

第 1 章

绪 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引导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。

目前广泛使用的导航方法有以下几种：

1) 航标方法。过去人们习惯称之为目视方法，这是一种借助于信标或参照物把运动物体从一个地点引导到另外的一个地点的方法。目前，在飞机进场着陆时，这种方法仍在使用，经验性很强。

2) 航位推算法。它是通过推算一系列测量的速度增量来确定位置的。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，保密性强。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。通过对天体精确地定时观测来定位的一种方法。它用(光学)六分仪、星跟踪器等光学传感器测量出视野中天体的方位,再根据当时的时间,便能确定载体处于地球表面上的某一个圆环上,观测两颗或更多天体并进行处理,便可以确定出载体在地球表面的位置。目前,天文导航仍广泛用在航海和航天,特别是星际航行中。它的缺点是误差累积及受时间和气象条件的限制,定位时间长,操作计算比较复杂。

4) 惯性导航。它是通过积分安装在稳定平台(物理的或数学的)上的加速度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。这一独特的优点,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。目前,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。按照发射机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点位测量的技术,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 $2D_{rms}$ 来描述。 D_{rms} 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 $2D_{rms}$ 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 $2D_{rms}$ 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 $2D_{rms}$ 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, $2D_{rms}$ 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

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 常用导航定位系统简介

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作出了巨大的贡献。

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 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。本节对陆基无线电导航系统、卫星定位导航系统和其他典型的导航定位系统进行了简要介绍。

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（100~500 km）、中程（500~1 000 km）、远程（1 000~3 000 km）和超远程（10 000 km 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，作简要介绍。

(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 350~370 km 范围内的飞机(高度 10 km)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,从而计算出机载设备与信标台之间的距离。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。目前,最好的数字式塔康系统可达到绝对距离精度 185 m,方位精度 $\pm 1.0^\circ$ 。

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 1 500 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 14 500 多架军用飞机装备了它,包括 F-16 飞机。

(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求在 $\pm 12 \text{ m} \sim \pm 30 \text{ m}$ (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 370 km ，终端用测距器的覆盖范围大于 110 km ，精密测距器的覆盖范围仅在 40 km 以上。

(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 370 km ，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，中国有 100 多个伏尔/测距器地面台。

(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 系统的主要技术指标如表 1-1。

表 1-1 罗兰 - C 系统的主要技术指标

参数	指标
预测定位精度	460 m
相对定位精度	18 ~ 90 m
重复定位精度	18 ~ 90 m
可靠性 (三台组)	99.7%
参数	指标
覆盖范围	与系统配置有关 (典型值为 1 850 km)
定位速率	10 ~ 20 次/min
定位维数	二维
用户容量	无限
可用性	99% 以上
多值性	有, 但易于解决

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。

(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 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。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 ~ 3.70 km ；夜间 3.70 ~ 7.40 km 。另外，还与用户的几何位置、所用的台、传播修正精度、日或夜、接收机性能等有关。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。

(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。利用多普勒效应，从向飞机斜下方发射的两到四个波束的回波中，检测出飞机相对于地面的地速和偏流角（由于风的影响，飞机的空速和地速方向不一致，两者在地面上的投影之间的夹角叫偏流角），或者在机体坐标系（飞机纵轴方向、水平横向与铅垂方向）中的三维速度分量。在导航计算机中，以来自航姿基准系统（ AHRS ）的飞机

航向和姿态角数据为基础，将多普勒雷达产生的信息进行坐标变换，从而求出飞机在大地坐标系的三维速度分量（即北向、东向和垂直速度）。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。多普勒导航系统是一种自主式航位推算导航系统。20 世纪 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。第一代导航卫星系统是 20 世纪 60 年代出现的美国 Transit（子午仪）系统和 20 世纪 70 年代苏联建立的 Cicada 系统。美国和苏联分别从 20 世纪 70 年代和 80 年代开始研制新一代导航卫星系统——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。目前欧洲已启动伽利略（GALILEO）导航卫星星座系统的建设，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重要作用。中国从 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，将使中国在卫星导航领域逐步走出受制于人的境地，具有重要的实用价值和重大的战略意义。中国的“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，整个系统即将投入运行和使用；各个部门正在加紧“北斗一号”系统的增强系统研究和“北斗二代”系统的论证工作、双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。

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-III 和 GLONASS-M 系列。这些卫星在安全性和使用性能上有重大改进，它们将在 21 世纪初发射。此后一个美俄联合体，一个包括欧洲、日本及发展中国家参与的世界卫星导航网络将会出现。

