角度不变
	任意投影( Arbitrary Projection)	投影前后面积大小和角度均发生变化
按相对应的投影面	圆锥投影( Conical Projection)	投影面为圆锥面
	方位投影( Azimuthal Projection)	投影面为平面
	圆柱投影( Cylindrical Projection)	投影面为圆柱面
按投影面与地球椭球间的相对位置关系	正轴投影( Normal Projection)	投影面轴线与地球椭球体旋转轴重合
	横轴投影( Transverse Projection)	投影轴线与赤道面重合
	斜轴投影( Oblique Projection)	投影面轴线既不与地球椭球体旋转轴重合, 也不与地球椭球体的赤道面重合

在测量应用中最常用的投影是等角投影, 由于它能够保持投影前后的几何形状相似, 因而也被称为正形投影( Conformal Projection)。后面将要详细介绍的横轴墨卡托投影( Transverse Mercator Projection) 或高斯正形投影( Gauss Conformal Projection) 就是属于此类投影。

## § 8.3 坐标系转换

### 8.3.1 空间直角坐标与大地坐标间的转换

将同一坐标参照系下大地坐标( B, L, H) 转换为空间直角坐标( X, Y, Z) 的公式为:

$$\begin{cases} X = (N + H) \cos B \cos L \\ Y = (N + H) \cos B \sin L \\ Z = [N(1 - e^2) + H] \sin B = \left[ N \cdot \frac{a^2}{b^2} + H \right] \sin B \end{cases} \quad (8-4)$$

式中: N 为卯酉圈的半径; a 为参考椭球的长半轴; b 为参考椭球的短半轴; e 为参考椭球的第

一偏心率;  $f$  为参考椭球的扁率,  $f = \frac{a-b}{a}$ 。并且

$$N = \frac{a}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2 B}} \quad (8-5)$$

$$e^2 = \frac{a^2 - b^2}{a^2} = 2f - f^2 \quad (8-6)$$

将同一坐标参照系下的空间直角坐标(  $X, Y, Z$  )转换为大地坐标(  $B, L, H$  ) 的公式为:

$$\begin{cases} L = \arctan\left[\frac{Y}{X}\right] \\ B = \arctan\left[\frac{Z(N+H)}{\sqrt{(X^2 + Y^2)} [N(1 - e^2) + H]}\right] \\ H = \frac{Z}{\sin B} - N(1 - e^2) \end{cases} \quad (8-7)$$

需要指出的是, 在采用式( 8-7) 进行空间直角坐标到大地坐标的转换过程中, 由于计算大地纬度  $B$  时, 需要用到大地高  $H$ , 而计算大地高  $H$  时, 又需要用到大地纬度  $B$ , 因此, 无法直接由空间直角坐标计算出大地坐标, 而须采用迭代计算的方法。具体计算时, 可先使用式( 8-8) 求出  $B$  的初值:

$$B = \arctan\left[\frac{Z}{\sqrt{X^2 + Y^2}}\right] \quad (8-8)$$

然后, 利用该初值使用式( 8-7) 和式( 8-5) 来求出  $H$ 、 $N$  的初值, 再利用所求出的  $H$  和  $N$  的初值使用式( 8-7) 再次求定  $B$  值。如此反复, 直至所求定的  $B$ 、 $H$ 、 $N$  收敛为止。

也可采用如下直接算法将空间直角坐标转换为空间大地坐标:

$$\begin{cases} L = \arctan\left[\frac{Y}{X}\right] \\ B = \arctan\left[\frac{Z + e^2 b \sin^3}{\sqrt{X^2 + Y^2} - e^2 a \cos^3}\right] \\ H = \frac{\sqrt{X^2 + Y^2}}{\cos B} - N \end{cases} \quad (8-9)$$

式中:  $e^2 = \frac{a^2 - b^2}{b^2}$ ,  $e$  为参考椭球的第二偏心率;  $N = \arctan\left[\frac{Z \cdot a}{\sqrt{X^2 + Y^2} \cdot b}\right]$ 。

### 8.3.2 空间直角坐标与站心直角坐标间的转换

如果存在  $i$  和  $j$  两个点, 在同一坐标参照系下,  $i$  点在空间直角坐标系和大地坐标系下的坐标分别为(  $X_i, Y_i, Z_i$  ) 和(  $B_i, L_i, H_i$  ),  $j$  点在空间直角坐标系和大地坐标系下的坐标分别为(  $X_j, Y_j, Z_j$  ) 和(  $B_j, L_j, H_j$  ), 设  $j$  点在以  $i$  点为中心的站心直角坐标系下的坐标为(  $N_{ij}, E_{ij}, U_{ij}$  ), 则由空间直角坐标转换为站心直角坐标的公式为:

$$\begin{bmatrix} N_{ij} \\ E_{ij} \\ H_{ij} \end{bmatrix} = T_i \cdot \left( \begin{bmatrix} X_j \\ Y_j \\ Z_j \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} X_i \\ Y_i \\ Z_i \end{bmatrix} \right) \quad (8-10)$$

其中旋转矩阵  $T_i$  为:

$$T_i = S_2 R_2 \left[ - \left[ \frac{\quad}{2} - B_i \right] \right] R_3 ( - ( \quad - L_i ) ) = \begin{bmatrix} - \sin B_i \cos L_i & - \sin B_i \sin L_i & \cos B_i \\ - \sin L_i & \cos L_i & 0 \\ \cos B_i \cos L_i & \cos B_i \sin L_i & \sin B_i \end{bmatrix} \tag{8-11}$$

在式(8-11)中,

$$S_2 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \tag{8-12}$$

$$R_2 \left[ - \left[ \frac{\quad}{2} - B_i \right] \right] = \begin{bmatrix} \cos \left[ - \left[ \frac{\quad}{2} - B_i \right] \right] & 0 & - \sin \left[ - \left[ \frac{\quad}{2} - B_i \right] \right] \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \left[ - \left[ \frac{\quad}{2} - B_i \right] \right] & 0 & \cos \left[ - \left[ \frac{\quad}{2} - B_i \right] \right] \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sin B_i & 0 & \cos B_i \\ 0 & 1 & 0 \\ - \cos B_i & 0 & \sin B_i \end{bmatrix} \tag{8-13}$$

$$R_3 ( - ( \quad - L_i ) ) = \begin{bmatrix} \cos ( - ( \quad - L_i ) ) & \sin ( - ( \quad - L_i ) ) & 0 \\ - \sin ( - ( \quad - L_i ) ) & \cos ( - ( \quad - L_i ) ) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} - \cos L_i & - \sin L_i & 0 \\ \sin L_i & - \cos L_i & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \tag{8-14}$$

而由站心直角坐标转换为空间直角坐标的公式为:

$$\begin{bmatrix} X_j \\ Y_j \\ Z_j \end{bmatrix} = T_i^{-1} \cdot \begin{bmatrix} N_{ij} \\ E_{ij} \\ U_{ij} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_i \\ Y_i \\ Z_i \end{bmatrix} \tag{8-15}$$

其中, 旋转矩阵  $T_i^{-1}$  为:

$$T_i^{-1} = \begin{bmatrix} - \sin B_i \cos L_i & - \sin L_i & \cos B_i \cos L_i \\ - \sin B_i \sin L_i & \cos L_i & \cos B_i \sin L_i \\ \cos B_i & 0 & \sin B_i \end{bmatrix} \tag{8-16}$$

### 8.3.3 球面坐标与平面坐标间的转换

前面曾经提到多种将球面坐标投影到平面上的方法,但在这里仅详细介绍工程应用中常用的横轴墨卡托投影。

横轴墨卡托投影是一种正形投影,并且该投影可保持投影前后中央经线的长度不变。该投影也被称为高斯正形投影、高斯-克吕格投影( Gauss Kr üger Projection) 或高斯投影( Gauss Projection)。在我国,“高斯投影”这一称呼最为普遍。在高斯投影中,中央经线的投影为 x 轴,北方向为正;赤道的投影为 y 轴,东方向为正。由于在高斯投影中,长度的投影变形将随着点距中央经线距离的增加而增大。如纬度 30 附近,在距中央经线约 1.5 的区域,长度投影变形达1/5 000,而在距中央经线约 3 的区域,长度投影变形更是达 1/1 000。为了控制投影带边缘的投影变形,有些国家也采用一种被称为通用横轴墨卡托投影( Universal Transverse Mercator Projection) 的投影方法,简称为 UTM 投影。在 UTM 投影中,中央经线的比例因子被设为 0.999 6,以减小投影带边缘的变形。当中央经线相同时,同一点的高斯投影坐标(  $x_G, y_G$  )与

UTM 投影坐标(  $x_U, y_U$  ) 之间的关系可以写为:

$$\begin{cases} x_U = 0.999\ 6 x_G \\ y_U = 0.999\ 6 y_G \end{cases} \quad (8-17)$$

目前, 根据我国有关测绘方面的法规规定, 在国内进行测量工作时, 若需要进行球面坐标与平面坐标间的转换, 应统一采用高斯投影。

由大地坐标( 大地纬度和大地经度) (  $B, L$  ) 计算高斯平面坐标(  $x, y$  ) 的高斯正算公式如下:

$$\begin{aligned} x = & l(B) + \frac{t}{2} N \cos^2 B l^2 + \frac{t}{24} N \cos^4 B (5 - t^2 + 9t^2 + 4t^4) l^4 \\ & + \frac{t}{720} N \cos^6 B (61 - 58t^2 + t^4 + 270t^2 - 330t^2) l^6 \\ & + \frac{t}{40\ 320} N \cos^8 B (1\ 385 - 3\ 111t^2 + 543t^4 - t^6) l^8 + \dots \end{aligned} \quad (8-18)$$

$$\begin{aligned} y = & N \cos B l + \frac{1}{6} N \cos^3 B (1 - t^2 + t^2) l^3 \\ & + \frac{1}{120} N \cos^5 B (5 - 18t^2 + t^4 + 14t^2 - 58t^2) l^5 \\ & + \frac{1}{5\ 040} N \cos^7 B (61 - 479t^2 + 179t^4 - t^6) l^7 + \dots \end{aligned} \quad (8-19)$$

式中:  $l(B)$  为从赤道到投影点的子午线弧长;  $N = \frac{a}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2 B}}$  为卯酉圈半径;  $t = \tan B$ ;  $l = L - L_0$

为经差;  $L_0$  为中央子午线经度。

$l(B)$  的计算公式如下:

$$l(B) = [B + \sin 2B + \sin 4B + \sin 6B + \sin 8B + \dots] \quad (8-20)$$

其中:

$$\left\{ \begin{aligned} &= \frac{a+b}{2} \left[ 1 + \frac{1}{4} n^2 + \frac{1}{64} n^4 + \dots \right] \\ &= -\frac{3}{2} n + \frac{9}{16} n^3 - \frac{3}{32} n^5 + \dots \\ &= \frac{15}{16} n^2 - \frac{15}{32} n^4 + \dots \\ &= -\frac{35}{48} n^3 + \frac{105}{256} n^5 - \dots \\ &= \frac{315}{512} n^4 + \dots \end{aligned} \right. \quad (8-21)$$

而

$$n = \frac{a-b}{a+b} \quad (8-22)$$

由高斯平面坐标(  $x, y$  ) 计算大地坐标( 大地纬度和大地经度) (  $B, L$  ) 的高斯反算公式如下:

$$B = B_f + \frac{t_f}{2N_f^2} (-1 - t_f^2) y^2$$

$$\begin{aligned}
& + \frac{t_f}{24 N_f^4} (5 + 3t_f^2 + 6t_f^2 - 6t_f^2 - 3t_f^4 - 9t_f^2 t_f^4) y^4 \\
& + \frac{t_f}{720 N_f^8} (-61 - 90t_f^2 - 45t_f^4 - 107t_f^2 + 162t_f^2 t_f^2 + 45t_f^4 t_f^2) y^6 \\
& + \frac{t_f}{40320 N_f^8} (1385 + 3633t_f^2 + 4095t_f^4 + 1575t_f^6) y^8 + \dots
\end{aligned} \tag{8-23}$$

$$\begin{aligned}
L = L_0 & + \frac{1}{N_f \cos B_f} y + \frac{1}{6 N_f^3 \cos B_f} (-1 - 2t_f^2 - t_f^2) y^3 \\
& + \frac{1}{120 N_f^5 \cos B_f} (5 + 28t_f^2 + 24t_f^4 + 6t_f^2 + 8t_f^2 t_f^2) y^5 \\
& + \frac{1}{5040 N_f^7 \cos B_f} (-61 - 662t_f^2 - 1320t_f^4 - 720t_f^6) y^7 + \dots
\end{aligned} \tag{8-24}$$

其中下标为 f 的项需要根据底点纬度  $B_f$  来计算。底点纬度则可以采用下面的级数展开式计算：

$$B_f = \text{柳} + \text{琤in2柳} + \text{琤in4柳} + \text{琤in6柳} + \text{琤in8柳} + \dots \tag{8-25}$$

式中：

$$\left\{ \begin{aligned}
\text{琤} &= \frac{a+b}{2} \left[ 1 + \frac{1}{4}n^2 + \frac{1}{64}n^4 + \dots \right] \\
\text{琤} &= \frac{3}{2}n - \frac{27}{32}n^3 + \frac{269}{512}n^5 + \dots \\
\text{琤} &= \frac{21}{16}n^2 - \frac{55}{32}n^4 + \dots \\
\text{柳} &= \frac{151}{96}n^3 - \frac{417}{128}n^5 + \dots \\
\text{琤} &= \frac{1097}{512}n^4 + \dots
\end{aligned} \right. \tag{8-26}$$

且

$$\text{柳} = \frac{x}{\dots} \tag{8-27}$$

## § 8.4 基准转换

在应用包括 GPS 在内的空间定位技术进行测量时，往往还需要进行不同基准间的转换，如空间定位技术所采用的全球基准与地面网所采用的局部基准间的转换。进行基准转换的算法也很多，较为常用的有布尔沙-沃尔夫 (Bursa-Wolf) 模型和莫洛金斯基 (Molodensky) 模型。

### 8.4.1 布尔沙-沃尔夫模型

布尔沙-沃尔夫模型 (在我国常被简称为布尔沙模型) 又被称为七参数转换 (7-Parameter Transformation) 或七参数赫尔墨特变换 (7-Parameter Helmert Transformation)，如图 8-7 所示。在该模型中共采用了 7 个参数，分别是 3 个平移参数  $T_x$ 、 $T_y$ 、 $T_z$ ，3 个旋转参数  $\alpha_x$ 、 $\alpha_y$ 、 $\alpha_z$  (也被称为 3 个欧拉角) 和 1 个尺度参数  $m$ 。假设有两个分别基于不同基准的空间直角坐标系

$O_A-X_A Y_A Z_A$ 和  $O_B-X_B Y_B Z_B$ , 采用布尔沙模型将  $O_A-X_A Y_A Z_A$  下坐标转换为  $O_B-X_B Y_B Z_B$  下坐标的步骤是:

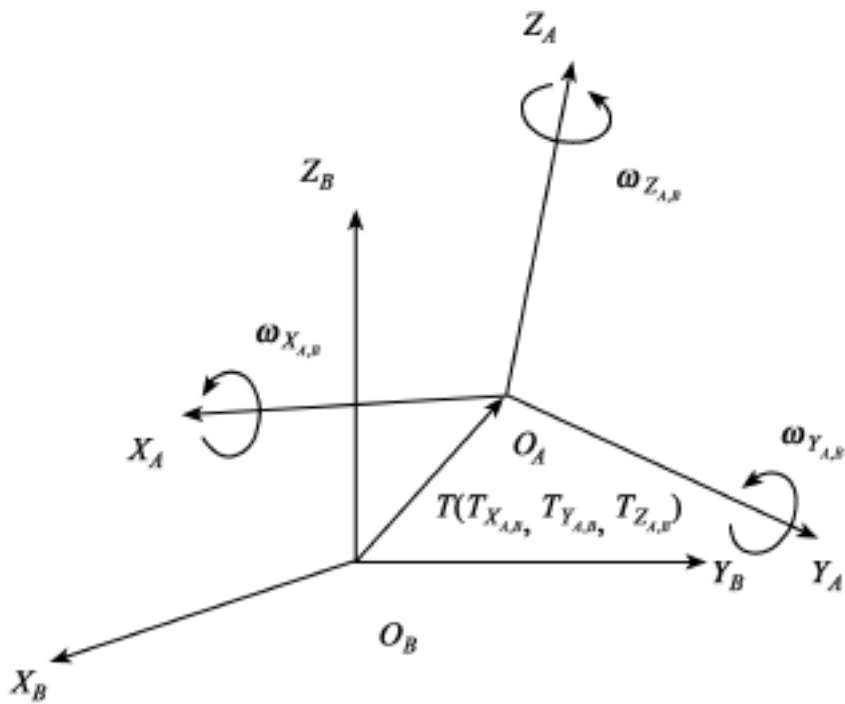


图 8-7 布尔沙七参数转换

- (1)从  $X_A$  正向看向原点  $O_A$ , 以  $O_A$  点为固定旋转点, 将  $O_A-X_A Y_A Z_A$  绕  $X_A$  轴逆时针旋转  $\omega_{X_{A,B}}$ 角, 使经过旋转后的  $Y_A$  轴与  $O_B-X_B Y_B$  平面平行;
- (2)从  $Y_A$  正向看向原点  $O_A$ , 以  $O_A$  点为固定旋转点, 将  $O_A-X_A Y_A Z_A$  绕  $Y_A$  轴逆时针旋转  $\omega_{Y_{A,B}}$ 角, 使经过旋转后的  $X_A$  轴与  $O_B-X_B Y_B$  平面平行。显然, 此时  $Z_A$  轴也与  $Z_B$  平行;
- (3)从  $Z_A$  正向看向原点  $O_A$ , 以  $O_A$  点为固定旋转点, 将  $O_A-X_A Y_A Z_A$  绕  $Z_A$  轴逆时针旋转  $\omega_{Z_{A,B}}$ 角, 使经过旋转后的  $X_A$  轴与  $X_B$  平行。显然, 此时  $O_A-X_A Y_A Z_A$  的三个坐标轴已与  $O_B-X_B Y_B Z_B$  中相应的坐标轴平行;
- (4)将  $O_A-X_A Y_A Z_A$  中的长度单位缩放  $1 + m$  倍, 使其与 $O_B-X_B Y_B Z_B$  的长度单位一致;
- (5)将  $O_A-X_A Y_A Z_A$  的原点分别沿  $X_A$ 、 $Y_A$  和  $Z_A$  轴移动  $- T_{X_{A,B}}$ 、 $- T_{Y_{A,B}}$  和  $- T_{Z_{A,B}}$ , 使其与  $O_B-X_B Y_B Z_B$  的原点重合。可用数学公式将该转换过程表达如下:

$$\begin{bmatrix} X_B \\ Y_B \\ Z_B \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} T_{X_{A,B}} \\ T_{Y_{A,B}} \\ T_{Z_{A,B}} \end{bmatrix} + (1 + m_{A,B}) R_3(\omega_{Z_{A,B}}) R_2(\omega_{Y_{A,B}}) R_1(\omega_{X_{A,B}}) \begin{bmatrix} X_A \\ Y_A \\ Z_A \end{bmatrix} \tag{8-28}$$

式中:

- $X_A, Y_A, Z_A$  和  $X_B, Y_B, Z_B$  为某点分别在  $O_A-X_A Y_A Z_A$  和  $O_B-X_B Y_B Z_B$  下的坐标;
- $\omega_{X_{A,B}}, \omega_{Y_{A,B}}, \omega_{Z_{A,B}}$ 为由  $O_A-X_A Y_A Z_A$  转换到  $O_B-X_B Y_B Z_B$  的旋转参数;
- $m_{A,B}$ 为由  $O_A-X_A Y_A Z_A$  转换到  $O_B-X_B Y_B Z_B$  的尺度参数;
- $T_{X_{A,B}}, T_{Y_{A,B}}, T_{Z_{A,B}}$ 为由  $O_A-X_A Y_A Z_A$  转换到  $O_B-X_B Y_B Z_B$  的平移参数;

$$R_1(\omega_{X_{A,B}}) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \omega_{X_{A,B}} & \sin \omega_{X_{A,B}} \\ 0 & -\sin \omega_{X_{A,B}} & \cos \omega_{X_{A,B}} \end{bmatrix}, R_2(\omega_{Y_{A,B}}) = \begin{bmatrix} \cos \omega_{Y_{A,B}} & 0 & -\sin \omega_{Y_{A,B}} \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \omega_{Y_{A,B}} & 0 & \cos \omega_{Y_{A,B}} \end{bmatrix},$$



$$R_3(\alpha_{Z_{A,B}}) = \begin{bmatrix} \cos \alpha_{Z_{A,B}} & \sin \alpha_{Z_{A,B}} & 0 \\ -\sin \alpha_{Z_{A,B}} & \cos \alpha_{Z_{A,B}} & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \text{ 分别为三个旋转矩阵。}$$

可将三个旋转矩阵的乘积用矩阵  $R_{A,B}$  表示:

$$R_{A,B} = R_3(\alpha_{Z_{A,B}}) R_2(\alpha_{Y_{A,B}}) R_1(\alpha_{X_{A,B}}) = \begin{bmatrix} r_{1,1} & r_{1,2} & r_{1,3} \\ r_{2,1} & r_{2,2} & r_{2,3} \\ r_{3,1} & r_{3,2} & r_{3,3} \end{bmatrix}_{A,B} \quad (8-29)$$

式中:

$$\begin{aligned} r_{1,1} &= \cos \alpha_{Z_{A,B}} \cos \alpha_{Y_{A,B}}; \\ r_{1,2} &= \cos \alpha_{Z_{A,B}} \sin \alpha_{Y_{A,B}} \sin \alpha_{X_{A,B}} + \sin \alpha_{Z_{A,B}} \cos \alpha_{X_{A,B}}; \\ r_{1,3} &= \sin \alpha_{Z_{A,B}} \sin \alpha_{X_{A,B}} - \cos \alpha_{Z_{A,B}} \sin \alpha_{Y_{A,B}} \cos \alpha_{X_{A,B}}; \\ r_{2,1} &= -\sin \alpha_{Z_{A,B}} \cos \alpha_{Y_{A,B}}; \\ r_{2,2} &= \cos \alpha_{Z_{A,B}} \cos \alpha_{X_{A,B}} - \sin \alpha_{Z_{A,B}} \sin \alpha_{Y_{A,B}} \sin \alpha_{X_{A,B}}; \\ r_{2,3} &= \sin \alpha_{Z_{A,B}} \sin \alpha_{Y_{A,B}} \cos \alpha_{X_{A,B}} + \cos \alpha_{Z_{A,B}} \sin \alpha_{X_{A,B}}; \\ r_{3,1} &= \sin \alpha_{Y_{A,B}}; \\ r_{3,2} &= -\cos \alpha_{Y_{A,B}} \sin \alpha_{X_{A,B}}; \\ r_{3,3} &= \cos \alpha_{Y_{A,B}} \cos \alpha_{X_{A,B}}. \end{aligned}$$

在通常情况下, 涉及两个不同大地基准间旋转的 3 个欧拉角  $\alpha_{X_{A,B}}$ 、 $\alpha_{Y_{A,B}}$  和  $\alpha_{Z_{A,B}}$  都非常小, 在这一前提下可取:

$$\begin{aligned} \cos \alpha_X &\approx 1, \quad \cos \alpha_Y \approx 1, \quad \cos \alpha_Z \approx 1; \\ \sin \alpha_{X_{A,B}} &\approx \alpha_{X_{A,B}}, \quad \sin \alpha_{Y_{A,B}} \approx \alpha_{Y_{A,B}}, \quad \sin \alpha_{Z_{A,B}} \approx \alpha_{Z_{A,B}}. \end{aligned}$$

这样, 就可将矩阵  $R_{A,B}$  表示为:

$$R_{A,B} = \begin{bmatrix} 1 & \alpha_{Z_{A,B}} & -\alpha_{Y_{A,B}} \\ -\alpha_{Z_{A,B}} & 1 & \alpha_{X_{A,B}} \\ \alpha_{Y_{A,B}} & -\alpha_{X_{A,B}} & 1 \end{bmatrix} \quad (8-30)$$

从而采用布尔沙模型将  $O_A-X_A Y_A Z_A$  下坐标转换为  $O_B-X_B Y_B Z_B$  下坐标的公式可表示为:

$$\begin{bmatrix} X_B \\ Y_B \\ Z_B \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} T_{X_{A,B}} \\ T_{Y_{A,B}} \\ T_{Z_{A,B}} \end{bmatrix} + (1 + m_{A,B}) \begin{bmatrix} 1 & \alpha_{Z_{A,B}} & -\alpha_{Y_{A,B}} \\ -\alpha_{Z_{A,B}} & 1 & \alpha_{X_{A,B}} \\ \alpha_{Y_{A,B}} & -\alpha_{X_{A,B}} & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_A \\ Y_A \\ Z_A \end{bmatrix} \quad (8-31)$$

也可将上式进一步表示为:

$$\begin{bmatrix} X_B \\ Y_B \\ Z_B \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_A \\ Y_A \\ Z_A \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & -\alpha_{Z_{A,B}} & \alpha_{Y_{A,B}} & \alpha_{X_{A,B}} \\ 0 & 1 & 0 & \alpha_{Z_{A,B}} & 0 & -\alpha_{X_{A,B}} & \alpha_{Y_{A,B}} \\ 0 & 0 & 1 & -\alpha_{Y_{A,B}} & \alpha_{X_{A,B}} & 0 & \alpha_{Z_{A,B}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} T_{X_{A,B}} \\ T_{Y_{A,B}} \\ T_{Z_{A,B}} \\ \alpha_{X_{A,B}} \\ \alpha_{Y_{A,B}} \\ \alpha_{Z_{A,B}} \\ m_{A,B} \end{bmatrix} \quad (8-32)$$

8.4.2 莫洛金斯基模型

如图 8-8 所示,莫洛金斯基模型也是通过 7 个参数来进行不同基准下空间直角坐标间的转换,虽然这 7 个参数也分别是 3 个平移参数  $T_X$ 、 $T_Y$ 、 $T_Z$ ,3 个旋转参数  $\omega_X$ 、 $\omega_Y$ 、 $\omega_Z$ (也被称为 3 个欧拉角)和 1 个尺度参数  $m$ ,但其具体含义与布尔沙模型中的 7 个参数有所不同。采用莫洛金斯基模型将  $O_A$ - $X_A Y_A Z_A$  下坐标转换为  $O_B$ - $X_B Y_B Z_B$  下坐标的步骤是:

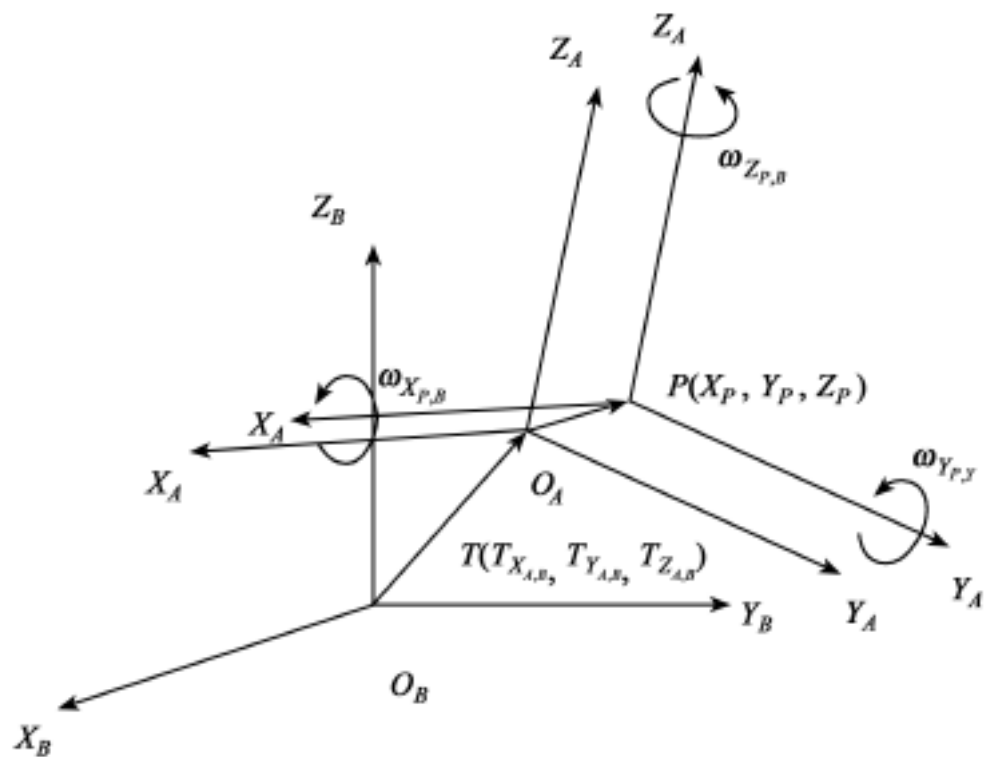


图 8-8 莫洛金斯基转换模型

- (1) 将  $O_A$ - $X_A Y_A Z_A$  的原点平移到某点  $P$ (关于该点的选择,将在本节后面介绍),形成一个过渡坐标系  $P$ - $X Y Z$ ;
- (2) 将  $P$ - $X Y Z$  依次分别绕  $X$ 、 $Y$ 和  $Z$  轴旋转  $\omega_{X,P,B}$ 、 $\omega_{Y,P,B}$ 和  $\omega_{Z,P,B}$ 三个角度后使其坐标轴与  $O_B$ - $X_B Y_B Z_B$  中相应的坐标轴平行,旋转方式和次序与布尔沙-沃尔夫模型相似;
- (3) 将  $P$ - $X Y Z$  中的长度单位缩放  $1 + m$  倍,使其长度单位与  $O_B$ - $X_B Y_B Z_B$  的一致;
- (4) 将  $O_A$ - $X_A Y_A Z_A$  的原点分别沿  $X$ 、 $Y$ 和  $Z$  轴移动  $-T_{X,P,B}$ 、 $-T_{Y,P,B}$ 和  $-T_{Z,P,B}$ ,使其与  $O_B$ - $X_B Y_B Z_B$  的原点重合。

可用数学公式将该转换过程表达如下:

$$\begin{bmatrix} X_B \\ Y_B \\ Z_B \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_P \\ Y_P \\ Z_P \end{bmatrix} + (1 + m_{P,B}) \cdot R_3(\omega_{Z,P,B}) R_2(\omega_{Y,P,B}) R_1(\omega_{X,P,B}) \cdot \begin{bmatrix} X_A - X_P \\ Y_A - Y_P \\ Z_A - Z_P \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} T_X \\ T_Y \\ T_Z \end{bmatrix} \quad (8-33)$$

式中:

- $X_A$ 、 $Y_A$ 、 $Z_A$  和  $X_B$ 、 $Y_B$ 、 $Z_B$  为某点分别在  $O_A$ - $X_A Y_A Z_A$  和  $O_B$ - $X_B Y_B Z_B$  下的坐标;
- $X_P$ 、 $Y_P$ 、 $Z_P$  为  $P$  点在  $O_A$ - $X_A Y_A Z_A$  下的坐标;
- $\omega_{X,P,B}$ 、 $\omega_{Y,P,B}$ 、 $\omega_{Z,P,B}$  为由  $P$ - $X Y Z$  转换到  $O_B$ - $X_B Y_B Z_B$  的旋转参数;
- $m_{P,B}$  为由  $P$ - $X Y Z$  转换到  $O_B$ - $X_B Y_B Z_B$  的尺度参数;

$T_{X_{P,B}}, T_{Y_{P,B}}, T_{Z_{P,B}}$  为由  $O_A-X_A Y_A Z_A$  转换到  $P-X Y Z$  的平移参数;

$R_1(\quad X_{P,B}), R_2(\quad Y_{P,B}), R_3(\quad Z_{P,B})$  的具体形式与布尔沙-沃尔夫模型类似。

与布尔沙模型一样, 考虑到在通常情况下, 涉及两个不同大地基准间旋转的 3 个欧拉角  $X_{P,B}, Y_{P,B}$  和  $Z_{P,B}$  都非常小, 在这一前提下同样可将两个基于不同基准的空间直角坐标系下坐标转换关系中的旋转矩阵  $R_{P,B} = R_3(\quad Z_{A,P}) R_2(\quad Y_{A,P}) R_1(\quad X_{A,P})$  表示为:

$$R_{P,B} = \begin{bmatrix} 1 & Z_{P,B} & -Y_{P,B} \\ -Z_{P,B} & 1 & X_{P,B} \\ Y_{P,B} & -X_{P,B} & 1 \end{bmatrix} \quad (8-34)$$

于是, 采用莫洛金斯基模型将  $O_A-X_A Y_A Z_A$  下坐标转换为  $O_B-X_B Y_B Z_B$  下坐标的数学公式可表示为:

$$\begin{bmatrix} X_B \\ Y_B \\ Z_B \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_P \\ Y_P \\ Z_P \end{bmatrix} + (1 + m_{P,B}) \begin{bmatrix} 1 & Z_{P,B} & -Y_{P,B} \\ -Z_{P,B} & 1 & X_{P,B} \\ Y_{P,B} & -X_{P,B} & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_A - X_P \\ Y_A - Y_P \\ Z_A - Z_P \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} T_{X_{P,B}} \\ T_{Y_{P,B}} \\ T_{Z_{P,B}} \end{bmatrix} \quad (8-35)$$

也可将上式进一步表示为:

$$\begin{bmatrix} X_B \\ Y_B \\ Z_B \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_P \\ Y_P \\ Z_P \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & -(Z_A - Z_P) & Y_A - Y_P & X_A - X_P \\ 0 & 1 & 0 & Z_A - Z_P & 0 & -(X_A - X_P) & Y_A - Y_P \\ 0 & 0 & 1 & -(Y_A - Y_P) & X_A - X_P & 0 & Z_A - Z_P \end{bmatrix} \begin{bmatrix} T_{X_{P,B}} \\ T_{Y_{P,B}} \\ T_{Z_{P,B}} \\ X_{P,B} \\ Y_{P,B} \\ Z_{P,B} \\ m_{P,B} \end{bmatrix} \quad (8-36)$$

### 8.4.3 几点说明

在进行不同基准间的相互转换时, 布尔沙模型和莫洛金斯基模型都是非常常用的转换模型。理论上, 两种模型的转换结果是等价的, 但在实际应用过程中, 两种转换模型还是有所差别。布尔沙模型在进行全球或较大范围的基准转换时较为常用, 但在该模型中, 由于旋转中心位于原始坐标参照系的原点, 因而旋转参数与平移参数具有较高的相关性。例如, 在格林尼治子午线上, 很难区分绕  $Z$  轴的旋转与沿  $Y$  轴的平移, 而在赤道上, 则很难区分沿  $Z$  轴的平移与绕  $X, Y$  轴的旋转。采用莫洛金斯基模型可以克服这一问题, 因为其旋转中心可以人为选定。在使用莫洛金斯基模型进行基准转换时, 若网的规模不大, 可以选取网中任意一点作为旋转中心; 若网的规模较大, 则可选取网的重心 ( $X_P = X_{A_i}/n, Y_P = Y_{A_i}/n, Z_P = Z_{A_i}/n$ ) 作为旋转中心。

在此还需要指出, 虽然布尔沙模型与莫洛金斯基模型的平移参数不相同, 但旋转矩阵和比例因子却是相同的。

## § 8.5 常用地球参照系和参考框架

### 8.5.1 地球参照系和参考框架

#### 1. 地球参照系

地球参照系是一种固定在地球上随地球一同旋转的坐标系, 又被称为地固系。如果不考虑地球潮汐和地壳运动, 则地面点在该参照系中的位置固定不变。地球参照系的原点既可以位于地球质心(地球总椭球的中心), 也可以位于地球参考椭球的中心。前者被称为地心系, 后者被称为参心系。原点位于地球质心的地心系, Z轴与地极方向一致并指向北极, X轴指向本初子午面与赤道面的交点, Y轴与X、Z轴垂直并最终形成一个右手系。原点位于参考椭球的中心的参心系, Z轴与参考椭球的短轴一致并指向北极, X轴指向起始大地子午面与椭球赤道面的交点, Y轴与X、Z轴垂直并最终形成一个右手系。地球参照系除了采用空间直角坐标系外, 还可以采用其他坐标系, 如大地坐标系。

由于各种原因, 实际上存在着许多遵循上述要求的不同地球参照系, 可以采用前面介绍的布尔沙模型(式(8-31))将地球附近任何一点的空间直角坐标从一个地球参照系(TRS1)转换到另一个地球参照系(TRS2), 即

$$\begin{bmatrix} X_2 \\ Y_2 \\ Z_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} T_{X_{1,2}} \\ T_{Y_{1,2}} \\ T_{Z_{1,2}} \end{bmatrix} + (1 + m_{1,2}) \begin{bmatrix} 1 & z_{1,2} & -y_{1,2} \\ -z_{1,2} & 1 & x_{1,2} \\ y_{1,2} & -x_{1,2} & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_1 \\ Y_1 \\ Z_1 \end{bmatrix} \quad (8-37)$$

为了使说明简洁, 令:

$$X_1 = [X_1 \ Y_1 \ Z_1]^T \quad (8-38)$$

$$X_2 = [X_2 \ Y_2 \ Z_2]^T \quad (8-39)$$

$$T_1 = T_{X_{1,2}}, T_2 = T_{Y_{1,2}}, T_3 = T_{Z_{1,2}} \quad (8-40)$$

$$T_{1,2} = [T_{X_{1,2}} \ T_{Y_{1,2}} \ T_{Z_{1,2}}]^T = [T_1 \ T_2 \ T_3]^T \quad (8-41)$$

$$m_{1,2} = 1 + m_{1,2} \quad (8-42)$$

$$R_1 = -x_{1,2}, R_2 = -y_{1,2}, R_3 = -z_{1,2} \quad (8-43)$$

$$R_{1,2} = \begin{bmatrix} 1 & z_{1,2} & -y_{1,2} \\ -z_{1,2} & 1 & x_{1,2} \\ y_{1,2} & -x_{1,2} & 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & -R_3 & R_2 \\ R_3 & 1 & -R_1 \\ -R_2 & R_1 & 1 \end{bmatrix} \quad (8-44)$$

称  $T$  为平移向量(Translation Vector),  $m_{1,2}$  为尺度因子(Scale Factor),  $R$  为旋转矩阵(Rotation Matrix), 则有:

$$X_2 = T_{1,2} + m_{1,2} \cdot R_{1,2} \cdot X_1 \quad (8-45)$$

如果进一步令:

$$R_{1,2} = (I + R) \quad (8-46)$$

$$D = m_{1,2} \quad (8-47)$$

$$T = T_{1,2} \quad (8-48)$$

其中,  $I$  为单位阵,

$$R = \begin{bmatrix} 0 & -R_3 & R_2 \\ R_3 & 0 & -R_1 \\ -R_2 & R_1 & 0 \end{bmatrix}$$

则将地球参照系 TRS1 下的坐标向量  $X_1$  转换为地球参照系 TRS2 下坐标向量  $X_2$  的表达式为:

$$X_2 = X_1 + T + DX_1 + RX_1 \quad (8-49)$$

这时, 就将 7 个转换参数改化为  $T_1, T_2, T_3, D, R_1, R_2, R_3$ 。如果要考虑转换关系随时间的变化, 可以令 7 个转换参数相对于时间的一阶导数为  $\dot{T}_1, \dot{T}_2, \dot{T}_3, \dot{D}, \dot{R}_1, \dot{R}_2, \dot{R}_3$ 。则式(8-49)相对于时间的微分方程为:

$$\dot{X}_2 = \dot{X}_1 + \dot{T} + \dot{D}X_1 + D\dot{X}_1 + \dot{R}X_1 + R\dot{X}_1 \quad (8-50)$$

如果不同的地球参照系均为通过空间大地测量技术建立, 则虽然原点的差异可能将达数百米, 但在尺度  $D$  和定向  $R$  上的差异通常仅为  $10^{-5}$  水平, 而  $\dot{X}$  约为 10cm/年。由于即使经过 100 年,  $D\dot{X}_1$  和  $R\dot{X}_1$  的影响也仅约为 0.1mm, 因而可以将它们忽略。这样, 可以将式(8-50)写为:

$$\dot{X}_2 = \dot{X}_1 + \dot{T} + \dot{D}X_1 + \dot{R}X_1 \quad (8-51)$$

利用式(8-49)所计算出的通常是某个参考历元  $t_0$  时刻的坐标  $X_2(t_0)$ , 若要进一步计算出任意历元  $t$  时刻的坐标, 可采用下式:

$$X_2(t) = X_2(t_0) + \dot{X}_2(t - t_0) \quad (8-52)$$

## 2. 协议地球参照系

由于理论发展水平和技术条件的限制, 具体应用要求的不同, 以及地球自身内部的变化, 不同时期或不同机构所确定的地心、地极、本初子午线、参考椭球都不尽相同, 因而据此所定义的地球参照系也不尽相同。这种情况不利于全球坐标参照系的统一, 而且也会给一些全球性的应用造成不便。为了解决这些问题, 必须建立一个全球统一的地球参照系, 协议地球参照系 (CTRS—Conventional Terrestrial Reference System) 正是这样一种参照系。

协议地球参照系是一种相对地球固定的地心系, 其原点位于地球质心,  $Z$  轴指向协议地球极 (CTP—Conventional Terrestrial Pole), CTP 是 1900 ~ 1905 年期间地极的平均位置,  $X$  轴指向协议地球赤道 (与 CTP 垂直) 与格林尼治子午圈的交点,  $Y$  轴与  $Z$ 、 $X$  轴垂直并最终构成一个右手系。

## 3. 协议地球参考框架

协议地球参考框架 (CTRF—Conventional Terrestrial Reference Frame) 是一组具有指定协议地球参照系下精确坐标的点, 它们是该协议地球参照系的实现。

## 8.5.2 GPS 测量定位中的地球参照系和参考框架

在卫星导航定位系统中, 用于计算卫星位置的轨道数据通常是在一个地心地固系 (ECEF—Earth-Centered Earth-Fixed) 下给出的, 用户将利用这些轨道数据计算卫星在观测时刻的位置, 并将这些位置作为空间已知点, 用于确定用户的位置。这样, 在 GPS 测量定位中, 直接的定位结果 (单点定位或相对定位的结果) 与进行数据处理时所采用的轨道数据同属一个坐标参照系。目前, 较为常用的 GPS 卫星轨道数据主要有以下两种:

(1) 基于 WGS-84 的广播星历。

(2) 基于国际地球参考框架 (ITRF) 的 IGS 精密星历。

也就是说, 在测量定位时, 若采用广播星历, 则结果属于 WGS-84, 若采用 IGS 精密星历, 则结果属于 ITRF。

1. 1984 年世界大地系统

1984 年世界大地系统(WGS-84—World Geodetic System 1984), 是一个由全球地心参考框架和一组相应的模型(包括地球重力场模型(EGM—Earth Gravitational Model)和 WGS-84 大地水准面(WGS-84 Geoid))所组成的测量参照系。WGS-84 提供了一个易于使用的单一、标准三维坐标参照系, GPS 系统内部在处理与位置有关的信息时, 所采用的就是这一参照系。例如, 在 GPS 卫星所播发的导航电文中, 有关位置的信息就是基于此坐标参照系。

WGS-84 是由美国国防制图局(DMA—Defense Mapping Agency) 于 20 世纪 80 年代中期所建立的, 并于 1987 年取代了此前 GPS 所采用的坐标参照系 WGS-72, 正式成为 GPS 的新坐标参照系。WGS-84 是一个协议地球参照系, 为地心地固右手正交坐标系, 其定义遵循如下准则:

- (1) 为地心系, 原点位于包括海洋和大气在内的整个地球的质心;
- (2) 尺度在局部地球框架下, 遵守相对论原理;
- (3) 初始定向由国际时间局(BIH) 1984.0 的定向给定;
- (4) 定向中的时变不会使地壳产生残余的全球性旋转。

根据以上准则, WGS-84 坐标参照系的定义如下(见图 8-9):

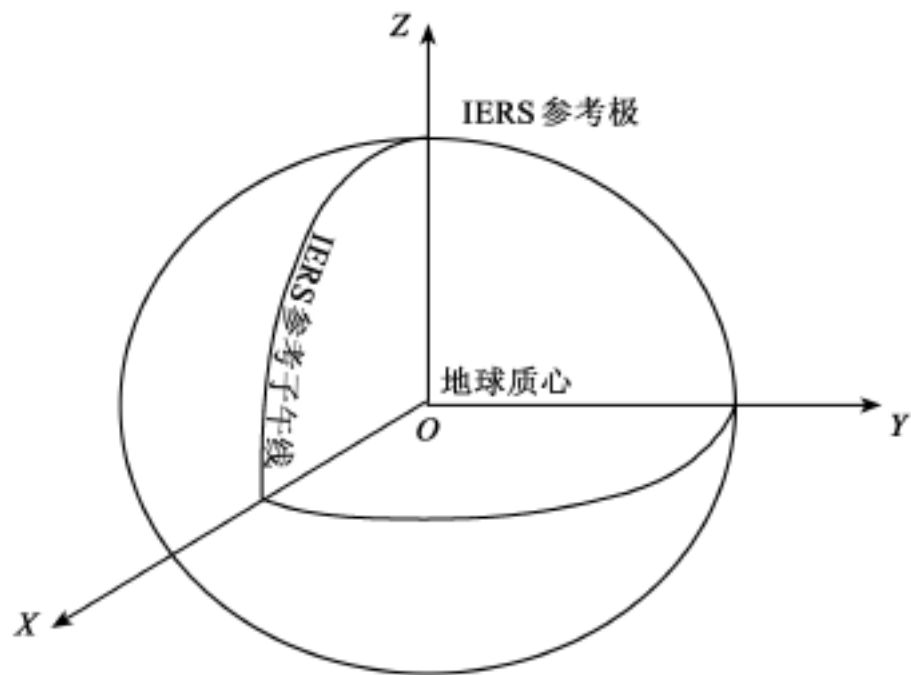


图 8-9 WGS-84 坐标参照系的定义

- (1) 原点位于地球质心( Earth 's Center of Mass);
- (2) Z 轴与 IERS 参考极( IRP—IERS Reference Pole) 指向相同, 该指向与 1984.0 历元的 BIH 协议地极( CTP—Conventional Terrestrial Pole) 一致;
- (3) X 轴指向 IERS 参考子午线( IRM—IERS Reference Meridian) 与过原点且垂直于 Z 轴平面的交点, IRM 与 1984.0 历元的 BIH 零子午线( BIH Zero Meridian) 一致;
- (4) Y 轴最终完成右手地心地固正交坐标系。

WGS-84 坐标参照系的原点也被当做 WGS-84 椭球的几何中心, 而 Z 轴则作为该旋转椭球

于 1996 年 10 月 1 日并入了新成立的美国国家影像制图局( NIMA—National Imagery and Mapping Agency)

的自转轴。

WGS-84 参考框架由美国军方(确切地讲是原来的 DMA, 现在的 NIMA) 的一个全球分布的跟踪站网所组成, 最初建立于 1987 年, 当时采用的是由美国海军导航卫星系统( NNSS—Navy Navigation Satellite System, 也称为子午卫星系统( TRANSIT) ) 所测定的一组点坐标以及将 20 世纪 80 年代初所存在的 DoD 参考框架( 也被称为 NSWC 9Z-2) 与 BIH 地球系统( BTS—BIH Terrestrial System) 进行比较后所得到的成果。这样做的主要目的是使 WGS-84 参考框架的原点、尺度和定向在 1984.0 历元与 BTS 框架尽可能一致。

1987 年 1 月, 由 TRANSIT 所实现的 WGS-84 参考框架开始用于生成 DMA 的 TRANSIT 精密星历。在随后利用 TRANSIT 的多普勒跟踪数据, 通过绝对定位方法确定 DoD 的永久 GPS 跟踪站的过程中, 又采用了这些 TRANSIT 精密星历。一直到 1994 年, DoD 的各个部门都在使用这些由 TRANSIT 所确定出的 WGS-84 坐标。

人们在使用早期的 WGS-84 参考框架时发现, 对于同一测站, 在 GPS 确定出的坐标与由 TRANSIT 实现的 WGS-84 坐标之间, 存在着一个大地高方向上的系统性偏差。该偏差很可能是在由 TRANSIT 确定位置时所采用估计方法的局限性所造成的。为了消除这一偏差, 并得到由 GPS 自身所实现的自恰的 WGS-84 参考框架, DMA 在美国海面作战中心达尔格伦分部( NSWCDD—Naval Surface Warfare Center Dahlgren Division) 的协助下, 为 DoD 的 GPS 跟踪网建立了一套经过修订的点坐标。这些经过修订的点坐标提供了一个经过改进的 WGS-84 参照系的实现。

截至 2004 年 8 月, WGS-84 总共进行了 3 次修订。第一次在 1994 年, 第二次在 1996 年, 第三次在 2001 年, 分别表示为“ WGS-84( G730) ”、“ WGS-84( G873) ”和“ WGS-84( G1150) ”。其中, “ G ”表示这些坐标是完全采用 GPS 方法所确定出来的, 没有包含多普勒数据, 而后面的数字所表示的是在 NIMA 精密星历估计过程中开始使用这些坐标时的 GPS 周数, 如数字“ 873 ”是历元 1996 年 9 月 29 日 0 时( UTC) 的 GPS 周数, 而数字“ 1150 ”是历元 2002 年 1 月 20 日 0 时( UTC), 从这些天起, 用户可以通过 NIMA 的 GPS 星历来分别使用 WGS-84( 873) 和 WGS-84( 1150)。在修订过程中, DMA 采用了来自美国空军和 DMA 永久 GPS 跟踪站( 合称为 DoD 永久站) 的数据, 并结合来自 IGS GPS 跟踪网中所选择的数个核心站的数据, 对 DoD 永久站的精化坐标进行了估计。在求解过程中, 将所选择的部分 IGS 站坐标固定到它们所处的 IERS 地球参考框架下。一方面, 由于消除了椭球高上的偏差, 这些经过精化的站坐标的精确度得到了提高; 另一方面, 又由于在估计过程中采用了先进的 GPS 技术, 它们的精密度也得到了提高。对于每个 DoD 永久站, 在 1994 年时, 所确定出的各个位置分量估值的精确度为 10cm ( 1 ); 到 1996 年, 相应的精确度已达到了 5cm ( 1 ); 而到了 2001 年, 则进一步提高到了 1cm 左右。另外, 通过将解固定到适当的 ITRF, 这些 DoD 永久站改进后的坐标代表了 WGS-84 参考框架精化的 GPS 实现。

经过 7 参数转换后, WGS-84 ( G730) 与 ITRF92 的符合度达到了 10cm 的水平; 对 NIMA 精密星历( WGS-84 ( G873) 参考框架) 与 IGS 星历( ITRF94) 所进行的比较发现, 两者间系统性差异不超过 2cm; 而 WGS-84 ( 1150) 则与 ITRF2000 基本一致, 整体精确度在各个分量上优于 1cm。

WGS-84 参考框架的维持是通过将坐标赋予组成 GPS 控制部分的跟踪站进行的。在定轨

过程中, 这些坐标被用于确定卫星轨道并通过导航电文向用户播发, WGS-84 坐标参考框架最终通过 GPS 网中各点的坐标在局部区域实现。究竟 GPS 测量结果与 WGS-84 的关系能有多精确, 与导航电文中广播星历的质量以及网中基准点坐标的质量有关。目前, GPS 轨道信息(相对于 WGS-84)的精度在几米到几十米的水平。

2. 国际地球参照系和国际地球参考框架\*

1) 国际地球参照系

国际地球参照系( ITRS) 是由 IERS 所定义的一个协议地球参照系, 其定义满足如下条件:

- (1) 原点位于地球质心, 地球质心为包括海洋和大气在内的整个地球的质心;
- (2) 长度尺度为国际单位制的米, 该尺度与局部地心框架的地心坐标时( TCG—Geocentric Coordinate Time) 一致, 符合 IAU 和 IUGG( 1991) 决议, 通过适当的相对论模型获得;
- (3) 初始定向为国际时间局( BIH) 所给出 1984.0 定向;
- (4) 定向的时变通过一个关于全球水平构造运动的非净旋转条件( NNR—No-Net-Rotation) 来确定。

2) 国际地球参考框架

国际地球参考框架( ITRF) 是 ITRS 的实现, 由一组具有 ITRS 下坐标和速度估值的 IERS 观测站组成, 并由 IERS 中心局( IERS CB—IERS Central Bureau) 的地球参考框架部负责建立和维护。

关于 ITRF 的历史, 可以追溯到 1984 年。当时, BIH 利用由 VLBI、LLR、SLR 和多普勒/TRANSIT 观测值, 确定出了一系列点的坐标, 从而第一次建立了一个综合的地球参考框架。该参考框架被称为 BTS84( BIH Terrestrial System 1984)。此后不久, BIH 成为了国际“地球自转监测及多种技术的相互比较”( MERIT—Monitoring of Earth Rotation and Inter-Comparison of Techniques) 项目的协调中心。后来, 在其主持下, 又相继连续完成了 3 个 BTS 的实现, 其中最后一个是 BTS87。1988 年, IUGG 和 IAU 联合创建了 IERS, 从此, 建立和维持地球参考框架的工作就交由了 IERS 来承担。IERS 定期求取 ITRF 的年度解, 这些解通过 IERS 年报( IERS Annual Reports) 和技术备忘录( Technical Notes) 公布。从 1988 年起, 一直到完成本书时, IERS 已经公布了 10 个版本的 ITRF, 分别为 ITRF88、ITRF89、ITRF90、ITRF91、ITRF92、ITRF93、ITRF94、ITRF96、ITRF97 和 ITRF2000, 名称“ ITRF ”后面的数字( yy) 表示用于形成该框架时所用数据的最后年份, 例如, ITRF97 表示在 1999 年建立该参考框架时, 用于确定测站坐标和速度所采用的 IERS 数据一直到 1997 年底。每个新版本都接替其前一个版本, 目前正在使用的为 ITRF2000( 见图 8-10)。

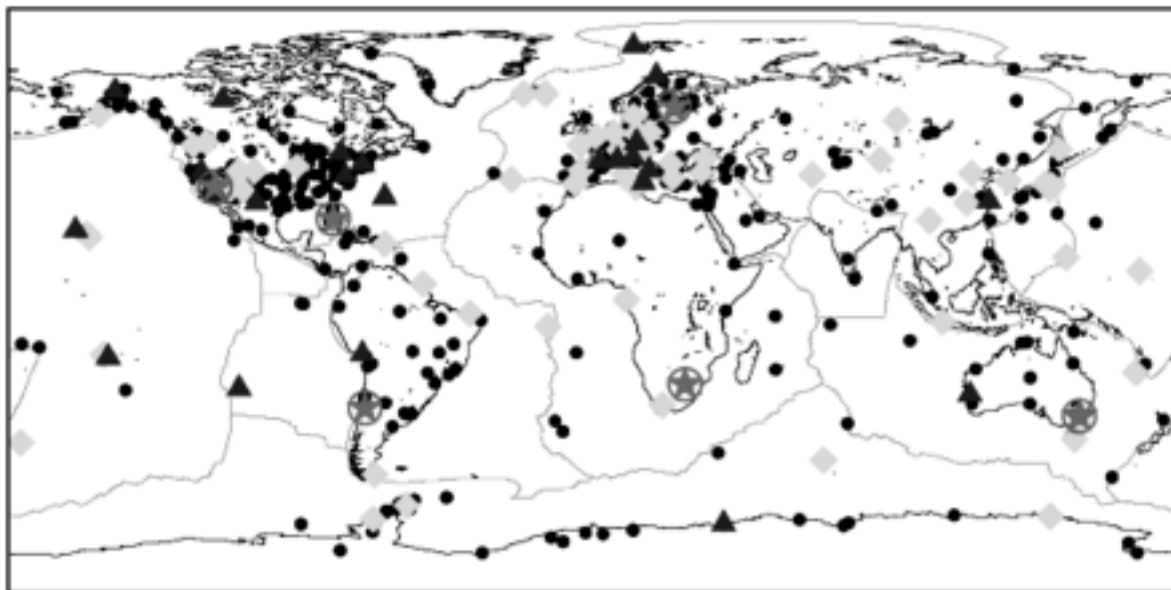
最初, 组成 ITRF 的站坐标和速度是利用由诸如甚长基线干涉测量( VLBI—Very Long Baseline Interferometry)、激光测月( LLR—Lunar Laser Ranging) 和激光测卫( SLR—Satellite Laser Ranging) 等空间大地测量技术所采集的观测数据计算出来的。后来, IERS 又对所采用的空间大地测量技术进行了扩充。在 1991 年, 包含进了 GPS; 在 1994 年, 又包含进了“卫星集成的多普勒轨道和无线电定位”( DORIS—Doppler Orbitography and Radio-positioning Integrated by Satellite)。现在, 用于提供建立和维持 ITRF 所需观测数据的系统有 SLR、LLR、VLBI、GPS、

