

第 1 章 绪 论

航空器在离场、进场、进近及终端区的其他飞行活动中，为确保飞行安全及运行效率，须遵循一定的飞行路线、高度和机动区域等相关约束，这种约束就是飞行程序。飞行程序是机场建设和运行的基本条件之一，是组织和实施飞行、提供空中交通服务、建设导航设施的基本依据。同时，飞行程序的设计与管理是空域规划与管理的基础，是保障航空器飞行安全和提高运行效率的重要工作。

1.1 飞行程序设计概念

飞行程序设计就是为航空器设定其在终端区内起飞或下降着陆时使用的飞行路线。在设计过程中，首先要保证航空器与地形、地物之间有足够的安全余度；其次，所设定的飞行路线应符合航空器的飞行性能；最后，该飞行路线还应满足空域规划的限制。因此，飞行程序设计是在分析终端区净空条件和空域布局的基础上，根据航空器的飞行性能，确定航空器的飞行路线及有关限制的一门学科。

1.1.1 飞行程序设计的准则

国际民航组织超障小组在取得数以十万计的试飞和飞行数据的基础上，按照危险概率（航空器偏离我们所考虑的空间范围与障碍物或其他航线上飞行的航空器相碰撞的概率）小于 1×10^{-7} 的安全要求，经数学模拟和方法优化，制定出飞行程序设计的规范，并编写成国际民航组织（International Civil Aviation Organization, ICAO）8168 文件：《航空器运行》（*Aircraft operation*），它是国际民航组织所有缔约国进行飞行程序设计的指导性文件。2007 年中国民用航空局参照该文件制定了我国民航标准：《目视和仪表飞行程序设计规范》（MH/T 4023—2007）。我国为民用航空器设计飞行程序时，必须按照《目视和仪表飞行程序设计规范》及相关标准和规范，以及有关咨询通告，参考 ICAO 8168 文件等建议的准则进行设计。

飞行程序设计的飞行路线（航线）除保证航空器与障碍物之间有足够的安全余度外，还应遵守以下原则：

- ① 与当地的航空器流向相一致；
- ② 不同飞行阶段尽量使用不同的飞行航线；
- ③ 当不同飞行阶段的航空器必须使用同一飞行航线时，应尽可能使起飞离场的航空器在进场、进近的航空器之上飞行；
- ④ 尽量减少对起飞航空器爬升的限制；
- ⑤ 进场的航空器尽可能连续下降；
- ⑥ 尽量减少迂回航线。

以便使所设计的飞行程序达到安全、方便、经济的基本要求。

根据使用程序所要求的气象条件，可以将飞行程序分为仪表飞行程序和目视飞行程序两大

类。本书主要介绍仪表飞行程序设计的准则和方法，飞行程序设计的结果以航图的形式公布。

1.1.2 飞行程序的类型及结构

1. 飞行程序的类型

根据应用环境和使用要求，飞行程序有多种分类方法。目前，主要的分类方法有以下五种。

(1) 根据使用的飞行规则划分

按目视飞行规则设计的飞行程序称为目视飞行程序，如图 1-1 所示；按仪表飞行规则设计的飞行程序称为仪表飞行程序，如图 1-2 所示。

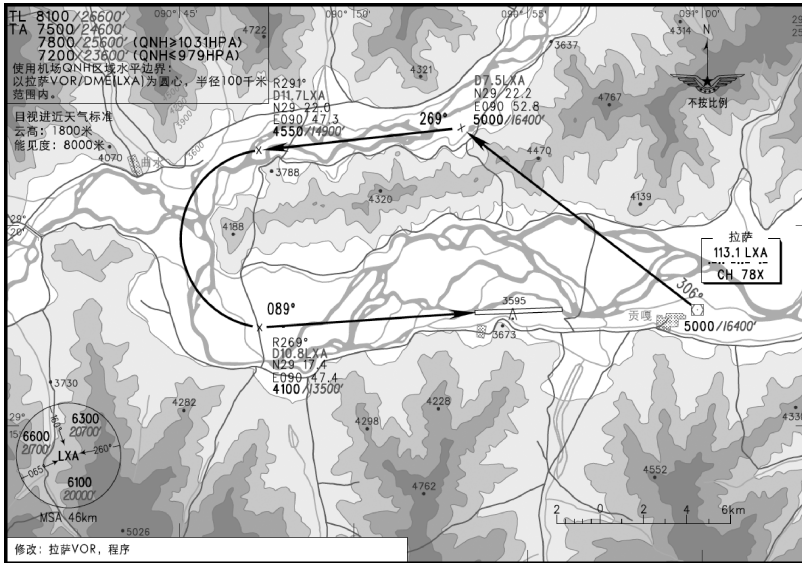


图 1-1 目视飞行程序

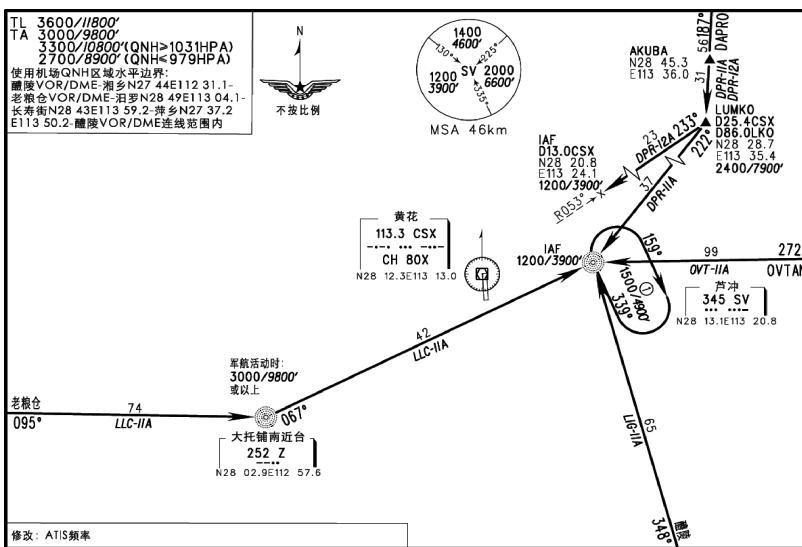


图 1-2 标准仪表飞行程序

(2) 根据导航设施所提供的引导信息划分

使用较高精度的水平引导和垂直引导，并满足运行条件要求的仪表飞行程序称为精密飞行程序，如图 1-3 所示；仅使用方位引导的仪表飞行程序则称为非精密飞行程序，如图 1-4 所示；使用方位引导和垂直引导，但不满足精密进近和着陆运行要求的仪表飞行程序，称为有垂直引导的进近（approach procedure with vertical guidance, APV），如图 1-5 所示。

