

仪表着陆导航系统

张建超 主编

广州民航职业技术学院通信系

前 言

无线电导航所涉及的内容很多,如无线电技术、通信技术、电子测量技术和计算机技术等。随着科学技术日新月异的发展,无线电导航,特别是航空无线电导航,不仅现有设备在进行着迅速的更新换代,而且在体制上也不断地创新。新技术、新体制、新系统层出不穷。目前,民用航空所使用的无线电导航系统主要有:仪表着陆导航系统、甚高频全向信标测向系统、测距导航系统、自动定向导航系统等。仪表着陆导航系统不仅广泛用于世界各地机场,而且我国民用机场也普遍安装这种设备,其中,WILCOX MKII型 ILS 与 MK10 型 ILS 是较典型的仪表着陆系统设备之一。

本书是根据全国五年制高等职业教育专门课程改革要求编写的航空导航设备专业的仪表着陆系统专门课程的教材。全书共分 20 章,主要介绍了无线电导航的基本知识、无线电导航测角的方法和仪表着陆系统及设备的工作原理,参考教学时数为 198 学时。

本书以 WILCOX MKII型 ILS 与 MK10 型 ILS 设备为典型设备分析仪表着陆系统设备的工作原理。MKII ILS 设备具有全固态、中小集成电路的特点,MK10 型 ILS 设备具有全固态、大规模集成电路、微机调控的特点。它们分别代表了 80 年代、90 年代以及未来导航设备的技术特点。

与本书配套有一套 MKII型 ILS 设备、一套 MK10 型 ILS 设备、设备图册、设备实训手册和测量仪表及维护工具。

本书由张建超编写第一章、第六章、第七章、第九章、第十章;顾倩编写第二章、第三章、第四章、第五章、第八章;林明编写第十三章至第二十章;张建超统编全稿。

本书是为我校航空导航设备专业编写的专业教材,同时也可供从事导航设备维护工程技术人员参考使用。

本书的编写是在校领导的支持下进行的,在编写过程中,蔡昌荣副校长、黄永宁主任提出了许多宝贵意见;在配置相应设备和建立专业实验室的工作中,吴万敏副校长领导并直接参与,提出了宝贵意见,特表示感谢。

由于时间仓促,不足之处在所难免,敬请读者批评指正。

编者

一九九八年九月

目 录

第一章	无线电导航概论.....	1
§1—1	导航的基本概念.....	1
§1—2	无线电导航的基本理论.....	4
§1—3	无线电信号及空间调制.....	11
§1—4	无线电导航测角.....	23
第二章	仪表着陆系统的基本原理.....	31
§2—1	系统工作原理.....	31
§2—2	仪表着陆系统专业术语.....	39
§2—3	仪表着陆系统的性能指标.....	40
第三章	MKII ILS 航向下滑台.....	43
§3—1	航向台的组成及其作用.....	43
§3—2	下滑台的组成及其作用.....	45
第四章	航向发射机 LOC4.....	47
§4—1	用途.....	47
§4—2	方框图原理.....	47
§4—3	激励器 4A1.....	51
§4—4	二极管开关网络 4A9.....	52
§4—5	射频放大器 4A4 4A5.....	52
§4—6	滤波检测器组件 4A6 4A7.....	53
§4—7	90/150Hz 产生器组件 4A10.....	54
§4—8	调制器组件 4A8.....	57
§4—9	振荡器组件 4A3 和识别编码组件 4A2.....	60
§4—10	发射机的电源.....	66
§4—11	发射机主要的指示和控制.....	67
§4—12	集成电路的逻辑和功能.....	67
第五章	下滑发射机 GS4.....	71
§5—1	用途.....	71
§5—2	方框图原理.....	71
§5—3	振荡器组件.....	72
§5—4	激励器 4A1.....	72

§5—5	驱动器 4A2 4A4	74
第六章	监控器 LOC3 GS3	75
§6—1	作用和组成	75
§6—2	航向监控器方框图原理	75
§6—3	下滑监控器方框图原理	77
§6—4	信号处理组件 A31 3A2 (航向) 3A1 3A2 3A3 (下滑)	78
§6—5	识别组件 3A3 (航向)	81
§6—6	计时组件 3A4	83
§6—7	测量组件 3A5	86
§6—8	告警组件 3A3	95
§6—9	数字显示组件 3A7	104
§6—10	航向电缆故障组件 3A8	106
§6—11	监控器面板上的指示和控制	107
§6—12	集成电路的逻辑和功能	108
第七章	控制单元 LOC2 GS2	111
§7—1	作用	111
§7—2	方框图原理	112
§7—3	故障和告警延时组件 2A1	114
§7—4	控制和状态产生组件 2A2	118
§7—5	控制单元面板上的控制开关和指示器	127
§7—6	集成电路的逻辑和功能	128
第八章	转换单元 LOC8 GS8	130
§8—1	作用	130
§8—2	工作原理	130
§8—3	面板上的开关和指示器	130
第九章	电源器 LOC7 GS7	131
§9—1	作用	131
§9—2	方框图原理	131
§9—3	工作原理	131
§9—4	面板上的开关和电表	133
第十章	航向天线阵 LOC6	134
§10—1	作用和组成	134
§10—2	对数周期天线阵	134

