

子午仪卫星导航系统 的现状、原理、性能和应用范围

桑玛斯·A·小斯丹塞尔

一、绪言和内容摘要

本文的目的是通过用户的观点对子午仪——海军卫星导航系统进行深入的评论。该文首先对子午仪系统进行简短的描述，接着对它的用途——从渔船导航至潜艇定位进行了讨论，而后讨论它的现状和发展前途。根据子午仪设备使用量的飞速增长和新型卫星——诺瓦卫星对基本系统的改进，可以清楚地看出这种系统的可靠性和应用价值。根据这些迹象以及参考文献12中所叙述的基本导航计划，本文作者认为，子午仪系统至少可以服务到1995年，直至预期的全球定位系统（GPS）完成并工作一段时间以后为止。

本文的第二部分描述了定位讯息的处理技术以及影响定位精度的各种因素。文中首先详细地讨论了卫星讯号的结构，导航讯号的含义以及多普勒测量的解释，而后对定位计算方法进行了讨论，最后，对系统的可能精度和决定精度性能的因素进行了全面的论述。

子午仪系统是从新技术的发展中成长起来的（见参考文献17）。产生这种系统的直接原因是北极星潜艇的惯性导航系统需要进行精确的校正。1957年10月4日发射的第一颗地球人造卫星——斯普特尼克I号（Sputnik I）开辟了一个崭新的空间技术时代。约翰斯·霍布金斯大学应用物理实验室（The Applied Physics laboratory of Johns Hopkins university）的盖义尔博士和维芬柏奇博士（Drs. William H. Guier and George C. Weiffenbach）对这颗人造地球卫星发射出来的无线电信号存在着的多普勒频移很感兴趣。他们根据地面上一个跟踪站仔细测量出的多普勒频移，提出了确定整个卫星轨道的计算方法。根据这个研究成果，应用物理实验室的穆克鲁尔博士（Frank T McClure）和克西奈尔（Richard B Kershner）博士认为这个过程可以反过来，即如果能够知道卫星的精确轨道，那么根据多普勒频率的测定可以确定测量者的位置。

随着新技术发展的迫切要求，在克西奈尔博士领导下，于1958年12月开始研制子午仪系统。当时，摆在研制者面前的三个主要任务是：研制适当的宇宙飞行器；模拟地球重力场以便精确地确定卫星的轨道；研制用户设备以便进行实际的导航。1964年1月，子午仪卫星系统开始工作，1967年7月对民间开放。正为本文4-1和4-4节所详细讨论的那样，从那时起，民间用户的增长速度非常惊人，目前已经远远超过了政府部门或军事部门的用户，而且应用的范围十分广范。这点将在第3节中作进一步的阐述。

二、子午仪系统简介

本节只对子午仪系统作一概略描述，目的是使读者了解对该系统所作出的评论的意义。

本文后面章节中将对子午仪系统进行更为详细的论述。

在子午仪系统的发展过程中，应用物理研究室起了主导作用；原始思想是由它提出来的，实际研制工作是由它完成的，而且在系统维修、改进等方面，它将继续在技术上给以支持。

目前（1978年）有五颗卫星在天空进行工作。图1表示了每颗卫星的结构：四块太阳能电池板，用来对内部电池充电；一根“灯罩”式天线用来向地球发射讯号。由于重力梯度稳定吊臂（gravity gradient stabilization boom）的作用，“灯罩”式天线永远向下，而且，在轨道平面中有一延伸体（elongated object）使它自然地同地球重力梯度的方向一致；沿太阳能电池板方向安装磁滞棒（magnetic hysteresis rods），它和地磁场相互作用，将机械能转换成热能，以防止天线的前后摆动。

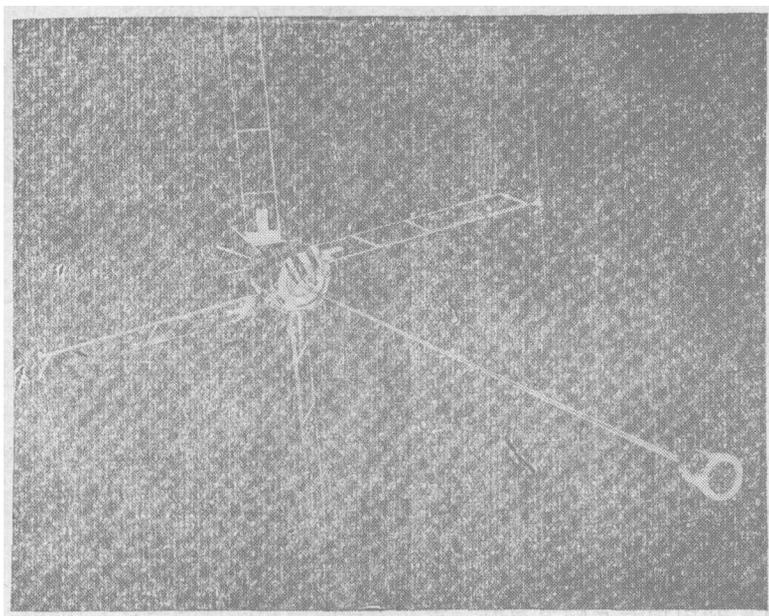


图1 子午仪卫星的结构

如图2所示，子午仪卫星的轨道是通过地球两极且呈园环形，高度约为1075公里，每环绕地球一周需要107分钟。这种极轨道在天空中像个“鸟笼”，地球在其中旋转，使其依次通过每个轨道。每当卫星通过水平面以上时，我们就能够获得一次定位的机会。如图3所示，在不同纬度上利用现有五颗卫星进行定位时，每次所需时间间隔大约是35分钟到100分钟。为了改变这一时间间隔，将在第4-3节和4-7节中讨论了增加卫星的计划。

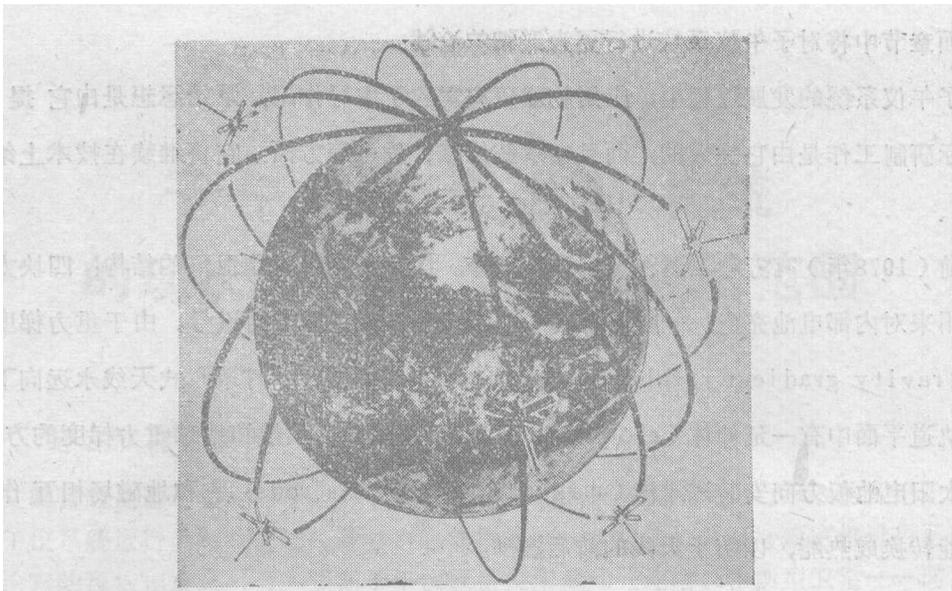


图2 子午仪卫星轨道在空中的分布状况

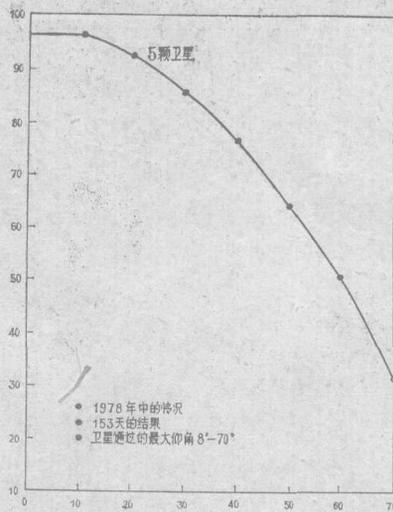


图3 利用现有5颗卫星时，平均定位间隔和纬度的关系（1978年中）

子午仪的日常操作工作系由加利福尼亚州穆古角（Point Mugu）的海军航天组（Navy Astronautics Group）负责进行，航天组有三个跟踪站，分别设在缅因的展望湾（Prospect Harbor, Maine），明尼苏打的罗塞蒙特（Rosemount, Minnesota）和夏威夷的瓦黑瓦（Wahiwa, Hawaii）。子午仪卫星每次在跟踪站视线内通过时，跟踪站接收卫星发射的400兆赫兹和150兆赫兹的讯号，由于测量卫星运动所形成的多普勒频移，并以时间函数关系进行记录，而后将多普勒频移的数据送至穆古角计算中心，算出每颗卫星的轨道，并预测它在今后十几个小时中运行轨道的变化规律，如图4所示。

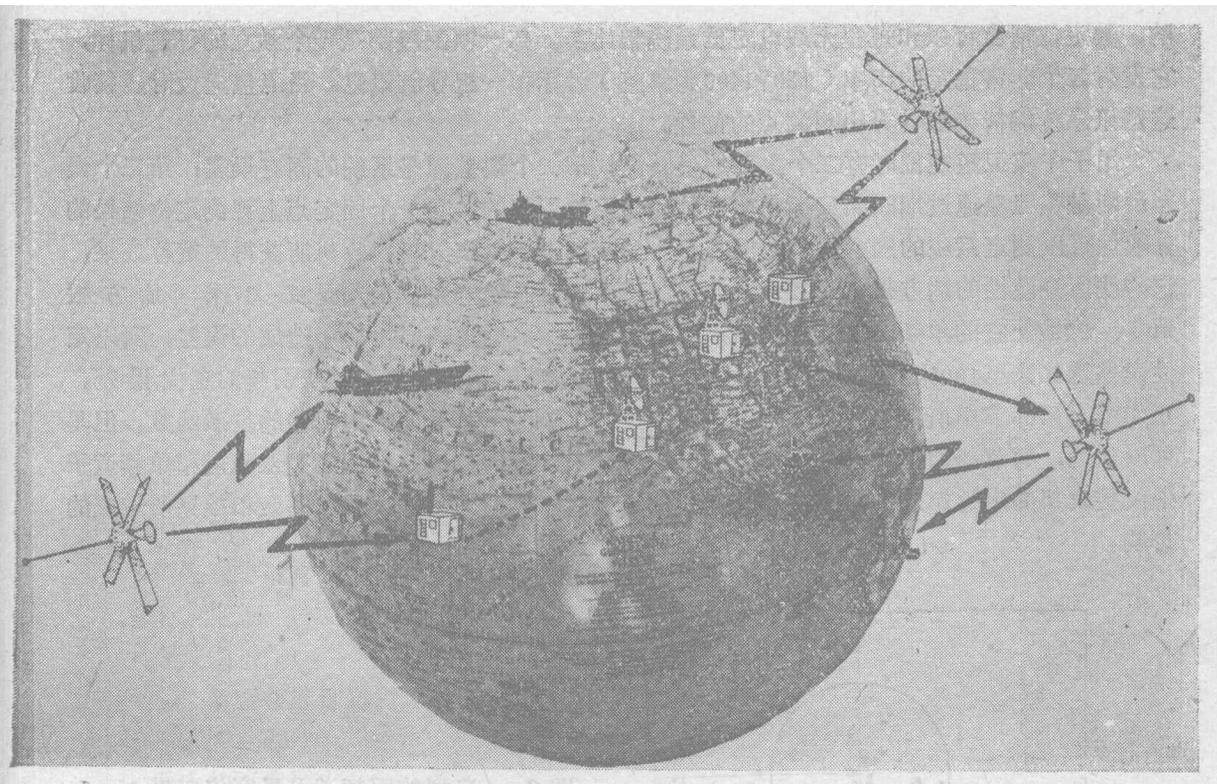


图4 子午仪导航系统示意图

计算中心根据预测轨道参数组成导航讯息，供给穆古角和罗斯蒙特的注入站。当卫星下一次通过时，注入站即将导航讯息，发射给相应的卫星。虽然卫星的贮存器能够贮存16个小时的导航讯息，但是，大约每12小时就给卫星注入一次新的导航讯息。

以地球为基础的无线电导航系统几乎在同一时间测量几个固定发射台所发射的讯号来测定位置。但是，子午仪卫星则不是这样（为图5所示），它是当卫星通过时，依次测定卫星的位置来确定位置的。这个过程需要10至16分钟，在此期间，卫星运行了4400公里至7000公里，因而是一条极好的基线。

由于子午仪卫星的测量不是瞬时的，因而在计算定位成果时必须考虑卫星通过期间船支的运动情况。而且，由于卫星总是相对于地球运动的，所以作出简单的，带有位置线的图板是不可能的。子午仪卫星定位的过程是：接收每一颗卫星所发射的讯息，精确地算出它的作为时间函数的位置，将这些计算出来的卫星位置联合起来，测量它们到观测点的距离差（多普勒计数），并考虑船只的运动速度，就能准确地知道观测点的位置。由于计算复杂，且计算量较大，所以要求用小型电子计算机完成这些计算。

目前，子午仪系统是唯一能在全世界任何地方进行导航的设备。它不受天气条件的影

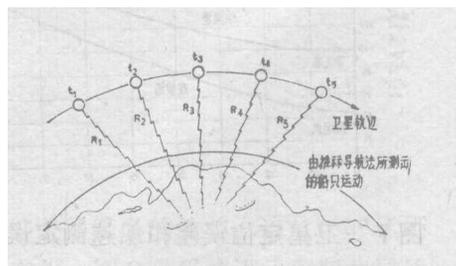


图5 一次卫星通过的几何关系

响，其定位精度可以和短程无线电定位系统相比美。每一颗卫星都是一个独立的导航讯标，它发射二个非常稳定的频率（150和400兆赫芝）时标和一组导航讯息。当卫星通过时，接收这些讯息就能精确地计算出观测点的位置。

用于子午仪卫星定位时有二个主要的误差源。第一个误差源是系统的固有误差；第二个误差源则是在卫星通过期间船只运动速度的测量误差引起的。在一个固定点上观测定位结果的分散性可以测定系统的固有误差。图6是一个双频道子午仪卫星接收机所获得的定位成果，它的残留分散性的均方根值是32米。典型的双频道接收机的定位误差是27—37米（均方根值）。价钱便宜的单频道卫星接收机，它不能测量和消除电离层折射所造成的误差，所以定位误差达80米至100米（均方根值）。由于卫星通过期间船速测量不准所引起的定位误差，正如本文第60节中所说明的那样，是卫星通过的几何关系和速度方向误差的复杂函数，但是可以认为，每节船速误差可以引起0.2海里（370米）的定位误差。图7是双频道和单频道子午仪接收机的定位误差和船速误差的关系，也包括了典型的高度误差和颠簸和摇晃所造成的影响。

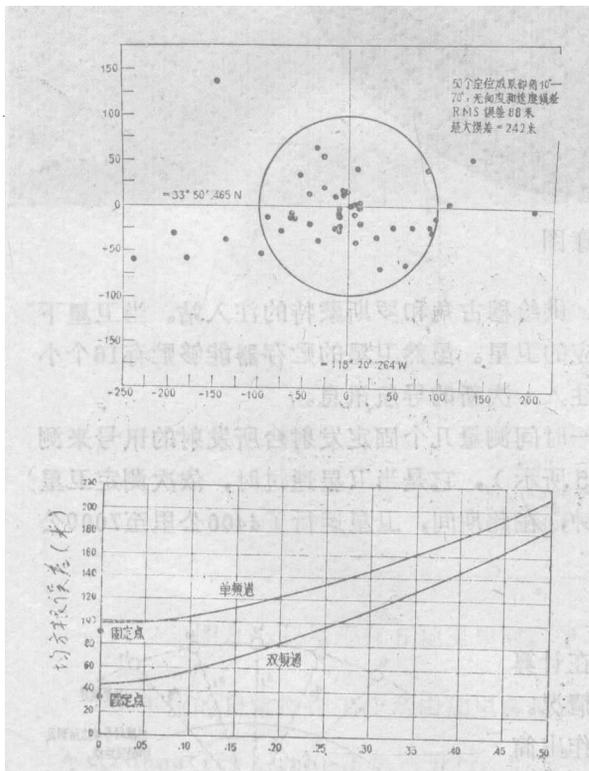


图6 典型的双频道卫星定位成果

注：1、由于电离层折射可使单频道定位结果最大达200—500米，而对双频道则只有90米。

2、当航速资料很差时，对北向速度求解可将定位误差限制在100—200米以内

图7 卫星定位误差和船速测定误差的关系。

图8表示了了在运动状态下常用的导航方法。在卫星测定的测点之间，计算机根据输入的航速和航向数据自动地进行推算航行。推算航行的数据也用来描述每次卫星通过时船只的运动状态。当卫星所定的位置已经计算出来以后，就用这个数据来校正经度和纬度，以消除推算航行的累积误差。

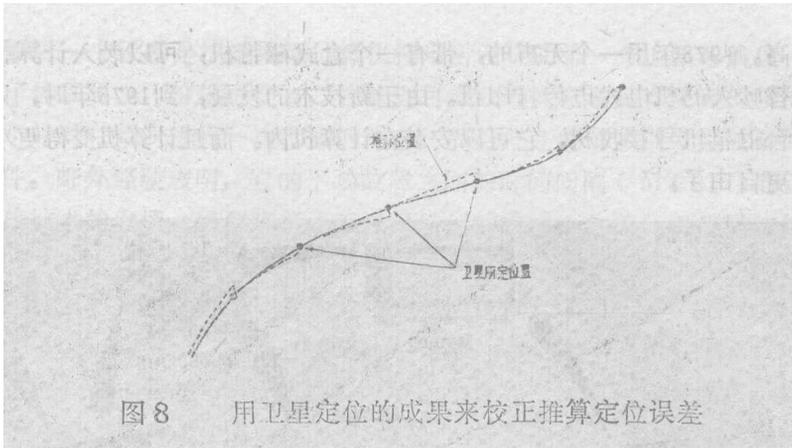


图8 用卫星定位的成果来校正推算定位误差

三、子午仪系统的应用

1、卫星接收机的发展趋向

子午仪系统具有如下的，其它系统目前达不到的能力：

- 全球复盖
- 全天候工作
- 定位精度接近于短程无线电定位系统
- 不需要发射岸台
- 无比的可靠

因而它的应用范围甚广，设备类型的增长十分惊人。目前子午仪系统可以用于下述各方面的导航定位工作：

- 陆地大地测量
- 渔船
- 私人游艇
- 商船（油船，货船等）
- 水面舰艇
- 潜水舰艇
- 近海钻井设备
- 石油勘探船
- 海洋调查船
- 航道测量船
- 移动式浮标

