

第一章 概 论

1.1 导航的概念、方法和要求

1.1.1 导航的概念和方法

导航是将航行体从起始点导引到目的地的技术或方法。为航行体提供实时的位置信息是导航系统的基本任务，因此，导航也是一种广义的动态定位。能够向航行体的操纵者或控制系统提供航行体的位置、速度、航向等即时运动状态的系统称为导航系统。

导航系统通常有两种工作状态：指示状态和自动导航状态。工作于指示状态的导航系统实质是一种测量系统或仪表显示系统；工作于自动导航状态的导航系统通过自动飞行控制系统，自动控制航行体沿预定航线飞行，其功能与制导系统的功能相同。人们习惯将无人操纵载体的自动导航系统称为制导系统；而将导航系统工作于指示状态的称为导航系统。图 1-1 给出了航行体飞行控制系统中导航、制导和控制之间的关系。

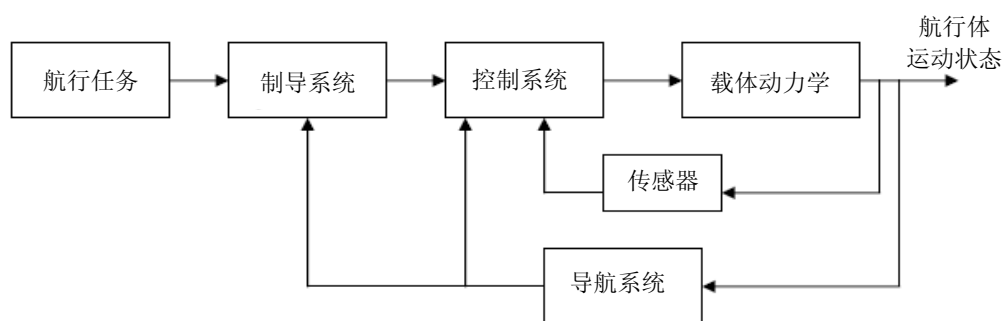


图 1-1 导航、制导和控制系统之间关系

目前常用的导航方法有以下几种：

(1) 航标方法：过去人们习惯称之为目视方法，这是一种借助于信标或参照物把运动物体从一个地点引导到另外的一个地点。目前，在舰船导航、飞机进场着陆导航中，这种方法仍在使用的。

(2) 航位推算法：从一个已知的坐标位置开始，根据航行体在该点的航向、航速和航行时间，推算下一时刻的坐标位置的导航过程和方法。航位推算导航技术克服了前一种方法的缺点，不受天气、地理条件的限制，是一种自主式导航方法。其缺点是：随着时间的推移，其位置累积误差会越来越大。惯性导航系统在原理上就是采用这种方法。但人们常说的航位推算大都采用方位仪（如磁罗盘）和速度表，利用方位仪将速度表所

测的载体速度分解成东向和北向分量，然后分别积分，计算出各个方向上所经过的距离。目前，航位推算法仍广泛使用在航海、航空和车辆自动定位系统中。

(3) 天文导航：是通过对天体（地球、月球、太阳、其他恒星和行星）精确地定时观测来定位的一种方法。天体是天文导航的基准。如果已知两个或多个天体相对于观察者的位置和准确的观测时间，就能随时确定位于地球上或地球附近的观察者的地理位置。天文导航的基础是：如果测出天体的仰角（视线和地平线之间的夹角），则观察者的位置必定在地球上的某个特定圆上。这个圆的圆心就在该天体正下方地球表面上的投影点。如果观察时间是已知的，则这一点就可以从预先计算出的天文表中查出。观测两个天体，则可以确定两个位置圆，并且观察者必定位于它们的交点处。天文导航用（光学）六分仪、星体跟踪器等光学传感器测量出视野中天体的方位。目前，天文导航仍广泛用在航海和航天，特别是星际航行中。它的缺点是应用受时间和气象条件的限制，且定位时间长，导航精度有限，以及操作计算比较复杂。

(4) 惯性导航：它是通过积分安装在稳定平台（物理的或数学的）上的加速度计输出来确定载体的位置和速度。它完全依靠载体上的导航设备自主地完成导航任务，和外界不发生任何光、电联系。因此，它是一种自主式导航方法，隐蔽性好，工作不受气象条件的限制。惯性导航的这些独特的优点，使其成为航空、航海和航天领域中一种广泛使用的主要导航方法。其主要缺点是导航误差随时间累积。因此，惯性导航系统常常和其他导航系统综合使用。

(5) 无线电导航：它是通过测量无线电波从发射台（导航台）到接收机的传输时间来定位的一种方法，也可以通过测量无线电信号的相位或相角来定位。按照发射台或转发器所在的位置，无线电导航可分为地面（陆）基无线电导航和空间（星）基无线电导航。

(6) 卫星定位导航：卫星导航是以人造卫星作为导航台的星基无线电导航，是一种利用人造地球卫星进行用户定位测量的技术，是以用导航卫星发送的导航定位信号确定载体位置和运动状态、引导运动载体安全有效地到达目的地的一门新兴科学。卫星导航在军事和民用领域具有重要而广泛的应用。它可为全球陆、海、空、天的各类军民载体，全天候、24 小时提供高精度的三维位置、速度、姿态和精密时间信息。

1.1.2 航行体对导航系统的要求

导航的基本作用是为运载体航行服务，它所提供的服务应该满足航行所提出的特定要求。现代导航不仅要解决航行的目的性，更要解决航行的安全性、服务连续性和有效性。为了便于国际和国内的顺利通航，要在全世界范围内使用一些具有规定性能的导航系统。导航系统的性能是由其信号特性和性能参数来描述的。一般说来，要衡量一个导

航系统的优劣，必须考虑其精度、覆盖范围、信息更新率、可用性、可靠性、完善性、多值性、系统容量和导航信息的维数等参数。

1. 精度

导航系统的精度指系统为运载体所提供的位置与运载体当时的真实位置之间的重合度。常用导航误差的大小来衡量。受各种各样因素的影响，导航误差是一个随机变化的量，因此常用统计的度量单位来描述，即用定位误差不超过一个数值的概率来描述。

有些导航系统只为运载体提供一维位置，比如高度或方位，此时精度用 2σ 来描述，相当于 95% 的置信度。即每次测量结果有 95% 的可能性其误差小于等于这个 2σ 值。

有些导航系统给出运载体的二维位置，常常是水平位置，此时精度用 $2Drms$ 来描述。 $Drms$ 是距离误差均方根值的缩写。二维导航系统的误差分布是一个椭圆。椭圆的椭圆度影响着 $2Drms$ 与置信度之间的关系。如果椭圆是很扁的，即向一条线收束，那么 $2Drms$ 的置信度趋于 95%。如果椭圆很胖，向圆靠近，则置信度趋于 98%。在军事上常不用 $2Drms$ 而用圆概率误差（CEP）来描述水平定位精度。CEP 是一个以运载体真实位置为圆心的圆的半径，在所有可能的导航定位值中，有 50% 落在这个圆内，即相当于 50% 的置信度。一般来说， $2Drms$ 值等于 CEP 值的 2.5 倍左右。

此外，衡量导航系统精度的方法还有：预测精度、重复精度和相对精度。预测精度是导航测量结果相对于地图上标出的位置的精度。重复精度是指用户回到从前曾用同一导航系统测定过的位置的精度。相对精度指用户测量出的位置相对于另一个同时用同一导航系统测量出的位置的精度。

2. 可用性与可靠性

导航系统的可用性是指它为运载体提供可用的导航服务的时间的百分比。导航系统的可靠性是系统在给定的使用条件下在规定的时间内以规定的性能完成其功能的概率。可靠性的主要标志是系统发生故障的频度和平均无故障工作时间。在导航中还有信号可用性的提法。信号可用性指从导航台发射的导航信号可以使用的时间的百分比，它与发射台及电波传播环境有关。

3. 覆盖范围

覆盖范围指的是一个面积或立体空间，在这一范围内，导航信号足以使导航设备或操纵人员以规定的精度定出载体的位置。覆盖范围受到系统几何关系（许多无线电导航系统，当运载体与导航台之间的距离或方位不同时，导航精度不同）、发射信号功率电平、接收机灵敏度、大气噪声条件，以及其他影响信号可用性等因素的影响。

4. 导航信息更新率

导航信息更新率是指导航系统在单位时间内提供定位或其他导航数据的次数。对更新率的要求与运载体的航行速度和所执行的任务有关系。比如对于飞行器来说，如果导航信息更新率不够，在两次为飞行员提供定位数据之间的时间内，飞行器当前位置与上

一次的指示位置有可能相差很远，这就会使导航系统服务的实际精度大打折扣。另外，现代飞行器常常依靠自动驾驶仪以实现自动化，因此，导航系统必须能与自动驾驶仪交联工作，自动驾驶仪要求导航系统输入的导航信息要与飞行器本身的航行条件和飞行操作相当的更新率，才能精确和平稳地操纵和控制飞行器。

5. 导航信息多值性

有些导航系统为运载体给出的位置信息可能有多种解释或位置指示发生了重复，这便产生了多值性问题。当然运载体实际只能处在其中某一个位置上，不可能同时在几个位置上。为了认定其中确实的一个，必须采用辅助手段。因此一旦存在多值性时，具有解决多值性的手段也是对导航系统的要求之一。

6. 系统容量

系统容量是导航系统提供导航服务的用户数量的多少。导航要求能在其覆盖区内同时为所有需要导航服务的用户提供服务。导航系统的容量通常由系统的工作方式决定。有些导航系统的工作方式是，导航台发射信号，运载体上只需载有导航接收机，因此无论有多少运载体都没有关系，即可以为无限的用户数提供导航服务。这种用户设备由于工作时不发射信号，称作无源工作。有些导航系统则不然，一个导航台只能与数目有限的用户设备配合工作，即系统只能为有限数量的运载体服务。

7. 系统完善性

所谓完善性指的是当导航系统发生任何故障或误差变得超出了允许的范围时，系统发出及时报警的能力。这显然是必要的。比如飞机向跑道下滑的阶段，如果导航系统发生了故障或误差超过了允许的范围而驾驶员未及时发现，而继续按导航系统的指示飞行，便有可能使飞机偏离或滑出跑道甚至撞到地上，酿成事故。

8. 导航信息的维数

导航信息维数指的是导航系统为用户所提供的是一维、二维还是三维的运动状态信息。导航系统从导航信号中导出的第四维（如时间）信息和其他信息（如姿态）也属于这个参数。

1.2 典型导航定位系统简介

导航随着人类社会政治、经济和军事活动的发生而产生，发展而发展。第二次世界大战及战后时期形成的以陆基无线电导航系统为主的混合体对人类社会的繁荣与进步做出了巨大的贡献。20 世纪 60 年代以后投入使用的自主式导航系统（特别是惯性导航系统和多普勒导航系统）在军事上对陆基无线电导航作了重要的补充。随着世界经济的发展和军事作战方式的变化，在 20 世纪 70 年代末信息技术发展的基础上形成并陆续投入使用的新的导航系统混合体，以卫星导航系统为核心，把导航覆盖范围、精度和其他性能提高到一个新的高度，极大地促进了军用和民用航空事业的发展，也使导航的作用扩展

到社会生活的各个方面，同时将具有更强的作战功能，更能满足各种军事任务的导航需求，成为部队战斗力的重要组成部分。本节对常用的典型导航系统的原理、组成、特点与应用进行简要介绍，主要包括陆基无线电导航系统、卫星定位导航系统、惯性导航系统、天文导航系统、地形辅助导航系统等。

1.2.1 陆基无线电导航系统

陆基无线电导航系统是以无线电技术为基础的、导航台建在地球上的导航系统。陆基无线电导航系统按测量方式可分为测向（测角）、测距、测距差和测距测向等；按作用距离可分为：近程（100~500km），中程（500~1000km），远程（1000~3000km），超远程（10000km 以上）。第二次世界大战军事的迫切需求，加速了陆基无线电导航系统的发展。在战争期间及战后不长的岁月里，便出现了品种繁多的陆基无线电导航系统及设备。20 世纪 60 年代到 70 年代，又发展了不少新的陆基无线电导航系统。随着无线电导航技术特别是卫星定位导航技术的发展和完善，许多陆基无线电导航系统已停止使用或即将停止使用。以下对常用的典型陆基无线电导航系统，如塔康、伏尔、测距器、罗兰 C、奥米伽以及多普勒导航系统等，做简要介绍。

1.2.1.1 塔康

塔康（TACAN-Tactical Air Navigation）是“战术空中导航”词头缩写的音译，是美国 1955 年研制并投入使用的近程测向测距无线电导航系统。该系统由塔康地面设备（也称塔康信标）和机载设备组成；信标架设于机场、航路点或航空母舰上，在特殊需要时，也可装在大型飞机上；两者配合工作可连续给出飞机所在点相对于信标的方位角和距离，主要为以地面设备为中心，半径 350~370km 范围内的飞机（高度 10000m）提供导航服务，也可提供地面站的声音识别。

塔康系统的距离测量依据二次雷达原理。机载设备以规定的速率发射询问脉冲对信号；地面信标接收到询问脉冲对信号后，经过固定延迟，再向机载雷达设备发射应答脉冲对信号；机载设备接收到信标发射的信号后，经过识别，选择出对自己的测距应答脉冲，并测量出询问脉冲与应答脉冲之间的时间间隔，扣除地面台的固定延迟，可以计算出机载设备与信标台之间的距离。通过测量到两个或多个塔康台的距离就可以确定飞行的位置。根据地面信标台的旋转天线图，系统可测量出飞机相对于地标的方位。塔康系统典型的测距精度优于飞机和信标之间距离的 $\pm 1\%$ ，方位精度为 $\pm 0.5^\circ$ 。目前，最好的数字式塔康系统可达到的绝对距离精度为 185m。

