



第3章

飞机导航系统



3.1 飞机导航基础知识

3.1.1 概述

飞机导航是基于飞机导航装置,研究飞机导航原理及导航技术的科学。

飞机导航的基本目的是在既定条件下,用最有效的方法(飞机按照预定航线飞行,或按照飞行中实时计算的航线飞行),以规定的准确度,在指定的时间将飞机安全地引导到指定地点。它是通过飞机导航(装置)系统对飞机位置、方向、距离及速度等导航参数进行测量以及飞机监视(装置)系统对飞机航路上气象、周围飞机以及近地面等情况实时监控而实现的。

飞机导航实践中所应用的各种不同导航装置,按实现方法及原理不同,一般可分为目视(观测)导航、仪表导航、天文导航、无线电导航以及组合导航等不同类型。

目视(观测)导航:利用观测仪器(含人的眼睛)对所熟悉的地物等进行经常或连续观测,以确定运动体位置和运动方向。早期飞机通过观察地标(航标),现代飞机通常观察气象雷达系统所探测的地形等实现飞机的导航。这种导航方式简单、可靠,但精度不高,且受气象条件和区域限制比较明显。

仪表导航:根据飞机运动方向和航行距离(或速度、加速度、时间等),依据已知飞机位置推算飞机当前位置,或预期飞机未来位置,从而得到一条运动轨迹,以此来引导飞机航行。该导航法主要借助飞机上各种仪表(如磁罗盘、空速表、气压高度表、时钟等)实现。典型情况如现代飞机上使用的惯性基准系统(IRS),就是根据对飞机的运动方向和航行距离(或速度、时间)的测量,从过去已知位置来推算当前位置,或预期将来的位置,从而可以得到一条运动轨迹,以此来引导航行。这种导航方式不受天气、地理条件限制,保密性好。缺点是随着航行时间延长和航行距离增长,位置误差累积会越来越大,因此航行一定时间以后,需要进行位置校准。

天文导航:通过观测具有运动规律的星体相对地球的位置参数(如仰角)以及观测时间,确定观测点在地球上的位置,如利用机载六分仪等设备观测水平线与星体连线间的夹角(即为星体的高度),做等高线,再求另一星体的等高线,其交点即为飞机位置,从而引导飞机航行。这种导航方式不易受人为或电磁场干扰,具有隐蔽性好、无累积误差及精度较高等优点,但容易受到气象条件影响,而且观测时间较长,计算复杂,目前在飞机上很少使用。

无线电导航:是利用无线电的方法,即通过对无线电信号某一电参量(如振幅、频率、相

位或时间等)的测量来测定飞机的距离、距离差、方向和位置等导航几何参量,并引导飞机正确安全地航行。它主要是利用了无线电波传播的基本特性,即无线电波在传播路径中遇到媒质不连续界面必然反射,在理想均匀媒质中必然是直线以及等速传播等特性。利用反射的性质可以发现目标,利用电波直线传播特性可以测定辐射或散射无线电波目标的方向,利用无线电波等速性可以确定到目标的距离,因此,目标位置即可测定。近年来兴起的卫星导航系统也是无线电导航的一种新应用,它是利用人造地球卫星、机载设备和地面设备相配合采用无线电方法实现的一种新型导航系统,如 GPS 系统。

现代飞机上安装和使用了多种无线电导航设备,典型设备包括自动定向机(ADF)、甚高频全向信标(VOR)、测距机(DME)、仪表着陆系统(ILS)、指点信标(MB)、低高度无线电高度表(LRRA)、全球定位系统(GPS)、气象雷达(WXR)、空中交通管制应答机(ATC)、空中交通咨询与防撞系统(TCAS)和近地警告系统(GPWS)等。

飞机无线电导航系统的优点是:不受时间、天候的限制,定位精度高,时间短,可连续、实时地定位,设备简单、可靠。特别是在复杂气象条件下或夜间飞机着陆中,无线电导航则是唯一导航手段。