为了适应用户日益增长的要求，并使所采用的技术能够获得较多的效益，自从1967年所设计的早期设备以来，子午仪卫星接收机已经有了惊人的变化。图9是玛拉诺沃克斯公司从1967年到现在所研制的各种类型的子午仪卫星接收机，它代表了子午仪卫星接收机在技术上的演变过程。

图10是设备演变的另一种情况，它用玛拉诺沃克斯1968年到1976年所生产的单频道卫星接收机的变化来说明单频道卫星接收机技术的演变过程。1968年只有双频道接收机，一个小型电子计算机几乎就占据了一个机柜。1971年生产出了单频道接收机，其中小型电子计算

机只有12英寸高。1973年用一个无声的，带有一个盒式磁带机，可以装入计算机程序的小型电视终端来代替吵人的机电式电传打印机。由于新技术的发展，到1975年时，只用一对线路板即可制成一台卫星讯号接收机，它可以安装在计算机内。而且计算机变得更小了，因而在船上安装也就更自由了。

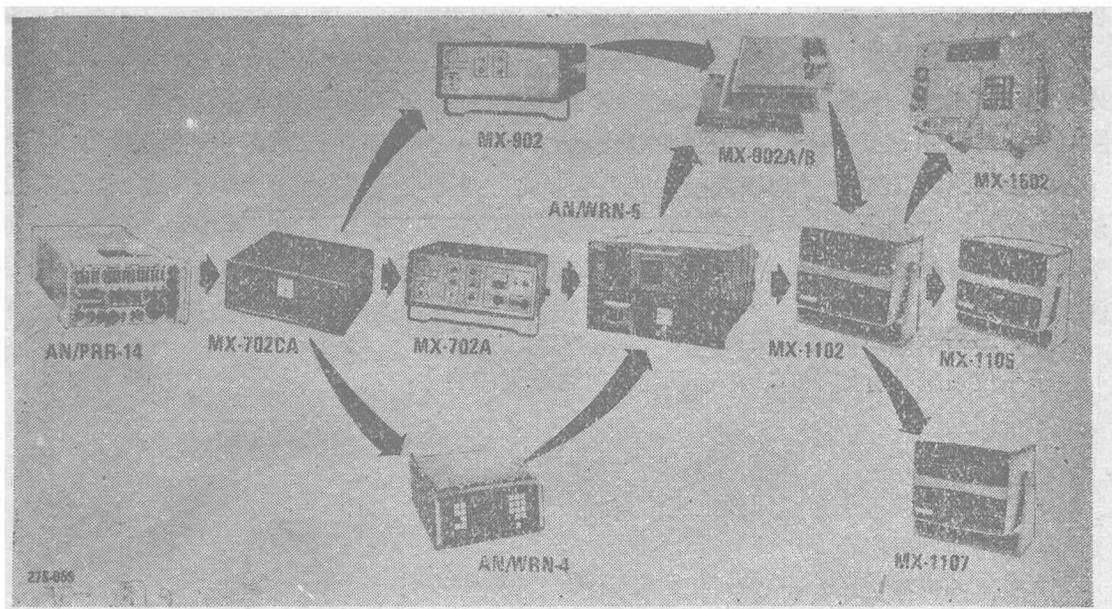


图9 子午仪卫星接收机的演变过程

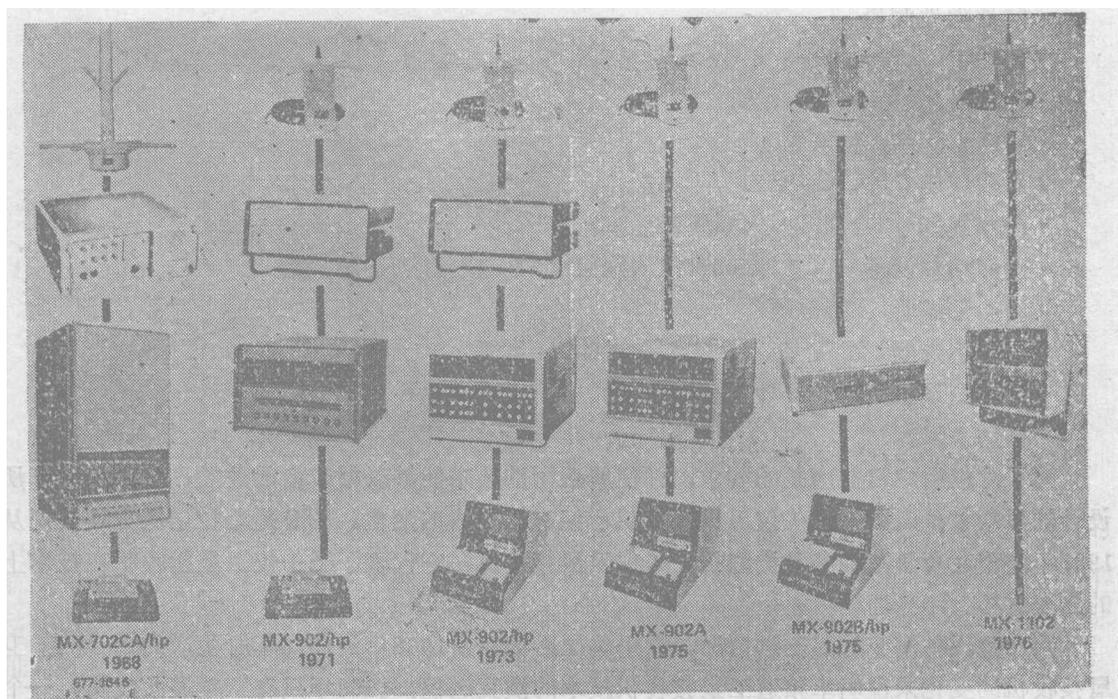


图10 单频道子午仪卫星接收机的演变过程

图10上的最后一个设备是根据微型计算机技术所设计的第一个卫星导航仪—MX1102。这种导航仪除了体积更小，价格更便宜，性能更可靠以外，它还具有更大的功能。例如，它不仅能够每二小时对它本身进行一次彻底的检查，而且，还能够鉴别发生故障的原因，找出需要更换的模件。野外经验表明，它的平均故障之间的时间间隔（MTBF）超过一半。由此可见，由于现代技术的发展，已经降低了卫星导航仪的价格，改善了卫星导航仪的能力。

2、通常的导航

由于如图11所示的MX1102导航仪的适用性，所以近一、二年来子午仪卫星在通常导航工作中的应用有了惊人的增长。如果在卫星所测定的精确位置之间自动地输入航速和航向资料，就可以连续地进行推算航行。MX1102可以连续地显示出船只的纬度、经度和格林威治平均时间。除了基本的导航功能以外，还能够确定和校正船位误差和漂移，得到大圆或等角线距离，并且寻找到任何所给定的航向点，确定航至这些航向点的航向，在发生故障时，找出发生故障的模件。

大型渔船的导航是这种导航仪的典型用途。例如，在南半球捕捞金枪鱼时，没有任何其它的导航设备能够复盖这个海区，并具有足够的精度，以保证捕捞成功并避免在200海里内捕鱼的限制。所谓捕捞成功包括了保证在完全冷冻状态使渔船返回基地。此外，使用子午仪导航设备还可以改善捕捞的成功率。

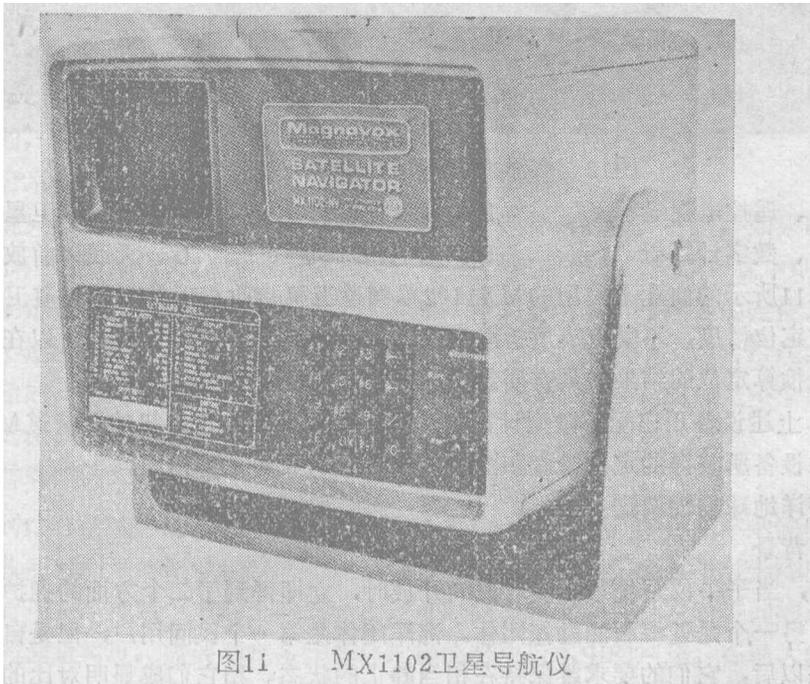


图11 MX1102卫星导航仪

1977年几家大航运公司对几种类型的导航设备（劳兰，奥米伽和子午仪，每一种设备又选择了不同厂家的产品）进行了评价。子午仪战胜了所有其它设备。因而目前所有的商业船队全部安装了子午仪导航仪。当在全世界范围内这种设备的精确性和可靠性对于经济上和安全上的好处一再得到证实时，这种倾向正在与日俱增。此外，由于可靠性显著，所以维持设备正常工作的费用极小，而且价格低廉也是主要船队安装这种设备的一个原因。除了精确、可靠和全球复盖以外，还要求实时地获得定位成果。例如，油船在通过玛尔卡海峡（Straits

of Malacca)时,这种特性的作用更为明显:通常油船都这样来选择它的航行时间表,使得它们通过这些危险水域之前,刚好用卫星测定了它的位置。

3、海洋调查

子午仪导航的第一个非军事应用是海洋调查,它第一次使大洋中部的科学调查结果和高精度的地理坐标紧密联合在一起。图9所示的AN/WRN-4型大地接收机和图12所示的设备是海洋调查中常用的典型双频道子午仪卫星接收机。

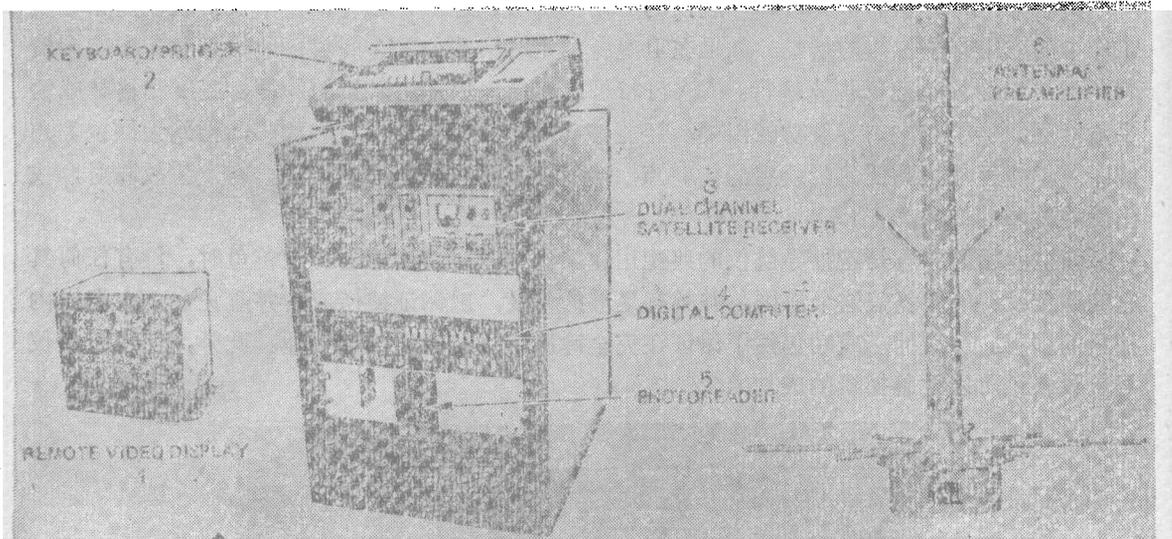


图12 海洋调查专用的典型双频道卫星接收机

- | | | |
|----------|---------|------------|
| 1、遥控电视显示 | 2、键盘打印机 | 3、双频道卫星接收机 |
| 4、数字计算机 | 5、光电输入机 | 6、天线/前放 |

除了图11所示的商业上使用的MX1102单频道卫星接收机以外,双频道卫星接收机可以提供更高的定位精度,不受电离层折射变化的影响。此外,这种系统还可以在一定的时间间隔上打印出推算定位的结果和具有质量指标的每一次卫星定位的结果。

目前,上述设备正在配备微型计算机。图13表示了配有打印机的双频道MX1107卫星导航仪。这种设备所获得的定位精度和图12上所表示的大型设备相同。

4、海洋地球物理调查

(1) 背景

1967年,当子午仪系统第一次对民间开放时,立即得到了二个方面的拥护。一个是海洋调查团体,另一个是近海石油勘探团体。海洋团体是第一个民间用户,但是自从获得了早期的接收系统以后,它们的要求就保持在相当静止的状态。和它们成显明对比的则是近海石油勘探,它的要求不断增长,而且越来越复杂。

1967年以前,所有的近海石油勘探都采用岸台无线电定位系统,例如雷迪斯特(Raydist),海菲克斯(Hi-fix)等等来进行船只定位。这些无线电定位系统工作良好,但是却存在着如下几个严重问题:

- 控制范围有限,尤其是夜间。
- 获得政府的批准,设备的运输,安装和调试,以及有时这些岸台处于不利环境中工作

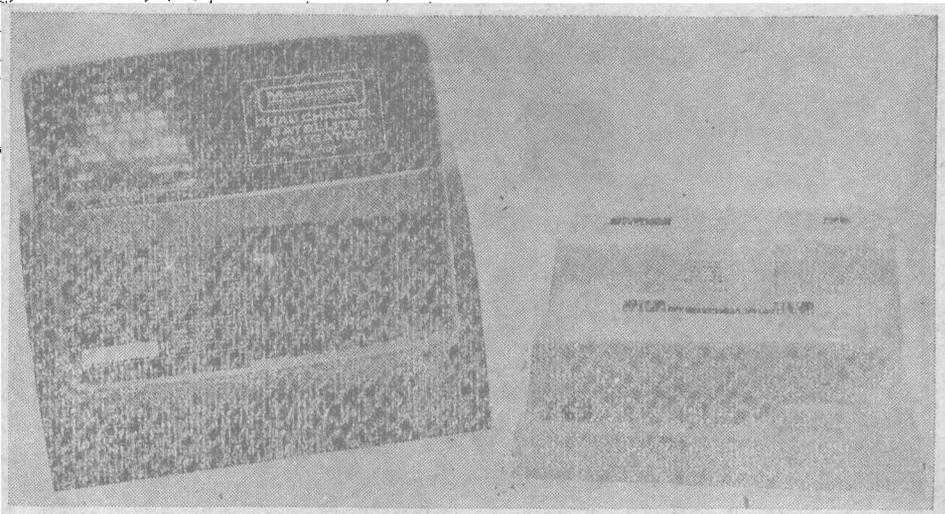


图13 MX1107双频道卫星导航仪和打印机

时，它的行政管理 and 后勤支持费用是很高的。

• 大多数这种系统要求对巷数进行计数，可能的巷数漂移是经常出现的。这就要增加检查和校正巷数的费用。

当子午仪系统对民间开放以后，就有了高精度，全球复盖，全天候的定位设备，不需要花在岸台所要求的那些时间和经费了。不幸的是，只是单纯地购买一台子午仪卫星接收机不能达到这个目的，还需要增加其它设备。

(2) 综合系统的需要

子午仪系统只能获得间断性的定位成果，它的精度是27—37米，并且，如果船只航速的测定误差是1节，则要增加0.2海里的定位误差。但是，在海洋地球物理调查中则要求连续地、高精度地测定船位。目前，唯一能够提供不要岸台的高精度、连续性的定位方法是将测量船速的设备（速度传感器）和子午仪卫星接收机联合起来，形成一个综合系统。最初的综合系统是很粗糙的，但是却是非常有效的，并且很快地获得了发展。图14是一个典型的综合卫星定位系统的组成图。

(3) 多普勒声纳和电罗经

首先结合到综合系统中的速度传感器是多普勒声纳和电罗经。多普勒声纳向海底发射声脉冲，并且接收反射回来的讯号。根据多普勒频移可以精确地测量船只相对于海底，沿着射束方向的航速。用三个或四个方向上声纳射束，可以测量船支前后，左右方向的速度分量。为了提高船速的测量精度，需要测定多普勒声纳换能器附近水中的声速。在绝大多数情况下，测量水温就可以满足这个要求。但是，如果水中含盐度变化很大，则需要用一个速度计来测量水中声速，以便获得最佳的船速结果。

早期的多普勒声纳只能在200米水深的海区工作，超过这个水深时，声纳能量跟踪不到海底，而是跟踪水中的某一个界面，这样，船速测定的精度就降低很多。常用的多普勒声纳海底跟踪深度是300米至400米。现在已经设计出了一种新型的多普勒声纳，它能跟踪到1000米或更深的海底。跟踪到最大海洋深度的多普勒声纳也正在研制。