塔康系统地面设备天线体积小，便于机动和安装，很适合为航空母舰上的飞机提供安全导航；也广泛应用飞机的转场飞行和进场着陆。现在全世界约有 1500 个塔康地面导航台在陆地和航母上工作，机载设备用户更多，仅美国就有 14500 多架军用飞机装备了它。

1.2.1.2 测距器

测距器 (DME-Distance Measurement Equipment) 是一种近程测距的二次雷达型系统, 采用脉冲制测距, 其工作原理与塔康的测距原理相同。测距器由地面设备和机载设备组成。地面设备的基本组成包括: 接收机、信号处理器、发射机和天线。机载设备的基本组成包括: 询问发生器、发射机、天线、接收机和距离计算器。测距器从用途和精度分有航路用测距器、终端用测距器和精密测距器。航路用测距器和终端用测距器通常与伏尔联合工作, 组成伏尔/测距器近程导航系统, 也可与仪表着陆系统联合工作, 协助进行进场着陆导引, 按规定测距器的系统误差不超过 $\pm 370\text{m}$ (2σ); 精密测距器专门用作与微波着陆系统联合工作, 进行精密进场着陆导引, 其精度比航路和终端用测距器要高得多, 系统误差按不同的标准要求要在 $\pm 12\text{m} \sim \pm 30\text{m}$ (2σ) 之间。不同用途的测距器, 覆盖范围 (作用距离) 也不同。一般来说, 航路用测距器的覆盖范围大于 200n mile , 终端用测距器的覆盖范围大于 60n mile , 精密测距器的覆盖范围仅在 22n mile 以上。

1.2.1.3 伏尔

伏尔 (VOR—Very-High-Frequency Omnidirectional Ranging) 是“甚高频全向测距”词头缩写的音译, 是第二次世界大战后期在美国发展起来的近程测向航空导航系统。伏尔系统由地面台和机载接收机组成。伏尔地面台天线的方向图为一个旋转着的心脏形方向图; 当飞机相对于地面台处于不同方位时, 飞机上伏尔接收机所接收到的信号幅度调制包络具有不同的相位; 利用地面台辐射场调制包络的相位与飞机方位角之间的一一对应的关系可为飞机提供相对于地面台磁北的方位坐标。

伏尔工作在甚高频频段, 其作用距离受视距限制, 典型作用距离为 370km , 方位信息准确度优于 $\pm 2.0^\circ$ 。伏尔系统从用途分有航路伏尔和终端伏尔, 分别用于航路导航和飞机进场的导引设备。伏尔通常与测距器配合使用, 合装在一起叫做伏尔/测距器台, 伏尔为飞机提供方位信息, 测距器为飞机提供距离信息。伏尔/测距器是陆地上无线电近程导航和非精密进场的国际标准设备。目前, 美国大约有 950 个伏尔/测距器地面台, 日本大约有 60 个伏尔/测距器地面台, 我国有 100 多个伏尔/测距器地面台。

1.2.1.4 罗兰—C

罗兰 (Loran-Long Range Navigation) 是“远程导航”词头缩写的音译。根据作用距离和信号体制的不同, 有罗兰—A、罗兰—B、罗兰—C 和罗兰—D。目前, 罗兰—C 的应用最为广泛。

罗兰—C 是第二次世界大战末期在罗兰—A 的基础上研制的, 是一种陆基、低频、脉冲相位导航体制的中远程精密无线电导航系统。其基本组成为四大部分: 地面设施、用户设备、传播媒介和应用方法。地面设施包括形成台链的一组发射台, 工作区监测站和台链控制中心。一个台链由若干个发射台组成, 其中一个发射台为主台, 其余各台为副台。发射台提供无线电导航信号, 工作区监测站和台链控制中心则监视和控制信号,

使信号满足系统的要求。用户设备指各种导航接收机，用户利用它们可以接收来自发射台的导航信号，进而获取它们所需要的各种定位和导航信息。传播媒介是指无线电导航信号由发射台到用户接收机之间所经过的地球表面和大气条件，包括可能受到的各种自然和人为干扰。应用方法包括为获取定位信息所采用的几何体制、使用的信号形式以及接收机的信号处理技术等。罗兰—C 是一种双曲线无线电导航系统，其基本工作原理是：在工作区内某点接收同一罗兰—C 台链两个发射台的信号到达的时间差，乘以电波传播速度，可换算为距两个台的距离的差值。具有相同距离差的点的轨迹是以发射台为焦点的一条双曲线。用户处于某一条以两个发射台为焦点的地球表面上的一条双曲线上。再利用来自另外两个台的信号的时间差值，又知道用户处于地球表面上的另一条双曲线上。两条双曲线的交点便是用户所在的位置。

罗兰—C 系统的应用领域包括：飞机航线导航、终端导航和非精密进场的航空应用、陆上载体定位和车辆自动调度管理方面的陆地应用、海上与空中交通管制应用、高精度区域性差分应用、精密授时应用和与其他导航系统的组合应用等。目前，拥有罗兰—C 系统的国家除美国外，还有俄罗斯、中国、加拿大、沙特阿拉伯、法国、日本、韩国和西北欧国家等。截止 1996 年，世界上总计有 25 个罗兰—C 台链在工作。

1.2.1.5 奥米伽

奥米伽（Omega）是一种甚低频超远程无线电导航系统，它由分布在全球的 8 个发射台网组成，分别位于挪威、利比里亚、非洲、阿根廷、澳大利亚、日本和美国本土，可为全球绝大部分区域的用户提供全天候定位和导航服务。每个发射台的标称作用距离为 8000nmile。奥米伽是一种双曲线无线电导航系统。其定位精度白天为 1.85~3.70km；夜间 3.70~7.40km。另外，还与用户的几何位置，所用的台，传播修正精度，日或夜，接收机性能等有关。奥米伽系统是一种相对精确的远距导航系统，它可单独使用，也可作为其他导航辅助手段，在军用和商用航线上许多飞机都采用。由于差分奥米伽有更高的精度，它在飞机终端和进场导航，船只的海岸和港口导航，军事应用（如空中加油、精确投放）等方面得到广泛应用。由于卫星导航系统日益成熟和广泛应用，美国已于 1997 年关闭了奥米伽超远程无线电导航系统。

1.2.1.6 多普勒导航系统

多普勒导航系统由多普勒导航雷达和导航计算机组成。其基本工作原理是建立在多普勒效应的基础上的。多普勒雷达是测量航行体速度的一种工具，它常用于为机载系统提供导航辅助。

多普勒雷达工作时，向地面发射窄波束的微波能量，并测量由航行体和地面之间的相对运动而产生的反射信号的频移。根据多普勒效应，在航行体速度为 v ，雷达波束与地面的倾斜角度为 θ 时，频移为 $2v \cos \theta / \lambda$ （ λ 为雷达发射波的波长）。如果已知发射波的波长和倾斜角，可以通过测量频移来估计航行体的速度。通常因为航行体的运动是三维的，

所以最少需要三个波束才能测定航行体的三维运动速度。波束通常指向航行体的前向和后向。现代多普勒系统通常用一个平面阵生成这些波束，天线刚性固定在机身上。每束波束反射的信号单独进行处理，以在计算机处理器中计算航行体的速度分量。为了实现导航，必须把多普勒雷达的速度测量值分解到所选定的导航坐标系。因此需要一个机载航向姿态参考系统（AHRS）。此外，也可以把多普勒敏感器与机载惯性导航系统组合起来，在这种情况下，多普勒速度测量值将与惯性系统所产生的相同量的估值进行比较，以提高惯性导航系统的精度。AHRS 用来提供运载体的航向和姿态信息，它和惯性导航系统非常相似，但它不提供运载体的速度和位置信息。通常它所使用的惯性敏感器的精度较低，因而价格也较低。

多普勒导航系统以来自 AHRS 的飞机航向和姿态角数据为基础，将多普勒雷达提供的地速测量值进行坐标变换，得到飞机在 AHRS 所确定的导航坐标系的三维速度分量（如地理坐标系北向速度、东向速度和垂直速度）。进一步经积分解算便可得出载机的已飞距离和偏航距等信息，再根据起飞地点和目的地的地理坐标进行解算，便可得出飞机当前的地理坐标位置和到达目的地的应飞航向、应飞距离和应飞时间等多种导航信息。

一般情况下，陆地上工作的多普勒雷达的测量精度约为 0.25% 或更高。由于反射率较差（反射信号散射导致测量值的零偏）、波浪运动、潮汐运动和水流的原因，系统在水面上飞行时其性能会下降。但是，这种导航辅助设备可以提供良好的长期稳定性，能限制惯性导航系统所提供的位置和速度估值的误差增长。

多普勒导航系统是一种自主式航位推算导航系统。50 年代到 70 年代，多普勒导航系统大量装备在各类轰炸机、战斗轰炸机、运输机和大型客机等军用和民用飞机上，并应用在航天飞机的软着陆中。现在，该系统除应用于一些特种飞机外，还广泛应用于各类直升机和无人驾驶飞机。

1.2.2 卫星定位导航系统

20 世纪 50 年代末人造卫星的上天以及随后人造卫星技术的发展和运用，为导航卫星系统的产生和发展奠定了基础。1957 年 10 月 4 日，第一颗人造地球卫星入轨运行，次年美国科学家就开始了卫星导航技术与系统的研究。到目前为止，卫星导航系统已发展到第二代，正在进行第三代卫星导航系统的体系和新技术研究。

第一代导航卫星系统是 20 世纪 60 年代建成的美国子午仪（Transit）系统和 70 年代前苏联建立的 Cicada 系统。第二代导航卫星系统是美国的全球定位系统（GPS）、俄罗斯的全球导航卫星系统（GLONASS）和欧洲正在建设的伽利略系统（Galileo）。美国和前苏联分别从 20 世纪 70 年代和 80 年代开始研制第二代导航卫星系统—GPS（Global Positioning System）和 GLONASS（GLObal NAVigation Satellite System）系统，它们分别于 1995 年和 1996 年达到各自的实用水平，且使用在不断地迅猛增长。特别是 GPS 系统

应用已相当广泛,而且随着美国 GPS 政策的改变和 GPS 现代化的发展,GPS 系统的应用在全世界范围内得到了普及。GPS 系统和 GLONASS 系统组合使用的实用化,使卫星导航系统的定位精度和完整性得到很大提高。然而,这两个系统分别由各自军事部门控制,为了打破一个或两个国家军事部门对卫星导航系统的控制、满足民用和各自国家的军事需要,从 20 世纪 90 年代开始,国际民航组织、国际移动卫星组织、欧洲等一直倡导发展完全由民间控制的全球导航卫星系统 GNSS (Global Navigation Satellite System) 和研制地球同步卫星定位导航系统。欧洲多年来一直在争取发展欧洲导航卫星系统,并力图在发展未来 GNSS 中扮演主角。目前,欧洲正在建设伽利略 (Galileo) 导航卫星系统,该系统是一个独立于 GPS 但对其兼容的全球系统,它的建设成功将保证欧洲在发展下一代全球导航卫星系统中发挥充分作用。我国从 20 世纪 80 年代提出建设自己的双星定位导航系统。双星定位导航系统的建设,使我国在卫星导航领域逐步走出了受制于人的境地,具有重要的实用价值和重大的战略意义。我国的“北斗一号”双星定位导航通信系统,分别于 2000 年 10 月 30 日和 12 月 21 日成功发射两颗导航卫星,系统已经投入运行和使用;目前各个部门正在加紧“北斗二代”卫星导航系统的建设、北斗卫星定位导航用户设备的研制及其相关应用技术的研究和试验工作。日本也正在计划建设自己的卫星导航系统 QZSS。美国、欧洲和日本也分别建立了 GPS 的广域增强系统,提高 GPS 应用的可用性、完备性和精度。

可见,随着卫星导航应用的普及,整个世界都在规划和关注未来导航卫星系统的发展。美国和俄罗斯都已确定了下一代导航星的型号,它们分别是 GPS-IIF 和 GLONASS-M 系列,这些卫星在安全性和使用性能上有重大改进。可以预计,一个包括美国、俄罗斯、欧洲、日本及发展中国家参与的世界多卫星导航网络系统将会出现,卫星导航的应用也将深入到各个领域。

以下对几种常用的卫星定位导航系统进行简要介绍。

1.2.2.1 GPS 全球定位系统

1. GPS 的发展历程

1967 年至 1969 年期间,美国国防部着手建立陆、海、空三军使用的新型全球导航卫星系统。美国海军启动了定时/导航卫星系统 (TIMATION) 计划,提出了用伪码测距来代替多普勒测速的构想,并用铯原子钟成功代替石英钟,分别于 1967 年、1969 年和 1974 年相继发射了 3 颗中高轨道 TIMATION 卫星,1977 年又发射了两颗导航技术卫星 NTS-2 和 NTS-3。后者就是 GPS 系统的第一颗卫星,星钟仍用铯钟,GPS 系统时标准是美国海军天文台的铯原子频标组。海军还在 NOVA 卫星上试验了伪码测距技术,取得了相同的定位精度,并将时间同步精度提高到微秒量级。与此同时,美国空军也开始了代号为 621B 的卫星导航系统试验,先发射一颗“静止”卫星,再发射 3~4 颗具有一定轨道倾角的准同步轨道卫星,试验获得成功。1973 年 12 月,美国国防部综合了两军对导航定位的要求,

吸取 TIMATION 和 621B 的优点，批准陆、海、空三军联合研制新一代全天候、空间基导航系统，能满足陆、海、空三军的需要以精确连续地确定部队在地球或近地空间的位置、速度和时间，命名为 NAVSTAR/GPS（NAVigation Satellite for Timing And Ranging/Global Positioning System），简称 GPS。