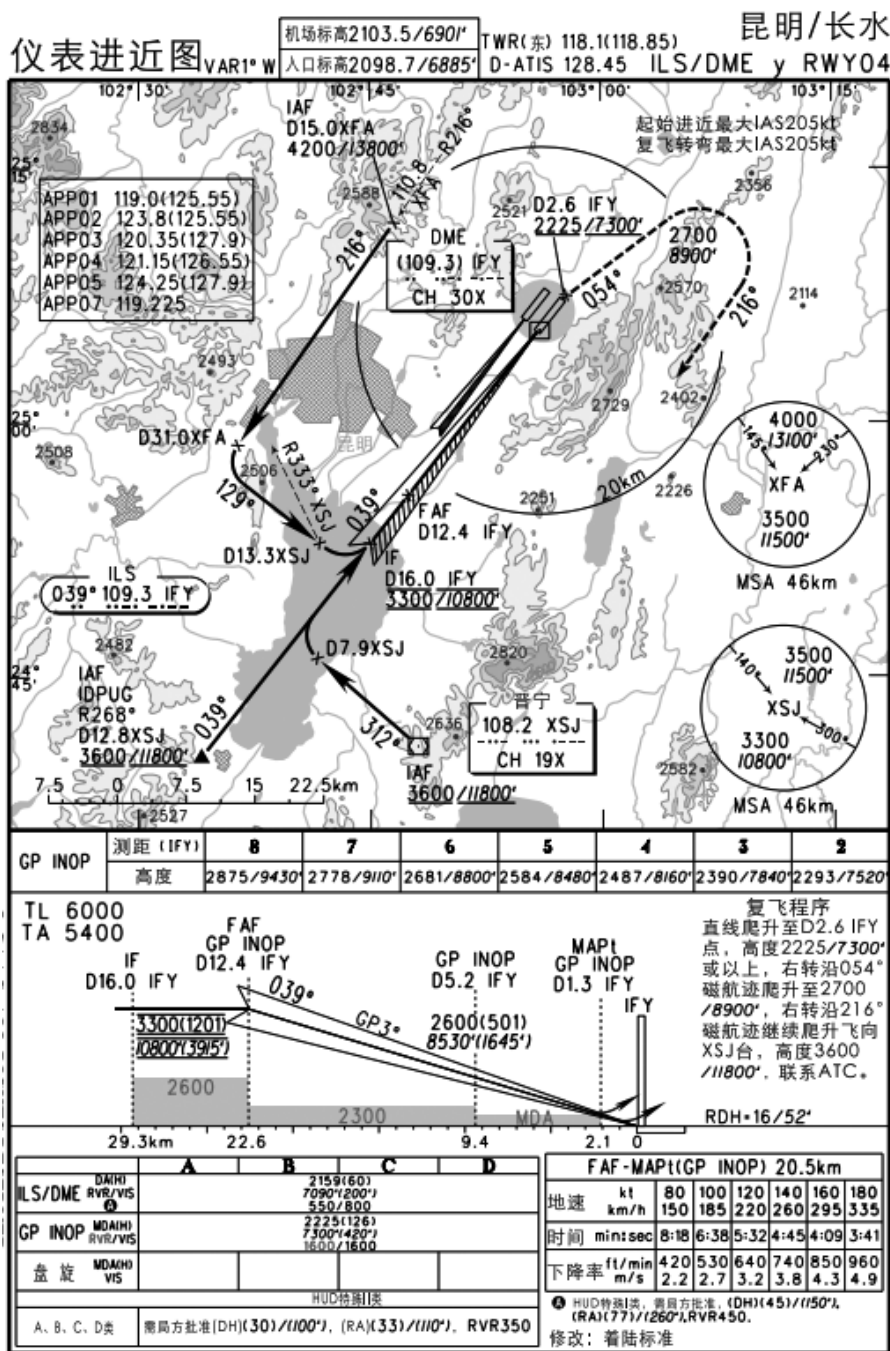


图 1-3 精密飞行程序

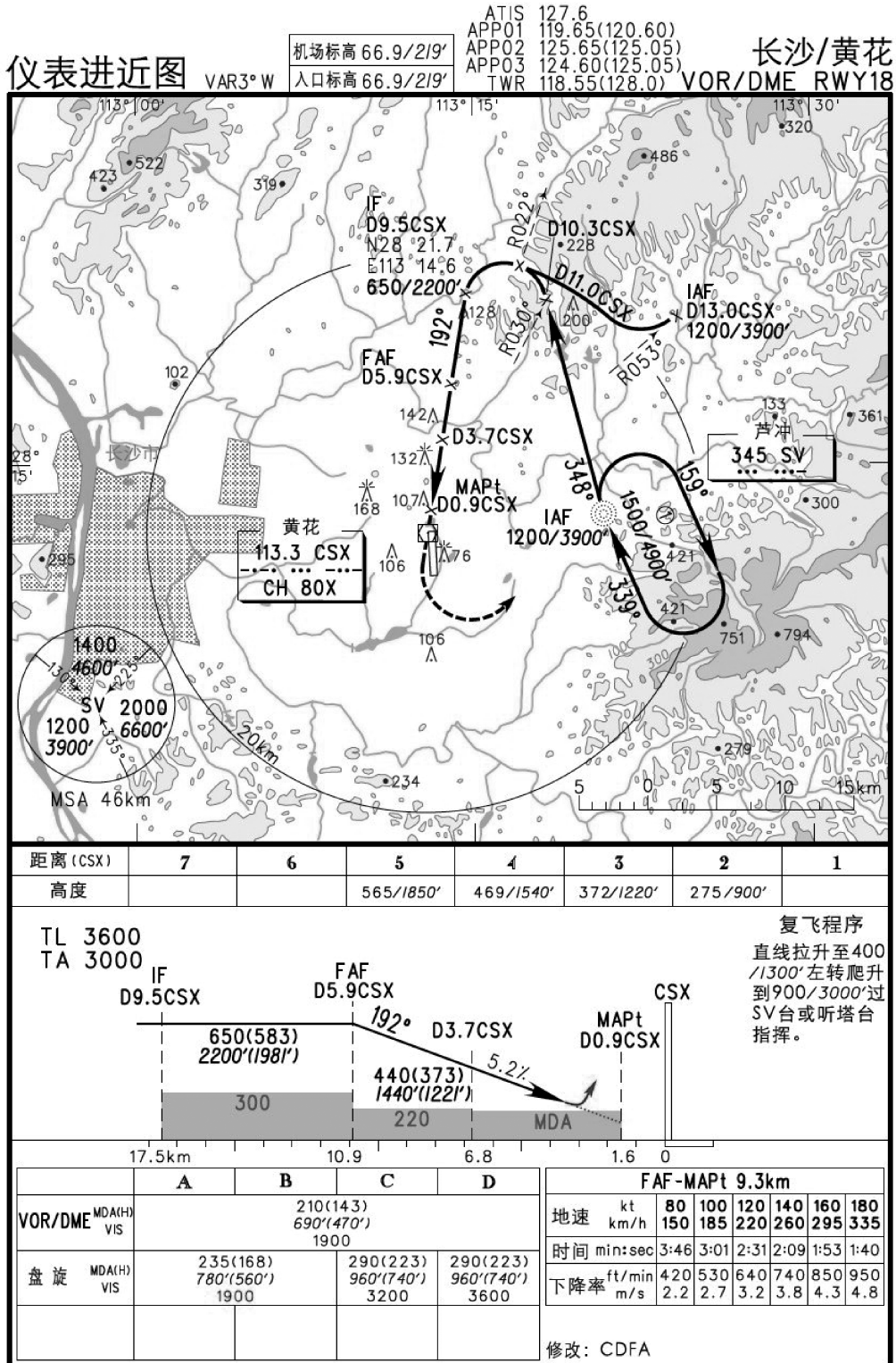


图 1-4 非精密飞行程序

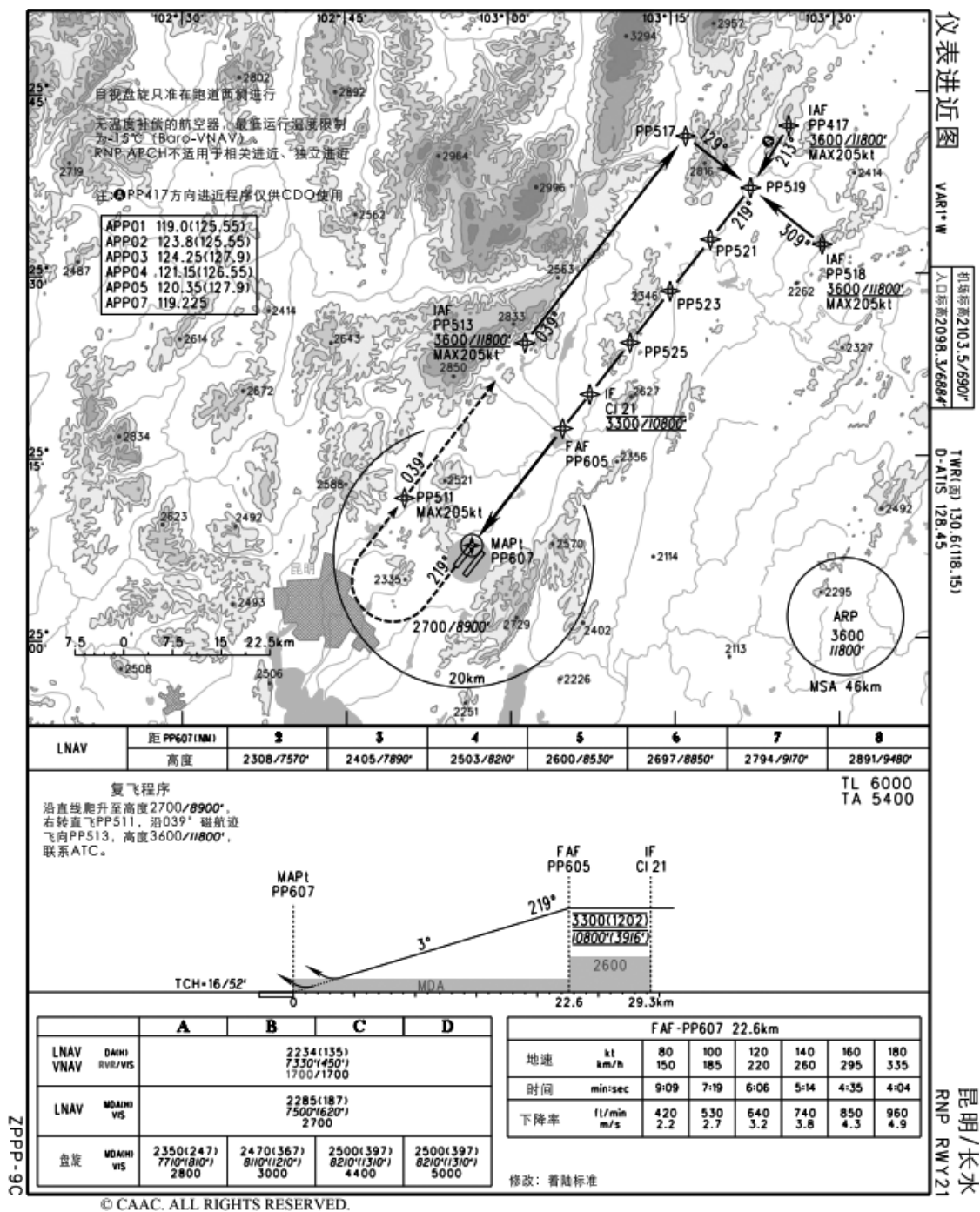


图 1-5 APV 飞行程序

(3) 根据采用的导航和定位方式划分

使用传统导航、定位方式的飞行程序称为传统飞行程序, 如图 1-6 所示; 使用区域导航方法进行导航、定位的飞行程序称为基于性能导航 (performance based navigation, PBN) 飞行程序, 如图 1-7 所示。

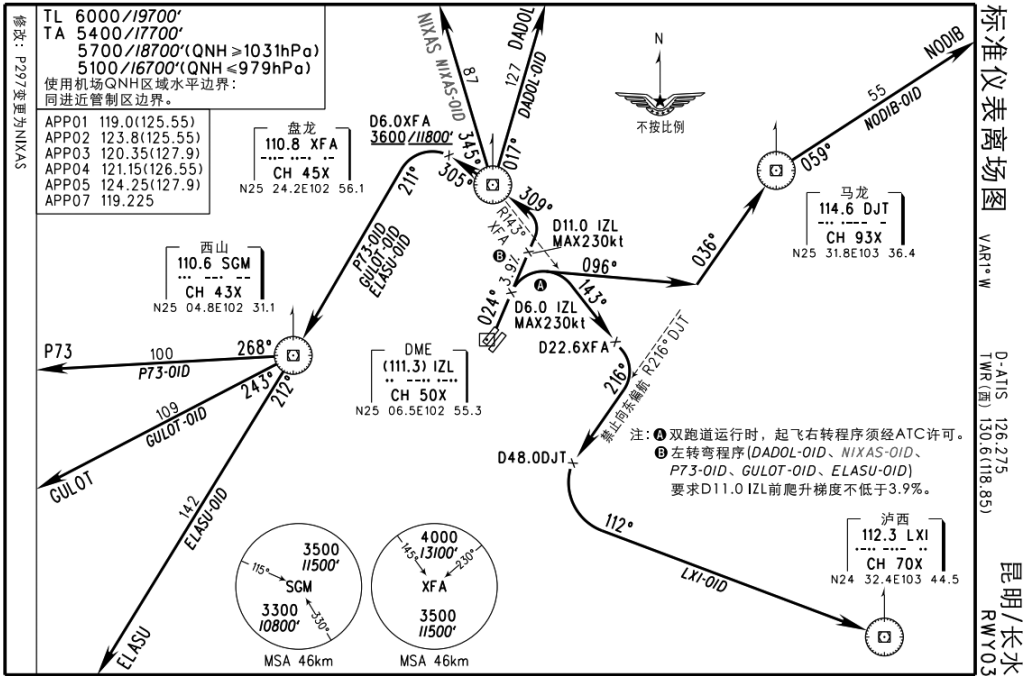


图 1-6 标准仪表离场图 (传统飞行程序)