---

在广义相对论体系下, 用 4 个坐标来描述一个四维时空参照系, 3 个为空间坐标, 另外 1 个为  $x_0 = ct$ , 其中,  $c$  为真空中的光速, 而  $t$  为该参照系中的“坐标时”。所谓地心坐标时就是地球质心处的坐标时。

建立于 1999 年。





注：图中不同符号表示在该点上同时采用不同技术的数量

•1   ♦2   ▲3   ⊙4

图 8-10 ITRF2000 的测站

DORIS 以及原来的 NNSS)、光学天体测量、PRARE、检潮仪、气象传感器等。除了由 VLBI、LLR、SLR、GPS 和 DORIS 所观测的主要核心站外, ITRF2000 还在阿拉斯加、南极洲、亚洲、欧洲和南北美洲及太平洋地区通过局部的 GPS 网进行了加密。

从 ITRF88 到 ITRF93, ITRF 基准的定义如下:

原点和尺度: 由所选定 SLR 解的平均值确定。

定向: 与自 BTS87 起的定向一致, 指向 BIH 的 EOP 序列。不过, ITRF93 的定向及其变率则又重新指向 IERS 的 EOP 序列。

定向的时变: 由于 ITRF88 和 ITRF89 没有估计全球速度场, 因而 IERS 建议采用 AM0-2 模型。从 ITRF91 到 ITRF93, 估计了综合速度场。ITRF91 的定向变率与 NNR-NUVEL-1 模型一致, ITRF92 则与 NNR-NUVEL-1A 的一致, 而 ITRF93 则又重新指向 IERS 的 EOP 序列。

ITRF94 基准定义如下:

原点: 由某些 SLR 和 GPS 解的加权平均值确定。

尺度: 由 VLBI、SLR 和 GPS 解的加权平均值确定, 改正了 0.7ppb 以达到 IUGG 和 IAU 要求在 TCG 时间框架下, 而不是分析中心所采用的 TT( Terrestrial Time)。

定向: 与 ITRF92 一致。

定向的时变: 通过 7 个速率转换参数与 NNR-NUVEL-1A 模型的速度场一致, 而通过 14 个转换参数, 使 ITRF96 与 ITRF94 以及 ITRF97 与 ITRF96 保持一致。

ITRF2000 基准定义如下:

尺度: 通过将 ITRF2000 与 VLBI 和所有可靠 SLR 解的加权平均值之间的尺度和尺度变

---

精密距离和距离变率设备( Precise Range and Range-Rate Equipment)。一种由可移动的地面站网支持的具有高精度的微波测距系统, 主要用于分米级的定轨以及许多大地测量应用。该系统由德国的多个科研单位负责开发研制和维持, 已搭载到欧空局( ESA-European Space Agency) 的欧洲遥感卫星( European Remote Sensing Satellite) ERS-1 和 ERS-2 上, 并计划搭载到 ESA 的 ENVISAT 上。

ppb: part per billion( 十亿分之一)。

率设为零来实现。与在 TCG 框架下所表示的 ITRF 尺度不同, ITRF2000 的尺度是表示在 TT 框架下的。

原点: 通过将 ITRF 与大多数可靠 SLR 解之加权平均值间的平移及其速率设为零来实现。

定向: 与在历元 1997.0 时 ITRF97 的定向一致, 而根据协议, 其速率与地质学上的 NNR-NUVEL-1A 模型一致, 这就隐含地应用了非净旋转条件, 符合 ITRF 的定义。ITRF2000 的定向及其速率通过所选定的一组高质量点确定, 这些点满足下列准则:

- (1) 连续观测时间不少于 3 年;
- (2) 远离板块边界和变形区域;
- (3) 速度精确度( 作为 ITRF2000 的综合结果) 优于 3mm/年;
- (4) 不少于 3 种不同解的速度残差小于 3mm/年。

表 8-2 列出了从 ITRF2000 到其他早期 ITRF 的转换参数及其速率( 单位: 每年), 它们需要与式( 8-49) 和式( 8-51) 一同使用。需要指出的是, 这些参数是平差后的值, 它们与加权的方法以及这些框架间公共点的数量和分布关系非常大, 因而当采用两个 ITRF 间不同的公共点组来估计转换参数时, 不一定会得到与表 8-2 一致的值。

表 8-2 由 ITRF2000 到以往 ITRF 的转换参数								
ITRF 解	T <sub>1</sub> ( cm)	T <sub>2</sub> ( cm)	T <sub>3</sub> ( cm)	D ( ppb)	R <sub>1</sub> ( mas)	R <sub>2</sub> ( mas)	R <sub>3</sub> ( mas)	历元
ITRF97	0.67	0.61	- 1.85	1.55	0.00	0.00	0.00	1997.0
速率	0.00	- 0.06	- 0.14	0.01	0.00	0.00	0.02	
ITRF96	0.67	0.61	- 1.85	1.55	0.00	0.00	0.00	1997.0
速率	0.00	- 0.06	- 0.14	0.01	0.00	0.00	0.02	
ITRF94	0.67	0.61	- 1.85	1.55	0.00	0.00	0.00	1997.0
速率	0.00	- 0.06	- 0.14	0.01	0.00	0.00	0.02	
ITRF93	1.27	0.65	- 2.09	1.95	- 0.39	0.80	- 1.14	1988.0
速率	- 0.29	- 0.02	- 0.06	0.01	0.11	- 0.19	0.07	
ITRF92	1.47	1.35	- 1.39	0.75	0.0	0.0	- 0.18	1988.0
速率	0.00	- 0.06	- 0.14	0.01	0.00	0.00	0.02	
ITRF91	2.67	2.75	- 1.99	2.15	0.0	0.0	- 0.18	1988.0
速率	0.00	- 0.06	- 0.14	0.01	0.00	0.00	0.02	
ITRF90	2.47	2.35	- 3.59	2.45	0.0	0.0	- 0.18	1988.0
速率	0.00	- 0.06	- 0.14	0.01	0.00	0.00	0.02	
ITRF89	2.97	4.75	- 7.39	5.85	0.0	0.0	- 0.18	1988.0
速率	0.00	- 0.06	- 0.14	0.01	0.00	0.00	0.02	

ITRF 解	$T_1$ ( cm)	$T_2$ ( cm)	$T_3$ ( cm)	D ( ppb)	$R_1$ ( mas)	$R_2$ ( mas)	$R_3$ ( mas)	历元
ITRF88	2.47	1.15	- 9.79	8.95	0.1	0.0	- 0.18	1988.0
速率	0.00	- 0.06	- 0.14	0.01	0.00	0.00	0.02	

ITRF 的解是以空间直角坐标 X、Y 和 Z 给出的。如果需要,也可以将它们转换为相对于某个椭球的地理坐标 ( B, L, H),在这种情况下,建议采用 GRS80 椭球 ( 长半轴  $a = 6\,378\,137.0\text{m}$ ,  $e^2 = 0.006\,694\,380\,022\,90$ )。

8.5.3 我国常用坐标参照系

1. 1954 年北京坐标系

1954 年北京坐标系( Beijing Geodetic Coordinate System 1954) 是我国目前广泛采用的大地测量坐标系。该坐标系源自于前苏联采用过的 1942 年普尔科夫坐标系。

新中国成立前,我国没有统一的大地坐标系统。新中国成立初期,在前苏联专家的建议下,我国根据当时的具体情况,建立起了全国统一的 1954 年北京坐标系。该坐标系采用的参考椭球是克拉索夫斯基椭球,该椭球的参数为:  $a = 6\,378\,245\text{m}$ ,  $f = 1/298.3$ 。

但令人遗憾的是,该椭球并未依据当时我国的天文观测资料进行重新定位,而是由前苏联西伯利亚地区的一等锁,经我国东北地区的呼玛、吉拉林、东林三个基准网进行传算。该坐标系的高程异常是以前苏联 1955 年大地水准面重新平差的结果为起算值,按我国天文水准路线推算出来的,而高程又是以 1956 年青岛验潮站的黄海平均海水面为基准。

由于在 1954 年北京坐标系建立时,全国天文大地网尚未布测完毕,因此,在全国分期布设该网的同时,相应地进行了分区的天文大地网局部平差,以满足经济和国防建设的需要。局部平差是按逐级控制的原则,先分区平差一等锁系,然后以一等锁环为起算值,平差环内的二等三角锁、平差时网区的连接部仅作了近似处理,如有的仅取两区的平差值,当某些一等锁环内的二等网太大,在当时的计算条件下无法处理时,也进行了分区平差,连接部仍采用近似处理的方法。

由于当时条件的限制,1954 年北京坐标系存在着很多缺点,主要表现在以下几个方面:

(1) 克拉索夫斯基椭球参数与现代精确的椭球参数之间的差异较大,并且不包含表示地球物理特性的参数,因而给理论和实际工作带来了许多不便。

(2) 椭球定向不十分明确,椭球的短半轴既不指向国际通用的 CIO 极,也不指向目前我国使用的 JYD 极。参考椭球面与我国大地水准面呈西高东低的系统性倾斜,东部高程异常最大达 67m。

(3) 该坐标系统的大地点坐标是通过局部分区平差得到的,未进行全国统一平差。因此,全国的天文大地控制点实际上不能形成一个整体,区与区之间有较大的隙距,如在某些不同区的接合部位,同一点在不同区中的坐标值相差 1 ~2m;不同区的尺度差异也很大;另外,由于坐标传递是从东北到西北和西南,后一区是以前一区的最弱部作为坐标起算点,因而一等锁具有明显的坐标积累误差。

2. 1980 西安大地坐标系

1978 年,我国决定重新对全国天文大地网施行整体平差,并且建立新的国家大地坐标系

统, 整体平差在新大地坐标系统中进行, 这个坐标系统就是 1980 西安大地坐标系( Xi an Geodetic Coordinate System 1980)。1980 西安大地坐标系所采用的地球椭球参数的 4 个几何和物理参数采用了 IAG 1975 年的推荐值, 它们是:

$$\begin{aligned} a &= 6\,378\,140\text{m}; \\ GM &= 3.986\,005 \times 10^{14} \text{m}^3 \cdot \text{s}^{-2}; \\ J_2 &= 1.082\,63 \times 10^{-3}; \\ &= 7.292\,115 \times 10^{-5} \text{rad} \cdot \text{s}^{-1}。 \end{aligned}$$

根据上面所给的参数, 可算出 1980 西安大地坐标系所采用参考椭球的扁率为  $f = 1/298.257$ 。椭球的短半轴平行于地球的自转轴( 由地球质心指向 1968.0 JYD 地极原点方向), 起始子午面平行于格林尼治平均天文子午面, 椭球面与似大地水准面在我国境内符合最好, 高程系统以 1956 年黄海平均海水面作为高程起算基准。

与 1954 年北京坐标系相比, 1980 西安大地坐标系具有下列特点:

- (1) 采用多点定位原理建立, 理论严密, 定义明确。大地原点位于我国中部, 可有效减少坐标传递误差。
- (2) 所采用的椭球参数为现代精确的地球总椭球参数, 有利于实际应用和理论研究。
- (3) 椭球面与我国大地水准面吻合较好, 全国范围内的平均差值为 10m, 大部分地区的差值在 15m 以内, 在东部、西部、西南部有三条零差异线。
- (4) 椭球短半轴指向明确, 指向 1968.0 JYD 地极原点方向。
- (5) 全国天文大地网经过了整体平差, 点位精度高。

3. 2000 国家大地坐标系

我国目前实际使用的两个大地坐标参照系——1954 年北京坐标系和 1980 西安坐标系, 都属于参心系, 它们都是采用传统地面测量技术建立起来的, 并满足了当时实际应用的需求。但随着时代变迁和科学技术的发展, 特别是空间技术的发展, 一方面, 越来越多的实际应用要求建立和采用地心系, 另一方面, 空间定位技术的发展, 也使得建立地心系成为可能。为顺应这一趋势, 我国提出了 2000 国家大地坐标系( CGCS 2000—China Geodetic Coordinate System 2000)。

2000 国家大地坐标系的定义如下:

- 原点: 包括海洋和大气在内的整个地球的质心。
- 长度单位: 国际单位制的米, 与局部地心框架下的地心坐标时一致, 通过适当的相对论模型获得。
- 定向: 初始定向由 1984.0 时的 BIH( 国际时间局) 定向给定。
- 定向的时变: 定向的时变不产生相对于地壳的残余全球旋转。
- CGCS 2000 大地坐标系是右手地固直角坐标系。原点在地心, Z 轴与 IERS 参考极( IRP) 方向一致, X 轴为 IERS 参考子午面( IRM) 与垂直于 Z 轴的赤道面的交线, Y 轴与 Z 轴和 X 轴垂直并最终构成右手正交坐标系。

CGCS 2000 的参考历元为 2000.0。

参考椭球采用 2000 参考椭球, 其相关常数定义为:

$$\begin{aligned} a &= 6\,378\,137\text{m}; \\ GM &= 3.986\,004\,418 \times 10^{14} \text{m}^3 \text{s}^{-2}; \\ J_2 &= 0.001\,082\,629\,832\,258; \end{aligned}$$

$$=7.292\,115\times 10^{-5}\text{rad}\cdot\text{s}^{-1}。$$

正常椭球与参考椭球一致。

CGCS 2000 由以下三个层次的站网坐标和速度具体实现：

(1) 第一层次为连续运行参考站。由它们构成 CGCS 2000 的基本骨架, 其坐标精度为毫米级, 速度精度为 1mm/年。

(2) 第二层次为大地控制网。包括中国全部领土和领海内的高精度 GPS 网点, 其三维地心坐标精度为厘米级, 速度精度为 2 ~3mm/年。

(3) 第三层次为天文大地网。包括经空间网与地面网联合平差的约 5 万个天文大地点, 其大地经纬度误差不超过 0.3m, 大地高误差不超过 0.5m。

## 第 9 章 GPS 测量应用中常用数据格式

### § 9.1 RINEX 格式

#### 9.1.1 概述

GPS 数据处理时所采用的观测数据来自进行野外观测的 GPS 接收机。接收机在野外进行观测时,通常将所采集的数据记录在接收机的内部存储器或可移动的存储介质中。在完成观测后,需要将数据传输到计算机中,以便进行处理分析。这一过程通常是利用 GPS 接收机厂商所提供的数据传输软件来进行。传输到计算机中的数据一般采用 GPS 接收机厂商所定义的专有格式以二进制文件的形式进行存储。一般说来,不同 GPS 接收机厂商所定义的专有格式各不相同,有时甚至同一厂商不同型号仪器的专有格式也不相同。专有格式具有存储效率高,各类信息齐全的特点,但在某些情况下,如在一个项目中采用了不同接收机进行观测时,却不方便进行数据处理分析,因为数据处理分析软件能够识别的格式是有限的。

RINEX(Receiver Independent Exchange Format/与接收机无关的交换格式)是一种在 GPS 测量应用中普遍采用的标准数据格式。该格式采用文本文件形式存储数据,数据记录格式与接收机的制造厂商和具体型号无关。

RINEX 格式由瑞士伯尔尼大学天文学院(Astronomical Institute, University of Berne)的 Werner Gurtner 于 1989 年提出。当时提出该数据格式的目的是为了能够综合处理在 EUREF 89(欧洲一项大规模的 GPS 联测项目)中所采集的 GPS 数据。该项目采用了来自 4 个不同厂商共 60 多台 GPS 接收机。

现在,RINEX 格式已经成为了 GPS 测量应用等的标准数据格式,几乎所有测量型 GPS 接收机厂商都提供将其专有格式文件转换为 RINEX 格式文件的工具,而且几乎所有的数据分析处理软件都能够直接读取 RINEX 格式的数据。这意味着在实际观测作业中可以采用不同厂商、不同型号的接收机进行混合编队,而数据处理则可采用某一特定软件进行。

经过多年不断修订完善,目前应用最为普遍的是 RINEX 格式的第 2 版。该版本能够用于包括静态和动态 GPS 测量在内的不同观测模式数据。下面所介绍的内容主要是针对这一版本的。

#### 9.1.2 文件类型

在 RINEX 格式的第 2 版中定义了 6 种不同类型的数据文件,分别用于存放不同类型的数据,它们分别是观测值文件(用于存放 GPS 观测值)、导航电文文件(用于存放 GPS 卫星导航电文)、气象数据文件(用于存放在测站处所测定的气象数据)、GLONASS 导航电文文件(用于存放 GLONASS 卫星导航电文)、GEO 导航电文文件(用于存放在增强系统中搭载有类 GPS 信

号发生器的地球同步卫星(GEO)的导航电文)及卫星和接收机钟文件(用于存放卫星和接收机时钟信息)。对于大多数GPS测量应用的用户来说,RINEX格式的观测数据、导航电文和气象数据文件最为常见,前两类数据在进行数据处理分析时通常是必需的,而其他类型的数据则是可选的,特别是GLONASS导航电文文件和GEO导航电文文件平时并不多见。

### 9.1.3 命名规则

RINEX格式对数据文件的命名有着特殊规定,以使用户能够仅通过文件名就能很容易地区分数据文件的归属、类型和所记录数据的时间。根据规定,RINEX格式的数据文件采用§8.3的命名方式,完整的文件名由用于表示文件归属的8字符长度主文件名和用于表示文件类型的3位字符长度扩展名两部分所组成,其具体形式如下:

ssssdddf.yyt

其中:

- ssss: 字符长度的测站代号。
- ddd: 文件中第一个记录所对应的年积日。
- f: 一天内的文件序号,有时也称为时段号,取值为0~9,A~Z,当为0时表示文件包含了当天所有的数据。注意,文件序号的编列是以整个项目在一天内的同步观测时段为基础,而不是以某台接收机在一天内的观测时段为基础。例如,在某一天,某个项目共采用4台接收机进行观测:第1个时段,所有4台接收机均参与观测,在该时段中这4台接收机所对应的数据文件序号就为1;第2个时段,只有3台接收机参与观测,在该时段中这3台接收机所对应的数据文件序号就为2;第3个时段,又是所有4台接收机参与观测,在该时段中包括那台在第2时段中未进行观测的接收机在内的4台接收机所对应的数据文件序号均为3。
- yy: 年份。
- t: 文件类型,为下列字母中的一个:
  - O——观测值文件;
  - N——GPS导航电文文件;
  - M——气象数据文件;
  - G——GLONASS导航电文文件;
  - H——GEO导航电文文件;
  - C——钟文件。

例如:文件名为WHN11410.04O的RINEX格式数据文件,为点WHN1在2004年5月20日(年积日为141)整天的观测数据文件;而文件名为WHN11410.04N的RINEX格式数据文件,则相应为在该点进行观测的接收机所记录的导航电文文件。

### 9.1.4 文件结构及特点

RINEX格式的数据文件采用文本形式进行存储,可以使用任何标准文本编辑器进行查阅编辑。

RINEX格式文件的结构是以节、记录、字段和列为单位逐级组织的。所有类型的RINEX格式文件,都由文件头和数据记录两节所组成。每一节中含有若干记录,每一记录通常为一行,由若干字段所组成,每行最大字符数为80。当一个记录的内容超过80个字符时,可以续

行, 字段在行中所处位置及宽度(即起始列和列宽)有严格规定, 不能错位。

RINEX 格式文件的文件头用于存放与整个文件有关的全局性信息, 位于每个文件的最前部, 其最后一个记录为“END OF HEADER”。在文件头中, 每一记录的第 61 ~80 列为该行记录的标签, 用于说明相应行上第 1 ~60 列中所表示的内容。观测值文件的文件头存放有文件的创建日期、单位名、测站名、天线信息、测站近似坐标、观测值数量及类型、观测历元间隔等信息。导航电文的文件头存放有文件创建日期、单位名及其他一些相关信息, 另外, 还有可能会包含电离层模型的参数以及说明 GPS 时与 UTC 间关系的参数和跳秒等。气象数据文件的文件头则存放有文件创建日期、观测值类型、传感器信息和气象传感器的近似位置及其他一些相关信息。

RINEX 格式文件的记录数据紧跟在文件头的后面, 随文件类型的不同, 所存放数据的内容和具体格式也不相同。在观测值文件中存放的是观测过程中每一观测历元所观测到的卫星及载波相位、伪距和多普勒等类型的观测值数据等, 所包含的实际观测值类型与接收机所记录的类型及格式转换时的参数设置有关。在导航电文文件中存放的是所观测卫星的钟差改正模型参数及卫星轨道数据等。由于广播星历每 2h 更新一次, 因此, 在导航电文文件中可能会出现某颗卫星具有多个不同参考时刻钟差模型改正参数和轨道数据的情况。在气象数据文件中存放的是观测过程中每隔一段时间在测站天线附近所测定的干温、相对湿度和气压等数据。

图 9-1 至图 9-3 分别给出了 RINEX 格式的观测值文件、GPS 导航电文文件和气象数据文件的结构说明。

每一个观测值文件或气象数据文件, 通常仅包含一个测站在一个观测时段中所获得的数据, 不过在快速静态或动态测量应用中, 流动接收机通过依次设站所采集的多个测站的数据可以被包含在一个数据文件中。

在观测值文件中, 所记录载波相位数据的单位为周, 伪距数据的单位为 m。观测值所对应的时标(即观测时刻)是依据接收机钟的读数所生成的, 而不是标准的 GPS 时, 因而在该时标中含有接收机的钟差。

除了根据文件名外, 使用者还可通过文件头中相应的字段来区分观测数据、导航电文和气象数据文件。

### 9.1.5 RINEX 2.10 格式说明及文件实例<sup>\*</sup>

#### 1. 格式说明方法

现将采用表格的形式详细介绍 RINEX 2.10 的内容。在这里, 首先介绍一下表格中各栏的内容以及在进行说明时所采用符号的具体含义。

##### 1) 文件头说明表格

文件头标签: 在这一栏中, 将直接给出出现在文件头中某行上“标签部分”(第 61 ~80 列)的内容。在 RINEX 文件中, 它们通常用简明的英文全称或缩略语表示。若在这一行中存放有多种内容, 则在标签中用“/”分隔。

说明: 在这一栏中, 将对与前面文件头标签同处一行的第 1 ~60 列所存放数据的内容进行说明。若在某一行上存放有多个内容, 则将在多个列表项目中进行说明。

格式: 在这一栏中, 将对与前面文件头标签同处一行上的第 1 ~60 列所存放数据的格式进行说明。由于在 RINEX 格式中, 对文件格式的定义非常严格, 数据必须根据定义存放在相



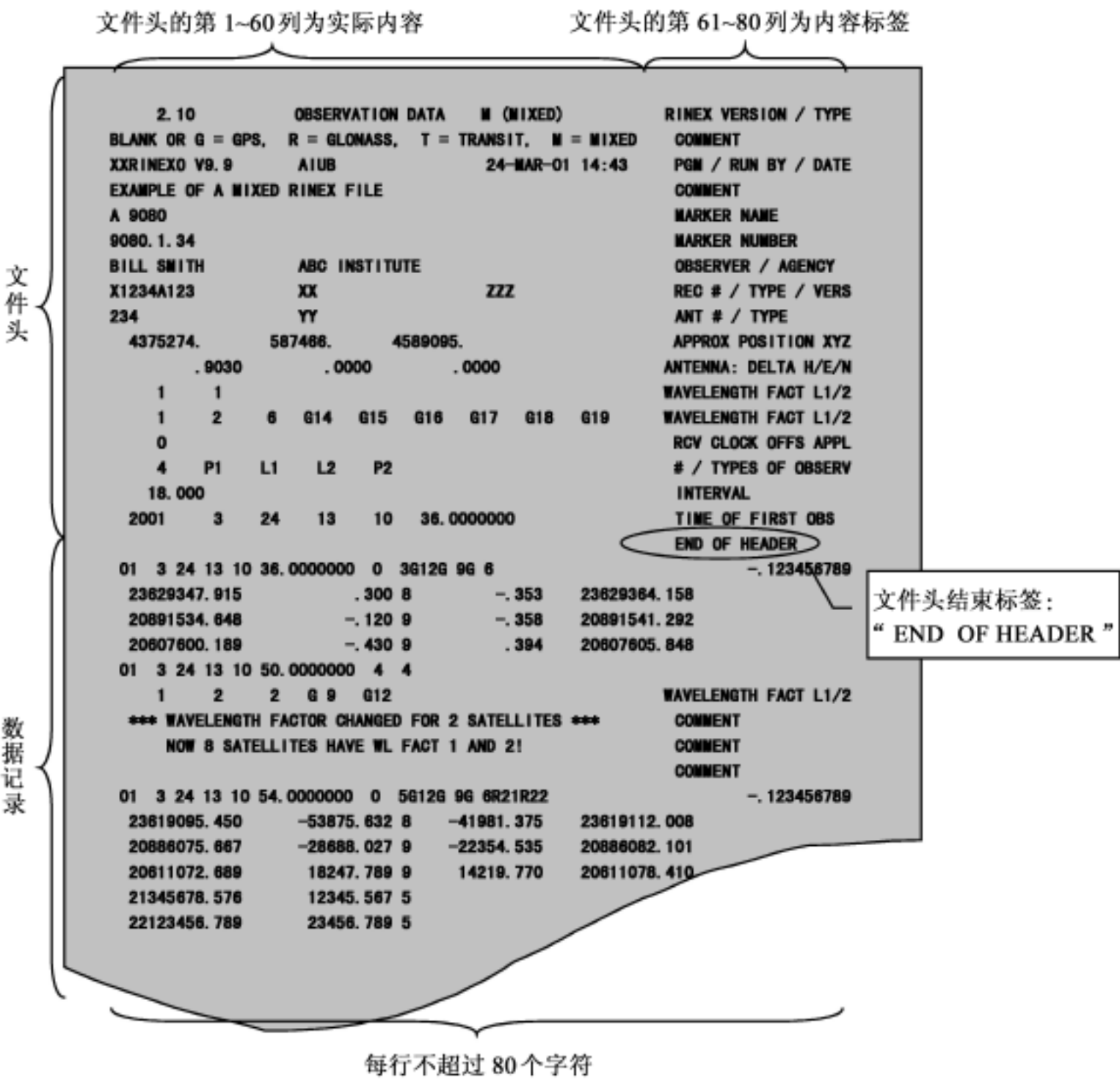


图 9-1 RINEX 格式观测值文件的结构

应的列上, 不允许有任何的错位, 因而在使用时必须特别注意。在这里, 格式说明采用的是 Fortran 程序设计语言中的格式说明方式, 一个格式说明项通常具有如下形式:

[ r ] fw. [ m ]

其中:

- r: 重复因子, 表示后面的内容将重复的次数, 该部分是可选的;
- f: 数据类型符, 在 RINEX 格式的说明中, 用到了如下数据类型:
  - X, 空格
  - A, 字符型
  - I, 整型
  - F, 单精度浮点型
  - D, 双精度浮点型
- w: 字段宽度;

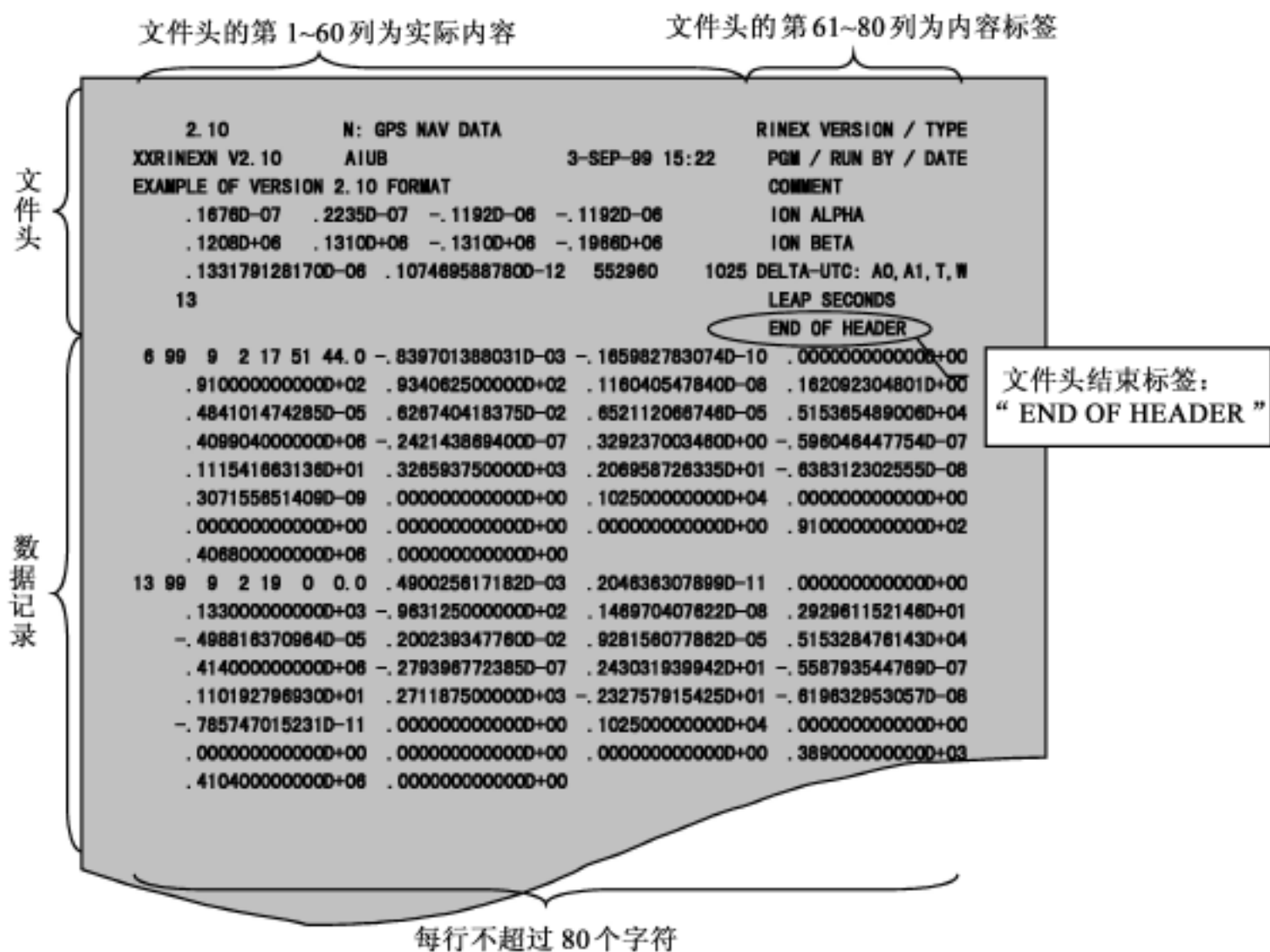


图 9-2 RINEX 格式 GPS 导航电文文件的结构

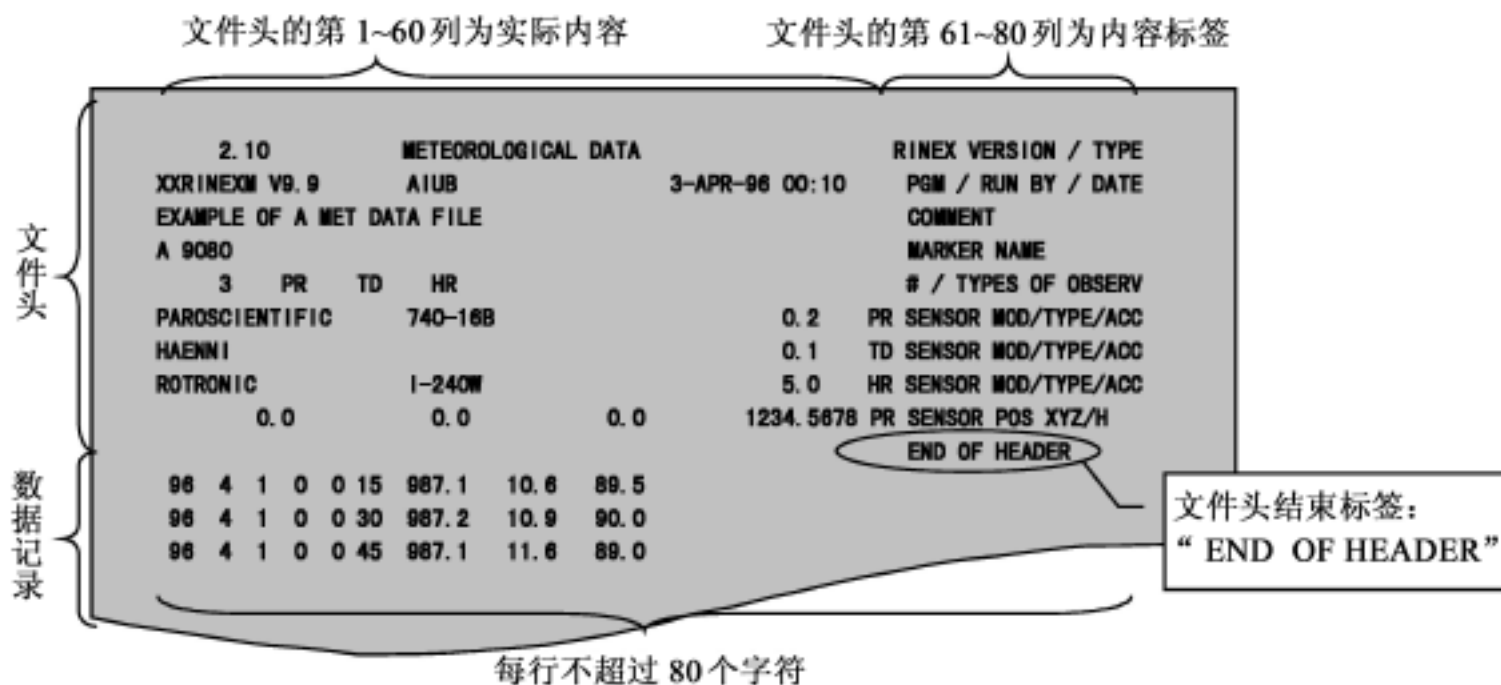


图 9-3 RINEX 格式气象数据文件的结构

m: 在字段中最少的数字或字符数, 当数据类型为单精度浮点型或双精度浮点型时, 表示小数位数, 该部分是可选的。

例如: 格式说明符“ F9.2, 11X, A1, 19X ”表示这一行的内容从第 1 列开始依次是宽度为

9 位、小数点后有 2 位的单精度浮点数,11 个空格、宽度为 1 的字符串和 19 个空格; 格式说明符“ 3F14.4 ”表示这一行内容从第 1 列开始依次是 3 个宽度为 14、小数点后有 4 位的单精度浮点数; 而格式说明符“ 7( 3X, A1, I2) ”则表示这一行内容从第 1 列开始, 将 3 个空格、宽度为 1 的字符串和宽度为 2 的整型这些内容重复 7 次。

2) 数据记录说明表格

观测值记录: 本栏列出了在数据记录节的每一记录中所包含字段。在 RINEX 格式的文件中, 通常每个记录占一行, 但当记录中的字段较多而无法存放在一行中时, 一个记录可以占用多行。

说明: 本栏对数据记录节的每一记录所包含字段的内容进行说明。

格式: 本栏对数据记录节的每一记录所包含字段的格式进行说明。

3) 2 位数字年号

在 RINEX 1 和 2×× 版中, 有时用 2 位数字来表示年号, 这时, 80 ~99 表示 1980 ~1999 年, 00 ~79 表示 2000 ~2079 年。

2. RINEX 格式 GPS 观测值文件

1) 文件头格式

表 9-1 为 RINEX 格式 GPS 观测数据文件的文件头节格式说明。

表 9-1 GPS 观测数据文件的文件头节格式说明		
文件头标签 (第 61 ~80 列)	说 明	格 式
RINEX VERSION / TYPE	- RINEX 格式的版本号(在本版本中为 2.10) - 文件类型(在本文件中为“ O ”) - 观测数据所属卫星系统: (空格或 G 为 GPS, R 为 GLO-NASS, S 为地球同步卫星类 GPS 信号发生器有效载荷, T 为 NNSS 子午卫星, M 为混合系统)	F9.2, 11X A1, 19X A1, 19X
PGM / RUN BY / DATE	- 创建本数据文件所采用程序的名称 - 创建本数据文件单位的名称 - 创建本数据文件的日期	A20 A20 A20
COMMENT	注释行	A60
MARKER NAME	天线标志的名称(点名)	A60
MARKER NUMBER	天线标志编号(点号)	A20
OBSERVER / AGENCY	观测员姓名/观测单位名称	A20, A40
REC # / TYPE /VERS	接收机序列号、类型和版本号(接收机内部软件的版本号)	3A20
ANT # / TYPE	天线序列号及类型	2A20
APPROX POSITION XYZ	标志的近似位置( WGS-84)	3F14.4
ANTENNA: DELTA H/E/N	- 天线高: 高于标志的天线下表面高度 - 天线中心相对于标志在东向和北向上的偏心	3F14.4

文件头标签 (第 61 ~80 列)	说 明	格 式
WAVELENGTH FACT L1 /2	<div>- 缺省的 <math>L_1</math> 和 <math>L_2</math> 载波的波长因子( 1 表示为全波, 2 表示为半波( 载波为平方法测定) , 0( 位于 <math>L_2</math> 的位置上) 表示所用接收机为单频仪器)</div> <div>- 0 或空格</div> <div>说明: 在缺省情况下, 需要有该波长因子记录, 而且此记录必须位于所有与特定卫星有关的记录之前。</div>	<div>2I6</div> <div>I6</div>
WAVELENGTH FACT L1 /2	<div>- <math>L_1</math> 和 <math>L_2</math> 载波的波长因子( 1 表示模糊度为完整周数, 2 表示模糊度为半周数( 载波为平方法测定) , 0( <math>L_2</math> 中) 表示所用接收机为单频仪器)</div> <div>- 后面所列出的具有有效波长因子的卫星数</div> <div>- PRN 列表( 带有系统标识符的卫星号)</div> <div>说明: 可分别说明各颗卫星的 <math>L_1</math> 和 <math>L_2</math> 载波观测值的波长因子。如果某颗卫星的 <math>L_1</math> 和/或 <math>L_2</math> 波长因子与上面的缺省值不同, 则可以通过该记录来加以说明, 本记录是可选的。如果需要, 可以有多个本记录。</div>	<div>2I6</div> <div>I6 7( 3X, A1, I2)</div>
# / TYPES OF OBSERV	<div>- 在本数据文件中所存储不同观测值类型的数量</div> <div>- 观测值类型列表</div> <div>- 如果超过 9 种观测值类型, 则使用续行</div> <div>说明: 在 RINEX 2. 10 中, 定义了下列观测值类型: <math>L_1, L_2</math>: <math>L_1</math> 和 <math>L_2</math> 上的相位观测值; <math>C_1</math>: 采用 <math>L_1</math> 上 C/A 码所测定的伪距; <math>P_1, P_2</math>: 采用 <math>L_1</math>、<math>L_2</math> 上的 P 码所测定的伪距; <math>D_1, D_2</math>: <math>L_1</math> 和 <math>L_2</math> 上的多普勒频率; <math>T_1, T_2</math>: 子午卫星的 150( <math>T_1</math>) 和 400 MHz( <math>T_2</math>) 信号上的多普勒积分; <math>S_1, S_2</math>: 接收机所给出的 <math>L_1</math>、<math>L_2</math> 相位观测值的原始信号强度或 SNR 值。 在反欺骗( AS) 之下所采集的观测值将被转换为“ <math>L_2</math> ”或“ <math>P_2</math> ”, 并将失锁指示符( 见表 9-2) 的第二位置 1。 观测值的单位: 载波相位为周, 伪距为 m, 多普勒为 Hz, 子午卫星为周, SNR 等则与接收机有关。</div>	<div>I6</div> <div>9( 4X, A2) 6X, 9( 4X, A2)</div>
INTERVAL	观测值的( 历元) 间隔, 单位为 s	F10. 3

文件头标签 (第 61 ~80 列)	说 明	格 式
TIME OF FIRST OBS	<div>- 数据文件中第一个观测记录的时刻( 4 数字年, 月, 日, 时, 分, 秒)</div> <div>- 时间系统: GPS 表示为 GPS 时, GLO 表示为 UTC</div> <div>说明: 在 GPS/GLONASS 混合文件中必须具有本时间系统字段, 对于纯 GPS 文件缺省为 GPS, 对于纯 GLONASS 文件缺省为 GLO。</div>	<div>5I6, F13. 7</div> <div>5X, A3</div>
TIME OF LAST OBS	<div>- 数据文件中最后一个观测记录的时刻( 4 数字年, 月, 日, 小时, 分, 秒)</div> <div>- 时间系统: 与 TIME OF FIRST OBS 记录相同</div>	<div>5I6, F13. 7</div> <div>5X, A3</div>
RCV CLOCK OFFS APPL	<div>历元时标、码伪距和载波相位是否使用实时确定出的接收机钟偏差进行了改正: 1 = 是, 0 = 否; 缺省值: 0 = 否</div> <div>说明: 如果在“ 历元/卫星 ”记录中给出了接收机的时钟偏差, 则需要具有该记录。</div>	I6
LEAP SECONDS	自 1980 年 1 月 6 日以来的跳秒数, 在 GPS/GLONASS 混合文件中通常需要列出此记录	I6
# OF SATELLITES	在文件中存储有观测值的卫星数量	I6
PRN / # OF OBS	<div>- 在“ # / TYPES OF OBSERV ”记录中所指出的每一观测值类型所涉及 PRN( 卫星号) 及其观测值的数量</div> <div>- 如果观测值类型超过了 9 个, 则使用续行</div> <div>说明: 对于出现在数据文件中的每一颗卫星, 均有一项记录。</div>	<div>3X, A1, I2, 9I6</div> <div>6X, 9I6</div>
END OF HEADER	文件头节的最后一个记录	60X

注: 阴影部分为可选的记录项。

2) 数据记录格式

在 RINEX 格式 GPS 观测值文件的数据记录节中, 为按历元依次存放的观测数据或在观测过程中所发生事件的信息。每个历元的数据包含两部分: 第一部分为“ 历元/卫星或事件标志 ”, 用于存放该观测历元时刻的时标和在该历元所观测到卫星的数量及其列表或表明事件性质的标志, 这一部分通常为该历元数据的第一行; 第二部分为“ 观测值 ”, 用于存放在该历元所采集到的所有观测值, 这一部分紧接在“ 历元/卫星或事件标志 ”之后, 所占行数与在该历元中所观测卫星的数量有关。表 9-2 为 GPS 观测数据文件数据记录节的历元/卫星或事件标志格式说明, 表 9-3 为 GPS 观测数据文件数据记录节的观测值格式说明。

表 9-2 GPS 观测数据文件数据记录节的历元/卫星或事件标志格式说明

观测值记录	说明	格式
历元/卫星 或 事件标志	<ul style="list-style-type: none"><li>- 观测历元时刻:<ul style="list-style-type: none"><li>- 年(2 位数字, 如果需要, 则前面补零)</li><li>- 月, 日, 时, 分</li><li>- 秒</li></ul></li><li>- 历元标志: 0 表示正常, 1 表示在上一历元与当前历元之间发生了电源故障, 大于 1 为事件标志</li><li>- 当前历元所观测到的卫星数</li><li>- 当前历元所观测到卫星的 PRN 列表(带卫星系统标识符的卫星号, 参见表 9-1)</li><li>- 接收机时钟的偏差(单位为 s, 为可选项)</li><li>- 如果卫星数超过 12 颗, 则使用续行</li><li>- 如果历元标记为 2 ~5, 则:<ul style="list-style-type: none"><li>- 事件标志: 2 表示天线开始移动; 3 表示新设站(动态数据结束)(后面至少需要跟上 MARKER NAME 记录); 4 表示后面紧跟着的是类似于文件头的信息, 用于说明观测过程中所发生的一些特殊情况; 5 表示外部事件(历元时刻与观测值时标属于相同的时间框架)</li><li>- “当前历元的卫星数”被用来说明紧跟在后面的记录数, 即后面共有几行用于事件的描述。最大记录数为 999</li><li>- 对于没有明确历元时刻的事件, 历元字段可以为空</li></ul></li></ul> <p>说明:</p> <p>如果历元标记为 6, 则表示后面为描述所探测出并已被修复周跳的记录(格式与 OBSERVATIONS 记录相同, 不过, 用周跳替代了观测值, LLI 和信号强度为空格或 0)。此项为可选项。</p>	<p>1X, I2. 2</p> <p>4( 1X, I2)</p> <p>F11. 7</p> <p>2X, I1</p> <p>I3</p> <p>12( A1, I2)</p> <p>F12. 9</p> <p>32X</p> <p>12( A1, I2)</p> <p>[ 2X, I1, ]</p> <p>[ I3]</p>

表 9-3 GPS 观测数据文件数据记录节的观测值格式说明

观测值记录	说明	格式
观测值	<ul style="list-style-type: none"><li>- 观测值</li><li>- LLI( Loss of Lock Indicator/失锁标识符)</li><li>- 信号强度</li></ul> <p>说明:</p> <p>LLI 的范围为 0 ~7。0 或空格表示正常或未知; bit 0 置 1 表示在上一历元与当前历元之间发生了失锁, 可能有周跳; bit 1 置 1 表示该卫星的波长因子与前面 WAVELENGTH FACT L1 /2 记录中的定义相反, 仅对当前历元有效; bit 2 置 1 表示为反欺骗( AS) 下的观测值(可能会受到噪声增加的影响)。其中, bit 0 和 bit 1 仅用于相位。</p> <p>在 RINEX 格式中, 用 1 ~9 表示信号强度: 1 表示可能的最小信号强度, 5 表示良好 S/N 比的阈值, 9 表示可能的最大信号强度, 0 或空表示未知或未给出。</p>	<p>m( F14. 3,</p> <p>I1,</p> <p>I1)</p>

对表 9-3 的几点说明:

- (1) 观测值格式说明中的 m 为观测值类型数。对于在文件头节的“ # / TYPES OF OBSERV ”记录中所列出的每一观测值类型, 都将按该记录所给出的排列顺序出现在本记录中。
- (2) 由于 5 个观测值将占用 80 个字符, 因此, 如果观测值类型超过 5 个, 则超出的观测值类型可续行列在下一记录中。
- (3) 本记录按“ 历元 / 卫星 ”记录中所给出的卫星排列顺序依次列出所有卫星的观测值。
- (4) 载波相位观测值以载波的整周数为单位, 码伪距的单位为 m。当某项观测值缺失时, 可用 0.0 或空格表示。
- (5) 如果相位观测值的数值超出了固定格式 F14.3 所能表示的范围, 则需要将其截短到一个合理的范围内( 如加上或减去  $10^9$  ), 并设置 LLI 标识符。

### 3. RINEX 格式 GPS 导航电文文件

#### 1) 文件头格式

表 9-4 为 RINEX 格式 GPS 导航电文文件的文件头节格式说明。

GPS 导航电文文件的文件头节格式说明		
文件头标签 ( 第 61 ~80 列)	说 明	格 式
RINEX VERSION / TYPE	- RINEX 格式的版本号( 在本版本中为 2.10) - 文件类型( 在本文件中为“ N ”)	F9.2, 11X A1, 19X
PGM / RUN BY / DATE	- 创建本数据文件所采用程序的名称 - 创建本数据文件单位的名称 - 创建本数据文件的日期	A20 A20 A20
COMMENT	注释行	A60
ION ALPHA	历书中的电离层参数 A0 ~A3( 第 4 子帧的第 18 页)	2X, 4D12.4
ION BETA	历书中的电离层参数 B0 ~B3	2X, 4D12.4
DELTA-UTC: A0, A1, T, W	用于 算 UTC 时间的历书参数( 第 4 子帧的第 18 页) - A0, A1: 多项式系数 - T: UTC 数据的参考时刻 - W: UTC 参考周数, 为连续计数, 不是 1024 的余数	3X, 2D19.12 I9 I9
LEAP SECONDS	由于跳秒而造成的时间差	I6
END OF HEADER	文件头节的最后一个记录	60X

注: 阴影部分为可选的记录项。

#### 2) 数据记录格式

RINEX 格式 GPS 导航电文文件数据记录节中的内容为按卫星和参考时刻存放的各颗卫星的时钟和轨道数据。每颗卫星一个参考时刻的数据占 8 行, 第 1 行为卫星的 PRN 号和该卫星时钟的参考时刻及其改正模型参数, 第 2 ~8 行为该卫星的广播轨道数据。由于导航电文通常每 2h 就更新一次, 因此, 某些卫星可能会有多个不同参考时刻的数据。表 9-5 为 RINEX 格式 GPS 导航电文文件数据记录节的格式说明。

表 9-5 GPS 导航电文文件的数据记录格式说明

观测值记录	说 明	格 式
PRN 号/历元/卫星钟	<ul style="list-style-type: none"><li>- 卫星的 PRN 号</li><li>- 历元: OC( 卫星钟的参考时刻) 年( 2 个数字, 如果需要可补 0) 月, 日, 时, 分 秒</li><li>- 卫星钟的偏差 ( s)</li><li>- 卫星钟的漂移 ( s/s)</li><li>- 卫星钟的漂移速度 ( s/s<sup>2</sup>)</li></ul>	I2  1X, I2. 2 4( 1X, I2) F5. 1 3D19. 12
广播轨道—1	<ul style="list-style-type: none"><li>- IODE( Issue of Data, Ephemeris /数据、星历发布时间)</li><li>- C<sub>rs</sub>( m)</li><li>- n ( rad/s)</li><li>- M<sub>0</sub>( rad)</li></ul>	3X, 4D19. 12
广播轨道—2	<ul style="list-style-type: none"><li>- C<sub>uc</sub>( rad)</li><li>- e 轨道偏心率</li><li>- C<sub>us</sub>( radians)</li><li>- sqrt ( A) ( m<sup>1/2</sup>)</li></ul>	3X, 4D19. 12
广播轨道—3	<ul style="list-style-type: none"><li>- TOE 星历的参考时刻( GPS 周内的秒数)</li><li>- C<sub>ic</sub>( rad)</li><li>- ( rad) ( OMEGA)</li><li>- C<sub>is</sub>( rad)</li></ul>	3X, 4D19. 12
广播轨道—4	<ul style="list-style-type: none"><li>- i<sub>0</sub>( rad)</li><li>- C<sub>rc</sub>( m)</li><li>- ( rad)</li><li>- ( rad/s) ( OMEGA DOT)</li></ul>	3X, 4D19. 12
广播轨道—5	<ul style="list-style-type: none"><li>- i ( rad/s) ( IDOT)</li><li>- L<sub>2</sub> 上的码</li><li>- PS 周数( 与 TOE 一同表示时间)。为连续计数, 不是 1 024 的余数</li><li>- L<sub>2</sub> P 码数据标记</li></ul>	3X, 4D19. 12
广播轨道—6	<ul style="list-style-type: none"><li>- 卫星精度 ( m)</li><li>- 卫星健康状态( 第 1 子帧第 3 字第 17 ~22 位)</li><li>- TGD ( sec)</li><li>- IODC 钟的数据龄期</li></ul>	3X, 4D19. 12
广播轨道—7	<ul style="list-style-type: none"><li>- 电文发送时刻 ( 单位为 GPS 周的秒, 通过交接字( HOW) 中的 Z 计数得出)</li><li>- 拟合区间 ( h) , 如未知则为零</li><li>- 备用</li><li>- 备用</li></ul>	3X, 4D19. 12

如果需要, 通过 - 64800 对该电文发送时间进行调整, 以使其对应于所报告的周。  
参见 ICD-GPS-200, 20. 3. 4. 4。



4. RINEX 格式气象数据文件

1) 文件头格式

表 9-6 为气象数据文件的文件头节格式说明。

表 9-6 气象数据文件的文件头节格式说明		
文件头标签 (第 61 ~80 列)	说 明	格 式
RINEX VERSION / TYPE	- RINEX 格式的版本号(在本版本中为 2.10) - 文件类型(在本文件中为“ M ”)	F9.2, 11X A1, 39X
PGM / RUN BY / DATE	- 创建本数据文件所采用程序的名称 - 创建本数据文件单位的名称 - 创建本数据文件的日期	A20 A20 A20
COMMENT	注释行	A60
MARKER NAME	点名(宜与相应观测值文件中的 MARKER NAME 同名)	A60
MARKER NUMBER	点号(宜与相应观测值文件中的 MARKER NUMBER 同名)	A20
# / TYPE OF OBSERV	- 在本数据文件中所存储的不同观测值类型的数量 - 观测值类型列表 下面是 RINEX 版本 2 中所定义的气象观测值的类型: PR: 气压 (mbar) TD: 干温 ( ) HR: 相对湿度 ( % ) ZW: 天顶湿延迟 ( mm) (对于 WVR 数据) ZD: 天顶延迟的干分量 ( mm) ZT: 总天顶延迟 ( mm) 说明: 本记录中观测值类型在列表中的排列顺序与后面数据记录节中相应观测值的排列顺序一致;如果所存储观测值的类型超过 9 个,则可续行,格式为 ( 6X, 9( 4X, A2) )。	I6 9X( 4X, A2)
SENSOR MOD/TYPE/ACC	气象传感器说明: - 型号(厂商) - 类型 - 精度(与观测值的单位相同) - 观测值类型 本记录将按上面“ # / TYPE OF OBSERV ”记录中所列出的每一观测值类型进行重复。	A20 A20, 6X F7.1, 4X A2, 1X

WVR: 水汽辐射计。

续表		
文件头标签 (第 61 ~80 列)	说 明	格 式
SENSOR POS XYZ/H	气象传感器在 ITRF 或 WGS-84 下的近似坐标 - 地心坐标 X, Y, Z - 椭球高 H - 观测值类型 说明: 如果传感器的位置未知, 则将 X、Y、Z 设为零; 气压计需要使用该记录, 建议其他传感器也使用该记录。	3F14.4 1F14.4 1X, A2, 1X
END OF HEADER	文件头节的最后一个记录	60X

注: 阴影部分为可选的记录项。

2) 数据记录格式

表 9-7 为气象数据文件的数据记录节格式说明。

表 9-7 气象数据文件的数据记录节格式说明		
观 测 值 记 录	说 明	格 式
历元 /气象数据	- 历元时刻( 为 GPS 时, 不是地方时) 年 ( 2 位数字, 如果需要前面补 0) 月, 日, 时, 分, 秒 - 与文件头中给出观测值类型时排列顺序一致的气象数据 当气象数据的类型超过 8 种时, 使用续行	1X, I2.2 5( 1X, I2)  mF7.1 4X, 10F7.1, 3X

5. RINEX 格式 GLONASS 导航电文文件

1) 文件头格式

表 9-8 为 GLONASS 导航电文文件的文件头节格式说明。

表 9-8 GLONASS 导航电文文件的文件头节格式说明		
文件头标签 (第 61 ~80 列)	说 明	格 式
RINEX VERSION / TYPE	- RINEX 格式的版本号( 在本版本中为 2.10) - 文件类型 ( 在本文件中为“ G ”, 表示 GLONASS 导航电文文件)	F9.2, 11X A1, 39X
PGM / RUN BY / DATE	- 创建本数据文件所采用程序的名称 - 创建本数据文件单位的名称 - 创建本数据文件的日期( dd-mm-yy hh: mm)	A20 A20 A20
COMMENT	注释行	A60

续表		
文件头标签 (第 61 ~80 列)	说 明	格 式
CORR TO SYSTEM TIME	- 系统时间修正的参考时刻 ( 年, 月, 日) - 对系统时间尺度的改正 ( s )。用于将 GLONASS 系统时间改正到 UTC ( SU) ( -TauC)	3I6 3X, D19.12
LEAP SECONDS	从 1980 年 1 月 6 日起的跳秒数	I6
END OF HEADER	文件头节的最后一个记录	60X

注: 阴影部分为可选的记录项。

## 2) 数据记录格式

表 9-9 为 GLONASS 导航电文文件的数据记录节格式说明。

表 9-9 GLONASS 导航电文文件的数据记录节格式说明		
观 测 值 记 录	说 明	格 式
PRN 号/历元/卫星钟	- 卫星的历书号 - 星历的历元 ( UTC) - 年 ( 2 位数, 如果需要可补 0) - 月, 日, 时, 分 - 秒 - 卫星钟偏差 ( s ) ( - TauN) - 卫星相对频率偏差 ( + GammaN) - 电文帧时间 ( $t_k$ ) ( $0 < t_k < 86\,400$ UTC 天的秒)	I2  1X, I2. 2 4( 1X, I2) F5. 1 D19.12 D19.12 D19.12
广播轨道—1	- 卫星位置 X ( km) - 卫星速度 $\dot{X}$ ( $X \dot{}$ ) ( km/s) - 卫星 X 方向的加速度 ( $\text{km/s}^2$ ) - 卫星健康状态 ( 0 = OK) ( Bn)	3X, 4D19.12
广播轨道—2	- 卫星位置 Y ( km) - 卫星速度 $\dot{Y}$ ( $Y \dot{}$ ) ( km/s) - 卫星 Y 方向的加速度 ( $\text{km/s}^2$ ) - 卫星的频率数 ( 1 ~24)	3X, 4D19.12
广播轨道—3	- 卫星位置 Z ( km) - 卫星速度 $\dot{Z}$ ( $Z \dot{}$ ) ( km/s) - 卫星 Z 方向的加速度 ( $\text{km/s}^2$ ) - 运行年限信息 ( 天) ( E)	3X, 4D19.12

## 6. RINEX 格式地球同步卫星导航电文文件

### 1) 文件头格式

表 9-10 为地球同步卫星导航电文文件文件头节的格式说明。

表 9-10地球同步卫星导航电文文件的文件头节格式说明

文件头标签 (第 61 ~80 列)	说 明	格 式
RINEX VERSION / TYPE	- RINEX 格式的版本号( 在本版本中为 2. 10) - 文件类型 ( 在本文件中为“ H ”, 表示 GEO 导航电文文件)	F9. 2, 11X A1, 39X
PGM / RUN BY / DATE	- 创建本数据文件所采用程序的名称 - 创建本数据文件单位的名称 - 创建本数据文件的日期( dd-mm-yy hh: mm)	A20 A20 A20
COMMENT	注释行	A60
CORR TO SYSTEM TIME	- 系统时间修正的参考时刻 ( 年, 月, 日) - 将 GEO 系统时间转换到 UTC 的改正 ( W0)	3I6 3X, D19. 12
LEAP SECONDS	从 1980 年 1 月 6 日起的跳秒数	I6
END OF HEADER	文件头节的最后一个记录	60X

注: 阴影部分为可选的记录项。

2) 数据记录格式

表 9-11 为地球同步卫星导航电文文件的数据记录节格式说明。

表 9-11地球同步卫星导航电文文件的数据记录节格式说明

观测值记录	说 明	格 式
PRN 号/历元/卫星钟	- 卫星的历书号 - 星历历元 ( GPS) ( TOE) - 年( 2 位数, 如果需要可补 0) - 月, 日, 时, 分 - 秒 - 卫星钟偏差 ( s) ( aGf0) - 卫星相对频率偏差( aGf1) - 电文帧时间( GPS 天的秒)	I2  1X, I2. 2 4( 1X, I2) F5. 1 D19. 12 D19. 12 D19. 12
广播轨道—1	- 卫星位置 X ( km) - 卫星速度 $\dot{X}$ ( X dot) ( km/s) - 卫星 X 方向的加速度 ( km/s <sup>2</sup> ) - 卫星的健康状态 ( 0 = 正常)	3X, 4D19. 12
广播轨道—2	- 卫星位置 Y ( km) - 卫星速度 $\dot{Y}$ ( Y dot) ( km/s) - 卫星 Y 方向的加速度 ( km/s <sup>2</sup> ) - 精度码 ( m) ( URA)	3X, 4D19. 12
广播轨道—3	- 卫星位置 Z ( km) - 卫星速度 $\dot{Z}$ ( Z dot) ( km/s) - 卫星 Z 方向的加速度 ( km/s <sup>2</sup> ) - 备用字段	3X, 4D19. 12

7. RINEX 格式文件实例

实例 1 是一个 RINEX 格式的 GPS 观测数据文件。为了使读者对该数据格式有较为全面完整的了解, 这里所给出数据文件的结构较为复杂。实际上, 大多数数据文件的结构要比它简

单得多。

### 实例 1:

The diagram illustrates the structure of a RINEX 3.00 file, showing the sequence of data blocks and their corresponding annotations. The file is divided into several sections, each with specific fields and comments.