GPS 系统由 GPS 卫星星座（空间部分）、地面监控系统（控制部分）和 GPS 信号接收机（用户部分）三部分构成。GPS 的建设分三阶段实施：系统方案论证（含设备研制）阶段（1973 年-1978 年），工程研制和试验阶段（1978 年-1989 年），系统作业和应用阶段（1989 年-1993 年）。原计划 GPS 于 1987 年建成，但由于经费等原因，推迟了 6 年左右，且星座由原计划的运行在 3 个倾角为 63° 圆轨道的 24 颗卫星，变为目前的运行在 6 个倾角为 55° 圆轨道上的 24 颗卫星。

1993 年 7 月，美国防部完成了 24 颗 GPS 卫星（GPS Block I/II/IIA）的组网。1993 年 12 月 8 日，GPS 系统具备初始运行能力（IOC）。1995 年 4 月 27 日，GPS 系统达到了完全运行能力（FOC）。建成后的 GPS 系统具有全能性（能为陆地、海洋、航空和航天用户服务，能为各类用户提供精密的位置、速度、时间和姿态）、全球性、全天候、全天时、连续性和实时性的导航、定位和定时功能。1999 年 1 月 25 日，美国又提出对 GPS 进行现代化改进。

自 1978 年 2 月 22 日第一颗 GPS 试验卫星发射成功以来，GPS 卫星已发展了两代，目前美国正在进行第三代 GPS 卫星的研发工作。第一代 GPS 卫星为试验卫星，第二代 GPS 卫星为工作卫星和 GPS 现代化改进卫星，第三代卫星是 GPS III 计划研制的卫星。表 1 为 GPS 卫星的发展概况。

表 1-1 GPS 卫星的发展概况

	卫星用途	卫星类型	卫星数量/颗	发射时间/年
第一代	试验	Block I	11	1978~1985
第二代	工作	Block II, IIA	9, 15	1989~1996
	现代化改进	Block IIR, IIR-M, IIF	9, 12, 33	1997~2010
第三代	GPS III	GPS IIIA, IIIB, IIIC	8, 8, 16	2013~2020

注：A=Advanced，R=Replenishment，M=Military，F=Follow-on

目前，在轨运行和准备发射的 GPS 卫星是第二代卫星 GPSII，主要型号有：Block II、Block IIA、Block IIR、Block IIR-M 和 Block IIF。Block II 卫星的设计寿命为 7.5 年，卫星重量为 885kg，电源功率为 710W，发射的导航信号采取了 SA 措施，星上存储数据及自治工作能力为两星期，星上装有核爆炸探测装置。之后的 Block IIA 卫星与 Block II 卫星相比，增加了星间通信能力；星上带有反光镜，能用于地面激光跟踪；星上存储数据及自治工作能力为 180 天。Block IIR 卫星与 Block IIA 相比，星钟采用了新的原子钟-氢

钟，提高了星间数据链通信能力，卫星具有较强的机动能力和长期的自主导航能力。同时，由于在 Block IIR 设计中有能在核战争中生存的要求，因此，卫星的抗核辐射和抗激光照射能力有了很大提高。另外，卫星的天线经过新的设计，增大了覆盖范围和发射功率，提高了抗干扰能力。Block IIR 的改进型卫星 Block IIR-M，信号发射功率比原有 Block IIR 提高 4 倍，民用和军用信号发射功率均有很大提高；在 L1 和 L2 上播发 P (Y) 码的同时，在 L2 上加载 C/A 码；在 L1 和 L2 两个频率上试验性地加载新的军码 (M 码)。GPS-IIF 卫星的主要设计特点是继承性、灵活性和兼容性。GPS-IIF 可采用中型运载火箭或航天飞机发射；采用模块化设计技术，降低了成本；设计寿命延长到 15 年；增加了惯性基准设备，用户测距误差 (URE) 仅为 3m；具有星间链路和自主导航能力；具备快速在轨机动和重构能力；卫星的导航信号增加了 M 码和 L5 民用信号，信号发射功率比 Block IIR 强 10 倍，具有更强的抗干扰能力。表 1-2 是 GPS II 卫星的主要特征。

表 1-2 GPS II 卫星的主要技术特征

卫星类型	Block II	Block IIA	Block IIR	Block IIR-M	Block IIF
重量 (kg)	885	1500	2000	2000	2170
寿命 (年)	7.5	7.5	10	10	15
星钟	铯钟	铯钟	氢钟	氢钟	氢钟
星间通信	无	有	有	有	有
自治能力 (天)	14	180	180	180	大于 180
抗辐射加固	无	无	有	有	有
卫星发射天线	—	—	改进型	改进型	改进型
星载反光镜	无	有	有	有	有
星载惯性基准设备	无	无	无	无	有
轨道调整能力	弱	弱	较强	强	更强
定轨精度 (m)	一般	较高	高	高	很高 (3)
有无 SA	有	无	无	无	无
导航信号	L1+C/A +P(Y) L2+P(Y)	L1+C/A+ P(Y) L2+P(Y)	L1+C/A+P(Y) L2+C/A+P(Y)	L1+C/A+P(Y)+M L2+C/A+P(Y)+M	L1+C/A+ P(Y)+M L2+C/A+ P(Y)+M 增发 L5 民用信号
信号发射功率	弱	弱	较强	强	更强

美国已经启动了第三代全球卫星定位系统 GPS-III 发展计划。据有关报道称，整个

GPS-III 星座选择优化设计方案, 由 32 颗运行在 3 个轨道面的卫星组成, 其中 GPS IIIA 8 颗, GPS IIIB 8 颗, GPS IIIC 16 颗; 每颗卫星的设计寿命 12 年~15 年, 成本约为 1 亿~1.2 亿美元。与现在的 GPS 卫星相比, GPS-III 卫星的信号精度、抗干扰能力、安全性和可靠性等性能都得到较大提高, 将提供更高精度的定位、导航及授时服务, 为导航和授时服务建立新的世界标准。其定位精度将提高到 0.2m~0.5m。M 码信号的发射功率大大增强, 预计可提高 100 倍以上, 信号强度至少增加 20dB, 并可采用点波束技术, 给正在工作或关注的特别地区发射更大功率的导航信号。此外, GPS-III 还具备交叉链路通信能力, 允许整个 GPS 星座通过一个地面站同步升级; 并可与伽利略系统兼容, 提供更好的准确性、更快的时钟更新速率。

随着军用和民用领域对空间系统、控制系统发展需求的不断提高, Navstar GPS 联合计划办公室正在考虑调整 GPS III 的研发计划, 将其分为相互独立的空间部分和控制部分, 并增加新的系统集成商以负责这两部分的综合集成。调整重点包括: 增加新的民用信号 L1; 能够对包括军用信号在内的所有信号进行全面监测; 扩展地面监测站, 并使之与国家地理空间情报局的系统进行集成; 构建危机警报卫星系统 (DASS), 将之作为全球卫星搜救系统 Cospas-Sarsat 的重要组成部分。

GPS 系统的应用与技术发展一样, 也走了一条螺旋上升的道路。作为一项国防新技术, GPS 系统首先主要用于核潜艇的定位和导航, 此后在几场局部战争中发挥了重要作用, 逐步显示其巨大的军事应用价值, 并创造了巨大的经济和社会效益, 形成了蓬勃发展的 GPS 产业, 成为军、民共用的重要基础设施。同时, GPS 的应用还为大地测量学、地球动力学、地球物理学、天体力学、载人航天和深空探测、全球海洋学和全球气象学提供了一种高精度、全天时和全天候的测量技术, 为促进世界文明和科技进步做出了巨大贡献。

2. GPS 的现代化和新技术

1999 年 1 月 25 日, 美国副总统提出要实现 GPS 的现代化, 其主要目的是更好地满足军事用户和民用用户的要求, 使 GPS 能为美军赢得战争胜利提供更强有力的支持, 并保持 GPS 在全球民用卫星导航领域中的主导地位。下面对 GPS 现代化的产生背景和主要内容进行简要介绍。

(1) GPS 现代化的主要背景

GPS 的现代化主要来自军用和民用用户的需求。军事用户对 GPS 现代化的需求主要有:

- 在未来信息战、电子战环境下, GPS 必须要有更好的抗电子干扰能力;
- 对不同类型的 GPS 用户要能区别对待, 使其有不同的使用范围和权限;
- 要有更短的初始化时间, 提高用户应用的快速响应能力;
- 要和其他军事导航系统和各类武器装备相互配适。

民用用户对 GPS 现代化的需求主要有：

- 改善民用导航和定位的精度；
- 扩大服务的覆盖面和改善服务的持续性；
- 提高系统的完好性；
- 保持 GPS 在全球定位系统中技术和销售的领先地位；
- 注意与现有的和将来的其他民用空间导航系统的匹配和兼容。

(2) GPS 现代化的主要内容

GPS 星座的现代化改进将分三个阶段进行：第一阶段，从 2003 年开始，发射 12 颗改进型 GPS BLOCK II R-M 型卫星，进行星座的更新；第二阶段，从 2005 年底开始，发射 GPS BLOCK IIF 卫星；第三阶段，2012 年开始发射第一颗 GPS Block III 卫星。然而，首颗 GPS II R-M 卫星直到 2005 年 9 月才发射，首颗 GPS III 卫星的预期发射时间也将推迟到 2013 年。

GPS 的现代化主要包括三个方面：一是保护，即更好地保护美方和友方的使用，发展军用码和强化军用码的保密性能，增强抗干扰能力；二是阻止，即阻扰敌对方的使用，可按需施加干扰，如采用选择可用性（SA）、反欺骗（AS）等；三是保持，即保证在有威胁地区以外的民用用户能更精确、更安全地使用 GPS。

衡量卫星导航系统性能优劣的主要技术指标是：可用性、可靠性、精度、完好性、连续性和快速响应性等。为了提高 GPS 的性能，GPS 的现代化将对 GPS 卫星平台、卫星载荷和导航信号、地面设施、接收机等各个方面进行技术改进。对军事用户，主要采取如下技术措施：

- 增加 GPS 卫星发射的信号强度，以提高抗电子干扰能力；
- 在 GPS 信号结构设计中，增加新的军用码（M 码），M 码有更好的抗破译的保密和安全性能，并与民用码分开；
- 军事用户的接收设备比民用设备有更好的保护装置，特别是抗干扰能力和快速初始化能力；
- 研发和采用新的技术，可按需阻止和阻扰敌方使用 GPS。

对民用用户，采取的技术措施主要有：

- 取消 SA，提高普通民用用户的定位精度；
- 在 L2 频道上增发民用码，使民用用户能和军事用户类似采用双频校正，基本消除大气层传播延迟误差，提高民用服务定位精度；
- 增加 L5 民用频率，提高民用用户实时定位的精度和导航的安全性与完好性。

此外，GPS 的现代化还包括：增加卫星数量（增大星座）、增加后向天线；接收机采用开放式结构，实现模块化和标准化设计；使用自适应调零天线和安装选择可用性和抗干扰模块（SAASM），发展 GPS 用户设备识别干扰和抗干扰技术，提高接收机的性能和

抗干扰能力；在美国本土之外增设 6 个监测站；发展和完善各种增强系统等。

随着科学技术的发展，GPS 将不断采用新技术、新方法，提高其性能。为了保持在卫星导航技术与应用领域的霸主地位，美国在不断进行卫星导航理论、技术与应用的创新，谋划下一代卫星导航系统的建设。值得关注的技术新动向有：

(1) 量子定位系统研究：美国麻省理工学院（MIT）的研究人员正在研究一种基于量子的定位系统，称为量子定位系统（Quantum Positioning System, QPS）。这项研究采用具有量子特性的激光取代电磁脉冲，如取得成功，将使卫星导航定位系统产生革命性的突破。QPS 的主要特点是定位精度高、安全性好和抗干扰能力强。测量一个光脉冲传播时延的精度取决于其频谱（脉冲的带宽）和功率（每个脉冲所含的光子数），采用具有量子特性的光子时，脉冲传播时延的测量精度能大大提高。因为黑客和干扰的存在会引起系统中显著的噪声，QPS 可以迅速监测到黑客与干扰的存在，而且使他们得不到任何信息，同时仍然可以完成自身的定位。由于对非量子的噪声不敏感，QPS 能在噪声干扰下工作。

(2) 抗干扰技术的研究：GPS 卫星发射的信号很弱，易于被干扰。美国国防部正在进一步努力增强其基于 GPS 系统的抗干扰能力。目前采用的主要措施包括：SA 和 AS 措施以及增大 GPS 卫星的发射功率（从 30W 提高到 500W），用户采用 GPS/INS 组合的嵌入式组合设备（EGI）；利用伪 GPS 卫星提高抗干扰能力和可用性。在接收机方面，当前两项最为重要的技术是 GPS 接收机应用组件（GRAM）以及选择可用性和抗干扰模块（SAASM）。同时，大力开展软件接收机技术研究。GRAM 是接收机电子插件的一种标准，目的是确保安全性、互通性，减少非标准接口、定义和功能的数目。SAASM 是第二代的 GPS 安全模块，用于保护保密的 GPS 算法、数据和校准，它可集成到接收机应用模块中，提高 GPS 系统的安全性；同时，这种集成技术使 GPS 接收机更易于维护，降低了开发和应用的费用。另外，GPS 接收机可采用自适应调零天线、加装自适应滤波，提高抗干扰能力，并研制直接接收 P（Y）码的军用 GPS 接收机。美国还在研究对敌方的各种平台干扰机进行监视和定位并引导火力进行摧毁等措施，以提高 GPS 系统的抗干扰能力和应用效果。

(3) 伪卫星技术与应用研究：伪卫星是利用活动或固定的无线电设备平台发射或转发 GPS 卫星信号，保证在一些特定地区，特殊用途和特殊用户利用 GPS 导航和定位的精确性和可靠性。美国国防高级研究计划局（DARPA）正在研究采用战场上空的无人机作为 GPS 伪卫星的平台，并使伪卫星信号功率超过敌方干扰信号的功率，从而提高 GPS 应用的效果和抗干扰能力。对用户来讲，只要对现有 GPS 接收机的软件做些改变就可接收和使用伪卫星发射的信号。虽然，无人机的稳定性相当好，不会像战斗机那样机动，但是，任何运动都会使搭载的导航台位置发生变化。因而与采用卫星星座的导航比较，其定位总误差将增大约 20%。DAPRA 在 7500m 高度上的公务机以及约 3000m 高度上的“猎