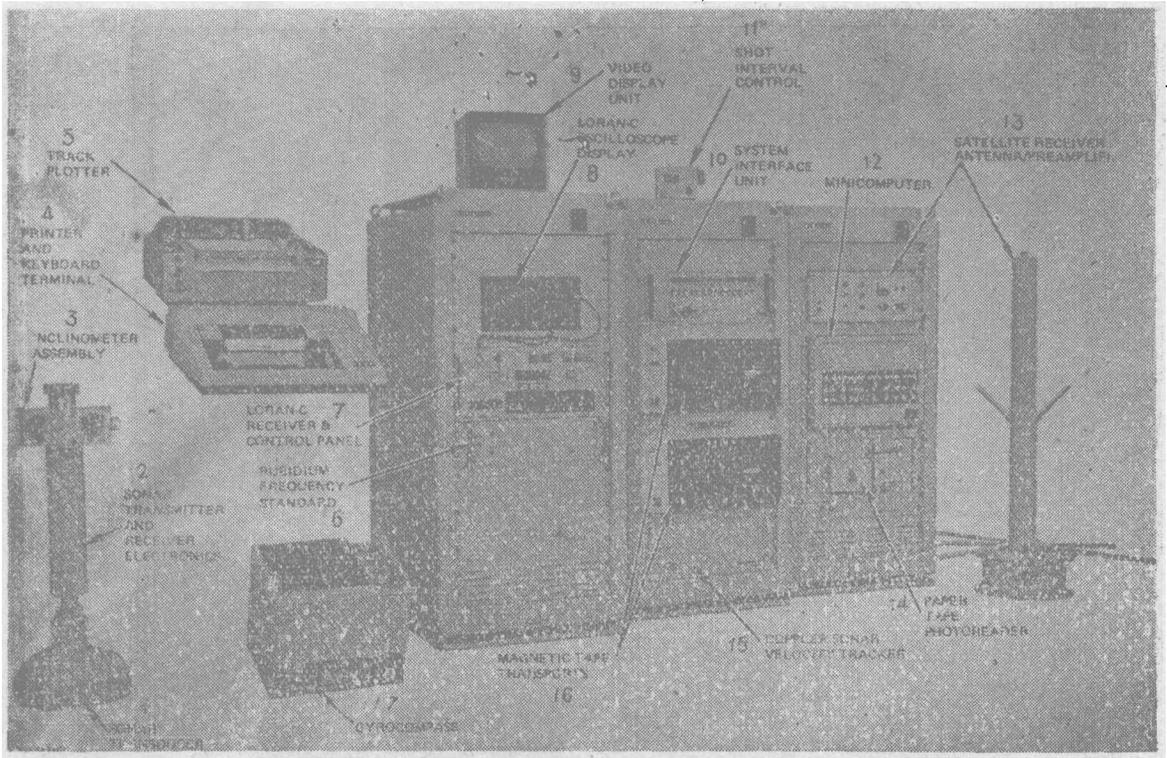


图14 典型的综合卫星定位系统

- | | | |
|---------------|-----------------|---------------|
| 1、声纳换能器 | 2、声纳发射和接收机的电子部件 | 3、倾斜仪 |
| 4、打印机和键盘终端 | 5、航迹剖面仪 | 6、铷频标 |
| 7、劳兰C接收机和控制器 | 8、劳兰C示波器显示 | 9、电视显示器 |
| 10、系统接口 | 11、激发控制器 | 12、小型计算机 |
| 13、卫星接收机天线/前放 | 14、光电输入机 | 15、多普勒声纳速度跟踪器 |
| 16、磁带机 | 17、陀螺罗经 | |

在综合卫星系统中最常用的电罗经是斯帕雷MK—227型 (Sperry MK—227) 和阿尔玛—布隆MK—10型 (Arma Brown MK—10) 电罗经, 它们都具有良好的精度。使用这二种电罗经时, 增加一个计算机控制的电罗经自动转矩来补偿纬度、速度和加速度的变化是很重要的。它不仅能比通常人工控制有更好的结果, 而且还能避免一个重要的误差源——人为误差。

导航精度取决于许多因素, 其中包括了设备性能、校准情况、水深和海况。图15表示了一个完整系统和一个简单系统在好的和不好的操作条件下, 定位误差和卫星定位间隔之间的关系。图上还表示了当声纳跟踪不到海底, 又没有采用像劳兰C那样的无线电定位系统时, 误差如何迅速增长的情况。

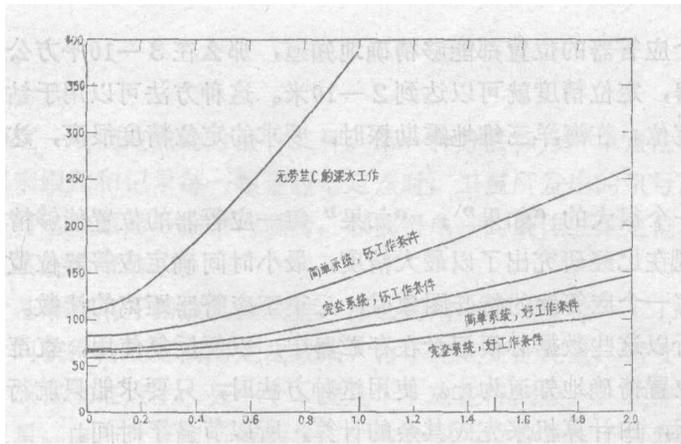


图15 综合卫星定位系统的误差和卫星定位间隔的关系。

(4) 无线电导航设备

在非常深的海区或不能安装多普勒声纳的海区工作时，需要用其它类型的设备来测量船速，目前在许多海区已经采用了各种各样的无线电导航系统来完成这个工作。图14上所表示的是将劳兰C作为综合系统的一部分的例子。由于二次相位误差以及经常遇见的“交角”不好，所以单独用劳兰C来定位时精度比较低。但是将劳兰C和其它系统综合起来时，就可以获得极好的定位精度。卫星所定的位置给出了一个极好的基准，它可以用来校准地方性的劳兰C二次相位误差。如果综合系统中已经有了一个电罗经和一个多普勒声纳，甚至在水团跟踪的条件下也能以极好的精度测出船位来。这就使得劳兰C的读数可以进行严格的滤波，消除绝大多数的噪声。这样，用劳兰C的读数就可以校正位置误差和漂移的影响。而且，由于卫星定位给出了精确的位置基准，因此，根据伽或绝频标，就有可能用劳兰C进行距离增量测量。距离增量测量可以根据每一个劳兰C讯号独立地进行，所以只用一个或二个劳兰C讯号就可以获得有用的成果，从而大大地扩展了精确测量的复盖地区，减少了由于交角不好所造成的问题。

同样的概念可以用于其它类型的无线电定位系统。当综合卫星定位系统和短程无线电高精度定位系统结合时，无线电定位系统不是用作船速传感器，而是用来测量船位，而卫星所测船位则用来检查和解决巷计数问题。目前已经将如下的无线电定位系统结合到综合卫星定位系统中了：台卡导航仪 (Decca Navigation)，海菲克斯，雷迪斯特，道朗 (Toran) 阿尔柯 (Argo)，小测距仪 (Miniranger)，三应答器 (Trisponder) 等等。每一种，综合都有它的优点。为了迅速地和各种无线电定位设备进行综合，已经设计了灵活的硬设备和软设备。

(5) 声应答器

在综合系统中结合声应答器是最成熟的一种系统 (见参考文献14和15)。在这种系统中，船上安装一台询问器/接收器，应答器安装在海底。询问器/接收器每隔几秒钟发射出一个频率特殊的声脉冲。当船只航行到离开应答器某一个距离时，应答器接收询问脉冲，并在一个特殊的频率上送出应答器自己的声脉冲作为回答。船上的接收器拾取并识别这些回答讯号，测量从发射到接收的延迟时间，并用水中声速进行标定，就能确定船至每一个应答器

的距离。如果每一个应答器的位置都能够精确地知道，那么在3—10平方公里的范围内，只要少数的几个应答器，定位精度就可以达到2—10米。这种方法可以用于钻井井位底质调查和精确的钻井平台定位。在海洋三维地震勘探时，要求的定位精度很高，这种方法是唯一能够满足要求的方法。

在前一段中有一个很大的“如果”，“如果”每一应答器的位置能够精确地知道。这是一个困难的问题。现在已经研究出了以最大精度，最小时间确定应答器位置的特殊软设备。第一步，当跟踪到每一个应答器的特殊图象时，采集至应答器距离的读数。因为方程式必须以迭代方式求解，所以这些数据必须记录在存贮器中，以便反复使用，直至整个解收敛，每一个应答器的相对位置精确地知道为止。使用这种方法时，只要求船只航行一次，在所需要的数据记录下来以后，由计算机来完成其余的计算，所以节省了时间。

当应答器的相对位置已经知道以后，还常常要求知道它的经度和纬度。虽然可以精确地知道船只相对于应答器网的相对位置，但是应答器网的位置（平移）和方位（旋转）是不知道的。利用多次卫星通过的定位成果可以达到这个目的。这时，再一次用迭代法求解。每一次卫星定位成果都能改善应答器网的位置和方向的精度。当应答器网的位置和方向得到改善时，船只运动的测量成果也就更加精确。利用记录在磁带上的原始卫星定位成果和应答器的数据能够最好地完成这种迭代运算。已经证明，这种技术是极其有效和精确的。

（6）综合系统的功能

为了近海石油勘探，已经发展和应用了多种式样的综合系统。但是，船只的导航定位只是这种系统的一个功能。除此之外，还可以控制测量的进行和数据的记录。

综合系统能够控制测量工作的进行。例如，以一定的时间或距离增量来激发地震波就是控制的一种方式。在某些系统中，综合系统实际上还控制着船只沿着预定航线进行航行。

数据记录是综合系统的第三个必要的功能。除非能记录下采集地球物理数据的位置，否则数据是毫无价值的。数据记录必须极其可靠，并有足够的测试手段，以保证所期望的数据真正被记录下来。

5、固定点定位

（1）用途

前面所讨论设备和技术都是对移动着的船只而进行的。卫星讯号也可以非常成功地用于固定点的测量定位。例如，当近海钻井设备已经用锚固定以后，它的最终位置必须以尽可能的精度进行测定。子午仪卫星系统可以完成这个任务。

正如通常所了解的那样，只有当一种方法的费用合适时，这种方法才能够在工业上被采用。由于设备价格降低，并且它的许多好处已经为人们所熟知，所以近几年来，利用子午仪卫星系统进行固定点测量有了惊人的增长。

最早的应用是建立遥感测量（航空）的水准点。例如，利用旁侧雷达对亚马逊盆地进行航空填图时，每几平方公里设立一个塔架，将塔架的反射和地质现象同时记录下来。用子午仪卫星测量设备来测定每一个塔架的位置，这样就将地质现象和地理座标联系起来。

通常，卫星测量用来代替难以到达，用通常的测量方法速度太慢，或者测量费用太高，或者无法建立区域性控制网的地区的测量工作。对大面积的，没有适当控制点的地区，用卫星进行测量工作是很理想的。有些国家，例如澳大利亚和加拿大，积极地利用卫星测量设备

来建立控制标志。

(2) 计算方法

用卫星来测定一个固定点的方法有二种。第一种方法称为“单点法”。在这种方法中用一个卫星接收机来跟踪和记录每一颗通过给定点时，卫星所发出的讯号。将这些讯号送入计算机中，用程序将这些原始数据进行联合，以获得单一的最佳三维定位成果。每一个位置的大地基准由卫星系统本身给出。

如果有一个基准点离开测点几百公里，那么利用一种“变位”(Translocation)方法可以用更少的时间获得精度更高的定位成果。为了完成变位测量，需要二个或二个以上的卫星接收机，一个放在基准点上，另一个(或几个)放在待测点上。在待测点上和基准点上同时跟踪相同的卫星。由于计算机所解的是二个点之间的位置差，所以共同的误差源不起作用，从而提高了定位精度。

美国政府用子午仪卫星进行了许多测量。通常所用的仪器是如图16所示的AN/PRR-14型大地接收机(AN/PRR-14 Geociever)。例如，目前正在进行的北美基准调整，主要就是利用大地接收机在横跨整个北美的许多测点上测量而实现的。为了减少大地接收机所采集的数据，提高测量的精度，所采用的卫星轨道参数是跟踪站跟踪到的数据。将这些数据送入计算机进行后处理以获得最终的成果。这个成果就是“精密星历”轨道的定义。

(3) 设备

目前已经研制了几种类型的轻便卫星测量设备。最初的，目前仍在广泛使用的是图16上所给出的AN/PRR-14型大地接收机。图的左边是四频道卫星讯号接收机(它既跟踪子午仪卫星，又跟踪Geos卫星)，图的中间是安装在三脚架上的天线和前置放大器，右边是纸带穿孔机。在1967年完成此项设计时，纸带穿孔机是一种最可靠的数据记录设备。玛格诺沃克斯已经交付了55台这种大地接收机，它主要是供给美国国土保卫局(Defense

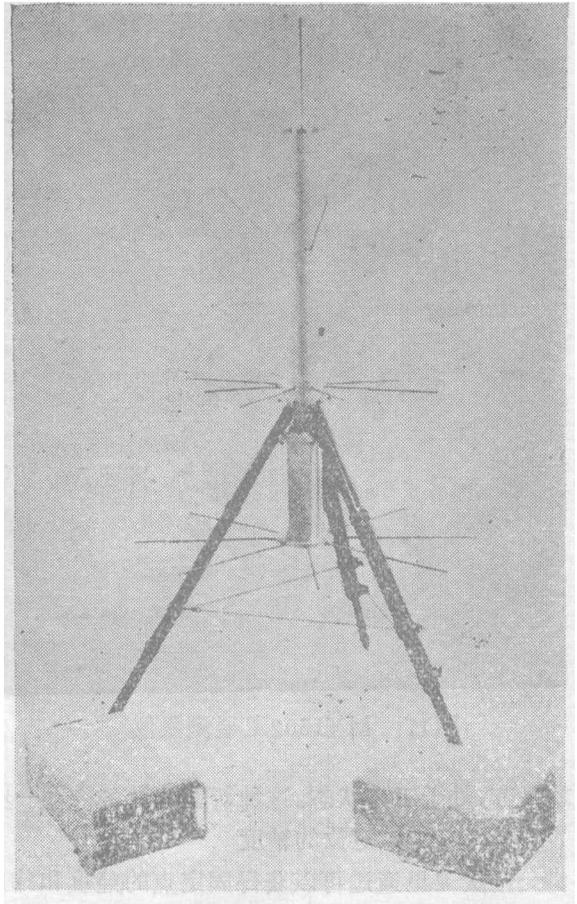


图16 最初的AN/PRR-14大地接收机

Mapping Agency) 用来进行大地测量工作。大地接收机无论是在精度还是在可靠性方面都争得了令人妒嫉的声誉。

图17表示了一种最新的, 由玛格诺沃克斯生产的固定点测量设备, 称为MX1502型卫星测量仪(MX1502 SafeLife Suregor)。它的重量轻, 结构坚固, 很便于运输。一块12伏的汽车用电瓶就可以在野外工作三天。在野外工作期间, 所有卫星通过的原始数据都记录在磁带盒中。磁带盒可以送至计算中心进行单点法或变位法测量处理。

MX1502并不只是简单地记录卫星数据。在野外工作期间, 不需要对磁带盒进行后处理。就可以计算和显示出三维定位的成果。在任何情况下, 为了检查仪器是否处于适当的工作状态, 是否已经占有希望的点位, 这个现场计算和显示出来的成果都是极其有价值的。此外, 实时计算出测量成果可以使测量员知道有效数据是否已经采集, 是否可以搬到下一个测站。

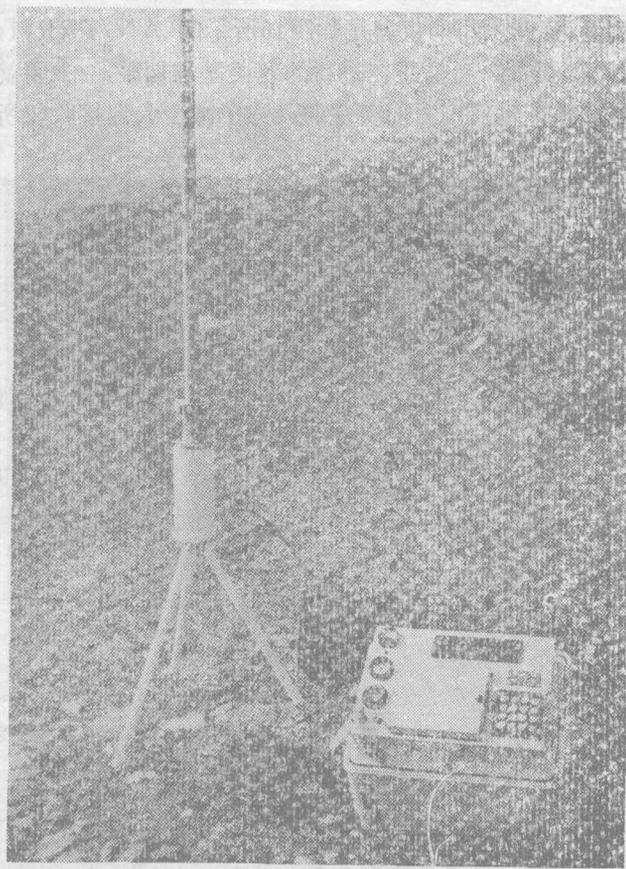


图17 MX1502卫星测量仪

任何一种测量设备保证所有需要的数据已经记录下来都是一个关键问题。利用别的测量设备时, 常常在搬站以后才发现有用数据少了, 有些数据是错误的, 需要回到原来的测点进行补测。这时所花的费用是很高的。

MX1502有一套完整的自测试系统以保证仪器正常工作。如果自测试系统检测到了一个问题, 它能够识别是哪一个模块出了故障。更换插件板是很快的, 所以可以很快地继续工作。此外, 每当数据记录在磁带上以后, 立即读出进行检查, 以保证没有记录错误。如果检测到一个记录错误, 数据记录部分立即重新进行记录, 这样可以保证将需要的数据永远正确地记录下来。

重新读出过去记录在磁带盒中的定位数据, MX1502能够知道现在的所有子午仪卫星的轨道。此后, 在二次卫星通过之间的时期, 它将自动地进入电源低耗状态, 以减少电耗。只有在跟踪到所期望的卫星通过时, 它

才复苏, 处于工作状态。这种新型的设备将进一步扩大子午仪卫星在海洋和陆地的应用范围。

(4) 单点定位的精度

一次卫星通过可以获得固定点的经度和纬度。正如6.0节中所描述的那样, 必须确定高度。高度的测定误差将影响测量的精度。对一个点来说, 对多次卫星通过所获得的数据进行处理可以获得三维(经度, 纬度和高度)测量成果。利用三维定位计算机程序对一个点上所

有卫星通过时的多普勒测定进行处理可以达到这个目的。图18表示了一个典型的三维测量成果的分散性如何逐渐收敛到最终成果的过程。每一次卫星被跟踪到以后，就用它的数据和先前的数据进行联合以计算出一个新的成果。由图可见，随着卫星通过次数的增加，经度、纬度和高度等参数就更接近于最终的成果。

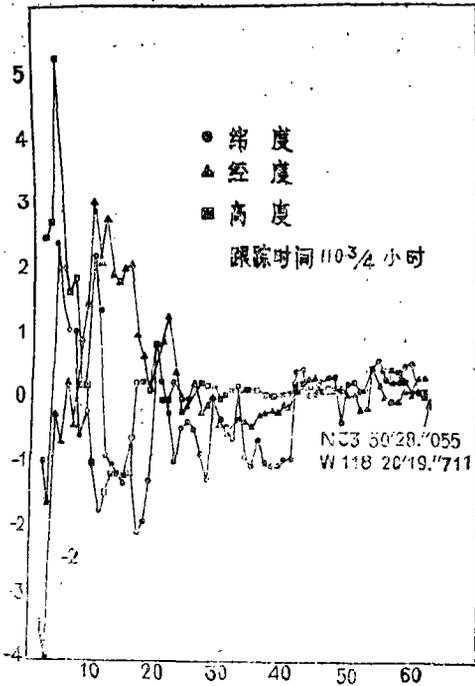


图18 单点三维定位成果的收敛过程

在同一点上，通过多次观测成果的收敛性的检查，可以确定最终成果的重复性。正如所期望的那样，在每一次求解中，卫星通过的次数越多，重复性就越好。从图19上可以非常清楚地看到这点。图上每一个点的旁边都标上了所采用的卫星通过次数。很清楚，10次卫星通过的结果比25次卫星通过的分散性就大。正如图上的表所指出的那样，10次通过时，水平位置的重复性大概是7米（均方根质），而25次通过时大概是5米（均方根值）。