§10—3	射频分配网络 6A2	137
§10—4	射频混合网络 6A4	139
§10—5	监控器混合网络 6A3	139
§10—6	天线阵失准检测器	139
§10—7	电缆故障检测器	140
§10—8	整体检测器 A9A1/A10A1	141
§10—9	在线相位检测器 6A11	142
第十一章 下滑天线		143
§11—1	作用和组成	143
§11—2	下滑天线的种类	143
第十二章 MKII ILS 初装总调		146
§12—1	准备工作	146
§12—2	航向发射机的调整	147
§12—3	航向天线电缆的调整	150
§12—4	航向的相位调整	151
§12—5	航道宽度调整	152
§12—6	航向监控系统调整	152
§12—7	下滑发射机调整	155
§12—8	下滑天线调整	156
§12—9	下滑的相位调整	157
第十三章 MK10 仪表着陆系统		158
§13—1	系统的组成和作用	158
§13—2	系统性能	163
§13—3	MKII型与 MK10 型仪表着陆系统的比较	168
第十四章 MK10 ILS 软件、控制及指示		169
§14—1	面板控制和指示	169
§14—2	开关机步骤	171
§14—3	MK10 系统软件	172
第十五章 电路原理		210
§15—1	频率合成器	210
§15—2	音频产生器	211
§15—3	监控器	214
§15—4	远距维护计算机 RMM	215
§15—5	本地控制及状态单元 LCSU	216

§15—6	接口板.....	218
§15—7	调制/放大器 MOD/PA.....	219
§15—8	前面板 FRONT PANEL.....	221
§15—9	电源.....	222
§15—10	航向射频网络.....	222
§15—11	天线转换开关单元.....	223
第十六章	遥控及状态监示单元.....	224
§16—1	控制及指示.....	224
§16—2	电路原理.....	225
§16—3	遥控及状态显示软件.....	228
第十七章	下滑台维护.....	233
§17—1	标准及容限.....	233
§17—2	系统性能检测.....	234
第十八章	航向台维护.....	252
§18—1	标准及容限.....	252
§18—2	设备性能检测.....	253
第十九章	飞行校验.....	270
第二十章	故障的分析及判断.....	277
§20—1	功率告警.....	277
§20—2	航道宽度告警.....	278
§20—3	航道 DDM 告警.....	280
§20—4	其它告警.....	283
§20—5	故障举例.....	284
§20—6	组件替换和故障诊断表.....	286
附录一	MK10 系统短接线连接表.....	291
附录二	频率合成器频率设置表(航向).....	292
附录三	MK10 系统主要部件编号.....	293
附录四	仪表着陆系统飞行校验报告.....	294
参考书目		295

第一章 无线电导航概论

§ 1—1 导航的基本概念

导航的领域是很广泛的，无线电导航只是其中的一种。在专门介绍无线电导航之前，先阐述整个导航范畴的某些基本概念是必要的。

一、导航的定义

导航，就字面上说，就是引导航行的意思。但是，它的更确切的定义应该这样下：导航是有目的地、安全有效地引导运动体（船只、潜艇、地面车辆以及飞机、宇宙飞船等）从一地到另一地的控制过程。

这个过程可以用下面具有三个环的闭环系统来描述，以飞机作为被引导的运动体，如图 1—1 所示（环中包括驾驶员）：

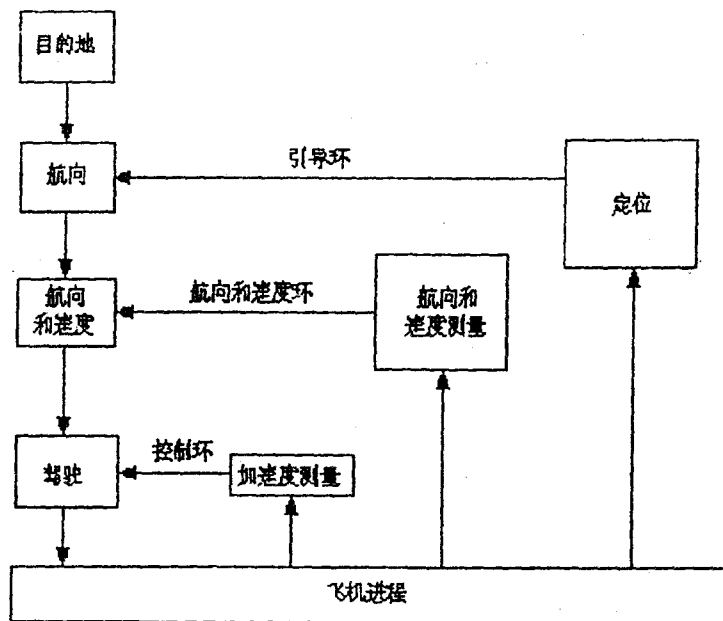


图 1—1 基本的导航环

从导航的定义出发，导航的过程一定要从目的地开始，根据要飞往的目的地，选择航线，确定距离，安排时间表，这就是飞机的进程；为了使飞机遵照事先安排的时间表，沿着所选定的航线飞行，必须要使飞机在某一方向上（称为航向）、以一定的速度飞行；为了得到所要的速度和航向，要通过驾驶仪表来控制飞机飞行的加速度。控制飞机轴线加速度是为了遵守进程中的时间表；控制垂直面内加速度是为了爬高、或下降。图 1—1 中的“驾驶”指的