人”无人机上试验了伪卫星的定位效果，导航精度从采用真 GPS 卫星时的 2.7m 下降到 4.3m。

3. GPS 的定位原理

GPS 的定位过程可描述为：围绕地球运转的人造卫星连续向地球表面发射经过编码调制的连续波无线电信号，信号中含有卫星信号准确的发射时间，以及不同的时间卫星在空间的准确位置（由卫星运动的星历参数和历书参数描述）；卫星导航接收机接收卫星发出的无线电信号，测量信号的到达时间，计算卫星和用户之间的距离；用导航算法（最小二乘法或滤波估计方法）解算得到用户的位置。可见，如何准确描述卫星位置、测量卫星与用户之间的距离和解算用户的位置是 GPS 定位导航的关键。

GPS 定位的基本几何原理为三球交会原理：如果用户到卫星 S_1 的真实距离为 R_1 ，那么用户的位置必定在以 S_1 为球心， R_1 为半径的球面 C_1 上；同样，若用户到卫星 S_2 的真实距离为 R_2 ，那么，用户的位置也必定在以 S_2 为球心， R_2 为半径的另一球 C_2 上，用户的位置既在球 C_1 上，又在球 C_2 上，那它必定处在 C_1 和 C_2 这两球面的交线 L_1 上。类似地，如果再有一个以卫星 S_3 为球心， R_3 为半径的球 C_3 ，那用户的位置也必定在 C_2 和 C_3 这两个球面的交线 L_2 上。用户的位置既在交线 L_1 上，又在交线 L_2 上，它必定在交线 L_1 和 L_2 的交点上。

GPS 系统定位的代数原理是：用户接收机与卫星之间的距离为

$$R = \sqrt{(x_1 - x)^2 + (y_1 - y)^2 + (z_1 - z)^2} \quad (1-1)$$

式中， R 为卫星与接收机之间的距离； x_1, y_1, z_1 表示卫星位置的三维坐标值； x, y, z 表示用户（接收机）位置的三维坐标值；其中 R, x_1, y_1, z_1 是已知量， x, y, z 是未知量。如果接收机能测出距三颗卫星的距离，便有三个这样的方程式，把这三个方程式联立起来，便能解出接收机的 x, y 和 z 这三个未知数，从而定出用户（接收机）的位置。

实际上，用户接收机一般不可能有十分准确的时钟，它们也不与卫星钟准确同步，因此用户接收机测量得出的卫星信号在空间的传播时间是不准确的，计算得到的距离也不是用户接收机和卫星之间的真实距离，这种距离叫做伪距。假设用户接收机在接收卫星信号的瞬间，接收机的时钟与卫星导航系统所用时钟的时间差为 Δt ，则公式(1-1)将改写成

$$R = \sqrt{(x_1 - x)^2 + (y_1 - y)^2 + (z_1 - z)^2} + c \cdot \Delta t \quad (1-2)$$

式中， c 是电波传播速度（光速）； Δt 是个未知数。只要接收机能测出距四颗卫星的伪距，便有四个这样的方程，把它们联立起来，便可以解出四个未知量 x, y, z 和 Δt ，即能求出接收机的位置和准确的时间。

当用户不运动时，由于卫星在运动，在接收到的卫星信号中会有多普勒频移。这个频移的大小和正负是可以根据卫星的星历和时间，以及用户本身的位置算出来的。如果

用户本身也在运动, 则这个多普勒频移便要发生变化, 其大小和正负取决于用户运动的速度与方向。根据这个变化, 用户便可以算出自己的三维运动速度, 这就是 GPS 测速的基本原理。另一种求解用户速度的方法是, 知道用户在不同时间的准确三维位置, 用三维位置的差除以所经过的时间, 求解用户的三维运动速度。

综上所述, GPS 卫星导航系统可以给出用户准确的三维位置、三维速度和时间信息。另外人们还在研究利用 GPS 载波相位进行高精度定位和姿态确定问题。利用载波相位测量技术, 可使定位精度达到 cm 甚至 mm 级。这方面原理已经突破, 非实时应用已无问题, 在测绘中还能用作动态测量, 通过进一步努力, 还可用于导航。用载波相位测量载体的航向与姿态角 (俯仰与横滚) 也可达到很高的精度。

4. 差分 GPS 和相对 GPS

差分技术是基于同一时空区域误差的相关性, 利用一个测站对两个目标的观测量、两个测站对一个目标的观测量或一个测站对一个目标的两次观测量之间进行求差, 消除公误差, 提高测量精度的方法和技术。

差分 GPS 技术需要使用一台位于测定位置的接收机, 至少还要有另外一台接收机, 且接收机之间要有精确的高速数据链。差分 GPS 是把一台基准 GPS 接收机放置在位置已精确测定的点上, 将其测量或定位结果与其对应的准确值进行比较, 以求得 GPS 在该点的定位或测量误差, 再将这些误差值通过通信链路发播出去, 附近的其他 GPS 接收机在接收到来自基准站的误差信号后, 修正自己的测量和定位结果, 就可以显著减小定位和测量误差。随着用户接收机和基准站之间距离的增大, 这种修正作用越来越小; 如果可见的卫星不相同, 尤其如此。

相对 GPS (RGPS), 是利用在近距离范围内工作的两台或多台 GPS 接收机测量量和其他导航信息的相关性, 采用差分技术消除或减少 GPS 定位误差的影响, 以获取两个或多个接收机之间较高精度相对运动状态的定位技术。相对定位与传统差分定位的主要区别是: 差分 GPS (DGPS) 定位需要两个 (或多个) 接收机中一台接收机的准确绝对位置或速度, 以确定另一台接收机同等级精度的绝对位置或速度; 而 GPS 相对定位不需要知道其中任何一台接收机的精确绝对位置或速度信息, 侧重于给出两台接收机间准确的相对位置或速度; 在传统的 DGPS 定位中, 基准站发送的是 GPS 测量量或定位导航解的误差校正信息; 而相对定位中基准站直接发送 GPS 测量信息或定位导航解。因此, 与传统的实时 DGPS 相同, 在 GPS 相对定位中, 需要在接收机之间建立数据通信链路, 以传递各 GPS 接收机的定位结果 (位置、速度、姿态、时间和有关选星信息等) 或 GPS 接收机的原始测量信息 (伪距、伪距率、载波相位等)。

利用 GPS 的定位结果和观测量, 可形成多种相对 GPS 定位方案。这些观测量可以先进行绝对定位以求解各自接收机的绝对状态, 然后进行相对定位, 称这种相对定位为位置差分相对定位; 这些观测量可以直接进行差分, 作为新的观测量进行相对导航, 称其

为原始测量量差分相对定位，如伪距差分相对定位、载波相位差分相对定位、伪距或载波相位的多重差分相对定位等；这些观测量可以某种组合或综合的方式进行相对定位，如载波相位平滑伪距的位置差分相对定位、载波相位平滑的伪距差分相对定位、伪距/载波相位组合相对定位等。还可将上述相对定位方法综合起来序贯交替使用，如两个接收机载体间距离较远时，应用位置差分相对导航求解相对运动状态；在距离较近时，应用原始测量量差分进行相对定位，以发挥不同相对定位的特点，获得高的相对定位精度。另外，还可将 GPS 定位结果或测量信息与载体相对运动动力学方程相结合，进行相对运动状态的最优估计，以提高相对导航的精度，称这种方法为相对滤波定位。在这些相对定位方法中，位置差分相对定位、伪距差分相对定位和载波相位差分相对定位是 GPS 相对定位最常用和最基本的技术和方法。

在两台或多台 GPS 接收机中使用相对 GPS 技术的目的是为了抵消两台接收机所共有的类似零偏的相关误差，提高相对定位精度。这要求所有 GPS 接收机观察同一组卫星。即使如此，并非所有的误差源都是完全相关的，而且被认为是相关的误差间的相关性随接收机之间距离的增大而减小。此外，所谓的相关误差也随时间而慢慢变化，因此，如果修正量计算和修正应用之间有时间延迟，则由于补偿错误，也会造成一个附加误差。目前，RGPS 的相对定位精度小于 1m 或更高。

1.2.2.2 GLONASS 全球导航卫星系统

GLONASS 是由前苏联研制后由俄罗斯继续完善的全球导航卫星系统。从 1982 年 10 月 12 日发射第一颗卫星开始，历经 13 年，于 1996 年 1 月 18 日实现满星座 24 颗卫星正常播发信号。至此，GLONASS 可以实现全球、全天候、连续实时地为用户提供三维位置、三维速度和时间信息。

俄罗斯的 GLONASS 系统与美国的 GPS 类似，都是使用 24 颗卫星星座，用户都是利用测量至少四颗卫星的伪距和伪距变化率的方法，以确定其精确三维位置、三维速度和时间。GLONASS 和 GPS 一样使用两种码，一种军用码，一种民用码。民用码也是向全世界用户无条件开放，但不采用降低精度的选择可用性（SA）措施，因此能达到 40m 左右的定位精度，高于加有 SA 的 GPS 的标准定位服务（SPS）精度。

但 GLONASS 与 GPS 相比也有差别。首先是星座布局不同，GLONASS 的 24+3 颗卫星布局在倾角为 64.8° 的 3 条轨道上，而 GPS 卫星布局在倾角为 55° 的 6 条轨道上。3 条轨道的方案使卫星在地球极区的几何分布较 6 条轨道要好。因此对于在高纬度活动的用户和国家较为有利。反过来 6 条轨道的方案在中等和低纬度区域几何分布较好。两种系统的卫星发射的信号结构和频率也不一样，GPS 使用码分多址技术，信号载频只有 L1 和 L2 两个；GLONASS 用频分多址技术，即每颗卫星用自己独特的载频广播信号。GLONASS 采用伪随机码长度比 GPS 短一半，而码率又比 GPS 的码率低一倍。GPS 系统时与世界协调时相关联，而 GLONASS 则与莫斯科标准时相关联。两种系统的星历参数

也不一样，GPS 卫星广播的是扩展形式的 6 个开普勒轨道参数；而 GLONASS 卫星广播的是卫星的直角坐标（ x 、 y 、 z ）、速度分量（ \dot{x} 、 \dot{y} 、 \dot{z} ）和加速度分量（ \ddot{x} 、 \ddot{y} 、 \ddot{z} ）9 个参数。更重要的是两种导航系统所用的坐标系不一样，GPS 用的是 WGS-84 坐标系，而 GLONASS 用的是 PZ-90 坐标系。这两种坐标系意味着所用的地球参考模型不一样，原点不重合在一起，这是因为俄罗斯用这种坐标系后，地球模型与俄罗斯部分的地球表面拟合更好一些。表 1-3 对 GPS 系统和 GLONASS 系统的某些参数进行了比较。

表 1-3 GLONASS 和 GPS 系统的比较

参 数	GPS	GLONASS
星座及卫星轨道		
卫星数（颗）	24	24
卫星分布轨道面数	6	3
每轨道卫星个数	4	8
相邻轨道卫星相位差	40°	15°
轨道倾斜角	55°	64.8°
轨道长半轴	26560km	25510km
轨道高度	20200km	19100km
偏心率	<0.01	<0.01
轨道周期	11h58min	11h15min
卫星及其载荷		
卫星钟	铯钟和铷钟各两台	三台铯钟
卫星钟基频	10.23MHz	5.0MHz
太阳能电池帆板	7.2m ²	7m ²
姿态控制	三轴稳定	三轴稳定
推进系统	有	有
发射天线	多波束天线	
载波频率	L ₁ =1575.42MHz L ₂ =1227.60MHz	L ₁ =1602+K×0.6525KHz L ₂ =1246+K×0.4375KHz
遥控遥测天线	S 波段	
卫星形体	柱形，直径 1.5m	柱形，高 3m
导航信号及导航电文		
卫星信号区分	CDMA	FDMA
L ₁ 调制信号	C/A 码	C/A 码一种
	P 码，可采用 w 码变成 Y 码防干扰	P 码，军用码
	导航电文	导航电文
L ₂ 调制信号	P 码	P 码
	导航电文	导航电文
测距信号	伪随机噪声码	伪随机噪声码
测距码格式	格尔德码	M 序列
C/A 码码长	1023bit	511bit
C/A 码码率	1.023MHz	0.511MHz
C/A 码周期	1ms	1ms
C/A 码功率谱带宽	±10.23MHz	±0.511MHz
P 码码长	6.87104×10 ¹²	5.11×10 ⁶
P 码码率	10.23MHz	5.11MHz

P 码功率谱带宽	$\pm 0.23\text{MHz}$	$\pm 5.11\text{MHz}$
星历数据	卫星轨道开普勒参数	卫星地心直角坐标 x, y, z 及其速度和加速度分量
坐标系统	WGS-84	PZ-90
时间系统	GPS 时间, 与原子时差 19 秒, 与世界协调时采用跳秒办法	采用俄罗斯维持的世界协调时 UTC(SO)为基准。

据报道, GLONASS 系统需要大约每年 3900 万美元来保证其基本功能。由于经济原因, 俄罗斯难以维持 GLONASS 的正常运行, 如果没有资金支持用于新星补充发射, 这个系统会很快崩溃。因此, 俄罗斯建议与欧盟共有这个系统, 并提供它的有价值的频率以换取发射新卫星的费用。1999 年 2 月 18 日俄罗斯总统叶利钦决定同意军民共同分享控制 GLONASS, 希望这样能吸引投资来挽救困难重重的 GLONASS 导航系统。并希望使 GLONASS 成为 GNSS 系统的基础, 他责成俄罗斯空间局和俄军方共同确定哪些民用组织可以使用该系统以及可以怎样使用这个系统。他还授权建立一个军民联合组织来控制、维护和使用该系统。