图19还表示了另一个重要的概念，即定位成果和所采用的卫星轨道的关系。这个图上的大多数数据是1975年12月份以前获得的。为了从一个地球重力场模型转变为另一个地球重力场模型（即将APL4.5转变为WGS-72），1975年12月，美国海军改变了计算子午仪卫星轨道的基础。图19的右上方的二个小圆圈所表示的点是重力场模型改变后所取得的测量结

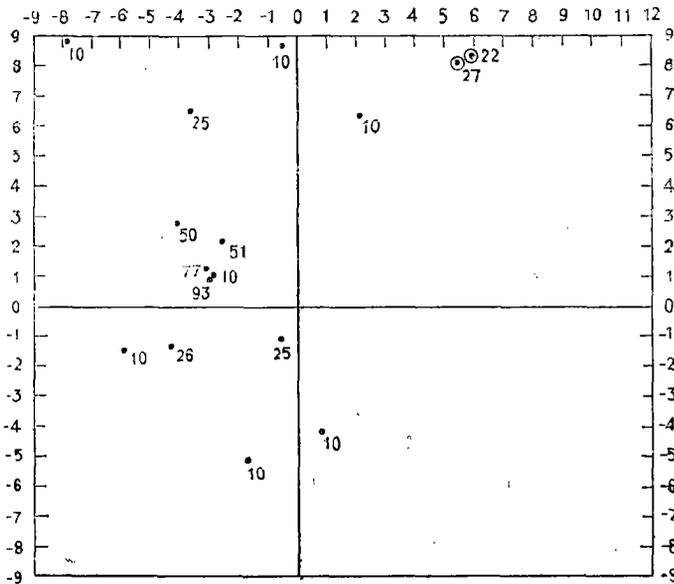


图19 单点三维定位成果

果。由此可见，只有在我们接受将卫星系统作为基本的大地测量基准时，才能使用“精度”这个术语，而且，只有对于这种处理所描述的重复性时，这个术语才是适当的。

每一个具有必要的接收机和计算机程序的用户，都可以得到上面所描述的测量成果。主要的误差源是卫星轨道的误差。卫星的轨道参数贮存在卫星存储器中，它是据根过去跟踪到的卫星轨道参数推算出来的。在进行预测时，考虑了所有作用在子午仪卫星上的力，例如地球，太阳和月亮对卫星的引力，拖曳力和辐射压力等，利用卫星运动方程式的数字积分法获得的。通常不能够精确地测出这些力，所以预测的轨道常常偏离实际的轨道。在单次卫星通过时，这个偏离值常常可以达到27米到37米。

如果可以不用预测轨道参数，而用实际跟踪的轨道参数，则将会获得更为精确的成果。美国国土保卫局（DMA）采用了这种技术，减少了诸如AN/PRR-14型大地接收机野外所记录的卫星多普勒数据。在野外用磁带记录下测量数据，送至计算中心进行处理。在计算中心根据实际跟踪到的轨道将多普勒数据和卫星位置的精密星历联合起来，用这种方法时，单次观测结果的分散性只有6.3米（均方根值）。当然，用这种方法对三维，卫星多次通过求解时，比用预测轨道参数求解时收敛要快得多。然而DMA在一个时间很难计算一个以上的精密卫星星历，所以在野外不能立即得出测量成果，这就使这种方法的优点稍逊色。但是，即使如此，为了获得同样的精度，利用预测轨道参数的设备在测站上必须保持的时间是利用精密星历的设备的4倍到10倍。在利用25次精密星历以后，DMA获得了每个轴的重复性为1.5米的三维定位成果。

商业用户是不可能采用精密星历资料的。但是根据国际测量协作的协议，DMA将这种资料供给了其它国家。

不幸的是，已经证明，精密星历测量的结果和使用卫星讯息所测出的成果不同。这个差异是由于DMA用来计算卫星轨道的重力场模型和海军航天组所采用的稍有不同。作者很抱歉会出现这个差异，并且不明白DMA为什么要坚持这一点。

（5）“变位”法定位精度

虽然商业上不能采用精密星历数据，但是可以采用另一种称为“变位”的方法以获得同样的成果。因为几乎所有测量中的误差都是卫星接收机以外的因素造成的。而且在同一个位置用二台卫星接收机跟踪同一颗卫星时，所得到的结果几乎完全相同（也即是说误差是强烈相关的）。所以采用这种技术是有相当大的好处的。经验已经表明，相隔200公里或更多的测站之间，它们的相关仍然十分强烈。实测结果表明，二个或者二个以测站之间的距离相当远时，用这种方法所测出的位置精度可以高于1米。

利用变位法时，可以建立一个基准站，它几天或几个星期地采集所有能够采用的卫星的数据。把这些数据送到三维测点定位程序中时，可以得出一个极好的绝对位置。在这个期间，另有一个或几个卫星讯号接收机从一个点向另一个点移动，在每个点上采集8次至10次卫星通过的数据。然后将这些数据用变位法进行处理，以确定每一个点相对于精确的基准点的位置。这和将一个卫星接收机放在一个已经建立的，为人们所接受的大地基准点上，用变位法从这个基准点引出其它测点的概念是相同的。

图20和图21是两个非常接近的天线之间，用变位测量所获得的成果。由于非常接近，所以它们的相对位置能以很高的精度来测定。图上的每一个点都表示变位测量成果和基准点之

间的差值。所有仰角大于 15° 的卫星通过都被采用。为了试验，人为地使4次通过的东向和西向的次数相等。在8次通过时，东、西向通过的次数可以分别是三次和五次。测量结果表明，4次通过的水平误差是1.09米（均方根值），8次通过的水平误差的76厘米。这也是对接放机的质量和计算机程序质量的检查。应当注意，如果每一个接收机中采用铷和铯频标时，可以得出稍微为好一点成果。野外试验结果表明，在几百公里的范围内的这种变位测量的平面位置的精度是可以达到的。

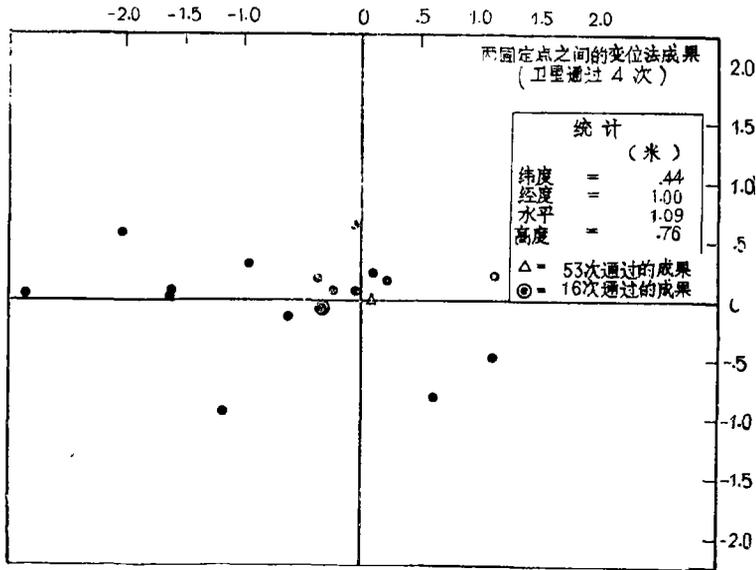


图20 4次卫星通过时三维变位法测量成果

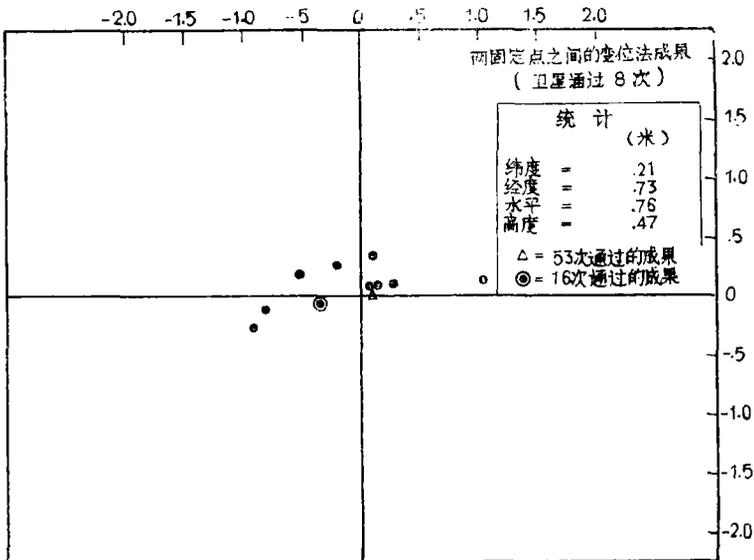


图21 8次卫星通过时三维变位法测量成果

6、军事用途

子午仪卫星系统最初就是为了北极星潜艇的精确导航而设计的。潜艇在适当的时间将它的天线露出水面，接收子午仪卫星所发射的讯号，测定它的位置，校正它的惯性导航系统的误差，保证导航的精度。子午仪卫星连续地运转，能够很好地满足这种军事的需要。

美国海军的水面舰艇也利用子午仪卫星系统进行导航。图22上的AN/WRN-5卫星导航仪虽然是为核潜艇设计的，但是目前的大量利用却是水面舰艇。还有许多其它类型的子仪导航设备，例如图12上的MX702A/HP，更新一些的，图11上所示的MX1102导航仪等，也大量用在水面舰艇上。事实上，一些北大西洋公约组织中的国家的海军，希望在MX1102的结构中将子午仪系统和奥米伽系统结合起来，以便用于水面和水下舰艇。

水下舰艇的导航要求子午仪导航系统能够提供卫星警报讯息，以便在适当时间天线露出水面，并且希望每一次露出水面的时间最少。这就要求如像MX1102那样的卫星接收机能自动地调解到适当的卫星频率，其它用人工调解的设备也必须有这种性能。

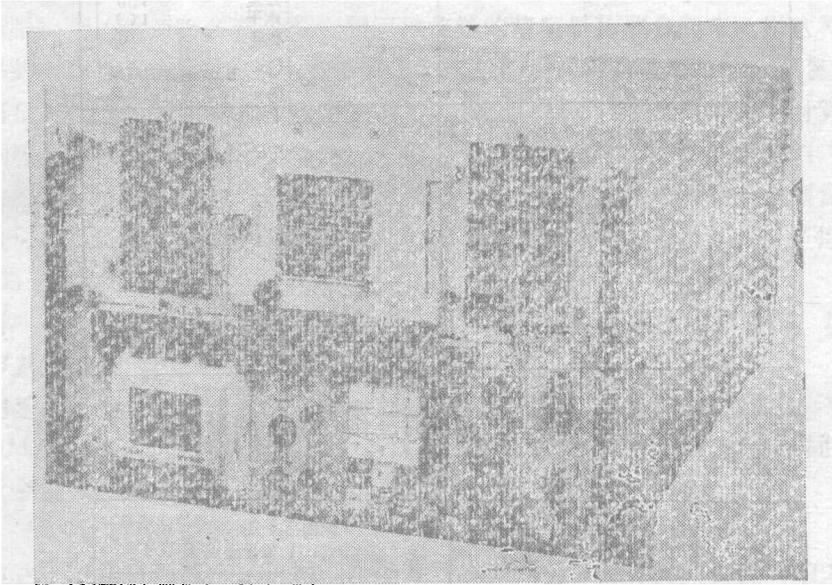


图22 AN/WRN-5军用卫星导航仪

与其说水面舰艇只跟踪所选择的卫星通过，不如说跟踪每一个所采用的卫星通过。除了精度，全球复盖和全天候导航能够获得战略上和战术上的好处以外，海军舰艇的导航概念，方法和优点与民用船只相同。主要的战斗，巡逻舰艇的导航范围是保卫200海浬经济区的边界。

子午仪卫星系统也可以用来进行军事上的陆地测量和绘图工作。美国DMA和许多北大西洋公约组织的国家已经协作用卫星横跨欧洲大陆进行了测量工作。图16上的AN/PRR-14大地接收机，图17上的MX1502卫星测量仪都可以用来完成此项工作。

当子午仪卫星的用户设备变得更小，结果更为可靠，费用更低时，就给其它陆地方面的应用创造了条件。玛格诺沃克斯正在研究一种车载子午仪卫星测量设备。这是一种袖珍型卫星讯号接收机。目前，虽然子午仪卫星测量的时间间隔很不理想，但是在许多情况下，它却是测定精确的大地基准点的唯一方法，尤其是在浩瀚的沙漠地区或丛林地带，这些地方没有经过精密测量的标志，这一点就显得尤其重要。

四、子午仪卫星系统的现状和生命力

1、历史和前途:

1958年底开始研制子午仪卫星系统,1964年正式运转。1967年7月29日,当时的美国付总统汉弗莱(Hubert H·Humphrey)在波多因大学(Bowdoin College)讲演时,作了一个重要的宣布:

“这个星期总统批准了关于允许海军卫星导航系统为我国民间使用和鼓励由制造商来生产民用卫星接收机的建议。这个建议是由海军部提出的,目的是支持海洋科学委员会的活动,增强民间般集全球导航的能力。我们的全天候的卫星系统已经在1964年被海军采用,而且使我们的舰队能够在地球上的任何地方定出它的位置。现在,我们的非军用船只也将获得同样的导航精度”。

自从引入子午仪卫星系统以来,它的应用范围已经大为扩展。全世界的卫星接收机制造商们没有辜负总统的鼓励,从1968年第一台民用子午仪卫星接收机问世以来,无论是接收机的类型,还是全世界卫星接收机的用户数目,都有了稳步而惊人的增长。

尽管子午仪卫星系统已经取得了很大的成就,但是,由于目前星座式,全球定位系统(GPS)已经开始研制,所以子午仪卫星系统的前途又成了一个问题。为果GPS能够达到它的设计目标,并且获得美国国会批准正式运行,则可以预期,要有相当长的重选时间以后,子午仪卫星系统才会停止使用,以使用户收回现有设备的投资,并找到适当的GPS设备代替这种接收机。虽然,目前尚无这方面的具体政策,但是,根据现有资料(参考文献12),本文作者断定,子午仪卫星系统至少可以用到1995年。下面我们将进一步论述目前的子午仪卫星的状态,并预测它的发展前途。

2、子午仪卫星系统的可靠性和适用性

在许多用途中都可以见到子午仪卫星系统的适用性和可靠性。美国海军航天组在维持每一颗卫星存贮器中的卫星轨道讯息的成功率方面是非常引人注目的。从1964年1月到1977年4月,总共注入了32,389次卫星讯息,只有7次没有注入成功。而且7次中的每一次都在下次卫星通过时(大约107分钟以后)得到了补充。这就是说它的成功率是99.98%。这就说明它的可靠性非常显著。

图23表示了子午仪卫星的可靠性和适用性的现状。在写本文时(1978年秋),五个工作着的卫星中的三个已经工作了十年以上。令人吃惊的是它们很强的讯号和连续工作的,出色的功能。这一组“永远不死”的卫星还有十二个备品,它们早在许多年以前已经由新杰尔塞(New Jersey)美国无线电公司的航天电器部(RCA Astro Electronics)建造成功。

由于重量很轻(大约61公斤),所以子午仪卫星可以用费用比较低,使用固体燃料的“侦察兵”火箭将它发射到1100公里高的轨道上。目前仍保留着9个这种发射升降架,以便随时进行发射。

很明显,目前子午仪卫星系统的可靠性是极为良好的,因而它的设备还可以服务许多年,尤其值得注意的是它的空间飞行器具有很长的寿命。

3、新一代卫星

应用物理实验室已经研制了新一代的子午卫星——“梯普”(TIP)卫星,如图24所示,

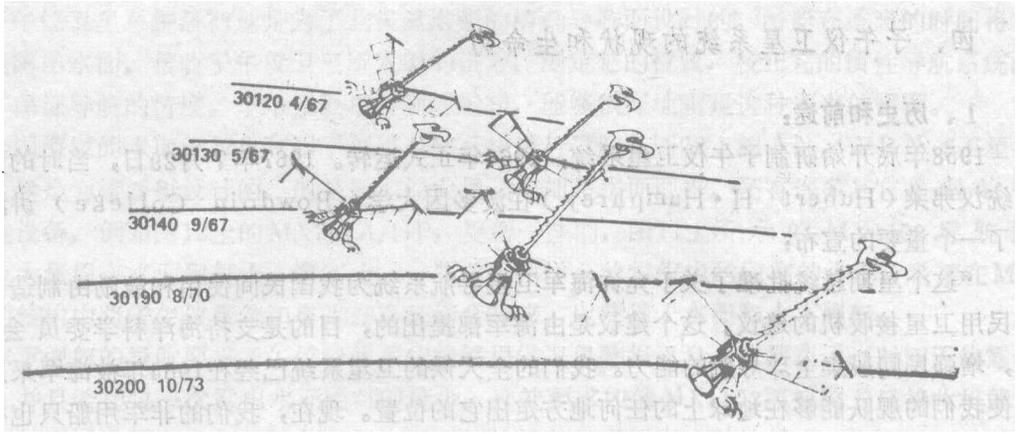


图23、现有的5颗工作卫星
的发射日期和12颗备用卫星

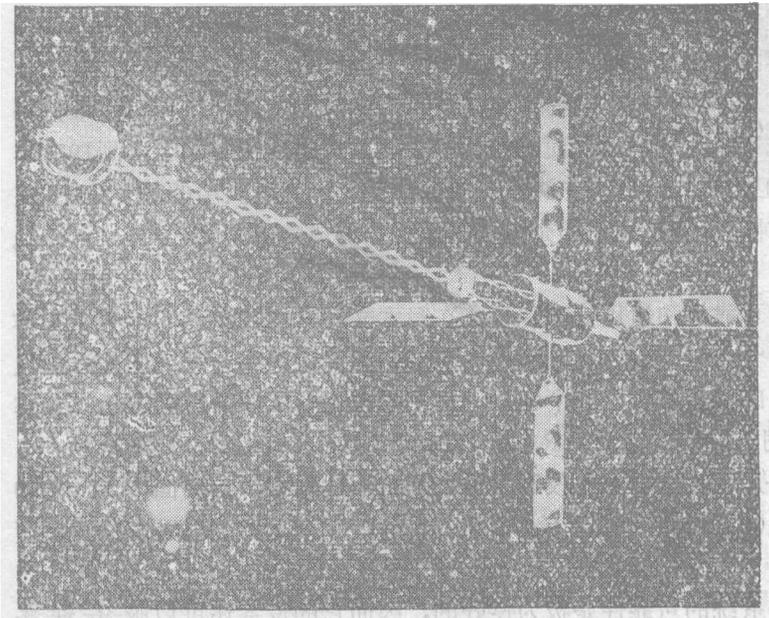
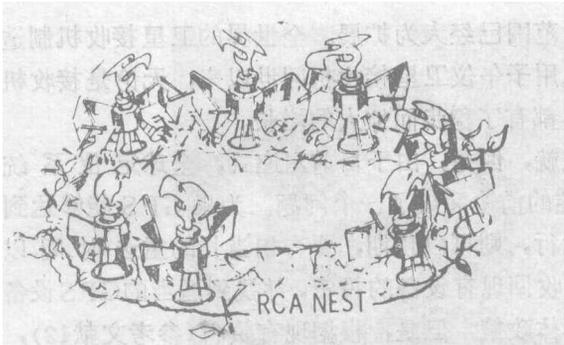