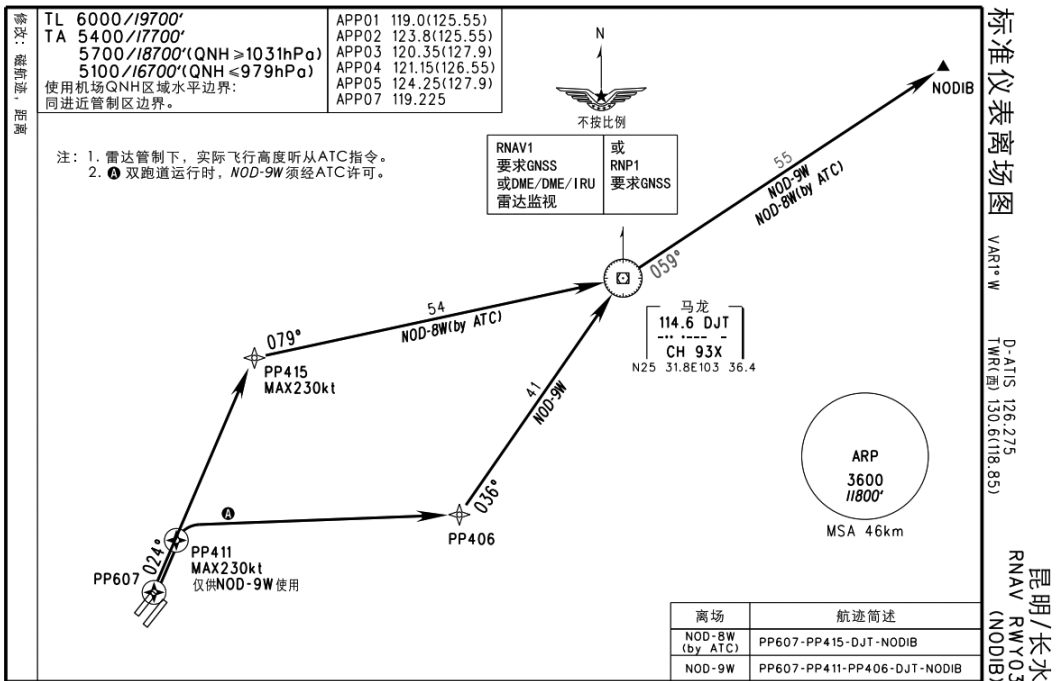


图 1-7 标准仪表离场图 (PBN 飞行程序)

(4) 根据发动机工作状态划分

按照 ICAO 和我国民航的相关规定, 民航局只发布航空器发动机全部正常工作情况下的

飞行程序；对于部分发动机失效的情况，则由营运人根据航空器性能和具体的飞行环境设计应急飞行程序。

(5) 根据航空器类型划分

可分为固定翼航空器飞行程序和直升机飞行程序，本书主要介绍固定翼航空器飞行程序设计方法与准则。

2. 飞行程序的结构

一次航班飞行包括起飞离场、航路飞行、进场下降和进近着陆等飞行阶段。通常，飞行程序设计的内容包括起飞离场（离场程序）、进场下降（进场程序）和进近着陆（进近程序）三个部分。航路的规划和设计一般属于空域规划范畴。但为了保证设计规范的完整性，本书也对航路设计准则进行了介绍。

(1) 离场程序

从航空器跑道起飞末端（departure end of runway, DER）直至加入航路飞行，主要完成起飞后至加入航路前的高度爬升和航向调整。

(2) 进场程序

航空器从航线飞行（巡航阶段）的结束点开始，至起始进近定位点结束。航空器在进场阶段要理顺航路与进近之间的关系，实现从航路到进近的过渡，保证机场终端区内空中交通的流畅。在空中交通流量较大的机场，由于该航段较为复杂，应单独编制和公布标准仪表进场程序。

(3) 进近程序

航空器根据一定的飞行规则，与障碍物保持规定的安全余度所进行的一系列预定的机动飞行。始于起始进近定位点或规定的进场航线，直至航空器安全着陆，如航空器不能完成着陆，则进行复飞，以确保飞行安全。在飞行程序设计，进近程序（如图 1-8 所示）一般由进场、起始进近、中间进近、最后进近、复飞五个航段，以及相应的等待程序组成。

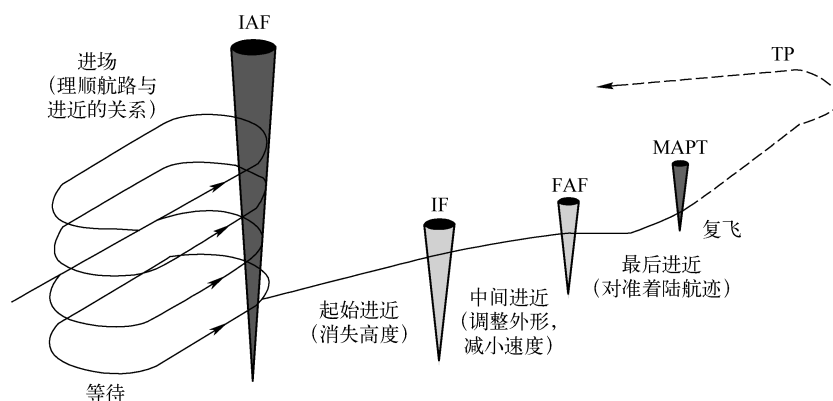


图 1-8 进近程序的结构

1.1.3 飞行程序设计的基本原则及影响因素

1. 基本原则

为了保证航空器在终端区内安全、有序飞行，避免在飞行过程中发生航空器与航空器之

间、航空器与地面障碍物之间相撞，所有具备仪表飞行条件的民用航空机场必须设计适于本场地形和气象特点、空域限制、流量分布等因素的飞行程序和机场最低运行标准。

保障飞行安全、提高运行效率、节约运行成本是飞行程序设计的基本原则，也是每一个飞行程序的设计目标。保障飞行安全是设计工作的重中之重，是设计工作中最重要的指标，只有在满足基本飞行安全要求的前提下，才能考虑和兼顾经济和简便的要求。

(1) 安全

存在安全隐患的飞行程序将会导致严重后果。为使飞行程序安全可靠，一方面需要达到预期的超障安全目标等级，避免航空器与地形、人工建筑物碰撞（碰撞风险小于千万分之一）；另一方面要尽可能地减少飞行程序运行时的交通冲突，降低与其他航空器碰撞的风险。

(2) 经济

为使飞行程序设计得经济合理，要从实际出发，选择最适宜的进近模式和航迹，尽可能地降低机场运行最低标准，并节省空域和飞行时间，为保证航空器正常飞行、增大空中交通流量和机场吞吐量及减少飞行冲突创造有利条件。

(3) 简便

简便易行的飞行程序可以降低驾驶员执行飞行难度，减少操作动作，从而增加安全系数。在保证安全和经济的前提下，尽量减少飞行程序中转弯的次数和角度，增加直飞的航段。

(4) 环保

飞行程序涉及的空域范围较低，通常对周围环境会产生直接的影响，例如噪声、尾气污染等。在进行飞行程序设计时，应尽量避免噪声敏感区域，采取高度控制或者设计降噪程序等方法减少噪声的影响。同时采用连续下降或连续上升航迹来减少航空器的排放，减少对环境的污染。

2. 影响因素

(1) 导航方式及导航设施布局

导航设施的类型和布局是影响飞行程序设计的重要因素。飞行程序所规定的飞行路线必须保证飞行的可操作性，即应满足便于识别、引导可靠、操作稳定的特点。传统飞行程序依靠陆基导航设施发射的无线电信号取得飞行航迹引导，常用的陆基导航设施有无方向性信标台（non-directional beacon, NDB）、甚高频全向信标台（very high frequency omnidirectional radio range, VOR）、测距机（distance measuring equipment, DME）、航向台（localizer, LOC）、下滑台（glide path, GP）、指点标、进近灯光系统、精密进近雷达（precision approach radar, PAR）等。PBN 飞行程序的相关导航设施和飞行航迹引导方法将在本书第二部分加以介绍。

导航设施的工作原理和导航精度决定其在飞行程序中的应用方式和航迹分布。传统飞行程序要求提供引导的导航台必须位于航迹或航迹延长线上，且应保证飞行航迹位于导航台信号覆盖范围内。导航设施的覆盖范围应通过通信导航部门评估，确保满足飞行程序的要求。由此可见，导航台的位置会影响飞行程序中航迹的设置。

机场导航设施布局应按照保证安全、经济实用的原则，根据机场周围地形、机场等级、航空运输量设置，满足不同层次机场运行的基本需求。最基本的机场导航设施布局应配备航

线归航引导设施和最后进近航迹引导设施。

在我国，常规的导航设施布局有以下几种形式。

① 支线机场：通常会在跑道延长线上、跑道入口近端安装一套 VOR/DME 设备，用于进、离场及进近航迹引导；至少在主降方向安装仪表着陆系统。

② 区域枢纽机场：通常会在跑道延长线上、跑道入口近端安装一套 VOR/DME 设备，用于进近航迹引导；在跑道侧方起落航线三边上安装一套 VOR/DME 设备，用于进、离场航迹引导；在跑道双向均安装仪表着陆系统。

③ 国际枢纽机场：通常会在跑道延长线上、跑道入口近端安装一套 VOR/DME 设备，用于进近航迹引导；在跑道两侧安装多套 VOR/DME 设备，兼顾各方向进、离场使用；在跑道双向均安装仪表着陆系统，有条件的机场还会装备二类精密进近系统，用于低能见度程序。

由于国内各机场终端区的空域限制和运行环境不同，需求也有差异，导航设施布局形式会有所调整。

(2) 环境因素

影响飞行程序的环境因素主要包括自然环境因素和人文环境因素。

① 自然环境因素主要指地理条件、气象条件等。地理条件主要考虑地形特征和障碍物的分布，应严格控制机场附近障碍物的高度，充分考虑障碍物对离场初始阶段、最后进近阶段和最低天气运行标准的影响。在机场终端区内，评估周围山地、丘陵对航空器进近下降和起飞爬升的影响，并根据航空器性能要求调整航迹避开高大障碍物。气象条件最主要的就是风、能见度和云底高，在选址阶段的程序设计工作中，应采集至少 5 年以上的气象资料，进行分析和比选，以确定跑道方向是否合适，机场利用率是否满足需求等。

② 人文环境因素一般是指机场周边的噪声、电磁场环境等。在环保要求日益提高的趋势下，航空器执行飞行程序所产生的噪声也成为影响飞行程序航迹设置的因素和评价飞行程序质量的重要指标。飞行航迹应避免噪声敏感区，并尽量避免飞越居民区。机场周边其他设施的电磁信号可能会对通信导航设施的信号造成影响，在导航台选址和航迹设置过程中应充分考虑周边电磁场环境，避免受到干扰。例如，在机场选址阶段的程序设计工作中应充分考虑周边高压输变电线路的走向，以及与进、离场航线的相对位置关系等。此外，机场周边的光污染和烟尘等都会对机场选址和飞行程序设计造成一定程度的影响。

(3) 空域结构

空域结构一般是指机场周围的航路航线、限制空域布局和邻近机场布局等。离场航线以加入航路航线为终止，进场航线以脱离航路航线为起始，因此所设计的进、离场航线应适应航路航线走向。飞行程序应避免限制性空域，相邻机场在空域利用方面常常存在矛盾和冲突，因此在程序设计过程中应充分考虑各个机场的空域使用需求，合理布局飞行航迹，保证飞行安全，实现终端区交通的有序运行。

飞行程序设计的过程中，应综合考虑以上要素，结合机场跑道布局及所运行的航空器性能确定设计方案，为机场安全、高效运行奠定基础。

1.1.4 飞行程序设计的基本步骤

飞行程序设计包含以下四个基本步骤。

(1) 规划航迹

根据机场的净空条件、导航设施的布局和与该机场进、出港有关的航路情况及其他影响因素初步规划航迹。

(2) 绘制保护区

按离场、进场和进近及复飞程序设计准则，确定在正常情况下，航空器沿标称航迹飞行时，可能产生的最大位置偏移范围，称为保护区。

(3) 评估障碍物

航空器沿标称航迹飞行时，其飞行高度与保护区内障碍物应保持一定的垂直间隔，满足安全要求的最小垂直间隔称为超障余度。不同飞行阶段要求的超障余度不同，同一飞行阶段，障碍物所在位置不同，超障余度也会有所变化。障碍物高度与超障余度之和即为该障碍物所要求的超障高度。

在进场、进近阶段，评估障碍物是计算保护区内所有障碍物要求的超障高度，取其中最大者为该航段的最低超障高度；在离场、复飞阶段，评估障碍物是计算保护区内所有障碍物要求的超障高度和对应的爬升梯度，取这些爬升梯度中最大者为该航段的最低爬升梯度。

(4) 检查和调整

检查各航段的梯度是否符合要求，如果有不符合要求的航段，必须进行调整。在调整过程中，如果改变了飞行航迹，应重复步骤(2)(3)(4)，直至符合要求。

1.1.5 飞行程序设计的工作任务

根据中国民用航空局的相关规定，针对机场建设项目的不同阶段，新建机场飞行程序设计的主要工作任务也不同。

(1) 选址阶段

该阶段的主要作用是通过相关条件比选确定最优场址，主要工作有：收集相关基础数据，如地形资料、重要障碍物分布、气象资料等；综合分析各场址的环境因素对飞行程序的影响；协助完成初步的军民航空域使用协调，取得相关机构的意见；对场址进行空侧条件比选，选择最优场址。

(2) 预可行性研究阶段

该阶段的主要作用是技术论证推荐场址飞行程序的可行性，主要工作有：参与军民航协调，初步达成意见；考虑相应的跑道布局、导航设施布局，确定进、离场飞行程序的基本方案；提出飞行程序超高障碍物初步处理要求，及时向相关政府主管部门提出净空保护要求。

(3) 可行性研究阶段

该阶段的主要作用是细化机场建设中飞行程序各阶段工作，主要工作有：确定跑道构型；参与通信导航设施选址工作；参与航路航线设置方面的军民航协调，提出空域调整方案；提交设计报告。

(4) 初步设计阶段

该阶段的主要作用是与机场建设其他各专业进行有效配合，对空域结构、导航设施建设和障碍物处理等方面提出具体方案，主要工作有：根据空域用户要求进行空域调整；确定导航设施类型及布局；确定与周边航路航线结构的连接；确定终端区内高度表拨正程序和过渡高度/过渡高度层的具体方案；提交飞行程序各阶段航行要素、保护区、障碍物评估、最低

安全高度等详细设计及论证方案；确定机场运行最低标准等飞行程序的具体设计方案；对影响飞行程序的障碍物进行净空处理。

(5) 竣工设计阶段

该阶段的主要作用是在机场建设竣工以后，根据施工过程中的一些数据变化对初步设计方案进行相应调整和更新，主要工作有：收集机场实际施工方案相关资料，根据障碍物净空处理情况进行飞行程序最后修改和上报；参与净空控制与航行资料的准备；对相关人员进行培训；进行飞行模拟机验证、导航设施的校飞及飞行程序的试飞工作。

(6) 飞行程序的日常维护和优化

由于机场改扩建、导航设施变更、空域和管制协议改变、净空环境改变等相关运行条件的改变，要及时进行飞行程序的修改和更新。

1.2 飞行程序设计的参数

1.2.1 航空器的速度

1. 航空器的分类

航空器的速度直接影响实施飞行程序机动飞行所需的空域和机场运行标准，飞行程序设计可以根据航空器的跑道入口速度的不同对航空器进行分类。

根据 ICAO 规定，航空器在跑道入口的指示空速 (V_{at}) 定义为：在最大允许的着陆重量和着陆外形条件下，航空器失速速度 V_{so} 的 1.3 倍，或失速速度 V_{slg} 的 1.23 倍。如果 V_{so} 和 V_{slg} 的数值都能得到，则应选择其中较大的值。

在飞行程序设计中，航空器主要考虑固定翼飞机和直升机，固定翼飞机按照 V_{at} 的不同分为 A、B、C、D、E 五类，直升机用 H 类表示 [H 类 (PinS) 为具备 GNSS 导航能力的直升机]。各类航空器 V_{at} 的速度范围如表 1-1 所示。

表 1-1 设计飞行程序时所用的速度 (IAS)

单位: km/h

航空器分类	V_{at}	起始进近速度范围	最后进近速度范围	目视机动 (盘旋) 最大速度	复飞最大速度	
					中间	最后
A	<169	165~280 (205 ^①)	130~185	185	185	205
B	169~223	220~335 (260 ^①)	155~240	250	240	280
C	224~260	295~445	215~295	335	295	445
D	261~306	345~465	240~345	380	345	490
E	307~390	345~465	285~425	445	425	510
H	—	130~220 ^②	110~165 ^③	—	165	165
H 类 (PinS) ^③	—	130~220	110~165	—	130 或 165	130 或 165

① 反向和直角程序的最大速度；

② 6 000ft 及以下的反向和直角程序的最大速度为 185 km/h，6 000ft 以上为 205 km/h；

③ 基于基本 GNSS 的直升机区域内参考点程序及运行需要，起始进近和中间进近航段使用最大速度 220 km/h 进行设计，最后进近和复飞航段使用 165 km/h，或起始和中间进近航段使用 130 km/h，最后进近和复飞航段使用 130 km/h。

2. 程序设计使用的速度

在设计飞行程序时，应使用 ICAO 提供的各类航空器在不同的飞行航段的速度，见表 1-1。如果表中对应某一速度范围，应选取影响最大者作为设计速度，表中速度为指示空速 (IAS)，程序设计时必须换算为真空速 (TAS)。

飞机相对于空气运动的速度称为空速。飞行过程中，空速通过空速表来测定。空速表所测出的空速，经过仪表误差和空气动力误差的修正后，得到指示空速，指示空速再修正空气压缩性修正量误差和空气密度误差，就得到真空速，即 $TAS = K \times IAS$ ，其中 K 为换算因子，如表 1-2 所示。

表 1-2 指示空速换算为真空速的换算因子

高度/ m	温 度							
	ISA-30℃	ISA-20℃	ISA-10℃	ISA	ISA+10℃	ISA+15℃	ISA+20℃	ISA+30℃
0	0.946 5	0.964 7	0.982 5	1.000 0	1.017 2	1.025 7	1.034 1	1.050 8
500.0	0.969 0	0.987 8	1.006 3	1.024 4	1.042 3	1.051 1	1.059 8	1.077 0
1 000.0	0.992 2	1.011 8	1.030 9	1.049 7	1.068 2	1.077 4	1.086 4	1.104 3
1 500.0	1.016 3	1.036 6	1.056 5	1.076 0	1.095 2	1.104 6	1.114 0	1.132 5
2 000.0	1.041 3	1.062 3	1.083 0	1.103 2	1.123 1	1.132 9	1.142 6	1.161 8
2 500.0	1.067 2	1.089 0	1.110 5	1.131 5	1.152 1	1.162 3	1.172 4	1.192 3
3 000.0	1.094 0	1.116 7	1.139 0	1.160 8	1.182 2	1.192 8	1.203 2	1.223 9
3 500.0	1.121 9	1.145 5	1.168 6	1.191 2	1.231 5	1.224 5	1.235 3	1.256 8
4 000.0	1.150 7	1.175 3	1.199 3	1.222 9	1.246 0	1.257 4	1.268 7	1.291 0
4 500.0	1.180 7	1.206 3	1.231 3	1.255 8	1.279 8	1.291 7	1.303 4	1.326 6
5 000.0	1.211 9	1.238 5	1.264 5	1.290 0	1.315 0	1.327 3	1.339 5	1.363 6
5 500.0	1.244 3	1.272 0	1.299 1	1.325 6	1.351 6	1.364 4	1.337 1	1.402 2
6 000.0	1.277 9	1.306 8	1.335 0	1.362 7	1.389 7	1.403 1	1.416 3	1.442 4
6 500.0	1.313 0	1.343 0	1.372 5	1.401 3	1.429 5	1.443 4	1.4572	1.484 3
7 000.0	1.349 4	1.380 8	1.441 5	1.441 5	1.470 9	1.485 4	1.499 8	1.528 1
7 500.0	1.387 3	1.420 1	1.452 1	1.483 5	1.514 1	1.529 2	1.544 2	1.573 7

表 1-2 给出了高度从 0 到 7 500 m，温度从 ISA-30℃ 到 ISA+30℃，将指示空速转换成真空速的换算因子。对于表中没有给出的高度和温度（高度大于 7 500 m，温度超出 ISA±30℃ 的范围），可以用下式计算：

$$TAS = IAS \times 171.233 \times [(288 + VAR) - 0.006496H]^{0.5} / (288 - 0.006496H)^{2.628}$$

式中：VAR——程序设计所用值相对于国际标准大气 (ISA) 温度的差，单位为℃；

H ——高度，单位为 m。

例 1-1 假设高度为 4 500 m，指示空速为 400 km/h，温度为 ISA+20℃，则：

$$TAS = 400 \times 1.3034 \approx 521 \text{ (km/h)}$$

例 1-2 假设高度为 6 600 m，指示空速为 380 km/h，温度为 ISA+15℃，则：

取 7 000 m 对应的换算因子 K 值，可以算出

$$TAS = 380 \times 1.4854 \approx 564 \text{ (km/h)}$$

3. 转弯参数

转弯参数包括转弯真空速、转弯坡度、转弯率和转弯半径等。航空器转弯时的速度决定

了转弯半径和转弯率。转弯半径和转弯率直接影响到机动飞行所占的空间和时间。为了保证航空器在仪表进近的机动飞行中具有足够的安全区域，设计飞行程序时，除按航空器分类规定各航段的速度范围外，还规定了转弯坡度和转弯率。

航空器转弯时的倾斜角度，即航空器横轴与地平线或航空器竖轴与地垂线的夹角，称为转弯坡度，单位时间内所转过的角度称为转弯率，以 $(^\circ)/s$ 为单位。

转弯率的计算公式为：

$$R = \frac{562 \tan \alpha}{V}$$

式中： R ——转弯率，单位为 $(^\circ)/s$ ，且 $R \leq 3(^\circ)/s$ ；

α ——转弯坡度，单位为 $(^\circ)$ ；

V ——真空速，单位为 m/s 。

设计飞行程序时，规定等待和进近使用的平均转弯坡度为 25° ，目视盘旋的为 20° ，离场和复飞的为 15° 。转弯率不得超过 $3(^\circ)/s$ ，如果超过 $3(^\circ)/s$ ，则应使用 $3(^\circ)/s$ 转弯率所对应的转弯坡度。

无风条件下转弯半径为：

$$r = \frac{180V}{\pi R}$$

式中： r ——无风条件下的转弯半径，单位为 m ；

V ——真空速，单位为 m/s ；

R ——转弯率，单位为 $(^\circ)/s$ 。

1.2.2 与风相关的参数

1. 风向和风速

在转弯过程中，由于航空器的航向是不断变化的，并且，同一空域随着时间的变化，风向也是变化的，所以无法用某一固定的风向来分析整个转弯阶段，在风的影响下，航空器可能产生航迹偏移。因此，为了保证飞行安全，采用全向风来代替某一特定风向。所谓全向风是指风速一定，风向为任意方向，即考虑风向为 360° 中的任何一个方向。如图 1-9 所示，航空器在无任何导航设备引导的情况下从 A 点飞至 B 点，受全向风的影响，其可能产生的最大位置偏移范围为一个以 r （ $r = \text{风速} \times A$ 点到 B 点所用飞行时间）为半径， B 点为圆心的圆。

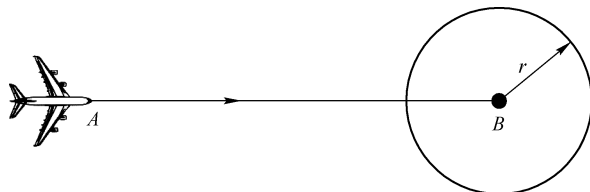


图 1-9 全向风的影响范围

设计飞行程序时，不同飞行阶段，所使用的全向风的风速各不相同，具体各阶段风速的规定如表 1-3 所示。

表 1-3 转弯设计参数

航段或转弯位置的定位点	速度 (IAS) ^①	高度/高	风	坡度 ^②	FTT			
					C/s		出航计时容差/s	航向容差
					建立坡度时间	飞行员反应时间		
离场	最后复飞 IAS+10%， 如表 1-1 所示 ^③	指定的高度/高； (指定高度/高转弯) 机场标高+从 DER 开始 10%爬升率的高 (指定点转弯)	风螺旋线用 95% 全向风或 56 km/h (30 kt)	划设转弯区：15° 建立平均飞行航径： 15°——<305 m (1 000 ft)； 20°——305 m (1 000 ft) ~<915 m (3 000 ft)； 25°——≥915 m (3 000 ft)	3	3	—	—
航路	585 km/h (315 kt)	指定的高度/高	95%概率的风 或 ICAO 标准风 ^④	15°	5	10	—	—
等待	参见表 7-4 ^②	指定的高度/高	ICAO 标准风 ^④	传统程序和 RNAV (RNP 除外)：25° RNP 程序：当 FL<245 时 23°； 当 FL>245 时 15°	5	6	10	5°
起始进近—反向 程序和直角航线	参见表 1-1	指定的高度/高	ICAO 标准风 ^④ 或统计风	25°	5	6	10	5°
起始进近—DR 航迹程序	A、B 类：165~335 km/h (90~180 kt) C、D、E 类：335~465 km/h (180~250 kt) 如表 1-1 所示 在 IAF 或 IF 转弯用 起始进近速度 在 FAF 转弯用最后 进近最大速度	A、B 类：1 500 m (5 000 ft)； C、D、E 类：3 000 m (10 000 ft) 指定的高度/高	ICAO 标准风 ^④ DR 段： 56 km/h (30 kt)	25°	5	6	—	5°
IAF、IF、FAF	参见表 1-1 ^①	指定的高度/高	95%概率的全向风 或 56 km/h (30 kt)	25°	5	6	—	—
复飞	参见表 1-1	机场标高+300 m (1 000 ft)	56 km/h (30 kt)	15°	3	3	—	—
使用预定航迹的 目视机动飞行	参见表 1-1	机场标高+300 m (1 000 ft)	46 km/h (25 kt)	25°	—	—	—	—
盘旋	参见表 1-1	机场标高+300 m (1 000 ft)	46 km/h (25 kt)	20°	—	—	—	—

① 当航空器运行需要避开障碍物时，速度可减小至中间复飞指示空速，但程序应注明“限制复飞转弯最大指示空速为××km/h (kt)”。

② IAS 换算为 TAS 时，使用与高度相对应的国际标准温度加 15°C。等待程序基本保护区的真空速计算已包括压缩性修正。

③ 当航空器运行需要避开障碍物时，速度可减小为表 1-1 中所列的中间复飞最大速度加 10%，但程序应注明“限制离场转弯最大指示空速为××km/h (kt)”。为了检验所规定的速度限制对运行的影响，应将该速度与平均飞行航径给出的统计速度进行比较。

④ ICAO 标准风的计算公式为：12h+87 km/h，其中 h 的单位为千米；或 2h+47 kt，其中 h 的单位为英尺。

2. 风螺旋线

无风情况转弯时，航空器的飞行航迹应为一个圆。考虑有全向风的影响，航空器转过一定角度时所形成的轨迹为风螺旋线，其极坐标方程为 $\rho=r+E_\theta$ ，如图 1-10 所示， r 为静风条件下的转弯半径，单位为 km， E_θ 为转过 θ 角度所用时间内风的影响范围 $\left(E_\theta=\frac{\theta}{3600R}W\right)$ ，风速 W 的单位为 km/h。绘制风螺旋线的模板如图 1-11 所示。

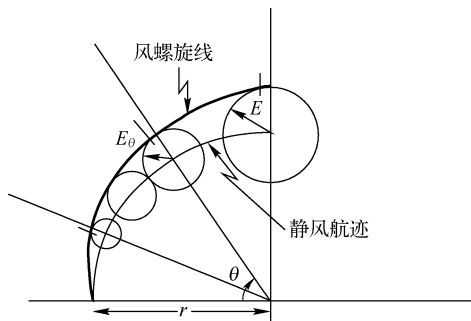


图 1-10 风螺旋线

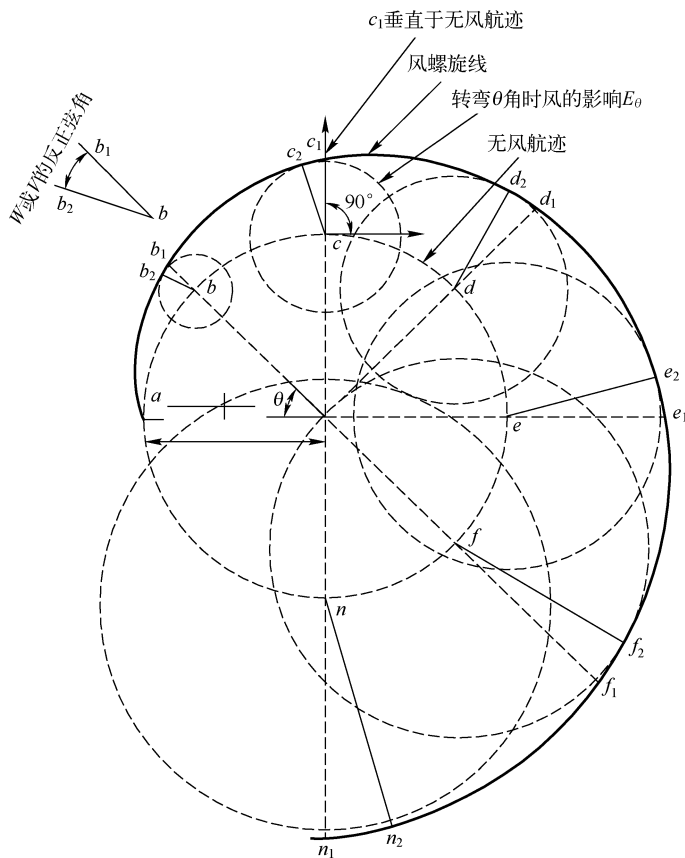


图 1-11 绘制全向风的模板（风螺旋线）

在计算各个飞行阶段转弯半径及转弯时使用的相关参数如表 1-3 所示，表中参数的特定用法见相应章节。除使用预定航线的目视机动飞行以外，表中所列转弯坡度值相应的转弯率不得超过 $3(^{\circ})/s$ 。

1.2.3 计量单位

在飞行程序设计，相关的航行参数的计量单位如表 1-4 所示。

表 1-4 计量单位^①

参 数	单 位	参 数	单 位
水平距离	千米 (km), 海里 (NM)	时间	秒 (s), 分 (min)
垂直距离	米 (m), 英尺 (ft)	速度	千米/时 (km/h), 节 (kt)
下降率	米/秒 (m/s), 英尺/分 (ft/min)	角度	度 (°), 弧度 (rad)
下降梯度	%		

① 所用单位依据《国际民用航空公约》中的附件 5。

各单位之间的转换如下：

- ① 由海里 (NM) 转换为米 (m), $1 \text{ NM} = 1\,852 \text{ m}$;
- ② 由米 (m) 转换为英尺 (ft), $1 \text{ m} = 3.280\,8 \text{ ft}$;
- ③ 由海里 (NM) 转换为英尺 (ft), $1 \text{ NM} = 6\,076 \text{ ft}$;
- ④ 由节 (kt) 转换为米/秒 (m/s), $1 \text{ kt} = (1\,852/3\,600) \text{ m/s} = 0.514\,4 \text{ m/s}$;
- ⑤ 由度 (°) 转换为弧度 (rad), $1^\circ = \frac{\pi}{180} \text{ rad}$ 。

参数值通常以整数表示, 为了保证各参数所需的精度, 应当只对计算的最后结果向上或向下取整, 具体取整方法在本书各章节有具体要求, 在中间计算过程中, 应当保留尽可能多的小数位数值以确保精度。

1.3 终端区定位点及定位容差

航空器在空中是根据一条预定的飞行路线飞行。这条飞行路线由一系列的空间位置点和位置点之间的航段组成。这些位置点需要利用一个或一个以上导航设备确定其地理位置, 这些位置点称其为定位点。终端区定位点是指构成仪表飞行程序的各个定位点, 按照其位置和作用, 分为起始进近定位点 (IAF)、中间进近定位点 (IF)、最后进近定位点 (FAF)、等待点、转弯点 (TP)、复飞点 (MAPt)、梯级下降定位点 (SDF) 等。实施飞行程序过程中, 定位点帮助驾驶员判定航空器位置。进近程序定位点的名称与其后的航段相一致, 例如, 中间进近航段以中间进近定位点开始。因此, 定位点附带着相关航段的操作信息, 其定位精度对飞行程序的安全性和可靠性有着直接的影响。

1.3.1 导航容差

终端区内定位点可以采用飞越导航台、双台交叉定位和雷达定位三种方法进行定位。不论采用哪种定位方法, 都会产生误差, 航空器实际位置可能分布在标称定位点周围的一个区域内, 这个区域叫作定位容差区。其定义为: 由于地面和机载设备的精度限制, 以及驾驶员的飞行技术误差, 航空器在定位时可能产生的偏差范围, 如图 1-12 所示。定位容差区沿标称航迹的长度称为定位容差。从进入定位容差区的最早点到标称点量取的长度为 d_1 ; 从标称点到飞出定位容差区的最晚点量取的长度为 d_2 , 如图 1-13 所示。

定位容差区的大小与定位方法、所使用的导航设备及导航台与定位点的位置关系有关。下面将介绍程序设计时使用的各种导航设备定位容差参数。

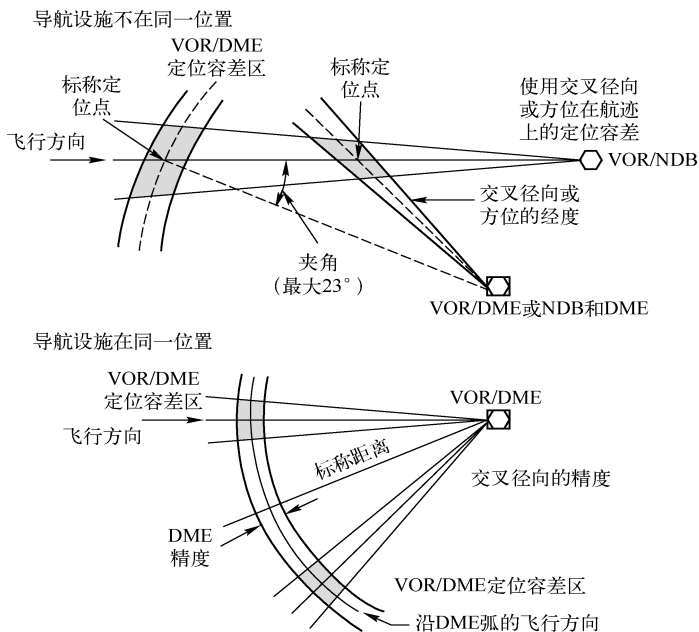


图 1-12 交叉定位点的定位容差区

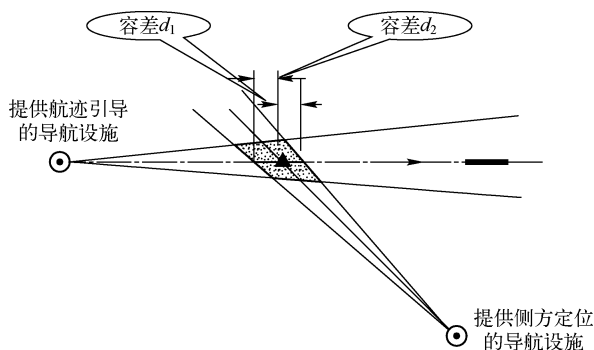


图 1-13 定位容差区与定位容差

1. 飞越导航台的定位容差区

(1) 飞越 VOR 台的定位容差区

飞越导航台的定位容差区应使用圆锥效应区确定，如图 1-14 所示。这个区以 VOR 台的直线与垂直线成 50° 角为轴，扩散角为 50° 的倒圆锥为基础。进入圆锥效应区时，由于设备误差和驾驶误差，在标称航迹两侧有 $\pm 5^\circ$ 的进入误差，如图 1-15 所示。进入圆锥效应区后，驾驶员在保持原航向飞行的过程中，将产生最大 $\pm 5^\circ$ 的航向保持误差，直至飞出圆锥效应区。对于某一指定高度 h ，利用公式 $r_v = h \times \tan 50^\circ$ 即可求得该高度圆锥效应区的半径，再根据进入误差和航向保持误差就可确定该高度飞越 VOR 台的定位容差区。

(2) 飞越 NDB 台的定位容差区

飞越 NDB 台的圆锥效应区的倒圆锥扩散角为 40° 。进入误差为 $\pm 15^\circ$ 。进入圆锥效应区后的航向保持误差为 $\pm 5^\circ$

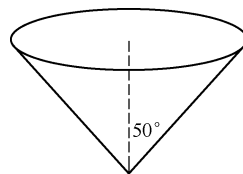


图 1-14 VOR 台的圆锥效应区

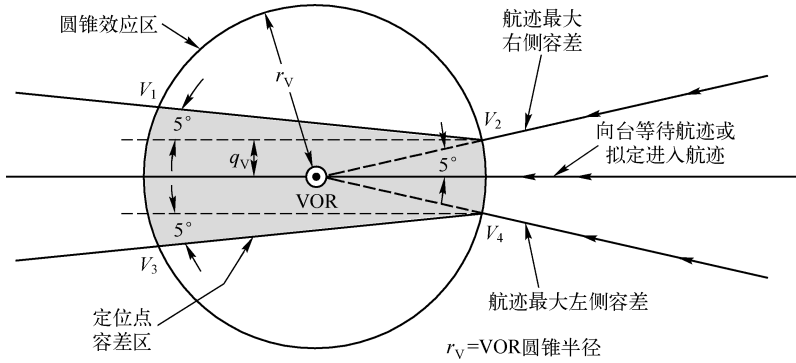


图 1-15 飞越 VOR 台的定位容差区

以内。对于某一指定高度 h ，使用 $r_N = h \times \tan 40^\circ$ 即可得到该高度圆锥效应区的半径，再根据进入误差和航向保持误差就可确定该高度飞越 NDB 台的定位容差区，如图 1-16 所示。

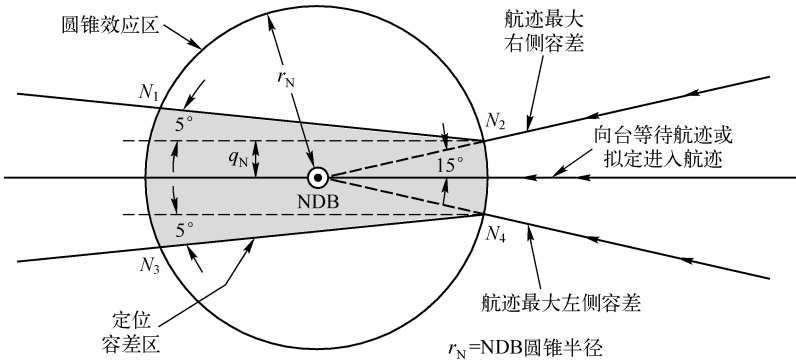


图 1-16 飞越 NDB 台的定位容差区

(3) 飞越 75 MHz 指点标的定位容差区

飞越 75 MHz 指点标的信号效应区是一个抛物面，即将图 1-17 中所示的抛物线以过水平标尺中零刻度的垂线为旋转轴旋转而得。该抛物面与某一高度水平面相交而得的圆即为该高度飞越指点标的定位容差区。

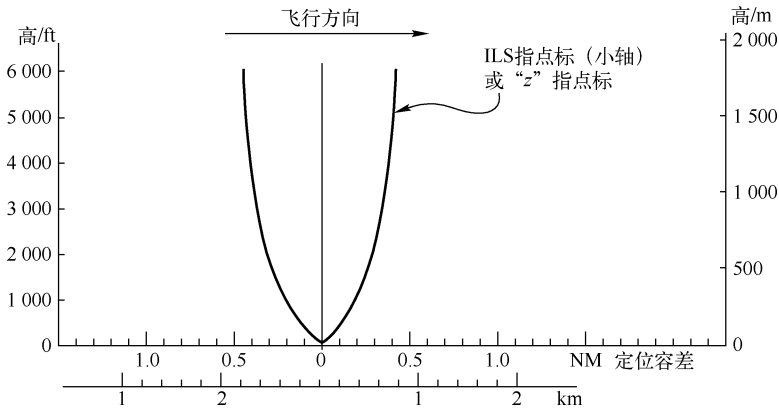


图 1-17 指点标的覆盖范围

2. 交叉定位点的定位容差区

终端区内飞行程序所需的定位点很多，但能安装导航台的定位点很少，多数定位点需要采用交叉定位的方法来确定其位置。交叉定位就是通过测定航空器与两个或两个以上导航设备的相对方位或距离来确定航空器的位置。交叉定位点的定位容差大小取决于提供定位信息的导航系统使用的精度高低。决定系统精度的参数为：地面设备容差、机载接收系统容差、飞行技术容差，如表 1-5 所示。

表 1-5 系统使用精度的影响因素

导航设备系统使用精度影响因素	VOR	ILS	NDB
地面系统容差	$\pm 3.6^\circ$	$\pm 1^\circ$	$\pm 3^\circ$
机载接收系统容差	$\pm 2.7^\circ$	$\pm 1^\circ$	$\pm 5.4^\circ$
飞行技术容差	$\pm 2.5^\circ$	$\pm 2^\circ$	$\pm 3^\circ$

(1) 提供航迹引导的导航台的精度

VOR 台的航迹引导精度由以下三个参数组成：

- ① $\pm 3.6^\circ$ ，地面系统容差，或由飞行测试而定；
- ② $\pm 2.7^\circ$ ，接收机容差；
- ③ $\pm 2.5^\circ$ ，飞行技术容差。

取以上三个数值的平方和根，即得 VOR 台的航迹引导容差为 $\pm 5.2^\circ$ 。

NDB 台的航迹引导精度由以下三个参数组成：

- ① $\pm 3^\circ$ ，地面设备容差；
- ② $\pm 5.4^\circ$ ，机载设备容差；
- ③ $\pm 3^\circ$ ，飞行技术容差。

取以上三个数值的平方和根，即得 NDB 台的航迹引导容差为 $\pm 6.9^\circ$ 。

ILS 航向台的航迹引导精度由以下三个参数组成：

- ① $\pm 1.0^\circ$ ，地面监测设备容差（包括波束弯曲）；
- ② $\pm 1.0^\circ$ ，机载设备容差；
- ③ $\pm 2.0^\circ$ ，飞行技术容差。

取以上三个数值的平方和根，即得 ILS 航向台的航迹引导容差为 $\pm 2.4^\circ$ 。

(2) 提供侧方定位的导航台的精度

提供侧方定位的导航台的总容差与提供航迹引导的导航台的总容差的差别在于侧方台总容差中不考虑飞行技术容差，根据前面所给的数据，可以得到各种导航设备的侧方定位容差。

- ① VOR： $\pm 4.5^\circ$ 。
- ② NDB： $\pm 6.2^\circ$ 。
- ③ ILS 航向台： $\pm 1.4^\circ$ 。

(3) DME 台的测距精度

DME 台的测距精度为： $\pm [0.46 \text{ km} (0.25 \text{ NM}) + 1.25\% D]$ 。其中， D 为地面设备至机载 DME 设备天线的距离。这个精度数值是总的精度、监视容差和飞行技术容差的平方和

根 (RSS)。

在确定了定位点所使用的定位方法和导航台之后, 就可以根据以上定位容差参数, 确定定位点的定位容差区和定位容差 d_1 、 d_2 的数值。例如, 某定位点所在的航线以 VOR 台作为航迹引导台, 同时用侧方 VOR 台定位, 其定位容差区和定位容差如图 1-18 所示。

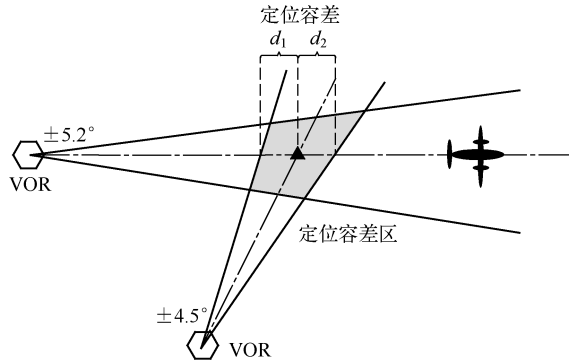


图 1-18 交叉定位点定位容差区的确定 (以 VOR 台为例)

(4) 使用交叉定位时, 对导航台的限制

当使用两个 VOR 台交叉定位时, 对两个导航台与定位点的连线所构成夹角的大小也有一定的限制, 如图 1-19 所示, 该夹角应在 30°~150°之间, 如不能满足夹角限制, 则不能采用这种定位方式。

当使用两个 NDB 台交叉定位时, 对两个导航台与定位点的连线所构成夹角的大小也有一定的限制, 如图 1-20 所示, 该夹角应在 45°~135°之间, 如不能满足夹角限制, 则不能采用这种定位方式。

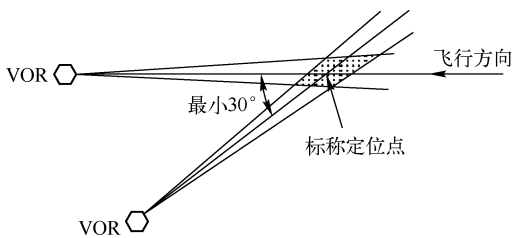


图 1-19 VOR/VOR 交叉定位时的限制

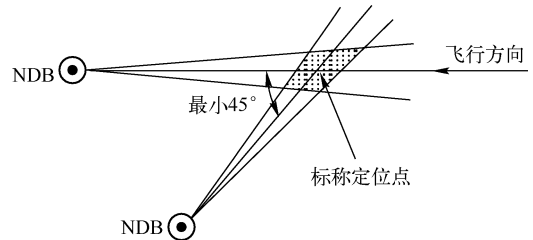


图 1-20 NDB/NDB 交叉定位时的限制

VOR/DME 定位点通常使用位于同一位置的 VOR 和 DME 提供的径向和距离信息, 但在有必要使用不同位置的 VOR 和 DME 定位时, 则定位点至航迹引导的电台的连线与至 DME 台连线的交角不得大于 23°。

1.3.2 终端区定位点的实际应用

1. VOR/DME 定位点的最短可用地面距离

如图 1-21 所示, VOR/DME 定位点的最短可用地面距离可以通过下列公式确定。

$$d_m = h_1 \times \tan 55^\circ$$

式中: d_m ——最短可用 DME 地面距离, 单位为 km;

h_1 ——相对设备天线的高，单位为 km。

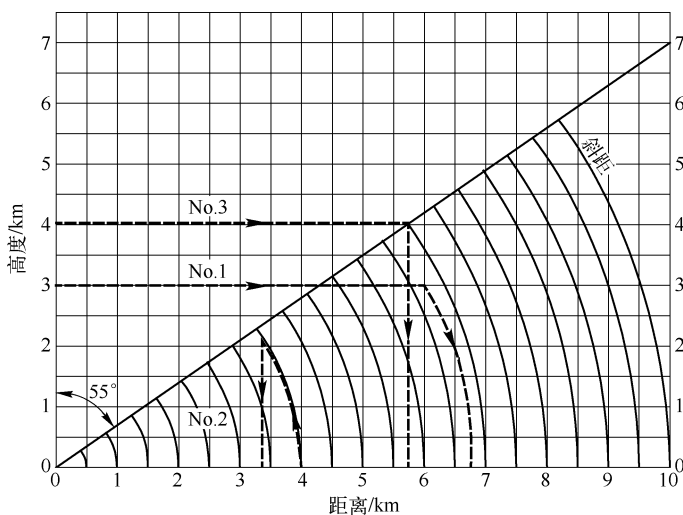


图 1-21 VOR/DME 定位点的最短可用地面距离与 DME 斜距的关系

- ① 为确定斜距，延长高度线至地面距离正上方，沿弧线向下至基线得到斜距（例如：No. 1）。
- ② 为确定地面距离，找到斜距并沿弧线向上至指定高度线，然后垂直向下至地面距离线（例如：No. 2）。
- ③ 为确定至 VOR/DME 定位点的最短地面可用距离，从该程序最高高度与对角线交点垂直向下可以得到地面距离（例如：No. 3）。

2. 起始/中间进近定位点

符合要求的起始或中间进近定位点，其定位容差（RNAV 为沿航迹容差 ATT）必须不大于 $\pm 3.7 \text{ km} (\pm 2.0 \text{ NM})$ 。但是，当 FAF 是一个 VOR、NDB 或 VOR/DME 定位点时，则中间进近航段内定位点的定位容差可以增加至不大于定位以后相应的中间或起始航段长度的 $\pm 25\%$ ，如图 1-22 所示。

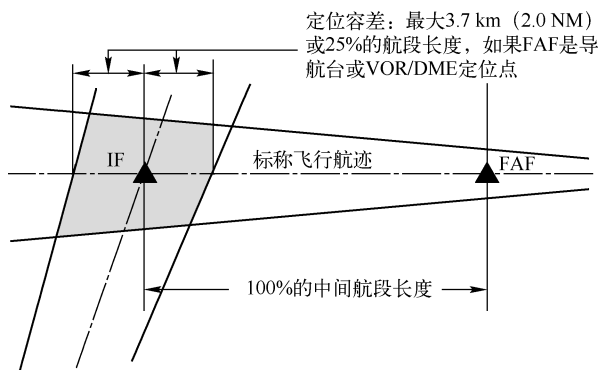


图 1-22 中间进近航段内定位点的定位容差

3. 非精密进近最后进近定位点

适于用作 FAF 的定位点，距着陆道面的距离不大于 $19 \text{ km} (10 \text{ NM})$ ，并且在飞越 FAF 的高度上的定位容差不超过 $1.9 \text{ km} (1.0 \text{ NM})$ ，如图 1-23 所示。

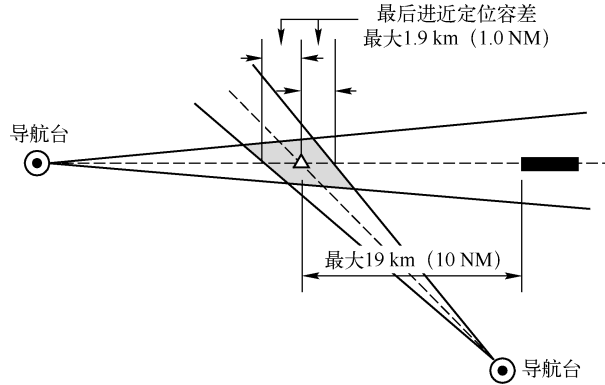


图 1-23 最后进近定位点 (FAF) 容差

4. 复飞定位点

复飞定位点可用于非精密进近。如果用导航台确定 MAPt 或复飞转弯点，则定位容差使用一个固定数值。如果 MAPt 以距 FAF 的一段距离来确定，则定位容差不得超过 MAPt 的纵向容差。使用 ILS 75 MHz 指点标作为 MAPt，只限于 ILS 进近下滑道不工作的情况。

5. 限制径向线/DME 距离

在离场或复飞没有航迹引导时，可用标称航迹与一条 VOR 径向线、NDB 方位线或 DME 距离弧相交来确定转弯点。虽然这不是一个定位点，但是可以按图 1-24 所示画出的定位容差区进行复飞计算。

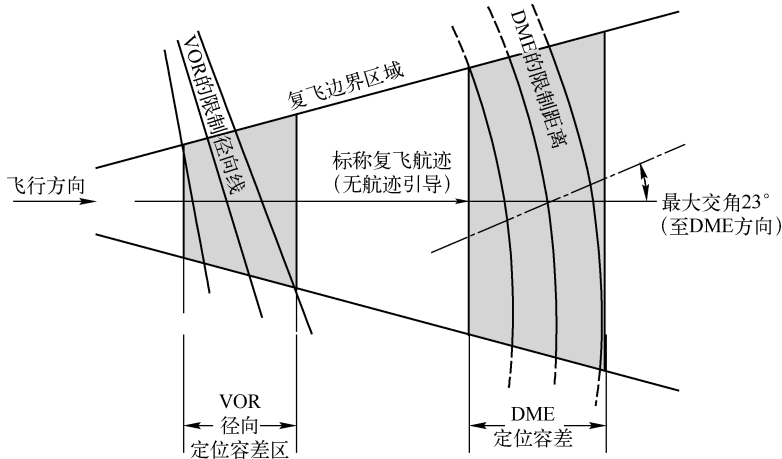


图 1-24 对限制的径向线/方位线或 DME 距离采用的定位容差区

1.4 超障保护区和超障余度

1.4.1 超障保护区

由于气流运动、驾驶技术、导航系统误差等因素的影响，航空器沿航迹飞行时，不能严

格保持预定航迹，总会或多或少产生偏移。为保证在飞行全程中不与障碍物碰撞，航空器沿预定航迹飞行可能达到的位置与预定航迹之间的区域应得到保护，这些位置的最大范围称为超障保护区，简称超障区或保护区。保护区是一个空间概念，一般用水平范围和超障安全高度进行描述。

保护区对航空器飞行安全的保障不是绝对的，根据 ICAO 规定的 1×10^{-7} 碰撞风险目标水平，通常用概率可容度来确定保护区的范围。概率可容度是指提供的保护空域可以容纳沿航路飞行的总飞行时间（累积所有航空器）的百分比。

每个航段均有相应的保护区，通常保护区相对于该航段预定航迹是对称的，一般分为主区和副区，以标称飞行航迹或者标称区域为中心，按照导航容差 99.7% 概率可容度确定的超障保护区中，按照导航容差 95% 概率可容度确定的区域为主区，除主区之外的区域为副区。有时保护区中只有主区。如果有副区，则保护区每一边外侧的一半宽度即为副区（通常为总宽度的 25%），如图 1-25 所示。

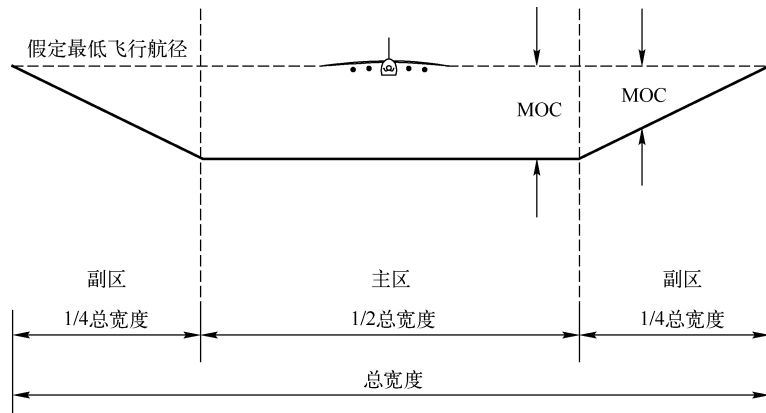


图 1-25 主区和副区的直线段保护区横切剖面

如图 1-26 所示，在两个定位点之间，任意一点 (P) 的副区宽度可以根据这两个定位点位置保护区宽度，使用下列公式进行线性插值的方法求得：

$$W_{S_p} = W_{S_1} + \frac{D_p(W_{S_2} - W_{S_1})}{L}$$

式中： W_{S_p} ——在 P 点的副区宽度；

W_{S_1} ——在第一个定位点 S_1 的副区宽度；

W_{S_2} ——在第二个定位点 S_2 的副区宽度；

D_p ——从第一个定位点 S_2 沿标称航迹到 P 点的距离；

L ——两个定位点之间沿标称航迹的距离。

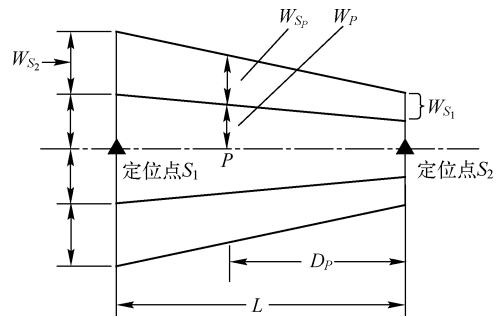


图 1-26 副区宽度

1.4.2 最小超障余度

最小超障余度 (minimum obstacle clearance, MOC) 是指航空器在保护区内飞越障碍物上空时，保证航空器不至于与障碍物相撞的最小垂直间隔，是受天气、设备、航空器性能及

驾驶员能力的影响而制定的保证航空器安全越障的最低要求，简称超障余度（见图 1-25）。对于飞行程序的每一个航段都有相应的最小超障余度的规定，在本书各章节中会有介绍。

1.4.3 程序设计所采用的坐标系统

程序设计所采用的坐标系统为直角坐标系，但其原点的位置和轴线的方向在程序设计过程中是变化的。在设计进场程序和进近程序时，以跑道入口中心点作为坐标原点，X 轴与跑道中线延长线一致，跑道入口以前为 X 轴的正方向；Y 轴与 X 轴在同一水平面，且垂直于 X 轴，进近航迹的右侧为 Y 轴的正方向；Z 轴垂直于 X 轴和 Y 轴，高于 X 轴和 Y 轴所在的平面为 Z 轴的正方向，如图 1-27 所示。

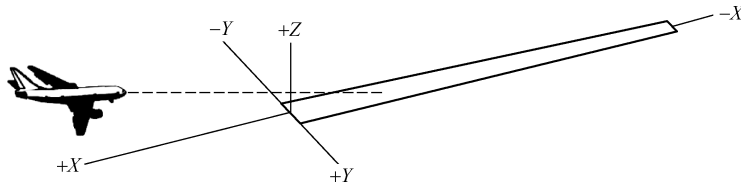


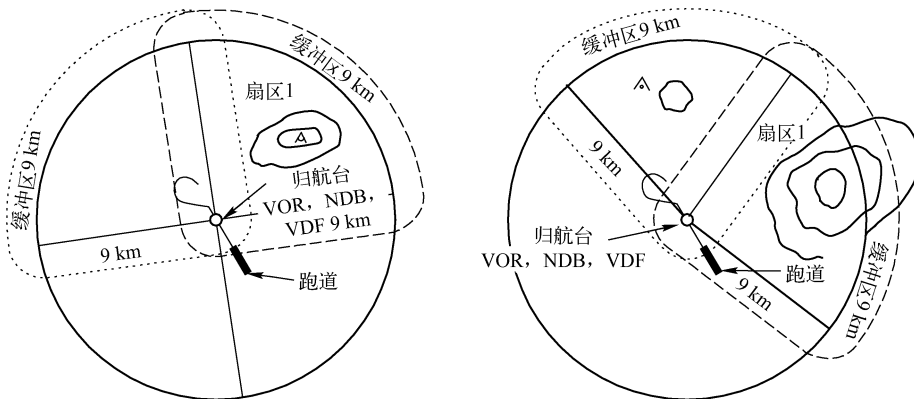
图 1-27 程序设计采用的坐标系统

1.5 最低扇区高度

最低扇区高度（MSA）也称为扇区最低安全高度，是紧急情况下所在扇区可以使用的最低高度。它也是确定仪表进近程序起始高度的一个依据。每个已建立仪表进近程序的机场都应规定最低扇区高度，并应在标准仪表进场图、标准仪表离场图及仪表进近图中公布最低扇区高度。

1.5.1 扇区的范围及划分方法

扇区必须在以用于仪表进近所依据的归航台为中心、46 km 为半径所确定的区域内。扇区的划分可以与罗盘（磁）象限一致，即依据 0°、90°、180°和 270°向台磁航向分为四个扇区，如图 1-28（a）所示。



(a) 根据罗盘（磁）象限的扇区

(b) 根据地形及障碍物选择的扇区

图 1-28 扇区方位

如果由于地形或其他条件，扇区边界也可选择其他方位使之取得最适应机场运行需要的最低扇区高度。如图 1-28 (b) 所示，根据地形及障碍物的情况，将整个区域划分为三个扇区，从而使最高障碍物对扇区高度的影响限制在最小范围内（扇区 1）。在每个扇区的边界外有一个 9 km 的缓冲区。

以 VOR/DME 或 NDB/DME 为中心的扇区，可在扇区内另外规定一个圆形边界（DME 弧），将扇区划分为分扇区，在里面的区域使用较低的 MSA，如图 1-29 所示。使用的 DME 弧选择在 19 km 和 28 km 之间，以避免使用的分扇区太小。分扇区之间的缓冲区宽度仍使用 9 km。需要注意的是，在扇区划设过程中尽量不要在航路航线上设置扇区边界。

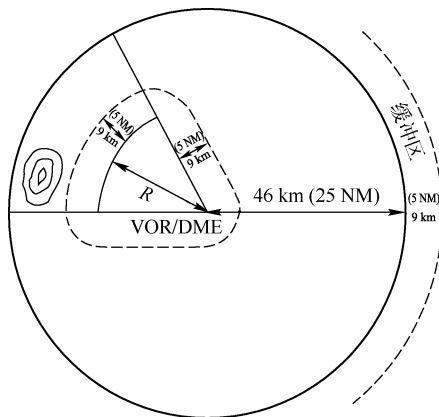


图 1-29 用 DME 弧确定 VOR/DME 分扇区的情况

1.5.2 最低扇区高度的确定

各扇区的最低扇区高度等于该扇区及其相应缓冲区内最高障碍物的标高加上一个超障余度，然后以 50 m 向上取整。平原机场的 MOC 为 300 m；山区机场的 MOC 应予以增加，最大增加至 600 m（在计算山区机场最低扇区高度时，MOC 通常取 600 m）。

1.5.3 相邻电台使用联合扇区

如果一个机场使用一个以上导航台作为归航台进行仪表进近程序设计，则应分别以这些导航台为中心，画出扇区图并计算最低扇区高度。如果不同扇区中心的导航台相距在 9 km 以内，则以这两个导航台为中心的扇区可以合并，如图 1-30 所示。合并后的最低扇区高度应该取每个导航台相应扇区的最低扇区高度中的最大值。对于以同一导航台为中心建立的两个相邻扇区，如果其最低扇区高度相差小于或等于 100 m，这两个扇区可以合并，取较高的最低扇区高度作为合并后的最低扇区高度。

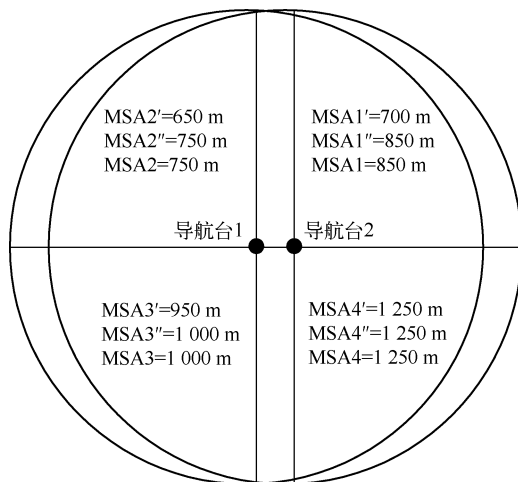


图 1-30 相邻导航台使用联合扇区