1.2.2.3 欧洲导航卫星系统

欧洲多年来一直在争取发展欧洲导航卫星系统, 并力图在发展未来民用 GNSS 中扮演主角。其长期目标是要建设一个完全受控于民间方面的全新导航卫星系统 GNSS-2。GNSS-2 计划分三个阶段实施: 第一步是欧洲静止导航覆盖系统 (EGNOS), 由 GPS 和 GLONASS 加上欧洲的陆基与星基增强系统组成; 第二步是建立欧洲导航卫星系统 (ENSS), 由 12 个倾斜地球同步轨道 (IGSO) 卫星加上 3 个地球静止轨道 (GEO) 卫星组成; 第三步是建立 GNSS-2, 有两种代表性的方案, 一种是德国提出的包括 36 个 IGSO 卫星和 9 颗 GEO 卫星的全球性系统, 另一种是法国提出的由在 1500km 高度的 56 到 63 颗卫星组成的革新欧洲导航系统 (INES)。

目前, 欧洲卫星导航系统已正式立项, 取名为伽利略 (GALILEO) 全球卫星导航系统。卫星星座倾向于由 30 颗距地面 23000km、分布在倾角为 $55^\circ \sim 60^\circ$ 的 3 个轨道面上的卫星系统组成。系统信号设计充分考虑与其他卫星导航系统的兼容性。系统建成后提供三种服务模式: 一般目的服务 (免费); 商业服务 (付费增值服务, 密码控制); 公共事业服务 (高度安全、高度完好和有保障的服务。如与生命息息相关及其他关键领域, 搜索营救等。采用密码控制)。GALILEO 计划分三个阶段实施: 2001~2005 年为研究开发与在轨验证阶段; 2006~2007 年为星座部署阶段; 2008 年后为投入使用阶段。目前, GALILEO 系统的建设比原计划推迟 2 年左右, 预计 2010 年会投入使用。

1.2.2.4 INMARSAT 系统

INMARSAT 系统是由国际移动卫星组织 (原名国际海事卫星组织, 简称 INMARSAT) 筹建。最初, 该系统仅具有卫星通信能力, 在其 4 颗 INMARSAT-2 型卫星于 1992 年全部投入运营后, 便着手改进 INMARSAT 卫星的设计, 主要是在其上加装卫星导航舱, 向

用户提供导航定位能力。1996年4月3日,首颗INMARSTA-3卫星发射成功。INMARSTA-3卫星上安装有导航转发器,它向用户提供由地面送来的完整性信息、距离信号和广域差分修正信息,以此来增强GPS的功能,进一步扩大和改善GPS的覆盖情况,提高定位精度和可靠性;同时发射类似于GPS的导航信号,使其在向全球提供通信服务的同时,也具备了导航定位能力。新型的INMARSTA-4卫星将配备功能更强的导航舱,使其比INMARSTA-3卫星更象一个独立的导航卫星系统。

1.2.2.5 双静止卫星定位通信系统

双静止卫星导航定位(简称双星定位)是利用两颗地球同步卫星作信号中转站;用户收发机接收一颗卫星(主星)转发的地面中心站测距信号,并向两颗卫星同时发射信号作应答;地面中心站根据两颗卫星转发的用户的同一个应答信号以及其他数据计算用户位置,然后把计算出的位置和其他导航信息通过一颗卫星转发至用户;用户收发机在允许的时间或规定的时间后,接收到卫星转发的信息,从而实现用户自身的定位和导航。用户的点位是利用卫星位置、用户至卫星的斜距以及用户的大地高计算出来的。

双星定位系统的原理如图1-2所示。地面中心站C通过卫星 S_1 (或 S_2)向用户发射询问信号,用户接收并转发应答信号,应答信号再通过 S_1 , S_2 卫星返回地面中心站。中心站根据发出询问信号时刻和应答信号返回中心站的时刻,可测量出两条信号路径的距离和,即

$$\begin{aligned} D_1 &= 2(r_{s1} + r_1) \\ D_2 &= (r_{s1} + r_1 + r_2 + r_{s2}) \end{aligned} \quad (1-3)$$

当中心站和卫星位置为精确已知时(即 r_{s1}, r_{s2} 已知时),可计算出用户至卫星 S_1, S_2 的距离 r_1 和 r_2 。这两个距离值确定了两个定位球,用户一定在以卫星为中心,以 r_1 和 r_2 为半径的球面上。如用户在地面上,则第三个位置面即为地球椭球面。用这三个位置面即可对用户定位。地面中心站计算出用户位置后再通过卫星 S_1 传送给用户。

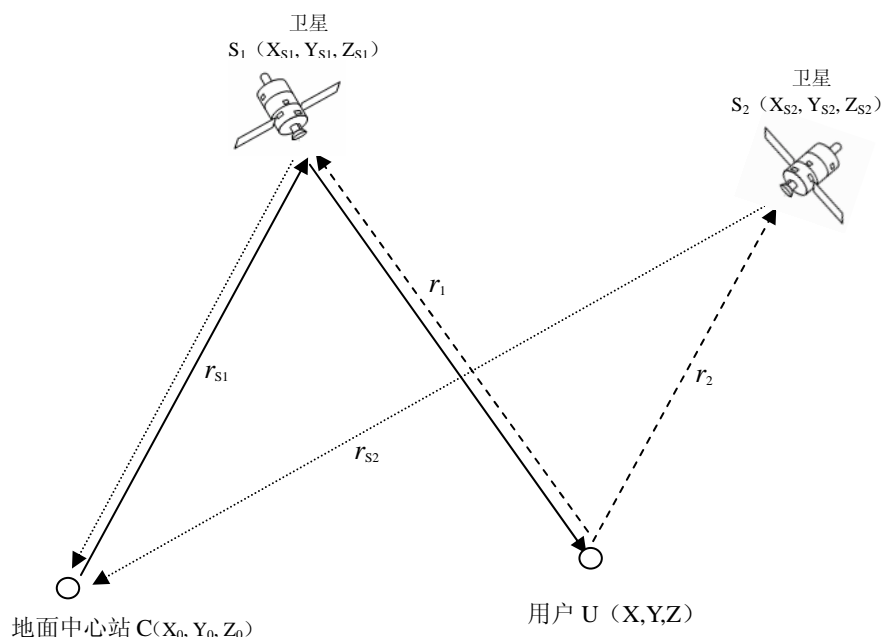


图 1-2 双星测距定位原理图

典型的双星定位系统有美国的 GEOSTAR 系统、欧洲的 LOCSTAR 系统和我国的“北斗”双星定位导航系统。GEOSTAR 由沿赤道均匀分布的 6 颗地球同步卫星、地面中心站和用户设备组成。地面中心站用 6500MHz 的频率向一颗卫星发射询问信号，卫星接到询问信号后将它转换为 2492MHz 的信号向各用户转发。用户收到卫星信号后随即做出响应，发出 1618MHz 的应答信号，经 GEOSTAR 两颗卫星转发，将其送回到地面中心站。中心站根据发出访问信号的时刻和应答信号返回的时刻可计算出各卫星至用户的距离，进而确定出用户的位置。GEOSTAR 的特点是卫星数量少、结构简单；主要工作集中在地面中心站，用户设备简单、价格低廉；同时具有定位和通信服务能力。我国于 20 世纪 80 年代中期提出并拟定了发展双星定位系统计划，其工程代号取名为“北斗一号”。该系统是利用地球同步卫星对目标实施快速定位，同时兼有报文通信和授时定时功能的一种新型、全天候、高精度、区域性的卫星导航定位系统。

1.2.2.6 GNSS 系统

国际民航组织（ICAO）认识到了卫星导航的巨大优越性，积极倡导在国际民用航空中加以采用，并以此为基础构筑全新的空中交通管制体制（CNS/ATM 系统）。为了打破一两个国家独霸卫星全球导航系统的被动局面，保证卫星导航的服务可靠性，他们提出了逐步发展全球导航卫星系统（GNSS）的构想。这个构想将分步实施，最终建立一个全球性的位置和时间的测定系统，包括一个或几个卫星星座、机载接收机和系统完好性监

视系统设备。首先将建立与完善由 GPS+GLONASS+INMARSAT+GAIT+RAIM 组成的混合系统。其中 GAIT 为地面增强和完好性监视系统, RAIM 为接收机完善性监视系统。该混合系统建立后, ICAO 将允许在某些特定空域内将 GNSS 作为单一导航手段运行。之后, 将建设纯民间 GNSS 系统, 建成后的 GNSS 将拥有 30 颗中高圆轨道卫星 (ICO) +6~8 颗双用静止卫星, 不仅能提供与 GPS 和 GLONASS 系统类似的导航定位功能, 还能同时具有全球卫星移动通信的能力。

目前, 利用 GPS 和 GLONASS 的双系统卫星导航技术已经达到了实用化。使用两个卫星星座, 用户可以得到的用于导航和定位解算的卫星数量翻倍。而且, 可以从这两个系统的接收信号得到更多的好处:

- (1) 能够监控导航解算的完整性, 这对于注重安全的应用, 如民用航空来说是至关重要的;
- (2) 极大提高了几何精度因子(GDOP);
- (3) 由于两个系统在不同频率上工作, 所以减小了对干扰的敏感性。

综上所述, 随着美国 GPS 和俄罗斯 GLONASS 系统的完善和现代化、欧洲 GALILEO 卫星导航系统建成和使用、以及中国北斗卫星导航系统和日本 QZSS 导航系统的建设, 一个可以满足全球用户使用的多卫星系统兼容的 GNSS 时代即将到来。

1.2.3 惯性导航系统

惯性导航系统 (INS-Inertial Navigation System), 简称惯导系统或惯导, 其基本工作原理是以牛顿力学定律为基础的。运载体在空间的运动可分解成载体绕其质点的旋转运动和质点的平移运动。当仅考虑载体的平移运动时可把载体视为质量为 m 的质点 P 。设在惯性坐标系 i 中, 质量为 m 的质点 P 的位置矢为 \bar{r} 。则由牛顿第二定律有

$$\mathbf{F} = m \frac{d^2 \mathbf{r}}{dt^2} \bigg|_i \stackrel{\Delta}{=} m \ddot{\mathbf{r}} \quad (1-4)$$

其中, $\mathbf{F} = \mathbf{F}_{\text{非引}} + \mathbf{F}_{\text{引}}$ 。 $\mathbf{F}_{\text{非引}}$ 为非引力外力, 如发动机的推力, 空气阻力等, $\mathbf{F}_{\text{引}} = \text{引力外力} = m\mathbf{G}$, \mathbf{G} 为地球引力加速度。这样有

$$\frac{d^2 \mathbf{r}}{dt^2} \bigg|_i = \frac{\mathbf{F}_{\text{非引}}}{m} + \mathbf{G} = \mathbf{f} + \mathbf{G}$$

定义 \mathbf{f} 为比力, 即单位质量上所受的非引力外力, 它具有加速度的量纲。根据推导

$$\mathbf{f}^n = \dot{\mathbf{v}}_e^n + (2\bar{\omega}_{ie}^n + \bar{\omega}_{ne}^n) \times \mathbf{v}_e^n - \mathbf{g}^n \quad (1-5)$$

$\dot{\mathbf{v}}_e^n$ 是载体对地速度在导航坐标系 n 中的变化率。在 INS 中利用陀螺仪建立导航坐标系 n ,

利用加速度计测量在 n 系中分解的比力 \mathbf{f}^n 。这样, 可由 \mathbf{f}^n 求得 $\dot{\mathbf{v}}_e^n$, 对 $\dot{\mathbf{v}}_e^n$ 进行一次积分, 可得载体对地速度 \mathbf{v}_e^n ; 再进行一次积分, 可得载体的经度 λ 和纬度 L , 即位置。即

$$\mathbf{f}^n \rightarrow \dot{\mathbf{v}}_e^n \rightarrow \int \rightarrow \mathbf{v}_e^n \rightarrow \int \rightarrow \begin{matrix} \lambda \\ L \end{matrix}$$

可见, INS 是个积分求解的定位系统。它主要由加速度计、陀螺与惯导平台(物理的或数学的)、导航计算机、导航算法和补偿算法、控制显示器和供电系统等组成。由安装于载体内部的加速度计和陀螺仪(通常是由三个加速度计和三个陀螺, 组成惯性测量单元)测量载体相对于惯性空间的比力(从中可以提取载体运动的加速度)和角速度, 计算载体的三维位置、速度和姿态信息。其中, 加速度计用来测量载体运动的加速度; 陀螺与平台模拟一个导航坐标系, 给加速度计提供测量坐标基准, 并给出载体的姿态和方位信息; 导航计算机及导航算法, 完成导航参数和指令值的计算; 控制显示器给定初始参数及系统需要的其他参数, 显示各种导航信息。

惯性导航是一种不依赖于任何外部信息、设施或基准, 也不向外部辐射能量的自主式导航系统; 具有很强的抗干扰能力, 隐蔽性好; 可以提供完备、连续及高数据更新率的导航信息, 是军用武器系统中首选的一种导航设备, 在航空、航天、航海和许多民用领域都得到了广泛应用。惯性导航是一种航位推算导航系统, 由于陀螺漂移和加速度表误差, INS 误差将随时间增长。INS 精度还依赖于初始对准的水平。典型 INS 的位置精度是 $CEP_{Rate} = 1.85\text{km/h}$, 速度精度是 0.76m/s(rms) , 横滚角 $0.05^\circ(\text{rms})$, 偏航角 $0.1^\circ(\text{rms})$, 数据率 $\geq 50\text{Hz}$ 。目前提高 INS 导航精度的途径主要有两个: 一是提高惯导系统本身的精度, 二是采用将其它导航传感器或系统与 INS 进行综合构成组合导航系统。提高惯导系统本身的精度, 主要依靠采用新材料、新工艺和新技术, 提高惯性器件的精度, 或研制新型高精度的器件; 而组合导航则主要通过软件技术来提高导航精度。实践证明, 采用组合导航是提高惯导系统精度的一种行之有效的方法, 是目前惯性导航技术研究的重点之一。