图24、新一代的诺瓦子
午仪卫星(以前叫梯普卫星)

用来改进子午仪系统的性能，作为整个工作的一部分，已经发射了二个原型卫星。

海军决定生产一定数量的这种新型卫星，并且改名叫诺瓦(NOVA)。美国无线电公司正在为海军制造这种卫星的前三颗，预计至少可以制造成二颗。第一颗诺瓦卫星可望在1979年

第三季度发射。正如4.7节中所讨论的那样，新的卫星将用来填补30120号卫星和30200号卫星轨道之间的间隙，这是特别受用户欢迎的。

诺瓦卫星的讯号和现有的子午仪卫星讯号是兼容的，因而所有原来的子午仪卫星用户都可以使用这种新飞行器的讯号。但是，诺瓦卫星还具有许多新的能力，并且所有这些新能力都已经用试验性的梯普卫星进行了检验，证明这种新的能力是可靠的。这种新能力中特别有意义的部分如下：

- DISCOS 用来扰乱补偿系统，以消除大气曳力的影响。有了这个能力之后，可以使每一颗卫星轨道的精度保持一个星期，而目前的卫星轨道精度只能保持24小时。利用诺瓦卫星时，可以预期导航测量成果的收敛会更快，并且会有更好的精度。

诺瓦卫星是用一个星载通用电子计算机 (On board General Purpose digital Computer) 控制的，这种计算机可以由地面进行程序设计。由于计算机的存贮器容易比较大，所以，可以提供10天的卫星轨道参数，而不需要加载新的讯息。

- 采用了一种新的数据调制方式，它可以接通现有的接收机。这种调制方式虽然尚未公布，但是可以预期，采用这种调制方式后，能够获得更为精确的轨道参数。

- 从诺瓦卫星所接收到的讯号电平强度将是目前卫星讯号的二倍(3分贝)。在二个频道上天线的极化方向都是左手方向的，而目前的卫星则为：150兆赫芝时左手方向，400兆赫芝时为右手方向。

- 用星载计算机来调节分辨率为 1×10^{-12} 的振荡器频率，使时钟控制的精度非常高。(为了使载波和数据调制相干，已经将额定频率补偿从80ppm变为84.48ppm，因而不会引起相容性问题)。

- 为了发射精密的时间讯息，在150兆赫芝和400兆赫芝讯号上增加了一个高频伪随机噪声 (PRN)。这样，即使单频道卫星接收机也可以进行电离层折射校正 (检测群延迟和相延迟之间的差值)，而且，经过适当改装的卫星接收机还能够从其它的卫星中区分出所选定的卫星讯号，从而消除了卫星轨道交叉时所造成的干扰。

4、扩大着的用户基础

图25是海军航天组根据19个卫星接收机制造厂中的15个制造厂所提供的资料绘制的。从这张图中可以看出，1977年初，用户设备共有1899台，而到1978年末，预期会增至4350台。

卫星接收机制造商所作出的用户设备增长率是51%。为了说明这种增长率是可能达到的，资料中还包括了更早期的，即1974年初的数据，那时是600台。经过三年的时间，卫星接收机从600台增至1899台，其增长率是47%。这样，前面预测的年增长率达到51%是处于

过去增长率的倾向线上的，而且，如果考虑到产品的革新，这种预计还是保守的。

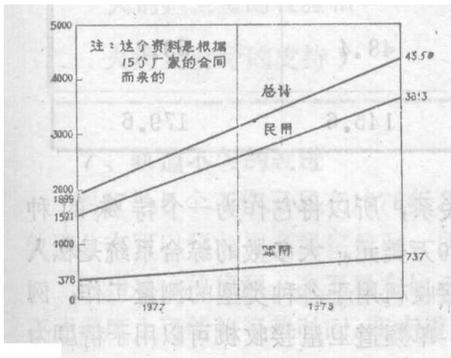
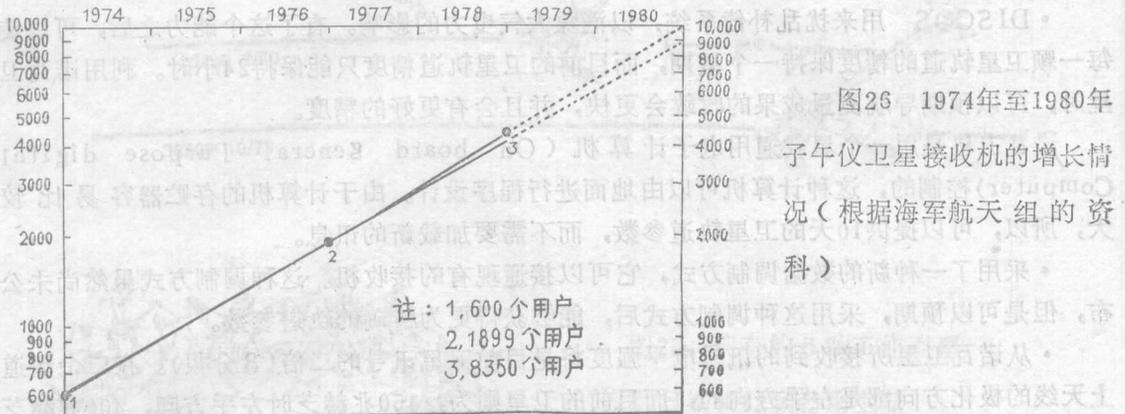


图25 子午仪卫星设备用户数量的增长情况。(资料来源：美国海军航天组)

资料来源：美国海军航天组)

图25是用线性函数来表示子午仪用户设备随时间的增长情况的，但是，如果考虑到1974年的数据时，就不能用线性函数来表示了。事实上，用户设备的增长是以现有设备的百分数来增长的，它在对数纸上表示时才是直线。图26是利用海军航天组所提供的三个数据所作出的图。非常令人吃惊的是，根据图上所表示的增长率，那么到1980年初，子午仪卫星接收机的数量竟可达10000台。根据1978年第一季度的资料来看，这种增长的趋向仍在继续。



5、子午仪卫星接收机的投资

将海军航天组和其它来源的资料综合起来可以估算出子午仪卫星接收机的投资，它可以扼要地用表1来表示。投资中不包括研究费和试制费。已经知道报废的接收机也没有包括在投资中。

表1 子午仪卫星接收机的投资(1978年4月)

种 类	数量	平均价格 (千美元)	总 价 格 (百万美元)	连同备件价格 (百万美元)
海军战略系统设计办公室	73	251	18.4	23.9
美国政府—所有其它用途	469	56	26.3	34.2
综合系统	118	231	27.3	35.5
其它用途双频道系统	539	47	25.2	32.8
单频道系统	2239	22	48.4	53.2
总 计	3438		145.6	179.6

由于海军战略系统办公室和子午仪卫星系统的特殊关系，所以将它作为一个特殊的种类。美国政府在子午仪卫星接收机中的总投资接近于4500万美元。大多数的综合系统是私人公司从事近海石油勘探时使用的，剩下的双频道卫星接收机用于各种类型的测量工作，例如海洋调查，陆地测量，海洋钻井定位和电缆铺设等等。单频道卫星接收机可以用于精度为

0.1海里的一般导航工作，而且这是增长最快的一个部门。

表上的最后一行是接收机加上备件总价格，其中单频道接收机的备件价格估计是接收机价格的10%，其它系统则为30%。

图26和表1提供了一个强有力的，惊人的信息，和任何其它美国的海洋无线电导航系统，其中包括劳兰A，劳兰C或奥米伽相比，目前将更多的资金投入了子午仪卫星接收机上，是完全可能的。其理由是：子午仪设备的价格比较高，永远要有一台计算机，而且常常和其它传感器联合起来组成一个综合系统；由于技术革新的刺激，用户设备增长迅速。技术革新的结果一方面降低了设备的价格，另一方面改进了设备的性能，提高了设备的可靠性。

6、子午仪系统的操作费用

子午仪系统的操作费用已经由海军进行了估算，并表示在表2中。和那些为人们所熟知的主要的导航系统相比，子午仪卫星系统的操作费用和维修费用都是很低的。

表2 子午仪系统的操作费用（根据1977年4日海军所供资料）

子午仪地面站	人 数
加尼福尼亚州穆古角	152
缅因州展望湾	20
明尼苏打州罗斯蒙特	28
夏威夷州瓦赫瓦	9
总 计	209
<u>地 面 支 持</u>	<u>每年费用</u>
子午仪地面站的维持	500万美元
12颗卫星的贮存	30万美元
<u>卫 星 的 更 换</u>	<u>每 一 颗</u>
（包括侦察兵型发射 火箭，卫星的校验和 火箭发射时的支持）	350万美元

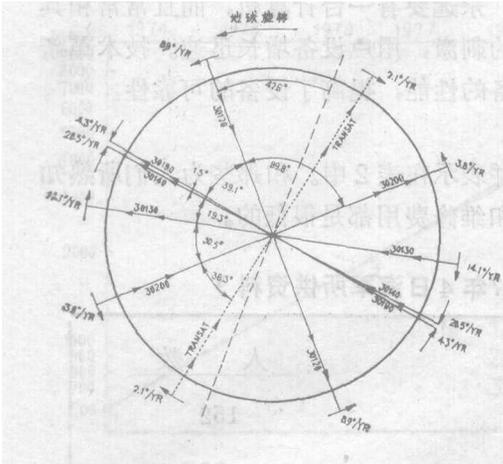
7、轨道不均的改进

图27是5个工作卫星在1978年3月23日的轨道分布和它们的变化情况。根据这种特殊的轨道分布可以预测用卫星定位时，所定位置之间的平均时间间隔。

图28是一种预测一次卫星定位至下一次卫星定位时的等待时间的方法，它表明了三个不同经度上可能的等待时间。在赤道上等待时间超过12个小时是极为稀少的，而在高纬度地区

则可能达到6--7个小时。产生这样长的等待时间主要是由于30120号卫星和30200号卫星的轨道之间的间隙过大所引起的，而且这个间隙还在继续增大，每年大约增加5.1度。

为了估计增加一颗卫星来填补这个间隙后所产生的效果，已经研究出了有6颗卫星时等待时间的预测程序。第六颗卫星是特朗塞特(Transat)卫星，它的轨道在图27中用点线划



出，它是1977年由美国海军发射的。虽然这颗卫星也是一颗导航卫星，但是它都是为别的用途发射的。如果需要，也可以将它接通，用于导航。

图27 1978年3月23日，五个子午仪卫星和特朗塞特卫星(30110)的轨道分布

和图28相比，图29表示在30120号卫星和30200号卫星轨道之间有一颗卫星时所产生的惊人效果；不只是每天能够利用卫星定位的次数增加了，而且缩短了大多数的等待时间。图30表示发射了特朗塞特卫星以后对平均用卫星定位时间间隔的影响。

虽然用户热切地希望充填30120号卫星和30200号卫星之间的间隙，但是海军并没有将特朗塞特卫星用于这方面的计划。然而，正如4.3节中所指出的那样，海军计划在1979年第三季初发射一颗新一代的诺瓦卫星。这种新一代的诺瓦卫星不仅是为了填补间隙，并且它的轨道还可以控制，以便将它的轨道变化(进动)控制在可以忽略的水平上。1980年还将发射轨道正交的二个诺瓦卫星，以构成子午仪卫星系统的新骨架，而现存的子午仪卫星将继续服务。

8、小结

前几节我们已经讨论了子午仪卫星系统的前途。由讨论中可以看出，这个系统具有很高的可靠性，新一代卫星已经出现，用户数量和应用范围正以惊人的速度增长，而且，操作费用非常低。所有这些因素都使本文作者确信，子午仪卫星系统将继续进行它的卓越的导航工作，至少可以继续到1995年。

五、定位方法：

1、卫星讯号

图31是子午仪卫星的电路框图。卫星以接近于150兆赫芝和400兆赫芝的频率发射相干载频。因为二个频率都是直接由振荡器输出进行增频而产生的，所以发射频率非常稳定，。在卫星通过期间，频率变化不超过 10^{-11} ，因而可以认为它是一个常数，误差很小，可以忽略。

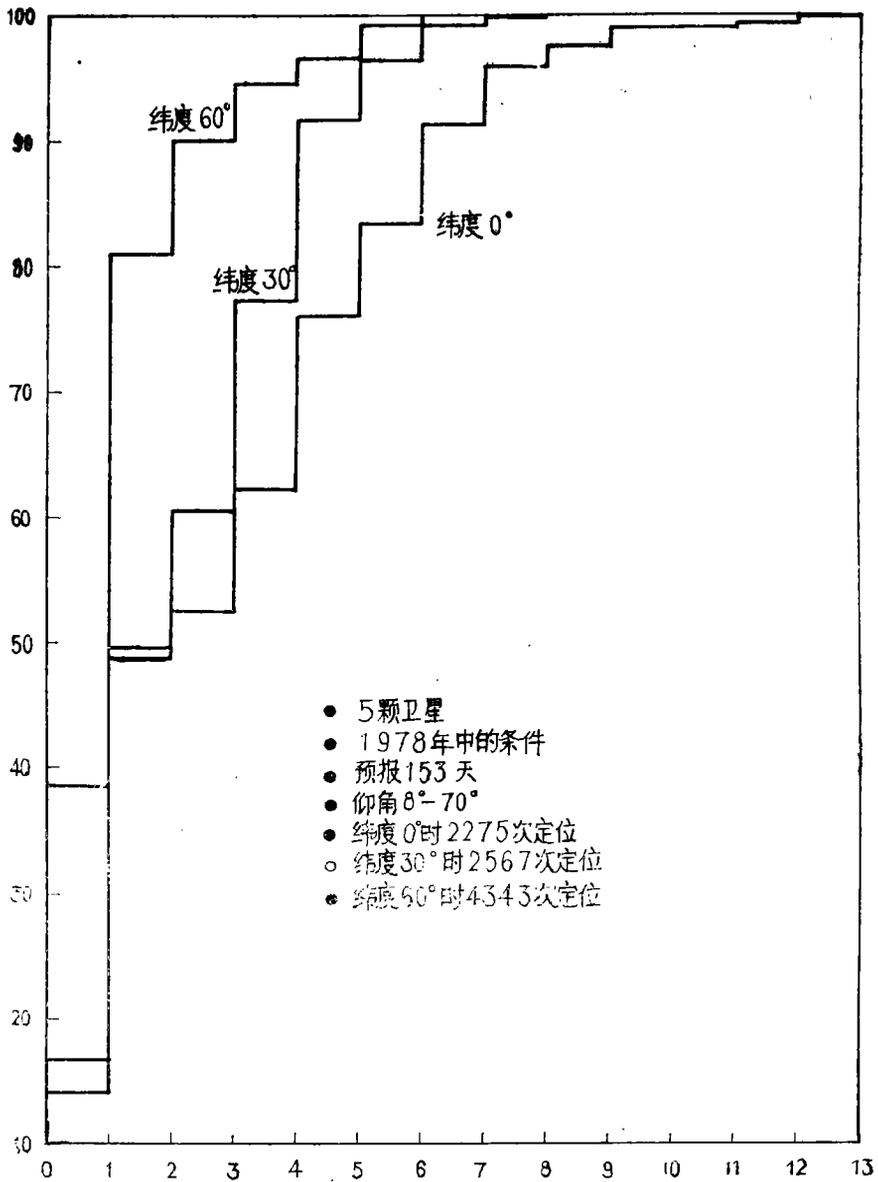


图28 5颗卫星时，卫星定位等待时间的累积概率：(1978年中期)

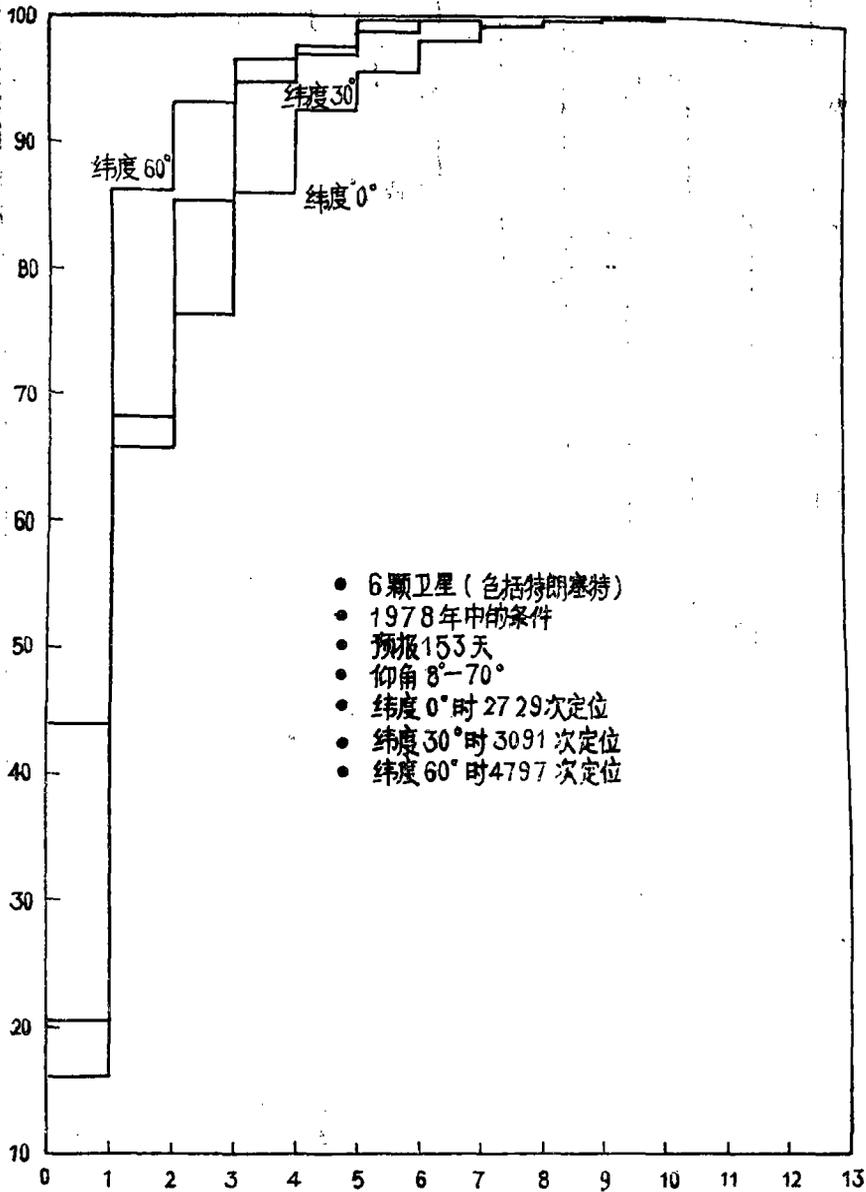


图29 使用特朗塞特卫星后, 卫星定位等待时间的累积概率(1978年中期)