**Header Section:**

- 2.10 OBSERVATION DATA M (MIXED)**: This line indicates the data type and format.
- BLANK OR G = GPS, R = GLONASS, T = TRANSIT, M = MIXED**: This line provides a key for the data type.
- XXRINEX0 V9.9**: This line indicates the version of the RINEX software.
- AIUB**: This line indicates the agency or organization.
- 24-MAR-01 14:43**: This line indicates the date and time of observation.
- PGM / RUN BY / DATE**: This line indicates the program name, the user, and the date.
- COMMENT**: This line is used for additional information.
- MARKER NAME**: This line indicates the name of the marker.
- MARKER NUMBER**: This line indicates the number of the marker.
- OBSERVER / AGENCY**: This line indicates the observer and the agency.
- REC # / TYPE / VER**: This line indicates the receiver number, type, and version.
- ANT # / TYPE**: This line indicates the antenna number and type.
- APPROX POSITION XYZ**: This line indicates the approximate position of the receiver in X, Y, and Z coordinates.
- ANTENNA: DELTA H/E/N**: This line indicates the antenna offset in height, east, and north.
- WAVELENGTH FACT L1/2**: This line indicates the wavelength factor for L1 and L2 frequencies.
- WAVELENGTH FACT L1/2**: This line indicates the wavelength factor for L1 and L2 frequencies.
- RCV CLOCK OFFS APPL**: This line indicates the receiver clock offset and its application.
- # / TYPES OF OBSERV**: This line indicates the number and types of observations.
- INTERVAL**: This line indicates the observation interval.
- TIME OF FIRST OBS**: This line indicates the time of the first observation.
- END OF HEADER**: This line marks the end of the header section.

**Observation Data Section:**

- 01 3 24 13 10 36.0000000 0 36126 96 6**: This line indicates the start of the observation data for a specific epoch.
- 23629347.915**: This line indicates the L1 carrier phase measurement for satellite 1.
- 20891534.848**: This line indicates the L1 carrier phase measurement for satellite 2.
- 20807600.189**: This line indicates the L1 carrier phase measurement for satellite 3.
- 01 3 24 13 10 50.0000000 4 4**: This line indicates the start of the observation data for a specific epoch.
- 1 2 2 6 9 612**: This line indicates the observation types for each satellite.
- \*\*\* WAVELENGTH FACTOR CHANGED FOR 2 SATELLITES \*\*\***: This line indicates a change in the wavelength factor for two satellites.
- NOW 8 SATELLITES HAVE WL FACT 1 AND 2!**: This line indicates that 8 satellites now have a wavelength factor of 1 and 2.
- 01 3 24 13 10 54.0000000 0 56126 96 6R21R22**: This line indicates the start of the observation data for a specific epoch.
- 23619095.450**: This line indicates the L1 carrier phase measurement for satellite 1.
- 20888075.887**: This line indicates the L1 carrier phase measurement for satellite 2.
- 20611072.889**: This line indicates the L1 carrier phase measurement for satellite 3.
- 21345678.576**: This line indicates the L1 carrier phase measurement for satellite 4.
- 22123456.789**: This line indicates the L1 carrier phase measurement for satellite 5.
- 01 3 24 13 11 0.0000000 2 1**: This line indicates the start of the observation data for a specific epoch.
- \*\*\* FROM NOW ON KINEMATIC DATA! \*\*\***: This line indicates that the data is kinematic from now on.
- 01 3 24 13 11 48.0000000 0 46166126 96 6**: This line indicates the start of the observation data for a specific epoch.
- 21110991.758**: This line indicates the L1 carrier phase measurement for satellite 1.
- 23588424.398**: This line indicates the L1 carrier phase measurement for satellite 2.
- 20869878.790**: This line indicates the L1 carrier phase measurement for satellite 3.
- 20621643.727**: This line indicates the L1 carrier phase measurement for satellite 4.
- 01 3 24 13 12 6.0000000 0 46166126 96 9**: This line indicates the start of the observation data for a specific epoch.
- 21112589.384**: This line indicates the L1 carrier phase measurement for satellite 1.
- 23578228.338**: This line indicates the L1 carrier phase measurement for satellite 2.
- 20825218.088**: This line indicates the L1 carrier phase measurement for satellite 3.
- 20864539.893**: This line indicates the L1 carrier phase measurement for satellite 4.
- 01 3 24 13 13 1.2345678 5 0**: This line indicates the start of the observation data for a specific epoch.
- 4 1**: This line indicates the observation types for each satellite.
- (AN EVENT FLAG WITH SIGNIFICANT EPOCH)**: This line indicates an event flag with a significant epoch.
- 01 3 24 13 14 12.0000000 0 46166126 96 6**: This line indicates the start of the observation data for a specific epoch.
- 21124965.133**: This line indicates the L1 carrier phase measurement for satellite 1.
- 23507272.372**: This line indicates the L1 carrier phase measurement for satellite 2.
- 20828010.354**: This line indicates the L1 carrier phase measurement for satellite 3.
- 20850944.902**: This line indicates the L1 carrier phase measurement for satellite 4.
- 01 3 24 13 14 12.0000000 6 26166 9**: This line indicates the start of the observation data for a specific epoch.
- 123456789.0**: This line indicates the L1 carrier phase measurement for satellite 1.
- 0.0**: This line indicates the L1 carrier phase measurement for satellite 2.
- 0.0**: This line indicates the L1 carrier phase measurement for satellite 3.
- 0.0**: This line indicates the L1 carrier phase measurement for satellite 4.
- 4 2**: This line indicates the observation types for each satellite.
- CYCLE SLIPS THAT HAVE BEEN APPLIED TO THE OBSERVATIONS**: This line indicates that cycle slips have been applied to the observations.

**Annotations:**

- 测站近似坐标**: Station approximate coordinates.
- 在缺省情况下, L<sub>1</sub> 和 L<sub>2</sub> 相位为全波长。**: In the default case, L<sub>1</sub> and L<sub>2</sub> phases are full wavelengths.
- 天线高及偏心, 这里的天线高为 0.9030m。**: Antenna height and eccentricity, the antenna height here is 0.9030m.
- 6 颗卫星的观测值有例外, 其中 L<sub>1</sub> 相位为全波长, 而 L<sub>2</sub> 相位为半波长。**: 6 satellite observations have exceptions, where L<sub>1</sub> phase is full wavelength and L<sub>2</sub> phase is half wavelength.
- 这里给出了文件中观测值类型的数量, 并指定了不同类型观测值的存储顺序。**: Here, the number of observation value types in the file is given, and the storage order of different types of observation values is specified.
- 这是一个历元的数据记录, 所占行数与卫星数和观测值类型数有关。在这里, 由于只有 4 类观测值, 故每颗卫星的记录只占一行。**: This is a data record for an epoch, the number of lines it occupies is related to the number of satellites and the number of observation value types. Here, since there are only 4 types of observation values, the record for each satellite only occupies one line.
- 根据卫星列表, 此行是 PRN 号为 9 的 GPS 卫星的记录。**: According to the satellite list, this line is the record for the GPS satellite with PRN number 9.
- 本历元的卫星列表。卫星号前的 "G" 表示其为 GPS 卫星。**: This is the satellite list for this epoch. The "G" before the satellite number indicates it is a GPS satellite.
- 本历元的卫星数**: Number of satellites in this epoch.
- 历元标志。0 表示正常。**: Epoch flag. 0 indicates normal.
- 接收机钟差**: Receiver clock bias.
- 在此记录后, 还有一行数据属于本历元。**: After this record, there is one more line of data belonging to this epoch.
- 历元标志。2 表示天线开始移动, 后面为动态数据。**: Epoch flag. 2 indicates the antenna starts moving, followed by dynamic data.
- 根据文件头中的观测值类型列表, 这一块是此历元中各颗卫星 L<sub>1</sub> 上 P 码的观测值 (P<sub>1</sub>)。**: According to the observation value type list in the file header, this block is the L<sub>1</sub> P-code observation values (P<sub>1</sub>) for each satellite in this epoch.
- 根据文件头中的观测值类型列表, 这一块是此历元各颗卫星的 L<sub>2</sub> 载波相位观测值 (L<sub>2</sub>) 信息。注意, 观测值本身仅精确到小数点后 3 位, 后面的数字为 LLI 和信号强度。**: According to the observation value type list in the file header, this block is the L<sub>2</sub> carrier phase observation values (L<sub>2</sub>) for each satellite in this epoch. Note, the observation values themselves are only precise to 3 decimal places, the following numbers are LLI and signal strength.

实例 2 是一个 RINEX 格式的 GPS 导航电文文件。

实例 2:

2.10	N: GPS NAV DATA	RINEX VERSION / TYPE
XXRINEXN V2.10	AIUB	PGM / RUN BY / DATE
EXAMPLE OF VERSION 2.10 FORMAT	3-SEP-99 15:22	COMMENT
		卫星的 PRN 号
.1678D-07 .2235D-07 -.1192D-06 -.1192D-06		ION ALPHA
.1208D+06 .1310D+06 -.1310D+06 -.1988D+06		ION BETA
.133179128170D-06 .107469588780D-12 552860 1025		DELTA-UTC: A0, A1, T, W
13		LEAP SECONDS
		END OF HEADER
6 99 9 2 17 51 44.0	-.839701388031D-03 -.185982783074D-10 .00000000000D+00	
.91000000000D+02 .93408250000D+02 .11804054784D-08 .162092304801D+00		
.484101474285D-05 .628740418375D-02 .652112068748D-05 .515385489006D+04		
.40980400000D+06 -.24214388940D-07 .329237003480D+00 -.598048447754D-07		
.111541863138D+01 .32859375000D+03 .208958728335D+01 -.838312302555D-08		
.307155851408D-09 .00000000000D+00 .10250000000D+04 .00000000000D+00		
.00000000000D+00 .00000000000D+00 .00000000000D+00 .91000000000D+02		
.40680000000D+06 .00000000000D+00		
13 99 9 2 19 0 0.0	.490025617182D-03 .204838307898D-11 .00000000000D+00	
.13300000000D+03 -.96312500000D+02 .148970407822D-08 .292961152148D+01		
-.498816370964D-05 .200239347760D-02 .928156077862D-05 .515328476143D+04		
.41400000000D+06 -.279396772385D-07 .243031939942D+01 -.558793544789D-07		
.110192798930D+01 .27118750000D+03 -.232757915425D+01 -.819632953057D-08		
-.785747015231D-11 .00000000000D+00 .10250000000D+04 .00000000000D+00		
.00000000000D+00 .00000000000D+00 .00000000000D+00 .38900000000D+03		
.41040000000D+06 .00000000000D+00		

实例 3 是一个 RINEX 格式的气象数据文件。

实例 3:

2.10	METEOROLOGICAL DATA	RINEX VERSION / TYPE
XXRINEXM V9.9	AIUB	PGM / RUN BY / DATE
EXAMPLE OF A MET DATA FILE	3-APR-96 00:10	COMMENT
A 9080		MARKER NAME
3 PR TD HR		# / TYPES OF OBSERV
PAROSCIENTIFIC 740-168	0.2	PR SENSOR MOD/TYPER/ACC
HAENNI	0.1	TD SENSOR MOD/TYPER/ACC
ROTRONIC 1-240W	5.0	HR SENSOR MOD/TYPER/ACC
0.0 0.0 0.0	1234.5678	PR SENSOR POS XYZ/H
		END OF HEADER
96 4 1 0 0 15	987.1 10.6 89.5	
96 4 1 0 0 30	987.2 10.9 90.0	
96 4 1 0 0 45	987.1 11.6 89.0	

实例 4 是一个 RINEX 格式的 GLONASS 导航电文文件。

实例 4:

2.10	GLONASS NAV DATA	RINEX VERSION / TYPE
ASRINEXG V1.1.0 VM	AIUB	PGM / RUN BY / DATE
STATION ZIMMERWALD	19-FEB-98 10:42	COMMENT
1998 2 16 0.379979610443D-06		CORR TO SYSTEM TIME
		END OF HEADER
3 98 2 15 0 15 0.0	0.163525342941D-03 0.383797880709D-11 0.108000000000D+05	
0.106275903320D+05-0.348924836841D+00 0.931322574615D-09 0.000000000000D+00		
-0.944422070313D+04 0.288163375854D+01 0.931322574615D-09 0.210000000000D+02		
0.212257280273D+05 0.144599342346D+01-0.186264514923D-08 0.300000000000D+01		

```
4 98 2 15 0 15 0.0 0.179599039257D-03 0.636646291241D-11 0.122400000000D+05
0.562136821094D+04-0.289074897766D+00-0.931322574615D-09 0.000000000000D+00
-0.236819248047D+05 0.102263259888D+01 0.931322574615D-09 0.120000000000D+02
0.762532910156D+04 0.339257907867D+01 0.000000000000D+00 0.300000000000D+01
11 98 2 15 0 15 0.0-0.559808686376D-04-0.272848410532D-11 0.108600000000D+05
-0.350348437500D+04-0.255325126848D+01 0.931322574615D-09 0.000000000000D+00
0.106803754883D+05-0.182923507690D+01 0.000000000000D+00 0.400000000000D+01
0.226782858445D+05 0.447064399719D+00-0.186264514923D-08 0.300000000000D+01
12 98 2 15 0 15 0.0 0.199414789677D-04-0.181898940355D-11 0.108900000000D+05
0.131731816408D+05-0.143945598602D+01 0.372529029848D-08 0.000000000000D+00
0.171148715820D+05-0.118937989208D+01 0.931322574615D-09 0.220000000000D+02
0.135737919922D+05 0.288978097107D+01-0.931322574615D-09 0.300000000000D+01
```

实例 5 是一个 RINEX 格式的 GLONASS 观测值文件。

实例 5:

2.10	OBSERVATION DATA	R (GLONASS)	RINEX VERSION / TYPE
XXRINEX0 V1.1	AIUB	27-AUG-93 07:23	PGM / RUN BY / DATE
TST1			MARKER NAME
VIEWEG	BRAUNSCHWEIG		OBSERVER / AGENCY
100	XX-RECEIVER	1.0	REC # / TYPE / VERS
101	XX-ANTENNA		ANT # / TYPE
3844808.114	715426.767	5021804.854	APPROX POSITION XYZ
1.2340	.0000	.0000	ANTENNA: DELTA H/E/N
1 1			WAVELENGTH FACT L1/2
2 01 L1			# / TYPES OF OBSERV
10.000			INTERVAL
1993 8 23 14 24	40.0490000	GLO	TIME OF FIRST OBS
END OF HEADER			
93 8 23 14 24	40.0490000	0 3	2R01R21
23986839.824	20520.565	5	
23707804.625	19937.231	5	
23834065.098	-9334.581	5	
93 8 23 14 24	50.0490000	0 3	2R01R21
23992341.033	49856.525	5	
23713141.002	48479.290	5	
23831189.435	-24821.798	5	
93 8 23 14 25	.0490000	0 3	2R01R21
23997824.854	79217.202	5	
23718494.110	77092.992	5	
23828329.946	-40219.918	5	
93 8 23 14 25	10.0490000	0 5	2R05R17R01R21
24003328.910	108602.422	5	
24833965.449	-19202.780	5	
22203326.578	-2987.327	5	
23723851.686	105777.849	5	
23825485.526	-55529.205	5	
93 8 23 14 25	20.0490010	0 5	2R05R17R01R21
24008828.023	138012.178	5	
24827995.616	-51188.500	5	
22202547.907	-7213.298	5	
23729236.758	134533.636	5	
23822662.277	-70749.590	5	
93 8 23 14 25	30.0490000	0 5	2R05R17R01R21
24014330.779	167446.477	5	
24922041.288	-83151.666	5	
22201767.457	-11388.909	5	
23734633.024	163380.131	5	
23819848.894	-85881.102	5	

实例 6 是一个 RINEX 格式的 GPS/GLONASS 混合观测值文件。

实例 6:

2.10	OBSERVATION DATA	M (MIXED)	RINEX VERSION / TYPE
YYRINEX0 V2.8.1 VM	AIUB	8-FEB-00 13:59	PGM / RUN BY / DATE
TST2			MARKER NAME
001-02-A			MARKER NUMBER
JIM	Y-COMPANY		OBSERVER / AGENCY
1	YY-RECEIVER	2.0.1	REC # / TYPE / VERS
1	GEODETIC L1		ANT # / TYPE
3851178.1849	-80151.4072	5088671.1013	APPROX POSITION XYZ
1.2340	0.0000	0.0000	ANTENNA: DELTA H/E/N
1 0			WAVELENGTH FACT L1/2
2 C1 L1			# / TYPES OF OBSERV
10.000			INTERVAL
11			LEAP SECONDS
2000 2 8 11 53	0.0000000	GPS	TIME OF FIRST OBS
			END OF HEADER
00 2 8 11 53	0.0000000	0 14623607G02G05G28G09G21R20R19R12R02R11	
		R10R03	
22578523.586	-11258947.80212		
22360162.704	-16225110.75413		
24484865.974	14662682.882 2		
21850524.331	-13784707.24912		
22507304.252	9848064.848 2		
20148742.213	-20888953.712 4		
22800149.591	-16650822.70012		
19811403.273	-25116169.741 3		
23046997.513	-3264701.688 2		
22778170.622	-821857836.745 1		
22221283.991	-888088156.884 2		
19300913.475	-83282858.19013		
20309075.579	-672668843.84713		
23397403.484	-285457101.34211		
00 2 8 11 53	10.0000000	0 14623607G02G05G28G09G21R20R19R12R02R11	
		R10R03	
22578985.016	-11244012.910 2		
22359738.890	-16227337.841 2		
24490324.818	14691368.710 2		
21944376.706	-13817012.849 2		
22512598.731	9873887.580 2		
20147322.111	-20898416.338 4		
22798942.949	-16657163.594 2		
19812513.509	-25110234.795 3		
23053885.702	-3227854.397 2		
22770807.029	-821898566.774 1		
22222967.297	-888079145.989 2		
19297913.736	-83298710.38413		
20313067.618	-672647337.04113		
23392352.454	-285484291.40311		

实例 7 是一个 RINEX 格式的 GPS/GEO 混合观测值文件。

实例 7:

2.10	OBSERVATION DATA	M (MIXED)	RINEX VERSION / TYPE
RinExp V.2.0.2	TESTUSER	00-02-04 09:30	PGM / RUN BY / DATE
			COMMENT
The file contains L1 pseudorange and phase data of the			COMMENT
geostationary AOR-E satellite (PRN 120 = S20)			COMMENT
			COMMENT
TLSE D			MARKER NAME
ESTB	TESTAGENCY		OBSERVER / AGENCY
SGL98030089	Novatel Millennium HW3-1 SW 4.45/2.3		REC # / TYPE / VERS
	ASH701073.1		ANT # / TYPE
4629365.0750	112100.1790	4371619.4160	APPROX POSITION XYZ
0.0000	0.0000	0.0000	ANTENNA: DELTA H/E/N



1	1							WAVELENGTH FACT L1/2
4	C1	L1	L2	P2				# / TYPES OF OBSERV
1								INTERVAL
2000	1	13	14	45	0.000000	GPS		TIME OF FIRST OBS
2000	1	13	15	0	0.000000	GPS		TIME OF LAST OBS
0								RCV CLOCK OFFS APPL
								END OF HEADER
00	01	13	14	45	0.0000000	0	8Q25G17G06G05G24G29G30S20	0.000535140
21839900.	207		-236148.877	9		-184047.71049	21839901.4384	
25151928.	413		-161002.900	9		-125509.72447	25151935.8274	
20531103.	515		783336.059	9		594797.53149	20531105.0114	
23001624.	801		-432989.642	9		-337436.50348	23001628.1684	
23610349.	510		-384890.728	9		-299952.38848	23610354.3504	
23954474.	398		-151982.173	9		-118480.96847	23954481.1984	
20822367.	016		-332628.466	9		-259214.55249	20822367.8754	
38137559.	506		335849.135	9				
00	01	13	14	45	1.0000000	0	8Q25G17G06G05G24G29G30S20	0.000535144
21839500.	278		-238250.743	9		-185685.52549	21839501.4814	
25151246.	148		-164576.503	9		-128294.33947	25151256.2614	
20531084.	382		783235.849	9		594719.44849	20531085.8784	
23002123.	430		-430369.237	9		-335394.62748	23002126.7114	
23610670.	127		-383205.864	9		-298639.51048	23610674.9834	
23955051.	773		-148948.417	9		-116117.00748	23955058.5034	
20822558.	579		-331621.765	9		-258430.11049	20822559.4574	
38137558.	783		335848.284	9				
00	01	13	14	45	2.0000000	0	8Q25G17G06G05G24G29G30S20	0.000535144
21839100.	418		-240352.173	9		-187323.00449	21839101.8534	
25150585.	890		-168150.148	9		-131078.97847	25150576.2144	
20531085.	378		783136.116	9		594841.73549	20531086.8984	
23002622.	082		-427748.883	9		-333352.63648	23002625.3444	
23610990.	819		-381520.461	9		-297326.20848	23610995.8424	
23955629.	082		-145914.531	9		-113752.94748	23955636.5544	
20822750.	161		-330614.723	9		-257645.40149	20822751.0554	
38137558.	365		335843.457	9				

实例 8 是一个 RINEX 格式的 GEO 导航电文文件。

实例 8:

2.10	H: GEO NAV MSG DATA	RINEX VERSION / TYPE
SuP v. 1.4	TESTUSER 04-02-00 10:04	PGM / RUN BY / DATE
		COMMENT
The file contains navigation message data of the		COMMENT
geostationary AOR-E satellite (PRN 120 = S20)		COMMENT
		COMMENT
		END OF HEADER
20 00 01 13 14 46 24.0	.209547579288D-07 -.545896821064D-11 .532351280000D+05	
.406131052800D+08	.150625000000D+01 .87500000000D-04 .00000000000D+00	
-.112454290400D+08	.308125000000D+01 -.11250000000D-03 .40000000000D+01	
.781618000000D+05	.959600000000D+01 -.43750000000D-03 .00000000000D+00	
20 00 01 13 14 48 00.0	.204890986415D-07 -.545896821064D-11 .533161280000D+05	
.406132503200D+08	.151500000000D+01 .87500000000D-04 .00000000000D+00	
-.112451338400D+08	.307000000000D+01 -.12500000000D-03 .40000000000D+01	
.790812000000D+05	.955600000000D+01 -.43750000000D-03 .00000000000D+00	
20 00 01 13 14 49 36.0	.195577740869D-07 -.545896821064D-11 .533981280000D+05	
.406133961800D+08	.152375000000D+01 .87500000000D-04 .00000000000D+00	
-.112448396800D+08	.305875000000D+01 -.12500000000D-03 .40000000000D+01	
.799968000000D+05	.951600000000D+01 -.43750000000D-03 .00000000000D+00	
20 00 01 13 14 51 12.0	.190921127796D-07 -.545896821064D-11 .534791280000D+05	
.406135428800D+08	.153250000000D+01 .87500000000D-04 .00000000000D+00	
-.112445465600D+08	.304687500000D+01 -.12500000000D-03 .40000000000D+01	
.809084000000D+05	.947600000000D+01 -.43750000000D-03 .00000000000D+00	

## § 9.2 SP3 精密星历数据格式

### 9.2.1 概述

SP3 精密星历数据格式的全称是标准产品第 3 号 (Standard Product #3), 它是一种在卫星大地测量中广泛采用的数据格式, 由美国国家大地测量委员会 (NGS — National Geodetic Survey) 提出, 专门用于存储 GPS 卫星的精密轨道数据。

从 1982 年起, NGS 和美国国家海洋和大气局 (NOAA—National Oceanic and Atmospheric Administration) 就一直在考虑改进表示全球定位系统轨道数据的方法。1985 年, NGS 公布了它的第一代轨道格式。虽然当时仅公布了 2 种格式 (即 SP1—Standard Product #1 (标准产品第 1 号) 和 SP2—Standard Product #2 (标准产品第 2 号)), 但实际上, 当初共提出了 4 种格式 (即 SP1、ECF1、SP2、ECF2)。1989 年, NGS 又加入了第 5 种格式 (EF13)。以上 5 种格式构成了 NGS 的第一代卫星轨道数据格式。

在 NGS 的第一代卫星轨道数据格式中, SP1 和 SP2 为文本文件, 而 ECF1、ECF2 和 EF13 则为二进制文件。在 SP1 格式的文件中, 既包含位置数据也包含速度数据, 而在 SP2 格式的文件中, 则仅包含位置数据。ECF2 是与 SP2 相对应的二进制文件, EF13 则是 ECF2 的一个高效存储版本, 其存储效率非常高, 时间跨度 1 周、历元间隔 40min 的 24 颗卫星轨道数据, 仅需要 78 728 字节的存储空间。

不过, NGS 的第一代卫星轨道数据格式也存在一些问题。例如, 由于当时人们主要关心的是相对定位模式, 因而在这些 NGS 轨道数据格式中并未包含卫星钟的改正信息。现在, 人们已认识到, 标准格式需要为更广泛的领域服务, 其中, 既包括那些采用相对定位模式进行工作的领域, 也包括那些采用单接收机绝对定位模式进行工作的领域。对于后者, 如果能够同时得到精密轨道数据及相应的卫星钟改正, 那么就能获得非常精确的处理结果。

经过几年的使用, 人们觉得有必要对 NGS 的第一代卫星轨道数据格式进行修订, 具体内容包括在数据文件中加入了轨道类型、坐标参照系及星历文件中首个历元的 GPS 周数等信息。

1989 年, NGS 开始对其卫星轨道数据格式进行重新审议, 除了加入了前面所提及的 EF13 外, 又提出了 3 种新轨道数据格式, 分别为 SP3、ECF3 和 EF18。随后, 又根据所收到的反馈意见, 对这些格式进行了一些小的修订, 并于 1991 年正式发布。新发布的格式与早先的格式内容非常相似, 但包含进了卫星钟改正信息, 并进行了其他一些改进, 使其具有更强的适应性。

SP3 格式文件是文本文件, 其基本内容是卫星位置和卫星钟记录, 另外, 还可以包含卫星的运行速度和钟的变率。若在 SP3 格式文件第一行中有位置记录标记“P”, 则表示文件中未包含卫星速度信息; 若第一行中有速度记录标记“V”, 则表示在文件中, 对每一历元、每一颗卫星均已计算出了卫星的速度和钟的变率。不过需要指出的是, 实际上, 利用卫星的位置数据, 就可以以极高的精度计算出卫星的运行速度。这就是在现代精密卫星轨道数据中, 通常未包

含卫星速度数据的主要原因。当然, 如果用户需要, 也可以将轨道数据文件从一种格式转换为另一种格式。另外, 除了 GPS 卫星, SP3 格式同样也可用于表示其他卫星的轨道信息。ECF3 格式和 EF18 格式是与 SP3 格式相对应的二进制文件格式。

在 SP3 格式文件的第一行中, 还有一个专门用来表示轨道数据所属坐标参照系的字段。在通常情况下, SP3 轨道的计算和分发都是在一个国际地球参考框架下进行的, 如 IERS 的 ITRF。由于 ITRF 与 WGS-84 间的差异小于  $1 \times 10^{-8} \sim 2 \times 10^{-8}$ , 因而在这一水平上, 也可以将 ITRF 下的轨道数据当做是 WGS-84 下的轨道数据。

在 SP3 格式中, 所涉及的时间均为 GPS 时, 既使对采用格里高利历或约化儒略日所标示的时间也是如此。因此, 在 SP3 格式中, 未包含用于将 GPS 时转换为 UTC 的信息。

9.2.2 SP3 格式文件实例

在这里, 首先给出两个 SP3 格式文件的实例。

实例 1 是一个 P 类型的 SP3 格式精密轨道数据实例。在该类型的文件中, 仅有卫星的位置和钟差信息, 而没有卫星的速度和钟漂信息。

实例 1:

```
#aP1994 12 17 0 0 0.00000000 96 d ITR92 FIT NGS
## 779 518400.00000000 900.00000000 49703 0.00000000000000
+ 25 1 2 4 5 6 7 9 12 14 15 16 17 18 19 20 21 22
+ 23 24 25 26 27 28 29 31 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0
+ 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0
+ 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0
+ 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0
++ 7 8 5 5 5 5 5 5 5 5 5 5 5 5 5 5 5 5
++ 5 5 6 5 5 5 5 5 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0
++ 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0
++ 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0
++ 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0
%e ee ee ee ee ee ee ee ee ee ee ee ee ee ee ee ee
%e ee ee ee ee ee ee ee ee ee ee ee ee ee ee ee ee
%f 0.00000000 0.000000000 0.00000000000 0.00000000000000
%f 0.00000000 0.000000000 0.00000000000 0.00000000000000
%i 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0
%i 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0
/* CCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCC
/* CCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCC
/* CCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCC
/* CCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCC
* 1994 12 17 0 0 0.00000000
P 1 16258.524750 -3529.015750 -20611.427050 -62.540800
P 2 -21998.652100 -8922.093550 -12229.824050 -131.326200
P 4 -28019.547600 4809.810900 -2508.578200 3.544800
P 5 7014.950200 21130.960300 -14387.334650 79.692800
*
*
*
P 28 13204.937750 -20485.533400 10794.787000 55.200800
P 29 -1638.431050 -24391.479200 10455.312650 3.690300
P 31 6265.255800 -25687.986950 -753.359000 70.830800
```

```

* 1994 12 17 0 15 0.00000000
P 1 15716.820135 -1169.850490 -21281.578786 -62.542748
P 2 -22813.261065 -9927.616864 -9816.490189 -131.328686
*
*
*
P 28 13416.746195 -22186.753441 6248.864499 55.385492
P 29 -2745.269113 -22169.709690 14489.340453 3.718873
P 31 5629.986510 -25241.323751 -5659.769347 71.118497
* 1994 12 17 23 45 0.00000000
P 1 16708.907949 -5150.972262 -19904.291167 -62.727331
P 2 -21321.617042 -8048.167511 -13856.581227 -131.555527
P 4 -26107.382526 5010.736034 -422.963345 3.672567
P 5 7932.078481 21838.230749 -12767.671968 79.888744
*
*
*
P 28 13306.321924 -21306.183480 8935.290694 55.387446
P 29 -2059.774801 -23532.063663 12229.852140 3.719337
P 31 6034.395625 -25605.621951 -2843.783172 71.121661
EOF

```

实例 2 是一个 V 类型的 SP3 格式精密轨道数据实例。在该类型的文件中,既有卫星的位置和钟信息,也有卫星的速度和钟漂信息。

### 实例 2:

```
#AV1994 12 17 0 0 0.00000000      96      D ITR92 FIT NGS

## 779 518400.00000000    900.00000000 49703 0.00000000000000
+   25     1 2 4 5 6 7 9 12 14 15 16 17 18 19 20 21 22
+       23 24 25 26 27 28 29 31 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0
+       0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0
+       0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0
+       0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0
++      7 8 5 5 5 5 5 5 5 5 6 5 5 5 5 6 5 5
++      5 5 6 5 5 5 5 5 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0
++      0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0
++      0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0
++      0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0
%e ee ee eee eee eeee eeee eeee eeee eeee eeee eeee eeee
%f 0.0000000 0.000000000 0.00000000000 0.000000000000000
%i 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0
/* CCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCC
/* CCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCC
/* CCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCC
/* CCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCC
* 1994 12 17 0 0 0.00000000
P 1 16258.524750 -3529.015750 -20811.427050 -62.540600
V 1 -8580.373522 25805.954994 -9480.427179 -0.024238
P 2 -21998.652100 -8922.093550 -12229.824050 -131.328200
V 2 -9852.750736 -12435.176313 25738.634180 -0.029422
P 4 -26019.547800 4809.810900 -2508.578200 3.544600
V 4 2559.038002 -3340.527442 -31821.490838 0.016744
*
*
*
P 29 -1638.431050 -24391.479200 10455.312850 3.890300
V 29 5754.005457 -12085.761570 -27707.056273 0.003537
P 31 6265.255800 -25687.986950 -753.359000 70.830800
V 31 3053.344058 -83.091750 31910.454757 0.033749
* 1994 12 17 0 15 0.00000000
P 1 15716.820135 -1189.850490 -21281.578766 -62.542746
```

```
V 1 -5439.955846 26738.341429 -5409.793390 -0.023226
P 2 -22813.261065 -9927.616864 -9816.490189 -131.328688
V 2 -8178.974330 -9924.329320 27813.754308 -0.025238
*
*
*
P 31 5629.986510 -25241.323751 -5659.769347 71.118497
V 31 5213.646243 -5585.922919 30831.379942 0.040199
* 1994 12 17 23 45 0.00000000
P 1 16708.907949 -5150.972262 -19904.291167 -82.727331
V 1 -7218.304166 24494.550676 -12283.334526 -0.023824
*
*
*
P 31 6034.395625 -25605.621951 -2843.783172 71.121661
V 31 3831.346050 -2469.229615 31655.436179 0.028935
```

9.2.3 SP3 格式定义\*

与 RINEX 格式文件一样, SP3 格式文件也是以节、记录、字段和列为单位逐级组织的, 并且同样分为文件头和数据记录两节, 每一节由若干记录所组成。不同的是, SP3 格式文件的记录长度被严格限定为 60 列, 而不是 RINEX 格式文件的 80 列。

SP3 格式文件的文件头节有 20 行, 第一行中含有文件版本号、轨道数据首历元的时间、数据历元间隔、文件中具有数据的卫星 PRN 号、数据的精度指数及注释等。SP3 格式文件的数据记录节则是由按一定历元间隔所给出的卫星位置和卫星钟差等信息所组成。

对 SP3 格式的每一个记录(行)的详细说明见表 9-12 ~表 9-29。

表 9-12 为 SP3 格式文件的第 1 行格式说明。

表 9-12 SP3 格式文件的第 1 行格式说明		
列	内 容	例 子
1 ~2	版本标识符	#a
3	位置( P) 或位置 /速度( V) 标识符	P
4 ~7	轨道数据首历元的年	1999
8	未使用	
9 ~10	轨道数据首历元的月	1
11	未使用	
12 ~13	轨道数据首历元的日	6
14	未使用	
15 ~16	轨道数据首历元的时	17
17	未使用	
18 ~19	轨道数据首历元的分	15
20	未使用	
21 ~31	轨道数据首历元的秒	. 00000000
32	未使用	

续表

列	内 容	例 子
33 ~39	本数据文件的总历元数	151
40	未使用	
41 ~45	数据处理所采用数据的类型	D
46	未使用	
47 ~51	轨道数据所属坐标参照系	ITRF
52	未使用	
53 ~55	轨道类型	FIT
56	未使用	
57 ~60	发布轨道的机构	NOAA

表 9-13 为 SP3 格式文件的第 2 行格式说明。

表 9-13 SP3 格式文件的第 2 行格式说明

列	内 容	例 子
1 ~2	符号	##
3	未使用	
4 ~7	轨道数据首历元的 GPS 周	0991
8	未使用	
9 ~23	轨道数据首历元的一周内的秒	321300.00000000
24	未使用	
25 ~38	历元间隔, 单位为 s	900.00000000
39	未使用	
40 ~44	轨道数据首历元约化儒略日的整数部分	51184
45	未使用	
46 ~60	轨道数据首历元儒略日的小数部分	

表 9-14 为 SP3 格式文件的第 3 行格式说明。

表 9-14 SP3 格式文件的第 3 行格式说明

列	内 容	例 子
1 ~2	符号	+
3 ~4	未使用	
5 ~6	轨道数据所涉及卫星的数量	27

列	内 容	例 子
7 ~9	未使用	
10 ~12	第 1 颗卫星的 PRN 号( SV1)	1
13 ~15	第 2 颗卫星的 PRN 号( SV2)	2
...	...	...
58 ~60	第 17 颗卫星的 PRN 号( SV19)	19

表 9-15 为 SP3 格式文件的第 4 行格式说明。

表 9-15SP3 格式文件的第 4 行格式说明

列	内 容	例 子
1 ~2	符号	+
3 ~9	未使用	
10 ~12	第 18 颗卫星的 PRN 号( SV21)	21
...	...	...
37 ~39	第 27 颗卫星的 PRN 号( SV31)	31

表 9-16 为 SP3 格式文件的第 5 ~7 行格式说明。

表 9-16SP3 格式文件的第 5 ~7 行格式说明

列	内 容	例 子
如果需要, 这些行将用于列出其他卫星的 PRN 号		

表 9-17 为 SP3 格式文件的第 8 行格式说明。

表 9-17SP3 格式文件的第 8 行格式说明

列	内 容	例 子
1 ~2	符号	+ +
3 ~9	未使用	- - - - -
10 ~12	第 1 颗卫星的精度	- _ 5





表 9-20 SP3 格式文件的第 11 行格式说明		
列	内 容	例 子
1 ~2	符号	+ +
3 ~9	未使用	- - - - -
10 ~12	第 52 颗卫星的精度	_ _ 0
13 ~15	第 53 颗卫星的精度	_ _ 0
...	...	...
58 ~60	第 68 颗卫星的精度	_ _ 0

表 9-21 为 SP3 格式文件的第 12 行格式说明。

表 9-21 SP3 格式文件的第 12 行格式说明		
列	内 容	例 子
1 ~2	符号	+ +
3 ~9	未使用	- - - - -
10 ~12	第 69 颗卫星的精度	_ _ 0
13 ~15	第 70 颗卫星的精度	_ _ 0
...	...	...
58 ~60	第 85 颗卫星的精度	_ _ 0

注: 卫星的精度: 1 表示“ 极佳 ”, 99 表示“ 不要使用 ”, 0 表示“ 未知 ”。

表 9-22 为 SP3 格式文件的第 13 ~14 行格式说明。

表 9-22 SP3 格式文件的第 13 ~14 行格式说明		
列	内 容	例 子
1 ~2	符号	% c
3	未使用	-
4 ~5	2 个字符	cc
6	未使用	-

列	内 容	例 子
7 ~8	2 个字符	cc
9	未使用	—
10 ~12	3 个字符	ccc
13	未使用	—
14 ~16	3 个字符	ccc
17	未使用	—
18 ~21	4 个字符	cccc
22	未使用	—
23 ~26	4 个字符	cccc
27	未使用	—
28 ~31	4 个字符	cccc
32	未使用	—
33 ~36	4 个字符	cccc
37	未使用	—
38 ~42	5 个字符	ccccc
43	未使用	—
44 ~48	5 个字符	ccccc
49	未使用	—
50 ~54	5 个字符	ccccc
55	未使用	—
56 ~60	5 个字符	ccccc

注: 以上这些行是字符域。

表 9-23 为 SP3 格式文件的第 15 ~16 行格式说明。

表 9-23 SP3 格式文件的第 15 ~16 行格式说明

列	内 容	例 子
1 ~2	符号	% f
3	未使用	—
4 ~13	10 字符宽实数	_0.0000000
14	未使用	—
15 ~26	12 字符宽实数	_0.000000000
27	未使用	—

续表

列	内 容	例 子
28 ~41	14 字符宽实数	_0.00000000000
42	未使用	
43 ~60	18 字符宽实数	_0.000000000000000

注: 以上这些行是实数域。

表 9-24 为 SP3 格式文件的第 17 ~18 行格式说明。

表 9-24 SP3 格式文件的第 17 ~18 行格式说明

列	内 容	例 子
1 ~2	符号	% i
3	未使用	-
4 ~7	4 字符宽整数	___0
8	未使用	-
9 ~12	4 字符宽整数	___0
13	未使用	-
14 ~17	4 字符宽整数	___0
18	未使用	-
19 ~22	4 字符宽整数	___0
23	未使用	-
24 ~29	6 字符宽整数	_____0
30	未使用	-
31 ~36	6 字符宽整数	_____0
37	未使用	-
38 ~43	6 字符宽整数	_____0
44	未使用	-
45 ~50	6 字符宽整数	_____0
51	未使用	-
52 ~60	9 字符宽整数	_______0

注: 以上这些行是整数域。

表 9-25 为 SP3 格式文件的第 19 ~22 行格式说明。

表 9-25 SP3 格式文件的第 19 ~22 行格式说明		
列	内 容	例 子
1 ~2	符号	/*
3	未使用	
4 ~60	注释	CC...CC

表 9-26 为 SP3 格式文件的第 23 行格式说明。

表 9-26 SP3 格式文件的第 23 行格式说明		
列	内 容	例 子
1 ~2	符号	* _
3	未使用	
4 ~7	历元时刻的年	1999
8	未使用	
9 ~10	历元时刻的月	1
11	未使用	
12 ~13	历元时刻的日	6
14	未使用	
15 ~16	历元时刻的时	17
17	未使用	
18 ~19	历元时刻的分	15
20	未使用	
21 ~22	历元时刻的秒	.00000000

表 9-27 为 SP3 格式文件的第 24 行格式说明。

表 9-27 SP3 格式文件的第 24 行格式说明		
列	内 容	例 子
1	位置( P) 或速度( V)	P
2 ~4	卫星标识	1
5 ~18	x - 坐标( km)	20104. 806030
19 ~32	y - 坐标( km)	- 13217. 390413
33 ~46	z - 坐标( km)	- 11082. 789291
47 ~60	钟改正( ms)	70.501167

另外, 可以在位置和钟记录后面使用速度和钟的变率记录, 钟的变率的单位为  $10^{-4}$  ms/s。SP3 格式文件的第 25 行格式说明见表 9-28。

表 9-28 SP3 格式文件的第 25 行格式说明		
列	内 容	例 子
1	符号	V
2 ~4	卫星标识	_ _ 1
5 ~18	x 速度 ( dm/s)	_ _ 16258. 524750
19 ~32	y 速度 ( dm/s)	_ _ - 3529. 015750
33 ~46	z 速度 ( dm/s)	_ - 20611. 427050
47 ~60	钟的变率	_ _ _ _ - 62. 540600

此行后为所有卫星在所有历元的轨道和钟改正和 / 或钟变率数据, 见表 9-29。

表 9-29 SP3 格式文件的第 22 + 历元数* ( 卫星数 + 1) + 1 行( 即最后一行)		
列	内 容	例 子
1 ~3	符号	EOF

9.2.4 SP3 格式说明\*

第 1 行第 2 个字符为版本标识符。最初发布的版本为“ a ”, 后续的版本将采用按字母表序排列的小写字母。第 1 行由采用格里高利历所标示的首个历元的轨道数据时间、星历文件中的历元数、进行数据处理时所采用数据类型的描述符、轨道类型描述符和轨道发布机构描述符所组成。为了便于将多轨道解与单机构解区分开来, 文件中包含了所采用数据类型的描述符, 它主要用于区分同一机构所发布的多种轨道解, 下面列出了一些可能的情况:

- u: 非差载波相位;
- du: u 随时间的变化;
- s: 2 台接收机 /1 颗卫星的载波相位( 单差载波相位) ;
- ds: s 随时间的变化;
- d: 2 台接收机 /2 颗卫星的载波相位( 双差载波相位) ;
- dd: d 随时间的变化;
- U: 非差码相位;
- dU: U 随时间的变化;
- S: 2 台接收机 /1 颗卫星的码相位( 单差码相位) ;
- dS: S 随时间的变化;
- D: 2 台接收机 /2 颗卫星的码相位( 双差码相位) ;
- dD: D 随时间的变化;
- +: 类型分隔符。

对于所采用数据类型的描述符,还可能会有“\_ \_u + U”这样的组合,如果观测值采用标准类型的复杂组合,则可以采用“mixed(混合)”作为标示符,而“mixed”的具体含义可能会在注释行中有解释。

轨道类型用3个字符宽度的描述符来表示,目前仅定义了3种类型,即FIT(拟合的)、EXT(外推或预报的)和BCT(广播的),实际上还可以有其他类型。轨道发布机构描述符可以由4个字符所组成(如\_NGS)。

第2行所包含的内容有轨道数据首个历元的GPS周及GPS周以内的秒数(0.0 周内的秒数 < 604 800.0)、以秒为单位的历元间隔(0.0 < 历元间隔 < 100 000.0)、约化儒略日的整数部分及小数部分。

第3~7行为卫星的PRN号。这些标识符为连续的字段,在列出了所有的PRN号后,剩下的位置用零值填充。虽然卫星的PRN号可以按任何顺序列出,但为了方便查看包含在轨道文件中的卫星,通常按数字顺序排列。

第8~12行为卫星轨道精度指数,若为0,则表示精度未知。卫星轨道精度指数在第8~12行中的排列顺序与第3~7行上卫星的PRN号的排列顺序相同。由精度指数n计算实际精度的方法为:  $= 2^n$  mm。例如,如果精度指数为13,则精度为  $2^{13}$  mm(约为8 m)。所给出的轨道误差表示1倍中误差,且为各颗卫星在整个文件中的轨道误差。当将多个轨道文件进行合并时,可能会产生一些差异。

第13~18行可用来对SP3格式的文件进行一些扩充,在文件中添加一些附加信息。  
第19~22行可为任意内容的注释。  
第23行为历元的日期和时间。

第24行为卫星的位置(或速度)和钟差(或钟漂)。当第1个字符为“P”时,表示该行中的值为卫星的位置和钟差。位置的单位为km,并精确到1 mm。如果采用四舍五入的方法,可以达到0.5 mm的精度,即所显示出来的值与计算值的差值不超过0.5 mm。与钟有关的值的单位为ms,并且精确到1ps。当与位置有关的值为0.000 000,或与钟有关的值为\_999999.9999 \_ \_ (整数部分必须要有6个9,而小数部分中的9可有可无)时,则表明相应值精度很低或未知。当第1行钟位置/速度模式的标志被设置为V时,则在每一个给定卫星的位置记录后面,都将紧跟着一个速度记录,速度记录的第1个字符为“V”。速度分量的单位为dm/s,可精确到  $10^{-4}$  mm。速度记录的最后几列为钟漂,单位为  $10^{-7}$ ,可以精确到  $10^{-16}$ 。

9.2.5 轨道的内插\*

由于SP3格式精密轨道数据是以离散的位置和速度的形式给出的,因而用户需要采用内插的方法来得到所需历元时刻的卫星位置。内插的方法有很多,如拉格朗日多项式内插(La-grange Polynomial Interpolation)、三次样条内插(Cubic Spline Interpolation)、三角多项式内插(Trigonometric Polynomial Interpolation)和切比雪夫多项式内插(Tshebyshev Polynomial Interpolation)等。其中,比较经典的方法是拉格朗日多项式内插。

拉格朗日多项式内插的方法为:若已知函数  $y = f(x)$  的  $n + 1$  个节点  $x_0, x_1, x_2, \dots, x_n$  及其对应的函数值  $y_0, y_1, y_2, \dots, y_n$ ,对于插值区间内任一点,可用下面的拉格朗日插值多项式来计算函数值:

$$f(x) = \sum_{k=0}^n \sum_{i=0, i \neq k}^n \left[ \frac{x - x_i}{x_k - x_i} \right] y_k$$

虽然, 多项式内插有一些缺点, 但是, 根据每 15 min 所给出的卫星位置向量采用多项式进行内插, 仍可以达到非常高的精度。当采用 17 阶多项式进行内插时, 精度可优于 5 mm, 内插的不确定性要远比轨道数据自身的误差小得多( IGS 精密轨道约为 0.5 ~3.0 dm)。

由于采用高阶多项式作为逼近函数进行内插可能产生一些问题, 特别是高阶多项式在给定点所定义的区间边界处有摆动的趋势, 因而要避免进行外推。另外, 在给定点间的“振荡”还可能降低多项式逼近的整体精确性。如果采用对称内插的方法, 即内插点位于数据点的中央, 则可保证最佳的内插结果。对于 18 结点内插来讲, 这意味着 SP3 文件要直接给出 9 个位于待内插历元之前的卫星位置和 9 个位于该内插点时刻后的卫星位置。这也是为何在处理某一天内的数据时, 需要当天和前后各一天精密轨道数据的原因。

\* 第 10 章 GPS 测量数据处理原理

§ 10.1 概 述

10.1.1 GPS 网及其布设

GPS 网是采用 GPS 技术布设的测量控制网,由 GPS 点和基线向量所构成,如图 10-1 所示。布设 GPS 网的直接目的是为了确定网中各点在指定坐标参照系下的坐标,这些点既可以用于测量控制,也可以用于形变监测,还可以用于环境科学和地球科学的研究。虽然在采用 GPS 技术确定点的坐标时,理论上并不一定要布网,比如可以采用以坐标已知点为起点、坐标待定点为终点的单基线方式,但是这种方式无法对基线向量中可能存在的误差或粗差以及起算点误差进行有效处理,因而结果可靠性差,而利用 GPS 网中点与点、基线向量与基线向量以及点与基线向量间的各种几何关系,通过参数估计的方法,可以消除由观测值和(或)起算数据误差所引起的网在几何上的不一致,从而得出更为精确可靠的测量成果。

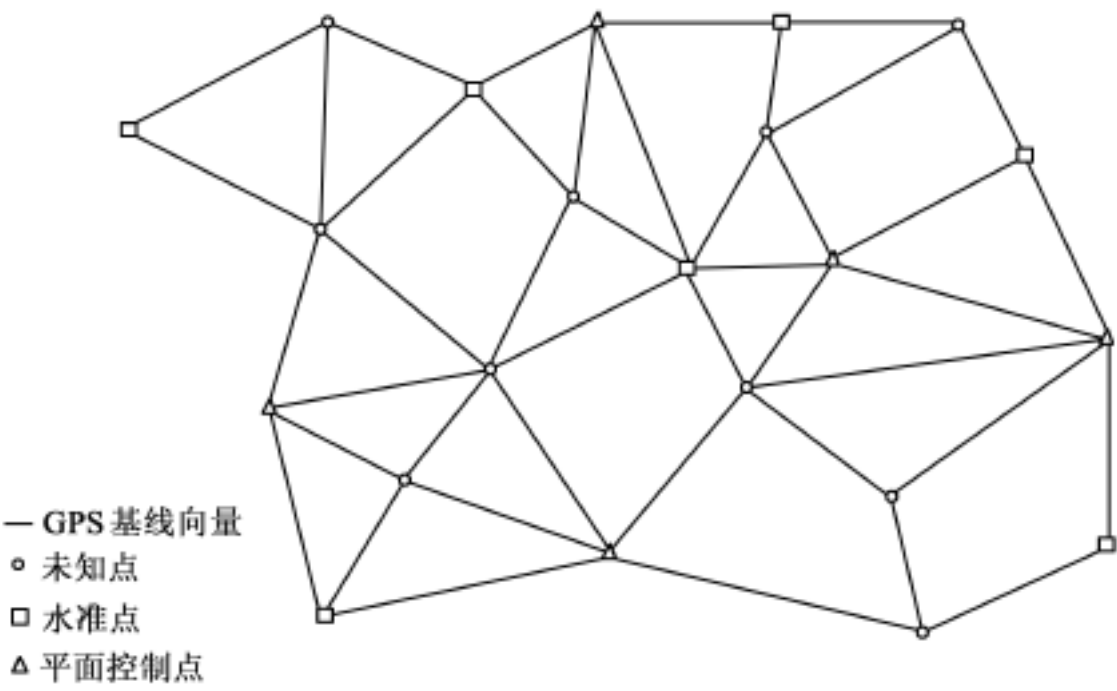


图 10-1 GPS 网

为了达到上述目的,在进行 GPS 网施测时,至少需要在每个点上进行 1 次以上的设站观测。实际上,为了能够形成闭合的几何图形,并确保测量成果的精度和可靠性,整网的平均设站观测次数往往要大于 1。在相应的测量规范中,对于在进行不同等级或质量的网的施测时所要达到的最低平均设站观测次数(或称观测时段数),均有具体的规定。表 10-1 为我国全球定位系统(GPS)测量规范对不同等级 GPS 网观测时段数的要求。



表 10-1 我国全球定位系统( GPS) 测量规范对不同等级 GPS 网观测时段数的要求

GPS 网的等级	观测时段数
AA	10
A	6
B	4
C	2
D	1.6
E	1.6

GPS 网施测的基本外业观测单元是一个由多台 GPS 接收机进行同步观测的时段, 每进行一个时段的同步观测, 就生成了一个由同步观测基线所组成的同步图形。在进行 GPS 网的施测时, 由于待测点的数量往往要远多于用来进行观测的 GPS 接收机数量, 再加上规范对平均设站观测次数的要求, 因而需要采用逐步推进的作业方法, 通过多个时段的同步观测来完成对网中所有点的测量, 如图 10-2 所示。最终的 GPS 网就是由所有这些同步图形所构成。