就是飞机飞行加速度的控制。

由此可见，“引导环”是通过导航系统对飞机位置的测量，并根据所规定的航线来确定飞机进程中的航向和航速。“控制环”是得到所要求的航速的一个环节，“航向和航速环”则是导航过程中的纽带，它把导航与普通的观测区别开来，因为观测只涉及到位置；它也把导航与无目的的滑翔区别开来，因为滑翔只涉及到驾驶。

从上述导航过程看来，导航既是一门科学，也是一门技术。因为它不仅涉及到许多手段、方法、计算的开发和利用，也离不开精密的仪表、设备的制造和熟练的操作，以及在使用中对所得到的信息的处理。

二、导航的基本定义

一个领航员，不管他采用什么样的导航方法，都是为了解决三个基本的导航课题。这三个课题是：

- 1、如何确定他的位置；
- 2、如何确定他从一个位置向另一个位置前进的方向；
- 3、如何确定距离（或速度、时间）；

对每个领航员来说，他在利用导航手段不断确定他航行中的位置、方向、距离、时间和速度。这些通常称之为“导航参量”。

在这些导航参量中，对慢速运动体来说或对于远距离航行来说，“位置”是关键。因为它知道了“在哪儿”之后，就可以决定是继续保持当时的速度和航向呢，还是要作某种改变。因此，按传统的观点，导航系统从某种意义上说就是定位系统。

但是，在现代航空中，有两个显著的变化打破了上述传统的观点。这两个变化是：极高的飞行速度和某些区域迅速增加的交通密度。当飞行速度很快时，测量和判决之间的时间滞后，使得位置信息不具有更多的意义。这种情况下，驾驶员关心的导航参量是“航向”和“距离”，以解决“到终点或下一条航路点要经哪条航线？还有多远”的问题；而交通密度的增加，使得飞机在空中活动范围受到严格的限制，这就会产生这样的问题：“在这个时刻，我应该在哪儿？我实际上在哪儿？怎样到达我应该到达的下一个位置上去？”因此，这时所需要的是连续的、适时的驾驶信息输出，以便通过制导计算机来实行自动操纵。

总之，由于导航的目的和对象的不同，要求解决的问题也会有所区别。但从根本上说，导航就是为了给领航员提供航行中的位置、方向、距离和速度这些导航参量。因此，导航的研究，就是要弄清楚这些导航参量如何进行测量和如何地运用；而导航的实践，就是运用所得到的结果来保证运动体安全而有效地航行。

三、无线电导航

无线电导航是借助于运动体上的电子设备接收和处理无线电波来获得导航参量的一种导航。

一般来说，航空无线电导航应完成以下基本任务：

- 1、引导飞机沿预定航线飞行；
- 2、能随时给飞行员提供准确的位置指示，如航向、高度、方位、距离或地理经纬度；

3、引导飞机安全起飞、复飞、引进、着陆、滑行；

4、对机场区域和航路上飞机实施空中交通管制。

无线电导航的特殊优点是：不受时间、气候的限制；精度高，几米的定位精度也是可能达到的；定位时间短，甚至可以连续地、适时地定位；设备简单、可靠；在复杂气象条件下或夜间飞机着陆，无线电导航则是唯一的导航手段。

现代航空中，基本的、核心的导航手段是无线电导航，虽然它并不排斥其他种类导航，而是互补长短；但仍然可以说：没有无线电导航，就没有现代航空！正是因为无线电导航有着其他类导航所无可比拟的优点，几十年来，特别是近三十年来，无线电导航的发展是惊人的。很少有几个科学或工业领域得到如此迅速的发展，获得如此广泛的应用。

四、理想导航系统

理想的导航系统应能满足下列要求：

1、全球覆盖：系统必须在地球表面下或表面上、空中任何位置上工作。

2、绝对准确度和相对准确度和都必须很高：准确度要求，无论是绝对的和相对的，应根据应用情况在 2—4000 米之内。

3、准确度应不受环境影响：不管用户的位置、速度和加速度如何，系统的准确度都应能达到；应该不存在多路径误差或信号传播通过大气层、电离层产生的误差，如果产生了这些误差，应能从数据中适当除去。

4、有效的实时反应：定位数据的更新可随运动而连续变动。

5、无多值解：如果存在解的多值性，设备应能自动地或由操作员很快地进行分辨。

6、容量无限：系统应能容纳无数用户，且不会降低性能。

7、没有频率分配问题，系统必须在现已分配的频谱带宽之内工作而不干扰别的系统。

8、全体用户共用一个坐标格网。

9、高的平均无故障间隔。

10、体积、重量、价格、平均修复时间、部署时间和电源消耗都要小。

11、适当扩大用户：设备应具有机载式、舰载式、车载式和背负式等多种形式。

12、通信能力强。

很显然，上述各种要求之间是存在着许多矛盾的。虽然导航经过了漫长的发展史，直到科学技术已经大大发展的今天，仍然不能在一个系统内把这些要求完善地统一起来。因此，各类、各种导航系统都因它能满足一种或一些特定的要求而存在、而发展着，从而导致了許多导航类别的产生；同时，随着科学和技术的不断进步，各类导航中的各种导航系统，为更好地满足上述各种要求，又不断地完善、不断地改进着，这就形成了导航的发展史。展望未来，在空间领域已经得到广泛的开发和利用的基础上，一种具有多种新技术、能同时适应多种导航要求的崭新系统必将随之到来，这就是把天体导航和无线电导航合为一体的卫星导航系统。