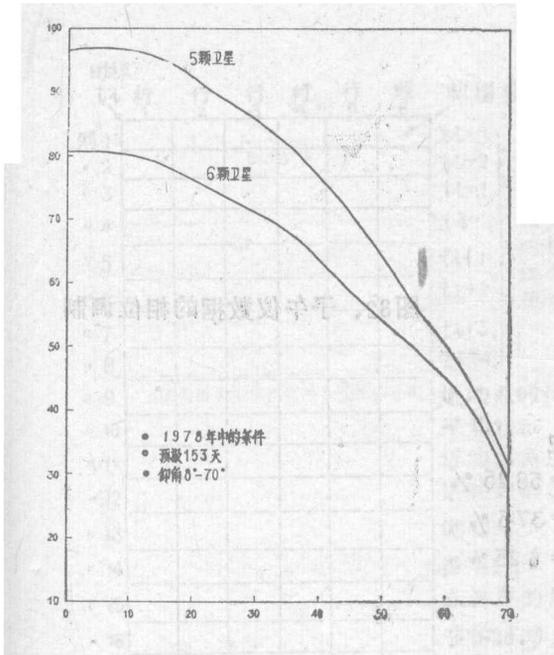


图30 特朗塞特卫星对卫星定位等待时间的影响(1978年中间)

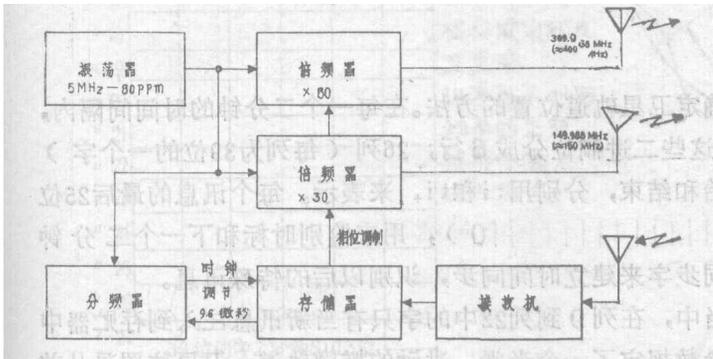


图31 子午仪卫星的电路框图

基准振荡器的输出也被分频以便驱动卫星系统的存贮器。从存贮器中读出导航讯息，并用相位编码的方法，以不变的，经过仔细控制的速率对150 MHz和400 MHz的讯号进行编码。这样，所发射的讯号不仅提供了不变的基准频率和导航讯息，而且，由于导航讯息被每一个偶分时间的开始和结束的瞬时控制，所以也提供了计时讯号。通过接收机，卫星定期地从地面注入站获得最新的导航讯息和时间校正讯号。时间校正数据贮存在存贮器中，并以9.6微秒为一阶。

每一个讯号的二进制位均在150 MHz和400 MHz的频率上以相位调制的方式进行发射。二进制1的调制格式表示在图32上，而二进制0则以相反的图形来发射。正如图上所表示的那样，这种格式以二倍位速率的形式完成一个时钟讯号。位速率用来同步具有讯息数据的接收设备。

由于卫星发射的功率大约只有1瓦特，并且要传播到几千公里以外，所以需要非常灵敏的卫星接收机。此外，轨道参数必须通过对冗余讯号的比较来进行检测，以便检测和消除接收数据的偶然误差。

时标	行 1	行 2	行 3	行 4	行 5	行 6	轨道参数
列 1							t_i-3
" 2							t_i-2
" 3							t_i-1
" 4							t_i
" 5							t_i+1
" 6							t_i+2
" 7							t_i+3
" 8							t_i+4
" 9							近地点时间
" 10							平均运动
" 11							近地点角度
" 12							近地点的进动
" 13							偏心率
" 14							长半轴
" 15							上升节的角动
" 16							节的进动
" 17							倾角的余弦
" 18							格林威治经度
" 19							卫星号
" 20							讯息装入时间
" 21							倾角的正弦
" 22							频率补偿
" 23							注入标志
" 24							" "
" 25							" "
" 26							" "
" 27							" "

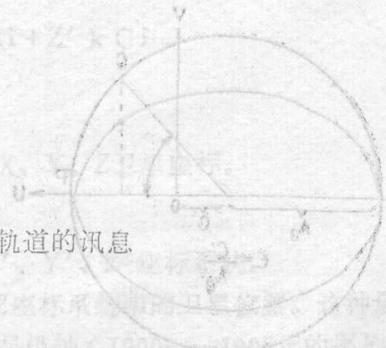
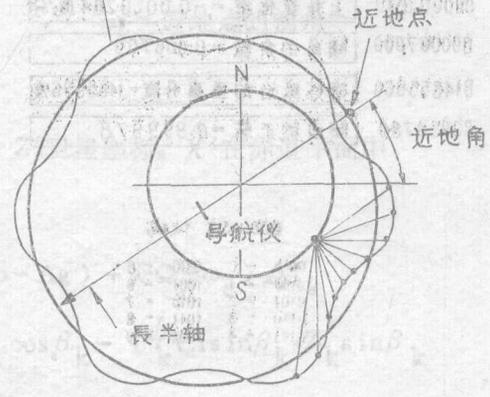


图33、描述卫星轨道的讯息

第一位的解释。

解释的目的是将卫星位置定义为时间的函数。为了达到这个目的，采用了三种不同的座标系统。图35是u、v、w座标系统，它是地球中心式的，u、v位于卫星轨道平面中，u通过近地点（最接近地球的点）。图35的左边表示了开普勒方程的经典定义。除了 E_k 和 V_k 的表示式被简化以外，它和子午仪轨道方程非常相似。可以用可变参数 ΔE_k 和 ΔA_k 来消除由于这种简化所带来的误差。参数 W_k 规定着卫星运动偏离轨道平面的数值，它是可变参数 η_k 的简化。

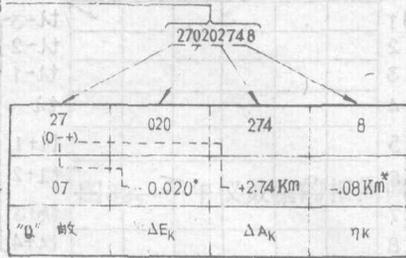
典型的卫星
固定参数

049160940	近地点时间 = 491.6094分
836540260	平均运动 = 3.3654026度/分
815801870	近地点幅角 = 158.0187度
800198330	向上变化率 = 0.0019833度/分
800022690	偏心率 = 0.002269
807464570	长半轴 = 7464.57公里
803613600	上升节垂直升度 = 36.7360度
900002840	上升变化率 = -0.000284度/分
800067000	倾角的余弦 = 0.006700
814855960	格林威治的垂直升度 = 1485596度
809997800	倾角的正弦 = 0.999978

典型的卫星
可变参数

250512804
260362810
270272748
280062604
090072400
400182134
410261833
420321504
430341164
440330834
000290534
010220284
020130084
130020044

解释



* 加到时间是4的整数倍的先前时间上

BCD x 53 代码

0001	= 0	1000	= 5
0100	= 1	1001	= 6
0101	= 2	1010	= 7
0110	= 3	1011	= 8
0111	= 4	1100	= 9

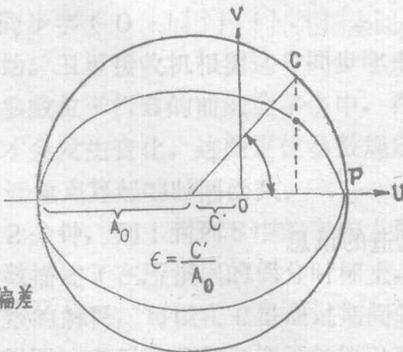
第一位的含义

0	= +0	5	= +1
1	= +0	6	= +1
2	= +0	7	= +1
3	= -0	8	= +
4	= +1	9	= -

η_k 的第一位

0	= -0	5	= +0
1	= -4	6	= +1
2	= -3	7	= +2
3	= -2	8	= +3
4	= -1	9	= +4

图34. 子午仪讯息参数的解释



典型轨道偏差

- O = 地球中心
- S = 卫星位置
- P = 近地点
- M = 平均异常
- E = 偏心异常
- A₀ = 长半轴

经典的轨道定义

$$M(t) = n(t - t_{D_0})$$

$$E(t) = M(t) + \epsilon \sin E(t)$$

$$A = A_0$$

$$U(t) = A(\cos E(t) - \epsilon)$$

$$V(t) = A\sqrt{1 - \epsilon^2} \sin E(t)$$

$$W(t) \text{ 未定义}$$

现在的子午仪轨道定义

$$M_k = n(t_k - t_p)$$

$$E_k = M_k + \epsilon \sin M_k + \Delta E(t_k)$$

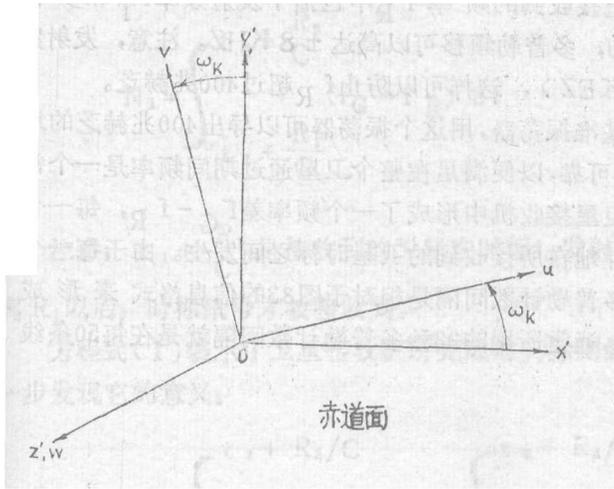
$$A_k = A_0 + \Delta A(t_k)$$

$$U_k = A_k(\cos(E_k) - \epsilon)$$

$$V_k = A_k \sin(E_k)$$

$$W_k = \eta(t_k)$$

图35. 以地球为中心的u, v, w卫星座标, u通过近地点。



$$\omega_k = \omega_0 - \omega \Delta t_k$$

$$X'_k = U_k \cos \omega_k - v_k \sin \omega_k$$

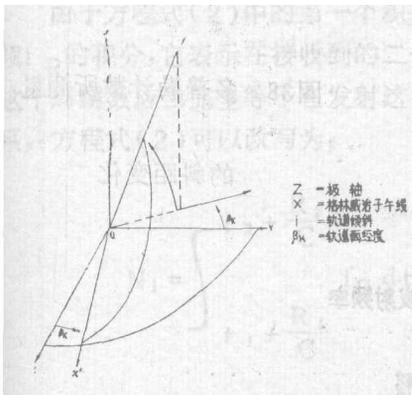
$$Y'_k = U_k \sin \omega_k + v_k \cos \omega_k$$

$$Z'_k = \eta_k$$

X' 在赤道平面中

$\omega_k =$ 近地点的幅角

图36、以地球为中心的 X' 、 Y' 、 Z' 卫星座标， X' 在赤道平面中



$$B_k = (\Omega_0 - A_g) + (\Omega - \omega_e) \Delta t_k$$

$$X_{sk} = X'_k \cos \beta_k - Y'_k \sin \beta_k + Z'_k \sin \beta_k$$

$$Y_{sk} = X'_k \sin \beta_k + Y'_k \cos \beta_k - Z'_k \cos \beta_k$$

$$Z_{sk} = Y'_k \sin i + Z'_k \cos i$$

图37、地球固定时，以地球为中心的 X 、 Y 、 Z 卫星座标。

图36表示如何将 u 、 v 、 w 座标系统转换为 X' 、 Y' 、 Z' 座标系统。

图37是经过二次旋转后所得到的，在 X 、 Y 、 Z 座标系统中的卫星位置。这种最终的座标系统也是以地球为中心的，并且地球是固定的， Z 是极轴（1900——1905年的平均极点 或通用的国际原点）， X 在通过格林威治子午线的赤道平面上。二次旋转说明，在 t_k 时，轨道平面的经度和轨道相对于赤道平面的倾角。

图35至图37清楚地说明了子午仪轨道参数的意义和怎样用它们来获得在地球固定的笛卡尔座标系统中卫星的位置。将卫星可变参数进行内插，可以在任何时候计算出这些座标来。

3、多普勒测量

根据所接收到的导航讯息，子午仪系统的用户可以知道作为时间函数的卫星位置。这样，为了测量用户的位置和卫星轨道的关系。通过多普勒测量可以获得这种关系。多普勒频移是观测者的位置和这个位置与卫星轨道之间相对运动的单值函数。

图38表示了多普勒测量方法。在地面上接收到的频率 f_R 中包括了发射频率 f_T 和多普勒频移。由于卫星和接收机之间的相对运动，多普勒频移可以高达 ± 8 KHZ。注意，发射频率大约偏低 80 PPM (在400兆赫芝时是32 KEZ)，这样可以防止 f_R 超过400兆赫芝。

卫星讯号接收机中安装了一个稳定的基准振荡器，用这个振荡器可以导出400兆赫芝的地面基准频率 f_G 。振荡器的稳定性必须十分可靠，以便满足在整个卫星通过期间频率是一个常数的假定。正如图38上所表明的那样，在卫星接收机中形成了一个频率差 $f_G - f_R$ ，每一个多普勒测量就是一个频差的计数，它周期性地在所接收到的卫星时标之间发生。由于每一个讯息位都有效地表示了一个时标，所以，多普勒计数间隔是相对于图33的信息格式来形成的。例如，每一条讯息线大约持续4.6秒钟，通常所用的23秒多普勒计数间隔就是在每50条线末尾处开始新计数而形成的。

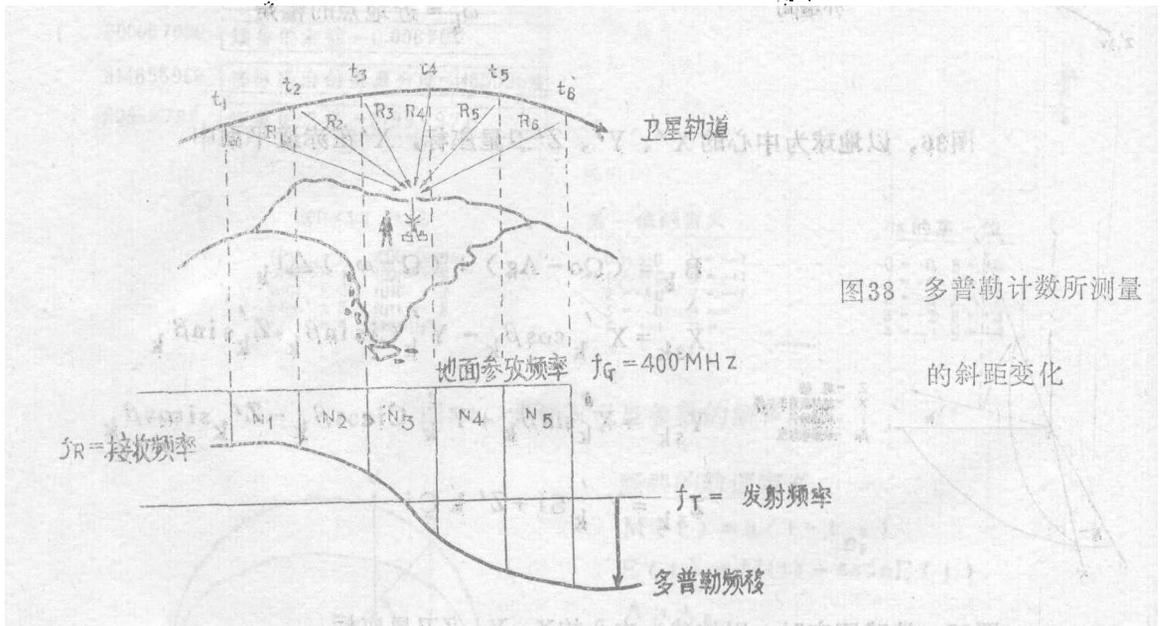


图38 多普勒计数所测量

的斜距变化

每一个多普勒计数均由二部分组成：不变的频差 $f_G - f_T$ 和在那个时间间隔上所接收到的多普勒周期性计数的负值。多普勒周期计数在物理上是有意义的，频差计数是一个附加的常数，在定位计算中它已经被消除。

图38的重点在于表明在整个卫星通过期间卫星和观测者之间的距离变化。事实上，就是由于这种变化才引起了多普勒频移。当卫星接近时，由于沿着传播路往卫星发射讯号的波长收缩，所以每秒所接收到的周期数目多于卫星发射的周期数目，这样就必然接收到一个附加的周期数目。因而，多普勒频率计数可以用来直接测量在多普勒计数间隔上卫星和卫星接收机之间距离的变化。换句话说，多普勒计数就是在空间二个点，观测点和卫星之间距离差的几何测量。这二个空间点均可以由导航讯息精确地定义出来。由于每一个计数都表示一个波长，而在400兆赫芝上它只有0.75米，所以这种测量是一种非常灵敏的测量。

由 $f_G - f_R$ 多普勒计数所定义的方程式是所接收到的，卫星所发射的时标之间的时间间隔上，这个频差的积分。可以写成：

$$N_1 = \int_{t_1 + \frac{R_1}{C}}^{t_2 + \frac{R_2}{C}} (f_G - f_R) dt \quad (1)$$

注意, $t_1 + \frac{R_1}{C}$ 是接收到的卫星在时标 t_1 发射的时间。也就是说, 在以光速传播了距离 R_1 以后, 时标讯号才被接收到。

方程式(1)表示了卫星接收机所完成的实际测量。如果将这个方程分为二部分, 就会进一步发现它的意义:

$$N_1 = \int_{t_1 + \frac{R_1}{C}}^{t_2 + \frac{R_2}{C}} f_G dt - \int_{t_1 + \frac{R_1}{C}}^{t_2 + \frac{R_2}{C}} f_R dt \quad (2)$$

由于方程式(2)中的第一个积分是常数 f_G 的积分, 所以很容易求出。第二个积分却是变频 f_R 的积分, 它表示在接收到的二个时标之间所接收到的周期数。根据“周期守恒定律”, 这个周期数应当完全等于在发射这些时标之间的时间上所发射的周期数。利用这种恒等关系, 方程式(2)可以改写为:

$$N_1 = \int_{t_1 + \frac{R_1}{C}}^{t_2 + \frac{R_2}{C}} f_G dt - \int_{t_1 + \frac{R_1}{C}}^{t_2 + \frac{R_2}{C}} f_T dt \quad (3)$$

由于假定在卫星通过期间频率 f_G 和 f_T 是常数, 所以方程式中的积分变成常数积分, 最后得出:

$$N_1 = f_G \left[(t_2 - t_1) + \frac{1}{C} (R_2 - R_1) \right] - f_T (t_2 - t_1) \quad (4)$$