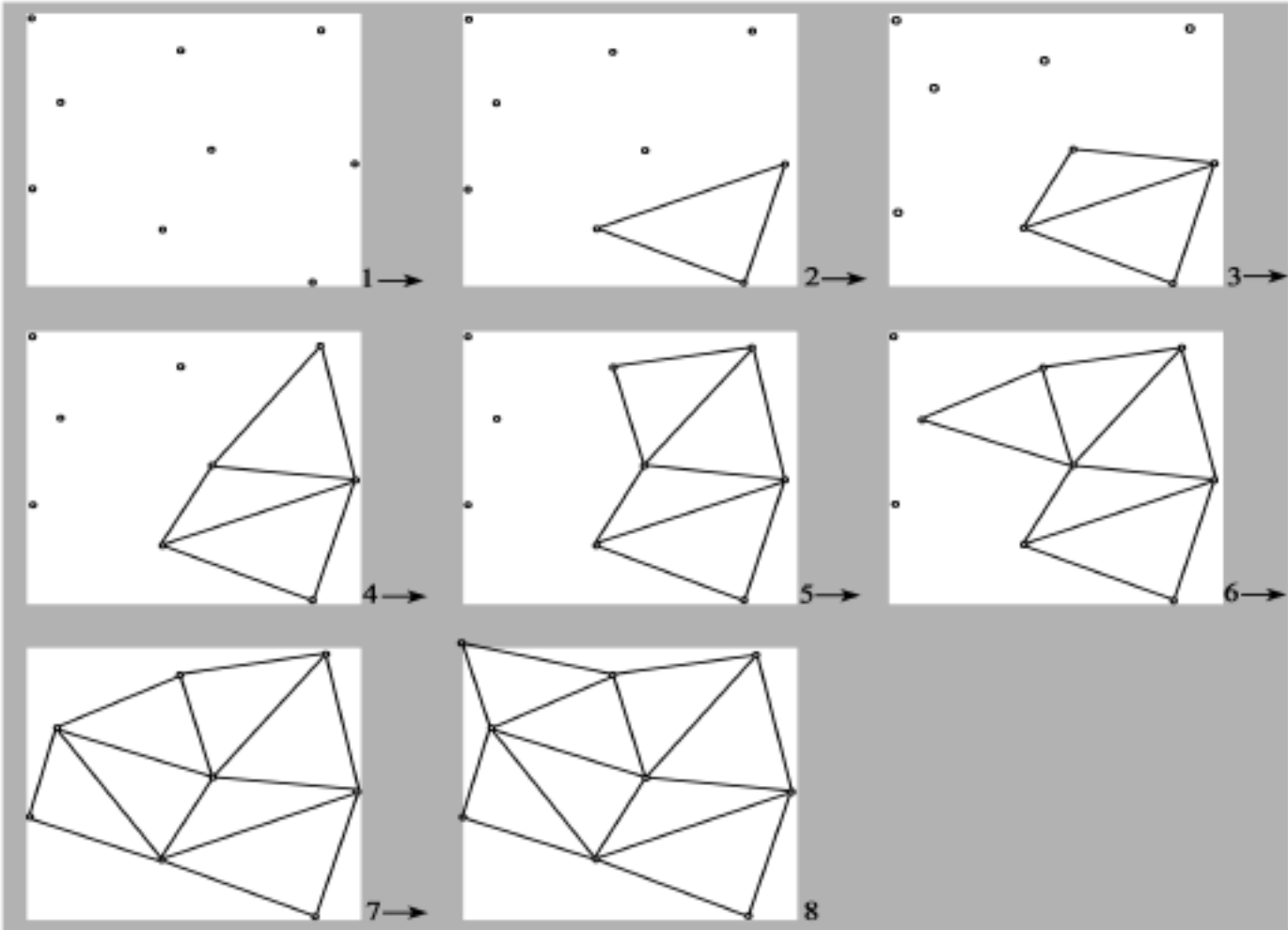


图 10-2 采用逐步推进方式进行 GPS 网布设

10.1.2 GPS 测量数据处理的流程

在布设 GPS 网时, 数据处理工作是随着外业工作的展开分阶段进行的。从算法角度分

严格地说, 应是由从这些同步图形中所提取的独立基线所形成的。

析, 可将 GPS 网的数据处理流程划分为数据传输、格式转换( 可选)、基线解算和网平差四个阶段, 如图 10-3 所示。

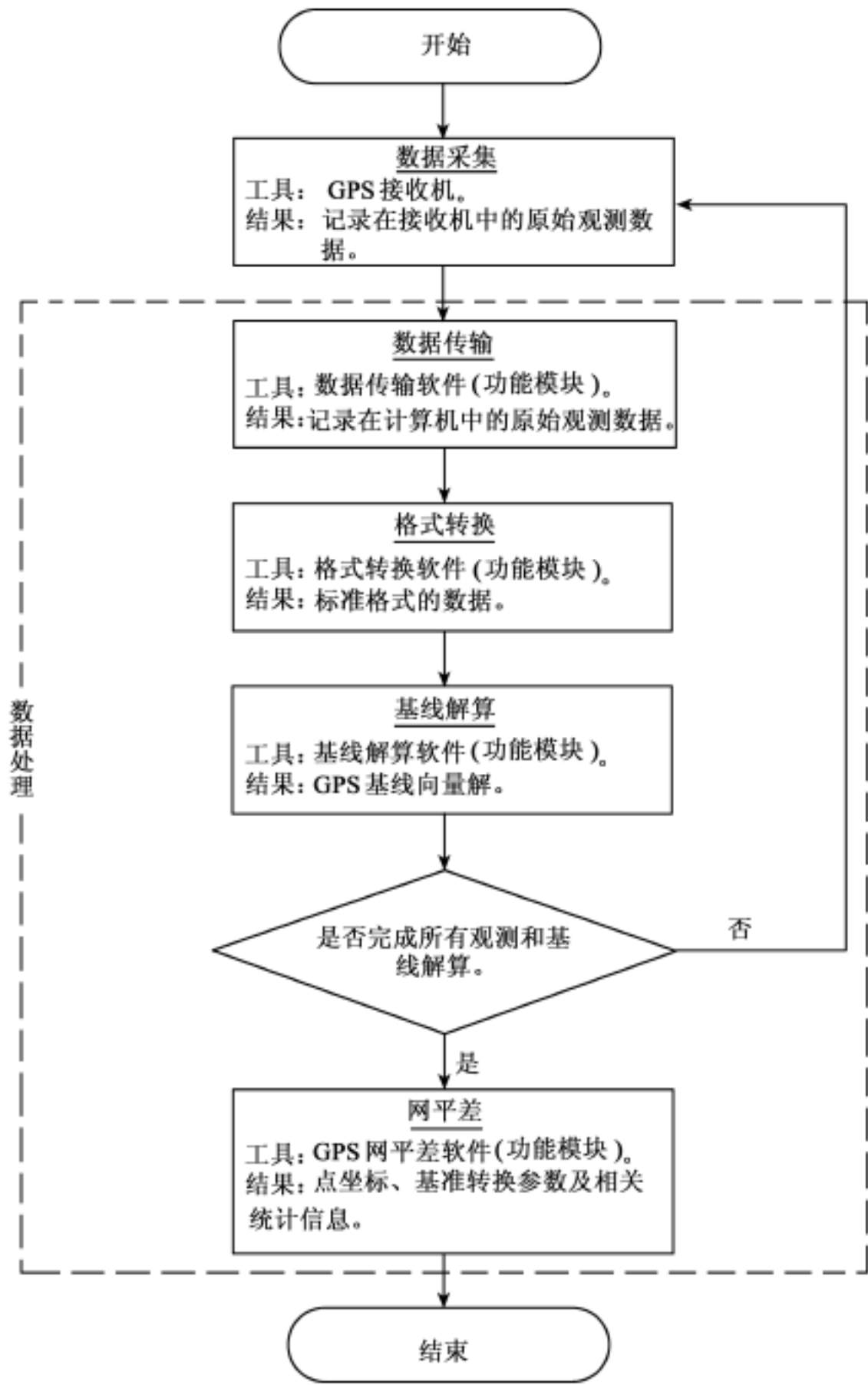


图 10-3 GPS 数据处理流程

GPS 测量数据处理的对象是 GPS 接收机在野外所采集的观测数据。由于在观测过程中, 这些数据是存储在接收机的内部存储器或可移动存储介质上的, 因此, 在完成观测后, 如果要对它们进行处理分析, 就必须首先将其下载到计算机中, 这一数据下载过程即为数据传输。

下载到计算机中的数据按 GPS 接收机的专有格式存储,一般为二进制文件。通常,只有 GPS 接收机厂商所提供的数据处理软件能够直接读取这种数据以进行处理。若所采用的数据处理软件无法读取该格式的数据(这种情况通常发生在采用第三方软件进行数据处理或在项目中存在着由多家不同厂商接收机所采集的数据时),则需要事先通过格式转换,将它们转换为所采用数据处理软件能够直接读取格式的数据,如常用的 RINEX 格式数据。

在基线解算过程中,由多台 GPS 接收机在野外通过同步观测所采集到的观测数据被用来确定接收机间的基线向量及其方差-协方差阵。对于一般工程应用,基线解算通常在外业观测期间进行;而对于高精度长距离的应用,在外业观测期间进行基线解算,通常是为了对观测数据质量进行初步评估,正式的基线解算过程往往是在整个外业观测完成后进行的。基线解算结果除了被用于后续的网平差外,还被用于检验和评估外业观测成果的质量。基线向量与解算时所采用的卫星星历同属一个参照系,它提供了点与点之间的相对位置关系。通过这些基线向量,可确定 GPS 网的几何形状和定向。但是,由于基线向量无法提供在确定点的绝对坐标时所必需的绝对位置基准,因而必须从外部引入,该外部位置基准通常由一个以上的起算点提供。

数据处理的最后一个阶段是网平差。在这一阶段中,基线解算时所确定出的基线向量被当做观测值,基线向量的验后方差-协方差阵则被用来确定观测值的权阵,同时,引入适当的起算数据,通过参数估计的方法确定出网中各点的坐标。通过网平差还可以发现含有粗差的基线向量,并采用相应的方法进行处理。另外,网平差还可以消除由于基线向量误差而引起的几何矛盾,并评定观测成果的精度。

实际上,可以将数据传输和格式转换当做是基线解算的预处理过程。这样,又可将测量应用中的 GPS 数据处理过程划分为基线解算和网平差两个阶段。

## § 10.2 基线解算的模式

### 10.2.1 基线向量解

GPS 基线向量是利用由 2 台或 2 台以上 GPS 接收机所采集的同步观测数据形成的差分观测值,通过参数估计的方法所计算出的两两接收机间三维坐标差。与常规地面测量中所测定的基线边长不同,基线向量是既具有长度特性,又具有方向特性的矢量,而基线边长则是仅具有长度特性的标量,如图 10-4 所示。基线向量可采用空间直角坐标的坐标差、大地坐标的坐标差或站心地平坐标的坐标差形式来表示。

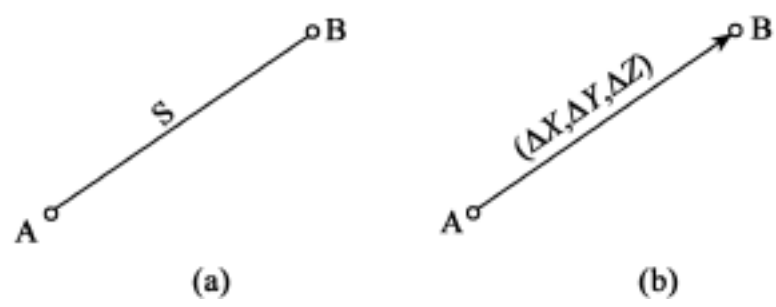


图 10-4 基线边长(a)与基线向量(b)

采用空间直角坐标的坐标差形式表示的一条基线向量为:

$$b_i = [ X_i \quad Y_i \quad Z_i ]^T \tag{10-1}$$

采用大地坐标的坐标差形式表示的一条基线向量为:

$$b_i = [ B_i \quad L_i \quad H_i ]^T \tag{10-2}$$

采用站心地平坐标的坐标差形式表示的一条基线向量为:

$$b_i = [ N_i \quad E_i \quad U_i ]^T \tag{10-3}$$

以上各种基线向量的表示形式在数学上等价,并可相互转换。本书中将主要采用空间直角坐标的坐标差形式。

一个基线解算结果包含很多项内容,其中最主要的有两项,即基线向量估值及其验后方差-协方差阵。

理论上,只要2台接收机之间进行了同步观测,就可以利用它们所采集到的同步观测数据,确定出它们之间的基线向量。这样,若在某一时段中有n台接收机进行了同步观测,则一共可以确定出  $n(n+1)/2$  条基线向量。利用同一时段的同步观测数据所确定出的基线向量,被称为同步观测基线。在一个观测时段的所有  $n(n+1)/2$  条同步观测基线中,最多可以选取  $n-1$  条函数独立的基线,构成这一观测时段的一个最大独立基线组。

对于一组具有一个共同端点的同步观测基线(如图10-5)来说,由于在进行基线解算时用到了的一部分相同的观测数据(在图10-5中,3条同步观测基线AB、AC和AD均用到了A点的数据),数据中的误差将同时影响这些基线向量,因此,它们之间应存在固有的统计相关性。在进行基线解算时,应考虑这种相关性,并通过基线向量估值的方差-协方差阵加以体现,从而能最终应用于后续的网平差。但实际上,在经常采用的各种不同基线解算模式中,并非都能满足这一要求。另外,由于不同模式的基线解算方法在数学模型上存在一定差异,因而它们的基线解算结果及其质量也不完全相同。基线解算模式可以分为单基线解(或基线)模式、多基线解(或时段)模式和整体解(或战役)模式三种。

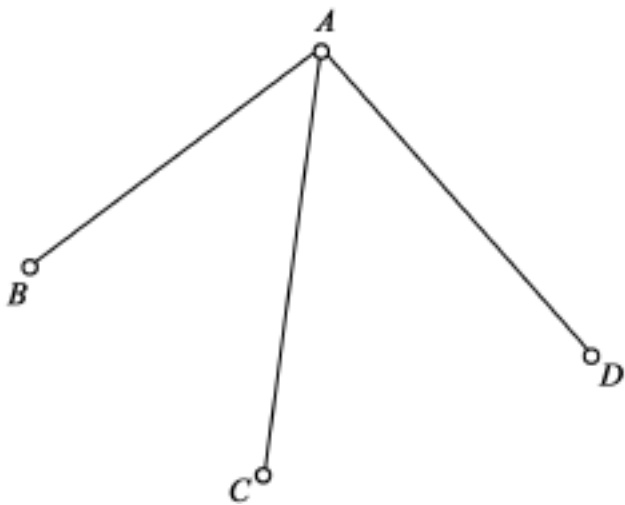


图 10-5 一组具有一个共同端点的同步观测基线

10.2.2 单基线解模式

1. 解算方法

在上述三种基线解算模式中,单基线解模式( Single-Baseline Mode)最简单,也最常用。在该模式中,基线逐条进行解算,也就是说,在进行基线解算时,一次仅同时提取2台GPS接收

机的同步观测数据来解求它们之间的基线向量。当在该时段中有多台接收机进行了同步观测而需要解求多条基线时, 这些基线是逐条在独立的解算过程中进行解求的。例如, 在某一时段中共有 4 台接收机进行了同步观测, 可确定 6 条同步观测基线, 要得到它们的解, 则需要 6 个独立的解算过程。在每一个完整的单基线解中, 仅包含一条基线向量的结果。由于这种基线解算模式以基线为单位进行解算, 因而也被称为基线模式( Baseline Mode)。

单基线解模式的优点是: 模型简单, 一次解求的参数较少, 计算量小。但该模式也存在以下两个问题:

(1) 解算结果无法反映同步观测基线间的统计相关性。由于基线是在不同解算过程中逐一解算的, 因而无法给出同步观测基线之间的统计相关性, 这将对网平差产生不利影响。

(2) 无法充分利用待定参数间的关联性。在同步观测基线解中, 某些待定参数间具有内在的关联性。例如, 若在进行基线解算时, 同时估计测站上的天顶方向对流层延迟。一般地, 一个测站在同一时间仅应有一个天顶对流层延迟结果, 但如果将同步观测基线分开进行处理, 则会发生在不同基线解算过程中同一测站同一时间的天顶对流层延迟不相同的情况。

虽然存在上述问题, 但在大多数情况下, 单基线解模式的解算结果仍能满足一般工程应用的要求。它是目前工程应用中采用最为普遍的基线解算模式, 绝大多数商业软件采用这一模式进行基线解算。

## 2. 基线向量解

### 1) 基线向量估值

在每一个单基线解中仅包含一条基线向量的估值, 可表示为:

$$b_i = [ \quad X_i \quad \quad Y_i \quad \quad Z_i ]^T \tag{10-4}$$

### 2) 基线向量估值的验后方差-协方差阵

一条单基线解基线向量估值的验后方差-协方差阵具有如下形式:

$$d_{b_i} = \begin{bmatrix} \overset{2}{X_i} & X_i Y_i & X_i Z_i \\ Y_i X_i & \overset{2}{Y_i} & Y_i Z_i \\ Z_i X_i & Z_i Y_i & \overset{2}{Z_i} \end{bmatrix} \tag{10-5}$$

式中:  $\overset{2}{X_i}$ ,  $\overset{2}{Y_i}$ ,  $\overset{2}{Z_i}$  分别为基线向量 i 各分量的方差;  $X_i Y_i$ ,  $X_i Z_i$ ,  $Y_i Z_i$ ,  $Y_i X_i$ ,  $Z_i X_i$ ,  $Z_i Y_i$  分别为基线向量 i 各分量间的协方差, 且有  $X_i Y_i = Y_i X_i$ ,  $X_i Z_i = Z_i X_i$ ,  $Y_i Z_i = Z_i Y_i$ 。

## 10.2.3 多基线解模式

### 1. 解算方法

在多基线解模式( Multi-Baseline Mode) 中, 基线逐时段进行解算, 也就是说, 在进行基线解算时, 一次提取一个观测时段中所有进行同步观测的 n 台 GPS 接收机所采集的同步观测数据, 在一个单一解算过程中共同解求出所有 n - 1 条函数独立的基线。在每一个完整的多基线解中, 包含了所解算出的 n - 1 条基线向量的结果。

在采用多基线解模式进行基线解算时, 究竟解算哪 n - 1 条基线, 有不同的选择方法。常见的方法有射线法和导线法, 如图 10-6 所示。射线法是从 n 个点中选择一个基准点, 所解算的基线为该基准点至剩余 n - 1 个点的基线向量。导线法是对 n 个点进行排序, 所解算的基线为该序列中相邻两点间的基线向量。虽然在理论上这两种方法是等价的, 但是由于基线解算

模型不完善, 不同选择方法所得到的基线解算结果并不完全相同。因此, 基本原则是选择数据质量好的点作为基准点, 选择距离较短的基线进行解算。当然, 上述两个原则有时无法同时满足, 这时就需要在两者之间进行权衡。

由于多基线解模式以时段为单位进行基线解算, 因而也被称为时段模式( Session Mode) 。

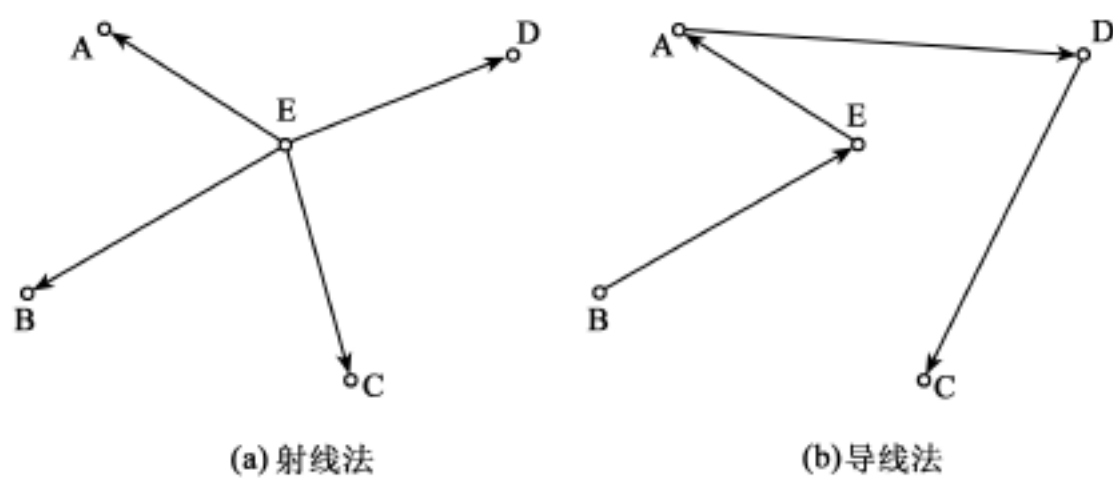


图 10-6 多基线解模式中选择解算基线的方法

与单基线解模式相比, 多基线解模式的优点是数学模型严密, 并能在结果中反映出同步观测基线之间的统计相关性。但是, 其数学模型和解算过程都比较复杂, 并且计算量也较大。该模式通常用于有高质量要求的应用。目前, 绝大多数科学研究用软件在进行基线解算时采用多基线解模式。

## 2. 基线向量解

### 1) 基线向量估值

在一个基线向量的多基线解中, 含有  $m_i - 1$  条函数独立的基线向量, 具有如下形式:

$$B_i = [ \quad b_{i,1} \quad b_{i,2} \quad \cdots \quad b_{i,m_i-1} ]^T \tag{10-6}$$

式中:  $m_i$  为进行同步观测的接收机数量;  $b_{i,k}$  为第  $k$  条基线向量, 具有如下形式:

$$b_{i,k} = [ \quad X_{i,k} \quad Y_{i,k} \quad Z_{i,k} ]^T \tag{10-7}$$

### 2) 基线向量估值的验后方差-协方差阵

对于上述一个基线向量多基线解中的  $m_i - 1$  条基线向量估值, 其验后方差-协方差阵具有如下形式:

$$D_{B_i} = \begin{bmatrix} d_{b_{i,1},b_{i,1}} & d_{b_{i,1},b_{i,2}} & \cdots & d_{b_{i,1},b_{i,m_i-1}} \\ d_{b_{i,2},b_{i,1}} & d_{b_{i,2},b_{i,2}} & \cdots & d_{b_{i,2},b_{i,m_i-1}} \\ \cdots & \cdots & \cdots & \cdots \\ d_{b_{i,m_i-1},b_{i,1}} & d_{b_{i,m_i-1},b_{i,2}} & \cdots & d_{b_{i,m_i-1},b_{i,m_i-1}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} d_{b_{i,1}} & d_{b_{i,1},b_{i,2}} & \cdots & d_{b_{i,1},b_{i,m_i-1}} \\ d_{b_{i,2},b_{i,1}} & d_{b_{i,2}} & \cdots & d_{b_{i,2},b_{i,m_i-1}} \\ \cdots & \cdots & \cdots & \cdots \\ d_{b_{i,m_i-1},b_{i,1}} & d_{b_{i,m_i-1},b_{i,2}} & \cdots & d_{b_{i,m_i-1}} \end{bmatrix} \tag{10-8}$$

式中,  $d_{b_{i,k},b_{i,l}}$  为基线向量  $k, l$  间的协方差子阵, 具有如下形式:

$$d_{b_{i,k},b_{i,l}} = \begin{bmatrix} X_{i,k} \ X_{i,l} & X_{i,k} \ Y_{i,l} & X_{i,k} \ Z_{i,l} \\ Y_{i,k} \ X_{i,l} & Y_{i,k} \ Y_{i,l} & Z_{i,k} \ Y_{i,l} \\ Z_{i,k} \ X_{i,l} & Y_{i,k} \ Z_{i,l} & Z_{i,k} \ Z_{i,l} \end{bmatrix} \tag{10-9}$$

当  $k = 1$  时,  $d_{b_{i,k},b_{i,k}} = d_{b_{i,1},b_{i,1}}$  为第  $k$  条基线向量的方差子阵, 可令  $d_{b_{i,k}} = d_{b_{i,k},b_{i,k}}$ , 于是, 式 (10-9) 成为如下形式:

$$d_{b_{i,k}} = \begin{bmatrix} X_{i,k}^2 & X_{i,k} Y_{i,k} & X_{i,k} Z_{i,k} \\ Y_{i,k} X_{i,k} & Y_{i,k}^2 & Y_{i,k} Z_{i,k} \\ Z_{i,k} X_{i,k} & Z_{i,k} Y_{i,k} & Z_{i,k}^2 \end{bmatrix} \quad (10-10)$$

需要指出的是, 虽然式(10-10)与式(10-5)形式相同, 但对于同一基线向量, 其单基线解的方差-协方差阵与其在多基线解的方差-协方差阵中所对应子阵的内容不相同。

#### 10.2.4 整体解模式

在整体解模式中, 一次性解算出所有参与构网的函数独立的基线, 也就是说, 在进行基线解算时, 一次提取项目中所有观测数据, 在一个单一解算过程中同时对它们进行处理, 得出所有函数独立基线。在每一个完整的整体解结果中, 包含了整个 GPS 网中所有函数独立基线向量的结果。由于这种基线解算模式以整个项目(战役)为单位进行基线解算, 因而也被称为战役模式(Campaign Mode)。

除了具有与多基线解一样的优点外, 整体解模式还避免了同一基线的不同时段解不一致以及不同时段基线所组成闭合环的闭合差不为 0 的问题, 是最为严密的基线解算方式。实际上, 整体解模式是将基线解算与网平差融为了一体。

整体解模式是所有基线解算模式中最复杂的一种, 对计算机的存储能力和计算能力要求都非常高, 因而只有一些大型的高精度定位、定轨软件才采用这种模式进行数据处理。

### § 10.3 基线解算中的系统性偏差

#### 10.3.1 影响基线解算结果质量的因素

实际上, GPS 测量定位是一种空间三角测量, 它是利用 GPS 接收机与 GPS 卫星间的若干几何距离来确定点的坐标或点与点之间的坐标差。因此, 与地面三角测量类似, 这些几何距离的质量、数量以及分布, 是决定所得成果质量的关键因素。另外, 采用不同的数学模型和算法, 对所得结果质量也有非常重要的影响。概括起来, 基线解算结果的质量取决于观测值的质量、观测的几何条件、卫星轨道数据的质量和数据处理模型和方法四方面因素。

观测值的质量体现在观测值的精度、采样率、周跳发生的频度、受包括多路径在内的干扰效应影响的程度等几个方面。理论上, 对于基线解算结果质量, 观测值采样率的直接影响甚微, 但采样率高的观测数据, 将更有利于周跳的探测, 而周跳发生频度的高低, 则将影响某些周跳探测及处理算法的效能。

观测的几何条件指的是在整个同步观测时段中, 卫星的数量、分布及星座的变化等因素。卫星数量越多、分布越均匀、星座变化越大, 观测条件越好。这些因素取决于进行观测的时间及时段长度。

卫星轨道数据的质量是指根据卫星轨道数据所计算出的卫星位置与卫星的真实位置之间差异的大小。差异越小, 质量越高。

数据处理的模型和方法包括数学模型和算法等多个方面。在数学模型方面, 包括了函数模型和随机模型的优劣。函数模型的优劣主要取决于是否能正确处理 GPS 测量中的几何关系和偏差; 而随机模型的优劣则取决于能否正确反映观测值和先验约束条件的真实统计特性。

在算法方面, 包含了周跳探测与处理、模糊度确定等算法效能的高低以及解的稳定性等。

### 10.3.2 GPS 测量中的偏差及其处理方法

在上述影响基线解算结果质量的诸因素中, 可以将观测的几何条件当做一个客观因素, 数据处理对其不会产生任何影响。对于观测值中的偶然误差, 可以通过最小二乘等参数估计方法来加以处理, 这基本上是一个纯数学问题, 有固定的模式可以遵循。因此, 在进行基线解算时, 关键问题是如何处理系统性偏差和含有粗差的观测值。

#### 1. GPS 测量中的系统性偏差

所谓系统性偏差, 实际上就是模型误差。它产生的原因主要是在一定精度水平下, 数据处理的函数模型未能完全正确反映所涉及的几何或物理关系。在基线解算的函数模型中, 需要正确处理两方面的问题: 其一, 为接收机天线与卫星天线的相位中心在地心地固系下的几何关系(以下简称几何关系); 其二, 为观测值中所含偏差(以下简称观测值偏差)。

对于某一特定历元时刻, 接收机天线与卫星天线的相位中心在地心地固系下的几何关系与卫星位置及姿态、测站位置、天线高、卫星及接收机天线相位中心的物理特性等因素有关。

##### 1) 卫星位置、姿态及其天线的相位中心

卫星在特定历元时刻的位置是根据卫星的轨道数据计算出来的。如果轨道数据存在误差, 则必将影响该位置的准确性。

GPS 卫星的轨道数据有两种类型: 一种是卫星信号提供的广播星历, 另一种是某些机构或组织提供的精密星历。正如前面章节中所介绍的, GPS 卫星的质心与其天线相位中心并不一定位于同一位置。在基线解算的函数模型中所出现的卫星位置, 应是其天线相位中心的位置。而从卫星定轨的角度分析, 卫星轨道通常以卫星的质心为参考点, 由 IGS 所提供的精密星历就是如此。虽然, 目前广播星历并未明确其参考点位置究竟为卫星的质心还是卫星天线相位中心, 但由于其精度仅为米级, 所以可暂不考虑这一问题。由于精密轨道数据的参考点是卫星的质心, 因此, 在使用精密轨道数据计算卫星位置时, 需要将参考点由卫星质心转换到卫星信号发射天线的相位中心。要进行该项转换, 除了要知道卫星信号发射天线的相位中心在以卫星质心为原点的星固系下的坐标外, 还需要知道卫星姿态。由于 GPS 卫星需要依靠太阳来控制姿态, 因此, 当卫星进入地影后, 其姿态控制会发生一些问题, 卫星可能会发生一些无法预测的摆动, 此时, 将使得这一问题复杂化。

##### 2) 测站位置

由于地球固体潮、大气负荷潮、海洋负荷潮等地球潮汐的作用, 即使是在静态定位中, 测站在地心地固系下的坐标也将随着时间的变化而变化。在一天中, 地球潮汐作用将使地面标石在地心地固系下的坐标发生分米级的周期性变化。

##### 3) 接收机天线高

接收机天线高为测站标石中心到天线参考点的垂直距离, 可以将其当做是垂直方向上的天线偏心(详见§ 10.4)。在 GPS 静态测量定位的观测过程中, 通常认为接收机天线高保持不变。

##### 4) 接收机天线相位中心

GPS 接收机天线相位中心的位置并非固定不变, 它将随着卫星信号的高度角、方位角和强度的变化而变化。在测量数据处理中, 天线的瞬时相位中心是通过平均相位中心的位置及相位中心的变化来描述的(详见§ 10.4)。



对于 GPS 的距离类(伪距和载波相位)观测值,在理想情况下应是卫星信号发射天线与 GPS 接收机天线相位中心间的几何距离。但是,由于存在卫星钟差、卫星信号通道延迟、大气传播延迟(包括电离层与对流层的传播延迟)、接收机钟差和接收机信号通道延迟等因素,其将偏离该几何距离。

在进行基线计算时,可将上述两类因素所引起的问题均当做是影响 GPS 测量定位结果质量的系统性偏差。不过,前者是通过影响函数模型来影响结果,而后者则是通过观测值来影响结果。

## 2. GPS 测量中偏差的处理

为了得到精确的基线向量解结果,必须对上述系统性偏差进行适当处理。针对不同的系统性偏差,常用的处理方法包括:作为参数引入函数模型进行估计(参数法);采用差分观测值模型消除或减弱其影响(差分法);直接利用仪器进行测定(测定法);利用模型进行改正(模型法)或忽略其影响。其中,最常用的处理方法是采用差分观测值模型进行基线解算。

### 1) 参数法

将系统性偏差以某种形式的参数引入到函数模型之中,与基线向量一同进行估计,如可将天顶方向的对流层延迟作为参数进行估计。不过,当对某些系统性偏差的内在属性缺乏深入了解以及某些系统性偏差之间或某些系统性偏差与基线向量参数之间并非完全正交时,采用参数法进行偏差的分离将会存在一定难度,并且,过多地引入参数还将引起解的稳定性下降。因此,在实际数据处理过程中引入系统性偏差时,通常需要采用诸如分段线性或作为随机过程等特殊处理方法。

### 2) 差分法

利用某些系统性偏差之间的相关性(例如,大气折射对观测值的影响、地球潮汐对地面标石坐标的影响、卫星轨道误差对定位结果的影响在空间和时间上均具有一定的相关性)采用差分观测值模型,可以削弱它们的影响(采用站间差分可以削弱具有空间相关性的偏差对定位结果的影响;而采用历元间的差分,则可以削弱具有时间相关性的系统性偏差的影响)。另外,当不同观测值间含有共同的系统性偏差时(例如,同一测站对不同卫星的相同历元观测值,所受接收机钟差影响相同;而不同测站对同一卫星的相同历元观测值,所受卫星钟差影响相同),采用差分观测模型,还可以消除它们的影响(采用站间差分,可以消除卫星钟差的影响;而采用星间差分,则可以消除接收机钟差的影响)。综合利用多种差分模式,几乎可以消除或削弱绝大多数系统性偏差的影响。如利用双差观测值模型,可以消除卫星钟差、接收机钟差,削弱卫星轨道误差、大气折射、地球潮汐等的影响。差分法是一种最常用的 GPS 测量数据处理方法。

但是,观测值间求差也会带来一些问题,包括:

(1) 差分观测值的噪声水平会较原始观测值高。根据误差传播律,观测值求差后所得差分观测值的方差将比原始观测值高,若假定原始观测值的方差均相同,观测值间每求一次差,所得差分观测值的方差与求差前的观测值方差之比为  $\sqrt{2}$ 。

(2) 某些类型的求差将会引起所得到的差分观测值具有统计相关性。星间求差将会在相同历元的差分观测值间引入统计相关性,历元间求差将在不同历元的观测值间引入统计相关性。

(3) 有效观测值减少。站间差分要求在同步观测值间进行,而不同测站的观测时间、采样率和所观测的卫星可能并非完全一致,那些没有同步观测数据的观测值由于无法进行站间差

分而被剔除。

### 3) 测定法

对于某些类型的系统性偏差,可以采用特殊的仪器直接进行测定,如:利用水汽辐射计测定信号传播方向上的水汽含量,以用于直接计算出对流层折射中的湿分量;利用原子频标作为接收机的频率标准。不过,由于这些仪器设备的购置费用要远高于接收机,因而在实际应用中极少采用。

### 4) 模型法

对于那些特性已在一定精度水平上被人们所认识,并已建立了相应数学模型的系统性偏差,可以采用模型进行改正。在进行基线解算时可能采用的模型包括对流层折射延迟模型、地球固体潮模型、大气负荷潮模型、海洋负荷潮模型等。对于以上诸模型,在基线解算过程中,如果采用的是差分观测值模型,则除了对流层折射延迟模型外,其他模型由于较为复杂,而且所涉及的系统性偏差对于短基线影响不大,因而通常仅在高精度、长距离的基线解算过程中才会被采用。

对流层折射延迟改正模型在前面章节中已有详细介绍,而关于地球固体潮模型、大气负荷潮模型、海洋负荷潮模型等,在 IERS Conventions 中给出了推荐采用的模型,感兴趣的读者可参阅该文献。

## § 10.4 接收机天线相位中心的特性

### 10.4.1 接收机天线相位中心的特性

#### 1. 天线相位中心及其变化

无线电天线发射或接收信号的那一点被称为天线相位中心, GPS 接收机所采集到的观测值就是相对于这一点的。不过,天线的相位中心并非固定不变,而是随所接收信号的高度角、方位角和信号强度等的变化而变化,这被称为天线相位中心变化(PCV—Phase Center Variation)。天线相位中心变化通常为数个毫米,对于某些类型的天线,可能达数厘米。通常情况下,用于动态测量的小型天线的相位中心稳定性要比用于高精度测量的大地型天线差。不过,对于相同型号的天线,一般认为其相位中心的特性相同。若观测时采用相同型号的天线,基线长度不超过 100 km,并且进行了严格的天线定向时,可以不必进行天线相位中心变化的改正。但是,若不能满足上述条件,在进行基线解算时,则需要进行相应改正。否则,可能使解算结果产生偏差。特别是高程方向,如果不考虑这一变化,其在水准方向所引起的偏差将达到相位中心变化的 2 ~3 倍。

天线相位中心变化对基线解算结果所产生的影响,可以采用模型改正的方法来加以消除。目前,常用的天线相位中心改正模型由两部分改正构成:一部分为平均相位中心位置(也常被称为天线相位中心的偏移),另一部分为与信号高度角有关的相位中心变化而引起的载波相位观测值的改正。其中,平均相位中心的位置是在一个以天线参考点(ARP—Antenna Reference Point)为极点的站心地平坐标系下给出的。由于不同类型天线的形状差异很大,虽然天线参考点总是位于天线的垂直中轴线上,但具体位置随天线型号的不同而不同,并且不同厂商或机构所定义的天线参考点也不一定相同,因此,用户在使用由不同厂商或机构所提供的天线相位中心改正模型时要特别注意。图 10-7 是一个取自 IGS 的接收机天线定义文件(<ftp://ig->

scb. jpl. nasa. gov/igscb/station/general/antenna. gra) 的天线定义示例。其中, ARP 表示天线参考点, BCR 表示抑径圈的底部, TCR 表示抑径圈的顶部, L<sub>1</sub> 表示 L<sub>1</sub> 信号相位中心的位置, L<sub>2</sub> 表示 L<sub>2</sub> 信号相位中心的位置。

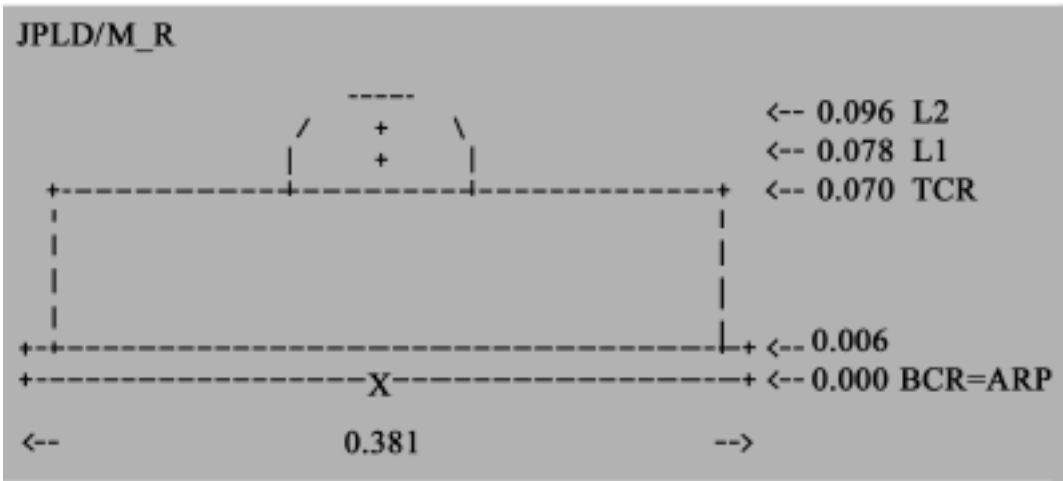


图 10-7 取自 IGS 接收机天线定义文件的一个天线定义

### 2. 天线相位中心改正模型

虽然天线相位中心与信号的高度角、方位角和信号强度都有关系,但由于其他因素不太明显,无法进行很好的分离,因此,现有的改正模型仅考虑了高度角因素。测定相位中心变化的方法是,采用多项式对 L<sub>1</sub> 和 L<sub>2</sub> 的单差残差进行拟合(见图 10-8),得出由于相位中心随高度角变化而引起的观测值的变化。

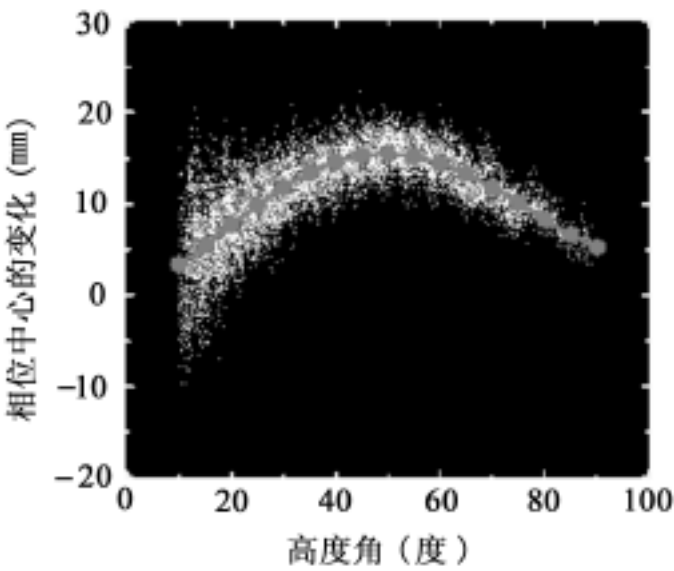


图 10-8 接收机天线相位中心随高度角变化的测定

$$OBS_{i,j}^k - CALC_{i,j}^k = \tau_{i,j} + C_1 \cdot \theta_{i,j}^k + C_2 \cdot (\theta_{i,j}^k)^2 + C_3 \cdot (\theta_{i,j}^k)^3 + C_4 \cdot (\theta_{i,j}^k)^4 \tag{10-11}$$

式中:  $OBS_{i,j}^k$  为测站  $i,j$  对卫星  $k$  的单差载波相位观测值,单位为 mm;  $CALC_{i,j}^k$  为相应载波相位的计算值(拟合值),单位为 mm;  $\tau_{i,j}$  为接收机之间相对的硬件延迟;  $C_1、C_2、C_3、C_4$  为多项式系数;  $\theta_{i,j}^k$  为卫星  $k$  的高度角,相位中心变化的测定通常在一条短基线上进行,因而可认为在测站  $i,j$  上卫星  $k$  的高度角相同。

利用上面方法所确定出的天线相位中心变化被称为相对的相位中心变化,即一台天线相对于另一台天线相位中心的变化。虽然有可能两台天线都存在相位中心的变化,但在建立模型时,通常选定一种型号的天线作为参考,所有其他型号的天线相位中心变化均相对于该天

线。目前, 比较常用的天线相位中心改正模型是由 IGS 所发布的, 用户可通过以下链接下载: [ftp://igscb.jpl.nasa.gov/igscb/station/general/igs\\_1.pcv](ftp://igscb.jpl.nasa.gov/igscb/station/general/igs_1.pcv)( 下面将该文件简称为“ IGS 接收机天线模型文件 ”)。该文件中列出了多种不同型号的接收机天线相位中心模型改正数据。IGS 的 GPS 接收机天线相位中心改正模型选用了 Turborogue Dorne Margolin T 天线( 一种 Choke Ring 天线) 作为参考。图 10-9 为 IGS 公布的 GPS 接收机天线相位中心改正模型数据文件中的部分内容。该文件中列出了多种不同型号的接收机天线相位中心模型改正数据。

12345678911234567892123456789312345678941234567895123456789612345678971234567898									
0		0		0		0		0	
VENDOR		MODEL #		DESCRIPTION		(AVE) YR/MO/DY			
[north] [ east] [ up ]						AVE = # in average			
[90] [85] [80] [75] [70] [65] [60] [55] [50] [45]						L1 Offset (mm)			
[40] [35] [30] [25] [20] [15] [10] [ 5] [ 0]						L1 Phase at			
						Elevation (mm)			
[north] [ east] [ up ]						L2 Offset (mm)			
[90] [85] [80] [75] [70] [65] [60] [55] [50] [45]						L2 Phase at			
[40] [35] [30] [25] [20] [15] [10] [ 5] [ 0]						Elevation (mm)			
TURBOROGUE		DORNE MARGOLIN T		OLD NAME		( 0) 96/06/30			
0.0		0.0		110.0					
0.0		0.0		0.0		0.0		0.0	
0.0		0.0		0.0		0.0		0.0	
0.0		0.0		128.0					
0.0		0.0		0.0		0.0		0.0	
0.0		0.0		0.0		0.0		0.0	
TURBOROGUE		ADAD/M_T				( 0) 96/06/30			
0.0		0.0		110.0					
0.0		0.0		0.0		0.0		0.0	
0.0		0.0		0.0		0.0		0.0	
0.0		0.0		128.0					
0.0		0.0		0.0		0.0		0.0	
0.0		0.0		0.0		0.0		0.0	
TRIMBLE		TRIM33429.00+GP				NGS ( 0) 97/10/27			
-.2		1.2		74.0					
.0		3.9		7.6		11.1		14.1	
18.1		16.6		14.9		13.0		11.5	
.6		.9		70.3					
.0		.6		1.4		2.4		3.4	
5.3		4.7		3.9		3.0		2.1	
TRIMBLE		TRIM33429.20+GP				NGS ( 3) 01/08/29			
-.4		-1.0		72.9					
.0		4.8		9.3		13.3		16.6	
21.8		20.6		19.3		18.0		16.9	
-.4		-1.3		75.0					
.0		.3		.9		1.6		2.2	
3.9		3.6		3.2		2.7		2.2	

图 10-9 IGS 公布的 GPS 接收机天线相位中心改正模型数据文件 igs\_1.pcv

IGS 接收机天线模型文件由文件头和数据记录两节所组成。其中, 最前面 10 行为文件头节, 用于简要说明模型改正数据在文件中的存放方式; 第 11 行为空行; 从第 12 行起为数据记录节, 用于存放各种型号接收机天线的模型改正数据。在文件中, 每种型号天线的相位中心改正数据占 7 行。其中: 第 1 行为天线型号说明; 第 2 行为天线  $L_1$  信号平均相位中心的偏移量; 第 3 ~4 行为从高度角 90° 到 0° 的由于相位中心变化所引起的  $L_1$  载波相位观测值改正, 以 5° 间隔列出( 用户可以采用线性内插的方法, 利用两个最靠近的值, 内插出特定高度角上的值); 第 5 ~7 行为  $L_2$  信号相应的值。需要特别指出的是, 为了使用模型中的改正数据, 在野外观测时, 天线必须进行定向, 即将天线上的指北标志指向真北方向。另外, 虽然 IGS 接收机天线模型文件给出的是相对的相位中心变化, 但只要用户在基线解算时分别利用这些模型数据对基

线端点上的原始非差载波相位观测值同时进行改正,就不会对基线向量的解算结果产生不良影响。

从该文件中可以看出,对于  $L_1$  和  $L_2$  信号,接收机天线的平均相位中心及相位中心的变化很有可能不相同。例如,对于在 IGS 跟踪站网中广泛使用的 Dorne Margolin 天线,这种差异约为 2cm。显然,由于这一原因,在 GPS 测量定位观测方程中,与  $L_1$  和  $L_2$  载波相位有关的天线至卫星的几何距离,通常有:

$$S_{iL1}^k \quad S_{iL2}^k \tag{10-12}$$

对于接收机天线平均相位中心的位置和相位中心变化,必须在基线解算过程中进行相应处理。其中,前者是在建立观测模型时进行处理,而后者则通常是在数据预处理阶段进行处理。

### 10.4.2 天线偏心

如图 10-10 所示,天线偏心( Antenna Offset)指的是天线参考点与所需观测的地面标石中心的不一致性,通常在以标石中心为原点的站心地平坐标系下表示。RINEX 格式观测值文件的文件头节提供了有关天线偏心信息(  $N_{AO}$ ,  $E_{AO}$ ,  $U_{AO}$  ),其中,  $N_{AO}$ 、 $E_{AO}$ 、 $U_{AO}$  分别为天线偏心的北向、东向和垂直方向分量(实际上,垂直方向分量就是天线高)。根据式( 8-15),可导出将天线偏心向量转换为地心地固系下空间直角坐标增量  $X_{AO}$  的公式:

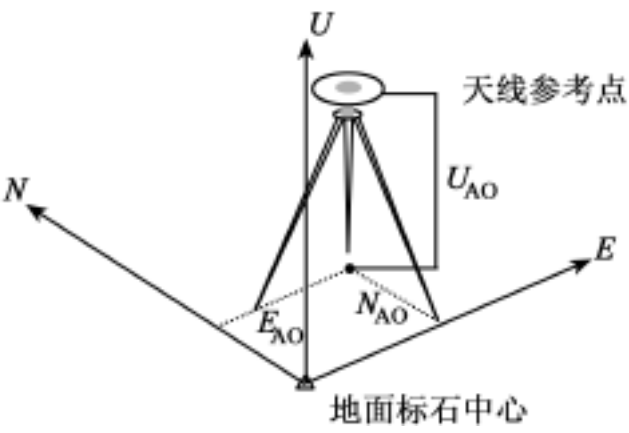


图 10-10 天线偏心

$$X_{AO} = \begin{bmatrix} X_{AO} \\ Y_{AO} \\ Z_{AO} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\sin B \cos L & -\sin L & \cos B \cos L \\ -\sin B \sin L & \cos L & \cos B \sin L \\ \cos B & 0 & \sin B \end{bmatrix} \begin{bmatrix} N_{AO} \\ E_{AO} \\ U_{AO} \end{bmatrix} \tag{10-13}$$

式中,  $B$ 、 $L$ 、 $H$  分别为地面标石中心在地心地固坐标系下的大地纬度、大地经度和大地高。

利用地面标石中心在地心地固坐标系下的空间直角坐标和由式( 10-12) 所计算出的坐标增量,可计算出天线参考点在地心地固系下的坐标  $X_{APR}$ :

$$X_{APR} = \begin{bmatrix} X_{APR} \\ Y_{APR} \\ Z_{APR} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_{AO} \\ Y_{AO} \\ Z_{AO} \end{bmatrix} \tag{10-14}$$

### 10.4.3 天线相位中心改正

天线相位中心改正分两部分:一部分是平均相位中心位置改正,另一部分是相位中心变化

改正。

### 1. 平均相位中心位置改正

在 IGS 接收机天线模型文件中,  $L_1$  和  $L_2$  的天线相位中心偏差在以天线参考点为原点的局部站心坐标系下给出, 如图 10-11 所示。根据式(8-15), 可导出将其转换为地心地固系下的改正向量  $X_{APC_{L_1}}$  的公式:

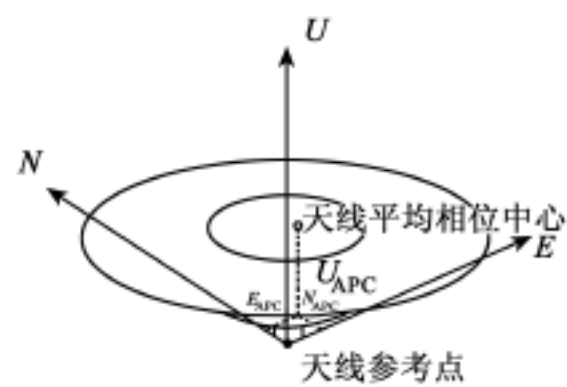


图 10-11 接收机天线平均相位中心位置改正

$$\begin{aligned}
 X_{APC_{L_i}} &= \begin{bmatrix} X_{APC_{L_i}} \\ Y_{APC_{L_i}} \\ Z_{APC_{L_i}} \end{bmatrix} \\
 &= \begin{bmatrix} -\sin B_{ARP} \cos L_{ARP} & -\sin L_{ARP} & \cos B_{ARP} \cos L_{ARP} \\ -\sin B_{ARP} \sin L_{ARP} & \cos L_{ARP} & \cos B_{ARP} \sin L_{ARP} \\ \cos B_{ARP} & 0 & \sin B_{ARP} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} N_{APC_{L_i}} \\ E_{APC_{L_i}} \\ U_{APC_{L_i}} \end{bmatrix} \quad (10-15)
 \end{aligned}$$

式中,  $B_{ARP}$ 、 $L_{ARP}$ 、 $H_{ARP}$  为接收机天线参考点在地心地固坐标系下的大地纬度、大地经度和大地高。则接收机天线的  $L_1$  和  $L_2$  平均相位中心在地心地固系下的坐标  $X_{APC_{L_1}}$  和  $X_{APC_{L_2}}$  为:

$$X_{APC_{L_1}} = X_{ARP} + X_{APC_{L_1}} \text{ 和 } X_{APC_{L_2}} = X_{ARP} + X_{APC_{L_2}} \quad (10-16)$$

即

$$\begin{bmatrix} X_{APC_{L_1}} \\ Y_{APC_{L_1}} \\ Z_{APC_{L_1}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_{ARP} \\ Y_{ARP} \\ Z_{ARP} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_{APC_{L_1}} \\ Y_{APC_{L_1}} \\ Z_{APC_{L_1}} \end{bmatrix} \text{ 和 } \begin{bmatrix} X_{APC_{L_2}} \\ Y_{APC_{L_2}} \\ Z_{APC_{L_2}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_{ARP} \\ Y_{ARP} \\ Z_{ARP} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_{APC_{L_2}} \\ Y_{APC_{L_2}} \\ Z_{APC_{L_2}} \end{bmatrix} \quad (10-17)$$

这样, 接收机天线平均相位中心与卫星天线相位中心之间的距离可以写成

$$S_{i[L_1]}^k = \sqrt{(X^k - X_{APC_{L_1i}})^2 + (Y^k - Y_{APC_{L_1i}})^2 + (Z^k - Z_{APC_{L_1i}})^2} \quad (10-18)$$

和

$$S_{i[L_2]}^k = \sqrt{(X^k - X_{APC_{L_2i}})^2 + (Y^k - Y_{APC_{L_2i}})^2 + (Z^k - Z_{APC_{L_2i}})^2} \quad (10-19)$$

式中,  $X^k$ 、 $Y^k$ 、 $Z^k$  为卫星  $k$  的天线相位中心在地心地固系下的坐标。

为了保持一致性和处理上的方便, 可以将式(10-19)表示成天线的  $L_1$  平均相位中心坐标的形式:

$$\begin{aligned}
 S_{i[L_2]}^k &= \sqrt{(X^k - (X_{APC_{L_1i}} + X_{APC_{L_1,L_2i}}))^2 +} \\
 &\quad \sqrt{(Y^k - (Y_{APC_{L_1i}} + Y_{APC_{L_1,L_2i}}))^2 + (Z^k - (Z_{APC_{L_1i}} + Z_{APC_{L_1,L_2i}}))^2} \quad (10-20)
 \end{aligned}$$

式中,  $X_{APC_{L_1, L_2}}$ 、 $Y_{APC_{L_1, L_2}}$ 、 $Z_{APC_{L_1, L_2}}$  为天线的  $L_1$  与  $L_2$  平均相位中心之间的差异, 即

$$\begin{cases} X_{APC_{L_1, L_2}} = X_{APC_{L_2}} - X_{APC_{L_1}} \\ Y_{APC_{L_1, L_2}} = Y_{APC_{L_2}} - Y_{APC_{L_1}} \\ Z_{APC_{L_1, L_2}} = Z_{APC_{L_2}} - Z_{APC_{L_1}} \end{cases} \quad (10-21)$$

### 2. 接收机天线相位中心变化的改正

由于载波相位观测值是相对于接收机天线的瞬时相位中心的, 因而需要进行相位中心变化的改正, 从而将载波相位观测值归化到天线的平均相位中心。具体算法为:

$$k_i^* = k_i - k_{PCV_i} \quad (10-22)$$

式中:  $k_i^*$  为经过改正的载波相位观测值, 单位为 m;  $k_i$  为原始载波相位观测值, 单位为 m;  $k_{PCV_i}$  为与高度角有关的天线相位中心变化改正, 通过天线相位中心变化改正模型数据文件中的数值进行线性内插, 单位为 m。

## § 10.5 基线解算的数据预处理

在基线解算过程中, 数据预处理是非常关键的一个阶段, 它的目的是得出最终用于基线解算的观测数据和信息, 包括“干净”的观测值、基线端点近似坐标、每个观测历元的接收机钟差、标准化卫星轨道数据等。其中所谓的“干净”观测值, 指的是(基本上)不含有周跳和较大偏差的观测值, 它对基线解算至关重要。

数据预处理阶段的主要工作包括数据传输和解码、数据筛选和编辑、数据标准化、接收机钟差估算、差分观测值或线性组合观测值形成、基线向量近似值估算和周跳探测、修复或标记等。