以下对几种常用的卫星定位导航系统进行简要介绍。本章第三节和第四节对 GPS 系统的组成和应用进行了详细介绍。

(1) GPS 全球定位系统的建立

1957 年 10 月 4 日，苏联发射了人类历史上第一颗人造地球卫星“Sputnik”。美国约翰·霍普金斯大学应用物理实验室的研究人员通过对这颗卫星用无线电方法跟踪观察，发现了所测得的电波信号的多普勒频移曲线与卫星运动之间存在着——对应的关系。这意味着，置于地面已知位置的接收站，只要能够测得卫星通过其视野期间的多普勒频移曲线，就可以确定卫星运行的轨道；反之，若卫星轨道（位置）已知，那么，根据接收站测得的

多普勒频移曲线，也能确定接收站的地理位置。这便是世界上第一个投入运行的美国海军导航卫星系统（NNSS），亦称子午仪（Transit）系统的理论基础。

子午仪系统于 1964 年建成投入使用，并于 1967 年对全球民用开放。其主要贡献在于：它开辟了世界卫星导航的历史，回答了远的作用距离和高的定位精度统一的可行性问题。但是，由于覆盖上存在着时间间隙，使用户得不到连续定位（平均每 1.5 h，最长 8~12 h 定位一次），而且由于采用单星、低轨、低频多点测量多普勒频移的测速体制，使每次定位时间较长（几分钟至十几分钟），加之定位精度不尽人意，因此其应用受到了极大的限制。为了实现全天候、全球性和高精度的连续实时导航与定位，促使人们寻找新的更理想的卫星导航系统。GPS 正是在这种背景下应运而生的。

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。后来，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，于 1973 年决定联合开发 NAVSTAR/GPS（NAVigation Satellite for Timing And Ranging/Global Positioning System）系统，定义它为一种全天候、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。

GPS系统的建设分三个阶段实施：第一阶段是系统原理、方案研究（含设备研制）阶段（1973—1979年）；第二阶段是工程开发和系统试验阶段（1979—1983年）；第三阶段是系统生产、部署和应用研究阶段（1983—1987年）。原计划整个系统于1987年建成，由于经费等原因，将计划推迟了6年左右。原计划由3条倾角为 63° 圆轨道上的24颗卫星组成，在经费缩减下曾将计划改变为6条轨道18颗卫星组成，由于不能提供满意覆盖，1986年又改为21颗卫星的优化星座组合，最后在1993年采用了6条倾角为 55° 圆轨道上的24颗卫星组成的实用星座，此外尚留有有源在轨备用卫星1~4颗。

到1993年7月，星座中已布满24颗GPS卫星（Block I/II/IIA）供导航使用，1993年12月8日，美国国防部正式宣布GPS系统具有初始运行能力（IOC）。当24颗工作卫星（Block II/IIA）在指定的轨道正常运行而且经过军事实践证实后，达到了全运行能力（FOC）。1995年4月27日美国国防部宣布GPS系统达到FOC能力。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、连续性和实时性的导航、定位和定时功能。

（2）GLONASS 全球导航卫星系统

GLONASS是由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 40 m 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 L 波段上的 f_1 和 f_2 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 采用的伪随机码长度比 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 PE-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 1-2 对 GLONASS 和 GPS 系统的某些参数进行了比较。

表 1-2 GLONASS 和 GPS 系统参数比较

参 数	GLONASS	GPS
卫星数/颗	24 + 3	24 + 3
轨道平面数/个	3	6
轨道倾角/度	64.8	55

续表

参 数	GLONASS	GPS
轨道高度/km	19 100	20 230
轨道周期	675 min	718 min
星历数据表示方法	卫星在地心坐标系运动的 9 个参数	卫星轨道的开普勒参数
大地坐标系	PE - 90	WGS - 84
卫星信号分隔法	频分	码分
f_1 /MHz	1 602.562 5 ~ 1 615.5	1 575.42
f_2 /MHz	1 246.437 5 ~ 1 256.5	1 227.6
码元数/位	511	1 023
码元率/MHz	0.511	1.023

据报道，GLONASS 系统需要大约每年 3 900 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。

(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 1 500 km 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。卫星星座由 30 颗距地面 24 000 km、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。

(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 INMARSAT-3 卫星发射成功。INMARSAT-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 INMARSAT-4 卫星将配备功能更强的导航舱，使其比 INMARSAT-3 卫星更像一个独立的导航卫星。

(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