将方程式的各项重新排列后可以得出:

$$N_1 = (f_G - f_T) (t_2 - t_1) + \frac{f_G}{C} (R_2 - R_1) \quad (5)$$

方程式(5)清楚地表明了多普勒计数的二个部分。第一部分是不变频率的差值乘上一个由卫星时钟所定义的时间间隔。第二项是以地面基频的波长 C/f_G 表示的斜距变化的直接测量。可能会发生这种情况: 由于所接收的时标用来启动和停止多普勒计数, 所以 f_G 的波长可能是一种比较适当的比例因子。当用地面时钟来控制计数间隔时, 则 f_T 的波长就变为恰当的比例因子了。

4、定位的计算方法

一个有用的卫星通过将在地平线以上运行10分钟到18分钟。时间的长短决定着能够采集

到的多普勒计数的多少。利用现代化的仪器时，在这一段时间内能够采集到20至40个计数值。将多普勒计数值和卫星导航的讯息送至一个小型电子计算机中进行处理。为了简单，我们假定接收机是固定的，以便建立基本的定位概念。

利用计算机进行处理的第一个好处是能够通过对冗余讯息的处理来消除所接收到的轨道参数的误差；第二个好处是能够计算每一个多普勒计数的开始和结束时卫星的位置。计算机还能够计算出三维位置，即经度，纬度和在参考椭球体以上的高度。利用表3中的方程式可以将接收机的位置转变成图37所表示的笛卡尔坐标系统中的位置。根据笛卡尔坐标系统可以计算出接收机到每一个卫星位置的斜距。将每一个多普勒计数所测出的斜距变化和计算出来的接收机位置的相应值进行比较，可以求出接收机的精确位置。

表3 在笛卡尔坐标系统中的经度和纬度

ϕ = 纬度,	
λ = 经度,	WGS-72的值
a = 长半轴,	(6378135米)
f = 扁度系数,	(1/298.26)
$b = a(1-f)$, 短半轴,	(6356750.52米)
$e = \sqrt{f(2-f)}$, 偏心率	
RN = 主垂线的曲率半径 = $a / (1 - e^2 \sin^2 \phi)$	
$XN = (RN + H) \cos \phi \cos \lambda$	
$YN = (RN + H) \cos \phi \sin \lambda$	
$ZN = [RN(1 - e^2) + H] \sin \phi$	

多普勒测量的斜距变化和计算出的位置之间的差值称为残量，用 li 表示。计算定位值的目的就是寻找接收机的位置使这些残量的平方和极小也就是说使计算出的值和测量值之间的差别最小)。为了取得这个结果，对于每一个残量都作一次简单的线性计算。假定我们希望求出纬度(ϕ)、经度(λ)，而不知道频率差值 $F = f_G - f_T$ ，则可以得出如下的方程式：

$$\hat{li} = li - \frac{\partial li}{\partial \phi} \Delta\phi - \frac{\partial li}{\partial \lambda} \Delta\lambda - \frac{\partial li}{\partial F} \Delta F \quad (6)$$

这个方程式表明，如果我们通过改变 $\Delta\phi$ 和 $\Delta\lambda$ 来改变计算出的位置，改变 ΔF 来改变计算出的频率差，则会得出一个新的残量值。其次，我们希望对每一个变量求偏导数后算出来的残量平方和极小值等于0，从而使计算出的残量的平方和极小。这样就形成了三个方程式，其中包括了 m 个有效多普勒计数测量的残量的求和。

$$\frac{\partial}{\partial \phi} \sum_{i=1}^m \hat{l}_i^2 = 2 \sum_{i=1}^m (\hat{l}_i \cdot \frac{\partial \hat{l}_i}{\partial \phi}) = 0$$

$$\frac{\partial}{\partial \lambda} \sum_{i=1}^m \hat{l}_i^2 = 2 \sum_{i=1}^m (\hat{l}_i \cdot \frac{\partial \hat{l}_i}{\partial \lambda}) = 0 \quad (7)$$

$$\frac{\partial}{\partial F} \sum_{i=1}^m \hat{l}_i^2 = 2 \sum_{i=1}^m (\hat{l}_i \cdot \frac{\partial \hat{l}_i}{\partial F}) = 0$$

如果在上述方程式中除了一次项以外，忽略所有其他的项，则方程式(7)给出了三个变量： $\Delta\phi$ 、 $\Delta\lambda$ 、 ΔF 的三个方程式：

$$\sum_{i=1}^m \frac{\partial l_i}{\partial \phi} [l_i - \frac{\partial l_i}{\partial \phi} \Delta\phi - \frac{\partial l_i}{\partial \lambda} \Delta\lambda - \frac{\partial l_i}{\partial F} \Delta F] = 0$$

$$\sum_{i=1}^m \frac{\partial l_i}{\partial \lambda} [l_i - \frac{\partial l_i}{\partial \phi} \Delta\phi - \frac{\partial l_i}{\partial \lambda} \Delta\lambda - \frac{\partial l_i}{\partial F} \Delta F] = 0 \quad (8)$$

$$\sum_{i=1}^m \frac{\partial l_i}{\partial F} [l_i - \frac{\partial l_i}{\partial \phi} \Delta\phi - \frac{\partial l_i}{\partial \lambda} \Delta\lambda - \frac{\partial l_i}{\partial F} \Delta F] = 0$$

由于方程式中只保留了线性的一次项，所以满足这个方程式的 $\Delta\phi$ 、 $\Delta\lambda$ 和 ΔF 只是一个近似解。根据这个近似解来调整原来计算出来的经度、纬度和频率差，重新计算，得出新的斜距和残量，对新的残量再进行偏导数可以求出另一个近似解。重复或迭代这个计算过程，直至 $\Delta\phi$ 、 $\Delta\lambda$ 和 ΔF 的计算足够小，这个点上的解可以说是收敛时为止。通常只需要进行二次或三次迭代，甚至在最初计算的结果偏离最终结果几十公里时，也可以获得满意的结果。注意，忽略高次项并不影响最终成果的精度，因为当解收敛时，这些项趋近于0。

总结上述方法可见，用子午仪定位时，首先从一个估计的位置开始，然后确定那个估计位置的偏离，将它和多普勒计数所测出的斜距差进行比较，直至二者吻合的很好为止。最初估计的位置可以偏离200至300公里，但最终的解仍然可以收敛为一个精确的解。

5、运动的影响

如果在卫星通过期间，卫星接收机是运动着的，那么在计算出精确的位置之前，必须把接收机的运动速度记录下来。正如第2.0节中图5所表示的那样，只有知道运动速度，才能计算出卫星到接收机之间的距离差并和多普勒计数所测出的斜距差进行比较。为此，常常自动地输入航速和航向数据。在卫星通过期间，计算机建立一个操作员在多普勒计数的开始和结束时所估算的经度和纬度表。正为前面所叙述的那样，定位的解提供了一个经度增量和纬度增量，在这些解的迭代过程中，将它们加到表中的每一个点上。这样，虽然最终定位成果在时间上表示了一个点的经度和纬度，但实际上定位成果是在整个计算跟踪过程中接收机移动的结果。

六、精度

1、静态系统的误差

参考文献14提出了单个子午仪卫星定位结果的误差估计,并对固定点观测时,影响定位精度的各种因素进行了一个良好的总结。总起来说,这些因素有:

误差源	误差值(米)
1、传播效应(电离层和大气层影响)没有进行校正	1—5
2、仪器和测量噪声(本机和卫星振荡器的相位抖动,接收机的时钟误差)	3—6
3、用来计算卫星轨道的地球物理场模型不正确	10—20
4、接收机的高度不正确(通常只引起经度偏离)	10
5、不能模拟的极点运动和UTI—UTC效应	0—10
6、对表面力(在外推期间作用在卫星上的曳力和辐射压力)的模拟不正确	10—25
7、星历舍入误差(在星历舍入时的最后一位)。	5

自从上面的成果在1973年发表以来,对极点运动的规律已经进行了模拟,将极点运动所造成的误差进行了校正,并包括在所发射的轨道参数调节当中。剩下来的误差均方根值大概是18米至35米。由于应用物理实验室所采用的实验室标准和成熟的折射校正模型,我们对这个结论是比较乐观的。现场观测结果的误差通常在27米至37米(均方根值)之间。图6中给出了一组静止点观测的结果。对于全部的69个点来说,最大误差是77米,均方根误差是32米。

(1) 折射误差

有二个折射误差源:较大的误差源是由电离层引起的。正如图39所表示的那样,当150兆赫芝和400兆赫芝的讯号通过电离层时,由于自由电子和离子的作用,它的波长被拉长了。这种拉长作用使得相速度大于光速。这是色散介质的一个固有特性。作为一级近似,波长的拉长度反比于发射频率的平方。由于卫星运动改变了讯号通过电离层的路径的长度,因而波长拉长也发生了变化,拉长的变化率使得所接收到讯号中产生了一个由于电离层折射误差所引起的频移。参考文献3指出,在二个不同的频率上测量多普勒效应,可以得到极好的电离层校正。这也是子午仪卫星在150兆赫芝和400兆赫芝二个频率上发射讯号的原因。

对于不需要使用精密系统的用户来讲,可以使用只有400兆赫芝一个频道的卫星接收机。由图39可以看出,由于波长被拉长了,使得卫星好像是沿着具有更大曲率的路径通过卫星接收机的顶部似的。这种效应稍微减少了总的多普勒频移,使卫星定位的解偏离了卫星轨道。这也是多普勒曲线陡度较小的原因。由于卫星主要是沿着南北线运动的,所以最后的定位误差几乎全是经度方向上的误差。这个误差是电离层密度的函数,夜间误差非常小,白天误差很大,最大值可达200米至500米,这是由于太阳黑子的活动和磁赤道的影响所致。在磁赤道上,电离层的密度最大。图40是典型的单频道卫星接收机的定位成果,包括了白天和黑夜。由图可见,最大误差是242米,均方根误差是88米。

第二个折射误差源是大气层。当讯号穿过地球大气层时,讯号传播速度被减缓了,大气层压缩了讯号波长。这种影响正比于发射频率,因而不能像电离层那样进行检测。目前只有

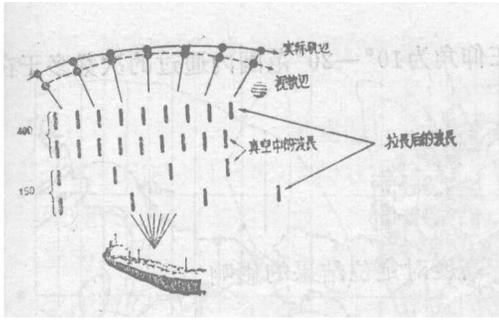


图39、电离层折射拉长的讯号的波长，
使视轨道曲率加大。

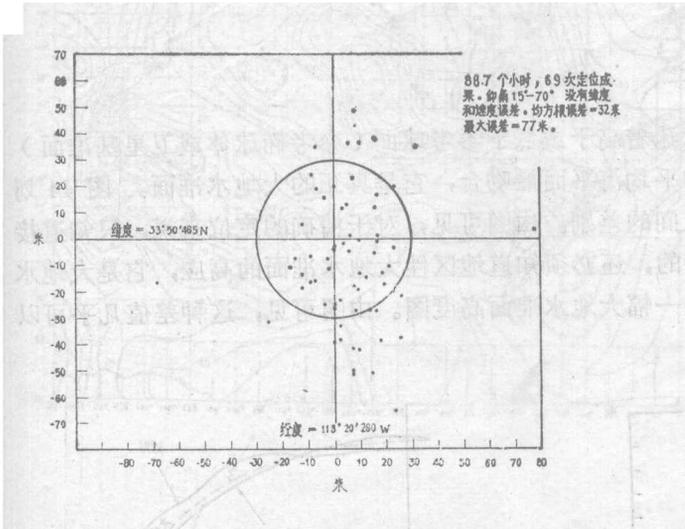


图40、单频道子午仪接收机
的定位成果

二种方法来减小大气层折射的影响。第一种方法是模拟方法。这种方法已经公布。用这种方法时，测量温度，压力和湿度进行模拟，它是非常成熟和完善的。通常所用的模拟方法虽然并不那么完善，但却很有效（参看文献8）。如果和第二种方法联系起来，这点就更为明显了。在第二种方法中，去掉那些靠近地平线的数据，因为这些数据中包含的大气层折射误差最大。当卫星的仰角超过 5° 至 10° 时，大气层折射误差比地平线上时的误差小许多倍。正如图41所示的那样，距离误差是地平线以上仰角的函数。

(2) 高度误差

当卫星通过时所获得的多普勒曲线主要是卫星接收机在卫星运动方向上的位置和从卫星平面到接收机的距离的函数。由于卫星的轨道是一种极轨道，所以纵向轨迹位置和纬度密切相关，而轨迹的横向距离则是经度和纬度的联合函数。

图42是一次卫星通过的横断面，卫星在垂直于纸面的轨道平面中运动，它正好到达测站X、测站Y和测站Z的中央。由图可以看出，横向轨迹距离确实是经度和纬度的函数，因为它们以相同的形式影响着多普勒曲线。为了精确地计算出位置，预先需要知道接收机的高度。图43表示了定位误差和高度的关系，它是卫星通过时最大仰角的函数。在卫星通过时，仰角或然率的比例

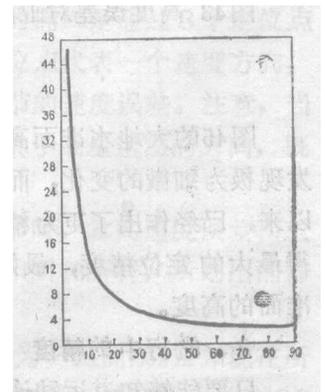


图41、大气层折射所
引起的距离误差

尺，是均匀的。除了在非常高的地区以外，卫星在仰角为 10° — 20° 范围内通过的次数多于在 70° — 80° 范围内通过的次数。

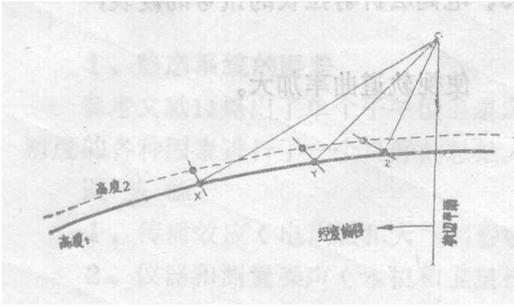


图12、高度对定位结果的影响

对于卫星导航来说，“高度”意味着高于或低于参考球面（参考椭球体或卫星基准面）的数据。参考球面和全世界范围内的平均海平面最吻合，它是真正的大地水准面。图44划出了大地水准面，参考球面和地形之间的差别。由图可见，对于精确的定位来说，只知道接收机在平均海平面以上的高度是不够的，还必须知道地区性大地水准面的高，它是大地水准面和参考球面之间的差值。图45是一幅大地水准面高度图。由图可见，这种差值几乎可以达到100米。

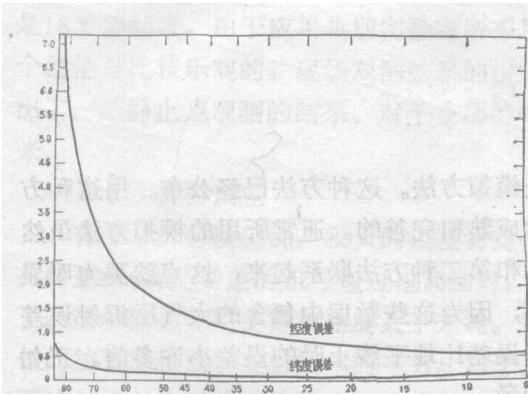


图43 高度误差对卫星定位成果的灵敏度

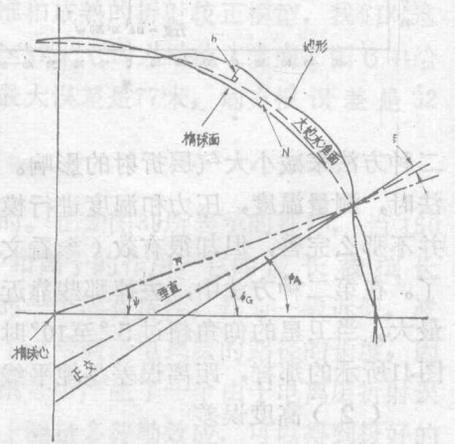


图44、大地测量基准面之间的关系

图45的大地水准面高程图是根据地球重力场对卫星轨道的影响而测量出来的。图上不能发现极为细微的变化，而且这个图在许多地方的误差可达 ± 20 米。自从这个图在1967年出版以来，已经作出了更为精密的图，但是因为是军用的，所以还没有公开发行。因此，为了获得最大的定位精度，最好是利用3.5节中所提出的固定点测量方法，以确定地方性的大地水准面的高度。

2、航行中的精度

只要能够知道运动速度，那么所有对于固定点定位误差的讨论都适用于接收机处于运动状态时的情况，而不会增加别的系统误差。如果运动速度不能精确地知道，那就会产生新的定位误差。

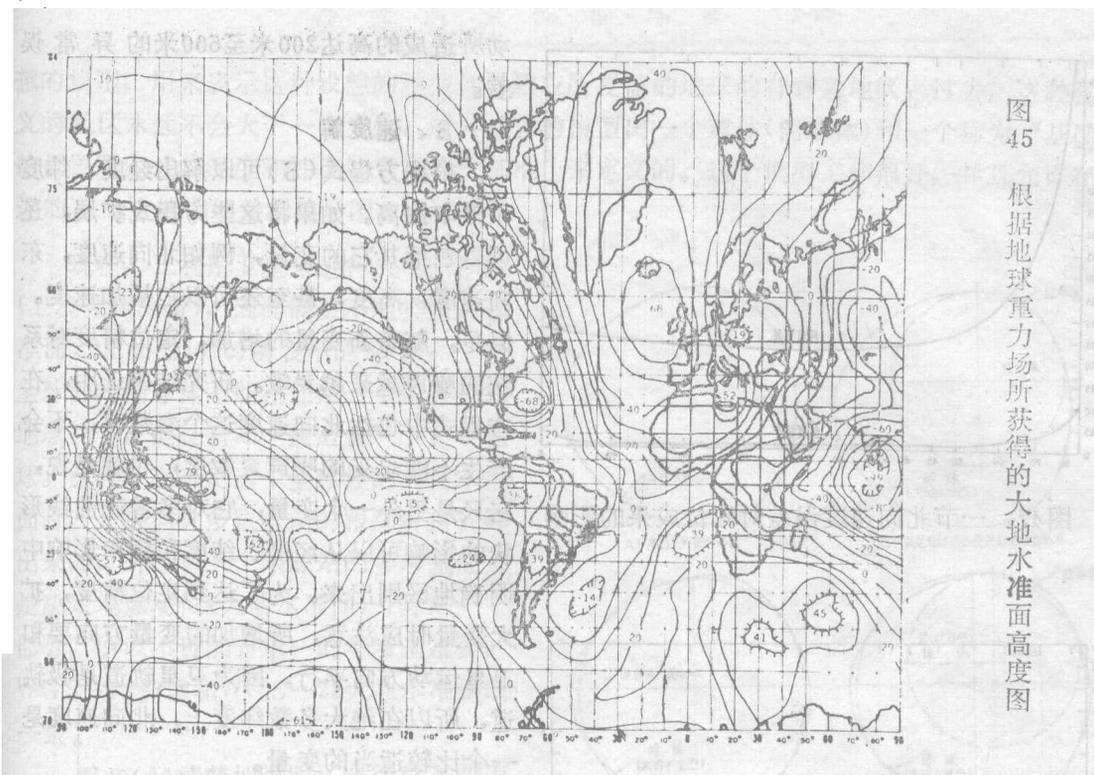


图45 根据地球重力场所获得的大地水准面高度图

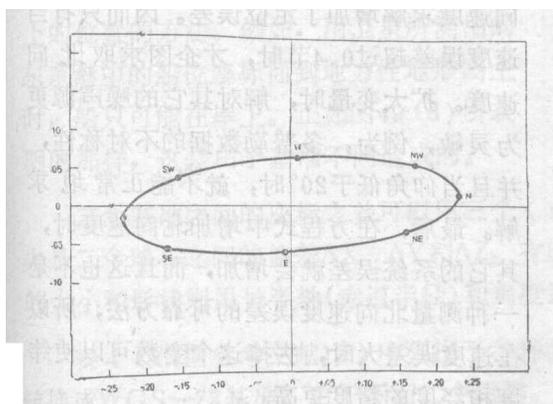


图46 1节速度误差对仰角为 31° 时的定位成果的影响。椭圆上的字母表示误差速度的方向，卫星在接收机东边，向北方。

图46是研究速度误差对定位成果影响的一个有用的方法。图上的椭圆是通过8个定位点得出来的，每一个定位点代表一个速度方向，每一个方向都具有一节的速度误差。注意，当

速度误差发生在南北方向时，定位误差比较大。定位误差的方向取决于卫星运动的方向，既可以在接收机的东边通过，也可以在接收机的西边通过。

图46是对一个点的定位结果，图47和图48则是当速度误差为1节时，北向速度误差和东向速度误差所引起的定位误差，它是卫星通过时最大仰角的函数。和图43一样，所划出的仰角是卫星通过时可能的仰角。