### 10.5.1 数据传输和格式转换

数据传输是将包括原始观测值和导航电文等在内的数据从 GPS 接收机的内部存储器或其用来记录数据的可移动存储介质中下载到计算机中, 并以接收机专有格式存储在计算机的存储介质上。格式转换是将传输到计算机中以专有格式存储的数据进行格式转换, 较常见的是转换为 RINEX 格式。数据传输和格式转换通常可以使用 GPS 接收机厂商提供的商业软件来完成。另外, 一些研究机构也提供进行格式转换的软件, 如瑞士伯尔尼大学天文学院的 PC-RINEX, 可以将多种不同厂家 GPS 接收机专有格式的数据转换为 RINEX 格式。

如果计划在基线解算时采用精密星历, 则还需要从相关网站上下载时间上完全覆盖整个观测时段且前后有一定延伸的精密星历文件。由于目前的精密星历通常按天进行存储, 因此, 较为简单的方法是下载包含观测时段及前后两天的精密星历文件。

### 10.5.2 数据标准化

数据标准化是从参与基线解算的各类数据文件中提取所需信息, 对能够采用确定方法和

---

在这里, 用符号  $\lambda$  所表示的相位以 m 为单位, 而用符号  $\phi$  所表示的相位则以周为单位, 两者之间的关系为  $\phi = \frac{\lambda}{2\pi} \phi$ , 其中,  $\lambda$  为波长, 单位为 m。

模型进行改正和改化的项目进行相应处理,并将经过处理的数据按内部数据结构进行存储,最终得出直接用于形成基线解算数学模型的标准数据。在这一过程中需要进行的主要工作包括时标同步、接收机天线相位中心改正、卫星轨道标准化等。

1. 时标同步

在这里,所谓时标( Time Tag)就是观测历元时刻的时间标记。在观测数据文件中,时标通常是根据 GPS 接收机的时钟所生成的。在 GPS 测量数据处理中,时标同步包含两方面的含义:第一是观测值采样历元的同步,即使不同 GPS 接收机在进行同步观测时,应在相同的时刻记录观测数据,因为只有这样才能形成差分观测值。第二是与 GPS 时的同步,即使观测值时标与 GPS 时一致,因为在基线解算中所采用的卫星轨道数据是基于 GPS 时的。对于前者,通常由 GPS 接收机完成,要求达到毫秒级水平;而对于后者,则是在基线解算的数据预处理过程中来完成。

实现时标同步通常需要分两部分来完成:一部分是 GPS 接收机根据用户所设定的采样间隔,在能够被采样间隔整除的秒数时进行采样;另一部分是 GPS 接收机在进行数据采集时,利用所得到的伪距观测值逐历元进行单点定位,以解求出接收机钟差,并将其用于使接收机时钟与 GPS 时的差异保持在一定范围内。另外,在数据预处理阶段,还需要利用伪距数据逐历元估算接收机钟差,以用于进行更为精确的时标同步。

接收机钟差可以采用两种算法进行估算:一种是伪距单点定位,将接收机钟差作为参数与位置参数一同进行估计;另一种是通过精度较高的测站近似坐标直接从伪距观测值中分离出接收机钟差,即

$$\delta t_i = \frac{1}{n} \sum_{j=1}^n (\rho_i^j - R_i^j - \delta t^j + d_{trop_i}^j + d_{ionoi}^j) \tag{10-23}$$

式中:  $\delta t_i$  为接收机钟差;  $\rho_i^j$  为站星几何距离;  $R_i^j$  为伪距观测值;  $\delta t^j$  为卫星钟差;  $d_{trop_i}^j$  为对流层折射延迟;  $d_{ionoi}^j$  为电离层折射延迟;  $n$  为观测卫星数。如果在进行基线解算时采用双差观测值模型,则通过以上两种算法所得到的接收机钟差的精度均能够满足数据处理的要求。

2. 卫星轨道标准化

卫星轨道标准化是将采用不同形式表示的 GPS 卫星轨道数据用一个统一的方式来表示,通常是采用一组高阶多项式的系数。卫星轨道标准化有两方面的作用:一是得到某一时间段内平滑的轨道数据;二是将不同类型的轨道数据转换为统一的形式,以便在基线解算时采用。

对于不同类型的 GPS 卫星轨道数据,卫星轨道标准化的内容并非完全相同。对于广播星历,由于其每隔两小时更新一次,因此,当观测时段中卫星进行了轨道数据更新时,就将遇到同一卫星具有多组不同独立轨道数据的情况。这将给数据处理带来许多不便,为此,需要将多组不同的独立轨道数据标准化为一组统一的轨道数据。常用的方法是用以时间为变量的多项式来分别对卫星在地心地固坐标系下的 X、Y、Z 坐标分量和钟差进行拟合。对于常用的 IGS 精密星历,由于其轨道数据并不是相对于卫星信号发射天线的相位中心,而是相对于卫星的质心,因此,必须将精密星历所提供的轨道数据改化到天线相位中心,而该项改化在卫星位于地影期间非常复杂。另外,由于精密星历通常按一定时间间隔给出离散卫星位置和速度的方式来表示卫星轨道,因此,观测历元时的卫星位置和速度需要通过多项式内插的方法来计算,或者像针对广播星历一样,在一个观测时段内用一组多项式系数分别表示卫星在地心地固坐标系下的坐标和速度分量及钟差。



10.5.3 数据筛选和编辑

在数据筛选和编辑过程中, 将根据观测值的信噪比、卫星高度角、卫星健康状态、观测值间的同步情况等对数据进行编辑整理, 信噪比异常或过低、卫星高度角低于预先设值的阈值、星历显示卫星不健康或没有同步观测数据的观测值将被标记或删除。

10.5.4 差分观测值和线性组合观测值形成

在进行基线解算时, 通常采用双差观测模型。用于形成函数模型的差分观测值既可以是由  $L_1$  或  $L_2$  载波相位观测值分别单独形成的双差观测值, 也可以是由  $L_1$  和  $L_2$  载波相位观测值的线性组合形成的双差观测值。

双差观测值涉及两个测站对两颗卫星的观测数据, 基本形成方式如下:

$$\Delta \nabla_{i,j}^{k,l} = (\varphi_j^l - \varphi_i^l) - (\varphi_j^k - \varphi_i^k) \tag{10-24}$$

式中:  $\Delta \nabla_{i,j}^{k,l}$  为与测站  $i, j$  和卫星  $k, l$  有关的双差观测值;  $\varphi_i^k$  为测站  $i$  对卫星  $k$  的载波相位观测值;  $\varphi_i^l$  为测站  $i$  对卫星  $l$  的载波相位观测值;  $\varphi_j^k$  为测站  $j$  对卫星  $k$  的载波相位观测值;  $\varphi_j^l$  为测站  $j$  对卫星  $l$  的载波相位观测值。

10.5.5 基线向量近似值估算

在进行正式的基线解算时, 需要有一个较高精度的基线向量近似值, 该近似值主要有两种用途:

- (1) 用于周跳的探测与修复。利用高精度的基线向量近似值, 可以计算出双差观测值的残差序列。根据该序列的形态, 可以判定在某一历元是否发生周跳及周跳的数量。
- (2) 用于形成线性化的观测方程或误差方程。在进行基线解算时, 需要固定一个端点的坐标, 其他端点的坐标利用该端点以及这些基线向量近似值推算出来, 这些端点的坐标将被用于观测方程的线性化。

通常, 可以将基线向量的三差解用做基线向量的近似值。由于三差解对载波相位观测值中的周跳不敏感, 因此, 即使载波相位观测值中存在周跳, 也可以进行三差解的求解(三差解的模型见§ 10.6)。

10.5.6 周跳的探测与处理

由于在 GPS 载波相位观测值中可能存在周跳, 因此, 必须在建立基线解算的误差方程前对周跳进行探测, 并对所探测出的周跳进行相应处理。

常用的周跳探测方法有多项式拟合法、历元间高次差法和残差法。这些方法适用于单一频率的载波相位观测值, 可用于探测原始单程(非差)、单差或双差载波相位观测值中的周跳。不过, 由于 GPS 接收机钟存在较大的频漂, 若针对非差载波相位观测值进行周跳探测, 通常仅能探测出数周以上的大周跳, 而 1 ~2 周的小周跳则无法探测出来。若针对双差载波相位观测值, 则可以探测出较小周跳。这些方法探测周跳的能力还与数据的采样间隔有关, 一般说来, 采样间隔越小, 探测能力越强。

对于双频载波相位观测值, 周跳探测则较为容易, 除采用上述方法外, 还可以采用伪距法

和无几何条件关系( Geometry-Free) 的组合观测值来进行周跳探测。其中, 后一种方法非常有效, 几乎可以发现任何周跳。

周跳探测方法见表 10-2, 有关具体细节, 可参见§ 4.4。

表 10-2		周跳探测方法	
名 称	方 法	特 点	适用范围
多项式拟合法	对需要进行周跳探测的观测值时间序列采用高阶多项式进行拟合, 根据拟合残差来确定周跳	由于该方法对观测值没有特殊要求, 可适用于任何类型的载波相位观测值, 是最常用的方法之一	单/双频载波相位观测值
历元间高次差法	在载波相位观测值中, 若在某个历元存在周跳, 都将在与之有关的历元间的高次差中显现出来。对于某个级别的历元间差分序列, 如果观测值中不存在周跳, 则其数值将近似为一常数; 如果观测值中存在周跳, 则该序列的数值将在某些部分出现异常	该方法的效果与多项式拟合法相同, 其特点是计算方法简单	单/双频载波相位观测值
残差法	分析观测值的残差序列, 若发生接近载波波长整倍数的跳跃, 则很有可能是发生了周跳, 而周跳的数量通常就是载波波长整倍数的跳跃	该方法能够探测和修复小周跳, 但通常需要精度较高的基线向量的先验值或在进行初步的基线解算后进行。该方法通常需要与基线向量的估计反复迭代进行	单/双频载波相位观测值
伪距法	采用双频相位和/或伪距数据, 在每一历元独立地确定出模糊度, 可以将任何相邻历元间模糊度值的变化都解释为周跳	由于伪距的精度较低, 因此该方法探测周跳的功效较低。该方法适合于那些需要采用“ on-the-fly ”模糊度解算技术的动态数据	双频载波相位观测值并具有双频位居观测值
无几何关系的组合观测值	在静态定位的条件下, 与几何条件无关的组合观测值( $L_1 - L_1 - L_2 - L_2$ ) 的历元间差分通常为一微小量, 当其数值发生较大跳跃时, 则说明形成差分的后一历元的观测值中存在周跳	周跳探测能力强。但由于该组合涉及两个频率的载波观测值, 因而不那么容易区分究竟是哪个频率的观测值中存在周跳。另外, 在进行双频载波相位数据的周跳探测时, 如果 $L_2$ 上的观测值是采用“ 平方法 ”获得的, 则需要对 $L_2$ 上的“ 半周跳 ”进行处理	双频载波相位观测值

对所探测出的周跳, 可以采用以下两种方法进行处理:

(1) 对周跳进行修复。若探测出某颗卫星在某一历元的载波相位观测值发生了周跳, 并且能够准确确定出周跳的数量, 则可将丢失的整周数加到该历元后(含该历元)该颗卫星的所有载波相位观测值中, 直到该颗卫星的载波相位值中有新的周跳发生。该方法适用于能够准确确定出发生周跳数量的情况, 否则会对基线解算结果造成不良影响。

(2) 引入新的模糊度参数。若探测出某颗卫星在某一历元有周跳发生, 可以从该历元起, 为该颗卫星引入一个新的模糊度参数。实际上, 在此历元所发生周跳的数量等于该历元前后两个模糊度值之差。该方法实际上是利用参数估计的方法来确定周跳, 理论上是严密的, 但当周跳发生较为频繁时, 将使得方程中待定参数的数量大大增加, 从而降低方程的稳定性。

## § 10.6 基线解算的基本数学模型

### 10.6.1 非差载波相位模型

#### 1. 观测方程

非差载波相位观测值也被称为单程载波相位观测值, 即由 GPS 接收机所采集到的原始载波相位观测值, 是卫星所发送载波信号与接收机所复制载波信号的拍相。非差观测模型在 GPS 基线解算中非常重要, 虽然在大多数基线处理软件中并不直接采用该模型进行基线解算, 而是采用差分观测模型, 但是, 它却是这些观测模型的基础。以长度为单位的非差载波相位观测值的观测方程为

$$\begin{aligned} \varphi_i^k(T_i) + v_i^k(T_i) = & \varphi_i^k(T_i) + d_{\text{tropi}}^k(T_i) + d_{\text{ioni}}^k(T_i) + d_{\text{mpi}}^k(T_i) + \lambda_i^k \cdot \delta_i(T_i) \\ & + c \cdot [\delta_i(T_i) - \delta^k(T_i^k)] + \delta_i^k \cdot n_i^k + \delta_{0i}^k \end{aligned} \quad (10-25)$$

式中:  $T_i$  为信号接收时刻;  $T_i^k$  为信号发射时刻, 且

$$T_i^k = T^k - \frac{\lambda_i^k(T_i)}{c}; \quad (10-26)$$

$\varphi_i^k$  为测站  $i$  对卫星  $k$  的经过天线相位中心变化改正的载波相位观测值, 单位为  $m$ ;  $v_i^k(T_i)$  为观测值的改正数;  $\delta_i$  为接收机钟差;  $\delta^k$  为卫星钟差;  $\lambda_i^k$  为卫星相对于测站的径向速度;  $n_i^k$  为载波相位观测值的整周模糊度, 该值为整数;  $\delta_{0i}^k$  为由于卫星载波信号初始相位偏差  $\delta_0^k$  和接收机载波信号初始相位偏差  $\delta_{0i}$  所引起的载波相位观测值的初始相位偏差, 该值不一定是整数, 且

$$\delta_{0i}^k = \delta_{0i} - \delta_0^k; \quad (10-27)$$

$d_{\text{tropi}}^k$  为对流层折射延迟;  $d_{\text{ioni}}^k$  为电离层折射延迟;  $d_{\text{mpi}}^k$  为多路径误差;  $\lambda_i^k$  为载波波长;  $c$  为真空中的光速;  $\delta_i^k$  为信号发射时刻的卫星天线相位中心与信号接收时刻的接收机天线平均中心之间的几何距离, 即

$$\delta_i^k(T_i) = \sqrt{(X^k(T_i^k) - X_{\text{APCi}}(T_i))^2 + (Y^k(T_i^k) - Y_{\text{APCi}}(T_i))^2 + (Z^k(T_i^k) - Z_{\text{APCi}}(T_i))^2} \quad (10-28)$$

其中:  $X^k(T_i^k)$ 、 $Y^k(T_i^k)$ 、 $Z^k(T_i^k)$  为信号发射时刻的卫星天线的相位中心在信号发射时刻的地

---

严格地讲, 载波相位应被称为载波拍相(Carrier Beat Phase), 即所接收的受多普勒频移影响的卫星载波信号的相位与接收机本机振荡产生信号的相位之差。

心地固系下的坐标;  $X_{APCi}(T_i)$ 、 $Y_{APCi}(T_i)$ 、 $Z_{APCi}(T_i)$  为接收机天线平均相位中心在信号发射时刻的地心地固系下的坐标, 由于地球潮汐的作用, 即使对于静态定位, 其在地心地固系下也是随时间变化的。

由于地球潮汐的作用, 在静态定位中, 接收机天线平均相位中心在地心地固系下的坐标是随时间变化的。为了便于进行数据处理, 可将其用一个参考历元时刻的坐标(  $X_{APCi}(t_0)$ ,  $Z_{APCi}(t_0)$ ,  $Y_{APCi}(t_0)$  )与观测历元时刻相对于参考历元时刻的地球潮汐影响(  $dX_{APC, tide}(T_i)$ ,  $dY_{APC, tide}(T_i)$ ,  $dZ_{APC, tide}(T_i)$  )表示, 即

$$\begin{bmatrix} X_{APCi}(T_i) \\ Y_{APCi}(T_i) \\ Z_{APCi}(T_i) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_{APCi}(t_0) \\ Y_{APCi}(t_0) \\ Z_{APCi}(t_0) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} dX_{APC, tide}(T_i) \\ dY_{APC, tide}(T_i) \\ dZ_{APC, tide}(T_i) \end{bmatrix} \tag{10-29}$$

这样, 可将式( 10-28) 表示为

$$\begin{aligned} \rho_j^i(T_j) = & \sqrt{(X^i(T_j^i) - (X_{APCj}(t_0) + dX_{APCtide}(T_j)))^2 +} \\ & \sqrt{(Y^i(T_j^i) - (Y_{APCj}(t_0) + dY_{APCtide}(T_j)))^2 + (Z^i(T_j^i) - (Z_{APCj}(t_0) + dZ_{APCtide}(T_j)))^2} \end{aligned} \tag{10-30}$$

## 2. 线性化的观测方程

为了能够进行参数估计, 需要对式( 10-25) 进行线性化, 以得到线性化的非差载波相位观测值的观测方程:

$$\begin{aligned} \rho_i^k(T_i) + v(T_i) = & \rho_i^{0k}(T_i) \\ & - l_i^k(T_i) dX_i(t_0) - m_i^k(T_i) dY_i(t_0) - n_i^k(T_i) dZ_i(t_0) \\ & + d_{tropi}^k(T_i) + d_{ioni}^k(T_j) + d_{mpi}^k(T_i) + \delta_i^k \cdot \delta_i(T_i) \\ & + c \cdot [\delta_i(T_i) - \delta^k(T_i^k)] - \delta \cdot n_i^k + \delta \cdot \delta_{0i}^k \end{aligned} \tag{10-31}$$

式中:  $X_{APCi}^0(t_0)$ 、 $Y_{APCi}^0(t_0)$ 、 $Z_{APCi}^0(t_0)$  为参考历元时刻  $t_0$  时的接收机天线平均相位中心在地心地固系下的坐标近似值;  $dX_i(t_0)$ 、 $dY_i(t_0)$ 、 $dZ_i(t_0)$  为参考历元时刻  $t_0$  时的接收机天线平均相位中心在地心地固系下的坐标改正数; 而

$$\begin{aligned} \rho_i^{0k}(T_i) = & \sqrt{(X^k(T_i^k) - (X_{APCi}^0(t_0) + dX_{APC, tide}(T_i)))^2 +} \\ & \sqrt{(Y^k(T_i^k) - (Y_{APCi}^0(t_0) + dY_{APC, tide}(T_i)))^2 + (Z^k(T_i^k) - (Z_{APCi}^0(t_0) + dZ_{APC, tide}(T_i)))^2} \end{aligned} \tag{10-32}$$

其中,

$$\begin{cases} l_i^k(T_i) = \frac{X^k(T_i^k) - X_{APCi}^0(t_0) - dX_{APC, tide}(T_i)}{\rho_i^{0k}(T_j)} \\ m_i^k(T_i) = \frac{Y^k(T_i^k) - Y_{APCi}^0(t_0) - dY_{APC, tide}(T_i)}{\rho_i^{0k}(T_j)} \\ n_i^k(T_i) = \frac{Z^k(T_i^k) - Z_{APCi}^0(t_0) - dZ_{APC, tide}(T_i)}{\rho_i^{0k}(T_j)} \end{cases} \tag{10-33}$$

## 3. 各项因素的处理方法

在式( 10-25) 或式( 10-33) 中, 含有很多可能对定位结果产生影响的偏差项, 如与对流层折射延迟  $d_{tropi}^k$ 、电离层折射延迟  $d_{ioni}^k$ 、多路径误差  $d_{mpi}^k$ 、卫星钟差  $\delta^k$  和接收机钟差  $\delta_i$  等有关的项。表 10-3 给出了在采用非差模型进行高精度 GPS 数据处理时, 处理这些因素的方法。

表 10-3

非差观测值模型各类偏差的处理方法

项 目	处理方法
对流层折射延迟	经验模型改正 作为参数进行估计
电离层折射延迟	经验模型改正 实测模型改正 双频改正
多路径误差	不考虑
卫星钟差	模型改正
接收机钟差	作为参数进行估计

非差模型中主要涉及天线平均相位中心的坐标、对流层折射延迟、接收机钟差、整周模糊度和初始相位偏差 5 类参数。其中, 对流层参数通常被表示为天顶方向的延迟  $ZD_i(T_i)$  与将天顶方向延迟投影到倾斜方向上的映射函数( Mapping Function)  $mf(E_i^k(T_i))$  乘积的形式, 这里的  $E$  为卫星高度角。电离层折射延迟和卫星钟差可用模型进行改正,  $i^k \cdot \varphi_i(T_i)$  项可用利用卫星星历计算出来的卫星相对于测站的径向速度和利用伪距所计算出来的接收机钟差精确确定到毫米级水平, 多路径误差则通常被忽略。这样, 就可将式( 10-25) 和式( 10-33) 分别简化为

$$i^k(T_i) + v_i^k(T_i) = i^k(T_i) + mf(E_i^k) \cdot ZD_i(T_i) + c \cdot \varphi_i(T_i) + \delta t_i^k + b_i^k + M_i^k(T_i) \tag{10-34}$$

和

$$\begin{aligned} i^k(T_i) + v_i(T_i) = & \quad i^{0k}(T_i) \\ & - l_i^k(T_i) dX_i(t_0) - M_i^k(T_i) dY_i(t_0) - n_i^k(T_i) dZ_i(t_0) \\ & + mf(E_i^k) \cdot ZD_i(T_i) + c \cdot \varphi_i(T_i) + \delta t_i^k + b_i^k + M_i^k(T_i) \end{aligned} \tag{10-35}$$

式中:  $M_i^k(T_i)$  为可模型化项以及被忽略项的和,  $b_i^k$  为整周模糊度与初始相位偏差的和, 即

$$M_i^k(T_i) = d_{ion i}^k(T_j) + d_{mp i}^k(T_j) + i^k \cdot \varphi_i(T_i) - C \cdot \varphi_i(T_i^k); \tag{10-36}$$

$$b_i^k = - i^k \cdot n_i^k + \varphi_{0 i}^k \tag{10-37}$$

虽然理论上天顶对流层折射延迟将随时间变化, 但在实际求解过程中, 为了避免参数过多而无法求解, 通常采用分段( 在一段时间内认为其保持不变) 或随机过程的方法对其进行处理。

#### 4. 随机模型

假设接收机  $i$  在  $T_i$  历元时刻观测了  $m(T_i)$  颗卫星, 可获得  $m(T_i)$  个非差  $L_1$  载波相位观测值  $L_{1i}(T_i)$ , 即

$$L_{1i}(T_i) = \begin{bmatrix} L_{1i}^1(T_i) & L_{1i}^2(T_i) & \dots & L_{1i}^{m(T_i)}(T_i) \end{bmatrix}^T \tag{10-38}$$

通常认为这些观测值间在统计上互不相关, 这样, 它们的权阵或先验方差-协方差阵就为对角阵。对于方差-协方差阵来说, 非主对角线元素为 0, 主对角线元素为所对应观测值的方差, 即

$$D_{L_{1i}(T_i)} = \text{diag}(\sigma_{L_{1i}^1(T_i)}^2, \sigma_{L_{1i}^2(T_i)}^2, \dots, \sigma_{L_{1i}^{m(T_i)}(T_i)}^2) \tag{10-39}$$

式中:  $\text{diag}(\dots)$  表示对角阵;  $\sigma_{L_{1i}^k(T_i)}^2$  为非差载波相位观测值的先验方差。

常用的确定非差载波相位观测值先验方差的方法有等精度法、高度角法、信噪比法等。等

精度法认为所有观测值的精度相同, 它们的先验方差均相等, 在实际进行数据处理时, 可以设 为一个任意值, 不过为方便起见, 往往令它们等于 1。高度角法是根据卫星信号的高度角来确 定观测值的先验方差, 其具体形式有很多。不过, 通常认为信号高度角越低。观测值的先验方 差越大。下式就是其中一种形式:

$$\sigma_{i^k(T_i)}^2 = \frac{1}{\tan^2(E_i^k(T_i))} \tag{10-40}$$

其中,  $E_i^k$  为信号高度角。信噪比法是根据信号的信噪比来确定观测值的先验方差, 认为信噪 比越低, 观测值的先验方差越大。其具体形式如下:

$$\sigma_{i^k(T_i)}^2 = \sqrt{\frac{B}{c/n_0}} \cdot \frac{1}{2} \tag{10-41}$$

式中:  $B$  为载波跟踪回路的带宽, 单位为  $\text{Hz}$ ;  $\lambda$  为载波波长, 单位为  $\text{m}$ ;  $c/n_0$  为载波噪声密度, 单位为  $\text{dB-Hz}$ , 可由信号的信噪比(  $\text{SNR}$ ) 来计算。

对于在  $T_i$  历元时刻多个测站的非差载波相位观测值, 其先验方差-协方差阵为

$$D_{(T_i)} = \text{diag}(D_{1(T_i)}, D_{2(T_i)}, \dots, D_{n_i(T_i)}) \tag{10-42}$$

式中,  $n_i$  为测站数。

对于多个历元时刻的观测值的方差-协方差阵, 通常不考虑历元间非差载波相位观测值的 相关性, 因而也可采用与式( 10- 42) 类似方式构成其先验方差-协方差阵:

$$D = \text{diag}(D_{(T_1)}, D_{(T_2)}, \dots, D_{(T_n)}) \tag{10-43}$$

式中,  $n$  为历元数。

### 10.6.2 单差载波相位模型

#### 1. 观测方程

以  $m$  为单位的单差载波相位观测值模型为:

$$\begin{aligned} & \phi_{i,j}^k(T_i, T_j) - \phi_{i,j}^k(T_i, T_i) \\ &= \phi_{i,j}^k(T_i, T_j) - mf(E_i^k) \cdot ZD_i(T_i) + mf(E_j^k) \cdot ZD_j(T_j) + M_{i,j}^k(T_i, T_j) + b_{i,j}^k \end{aligned} \tag{10-44}$$

式中,  $\phi_{i,j}^k$  为单差算子, 有  $\phi_{i,j}^k(T_i, T_j) = \phi_j^k(T_j) - \phi_i^k(T_i)$ 。

需要指出的是, 对于单差载波相位观测值, 有

$$b_{i,j}^k = -n_{i,j}^k + \phi_{0i,j}^k \tag{10-45}$$

其中,  $\phi_{0i,j}^k$  仅与两个测站上接收机载波信号的初始相位偏差有关, 即

$$\phi_{0i,j}^k = \phi_{0j}^k - \phi_{0i}^k = (\phi_{0j}^k - \phi_0^k) - (\phi_{0i}^k - \phi_0^k) = \phi_{0j}^k - \phi_{0i}^k \tag{10-46}$$

另外, 由于卫星到两个测站的距离不一定相等, 而且两个测站上的接收机也可能存在不同的 钟差( 从而使得  $T_i \neq T_j$ ), 所以, 两个测站间进行同步观测时所接收到相同卫星的载波信号 很有可能并不是卫星在同一时刻所发送的, 而会在时间上有一些小的差异( 通常不会超过  $0.01\text{s}$ ), 即  $T_i^k \neq T_j^k$ 。但是, 由于卫星钟的稳定性很高, 在这样短的时间内可以认为其钟差是不 变的, 即  $c \cdot \delta t_i^k(T_i^k) = c \cdot \delta t_j^k(T_j^k)$ 。这样,  $M_{i,j}^k(T_i, T_j)$  中与卫星钟差有关的项也被消除了, 即

$$\begin{aligned} M_{i,j}^k(T_i, T_j) &= (d_{ionj}^k(T_j) + d_{mpj}^k(T_j) - c \cdot \delta t_j^k(T_j^k)) - (d_{ionj}^k(T_i) + d_{mpi}^k(T_i) - c \cdot \delta t_i^k(T_i^k)) \\ &= (d_{ionj}^k(T_j) + d_{mpj}^k(T_j)) - (d_{ionj}^k(T_i) + d_{mpj}^k(T_i)) \end{aligned} \tag{10-47}$$

## 2. 随机模型

单差载波相位观测值是由两个测站的非差载波相位观测值相互求差所形成的, 即

$$\begin{bmatrix} \varphi_{i,j}(T_i) \\ \varphi_{i,j}(T_j) \end{bmatrix} = T_{SD} \cdot \begin{bmatrix} \varphi_i(T_i) \\ \varphi_j(T_j) \end{bmatrix} \quad (10-48)$$

式中:

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \varphi_{i,j}(T_i, T_j) \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} \varphi_{i,j}^1(T_i, T_j) & \varphi_{i,j}^2(T_i, T_j) & \dots & \varphi_{i,j}^{m(T_i, T_j)}(T_i, T_j) \end{bmatrix}^T; \\ \varphi_i(T_i) &= \begin{bmatrix} \varphi_i^1(T_i) & \varphi_i^2(T_i) & \dots & \varphi_i^{m(T_i, T_j)}(T_i) \end{bmatrix}^T; \\ \varphi_j(T_j) &= \begin{bmatrix} \varphi_j^1(T_j) & \varphi_j^2(T_j) & \dots & \varphi_j^{m(T_i, T_j)}(T_j) \end{bmatrix}^T, \text{ 其中 } m(T_i, T_j) \text{ 为同步观测的卫星数;} \\ T_{SD} &= \begin{bmatrix} -1 & 0 & \dots & 0 & 1 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & -1 & \dots & 0 & 0 & 1 & \dots & 0 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ 0 & 0 & \dots & -1 & 0 & 0 & \dots & 1 \end{bmatrix}. \end{aligned}$$

根据误差传播律, 可得一个观测历元单差载波相位观测值的先验方差-协方差阵:

$$\begin{aligned} D_{\varphi_{i,j}(T_i, T_j)} &= T_{SD} \cdot \begin{bmatrix} D_{\varphi_i(T_i)} \\ D_{\varphi_j(T_j)} \end{bmatrix} \cdot T_{SD}^T \\ &= \begin{bmatrix} \sigma_{\varphi_i^1(T_i)}^2 + \sigma_{\varphi_j^1(T_j)}^2 & & & 0 \\ & \sigma_{\varphi_i^2(T_i)}^2 + \sigma_{\varphi_j^2(T_j)}^2 & & \\ & & \ddots & \\ 0 & & & \sigma_{\varphi_i^{m(T_i, T_j)}(T_i)}^2 + \sigma_{\varphi_j^{m(T_i, T_j)}(T_j)}^2 \end{bmatrix} \quad (10-49) \end{aligned}$$

如果两个测站对相同卫星的非差载波相位观测值的精度相同, 并令其方差为  $\sigma_{\varphi_{i,j}^k(T_i, T_j)}^2$ , 则可将其先验方差-协方差阵表示为

$$D_{\varphi_{i,j}(T_i, T_j)} = \begin{bmatrix} 2\sigma_{\varphi_{i,j}^1(T_i, T_j)}^2 & & & 0 \\ & 2\sigma_{\varphi_{i,j}^2(T_i, T_j)}^2 & & \\ & & \ddots & \\ 0 & & & 2\sigma_{\varphi_{i,j}^{m(T_i, T_j)}(T_i, T_j)}^2 \end{bmatrix} \quad (10-50)$$

对于多个历元时刻观测值的方差-协方差阵, 通常不考虑历元间单差载波相位观测值的相关性, 可利用各个历元方差-协方差阵构成一个大的矩阵, 它们分别为该矩阵主对角线上的子块。

### 10.6.3 双差载波相位模型

#### 1. 观测方程

以  $m$  为单位的双差载波相位观测值模型为:

$$\begin{aligned} \Delta \nabla \varphi_{i,j}^{k,1}(T_i, T_j) &+ \Delta \nabla v_{i,j}^{k,1}(T_i, T_j) \\ &= \Delta \nabla \varphi_{i,j}^{k,1}(T_i, T_j) + mf(E_i^k) \cdot ZD_i(T_i) - mf(E_j^k) \cdot ZD_j(T_j) - \\ &\quad mf(E_i^1) \cdot ZD_i(T_i) + mf(E_j^1) \cdot ZD_j(T_j) + M_{i,j}^{k,1}(T_i, T_j) + \Delta \nabla b_{i,j}^{k,1} \end{aligned} \quad (10-51)$$

式中,  $\Delta \nabla$  为双差算子,  $\Delta \nabla \varphi_{i,j}^{k,1}(T_i, T_j) = \varphi_j^1(T_j) - \varphi_i^1(T_i) - \varphi_j^k(T_j) + \varphi_i^k(T_i)$ 。

需要指出的是, 对于双差载波相位观测值, 有

$$\Delta \nabla b_{i,j}^{k,1} = -n_{i,j}^1 + n_{0i,j}^1 + n_{i,j}^k - n_{0i,j}^k$$

$$\begin{aligned}
&= - \mathbf{n}_{i,j}^l + (\mathbf{o}_j - \mathbf{o}_i) + \mathbf{n}_{i,j}^k - (\mathbf{o}_j - \mathbf{o}_i) \\
&= - \Delta \nabla \mathbf{n}_{i,j}^{k,l}
\end{aligned} \tag{10-52}$$

也就是说,此时双差载波相位偏差就是双差模糊度。另外,对于距离较短的基线向量,如10km左右,通常认为,经过双差后可以忽略电离层折射延迟,这样,  $M_{i,j}^{k,l}(T_i, T_j)$  就仅涉及多路径误差。

如果确定出了模糊度参数,在方程中模糊度参数将被固定。重新进行基线解算,从而得出基线相量的固定解。

## 2. 随机模型

双差载波相位观测值是由不同卫星间单差载波相位观测值相互求差所形成的,这里假定所有卫星都相对于一个参考星(为了简明,令该卫星为第一颗卫星)求差,即

$$\Delta \nabla \mathbf{n}_{i,j}^l(T_i, T_j) = \mathbf{T}_{DD} \cdot \begin{bmatrix} \mathbf{n}_{i,j}^1(T_i, T_j) \\ \mathbf{n}_{i,j}^2(T_i, T_j) \\ \dots \\ \mathbf{n}_{i,j}^{m(T_i, T_j)}(T_i, T_j) \end{bmatrix} \tag{10-53}$$

式中,

$$\mathbf{T}_{DD} = \begin{bmatrix} -1 & 1 & 0 & \dots & 0 \\ -1 & 0 & 1 & \dots & 0 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ -1 & 0 & 0 & \dots & 1 \end{bmatrix}$$

根据误差传播律,并假定两个测站对相同卫星的非差载波相位观测值的精度相同,可得一个观测历元双差载波相位观测值的方差-协方差阵为:

$$\begin{aligned}
\mathbf{D}^{\Delta \nabla \mathbf{n}_{i,j}^l(T_i, T_j)} &= \mathbf{T}_{DD} \cdot \mathbf{D}_{\mathbf{n}_{i,j}^l(T_i, T_j)} \cdot \mathbf{T}_{DD}^T \\
&= \begin{bmatrix} 2\sigma_{\mathbf{n}_{i,j}^1(T_i, T_j)}^2 + 2\sigma_{\mathbf{n}_{i,j}^2(T_i, T_j)}^2 & 2\sigma_{\mathbf{n}_{i,j}^1(T_i, T_j)}^2 & \dots & 2\sigma_{\mathbf{n}_{i,j}^1(T_i, T_j)}^2 \\ 2\sigma_{\mathbf{n}_{i,j}^1(T_i, T_j)}^2 & 2\sigma_{\mathbf{n}_{i,j}^1(T_i, T_j)}^2 + 2\sigma_{\mathbf{n}_{i,j}^3(T_i, T_j)}^2 & \dots & 2\sigma_{\mathbf{n}_{i,j}^1(T_i, T_j)}^2 \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ 2\sigma_{\mathbf{n}_{i,j}^1(T_i, T_j)}^2 & 2\sigma_{\mathbf{n}_{i,j}^1(T_i, T_j)}^2 & \dots & 2\sigma_{\mathbf{n}_{i,j}^1(T_i, T_j)}^2 + 2\sigma_{\mathbf{n}_{i,j}^{m(T_i, T_j)}(T_i, T_j)}^2 \end{bmatrix}
\end{aligned} \tag{10-54}$$

从式(10-54)中可以注意到,双差观测值的方差为所涉及的两颗卫星(其中一颗为参考星)单差观测值方差的和,而双差观测值间的协方差则为参考星单差观测值的方差。

同样,对于多个历元时刻观测值的方差-协方差阵,通常不考虑历元间非差载波相位观测值的相关性,可利用各个历元方差-协方差阵构成一个大的矩阵,它们分别为该矩阵主对角线上的子块。

## 10.6.4 三差载波相位模型

### 1. 观测方程

以  $m$  为单位的三差载波相位观测值模型为:

$$\begin{aligned}
&\Delta \nabla \mathbf{n}_{i,j}^{k,l}(T_{ia}, T_{ja}, T_{ib}, T_{jb}) + \Delta \nabla \mathbf{v}_{i,j}^{k,l}(T_{ia}, T_{ja}, T_{ib}, T_{jb}) \\
&= \Delta \nabla \mathbf{n}_{i,j}^{k,l}(T_{ia}, T_{ja}, T_{ib}, T_{jb}) \\
&\quad - mf(E_i^k) \cdot ZD_i(T_{ia}) + mf(E_j^k) \cdot ZD_j(T_{ja}) + mf(E_i^l) \cdot ZD_i(T_{ia}) - mf(E_j^l) \cdot ZD_j(T_{ja})
\end{aligned}$$



$$\begin{aligned}
& + \text{mf}(E_i^k) \cdot \text{ZD}_i(T_{ib}) - \text{mf}(E_j^k) \cdot \text{ZD}_j(T_{jb}) - \text{mf}(E_i^l) \cdot \text{ZD}_i(T_{ib}) + \text{mf}(E_j^l) \cdot \text{ZD}_j(T_{jb}) \\
& + M_{i,j}^{k,l}(T_{ia}, T_{ja}, T_{ib}, T_{jb}) \\
& - \frac{k}{i} \cdot \frac{l}{i}(T_{ia}) + \frac{k}{i} \cdot \frac{l}{j}(T_{ja}) + \frac{l}{i} \cdot \frac{k}{i}(T_{ia}) - \frac{l}{j} \cdot \frac{k}{j}(T_{ja}) \\
& + \frac{k}{i} \cdot \frac{l}{i}(T_{ib}) - \frac{k}{j} \cdot \frac{l}{j}(T_{jb}) - \frac{l}{i} \cdot \frac{k}{i}(T_{ib}) + \frac{l}{j} \cdot \frac{k}{j}(T_{jb})
\end{aligned}
\tag{10-55}$$

式中的下标 a 和 b 表示两个有关的历元。虽然通常这两个历元是相邻的,但并非必须如此,例如,可以相对于时段的第一个历元来形成历元间差分。

### 2. 随机模型

与前面的非差、单差和双差观测值不同,由于前后相邻两个历元的三差观测值在形成时用到了部分共同的观测值,因而具有了统计相关性。虽然可以参照前面的方法来确定单个历元的三差观测值(实际上包含两个不同历元的观测数据)的先验方差-协方差阵,但要形成涉及所有历元三差观测值的完整先验方差-协方差阵则相当困难,其形式也较为复杂,在此不再讲述。不过需要指出的是,由于三差模型通常仅用于确定初始的基线向量,因而在利用该模型进行基线解算时,通常并不考虑前后相邻两个历元三差观测值间的统计相关性,而是采用了简化模型。这种处理方法,也是导致基线向量三差解质量不高的原因。

## § 10.7 不同频率载波相位观测值的线性组合

### 10.7.1 常用线性组合

由于  $L_2$  载波相位观测值的质量远不及  $L_1$  载波相位观测值,因而在进行基线解算时,如果基线距离不长,即使具有双频观测值,仍常常仅采用  $L_1$  载波相位观测值。但是,对于一些特殊情况,如在长基线或动态定位时,采用双频载波相位观测值却有可能得出比仅单独采用  $L_1$  载波相位观测值质量更好的结果。

使用双频载波相位观测值的方式可分为两种:一种是分别形成  $L_1$  和  $L_2$  载波相位观测值各自的观测方程,然后利用它们一起进行参数估计;另一种是利用  $L_1$  和  $L_2$  载波相位观测值形成某种特殊形式的线性组合观测值,然后利用该组合观测值形成观测方程,进行参数估计。前者相当于增加观测值,但实际上很少采用。目前主要采用的是后一种方法,因为这种组合观测值可能会具有一些优于原始观测值的特性。

由式(4-43)可知,不同频率载波相位观测值的线性组合  $a_1, a_2$  具有如下一般形式:

$$a_1, a_2 = a_{L_1} \cdot L_1 + a_{L_2} \cdot L_2 \tag{10-56}$$

式中:  $L_1, L_2$  分别为  $L_1$  和  $L_2$  的载波相位观测值,单位为周;  $a_{L_1}$  和  $a_{L_2}$  分别对应于  $L_1$  和  $L_2$  载波相位观测值的组合系数,可为任意实数。

在表 10-4 中给出了组合观测值所具有的一些特性。

表 10-4 不同频率载波相位观测值线性组合的一般特性		
项 目	内 容	备 注
频率特性	$f_{a_{L_1}, a_{L_2}} = a_{L_1} \cdot f_{L_1} + a_{L_2} \cdot f_{L_2}$	组合观测值的频率为频率的组合
波长特性	$a_{L_1, a_{L_2}} = \frac{L_1 \cdot L_2}{a_{L_2} \cdot L_1 + a_{L_1} \cdot L_2}$	

项 目	内 容	备 注
相位模糊度	$N_{a_{L_1}, a_{L_2}} = a_{L_1} \cdot N_{L_1} + a_{L_2} \cdot N_{L_2}$	组合观测值的相位模糊度为相位模糊度的组合
电离层折射延迟	$ion a_{L_1, a_{L_2}} = - A \cdot \frac{a_{L_1} \cdot f_{L_2} + a_{L_2} \cdot f_{L_1}}{f_{L_1} \cdot f_{L_2}} \quad (\text{单位: 周})$ $d_{ion a_{L_1}, a_{L_2}} = - a_{L_1, a_{L_2}} \cdot A \cdot \frac{a_{L_1} \cdot f_{L_2} + a_{L_2} \cdot f_{L_1}}{f_{L_1} \cdot f_{L_2}} \quad (\text{单位: m})$	式中, $A = -40.3 c \cdot \int_s N_e ds$ , $N_e$ 为电子密度, $s$ 为信号传播途径
对流层折射延迟	$trop a_{L_1, a_{L_2}} = \frac{d_{trop}}{a_{L_1, a_{L_2}}} \quad (\text{单位: 周})$ $d_{trop a_{L_1}, a_{L_2}} = d_{trop} \quad (\text{单位: m})$	式中, $d_{trop}$ 为原始观测值的对流层折射延迟, 单位为 m 以长度为单位的对流层折射延迟与原始观测值相同
观测值噪声水平	$a_{L_1, a_{L_2}} = \sqrt{(a_{L_1} \cdot L_1)^2 + (a_{L_2} \cdot L_2)^2} \quad (\text{单位: 周})$ $a_{L_1, a_{L_2}} = a_{L_1, a_{L_2}} \cdot a_{L_1, a_{L_2}} \quad (\text{单位: m})$	式中, $L_1$ 和 $L_2$ 分别为原始的 $L_1$ 和 $L_2$ 载波相位观测值的中误差

表 10-5 给出了几种重要的不同频率载波相位观测值的线性组合及其特性, 包括原始的  $L_1$  和  $L_2$  载波相位观测值、减弱电离层折射延迟的无电离层折射延迟组合( $L_{iono-free}$ )、波长较长的宽巷组合( $L_{wide-lane}$ )、噪声水平较低的窄巷组合( $L_{narrow-lane}$ )以及常常用于周跳探测的无几何关系组合( $L_{geometry-free}$ )。需要指出的是, 将两个组合系数同时乘以一个数, 如将宽巷组合系数同时乘以 2, 使得  $a_{L_1} = 2$ 、 $a_{L_2} = -2$ , 虽然可以改变以“周”为单位的观测值噪声水平, 但以 m 为单位的观测值噪声水平是不变的, 因此, 在原组合系数上同时乘以一个数所得到的新组合与原组合等价。

表 10-5 几种重要的不同频率载波相位观测值的线性组合						
组合观测值	$a_{L_1}$	$a_{L_2}$	$a_{L_1, a_{L_2}}$ (m)	与 $L_1$ 载波电离层折射延迟的比值 (相位/距离)	与 $L_1$ 载波噪声水平的比值(相位/距离)	备 注
$L_1$	1	0	0.190 3	1.000 0/1.000 0	1.000 0/1.000 0	原始 $L_1$ 信号
$L_2$	0	1	0.244 2	1.283 3/1.646 9	1.000 0/1.283 3	原始 $L_2$ 信号

组合观测值中电离层折射延迟除以  $L_1$  载波相位观测值中电离层折射延迟, 为无量纲的量。  
这里,“相位”表示观测值以“周”为单位表示,“距离”表示观测值以“米”为单位表示。  
这里假定  $L_1$  和  $L_2$  载波相位观测值以“周”为单位的噪声水平相同。  
组合观测值的噪声水平除以  $L_1$  载波相位观测值的噪声水平, 为无量纲的量。

续表

组合观测值	$a_{L_1}$	$a_{L_2}$	$a_{L_1}, a_{L_2}$ (m)	与 $L_1$ 载波电离层折射延迟的比值(相位/距离)	与 $L_1$ 载波噪声水平的比值(相位/距离)	备 注
$L_{ion o - free}$	1	$- f_{L_2} / f_{L_1}$	0.484 4	0.000 0 / 0.000 0	1.267 7 / 3.227 3	无电离层折射延迟的组合, 模糊度为实数
$L_{wide - lane}$	1	- 1	0.861 9	- 0.283 3 / - 1.283 3	1.414 2 / 6.405 6	宽巷组合
$L_{narrow - lane}$	1	1	0.107 0	2.283 3 / 1.283 3	1.414 2 / 0.794 8	窄巷组合
$L_{geometry - free}$	$L_1$	$- L_2$		- 0.123 1 / - 0.646 9	0.309 6 / 1.626 9	无几何关系组合

对于长度大于数十千米的基线, 在进行基线解算时, 最常用的组合观测值类型为  $L_{ion o - free}$ 。虽然该组合被称为无电离层折射延迟组合, 但它实际上只消除了电离层的低阶影响。但是, 如果采用双差, 对于边长短于数十千米的基线, 更高阶的电离层影响可以忽略。需要指出的是, 由于  $L_{ion o - free}$  模糊度的非整数特性, 因而使得模糊度确定的问题复杂化。

10.7.2 线性组合观测值模糊度的确定

§ 4.2 中已经指出, 由于原始 GPS 载波相位观测值中含有模糊度, 因而在确定出模糊度之前, 它并不是完整的卫星与接收机间的距离观测值, 但是, 一旦能够准确确定出模糊度, 就可以将其转换为毫米级精度的距离观测值, 从而能够进行厘米级甚至毫米级的定位。因此, 模糊度处理对于 GPS 基线解算来说至关重要, 不仅对于原始的  $L_1$  和  $L_2$  载波相位观测值是如此, 对由  $L_1$  和  $L_2$  载波相位观测值所形成的组合观测值也是如此。§ 4.5 中已经对载波相位观测值模糊度的确定方法进行了详细介绍, 它们可适用于任何类型的载波相位观测值, 其中也包括组合观测值。不过, 由于组合观测值具有一些有别于原始载波相位观测值的特性, 因而在确定某些类型的组合观测值时, 需要进行一些特殊处理。在表 10-5 所列出的 4 种特殊线性组合  $L_{ion o - free}$ 、 $L_{wide - lane}$ 、 $L_{narrow - lane}$  和  $L_{geometry - free}$  中, 无几何关系组合观测值  $L_{geometry - free}$  的波长为无穷大, 不存在模糊度问题, 而其余三种组合需要确定模糊度。根据式 (4-36) 可知, 宽巷组合观测值  $L_{wide - lane}$  的模糊度为:

$$n_{L_{wide - lane}} = n_{L_1} - n_{L_2}$$

(10-57)

窄巷组合观测值  $L_{narrow - lane}$  的模糊度为:

$$n_{L_{narrow - lane}} = n_{L_1} + n_{L_2}$$

(10-58)

而电离层折射延迟观测值  $L_{ion o - free}$  的模糊度为:

$$n_{L_{ion o - free}} = n_{L_1} - \frac{f_{L_2}}{f_{L_1}} n_{L_2}$$

(10-59)

以距离单位表示的无几何关系组合的电离层折射延迟与  $L_1$  载波电离层折射延迟的比值(距离), 可直接将  $L_1$  和  $L_2$  载波相位观测值所对应的电离层折射延迟项(距离)相减得出。

以距离单位表示的无几何关系组合的噪声水平与  $L_1$  载波噪声水平的比值(距离), 可直接将  $L_1$  和  $L_2$  载波相位观测值所对应的噪声水平项(距离)平方和进行开方得出。

从式(10-57) ~ 式(10-59) 可以看出, 宽巷组合观测值和窄巷组合观测值来的模糊度仍然保持整数特性, 因而可以直接采用§ 4.5 中所述方法进行模糊度确定; 而无电离层折射延迟观测值的模糊度已不具有整数特性, 因而无法直接采用§ 4.5 中所述方法进行模糊度确定, 必须采用特殊的方法来确定无电离层折射延迟观测值的模糊度。下面将介绍数据处理中常用无电离层折射延迟组合  $L_{\text{iono-free}}$  的模糊度确定方法。

由表 10-5 可知, 以周为单位的无电离层折射延迟观测值为:

$$L_{\text{iono-free}} = L_1 - \frac{f_{L_2}}{f_{L_1}} L_2 \quad (10-60)$$

根据式(4-34) 和式(4-35) 可得出无电离层折射延迟观测值的频率和波长分别为:

$$f_{L_{\text{iono-free}}} = f_{L_1} - \frac{f_{L_2}^2}{f_{L_1}} \quad (10-61)$$

$$L_{\text{iono-free}} = \frac{c}{f_{L_{\text{iono-free}}}} = \frac{c}{f_{L_1} - \frac{f_{L_2}^2}{f_{L_1}}} = \frac{c \cdot f_{L_1}}{f_{L_1}^2 - f_{L_2}^2} \quad (10-62)$$

根据式(10-59) 可以得出一种确定整周模糊度  $n_{L_{\text{iono-free}}}$  的方法, 就是首先分别利用  $L_1$  和  $L_2$  载波相位观测值进行基线解算, 确定出  $L_1$  和  $L_2$  的模糊度  $n_{L_1}$  和  $n_{L_2}$ , 然后再利用式(10-59) 确定出  $L_{\text{iono-free}}$  的模糊度。

虽然上述确定  $L_{\text{iono-free}}$  模糊度的方法在理论上是正确的, 但是实际数据处理过程中却仅适用于短基线模糊度的确定。对于距离较长的基线, 由于电离层折射延迟的影响较大, 往往无法固定  $L_1$  和  $L_2$  原始载波相位观测值的模糊度  $n_{L_1}$  和  $n_{L_2}$ 。

在数据处理过程中, 实际上是采用另外一种适用范围更广的方法来确定  $L_{\text{iono-free}}$  模糊度的。

根据式(10-25), 以  $m$  为单位的无电离层折射延迟观测值方程为:

$$L_{\text{iono-free}} + v = \lambda + d_{\text{trop}} + d_{\text{ion}} + d_{\text{mp}} + \dots + c \left( \frac{1}{\lambda} - \frac{1}{\lambda_0} \right) - L_{\text{iono-free}} \cdot n_{L_{\text{iono-free}}} + L_{\text{iono-free}} \cdot 0 \quad (10-63)$$

式中与模糊度有关的项为  $L_{\text{iono-free}} \cdot n_{L_{\text{iono-free}}}$ 。根据式(10-59) 和式(10-60), 可得:

$$\begin{aligned} L_{\text{iono-free}} \cdot n_{L_{\text{iono-free}}} &= \frac{c f_{L_1}}{f_{L_1}^2 - f_{L_2}^2} \cdot \left[ n_{L_1} - \frac{f_{L_2}}{f_{L_1}} n_{L_2} \right] \\ &= \frac{c f_{L_1}}{f_{L_1}^2 - f_{L_2}^2} \cdot n_{L_1} - \frac{c f_{L_2}}{f_{L_1}^2 - f_{L_2}^2} \cdot n_{L_2} \\ &= \frac{c f_{L_1}}{f_{L_1}^2 - f_{L_2}^2} \cdot n_{L_1} + \frac{c f_{L_2}}{f_{L_1}^2 - f_{L_2}^2} \cdot n_{L_1} - \frac{c f_{L_2}}{f_{L_1}^2 - f_{L_2}^2} \cdot n_{L_1} - \frac{c f_{L_2}}{f_{L_1}^2 - f_{L_2}^2} \cdot n_{L_2} \\ &= \left[ \frac{c f_{L_2}}{f_{L_1}^2 - f_{L_2}^2} \cdot n_{L_1} - \frac{c f_{L_2}}{f_{L_1}^2 - f_{L_2}^2} \cdot n_{L_2} \right] + \left[ \frac{c f_{L_1}}{f_{L_1}^2 - f_{L_2}^2} \cdot n_{L_1} - \frac{c f_{L_2}}{f_{L_1}^2 - f_{L_2}^2} \cdot n_{L_1} \right] \\ &= \frac{c f_{L_2}}{f_{L_1}^2 - f_{L_2}^2} \cdot (n_{L_1} - n_{L_2}) + \frac{c}{f_{L_1} + f_{L_2}} \cdot n_{L_1} \end{aligned} \quad (10-64)$$

由于  $n_{L_1} - n_{L_2}$  为  $L_{\text{wide-lane}}$  的模糊度,  $\frac{c}{f_{L_1} + f_{L_2}}$  为  $L_{\text{narrow-lane}}$  的波长, 即  $n_{L_{\text{wide-lane}}} = n_{L_1} - n_{L_2}$  和  $L_{\text{narrow-lane}} =$

$\frac{c}{f_{L_1} + f_{L_2}}$ , 因而可将式(10-64) 写成如下形式:

$$L_{\text{iono-free}} \cdot n_{L_{\text{iono-free}}} = \frac{c f_{L_2}}{f_{L_1}^2 - f_{L_2}^2} \cdot n_{L_{\text{wide-lane}}} + L_{\text{narrow-lane}} \cdot n_{L_1} \quad (10-65)$$

由于  $L_{\text{wide-lane}}$  的波长较长, 约为 86cm, 因而其模糊度较易确定。这样, 为了确定  $L_{\text{iono-free}}$ , 可以首先利用  $L_{\text{wide-lane}}$  进行基线解算, 确定出  $L_{\text{wide-lane}} n_{L_{\text{wide-lane}}}$ , 或利用双频伪距直接确定出  $n_{L_{\text{wide-lane}}}$ , 然后将  $n_{L_{\text{wide-lane}}}$  代回式(10-65), 并进一步代回式(10-63), 就有

$$L_{\text{iono-free}} + v = d_{\text{trop}} + d_{\text{ion}} + d_{\text{mp}} + \dots + c \cdot (t_i - t_k) - \frac{c f_{L_2}}{f_{L_1}^2 - f_{L_2}^2} \cdot n_{\text{wide-lane}} - L_{\text{narrow-lane}} \cdot n_{L_1} + L_{\text{iono-free}} \cdot 0 \quad (10-66)$$

由于  $n_{L_{\text{wide-lane}}}$  已被事先确定, 因而式(10-66)中需要确定的模糊度参数只有 1 个, 即  $n_{L_1}$ , 它可以采用 § 4.5 中所介绍的方法来确定。由于在式(10-66)中, 模糊度  $n_{L_1}$  前面的系数为窄巷组合观测值的波长, 因而有时也将  $n_{L_1}$  称为窄巷模糊度。

## § 10.8 网平差的类型及作用

### 10.8.1 GPS 网平差的目的

在 GPS 网的数据处理过程中, 基线解算所得到的基线向量仅能确定 GPS 网的几何形状, 但却无法提供最终确定网中点的绝对坐标所必需的绝对位置基准。在 GPS 网平差中, 通过起算点坐标可以达到引入绝对基准的目的。不过, 这不是 GPS 网平差的惟一目的。总结起来, 进行 GPS 网平差的目的主要有三个:

(1) 消除由观测量和已知条件中所存在的误差而引起的 GPS 网在几何上的不一致。由于观测值中存在误差以及数据处理过程中存在模型误差等因素, 通过基线解算得到的基线向量中必然存在误差。另外, 起算数据也可能存在误差。这些误差将使得 GPS 网存在几何上的不一致, 它们包括: 闭合环闭合差不为 0; 复测基线较差不为 0; 通过由基线向量所形成的导线, 将坐标由一个已知点传算到另一个已知点的符合差不为 0 等。通过网平差, 可以消除这些不一致。