无线电导航的缺点是:它必须要辐射和接收无线电波,因而易被发现、易受自然和人为干扰,有些导航系统还需要配备必要的地面设备或空间设备。

组合导航:是利用两种或两种以上的不同导航设备以适当的方式组合在一起,利用其性能上的互补特性,获得比独立使用任何一种系统时更好性能的导航方式。组合导航目前已经取得了显著进步,尤以 INS/GPS 组合导航发展最为迅速,因为两者都是全球、全天候、全天时的导航设备,而且都能提供十分完整的导航数据。INS/GPS 组合导航是将 GPS 的高精度和 INS 的自主隐蔽性能有机地结合起来,两者优势互补并能消除各自的缺点,因此其应用越来越广泛。

3.1.2 坐标、坐标系及导航元素

1. 坐标

飞机相对地球表面运动,飞机导航系统通常是利用经度和纬度来表示飞机的位置。

任何平面与地球表面的交线都是圆,而通过地心的平面与地球表面交线形成的圆最大,称为“大圆”,其他的称为小圆。通过地心与地轴垂直的平面和地球表面的交线称为赤道,其余与赤道平面平行的平面与地球表面的交线(小圆)叫纬圈,如图 3.1-1(a)所示。通过并包含地轴的平面与地球表面的交线(大圆)叫经圈。

纬圈与地心连线和赤道平面的夹角为该纬圈的纬度,表示地球的南北,赤道纬度为 0° ,赤道以北($0^\circ \sim 90^\circ$)为北纬, 90° 为北极(N),赤道以南($0^\circ \sim 90^\circ$)为南纬, 90° 为南极(S),如图 3.1-1(b)所示。我国首都北京的纬度为北纬 $39^\circ 55'$ 。

经圈的一半叫经线(或子午线)。国际上规定,以通过英国伦敦格林尼治天文台子午仪中心的经线为起始经线(即本初子午线),如图 3.1-2(a)所示。以起始经线(0°)为基准,用经度表示其他经线的位置(其他经线平面与起始经线平面的夹角),起始经线以东(E)为东经($0^\circ \sim 180^\circ$),以西(W)为西经($0^\circ \sim 180^\circ$)。我国首都北京市位于东经 $116^\circ 23'$,如图 3.1-2(b)所示。