惯性导航系统从结构上可分为平台式惯性导航系统和捷联式惯性导航系统(SINS—Strapdown Inertial Navigation System)两大类。图 1-3 给出了平台式惯性导航系统和捷联式惯性导航系统中惯性传感器或惯性测量单元的安装示意图。

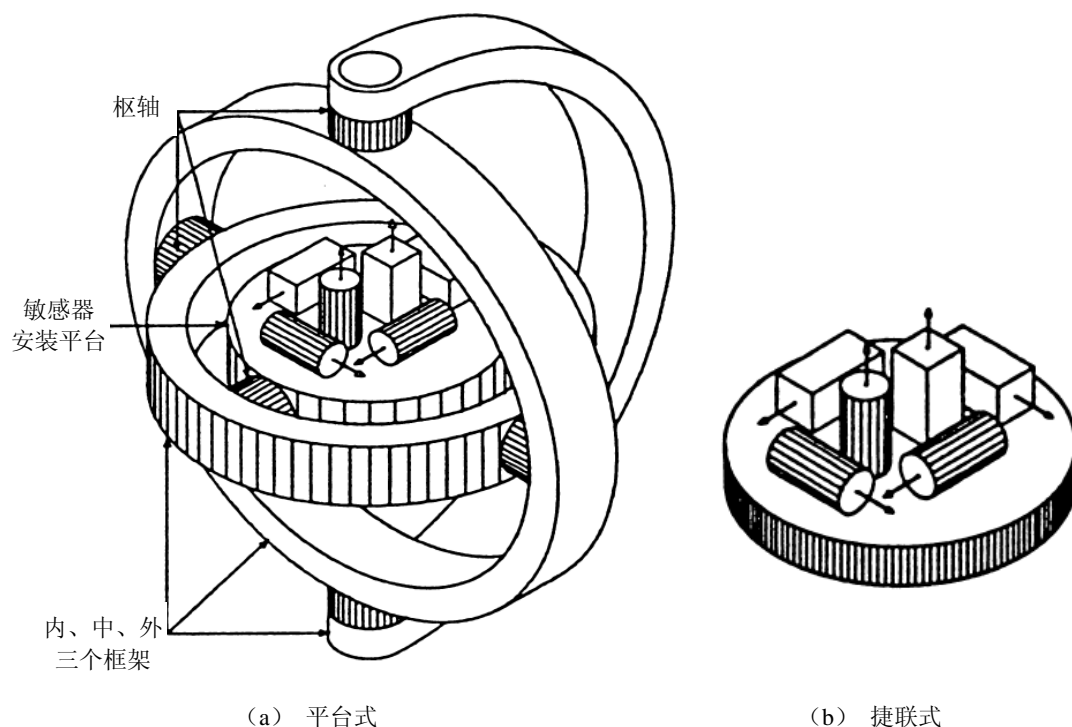


图 1-3 惯性导航系统中惯性敏感的安装示意图

平台式惯导以陀螺为测量元件通过三个框架形成一个不随载体姿态和载体在地球上的位置而变动的物理稳定平台，保持着指向东、北、天三个方向的坐标系。固定在平台上的加速度计分别测量出在这三个方向上的载体加速度，将其对时间一次和二次积分，从而导出载体的速度和所经过的距离。载体的航向与姿态（俯仰和横滚）由陀螺及框架构成的稳定平台输出。图 1-4 给出了平台式惯导系统的原理框图。可以看出，平台式惯导系统一方面为了克服作用在平台上的各种干扰力矩，平台需要有以陀螺仪作为敏感元件的稳定回路；另一方面，为了能跟踪导航坐标系在惯性空间的转动，平台还需要有从加速度到导航计算机再到陀螺仪并通过稳定回路形成的跟踪回路。平台式惯性导航系统中惯性测量仪表工作条件较好，平台能直接建立地理坐标系，导航计算量小，导航精度高，但机械电气结构复杂，尺寸大，成本高。

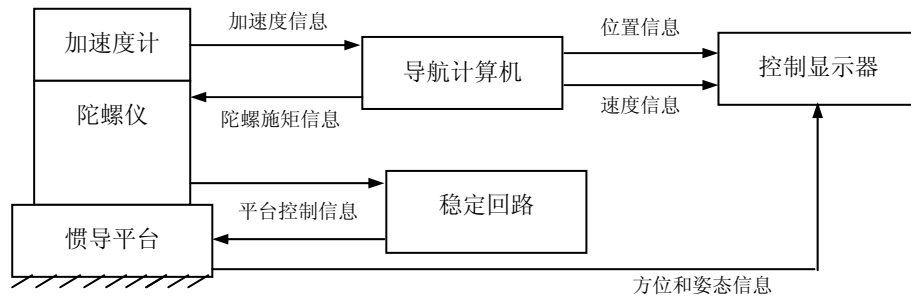


图 1-4 平台式惯导系统的原理框图

捷联式惯性导航系统将陀螺和加速度计直接固连在运载体上。图 1-5 给出了捷联式惯导系统的原理框图。惯性传感器输出的是载体相对于惯性空间的加速度和角速度，由计算机将载体坐标系下测得的数据变换到导航坐标系中再进行导航计算。因为导航计算是以参考坐标系（导航坐标系）为参照来确定载体的位置、速度、姿态等运动参数，坐标变化和姿态角计算实际上起到了平台式惯导系统的稳定平台的作用，所以也称之为“数学平台”。在捷联系统中，复杂的机电平台被计算机数学平台所取代，因此结构简单、体积小、重量轻、成本低、可靠性高、维护简单，还可以通过余度技术提高其容错能力。但随之而来的是计算量庞大，陀螺和加速度计不但要经受载体的线振动，而且还要经受载体的角振动，工作环境恶劣，动态误差严重。因此，要将平台式惯导使用的陀螺直接用于捷联式惯导是极为困难的。

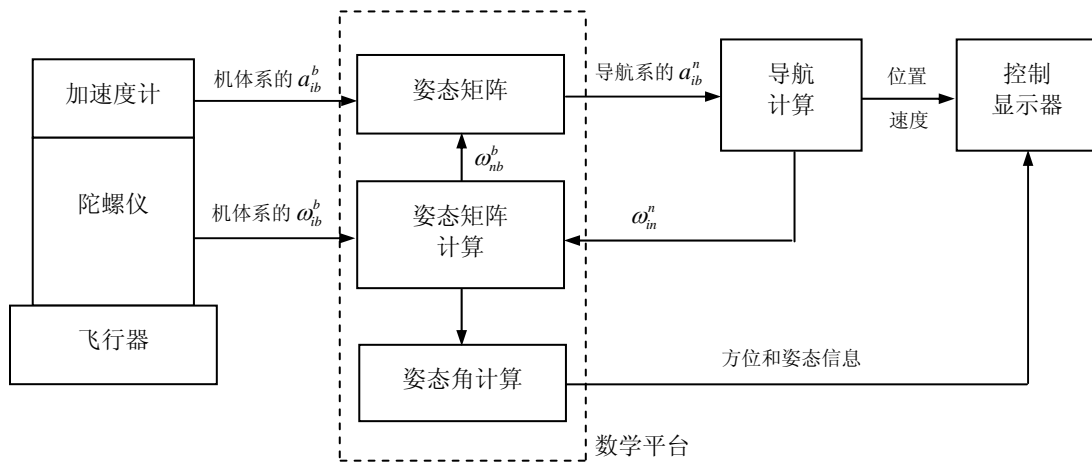


图 1-5 捷联式惯导系统的原理框图

随着激光陀螺的出现和逐步走向成熟，计算机技术的快速发展和日益完善，使捷联式惯导系统走向成熟而且其优越性越来越明显。激光陀螺（特别是环形激光陀螺）有非常好的比例系数线性度，可承受和测量的角速率高，动态误差小，是捷联式惯导系统理想的测量元件。目前，采用激光陀螺构建的捷联式惯导系统的精度达到了与平台惯导可

比拟的水平。而它的平均故障间隔时间可达几千小时，体积、重量、功耗都比平台惯导小，价格也更低廉，所以当前所有的军用和民用飞机在改装或更换设备时，几乎都选择了激光陀螺捷联式惯性导航系统。

另外，随着光纤陀螺和微机械惯性传感器的研制成功和广泛使用，捷联式惯导系统还在不断发展。

1.2.4 地面跟踪雷达

地面(或海面)跟踪雷达站可用来对飞行中的飞机或导弹进行视线观测。这些观测量通常为航行体的距离、仰角和方位，如图 1-6 所示。测量值通常相对于当地参考坐标系给出，当地参考坐标系通常是跟踪雷达所在位置的当地水平当地垂直 (LHLV) 地理坐标系。这些测量数据可以通过数据链路发送给航行体，进行导航和制导。也可以将这些测量值与机载或弹载导航系统提供的相应参数的计算值进行比较，用于修正机载或弹载惯导系统。

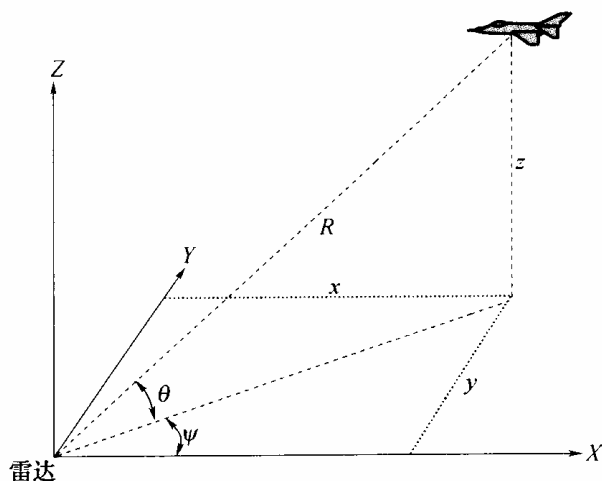


图 1-6 地面雷达的测量值

航行体飞行的距离 (R)、方位 (φ) 和仰角 (θ) 的测量值可用航行体的笛卡儿位置坐标 (x, y, z) 表示如下:

$$\begin{aligned} R &= \sqrt{x^2 + y^2 + z^2} \\ \varphi &= \arctan\left(\frac{y}{x}\right) \\ \theta &= \arctan\left(\frac{z}{\sqrt{x^2 + y^2}}\right) \end{aligned} \quad (1-6)$$

与地面跟踪雷达测量相似的测量设备还有机载雷达、机载光电组合测量设备、前视红外系统等。它们的测量值均可以用来辅助机载或弹载惯导系统。

1.2.5 地形辅助与数据库参考导航系统

地形辅助导航（TAN—Terrain Aided Navigation）是利用地形、地物和地貌特征进行导航的总概念。地形辅助导航的基本工作原理是：在系统中存储有飞行器所要飞越地区的三维数字地图；在飞行过程中，系统利用地形特征传感器得出飞行器正下方的地形剖面图或其他特征；系统将所存储的数字地图与测得的地形剖面相比较，当达到匹配时，便求出了飞行器所在点的位置。一个实用的地形辅助导航系统通常由地形特征传感设备、推算导航设备、数字地图存储装置和数据处理装置四部分组成。地形特征传感设备（如雷达高度表、气压高度表和大气数据计算机）测量出飞行器下方的地形剖面或其它特征，推算导航设备（如 INS，多普勒导航雷达）估算出地形特征位置，再以这个估算位置为基础，在数字地图存储装置中搜索出能与测得的地形特征有最好拟合的地形特征，这个地形特征在数字地图中所处的位置，便是飞行器的精确位置，然后再通过卡尔曼滤波器用这个精确位置数据对推算导航设备（如 INS）进行修正，如此不断迭代，就能使飞行器连续不断获得任时刻的精确位置。图 1-7 是地形辅助导航的原理框图。

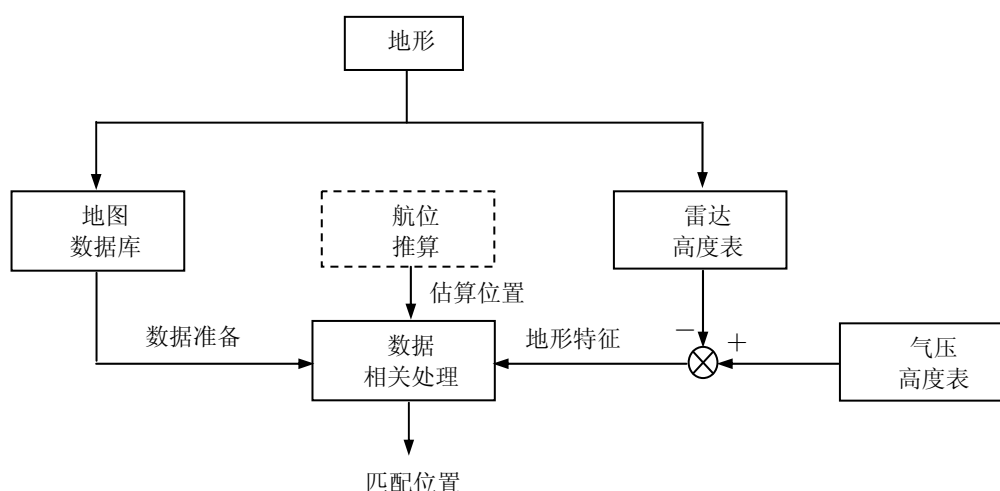


图 1-7 地形辅助导航的原理框图

地形辅助导航系统把地形（图）数据库、地形（图）匹配技术和航位推算导航技术相结合，是一种精确的自主式全天候导航系统，很难被发现和干扰，可在电子对抗环境下很好地工作；同时地形辅助导航系统不依赖于目前仅由少数国家军事部门控制的卫星导航系统，特别适于低空突防和超低空飞行的要求；地形辅助导航本身基本上是一种软件功能，它无法独立提供任何导航信息，通常以附加的模块或软件的形式装入现有的导