§ 1—2 无线电导航的基本理论

一、采用无线电导航手段的可能性

无线电导航的过程，就是通过无线电波的发射和接收，测量飞机相对于导航台的方向、距离等导航参量的过程，而测量和运用这些导航参量的可能性则基于电波的以下传播特性：

- 1、无线电波在理想均匀媒质中，按直线（或最短路径）传播；
- 2、无线电波经电离层反射后，入射波和反射波在同一铅垂面内；
- 3、无线电波在传播路径中，若遇不连续媒质时产生反射；
- 4、在理想均匀媒质中，无线电波传播速度为常数。

根据 1、2 两个特性，可以测定无线电波的传播方向，从而确定飞机相对导航台的方向，实现角坐标测量。根据 1、4 两个特性，可以测定无线电波在导航台和飞机之间的传播时间，从而确定飞机到导航台的斜距。如测定电波由两个导航台到飞机的时间差，则可确定飞机到这两个导航台的距离差。

特性 3 是雷达导航的基础，正是由于这个特性，才能通过无线电波发现飞机并确定飞机相对雷达所在位置的角坐标和距离。

二、基本导航参量

飞机是空中的飞行体，但从导航的目的来看，主要还是它投影于地表面的定位和引导。因此要讲的导航参量是相对地表面投影的二维坐标。

1、航向（HDG）

航向（角）是由飞机所在位置的经线北端顺时针测量到航向线（飞机纵轴前端的延长线在水平面上的投影）的角度，见图 1—2。

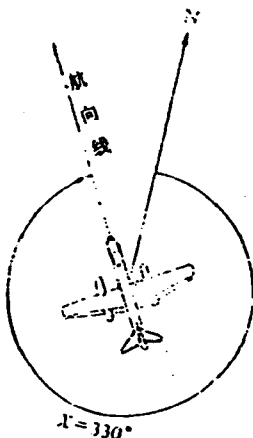


图 1—2 航向

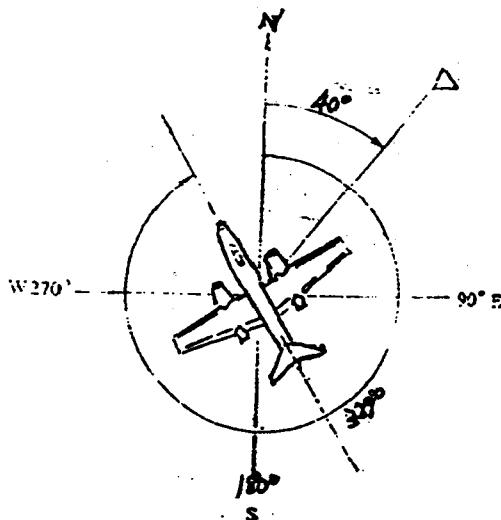


图 1—3 方位角

以磁经线为基准的航向称为磁航向；以真经线为基准的航向称为真航向。

2、方位角

方位 (Bearing) 角是以经线北端为基准, 顺时针量到水平面上某方向线的角度。例如在图 1—3 中, 北 (N)、东 (E)、南 (S)、西 (W) 的方位角分别是 0° , 90° , 180° , 270° ; 电台的方位角是 40° 。

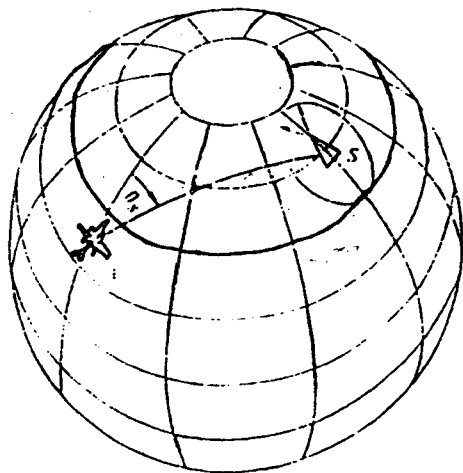


图 1—4 电台方位角和飞机方位角

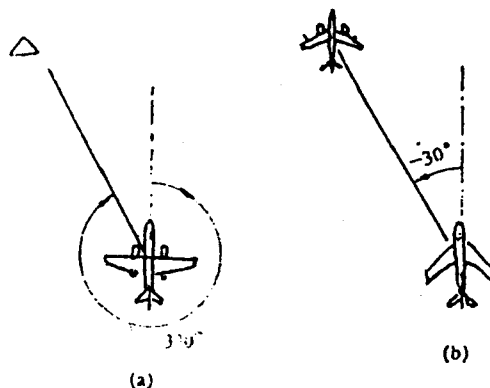


图 1—5 相对方位角

表示方位时必须明确以哪一点为基准点, 例如, 在图 1—4 中, 当从飞机处 (图中的 A 点) 观察地面电台 S 时, 从 A 点处的经线北端量到飞机与电台的连线 AS 的角度 θ_s , 称为电台方位角; 如果从电台 S 处观测飞机, 从 S 处的经线北端量到电台与飞机的连线 SA 的角度 θ_A , 则称为飞机方位角。表示方位时可以用磁经线为基准, 也可以用真经线为基准, 以磁经线为基准的方位角叫磁方位角; 以真经线为基准的方位角叫真方位角。