第2.0节的图7中，我们将整个子午仪卫星系统的定位精度表示为一组曲线。正如现在所见到的那样，其结果被过度减化了，并且稍微有点保守，但是它能够指示出实际上的RSS误差的水平。由上述讨论可以看出，如果能够精确测量出速度资料，那么双频道卫星接收机系统可以获得最大的定位精度。利用双频道系统时，还可以消除白天工作时由于太阳黑子活

动所造成的高达200米至500米的异常误差。

3、速度解

根据方程式(8)可以解出经度、纬度和频率偏离。如果将这些方程式扩展，还可以包括其它的变量，例如北向速度，东向速度，高度，甚至还可以包括加速度。但是，随着新变量的增加，定位精度对系统的噪声越来越灵敏。研究结果证明，在方程式中包括北向速度这个参数时，不会产生不能忍受的噪声灵敏度；也就是说，它只是另外一个变量，它对多普勒曲线形状的影响可以从经度、纬度和频率影响中明确地区别出来。为了达到定位精度，扩大变量时应注意，所增加的变量方向要和卫星运动方向平行。因为卫星轨道是极轨道，所以在绝大多数纬度上，北向速度是一个比较适当的变量。

当船只运动速度精确地知道时，对北向速度求解增加了定位误差。因而只有当速度误差超过0.4节时，才企图求解北向速度。扩大变量时，解对其它的噪声源更为灵敏，例如，多普勒数据的不对称性，并且当仰角低于 20° 时，就不能正常地求解。最后，在方程式中增加北向速度时，其它的系统误差就会增加，而且这也不是一种测量北向速度误差的可靠方法，所以在速度误差大时，去掉这个变数可以使纬度和经度的精度更高。

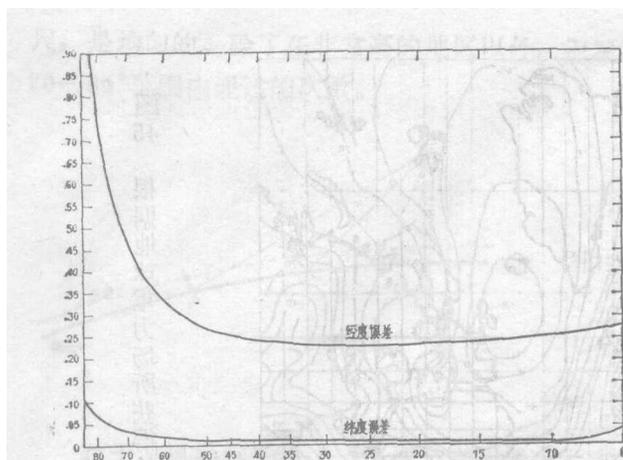


图47、一节北向速度误差对定位成果的影响

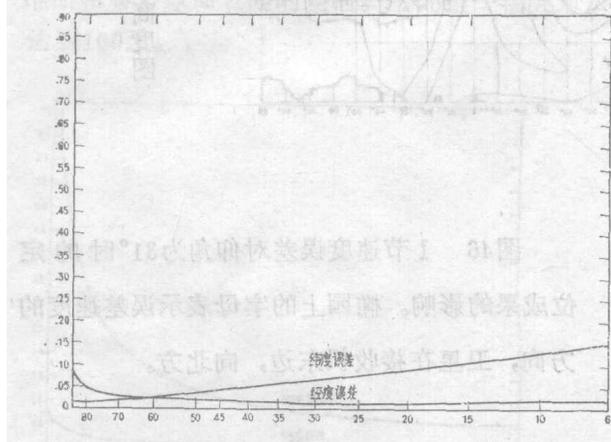


图48、一节东向速度误差对定位成果的影响

4、参考基准面

根据参考基准面来绘制地形图是很重要的。在美国，我们使用北美基准，在日本，则使用东京基准；在欧洲州则使用欧洲基准，依此类推。子午仪系统则使用1972年的全球大地测量基准(WGS-72)。这样，同一个位置在不同的参考基准面中就会有不同的经度、纬度。在某些地区，这种偏差可达0.5公里。

图49可以帮助我们了解参考基准面的概念，以及它们之间的关系。图44和图45已经指出，由于密度(重力)变化，所以地球的形状是不规则的。图49(a)是这种不规则“地球”的夸张模型。球面代表大地水准面，它是根据整个地球表面上的平均海平面来确定的。

为了合理地绘出精确的地形图，需要有一个适当的地球表面的模型。图49(b)是一个设

想的模型，用来表示这种设想的模型如何适应所复盖的地球的有效地区。过去，这种有意义的地区永远不会大于一个大陆。这种设想的模型由一个球体(椭球体)和一个称为“基准”的位置所组成，经度和纬度就是在这个基准上来定义的。这个模型工作很好，并且允许在临近的基准上精确地绘制地形图。

现在，正利用卫星来进行大地测量(卫星大地测量)，因而需要不同类型的基准面。正如图49(c)所表示的那样，一个全球性的椭球体不能在任何一个地方都和地球吻合，但是它却“最适合”于整个地球。此外，在确定这个全球性的大地水准面时，是根据许多跟踪站的跟踪资料计算出来的，所以每一个跟踪站的参考基准都是决定地球场位(大地水准面)计算的一个部分，所以不可能有单一的参考基准面，WGS—72椭球和WGS—72大地水准面最一致。

图49(d)清楚地说明了必须有某些方法将一个基准上的位置转换成另一个基准上的位置的方法。例如，用卫星所测出的东京港中的船位坐标标到地方性地形图上时，船只可能在岸上。正如图49(d)所表明的那样，这是由于基准不同造成的。

二个基准之间的座标之差可以用三个(或四个)偏离参数，球体大小和形状来表示。首先是二个球心之间的偏差 ΔX 、 ΔY 和 ΔZ ，有时需要将经度的旋转作为第四个参数。每个球体的大小和形状则用长半轴(赤道半径)和扁度系数来定义。

表4(根据参考文献13)中列出了各种基准的偏离常数，使用这些常数可以将各个基准转换成WGS—72基准。由于下面二个原因，所以使用这些数据时必须严格注意：第一，参考文献13中所给出的常数的精度在各个地区是不相同的，在北美是 ± 5 米，在欧洲是 ± 10 米，而日本和澳大利亚则为 ± 15 米。造成这种误差的原因是地区性参考基准面的畸变；第二是这些参数是用大地接收机根据精密星历轨道(见3—5.4节)以经验方式确定的。不幸，用国土保卫局所得到的精密星历轨道确定的位置和用子午仪卫星所发射的轨道参数所确定的位置之间存在着大约10米的差值。参考文献13还给出了经常用来将一个基准转换成另一个基准的莫洛登斯基公式：

A、标准的莫洛登斯基公式

$$\Delta\phi'' = \{ -\Delta X \sin\phi \cos\lambda - \Delta Y \sin\phi \sin\lambda + \Delta Z \cos\phi + \Delta a (R_N e^2 \sin\phi \cos\phi) / a + \Delta f [R_m (a/b) + R_N (b/a) \sin\phi \cos\phi] \cdot [(R_m + H) \sin I]^{-1} \}$$

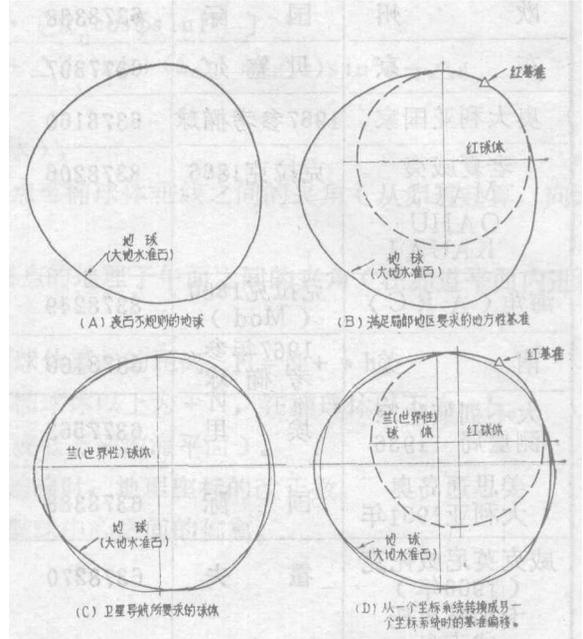


图49、局部地区和全球性参考基准面之间的关系和演变

表4 基准面的偏移常数

基 准	球 面	长 半 轴 (米)	扁度的倒数	和WGS-72的偏离 (米) $\alpha = 6378135$ $1/f = 298.26$		
				ΔX	ΔY	ΔZ
NAD 1927	克拉克1866	6378206	294.98	-22*	157*	176*
欧 州	国 际	6378388	297.00	-84,	-103	-127
东 京	贝 塞 尔	6377397	299.15	-140	516	673
澳大利亚国家	1967参考椭球	6378160	298.25	-122	-41	146
老夏威夷 MAUI OAHU KAUAI	克拉克1866	8378206	294.98	65	-272	-197
				56	-268	-187
				46	-271	-181
海角(A R C)	克拉克1880 (Mod)	8378249	293.47	-129	-131	-282
南 美	1967年参 考 椭 球	6378160	298.28	-77	3	-45
大不列颠陆军 测量局 1936	埃 里	6377563	299.32	368	-120	425
姜思通岛奥 大利亚1961年	国 际	6378388	297.00	192	-59	-211
威克英尼威托克 (1960年) 卡加林奥托 威克岛 英尼威托克奥托	霍 夫	6378270	297.00	112	68	-44
				121	62	-22
				144	62	-38
威克岛, 澳大利亚 1952	国 际	6378388	297.00	283	-44	-141
广东岛澳大利亚 (1966)	国 际	6378388	297.00	294	-288	-382
顾姆1963	克拉克, 1866	6378206	294.98	-89	-235	254
阿生逊岛澳大利 亚, 1958	国 际	6378388	297.00	-214	91	48
南 亚	菲切尔, 1960	6378155	298.30	21	-61	-15
南 京	国 际	6378388	297.00	-131	-347	0
阿 丁 丹	克拉克, 1880	6378249	293.47	-152	-26	-212
水星1960 NAD27区 ED区 TD区	菲切尔, 1960	8378155	298.30	-25	46	-49
				-13	-88	-5
				18	-132	60
修正水星1968 NAD27区 ED区 TD区				-4	12	-7
				-3	1	-6
				22	34	2

* 阿拉斯加和加拿大应当用-9、139和173。

$$\Delta \lambda'' = [-\Delta X \sin \lambda + \Delta Y \cos \lambda] \cdot [(R_N + H) \cos \phi \sin I'']^{-1}$$

$$\Delta H = \Delta X \cos \phi \cos \lambda + \Delta Y \cos \phi \sin \lambda + \Delta Z \sin \phi + \Delta a(a/R_n) + \Delta f(b/a) R_N \sin^2 \phi$$

B、莫洛登斯基的简化公式

$$\Delta \phi'' = \{ -\Delta X \sin \phi \cos \lambda - \Delta Y \sin \phi \sin \lambda + \Delta Z \cos \phi + (a \Delta f + f \Delta a) \sin Z \phi \} \cdot (R_M \sin I'')^{-1}$$

$$\Delta \lambda'' = [-\Delta X \sin \lambda + \Delta Y \cos \lambda] \cdot [R_n \cos \phi \sin I'']^{-1}$$

$$\Delta H = \Delta X \cos \phi \cos \lambda + \Delta Y \cos \phi \sin \lambda + \Delta Z \sin \phi + (a \Delta f + f \Delta a) \sin^2 \phi - \Delta a$$

其中:

ϕ, λ, H 是大地测量坐标 (老的椭球体),

ϕ = 地理纬度, 它是地球赤道平面和测点至椭球体垂线之间的夹角 (从赤道起算, 向北为正, 向南为负)。

λ = 地理经度。是格林威治子午面和该点的地理子午面之间的夹角 (在赤道平面内进行测量, 从格林威治往东为正)。

H = 沿着椭球体的垂线, 通过该点从椭球体算起的距离。 $H = N + h$ 。

N = 大地水准面——椭球体的间距。在椭球体以上为 $+N$, 在椭球体以下为 $-N$ 。

* h = 从大地水准面算起的距离 (高于或低于平均海平面)。

$\Delta \phi, \Delta \lambda, \Delta H$ = 从老基准转换为 WGS 基准时, 地理坐标的改正数。

$\Delta x, \Delta y, \Delta z$ = 老基准和 WGS 基准的椭球中心之间的偏离。

a = 老椭球体的长半轴。

* b = 老椭球体的短半轴。

* $b/a = 1 - f$ 。

f = 老椭球体的扁度。

$\Delta a, \Delta f$ = 老椭球体和 WGS 椭球的参数之间的差值 (WGS 减去老的)。

e = 偏心率。

$e^2 = 2f - f^2$ 。

R_n = 主垂线的曲率半径。

$R_n = a / (1 - e^2 \sin^2 \phi)^{1/2}$

R_m 子午线的曲率半径

$R_m = a(1 - e^2) / (1 - e^2 \sin^2 \phi)^{1.5}$

注: 所有的 Δ 数值都是从 WGS 中减去老的椭球体的参数。

* 表示在简化后的莫洛登斯基公式中不再出现这个量。

七、结论:

本文从用户的观点对子午仪卫星系统进行了一次讨论。除了对外保密的苏联卫星系统以外, 子午仪卫星系统是目前唯一的卫星导航系统。而且, 由于奥米伽系统在传播上的限制, 子午仪是目前唯一能够真正作到全球复盖的系统。这种状况将继续到 1985 年, 直至全球定位系统实际投入运行, 并被民间用户使用为止。通讯政策办公室曾经提出, 从全球定位系统正

式运行起,应有10年的重迭时间,以便用户在必须购买全球复盖式设备之前,能够收回子午仪设备的投资。这10年的时间也给全球复盖式设备的制造商去研制,改进和生产足够数量的用户设备,以满足各种用户的需要(参看参考文献12和23)。因此,我们认为,在1995年以前子午仪卫星系统将提供它的良好服务。

根据子午仪系统目前正在提供的,精确的定位成果来看,它是一种极为可靠的系统。以视线为基础,讯号从卫星直接向用户发射,从而避免了岸台发射系统的,非常麻烦的传播问题。海军航天组为了保持每一颗卫星存储器中的讯息,已经作出了大量的记录,这些记录证明卫星本身是非常可靠的。已经有三颗卫星卓越地工作了十年以上,还有12颗备用卫星,可以保证系统再工作许多年,甚至当目前正在运行的卫星全部停止工作后仍然是这样。

我们已经看到,从渔船直到军用舰艇的各个用途中,子午仪系统都惊人地良好。如果用户设备的增长趋向继续下去的话,那么到1980年初,用户设备的数目将超过10000台。为了满足应用范围和用户数量的增长,已经发展了称为“诺瓦”的新一代的卫星。所有这些都充分地表明,子午仪系统正在增长,并能适应于全世界的需要。

最后,本文还讨论了子午仪卫星系统进行定位的理论和影响定位精度的各种因素,其中包括了轨道讯息参数的定义,多普勒计数的意义和定位概念的论述。文中叙述了系统的固有精度,并给出了影响定位精度的外部因素的灵敏度曲线。

本文的主要目的是对目前的子午仪系统给出一个广泛而详细的评论。一个迷人的景象已经浮现。北极星核潜艇的导航是子午仪卫星系统出现的直接原因,今后它还将为这个目的服务。当美国政府批准将这个系统向民间开放以后,全世界的制造商立即制造了各种类型的子午仪卫星讯号的接收设备。从此以后,全世界的各种各样的用户都从子午仪系统的精确,全球复盖,全天候导航的能力中获得了好处。目前,使用这种系统的动力还在继续增长。在今后的十年或二十年内,在世界导航定位史上,子午仪卫星系统仍然会起重要的作用。

参考文献(略)

李振伍译

卫星—— Ω 综合导航仪

由微处理机控制的卫星—— Ω 综合导航仪已由马格奈沃克斯公司提出,新的MX1105卫星/ Ω 导航仪把两个系统统一在一个控制面板内,使之既具有 Ω 的精度,又有卫星定位的全天候能力。仪器自动操作,连续显示位置参数。用速度和航向读出器的数据并根据三个 Ω 频率从八个台站发射来计算位置和偏移校正。平均每30—95分钟, Ω 推导出的位置用卫星定位加以校正。卫星定位用作参考位置来校正计算的 Ω 天波改正值,以消除非单值性和其他 Ω 误差源。为了检验综合系统的工作,仪器上设一个独立的单一卫星定位,在两次卫星通过中间无接收信号时,便结合速度和航向从两个相邻的卫星座标推算位置和偏差。独立的 Ω 和卫星定位由计算机程序保持同步,各自求得的位置可随时用显示器显示。两种解的距离差以海里为单位显示。如果距离差超过所选择的限制,计算机能够变换算子。所有信息均以直接可用形式显示,不需作专门的图、表、曲线或手算。

摘译自《Geophysics》1979, VoL44N02

李日东译