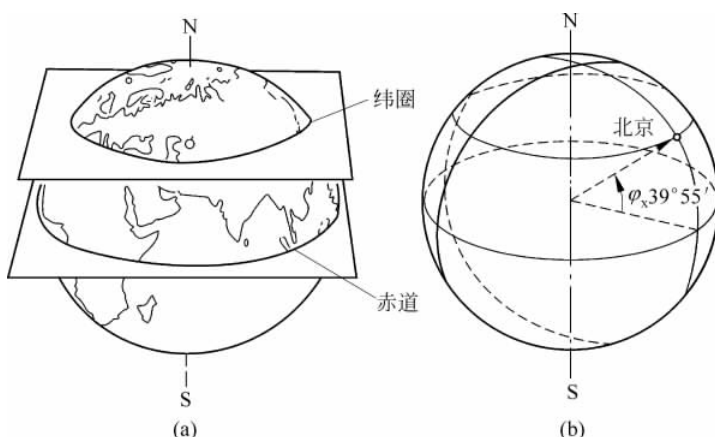


图 3.1-1 赤道、纬圈和纬度

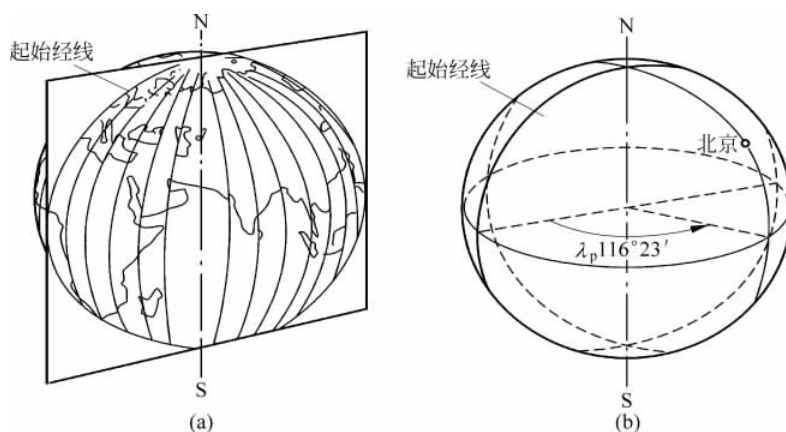


图 3.1-2 经线和经度

2. 坐标系

坐标系用于描述飞机运动,表示导航台位置,它是处理观测数据等信息的数学与物理基础。不同导航系统中,由于考虑问题的侧重点不同,所选用的坐标系也各不相同,因此了解部分常用坐标系,对于飞机导航系统的使用很有帮助。

1) 惯性坐标系

惯性坐标系又称为地心惯性坐标系,是将坐标原点取在地球中心,常用 $Ox_i y_i z_i$ 表示,如图 3.1-3 所示。其中 z_i 轴沿地球自转轴方向, x_i 和 y_i 两轴在地球赤道平面内,它们都不随地球转动而转动。

地心惯性坐标系在惯性基准系统中作为惯性元件(加速度计和陀螺)测量的参考基准,在 GPS 中用于测量和确定卫星轨道。

2) 地球坐标系

地球坐标系常用 $Ox_e y_e z_e$ 表示。坐标系原点取在地球地心, x_e 和 y_e 两轴在地球赤道平面内, Ox_e 轴指向格林尼治经线,即本初子午线, Oz_e 轴与地球自转轴方向一致,指向北极, Oy_e 指向东经 90° 方向,与其他两轴构成右手坐标系,如图 3.1-3(b)所示。地球坐标系与地

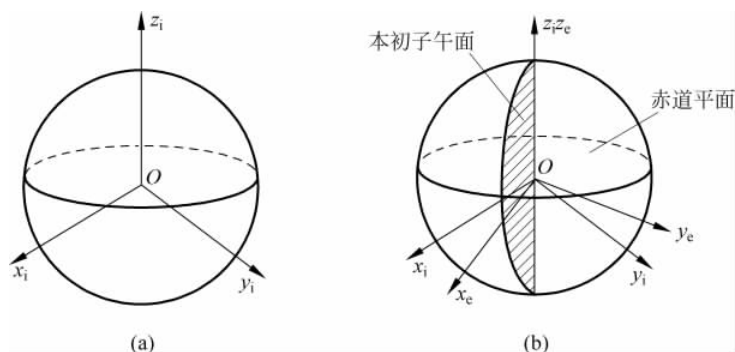


图 3.1-3 地心惯性坐标系和地球坐标系

球固连一起转动,因此也称为地心地固坐标系(earth-centered-earth-fixed, ECEF 坐标系)。在 GPS 中用于计算 GPS 用户接收机的位置。

3) 地理坐标系

地理坐标系常用 $Ox_t y_t z_t$ 表示,原点取在飞机重心或地球表面某一点, Oz_t 轴沿地心与坐标原点连线并指向天顶,垂直于当地水平面, Ox_t 轴和 Oy_t 轴在当地水平面内, Ox_t 轴指向东方, Oy_t 轴指向北方,三轴共同构成右手坐标系,如图 3.1-4 所示。在惯导系统中,其原点在地球上的位置用经、纬度表示。