(2) 改善 GPS 网的质量, 评定 GPS 网精度。通过网平差, 可得出一系列可用于评估 GPS 网精度的指标, 如观测值改正数、观测值验后方差、观测值单位权方差、相邻点距离中误差、点位中误差等。结合这些精度指标, 还可以设法确定出可能存在粗差或质量不佳的观测值, 并对它们进行相应的处理, 从而达到改善网的质量的目的。

(3) 确定 GPS 网中点在指定参照系下的坐标以及其他所需参数的估值。在网平差过程中, 通过引入起算数据, 如已知点、已知边长、已知方向等, 可最终确定出点在指定参照系下的坐标及其他一些参数, 如基准转换参数等。

### 10.8.2 GPS 网平差的类型

通常, 无法通过某个单一类型的网平差过程来达到上述三个目的, 而必须分阶段采用不同类型的网平差方法。根据进行网平差时所采用观测量和已知条件的类型和数量, 可将网平差分为最小约束平差/自由网平差、约束平差和联合平差三种类型。这三种类型网平差除了都能消除由于观测值和已知条件所引起的网在几何上的不一致外, 还具有各自不同的功能。无约束平差能够被用来评定网的内符合精度和探测处理粗差, 而约束平差和联合平差则能够确定

点在指定参照系下的坐标。

GPS 网平差的分类除了可以按照前面曾经提到的根据网平差时所采用的观测量和已知条件的类型、数量等情况,分为无约束平差、约束平差和联合平差以外,还可以根据进行平差时所采用坐标系的类型,分为三维平差和二维平差。在 GPS 网的三维平差中,所采用的 GPS 基线向量观测值和所确定出的点的位置都是在一个三维坐标系下。而在 GPS 网的二维平差中,所采用的 GPS 基线向量观测值和所确定出的点的位置都是在一个二维坐标系下。

### 1. 无约束平差/最小约束平差

GPS 网的最小约束平差/自由网平差中所采用的观测值完全为 GPS 基线向量,平差通常在与基线向量相同的地心地固系下进行。在平差进行过程中,最小约束平差除了引入一个提供位置基准信息的起算点坐标外,不再引入其他的外部起算数据,而自由网平差则不引入任何外部起算数据。它们之间的一个共性就是都不引入会使 GPS 网的尺度和方位发生变化的起算数据,而这些往往决定了网的几何形状,因而有时又将这两种类型的平差统称为无约束平差。

由于 GPS 基线向量本身能够提供尺度和方位基准信息,它们所缺少的是位置基准信息,因此,在 GPS 网平差需要设法获得位置基准信息,而通过引入外部起算数据来提供所缺少的基准信息是数据处理中常用的方法。我们知道,点的坐标中是含有位置基准信息的,因此, GPS 网可以通过引入一个起算点的坐标来获取位置基准。但是,除了一个起算点的坐标外,在 GPS 网的无约束平差中就不能再引入其他的起算数据了。首先,边长、方位和角度等是不能够作为起算数据的,因为它们将可能引起 GPS 网在尺度和方位方面的变化。另外,也不能再引入其他的起算点坐标了,因为两个以上的点坐标除了含有位置基准信息外,还含有尺度和方位基准信息,因而两个起算点的坐标也可能引起 GPS 网在尺度和方位方面的变化。这种通过一个起算点坐标来提供 GPS 网位置基准的无约束平差,常常又被称为最小约束平差。对于 GPS 网的无约束平差,其位置基准除了由一个起算点坐标来提供外,还可以采用其他方法提供,这将在后面的章节中介绍。

由于在 GPS 网的无约束平差中, GPS 网的几何形状完全取决于 GPS 基线向量,而与外部起算数据无关,因此 GPS 网的无约束平差结果实际上也完全取决于 GPS 基线向量。所以, GPS 网的无约束平差结果质量的优劣,以及在平差过程中所反映出的观测值间几何不一致性的大小,都是观测值本身质量的真实反映。由于 GPS 网无约束平差的这一特点,一方面,通过 GPS 网无约束平差所得到的 GPS 网的精度指标被作为衡量 GPS 网内符合精度的指标,另一方面,通过 GPS 网无约束平差所反映出的观测质量,又被作为判断粗差观测值及进行相应处理的依据。

### 2. 约束平差

GPS 网的约束平差中所采用的观测值也完全为 GPS 基线向量,但与无约束平差所不同的是,在平差过程中引入了会使 GPS 网的尺度和方位发生变化的外部起算数据。根据前面所介绍的内容可知,只要在网平差中引入了边长、方向或两个以上(含两个)的起算点坐标,就可能会使 GPS 网的尺度和方位发生变化。GPS 网的约束平差常被用于实现 GPS 网成果由基线解算时所用 GPS 卫星星历所采用的参照系到特定参照系的转换。

### 3. 联合平差

在进行 GPS 网平差时,所采用的观测值不仅包括 GPS 基线向量,而且还包含边长、角度、方向和高差等地面常规观测值,这种平差被称为联合平差。联合平差的作用大体上与约束平

差相同,也是用于实现 GPS 网成果由基线解算时所用 GPS 卫星星历所采用的参照系到特定参照系的转换,不过在大地测量应用中通常采用约束平差,而联合平差则通常用于工程应用中。

## § 10.9 网平差的流程

### 10.9.1 网平差的整体流程

使用数据处理软件进行 GPS 网平差,需要按以下几个步骤进行(见图 10-12):

- (1) 提取基线向量, 构建 GPS 基线向量网;
- (2) 三维无约束平差;
- (3) 约束平差/联合平差;
- (4) 质量分析与控制。

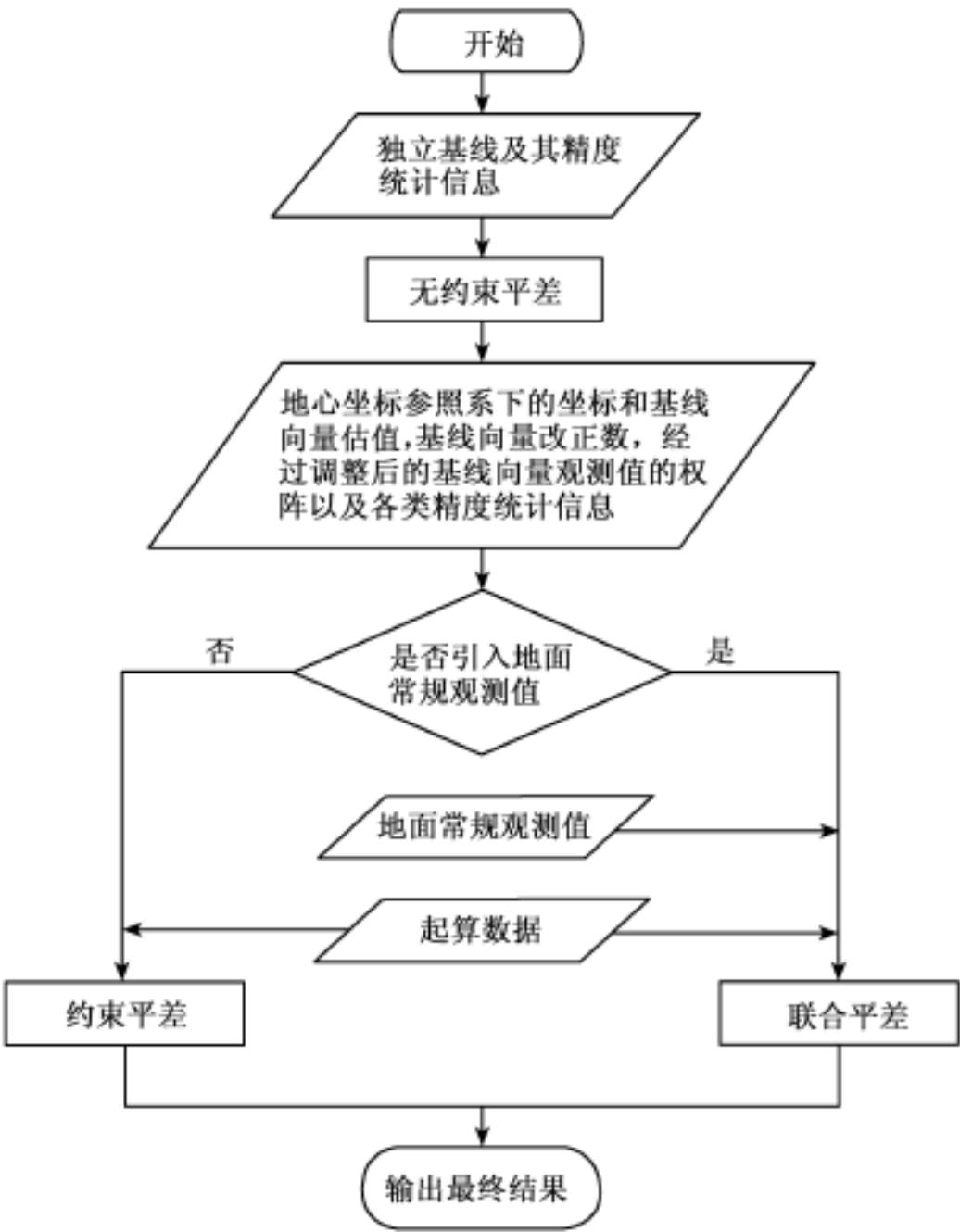


图 10-12 GPS 网平差的总体流程

#### 1. 基线向量提取

要进行 GPS 网平差,首先必须提取基线向量,构建 GPS 基线向量网。提取基线向量时需

要遵循以下几项原则：

- (1) 必须选取相互独立的基线，否则平差结果会与真实的情况不相符合。
- (2) 所选取的基线应构成闭合的几何图形。
- (3) 选取质量好的基线向量。基线质量的好坏可以依据 RMS、RDOP、RATIO、同步环闭和差、异步环闭和差及重复基线较差来判定。
- (4) 选取能构成边数较少的异步环的基线向量。
- (5) 选取边长较短的基线向量。

## 2. 三维无约束平差

在构成了 GPS 基线向量网后，需要进行 GPS 网的三维无约束平差。通过无约束平差，主要达到以下两个目的：

- (1) 根据无约束平差的结果，判别在所构成的 GPS 网中是否有粗差基线。如发现含有粗差的基线，需要进行相应的处理。必须使得最后用于构网的所有基线向量均满足质量要求。
- (2) 调整各基线向量观测值的权，使得它们相互匹配。

## 3. 约束平差 / 联合平差

在进行完三维无约束平差后，需要进行约束平差或联合平差。平差可根据需要在三维空间或二维空间中进行。

约束平差的具体步骤是：

- (1) 指定进行平差的基准和坐标系统。
- (2) 指定起算数据。
- (3) 检验约束条件的质量。
- (4) 进行平差解算。

## 4. 质量分析与控制

进行 GPS 网质量的评定。在评定时可以采用下面的指标：

- (1) 基线向量的改正数。

根据基线向量改正数的大小，可以判断出基线向量中是否含有粗差。具体判定依据是：若  $|v_i| < \sigma_0 \cdot \sqrt{q_i} \cdot t_{1-\alpha/2}$ ，则认为基线向量中不含有粗差；反之，则含有粗差。

- (2) 相邻点的中误差和相对中误差。

若在进行质量评定时发现有质量问题，则需要根据具体情况进行处理。如果发现构成 GPS 网的基线中含有粗差，则需要采用删除含有粗差的基线、重新对含有粗差的基线进行解算或重测含有粗差的基线等方法加以解决；如果发现个别起算数据有质量问题，则应该放弃有质量问题的起算数据。

## 10.9.2 无约束平差的流程

GPS 网无约束平差的流程见图 10-13。具体如下：

- (1) 选取作为网平差时的观测值的基线向量。基线向量的选取通常应遵循如下准则：

基线向量相互之间应该是函数独立的；

---

$v_i$  为观测值残差， $\sigma_0$  为单位权方差， $q_i$  为第  $i$  个观测值的协因数， $t_{1-\alpha/2}$  为在显著性水平  $\alpha$  下的  $t$  分布的区间。



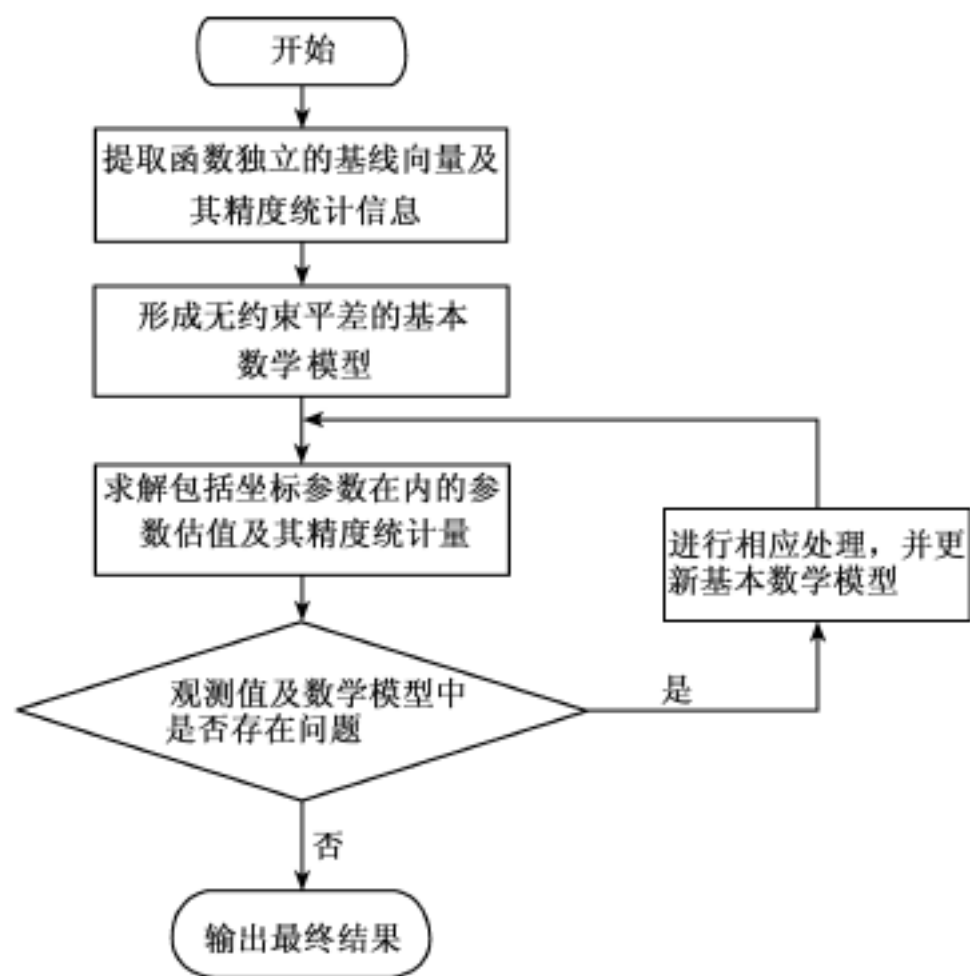


图 10-13 GPS 网无约束平差的流程

基线向量应通过初步的质量检验,如闭合差、较差等的检验;

所选定的基线向量应形成一个完整的闭合图形。

(2) 利用所选取的基线向量的估值,形成平差的函数模型,其中,观测值为基线向量,待定参数主要为 GPS 网中点的坐标;同时,利用基线解算时随基线向量估值一同输出的基线向量的方差阵,形成平差的随机模型。最终形成平差完整的数学模型。

(3) 对所形成的数学模型进行求解,得出待定参数的估值和观测值等的平差值、观测值的改正数以及相应的精度统计信息。

(4) 根据平差结果来确定观测值中是否存在粗差,数学模型是否有需要改进的部分。若存在问题,则采用相应的方法进行处理(如对于粗差基线,既可以将其剔除,也可以调整观测值权阵),并重新进行求解。

(5) 若在观测值和数学模型中未发现问题,则输出最终结果。无约束平差结束。

### 10.9.3 约束平差的流程

GPS 网约束平差的流程见图 10-14。具体如下:

(1) 利用最终参与无约束平差的基线向量形成观测方程,观测值的权阵采用在无约束平差中经过调整后(如果调整过)最终所确定观测值权阵。

(2) 利用已知点、已知边长和已知方位等信息,形成限制条件方程。

(3) 对所形成的数学模型进行求解,得出待定参数的估值和观测值等的平差值、观测值的改正数以及相应的精度统计信息。

(4) 约束平差结束。

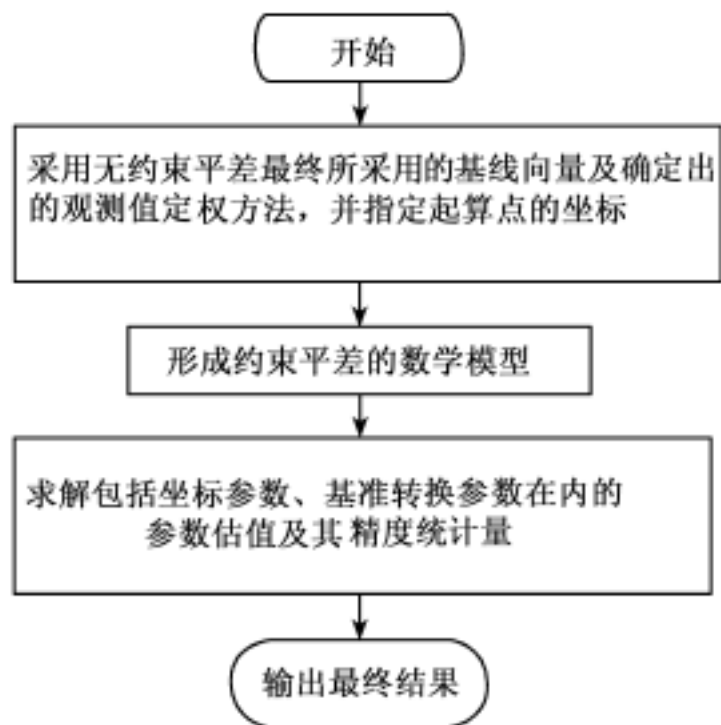


图 10-14 约束平差的流程

#### 10.9.4 联合平差的流程

GPS 网联合平差的流程见图 10-15。具体如下：

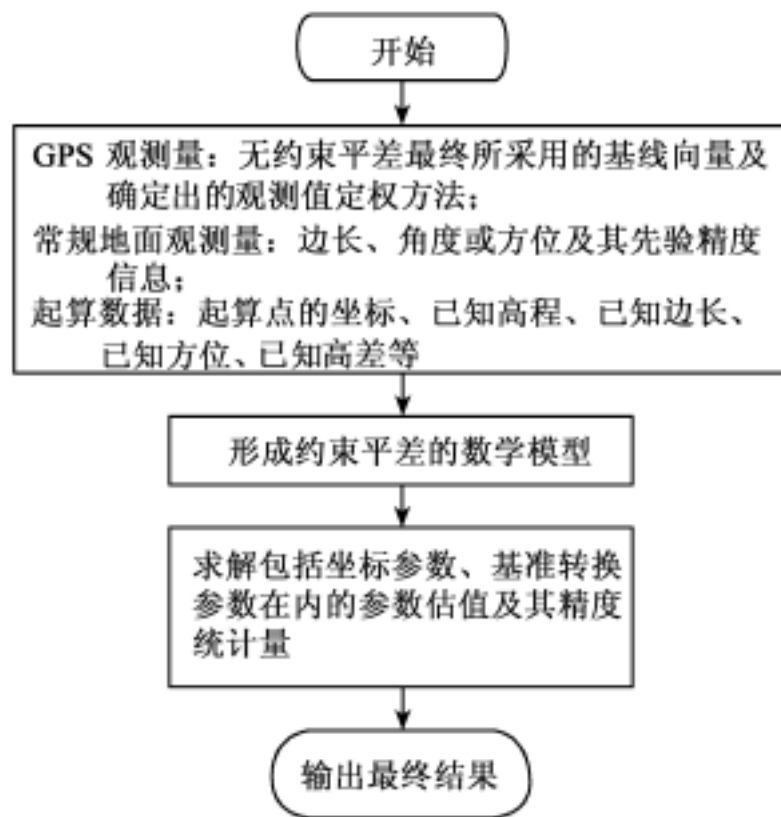


图 10-15 联合平差的流程

- (1) 利用最终参与无约束平差的基线向量形成与 GPS 观测值有关的观测方程, 观测值的权阵采用在无约束平差中经过调整后( 如果调整过) 最终所确定出的观测值权阵。
- (2) 利用地面常规观测值( 如边长、角度、方位等) 形成与地面常规观测值有关的观测方程, 同时给定其初始的权阵。
- (3) 利用已知点、已知边长和已知方位等信息, 形成限制条件方程。

(4) 对所形成的数学模型进行求解, 得出待定参数的估值和观测值等量的平差值、观测值的改正数以及相应的精度统计信息。

(5) 利用第 4 步的结果, 对 GPS 观测值与地面常规观测值之间的权比关系进行调整, 再次进行第 4 步, 直到不再需要对上述权比关系进行调整为止。

(6) 约束平差结束。

## § 10.10 网平差原理<sup>\*</sup>

### 10.10.1 网平差的基本数学模型

#### 1. 空间直角坐标与大地坐标间的微分关系

GPS 测量的基线向量通常是以空间直角坐标表示较为方便, 而地面常规观测值和地面已知点通常在大地坐标系下表示较为方便。要进行涉及 GPS 基线向量、地面常规观测值和地面点的网平差, 需要用到空间直角坐标与大地坐标之间的转换及其微分关系。前面已经给出了它们的转换关系, 在这里, 将进一步给出它们的微分关系。

由大地坐标与空间直角坐标之间的转换关系式(8-4), 可导出它们之间的微分关系式:

$$\begin{bmatrix} dX \\ dY \\ dZ \end{bmatrix} = T_x \begin{bmatrix} dB \\ dL \\ dH \end{bmatrix} \quad (10-67)$$

式中:

$$T_x = \begin{bmatrix} -(M+H) \sin B \cos L & -(N+H) \cos B \sin L & \cos B \cos L \\ -(M+H) \sin B \sin L & (N+H) \cos B \cos L & \cos B \sin L \\ (M+H) \cos B & 0 & \sin B \end{bmatrix}; \quad (10-68)$$

其中 M 为子午圈半径, 且

$$M = \frac{a(1 - e^2)}{(1 - e^2 \sin^2 B)^{\frac{3}{2}}} \quad (10-69)$$

#### 2. GPS 基线向量

##### 1) GPS 基线向量及其方差-协方差阵

通常, GPS 网平差中所涉及的与 GPS 有关的观测值直接来自自由基线解算过程所确定出的 GPS 基线向量解, 而非由接收机在野外所采集的原始 GPS 观测值, 这些 GPS 基线向量解提供了以下信息:

- (1) 具有同步 GPS 观测值的测站间的基线向量( X, Y, Z );
- (2) 上述基线向量的方差-协方差阵 D。

其中, 基线向量被用做观测值, 而其方差-协方差阵则将被用来形成参与平差的基线向量观测值的方差-协方差阵, 求逆后可得到观测值的权阵  $P = D^{-1}$ 。

虽然在 GPS 网平差中基线向量所提供信息的类型相同, 但是, 随着确定基线向量解时所采用的基线处理方式的不同, 基线向量所提供信息的内涵有很大差别。

##### 单基线解

一条单基线解提供了如下信息:

$$b_i = (X_i \quad Y_i \quad Z_i)^T \quad (10-70)$$

$$d_{b_i} = \begin{bmatrix} X_i^2 & X_i Y_i & X_i Z_i \\ Y_i X_i & Y_i^2 & Y_i Z_i \\ Z_i X_i & Z_i Y_i & Z_i^2 \end{bmatrix} \quad (10-71)$$

式中,  $b_i$  为第  $i$  条基线向量的值,  $d_{b_i}$  为相应的方差-协方差阵。注意, 此时对于一条基线向量来说, 它的各个基线分量之间是相关的。

所有参与构网的基线向量提供了下列信息:

$$B = [b_1 \quad b_2 \quad \dots \quad b_n]^T \quad (10-72)$$

$$D_B = \begin{bmatrix} d_{b_1} & & & 0 \\ & d_{b_2} & & \\ & & W & \\ 0 & & & d_{b_n} \end{bmatrix} \quad (10-73)$$

式中,  $B$  为所有参与构网的基线向量,  $D_B$  为相应的方差-协方差阵。由所有参与构网的基线向量的方差-协方差阵  $D_B$  可以看出, 基线向量(包括属于同一时段的基线向量)之间是误差不相关的, 因为在方差-协方差阵  $D_B$  中, 反映基线向量之间误差相关特性的协方差子阵为零矩阵。

### 多基线解

一个时段的多基线解提供了如下信息:

$$B_i = [b_{i,1} \quad b_{i,2} \quad \dots \quad b_{i,m_i-1}]^T \quad (10-74)$$

$$D_{B_i} = \begin{bmatrix} d_{b_{i,1}, b_{i,1}} & d_{b_{i,2}, b_{i,1}} & \dots & d_{b_{i,m-1}, b_{i,1}} \\ d_{b_{i,1}, b_{i,2}} & d_{b_{i,2}, b_{i,2}} & \dots & d_{b_{i,m-1}, b_{i,2}} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ d_{b_{i,1}, b_{i,m-1}} & d_{b_{i,2}, b_{i,m-1}} & \dots & d_{b_{i,m-1}, b_{i,m-1}} \end{bmatrix} \quad (10-75)$$

式中:  $B_i$  为第  $i$  个时段的一组独立基线;  $m_i$  为在该时段中进行同步观测的接收机数;  $b_{i,k}$  为该时段中的第  $k$  条独立基线, 即

$$b_{i,k} = [X_{i,k} \quad Y_{i,k} \quad Z_{i,k}]^T \quad (10-76)$$

在式(10-76)中,  $D_{B_i}$  为该时段的方差-协方差阵;  $d_{b_{i,k}, b_{i,1}}$  为该时段中的第  $k$  条基线与第 1 条基线间的协方差阵, 且

$$d_{b_{i,k}, b_{i,1}} = \begin{bmatrix} X_{i,k} X_{i,1} & X_{i,k} Y_{i,1} & X_{i,k} Z_{i,1} \\ Y_{i,k} X_{i,1} & Y_{i,k} Y_{i,1} & Y_{i,k} Z_{i,1} \\ Z_{i,k} X_{i,1} & Y_{i,k} Z_{i,1} & Z_{i,k} Z_{i,1} \end{bmatrix} \quad (10-77)$$

注意, 从  $D_{B_i}$  的具体形式可以看出, 此时属于同一时段的基线向量之间是误差相关的, 因为反映基线向量之间误差相关特性的协方差子阵  $d_{b_{i,k}, b_{i,1}}$  (其中  $k \neq 1$ ) 不一定为零矩阵。

所有参与构网的基线向量提供了下列信息:

$$B = [B_1 \quad B_2 \quad \dots \quad B_n]^T \quad (10-78)$$

$$D_B = \begin{bmatrix} D_{B_1} & & & 0 \\ & D_{B_2} & & \\ & & W & \\ 0 & & & D_{B_n} \end{bmatrix} \quad (10-79)$$

在以上两式中,  $B$  为参与构网的所有基线向量,  $D_B$  为相应的方差-协方差阵。由所有参与构网的基线向量的方差-协方差阵  $D_B$  可以看出, 不属于同一时段的基线向量之间是误差不相关的, 因为在方差-协方差阵  $D_B$  中, 反映基线向量之间误差相关特性的协方差子阵为零矩阵。

## 2) 观测方程

在空间直角坐标系下, GPS 基线向量观测值与基线两端点之间的数学关系为:

$$\begin{bmatrix} X_{ij} \\ Y_{ij} \\ Z_{ij} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_j \\ Y_j \\ Z_j \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} X_i \\ Y_i \\ Z_i \end{bmatrix} \quad (10-80)$$

式中:  $[X_i \ Y_i \ Z_i]^T$  为  $i$  点的空间直角坐标向量;  $[X_j \ Y_j \ Z_j]^T$  为  $j$  点的空间直角坐标向量;  $[X_{ij} \ Y_{ij} \ Z_{ij}]^T$  为  $i$  点至  $j$  点的基线向量。

利用上述数学关系, 可以很容易地得出地心地固系下空间直角坐标形式的基线向量观测方程:

$$\begin{bmatrix} X_{ij} \\ Y_{ij} \\ Z_{ij} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} v_{X_{ij}} \\ v_{Y_{ij}} \\ v_{Z_{ij}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \hat{X}_j \\ \hat{Y}_j \\ \hat{Z}_j \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \hat{X}_i \\ \hat{Y}_i \\ \hat{Z}_i \end{bmatrix} \quad (10-81)$$

若令:

$b_{ij} = [X_{ij} \ Y_{ij} \ Z_{ij}]^T$ , 为基线向量观测值;

$v_{ij} = [v_{X_{ij}} \ v_{Y_{ij}} \ v_{Z_{ij}}]^T$ , 为基线向量观测值的改正数;

$\hat{X}_i = [\hat{X}_i \ \hat{Y}_i \ \hat{Z}_i]^T$ , 为  $i$  点坐标向量的估值;

$\hat{X}_j = [\hat{X}_j \ \hat{Y}_j \ \hat{Z}_j]^T$ , 为  $j$  点坐标向量估值。

则可以将地心地固系下采用直角坐标形式表示的基线向量观测方程表示为:

$$b_{ij} + v_{ij} = \hat{X}_j - \hat{X}_i \quad (10-82)$$

## 3) 误差方程

根据上面在地心地固系下空间直角坐标形式的基线向量观测方程, 并令:

$$\begin{cases} \hat{X}_i = X_i^0 + \mathbf{x}_i \\ \hat{X}_j = X_j^0 + \mathbf{x}_j \\ b_{ij}^0 = X_j^0 - X_i^0 \end{cases} \quad (10-83)$$

式中:  $X_i^0$  为  $i$  点空间直角坐标向量的近似值;  $\mathbf{x}_i$  ( $\mathbf{x}_i = [x_i \ y_i \ z_i]^T$ ) 为相应的改正数向量;  $X_j^0$  为  $j$  点坐标向量的近似值;  $\mathbf{x}_j$  ( $\mathbf{x}_j = [x_j \ y_j \ z_j]^T$ ) 为相应的改正数向量;  $b_{ij}^0$  为由基线两端点的坐标近似值计算出来的基线向量的近似值(计算值)。则可导出地心地固系下空间直角坐标形式的基线向量误差方程:

$$v_{ij} = \begin{bmatrix} -I & I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{x}_i \\ \mathbf{x}_j \end{bmatrix} - (b_{ij} - b_{ij}^0) \quad (10-84)$$

也可将该误差方程写成如下形式:

$$\begin{bmatrix} v_{x_{ij}} \\ v_{y_{ij}} \\ v_{z_{ij}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -1 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & -1 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{x}_i \\ \hat{y}_i \\ \hat{z}_i \\ \hat{x}_j \\ \hat{y}_j \\ \hat{z}_j \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} X_{ij} - X_{ij}^0 \\ Y_{ij} - Y_{ij}^0 \\ Z_{ij} - Z_{ij}^0 \end{bmatrix} \quad (10-85)$$

利用空间直角坐标与大地坐标间的微分关系(式(10-68)),可以得出在 GPS 网平差中,点 k 的大地坐标向量改正数  $\hat{g}_k = [\hat{b}_k \ \hat{l}_k \ \hat{h}_k]^T$  与空间直角坐标向量改正数  $\hat{x}_k = [\hat{x}_k \ \hat{y}_k \ \hat{z}_k]^T$  的关系为

$$\begin{bmatrix} \hat{x}_k \\ \hat{y}_k \\ \hat{z}_k \end{bmatrix} = T_{X_k^0} \begin{bmatrix} \hat{b}_k \\ \hat{l}_k \\ \hat{h}_k \end{bmatrix} \quad (10-86)$$

或

$$\hat{x} = T_{X_k^0} \hat{g} \quad (10-87)$$

将此关系代入空间直角坐标系下基线向量的误差方程,可得出地心地固系下大地坐标形式的基线向量误差方程:

$$v_{ij} = \begin{bmatrix} -T_{X_i^0} & T_{X_j^0} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{g}_i \\ \hat{g}_j \end{bmatrix} - (b_{ij} - b_{ij}^0) \quad (10-88)$$

### 3. 地面常规观测量

有时,为了某些特殊目的,在 GPS 网中还会引入一些地面常规观测量,较为常见的有空间距离、方位角、方向和天顶距等。

#### 1) 空间距离

地面两点 i、j 间的空间距离  $S_{ij}$  与它们的空间直角坐标  $(X_i, Y_i, Z_i)$ 、 $(X_j, Y_j, Z_j)$  间的关系为

$$S_{ij} = \sqrt{(X_j - X_i)^2 + (Y_j - Y_i)^2 + (Z_j - Z_i)^2} \quad (10-89)$$

对式(10-89)求微分,得出空间距离与两端点空间直角坐标间的微分关系为

$$dS_{ij} = \frac{X_j - X_i}{S_{ij}}(dX_j - dX_i) + \frac{Y_j - Y_i}{S_{ij}}(dY_j - dY_i) + \frac{Z_j - Z_i}{S_{ij}}(dZ_j - dZ_i) \quad (10-90)$$

令

$$\begin{cases} X_{ij} = X_j - X_i \\ Y_{ij} = Y_j - Y_i \\ Z_{ij} = Z_j - Z_i \end{cases} \quad (10-91)$$

则有

$$dS_{ij} = \frac{X_{ij}}{S_{ij}}(dX_j - dX_i) + \frac{Y_{ij}}{S_{ij}}(dY_j - dY_i) + \frac{Z_{ij}}{S_{ij}}(dZ_j - dZ_i) \quad (10-92)$$

利用上式,可得空间距离观测值的误差方程:

$$\hat{v}_{S_{ij}} = \frac{X_{ij}^0}{S_{ij}^0}(\hat{x}_j - \hat{x}_i) + \frac{Y_{ij}^0}{S_{ij}^0}(\hat{y}_j - \hat{y}_i) + \frac{Z_{ij}^0}{S_{ij}^0}(\hat{z}_j - \hat{z}_i) - (S_{ij} - S_{ij}^0) \quad (10-93)$$

式中:  $S_{ij}$  为地面两点  $i, j$  间空间距离的观测值;  $\hat{\Delta}_{S_{ij}}$  为其改正数, 如令  $\hat{S}_{ij}$  为空间距离的平差值, 则  $\hat{S}_{ij} = S_{ij} + \hat{\Delta}_{S_{ij}}$ ;  $S_{ij}^0 = \sqrt{(X_j^0 - X_i^0)^2 + (Y_j^0 - Y_i^0)^2 + (Z_j^0 - Z_i^0)^2}$ 。为地面两点  $i, j$  间空间距离的计算值, 而  $(X_i^0, Y_i^0, Z_i^0)$  和  $(X_j^0, Y_j^0, Z_j^0)$  分别为  $i, j$  两点空间直角坐标的近似值。

令

$$T_{S_{ij}} = \begin{bmatrix} \frac{X_{ij}}{S_{ij}} & \frac{Y_{ij}}{S_{ij}} & \frac{Z_{ij}}{S_{ij}} \end{bmatrix} \quad (10-94)$$

也可将式(10-93)写成:

$$\hat{\Delta}_{S_{ij}} = \begin{bmatrix} -T_{S_{ij}^0} & T_{S_{ij}^0} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{X}_i \\ \hat{X}_j \end{bmatrix} - (S_{ij} - S_{ij}^0) \quad (\text{空间直角坐标形式}) \quad (10-95)$$

或

$$\hat{\Delta}_{S_{ij}} = \begin{bmatrix} -T_{S_{ij}^0} T_{X_i^0} & T_{S_{ij}^0} T_{X_j^0} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{g}_i \\ \hat{g}_j \end{bmatrix} - (S_{ij} - S_{ij}^0) \quad (\text{大地坐标形式}) \quad (10-96)$$

## 2) 方位角

地面  $i$  点到地面  $j$  点的方位角  $A_{ij}$  与在以  $i$  点为原点的站心地平坐标系下  $j$  点坐标  $(N_{ij}, E_{ij}, U_{ij})$  的关系为

$$A_{ij} = \arctan \left[ \frac{E_{ij}}{N_{ij}} \right] \quad (10-97)$$

对上式求微分, 得出方位角与站心地平坐标间的微分关系为

$$\begin{aligned} dA_{ij} &= -\frac{E_{ij}}{N_{ij}^2 + E_{ij}^2} dN_{ij} + \frac{N_{ij}}{N_{ij}^2 + E_{ij}^2} dE_{ij} \\ &= \begin{bmatrix} -\frac{E_{ij}}{N_{ij}^2 + E_{ij}^2} & \frac{N_{ij}}{N_{ij}^2 + E_{ij}^2} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} dN_{ij} \\ dE_{ij} \\ dU_{ij} \end{bmatrix} = T_{A_{ij}} \begin{bmatrix} dN_{ij} \\ dE_{ij} \\ dU_{ij} \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (10-98)$$

式中,

$$T_{A_{ij}} = \begin{bmatrix} -\frac{E_{ij}}{N_{ij}^2 + E_{ij}^2} & \frac{N_{ij}}{N_{ij}^2 + E_{ij}^2} & 0 \end{bmatrix} \quad (10-99)$$

而利用站心地平坐标与空间直角坐标的关系式(8-10), 又可得出空间直角坐标与站心地平坐标之间的微分关系:

$$\begin{bmatrix} dN_{ij} \\ dE_{ij} \\ dU_{ij} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -T_{T_{ij}} & T_{T_{ij}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} dX_i \\ dY_i \\ dZ_i \\ dX_j \\ dY_j \\ dZ_j \end{bmatrix} \quad (10-100)$$

式中,

$$T_{T_{ij}} = \begin{bmatrix} -\sin B_i \cos L_i & -\sin B_i \sin L_i & \cos B_i \\ -\sin L_i & \cos L_i & 0 \\ \cos B_i \cos L_i & \cos B_i \sin L_i & \sin B_i \end{bmatrix} \quad (10-101)$$

利用以上两个微分关系,可得出空间直角坐标与方位角之间的微分关系:

$$dA_j = \begin{bmatrix} -T_{A_{ij}}T_{T_{ij}} & T_{A_{ij}}T_{T_{ij}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} dX_i \\ dY_i \\ dZ_i \\ dX_j \\ dY_j \\ dZ_j \end{bmatrix} \tag{10-102}$$

利用上式可以写出方位角的误差方程:

$$v_{A_{ij}} = \begin{bmatrix} -T_{A_{ij}}T_{T_{ij}} & T_{A_{ij}}T_{T_{ij}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{x}_i \\ \hat{x}_j \end{bmatrix} - (A_{ij} - A_{ij}^0) \quad (\text{空间直角坐标形式}) \tag{10-103}$$

或

$$v_{A_{ij}} = \begin{bmatrix} -T_{A_{ij}}T_{T_{ij}}T_{X_i} & T_{A_{ij}}T_{T_{ij}}T_{X_j} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{g}_i \\ \hat{g}_j \end{bmatrix} - (A_{ij} - A_{ij}^0) \quad (\text{大地坐标形式}) \tag{10-104}$$

式中,  $A_{ij}^0 = \arctan\left[\frac{E_{ij}^0}{N_{ij}^0}\right]$ , 为根据 i、j 两点的近似坐标所计算出来的方位角的计算值。

### 3) 方向

如图 10-16 所示,地面 i 点到 j 点的方向  $\alpha_{ij}$  与 i 点到 j 点的大地方位角  $A_{ij}$  之间具有如下关系:

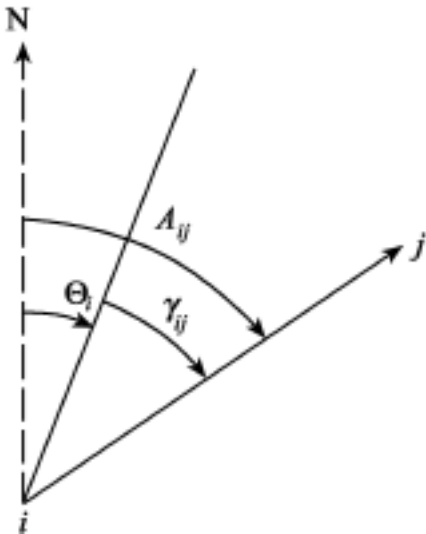


图 10-16 方向与大地方位角的关系

$$\alpha_{ij} = -\theta_{ij} + A_{ij} \tag{10-105}$$

式中,  $\theta_{ij}$  为定向角参数。

利用方位角与空间直角坐标或大地坐标的微分关系可以得出方向观测值的误差方程:

$$v_{\alpha_{ij}} = \begin{bmatrix} -T_{A_{ij}}T_{T_i} & T_{A_{ij}}T_{T_i} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{x}_i \\ \hat{x}_j \end{bmatrix} - \alpha_{ij} - ( \alpha_{ij} - A_{ij}^0 - \theta_{ij}^0 ) \quad (\text{空间直角坐标形式}) \tag{10-106}$$

或

$$v_{\alpha_{ij}} = \begin{bmatrix} -T_{A_{ij}}T_{T_i}T_{X_i} & T_{A_{ij}}T_{T_j}T_{X_j} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{g}_i \\ \hat{g}_j \end{bmatrix} - \alpha_{ij} - ( \alpha_{ij} - A_{ij}^0 - \theta_{ij}^0 ) \quad (\text{大地坐标形式}) \tag{10-107}$$



式中:  $v_{ij}$  为方向观测值  $\alpha_{ij}$  的改正数;  $\alpha_i^0$  为定向角参数的近似值;  $\alpha_i^{\wedge}$  为定向角参数的改正数。

定向角参数的估值为

$$\alpha_i^{\wedge} = \alpha_i^0 + \alpha_i^{\wedge} \quad (10-108)$$

#### 4) 天顶距

地面  $i$  点到  $j$  点的天顶距  $Z_{ij}$  与在以  $i$  点为原点的站心地平坐标系下  $j$  点坐标  $(N_{ij}, E_{ij}, U_{ij})$  的关系为

$$Z_{ij} = \arccos \left[ \frac{U_{ij}}{\sqrt{N_{ij}^2 + E_{ij}^2 + U_{ij}^2}} \right] = \arccos \left[ \frac{U_{ij}}{S_{ij}} \right] \quad (10-109)$$

对上式求微分, 得出天顶距与站心地平坐标间的微分关系为

$$\begin{aligned} dZ_{ij} &= \frac{N_{ij}U_{ij}}{S_{ij}^2 \sqrt{N_{ij}^2 + E_{ij}^2}} dN_{ij} + \frac{E_{ij}U_{ij}}{S_{ij}^2 \sqrt{N_{ij}^2 + E_{ij}^2}} dE_{ij} - \frac{\sqrt{N_{ij}^2 + E_{ij}^2}}{S_{ij}^2} dU_{ij} \\ &= \begin{bmatrix} \frac{N_{ij}U_{ij}}{S_{ij}^2 \sqrt{N_{ij}^2 + E_{ij}^2}} & \frac{E_{ij}U_{ij}}{S_{ij}^2 \sqrt{N_{ij}^2 + E_{ij}^2}} & -\frac{\sqrt{N_{ij}^2 + E_{ij}^2}}{S_{ij}^2} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} dN_{ij} \\ dE_{ij} \\ dU_{ij} \end{bmatrix} \\ &= T_{Z_{ij}} \begin{bmatrix} dN_{ij} \\ dE_{ij} \\ dU_{ij} \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (10-110)$$

式中,

$$T_{Z_{ij}} = \begin{bmatrix} \frac{N_{ij}U_{ij}}{S_{ij}^2 \sqrt{N_{ij}^2 + E_{ij}^2}} & \frac{E_{ij}U_{ij}}{S_{ij}^2 \sqrt{N_{ij}^2 + E_{ij}^2}} & -\frac{\sqrt{N_{ij}^2 + E_{ij}^2}}{S_{ij}^2} \end{bmatrix} \quad (10-111)$$

利用以上微分关系和空间直角坐标与站心地平坐标的微分关系, 可得出空间直角坐标与天顶距之间的微分关系为

$$dZ_{ij} = \begin{bmatrix} -T_{Z_{ij}}T_{T_i} & -T_{Z_{ij}}T_{T_j} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} dX_i \\ dY_i \\ dZ_i \\ dX_j \\ dY_j \\ dZ_j \end{bmatrix} \quad (10-112)$$

而大地坐标与天顶距之间的微分关系为

$$dZ_{ij} = \begin{bmatrix} -T_{Z_{ij}}T_{T_i}T_{X_i} & -T_{Z_{ij}}T_{T_j}T_{X_j} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} dB_i \\ dL_i \\ dH_i \\ dB_j \\ dL_j \\ dH_j \end{bmatrix} \quad (10-113)$$

利用上式可以写出高度角的误差方程:

$$v_{Z_{ij}} = \begin{bmatrix} -T_{Z_{ij}}T_{T_i} & -T_{Z_{ij}}T_{T_j} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{x}_i \\ \hat{x}_j \end{bmatrix} - (Z_{ij} - Z_{ij}^0) \quad (\text{空间直角坐标形式}) \quad (10-114)$$

或

$$v_{Z_{ij}} = \begin{bmatrix} -T_{Z_{ij}}T_{T_i}T_{X_i} & -T_{Z_{ij}}T_{T_j}T_{X_j} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{g}_i \\ \hat{g}_j \end{bmatrix} - (Z_{ij} - Z_{ij}^0) \quad (\text{大地坐标形式}) \quad (10-115)$$

式中:  $Z_{ij}^0$  为由  $i, j$  两点的近似坐标计算出的天顶距;  $v_{Z_{ij}}$  为天顶距观测值  $Z_{ij}$  的改正数。

#### 4. 起算数据

##### 1) 起算点

在 GPS 网平差中, 若  $i$  点的空间直角坐标已知, 则可以列出如下条件方程:

$$\hat{x}_i = 0 \quad (\text{空间直角坐标形式}) \quad (10-116)$$

若  $i$  点的大地坐标已知, 则可以列出如下限制条件:

$$T_{X_i}\hat{g}_i = 0 \quad (\text{大地坐标形式}) \quad (10-117)$$

##### 2) 起算边长

在 GPS 网平差中, 若  $i, j$  两点间的空间距离已知, 则可以列出如下条件方程:

$$\begin{bmatrix} -T_{S_{ij}^0} & T_{S_{ij}^0} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{x}_i \\ \hat{x}_j \end{bmatrix} = 0 \quad (\text{空间直角坐标形式}) \quad (10-118)$$

或

$$\begin{bmatrix} -T_{S_{ij}^0}T_{X_i^0} & T_{S_{ij}^0}T_{X_j^0} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{g}_i \\ \hat{g}_j \end{bmatrix} = 0 \quad (\text{大地坐标形式}) \quad (10-119)$$

##### 3) 起算方位

在 GPS 网平差中, 若  $i, j$  两点间的方位角已知, 则可以列出如下条件方程:

$$\begin{bmatrix} -T_{A_{ij}}T_{T_{ij}} & T_{A_{ij}}T_{T_{ij}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{x}_i \\ \hat{x}_j \end{bmatrix} = 0 \quad (\text{空间直角坐标形式}) \quad (10-120)$$

或

$$\begin{bmatrix} -T_{A_{ij}}T_{T_{ij}}T_{X_i} & T_{A_{ij}}T_{T_{ij}}T_{X_j} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{g}_i \\ \hat{g}_j \end{bmatrix} = 0 \quad (\text{大地坐标形式}) \quad (10-121)$$

### 10.10.2 三维无约束平差

#### 1. 数学模型

##### 1) 误差方程

GPS 网三维无约束平差所采用的观测值均为基线向量, 即 GPS 基线的起点到终点的坐标差, 因此, 对于每一条基线向量都可以列出如下一组误差方程:

$$\begin{bmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -1 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} dX_i \\ dY_i \\ dZ_i \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} dX_j \\ dY_j \\ dZ_j \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} X_{ij} - X_i^0 + X_j^0 \\ Y_{ij} - Y_i^0 + Y_j^0 \\ Z_{ij} - Z_i^0 + Z_j^0 \end{bmatrix} \quad (10-122)$$

根据确定基线向量解所采用的方式, 可选择采用式(10-20)或式(10-26), 确定出参与网平差的基线向量观测值的权阵。

若 GPS 网中共有  $n$  个点, 通过观测共得到  $m$  条独立基线向量, 可将总的误差方程写为如

下形式(假定第  $m_1$  条基线的两个端点分别为第  $n_1$  点(起点)和第  $n_2$  点(终点)):

$$V = B \hat{X} - L \tag{10-123}$$

式中:

$$\begin{aligned} L_{3m \times 1} &= [l_1 \quad l_2 \quad \dots \quad l_{m_1} \quad \dots \quad l_m]^T, \text{ 其中, } l_{m_1}_{3 \times 1} = \begin{bmatrix} X_{m_1} \\ Y_{m_1} \\ Z_{m_1} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} X_{m_1}^0 \\ Y_{m_1}^0 \\ Z_{m_1}^0 \end{bmatrix}; \\ V_{3m \times 1} &= [v_1 \quad v_2 \quad \dots \quad v_{m_1} \quad \dots \quad v_m]^T, \text{ 其中, } v_{m_1}_{3 \times 1} = [v_{X_{m_1}} \quad v_{Y_{m_1}} \quad v_{Z_{m_1}}]^T; \\ \hat{X}_{3n \times 1} &= [\hat{x}_1 \quad \hat{x}_2 \quad \dots \quad \hat{x}_{n_1} \quad \dots \quad \hat{x}_{n_2} \quad \dots \quad \hat{x}_m]^T, \text{ 其中 } \hat{x}_{n_1}_{3 \times 1} = [\hat{x}_{n_1} \quad \hat{y}_{n_1} \quad \hat{z}_{n_1}]^T; \\ B_{3m \times 3n} &= \begin{bmatrix} \cdot & \cdot & \dots & \cdot & \dots & \cdot & \dots & \cdot \\ \cdot & \cdot & \dots & \cdot & \dots & \cdot & \dots & \cdot \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ 0 & 0 & \dots & -I & \dots & I & \dots & 0 \\ & & & \text{第 } n_1 \text{ 列块} & & \text{第 } n_2 \text{ 列块} & & \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ \cdot & \cdot & \dots & \cdot & \dots & \cdot & \dots & \cdot \end{bmatrix}, \text{ 本矩阵由 } m \times n \text{ 个 } 3 \times 3 \text{ 的子块所构成,} \\ & \text{ 式中给出了第 } m_1 \text{ 个行块的具体内容, 其中: } I = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, -I = \begin{bmatrix} -1 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix}. \end{aligned}$$

### 2) 起算基准

平差所用的观测方程就是通过上述的方法列出的,但为了使平差进行下去,还必须引入位置基准。引入位置基准的方法一般有两种:第一种是以 GPS 网中一个点的地心坐标作为起算的位置基准,即可有一个基准方程:

$$\hat{x}_k = 0, \text{ 即 } \begin{bmatrix} \hat{x}_k \\ \hat{y}_k \\ \hat{z}_k \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \tag{10-124}$$

也可写成

$$\hat{GX} = 0 \tag{10-125}$$

式中,

$$G_{3 \times 3n} = \begin{bmatrix} 0_{3 \times 3} & \dots & I_{3 \times 3} & \dots & 0_{3 \times 3} \\ & & \text{第 } k \text{ 个子阵} & & \end{bmatrix}$$

由  $n$  个  $3 \times 3$  的子阵组成,除了第  $k$  个子阵外,其余均为零矩阵

第二种是采用秩亏自由网基准,引入下面的基准方程:

$$\hat{GX} = 0 \tag{10-126}$$

式中,

$$G_{3 \times 3n} = \begin{bmatrix} E_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} & \dots & I_{3 \times 3} \end{bmatrix}$$

由  $n$  个  $3 \times 3$  的单位阵组成

### 3) 观测值权阵

在 GPS 网的三维无约束平差中, 基线向量观测值权阵通常由基线解算时得出各基线向量的方差-协方差阵来确定。根据确定基线向量解所采用的模式, 可选择利用式(10-73)或式(10-79)确定出最终参与 GPS 网平差的基线向量观测值的方差-协方差阵。

### 4) 方程的解

根据上面的误差方程、观测值权阵和基准方程, 按照最小二乘原理进行平差解算, 得到平差结果:

$$\hat{X} = N_{bb}^{-1} - N_{bb}^{-1} G^T N_{gg}^{-1} G N_{bb}^{-1} W \quad (10-127)$$

式中:

$$N_{bb} = B^T P B; \quad (10-128)$$

$$N_{gg} = G N_{bb}^{-1} G^T; \quad (10-129)$$

$$W = B^T P L \quad (10-130)$$

待定点坐标参数:

$$\hat{X} = X^0 + \Delta \quad (10-131)$$

单位权中误差:

$$\hat{\sigma}_0 = \sqrt{\frac{V^T P V}{3n - 3m + 3}} \quad (10-132)$$

式中,  $n$  为组成 GPS 网的基线数,  $m$  为基线数。

### 2. 单位权方差的检验

在平差完成后, 需要进行单位权方差估值  $\hat{\sigma}_0^2$  的检验。它应与平差前的先验单位权方差  $\sigma_0^2$  一致, 判断它们是否一致可采用  $\chi^2$ -检验。检验方法为:

原假设  $H_0: \hat{\sigma}_0^2 = \sigma_0^2$ ; 备选假设  $H_1: \hat{\sigma}_0^2 \neq \sigma_0^2$ 。若

$$\frac{V^T P V}{2} < \chi_{\alpha/2}^2 < \frac{V^T P V}{2}$$

其中  $\alpha$  为显著性水平, 则  $H_0$  成立, 检验通过; 反之, 则  $H_1$  成立, 检验未通过。

在三维无约束平差中, 单位权方差估值  $\hat{\sigma}_0^2$  的检验主要用于确定如下两个方面的问题:

- (1) 观测值的先验单位权方差是否合适;
- (2) 各观测值之间的权比关系是否合适。

当  $\chi^2$ -检验未通过时, 通常表明可能具有如下三方面的问题:

- (1) 给定了不适当的先验单位权方差;
- (2) 观测值之间的权比关系不合适;
- (3) 观测值中可能存在粗差。

在进行三维无约束平差时, 最初通常会将单位权方差设为 1。由于该值是人为给定的值, 因而在大多数情况下, 并不是与所给定的观测值权阵相一致的单位权方差。虽然在三维无约束平差中, 如果仅有 GPS 观测值, 并不会影响参数的估值, 但是, 为了在后续的约束或联合平差中对起算数据的质量进行检验, 通常需要对先验的单位权方差进行调整, 使其与验后的单位权方差一致。

观测值的权阵则通过利用基线解算时与基线向量估值一同得出的基线向量的方差-协方差阵生成。由于基线解算时所得出的方差-协方差阵反映的主要是观测值的内符合精度, 而影

响基线向量实际精度的系统误差并未能完全反映, 因此, 据此所生成的权阵, 实际上可能无法正确反映出观测值间的权比关系。通过  $\chi^2$ -检验, 可以确定观测值的权阵是否合适。

如果 GPS 基线向量中含有粗差, 可以认为其方差非常大, 但其基线向量解所给出的方差并不能反映这一情况。实际上, 也可以将这种情况当做是观测值之间的权比关系不适当, 因而有时也将使得无法通过  $\chi^2$ -检验。

这里需要指出的是, 若  $\chi^2$ -检验未通过, 还无法确定究竟发生了上述三种情况中的哪一种, 必须利用其他信息来加以判断, 如基线向量残差的大小及分布, 在测量时是否采用了不同的观测方法或仪器, 是否采用了不同数据处理软件进行基线解算, 基线向量的类型是否相同等。

### 10.10.3 三维约束平差

1. 基本方法
 

进行 GPS 网三维约束平差的方法主要有以下两种:

  - (1) 利用已知参心坐标, 计算参心系到地心系的转换关系, 将已知的参心坐标转换到地心坐标系下, 然后在地心系下进行约束平差, 最后, 将平差结果转换到参心坐标系。
  - (2) 建立包含地心系到参心系的转换参数和参心系下坐标参数在内的统一函数模型, 平差后可直接得出待定点在参心系下的坐标。