在飞机上观测地面或空中目标, 也常以飞机纵轴的前端同观测线在水平面上的夹角来表示目标的方向, 这一角度称为相对方位角 θ_r , 例如, 图 1—5 (a) 中电台的相对方位角为 330° ; 图 1—5 (b) 中另一架飞机的相对方位角也是 330° (-30°)。

自动定向机所测量的是电台的相对方位角。

3、航迹与航迹角

飞机重心在地面的投影点的移动轨迹, 称为航迹线或航迹 (TK), 见图 1—6。

飞机在某一时刻的实际运动方向角就是该时刻飞机的航迹角。航迹角是从经线北端顺时针量到航迹去向的角度。

4、所需航迹角 (DTK)

所需航迹 (角) 是飞行员所希望的飞机的运动方向, 在图 1—6 (a) 中就是经线北端与连接航路点 (WPT) 0 和航路点 1 的粗线之间的夹角, 有时也可以把所需航迹叫作待飞航迹。

5、航迹角误差 (TKE 或 TAE)

航迹角误差是所需航迹和实际航迹间的夹角即所需航迹与地速向量之间的夹角, 见图 1—6 (b)。

航迹角误差通常标明左 (L) 或右 (R)。

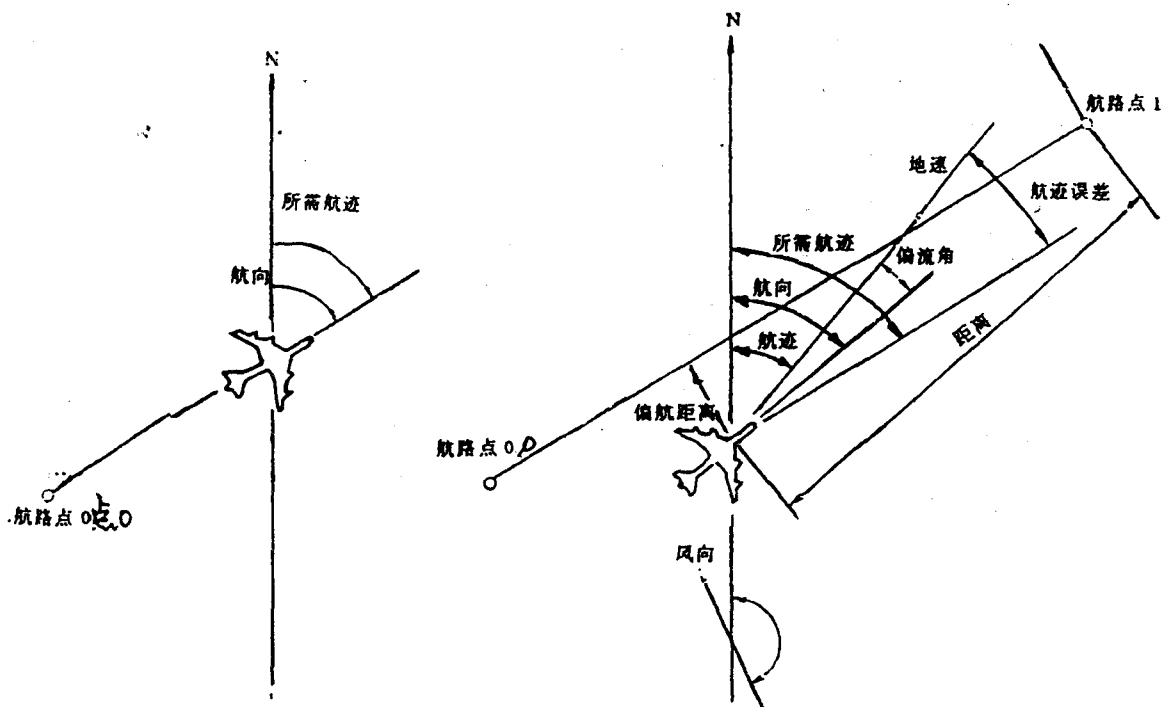


图 1-6 导航参量

(a) 飞机沿航迹飞行且无偏流角

(b) 飞机偏航且偏流角不为零

6、偏流 (DA)

在存在侧风时, 飞机的实际航迹就会与飞机的航向不一致, 航向线与航迹线之间的夹角, 称为偏流角。

在航迹线偏向航向的右边时, 规定偏流角为正值, 如图 1—6 所示; 反之, 若航迹线偏向左侧, 规定偏流角为负值。

7、航路点 (WPT)

飞机的飞行目的地、航路上可用于飞机改变航向、高度、速度等或向空中交通管制中心报告的明显位置, 称为航路点。

8、距离 (DIS)

指从飞机当前位置至飞往的目的地或前方航路点之间的距离, 即待飞距离。

通常, 航路是由几个航路点连成的折线航路。在不加声明时, 距离是指飞机沿指定航路飞往目的地的沿航距离。

两个航路点之间的距离为连接两个航路点的大圆距离。

9、偏航距离 (XTK)

指从飞机实际位置到飞行航段两个航路点连线之间的垂直距离, 见图 1—6 (b)。

10、地速 (GS)