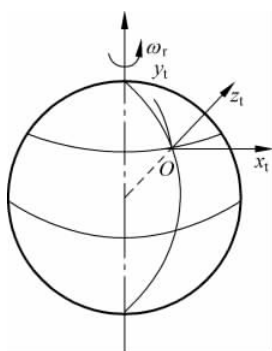


图 3.1-4 地理坐标系

4) 机体坐标系

机体坐标系常用 $Ox_c y_c z_c$ 表示,坐标系原点取在飞机重心, Ox_c 轴沿飞机机体横轴向右, Oy_c 轴沿飞机纵轴向前, Oz_c 轴沿飞机立轴向上。机体坐标系固连于飞机,随飞机一起运动。

5) 平台坐标系

平台坐标系常用 $Ox_p y_p z_p$ 表示,原点取在飞机重心, $Ox_p y_p$ 平面在平台内,且互相垂直, Oz_p 与平台垂直,指向上方。平台坐标系可以与地理坐标系重合,也可以在水平面内与地理坐标系成一定夹角。

6) 世界测地系

在 GPS 中使用的标准地球模型是 1984 年版的世界大地坐标系(WGS-84)。WGS-84 是协议地球坐标系的一种物理实现,其采用大地测量和地球物理联合会第 17 届大会推荐的大地测量常数,为地球提供了一个椭球模型,是目前世界上最高精度的全球大地测量参考系统。ECEF 坐标系是固定在 WGS-84 基准椭球上的,利用这个模型,可以计算出接收机在 ECEF 坐标系中的经度、纬度和高度。

3. 导航元素

通常将与飞机引导和定位有关的最基本参量称为导航元素。下面介绍几个主要导航元素。

(1) 方位角: 以经线北端为基准,顺时针转到水平面上某方向线的角度。常用方位角包括电台方位、飞机磁方位和相对方位,如图 3.1-5 所示。

电台方位即地面信标台的磁方位角,它是以飞机所在位置的磁北方向为基准,顺时针转到飞机与地面信标台连线之间的夹角,这是从飞机观察地面信标台的方向。

飞机磁方位是以地面信标台所在位置的磁北方向为基准,顺时针转到地面信标台与飞机连线之间的夹角,这是从地面信标台观察飞机所在的方向。

相对方位是从飞机纵轴(飞机机头方向)顺时针转到地面信标台与飞机连线之间的夹角。

根据图 3.1-5 及上述角度定义,我们还可以得出如下结论:

电台方位 = 飞机磁航向 + 相对方位

电台方位 = 飞机磁方位 + 180°

电台方位和飞机磁方位均与飞机磁航向无关,也就是说在相同的位置,飞机航向发生变化时,飞机上所测得的电台方位不发生变化。

(2) 航迹: 飞机重心在地面投影点移动的轨迹,叫航迹,也称航迹线,如图 3.1-6 所示。

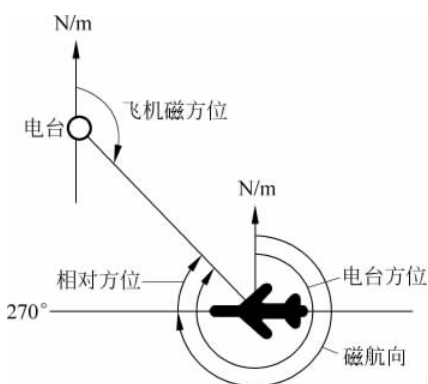


图 3.1-5 电台方位、飞机磁方位及相对方位

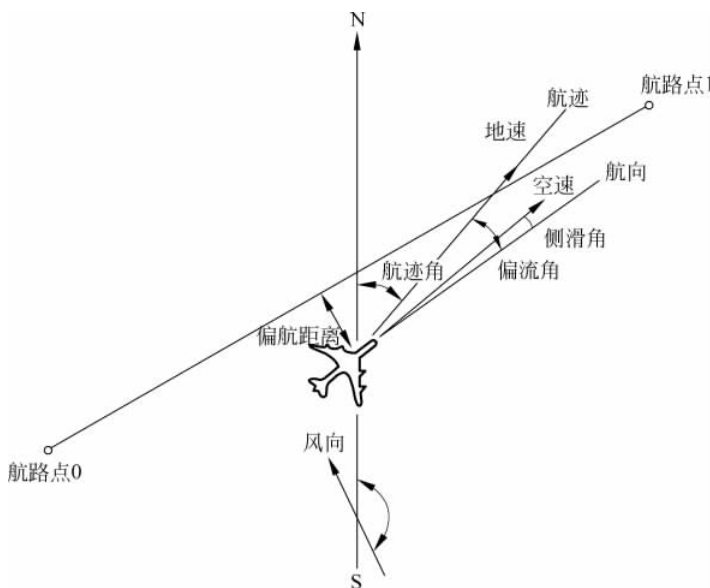


图 3.1-6 导航元素

(3) 航迹角: 飞机经线北端顺时针转至航迹线的角度,如图 3.1-6 所示。

(4) 偏流角: 航向线与航迹线之间的夹角。当飞机在飞行过程中遇到侧风时,飞机实际航迹会与飞机航向不一致,航迹线偏向航向的右侧称为正偏流角,反之为负偏流角,如图 3.1-6 所示。

(5) 偏航距离: 从飞机实际位置到飞行航段两个航路点连线间的垂直距离,如图 3.1-6 所示。

(6) 空速: 飞机相对于周围空气的运动速度,如图 3.1-6 所示。

(7) 侧滑角：飞机所在位置的空速与飞机纵轴平面的夹角，如图 3.1-6 所示。

(8) 地速：飞机在地面投影点的移动速度，即飞机相对于地面的水平运动速度。

(9) 风速与风向：指相对地面，飞机当前位置处的大气运动速度和方向。空速、地速和风速三者之间的关系为

$$\text{地速}(V_G) = \text{空速}(V_A) + \text{风速}(V_W)$$

(10) 航路点：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，如图 3.1-6 所示。

3.1.3 位置线与无线电导航定位

1. 位置线

在无线电导航中，通过机载无线电导航系统测得的无线电信号中某一电参量，如幅度、频率、相位、时间延迟等，可获得相应导航参量，如方向、高度、距离、距离差等，对接收点而言，某导航参量为定值的点的轨迹称为位置线。

机载无线电导航系统可获得的位置线有直线、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。

测距系统(如 DME)的位置线是平面上的圆，如图 3.1-7(a)所示。

测向系统(如 VOR、ADF)的位置线是直线，或称为径向线，如图 3.1-7(b)所示。

测高系统(如气压高度)的位置线也近似可以看作是一个圆，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，如图 3.1-7(c)所示。只有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。

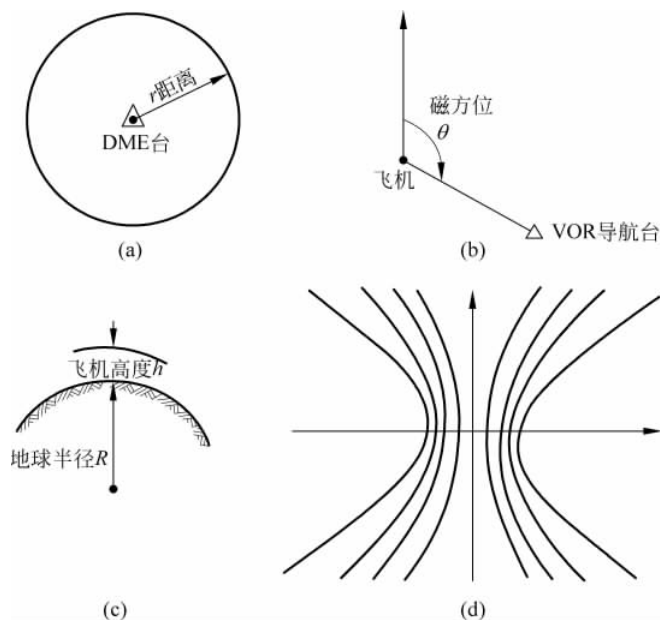


图 3.1-7 位置线

(a) 圆位置线；(b) 直线位置线；(c) 等高线；(d) 双曲线

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,如图 3.1-7(d)所示。这类系统又可以称为双曲导航系统。

