

45°/180°

目视和仪表 飞行程序设计

——供航行情报专业用——

何光勤 朱代武 编

MApt

FAF

MApt

FAF

IF

中国民用航空飞行学院

MApt

FAF

IP

前 言

改革开放以来,中国民用航空事业取得了很大的发展。新建和扩建机场的不断增多和空中流量迅速增长,使机场的目视和仪表飞行程序设计越来越显得重要,越来越成为一项紧迫的任务。飞行程序的优劣,直接影响到飞机在空中运行的安全性和经济性,为此,我们根据国际民航组织 DOC8168—OPS/611《目视和仪表飞行程序设计》(第三版)和中国民用航空局颁发的《机场运行最低标准的制定与实施规定》,并吸取我国民航在飞行程序设计实践中的一些经验,编写了本教材,供航行情报专业使用。

为了便于学生理解和掌握,本教材在编排上根据教学内容的内在联系,力求由浅入深,突出重点,前后连贯,以起始进近为直线航线的程序设计为线索完整地介绍非精密进近程序设计的全过程,着重解决确定 OCA/H 的步骤和方法,使学生对仪表进近程序的设计形成一个比较完整的概念,在此基础上进而说明反向和直角程序(包括等待程序)的设计,以及确定 ILS 进近 OCA/H 的方法,与原教材相比,内容大大扩展了,不仅包括仪表进近程序的设计和机场最低运行标准的制度,而且包括起飞过程的设计及其最低标准。本教材在文学叙述上也力求通俗连贯,便于自学者阅读。

通过本教材的教学,应使学生熟悉目视和仪表飞行程序设计的一般准则,初步掌握程序设计的一般原理和基本方法,并能根据程序设计的结果,制定出机场运行的最低标准。

本教材由何光勤、朱代武同志编写,莫能逊同志进行了校核。由于教材涉及面较广,数据量较大,限于编者的水平,难免存在不足乃至错误之处,欢迎各位专家和广大读者批评指正。

编者

1993. 4. 15

目 录

每一章 概述.....	1
第一节 程序构成及基本要求.....	1
第二节 程序设计的基本参数.....	6
第三节 最低扇区高度(MSA)	18
第二章 非精密进近程序的设计	20
第一节 仪表进近程序的建立	20
第二节 最低超障高度的计算	24
第三节 复飞程序	34
第四节 目视盘旋进近	52
第三章 反向和直角航线保护区的设计	58
第一节 程序设计有关准则和区域参数	58
第二节 反向程序保护区的设计	66
第三节 直角航线保护区	84
第四节 反向或直角航线区的缩小和区域的简化画法	96
第五节 反向和直角程序的中间和最后进近区.....	103
第四章 ILS 精密进近程序设计	106
第一节 概述.....	106
第二节 障碍物的评价.....	109
第三节 确定 ILS 进近的 OCH	122
第四节 ILS 进近的中间和起始进近区	136
第五节 1 类 ILS 航向台偏置或下滑台不工作	146
第五章 雷达进近程序设计.....	151
第一节 监视雷达进近程序.....	151
第二节 PAR 进近程序	155
第六章 离场程序设计.....	160
第一节 一般原理.....	160
第二节 离场航线.....	161
第三节 全向离场.....	175
第四节 紧急程序及公布的资料.....	178
第七章 机场运行最低标准.....	180
第一节 起飞最低标准.....	180
第二节 非精密进近的最低标准.....	182
第三节 精密进近的最低标准.....	186
第四节 夜间飞行和备降机场最低标准.....	194

第五节 实施仪表飞行程序和最低标准的规定	195
附：“八该一反对”	196
定义和缩写	199
定义	199
缩写	201
ILS OAS 常数表	203

第一章 概述

仪表进近程序是航空器根据飞行仪表并对障碍物保持规定的超障余度所进行的一系列预定的机动飞行。这种飞行程序是从规定的进场航路或起始进近定位点开始,到能够完成目视着陆的一点为止,并且包括失误进近的复飞程序。

根据仪表进近程序最后航段所使用的导航设备及其精度,仪表进近程序可以分为精密进近和非精密进近两大类。利用仪表着陆系统(ILS)或精密进近雷达(PAR),可以为航空器提供航向道和下滑道的信息,引导飞机沿于 **点** 的下滑线进入着陆,精确度比较高,这类进近叫精密进近;使用其它导航设备,如 NDB、VOR 等,只能提供航迹引导而不能提供下滑引导,精确度也比较低,这类进近就叫非精密进近。本章主要介绍仪表进近程序的构成,设计各种**型式**的仪表进近程序应遵循的一般准则和使用的共性材料。

第一节 程序构成及基本要求

一、程序结构

一个仪表进近程序,不论是精密进近还是非精密进近,通常由以下五个航段所构成(见图 1-1):

进场航段:航空器从航线飞行阶段飞至起始进近定位点(IAF)的航段。一般在空中交通流量较大的机场设置这一航段,主要用于理顺航路与机场运行路线之间的关系,提高运行效益,维护空中交通秩序,保证空中交通流畅。

起始进近航段:该航段从起始进近定位点(IAF)开始,至中间进近定位点(IF)或最后进近定位点/最后进近点(FAF/FAP)终止。主要用于航空器消失高度,并通过一定的机动飞行完成对准中间或最后进近航段。在仪表进近程序中,起始进近具有很大的机动性,一个仪表进近程序可以建立一个以上的起始进近,但其数量应按空中交通流向或其它航行要求加以限制。当中间进近定位点同时是个航路点时,就没有必要规定起始进近航段,仪表进近程序就从中间进近定位点开始,并使用中间航段的准则。