在这里主要介绍第二种方法的数学模型。

2. 数学模型
  - 1) 误差方程

设有一 GPS 基线向量  $X_{A_{ij}} = [X_{ij} \ Y_{ij} \ Z_{ij}]^T_A$ , 其两端点在地心地固系 A 下的坐标分别为

$$X_{A_i} = [X_i \ Y_i \ Z_i]^T_A; \quad X_{A_j} = [X_j \ Y_j \ Z_j]^T_A \tag{10-133}$$

在参心系 B 下的坐标分别为

$$X_{B_i} = [X_i \ Y_i \ Z_i]^T_B; \quad X_{A_j} = [X_j \ Y_j \ Z_j]^T_B \tag{10-134}$$

因为, 根据式(8-31), 有

$$X_{A_i} = \begin{bmatrix} X_i \\ Y_i \\ Z_i \end{bmatrix}_A = \begin{bmatrix} X_j \\ Y_j \\ Z_j \end{bmatrix}_B + K_j T; \quad X_{A_j} = \begin{bmatrix} X_j \\ Y_j \\ Z_j \end{bmatrix}_A = \begin{bmatrix} X_i \\ Y_i \\ Z_i \end{bmatrix}_B + K_i T \tag{10-135}$$

$$\text{式中, } K_i = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & -Z_i & Y_i & X_i \\ 0 & 1 & 0 & Z_i & 0 & -X_i & Y_i \\ 0 & 0 & 1 & -Y_i & X_i & 0 & Z_i \end{bmatrix}_A, \quad K_j = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & -Z_j & Y_j & X_j \\ 0 & 1 & 0 & Z_j & 0 & -X_j & Y_j \\ 0 & 0 & 1 & -Y_j & X_j & 0 & Z_j \end{bmatrix}_A,$$

$$T = [T_X \ T_Y \ T_Z \ x \ y \ z \ m]^T。$$

则有基本观测方程:

$$\begin{bmatrix} X_{ij} \\ Y_{ij} \\ Z_{ij} \end{bmatrix}_A + \begin{bmatrix} v_{X_{ij}} \\ v_{Y_{ij}} \\ v_{Z_{ij}} \end{bmatrix}_A = \begin{bmatrix} \hat{X}_j \\ \hat{Y}_j \\ \hat{Z}_j \end{bmatrix}_B + K_j T - \begin{bmatrix} \hat{X}_i \\ \hat{Y}_i \\ \hat{Z}_i \end{bmatrix}_B + K_i T \tag{10-136}$$

分析上式可知, 平移参数将会被消去, 这样就有:

$$\begin{aligned}
& \begin{bmatrix} \mathbf{X}_{ij} \\ \mathbf{Y}_{ij} \\ \mathbf{Z}_{ij} \end{bmatrix}_A + \begin{bmatrix} \mathbf{V}_{X_{ij}} \\ \mathbf{V}_{Y_{ij}} \\ \mathbf{V}_{Z_{ij}} \end{bmatrix}_A \\
&= \begin{bmatrix} \mathbf{X}_j^0 + \hat{\mathbf{x}}_j \\ \mathbf{Y}_j^0 + \hat{\mathbf{y}}_j \\ \mathbf{Z}_j^0 + \hat{\mathbf{z}}_j \end{bmatrix}_B - \begin{bmatrix} \mathbf{X}_i^0 + \hat{\mathbf{x}}_i \\ \mathbf{Y}_i^0 + \hat{\mathbf{y}}_i \\ \mathbf{Z}_i^0 + \hat{\mathbf{z}}_i \end{bmatrix}_B + \begin{bmatrix} 0 & -\mathbf{Z}_{ij}^0 & \mathbf{Y}_{ij}^0 & \mathbf{X}_{ij}^0 \\ \mathbf{Z}_{ij}^0 & 0 & -\mathbf{X}_{ij}^0 & \mathbf{Y}_{ij}^0 \\ -\mathbf{Y}_{ij}^0 & \mathbf{X}_{ij}^0 & 0 & \mathbf{Z}_{ij}^0 \end{bmatrix}_B \begin{bmatrix} \hat{\mathbf{x}}_x \\ \hat{\mathbf{x}}_y \\ \hat{\mathbf{x}}_z \\ \hat{\mathbf{m}} \end{bmatrix}_B \\
&= \begin{bmatrix} \mathbf{X}_{ij}^0 \\ \mathbf{Y}_{ij}^0 \\ \mathbf{Z}_{ij}^0 \end{bmatrix}_B + \begin{bmatrix} -1 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & -\mathbf{Z}_{ij}^0 & \mathbf{Y}_{ij}^0 & \mathbf{X}_{ij}^0 \\ 0 & -1 & 0 & 0 & 1 & 0 & \mathbf{Z}_{ij}^0 & 0 & -\mathbf{X}_{ij}^0 & \mathbf{Y}_{ij}^0 \\ 0 & 0 & -1 & 0 & 0 & 1 & -\mathbf{Y}_{ij}^0 & \mathbf{X}_{ij}^0 & 0 & \mathbf{Z}_{ij}^0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{\mathbf{x}}_i \\ \hat{\mathbf{y}}_i \\ \hat{\mathbf{z}}_i \\ \hat{\mathbf{x}}_j \\ \hat{\mathbf{y}}_j \\ \hat{\mathbf{z}}_j \\ \hat{\mathbf{x}}_x \\ \hat{\mathbf{x}}_y \\ \hat{\mathbf{x}}_z \\ \hat{\mathbf{m}} \end{bmatrix}_B
\end{aligned}
\tag{10-137}$$

则误差方程为

$$\begin{aligned}
& \begin{bmatrix} \mathbf{V}_{X_{ij}} \\ \mathbf{V}_{Y_{ij}} \\ \mathbf{V}_{Z_{ij}} \end{bmatrix}_A = \begin{bmatrix} -1 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & -\mathbf{Z}_{ij}^0 & \mathbf{Y}_{ij}^0 & \mathbf{X}_{ij}^0 \\ 0 & -1 & 0 & 0 & 1 & 0 & \mathbf{Z}_{ij}^0 & 0 & -\mathbf{X}_{ij}^0 & \mathbf{Y}_{ij}^0 \\ 0 & 0 & -1 & 0 & 0 & 1 & -\mathbf{Y}_{ij}^0 & \mathbf{X}_{ij}^0 & 0 & \mathbf{Z}_{ij}^0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{\mathbf{x}}_i \\ \hat{\mathbf{y}}_i \\ \hat{\mathbf{z}}_i \\ \hat{\mathbf{x}}_j \\ \hat{\mathbf{y}}_j \\ \hat{\mathbf{z}}_j \\ \hat{\mathbf{x}}_x \\ \hat{\mathbf{x}}_y \\ \hat{\mathbf{x}}_z \\ \hat{\mathbf{m}} \end{bmatrix}_B \\
& - \left[ \begin{bmatrix} \mathbf{X}_{ij} \\ \mathbf{Y}_{ij} \\ \mathbf{Z}_{ij} \end{bmatrix}_A - \begin{bmatrix} \mathbf{X}_{ij}^0 \\ \mathbf{Y}_{ij}^0 \\ \mathbf{Z}_{ij}^0 \end{bmatrix}_B \right]
\end{aligned}
\tag{10-138}$$

对于一个由 n 个点 m 条基线向量所构成的 GPS 网, 其总的误差方程为

$$\mathbf{V} = \mathbf{B} \hat{\mathbf{X}} - \mathbf{L}
\tag{10-139}$$

式中各符号与三维无约束平差中类似( 参见式( 10-123) )。

### 2) 约束条件

假定共有了  $l_{\text{坐标}}$  个点在 B 坐标系下的坐标、 $l_{\text{边长}}$  个边长和  $l_{\text{方位}}$  已知, 则有约束条件:

$$GX = 0 \tag{10-140}$$

式中,

$$\underset{(3l_{\text{坐标}}+l_{\text{边长}}+l_{\text{方位}})\times(3n+4)}{G} = \left[ \underset{3l_{\text{坐标}}\times(3n+4)}{G^{\text{坐标}}} \quad \underset{l_{\text{边长}}\times(3n+4)}{G^{\text{边长}}} \quad \underset{l_{\text{方位}}\times(3n+4)}{G^{\text{方位}}} \right]^T$$

而

$$\begin{aligned} \underset{3l_{\text{坐标}}\times(3n+4)}{G^{\text{坐标}}} &= \begin{bmatrix} \underset{3\times(3n+4)}{g^{\text{坐标}}_1} & \underset{3\times(3n+4)}{g^{\text{坐标}}_2} & \cdots & \underset{3\times(3n+4)}{g^{\text{坐标}}_{l_{\text{坐标}}}} \end{bmatrix}^T; \\ \underset{l_{\text{边长}}\times(3n+4)}{G^{\text{边长}}} &= \begin{bmatrix} \underset{1\times(3n+4)}{g^{\text{边长}}_1} & \underset{1\times(3n+4)}{g^{\text{边长}}_2} & \cdots & \underset{1\times(3n+4)}{g^{\text{边长}}_{l_{\text{边长}}}} \end{bmatrix}^T; \\ \underset{l_{\text{方位}}\times(3n+4)}{G^{\text{方位}}} &= \begin{bmatrix} \underset{1\times(3n+4)}{g^{\text{方位}}_1} & \underset{1\times(3n+4)}{g^{\text{方位}}_2} & \cdots & \underset{1\times(3n+4)}{g^{\text{方位}}_{l_{\text{方位}}}} \end{bmatrix}^T \end{aligned}$$

坐标类约束条件为

$$\underset{3\times(3n+4)}{g^{\text{坐标}}_k} = \begin{bmatrix} \underset{3\times 3}{0} & \cdots & \underset{\substack{3\times 3 \\ \text{第}k\text{个子阵}}}{E} & \cdots & \underset{3\times 3}{0} & \underset{3\times 4}{0} \end{bmatrix} \tag{10-141}$$

由  $n + 1$  个子阵组成, 除了第  $k$  个子阵外, 其余均为零矩阵

边长类约束条件为

$$\underset{1\times(3n+4)}{g^{\text{边长}}_{i,j}} = \begin{bmatrix} \underset{1\times 3}{0} & \cdots & \underset{\substack{1\times 3 \\ \text{第}i\text{个子阵}}}{-T_{ij}^0} & \cdots & \underset{\substack{1\times 3 \\ \text{第}j\text{个子阵}}}{T_{ij}^0} & \cdots & \underset{1\times 3}{0} & \underset{1\times 4}{0} \end{bmatrix} \tag{10-142}$$

由  $n + 1$  个子阵组成, 除了第  $i, j$  个子阵外, 其余均为零矩阵

方位类约束条件为

$$\underset{1\times(3n+4)}{g^{\text{方位}}_{i,j}} = \begin{bmatrix} \underset{1\times 3}{0} & \cdots & \underset{\substack{1\times 3 & 3\times 3 \\ \text{第}i\text{个子阵}}}{-T_{A_{ij}}T_{T_i}} & \cdots & \underset{\substack{1\times 3 & 3\times 3 \\ \text{第}j\text{个子阵}}}{-T_{A_{ij}}T_{T_j}} & \cdots & \underset{1\times 3}{0} & \underset{1\times 4}{0} \end{bmatrix} \tag{10-143}$$

由  $n + 1$  个子阵组成, 除了第  $i, j$  个子阵外, 其余均为零矩阵

### 3) 观测值权阵

在 GPS 网的三维约束平差时, 基线向量观测值的权阵为无约束平差中最终采用的观测值权阵。

### 4) 方程的解

根据上面的观测方程和基准方程, 按照最小二乘原理进行平差解算, 得到平差结果:

$$\hat{X} = N_{bb}^{-1} - N_{bb}^{-1}G^TN_{gg}^{-1}GN_{bb}^{-1}W \tag{10-144}$$

式中,

$$N_{bb} = B^TPB \tag{10-145}$$

$$N_{gg} = GN_{bb}^{-1} G^T \quad (10-146)$$

$$W = B^T P L \quad (10-147)$$

待定点坐标参数

$$\hat{X} = X^0 + \Delta \quad (10-148)$$

单位权中误差:

$$\hat{\sigma}_0 = \sqrt{\frac{V^T P V}{3n - 3m + 3l}} \quad (10-149)$$

其中  $n$  为组成 GPS 网的基线数,  $m$  为基线数,  $l$  为已知点数。

### 3. 单位权方差的检验

与无约束平差时一样, 在平差约束完成后, 也需要采用  $\chi^2$ -检验的方法进行单位权方差估值  $\hat{\sigma}_0^2$  的检验, 不过目的不一样, 此时是为了确定起算数据是否与 GPS 观测成果相容。如果未通过  $\chi^2$ -检验, 通常表明起算数据与 GPS 网不相容。可能有两种原因造成这一情况: 一种是起算数据的质量不高; 另一种是 GPS 网的质量不高。在大多数情况下是前一种原因。

## 10.10.4 三维联合平差

### 1. 误差方程

GPS 网的联合平差通常是在一个局部参照系下进行的, 平差所采用的观测量除了 GPS 基线向量以外, 还包括地面常规观测值。这些地面常规观测值可以是边长观测值、角度观测值或方向观测值等。平差所采用的起算数据一般为地面点的三维大地坐标, 除此之外, 有时还可加入已知边长和已知方位等作为起算数据。

$$V = B\hat{X} - L \quad (10-150)$$

式中,

$$L = \begin{bmatrix} L_{GPS} & L_{距离} & L_{方位角} & L_{方向} & L_{天顶距} \end{bmatrix}^T$$

(  $3m_{GPS} + m_{距离} + m_{方位角} + m_{方向} + m_{天顶距}$  )  $\times$  (  $3n + 4 + k$  )

$3m_{GPS} \times (3n + 4 + k) \quad m_{距离} \times (3n + 4 + k) \quad m_{方位角} \times (3n + 4 + k) \quad m_{方向} \times (3n + 4 + k) \quad m_{天顶距} \times (3n + 4 + k)$

其中,  $L_{GPS} = [l_{GPS_1} \quad l_{GPS_2} \quad \dots \quad l_{GPS_{m_{GPS}}}]^T$  为与 GPS 基线向量观测值的观测值减计算值项, 假定第 1 条基线向量的两个端点分别为  $i, j$ , 则有  $l_{GPS_{ij}} = [X_{ij} - X_{ij}^0 \quad Y_{ij} - Y_{ij}^0 \quad Z_{ij} - Z_{ij}^0]^T$ ;  
 $L_{空间距离} = [l_{距离_1} \quad l_{距离_2} \quad \dots \quad l_{距离_{m_{距离}}}]^T$  为空间距离观测值的观测值减计算值项, 假定第 1 个空间距离观测值的两个端点分别为  $i, j$ , 则有  $l_{距离_1} = S_{ij} - S_{ij}^0$ ;

$$L_{方位角} = [l_{方位角_1} \quad l_{方位角_2} \quad \dots \quad l_{方位角_{m_{方位角}}}]^T,$$

$$L_{方向} = [l_{方向_1} \quad l_{方向_2} \quad \dots \quad l_{方向_{m_{方向}}}]^T,$$

$$L_{天顶距} = [l_{天顶距_1} \quad l_{天顶距_2} \quad \dots \quad l_{天顶距_{m_{天顶距}}}]^T$$

则分别为方位角、方向、天顶距观测值的观测值减计算值项;

$$V = \begin{bmatrix} V_{GPS} & V_{距离} & V_{方位角} & V_{方向} & V_{天顶距} \end{bmatrix}^T$$

(  $3m_{GPS} + m_{距离} + m_{方位角} + m_{方向} + m_{天顶距}$  )  $\times$  (  $3n + 5$  )

$3m_{GPS} \times (3n + 5) \quad m_{距离} \times (3n + 5) \quad m_{方位角} \times (3n + 5) \quad m_{方向} \times (3n + 5) \quad m_{天顶距} \times (3n + 5)$

$$B = \begin{bmatrix} B_{GPS} & B_{距离} & B_{方位角} & B_{方向} & B_{天顶距} \end{bmatrix}^T$$

(  $3m_{GPS} + m_{距离} + m_{方位角} + m_{方向} + m_{天顶距}$  )  $\times$  (  $3n + 5$  )

$3m_{GPS} \times (3n + 5) \quad m_{空间距离} \times (3n + 5) \quad m_{方位角} \times (3n + 5) \quad m_{方向} \times (3n + 5) \quad m_{天顶距} \times (3n + 5)$

其中:  $B_{GPS} = [b_{GPS_1} \quad b_{GPS_2} \quad \dots \quad b_{GPS_{m_{GPS}}}]^T$  为设计矩阵中与 GPS 基线向量观测值有关的部分, 假定第 1 条基线向量的两个端点分别为  $i, j$ , 则有



$$b_{GPS_1} = \begin{bmatrix} 0_{3 \times 3} & \cdots & -E_{3 \times 3} & \cdots & E_{3 \times 3} & \cdots & 0_{3 \times 3} & T_D_{3 \times 4} & 0_{3 \times k} \\ & & \text{第 } i \text{ 个子阵} & & \text{第 } j \text{ 个子阵} & & & \text{第 } n+1 \text{ 个子阵} & \end{bmatrix};$$

$B_{\text{空间距离}} = [b_{\text{空间距离}_1} \quad b_{\text{空间距离}_2} \quad \cdots \quad b_{\text{空间距离}_m}]^T$  为设计矩阵中与空间距离观测值有关的部分, 假定第 1 个空间距离的两个端点分别为  $i, j$ , 则有

$$b_{\text{空间距离}_1} = \begin{bmatrix} 0_{1 \times 3} & \cdots & -T_{S_{ij}}_{1 \times 3} & \cdots & T_{S_{ij}}_{1 \times 3} & \cdots & 0_{1 \times 3} & 0_{1 \times 4} & 0_{1 \times k} \\ & & \text{第 } i \text{ 个子阵} & & \text{第 } j \text{ 个子阵} & & & \text{第 } n+1 \text{ 个子阵} & \end{bmatrix};$$

$B_{\text{方位角}} = [b_{\text{方位角}_1} \quad b_{\text{方位角}_2} \quad \cdots \quad b_{\text{方位角}_m}]^T$  为设计矩阵中与方位角观测值有关的部分, 假定第 1 个方位角的两个端点分别为  $i, j$ , 则有

$$b_{\text{方位角}_1} = \begin{bmatrix} 0_{1 \times 3} & \cdots & -T_{A_{ij}}_{1 \times 3} T_{T_i}_{3 \times 3} & \cdots & T_{A_{ij}}_{1 \times 3} T_{T_i}_{3 \times 3} & \cdots & 0_{1 \times 3} & 0_{1 \times 4} & 0_{1 \times k} \\ & & \text{第 } i \text{ 个子阵} & & \text{第 } j \text{ 个子阵} & & & \text{第 } n+1 \text{ 个子阵} & \end{bmatrix};$$

$B_{\text{方向}} = [b_{\text{方向}_1} \quad b_{\text{方向}_2} \quad \cdots \quad b_{\text{方向}_m}]^T$  为设计矩阵中与方向观测值有关的部分, 假定第 1 个方向的两个端点分别为  $i, j$ , 并与第  $s$  个定向角参数有关, 则有

$$b_{\text{方向}_1} = \begin{bmatrix} 0_{1 \times 3} & \cdots & -T_{A_{ij}}_{1 \times 3} T_{T_i}_{3 \times 3} & \cdots & T_{A_{ij}}_{1 \times 3} T_{T_i}_{3 \times 3} & \cdots & 0_{1 \times 3} & 0_{1 \times 4} & \cdots & 0_{1 \times k} \\ & & \text{第 } i \text{ 个子阵} & & \text{第 } j \text{ 个子阵} & & \text{第 } n+1 \text{ 个子阵} & & \text{第 } n+2 \text{ 个 } 1 \times k \text{ 子阵} & \end{bmatrix};$$

$B_{\text{天顶距}} = [b_{\text{天顶距}_1} \quad b_{\text{天顶距}_2} \quad \cdots \quad b_{\text{天顶距}_m}]^T$  为设计矩阵中与天顶距观测值有关的部分, 假定第 1 个方向的两个端点分别为  $i, j$ , 则有

$$b_{\text{天顶距}_1} = \begin{bmatrix} 0_{1 \times 3} & \cdots & -T_{Z_{ij}}_{1 \times 3} T_{T_i}_{3 \times 3} & \cdots & T_{Z_{ij}}_{1 \times 3} T_{T_i}_{3 \times 3} & \cdots & 0_{1 \times 3} & 0_{1 \times 4} & 0_{1 \times k} \\ & & \text{第 } i \text{ 个子阵} & & \text{第 } j \text{ 个子阵} & & & \text{第 } n+1 \text{ 个子阵} & \end{bmatrix};$$

$$\hat{X}_{(3n+4+k) \times 1} = [\hat{X}_{\text{坐标}}_{3n \times 1} \quad \hat{X}_{\text{基准转换}}_{4 \times 1} \quad \hat{X}_{\text{定向角}}_{k \times 1}]^T$$

其中,  $\hat{X}_{\text{坐标}} = [\hat{x}_1 \quad \hat{x}_2 \quad \cdots \quad \hat{x}_n]^T$  为坐标参数,  $\hat{X}_{\text{基准转换}} = [\hat{\alpha}_x \quad \hat{\alpha}_y \quad \hat{\alpha}_z \quad \hat{m}]^T$  为基准转换参数,  $\hat{X}_{\text{定向角}} = [\hat{\alpha}_1 \quad \hat{\alpha}_2 \quad \cdots \quad \hat{\alpha}_k]^T$  为定向角参数,  $k$  为定向角参数的数量。

## 2. 观测值权阵

在 GPS 网的联合平差中, 观测值的权阵具有下面形式:

$$P_{(3m_{GPS} + m_{\text{距离}} + m_{\text{方位角}} + m_{\text{方向}} + m_{\text{天顶距}}) \times (3m_{GPS} + m_{\text{距离}} + m_{\text{方位角}} + m_{\text{方向}} + m_{\text{天顶距}})} = \text{diag}(P_{GPS} \quad P_{\text{距离}} \quad P_{\text{方位}} \quad P_{\text{方向}} \quad P_{\text{天顶距}})$$

## 3. 起算基准

约束条件的形式与约束平差相同。

## 4. 方程的解

最终解的形式也与约束平差相同。

# § 10.11 采用 GPS 技术建立独立坐标系

## 10.11.1 独立坐标系

在测量应用中, 常常需要采用平面坐标系, 与数学中常用的平面直角坐标系不同, 测量中的平面坐标系纵轴为  $X$  轴, 横轴为  $Y$  轴。

测量中的平面坐标系分为两类:一类是国家坐标系,另一类是独立坐标系。国家坐标系要求按规定进行投影分带,通常是 6 带或 3 带,投影中央子午线根据投影区域所处分带得出,如果是 6 带,则投影的中央经线为  $6n - 3$ ,如果是 3 带,则投影的中央经线为  $3n$ ,其中  $n$  为投影带的带号,投影面为国家大地基准所确定的参考椭球面。在投影面上,投影带中央经线的投影为纵轴( $X$ 轴),赤道投影为横轴( $Y$ 轴),上述两个投影的交点为原点。如果平面坐标系不按上述方法定义,则被称为独立坐标系。

在国家级的大地控制测量中,通常采用国家坐标系,这将有利于测绘资料基准的统一。但是,对于工程应用和城市测量,由于作业区域有可能位于标准投影带的边缘,并且作业区域的平均高程或工程关键区域的高程也可能与国家大地基准的参考椭球面有较大差异,在这种情况下,国家坐标系下的平面坐标将会具有较大的投影变形,这不利于工程的进行,而独立坐标系可以解决城市建设和工程应用中要求限制投影变形的问题。

独立坐标系也有两类:一类基本上采用标准的投影公式得出坐标,不同的是投影中央经线和投影面与国家标准投影不同,投影中央经线根据具体要求人为指定,通常通过投影区域中央,而投影面为当地的平均高程面,此类独立坐标系通常用于城市坐标系;另一类坐标系则更为特殊,它的坐标原点和坐标轴的指向都根据具体要求人为指定,坐标归化到指定的高程面上。

第一类独立坐标系主要是由于最初在建立坐标系时,由于技术条件的限制,定向、定位精度有限,导致最终所定义出来的坐标系与国家坐标系在坐标原点和坐标轴指向上有所差异。还有一种情况,就是出于成果保密等原因,在按国家坐标系进行数据处理后,对所得坐标成果进行一定的平移和旋转,得出独立坐标系。

第二类独立坐标系主要是在许多的工程应用中,为了满足工程的要求以及工程计算或施工放样的方便,通常并不采用地心坐标系或参心坐标系,而是采用一种极为特殊的参考系,即所谓的独立坐标系或工程坐标系。此类坐标系通常为平面坐标系,并且具有平面高度、坐标轴指向和/或坐标原点根据工程需要定义的特点。例如:在桥轴线坐标系中,将桥轴线为坐标系的纵轴;通过指定桥轴线上一点的坐标来确定坐标系的原点;将坐标平面置于桥墩顶平面处。而在坝轴坐标系中,则定义坝轴线方向为横轴;通过指定某一点的坐标来确定坐标系的原点;坐标系的纵轴与水流方向平行,指向下游;坐标平面为放样精确要求最高的平面(一般为厂房基础平面),也有可能是各安装平面的平均高程面。

可以看出,在上述两类独立坐标系中都存在着坐标系的旋转、平移和尺度的问题。产生旋转、平移和尺度的原因主要有两种:一种是历史原因,另一种是工程的特殊需要。在第一类独立坐标系中,旋转角通常较小;而在第二类独立坐标系中,旋转角通常会很大。

## 10.11.2 建立独立坐标系基本方法

采用 GPS 技术建立独立坐标系,需要解决两方面的问题。第一个问题是将成果归化到特定投影面上。这个问题本质上是一个将坐标投影到任意指定相对于参考椭球面高度的投影面的问题。第二个问题是独立坐标系的旋转、平移和尺度的问题。这一问题可以采用相似变换的方法来处理。

根据具体情况,在采用 GPS 技术建立独立坐标系下的控制网时,可以用下面两种方法进行数据处理。

方法一:首先,进行 GPS 网的无约束平差,得到地心地固系下的坐标;然后,将 GPS 测定的

三维坐标投影到独立坐标系所在的平均高程面或指定高度的高程面上;最后,再进行平移和旋转变换得出最终的坐标。

方法二:首先,通过约束平差或基准转换,得出国家大地基准下的坐标;然后,通过坐标投影,将三维坐标投影到参考椭球面上;最后,进行坐标的相似变换,从而得出最终的坐标。对于这种情况,要求事先在网中测定几条高精度的激光测距边。在处理时既可以将这些边当做约束值,也可以将它们当做观测值,与 GPS 基线向量观测值一起进行平差。

有关标准的坐标投影和约束平差或联合平差的原理和过程,在前面的章节中已有介绍,这里仅补充介绍将成果投影到指定高度的高程面以及相似变换的方法。

### 10.11.3 投影面的转换

在进行坐标的投影变换时,如果直接采用国家参考椭球参数和国家大地坐标系下的球面坐标,所得到的是在与国家参考椭球相切的平面上的坐标,而不是在指定高度的高程面上的坐标。要得到指定高程面上的平面坐标,可以采用直接法和间接法两种方法。直接法仍采用标准的投影过程,不过投影时的参考椭球的定位或参考椭球的参数需要进行相应的改变,这种方法又分为椭球平移法和椭球膨胀法。间接法则是在进行投影时不改变参考椭球的定位和参考椭球的参数,而是对投影后的坐标进行比例缩放,从而达到将坐标改化到指定高程面上的目的。后一种方法实际上属于相似变换。

- 1. 椭球平移法
    - 1) 基本思想
- 椭球平移法的基本思想是将国家参考椭球沿独立坐标系的原点(局部区域的中心点)所在法线进行平移,使椭球面与该点相切,将坐标转换到基于平移后的参考椭球的坐标参照系下,再以平移后的椭球为依据,对这些坐标进行投影变换,得出在指定高程面上的平面坐标。如图 10-17 所示。

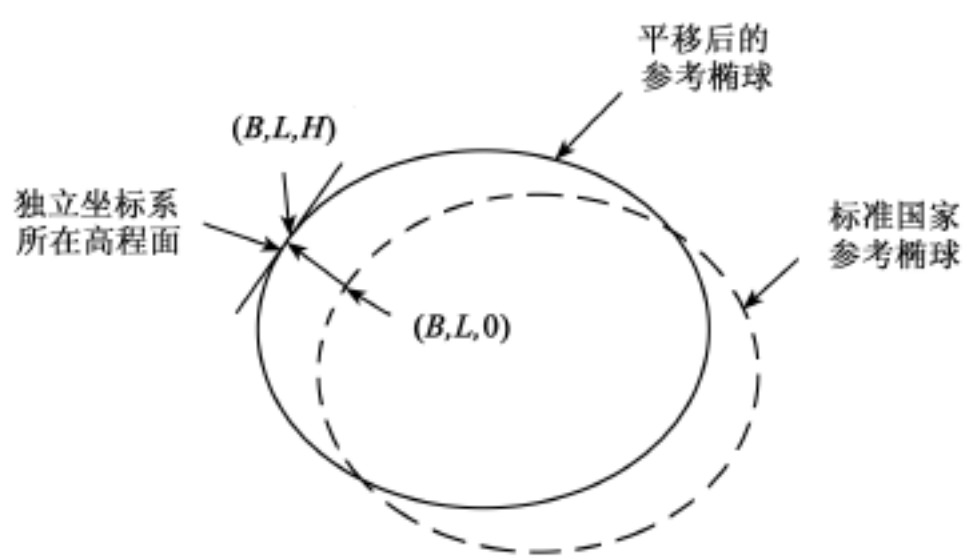


图 10-17 椭球平移法

- 2) 算法流程
  - (1) 确定项目中心区域的纬度  $B$  和经度  $L$ ;
  - (2) 获取项目中心区域的高程异常  $\zeta$  ;
  - (3) 将指定投影高程面的正常高  $h$  与上面所得到的高程异常  $\zeta$  相加,得出投影高程面的大地高  $H$ ;

(4) 利用式( 8-4) 将( B, L, H) 转换为( X, Y, Z) ；

(5) 计算将椭球沿中心区域法线方向平移, 使椭球面与所要求的高程面相切后的中心区域的空间直角坐标(  $X_1, Y_1, Z_1$ ) , 即将大地坐标( B, L, 0) 转换为空间直角坐标(  $X_1, Y_1, Z_1$ ) ；

(6) 将空间直角坐标(  $X_1, Y_1, Z_1$ ) 与( X, Y, Z) 相减, 计算出椭球的平移量(  $X, Y, Z$ ) ；

(7) 利用所计算出的平移量, 将原坐标系下的三维坐标转换到平移后的坐标系中, 再在新坐标系下进行投影。

2. 椭球膨胀法

1) 基本思想

椭球膨胀法的基本思想是保持参考椭球的定位和定向不变, 在保持椭球变率不变的前提下, 对椭球进行缩放, 使得经过缩放之后的参考椭球的椭球面与独立坐标系所选定的平面相切, 如图 10-18 所示。

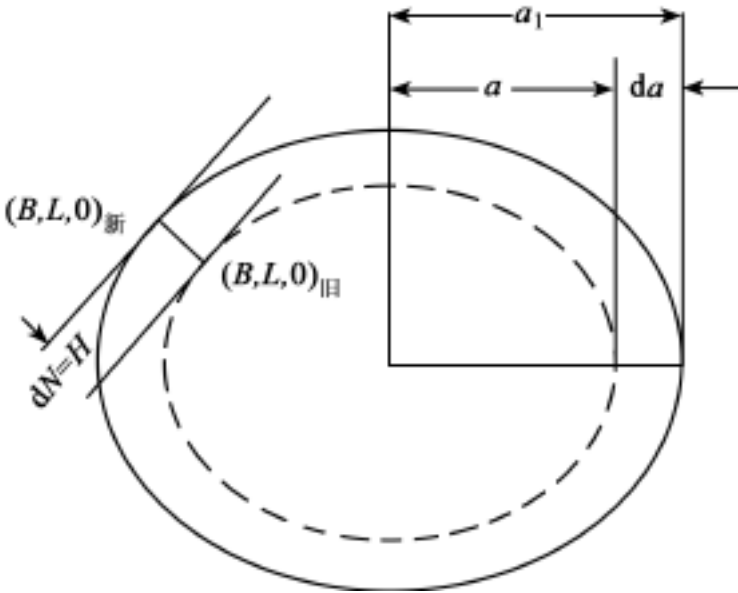


图 10-18 椭球膨胀法

要满足上述缩放条件, 实际上要使指定区域的卯西圈曲率半径变化  $dN = H$ , 其中, H 为该区域的大地高。

将式( 8-5) 求微分, 可得:

$$dN = \frac{da}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2 B}} \tag{10-151}$$

将式( 10-151) 整理后可得:

$$da = dN \cdot \sqrt{1 - e^2 \sin^2 B} \tag{10-152}$$

2) 算法流程

(1) 确定项目中心区域的纬度 B 和经度 L;

(2) 获取项目中心区域的高程异常 ；

(3) 将指定投影高程面的正常高 h 与上面所得到的高程异常 相加, 得出投影高程面的大地高 H;

(4) 利用式( 10-152) 计算新椭球的长半轴变化量 da;

(5) 计算新椭球的长半轴  $a_1 = a + da$ ;

(6) 以新椭球为基准, 进行投影, 得出指定高程面下的坐标。

3. 两种直接方法的比较

第一, 两种直接方法都适合于在没有外部约束(即没有独立坐标系下的多个已知点或至少一条已知边长)的条件下建立独立坐标系。

第二, 采用椭球平移法时, 由于进行椭球平移后的球面坐标与平移前的球面坐标在数值上会产生较大差异, 因此, 虽然投影时所采用的椭球参数并未改变, 但所得到的指定高程面上的平面坐标却与国家参考椭球的椭球面上的平面坐标在数值上有很大差异, 不过点与点之间的几何关系并未改变。

第三, 采用椭球膨胀法时, 虽然投影时所采用的椭球参数与国家参考椭球的参数有所差异, 但是投影前的球面坐标却是与进行椭球膨胀前一样的, 因此经过投影后所得到的平面坐标在数值上与国家参考椭球的椭球面上的平面坐标接近, 只是进行了相应的比例缩放。

第四, 两种直接方法所得出的指定高程面上的平面坐标, 在坐标间的相对关系上是一致的。

10.11.4 坐标的相似变换

采用相似变换的方法, 也可以得出独立坐标系下的坐标。该方法的基本思想是先将经过无约束平差得到的三维坐标投影为平面坐标, 投影所采用的参考椭球可以直接选择地心椭球, 然后采用相似变换的方法得出独立坐标系下的坐标。相似变换所需要的参数  $X$ ,  $Y$ ,  $m$ , 可利用在独立坐标系下的已知坐标、已知边长和已知方位得出。下式为相似变换的公式:

$$\begin{cases} X_B = X + m \cdot \cos \alpha \cdot X_A - m \cdot \sin \alpha \cdot Y_A \\ Y_B = Y + m \cdot \sin \alpha \cdot X_A + m \cdot \cos \alpha \cdot Y_A \end{cases} \quad (10-153)$$

式中:  $X_A$ ,  $Y_A$  为原平面坐标系下的坐标;  $X$ ,  $Y$  为原平面坐标系下的坐标转换到独立坐标系下的坐标的平移量;  $m$  为原平面坐标系下的坐标转换到独立坐标系下的坐标的缩放因子。

## 第 11 章 GPS 高程测量

在采用传统地面观测技术确定地面点的位置时,平面位置和高程通常是分别独立确定的,这样做的原因主要有两个:一个是平面位置和高程分别基于不同的参考基准,确定平面位置时,通常以参考椭球面为基准,而确定平面位置时,则以大地水准面或似大地水准面为基准;另一个是确定平面位置和高程所采用的观测方法不同,水平位置通常通过测水平角、测边的方法来确定,而高程则是通过水准测量或测竖直角和测边的方法来确定,由于观测方法不尽相同,因而进行观测时所要求的观测条件也不相同。

采用包括 GPS 在内的空间定位技术,虽可以同时确定出点的三维位置,但令人遗憾的是,所确定出的高程是相对于一个特定参考椭球的,即所谓的大地高,而不是在实际应用中广泛采用的与地球重力位密切相关的正高或正常高。不过,如果能够设法获得相应点上的大地水准面差距或高程异常,就可以进行相应高程系统的转换,将大地高转换为正高或正常高。

### § 11.1 高程系统及其相互关系

高程系统指的是与确定高程有关的参考面及以之为基础的高程定义。目前,常用的高程系统包括大地高、正高和正常高系统等。其中,在工程应用中普遍采用的是正高和正常高系统。本节将介绍常用的高程系统及其相互关系。

#### 11.1.1 高程系统

##### 1. 大地水准面与正高

重力位  $W$  为常数的面被称为重力等位面 (Equipotential Surface)。由于给定一个重力位  $W$ , 就可以确定出一个重力等位面, 因而地球的重力等位面有无穷多个。在某一点处, 其重力值  $g$  与两相邻大地水准面  $W$  和  $W + dW$  间的距离  $dh$  之间具有下列关系:

$$dW = gdh \quad (11-1)$$

由于重力等位面上点的重力值不一定相等, 从式 (11-1) 可以看出, 两相邻等位面不一定平行。

在地球众多的重力等位面中, 有一个特殊的面被称为大地水准面 (Geoid), 它是重力位为  $W_0$  的地球重力等位面。一般认为大地水准面与平均海水面 (MSL—Mean Sea Level) 一致 (参见图 8-1)。由于大地水准面具有明确的物理定义, 因而在某些高程系统中被当做自然参考面。

大地水准面与地球内部质量分布有密切关系。但由于该质量分布复杂多变, 因而大地水准面虽具有明确的物理定义, 却仍非常复杂, 其形状大致为一个旋转椭球, 但在局部地区会有起伏。大地水准面差距 (Geoid Height) 或大地水准面起伏 (Geoid Undulation), 为沿参考椭球的法线, 从参考椭球面量至水准面的距离, 在本书中统一用符号  $N$  表示, 如图 11-1 所示。

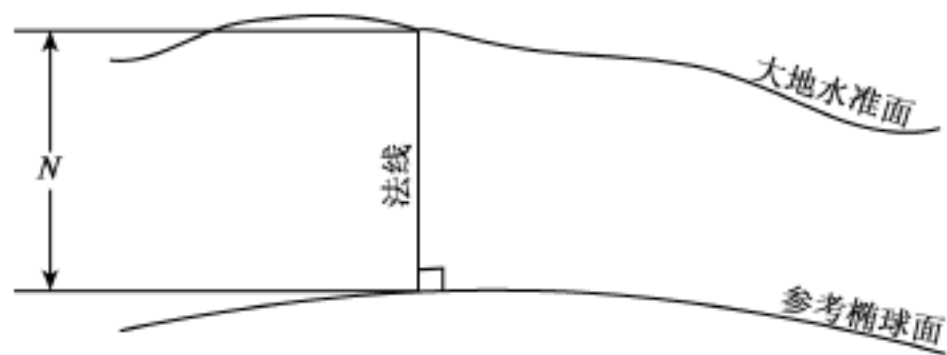


图 11-1 大地水准面与参考椭球面

正高系统是以地球不规则的大地水准面为基准面的高程系统。某点的正高( Orthometric Height/Geoidal Height) 是从该点出发, 沿该点与基准面间各个重力等位面的垂线所量测出的距离, 如图 11-2 所示。需要指出的是, 重力中的内在变化将引起垂线平滑而连续的弯曲, 因而在一段垂直距离上, 与重力正交的物理等位面并不平行( 即垂线并不完全与椭球的法线平行)。在本书中, 正高用符号  $H_g$  表示。

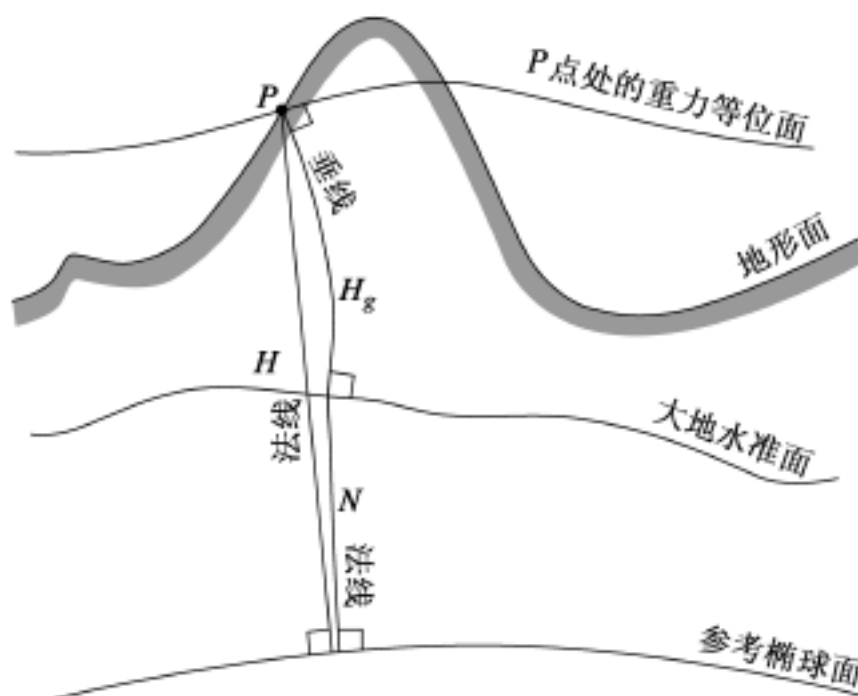


图 11-2 大地高和正高

作为大地高基准的参考椭球与大地水准面之间的几何关系见图 11-1, 其具有如下形式:

$$N = H - H_g \quad (11-2)$$

其中,  $N$  为大地水准面差距或大地水准面高,  $H$  为大地高,  $H_g$  为正高。

虽然, 在上面正高的定义中采用了一些几何概念, 但实际上正高是一种物理高程系统。根据物理学原理, 可以将重力位沿垂线的增量表示为

$$dW = - g(h) dh \quad (11-3)$$

其中,  $g(H_g)$  为垂线上各点的实测重力值。那么, 对  $dW$  沿垂线从大地水准面到地面某点  $P$  进行积分, 有

$$W = W_P - W_0 = \int_{\text{Geoid}}^P dW = - \int_{\text{Geoid}}^P g(h) dh \quad (11-4)$$

如果令沿垂线从大地水准面到地面某点  $P$  的平均重力值为  $g_m$ , 则有

$$g_m = - \frac{\int_{Geoid}^P g(h) dh}{\int_{Geoid}^P h dh} \quad (11-5)$$

即

$$- \int_{Geoid}^P g(h) dh = g_m \int_{Geoid}^P h dh \quad (11-6)$$

将式(11-6) 代入式(11-4), 有

$$\frac{\int_{Geoid}^P g(h) dh}{g_m} = \int_{Geoid}^P h dh \quad (11-7)$$

容易看出:

$$\int_{Geoid}^P h dh = H_g \quad (11-8)$$

这样, 就得出了正高的物理定义:

$$H_g = - \frac{1}{g_m} \int_{Geoid}^P g(h) dh \text{ 或 } H_g = \frac{W}{g_m} \quad (11-9)$$

正高的测定通常是通过水准测量来进行的。

### 2. 似大地水准面与正常高

虽然正高系统具有明确的物理定义, 但是由于难以直接测定沿垂线从地面点至大地水准面之间的平均重力值  $g_m$ , 所以实际上很难通过式(11-9) 来确定地面点的正高。为了解决这一问题, 莫洛金斯基提出了正常高的概念, 即用平均正常重力值  $\gamma_m$  来替代式(11-9) 中的  $g_m$ , 从而得到正常高( Normal Height) 的定义:

$$H = - \frac{1}{\gamma_m} \int_{mGeoid}^P g(h) dh \text{ 或 } H = \frac{W}{\gamma_m} \quad (11-10)$$

由于  $\gamma_m$  是可以精确计算的, 所以正常高也是可以精确确定的。

似大地水准面( Quasi-Geoid) 是由各地面点沿正常重力线向下量取正常高后所得到的点构成的曲面。与大地水准面不同, 似大地水准面不是一个等位面, 它没有确切的物理意义, 但与大地水准面较为接近, 并且在辽阔的海洋上与大地水准面一致。沿正常重力线方向, 由似大地水准面上的点量测到参考椭球面的距离被称为高程异常( Height Anomaly), 用符号  $\zeta$  表示。如图 11-3 所示。

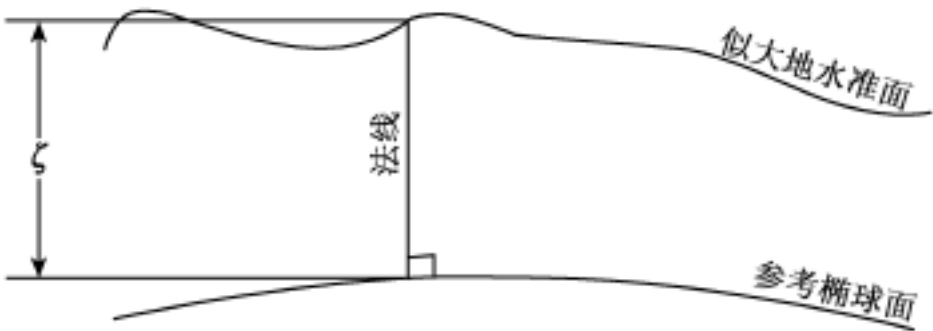


图 11-3 似大地水准面和参考椭球面



点相对于似大地水准面的高度被称为正常高, 表示为  $H$ 。与  $H$  的关系为

$$N + H_g = H \tag{11-11}$$

可以利用式(11-12) 将高程异常 转换为大地水准面差距:

$$N = \frac{g_m - \gamma_m}{\gamma_m} H_g \tag{11-12}$$

其中,  $g_m$  为大地水准面与地球表面间铅垂线上的真实平均重力值,  $\gamma_m$  为从参考椭球沿法线方向至近似地球面的平均正常重力值。根据式(11-11) 和式(11-12), 可以得到  $H_g$  与  $H$  间的转换关系:

$$H = H_g + \frac{g_m - \gamma_m}{\gamma_m} H_g \tag{11-13}$$

正高和正常高系统都是世界上采用非常广泛的高程系统。正高或正常高都可以通过传统的几何水准来确定, 这种方法虽然非常精密, 但却费时费力。从目前的理论和技术水平来看, GPS 定位技术是一种可在一定程度上替代几何水准的高效方法。采用 GPS 技术所确定出的大地高精度可优于 1cm, 要将所确定出的大地高转换为正高或正常高而又不降低精度, 需要具有相同精度的大地水准面或似大地水准面。大地水准面或似大地水准面为地形测图( Topographic Mapping)、GPS 水准( GPS Leveling)、导航( Navigation)、水道测量( Hydrographic Surveying)、海洋测量( Oceanography) 和其他一些卫星定位应用提供了将大地高转换为正高( 或正常高) 的基础。

3. 参考椭球面与大地高

大地高系统是以参考椭球面为基准面的高程系统。某点的大地高( Geodetic Height) 是该点沿通过该点的参考椭球面法线至参考椭球面的距离。大地高也称为椭球高( Ellipsoidal Height), 在本书中用符号  $H$  表示。

大地高是一个纯几何量, 不具有物理意义。它是大地坐标的一个分量, 与基于参考椭球的大地坐标系有着密切的关系。显然, 大地高与大地基准有关, 同一个点在不同的大地基准下, 具有不同的大地高。

大地高可以通过采用式( 8-7) 将空间直角坐标(  $X, Y, Z$ ) 转换为大地坐标(  $B, L, H$ ) 得出。

11. 1. 2 不同高程系统间的关系

根据前面的内容, 可将大地高、正高和正常高之间的相互关系总结如下:

$$H = H_g + N \text{ 或 } H_g = H - N \tag{11-14}$$

$$H = H + 0 \text{ 或 } H = H - 0 \tag{11-15}$$

$$H = H_g + \frac{g_m - \gamma_m}{\gamma_m} H_g \text{ 或 } H_g = H - \frac{g_m - \gamma_m}{\gamma_m} H \tag{11-16}$$

§ 11. 2 GPS 水准

11. 2. 1 概 述

虽然正高和正常高均可以通过水准和重力测量得到, 但是这些方法的作业成本非常高, 而作业效率又相对较低。随着 GPS 的出现, 采用 GPS 技术测定点的正高和正常高, 即所谓的 GPS

水准, 引起了人们越来越广泛的兴趣。不过, 单独采用 GPS 技术是无法测定出点的正高或正常高的, 因为 GPS 测量所得出的是一组空间直角坐标( X, Y, Z) 坐标, 通过坐标转换可以将其转换为大地经纬度和大地高( B, L, H), 要确定出点的正高或正常高, 需要在基于椭球与基于大地水准面或似大地水准面的高程系统间进行转换, 也就是必须要知道这些点上的大地水准面差距或高程异常。由此可以看出, GPS 水准实际上包括两方面内容: 一方面是采用 GPS 方法确定大地高, 另一方面是采用其他技术方法确定大地水准面差距或高程异常。前者与 GPS 测量定位同属一类问题, 在本书中已进行了大量叙述; 而后者本身并不属于 GPS 测量定位的范畴, 而是属于一个物理大地测量问题, 本节主要围绕此问题进行介绍。

需要说明的是, 虽然在下面的介绍中常常以正高系统为例, 但由本章概述部分可知, 正高与正常高这两个高程系统间也是可以相互转换的, 所以经过很小的变化后同样适用于正常高系统。另外, 对于纯几何内插方法而言, 无论对正高系统还是正常高系统, 算法都完全一样。

### 11.2.2 大地水准面差距的确定

如果大地水准面差距已知, 就能够通过式( 11-14) 进行大地高与正高间的相互转换, 但当其未知时, 则需要设法确定大地水准面差距的数值。确定大地水准面差距的基本方法有天文大地法、大地水准面模型法、重力测量法和几何内插法及残差模型法等方法。

#### 1. 天文大地法

天文大地法( The Astro-Geodetic Method) 的基本原理是利用天文观测数据并结合大地测量成果, 确定出一些点上的垂线偏差, 这些同时具有天文和大地观测资料的点被称为天文大地点, 然后再利用这些垂线偏差来确定大地水准面差距。具体用来确定大地水准面差距的天文大地法有两种。

方法一: 测定 A、B 两点间加入了垂线偏差改正的天顶角, 计算出两点间大地高之差  $H_{AB}$ , 利用水准测量的方法测定出两点间的正高之差  $H_{gAB}$  或正常高之差  $H_{AB}$ 。这样, 就可以得出两点间大地水准面差距的变化  $N_{AB}$  或高程异常的变化  $\zeta_{AB}$ :

$$N_{AB} = H_{AB} - H_{gAB} \tag{11-17}$$

$$\zeta_{AB} = H_{AB} - H_{AB} \tag{11-18}$$

如果采用上述方法, 确定出了一系列相互关联点之间的大地水准面差距变化或高程异常变化, 并且已知其中一个点上的大地水准面差距或高程异常, 则可以确定出其他点上的大地水准面差距或高程异常。

方法二: 要确定 A、B 两点间大地水准面差距之差, 首先设法确定出从 A 点到 B 点路线上的垂线偏差  $\eta$ , 然后沿路线 AB 进行垂线偏差的积分, 即得:

$$N_{AB} = N_B - N_A = - \int_A^B \eta dS - E_{AB} \tag{11-19}$$

或

$$N_{AB} = N_B - N_A = - \int_A^B \eta_0 dS \tag{11-20}$$

式中:  $\eta$  为在地面上所观测到的垂线偏差;  $E_{AB}$  为正高改正, 且有

$$E_{AB} = \int_A^B \frac{g - g_0}{g_0} dh + \frac{g_{m1} - g_0}{g_0} H_{g1} - \frac{g_{m2} - g_0}{g_0} H_{g2} \tag{11-21}$$

$\eta_0$  为改化到大地水准面上的垂线偏差。

天文大地法所采用的基本数据为垂线偏差,它们是由二维大地平差所计算出的大地坐标与相应天文方法所确定出的天文坐标之间的差异。由于在该方法中需要利用大地测量成果来确定垂线偏差,因而采用该方法所获得的大地水准面差距信息是相对于大地测量成果所对应的局部参考椭球的,它是一种获得相对于参考椭球所隐含的局部大地基准的大地水准面差距的方法。该方法所得到的大地水准面差距信息本质上是天文大地点间的倾斜,大地水准面的剖面通过一系列的天文大地点来确定。另外,该方法仅适用于具有天文坐标的区域,其精度与天文大地点间的距离、各剖面间的距离、大地水准面的平滑程度以及天文观测的精度等因素有关,整体相对大地水准面差距的精度可能仅有几米。

2. 大地水准面模型法  
大地水准面模型是一个代表地球重力场形状的数学面,通常由有限阶次的球谐多项式构成,具有如下形式:

$$N = \frac{GM}{R} \sum_{n=2}^{n_{max}} \sum_{m=0}^n \left[ \frac{a_e}{R} \right]^n P_{nm}(\sin \varphi) [C_{nm}^* \cos m\lambda + S_{nm} \sin m\lambda] \quad (11-22)$$

式中:  $\varphi$  为计算点的地心纬度和经度;  $R$  为计算点的地心半径;  $g$  为椭球上的正常重力;  $a_e$  为地球赤道半径;  $G$  为万有引力常数;  $M$  为地球质量;  $P_{nm}$  为  $n$  次  $m$  阶伴随 Legendre 函数;  $C_{nm}^*$ 、 $S_{nm}$  为大地水准面差距所对应的参考椭球重力位的  $n$  次  $m$  阶球谐系数;  $n_{max}$  为球谐展开式的最高阶次。

大地水准面模型的基本数据为球谐重力位系数,所得到的大地水准面差距信息相对于地心椭球,模型精度取决于用做边界条件的重力观测值覆盖面积和精度、卫星跟踪数据数量和质量、大地水准面平滑性以及模型最高阶次等因素,旧的针对一般用途的大地水准面模型的绝对精度低于 1m,但目前最新的大地水准面模型的绝对精度有了显著提高,达到了几个厘米。另外,通过模型所得到的相对大地水准面差距的精度要比绝对大地水准面差距的精度高,因为,计算点处所存在的偏差(或长波误差)将在大地水准面差距的求差过程中被大大地削弱。实践中,要得到特定位置处的大地水准面差距,可首先提取该位置所处规则化格网节点上的模型数值,然后采用双二次内插(Biquadratic Interpolation)方法来估计所需大地水准面差距。大地水准面模型的适用性很广,可在陆地、海洋和近地轨道中使用,不过目前全球性的模型在某些区域其精度和分辨率有限。

3. 重力测量法  
重力测量方法的基本原理是对地面重力观测值进行 Stokes 积分,得出大地水准面差距。其中,Stokes 积分为

$$N = \frac{R}{4\pi} \int_S g S(\alpha) dS \quad (11-23)$$

式中:  $R$  为地球平均半径;  $\bar{g}$  为全球正常重力的平均值;  $S(\alpha)$  为 Stokes 函数;  $g$  为某个表面单元的重力异常(等于归化到大地水准面上的观测重力值减去椭球上相应点处的正常重力值);  $\alpha$  为从地心所量测的计算点与重力异常点间的角半径。

原则上积分应在全球范围内进行,在未采用空间技术之前,特别是在未具有由球谐系数所提供的全球重力场之前,由于需要全球的重力异常,从而限制了该重力测量方法的使用。现在,重力测量技术实际上是 Stokes 积分与球谐模型的联合,即

$$N = N_L + N_s \quad (11-24)$$

式中,  $N_L$  由式(11-21)求得,  $N_s$  是由表面重力积分所得出的短波信息,不过所采用的是下面经

过修改的公式:

$$N_s = \frac{R}{4} \int_0^{2\pi} \int_0^\pi f(\varphi, \lambda) g d\varphi d\lambda \quad (11-25)$$

积分仅在以计算点为中心、半径为  $R_0$  的有限区间中进行, 而  $g$  为

$$g = g_0 + g_L \quad (11-26)$$

$g_L$  由式(11-27) 得出:

$$g_L = \frac{GM}{R^2} \sum_{n=2}^{n_{\max}} \left[ \frac{a_c}{R} \right]^n \sum_{m=0}^n P_{nm}(\sin \varphi) [C_{nm}^* \cos m\lambda + S_{nm} \sin m\lambda] \quad (11-27)$$