航装置或新的导航设备中，仅在导航处理器中附加少量的运行软件；与通常的组合导航系统相比，地形辅助导航只增加了大容量存储器这一硬件，成本低，而导航精度却能提高近一个数量级，达到十几米的定位精度。因此，从 20 世纪 80 年代以来，地形辅助导航技术获得了迅速发展，成为战术飞机和巡航导弹的重要导航与制导手段，它和卫星导航、惯性导航一样，是当今最重要的军事导航技术。

用数字地图来辅助惯性导航系统可以提供精确的导航信号，该技术称为地形辅助惯性导航，简称地形辅助导航。地形辅助惯性导航系统由以下硬件设备组成：

- (1) 惯性导航系统，提供飞行器的位置、速度、高度信息。
- (2) 雷达高度表测量飞行器相对地面的高度，测高范围约为 $0-1500m$ （精度可达 $0.3m \pm 2\%$ ）。
- (3) 气压式高度表，依靠大气压读数间接测量高出标称海平面的高度，其精度可达 0.01% 。通常气压式高度表与 INS 组合，提供飞行器的海拔高度，限制惯性导航系统垂直通道中误差的增长。
- (4) 导航计算机和大容量存储器，分别完成导航计算和存储数字地图。

地形辅助惯性导航的主要优点是全天候，自主性好，精度高（典型 CEP 为 $30m$ ）。其限制条件是只能在地形起伏比较明显的航迹上使用。对长时间在平坦地区或水平面飞行则无法进行定位。另外，这种系统基本上是一种适用于低空飞行的导航制导系统，在 $300m$ 以上的高度，其精度会降低，而到了 $800-1500m$ 高度则无法使用。地形辅助导航与卫星导航具有很好的互补性，如在低高度、丘陵、山区等复杂地形条件下，卫星定位由于电波信号被遮蔽精度明显降低时，地形辅助导航正处于最佳状态；在平坦的沙漠、海洋等无明显地形特征的区域地形辅助导航则难以实施，而卫星定位最适应在这些环境中应用。利用 GPS 与 TAN 的互补特性所构成的 GPS/INS/TAN 组合导航系统在各类战术、战略武器的导航与制导中发挥着重要的作用。美国在海湾战争期间，利用 GPS/INS/TAN 组合系统作为战斧巡航导弹的制导系统，减少了任务计划时间，为各种远程任务提供了高的导航精度，提高了武器的命中率，收到了良好的实战效果。

地形辅助导航是数据库参考导航（DBRN）的一种。随着传感器和测量技术的发展，各种数据库将不断完善，利用地形、水深、恒星、重力、磁数据库和计算机技术来进行数据相关处理将大大改善定位和导航精度。图 1-8 是 DBRN 系统的原理框图。

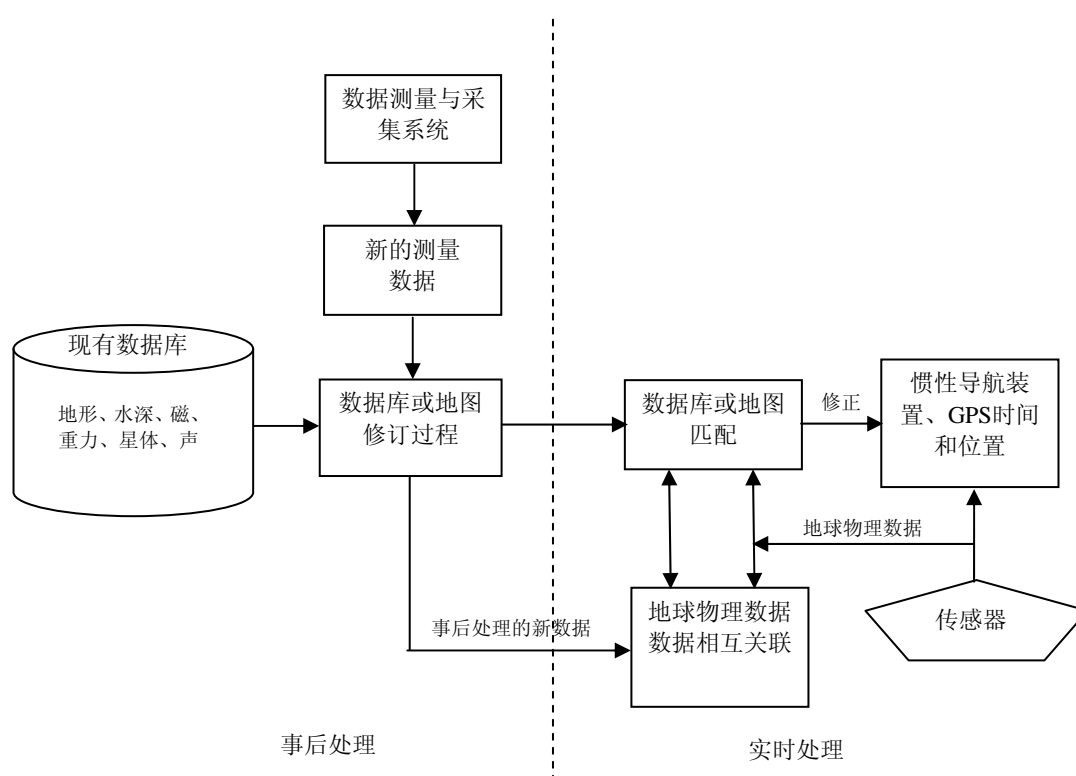


图 1-8 DBRN 系统的原理框图

1.2.6 联合战术信息分发系统

联合战术信息分发系统（JTIDS—Joint Tactical Information Distribution System）是国外在总结历次战争经验的基础上，从 20 世纪 70 年代中期开始研制的三军通用的集成通信、导航和识别系统。它能在部队的各分散和移动组织之间实时传递保密的、灵活的反干扰数据和话音，是为现代区域性战争服务的 C³I（Command Control Communication and Intelligence）系统的重要组成部分。JTIDS 使每个系统成员单位，包括高速歼击机，在 900km（空-空）范围内具有准确的导航定位能力，还有很强的网内识别功能。它的大容量数据分发能力能够把各单位的导航与识别信息，以及由 C³I 的各种情报系统（例如预警飞机、雷达站、电子战侦察设施）所收集到的信息分发（广播）出来，从而使指挥员和各作战单位掌握实时的战场敌我态势，还能把指挥和控制命令实时地下达到各作战单位。JTIDS 于 20 世纪 80 年代初开始在欧洲和美国投入使用，海湾战争中 JTIDS 发挥了重要作用。

JTIDS 系统使用同步时分多址（TDMA）接入方式，把时间轴分成一段段的时隙，各个成员按其拥有的信息的多少分配一定数量的时隙，广播自己的位置和识别信息及情报信息，或指挥与控制命令。其他成员在不发射的时隙则接收信息，从中取用自己所需要的信息。在系统成员中指定一个作为时间基准，其他成员的时钟与之同步，因此，当任

何系统成员收到其他成员的信号时,根据信号到达时间(TOA),便能测出本成员与发射成员之间的距离。如果能测出距三个位置已知的成员的距离,便可以定出本成员的位置。由于系统是时分多址的,来自不同成员的TOA不可能同时产生,而成员又在不断运动之中,因此它的定位要靠最优滤波估算。在大多数应用场合,应用由惯性平台、多普勒雷达、空速系统和航姿系统提供的航位推算数据对两个滤波器更新之间的TOA导出数据进行插值。导航定位坐标系由一个叫导航控制器的成员指定,然后以它为准向其他系统推展开去。所以JTIDS的导航是一种相对导航。由于所有成员的设备功能相同,时间基准和导航控制器是任意指定的,作战中一个基准站被打掉之后很快可用其他成员接替,因此,JTIDS是一种无节点系统,具有很强的生存能力。它的信号使用快速跳频(每个相继的脉冲信号载频不一样,在960~1215MHz频段内随机跳变)、直序扩频(信号频谱被展宽,不易为敌方侦知)和纠错编码(信号脉冲被干扰掉几个时,必要信息仍可读出),因此,系统有强的抗干扰能力。它有多重加密措施,因此,不易被敌方窃听和利用。由于跳频和直序扩频方式每个时隙均不一样,并要发射敌我识别码,使敌方无法冒充系统成员,所以,JTIDS是一种功能全面,生存能力强,电子对抗能力强的系统。

目前,JTIDS还在发展,一方面利用电子技术的新成果改进设备,减少体积和重量,提高可靠性,同时将其应用范围不断扩大。

1.2.7 定位报告系统

美国陆军认为,未来的地面战争不再是阵线分明的两军对垒,而是双方作战单位互相交织,美军的作战单位要在指定的时间出现在指定的地点,以充分发挥空中和地面各种武器的综合效能,然后离开并隐蔽起来,使美军自始至终掌握着战争的主动权。这要求陆军指挥员准确掌握各作战单位在战场上实时准确的分布,也要求各作战单位掌握自己在战场上的位置。定位报告系统(PLRS—Position Location Reporting System)便是为满足这些要求从20世纪70年代中期开始研制的。对于陆军师一级,或者海军陆战队旅一级的作战指挥员来说,PLRS起的是电子地图的作用,它向指挥员显示其所辖的陆上和空中各战术单位的实时分布;对于各作战单位来说,它是一种定位导航设备;另外它也有有限的数据通信功能。

PLRS是由两部主控设备(一台工作,一台备用)和最多数量可达400个的用户设备组成的网络。它采用同步时分多址体制,所有用户的时钟均与主控设备的时钟同步,轮流发射信号。因此只要网中有三个作为基准的成员(两台主控设备及一台用户设备)知道了自己的准确位置,其他用户便可以根据它们所发射信号的到达时间(TOA)算出自己的位置。PLRS工作频率为420~450MHz,电波沿直线传播,由于地形遮挡的关系,不一定所有的用户都处于基准成员的视距内,因此对所有用户的定位是一级级推展进行的,即先定出所有在基准成员视距内的用户的位置,再以这些用户的位置为基础,定出另一

批虽然不在基准成员视距内，然而却在它们视距内用户的位置，系统一共可推展四级。这样，PLRS 可以克服地形障碍，用于陆军山地作战。由于是时分多址体制，三个 TOA 并非同时发生，用户又可能处于运动中，因此，要用最优滤波（如卡尔曼滤波）才能解算出实时位置，这种解算并不在用户设备内进行，用户设备得到 TOA 后，逐级传回主控设备，在那里进行位置解算，算出的位置再逐级传回用户。所以 PLRS 是一个有节点的网络，节点就是主控设备。这样做的优点是用户设备简单、体积小、重量轻、价格便宜，可装备单兵、战车、直升机和固定翼机。主控设备还监视逐级传送的路由，作自适应选择，再加上采用跳频和直序扩频信号及纠错编码技术，因此系统有很强的抗干扰能力。

1.3 组合导航及其发展

1.3.1 组合导航与最优估计

组合导航技术是指使用两种或两种以上的不同导航系统（或设备）对同一信息源作测量，利用不同导航设备性能上的互补特性，从这些测量值的比较值中提取各系统的误差并校正之，以提高整个导航系统性能的方法和手段。采用组合导航的导航设备或系统称为组合导航系统。参与组合的各导航系统或装置称为组合导航的子系统。组合导航系统综合两个或两个以上的不同类型的导航传感器的信息，使它们优势互补，以获得比单独使用任一系统时更高的导航性能，来满足各类用户的多种需要。

组合导航系统从设备类型上可分为无线电导航系统间的组合（如罗兰 C 和多普勒导航系统的组合、罗兰 C 和 GPS 的组合、GPS 和多普勒导航雷达的组合等）、惯性导航系统与无线电导航系统之间的组合（如 GPS/INS 组合导航系统、惯性/多普勒组合导航、惯性/罗兰组合导航、惯性/VOR/DME 组合导航）、惯性导航与数据库参考导航系统之间的组合（如地形辅助惯性导航、磁数据辅助导航、重力数据辅助导航）等。从参与组合的子系统数目可分为两种导航设备构成的组合系统；两种以上导航设备构成的组合系统。通常，把多于两种导航设备构成的组合导航系统叫做多传感器组合导航系统。

导航系统是能够向航行体的操纵者或控制系统提供航行体的位置、速度、航向等即时运动状态的装置或设备。其工作过程本身是从含有误差的测量数据中获取航行体有用运动信息的过程。组合导航是一个典型的多传感器测量系统。在多传感器系统中直接采用外部测量值以确定方式修正导航变量，由于外部测量值本身包含严重随机误差，以及导航系统误差主要由随机的时变的导航传感器误差引起等原因，存在诸多问题，甚至引起严重的误差。因此，直接采用外部测量值以确定方式修正导航变量不能满足航行体的要求。而组合导航系统要在有限的动力学知识、初始条件存在不确定的条件下，从含有测量噪声和误差的多传感器测量数据中，为航行体提供“最好”的位置、速度等运动状态估计。这意味着组合导航处理器必须采用合适的数据处理算法对含有误差的多导航子

系统或传感器测量数据进行处理，在载体动力学行为和传感器测量信息之间进行合理地加权处理和折中，使估计状态和真实状态之间的误差最小。我们知道，滤波是从测量到或接收到的各种带有干扰的信号中提取有用信号的方法和技术；估计是从带有随机误差的观测数据中较精确地确定系统的某些参数或某些状态变量的真实值及其变化过程的方法和技术；一个最优估计（或滤波）算法（估计器或滤波器），是利用关于系统和测量动力学的知识，假设的系统噪声和测量误差的统计特性，以及初始条件信息，对被噪声污染的测量值进行数据处理（滤波），以实时得到关于系统状态的最小误差估计，即获取对状态的无偏、误差方差最小的一致性估计。因此，组合导航是一个典型的最优估计或最优滤波问题。