中间进近航段:从 IF 至 FAF/FAP 之间的航段。它是起始进近与最后进近的过渡航段,主要用于调整飞机外形、速度和位置,并消失少量高度,完成对准最后进近航迹,进入最后进近。

最后进近航段:最后进近航段是完成对准着陆航迹和下降着陆的航段,其仪表飞行部分是从 FAF(ILS 进近从 FAP 开始),至复飞点(MAP_r)为止。其目视飞行部分可以向跑道作直线进入着陆,或向机场作目视盘旋进近。

复飞航段:从复飞点(MAP_r)开始,到航空器爬升到可以作另一次进近;或回到指定的等待航线;或重新开始航线飞行的高度为止。当判明不能确保航空器安全着陆时,进行

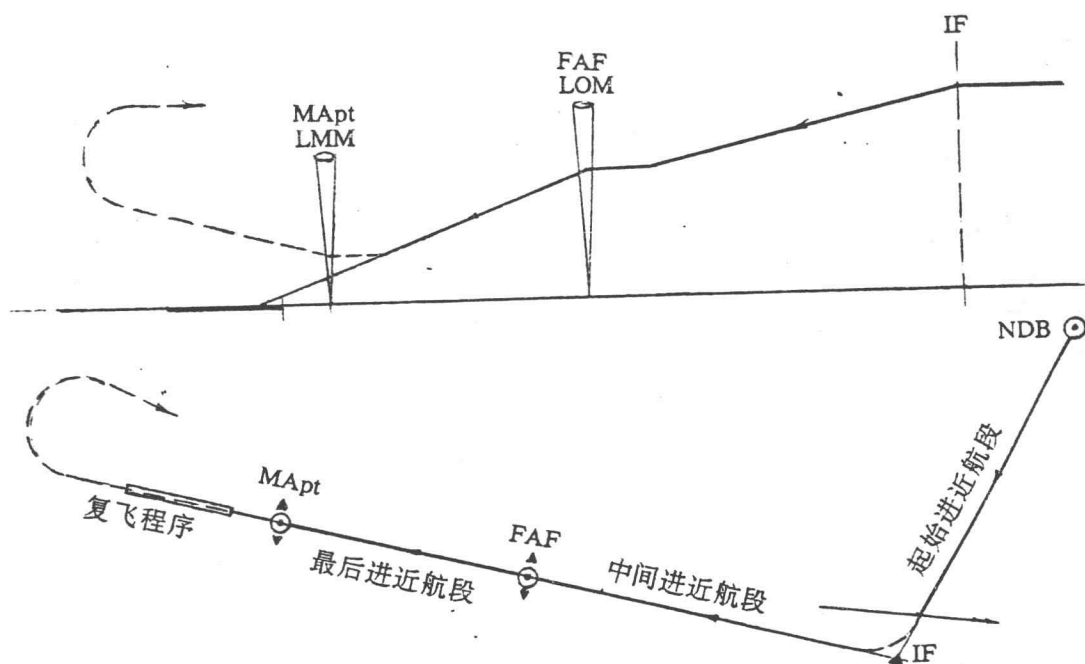


图 1-1 仪表进近航段(直线程序)

复飞是保证安全的必要手段,因此,每一个仪表进近程序都应规定一个复飞程序。

根据起始进近所采用的航线,仪表进近程序在结构上有以下四种基本型式:

直线航线程序:起始进近采用直线航线(NDB 方位线、VOR 径向线)或 DME 弧的进近程序。这种程序经济、简便。

反向航线程序:起始进近采用反向航线的进近程序。航空器通过基线转弯、 $45^\circ/180^\circ$ 或 $80^\circ/260^\circ$ 程序转弯,从与着陆方向相反的方向转至着陆方向上,以便进入中间或最后进近航段。反向程序是仪表进近程序的重要型式。

直角航线程序:起始进近采用直角航线的进近程序。进场高度过高时,用于降低高度,或不便采用反向程序时使用的一种程序。复飞等待或再次进近时,也使用直角航线程序。

推测航迹程序:在起始进近切入中间进近航段之前,采用一段推测航迹的进近程序。这种程序节省时间和空域,实施简便,特别有利于空中交通管制员通过雷达引导对航空器实施合理的调配,增大空中交通流量,因此很适合于流量较大的机场。

二、程序设计的基本原则和要求

所有民用航空器使用的、可供仪表飞行的机场,都必须设计仪表飞行程序,制定机场运行最低标准。建立机场仪表飞行程序的目的,是保证航空器在机场区域内按规定程序安全而有秩序地飞行,以避免在起飞离场和进近着陆的过程中,航空器与地面障碍物、航空器与航空器之间相撞。确保飞行安全,提高经济效益,便于指挥、调配和飞行操纵,是建立每一个仪表飞行程序所必须达到的要求。安全、经济、简便的原则,是机场仪表飞行程序设计所应遵循的基本原则。

安全、经济、简便,安全是个前提。为了确保飞行安全,仪表飞行程序设计必须以国际

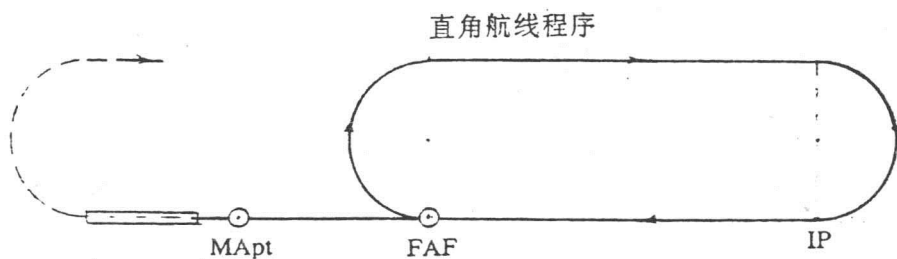
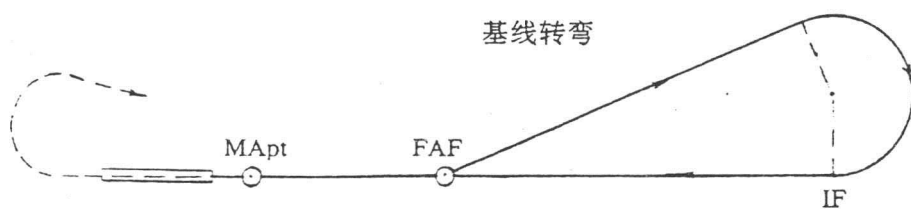
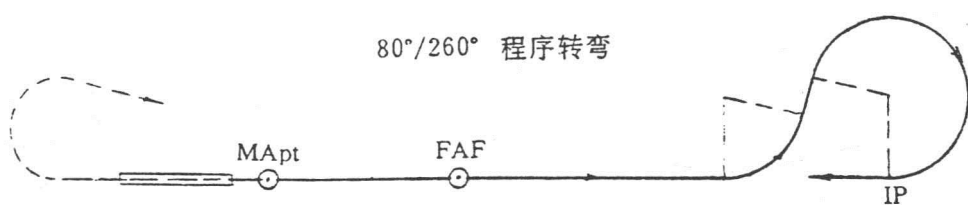
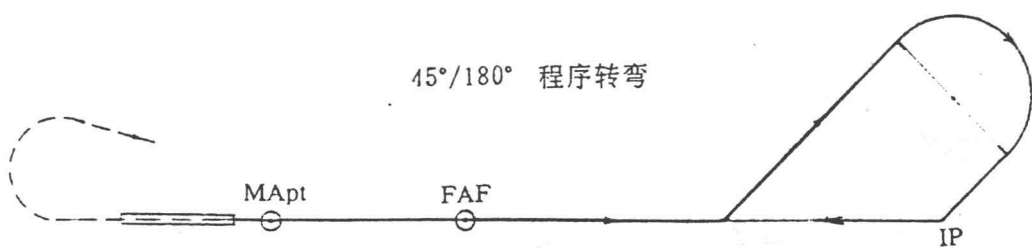


图 1—2 仪表进近程序的基本型式

民航组 8168 号文件,即《**目视和仪表飞行程序的设计**》为依据。8168 号文件是国际民航组织安全超障专家组经过十多年的工作,在大量试飞、数字模式试验和碰撞模式试验的基础上制定出来的关于飞行程序设计的规范,它所确定的安全指标为飞机与障碍物碰撞的或然率不大于 1×10^{-7} ,即千万分之一。参加国际民航组织的国家和地区,都必须以此文件为依据设计仪表飞行程序。近年来,我国按国际民航组织的标准,在原有机场的飞行程序改革和新机场的飞行程序设计上,取得了显著的成就。今后,对飞行程序的设计,仍然必须严格按照 8168 号文件的各项规定,结合各个机场的具体情况,进行精心设计,并按照民航局颁发的《机场运行最低标准的制定与实施规定》,确定机场最低运行标准。

设计仪表飞行程序,还必须在确保安全的前提下,达到经济和简便的要求。这主要决定于机场导航设施及其布局,以及采用的飞行程序模式。目前我国原有的许多机场,导航设施比较落后,布局也很不合理,已经不适应民航大型机建立安全、经济、简便的飞行程序的需要。因此,对于一些主要机场,应在可能条件下,逐步设置仪表着陆系统,合理调整航台的布局,以便建立精密进近程序,达到降低机场最低标准,提高飞行安全和航班正常率,从而提高经济效益。对于新建机场,程序设计必须与机场选址同时进行。从选址定点开始,飞行程序设计人员就必须参加,设想最佳飞行程序方案,根据程序需要设置和合理布局导航设施,使新机场所建立的飞行程序达到安全、经济、简便的目的。在飞行程序的选择上,直线航线程序最为简便、经济、顺畅,U 型程序次之,空中交通比较繁忙的机场,在地形允许的情况下,只要顺应空中流向,都应采用直线程序与 U 型程序相结合的模式,设备简单,空中交通量较小的中、小机场,一般采用反向或直角航线程序(有条件的当然也可以建立直线程序)。

为了便于具有简单导航设备的飞机也能使用整个飞行程序,设计时,各航段应以可能的单一导航设施为基础。

飞行程序的安全可靠性建立在机场资料的完备和可靠的基础上。因此,程序设计人员必须充分收集有关资料,参加实地勘察,必要时请测绘部门对某些障碍物进行测量,以取得准确可靠的数据。机场和有关的文件资料,也是飞行程序设计的基本依据。

完成仪表飞行程序设计后,应按照《机场仪表飞行程序设计编写大纲》的要求,编写《仪表飞行程序设计报告》,上报民航局审核批准。

飞行程序设计是一项综合性比较强、技术要求比较高的严密细致的工作,要求设计者不仅具有高度的政治责任心,科学的态度和严谨的作风,而且应具备较高的基础理论知识,熟悉程序设计规范,懂得飞机性能和导航设施的技术性能,以及制图等其它有关知识,因此,每个程序设计人员都应努力学习 and 实践,不断提高自己的素质,以适应工作的需要。

三、采用的坐标系

在程序设计中,为了说明障碍物与跑道之间的位置关系,主要采用极坐标系和直角坐标系。

极坐标系以跑道中心为原点,磁经线为起始边,用磁方位(F)、距离(D)和障碍物标高(H)或障碍物高(障碍物离机场标高的高度h)来表示。如图 1—3 所示。

直角坐标系以跑道入口的中点为原点,X 轴与跑道中线延长线一致,跑道入口前 X

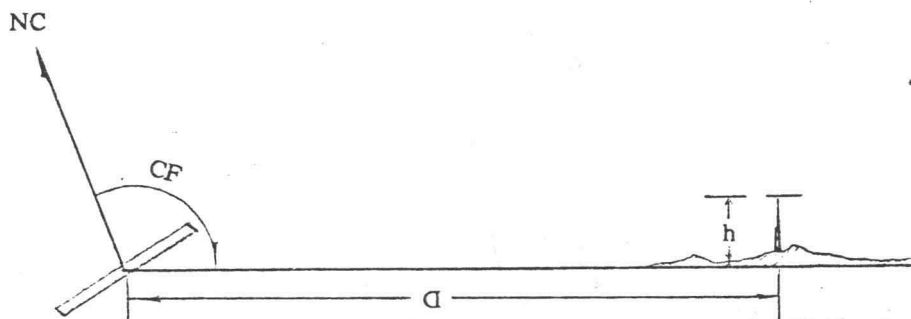


图 1-3 极坐标系

值为正值,入口之后为负值;Y轴过原点与X轴相垂直,在进近航迹的右侧,Y值为正值,左侧为负值,Z轴为过原点的竖轴,以入口标高为零,高于入口平面,Z值为正值。如图1-4所示。

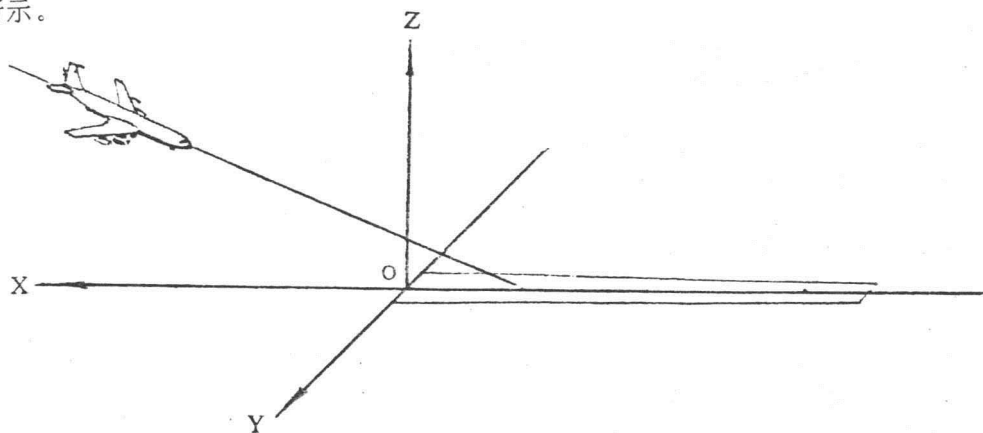


图 1-4 直角坐标系

测量部门提供的障碍物位置,通常以极坐标表示,而在程序设计中,为便于计算,常用直角坐标表示。极坐标可以通过下列公式换算为直角坐标(见图1-5):

$$x = -D \cos \alpha - \frac{L}{2}; \quad y = D \sin \alpha。$$

式中, $\alpha = CF - CX$;

D 为跑道中心至障碍物的距离;

CX 为着陆跑道的磁方向;

L 为跑道长度。

例: $CX = 90^\circ$, $L = 3000\text{m}$, $CF = 120^\circ$, $D = 5000\text{m}$ 。求直角坐标 x 、 y 之值。

解: $\alpha = 120^\circ - 90^\circ$;

$$x = -5000 \times \cos 30^\circ - \frac{3000}{2} = -5830\text{m};$$

$$y = 5000 \times \sin 30^\circ = 2500\text{m}。$$

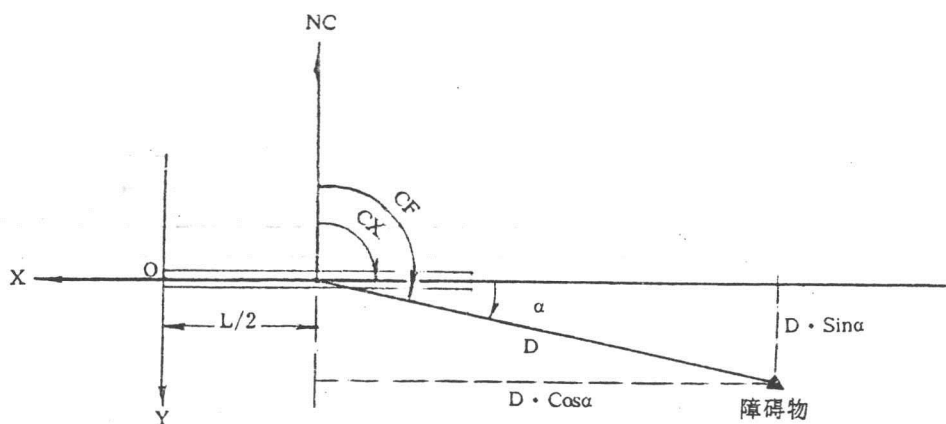


图 1-5 极坐标与直角坐标的换算

第二节 程序设计的基本参数

本节介绍程序设计所使用的速度、转弯坡度或转弯率、导航设施的精度及定位点容差等基本资料和参数,以便设计时应用。

一、程序设计所使用的速度

(一)航空器的分类

在仪表进近的过程中,往往要作一些机动飞行,如等待、基线转弯或程序转弯、复飞转弯以及目视盘旋等。飞行性能上的差别,将直接影响实施机动飞行所必须的空域和能见度,而性能上最重要的因素是速度。因此,在程序设计中,国际民航组织规定,各型航空器按其跑道入口速度(V_{at})分为下述五类:

A类: $\leq V_{at} < 91\text{kt}$ (169km/h),如 yN-5、IL-14 等。

B类: $91\text{kt} \leq V_{at} < 121\text{kt}$ (224km/h),如 SH-360、yN-7、AN-30、BAe-14 等。

C类: $121\text{kt} \leq V_{at} < 141\text{kt}$ (261km/h),如 AN-12、B737、B747-SP、MD-82 等。

D类: $141\text{kt} \leq V_{at} < 166\text{kt}$ (307km/h),如 B747-200B、Ty-154、IL-86、MD-11 等。

E类: $166\text{kt} \leq V_{at} < 211\text{kt}$ (391km/h),如

各型航空器的跑道入口速度,等于该航空器批准的最大着陆重量在着陆形态的失速速度的 1.3 倍。失速速度可以从飞行手册中查出。

(二)各航段所用的速度范围

进行仪表进近程序设计时,国际民航组织规定各类航空器在各航段所使用的速度范围如表 1-1 所示。表列速度为指示空速(1AS),当用于程序设计时必须换算为真空速(TAS)。

表 1-1 程序计算所用的速度 km/h (kt)

飞机 分类	起 始 进 近		最后进近 速度范围	目视盘旋 最大速度	复飞最大速度	
	直线程序 速度范围	反向和直角 程 序 最大速度			中间	最后
A	165—280 (90—150)	205 (110)	130—185 (70—100)	185 (100)	185 (100)	205 (100)
B	220—335 (120—180)	260 (140)	155—244 (85—130)	250 (135)	240 (130)	280 (150)
C	295—445 (160—240)	445 (240)	215—295 (115—160)	335 (180)	295 (160)	445 (240)
D	345—465 (165—250)	465 (250)	340—345 (130—185)	380 (205)	345 (185)	490 (265)
E	345—465 (185—250)	465 (250)	285—425 (155—230)	445 (240)	425 (230)	510 (275)

某些机场如果由于空域的限制,不能满足某一具体的航空器分类(例如 D 类)的要求时,可根据较低速度分类(例如 C 类)的航空器设计程序,并限制较高速度分类(例如 D、E 类)的航空器使用。或者根本不考虑航空器分类,而是对特定的航段规定一个最大指示空速作为限制。

(三)指示空速换算为真空速的方法

飞机相对于空气运动的速度叫空速。飞行中,空速通过空速表来测定。空速表所测量出来的空速,经过仪表误差和空气动力误差的修正后,就是指示空速(IAS)。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(TAS)。进行程序设计的有关计算,必须使用真空速。

如果不考虑空气压缩性修正量误差,指示空速与真空速之间,存在如下关系:

$$TAS = IAS \left(\frac{273 + t_H}{288} \right)^{0.5} \div \left(\frac{288 - 0.006496H}{288} \right)^{2.628}$$

将等式右边的分母提出来即得:

$$TAS = 171232.9 \frac{(273 + t_H)^{0.5}}{(288 - 0.006496H)^{2.628}} IAS$$

式中,高度(H)单位为米,空中温度(t_H)单位为摄氏度。

令 $K = 171232.9(273 + t_H)^{0.5} \div (288 - 0.006496)^{2.628}$

则 $TAS = K \cdot IAS$

K 称为换算因数,根据飞行高度及其温度,从换算因数表(见表 1-2)中查出,乘以指示空速,即可求得真空速。

例:IAS=400km/h,H=4500m, t_H =IAS+20°C,则:

$TAS = 1.3034 \times 400 = 521\text{km/h}$ 。

表 1-2 空速换算因数表(TAS=IAS×因数)

K t_H (°C) 高度	ISA-30	ISA-20	ISA-10	ISA	ISA+10	ISA+15	ISA+20	ISA+30
0	0.9465	0.9647	0.9825	1.0000	1.0172	1.0257	1.0341	1.0508
500.0 ^m	0.9690	0.9878	1.0063	1.0244	1.0423	1.0511	1.0598	1.0770
1000.0	0.9922	1.0118	1.0309	1.0497	1.0628	1.0774	1.0864	1.1043
1500.0	1.0163	1.0366	1.0565	1.0760	1.0952	1.1046	1.1140	1.1325
2000.0	1.0413	1.0623	1.0830	1.1032	1.1231	1.1329	1.1426	1.1618
2500.0	1.0672	1.0890	1.1105	1.1315	1.1521	1.1623	1.1724	1.1923
3000.0	1.0940	1.1167	1.1390	1.1608	1.1822	1.1928	1.2032	1.2239
3500.0	1.2119	1.1455	1.1686	1.1912	1.2135	1.2245	1.2353	1.2568
4000.0	1.1507	1.1753	1.1993	1.2229	1.2460	1.2574	1.2687	1.2910
4500.0	1.1807	1.2063	1.2313	1.2558	1.2798	1.2917	1.3034	1.3266
5000.0	1.2119	1.2385	1.2645	1.2900	1.3150	1.3273	1.3395	1.3636
5500.0	1.2443	1.2720	1.2991	1.3256	1.3516	1.3644	1.3771	1.4022
6000.0	1.2779	1.3068	1.3350	1.3627	1.3897	1.4031	1.4163	1.4424
6500.0	1.3130	1.3430	1.3725	1.4013	1.4295	1.4434	1.4572	1.4843
7000.0	1.3494	1.3808	1.4115	1.4415	1.4709	1.4854	1.4998	1.5281
7500.0	1.3873	1.4201	1.4521	1.4835	1.5141	1.5292	1.5442	1.5737
1000.0 ^{FT}	0.9601	0.9187	0.9969	1.0148	1.0324	1.0411	1.0497	1.0667
2000.0	0.9740	0.9930	1.0118	1.0299	1.0479	1.0567	1.0655	1.0829

3000.0	0.9882	1.0076	1.0266	1.0453	1.0637	1.0728	1.0818	1.0995
4000.0	1.0027	1.0225	1.0420	1.0611	1.0799	1.0892	1.0984	1.1165
5000.0	1.0175	1.0378	1.0577	1.0773	1.0965	1.1059	1.1153	1.1339
6000.0	1.0327	1.0534	1.0738	1.0938	1.1134	1.1231	1.1327	1.1517
9000.0	1.0481	1.1024	1.1242	1.1456	1.1666	1.1771	1.1872	1.2075
12000.0	1.1309	1.144	1.1781	1.2011	1.2286	1.2347	1.2457	1.2674
15000.0	1.1852	1.2108	1.2360	1.2806	1.2848	1.2967	1.3085	1.3318
18000.0	1.2434	1.2710	1.2981	1.3246	1.3506	1.3634	1.3761	1.4011
21000.0	1.3059	1.33357	1.3649	1.3935	1.4215	1.4353	1.4489	1.4759
24000.0	1.3731	1.4050	1.4369	1.4677	1.4980	1.5128	1.5276	1.5566

如果给定的高度或空中温度表中没有列出,可用内插法先求出相应的 K 值,然后计算出真空速。

例: IAS=350km/h, H=3600m, t_H=ISA+15°C,则:

$$K = 1.2245 + \frac{1.2574-1.2245}{5} = 1.2311$$

$$TAS = 350 \times 1.2311 = 431km/h$$

这一计算,也可以用领航计算尺进行,相当简便。计算结果精度差些,但在实际应用上也足够了。计算方法可参阅领航学。

表 1-2 中的 K 值,由于没有考虑空气压缩性修正量误差,如果指示空速过大或高度过高,就不准确。因此,进行换算时,指示空速应限制在表 1-1 中所列的范围。当指示空速大于表 1-1 的最大值时,可用下式计算:

$$TAS = 28.35 \sqrt{T} \cdot \sqrt{[1 + 0.00067515 \frac{IAS^2}{P}(1 + \frac{IAS^2}{6003025})]^{0.5}-2}$$

式中,T 为绝对温度(273+t_H); P 为气压(mb);
IAS 单位为 km/h; TAS 单位为 m/s。

二、转弯参数

转弯参数指转弯真空速(以 V 表示)、转弯坡度(以 α 表示)或转弯率(以 R 表示)、转弯半径(以 r 表示)、转过 θ 角的时间(t_θ)等。飞机转弯时的速度和坡度,决定了转弯半径和转弯率,转弯半径和转弯率的大小,直接影响到机动飞行所占的空间和时间。为了保证飞

机在仪表进近的机动飞行中具有足够的安全保护区,程序设计时,除按飞机分类规定各航段的速度范围外,还规定了转弯的坡度或转弯率。

(一)转弯坡度与转弯率

飞机转弯时的倾斜角度,即飞机纵轴与地平线或飞机竖轴与地垂线之间的夹角,叫做转弯坡度(α);单位时间内所转过的角度叫做转弯率(R),以度/秒($^{\circ}/s$)为单位。转弯率与转弯坡度之间,存在如下关系:

$$R = 57.3g \frac{tg\alpha}{V}$$

式中, V 为真空速(m/s), g 为重力加速度(约 $9.81m/s^2$)。公式表明,如果转弯速度一定,则转弯坡度越大,转弯率就越大;如果转弯坡度一定,则转弯速度越大,转弯率就越小,不同速度和坡度所对应的转弯率,可通过上式计算或通过预先绘制的图表中查出。

程序设计时,规定等待和起始进近使用的坡度为平均 25° ,目视盘旋为 20° ,复飞转弯为 15° 。使用上述转弯坡度时,相应的转弯率不得超过 $3^{\circ}/s$,如果超过 $3^{\circ}/s$,则应采用 $3^{\circ}/s$ 转弯率所对应的转弯坡度。根据计算,当转弯坡度为 25° 、真空速为 $315km/h$ ($170kt$)时,转弯率恰好等于 $3^{\circ}/s$,真空速小于 $315km/h$, 25° 坡度所对应的转弯率将大于 $3^{\circ}/s$ 。因此,在实际应用中,当 $V > 315km/h$ ($170kt$)时,采用平均坡度 25° ; $V \leq 315km/h$ ($170kt$)时,则用 $3^{\circ}/s$ 转弯率的坡度。

(二)转弯半径和转弯时间的计算

当真空速大于 $315km/h$ ($170kt$)时,用平均坡度 25° 进行计算。这时,转弯半径(r)与转弯速度(V)和转弯坡度(α)之间的关系是:

$$r = \frac{V^2}{gtg\alpha} \quad V(m/s), \quad r(m)$$

将 $\alpha = 25^{\circ}$, $g = 9.80665m/s^2 = 1.271 \times 10^5 km/h^2 = 6.8625 \times 10^4 NM/h^2$ 代入式中,即得:

$$r = 0.1687 \left(\frac{V}{100} \right)^2, \quad V(km/h), \quad r(KM);$$

$$r = 0.3125 \left(\frac{V}{100} \right)^2, \quad V(kt), \quad r(NM)。$$

将 α, g 之值代入“ $R = 57.3g \frac{tg\alpha}{V}$ ”中,即得转弯率的计算公式为:

$$R_{(^{\circ}/s)} = \frac{943.3}{V(KM/h)} ;$$

$$R_{(^{\circ}/s)} = \frac{509.3}{V(kt)}$$

转过 θ 角的时间为:

$$t_{\theta(s)} = \frac{\theta_{(s)}}{R_{(^\circ/s)}}$$

例: $V=450\text{KM/h}$, 求 r, R 及 t_{360° .

解: $r = 0.1687 \cdot (4.5)^2 = 3.416\text{KM}$;

$$R = \frac{943.3}{450} = 2.1^\circ/\text{s} ;$$

$$t_0 = \frac{360}{2.1} = 171\text{s}.$$

当转弯真空速小于 315KM/h (170kt) 时, 使用 $3^\circ/\text{s}$ 的转弯率进行计算. 计算公式是:

$$r_{(m)} = 5.305V_{(KM/h)} ; \quad \text{或} \quad r_{(NM)} = 0.5305\left(\frac{V_{(kt)}}{100}\right) .$$

$$tg\alpha = 0.001483V_{(KM/h)} ; \quad \text{或} \quad tg\alpha = 0.0027465V_{(kt)} .$$

$$t_\theta = \frac{\theta}{R} .$$

上述计算, 也可以用领航计算尺进行, 精度差些, 但很简便. 为了减少许多繁杂的计算, 常常根据公式予先计算和绘制成曲线图(见图 1-6), 以便进行程序设计时查用。

三、航站区定位点及其容差

航站区域的定位点, 是指构成仪表飞行程序的各个位置点, 如起始进近定位点 (IAF), 中间进近定位点 (IF), 最后进近定位点 (FAF), 等待定位点、转弯点 (TP) 以及必要时用以标志复飞点 (MAP_r) 的定位点等. 这些定位点通常也是仪表进近过程中的位置报告点, 其定位精度对仪表进近程序的安全性和可靠性有着直接的影响. 因此, 程序设计时, 必须确定和检查各定位点的定位容差, 以确保其不超过国际民航组织所规定的最低容差标准。

(一) 导航系统的精确度

航站区定位点通常使用标准的无线电导航系统确定, 其方法可分为交叉定位、飞越电台上空定位及雷达定位等. 由于所有导航设施都有精度限制, 因而确定的位置并不精确, 实际的位置可能在标称定位点(图上标出的位置)周围一个区域内, 这个区域叫定位容差区. 容差区沿标称航迹的长度叫定位点纵向容差, 从进入容差区最早点到标称定位点量取的长度为正容差; 从标称定位点到飞出容差区最晚点量取的长度为负容差, 如图 1-7 所示. 定位点的容差将主要地决定于导航系统的精度及定位方式。

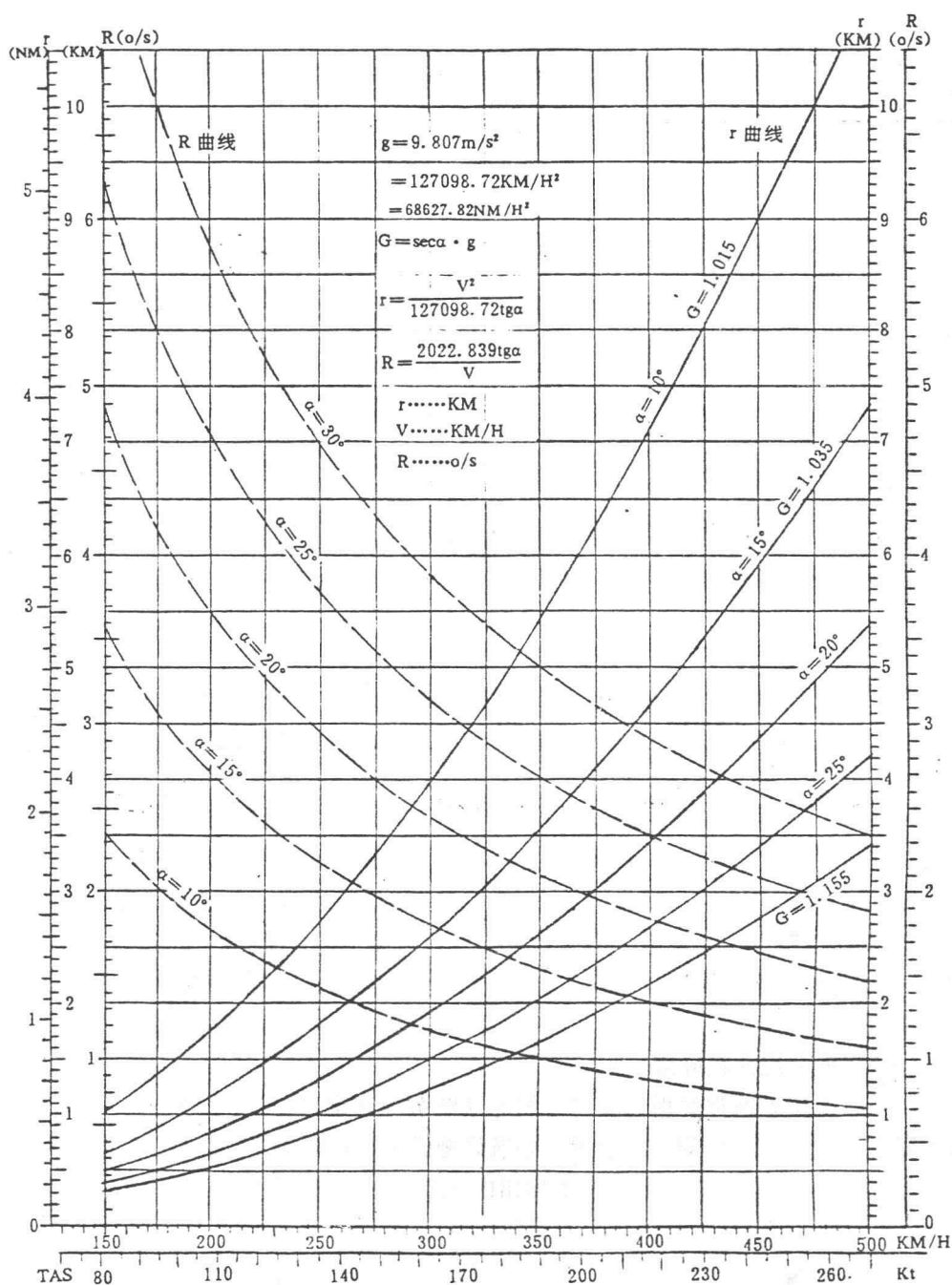


图 1-6 不同 V、α 时的 R、r 及 G 值

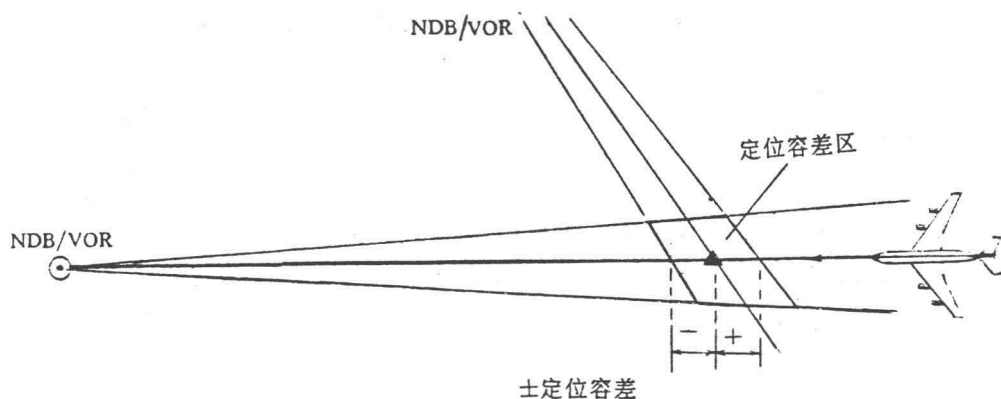


图 1-7 定位点容差区及正负容差

导航系统的精度取决于地面电台的容差、机载接收系统的容差、监控系统的容差及飞行技术容差等因素,它等于这些容差因素的平方和根。在设计仪表进近程序时,各测角系统的精度一般使用表 1-3 所列的数值。

表 1-3 用于程序设计的测角系统的精度

导航系统	容 差 因 素				精度
	地面系统	机载设备	监控设备	飞行技术容差	
NDB	$\pm 3.0^\circ$	$\pm 5.4^\circ$	/	$\pm 3.0^\circ$	$\pm 6.9^\circ$
VOR	$\pm 3.5^\circ$	$D \pm 2.7^\circ$		$\pm 2.5^\circ$	$\pm 5.2^\circ$
LLZ	$\pm 1.0^\circ$	$\pm 1.0^\circ$	/	$\pm 2.0^\circ$	$\pm 2.4^\circ$

提供定位用的侧方台,不考虑飞行技术容差这一因素,因而精度为:NDB: $\pm 6.2^\circ$, VOR: $\pm 4.5^\circ$ 。但当用于确定梯级下降定位点时,如果当时的超障余度小于 300 米,则应考虑使用的精度为:NDB: $\pm 10.3^\circ$, VOR: $\pm 7.8^\circ$ 。在进近程序和复飞程序的各个航段用 NDB 或 VOR 的容差确定保护区的扩张角时,也使用 $\pm 10.3^\circ$ 或 $\pm 7.8^\circ$ 。

测距仪(DME)精度使用 $\pm 0.5\text{NM}$ 或到天线距离的 3%,以较大者为准。

航站区域雷达(TAR)航路监视雷达(RSR)的精度等于雷达视频图象容差、雷达方位容差、飞行技术容差(考虑通讯延迟和飞行速度)、管制员技术容差(考虑天线扫描速度和飞行速度)的平方和根(见表 1-4),分别为 ± 1.6 和 ± 3.2 千米。