飞机地面的投影点移动速度叫作地速, 地速是飞机相对于地面的水平运动速度。

11、空速 (AS)

空速是飞机相对于周围空气的运动速度。

12、风速 (WS) 与风向 (WD)

风速与风向指飞机当前位置处大气的运动速度与方向，风向风速是相对于地面而言的。

空速 SA，风速 SW 和地速 SG 三者的关系为：

$$SG=SA+SW$$

上述关系可用图 1—7 的向量图表示。

当风速等于零时，飞机的地速等于空速。

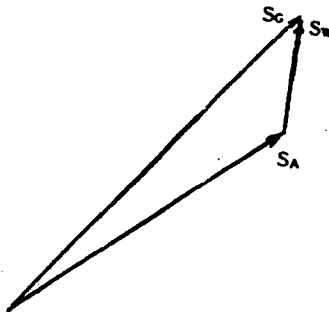


图 1—7 地速、空速、风速的向量关系

13、估计到达时间 (ETA) 与待飞时间

估计到达时间是从飞机当前位置到飞行目的地 (或前方航路点) 之间的估计飞行时间。

估计到达时间是以格林尼治时间为基准的。在飞行中，待飞时间是从飞机当前位置起，按飞机当前的地速值等计算的沿航线飞达目的地的空中飞行时间。

三、位置线与导航定位法

无线电导航尽管它千差万别，但都是通过接收和处理无线电信号来实现的。在导航台位置精确知道的情况下，接收并测量出无线电信号的电参量 (如振幅、频率、相位和延迟时间等)，根据有关的电波传播特性，转换成为导航需要的接收点相对于该导航台坐标的导航参量——位置、方向、距离、距离差等，这就是无线电导航的实质所在。

1、位置线

在导航发射设备位置精确已知的前提下，测量出所接收的无线电导航信号的一个电参量，如振幅、频率、相位及时间延迟等，即可获得一个相应的导航参量，如方向、高度、距离等。对他备式系统来说，发射设备位置指地面导航台位置；对自备式系统来说，发射位置就是飞机本身位置。

从定位的观点来看，测定一个电参量，就可以确定接收点 (即飞机) 所处的一条位置线，但不能确定飞机的确切位置点。所谓位置线，就是一个导航系统所测得的电信号的某一参量为定值时，该参量值所对应的接收点位置的轨迹线。例如，在测距机测得收发脉冲结之间的时间延迟值 Δt 后，就可以计算出飞机距测距台的距离 R ，从而确定飞机是处在以测距台为

圆心、以 R 为半径的圆线上。但根据这一 R 值，并不能确定飞机在这一圆线的哪一个具体位置点上，见图 1—8 (a)。又如，在测得甚高频导航系统的磁方位 θ 后，可以知道飞机是在甚高频导航台的哪一条经线上，但无法确定飞机是在该经线的哪一点上，见图 1—8 (b)。

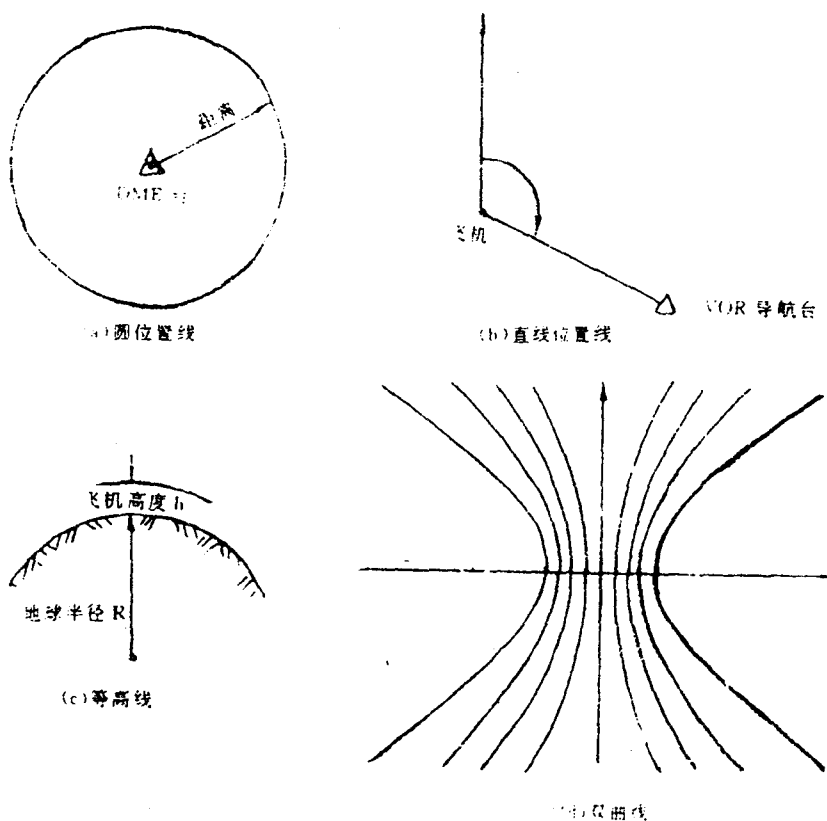


图 1—8 位置线

2、位置线的种类与导航系统

导航系统可能的位置线有直线、圆、双曲线等。相应地，可以把导航系统划分为测向系统、测距系统及测距差系统。

测向系统，如全向信标、自动定向机的位置线是直线。

测距系统的位置线是平面上的圆。

测高系统的位置线也是一个圆，不过这个圆是以地心为圆心。以地球半径与飞机离地高度之和为半径的，见图 1—8 (c)。在可以把地球表面看成是平面的范围内，才可以把等高线看成是与地平面平行的直线。