实现组合导航的基本方法有两种：回路反馈法（经典法）和最优估计法。回路反馈法采用经典的回路控制方法（利用自动调节原理的环节校正法），可以抑制系统误差，并使各子系统间实现性能互补。最优估计法是利用最优滤波和估计技术将两种不同传感器的测量信息或将两种不同导航系统的导航信息综合在一起，进行状态估计和校正的最优控制法。采用古典法设计的组合导航系统，由于通常未考虑导航信息传感器的随机误差，因而组合导航的性能并不理想。而采用最优滤波和估计技术设计的组合导航系统，能系统地使用外部测量值和导航系统所提供的结果，能实时反映和调整误差模型中的参数，使模型参数逐渐接近真实情况，并实时地求得导航系统误差状态的最优估计值，从而根据这些误差的最优估计值进行校正，使导航误差最小，能获得比直接采用外部测量值以确定方式修正导航变量时更好的性能；同时，使用滤波器可改善导航系统设计和工作的灵活性，导航系统结构的改变通过改变程序比较容易地实现。为了与古典法设计的组合导航相区别，通常称采用滤波和信息融合估计技术的组合导航系统为最优组合导航系统。在最优组合导航系统中，卡尔曼滤波技术是目前最为常用和成熟的信息融合技术。图 1-9 是惯性组合导航系统的原理结构图。它将惯导产生的导航输出与其他导航系统的输出相比较，得出差值；根据惯导的误差模型，卡尔曼滤波器可由这种差值估算出惯导的主要误差因素的大小，从而对惯导进行校正，使惯导的输出精度提高。

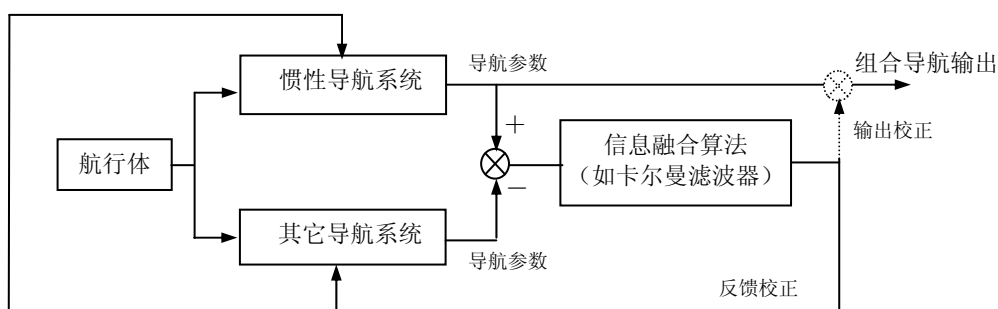


图 1-9 惯性组合导航系统的原理框图

组合导航系统一般具有以下 1~3 种功能:

(1) 协合超越功能。组合导航系统能充分利用各子系统的导航信息,形成单个子系统不具备的功能和精度。

(2) 互补功能。由于组合导航系统综合利用了各子系统的信息和特点,各子系统能取长补短,扩大了使用范围和提高了精度。

(3) 余度功能。各子系统感测同一信息源,使测量值冗余,提高整个系统的可靠性。

惯性组合导航系统的优点可归纳如下:

(1) 能有效地利用各子系统的导航信息,互相补充,使系统定位精度大大提高,并能抑制惯导系统的误差振荡和误差增长的趋势。

(2) 进一步提高系统的可靠性。可利用故障检测及识别技术,在一个子系统失效时,利用余度导航信息使系统的工作模式进行自动切换。

(3) 可实现对各子系统及其传感器的校准,从而能放宽对子系统器件指标的要求,实现用低成本的子系统及器件构成高精度的组合导航系统。

(4) 允许惯导系统进行动态初始对准与调整,缩短地面准备时间,提高快速反应能力,减小惯导系统的积累误差。

1.3.2 组合导航的应用和发展

第二次世界大战期间,英国为了提高海上巡逻机连续飞行的导航精度问题,率先进行了采用回路反馈法的组合导航系统的研究。自从 20 世纪 60 年代出现了卡尔曼滤波技术,才使组合导航系统向更深层次发展成为可能。最早出现的组合导航系统是惯导系统与多普勒雷达的组合,它用惯导系统的高精度姿态信息稳定多普勒雷达的天线以提高其测速精度,而用多普勒雷达长期精度较高的速度信息对惯导进行阻尼,以提高整个组合系统的导航精度;同时利用多普勒雷达速度信息提供的初始条件,对惯导实施空中对准。多普勒导航雷达与 GPS 的组合系统在海湾战争中也受到实战的检验,证明了它是一种适应性强、造价低、精度高的自主式导航系统。20 世纪 70 年代,出现了惯导与奥米伽的组合,它解决了潜艇的水下导航问题。随后出现了 GPS 与罗兰-C 的组合,这种组合不仅提高了导航精度,而且大大提高了可用性。目前,备受世界关注的是惯导与 GNSS 的组合,这不仅是因为两者都是全球、全天候、全时间的导航设备,而且它们都能提供十分完全的导航数据。两者优势互补,使 INS/GNSS 组合导航的应用越来越广泛。

现代战争对制导系统的准确性和可靠性提出了越来越高的要求,促使导航与制导系统向高精度、综合化、容错化和智能化发展;随着科学技术的发展和飞行器对导航与制导系统要求的提高,飞行器将装备多种导航传感器和设备,使飞行器导航与制导体制从

单一传感器类型发展到多传感器组合导航与制导；信息的处理方法也由围绕单个特定传感器所获得的数据集而进行的单一信息处理，向着多传感器多数据的信息融合方向发展。

目前和未来 10 年，可供飞行器使用的导航系统有惯性导航系统（INS）（特别是新型的捷联惯性导航系统（SINS））、天文导航设备、全球导航卫星系统 GNSS（包括美国的 GPS 系统、俄罗斯的 GLONASS 系统、欧洲 GALILEO 系统和中国的“北斗”定位导航系统）、地形或景象参考导航系统以及其他无线电导航系统等，这些导航系统都有各自的优点和特色，但也有固有的不足之处。INS 的优点是自主性和隐蔽性好，能连续提供多种较高精度的导航参数，频带宽，抗干扰性好；但其误差随时间积累。全球导航卫星系统 GNSS 的定位和测速精度高，且基本不受地域、时间限制；但导航的精度和可靠性与载体的动力学和信号的通视性有关，且抗干扰能力差，信息的更新率低，难以满足高动态和某些场合的实时控制要求；另外，这些卫星系统控制权大多由别国掌握，关键时刻可能无法使用。因此，目前卫星定位导航系统还不能作为单独的导航设备使用，只能作为 INS 的有效补充导航手段。以数字地图为基础的地形或景象匹配辅助导航是一种自主式、高精度的导航设备，它虽无法独立提供任何导航信息，但其优良特性可以构成对 INS/卫星定位组合导航和制导的有效补充：如在低高度、丘陵、山区等复杂地形条件下，卫星定位由于遮蔽精度明显降低时，地形或景象参考导航系统正处于最佳状态；而且，地形或景象参考导航系统成本低，不依赖任何外部设备，很难被发现和被干扰。但它必须有大容量的数字地图数据库，且景象匹配时昼夜导航能力差别很大。天文导航系统通过观测恒星的位置和亮度来确定载体的导航参数，其优点是可实现完全自主性，特别适合于高空远程飞行和星际航行，其导航精度不随时间而变化。但它受天气及载体姿态的影响较大，且如果载体在大气层内飞行，昼夜导航能力差别很大。随着半导体微电子技术的发展，电荷耦合器件（CCD-Charge Coupled Device）和电荷注入器件（CID-Charge Injection Device）星体跟踪器使得天文星光导航与制导技术得到快速发展，并在远程武器系统中得到应用。如果将这些传感器综合起来，取长补短，形成惯性/多传感器组合导航与制导系统，将可以把 SINS 的成本低、自主性好、抗干扰性强、可靠性高、可连续导航、固有的高带宽、低噪声和短时间高精度等优点，与卫星定位导航的误差与时间无关、长期的适中精度、全球或局部共享等优点、地形或景象参考导航系统成本低和抗干扰性强等优良特性以及天文星光导航系统的自主性和全球性等优点结合起来；克服 INS 误差随时间积累、需要外部初始化的缺点，和卫星定位导航依赖外部信息、易受无线电干扰、定位精度与环境及载体动力学有关、不能直接提供载体的加速度和姿态、数据输出率低等的不足，以及地形或景象匹配导航的区域性和天文导航易受载体姿态和气候变化影响的不足，可望构成具有高度自主能力、高精度、高可靠性、强容错的智能连续实时导航与制导系统。研究如何将这导航技术和信息有机的综合起来，尽可能多地利用冗余测

量信息,进行信息融合、互补、修正和动态补偿,从而获得一种高精度、同时可靠性和鲁棒性又好的组合制导系统,是惯性/多传感器组合导航和制导系统研究的重点和关键。

组合导航系统的发展方向是多传感器智能化容错组合导航系统和导航专家系统。这些系统具有多传感器协调管理、信息共享和综合利用,故障检测、诊断、隔离和系统重构(FDIR)的功能。基于捷联惯性基准系统的多传感器组合精确制导技术,是美国正在发展的第四代中/远距精确制导武器、尤其是第四代精确制导炸弹和巡航导弹普遍采用的一项关键技术。在最近几场局部战争中,美国把 SINS/GPS/TAN 组合制导系统应用于导弹武器系统,使其联合直接攻击弹药(JDAM)、联合防区外武器(JSOW)、防区外对地攻击武器(SLAM)、常规巡航导弹(CALCM)、高速反辐射导弹(HARM)等具有很高的命中精度和良好的性能,取得了引人注目的战绩;基于信息融合技术的惯性/多传感器组合导航与制导系统也逐步被应用在飞机、航天器、深空探测器等多种应用场合。

近年来,为了进一步降低 INS 的成本,减小其体积,微机电系统(MEMS)惯性器件迅速发展起来。利用由微型固体惯性器件制作的多个陀螺和加速度计可构成微型惯性测量单元(MIMU)或 MEMS INS。新型的 MEMS INS 具有成本低、体积小、重量轻、功耗小、寿命长、可靠性高和环境适应能力强等优越性,是惯性技术今后的主要发展方向。但目前 MIMU 和 MEMS INS 的精度还不能满足长航时高精度导航系统的指标要求,而且由于惯性导航系统在本质上是利用航位推算原理,积分运算的累积误差是不可避免的,因此,在不断追求高精度和高性能定位导航的应用领域,其应用仍需要采用与其他系统进行组合的导航方式。利用 MIMU 与 GNSS 接收机进行组合,是目前 MIMU 的主要应用方式。两者组合可以提供灵巧、廉价、精确的导航、定位服务,是目前最先进的、全天候、自主式组合导航技术,有广泛应用前景。因此,低成本的 GNSS/MIMU 组合系统已成为国内外导航界研究的热点之一。美国、以色列、日本等国对基于 MEMS 的低成本惯性组合导航系统进行了大量研究,已经处于实用阶段。

综上所述,随着科学技术的不断进步,军事战略和战术的变化,导航系统技术也在发生日新月异的变化。以惯性导航、卫星导航、组合导航、地形辅助导航及各种定位报告和通信系统(如联合战术信息分布系统 JTIDS,定位报告系统 PLRS)等为代表的新型系统把导航定位技术推到了一个新的水平,它不仅能改善航行保障功能,而且能在适应新的战争环境条件下支持各种战术操作的要求。卫星导航覆盖全球,精度很高,但抗干扰能力不强。惯性导航不怕干扰,还能用于水下,但误差随时间而积累。把两者组合起来,一方面具有高的导航精度,同时又明显地提高了抗干扰能力。用地形信息与惯导相组合,形成一种自主式的精度较高与抗干扰能力很强的系统。如果进一步将地形辅助、惯性导航、卫星定位和其他定位通信系统相组合,整个系统功能还会更强。2006 年公布的美国《发展中的科学技术清单》和《军事关键技术清单》,强调指出,具有下述特征的集成(混合)惯性导航系统将在未来 5—10 年显著增强军事能力:

(1) 集成或嵌入了任何一种或多种导航/通信/光学信源〔多普勒(声呐、激光或雷达)、LORAN、大气数据(Air Data)、GNSS或DBRN(声学、恒星、重力和磁场数据库或三维数字地形地图和其他地质填图数据)、JTIDS、增强型PLRS及光电成像),定位精度优于1m(CEP)。

(2)GNSS丢失后,在长达4分钟内具有优于10m(CEP)的定位精度,或优于0.1nm/hr的导航漂移率或优于0.1m/s的速度精度,或优于0.5角分 \times tgL的方位精度。

(3) 能在60000英尺以上高度和在1000节以上速度进行导航。

(4) 拥有持续1ms至1s的100g或更大的非运转冲击水平。

参考文献

- [1] 袁建平, 罗建军, 岳晓奎, 方群. 卫星导航原理与应用. 北京: 中国宇航出版社, 2004
- [2] 干国强, 邱致和. 导航与定位—现代战争中的北斗星. 北京: 国防工业出版社, 2000
- [3] 张天光, 王秀萍, 王丽霞等译. 捷联惯性导航技术(第2版). 北京: 国防工业出版社, 2007
- [4] 袁信, 俞济祥, 陈哲. 导航系统. 北京: 航空工业出版社, 1993
- [5] 秦永元, 张洪钺, 汪书华. 卡尔曼滤波与组合导航原理. 西安: 西北工业大学出版社, 1998
- [6] Arthur Gelb et al. Applied Optimal Estimation. The M.I.T Press, 1974