采用重力测量法所得到的大地水准面差距信息是相对于地心椭球的, 其基本数据是计算点附近的地面重力观测值, 仅适用于具有良好局部重力覆盖的区域。采用该方法所得到的大地水准面差距的精度与重力观测值的质量和覆盖密度有关。与大地水准面模型法相似, 该方法所确定出的相对大地水准面差距精度要优于绝对大地水准面差距, 其相对精度可达数十万分之一。

4. 几何内插法

在一个点上进行了 GPS 观测, 可以得到该点的大地高  $H$ 。若能够得到该点的正高  $H_g$ , 就可根据式(11-28) 计算出该点处的大地水准面差距  $N$ :

$$N = H - H_g \quad (11-28)$$

式中,  $H$  可通过水准测量确定。

几何内插法的基本原理就是通过一些既进行了 GPS 观测又具有水准资料的点上的大地水准面差距, 采用平面或曲面拟合、配置、三次样条等内插方法, 得到其他点上的大地水准面差距。

下面简单介绍常用的多项式内插算法。

在进行多项式内插时, 可采用不同阶次的多项式, 如可将大地水准面差距表示为下面的多项式形式:

零次多项式(常数拟合):

$$N = a_0 \quad (11-29)$$

一次多项式(平面拟合):

$$N = a_0 + a_1 dB + a_2 dL \quad (11-30)$$

二次多项式(二次曲面拟合):

$$N = a_0 + a_1 dB + a_2 dL + a_3 dB^2 + a_4 dL^2 + a_5 dBdL \quad (11-31)$$

式中:  $dB = B - B_0$ ;  $dL = L - L_0$ ;  $B_0 = \frac{1}{n} \sum B$ ;  $L_0 = \frac{1}{n} \sum L$ ;  $n$  为进行了 GPS 观测的点的数量。

利用其中一些具有水准资料的所谓公共点上大地高和正高, 可以计算出这些点上的大地水准面差距  $N$ 。若要采用零次多项式进行内插, 要确定 1 个拟合系数, 至少需要 1 个公共点; 若要采用一次多项式进行内插, 要确定 3 个拟合系数, 至少需要 3 个公共点; 若要采用二次多项式进行内插, 要确定 6 个参数, 则至少需要 6 个公共点。以进行二次多项式拟合为例, 存在一个这样的公共点, 就可以列出一个方程

$$N_i = a_0 + a_1 dB_i + a_2 dL_i + a_3 dB_i^2 + a_4 dL_i^2 + a_5 dB_i dL_i \quad (11-32)$$

若存在  $m$  个这样的公共点, 则可列出一个由  $m$  个方程所组成的方程组

$$\begin{cases} N_1 = a_0 + a_1 dB_1 + a_2 dL_1 + a_3 dB_1^2 + a_4 dL_1^2 + a_5 dB_1 dL_1 \\ N_2 = a_0 + a_1 dB_2 + a_2 dL_2 + a_3 dB_2^2 + a_4 dL_2^2 + a_5 dB_2 dL_2 \\ \dots\dots\dots \\ N_m = a_0 + a_1 dB_m + a_2 dL_m + a_3 dB_m^2 + a_4 dL_m^2 + a_5 dB_m dL_m \end{cases} \quad (11-33)$$

将式(11-33)写成矩阵形式, 则有

$$V = Ax + L \quad (11-34)$$

式中:

$$A = \begin{bmatrix} 1 & dB_1 & dL_1 & dB_1^2 & dL_1^2 & dB_1 \cdot dL_1 \\ 1 & dB_2 & dL_2 & dB_2^2 & dL_2^2 & dB_2 \cdot dL_2 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ 1 & dB_m & dL_m & dB_m^2 & dL_m^2 & dB_m \cdot dL_m \end{bmatrix};$$

$$x = [a_0 \quad a_1 \quad a_2 \quad a_3 \quad a_4 \quad a_5]^T;$$

$$V = [N_1 \quad N_2 \quad \dots \quad N_m]^T。$$

通过最小二乘法可以求解出多项式的系数

$$x = - (A^T P A)^{-1} (A^T P L) \quad (11-35)$$

式中, P 为大地水准面差距值的权阵, 可根据正高和大地高的精度加以确定。

几何内插法简单易行, 不需要复杂的软件, 可以得到相对于局部参考椭球的大地水准面差距信息, 适用于那些具有足够既有正高又有大地高的点并且其分布和密度都较为合适的地方。该方法所得到的大地水准面差距精度与公共点的分布、密度和质量及大地水准面的光滑度等因素有关。由于该方法是一种纯几何的方法, 进行内插时未考虑大地水准面起伏变化, 因而一般仅适用于大地水准面较为光滑的地区, 如平原地区。在这些区域, 拟合的准确度可优于 1dm。但对于大地水准面起伏较大的地区, 如山区, 这种方法的准确度有限。另外, 通过该方法所得到的拟合系数, 仅适用于确定这些系数的 GPS 网范围内。

### 5. 残差模型法

上面所介绍的几何内插法是一种纯几何的方法, 进行内插时未考虑大地水准面起伏变化, 因而内插精度和适用范围均受到很大限制。残差模型法则较好地克服了几何内插法的一些缺陷, 其基本思想也是内插, 不过与几何内插所针对的内插对象不同, 残差法内插的对象并不是大地水准面差距或高程异常, 而是它们的模型残差值, 其处理步骤如下:

- (1) 根据大地水准面模型(式(11-22)) 计算地面点 P 的大地水准面差距  $N_p$ ;
- (2) 对 P 点进行常规水准联测, 利用这些点上的 GPS 观测成果和水准资料求出这些点的大地水准面差距  $N_p$ ;
- (3) 求出采用以上两种不同方法所得到的大地水准面差距的差值  $N_p = N_p - N_p$ , 即所谓的大地水准面模型残差;
- (4) 算出 GPS 网中所有进行了常规水准联测点上的大地水准面模型残差值;
- (5) 根据所得到的大地水准面模型残差值, 采用内插方法确定出 GPS 网中未进行过常规水准联测点上的大地水准面模型残差值  $N_i$ , 并利用这些值对这些点上由大地水准面模型所计算出的大地水准面差距  $N_i$  进行改正, 得出经过改正后的大地水准面差距值  $N_i = N_i + N_i$ 。

## 11.2.3 GPS 水准的精度

### 1. GPS 水准的精度

与常规水准相比, GPS 水准具有费用低、效率高的特点, 能够在大范围的区域内进行高程

数据加密。但目前 GPS 水准的精度通常还不高,这主要有两方面的原因:一是受制于采用 GPS 方法所测定的大地高的精度;二是受制于采用不同方法所确定出来的大地水准面差距或高程异常的精度。

现在, GPS 测量的精度从  $10^{-8}$  到  $10^{-5}$  不等;采用重力位模型能够提供精度达到  $3 \times 10^{-6} \sim 1 \times 10^{-5}$  的相对大地水准面差距;由简单的内插方法所得到的大地水准面差距的精度差异较大,从几个 ppm 到 10ppm 或更差,具体精度与内插方法、大地水准面差距已知点的数量和分布以及内插区域大地水准面起伏情况等因素有关。综合目前各方面的实际情况, GPS 水准最高能够达到 3 等水准的要求。

## 2. 保证和提高 GPS 水准精度的方法

GPS 水准的精度取决于大地高和大地水准面差距(或高程异常)两者的精度,因此,要保证和提高 GPS 水准的精度必须从提高这两者的精度着手。

大地水准面差距精度的提高,有赖于物理大地测量理论和技术。从局部应用的角度来看,发展方向是建立区域性的高精度、高分辨率大地水准面(或似大地水准面)。目前,应用最新的全球重力场模型,结合地面重力数据、GPS 测量成果和精密水准资料所建立的区域性水准面(或似大地水准面的)精度已达到 2 ~3 个厘米。

要保证通过 GPS 测量所得到的大地高的精度,可以采用以下方法和步骤进行作业与数据处理:

(1) 使用双频接收机。使用双频接收机所采集的双频观测数据,可以较为彻底地改正 GPS 观测值中与电离层有关的误差。

(2) 使用类型相同且带有抑径板或抑径圈的大地型接收机天线。不同类型的 GPS 接收机天线具有不同的相位中心特性,当混合使用不同类型的天线时,如果在数据处理过程中未进行相位中心偏移和变化改正,将引起很高的垂直分量误差,极端情况下能达到分米级。有时,即使进行了相应的改正,也可能由于所采用的天线相位中心模型不完善而在垂直分量中引入一定量的误差。如果使相同类型的天线,则可以完全避免这一情况的发生。至于要求天线带有抑径板或抑径圈,则是为了有效地抑制多路径效应的发生。

(3) 对每个点在不同卫星星座和大气条件下进行多次设站观测。由于卫星轨道误差和大气折射会引起垂直分量上的系统性偏差,如果同一测站在不同卫星星座和不同大气条件下进行了设站观测,则可以在一定程度上削弱它们对垂直分量精度的影响。

(4) 在进行基线解算时使用精密星历。使用精密星历将减小卫星轨道误差,从而提高 GPS 测量成果的精度。

(5) 基线解算时,对天顶对流层延迟进行估计。将天顶对流层延迟作为待定参数在基线解算时进行估计,可有效地减小对流层对 GPS 测量成果精度特别是垂直分量精度的影响。不过,需要指出的是,由于天顶对流层延迟参数与基线解算时的位置参数不相互正交,因而要使其能够被准确确定,必须进行较长时间的观测。

## 参 考 文 献

- 1 安永强. 武汉市建设连续运行卫星定位系统方案设计: [ 硕士学位论文]. 武汉: 武汉大学, 2004 年 3 月
- 2 蔡昌盛, 李征航, 张小红. SA 取消前后 GPS 单点定位精度分析. 测绘信息工程, 2002 [ 3]: 24 ~25
- 3 蔡昌盛. 利用 GPS 对电离层 TEC 的观测研究: [ 硕士学位论文]. 武汉: 武汉大学, 2002 年 5 月
- 4 蔡昌盛, 李征航, 赵晓峰. 太阳耀斑的 GPS 监测方法及实测分析. 武汉大学学报( 信息科学版), 2003[ 4]: 422 ~424
- 5 陈健, 晁定波. 椭球大地测量学. 北京: 测绘出版社, 1989
- 6 陈俊勇. 卫星多普勒定位. 北京: 测绘出版社, 1983
- 7 陈俊勇. 地面参照系的现代定向理论和地球自转运动. 北京: 测绘出版社, 1991
- 8 陈俊勇. 世界大地坐标系统 1984 的最新精化. 测绘通报, 2003[ 2]: 1 ~3
- 9 陈小明, 刘基余, 李德仁. OTF 方法及其在 GPS 辅助航空摄影测量数据处理中的应用. 测绘学报, 1997[ 2]: 101 ~108
- 10 陈永奇. GPS 相对定位中系统误差的影响. 武汉测绘科技大学学报, 1990[ 2]
- 11 陈永奇. 一种检验 GPS 整周模糊度有效性的方法. 武汉测绘科技大学学报, 1997[ 4]
- 12 崔天鹏. GPS 现代化与模糊度解算方法研究: [ 硕士学位论文]. 武汉: 武汉大学, 2002 年 4 月
- 13 丁子明, 言中. 卫星导航与微波着陆. 北京: 国防工业出版社, 1984
- 14 董世清. 区域性 GPS 控制网数据处理: [ 硕士学位论文]. 武汉: 武汉大学, 2004 年 4 月
- 15 杜道生, 陈军, 李征航. RS、GIS、GPS 的集成与应用. 北京: 测绘出版社, 1995
- 16 冯延明. GPS 高精度定位理论问题的研究: [ 博士学位论文]. 武汉: 武汉测绘科技大学, 1989 年
- 17 管泽霖, 宁津生. 地球形状及外部重力场. 北京: 测绘出版社, 1981
- 18 郭际明. GPS 与 GLONASS 组合测量及变形监测数据处理研究: [ 博士学位论文]. 武汉: 武汉大学, 2001 年 8 月
- 19 国家测绘局. 全球定位系统( GPS) 测量规范( CH2001-92). 北京: 测绘出版社, 1992
- 20 国家测绘局. 全球定位系统( GPS) 测量型接收机检定规程( CH8016-1995). 北京: 测绘出版社, 1995
- 21 国家质量技术监督局. 全球定位系统( GPS) 测量规范( GB/T18314-2001). 北京: 中国标准出版社, 2001
- 22 国家自然科学基金委员会. 自然科学学科发展战略调研报告. 大地测量学. 北京: 科学出版社, 1994

- 23 过静君, 葛茂荣, 郑国忠等. 高精度动态 GPS 测量. GPS 学术研讨会, 涿州, 1990
- 24 过静君, 葛茂荣. GPS 动态定位原理及其数据处理. 北京测绘, 1991[1]
- 25 韩保民, 欧吉坤等. 基于 GPS 非差观测值进行精密单点定位研究. 武汉大学学报(信息科学版), 2003[4]: 409 ~412
- 26 胡明城, 鲁福. 现代大地测量学(上、下册). 北京: 测绘出版社, 1993
- 27 胡友健, 罗昀, 曾云. 全球定位系统(GPS)原理与应用. 武汉: 中国地质大学出版社, 2003
- 28 胡毓钜, 龚剑文, 黄伟. 地图投影. 北京: 测绘出版社, 1981
- 29 黄声享. 变形数据分析方法研究及其在精密工程 GPS 自动监测系统中的应用: [ 博士论文]. 武汉: 武汉大学, 2001 年 10 月
- 30 焦文海, 魏子卿等. PZ-90 GLONASS 与 ITRF 之间转换参数的谱分析. 武汉大学学报(信息科学版), 2003[6]: 740 ~744
- 31 解放军总参谋部测绘局. GPS 大地控制测量技术规范, 1991
- 32 金国雄, 刘大杰等. GPS 卫星定位的应用与数据处理. 上海: 同济大学出版社, 1994
- 33 金双根, 朱文耀. ITRF2000 参考框架的评价及其探讨. 武汉大学学报(信息科学版), 2002[6]: 598 ~603
- 34 兰虎彪, 王昆杰. GPS 网正常高求解方法的研究. 武汉测绘科技大学学报, 1992[3]: 18 ~26
- 35 李德仁. GPS 用于摄影测量与遥感. 北京: 测绘出版社, 1996
- 36 李洪涛等. GPS 应用程序设计. 北京: 科学出版社, 1999
- 37 李建成, 陈俊勇, 宁津生, 晁定波. 地球重力场逼近理论与中国 2000 似大地水准面的确定. 武汉: 武汉大学出版社, 2003
- 38 李庆海, 崔春芳. 卫星大地测量原理. 北京: 测绘出版社, 1989
- 39 李淑慧. 整周模糊度搜索方法的比较研究: [ 硕士论文]. 武汉: 武汉大学, 2002 年 5 月
- 40 李天文. GPS 原理及应用. 北京: 科学出版社, 2003
- 41 李英冰. 固体地球的环境变化响应: [ 博士论文]. 武汉: 武汉大学, 2003 年 10 月
- 42 李毓麟等. GPS 测量成果分析. 测绘通报, 1990[6]
- 43 李征航, 叶乐安. 沧州市 GPS 城市控制网的建立. 测绘通报, 1991[4]: 14 ~19
- 44 李征航, 李会青. 几种常用气象元素获取法的比较. 武测科技, 1993[1]: 9 ~15
- 45 李征航. GPS 相对定位中气象误差的影响. 测绘通报, 1993[2]: 3 ~9
- 46 李征航. GPS 测高精度的研究. 武汉测绘科技大学学报, 1993, 18(3): 67 ~73
- 47 李征航. 三种不同层次的 GPS 接收机检验法. 武测科技, 1994[1]: 10 ~14
- 48 李征航, 包满泰, 叶乐安. 利用 GPS 测量和水准测量精确确定局部地区的似大地水准面. 测绘通报, 1994[6]: 7 ~12
- 49 李征航. 利用 GPS 进行垂直形变测量的精度分析. 测绘遥感信息工程国家重点实验室, 1993-1994 年年报: 126 ~134
- 50 李征航. AS 技术与 GPS 接收机技术的发展. 武测科技, 1995[4]: 42 ~48
- 51 李征航, 刘志赵, 王泽民. 利用 GPS 定位技术进行大坝变形观测的研究. 武汉水利电力大学学报, 1996[6]
- 52 李征航, 徐德宝等. 空间大地测量理论基础. 武汉: 武汉测绘科技大学出版社, 1998



- 53 李征航, 刘志赵, 张小红. 提高 GPS 大坝变形监测精度的一种有效方法. 武汉测绘科技大学学报, 1998 年增刊: 15 ~19
- 54 李征航, 王泽民等. 利用 GPS 在短基线上进行亚毫米级定位. 武汉测绘科技大学学报, 1998 年增刊: 9 ~14
- 55 李征航, 张小红, 徐晓华. 隔河岩大坝变形 GPS 自动监测系统的精度评定. 哈尔滨工程高等专科学校学报, 2000, 11( 3): 1 ~6
- 56 李征航. GPS 定位技术在变形监测中的应用. 全球定位系统, 2001[ 2]: 18 ~25
- 57 李征航, 张小红, 朱智勤. 利用 GPS 进行高精度变形监测的新模型. 测绘学报, 2002 [ 3]: 206 ~210
- 58 李征航, 徐晓华. GPS 气象学. 测绘信息与工程, 2003[ 2]: 29 ~33
- 59 李征航, 徐晓华, 罗佳. 利用 GPS 观测反演三峡地区对流层湿延迟的分布与变化. 武汉大学学报( 信息科学版), 2003[ 4]: 393 ~396
- 60 刘大杰, 刘经南. GPS 地面测量的三维联合平差. 测绘学报, 1994 [ 1]
- 61 刘大杰, 施一民, 过静君. 全球定位系统( GPS) 的原理与数据处理. 上海: 同济大学出版社, 1996
- 62 刘基余, 李征航等. 全球定位系统原理及其应用. 北京: 测绘出版社, 1993
- 63 刘基余. GPS 卫星导航定位原理与方法. 北京: 科学出版社, 2003
- 64 刘经南, 吴素芹. GPS 控制网基准优化方案. 大地测量学术年会论文, 1991
- 65 刘经南, 陈俊勇等. 广域差分 GPS 原理和方法. 北京: 测绘出版社, 1999
- 66 刘经南, 叶世榕. GPS 非差相位精密单点定位技术探讨. 武汉大学学报( 信息科学版), 2002[ 3]: 234 ~240
- 67 刘经南, 刘晖. 连续运行卫星定位服务系统——城市空间数据的基础设施. 武汉大学学报( 信息科学版), 2003[ 3]: 259 ~264
- 68 刘林. 人造地球卫星轨道力学. 北京: 高等教育出版社, 1992
- 69 刘祥林, 袁建平, 罗建军. 卫星导航系统的发展及我国发展卫星导航系统的建议, 1999
- 70 柳景斌. Galileo 卫星导航定位系统及其应用研究: [ 硕士论文]. 武汉: 武汉大学, 2004 年 4 月
- 71 柳响林. GPS 动态定位的质量控制与随机模型精化: [ 博士论文]. 武汉: 武汉大学, 2002 年 10 月
- 72 陆仲连, 吴晓平. 人造地球卫星与地球重力场. 北京: 测绘出版社, 1994
- 73 聂桂根, 刘经南. GPS 测时在电力系统中的应用. 武汉大学学报( 信息科学版), 2002 [ 2]: 153 ~157
- 74 聂桂根. 高精度 GPS 测时与时间传递的误差分析及应用研究: [ 博士论文]. 武汉: 武汉大学, 2002 年 10 月
- 75 宁津生, 罗志才等. 深圳市 1km 高分辨率厘米级高精度大地水准面的确定. 测绘学报, 2003[ 2]: 102 ~107
- 76 钱天爵, 瞿学林. GPS 全球定位系统. 北京: 海军出版社, 1989
- 77 秦显平, 杨元喜等. 利用 SLR 与伪距资料综合定轨. 武汉大学学报( 信息科学版), 2003 [ 6]: 745 ~758
- 78 曲建光. 利用 GPS 测量数据推算大气水汽含量: [ 硕士论文]. 武汉: 武汉测绘科技大

学, 1999 年 4 月

79 日本测地学会·(顾国华等译). GPS 人造卫星精密定位系统. 北京: 地震出版社, 1989

80 施闯. 大规模高精度 GPS 网平差处理与分析理论及其应用:[ 博士论文]. 武汉: 武汉测绘科技大学, 1999 年 2 月

81 施闯, 刘经南, 姚宜斌. 高精度 GPS 网数据处理中的系统误差分析. 武汉大学学报( 信息科学版), 2002[ 2]: 148 ~152

82 施品浩. GPS 接收机天线装置定向标志线及平均相位中心参数的检测. 武汉测绘科技大学学报, 1990[ 1]

83 施品浩. 无初始化动态 GPS 测量——介绍 SKI 软件家族中的新成员 AROF. 导航, 1994 [ 1]

84 宋成骅, 汪鸿生, 谢世杰. 卫星多普勒定位测量. 北京: 测绘出版社, 1987

85 宋成骅, 许才军, 刘经南等. 1998 青藏高原块体相对运动模型的 GPS 方法确定与分析. 武汉测绘科技大学学报 1998[ 1]: 21 ~25

86 苏继杰. 杂波干扰对 GPS 影响的研究:[ 硕士论文]. 武汉: 武汉测绘科技大学, 2000 年 4 月

87 苏继杰, 李征航. GPS 人为干扰研究. 航天电子对抗, 2002[ 4]: 17 ~20

88 陶本藻. 自由网平差与变形分析. 武汉: 武汉测绘科技大学出版社, 1984

89 陶本藻. GPS 水准似大地水准面拟合和正常高估算. 测绘通报, 1992[ 4]

90 田泽海. 提高 GPS 高程方向精度的研究:[ 硕士论文]. 武汉: 武汉大学, 2003 年 4 月

91 王爱朝. GPS 动态定位的理论研究:[ 博士论文]. 武汉: 武汉测绘科技大学, 1995

92 王广运, 陈增强等. GPS 精密测地系统原理. 北京: 测绘出版社, 1988

93 王广运, 李洪涛. 提高 GPS 信号接收机 C/A 码的测量精度. 导航, 1994[ 2]

94 王广运, 郭秉义, 李洪涛. 差分 GPS 定位技术与应用. 北京: 电子工业出版社, 1996

95 王惠南. GPS 导航原理与应用. 北京: 科学出版社, 2003

96 王解先. GPS 精密定轨定位. 上海: 同济大学出版社, 1997

97 王昆杰, 王跃虎, 李征航. 卫星大地测量学. 北京: 测绘出版社, 1990

98 王泽民, 柳景斌. Galileo 卫星定位系统相位组合观测值的模型研究. 武汉大学学报( 信息科学版), 2003[ 6]: 723 ~727

99 王振杰. 大地测量中不适定问题的正则化解法研究:[ 博士论文]. 武汉: 中国科学院测量与地球物理研究所, 2003

100 韦耿. 基于小波分析的 GPS 信号周跳检测及修复:[ 硕士论文]. 武汉: 武汉大学, 2002 年 5 月

101 魏子卿, 葛茂荣. GPS 相对定位的数学模型. 北京: 测绘出版社, 1998

102 魏子卿, 王刚. 用地球位模型和 GPS/水准数据确定我国大陆似大地水准面. 测绘学报, 2003[ 1]: 1 ~5

103 吴北平. GPS 网络 RTK 定位原理与数学模型研究:[ 博士论文]. 武汉: 武汉大学, 2003 年 3 月

104 武汉测绘科技大学测量平差教研室. 测量平差基础. 北京: 测绘出版社, 1996 年第 3 版

105 武汉大学测绘学院卫星应用工程研究所. 卫星应用概论. 2003

- 106 夏林元. GPS 观测值中多路径理论研究及数值结果: [ 博士论文]. 武汉: 武汉大学, 2001 年 10 月
- 107 肖云. 利用 GPS 确定航空重力测量载体运动姿态的理论与方法: [ 硕士论文]. 武汉测绘科技大学, 2000 年 4 月
- 108 谢世杰. 论 GPS 测量中的多径误差. GPS 技术应用论文集, 1995
- 109 徐绍铨, 吴祖仰. 大地测量学. 武汉: 武汉测绘科技大学出版社, 1996
- 110 徐绍铨, 张华海等. GPS 测量原理及应用. 武汉: 武汉测绘科技大学出版社, 2001
- 111 徐晓华, 李征航. GPS 气象学研究的最新进展. 黑龙江工程学院学报, 2002[ 26 ]( 1 ): 14 ~18
- 112 徐晓华. 利用 GNSS 无线电掩星技术探测地球大气的研究: [ 博士论文]. 武汉: 武汉大学, 2003 年 10 月
- 113 许其凤. GPS 卫星导航与精密定位. 北京: 解放军出版社, 1989
- 114 许其凤等. GPS 一级网的施测与数据处理. 大地测量专业学术研讨会, 无锡, 1992
- 115 许尤楠. GPS 卫星的精密定轨. 北京: 解放军出版社, 1989
- 116 杨剑. 利用 GPS 三频组合观测值求解模糊度理论及算法研究: [ 硕士论文]. 武汉: 武汉大学, 2004 年 4 月
- 117 易照华. 天体力学引论. 北京: 科学出版社, 1978
- 118 余学祥. GPS 变形监测信息提取方法的研究与软件研制: [ 博士论文]. 武汉: 武汉大学, 2002 年 4 月
- 119 於宗俦, 鲁林成. 测量平差基础. 北京: 测绘出版社, 1983
- 120 张波. 削弱 GPS 多路径效应的实用研究: [ 硕士论文]. 武汉: 武汉大学, 2002 年 5 月
- 121 张建军. 利用 GPS 建立区域性电离层模型: [ 硕士论文]. 武汉: 武汉测绘科技大学, 1996 年 4 月
- 122 张健. 利用 GPS 对太阳耀斑电离层响应监测的研究: [ 硕士论文]. 武汉: 中国科学院测量与地球物理研究所, 2002 年 5 月
- 123 张鹏. GPS 实时精密星历确定方法与软件研究: [ 硕士论文]. 武汉: 武汉测绘科技大学, 2000 年 5 月
- 124 张勤, 李家权. 全球定位系统( GPS) 测量原理及其数据处理基础. 西安: 西安地图出版社, 2000
- 125 张勤. 非线性最小二乘理论及其在 GPS 定位中的应用研究: [ 博士论文]. 武汉: 武汉大学, 2002 年 10 月
- 126 张献洲. 组合动态定位系统及其在铁路运输中应用的研究: [ 博士论文]. 武汉: 武汉大学, 2001 年 10 月
- 127 张小红, 李征航, 徐绍铨. 高精度 GPS 变形监测的新方法及模型研究. 武汉大学学报, 2001[ 5 ]: 451 ~454
- 128 张永军. GPS/GLONASS 高精度相对定位数据处理软件研究: [ 硕士论文]. 武汉: 武汉测绘科技大学, 2000 年 4 月
- 129 章红平. 利用地基 GPS 数据估计大气可降水分: [ 硕士论文]. 武汉: 武汉大学, 2003 年 4 月
- 130 赵晓峰. 区域性电离层格网模型建立方法的研究: [ 硕士论文]. 武汉: 武汉大学, 2003

年 5 月

- 131 郑祖良. 大地坐标系的建立与统一. 北京: 解放军出版社, 1993
- 132 中华人民共和国建设部. 全球定位系统城市测量技术规范 (CJJ73-97). 北京: 中国建设工业出版社, 1997
- 133 钟义信. 伪噪声编码通信. 北京: 人民邮电出版社, 1979
- 134 周忠谟. 地面网与卫星网之间转换的数学模型. 北京: 测绘出版社, 1984
- 135 周忠谟, 晁定波. 基于卫星网的位置基准及其对联合平差的影响. 测绘学报, 1991[4]
- 136 周忠谟, 晁定波. 论卫星网与地面网在高斯平面坐标系统中的联合平差问题. 武汉测绘科技大学学报, 1991[4]
- 137 周忠谟, 易杰军, 周琪编著. GPS 卫星测量原理与应用. 北京: 测绘出版社, 1992(第 1 版), 1997(第 2 版)
- 138 周忠谟. 关于 GPS 偏心观测的归心问题. 测绘科技动态, 1994[1]
- 139 朱华统. 大地坐标系的建立. 北京: 测绘出版社, 1986
- 140 朱华统. 常用大地坐标系及其变换. 北京: 解放军出版社, 1990
- 141 朱华统. 海军导航卫星系统和全球定位系统的卫星基准. 大地测量综合学术年会论文, 1991
- 142 A. Kleusberg, R. B. Langley. The Limitation of GPS. GPS World, 1990[2], pp. 50-52
- 143 A. Leick. GPS Satellite Surveying. John Wiley and Sons, 1990
- 144 Ahmed El-Rabbany. Introduction to GPS: The Global Positioning System, Artech House, 2002
- 145 Alfred Kleusberg, Peter J. G. Teunissen (eds), GPS for Geodesy, Springer-Verlag Te-los, 1996
- 146 B. L. Decker: World Geodetic System 1984. Proceedings of the 4th International Geodetics Symposium on Satellite Position. Texas. April 28-May 2, 1986, pp. 69-92
- 147 B. Hofmann-Wellenhof, H. Lichtenegger, and J. Collins. Global Positioning System Theory and Practice. Springer Wien New York. Fourth revised edition, 1997
- 148 B. W. Remondi(吴延忠译). 利用 GPS 相位观测值进行相对大地测量. 北京: 解放军出版社, 1987
- 149 B. W. 帕金森等(曲广吉等译). 导航星全球定位系统. 北京: 测绘出版社, 1983
- 150 Benjamin W. Remondi. The NGS GPS Orbital Formats, <http://www.ngs.noaa.gov/GPS/Utilities/format.txt>, 1994
- 151 Boonsap Witchayangkoon. ELEMENTS OF GPS PRECISE POINT POSITIONING, Ph. D Thesis, The Graduate School of The University of Maine, 2000
- 152 Bradford W. Parkinson, et al. Global Positioning System: Theory and Applications, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc, 1996
- 153 C. Roken, C. Meertens. Monitoring Selective Availability Dither Frequencies and Their Effect on GPS Data. Bulletin Geodesique. (1991) 65:162-169
- 154 C. L. C. Bagley, J. W. Lamons. Navstar Joint Program Office and a Status Report on the GPS Program. Proceedings of the 6th International Geodetic Symposium on Satellite Positioning, Ohio, March 17-20 1992, pp. 21-30

- 155 Chris Rizos. Principles and Practice of GPS Surveying, [http://www.gmat.unsw.edu.au/snap/gps/gps\\_survey/principles\\_gps.htm](http://www.gmat.unsw.edu.au/snap/gps/gps_survey/principles_gps.htm), 1999
- 156 Claude Boucher, Zuheir Altamimi, Patrick Sillard, Martine Feissel-Vernier. The ITRF2000, IERS Technical Note No. 31
- 157 Committee on Geodesy. Commission on physical Science. Mathematics and Resource, National Research Council: Geodesy- A look to the Future , 1986
- 158 D. Wells, A. Kleusberg. A Multipurpose System. GPS World , 1990[ 1] , pp. 60-64
- 159 D. E. Wells. et al. Guide to GPS Positioning University of New Brunswick, Canada, 1997
- 160 Dennis D. McCarthy, Gerard Petit, IERS Conventions ( 2003 ) , IERS Technical Note No. 31, 2003
- 161 Department of Defense World Geodetic System, NIMA TR8350. 2, Third Edition, 2000
- 162 Donghyun Kim, Richard B. Langley. GPS Ambiguity Resolution and Validation: Methodologies, Trends and Issues, Presented at the 7th GNSS Workshop-International Symposium on GPS/GNSS, Seoul, Korea, Nov. 30-Dec. 2, 2000
- 163 E. Cannon, et al. Recovery of a 1700km Baseline Using Dual Frequency GPS Carrier Phase Measurement. Proceedings of the 1th International Symposium on Precise Position with the Global Position System , Washington D. C. April 15-19, 1985
- 164 ERIC WEISSTEIN 'S World of Astronomy, <http://scienceworld.wolfram.com/astronomy/>
- 165 F. K. Brunner, Min Gu. An Improved Modal for Dual Frequency Ionospheric Correction of GPS Observation. Manuscripta Geodaetica. ( 1991) 16: 205-214
- 166 G. Klobuchar. Ionospheric Effect on GPS , GPS World. 1991[ 4] , pp. 48-51
- 167 G. Lachapelle, et al. High Precision C/A Code Technology for Rapid static DGPS Survey. Proceedings of the 6th International Geodetic Symposium on Satellite Position , Ohio March 17-20 1992 . pp. 336-344
- 168 Geodesique, 1986, pp. 181-192
- 169 Günter Seeber( 赖锡安等译) . 卫星大地测量学. 北京: 地震出版社, 1998
- 170 Chao et al. An Algorithm for Inter-frequency Bias Calibration and Application to WAAS Ionospheric Modeling. Proceedings of ION GPS-95, pp. 639-646
- 171 James R. Clynch. Datums-Map Coordinate Reference Frames, White Paper of Naval Postgraduate School, 2002
- 172 James R. Clynch. What Datum Am I On, White Paper of Naval Postgraduate School, 2003
- 173 Javad Ashjaee. An Analysis of Y code Tracking Techniques and Associated Technologies. GIM Vol. 7. 1993
- 174 K. P. Schwarz. Kinematic Position—Efficient New Tool for Surveying. Journal of Surveying Engineering, 1990[ 4] , pp. 181-192
- 175 M. E. Cannon, et al. Kinematics position with GPS: An Analysis of Road Tests. Proceedings of the 4th International Geodetics Symposium on Satellite Position. Texas. April 28-May 2, 1986, pp. 1251-1268
- 176 Michael J. Merrigan, Everett R. Swift, Robert F. Wong, Joedy T. Saffel. A Refinement

to the World Geodetic System 1984 Reference Frame, Presented at the Institute of Navigation, ION-GPS-2002, Portland, OR Sept, 2002

177 Mueller T. . Wide Area Differential GPS . GPS World, 1994[ 6] , pp. 36-44

178 P. J. Fell. Transit and GPS—a Report on Geodetic Position Activities . Bulletin

179 Paul R. Spofford, Benjamin W. Remondi. The National Geodetic Survey Standard GPS Format SP3, [ftp: //igsb.jpl. nasa. gov/pub/data/format/sp3\\_docu. txt](ftp://igsb.jpl.nasa.gov/pub/data/format/sp3_docu.txt)

180 Possible Weighting Schemes for GPS Carrier Phase Observations in the Presence of Multipath. Technical Paper of University of New Brunswick, 1999

181 R. A. Eastwood. An Integrated GPS/GLONASS Receiver. Navigation, 1990[ 2] , pp.141-151

182 R. B. Langley. Why is the GPS Signal so Complex? GPS world, 1990[ 3] , pp. 56-59

183 SHAOWEI HAN. Carrier Phase-Based Long-Range GPS Kinematic Positioning. School of Geomatic Engineering The University of New Southwales, 1997

184 Torben Sch üler. On Ground-Based GPS Tropospheric Delay Estimation, Ph. D Thesis, 2001. Universität der Bundeswehr Mchen, 2001

185 Vladimir V . Mitrikas, et al. WGS 84/PZ 90 Transformation Parameters Determination Based Laser And Ephemeris Long-term GLONASS Orbital Data Processing

186 W. Remondi. Performing Centimeter-level Surveys in Seconds with GPS Carrier phase: Initial Results Journal of the Institute of Navigation, 32( 4)

187 W. H. Wooden. NAVSTAR Global Position System. Proceedings of the 1th International Symposium on Precise Position with the Global Position System, Washington D. C. April 15-19, 1985

188 Werner Gurtner. RINEX-The Receiver Independent Exchange Format Version 2. 10, [ftp: //igsb. jpl. nasa. gov/pub/data/format/rinex210. txt](ftp://igsb.jpl.nasa.gov/pub/data/format/rinex210.txt), 2002

189 Y. Georgiadou. A. Kleusberg. On Carrier Signal Multipath Effects in Relative GPS Position. Manuscripta Geodatica. 1988, 13: 172-179

190 Y. Georgiadou. K. D. Doucent. The Issue of Selective Availability GPS World. 1990[ 5] , pp. 53-56

附录

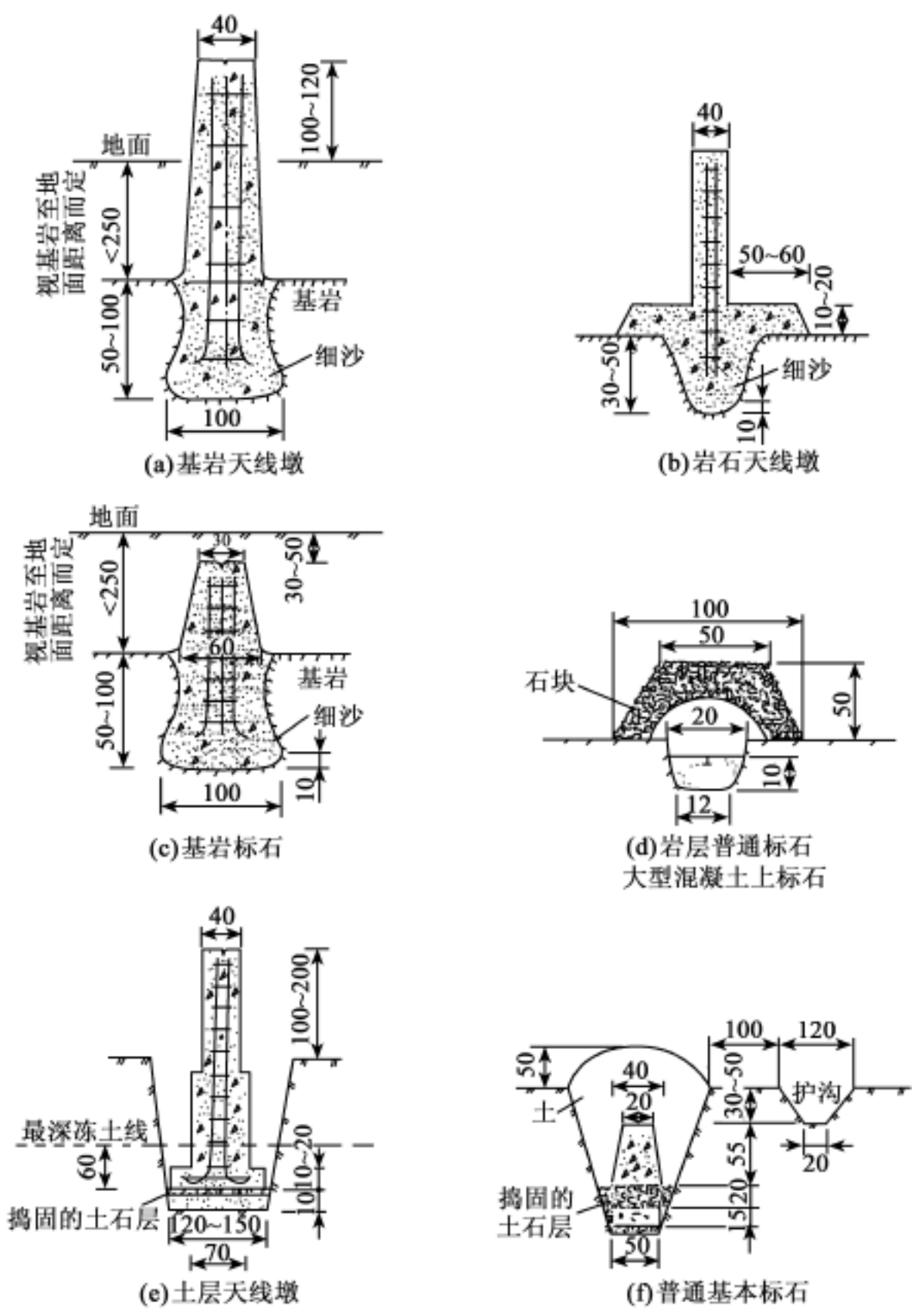
附录 1 引用的缩写词

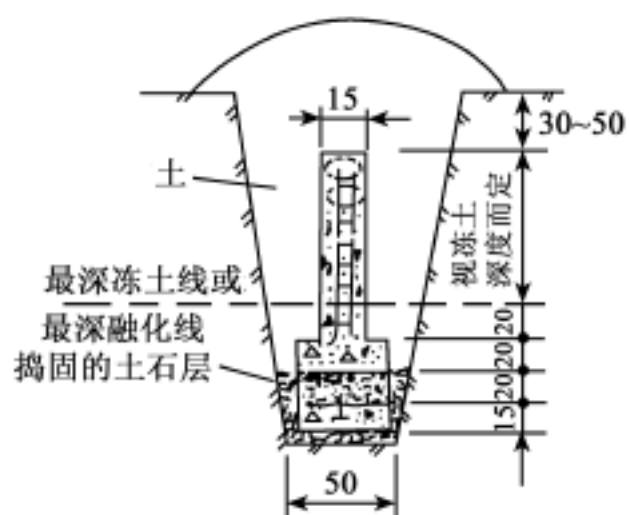
AROF 或 OTF	Ambiguity Resolution on the Fly	动态确定整周未知数实时模糊度解算
A-S	Anti-Spoofing	反电子欺骗
AT	Atomic Time	原子时
CIO	Conventional International Origin	国际协议原点
Cs	Cesium	铯
CTS	Conventional Terrestrial System	协议地球坐标系
DGPS	Differential GPS	差分 GPS
DMA	Defence Mapping Agency	( 美国) 国防制图局
DOP	Dilution of Precision	精度因子
EDM	Electronic Distance Measuring	电子测距
ESA	European Space Agency	欧洲空间局
FAA	Federal Aviation Administration	( 美国) 联邦航空局
FARA	Fast Ambiguity Resolution Approach	快速解算整周未知数
GAST	Greenwich Apparent Sidereal Time	格林尼治视恒星时
GDOP	Geometric Dilution of Precision	几何精度因子
GIS	Geographic Information System	地理信息系统
GLONASS	Global Navigation Satellite System	全球导航卫星系统
GNSS	Global Navigation Satellite System	全球导航卫星系统
GPS	Global Positioning System	全球定位系统
GPST	GPS Time	GPS 时
HDOP	Horizontal Dilution of Precision	平面位置精度因子
HOW	Hand Over Word	交接字
IAG	International Association of Geodesy	国际大地测量学协会
IAT	International Atomic Time	国际原子时
IAU	International Astronomical Union	国际天文学联合会
IERS	International Earth Rotation Service	国际地球自转服务
IGS	International GPS Service	国际 GPS 服务
INMARSAT	International Maritime Satellite ( organization)	国际海事卫星组织
INS	Inertial Navigation System	惯性导航系统
JPL	Jet Propulsion Laboratory	( 美国) 喷气推进实验室
LADGPS	Local Area DGPS	区域差分 GPS

NASA	National Aeronautics and Space Administration	( 美国) 航空航天局
NNSS	Navy Navigational Satellite System	海军导航卫星系统
PDOP	Position Dilution of Precision	空间位置精度因子
PPS	Precise Positioning Service	精密定位服务
PRN	Pseudorandom Noise	伪随机噪声
Rb	Rubidium	铷
RDOP	Relative Dilution of Precision	相对精度因子
RINEX	Receiver Independent Exchange ( Format)	标准数据格式( 与接收机无关)
RTD	Real Time DGPS	实时差分 GPS
RTK	Real Time Kinematic	实时动态( 定位)
SA	Selective Availability	选择可用性
SLR	Satellite Laser Ranging	卫星激光测距
SPS	Standard Positioning Service	标准定位服务
SVN	Space Vehicle Number	空间飞行器编号
TD	Triple-Difference	三差
TDOP	Time Dilution of Precision	钟差精度因子
TLW	Telemetry Word	遥测字
UT	Universal Time	世界时
UTC	Coordinate Universal Time	协调世界时
VDOP	Vertical Dilution of Precision	高程精度因子
VLBI	Very Long Baseline Interferometry	甚长基线干涉测量
WAAS	Wide Area Augmentation System	广域增强系统
WADGPS	Wide Area DGPS	广域差分 GPS
WGS	World Geodetic System	世界大地坐标系
LAMBDA	Least-square AMBiguity Decorrelation Adjustment	最小二乘模糊度降相关平差法
PPP	Precise Point Positioning	精密单点定位
JD	Julian Day	儒略日
MJD	Modified Julian Day	简化儒略日
DOY	Day of Year	年积日
ECEF	Earth-Centered Earth-Fixed	地心地图系
NIMA	National Imagery and Mapping Agency	( 美国) 国家影像和制图局
ITRF	International Terrestrial Reference Frame	国际地标参考框架
CGCS2000	China Geodetic Coordinate System 2000	2000 中国国家大地坐标系

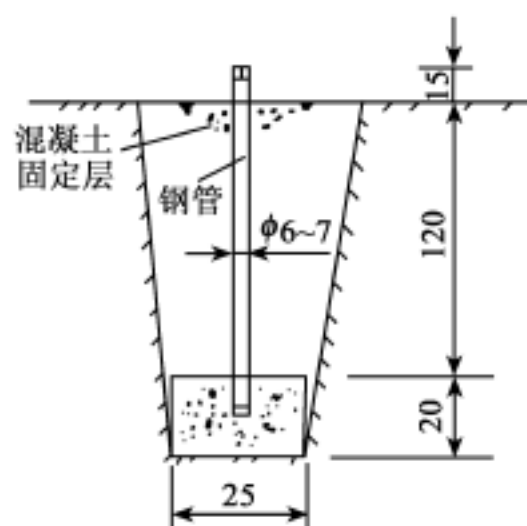


附录2 标石类型图

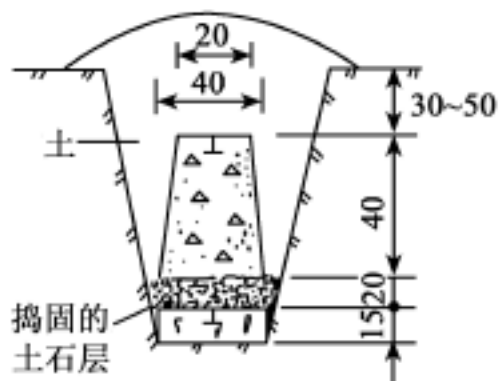




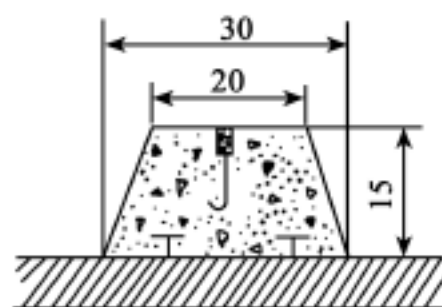
(g) 冻土基本标石



(h) 固定沙丘基本标石



(i) 普通标石



(j) 建筑物上标石

说明: ①本图例单位: cm

②天线墩足筋  $\phi 12 \sim 20\text{mm}$ , 裹筋  $\phi 7 \sim 10\text{mm}$ 。

附录3 GPS 测量手簿

(1) AA、A 与 B 级测量手簿记录格式

点 号		点 名		图幅编号	
观测记录员		日期段号		观测日期	
接收机名称 及编号		天线类型 及其编号		存储介质编号数 据文件名	
温度计类型 及编号		气压计类型 及编号		备份存储介质 编 号	
近似纬度	° N	近似经度	° E	近似高程	m
采样间隔	s	开始记录时间	h min	结束记录时间	h min
天线高测定		天线高测定方法及略图		点位略图	
测前：测后： 测定值_____m 修正值_____m 天线高_____m 平均值_____m					
记  事					
气象元素及天气状况					
时间( UTC)	气压( mbar)	干温( )	湿温( )	天气状况	

测站跟踪作业记录

时间( UTC)	跟踪卫星号( PRN) 及信噪比	纬度 。	经度 。	大地高 m	PDOP

注: 气象元素各栏内应记录气象仪器读数和相对应的修正值。

(2) C、D、E 级测量手簿记录格式

点 号		点 名		图幅编号	
观测记录员		日期段号		观测日期	
接收机名称 及编号		天线类型 及其编号		存储介质编号数 据文件名	
温度计类型 及编号		气压计类型 及编号		备份存储介质 编 号	
近似纬度	° N	近似经度	° E	近似高程	m
采样间隔	s	开始记录时间	h min	结束记录时间	h min
天线高测定		天线高测定方法及略图		点位略图	
测前: 测后: 测定值_____ m 修正值_____ m 天线高_____ m 平均值_____ m					

时间( UTC)	跟踪卫星号( PRN) 及信噪比	纬度 。	经度 。	大地高 m	PDOP

记  
  
事

(3) 快速静态定位参考站测量手簿记录格式

点 号		点 名		图幅编号		
观测记录员		观测日期		观测单元号		
接收机名称 及编号		天线类型 及其编号		时段号 数据文件名		
采样间隔	s	开始记录时间	h min	结束记录时间	h min	
天线高测定		天线高测定方法及略图		点位略图		
测前：测后： 测定值_____m 修正值_____m 天线高_____m 平均值_____m						
时间(UTC)	跟踪卫星号( PRN) 及信噪比		纬度 。	经度 。	大地高 m	PDOP
记  事						

(4) 快速静态定位流动站测量手簿记录格式

参考站名		参考站号		观测单元号		
流动站名		流动站号		观测员		
时段号 数据文件名		接收机名称 及编号		天线类型 及编号		
采样间隔	s	开始记录时间	h min	结束记录时间	h min	
天线高测定		天线高测定方法及略图		点位略图		
测前： 测定值_____m 修正值_____m 天线高_____m 平均值_____m						
时间(UTC)	跟踪卫星号( PRN) 及信噪比		纬度 。	经度 。	大地高 m	PDOP
记事						

(5) GPS 测量手簿记录内容及要求

AA、A、B 级静态定位测量手簿记录内容及要求:

- a) 点号、点名;
- b) 图幅编号: 填写 1 : 50 000 地形图图幅编号;
- c) 观测员、记录员;
- d) 观测日期: 在填写的月、日下打一斜线填写年积日;
- e) 接收机名称及编号、天线类型及编号、存储介质及编号、数据文件名、通风干湿表编号、空盒气压表编号、备份存储介质及编号;
- f) 近似纬度、近似经度、近似高程: 近似经纬度填至 1', 近似高程填至 100m;
- g) 采样间隔、开始记录时间、结束记录时间;
- h) 站时段号、日时段号;
- i) 天线高及其测定方法及略图: 测定方法见 D3, 各项测定值取至 0.001m;
- j) 点位略图: 按点位附近地形地物绘制, 应有 3 个标定点位的地物点, 比例尺大小视点位具体情况确定;
- k) 气象元素及天气状况: 其中气压读记至 10Pa(0.1mbar), 气温读至 0.1℃, 天气状况按晴、多云、阴、小雨、小雪、雨、雪选一填写, 同时记录云量及分布;
- l) 测站跟踪作业记录: 记载卫星信噪比等;
- m) 记事: 记载是否进行偏心观测, 其记录在何手簿, 以及整个观测过程中出现的重要问题, 出现时间及其处理情况。

C、D 与 E 级静态定位测量手簿有关项目要求同 D2.1。

GPS 快速静态定位测量需填写观测单元号, 其时段号应为观测单元内的时段序号, 其他项目要求同 D2.1。

附录 4 归心元素测定与计算

(1) 归心元素的测定

A. GPS 方法

如图 1 所示, P 为标志中心, A 为已测 GPS 点, B 为 GPS 方位点。

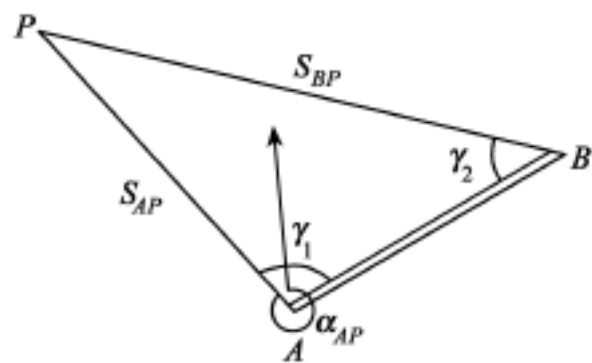


图 1

在 A、B 点上安置接收机, 观测一时段后, 交换天线, 再观测一时段, 共两时段, 获得 A、B 点 WGS-84 坐标。用经纬仪以三等三角测量的要求观测水平角  $\gamma_1$ 、 $\gamma_2$  各 4 测回, 用红外测距仪, 观测 4 测回, 得到 AP 间的距离  $S_{AP}$  与 BP 间的距离  $S_{BP}$ , 用水准测量或经纬仪高程方法分别测出 PA 间的高差  $h_{AP}$  与 PB 间的高差  $h_{BP}$ , 即可计算出归心元素  $X_A$ 、 $Y_A$ 、 $h_{AP}$  与  $\alpha_{AP}$ 。

B. 纯 GPS 方法

在 A、P 点上安置接收机, 观测一时段后, 交换天线再观测一时段, 共两时段, 获得 A、P 点间的 WGS-84 坐标系坐标差  $X_{AP}$ 、 $Y_{AP}$ 、 $Z_{AP}$ 。时段长度: 双频接收机不得少于 30min, 单频接收机不得少于 1h。

C. 三角联测方法

若已知 P 点至某一方向的大地方位角, 可通过 P 点上对该方向与 PA 方向间角度观测求出  $\beta_A$ , 进而得到  $\alpha_{AP}$ , 以代替“ A ”通过测角求  $\alpha_{AP}$  的方法。按三等三角测量要求, 角度观测 4 测回。

(2) 归心元素计算

已知 A、B 两点的 WGS-84 空间直角坐标分别为  $X_A$ 、 $Y_A$ 、 $Z_A$  与  $X_B$ 、 $Y_B$ 、 $Z_B$ , 以 A 点坐标为原点, 求得 B 点在 A 点站心坐标系中的站心地平坐标:

$$\begin{bmatrix} X_B \\ Y_B \\ Z_B \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\sin B_A \cos L_A & -\sin B_A \sin L_A & \cos B_A \\ -\sin L_A & \cos L_A & 0 \\ \cos B_A \cos L_A & \cos B_A \sin L_A & \sin B_A \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_B - X_A \\ Y_B - Y_A \\ Z_B - Z_A \end{bmatrix} \tag{1}$$

式中,  $B_A = \tan^{-1} \left[ Z_A / \sqrt{X_A^2 + Y_A^2} \right]$

$L_A = \sin^{-1} \left[ Y_A / \sqrt{X_A^2 + Y_A^2} \right]$



然后按下式计算

$$\alpha_{BA} = \tan^{-1} y_B / x_B \quad (2)$$

$$= \alpha_{BA} + (360^\circ - \alpha_1) \quad (3)$$

$$= \alpha_A - 180^\circ = \alpha_{BA} + 180^\circ - \alpha_1 \quad (4)$$

$$X_A = S_{AP} \cos \alpha_{PA} \quad (5)$$

$$Y_A = S_{AP} \sin \alpha_{PA} \quad (6)$$

$Z_A = h_{AP} = h_{AP}$  (A点高于P点时取正,反之取负)。

用类似的公式和方法,可求得归心元素  $X_B$  和  $Y_B$  与  $h_{BP}$ 。

为检核  $X_A$ 、 $Y_A$  与  $h_{AP}$  计算的正确性,可依下列两式分别求出P点球心直角坐标:

$$\begin{bmatrix} X_{PA} \\ Y_{PA} \\ Z_{PA} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\sin B_A \cos L_A & -\sin L_A & \cos B_A \cos L_A \\ -\sin B_A \sin L_A & \cos L_A & \cos B_A \sin L_A \\ \cos B_A & 0 & \sin B_A \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_A \\ Y_A \\ Z_A \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_A \\ Y_A \\ Z_A \end{bmatrix} \quad (7)$$

$$\begin{bmatrix} X_{PB} \\ Y_{PB} \\ Z_{PB} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\sin B_B \cos L_B & -\sin L_B & \cos B_B \cos L_B \\ -\sin B_B \sin L_B & \cos L_B & \cos B_B \sin L_B \\ \cos B_B & 0 & \sin B_B \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_B \\ Y_B \\ Z_B \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_B \\ Y_B \\ Z_B \end{bmatrix} \quad (8)$$

$$\begin{aligned} X_P &= X_{PA} - X_{PB} \\ Y_P &= Y_{PA} - Y_{PB} \\ Z_P &= Z_{PA} - Z_{PB} \end{aligned} \quad (9)$$

则

$$R = \sqrt{X_P^2 + Y_P^2 + Z_P^2} \quad (10)$$

R 应小于  $4\sqrt{3}\text{mm}$ 。