上述讨论是以接收点和发射点位于同一平面(如地平面,或平行于水平面的平面等)内为前提的。当接收点与发射点不在同一平面时,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间的位置面了。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。

2. 无线电导航定位

根据以上讨论可知,必须利用平面中两条或两条以上位置线相交,才能确定飞机的具体位置点。

利用无线电测向、测距等系统测得导航参量的位置线可实现对飞机定位。按位置线的不同组合可分为 ρ - θ 定位、 θ - θ 定位、 ρ - ρ 或 ρ - ρ - ρ 定位和双曲线定位等定位方法,这里的 ρ 表示距离, θ 表示角度或方位。

1) ρ - θ 定位

采用测距系统(如 DME 系统)的圆位置线与测向系统(如 VOR 系统)的直线位置线相交的方法,可确定飞机的当前位置 M ,该定位法称为 ρ - θ 定位,也称为极坐标定位,如图 3.1-8(a)所示。

2) θ - θ 定位

由飞机测定对两个地面导航台(如两个 VOR 台)的方位,可获得两条直线位置线,其交点 M 即为飞机的当前位置,如图 3.1-8(b)所示。

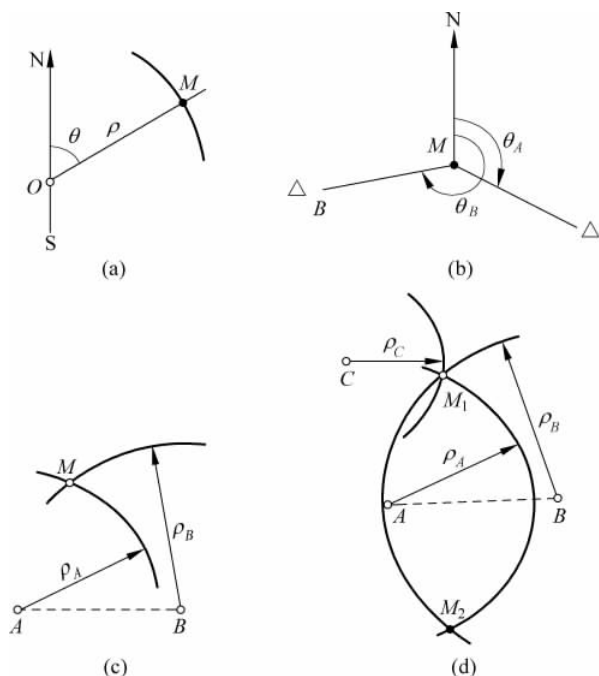


图 3.1-8 位置线定位法

(a) ρ - θ 定位; (b) θ - θ 定位; (c) ρ - ρ 定位; (d) ρ - ρ - ρ 定位

3) ρ - ρ 定位

由飞机测定到两个地面导航台(如两个 DME 台)的距离,可获得两个圆位置线,其交点 M 为飞机当前位置,如图 3.1-8(c)所示。但两个圆位置线有两个交点时会出现定位双值,为此,采用 ρ - ρ - ρ 系统,用三个地面台、三个圆位置线可确定飞机的唯一位置 M_1 ,如图 3.1-8(d)所示。

4) 双曲线定位

利用奥米伽导航系统(或罗兰系统等)测得一组两个导航台的距离差,得到一组双曲线位置线,同时再测出另一组导航台的距离差,得到另一组双曲线位置线,用其交点确定飞机的位置。现代飞机上已基本不采用此种定位方式。