测距差系统，如利用测距差原理工作的奥米伽导航系统、罗兰系统等，其位置线为双曲线，见图 1—8 (d)。这类系统又可以叫做双曲导航系统。

上述讨论是以接收点与发射点位于同一平面（指地平面，或平行于水平面的平面）内为前提的。当接收点与发射点不在同一平面内时，对应于某一导航参量值的接收点轨迹就不是平面中的位置线而是空中的位置面了。只有在飞行高度相对于距离来说可以忽略不计时，才能把位置面看成是位置线。

3、导航定位方法

由上可知，必须利用平面中的两条或两条以上的位置线相交，才能确定飞机的具体位置点。

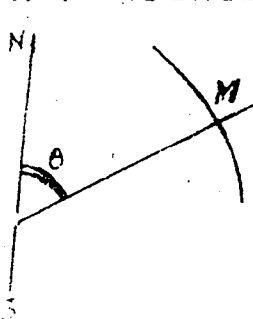
按照所利用的位置线的形状，可以把导航定位系统分为 $\rho-\theta$ 系统、 $\rho-\rho$ 系统或 $\rho-\rho-\rho$ 系统、 $\theta-\theta$ 系统和双曲线系统。这里 ρ 表示距离， θ 表示角度或方位。

(1) $\rho-\theta$ 定位系统

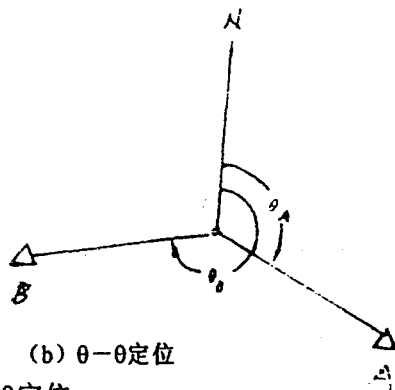
利用测距系统的圆形位置线与测向系统的直线位置线相交的方法，可以确定接收点（飞机）的具体位置 M ，这种定位方法称为 $\rho-\theta$ 定位，也称为极坐标定位。见图 1—9 (a)。

在实用中，利用同台安装的全向信标台和测距台即可实现上述 $\rho-\theta$ 定位。

机载气象雷达也是用 $\rho-\theta$ 方法来确定危险气象目标的位置的。有的气象雷达显示器中所采用的电子束扫描方式，就是这种极坐标扫描。



(a) $\rho-\theta$ 定位



(b) $\theta-\theta$ 定位

图 1—9 $\rho-\theta$ 定位与 $\theta-\theta$ 定位

(2) $\theta-\theta$ 定位系统

通过测定对于两个导航台（例如两个 VOR 台）的方位，可以获得两条径向直线，从而通过这两条直线的交点 M 确定飞机的位置，如图 1—9 (b) 所示。

利用自动定向系统也可进行上述 $\theta-\theta$ 定位，只不过在测得电台的相对方位角 θ_r 后，还要依据当时的磁航向才能换算出飞机相对于电台的磁方位，进而利用两条方位线的交点来定位，对现代飞机来说是没有必要利用这种方法的。

(3) $\rho-\rho$ 定位系统

测定到两个导航台的距离以获得两个圆形位置线，通过两个圆的交点即可确定飞机的位置，见图 1—10 (a)。

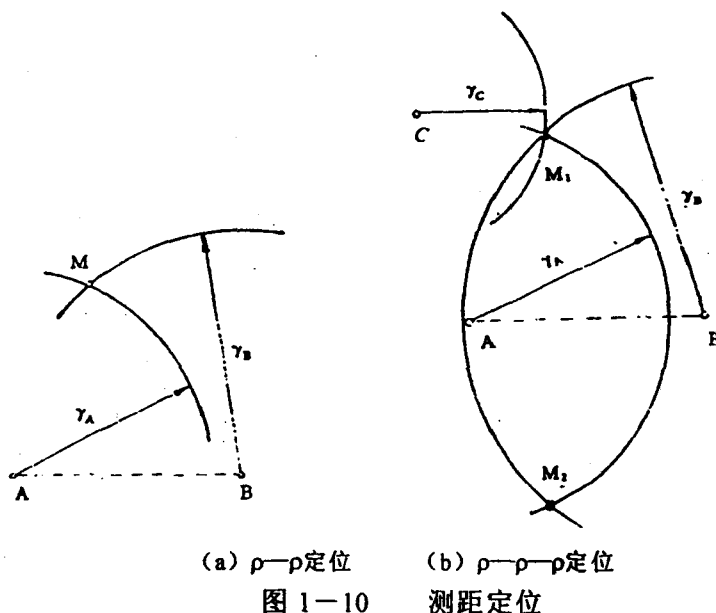
但两个圆可以有两个交点 M_1 和 M_2 。因此在这样的系统中还需设法解决这一位置的模糊问题。如果同时测量到 3 个分离的导航台的距离而获得三条圆形位置线，则三个圆就只可能有一个公共交点 M_1 了，因而也就不再存在位置模糊问题。这就是 $\rho-\rho-\rho$ 定位系统，见图 1—10 (b)。

利用 2 个或 3 个测距台，即可进行上述 $\rho-\rho$ 或 $\rho-\rho-\rho$ 定位。

(4)、双曲定位系统

通过测量到一组导航台的距离差，可以得到一组双曲线；同时测量到另一组导航台的距离差，又可以得到另一组双曲线。利用这两组双曲线的交点，即可确定飞机的位置。

奥米伽导航系统既可以应用 $\rho-\rho$ 和 $\rho-\rho-\rho$ 定位方法，又可应用双曲定位方法。



四、无线电导航基本结构

综上所述，无线电导航的本质及其过程可概括成如图 1—11 所示结构图。

这个无线电导航结构图，可以说是无线电导航的“纲”，因为它概括了所有无线电导航系统的基本内容。这些基本内容的要点如下：

- 1、一个或若干个精确地知道其地理位置的发射台及由它发射的无线电信号；
- 2、无线电信号的电参量（如振幅 A 、频率 ω 、相位 Ψ 、时间 t ）中的一个或多个携带着导航信息，经过电波传播到达接收机；
- 3、接收机接收和处理无线电信号，测出所需要的电参量，再根据电波传播特性，转换成相应的导航参量（如距离 R 、距离差 ΔR 、方位 θ 、飞机高度 h 及航向、航速等）；
- 4、根据得到的导航参量及精确的发射台的地理位置，就可以在地图上获得一条相对于该发射台的位置线（或位置面）；
- 5、两条位置线或三个位置面相交，就可以得到飞机的平面（或空间）位置。

从这个结构图中，不仅可以较好地理解无线电导航的基本过程，而且还可以清楚地看出各种无线电导航系统的区别之所在；几十年的无线电导航发展史，尽管形成了多种多样的无线电导航系统，但它们没有根本的区别，它们的区别正如结构图所示，只在于发射台放置的位置不同（地面上、飞机上或卫星上）、所利用的电波的电参量不同（振幅 A 、频率 ω 、相位 ψ 、时间 t ）以及采用位置线或位置面的形式不同（对应地有直线或平面、双曲线或双曲面、圆或球面等），仅此而已。

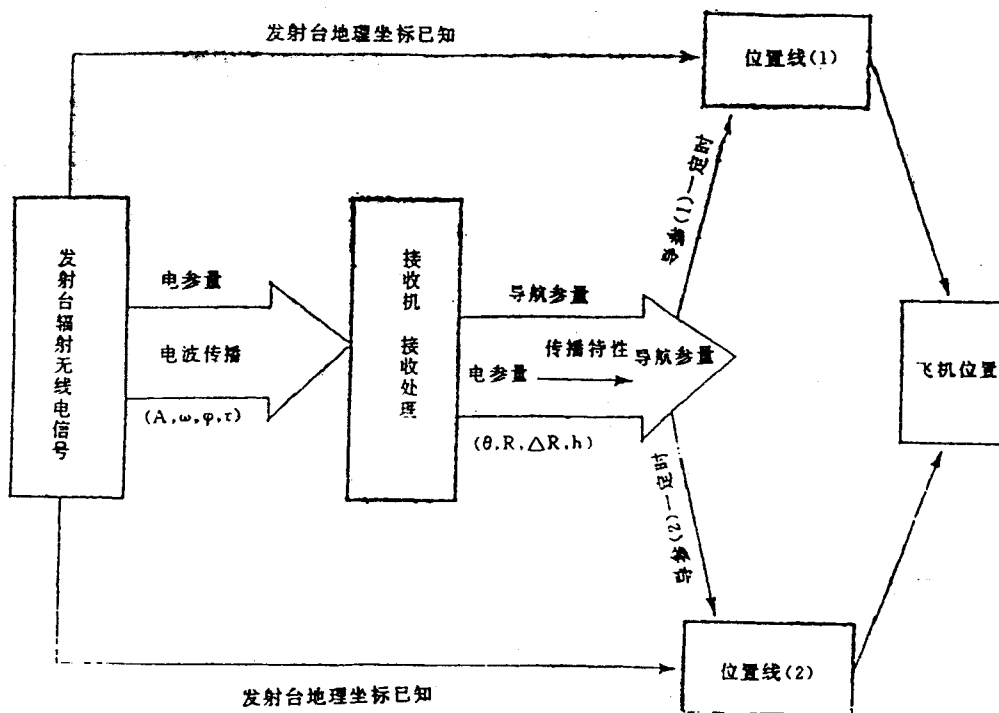


图 1—11 无线电导航结构图

§ 1—3 无线电信号及空间调制

一、无线电频段

无线电频率的范围为 3kHz 至 300GHz。通常将整个无线电频率范围划分为若干频段。各频段的频率具有各自的特点，适用于不同用途的无线电系统。表 1—1 列出了各频段的名称和对应频率范围，同时还列出了相应的波长和波段名称。

表 1—1 频段划分

频段名称	符号	频率范围	波长	波段名称	缩写
甚低频	VLF	3—30kHz	100—10km	超长波	
低 频	LF	30—300 kHz	10—1 km	长 波	L
中 频	MF	300—3000 kHz	1000—100 m	中 波	MW