3. 无线电导航系统的分类

1) 按测量电信号的不同参量分类

- (1) 振幅式无线电导航系统;
- (2) 频率式无线电导航系统;
- (3) 脉冲(时间)式无线电导航系统。
- (4) 相位式无线电导航系统;
- (5) 混合式(如脉冲/相位式)无线电导航系统。

2) 按位置线的几何形状分类

- (1) 直线位置线系统(测向系统,或测角系统);
- (2) 圆位置线系统(测距系统);
- (3) 双曲线位置线系统(测距差系统);
- (4) 混合位置线系统(圆-直线位置线系统,圆-双曲线位置线系统)。

3) 按作用距离分类

- (1) 近程导航系统(约为 100~500 km);
- (2) 中程导航系统(约为 500~1000 km);
- (3) 远程导航系统(约为 2000~3000 km);
- (4) 超远程导航系统(大于 1 万 km)。

4) 按系统中机载设备的独立程度分类

- (1) 他备式导航系统;
- (2) 自备式导航系统。

5) 按飞机的飞行阶段分类

- (1) 航路导航系统(保证飞机在预定航线上安全飞行的导航系统);
- (2) 终端区域导航系统(保证飞机进近引导和着陆的导航系统)。

4. 常用航空无线电导航系统

目前民航应用较广的飞机无线电导航系统和设备主要有:

- (1) 自动定向机;
- (2) 甚高频全向信标;
- (3) 仪表着陆系统,包括航向信标(LOC)、下滑信标(GS)和指点信标(MB);
- (4) 测距机;

- (5) 无线电高度表;
- (6) 气象雷达系统;
- (7) 全球定位系统;
- (8) 空中交通管制系统;
- (9) 空中交通咨询与防撞系统;
- (10) 近地警告系统等。

3.1.4 新型导航方式概述

1. 区域导航

航空器的传统导航方式是在飞行航线上有若干航路点,安装在航路点的各种导航设备用以引导飞机沿航路点飞行,飞行程序和航线规划受到导航台的制约。随航班需求量不断攀升,飞行航线不断增加,航路点增多的状况,有的地区航路点地域环境不适合安装地面导航设备,而适合安装地面导航设备的地点又不在航路点上。为此,采用航路点以外的导航设备,实现在该区域内引导飞机沿航路点飞行,即为区域导航(RNAV)。

RNAV 是允许航空器在导航信号覆盖范围之内,或在机载自备导航设备工作范围内,或二者组合,沿任意期望航迹飞行的一种导航方式,即 RNAV 系统能够使用多种导航源信号来自动确定航空器位置,建立期望的飞行航迹。使用多种地面信标设备完成区域导航任务,现代民用飞机已普遍采用以 VOR/DME 为基础的区域导航系统,即 VOR/DME RNAV 系统。

1) VOR/DME RNAV 基本原理

通过连续测得飞机到 VOR/DME 地面信标台的方位和距离信息,从而获得飞往某个确定航路点的航向和距离。它可归结为连续地求解如图 3.1-9 所示的由 VOR/DME 与飞机所构成的 RNAV 三角形。

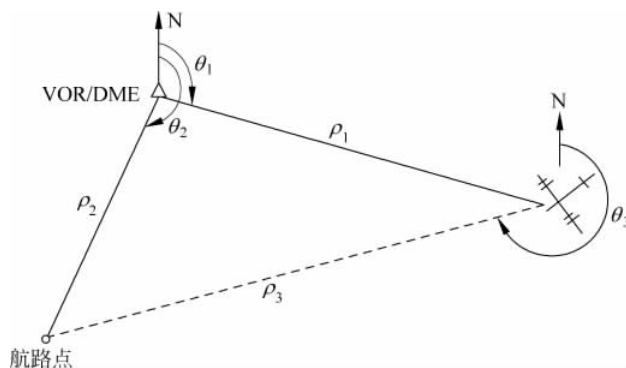


图 3.1-9 以 VOR/DME 为基础的 RNAV 三角形

假定以磁北(N)方向作为角度关系基准方向,则 RNAV 三角形各边与角度关系如下:

- ρ_1 表示 VOR/DME 地面信标台与飞机之间的距离;
- θ_1 表示飞机相对 VOR/DME 地面信标台的磁方位;
- ρ_2 表示 VOR/DME 地面信标台与航路点之间的距离;
- θ_2 表示航路点位于 VOR/DME 地面信标台的磁方位;
- ρ_3 表示飞机与航路点之间的距离;

θ_3 表示航路点相对飞机的磁方位。

其中 ρ_1 、 θ_1 可通过 VOR/DME 地面信标获取,为已知量;且对某个特定的航路点来说, ρ_2 、 θ_2 为已知量,可由驾驶员输入导航计算机或从导航计算机数据库中调用。这样,RNAV 三角形两边(ρ_1 、 ρ_2)及其夹角(θ_1 、 θ_2)为已知,根据正、余弦定理可求得 ρ_3 和 θ_3 ,即飞机相对航路点的距离和磁方位(航迹角),飞机可按此数据直接飞向航路点,而不必经过 VOR/DME 信标台上空,完成对飞机的导航引导。

2) RNAV 系统框图

图 3.1-10 为典型的 RNAV 系统框图。它由导航计算机、VOR 接收机、DME 询问器、中央大气数据计算机、控制显示单元、水平姿态指示器和自动驾驶侧滚通道所组成。导航计算机是 RNAV 系统的核心,其基本任务是接收导航传感器送来的导航信息,包括来自 VOR 接收机的方位和 DME 询问器的斜距,以及来自中央大气数据计算机的气压高度,并按预编的程序连续地求解 RNAV 三角形,得到飞往某个航路点的航迹,包括距离和磁方位。

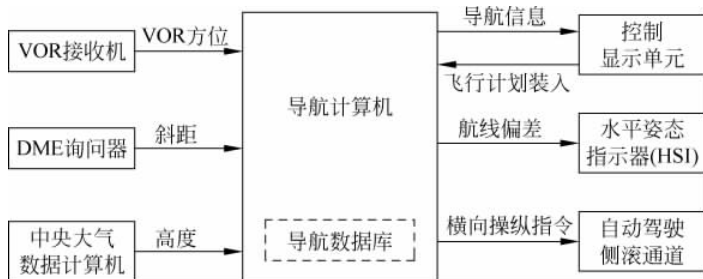


图 3.1-10 典型的 RNAV 系统框图

存储在导航计算机内的导航数据库中包含实现 RNAV 导航所需要的城市之间的航线、导航设备(VOR/DME 信标)及航路点的全部信息。每个航路点参数包括:经度和纬度、高度、导航设备的频率、航路点到 VOR/DME 地面信标台的距离及磁方位。

控制显示单元的作用是:将有关信息(如飞行计划)输入导航计算机;显示导航信息。在某些 RNAV 系统中,导航计算机还可给航线偏差指示器发送航线偏差信号,同时给自动驾驶仪发送横向操纵指令。

3) VOR/DME 区域导航的基本方式

按 DME 系统在 RNAV 中的作用,可分为两种方式。

(1) ρ - θ 方式

如图 3.1-9 所示,在由飞机、航路点和 VOR/DME 地面信标台所构成的 RNAV 三角形中,通过测量 ρ (DME 距离)、 θ (飞机磁方位)来求得飞机到航路点的距离和航向或航迹角的导航解算方式,称为区域导航的 ρ - θ 方式。

(2) ρ - ρ 方式

ρ - ρ 方式是利用两个地面 DME 信标台的距离信息来实现区域导航的另一种方式,如图 3.1-11 所示。此种方式的导航数据库应能提供每个航路点及两个导航设备(DME)参数,它比 ρ - θ 方式导航定位精度高。

4) VOR/DME 区域导航的主要优点

基于 VOR/DME 的 RNAV 系统具有以下优点: