

中 国 民 用 航 空 局

咨 询 通 告

文　　号：民航规〔2020〕12 号

编　　号：AC-97-FS-005

下发日期：2020 年 5 月 19 日

航空器运行
目视和仪表飞行程序设计规范

航空器运行目视和仪表飞行程序设计规范

1. 目的和依据

本咨询通告依据 CCAR97 部第十条的要求制定，为飞行程序设计、审查、使用、维护提供技术规范和指南。

2. 适用范围

本咨询通告适用于按照 CCAR97 部要求开展飞行程序设计的飞行程序设计单位、民用机场管理机构/运营人和航空运营人。

3. 参考资料

《航空器运行目视和仪表飞行程序设计》（国际民航组织第 8168 号文件第Ⅱ卷）

4. 规范内容结构

本规范内容的篇章结构沿用 ICAO 8168 文件第Ⅱ卷，分为总则、传统程序、基于性能导航程序和直升机程序四大部分，并下设若干章节；正文结构采用部分—篇—章—节进行编排，其中章的标题编号用 1、2、3……表示，在正文中的引用仍按第 1 章、第 2 章、第 3 章……等表述。另，本文件中提到的“附件”和“Doc”指的是国际民航组织公布的附件和文件。

5. 与 ICAO 8168 文件第Ⅱ卷的差异说明

本规范与 ICAO 8168 文件第Ⅱ卷《航空器运行目视和仪表飞行程序设计》（第六版，第八次修订）的技术标准存在以下差异：

（1）对未在我国民航应用的微波着陆系统（MLS）、精密进近雷达（PAR）、定向台（DF）、监视雷达（SRE）等相关技术标准未予公布，但保留了相关章节编号。

（2）根据我国空域现状，将规范第Ⅰ部分第 4 篇第 4 章 4.3.1.1.1 涉及的中间进近航段长度

由“不得超过……，或者小于 9.3 km（5.0 NM）……”更改为“不得超过……，且宜不小于 9.3 km（5.0 NM）……”。

6. 其他说明

为进一步做好规范的维护管理工作，及时收集各方意见和建议，特制定了《航空器运行目视和仪表飞行程序设计规范》建议反馈表（电子版可在 hangwu. caac. gov. cn 下载）。如果对本规范有任何建议，请填写建议反馈表并发送至中国民用航空局飞行标准司航务管理处工作邮箱：fsd_hangwu@ caac. gov. cn。

《航空器运行目视和仪表飞行程序设计规范》建议反馈表

邮件主题：《航空器运行目视和仪表飞行程序设计规范》建议反馈

请检查以下项目：

☐ 在第_____ 页第_____段中存在____处印刷/文字错误，具体如下：

（也可在纸质版上用笔划出/修改，并将照片作为附件发送。）

_____

_____

☐ 建议将第_____章第_____节（第_____页）的内容修改如下：

_____

_____

_____

☐ 建议在将来的规范修订中增加如下内容：

_____

_____

_____

☐ 其他意见：

_____

_____

_____

☐ 我想讨论以上几点，请与我联系。

姓名：_____ 电话：_____

日期：_____

目 录

第 I 部分 总则 …… **1**

第 1 篇 术语、缩略语、计量单位和基准系 …… **3**

1 术语 …… **3**

2 缩略语 …… **15**

3 计量单位 …… **21**

4 基准系 …… **22**

第 2 篇 基本原理 …… **23**

1 总则 …… **23**

1.1 引言 …… 23

1.2 保护区 …… 24

1.3 超障余度 …… 24

1.4 计算举例 …… 25

1.5 方位、航迹和径向线 …… 25

1.6 导航系统使用精度 …… 25

1.7 山区增加高度/高 …… 25

1.8 程序高度/高的使用 …… 26

1.9 区域最低高度 …… 26

1.10 制图精度 …… 26

1.11 航图上重要障碍物和高程点标高的标注 …… 26

1.12 航空器特性数据库 …… 27

1.13 公布 …… 27

1 附录 将指示空速（IAS）换算为真空速（TAS）的换算表 …… **29**

2 终端区定位点 …… **32**

2.1 总则 …… 32

2.2 终端区定位点 …… 32

2.3 交叉定位点的定位容差和定位容差区 …… 33

2.4 其他类型导航设备的定位容差 …… 33

2.5 导航台上空的定位容差 …… 34

2.6 飞行程序规划时定位点的使用 …… 35

2.7 下降定位点的使用和有关超障要求 …… 36
2.8 VOR 和 NDB 的保护区 …… 38
3 转弯保护区设计 …… 44
3.1 总则 …… 44
3.2 转弯内侧边界设计 …… 45
3.3 转弯外侧边界设计 …… 45
4 质量保证 …… 55
4.1 总则 …… 55
4.2 仪表飞行程序流程 …… 55
4.3 获取程序设计信息 …… 56
4.4 程序设计 …… 56
4.5 程序设计文件 …… 56
4.6 地面和飞行验证 …… 57
4.7 程序设计师资格和培训 …… 58
4.8 程序设计自动化 …… 59
4.9 飞行程序设计的安全风险评估 …… 60
第 3 篇 离场程序 …… 61
1 离场程序概述 …… 61
1.1 总则 …… 61
1.2 协商 …… 61
1.3 标准化 …… 61
1.4 经济 …… 61
1.5 航线 …… 62
1.6 相关材料 …… 62
1.7 非正常和紧急情况运行 …… 62
2 离场程序的基本概念 …… 63
2.1 离场程序的建立 …… 63
2.2 设计原则 …… 63
2.3 离场程序的开始 …… 64
2.4 离场程序的终点 …… 64
2.5 最小超障余度（MOC） …… 64
2.6 障碍物鉴别面（OIS） …… 65
2.7 程序设计梯度（PDG） …… 65
2.8 平均飞行航迹 …… 66

2.9 制图精度 …… 66
2.10 额外规定的高/距离信息 …… 66
3 离场航线 …… 68
3.1 总则 …… 68
3.2 直线离场 …… 68
3.3 转弯离场 …… 69
3 附录 环境问题指导 …… 81
4 全向离场 …… 86
4.1 总则 …… 86
4.2 保护区 …… 86
4.3 障碍物鉴别 …… 87
4.4 超障余度 …… 87
5 离场程序应公布的资料 …… 89
5.1 总则 …… 89
5.2 全向离场 …… 89
5.3 高度/飞行高度层标绘 …… 90
5.4 其他要求 …… 90
6 平行或近似平行跑道同时运行 …… 92
6.1 平行跑道仪表离场 …… 92
6.2 平行跑道隔离运行 …… 92

第 4 篇 进场和进近程序 …… 93
1 进近和进场程序的基本准则 …… 93
1.1 范围 …… 93
1.2 程序的结构 …… 93
1.3 定位点名称 …… 93
1.4 航段的应用 …… 94
1.5 程序高度/高 …… 94
1.6 航迹引导 …… 94
1.7 下降梯度 …… 95
1.8 航空器分类 …… 95
2 进场航段 …… 98
2.1 标准仪表进场 …… 98
2.2 全向或扇区进场 …… 100
3 起始进近航段 …… 104

3.1 总则 …… 104
3.2 高度选择 …… 104
3.3 使用直线航迹和 DME 弧的起始进近航段（非雷达引导） …… 105
3.4 使用直角航线的起始进近航段 …… 106
3.5 使用反向程序的起始进近航段 …… 107
3.6 直角程序和反向程序保护区 …… 109
3.7 反向或直角航线程序的最大下降高度/标称出航时间的关系 …… 111
3.8 超障余度 …… 111
3 附录 A 使用推测（DR）航迹的起始进近…… 117
3 附录 B 直线起始进近 IAF 以后保护区宽度缩减和直线起始进近保护区与反向程序保护区的衔接 …… 128
3 附录 C 反向和等待程序超障保护区设计 …… 132
4 中间进近航段 …… 179
4.1 总则 …… 179
4.2 高度/高的选择 …… 179
4.3 基于直线航迹对正的中间进近航段 …… 179
4.4 在反向或直角程序中的中间进近航段 …… 181
5 最后进近航段 …… 183
5.1 总则 …… 183
5.2 航迹对正 …… 183
5.3 下降梯度 …… 184
5.4 超障高度/超障高（OCA/H） …… 186
5.5 公布 …… 190
5 附录 A 非对正直线进近的 OCA/H 计算 …… 200
5 附录 B 非精密进近；陡下降角进近 …… 201
6 复飞航段 …… 203
6.1 总则 …… 203
6.2 爬升梯度和 MOC …… 205
6.3 直线复飞 …… 206
6.4 转弯复飞 …… 207
6.5 公布 …… 212
6 附录 用距 FAF 的距离确定 MAPt 时，计算 MAPt 及其过渡容差的精确方法 …… 225
7 目视机动（盘旋）区 …… 228
7.1 总则 …… 228

7.2 航迹对正和保护区 …… 228
7.3 超障余度 …… 229
7.4 降低 OCA/H 的方法 …… 229
7.5 与目视机动飞行有关的复飞 …… 230
7.6 公布 …… 230
7 附录 使用规定航迹的目视机动 …… 233
8 最低扇区高度（MSA） …… 238
8.1 总则 …… 238
8.2 缓冲区内的障碍物 …… 238
8.3 扇区方位 …… 238
8.4 相邻电台使用联合扇区 …… 239
8.5 以 VOR/DME 或 NDB/DME 为中心的扇区 …… 239
9 制图/AIP …… 241
9.1 总则 …… 241
9.2 制图高度/飞行高度层 …… 241
9.3 进场 …… 241
9.4 进近 …… 241
9.5 进场和进近图的命名 …… 243

第Ⅱ部分 传统程序 …… 247

第 1 篇 精密进近 …… 249
1 仪表着陆系统（ILS） …… 249
1.1 简介 …… 249
1.2 起始进近航段 …… 252
1.3 中间进近航段 …… 253
1.4 精密航段 …… 254
1.5 复飞航段 …… 262
1.6 平行或近似平行仪表跑道同时实施精密进近 …… 266
1.7 公布 …… 266
1 附录 A ILS：精密进近的转弯复飞 …… 283
1 附录 B ILS 或 MLS：陡下滑角进近 …… 291
1 附录 C 确定 ILS 下滑道下降面/MLS 仰角的高和距离 …… 294
1 附录 D 近距平行跑道独立平行进近 …… 300
1 附录 E 障碍物评价面高的计算 …… 304

2 ILS 偏置 …… **305**
2.1 ILS Ⅰ类航向道偏置的使用 …… 305
2.2 超障准则 …… 305
3 微波着陆系统（MLS） …… **306**
4 MLS 偏置 …… **307**
5 PAR …… **308**

第 2 篇 非精密进近 …… **309**
1 只有航向台 …… **309**
1.1 总则 …… 309
1.2 中间进近 …… 309
1.3 最后进近航段和复飞航段 …… 309
1.4 公布 …… 310
2 只有 MLS 方位台 …… **312**
3 VOR 或 NDB，无 FAF …… **313**
3.1 总则 …… 313
3.2 起始进近航段 …… 313
3.3 中间航段 …… 313
3.4 最后进近航段 …… 313
3.5 下降梯度 …… 314
3.6 梯级下降定位点的使用 …… 314
3.7 复飞点（MAPt） …… 315
4 VOR 或 NDB，有 FAF …… **316**
4.1 总则 …… 316
4.2 起始进近航段 …… 316
4.3 中间航段 …… 316
4.4 最后进近航段 …… 316
4.5 复飞点（MAPt） …… 317
4.6 公布 …… 318
5 定向台（DF） …… **323**
6 监视雷达（SRE） …… **324**

第 3 篇 航路准则 …… **325**
1 VOR 和 NDB 航路 …… **325**
1.1 总则 …… 325
1.2 超障区 …… 325

1.3 超障余度 …… 326
1.4 VOR 和 NDB 航路保护区的结构 …… 327
1.5 最低航路高度（MEA） …… 329
1.6 公布 …… 329
1 附录 A VOR 和 NDB 航路——划设超障保护区的精确方法 …… 337
1 附录 B 主区、副区及其扩张角的统计计算 …… 342

第 4 篇 等待准则 …… 344
1 等待准则 …… 344
1.1 等待航线的形状与有关术语 …… 344
1.2 加入和等待程序 …… 344
1.3 等待保护区的划设 …… 346
1.4 规划 VOR/DME 等待程序和划设有关保护区的特殊条件 …… 349
1.5 公布 …… 350
1 附录 A 划设等待保护区的参数 …… 355
1 附录 B 在地形高的山区确定最低等待高度层所需增加的超障余度 …… 367
第Ⅱ部分 附篇：ILS 超障余度和数学模型中使用的Ⅰ、Ⅱ类障碍物评价面及机载和地面设备性能数值的背景材料 …… **369**

第Ⅲ部分 基于性能导航程序 …… 377

第 1 篇 基本原则 …… 379
1 RNAV 概念 …… 379
1.1 总则 …… 379
1.2 飞行技术容差 …… 381
1.3 PBN（RNAV 或 RNP）航段的磁方位角 …… 382
1.4 缓冲值 …… 382
1.5 超障区 …… 383
1.6 定位点 …… 384
2 GNSS RNAV …… 387
2.1 总则 …… 387
2.2 XTT、ATT 和保护区半宽总则 …… 387
3 DME/DME RNAV 程序 …… 394
3.1 总则 …… 394
3.2 DME/DME 程序的机载和地面设备要求 …… 394
3.3 DME/DME RNAV 系统使用精确度 …… 394

3.4 飞行技术容差 …… 395
3.5 系统计算容差 …… 395
3.6 XTT、ATT 和保护区半宽 …… 395
3.7 导航设备的覆盖范围 …… 396
3.8 验证 …… 397
4 VOR/DME RNAV 程序 …… 403
4.1 总则 …… 403
4.2 VOR/DME 程序对机载和地面设备的要求 …… 403
4.3 VOR/DME RNAV 系统使用精确度 …… 403
4.4 飞行技术容差 …… 404
4.5 系统计算容差 …… 404
4.6 XTT、ATT 和保护区半宽 …… 404
第 2 篇 一般准则 …… 409
1 两个航路点之间的航段最短距离 …… 409
1.1 总则 …… 409
1.2 RNAV 航段最短距离的确定 …… 409
1.3 航段的特殊情况：DER 至第一个航路点 …… 412
1.4 最小稳定距离 …… 412
1.5 确定至少受限于一个非转弯航路点的 RNAV 航段的最短距离 …… 413
2 转弯保护和障碍物评估 …… 428
2.1 总则 …… 428
2.2 圆弧方法 …… 429
2.3 风螺旋/边界圆弧方法 …… 429
2.4 RF 转弯方法 …… 431
2.5 障碍物评估 …… 433
3 RNAV “T”或“Y”型程序设计 …… 443
3.1 一般概念 …… 443
3.2 起始进近航段 …… 443
3.3 中间进近航段 …… 444
3.4 最后进近航段 …… 445
3.5 复飞航段 …… 445
4 终端区进场高度（TAA） …… 449
4.1 总则 …… 449
4.2 设计 …… 449

4.3 缓冲区 …… 449
4.4 TAA 梯级下降弧和子扇区 …… 450
4.5 公布 …… 450
5 导航数据库编码 …… 454
5.1 概述 …… 454
5.2 航径终止码种类 …… 454
5.3 程序设计应用 …… 458
5 附录 航径终止码编码规定 …… 460
6 SBAS 和 GBAS 中 FAS 数据块的应用 …… 463
6.1 总则 …… 463
6.2 设计 …… 463
6.3 要求的非 FAS 数据块字段 …… 463
6.4 质量要求 …… 464
6 附录 A 由程序设计师提供的与 SBAS FAS 数据块相关的信息 …… 467
6 附录 B 由程序设计师提供的与 GBAS FAS 数据块相关的信息 …… 472

第 3 篇 程序设计 …… 475
1 离场程序 …… 475
1.1 总则 …… 475
1.2 直线离场 …… 476
1.3 初始离场的保护区宽度 …… 476
1.4 转弯离场 …… 476
2 进场和进近程序 …… 479
2.1 总则 …… 479
2.2 进场航线 …… 480
2.3 起始进近航段 …… 480
2.4 中间进近航段 …… 481
2.5 转弯复飞 …… 482
2.6 复飞航段终点 …… 482
3 非精密进近程序 …… 486
3.1 总则 …… 486
3.2 最后进近航段 …… 486
3.3 起始和中间复飞阶段 …… 487
4 APV/气压垂直导航（BARO-VNAV） …… 491
4.1 总则 …… 491

4.2 标准条件 …… 491
4.3 APV 航段 …… 492
4.4 确定 APV 航段的 OCH …… 496
4.5 高度损失余度 …… 497
4.6 最后进近偏置对正的 BARO-VNAV 进近 …… 498
4.7 公布 …… 499
4 附录 A 温度校正 …… 502
4 附录 B 计算用空间内四个点确定的平面的高的算法 …… 505
5 SBAS 非精密进近，APV Ⅰ和 CAT Ⅰ类精密进近程序 …… 507
5.1 总则 …… 507
5.2 起始进近航段 …… 508
5.3 中间进近航段 …… 508
5.4 APV Ⅰ或 CAT Ⅰ类航段 …… 508
5.5 复飞航段 …… 512
5.6 平行或近似平行仪表跑道的 ILS/MLS/GBAS/APV SBAS 同时进近 …… 514
5.7 最后进近航迹偏置对正的 SBAS 进近 …… 514
5.8 SBAS 非精密进近 …… 515
5.9 公布 …… 515
5 附录 达到 6.3°（11 %）的陡下滑角进近 …… 524
6 精密进近程序——GLS …… 527
6.1 引言 …… 527
6.2 起始进近航段 …… 529
6.3 中间进近航段 …… 530
6.4 精密航段 …… 531
6.5 精密航段后的复飞（最后复飞） …… 539
6.6 平行或接近平行仪表跑道的同时 ILS 和/或 MLS 精密进近 …… 542
6.7 最后进近航迹对正有方向偏置的 GLS CAT Ⅰ …… 543
6.8 公布 …… 543
7 等待程序 …… 558
7.1 总则 …… 558
7.2 RNAV 等待类型 …… 558
7.3 加入程序 …… 559
7.4 定位容差 …… 559
7.5 等待保护区设计 …… 560

7.6 RNAV 等待程序的公布 …… 560
7 附录 A 为 VOR/DME、DME/DME 和 GNSS RNAV 等待超障保护区设计 …… 564
7 附录 B 缩减等待加入保护区的区域导航（RNAV）等待加入替代方案举例 …… 573
8 航路程序 …… 574
8.1 总则 …… 574

第 4 篇 质量保证 …… 575

第 5 篇 公布 …… 576
1 公布与航图绘制——总则 …… 576
1.1 简介 …… 576
1.2 AIP 中的差异通知 …… 576
1.3 离场和进场 …… 576
1.4 进近 …… 578
1.5 程序的正文或表格描述 …… 580
1.6 航路点命名 …… 581
1.7 弧线中心和重要点坐标 …… 582
2 航空数据库的公布要求 …… 585
第Ⅲ部分 附篇 SBAS 障碍物评价面（OAS）的导出 …… 588

第Ⅳ部分 直升机 …… 591

1 使用 GNSS 或 SBAS 接收机的直升机 PBN 离场程序 …… 593
1.1 总则 …… 593
1.2 从仪表直升机场或跑道离场 …… 593
1.3 从直升机场或着陆位置的直升机空间点（PinS）离场 …… 593
1.4 公布 …… 599
2 直升机下降至 LNAV 最低标准的空间点（PinS）RNP APCH 进近程序 …… 606
2.1 总则 …… 606
2.2 GNSS RNAV 系统精度 …… 606
2.3 进场航线 …… 607
2.4 终端区准则 …… 607
2.5 起始进近航段 …… 607
2.6 中间进近航段 …… 608
2.7 最后进近航段 …… 609
2.8 复飞航段 …… 609
2.9 带有“实施目视”指令的 PinS 进近程序 …… 611

2.10 带有“VFR 条件下实施”指令的 PinS 进近程序目视航段 …… 617
2.11 带有“VFR 条件下实施”指令的 PinS 进近程序的 HAS 图 …… 617
2.12 公布 …… 618
3 直升机下降至 LPV 最低标准的空间点（PinS）RNP APCH 进近程序…… 632
3.1 总则 …… 632
3.2 最后进近航段（FAS） …… 632
3.3 目视航段：OCA/H 和保护区的调整 …… 633
3.4 支持 LNAV 最低标准的 PinS RNP APCH …… 634
3.5 复飞 …… 634
3.6 公布 …… 634
3 附录 SBAS 直升机 PinS FAS 数据块编码和显示比例 …… 636

第Ⅰ部分　总　则

第1篇　术语、缩略语、计量单位和基准系

1　术语

1.0.1　机场标高 aerodrome elevation

着陆区最高点的标高。

1.0.2　沿航迹容差（ATT）along-track tolerance

沿标称航迹的定位点容差，由机载和地面设备误差产生。

1.0.3　高度 altitude

从平均海平面（MSL）量至一个平面、一个点或作为一点的物体的垂直距离。

1.0.4　区域最低高度（AMA）area minimum altitude

在仪表气象条件（IMC）下，在特定区域内提供最小超障余度的最低高度，通常由平行线和子午线构成。

1.0.5　区域导航（RNAV）area navigation

区域导航是一种领航方法，它允许航空器在导航台的覆盖范围内，或在自备导航设备的能力限制范围内，或二者结合，在任意期望的航迹上运行。

1.0.6　基线转弯 base turn

在起始进近过程中，航空器从出航航迹末端至中间进近或最后进近航迹开始端之间所做的转弯，前后两个航迹之差不是180°。

注：按照各个程序的情况，基线转弯可以设计成平飞或下降。

1.0.7　转换点（COP）change-over point

航空器在沿由VOR台确定的ATS航路飞行时，要求将主用导航设备由航空器后方电台转换至航空器前方电台的一点。

注：转换点的建立是为在所有会使用的高度层上提供一个电台信号强度和质量的最佳平衡，保证所有的飞机在相同的航段上飞行时使用共同的方位引导源。

1.0.8 盘旋进近 circling approach

仪表进近程序的延续，是在机场着陆前提供的目视盘旋飞行。

1.0.9 连续爬升运行（CCO）continuous climb operation

一种由空域设计、程序设计和空管联合支持的运行，使离场飞机最大可能程度地连续爬升，通过使用最佳爬升发动机推力和爬升速度直至达到巡航高度。

1.0.10 连续下降最后进近（CDFA）continuous descent final approach

与稳定进近程序相一致的一种技术，非精密仪表进近程序的最后航段是连续下降的飞行，没有平飞，从高于或等于最后进近定位点的高度/高至高于着陆跑道入口大约 15 m（50 ft）的某一点，或至该类航空器应该开始拉平机动飞行的一点。

1.0.11 连续下降运行（CDO）continuous descent operation

由空域设计、程序设计和空管联合支持的运行，使进场航空器使用最小发动机推力，以理想的最小阻力外形，尽可能地连续下降，直至最后进近定位点/最后进近点。

1.0.12 等高线 contour line

在地图或航图上连接相同标高点的线。

1.0.13 航道 course

航空器运行的期望方向，由与距北端（真北、磁北、网格北）的角度表示。

1.0.14 偏航容差（XTT）cross-track tolerance

垂直于标称航迹所测量到的定位点容差，由机载和地面设备误差以及飞行技术误差（FTT）产生。

1.0.15 循环冗余码校验（CRC）cyclic redundancy check

一种使用数字数据表达的数学算法，能为防止数据丢失或变化提供一定水平的保证。

1.0.16 坐标原点飞越位置（DCP）datum crossing point

DCP 是下滑道或下滑航径上的一个点，直接位于 LTP 或 FTP 之上，其高由 RDH 确定。

1.0.17 推测（DR）领航 dead reckoning navigation

由前一个已知位置使用方向、时间和速度数据，向前推算或确定位置。

1.0.18 决断高度（DA）或决断高（DH）decision altitude or decision height

在 3D 仪表进近中规定的一个高度或高，在这个高度或高，如果不能建立继续进近所需的目视参考，则必须开始复飞。

注 1：决断高度（DA）以平均海平面为基准，决断高（DH）以入口标高为基准。

注 2：所需的目视参考是指飞行员看到目视助航设施的一部分或进近区的一部分，并有充分时间允许飞行员评估飞机相对于预定飞行航径的位置及位置变化率。在有决断高的Ⅲ类运行中，

所需的目视参考是那些为特定的程序和运行而指定的目视参考。

注3：为方便起见，如果两个名词都用，可以写作“决断高度/高”，缩写为“DA/H”。

1.0.19 相关平行进近 dependent parallel approaches

对平行或近似平行仪表跑道的同时进近，相邻跑道中线延长线上的航空器之间，执行雷达间隔最低标准。

1.0.20 下降定位点 descent fix

一个定义在精密进近 FAP 的定位点，用以排除 FAP 之前的某些障碍物，否则出于超障目的，这些障碍物必须予以考虑。

1.0.21 下降点（DP） decent point

一个由距 MAPt 的航迹和距离定义的点，从该点直升机可以下降至 OCA/OCH 之下，目视下降至直升机场/着陆位置。

1.0.22 直线目视航段（Direct-VS） direct visual segment

一个目视航段，定义如下：

a）在 PinS 进近中一个可以包含单独转弯的航段，从 MAPt 直飞直升机场或着陆位置，或经过一个下降点至直升机场或着陆位置；

b）在 PinS 离场中的一个直线航段，从直升机场或着陆位置至 IDF。

1.0.23 DME 距离 DME distance

从 DME 信号源至接收天线的视线距离（斜距）。

1.0.24 标高 elevation

从平均海平面量至地球表面或依附于地球表面的一个点或一个平面的垂直距离。

1.0.25 欧洲 GNSS 导航覆盖服务（EGNOS） european GNSS navigaiton overlay service

在欧洲区域内，符合附件 10 要求的星基增强系统所提供的导航服务。

1.0.26 假定直升机场点（FHP） fictitious heliport point

FHP 是一个点，PinS 最后进近航段的航径飞越该点之上的相对高为假定直升机场点飞越高（FHPCH）。它采用 WGS-84 经纬度和椭球体高来确定。对于 PinS 进近，用 FHP 替代 LTP。FHP 的标高与实际跑道入口的标高相同。

1.0.27 假想入口（FTP） fictitous threshold point

FTP 是一个点，最后进近航段的航径以相对高（确定为基准高）飞越该点之上。它采用 WGS-84 经纬度和椭球体高来确定。当最后进近航迹没有对正跑道中线延长线或跑道入口内移时，用 FTP 替代 LTP。对于非对正进近，从跑道入口做最后进近航段的垂线，交点即为 FTP。FTP 的标高与实际跑道入口的标高相同。

1.0.28 最后进近和起飞区（FATO）final approach and take-off area

一块确定的区域，用于最后进近阶段机动至悬停或着陆完成和由此开始起飞机动。当 FATO 用于一级性能直升机，则确定的该区域包含可用中断起飞区。

1.0.29 最后进近航段 final approach segment

仪表进近程序中为完成航迹对正和下降着陆的航段。

1.0.30 最后进近航段（FAS）数据块 final approach segment data block

用来识别一个单独的精密进近或 APV 并定义相关进近航径的一组参数。

1.0.31 最后进近航迹 final approach track

最后进近航段的飞行航迹通常对正跑道中线。对于偏置的最后进近，最后进近航迹应该对正假想入口（FTP）和飞行航径对正点（FPAP）的方向。

1.0.32 飞行高度层（FL）flight level

相对于一个特定气压基准 1 013.2 hPa 的等压面，这些等压面之间用一定的气压间隔隔开。

注 1：气压式高度表按照标准大气校准：

a）当气压高度表定在 QNH 拨正值时，高度表指示为高度（altitude）；

b）当气压高度表定在 QFE 拨正值时，高度表指示为高出 QFE 基准面的高（height）；

c）当气压高度表定在 1 013.2 hPa，可用以指示飞行高度层（flight level）。

注 2：在注 1 中所用名词“高”和“高度”是气压高度表的指示，不是几何高和高度。

1.0.33 飞行航径对正点（FPAP）flight path alignment point

飞行航迹对正点与 LTP 或 FTP 在同一水平面，用于确定最后进近的对正方向。当进近对正跑道中线时，FPAP 位于反方向的跑道入口或入口之外。通过反方向的跑道入口 Δ 长度偏置来确定其位置。

1.0.34 飞行程序设计师 flight procedure designer

满足国家规定的胜任能力要求，负责飞行程序设计的人员。

1.0.35 满刻度偏差（FSD）full-scale deflection

用于描述相对中心位置的最大偏差，无论是航道偏差指示器（CDI）或是垂直偏差指示器（VDI），例如下滑坡度指示器，并同时使用线性和角度刻度来显示。

1.0.36 地基增强着陆系统（GLS）GBAS landing system

一种以 GNSS 地基增强系统为导航基础的进近和着陆运行系统。

1.0.37 大地水准面 geoid

地球重力场中的等位面，它与未受干扰在大陆连续延伸的平均海平面（MSL）相一致。

注：大地水平基准面在外形上是不规则的，这是由于当地的重力扰动（风潮、盐度、水流等），并且重力方向在每一点上都与大地水准面相垂直。

1.0.38 大地水准面波动 geoid undulation

大地水准面与数学基准椭球之间的高度差。

注：针对世界大地坐标系——1984（WGS-84）定义的椭球体，WGS-84 椭球体高与铅垂水准标高的差异称为 WGS-84 大地水准面波动。

1.0.39 全球导航卫星系统（GNSS）global navigation satellite system

一个全球范围的定位和授时系统，包括一个或多个星座，航空器接收机，系统完整性监控和支持所需导航性能运行的必要增强。

注 1：GNSS 性能标准见附件 10 第Ⅰ卷第 3 章。

注 2：全球卫星导航系统方位基准点（GARP）（GNSS azimuth reference point）：GARP 定义在程序中线上 FPAP 之前固定偏置 305 m（1 000 ft）的点。用于建立侧向偏离显示的界限。

1.0.40 地基增强系统（GBAS）ground-based augmentation system

该增强系统是用户直接接收从地基发射器发送的增强信息。

1.0.41 航向 heading

航空器纵轴所指的方向，通常以北（真向、磁向、罗盘向或网格向）为基准，用“度”表示。

1.0.42 高 height

从一个规定的基准面量至一个平面、一个点或作为一个点的物体的垂直距离。

1.0.43 高于平面高（HAS）height above surface

OCA 与最高的地形、水面或障碍物标高的高差，该范围的中心是“VFR 条件下实施”PinS 程序中的 MAPt，半径至少 1.5 km（0.8 NM）。

1.0.44 直升机场基准点（HRP）heliport reference point

直升机场或着陆位置的指定位置。

1.0.45 等待定位点 holding fix

作为等待程序基准的某一地理位置。

1.0.46 等待程序 holding procedure

一个预定的机动飞行，航空器保持在规定的空域内以等待进一步的指令。

1.0.47 独立平行进近 independent parallel approaches

平行或接近平行仪表跑道同时进近，在相邻跑道中线延长线上航空器之间不规定空中交通服务（ATS）监视间隔最低标准。

1.0.48 独立平行离场 independent parallel departures

从平行或接近平行仪表跑道同时起飞离场。

1.0.49 起始进近定位点（IAF）initial approach fix

一个标志起始进近航段开始、进场航段结束的定位点。

1.0.50 起始进近航段 initial approach segment

在仪表进近程序中起始进近定位点和中间进近定位点之间，或与最后进近定位点（或最后进近点）之间的航段。

1.0.51 起始离场定位点（IDF）initial departure fix

终端区用于目视航段的定位点，空间点离场的仪表航段从该点处开始。

1.0.52 仪表进近运行 instrument approach operations

进近着陆使用仪表，用以进行基于仪表进近程序的导航指引。有两种方法实施仪表进近运行：

a）二维（2D）仪表进近运行，只使用水平导航引导；

b）三维（3D）仪表进近运行，同时使用水平和垂直导航引导。

注：提供水平和垂直导航引导的参考是：

a）地基无线电导航台；或

b）从地基、天基、导航设备或它们的组合计算产生的数据。

1.0.53 仪表进近程序（IAP）instrument approach procedure

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。这种机动飞行是从起始进近定位点或从规定的进场航路开始，至能完成着陆的一点为止，之后，如果不能完成着陆，则至一个等待或航路超障准则适用的位置。仪表进近程序分类如下：

非精密进近程序（NPA）（non-precision approach procedure）：设计用于 2D 仪表进近运行类型 A 的仪表进近程序。

注：非精密进近程序的飞行可以使用最后进近连续下降技术（CDFA）。有机载设备计算 VNAV 指引咨询的 CDFA（参见第Ⅰ部分第 4 篇第 1 章 1.8.1）可以看作 3D 仪表进近运行。更多信息参见第Ⅰ部分第 4 篇第 1 章 1.7 和 1.8。

有垂直引导的进近程序（APV）（approach procedure with vertical guidance）：设计用于 3D 仪表进近运行类型 A 的基于性能导航（PBN）仪表进近程序。

精密进近程序（PA）（precision approach procedure）：设计用于 3D 仪表进近运行类型 A 或 B 的基于导航系统（ILS、MLS、GLS 和 SBAS Cat Ⅰ）的仪表进近程序。

注：仪表进近的运行类型参见附件 6。

1.0.54 中间进近航段 intermediate approach segment

仪表进近程序中，从中间进近定位点至最后进近定位点（或最后进近点）的航段，或反向程序、直角程序或推测航迹程序末端至最后进近定位点（或最后进近点）的航段。

1.0.55 中间进近定位点（IF）intermediate approach fix

标志起始进近航段结束，中间进近航段开始的一个定位点。

1.0.56 着陆位置 landing location

一个有标志或无标志的区域，其具有与目视直升机场最后进近和起飞区（FATO）相同的物理特性。

1.0.57 着陆入口点（LTP）landing threshold point

LTP 是一个点，最后进近航迹以相对高（确定为基准高）飞越其上。它通过 WGS-84 经度、纬度和椭球体的高来确定。着陆入口点通常为跑道中线与入口的交点。

1.0.58 高度（高度层）level

航空器在飞行中的垂直位置的通称，其含义是变化的，可以指高、高度或飞行高度层。

1.0.59 航向台性能（LP）localizer performance

在进近图上标识为与 APV Ⅰ侧向性能要素相关的最低标准栏。

1.0.60 有垂直引导的航向台性能（LPV）localizer performance with vertical guidance

在进近图上标识为与 SBAS APV Ⅰ类或 SBAS CAT Ⅰ类性能相关的最低标准栏。

1.0.61 机动目视航段（Manoeuvring-VS）manoeuvring visual segment

PinS 目视航段保护如下机动：

a）PinS 进近。沿不是直接来自 MAPt 的方向，绕直升机场或着陆位置实施落地。

b）PinS 离场。沿不是直接向 IDF 方向起飞，然后目视机动，在 IDF 处加入仪表航段。

1.0.62 最低下降高度（MDA）或最低下降高（MDH）minimum descent altitude or minimum descent height

在 2D 仪表进近运行或盘旋进近运行中规定的高度或高。如果没有取得所需的目视参考，不得下降至该高度/高以下。

注 1：最低下降高度（MDA）是以平均海平面为基准，最低下降高（MDH）是以机场标高为基准，如果入口标高在机场标高之下大于 2 m（7 ft），则以入口标高为基准。盘旋进近的最低下降高以机场标高为基准。

注 2：所需目视参考是指飞行员应该看到目视助航设施的一部分或进近区的一部分，并有充分时间让飞行员评估航空器相对预定飞行航径的位置和位置变化率。在盘旋进近中，所需的目视参考是跑道周围的物体。

注 3：为方便起见，当同时使用两种表示形式时，可以写成“最低下降高度/高”，缩写为“MDA/H”。

1.0.63 最低航路高度（MEA）minimum en-route altitude

能足够接收相关导航设施和 ATS 通信的航路航段高度，并遵守空域结构和提供所需的超障。

1.0.64 最低仪表气象条件空速（V_{mini}） minimum instrument meteorological conditions airspeed

特定直升机在仪表条件下允许运行的最小指示空速。

1.0.65 最低超障高度（MOCA） minimum obstacle clearance altitude

指定航段可以提供所需超障的最低高度。

1.0.66 最低扇区高度（MSA） minimum sector altitude

以一个重要点、机场基准点（ARP），或直升机场基准点（HRP）为中心，半径 46 km（25 NM）的圆形扇区内可以使用的最低高度。这个最低高度在扇区内所有物体之上提供最小 300 m（1 000 ft）的超障余度。

1.0.67 最小稳定距离（MSD） minimum stabilization distance

完成一个转弯机动的最小距离，之后一个新的机动又可以开始。最小稳定距离用于计算两个航路点之间的最短距离。

1.0.68 复飞等待定位点（MAHF） missed approach holding fix

一个区域导航中使用的定位点，它标志复飞航段结束及复飞等待的中心点。

1.0.69 复飞点（MAPt） missed approach point

仪表进近程序中的一个点，在这个点或之前必须开始规定的复飞程序，以保证不违反最小超障余度。

1.0.70 复飞程序 missed approach procedure

如果不能继续进近应该遵循的飞行程序。

1.0.71 复飞转弯定位点（MATF） missed approach turning fix

一个与 MAPt 不同的点，它标识复飞航段中的转弯。

1.0.72 山区 mountainous area

一个地形剖面有起伏的区域，在 18.5 km（10.0 NM）内地形标高的变化超过 900 m（3 000 ft）。

1.0.73 基于多功能传输卫星的星基增强系统（MSAS） multi-functional transport satellite-based augmentation system

一个星基增强系统，能提供满足附件 10 要求的导航服务并可以在亚太提供导航服务。

1.0.74 近似平行的跑道 near-parallel runways

跑道中线延长之间的收敛/扩散角等于或小于 15°的非交叉跑道。

1.0.75 非侵入地带（NTZ） no transgression zone

在独立平行进近的两条跑道中线延长线中间设置的一个规定大小的空间走廊，在一架航空器侵入这个空间时，要求管制人员对相邻进近上受威胁的任何航空器进行机动干预。

1.0.76 障碍物评价面（OAS）obstacle assessment surface

一个定义的面，在特定 APV 或精密进近程序中用于超障计算，确定哪些障碍物需要考虑。

1.0.77 超障高度（OCA）或超障高（OCH）obstacle clearance altitude or obstacle clearance height

相关跑道入口标高或机场标高之上的最低高度或最低高，用于按照相关超障标准建立应用。

注 1：超障高度是以平均海平面为基准，超障高是以入口标高为基准（非精密进近是以机场标高为基准，如果跑道入口低于机场标高大于 2 m（7 ft），则以入口标高为基准。盘旋进近运行的超障高是以机场标高为基准）。

注 2：如果同时使用两种形式表示，为方便起见可以写作“超障高度/高”，缩写为“OCA/H”。

注 3：该定义的特殊应用见第Ⅰ部分第 4 篇第 5 章 5.4。

1.0.78 无障区（OFZ）obstacle free zone

内进近面、内过渡面和终止着陆面之上的空域，以及这些面所围的升降带。该区域内不允许任何固定障碍物穿透，除非出于航空导航目的所要求的轻质、易折物。

1.0.79 航径终止码 path and terminator

两字代码，用来描述程序中沿航段的特定飞行航径类别和该飞行航径特定的终止类别。在机载导航数据库中，所有的 RNAV SID、STAR 和进近航段都应该指配航径终止码。

注：在 PANS-OPS 中定义的航径终止码，RF 航径终止码除外，是按照 ARINC 规范 424-15“导航系统数据库”中的规则建立的。RF 航径终止码适用的规则基于 ARINC 424-17。

1.0.80 空间点（PinS）进近 Point-in-space（PinS）approach

一个专为直升机设计的进近程序，包括目视和仪表航段。

1.0.81 空间点（PinS）离场 Point-in-space（PinS）departure

一个专为直升机设计的离场程序，包括目视和仪表航段。

1.0.82 空间点（Pins）目视航段 Point-in-space（PinS）visual segment

直升机空间点程序中一个点（MAPt 或 IDF）与直升机场或着陆位置之间的航段。

1.0.83 空间点进近基准点（PRP）point-in-space reference point

由 MAPt 经纬度表示的空间点进近基准点。

1.0.84 主区 primary area

一个定义为围绕标称飞行航迹对称设置的保护区，在主区内要提供全额超障余度（也见副区）。

1.0.85 程序高度/高 procedure altitude/height

一个公布的高度/高，用于定义飞行程序的垂直剖面，应等于或高于所建立处的最低超障高/高度。

1.0.86 程序转弯 procedure turn

是一种机动飞行，先转弯脱离指定航迹，接着向反方向转弯，使航空器能切入并沿指定航迹的反方向飞行。

注 1：程序转弯按照起始转弯的方向规定为“左”或“右”转弯。

注 2：按照各个程序的情况，程序转弯可以规定为平飞，也可以规定为下降转弯。

1.0.87 直角航线程序 racetrack procedure

为使航空器在起始进近航段降低高度和/或加入反向程序不可行时使航空器建立入航的程序。

1.0.88 基准高（RDH）reference datum height

下滑航迹或标称垂直航迹延伸至跑道入口处的高。

1.0.89 所需导航性能（RNP）required navigation performance

在规定空域内运行所需导航性能的声明。

注：有为特定 RNP 类型和/或应用规定导航性能和要求。

1.0.90 反向程序 reversal procedure

在仪表进近程序的起始进近航段，能使航空器转至相反方向的程序。它包括程序转弯或基线转弯。

1.0.91 星基增强系统（SBAS）satellite-based augmentation system

一个用户从卫星发射机接收增强信息的覆盖广泛的增强系统。

注：SBAS 性能标准在附件 10 第Ⅰ卷第 3 章。

1.0.92 副区 secondary area

一个定义在沿标称飞行航迹主区两侧的区域。副区内提供逐渐减小的超障余度（也见主区）。

1.0.93 隔离平行运行 segregated parallel operations

平行或近似平行仪表跑道同时运行时，一条跑道专门用于进近而另一条跑道专门用于离场。

1.0.94 重要障碍物 significant obstacle

任何地形、永久或临时的人工固定物体，对临近或周围特征有垂直意义，并考虑会对运行该类设计程序的飞机形成潜在的安全危险。

注：本文件中使用“重要障碍物”术语的目的，只用于确定在程序相关要素计算中需要考虑并应该在航图上标识的物体。

1.0.95 重要点 significant point

一个特定的地理位置，用于确定 ATS 航路，或航空器的飞行航径，和用于其他的导航及 ATS 目的。

注：有3种类型的重要点：地基导航台、交叉点和航路点。在这些定义中，交叉点类型的重要点可以用距地基导航台的径向线、方位线和/或距离表示。

1.0.96 标准仪表进场（STAR）standard instrument arrival

一条指定的仪表飞行规则（IFR）进场航线，它连接一个通常在ATS航路上的重要点与一个公布的仪表进近程序可以开始的点。

1.0.97 标准仪表离场（SID）standard instrument departure

一条指定的仪表飞行规则（IFR）离场航线，它连接机场或机场某条跑道与一个规定的重要点。这个重要点通常在指定的ATS航路上，它是航路阶段飞行的开始。

1.0.98 台站磁偏角 station declination

VOR 360° 径向线与真北的夹角。

1.0.99 可用起飞滑跑距离（TORA）take-off run available

公布的适合于起飞航空器地面滑跑的可用跑道长度。

1.0.100 终端进场高度（TAA）terminal arrival altitude

在以起始进近定位点（IAF）为圆心，46 km（25 NM）为半径的圆弧内所有物体之上提供300 m（1 000 ft）最小超障余度的最低高度。如果没有起始进近定位点，则以中间进近定位点（IF）为圆心，圆弧末端与IF的连线为边界。一个程序的联合TAA必须是一个以IF为中心的360°区域。

1.0.101 入口（THR）threshold

跑道上可以开始用于着陆的部分。

1.0.102 航迹 track

航空器的航径在地球表面上的投影，这条航径上任何点的方向，通常以距北端的角度来表示（真北、磁北、网格北）。

1.0.103 垂直航径角（VPA）vertical path angle

气压垂直导航程序中公布的最后进近下降角度。

1.0.104 目视机动（盘旋）区 visual manoeuvring（circling）area

航空器进行盘旋进近应该考虑超障余度的区域。

1.0.105 目视航段下降角度（VSDA）visual segment descent angle

在复飞点（MAPt）/下降点（DP）的最低下降高度/高（MDA/H）与直升机场飞越高之间的角度。

1.0.106 目视航段设计梯度（VSDG）visual segment design gradient

PinS离场程序中目视航段的梯度。该目视航段连接直升机场或着陆点与起始离场定位点的

飞越高度（MCA）。

1.0.107 航路点 waypoint

一个规定的地理位置，用以定义一条区域导航航路，或使用区域导航航空器的飞行航迹。航路点的标识分为：

旁切航路点（fly-by waypoint）：一个要求提前转弯的航路点，允许以切线的形式切入航路或程序的下一航段。

飞越航路点（flyover waypoint）：转弯开始于该点的航路点，以加入航路或程序的下一航段。

1.0.108 航路点距离（WD） waypoint distance

在世界大地坐标系（WGS84）椭球面上从某一确定的航路点至区域导航（RNAV）航空器接收器之间的距离。

2 缩略语

AC	咨询通告（advisory circular）
AIP	航空资料汇编（aeronautical information publication）
AMA	区域最低高度（area minimum altitude）
AMSL	高于平均海平面的高度（above mean sea level）
ANP	实际导航性能（actual navigation performance）
AOB	转弯坡度（angle of bank）
APV	有垂直引导的进近程序（approach procedures with vertical guidance）
ARP	机场基准点（aerodrome reference point）
ATC	空中交通管制（air traffic control）
ATS	空中交通服务（air traffic services）
ATT	沿航迹容差（along-track tolerance）
AZM	方位（azimuth）
BV	缓冲值（buffer value）
CA	沿航迹至某高度（course to an altitude）
CAT	分类（category）
CCO	连续爬升运行（continuous climb operation）
CDFA	连续下降最后进近（continuous descent final approach）
CDI	航道偏差指示器（course deviation indicator）
CDO	连续下降运行（continuous descent operation）
CF	沿航迹至定位点（course to a fix）
C/L	中线（center line）
COP	转换点（change-over point）
CRC	循环冗余码校验（cyclic redundancy check）
CRM	碰撞风险模型（collision risk model）
DA/H	决断高度/高（decision altitude/height）
DCP	坐标原点飞越位置（datum crossing point）
DER	跑道起飞末端（departure end of the runway）
DF	定向（direction finding）

Direct-VS	直线目视航段（direct visual segment）
DME	测距仪（distance measuring equipment）
DP	下降点（descent point）
DR	推测（dead reckoning）
DTT	系统使用精度（system use accuracy）
EDA	标高差异区（elevation differential area）
EUROCAE	欧洲民航设备组织（European Organization for Civil Aviation Equipment）
FA	沿航径从定位点至某高度（course from a fix to an altitude）
FAF	最后进近定位点（final approach fix）
FAP	最后进近点（final approach point）
FAS	最后进近航段（final approach segment）
FAT	最后进近航迹（final approach track）
FATO	最后进近和起飞区（final approach and take-off area）
FHP	假定直升机场点（fictitious heliport）
FHPCH	假定直升机场点飞越高（fictitious heliport point crossing height）
FL	飞行高度层（flight level）
FM	沿航迹从定位点至人工终止（course from a fix manual termination）
FMC	飞行管理计算机（flight management computer）
FMS	飞行管理系统（flight management system）
FPAP	飞行航径对正点（flight path alignment point）
FROP	最后进近改出点（final approach roll-out point）
FTE	飞行技术容差（flight technical error）
FTP	假想入口（fictitious threshold point）
FTT	飞行技术容差（flight technical tolerance）
GARP	全球卫星导航系统方位基准点（GNSS azimuth reference point）
GBAS	地基增强系统（ground-based augmentation system）
GLS	地基增强着陆系统（GBAS landing system）
GNSS	全球导航卫星系统（global navigation satellite system）
GP	下滑道（glide path）
GPA	下滑角度（glide path angle）
GPWS	近地警告系统（ground proximity warning system）
HA	等待/直角航线至高度（holding/racetrack to an altitude）
HAE	高于椭球面的高度（height above ellipsoid）
HAL	水平告警限制（horizontal alarm limit）

HCH	直升机场飞越高（heliport crossing height）
HF	等待/直角航线至定位点（holding/racetrack to a fix）
HL	高度损失（height loss）
HM	从等待/直角航线至手动终止（holding/racetrack to a manual termination）
HP	直升机场（heliport）
HRP	直升机场基准点（heliport reference point）
IAC	仪表进近图（instrument approach chart）
IAF	起始进近定位点（initial approach fix）
IAP	仪表进近程序（instrument approach procedure）
IAS	指示空速（indicated airspeed）
IDF	起始离场定位点（initial departure fix）
IF	中间进近定位点（intermediate approach fix）
IFDP	仪表飞行程序设计（instrument flight procedure design）
IFP	仪表飞行程序（instrument flight procedure）
IFR	仪表飞行规则（instrument flight rules）
ILS	仪表着陆系统（instrument landing system）
IMAL	完整性监视告警（integrity monitor alarm）
IMC	仪表气象条件（instrument meteorological conditions）
ISA	国际标准大气（international standard atmosphere）
KIAS	海里指示空速（knots indicated airspeed）
LDAH	着陆距离可用—直升机（landing distance available-helicopters）
LF	低频（low frequency）
LOC	航向台（localizer）
LORAN	远程空中航行系统（long range air navigation system）
LP	航向台性能（localizer performance）
LPV	有垂直引导的航向台性能（localizer performance with vertical guidance）
LTP	着陆入口点（landing threshold point）
MA/H	最低高度/高（minimum altitude/height）
MAHF	复飞等待定位点（missed approach holding fix）
Manoeuvring-VS	机动目视航段（manoeuvring visual segment）
MAPt	复飞点（missed approach point）
MATF	复飞转弯定位点（missed approach turning fix）
MCA	最小穿越高度（minimum Crossing altitude）
MCH	最小穿越高（minimum Crossing height ）

MDA/H	最低下降高度/高（minimum descent altitude/height）
MEA	最低航路高度（minimum en-route altitude）
MLS	微波着陆系统（microwave landing system）
MM	中指点标（middle marker）
MOC	最小超障余度（minimum obstacle clearance）
MOCA	最低超障高度（minimum obstacle clearance altitude）
MSA	最低扇区高度（minimum Sector altitude）
MSD	最小稳定距离（minimum stabilization distance）
MSL	平均海平面（mean sea level）
NDB	无方向性信标（non-directional beacon）
NM	海里（nautical mile）
NPA	非精密进近（non-precision approach）
NSE	导航系统误差（navigational system error）
NTZ	非侵入地带（no transgression zone）
OAS	障碍物评价面（obstacle assessment surface）
OCA/H	超障高度/高（obstacle clearance altitude /height）
OCA/H_{fm}	最后进近和直线复飞超障高度/高（OCA/H for the final approach and straight missed approach）
OCA/H_{ps}	精密航段的超障高度/高（OCA/H for the precision segment）
OCS	障碍物超障面（obstacle clearance surface）
OFZ	无障区（obstacle free zone）
OIS	障碍物鉴别面（obstacle identification surface）
OJT	在职培训（on-the-job training）
OLS	障碍物限制面（obstacle limitation surface）
OM	外指点标（outer marker）
PA	精密进近（precision approach）
PAPI	精密进近航道指示器（precision approach path indication）
PAR	精密进近雷达（precision approach radar）
PBN	基于性能的导航（performance-based navigation）
PDG	程序设计梯度（procedure design gradient）
PinS	空间点（point-in-space）
PRP	空间点基准点（point-in-space reference point）
R	转弯率（rate of turn）
RAIM	接收机自主完整性监视（receiver autonomous integrity monitoring）

RASS	远距离高度表拨正值来源（remote altimeter setting source）
RDH	基准高（用于 APV 和 PA）（reference datum height）
RF	沿固定半径至定位点（constant radius arc to a fix）
RNAV	区域导航（area navigation）
RNP	所需导航性能（required navigation performance）
RPDS	参考航径数据选择（reference path data selector）
RSR	航路监视雷达（en-route surveillance radar）
RSS	平方和根（root sum square）
SA	安全区域（safety area）
SARPs	标准和建议措施（standards and recommended practices）（ICAO）
SBAS	星基增强系统（satellite-based augmentation system）
SD	标准偏差（standard deviation）
SDF	梯级下降定位点（stepdown fix）
SI	国际计量单位系统（international system of units）
SID	标准仪表离场（standard instrument departure）
SIS	空间信号（signal in space）
SOC	开始爬升（start of climb）
SST	超音速运输（supersonic transport）
ST	系统计算容差（system computation tolerance）
STAR	标准仪表进场（standard instrument arrival）
TAA	终端区进场高度（terminal arrival altitude）
TACAN	超高频空中导航设备（UHF tactical air navigation aid）
TA/H	转弯高度/高（turn altitude/height）
TAR	终端区监视雷达（terminal area surveillance radar）
TAS	真空速（true airspeed）
TCH	飞越跑道入口高（threshold crossing height）
TF	沿航迹至定位点（track to a fix）
THR	入口（threshold）
TMA	终端管制区（terminal control area）
TNA/H	转弯高度/高（turn altitude/height）
TP	转弯点（turning point）
TSE	总系统容差（total system error）
TTT	模板描绘技术（template tracing technique）
V_{mini}	最小仪表气象条件指示空速（minimum instrument meteorological conditions

	indicated airspeed）
VA	沿航向至某高度（heading to an altitude）
VAL	垂直告警限制（vertical alarm limit）
VASIS	目视进近坡度指示系统（visual approach slope indicator system）
VDF	甚高频定向台（very high frequency direction finding station）
VEB	垂直误差分布（vertical error budget）
VHF	甚高频（very high frequency ）
VI	沿航向至某切入点（heading to an intercept）
VM	沿航向至手动终止点（heading to a manual termination）
VOR	甚高频全向信标（very high frequency omnidirectional radio range）
VPA	垂直航径角（vertical path angle）
VS	目视航段（visual segment）
VSDA	目视航段下降角度（visual segment descent angle）
VSDG	目视航段设计梯度（visual segment design gradient）
VSS	目视航段面（visual segment surface）
WD	航路点距离（waypoint distance）
WGS	世界大地坐标系（world geodetic system）
XTT	偏航容差（cross-track tolerance）
5LNC	5 字母名称码（five-letter name code）

3 计量单位

3.0.1 采用的计量单位与附件 5 一致。

3.0.2 参数值通常以整数表示，如果还不能提供所需的精度，该参数以所需数量的小数位来表示。如果该参数直接影响机组对航空器的控制，通常按最接近 5 的倍数取整。此外，梯度通常用百分比表述。以其他单位表述的梯度，见《仪表飞行程序设计手册》（Doc 9368）。

3.0.3 为了确保本文件所使用的参数达到所需的精确度，只应该对计算的最后结果进行取整。在中间计算过程中，应该使用最大可用的分辨率。

3.0.4 仪表着陆系统（ILS）或微波着陆系统（MLS）或陆基增强系统/星基增强系统（GBAS/SBAS）相关的保护区尺寸，在换算为非标准国际单位时，应该向上取整至整数英尺。

3.0.5 准备在航图上公布的取整值应该符合《附件 4—附录 6》中有关航图分辨率的要求。

4 基准系

4.0.1 《附件4—航图》《附件11—空中交通服务》和《附件15—航空情报服务》要求国际航空导航使用WGS-84作为国际航空导航的大地水平基准系统。用WGS-84格式公布的航路点、航路和测绘的地形和障碍物数据并不表示所有的空域和程序设计必须是基于椭球体的。历史上，附件14和PANS-OPS航空器运行第Ⅱ卷，障碍物限制和超障区的确定是使用平面的方法，而这些方法仍然是可以接受的。必要的要求是：这些航路点应该进行正确的WGS-84转换，参见附件4、11、14和15的规定。也参见《飞行程序设计质量保证手册（Doc 9906）》第3卷—飞行程序设计软件验证。

注：没有必要修订人工计算的所有程序，另外，检查主要过失差错的简单方法仍然有效。

4.0.2 之前使用椭球体公式，而之后使用平面公式，由软件工具生成坐标时不必与手工生成的坐标严格相同。这些差异是可以接受的，条件是它们不低于ICAO公约附件航空数据质量要求中对精度的要求。

注：如果不同的软件包使用不同的假定，使用不同的取整次数或计算不同的中间值时，不同软件工具生成产生的坐标可以不必严格相同。

第 2 篇　基本原理

1　总则

1.1　引言

1.1.1　本规范的制定是希望达到一定合理程度的标准化。由于已经完全认识到用任何单一类型的导航设施达到程序、保护区和超障余度在所有范围内的统一是不可能的，因而在建立程序、保护区和超障余度时，这些相关的标准应该考虑当地的条件。

1.1.2　对于特定的跑道，每一种导航设施只规定一个程序，只有在局方与有关运营人共同研究后才允许有例外。因此应该考虑制定用于确定具体准则和应用方法的原则与基本规范。

1.1.3　设计仪表进近程序时，安全方面的主要考虑是超障。由于存在许多变化因素，如地形、航空器性能和飞行员能力等，本部分设置的详细程序只基于当前的标准设施和实践。然而，本规范考虑的超障余度是最小值：它们考虑了商业运输和通用运输中的规范并认为它们不会降低安全水平。

1.1.4　RNAV 程序的出现和快速增长已经使得很多飞行员在飞所有的仪表飞行程序时，都习惯于使用基于机载导航数据库的指引，而不管公布的程序是 RNAV 程序还是传统程序。然而，不是所有的传统程序都能够被编码进导航数据库。这种情况特别体现在离场程序中。为缓解这个问题并确保提高可飞性，程序设计师应该：

a）保持设计的所有程序尽量简单；

b）尽可能地设计 RNAV 程序而不是传统程序；

c）当引入一个传统离场程序时，应该与导航数据库供应商进行密切的协作；

d）确保使用共同定位点的离场程序和航路结构之间，各航路结构之间，进场程序和进近程序之间的连续性，及在衔接处飞行高度的兼容性；

e）避免使用重复航段——如公布为一个既是进场程序一部分又是进近程序一部分的航

段；和

f）转弯小于30°时，避免使用与VOR径向线相交叉的航向航段。

1.1.5 为实现效率、规范和经济的目的，应该尽力确保导航设施的设置和程序不断优化，以保持持续的最低安全要求，同时应该尽量减少实施仪表进近的时间和实施相关机动飞行的所需空域。

1.2 保护区

1.2.1 每个航段都有相应的保护区。通常保护区对称于预定航迹两侧。原则上，该保护区分为主区和副区。然而有时只有主区。当允许有副区时，每一边外侧一半宽度的保护区为副区（通常为总宽度的25%），见图Ⅰ-2-1-1。

1.2.2 给定点的副区宽度计算。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处的保护区宽度，使用式（Ⅰ-2-1-1），进行线性插值得到（见图Ⅰ-2-1-2）：

$$W_{SP} = W_{S1} + \frac{D_P}{L}(W_{S2} - W_{S1}) \qquad (Ⅰ-2-1-1)$$

式中：W_{S1}——在第一个定位点的副区宽度；

W_{S2}——在第二个定位点的副区宽度；

W_{SP}——在 *P* 点的副区宽度；

D_P——从第一个定位点沿标称航迹至 *P* 点的距离；

L——两个定位点之间沿标称航迹的距离。

1.3 超障余度

如果没有规定副区，整个保护区都应该提供全超障余度。如果有副区，则在主区内提供全超障余度，副区的超障余度是从副区内侧边界的全超障余度线性减小至副区外侧边界为零，见图Ⅰ-2-1-1。

副区的MOC可以在主区外侧边界的全超障到零之间使用线性插值法得到，依据式（Ⅰ-2-1-2）（见图Ⅰ-2-1-3）：

$$MOC_{sy} = MOC_P \times \left(1 - \frac{Y}{W_S}\right) \qquad (Ⅰ-2-1-2)$$

式中：MOC_P——主区MOC；

MOC_{sy}——障碍物至主区边界距离为Y时，副区的超障余度；

W_S——副区的宽度；

Y——沿垂直于标称航迹量取的障碍物至主区边界的距离。

1.4 计算举例

除非另有说明，本文件中所有计算举例均基于海拔标高 600 m（2000 ft）、温度 ISA+15℃。速度换算使用第 1 章附录中的换算因子。

1.5 方位、航迹和径向线

在规划程序时应该使用真航线角。但根据附件 4 的规定，所有公布的程序应该是以度为单位的磁航线角。径向线也应该使用以度为单位的磁方位角。为了进一步标识相对于电台的方位角，径向线应该加一个前缀字母“R”，例如 R-027 或 R-310。公布的径向线应该是定义飞行航迹的径向方位。在磁不可靠地区（如在地球磁极附近），程序可以使用以度为单位的真航线角表示。

1.6 导航系统使用精度

1.6.1 制定超障准则时所用的系统精度以最低的系统性能因素为依据，如果能表明影响这些数值的一种或几种参数能确信保持得比最低值更好，也可以用更小的精度值。精度值是系统容差的算术平方和根（RSS）。

1.6.2 当导航设备用于提供航迹引导时，交叉定位的定位容差基于 2σ 置信界区间（95%）；在确定仪表进近程序/复飞程序保护区的扩张时基于 3σ 置信区间（99.7%）。VOR/NDB 的容差见表Ⅰ-2-2-1、图Ⅰ-2-2-9 和图Ⅰ-2-2-11。

1.7 山区增加高度/高

1.7.1 当设计山区使用的程序时，必须考虑山区有 37 km/h（20 kt）或更大的风，这会导致在山区上空的气压高度表误差和飞行员操纵困难。在已知有这种情况的地方，最低超障余度（MOC）应该增加，最多可以增加 100%。

1.7.2 程序设计师和审批当局应该注意所包含的危险，并根据他们的经验和判断适当增加高

度，限制航空器在受到下风颠簸以及山区其他大气现象影响中飞行的时间。可以使用增加飞越中间和最后进近定位点最低高度/高的方法，避免长时间在低高度上飞行。为获得最好的当地资料，应该征求运营人的意见。该增加值应该在国家航空资料汇编 GEN3.3.5“最低飞行高度”公布中。见空中航行服务程序—航空信息管理（PANS-AIM，Doc 10066）附录 2—航空资料汇编（AIP）的内容。

1.8 程序高度/高的使用

在任何飞行阶段，程序高度/高都应考虑各种因素，如空中交通服务要求、最后进近连续下降（CDFA）、空域结构、低温或高温的影响、导航信号、地/空通信、雷达覆盖、环境考虑等。任何飞行阶段的程序高度/高都应该等于或高于最低超障高度/高。一个程序高度/高应该公布在可行的定位点或沿航段上，这取决于程序师/空域设计者考虑上述因素中的哪一个。

1.9 区域最低高度

1.9.1 当确定四边形内的区域最低高度时，每个四边形边界之外 8 km 以内的地形和障碍物应该考虑在内。

1.9.2 区域最低高度的计算应在第Ⅲ部分第 3 篇第 7 章 7.6.2.1 所确定区域内的最高障碍物时之上，山区提供至少 600 m（2 000 ft），其他地区提供至少 300 m（1 000 ft）的最小超障余度。

1.10 制图精度

1.10.1 设计仪表进近程序时，必须在控制地形或障碍物的高度和位置上增加制图的容差。垂直容差应该增加到目标的高或标高描述上。水平容差是增加到控制地形或障碍物的周长上。

1.10.2 如果使用这些容差会在运行上产生一个不可接受的代价，则应该使用附加的实测资料以提高障碍物位置和高度数据的准确性。

1.11 航图上重要障碍物和高程点标高的标注

为了避免航图上的信息超过负载，使得重要的航行信息被隐没，在将以下信息提供给制图

人员时，程序设计师应该仔细考虑：

a）在程序相关航段计算时考虑了重要障碍物；和

b）提高航线下方地形情景意识所需的适当高程点。

注：ICAO 仪表进近图上简化标绘及重要障碍物的规范公布在附件 4 第 11 章。

1.12 航空器特性数据库

《空中航行服务程序—航空器运行》（PANS-OPS）中的准则使用标准条件的航空器特性。然而，当特定空域有应用要求时，本准则允许偏离这些标准条件。特定航空器的特性见国际民航组织（ICAO）航空器特性数据库网站（待制定）。

1.13 公布

1.13.1 在规划程序时应该使用真航线角。但根据附件 4 的规定，所有公布的程序应该是以度为单位的磁航线角。径向线也应该使用以度为单位的磁方位角。为了进一步标识相对于电台的方位角，径向线应该加一个前缀字母“R”，如 R-027 或 R-310。公布的磁航线角应该描述所设计飞行航迹的磁方位。在磁不可靠地区（如在地球磁极附近），程序可以使用以度为单位的真航线角来表示。

1.3.1.1 磁差应用如下：

a）VOR。向/背 VOR 台的磁航迹角是将公布的 VOR 台磁偏差应用到 VOR 台处的 VOR 真径向方位上来确定。

b）NDB 进近、标准仪表离场（SID）以及标准仪表进场（STAR）。在程序中，向/背 NDB 台的磁航迹角是将该机场公布的磁差应用到 NDB 台处的 NDB 真方位上来确定。作为一个例外，在磁差变化较大的高纬度，设计长距离航段的 STAR 和 SID 时，应该使用总航段距离 1/4 和 3/4 点处的磁差。

c）NDB 航路。背 NDB 台的航路磁航迹角，是把公布 NDB 台的磁差应用到 NDB 台处的 NDB 真方位上来确定。作为一个例外，在磁差变化较大的高纬度，使用长距离航段航路时，应该使用总航段距离 1/4 和 3/4 点处的磁差。

d）ILS、MLS 或航向台进近。航向台的磁航道角是将该相关机场公布的磁差应用到该航向台的真航道角上来确定。

e）NDB 航路定位点。一个由 NDB 台方位角确定的定位点的磁方位角，是把该定位点处的磁差应用到该定位点的真方位上来确定。

f）区域导航（RNAV）航路。航路磁航迹角是采用每一航路点上公布的磁差来确定。

g）RNAV 终端程序。RNAV（VOR/DME）程序除外，在 RNAV 程序中应用的任何航迹磁差，要么是离场/预计着陆相关机场公布的磁差，要么是与特定程序航段相关的建议导航台的磁偏差。为确定磁航迹角，应该把公布的磁差/导航台磁偏角应用到该程序的真航迹角上。对基于 CF、FA 或 FM 航径终止码的航段，航空器系统使用与该航段相关的建议导航台的磁偏角。重要的是，要标明适合该类航段导航的建议导航台。应该当将该机场公布的磁差应用于基于 CA、VA 和 VM 航径终止码的航段。基于其他类型航径终止码的航段磁差可以采用两者中的任何一种方法来确定。使用导航台磁偏角时，应该在程序描述中清楚地标明该建议的导航台。RNAV（VOR/DME）程序的磁航线方位，应当使用该程序所基于的 VOR/DME 导航台的磁偏角。

1.13.2 H 类程序不得以直升机/飞机共用程序的形式，公布在同一仪表进近图（IAC）上。

1.13.3 使用不同值的地方应当予以公布。然而，对于 DME，第 2 章 2.4.4“DME”中的值应该始终使用。

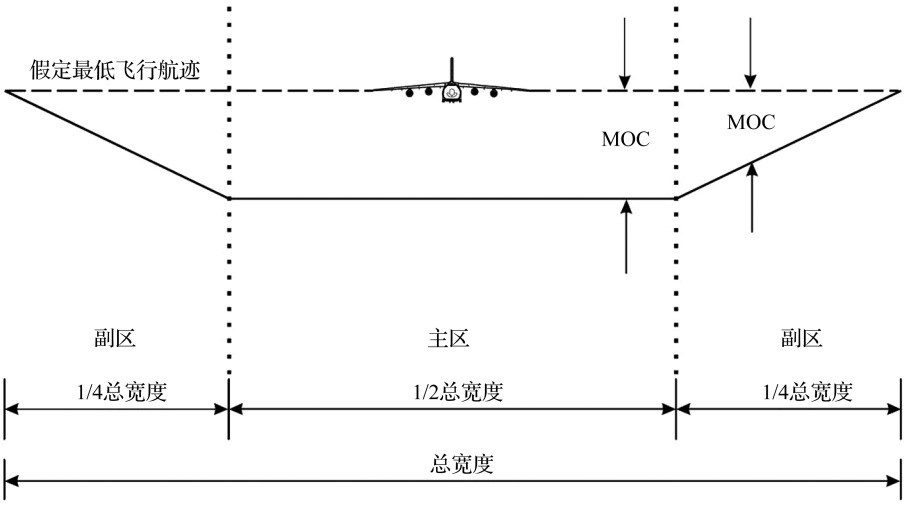


图 I-2-1-1　直线航段保护区主区和副区的剖面

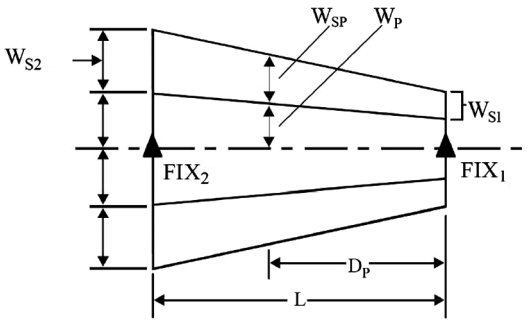


图 I-2-1-2　副区宽度

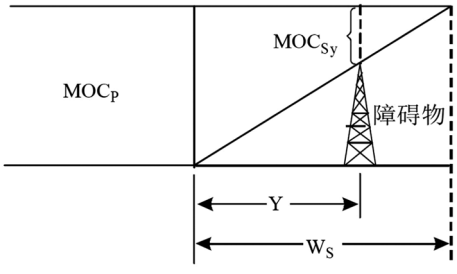


图 I-2-1-3　副区超障余度

1 附录 将指示空速（IAS）换算为真空速（TAS）的换算表

1 本附录给出了高度0~7 500 m，温度ISA-30℃至ISA+30℃，将指示空速换算成真空速的换算因子。

2 指示空速与给定高度和温度所对应的换算因子简单相乘就可以得到真空速。例如：

a）假定高度为4 500 m，指示空速为400 km/h，温度为ISA+20℃，则：

$$TAS = 400\ km/h \times 1.3034 = 521\ km/h$$

b）假定高度为10 000 ft，指示空速为220 kt，温度为ISA+10℃，则：

$$TAS = 220\ kt \times 1.1852 = 261\ kt$$

3 对于在表Ⅰ-2-1-附录-1和表Ⅰ-2-1-附录-2中没有给出的高度和温度，可以用每个表下方所给的公式计算真空速。

4 由于这些表没有考虑空气的压缩性，换算因子使用的速度应该按表Ⅰ-4-1-1和表Ⅰ-4-1-2的限制。

表Ⅰ-2-1-附录-1

高度（m）	换算因子							
	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	0.9690	0.9878	1.0063	1.0244	1.0423	1.0511	1.0598	1.0770
1 000.0	0.9922	1.0118	1.0309	1.0497	1.0682	1.0774	1.0864	1.1043
1 500.0	1.0163	1.0366	1.0565	1.0760	1.0952	1.1046	1.1140	1.1325
2 000.0	1.0413	1.0623	1.0830	1.1032	1.1231	1.1329	1.1426	1.1618
2 500.0	1.0672	1.0890	1.1105	1.1315	1.1521	1.1623	1.1724	1.1923
3 000.0	1.0940	1.1167	1.1390	1.1608	1.1822	1.1928	1.2032	1.2239
3 500.0	1.1219	1.1455	1.1686	1.1912	1.2135	1.2245	1.2353	1.2568
4 000.0	1.1507	1.1753	1.1993	1.2229	1.2460	1.2574	1.2687	1.2910
4 500.0	1.1807	1.2063	1.2313	1.2558	1.2798	1.2917	1.3034	1.3266
5 000.0	1.2119	1.2385	1.2645	1.2900	1.3150	1.3273	1.3395	1.3636
5 500.0	1.2443	1.2720	1.2991	1.3256	1.3516	1.3644	1.3771	1.4022
6 000.0	1.2779	1.3068	1.3350	1.3627	1.3897	1.4031	1.4163	1.4424

续表

高度（m）	换算因子							
	ISA-30	ISA-20	ISA-10	ISA	ISA+10	ISA+15	ISA+20	ISA+30
6 500.0	1.3130	1.3430	1.3725	1.4013	1.4295	1.4434	1.4572	1.4843
7 000.0	1.3494	1.3808	1.4115	1.4415	1.4709	1.4854	1.4998	1.5281
7 500.0	1.3873	1.4201	1.4521	1.4835	1.5141	1.5292	1.5442	1.5737

表Ⅰ-2-1-附录-1 中未列出的数值可以使用式（Ⅰ-2-1-附录-1）计算：

$$TAS = IAS \times 171\ 233 \times \frac{[(288 \pm VAR) - 0.006496H]^{0.5}}{(288 - 0.006496H)^{2.628}} \qquad (Ⅰ-2-1-附录-1)$$

式中：VAR——与国际标准大气（ISA）的温度偏差（℃）；

H——高度（m）。

表 Ⅰ-2-1-附录-2

高度（ft）	换算因子							
	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
1 000.0	0.9601	0.9787	0.9969	1.0148	1.0324	1.0411	1.0497	1.0667
2 000.0	0.9740	0.9930	1.0116	1.0299	1.0479	1.0567	1.0655	1.0829
3 000.0	0.9882	1.0076	1.0266	1.0453	1.0637	1.0728	1.0818	1.0995
4 000.0	1.0027	1.0225	1.0420	1.0611	1.0799	1.0892	1.0984	1.1165
5 000.0	1.0175	1.0378	1.0577	1.0773	1.0965	1.1059	1.1153	1.1139
6 000.0	1.0327	1.0534	1.0738	1.0938	1.1134	1.1231	1.1327	1.1517
7 000.0	1.0481	1.0694	1.0902	1.1107	1.1307	1.1406	1.1505	1.1699
8 000.0	1.0639	1.0857	1.1070	1.1279	1.1485	1.1586	1.1686	1.1885
9 000.0	1.0801	1.1024	1.1242	1.1456	1.1666	1.1770	1.1872	1.2075
10 000.0	1.0967	1.1194	1.1418	1.1637	1.1852	1.1958	1.2063	1.2270
11 000.0	1.1136	1.1369	1.1597	1.1822	1.2042	1.2150	1.2258	1.2470
12 000.0	1.1309	1.1547	1.1781	1.2011	1.2236	1.2347	1.2457	1.2674
13 000.0	1.1485	1.1730	1.1970	1.2205	1.2435	1.2549	1.2661	1.2284
14 000.0	1.1666	1.1917	1.2162	1.2403	1.2639	1.2755	1.2871	1.3098
15 000.0	1.1852	1.2108	1.2360	1.2606	1.2848	1.2967	1.3085	1.3318
16 000.0	1.2041	1.2304	1.2562	1.2814	1.3062	1.3184	1.3305	1.3544

续表

高度（ft）	换算因子							
	ISA-30	ISA-20	ISA-10	ISA	ISA+10	ISA+15	ISA+20	ISA+30
17 000.0	1.2235	1.2505	1.2769	1.3028	1.3281	1.3406	1.3530	1.3375
18 000.0	1.2434	1.2710	1.2981	1.3246	1.3506	1.3634	1.3761	1.4011
19 000.0	1.2637	1.2921	1.3198	1.3470	1.3739	1.3868	1.3998	1.4254
20 000.0	1.2846	1.3136	1.3421	1.3700	1.3973	1.4107	1.4240	1.4503
21 000.0	1.3059	1.3357	1.3649	1.3935	1.4215	1.4353	1.4489	1.4759
22 000.0	1.3278	1.3584	1.3883	1.4176	1.4463	1.4605	1.4745	1.5021
23 000.0	1.3502	1.3816	1.4123	1.4424	1.4718	1.4863	1.5007	1.5290
24 000.0	1.3731	1.4054	1.4369	1.4677	1.4980	1.5128	1.5276	1.5566

表中未列出的数值可以使用式（Ⅰ-2-1-附录-2）计算：

$$TAS = IAS \times 171\ 233 \times \frac{[(288 \pm VAR) - 0.00198H]^{0.5}}{(288 - 0.00198H)^{2.628}} \qquad (Ⅰ\text{-}2\text{-}1\text{-附录-}2)$$

式中：VAR ——与国际标准大气（ISA）的温度偏差（℃）；

H ——高度（ft）。

2 终端区定位点

2.1 总则

2.1.1 由于所有导航设备和航路点都有精度限制，所以由其确定的地理位置并不完全准确，但可能会在标称点周围一个区域内的任何位置。标称点可以通过以下方法确定：

a）交叉点（见2.3“交叉定位点的定位容差和定位容差区”）；

b）飞越导航台（见2.5“导航台上空的定位容差”）；

c）RNAV航路点；和

d）其他类型的导航设备（见2.4“其他类型导航设备的定位容差”）。

2.1.2 作为举例，图Ⅰ-2-2-1显示由同一个VOR/DME台的径向线与距离弧构成的交叉定位点，以及两条由不同导航设备的径向线或方位线构成的交叉定位点。这种交叉方法形成的区域在本文件中称为“定位容差区”。

2.2 终端区定位点

2.2.1 终端区定位点包括，但不限于：

a）起始进近定位点（IAF）；

b）中间进近定位点（IF）；

c）最后进近定位点（FAF）；和

d）等待定位点。

以及必要时，用于标记复飞点（MAPt）或转弯点（TP）的定位点。

2.2.2 终端区定位点应该基于相似的导航系统。混合型（如VHF/LF）定位点的使用应该限制在那些没有其他可满意替代的交叉定位。

2.3 交叉定位点的定位容差和定位容差区

定位容差和定位容差区是通过使用位置相同或位置不同的导航设施的导航信息来确定的，见图Ⅰ-2-2-1。

2.3.1 定位容差区

定位容差区是指由航迹引导和沿航迹径向线（或适用的距离弧）的系统精度边界围绕标称定位点所形成的区域。由于系统精度使用角度表示，所以定位容差区的大小与该定位点至导航台的距离有关。

2.3.2 定位容差

定位容差决定了一个定位点在运行上的可接受程度。定位容差是沿标称航迹量至标称定位点位置的距离。它由标称航迹与定位容差区最早限制和最晚限制的交点确定，沿标称航迹量取。该容差沿标称定位点用正、副值表示。见图Ⅰ-2-2-5和图Ⅰ-2-2-6。定位容差和系统使用精度是基于95%的包容概率（2 SD）。

2.3.3 VOR、NDB和LOC的系统使用精度

系统使用精度是基于下列容差计算的平方和根：

a）地面系统容差；

b）机载接收系统容差；和

c）飞行技术容差。

交叉定位电台与沿航迹电台的总系统使用精度差异在于前者没有考虑飞行技术容差。系统使用精度见表Ⅰ-2-2-1，确定容差的基础数据见表Ⅰ-2-2-2。

2.4 其他类型导航设备的定位容差

2.4.1 终端区雷达

雷达定位精度需考虑：

a）视频图像精度［通常为150 m（492 ft）或到天线距离的3%］；

b）雷达的方位分辨率（由于管制员在确定目标中心时会产生一些偏差，这将造成精度降低）；

c）飞行技术容差（考虑通信延迟，以及飞机速度的因素）；和

d）管制员技术容差（考虑天线扫描速度和飞机速度）。

定位总容差是一个综合结果，是各项容差的平方和根（RSS），见表Ⅰ-2-2-3。

2.4.2 雷达定位点

雷达通常不应该成为定位点识别的主要方法。但是，如果空中交通管制（ATC）能够提供这类服务，在2.4.1“终端区雷达”所规定限制范围内的终端区监视雷达（TAR）可以用于识别终端区内的任何定位点。航路监视雷达（RSR）可以用于起始进近和中间进近定位点。

2.4.3 VOR或NDB与DME确定的定位点

2.4.3.1 VOR/DME定位点使用的径向和距离信息通常从方位和DME台合装的电台获得。当有必要考虑从不同的电台获得VOR/DME定位时，只有该定位点因电台夹角而导致的定位容差区可以接受时才考虑。见图Ⅰ-2-2-1。

2.4.3.2 当提供航迹引导的DME天线与VOR和NDB不在同一位置，定位点至航迹引导电台之间的连线与定位点至DME台之间连线的交角应不大于23°。

2.4.3.3 有关DME与ILS一同使用的内容，见第Ⅱ部分第1篇第1章1.4.4“下滑道确认检查”。

2.4.4 DME

精度为±［0.46 km（0.25 NM）+至天线距离的1.25%］。这个数值是最小精确度、监视容差和飞行技术容差的平方和根（RSS）。后两者的值很小，因而完全由较大的空中数值主导。

注1：不能根据飞行验证资料而减小容差值。

注2：该容差数值假定公布的程序会考虑斜距。

2.4.5 75 MHz指点标

在进近程序中，用于确定ILS和“Z”指点标的定位容差。

如果指点标用于确定MAPt，则使用固定数值零（见第4篇第6章6.1.6.2.1“MAPt容差——MAPt由一个电台或定位点来定义”）。

2.5 导航台上空的定位容差

2.5.1 VOR

2.5.1.1 VOR上空的定位点容差区是基于在该设施上方的倒圆锥体盲区的圆形水平部分，该锥顶位于电台处，锥体的半角为50°（α）。但是，当一个国家决定使用一个不同角度时，可以使用2.5.1.2中的公式对该圆形盲区的半径做出调整。假定按照+/-5°精度沿规定的入航航迹进入该锥体。从进入点开始，穿过该锥体的航迹精度假定为+/-5°。如果该电台被确定为MAPt或复飞转弯点，则使用固定值（见第4篇第6章6.1.6.2.1和6.4.6.2）。

2.5.1.2 VOR 位置定位点容差区的设计。VOR 位置定位点容差区 V1、V2、V3、V4 按照下述方法确定（见图Ⅰ-2-2-3）：

1）画一个中心点位于 VOR 的圆，半径为 zV：

$$zV = h\tan\alpha \qquad (Ⅰ-2-2-1)$$

$$zV = 0.164h\tan\alpha \qquad (Ⅰ-2-2-2)$$

式中：α ——为 50°，或由主管当局确定的另一个值，相当于该锥体效应；

h ——为该电台上方的高度，在式（Ⅰ-2-2-1）中的单位为 km，在式（Ⅰ-2-2-2）中的单位为 kft；

zV ——VOR 的圆的半径，在式（Ⅰ-2-2-1）中的单位为 km，在式（Ⅰ-2-2-2）中的单位为 NM。

2）距离入航航迹两侧 qV=zV sin5°的位置画平行线。

3）在前面线 2）上的点“V2”和“V4”处画两条呈 5°角的线。

4）在线 3）和圆 1）的交叉点设置点“V1”和“V3”。

2.5.2 NDB

2.5.2.1 NDB 上空的定位点容差区是基于该设施上方的倒圆锥体盲区的圆形水平部分，该锥顶位于电台处，锥体的半角为 40°（α）。但是，当一个国家决定使用一个不同角度时，可以使用 2.5.1.2 中的公式对该圆形盲区的半径做出调整。假定按照+/-15°精度沿规定的入航航迹进入该锥体。从进入点开始，穿过该锥体的航迹精度假定为+/-5°。如果该电台被确定为 MAPt 或复飞转弯点，则使用固定值（见第 4 篇第 6 章 6.1.6.2.1 和 6.4.6.2）。

2.5.2.2 NDB 位置定位点容差区的设计。NDB 位置定位点容差区 N1、N2、N3、N4 按照下述方法确定（见图Ⅰ-2-2-4）：

1）画一个中心点在 NDB 上的圆，半径为 zN：

zN = h · tan40°（zN 和 h 的单位为 km）；

zN = 0.164h · tan40°（h 的单位为 kft，zN 的单位为 NM）以获得该锥体效应区。

2）在入航航迹两侧 qN=zN sin15°的位置画平行线。

3）在前面线 2）上的点“N2”和“N4”处画两条呈 5°角的线。

4）线 3）和圆 1）的交叉点设置点“N1”和“N3”。

2.6 飞行程序规划时定位点的使用

2.6.1 VOR/DME 定位点的最小可用地面距离

至 VOR/DME 定位点的最小可用地面距离可根据如下公式确定：

$$d_m = h_1 \tan 55° \qquad (Ⅰ-2-2-3)$$

式中：h_1 ——该电台上方的高度（km）；和

d_m ——最小地面可用距离（km）。

或：

$$d_m = 0.164\, h_1 \tan 55° \qquad (Ⅰ-2-2-4)$$

式中：h_1 ——该电台上方的高度（kft）；和

d_m ——最小地面可用距离（NM）。

2.6.2 起始/中间进近定位点

符合要求的中间或起始进近定位点的定位容差［RNAV 的沿航迹容差（ATT）］不得大于±3.7 km（±2.0 NM），下述情况除外。当最后定位点（FAF）是一个 VOR、NDB 或 VOR/DME 定位点时，可以增加该定位点容差，但是不得大于相应航段长度的±25%（中间或起始，视情况而定）。

例如：如果中间或起始航段的长度为 10 NM，那么，该定位点容差可以为 2.5 NM。

从标称定位点位置沿该标称飞行航迹量取。见图Ⅰ-2-2-5。

2.6.3 非精密进近最后进近定位点

当用作 FAF 时，该定位定距着陆道面的距离应不大于 19 km（10 NM），并且在 FAF 飞越高度上的定位容差应不超过 1.9 km（1.0 NM）。见图Ⅰ-2-2-6。

2.6.4 复飞定位点

2.6.4.1 总则

在非精密进近中可以使用复飞定位点。假定该 MAPt 是由一个距 FAF 的距离来确定，该定位点的容差则不得超过由 MAPt 计算的纵向容差。见第 4 篇第 6 章。

2.6.4.2 75 MHz 指点标的使用

使用 ILS 75 MHz 指点标作为 MAPt 只适用于下滑道不能使用的 ILS 进近。见第Ⅱ部分第 2 篇第 1 章“只有航向台”。

2.6.5 限制性径向线/DME 距离

在没有复飞航迹引导时，转弯点可以使用标称航迹与一条限制性的 VOR 径向线、NDB 方位线或 DME 距离弧的交叉点来确定。虽然这不是一个定位点，但是可以按图Ⅰ-2-2-7 划出的定位容差区进行复飞计算（转弯区见第 4 篇第 6 章 6.4.6 和第Ⅱ部分第 1 篇第 1 章 1.5.3.3）。

2.7 下降定位点的使用和有关超障要求

2.7.1 下降可用距离

当一个进近航段（起始进近、中间进近或最后进近保护区）使用下降梯度准则时，下降梯度是基于相关定位点标称位置之间的距离进行计算。见图Ⅰ-2-2-8。

2.7.2 过定位点后的超障余度

假定航空器在第一定位点的定位容差区最早点开始下降，而在第二定位点的标称位置上终止。该进入航段的以下部分应该提供相应的超障余度：

a）第一个定位点的定位容差区；和

b）两个定位点标称位置之间。

中间进近航段的举例，见图Ⅰ-2-2-9。

2.7.3 梯级下降定位点

2.7.3.1 梯级下降定位点是通过确认一个控制障碍物已经安全飞过的点，而允许在一个航段内再进行下降。如果定位点能够由雷达或DME提供，在最后航段最好只建立一个梯级下降点。在这种情况下也不应该规定多于两个的梯级下降定位点。见图Ⅰ-2-2-10。

2.7.3.2 除非另有规定，在最后进近航段使用梯级下降定位点必须限定航空器有能力同时接收飞行航迹和交叉方位的指示。如果在最后进近航段使用了梯级下降定位点，则对有和没有梯级下降定位点的两种情况都应该规定OCA/H。如果在所需导航性能（RNP）程序的最后进近航段使用梯级下降定位点，则应该专门为这种梯级下降定位点规定一个OCA/H。

2.7.3.3 梯级下降定位点应该满足所在航段相应的定位点准则。具体为：

a）在起始和中间进近航段应该分别满足IAF和IF的准则；和

b）在最后进近航段应该满足FAF的准则。

IAF和IF的准则见2.6.2，FAF的准则见2.6.3。

2.7.3.4 如果能用位置适当的DME台提供定位，可以在特定的航迹上或在汇聚到着陆机场的特定扇区内制定一系列的梯级下降。从航路飞行阶段至最后进近航段，设计这种程序应该根据定位点所在的航段提供相应的超障余度。

2.7.4 靠近最后进近定位点或梯级下降定位点的障碍物

在定位点容差区内以及定位容差区最早点之后不超过9.3 km（5.0 NM）以内的障碍物，只要这些障碍物被确认在一个平面之下，则在确定下一航段的OCA/H或最低超障高度/高时可以不予考虑。这个平面为：

a）垂直于包含最后进近标称航迹的垂直剖面，并与水平面成15%的梯度（H类，15%或标称航迹的下降梯度乘以2.5，取较高值）；和

b）飞越定位点容差区最早点的高度/高等于在定位点之前的最低超障高度/高，减去该定位点之前航段所要求的超障余度。见图Ⅰ-2-2-11。

2.8 VOR 和 NDB 的保护区

保护区的数值是基于表 Ⅰ-2-2-1 中所列系统的使用精度（2SD）并外推至 3SD 时的值（99.7%包容度）。

VOR 扩张角：终端区=7.8°

NDB 扩张角：终端区=10.3°

表 Ⅰ-2-2-1 提供航迹引导和不提供航迹引导设备的系统使用精度（2SD）

	VOR[1]	ILS	NDB
不提供航迹引导设备的系统使用精度	±4.5°	±1.4°	±6.2°
提供航迹引导设备的系统使用精度	±5.2°	±2.4°	±6.9°

注：1 由于试飞的结果，根据表 Ⅰ-2-2-2 中 a）的数值，VOR 的±5.2° 和±4.5° 这两个值可以进行修改。

表 Ⅰ-2-2-2 系统使用精度所基于的容差

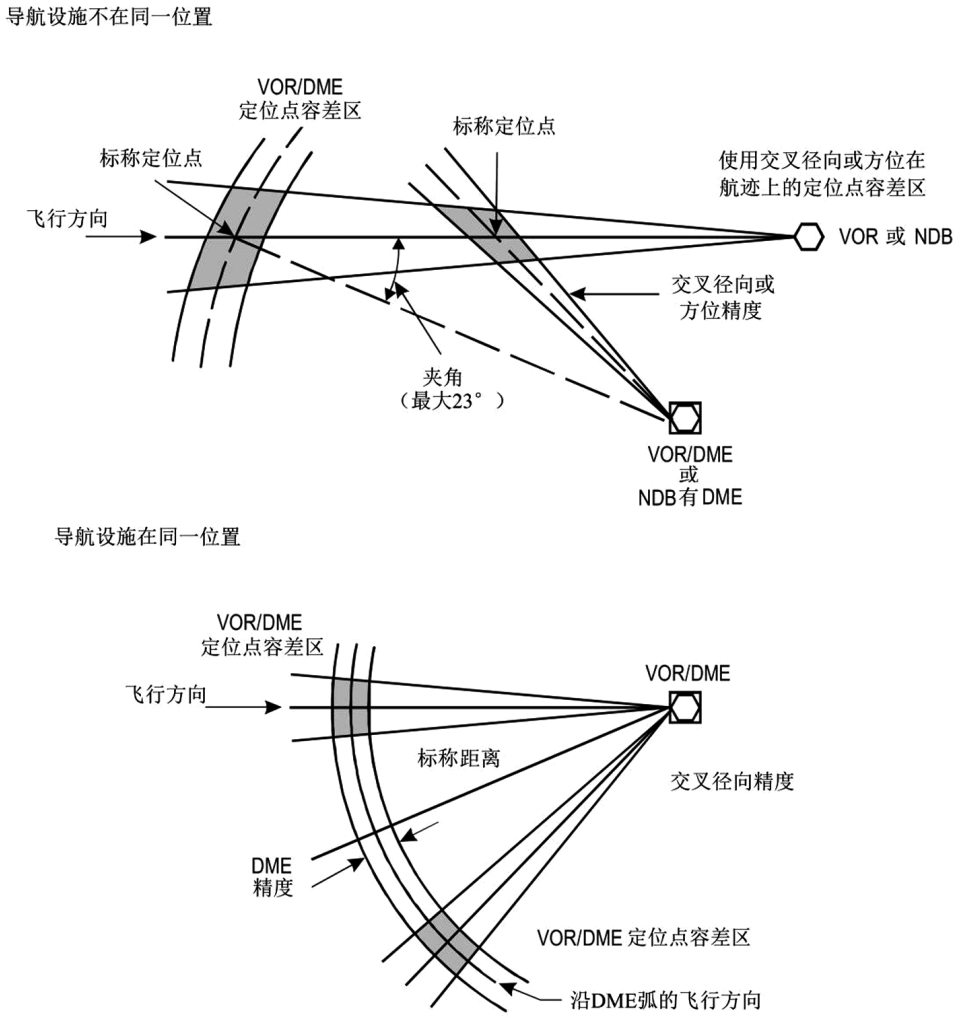
表 Ⅰ-2-2-1 中的数值由下列容差的平方和根组成	VOR	ILS	NDB
a）地面系统容差	±3.6°	±1°[1]	±3°
b）机载接收系统容差	±2.7°	±1°	±5.4°
c）飞行技术容差[2]	±2.5°	±2°	±3°

注：1 包括波束弯曲。

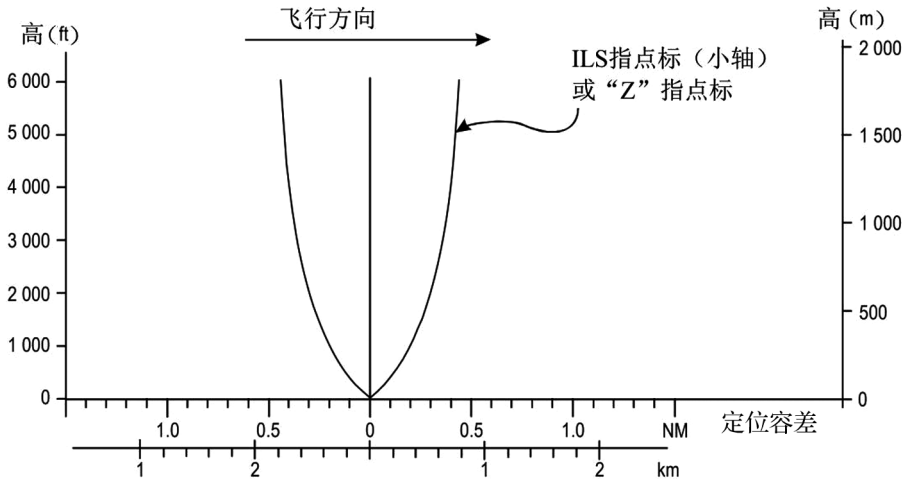
2 飞行技术容差仅用于提供航迹引导的导航台。侧方定位导航设施不考虑此容差。

表 Ⅰ-2-2-3 终端区雷达—定位点容差

参数	TAR 半径 37 km（20 NM）以内		RSR 半径 74 km（40 NM）以内	
视频图精度	1.1 km	0.6 NM	2.2 km	1.2 NM
方位精度	0.7 km	0.4 NM	1.5 km	0.8 NM
飞行技术容差	0.7 km（以 500 km/h 速度飞行 5 s）	0.3 NM（以 250 kt 速度飞行 5 s）	1.4 km（以 500 km/h 速度飞行 10 s）	0.7 NM（以 250 kt 速度飞行 10 s）
管制员技术容差	0.6 km	0.3 NM	1.1 km	0.6 NM
总定位容差	±1.6 km	±0.8 NM	±3.2 km	±1.7 NM



图Ⅰ-2-2-1　交叉定位点定位容差区



注：本图是基于在电台上空1 800 m（5 905 ft）的现代飞机天线系统接收机灵敏度设置在1 000 μV以上。

图Ⅰ-2-2-2　ILS或“Z”指点标覆盖范围

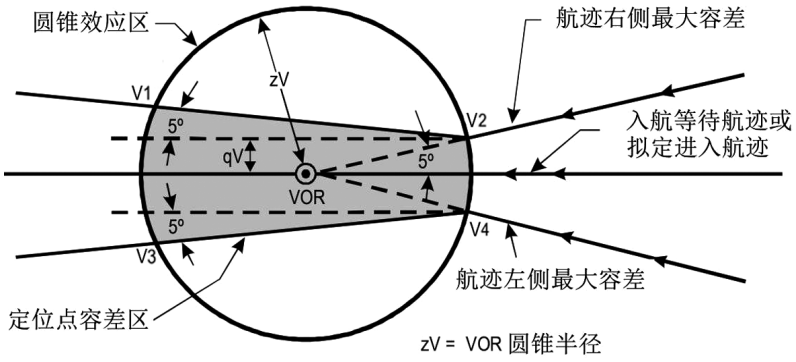


图 I-2-2-3　飞越 VOR 台的定位容差区

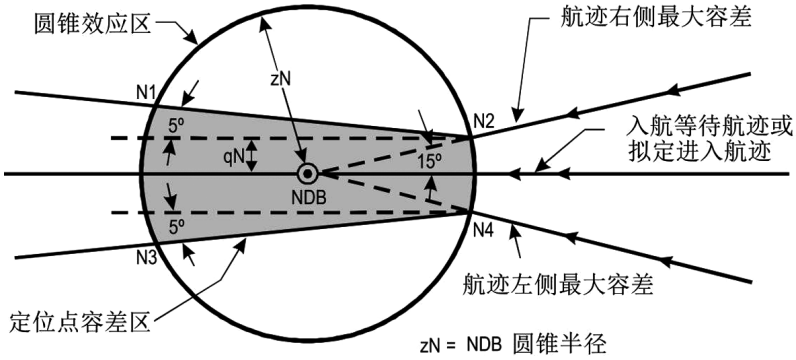


图 I-2-2-4　飞越 NDB 台的定位容差区

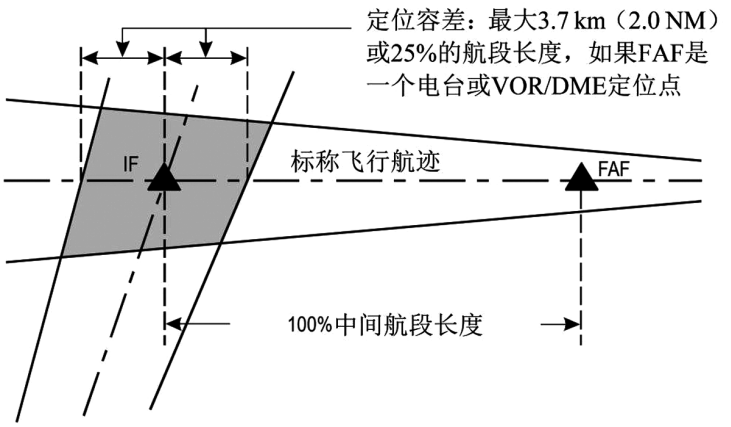
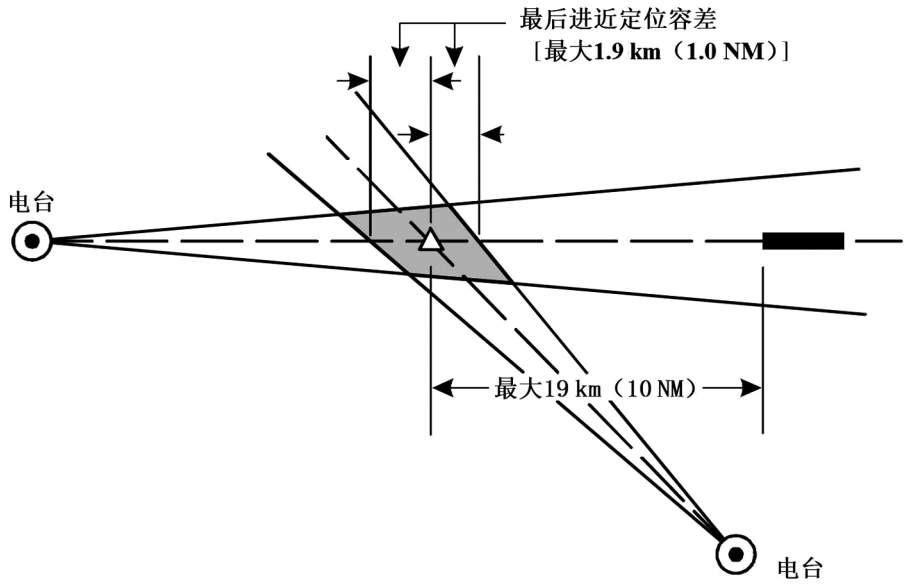
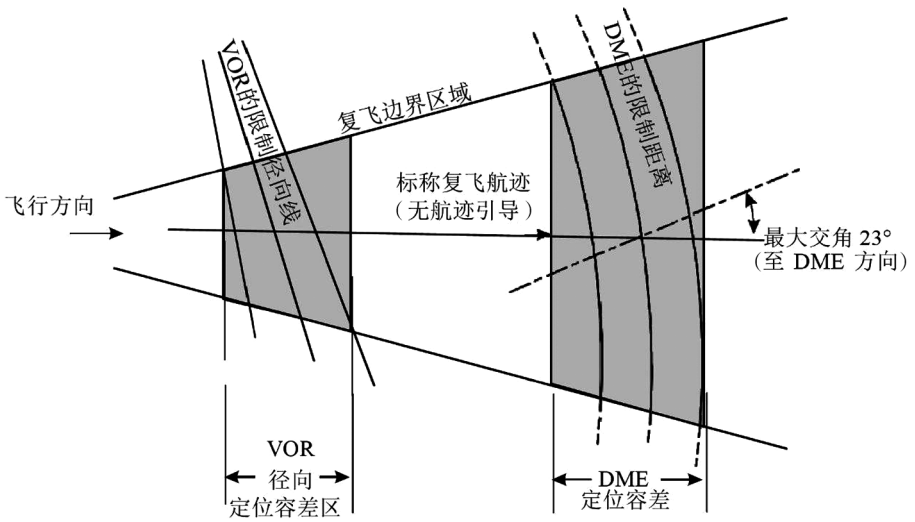


图 I-2-2-5　中间进近航段内定位点的定位容差



图Ⅰ-2-2-6　最后进近定位点（FAF）容差



图Ⅰ-2-2-7　径向线/方位线或DME距离限制的定位点容差区

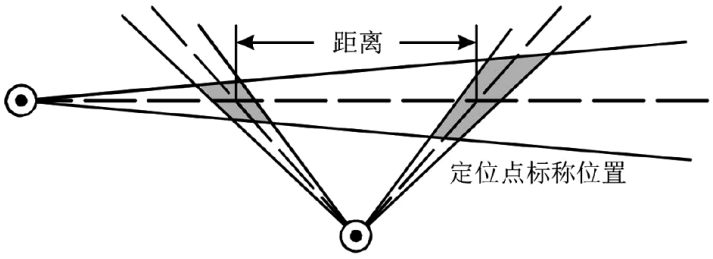


图 I-2-2-8　定位点之间的距离

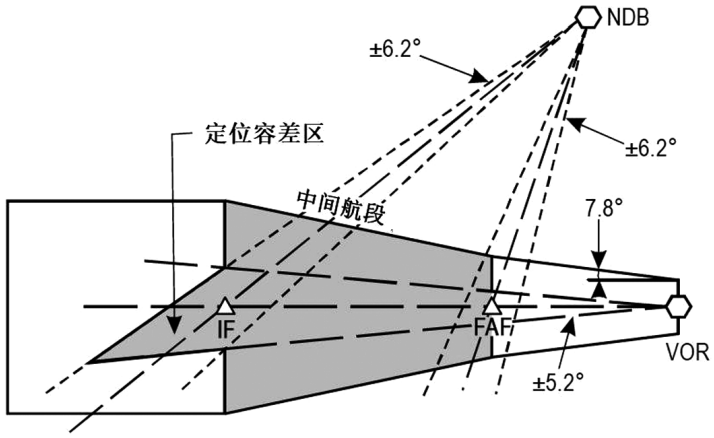


图 I-2-2-9　要求超障余度的区域

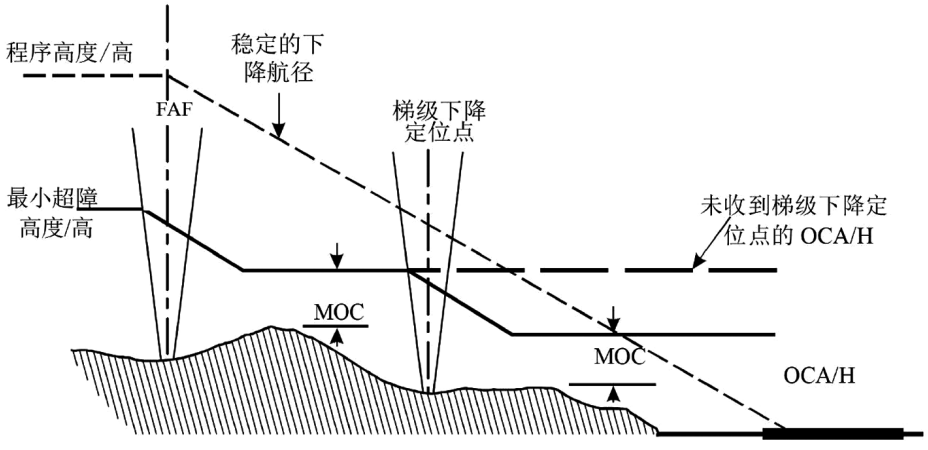
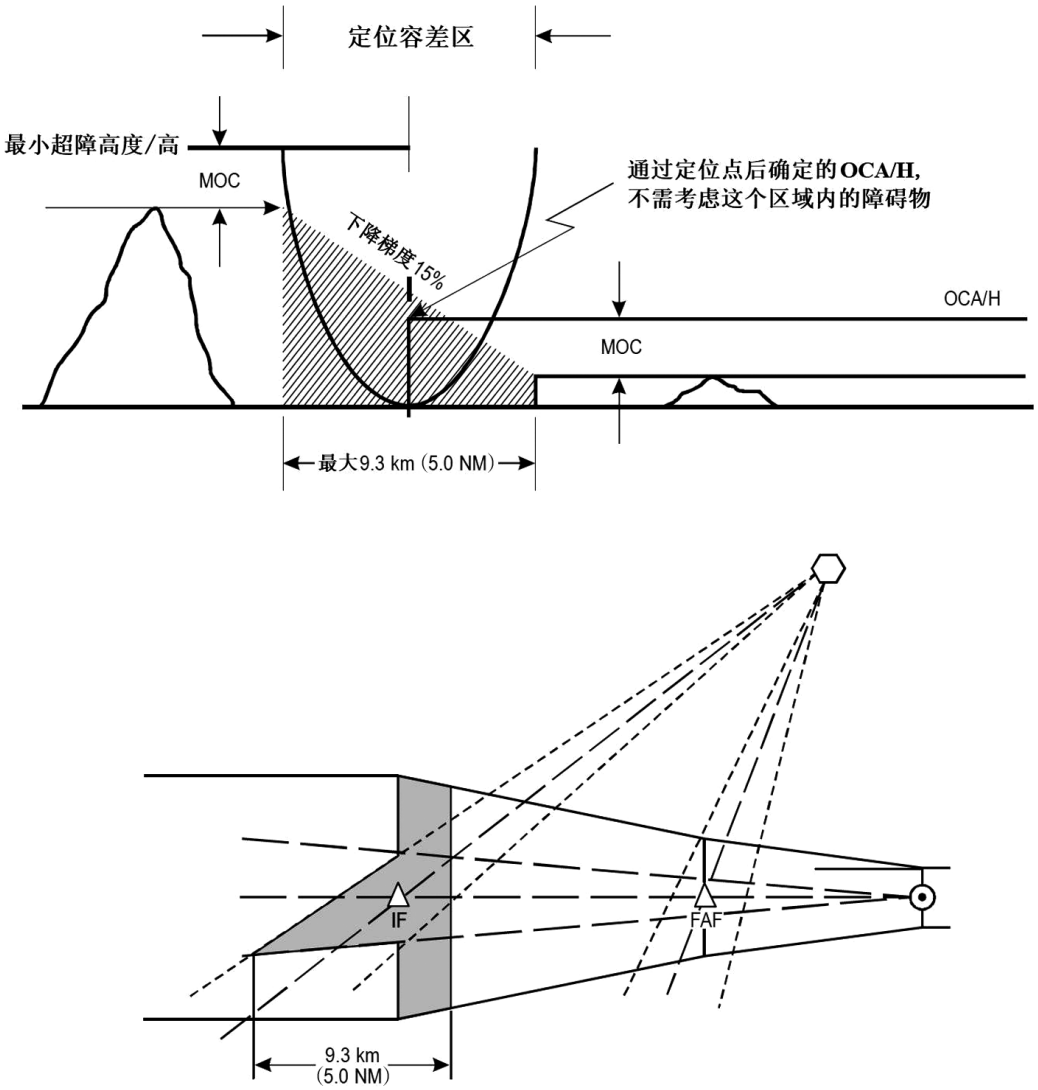


图 I-2-2-10　梯级下降定位及双重 OCA/H



图Ⅰ-2-2-11　障碍物不需要考虑的区域

3 转弯保护区设计

3.1 总 则

3.1.1 基本准则

本章阐述仪表飞行程序中不同航段转弯保护区设计的基本准则。所介绍的方法——风螺旋线和边界圆可以用于下列飞行阶段。所有其他转弯的保护区用平均圆弧设计（见相应的章节）。

a）离场；

b）复飞；

c）最后进近定位点（转弯大于 10°）；

d）RNAV 程序在 IAF 和 IF 转弯（转弯大于 30°）。

3.1.2 转弯参数

3.1.2.1 本节将给出转弯保护区的基本参数，同时阐述它们在绘图时的变换。下列参数值与飞行阶段密切相关。它们的数值列于表Ⅰ-2-3-1“转弯设计参数”中。表中所列参数的特定应用见相应的章节。表Ⅰ-2-3-2 和表Ⅰ-2-3-3 显示一个选定指示空速所对应不同转弯参数的计算举例。

a）高度；

b）指示空速（IAS）；

c）风；

d）坡度角；

e）飞行技术容差。

3.1.2.2 其他转弯因素和转弯设计中的计算

a）定位容差。依据相应的定位点类型，参见第 2 篇第 2 章“终端区定位点”，以及第Ⅱ部分第 3 篇“航路准则”。

b）以°/s 为单位的转弯率（R）。计算公式如下：

1）$R = (6355 \tan\alpha) / \pi V$ （Ⅰ-2-3-1）

式中：V——TAS（km/h）；

α——转弯坡度（°）。

2）$R = (3431 \tan\alpha) / \pi V$ （Ⅰ-2-3-2）

式中：V——TAS（kt）；

α——转弯坡度（°）。

R 的最大值为 3°/s。

c）无风条件下按指定坡度转弯的转弯半径（r），单位为 km 或 NM。给定转弯率（R）时转弯半径可以通过下列公式得到：

$$r = V/(20\pi R) \qquad (Ⅰ-2-3-3)$$

式中：V——TAS（km/h）；

R——转弯率（°/s）。

d）改变航向 θ 度所用时间的风的影响（E_θ），单位为 km 或 NM（视情况而定）。

e）重力加速度。在公式中使用的默认值为 9.80665 m/s^2（68 625 NM/h^2）。

f）c=飞行员反应时间（各个飞行阶段应用的数值，见表Ⅰ-2-3-1）。

3.2 转弯内侧边界设计

3.2.1 在一个指定高度/高转弯

转弯内侧边界通常起始于转弯起始区开始处，在可以提供最好侧向保护的那一侧边界（如果转弯角度小于 75°，为内侧边界；如果转弯角度大于等于 75°，为外侧边界）。然后与转弯后标称航迹成 15°向外扩张［见图Ⅰ-2-3-1 的 a）和 b）］。

3.2.2 在一个指定转弯点转弯

在转弯内侧，主区边界起始于 K-K 线。主区和副区边界分别与下一航段对应的边界线相连。连接采用下列准则：

a）如果连接点在下一航段相应保护区之外，则边界按与转弯后的标称航迹成转弯角度一半的夹角（A/2）向标称航迹收敛；和

b）如果连接点在下一航段相应保护区之内，则边界按与转弯后标称航迹成 15°的夹角向外扩张。

3.3 转弯外侧边界设计

3.3.1 一般设计原则

设计准则如下：

a）曲线起始于 A 点（见图Ⅰ-2-3-2）。确定其位置的参数为：

1）定位容差；和

2）飞行技术容差。

b）从该点有两种方法设计转弯外侧边界的曲线部分：

1）计算风螺旋线（见 3.3.2“采用风螺旋线的转弯保护区”）；或

2）画边界圆弧（简化方法）。见 3.3.3“采用边界圆弧的转弯保护区”。

c）在 P 点处，保护区边界的切线与转弯后标称航迹平行，保护区边界按以下步骤生成：

1）如果没有航迹引导，外侧边界按与标称航迹成 15°角向外扩，见图 Ⅰ-2-3-3 a）；和

2）如果有航迹引导，参见 3.3.4“外加的航迹引导”。

3.3.2 采用风螺旋线的转弯保护区

3.3.2.1 在采用风螺旋线的方法中，保护区以转弯半径为基础，转弯半径根据特定的真空速值（TAS）和转弯坡度计算得到。转弯区外侧边界用一个从无风转弯半径（r）获得的风螺旋线进行设计。最终的风螺旋线使用 E_θ 创建，E_θ 表示航向改变 θ 度时间内风的影响，单位为 km 或 NM，使用式（Ⅰ-2-3-4）：

$$E_\theta = \left(\frac{\theta}{R}\right) \times \left(\frac{w}{3600}\right) \qquad (Ⅰ-2-3-4)$$

式中：θ——转弯角度（°）；

R——转弯率（°/s）；

w——风速（km/h）。

注：计算风影响的电子版本，见 PANS-OPS Software CD ROM（CD-101）菜单栏下的“Tools”。

3.3.2.2 风螺旋以每一特定间隔计算的 E_θ 为基础（如 30°）。减小间隔则可以增加精确度。该设计以下述步骤为基础（见图 Ⅰ-2-3-4）：

1）在垂直于无风半径（r），通过增加 E_θ 的距离，定位 b1、c1…… n1 各点；

2）计算 b2、c2 …… n2 各点，它们位于 b1、c1…… n1 之前的反正弦角（w/V）上，对应 b、c……n 点各自的 E_θ 距离；和

3）风螺旋线始于无风半径上的“a”点，穿过 b2、c2……n2 而形成。

3.3.3 采用边界圆弧的转弯保护区

作为风螺旋画法的备选方法，可以使用一种简化的方法，在这种方法中，用画出的圆作为转弯保护区的边界。见图 Ⅰ-2-3-5。

与风螺旋画法不同，这里总是使用方向改变 90°时的风的影响（E）。

该设计方法为：

1. 从保护区外侧边界的 A 点开始。

2. 在垂直于标称航迹的方向上，至 A 点的距离为 r 的位置上画一个半径为 E 的圆。

3. 从 X 点画一个圆弧，其半径等于下式：

$$\sqrt{r^2 + E^2}$$

这是转弯0°~90°边界的起始部分。

4. 从转弯内侧边界上的A′点开始。

5. 在垂直于标称航迹的方向上，至A′点的距离为r的位置上画一个半径为E的圆。

6. 从X′点画一个圆弧，其半径等于下式：

$$\sqrt{r^2 + E^2}$$

这完成转弯0°~90°的边界。

7. 连接第3步和第6步描述的两个圆弧。

8. 从Y点画一个圆弧，其半径等于下式：

$$r + E$$

这是转弯90°~180°的延伸边界。

9. 从Z点画一个圆弧，其半径等于下式：

$$r + 2E$$

这是转弯180°~270°的延伸边界。

注：计算风影响的电子版本，见PANS-OPS Software CD ROM（CD-101）菜单栏下的“Tools”。

3.3.4 外加的航迹引导

3.3.4.1 转弯后，通过使用位置适当的导航台可以减少保护区面积，以获得运行上的好处。具有外加航迹引导的典型转弯保护区示例，见图Ⅰ-2-3-3 b）至d）。

3.3.4.2 如果风螺旋线或边界圆弧的正切方向平行于转弯后标称航迹的位置点（P）为：

a）在导航台容差之外：

1）对于向台飞行：将外侧边界与导航台位置处的导航台容差边界相连。见图Ⅰ-2-3-3 b）。

2）对于背台飞行：用一条平行于标称航迹的线将外侧边界与导航台容差的边界相连。见图Ⅰ-2-3-3 c）。

b）在导航台容差之内：用一条与标称航迹成15°向外扩张的直线连接转弯外侧边界和导航台容差边界。见图Ⅰ-2-3-3 d）。

3.3.5 有外加航迹引导时的副区

3.3.5.1 航空器一旦取得航迹引导，就可以在转弯外侧生成副区。在转弯外侧边界，该保护区是基于一条与标称航迹成30°夹角连接至（P）点的直线。（P）点处切线与转弯后标称航迹平行。

3.3.5.2 转弯内侧边界采用同样的原理，只是与标称航迹成30°夹角的直线所连接到的点，能让形成的保护区边界提供最佳的侧向保护。见图Ⅰ-2-3-6。

表 I-2-3-1　转弯设计参数

航段或转弯位置的定位点	速度（IAS）*	高度/高	风	坡度**	FTT（s）			
					c（s）		出航计时容差	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%，见表 I-4-1-1 或表 I-4-1-2[3]	指定高度/高转弯：指定的高度/高在转弯点转弯：A/D 标高+到 DER 距离 10%的高	风螺旋线用 95%全向风或 56 km/h（30 kt）	对于转弯保护区计算：15° 只对于建立平均飞行航迹： 15° 直至 305 m（1 000 ft）； 20° 305 m（1 000 ft）和 915 m（3 000 ft）之间； 25° 915 m（3 000 ft）之上	3	3	不适用	不适用
航路	585 km/h（315 kt）	指定高度	95%概率的风或 ICAO 标准风[4]	15°	5	10	不适用	不适用
等待	表Ⅱ-4-1-1[2]	指定高度	ICAO 标准风[4]	对于传统和 RNAV（RNP 除外）：25°， 对于 RNP：23°，FL<245 和 15°，FL>245	5 不适用	6 不适用	10 不适用	5°
起始进近—反向程序和直角航线	表 I-4-1-1 或表 I-4-1-2	指定高度	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 km/h～335 km/h（90 kt～180 kt） C、D、E 类——335 km/h～465 km/h（180 kt～250 kt）	A、B 类—1 500 m（5 000 ft） C、D、E 类—3 000 m（10 000 ft）	ICAO 标准风[4] DR 段：56 km/h（30 kt）	25°	5	6	不适用	5

续表

航段或转弯位置的定位点	速度（IAS）*	高度/高	风	坡度**	FTT（s）			
					c（s）		出航计时容差	航向容差
					建立坡度时间	飞行员反应时间		
IAF、IF、FAF	见表Ⅰ-4-1-1或表Ⅰ-4-1-2 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	指定高度	95%概率的风或56 km/h（30 kt）	25°	5	6	不适用	不适用
复飞	表Ⅰ-4-1-1或表Ⅰ-4-1-2[1]	机场标高+300 m（1 000 ft）	56 km/h（30 kt）	15°	3	3	不适用	不适用
使用预定航迹的目视机动飞行	见表Ⅰ-4-1-1或表Ⅰ-4-1-2	机场标高+300 m（1 000 ft）	46 km/h（25 kt）	25°	不适用	不适用	不适用	不适用
盘旋	见表Ⅰ-4-1-1或表Ⅰ-4-1-2	机场标高+300 m（1 000 ft）	46 km/h（25 kt）	20°	不适用	不适用	不适用	不适用

总体注：*有关本表中参数的特定应用，见相应各章。

**与本表中所述的各坡度值对应的转弯率应不大于3°/s，使用规定航迹的目视机动除外。

注：1 在运行中要求避开障碍物时，可以将速度降低至中间复飞的指示空速（IAS），条件是程序应注明“复飞转弯限制在____ km/h（kt）最大IAS”。

2 IAS换算为TAS时，使用与高度相对应的国际标准温度加15℃。等待程序例外。第Ⅱ部分第4篇第1章附录中给出的计算公式包括压缩性修正。

3 在运行中要求避开障碍物时，速度可以降低至表Ⅰ-4-1-1和表Ⅰ-4-1-2中所列用于“中间复飞”的IAS增加10%的速度，条件是程序应注明“离场转弯限制在____km/h（kt）最大IAS”。为了证实某一理想速度限制的运行效果，应当将该速度值同第3篇第3章附录中公布的统计速度进行比较。

4 ICAO标准风=12h +87 km/h（h的单位为km），或2h +47 kt（h的单位为kft）。

表 I-2-3-2　按所选 IAS，不同转弯参数计算举例［计算使用 600 m 平均海平面（MSL）］

（缩写见 3.1.2“转弯参数”）

IAS （km/h）	TAS（600 m， ISA+15） IAS×换算因数* （km/h）	C 6 s （TAS+56） ×6/3600 （km）	R 542 TAS （deg/s）	r TAS 62.8R （km）	E 1.4 R （km）
205	217	0.46	2.50	1.38	0.56
280	296	0.59	1.83	2.57	0.76
345	364	0.70	1.49	3.89	0.94
400	422	0.80	1.28	5.23	1.09
445	470	0.88	1.15	6.49	1.21
490	518	0.96	1.05	7.85	1.34
510	539	0.99	1.01	8.54	1.39

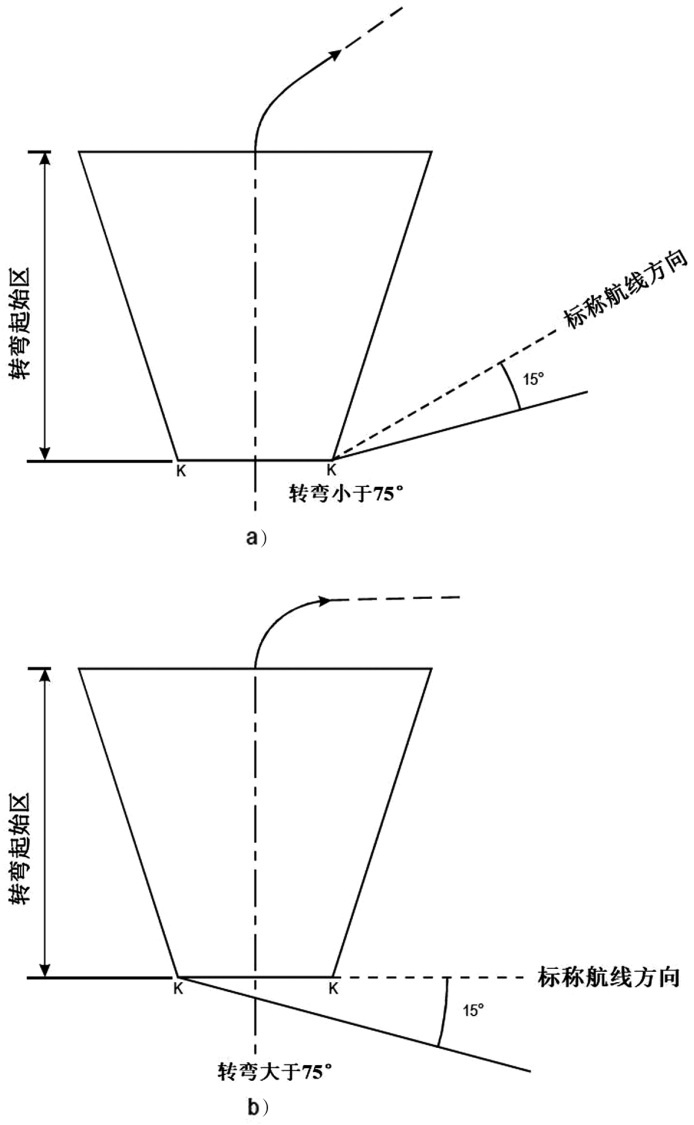
注：* IAS 换算至 TAS，见第 1 章附录。

表 I-2-3-3　按所选 IAS，不同转弯参数计算举例［计算使用 2 000 ft 平均海平面（MSL）］

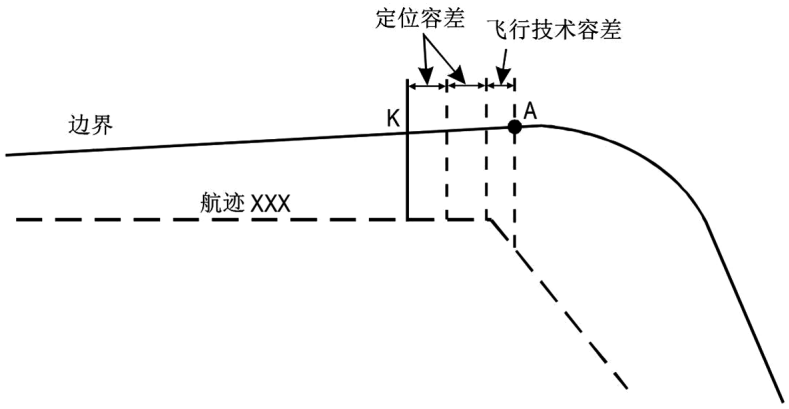
（缩写见 3.1.2“转弯参数”）

IAS （kt）	TAS（2 000 ft， ISA+15）IAS× 换算因数* （km/h）	C 6 s （TAS+30） ×6/3600 （km）	R 293 TAS （deg/s）	r TAS 62.8R （NM）	E 0.75 R （NM）
110	116	0.24	2.53	0.73	0.30
150	159	0.32	1.84	1.37	0.41
185	195	0.38	1.50	2.07	0.50
200	211	0.40	1.39	2.42	0.54
240	254	0.47	1.15	3.51	0.65
265	280	0.52	1.05	4.25	0.72
275	291	0.54	1.01	4.60	0.74

注：* IAS 换算至 TAS，见第 1 章附录。



图Ⅰ-2-3-1　转弯内侧边界保护



图Ⅰ-2-3-2　外侧边界设计的起始

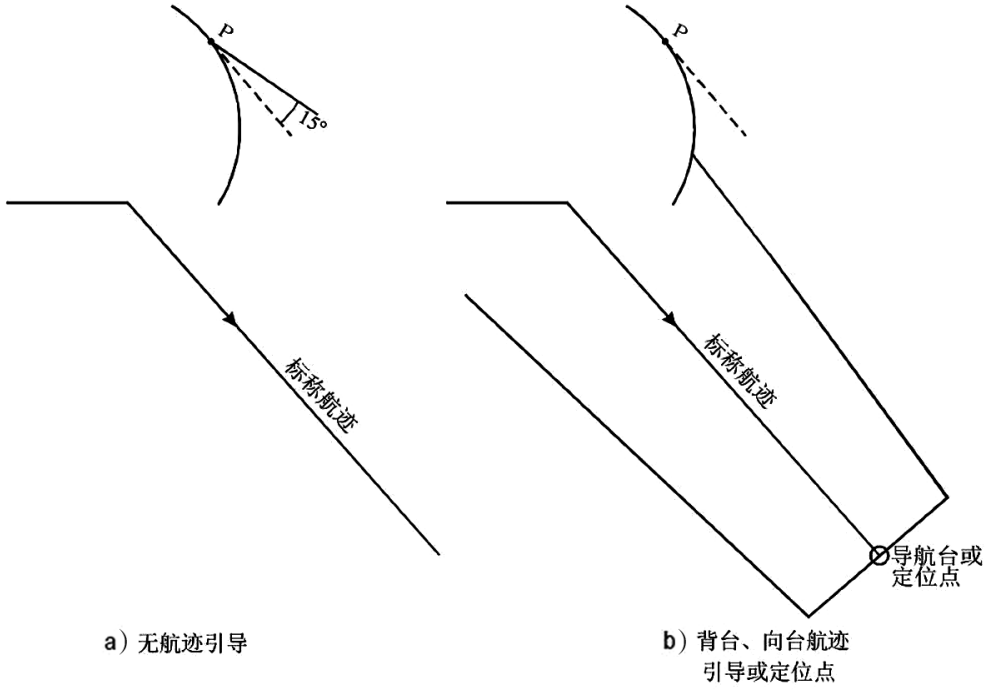


图 I-2-3-3 a）和 b） P 点之后转弯外侧边界设计

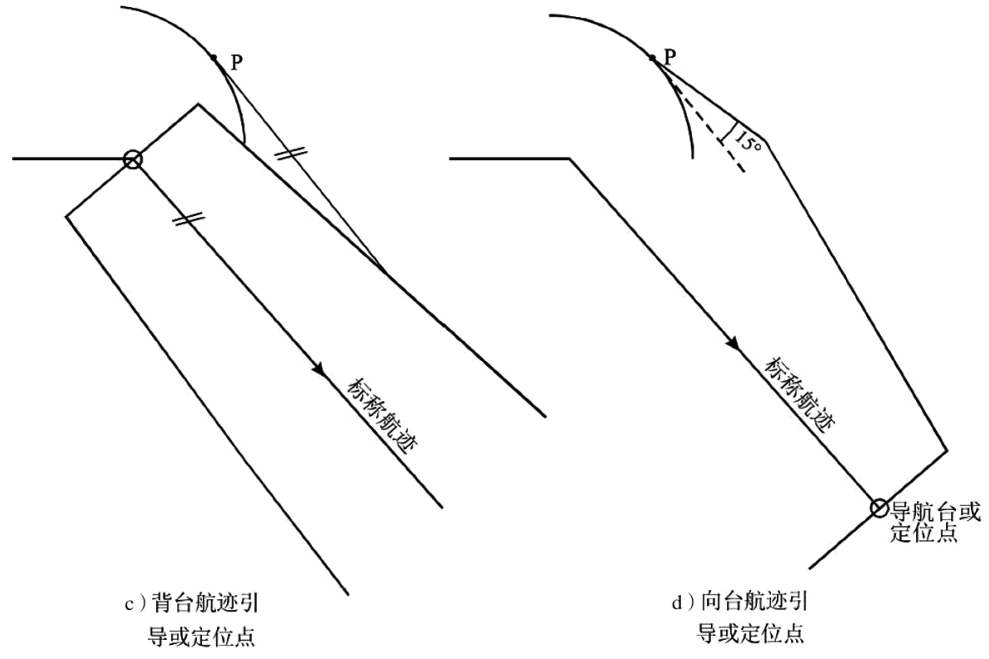


图 I-2-3-3 c）和 d） 从一个导航台或定位点背台/向台飞行至一个导航台或定位点

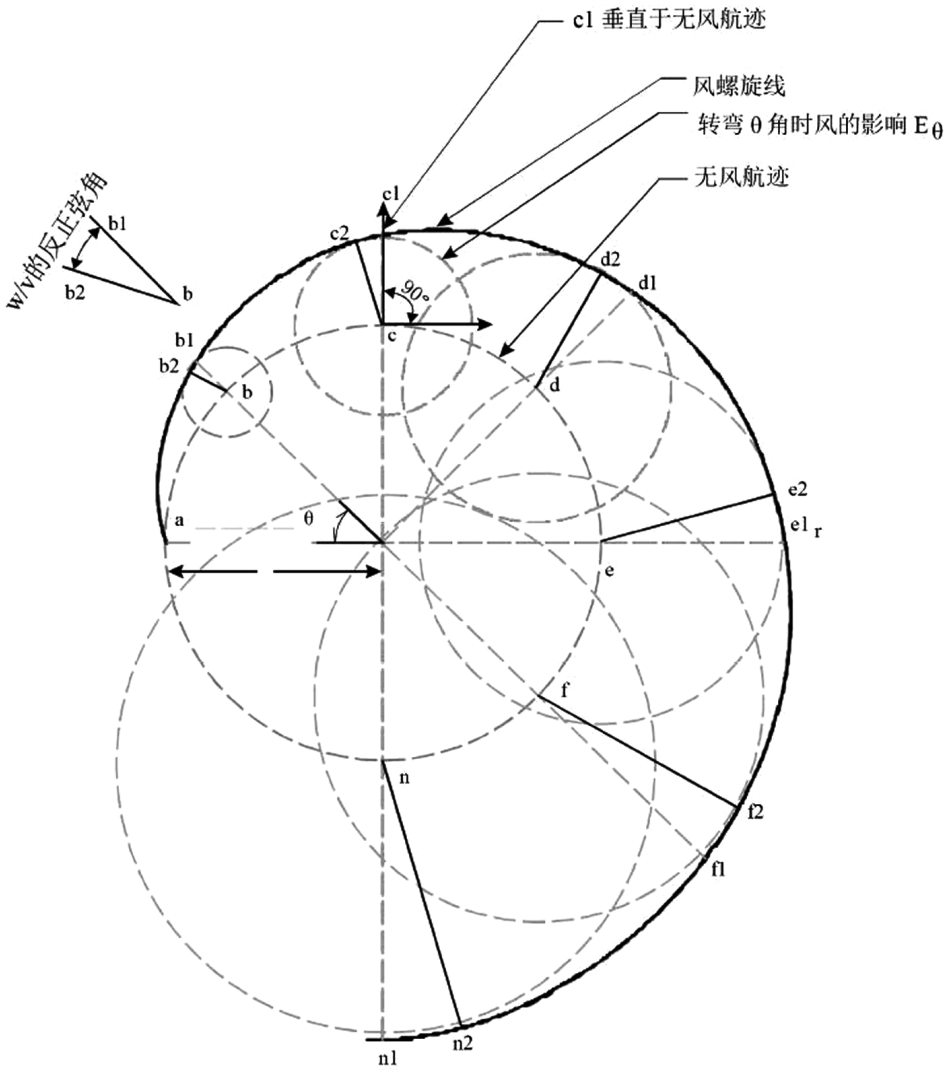

c1 垂直于无风航迹
风螺旋线
转弯θ角时风的影响 Eθ
无风航迹
w/v的反正弦角
b1
b2
b
c1
c2
90°
c
d2
d1
d
b1
b2
b
a
θ
e2
e1
r
e
f
n
f2
f1
n1
n2

图 Ⅰ-2-3-4　风螺旋线

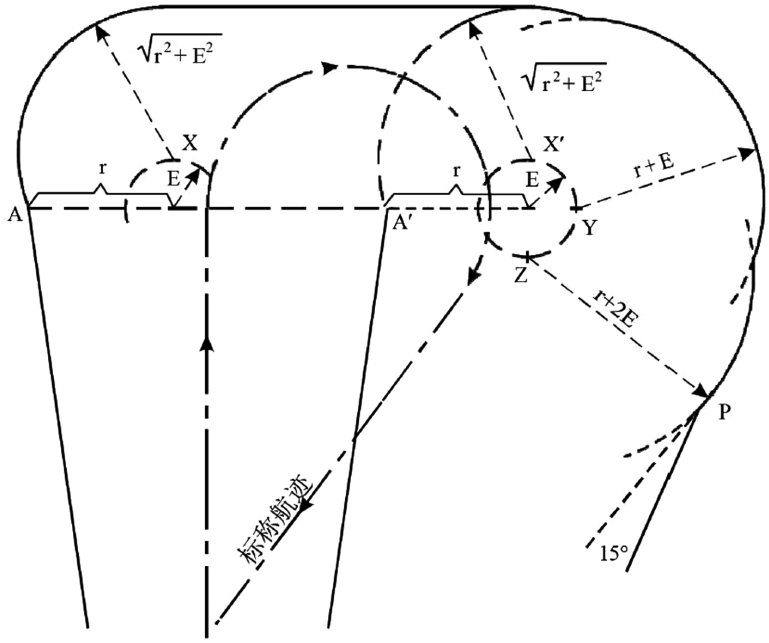


图 I-2-3-5　转弯外侧边界设计

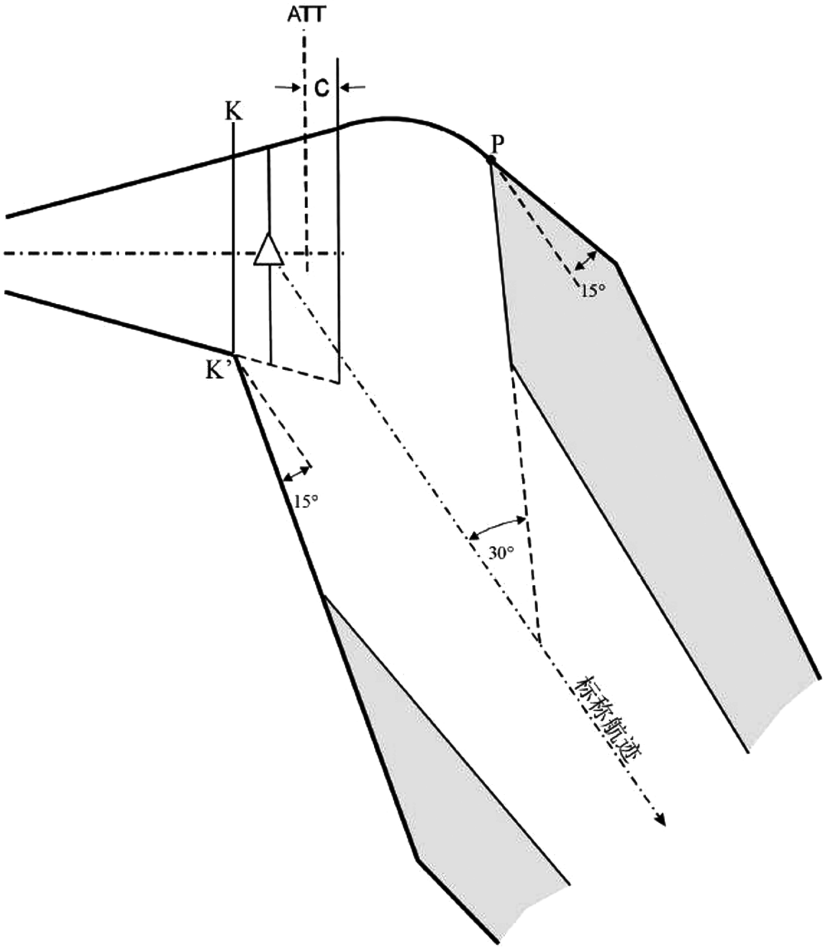


图 I-2-3-6　有外加航迹引导时，副区的连接

4 质量保证

4.1 总 则

4.1.1 本章提供程序设计过程中质量保证方面的一般规定。具体指导可以见《飞行程序设计质量保证手册（Doc 9906）》。

4.1.2 各国负责确保有关航空器能按照其空域内公布的仪表飞行程序安全地飞行。要做到安全飞行，不仅要采用PANS-OPS中的各项技术标准和ICAO的各项相关规定，还要需要使用这些标准的流程质量控制措施，这些措施包括条例、空中交通监控、地面验证和飞行验证。在流程中的适当节点应该使用审阅、核实、协调和校验等措施，以确保程序设计产品的质量和安全，这样就能在流程的早期进行修正。

4.1.3 本章旨在为程序设计建立一个质量流程框架，包括输入、所需关键元素、建议和预计输出。

4.1.4 为了安全并促进达到一定合理程度的标准化，持续尽最大可能地执行PANS-OPS中的各项规定是十分必要的，所采用的流程要尽可能地降低差错的可能性，能在其影响安全之前发现差错，不断地改进程序设计的流程，以消除或降低未来的差错。在日渐依赖计算机对导航和障碍物数据进行处理的现代航空环境中，这非常重要。

4.1.5 空中航行安全严重依赖航空数据。从数据来源到在各国航空资料汇编（AIP）中公布数据的质量保证流程，详见《飞行程序设计质量保证手册（Doc 9906）》。

4.2 仪表飞行程序流程

仪表飞行程序（IFP）流程（见图Ⅰ-2-4-1）包括数据获取、设计和程序公布。该流程始于大量输入数据的编辑和核实，结束于完成产品的地面和/或飞行验证，以及形成公布文件。该流程包括发起者、限制、输出和程序公布后的意见反馈等需要考虑的要素。最初程序设计和已有程序的定期检查都应该遵守IFP流程。

4.3 获取程序设计信息

程序设计信息应该同所有的利益相关方协调。对于程序设计流程中的输入信息，需要对下述各个方面进行评价：

a）机场、导航设施、障碍物以及地形坐标和标高数据，是依据确认实测并遵守 ICAO 附件 11、附件 14 和附件 15 的各项要求；

b）各项空域要求；

c）各项用户要求：使用该程序的空中交通服务提供方和营运人的需求；

d）机场基础设施，诸如跑道类别、灯光、通信、跑道标识，以及本地高度表拨正的可用性；

e）各项环境问题；和

f）任何可能与程序相关的其他问题。

4.4 程序设计

4.4.1 对程序进行设计时应该依据国家批准的标准，考虑所有的设计输入。在整个程序设计和校验流程中，应该始终与所有相关方保持协调，以确保该程序符合用户和公众的需求。

4.4.2 各项新的或修订的程序都应该由该程序设计师之外的其他合格程序设计师进行检验，以确保其符合适用的标准。

4.4.3 公布的各项程序应该接受定期审查，包括验证（4.6），以确保这些程序持续保持符合各项变化中的标准，确认持续保持足够的超障余度并满足用户需求。根据需要应该制定仪表飞行程序定期审查间隔时间。审查最大间隔时间为 5 年。

4.5 程序设计文件

4.5.1 由程序设计师提供的文件分为三类，包括：

a）根据 ICAO 附件 4 和附件 15，要求在国家 AIP 中公布的文件；

b）该程序设计师所使用的要求保持透明的详细资料和前提条件的文件，其中应该包括设计中使用的支撑信息/数据，诸如：

1）程序各航段的控制障碍物；

2）程序设计中有关环境问题的影响；

3）基础设施评估；

4）各项空域限制；

5）定期审核的结果，现行程序的变更和修订，以及变更的理由；

6）任何偏离现行标准的情况，以及这类偏离的原因，以及为确保持续安全运行所采用的各项缓解措施详情；

7）验证前和公布前对准确性和完备性（质量保证检查）进行最终审核的结果。

c）为便于进行程序地面和飞行验证的所需附加文件，及地面和飞行验证的结果。

4.5.2 所有文件应该根据各国的程序予以留存，在未来可能发生意外情况时，有助于重新制作程序，还可以用于定期的检查和维护。文件的保留期限不应该短于程序的使用期限。

4.6 地面和飞行验证

4.6.1 验证

验证是程序设计流程中在公布前的最后质量保证步骤。验证的目的是检验所有的障碍物、导航数据和评价程序的可飞性。验证通常包括地面验证和飞行验证。地面验证应始终予以保证。

当成员国能够在地面验证中验证所有程序设计中的障碍物、导航数据的准确性和完整性，以及其他通常在飞行验证（4.6.3）中会考虑的因素时，要求的飞行验证才可以豁免。飞行程序验证的流程详见《飞行程序设计质量保证手册（Doc 9906）》第五卷“验证仪表飞行程序”。

4.6.2 地面验证

地面验证是由经过程序设计培训和有适当的飞行验证知识的人员来检查整个仪表飞行程序包，在标准和规则方面查找错误。在一定可能的程度上，这些要素将在飞行验证中进行评估。地面验证中确认的事务应该在任何飞行验证前加以解决，地面验证也可以决定先前公布程序的修改和修订是否需要进行飞行验证。

4.6.3 飞行验证

4.6.3.1 仪表飞行程序的飞行验证应该作为最初认证的一部分，还应该作为各国所制定的定期质量保证项目的一部分，从而确保程序设计的程序及其产品，包括航空信息/数据的质量，达到附件15的各项要求。飞行验证应该由经国家认证或批准的有资质和经验的飞行验证飞行员来完成。飞行验证飞行员应该在驾驶舱内占据一个有充分视野以便执行飞行验证的座位，仪表飞行程序飞行验证的目标是：

a）确认提供了足够的超障余度；

b）验证公布的导航数据以及程序设计中使用的数据是正确的；

c）验证所有必备的基础设施，如跑道标志、灯光、通信和导航源都到位并工作；

d）进行可飞性评估以确定该程序可以安全地执飞；和

e）评估航图、要求的基础设施、能见度和其他运行因素。

4.6.3.2 飞行验证和飞行检查不应该混淆。仪表飞行程序的飞行检查是为了确保有足够适当的无线电导航设施以支持该程序。这是作为一个正式飞行检查程序项目的一部分来执行的，并由具备资质的飞行检查员使用安装了适当设备的飞机来完成。

4.6.4 程序设计师应该作为数据来源人将所有应该用于实施飞行验证的数据，提供给飞行验证和飞行检查的运行活动。在飞行程序具有独特用途或特殊性质的情况下，程序设计师应该准备好向飞行验证或飞行检查人员作简要的介绍。

4.6.5 程序设计师可以参加最初的校验飞行，为其评价提供帮助，并且从飞行检查或验证飞行员和/或检查员那里，直接获知与程序设计相关的问题。

4.6.6 飞行验证飞行员的资格与培训

4.6.6.1 国家应该制定书面的政策文件，以规定飞行验证飞行员的最低资格、近期经历、培训和能力水平标准，包括执行仪表飞行程序飞行验证的飞行检查员。飞行验证飞行员的资格应该包括至少有一个具有仪表等级的商用飞行员执照，或一个满足附件 1 对商用飞行员执照和仪表等级的知识和技能要求的等效的国家授权，飞机类别（如飞机或直升机）适合于被验证的程序。另外，飞行验证飞行员应该满足附件 1 规定的相应类别飞机（如飞机或直升机）航线运输机飞行员执照所规定的所有经验要求。如果飞行验证飞行员不是飞行验证飞机的责任机长，则本段中的条款也适用于飞行验证飞机的责任机长。

注：附件 1 中的 2.6.3.1.2 或 2.6.4.1.2 条款，可用于判断是否满足航线运输机飞行员执照的经验要求。

4.6.6.2 为达到飞行验证的安全和质量保证目标，各国均应该确保飞行验证飞行员经过培训和受监督的在职培训，已经获得并保持所要求的能力水平。

注：推荐的资质和培训，以及有关飞行验证飞行员培训和评价所涉及的技能、知识和态度方面的建议，见《飞行程序设计质量保证手册（Doc 9906）》第 1 卷附录 B“飞行程序设计质量保证体系”。

4.6.7 另外有关仪表飞行程序的飞行检查，以及飞行检查员的资格和认证的详细信息和指南，见国际民航组织《无线电导航设备测试手册》第Ⅰ卷、第Ⅱ卷和第Ⅲ卷（Doc 8071）。

4.7 程序设计师资格和培训

4.7.1 各国应该建立飞行程序设计所要求能力水平的标准。各国应该保证飞行程序设计师通过

培训和在岗训练检查能够获得并保持这种能力水平。这是为确保飞行程序设计过程和产品的质量保证，包括航空资料/数据的质量满足附件15《航空情报服务》的要求。

4.7.2 飞行程序设计培训至少应该包括初始培训和定期复训。各国应该规定适当的复训间隔。

4.7.3 初始培训应该保证飞行程序设计师能够展示出一个基本的能力水平，至少包括如下因素：

a）《航空器运行》第Ⅰ卷和第Ⅱ卷，以及其他国际民航组织提供给有关国家的相关规定中的信息知识；和

b）程序设计的技能。

4.7.4 复训应该保证飞行程序设计师能够展示出一个基本的能力水平，至少包括如下因素：

a）国际民航组织规则及其他有关程序设计规则的更新知识；和

b）保持和提高程序设计的知识和技能。

4.7.5 各国应该保证飞行程序设计师经历足够的在职培训检查。

4.7.6 飞行程序设计师的能力应该由各国定期评估。

4.7.7 飞行程序设计师培训的计划、实施和评估指导材料见《飞行程序设计质量保证手册》第2卷“飞行程序设计师培训”（Doc 9906）。

4.8 程序设计自动化

4.8.1 程序设计自动化工具能明显减少程序设计流程中的潜在错误，同时使PANS-OPS标准的应用更加规范。因此，各国应该使用可用的软件包设计仪表飞行程序。

4.8.2 ICAO研发了程序设计标准中涉及基础部分的几款自动化工具。这些部分如果出现错误，会导致在安全方面产生极其严重的后果。这几款包括PANS-OPS OAS软件和PANS-OPS的软件工具（CD-101），为在精密进近中评估障碍物和地形所带来的总体风险提供了一种手段。

4.8.3 还有很多其他软件包能在不同程度上自动地将PANS-OPS标准应用到程序设计中。优点是很多的，包括在整个设计阶段保持原始数据的完整性，减少人为因素，同时获得开发“假设分析”情景的能力和标准的标准化应用。然而，由于软件开发者只能概括地测试其软件，所以无法绝对保证对标准每一次应用的准确性。

4.8.4 由于各国应该对仪表飞行程序的安全性负责，所以各国应该保证程序设计中所使用的软件包是通过验证的。《飞行程序质量保证手册》第3卷“飞行程序设计软件验证”（Doc 9906），提供指导以帮助各国完成该任务。

4.9 飞行程序设计的安全风险评估

4.9.1 在实施一个新的飞行程序或一个已有程序的改变时，应该根据成员国法规框架实施一个安全风险评估。

注：安全风险评估的详细指导材料包含在仪表飞行程序设计服务手册（Doc 10068）的法规框架内。

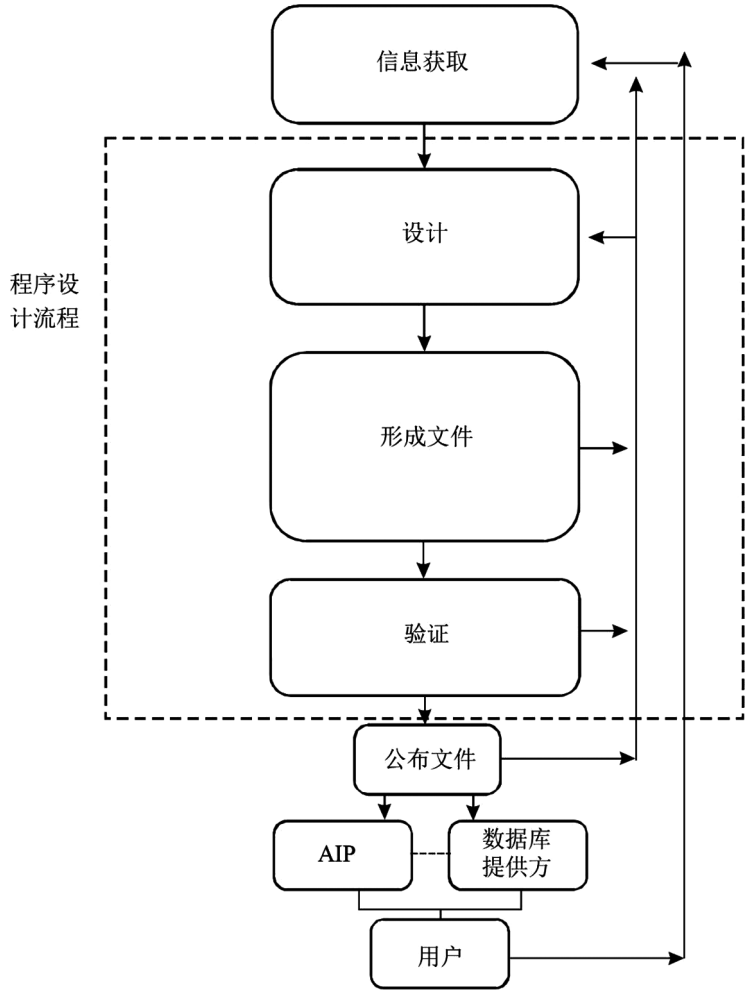


图 I-2-4-1 仪表飞行程序流程

第3篇　离场程序

1　离场程序概述

1.1　总则

根据本篇准则设计的离场程序从航空器一起飞就应提供超障余度，直至加入航路航段。离场程序包括但不限于标准离场航线和相应的程序（附件11附录3）。

1.2　协商

空中交通管制、空域管理或其他原因（如减少噪声等）都可能会对离场程序有所要求。离场航线或程序的确定不是仅依据超障要求。设计离场程序应该与运营人、空管和其他相关团体进行协商（见第Ⅰ卷第Ⅰ部分第7篇“减少噪声考虑”）。

1.3　标准化

本篇中的准则是依据传统导航设备和实际运行，并为达到一定合理程度的标准化而制定。只有在局方和相关运营人共同考虑后才允许有例外。对RNAV离场，同样参见第Ⅲ部分中的要求。

1.4　经济

从效益和经济考虑，程序设计时应该尽最大努力来保证符合安全要求，尽量减少离场的时

间和对空域的要求。

1.5 航线

离场程序可以按指定航线（见第 3 章）或全向离场（见第 4 章）公布。

1.6 相关材料

设计转弯超障区应该参考第 2 篇第 3 章“转弯保护区设计”中的技术标准。导航设施特性和定位容差的规范，见第 2 篇第 2 章“终端区定位点”。

1.7 非正常和紧急情况运行

1.7.1 本篇中的程序设计是假定全部发动机的工作正常运行。

1.7.2 运营人有责任检查所有有关障碍物并保证非正常和紧急运行时的应急程序条款符合附件 6 的性能要求。在地形和/或障碍物允许的地方，应急程序航路应该遵循离场程序。

1.7.3 成员国有责任保证能获取到附件 4 和附件 6 中所描述的障碍物资料，以及按本篇规范进行离场设计时所需的任何附加资料。

2　离场程序的基本概念

2.1　离场程序的建立

2.1.1　机场每一条预计会使用仪表离场的跑道都应该建立离场程序并公布。

2.1.2　离场程序应该设计成适用于所有可能类型的航空器。若离场限定于特定的类型，离场图中应该清楚地标明该可以使用的类型（见第4篇第1章1.8.7“对类型和IAS的限制”）。

2.2　设计原则

2.2.1　离场可以设计成直线或转弯离场（见第3章）。程序设计对环境和效益的考虑可通过实施一个连续爬升运行（CCO）来提供。

注：《连续爬升运行（CCO）手册（Doc 9993）》为CCO的实施及CCO与其他空管运行的平衡提供指导。

2.2.2　如果允许航空器在达到一个指定的高度/高之后向任意方向转弯，则可以设计成全向离场程序（见第4章）。

2.2.3　直线离场允许有不大于15°的转弯。

2.2.4　航空器在转弯前应该保持跑道方向直到达到跑道/FATO之上至少120 m（394 ft）［H类，90 m（295 ft）］。

2.2.5　转弯离场可以指定在一个转弯点或一个高度/高。

2.2.6　标准的程序设计梯度（PDG）为3.3%（H类，5.0%）。PDG起始于跑道起飞末端（DER）之上5 m（16 ft）的一点。

2.2.7　PDG在障碍物鉴别面（OIS）之上按至DER距离的0.8%提供附加的余度。OIS的梯度为2.5%（H类，4.2%）。

2.2.8　当有障碍物穿透OIS时，应该公布一个更陡的PDG以保证能按至DER距离的0.8%提供超障余度。

2.2.9 在可以实施大于15°的转弯之前，必须达到最小75 m（246 ft）的超障余度［H类，65 m（213 ft）］。如果至DER距离0.8%的值更大，则应使用该值。该最小超障余度在随后的飞行中必须保持。

2.3 离场程序的开始

2.3.1 飞机

2.3.1.1 固定翼飞机的离场程序以DER为起点，也就是公布的适合于起飞的区域末端（即跑道末端，或提供有净空道的，为净空道末端）。

2.3.1.2 由于飞机离地点是变化的，为保护在DER之前转弯的飞机，保护区从距离跑道起始端600 m处开始。这是基于假设在距离跑道起始端600 m处就能到达DER标高之上最小120 m（394 ft）的转弯高度。

注：DER标高为跑道末端标高和净空道末端标高中的较大值。

2.3.2 直升机

2.3.2.1 对于直升机，离场程序从DER开始。DER是公布的适合于起飞的区域末端［即跑道末端，净空道的末端，或最后进近和起飞（FATO）区的末端］。

2.3.2.2 为考虑直升机的爬升性能并对早转弯提供保护，保护区开始于跑道或可用起飞区的开始端，这是基于假定在起飞开始处就能够达到DER标高之上90 m（295 ft）的最小转弯高（见图Ⅰ-3-2-1）。

注：DER的标高取跑道/FATO开始端和末端标高的较大值。

2.4 离场程序的终点

离场程序结束于连接至下一航段的一点，而且PDG达到下一飞行阶段（即航路、等待或进近）所规定的最低高度/高的位置。

2.5 最小超障余度（MOC）

2.5.1 主区的最小超障余度（MOC）为至DER飞行距离的0.8%。MOC在DER为零。

2.5.2 在障碍物鉴别面之上提供MOC，或者如果有障碍物穿透OIS时，在障碍物标高之上提

供 MOC。

2.5.3 在开始一个大于 15°的转弯之前，除上述要求外，还要求 75 m（246 ft）［H 类，65 m（213 ft）］的 MOC。

2.5.4 当山区地形是个因素时，必须考虑增加最小超障余度（见第 2 篇第 1 章 1.7“山区增加高度/高”）。

2.6 障碍物鉴别面（OIS）

2.6.1 障碍物鉴别面是在离场保护区内用于鉴别障碍物的一个斜面。对于直线离场，OIS 面的起点为 DER 之上 5 m（16 ft）。对于全向离场则要考虑多个 OIS 面，如第 4 章“全向离场”所述。OIS 面的梯度为 2.5%（H 类，4.2%）。

2.6.2 OIS 的测量

2.6.2.1 OIS 面必须定期实地调查以验证障碍物资料，从而保证最小超障余度和这些程序的完整性。当有建立的物体穿透 OIS 面时，应该通知主管当局。

注：一年一次的检查被认为满足“定期间隔”的要求。

2.6.2.2 至障碍物的距离应该以 DER 为基准点。

2.7 程序设计梯度（PDG）

2.7.1 程序设计梯度（PDG）是从 OIS 面起点［DER 之上 5 m（16 ft）］开始量取的公布的爬升梯度。如果没有障碍物穿透 OIS 面，程序设计梯度（PDG）为 OIS 面的梯度加上 0.8%（3.3%，H 类为 4.2%）。

2.7.2 当有障碍物穿透 2.5%OIS 面时，应该调整离场航线以避免 OIS 面被穿透。如果这不可行，则可以增大 PDG 以在穿透障碍物之上提供最小超障余度（从 DER 至障碍物距离的 0.8%）（见图Ⅰ-3-2-2）。

2.7.3 超过 3.3%的 PDG 以及该增加的梯度所延伸到的高度应该公布。

2.7.4 为避开穿透障碍物而增加 PDG 时，PDG 应该在飞越关键障碍物的位置点之后减小至 3.3%。在障碍物上空应该按从 DER 至障碍物距离的 0.8%提供超障余度（见图Ⅰ-3-2-2）。

2.7.5 若障碍物要求增加梯度以爬升至 60 m（200 ft）高或以下，（通常是由于近距离的低高度障碍物）该梯度不需要公布（见图Ⅰ-3-2-3）。但应该公布穿透 OIS 面的近距离障碍物的位置和

标高/高（见第 5 章“离场程序应公布的资料”）。

2.8 平均飞行航迹

2.8.1 如果要求严格遵循标称航迹（如减小噪声/ATC 强制要求等），可以使用实际飞行航迹数据来确定平均飞行航迹。

2.8.2 如何建立平均飞行航迹的指导材料（基于统计资料），见第 3 章附录。用于确定平均飞行航迹径的飞行性能不得用于超障计算的目的。

2.9 制图精度

制图精度必须考虑使用垂直和水平容差，参见第 2 篇第 1 章 1.10“制图精度”中所述。如果因为使用这些容差而产生不可接受的运行代价，则应该使用另外的实测资料以使障碍物位置和高度数据更加精确。

2.10 额外规定的高/距离信息

为避免障碍物的影响，如果有位置适当的 DME，或能够设置位置适当的 RNAV 定位点，则应该公布为超障而额外规定的高/距离信息，以提供一个监视航空器与关键障碍物相对位置关系的手段。

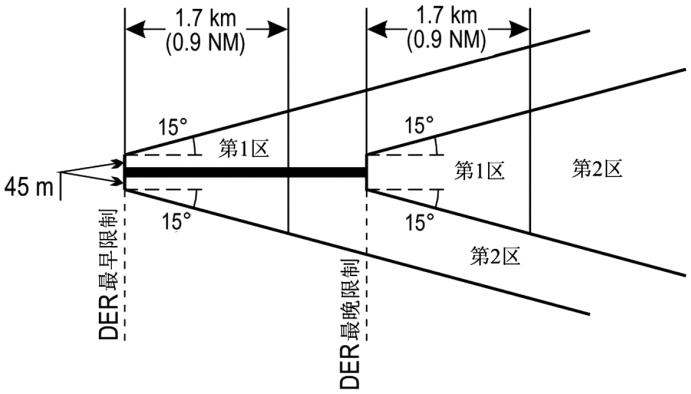


图 I-3-2-1 离场程序的起始——直升机

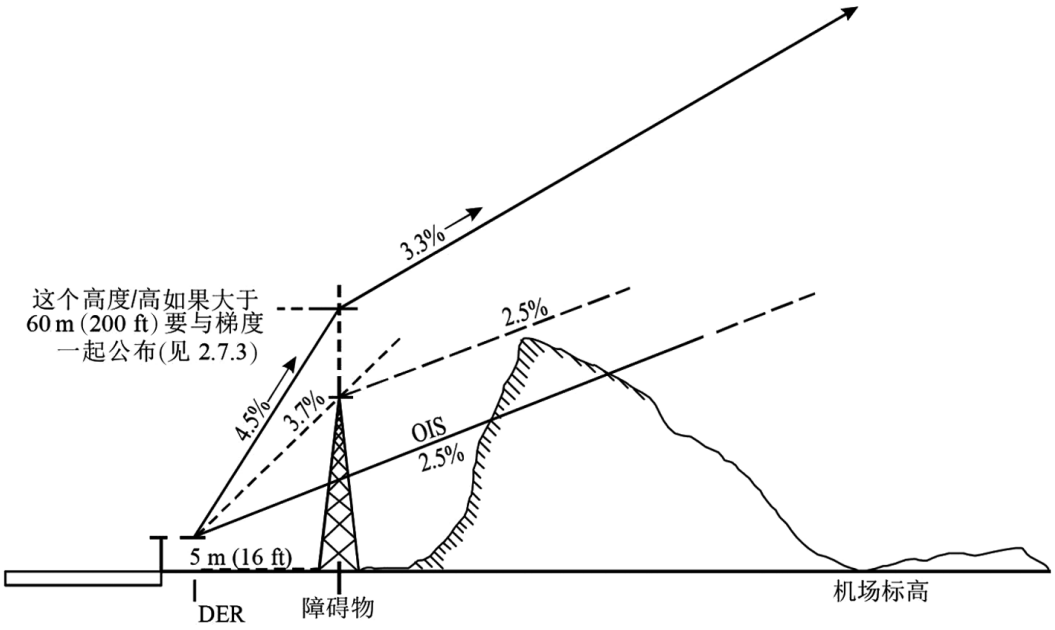


图 I-3-2-2　程序设计梯度

障碍物 A 的 PDG P_1 不公布，因为 $H_1 \leqslant 60$ m (200 ft)。
障碍物 B 的 PDG P_2 应公布，因为 $H_2 > 60$ m (200 ft)。
但 A 和 B 两个障碍物都应公布。

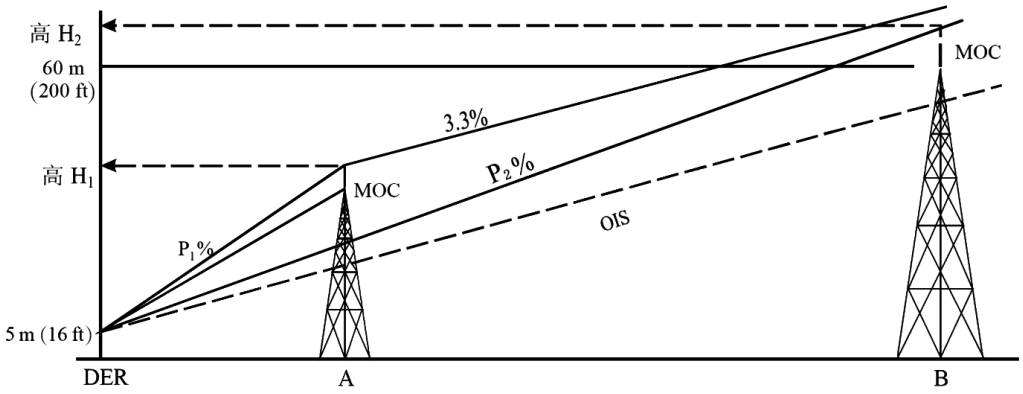


图 I-3-2-3　近距障碍物

3　离场航线

3.1　总则

3.1.1　有两种基本类型的离场航线：直线和转弯。

3.1.2　应该提供的航迹引导：

a）直线离场：在距离离场跑道末端（DER）20 km（10.8 NM）之内；和

b）转弯离场：在完成转弯后的 10 km（5.4 NM）之内。

3.1.3　监视雷达可以用于提供航迹引导。

3.2　直线离场

3.2.1　总则

3.2.1.1　起始离场航迹与跑道中线方向相差在 15°以内的为直线离场。只要实际可行，离场航迹应该是跑道中线延长线（见图 Ⅰ-3-3-1）。

3.2.1.2　对于直升机，离场航迹与跑道中心线的交点必须在距 DER 1.7 km（0.9 NM）以内，或者离场航迹在 DER 处与跑道中心线的侧向距离在 90 m 以内。

3.2.2　直线离场的类型

根据起始航迹得到引导的可能性，直线离场分为两种主要类型：

a）无航迹引导的直线离场：

1）无航迹调整的离场；

2）有航迹调整的离场（无指定的航迹调整点）；

3）有航迹调整的离场（有指定的航迹调整点）。

b）有航迹引导的直线离场：

1）导航台在前方或后方；

2）偏置（航迹平行/航迹偏置/航迹交叉）。

3.2.3　航迹调整

在保护区设计时，假定航迹调整应该在 PDG 达到 DER 标高之上 120 m（394 ft）［H 类，90 m（295 ft）］的位置之前，或在一个指定的航迹调整点进行。

3.2.4 无航迹引导的直线离场

3.2.4.1 无航迹调整的离场

保护区起始于 DER，起始宽度为 300 m（H 类，90 m）。保护区以跑道中线为中心，在跑道中线延长线两侧分别按 15°向外扩张（见图Ⅰ-3-3-1）。按照第 2 章 2.4“离场程序的终点”中的规定，保护区终止于离场程序的终点。

3.2.4.2 有航迹调整的离场

3.2.4.2.1 起始离场航迹调整不超过 15°。当有调整时，从 DER 开始，在航迹调整一侧的保护区边界扩张是增加一个航迹调整的角度。

3.2.4.2.2 在航迹调整的另一侧，从 PDG 达到 120 m（394 ft）［H 类，90 m（295 ft）］的点开始，保护区边界调整一个相同的角度。当 PDG 为 3.3%（H 类，5.0%）时，这个距离通常距 DER 3.5 km/1.9 NM（H 类，1.7 km/0.9 NM）（见图Ⅰ-3-3-2）。

3.2.4.2.3 指定航迹调整点。如果航迹调整点是一个指定点（见图Ⅰ-3-3-3）：

a）从航迹调整点的定位容差最早点开始，在航迹调整一侧的保护区边界扩张是增加一个航迹调整角度；和

b）从航迹调整点的定位容差最晚点开始，在航迹调整另一侧的保护区边界扩张是减小一个航迹调整角度。

3.2.5 有航迹引导的直线离场

3.2.5.1 总则

保护区设计按 3.2.4“无航迹引导的直线离场”中描述的准则，并延伸至与提供航迹引导的导航台所确定的保护区相交（见图Ⅰ-3-3-4 至图Ⅰ-3-3-8）。

3.2.5.2 导航台对应的保护区

与导航台（航向台除外）相关的保护区构成一个梯形的适当一部分，如第Ⅱ部分第 2 篇第 4 章和第 6 章中所述。副区的一般准则适用。

3.3 转弯离场

3.3.1 总则

3.3.1.1 包含有一个大于 15°转弯的离场为转弯离场。转弯可以由一个高度/高，或一个定位点或一个电台上空确定。

3.3.1.2 到达 DER 标高以上至少 120 m（394 ft）［H 类，90 m（295 ft）］之前应该为直线飞行。本文件没有要求在 DER 标高以上低于 120 m（394 ft）［H 类，90 m（295 ft）］进行转弯离场的规定。如障碍物的位置和/或高使转弯离场不能满足最低转弯高度的准则，则离场程序应该根据当地情况与有关运营人进行协商来设计。

3.3.1.3 在转弯离场设计中，保护区分为：

a）转弯起始区；和

b）转弯区。

转弯起始区是让航空器直线爬升以达到转弯开始前所需 MOC［75 m（246 ft）］［H 类，65 m（213 ft）］的区域。转弯区是考虑航空器正在其中进行转弯的区域。

3.3.2 转弯起始区

3.3.2.1 对于固定翼飞机，转弯起始区从跑道起始端 600 m 处开始。对于直升机，转弯起始区从可以作为跑道的区域或跑道的起始端开始。从转弯起始区开始点至 DER 的保护区宽度为300 m（H 类，90 m）。

3.3.2.2 当离场图上有禁止在 DER 之前转弯时，转弯起始区从 DER 开始。对于直升机，转弯离场的最早限制可以是沿跑道/FATO 的一个适当的位置。

3.3.2.3 转弯起始区在 TP 结束。转弯点可以是：

a）转弯点定位容差的最早点（在指定点转弯）；或

b）PDG 达到规定的转弯高度/高的位置。

3.3.2.4 TP 至 DER 的距离不得小于按 PDG 达到 120 m（394 ft）或指定转弯高度/高中的较高值所需要的距离。转弯起始区与 3.2.4“无航迹引导的直线离场”中所述无航迹引导直线离场的保护区相同（见图Ⅰ-3-3-9 和图Ⅰ-3-3-10）。

3.3.3 转弯区

转弯保护区采用与转弯复飞保护区相同的设计方法（见第 4 篇第 6 章 6.4“转弯复飞”）。转弯保护区的内、外侧边界按第 2 篇第 3 章“转弯保护区设计”中的 3.2“转弯内侧边界设计”和 3.3“转弯外侧边界设计”的准则进行设计。

3.3.4 转弯参数

转弯区依据的参数为：

a）高度：

1）在指定高度/高转弯：转弯高度/高；

2）在指定转弯点转弯：机场标高加上从 DER 至 TP 以 10%爬升梯度得到的高（即允许用 10%梯度爬升）。

b）温度：上述 a）高度上的 ISA+15℃。

c）指示空速：离场程序设计使用第4篇第1章表Ⅰ-4-1-1和表Ⅰ-4-1-2中所列各类航空器的“最后复飞”速度［H类，165 km/h（90 kt）］增加10%，因为离场时飞机增大了重量。但是，如果运行上要求避开障碍物，则可以使用降低的速度，但不得低于第4篇第1章表Ⅰ-4-1-1和表Ⅰ-4-1-2中所列的“中间复飞”速度的1.1倍。提供的程序应该注明“离场转弯最大指示空速限制为____ km/h（kt）”。为了检查速度限制对运行的影响，速度值应该与第3章附录所公布的统计速度相比较。

d）真空速：c）项的指示空速（IAS）修正a）项高度和b）项温度。

e）风：如有统计风的资料，可以使用最大95%概率的全向风。如没有风的资料，则应该使用56 km/h（30 kt）的全向风。

f）坡度：平均转弯坡度15°。

g）定位容差：与定位点类型相对应。

h）飞行技术误差：按指定速度［见上述c）项］飞行6 s（飞行员反应时间3 s和建立坡度时间3 s）的距离。该数值在本章用c表示；和

i）副区：在有航迹引导的飞行阶段使用副区。

3.3.5 在指定高度/高转弯

3.3.5.1 总则

可以规定到达一个特定的高度/高转弯以适应以下情况：

a）在直线离场方向有障碍物必须避开；和/或

b）有障碍物位于直线离场航迹的正切方向并在转弯后必须飞越。

3.3.5.2 转弯高度或高的计算

选择的转弯高度或高必须使转弯点能保证航空器避开正前方的障碍物，或以适当的超障余度飞越正切的障碍物。转弯高（TNH）按式（Ⅰ-3-3-1）计算：

$$TNH = d_r\,PDG + 5\ m(16\ ft) \qquad (Ⅰ\text{-}3\text{-}3\text{-}1)$$

式中：d_r——DER至TP的水平距离（m或ft）；和

PDG——程序设计梯度。

3.3.5.3 超障余度的计算

a）转弯区起始区。转弯起始区内的最小超障余度是按设计的PDG从DER沿标称航迹量取水平距离进行计算（见第2章2.5“最小超障余度”）。注意，转弯可能在指定的高度开始。按正常的航空器性能通常能够在转弯起始区的终点（TP）之前到达该高度。因此在转弯起始区内的所有障碍物之上也必须提供转弯最小超障余度。转弯起始区内最高障碍物的标高应该满足下列准则：

1）最高障碍物标高/高=TNA-75 m（246 ft）固定翼飞机；和

2）最高障碍物标高/高=TNA-65 m（213 ft）直升机。

b）转弯区。转弯区内最小超障余度按下列方法计算：

1）TP（K 线）之前的障碍物。MOC 是最小转弯 MOC 75 m（246 ft）［H 类，65 m（213 ft）］和 0.008（$d_r^* + d_o$）的较大值，其中：

d_r^* 为量取 d_o 时，在转弯起始区边界上的位置点所对应的沿离场航迹距离；和

d_o 为从转弯起始区边界至障碍物的最短距离。

2）TP（K 线）之后的障碍物。MOC 是最小转弯 MOC 75 m（246 ft）［H 类，65 m（213 ft）］和 0.008（$d_r + d_o$）的较大值，其中：

d_r 为从 DER 至 K-线的水平距离；和

d_o 为从转弯起始区边界至障碍物的最短距离。

见图 Ⅰ-3-3-9 和图 Ⅰ-3-3-10。

转弯区内允许的障碍物最大标高/高可以通过下式计算：

$$\text{最大障碍物标高 / 高} = \text{TNA/H} + d_o\ \text{PDG} - \text{MOC}$$

3.3.6 在指定 TP 转弯

3.3.6.1 总则

为了避开前方障碍物而选择一个指定的 TP。直线离场准则应该应用至最早 TP。

3.3.6.2 转弯点容差区

3.3.6.2.1 TP 容差的纵向限制：

a）最早限制为转弯起始区的终点（K-线）；和

b）最晚限制取决于：

1）K-线加上；

2）TP 定位容差加上；和

3）飞行技术容差 c，此处 c 根据 3.3.4 的 h）进行计算。

3.3.6.2.2 当以飞越导航台来定义 TP 时，定位容差用 DER 的标高加上从 DER 至 TP 距离的 10%来进行计算（即允许以 10%的爬升梯度）。当以一个 DME 距离来定义 TP 时，TP 和 DME 台的连线与标称离场航迹的最大交角必须不大于 23°（见第 2 篇第 2 章 2.4.3“VOR 或 NDB 与 DME 确定的定位点”和图 Ⅰ-2-2-1）。

3.3.6.3 绘制

a）内侧边界。转弯保护区内侧边界的设计，依据第 2 篇第 3 章“转弯保护区设计”。

b）外侧边界。转弯外侧边界：

1）从最晚 TP 容差开始［见图 Ⅰ-3-3-11 的 a）b）c）和 d）］；和

2）沿第 2 篇第 3 章“转弯保护区设计”中的风螺旋或边界圆，一直连接到点（P）处，在该处的正切方向变成与转弯后的标称航迹平行。转弯后有向台或背台航迹引导的转弯示例，分别见图 Ⅰ-3-3-11 的 c）和 d）。

c）当转弯大于90°时，转弯后的保护区设计见图Ⅰ-3-3-12。

3.3.6.4 转弯区超障余度

为了保证在转弯保护区内提供最小超障余度，用式（Ⅰ-3-3-2）来检查转弯保护区内高于DER标高的障碍物最大高：

$$\text{障碍物最大高} = PDG(d_r + d_o) + H - MOC \qquad (Ⅰ\text{-}3\text{-}3\text{-}2)$$

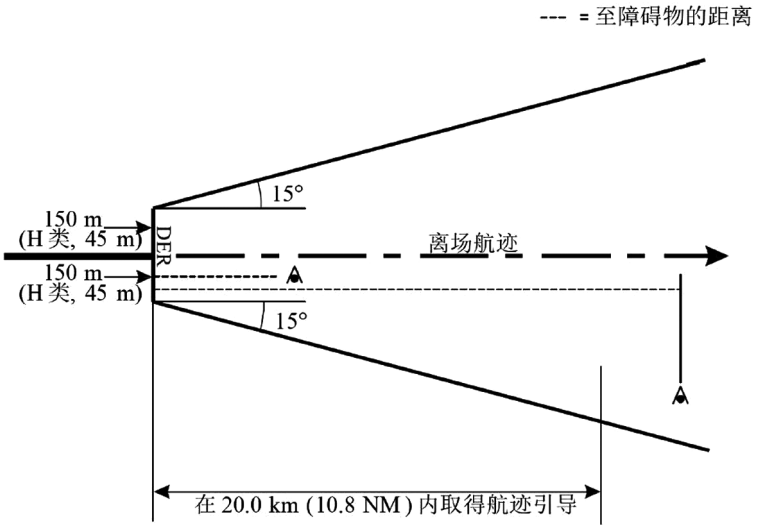
式中：d_o——障碍物至K-K线的最小距离，见图Ⅰ-3-3-11 c)；

d_r——从DER至K-K线的水平距离（最早TP）；

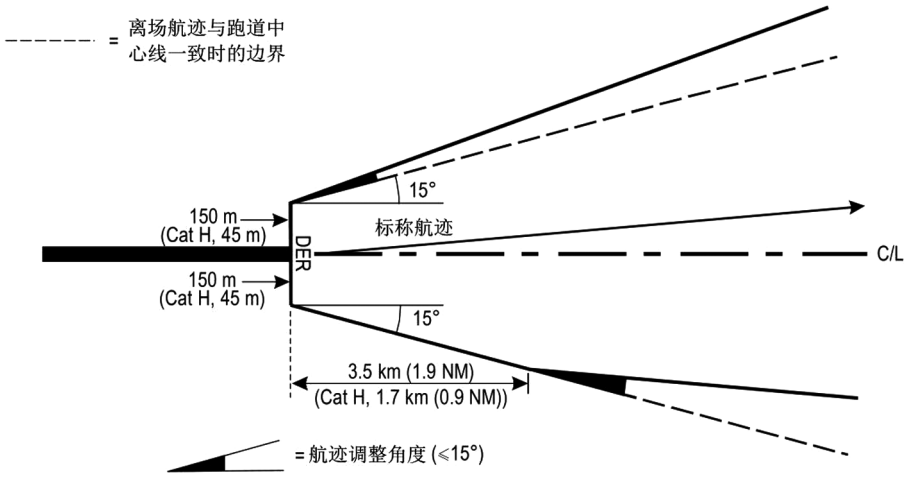
PDG——公布的程序设计梯度；

H——OIS面在DER的高（5 m或16 ft）；

MOC——0.008（d_r+d_o）和75 m（246 ft）［H类，65 m（213 ft）］的较高值。



图Ⅰ-3-3-1 无航迹引导的直线离场保护区



图Ⅰ-3-3-2 有航迹调整的直线离场保护区（不规定航迹调整点）

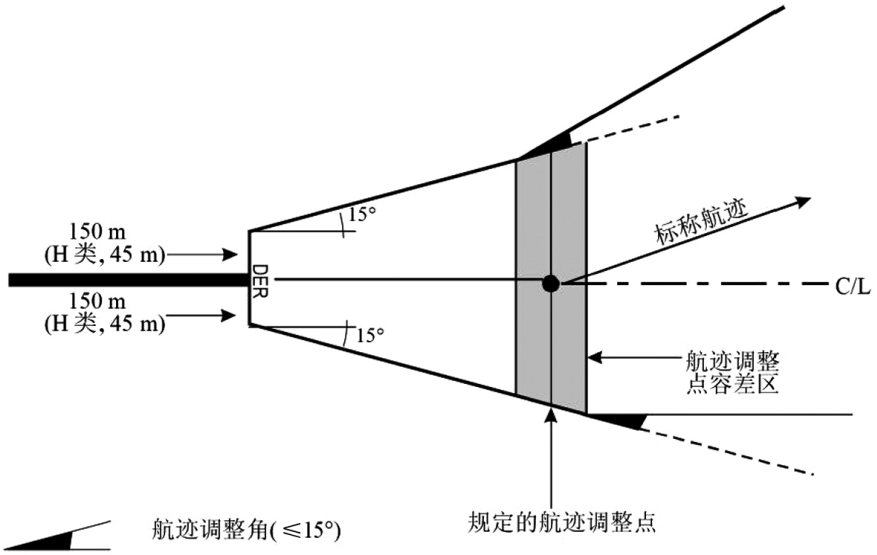


图 I-3-3-3　有规定的航迹调整点的直线离场保护区

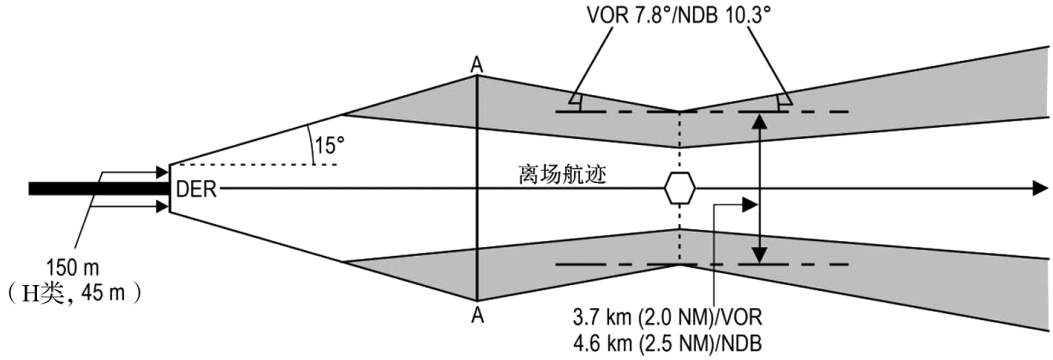


图 I-3-3-4　直线离场（向台）

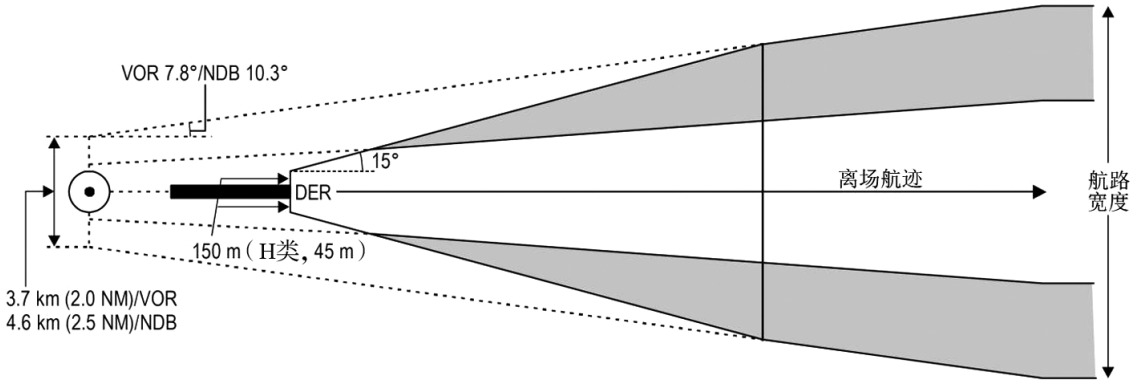
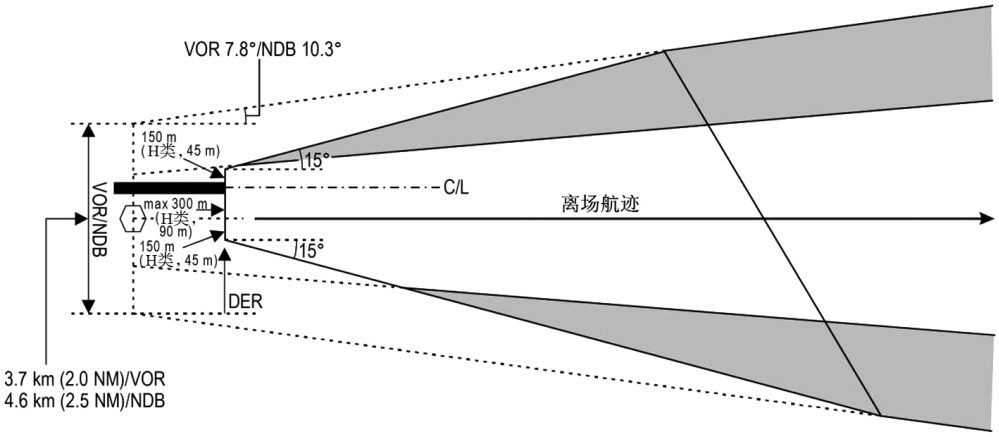
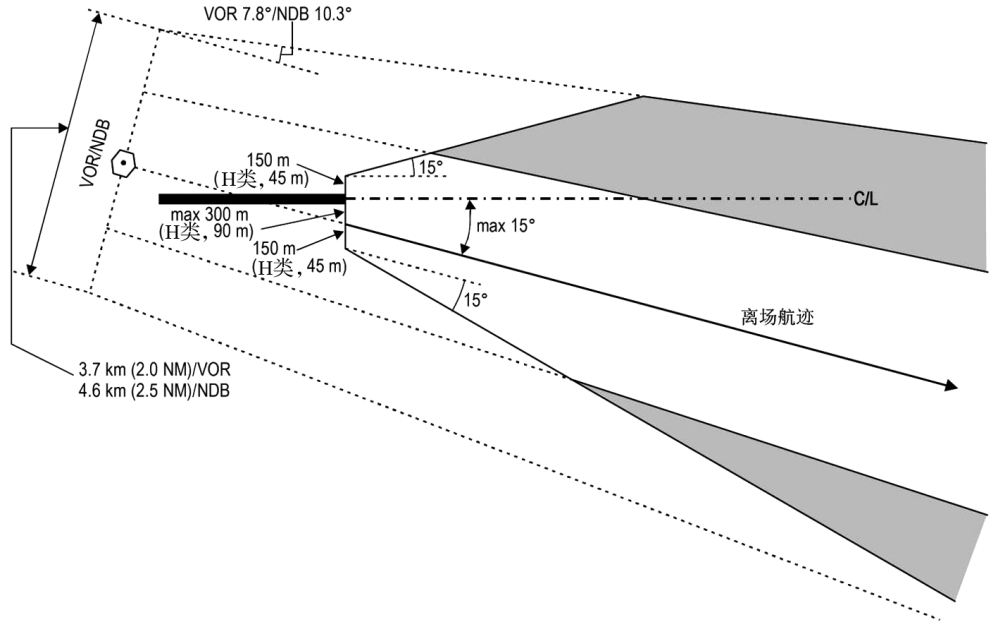


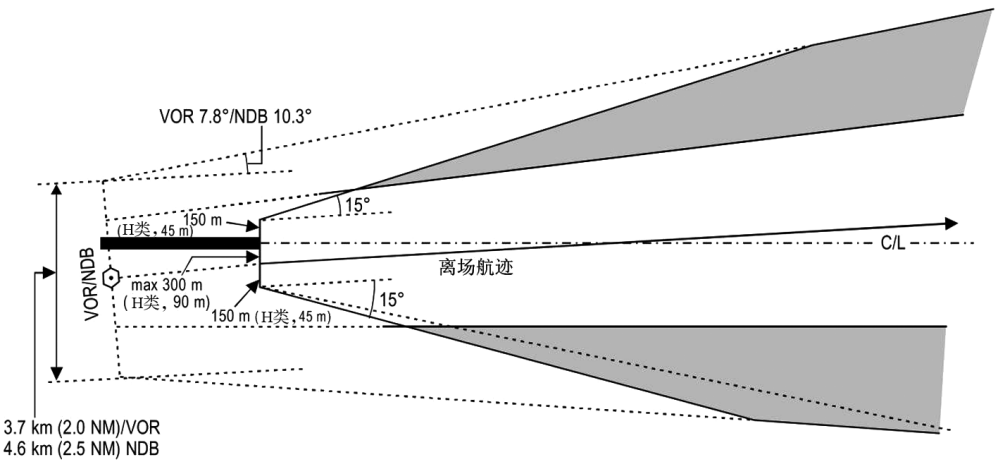
图 I-3-3-5　直线离场（背台）



图Ⅰ-3-3-6　离场航迹偏置的直线离场（航迹平行于跑道方向）



图Ⅰ-3-3-7　离场航迹偏置的直线离场（航迹偏离跑道方向）



图Ⅰ-3-3-8　离场航迹偏置的直线离场（航迹与跑道方向相交）

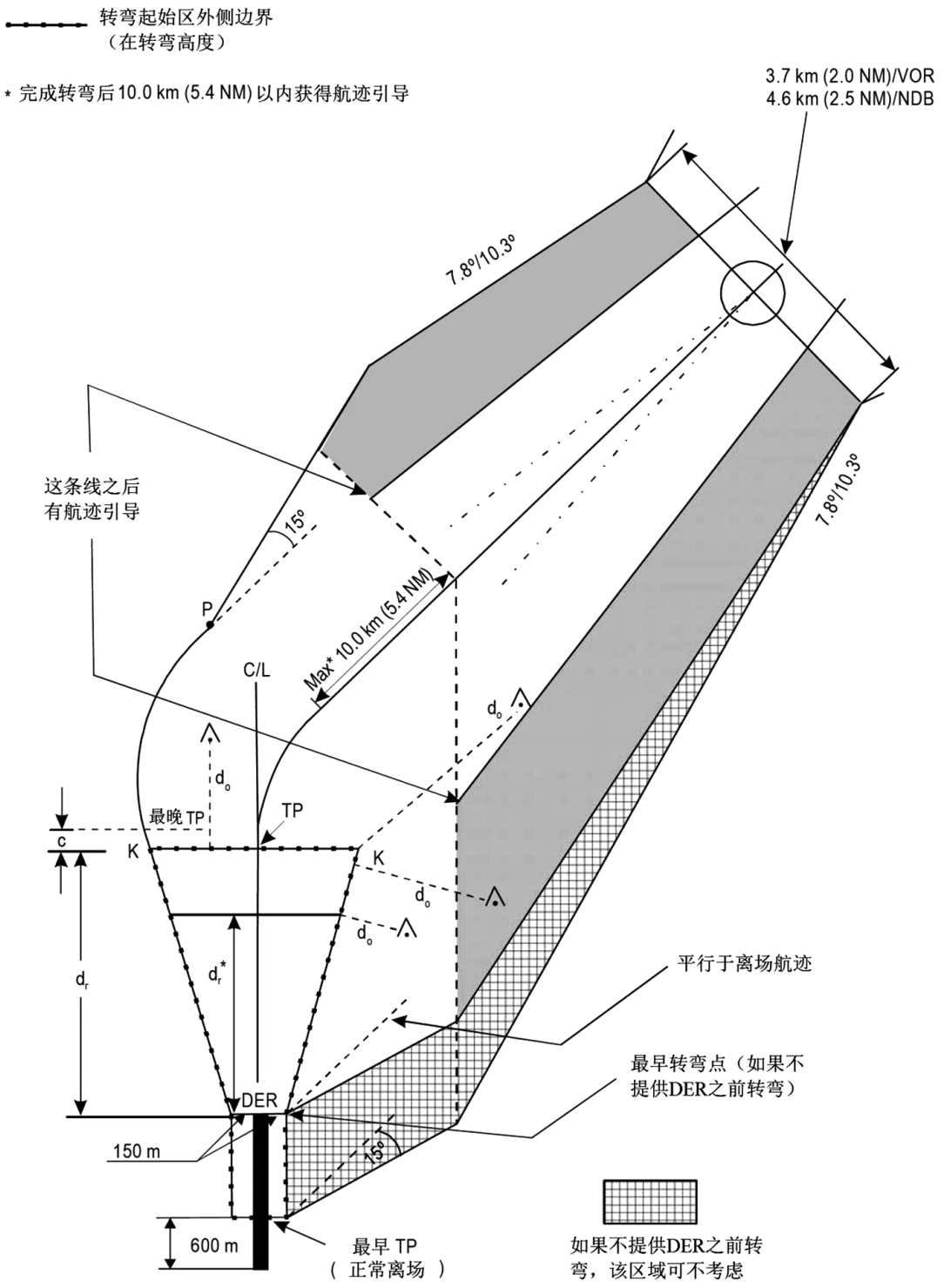


图 I-3-3-9　转弯离场——在一个高度转弯

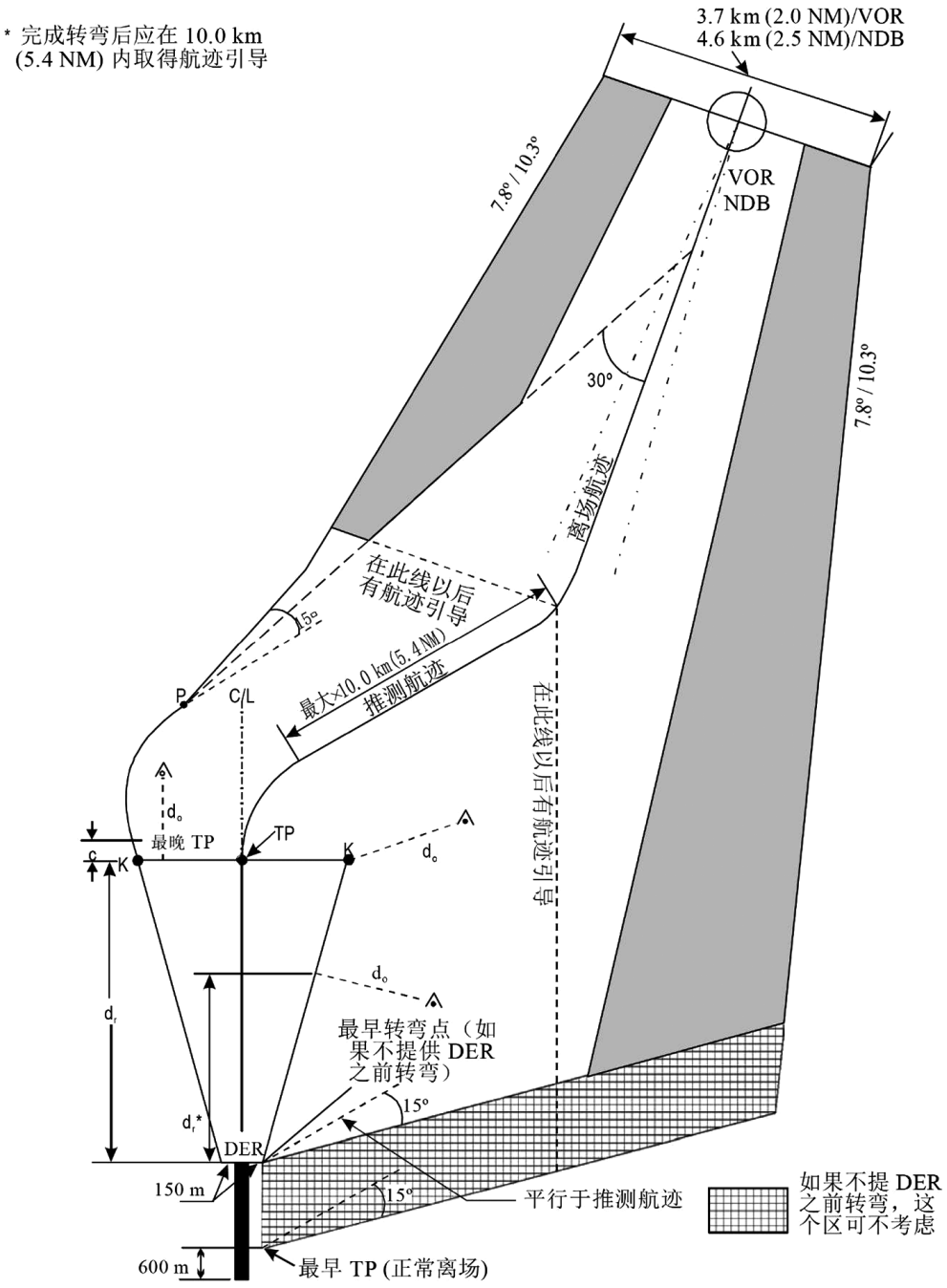


图 I-3-3-10　转弯离场——在一个高度转弯

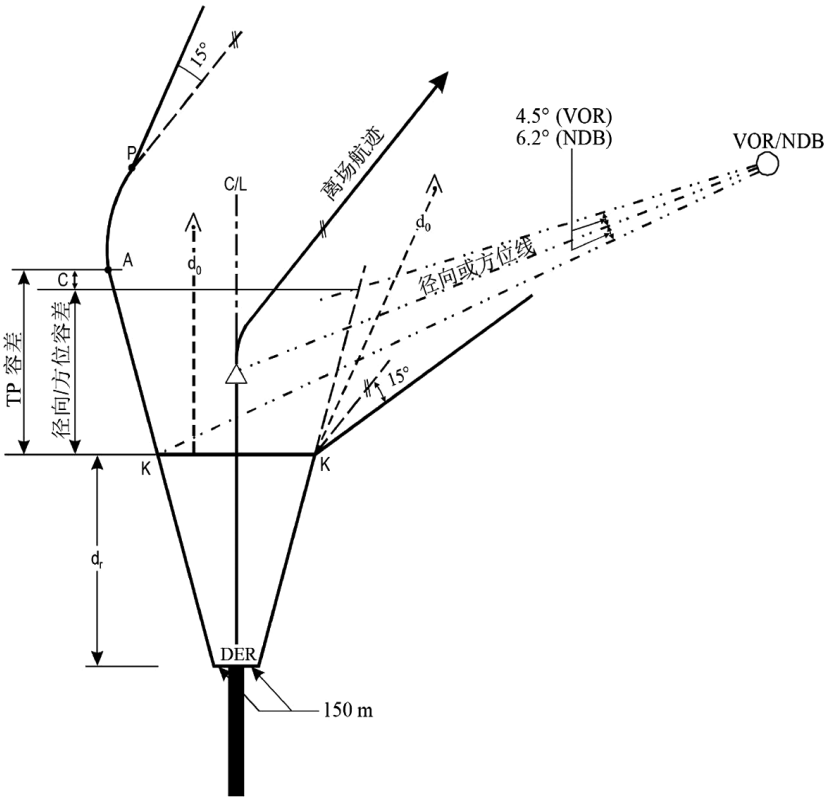


图 I-3-3-11　a）转弯离场，TP 不是电台——转弯点容差区由交叉径向线确定

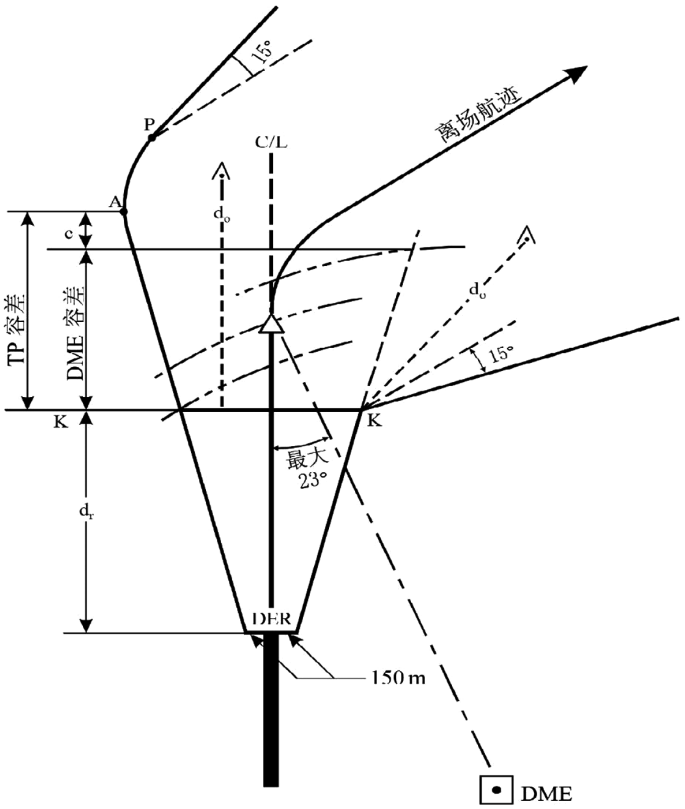
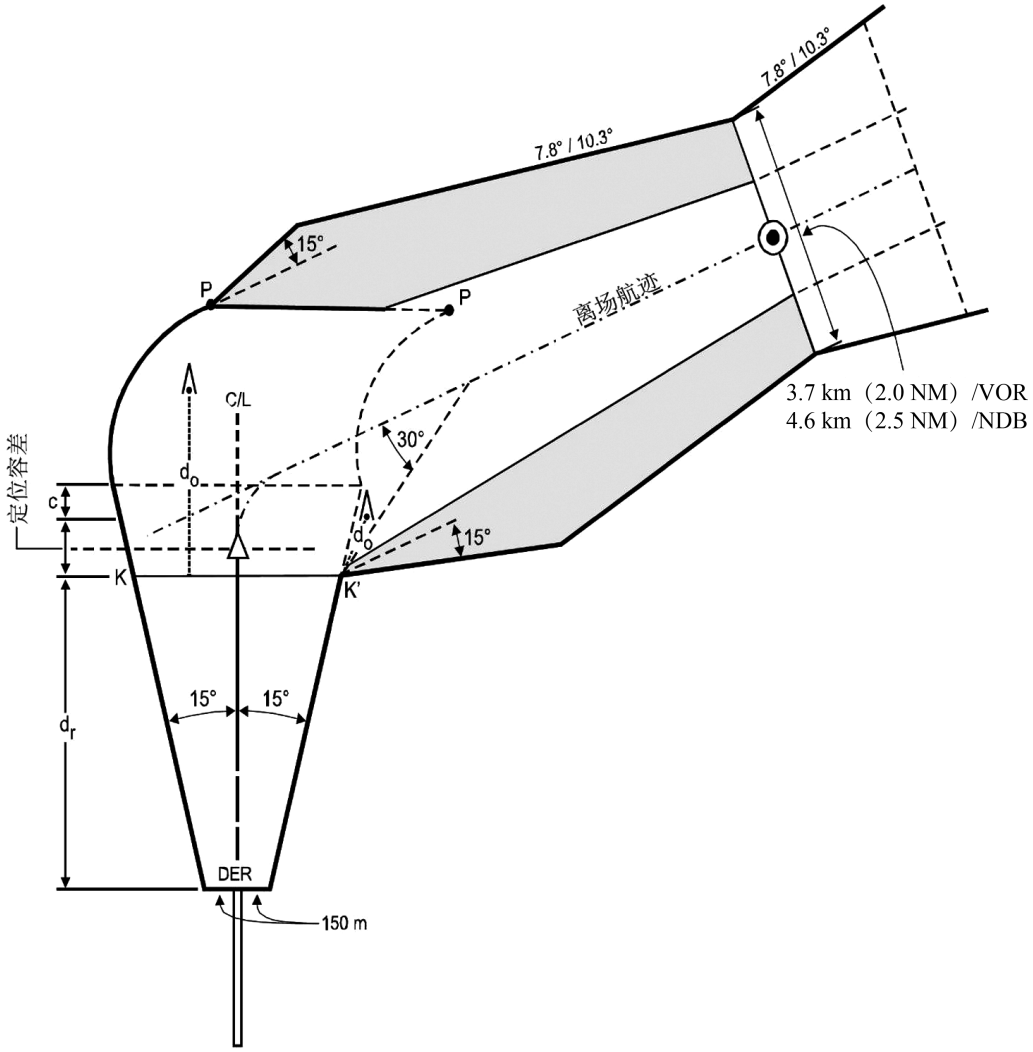
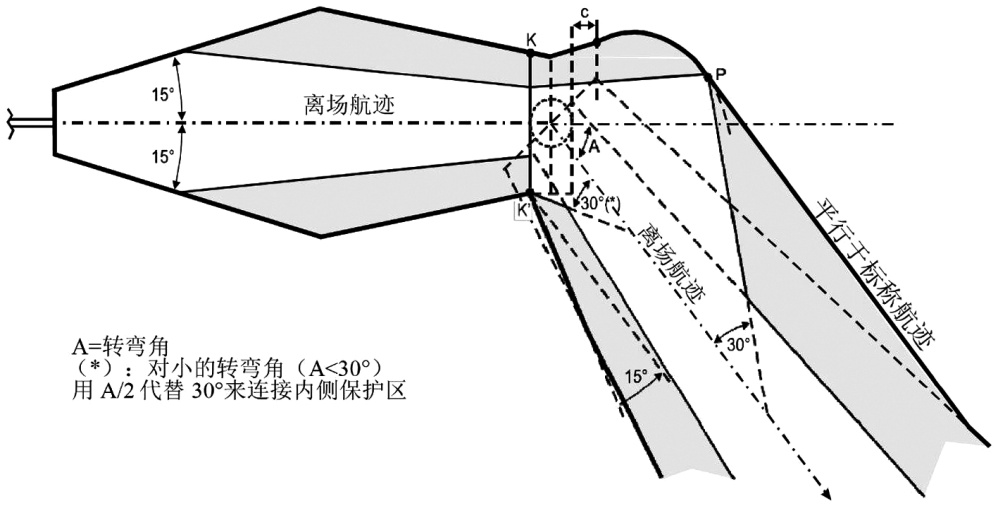


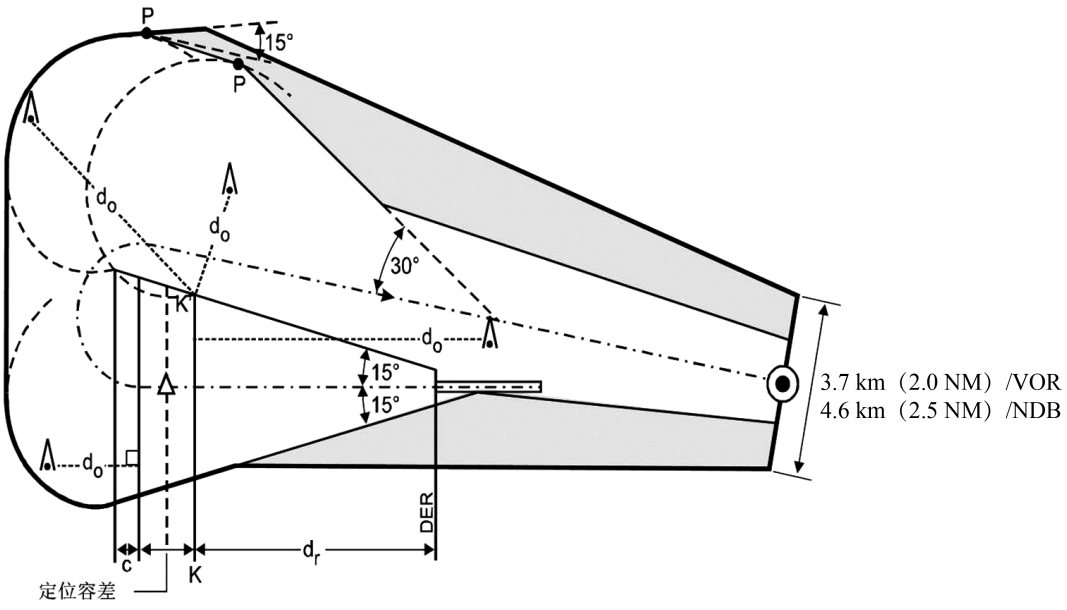
图 I-3-3-11　b）转弯离场，TP 不是电台（或 RNAV 定位点）



图Ⅰ-3-3-11　c）转弯离场——在一个定位点转弯



图Ⅰ-3-3-11　d）转弯离场——在电台上空转弯



注：回台应指定标称航迹

图 I-3-3-12　转弯离场——转弯大于 90°

3 附录 环境问题指导

1 总则

尽管程序设计师主要关心的是超障标准，但是程序设计中还有其他一些重要因素，如：空域要求、ATS 运行要求，以及在很多情况下，政府机构的强制性环境要求。本附录为程序设计师提供指导，以在设计新的离场程序时满足日益增长的强制性环境限制。

2 在规划离场航路时与消减噪声委员会的合作

2.1 在一些地区，为减少航空器噪声对当地居民的干扰已经成立了委员会。这些委员会的成员各国各有不同，可能是包括代表当地社区/城镇的居民、地方当局、机场和空域用户，诸如机场运营人、空中交通服务提供者和航空公司。

2.2 这些委员会的任务和重要性在各地区也各不相同。有时他们仅仅是担当顾问角色，有时他们可能担当决策者。通常法律还规定了在规划和引入新的离场航路时，当地消减噪声委员会的参与程度和所需的程序。

2.3 安全应该始终放在首位，但是各地的主管部门会因容量或环境保护而将安全设置为次优先考虑的事项。如果缺乏足够程序设计知识的消减噪声委员会参与离场程序的制定，则有必要让该委员会的人清楚 PANS-OPS 标准对安全的至关重要性。在有些地区要求偏离 PANS-OPS 的情况下，强烈建议开展航行研究以评估对安全的影响。这一点适用于所有情况，即使要求变更的政治压力强大也不能例外。

3 噪声发散与噪声集中

3.1 总则

3.1.1 规划离场航路时，通常可行的是确定航空器隔离区及其分布。这样可以使程序设计师集

中或者发散航空器噪声。两种方法都是允许的，取决于机场周边的人口情况。

3.1.2 将航空器集中于预期飞行航径上的优势是可以避开噪声敏感区。但是，采用这种方法，并不总能避开所有居住区，这就可能造成不公平的情况。尤其是机场附近所有区域的居民密度都相同时，则噪声发散有时应该作为可考虑的替代方案。

3.1.3 发散或集中航空器噪声的决策——或两种方法结合——应该为每个机场单独制定，因此要考虑居民密度和消减噪声委员会的建议。

3.2 发散航空器噪声的方法

在离场航路的计划中，如下方法用于实现航空器的自然分布和航空器噪声发散：

a）确定不同的离场航路，例如公布某些机型或类型航空器单独使用的 SID；

b）规定在一定转弯高度代替在指定转弯点转弯，以允许航迹由于不同的爬升特性而自然分布；

c）使用衔接雷达引导的全向离场。

3.3 集中航空器噪声的方法

3.3.1 当离场航路能飞得尽可能精确时，则航空器噪声能集中，因此装备有区域导航设备的航空器使用是较为有利的。将由数据库提供商编码的所有离场程序（包括传统航路）提供给飞机上的飞行管理系统，重要的是，SID 描述中所包含的信息是清晰的，是能够为飞行管理系统进行无歧义编码的。

3.3.2 为使区域导航程序飞得精确，设计应该考虑航空器的性能特征，当然也应该使用 PANS-OPS 的标准。

3.3.3 此外，程序设计师熟知预期使用该程序航空器的能力（性能和导航）范围是十分重要的。例如，某架大型长途喷气式飞机不可能执行某个为小型短途涡轮螺旋桨飞机而设计的离场程序。同样，特别应该避免固定半径转弯，如果大部分的飞行不具备这种能力。

4 建立离场程序平均飞行航径的指导材料

4.1 引言

当与一条精确航迹尽量保持一致，特别是对于离场转弯程序很重要时（如噪声限制或 ATC 限制），可以用基于飞机性能的统计数据来确定该程序的平均飞行航迹。用于确定平均飞行航迹的飞机性能数据不应该用于超障计算。尽管表 Ⅰ-3-3-附录-1 中的数据是基于 D 类航空器，但也可以用于较低类型航空器的程序，这会导致一个可接受的余度。为显示这种方法的影响，平均飞行航迹的作图，见图 Ⅰ-3-3-附录-1、图 Ⅰ-3-3-附录-2、图 Ⅰ-3-3-附录-3 和图 Ⅰ-3-3-

附录-4。

4.2 设计期望的平均飞行航径

4.2.1 目的

对于离场，为应对噪声或ATC等类似的限制，可以根据表Ⅰ-3-3-附录-1中的速度/距离/坡度绘制期望的平均飞行航径。该表的目的是提供实际速度方面的指导。例如可以核实某一建议的速度限制是否会导致运行问题。对于RNAV程序设计，该表可以作为确定最小稳定距离的指导。

4.2.2 表格说明

4.2.2.1 指示空速（IAS）、坡度和机场上方高度可以作为距DER距离的函数。把至DER的“沿航迹”距离应用到转弯点/航路点。当一个速度限制小于表中相应距离所对应的速度时，该速度限制由表中的速度值代替。

4.2.2.2 从IAS换算为TAS（采用第2篇第1章附录）时必须考虑航空器在爬升。应用第1章附录中表Ⅰ-3-3-附录-1中的高度值，将IAS换算为TAS。从DER起始使用7%的爬升梯度。如果出于超障余度或者空中交通服务（ATS）的需要，程序设计梯度高于7%，该爬升梯度取代表格中的假定梯度。

4.2.2.3 在离场程序的起始阶段，可能的转弯坡度限制是高度的函数：

a）使用15°的坡度直至305 m（1 000 ft）；和

b）从915 m（3 000 ft）起使用25°的坡度。

由于转弯半径的形成受不同坡度的影响，为了平稳过渡，在305 m（1 000 ft）和915 m（3 000 ft）之间，使用20°的坡度。

5 软件工具的支持

程序设计师可以使用现成的软件工具，以帮助进行离场航路设计中的消减噪声优化。这类辅助工具的特点包括：

a）科学地考虑人口密度，计算最小噪声航路；

b）在地形图上显示实际的飞行航迹；和

c）通过计算机模拟评价程序的可飞性。

表 I-3-3-附录-1　确定平均飞行航径

［距离单位 km（NM），高度单位 m（ft），坡度单位为°，速度单位 km/h（kt）IAS］

至 DER 的距离	1.9（1）	3.7（2）	5.6（3）	7.4（4）	9.3（5）	11.1（6）	13（7）	14.8（8）	16.7（9）	18.5（10）	20.4（11）	22.2（12）	24.1（13）	25.9（14）	27.8（15）	29.6（16）	31.5（17）	33.3（18）	35.2（19）	37（20）	38.9（21）	40.7（22）	42.6（23）	44.4（24）	46.3（25）
跑道以上的高	130（425）	259（850）	389（1 275）	518（1 700）	648（2 125）	777（2 550）	907（2 976）	1037（3 401）	1167（3 827）	1296（4 252）	1476（4 677）	1556（5 103）	1685（5 528）	1815（5 953）	1945（6 379）	2074（6 804）	2204（7 229）	2334（7 655）	2463（8 080）	2593（8 505）	2723（8 931）	2892（9 356）	2982（9 781）	3112（10 207）	3241（10 632）
坡度	15	15	20	20	20	20	20	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25
速度	356（192）	370（200）	387（209）	404（218）	424（229）	441（238）	452（244）	459（248）	467（252）	472（255）	478（258）	483（261）	487（263）	491（265）	493（266）	494（267）	498（269）	502（271）	504（272）	511（276）	515（278）	519（280）	524（283）	526（284）	530（286）

注：该速度不得高于表 I-4-1-1 和表 I-4-1-2 中所示最大速度。

示例：

适用数据：

1——机场高度：715 m（2 346 ft）MSL；

2——沿航迹飞行 31.5 km（17 NM）后要求转弯。

从表中查找：

1——假定航空器的高：机场标高之上 2 204 m（7 229 ft）；

2——坡度 25°；

3——速度：498 km/h（269 kt）IAS。

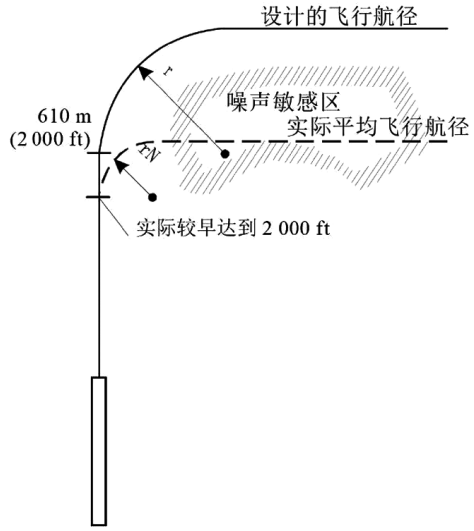
计算转弯半径：

1——航空器高度为 715 m（2 346 ft）（机场标高）+2 204 m（7 229 ft）（航空器高）= 2 919 m（9 575 ft）MSL；

2——TAS 换算因数（第 2 篇第 1 章附录）取整为 10 000 ft：1.1958；

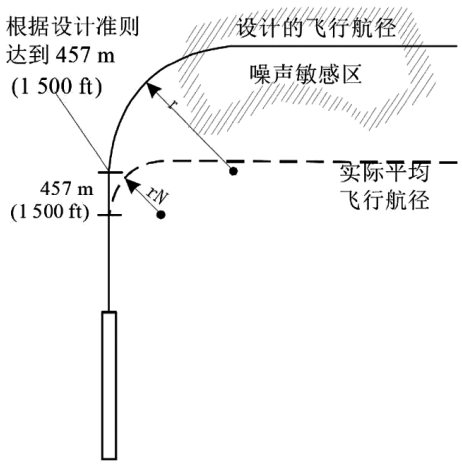
3——TAS：498 km/h（269 kt）× 1.1958 = 596 km/h（322 kt）；

4——平均飞行航迹的转弯半径 6.00 km（3.24 NM）（参照第 2 篇第 3 章第 2 段“转弯半径”）。



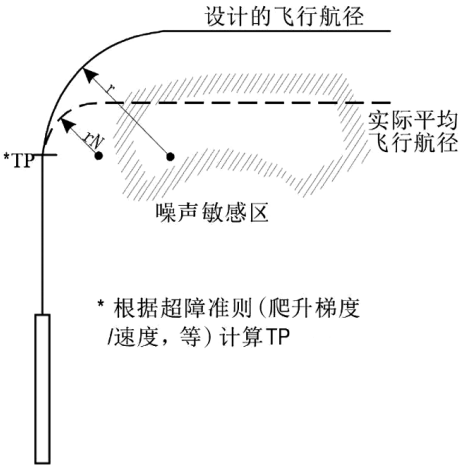
(为超障目的)设计的飞行航径似乎避开了噪声敏感区，实际平均飞行航径可能从该区飞过

图Ⅰ-3-3-附录-1　在指定的转弯高度转弯—没有使用统计数据的程序



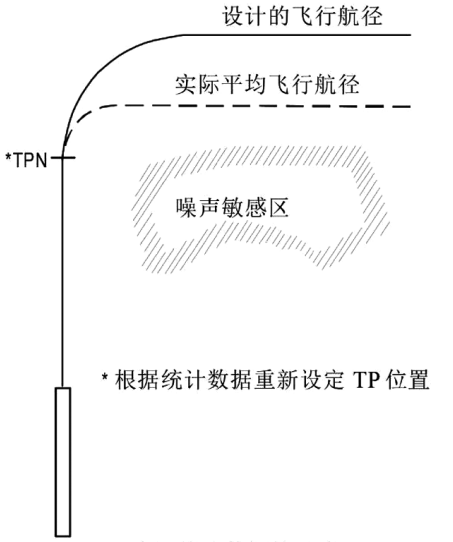
应用统计数据的影响。
应根据超障准则重新设计转弯高度

图Ⅰ-3-3-附录-2　在指定的转弯高度转弯—使用统计数据的程序



设计的飞行航径似乎避开了噪声敏感区，实际平均飞行航径可能从该区飞过

图Ⅰ-3-3-附录-3　在指定的 TP 转弯—没有使用统计数据的程序



应用统计数据的影响。
应根据超障准则重新考虑 TP 的位置

图Ⅰ-3-3-附录-4　在指定的 TP 转弯—使用统计数据的程序

4　全向离场

4.1　总则

4.1.1　在许多机场，由于空管目的或为避开特定障碍物而不需要离场航路。然而，在机场附近有可能会影响离场的障碍物时，全向离场程序是一种保证超障的方便和灵活的方法。

4.1.2　全向离场程序的设计是基于航空器在开始转弯前保持在跑道方向上爬升至 DER 标高之上 120 m（394 ft）［H 类，90 m（295 ft）］。

4.1.3　当要求超障余度达到一个额外的高度时，应该保持直线离场直至达到要求的转弯高度/高。在直线离场的延长部分允许有小于 15°的转弯。达到指定的转弯高度/高时可以向任意方向转弯以加入航路航段。

4.1.4　全向离场可以划分为由高度或 PDG 限制的不同扇区，或可以规定为应该避开的扇区。全向离场应该根据第 5 章的准则进行公布。

4.2　保护区

4.2.1　转弯起始区

全向转弯中，转弯起始区分为两部分：第 1 区和第 2 区。

4.2.1.1　第 1 区

转弯起始区按前面第 3 章所述，直至按 PDG 达到最低转弯高（120 m/394 ft，H 类为 90 m/295 ft）的点。这就是第 1 区。见图 Ⅰ-3-4-1。

4.2.1.2　第 2 区

过该点后，转弯起始区按与离场航迹成 30°向外扩张，直至达到规定的转弯高度/高。这就是第 2 区（见图 Ⅰ-3-4-1）。此区内可以有不大于 15°的航迹调整。

4.2.2　转弯区（第 3 区）

4.2.2.1　为覆盖转弯大于 15°的离场而设计转弯区（第 3 区）（见图 Ⅰ-3-4-2）。第 3 区包括在

跑道中线上以距跑道起始端600 m为圆心（H类为跑道起始端或FATO）的圆内其余部分。

4.2.2.2 该圆的半径取决于按PDG爬升至下一个巡航航段高度层或MSA的所需距离。

4.3 障碍物鉴别

4.3.1 转弯起始区OIS面

OIS面以DER标高之上5 m（16 ft）为起点，以2.5%（H类为4.2%）的梯度延伸至转弯起始区末端。

4.3.2 转弯区内障碍物的鉴别

4.3.2.1 转弯区内穿透2.5%梯度（H类，4.2%）的障碍物应该加以考虑。该2.5%梯度起始于转弯起始区边界，起始高度为DER标高之上75 m（246 ft）［H类，65 m（213 ft）］。该梯度是使用转弯起始区边界至障碍物的最短距离来进行计算的。

4.3.2.2 除非程序禁止在DER之前转弯，从距起飞起始端600 m处开始直至DER的跑道中线两侧各延伸一块150 m的区域应该包含在转弯起始区中，以用于障碍物鉴别的目的（对于直升机，从跑道/FATO或可用于起飞区域的起始端开始，跑道两侧各45 m的区域）（见图Ⅰ-3-4-2中的点线边界）。

4.4 超障余度

4.4.1 转弯起始区内的超障余度

转弯起始区内超障余度采用第3章中在指定高度转弯的准则。

4.4.2 转弯区内的超障余度

a）转弯区内超障余度为下列数值中的较大值：

1）75 m（246 ft）［H类，65 m（213 ft）］；和

2）0.008（$d_r^*+d_o$）

其中：

d_r^*为量取d_o时，在转弯起始区边界上的位置点所对应的沿离场航迹距离；和

d_o为转弯起始区边界至障碍物的最短距离。

b）转弯区内允许的最大障碍物标高/高可通过如下公式计算：

$$\text{最大障碍物标高/高}=\text{TNA/H}+d_o\ \text{PDG}-\text{MOC}$$

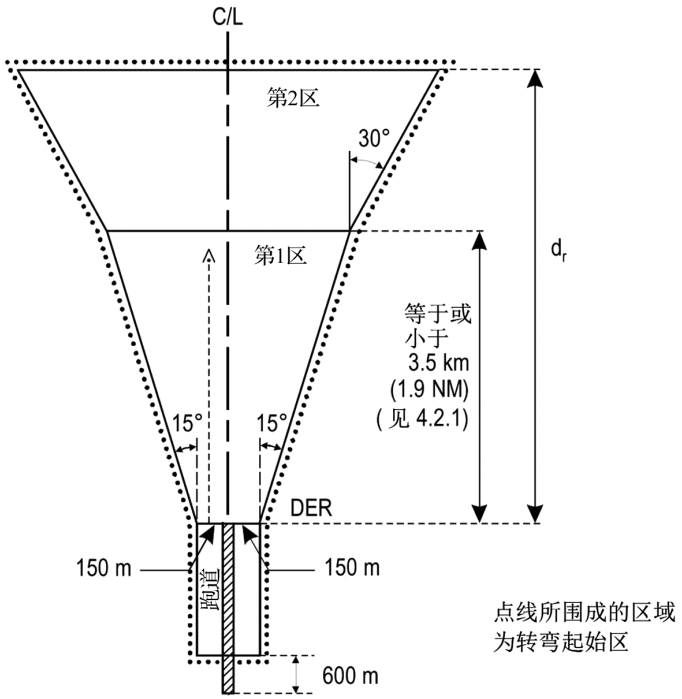


图 I-3-4-1　全向离场的第 1 区、第 2 区和转弯起始区

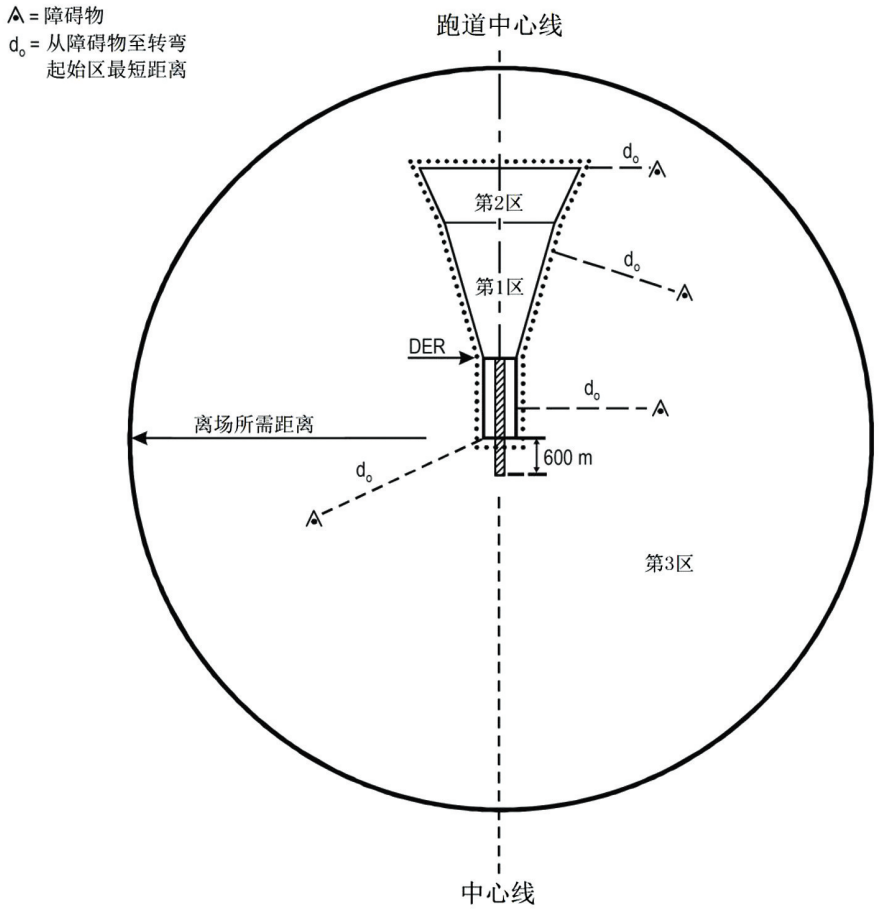


图 I-3-4-2　全向离场的第 3 区

5 离场程序应公布的资料

5.1 总则

离场程序至少应该公布以下资料：

a）程序需要的所有航迹、位置点、定位点和高度/高（包括转弯高度/高）。

b）用于确定航路段的所有导航设施、定位点、航路点、径向线和DME距离。

c）穿透障碍物鉴别面（OIS）的重要障碍物。

d）穿透OIS面的近距离障碍物的位置和高。当存在有公布程序设计梯度（PDG）时不予考虑的近距离障碍物时，应该在离场图中予以注明（见第2章中的图Ⅰ-3-2-3）。

e）离场保护区内的最高障碍物和保护区之外决定程序设计的所有重要障碍物。

f）大于3.3%的PDG和应该使用到的高度/高。

g）不再使用超过3.3%（H类为5.0%）爬升梯度的高度/高或定位点（见图Ⅰ-3-5-1）。

h）当仅由于空域限制而要求增加程序设计梯度时，应该对有关情况加以说明。如“仅由于空域限制，要求4%爬升梯度”。

i）离场中在重要位置点应该达到的高度/高，由导航设备或定位点标识。

j）当与航迹尽量保持一致很重要时（如消减噪声/ATC限制），应该注明平均飞行航径的设计是使用统计的性能数据（设计平均飞行航径，见第3章附录）。

注：标准离场航路标识的基本准则，在附件11附篇3。标准仪表离场图的规范见附件4。

5.2 全向离场

对飞到某扇区有转弯高度/高限制和/或对程序设计梯度有限制的全向离场，应该公布以下资料：

a）当扇区内对最低高度和最低转弯高度有限制，或声明有要求程序设计梯度时，这些限制应该予以公布；

b）不允许使用的扇区；

c）扇区用至转弯区中心的方位和距离进行描述；

d）扇区必须在控制障碍物两侧各扩张至少 15°；和

e）如果公布一个以上扇区，公布的离场梯度应该是所有允许进入扇区所要求 PDG 中的最大值。使用该梯度所到达的高度/高，必须使后续使用 3.3%梯度的飞行能通过该扇区、随后的扇区，或达到另一个飞行阶段（如航路、等待或进近）所要求的高度/高。也可以指定一个标志不再使用大于 3.3%（H 类，5.0%）梯度的定位点。

5.3 高度/飞行高度层标绘

离场程序可能是为了程序化分流空中交通而进行设计，这样，程序将使用高度/飞行高度层，这些高度/飞行高度层并非是由于超障余度的要求，而是为了程序化分离进场和离场交通流而设立。这些高度/飞行高度层应该按表 I-3-5-1 中的显示进行标绘。不同的航空电子设备制造厂商正确描绘设计程序中高度/飞行高度层的方法可能会有所不同。

5.4 其他要求

a）当离场限定某个特定的航空器类型时，程序应该予以清楚地说明。

b）当能够设置适当的定位点，程序设计梯度应该采用规定 DME 距离/高度或位置/高度限制的方式进行公布（例如：“到 DME 15 时，高度达到 5 000 ft”或“到 VWXYZ 时，高度达到3 500 ft”）。

c）转弯可以在一个指定点或一个指定高度，例如：“在 DME 4 右转，航迹 170°”或“在 2 500 ft高度左转，飞向 VWXYZ”。

d）必要时，转弯完成后，沿航迹切入一条指定的径向线/方位线，则程序应该规定：

1）转弯点；

2）合适的应飞航迹；和

3）将要切入的径向线/方位线。

例如：“在 DME 4 左转，沿航迹 340° 切入 BNE R020（VOR）”；或“在 DME 2 左转，沿航迹 340° 切入 010° 航迹飞向 STN（NDB）”。

e）当由于超障的原因需要一个大于标准梯度的 PDG 时，可公布一个较低 PDG 作为备用程序，仅供 VMC 运行使用。

f）由于近距障碍物而要求使用较大梯度爬升至 60 m（200 ft）或更低高度时，该梯度应该不予公布。但应当注明有近距障碍物存在。

g）如果有位置适当的 DME 台，或能够设立一个位置适当的 RNAV 定位点，应该公布为避

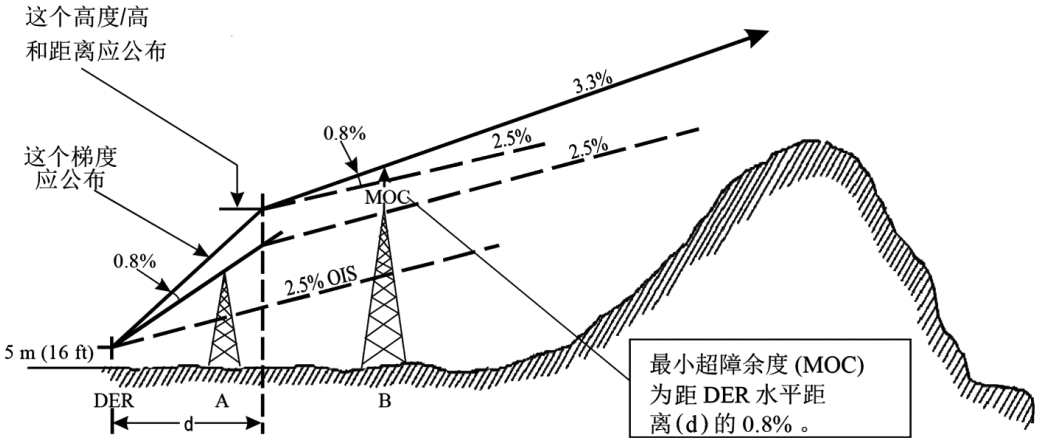
开障碍物而增加的高度/距离限制信息，以提供一种监控航空器与重要障碍物位置关系的方法。

h）如果程序设计是基于转弯起始区从DER处开始，不允许在DER之前转弯，则离场程序中应该注明不允许在DER之前转弯。

表Ⅰ-3-5-1　高度/高度层的标绘

高度/飞行高度层“窗口”	17000　FL220 10000　10000
“最低”高度/飞行高度层	7000　FL60
“最高”高度/飞行高度层	5000　FL50
“强制性”高度/飞行高度层	3000　FL30
“建议”高度/飞行高度层	5000　FL50
“预计”高度/飞行高度层	预计5000　预计FL50

由于障碍物B的存在，刚飞越障碍物A时，梯度不能减小到3.3%（2.5%+0.8%）（H类，5.0%）。
程序中应公布不再要求使用大于3.3%（H类，5.0%）梯度的高度/高或定位点。
障碍物A和障碍物B应公布。山头应在障碍物C型图中公布。



图Ⅰ-3-5-1　离场爬升梯度的减小

6　平行或近似平行跑道同时运行

注：指导材料详述在《平行或近似平行仪表跑道同时运行手册》（Doc 9643）。

6.1　平行跑道仪表离场

当要在平行跑道同时使用两个仪表离场程序时，起飞后，标称离场航迹应该立即散开至少15°，或者当两架飞机都执飞 PBN 标准仪表离场（SID）时至少为 10°，条件是转弯开始处不得超过距离场末端 3.7 km（2.0 NM）（见第 3 章“离场航线”）。

6.2　平行跑道隔离运行

当要在平行跑道的相同方向同时使用仪表离场程序和仪表进近程序时，离场程序的标称航迹和复飞程序应该尽早散开至少 30° 角度（见第Ⅱ部分第 1 篇第 1 章“ILS”）。

第4篇　进场和进近程序

1　进近和进场程序的基本准则

1.1　范围

第4篇包含适用于所有类型仪表进场和进近程序的共同准则。特定类型电台的适用准则（如ILS）位于各类型指导的章节中。各类实施规范的标准，作为基本准则的补充和例外，可以在第Ⅱ部分“传统程序”和第Ⅲ部分“基于性能导航程序”中找到。直升机使用跑道的准则可以在第Ⅰ部分、第Ⅱ部分和第Ⅲ部分中找到。直升机至直升机场的准则包含在第Ⅳ部分中。

本文件中提供的无线电台特性，只是为了进行程序设计，它们不代替或补充附件10中所对应的材料。

1.2　程序的结构

仪表进近程序可以包含5个单独的航段。它们是进场、起始、中间、最后和复飞航段。此外，还应该考虑在目视条件下在机场周围进行盘旋飞行的区域。各进近航段在指定的定位点开始和终止，但在某些情况下，如果没有或不需要定位点，某些航段可以从指定的点开始。例如：精密进近最后进近航段可以起始于标称下滑道与指定的中间进近航段飞行高度/高的交点；中间进近航段可以从入航转弯结束点开始。

1.3　定位点名称

定位点的名称与其后面的航段相一致。例如：中间航段从中间定位点开始。如果没有定位

点，如上述 1.2“程序的结构”，该航段在特定的点开始和终止（例如：下滑道与中间进近段标称高度的交点以及下滑道与决断高度的交点）。本文件讨论这些航段的顺序与飞行员飞行整个程序的顺序相一致，即从进场、起始和中间至最后进近，以及必要时的复飞。

1.4 航段的应用

只有当地条件要求的航段才需要包含在程序中。在设计程序时，应该首先确定最后进近航迹，因为它是所有航段中灵活性最小和最关键的航段。最后进近航迹确定后，其他必要的航段应该与之衔接以生成一个与当地交通流向相一致的有秩序的机动飞行路径。

1.5 程序高度/高

1.5.1 航空业界已确认，大多数大型航空器的飞行事故发生在距着陆机场 19 km（10 NM）的范围内。为支持防止可控飞行撞地的倡议，仪表进近图不仅要提供保证超障余度所需的高度/高，还应该提供程序高度/高。程序高度/高是为了确保飞机位于具有相应超障余度的任何最低高度之上，并支持在最后进近航段上按指定梯度/角度稳定下降。

1.5.2 在设计所有的非精密进近程序时，不仅应该包括保证超障余度的最低高度，还应该包括程序高度/高。设计的程序高度/高应该能让位于该高度/高的航空器能正常飞行切入飞行在最后进近航段上，从而以 15 m 飞越入口。在任何情况下，程序高度/高不得低于任何的 OCA/H。

1.6 航迹引导

1.6.1 通常应该给包括进场、起始、中间、最后和复飞航段的所有飞行航段提供航迹引导。当提供航迹引导时，相应的航段必须位于提供航迹引导导航台的有效覆盖范围以内。

1.6.2 如果不提供航迹引导则保护区应该扩大，如在第 3 章“起始进近航段”中的推测航段和第 3 章附录 A“使用推测（DR）航迹的起始进近”中的描述。如果可能，终端监视雷达（TAR）可以用于提供雷达引导直至最后进近（见第Ⅱ部分第 2 篇第 6 章“SRE”）。航路监视雷达（RSR）可用于提供从起始进近航段直至并包括中间定位点的航迹引导。无航迹引导复飞保护区的设计准则提供在第 6 章“复飞航段”中。

注：关于在进近管制服务中使用一次雷达的详细程序规定，见 PANS-RAC 的 Doc 4444 空中航行服务程序——空中交通管理。

1.7 下降梯度

1.7.1 本文件中各部分都规定有最佳和最大的下降梯度。最佳下降梯度是指运行上最优的下降梯度。只有满足超障要求的其他方法都不可行时才应该超过最佳下降梯度。最大下降梯度是不得超过的（见第4篇第9章）。

1.7.2 最佳和最大下降梯度取决于程序类型和进近的航段。程序设计中至少应该公布非精密进近程序最后进近航段，以及其他适当航段所使用的下降梯度。

1.8 航空器分类

1.8.1 航空器的性能差异将直接影响实施机动飞行所需的空域和能见度，如盘旋进近、转弯复飞、最后进近下降和机动飞行至着陆（包括基线转弯和程序转弯）。在性能上最重要的因素是速度。据此，将航空器分为5类（见1.8.4），从而为相关航空器在特定仪表进近程序中的机动性提供一个标准基础。

1.8.2 飞机分类考虑的标准是在着陆外形和最大允许着陆重量条件下的入口指示空速（V_{at}），它等于失速速度V_{so}的1.3倍，或失速速度V_{s1g}的1.23倍。如果V_{so}和V_{s1g}的数值都能达到，则V_{at}应该使用其中的较大值。

1.8.3 考虑的着陆形态应该由营运人或航空器制造商确定。

1.8.4 整个本文件中的飞机类别使用如下字母进行表述：

A类——指示空速（IAS）小于169 km/h（91 kt）；

B类——IAS 169 km/h（91 kt）或以上，但小于224 km/h（121 kt）；

C类——IAS 224 km/h（121 kt）或以上，但小于261 km/h（141 kt）；

D类——IAS 261 km/h（141 kt）或以上，但小于307 km/h（166 kt）；

E类——IAS 307 km/h（166 kt）或以上，但小于391 km/h（211 kt）；

H类——见1.8.8“直升机”。

1.8.5 程序计算时采用表Ⅰ-4-1-1和表Ⅰ-4-1-2中的速度范围（IAS）。将这些速度换算为TAS，见第Ⅰ部分第1篇第1章附录。

1.8.6 类别的永久性变化（最大着陆重量）：如果得到主管部门的批准，运营人可以采用一个永久的，较低的着陆重量，并且用该重量确定V_{at}。为特定固定翼飞机而确定的类别是与日常运行中的变化无关的永久性值。

1.8.7 对类型和 IAS 的限制：当空域不能满足某一类别航空器的要求时，程序可以是基于较低速度类型的航空器，程序的使用应该仅限于这些类别的航空器。另一种办法是程序设计可以为特定的航段设定一个最大指示空速限制，从而不考虑航空器的类型。

1.8.8 直升机

a）用失速速度确定航空器类型的方法不适用于直升机。当直升机像固定翼飞机一样运行时，程序可以被划分为 A 类。但可以为直升机制作专门的程序，并应该清楚地标识“H”。H 类程序不应当以直升机/飞机共用程序而公布在同一张仪表进近图（IAC）上。

b）直升机专用程序应该使用与 A 类固定翼飞机大致相同的传统技术和实施方法。一些准则如最小或最大空速、下降梯度和复飞/离场爬升梯度等标准可能会有所不同，但是原则是相同的。

c）A 类固定翼飞机程序设计的规范同样适用于直升机，除非有特殊的修订。为直升机程序所做的标准修订在全文中都给予了适当的说明。

1.8.9 对于精密进近程序而言，航空器的尺寸也是 OCH 计算的一个因素。考虑到 D_L类这些航空器的具体尺寸，必要时应提供额外的 OCA/H［见第Ⅱ部分第 1 篇第 1 章和第 3 章、第Ⅲ部分第 3 篇第 6 章（GLS）］。

表 Ⅰ-4-1-1 用于程序计算的速度（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*）	130/185	185	185	205
B	169/223	220/335（260*）	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	345/467	285/425	445	425	510
H	N/A	130/220**	110/165***	N/A	165	165
H 类（PinS）***	N/A	130/220	110/165	N/A	130 或 165	130 或 165

V_{at}——在跑道入口的速度是失速速度 V_{so}的 1.3 倍，或在最大允许着陆重量着陆形态时失速速度 V_{s1g}的 1.23 倍（不适用于直升机）。

* 反向和直角程序的最大速度。

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

*** 根据运行需要，基于 GNSS 的直升机空间点程序设计，起始进近和中间进近可以使用最大速度 220 km/h，最后进近和复飞航段可以使用 165 km/h，或起始和中间进近可以使用 165 km/h，最后进近和复飞可以使用 130 km/h。参考第Ⅳ部分第 2 章。

注：本表中第 2 列提供的 V_{at}速度准确地从表 Ⅰ-4-1-2 中换算而来，因为它们决定航空器的类型。其他列中所提供的速度是进行换算并因运行原因按最接近 5 的倍数取整，这从运行安全上考虑是等效的。

表 Ⅰ-4-1-2　程序计算所用速度（IAS）（单位：kt）

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	<91	90/150（110*）	70/100	100	100	110
B	91/120	120/180（140*）	85/130	135	130	150
C	121/140	160/240	115/160	180	160	240
D	141/165	185/250	130/185	205	185	265
E	166/210	185/250	155/230	240	230	175
H	N/A	70/120**	60/90***	N/A	90	90
H 类（PinS）***	N/A	70/120	60/90	N/A	70 或 90	70 或 90

V_{at}——在跑道入口的速度是最大允许着陆重量着陆形态时失速速度 V_{so} 的 1.3 倍，或失速速度 V_{slg} 的 1.23 倍（直升机不适用）。

*　反向和直角程序的最大速度。

**　6 000 ft 及以下的反向和直角程序的最大速度为 100 kt，6 000 ft 以上为 110 kt。

***根据运行需要，基于 GNSS 的直升机空间点程序设计，起始进近和中间进近可以使用最大速度 120 kt，最后进近和复飞航段可以使用 90 kt，或起始和中间进近可以使用 90 kt，最后进近和复飞可以使用 70 kt。参考第Ⅳ部分第 1 章。

注：本表中第 2 列提供的 V_{at} 速度准确地从表 Ⅰ-4-1-1 中换算而来，因为它们决定航空器的类型。其他列中所提供的速度是进行换算并因运行原因按最接近 5 的倍数取整，这从运行安全上考虑是等效的。

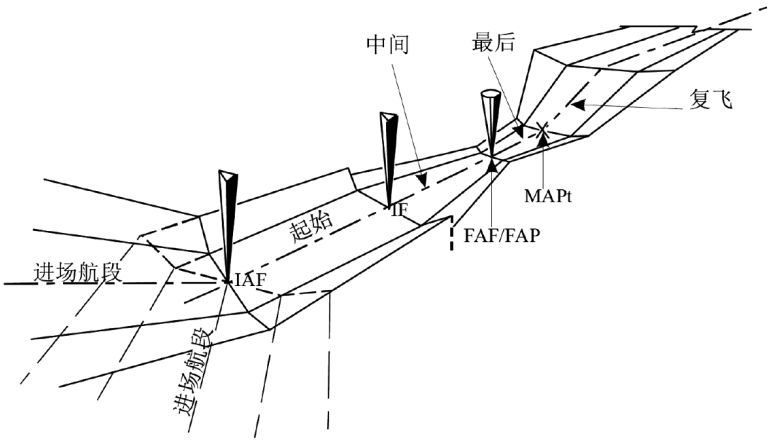


图 Ⅰ-4-1-1　仪表进近的航段

2 进场航段

2.1 标准仪表进场

2.1.1 总则

本章包含的准则适用于所有标准仪表进场。

2.1.1.1 在一些情况下需要设计从航路结构至起始进近定位点的进场航线。只有这些航线能够提供运行上的好处才应该建立和公布。当地的空中交通流量应该考虑。进场航线的长度不得超过提供导航引导导航设施的运行服务范围。

2.1.1.2 标准仪表进场（STAR）应该简单并易于理解，在程序中只应该包括用于空中交通服务（ATS）目的和确定航空器飞行航迹时必不可少的导航设施、定位点或航路点。

2.1.1.3 一个标准仪表进场航线应该适用于尽可能多类型的航空器。

2.1.1.4 标准仪表进场航线应该从一个定位点开始，如无线电导航设施、交叉定位点、DME 定位或航路点。

2.1.1.5 通过将一个通常位于 ATS 航路上的重要点与一个仪表进近程序的起始点相连接，标准仪表进场航线应该允许从航路阶段过渡到进近阶段。

2.1.1.6 设计的标准仪表进场航线应该允许航空器沿航线进行导航以减少雷达引导的需要。

2.1.1.7 标准仪表进场航线可以服务于终端区内的一个或多个机场。

2.1.1.8 程序设计应该考虑通过实施连续下降而获得环境和效率上的好处。如果有速度和高度限制也应该考虑。在与运营人的协商中应该考虑所涉及类型航空器的运行能力。

注：《连续下降运行（CDO）手册（Doc 9931）》为 CDO 的实施及 CDO 与其他空管运行的平衡提供指导。

2.1.1.9 当有可能时，STAR 的设计应该使用 DME 定位点或航路点而不是交叉定位点。

注 1：确定标准进场航线标识名称原则的有关材料和相关程序，见附件 11 附录 3。

注 2：ICAO 标准仪表进场图（STAR）的公布材料，见附件 4 第 10 章。

2.1.1.10 DME 弧可以为一条进场航线的全部或一部分提供航迹引导。最小的圆弧半径应该是 18.5 km（10 NM）。圆弧可以在起始进近定位点或其之前连接到直线航迹。在这种情况下，圆弧

和航迹的夹角不得超过120°。如果夹角超过70°，则应该标识一条提前距离至少为d的前置径向线以帮助识别转弯［d=r×tan（α/2）；r=转弯半径；α=转弯角］。

2.1.2 保护区设计

2.1.2.1 进场航线等于或大于46 km（25 NM）

当进场航线长度等于或大于46 km（25 NM）时，航路准则使用至IAF之前46 km（25 NM）。保护区宽度从46 km（25 NM）处开始在轴线两侧各按30°进行收敛，直至到达由起始进近准则确定的宽度。见图Ⅰ-4-2-1。

2.1.2.2 进场航线小于46 km（25 NM）

当进场航线长度小于46 km（25 NM），保护区的宽度从进场航线开始处在轴线两侧各按30°收敛至由起始进近准则确定的宽度。见图Ⅰ-4-2-2。

2.1.2.3 转弯保护

转弯应该使用以下准则进行保护：

a）距离IAF大于46 km（25 NM），使用航路准则；和

b）距离IAF等于或小于46 km（25 NM），使用起始进近准则。

2.1.2.4 沿DME弧进场

当采用沿DME弧进场时，使用2.1.2.1和2.1.2.2的准则，如下准则除外：

a）距离沿DME弧量取；和

b）保护区在9.6 km（5.2 NM）距离范围内逐渐减小，该距离沿DME弧量取。

绘制方法如下：从DME弧的圆心（O点）画直线OA和OB，与主、副区边界交于A1、A2、A3、A4和B1、B2、B3、B4，而后画线连接对应的A点和B点。见图Ⅰ-4-2-3和图Ⅰ-4-2-4。

2.1.2.5 GNSS接收机

2.1.2.5.1 在进场一般准则的基础上增加使用以下准则。GNSS接收机的偏航容差（XTT）、沿航迹容差（ATT）和保护区半宽按第Ⅲ部分第1篇第2章2.2“XTT、ATT和保护区半宽”中描述的公式确定。

2.1.2.5.2 在ARP 30 NM圆弧与标称航迹的交点做航路边界的垂线，垂点处的保护区宽度在轴线两侧按30°角收敛。与一般进场准则不同，距ARP超过30 NM的部分应该使用航路宽度。见图Ⅰ-4-2-5和图Ⅰ-4-2-6。

2.1.3 超障余度

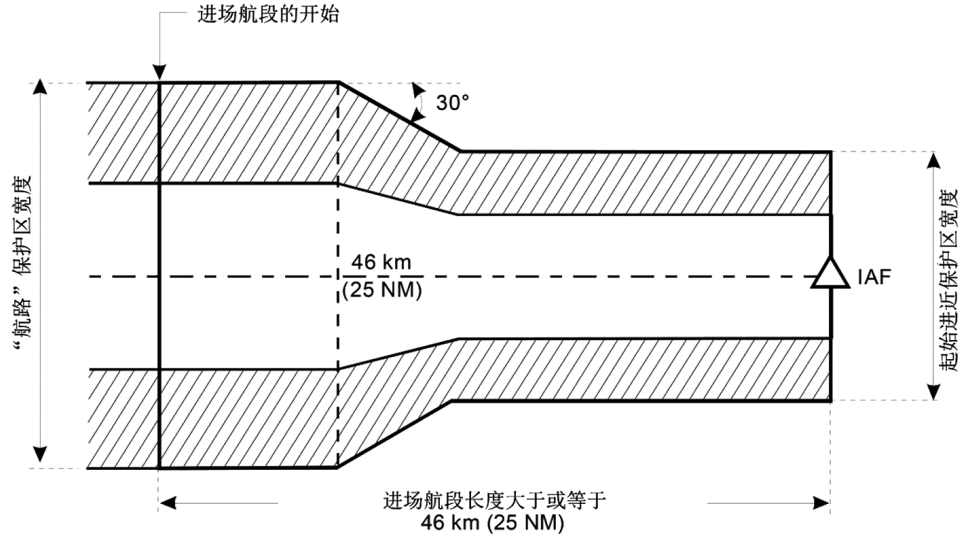
主区内的超障余度最小为300 m（984 ft），副区内侧边界上的超障余度为300 m（984 ft），线性减少至外侧边界为零。见第1章中的图Ⅰ-4-1-1。给定点超障余度的计算，见第2篇第1章1.3“超障余度”。

2.1.4 程序高度/高

程序高度/高不得低于最低超障高度（MOCA），并且其确定应该配合空中交通管制的要求。设定的进场航段程序高度/高应该能使航空器在中间航段内切入最后进近航段所规定的下降梯度/角度。

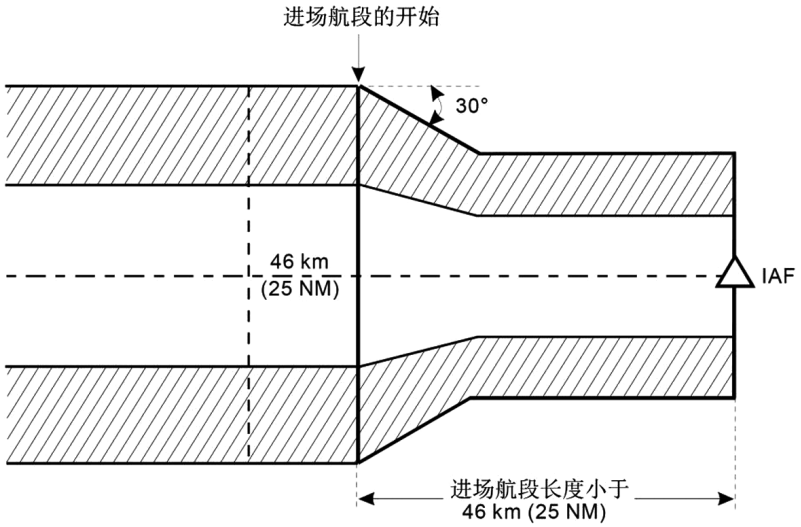
2.2 全向或扇区进场

提供全向进场或扇区进场时应该考虑最低扇区高度（MSA）（见第8章“最低扇区高度”），或终端区进场高度（TAA）［见第Ⅲ部分第2篇第4章“终端区进场高度（TAA）”］。



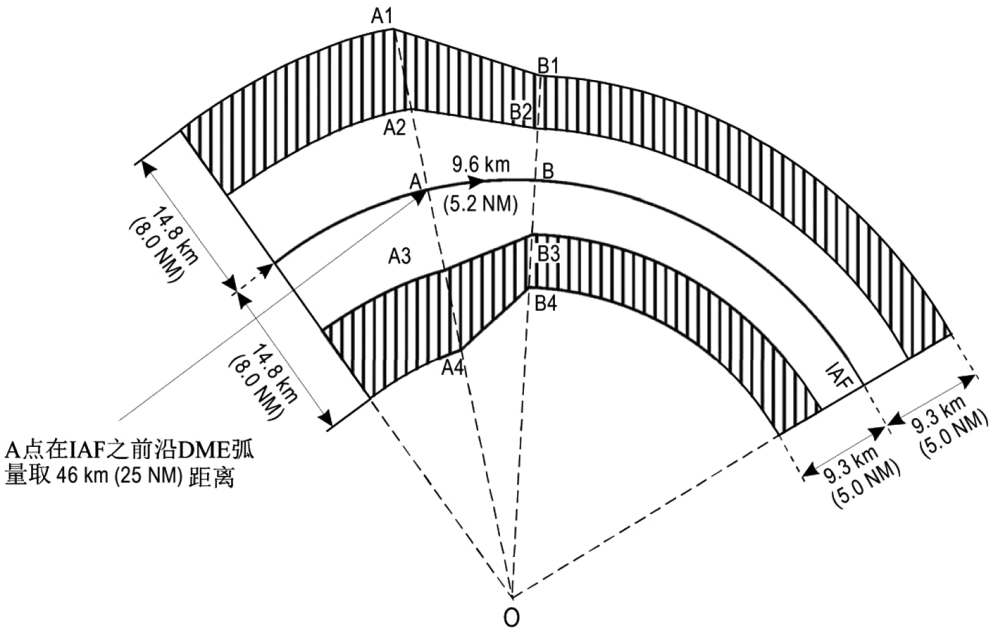
图Ⅰ-4-2-1 进场航段——保护区

［进场航段长度大于等于46 km（25 NM）］

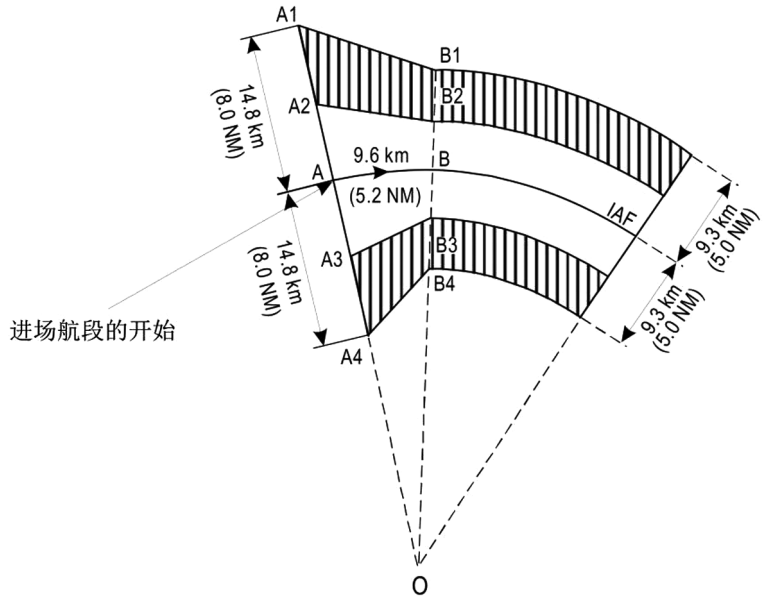


图Ⅰ-4-2-2 进场航段——保护区

［进场航段长度小于46 km（25 NM）］



图Ⅰ-4-2-3　DME 弧——进场航段长度大于等于 46 km（25 NM）



图Ⅰ-4-2-4　DME 弧——进场航段长度小于 46 km（25 NM）

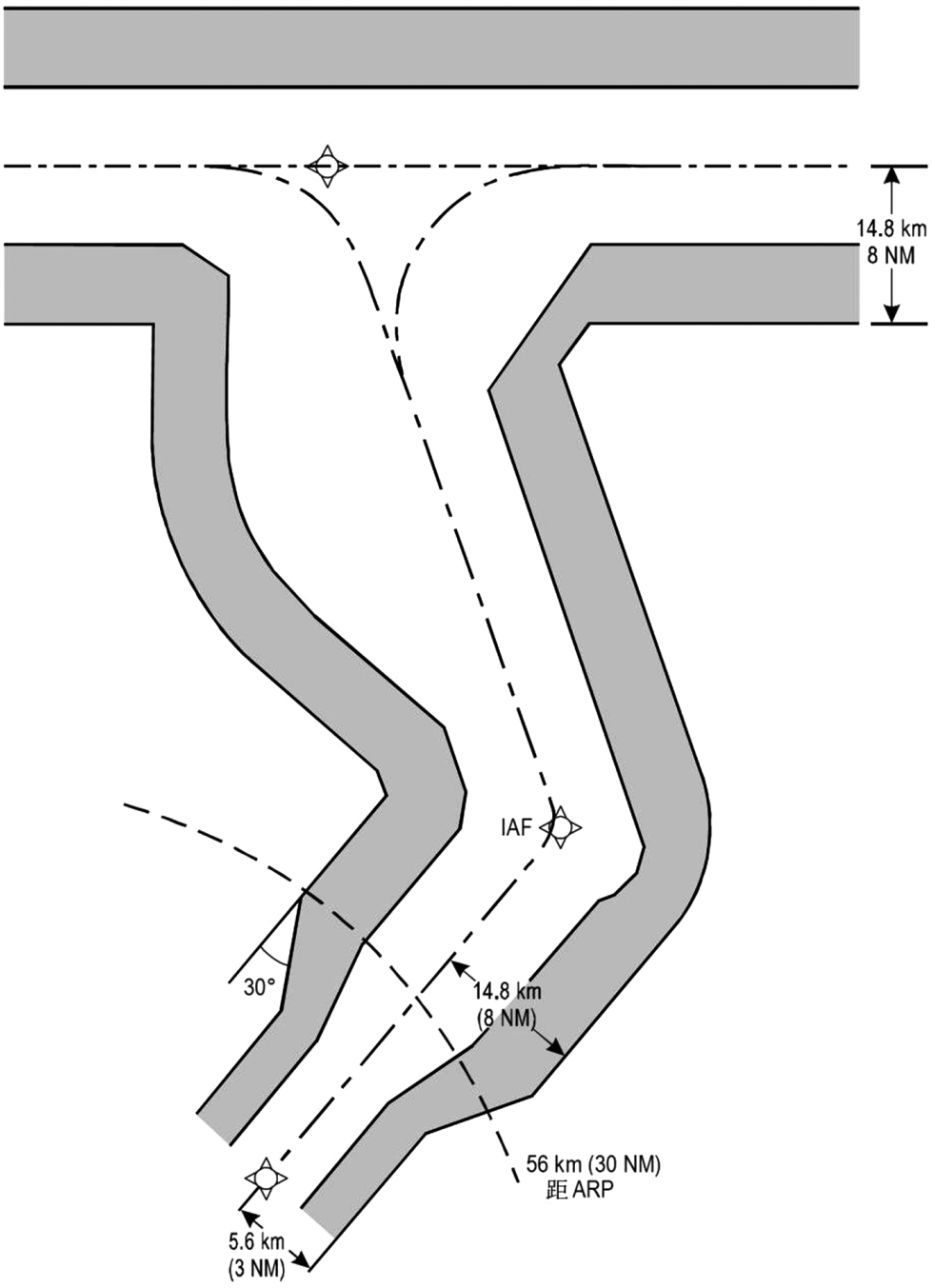
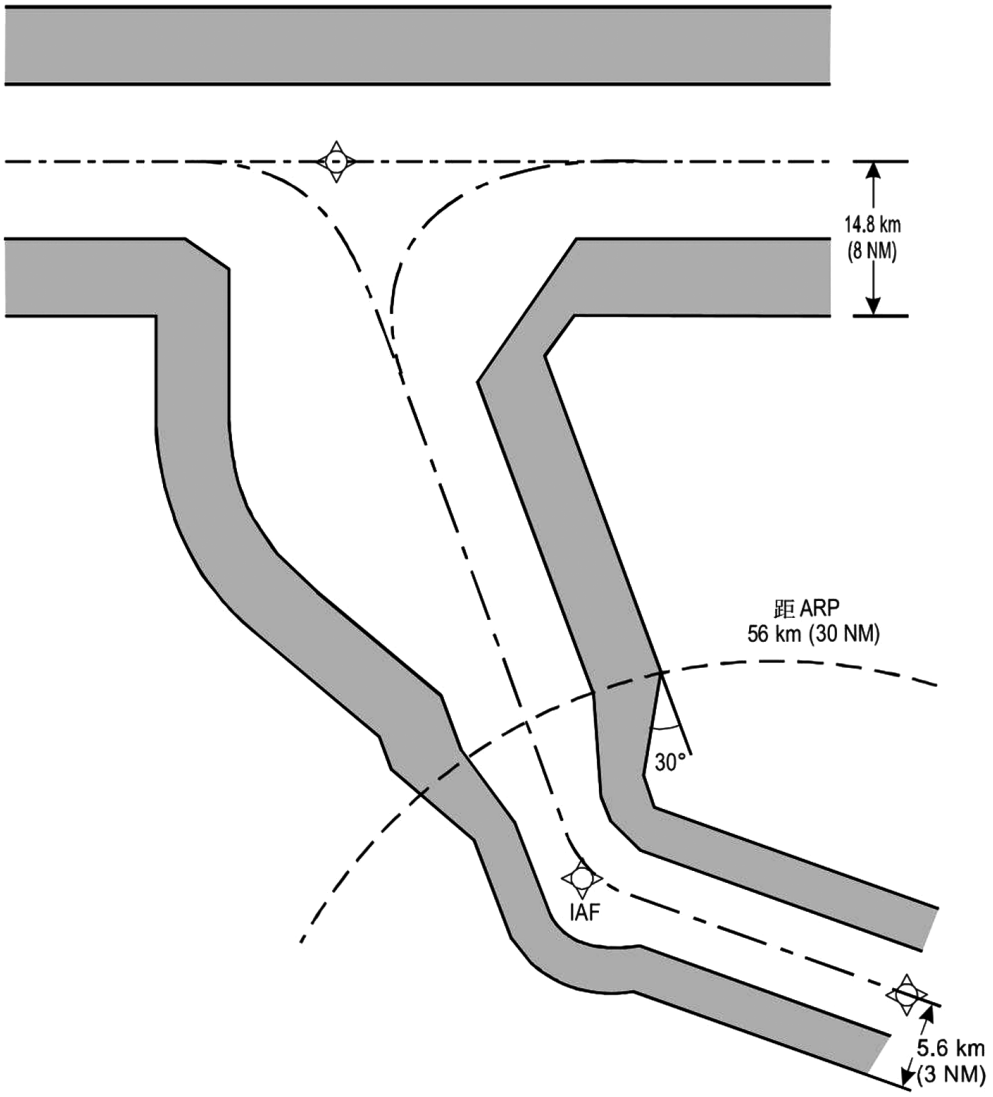


图 I-4-2-5　GNSS 进场准则，IAF 至 ARP 距离大于 56 km（30 NM）：在距 ARP 56 km（30 NM）之外保护区半宽为 14.8 km（8 NM），然后收敛至半宽为 5.6 km（3 NM）



图Ⅰ-4-2-6　GNSS 进场准则，IAF 位于 ARP 56 km（30 NM）之内；在 ARP 56 km（30 NM）之外保护区半宽 14.8 km（8 NM），然后收敛至半宽 5.6 km（3 NM）

3　起始进近航段

3.1　总则

3.1.1　起始进近航段起始于起始进近定位点（IAF）。在起始进近航段中，航空器机动飞行进入中间航段。如果中间定位点（IF）是航路结构的一部分就不必再规定起始进近航段。在这种情况下，仪表进近程序从中间定位点开始并使用中间航段的准则。起始进近航段可以沿 VOR 径向线、NDB 方位线、特定的雷达引导，或它们的组合进行设计。当这些都不可行时，也可以使用沿 DME 弧或特定航向。

3.1.2　反向和直角程序以及等待航线下降都可以考虑为起始航段，直至航空器建立在中间进近航迹上。如果在进入起始进近航段之前需要等待，则等待点应该与起始进近定位点相一致。如果不可行，则起始进近定位点应该位于等待航线中的入航等待航迹上。

3.1.3　通常要求有航迹引导。距离不超过 19 km（10 NM）的推测航迹除外。虽然一个仪表进近程序可以建立一个以上的起始进近，但其数量应该受到合理的交通流量或其他运行要求的限制。

3.2　高度选择

3.2.1　最低高度

起始进近航段的最低高度应该建立，以 100 ft 或 50 m 为增量。当需要反向或直角这类程序时，选定的高度应该不低于反向或直角程序的高度。另外，起始进近航段规定的高度不得低于中间或最后进近航段中任何部分的规定高度。

3.2.2　不同航空器类别的最低高度

为不同类别的航空器规定有不同的最低高度时，应该公布分别的程序。

3.2.3　程序高度/高

所有起始进近航段均应该设定和公布程序高度/高。确定的程序高度/高不得低于最低超障高度（MOCA）并且应该配合空中交通管制的要求。设定的起始进近航段程序高度/高应该能使航空器在中间航段内切入最后进近航段所规定的下降梯度/角度。

3.3 使用直线航迹和DME弧的起始进近航段（非雷达引导）

3.3.1 航迹

起始进近航迹与中间航迹的夹角不应该超过120°。如果夹角超过70°，则应该标识一条能提供至少4 km提前量的径向线、方位线、雷达引导或DME距离，以帮助引导转弯至中间航迹上（见图Ⅰ-4-3-1）。如果交角超过120°，则应该考虑使用直角航线、反向程序或推测（DR）航迹。这些程序的设计准则见3.4“使用直角航线的起始进近航段”，3.5“使用反向程序的起始进近航段”和3.3.3.3“推测（DR）航迹程序的保护区”。

3.3.2 DME弧

DME弧可以为整个或一部分起始进近提供航迹引导。最小的圆弧半径应该为13 km（7 NM）［H类，9.3 km（5 NM）］。圆弧应该在中间定位点或之前加入航迹。当加入该航迹时，圆弧与航迹的夹角不应该超过120°。如果夹角超过70°，则应该确认提供一条至少有4 km（2 NM）［H类，1.9 km（1NM）］提前量的径向线，以帮助引导转弯至中间航迹上。

3.3.3 保护区

3.3.3.1 起始进近没有标准长度，但其长度必须满足程序对高度改变的要求。保护区宽度分为：

a）主区宽度为航迹两侧各4.6 km（2.5 NM）；

b）副区位于主区的外侧各4.6 km（2.5 NM）（见图Ⅰ-4-3-2）。

3.3.3.2 保护区扩张

由于航行上的需要，起始进近航段上距提供航迹引导VOR台的距离大于69 km（37 NM），或距NDB台的距离大于52 km（28 NM）的任何部分，保护区应该从该距离开始向外侧扩大7.8°（VOR）或10.3°（NDB）。在该扩张区，主区的宽度应该保持保护区总宽度的一半（见图Ⅰ-4-3-3）。给定点处保护区宽度的计算，见第2篇第1章1.2.1“给定点副区宽度的计算”。

注：也可以参见附录B“直线起始进近IAF以后保护区宽度缩减和直线进近保护区与反向程序保护区的衔接”，以尽量减小直线起始进近保护区的宽度。

3.3.3.3 推测（DR）航迹程序的保护区

当使用推测航迹程序时，计算推测段转弯部分的保护区宽度应该考虑全向风。全向风的速度通过下列公式求得：

$$w = (12h + 87) \qquad (Ⅰ-4-3-1)$$

式中：w——风速（km/h）；

h——高度（km）。或

$$w = (2h + 47) \qquad (Ⅰ-4-3-2)$$

式中：w——风速（kt）；

h——高度（kft）。

直线部分的保护区应该扩张，以考虑一个未被识别到的±56 km/h（± 30 kt）正切风分量的最大偏移，再加上正负5°的航向容差，因为预计飞行员在前一航段已经对± 30 kt（56 km/h）以内的风速进行了评估。切入的中间航段最小长度应该提供足够的附加长度，以包含这些容差和相关的定位点容差。见附录A“使用推测航迹（DR）的起始进近”。

3.3.4 超障余度

起始进近主区内的超障余度最小为300 m（984 ft），副区内侧边界上的超障余度为300 m（984 ft），线性减少至外侧边界为零，见第2篇第1章的图Ⅰ-2-1-1。给定点的超障余度计算，见第2篇第1章1.3“超障余度”。

3.3.5 下降梯度

起始进近的最佳下降梯度为4.0%（H类，6.5%）。如果为了避开障碍物需要更大的下降梯度，允许最大为8.0%［H类，10%或者如果起始进近速度限制为IAS 165 km/h（IAS 90 kt），13.2%］。

3.4 使用直角航线的起始进近航段

3.4.1 总则

当在直线航段没有足够的距离以满足消失高度的需要，加入反向程序又不可行时，可以使用直角航线程序。直角航线也可以作为反向程序的备份，以增加运行上的灵活性。

3.4.2 直角航线的形状

直角航线的形状与等待航线相同，但运行速度和出航时间有所不同。入航航迹通常会成为进近程序的中间或最后航段。

3.4.3 起始点

直角航线程序开始于指定的电台或定位点。

3.4.4 加入

3.4.4.1 直角程序的加入应该与等待航线的加入程序相似，规则在第Ⅱ部分第4篇第1章1.2.1中，但需要另外考虑如下情况：

a）从第2扇区偏置加入时，用偏置30°的航迹，飞行时间应该限制在1 min 30 s，此后要求飞行员转至平行于出航航迹的航向飞行剩余的出航时间。如果出航时间仅为1 min，则在30°偏置航迹上的时间也应该为1 min。

b）在没有切入入航航迹前平行加入（当随后为最后进近航段时），不得直接转向电台。

3.4.4.2 限制加入

当需要节省空域时（或其他原因），可以限制从指定的航线加入。当有这种限制时，该加入航线应该在程序中加以规定。限制加入的举例见附录C。

3.4.5 出航时间

3.4.5.1 直角程序的出航时间可以是1 min～3 min（规定以1/2 min为增量）以满足增加的下降需要。如果空域紧张（见3.4.5.2“不同航空器类型的时间”），为了缩小保护区的总长度，出航时间可以根据航空器类型而有所不同（见第4篇第1章的表Ⅰ-4-1-1和表Ⅰ-4-1-2）。如果空域紧张而出航时间不可能延长至1 min以上时，根据下降/时间的关系可以在直角航线中下降一圈以上，见3.7（表Ⅰ-4-3-1）中的规定。

3.4.5.2 不同航空器类型的时间

如果对不同航空器类型规定有不同的出航时间，则应该公布分别的程序。

3.4.6 出航航迹长度的限制

直角航线程序的出航航迹长度可以由位置适当的导航设施所规定的一个DME距离或一条径向线/方位线来限制（见3.6.6“DME或交叉径向/方位线的使用”）。

3.5 使用反向程序的起始进近航段

3.5.1 总则

反向程序用于使航空器在预定高度建立在中间或最后进近的入航航迹上。反向程序有两种类型：程序转弯和基线转弯。两种类型的反向程序都是出航航迹后接一个转弯，用以将方向调转至入航航迹。反向程序用于：

a）起始进近从一个位于机场或其附近的电台（程序转弯为定位点）开始；或

b）在IF要求大于70°转弯，而没有可用的径向线、方位线、雷达引导、DR航迹或DME信息以帮助引导飞机转至中间航迹；或

c）在IF要求大于120°的转弯（ILS进近为90°，见第Ⅱ部分第1篇第1章1.2.2“起始进近航段的对正”）；

d）各种反向程序的具体规定在后面的章节进行描述。

3.5.2 起点

基线转弯的起点必须是一个导航台。程序转弯的起点必须是一个导航台或一个定位点。反向程序之前可以在一个位置适当地等待航线中机动。

3.5.3 加入

反向程序的加入航迹应该在反向程序出航航迹±30°以内（见图Ⅰ-4-3-4和图Ⅰ-4-3-5）。

如果从这些限制之外的航迹加入，则必须提供保护空域以使飞行员能机动飞行至出航航迹。这种机动飞行应该与位置适当的等待航线加入程序相适应。该等待航线必须显示在进近图中（见图Ⅰ-4-3-6）。

3.5.4 反向程序的类型

允许的反向程序类型见图Ⅰ-4-3-7，描述如下：

3.5.4.1 45°/180°程序转弯从一个电台或定位点开始，并包括：

a）一条有航迹引导的直线航段，这个直线航段可用计时，或径向线，或 DME 距离加以限制（见 3.5.5“出航时间”和 3.5.6“出航航迹长度的限制”）。

b）45°转弯。

c）一条无航迹引导的直线航段。该直线航段用计时限制。限制为：

1）A、B 和 H 类航空器从开始转弯为 1 min；和

2）C、D 和 E 类航空器从开始转弯为 1 min 15 s。

d）向反方向转弯 180°切入入航航迹。

3.5.4.2 80°/260°程序转弯，从一个电台或定位点开始，包括：

a）一条有航迹引导的直线航段，这个直线航段可以用计时，或径向线，或 DME 距离加以限制（见 3.5.5“出航时间”和 3.5.6“出航航迹长度的限制”）；

b）一个 80°转弯；

c）一个向反方向 260°转弯，切入入航航迹。

注意：45°/180°和 80°/260°程序转弯是互为备用的，绘制的保护区应该适应这两种程序，除非明确排除某一种情况（见 3.6.4）。

3.5.4.3 基线转弯包括一条可以用计时，或径向线，或 DME 距离来进行限制的规定出航航迹（见 3.5.5“出航时间”和 3.5.6“出航航迹长度的限制”），后跟一个转弯切入入航航迹。出航航迹与入航航迹的夹角（φ）应该按以下公式计算：

a）真空速（TAS）等于或小于 315 km/h（170 kt）：φ=36/t；和

b）真空速（TAS）大于 315 km/h（170 kt）：

$$\varphi = (0.116 \times TAS)/t \qquad (Ⅰ-4-3-3)$$

$$\varphi = (0.215 \times TAS)/t \qquad (Ⅰ-4-3-4)$$

式中：t——规定的出航航迹时间（min）；

TAS——是程序规定的最大指示空速（IAS）所对应的真空速，在式（Ⅰ-4-3-3）中的单位为 km/h，在式（Ⅰ-4-3-3）中的单位为 kt。

3.5.4.4 不同类型航空器的出航航迹或时间。如果为不同类型的航空器规定有不同的出航航迹或时间，则必须公布分别的程序。

3.5.5 出航时间

如果可能，应该规定反向程序的出航时间。通常规定在1 min~3 min之间，以1/2 min为增量。在空域紧张的地方，为了缩小保护区的总长度，可以按照航空器类型（见第4篇第1章的表Ⅰ-4-1-1和表Ⅰ-4-1-2）规定不同的飞行时间。出航时间延长至3 min以上的，必须只有特殊情况才考虑。

3.5.6 出航航迹长度的限制

反向程序的出航航迹长度可以由一个位置适当的导航台所定义的DME距离或一条径向线/方位线来进行限制（见3.6.6“DME或交叉径向/方位线的使用”）。

3.6 直角程序和反向程序保护区

3.6.1 总则

要求同时包含直角航线和反向程序（如3.4和3.5所述）的保护区必须根据下面3.6.2中规定的保护区参数来进行确定。它们的使用可以是基本容差的叠加或统计的方法。

3.6.2 保护区参数

直角程序与反向程序所依据的参数如下：

a）高度：设计保护区的规定高度。

b）温度：规定高度上的国际标准大气温度加上15℃（ISA+15℃）。

c）指示空速（IAS）：设计保护程序所使用的最高程序速度类型（见第4篇第1章的表Ⅰ-4-1-1和表Ⅰ-4-1-2）。

d）真空速（TAS）：c）项的IAS修正a）项的高度和b）项的温度。

e）风速（w）：规定高度（h）上的全向风，使用3.3.3.3的式（Ⅰ-4-3-1）和式（Ⅰ-4-3-2）计算。

如能提供充分的统计数据，可以使用最大95%概率的全向风（见第Ⅱ部分第4篇第1章1.3.6“风速”）。

f）平均达到的坡度：25°或转弯率为3°/s的坡度，取较小值。

注：如果真空速大于315 km/h（170 kt），则坡度都使用25°。

g）定位容差区：取决于导航台的类型或定位点以及加入方式；和

h）飞行技术容差：由下列变量组成（见图Ⅰ-4-3-8）：

1）出航计时容差±10 s；

2）飞行员反应时间0~+6 s；

3）建立坡度+5 s；和

4）航向容差±5°。

3.6.3 运行假定

与直角程序和反向程序设计准则相关的运行假定为：

a）计时开始——直角航线程序：

1）使用电台的直角航线程序——出航计时是从正切电台或转到出航航向开始，以晚到者为准；和

2）使用定位点的直角航线——其出航计时以转至出航航向开始。

b）出航航迹修正——直角航线程序。直角航线程序的出航航迹应该一直进行修正以防止在四转弯之前飞越标称入航航迹。

c）飞行员修正风的影响：

1）对于直角航线程序，应该按所包含的最快航空器类别来计算和绘制保护区。虽然基于慢速［如 165 km/h（90 kt）］航空器在强风中的保护区，在某些地方会比这样构建的保护区更大，但可以认为这类航空器的飞行员通过正常的操作调整能够使该航空器包含在该保护区以内。

2）但是对于基线转弯和程序转弯，速度为 165 km/h（90 kt）的保护区应该进行检查。

3.6.4 保护区绘制

3.6.4.1 统计保护区的绘制

如果用统计方法来综合各种变量，而后按推算的分布情况来确定保护区，则与推算法有关的概率等级应该满足可接受的安全水平。

3.6.4.2 叠加容差保护区绘制

绘制保护区可以使用多种方法。无论选择何种方法，程序设计的准则在 3.5“使用反向程序的起始进近航段”中，而保护区参数的规定在 3.6.2 中。一种叠加容差法，模板描绘技术（TTT）阐述在附录 C 中。

注：在空域不受限制的地方，可以使用附录 C 中的简化长方形保护区方法（以 TTT 保护区为基础）。

3.6.5 保护区的缩减

在特殊情况下保护区可以缩减，保护区的缩减方法包括：

a）减小程序规定的最大速度。规定的速度不得小于给定航空器类别起始进近的最小值（见第 4 篇第 1 章的表 Ⅰ-4-1-1 和表 Ⅰ-4-1-2）。如果由于速度的原因，设计的程序排除某种类型航空器的使用，则应该加以清楚的说明。

b）限制特定航空器类型的程序使用。

c）限制程序在特定航迹加入。

d）用 DME 或径向线/方位线限制出航航迹（见 3.6.6“DME 或交叉径向线/方位线的使用”）。

3.6.6 DME或交叉径向线/方位线的使用

如果使用一个DME距离、一条交叉径向线或方位线限制出航边，则保护区可以按附录C所述的相应调整方法进行缩减。在这种情况下，距离或径向线/方位线的限制应该允许有足够的时间来进行特定的下降。由此，出航航迹的长度需使用计时或到达限定的DME距离或径向线/方位线来进行限制，以先发生者为准。

3.6.7 副区

副区应该加到按3.6.4“保护区的绘制”进行计算的所有保护区的外侧边界上，副区的宽度为4.6 km（2.5 NM）。

注：为尽量减小副区的宽度，见附录B“直线起始进近IAF以后保护区宽度缩减和直线进近保护区与反向程序保护区的衔接”。

3.7 反向或直角航线程序的最大下降高度/标称出航时间的关系

3.7.1 总则

由于航迹的实际长度是变化的，所以不可能为直角或反向程序规定一个下降梯度。因此可以将程序出航和入航航迹中规定的最大下降高度列在表Ⅰ-4-3-1中，以作为标称出航时间的计算公式。

注：当为45°程序转弯，在计算最大出航下降高度时可以在标称出航时间上增加1 min。

举例：出航2.5 min的反向程序出航航迹（A/B类航空器）：

a）出航航迹规定的最大下降高度为612 m（2 010 ft）；和

b）入航航迹规定的最大下降高度为500 m（1 638 ft）。

3.7.2 转弯

在计算最大下降高度时，不考虑转弯下降。

3.8 超障余度

为直角航线或反向程序规定的最低高度不应该低于相应主区内所有障碍物之上300 m（984 ft）。副区内侧边界上的超障余度为300 m（984 ft），线性减少至外侧边界为零。见第2篇第1章1.3“超障余度”。

表 I-4-3-1　反向或直角航线规定的最大/最小下降率

分类		最大*	最小*
出航航迹	A/B 类	245 m/min（804 ft/min）	N/A
	C/D/E/H 类	365 m/min（1 197 ft/min）	N/A
	A/B 类	200 m/min（655 ft/min）	120 m/min（394 ft/min）
入航航迹	H 类	230 m/min（755 ft/min）	N/A
	C/D/E 类	305 m/min（1 000 ft/min）	180 m/min（590 ft/min）

* 1 min 标称出航时间的最大/最小下降，单位为 m（ft）。最后进近航段相对应的最大下降率见第 5 章 5.3。

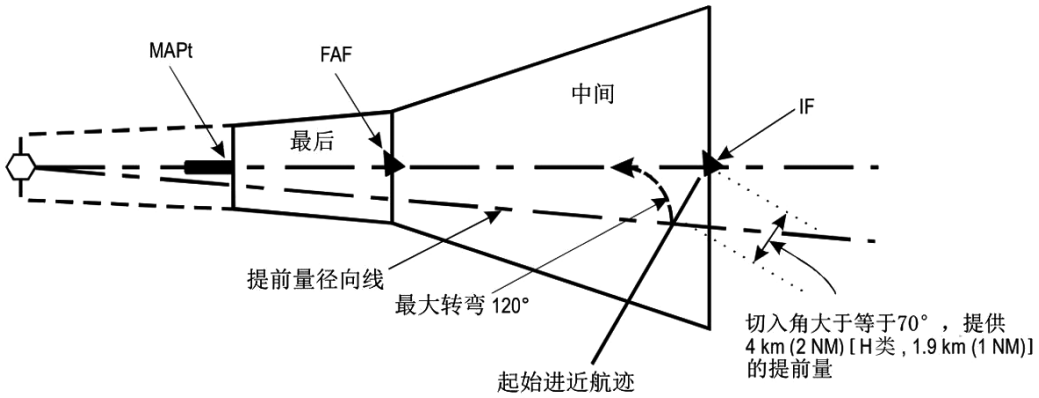


图 I-4-3-1　转弯大于 70°时，转弯引导径向线

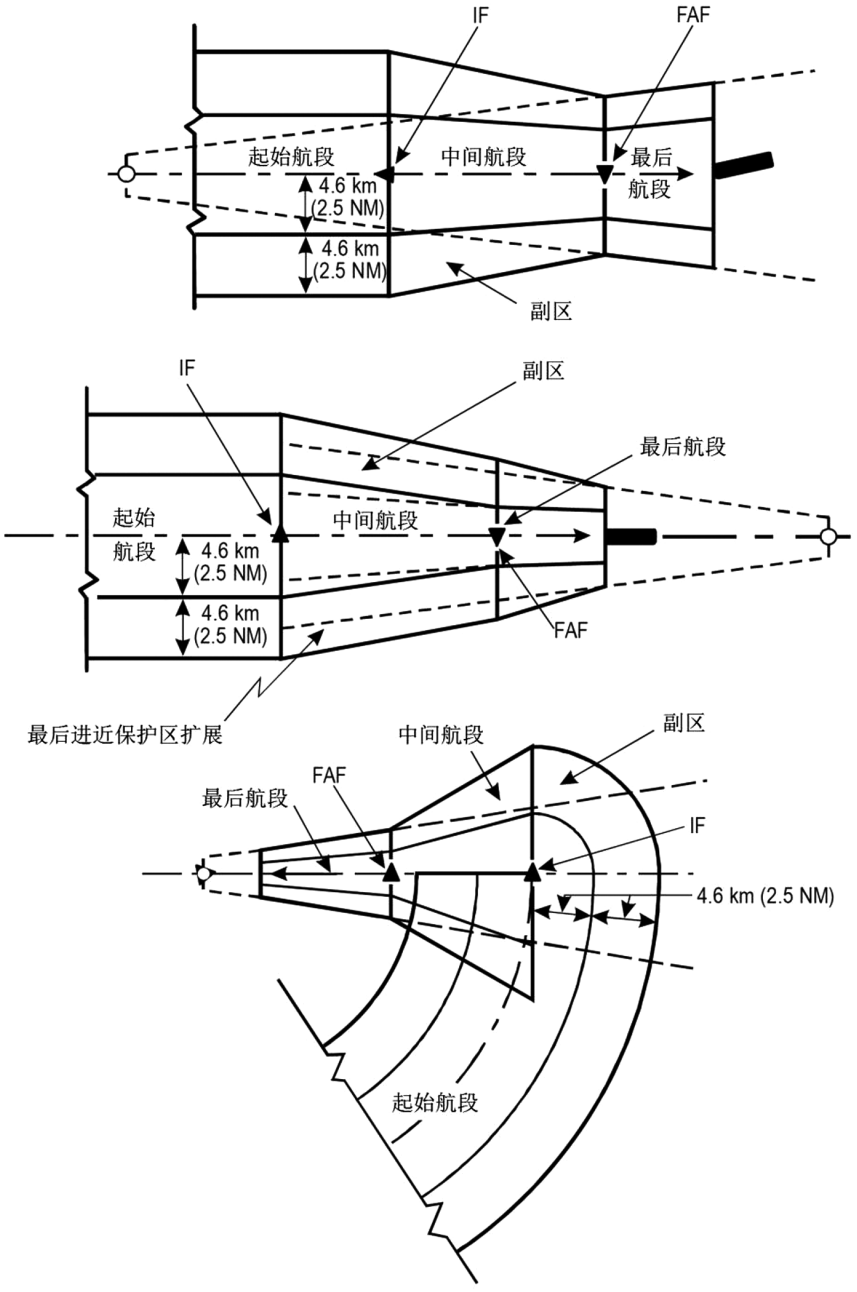


图 I-4-3-2　典型航段（平面图）

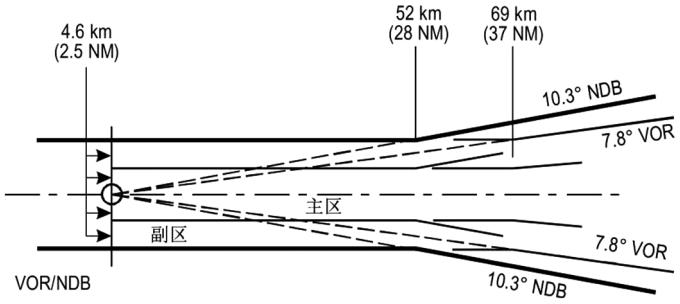


图 I-4-3-3　使用直线航迹的起始进近保护区

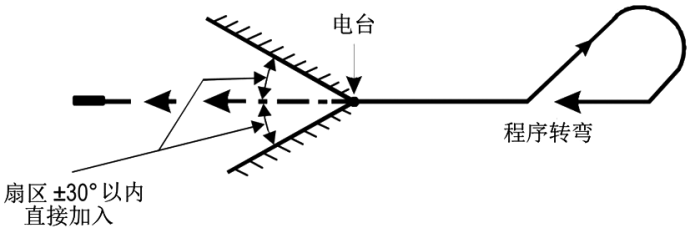


图 I-4-3-4　加入程序转弯

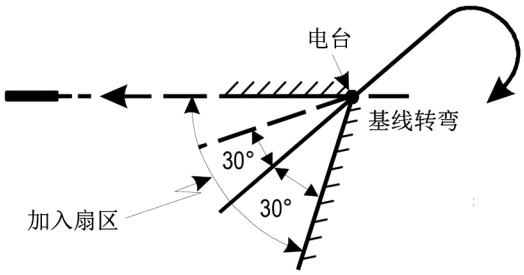
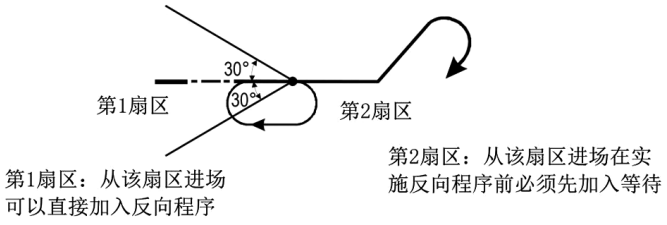


图 I-4-3-5　加入基线转弯



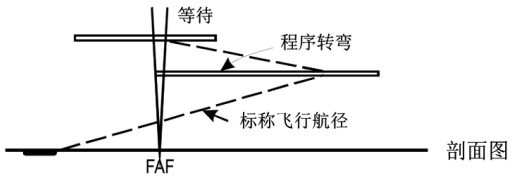


图 I-4-3-6　使用等待程序与反向程序相结合的全向进场举例

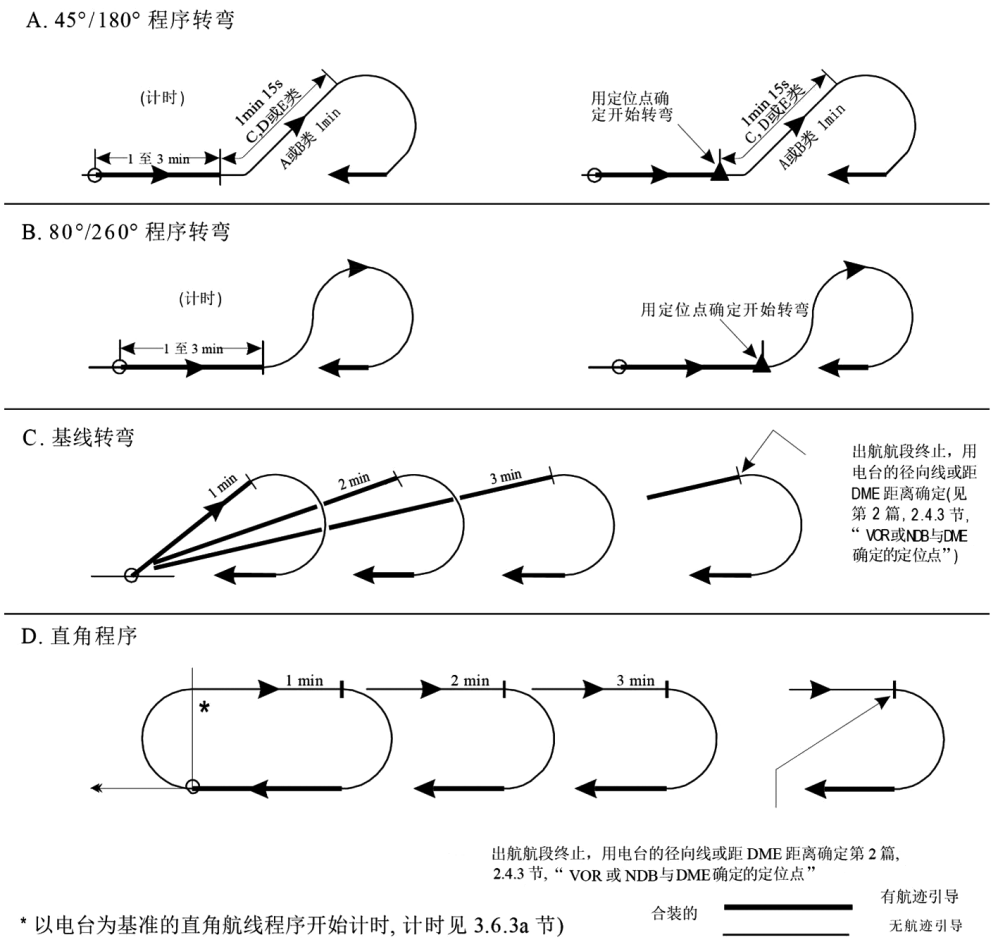
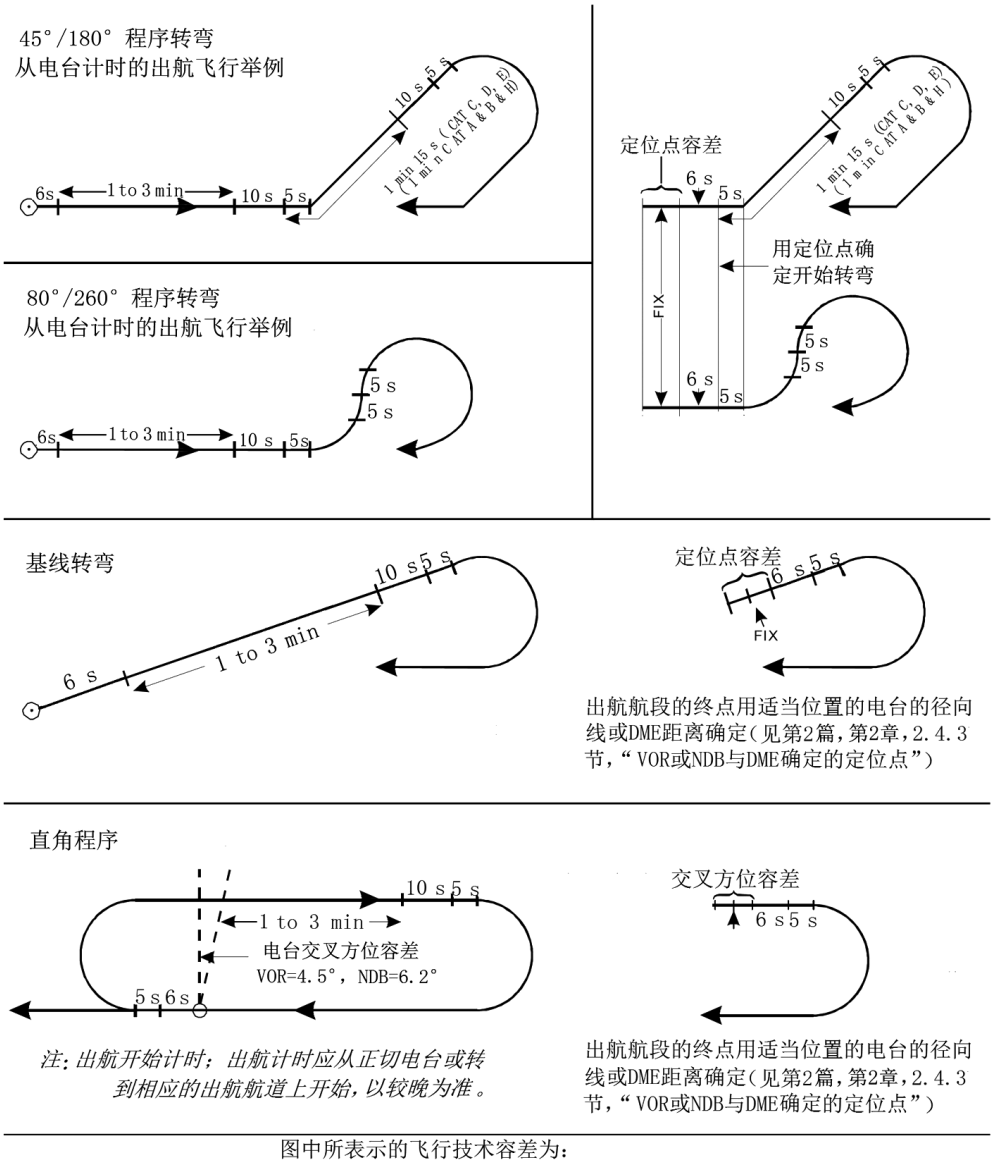


图 I-4-3-7　反向和直角航线程序的类型



图中所表示的飞行技术容差为：
——出航计时容差（+/-10s）；
——建立坡度（5s）；
——飞行员反应时间（6s）

图 I-4-3-8　飞行技术容差的应用

3 附录A 使用推测（DR）航迹的起始进近

A.1 总则

A.1.1 目的

A.1.1.1 使用推测（DR）航迹程序可以减少转弯至最后进近航迹的角度，否则此处的转弯会超过第Ⅱ部分第1篇第1章1.2.2“起始进近航段的对正”中规定的限制。其主要目的为：

a）避免反向机动飞行以节省时间和空域；

b）为飞行员提供一个舒适的飞行航线，设置一条适当的DR切入航迹，会比设置一个开始大角度转弯的前置径向线，更少地冲过最后进近航迹；

c）为给空中交通管制（ATC）提供灵活性，设计不同长度的DR航迹航段以包含两种速度范围。这样能够将有快速飞机跟随的慢速飞机指定到一条较短的航迹上，这对两架飞机都有利。

A.1.1.2 按照本附录规定的准则可以设计几条DR航迹，这可以使ATC在雷达监视条件下通过指定一个航迹编号给航空器以变换航空器的起始航迹。如果需要雷达引导，这种航迹可以给ATC（在雷达荧光屏上）提供一个参考，它表示从起始进近定位点（IAF）至最后进近点（FAP）的最适当飞行路线。

A.1.2 要求的导航设施

这种类型的程序要求用两个VOR台，或者用一个VOR/DME来确定DR航迹开始的定位点。最后进近和中间进近的航迹引导可以由VOR、NDB或LOC提供。因为这种程序主要用于大机场，所以对ILS的情况进行了图示说明。如果开始点标称位置至航向道之间的DR航段的任何部分位于航向道工作范围之外，则要求在最后进近航迹附近有一个归航电台（例如电台在机场）。

注：在非精密进近情况下，保护区应该与为最后进近提供引导的导航台类型相适应。

A.2 参数

A.2.1 航空器速度

——A 和 B 类航空器：指示空速（IAS）为 165 km/h～335 km/h（90 kt～180 kt）；和

——C、D 和 E 类航空器：指示空速（IAS）为 335 km/h～465 km/h（180 kt～250 kt）。

对应真空速的计算需考虑以下参数：

a）温度：国际标准大气（ISA）+15℃；和

b）高度：1 500 m（5 000 ft）和 3 000 m（10 000 ft）。

A. 2. 2 风速

应该当使用一个全向风，风速（W）单位为 km/h（kt），由以下公式确定：

$W = (12h + 87)\text{km/h}$，$h$ 单位为 km　　（Ⅰ-4-3-附录 A-1）

$W = (2h + 47)\text{kt}$，h 单位为 kft　　（Ⅰ-4-3-附录 A-2）

但是，对于推测航段的直线部分应该考虑 56 km/h（30 kt）以内的全向风，这是假定已经将机场的风速告知飞行员，而且飞行员已经在前一航段对 56 km/h（30 kt）以内的风进行评估，前一航段的长度在进近图中应该予以注明。

A. 2. 3 飞行技术容差

a）坡度角：25°或相当于每秒 3°转弯率对应的坡度，取较小值。

b）容差：

1）飞行员反应时间：0～+6 s；

2）坡度建立时间：+5 s；和

3）航向容差：±5°。

A. 2. 4 定位容差

这些容差取决于所用导航设施的精确度：

a）VOR 设备提供航迹引导：±5. 2°；

b）VOR 用于交叉定位：±4. 5°；和

c）DME 距离指示：0. 46 km（0. 25 NM）+1. 25%×至天线的距离。

A. 2. 5 基本数值表

见表Ⅰ-4-3-附录 A-1。

A. 3 航迹设计

A. 3. 1 总则

A. 3. 1. 1 程序类型。DR 程序有两种形式，其区别为：

a）“U”型程序（见图Ⅰ-4-3-附录 A-1）在 DR 航段之前的转弯与加入最后进近航迹的转弯方向相同；

b）“S”型程序（见图Ⅰ-4-3-附录A-2）的DR航段前后两个转弯的方向相反。

A.3.1.2 程序的组成。这两种程序可以分为以下部分：

a）起始进近第一段。这一段航迹由VOR径向线确定，为限制DR航段之前转弯开始点的容差，该段航迹的长度不应该超过56 km（30 NM）。

b）推测航段

1）方向。在任何情况下，DR航迹与最后进近航迹的夹角必须是45°。

2）长度。DR航段的最大长度为19 km（10 NM）。最小长度的计算应该满足航空器遇到最不利风的情况下，能够在开始转向最后进近之前完成DR航段之前的转弯。最小长度决定于程序的形式。

c）中间进近航段。中间进近航段从DR航段切入中间进近航迹的一点开始，要求该点为中间进近定位点。中间进近航段的最小长度取决于速度和高度（见表Ⅰ-4-3-附录A-3）。该航段最小长度的计算应该允许到场的航空器使在最不利的情况下，能够以45°夹角切入并稳定在中间进近航段上，而且没有任何开始转弯的指示信号，ILS除外。

A.3.2 “S”型程序的特性

A.3.2.1 该程序类型的限制比前一种程序少（见图Ⅰ-4-3-附录A-2）。

A.3.2.2 转入DR航迹的转弯开始点。开始点应该是一个定位点，且定位点容差不得大于±3.7 km（±2.0 NM）。

A.3.2.3 DR航段的最小长度。推测段的最小长度应该选择下列两个数值中的一个：

a）转弯开始点由VOR交叉定位确定：9 km（5 NM）；

b）转弯开始点由VOR/DME定位确定：7 km（4 NM）。

只要第一段长度不超过19 km（10 NM），这些数值都适合的。否则，这些数值应该按超过19 km（10 NM）距离的15%增加。例如：转弯开始点由VOR交叉定位确定，第一段长度为37 km（20 NM），则DR航段的长度不应该小于11.7 km或6.5 NM。

A.3.3 “U”型程序的特性

A.3.3.1 起始进近定位点（IAF）的位置。IAF可以是一个电台（VOR或VOR/DME）或是一个具有航迹引导的定位点。该定位点或电台必须位于一个扇区之外。该扇区包括最后进近航径与直线L之间的区域（见图Ⅰ-4-3-附录A-1）。直线L确定方法如下：

a）从FAP画一条与最后进近航迹成φ夹角的直线段D。

不同的电台类型，直线段D的长度不同。每种类型的长度见表Ⅰ-4-3-附录A-3；和

b）在直线段D的端点，画直线L垂直于线段D。

A.3.3.1.1 φ角的数值确定如下：

a）推测段与ILS轴线的夹角为45°；

b）加上起始进近第一段与推测段之间的最大夹角：

1）对于用 VOR/DME 定位：45°+120°=165°；和

2）对于用 VOR/VOR 定位：45°+105°=150°；

c）取第 1 步和第 2 步之和，并用 180 减去该值。得到起始进近航段第一段与 ILS 轴线的最小夹角为：

1）对于用 VOR/DME 定位：180°−165°=15°；和

2）对于用 VOR/VOR 定位：180°−150°=30°；

d）用 90°减去 c）项得到的数值，以得到垂线方向：

1）对于用 VOR/DME 定位：90°−15°=75°；和

2）对于用 VOR/VOR 定位：90°−30°=60°；和

e）减去 5°技术容差缓冲值，得到下列数值：

1）对于用 VOR/DME 定位：70°；和

2）对于用 VOR/VOR 定位：55°。

A.3.3.2 推测航段之前转弯角度的限制

a）用 VOR 交叉定位确定的转弯开始点。起始进近第一段与推测段之间的夹角不得大于 105°。与 VOR 径向线的交角不得小于 45°（见图Ⅰ−4−3−附录 A−1）；和

b）用 VOR/DME 定位确定的转弯开始点。在这种情况下，转弯角度不得大于 120°。

注：如果归航台在最后进近航迹上，并且位于 FAP 附近，使飞行员能够在 DR 航段之前的转弯过程中控制转弯进程，则 A.3.3.1“起始进近定位点的位置”和 A.3.3.2“推测航段之前转弯角度的限制”中规定的条件可以放宽。

A.3.3.3 推测航段的最短距离

推测航段的最短距离取决于以下参数：

a）航空器的速度；

b）转弯角度；

c）转弯开始点的确定方法；

d）高度；和

e）起始进近第一段的长度。

与所选转弯角度相对应的航段长度，见表Ⅰ−4−3−附录 A−4 至表Ⅰ−4−3−附录 A−7。中间值可以通过线性插值得到。

注：表中所列数值适用于第一段长度不超过 19 km（10 NM）的情况。否则，这些数值应该增加超过 19 km（10 NM）距离的 10%。例如：表Ⅰ−4−3−附录 A−7 中，转弯角度小于等于 45°。如果第一段长度为 22 km（12 NM），DR 段的最短长度将变为 6.3 km 和 9.3 km 或 3.7 NM 和5.2 NM。

A.4 保护区

A.4.1 “U”型程序的保护区（见图Ⅰ-4-3-附录A-3和图Ⅰ-4-3-附录A-4）

A.4.1.1 第一段的起始进近保护区。按第Ⅲ部分第3章3.3.3“保护区”中的准则确定。

A.4.1.2 转弯和推测段的保护区。

a）内侧边界，主区。连接A和B。

1）点A为在DR航段一侧OAS“X”面上正切FAP的点；

2）点B为起始进近第一段上，至标称转弯开始点距离为D的点。此处：

D= 4.6 km（2.5 NM），开始点由VOR径向线交叉定位确定；

D= 1.9 km（1.0 NM），开始点由VOR/DME定位确定。

b）内侧边界，副区。起始进近第一段的副区在过转弯内侧直线处终止。

c）外侧边界，主区。边界确定如下：

1）以转弯开始点为圆心的弧，其半径“R”是航空器速度和高度的函数。表Ⅰ-4-3-附录A-8和表Ⅰ-4-3-附录A-9给出了半径R的数值。

2）一条与圆弧相切并与推测航段成θ角向外扩张的直线。根据速度，θ为：

θ=22°，当IAS= 165/335 km/h（90/180 kt）；

θ=14°，当IAS= 335/465 km/h（180/250 kt）。

3）从点A至C点的直线，它与中间进近航迹成15°扩张角。

A点为OAS X面上正切FAP的点；和

C点为正切IF的点；和

4）起始于C点，与中间进近航迹平行的直线。

d）外侧边界，副区。副区位于DR航段转弯之前的外侧，它延伸至上述保护区的外侧边界。

A.4.2 “S”型程序的保护区（见图Ⅰ-4-3-附录A-5和图Ⅰ-4-3-附录A-6）

a）起始进近第一段保护区。见第Ⅰ部分第4篇第3章3.3.3“保护区”。

b）转弯和推测航段的保护区。

1）外侧边界。由连接A点和S点的直线构成。A点为OAS X面上正切FAP的点；S点为起始航段保护区外侧边界上正切转弯开始点的位置。

2）内侧边界

i）第一个点B′位于第一段上，距转弯开始点的距离等于：

1.9 km（1.0 NM），如果转弯开始点以VOR/DME为基准确定；

3.7 km（2.0 NM），如果转弯开始点为VOR径向线交叉定位。

ii）在正切 B′，距离为 9.3 km（5.0 NM）处确定 B 点。

iii）从 B 点画向 DR 航迹外侧扩张 22°的直线（航向误差加上最小速度时的最大偏流）。

iv）A′为 OAS X 面正切 FAF 的点。

v）从 A′画一条向中间进近航迹外侧扩张 15°的直线至正切 IF 的 C 点。

vi）从 C 点画与中间进近航迹平行的直线。

表 I-4-3-附录 A-1　基本数据

IAS　km/h （kt）	165 （90）	335 （180）		465 （250）	
TAS 在 1500 m　km/h （5000 ft）　（kt）	185 （100）	370 （199）		510 （276）	
TAS 在 3000 m　km/h （10 000 ft）　（kt）			400 （216）		555 （299）
转弯半径　km （NM）	1.05 （0.57）	2.30 （1.24）	2.70 （1.46）	4.42 （2.39）	5.18 （2.80）
转弯坡度	17°	25°	25°	25°	25°
转弯率（°/s）	3	2.55	2.35	1.84	1.70
56 km/h（30 kt）风速的最大偏流角 船向容差+最大偏流角	17° 22°	9° 14°	8° 13°	6° 11°	6° 11°
（TAS+W）速度　km 飞行 11 s　（NM）	0.89 （0.48）	1.35 （0.78）	1.61 （0.87）	1.89 （1.02）	2.07 （1.12）

表 I-4-3-附录 A-2　中间进近航段的长度

	IAS km/h（kt）	
高度	165/335 （90/180）	335/465 （180/250）
1 500 m（5 000 ft） 3 000 m（10 000 ft）	11 km（6 NM） 12 km（6.5 NM）	17 km（9 NM） 20 km（11 NM）

注：中间高度可使用线性内插法求得。

表 I-4-3-附录 A-3　不同设备类型和空速对应的线段 D 的长度

设备	ψ	IAS<335 km/h（180 kt）的 D	IAS<465 km/h（250 kt）的 D
VOR/VOR	55°	16 km（8.5 NM）	23 km（12.5 NM）
VOR/DME	70°	12 km（6.5 NM）	18 km（9.5 NM）

表 Ⅰ-4-3-附录 A-4　DR 航段的最小长度，开始点用 VOR 交叉定位确定——高度：1 500 m（5 000 ft）

	转弯角			
IAS km/h（kt）	≤45°	60°	90°	105°
165/335 km/h （90/180 kt） 335/465 km/h （180/250 kt）	10 km （5.5 NM） 13 km （7 NM）	11 km （6 NM） 14 km （7.5 NM）	12 km （6.5 NM） 15 km （8 NM）	12 km （6.5 NM） 16 km （8.5 NM）

表 Ⅰ-4-3-附录 A-5　DR 航段的最小长度，开始点用 VOR 交叉定位确定——高度：3 000 m（10 000 ft）

	转弯角			
IAS km/h（kt）	≤45°	60°	90°	105°
165/335 km/h （90/180 kt） 335/465 km/h （180/250 kt）	11 km （6 NM） 15 km （8 NM）	12 km （6.5 NM） 16 km （8.5 NM）	13 km （7 NM） 18 km （9.5 NM）	14 km （7.5 NM） 19 km （10 NM）

表 Ⅰ-4-3-附录 A-6　DR 航段的最小长度，开始点用 VOR/DME 定位确定——高度：1 500 m（5 000 ft）

	转弯角			
IAS km/h（kt）	≤45°	60°	90°	105°
165/335 km/h （90/180 kt） 335/465 km/h （180/250 kt）	6 km （3.5 NM） 9 km （5 NM）	8 km （4.5 NM） 11 km （6 NM）	9 km （5 NM） 13 km （7 NM）	10 km （5.5 NM） 15 km （8 NM）

表 Ⅰ-4-3-附录 A-7　DR 航段的最小长度，开始点用 VOR/DME 定位确定——高度：3 000 m（10 000 ft）

	转弯角			
IAS km/h（kt）	≤45°	60°	90°	105°
165/335 km/h （90/180 kt） 335/465 km/h （180/250 kt）	6 km （3.5 NM） 9 km （5 NM）	9 km （5 NM） 11 km （6 NM）	11 km （6 NM） 15 km （8 NM）	12 km （6.5 NM） 18 km （9.5 NM）

注：本表所列的所有数值适用于第一航段的长度不超过19 km（10 NM）。否则这些数值应该增加超过19 km（10 NM）距离的10%。示例：表Ⅰ-4-3-附录 A-7，转弯角度≤45°，如果第一航段长为22 km（12 NM），DR 航段的最小长度为6.3 km 和9.3 km 或3.7 NM 和5.2 NM。

表 I-4-3-附录 A-8　由 VOR 交叉定位确定的转弯开始点 R 的值

	高度	
IAS km/h（kt）	1 500 m （5 000 ft）	3 000 m （10 000 ft）
165/335 km/h （90/180 kt）	10.2 km （5.5 NM）	11.1 km （6 NM）
335/465 km/h （180/250 kt）	12.0 km （6.5 NM）	13.9 km （7.5 NM）

表 I-4-3-附录 A-9　由 VOR/DME 定位确定的转弯开始点 R 的值

	高度	
IAS km/h（kt）	1 500 m （5 000 ft）	3 000 m （10 000 ft）
165/335 km/h （90/180 kt）	9.3 km （5.5 NM）	9.3 km （5.0 NM）
335/465 km/h （180/250 kt）	10.2 km （5.5 NM）	12.0 km （6.5 NM）

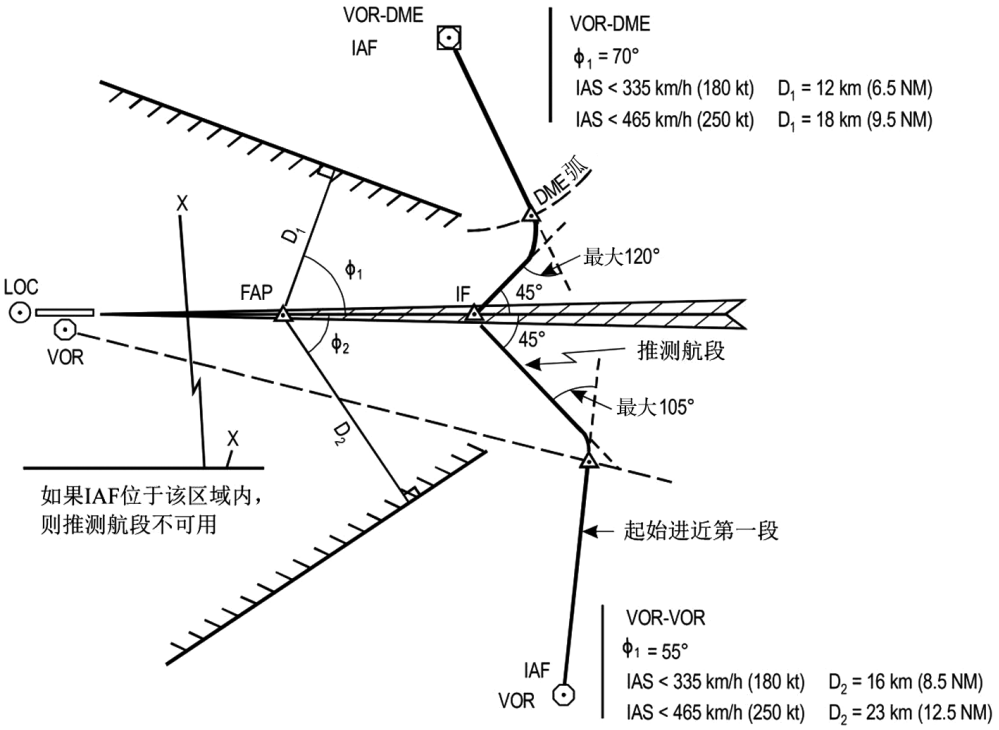
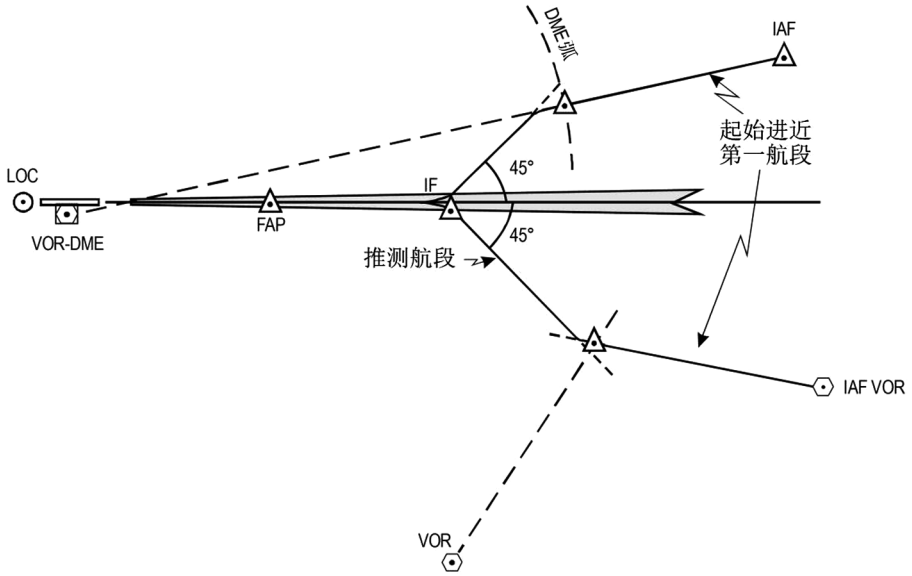
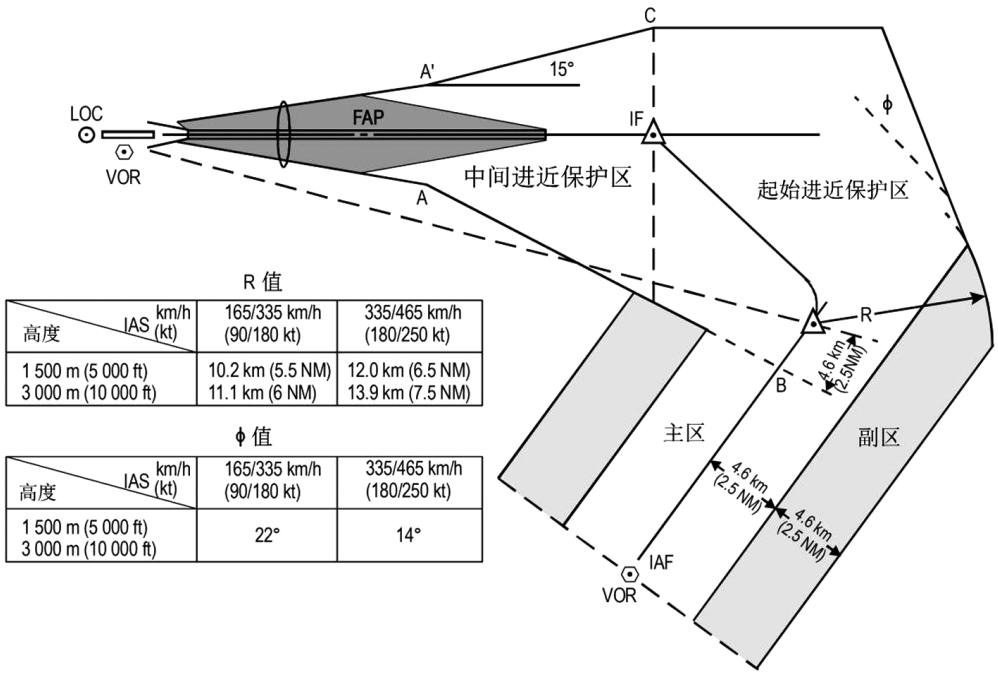


图 I-4-3-附录 A-1　“U”型程序确定 IAF 位置的条件



图Ⅰ-4-3-附录A-2　“S”型程序



R 值

高度 \ IAS km/h (kt)	165/335 km/h (90/180 kt)	335/465 km/h (180/250 kt)
1 500 m (5 000 ft) 3 000 m (10 000 ft)	10.2 km (5.5 NM) 11.1 km (6 NM)	12.0 km (6.5 NM) 13.9 km (7.5 NM)

ϕ 值

高度 \ IAS km/h (kt)	165/335 km/h (90/180 kt)	335/465 km/h (180/250 kt)
1 500 m (5 000 ft) 3 000 m (10 000 ft)	22°	14°

图Ⅰ-4-3-附录A-3　“U”型VOR/VOR程序保护区绘制

R 值

高度 \ IAS km/h (kt)	165/335 km/h (90/180 kt)	335/465 km/h (180/250 kt)
1 500 m (5 000 ft) 3 000 m (10 000 ft)	9.3 km (5.0 NM) 9.3 km (5.0 NM)	10.2 km (5.5 NM) 12.0 km (6.5 NM)

ϕ 值

高度 \ IAS km/h (kt)	165/335 km/h (90/180 kt)	335/465 km/h (180/250 kt)
1 500 m (5 000 ft) 3 000 m (10 000 ft)	22°	14°

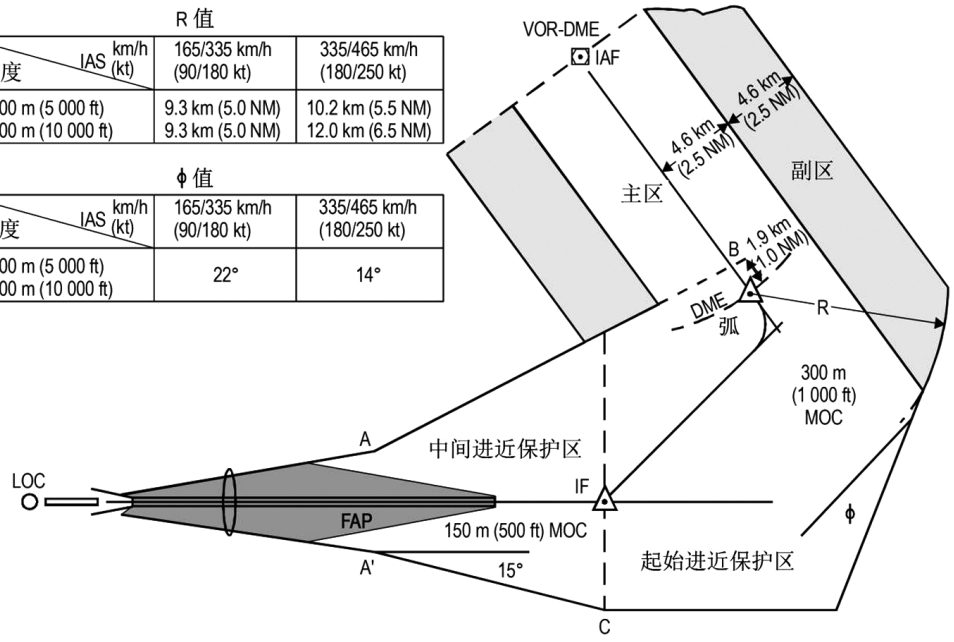


图 Ⅰ-4-3-附录 A-4　“U”型 VOR/DME 程序保护区绘制

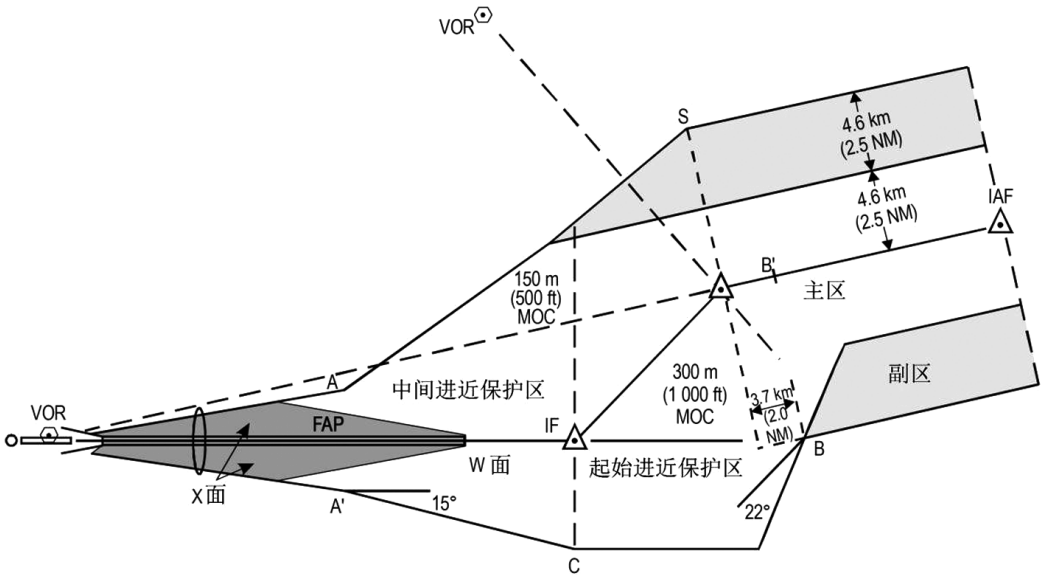
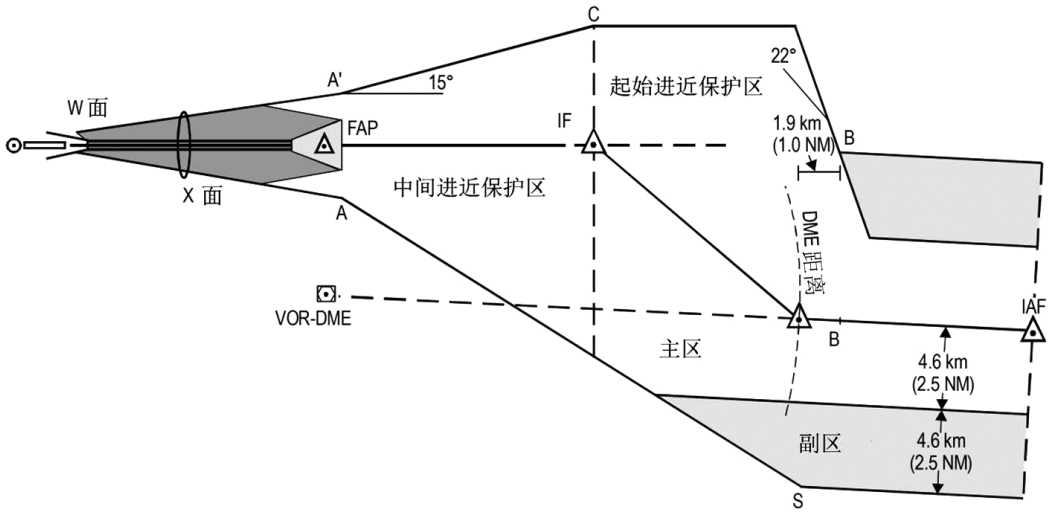


图 Ⅰ-4-3-附录 A-5　“S”型 VOR/VOR 程序保护区绘制



图Ⅰ-4-3-附录A-6　“S”型VOR/DME程序保护区绘制

3 附录 B 直线起始进近 IAF 以后保护区宽度缩减和直线起始进近保护区与反向程序保护区的衔接

（见第 3 章 3.3.2）

B.1 直线起始进近 IAF 以后保护区宽度的缩减

B.1.1 总则

如果起始进近包括一个直线航段并在一个由 VOR、NDB 或 RNAV 航路点确定的 IF 点终止，则在 IF 处的保护区宽度从相应的航路宽度减小至：

a）在 VOR 台 ±3.7 km（2.0 NM）；

b）在 NDB 台 ±4.6 km（2.5 NM）；或

c）按 RNAV 航路点计算的保护区宽度。

B.1.2 合理性

提供的引导应该是充分的。圆锥效应区的半径为：

a）3.7 km（2.0 NM），在 VOR 台上 3 000 m（10 000 ft）；

b）4.6 km（2.5 NM），在 NDB 台上 5 500 m（18 000 ft）。

RNAV 在 IF 处的保护区宽度可以计算得到。假定飞行技术容差在航空器通过起始进近定位点（IAF）以后逐渐减小。

B.1.3 全向信标台（VOR）情况

B.1.3.1 IAF 至 VOR 台的距离超过 40.5 km（21.9 NM）。从距 VOR 台 40.5 km（21.9 NM）处至 VOR 台，标称航迹两侧的保护区宽度从 9.3 km（5.0 NM）线性减小至 3.7 km（2.0 NM）。保护区外侧边界按 7.8°向标称航迹方向收敛（见图 Ⅰ-4-3-附录 B-1）。

B.1.3.2 IAF 至 VOR 台的距离小于 40.5 km（21.9 NM）。标称航迹两侧的保护区宽度从 IAF 处的 9.3 km（5.0 NM）线性减小至 VOR 台处的 3.7 km（2.0 NM）（见图 Ⅰ-4-3-附录 B-2）。

B.1.4 无方向信标台（NDB）情况

B.1.4.1 IAF 至 NDB 台的距离超过 25.5 km（13.8 NM）。从距离 NDB 台 25.5 km（13.8 NM）处至 NDB 台，标称航迹两侧的保护区宽度从 9.3 km（5.0 NM）线性减小至 4.6 km（2.5 NM）。保护区外侧边界按 10.3°向标称航迹方向收敛（见图 Ⅰ-4-3-附录 B-3）。

B. 1. 4. 2 IAF 至 NDB 台的距离小于 25. 5 km（13. 8 NM）。标称航迹两侧的保护区宽度从 IAF 处的 9. 3 km（5. 0 NM）线性减小至 NDB 台处的 4. 6 km（2. 5 NM）（见图Ⅰ-4-3-附录 B-4）。

B. 2 在 IF 转弯的保护

如果在 IF 处规定的转弯大于 10°，中间进近保护区应该在转弯的外侧加宽，采用第 6 章 6. 4. 6. 3. 3 中所描述的方法，基于 25°坡度（或者一个 3°/s 的转弯率对应的坡度，以较小值为准）和该类型飞机的最大起始速度。图Ⅰ-4-3-附录 B-5 显示有为保护转弯而增加保护区的示例。

B. 3 直线起始进近保护区和反向程序保护区的衔接

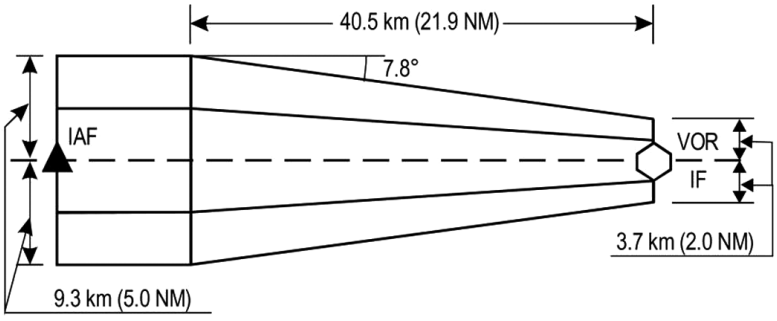
反向程序保护区的副区宽度是：

a）1. 9 km（1. 0 NM），如果是基于 VOR；和

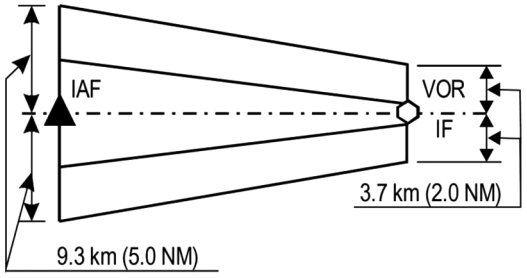
b）2. 3 km（1. 25 NM），如果是基于 NDB。

对应的保护区见图Ⅰ-4-3-附录 B-6。

注：图Ⅰ-4-3-附录 B-6 中的 VOR 台标示为起始进近航段的转弯点。中间进近航段只有在完成反向程序转弯之后才开始。



图Ⅰ-4-3-附录 B-1 IAF 到 VOR 台的距离大于 40. 5 km（21. 9 NM）的情况



图Ⅰ-4-3-附录 B-2 IAF 到 VOR 台的距离小于或等于 40. 5 km（21. 9 NM）的情况

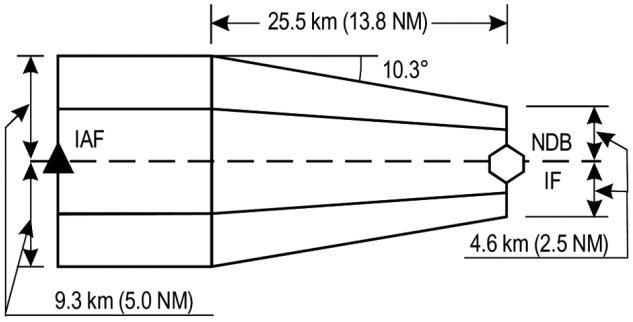


图 I-4-3-附录 B-3　IAF 到 NDB 台的距离大于 25.5 km（13.8 NM）的情况

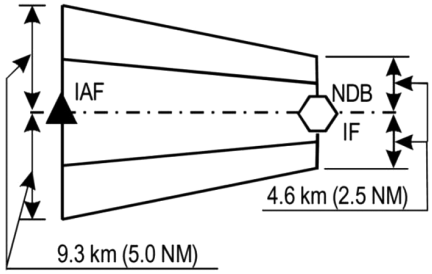


图 I-4-3-附录 B-4　IAF 到 NDB 台的距离小于或等于 25.5 km（13.8 NM）的情况

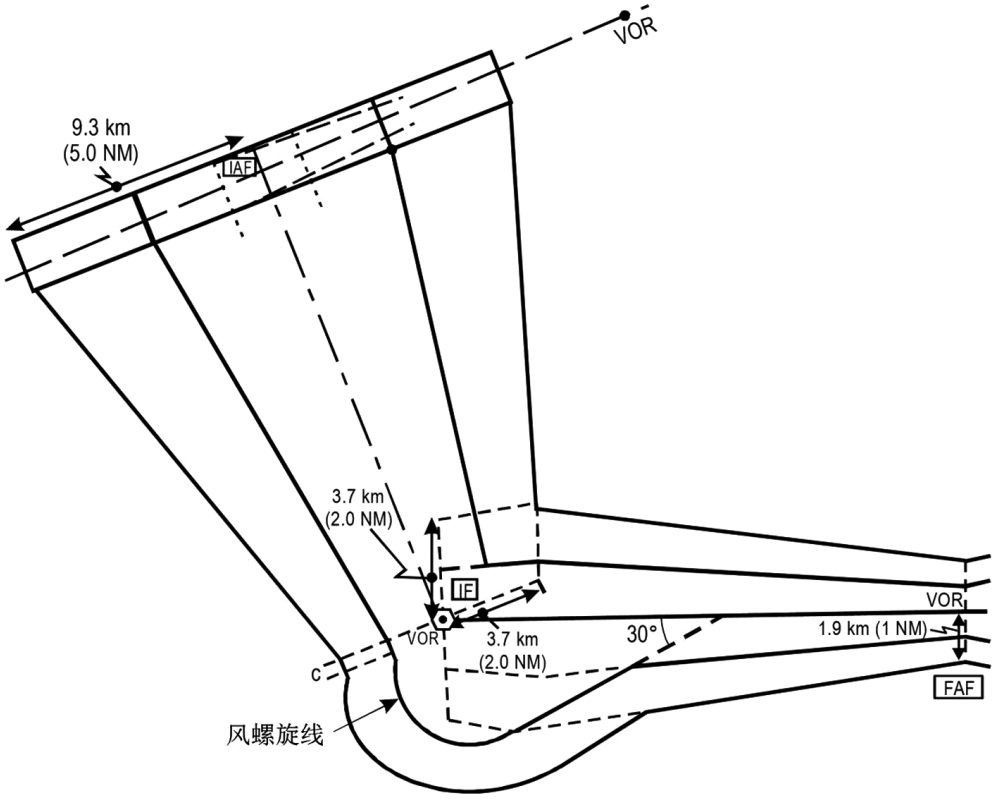
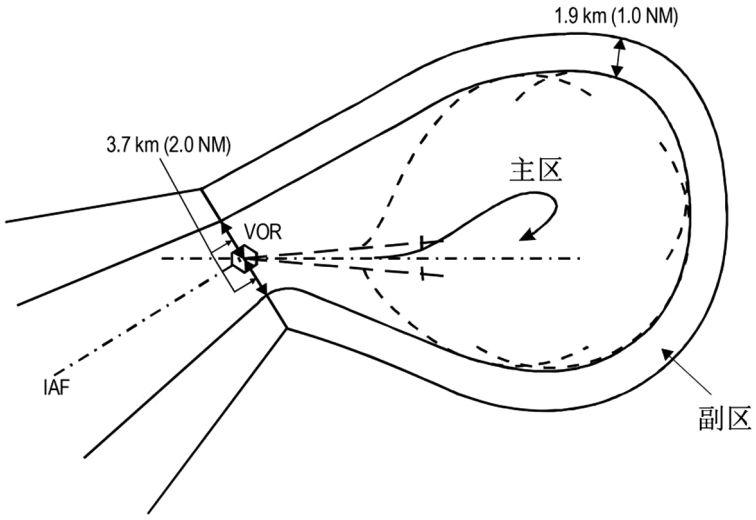


图 I-4-3-附录 B-5　保护区宽度的缩减——起始航段转弯加入中间航段



图Ⅰ-4-3-附录B-6　起始进近和反向程序的主区副区的衔接（以VOR为例）

3　附录 C　反向和等待程序超障保护区设计

C.1　引言

设计反向程序的超障保护区（第Ⅲ部分第 3 篇第 7 章）直接以第Ⅰ部分第 2 篇第 2 章中规定的容差准则为依据。可以使用容差叠加法，或使用统计方法。

C.2　统计方法的保护区设计

如果用统计方法综合各种变量，而后推知其分布来设计保护区，推导的有关概率水平应该满足可接受的安全水平。

C.3　容差叠加保护区的设计

可以使用许多方法。但无论采用哪种方法都使用第Ⅲ部分第 3 篇第 7 章 3.5 给定的准则和参数。本附录描述的是模板描绘法（TTT）。

C.3.1　基线转弯的保护区

C.3.1.1　总则

基线转弯主区的作图可以按照本附录 C.3.1.2 中特定计时、速度和高度使用模板作图法。这个模板考虑了可能导致航空器偏离标称航迹的所有因素：导航设施容差、飞行技术容差和风的影响，因此它表示基线转弯的主区。

C.3.1.2　基线转弯模板的设计（参见表Ⅰ-4-3-附录 C-1 和图解Ⅰ-4-3-附录 C-1）

C.3.1.2.1　画一条直线表示程序的轴线，并在轴线上确定“a”点为定位点，画出标称出航航迹和入航转弯：

——程序轴线与出航航段夹角：θ（表Ⅰ-4-3-附录 C-1，第 10 行）；

——出航航段长度：L（表Ⅰ-4-3-附录 C-1，第 13 行）；

——转弯半径：r（表Ⅰ-4-3-附录C-1，第5行）。

C.3.1.2.2 出航边的保护。由“a”点在标称出航航迹两侧各画一条直线，与出航航迹成5.2°（VOR）和6.9°（NDB），在这两条直线上确定b1、b2、b3和b4点（见表Ⅰ-4-3-附录C-1，第14和15行）。这四点确定了包含入航转弯开始的保护区。

C.3.1.2.3 入航转弯的保护

C.3.1.2.3.1 由b2沿垂直于标称出航边量取等于r的长度确定圆心c2，以r为半径从b2作圆弧，在弧上从b2起确定转50°和100°的点d和e。同样，以c4为圆心r为半径从b4起作圆弧，并在弧上从b4起确定转100°的f点。以c3为圆心、r为半径从b3作圆弧，并在弧上b3起确定转弯190°和235°的i和j点。

C.3.1.2.3.2 风的影响

a）对转弯上每一点风的影响是用转弯1°风的影响E乘以转弯度数来计算；

b）以d、e、f、i和j点为圆心，以W_d、W_e、W_f、W_i和W_j为半径画圆弧（表Ⅰ-4-3-附录C-1，第16行到第19行）。以f为圆心的弧为f弧；

c）画出以e（或f，如果较为保守）为圆心的圆弧切线与入航航迹的垂线成d角（见表Ⅰ-4-3-附录C-1，第20行），切线与入航航迹的交点为k点。从k点沿标称入航航迹等于r确定c5点为圆心，r为半径，从k点起画圆弧，并在此弧上确定从k点起转弯50°和100°的g和h点；和

d）以g和h为圆心、W_g和W_h为半径画圆弧（表Ⅰ-4-3-附录C-1，第16行和第17行）。

C.3.1.2.4 画基线转弯的保护区。保护区轮廓由以下部分组成：

a）以d和e为圆心的圆弧螺旋包线；

b）以g和h为圆心的圆弧螺旋包线；

c）以i和j圆心的圆弧螺旋包线；

d）过“a”的螺旋线a）的切线；

e）螺旋线a）和b）的公切线，或者螺旋线a）与f弧的公切线、f弧的一部分以及f弧与b）的公切线；

f）螺旋线b）和c）的公切线；和

g）过“a”的螺旋c）的切线。

注：如果a点在螺旋线c）之内，则出航时间应该增加。

C.3.1.2.5 加入的保护

C.3.1.2.5.1 沿直线航段加入（见3.2.5）

C.3.1.2.5.2 沿等待或直角航线程序加入（见图解Ⅰ-4-3-附录C-2）

C.3.1.2.5.2.1 设Φ为等待或直角程序的入航航迹与基线转弯出航航迹的夹角，过a点，画E

线与标称出航航迹成 α 角，并按 C. 3. 3. 2. 2. 4. 4（VOR）和 C. 3. 3. 2. 2. 4. 5（NDB）规定以该线为基准画定位容差区。

C. 3. 1. 2. 5. 2. 2 过 V_3（相应于 N_3）画 E′线与 E 线平行，并确定 l 点（表Ⅰ-4-3-附录 C-1，第 21 行）。从 l 点以半径 r 画 100°圆弧与 E′线相切，并从 l 点起沿弧线确定 50°和 100°转弯的 m 和 n 点，再以 l、m 和 n 点为圆心，W_l、W_m和 W_n（表Ⅰ-4-3-附录 C-1，第 22、23 和 24 行）为半径画圆弧。

C. 3. 1. 2. 5. 2. 3 画以 l、m 和 n 点为圆心的圆弧螺旋包线。并从 V_3（相应于 N_3）画它们的切线。

C. 3. 1. 2. 5. 2. 4 在上述加入螺旋线和基线转弯保护区之间画切线。

C. 3. 1. 3 副区

在主区边界之外 4. 6 km（2. 5 NM）画副区边界。

注：副区宽度的可能缩减，见第 3 章附录 B。

C. 3. 2 程序转弯的保护区

C. 3. 2. 1 总则

程序转弯的保护区的设计分为两步：

a）第一步画相应速度和高度的程序转弯模板（见 C. 3. 2. 2 或 C. 3. 2. 3）。这些模板考虑了其他所有可能使航空器偏离标称航迹的因素，但定义出航航迹开始处的容差区除外。

b）第二步画程序转弯的保护区。沿出航转弯开始处的容差区移动模板上“a”点，按本附录 C. 3. 2. 4 的描述画出保护区。

C. 3. 2. 2 45°~180°程序转弯模板的设计

参见表Ⅰ-4-3-附录 C-2 和图解Ⅰ-4-3-附录 C-3。

C. 3. 2. 2. 1 标称航迹。画直线代表程序的轴线，在轴线上确定“a”和“b”点（表Ⅰ-4-3-附录 C-2，第 10 行），从“b”点开始画标称的 45°出航转弯至“c”为止。在“c”和“d”之间画标称出航边，在“d”开始画 180°入航转弯。

——转弯半径：r（表Ⅰ-4-3-附录 C-2，第 5 行）；

——出航航段长度：cd（表Ⅰ-4-3-附录 C-2，第 11 行）。

C. 3. 2. 2. 2 飞行技术容差的影响

a）从“c”点在标称出航航迹两侧各 5°画出两条线。

b）在这两条线上分别确定“d1”“d2”“d3”和“d4”点（表Ⅰ-4-3-附录 C-2，第 12 行和 13 行）。

c）从 d2 沿标称出航航段的垂线（通过 d2 和 d4 的直线）量取等于 r 的距离确定 e2 为圆心，以 r 为半径，从 d2 起画入航转弯，并在弧上从 d2 开始确定转弯 50°和 100°的“f”和

“g”点。用同样方法以e3和e4为圆心，从d3和d4开始画相应的圆弧，并在圆弧上从“d4”起确定转100°、150°和200°的“h”“i”和“j”点。从“d3”起确定转200°和250°的“k”和“l”点。

C.3.2.2.3 风的影响

a）在每一点风的影响的计算是用风速w乘以从“a”点起的飞行时间；

b）以“c”“d2”“f”“g”“h”“i”“j”“k”和“l”为圆心，以W_c、W_{d2}、W_f、W_g、W_h、W_i、W_j、W_k、W_l为半径分别画圆弧（见表Ⅰ-4-3-附录C-2，第14至21行）。

C.3.2.2.4 画模板轮廓线。模板轮廓线由以下部分组成：

a）过“a”的以“c”为圆心圆弧的切线；

b）以“c”和“d2”为圆心的两个弧的公切线；

c）以“d2”“f”和“g”为圆心的三个圆弧的螺旋包线；

d）以“h”“i”和“j”为圆心的圆弧螺旋包线；

e）以“k”和“l”为圆心的两个圆弧螺旋包线；

f）螺旋包线c）和d）的公切线；

g）螺旋包线d）和e）的公切线；

h）过“a”的螺旋线e）的切线。

C.3.2.3 80°~260°程序转弯模板的设计

参见表Ⅰ-4-3-附录C-3和图解Ⅰ-4-3-附录C-4。

C.3.2.3.1 标称航迹。画直线为程序轴线，在轴线上确定“a”和“b”点（表Ⅰ-4-3-附录C-3，第10行）。在“b”的轴线垂直线上，从“b”量取等于r（表Ⅰ-4-3-附录C-3，第5行）确定“c”点。以“c”为圆心r为半径，从“b”起画80°出航转弯弧至“d”为止。从“d”画标称出航转弯的切线，并在切线上确定“e”点（表Ⅰ-4-3-附录C-3，第11行）。从“e”起以“f”为圆心、r为半径画260°标称入航转弯。

C.3.2.3.2 飞行技术容差的影响

a）在标称出航转弯上，从“b”点起分别确定转弯75°和85°的“d1”和“d2”点；

b）从“d1”和“d2”分别画出航转弯的切线，并在切线上确定“e1”和“e2”点（表Ⅰ-4-3-附录C-3，第11行）；

c）在d2e2的垂线上，从“e2”量取r确定圆心f2点，从e2起画入航转弯，并从e2起确定转45°、90°、135°和180°的“g”“h”“i”和“j”；

d）同样以“f1”为圆心、r为半径，从e1起画入航转弯，并确定转180°、225°和270°的“k”“l”和“m”点。

C.3.2.3.3 风的影响

a）计算每一点上的风的影响是用风速w乘以从“a”起转弯的飞行时间；

b）以“e2”“g”“h”“i”“j”“k”“l”和“m”为圆心，分别以 W_{e2}、W_g、W_h、W_i、W_j、W_k、W_l和 W_m为半径画圆弧（表Ⅰ-4-3-附录 C-3，第 12 至 19 行）。

C. 3. 2. 3. 4 画模板轮廓线。模板的轮廓线由以下组成：

a）以“e2”“g”“h”“i”“j”为圆心画出的圆弧螺旋包线；

b）以“k”、“l”、“m”为圆心的圆弧螺旋包线；

c）螺旋线 a）和 b）的公切线；

d）过“a”点的螺旋线 a）的切线；

e）过“a”点的螺旋线 b）的切线。

C. 3. 2. 4 画程序转弯的保护区

参见图解Ⅰ-4-3-附录 C-5。

C. 3. 2. 4. 1 出航转弯开始的容差区

C. 3. 2. 4. 1. 1 从电台 o 点画程序的径向线和两条保护线，保护线位于径向线两侧各 6.9°（NDB）、5.2°（VOR）、2.4°（航向台）。

C. 3. 2. 4. 1. 2 将出航转弯的标称开始点确定为 A 点。

C. 3. 2. 4. 1. 3 按照在 o 点导航设施的的型别，最终在 A 点或 o 点，画 A 点的容差区 A1、A2、A3、A4，见图Ⅰ-4-3-附录 C-1 至图Ⅰ-4-3-附录 C-5。

注：以下为公式使用的单位：

项目	标准单位	非标准单位
t	s（秒）	s（秒）
v 和 w′	km/s（公里/秒）	NM/s（海里/秒）
距离	km（公里）	NM（海里）

注：v、w′和 h 数值，见表Ⅰ-4-3-附录 C-1（分别为第 3、8 和 6 行）。

$$d1 = 0.46\ km(0.25\ NM) + 0.0125D \qquad (Ⅰ\text{-}4\text{-}3\text{-}附录\ C\text{-}1)$$

式中：D——规定的 DME 距离（km 或 NM）；

d1——该 DME 的指示容差（km 或 NM）。

C. 3. 2. 4. 2 主区

a）将模板“a”点放在“A1”，模板轴与入航航迹平行，画曲线“1”（模板轮廓的一部分）；

b）用同样方法，模板“a”点依次放在 A2、A3 和 A4，画曲线“2”“3”和“4”；

c）画曲线“1”和“2”，曲线“2”和“4”，曲线“3”和“4”的公切线，再从 0 点至曲

线“1”，0点至曲线“3”画切线。

C.3.2.4.3 副区。在主区边界之外4.6 km（2.5 NM）画副区的边界。

C.3.2.5 起始航段区与基线和程序转弯区的衔接

C.3.2.5.1 总则。起始航段主区的边界距标称航迹4.6 km（2.5 NM），它应该与转弯程序的主区边界相融合，描述在如上C.3.1.2（基线转弯）和C.3.2.4（程序转弯）中。两个阶段的副区也应该融合，并保持副区4.6 km（2.5 NM）的宽度。

C.3.2.5.2 副区外侧边界的绘制（见图Ⅰ-4-3-附录C-6和图Ⅰ-4-3-附录C-7）。在起始航段航径的一侧，两个副区外侧边界会相交。在起始航段航径的另一侧，副区外侧边界包括一个以电台为圆心9.2 km（5 NM）为半径的圆弧，该圆和转弯副区外侧边界的切线。

C.3.2.5.3 主区边界的绘制。在副区外侧边界内4.6 km（2.5 NM）画主区边界。

C.3.3 直角和等待程序的保护区

C.3.3.1 总则

注：本节所述的方法与右转弯程序有关。对于左转弯程序，其对应保护区与相对应的入航航迹对称。

C.3.3.1.1 直角航线程序的保护区由主区和副区组成；而等待程序的保护区由一个保护区和一个缓冲区组成。因直角航线程序的主区和等待保护区的结构相同，以后使用同一名称——程序的基本保护区。

C.3.3.1.2 程序基本保护区的作图分为两步。

C.3.3.1.2.1 第1步，画相应速度和高度的程序转弯模板。这些模板考虑了其他所有可能使航空器偏离标称航迹的因素，定义出航航迹开始处的容差区除外。它适用于各种类型的程序，包括飞越VOR或NDB、VOR径向线、VOR/DME的交叉定位及它们的加入。

C.3.3.1.2.2 第2步，用模板原点沿程序定位点的容差区画出程序的基本保护区，该程序是飞越电台或VOR径向交叉定位，或使用C.3.3.4描述的VOR/DME程序，而后根据需要增加加入保护区。

C.3.3.1.3 最后，在直角航线基本保护区外增加4.6 km（2.5 NM）为副区，对于等待程序则在基本保护区之外增加9.3 km（5.0 NM）为缓冲区。

C.3.3.2 第1步：模板的绘制

参见表Ⅰ-4-3-附录C-4和图解Ⅰ-4-3-附录C-6。

C.3.3.2.1 直角航线模板绘制中所用的参数包含在第3章3.6.2，等待程序模板所用参数见第Ⅱ部分第4篇第1章1.3“等待保护区的绘制”。

C. 3. 2. 2. 2 完成表Ⅰ-4-3-附录 C-4 的计算以后，按以下方法绘制摸板。

C. 3. 3. 2. 2. 1 画一条直线为程序和标称航线的轴线。程序的定位点确定为“a”［在表Ⅰ-4-3-附录 C-4，第 5 行给出转弯半径（r），第 11 行为出航航段长度（L）］。

C. 3. 3. 2. 2. 2 导航容差的影响

C. 3. 3. 2. 2. 2. 1 在程序轴上确定“b”点和“c”点（表Ⅰ-4-3-附录 C-4，第 12 和 13 行）；“b”点和“c”点分别表示出航转弯开始的最早（“a”点以后 5 s）和最晚（“a”点以后 11 s）的无风位置。

C. 3. 3. 2. 2. 2. 2 以 r 为半径，画 180°圆弧与程序轴线相切于“c”点，它表示最晚的无风出航转弯。从“c”点开始按照转弯 45°、90°、135°和 180°确定“d”“e”“f”和“g”点。

C. 3. 3. 2. 2. 2. 3 以 r 为半径，画 270°圆弧与程序轴线相切于“b”点，它表示最早的无风出航转弯。从“b”点开始按转弯 180°、225°和 270°分别确定“h”“o”和“P”点。

C. 3. 3. 2. 2. 2. 4 从“g”点在标称出航航迹两侧各 5°画直线，在这两条线上确定“i1”“i2”“i3”和“i4”点（表Ⅰ-4-3-附录 C-4，第 14 和 15 行）。“i1”和“i3”是由“g”之后飞行（60T-5）秒确定；“i2”和“i4”是应该由“h”之后飞行（60T+15）秒确定，但为简化起见，按“g”点之后（60T+21）秒作图。这样 i1、i2、i3、i4 确定的保护区包含入航转弯开始的无风位置。

C. 3. 3. 2. 2. 2. 5 从“i2”之下在标称出航航迹的垂线上量取 r 为圆心，以 r 为半径从“i2”起画 180°圆弧至“n2”点。从“i2”起，转过 45°和 90°确定“j”和“k”。同样从“i4”起画 180°圆弧至“n4”点，从“i4”起按 90°和 135°转弯确定“1”和“m”点。

C. 3. 3. 2. 2. 2. 6 在无风条件下，入航转弯的末端包含在 n1、n2、n3、n4 保护区内，这四个点是由 i1、i2、i3、i4 平移一个标称转弯直径而得。

C. 3. 3. 2. 2. 3 风的影响

C. 3. 3. 2. 2. 3. 1 计算每一点的风的影响，是用风速乘以从“a”至各点的飞行时间（表Ⅰ-4-3-附录 C-4，第 7 行）。

C. 3. 3. 2. 2. 3. 2 在出航转弯过程中风的影响：以“b”“c”“d”“e”和“f”为圆心，分别以 W_b、W_c、W_d、W_e和 W_f为半径画圆弧（表Ⅰ-4-3-附录 C-4，第 16 至 20 行）。

C. 3. 3. 2. 2. 3. 3 包含出航转弯末端的保护区是由以“g”和“h”为圆心，分别以 Wg 和 Wh 为半径画出两个圆弧及其公切线所确定。

C. 3. 3. 2. 2. 3. 4 包含入航转弯起始点的保护区，由 4 个以“i1”“i2”“i3”和“i4”为圆心，分别以 W_{i1}、W_{i2}、W_{i3}和 W_{i4}（表Ⅰ-4-3-附录 C-4，第 25 和 26 行）为半径的圆弧和它们的 4 个公切线确定。

C. 3. 3. 2. 2. 3. 5 在入航转弯过程中风的影响：以“j”“k”“l”“m”“n4”和“n3”为圆心，W_j、W_k、W_l、W_m、W_{n4}和W_{n3}（表Ⅰ-4-3-附录C-4，第27至31行）为半径画圆弧。

C. 3. 3. 2. 2. 3. 6 以“o”“p”为圆心，W_o、W_p（表Ⅰ-4-3-附录C-4，第23和24行）为半径画圆弧。

C. 3. 3. 2. 2. 4 模板的绘制

C. 3. 3. 2. 2. 4. 1 模板外廓线由以下部分组成：

a）以“c”“d”“e”“f”和“g”为圆心的圆弧螺旋包线；

b）以“il”为圆心的圆弧和这个圆弧与a）螺旋线的公切线；

c）“i1”和“i2”为圆心两圆弧的公切线；

d）“i2”“j”和“k”为圆心的圆弧螺旋包线，以“1”“m”和“n4”为圆心圆弧螺旋包线及其公切线；

e）以“n3”和“n4”为圆心的圆弧及其公切线；

f）以“n3”为圆心的弧线和螺旋包线a）的切线，弧线未能同螺旋线相交时（发生于低TAS和高风速结合在一起时）除外。在这种情况下，采用几何解决方法，弧线终点位于与AC轴的交叉点。从这一交叉点，画出另一个以该点为圆心的弧线与螺旋包线a）相交。然后在弧线和螺旋包线a）之间划一个公切线将该保护区围起来。见图解Ⅰ-4-3-附录C-6 a）。

C. 3. 3. 2. 2. 4. 2 出航航段在D轴方向的保护，是由“g”、“i3”和“i4”为圆心的圆弧的公切线表示，称为“3”线（见图解Ⅰ-4-3-附录C-6、图解Ⅰ-4-3-附录C-7和图解Ⅰ-4-3-附录C-8）。

C. 3. 3. 2. 2. 4. 3 转弯大于180°的保护为：

a）以“c”“d”“e”“f”为圆心的圆弧螺旋包线和过“a”点的这条螺旋线的切线；

b）以“h”“o”和“p”为圆心的圆弧螺旋包线和此螺旋线与C. 3. 3. 2. 2. 3. 3画出保护区的切线。

C. 3. 3. 2. 2. 4. 4 VOR位置定位点容差区：见第2篇第2章2. 5. 1。

C. 3. 3. 2. 2. 4. 5 NDB位置定位点容差区：见第2篇第2章2. 5. 2。

C. 3. 3. 2. 2. 4. 6 “R”点。这一点用以确定限制径向线的最低位置，以使这条径向线不穿过包含出航转弯末端的保护区。其位置确定如下：

a）通过模板外廓线与C轴的交点，画包含出航转弯末端保护区的切线；

b）该切线与C. 3. 3. 2. 2. 4. 3 b）中画出曲线的交点即为“R”点。

C. 3. 3. 2. 2. 4. 7 “E”点。这一点用以确定在C和D轴方向的全向进入区，它是用距模板外廓线的XE和YE坐标确定的：

a）从模板外廓线在C轴方向的最远位置（以“k”和“l”为圆心的圆弧公切线），沿入航

航迹量取 XE（表Ⅰ-4-3-附录 C-4，第 32 行）画入航航迹的垂线；

b）从模板外廓线在 D 轴方向的最远位置（以 n4 为圆心的圆弧上），沿 D 轴量取距离 YE（表Ⅰ-4-3-附录 C-4，第 32 行）画入航航迹的平行线；

c）这两条线的交点即为 E 点。

说明：

XE 是飞机加入程序时沿 C 轴方向的最大偏移量。这种情况发生在与程序轴成 90°夹角和沿 C 轴方向风的第 3 扇区加入（见图Ⅰ-4-3-附录 C-8）。

由于风的影响，沿 C 轴方向的最大偏移量发生在 E 最大点，位于转弯对应的偏流角之后。为简化起见，公式中的该角度值为 15°。

$$XE = 2r + (t + 15)\,v + \left(11 + \frac{90}{R} + t + 15 + \frac{105}{R}\right)w' \qquad (Ⅰ\text{-}4\text{-}3\text{-}附录\ C\text{-}2)$$

式中：r——转弯半径（km 或 NM）；

t——出航时间（s）；

v——转弯速度（km/s 或 NM/s）；

R——转弯率（°/s），最大值为 3°/s；

w′——风速（km/s 或 NM/s）；

YE 是飞机作加入程序时沿 D 轴方向的最大偏移量。这种情况发生在与程序轴成 70°角和沿 D 轴方向风的第 1 扇区加入（见图Ⅰ-4-3-附录 C-9）。

由于风的影响，沿 D 轴方向的最大位移发生在 E 最大点，位于转弯对应的偏流角之后。为简化起见，公式中的该角度值为 15°。

$$YE = 11v\cos 20° + r\sin 20° + r + (t + 15)\,v\tan 5° + \left(11 + \frac{20}{R} + \frac{90}{R} + t + 15 + \frac{15}{R}\right)w' \qquad (Ⅰ\text{-}4\text{-}3\text{-}附录\ C\text{-}3)$$

式中：r——转弯半径（km 或 NM）；

t——出航时间（s）；

v——转弯速度（km/s 或 NM/s）；

R——转弯率（°/s），最大值为 3°/s；

w′——风速（km/s 或 NM/s）；

C. 3. 3. 3 第 2 步：基本保护区绘制和飞越 VOR、NDB 或 VOR 径向线交叉定位的全向加入保护区绘制

C. 3. 3. 3. 1 设计基本保护区（参见图解Ⅰ-4-3-附录 C-7）

C. 3. 3. 3. 1. 1 程序定位点的定位容差区

C. 3. 3. 3. 1. 1. 1 飞越 VOR 上空的程序

a）在 VOR 台位置确定“A”点；

b）用模板（V1 V2 V3 V4 区）在“A”点周围画 VOR 定位容差区，并在这个区域的四角定为“A1”“A2”“A3”和“A4”点。

C.3.3.3.1.1.2 飞越 NDB 上空的程序

a）在 NDB 台位置确定“A”点；

b）用模板（N1 N2 N3 N4 区）在“A”点周围画 NDB 定位容差区，并在这个区域的四角定为“A1”“A2”“A3”和“A4”点。

C.3.3.3.1.1.3 VOR 径向线交叉定位的程序

a）在归航径向线与侧方径向线的交点确定为“A”点；

b）用归航径向线和侧方径向线的容差（第Ⅰ部分第2篇第2章2.3.3“系统使用精度”）在“A”点周围画定位容差区，并在容差区的四角确定“A1”“A2”“A3”和“A4”点。

C.3.3.3.1.2 程序保护区的绘制

C.3.3.3.1.2.1 模板上“a”点放在A3，模板程序轴平行于入航航迹，画曲线“3”（模板外廓的一部分）和线“3”（在D轴方向出航边的保护）。

C.3.3.3.1.2.2 模板“a”点依次放在“A1”“A2”和“A4”画曲线“1”“2”和“4”。

C.3.3.3.1.2.3 画曲线“1”和“2”、“2”和“4”、“3”和“4”、“3”和“1”的公切线。

C.3.3.3.2 加入区的绘制

C.3.3.3.2.1 绘制加入区，假设在 VOR 或 NDB 上空全向加入（参见图解Ⅰ-4-3-附录C-8、图解Ⅰ-4-3-附录C-9和图解Ⅰ-4-3-附录C-10）

C.3.3.3.2.1.1 以“A”为圆心，通过“A1”和“A3”画圆。

C.3.3.3.2.1.2 沿该圆将“E”点置于连续的各点上（模板轴线与入航航迹平行），在圆上每一个点沿C、D轴方向的模板边界画曲线，这些曲线的包线即为曲线“5”。

C.3.3.3.2.1.3 画第1扇区和第3扇区分界线（该线与入航航迹成70°夹角），模板轴线放在分界线上，用模板画出 VOR 或 NDB 的加入定位容差区 E1 E2 E3 E4。

C.3.3.3.2.1.4 模板“a”点放在E1和E3（模板轴线与第1扇区和第3扇区分界线平行），画曲线“6”和“7”及其公切线。

C.3.3.3.2.1.5 以“A”为圆心，画圆弧与曲线“6”的切线直至与曲线“1”相交。

C.3.3.3.2.1.6 曲线“8”沿70°分界线对称于线“6”和“7”。画曲线“5”“6”“7”和“8”的公切线。

C.3.3.3.2.2 加入区绘制，假设基于 VOR 径向线交叉定位点程序，沿归航径向线和交叉径向

线加入（参见图解Ⅰ-4-3-附录C-12）

C.3.3.3.2.2.1 沿入航航迹反向进入的保护。模板“E”放在“A1”和“A4”（模板轴线与入航航迹平行），画曲线“5”和“6”（模板外廓线的一部分）及其公切线。

C.3.3.3.2.2.2 沿交叉径向线进入的保护。在上述曲线“5”和“6”提供的保护区之外，如果交叉径向线的VOR台位于第2扇区，或在第2扇区相反的第3扇区部分，其保护区确定如下：

C.3.3.3.2.2.2.1 确定加入的定位点容差区E1 E2 E3 E4，使用VOR归航容差（第Ⅰ部分第2篇第2章的表Ⅰ-2-2-1）与交叉VOR的容差线相交确定（第Ⅰ部分第2篇第2章的表Ⅰ-2-2-1）。

C.3.3.3.2.2.2.2 模板“a”点放在“E3”和“E4”（模板轴线平行于交叉径向线），画曲线“7”和“8”（大于180°转弯的保护：使用模板的内曲线）及其公切线。

C.3.3.3.3 不允许从第1扇区加入的飞越导航台程序的保护区缩减（参见图解Ⅰ-4-3-附录C-11）

C.3.3.3.3.1 如果航空器在出航航段末端之前切入程序径向线，假定飞行员采取跟随这条径向线的指示，而不再进一步偏离程序轴线。

C.3.3.3.3.2 如果线“3”与程序轴的保护线（VOR或NDB沿航迹容差）相交，则保护区可以缩减，见图解Ⅰ-4-3-附录C-11。模板旋转180°，“a”点放在程序轴的保护线上，与C轴方向的保护区边界相切；画保护线的平行线与加入曲线相切。在平行线之下，D轴方向的保护区可以缩减。

C.3.3.3.3.3 这种保护区缩减只有在不允许从第1扇区进入时才可使用。

C.3.3.4 VOR/DME程序的基本保护区及相关的沿径向线加入保护区

C.3.3.4.1 飞向VOR台的程序（见图解Ⅰ-4-3-附录C-13）

C.3.3.4.1.1 基本保护区的绘制

C.3.3.4.1.1.1 距离参数的选择和计算（见图Ⅰ-4-3-附录C-10）。距离参数的选择和计算按以下顺序进行：

a）选择标称距离：D。

D是在规定的高度上的程序点至VOR/DME台的斜距。

b）选择出航距离：ds。

ds为出航航段的水平长度，ds必须符合关系式$ds \geq v \cdot t$，式中t为出航航段的计时，直角程序的出航计时规定在第3章3.5.5“出航计时”，等待程序的出航计时规定在第Ⅱ部分第4篇第1章1.3.2.2“出航计时”。

c）计算水平距离：Ds。

$$Ds = \sqrt{D^2 - hl^2} \qquad (Ⅰ-4-3-附录C-4)$$

式中：Ds——VOR/DME台（S）与程序点在通过S的水平面上的投影（点A）之间的距离（km）；

D——在规定的高度上的程序点至VOR/DME台的斜距（km）；

hl——高度（km）。

或

$$Ds = \sqrt{D^2 - 0.027\,hl^2} \qquad (Ⅰ-4-3-附录C-5)$$

式中：Ds和D单位为NM，hl单位为kft。

d）计算出航距离限制：DL。

$$DL = \sqrt{(Ds + ds)^2 + 4r^2 + hl^2} \qquad (Ⅰ-4-3-附录C-6)$$

式中：DL——VOR/DME台至特定高度上出航航迹末端的斜距（km）；

Ds——VOR/DME台（S）与程序点在通过S的水平面上的投影（点A）之间的距离（km）；

ds、r、hl单位为km。

或

$$DL = \sqrt{(Ds + ds)^2 + 4r^2 + 0.027hl^2} \qquad (Ⅰ-4-3-附录C-7)$$

式中：DL、Ds、ds、r单位为NM，hl单位为kft。

DL取整至较高的km（NM），除非程序在4 250 m（14 000 ft）或以下的，小数部分小于0.25 km（或NM），或程序在4 250 m（或14 000 ft）以上，小数部分小于0.5 km（或NM），在这种情况向下取整至一个更低的km（或NM）。

e）计算限制出航的水平距离：DLs。

$$DLs = \sqrt{DL^2 - hl^2} \qquad (Ⅰ-4-3-附录C-8)$$

式中：DLs——VOR/DME台与出航航迹末端在通过S的水平面上的垂直投影之间的距离（km）；

DL——VOR/DME台至特定高度上出航航迹末端的斜距（km）；

hl——高度（km）。

或

$$DLs = \sqrt{DL^2 - 0.027\,hl^2} \qquad (Ⅰ-4-3-附录C-9)$$

式中：DLs、DL单位为NM，hl单位为kft。

C.3.3.4.1.1.2 定位容差区和限制出航距离

a）从S画程序径向线“RP”，并在“RP”两侧各等于α角画两条容差线“RP1”和“RP2”（归航VOR台的容差，见第Ⅰ部分第2篇第2章的表Ⅰ-2-2-1）。

b）以S为圆心、Ds为半径画“Ds”弧，以（Ds-dl）为半径画“Dl”弧，以（Ds+dl）为半径画“D2”弧，以DLs、（DLs-d2）和（DLs+d2）为半径分别画出“DLs”“DL1”和“DL2”弧。

这里 d1 和 d2 为 D 和 DL 的 DME 容差：

d1 = 0.46 km（0.25 NM）+0.0125 D；

d2 = 0.46 km（0.25 NM）+0.0125 DL。

c）“RP”与“Ds”的交点确定“A”点

“RP1”与“D1”和“D2”的交点分别为“A1”和“A2”；

“RP2”与“D1”和“D2”的交点分别为“A3”和“A4”。

C.3.3.4.1.1.3 出航转弯与出航航段的保护

a）直角航线模板“a”点放在 A1，轴线与入航航迹平行，画曲线“1”（模板外侧边界的一部分）；

b）模板“a”点放在 A3，轴线与入航航迹平行，画曲线“2”（模板外侧边界的一部分）和线“3”（出航航段非机动一侧的保护）；和

c）画曲线“1”和“2”的公切线，并将曲线“1”的直线部分和线“3”向出航末端方向延伸。

C.3.3.4.1.1.4 包含出航航段末端的保护区

a）曲线“1”延长线与圆弧“DL1”和“DL2”相交，其交点定为 C1 和 C′3；

b）在 C1 和 C′3 之间，按到 C′3 的距离等于（d1+d2−0.93）km 或（d1+d2−0.5）NM 确定 C2 点；

c）通过 C2 画入航航迹的平行线，这条平行线与 DL2 弧相交于 C3 点；

d）按上述 a）、b）和 c）同样方法，用线“3”代替曲线“1”，确定 C4、C′6、C5 和 C6 代替 C1、C′3、C2 和 C3［见图Ⅰ-4-3-附录 C-11 a）］；和

e）如果航空器到达出航距离限制之前切入 VOR 径向线，假定飞行员跟随 VOR 指示，不再进一步偏离程序轴，则：

如果 C5 和 C6 比 RP2 离程序轴更远［见图Ⅰ-4-3-附录 C-11 b）］，用 RP2 与线“3”和 DL2 的两个交点代替 C5 和 C6，则出航航段末端包含在 C1、C2、C3、C4、C5 和 C6 的保护区内；

如果 C4、C5 和 C6 比 RP2 更远离程序轴［见图Ⅰ-4-3-附录 C-11 c）］，用 RP2 与 DL1 和 DL2 两个交点代替 C4 和 C6，则出航航段末端包含在 C1、C2、C3、C4 和 C6 的保护区内。

C.3.3.4.1.1.5 入航转弯的保护。旋转模板 180°，而后：

a）模板“a”点放在 C2 和 C3，模板轴与入航航迹平行，画曲线“4”和“5”（转弯大于 180°的保护线的一部分）及其公切线；

b）模板“a”点沿 DL2 弧从 C3 移动至 C6（轴线平行于入航航迹的反方向），画曲线“6”；

c）模板“a”点放在 C6、C4 和最后放在 C5，画曲线“7”和“8”，最后画曲线“9”，再

画它们的公切线；

d）画曲线“8”和“2”的公切线。

C.3.3.4.1.2 加入区绘制

C.3.3.4.1.2.1 进场至VOR/DME台等待航线可以有以下形式：

——沿入航航迹的轴线；

——沿公布的航迹；

——由雷达引导，如果航空器必须建立在规定的保护飞行航径上。

加入点可以是：

a）等待定位点；或

b）在出航航段末端的定位点。

如果加入点在等待定位点，两种情况应该考虑：

情况1.1——经过入航航段的VOR径向线进场；

情况1.2——经过定义等待定位点的DME弧进场。

如果加入点是在出航航段末端的定位点，唯一的情况是进场经过VOR径向线，该径向线通过在出航航段末端的定位点。

C.3.3.4.1.2.2 也有可能使用其他无线电导航台（如NDB）引导。在这种情况，加入的保护受限于一个基于一般准则的专门研究。

C.3.3.4.1.2.3 在进场VOR/DME等待处，用作引导的DME弧半径不应该小于18.5 km（10 NM）。

C.3.3.4.1.2.4 终止于加入点的进场航迹最后航段的最小长度，是前一航段或雷达引导航径与最后航段夹角（θ）的函数。其数值如下表：

角度	θ			
	0°~70°	71°~90°	91°~105°	106°~120°
最小长度 km（NM）	7.5（4）	9.5（5）	13（7）	16.5（9）

C.3.3.4.1.2.5 在一个VOR/DME等待的进场方法及相应的加入程序。这种方法详述如下：

情况1——在等待定位点进入；

情况1.1——经过构成定位点的径向线进入等待定位点：

a）在入航边的VOR径向线进场，进场航向与入航航迹相同。进场航径（或最后航段）对正入航航迹，并沿相同的航向。这种加入构成如下的等待航线［图Ⅰ-4-3-附录C-12 A）］。

加入保护：加入受等待保护区的保护。

b）在入航边的 VOR 径向线进场，航向与入航航迹相反。进场飞越等待定位点后，航空器转至等待一侧与入航航迹的反方向成 30°角，直至到达 DME 出航限制距离，在该点转弯切入入航航迹。在背台加入 VOR/DME 等待并有一条限制径向线的情况，如果航空器在 DME 距离之前遇到径向线，必须转弯并保持在径向线上直至到达 DME 出航限制距离，在该点转弯加入入航航迹［见图Ⅰ-4-3-附录 C-12 B）］。

情况 1.2——经过构成定位点的 DME 弧加入等待定位点：

a）从等待一侧按定义等待定位点的 DME 弧进场。进场飞越等待定位点后，航空器转弯按照平行于入航航迹的反向飞行，直至到达 DME 限制的出航距离。在该点航空器转弯切入入航航迹［见图Ⅰ-4-3-附录 C-12 C）］。

b）从非等待一侧按定义等待定位点的 DME 弧进场。进场飞越等待定位点后，航空器转弯平行于出航航迹的航向飞行，直至到达 DME 限制出航距离，在该点转弯切入入航航迹［见图Ⅰ-4-3-附录 C-12 D）］。

c）除非绝对需要，一般不应该规定按情况 1.2 a）加入的进场航迹，特别是在背电台的 VOR/DME 等待程序。如果选择一个适当的 DME 距离，则这种类型的进场实际上可以用一个终止于入航航迹延长线上的 DME 弧代替［见图Ⅰ-4-3-附录 C-12 E）和 F）］。

情况 2——经过形成限制定位点的径向线，在出航航段末端定位点加入。

a）背台出航；

b）背台入航。

进场飞越出航航段末端的定位点后，航空器转弯并沿等待航线飞行。

C.3.3.4.1.2.6 第 1 扇区沿 DME 弧加入的保护如下：

a）翻转模板，“a”点放在 A3，轴线放在 A1、A3 上，画曲线“13”；

b）画与线“3”（用于绘制基本保护区）平行的“14”，并与曲线“13”相切，这条线与 DL2 弧的交点为 C10；

c）将“a”点放在 C10，轴线平行于入航航迹的反方向，沿 DL2 弧移动至 DL2 和 RP1 的交点，画曲线“15”。

C.3.3.4.1.2.7 第 2 扇区加入程序的保护

C.3.3.4.1.2.7.1 假设航空器过定位点后，飞行员保持好的（±5°误差）航迹，在机动飞行一侧与入航航迹成 30°夹角，到达出航距离限制，转弯入航。另外，航迹偏置 30°的飞行时间限制在 1 min 30 s。此后要求飞行员转至平行于出航航迹的航向直至到达出航限制距离，在此处飞行员转弯入航。

C.3.3.4.1.2.7.2 对于出航大于 1 min 30 s 的程序，第 2 扇区加入程序的保护是由基本保护区来保证。

C.3.3.4.1.2.7.3 对于出航时间为 1 min 或 1 min 30 s 的程序，第 2 扇区加入的保护区按以下方

法绘制：

a）自A1画一条线，与RP呈30°+5°角，将C7置于其同DL2的交叉点上；

b）自A4画一条线，与RP呈30°-5°角，将C8置于其同DL2的交叉点上；

c）将“a”模板点置于C7上，并沿DL2移动至C8，轴与RP呈30°角，画曲线“11”；

d）画曲线“10”和“11”以及基本保护区的公切线。

C.3.3.4.1.3 反向加入辅助点（I）的加入区绘制（参见图Ⅰ-4-3-附录C-14）

C.3.3.4.1.3.1 假定反向加入是沿连接VOR/DME台（S）与辅助点（I）的加入径向线（RE）加入，在该辅助点开始入航转弯。

C.3.3.4.1.3.2 直接加入保护区的绘制如下：

a）量取程序径向线（RP）与连接VOR/DME台和标称出航边末端的径向线（线SC）的交角，取整至最接近的整度得到加入径向线（RE），并予以公布；

b）RE与DLs的交点为“I”点；

c）从S点在RE两侧各等于α角，画线RE1和RE2（归航VOR容差；第Ⅰ部分第2篇第2章的表Ⅰ-2-2-1）；

d）RE1与DL1和DL2的交点为点“I1”和“I2”，RE2与DL1和DL2相交于点“I3”和“I4”；和

e）将模板“a”点置于I2上，轴平行于RE，并且将其沿DL2从I2移动至I4，绘制曲线“13”。

C.3.3.4.2 背台程序

参见图Ⅰ-4-3-附录C-15。

C.3.3.4.2.1 基本保护区绘制

C.3.3.4.2.1.1 距离参数的选择与计算（见图Ⅰ-4-3-附录C-13）。距离参数的选择和计算按以下顺序进行：

a）选择标称距离D

D是在特定的高度上的程序点至VOR/DME台的斜距。

b）选择出航距离ds

ds为出航航段的水平长度。

ds应该符合关系式ds≥vt，其中t为出航计时，直角航线程序的规定参见第3章3.5.5“出航计时间”，等待程序的规定参见第Ⅱ部分第4篇第1章1.3.2.2“出航计时”。

c）计算水平距离Ds

$$Ds = \sqrt{D^2 - hl^2} \qquad (Ⅰ-4-3-附录C-10)$$

式中：Ds——VOR/DME台（S）与程序点在通过S的水平面上的垂直投影之间的距离（km）；

D——在规定的高度上的程序点至 VOR/DME 台的斜距（km）；

hl——高度（km）。

或

$$D_S = \sqrt{D^2 - 0.027\,hl^2} \qquad (Ⅰ-4-3-附录\ C-11)$$

式中：Ds 和 D 单位为 NM，hl 单位为 kft。

d）计算出航距离限制 DL

$$DL = \sqrt{(Ds + ds)^2 + 4r^2 + hl^2} \qquad (Ⅰ-4-3-附录\ C-12)$$

式中：DL——VOR/DME 设备与出航航迹末端上特定高度之间的斜距（km）；

Ds——VOR/DME 台（S）与程序点在通过 S 的水平面上的垂直投影之间的距离（km）；

ds、r、hl 单位为 km。

或

$$DL = \sqrt{(Ds + ds)^2 + 4r^2 + 0.027hl^2} \qquad (Ⅰ-4-3-附录\ C-13)$$

式中：DL、Ds、ds、r 单位为 NM，hl 的单位为 kft。

将 DL 向下取整至 km 或 NM，除非程序处于或低于 4 250 m（或 14 000 ft）的情况下，小数部分大于 0.25 km 或 NM，或者程序高于 4 250 m（或 14 000 ft）的情况下，小数部分大于 0.5 km 或 NM，在这种情况下，DL 向上取整至一个更高的 km 或 NM；

e）计算限制出航的水平距离 DLs

$$DLs = \sqrt{DL^2 - hl^2} \qquad (Ⅰ-4-3-附录\ C-14)$$

式中：DLs——VOR/DME 台与出航航迹末端在通过 S 的水平面上的垂直投影之间的距离（km）；

DL——VOR/DME 设备与出航航迹末端上特定高度之间的斜距（km）；

hl——高度（km）。

或

$$DLs = \sqrt{DL^2 - 0.027\,hl^2} \qquad (Ⅰ-4-3-附录\ C-15)$$

式中：DLs、DL 单位为 NM，hl 单位为 kft。

C.3.3.4.2.1.2 定位容差区和限制出航距离

a）从 S 画程序径向线“RP”，并在“RP”两侧等 α 角画两条线“RP1”和“RP2”（VOR 归航容差见第Ⅰ部分第 2 篇第 2 章的表Ⅰ-2-2-1）；

b）以 S 为圆心、Ds 为半径画“Ds”弧，以 Ds+dl 为半径画“Dl”弧，以 Ds-dl 画“D2”弧，以 DLs、DLs+d2 和 DLs-d2 为半径分别画出“DLs”“DL1”和“DL2”弧。

这里 d1 和 d2 为 D 和 DL 的 DME 容差：

d1 是 0.46 km（0.25 NM）+ 0.0125 D；和

d2 是 0.46 km（0.25 NM）+ 0.0125 DL；

c）“A”点位于 RP 和 Ds 的交叉点上：

“A1”和“A2”位于RP1与D1和D2的交叉点上；和

“A3”和“A4”位于RP2与D1和D2的交叉点上。

C.3.3.4.2.1.3 出航转弯和出航航段的保护

a）模板“a”点放在A1，轴线与入航航迹平行，画曲线“1”（模板外廓线的一部分）；

b）模板“a”点放在A3，轴线与入航航迹平行，画曲线“2”（模板外廓线的一部分）和线“3”（出航航段非机动一侧的保护）；

c）画曲线“1”和“2”的公切线，并延伸曲线“1”的直线部分，线“3”向出航航段末端方向延伸。

C.3.3.4.2.1.4 包含出航边末端的保护区

a）曲线“1”的延长线与圆弧DL1和DL2相交，其交点定为C1和C3，如果不相交，则必须规定一条限制径向线（见本附录C.3.3.4.3）；

b）在C1和C′3之间，按距C′3等于（d1+d2−1.8 km）或（d1+d2−1 NM）的距离确定C2点；

c）穿过C2画一条入航航迹的平行线，并且将点C3置于该线与弧线DL2的交叉点；

d）按上述a）、b）和c）同样方法用线“3”代替曲线“1”，确定C4、C′6、C5和C6代替C1、C′3、C2和C3［见图Ⅰ-4-3-附录C-14 a）］；和

e）如果飞机在到达限制出航距离之前切入VOR径向线，假定飞行员跟随VOR指示，不再进一步偏离程序轴，则：

如果C5和C6比RP2离程序轴更远［见图Ⅰ-4-3-附录C-14 b）］，用RP2与线“3”和DL2弧的交点代替C5和C6，则出航航段末端包含在C1、C2、C3、C4、C5、C6保护区内；

如果C4、C5和C6比RP2离程序轴更远［见图Ⅰ-4-3-附录C-14 c）］，用RP2与DL1和DL2弧的交点代替C4和C6，则出航航段末端包含在C1、C2、C3、C4、C6的保护区内。

C.3.3.4.2.1.5 入航转弯的保护。旋转模板180°，而后：

a）模板“a”点放在C2和C3，轴线与入航航迹平行，画曲线“4”和“5”（转弯大于180°的保护线的一部分）及其公切线；

b）模板“a”点沿DL2弧从C3移动至C6，轴线平行于入航航迹，画曲线“6”；

c）模板“a”点放在C6、C4，最后在C5，画曲线“7”“8”，最后画曲线“9”及它们的公切线；

d）画曲线“8”和“2”的公切线。

C.3.3.4.2.2 加入保护区绘制。假定所有的加入都沿VOR径向线实施，或者沿定义定位点的DME弧线实施。沿径向线入航至定位点的加入或者沿DME弧线从非机动侧的加入，都由基本保

护区予以保护。沿入航航迹反方向或从机动侧沿 DME 弧线加入的保护，除了基本保护区外，还需要如下设计的保护区。从机动侧沿 DME 的加入为第 1 扇区加入程序。由于加入航迹的反向是加入第 1 扇区和加入第 2 扇区的分界线，假定沿入航航迹反向加入时，第 1 扇区和第 2 扇区的加入程序都可以实施。

C. 3. 3. 4. 2. 2. 1 第 1 扇区加入程序的保护。如果沿 DME 弧加入，航空器飞越定位点后，转弯并沿与入航航迹平行的航迹飞行，到达 DME 限制出航距离，转到机动飞行一侧入航。对于沿 DME 弧加入，其加入区的画法如下：

a）翻转模板，“a”点放在 A3，轴线放在 A1A3 线上，画曲线“l4”；

b）画线“l5”平行于线“3”（用于基本保护区的绘制），并与曲线“l4”相切，这条切线与 DL2 弧相交于 C10 点；

注：如果不相交，则应该调整规定的 DME 距离或者不允许沿 DME 弧从第 1 扇区加入。

c）将航迹的“a”点置于 C10 上，轴线平行于入航航迹的反方向，并沿 DL2 移至 DL2 和 RP1 的交叉点，画出曲线“l6”。

C. 3. 3. 4. 2. 2. 2 第 2 扇区加入程序的保护。假设航空器过定位点后，飞行员保持好的（±5°误差）航迹，在机动飞行一侧与入航航迹成 30°夹角，到达出航距离限制，转弯入航。另外，航迹偏置 30°的飞行时间限制在 1 min 30 s。此后要求飞行员转至平行于出航航迹的航向直至到达出航限制距离，在此处飞行员转弯入航。

C. 3. 3. 4. 2. 2. 2. 1 对于出航大于 1 min 30 s 的程序，从第 2 扇区加入的保护由基本保护区来保证。

C. 3. 3. 4. 2. 2. 2. 2 对于出航为 1 min 或 1 min 30 s 的程序，第 2 扇区加入的保护区画法如下：

a）从 A1 画一直线，与 RP 成 30°+5°角，其与 DL2 弧的交点为 C7。如果不相交，则按照 3. 3. 4. 3 的要求，必须规定一条限制径向线；

b）从 A4 画一直线，与 RP 成 30°-5°角，其与 DL2 弧的交点为 C8；

c）将模板点“a”置于 C7 上，并沿 DL2 移动至 C8，轴线与 RP 成 30°角，画曲线“10”；

d）画曲线“10”至基本保护区的公切线。

C. 3. 3. 4. 2. 3 反向加入至辅助点的加入区绘制

参见图 Ⅰ-4-3-附录 C-16。

C. 3. 3. 4. 2. 3. 1 反向加入是沿连接 VOR/DME 台（S）至辅助点（I）的加入径向线（RE）加入，在 I 点开始入航转弯。

C. 3. 3. 4. 2. 3. 2 这种加入程序的保护由基本保护区保证。

C. 3. 3. 4. 2. 3. 3 确定加入径向线的方法如下：量取程序径向线（RP）与连接 VOR/DME 台和标称出航边末端的径向线（SC）的交角，取整至最接近的整度数得到加入径向线（RE），并予

公布。

C.3.3.4.3 背台程序并有限制径向线（参见图Ⅰ-4-3-附录C-17）

C.3.3.4.3.1 基本保护区绘制

C.3.3.4.3.1.1 距离参数的选择和计算（见图Ⅰ-4-3-附录C-13）。距离参数的选择与计算与上述C.3.3.4.2.1.1相同。

C.3.3.4.3.1.2 定位容差区、限制出航距离和限制径向线。定位点容差区和限制出航距离的绘制方式与C.3.3.4.2.1.2中所述相同：

a）将模板点“a”置于A2上，并且按模板确定“R”点；

b）测量衔接R和S的线与RP之间的角度，增加β（相交VOR的容差，见第Ⅰ部分第2篇第2章的表Ⅰ-2-2-1），并且将结果取整到下一个更高的度数；和

c）自S画线RL，将取整的b）值与RP形成一个角，并且画线RL2与RL形成β角。

C.3.3.4.3.1.3 出航转弯与出航边的保护。出航转弯与出航航段的保护的绘制方法与上述C.3.3.4.2.1.3相同。

C.3.3.4.3.1.4 包含出航航段末端的保护区

a）如果曲线“1”的延长线与RL2的交点比曲线“1”与DL1的交点更接近A1点（如图Ⅰ-4-3-附录C-17的情况），则在曲线“1”延长线与RL2的交点定为C1，而在RL2与曲线DL1和DL2的交点分别确定为C2和C3；

b）如果曲线“1”延长线与RL2交点位于“1”延长线与DL1和DL2的交点之间，则确定“1”延长线与DL1弧和RL2直线的交点为C1和C2，确定RL2与DL2的交点为C3；

c）如果曲线“1”和直线RL2的交点比曲线“1”延长线与DL2曲线的交点更远离A1点，则按C.3.3.4.2.1.4的a）、b）和c）同样方法绘制；

d）按C.3.3.4.2.1.4的d）和e）所述方法确定C4、C6和最后C5。

C.3.3.4.3.1.5 入航转弯的保护。旋转模板180°，然后：

a）模板“a”点放在C1、C2和C3，轴线与入航航迹平行，分别划曲线“4”“5”“6”（转弯大于180°保护线的一部分）及其公切线；

b）模板“a”点沿DL2从C3移动至C6，轴线与入航航迹平行，划曲线“7”；

c）模板“a”点放在C6、C4和最后C5，轴线与入航航迹平行，划曲线“8”“9”和最后可能要划“10”和它们的公切线；

d）划曲线“9”和曲线“2”的公切线。

C.3.3.4.3.2 加入保护区绘制

C.3.3.4.3.2.1 第1扇区加入程序的保护。第1扇区加入程序的保护见上述C.3.3.4.2.2.1。

C.3.3.4.3.2.2 第2扇区加入程序的保护。假设航空器过定位点后，飞行员保持好的（±5°误

差）航迹，在机动飞行一侧与入航航迹成30°夹角，到达出航距离限制，转弯入航。另外，航迹偏置30°的飞行时间限制在1 min 30 s。此后要求飞行员转至平行于出航航迹的航向直至到达出航限制距离，在此处飞行员转弯入航。

C. 3. 3. 4. 3. 2. 2. 1 对于出航大于1 min 30 s的程序，第2扇区加入程序的保护由基本保护区来保证。

C. 3. 3. 4. 3. 2. 2. 2 对于出航为1 min或1 min 30 s的程序，第2扇区加入的保护区绘制方法如下：

a）从A1划与RP成30°+5°角的直线，与DL2弧或RL2直线相交，其中交点较近于A1点的定为C7；

b）从A4划与RP成30°-5°角的直线，与DL2弧交于C8点；

c）模板“a”点放在C7，轴线与RP成30°角，画曲线“11”（转弯大于180°保护线的一部分）；

d）将模板“a”点从C7沿DL2弧平移至C8；当C7在RL2直线上时，沿RL2直线移动，保持模板轴线与PR成30°角，画曲线“12”；和

e）画曲线“11”“12”与基本保护区的公切线。

C. 3. 4 等待和直角程序保护区缩减

C. 3. 4. 1 通过采用DME或限制径向线/方位缩减保护区。如果使用DME距离或交叉径向或方位限制程序的出航航段，则可以使用该高度的直角或等待模板按以下方法缩减保护区：

a）按C. 3. 3设计保护区；

b）以DME台位置（S）为圆心，在出航航段末端划“DL”和“DL2”弧。

半径DL为S至标称出航航段末端的距离，半径DL2为DL加DME容差d2；d2 = 0. 46 km（0. 25 NM）+0. 0125DL；

c）从S点（VOR或NDB台位置）至出航航段末端画直线“RL”表示交叉径向线或方位线。加上侧方电台相应的容差画RL2直线（第Ⅰ部分第2篇第2章2. 3）；和

d）模板“a”点放在按a）画出的保护区边界与DL2弧或RL2直线的交点上。

模板轴必须平行于标称出航航迹，沿DL2弧或RL2直线移动模板“a”点，分别画出曲线“R”，这条“R”曲线与按a）画出的出航末端保护区边界之间的保护区可以取消（见图Ⅰ-4-3-附录C-15）。

C. 3. 4. 2 用限制加入路线缩减直角或等待程序的保护区。如果加入程序限制在沿入航径向线加入，可以使用基本保护区而不需要全向加入所需的额外保护区（见图Ⅰ-4-3-附录C-16和图Ⅰ-4-3-附录C-17中的示例）。

C. 3. 5 反向和直角程序的简化保护区画法

C. 3. 5. 1 总则。反向和直角程序区可以用简单的长方形划定。每一种程序形式的长方形大小，用本节给定的方程式很容易计算。这个长方形在所有情况包含的保护区比用较详细的模板法（TTT）画出保护区稍大，在空域紧张的地方，为取得最大利益，应该使用模板法（TTT）画保护区。

C. 3. 5. 2 坐标系统。长方形的尺寸与常规的 x、y 坐标系相关，其起点位于导航台（见图Ⅰ-4-3-附录 C-18）。x 轴平行于入航航迹。x 的负值从入航航迹方向的导航台量取，正值从入航航迹相反方向的导航台量取。y 的正值在包含出航航迹或反向程序/直角航线机动区的 x 轴测量。y 轴与 x 轴呈直角。

C. 3. 5. 3 保护区计算

a）确定反向/直角程序所用的 IAS 和高度数值。计算规定高度上 ISA+15℃的 TAS（第Ⅰ部分第 2 篇第 1 章附录）。计算风速（ICAO 或指定高度的统计风）。

b）确定所需程序类型：

程序转弯（45°/180°）——表Ⅰ-4-3-附录 C-5 a）

程序转弯（80°/260°）——表Ⅰ-4-3-附录 C-5 b）

基线转弯——表Ⅰ-4-3-附录 C-5 c）

直角航线——表Ⅰ-4-3-附录 C-5 d）

c）由表Ⅰ-4-3-附录 C-5 记录下方程式。

d）将 TAS 值和 a）中所计算的风速代入等式，计算所需的 x 和 y 值。

e）根据定位点容差调整各数值。

f）按比例尺画长方形保护区。

g）增加适当的缓冲区。

表 Ⅰ-4-3-附录 C-1 基线转弯模板设计的有关计算

项目	数据	
	SI 单位	非 SI 单位
IAS	260 km/h	140 kt
高度	1850 m	6000 ft
T	2 min	2 min
NDB	0 m	0 ft
温度	ISA+15℃	ISA+15℃

续表

		用 SI 单位计算		用非 SI 单位计算	
行	参数	公式	数值	公式	数值
1	K	对高度 1 850 m 和 ISA+15℃的换算因子（见第Ⅰ部分第 2 篇第 1 章附录）	1. 1244	对高度 6 000 ft 和 ISA+15℃的换算因子（见第Ⅰ部分第 2 篇第 1 章附录）	1. 1231
2	V	V = K×IAS	292. 34 km/h	V = K×IAS	157. 23 kt
3	v	v = V÷3600	0. 0812 km/s	v = V÷3600	0. 0437 NM/s
4	R	R = 943. 27÷V 或 3°/s，取较小值	（3. 23）3°/s	R = 509. 26÷V 或 3°/s，取较小值	（3. 24）3°/s
5	r	r = V÷62. 83R	1. 55 km	r = V÷62. 83R	0. 83 NM
6	h	km	1. 85	kft	6
7	w	w = 12h+87	109. 2 km/h	w = 2h+47	59 kt
8	w′	w′ = w÷3600	0. 03 km/s	w′ = w÷3600	0. 0164 NM/s
9	E	E = w′÷R	0. 01 km/°	E = w′÷R	0. 00546 NM/°
10	Φ	V≤315 km/h φ = 36÷T V>315 km/h： φ = 0. 116V÷T	18°	V≤170 kt： φ = 36÷T V>170 kt： φ = 0. 215V÷T	18°
11	zN	* zN = htan40°	1. 55 km	** zN = 0. 164h tan40°	0. 83 NM
12	t	t = 60T	120 s	t = 60T	120 s
13	L	L = vt	9. 74 km	L = vt	5. 24 NM
14	ab1 = ab3	*** ab1 = ab3 = （t−5）（v−w′）−zN	4. 34 km	*** ab1 = ab3 = （t−5）（v−w′）−zN	2. 31 NM
15	ab2 = ab4	*** ab2 = ab4 = （t+21）（v+w′）+zN	17. 23 km	*** ab2 = ab4 = （t+21）（v+w′）+zN	9. 30 NM
16	W_d = Wg	$W_d = W_g$ = 50E	0. 5 km	$W_d = W_g$ = 50E	0. 27 NM
17	$W_e = W_f = W_h$	$W_e = W_f = W_h$ = 100E	1. 0 km	$W_e = W_f = W_h$ = 100E	0. 55 NM
18	W_i	W_i = 190	E1. 9 km	W_i = 190E	1. 04 NM
19	W_j	W_j = 235E	2. 35 km	W_j = 235E	1. 28 NM
20	偏流角 d	d = arcsin（w÷V）	23°	d = arcsin（w÷V）	23°
21	N_{3l}	N_{3l} = 11v	0. 9 km	N_{3l} = 11v	0. 48 NM
22	W_l	W_l = 11w′	0. 33 km	W_l = 11w′	0. 18 NM
23	W_m	$W_m = W_l$ +50E	0. 83 km	$W_m = W_l$ +50E	0. 45 NM
24	W_n	$W_n = W_l$ +100E	1. 33 km	$W_n = W_l$ +100E	0. 73 NM

续表

*：　在VOR基线转弯第11行为：zV=h tan50°。 **：　在VOR基线转弯第11行为：zV=0.164 h tan50°。 ***：在VOR/DME基线转弯，D为限制出航航段规定的DME距离，d1为DME指示的容差［d1为0.46 km（0.25 NM）+0.0125 D］，第14和15行为： ab1=ab3=D−d1+5（v−w′） ab2=ab4=D+d1+11（v+w′） 在VOR基线转弯的情况，第14和15行为： ab1=ab3=（t−5）（v−w′）−zV ab2=ab4=（t+21）（v+w′）+zV

表Ⅰ-4-3-附录C-2　45°~180°程序转弯模板设计的有关计算

项目	数据	
	SI单位	非SI单位
IAS	260 km/h	140 kt
高度	1850 m	6000 ft
T	60 s（A、B类为1 min，C、D、E类为1.25 min）	60 s（A、B类为1 min，C、D、E为1.25 min）
温度	ISA+15℃	ISA+15℃

		用SI单位计算		用非SI单位计算	
行	参数	公式	数值	公式	数值
1	K	对1 850 m和ISA+15℃的换算因子（见第Ⅰ部分第2篇第1章附录）	1.1244	对6 000 ft和ISA+15℃的换算因子（见第Ⅰ部分第2篇第1章附录）	1.1231
2	V	V=K×IAS	292.34 km/h	V=K×IAS	157.23 kt
3	v	v=V÷3600	0.0812 km/s	v=V÷3600	0.0437 NM/s
4	R	R=943.27÷V或3°/s，取较小值	（3.23） 3°/s	R=509.26÷V或3°/s，取较小值	（3.24） 3°/s
5	r	r=V÷62.83R	1.55 km	r=V÷62.83R	0.83 NM
6	h	km	1.85	kft	6
7	w	w=12h+87	109.2 km/h	w=2h+47	59 kt
8	w′	w′=w÷3600	0.03 km/s	w′=w÷3600	0.0164 NM/s
9	E	E=w′÷R	0.01 km/°	E=w′÷R0.0	0546 NM/°
10	ab	ab=5v	0.41 km	ab=5v	0.22 NM
11	cd	cd=（t−5−45÷R）v	3.25 km	cd=（t−5−45÷R）v	1.75 NM
12	cd1、cd3	cd1=cd3=cd−5v	2.84 km	cd1=cd3=cd−5v	1.53 NM

续表

		用 SI 单位计算		用非 SI 单位计算	
行	参数	公式	数值	公式	数值
13	cd2、cd4	cd2=cd4=cd+15v	4.47 km	cd2=cd4=cd+15v	2.41 NM
14	W_c	W_c=5w′+45E	0.60 km	W_c=5w′+45E	0.33 NM
15	W_{d2}、W_{d4}	$W_{d2}=W_{d4}$=（t+15）w′	2.25 km	$W_{d2}=W_{d4}$=（t+15）w′	1.23 NM
16	W_f	$W_f=W_{d2}$+50E	2.75 km	$W_f=W_{d2}$+50E	1.50 NM
17	Wg、W_h	$W_g=W_h=W_{d2}$+100E	3.25 km	$W_g=W_h=W_{d2}$+100E	1.78 NM
18	W_i	$W_i=W_{d2}$+150E	3.75 km	$W_i=W_{d2}$+150E	2.05 NM
19	W_j	$W_j=W_{d2}$+200E	4.25 km	$W_j=W_{d2}$+200E	2.32 NM
20	W_k	W_k=（t−5）w′+200E	3.65 km	W_k=（t−5）w′+200E	1.99 NM
21	W_l	$W_l=W_k$+50E	4.15 km	$W_l=W_k$+50E	2.27 NM

表 I−4−3−附录 C−3　80°～260°程序转弯模板设计的有关计算

项目	数据	
	SI 单位	非 SI 单位
IAS	405 km/h	220 kt
高度	1 850 m	6 000 ft
温度	ISA+15℃	ISA+15℃

		用 SI 单位计算		用非 SI 单位计算	
行	参数	公式	数值	公式	数值
1	K	对 1 850 m 高度和 ISA+15℃的换算因数（见第Ⅰ部分第 2 篇第 1 章附录）	1.1244	对 6 000 ft 和 ISA+15℃的换算因数（见第Ⅰ部分第 2 篇第 1 章附录）	1.1231
2	V	V=K×IAS	455.38 km/h	V=K×IAS	247.08 kt
3	v	v=V÷3600	0.1265 km/s	v=V÷3600	0.0686 NM/s
4	R	R=943.27÷V 或 3°/s，取较小值	2.07 °/s	R=509.26÷V 或 3°/s，取较小值	2.06°/s
5	r	r=V÷62.83R	3.5 km	r=V÷62.83R	1.91 NM
6	h	km	1.85	kft	6
7	w	w=12h+87	109.2 km/h	w=2h+47	59 kt
8	w′	w′=w÷3600	0.03 km/s	w′=w÷3600	0.0164 NM/s
9	E	E=w′÷R	0.0145 km/°	E=w′÷R	0.00796 NM/°

续表

		用SI单位计算		用非SI单位计算	
行	参数	公式	数值	公式	数值
10	ab	ab=5v	0.63 km	ab=5v	0.34 NM
11	de、d1e1、d2e2	de=d1e1=d2e2=10v	1.27 km	de=d1e1=d2e2=10v	0.69 NM
12	W_{e2}	W_{e2}=15w′+85	E1.68 km	W_{e2}=15w′+85E	0.92 NM
13	W_g	W_g=15w′+130E	2.34 km	W_g=15w′+130E	1.28 NM
14	W_h	W_h=15w′+175E	2.99 km	W_h=15w′+175E	1.64 NM
15	W_i	W_i=15w′+220E	3.64 km	Wi=15w′+220E	2.00 NM
16	W_j	W_j=15w′+265E	4.29 km	Wj=15w′+265E	2.36 NM
17	W_k	W_k=15w′+255E	4.15 km	Wk=15w′+255E	2.28 NM
18	W_l	W_l=15w′+300E	4.80 km	W1=15w′+300E	2.63 NM
19	W_m	W_m=15w′+345E	5.45 km	W_m=15w′+345E	2.99 NM

表 I-4-3-附录 C-4　等待和直角模板结构的计算

项目	数据	
	SI单位	非SI单位
IAS	405 km/h	220 kt
高度	3 050 m	10 000 ft
T	1 min	1 min
温度	ISA+15℃	ISA+15℃

		用SI单位计算		用非SI单位计算	
行	参数	公式	数值	公式	数值
1	K	对3 050 m高度和ISA+15℃的换算因数（见第Ⅰ部分第2篇第1章附录）	1.1960	10 000 ft和ISA+15℃的换算因数（见第Ⅰ部分第2篇第1章附录）	1.1958
2	V	V=K×IAS[a] a：真空速也可由第Ⅱ部分第4篇第1章附录A导出	484.38 km/h	V=K×IAS[a] a：真空速也可由第Ⅱ部分第4篇第1章附录A导出	263.08 kt
3	v	v=V÷3600	0.1346 km/s	v=V÷3600	0.07308 NM/s
4	R	R=943.27÷V或3°/s，取较小值	1.95 °/s	R=509.26÷V或3°/s，取较小值	1.94 °/s
5	r	r=V÷62.83R	3.96 km	r=V÷62.83R	2.16 NM

续表

		用 SI 单位计算		用非 SI 单位计算	
行	参数	公式	数值	公式	数值
6	h	km	3. 05	kft	10
7	w	w = 12h+87	123. 6 km/h	w = 2h+47	67 kt
8	w′	w′ = w÷3600	0. 03433 km/s	w′ = w÷3600	0. 0186 NM/s
9	E_{45}	E_{45} = 45w′÷R	0. 792 km	E_{45} = 45w′÷R	0. 431 NM
10	t	t = 60T	60 s	t = 60T	60 s
11	L	L = vt	8. 08 km	L = vt	4. 38 NM
12	ab	ab = 5v	0. 67 km	ab = 5v	0. 37 NM
13	ac	ac = 11v	1. 48 km	ac = 11v	0. 80 NM
14	$g_{i1}=g_{i3}$	$g_{i1}=g_{i3}$ = （t−5） v	7. 40 km	$g_{i1}=g_{i3}$ = （t−5） v	4. 02 NM
15	$g_{i2}=g_{i4}$	$g_{i2}=g_{i4}$ = （t+21） v	10. 90 km	$g_{i2}=g_{i4}$ = （t+21） v	5. 92 NM
16	W_b	W_b = 5w′	0. 17 km	W_b = 5w′	0. 09 NM
17	W_C	W_C = 11w′	0. 38 km	W_C = 11w′	0. 20 NM
18	W_d	$W_d=W_C+E_{45}$	1. 17 km	$W_d=W_C+E_{45}$	0. 64 NM
19	W_e	$W_e=W_C+2E_{45}$	1. 96 km	$W_e=W_C+2E_{45}$	1. 07 NM
20	W_f	$W_f=W_C+3E_{45}$	2. 75 km	$W_f=W_C+3E_{45}$	1. 50 NM
21	W_g	$W_g=W_C+4E_{45}$	3. 55 km	$W_g=W_C+4E_{45}$	1. 93 NM
22	W_h	$W_h=W_b+4E_{45}$	3. 34 km	$W_h=W_b+4E_{45}$	1. 82 NM
23	W_o	$W_o=W_b+5E_{45}$	4. 13 km	$W_o=W_b+5E_{45}$	2. 25 NM
24	W_p	$W_p=W_b+6E_{45}$	4. 92 km	$W_p=W_b+6E_{45}$	2. 69 NM
25	$W_{i1}=W_{i3}$	$W_{i1}=W_{i3}$ = （t+6） w′ +$4E_{45}$	5. 43 km	$W_{i1}=W_{i3}$ = （t+6） w′ +$4E_{45}$	2. 96 NM
26	$W_{i2}=W_{i4}$	$W_{i2}=W_{I4}=W_{i1}$+14w′	5. 91 km	$W_{i2}=W_{i4}=W_{i1}$+14w′	3. 22 NM
27	W_j	$W_j=W_{i2}+E_{45}$	6. 71 km	$W_j=W_{i2}+E_{45}$	3. 65 NM
28	$W_k=W_1$	$W_k=W_1=W_{i2}+2E_{45}$	7. 50 km	$W_k=W_1=W_{i2}+2E_{45}$	4. 08 NM
29	W_m	$W_m=W_{i2}+3E_{45}$	8. 29 km	$W_m=W_{i2}+3E_{45}$	4. 51 NM
30	W_{n3}	$W_{n3}=W_{i1}+4E_{45}$	8. 60 km	$W_{n3}=W_{i1}+4E_{45}$	4. 68 NM
31	W_{n4}	$W_{n4}=W_{i2}+4E_{45}$	9. 08 km	$W_{n4}=W_{i2}+4E_{45}$	4. 94 NM
32	XE	XE = 2r+ （t+15） v+ （t+26+195÷R） w′	24. 38 km	XE = 2r+ （t+15） v+ （t+26+195÷R） w′	13. 27 NM
33	YE	YE = 11 v cos 20°+ r （1+sin20°） + （t+15） v tan5°+ （t+26+125÷R） w′	12. 73km	YE = 11 v cos 20°+ r （1+sin20°） + （t+15） v tan5°+ （t+26+125÷R） w′	6. 93NM

表 I-4-3-附录 C-5　长方形方程式

警告：本表格基于的真空速速度范围是 165 km/h～540 km/h（90 kt～290 kt），风速最大至 120 km/h（65 kt），并且标称出航时间在 1 min～3 min 之间。该表的使用不得超出这些范围。

	标准单位 （距离为 km，速度为 km/h，时间为 min）	非标准单位 （距离为 NM，速度为 kt，时间为 min）
a）45°/180°程序转弯方程式		
$x_{最大}$	TAS(0.0165t+0.0431)+W(0.0165t+0.0278)+3.4	TAS(0.0165t+0.0431)+W(0.0165t+0.0278)+1.8
$y_{最大}$	TAS(0.002t+0.022)+W(0.002t+0.0333)−0.74	TAS(0.002t+0.022)+W(0.002t+0.0333)−0.4
$y_{最小}$	TAS(−0.002t−0.0137)+W(0.002t−0.0594)+1.67	TAS(−0.002t−0.0137)+W(−0.002t−0.0594)+0.9
b）80°/260°程序转弯方程式		
$x_{最大}$	TAS(0.0165t+0.0421)+W(0.0165t+0.0489)−3.34	TAS(0.0165t+0.0421)+W(0.0165t+0.0489)−1.8
$y_{最大}$	TAS(0.002t+0.0263)+W(0.002t+0.0322)−1.85	TAS(0.002t+0.0263)+W(0.002t+0.0322)−1.0
$y_{最小}$	TAS(−0.002t−0.01)+W(0.002t−0.0591)+1.3	TAS(−0.002t−0.01)+W(−0.002t−0.0591)+0.7
c）基线转弯方程式		
$x_{最大}$	TAS(0.0173t+0.0181)+W(0.0166t+0.0209)−0.93	TAS(0.0173t+0.0181)+W(0.0166t+0.0209)−0.5
$y_{最大}$	TAS(−0.0004t+0.0373)+W(−0.0072t+0.0404)+0.164t−3.15	TAS(−0.0004t+0.0373)+W(−0.0072t+0.0404)+0.0887t−1.7
$y_{最小}$	TAS(−0.0122)+W(0.0151t−0.0639)−0.1845t+1.48	TAS(−0.0122)+W(0.0151t−0.0639)−0.0996t+0.8
d）直角航线方程式		
$x_{最大}$	TAS(0.0167t+0.0297)+W(0.0167t+0.0381)−1.67	TAS(0.0167t+0.0297)+W(0.0167t+0.0381)−0.9
$x_{最小}$	TAS(−0.0241)+W(−0.037)+2.04	TAS(−0.0241)+W(−0.037)+1.1
$y_{最大}$	TAS(0.0012t+0.0266)+W(0.0158t+0.0368)+0.843t−5.37	TAS(0.0012t+0.0266)+W(0.0158t+0.0368)+0.455t−2.9
$y_{最小}$	TAS(−0.0015t−0.0202)+W(−0.0167t−0.027)+1.3	TAS(−0.0015t−0.0202)+W(−0.0167t−0.027)+0.7

举例（标准单位）

具体条件：2 min 基线转弯，IAS 260 km/h，高度 1 850 m，ICAO 风，VOR 台，圆锥效应角 50°：

TAS = 260×1.1243 = 292 km/h

W = 12×1.85+87 = 109 km/h

定位误差 = 1.85×tan50° = 2.20 km/h

计算［用上述 c）方程式］：

$x_{最大}$ = 292（0.0173×2+0.0181）+109（0.0166×2+0.0209）−0.93 = 20.36 km/h

$y_{最大}$ = 292（−0.0004×2+0.0373）+109（−0.0072×2+0.0404）+0.164×2−3.15 = 10.67 km/h

$y_{最小}$ = 292（−0.0122）+109（0.0151×2−0.0639）−0.1845×2+1.48 = −6.12 km/h

画模板数值（包括增加定位容差 2.20 km）：

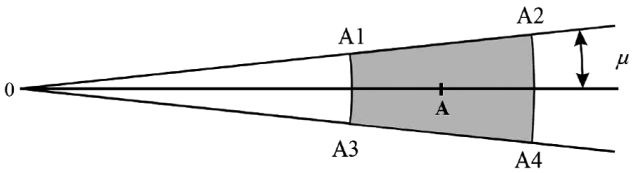
$x_{最大}$ = 22.6 km

$y_{最大}$ = 12.9 km

$y_{最小}$ = −8.3 km

续表

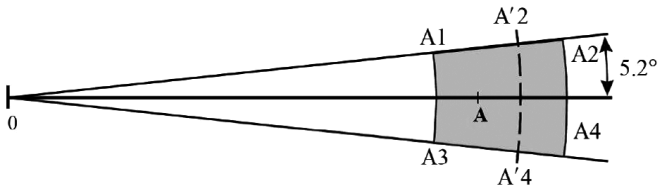
	标准单位 （距离为 km，速度为 km/h，时间为 min）	非标准单位 （距离为 NM，速度为 kt，时间为 min）
举例（非标准单位）： 具体条件：1 min 45°/180°程序转弯，IAS 140kt，高度 6 000 ft，ICAO 风，NDB 台。 TAS = 140×1. 1231 = 157 kt W = 2×6+47 = 59 kt 定位误差 = 0. 164×6 tan 40 = 0. 83 NM 计算［用上述 a）方程式］： $x_{最大}$ = 157（0. 0165×1+0. 04311）+59（0. 0165×1+0. 0278）+1. 8 = 13. 77 NM $y_{最大}$ = 157（0. 002×1+0. 022）+59（0. 002×1+0. 0333）−0. 4 = 5. 45 NM $y_{最小}$ = 157（−0. 002×1−0. 0137）+59（−0. 002×1−0. 0594）+0. 9 = −5. 19 NM 画模板数值（包括增加定位容差 0. 83 NM）： $x_{最大}$ = 14. 6 NM $y_{最大}$ = 6. 3 NM $y_{最小}$ = −6. 0 NM		



μ = 5.2° (VOR); 6.9° (NDB)
O A = vt
O A1 = O A3 = (v−w') (t−10) −a
O A2 = O A4 = (v+w') (t+10)+a

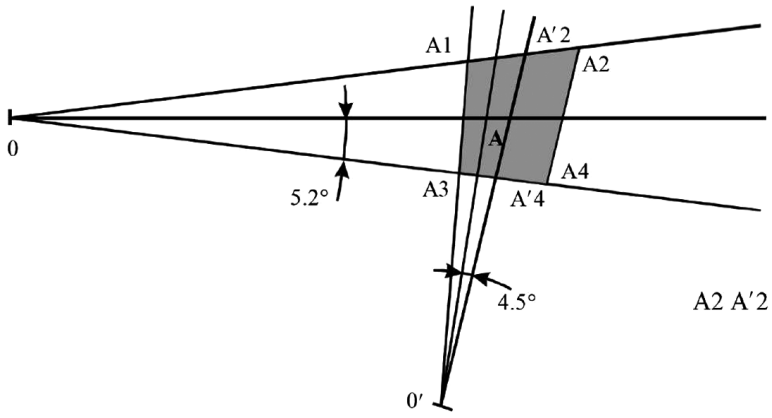
a = 导航台在 0 点的定位容差 (见第 I 部分第 2 篇第 2 章2.5)

图 I-4-3-附录 C-1　VOR 或 NDB 在 0 点——时间为 0 至 A



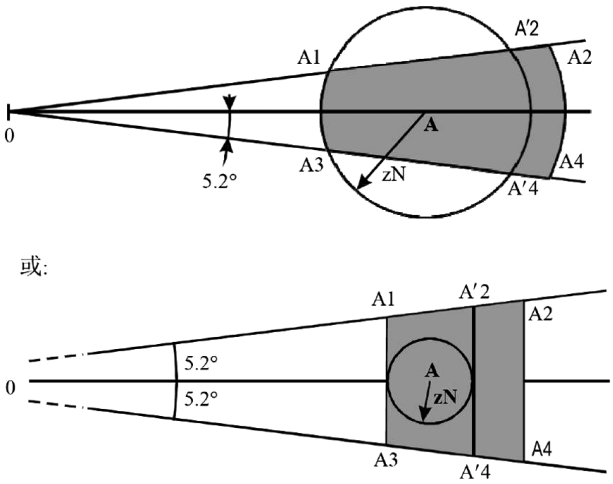
O A = D
O A1 = O A3 = D−d1
O A′2 = O A′4 = D+d1
A2 A′2 = A4 A′4 = 6 (v+w′)

图 I-4-3-附录 C-2　VOR/DME 在 0 点



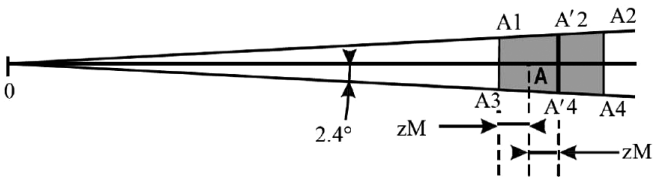
A2 A′2 = A4 A′4 = 6 (v+w′)

图 I-4-3-附录 C-3　VOR 在 0 点和 0′点



A2 A′2 = A4 A′4 = 6 (v+w′)
zN = h x tan 40°

图 I-4-3-附录 C-4　VOR 在 0 点和 NDB 或示位信标台在 A 点



zM 见图 I-2-2-2

A2 A′2 = A4 A′4 = 6 (v+w′)

图 I-4-3-附录 C-5　航向台在 0 点和指点标在 A 点

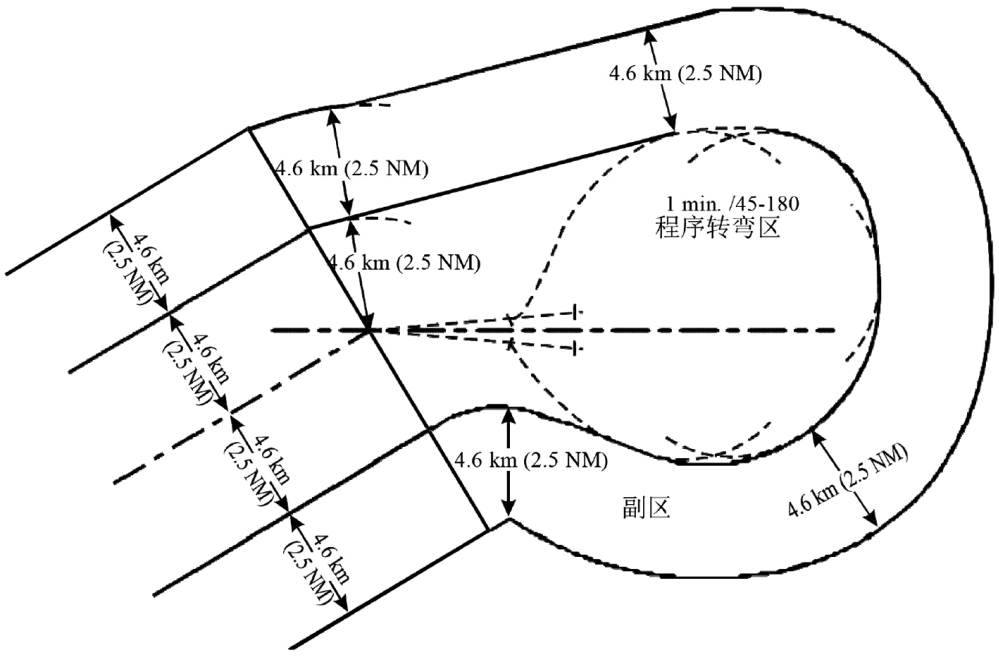


图 I-4-3-附录 C-6　起始航段区与程序转弯区的衔接

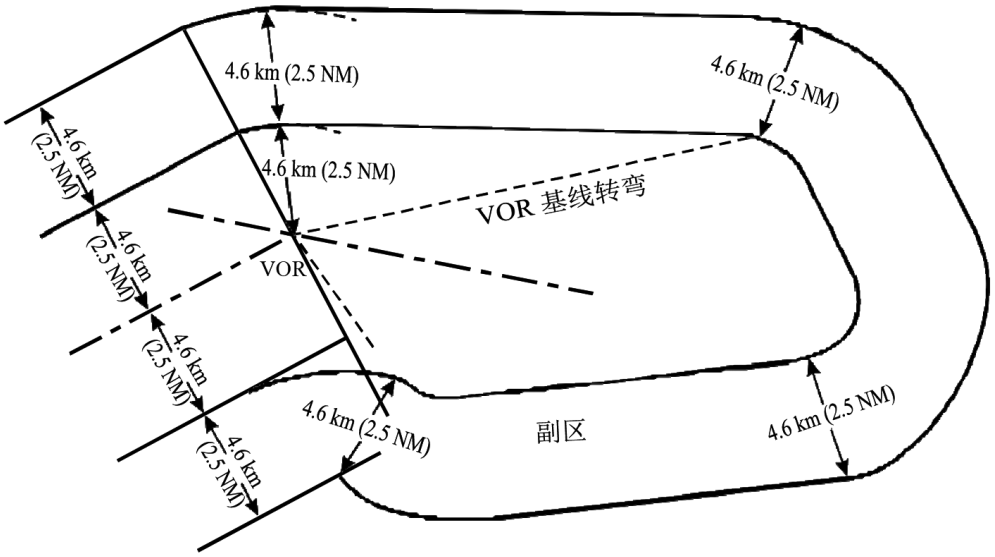


图 I-4-3-附录 C-7　起始航段区与基线转弯区的衔接

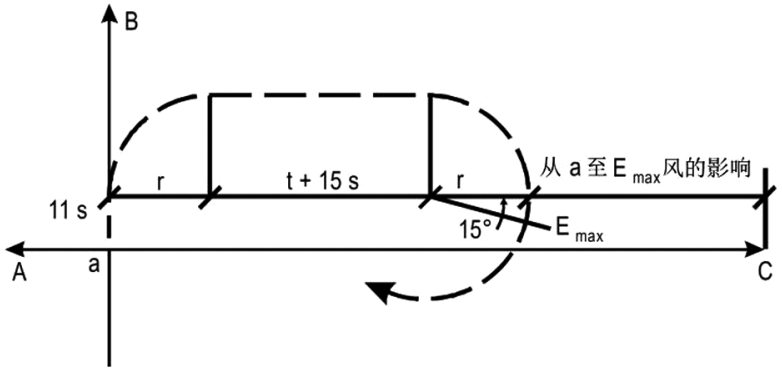


图 I-4-3-附录 C-8

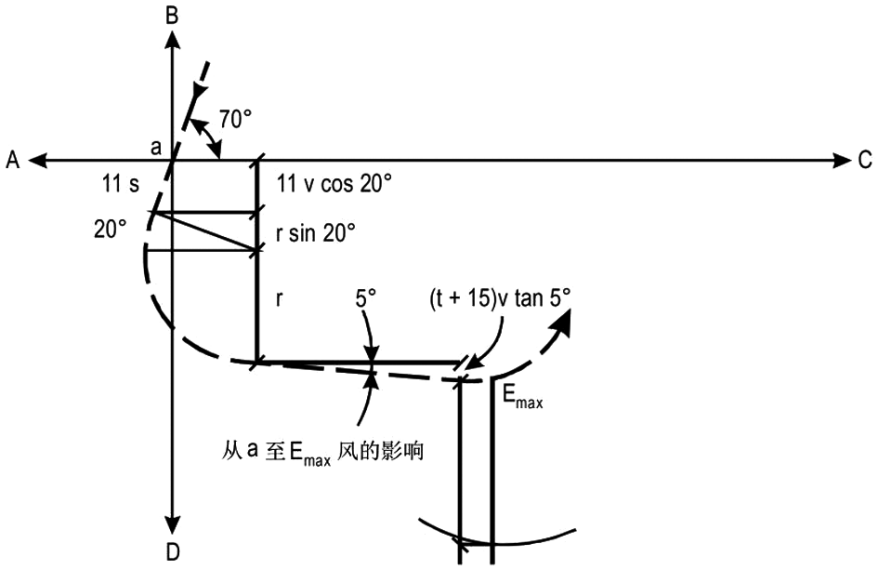
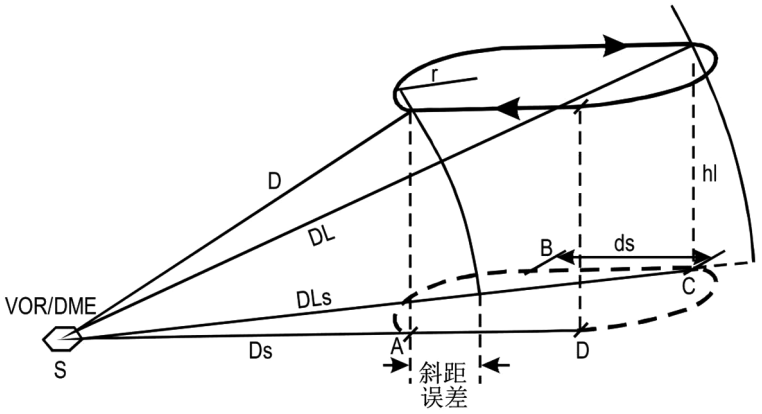
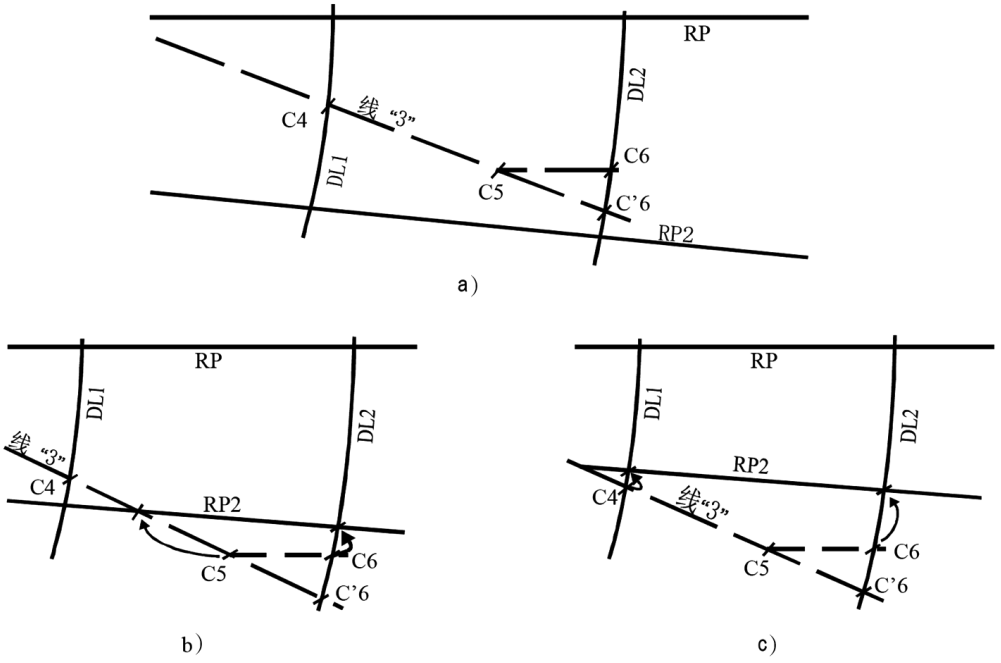


图 I-4-3-附录 C-9



图Ⅰ-4-3-附录C-10



图Ⅰ-4-3-附录C-11

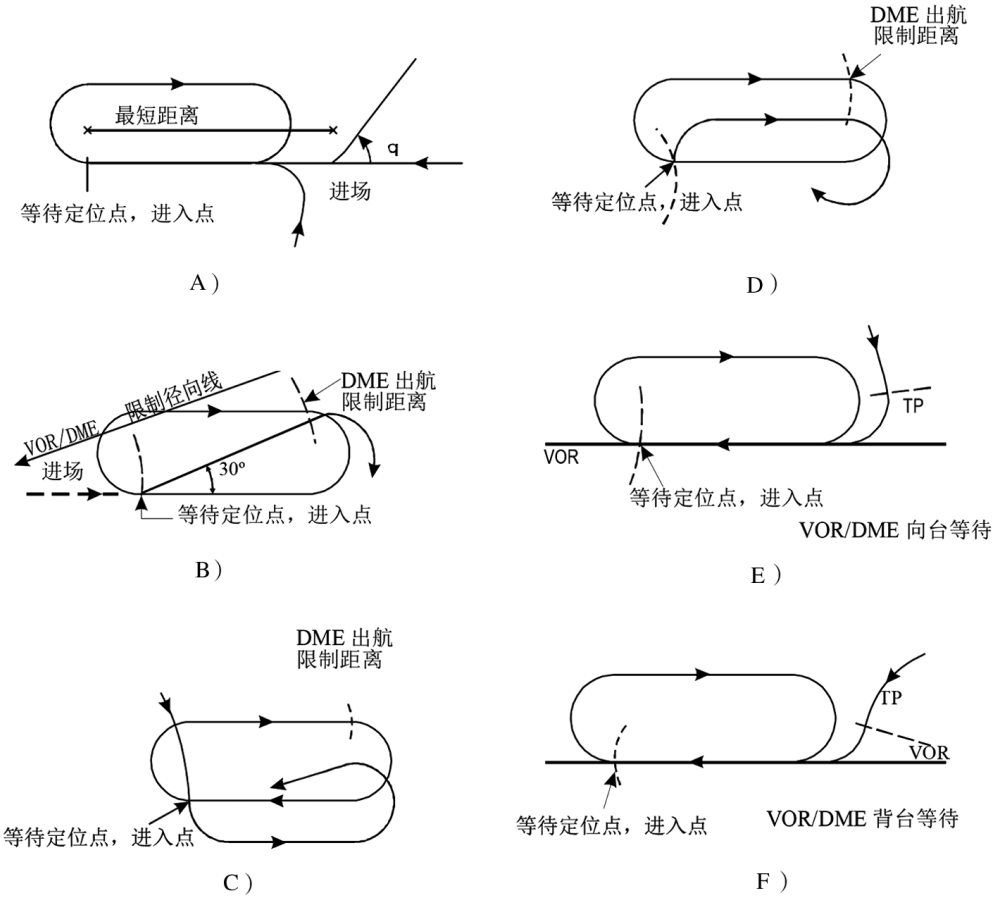


图 I-4-3-附录 C-12

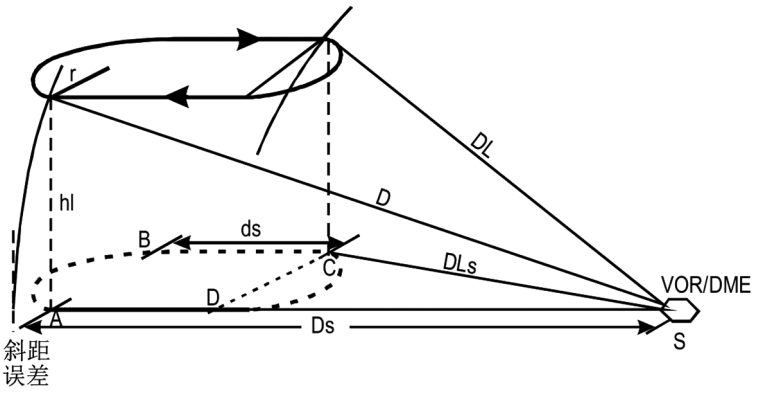
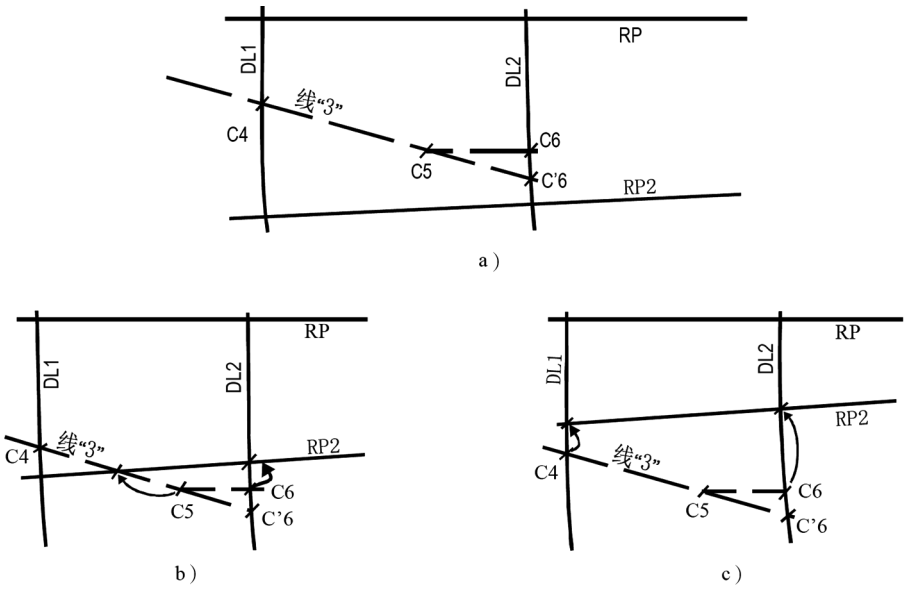
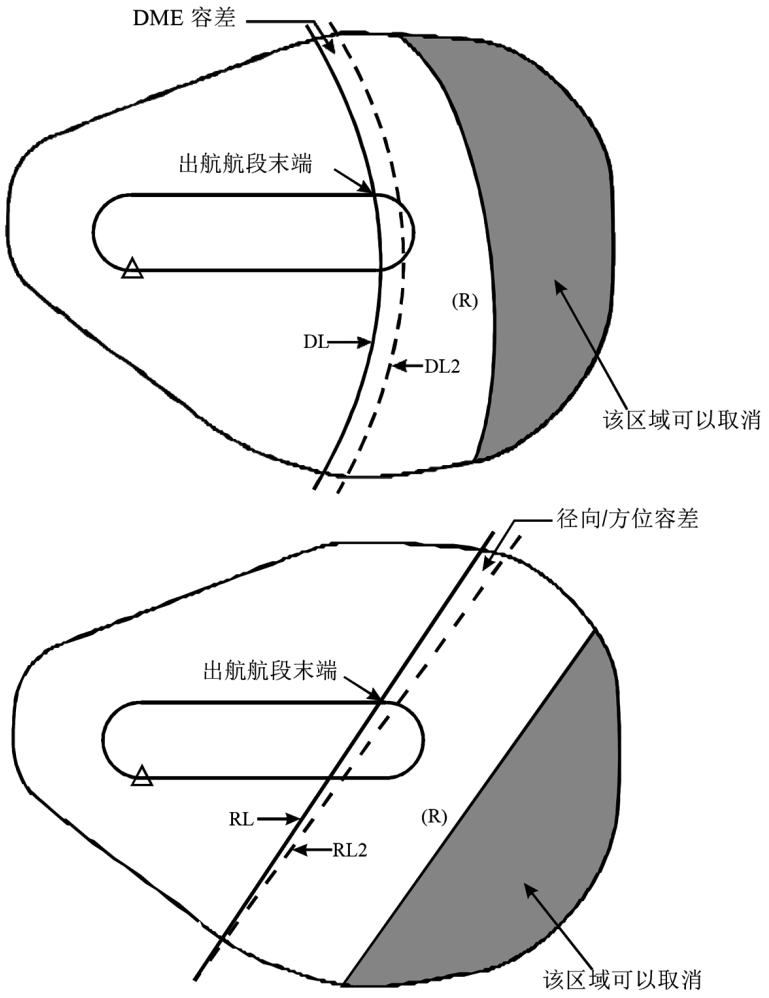


图 I-4-3-附录 C-13



图Ⅰ-4-3-附录C-14



图Ⅰ-4-3-附录C-15　使用DME弧或交叉径向或方位的保护区缩减举例

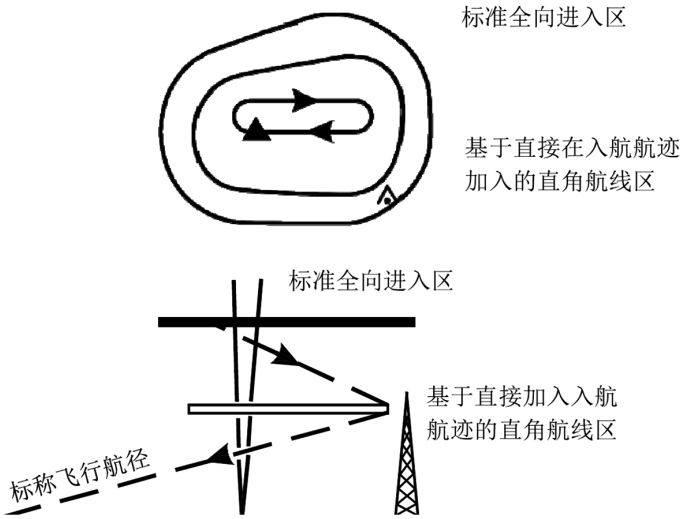


图 I-4-3-附录 C-16　在高高度沿标准/全向加入直角航线举例（沿轴线加入的保护区缩减）

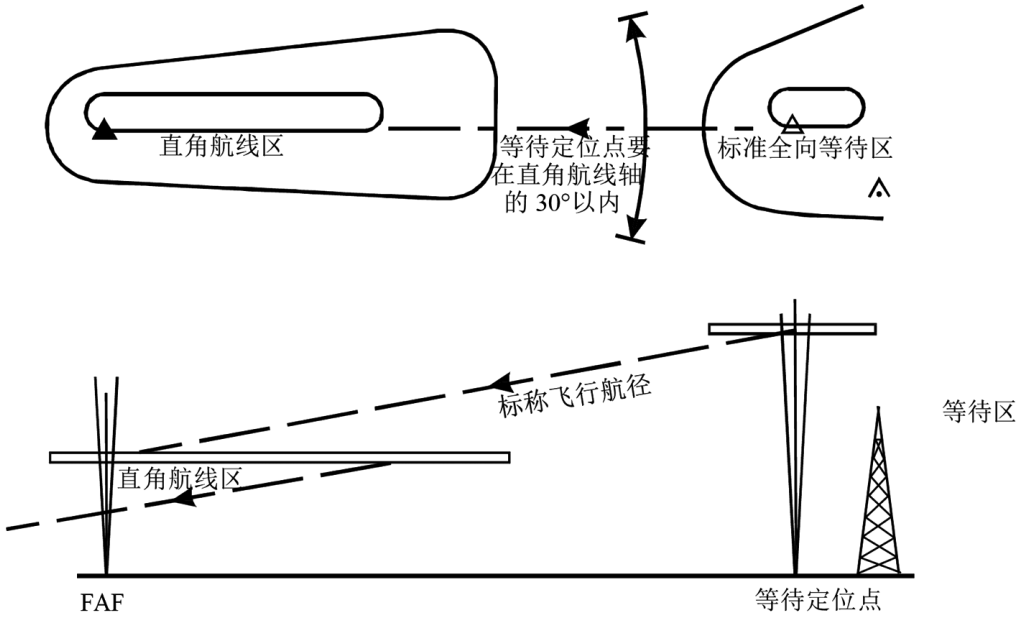


图 I-4-3-附录 C-17　通过限制或规定航迹的限制直角航线加入举例（沿轴线加入的保护区缩减）

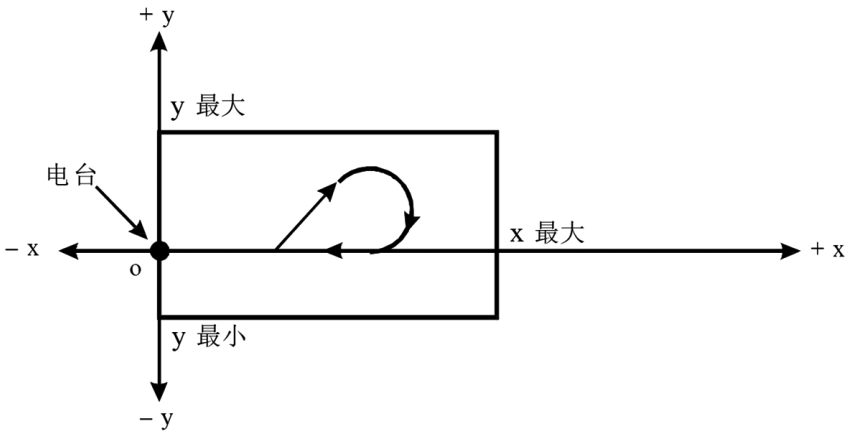
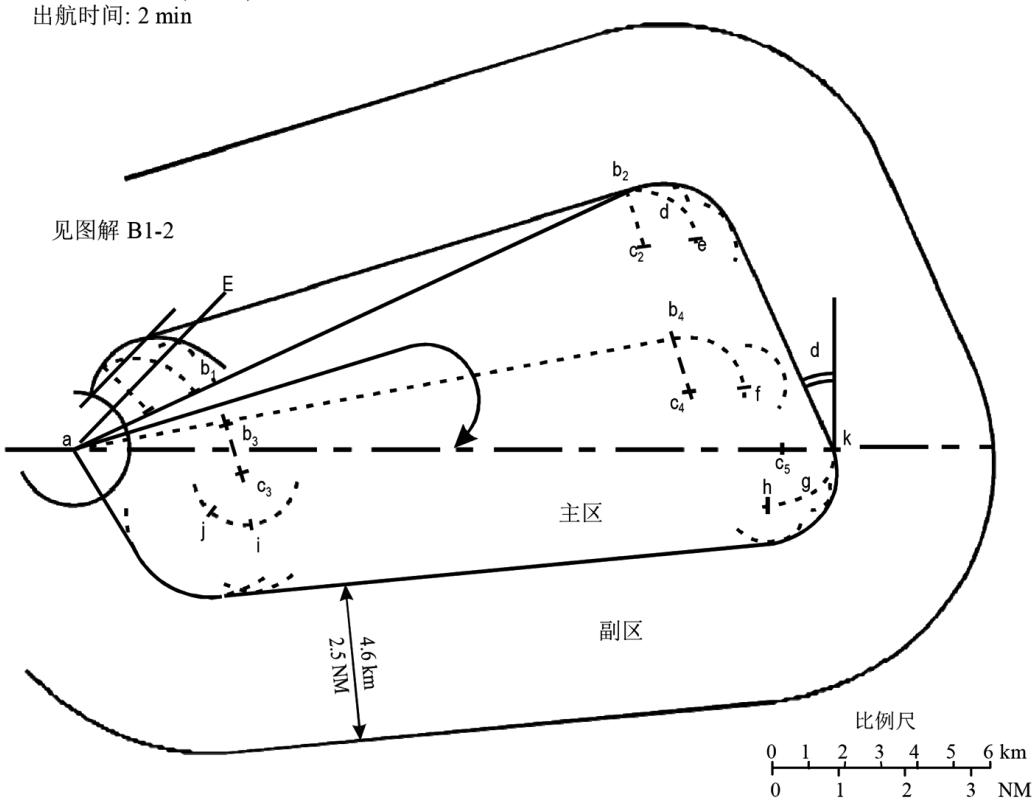


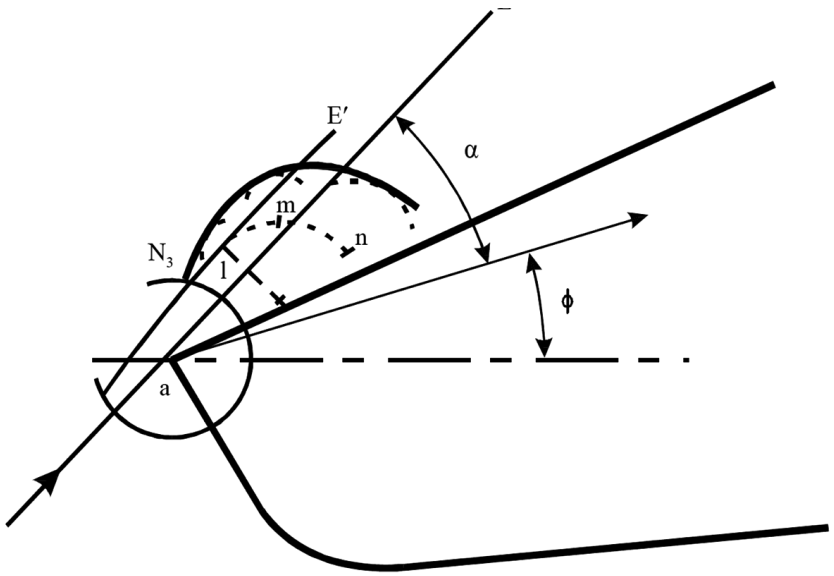
图 I–4–3–附录 C–18　简化保护区作图——表示程序转弯的长方形举例

NDB 转弯保护区参数:

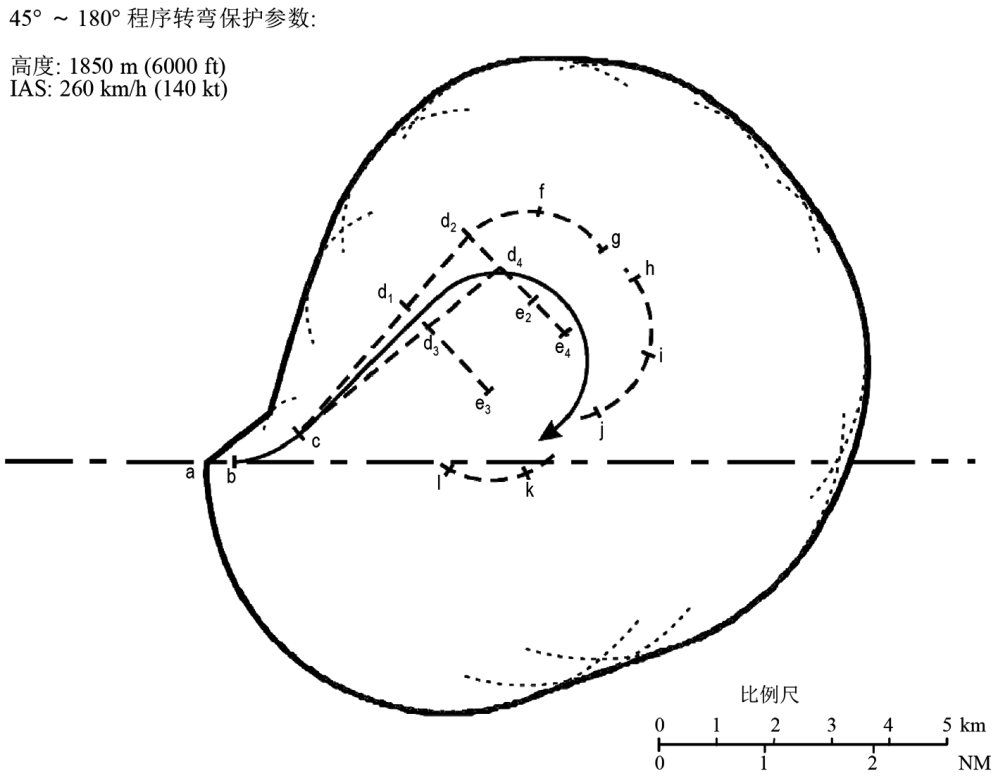
高度: 1850 m (6000 ft)
IAS: 260 km/h (140 kt)
出航时间: 2 min



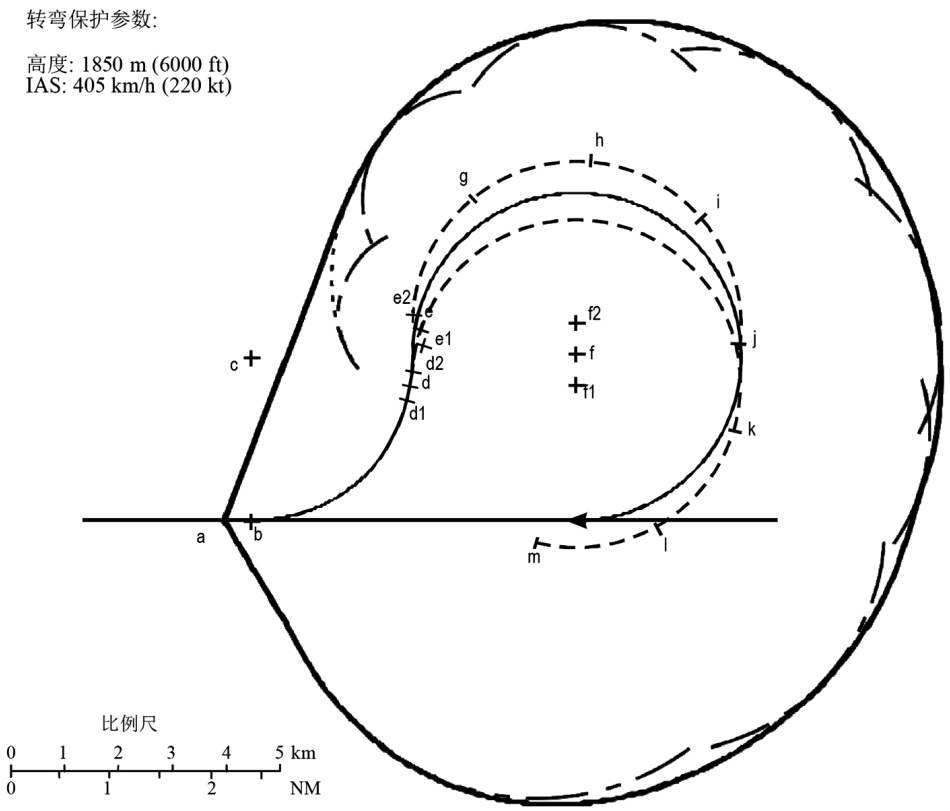
图解 I–4–3–附录 C–1　NDB 基线转弯保护区



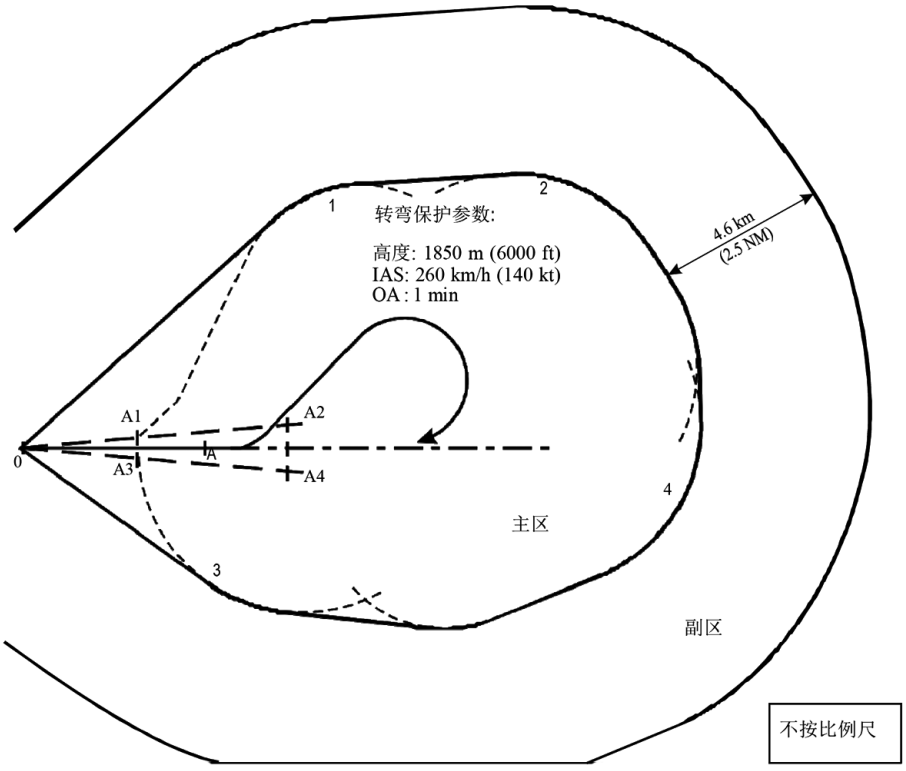
图解 Ⅰ-4-3-附录 C-2　加入基线转弯的保护区



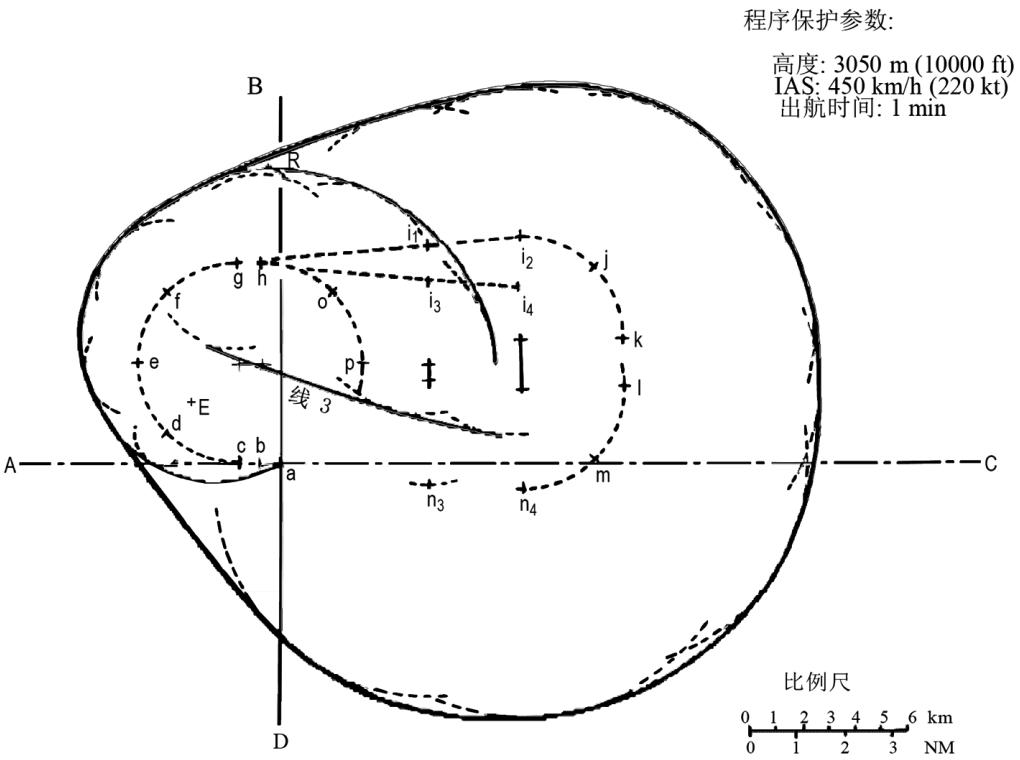
图解 Ⅰ-4-3-附录 C-3　45°~180°程序转弯模板



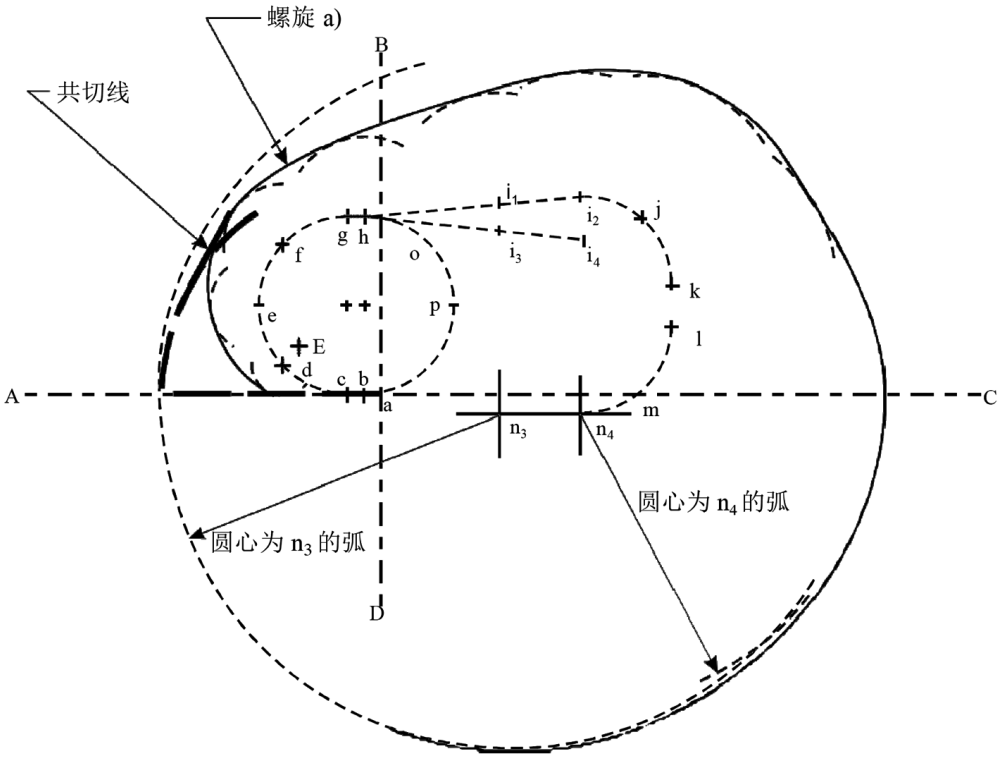
图解 Ⅰ-4-3-附录 C-4　80°～260°程序转弯模板



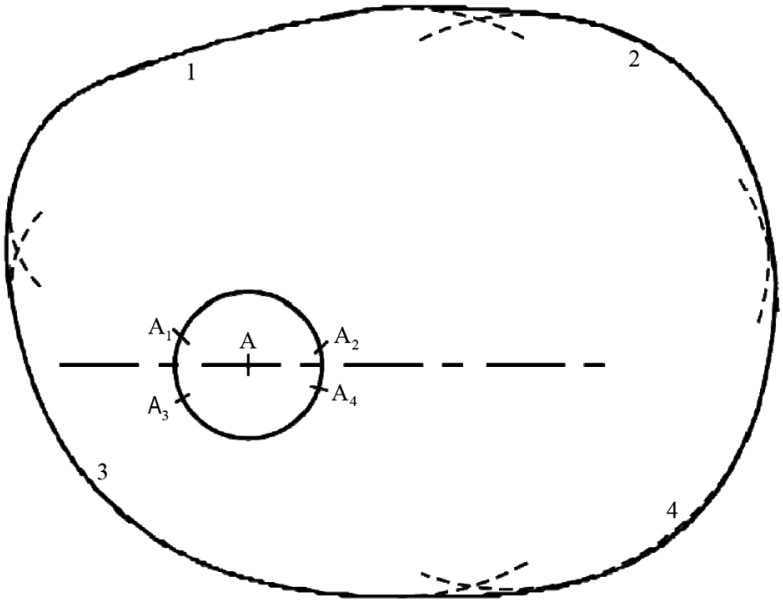
图解 Ⅰ-4-3-附录 C-5　VOR 45°～180°程序转弯



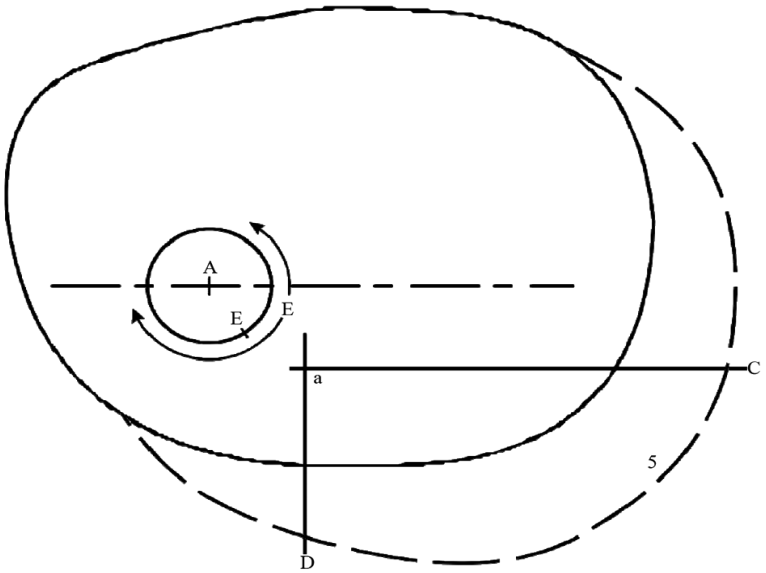
图解 I-4-3-附录 C-6　等待/直角模板有关绘图点



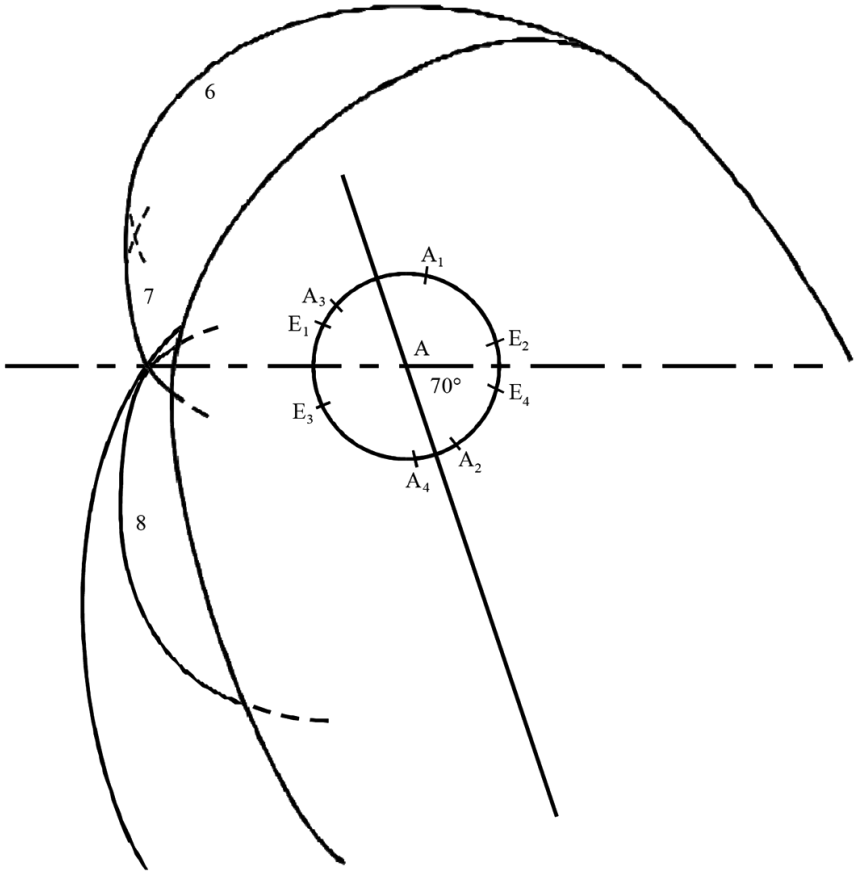
图解 I-4-3-附录 C-6 a）　当以 n_3 为圆心的弧与螺旋 a）不相交的模板轮廓



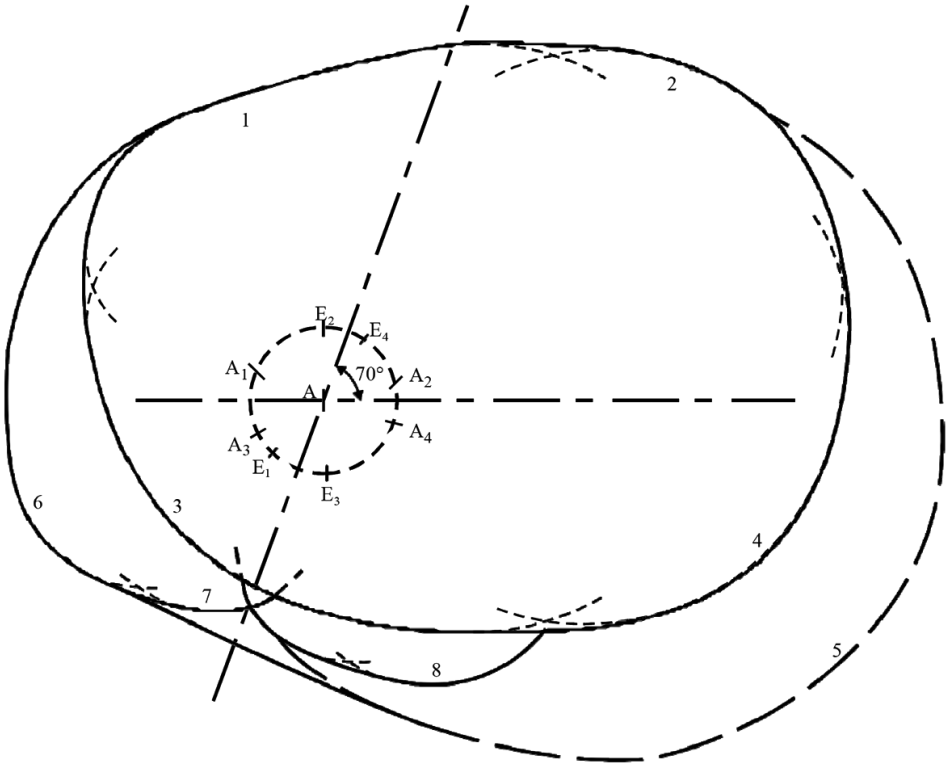
图解 I-4-3-附录 C-7　基本保护区绘制



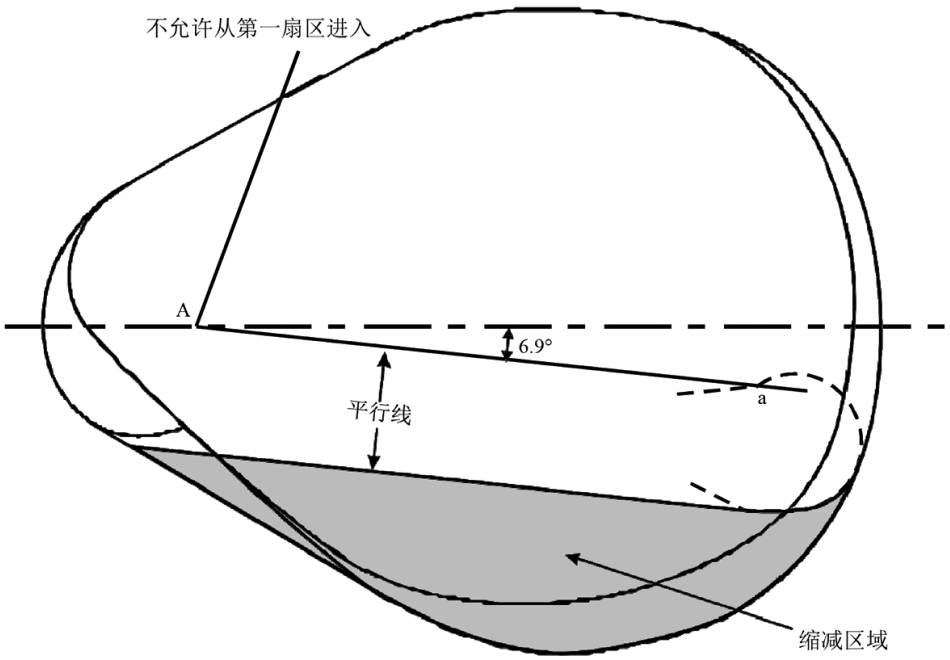
图解 I-4-3-附录 C-8　加入保护区绘制；使用点 E，模板轴线平行于程序轴线



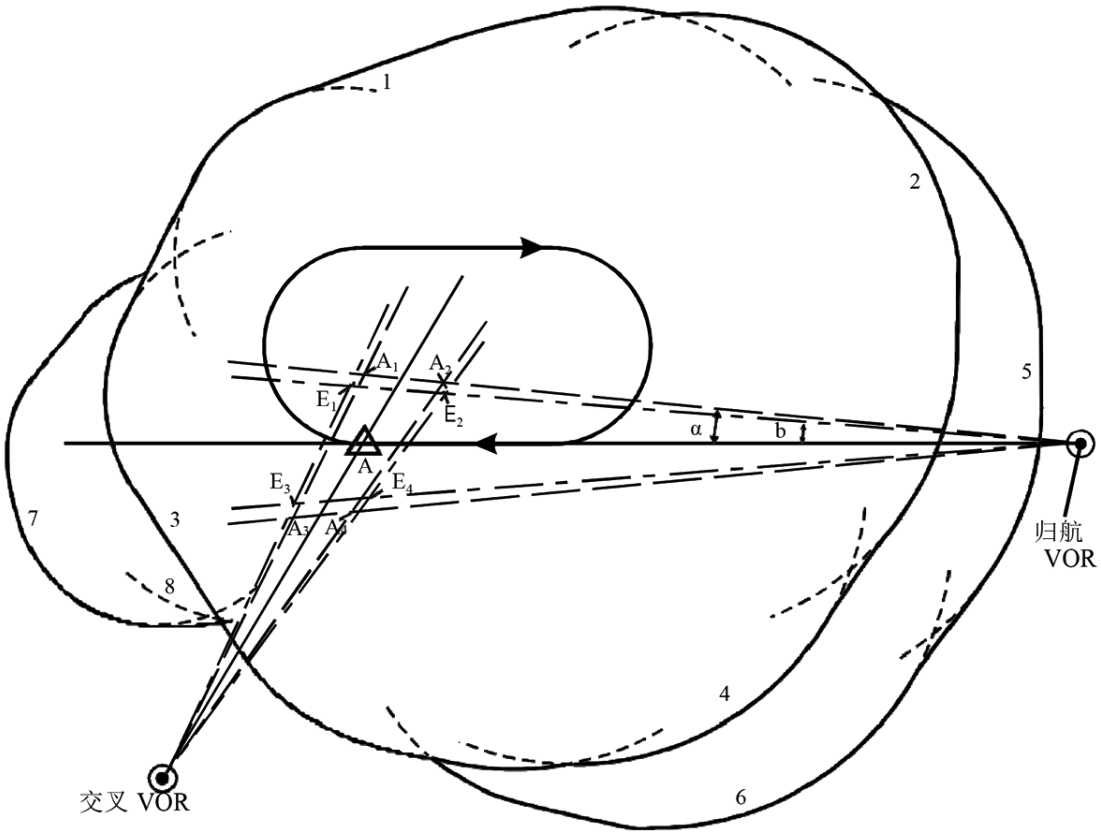
图解 I-4-3-附录 C-9　加入保护区绘制；模板轴线与程序轴线成 70°



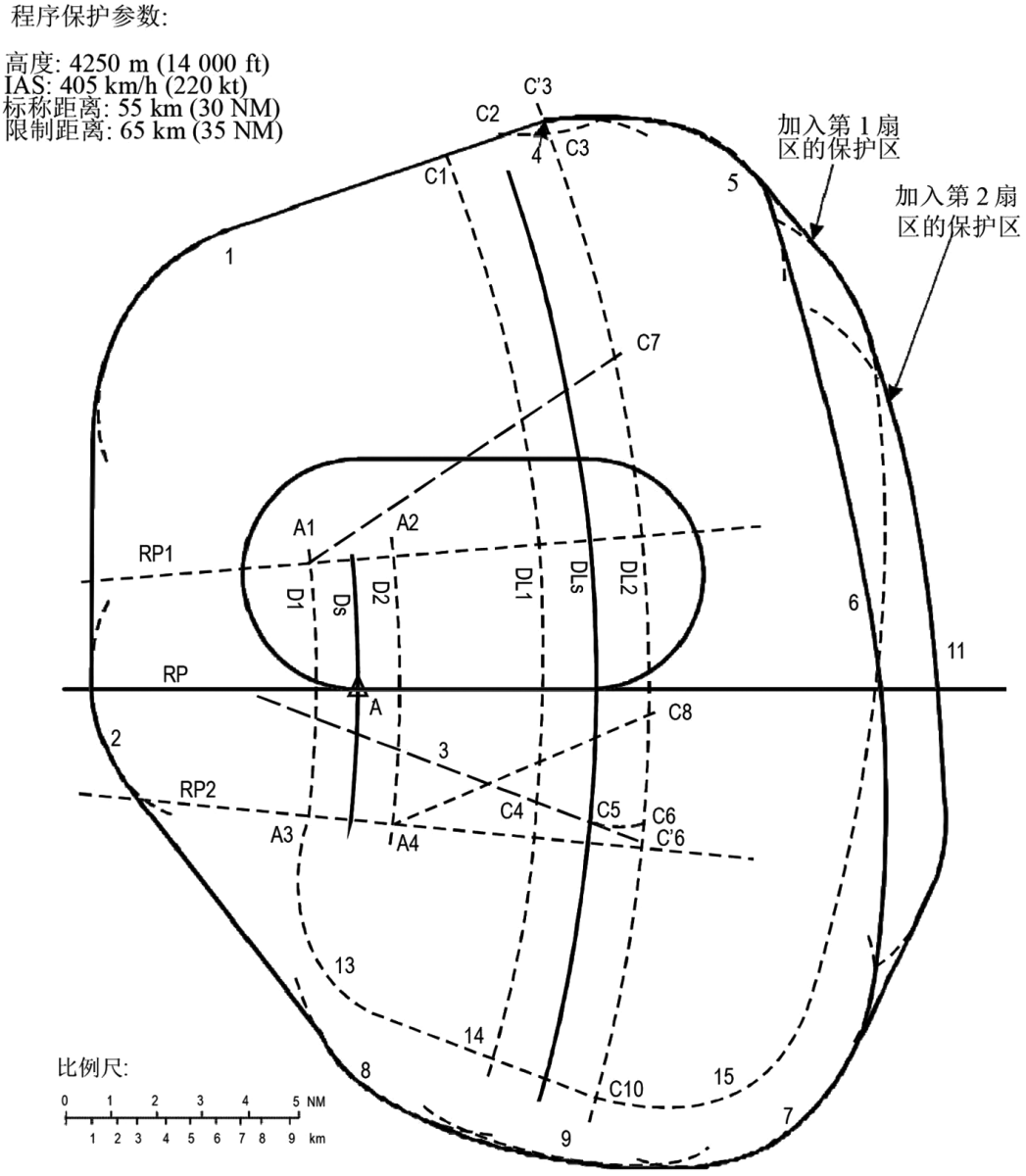
图解 I-4-3-附录 C-10　飞越电台程序，全向加入保护区和基本保护区



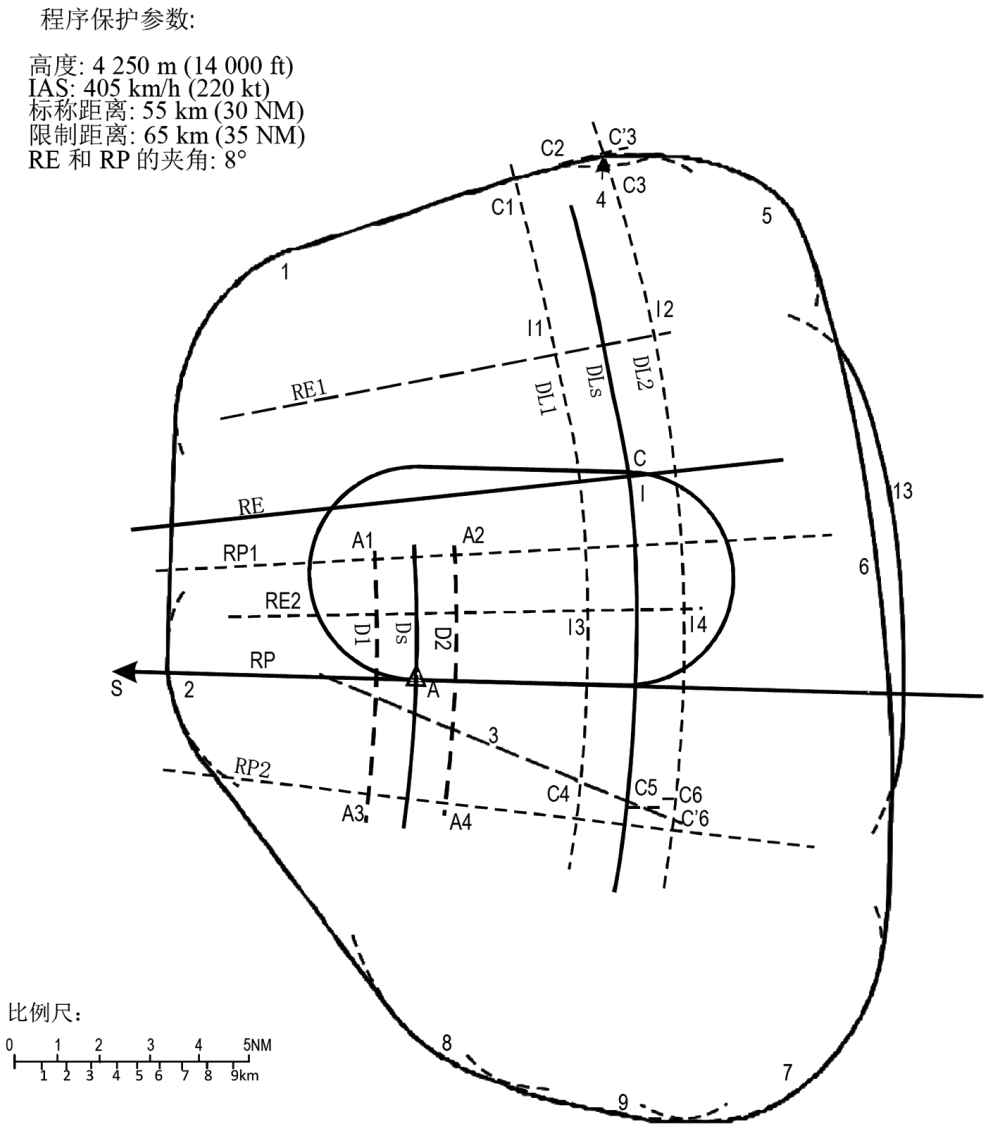
图解 Ⅰ-4-3-附录 C-11　飞越 NDB 的程序，不允许第 1 扇区加入的保护区缩减



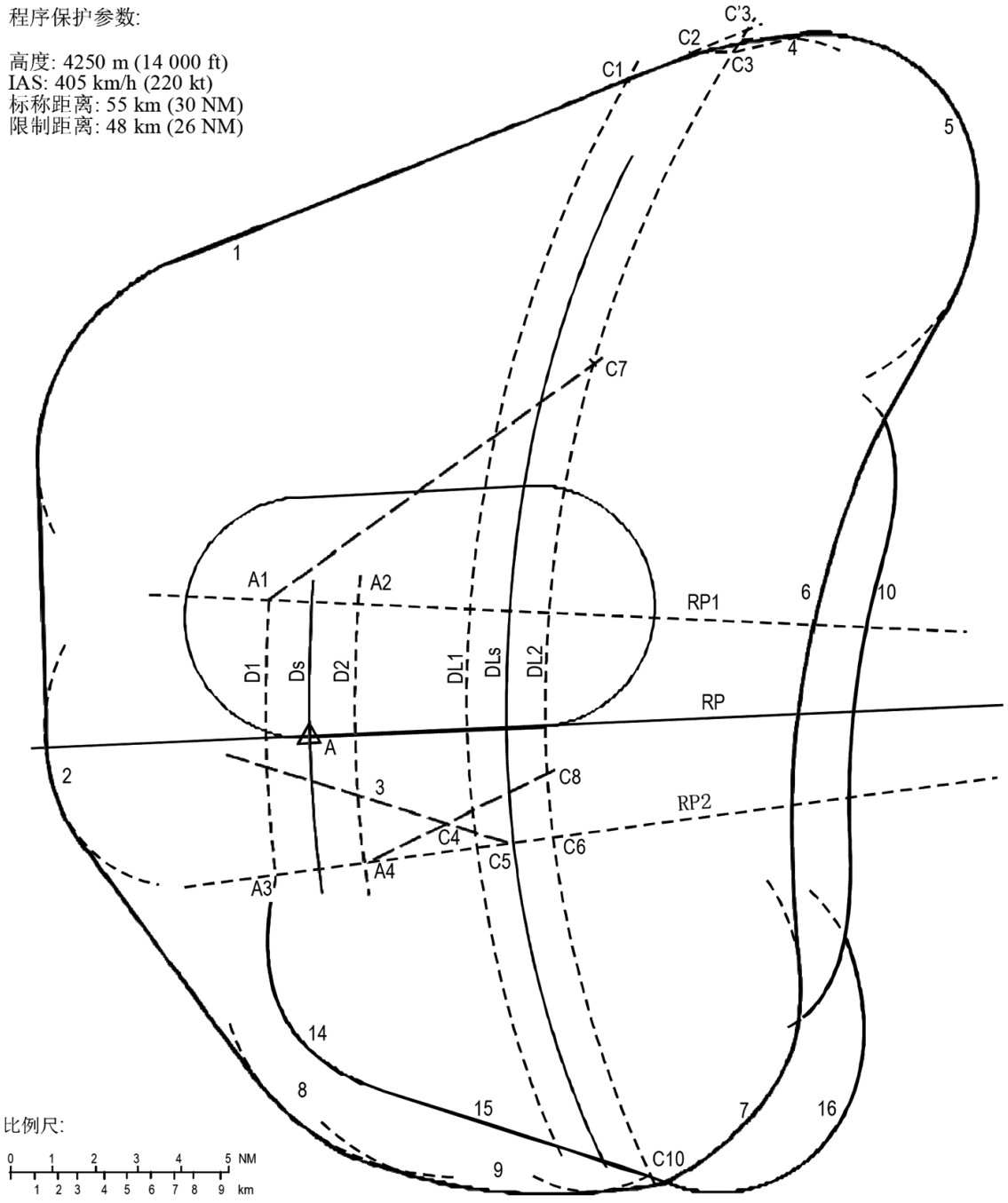
图解 Ⅰ-4-3-附录 C-12　在 VOR 径向线处的程序——基本保护区，
和设想沿程序航迹和交叉径向线加入的有关加入保护区



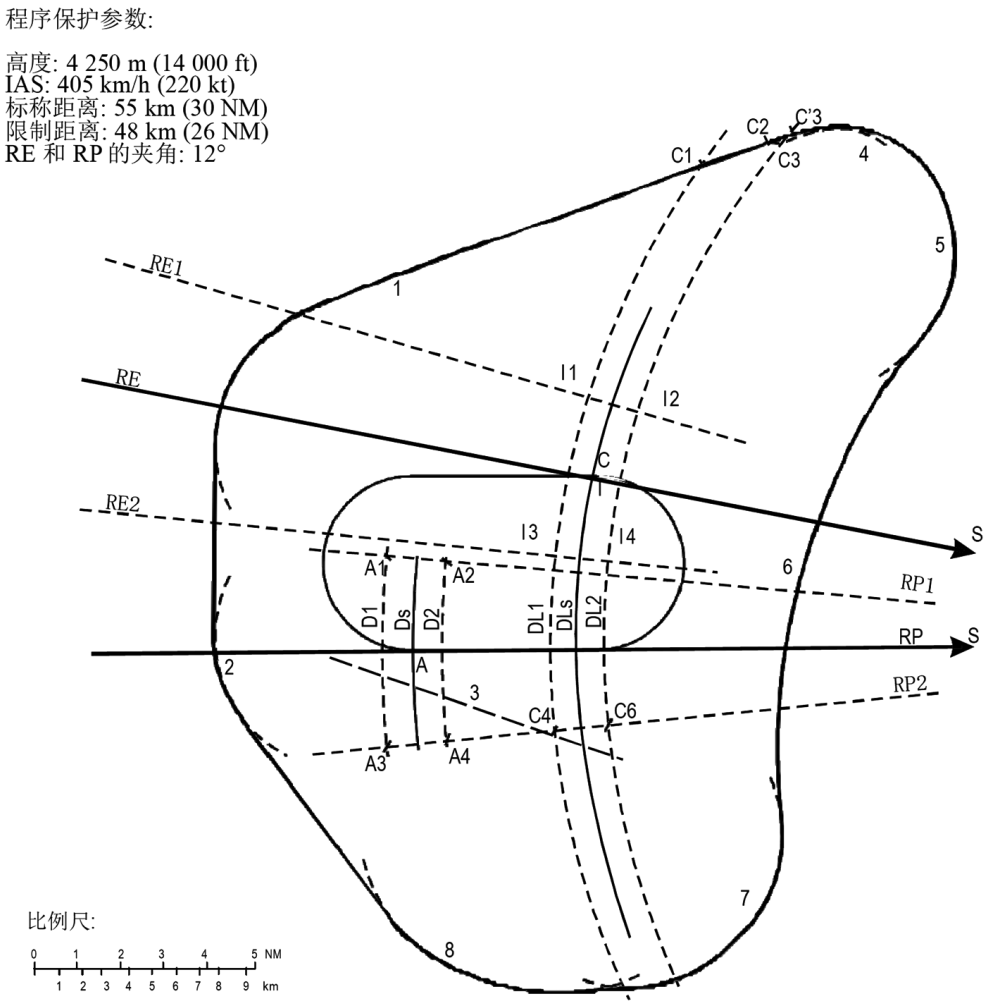
图解 I-4-3-附录 C-13　VOR/DME 向台程序——基本保护区和有关加入保护区



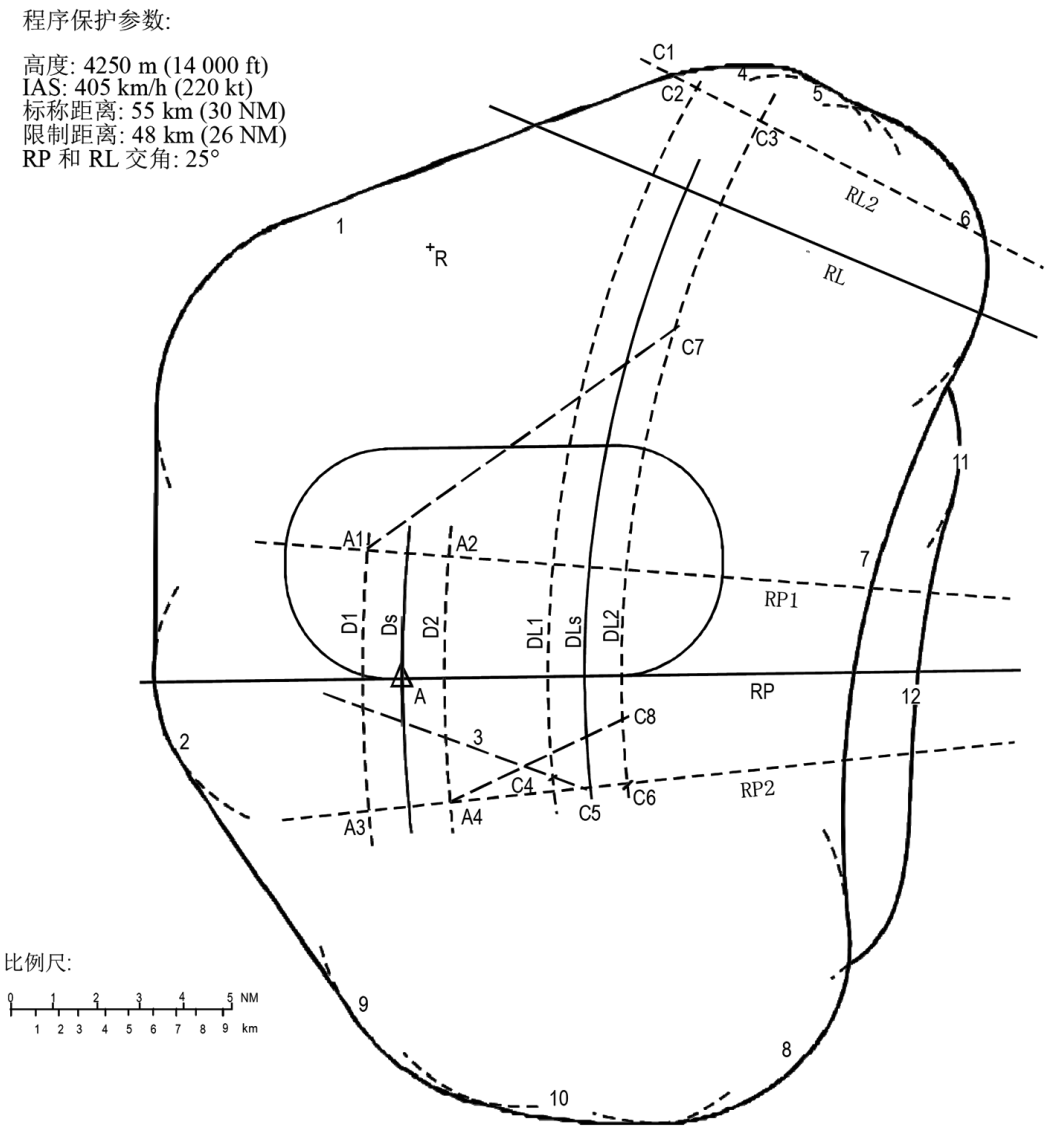
图解 Ⅰ-4-3-附录 C-14　VOR/DME 向台程序——基本保护区和反向直接加入辅助点的有关保护区



图解 I-4-3-附录 C-15　VOR/DME 背台程序——基本保护区和有关加入保护区



图解 I-4-3-附录 C-16　VOR/DME 背台程序——基本保护区和反向直接加入辅助点的有关保护区



图解 I-4-3-附录 C-17　VOR/DME 背台程序，有限制径向线——基本保护区和有关加入保护区

4　中间进近航段

4.1　总则

4.1.1　中间进近航段连接起始进近航段到最后进近航段。在这个航段需要调整航空器构型、速度和位置以进入最后进近航段。

4.1.2　有两种类型的中间进近航段：

a）从指定的中间进近定位点（IF）开始；和

b）以完成一个 DR 航迹、反向或直角航线程序的结束点为开始点。

4.1.3　在两种情况中都应该提供飞向中间进近航段的终点，最后进近定位点（FAF）的航迹引导。典型的中间航段见第 3 章的图Ⅰ-4-3-2。

4.2　高度/高的选择

中间进近航段的最低高度/高应该确定，按需以 100 ft 或 50 m 为增量。

4.3　基于直线航迹对正的中间进近航段

在中间进近航段的飞行航迹通常应该与最后进近的航迹相同。如果做不到这一点，而非精密进近程序的最后进近定位点是一个电台，则中间航迹与最后进近航迹的偏差不应该大于 30°（H 类，60°）。如果在 FAF 处的转弯大于 10°，则最后进近保护区应该按照第 6 章 6.4.6.3.3“用电台（NDB 或 VOR）作为 TP”中的规定向转弯外侧扩大。

4.3.1　保护区

本节讨论基于直线航迹对正的中间进近航段的保护区绘制。

4.3.1.1　长度

4.3.1.1.1　中间进近航段沿所飞航迹量取的长度不得超过 28 km（15 NM）［H 类，9.3 km

（5.0 NM）］，且宜不小于 9.3 km（5.0 NM）［H 类，3.7 km（2 NM）］［除非在 ILS、MLS、RNAV（DME/DME、VOR/DME、GNSS）和雷达部分另有规定］。

4.3.1.1.2 最佳长度为 19 km（10 NM）［H 类，9.3 km（5.0 NM）］。除非运行上的确需要一个更大的距离，否则不应该使用大于 19 km（10 NM）的距离。当起始进近航迹切入中间进近航迹的角度大于 90°（H 类，60°）时，中间进近航迹的最小长度见表Ⅰ-4-4-1。

4.3.1.2 宽度

在直线进近中，中间进近航段保护区的宽度从 IF 处的最大宽度 19 km（10 NM）逐渐减小至 FAF（或 FAP）处的最小宽度。航段保护区分为：

a）一个沿航迹向两侧横向延伸的主区；和

b）在主区两侧各一个副区（见第 3 章图Ⅰ-4-3-2）。

给定点的副区宽度计算，见第 2 篇第 1 章 1.2.2“给定点的副区宽度计算”。

注：对于可能的起始进近保护区宽度缩减，也可以参见第 3 章附录 B“直线起始进近 IAF 以后保护区宽度缩减和直线进近保护区与反向程序保护区的衔接”。

4.3.2 超障余度

4.3.2.1 在中间进近航段主区内应该提供最小 150 m（492 ft）的超障余度。在副区内侧边界上应该提供 150 m（492 ft）的超障余度，在外侧边界上减少为零。见第 2 篇第 1 章的图Ⅰ-2-1-1。为计算一个给定点的超障余度，见第 2 篇第 1 章 1.3“超障余度”。

4.3.2.2 按照超障余度规则选定的高度/高应该按 50 m 或 100 ft 向上取整。

4.3.3 程序高度/高和下降梯度

4.3.3.1 由于中间进近航段是用于调整航空器速度和外形以进入最后进近航段，这个航段应该平飞，或至少应该包含一个平飞段。

4.3.3.2 如果有必要进行下降，则最大允许梯度为 5.2%［H 类为 10 %，或者如果中间进近速度限制为 165 km/h IAS（90 kt IAS），则最大允许梯度为 13.2%］。在这种情况下，在最后进近之前应该为 C 类和 D 类航空器提供一个最小长度为 2.8 km（1.5 NM）的平飞航段。对于针对 A 类和 B 类航空器的程序，该最小长度可以减少至 1.9 km（1.0 NM）。这允许飞机有足够的距离减速和在最后进近航段之前实施各种所需的外形改变。

注：参见 4.3.3.1 和 4.3.3.2，为飞出一个有效的下降剖面，飞行员可以在沿该航段连续下降时进行外形选择。

4.3.3.3 中间航段程序应该设置高度/高，以允许航空器切入规定的最后进近下降航径。

4.4 在反向或直角程序中的中间进近航段

4.4.1 总则

中间进近航段开始于切入中间进近航迹的位置。采用与4.3“基于直线航迹对正的中间进近航段”中所述相同的准则，下述各段中的规定除外。

4.4.2 保护区宽度

用于反向或直角程序的中间航段，其保护区宽度从最后进近航段在电台处的宽度均匀扩大至离电台28 km（15 NM）处的航迹两侧各9.3 km（5 NM）的宽度。在28 km（15NM）以远的保护区保持18.6 km（10 NM）的总宽度。见图Ⅰ-4-4-2。

中间进近保护区分为主区和副区，见第2篇第1章1.2“保护区”中的规定。

4.4.3 保护区长度

如果有IF，中间进近航段的长度通常为19 km（10.0 NM）［H类，最长9.3 km（5NM）］。见图Ⅰ-4-4-1。如果没有IF，则中间进近保护区应该延伸至反向程序主区的远边界，见图Ⅰ-4-4-2和图Ⅰ-4-4-3。

4.4.4 不是在电台转弯

当反向或直角航线程序的FAF不是一个电台时，在距该电台28 km（15 NM）处，中间进近保护区在中间航迹两侧各延伸9.3 km（5.0 NM），并且均匀缩小至最后进近保护区在FAF处的宽度。见图Ⅰ-4-4-3。

4.4.5 下降梯度

入航航迹的限制规定见表Ⅰ-4-4-1。

表Ⅰ-4-4-1 中间航迹的最小长度

切入角（°）		最小航迹长度
91～96		11 km（6 NM）
97～102		13 km（7 NM）
103～108		15 km（8 NM）
109～114		17 km（9 NM）
115～120		19 km（10 NM）
H类	61～90	5.6 km（3 NM）
	91～120	7.4 km（4 NM）

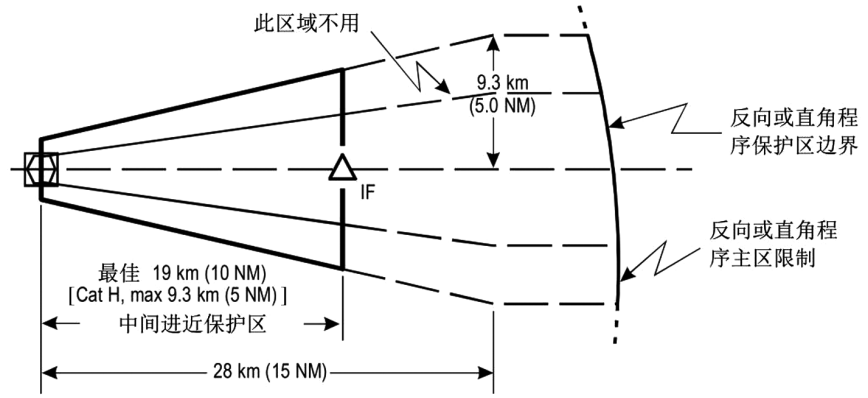


图 I-4-4-1　反向和直角航线程序中，有定位点时的中间进近保护区

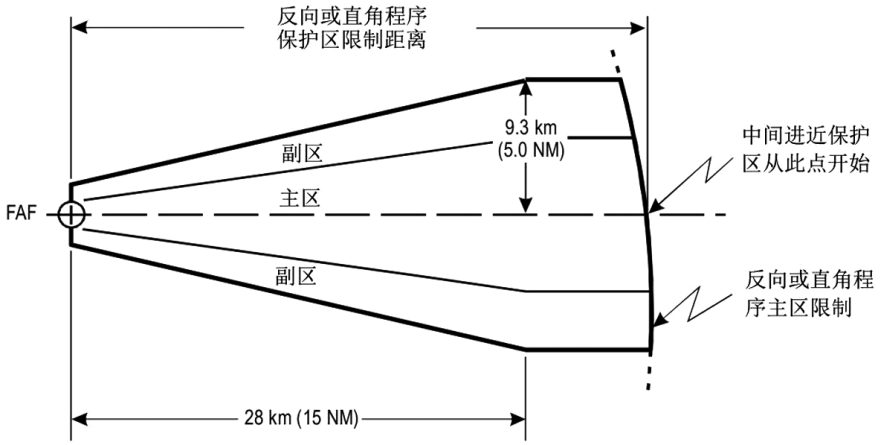


图 I-4-4-2　反向和直角航线程序中，无 IF 时的中间进近保护区

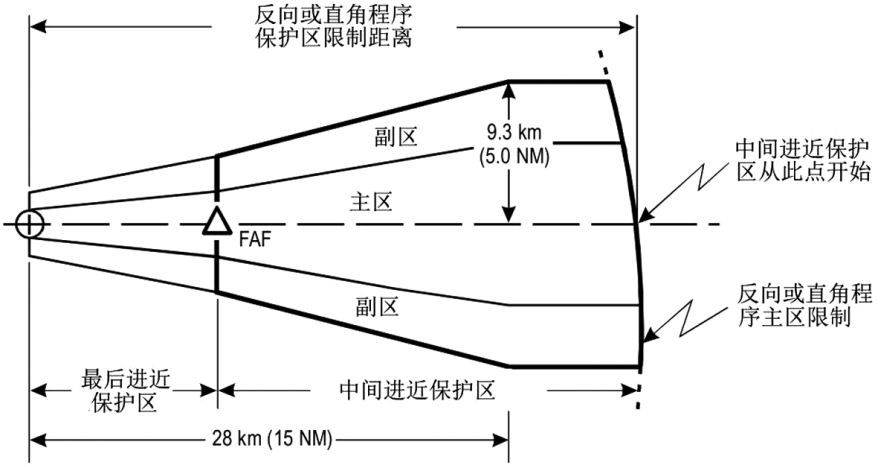


图 I-4-4-3　基于 FAF（不是导航台）的反向或直角程序内的中间进近区

5 最后进近航段

5.1 总则

5.1.1 鼓励各国实施有垂直引导的进近程序。

5.1.2 在最后进近航段需实施对正和下降着陆。最后进近航段的仪表阶段开始于最后进近定位点，终止于复飞点（MAPt）。最后进近航段的仪表阶段应该提供有航迹引导。最后进近可以是：

a）向跑道直接着陆；或

b）向机场做盘旋进近。

5.1.3 在任何可能情况下最后进近航段都应该对正跑道。有FAF点的所有最后进近航段的最佳长度为9.3 m（5 NM）。最后进近航段的最小长度不得小于5.6 km（3.0 NM）。该值也适用于从FAF至入口处的最小距离，受到现有装备限制的非RNAV程序除外。例外适用于：

a）D类、D_L类和E类航空器在FAF处有较大航迹变化的RNAV程序（见表Ⅰ-4-5-1）；和

b）H类航空器（见表Ⅰ-4-5-1）。

5.2 航迹对正

5.2.1 只要有可能，最后进近及其航迹引导都应该对正跑道。最后进近偏置会增加飞行员操作的复杂性。因此只有在由于场地或障碍物问题不允许有其他选择时才可以设计偏置的最后进近。不得将设置偏置的最后进近航迹作为消减噪声的手段。当对正跑道的航迹引导不可行时，可以最多偏置5°。这对OCA/H没有不利的影响（见5.4.3.1“直线进近对正”）。超出这些限制时（或者其他要求不能满足时）应该采用盘旋进近。

5.2.2 直线进近

5.2.2.1 本段包含非精密进近的对正准则。非精密进近之外的其他进近对正准则参见相应篇章。

5.2.2.2 最后进近航迹与跑道中线延长线不相交。可以建立与跑道中线延长线（θ等于或小于5°）不相交的最后进近，条件是在距跑道入口之前1 400 m处，该进近航迹位于跑道中线延长线

的侧向距离 150 m 以内（见图Ⅰ-4-5-1）。

5.2.2.3 最后进近航迹与跑道中线延长线相交。

5.2.2.3.1 最大夹角。对于直线进近，最后进近航迹和跑道中线形成的夹角不得大于：

a）30°，限制为 A 类和 B 类航空器的程序；和

b）15°，其他类型的航空器。

5.2.2.3.2 最短距离。最后进近航迹与跑道中线相交点到跑道入口的距离不得小于 1 400 m（见图Ⅰ-4-5-1）。

5.2.2.4 直升机最后进近航迹角。对于直升机，最后进近航迹与最后进近和起飞区（FATO）轴线的夹角不超过 30°，交点处距 FATO 不得小于 400 m。如果最后进近航迹与 FATO 的延长轴不相交，则在距 FATO 400 m 处，航迹应该在该轴线侧向 75 m 之内。

5.2.3 盘旋进近

对于由于运行原因，其位置不适合做直线进近的跑道，仪表进近完成之后的盘旋进近中所包含的目视飞行阶段可以让航空器进入能够在跑道上进行着陆的位置。另外当最后进近的航迹对正或下降梯度不能满足直线着陆的标准时，只应该批准盘旋进近，而且理想的航迹应该对正着陆区中心。当必要时，最后进近的对正航迹可以飞越可用着陆面的某些部分。在特殊情况下可以对正到机场边界以外，但在任何情况下不得超出可用着陆面之外 1.9 km（1.0 NM）（见图Ⅰ-4-5-2）。

5.3 下降梯度

5.3.1 梯度/角度限制

5.3.1.1 最小最佳下降梯度/角度。有 FAF 非精密进近最后进近航段的最小/最佳下降梯度为 5.2%（精密进近或垂直引导进近为 3°）。除非所有避开障碍物的其他方法都已经尝试过，否则不应该采用比最佳下降梯度更陡的下降梯度。因为更大的下降梯度可能导致下降率超过某些航空器最后进近的建议限制。

5.3.1.2 最大下降梯度/角度。本段提供有关适用于进近程序最大下降梯度/角度的指导。由于超障余度的原因，当某些程序无法满足本段规定的最大下降梯度/角度要求时，应该首先考虑能提供垂直引导的更为先进的进近类型，从而使下降梯度/角度能处于限制范围以内。如果由于运行原因这种做法不可行而选择了一个超过最大下降梯度/角度的进近程序时，则该进近程序应该进行一个航行研究而且需要得到主管当局的特殊批准。见本章附录 B 有关陡角度非精密进近的指导。见第Ⅱ部分第 1 篇第 1 章附录 B 有关陡角度精密进近的指导。

最大下降梯度/角度为：

a）有 FAF 的非精密程序：

1）6.5%，A 类和 B 类航空器的非精密进近；

2）6.1%，C 类、D 类和 E 类航空器；和

3）H 类航空器为 10%。但当存在运行需要并且在 FAF 处的转弯角度小于或等于 30°时，则可以采用最多 13.2% 的梯度，前提是最后进近的速度限制为最大 IAS 130 km/h（IAS 70 kt），并且应将所使用的梯度绘制在进近航图上。

b）无 FAF 的非精密进近见表Ⅰ-4-5-2。

c）3.5°有垂直引导的进近；和

d）精密进近：

1）3.5°，Ⅰ类精密进近；和

2）3°，Ⅱ/Ⅲ类精密进近。

5.3.2 有 FAF 的非精密进近下降梯度的确定

有 FAF 的非精密进近的下降梯度（g）计算采用等式：g=h/d。h 和 d 值的确定如下：

a）直线进近使用：

d——从 FAF 至跑道入口（H 类，LDAH）的水平距离；和

h——FAF 的高度/高与跑道入口之上 15 m（50 ft）［H 类，入口之上 10.7 m（35 ft）］之间的垂直间隔距离。

b）盘旋进近使用：

d——FAF 至着陆面最早可用部分的距离；和

h——在 FAF 的高度/高与目视盘旋的 OCA/H 之间的垂直间隔。

c）在最后进近航段使用梯级下降定位点（SDF），应该计算两个下降梯度（g_1 和 g_2）。

1）计算 FAF 与梯级下降定位点之间的下降梯度（g_1）：

d1——FAF 至 SDF 的水平距离；和

h1——FAF 的高与 SDF 的高之间的垂直距离。

2）计算梯级下降定位点与进近跑道入口之间的下降梯度（g_2）：

d_2——SDF 至跑道入口的水平距离；和

h_2——SDF 的高度/高与跑道入口之上 15 m（50 ft）［H 类，入口之上 10.7 m（35 ft）］之间的垂直间隔。

对于短跑道（代码 1 和 2），跑道入口高可以低至 12 m（40 ft）。

5.4 超障高度/超障高（OCA/H）

5.4.1 总则

5.4.1.1 本段描述不同类型进近的 OCA/H 应用，以及其与机场运行最低标准的关系。OCA/H 是基于以一个规定的最小超障余度（MOC）来飞越障碍物。在某些情况下，需要为 MOC 增加一个额外的余量，或者应该使用一个绝对更严的限制来取代 OCA/H。见 5.4.5“MOC 与 OCA/H 的调整”，以及图 Ⅰ-4-5-3 a）至 c）。表 Ⅰ-4-5-3 不适用于直升机程序。

5.4.1.2 精密进近程序/有垂直引导的进近程序（APV）

a）OCA/H。在精密进近程序（或 APV）中，OCA/H 定义了必须开始复飞的最低高度/高，以保证符合相关的超障设计准则。

b）基准面。OCA 基于平均海平面（MSL）；OCH 基于相关跑道的入口标高。

5.4.1.3 非精密进近程序（直线进近）

a）OCA/H。非精密进近程序中，OCA/H 定义了最低高度/高。在此之下，航空器下降到违反相关的超障标准。

b）基准面。OCA 基于平均海平面（MSL）。OCH 基于：

1）机场标高；或

2）跑道入口标高，当入口标高低于机场标高 2 m（7 ft）以上时。

5.4.1.4 目视机动（盘旋）程序

a）OCA/H。与非精密进近程序相同。

b）基准面。OCA 是基于平均海平面（MSL）。OCH 是基于机场标高。

5.4.1.5 机场运行最低标准

根据附件 6，OCA/H 是机场确定运行最低标准所需考虑的因素之一。见图 Ⅰ-4-5-3 a）至 c）。

5.4.2 精密进近和有垂直引导进近程序的 OCA/H

确定精密进近和有垂直引导进近程序 OCA/H 的方法，阐述在第Ⅱ部分第 1 篇和第Ⅲ部分第 3 篇第 4 至 6 章中。

5.4.3 非精密进近程序（直线进近）的 OCA/H

5.4.3.1 直线对正进近

对于航迹与跑道中线夹角不超过 5°的非精密直线进近，OCA/H 应该在最后进近保护区内的障碍物之上提供如下最小超障余度（MOC）：

a）有 FAF 时，75 m（246 ft）；和

b）无FAF时，90 m（295 ft）。

OCA/H还应该确保提供复飞所需的超障余度。见第6章“复飞航段”。当最后进近航迹对正或下降梯度不满足规定时，不得公布直线进近OCA/H。在这种情况下，只能公布盘旋OCA/H。

5.4.3.2 非对正的直线进近

如果最后进近航迹与延长的跑道中心线相交，OCA/H会因为夹角的不同而不同。程序的OCH应该等于或大于表Ⅰ-4-5-3所示的最低限制。用于获得这些数值的计算，见本章附录A。当标称下降梯度大于5.2%，5.2%之上每增加1%的梯度，则增加表中所列较低限制数值的18%。

5.4.4 目视机动（盘旋）的OCA/H

目视机动（盘旋）OCA/H应该是在目视机动（盘旋）保护区（按照第7章中表Ⅰ-4-7-3的规定）内的最高障碍物之上提供最小超障余度（MOC）。OCA/H还应该：

a）高于较低限制（同样在表Ⅰ-4-7-3中加以规定）；和

b）不得低于盘旋机动飞行之前的仪表进近程序的OCA/H。见第7章“目视机动（盘旋）保护区”。

盘旋程序不是提供给直升机的。当直升机仪表进近之后为盘旋机动时，OCH不得低于75 m（246 ft），见第7章。

5.4.5 最小超障余度（MOC）和超障高度/高（OCA/H）的调整

5.4.5.1 在一些情况下，MOC和OCA/H必须增加。它们包括：

a）MOC增加额外的余量；

b）OCA/H增加一定比例；和

c）对OCA/H使用一个较低的限制（一个最小值）；其规定如下。

5.4.5.2 MOC附加余量的使用

5.4.5.2.1 山区。山区增加MOC的指导材料，见第2篇第1章1.7“山区增加高度/高”。

5.4.5.2.2 这些准则仅适用于非精密进近程序。

5.4.5.3 按比例增加OCA/H

5.4.5.3.1 远距离高度表拨正值。如果高度表拨正值的获得来源不在机场，而且距跑道入口超过9 km（5 NM），则OCA/OCH应该按超过9 km（5 NM）的部分，每1.0 km增加0.8 m（超过5 NM的部分，每1.0 NM增加5 ft），或由当地有关当局确定的一个更高数值。在山区或不能预期总能有均匀天气的其他地区，不应该提供基于远距高度表拨正值的程序。在任何情况下，当高度表拨正值的来源距跑道入口大于9 km（5 NM）时，应该在仪表进近图中加入一个注意事项以标明高度表拨正值的来源。

5.4.5.3.2 山区采用远距离高度表拨正值来源（RASS）

a）山区使用 RASS 需要进行额外的计算以确定正确的 OCA/H。计算公式为：

$$OCA/H = 2.3x + 0.14z(\text{非标准单位}) \quad (\text{Ⅰ-4-5-1})$$

$$OCA/H = 0.4x + 0.14z(\text{标准单位}) \quad (\text{Ⅰ-4-5-2})$$

式中：OCA/H——采用 RASS 时增加后的高度/高（m/ft）；

x——从 RASS 至着陆区的距离（km/NM）；和

z——RASS 与着陆区之间的标高差（m/ft）。

上述公式适用于（RASS 与着陆区）中间的地形不会对大气气压分布产生破坏性影响的地区。使用该准则的限制是 RASS 至着陆区的最大侧向距离为 138 km（75 NM），或最大标高差为 1 770 m（6000 ft）。图Ⅰ-4-5-4 为以 NM 和 ft 为单位的计算举例。

b）在（RASS 与着陆区）中间的地形会对大气气压分布产生破坏性影响的地区。应该在标高差异区（EDA）对 OCA/H 进行评估。EDA 是 RASS 与着陆区之间连线两侧各 9 km（5 NM）的保护区，包括该连线两端各 9 km（5 NM）的圆形保护区。在这种情况下，z 变为 EDA 保护区内地形最高点与最低点的标高差（m/ft）。以 NM 和 ft 为单位的计算举例见图Ⅰ-4-5-5。

5.4.5.4 OCA/H 的较低限制（最小值）

a）预报的高度表拨正。如果程序使用的高度表拨正是从适当相关气象台获得的预报数值，OCA/H 必须增加一个数值。该数值相当于气象部门认可的该地区该预报时间段的预报容差。程序要求使用预报的高度表拨正值时，必须在进近图中予以适当的说明。

b）最后进近航迹与跑道中线延长线夹角为 5°～30°。当最后进近航迹与跑道中线延长线夹角为 5°～30°时，应该对 OCA/H 使用一个更严的限制（5.4.3.2“非对正的直线进近”）。

c）最后进近航迹与跑道中线延长线夹角超过 30°，或下降梯度超过 6.5%。当最后进近航迹与跑道中线延长线夹角超过 30°，或下降梯度超过 6.5%时，目视机动（盘旋）的 OCA/H 就应该成为应用到该进近程序的更严限制。

d）目视机动（盘旋）。对于与仪表进近程序相连的目视机动（盘旋）应该应用一个限制更严格的 OCA/H（见 5.4.4“目视机动（盘旋）”的 OCA/H）。

5.4.6 进近程序的目视航段保护区

5.4.6.1 所有新的直线仪表进近程序，及在 2007 年 3 月 15 日之后公布的直线仪表进近程序，都应该得到针对目视航段内障碍物的保护。为了该目标，除 5.4.6.4 外，障碍物不得穿透目视航段面（VSS），其水平范围确定如下：

a）由航向台或类似航向台提供水平引导（仅有 LOC、APV Ⅰ类、APV Ⅱ类和精密进近）使得最后进近航迹对正跑道中线的程序，基准宽度等于附件 14 中规定的内进近面宽度，

起始于跑道入口前60 m，沿跑道中线延长线平行向外延伸，终止于达到OCH高度的位置［见图Ⅰ-4-5-6 a）］；和

b）其他直线仪表进近程序：

1）基准宽度等于跑道升降带的宽度，起始于跑道入口前60 m，以15%的扩张率在跑道中线延长线两侧向外扩张，终止于达到OCH高度的位置［见图Ⅰ-4-5-6 b）］；

2）最后进近航迹偏置并与跑道中线延长线有相交，最靠近最后进近航道一侧的扩张应该是增加相应的偏置角度（见图Ⅰ-4-5-7）；和

3）最后进近航迹偏置但不与跑道中线延长线相交，最靠近最后进近航道一侧应该增加一定的距离，该距离等于最后进近航迹在距跑道入口1 400 m处的偏置距离（见图Ⅰ-4-5-8）。

5.4.6.2 在垂直方向上，VSS起始于跑道入口高度，坡度是公布的进近程序角减去1.12°。

5.4.6.3 2007年3月15日前公布的直线仪表进近程序应该使用VSS面的方法来对目视航段进行保护，此项工作可以在对程序进行周期性检查后完成，但不得晚于2012年3月15日。

5.4.6.4 如果穿透VSS，除非进行了航行研究，否则该进近程序不得公布。研究后的弥补措施可能包括移除或降低障碍物，提高下降梯度/角度，和/或跑道入口内移。在评估VSS时可不考虑低于入口之上15 m的障碍物。临时移动障碍物，如在跑道等待位置等待的航空器是允许的。

5.4.6.5 任何穿透VSS面的障碍物都应该标识在仪表进近航图上。

5.4.6.6 如果5.4.6.4所认定的缓解行动在运行上均不可接受，而障碍物仍然穿透目视航段面（VSS），任何这些障碍物都应该不得需要飞行员破坏稳定进近以避开它们。

5.4.6.6.1 为此目的，任何障碍物不得穿透定义如下的障碍物超障面（OCS）（见图Ⅰ-4-5-9）：

水平方向上：

a）对于有航向道或类似航向道进行水平方向引导的程序（仅LOC、APV Ⅰ和PA进近），其最后进近航迹应与跑道中心线对齐：

1）OCS开始于THR/LTP；

2）起始宽度为每侧跑道边缘30 m；

3）它从入口（THR）向前延伸至入口（THR）之前60 m的点到达目视航段面（VSS）的宽度，并以相同的宽度一直延伸至公布在剖面上的OCH（“OCH点”）。

b）对于所有其他直线仪表进近程序：

1）OCS开始于THR/LTP；

2）一直延伸至公布在剖面上的OCH（“OCH点”）；

3）开始宽度为每侧跑道边缘30 m；

4）在“OCH点”的半宽E等于120 m+D×tan（2°），其中，D是THR/LTP与“OCH点”之间的距离。

垂直方向上：

a）当基准高（RDH）为 15 m 或更小时，OCS 起始于跑道入口高度；当基准高（RDH）大于 15 m 时，为跑道入口高之上（RDH-15 m）。

b）OCS 有一个倾斜度，定义如下：

1）对于非精密进近（NPA）：θ 等于已公布的进近程序角度减去 1°

2）对于 APV Baro：θ 等于最低温 VPA 减去 0.5°。

3）对于几何垂直导引的 VPA：θ 等于已公布的 VPA 减去 0.5°。

注 1：按照 ICAO 标准安装的机场灯光、机场标记及其相关设备造成的穿透可不予考虑。

注 2：这些数值对于 3.5°以上的进近不适用。

5.4.6.6.2 最后进近航道偏置并与跑道中心延长线相交，在 OCS 到达 OCH 的点，向最后进近航道偏置的一侧垂直延伸距离 E。在最靠近中心线的一侧，该保护区垂直于最后进近航道（FAC）进行延伸，直至与跑道中心线相交。然后与跑道中心线垂直延伸距离 E（见图Ⅰ-4-5-10）。

5.4.6.6.3 最后进近航道偏置但不与跑道中心延长线相交，在 OCS 到达 OCH 的点，向最后进近航道的偏置一侧垂直延伸距离 E（见图Ⅰ-4-5-11）。

5.5 公布

5.5.1 制图的下降梯度/角度。制图时，下降梯度/角度应该取整为最接近的 0.1% 或 0.1° 来公布。下降梯度/角度应该以着陆跑道入口之上 15 m（50 ft）为起点。精密进近可以使用不同的起点（见具体章节中的 RDH）。对于短跑道（代码 1 和代码 2）的非精密进近程序，入口之上的高度可以低至 12 m（40 ft）。确定下降梯度/角度时，不考虑地球的曲率。

5.5.2 数据库编码的下降角度。与 5.5.1 不同，下降角度必须取最接近的 0.01° 公布。

5.5.3 程序高度/高和最低超障高度都应该予以公布。任何情况下，程序高度/高都不应该低于超障高。

5.5.4 设计的稳定下降航径应该超过梯级下降定位点的最低超障高度。提高下降梯度可以通过下列方法来实现：

a）增加在 FAF 的程序高度/高；或［如果 a）方法不可能］

b）向着陆入口移动 FAF。

5.5.5 OCA/H 公布。应该为每一个仪表进近程序和盘旋程序公布一个 OCA 和/或 OCH。对非精密进近程序，OCA/OCH 应该以 5 m 或 10 ft 为增量向上取整。

表 Ⅰ-4-5-1　最后进近航段最短长度

航空器类型	FAF 上空转弯量			
	10° 或小于	20°	30°	60°
D 和 D_L	5.6 km（3.0 NM）	5.6 km（3.0 NM）	6.5 km（3.5 NM）	
E	5.6 km（3.0 NM）	6.5 km（3.5 NM）	7.4 km（4.0 NM）	
H	1.9 km（1.0 NM）	2.8 km（1.5 NM）	3.7 km（2.0 NM）	5.6 km（3.0 NM）

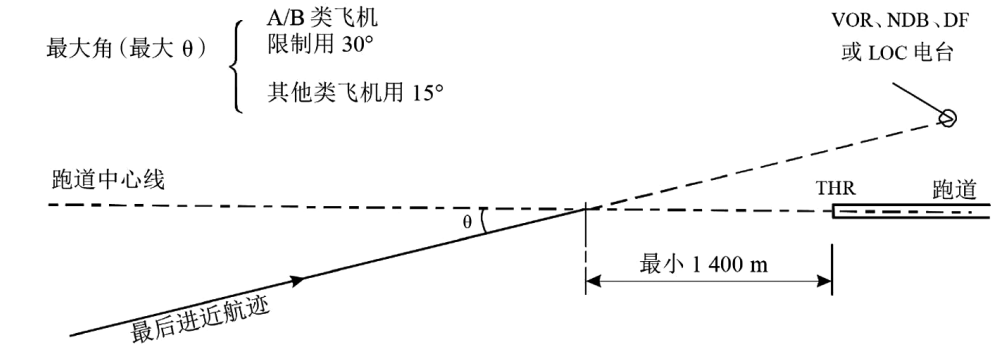
注：本表中的数值可以使用内插值代替。如果需要转弯大于 30°（H 类，60°），或者本表中规定的最短长度对于程序不可用，则不规定直线进近的运行最低标准，只能公布目视盘旋的 OCA/H。

表 Ⅰ-4-5-2　无 FAF 的非精密进近最后进近航段下降率

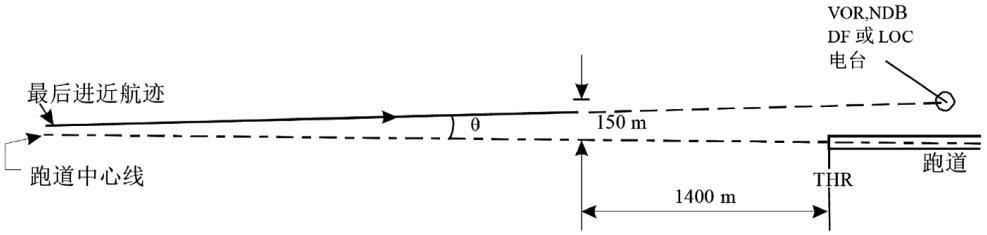
航空器分类	下降率	
	最大	最小
A、B 类	200 m/min（655 ft/min）	120 m/min（394 ft/min）
H 类	230 m/min（755 ft/min）	无
C、D、E 类	305 m/min（1 000 ft/min）	180 m/min（590 ft/min）

表 Ⅰ-4-5-3　OCH 的较低限制

航空器分类	最低 OCH［m（ft）］	
	5°<θ≤15°	15°<θ≤30°
A	105（340）	115（380）
B	115（380）	125（410）
C	125（410）	
D	130（430）	
E	145（480）	



（θ 大于 5°）



（θ 等于或小于 5°）

图 I-4-5-1　最后直线进近的对正

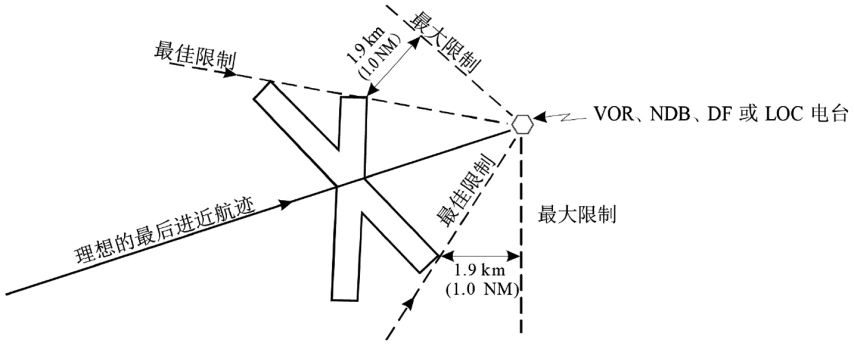


图 I-4-5-2　最后盘旋进近航迹对正

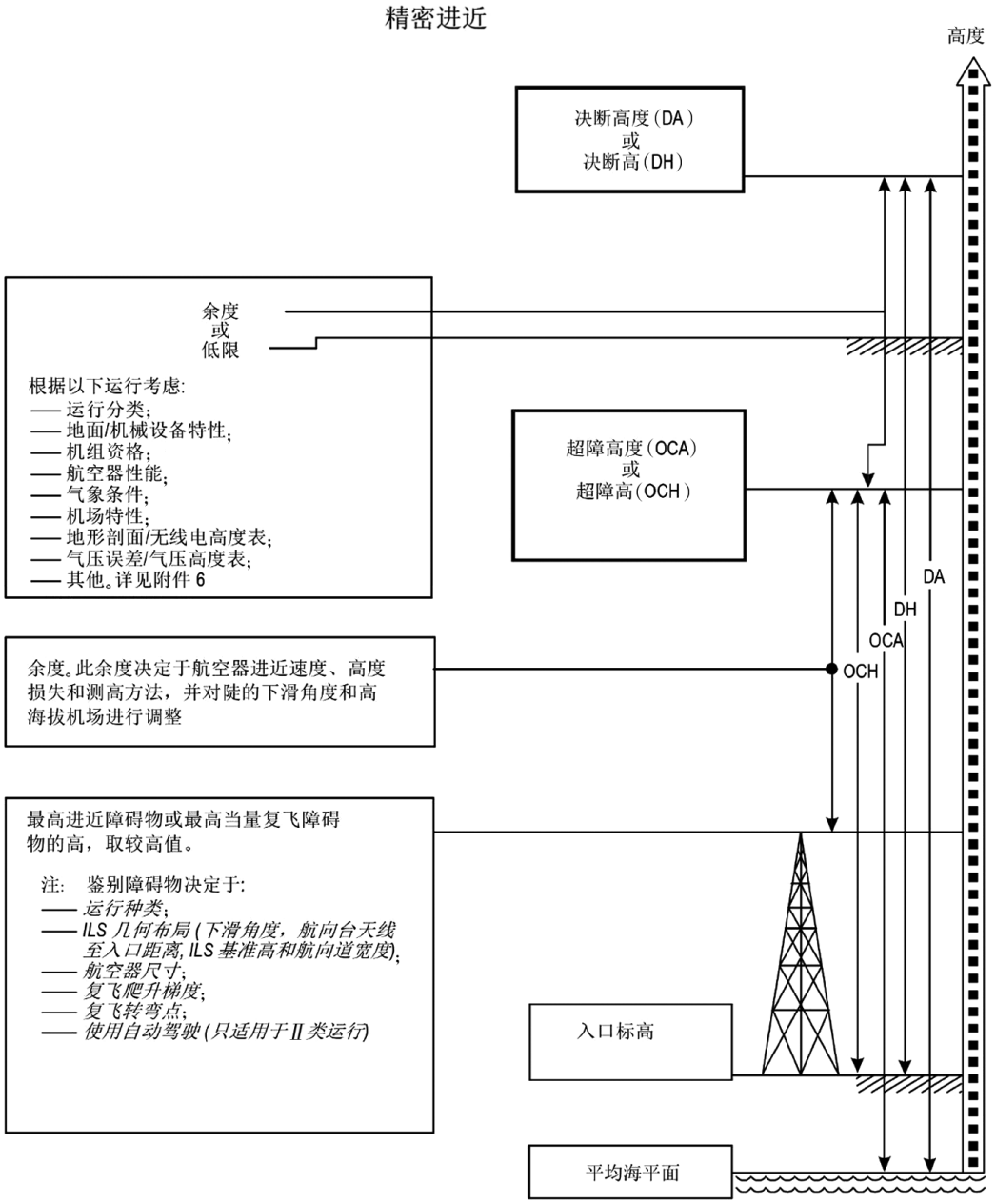


图 Ⅰ-4-5-3 a） 精密进近超障高度/高（OCA/H）与决断高度/高（DA/H）的关系

（本图不适用于 H 类航空器，见第 4 篇第 7 章）

非精密进近

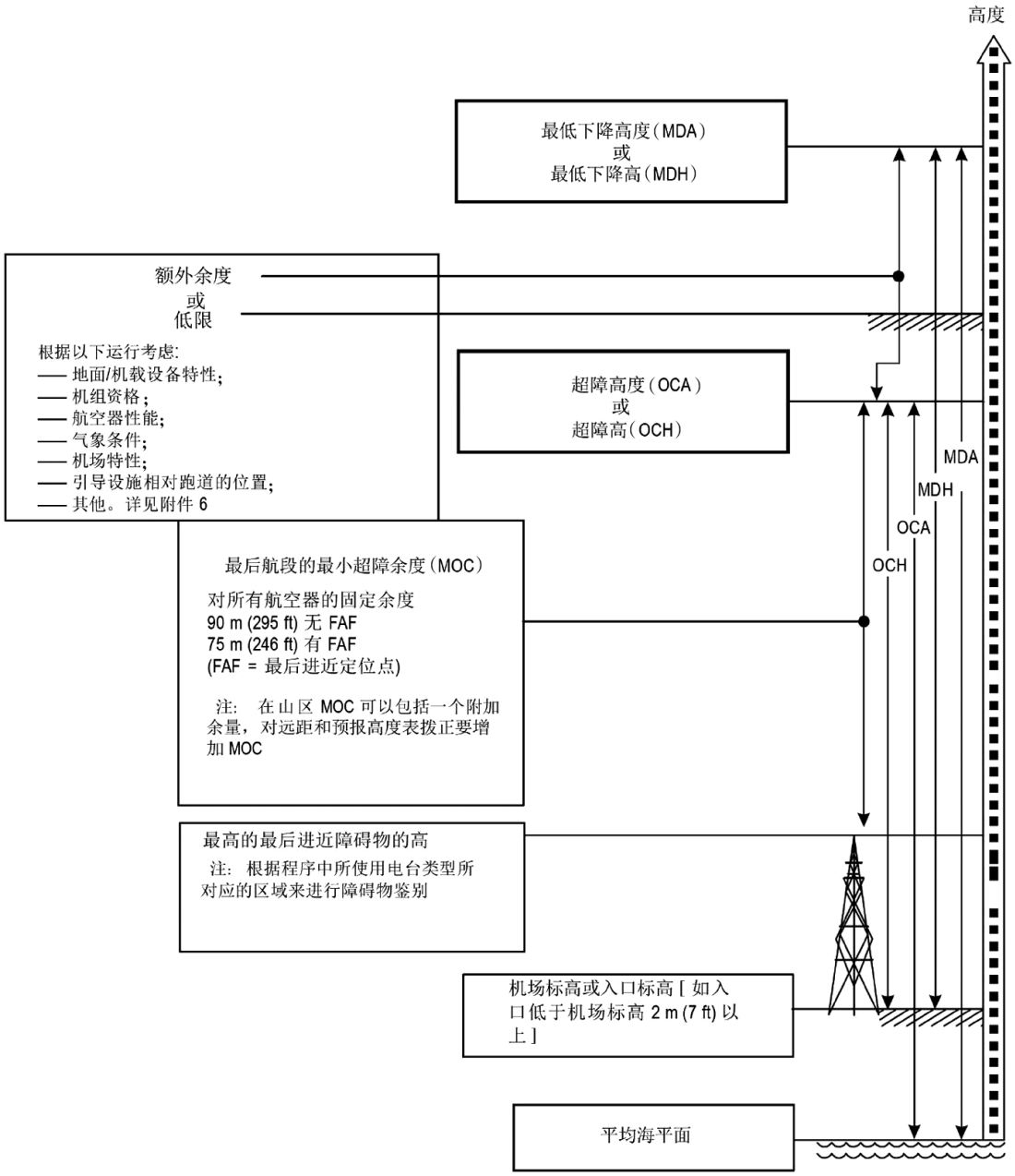
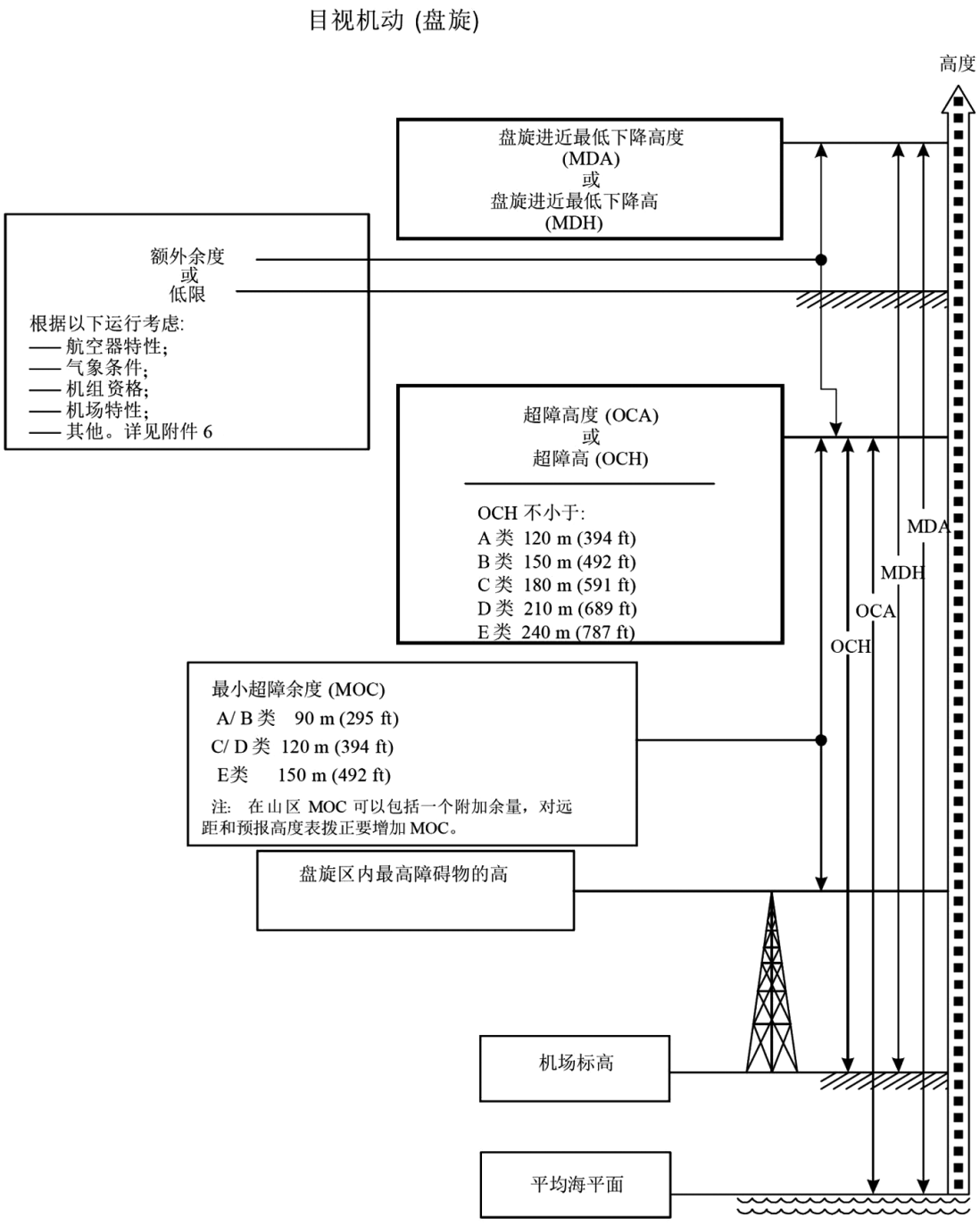
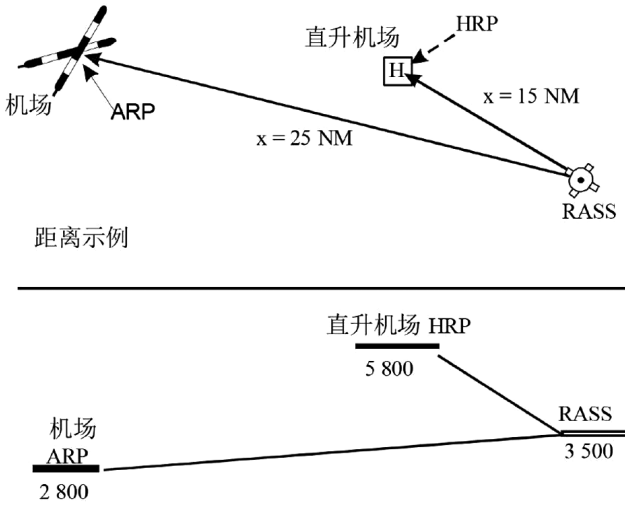


图 Ⅰ-4-5-3 b） 非精密进近超障高度/高（OCA/H）与最低下降高度/高（MDA/H）的关系

（以最后进近有控制障碍物举例）

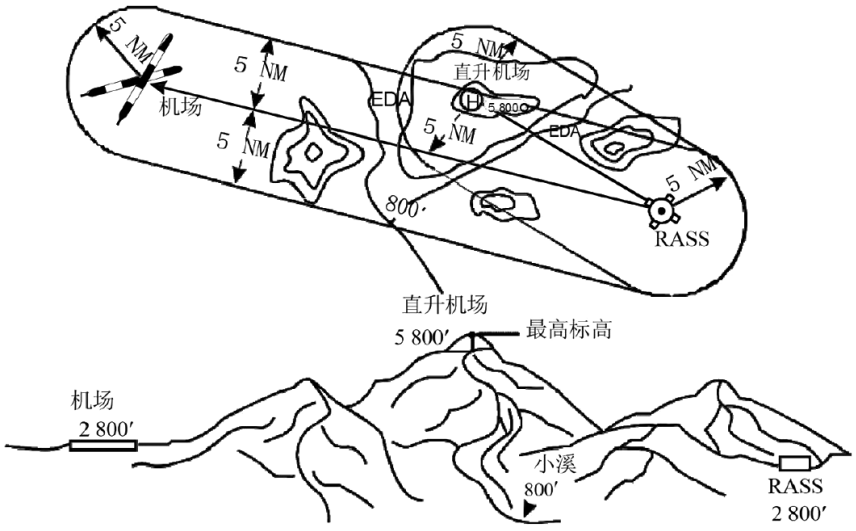


图Ⅰ-4-5-3 c） 目视机动（盘旋）超障高度/高（OCA/H）与最低下降高度/高（MDA/H）的关系



机场: Δ OCA/H = 2.3 × 25 +0.14 × (3 500 – 2 800) = 156 ft
直升机场: Δ OCA/H = 2.3 × 15 +0.14 × (5 800 – 3 500) = 356 ft

图 Ⅰ-4-5-4　山区远距离高度表拨正值来源（RASS）



机场: Δ OCA/H = 2.3 × 25 + 0.14 × 5 000 = 758 ft
直升机场: Δ OCA/H = 2.3 × 15 + 0.14 × 5 000 = 735 ft

图 Ⅰ-4-5-5　标高差异区（EDA）

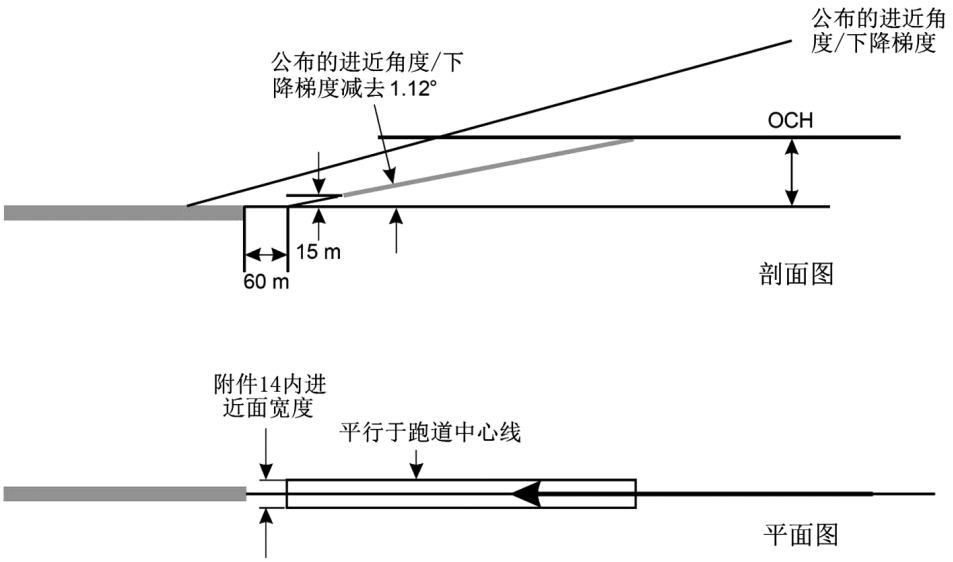


图 I-4-5-6 a） 目视航段面程序有航向台或类似航向台引导对准跑道中线

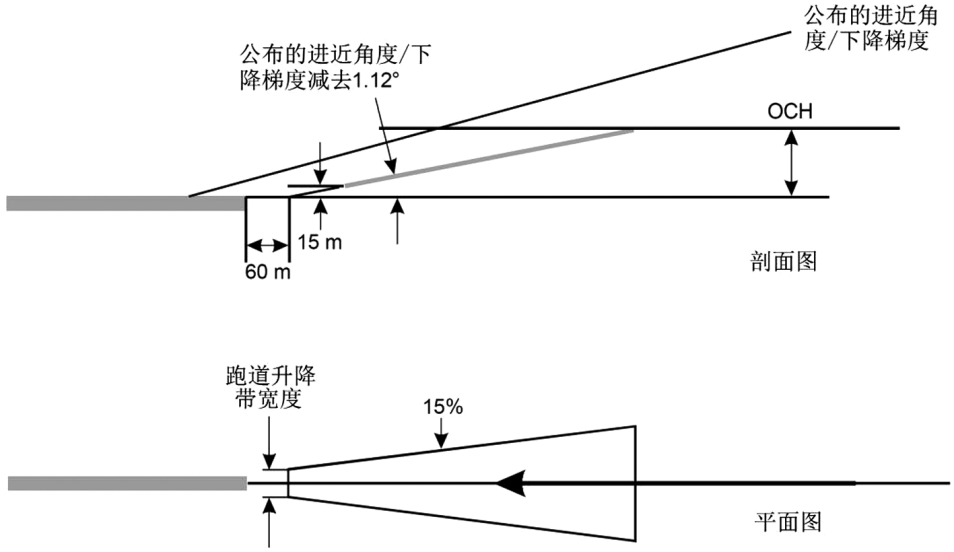


图 I-4-5-6 b） 其他常规直线进近程序的目视航段面

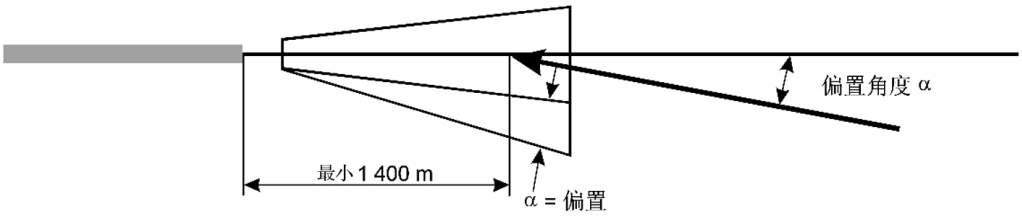


图 I-4-5-7　与跑道中线相交的偏置最后进近的目视航段平面图

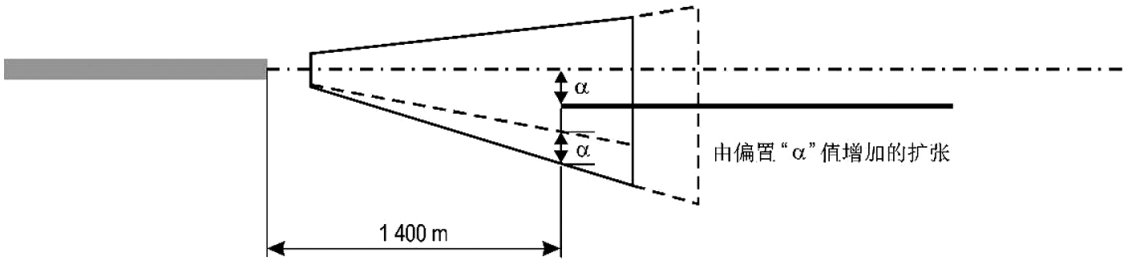


图 I-4-5-8　与跑道中线平行的偏置最后进近的目视航段平面图

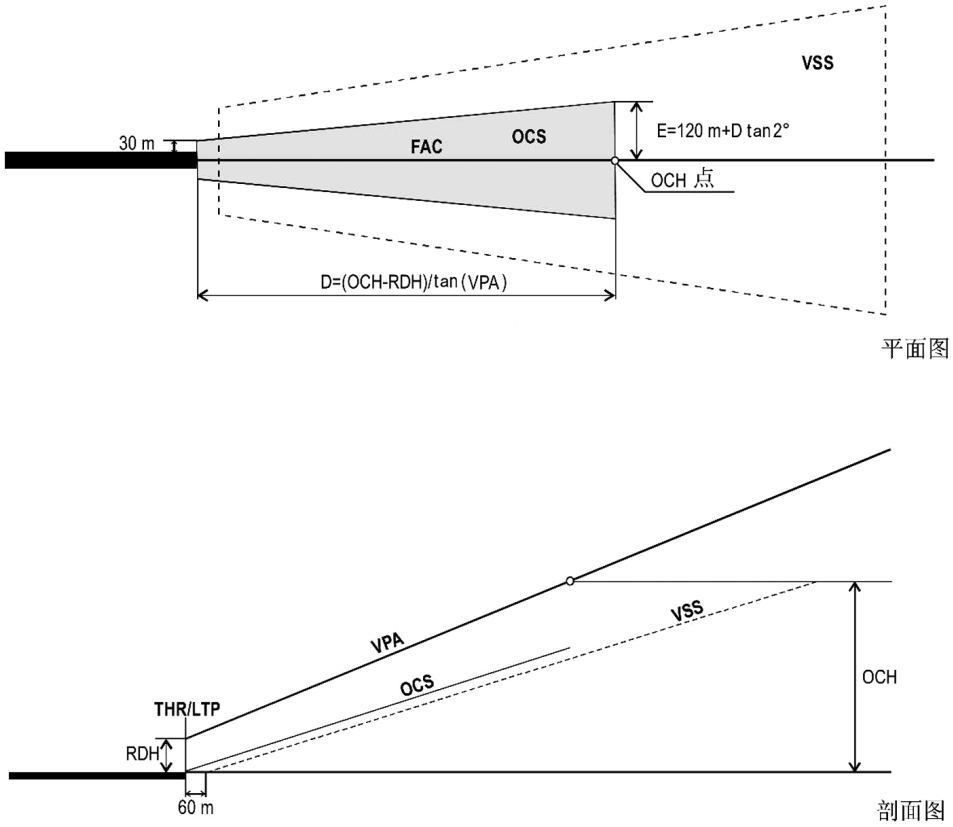


图 I-4-5-9　正常直线进近的目视航段 OCS

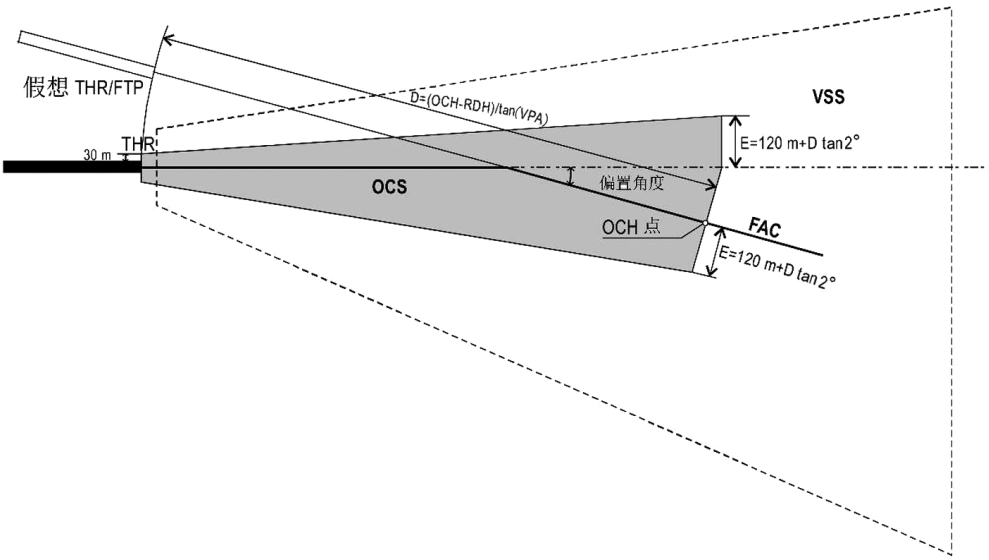


图 I-4-5-10　最后进近与跑道中心线交叉偏置的目视航段 OCS 平面图

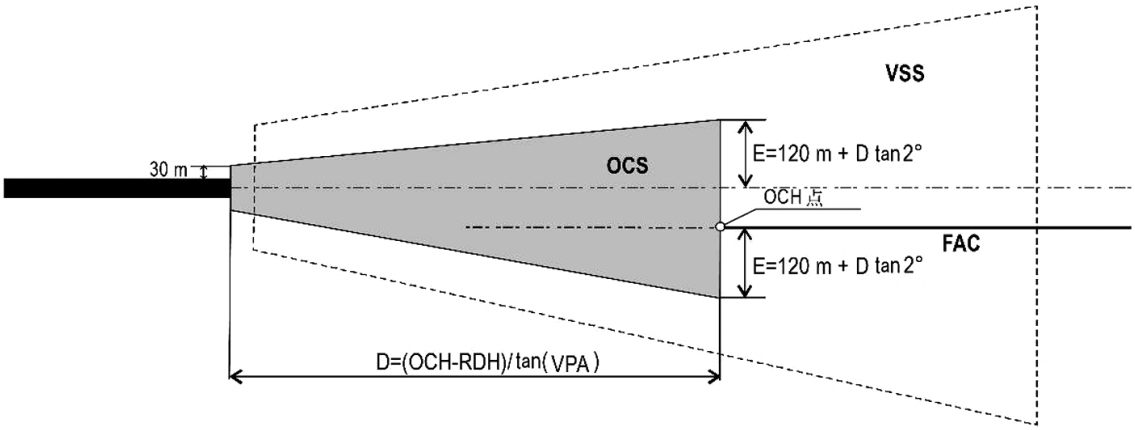


图 I-4-5-11　最后进近与跑道中心线平行偏置的目视航段 OCS 平面图

5 附录 A 非对正直线进近的 OCA/H 计算

第 5 章的表 Ⅰ-4-5-2 中所列数值基于下列计算方法得到的：

最小 OCH = 15 m + 总距离 × 下降梯度 （Ⅰ-4-5-附录 A-1）

式中：总距离——$d_{切入}+d_{增加}+d_{转弯}$；

最小切入距离（$d_{切入}$）= 1 400 m；

增加飞行距离（$d_{增加}$）= $\frac{TAS_{CAT}\times 5}{3600}$。

TAS_{Cat} = 各航空器类型最后进近最大 IAS 所对应的 TAS+19 km/h（10 kt）的顺风，机场标高基于 600 m（2 000 ft）；

飞越中心线之前增加的飞行时间 = 5 s。

转弯距离（$d_{转弯}$）= $r_{Cat} \times \tan\left(\frac{\theta_{最大}}{2}\right)$

r_{Cat} = 按 TAS_{Cat} 速度计算得出转弯半径；

最大转弯角度（θ 最大）= 15°（当 5°<θ≤15°）或 30°（当 15°<θ≤30°）。

5 附录B 非精密进近：陡下降角进近

B.1 引言

B.1.1 根据PANS-OPS标准中的变化（如：对C类、D类、E类，最大下降梯度从6.5%变更为6.1%），某些障碍物较多的机场，其已经存在的非精密进近程序无法适用最后航段最大下降梯度的要求。

B.1.2 陡下降角进近程序不满足PANS-OPS标准。这类非标准程序只有经过认真的考虑之后方可公布，至少应该包括进行一次航行研究并得到有关国家主管部门的特别批准。只能下述情况下才做该种考虑：

a）如果有重要的运行需要；

b）仅出于超障的目的，不能作为消减程序的一种手段；和

c）如果不可能提供垂直引导（如：当非标准ILS程序的下滑道不能使用，使用只有航向台程序）。

B.2 程序设计考虑

程序设计至少应该考虑：

a）OCA/H的增加值是下降梯度的函数；和

b）在航图上标注不符合下降梯度标准的警示。

以某国采取的下述方法作为示例：

a）相关类型最大下降梯度值之上每增加百分之一，OCH增加17 ft（A和B类）或25 ft（C、D和E类）；

b）选择较大值：

1）a）中所得出的OCH；

2）与该跑道相关的目视盘旋OCH；和

c）在进近航图上增加警示：“下降梯度大于……”

B.3　航行研究

实施陡下降角进近程序之前所要求的航行研究应该考虑与进近相关的所有情况，并且确认已经考虑了风险评估。在该研究中应该至少考虑如下项目：

a）最小阻力构型；

b）风切变影响、最大顺风；

c）管制法规；

d）操纵特性；

e）最小防冰功率；

f）GPWS 修正；

g）飞行指引仪/自动驾驶仪的使用；

h）发动机增速时间；

i）为操纵考虑的 V_{at} 增量；

j）最低天气标准；

k）目视助航设施；

l）机组成员资质；和

m）航空器认证要求。

6 复飞航段

6.1 总则

6.1.1 要求

6.1.1.1 每个仪表进近程序都应该制定一个复飞程序并且应该规定一个复飞程序的开始点和一个复飞程序的终止点。复飞程序起始于：

a）精密进近或有垂直引导（APV）程序达到决断高度/高（DA/H）；或

b）非精密进近程序到达复飞点（MAPt）。

6.1.1.2 复飞程序终止于一个高度/高，该高度/高必须足以允许：

a）开始另一次进近；或

b）回到指定的等待航线；或

c）重新开始航线飞行。

注：本章包含所有类型仪表着陆程序所适用的基本准则，以及针对非精密程序的准则。精密程序和有垂直引导（APV）程序的详细准则见相应章节。

6.1.2 复飞航段的各个阶段

复飞航段原则上起始于MAPt并包含以下三个阶段（见图Ⅰ-4-6-4）：

a）起始阶段：从MAPt最早处开始，至开始爬升点（SOC）为止；

b）中间阶段：从SOC延伸至最初取得并能保持50 m（164 ft）［H类，40 m（132ft）］超障余度的第一个点为止；和

c）最后阶段：延伸至可以开始一次新的进近、等待或回到航路飞行的一点。在该阶段可以实施转弯。

6.1.3 复飞类型

复飞有两种类型：

a）直线复飞（包含小于或等于15°的转弯）；和

b）转弯复飞。

6.1.4 复飞保护区

复飞保护区应该从MAPt最早定位容差开始，宽度等于最后进近航段在该点处的宽度。之后

的尺寸和形状取决于复飞程序，包括在哪个点开始转弯（如果有）和转弯的程度。

6.1.5 复飞点（MAPt）

6.1.5.1 总则。复飞始于复飞点（MAPt）并且仅适用于非精密进近。对于非精密进近，MAPt按如下定义：

a）无 FAF 的程序：用一个导航台或定位点确定；

b）有 FAF 的程序：MAPt 使用如下述三种方法之一确定：

1）当 MAPt 不是由一个电台或一个定位点来确定时，由计时从标称 FAF 至标称 MAPt 飞过的距离计时的方式来确定；或

2）当 MAPt 位于电台或定位点，在这种情况下，程序必须注明“不允许用计时的方法来定义 MAPt”；或

3）同时使用计时从 FAF 至 MAPt 飞过的距离和复飞点位于导航台或定位点的方法时。在这种情况下，应该公布单一的 OCA/H，它应该是按特定距离确定的 OCA/H 和按导航台或定位点确定的 OCA/H 中的较大者。但当能获得运行上的好处时，这两个值都可以公布。

6.1.5.2 MAPt 的位置。MAPt 的最佳位置是跑道入口。必要时可以将 MAPt 向 FAF 移近，前提是 OCA/H 应该不低于标称 5.2%（3°）下降梯度或公布的更陡下降梯度上的 MAPt 高度/高。为满足这个条件可能需要增加 OCA/H。

6.1.5.3 MAPt 最早点与最晚点的确定——MAPt 由距离来定义。当 MAPt 是用计时飞过 FAF 的距离来确定时，MAPt 的总容差（Y）可以由表Ⅰ-4-6-1 中的数值来进行确定并且按照图Ⅰ-4-6-3 来进行应用。有关精确计算的内容见本章的附录。

6.1.6 开始爬升点的计算（SOC）

6.1.6.1 计算 SOC 有两种方法。采用的方法取决于：

a）MAPt 由一个导航台或定位点来确定；或

b）MAPt 由一个距 FAF 的距离来确定。

6.1.6.2 SOC 的确定——MAPt 由一个导航台或定位点来定义。当 MAPt 由一个导航台或定位点确定时（图Ⅰ-4-6-1），SOC 为下列数值之和：

a）复飞点容差；和

b）过渡距离（X）。

6.1.6.2.1 MAPt 容差——MAPt 由一个电台或定位点来定义。当用一个电台或定位点确定 MAPt 时（图Ⅰ-4-6-1），MAPt 的容差为下列数值之和：

a）电台/定位点的全部容差；和

b）一个距离（d），允许的飞行员反应时间。该距离相当于给定航空器类型最后进近最大速

度加上 19 km/h（10 kt）顺风影响飞行 3 s 的距离。表Ⅰ-4-6-3 给出了各类航空器的 d 值举例［采用机场标高为 600 m（2 000 ft）进行计算］。

如果 MAPt 为飞越一个电台（VOR、NDB 或 75 MHz 指点标），则定位容差为 0 km（NM）。

6.1.6.2.2 MAPt 由一个电台或定位点来确定过渡距离。MAPt 由一个电台或定位点来确定的过渡距离（X）是根据 TAS 飞行 15 s（H 类，5 s）确定。其中的 TAS 是基于在机场标高，温度为 ISA+15°，以及 19 km/h（10 kt）顺风时，各类航空器最后进近的最大速度（见第 1 章表Ⅰ-4-1-1 和表Ⅰ-4-1-2）。这些数值的应用见图Ⅰ-4-6-1。

6.1.6.3 SOC 的确定（简化方法）——MAPt 由距 FAF 的距离来定义。MAPt 由距 FAF 的距离来确定时，SOC 可以用一种简化方法确定，使用该方法预计的最大高度为 4 000 m（13 000 ft），见图Ⅰ-4-6-2。这时，SOC 取决于下列数值之和：

a）从标称 FAF 至标称 MAPt 的距离；和

b）过渡距离（X）。

6.1.6.3.1 MAPt 由距 FAF 的距离来确定的过渡距离。MAPt 由距 FAF 的距离来确定的过渡距离是基于以合适的 TAS 飞行 15 s（H 类，5 s）的距离来确定，其中 TAS 基于在机场标高，温度为 ISA+15°，以及 19 km/h（10 kt）顺风。过渡距离（X）的计算见表Ⅰ-4-6-2。

6.1.6.4 SOC 的确定（精确方法）——MAPt 由距 FAF 的距离来定义。精确方法可以用于标高超过 4 000 m（13 000 ft）的情况而且在标高小于 4 000 m（13 000 ft）时，可能会在某些条件下带来运行上的好处。精确方法在附录中阐述。

6.2 爬升梯度和 MOC

6.2.1 起始阶段

6.2.1.1 起始阶段从复飞点（MAPt）最早点开始，在开始爬升点（SOC）结束。在这个阶段需要飞行员集中注意力操作航空器，特别是建立爬升和改变外形并且假定在这些机动过程中不使用引导设备。在这个阶段不允许转弯。

6.2.1.2 起始阶段的爬升梯度。起始阶段的飞行航迹是水平的。

6.2.1.3 起始阶段的超障余度。在复飞起始阶段保护区，最小超障余度应该与最后进近最后部分的超障余度相同，但从中间复飞面向复飞点反向延伸的部分会要求较小的余度。见图Ⅰ-4-6-4 和图Ⅰ-4-6-5。

6.2.2 中间阶段

6.2.2.1 中间阶段起始于 SOC。继续以稳定的速度爬升至获得并能保持 50 m（164 ft）［H 类，

40 m（132 ft）］超障余度的第一点。在设计这个阶段时，假定可以获得航迹引导。在中间阶段，复飞航迹可以从该阶段的起始处开始做最大 15°的改变。

6.2.2.2 中间阶段的爬升梯度。复飞面的标称爬升梯度（tanZ）为 2.5%（H 类，4.2%）。如果可以提供必要的测量和安全保障，可以采用 2%的梯度，也可以规定 3%、4%或 5%的其他爬升梯度。当航空器的爬升性能允许并且与这些梯度相关的较低 OCA/H 能获得的运行好处时，经有关当局批准可以采用这些爬升梯度。

注：在非精密进近中，可以考虑使用 2% 和 5% 之间的任何中间数值（如 3.4%）。

6.2.2.3 中间阶段的超障余度

6.2.2.3.1 在复飞中间阶段，主区内的最小超障余度为 30 m（98 ft）；副区内侧边界上的最小超障余度为 30 m（98 ft），至外侧边界线性减小为零。见第 2 篇第 1 章 1.3“超障余度”。

6.2.2.3.2 按 2.5% 标称梯度爬升的 OCA/H 必须在仪表进近图上公布。如果在复飞程序设计中规定了另外的梯度，这些梯度及与其相关的 OCA/H 值也必须公布，以供备选。

注：可以通过提高 OCA/H，或纵向移动 MAPt，或同时使用这两种方法来取得所需的 MOC。

6.2.3 最后阶段

最后阶段起始于开始获得并能保持 50 m（164 ft）［H 类，40 m（132 ft）］超障余度的第一点，终止于开始一次新的进近、等待或回到航路飞行的一点。在这个阶段可以进行转弯。

6.2.3.1 最后阶段的爬升梯度。使用中间阶段的准则。

6.2.3.2 最后阶段的超障余度

6.2.3.2.1 在直线复飞最后阶段中，主区中的最小超障余度为 50 m（164 ft）［H 类，40 m（132 ft）］，至副区外侧边界线性减小为零。见图 Ⅰ-4-6-4。

6.2.3.2.2 转弯复飞对 MOC、布局和副区范围有特殊规定。见 6.4“转弯复飞”。

注：可以通过提高 OCA/H，或纵向移动 MAPt，或者同时使用这两种方法来获得所需的 MOC。另外，也可以考虑定义一个转弯来避开障碍物。

6.3 直线复飞

6.3.1 本节包含直线复飞的准则。它包括转弯小于或等于 15°的复飞。

6.3.2 直线复飞保护区

6.3.2.1 直线复飞保护区起始点的宽度等于最后进近保护区在该点的宽度。其后的保护区按一个角度扩张，该角度：

a）取决于航迹引导所使用导航台的精度（NDB 10.3°，VOR 7.8°）（见图Ⅰ-4-6-6）；或

b）如果没有可以提供参考的导航台，则按15°扩张。

6.3.2.2 保护区应延伸足够长的距离，以保证执行复飞的航空器能达到随后航段程序（如航路或等待）超障余度所需要的高度。复飞面的起始阶段是水平的，它是基于OCA/OCH上的假想最低飞行航径。过渡距离之后开始爬升（SOC），而后为复飞中间和最后阶段（见6.1.6.2.2“MAPt由一个电台或定位点来确定的MAPt容差”和6.1.6.3.1“MAPt由用距FAF的距离来确定的过渡距离”）。中间和最后阶段的上升梯度与复飞面相一致，见6.2“爬升梯度和MOC”中的规定。

6.3.2.3 外加的航迹引导。在设计复飞程序时，使用位置适当的电台来缩小复飞最后阶段的保护区可以得到运行上的好处。在这种情况下，复飞最后阶段的边界一直延伸到与由电台提供的适当边界相交：

a）VOR为±1.9 km（±1.0 NM），在航迹两侧（向MAPt方向）各扩张7.8°；

b）NDB台为±2.3 km（±1.25 NM），向两侧各扩张10.3°。

图Ⅰ-4-6-7和图Ⅰ-4-6-8分别显示有航迹引导和无航迹引导的复飞保护区。

6.3.2.4 连续航迹引导。如果复飞的航迹是由最后进近所使用的电台提供连续引导，复飞保护区为该电台所确定保护区的延续。见图Ⅰ-4-6-9。

6.3.3 主区和副区

使用一般准则。

6.3.4 航迹对正

只要实际可行，复飞航迹应该为最后进近航迹的延续。复飞中可以包含转弯（见6.4“转弯复飞”），但只有能获得运行上的好处时才使用。

6.3.5 直线复飞的超障余度

使用的基本准则描述在6.2“爬升梯度和MOC”中。

6.4 转弯复飞

6.4.1 本节包括转弯大于15°的转弯复飞准则。转弯小于或等于15°应该使用直线复飞准则。见上述6.3“直线复飞”。转弯的起始可以规定在：

a）一个高度/高；

b）一个定位点或电台；或

c）MAPt。

6.4.2 总则

如果规定一个起始于最后进近航迹的转弯，则必须绘制转弯复飞的保护区。上述 6.3“直线复飞”的准则仍然可以使用，直到以下：

a）指定高度/高转弯的转弯点（TP）（见 6.4.5“在一个指定高度/高开始转弯”）；

b）指定点转弯的最早 TP（见 6.4.6“在一个指定转弯点开始转弯”）。为取得最小的 OCA/H 可能需要调整设定的转弯高度或转弯点（TP）。调整的量可能涉及进行试验和误差处理。

注：本章所有计算都是按 2.5% 的标称梯度，使用 2.5% 以外的梯度进行计算，参见 6.2.2。

6.4.3 转弯参数

本节给出转弯保护区所依据的参数，以及绘图时的变量。

a）高度：机场标高加上 300 m（1 000 ft），或确定的转弯高度。

b）温度：相当于上述 a）高度的 ISA+15℃。

c）指示空速：最后复飞的速度列于第 1 章的表Ⅰ-4-1-1 和Ⅰ-4-1-2。但如在运行上要求避开障碍物则可以使用降低速度至中间复飞 IAS 速度，条件是在程序中应标注“复飞转弯的最大速度限制为 ____ IAS km/h（kt）”。

d）真空速：由 c）项的 IAS 修正 a）项的高度和 b）项的温度求得。

e）风：当有风的统计资料时，可以用 95%的概率风。如没有风的资料，则应该使用 56 km/h（30 kt）的全向风。

f）平均达到的转弯坡度：15°。

g）定位容差：与定位点的类型相关，见第 1 篇第 2 章“终端区定位点”。

h）飞行技术容差：

1）c=最后复飞速度（公布的最大复飞速度）加上 56 km/h（30 kt）顺风飞行 6 s 的距离（3 s飞行员反应时间和 3 s 建立坡度时间）；和

2）也可以参见表Ⅰ-4-6-5 和表Ⅰ-4-6-6 中给出的转弯参数举例。

i）d_o为至障碍物的距离。

j）d_z为至障碍物的最短距离，或从 SOC 开始在直线复飞航迹的平行线上量取的数值。

k）O_i为障碍物（下标表示具体的障碍物）。

l）tanZ 为复飞面与水平面夹角的正切。

m）R 为转弯率。

n）r 为转弯半径。

o）E 为风的影响。

6.4.4 副区

6.4.4.1 转弯保护区中，总是在转弯的外侧使用副区作为直线复飞副区的延续（在一个转弯点

转弯，见图Ⅰ-4-6-13和图Ⅰ-4-6-19）。一旦航空器取得航迹引导则立刻恢复副区。

6.4.4.2 外加的航迹引导。在设计复飞程序时，转弯以后使用位置适当的电台来减小最后阶段保护区的尺寸可以获得运行上的好处。有外加航迹引导的典型转弯复飞区见图Ⅰ-4-6-15和图Ⅰ-4-6-19。

6.4.5 在一个指定高度/高开始转弯

6.4.5.1 总则

规定一个到达特定高度的转弯是为了应对两种不利障碍物：

a）在直线复飞方向有必须避开的障碍物；

b）位于直线复飞航迹正切方向的障碍物，在转弯以后必须以适当的余度飞越。

在一个指定高度转弯要求在开始转弯至一个规定的航向或转向一个定位点/电台之前，爬升至一个规定的高度/高。

6.4.5.2 保护区

6.4.5.2.1 转弯起始区

6.4.5.2.1.1 达到指定高度/高的点不是一个定位点。它取决于航空器的爬升性能和复飞开始的点。航空器达到指定转弯高度/高是：

a）当程序禁止在MAPt之前转弯时，最早在MAPt最早点或；当没有限制时，最早在FAF最早点；和

b）从SOC开始，以要求的最小爬升梯度爬升到指定高度/高的点。该点称为转弯点（TP）。

6.4.5.2.1.2 程序设计应该考虑两种最极端的情况。因此，航空器可以开始转弯的保护区边界为：

a）从MAPt最早点或FAF最早点至TP；和

b）起始和中间阶段的副区边界；

c）该保护区称为转弯起始区。标志起始转弯区结束的线由KK线确定（见图Ⅰ-4-6-11和图Ⅰ-4-6-12）。

6.4.5.2.2 转弯区

为保护两种极端情况下的航空器，转弯区边界的绘制描述如下：

a）内侧边界绘制：

1）当转弯小于75°，内侧边界起始于MAPt最早点的内侧边界（见图Ⅰ-4-6-11），并与转弯后的标称航迹成15°向外扩张；和

2）当转弯大于等于75°，内侧边界起始于MAPt最早点的外侧边界（见图Ⅰ-4-6-12），并与转弯后的标称航迹成15°向外扩张；和

b）外侧边界绘制：

1）在转弯起始区外侧边界加上一个考虑飞行技术的容差［c：等于 6 s 飞行的距离（见 6.4.3“转弯参数”）］。这样确定 A 点；和

2）从 A 点开始，按第 2 篇第 3 章“转弯保护区设计”中的描述绘制外侧边界。

6.4.5.3 在指定高度转弯的超障余度

a）转弯起始区内的超障余度。直线复飞超障余度的规定使用至 TP。允许将这些准则应用于最后进近和直线复飞航段的 OCA/H 计算（OCA/H_{fm}）（见 6.3.5“直线复飞的超障余度”）。应对障碍物所额外评估进行以保证转弯起始区内障碍物的高度/高低于：

TNA/H−50 m（164 ft）

［H 类，TNA/H−40 m（132 ft）］

b）转弯区超障余度。在转弯区内的障碍高度/高应该低于：

$$TNA/H+d_o \tan Z-MOC$$

其中：d_o——从障碍物至转弯起始区边界量取的最短距离；和

MOC——50 m［H 类，40 m（132 ft）］，如有副区，则 MOC 线性减小至副区外侧边界为零。

6.4.5.4 确定转弯高度/高

确定转弯高度/高以及相应的转弯点（TP）是一个反复的过程。TP 的位置必须保证转弯起始区和转弯区都满足超障余度的准则。一旦确定了 SOC 和 OCA/H_{fm}，就可以通过下列关系式计算转弯高度/高：

$$TNA/H=OCA/H_{fm}+d_Z \tan Z$$

其中：d_Z——从 SOC 至 TP 的水平距离。

如果最晚 TP 必须设置在由最后进近和直线复飞计算得到的 SOC 之上或之前，则应该向后移动 MAPt，如果需要还应该增加 OCA/H（见 6.1.5.1）。

6.4.5.5 转高度/高的调整

如果不能满足 6.4.5.3“在指定高度转弯的超障余度”中的准则，则应该调整转弯高度/高。调整有下列三种方法：

a）调整 TNA/H 而不改变 OCA/H。这意味着移动最晚 TP 并据此重新绘制保护区；

b）向后移动 SOC 以增加 d_Z。这就意味着移动 MAPt 和最早的 TP，保护区也将随之扩大；和

c）增加 OCA/H。

6.4.5.6 早转弯的保护

如果程序不禁止在 MAPt 之前转弯，则必须在最后进近保护区之外考虑附加的保护区（见图Ⅰ-4-6-14）。在该保护区内的障碍物应该小于：

$$TNA/H+d_o \tan Z-50 \text{ m（164 ft）}$$

［H类，TNA/H+d_o tanZ−40 m（132 ft）］

其中，d_o为从障碍物至最后进近保护区边界的最短距离。如果该规定无法满足，则必须禁止在MAPt之前转弯并且必须在进近图的剖面图上加以注明。

6.4.6 在一个指定转弯点开始转弯

6.4.6.1 总则

一个指定的转弯点应该是一个定位点（见第2篇第2章2.3和2.4）或一个限制的径向线、方位线或DME距离。选定的转弯点应该使航空器能够避开正前方的障碍物。直线复飞的准则可以使用至最早TP。这样就能够计算最后进近和直线复飞的OCA/H（OCA/H_{fm}）（见6.2“爬升梯度和MOC”）。SOC也可以确定。

6.4.6.2 转弯点定位容差区。转弯点TP的定位容差区长度取决于：

a）定位容差区的限制；加

b）外加距离c（飞行员反应和建立坡度时间）。c等于按最后复飞（或公布的最大复飞）速度加上56 km/h（30 kt）顺风飞行6 s的距离（见图Ⅰ-4-6-15）。一些c的举例数值参见表Ⅰ-4-6-5和表Ⅰ-4-6-6。

如果规定转弯点为飞越一个电台（如VOR、NDB），当飞越电台的高不超过以下规定时，可以采用±0.9 km（0.5 NM）作为TP的定位点容差：

i）750 m（2 500 ft），VOR（盲区圆锥角为50°）；和

ii）1 100 m（3 600 ft），NDB。

6.4.6.3 转弯区的绘制

6.4.6.3.1 在最后复飞保护区内实施的转弯。保护区起始于A点。A点位于TP定位容差区（之前已有规定）的最晚边界。转弯区边界起始于直线复飞保护区的边界。

6.4.6.3.2 转弯点（TP）由定位点或限制径向线、方位线或DME距离确定。

a）外侧边界：

1）在复飞保护区的外侧边界上确定A点（见图Ⅰ-4-6-15）；

2）从A点开始，按第2篇第3章“转弯保护区设计”的描述绘制外侧边界。

b）内侧边界：

1）在复飞保护区内侧边界上的转弯点容差区最早点确定K点；

2）从K点，画一条与转弯后航迹成15°向外侧扩张的直线。

c）特殊情况：对于转弯大于90°或转弯回至FAF的特殊情况，转弯后的保护区画法见图Ⅰ-4-6-16、图Ⅰ-4-6-17和图Ⅰ-4-6-18。

6.4.6.3.3 用电台（NDB或VOR）作为转弯点（TP）。如果用一个电台（NDB或VOR）来确定转弯点（TP），保护区的绘制方法如下：

a）内侧边界：转弯以后使用背台出航航迹的保护区边界。

b）外侧边界：为包含过电台转弯冲过的情况，转弯的外侧边界必须按以下方法加宽：

1）确定 TP 容差区最晚点（A 点）；

2）从 A 点绘制外侧边界（见第 2 篇第 3 章“转弯保护区设计”），直至切线方向与转弯后标称航迹平行的一点；和

3）从该点起，保护区边界保持与转弯后标称航迹平行，直至与导航台相关的保护区相交（见图 I-4-6-19）。

6.4.6.4 转弯区内的超障余度

转弯区内的障碍物标高/高必须小于：

$$OCA/H_{fm}+d_o \tan Z-MOC$$

式中：d_o——d_z+从障碍物至 K-K 线的最短距离；

d_z——从 SOC 至最早 TP 的水平距离；

MOC——转弯大于 15°时，MOC 为 50 m（164 ft）［H 类，40 m（132 ft）］。如果有副区，MOC 从副区内侧边界向外线性减小至外侧边界为零。

6.4.7 指定在 MAPt 转弯

指定在 MAPt 的转弯是设想飞行员将飞机建立在爬升航径上后就开始转弯。将 OCA/H 作为转弯高度/高。转弯起始区应该从最早 MAPt 延伸至 SOC（见图 I-4-6-20）。

6.5 公布

6.5.1 如果不提供早转弯保护，则在进近图的剖面图上必须加以注明：“在 MAPt 之前不得转弯。”

6.5.2 仪表进近图上必须公布按 2.5%标称爬升梯度复飞的 OCA/H。如果在复飞程序设计中规定了较大的爬升提度，则该梯度及相应的 OCA/H 值都必须公布，以作为备选项。

表 I-4-6-1 Z 的值（通过飞越距 FAF 的距离计时确定 MAPt 时，MAPt 的最早点和最晚点）

航空器类型	MAPt 标称点到 MAPt 最早点和最晚点的距离
A 类	最大｛2463；0.3897 D+1086｝
B 类	最大｛2463；0.2984 D+1408｝
C 类	最大｛2463；0.1907 D+1787｝
D 类	最大｛2463；0.1562 D+1908｝

其中，D=从标称 FAF 至标称 MAPt 的距离，表中数值 SI 单位（m）。

表 I-4-6-2　过渡距离的计算

航空器类型	过渡距离（X）
A 类	最大｛0.0875 D+2591；0.3954 D+1604｝
B 类	最大｛0.0681 D+3352；0.3246 D+1653｝
C 类	最大｛0.0567 D+3794；0.2328 D+1945｝
D 类	最大｛0.0495 D+4153；0.2055 D+2073｝

其中，D=从标称 FAF 至标称 MAPt 的距离，表中数值 SI 单位（m）。

表 I-4-6-3　举例：与海拔高度 600 m（2 000 ft）相对应的距离 d

航空器分类	A	B	C	D	E	H
d	0.18 km（0.10 NM）	0.23 km（0.12 NM）	0.28 km（0.15 NM）	0.32 km（0.17 NM）	0.39 km（0.21 NM）	0.16 km（0.09 NM）

表 I-4-6-4　举例：过渡容差的距离

航空器分类	A	B	C	D	E	H
X（按 600m（2 000ft）MSL 高度计算）	0.89 km（0.48 NM）	1.14 km（0.61 NM）	1.38 km（0.75 NM）	1.6 km（0.86 NM）	1.95 km（1.05 NM）	0.27 km（0.15 NM）

表 I-4-6-5　用于绘制转弯复飞保护区的参数数值举例（按 600 m MSL 高度计算）

（缩写见 6.4.3）

IAS（km/h）	TAS（600m，ISA+15）IAS×换算因数*（km/h）	C 6 s（TAS+56）×6/3600（km）	R 542 TAS（deg/s）	r TAS 62.8R（km）	E 1.4 R（km）
205	217	0.46	2.50	1.38	0.56
280	296	0.59	1.83	2.57	0.76
345	364	0.70	1.49	3.89	0.94
400	422	0.80	1.28	5.23	1.09
445	470	0.88	1.15	6.49	1.21
490	518	0.96	1.05	7.85	1.34
510	539	0.99	1.01	8.54	1.39

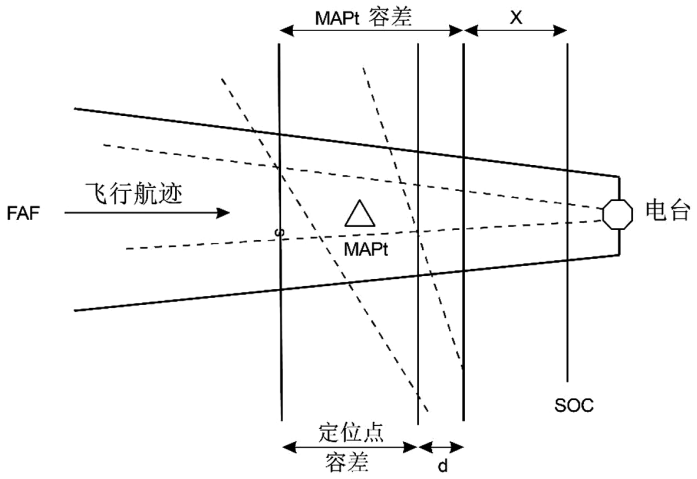
* IAS 换算至 TAS，见第 2 篇第 1 章附录。

表 I-4-6-6　用于绘制转弯复飞保护区的参数数值举例（按 2 000 ft MSL 高度计算）

（缩写见 6. 4. 3）

IAS （kt）	TAS（2000ft， ISA+15） IAS×换算因数* （kt）	C 6 s （TAS+56）×6/3600 （NM）	R 542 TAS （deg/s）	r TAS 62. 8R （NM）	E 0. 75 R （NM）
110	116	0. 24	2. 53	0. 73	0. 30
150	159	0. 32	1. 84	1. 37	0. 41
185	195	0. 38	1. 50	2. 07	0. 50
200	211	0. 40	1. 39	2. 42	0. 54
240	254	0. 47	1. 15	3. 51	0. 65
265	280	0. 52	1. 05	4. 25	0. 72
275	291	0. 54	1. 01	4. 60	0. 74

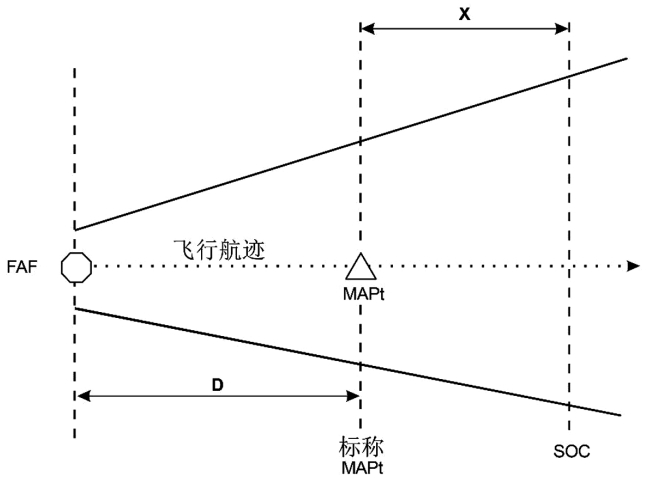
* IAS 换算至 TAS，见第 2 篇第 1 章附录。



X = 过渡距离

d = 飞行员反应时间

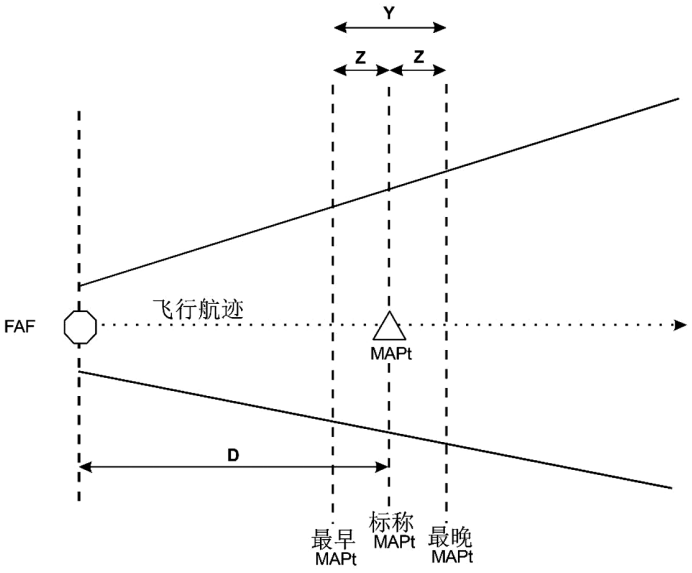
图 I-4-6-1　MAPt 为一个电台或定位点时，SOC 的确定



X = 过渡距离

D = 从标称至FAF标称MAPt的距离

图Ⅰ-4-6-2　用距FAF一定距离确定MAPt时，SOC的确定



D = 从FAF至标称MAPt

Z = 最早MAPt至标称MAPt 或
标称MAPt至最晚MAPt

Y = 总的MAPt容差

图Ⅰ-4-6-3　从标称MAPt至最早和最晚MAPt的距离

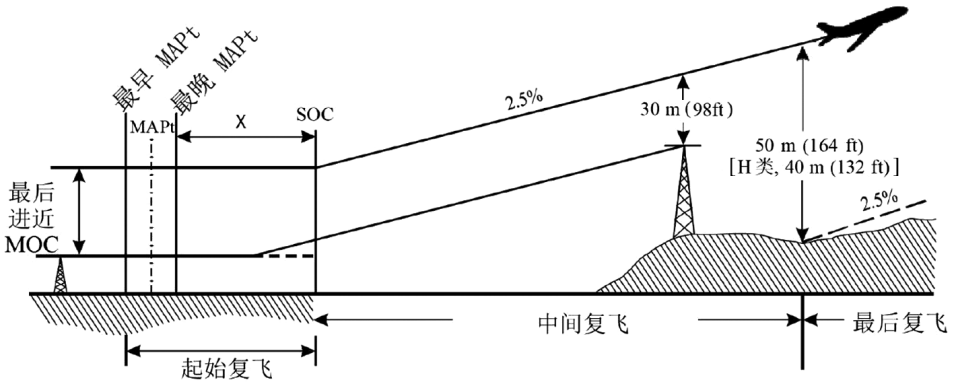


图 I-4-6-4　最后复飞段的超障余度

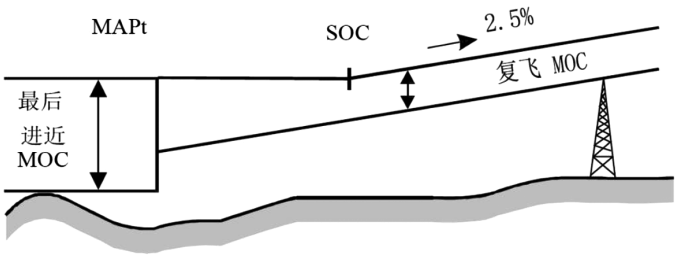


图 I-4-6-5　复飞面的延伸完全覆盖起始复飞段的情况

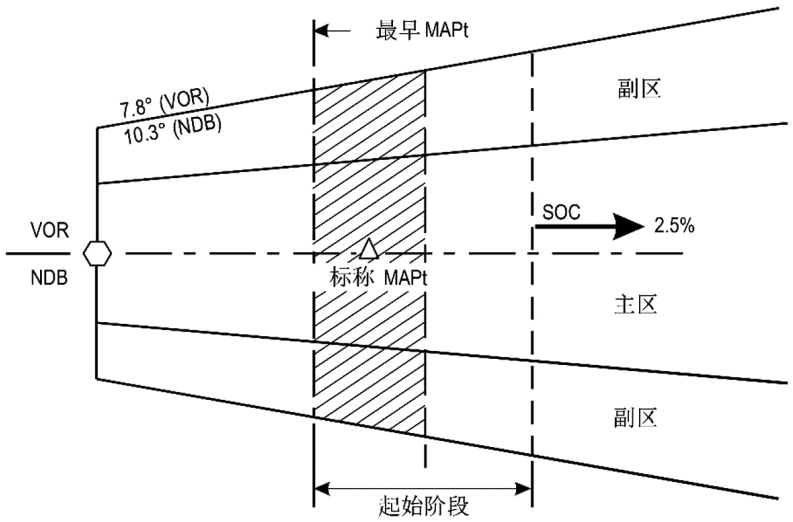


图 I-4-6-6　直线复飞保护区

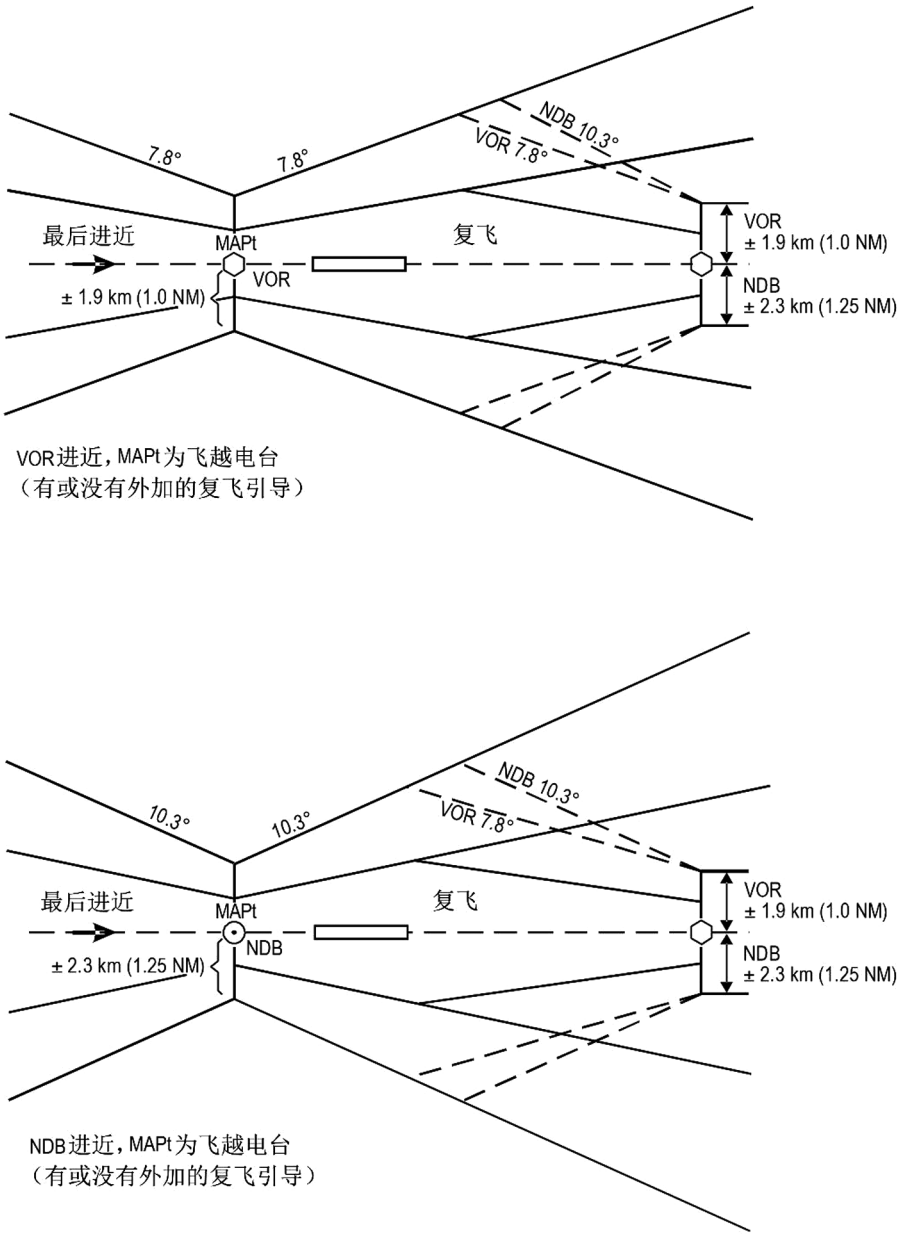


图 Ⅰ-4-6-7　MAPt 为一个电台，有外加航迹引导的保护区

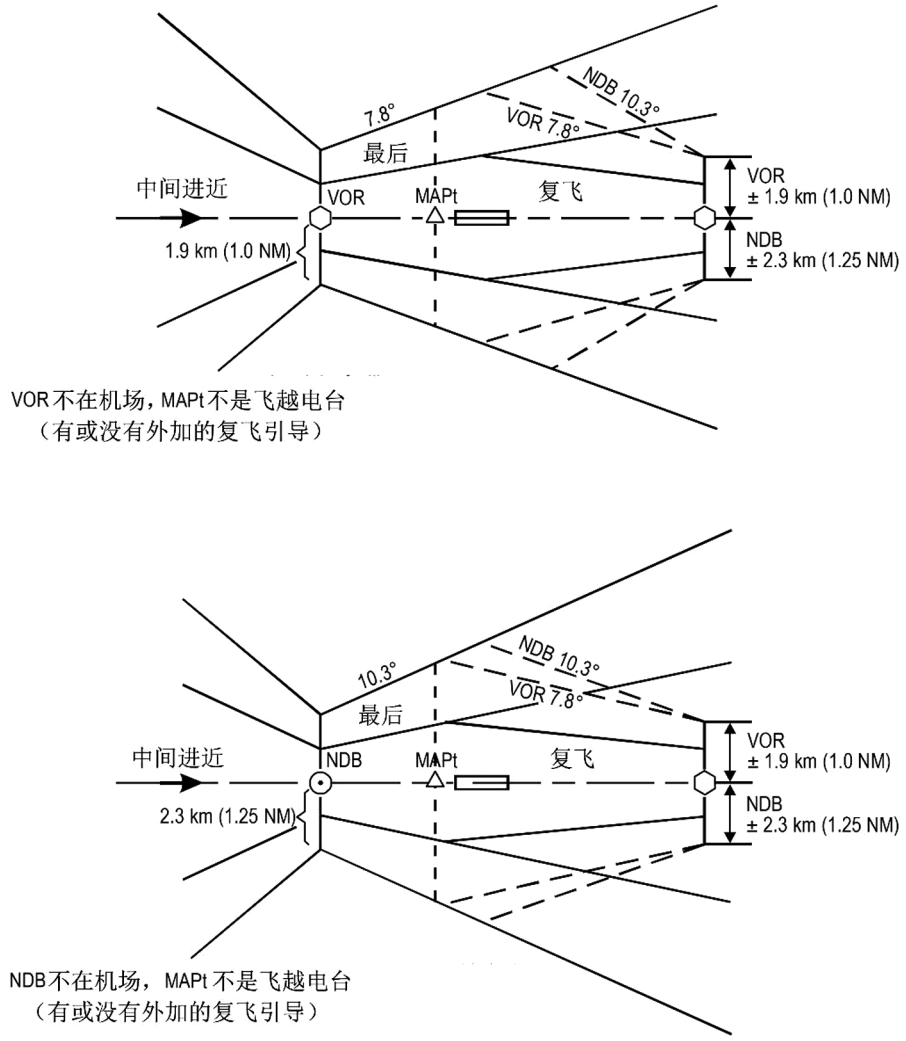


图 I-4-6-8　MAPt 不是电台，有外加航迹引导的保护区

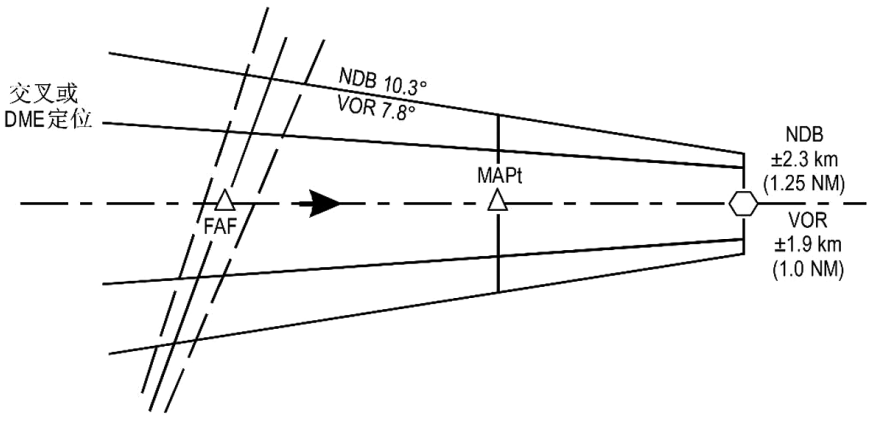


图 I-4-6-9　复飞继续使用最后进近航迹引导台提供航迹引导时，保护区举例

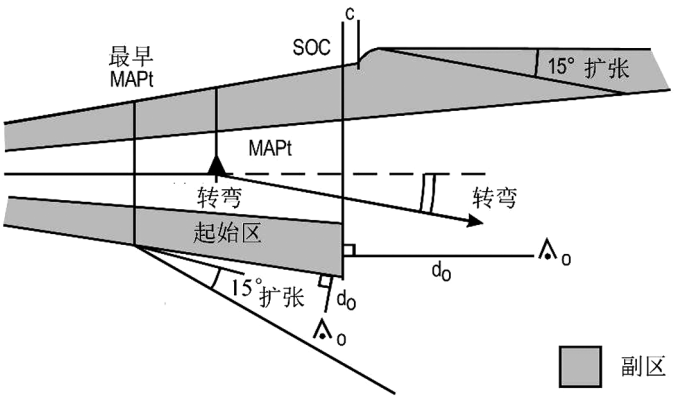


图 I-4-6-10　在 MAPt 转弯等于或小于 15°的复飞转弯

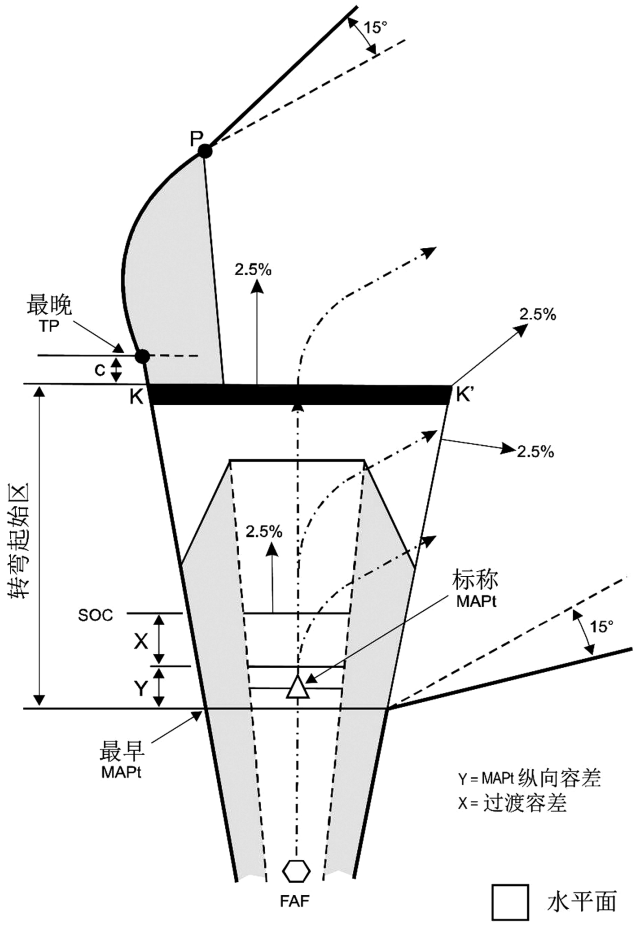


图 I-4-6-11　在一个高度转弯小于 75°

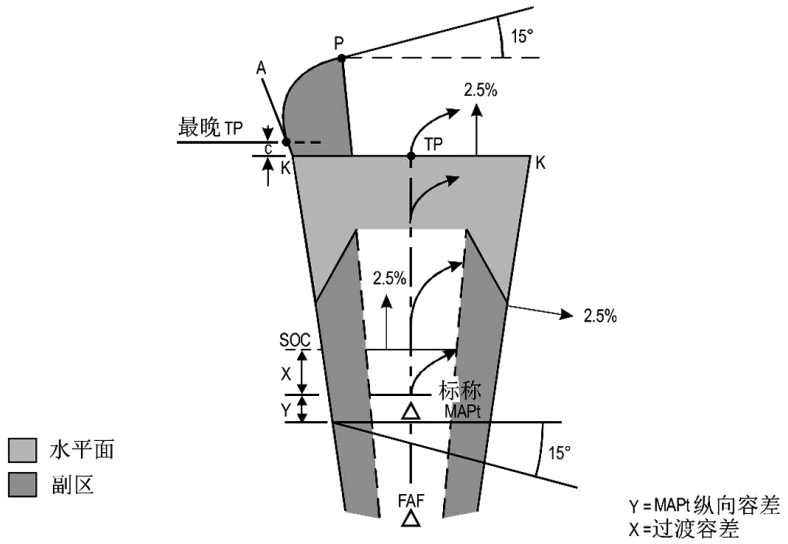
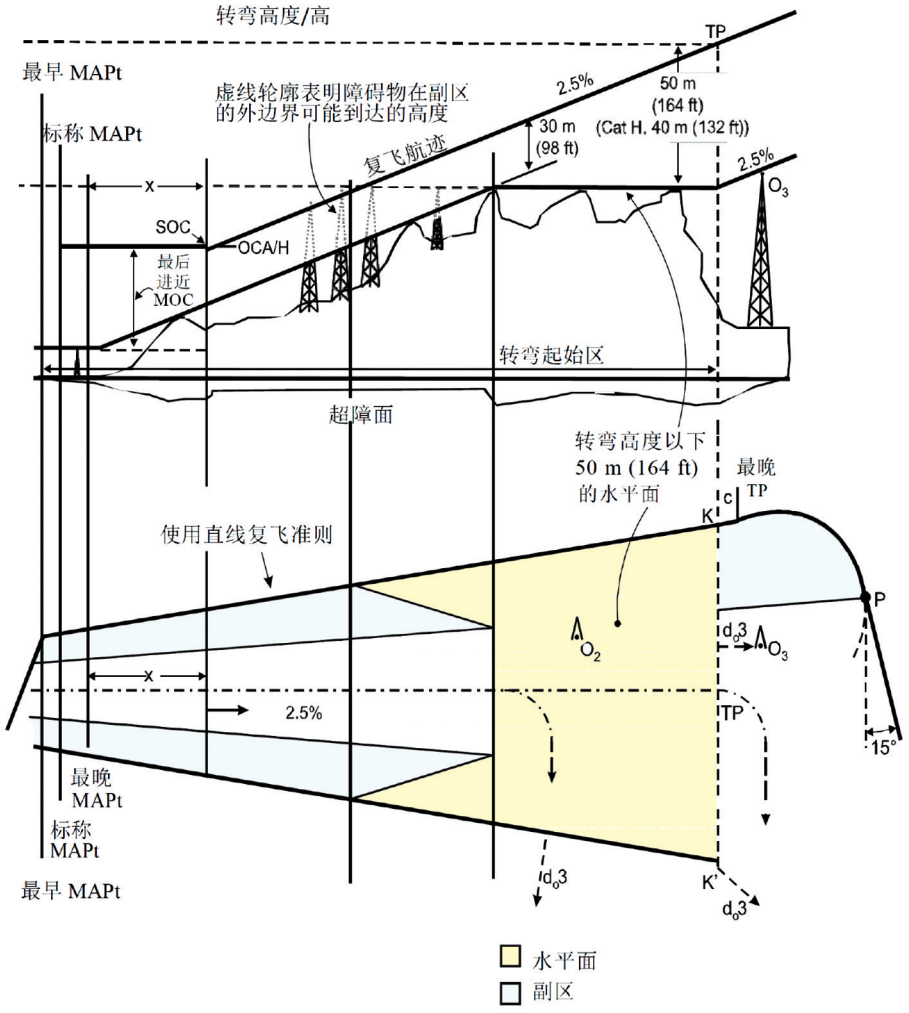
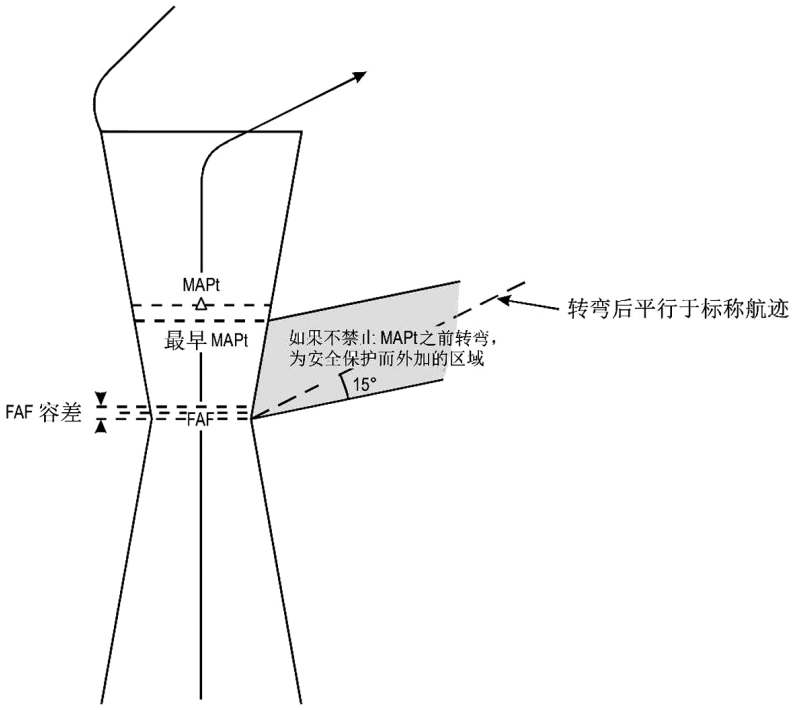


图 I-4-6-12　在一个高度转弯大于 75°

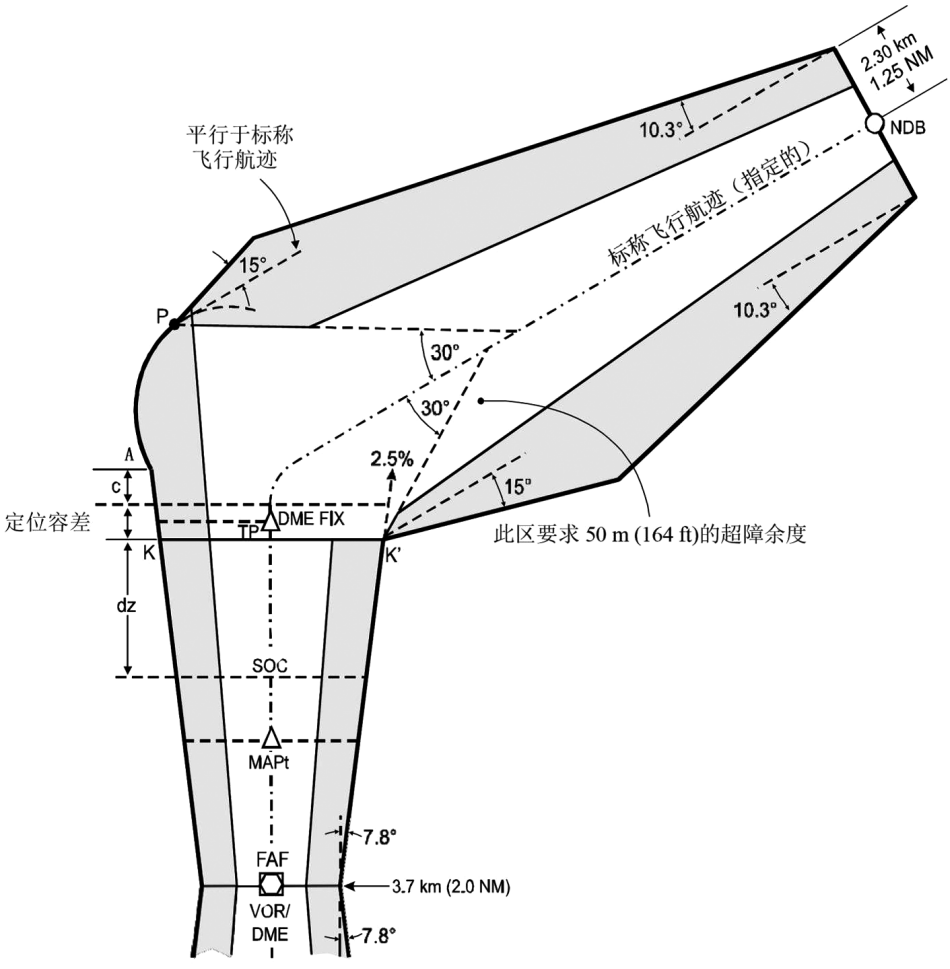


注：MAPt 之前没有转弯

图 I-4-6-13　转弯起始区内的超障余度



图Ⅰ-4-6-14　早转弯的限制——外加保护要求



图Ⅰ-4-6-15　用 DME 作为 TP 定位点的转弯复飞

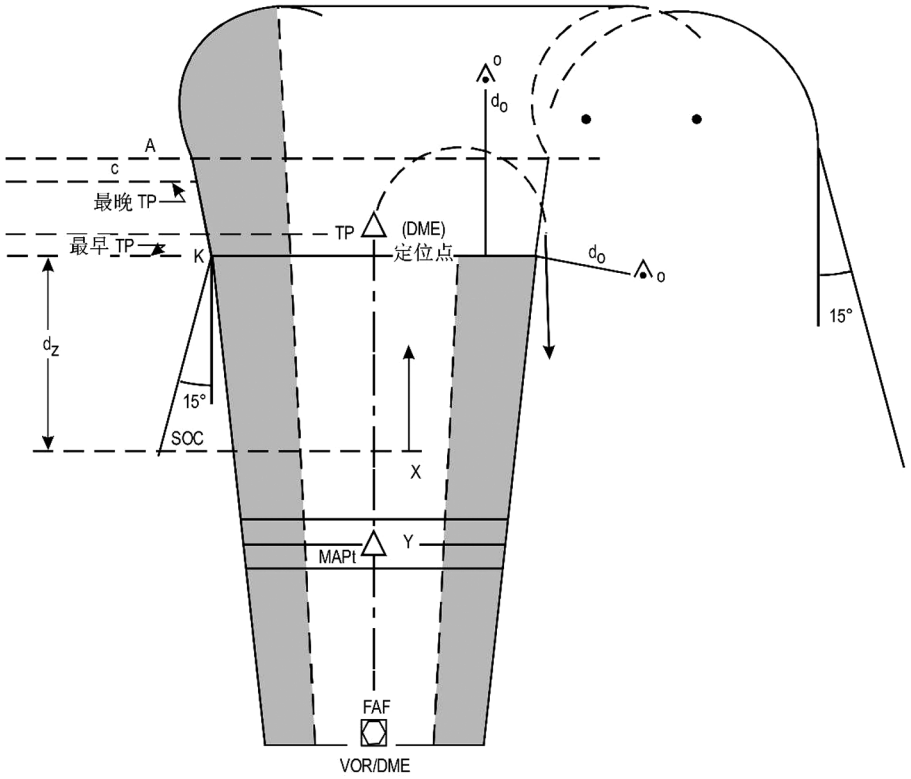


图 I-4-6-16　用 DME 作为 TP 定位点，180°转弯复飞

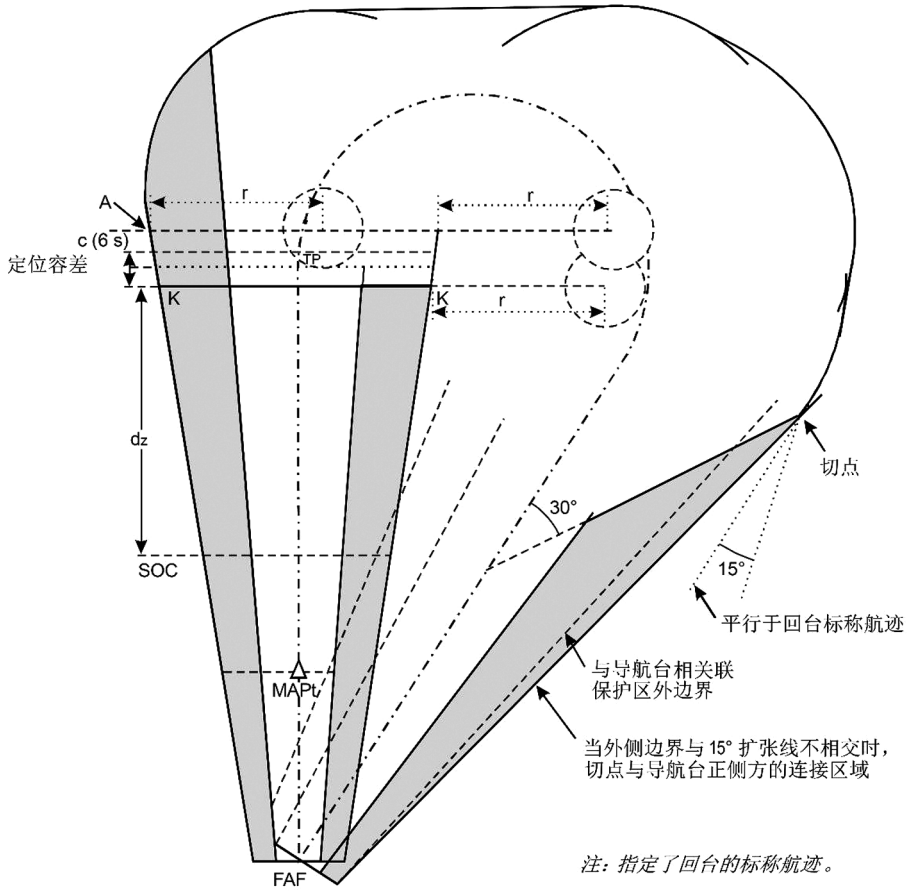


图 I-4-6-17　有 TP 定位点，指定航迹回至电台的转弯复飞

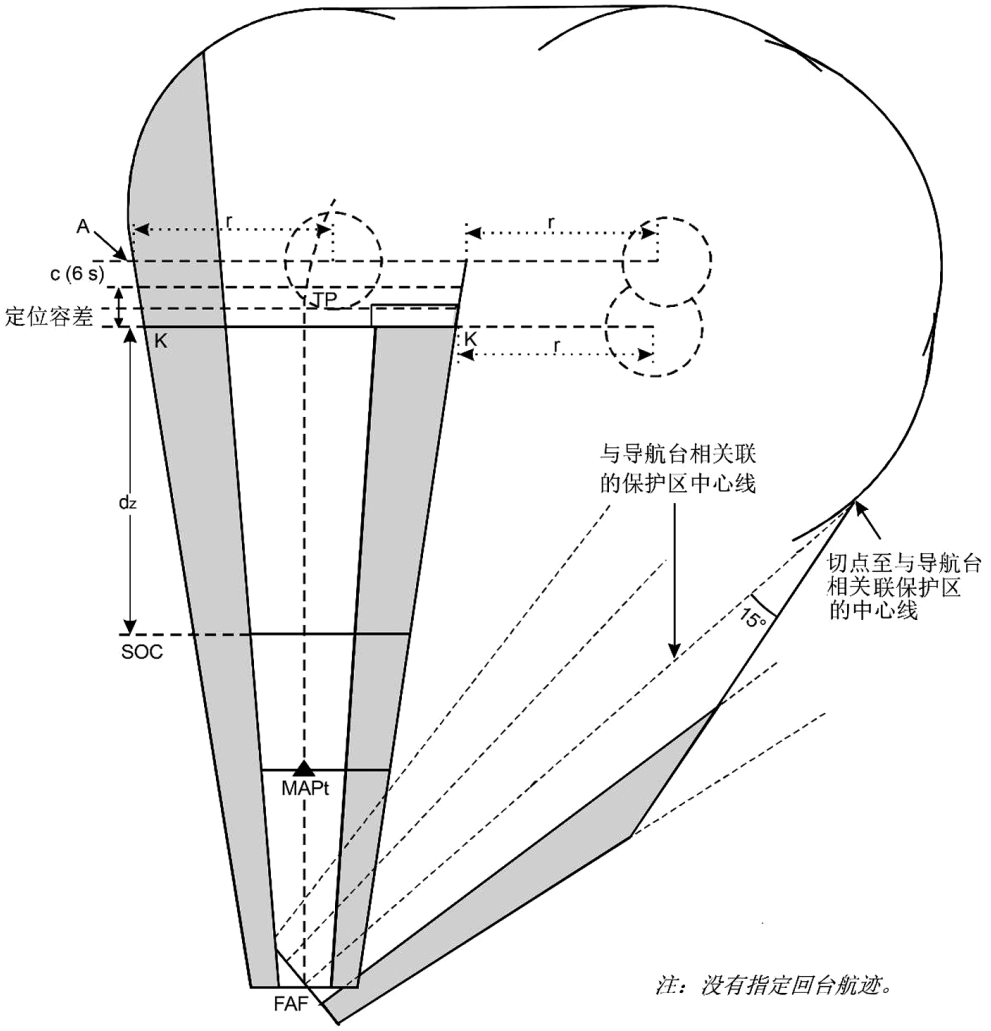


图 I-4-6-18　有 TP 定位点，不指定航迹回至电台的转弯复飞

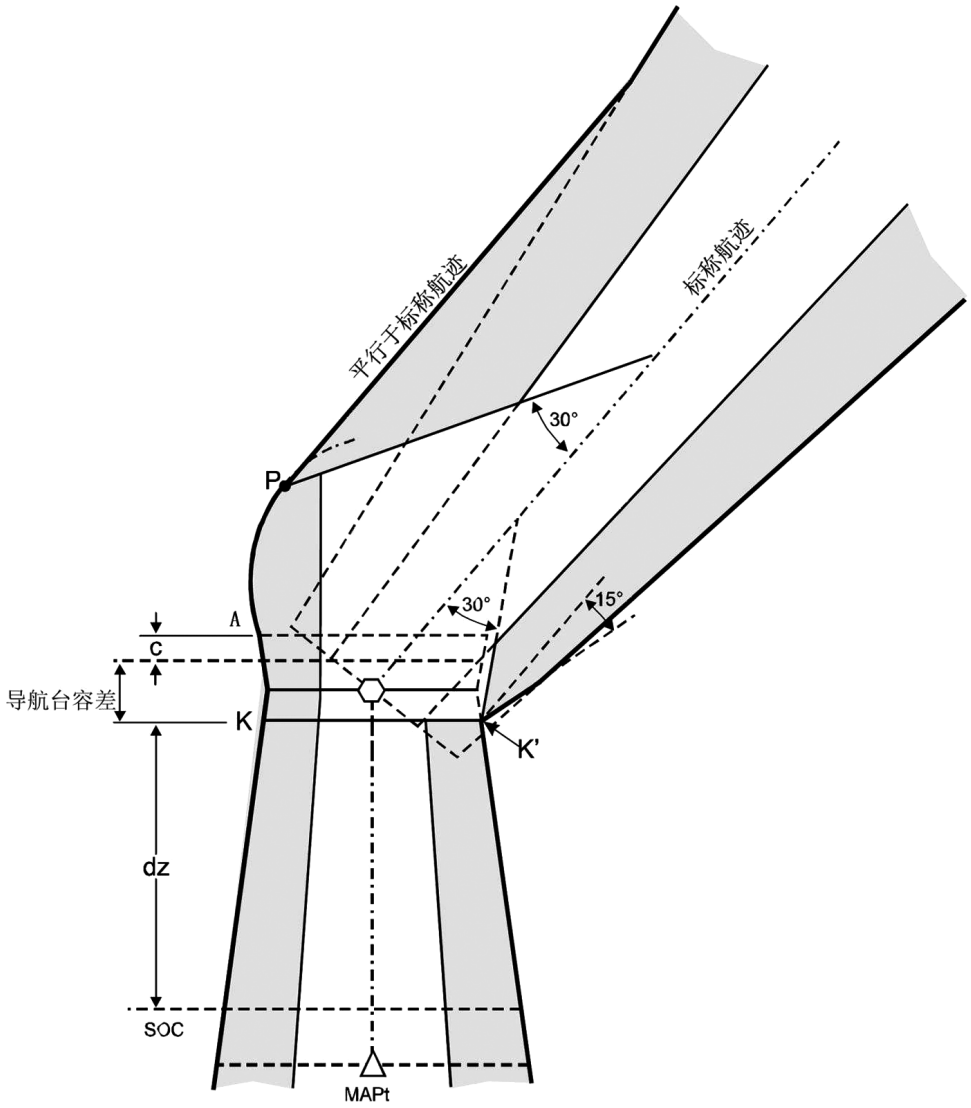


图 I-4-6-19　在电台上空转弯的复飞

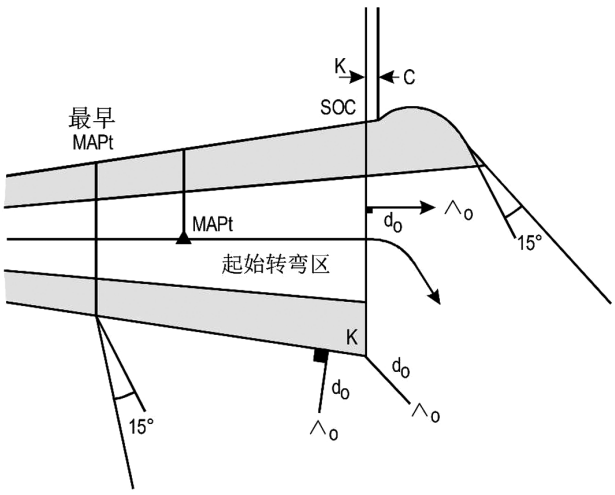


图 I-4-6-20　在 MAPt 转弯大于 15°的复飞

6 附录 用距FAF的距离确定MAPt时，计算MAPt及其过渡容差的精确方法

1 概述

1.1 本附录阐述全部平方和根（RSS）的计算方法：

a）从MAPt最早点至MAPt标称点的距离；

b）从MAPt标称点至MAPt最晚点的距离；和

c）从MAPt标称点至SOC的距离。

其中，MAPt通过距FAF的距离来确定。

1.2 包含在第Ⅰ部分第4篇第6章6.1.6.3“用距FAF的距离确定MAPt时，SOC的确定（简化方法）”的准则，在一些情况下过于保守。为了避免这种保守状况，可以采用本附录中提供的公式精确计算有关距离。

1.3 显示在第6章的表Ⅰ-4-6-1“Z的值（通过飞越距FAF的距离计时确定MAPt时，MAPt的最早点和最晚点）”中和第6章的表Ⅰ-4-6-2“过渡距离的计算”中的公式是在取极值情况下［如：A类至D类航空器和所有机场标高最高至4 000 m（13 000 ft）］，使用精确RSS计算得到值的线性插值。

2 计算

2.1 总则

使用最后进近各类型航空器的最大和最小速度，分两步对每个距离进行计算。所考虑的距离是两个结果中的较高值。

2.2 因素

经验RSS方法考虑以下因素：

a）FAF定位容差［本章中假设为1.9 km（1.0 NM）来推导简化公式］；

b）针对每一类航空器，选用温度为ISA-10°的最小速度，或温度为ISA+15°的最大速度，

两者中更为严格的速度；

c）±56 km/h（±30 kt）风的影响；和

d）-10 s~+13 s 的时间容差，其中包括±10 s 的飞行员计时容差和+3 s 的飞行员反应时间。

注：c）中对应的±56 km/h（± 30 kt）风的影响值并不是指通过最后进近航段的风。这与计算 d 和 X 容差时考虑的 19 km/h（10 kt）风的影响是不同的。后一种情况，飞机航径已经非常接近地面，并且实际的风速与报告的机场风不可能有太大差异。

2.3 参数

2.3.1

a=从 FAF 定位容差最早点至 FAF 的距离；

b=从 FAF 至 FAF 定位容差最晚点的距离；

D=从 FAF 至 MAPt 标称点的距离；

TASMIN=相关航空器类型的最后进近最小 IAS（第 1 章的表Ⅰ-4-1-1 和表Ⅰ-4-1-2）换算为 TAS，考虑机场标高和 ISA-10 的温度；

TASMAX=相关航空器类型的最后进近最大 IAS（第 1 章的表Ⅰ-4-1-1 和表Ⅰ-4-1-2）换算为 TAS，考虑机场标高和 ISA+15 的温度。

2.3.2 从最早 MAPt 至 MAPt 标称点的距离

SI 单位：

$$X1 = [a^2 + (TASMIN \times 10/3600)^2 + (56 \times D/TASMIN)^2]^{0.5}$$

$$X1 = [a^2 + (TASMAX \times 10/3600)^2 + (56 \times D/TASMAX)^2]^{0.5}$$

非 SI 单位：

$$X1 = [a^2 + (TASMIN \times 10/3600)^2 + (30 \times D/TASMIN)^2]^{0.5}$$

$$X2 = [a^2 + (TASMAX \times 10/3600)^2 + (30 \times D/TASMAX)^2]^{0.5}$$

从最早 MAPt 到标称 MAPt 点的距离为 max｛X1；X2｝。

2.3.3 从标称 MAPt 至 MAPt 最晚点的距离

SI 单位：

$$X3 = [b^2 + (TASMIN \times 10/3600)^2 + (56 \times D/TASMIN)^2]^{0.5}$$

$$X4 = [b^2 + (TASMAX \times 10/3600)^2 + (56 \times D/TASMAX)^2]^{0.5}$$

非 SI 单位：

$$X3 = [b^2 + (TASMIN \times 10/3600)^2 + (30 \times D/TASMIN)^2]^{0.5}$$

$$X4 = [b^2 + (TASMAX \times 10/3600)^2 + (30 \times D/TASMAX)^2]^{0.5}$$

从标称 MAPt 到最晚 MAPt 点的距离为 max｛X3；X4｝。

2.3.4 从标称 MAPt 至 SOC 的距离

SI 单位：

$$X5 = [b^2 + (TASMIN \times 10/3600)^2 + (56 \times D/TASMIN)^2]^{0.5} + 15 \times (TASMIN + 19)/3600$$

$$X6 = [b^2 + (TASMAX \times 10/3600)^2 + (56 \times D/TASMAX)^2]^{0.5} + 15 \times (TASMAX + 19)/3600$$

非 SI 单位：

$$X5 = [b^2 + (TASMIN \times 10/3600)^2 + (30 \times D/TASMIN)^2]^{0.5} + 15 \times (TASMIN + 19)/3600$$

$$X6 = [b^2 + (TASMAX \times 10/3600)^2 + (30 \times D/TASMAX)^2]^{0.5} + 15 \times (TASMAX + 19)/3600$$

从标称 MAPt 至 SOC 的距离为 $\max\{X5; X6\}$。

7　目视机动（盘旋）区

7.1　总则

7.1.1　术语定义

目视机动（盘旋）术语用于描述完成仪表进近后的目视飞行阶段。例如航迹对正或下降梯度标准无法满足等不适合设置直线进近的跑道，通过该阶段可以让航空器进入能够在跑道上进行着陆的位置。

7.1.2　考虑超障余度的保护区

目视机动（盘旋）区是航空器在目视机动飞行（盘旋）时必须考虑超障余度的保护区。

7.1.3　直升机的目视机动

本章不适用于 H 类。在仪表进近中，当着陆轴线不允许直线进近时，直升机必须在适当的气象条件下实施目视机动飞行以观察和避开 FATO 附近的障碍物。直升机目视机动飞行的 OCA/H 不得小于 75 m（246 ft）。

7.1.4　目视机动的指定航迹

在有清晰、明确目视地标的地方，如果在运行上可行，还可以为目视机动规定一条特定的航迹（外加到盘旋区上）。见本章附录。

7.2　航迹对正和保护区

7.2.1　确定保护区的方法

7.2.1.1　目视机动（盘旋）区的大小取决于航空器的类型。确定保护区边界的方法：

a）以每条可用跑道的入口中心为圆心，用与航空器类型相对应的半径画圆弧。列举的半径值见表 Ⅰ-4-7-1 和表 Ⅰ-4-7-2。

b）在相邻圆弧之间画公切线；和

c）连接这些公切线。

d）围成的区域即为目视机动（盘旋）保护区。见图 Ⅰ-4-7-1 和图 Ⅰ-4-7-2。

7.2.1.2 注意在图Ⅰ-4-7-1中的举例是使用E类航空器的半径。只从能供E类航空器使用的跑道上画圆弧能够得到运行上的好处。

7.2.2.3 在图Ⅰ-4-7-2中，用所有跑道入口为圆心画圆，因为这些跑道都用于A类航空器。由于A类航空器的半径会比E类的小，对于所有航空器的总保护区会比完全使用E类准则的保护区要稍微小一些。

7.2.2 参数

目视机动（盘旋）的半径基于以下参数：

a）速度：各类航空器的速度给定在第1章的表Ⅰ-4-1-1和表Ⅰ-4-1-2中；

b）风：整个转弯使用±46 km/h（25 kt）的风速；和

c）坡度：平均坡度为20°，或达到3°/s转弯率的坡度，取两者中较小的坡度（见第Ⅱ部分第4篇第1章附录A“划设等待保护区的参数”中图Ⅱ-4-1-附录A-2和图Ⅱ-4-1-附录A-3）。

7.2.3 半径的确定方法

使用第2篇第3章“转弯保护区设计”中的公式，及第1章的表Ⅰ-4-1-1和表Ⅰ-4-1-2中列举的各类航空器目视机动飞行的指示空速（IAS）来确定半径。换算为真空速（TAS）再加上46 km/h（25 kt）的风速。真空速是基于：

a）高度：机场标高+300 m（1 000 ft）；和

b）温度：ISA+15℃。

7.2.4 能见度和最低OCA/H

假定飞行员能在最低的OCA/H上获得最小的能见度，见表Ⅰ-4-7-3。在制定程序时不要求这个信息，但应该作为制定运行最低标准的基础。

7.3 超障余度

见5.4.4“目视机动（盘旋）的OCA/H”和表Ⅰ-4-7-3。

7.4 降低OCA/H的方法

7.4.1 可不考虑的区域

在目视机动（盘旋）区中，最后进近和复飞保护区之外有重要障碍物的扇区，在计算OCA/H时可以不考虑。该扇区的边界按照附件14规定的仪表进近面的尺寸来确定（见图Ⅰ-4-7-3）。

7.4.2 公布

当使用上述规则时，公布的程序必须禁止飞行员在有障碍物的整个区域内盘旋飞行（见图Ⅰ-4-7-4）。

7.5 与目视机动飞行有关的复飞

目视机动飞行的复飞保护区规范还没有制定。

7.6 公布

使用第9章“制图/AIP”中的基本准则。目视机动的仪表进近图应该使用在最后进近中提供水平航迹引导的导航设备类型来进行识别，其后加上一个后缀字母，后缀从字母A开始。该后缀字母不能再用于其他任何程序，包括该机场，服务于同一个城市的其他机场，或一个国家内城市名相同的其他机场。程序的OCA/H应该是进近和复飞OCA/H中的较大值，并应该根据第5章5.5.5“OCA/H的公布”和5.4.4“目视机动（盘旋）的OCA/H”中的规定进行公布。

表Ⅰ-4-7-1 确定目视机动（盘旋）保护区半径举例，机场标高为300 m MSL（国际标准单位）

航空器分类/IAS（km/h）	A/185	B/250	C/335	D/380	E/445
TAS（在600 m MSL）+46 km/h风速（km/h）	241	310	404	448	516
转弯半径（r）（km）	1.28	2.08	3.46	4.34	5.76
直线段（km） （这是一个与机场标高不相关的常数）	0.56	0.74	0.93	1.11	1.30
以入口为圆心的半径（R）（km）	3.12	4.90	7.85	9.79	12.82

注：以入口为圆心的半径（R）= 2r+直线段。

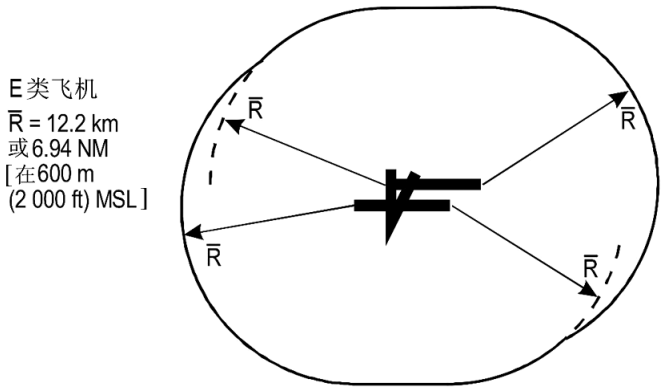
表Ⅰ-4-7-2 确定目视机动（盘旋）保护区半径举例，机场标高1 000 ft MSL（非国际标准单位）

航空器分类/IAS（kt）	A/100	B/135	C/180	D/205	E/240
TAS（在2000 ft MSL）+25 kt风速（kt）	131	168	215	242	279
转弯半径（r）（NM）	0.69	1.13	1.85	2.34	3.12
直线段（NM） （这是一个与机场标高不相关的常数）	0.30	0.40	0.50	0.60	0.70
以入口为圆心的半径（R）（NM）	1.68	2.66	4.20	5.28	6.94

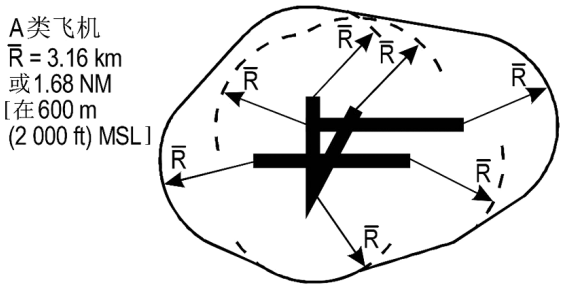
注：以入口为圆心的半径（R）= 2r +直线段。

表 Ⅰ-4-7-3　目视机动（盘旋）保护区的 MOC 和 OCA/H

航空器分类	最低超障余度 M（ft）	机场标高之上 OCH 最低限制 m（ft）	最低能见度 km（NM）
A	90（295）	120（394）	1.9（1.0）
B	90（295）	150（492）	2.8（1.5）
C	120（394）	180（591）	3.7（2.0）
D	120（394）	210（689）	4.6（2.5）
E	150（492）	240（787）	6.5（3.5）



图Ⅰ-4-7-1　目视机动（盘旋）保护区的绘制



图Ⅰ-4-7-2　目视机动（盘旋）保护区

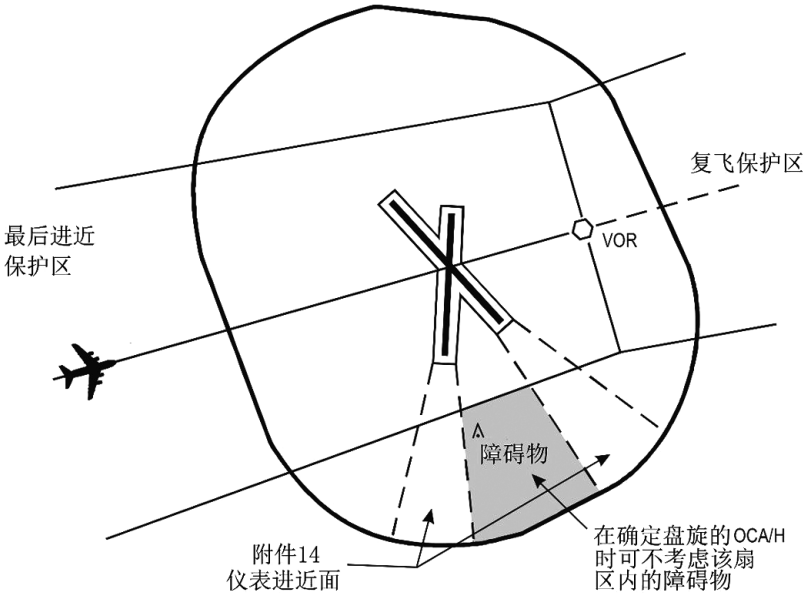


图 I-4-7-3　目视机动（盘旋）保护区——超障余度

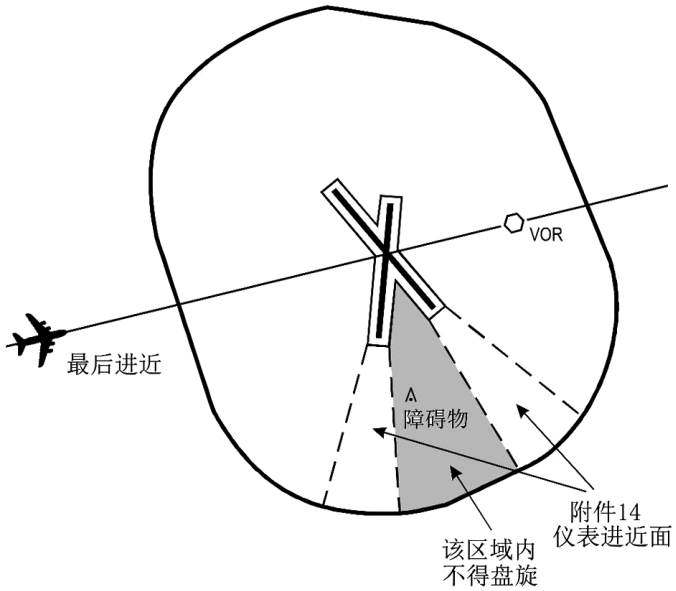


图 I-4-7-4　目视机动（盘旋）保护区——禁止盘旋区域

7 附录 使用规定航迹的目视机动

1 总则

1.1 在允许有清晰、明确目视地标的地方，如果在运行上可行，还可以为目视机动规定一条特定的航迹（外加到盘旋区上）。该航迹应该包含在为相同航空器类型设计的盘旋保护区边界以内。如果不是这样，程序应该命名为“目视进近程序”而不是“目视机动”。

1.2 航迹上用于定义航迹和高度改变点（如果需要）的目视地标可以使用无线电定位点（如：VOR径向线、DME距离等）来进行补充。无线电定位点的容差应该小于或等于目视地标的容差。如果不存在对应的目视地标，则不能使用无线电定位点。

1.3 在目视机动航迹的末端应该提供一个复飞程序以用于再次指定航迹的机动飞行。在一些情况下，该复飞程序可以加入仪表复飞程序。

2 航迹

2.1 航迹可以采用多种类型，常用的类型见图Ⅰ-4-7-附录-1中。

2.2 航迹的集中。如果可行，可以为每类航空器设计一个航迹。但出于简洁的目的，如果不会造成运行上的限制，则建议设计成一条所有类型航空器都可以适用的航迹，或A、B类航空器一条航迹，C、D、E类航空器一条航迹。

2.3 改航点。该点必须设置在一个有清晰可辨目视地标的位置（如果需要，可以通过一个定位容差小于±0.5 NM的无线电定位点进行补充。如中指点标或DME距离）。

2.4 改航航段

2.4.1 这个航段将仪表进近最后航段连接到规定航迹的三边。在一些情况下，该航段可以使用一个转弯［见图Ⅰ-4-7-附录-1 E）］或一个S型机动［见图Ⅰ-4-7-附录-1 C）］来代替。

2.4.2 在图Ⅰ-4-7-附录-2中的情况，建议改航航段应该在正切规定航迹所使用跑道的入口之前结束。

2.4.3 改航航段与使用规定航迹的跑道之间的夹角必须小于或等于45°。

2.4.4 改航航段的长度和磁向必须公布。

2.5 “三边”

这个航段平行于跑道中心线；其长度取决于改航航段的位置和规定航迹最后航段的长度。三边的长度和磁航向必须公布。

2.6 转弯半径

应该使用真空速。真空速是由目视机动最大指示空速（第1章的表Ⅰ-4-1-1和表Ⅰ-4-1-2）按下列条件计算得到：

a）高度：机场标高+300 m（1 000 ft）；和

b）温度：ISA+15°。

注：如果（因为必须避开限制障碍物）需要，可以减小指示空速，但不得小于该航空器类型最后进近航段的最大指示空速（表Ⅰ-4-1-1和表Ⅰ-4-1-2）。在这种情况下，最大指示空速必须在图上公布。

2.7 （规定航迹的）最后航段

规定航迹的最后航段长度是依据真空速飞行30 s确定的。真空速由最后进近最大指示空速（表Ⅰ-4-1-1和表Ⅰ-4-1-2）按下列条件计算得到：

a）高度：机场标高+300 m（1 000 ft）；和

b）温度：ISA+15°。

当在该航段的起始位置必须保持一个最低高度时，程序设计师应该检查航段长度以保证最后下降梯度小于10%（最佳为5.2%或3°）。

2.8 坡度

平均坡度25°。

2.9 复飞航迹

在所有情况下，规定航迹应该提供一个复飞航迹。通常复飞机动包含一个从跑道末端开始的180°转弯，并飞至规定航迹的三边。当这种程序不适合时，如果有限制障碍物位于180°转弯机动之下，或者是一个特殊类型的规定航迹（图Ⅰ-4-7-附录-3），则应该规定一个复飞程序以加入仪表复飞。

3 规定航迹对应的保护区

该保护区以标称航迹为基础，在标称航迹之外加上一个宽度为W的缓冲区。从改航点开始并沿其后航迹设置缓冲区，包括沿第二个规定航迹的目视机动复飞航迹设置（见表Ⅰ-4-7-附录

-1 和图 Ⅰ-4-7-附录-4）。

4 最低超障余度和 OCA/H

沿规定航迹目视机动的 OCA/H 应该在规定航迹保护区内的最高障碍物之上提供最小的超障余度。它还应该符合表 Ⅰ-4-7-附录-2 规定的最低限制并且不低于目视机动之前由仪表进近程序计算得到的 OCA/H。

5 目视助航设备

用于规定航迹与跑道的配套目视助航设备（如顺序闪光灯、PAPI、VASIS）及其主要性能应该标识在进近图上。障碍物灯光应该在进近图上有标识。

表 Ⅰ-4-7-附录-1 走廊半宽

航空器类型	A	B	C	D	E
走廊的半宽（w） m （ft）	1400 4593	1500 4921	1800 5905	2100 6890	2600 8530

表 Ⅰ-4-7-附录-2 应用规定航迹的目视机动的最小 OCA/H

航空器类型	超障余度 m（ft）	机场标高之上 OCH 的较低限制 m（ft）	最低能见度 km（NM）
A	90（295）	120（394）	1.9（1.0）
B	90（295）	150（492）	2.8（1.5）
C	120（394）	180（591）	3.7（2.0）
D	120（394）	210（689）	4.6（2.5）
E	150（492）	240（787）	6.5（3.5）

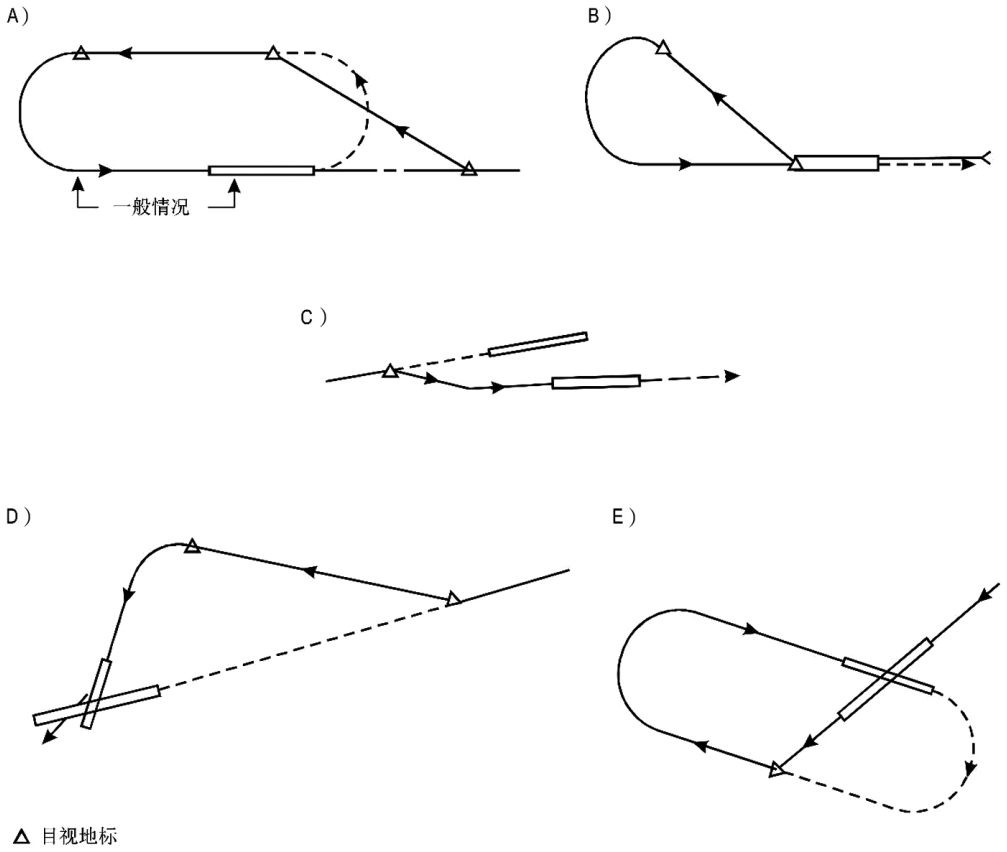


图 I-4-7-附录-1　航迹的常用形式

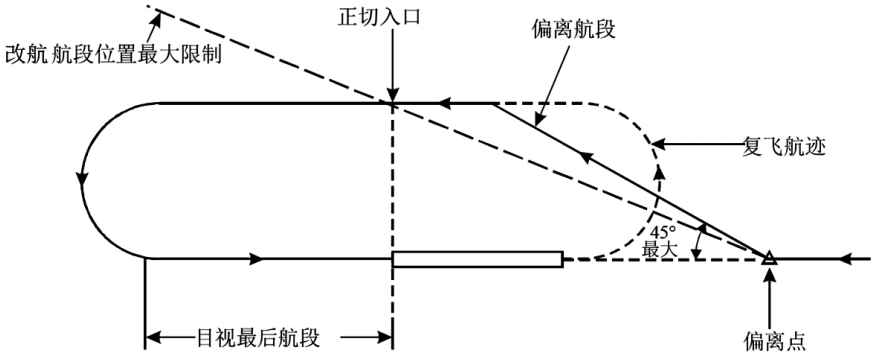
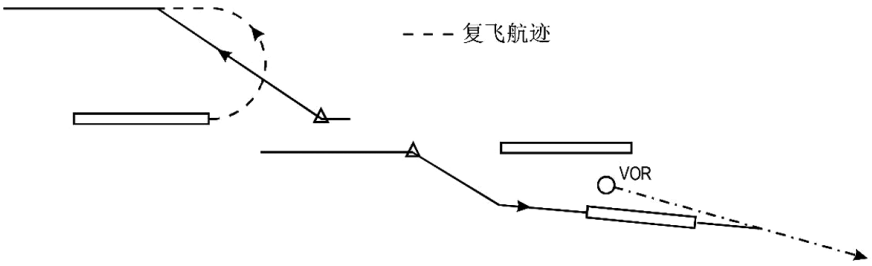
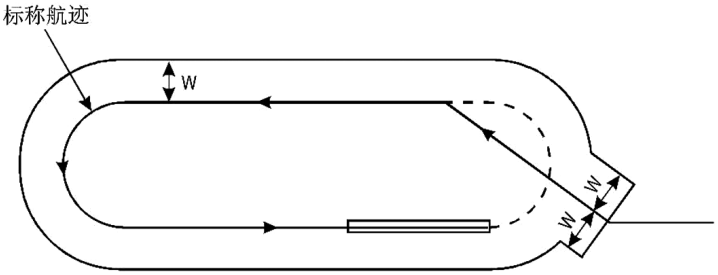


图 I-4-7-附录-2　通常情况的标准航迹



图Ⅰ-4-7-附录-3　复飞航迹的描述



图Ⅰ-4-7-附录-4　保护区

8 最低扇区高度（MSA）

8.1 总则

8.1.1 在每个已建立仪表进近程序的机场都应该规定最低扇区高度。每个最低扇区高度的计算：

a）取该扇区内最高的障碍物标高；

b）加上至少 300 m（984 ft）超障余度；和（1 000 ft）

c）所得数值以 50 m 或 100 ft 向上取整。

8.1.2 如果各个最低扇区高度之间差别不大（如大约 100 m 或 300 ft），则可以为所有扇区规定同一个最低扇区高度。

8.1.3 最低高度应该以一个仪表进近程序所基于的重要点，机场基准点（ARP）或直升机场基准点（HRP）为中心，半径 46 km（25 NM）的范围以内加以应用。在山区飞行时，最小超障余度最多可以增加 300 m（1 000 ft）。

8.2 缓冲区内的障碍物

任何给定扇区边界之外 9 km（5 NM）缓冲区内的障碍物也同样要求考虑。如果这些障碍物高于扇区内的最高障碍物，则最低扇区高度应该按如下计算：

a）取缓冲区内的最高障碍物标高；

b）加上至少 300 m（1 000 ft）余度；和

c）所得数值以 50 m 或 100 ft 向上取整。

8.3 扇区方位

扇区的划分一般应该与罗盘象限一致，但如果由于地形或其他情况，扇区边界也可以选择其他方位以取得最佳的最低扇区高度。见图 Ⅰ-4-8-1。

8.4 相邻电台使用联合扇区

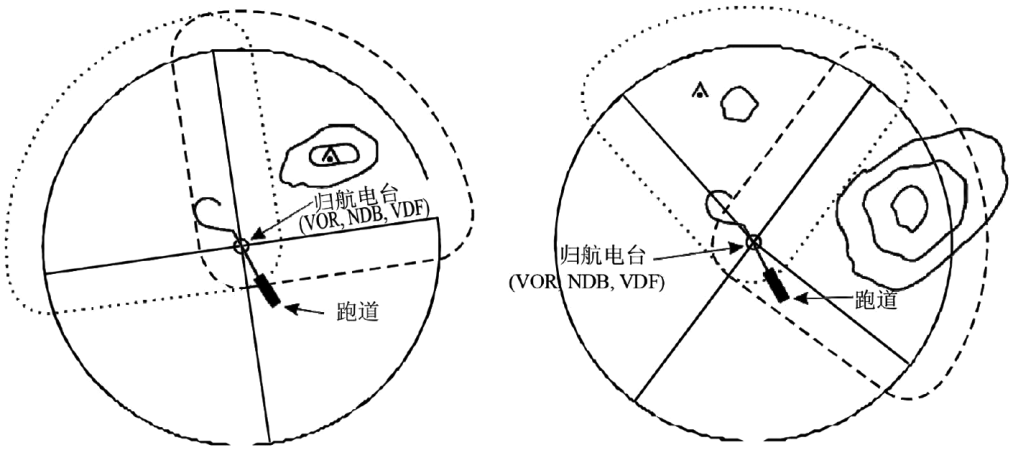
8.4.1 如果有一个以上的电台用于提供至机场的仪表进近，而且涉及几个最低扇区高度图，则应该分别制图并计算最低扇区高度。

8.4.2 如果这些电台位置相距在9 km（5 NM）以内，则任何给定扇区的最低扇区高度应该是服务于该机场每个电台特定扇区所计算出的最低扇区高度中的最高值。

8.5 以VOR/DME或NDB/DME为中心的扇区

8.5.1 以VOR/DME或NDB/DME为中心的扇区可以在扇区内规定一个外加的边界（DME弧），从而将扇区划分为两个分扇区，可以在内侧扇区使用较低的MSA。

8.5.2 使用的DME弧的半径应该选择在19 km和28 km（10 NM和15 NM）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然使用9 km（5 NM）（见图Ⅰ-4-8-2）。



图Ⅰ-4-8-1 扇区方位

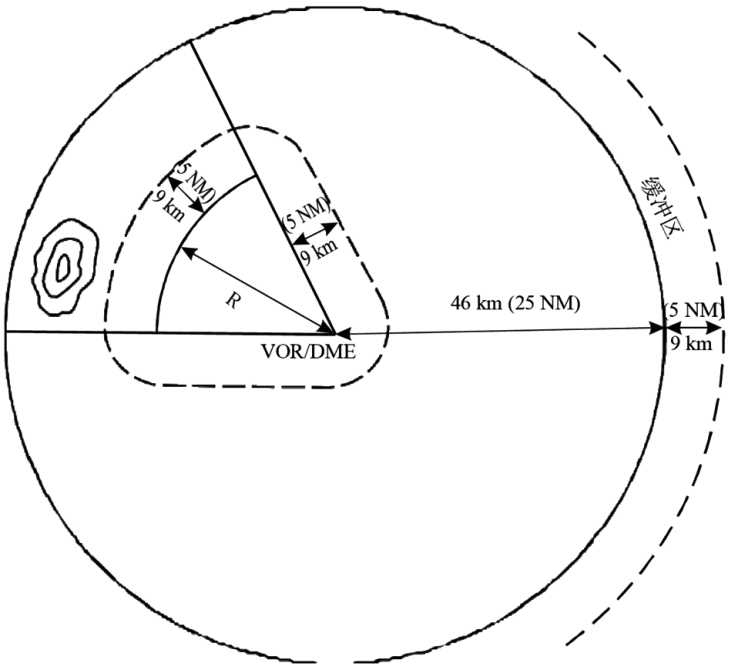


图 I-4-8-2　用 DME 弧确定 VOR/DME 分扇区的情况

9 制图/AIP

9.1 总则

与航图公布有关的材料包含在附件4中：

a）标准离场图—仪表（SID），在ICAO附件4第9章中；

b）标准进场图—仪表（STAR），在ICAO附件4第10章中；和

c）仪表进近图—ICAO，在ICAO附件4第11章中。

9.2 制图高度/飞行高度层

高度描述。进场程序可能是为了程序化地分离空中交通而设计的。如果这样，程序中规定的高度/飞行高度层可能与超障余度要求无关，而是为了程序化地分离进场和离场的空中交通。这些高度/飞行高度层应该按表Ⅰ-4-9-1中的样式制图。在不同航空电子制造商之间准确描述程序设计中的高度/飞行高度层的制图方法可能会有所不同。

9.3 进场

在某些情况下，有必要在航路结构和起始进近定位点之间设计进场航线。只有这些航线能提供运行上的好处时，才应该进行设计并公布。设计时应该考虑当地的空中交通流量。

9.4 进近

9.4.1 总则

9.4.1.1 最佳和最大下降梯度及角度取决于程序的类型和进近的航段。应该公布程序设计时所使用的最后进近下降梯度/角度。如果适当，最好也能公布其他进近航段的下降梯度/角度。

9.4.1.2 定位点标识。在进近图中应该公布设置的 IAF、IF、FAF、MAPt、TP 和其他重要的定位点或点。

9.4.1.3 航空数据库要求。非 RNAV 进近如下数据应该公布在 ICAO 仪表进近图的表格中，或单独的适当页面中（见附件 4 第 11 章）：

a）组成仪表进近程序的最后进近定位点/点和其他的重要点，用以度、分、秒和十分之一秒表示的地理坐标进行标识；

b）仪表进近程序定位点的方位，以最接近的百分之一度表示；

c）仪表进近程序定位点的距离，以最接近的百分之一海里表示；和

d）非精密进近，最后进近下降角度，以最接近的百分之一度表示。

9.4.2 起始进近航段

9.4.2.1 在以下情况下，应该根据不同的航空器类型分别公布程序：

a）不同的最低高度；

b）不同的计时；或

c）不同的出航航迹。

9.4.2.2 起始进近航段规定的速度不得小于给定航空器类型的最小速度（见第 1 章的表Ⅰ-4-1-1 和表Ⅰ-4-1-2）。如果由于速度的原因，程序设计排除特定的航空器类型，该情况必须清晰地注明。

9.4.3 最后进近航段

9.4.3.1 每一个仪表进近和盘旋程序都应该公布一个 OCA 和/或 OCH。非精密进近程序中，OCA/OCH 必须以 5 m 或 10 ft 的增量向上取整。

9.4.3.2 当最后进近航迹对正或下降梯度不能满足规定时，不能公布直线进近的 OCA/H，这种情况下，只能公布盘旋 OCA/H。

9.4.3.3 当程序要求使用预报的高度表拨正值时，在进近图中应该加以适当的注明。

9.4.3.4 陡下降角度进近。对于最后下降梯度/角度大于第 5 章“最后进近航段”中规定最大值的程序，应该在仪表进近图中公布一个警告注释（见附件 4 的 11.10.8.8）。

9.4.3.5 垂直引导：若有可以利用的距离信息，为便于连续下降最后进近（CDFA），应该提供最后进近下降剖面的咨询信息，以帮助飞行员保持在计算的下降梯度上。如合适，该信息应由一个表格组成，显示航空器每 2 km 或 1 NM 应该飞过的高度/高。

9.4.4 复飞航段

9.4.4.1 如果 MAPt 只是通过一个位于 MAPt 的电台或定位点来确定，程序必须注明：“不允许通过计时来确定 MAPt。”

9.4.4.2 如果同时用从标称 FAF 至标称 MAPt 所需飞行时间对应的距离，和位于复飞点的一个电台或定位点来确定 MAPt，当能够获得运行上的好处，则计时和定位点两种方式的 OCA/H 都应该公布。作为替代方案，也可以公布一个 OCA/H（必须是两个中的较高值）。

9.4.4.3 仪表进近图中必须公布按 2.5%标称复飞爬升梯度的 OCA/H。如果设计的复飞程序规定了额外的爬升梯度，这些梯度和相应的 OCA/H 必须予以公布，以作为备选方案。

9.4.4.4 最后复飞的速度给出在第 1 章的表Ⅰ-4-1-1 和表Ⅰ-4-1-2 中。然而，当运行上要求避开障碍物时，可以将速度减小至中间复飞段使用的 IAS。条件是程序应该注明："复飞转弯限制 MAX IAS ____ km/h（kt）。"

9.4.4.5 当复飞程序设计不使用标称梯度时，该梯度必须标识在仪表进近图上。除标出特定梯度所对应的 OCA/H 外，还必须标出标称梯度所对应的 OCA/H。

9.4.5 目视机动

9.4.5.1 当盘旋保护区的某个扇区内存在重要障碍物时，如果符合第 7 章 7.4.1 "可不考虑的区域"中所列的准则，计算 OCA/H 时可以不考虑该障碍物。

9.4.5.2 当上述情况存在，公布的程序必须禁止飞行员在有重要障碍物的整个扇区内盘旋。

9.4.6 规定航迹的目视盘旋

9.4.6.1 必须公布改航航段的长度和磁方向。

9.4.6.2 必须公布"三边"的长度和磁方向。

9.4.6.3 转弯半径。如果（由于不得不避开的限制障碍物）需要，可以减小指示空速，但不能小于该航空器类型最后航段的最大指示空速（见第 1 章的表Ⅰ-4-1-1 和表Ⅰ-4-1-2）。在这种情况下，最大指示空速必须公布在图上。

9.5 进场和进近图的命名

9.5.1 仪表飞行程序命名规则

本节阐述仪表程序命名方面的基本规则。具体情况在相应章节中阐述。标准的命名规则要求避免航图、驾驶舱电子显示和 ATC 许可之间的混淆。该规则影响到制图的如下几个方面：

a）程序识别；

b）外加的设备要求；和

c）最低标准图框。

9.5.2 程序的航图识别名

9.5.2.1 总则。程序的航图识别名所要求的地基导航设备只包括为最后进近提供水平航迹引导的无线电台的类型名称。精密进近系统，如 ILS 或 MLS 应该通过系统名称（ILS、MLS 等）进行识别。如果最后进近的水平引导使用了两种无线电导航设备，图名中应该仅包含最后使用的无线电导航设备。例如：

如果 06 号跑道用 NDB 作为最后进近定位点，并用 VOR 作为最后进近的最后导航设备，则该程序的识别名为 VOR RWY 06。如果 VOR 台用于起始进近，其后最后进近至 24 号跑道使用 NDB，则该程序的识别名应该为 NDB RWY 24。

注：对于支持 PBN 程序的航图识别，参见第Ⅲ部分第 5 篇第 1 章。

9.5.2.2 如果进近程序要求额外的导航设备，相关的额外设备要求应该在该进近图的平面图中进行标识，但不包含在航图识别名中。

9.5.2.2.1 在平面图上提到的设备要求，仅指在正常模式（即：不是作为备用）下执行该程序所必需的航空器机载设备。例如：

在 VOR 进近中“要求有 ADF”。

在 NDB 进近中，飞行最后进近段需要两个 ADF，则“要求有双 ADF”；

在 VOR 进近中“要求有 DME”。

9.5.2.2.2 相关空域需要的设备可以作为设备要求来进行标识。

9.5.2.2.3 当有可以支持较低最低标准的选装机载设备时，应该清楚地标记在最低标准框中。在这种情况下，没有必要在图上提供标注，见 9.5.4。

9.5.2.3 多个程序。当程序的中间进近、最后进近和复飞航段完全相同时，一张进近图可以描绘多个进近程序，最后进近航段由不同导航规范支持的 RNP 程序除外。如果多个进近程序描绘在一张进近图上，航图名称应该包括所有为最后进近提供水平航迹引导的导航设备类型的名称，各个导航设备名称之间用“或”字隔开。一张图上不得超过 3 种类型的进近程序。

例如：

ILS 或 NDB RWY 35L

9.5.2.4 直升机程序。直升机进近至一条跑道应该使用与固定翼航空器进近相同的方法进行程序识别，在最低标准表中应该包括 H 类。直升机进近至一个空间点或一个直升机场应该通过为最后进近提供引导的导航设备类型来进行程序识别，后跟最后进近的航迹或径向线。

例如：

VOR 235

9.5.2.5 盘旋进近。当图上只提供盘旋最低标准时，进近程序应该通过最后为最后进近提供引导的导航设施来进行程序识别，其后加一个字母，字母从 a 开始。如果一个机场（或邻近机场）

有两个或两个以上进近时，应该使用不同的字母。如果程序的仪表部分相同，但有不同的盘旋航迹，则公布一个只有一个图名的程序，而不同盘旋的程序应该描述在该程序中。同一机场、同一城市的其他机场或一个国家内相同城市名的所有其他机场的任何程序的后缀字母不能相同。

例如：

VOR-A

VOR-B

VOR-C

9.5.3 重复程序的识别

9.5.3.1 如果同一跑道的两个或两个以上程序通过无线电导航设备类型无法区分时，则在无线电导航设备类型之后加上一个从 z 开始编号的字母作后缀。

例如：

VOR y RWY 20

VOR z RWY 20

9.5.3.2 在下列情况下，应该使用一个后缀字母：

a）两个或两个以上相同类型的导航设备用来为同一跑道提供不同的进近；

b）相同的进近程序对应有两个或两个以上复飞，每个进近程序通过一个后缀字母来识别；

c）使用相同类型的无线电导航设备为不同类型航空器提供不同的进近程序；

d）两个或两个以上进场使用共同的进近，并且在不同的图上公布，每个进近通过一个后缀字母来识别。如果进场要求附加的无线电导航设备，这些设备应该在图上加以描述。

例如：

ILS Y RWY 20（平面图中应该给出“CAB VOR 进场”）

ILS Z RWY 20（平面图中应该给出“DNA VOR 进场”）

9.5.3.3 某些航空电子系统没有能力区分如 9.5.3.1 和 9.5.3.2 所述的相同的程序识别，这类系统只允许一个相同识别的程序，而且不包含相同程序的识别字母。因此各国应该想办法进行识标以使得该程序能够装入该类电子系统中，例如，在 AIP 中加一个注意事项，列出程序，用一个定义一致的字符来进行识别。

9.5.4 最低标准表

9.5.4.1 每一类航空器的 OCA/H 均应该公布在该图的最低标准框中。当 OCA/H 是基于特定的导航设施（如梯级下降定位点）或特定的导航规范（见第Ⅲ部分第5篇第1章1.4）时，则应该进行明确标识。例如：

OCA/（OCH）	A 类	B 类	C 类	D 类	H 类
VOR/DME	610（300）	610（300）	610（300）	610（300）	610（300）
VOR	660（350）	660（350）	660（350）	660（350）	660（350）

或

OCA/（OCH）	A 类	B 类	C 类	D 类	H 类
CAT Ⅰ	210（170）	210（170）	220（180）	230（190）	210（170）
LOC/DME	290（250）	290（250）	290（250）	290（250）	290（250）

表 I-4-9-1　航图中的高度/飞行高度层

高度/飞行高度层“窗口”	17000　FL220 10000　10000
“最低”高度/飞行高度层	7000　FL60
“最高”高度/飞行高度层	5000　FL50
“强制性”高度/飞行高度层	3000　FL30
“建议”高度/飞行高度层	5000　FL50
“预计”高度/飞行高度层	预计 5000　预计 FL50

第Ⅱ部分　传统程序

第1篇　精密进近

1　仪表着陆系统（ILS）

1.1　简介

1.1.1　适用范围

本章中与地面和机载设备性能及完整性相关的各项ILS具体标准符合附件10中Ⅰ、Ⅱ、Ⅲ类运行的目标要求。

1.1.2　程序结构

程序从航路至精密进近航段以及复飞最后航段使用第Ⅰ部分第1、2、4篇中所规定的一般准则。不同之处在于对精密航段的物理要求。精密航段包括最后进近航段和复飞的起始、中间航段。这些要求与Ⅰ、Ⅱ、Ⅲ类系统的性能相关。

1.1.3　标准条件

下表包含了设计这些程序所要求的假定标准条件以及进行适当调整时的规定。这些调整在运行条件严重偏离标准条件时是强制性的，但有相应规定时也可以是选择性的（见1.4.8.7“OAS常数的调整”）。

a）最大航空器尺寸假设如下：

航空器类型	翼展	机轮与GP天线沿飞行航径的垂直距离（m）
H	30	3
A、B	60	6
C、D	65	7
D_L	80	8

注 1：必要时，D_L类航空器的 OCA/H 要予以公布。

注 2：表中的尺寸已涵盖当前所有航空器类型。这些数值的选取是为了便于 OCA/H 计算和与航空器类型有关标准的公布。假定这些尺寸除用于 OCA/H 计算外，不用于其他 ICAO 文件中的其他目的。使用 OAS 面计算 OCA/H 时，不同航空器类型之间较小的尺寸差异会导致结果的明显差异。因此，通常使用碰撞风险模型（1.4.9）计算 OCA/H 更为适宜，这种方法允许同时对障碍物的高度和位置进行更加实际的评估。使用 OAS 方法确定 OCH 时，当新的大飞机性能符合 ICAO《通告 301》的要求，则可以按照标准的 C 类或 D 类航空器进行对待，不必为翼展和/或垂直尺寸而修正 OAS。

注 3：现在 E 类航空器不是常规的民航运输机，其尺寸不必与最大着陆重量下的 V_{at}相关联，因此，此类航空器应该在单个的基础上区别对待。

b）Ⅱ类运行使用飞行指引仪。

c）复飞爬升梯度 2.5%。

d）ILS 在入口的波束宽度为 210 m。

e）下滑角

1）最小：2.5°；

2）最佳：3.0°；

3）最大：3.5°（Ⅱ/Ⅲ类运行为 3°）。

f）ILS 基准高 15 m（50 ft）。

g）所有障碍物的高以入口标高为基准。

h）对于Ⅱ和Ⅲ类运行，附件 14 规定的内进近面、内过渡面和中止着陆面无穿透。当Ⅱ类 OCA/H 高于内水平面但低于 60 m 时，内进近面、内过渡面和中止着陆面应该延伸至Ⅱ类 OCA/H 的高度，以容纳Ⅲ类运行［见图Ⅱ-1-1-8 a）］。

1.1.4 超障高度/高（OCA/H）

1.1.4.1 ILS 准则可用于计算各航空器类型的 OCA/H，见第Ⅰ部分第 4 篇第 1 章 1.8“航空器分类”。凡涉及统计计算，OCA/H 值的制定应该满足航空器每次进近时与障碍物碰撞的风险达到 1×10^{-7}（千万分之一）的总体安全目标。

1.1.4.2 OCA/H 保证从最后进近航段起始点至复飞中间航段终止点之间的超障余度。这些标准是基于正常的运行而且不用于评估穿透附件 14 障碍物限制面的安全影响。

注：OCA/H 只是确定决断高必须考虑的因素之一，见附件 6 中的准则。

1.1.4.3 改善自动驾驶仪系统波束保持性能（如对应的飞行指引仪）到能满足国家 CAT Ⅱ的标准，以及提高 CAT Ⅰ、Ⅱ和Ⅲ中复飞爬升的性能从而获得运行好处的计算还需要有其他的附加材料。

1.1.4.4 当航空器尺寸与基本计算的假定标准尺寸不相同时，其运行效益也需要进行计算。

OCA/H 与Ⅲ类运行无关，Cat Ⅲ运行由附件 14 中规定的障碍物限制面给予支持，并结合 Cat Ⅱ标准进行叠加保护。

1.1.5 OCA/H 的计算方法

1.1.5.1 总则。有三种计算 OCA/H 的方法，这些方法处理障碍物的复杂程度依次逐渐增加。假定一般标准条件（见 1.1.3）存在，否则应该对非标准条件进行调整。

1.1.5.2 第一种方法。第一种方法涉及一组来自附件 14 的精密进近障碍物限制面，以及定义在 1.4.7.2“基本 ILS 面定义”中的复飞面。这组面就是“基本 ILS 面”。若 1.1.3 中规定的标准条件存在，并且没有障碍物穿透基本 ILS 面（见 1.4.7.1），则Ⅰ类和Ⅱ类运行的 OCA/H 由航空器类型对应的余度确定，而对Ⅲ类运行没有限制。如果有障碍物穿透基本 ILS 面，OCA/H 的计算方法见 1.4.7.3“用基本 ILS 面确定 OCA/H”。

1.1.5.3 第二种方法。第二种方法涉及一组在基本 ILS 面之上的障碍物评价面（OAS）［见 1.4.8.4“障碍物评价面（OAS）定义”］。如果没有障碍物穿透 OAS 面而且 OAS 面之下的障碍物密度在运行上是可接受的（见 1.4.8.9“障碍物密度对 OCA/H 的影响”），则Ⅰ类和Ⅱ类运行的 OCA/H 仍是由航空器类型所对应的余度确定，Ⅲ类运行仍不受限制。但如果有障碍物穿透 OAS 面，则 OCA/H 的确定是将航空器类型所对应的余度加上最高进近障碍物高，或加上最大复飞穿透障碍物的当量高，两者取高者。

注：OAS 面是计算导出等概率曲线的近似值。与等概率曲线的复杂形状相比，这些评价面进行了简化。其结果是 OAS 方法一般比 CRM 方法更保守（得出一个更高的 OCH）。因此除了使用 OAS，使用 CRM 可能会得到一些运行上的好处。某些保护区的这些差异可能会影响 OCH 的计算，参见第Ⅱ部分附篇。

1.1.5.4 第三种方法。第三种方法是使用碰撞风险模型（CRM）作为使用 OAS 准则（第二种方法）的备选方法，或在 OAS 面之下的障碍物密度过大时使用。CRM 将所有物体作为输入来进行评估，根据任何给定的 OCA/H 数值评价单个障碍物引起的风险并累加所有障碍物的风险。这种方法有助于在选择一个 OCA/H 值时帮助进行运行判断。

注：碰撞风险模型（CRM）没有考虑直升机特性。CRM 可以使用，但方法应该是保守的。

1.1.6 参考资料

对本章材料的进一步说明见以下附录：

a）有关 OAS 面来源（第Ⅱ部分附篇第 1 段）的背景材料以及在导出 OAS 面时的机载和地面设备性能假定（第Ⅱ部分附篇第 2 段）；

b）精密进近后的转弯复飞（附录 A）；

c）近距平行跑道的独立平行进近（附录 D）；

d）ILS 下滑航径/MLS 的标高和距离的确定（附录 C）；和

e）PANS-OPS OAS 软件［国际民航组织公共网址（www.icao.int）“Publications”］。

计算 OCA/H 的示例，见仪表飞行程序设计手册（Doc 9368）。

1.1.7 ILS 下滑道不工作

ILS 下滑道不工作属于非精密进近程序。其基本准则见第 2 篇第 1 章“只有航向台”。

1.2 起始进近航段

1.2.1 总则

ILS 起始进近航段必须保证将航空器引导至航向台的有效范围内，而且航向便于切入航向道。由于这种原因，一般准则经 1.2.2“起始进近航段的对正”和 1.2.3“起始进近航段的保护区”的修订后适用于起始航段（见第Ⅰ部分第 4 篇第 3 章）。起始进近航段可以使用 RNAV 或 RNP 航路来定义，使用 RNAV 或 RNP 系统进行航迹引导。只有在该飞行阶段的系统导航精度能力为 1 NM 或更好时才可以考虑。可用于起始进近的导航规范参见第Ⅲ部分第 1 篇第 1 章的表Ⅲ-1-1-1。RNAV 或 RNP 航路应该终止于在 LOC 航道上由 RNAV 或 RNP 定义的 IF。RNAV 或 RNP 的转弯设计可以应用于起始航段内的转弯和在 LOC 航道上 IF 处的转弯（参见图Ⅱ-1-1-5 和图Ⅱ-1-1-6）。对于 RNAV 或 RNP 起始进近航段则应该使用第Ⅲ部分的标准。如果 RNAV 或 RNP 的起始进近航段需要一个反向航段，则只能使用直角程序。该点以及入航航段应该位于 LOC 航道上并且入航航段由 LOC 确定。

1.2.2 起始进近航段的对正

起始进近航迹与中间进近航迹的夹角不应该超过 90°。为允许自动驾驶仪耦合到航向道上，夹角最好不要超过 30°。若夹角大于 70°，则必须在转弯前至少 4 km（2 NM）［H 类，1.9 km（1 NM）］提供一条径向线、方位线、雷达引导、DME 信息给航空器确认，以帮助转弯至中间航迹上。若夹角大于 90°，则应该考虑使用反向程序、直角航线程序或推测航迹程序（DR）［见第Ⅰ部分第 4 篇第 3 章“起始进近航段”和第Ⅰ部分第 4 篇第 3 章附录 A“使用推测（DR）航迹的起始进近”］。

1.2.3 起始进近航段的保护区

保护区的描述见一般准则（第Ⅰ部分第 4 篇第 3 章 3.3.3“保护区”）。差异在于中间进近定位点（IF）必须位于 ILS 航向道信号的有效范围内，而且通常距航向台天线的距离不超过 46 km（25 NM）。使用雷达提供航迹引导至 IF 的保护区必须符合 6.2“起始进近航段”（见第 2 篇第 6 章“监视雷达 SRE”）的规定。

1.3 中间进近航段

1.3.1 总则

1.3.1.1 ILS中间进近航段与一般准则的区别在于：

a）中间进近航迹与航向道一致；

b）中间航段的长度可以缩短；和

c）在某些情况下副区可以取消。

1.3.1.2 在FAP处的主区和副区由ILS面来确定。因此，第Ⅰ部分第4篇第4章“中间进近航段”中的一般准则适用，航迹对正、保护区的长度和宽度及超障按照如下准则调整的除外。对于RNAV的中间进近航段，则使用RNAV有关章节中的准则。

1.3.2 中间进近航段的对正

ILS程序的中间进近航段必须与航向道对正。

1.3.3 中间进近航段的长度

1.3.3.1 中间进近航段的最佳长度为9 km（5 NM）［H类，3.7 km（2 NM）］。该航段应该允许航空器切入航向道和下滑道。

1.3.3.2 应该提供足够的航段长度以允许航空器在切入下滑道之前稳定在航向道上，这需要考虑切入航向道的角度。

1.3.3.3 航向道与下滑道切入点之间最小距离的规定见表Ⅱ-1-1-1；但这些最小数值只有当可用空域受到限制时才可以使用。中间航段的最大长度必须保证该航段完全处于航向道信号的有效范围以内，通常距航向台天线的距离不超过46 km（25 NM）。

1.3.4 中间进近航段保护区的宽度

1.3.4.1 中间进近航段开始处的总宽度由起始进近航段的最后总宽度确定，而后逐渐均匀缩小到OAS X面在FAP处的水平宽度（见1.4.8.4“障碍物评价面（OAS）定义”）。

1.3.4.2 出于超障的目的，中间进近航段通常分成一个主区和其边沿两侧各一个副区。但是当起始进近使用DR航迹时，中间航段的主区扩展至全保护区而不使用副区。

1.3.4.3 主区是通过连接起始进近的主区与最后进近面（在FAP）来确定的。在与起始进近航段的衔接处，各副区的宽度等于主区宽度的一半；在与最后进近面的衔接处，副区宽度减小至零。见图Ⅱ-1-1-1、图Ⅱ-1-1-2和图Ⅱ-1-1-3。

1.3.4.4 如果在切入航向道之前规定有反向程序或直角程序的机动飞行，第Ⅰ部分第4篇第4

章 4.4.4“不是在电台转弯”中的准则适用。电台就是航向台本身，FAF 由 FAP 代替（见图Ⅱ-1-1-4）。

1.3.5 中间进近航段的超障余度

超障余度与第Ⅰ部分第 4 篇第 4 章“中间进近航段”中的规定相同。程序允许航空器在飞越 IF 点之前就稳定在航向道上的情况除外。在这种情况下，副区内的障碍物不需要考虑。

1.4 精密航段

1.4.1 总则

ILS 进近的精密航段与航向道对正并包含着陆前的最后下降及复飞的起始和中间航段。见图Ⅱ-1-1-7。

1.4.2 起点

精密航段从最后进近点（FAP）开始，该点是前序航段的最低高度与标称下滑道的交点。除非能够提供超过附件 10 中规定的最低标准的充分下滑航径引导，FAP 通常应该位于入口之前不超过 18.5 km（10 NM）。

1.4.3 下降定位点

1.4.3.1 作为增加下滑道（GP）角度的备选方案，可以在 FAP 设置一个下降定位点以消除位于 FAP 之前的某些障碍物影响。如果这样设置，该点就变成了最后进近定位点。各精密面在中间航段的延伸就此终止。下降定位点通常应该设置在入口之前不超过 18.5 km（10 NM）处，除非能够提供超过附件 10 中规定的最低标准的下滑道引导。下降定位点的最大定位容差为 ±0.9 km（±0.5 NM）。如果用 DME 来确认该定位点，则距离必须用 1/10 km（NM）的数值来进行表示。

注：确定入口至下降定位点距离的指导材料见附录 C。

1.4.3.2 下降定位点处的超障余度。如果设置有下降定位点，则精密进近面从 FAF 容差区的最早点开始（见图Ⅱ-1-1-2）。第Ⅰ部分第 2 篇第 2 章 2.7.4“靠近最后进近定位点或梯级下降定位点的障碍物”中靠近定位点的障碍物可以不予考虑的规定也适用于精密进近面内 15%梯度面［H 类，15%下降梯度或标称梯度乘以 2.5（取较高值）］之下的保护区。如果在 FAP 没有提供下降定位点，则不允许缩减精密进近面（见图Ⅱ-1-1-3）。当精密进近面延伸至前面的中间进近航段内，则该延伸不得超出中间进近航段。

1.4.4 下滑道确认检查

有必要设置一个定位点（外指点标或 DME）以比较指示的下滑道与航空器的高度表信息。该定位点的定位容差不超过±0.9 km（±0.5 NM）。如果该定位点是由 DME 确定，则距离必须用

1/10 km（NM）表示。

注：确定飞越外指点标高度的指导材料见附录C。

1.4.5 复飞

复飞点规定在标称下滑道与决断高度/高（DA/H）的交点。DA/H设定在OCA/H或之上，具体规定见1.4.7至1.4.9和1.5。

1.4.6 终止

精密航段通常终止于复飞最后阶段的开始点（见第Ⅰ部分第4篇第6章6.1.2“复飞航段的各个阶段”）或复飞爬升面Z（始于入口以后900 m）到达入口以上300 m（984 ft），以较低者为准。

1.4.7 精密航段的超障余度——应用基本ILS面

1.4.7.1 总则。精密航段所要求的保护区为1.4.7.2定义的基本ILS面所围成的整个范围。在标准条件下（见1.1.3“标准条件”），低于这些面的物体不受限制。穿透到这些面之上的物体或其穿透的部分必须：

a）轻型易折；或

b）在计算OCA/H时予以考虑。

1.4.7.2 基本ILS面定义。基本ILS面相当于附件14中代码为3或4的精密进近跑道所规定的障碍物限制面的子集［见图Ⅱ-1-1-8 b）］。它们是：

a）进近面延续至最后进近点（FAP）（如附件14所规定，第一段梯度为2%，第二段梯度为2.5%）。

b）升降带假定为入口标高的水平面。

c）复飞面是一个满足如下要求的斜面：

1）以入口之内900 m为起点（H类，如果必要，可以考虑入口以内700 m为起点），从入口标高开始的一个斜面；

2）以2.5%的梯度上升；和

3）在过渡面之间的扩张。以固定的扩张角延至内水平面高度，而后以同样的梯度继续上升，但以25%的扩张率向外扩张，直至精密航段终止；和

d）延伸的过渡面：沿着进近面和复飞面的边沿，纵向延伸至跑道入口以上300 m的高度。

1.4.7.3 用基本ILS面确定OCA/H

1.4.7.3.1 如果1.4.7.2规定的基本ILS面无障碍物穿透，Ⅰ类和Ⅱ类的OCA/H由表Ⅱ-1-1-2规定的余度确定，Ⅲ类运行不受限制。如果障碍物位于附件14规定的跑道代码为3、4的过渡面之下，则该障碍物可以不予考虑，不论跑道实际的代码如何（例如使用代码为3、4的跑道评价面，去评估代码为1、2的跑道障碍物）。

1.4.7.3.2 如果表Ⅱ-1-1-3中所列以外的物体穿透了上述基本ILS面，则直接在障碍物之上加上高度损失/高度表余度就可以得到OCA/H（见1.4.8.8“用OAS或基本ILS面确定OCA/H”）。

1.4.7.3.3 表Ⅱ-1-1-3中所列的障碍物，仅在满足如下两条准则时可以不予考虑：

a）航向道波束具有210 m的标准宽度（见1.1.3“标准条件”）；和

b）Ⅰ类决断高不低于60 m（200 ft）或Ⅱ类决断高不低于30 m（100 ft）。

1.4.7.3.4 一个穿透了任何基本ILS面而成为控制障碍物，但是出于航空导航需要又必须要予以保留的物体，则在计算OCA/H时可以不予考虑。但必须满足如下条件：由有关当局设立，其穿透基本ILS面的部分是轻型易折的并对航空器运行安全没有不利影响。

1.4.8 精密航段的超障余度——障碍物评价面（OAS）准则的应用

1.4.8.1 总则

1.4.8.1.1 本节描述OAS面、确定这些面的限制，以及可能或必须对其进行调整的各种条件。OAS面的尺寸与下列因素有关：

a）ILS几何数据（航向台至入口距离、下滑角、ILS基准高、航向台波束宽度）；

b）ILS运行的类别；和

c）其他因素，包括航空器尺寸、复飞爬升梯度。

因此，要为每一类航空器计算在特定机场实施Ⅰ、Ⅱ类ILS运行的OCA/H表。

1.4.8.1.2 还要考虑使有关当局对声明的性能和相关条件改善进行实际效益评估的其他材料，见1.4.8.7“OAS常数的调整”。

1.4.8.1.3 注意，OAS面不能代替附件14面而成为不限制障碍物增长的规划面。在基本ILS面与OAS面之间的障碍物密度必须予以考虑（见1.4.8.9“障碍物密度对OCA/H的影响”）。

1.4.8.2 参考系

障碍物的位置用原点位于跑道入口处的常规x、y、z坐标系来表示，见图Ⅱ-1-1-12。x轴平行于精密航段的航迹：入口之前的距离为正，入口之后的距离为负。y轴垂直于x轴，见图Ⅱ-1-1-12，但是在所有与OAS有关的计算中，y坐标一直都按正数计算。z轴是竖直的，入口以上的高为正值。所有与OAS面有关的尺寸均只使用米为单位。这些尺寸包括为适应测量数据容差而做的任何必要调整（见第Ⅰ部分第2篇第1章1.10“制图精度”）。

1.4.8.3 OAS常数——规范

对Ⅰ类和Ⅱ类运行，各斜面的常数A、B和C是由PANS-OPS OAS软件［国际民航组织公共网址（www.icao.int）“Publications”］得出的。PANS-OPS OAS给出了2.5°和3.5°之间步长为0.1°的下滑角和介于2 000 m~4 500 m之间的航向台/入口距离所对应的系数。不得对超出这些限制的情况进行外推。如果输入的航向台—入口距离超出此范围，则必须使用PANS-OPS OAS

软件相应给出的2 000 m或4 500 m所对应的系数。PANS-OPS OAS软件结果举例见图Ⅱ-1-1-14。

1.4.8.4 障碍物评价面（OAS）定义

1.4.8.4.1 OAS面由对称于精密航段航迹的6个斜面（用字母W、X、Y和Z表示）和包含入口的水平面组成（见图Ⅱ-1-1-10和图Ⅱ-1-1-11）。这些斜面几何外形由4个z=Ax+By+C形式的线性方程确定，其中x和y为位置坐标，z为该位置评价面的面高（见图Ⅱ-1-1-9）。

1.4.8.4.2 根据航向台至入口的运行距离和下滑角度，使用PANS-OPS OAS软件可以得出每个的面的一组常数集（A、B和C）。Ⅰ类和Ⅱ类的常数集是分别提供的。这些常数可以使用软件程序进行修正（见1.4.8.7“OAS常数的调整”）。

1.4.8.4.3 Ⅰ类OAS面不得超出精密航段的长度；除W和X面以外，最高不超过300 m。Ⅱ类OAS面最高不超过150 m。

1.4.8.4.4 当附件14中代码为3和4的精密进近跑道所对应的进近和过渡障碍物限制面穿透进入OAS面内，则附件14面就变成为OAS（如使用基本代码为3和4的面，对基本代码为1和2的跑道进行障碍物评估）。附件14中的内进近面、内过渡面和中止着陆障碍物限制面用于保护Ⅲ类运行，前提是Ⅱ类的OCA/H不得高于这些面（必要时，可以向上延伸至60 m）的顶部[见图Ⅱ-1-1-8 a）]。

1.4.8.5 OAS高的计算

为计算任何x′、y′位置的斜面高（z），应该首先从PANS-OPS OAS软件获得相应的常数，而后将这些数值代入方程式z=Ax′+By′+C。如果不清楚障碍物位置的上方是OAS的哪一个面，则应该对其他的斜面也进行重新计算。OAS的高是各个面高值中的最高值（如果所有面高都为负值，则OAS高为零）。

注：PANS-OPS OAS软件中还有一个OCH计算器，可以显示任何x、y位置上OAS面的z值。它包括所有对ILS几何数据、航空器尺寸、复飞爬升梯度和ILS基准高规定的调整。

1.4.8.6 模板结构

1.4.8.6.1 按照OAS模板或按照地图比例尺画出的等高线平面图，有时可以帮助确认需要详细测量的障碍物（见图Ⅱ-1-1-13）。PANS-OPS软件中的OAS数据包括各交点的坐标：

a）在入口平面的斜面，交点为C、D和E（见图Ⅱ-1-1-11）；

b）在入口之上300 m的高度（Ⅰ类运行）；和

c）在入口之上150 m的高度（Ⅱ类运行）。

1.4.8.7 OAS常数的调整

1.4.8.7.1 总则。下列各节描述PANS-OPS OAS软件程序对OAS常数所做的调整。当标准条件（见1.1.3“标准条件”）不能满足时，这些调整是强制性的。当有规定时，调整也可以选

择性的。计算举例见《仪表飞行程序设计手册》（Doc 9368）。

1.4.8.7.2 对常数进行调整的原因。常数的调整考虑如下因素：

a）复飞爬升梯度（见后面 1.4.8.7.7）；

b）特殊航空器的尺寸（见后面 1.4.8.7.3）；

c）ILS 基准高（见后面 1.4.8.7.4）；

d）由于使用获得Ⅱ类运行批准的自动驾驶仪而提高了航道保持性能（见后面 1.4.8.7.6）；和

e）某些Ⅰ类航向台在入口处的航道波束宽度大于标称的 210 m（见后面 1.4.8.7.5）。

1.4.8.7.3 特定的航空器尺寸。如果航空器尺寸超过 1.1.3“标准条件”中的规定，调整是强制性的；而航空器尺寸小于时可以不调整。PANS-OPS OAS 软件可以根据 A、B、C、D 和 D_L类航空器的标准尺寸和特殊尺寸自动调整 OAS 系数及模板坐标。以下是修正用于调整 W、W*、X 和 Y 面系数 C 的公式：

$$W\text{ 面：}C_{w修正} = C_w - (t - 6) \qquad (Ⅱ-1-1-1)$$

$$W^*\text{ 面：}C_{w*修正} = C_{w*} - (t - 6) \qquad (Ⅱ-1-1-2)$$

$$X\text{ 面：}C_{x修正} = C_x - B_x \cdot P \qquad (Ⅱ-1-1-3)$$

$$Y\text{ 面：}C_{y修正} = C_y - B_y \cdot P \qquad (Ⅱ-1-1-4)$$

式中：$P = \left[\frac{t}{B_x}\text{ 或 }s + \frac{t-3}{B_x}\text{，二者取最大值}\right] - \left[\frac{6}{B_x}\text{ 或 }30 + \frac{3}{B_x}\text{，二者取最大值}\right]$；

s——半翼展；

t——机载 GP 天线与机轮最低部位之间在航径上的垂直距离。

1.4.8.7.4 ILS 基准高（RDH）。基于 15 m 的 ILS 基准高。当 RDH 小于 15 m，OAS 常数的调整是强制的；当 RDH 大于 15 m，可以不调整。PANS-OPS OAS 软件通过修正 W、W*、X 和 Y 面的表列系数值 C 来调整 OAS 系数和模板坐标：

$$C_{修正} = C + (RDH - 15) \qquad (Ⅱ-1-1-5)$$

式中：$C_{修正}$——有关 OAS 面系数 C 的修正值；

C——表列系数值。

1.4.8.7.5 Ⅰ类航向台航道波束在入口处的宽度大于 210 m。如果 ILS 航道波束在入口的宽度大于标称数值 210 m，应该使用 1.4.9 中描述的碰撞风险模型（CRM）的方法。当波束宽度小于 210 m 时，可以不进行修正，PANS-OPS OAS 软件中也不允许此类修正。

1.4.8.7.6 Ⅱ类进近使用自动驾驶仪（自动耦合）。使用经过有关当局运行审定的自动驾驶仪可以缩减Ⅱ类进近的 OAS 面，以体现自动驾驶仪提高了航道保持能力。这种缩减是通过在 PANS-OPS OAS 软件中修正 X 面的常数 A、B 和 C，以及引入一个附加面（用 W* 表示）［见图Ⅱ-1-1-13 c）］来实现的。对于没有自动耦合的进近，则不允许做这种缩减。

1.4.8.7.7 复飞爬升梯度。如果航空器的复飞爬升梯度能大于标称的2.5%，Y面和Z面可以进行调整。调整方法是在PANS-OPS OAS软件中使用期望的复飞爬升梯度，程序软件就会对Y面和Z面的系数进行调整。

1.4.8.8 用OAS或基本ILS面确定OCA/H

1.4.8.8.1 总则。确定OCA/H时应该考虑穿透1.4.7.2“基本ILS面定义”的所有障碍物和穿透适用于该类ILS运行的OAS面的所有障碍物。1.4.7.3“用基本ILS面确定OCA/H”中列出了可以忽略的穿透基本ILS面的障碍物，只要能满足1.4.7.3中的准则，穿透OAS面的障碍物也适用。每一种运行类型使用的面为：

a）ILS Ⅰ类：ILS Ⅰ类OAS；

b）ILS Ⅱ类：ILS Ⅱ类OAS和位于ILS Ⅱ类之上的ILS Ⅰ类的那部分；和

c）ILS Ⅲ类：与ILS Ⅱ类相同。

1.4.8.8.2 用OAS计算OCA/H。根据下面1.4.8.8.2.1“OCA/H的计算步骤”确定需要考虑的障碍物被分为进近障碍物和复飞障碍物。标准分类方法如下：在FAP至入口之后900 m（如果必要，H类可以为700 m）之间的障碍物为进近障碍物，在精密航段其余部分的障碍物为复飞障碍物（见图Ⅱ-1-1-15）。但是在有些情况下，这种分类方法可能会因为一些复飞障碍物而导致过大的运行代价（见第Ⅱ部分附篇1.9）。因此如果有关当局同意，可以将那些高于某个斜面的障碍物规定为复飞障碍物，该斜面起始于-900 m（如果必要，H类可以为-700 m），与下滑道的平面平行（见图Ⅱ-1-1-16），也就是高于［（900+x）tanθ］的障碍物为复飞障碍物。

1.4.8.8.2.1 OCA/H的计算步骤

a）确定最高的进近障碍物高。

b）用如下公式将所有复飞障碍物高（h_{ma}）换算为当量的进近障碍物高（h_a），并确定最高的当量进近障碍物。

c）从步骤a）和b）确定的障碍物中，选择最高的作为控制障碍物。

d）将相应于航空器类型的有关余度（表Ⅱ-1-1-2）与控制障碍物的高相加。

$$h_a = \frac{h_{ma}\cot Z + (x_Z + x)}{\cot Z + \cot\theta} \qquad (Ⅱ-1-1-6)$$

式中：h_a——当量进近障碍物高；

h_{ma}——复飞障碍物高；

θ——下滑道角（仰角）；

Z——复飞面的角度；

x——障碍物至入口的距离（入口以后为负）；

x_Z——入口至Z面起点的距离［900 m（H类，700 m）］。

1.4.8.8.3 对较高机场标高和较大下滑道坡度的调整

1.4.8.8.3.1 高度损失/高度表余度。表Ⅱ-1-1-2 中的余度应该做如下调整：

a）对标高高于 900 m（2 953ft）的机场，机场标高每 300 m（984 ft），表列数值应该增加无线电高度表余度的 2%；和

b）对下滑角大于 3.2°的例外情况，下滑角在 3.2°~3.5°之间，每增加 0.1°，表列数值应该增加无电高度表余度的 5%。

1.4.8.8.3.1.1 下滑角大于 3.5°的程序或者任何下滑道角度的标称下降率（航空器类型的 V_{at} 与下滑道角度正弦的乘积）超过 5 m/s（1 000 ft/min）的程序都是非标准程序，它们需要：

a）增加高度损失余度（根据具体机型）；

b）调整复飞面的起点；

c）调整 W 面的坡度；

d）重新测量障碍物；和

e）使用有关运行限制。

这种程序通常限定经特别批准的营运人和航空器使用，同时对航空器和机组有相应的限制。这种程序不能用作消减程序的方法。

1.4.8.8.3.1.2 附件 B 说明了要求的程序设计变化和相关运行/审定考虑。

举例：C 类航空器——机场标高 1 650 m MSL；下滑角 3.5°。

表列余度：无线电高度表 22 m

（表Ⅱ-1-1-2）气压高度表 46 m

对机场标高的修正：

$$22 \times \frac{2}{100} \times \frac{1650}{300} = 2.42 \text{ m}$$

对下滑角的修正：

$$22 \times \frac{5}{100} \times \frac{3.5 - 3.2}{0.1} = 3.30 \text{ m}$$

总的修正为 5.72 m，向上取整为 6 m。

修正后的无线电高度表余度 22+6=28 m。

修正后的气压高度表余度 46+6=52 m。

1.4.8.8.3.2 表Ⅱ-1-1-2 数值使用的例外与调整。表Ⅱ-1-1-2 中的数值是考虑飞机从标称进近航径上的 OCA/H 开始，使用正常的人工拉升复飞程序计算得到。表Ⅱ-1-1-2 中的数值不适用于Ⅲ类运行。这些数值没有考虑障碍物的横向偏置，也没有考虑飞机这样偏移的可能性。如果需要综合考虑这些可能性，则应该使用在 1.4.9 讨论的 CRM。当有足够的飞行实践和理论证明，如高度损失数值对应的风险可能性为 1×10^{-5}（基于 10^{-2}的复飞率）时，则可以根据具体的机型来调整表Ⅱ-1-1-2 中数值。

1.4.8.8.3.3 无线电高度表的验证。如果公布无线电高度表 OCA/H，则无线电高度信息的可重

复性已通过运行检查进行了确认。

1.4.8.8.3.4 特定入口速度对应的高度损失（HL）/高度表余度。如果需要特定 V_{at} 所对应的高度损失/高度表余度，则可以使用以下公式进行计算（见表Ⅱ-1-1-4）。

使用无线电高度表：

余度 =（$0.096V_{at}-3.2$）m，V_{at} 的单位为 km/h （Ⅱ-1-1-7）

余度 =（$0.177V_{at}-3.2$）m，V_{at} 的单位为 kt （Ⅱ-1-1-8）

使用气压高度表：

余度 =（$0.068V_{at}+28.3$）m，V_{at} 的单位为 km/h （Ⅱ-1-1-9）

余度 =（$0.125V_{at}+28.3$）m，V_{at} 的单位为 kt （Ⅱ-1-1-10）

式中：V_{at}——入口速度，基于航空器在最大允许着陆重量和着陆形态下失速速度的 1.3 倍。

注：该等式假定航空器的空气动力学和动态特性与速度类型直接相关。因此，计算的高度损失/高度表余度实际上可能不适合于最大着陆重量条件下 V_{at} 超过 165 kt 的小型航空器。

1.4.8.8.3.5 特定入口速度（直升机）对应的高度损失（HL）/高度表余度。V_{at} 的概念不适用于直升机运行。高度损失余度见表Ⅱ-1-1-2。

1.4.8.9 障碍物密度对 OCA/H 的影响。可以利用 1.4.9 描述的碰撞风险模型（CRM）以评价 OAS 面之下障碍物密度的可接受程度。这种方法有助于比较机场环境和评价给定 OCA/H 数值的风险水平，但必须强调它不能代替运行评判。

1.4.9 精密进近航段的超障余度——碰撞风险模型（CRM）应用

1.4.9.1 总则。CRM 是一个用于确定风险数值的计算机程序，可以比较航空器运行至特定 OCA/H 时的安全目标水平。CRM 程序的说明与使用指南，包括对输入/输出数据的精度格式要求，见《碰撞风险模型（CRM）使用手册》（Doc 9274）。

1.4.9.2 输入数据。CRM 要求输入以下数据：

a）机场资料：名称、跑道入口位置和跑道方向，入口标高，及前序航段的详情；

b）ILS 参数：类型、下滑道坡度角、航向信标—跑道入口距离、航向信标航道宽度、跑道入口之上的 ILS 基准高；

c）复飞参数：决断高（超障高）和复飞转弯点；

d）航空器参数：类型、机轮高度（天线至机轮底部）和半翼展、航空器类型（A、B、C、D 或 D_L），以及复飞爬升梯度；和

注：CRM 不考虑 E 类航空器。

e）障碍物数据：障碍物边界（用相对于跑道入口的 x 和 y 坐标或用地图网格坐标表示）和障碍物高［用入口标高之上的高或用平均海平面（MSL）之上的标高］。为进行障碍物密度评估必须包含所有穿透 1.4.7.2 规定的基本 ILS 面的障碍物。

1.4.9.3 输出和应用。程序的输出数据是：

a）航空器运行至规定 OCA/H 的过程中与障碍物碰撞的总风险；和

b）能够达到安全目标水平的最小 OCA/H。

用户使用适当的参数重新运行 CRM，可以评估任何参数变化对运行安全的影响，特别是不同的下滑角或保留障碍物。

1.5 复飞航段

1.5.1 总则

1.5.1.1 复飞最后航段的准则以一般准则为基础（见第Ⅰ部分第 4 篇第 6 章）。为允许那些与精密航段相关的保护区和面可以有所不同，以及该航段的 OCA/H 可能会因飞机类型而有所变化，该准则进行了某些修正。保护区是依据为复飞航段规定的导航系统而设计。

1.5.1.2 在超障余度计算中用于计算距离和计算梯度的基准称为“起始爬升点”（SOC），其位置由 GP′面［起始点在入口平面上-900 m（H 类，-700 m），与下滑道平行］到达 OCA/H - HL 时的高和距离确定。OCA/H 和 HL 必须都对应于同一航空器类型。

1.5.1.3 如果位于最后复飞航段的障碍物导致精密航段计算的任何 OCA/H 值有所增加，可以另外为复飞面（Z）规定一个较高的梯度。这使得当规定一个较低的 OCA/H 时，可以在这些障碍物上空提供足够的余度（见第Ⅰ部分第 4 篇第 6 章 6.2.3.1“最后阶段的爬升梯度”）。

1.5.1.4 复飞程序可基于 RNAV 或 RNP 导航规范，只有在该飞行阶段系统导航精度能力为 1 NM 或更好时才能够考虑。参见第Ⅲ部分第 1 篇第 1 章的表Ⅲ-1-1-1 中可以用于复飞的导航规范。

1.5.2 直线复飞

1.5.2.1 总则。精密航段终止于 Z 面到达入口之上 300 m 高的点。最后复飞保护区以 Z 面在这段距离上达到的宽度为起始宽度，并从该点开始以 15°扩张，见图Ⅱ-1-1-17。最后复飞保护区没有副区。

1.5.2.2 直线复飞的超障余度（见图Ⅱ-1-1-18）。最后复飞区内的障碍物标高/高必须小于：

$$(OCA/H_{ps}-HL)+d_o \tan Z$$

其中：

a）精密航段的 OCA/H（OCA/H_{ps}）和 HL（表Ⅱ-1-1-2 中的数值）均对应于同一航空器类型；

b）d_o从 SOC 开始平行于直线复飞航迹至障碍物的距离；

c）Z复飞面与水平面的夹角。

如本准则不能满足，必须规定一个转弯以避开危险障碍物。如果转弯不可行，则必须增加OCA/H。

1.5.2.3 从传统导航向RNAV或RNP复飞过渡可以通过在LOC延伸航道上定义一个RNAV或RNP的航路点，或者一个在一定高度后转弯直飞的航路点来确定（参见图Ⅱ-1-1-23）。如果RNAV或RNP航迹是与LOC在同一条直线上，则正切SOC处的保护区应该沿航迹按照15°扩张直到在LOC延伸航道上所构建的RNAV或RNP保护区宽度。在Z面的侧向边界和外侧边界之间的保护区以内，障碍物评估应该是基于Y面；而对于300 m等高线侧向边界以外的区域应该是基于Y面的数学外推。Z面应按照相同的角度继续扩张直至RNAV或RNP的保护区宽度。副区的应用应该从Z面到达RNP或RNP主区宽度的位置点开始（见图Ⅱ-1-1-21）。到有延伸Y面和Z面的点之前都应该使用与精密航段相同的超障方法［参见1.4.8“精密航段的超障余度——障碍物评估面（OAS）准则的应用”］，并应继续将其应用到位于RNAV或RNP主区内的Z面所有部分。副区原则应该应用于RNAV或RNP主区与总保护区边界之间。无论是障碍物穿透了延伸Y或是副区内Z面，其标高/高应低于：

$$（OCA/H_{ps}-HL）+d_o \tan Z+M$$

其中：

a）精密航段的OCA/H（OCA/H_{ps}）和HL都与同一类型飞机相关；

b）d_o的测量从SOC开始，平行于直线复飞航迹；

c）Z是复飞面与水平面之间的角度；和

d）M在主区边界为零，线性增加至总保护区边界为30 m（98 ft）。

1.5.3 转弯复飞

1.5.3.1 总则。转弯可以规定在一个指定转弯点（TP），在一个指定的高度/高或“尽快转弯”。使用的准则取决于转弯与精密航段正常终点之间的位置关系（见1.4.6“终止”），如下所述：

a）精密航段标称终点之后转弯。如规定在精密航段正常终点之后转弯，则使用第Ⅰ部分第4篇第6章6.4.5“在一个指定高度/高开始转弯”和第Ⅰ部分第4篇第6章6.4.6“在一个指定转弯点开始转弯”中的一般准则，但有如下例外：

1）用（OCA/H－HL）代替OCA/H，如1.5.2.2“直线复飞超障余度”所述；和

2）因为SOC与OCA/H有关，因此不可能使用非精密进近中（即单独调整OCA/H或MAPt）的方法获得超障余度；

b）精密航段标称终点之前转弯。如规定的转弯开始于一个低于入口以上300 m的指定高度/高，或一个指定TP，这样造成最早TP位于标称终止距离以内，则必须使用以下1.5.3.2和1.5.3.3中的规定的准则。

c）对于使用 RNAV 或 RNP 复飞，旁切和飞越转弯应受限于 90°。由于没有正切的 RNP 加入航迹可以定义，RF 不允许用于 RNP 复飞的第一航段。在这种情况下，在 RF 航段之前所要求的第一个航路点应该是位于 LOC 航段延长线上的 TF 航段。

d）第一个 RNAV 或 RNP 定位点的最早位置在 SOC 之后一倍 ATT 的距离（见图Ⅱ-1-1-24）。如果该定位点被定义为旁切转弯点，则应该在该点之前增加一个 d_1+3V/3 600 的距离，其中 d_1=r tan A/2，V 是 TAS。

e）对于 RNAV 或 RNP 复飞，RNAV/RNP 转弯设计和转弯 MOC［转弯大于 15°为 50 m（164 ft），其他转弯为 30 m（98 ft）］应该在转弯最早点之后使用。副区应该应用于 RNAV 或 RNP 主区标准宽度和总宽度之间，除非障碍物位于 Y 面之下或其在转弯外侧的延伸则不用考虑。参见图Ⅱ-1-3-21 和图Ⅱ-1-3-22。

注：对指定 TP 位置或指定转弯高度的调整，可能需要重新绘制有关保护区和重新计算余度，这样能够排除一些障碍物或引入一些新的障碍物。因此，当有必要获取最小的 OCA/H 值，特别是由于障碍物非常高而受限制时，有必要采用试凑法来调整指定的 TP 或指定的转弯高度（见附录 A）。

1.5.3.2 在低于入口以上 300 m 的指定高度/高转弯

1.5.3.2.1 按照本节所做的扩展和修订使用一般准则（见第Ⅰ部分第 4 篇第 6 章 6.4.5“在一个指定高度/高开始转弯”）。转弯起始区和随后的转弯的绘制见图Ⅱ-1-1-19。

1.5.3.2.2 转弯高度/高

使用一般准则，但应该做如下修改。精密进近航段终止（同时最后复飞航段开始）于 TP。这样就可以计算 OCA/H_{ps} 和（OCA/H_{ps}-HL）。随后确定 SOC，并根据下式计算转弯高度/高（TNA/H）：

$$TNA/H = OCA/H_{ps} - HL + d_z \tan Z \qquad (Ⅱ-1-1-11)$$

式中：d_Z——SOC 至 TP 的水平距离；

OCA/ H_{ps}——精密航段计算的 OCA/H。

如果 TP 位于 SOC，则在进近图中必须注明“尽快转至（航向或电台）”，并应该提供足够的信息以识别那些造成该转弯需要的障碍物位置和高。

1.5.3.2.3 保护区

1.5.3.2.3.1 起始转弯区（见图Ⅱ-1-1-19）。起始转弯区以Ⅰ类进近的 Y 面 300 m 等高线为界，终止于 TP。

注：最早 TP 被认为位于Ⅰ类进近 Y 面 300 m 等高线的起点（D″点），除非规定了一个定位点以限制提前转弯（见 1.5.3.2.6“提前转弯的保护”）。

1.5.3.2.3.2 转弯边界构成。转弯区边界构成的规定见第Ⅰ部分第 2 篇第 3 章“转弯保护区设计”。

1.5.3.2.4 超障余度

a）转弯起始区的超障余度。转弯起始区内的障碍物标高/高必须小于：

1）转弯大于15°时，转弯高度/高为-50 m（164 ft）［H类，40 m（132 ft）］；

2）转弯不超过15°时，转弯高度/高为-30 m（98 ft）；

但位于转弯外侧Y面之下的障碍物，在计算转弯高度/高时可以不予考虑

b）转弯区内的超障余度。在转弯区内及之后保护区内的障碍物标高/高必须小于：

$$\text{转弯高度 / 高} + d_o \tan Z - \text{MOC}$$

其中：d_o——由障碍物至起始转弯区边界上最近点的距离；

MOC的取值：

1）转弯大于15°时，50 m（164 ft）［H类，40 m（132 ft）］；

2）转弯不超过15°时，30 m（98 ft）。

如有副区，MOC线性减小至副区外侧边界为零。

1.5.3.2.5 转弯高度/高的调整。如果上述1.5.3.2.4“超障余度”中规定的准则不能满足时，必须调整转弯高度/高。调整方法有两种：

a）调整转弯高度/高而不改变OCA/H：这意味着就要移动TP，从而需要重新绘制保护区；

b）提高OCA/H以增加转弯高度/高：其结果是飞越同一个TP的转弯高度更高，保持转弯保护区不变。

1.5.3.2.6 提前转弯的保护。如果公布的程序没有规定一个定位点来限定航空器在指定高度/高以上实施的复飞转弯，则必须对障碍物进行额外的检查。第Ⅰ部分第4篇第6章6.4.5.6“早转弯的保护”的一般准则和第Ⅰ部分第4篇第6章的图Ⅰ-4-6-14中的一般准则适用，但应该做如下修改：

a）最后进近保护区的限制由OAS面的DD″线及其延长线代替；

b）FAF由FAP代替；

c）最早MAPt由D″D″线（转弯起始区最早限制）代替；

d）如准则不满足，程序必须禁止在到达MAPt的等效点之前进行转弯，并且必须在进近图的剖面图中加以注明。

1.5.3.3 在指定TP转弯，且最早TP位于精密航段标称终点之前

1.5.3.3.1 如果规定为在指定TP转弯，而最早TP位于精密航段标称终止距离之前，则精密航段在最早TP终止。这就能计算OCA/H_{ps}和（OCA/H_{ps}-HL），从而确定SOC。

1.5.3.3.2 转弯区。转弯区的构建规则，见第Ⅰ部分第4篇第6章6.4.6.3“转弯区的绘制”，不同的是转弯区以OAS Y面300 m等高线在最早和最晚TP处的宽度为基础（见图Ⅱ-1-1-20）。

1.5.3.3.3 超障余度。障碍物标高/高必须小于：

$$(\text{OCA/Hps} - \text{HL}) + d_0 \tan Z - \text{MOC}$$

其中：d_0——d_Z+从障碍物至 K-K 线的最短距离；

d_Z——从 SOC 至最早 TP 的水平距离；

MOC 取值：

转弯大于 15°时，50 m（164 ft）［H 类，40 m（132 ft）］；

转弯不超过 15°时，30 m（98 ft）。

如果障碍物标高/高超过这个数值，则必须增加 OCA/H，或移动 TP 以获得要求的余度（见附录 A）。

1.6 平行或近似平行仪表跑道同时实施精密进近

注：指导材料见《平行和近似平行仪表跑道同时运行手册》（Doc 9643）。

1.6.1 总则

如果平行跑道准备同时使用精密进近程序，则在设计这两个程序时必须使用以下附加准则：

a）与最后进近航道的最大切入角为 30°，最后进近航迹切入点应该在下滑道切入点之前至少 3.7 km（2.0 NM）；

b）两程序中间航段的最低高度之差至少 300 m（1000 ft）；和

c）两个复飞程序的标称航迹的散开角至少 30°。相关复飞转弯应该规定为“尽快转弯”。

1.6.2 超障准则

在指定章节中规定的精密进近超障准则适用于每一个平行精密程序。除这些准则外，还必须检查相邻平行跑道较远一侧保护区内的障碍物，以保护为避开从相邻跑道侵入的航空器而实施的提前转弯。可以使用一套单独定义的平行进近障碍物评价面（PAOAS）来进行这种检查。为这些程序进行障碍物评估的方法举例见附录 D。

1.7 公布

1.7.1 概述

1.7.1.1 第Ⅰ部分第 2 篇第 1 章 1.12“公布”中的一般准则是第Ⅲ部分第 2 篇第 5 章和第 5 篇第 1 章的简化。ILS 仪表进近图应该标识为 ILS RWY XX。如果 CAT Ⅱ 和/或 Ⅲ 最低标准包含在航图中，则该标题应相应地表示为 ILS RWY XX CAT Ⅱ或 ILS RWY XX CAT Ⅱ & Ⅲ。如果同一条跑道有多套 ILS 程序，则重复程序的命名规则适用。适用该规则的一个例子是：两个包含有不同航段，比如有不同复飞航段的 ILS 程序。

1.7.1.2 当最后进近定位点定义在FAP时，在程序说明中应添加一个警告，在飞过FAF点之前，不允许在低于FAF高度的下滑道上下降。

1.7.2 OCA/H值的公布

1.7.2.1 Ⅰ类和Ⅱ类进近程序OCA/H的公布

1.7.2.1.1 必须为程序所适用的各类型航空器公布相应的OCA或OCH值。这些数值必须基于以下的标准条件：

a）Ⅰ类飞行使用气压式高度表；

b）Ⅱ类飞行使用自动耦合的无线电高度表；

c）标准航空器尺寸（见1.1.3“标准条件”）；和

d）2.5%的复飞爬升梯度。

1.7.2.1.2 运营人和有关当局之间可以进行协商并公布另外的OCA/H值，前提是必须按照1.4.8.7“OAS常数的调整”中的指导原则和算法进行修订。

1.7.2.1.3 如果满足1.4.8.8.3.3“无线电高度表的验证”的要求，运营人和有关当局之间可以基于使用无线电高度表的高度损失余度来协商得到Ⅰ类进近程序的OCA/H值并公布该OCA/H值。

1.7.2.2 Ⅲ类进近程序的公布

Ⅲ类运行可以获得批准的条件是相应的Ⅱ类OCA/H应该低于附件14的内水平面高。当Ⅱ类OCA/H值介于内水平面高与60 m之间，Ⅲ类运行也可以获得许可，条件是将附件14中Ⅱ类的内水平面、内过渡面和中止着陆面进行延伸以保护该OCA/H。

1.7.3 指定高度/高转弯（复飞）

如果TP位于SOC，则在进近图中必须注明“尽快转至（航向或电台）”，并应该提供足够的信息以识别那些造成该转弯需要的障碍物位置和高。

1.7.4 指定TP转弯（复飞）

若程序要求在指定TP实施转弯，如下信息必须和程序一起公布：

a）TP，如果是一个定位点；或

b）交叉的VOR径向线、NDB方位线或DME距离，若没有航迹引导（见第Ⅰ部分第2篇第2章2.6.4“复飞定位点”）。

1.7.5 使用非标准下滑角的程序

下滑角大于3.5°或标称下降率超过5 m/s（1 000 ft/min）的程序为非标准程序，必须受到限制（见1.4.8.8.3.1“高度损失（HL）/高度表余度”）。这些程序通常限定于特别批准的运营人和航空器，并在进近图上将有关航空器和机组的限制声明一同公布。

1.7.6 为最后复飞航段制定额外的梯度

当最后复飞航段内的障碍物导致由精密航段计算的任何 OCA/H 有所增加时，如果在一个较低的 OCA/H 上可以为飞越这些障碍物提供足够的超障余度，则可以为复飞面（Z）另外规定一个更高的梯度（见第Ⅰ部分第 4 篇第 6 章 6.2.3.1“最后阶段的爬升梯度”）。

表Ⅱ-1-1-1　航向道和下滑道的截获点之间的最小距离

切入航向道的角度（°）	A/B/H 类	C/D/E 类
0~15	2.8 km（1.5 NM）	2.8 km（1.5 NM）
16~30	3.7 km（2.0 NM）	3.7 km（2.0 NM）
31~60	3.7 km（2.0 NM）	4.6 km（2.5 NM）
61~90	3.7 km（2.0 NM）	5.6 km（3.0 NM）
或在直角或反向程序内		

表Ⅱ-1-1-2　高度损失/高度表余度

航空器分类（V_{at}）	使用无线电高度表的余度		使用气压高度表的余度	
	m	ft	m	ft
A　169 km/h（90 kt）	13	42	40	130
B　223 km/h（120 kt）	18	59	43	142
C　260 km/h（140 kt）	22	71	46	150
D　306 km/h（165 kt）	26	85	49	161
H　167 km/h（90 kt）	8	25	35	115

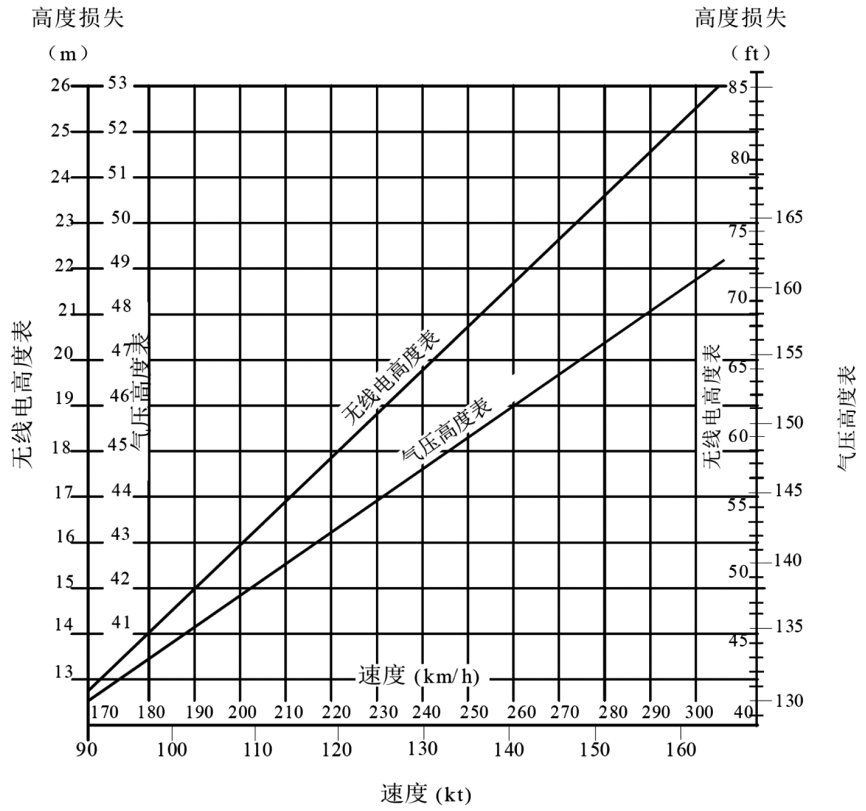
注 1：H 类速度是最后进近最大速度，不是 V_{at}。

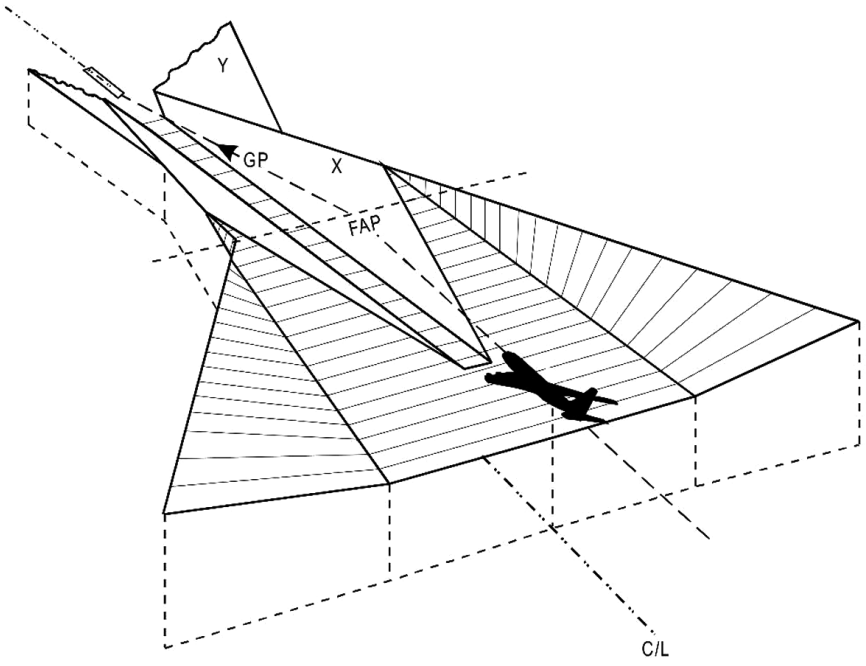
注 2：对 E 类航空器可以直接使用 1.4.8.8.3.4 的方程式。

表Ⅱ-1-1-3　计算 OCA/H 时可忽略的物体

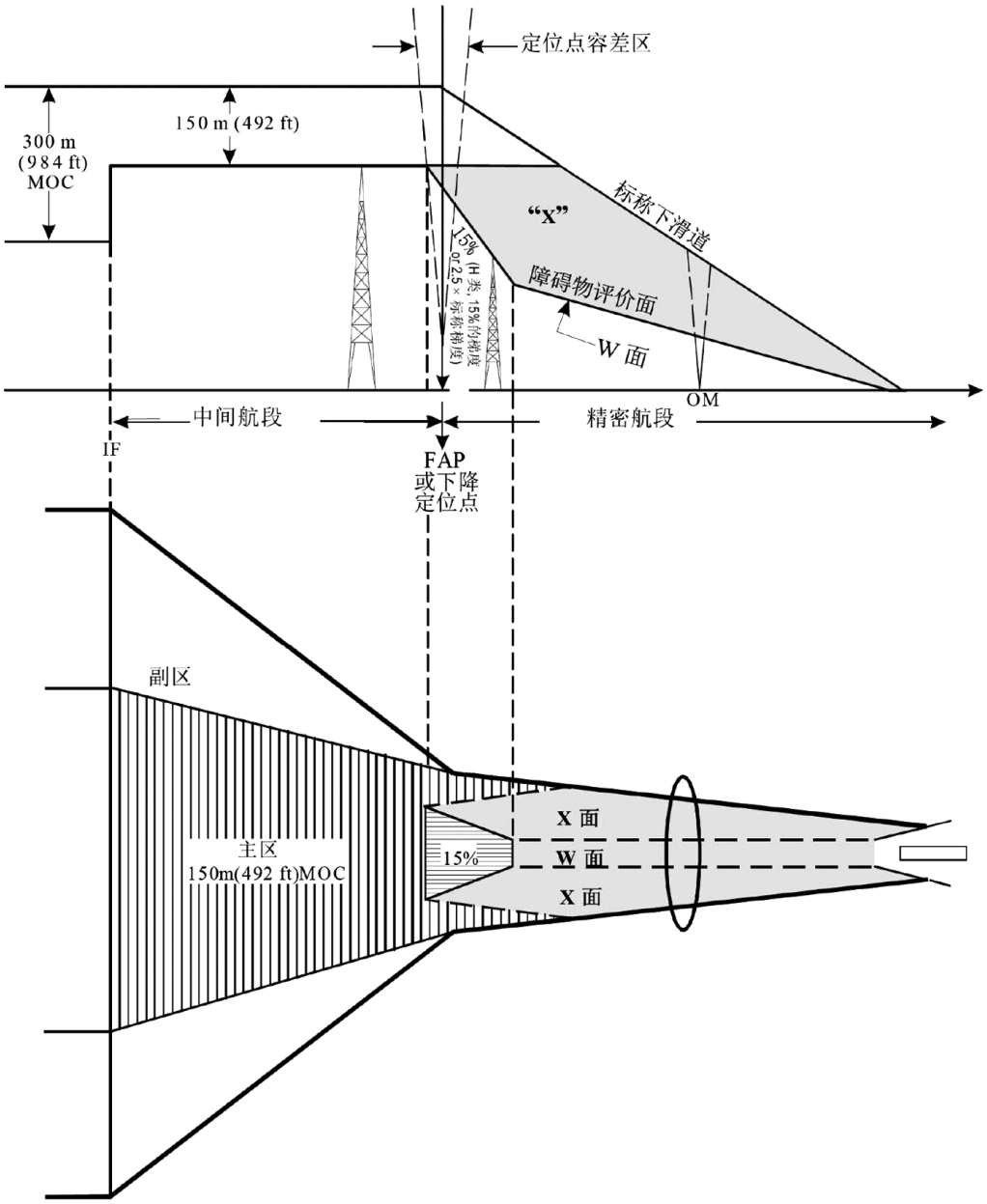
	入口以上最大高	至跑道中线的最小横向距离
GP 天线	17 m（55 ft）	120 m
滑行中的航空器	22 m（72 ft）	150 m
在等待坪，或在入口与-250 m 之间的滑行等待位置上的航空器	22 m（72 ft）	120 m
在等待坪，或在入口与-250 m 之间的滑行等待位置上航空器（只限于Ⅰ类）	15 m（50 ft）	75 m

表Ⅱ-1-1-4　高度表的高度损失与速度对照

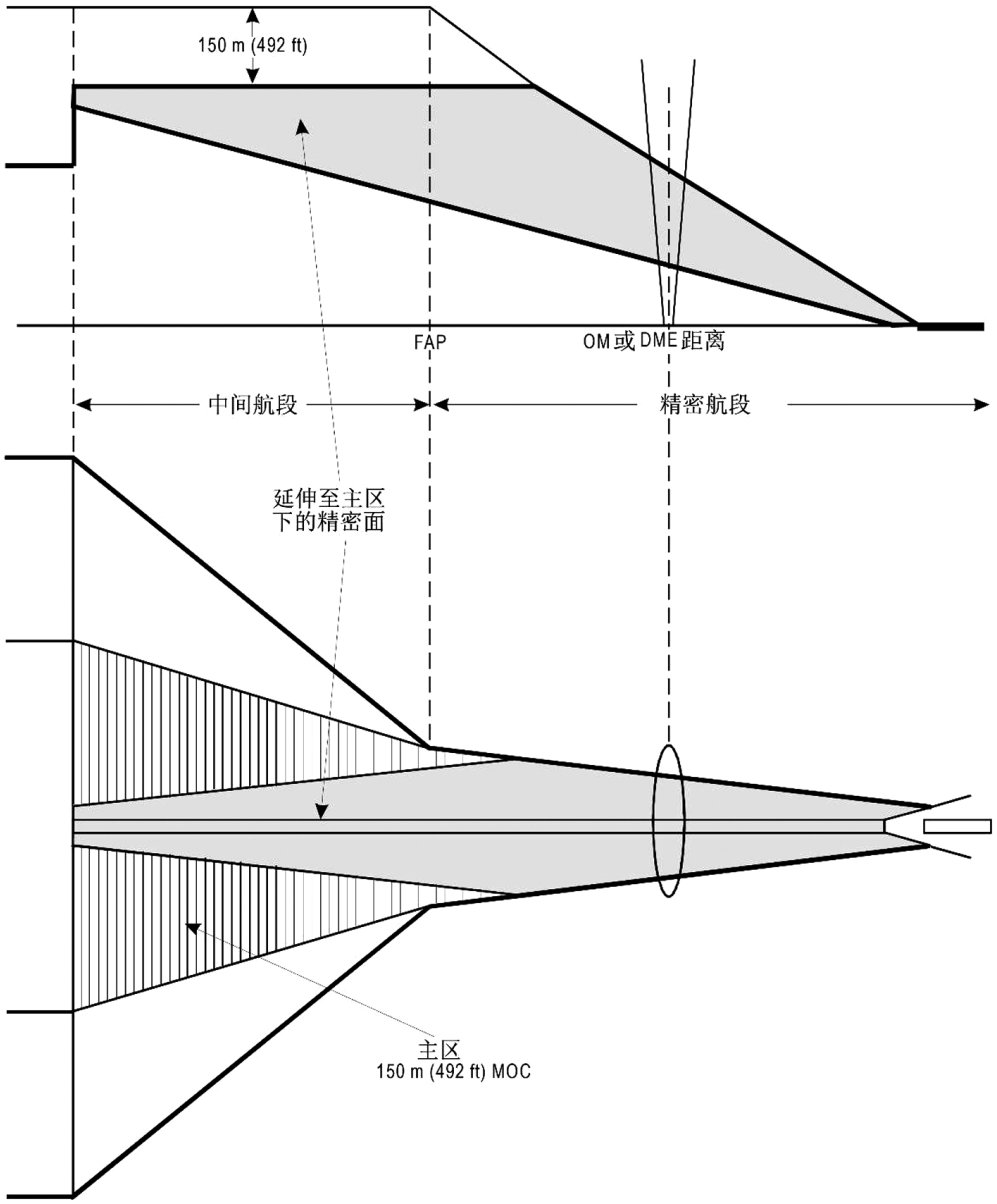




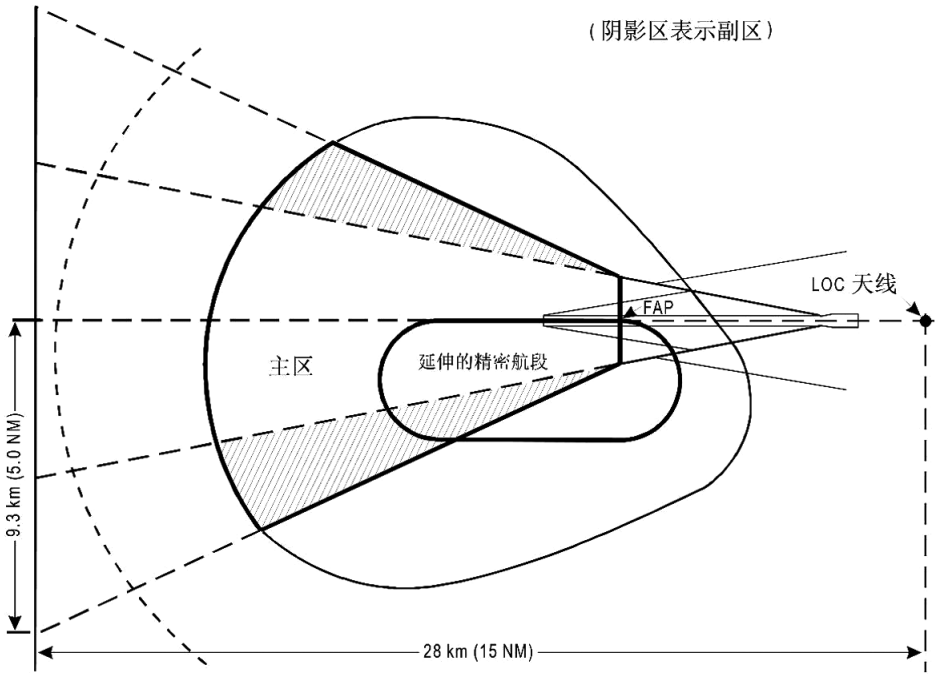
图Ⅱ-1-1-1　最后进近与前面航段连接的透视图



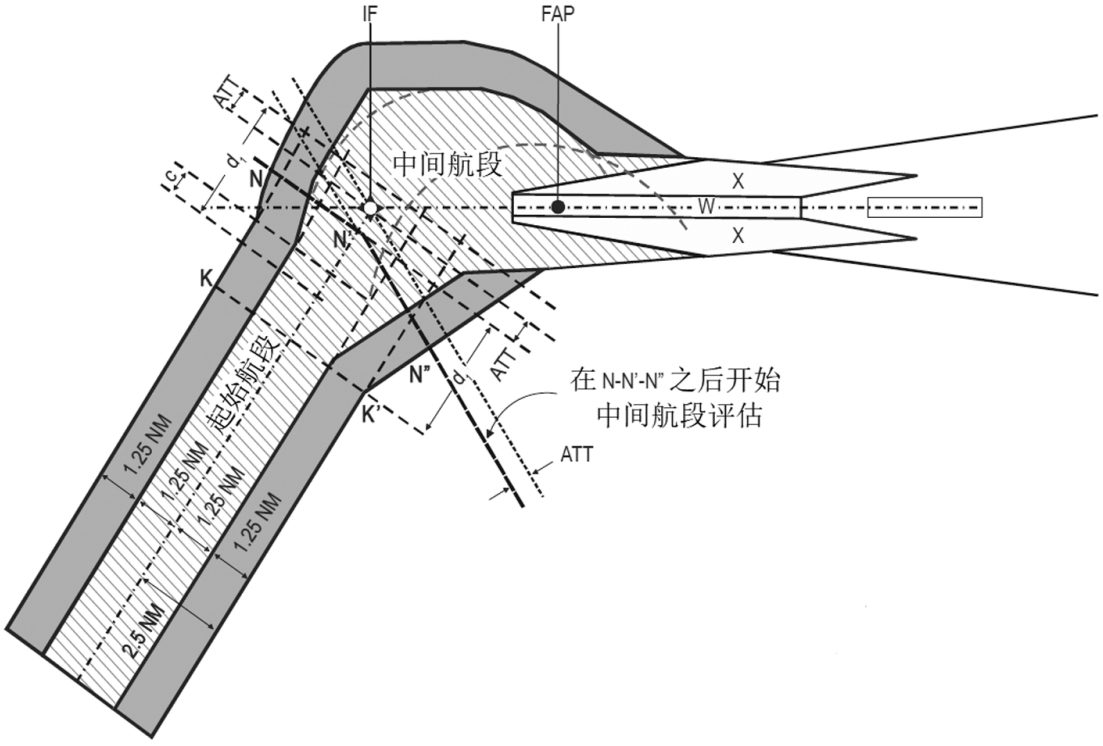
图Ⅱ-1-1-2　用位于最后进近点的下降定位点确定的最后进近定位点



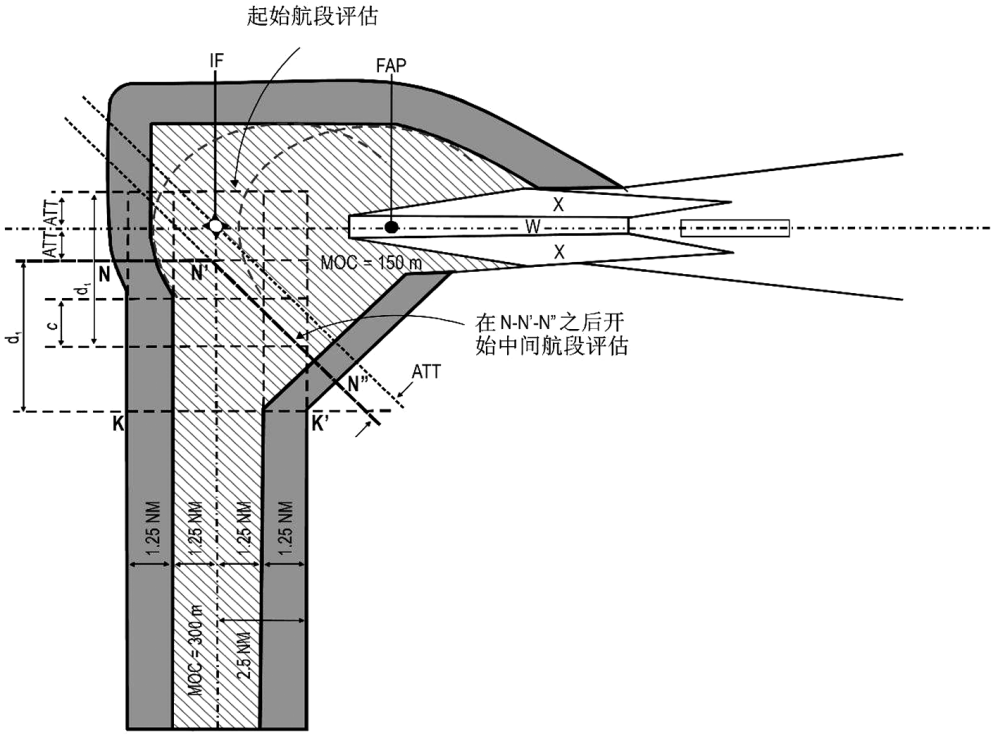
图Ⅱ-1-1-3　没有最后进近定位点的精密航段



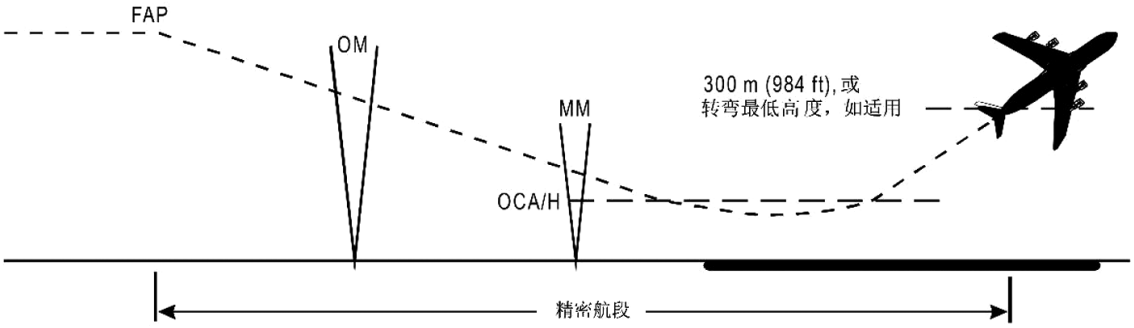
图Ⅱ-1-1-4　中间进近区——使用反向或直角程序的 ILS 进近



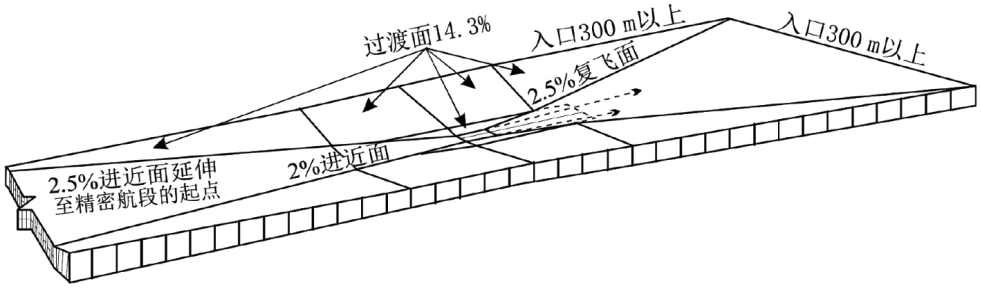
图Ⅱ-1-1-5　示例：RNAV 1 或 RNP 1 至 ILS 的过渡，60°切入



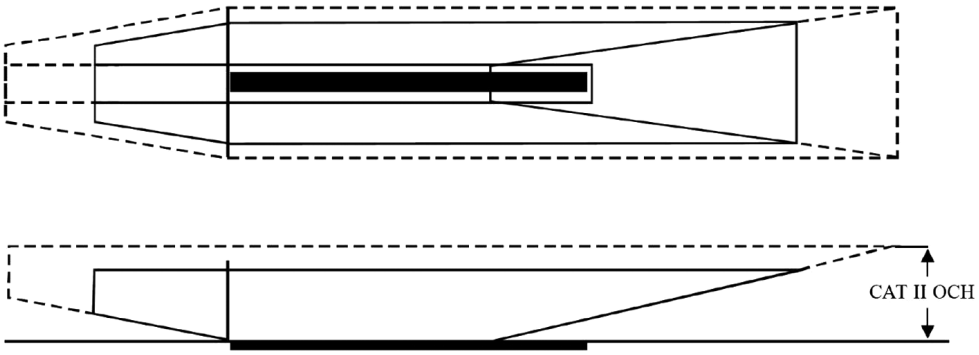
图Ⅱ-1-1-6　示例：RNAV 1 或 RNP 1 至 ILS 的过渡，90°切入



图Ⅱ-1-1-7　精密航段

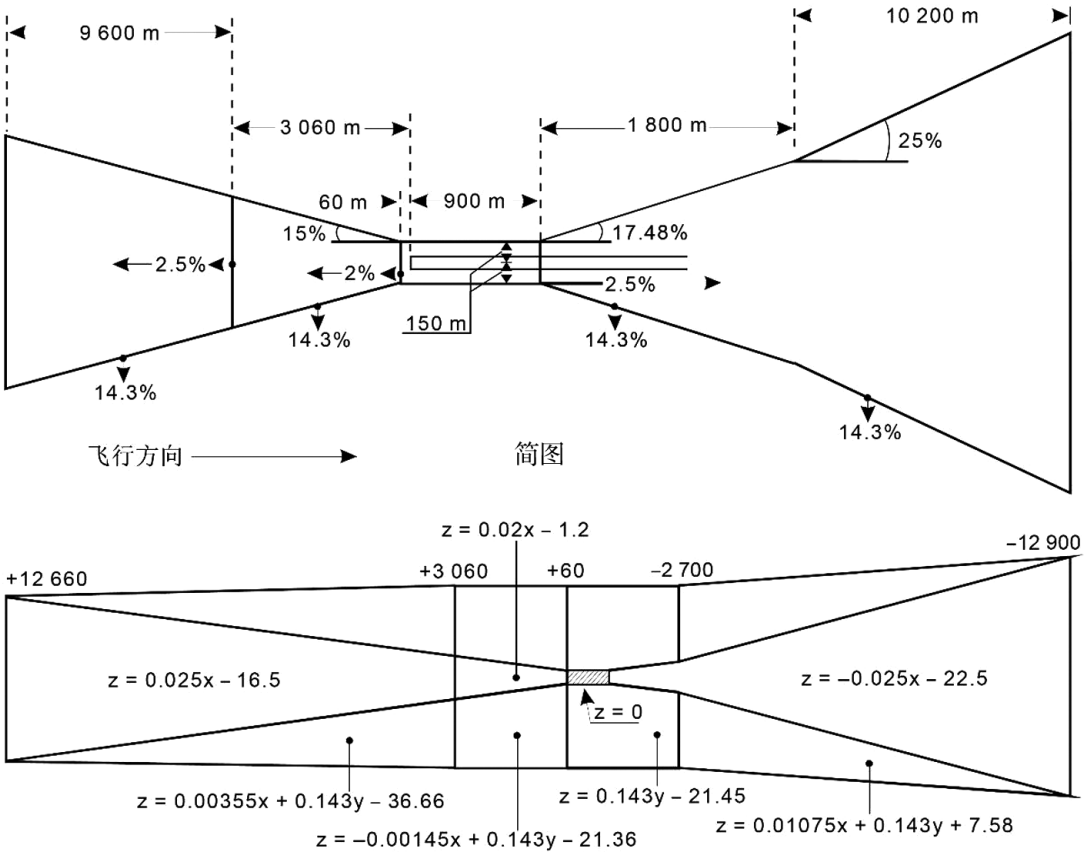


图Ⅱ-1-1-8 a）用于评估Ⅱ类和Ⅲ类 ILS 运行的障碍物的附件 14 内进近面、过渡面和复飞面



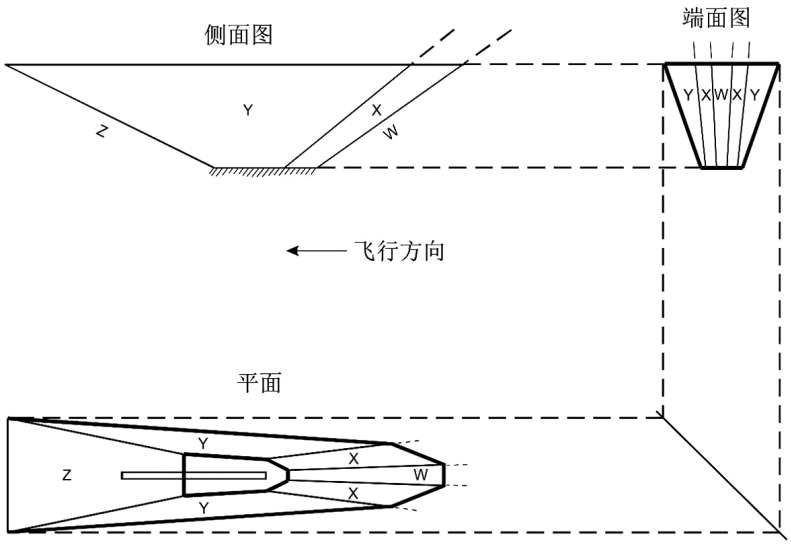
注：虚线表示符合Ⅲ类运行的内进近面、过渡面和复飞面的扩张，在这种情况下Ⅱ类 OCA/H 高于内水平面。

图Ⅱ-1-1-8 b） 1.4.7.2 中描述的基本 ILS 面图示

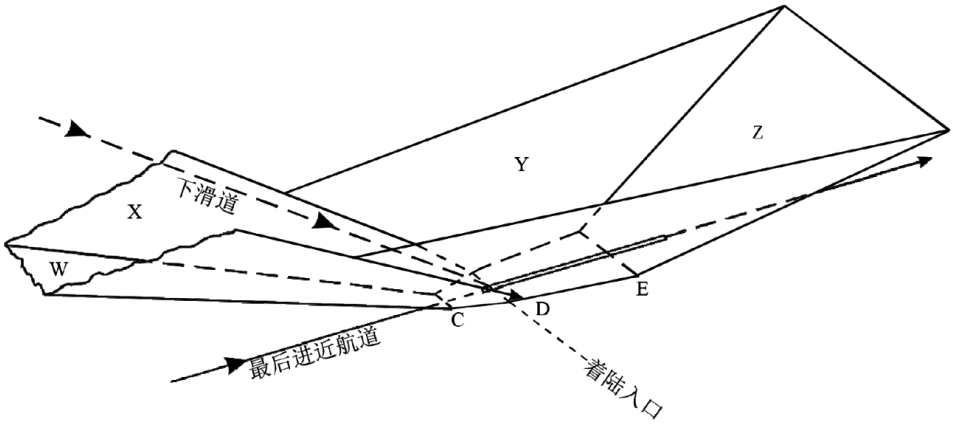


注：显示的平面方程使用与 OAS 相同的坐标系统和符号。见 1.4.8.2, 1.4.8.3 和 1.4.8.5. 该方程假定跑道是水平的（所有的数值单位为 m）。

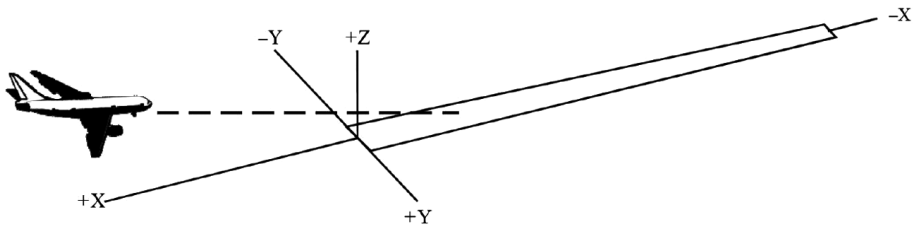
图Ⅱ-1-1-9　面的方程——基本 ILS 面



图Ⅱ-1-1-10　ILS障碍物评价面图示

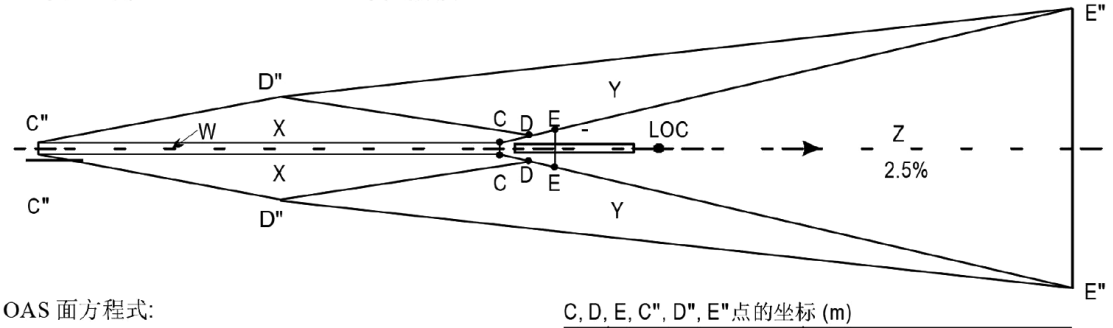


图Ⅱ-1-1-11　ILS障碍物评价面图示——透视图



图Ⅱ-1-1-12　坐标系统

A. I 类/GP 角 3°/LOC-THR 3 000 m/复飞梯度 2.5 %。



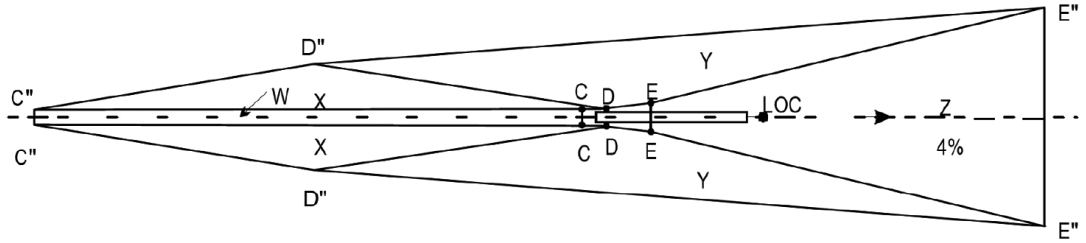
OAS 面方程式:

W l z = 0.0285x – 8.01
X l z = 0.027681x + 0.1825y – 16.72
Y l z = 0.023948x + 0.210054y – 21.51
Z l z = –0.025x – 22.50

C, D, E, C", D", E"点的坐标 (m)

	C	D	E	C"	D"	E"
x	281	-286	-900	10 807	5 438	-12 900
y	49	135	205	96	910	3 001
z	0	0	0	300	300	300

B. I 类/GP 角 3°/LOC-THR 3 000 m/复飞梯度 4 %。



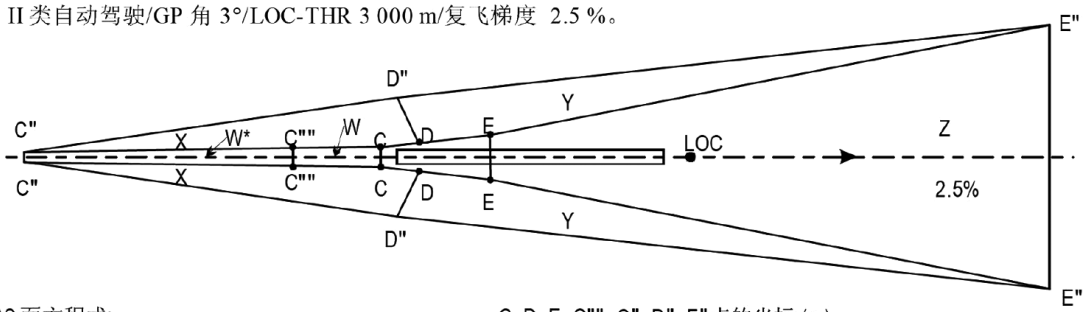
OAS 面方程式:

W l z = 0.0285x – 8.01
X l z = 0.027681x + 0.1825y – 16.72
Y l z = 0.020158x + 0.238021y – 26.37
Z l z = –0.04x – 36.00

C, D, E, C", D", E"点的坐标 (m)

	C	D	E	C"	D"	E"
x	281	-286	-900	10 807	5 438	-8 400
y	49	135	187	96	910	2 082
z	0	0	0	300	300	300

C. II 类自动驾驶/GP 角 3°/LOC-THR 3 000 m/复飞梯度 2.5 %。



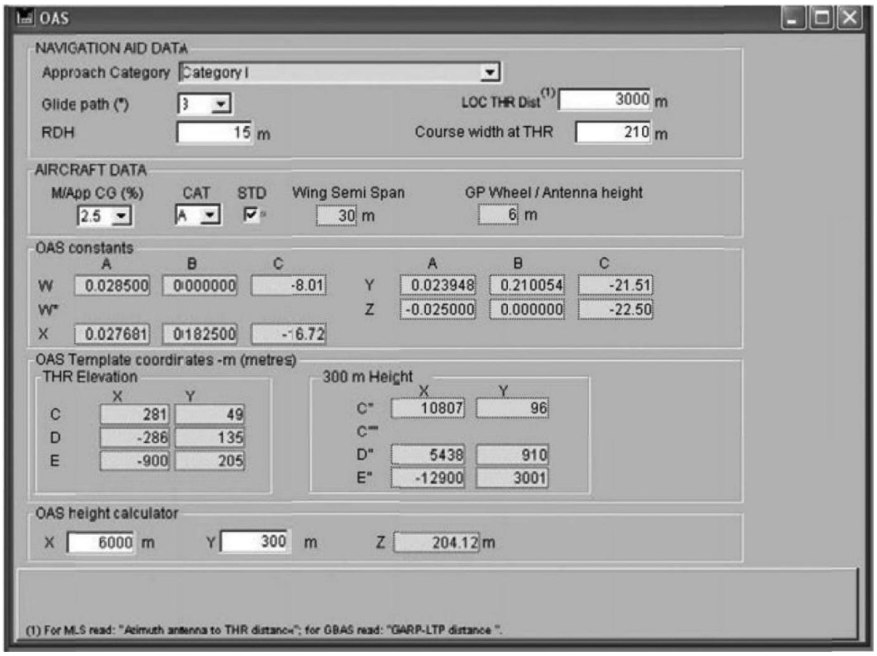
OAS 面方程式:

W l z = 0.0358x – 6.19
W* l z = 0.042x – 12.39
X l z = 0.041370x + 0.2752y – 25.32
Y l z = 0.031955x + 0.280291y – 28.70
Z l z = –0.025x –22.50

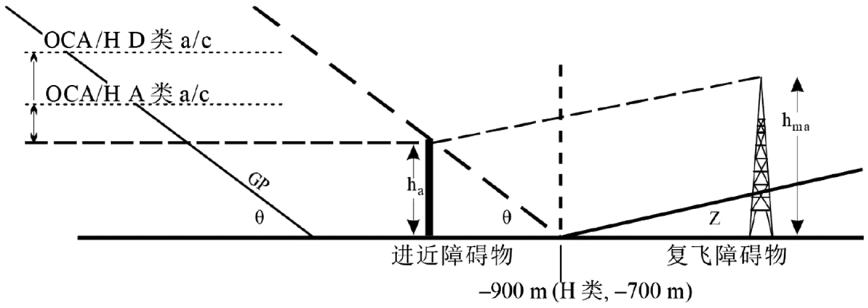
C, D, E, C"", C", D", E"点的坐标 (m)

	C	D	E	C""	C"	D"	E"
x	173	-286	-900	1 000	3 866	-13	-6 900
y	66	135	205	49	55	639	1 424
z	0	0	0	29.6	150	150	150

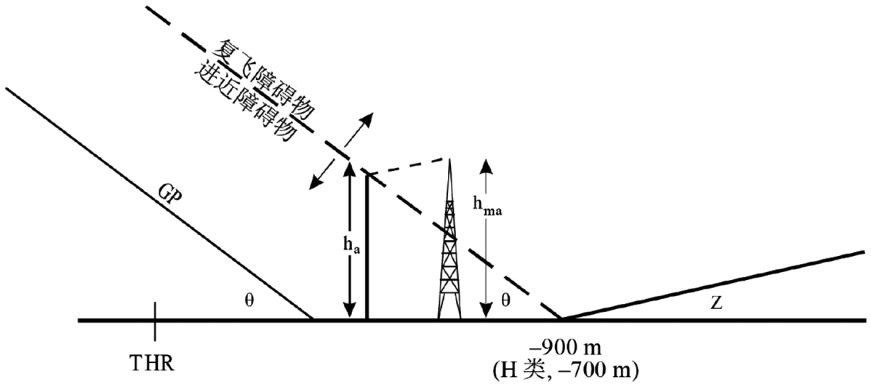
图 Ⅱ-1-1-13　标准尺寸航空器的典型 OAS 等高线



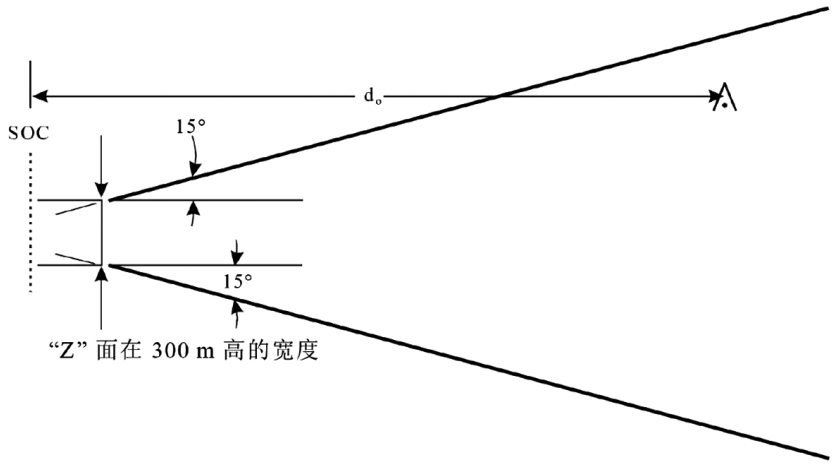
图Ⅱ-1-1-14　由 PANS-OPS OAS 软件生成的 OAS 输出数据



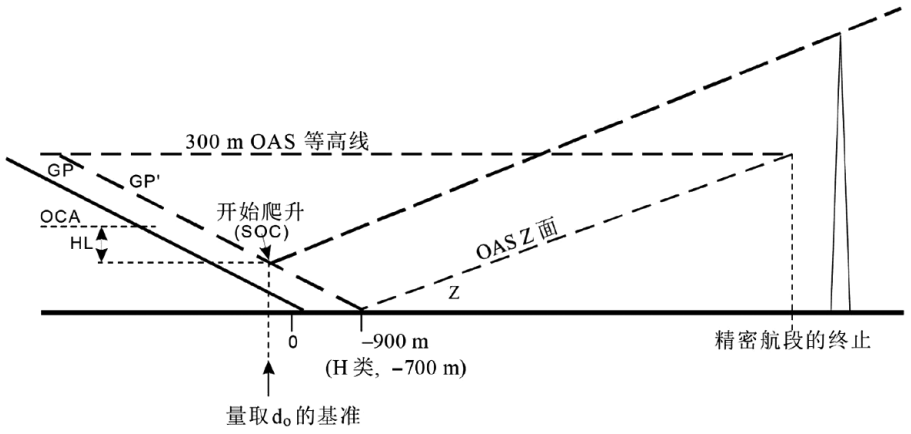
图Ⅱ-1-1-15　-900 m 后的复飞障碍物



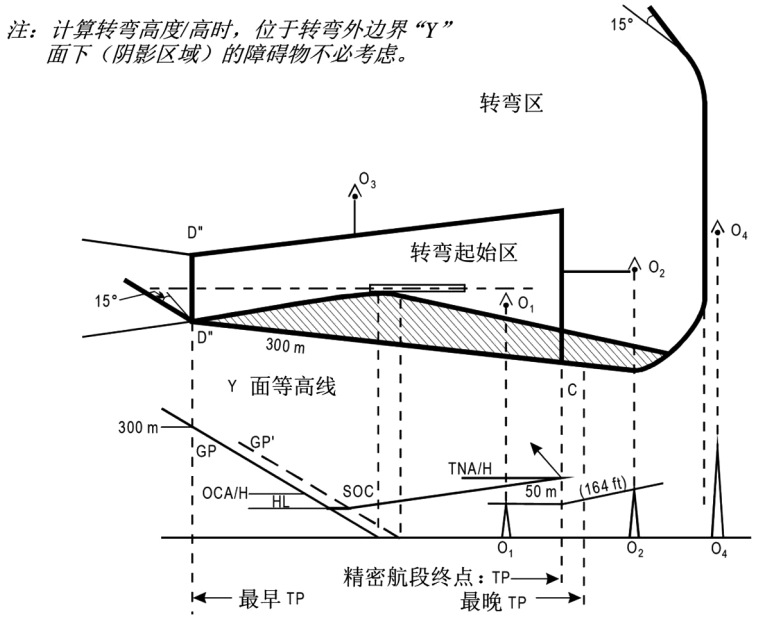
图Ⅱ-1-1-16　-900 m 前的复飞障碍物



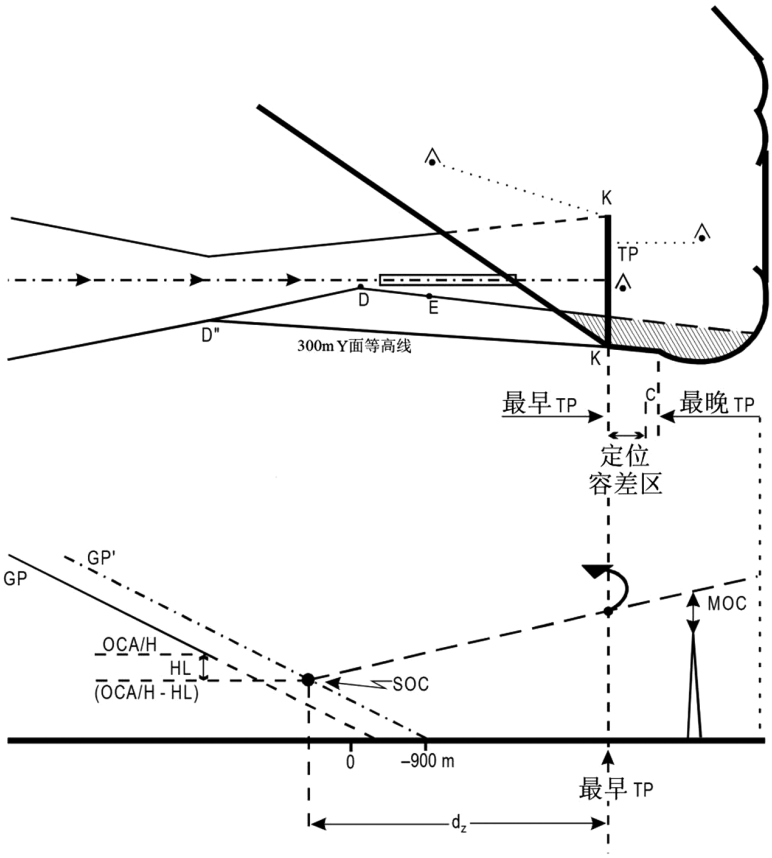
图Ⅱ-1-1-17　直线复飞的最后航段



图Ⅱ-1-1-18　直线复飞超障余度



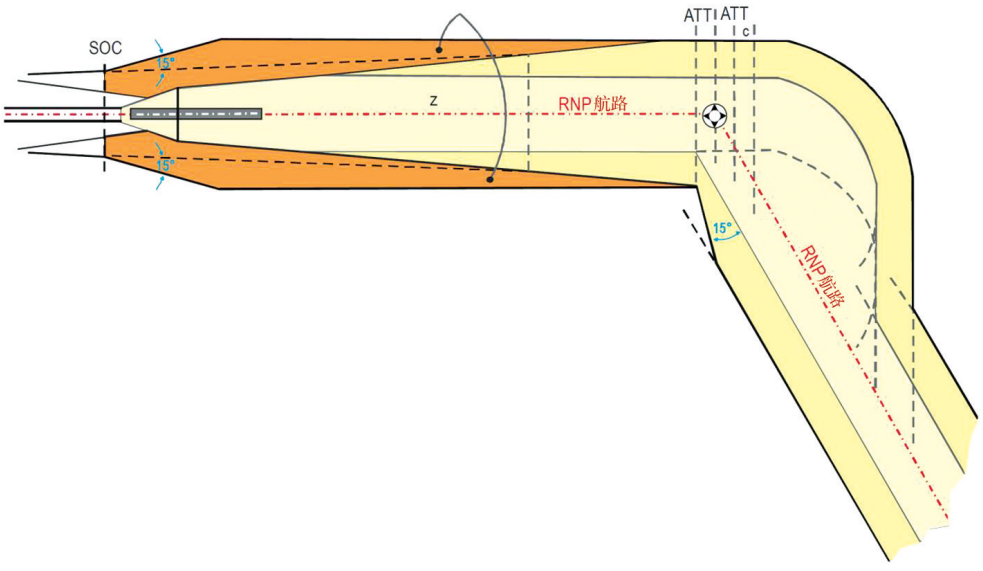
图Ⅱ-1-1-19　指定高度转弯复飞



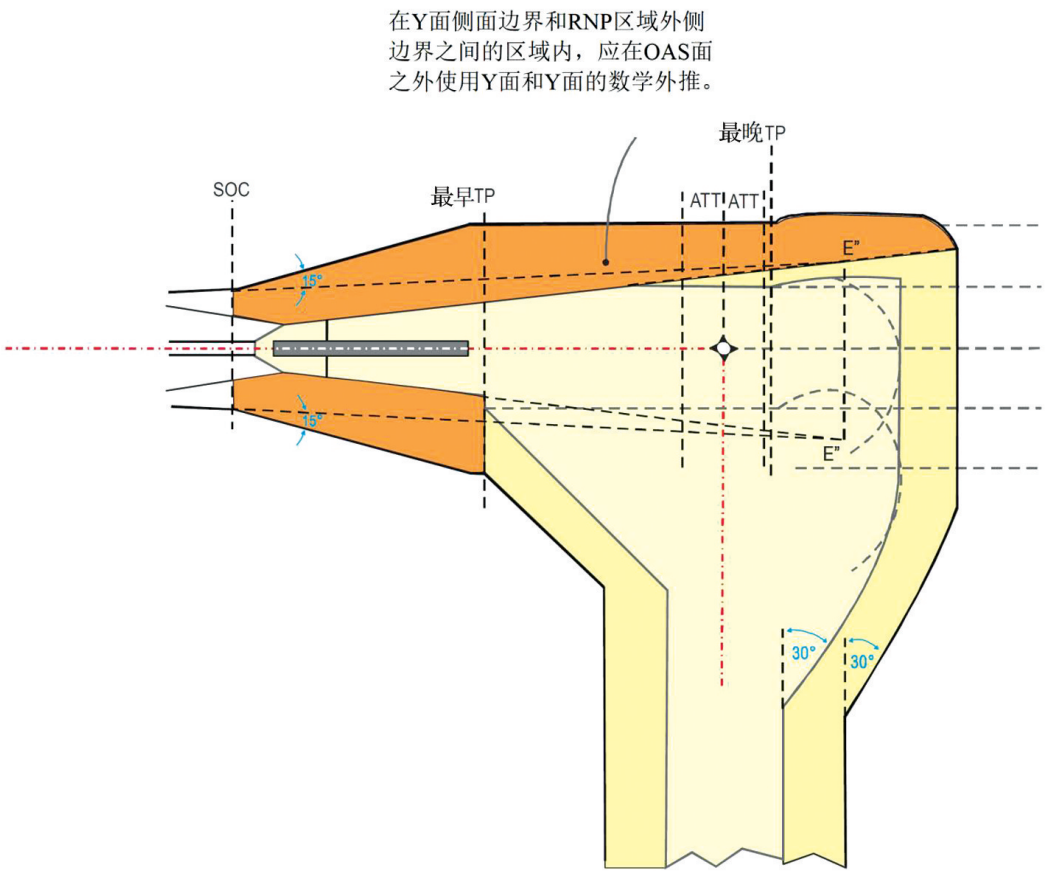
注 1: d_o = d_z + 从障碍物至 K-K 线的最短距离。
注 2: 位于“Y”面下（阴影区域）的障碍物不必考虑。

图Ⅱ–1–1–20　指定点转弯复飞（有 TP 定位点）

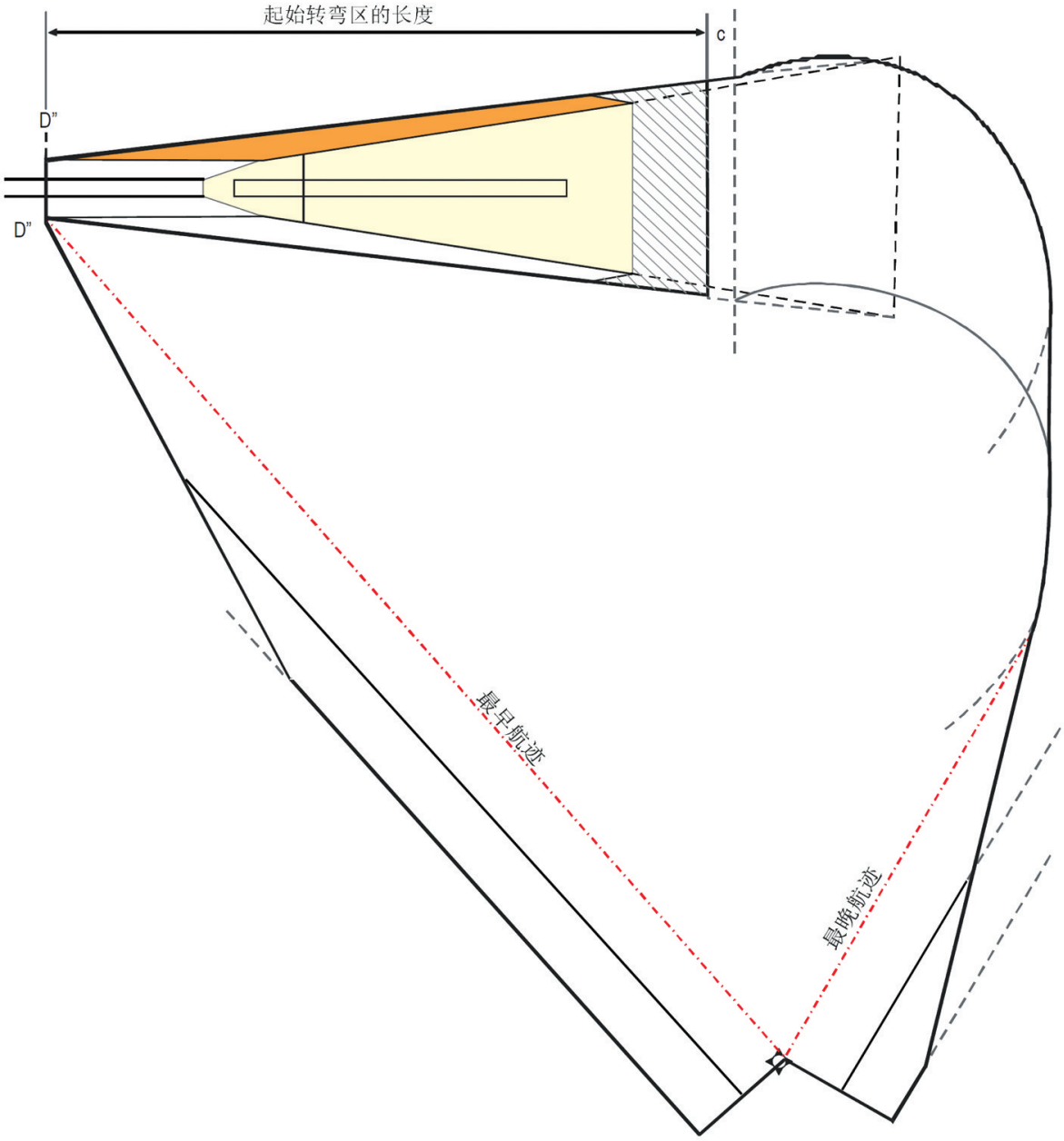
在Y面侧面边界和RNP区域外侧边界之间的区域内，应在OAS面之外使用Y面或Y面的数学外推。



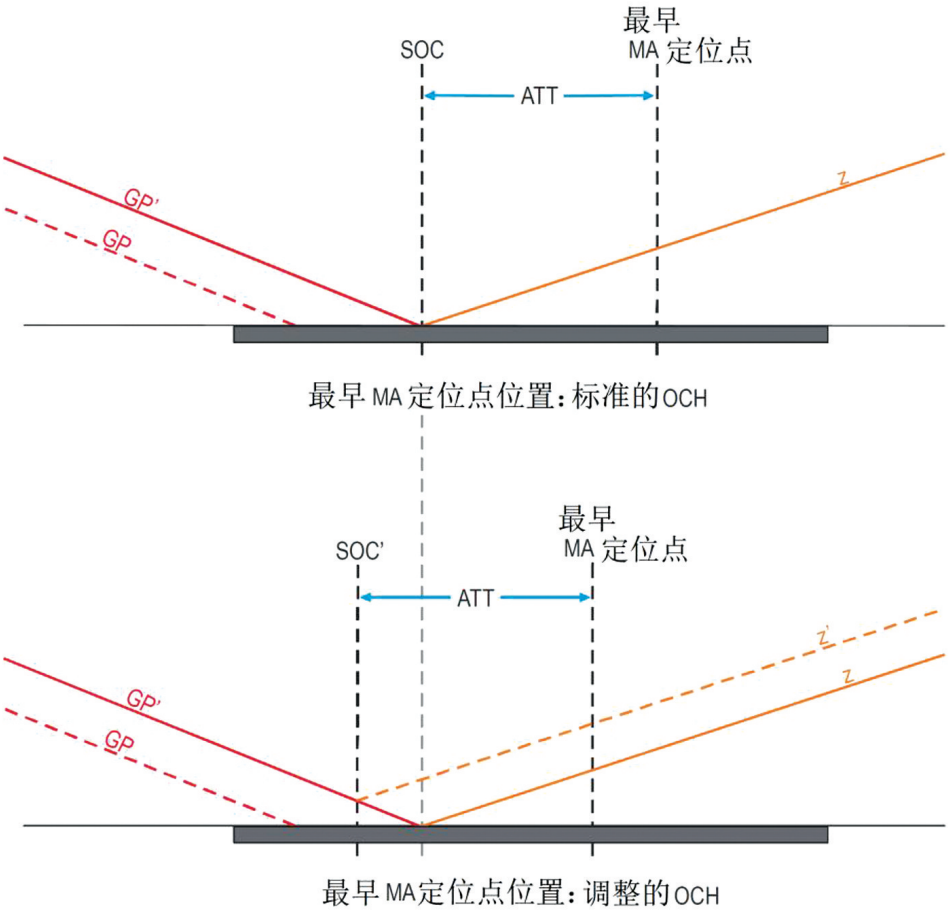
图Ⅱ–1–1–21　示例：过渡到 RNP 1，精密航段之后的飞越转弯



图Ⅱ-1-1-22　示例：过渡到 RNAV 1 或 RNP 1，精密航段结束之前的旁切转弯



图Ⅱ-1-1-23　示例：在一定高度转弯直飞 RNAV 1 或 RNP 1 定位点



图Ⅱ-1-1-24　示例：RNAV 或 RNP 复飞的最早定位点位置

1 附录A ILS：精密进近的转弯复飞

（见第1章1.5.3“转弯复飞”）

A.1 介绍

A.1.1 本附录包含一些如何调整精密进近转弯复飞高度或TP位置的指导材料，并给出一些在必须提高OCA/H时会用到的简单公式。

A.1.2 本附录还介绍在精密航段内处理在一定高度转弯的方法。这种方法可以减少因使用第1章1.5.3“转弯复飞”中较为一般技术而引起的超障代价。

A.2 转弯高度/TP位置的调整

A.2.1 指定高度转弯

A.2.1.1 假定为避开障碍物01而指定在一定高度转弯。

A.2.1.2 位于转弯区内正前方的障碍物（见图Ⅱ-1-1-附录A-1）。如果无法以足够的余度飞越转弯区内位于02处的障碍物，可以按以下几种方法来解决：

a）降低转弯高度，把02排除在转弯区外。这样，位于转弯起始区内的障碍物（如03）就可能会成为一个问题。这意味着不太可能尽量按需降低转弯高度（因为转弯高度不能低于障碍物03的标高+转弯使用的MOC）；

b）限制最后复飞速度。这样转弯半径就会减小，可能将02排除在转弯区外（当然，如果限制速度可行，公布的速度必须大于中间复飞速度）；

c）增加OCA/H。这样可以在不移动最晚TP的情况下抬高转弯高度。使用第3节描述的方法得到新的OCA/H。

A.2.1.3 转弯起始区的障碍物。如果转弯起始区的障碍物（如03）高于转弯高度减去转弯使用的余度，则必须提高转弯高度，方法可以是：

a）通过向远离SOC的方向移动最晚TP来提高转弯高度。使用这种方法的前提是01仍然位于转弯区外；

b）如这种方法不可行，可以限制最后进近速度，以减小转弯半径，而使 01 保持在转弯区外；和

c）增加 OCA/H 而不移动最晚 TP。这样可以在不移动最晚 TP 的情况下抬高转弯高度。使用第 3 段描述的方法得到新的 OCA/H。

A. 2. 1. 4 转弯区内正切直线复飞航迹的障碍物。如果无法以适当的余度飞越转弯区内的障碍物，如 04，使用 A. 2. 1. 3“转弯起始区的障碍物”中所述的 a）或 b）方法。

A. 2. 2 指定 TP 转弯

A. 2. 2. 1 位于转弯区内正前方的障碍物。如果无法以适当的余度飞越转弯区内正前方的障碍物（见图Ⅱ-1-1-附录 A-2 中的 02），可以按以下几种方法来解决：

a）将 TP 向 SOC 移动，以把 02 排除在转弯区外。该方案的难点在于可能因此很难在最早 TP（一般在标称航径的低点）获得用于转弯的垂直余度；

b）如果问题还得不到解决，可以限制最后复飞速度，以减小转弯半径将 02 排除在转弯区外；和

c）使用第 3 节给出的方法增加 OCA/H。

A. 2. 2. 2 正切直线复飞航迹的障碍物（在最早 TP 之前）。如果无法以适当的余度飞越如 04 这样的障碍物（见图Ⅱ-1-1-附录 A-2），可以按以下几种方法来解决：

a）将 TP 向远离 SOC 的方向移动。这样可以增加在障碍物上方获得的标称高度，甚至可能把 04 排除在转弯区外。当然，前提是始终将障碍物 01（见图Ⅱ-1-1-附录 A-2）保持在转弯区外；

b）如果问题还得不到解决，可以限制最后复飞速度；和

c）使用第 3 节给出的方法增加 OCA/H。

A. 3 OCA/H 的计算

A. 3. 1 利用障碍物数据（h_0，d_0）计算 OCA/H

转弯区内有障碍物时，可以利用如下公式得到该障碍物对应的 OCH：

$$OCH = \frac{(h_0 + MOC)\cot Z - d + 900}{\cot Z + \cot\theta} + HL \qquad (Ⅱ\text{-}1\text{-}1\ 附录\ A\text{-}1)$$

式中：h_0——障碍物超出入口的高（m）；

θ——下滑角；

MOC——转弯所用超障余度（m）；和

d——距离（入口至 TP）+d_0（m）。

对于指定高度转弯：

d_O——从障碍物至转弯起始区边界的最短距离；且

d——距离（入口至最早 TP）$+d_O$。

对于指定 TP 转弯：

d_O——从障碍物至最早 TP（K-K 线）的最短距离。

A.3.2 利用障碍物上方的需用高度计算 OCH

此方法适用于解决某个障碍物的超障问题，即航空器由之前计算得到的 OCH 开始，从 SOC 处爬升至障碍物上方所获得的标称高度还不能满足超障要求。如果用 dif（alt）表示高度差，则可用如下公式得到所需的 OCH 增量［dif（OCH）］：

$$\mathrm{dif(OCH)} = \frac{\mathrm{dif(alt)\ cotZ}}{\mathrm{cotZ + cot\theta}} \qquad (Ⅱ\text{-}1\text{-}1\ 附录\ A\text{-}2)$$

当转弯起始区内的障碍物高于（转弯高度-MOC）时，该方法也适用于指定高度转弯。然后用上式得到必要的 OCH 增量［见 A.2.1.3“转弯起始区内的障碍物”的 b）条］，其中：

$$\mathrm{dif(alt)} = 障碍物标高 + MOC - 此前的转弯高度 \qquad (Ⅱ\text{-}1\text{-}1\ 附录\ A\text{-}3)$$

A.4 在精密航段内进行指定高度转弯的转弯区缩减方法

A.4.1 转弯起始区

绘制一个由两部分组成的区域可以更精确地确定转弯起始区。第一部分是由 OAS 转弯高度等高线围成的区域，终止于转弯点，具体描述见第 1 章 1.5.3.2.1。第二部分由下列部分围成：

a）OAS 的 300 m 等高线，截止于与 D″点的连线；和

b）两条 D_{TL}线。D_{TL}线定义如下：

$$D_T = (HL - RDH)\cot\theta + 900，\text{SI 单位} \qquad (Ⅱ\text{-}1\text{-}1\ 附录\ A\text{-}4)$$

式中：D_T——从 GP 上的复飞点至对应的 GP′上 SOC 的距离（m）。

D_T从每个 D″点开始，向 E″的方向分别量取至 Y 点和 V 点的距离。D_{TL}线过 Y 点和 V 点，在 300 m OAS 等高线与 OAS 转弯高度等高线之间，做 DD″线的平行线而得到。这两部分结构所围成的区域就是转弯起始区（见图Ⅱ-1-1-附录 A-3）。

A.4.2 转弯区

转弯区外侧边界的构建从上述转弯起始区开始，见第Ⅰ部分第 2 篇第 3 章“转弯保护区设计”中的原则和方法适用于 D″、V、W 和 X 点。但是如果外侧边界（B 线，见图Ⅱ-1-1-附录 A-4）变得与 D_{TL}平行并有较大的转弯角度时，还必须考虑一个从 Y 点开始的转弯螺旋线。

A.4.3 转弯小于 75°的超障余度

A. 4. 3. 1 转弯小于 75°的转弯区。为使用超障余度，转弯区分为 4 个区。第一区包含在转弯点处直线截取的 OAS 转弯高度等高线以内。其他区是由转弯区边界、图Ⅱ-1-1-附录 A-5 中的线 1 和线 2 所确定，线 1 和线 2 与早转弯边界平行，分别从 OAS 转弯高度等高线上最不利的点和转弯点处的直线开始。保护区用 1~4 编号，见图Ⅱ-1-1-附录 A-5。

A. 4. 3. 2 1 区。在 1 区内，障碍物标高/高必须小于：

转弯高度/高-MOC

MOC = 50 m（164 ft），转弯大于 15°；

MOC = 30 m（98 ft），转弯等于或小于 15°。

A. 4. 3. 3 2 区。在第 2 区内，障碍物标高/高必须小于：

转弯高度/高+$d_O$tanZ-MOC

其中：d_O——从障碍物至转弯点处直线的最短距离（见图Ⅱ-1-1-附录 A-6）；

Z——复飞面的角度；

MOC——50 m（164 ft），转弯大于 15°；和 30 m（98 ft），转弯等于或小于 15°。

A. 4. 3. 4 3 区。在第 3 区内，障碍物标高/高必须小于：

转弯高度/高+$d_O$tanZ-MOC

其中：d_O——从障碍物至 OAS 转弯高度等高线的距离，沿平行于早转弯边界量取（见图Ⅱ-1-1-附录 A-6）；

Z——复飞面的角度；

MOC——50 m（164 ft），转弯大于 15°；和 30 m（98 ft），转弯等于或小于 15°。

A. 4. 3. 5 4 区。在第 4 区内，障碍物标高/高必须小于：

$A_W X_M + C_W + d_O \tan Z - MOC$

其中：A_W——OAS W 面的 A 系数；

X_M——OAS M 点的 X 坐标；

Cw——OAS W 面的 C 系数；

d_O——从障碍物至 OAS W 面的距离，沿平行于早转弯边界量取（见图Ⅱ-1-1-附录 A-6）；

Z——复飞面的角度；

MOC——50 m（164 ft），转弯大于 15°；和 30 m（98 ft），转弯等于或小于 15°。

A. 4. 3. 6 不考虑的障碍物。位于图Ⅱ-1-1-附录 A-6 阴影区内的障碍物可以不视为复飞障碍物，因为精密航段已考虑这些障碍物对复飞的重要性，并且复飞转弯会使航空器远离它们。这个区的内侧边界是转弯点处直线的延伸线、OAS 转弯高度等高线以及 OAS 的 W 面。

A. 4. 4 转弯大于 75°的超障余度

A.4.4.1 转弯大于75°的转弯区。为使用超障余度，转弯区分为两个区。第一区是OAS转弯高度等高线以内的保护区，终止于转弯点处的直线，见上述A.4.3.1“转弯小于75°的转弯区”，在这个区内，障碍物标高/高应该小于：

转弯高度/高-50 m

在其余保护区内，障碍物标高/高必须小于：

转弯高度/高+$d_0\gamma$-50 m

其中：d_0——从障碍物至转弯高度等高线或转弯点处直线的最短距离（见图Ⅱ-1-1-附录A-7）；

γ——复飞面上升梯度或OAS W面的A系数，取较小值。

A.4.4.2 不考虑的障碍物。低于Y面外侧的障碍物，范围是：

a）300 m等高线；

b）OAS转弯高度等高线；

c）延伸的转弯点处直线；和

d）DD″线。

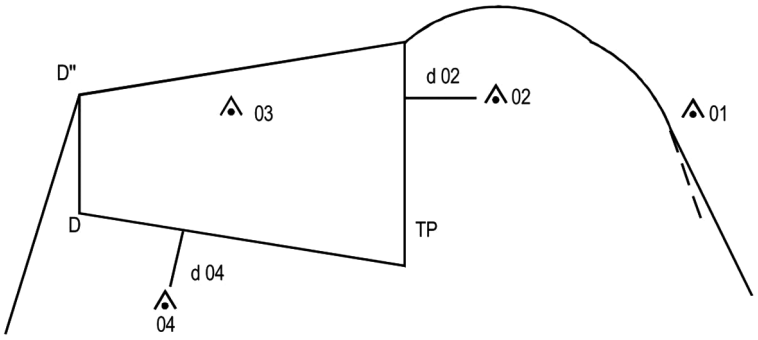
不必视为复飞障碍物（见图Ⅱ-1-1-附录A-7中的阴影部分）。

A.4.5 OCH大于140 m

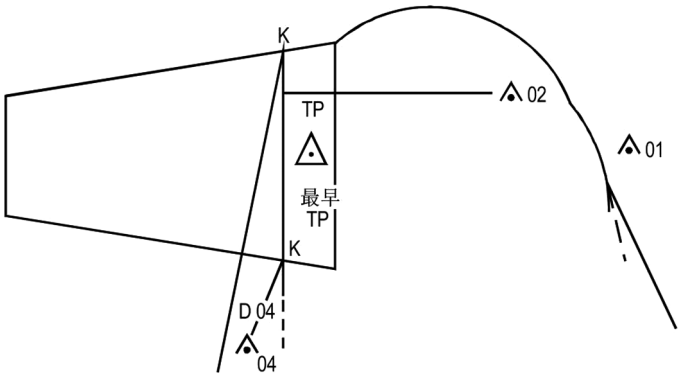
如果OCH大于约140 m，就不可能按照A.4.3.1“转弯小于75°的转弯区”和A.4.4.1“转弯大于75°的转弯区”作图，因此，图Ⅱ-1-1-附录A-6和图Ⅱ-1-1-附录A-7分别按照图Ⅱ-1-1-附录A-8和图Ⅱ-1-1-附录A-9进行修订。

A.5 公布

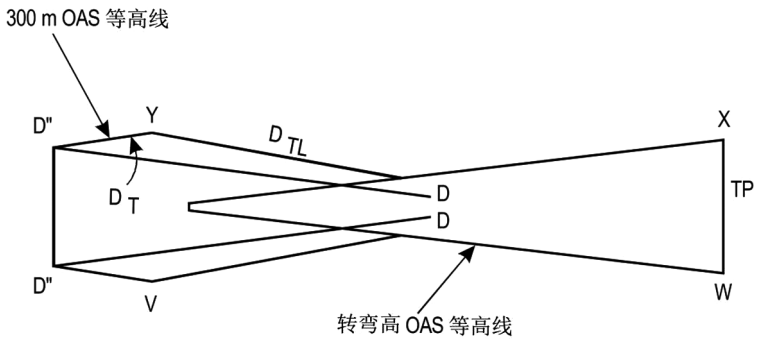
对于在一个指定高度转弯，如果限制最后进近速度以减小转弯半径而将某个障碍物排除在外，则公布的速度必须大于中间复飞速度。



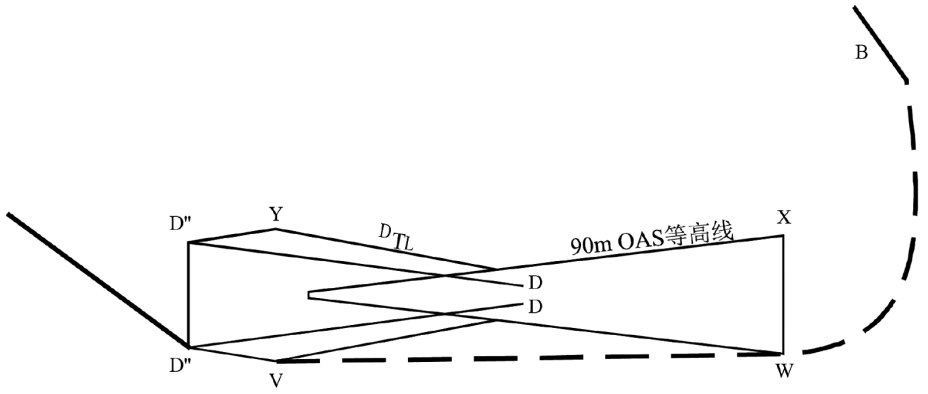
图Ⅱ-1-1-附录 A-1　在一定高度转弯



图Ⅱ-1-1-附录 A-2　在指定转弯点转弯

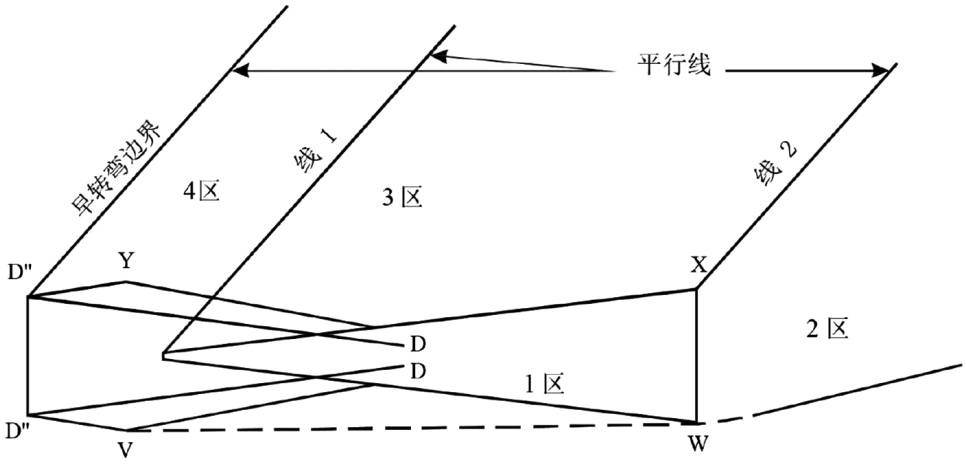


图Ⅱ-1-1-附录 A-3　转弯起始区（转弯高 90 m）

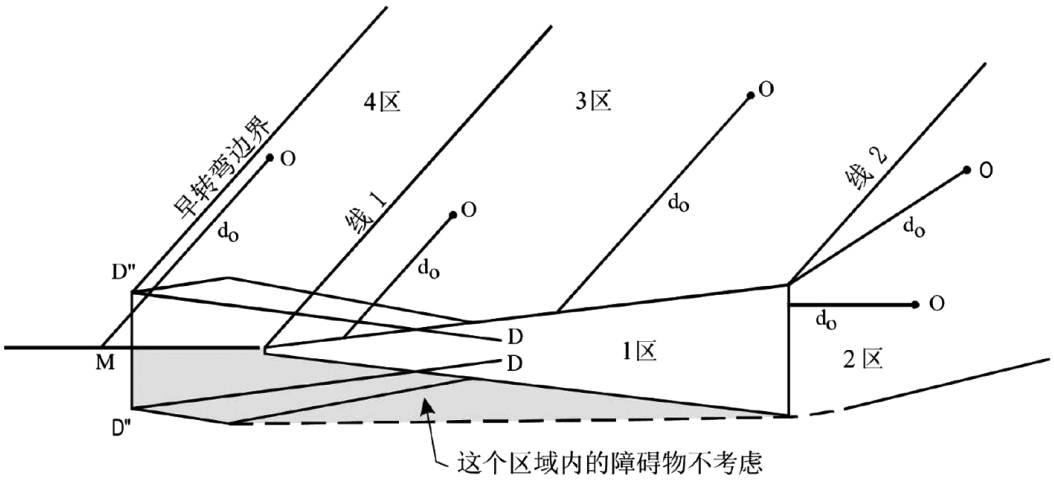


注：如果转弯高（TNH）超过140 m，见第4.5节和图Ⅱ-1-1-附录A-8。

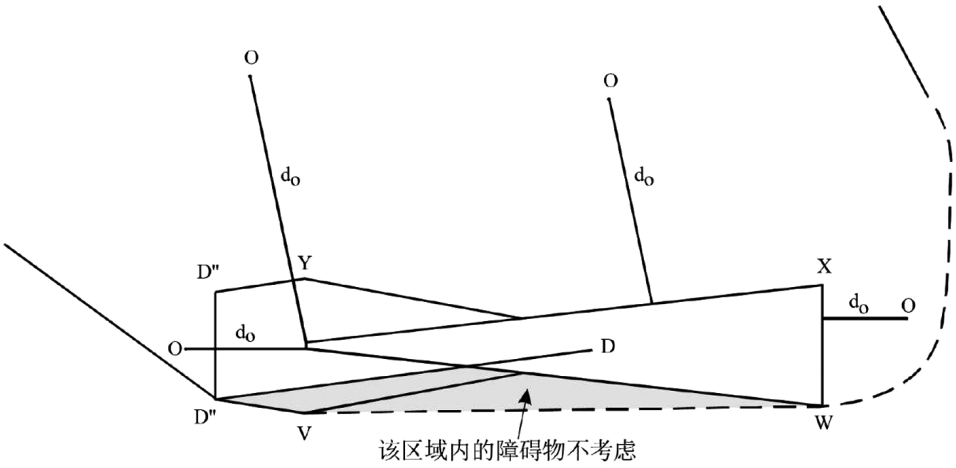
图Ⅱ-1-1-附录A-4　转弯区（TNH=90 m）



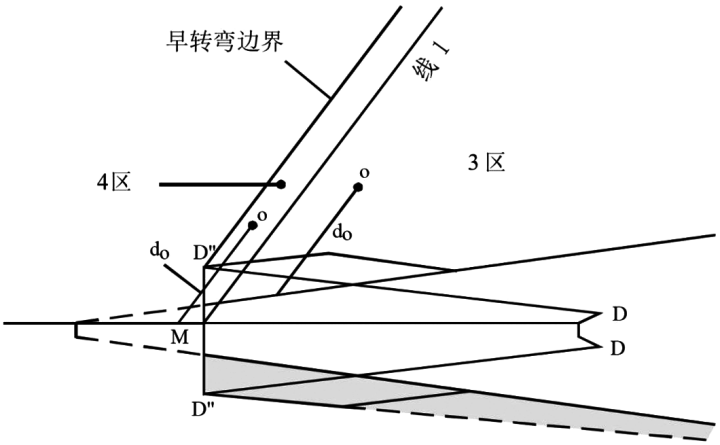
图Ⅱ-1-1-附录A-5　使用超障余度的保护区（TNH=90 m）



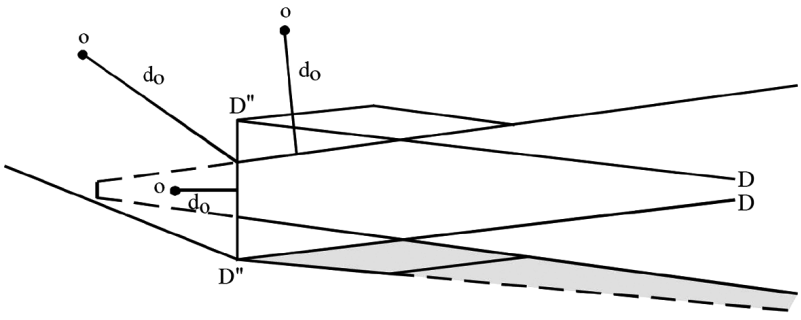
图Ⅱ-1-1-附录A-6　障碍物距离的测量（转弯小于75°）



图Ⅱ-1-1-附录 A-7　障碍物距离的测量（转弯大于 75°）



图Ⅱ-1-1-附录 A-8　TNH 超过 140 m 附近的情况（转弯小于 75°）



图Ⅱ-1-1-附录 A-9　TNH 超过 140 m 附近的情况（转弯大于 75°）

1 附录B ILS或MLS：陡下滑角进近

B.1 总则

在进近程序设计中只有出于超障目的才应该采用3.5°以上的下滑角，而且不应该将其作为消减程序的手段。这类程序为非标准程序，需要得到特别的批准。

B.2 程序设计

B.2.1 超障准则

应该根据具体的下滑角度调整如下超障准则：

a）OAS W面；

b）OAS Z面的起点；

c）高度损失/高度表余度（见第3段）。

B.2.2 OAS系数的确定

W面：系数A_W由以下公式确定：

$$A_W = 0.0239 + 0.0092(\theta - 2.5) \qquad (Ⅱ-1-1-附录B-1)$$

式中：θ——下滑角（°）。

系数$C_W = -6.45$；

X和Y面：在航向台/入口距离适当的情况下，3.5°下滑角所对应的X面和Y面的系数可用于所有大于3.5°的下滑角。

Z面：Z面的系数C_Z，由以下公式确定：

$$C_Z = -A_Z X_{ZO} \qquad (Ⅱ-1-1-附录B-2)$$

式中：A_Z——所选复飞梯度的系数A；

X_{ZO}——Z面起点的新坐标：

$$X_{ZO} = -900 - 50(\theta - 3.5°)/0.1°$$

B.2.3 当量进近障碍物高的确定

公式：

$$h_a = \frac{[h_{ma}\cot Z + (x - X_{ZO})]}{\cot Z + \cot\theta} \qquad (Ⅱ-1-1-附录\ B-3)$$

式中：h_a——当量进近障碍物高；

h_{ma}——复飞障碍物高；

θ——下滑角；

Z——复飞面角度；

X_{ZO}——Z 面起点的新坐标；

x——障碍物至入口距离（入口以内为负）。

注：使用 1.5 节和第 3 章 3.5“复飞航段”中的图文准则时，使用新计算的“Z”面起点坐标（X_{ZO}）代替数值−900 m。

B. 2. 4 障碍物的重新测量

当 OAS 面结构改变时，可能要求重新测量障碍物。

B. 2. 5 公布

在仪表进近图中应该特别注明要求使用该程序的航空器和机组所应该具备的资质（见附件 4 的 11. 10. 8. 6）。

B. 3 高度损失余度和其他考虑

B. 3. 1 大于 3. 5°或小于 3. 5°的下滑角所使用的高度损失余度

高度损失余度由 1. 4. 8. 8. 3. 1 和第 3 章 3. 4. 8. 8. 3. 1 中的公式外推得到，统称为“高度损失（HL）/高度表余度”。然而，当下滑角大于 3. 5°，或虽然小于 3. 5°但标称下降率（各类航空器的 V_{at}×sin 下滑角）超过 5 m/s（1 000 ft/min）时，这种外推可能无效，除非试飞验证已校验下列因素的效果：

a）最小阻力构型；

b）风切变影响；

c）管制法规；

d）操作特性；

e）最小防冰功率；

f）GPWS 修正；

g）飞行指引仪/自动驾驶仪的使用；

h）发动机增速时间；和

i）用于操纵航空器的 V_{at}增量。

B. 3. 2 高度损失余度的其他运行考虑

另外，高度损失余度可能不够充分除非对飞机构型，发动机失效，最大顺风—最小逆风限制，GPWS，最低天气标准，目视设施和机组资质等已做了运行上的考虑。

1 附录 C 确定 ILS 下滑道下降面/MLS 仰角的高和距离

C.1 ILS/MLS 下滑道的高（H）和距入口的水平距离（D）用直角三角形计算如下：

SI 单位：

$$H = h + 1000D\tan\theta \text{ 和 } D = 0.001(H - h)\cot\theta \qquad (\text{Ⅱ-1-1-附录 C-1})$$

式中：H——高（m）；

h——ILS 基准高（m）；

D——距入口的距离（km）；

θ——下滑角（°）。

非 SI 单位：

$$H = h + 6076D\tan\theta \text{ 和 } D = 0.0001646(H - h)\cot\theta \qquad (\text{Ⅱ-1-1-附录 C-2})$$

式中：H——高（ft）；

h——ILS 基准高（ft）；

D——距入口的距离（NM）；

θ——下滑角（°）。

C.2 为检查以这种方式确定的高和至入口距离是否满足附件 10 和 PANS-OPS 的要求，应该考虑地球表面弯曲的影响。在实施这种检查时，可以使用表Ⅱ-1-1-附录 C-1 和表Ⅱ-1-1-附录 C-2。距离、高和下滑角的中间数值可以使用线性内插法得到。

对于 ILS 基准高（h）不等于 15 m（49 ft）时：

a）从表Ⅱ-1-1-附录 C-1 中查得的数值应该加上 ΔH 以进行修正。其中：

SI 单位：ΔH=h-15［表Ⅱ-1-1-附录 C-1 a）］

非 SI 单位：ΔH=h-49［表Ⅱ-1-1-附录 C-1 b）］

b）从表Ⅱ-1-1-附录 C-2 中查得的数值应该加 ΔD 以进行修正。其中：

SI 单位：ΔD=0.00092（15-h）cotθ［表Ⅱ-1-1-附录 C-2 a）］

非 SI 单位：ΔD=0.0001514（49-h）cotθ［表Ⅱ-1-1-附录 C-2 b）］

对于大于表Ⅱ-1-1-附录 C-1 和表Ⅱ-1-1-附录 C-2 中所示最大数值的中等距离、高度和下滑角，可以采用下述公式：

SI 单位：$H = h + 1000D\tan\theta + 0.0785\ D^2$

非 SI 单位：$H = h + 6076D\tan\theta + 0.8833\ D^2$

C.3 高度按最接近的 5 m（10 ft）向上取整，距离按最接近的 1/10 km（NM）向上取整。

注1：在入口距离小于8 km（4 NM）时，当高按最近的5 m（10 ft）向上取整，按照第2段进行检查的结果与按照传统的几何直角三角形进行计算的结果并没有明显差异。距离按最接近的1/10 km（NM）向上取整的做法对于场高低于500 m或2 100 ft也适用。

注2：在外指点标或其他定位点确定下滑道的高时，使用的高值不取整。

表Ⅱ-1-1-附录 C-1 a）考虑地球曲率的定位点相对于跑道入口高（基准高 15 m）——国际标准单位

下滑角	定位点距入口的距离（km）																			
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20
2.5°	59	103	147	191	235	280	324	369	414	459	505	550	596	642	688	734	780	826	873	920
2.6°	60	106	152	198	244	290	337	383	430	477	524	571	618	666	714	762	810	858	906	955
2.7°	62	110	157	205	253	301	349	397	446	494	543	592	641	691	740	790	839	889	939	990
2.8°	64	113	162	212	262	311	361	411	462	512	562	613	664	715	766	818	869	921	972	1024
2.9°	66	117	168	219	270	322	373	425	477	529	582	634	687	740	792	846	899	952	1006	1060
3.0°	67	120	173	226	279	332	386	439	493	547	601	655	710	764	819	874	929	984	1039	1094
3.1°	69	124	178	233	288	343	398	453	509	564	620	676	732	788	845	902	958	1015	1072	1130
3.2°	71	127	183	240	296	353	410	467	524	582	639	697	755	813	871	930	988	1047	1106	1164
3.3°	73	131	189	247	305	364	422	481	540	599	659	718	778	838	898	958	1018	1078	1139	1200
3.4°	74	134	194	254	315	374	435	495	556	617	678	739	801	862	924	986	1048	1110	1172	1235
3.5°	76	138	199	261	323	385	447	509	572	634	697	760	823	887	950	1014	1077	1141	1205	1270

下滑角	定位点距入口的距离（km）																			
	21	22	23	24	25	26	27	28	29	30	31	32	33	34	35	36	37	38	39	40
2.5°	966	1014	1061	1108	1156	1203	1251	1299	1347	1395	1444	1492	1541	1590	1639	1688	1738	1787	1837	1887
2.6°	1003	1052	1101	1150	1199	1249	1298	1348	1398	1448	1498	1548	1599	1650	1700	1751	1803	1854	1905	1957
2.7°	1040	1090	1141	1192	1243	1294	1346	1397	1449	1500	1552	1604	1657	1709	1762	1814	1867	1920	1974	2027
2.8°	1077	1129	1181	1234	1287	1340	1393	1446	1499	1553	1606	1660	1714	1769	1823	1877	1932	1987	2042	2097
2.9°	1113	1167	1222	1276	1330	1385	1440	1495	1550	1605	1661	1716	1772	1828	1884	1940	1997	2053	2110	2167
3.0°	1150	1206	1262	1318	1374	1431	1487	1544	1601	1657	1715	1772	1830	1888	1945	2003	2062	2120	2178	2237
3.1°	1187	1244	1302	1360	1418	1476	1534	1593	1652	1710	1769	1828	1888	1947	2007	2066	2126	2186	2246	2307
3.2°	1224	1283	1342	1402	1462	1522	1582	1642	1702	1763	1824	1884	1945	2007	2068	2129	2191	2253	2315	2377
3.3°	1260	1322	1383	1444	1506	1567	1629	1691	1753	1815	1878	1940	2003	2066	2129	2192	2256	2319	2383	2447
3.4°	1297	1360	1423	1486	1549	1613	1676	1740	1804	1868	1932	1996	2061	2126	2190	2256	2321	2386	2451	2517
3.5°	1334	1398	1463	1528	1593	1658	1724	1789	1854	1920	1986	2052	2119	2185	2252	2318	2385	2452	2520	2587

表Ⅱ-1-1-附录 C-1 b）考虑地球曲率的定位点相对于跑道入口高（基准高 49 ft）——非国际标准单位

下滑角	定位点距入口的距离（NM）																			
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20
2.5°	315	583	853	1124	1398	1672	1949	2228	2508	2790	3074	3360	3647	3936	4227	4520	4814	5110	5408	5708
2.6°	326	604	885	1167	1451	1736	2024	2313	2604	2896	3191	3487	3785	4085	4386	4690	4994	5302	5610	5920
2.7°	336	626	916	1209	1504	1800	2098	2398	2699	3003	3308	3615	3923	4234	4546	4860	5175	5493	5812	6133
2.8°	347	647	948	1252	1557	1864	2172	2483	2795	3109	3425	3742	4061	4382	4705	5030	5356	5684	6014	6346
2.9°	357	668	980	1294	1610	1928	2247	2568	2891	3215	3542	3870	4200	4531	4865	5200	5537	5876	6216	6558
3.0°	368	689	1012	1336	1663	1991	2321	2653	2986	3322	3659	3997	4338	4680	5024	5370	5718	6067	6418	6771
3.1°	379	711	1044	1379	1716	2055	2396	2738	3082	3428	3776	4125	4476	4829	5183	5540	5898	6258	6620	6984
3.2°	390	732	1076	1422	1770	2119	2470	2823	3178	3534	3892	4253	4614	4978	5343	5710	6079	6450	6822	7196
3.3°	400	753	1108	1464	1823	2183	2545	2908	3274	3640	4010	4380	4753	5127	5502	5880	6260	6641	7024	7409
3.4°	411	774	1140	1507	1876	2247	2619	2993	3369	3747	4127	4508	4891	5276	5662	6051	6441	6833	7226	7622
3.5°	422	796	1172	1550	1929	2310	2694	3078	3465	3854	4244	4636	5029	5425	5822	6221	6622	7024	7428	7835

表 Ⅱ-1-1-附录 C-2 a）考虑地球曲率的最后进近点/下降定位点的入口前距离（基准高 15 m）——国际标准单位

下滑角	最后进近点/下降定位点在入口之上的高度（m）														
	100	200	300	400	500	600	700	800	900	1000	1100	1200	1300	1400	1500
2.5°	1941	4207	6455	8686	10899	13096	15276	17440	19588	21721	23839	25942	28031	30105	32166
2.6°	1866	4047	6212	8361	10494	12613	14717	16806	18881	20942	22990	25024	27045	29053	31049
2.7°	1798	3899	5986	8059	10118	12164	14196	16215	18221	20215	22197	24166	26124	28069	30004
2.8°	1734	3761	5776	7778	9768	11745	13710	15663	17605	19536	21455	23363	25260	27147	29023
2.9°	1674	3633	5580	7516	9440	11353	13255	15147	17028	18899	20759	22610	24450	26281	28102
3.0°	1619	3513	5397	7270	9133	10986	12829	14663	16487	18301	20106	21901	23689	25467	27236
3.1°	1566	3400	5225	7040	8846	10642	12430	14208	15978	17739	19492	21236	22972	24700	26419
3.2°	1518	3295	5064	6824	8575	10318	12053	13780	15499	17209	18912	20608	22295	23976	25648
3.3°	1472	3196	4912	6620	8321	10013	11699	13376	15047	16710	18366	20015	21657	23292	24920
3.4°	1429	3102	4769	6428	8081	9726	11344	12995	14620	16238	17849	19454	21052	22644	24230
3.5°	1388	3014	4634	6247	7854	9454	11048	12635	14216	15791	17360	18923	20480	22031	23576

下滑角	最后进近点/下降定位点在入口之上的高度（m）														
	1600	1700	1800	1900	2000	2100	2200	2300	2400	2500	2600	2700	2800	2900	3000
2.5°	34212	36246	38267	40274	42270	44252	46223	48182	50129	52064	53989	55902	57804	59696	61577
2.6°	33032	35003	36963	38910	40846	42771	44685	46588	48480	50361	52232	54093	55944	57785	59616
2.7°	31927	33839	35740	37630	39510	41380	43239	45088	46928	48758	50578	52389	54191	55983	57767
2.8°	30889	32745	34591	36427	38254	40071	41878	43677	45466	47247	49018	50781	52536	54282	56020
2.9°	29914	31717	33510	35295	37071	38838	40596	42346	44087	45821	47546	49263	48092	52674	54368
3.0°	28996	30749	32492	34228	35955	37674	39386	41089	42785	44473	46154	47827	49493	51152	52803
3.1°	28131	29835	31531	33220	34901	36575	38241	39901	41553	43198	44836	46467	40092	49710	51321
3.2°	27314	28972	30623	32268	33904	35535	37159	38776	40386	41990	43581	45178	46763	48341	49914
3.3°	26541	28156	29764	31366	32961	34550	36133	37709	39280	40844	42402	43955	45501	47042	48577
3.4°	25809	27383	28950	30511	32066	33616	35159	36697	38229	39756	41277	42792	44302	45807	47306
3.5°	25116	26649	28177	29700	31217	32728	34235	35736	37231	38722	40 207	41687	43162	44632	46097

表Ⅱ-1-1-附录C-2 b）考虑地球曲率的最后进近点/下降定位点的入口前距离（基准高49 ft）——非国际标准单位

下滑角	最后进近点/下降定位点在入口之上的高度（ft）														
	300	600	900	1200	1500	1800	2100	2400	2700	3000	3300	3600	3900	4200	4500
2.5°	943	2063	3175	4278	5374	6462	7543	8616	9682	10741	11793	12838	13877	14909	15934
2.6°	907	1985	3055	4118	5174	6223	7265	8301	9330	10353	11370	12380	13385	14384	15376
2.7°	874	1912	2944	3969	4988	6000	7007	8008	9003	9992	10976	11953	12926	13893	14855
2.8°	843	1844	2840	3830	4814	5793	6766	7734	8697	9654	10606	11554	12496	13433	14366
2.9°	814	1781	2743	3700	4652	5599	6541	7478	8410	9338	10261	11179	12093	13002	13907
3.0°	786	1722	2653	3579	4501	5418	6330	7238	8142	9041	9936	10827	11714	12597	13475
3.1°	761	1667	2569	3466	4359	5248	6132	7063	7890	8762	9631	10496	11358	12215	13069
3.2°	738	1615	2489	3359	4225	5088	5946	6801	7652	8500	9344	10184	11022	11855	12685
3.3°	715	1567	2414	3259	4100	4937	5771	6601	7428	8252	9073	9890	11704	11515	12323
3.4°	694	1521	2344	3164	3981	4795	5605	6413	7217	8018	8818	9612	10404	11194	11980
3.5°	674	1477	2278	3075	3869	4660	5449	6234	7017	7797	8574	9349	10120	10889	11655

下滑角	最后进近点/下降定位点在入口之上的高度（ft）														
	4800	5100	5400	5700	6000	6300	6600	6900	7200	7500	7800	8100	8400	8700	9000
2.5°	16954	17967	18974	19975	20970	21960	22994	23922	24895	25862	26824	27781	28733	29680	30622
2.6°	16364	17345	18321	19292	20257	21217	22172	23121	24066	25006	25941	26871	27796	28717	29633
2.7°	15812	16764	17710	18651	19588	20520	21447	22369	23287	24200	25109	26014	26914	27810	28702
2.8°	15294	16217	17136	18050	18959	19864	20765	21662	22554	23442	24326	25206	26082	26454	27823
2.9°	14808	15704	16596	17484	18368	19247	20123	20995	21863	22727	23588	24444	25297	26147	26992
3.0°	14350	15221	16088	16951	17810	18666	19518	20366	21211	22052	22890	23724	24555	25383	26207
3.1°	13919	14766	15609	16448	17284	18117	18946	19772	20595	21414	22230	23043	23853	24660	25463
3.2°	13512	14336	15156	15973	16787	17598	18405	19210	20011	20810	21605	22398	23187	23974	24758
3.3°	13128	13930	14728	15524	16317	17106	17893	18677	19458	20237	21013	21786	22556	23324	24089
3.4°	12764	13545	14323	15098	15871	16641	17408	18172	18934	19694	20450	21205	21957	22706	23453
3.5°	12419	13180	13938	14694	15448	16198	16947	17693	18436	19177	19916	20652	21386	22118	22848

1 附录 D 近距平行跑道独立平行进近

D.1 引言

D.1.1 当跑道间距不小于 1 035 m 时，允许在近距平行跑道实施独立平行进近。为保证这种运行的安全，必须进行障碍物评估以保护为避开可能偏航的航空器而采取的突发横向避撞机动飞行。这就需要为最后进近航段邻近区域内的障碍物提供超障余度。

D.1.2 下面的方法为评估这些障碍物提供了范例。它源于某个国家所使用的现有程序。本节还包括在制定评估基础时所作的考虑。

D.1.3 在第 1 章“仪表着陆系统（ILS）”和第 3 章“MLS”中描述的当前精密进近程序与突发避撞程序有差别情况的需要考虑。对于进近程序可能要进行大范围的数据采集，从中可以获得飞机分布的概率统计。障碍物评价面（OAS）和碰撞模型（CRM）是在建立 10^{-7} 的安全目标水平的过程中导出的。对于突发避撞机动的评估面，由于突发避撞机动的概率低，这种类型的方法不可行。从某些国家的报告可知，在同时进近过程中发生突发避撞事件的初始假定概率大约为 10^{-4} 和 10^{-5}，甚至可能更低。

D.1.4 为了确定突发避撞机动的超障准则，曾考虑过其他方法，一种方法是使用现有的复飞准则。但是这些准则所依据的发生率为 10^{-2}。对有些机场，可能限制过度而且复飞原本就不是为突发避撞机动而设计的。

D.2 平行进近障碍物评价面（PAOAS）

D.2.1 同时平行进近的障碍物评价方法是基于某国提出的现行准则（FAA 8260.41 指令）。超障小组（OCP）曾进行过评估。该评估的实施是使用 FAR/JAR23/25 中全发运行最低爬升要求的认证方法和运行标准，以及 ICAO 平行或近似平行跑道同时运行工作小组（SOIR）在建立同时独立精密进近（Cir 207）最小跑道间隔时所作的假定。该评估认为突发避撞机动初始部分的执行是航空器处于着陆形态，接着以 8.3% 的梯度爬升至突发避撞机动高度/高之上 120 m（400 ft）。评估显示，通常有必要对突发避撞机动进行以下限制：

a）在120 m（400 ft）以下不进行突发避撞机动飞行；

b）最大突发避撞角度45°。

D. 2. 2 由于这些面的原因，这两个参数是独立的。在评估过程中发现突发避撞的高度越低，评价面穿透得越早，这会造成避撞角减小。例如最小避撞高为60 m（200 ft）则会导致避撞角为20°，最小避撞高300 m（1 000 ft）时，则避撞角为65°。

D. 2. 3 限制最低突发避撞高度/高被认为是必要的。因为在太低的高度进行突发避撞机动飞行被认为是不安全的。此外假设冲撞飞机的最大速度150 kt，最大偏出角度30°，则可以认为，当低于一定高度时，偏航飞机不可能在受威胁飞机落地前撞到受威胁的飞机。因此不需要对这种低高度进行保护。

D. 2. 4 某个国家对这种机动飞行进行的试飞和模拟试飞的资料显示，空中交通服务（ATS）的指挥用语与PANS-ATM第12章中独立平行进近的内容相近。遵照ATS的指示，飞行员实际上首先阻止下降，然后建立爬升，并在转弯以前建立爬升并飞越下滑道（如在下滑道以下）。该资料支持对推荐的障碍物评价准则进行验证时所使用到的假定。

D. 2. 5 评估报告进一步显示，为每个航向台—入口距离提供PANS-OPS中附加的OAS常数表是不方便的。这些建议的面是基于运行而不是统计资料，因此，建议为所有航向台—入口距离组合使用同一组面。这些面能够为假定运行场景中的航空器提供保护。

D. 2. 6 在FAA指令中（8260. 41指令），对平均跑道长度/航向台距离所对应的面进行了数学匹配。这种方法适用于对不宜做统计分析的罕见事件进行评估。

D. 3 平行进近障碍物评价面（PAOAS）准则的使用

D. 3. 1 总则

除使用第1章1. 4. 8“精密航段的超障余度——障碍物评价面（OAS）准则的应用”以外，确定的平行进近障碍物评价面（PAOAS）对立刻爬升并转弯机动至指定航向和高度/高的飞行进行保护。PAOAS准则用于展示超障余度，包含从进近航径最大45°转弯和最低突发避撞机动飞行的起始高在入口标高以上120 m（400 ft）的情况。PAOAS准则适用于所有类型仪表着陆系统/微波着陆系统（ILS/MLS）进近。

D. 3. 2 面的定义

D. 3. 2. 1 PAOAS主要由位于相邻跑道外侧的两个斜面（用P1和P2表示）组成。确定的斜面几何结构类似于OAS面（见第1章1. 4. 8. 2“障碍物评价面（OAS）定义”），用$z=Ax+By+C$形式的线性方程表示。式中常数只与下滑角有关，与ILS/MLS运行类型和航向台—入口距离无

关，这些常数见表Ⅱ-1-1-附录 D-1。

D. 3. 2. 2 如果 OAS 在 P1 或 P2 面之下，则 OAS 面成为 PAOAS；如果 Z 面位于 PAOAS 之上，则 Z 面成为 PAOAS 面。OAS 和 PAOAS 面组合的典型示例，见图Ⅱ-1-1-附录 D-1，这些面终止于战术雷达引导最低高度/高以下 300 m（1 000 ft）。

D. 3. 3 计算 PAOAS 面的高

计算在 x′、y′位置 P1 或 P2 面的高 Z，应该从表Ⅱ-1-1-附录 D-1 中取得相应的常数，代入方程 z=Ax′+By′+C，类似地，OAS 面的高也应该按照第 1 章 1. 4. 8 进行计算。PAOAS 的高按照上述 D. 3. 2“面的定义”进行确定。

D. 3. 4 障碍物评价

D. 3. 4. 1 在保护区内的障碍物标高/高必须小于上述 D. 3. 2“面的定义”中规定的 PAOAS 面的高。在 Z 面或其延伸面之下的障碍物可以不予考虑。穿透 PAOAS 面的障碍物必须找出并应该考虑显示在管制员的电子地图屏幕上。

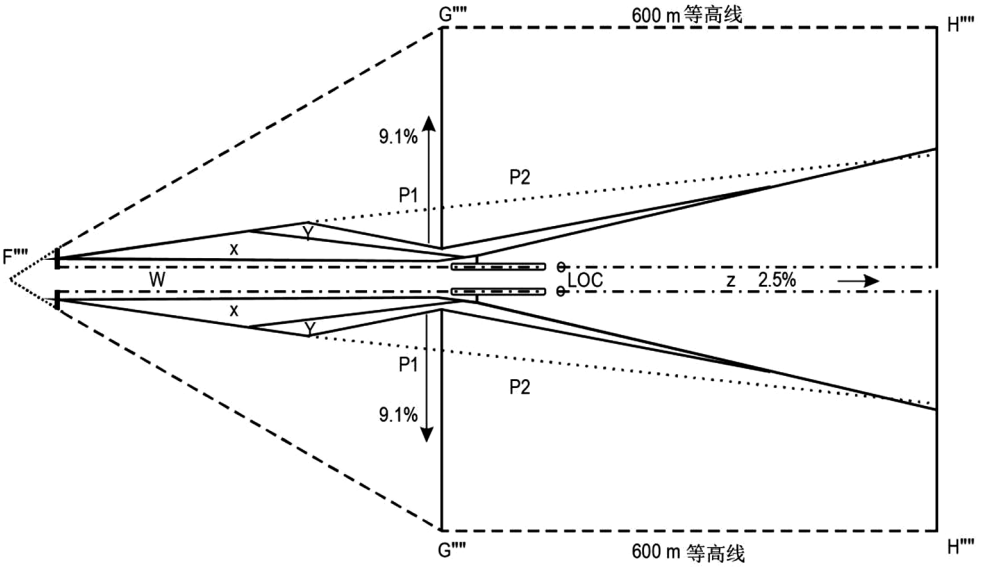
D. 3. 4. 2 如果可能，应该拆除障碍物。否则，应该建立空中交通运行规则以避开障碍物。并要求进行一个风险评价以指导是否应该批准平行跑道同时实施独立 ILS/MLS 运行。

表Ⅱ-1-1-附录 D-1 计算 PAOAS 用到的常数

PAOAS	A	B	C
P1	tanθ	0. 091	5
P2	0	0. 091	15

表中，θ 为 ILS 下滑角或 MLS 仰角；

PAOAS 坐标单位为 m。



注：PAOAS Y 值从适当的左/右跑道中心线量取。

PAOAS 600 m 等高线坐标

	PAOAS 600 m 等高线坐标		
	F""	G""	H""
X	*如下所示*		-12900
Y	0	6429	6429
Z	600	600	600

点 F"" 和 G"" 坐标取决于下表中的下滑角：
点 F"" 和 G"" 的 X 坐标。

GP 角(度)	X 坐标点 F""	X 坐标点 G""
2.5	13628	229
2.6	13103	220
2.7	12617	212
2.8	12166	204
2.9	11745	197
3.0	11353	191
3.1	10986	185
3.2	10642	179
3.3	10319	173
3.4	10015	168
3.5	9728	164

图Ⅱ-1-1-附录 D-1　PAOAS 和 OAS 等高线举例

1　附录 E　障碍物评价面高的计算

PANS-OPS 软件提供在特定 ILS/MLS/GLS 几何外形、航空器尺寸和复飞爬升梯度条件下，障碍物评价面（OAS）的参数计算，以及在选定系统和航空器参数情况下，计算指定位置（X，Y）上空 OAS 的面高（Z）。软件能够根据任何设定的条件输出参数和结果，或输出（Doc 8168 文件，第Ⅱ卷，第 11 次修订版）之前第Ⅲ部分附篇Ⅰ表格中的全部或任何单独的页面。

2　ILS 偏置

2.1　ILS Ⅰ类航向道偏置的使用

2.1.1　航向台航道必须与跑道中线延长线相交，并满足：

a）交角不大于 5°；和

b）标称下滑道在交点处的高至少是入口以上 55 m（180 ft），这个高被称为切入高。

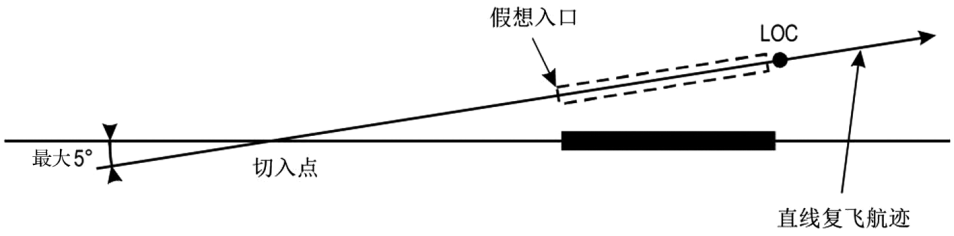
2.2.2　这种程序应该注明：“航向台偏置____ 度”（1/10 度）。总体布局见图Ⅱ-1-2-1。

2.2　超障准则

第 1 章中的准则适用，下列情况除外。

a）所有超障面和计算都是基于与航向道对正的假想跑道，其长度、入口标高和入口至切入点的距离与真跑道相同，航向道的宽度和 ILS 基准高也基于假想跑道入口的数据；和

b）这种程序的 OCA/H 不得小于：切入高度/高+20 m（66 ft）。



图Ⅱ-1-2-1　航向台偏置

3　微波着陆系统（MLS）

（待制定）

4 MLS 偏置

（待制定）

5 PAR

（待制定）

第2篇　非精密进近

1　只有航向台

1.1　总则

只有航向台的程序是一种非精密进近程序，一般准则适用，但以下情况例外。

1.2　中间进近

中间进近航段应该在FAF点终止（外指点标或满足FAF要求的任何定位点），主区和副区的宽度应该满足第1篇第1章1.3.4“中间进近航段保护区的宽度”中规定的准则，FAP由FAF代替。

1.3　最后进近航段和复飞航段

1.3.1　开始和结束

最后进近航段应该起始于FAF，终止于MAPt，MAPt不得超过入口。

1.3.2　航迹对正

航向台天线通常位于跑道中线上，但不可能的时候，最后进近航迹与跑道中线的对正情况将决定是建立直接进近还是盘旋进近（见第Ⅰ部分第4篇第5章5.2“航迹对正”中的一般准则）。

1.3.3　保护区

1.3.3.1 最后进近/起始复飞保护区由 ILS Ⅰ类程序的 OAS X 面外侧边界确定。从 FAF 开始直至到达入口以上 300 m（984 ft），然后，保护区的宽度应该等于 Y 面 300 m 等高线的宽度（见图Ⅱ-2-1-1）。

1.3.3.2 如果没有下滑道，则必须用 3°下滑角确定 OAS 的 300 m（984 ft）等高线。

1.3.3.3 上述 X、Y 面可用第 1 篇第 1 章 1.4.7.2“基本 ILS 面定义”a）和 d）中规定的进近面和延伸过渡面来代替。

1.3.3.4 在最后进近和复飞保护区中，这些由 D、D″和 E″和 E 之间连线围成的是保护区的副区。

1.3.3.5 最后进近/复飞起始区终止于过渡容差区的末端，这根据一般准则确定的（见第Ⅰ部分第 4 篇第 6 章，也可以参见第Ⅰ部分第 2 篇第 2 章 2.6.4.2“75 MHz 指点标的使用”和第Ⅰ部分第 4 篇第 6 章 6.1.6.2“SOC 的确定——MAPt 由一个导航台或定位点来定义”使用指点标作为复飞点）。

1.3.3.6 对于转弯复飞，从过渡容差区末端开始使用一般准则，见第Ⅰ部分第 4 篇第 6 章 6.4“转弯复飞”。

1.3.3.7 直线复飞区由 Y 面 300 m（984 ft）等高线至 E″点的宽度确定（见图Ⅱ-2-1-1），此后的向外扩张角增加到 15°。

1.3.4 超障余度

主区 MOC 的为 75 m（264 ft），至副区外侧边界减少为零。一般准则适用，除了需要考虑在副区内穿透 OAS Y 面的障碍物，在这种情况下，所需的超障余度按照第Ⅰ部分第 2 篇第 1 章的图Ⅰ-2-1-3 和图Ⅱ-2-1-2 来确定。对于山区增加高度/高，参照第Ⅰ部分第 2 篇第 1 章 1.7“山区增加高度/高”的规定。

1.3.5 ILS 下滑道不工作程序的下降梯度

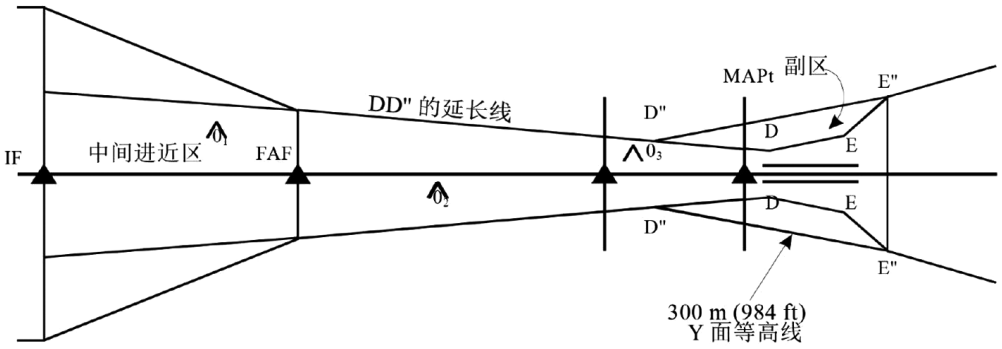
该类型程序用于下滑台故障。因此建议，如果可能，应该为 ILS 下滑道不工作程序和对应的 ILS 程序都设定相同的下降梯度（见附件 4 的 11.10.8.5）。

1.4 公布

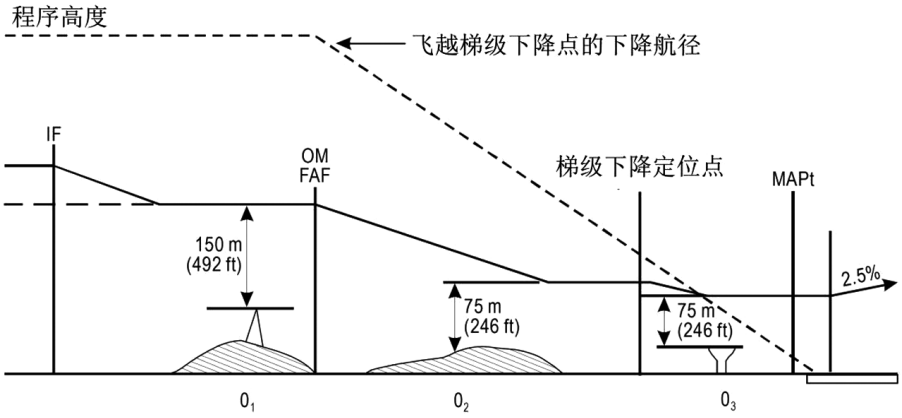
1.4.1 第Ⅰ部分第 2 篇第 1 章 1.13“公布”中的一般准则适用。只有航向台进近程序的仪表进近图应该以 LOC RWY XX 进行命名。如果只有航向台进近与 ILS 程序公布在同一张图上，则该图应该以 ILS 或 LOC RWY XX 命名。如果要求使用 DME，则应该在图中予以注明。

1.4.2 公布 ILS 下滑道不工作程序的程序高度/高和下降梯度/角度，见第Ⅰ部分第 4 篇第 5 章

5.5 “公布”。



图Ⅱ-2-1-1　仅有航向台的程序——保护区



图Ⅱ-2-1-2　仅有航向台的程序——超障余度和程序高度

2　只有 MLS 方位台

（待制定）

3　VOR 或 NDB，无 FAF

注：无 FAF 的仪表进近程序不容易支持一个稳定的最后进近下降剖面，因而会导致下降剖面不稳定。所以不鼓励使用这种程序，只有为适应无 RNAV 设备航空器而存在特殊需求时才予以考虑。

3.1　总则

本章有关的具体准则是基于在机场的 VOR 或 NDB 而设计程序中没有 FAF 的情况。在机场的导航台是指距最近的可用着陆道面 1.9 km（1.0 NM）以内的电台。这种程序必须包含一个反向或直角程序。第Ⅰ部分第 1 篇第 2 章和第 4 章中的一般准则按本章补充或修改订后适用。

3.2　起始进近航段

起始进近定位点（IAF）使用过台定位。起始进近是一个反向或直角程序。

3.3　中间航段

该类型程序没有中间航段。完成反向或直角程序后，航空器就处于最后进近。

3.4　最后进近航段

3.4.1　总则

最后进近开始于反向程序或直角程序切入最后进近入航航迹的一点。

3.4.2　对正

最后进近航迹与跑道中线的对正情况决定了是使用直接进近还是使用盘旋进近（见第Ⅰ部

分第 4 篇第 5 章 5.2“航迹对正”）。

3.4.3 保护区

3.4.3.1 图Ⅱ-2-3-1 显示最后进近的主区和副区。该保护区纵向以最后进近航迹为中心。基于在机场的 VOR 或 NDB 程序无 FAF 时，在最后进近之前必须实施反向程序或直角程序，而最后进近区应该延伸至反向或直角程序保护区的远边界。

3.4.3.2 VOR 保护区

最后进近保护区在 VOR 台处的宽度为 3.7 km（2.0 NM），以 7.8°扩张率向两侧扩张。主区占总宽度的 50%，副区在其两侧为各占总宽度的 25%（见第Ⅰ部分第 2 篇第 1 章 1.2“保护区”）。

3.4.3.3 NDB 保护区

保护区在 NDB 台处的宽度为 4.6 km（2.5 NM），以 10.3°扩张角向两侧扩张。主区占总宽度的 50%，副区在其两侧为各占总宽度 25%（见第Ⅰ部分第 2 篇第 1 章 1.2“保护区”）。

3.4.4 超障余度

3.4.4.1 直线进近

主区最低超障余度 90 m（295 ft）。副区内侧边界必须满足 90 m（295 ft）的超障余度，至外侧边界均匀减少至零。

3.4.4.2 盘旋进近

3.4.4.2.1 在目视机动（盘旋）区内的超障余度应该遵照第Ⅰ部分第 4 篇第 7 章的表Ⅰ-4-7-3 中规定（OCA/H 的计算，见第Ⅰ部分第 4 篇第 5 章 5.4.4“目视机动（盘旋）的 OCA/H”）。

3.4.4.2.2 盘旋进近不适用于直升机。如果最后进近航迹对正不符合直线进近着陆的要求，直升机必须目视机动飞行以切入 FATO 轴线，理想的航迹应该对正 FATO 区中心，在例外情况下可对正一个空间点。

3.5 下降梯度

下降梯度与反向程序或直角程序规定的时间长短有关。起始航段适用第Ⅰ部分第 4 篇第 3 章 3.7.1“总则”中规定的准则，最后进近阶段的下降率在第Ⅰ部分第 4 篇第 5 章 5.3“下降梯度”中给出。

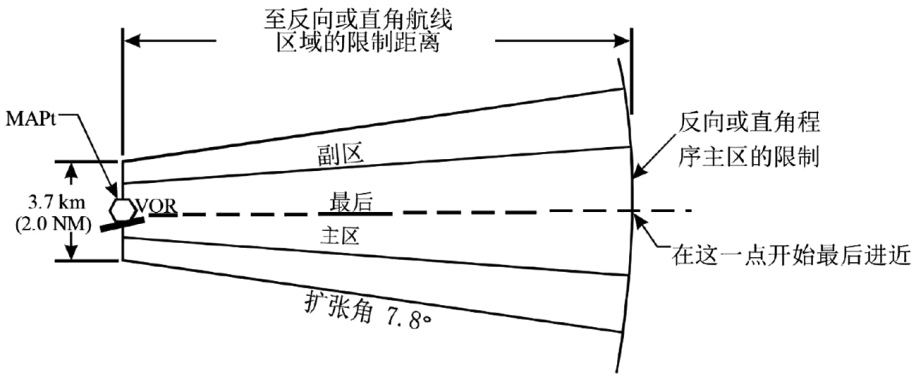
3.6 梯级下降定位点的使用

允许按照第Ⅰ部分第 2 篇第 2 章 2.7.3 中的规定使用梯级下降定位点。在提供的梯级下降定

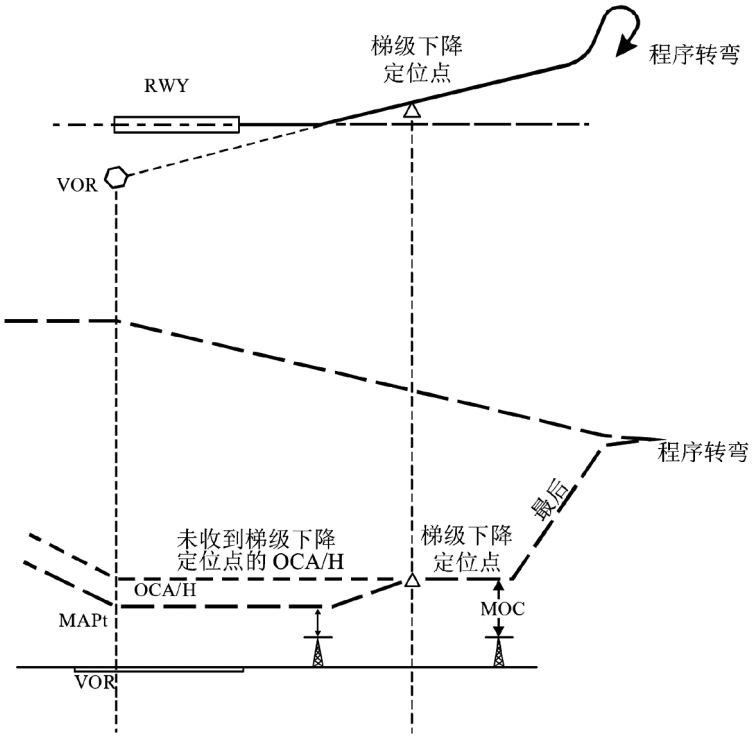
位点与复飞点（MAPt）之间的超障余度可减至75 m（246 ft）。见图Ⅱ-2-3-2。

3.7 复飞点（MAPt）

复飞点位于电台或者是由一个适当的定位点来确定时，复飞保护区应该从MAPt开始。



图Ⅱ-2-3-1 最后进近保护区（VOR）



图Ⅱ-2-3-2 梯级下降定位点，有两个OCA/H

4　VOR 或 NDB，有 FAF

4.1　总则

本章有关的具体准则适用于基于 VOR 或 NDB 而设计的程序中有 FAF 的情况。第Ⅰ部分第 1、2、4 篇的一般准则，按本章补充或修订后适用。

4.2　起始进近航段

第Ⅰ部分第 4 篇第 3 章的一般准则适用。

4.3　中间航段

第Ⅰ部分第 4 篇第 4 章的一般准则适用。

4.4　最后进近航段

4.4.1　最后进近可以向 VOR 台也可背 VOR 台飞行，最后进近航段从 FAF 开始至 MAPt 结束。典型的进近航段见图Ⅱ-2-4-1、图Ⅱ-2-4-2 和图Ⅱ-2-4-3。

4.4.2　对正

最后进近航迹与跑道中线的对正情况决定了是使用直线进近还是只使用盘旋进近（见第Ⅰ部分第 4 篇第 5 章 5.2“航迹对正”）。

4.4.3　下降梯度

4.4.3.1　下降梯度适用第Ⅰ部分第 4 篇第 5 章 5.3“下降梯度”的准则。

4.4.3.2　使用 DME 的下降剖面。如 DME 位置适宜，则可以根据要求的下降梯度来确定距离/高

的关系，以便于使用CDFA技术。这种信息可以公布在相应的进近图上，最好以2 km（1NM）为增量。

4.4.4 保护区

4.4.4.1 最后进近航段考虑超障余度的保护区从FAF开始至MAPt为止。它是由主区和副区组成的37 km（20 NM）［NDB：28 km（15 NM）］长的梯形区的一部分。该保护区纵向以最后进近航迹为中心，在VOR台处宽为3.7 km（2.0 NM）［NDB台：4.6 km（2.5 NM）］，保护区以7.8°（NDB台：10.3°）向两侧均匀扩大至距VOR台37 km（20 NM）［距NDB台28 km（15 NM）］。在保护区中间总宽度的50%为主区，副区在主区两侧各占总宽的25%。

4.4.4.2 机场的最后进近可以最远距离VOR台37 km（20 NM）［距NDB台28 km（15 NM）］，但是在37 km（20 NM）［NDB：28 km（15 NM）］长的梯形区中只有FAF至MAPt之间的部分才作为最后进近航段考虑超障余度。见图Ⅱ-2-4-4。

最后进近航段的最佳长度为9 km（5 NM）［H类，3.7 km（2 NM）］，最大长度通常不应该大于19 km（10 NM）。最小长度（见第Ⅰ部分第4篇第5章5.5.1.3）应该提供足够的距离以满足航空器所需要的下降，以及在FAF上空有转弯时能重新对正航迹。确定在FAF上空转弯后切入航迹所需要的最小长度，应该使用表Ⅰ-4-5-1。

4.4.4.3 如果在FAF的转弯大于10°，最后进近的保护区应该在转弯外侧增加宽度，参见第Ⅰ部分第4篇第6章6.4.6.3.3“用电台（NDB或VOR）作为转弯点（TP）”中的规定。

4.4.5 提供航迹引导的电台

最后进近航迹上有一个以上电台时，必须明确标明用于最后进近航迹引导的电台。

4.4.6 超障余度

4.4.6.1 直线进近。在主区内的最小超障余度为75 m（246 ft），在副主区的内侧边界上应该为所有障碍物提供75 m（246 ft）的超障余度，至外侧边界超障余度均匀减小为零。对于山区增加高度/高，应该按照第Ⅰ部分第2篇第1章1.7“山区增加高度/高”中的规定。

4.4.6.2 盘旋进近。目视机动区内的超障余度应该符合第Ⅰ部分第4篇第7章“目视机动（盘旋）区”中的规定。

4.5 复飞点（MAPt）

4.5.1 导航台不在机场——直线进近

复飞点是位于最后进近航迹上一点，其不得远于FAF距入口的距离。见图Ⅱ-2-4-4。

4.5.2 导航台不在机场——盘旋进近

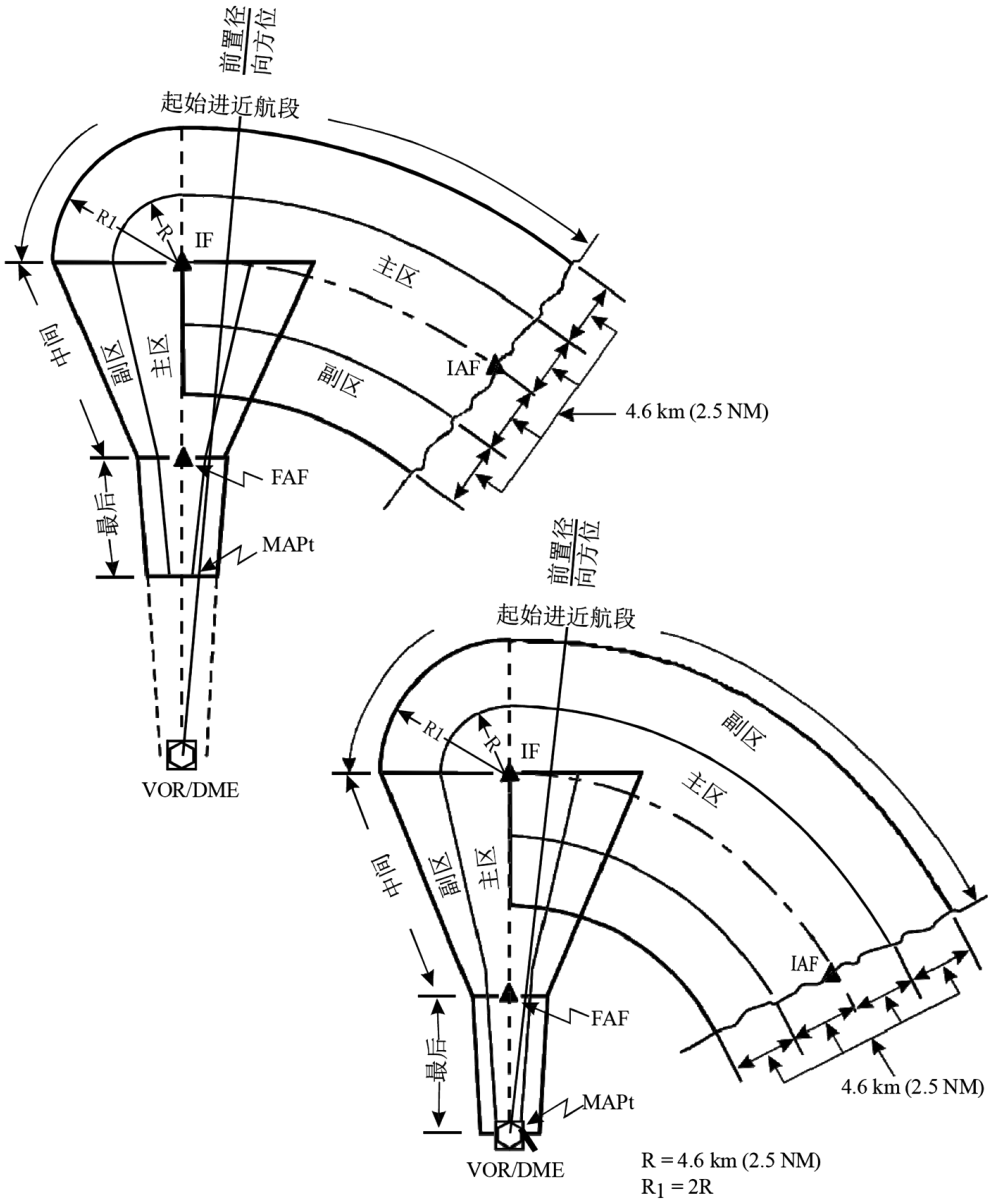
复飞点是位于最后进近航迹上的一点，其不得远于最早可用着陆道面距 FAF 的距离。

4.5.3 导航台在机场

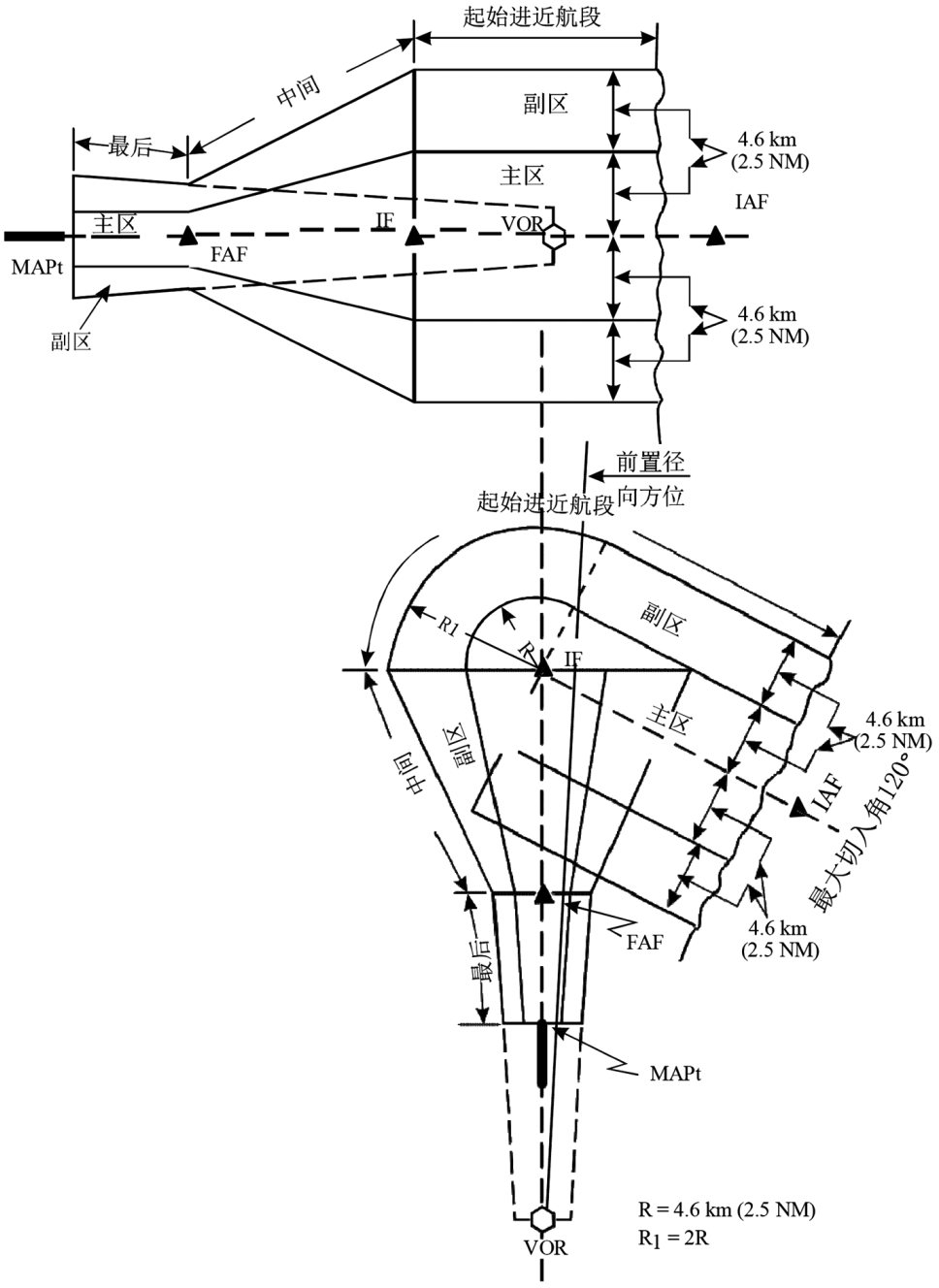
复飞点是位于最后进近航迹上的一点，其距离 FAF 不得远于导航台。

4.6 公布

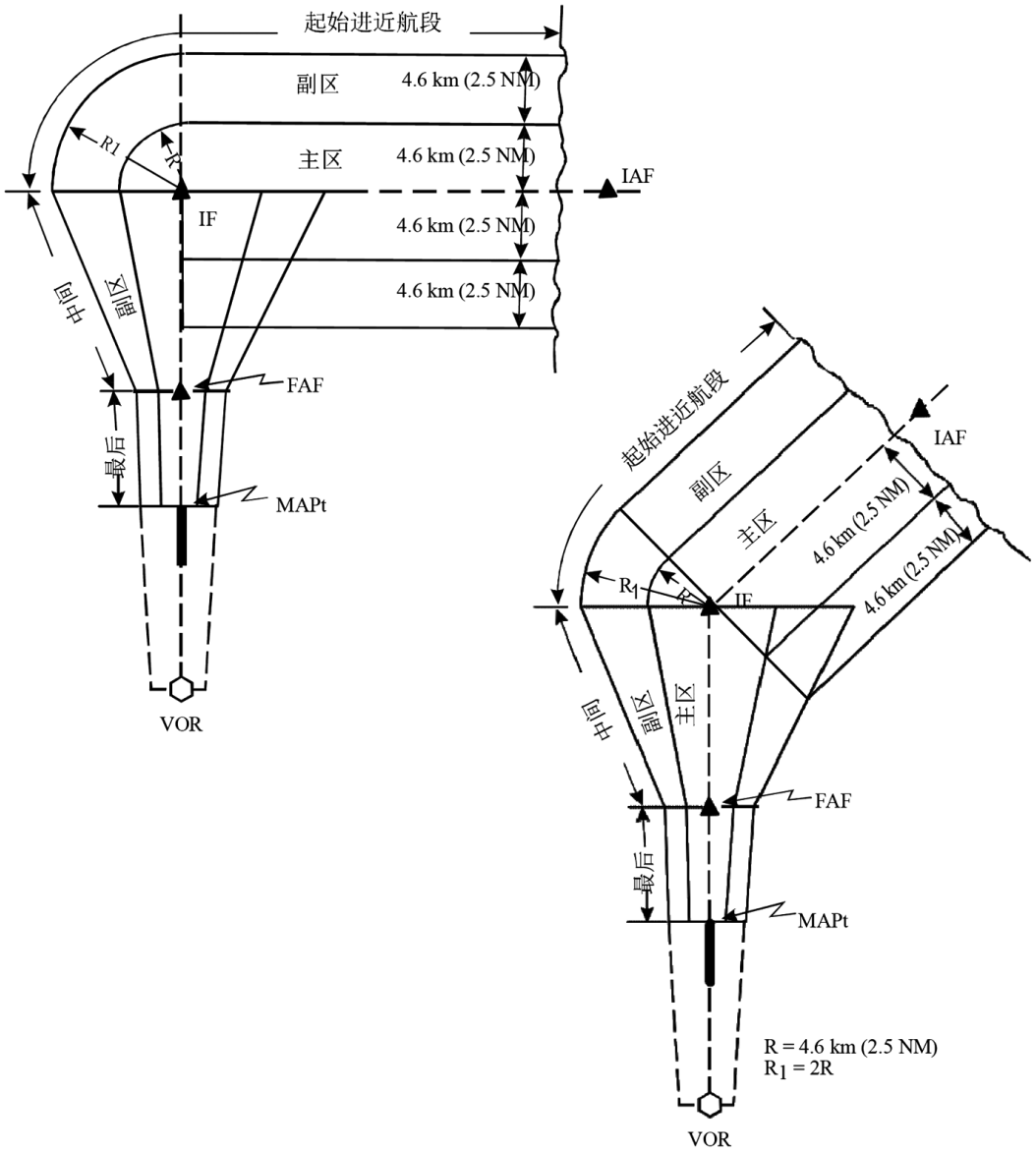
第Ⅰ部分第 2 篇第 1 章 1.13“公布”中的一般准则适用。VOR 进近程序的仪表进近图应该以 VOR RWY XX 命名。如果要求使用 DME，则必须在图中予以注明。如果 DME 用于获得最低标准，则应该在最低标准框中标明，而无须另外注明。如 DME 用于确定按剖面下降所对应的距离/高关系，则该信息应该在图上公布，且距离增量最好为 2 km（1 NM）。如果为不同类型的航空器分别公布不同的进近图，则应该按照重复程序命名规则，将标准最低的进近程序命名为 ILS RWY XX、LOC RWY XX、VOR Z RWY XX 和 NDB Y RWY XX 等。图中必须详细注明适用的航空器类型。



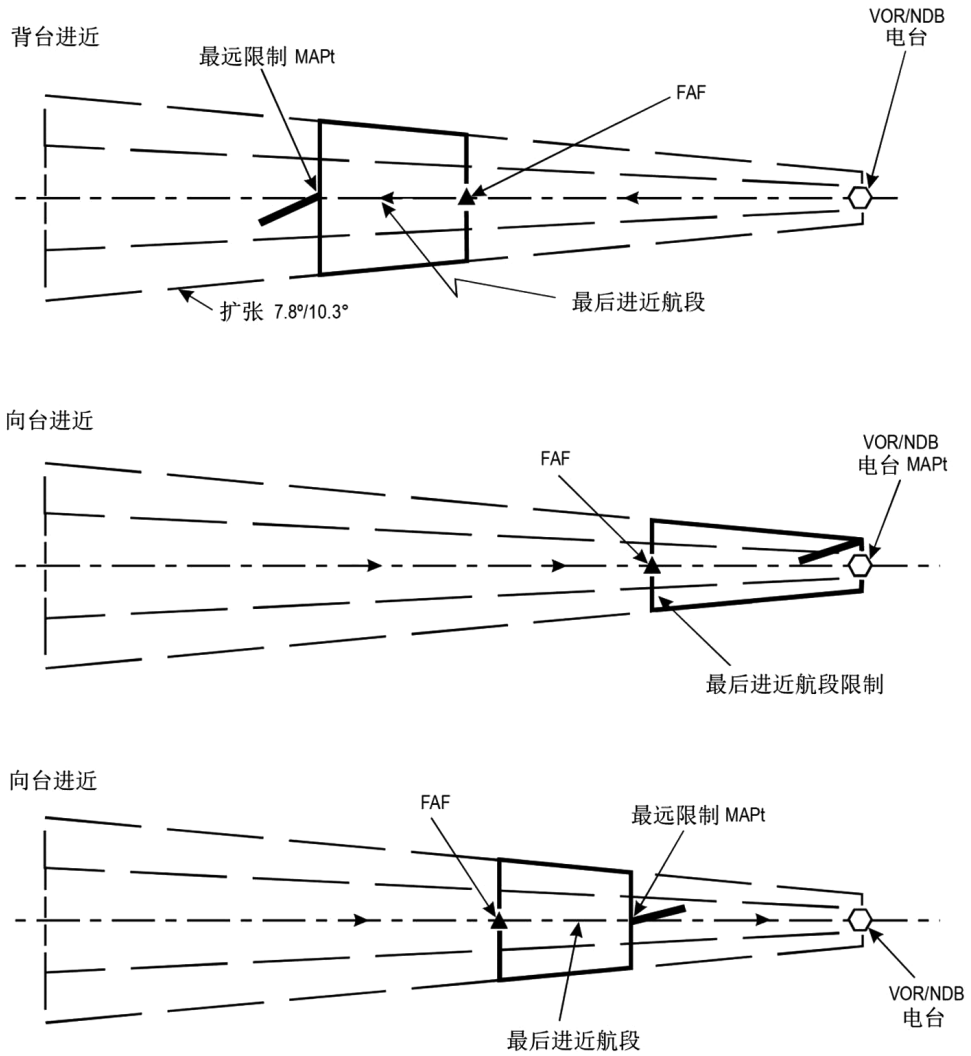
图Ⅱ-2-4-1　典型的进近航段（沿 DME 弧）



图Ⅱ-2-4-2　典型的进近航段（直线进近和转弯大于 90°）



图Ⅱ-2-4-3　典型的进近航段（45°和 90°转弯）



图Ⅱ-2-4-4　最后进近航段（VOR/NDB）

5 定向台（DF）

（待制定）

6　监视雷达（SRE）

（待制定）

第3篇　航路准则

1　VOR 和 NDB 航路

1.1　总则

1.1.1　范围

航路准则所适用保护区延伸的范围很大，在有些地区，要考虑的障碍物数目非常多。此外，在航路交叉点可能会出现供航空器继续飞行的多种可能方式，这就增加了对所有可能转弯实施保护的难度。因此，制定了两种方法：

a）简化方法，在本章中给出，并作为标准方法；和

b）精确方法，在附录 A 中给出。如简化方法的限制太严格，可以使用精确方法。

1.1.2　航段

一条航路通常由几个航段构成。每个航段均起始和终止于指定的定位点。

1.2　超障区

1.2.1　总则

这部分内容用于对航路超障的保护区进行说明。

1.2.2　直线段

超障保护区由主区和缓冲区构成。主区和缓冲区宽度是个常量，自正切导航台位置开始，直至距提供航迹的系统达到一个特定的距离。从该点开始，保护区按所用导航台角度容差线公式来进行扩张，参见下面 1.4.2.3“角度限制”的规定（见图Ⅱ-3-1-2 和图Ⅱ-3-1-3）。

1.2.3　无航迹引导的保护区

当不提供航迹引导时，例如沿航路超出导航台的覆盖范围，主区从有航迹引导最后位置的宽度开始以15°向两侧扩张。缓冲区宽度逐渐减小为零，终止于使用全额MOC的无航迹引导保护区（见图Ⅱ-3-1-8）。

1.2.4 保护区最大宽度

在确定航路的导航台覆盖范围之内，航路没有最大保护区宽度。在确定航路的导航台覆盖区之外，该保护区向两侧以15°扩张，见上述1.2.3“无航迹引导的保护区”的规定。

1.2.5 转弯区

超障保护区由主区构成，没有缓冲区。转弯区的构建见1.4“VOR和NDB航路保护区的结构”。

1.3 超障余度

1.3.1 最低超障余度（MOC）

1.3.1.1 对于IFR飞行航路阶段，应用于主区的最小超障余度值为300 m（984 ft）（见1.3.2扇区的MOC）。在缓冲区，最小超障余度等于主区MOC值的一半（见图Ⅱ-3-1-1）。

1.3.1.2 应该为航路的每一航段确定并公布一个最低超障高度（MOCA）。MOCA用于为超障区内的障碍物提供所需的MOC。当在航图中描绘的物体上增加垂直和水平容差，以确立最低高度时，应该考虑航图的精度，见第Ⅰ部分第2篇第1章1.7“山区增加高度/高”中的规定。

1.3.2 山区的MOC

1.3.2.1 在山区，应该依据地形标高变化增加MOC，见下表。缓冲区的MOC为主区MOC值的一半（见图Ⅱ-3-1-1）。

标高	MOC
900 m（3 000 ft）至1 500 m（5 000 ft）之间	450 m（1 476 ft）
大于1 500 m（5 000 ft）	600 m（1 969 ft）

1.3.2.2 山区须经国家确认，并公布在国家航空资料汇编（AIP）中，GEN篇，3.3.5“最小飞行高度”。

1.3.3 转弯的MOC

图Ⅱ-3-1-5所示的整个转弯区范围内使用全额MOC，没有缓冲区。

1.3.4 无航迹引导的MOC

当不提供航迹引导时，例如沿航路超出导航台的覆盖范围，主区从有航迹引导最后位置的保护区宽度开始以15°向两侧扩张。缓冲区宽度逐渐减小为零，终止于使用全额MOC的无航迹引导保护区（见图Ⅱ-3-1-8）。

1.4 VOR和NDB航路保护区的结构

1.4.1 总则

这部分内容包含计算航路超障保护区的方法。这些计算来源于统计，基于导航系统使用精度的平方和根，见附录B。

1.4.2 直线段保护区

1.4.2.1 保护区描述。超障保护区由主区和两侧的缓冲区构成。

1.4.2.2 切台宽度。在正切导航台位置，保护区总宽度恒定为18.5 km（10.0 NM），该保护区由主区和一个缓冲区组成。主区在标称航迹每一侧保持9.3 km（5.0 NM）的固定宽度。缓冲区在主区的每一侧也保持9.3 km（5.0 NM）的固定宽度。

1.4.2.3 角度限制。距导航台的距离超出以下数值时：

a）92.3 km（49.8 NM），VOR；和

b）60 km（32 NM），NDB。

这些保护区沿其各自导航台的角度容差线扩张（见表Ⅱ-3-1-1）。

1.4.2.4 扩张点后的宽度。在1.4.2.3“角度限制”中所述的限制距离之后，主区的宽度沿扩张角度增加。缓冲区是扩张角度加上缓冲区外侧增加的一个固定宽度，与其边界平行（见图Ⅱ-3-1-2和图Ⅱ-3-1-3）。这个宽度为：

a）VOR为3.7 km（2.0 NM）；和

b）NDB为4.6 km（2.5 NM）。

1.4.2.5 纵向界限。与直线航段相关的保护区纵向限制，确定如下：

a）这个保护区的最早边界是一个半圆，以第一个定位点为中心，并且与整个保护区的侧向边界相切；和

b）这个保护区的最后边界是一个半圆，以第二个定位点为中心，并且与整个保护区的侧向边界相切。

1.4.2.6 VOR和NDB结合使用的准则。如果直线段的一端为VOR，而另一端为NDB，则保护区的划设见图Ⅱ-3-1-4。

1.4.2.7 偏置的转换点（COP）。如果由于导航台性能的问题，两个导航台之间的转换点是偏

置的，必须从最远处的导航台绘制该系统的精确度限制至与 COP 正切的点，然后用线直接连接较近处的导航台，在这种情况下，该导航台没有特定的角度（见图Ⅱ-3-1-7）。COP 应该予以公布。

1.4.3 转弯保护区

1.4.3.1 可以在某个导航台或某定位点上空执行转弯。

1.4.3.2 定位点或导航台容差

a）4.5°（7.9%），VOR 交叉定位角度容差；

b）6.2°（10.9%），NDB 交叉定位角度容差；

c）如果可行，DME 可以用作转弯定位点。DME 的精度值，见第Ⅰ部分第 2 篇第 2 章 2.4.4“DME”。

d）导航台容差——见第Ⅰ部分第 2 篇第 2 章 2.5“导航台上空的定位容差”。

1.4.3.3 转弯参数。使用下列转弯参数：

a）高度——在设计的保护区高度或之上的高度；

b）温度——规定高度的 ISA+15℃；

c）指示空速——585 km/h（315 kt）；

d）风——高度 h 处的全向风，w=（12 h+87）km/h，式中 h 的单位为 km，［w=（2h+47）kt，式中 h 的单位为 kft］；

e）平均坡度：15°；

f）飞行员最大反应时间：10 s；

g）建立坡度时间：5 s；

h）转弯提前量：r×tan（α/2），式中 α 为航道改变角度。

1.4.3.4 转弯区设计。转弯区设计（见图Ⅱ-3-1-5）分下述四个步骤：

a）转弯区开始。转弯区在 K-K 线开始。K-K 线与标称航迹呈直角，所处位置的距离是：

1）r×tan（α/2）；和

2）标称定位点或导航台之前的定位点容差。

其中：α=航向改变量；

r=转弯半径。

b）转弯区外侧边界。转弯区外侧边界的组成部分：

1）转弯之前航段外侧边界的直线延长线；

2）半径为 T 的圆弧，以转弯点（标称定位点或导航台）为中心；和

3）与下一航段形成 30°角的上述圆弧的切线。

T 的计算公式如下：

$$T = SA + 2 \times r + E_{165^\circ} \qquad (Ⅱ-3-1-1)$$

式中：r——转弯半径；

$E_{165°}$——120°航向改变加30°切入角加15°偏航角对应的风的影响；

SA——保护区半宽。

这种方法是基于假设与转弯点有关的容差已包含在对应的直线航段保护区内。

注1：采用在转弯点相交的所有航段最低高度的最高值；

注2：最大转弯角度为120°；

注3：对于所有的转弯角度，需要应用一个恒定的风的影响（$E_{165°}$）。

在4 500 m高度的计算示例。给定的转弯参数见1.4.3.3“转弯参数”，和保护区半宽18.5 km，如下：

转弯半径（r）= 16.77

风的影响（E165°）= 9.00

T = 18.5+33.54+9.00 = 61.04 km

c）转弯的内侧边界。从转弯的K点画一条线，与航段2（转弯后的航段）中的标称航迹呈α/2角度。这条线在与航段2边界相交的地方终止。

d）转弯区末端。（2）中所述的弧线也表示转弯区的末端。

1.4.3.5 双向航路。设计转弯区的方法是假定为单向飞行。当航路为双向飞行时，有必要设计两个转弯区以考虑双向飞行，并且将最小超障余度应用到整个联合转弯区（见图Ⅱ-3-1-6）。

1.5 最低航路高度（MEA）

MEA根据ATS确定并应该为航路中的每一航段公布MEA。MEA是下述中的最大值：

MOCA；

相关导航台正常接收的最低高度；

ATS通信正常接收的最低高度；

符合ATS结构的最低高度。

在进行规划时，为确定相关导航台的正常接收最低高度可以采用下述公式：

$D = 4.13\sqrt{H}$，式中D的单位为km，最低高度H的单位为m

$D = 1.23\sqrt{H}$，式中D的单位为NM，H的单位为ft

注：当导航台或航路所在保护区存在高地形时，给出的公式可能是乐观的。

1.6 公布

1.6.1 最低高度

航路每一航段均应该确定最低超障高度（MOCA）和最低航路高度（MEA）并予以公布。

1.6.2 山区

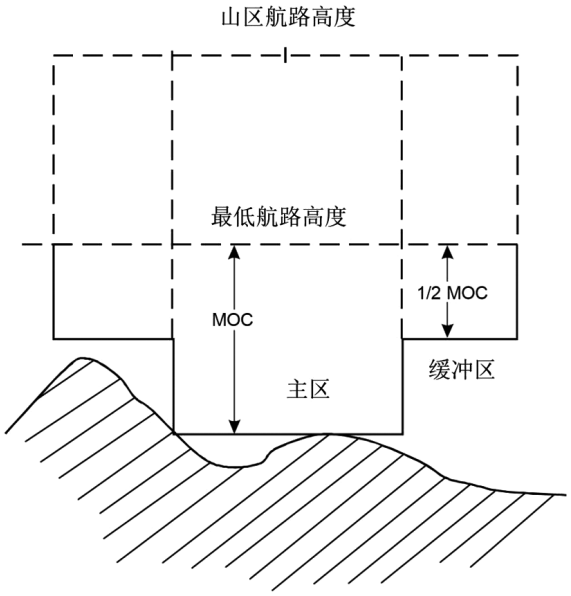
各国应该对山区进行确定，并公布在国家航空资料汇编（AIP）GEN 篇 3.3.5“最低飞行高度”中。

1.6.3 偏置的转换点（COP）

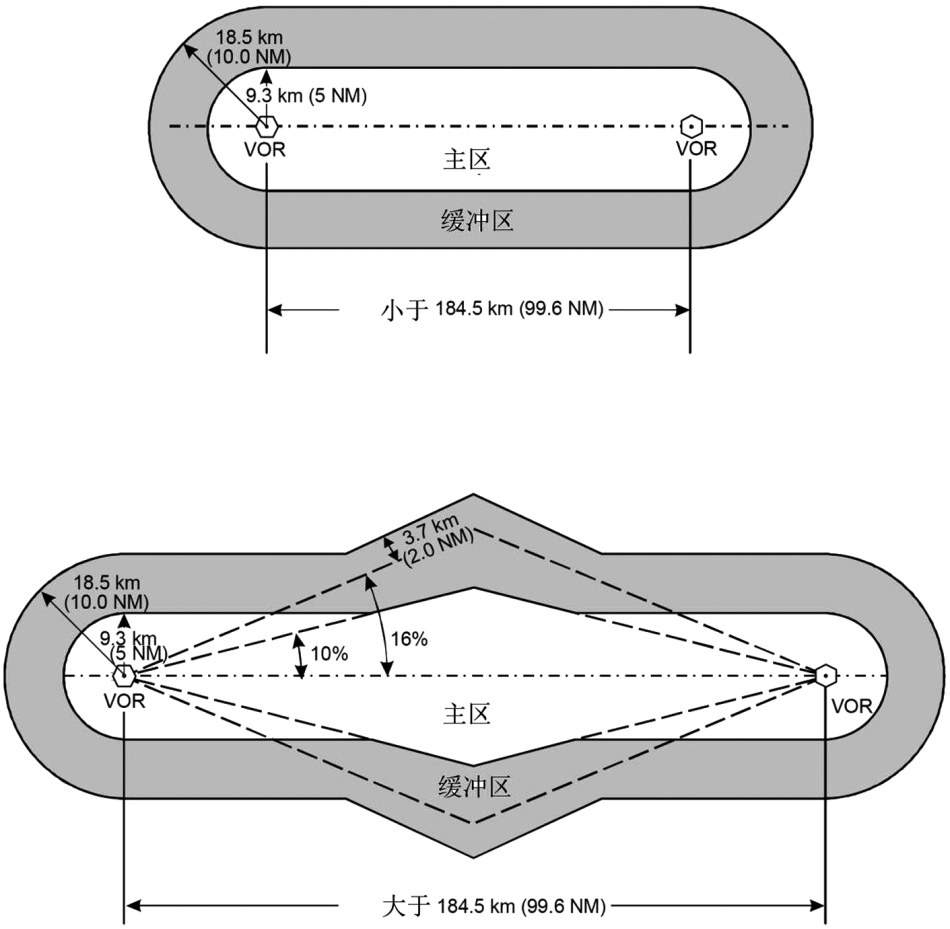
如果由于导航台性能的问题，两个导航台之间的转换点是偏置的，则绘制的系统精确度限制必须从最远处的导航台开始直至与 COP 正切的一个点，然后用线直接连接较近处的导航台，在这种情况下，该导航台没有规定的角度（见图Ⅱ-3-1-7）。COP 要予以公布。

表Ⅱ-3-1-1 VOR 和 NDB 的主区和缓冲区扩张角

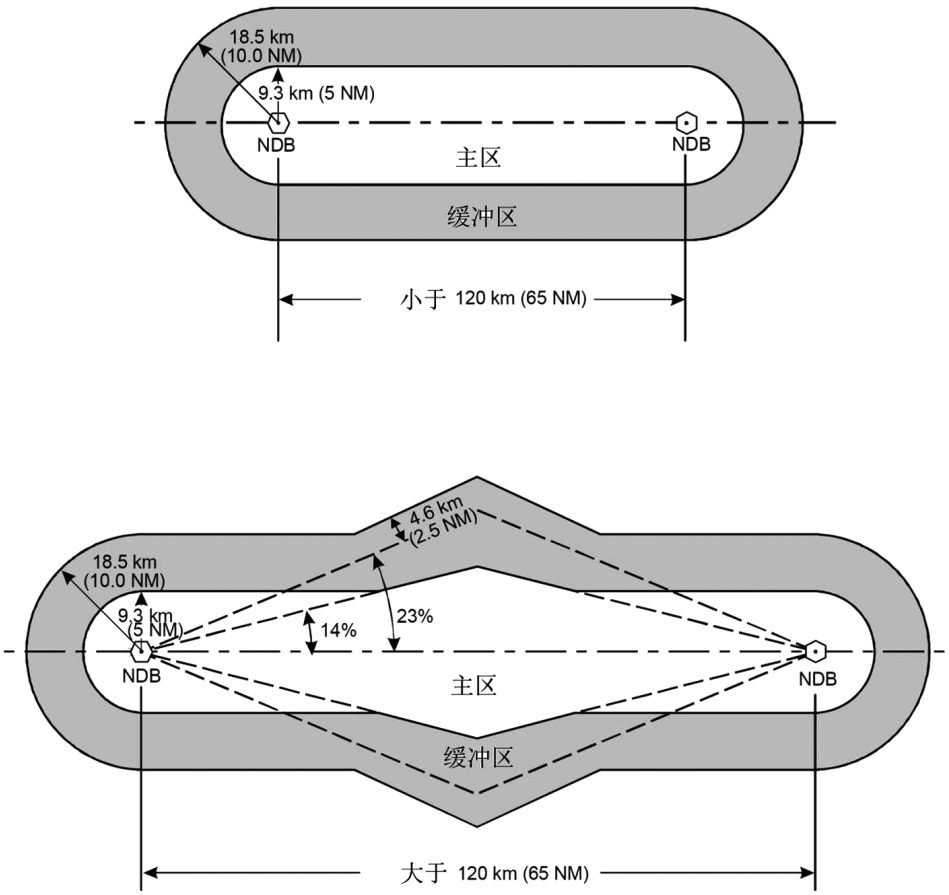
类别	主区扩张角	缓冲区扩张角
VOR	5.7（10%）	9.1（15.86%）
NDB	7.95（14%）	13.0（23%）



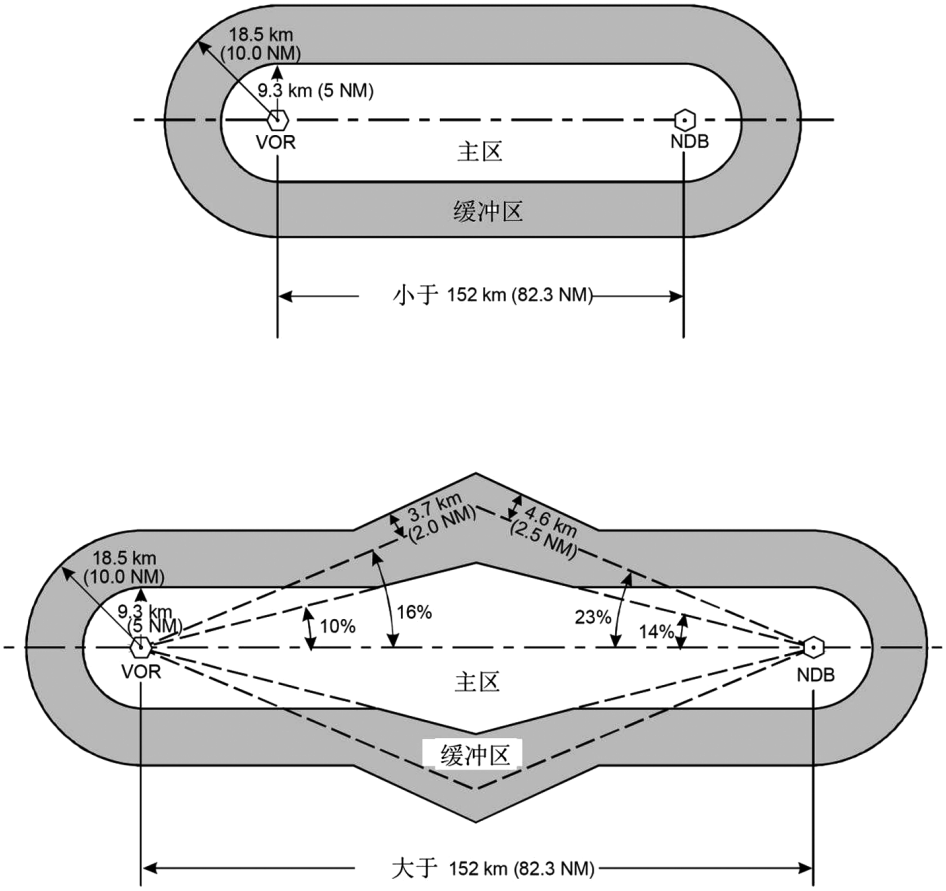
图Ⅱ-3-1-1 航路 MOC——主区和缓冲区



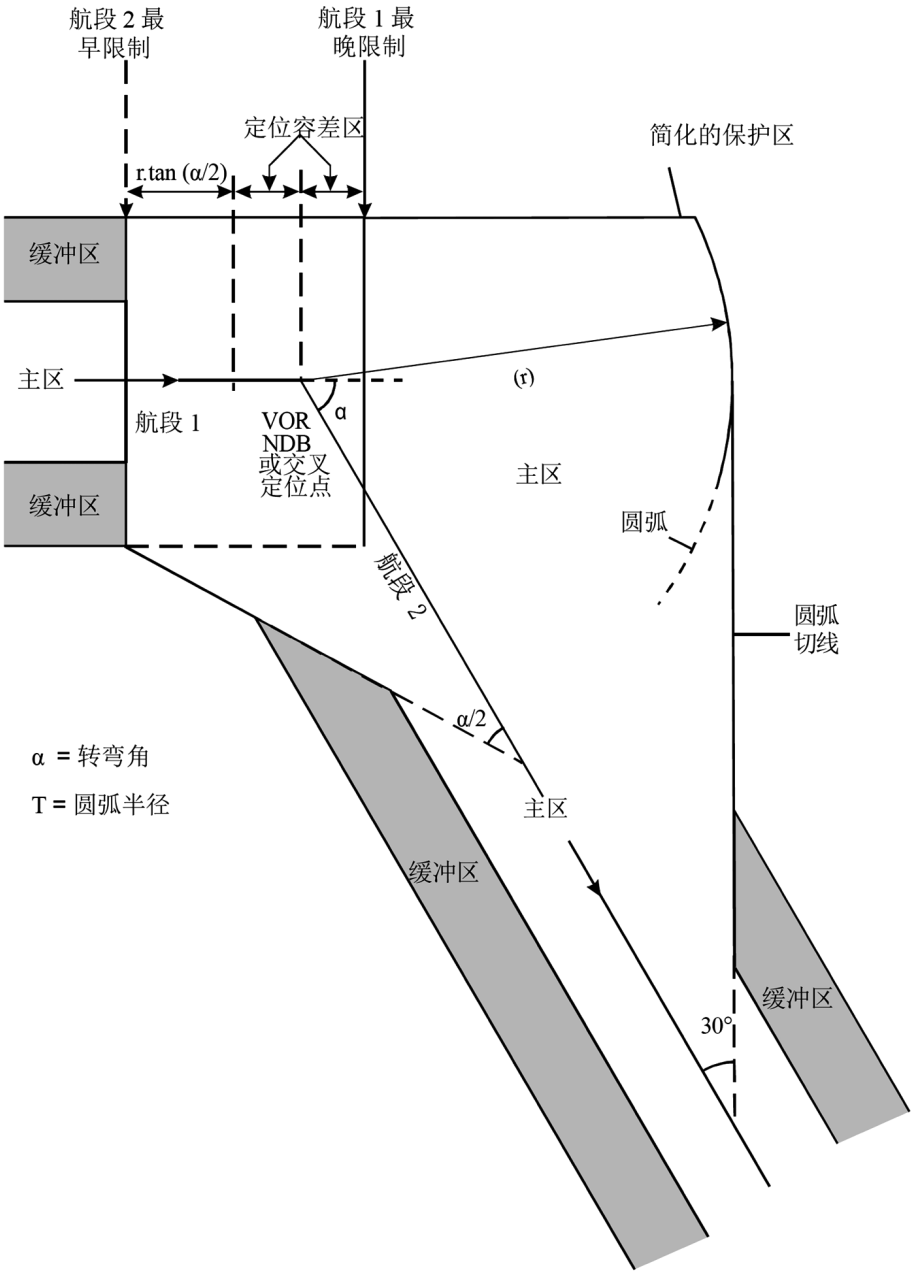
图Ⅱ-3-1-2　VOR 航路导航超障区——直线段



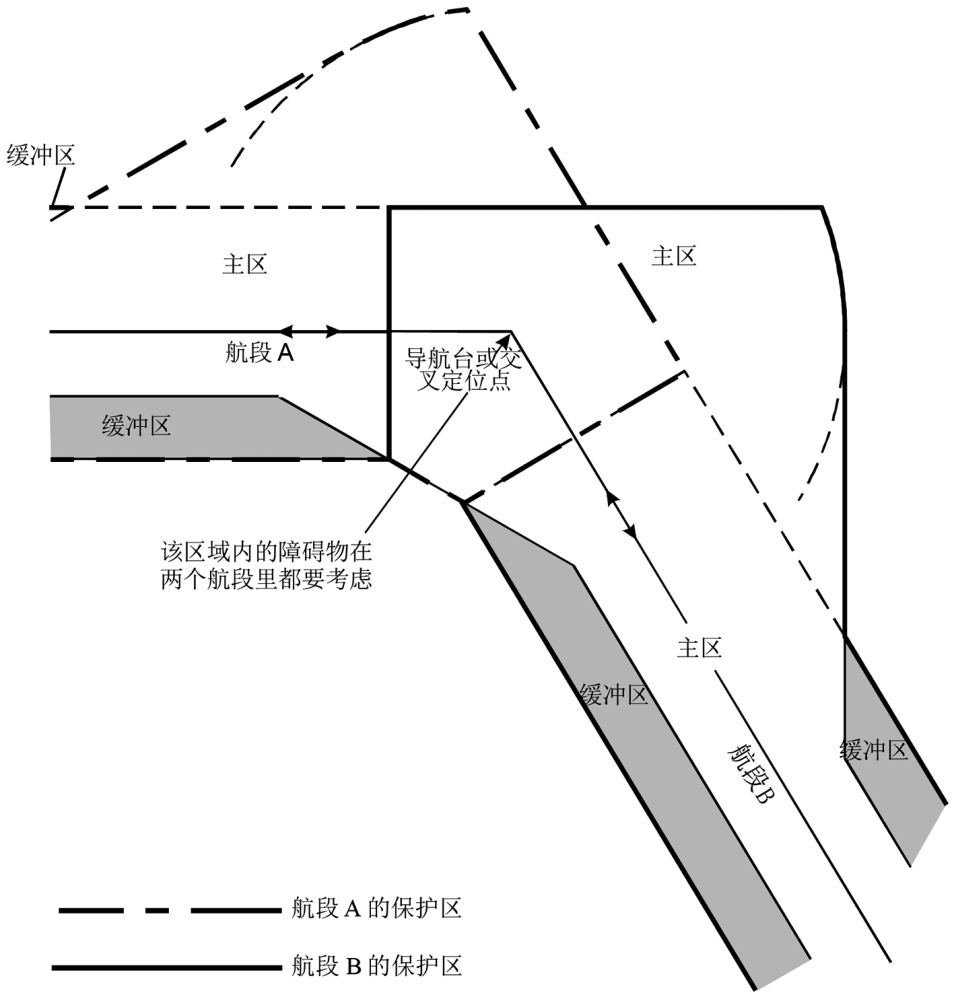
图Ⅱ-3-1-3　NDB 航路导航超障区——直线段



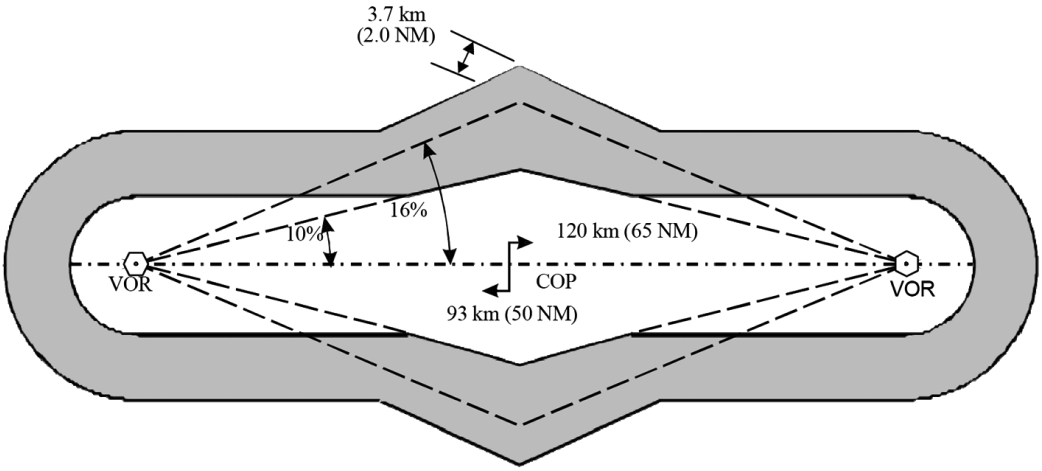
图Ⅱ-3-1-4　VOR 和 NDB 准则相结合



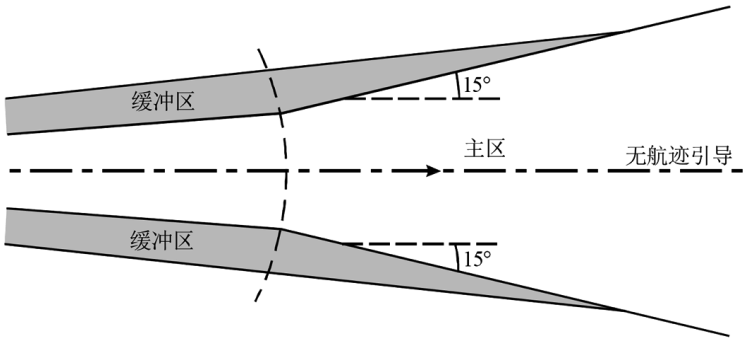
图Ⅱ-3-1-5　在导航台或交叉定位点上方转弯



图Ⅱ-3-1-6　双向飞行转弯区的结合



图Ⅱ-3-1-7　转换点偏置，两个 VOR 的举例



图Ⅱ-3-1-8　无航迹引导区

1 附录A VOR和NDB航路——划设超障保护区的精确方法

A.1 总则

A.1.1 适用范围

如果第1章给出的准则不足以处理个别障碍物的限制时，可以使用本附录中阐述的关于IFR飞行航路阶段超障准则的“精确方法”。本附录中阐述的准则作为第1章给出的准则的补充和/或修订。

A.2 超障保护区

A.2.1 主区和副区

超障保护区分为中间的主区和两侧的副区。副区取代第1章标准方法中规定的缓冲区。

A.2.2 副区宽度的缩减

经过下列因素证明合理，航路运行的副区可以缩减。

a）有飞行运行经验相关的资料；

b）对导航设施进行定期飞行检查以保证其信号好于标准信号；和/或

c）雷达监视。

A.3 超障余度

使用第1章中规定的准则。副区的超障余度从主区的全额MOC逐渐减小，到外侧边界减小为零。

A.4 VOR 和 NDB 超障保护区的划设

A.4.1 VOR

A.4.1.1 从正切导航台开始的恒定宽度。附件 11 附录 A 中给出了使用 VOR 导航的 ATS 航路宽度值。切台宽度±7.4 km（4 NM）和±11.1 km（6 NM）分别对应 95%和 99.7%的包容度。第一个值用于规定主区边界，第二个值增加了 3.7 km（2.0 NM），用于规定副区边界。

A.4.1.2 角度限制。当距电台超过 70 km（38 NM）时，角度容差线会导致保护区宽度增加（见图Ⅱ-3-1-附录 A-1）。

A.4.2 NDB

A.4.2.1 从正切导航台开始的恒定宽度。为确定正切 NDB 的保护区宽度，将 VOR 使用的值（如第Ⅱ部分第 2 章和第 3 章）乘一个系数 1.25。结果为±9.3 km（5.0 NM）和±18.5 km（10.0 NM）（见图Ⅱ-3-1-附录 A-2）。

A.4.2.2 角度限制。距台超过 60 km（32 NM）时，角度容差线会使保护区宽度增加（见图Ⅱ-3-1-附录 A-2）。

A.4.3 转弯保护区

A.4.3.1 可以在导航台或定位点上方转弯。

A.4.3.2 转弯参数。转弯保护区的划设基于第 1 章 1.4.3.3“转弯参数”中规定的参数，和下面的附加参数：

a）最大飞行员反应时间：10 s；和

b）建立坡度时间：5 s。

A.4.3.3 转弯区的划设如下（见图Ⅱ-3-1-附录 A-3 和图Ⅱ-3-1-附录 A-4）：

a）在转弯外侧，从主区边界做一条风螺旋线，起点在标称转弯点定位容差后加上以标称真空速加上最大顺风飞行 15 s 的距离处（风螺旋线的画法见第Ⅰ部分第 2 篇第 3 章）；转弯后的收敛角为 30°；在整个转弯过程中，副区宽度不变；

b）在转弯内侧，从标称定位点定位容差之前距离等于 r×tan（α/2）处，主区按照转弯角度的一半进行扩展。转弯过程中，副区宽度不变。

如果在转弯的一侧，因为进入航段的保护区太宽，收敛角不能使用，则使用 15°的扩张角代替，从进入航段的标称航迹处开始量取（见图Ⅱ-3-1-附录 A-4）。

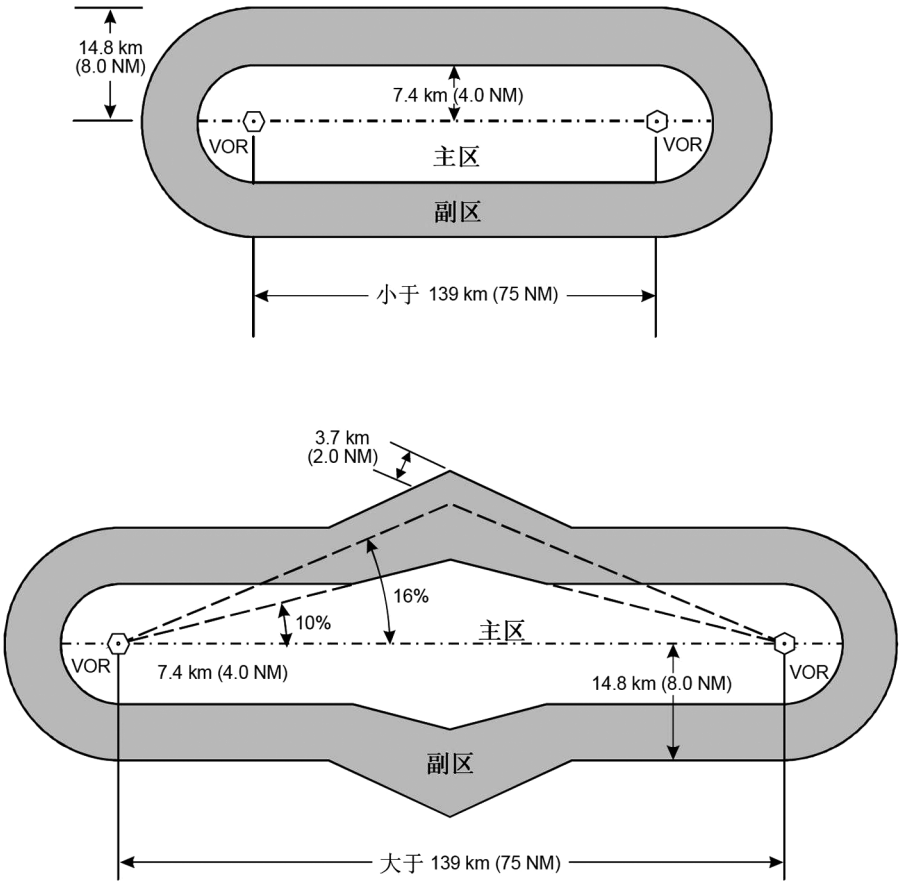
A.5 公布

A.5.1 最低高度

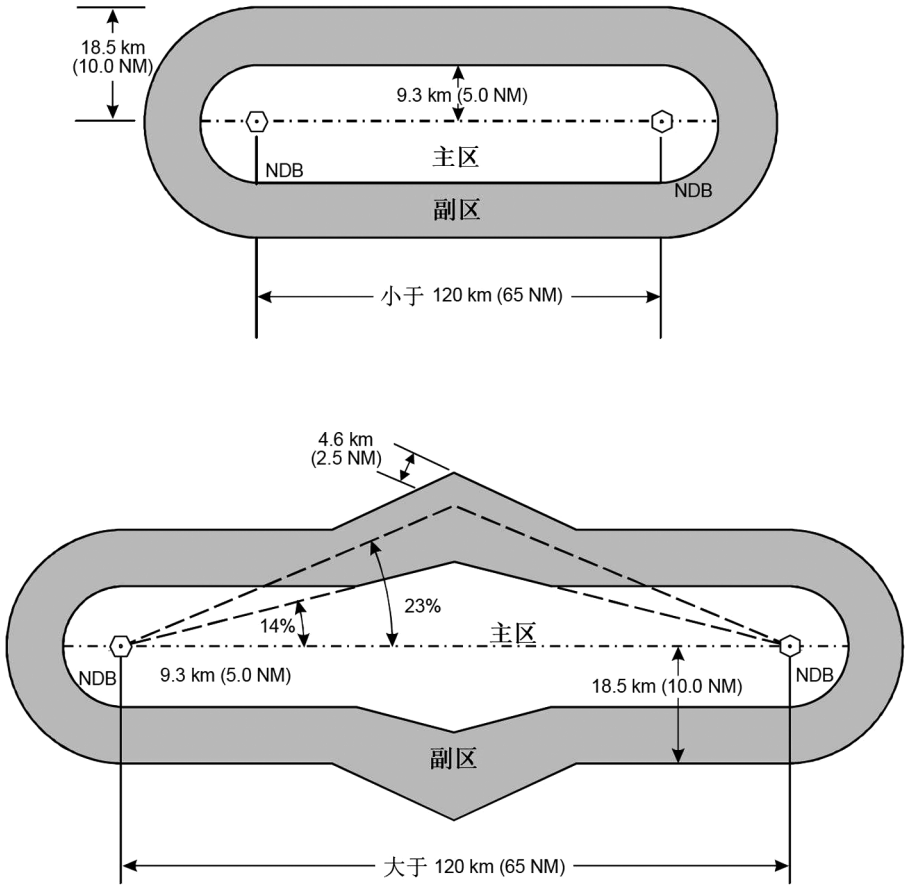
航路每一航段均应该确定最低超障高度（MOCA）和最低航路高度（MEA），并予以公布。

A.5.2 导航系统使用精度

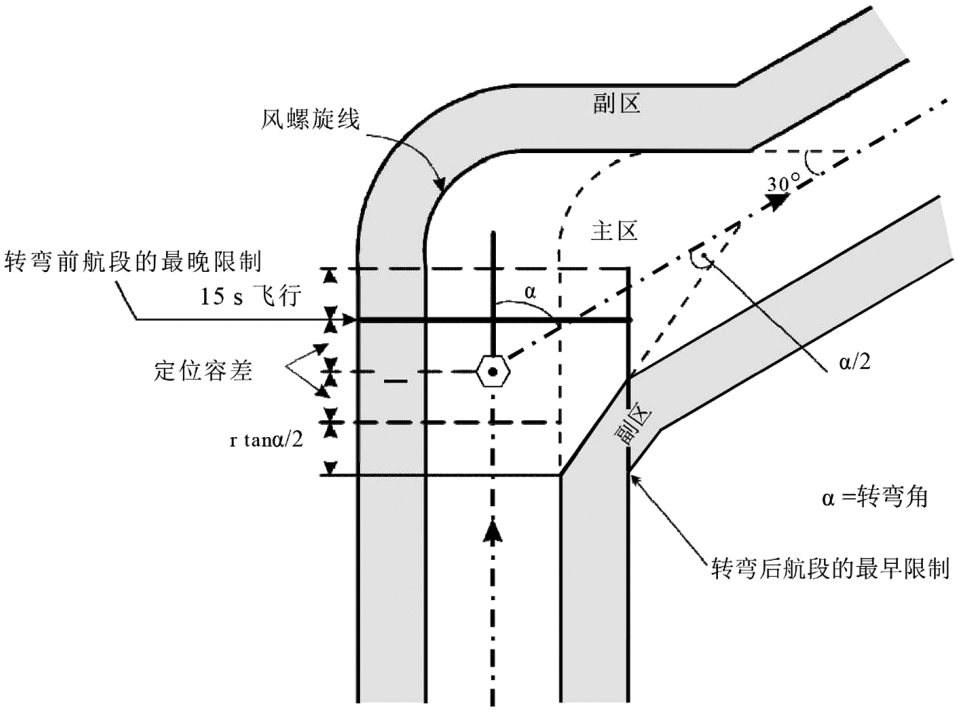
如果是建立在足够的统计数据基础上，可以使用较小的精度值。如果使用的数值不同，应该予以公布。



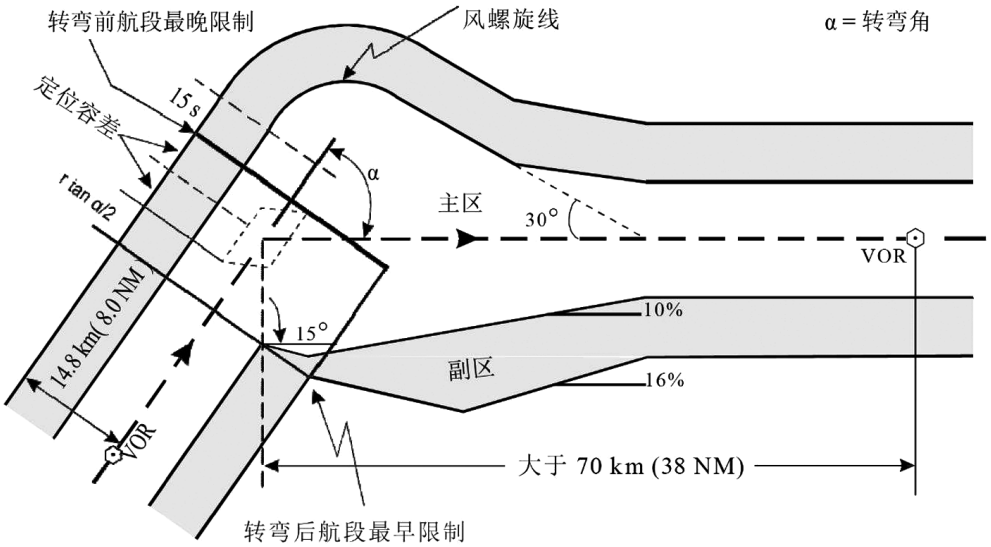
图Ⅱ-3-1-附录A-1 VOR航路导航超障余度



图Ⅱ-3-1-附录 A-2　NDB 航路导航超障余度



图Ⅱ-3-1-附录 A-3　在导航台上方转弯



图Ⅱ-3-1-附录 A-4　在交叉定位点上方转弯

1 附录 B 主区、副区及其扩张角的统计计算

B.1 总则

超障保护区分为中间的主区和两侧的缓冲区。主区表示用系统使用精度的平方和根计算时95%包容度（2SD），缓冲区/副区表示相同计算方式情况下 99.7%包容度（3SD）。

B.2 导航系统使用精度

B.2.1 制定超障准则所使用的系统精度基于最小系统性能因素。如果认为在统计上是独立的，这些不同精度的值，与产生近似 95%包容度（2SD）限制的平方和根相关联，和与产生近似 99.7%包容度（3SD）限制的平方和根相关联。

B.2.2 下列系统使用精度值用于 VOR：

a）±3.5°地面系统容差；

b）±2.7°接收机容差；

c）±3.5°飞行技术容差；和

d）±1.0°监视容差。

B.2.3 下列系统使用精度值用于 NDB；

a）±3°地面设备；

b）±5.4°机载设备；和

c）±5°飞行技术容差。

B.2.4 定位点或导航台容差

B.2.4.1 VOR 交叉定位容差。在计算时不计飞行技术容差，VOR 交叉定位角度容差为 7.9%（4.5°）。

B.2.4.2 NDB 交叉定位容差。在计算时不计飞行技术容差，NDB 交叉定位角度容差为 10.9%（6.2°）。

B.2.4.3 DME 的使用。如果可行，可以用 DME 作转弯定位点。DME 的精度值见第Ⅰ部分第 2

篇第2章2.4.4“DME”。

B.2.4.4 导航台容差——制定中

B.3 扩张

B.3.1 主区的扩张

B.3.1.1 主区扩张角为：

a）5.7°（10%）—VOR；和

b）7.95°（14%）—NDB。

B.3.1.2 主区扩张的计算。这些值是使用B.2.2和B.2.3中给出的系统使用精度值求平方和根得到的。在达到95%包容度（2SD）情况下，VOR的扩张值为±9.87%（5.64°），NDB的扩张值为±13.96%（7.95°）。VOR主区边界值向上取整至±10%（5.7°），NDB主区边界值向上取整至±14%（8.0°）。

B.3.2 缓冲区/副区的扩张。

缓冲区/副区的扩张角为：

a）9.1°（15.86%）——VOR；和

b）13.0°（23%）——NDB。

B.3.3 VOR缓冲区/副区扩张的计算。

在99.7%包容度（3 SD）的计算中考虑了±1.0°的监视容差，用以替代1.5×3.5°的地面系统容差，其最大值为3.5°+1.0°=4.5°。这样的组合在平方和根的基础上得到3SD的限制为±14.08%（8.01°）。加上±1.0°的附加值后，得到整个保护区的限制为±15.86%（9.01°）整个保护区的扩张向上取整为±16%（9.1°）（见第3章的图Ⅱ-3-1-2）。

B.3.4 NDB缓冲区/副区扩张的计算

99.7%包容度（3SD）的计算和附加的±1.0°缓冲而得到整个保护区限制为±22.94%（12.92°）。整个保护区的扩张向上取整为±23%（13.0°）。

第4篇　等待准则

1　等待准则

注1：关于超音速运输机（SST）等待保护区参数的指导材料，见国际民航组织126号通告的“运行要求的说明”。

注2：本章内容是有关右转弯等待航线的准则。如果没有运行上的其他先决考虑，应该建立右转弯等待航线。对于左转弯等待航线，其加入和等待程序与相应的入航等待航迹对称。

1.1　等待航线的形状与有关术语

等待航线的形状与有关术语，见图Ⅱ-4-1-1。

1.2　加入和等待程序

等待航线的设计必须基于以下的加入和等待程序。

1.2.1　加入程序

注：在与有关运营人进行协商后，经过国家批准可以对基本程序进行改变以适应当地的情况。

1.2.1.1　加入扇区

1.2.1.1.1　应该根据航向加入等待程序，它与图Ⅱ-4-1-2所示的3个进入扇区相关。在扇区边界两侧各5°的地带可以灵活掌握。

1.2.1.1.2　当在VOR交叉定位点或VOR/DME定位点等待时，则限制为按径向线加入。该准则也为沿DME弧的加入提供了保护，但是只有因特殊的运行困难而不可能使用其他的加入程序时

才设计这种程序。

1.2.1.2 第1扇区程序（平行进入）

a）在定位点上方，航空器转至出航航向（航迹平行于入航航迹）飞行适当的时间或距离；而后

b）向等待一侧左转弯切入入航航迹或回到定位点。

1.2.1.3 第2扇区程序（偏置进入）

a）在定位点上方，航空器转至等待航线一侧与入航航迹反方向成30°角的航向；而后

b）沿出航航迹：

1）如果规定了时间，则飞行适当的时间；或

2）如果规定了距离，则飞行至适当的DME距离；或

3）如果也规定了限制径向线，则：

i）直至规定的径向线；或

ii）适当的DME距离，以先到者为准；然后

c）右转弯切入入航航迹飞向等待定位点。

1.2.1.4 第3扇区程序（直接进入）

在定位点上方，航空器右转沿等待航线飞行。

1.2.1.5 特殊VOR/DME等待进入程序

1.2.1.5.1 加入VOR/DME等待航线，可以在出航航段末端的第二个定位点建立加入径向线。[见图Ⅱ-4-1-3 a）和b）]。在这种情况下，不允许使用第1扇区和第2扇区加入程序。

1.2.1.5.2 可以沿加入径向线直接加入等待航线或按照第3扇区进入程序。航空器到达第二定位点后右转加入等待航线。在这种情况下，必须公布加入径向线并进行明确描述。

1.2.2 等待程序

1.2.2.1 完成扇区加入程序后，航空器第二次到达定位点上方（或处于下一等待航线的结束位置），然后转向出航航迹：

a）如果规定了时间，则飞行适当的时间；或

b）如果规定了距离，则飞行至适当的DME距离。

结束出航边飞行后，航空器处于开始入航转弯的位置，允许考虑风的影响；然后转弯切入飞向等待定位点的入航航迹。

1.2.2.2 时间或距离限制的使用见1.3.2“计时和距离”。

1.3 等待保护区的划设

1.3.1 划设方法

1.3.1.1 等待保护区的划设方法必须使用本篇规定的输入参数和条件。一种实用的方法是制作一个等待模板，它包含了使航空器偏离标称等待航线的所有因素。把模板应用到定位点容差区的边界上就可以确定等待保护区的边界。

1.3.1.2 制作和使用等待模板的方法详见第Ⅰ部分第4篇第3章附录C。

1.3.1.3 设计基本等待保护区和对应的全向加入区的相关计算，需要使用1.3.2至1.3.10中给出的参数。

1.3.1.4 以520 km/h（280 kt）/0.8 M进行等待的航空器。必须考虑颠簸情况下航空器使用指示空速520 km/h（280 kt）/0.8 M进行等待的可能性。只要等待保护区不能容纳要求以520 km/h（280 kt）/0.8 M进行等待的航空器时，就应该建立适当的ATC程序，以对要求这种速度的航空器进行处理。

注：这种ATC程序可以采取保护额外空域的方式，或发出另一种许可，包括在正常等待保护区之外等待或改航。

1.3.2 计时和距离

1.3.2.1 计时的开始

出航计时从正切定位点或转至出航航向开始，以发生较晚为准。

1.3.2.2 出航计时

1.3.2.2.1 飞机计时。当根据飞行时间设计出航边长度时，出航时间应该为：

a）1 min，4 250 m（14 000 ft）及以下；和

b）1.5 min，4 250 m（14 000 ft）以上。

但是只要按照本章的原则对保护空域进行调整，就可以增加出航时间。

1.3.2.2.2 直升机计时。出航时间应该为：

a）1 min，1 830 m（6 000 ft）及以下；和

b）A类固定翼航空器的准则，1 830 m（6 000 ft）以上。

1.3.2.3 出航距离

应该给出规定的DME出航距离，该距离最少等于选定真空速（TAS）飞行1 min时间的距离。当这样做时，必须保证：

a）完成入航转弯后在入航航迹上至少有30 s的飞行时间；并且

b）要考虑斜距。

1.3.2.4 限制径向线

背电台等待时，如果从等待定位点至VOR/DME台的距离太短，以至于最不利的出航航迹或第2扇区加入航迹无法与DME限制距离相交，则应该规定一条限制径向线。当空域受限时也可以规定一条限制径向线。

注：限制径向线应该是等待航线所用VOR/DME台的径向线（见4.4）。

1.3.3 指示空速

1.3.3.1 总则

1.3.3.1.1 保护区的计算和绘制应包含最快类型的航空器。在计算等待保护区时应使用表Ⅱ-4-1-2中规定的指示空速。

1.3.3.1.2 虽然基于低速［即165 km/h（90 kt）］的航空器在强风中飞行得到的保护区在有些地方会大于按本篇方法划设的保护区，但是该类航空器的飞行员使用正常的操作调整就应该能使航空器不超出该保护区。

1.3.3.1.3 指示空速换算为真空速，见1.3.7“温度”中对温度的处理和本章附录A。

注：由于运行原因，表Ⅱ-4-1-2中给出的速度，经转换后按最接近5的倍数取整，这在运行安全的角度上被认为是等效的。

1.3.3.2 空速

等待保护区所用的速度应该公布。

1.3.3.3 受定位能力限制的加入速度

如果在等待定位点之前的定位能力受到限制，主管当局应该考虑规划能包含初始加入速度大于规定速度的等待保护区。

1.3.4 坡度或转弯率

坡度应该考虑使用25°，从坡度求出转弯率的公式，见本章附录A。从坡度得出转弯率的图表，见本章附录A的图Ⅱ-4-1-附录A-1和图Ⅱ-4-1-附录A-2。

1.3.5 导航精度

设计等待保护区的数值精度见第Ⅰ部分第2篇第2章2.3.3“VOR、NDB、LOC的系统使用精度”。

1.3.6 风速

1.3.6.1 如果有风的统计数据，全向风的计算应该使用95%概率以内的最大风速。但是，由95%统计数据求得的风速分量可以用于代替全向风。

1.3.6.2 如果没有风的统计数据，全向风的计算可以采用本章附录A的A.6.6中的公式，或者

采用本章附录 A 中显示的图表（图Ⅱ-4-1-附录 A-4）。

注：当两个相邻的等待航线保护区重叠，可以当成这些航线是侧向分开的来进行设计。这种情况下为防止冲突发生，应该要求考虑来自不同方向的风。应该使用基本等待保护区和加入区，以确定每个航线之间的侧向间隔及与其他可能的邻近保护区的侧向间隔，如空中航路。

1.3.7 温度

当有气象资料可用时，应该使用 95%概率以内的最高温度进行计算。当没有足够的气象数据时，应该使用国际标准大气（ISA）加 15℃的温度梯度。ISA+15℃的图表在本章附录 A（图Ⅱ-4-1-附录 A-5）中。在 ISA+15℃条件下，把 IAS 转换为 TAS 的换算表，见本章附录 A（表Ⅱ-4-1-附录 A-1 和表Ⅱ-4-1-附录 A-2）。

1.3.8 飞行高度层

当一个等待保护区使用于某个飞行高度层区间时，该等待区只能使用划设的高度层或之下的高度层。

1.3.9 飞行技术容差

本篇容差的使用，见第Ⅰ部分第 4 篇第 3 章的图Ⅰ-4-3-8。

1.3.9.1 定位点容差。飞越定位点上空时，定位点容差应该采用 11 s 的总容差。其构成如下：

a）6 s 飞行员反应容差；和

b）5 s 建立坡度时间。

1.3.9.2 出航航段容差。在出航航段，须采用+15 s～-5 s 的总容差。其构成如下：

a）±10 s 计时容差；和

b）5 s 建立坡度时间。

1.3.9.3 DME 距离容差。如果使用 DME，则必须用 11 s 的容差计算 DME 距离容差。

1.3.10 航向容差

等待航线出航航段的航向容差允许为±5°。

1.3.11 进入航迹对基本等待保护区大小的影响

等待航线的保护区应该根据不同的加入类型进行调整，使用 3.2 至 3.10 中的参数加入程序。这通常会要求基本保护区之外的附加空域（见 1.3.12“超障余度”）。

1.3.12 超障余度

1.3.12.1 等待保护区的组成。等待保护区包含基本等待保护区、加入保护区和缓冲区。

a）任何特定高度的基本等待保护区是该高度的标准等待程序的所需空域，该空域是基于允许的飞机速度、风的影响、计时误差、等待点特性等。

b）加入保护区包含容纳规定加入程序的所需空域。

c）在 1 830 m（6 000 ft）或以下，缓冲区是等待保护区边界向外扩展 9.3 km（5.0 NM）［H

类，3.7 km（2 NM）]。在确定等待航线的最低可用等待高度层时，必须考虑缓冲区内障碍物的性质和高。

1.3.12.2 最小超障余度（MOC）

1.3.12.2.1 允许的最低等待高度层必须至少提供下列超障余度：

a）在等待保护区内障碍物之上300 m（984 ft）；和

b）缓冲区内障碍物之上加上表Ⅱ-4-1-1中的适当值。该值向外逐渐减小。

1.3.12.2.2 高海拔地区的超障余度。在高海拔地区或山区，超障余度可以增加至总共600 m（1 969 ft），以适应颠簸、下降风及其他可能对高度表性能产生影响的天气现象，参见第Ⅱ部分第4篇第1章附录B中的指导材料（见图Ⅱ-4-1-4。有关H类，见图Ⅱ-4-1-5）。

1.4 规划VOR/DME等待程序和划设有关保护区的特殊条件

1.4.1 总则

本章1.1、1.2和1.3的一般规定适用。等待保护区的计算和划设，应该使用第Ⅰ部分第4篇第3章附录A中的资料。

1.4.2 VOR/DME系统要求

VOR/DME系统的使用要满足以下要求：

a）等待保护区必须在指定VOR和DME台的运行覆盖范围内。

b）VOR的锥形盲区：

1）背台等待时，不得与等待保护区重叠；和

2）向台等待时，不得与等待定位点重叠；

c）DME的最小可用地面距离必须覆盖等待点和出航航段的限制距离；

d）VOR和DME台必须在同一位置，并且入航航迹应该对正特定的VOR径向线。

距用于等待的VOR/DME定位点的最小可用地面距离，应该满足第Ⅰ部分第2篇第2章2.6.1“VOR/DME定位点的最小可用地面距离”中的限制。

1.4.3 DME弧的半径

1.4.3.1 如果用DME弧提供加入等待航线的航迹引导，则圆弧半径不得小于13 km（7 NM）。

1.4.3.2 为适应当地的条件，经与相关运营人协商后，可以批准一些改变。

1.4.4 便于运行的程序

如有可能，应该使用下列程序：

a）入航航迹应该向台飞行。必要时也可背台等待，等待距离的选择应该避免必须使用限制

径向线；和

b）加入等待航线应该沿入航航迹至等待定位点。

注 1：加入等待航线可借助于雷达，通过在等待航线之前的入航航迹延长线上设立一个导航定位点等方式。

注 2：只有遇到特殊的运行困难，而其他的加入程序都不可行时，才可以设计沿 DME 弧加入的程序。

注 3：根据其他导航台的加入程序，可能需要增加保护空域。

1.4.5 VOR 圆锥效应

计算 VOR 圆锥区和 DME 斜距的换算时，导航台上方的高度（hl）可以使用（见本章附录 A 的 A.6.4 和 A.6.5）。

1.5 公布

1.5.1 特殊的 VOR/DME 等待加入程序

1.5.1.1 为加入 VOR/DME 等待航线，可以在出航航段末端的第二个定位点建立加入径向线［见图Ⅱ-4-1-3 a）和 b）］。这种情况下，不使用第 1 扇区和第 2 扇区的进入。

1.5.1.2 可以沿加入径向线直接加入等待航线或按照第 3 扇区加入程序。航空器到达第二定位点后右转加入等待航线。在这种情况下，加入径向线必须公布并进行明确的描述。

1.5.2 空速

1.5.2.1 等待保护区所基于的速度应该公布。

1.5.2.2 VOR/DME 等待的斜距

1.5.2.2.1 等待定位点的距离和出航边限制距离应该依据距 DME 台的斜距，以整数 km（或 NM）表示。

1.5.2.2.2 斜距连同限制径向线（如有规定），应该在飞行员使用的有关航图中公布。

表Ⅱ-4-1-1 在较低的平坦地形上方缓冲区的最小超障余度

距等待保护区边界的距离		在较低的平坦地形上方的最小超障余度	
km	NM	m	ft
0~1.9	0~1.0	300	984
1.9~3.7	1.0~2.0	150	492

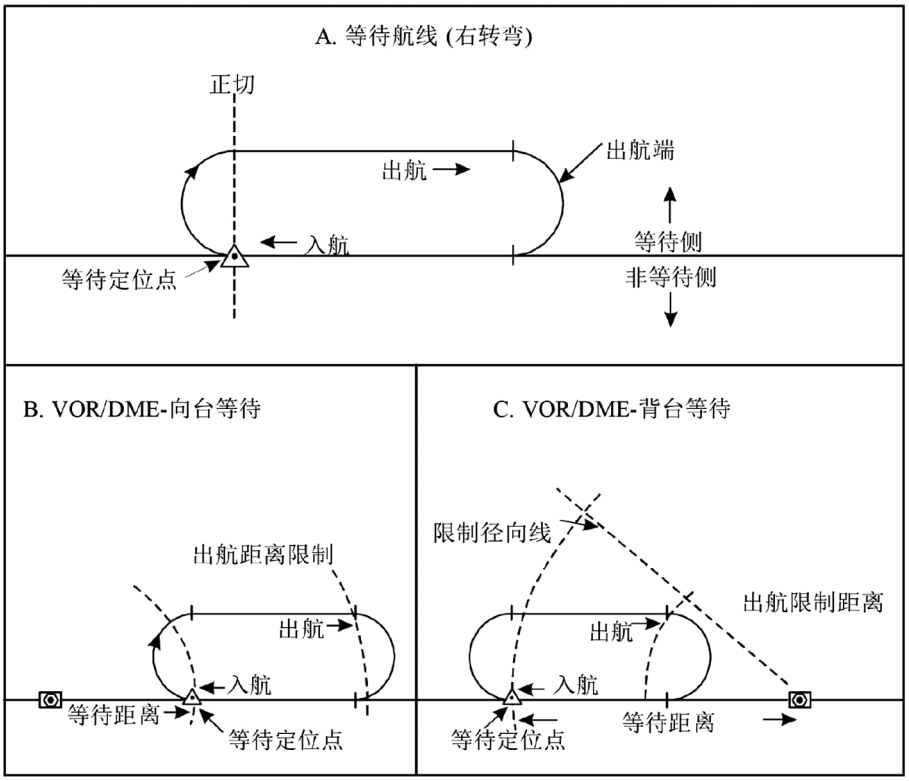
续表

距等待保护区边界的距离		在较低的平坦地形上方的最小超障余度	
km	NM	m	ft
3.7~5.6	2.0~3.0	120	394
5.6~7.4	3.0~4.0	90	294
7.4~9.3	4.0~5.0	60	197
H类			
0~3.7	0~2.0	线性	线性
		300~0	984~0

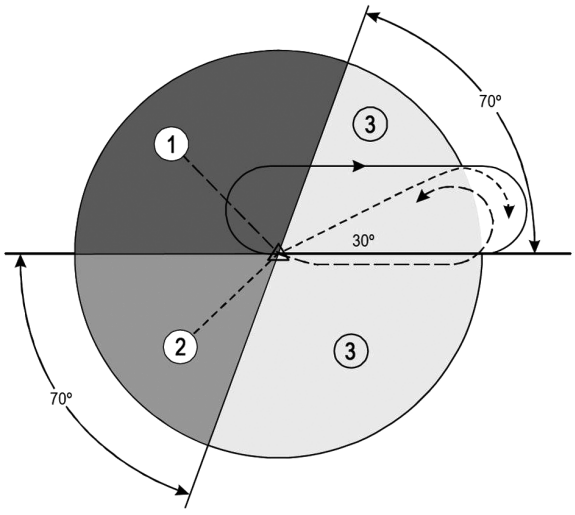
表Ⅱ-4-1-2　划设等待保护区所用的空速

高度[1]	正常情况	颠簸情况
直升机1 830 m（6 000 ft）及以下	185 km/h（100 kt）	
4 250 m（14 000 ft）及以下	425 km/h（230 kt）[2] 315 km/h（170 kt）[4]	520 km/h（280 kt）[3] 315 km/h（170 kt）[4]
4 250 m（14 000 ft）以上~6 100 m（20 000 ft）（含） 6 100 m（20 000 ft）以上~10 350 m（34 000 ft）（含）	445 km/h（240 kt）[5] 490 km/h（265 kt）[5]	520 km/h（280 kt）或 0.8 Mach，取较小值[3]
10 350 m（34 000 ft）以上	0.83马赫	0.83马赫

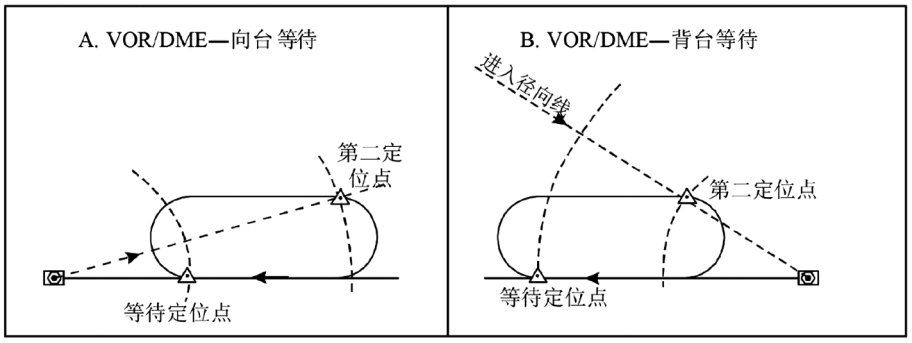
1：表列的高度根据使用的高度表拨正值表示高度或相应的高度层。
2：如果等待程序后面的仪表进近程序起始航段公布速度大于425 km/h（230 kt），如果可能，则等待也应该按这个较高速度公布。
3：见本篇1.3.1.4“以520 km/h（280 kt）/0.8 M进行等待的航空器”。
4：只限A、B类航空器等待和1 830 m（6 000 ft）以上的H类航空器等待。
5：如有可能，航路等待程序，应该使用520 km/h（280 kt）。



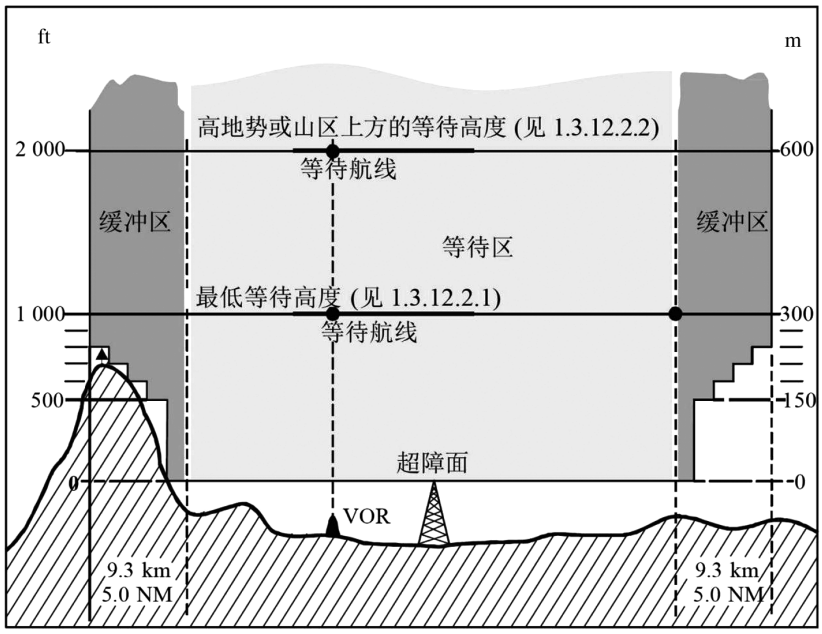
图Ⅱ-4-1-1　右转弯等待航线的形状和术语



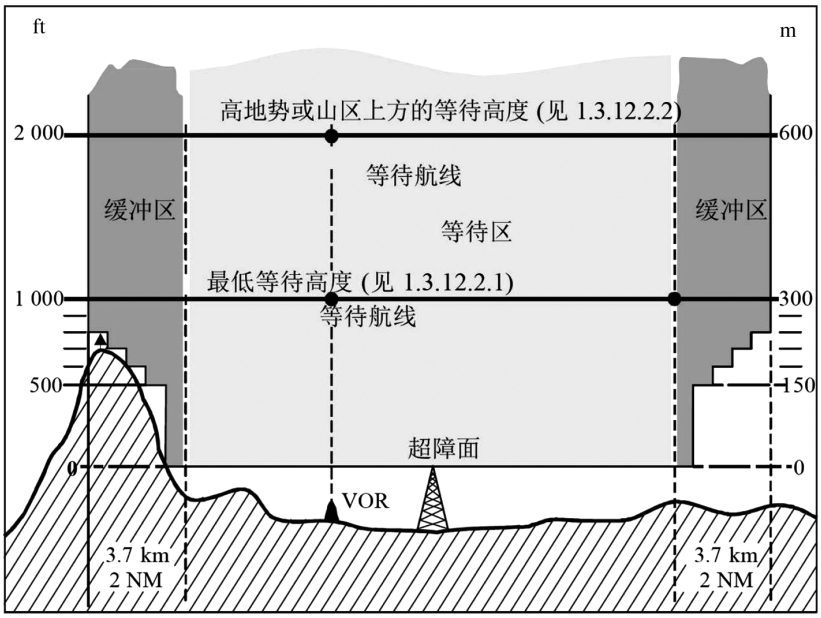
图Ⅱ-4-1-2　加入扇区



图Ⅱ-4-1-3　出航边上 VOR/DME 定位点的加入



图Ⅱ-4-1-4　由等待保护区和缓冲区的超障面确定的最低等待高度



图Ⅱ-4-1-5　1 830 m（6 000 ft）及以下的直升机等待

1 附录A 划设等待保护区的参数

本附录内容中提供了划设等待保护区所用的通用参数，这些参数是：

1）转弯参数；

2）需要考虑的风与高度的对应关系；

3）温度与高度的对应关系；

4）DME斜距与地面距离的对应关系；

5）真空速（TAS）与指示空速和高度的关系；

6）基本等待保护区参数计算的公式。

A.1 转弯参数

（也可参见第**I**部分第**2**篇第**3**章）

适用的转弯参数见图Ⅱ-4-1-附录A-1、图Ⅱ-4-1-附录A-2和图Ⅱ-4-1-附录A-3。

A.2 需要考虑的风与高度的对应关系

图Ⅱ-4-1-附录A-4中特定高度需要考虑全向风速的计算，参见如下公式：

W=（12h+87）km/h，h单位为km；

或

W=（2h+47）kt，h单位为kft。

A.3 温度与高度的对应关系

见图Ⅱ-4-1-附录A-5。

A.4　DME 斜距与地面距离的对应关系

见图Ⅱ-4-1-附录 A-6 和图Ⅱ-4-1-附录 A-7。

A.5　真空速（TAS）与指示空速（IAS）及高度的关系

表Ⅱ-4-1-附录 A-1 和表Ⅱ-4-1-附录 A-2 给出了温度为 ISA+15℃时，修正压缩性影响的真空速。表Ⅱ-4-1-附录 A-1 的速度单位为 km/h，表Ⅱ-4-1-附录 A-2 的速度单位为 kt。计算公式见本附录的 A.6.1。

注：这两个表只用于划设等待区。

A.6　基本等待保护区参数计算公式

A.6.1　真空速计算公式（已修正压缩性影响）

$$V = 102.06\sqrt{T}\sqrt{\sqrt{1 + 0.00067515\frac{IAS^2}{P}\left(1 + \frac{IAS^2}{6003025}\right)} - 1} \qquad (Ⅱ-4-1-附录\ A-1)$$

式中：T——温度 ISA+15°（K）；

P——气压（hPa）；

IAS——指示空速（km/h）；和

V——真空速（km/h）。

或

$$V = 55.1088\sqrt{T}\sqrt{\sqrt{1 + 0.0023157\frac{IAS^2}{P}\left(1 + \frac{IAS^2}{1750200}\right)} - 1} \qquad (Ⅱ-4-1-附录\ A-2)$$

式中：T——温度 ISA+15°（K）；

P——气压（hPa）；

IAS——指示空速（kt）；和

V——真空速（kt）。

P 和 T 的数值见《国际民航组织标准大气手册》（Doc 7488）。

A.6.2　转弯率计算公式

$$R = \frac{6355\tan\alpha}{\pi V} \qquad (Ⅱ-4-1-附录\ A-3)$$

式中：α——坡度（°）；

V——真空速（km/h）；和

R——转弯率（°/s）。

或

$$R = \frac{3431\tan\alpha}{\pi V} \qquad (Ⅱ-4-1-附录\ A-4)$$

式中：α——转弯坡度角（°）；

V——真空速（kt）；和

R——转弯率（°/s）。

A.6.3 转弯半径（r）

$$r = \frac{0.18V}{\pi R} \qquad (Ⅱ-4-1-附录\ A-5)$$

式中：V——真空速（m/s）；

R——转弯率（°/s）；和

r——转弯半径（km）。

$$r = \frac{3V}{\pi R} \qquad (Ⅱ-4-1-附录\ A-6)$$

或

式中：V——真空速（NM/min）；

R——转弯率（°/s）；和

r——转弯半径（NM/min）。

A.6.4 圆锥效应区半径计算公式

$$z = hl\tan\gamma l \qquad (Ⅱ-4-1-附录\ A-7)$$

式中：hl——电台之上的高（km）；

γl——1/2 圆锥角（°）；和

z——圆锥效应区半径（km）。

或

$$z = 0.164hl\tan\gamma l \qquad (Ⅱ-4-1-附录\ A-8)$$

式中：hl——电台之上的高（kft）；

γl——1/2 圆锥角（°）；和

z——圆锥效应区半径（NM）。

A.6.5 最小可用 DME 地面距离计算公式

$$dm = hl\tan 55° \qquad (Ⅱ-4-1-附录\ A-9)$$

式中：hl——电台之上的高（km）；和

dm——最小可用 DME 地面距离（km）；或

$$dm = 0.164hl\tan 55° \qquad (Ⅱ-4-1-附录\ A-10)$$

式中：hl——电台之上的高（kft）；和

dm——最小可用 DME 地面距离（NM）。

A.6.6 风速计算公式

$$w = 12h + 87 \qquad (Ⅱ-4-1-附录\ A-11)$$

式中：h——高度（km）；

w——风速（km/h）（最大至 220）；或

$$w = 2h + 47 \qquad (Ⅱ-4-1-附录\ A-12)$$

式中：w——风速（kt）（最大至 120）；和

h——高度（kft）。

表Ⅱ-4-1-附录 A-1 真空速（TAS）和指示空速（IAS）及高度的关系（国际标准单位）

高度（m）	315 km/h	425 km/h	445 km/h	490 km/h	520 km/h	0.8 M	0.83M
300 600 900 1 200 1 500	327.6 332.28 337.32 342.0 347.4	442.10 448.42 454.86 461.43 468.13			540.72 548.28 556.2 564.12 571.68		
1 800 2 100 2 400 2 700 3 000	352.8 357.48 362.88 369.0 374.4	474.97 481.95 489.04 496.33 503.75			580.32 588.6 596.88 605.88 614.52		
3 300 3 600 3 900 4 200 4 500	380.52 385.92 391.68 398.52	511.31 519.04 526.92 534.97	568.08		623.52 632.88 641.88 651.6 661.68		
4 800 5 100 5 400 5 700 6 000			577.08 585.72 595.08 604.08 613.8		671.4 681.48 691.92 702.72 713.52		
6 300 6 600 6 900 7 200 7 500				684.15 694.83 705.74 716.86 728.21	724.32 735.48 747.0 758.5 770.4		

续表

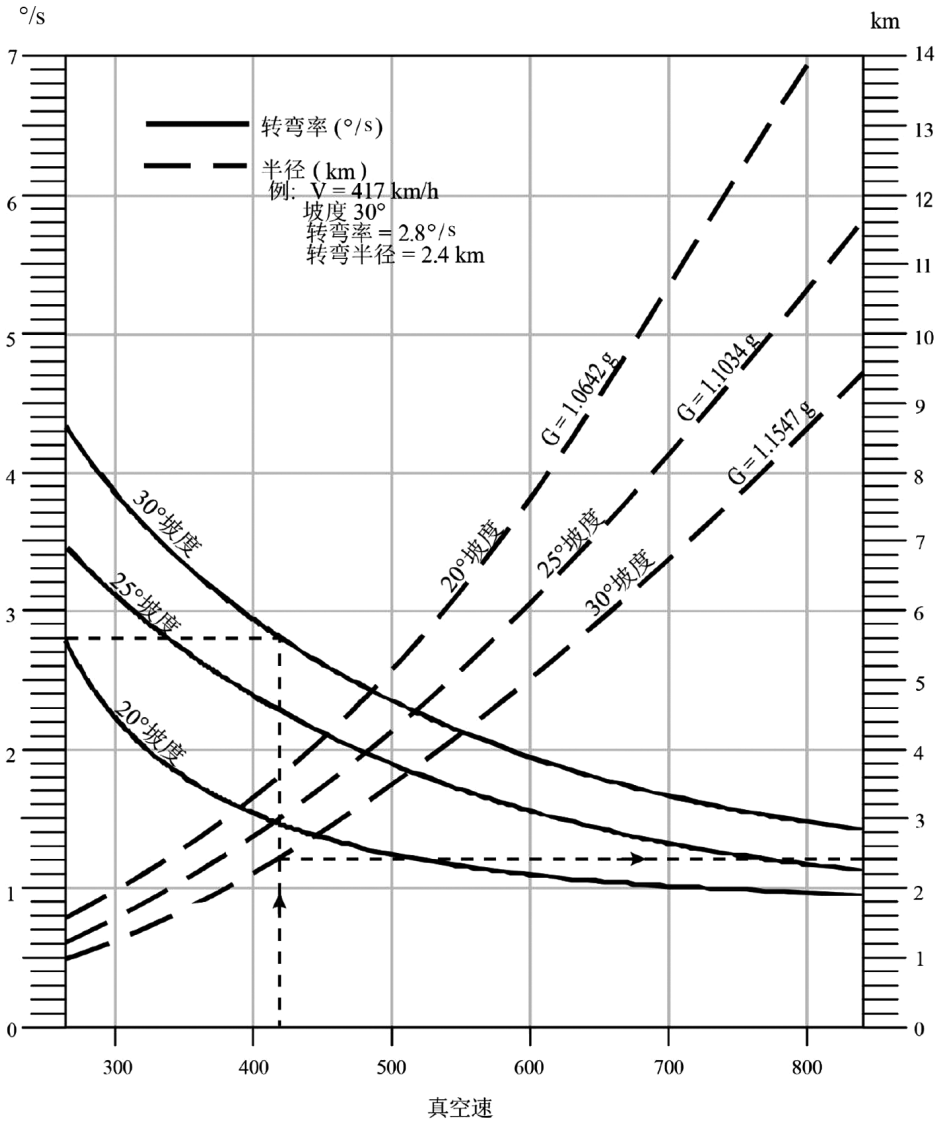
高度（m）	315 km/h	425 km/h	445 km/h	490 km/h	520 km/h	0.8 M	0.83M
7 800 8 100 8 400 8 700 9 000				739.80 751.62 763.68 775.99 788.55	782.28 794.8 807.48 820.08 833.4		
9 300 9 600 9 900 10 200 10 500				801.37 814.45 827.79 841.41	846.2 860.4	863.90 860.14	888.48
10 800 11 100 及以上							884.55 881.67

表Ⅱ-4-1-附录A-2　真空速（TAS）和指示空速（IAS）及高度的关系（非国际标准单位）

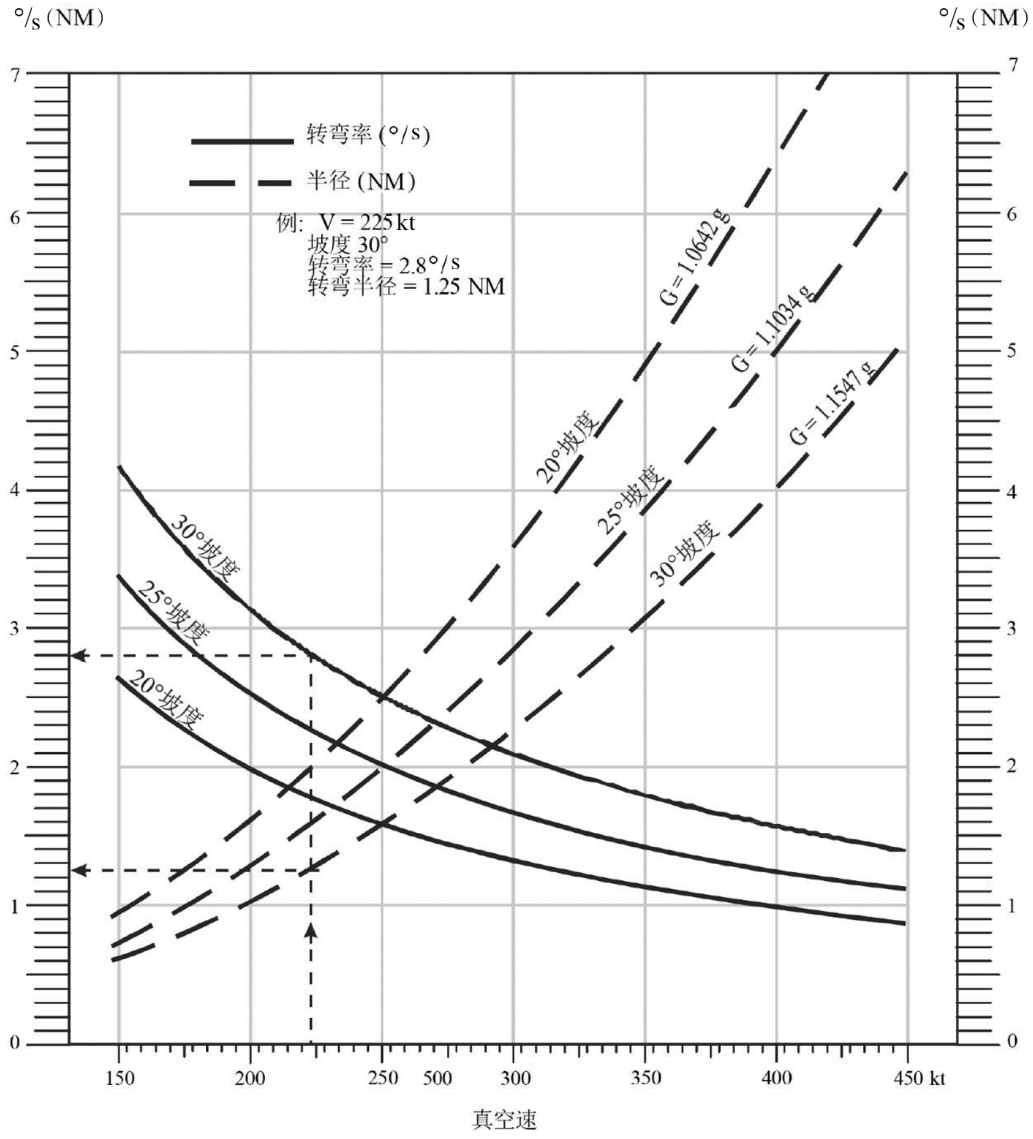
高度（ft）	175 kt	230 kt	240 kt	265 kt	280 kt	018M	0.83M
1 000 2 000 3 000 4 000 5 000	1 77.0 179.4 182.4 184.8 187.8	239.26 242.68 246.16 249.72 253.34			291.0 295.2 299.4 304.2 308.4		
6 000 7 000 8 000 9 000 10 000	190.8 193.2 196.2 199.2 202.8	257.04 260.82 264.67 268.60 272.61			312.6 317.4 322.2 327.0 331.8		
11 000 12 000 13 000 14 000 15 000	205.8 208.8 212.4 215.4	276.71 280.88 285.15 289.50	307.8		336.6 342.0 346.8 352.2 357.6		
16 000 17 000 18 000 19 000 20 000			312.6 317.4 322.2 327.6 333.0		363.0 368.4 374.4 380.4 386.4		
21 000 22 000 23 000 24 000 25 000				369.98 375.76 381.65 387.67 393.81	392.4 398.4 405.0 411.0 417.6		

续表

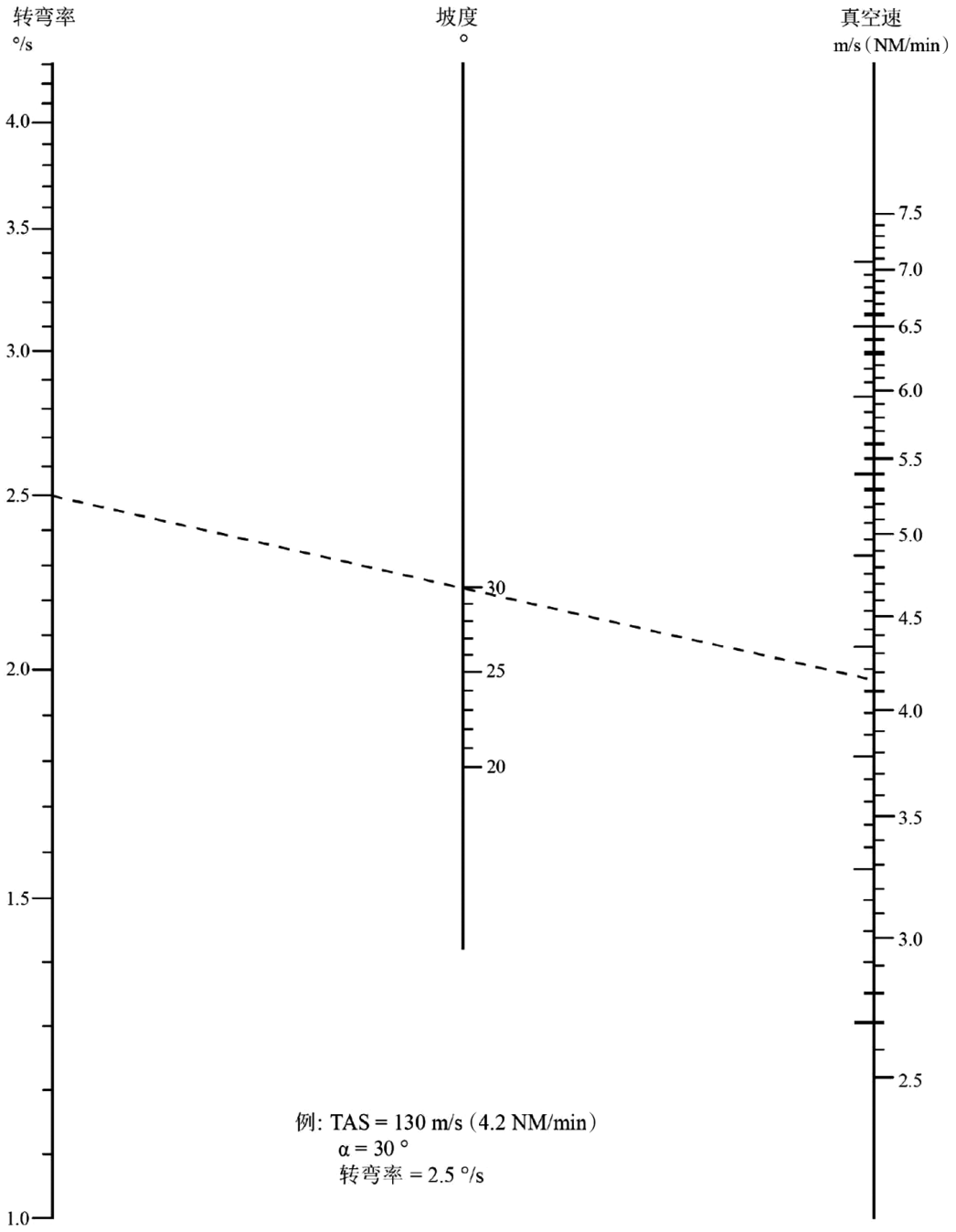
高度（ft）	175 kt	230 kt	240 kt	265 kt	280 kt	018M	0. 83M
26 000 27 000 28 000 29 000 30 000				400. 07 406. 46 412. 98 419. 63 426. 42	424. 2 431. 4 438. 0 445. 2 452. 4		
31 000 32 000 33 000 34 000 35 000				433. 35 440. 42 447. 64 455. 00	460. 2 467. 4	466. 47 464. 44	479. 74
36 000 37 000 及以上							477. 62 476. 06



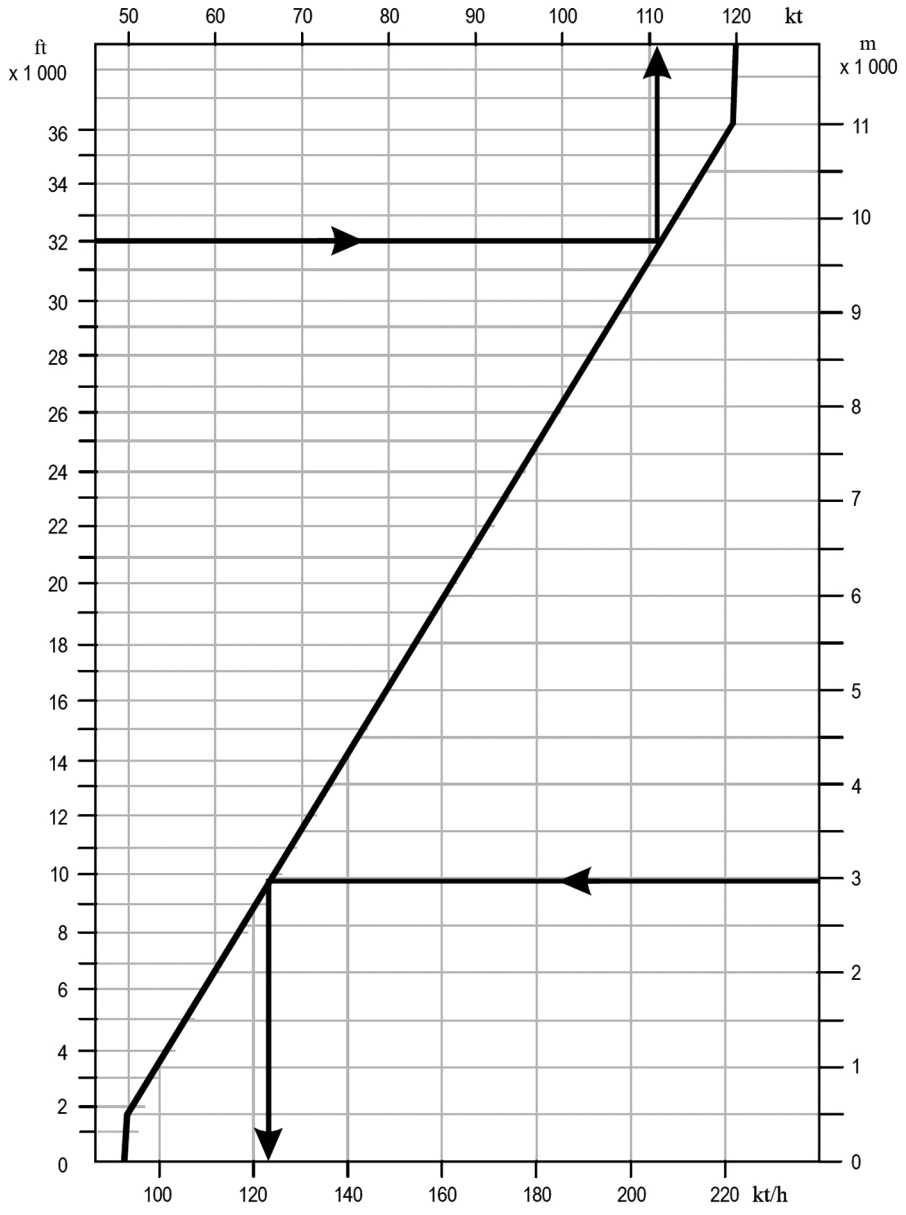
图Ⅱ-4-1-附录 A-1　在不同空速下的坡度、转弯率、转弯半径和 *g* 值（国际标准单位）



图Ⅱ-4-1-附录 A-2　在不同空速下的坡度、转弯率、转弯半径的 g 值（非国际标准单位）

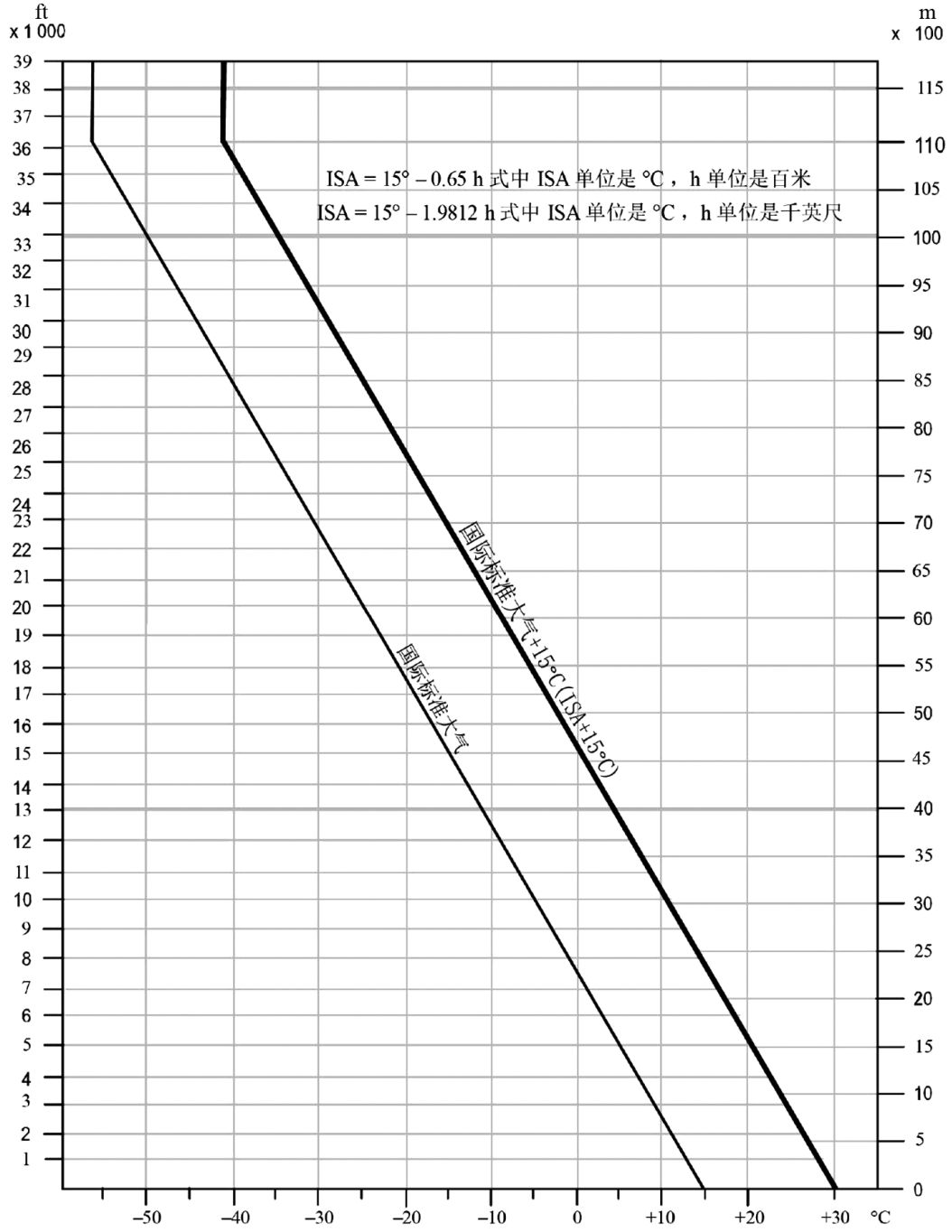


图Ⅱ-4-1-附录 A-3　根据坡度和真空速计算转弯率

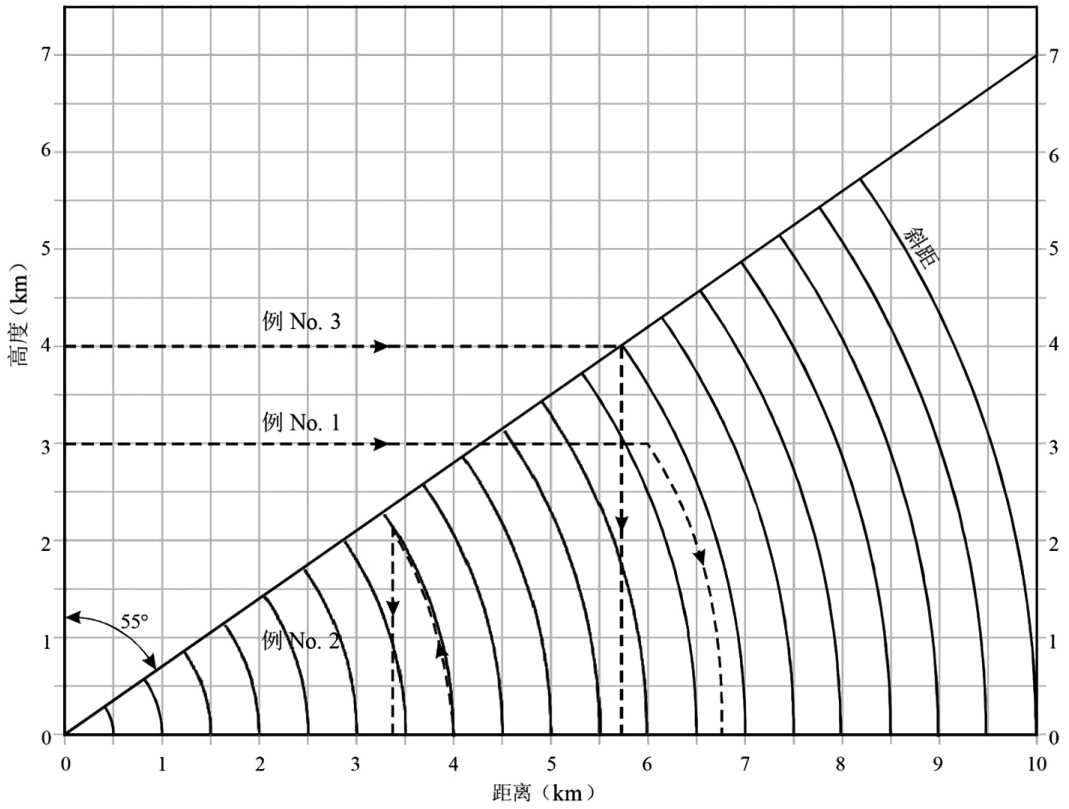


例1：3 000 m，123 km/h
例2：32 000 ft，111 NM/h

图Ⅱ-4-1-附录 A-4　需要考虑的风与高度的关系



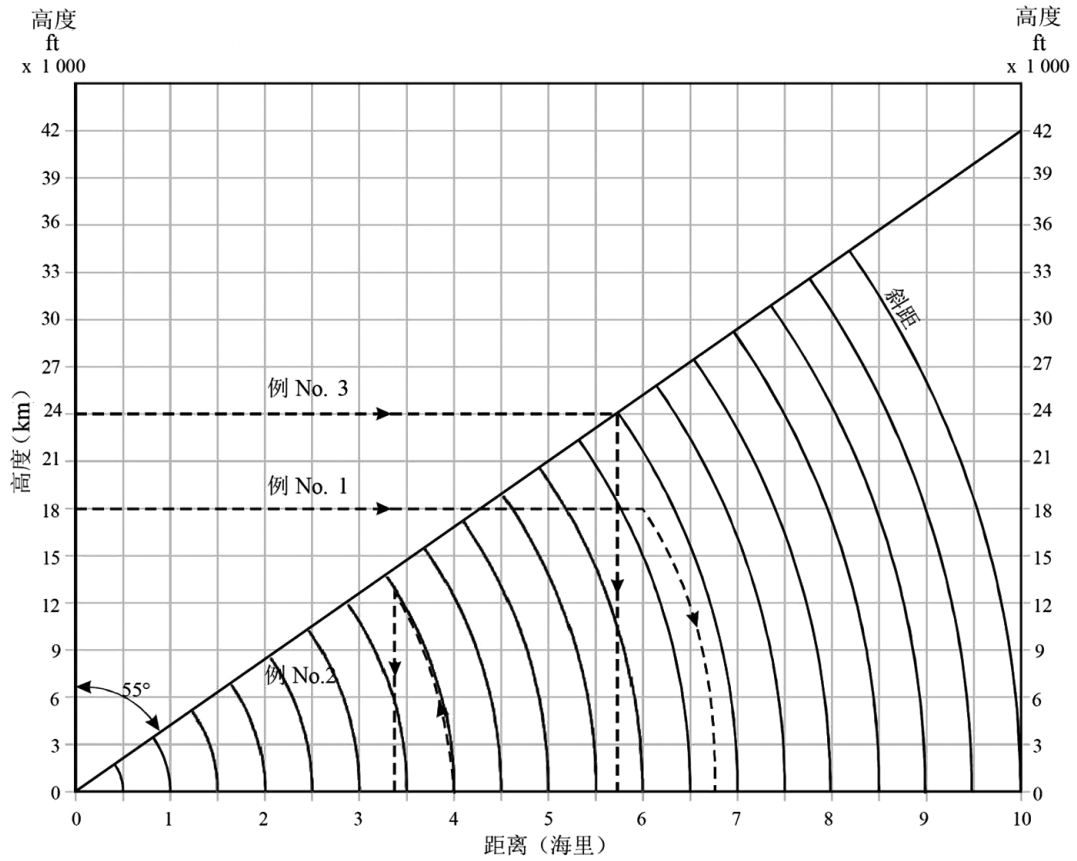
图Ⅱ-4-1-附录 A-5　温度与高度的关系



如距离超过 10 km 和/或高度超过 7 000 m，图中数值乘以 10（例如：读作在 1 200 m 处 1.7 km 或读作在 12 000 m 处 17 km）。
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 No. 1）。
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 No. 2）。
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 No. 3）。

图Ⅱ-4-1-附录 A-6　DME 斜距与地面距离/至 VOR/DME 定位点的最小可用地面距离的关系

（国际标准单位）



如距离超过10 NM 和/或高度超过 35 000 ft, 图中数值乘以 10 (例如：读作在4 000 ft 处1 NM或读作在 40 000 ft 处 10 NM）。
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 No.1）。
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 No.2）。
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 No.3）。

图Ⅱ-4-1-附录 A-7　DME 斜距与地面距离/至 VOR/DME 定位点的最小可用地面距离的关系

（非国际标准单位）

1 附录B 在地形高的山区确定最低等待高度层所需增加的超障余度

1 在陡峭地形上空有37 km/h（20 kt）或以上的风时，在背风或迎风坡会产生不同强度的颠簸。颠簸的强度取决于许多变量，如风速、相对于地形的风向、大气涡流、涡旋、波动及其他天气现象。这种颠簸的一种副作用是影响高度表性能，依据大气扰动的严重程度，造成的误差可能是几英尺，也可能是很大。

2 在确定山区的最低等待高度准则时应该考虑伯努利效应和陡峭地形颠簸。一个会产生伯努利效应的典型示例，颠簸和对应的高度表误差见图Ⅱ-4-1-附录B-1所示。

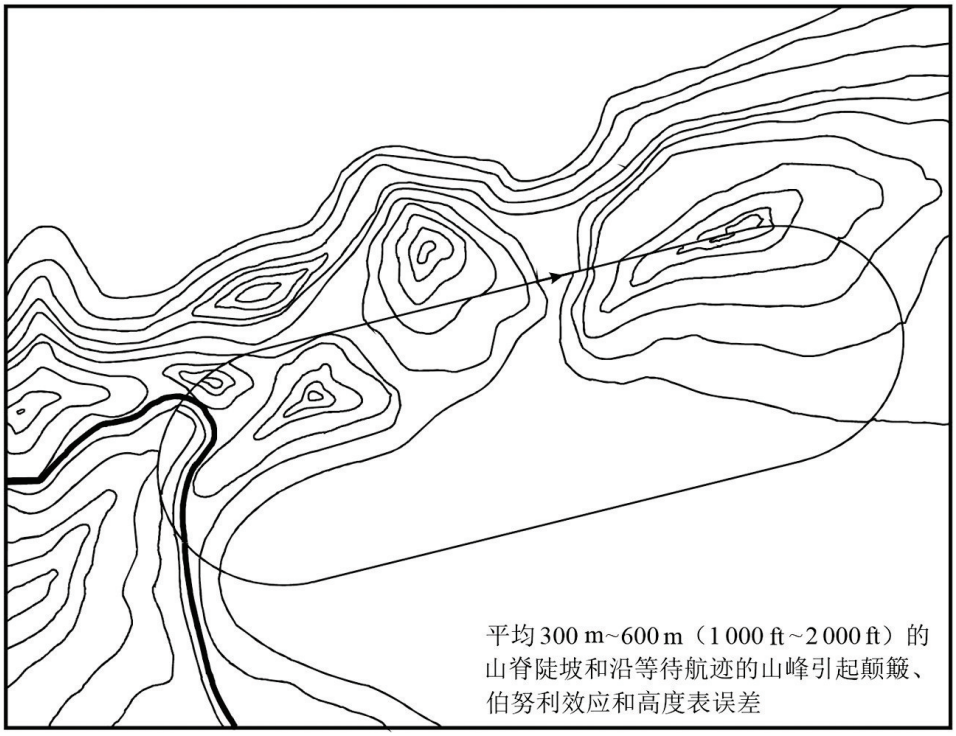
3 由于山区的这种现象与许多变量有关，因此不可能提供能应对每种情况的具体指导材料，但在山区建立等待航线并使用超障余度确定等待高度时应该考虑以下情况：

a）以陡峭地形为特征的地区；

b）特定地区独有的天气现象（包括急剧下沉气流）；和

c）助长当地气压梯度变化过快的现象。

4 在认为有可能存在上述情况的地区，或由于高地形而要求高高度等待的地区，最低等待高度应该在这样一个高度，它能够使上述天气现象对高度表性能的可能影响而使飞机与障碍物相撞的可能性最小。如经验表明在这个区域（包括缓冲区）有过颠簸及其他有关现象的历史，则等待保护区内的障碍物之上至少300 m（984 ft）至600 m（1 969 ft）或更高。


平均300 m~600 m（1 000 ft~2 000 ft）的
山脊陡坡和沿等待航迹的山峰引起颠簸、
伯努利效应和高度表误差

图Ⅱ-4-1-附录 B-1

第Ⅱ部分　附篇：ILS 超障余度和数学模型中使用的Ⅰ、Ⅱ类障碍物评价面及机载和地面设备性能数值的背景材料

1　ILS 超障余度

1.1　ILS 障碍物评价面（OAS）在概念上与为其他仪表进近设施定义的超障面（OCS）不同。计算其他导航设施的最低高时，OCS 是从地面抬升直至没有障碍物穿透，而 OAS 面相对于地面仍然是固定的。OAS 面相对于入口也是固定的，并用以将障碍物区分为需要考虑和不需考虑的两类。不需考虑的障碍物是虽然穿透基本的附件 14 面，但没有穿透 OAS 面。只要这些障碍物不过于密集就不会产生直接的运行上的代价。在这方面附件 14 的建议（定义的限制穿透面）与先前 ILS 超障面（OCS）的用法相同。考虑到不一定总能保持没有障碍物穿透附件 14 障碍物限制面，因此用数学方法（碰撞风险模型）来评估这些穿透障碍物造成的风险。见 OAS 软件［国际民航组织公共网址（www. icao. int）中“Publications”］。

1.2　碰撞风险模型和有关的障碍物评价面是为了使每次进近的运行安全水平达到 1×10^{-7}。该值大致是基于某国用来确定 ILS 地面和机载设备平均无故障时间的概念，该概念的总体目标水平设置在比当前世界事故率（1×10^{-6}）高一个数量级的水平。这是在失效和性能之间进行的人为划分，在逻辑上可以使 PANS-OPS 的值到达 5×10^{-8} 的水平。但数据精度达不到这么精确，作为“取整数”的 1×10^{-7} 被认为更合适。只有导致概率变化超过 1 个数量级的因素才视为独立变量。半个数量级变化的实际影响可能会使等概率曲线的范围略微扩大，以及会使 OAS 和 CRM 中的高度损失因素均增加约 2 m。进一步的考虑包括：

a）附件 14 面已提供额外的保护；

b）风险的验证是用时间和运行来衡量，但进近的风险是按每个扇区计算的，而且必须考虑是否涉及仪表进近飞行，以及仪表气象条件下在接近最低标准实施进近的百分比等因素；和

c）低一个数量级水平的飞行员/系统性能风险实际意义不大。

因此 PANS-OPS 中与性能相关的准则采纳一个 10^{-7} 的安全目标水平是合适的。然后将 10^{-7} 值与其他各类文件中的安全目标水平进行对正检查。但是，通过对前 20 年的事故统计进行检查得出的结论是，由精密仪表进近准则所获得的安全水平超过上述的水平并有较大余度。需要注意的是与 2007 年版 CRM 相关的 1×10^{-7} 目标等级的修改并不能在安全上获得明显的差异。

1.3 OAS 面的基本几何结构由进近面确定。这是使用数据匹配算法模型得到的。该模型将飞机位置视为整个系统主要误差源的函数，并使之与数据采集程序的结果相匹配。在匹配过程中，模型使用采集程序中与该位置相对应的设备值，而且设备值和数据被分为Ⅰ类和Ⅱ类运行。由于观察到Ⅱ类自动驾驶仪的性能明显好于Ⅱ类飞行指引，因此这两种情况分别处理。

1.4 该数据匹配模型在最后进近选定的范围内产生垂直和水平分布。这也会在该范围内产生等概率曲线。三个因素决定实际应用中的等概率曲线选择。首先，最后进近所有范围的风险总和应该处于 1×10^{-7}的总安全目标以内。第二，等概率曲线预测曲线以外所选定范围内的风险，而理论研究和数据测量表明，在整个进近中曲线之外的其他范围内的风险大约要高一个数量级。第三，以前规定的面和任何新的面都不能认为是实体的墙。附件 14 中现有的条款决不能被新的标准降低。人们已经接受 0.1～0.01 的概率能代表航空器与附件 14 面和 OAS 面之间的物体发生碰撞的实际评估风险。这些限制导致在选定的范围内使用 10^{-7}的等概率曲线为基础，以配置实际的面。这些面是平面，能够提供一些附加的安全。

1.5 因此 OAS 面被限制要求在所有的范围内都要包含 10^{-7}等概率曲线，另外也限制要求包含最小的侧向选择面积，以保护在这些面内以 2.5%梯度爬升且以 20%比率向两侧扩张的航空器，并将在各类运行中由于使用简单的平面而产生的异常情况排除在外。

1.6 为反映附件 10 中一条关于低性能理论可能性的解释，对这些曲线和面进行了一些调整。这导致这些面不得不延伸到前述的 PANS-OPS 面之外。基本数据匹配面与基于附件 10 低性能理论可能性解释的那些在概率上的差异是 10^{-2}的数量级。但可以认为，这些增加的风险只是表面的，不是实质性的，这是由于附件 10 及其解释过于保守，因此实际应用的面是以数据匹配等概率曲线为基础。

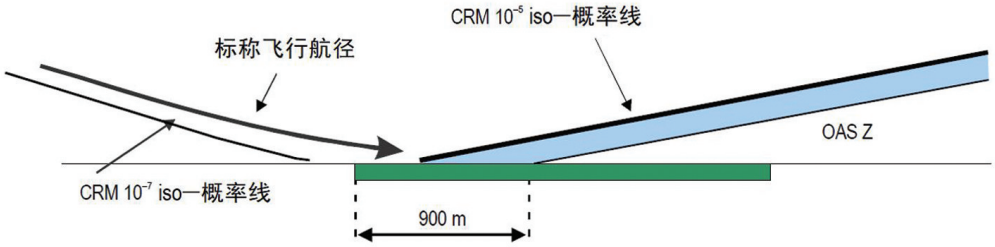
1.7 Ⅰ类进近面延伸至切入下滑道的高度，因为数据显示进近性能随距离的变化是线性的。但Ⅱ类的数据不是这种情况。由于这个原因，以及由于Ⅱ类运行的性能限制通常与高有关，Ⅱ类的面只能延伸至入口以上 150 m（492 ft）。

1.8 余下的面与原先 PANS-OPS 的复飞面相关，很少有证据能作为改变的依据。但是，为使具有优越复飞性能的航空器获得运行上的好处，为梯度的调整制定了条款。为确定复飞面的宽度，两侧的平面向上并向进近面与下滑航径面的交线的前方延伸。调整后，这些面具有 20%扩张率和复飞规定的梯度，逻辑上就变成了连接进近和复飞保护的过渡面。这些过渡面Ⅰ类向上延伸至 300 m（948 ft）和Ⅱ类 150 m（492 ft），在此高度上覆盖的平面区域被认为对提前复飞已经足够了。

1.9 给定下滑角度和航向道至入口距离的 CAT Ⅰ类的地面印迹通常处于 CAT Ⅱ OAS 以内。这是因为 OAS 面的构建方法包含航空器预计从标称航迹发生标准偏差范围以内位移时的变化（见图Ⅱ-附篇-2）。较小的印迹的尺度一直增大到与最初的较大印迹一样大或被其包围。实际上，其获得是：

a）在所有情况下将 GD 尺寸设置为 135 m；和

b）基于在 CAT Ⅰ的值上进行 $\tan\mu$ 和 $\tan\nu$（固定尺度，BC 和 EF 和 $\tan Y$）。



图Ⅱ-附篇-1　复飞数学模型爬升部分之下的 OAS Z 面（中心线剖面）

1.10　对应 X 面的坡度重新计算，显示在图Ⅱ-附篇-2 中：

KL 与 7 800 m 等概率曲线相切，KL 和 DH 确定了要求的进近面。

由于 KL 与 DH 共面，DH 位于水平面内，KL 位于 7 800 m 处的垂直面上，KL 和 DH 相交在两个平面的交线上。这样，对 DH 进行投影直到其在 7 800 m 距离处与垂直面相交，就可以创建 KL。这种操作可以简化想象为垂直面在 7 800 m 处的被叠入水平面。

为处理 CAT Ⅱ（飞行指引）和 CAT Ⅱ（自动驾驶仪）所对应 OAS 之间的相似性差异，对基本原则进行了修改。地面印迹的尺寸，在跑道入口与 1 000 m 范围内的 $\tan Y$ 和 $\tan W$ 值仍然是相同的。装备有飞行指引和自动驾驶仪的航空器的冲过性能预计是非常相似的。

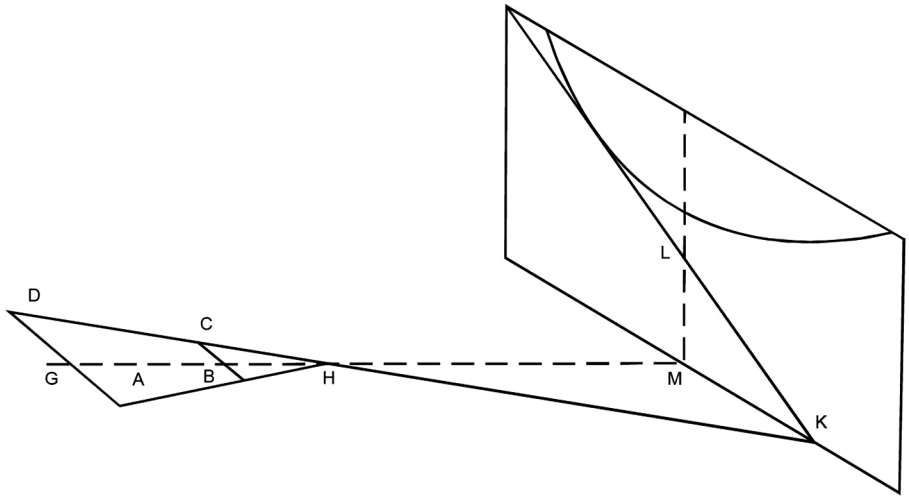
1.11　复飞障碍物是指跑道入口内 900 m 之后的障碍物。为了确保简单明了，选择一个固定值。不使用依赖航空器类别的数值，因此，低速航空器会得到过度保护。在该范围（-900 m）所有的航空器都被认为在爬升，障碍物上方的余度应考虑这样的事实，那就是增加 OCA/H 也会增加到达给定障碍物之前的可用爬升距离。由于 OAS 障碍物复飞面的这种固定纵向位移，相比数学模型和 CRM 复飞 10^{-5}曲线，OAS 方法提供更大的垂直余度（见图Ⅱ-附篇-1）。

1.12　按距离区分进近/复飞障碍物是计算所需运行代价差异的最简单方法，并在各种情况下是安全的。但是求得的 OCA/H 可能造成下滑道与 OCA/H 的交点在障碍物之前距离太大，使得这样的障碍物作为复飞障碍物处理更恰当。为此规定了较为复杂的方法，用障碍物与一个平面的相对关系来区分进近/复飞障碍物，这个平面以入口以内 900 m 为起点向进近区上方倾斜并且平行于下滑道平面。

1.13　按照附件 6 规定，取进近和复飞障碍物超障高的较高值用于运行最低标准的计算。

1.14　使用障碍物评价面计算 OCH 时，在所有障碍物之上使用相同的余度而不考虑障碍物相对于飞行航径的位置。为说明这一点，也为提供一种评价障碍物密度的方法，得出了“碰撞风险模型”。它是一种计算机程序，包含在进近和仪表复飞过程中航空器在预定飞行航径周围分布的数据描述。这个程序使用这些分布来评估单个障碍物的有关风险或碰撞概率。考虑到只有一部

分进近会复飞，对复飞区内每个障碍物计算的风险乘以一个复飞率的系数。同时还考虑到在不同时间段和不同位置发生复飞的概率不同，1%被认为能代表复飞率的一般经验水平并在 CRM 中被使用。单个障碍物碰撞风险的累加就得到整个全部障碍物的总风险。这个最终的值代表每次进近的碰撞概率，用来与预定的安全目标水平相比较。这样可以在真实的基础上评估运行上所作调整（如减少障碍物密度、增加 OCA/H、改变下滑角）的影响。



图Ⅱ-附篇-2　X—平面斜率计算

1.15　尽管障碍物评价面可以被视为与 CRM 等概率曲线是等价，但是两者之间有明显的差异。与 CRM 等概率曲线相匹配的一组面被简化。这样的简化导致更加保守。这与程序设计师对两者之间的差异的理解有关，在一些实例中得出的 OCH 可能不必要的过高，从而导致不必要的运行代价。

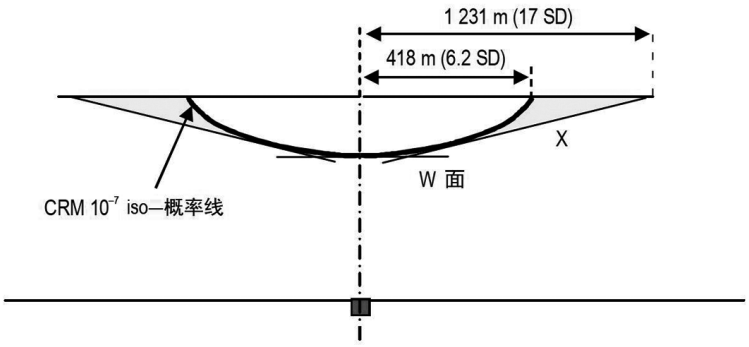
1.16　图Ⅱ-附篇-3 给出了最明显的差异。

1.17　图Ⅱ-附篇-3 表明如果障碍物位于 CRM 等概率曲线和 OAS 之间，应用 OAS 方法得出一个保守的 OCH。两者考虑的障碍物保护区宽度存在很大的差异。

1.18　此外，CRM 的 OCH 是逐渐增加的，而 OAS 是双重效果：一个障碍物要么穿透，要么没有穿透该面。在 CRM 情况下，这种穿透对 OCH 逐渐产生效果。在 OAS 方法情况下，障碍物可能成为控制障碍物，从而确定 OCH。

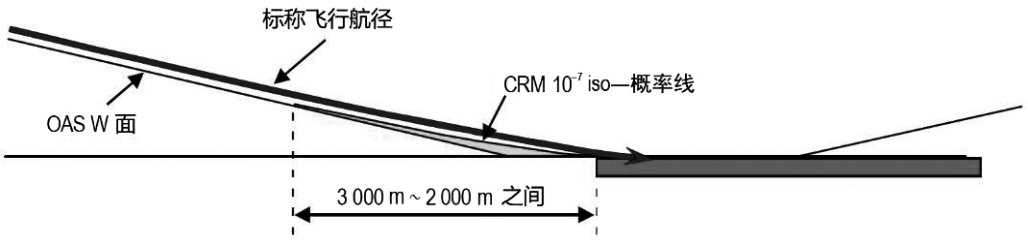
1.19　从大约 3 000 m（依据下滑道角度）的距离，CRM 等概率曲线根据假定的复飞机动而向上弯曲。但是，相关的 OAS W 面继续以相同的角度延伸至入口高度。因此，在入口之前大约 3 000 m之后，OAS W 面就更为保守。结果是，当使用 OAS 方法时，一个穿透 W 面的障碍物可能成为控制障碍物，但在 CRM（见图Ⅱ-附篇-3）的评估却小于 1×10^{-7}。

OAS 的 X 面



图Ⅱ-附篇-3　Ⅰ类 ILS 在 7 800 m 标准条件，3°下滑角，入口至航向台天线 3 000 m 时，ILS CRM 和 OAS 的横切面

OAS 的 W 面



图Ⅱ-附篇-4　OAS 的 W 面对比 CRM 飞行航径

2　数学模型中所用与Ⅰ/Ⅱ类进近有关的机载和地面设备性能数值

2.1　数学模型中用到的机载和地面设备性能数值

Ⅰ类和Ⅱ类障碍物评价面相关的详细设备数值（地面和机载的），见表Ⅱ-附篇-1 和表Ⅱ-附篇-2。这只是一个背景资料，不能直接用来评价设备性能的变化。它表示观测到的实际系统性能。它作为将模型与观测到的航空器位置进行匹配所用数值的永久记录，并为将来要进行的任何修订提供一个完整的参考。有关设备性能特点的指导材料见附件 10，第 1 卷，附录 C。

2.2　航道保持

进近面以观测到的偏离数据为基础，而不是基于仪表指示偏差，但是为预测实际进近航径的包线而进行数学模型匹配时，发现如果飞行员能尽力将航向台和下滑道的指示偏离限制在 75 μA时，就可以获得很好的吻合。对于Ⅰ类进近面是乘以 1.4 数值的系数。

2.3　Ⅱ类系统失效

假设当航空器低于相应的Ⅰ类复飞高度时，Ⅱ类系统的任何部分发生失效，航空器均应该立刻开始复飞。

表Ⅱ–附篇–1　数学模型中用到的Ⅰ类性能数值（见 2.1）

项目	分布形态	标称值	标准差	截断误差	单位
航向台					
波束中心调整	正态	0	2.3	9.6	米（m）
波束灵敏度	正态	14.4×10^{-4}	6×10^{-5}	$\pm2.448\times10^{-4}$	DDM/m
接收机中心调整	双侧指数	0	5	±7SD	微安（μA）
接收机灵敏度	单指数	968（最大）	32.3	484	μA/DDM
波束弯曲	正态	0	在 1 200m 为 3 在 7 800m 为 8.5	±3.5 SD	μA
波束保持	双侧指数	0	根据数据匹配	均值 105 标准差 15	μA
下滑道					
波束中心调整	正态	0	0.018	±0.075	单位 θ（GP 角度）
波束灵敏度	正态	0.625	0.039	±0.156	DDM/单位 θ
接收机中心调整	双侧指数	0	5	±7SD	μA
接收机灵敏度	单指数	859（最大）	28.6	430	μA/DDM
波束弯曲	正态	0	10	±3SD	μA
波束保持	双侧指数	0	根据数据匹配	均值 105 标准差 15	μA
这些仅作为背景材料，不可直接用于评估设备性能的变化。					

表Ⅱ–附篇–2　数学模型中用到的Ⅱ类性能数值（见 2.1）

项目	分布形态	标称值	标准差	截断误差	单位
航向台					
波束中心调整	正态	0	1.52	±7.62	米（m）
波束灵敏度	正态	14.4×10^{-4}	4.8×10^{-5}	$\pm2.451\times10^{-4}$	DDM/m
接收机中心调整	双侧指数	0	3	±9 SD	微安（μA）
接收机灵敏度	单指数	968（最大）	32.3	484	μA/DDM
波束弯曲	正态	0	2	±7	μA
波束保持	双侧指数	0	根据数据匹配	均值 75 标准差 15	μA
下滑道					
波束中心调整	正态	0	0.015	±0.075	单位 θ（GP 角度）
项目	分布形态	标称值	标准差	截断误差	单位
波束灵敏度	正态	0.625	0.0344	±0.156	DDM/单位 θ
接收机中心调整	双侧指数	0	5	±9 SD	μA
接收机灵敏度	单指数	859（最大）	28.6	430	μA/DDM
波束弯曲	正态	0	8	±28	μA
波束保持	双侧指数	0	根据数据匹配	均值 75 标准差 15	μA
这些仅作为背景材料，不可直接用于评估设备性能的变化。					

第Ⅲ部分　基于性能导航程序

第 1 篇　基本原则

1　RNAV 概念

1.1　总则

1.1.1　本篇中的各章论述设计仪表飞行程序所需的各个部分（XTT、ATT 和保护区半宽），详细内容见第 2 篇和第 3 篇。应该注意到这些内容并不适用于 GLS 程序和基于 SBAS 的程序，因为从性质上讲这类程序考虑的误差组成与 ILS 进近相同。

1.1.2　基于性能的导航（PBN）是一种区域导航（RNAV），导航性能的要求描述在导航规范中。导航规范定义了在指定空域内，为支持 PBN 运行而对航空器和飞行机组作出的一系列要求。

1.1.3　有两类导航规范：

a）RNAV 规范：指定的不包含机载性能监控和告警要求的导航规范；

b）RNP 规范：指定的包含机载性能监控和告警的导航规范。

1.1.4　国际民航组织《基于性能的导航（PBN）手册》（Doc 9613）详细阐述了 PBN 概念和如何实施 PBN 的有关指导说明，如下述中各应用的导航规范（见表Ⅲ-1-1-1）：

a）RNAV 1：用于支持航路飞行阶段的 RNAV 运行，支持在海洋或偏远区域空域以纵向距离为基础的最低间隔标准。程序设计准则尚未制定。

b）RNAV 5：用于支持大陆空域航路阶段飞行的 RNAV 运行。有关超障余度标准，详见第Ⅲ部分第 1 篇的第 2 章、第 3 章和第 4 章，和第 3 篇的第 7 章和第 8 章。

c）RNAV 1 和 2：用于支持航路阶段飞行、标准仪表离场（SID）、标准仪表进场（STAR）和进近至 FAF/FAP 的 RNAV 运行。有关超障余度标准，详见第Ⅲ部分第 1 篇的第 2 章和第 3 章，以及第 3 篇的第 1 章、第 2 章、第 3 章、第 7 章和第 8 章。

注：这些标准也适用于 RNAV 1 公布之前的地区/国家导航规范，如 P-RNAV。

d）RNP 4：用于支持基于纵向距离最低间隔标准的海洋或偏远地区空域的航路阶段飞行的

RNAV 运行。有关超障余度标准，详见第Ⅲ部分第 1 篇的第 2 章和第 3 篇的第 8 章。

e）RNP 2：用于支持洋区、偏远地区和大陆空域的航路阶段 RNP 飞行运行。超障标准详见第Ⅲ部分第 1 篇的第 2 章和第 3 篇的第 8 章。

f）RNP 1：用于支持 SID、STAR 和进近至 FAF/FAP 的 RNP 运行，没有或有受限的 ATS 监视服务，用于中到低等程度的交通量。超障余度标准见第Ⅲ部分第 1 篇的第 2 章和第 3 篇的第 1、2、7 和 8 章。

g）高级 RNP（ARNP）：用于支持大陆空域的航路，SID、STAR 和进近程序的 RNP 运行。ARNP 导航要求如下的导航精度值：最后进近 0.3 NM；大陆航路 1 或 2 NM；和在 SID、STAR、起始/中间进近和复飞的导航精度为 1 NM。可选择性的要求则包括洋区/偏远空域的应用，和在除最后进近外的所有终端区飞行阶段，允许在 1.0 NM 和 0.3 NM 之间选择一个以 0.1 NM 为增量的导航精度。超障余度标准详见第Ⅲ部分第 1 篇的第 2 章和第 3 篇的第 1、2、3、4、7 和 8 章。

h）RNP 0.3：用于支持除最后进近之外，所有飞行阶段的直升机 RNP 运行，超障标准详见第Ⅲ部分第 1 篇的第 2 章和第Ⅳ部分。

i）RNP APCH：用于支持 RNP 进近运行至 LNAV、LNAV/VNAV、LP 和 LPV 的最低标准。有关超障余度标准详见第Ⅲ部分第 1 篇的第 2 章和第 3 篇的第 2、3、4、5 和 7 章。

j）RNP AR APCH：用于支持 RNP 进近运行，包括有直线和/或固定半径航段组成的最后进近航段，最后进近的导航精度等于或小于 0.3 NM，其他进近阶段为 1 NM。

注 1：RNP AR 进近程序的设计相关准则，见《要求授权所需导航性能（RNP AR）程序设计手册》（Doc 9905）。

注 2：导航规范，相关的附件和附录一起包含在 ICAO《基于性能导航（PBN）手册》（Doc 9613）中，也包含可以是选择性或者是强制的特定导航功能规范的细节，这取决于具体的导航规范。

a）所有用于终端和进近程序的导航规范都要求具备按照特定的 ARINC 424 航径终止码来执行航段过渡和航迹保持的能力。特别是在终端区空域使用 RF 航径终止码来执行固定半径转弯的能力，见 RNP AR APCH 导航规范和 Doc 9613 文件第Ⅱ卷 C 部附录 1。RF 航径终止码功能在 ARNP 导航规范中是硬性的要求，在 RNP 1、RNP 0.3 和 RNP APCH 导航规范中则是一个选择性的功能。其在 RNP AR APCH 运行中的应用列在文件 Doc 9905 中。

b）在航路飞行阶段执行固定半径转弯的能力，见 Doc 9613 文件第Ⅱ卷 C 部附录 2。固定半径过渡（FRT）与航路结构上的单个航路点相关联，并且可以在 ARNP 和 RNP 2 中使用。

注：如何使用 FRT 的指导还在制定当中，一旦成熟，FRT 的设计准则将列入 PANS-OPS 中。

c）使用气压高度和RNAV信息来确定垂直飞行航径及相对于一个航径的垂直指引，即Baro-VNAV，列在Doc 9613文件的第Ⅱ卷附录A中。

表Ⅲ-1-1-1　每个飞行阶段的导航规范

项目	飞行阶段							
	海洋/偏远	航路	进场	进近				离场
				起始	中间	最后	复飞[1]	
RNAV 10	10							
RNAV 5		5	5[2]					
RNP4	4							
RNP2	2	2						
RNAV 2		2	2					2
Advanced RNP[3]	2	2或1	1-0.3	1-0.3	1-0.3	0.3	1-0.3	1-0.3
RNP1			1	1	1		1	1
RNAV 1		1	1	1	1		1	1
RNP 0.3（Cat H）		0.3	0.3	0.3	0.3		0.3	0.3
RNPAPCH（Part A）[4]				1	1	0.3	1	
RNPAPCH（Part B）[4]				1	1	按角度	1或0.3（起始有直线复飞航段）	
RNPAR APCH				1-0.1	1-0.1	0.3-0.1	1-0.1	

注：1　RNP的要求不适用于复飞起始和中间阶段。

2　RNAV 5可以用于距ARP 30 NM以外的STAR起始部分。

3　高级RNP所有飞行阶段的核心要求都受RNP1的限制，最后进近阶段（RNP 0.3）、RNP 2的洋区/偏远地区和大陆航路除外。在所有飞行阶段都允许一个精度值在0.3和1.0之间，以0.1 NM为增量的刻度选项，洋区/偏远/大陆航路（RNP 1和RNP 2）和最后进近（RNP 0.3）除外。

4　A部分和B部分参见基于性能导航（PBN）手册（Doc 9613）第Ⅱ卷C部分第5章。分别对应为A部分——低至LNAV和LNAV/VNAV最低标准的RNP APCH运行和B部分——低至LP和LPV最低标准的RNP APCH运行。

1.2　飞行技术容差

从PBN应用的设计标准得出的95% FTE值的有关内容，详见表Ⅲ-1-1-2，并基于如下

公式。

对于 RNAV，FTE = 1/2 要求的导航精度；

对于 RNP ≥ 0.5，FTE = 1/2RNP；

对于 RNP ≤ 0.5，FTE = 463 m（0.25 NM）。

表Ⅲ-1-1-2　FTE 作为 PBN 导航规范的功能

飞行阶段	FTE（95%） 导航规范具体要求
航路［距起飞或目的地 ARP 大于或等于 56 km（30 NM）］	RNAV 5—4 630 m（2.5 NM） RNP 4—3 704 m（2 NM） RNAV 2—1 852 m（1 NM） RNAV 1—926 m（0.5 NM） RNP 1—926 m（0.5 NM）
终端［SIDs，STARs，起始和中间进近距 ARP 小于 56 km（30 NM）］	RNAV 2—1 852 m（1 NM） RNAV 1—926 m（0.5 NM） RNP 1—926 m（0.5 NM）
最后进近	RNP APCH—926 m（0.5 NM） RNP APCH—463 m（0.25 NM）
复飞	RNP APCH—926 m（0.5 NM）

注：RNAV 5 的 FTE 值见《基于性能导航（PBN）手册》（Doc 9613）中的导航规范，该值在性能论证过程中的考虑是保守的。

1.3　PBN（RNAV 或 RNP）航段的磁方位角

PBN 航段的磁方位角。PBN 航段的磁方位角应该是基于真航道方向和在 PBN 航段起始处重要点的磁差。磁差应该以最接近的度数来标绘。当 PBN 航路覆盖一个已有的航路（连接传统和 PBN 航路）时，应该标绘该 VOR 的径向线或 NDB 的磁方位角。

1.4　缓冲值

1.4.1　RNAV 和 RNP 偏航容差来源于 NSE 和 FTE。它们都被当成高斯分布来处理，并由这两个误差的 RSS 确定（对于基于 GNSS 的 RNP 系统，NSE 比较小，FTE 是主要组成部分）。然而，众所周知包括偏航容差等在内都不是真正的高斯分布。如果没有一组大量的数据，该分布的末端是无法精确确定的。因此，在所有 PBN 应用的程序设计标准中，处理该末端分布的方法是增加

一个“缓冲值”，RNP AR除外。该值基于航空器的特性（速度、机动性等）和飞行阶段（飞行员反应时间、使用时间等），用于处理超出3倍标准方差值（3σ）的情况。

1.4.2 表Ⅲ-1-1-3中的缓冲值（BV）适用于所有PBN应用，RNP AR除外。

表Ⅲ-1-1-3 缓冲值

飞行阶段	A~E类BV	H类BV
航路，SIDs和STARs［起飞或目的地距ARP大于或等于56 km（30 NM）］	3 704 m（2.0 NM）	1 852 m（1.0 NM）
终端［STARs，起始和中间进近距ARP小于56 km（30 NM）；SIDs和复飞距ARP小于56 km（30 NM）但大于28 km（15 NM）］	1 852 m（1.0 NM）	1 296 m（0.7 NM）
最后进近	926 m（0.5 NM）	648 m（0.35 NM）
复飞和距ARP最多至28 km（15 NM）的SIDs	926 m（0.5 NM）	648 m（0.35 NM）

1.5 超障区

1.5.1 保护区半宽

1.5.1.1 所有RNAV和RNP应用（RNP AR除外）中的超障区半宽（1/2AW）是基于下述计算：

$$1/2AW = 1.5 \times XTT + BV$$

其中，XTT是2σ的偏航容差值（TSE），BV为“缓冲值”，详见表Ⅲ-1-1-2。

1.5.1.2 程序可以使用一种以上导航系统（如：RNAV 1使用DME/DME和基本GNSS），则XTT、ATT和保护区半宽应该按照每一种特定导航类型来进行计算，超障余度应该基于这些值中的较大者。

1.5.2 副区

副区原则适用于所有可以使用航迹引导的RNAV航段。副区也可适用于以航向方式编码（VA、VI、VM航径终止码）的航段，前提是整个保护区按15°扩张来考虑风的影响。

1.5.3 不同宽度航段的衔接

较大保护区的半宽值从指定航路点之后的1倍ATT处开始，以与标称航迹成30°的角度收缩衔接至较小保护区的半宽值。较小保护区的半宽值是从指定航路点之前的一个ATT处开始，以与标称航迹成15°的角度扩张衔接至较大保护区的半宽值。见图Ⅲ-1-1-1。飞行阶段衔接处的收缩和扩展列在1.5.4中。

1.5.4 飞行阶段间的衔接区

1.5.4.1 在进场和进近中，在飞行阶段和/或 XTT 的变更处，其保护区宽度使用之前阶段的缓冲值，之后阶段的 XTT 值。当后续航段的保护区宽度小于前一航段的保护区宽度时，以变更（如 IF、FAF）处的保护区宽度为固定点，用一条与标称航迹成 30°的线实现衔接。主区的外侧边缘位于整个保护区的一半处。图Ⅲ-1-1-2 说明在 FAF 处的变更，在该处：

中间航段 1/2AW = 1.5×XTT IF+终端缓冲值

FAF1/2AW = 1.5×XTT FAF+终端缓冲值

最后进近航段 1/2AW = 1.5×XTT MAPt +最后进近缓冲值

1.5.4.2 航路阶段和起始进近阶段之间的衔接也适用相同的原则。

1.5.4.3 后续航段的保护区宽度大于前一航段的保护区宽度时，在飞行阶段和/或 XTT 变更的最早边界处，从前一航段的保护区宽度，以 15°扩张角扩张实现衔接。主区的外侧边缘划分整个保护区的一半。图Ⅲ-1-1-3 予以说明。

1.6 定位点

1.6.1 定位点标识

定位点适用一般准则。每个定位点都应该定义为航路点，参照 PANS-AIM 中的规定。

1.6.2 梯级下降定位点

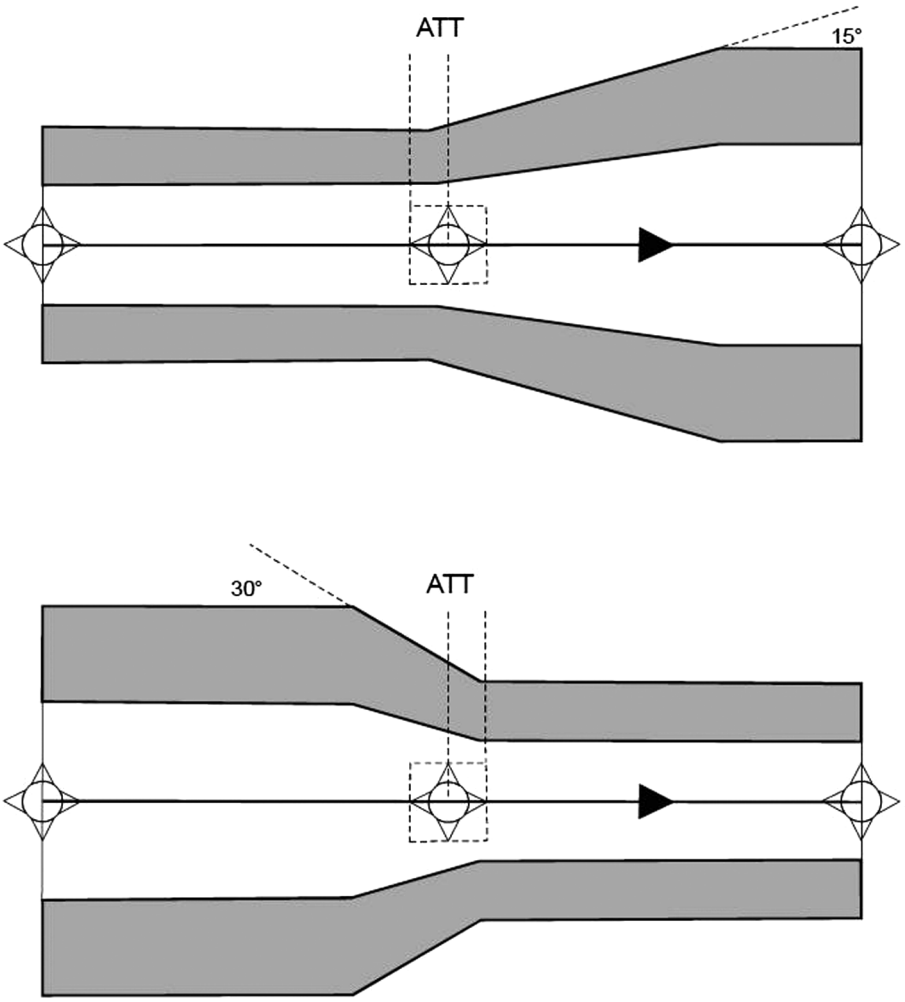
第Ⅰ部分第 2 篇第 2 章 2.7.3“梯级下降定位点”和 2.7.4“靠近最后进近定位点或梯级下降定位点的障碍物”中与梯级下降定位点相关的准则适用。计算侧向保护区时不得考虑 SDF 位置。

1.6.3 直线航段内的附加定位点

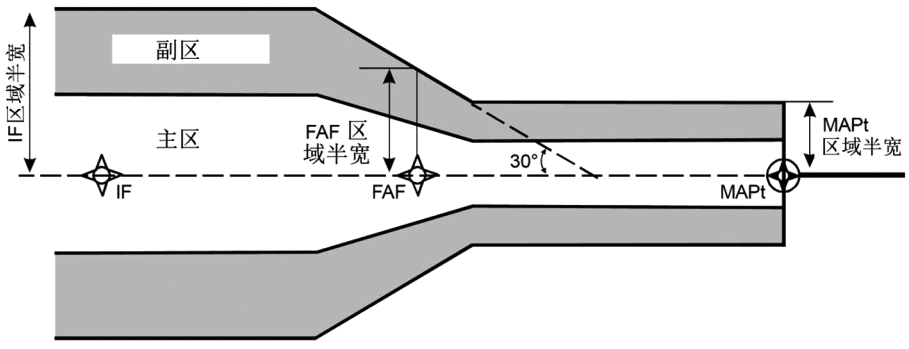
为实施特定的限制（如：速度限制、高度变更或用于空中交通管制目的的报告点），可以在某直线航段内增加某些既不是弯航路点也不是 IAF、IF、FAF 或 MAPt 点的航路点。然而出于各种原因（如：可飞性、飞行员工作负荷、导航数据库大小）需要对航路点数量进行限制时，应该考虑如下各项：

a）设计程序时应该使用尽量少的所需航路点。除非有必要并且不考虑飞行阶段，在一个直线航段内规定的外加航路点不应该超过 2 个。在计算侧向保护区时不考虑外加的航路点，并且这些外加航路点应该定义为旁切航路点；和

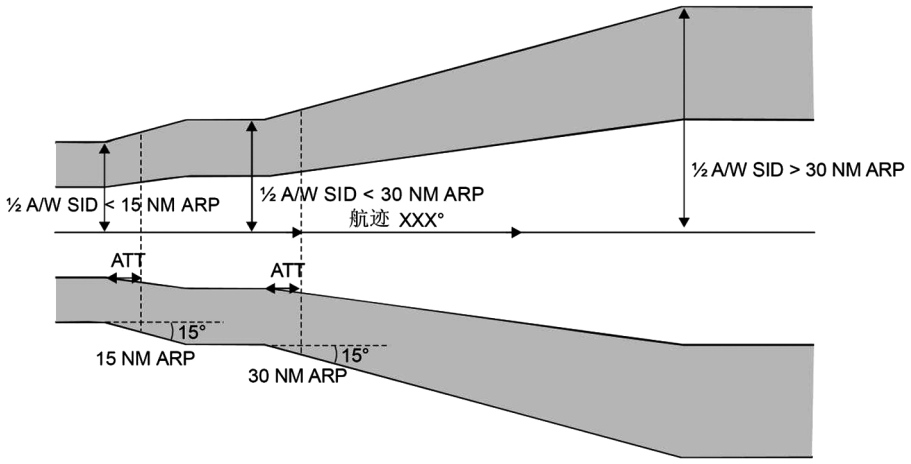
b）只有当预期对运行有利时，才使用高度变更和速度限制。



图Ⅲ-1-1-1　不同宽度的衔接段



图Ⅲ-1-1-2 在航段衔接处的融合——FAF



图Ⅲ-1-1-3　航段衔接处的融合——离场

2 GNSS RNAV

2.1 总则

2.1.1 本章给出的GNSS程序侧向航迹和沿航迹参数是用于本部分第3篇程序设计准则中的数据输入。GNSS定位适用于下述导航规范：

a）RNAV 5；

b）RNAV 2；

c）RNAV 1；

d）RNP 4；

e）RNP 2；

f）RNP 1；

g）ARNP；

h）RNP 0.3；和

i）RNP APCH（LP/LPV最低标准除外）。

2.2 XTT、ATT和保护区半宽总则

2.2.1 导航规范的XTT和ATT：总系统误差（TSE）取决于位置估计误差（SIS误差和机载接收器误差）、航迹定义误差、显示误差和飞行技术误差。RNP导航规范确定的侧向TSE值如下：

a）RNP 4：在至少95%的总飞行时间内，侧向TSE和沿航迹误差不超过±7.4 km（4 NM）。

b）RNP 2：在至少95%的总飞行时间内，侧向TSE和沿航迹误差不超过±3.7 km（2.0 NM）。

c）RNP 1：在至少95%的总飞行时间内，侧向TSE和沿航迹误差不超过±1.9 km（1 NM）。

d）ARNP：侧向TSE和沿航迹误差不超过该飞行阶段适用的精确度：

——洋区/偏远地区：±3.7 km（2.0 NM）；

——大陆航路：±3.7 km（2.0 NM）或±1.9 km（1 NM）；

——离场、进场、起始、中间、复飞航段：±［0.56 km（0.3 NM）至1.9 km

（1 NM）］，以 0.19 km（0.1 NM）为增量；

——最后进近：±0.56 km（0.3 NM）。

至少 95%的总飞行时间。

e）RNP0.3：侧向 TSE 和沿航迹误差在至少 95%的总飞行时间内不得超过±0.56 km（0.3 NM）。

f）RNP APCH（只有 LNAV 和 LNAV/VNAV）：在起始和中间进近航段和复飞（当复飞遵照 RNAV 要求时）过程中，在至少 95%的总飞行时间内，侧向 TSE 和沿航迹误差不得超过±1.9 km（1NM）。最后进近在至少 95%的总飞行时间内的侧向 TSE 和沿航迹容差不得超过±0.56 km（0.3 NM）。

注：低至 LP 或 LPV 最低标准的最后进近和复飞航段，参见第Ⅲ部分第 3 篇第 5 章。使用 TSE 确定 XTT 和 ATT 值如下：

XTT=TSE

ATT=0.8×TSE

2.2.1.1 RNP APCH 准则仅在距目的地 ARP 56 km（30 NM）以内适用。在此距离之外，应该使用 RNAV 1 或 RNP 1 准则。

2.2.2 RNAV 导航规范的 XTT 和 ATT：当 RNAV 导航规范中的 FTE 超过 GNSS 接收器的完整性监视告警门限（IMAL）时，XTT 是基于 TSE（TSE=NSE+FTE+ST，ST 等于 0.25 NM）标准平方和根。当 FTE 等于或者小于 IMAL，XTT 基于 IMAL。见下表：

飞行阶段	导航规范	XTT
航路、终端［距 ARP 大于 56 km（30 NM）］	RNAV5	4 650 m（2.51 NM）
航路、终端［距 ARP 大于 56 km（30 NM）］	RNAV1 和 2	3 704 m（2.00 NM）
终端［距 ARP 小于 56 km（30 NM）］至 IAF	RNAV1 和 2	1 852 m（1.00 NM）

ATT=0.8×XTT

2.2.3 保护区半宽

2.2.3.1 航路点的保护区半宽（1/2AW），由如下公式得出：

$$1/2AW = XTT \times 1.5 + BV \qquad (Ⅲ-1-2-1)$$

式中：1.5 XTT 相当于 3σ 的侧向 TSE 值；

BV——缓冲值（见表Ⅲ-1-1-3）。

2.2.3.2 RNAV 等待定位点的确定应该使用航路 XTT 和 ATT 值，除非该等待位于 ARP 56 km（30 NM）以内，则应该使用 STAR 的值。

2.2.3.3 半宽的计算结果如下：

a）RNP 4：表Ⅲ-1-2-1 和表Ⅲ-1-2-2；

b）RNP 2：表Ⅲ-1-2-3 和表Ⅲ-1-2-4；

c）RNP 1（固定翼飞机）：表Ⅲ-1-2-5 和表Ⅲ-1-2-6；

d）RNP 1（H 类）：表Ⅲ-1-2-7 和表Ⅲ-1-2-8；

e）高级 RNP：可以选用表Ⅲ-1-2-9 和表Ⅲ-1-2-10 中的 ARNP 半宽，ATT 的值可以使用 2.2.1 和 2.2.3 中的公式计算得到；

f）RNP 0.3：表 Ⅲ-1-2-11 和表Ⅲ-1-2-12；

g）RNP（APCH）（固定翼飞机）：表Ⅲ-1-2-13 和表Ⅲ-1-2-14；

h）RNP APCH（H 类）：表Ⅲ-1-2-15 和表Ⅲ-1-2-16；

i）RNAV 1 和 RNAV 2：表Ⅲ-1-2-17 至表Ⅲ-1-2-18；

j）RNAV 1 和 RNAV 2（H 类）：表Ⅲ-1-2-19 和表Ⅲ-1-2-20；

k）RNAV 5：表Ⅲ-1-2-21 和Ⅲ-1-2-22。

表Ⅲ-1-2-1　飞行航路阶段 RNP 4 的 XTT、ATT 和保护区半宽（m）

航路/STAR/SID （>56 km ARP）		
XTT	ATT	1/2 A/W
7 408	5 926	14 820

表Ⅲ-1-2-2　飞行航路阶段 RNP 4 的 XTT、ATT 和保护区半宽（NM）

航路/STAR/SID （>30 NM ARP）		
XTT	ATT	1/2A/W
4.00	3.20	8.00

表Ⅲ-1-2-3　飞行航路阶段 RNP 2 的 XTT、ATT 和保护区半宽（m）

航路/STAR/SID （>56 km ARP）		
XTT	ATT	1/2A/W
3 704	2 963	9 260

表Ⅲ-1-2-4　飞行航路阶段 RNP 2 的 XTT、ATT 和保护区半宽（NM）

航路/STAR/SID （>30 NM ARP）		
XTT	ATT	1/2A/W
2.00	1.60	5.00

表Ⅲ-1-2-5　飞行进场和离场阶段 RNP 1（固定翼飞机）的 XTT、ATT 和保护区半宽（m）

STAR/SID（>56 km ARP）			STAR/SID（<56 km ARP）			SID（<28 km ARP）		
XTT	ATT	1/2 A/W	XTT	ATT	1/2 A/W	XTT	ATT	1/2 A/W
1 852	1 482	6 482	1 852	1 482	4 630	1 852	1 482	3 704

表Ⅲ-1-2-6　飞行进场和离场阶段 RNP 1（固定翼飞机）的 XTT、ATT 和保护区半宽（NM）

STAR/SID（>30 NM ARP）			STAR/SID（<30 NM ARP）			SID（<15 NM ARP）		
XTT	ATT	1/2 A/W	XTT	ATT	1/2 A/W	XTT	ATT	1/2 A/W
1.00	0.80	3.50	1.00	0.80	2.50	1.00	0.80	2.00

表Ⅲ-1-2-7　飞行进场和离场阶段 RNP 1（H 类）的 XTT、ATT 和保护区半宽（m）

STAR/SID（>56 km ARP）			STAR/SID（<56 km ARP）			SID（<28 km ARP）		
XTT	ATT	1/2 A/W	XTT	ATT	1/2 A/W	XTT	ATT	1/2 A/W
1 852	1 482	4 630	1 852	1 482	4 074	1 852	1 482	3 426

表Ⅲ-1-2-8　飞行进场和离场阶段 RNP 1（H 类）的 XTT、ATT 和保护区半宽（NM）

STAR/SID（>30 NM ARP）			STAR/SID（<30 NM ARP）			SID（<15 NM ARP）		
XTT	ATT	1/2 A/W	XTT	ATT	1/2 A/W	XTT	ATT	1/2 A/W
1.00	0.80	2.50	1.00	0.80	2.20	1.00	0.80	1.85

表Ⅲ-1-2-9　所有飞行阶段高级 RNP（固定翼飞机）的 XTT、ATT 和保护区半宽（m）

RNP	航路（大陆内或大陆外）			STAR/SID（>56 km ARP）			STAR/SID/IF/IAF/复飞（<56 km ARP）			FAF			MAPt			复飞/SID（<28 km ARP）		
	XTT	ATT	1/2A/W	XTT	ATT	1/2A/W	XTT	ATT	1/2 A/W	XTT	ATT	1/2A/W	XTT	ATT	1/2AW	XTT	ATT	1/2A/W
2	3 704	2 964	9 260	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
1	1 852	1 482	6 482	1 852	1 482	6 482	1 852	1 482	4 630	—	—	—	—	—	—	1 852	1 482	3 704
0.3	—	—	—	—	—	—	—	—	—	556	444	2685	556	444	1 759	—	—	—

表Ⅲ-1-2-10　所有飞行阶段高级RNP（固定翼飞机）的XTT、ATT和保护区半宽（NM）

RNP	航路（大陆内或大陆外）			STAR/SID（>30NM ARP）			STAR/SID（<30 NM ARP）IAF/IF/复飞			FAF			MAPt			复飞/SID（<15 NM ARP）		
	XTT	ATT	1/2 A/W	XTT	ATT	1/2 A/W	XTT	ATT	1/2 A/W	XTT	ATT	1/2 A/W	XTT	ATT	1/2 A/W	XTT	ATT	1/2 A/W
2	2	1.6	5.0	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
1	1	0.8	3.5	1	0.8	3.5	1	0.8	2.5	—	—	—	—	—	—	1	0.8	2
0.3	—	—	—	—	—	—	—	—	—	0.3	0.24	1.45	0.3	0.24	0.95	—	—	—

表Ⅲ-1-2-11　RNP 0.3的XTT、ATT和保护区半宽（m）（H类）

航路/STAR/SID（>56 km ARP）			STAR/SID/IF/IAF/复飞（≤56 km ARP）			SID/复飞（<28 km ARP）		
XTT	ATT	1/2 A/W	XTT	ATT	1/2 A/W	XTT	ATT	1/2 A/W
556	444	2 685	556	444	2 130	556	444	1 482

表Ⅲ-1-2-12　RNP 0.3的XTT、ATT和保护区半宽（NM）（H类）

航路/STAR/SID（>30 NM ARP）			STAR/SID/IF/IAF/复飞（≤30 NM ARP）			SID/复飞（<15 NM ARP）		
XTT	ATT	1/2 A/W	XTT	ATT	1/2 A/W	XTT	ATT	1/2 A/W
0.30	0.24	1.45	0.30	0.24	1.15	0.30	0.24	0.80

表Ⅲ-1-2-13　飞行起始/中间/最后进近和复飞飞行阶段RNP APCH（固定翼飞机）的XTT、ATT和保护区半宽（m）

IF/IAF/复飞（<56 km ARP）			FAF			MAPt/起始直线复飞（仅LP/LPV）			复飞（<28 km ARP）		
XTT	ATT	1/2 A/W	XTT	ATT	1/2 A/W	XTT	ATT	1/2 A/W	XTT	ATT	1/2 A/W
1 852	1 482	4 630	556	444	2 685	556	444	1 759	1 852	1 482	3 704

表Ⅲ-1-2-14　飞行起始/中间/最后进近和复飞飞行阶段RNP APCH（固定翼飞机）的XTT、ATT和保护区半宽（NM）

IF/IAF/复飞（<30 NM ARP）			FAF			MAPt/起始直线复飞（仅LP/LPV）			复飞（<15 NM ARP）		
XTT	ATT	1/2 A/W	XTT	ATT	1/2 A/W	XTT	ATT	1/2 A/W	XTT	ATT	1/2 A/W
1.00	0.80	2.50	0.30	0.24	1.45	0.30	0.24	0.95	1.00	0.80	2.00

表Ⅲ-1-2-15　飞行起始/中间/最后进近和复飞飞行阶段 RNP APCH（H 类）的 XTT、ATT 和保护区半宽（m）

IF/IAF/复飞（<56 km ARP）			FAF			MAPt/起始直线复飞（仅 LP/LPV）			复飞（<28 km ARP）		
XTT	ATT	1/2 A/W	XTT	ATT	1/2 A/W	XTT	ATT	1/2 A/W	XTT	ATT	1/2 A/W
1 852	1 482	4 074	556	444	2 130	556	444	1 482	1 852	1 482	3 426

表Ⅲ-1-2-16　飞行航路、进场、起始/中间进近和复飞飞行阶段 RNP APCH（H 类）的 XTT、ATT 和保护区半宽（NM）

IF/IAF/复飞（<30 NM ARP）			FAF			MAPt/起始直线复飞（仅 LP/LPV）			复飞（<15 NM ARP）		
XTT	ATT	1/2 A/W	XTT	ATT	1/2 A/W	XTT	ATT	1/2 A/W	XTT	ATT	1/2 A/W
1.00	0.80	2.20	0.30	0.24	1.15	0.30	0.24	0.80	1.00	0.80	1.85

表Ⅲ-1-2-17　飞行航路、进场、起始/中间进近和离场飞行阶段 RNAV 1 和 RNAV 2（A 类到 E 类）的 XTT、ATT 和保护区半宽（m）

航路/STAR/SID（>56 km ARP）			STAR/IF/IAF/SID（<56 km ARP）			SID（<28 km ARP）		
XTT	ATT	1/2 A/W	XTT	ATT	1/2 A/W	XTT	ATT	1/2 A/W
3 704	2 963	9 260	1 852	1 482	4 630	1 852	1 482	3 704

表Ⅲ-1-2-18　飞行航路、进场、起始/中间进近和离场飞行阶段 RNAV 1 和 RNAV 2（A 类到 E 类）的 XTT、ATT 和保护区半宽（NM）

航路/STAR/SID（>30 NM ARP）			STAR/IF/IAF/SID（<30 NM ARP）			SID（<15 NM ARP）		
XTT	ATT	1/2 A/W	XTT	ATT	1/2 A/W	XTT	ATT	1/2 A/W
2.00	1.60	5.00	1.00	0.80	2.50	1.00	0.80	2.00

表Ⅲ-1-2-19　飞行航路、进场、起始/中间进近和离场飞行阶段 RNAV 1 和 RNAV 2（H 类）的 XTT、ATT 和保护区半宽（m）

航路/STAR/SID（>56 km ARP）			STAR/IF/IAF/SID（<56 km ARP）			SID（<28 km ARP）		
XTT	ATT	1/2 A/W	XTT	ATT	1/2 A/W	XTT	ATT	1/2 A/W
3 700	2 960	7 400	1 850	1 480	4 070	1 850	1 480	3 420

表Ⅲ-1-2-20　飞行航路、进场、起始/中间进近和离场飞行阶段

RNAV 1 和 RNAV 2（H 类）的 XTT、ATT 和保护区半宽（NM）

航路/STAR/SID （>30 NM ARP）			STAR/IF/IAF/SID （<30 NM ARP）			SID （<15 NM ARP）		
XTT	ATT	1/2 A/W	XTT	ATT	1/2 A/W	XTT	ATT	1/2 A/W
2.00	1.60	4.00	1.00	0.80	2.20	1.00	0.80	1.85

表Ⅲ-1-2-21　飞行航路阶段 RNAV 5 的 XTT、ATT 和保护区半宽（m）

航路/STAR/SID （>56 km ARP）		
XTT	ATT	1/2 A/W
4 650	3 720	10 690

表Ⅲ-1-2-22　飞行航路阶段 RNAV 5 的 XTT、ATT 和保护区半宽（NM）

航路/STAR/SID （>30 NM ARP）		
XTT	ATT	1/2 A/W
2.51	2.01	5.77

3　DME/DME RNAV 程序

3.1　总则

3.1.1　本章给出应用 RNAV 1 和 RNAV 2 导航规范进行 DME/DME RNAV 设计的准则，这些应用适用于大陆航路和终端阶段飞行的运行，包括 SID、STAR 和起始进近，但不包括最后进近/复飞。本章也可以对“仅适用于大陆航路阶段飞行的 RNAV 5 应用”适用。本章对第Ⅰ部分第 2 篇第 4 章“质量保证”中的条款进行补充和修订后适用。

3.1.2　本章的准则不适合于 RNP 应用。在 DME/DME 定位用于支持 RNP 应用的地方，应该使用现有的 RNP 1 和 RNP APCH 准则。

3.2　DME/DME 程序的机载和地面设备要求

3.2.1　DME/DME 程序的机载和地面设备的标准规定如下：

a）DME 台站坐标参照 WGS-84 和 AMSL 标高（如果 DME 与 VOR 设置不在同一位置，则该 DME 的位置和标高应该在 AIP 中分别公布）。

b）机载设备遵守国际民航组织《基于性能导航（PBN）手册》（Doc 9613）中列出的指导原则：

1）第Ⅱ卷 B 部分第 2 章，实施 RNAV 5；或

2）第Ⅱ卷 B 部分第 3 章，实施 RNAV 1 和 RNAV 2。

c）地面设备遵守国际民航组织《附件 10》列出的准则。95%的时间内，误差分布不超过 185 m/0.1 NM。

3.3　DME/DME RNAV 系统使用精确度

3.3.1　机载接收系统的系统使用精确度（DTT）如下：

$$2\sigma = 2\frac{\sqrt{(\sigma_{1,\ air}^2 + \sigma_{1,\ sis}^2) + (\sigma_{2,\ air}^2 + \sigma_{2,\ sis}^2)}}{sin\alpha} \qquad (Ⅲ-1-3-1)$$

式中：σ_{sis} ——0.05 NM；

σ_{air} ——MAX｛0.085 NM，0.125%距离（如 RTCA DO-189 和 TSO-C66c）中的定义）｝，对于 RNAV 1 和 RNAV 2

且

$30 \leqslant \alpha \leqslant 150$。

3.3.2 当整个程序中有两个以上的 DME 电台可用时，ATT、XTT 和 1/2AW 值的计算使用 $\alpha = 90°$（即：航迹上的任何一点至少有两个 DME 对）；否则使用 $\alpha = 30°$ 值。

注：理论上最大电波水平距离的千米数为 $4.11\sqrt{h}$，h 单位为 m。理论上最大电波水平距离的海里数为 $1.23\sqrt{h}$，h 单位为 ft。

3.4 飞行技术容差

FTE 值的应用详见表Ⅲ-1-1-1。

3.5 系统计算容差

系统计算容差（ST）等于± 463 m（0.25 NM）。该容差与 WGS-84 的实施相关。

3.6 XTT、ATT 和保护区半宽

3.6.1 XTT 和 ATT

3.6.1.1 对 3.3 至 3.5 中相关联的容差进行平方和根，就可以得到任何确定为航路点的侧向航迹容差和沿航迹容差。

$$XTT = \sqrt{DTT^2 + FTE^2 + ST^2}$$

$$ATT = \sqrt{DTT^2 + ST^2}$$

3.6.1.2 XTT 和 ATT 的计算结果如下：

a）RNAV 1：表Ⅲ-1-3-1 至表Ⅲ-1-3-4；

b）RNAV 2：表Ⅲ-1-3-5 至表Ⅲ-1-3-6；

c）RNAV 5：表Ⅲ-1-3-7 至表Ⅲ-1-3-8。

3.6.2 保护区半宽

3.6.2.1 航路点保护区半宽（1/2AW）的确定依据下述公式：

$$1/2\ A/W = XTT \times 1.5 + BV$$

式中：BV——缓冲值（该值见表Ⅲ-1-1-3）。

3.6.2.2 RNAV 等待定位点的确定应该使用航路 XTT 和 ATT 值，但如果等待在 ARP 的 30 NM 范围以内，则应该使用 STAR 值。

3.6.2.3 半宽的计算结果如下：

a）RNAV 1：表 Ⅲ-1-3-1 至表Ⅲ-1-3-4；

b）RNAV 2：表 Ⅲ-1-3-5 至表Ⅲ-1-3-6；

c）RNAV 5：表 Ⅲ-1-3-7 至表Ⅲ-1-3-8。

3.7 导航设备的覆盖范围

3.7.1 由于不可能知道机载系统会使用哪个 DME 设施进行位置更新，应该对航路进行理论可行性检查，以确保在建议航路上的任何一点都有适当的 DME 覆盖。这基于至少选定两个电台（DME 电台的覆盖范围，见图Ⅲ-1-3-1）。初始检查应该使用合格的 DME 筛选模式，还应该考虑如下方面：

a）公布的 DME 电台最大范围，允许电台理论最大的水平无线电距离为 300 km/160 NM；

b）DME 电台最大和最小交叉角度（30°和 150° 之间）；

c）设计航迹 5.6 km（3 NM）之内的 DME 设施不能用于导航；和

d）指定运行范围内公布的限制，如果有的话。

注：有些国家和组织，如 FAA 和 EUROCONTROL，采用 DME 筛选工具。

3.7.2 理论可行性检查应该确定航路覆盖和冗余度。如果在程序有任何一点只能使用一个特定的 DME 对来进行定位，那么这些 DME 就被视为该程序的关键 DME。具有关键 DME 的程序没有冗余度。关键 DME 应该在程序图上进行标明。

3.7.3 如果 TACAN 未达到附件 10 的 DME 范围要求，但位于可能的更新范围内，则该台站不应该公布在民航 AIP 中，目的是防止将其存入电子机载导航数据库中。

3.7.4 DME 电台可以位于标称的航径上，前提是其性能通过飞行检查被确认是可以接受的，而且在运行的最初几个月中（至少 3 个月），运行的可接受性应该受到密切的监测。

注：机载系统在最大范围内使用全部 DME 电台，并且确定进行位置估计最合适的电台。

3.7.5 在无法得到连续的 DME/DME 覆盖时，程序设计采用推测航段时必须考虑其限制。保护区应该从覆盖不到的那一点的主保护区边缘开始向航迹两侧扩张 15°。覆盖范围之外的航迹距离不得超过 19 km（10 NM）[在离场起始航段，DME 覆盖时常不够充分，设计受到 ATM 要求的强烈影响时，应该考虑采用航向航段和初始转弯在指定高度，或者甚至采用传统（非 RNAV）导航]。服务提供方应该保证当位于 DME/DME 覆盖范围之外时，依靠 VOR/DME 电台定位没有不良影响。

注：在特殊情况下，可以制定涉及采用 VOR/DME 和/或 DME/DME/IRU 的多传感器解决方案。

3.8 验证

3.8.1 地面验证

对建议程序的初始验证可以采用飞行模拟器和/或 FMC 模拟软件工具，以检查预计飞行航径的航线连续性和可重复性。这类验证应该包括最小和最大 IAS、风、航空器类型与重量和 FMC 类型的效果。

3.8.2 飞行检查

3.8.2.1 最初的理论可行性检查应该通过随后的飞行检查来进行确认。应该为飞行检查的组织提供初步设计检查的全部细节，包括任何关键 DME 的详细情况。

3.8.2.2 公布前的飞行检查应该包括一份更新历史数据的分析（用 DME 电台进行更新）。如果 RNAV 系统采用的 DME 电台超出了其公布的无线电范围，应该对使用这些电台的效果进行额外的检查。

表Ⅲ-1-3-1　在航路、进场、起始/中间进近和离场飞行阶段中，

DME RNAV（RNAV 1）的 XTT、ATT 和保护区半宽（km）

（本表依据两个可用的 DME 更新站点）

高度（m）	航路/STAR/SID（>56 km ARP）			STAR/IF/IAF（<56 km ARP）			SID（<28 km DER）			FAF		
	XTT	ATT	1/2 A/W	XTT	ATT	1/2 A/W	XTT	ATT	1/2 A/W	XTT	ATT	1/2 A/W
4 500	所有海拔高度			2.29	2.09	5.29	2.29	2.09	4.36			
4 200	2.29	2.09	7.14	2.23	2.03	5.20	2.23	2.03	4.27			
3 900				2.17	1.97	5.11	2.17	1.97	4.18			
3 600				2.11	1.90	5.02	2.11	1.90	4.09			
3 300				2.05	1.83	4.93	2.05	1.83	4.00			
3 000				1.99	1.76	4.83	1.99	1.76	3.90	1.82	1.76	3.65
2 700				1.92	1.68	4.73	1.92	1.68	3.80	1.74	1.68	3.54
2 400				1.85	1.60	4.63	1.85	1.60	3.70	1.67	1.60	3.43
2 100				1.78	1.52	4.52	1.78	1.52	3.59	1.59	1.52	3.31
1 800				1.70	1.43	4.41	1.70	1.43	3.48	1.50	1.43	3.18
1 500				1.63	1.34	4.29	1.63	1.34	3.36	1.41	1.34	3.05
1 200				1.54	1.24	4.17	1.54	1.24	3.24	1.32	1.24	2.91
300～900				1.46	1.13	4.05	1.46	1.13	3.12	1.22	1.13	2.76

表Ⅲ-1-3-2　在航路、进场、起始/中间进近和离场飞行阶段中，

DME RNAV（RNAV 1）的 XTT、ATT 和保护区半宽（NM）

（本表依据两个可用的 DME 更新站点）

高度（ft）	航路/STAR/SID（>30 NM ARP）			STAR/IF/IAF（<30 NM ARP）			SID（<15 NM DER）			FAF		
	XTT	ATT	1/2 A/W	XTT	ATT	1/2 A/W	XTT	ATT	1/2 A/W	XTT	ATT	1/2 A/W
15 000	所有海拔高度			1.24	1.13	2.85	1.24	1.13	2.35			
14 000	1.24	1.13	3.85	1.20	1.10	2.81	1.20	1.10	2.31			
13 000				1.17	1.06	2.76	1.17	1.06	2.26			
12 000				1.14	1.02	2.71	1.14	1.02	2.21			
11 000				1.11	0.99	2.66	1.11	0.99	2.16			
10 000				1.07	0.95	2.61	1.07	0.95	2.11	0.98	0.95	1.97
9 000				1.04	0.91	2.55	1.04	0.91	2.05	0.94	0.91	1.91
8 000				1.00	0.86	2.50	1.00	0.86	2.00	0.90	0.86	1.85
7 000				0.96	0.82	2.44	0.96	0.82	1.94	0.86	0.82	1.79
6 000				0.92	0.77	2.38	0.92	0.77	1.88	0.81	0.77	1.72
5 000				0.88	0.72	2.32	0.88	0.72	1.82	0.76	0.72	1.65
4 000				0.83	0.67	2.25	0.83	0.67	1.75	0.71	0.67	1.57
1 000～3 000				0.79	0.61	2.18	0.79	0.61	1.68	0.66	0.61	1.49

表Ⅲ-1-3-3　在航路、进场、起始/中间进近和离场飞行阶段中，

DME RNAV（RNAV 1）的XTT、ATT和保护区半宽（km）

（本表依据两个以上可用的DME更新站点）

高度（m）	航路/STAR/SID（>56 km ARP）			STAR/IF/IAF（<56 km ARP）			SID（<28 km DER）			FAF		
	XTT	ATT	1/2 A/W	XTT	ATT	1/2 A/W	XTT	ATT	1/2 A/W	XTT	ATT	1/2 A/W
4 500	所有海拔高度			1.45	1.12	4.03	1.45	1.12	3.11			
4 200	1.45	1.12	5.88	1.43	1.09	4.00	1.43	1.09	3.07			
3 900				1.41	1.06	3.96	1.41	1.06	3.04			
3 600				1.39	1.03	3.93	1.39	1.03	3.00			
3 300				1.36	1.00	3.89	1.36	1.00	2.97			
3 000				1.34	0.97	3.86	1.34	0.97	2.93	1.07	0.97	2.53
2 700				1.31	0.93	3.82	1.31	0.93	2.90	1.04	0.93	2.49
2 400				1.29	0.90	3.78	1.29	0.90	2.86	1.01	0.90	2.44
2 100				1.26	0.86	3.75	1.26	0.86	2.82	0.98	0.86	2.39
1 800				1.24	0.82	3.71	1.24	0.82	2.78	0.94	0.82	2.34
1 500				1.21	0.78	3.67	1.21	0.78	2.74	0.91	0.78	2.29
1 200				1.18	0.74	3.63	1.18	0.74	2.70	0.87	0.74	2.23
300～900				1.16	0.69	3.59	1.16	0.69	2.66	0.83	0.69	2.18

表Ⅲ-1-3-4　在航路、进场、起始/中间进近和离场飞行阶段中，

DME RNAV（RNAV 1）的XTT、ATT和保护区半宽（NM）

（本表依据两个以上可用的DME更新站点）

高度（ft）	航路/STAR/SID（>30 NM ARP）			STAR/IF/IAF（<30 NM ARP）			SID（<15 NM DER）			FAF		
	XTT	ATT	1/2 A/W	XTT	ATT	1/2 A/W	XTT	ATT	1/2 A/W	XTT	ATT	1/2 A/W
15 000	所有海拔高度			0.78	0.61	2.18	0.78	0.61	1.68			
14 000	0.78	0.61	3.18	0.77	0.59	2.16	0.77	0.59	1.66			
13 000				0.76	0.57	2.14	0.76	0.57	1.64			
12 000				0.75	0.56	2.12	0.75	0.56	1.62			
11 000				0.74	0.54	2.10	0.74	0.54	1.60			
10 000				0.72	0.52	2.08	0.72	0.52	1.58	0.58	0.52	1.37
9 000				0.71	0.50	2.06	0.71	0.50	1.56	0.56	0.50	1.34
8 000				0.70	0.48	2.04	0.70	0.48	1.54	0.54	0.48	1.32
7 000				0.68	0.46	2.02	0.68	0.46	1.52	0.53	0.46	1.29
6 000				0.67	0.44	2.00	0.67	0.44	1.50	0.51	0.44	1.26
5 000				0.65	0.42	1.98	0.65	0.42	1.48	0.49	0.42	1.23
4 000				0.64	0.40	1.96	0.64	0.40	1.46	0.47	0.40	1.20
1 000～3 000				0.62	0.37	1.94	0.62	0.37	1.44	0.45	0.37	1.18

表Ⅲ-1-3-5　在航路、进场、起始/中间进近和离场飞行阶段中，

DME RNAV（RNAV 2）的 XTT、ATT 和保护区半宽（km）

（本表依据两个可用的 DME 更新站点）

高度（m）	航路/STAR/SID（>56 km ARP）			STAR/IF/IAF（<56 km ARP）			SID（<28 km DER）			FAF		
	XTT	ATT	1/2 A/W	XTT	ATT	1/2 A/W	XTT	ATT	1/2 A/W	XTT	ATT	1/2 A/W
4 500	所有海拔高度			2.79	2.09	6.04	2.79	2.09	5.12			
4 200	2.79	2.09	7.90	2.75	2.03	5.97	2.75	2.03	5.05			
3 900				2.70	1.97	5.90	2.70	1.97	4.98			
3 600				2.65	1.90	5.83	2.65	1.90	4.90			
3 300				2.60	1.83	5.76	2.60	1.83	4.83			
3 000				2.55	1.76	5.68	2.55	1.76	4.75	N/A	N/A	N/A
2 700				2.50	1.68	5.60	2.50	1.68	4.68	N/A	N/A	N/A
2 400				2.45	1.60	5.52	2.45	1.60	4.60	N/A	N/A	N/A
2 100				2.39	1.52	5.44	2.39	1.52	4.52	N/A	N/A	N/A
1 800				2.34	1.43	5.36	2.34	1.43	4.44	N/A	N/A	N/A
1 500				2.28	1.34	5.28	2.28	1.34	4.35	N/A	N/A	N/A
1 200				2.23	1.24	5.19	2.23	1.24	4.27	N/A	N/A	N/A
300～900				2.17	1.13	5.11	2.17	1.13	4.18	N/A	N/A	N/A

表Ⅲ-1-3-6　在航路、进场、起始/中间进近和离场飞行阶段中，

DME RNAV（RNAV 2）的 XTT、ATT 和保护区半宽（NM）

（本表依据两个可用的 DME 更新站点）

高度（ft）	航路/STAR/SID（>30 NM ARP）			STAR/IF/IAF（<30 NM ARP）			SID（<15 NM DER）			FAF		
	XTT	ATT	1/2 A/W	XTT	ATT	1/2 A/W	XTT	ATT	1/2 A/W	XTT	ATT	1/2 A/W
15 000	所有海拔高度			1.51	1.13	3.26	1.51	1.13	2.76			
14 000	1.51	1.13	4.26	1.48	1.10	3.23	1.48	1.10	2.73			
13 000				1.46	1.06	3.19	1.46	1.06	2.69			
12 000				1.43	1.02	3.15	1.43	1.02	2.65			
11 000				1.41	0.99	3.11	1.41	0.99	2.61			
10 000				1.38	0.95	3.07	1.38	0.95	2.57	N/A	N/A	N/A
9 000				1.35	0.91	3.03	1.35	0.91	2.53	N/A	N/A	N/A
8 000				1.32	0.86	2.98	1.32	0.86	2.48	N/A	N/A	N/A
7 000				1.29	0.82	2.94	1.29	0.82	2.44	N/A	N/A	N/A
6 000				1.26	0.77	2.90	1.26	0.77	2.40	N/A	N/A	N/A
5 000				1.23	0.72	2.85	1.23	0.72	2.35	N/A	N/A	N/A
4 000				1.20	0.67	2.80	1.20	0.67	2.30	N/A	N/A	N/A
1 000～3 000				1.17	0.61	2.76	1.17	0.61	2.26	N/A	N/A	N/A

表Ⅲ-1-3-7　在航路飞行阶段中，DME RNAV（RNAV 5）的XTT、ATT和保护区半宽（km）

（本表依据两个可用的DME更新站点）

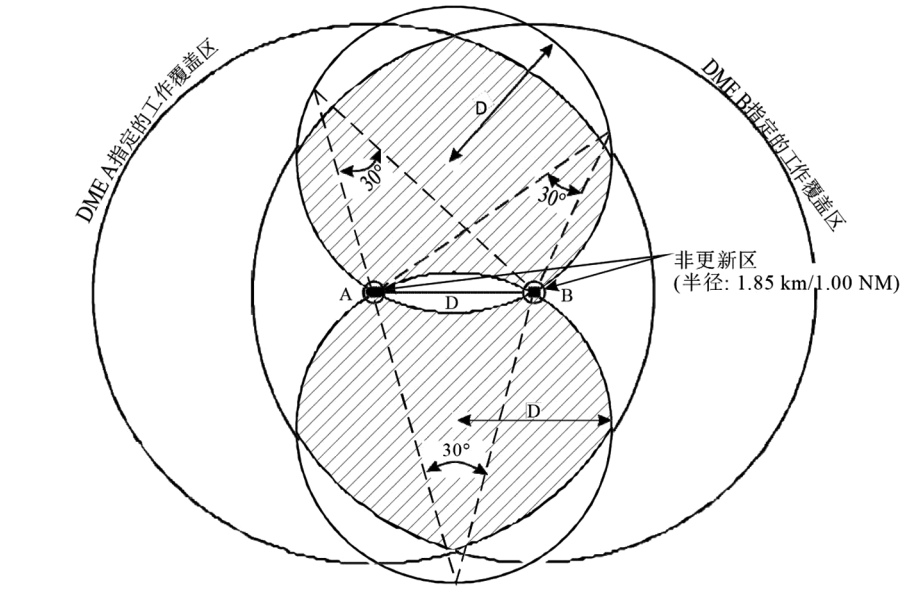
XTT	航路/STAR/SID （>56 km ARP） ATT	1/2 A/W
6.11	所有海拔高度 3.98	12.86

表Ⅲ-1-3-8　在航路飞行阶段中，DME RNAV（RNAV 5）的XTT、ATT和保护区半宽（NM）

（本表依据两个可用的DME更新站点）

XTT	航路/STAR/SID （>30 NM ARP） ATT	1/2 A/W
3.30	所有海拔高度 2.15	6.95

注：上述的所有表格中，用于计算的高度都是程序前序航段的最低高度（向上取整至下一个更高值）。在按高度转弯的离场/复飞程序情况下，假定的爬升梯度为3.3%，或当大于3.3%时，则等于指定的最低爬升梯度。在特殊情况下，如：高海拔机场应该使用航空器的假定高，而不是高度。在这种情况下，该高应该是相对于DME最大接收范围之内的最低DME电台。



2 个 DME 台相隔距离 *D* 的 DME/DME 更新区

第 1 步：以每个 DME 台为中心，半径等于规定的指定工作覆盖区 (DOC) 最大 370.4 km (200.0 NM) 画图。

第 2 步：以 *D* 为半径，在两个 DME 台两侧画 30° ~ 150°相交的圆。

第 3 步：以两个 DME 台为中心画出半径 1.85 km (1.00 NM) 的圆为非更新区。

双 DME 台更新区包括存在以下两条件的区域内:

(1) 在指定工作覆盖区 DOC/370.4 km (200.0 NM) 内；和

(2) 交角 30°/150°的区域。

从 DME/DME 覆盖区内除去以下区域:

(1) 非更新区圆；和

(2) 两个 DME 台之间的区域。

图Ⅲ-1-3-1　两个 DME 台 A 和 B 的最大更新区

4 VOR/DME RNAV 程序

4.1 总则

本章给出 RNAV 5 导航应用中 VOR/DME RNAV 的设计准则，该准则仅适用于大陆航路飞行阶段的运行。该标准不适用于 VOR/DME 进近。

4.1.1 参照电台

虽然不可能知道机载系统会使用哪个 VOR/DME 电台进行位置更新，但是应该进行检查，以确保在 60 NM 范围内，或者多普勒 VOR 75 NM 范围内，至少有一个参照电台能够提供适当的覆盖。设计师应该选择能够为每一航路点的航迹引导方案提供最佳几何布局的 VOR/DME 电台，以计算这些航路点的 XTT、ATT 和 1/2AW。

4.2 VOR/DME 程序对机载和地面设备的要求

VOR/DME 程序所基于的机载和地面设备的标准假定如下：

a）VOR/DME 电台公布 WGS-84 坐标和 AMSL 标高（如果 DME 不是与 VOR 设置在同一位置，则该 DME 的位置和标高应该在 AIP 中分别公布）；

b）机载设备遵守国际民航组织在《基于性能导航（PBN）手册》（Doc 9613）第Ⅱ卷 B 部分第 2 章“实施 RNAV 5”中所列的准则；

c）地面设备遵守国际民航组织附件 10 中所列准则。

4.3 VOR/DME RNAV 系统使用精确度

4.3.1 精确度

区域导航设备的运行性能应该使决定系统使用精确度的容差保持在 4.3.2 至 4.4 中所规定的值以内。这些值是基于 2 倍西格玛（95%）的置信度。

4.3.2 导航精度因素

VOR/DME RNAV 导航精确度所取决的因素为：

a）地面站容差；

b）机载接收系统容差；

c）飞行技术容差；

d）系统计算容差；

e）距参照电台的距离。

4.3.3 系统使用精度

4.3.3.1 VOR 的系统使用精确度等于不提供航迹引导的 VOR 电台的系统使用精度，为± 4.5°。

4.3.3.2 DME 的系统使用精确度等于不提供航迹引导的 DME 电台的系统使用精确度（DTT），为：

$$2\sigma = 2\sqrt{\sigma_{1,\ air}^2 + \sigma_{1,\ sis}^2} \qquad (Ⅲ-1-4-1)$$

（见附件 10 第Ⅰ卷 3.5.3.1.3.2）

式中：σ_{sis}——0.05 NM；

σ_{air}——MAX｛0.085 NM，0.125% 距离（见 RTCA DO-189 和 TSO-C66c）中的规定）｝。

注：有关系统使用精确度的更多信息，见第Ⅰ部分第 2 篇第 2 章“终端区定位点”。

4.4 飞行技术容差

标准 PANS-OPS FTE 值的应用，详见表Ⅲ-1-1-2。

4.5 系统计算容差

系统计算容差（ST）设定为 463 m（0.25 NM）。

4.6 XTT、ATT 和保护区半宽

4.6.1 XTT 和 ATT

对 4.3.2 至 4.5 中相关联的容差进行平方和根，就可以得到任何定位点的偏航容差（XTT）和沿航迹容差（ATT）（见图Ⅲ-1-4-1 和图Ⅲ-1-4-2），如下：

$$XTT = \sqrt{VT^2 + DT^2 + FTT^2 + ST^2} \qquad (Ⅲ-1-4-2)$$

$$ATT = \sqrt{AVT^2 + ADT^2 + ST^2} \qquad (Ⅲ-1-4-3)$$

式中：D——从参照电台至航路点的距离：$D = \sqrt{D1^2 + D2^2}$；

D1——切点距离。切点是参照电台在标称航迹上的垂直投影。切点距离（D1）是从参照电台至切点的距离；

D2——至切点的距离。是从航路点至切点的距离（见图Ⅲ-1-4-1）。

α=VOR 系统使用精度（°）

DTT=DME 系统使用精度

θ=arctan（D2/D1）（°）（如果 D1=0，θ=90°）

VT=D1-D cos(θ+α)

DT=DTT cosθ

AVT=D2-D sin(θ-α)

ADT=DTT sinθ

注：ATT 中不包含 FTT 分量。

4.6.2 保护区半宽

航路点的保护区半宽（1/2AW）取决于：

$$1.5 \times XTT+BV$$

式中：1.5 XTT 相当于 3 倍西格玛；且

BV=缓冲值（该值见表Ⅲ-1-1-3）。

XTT、ATT 和半宽的计算结果，见表 Ⅲ-1-4-1 和表Ⅲ-1-4-2。

4.6.3 ATT 和 XTT 航迹相关性

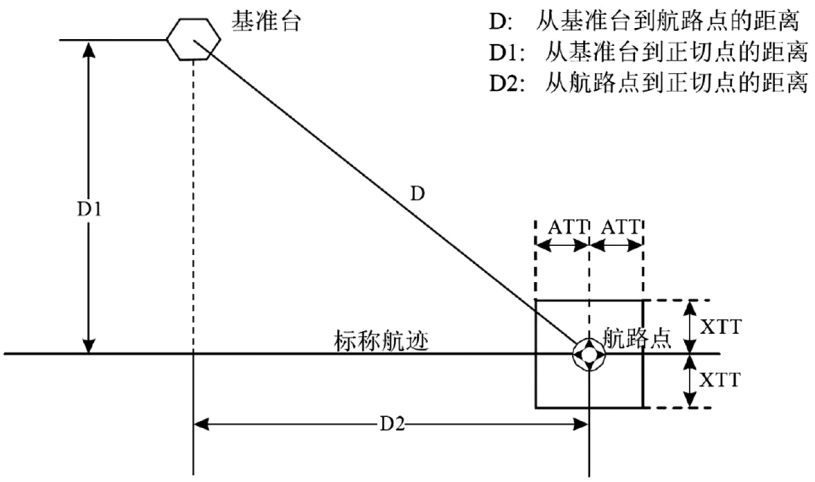
ATT 和 XTT 是与航迹相关的。因此，在一个指定定位点转弯时，由于各个定位点的几何布局，转弯之前和之后的 ATT 和 XTT 会有所不同。

表Ⅲ-1-4-1　VOR/DME RNAV 在航路飞行阶段（RNAV 5）的 XTT、ATT 和保护区半宽（km）

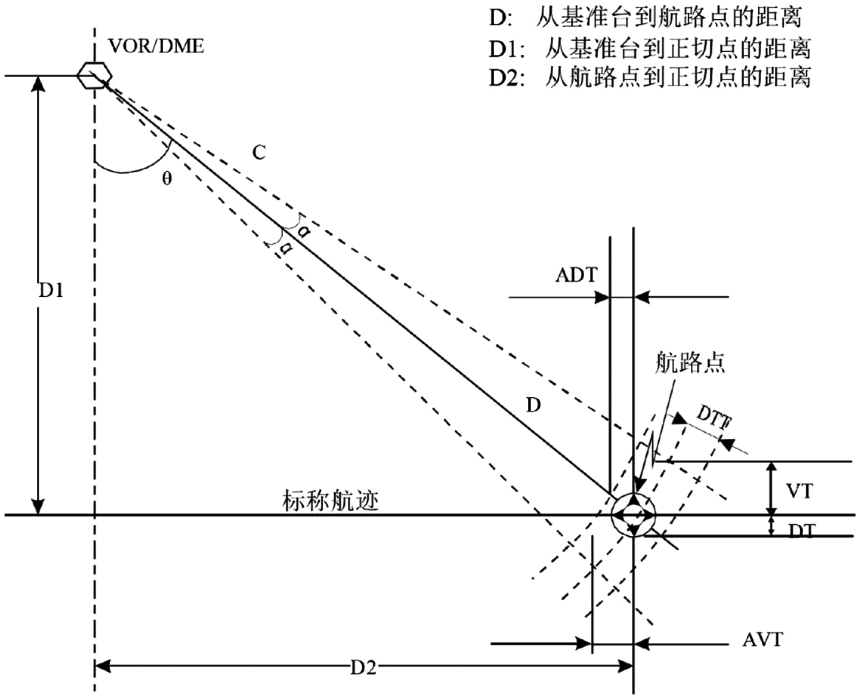
D1	D2	0	10	20	30	40	50	60	70	80
0	XTT	4.7	4.8	5.3	6.1	7.0	8.0	9.0	10.2	11.3
	ATT	0.5	1.4	2.6	3.9	5.2	6.5	7.8	9.1	10.3
	1/2A/W	10.7	9.1	8.9	9.1	10.4	11.9	17.3	17.1	17.6
10	XTT	4.7	4.9	5.5	6.4	7.5	8.7	9.9	11.2	12.6
	ATT	0.5	1.6	3.0	4.4	5.9	7.3	8.8	10.2	11.7
	1/2A/W	10.7	11.0	12.0	13.3	14.9	16.7	18.6	20.6	22.6
20	XTT	4.7	4.9	5.5	6.5	7.5	8.7	10.0	11.3	12.6
	ATT	0.5	1.6	3.1	4.5	5.9	7.4	8.8	10.3	11.7
	1/2A/W	10.7	11.1	12.0	13.4	15.0	16.8	18.7	20.6	22.6
30	XTT	4.7	4.9	5.6	6.5	7.6	8.8	10.0	11.3	12.7
	ATT	0.5	1.7	3.1	4.6	6.0	7.5	8.9	10.4	11.8
	1/2A/W	10.7	11.1	12.1	13.4	15.1	16.9	18.8	20.7	22.7
40	XTT	4.7	5.0	5.6	6.5	7.6	8.8	10.1	11.4	12.7
	ATT	0.5	1.8	3.2	4.6	6.1	7.5	9.0	10.4	11.9
	1/2A/W	10.7	11.1	12.1	13.5	15.1	16.9	18.8	20.8	22.8
50	XTT	4.7	5.0	5.6	6.6	7.7	8.9	10.1	11.4	12.8
	ATT	0.6	1.8	3.2	4.7	6.1	7.6	9.0	10.5	11.9
	1/2A/W	10.7	11.2	12.2	13.6	15.2	17.0	18.9	20.9	22.9
60	XTT	4.7	5.0	5.7	6.6	7.7	8.9	10.2	11.5	12.8
	ATT	0.6	1.9	3.3	4.7	6.2	7.6	9.1	10.5	12.0
	1/2A/W	10.7	11.2	12.2	13.6	15.3	17.1	19.0	21.0	23.0
70	XTT	4.7	5.0	5.7	6.7	7.8	9.0	10.2	11.6	12.9
	ATT	0.6	1.9	3.3	4.8	6.2	7.7	9.1	10.6	12.0
	1/2A/W	10.7	11.2	12.3	13.7	15.3	17.2	19.1	21.0	23.0
80	XTT	4.7	5.0	5.7	6.7	7.8	9.0	10.3	11.6	12.9
	ATT	0.7	2.0	3.4	4.8	6.3	7.7	9.2	10.6	12.1
	1/2A/W	10.7	11.3	12.3	13.8	15.4	17.2	19.1	21.1	23.1

表Ⅲ-1-4-2　VOR/DME RNAV 在航路飞行阶段（RNAV 5）的 XTT、ATT 和保护区半宽（NM）

D1	D2	0	10	20	30	40	50	60	70	80
0	XTT	2.5	2.6	2.9	3.3	3.8	4.3	4.9	5.5	6.1
	ATT	0.3	0.7	1.4	2.1	2.8	3.5	4.2	4.9	5.6
	1/2A/W	5.8	4.9	4.8	4.9	5.6	6.4	9.3	9.2	9.5
10	XTT	2.5	2.6	3.0	3.5	4.0	4.7	5.4	6.1	6.8
	ATT	0.3	0.9	1.6	2.4	3.2	4.0	4.7	5.5	6.3
	1/2A/W	5.8	6.0	6.5	7.2	8.1	9.0	10.0	11.1	12.2
20	XTT	2.5	2.7	3.0	3.5	4.1	4.7	5.4	6.1	6.8
	ATT	0.3	0.9	1.7	2.4	3.2	4.0	4.8	5.6	6.3
	1/2A/W	5.8	6.0	6.5	7.2	8.1	9.1	10.1	11.1	12.2
30	XTT	2.5	2.7	3.0	3.5	4.1	4.7	5.4	6.1	6.8
	ATT	0.3	0.9	1.7	2.5	3.2	4.0	4.8	5.6	6.4
	1/2A/W	5.8	6.0	6.5	7.3	8.1	9.1	10.1	11.2	12.3
40	XTT	2.5	2.7	3.0	3.5	4.1	4.8	5.4	6.2	6.9
	ATT	0.3	0.9	1.7	2.5	3.3	4.1	4.8	5.6	6.4
	1/2A/W	5.8	6.0	6.5	7.3	8.2	9.1	10.2	11.2	12.3
50	XTT	2.5	2.7	3.0	3.6	4.1	4.8	5.5	6.2	6.9
	ATT	0.3	1.0	1.7	2.5	3.3	4.1	4.9	5.7	6.4
	1/2A/W	5.8	6.0	6.6	7.3	8.2	9.2	10.2	11.3	12.4
60	XTT	2.5	2.7	3.1	3.6	4.2	4.8	5.5	6.2	6.9
	ATT	0.3	1.0	1.8	2.6	3.3	4.1	4.9	5.7	6.5
	1/2A/W	5.8	6.0	6.6	7.4	8.3	9.2	10.3	11.3	12.4
70	XTT	2.5	2.7	3.1	3.6	4.2	4.8	5.5	6.2	7.0
	ATT	0.3	1.0	1.8	2.6	3.4	4.1	4.9	5.7	6.5
	1/2A/W	5.8	6.1	6.6	7.4	8.3	9.3	10.3	11.4	12.4
80	XTT	2.5	2.7	3.1	3.6	4.2	4.9	5.6	6.3	7.0
	ATT	0.4	1.1	1.8	2.6	3.4	4.2	5.0	5.7	6.5
	1/2A/W	5.8	6.1	6.7	7.4	8.3	9.3	10.3	11.4	12.5



图Ⅲ-1-4-1　航路点的确定



图Ⅲ-1-4-2　航路点容差计算

第2篇　一般准则

1　两个航路点之间的航段最短距离

1.1　总则

1.1.1　为防止航路点间的距离设置得过近，导致RNAV系统被迫绕过它们，必须考虑两个连续航路点间的最小距离。考虑的两类航路点：

a）旁切航路点；和

b）飞越航路点。

1.1.2　两个航路点限定的航段有4种可能的顺序：

a）两个旁切航路点；

b）旁切航路点，之后是飞越航路点；

c）两个飞越航路点；

d）飞越航路点，之后是旁切航路点。

另外，还必须考虑“DER至第一个航路点”航段的特殊情况。

1.1.3　下面的方法是建立在理论研究与仿真结果相结合的基础上。RNAV系统之间可能会存在差异。这些系统所使用的算法比较复杂。因此在建立理论公式时进行了简化。

1.1.4　该方法的目的不是为了确定保护区，而是为了确定标称航迹上两个航路点之间的最短距离。因此在理论计算中没有考虑风的影响和航路点的容差。如果有必要，可以选择更大的值。

1.2　RNAV航段最短距离的确定

1.2.1　总则

对每个航路点都要确定一个最小稳定距离，即航路点与标称航迹切入点之间的距离（见图

Ⅲ-2-1-1）。两个连续航路点间的最小稳定距离等于两个航路点各自最小稳定距离之和。本章表中给出不同真空速和航向改变量的（航路点处）最小稳定距离。

1.2.2 最小稳定距离表

表Ⅲ-2-1-1 至表Ⅲ-2-1-20 给出了最小稳定距离。这些表根据下列三个参数进行组织：

a）单位（SI 或非 SI）；

b）航路点类型（旁切还是飞越）；和

c）坡度值（15°、20°、25°）

使用下表查找适用的表。

最小稳定距离汇总表

单位	航路点类型	坡度	表的编号
固定翼飞机			
（SI）	旁切航路点	15°	Ⅲ-2-1-1
		20°	Ⅲ-2-1-2
		25°	Ⅲ-2-1-3
	飞越航路点	15°	Ⅲ-2-1-4
		20°	Ⅲ-2-1-5
		25°	Ⅲ-2-1-6
（非 SI）	旁切航路点	15°	Ⅲ-2-1-7
		20°	Ⅲ-2-1-8
		25°	Ⅲ-2-1-9
	飞越航路点	15°	Ⅲ-2-1-10
		20°	Ⅲ-2-1-11
		25°	Ⅲ-2-1-12
直升机			
（SI）	旁切航路点	15°	Ⅲ-2-1-13
		20°	Ⅲ-2-1-14
	飞越航路点	15°	Ⅲ-2-1-15
		20°	Ⅲ-2-1-16
（非 SI）	旁切航路点	15°	Ⅲ-2-1-17
		20°	Ⅲ-2-1-18
	飞越航路点	15°	Ⅲ-2-1-19
		20°	Ⅲ-2-1-20

1.2.3 指示空速和真空速的确定

1.2.3.1 进近程序的空速。使用第Ⅰ部分第4篇第1章的表Ⅰ-4-1-1或表Ⅰ-4-1-2中规定的速度。如果需要对速度进行限制，则使用受限的速度。将指示空速换算成真空速时要考虑对程序进行保护的高度。

1.2.3.2 离场程序空速。使用第Ⅰ部分第3篇第3章中规定的速度。如需对速度进行限制，使用第Ⅰ部分第3篇第3章附录中的表Ⅰ-3-3-附录-1来检查该限制速度是否不低于运行上可接受的速度限制。指示空速换算成真空速时，需考虑从DER开始使用7%的爬升梯度可以达到的高度。

1.2.4 坡度的选择

1.2.4.1 进近阶段的坡度为25°（或3°/s），复飞阶段除外，复飞阶段的坡度假定为15°。见第Ⅰ部第4篇中的各项标准。

1.2.4.2 根据1.2.3.2“离场程序速度”的选择标准，离场阶段的坡度应该为：

a）采用15°，按照第Ⅱ部分第3篇第3章的准则；和

b）采用15°、20°、25°，从DER开始的沿航迹距离，遵照第Ⅰ部分第3篇第3章附录的准则。

1.2.5 举例

1.2.5.1 两个旁切航路点（图Ⅲ-2-1-2）。对于第一个航路点（WP1），根据坡度和真空速在表中找出最小稳定距离（A1）。对于第二个航路点（WP2），根据坡度和真空速在表中找出最小稳定距离（A2）。则WP1和WP2之间的最短距离为A1+A2。

1.2.5.2 旁切航路点，之后为飞越航路点（图Ⅲ-2-1-3）。对于第一个航路点（WP1），根据坡度和真空速找出最小稳定距离（A1）。由于第二个航路点是飞越航路点，故WP1和WP2之间的最短距离为A1+0=A1。

1.2.5.3 两个飞越航路点（图Ⅲ-2-1-4）。对于第一个航路点（WP1），根据坡度和真空速找出最小稳定距离（B1）。由于第二个航路点是飞越航路点，故WP1和WP2的最短距离为B1+0=B1。

1.2.5.4 飞越航路点，之后是旁切航路点（图Ⅲ-2-1-5）。对于第一个航路点（WP1），根据坡度和真空速找出最小稳定距离（B1）。对于第二个航路点，根据坡度和真空速在表中找出最小稳定距离（A2）。WP1和WP2之间的最短距离为B1+A2。

1.3 航段的特殊情况：DER 至第一个航路点

第一个航路点的位置必须能在 DER 和最早转弯点（第 3 篇第 1 章的图Ⅲ-3-1-2 中的 K 线）之间提供最少 3.5 km（1.9 NM）的距离。如果 PDG 大于 3.3%，则可以使用短一些的距离（见第Ⅰ部分第 3 篇第 4 章 4.1）（图Ⅲ-2-1-6）。

1.4 最小稳定距离

1.4.1 飞越航路点

1.4.1.1 飞越转弯的组成。为计算最小稳定距离，飞越转弯分为以下部分：

a）在飞越点开始进入转弯；而后

b）以 30°的切入角直线切入下一航段；

c）在新航道上改出的转弯；和

d）为建立坡度而考虑的时间延迟为 10 s。

1.4.1.2 飞越转弯模型。为建立飞越转弯的模型，将其长度分为 5 段，L1 至 L5（见图Ⅲ-2-1-7），该程序的总长度为这五段的总和。

$$L1 = r1 \times \sin\theta$$

$$L2 = r1 \times \cos\theta \times \tan\alpha$$

$$L3 = r1\left[1/\sin\alpha - 2\cos\theta/\sin(90° - \alpha)\right]$$

$$L4 = r2\ \tan(\alpha/2)$$

$$L5 = c \times V/3600$$

$$L5 = 5V/3600\ （H 类）$$

式中：α——30°，与下一航段的切入角；

θ——转弯角度；

c——10 s 建立坡度时间；

r1——改入转弯半径；

r2——改出转弯半径。

在上面各式中：

如距离和转弯半径的单位使用 NM，则 V 的单位为 kt；

如距离和转弯半径的单位使用 km，则 V 的单位为 km/h。

1.4.1.3 飞越转弯的坡度。当航线改变量大于或等于50°（H类航空器为30°）时，确定最小稳定距离的第一个转弯（r1）可以根据飞行阶段分别假定为坡度等于15°、20°或25°；第二个转弯（r2）的坡度等于15°。当航线变化小于50°时（H类航空器为30°），最小稳定距离等于航线变化50°（H类航空器为30°）时的计算值。

1.4.2 旁切航路点

1.4.2.1 旁切转弯模型。见图Ⅲ-2-1-8，旁切航路点最小稳定距离的计算模型与飞越航路点的方式相似。该模型由一个保持转弯半径不变的水平转弯构成。航段总长度为L1和L2之和，其中：

L1为航路点和转弯开始点之间的距离；

L2考虑建立坡度的5 s延迟时间。延迟的时间比飞越航路点的情况要短，因为航线改变度数较少。

$$L1 = r \times \tan(\theta/2)$$

$$L2 = c \times V/3600$$

$$L2 = 3V/3600 \text{（H类）}$$

式中：c——5 s建立坡度时间；

r——转弯半径；

θ——转弯角度。

在上面各式中：

如距离和转弯半径的单位使用NM，则V的单位为kt；

如距离和转弯半径的单位使用km，则V的单位为km/h。

1.4.2.2 旁切转弯的坡度。当航线改变量大于或等于50°（H类航空器为30°）时，最小稳定距离的确定是依据飞行阶段分别假定坡度等于15°、20°或25°。当航线变化小于50°（H类航空器为30°），最小稳定距离等于航线变化50°（H类航空器为30°）时的计算值。

1.5 确定至少受限于一个非转弯航路点的RNAV航段的最短距离

为实施特定的限制，可以在一个直线航段内增加一些非转弯的航路点。转弯航路点应该设置在距这些航路点不小于最小距离为D的位置，见表Ⅲ-2-1-21。

表Ⅲ-2-1-1　旁切航路点的最小稳定距离（SI 单位，坡度 15°）

航向改变*	真空速（km/h）														
（°）	<或=240	260	280	300	320	340	360	380	400	440	480	520	560	600	640
50	1.1	1.3	1.5	1.6	1.8	2.1	2.3	2.5	2.7	3.3	3.8	4.4	5.1	5.8	6.5
55	1.2	1.4	1.6	1.8	2.0	2.2	2.5	2.7	3.0	3.6	4.2	4.9	5.6	6.3	7.2
60	1.3	1.5	1.7	1.9	2.2	2.4	2.7	3.0	3.3	3.9	4.6	5.3	6.1	6.9	7.8
65	1.4	1.6	1.9	2.1	2.4	2.6	2.9	3.2	3.5	4.2	5.0	5.8	6.6	7.6	8.6
70	1.5	1.8	2.0	2.3	2.5	2.8	3.2	3.5	3.8	4.6	5.4	6.3	7.2	8.2	9.3
75	1.6	1.9	2.2	2.4	2.8	3.1	3.4	3.8	4.2	5.0	5.9	6.8	7.8	8.9	10.1
80	1.8	2.0	2.3	2.6	3.0	3.3	3.7	4.1	4.5	5.4	6.3	7.4	8.5	9.7	11.0
85	1.9	2.2	2.5	2.8	3.2	3.6	4.0	4.4	4.9	5.8	6.9	8.0	9.2	10.5	11.9
90	2.0	2.3	2.7	3.1	3.5	3.9	4.3	4.8	5.3	6.3	7.4	8.7	10.0	11.4	12.9
95	2.2	2.5	2.9	3.3	3.7	4.2	4.7	5.2	5.7	6.8	8.1	9.4	10.8	12.4	14.0
100	2.3	2.7	3.1	3.6	4.0	4.5	5.0	5.6	6.2	7.4	8.7	10.2	11.8	13.4	15.2
105	2.5	2.9	3.4	3.9	4.4	4.9	5.5	6.1	6.7	8.0	9.5	11.1	12.8	14.6	16.6
110	2.7	3.2	3.7	4.2	4.7	5.3	5.9	6.6	7.3	8.7	10.3	12.1	13.9	15.9	18.1
115	3.0	3.5	4.0	4.6	5.2	5.8	6.5	7.2	7.9	9.5	11.3	13.2	15.2	17.4	19.8
120	3.3	3.8	4.4	5.0	5.7	6.4	7.1	7.9	8.7	10.5	12.4	14.5	16.7	19.1	21.7

*　如航向改变不足 50°，则使用表中 50°对应的数值。

表Ⅲ-2-1-2　旁切航路点的最小稳定距离（SI 单位，坡度 20°*）

航向改变*	真空速（km/h）														
（°）	<或=240	260	280	300	320	340	360	380	400	440	480	520	560	600	640
50	0.9	1.0	1.2	1.3	1.5	1.6	1.8	2.0	2.2	2.6	3.0	3.4	3.9	4.5	5.0
55	1.0	1.1	1.3	1.4	1.6	1.8	2.0	2.2	2.4	2.8	3.3	3.8	4.3	4.9	5.5
60	1.1	1.2	1.4	1.5	1.7	1.9	2.1	2.3	2.6	3.0	3.5	4.1	4.7	5.3	6.0
65	1.1	1.3	1.5	1.7	1.9	2.1	2.3	2.5	2.8	3.3	3.8	4.4	5.1	5.8	6.5
70	1.2	1.4	1.6	1.8	2.0	2.2	2.5	2.7	3.0	3.5	4.2	4.8	5.5	6.3	7.1
75	1.3	1.5	1.7	1.9	2.1	2.4	2.6	2.9	3.2	3.8	4.5	5.2	6.0	6.8	7.7
80	1.4	1.6	1.8	2.0	2.3	2.6	2.9	3.1	3.5	4.1	4.8	5.6	6.5	7.4	8.3
85	1.5	1.7	1.9	2.2	2.5	2.8	3.1	3.4	3.7	4.4	5.2	6.1	7.0	8.0	9.0
90	1.6	1.8	2.1	2.4	2.7	3.0	3.3	3.6	4.0	4.8	5.6	6.6	7.6	8.6	9.7
95	1.7	2.0	2.2	2.5	2.9	3.2	3.6	3.9	4.3	5.2	6.1	7.1	8.2	9.3	10.6
100	1.9	2.1	2.4	2.7	3.1	3.5	3.8	4.2	4.7	5.6	6.6	7.7	8.9	10.1	11.4
105	2.0	2.3	2.6	3.0	3.3	3.7	4.2	4.6	5.1	6.1	7.2	8.3	9.6	11.0	12.4
110	2.2	2.4	2.8	3.2	3.6	4.0	4.5	5.0	5.5	6.6	7.8	9.1	10.5	11.9	13.5
115	2.3	2.7	3.0	3.5	3.9	4.4	4.9	5.4	6.0	7.2	8.5	9.9	11.4	13.0	14.8
120	2.5	2.9	3.3	3.8	4.3	4.8	5.4	5.9	6.5	7.9	9.3	10.8	12.5	14.3	16.2

*　20°或 3°/s。

**　如航向改变不足 50°，则使用表中 50°对应的数值。

表Ⅲ-2-1-3　旁切航路点的最小稳定距离（SI 单位，坡度 25°＊）

航向改变＊（°）	真空速（km/h）<或= 240	260	280	300	320	340	360	380	400	440	480	520	560	600	640
50	0.9	1.0	1.1	1.2	1.3	1.4	1.5	1.7	1.8	2.1	2.5	2.8	3.2	3.7	4.1
55	1.0	1.1	1.2	1.2	1.3	1.5	1.6	1.8	2.0	2.3	2.7	3.1	3.5	4.0	4.5
60	1.1	1.2	1.2	1.3	1.4	1.6	1.8	1.9	2.1	2.5	2.9	3.4	3.8	4.3	4.9
65	1.1	1.2	1.3	1.4	1.5	1.7	1.9	2.1	2.3	2.7	3.1	3.6	4.1	4.7	5.3
70	1.2	1.3	1.4	1.5	1.7	1.8	2.0	2.2	2.4	2.9	3.4	3.9	4.5	5.1	5.7
75	1.3	1.4	1.5	1.6	1.8	2.0	2.2	2.4	2.6	3.1	3.6	4.2	4.8	5.5	6.2
80	1.4	1.5	1.6	1.8	1.9	2.1	2.3	2.6	2.8	3.4	3.9	4.6	5.2	5.9	6.7
85	1.5	1.6	1.8	1.9	2.0	2.3	2.5	2.8	3.0	3.6	4.2	4.9	5.6	6.4	7.2
90	1.6	1.7	1.9	2.0	2.2	2.4	2.7	3.0	3.3	3.9	4.6	5.3	6.1	6.9	7.8
95	1.7	1.9	2.0	2.2	2.3	2.6	2.9	3.2	3.5	4.2	4.9	5.7	6.6	7.5	8.4
100	1.9	2.0	2.2	2.3	2.5	2.8	3.1	3.4	3.8	4.5	5.3	6.2	7.1	8.1	9.1
105	2.0	2.2	2.3	2.5	2.7	3.0	3.3	3.7	4.1	4.9	5.7	6.7	7.7	8.7	9.9
110	2.2	2.3	2.5	2.7	2.9	3.3	3.6	4.0	4.4	5.3	6.2	7.2	8.3	9.5	10.8
115	2.3	2.5	2.7	2.9	3.2	3.5	3.9	4.4	4.8	5.7	6.8	7.9	9.1	10.4	11.7
120	2.5	2.7	3.0	3.2	3.4	3.9	4.3	4.7	5.2	6.3	7.4	8.6	9.9	11.4	12.9

＊　25°或 3°/s。

＊＊　如航向改变不足 50°，则使用表中 50°对应的数值。

表Ⅲ-2-1-4　飞越航路点的最小稳定距离（SI 单位，坡度 15°）

航向改变＊（°）	真空速（km/h）<或= 240	260	280	300	320	340	360	380	400	440	480	520	560	600	640
50	3.9	4.5	5.2	5.9	6.7	7.5	8.3	9.2	10.1	12.1	14.3	16.7	19.2	22.0	24.9
55	4.2	4.9	5.6	6.4	7.2	8.0	9.0	9.9	10.9	13.1	15.5	18.1	20.8	23.8	27.0
60	4.5	5.2	6.0	6.8	7.7	8.6	9.6	10.7	11.8	14.1	16.7	19.4	22.4	25.6	29.1
65	4.8	5.6	6.4	7.3	8.2	9.2	10.3	11.4	12.6	15.1	17.9	20.8	24.0	27.5	31.1
70	5.1	5.9	6.8	7.7	8.8	9.8	11.0	12.1	13.4	16.1	19.0	22.2	25.6	29.3	33.2
75	5.4	6.3	7.2	8.2	9.3	10.4	11.6	12.9	14.2	17.1	20.2	23.6	27.2	31.1	35.3
80	5.7	6.6	7.6	8.6	9.8	11.0	12.2	13.6	15.0	18.0	21.3	24.9	28.7	32.9	37.3
85	5.9	6.9	7.9	9.1	10.2	11.5	12.8	14.3	15.7	18.9	22.4	26.2	30.2	34.6	39.2
90	6.2	7.2	8.3	9.5	10.7	12.0	13.4	14.9	165	19.8	23.4	274	31.6	36.2	41.1
95	6.4	7.5	8.6	9.9	11.2	12.5	14.0	15.5	17.2	20.6	24.4	28.6	33.0	37.8	42.9
100	6.7	7.8	9.0	10.2	11.6	13.0	14.5	16.1	17.8	21.4	25.4	29.7	34.3	39.2	44.5
105	6.9	8.0	9.3	10.6	12.0	13.4	15.0	16.7	18.4	22.2	26.2	30.7	35.5	40.6	46.1
110	7.1	8.3	9.5	10.9	12.3	13.8	15.5	17.2	19.0	22.8	27.0	31.6	36.6	41.8	47.5
115	7.3	8.5	9.8	11.2	12.6	14.2	15.9	17.6	19.5	23.4	27.8	32.5	37.5	43.0	48.8
120	7.4	8.7	10.0	11.4	12.9	14.5	16.2	18.0	19.9	24.0	28.4	33.2	38.4	44.0	49.9

＊　如航向改变不足 50°，则使用表中 50°对应的数值。

表Ⅲ-2-1-5　飞越航路点的最小稳定距离（SI 单位，坡度 20°＊）

航向改变＊（°）	真空速（km/h）<或=														
	240	260	280	300	320	340	360	380	400	440	480	520	560	600	640
50	3.2	3.7	4.2	4.8	5.4	6.0	6.6	7.3	8.1	9.7	11.4	13.2	15.2	17.4	19.6
55	3.4	3.9	4.5	5.1	5.7	6.4	7.1	7.9	8.7	10.4	12.2	14.2	16.4	18.7	21.2
60	3.7	4.2	4.8	5.4	6.1	6.9	7.6	8.4	9.3	11.1	13.1	15.3	17.6	20.1	22.7
65	3.9	4.4	5.1	5.8	6.5	7.3	8.1	9.0	9.9	11.8	14.0	16.3	18.8	21.4	24.2
70	4.1	4.7	5.4	6.1	6.9	7.7	8.6	9.5	10.5	12.6	14.8	17.3	19.9	22.8	25.8
75	4.3	4.9	5.7	6.4	7.3	8.1	9.1	10.0	11.1	13.3	15.7	18.3	21.1	24.1	27.3
80	4.5	5.2	5.9	6.8	7.6	8.6	9.5	10.6	11.7	14.0	16.5	19.3	22.2	25.4	28.8
85	4.7	5.4	6.2	7.1	8.0	9.0	10.0	11.1	12.2	14.7	17.3	20.2	23.3	26.6	30.2
90	4.9	5.6	6.5	7.4	8.3	9.4	10.4	11.6	12.7	15.3	18.1	211	24.4	27.8	31.6
95	5.1	5.9	6.7	7.7	8.7	9.7	10.8	12.0	13.3	15.9	18.8	22.0	25.4	29.0	32.9
100	5.3	6.1	7.0	7.9	9.0	10.1	11.2	12.4	13.7	16.5	19.5	22.8	26.3	30.1	34.1
105	5.5	6.2	7.2	8.2	9.3	10.4	11.6	12.9	14.2	17.0	20.2	23.5	27.2	31.1	35.2
110	5.6	6.4	7.4	8.4	9.5	10.7	11.9	13.2	14.6	17.5	20.7	24.2	28.0	32.0	36.3
115	5.8	6.6	7.6	8.6	9.7	10.9	12.2	3.6	15.0	18.0	21.3	24.8	28.7	32.8	37.2
120	5.9	6.7	7.7	8.8	10.0	11.2	12.5	13.8	15.3	18.4	21.7	25.4	29.3	33.5	38.1

＊　20°或 3°/s。

＊＊　如航向改变不足 50°，则使用表中 50°对应的数值。

表Ⅲ-2-1-6　飞越航路点的最小稳定距离（SI 单位，坡度 25°＊）

航向改变＊（°）	真空速（km/h）<或=														
	240	260	280	300	320	340	360	380	400	440	480	520	560	600	640
50	3.2	3.5	3.8	4.2	4.5	5.1	5.6	6.2	6.8	8.1	9.6	11.1	12.8	14.5	16.4
55	3.4	3.8	4.1	4.4	4.8	5.4	6.0	6.6	7.3	8.7	10.2	11.9	13.7	15.6	17.6
60	3.7	4.0	4.4	4.7	5.1	5.8	6.4	7.1	7.8	9.3	10.9	12.7	14.6	16.6	18.8
65	3.9	4.3	4.6	5.0	5.5	6.1	6.8	7.5	8.2	9.8	11.6	13.5	15.5	17.7	20.0
70	4.1	4.5	4.9	5.3	5.7	6.4	7.2	7.9	8.7	10.4	12.3	14.3	16.4	18.8	21.2
75	4.3	4.7	5.1	5.5	6.0	6.8	7.5	8.3	9.2	11.0	12.9	15.1	17.3	19.8	22.4
80	4.5	5.0	5.4	5.8	6.3	7.1	7.9	8.7	9.6	11.5	13.6	15.8	18.2	20.8	23.5
85	4.7	5.2	5.6	6.1	6.6	7.4	8.2	9.1	10.1	12.0	14.2	16.6	19.1	21.8	24.7
90	4.9	5.4	5.9	6.3	6.9	7.7	8.6	9.5	10.5	12.5	14.8	17.3	19.9	22.7	25.7
95	5.1	5.6	6.1	6.6	7.1	8.0	8.9	9.9	10.9	13.0	15.4	17.9	20.7	23.6	26.8
100	5.3	5.8	6.3	6.8	7.4	8.3	9.2	10.2	11.2	13.5	15.9	18.6	21.4	24.5	27.7
105	5.5	6.0	6.5	7.0	7.6	8.5	9.5	10.5	11.6	13.9	16.4	19.2	22.1	25.2	28.6
110	5.6	6.1	6.6	7.2	7.8	8.7	9.7	10.8	11.9	14.3	16.9	19.7	22.7	26.0	29.4
115	5.8	6.3	6.8	7.3	8.0	9.0	10.0	11.1	12.2	14.6	17.3	20.2	23.3	26.6	30.1
120	5.9	6.4	6.9	7.5	8.1	9.1	10.2	11.3	12.4	14.9	17.7	20.6	23.8	27.2	30.8

＊　25°或 3°/s。

＊＊　如航向改变不足 50°，则使用表中 50°对应的数值。

表Ⅲ-2-1-7　旁切航路点的最小稳定距离（非SI单位，坡度15°）

航向改变*	真空速（km/h）														
（°）	<或=130	140	150	160	170	180	190	200	210	220	240	260	280	300	340
50	0.6	0.7	0.8	0.9	1.0	1.1	1.2	1.3	1.4	1.5	1.8	2.1	2.4	2.7	3.4
55	0.7	0.7	0.8	0.9	1.1	1.2	1.3	1.4	1.5	1.7	2.0	2.3	2.6	3.0	3.7
60	0.7	0.8	0.9	1.0	1.1	1.3	1.4	1.5	1.7	1.8	2.1	2.5	2.9	3.2	4.1
65	0.8	0.9	1.0	1.1	1.2	1.4	1.5	1.7	1.8	2.0	2.3	2.7	3.1	3.5	4.5
70	0.8	0.9	1.1	1.2	1.3	1.5	1.6	1.8	2.0	2.1	2.5	2.9	3.4	3.8	4.9
75	0.9	1.0	1.1	1.3	1.4	1.6	1.8	1.9	2.1	2.3	2.7	3.2	3.7	4.2	5.3
80	1.0	1.1	1.2	1.4	1.6	1.7	1.9	2.1	2.3	2.5	3.0	3.4	4.0	4.5	5.7
85	1.0	1.2	1.3	1.5	1.7	1.9	2.1	2.3	2.5	2.7	3.2	3.7	4.3	4.9	6.2
90	1.1	1.3	1.4	1.6	1.8	2.0	2.2	2.5	2.7	2.9	3.5	4.0	4.7	53	68
95	1.2	1.4	1.5	1.7	2.0	2.2	2.4	2.7	2.9	3.2	3.8	4.4	5.0	5.8	7.3
100	1.3	1.5	1.7	1.9	2.1	2.3	2.6	2.9	3.1	3.4	4.1	4.7	5.5	6.2	8.0
105	1.4	1.6	1.8	2.0	2.3	2.5	2.8	3.1	3.4	3.7	4.4	5.2	5.9	6.8	8.7
110	1.5	1.7	2.0	2.2	2.5	2.8	3.1	3.4	3.7	4.1	4.8	5.6	6.5	7.4	9.5
115	1.6	1.9	2.1	2.4	2.7	3.0	3.3	3.7	4.1	4.4	5.3	6.1	7.1	8.1	10.3
120	1.8	2.0	2.3	2.6	3.0	3.3	3.7	4.0	4.4	4.9	5.8	6.7	7.8	8.9	11.4

*　如航向改变不足50°，则使用表中50°对应的数值。

表Ⅲ-2-1-8　旁切航路点的最小稳定距离（非SI单位，坡度20°*）

航向改变*	真空速（km/h）														
（°）	<或=130	140	150	160	170	180	190	200	210	220	240	260	280	300	340
50	0.5	0.6	0.6	0.7	0.8	0.9	0.9	1.0	1.1	1.2	1.4	1.6	1.9	2.1	2.6
55	0.5	0.6	0.7	0.8	0.8	0.9	1.0	1.1	1.2	1.3	1.5	1.8	2.0	2.3	2.9
60	0.6	0.6	0.7	0.8	0.9	1.0	1.1	1.2	1.3	1.4	1.7	1.9	2.2	2.5	3.1
65	0.6	0.7	0.8	0.9	1.0	1.1	1.2	1.3	1.4	1.5	1.8	2.1	2.4	2.7	3.4
70	0.7	0.7	0.8	0.9	1.0	1.2	1.3	1.4	1.5	1.7	1.9	2.3	2.6	2.9	3.7
75	0.7	0.8	0.9	1.0	1.1	1.2	1.4	1.5	1.6	1.8	2.1	2.4	2.8	3.2	4.0
80	0.8	0.9	1.0	1.1	1.2	1.3	1.5	1.6	1.8	1.9	2.3	2.6	3.0	3.4	4.4
85	0.8	0.9	1.0	1.2	1.3	1.4	1.6	1.7	1.9	2.1	2.4	2.8	3.3	3.7	4.7
90	0.9	1.0	1.1	1.2	1.4	1.5	1.7	1.9	2.1	2.2	2.6	3.1	3.5	4.0	5.1
95	0.9	1.1	1.2	1.3	1.5	1.7	1.8	2.0	2.2	2.4	2.8	3.3	3.8	4.3	5.5
100	1.0	1.1	1.3	1.4	1.6	1.8	2.0	2.2	2.4	2.6	3.1	3.6	4.1	4.7	6.0
105	1.1	1.2	1.4	1.6	1.7	1.9	2.1	2.4	2.6	2.8	3.3	3.9	4.5	5.1	6.5
110	1.2	1.3	1.5	1.7	1.9	2.1	2.3	2.6	2.8	3.1	3.6	4.2	4.9	5.6	7.1
115	1.3	1.4	1.6	1.8	2.1	2.3	2.5	2.8	3.1	3.3	4.0	4.6	5.3	6.1	7.7
120	1.4	1.6	1.8	2.0	2.2	2.5	2.8	3.1	3.3	3.7	4.3	5.0	5.8	6.7	8.5

*　20°或3°/s。

**　如航向改变不足50°，则使用表中50°对应的数值。

表Ⅲ-2-1-9　旁切航路点的最小稳定距离（非 SI 单位，坡度 25°＊）

航向改变＊（°）	真空速（km/h）														
	<或= 130	140	150	160	170	180	190	200	210	220	240	260	280	300	340
50	0.5	0.5	0.6	0.6	0.7	0.7	0.8	0.9	0.9	1.0	1.2	1.3	1.5	1.7	2.2
55	0.5	0.6	0.6	0.7	0.7	0.8	0.9	0.9	1.0	1.1	1.3	1.5	1.7	1.9	2.4
60	0.5	0.6	0.7	0.7	0.8	0.8	0.9	1.0	1.1	l.2	1.4	1.6	1.8	2.0	2.6
65	0.5	0.7	0.7	0.8	0.8	0.9	1.0	1.1	1.2	1.3	1.5	1.7	1.9	2.2	2.8
70	0.6	0.7	0.8	0.8	0.9	1.0	1.1	1.2	1.3	1.4	1.6	1.8	2.1	2.4	3.0
75	0.6	0.8	0.8	0.9	0.9	1.0	1.1	1.2	1.3	1.5	1.7	2.0	2.3	2.6	3.2
80	0.7	0.8	0.9	0.9	1.0	1.1	1.2	1.3	1.4	1.6	1.8	2.1	2.4	2.8	3.5
85	0.7	0.9	0.9	1.0	1.1	1.2	1.3	1.4	1.6	1.7	2.0	2.3	2.6	3.0	3.8
90	0.7	0.9	1.0	1.1	1.1	1.3	1.4	1.5	1.7	1.8	2.1	2.5	2.8	3.2	4.1
95	0.8	1.0	1.1	1.1	1.2	1.4	1.5	1.6	1.8	2.0	2.3	2.7	3.1	3.5	4.4
100	0.8	1.1	1.2	1.2	1.3	1.5	1.6	1.8	1.9	2.1	2.5	2.9	3.3	3.8	4.8
105	0.9	1.2	1.2	1.3	1.4	1.6	1.7	1.9	2.1	2.3	2.7	3.1	3.6	4.1	5.2
110	1.0	1.3	1.3	1.4	1.5	1.7	1.9	2.1	2.3	2.5	2.9	3.4	3.9	4.4	5.6
115	1.1	1.4	1.5	1.6	1.7	1.8	2.0	2.2	2.5	2.7	3.2	3.7	4.2	4.8	6.1
120	1.2	1.5	1.6	1.7	1.8	2.0	2.2	2.4	2.7	2.9	3.5	40	4.6	5.3	6.7

＊　25°或 3°/s。

＊＊　如航向改变不足 50°，则使用表中 50°对应的数值。

表Ⅲ-2-1-10　飞越航路点的最小稳定距离（非 SI 单位，坡度 15°）

航向改变＊（°）	真空速（km/h）														
	<或= 130	140	150	160	170	180	190	200	210	220	240	260	280	300	340
50	2.1	2.4	2.8	3.1	3.5	3.9	4.3	4.7	5.2	5.7	6.7	7.8	9.0	10.2	13.0
55	2.3	2.6	3.0	3.4	3.8	4.2	4.6	5.1	5.6	6.1	7.2	8.4	9.7	11.1	14.1
60	2.4	2.8	3.2	3.6	4.0	4.5	5.0	5.5	6.0	6.6	7.8	9.1	10.4	11.9	15.2
65	2.6	3.0	3.4	3.8	4.3	4.8	5.3	5.9	6.4	7.0	8.3	9.7	11.2	12.8	16.3
70	2.8	3.2	3.6	4.1	4.6	5.1	5.7	6.2	6.9	7.5	8.9	10.3	11.9	13.6	17.4
75	2.9	3.4	3.8	4.3	4.8	5.4	6.0	6.6	7.3	7.9	9.4	11.0	12.7	14.5	18.5
80	3.1	3.5	4.0	4.6	5.1	5.7	6.3	7.0	7.7	8.4	9.9	11.6	13.4	15.3	19.5
85	3.2	3.7	4.2	4.8	5.4	6.0	6.6	7.3	8.0	8.8	10.4	12.2	14.1	16.1	20.5
90	3.4	3.9	4.4	5.0	5.6	6.3	6.9	7.7	8.4	9.2	10.9	12.7	14.7	16.8	21.5
95	3.5	4.0	4.6	5.2	5.8	6.5	7.2	8.0	8.8	9.6	11.4	13.3	15.3	17.5	22.4
100	3.6	4.2	4.8	5.4	6.1	6.8	7.5	8.3	9.1	10.0	11.8	13.8	15.9	18.2	23.3
105	3.7	4.3	4.9	5.6	6.3	7.0	7.8	8.6	9.4	10.3	12.2	14.3	16.5	18.9	24.1
110	3.9	4.4	5.1	5.7	6.4	7.2	8.0	8.8	9.7	10.6	12.6	14.7	17.0	19.4	24.8
115	4.0	4.6	5.2	5.9	6.6	7.4	8.2	9.1	10.0	10.9	12.9	15.1	17.4	20.0	25.5
120	4.0	4.7	5.3	6.0	6.8	7.5	8.4	9.3	10.2	11.1	13.2	15.4	17.8	20.4	26.1

＊　如航向改变不足 50°，则使用表中 50°对应的数值。

表Ⅲ-2-1-11　飞越航路点的最小稳定距离（非SI单位，坡度20°*）

航向改变*（°）	真空速（km/h）<或=														
	130	140	150	160	170	180	190	200	210	220	240	260	280	300	340
50	1.7	2.0	2.2	2.5	2.8	3.1	3.4	3.8	4.1	4.5	5.3	6.2	7.1	8.1	10.3
55	1.9	2.1	2.4	2.7	3.0	3.3	3.7	4.1	4.4	4.9	5.7	6.6	7.6	8.7	11.1
60	2.0	2.2	2.5	2.9	3.2	3.6	3.9	4.3	4.8	5.2	6.1	7.1	8.2	9.3	11.9
65	2.1	2.4	2.7	3.0	3.4	3.8	4.2	4.6	5.1	5.5	6.5	7.6	8.7	10.0	12.7
70	2.2	2.5	2.9	3.2	3.6	4.0	4.4	4.9	5.4	5.9	6.9	8.1	9.3	10.6	13.5
75	2.3	2.6	3.0	3.4	3.8	4.2	4.7	5.2	5.7	6.2	7.3	8.5	9.8	11.2	14.3
80	2.5	2.8	3.2	3.6	4.0	4.5	4.9	5.4	6.0	6.5	7.7	9.0	10.3	11.8	15.1
85	2.6	2.9	3.3	3.7	4.2	4.7	5.2	5.7	6.2	6.8	8.1	9.4	10.9	12.4	15.8
90	2.7	3.0	3.4	3.9	4.4	4.9	5.4	5.9	6.5	7.1	8.4	9.8	11.3	13.0	16.5
95	2.8	3.1	3.6	4.0	4.5	5.1	5.6	6.2	6.8	7.4	8.8	10.2	11.8	13.5	17.2
100	2.9	3.3	3.7	4.2	4.7	5.2	5.8	6.4	7.0	7.7	9.1	10.6	12.2	14.0	17.8
105	3.0	3.4	3.8	4.3	4.8	5.4	6.0	6.6	7.3	7.9	9.4	10.9	12.6	14.4	18.4
110	3.0	3.4	3.9	4.4	5.0	5.6	6.2	6.8	7.5	8.2	9.7	11.3	13.0	14.9	19.0
115	3.1	3.5	4.0	4.5	5.1	5.7	6.3	7.0	7.7	8.4	9.9	11.6	13.3	15.3	19.5
120	3.2	3.6	4.1	4.6	5.2	5.8	6.4	7.1	7.8	8.5	10.1	11.8	13.6	15.6	19.9

*　20°或3°/s。

**　如航向改变不足50°，则使用表中50°对应的数值。

表Ⅲ-2-1-12　飞越航路点的最小稳定距离（非SI单位，坡度25°*）

航向改变*（°）	真空速（km/h）<或=														
	130	140	150	160	170	180	190	200	210	220	240	260	280	300	340
50	1.7	1.9	2.1	2.2	2.4	2.6	2.9	3.2	3.5	3.8	4.5	5.2	6.0	6.8	8.6
55	1.9	2.0	2.2	2.4	2.5	2.8	3.1	3.4	3.7	4.1	4.8	5.6	6.4	7.3	9.2
60	2.0	2.2	2.3	2.5	2.7	3.0	3.3	3.6	4.0	4.3	5.1	5.9	6.8	7.8	9.9
65	2.1	2.3	2.5	2.7	2.9	3.2	3.5	3.9	4.2	4.6	5.4	6.3	7.2	8.3	10.5
70	2.2	2.4	2.6	2.8	3.0	3.3	3.7	4.1	4.5	4.9	5.7	6.7	7.7	8.7	11.1
75	2.3	2.5	2.7	3.0	3.2	3.5	3.9	4.3	4.7	5.1	6.0	7.0	8.1	9.2	11.7
80	2.5	2.7	2.9	3.1	3.3	3.7	4.1	4.5	4.9	5.4	6.3	7.4	8.5	9.7	12.3
85	2.6	2.8	3.0	3.2	3.5	3.9	4.3	4.7	5.1	5.6	6.6	7.7	8.9	10.1	12.9
90	2.7	2.9	3.1	3.4	3.6	4.0	4.4	4.9	5.4	5.9	6.9	8.0	9.3	10.6	13.5
95	2.8	3.0	3.2	3.5	3.7	4.2	4.6	5.1	5.6	6.1	7.2	8.4	9.6	11.0	14.0
100	2.9	3.1	3.4	3.6	3.9	4.3	4.8	5.2	5.8	6.3	7.4	8.6	10.0	11.4	14.5
105	3.0	3.2	3.5	3.7	4.0	4.4	4.9	5.4	5.9	6.5	7.7	8.9	10.3	11.7	15.0
110	3.0	3.3	3.6	3.8	4.1	4.5	5.0	5.6	6.1	6.7	7.9	9.2	10.6	12.1	15.4
115	3.1	3.4	3.6	3.9	4.2	4.7	5.2	5.7	6.2	6.8	8.1	9.4	10.8	12.4	15.8
120	3.2	3.4	3.7	4.0	4.3	4.8	5.3	5.8	6.4	7.0	8.2	9.6	11.1	12.6	16.1

*　25°或3°/s。

**　如航向改变不足50°，则使用表中50°对应的数值。

表Ⅲ-2-1-13　旁切航路点的最小稳定距离（SI 单位，坡度 15°*）

航向改变** (°)	真空速（km/h）						
	≤130	150	170	190	210	230	240
30	0.29	0.34	0.38	0.44	0.52	0.61	0.65
35	0.33	0.38	0.43	0.49	0.58	0.68	0.73
40	0.36	0.41	0.47	0.54	0.65	0.76	0.82
45	0.39	0.45	0.52	0.60	0.71	0.84	0.90
50	0.43	0.50	0.56	0.65	0.78	0.92	0.99
55	0.47	0.54	0.61	0.71	0.85	1.00	1.08
60	0.51	0.58	0.66	0.77	0.92	1.09	1.18
65	0.55	0.63	0.72	0.83	1.00	1.18	1.28
70	0.59	0.68	0.77	0.90	1.08	1.28	1.38
75	0.64	0.74	0.83	0.97	1.17	1.38	1.50
80	0.69	0.79	0.90	1.05	1.26	1.50	1.62
85	0.74	0.85	0.97	1.13	1.36	1.62	1.75
90	0.80	0.92	1.04	1.22	1.47	1.74	1.89
95	0.86	0.99	1.13	1.32	1.59	1.89	2.05
100	0.93	1.07	1.22	1.42	1.72	2.04	2.22
105	1.01	1.16	1.32	1.54	1.86	2.22	2.40
110	1.09	1.26	1.43	1.67	2.02	2.41	2.62
115	1.19	1.37	1.56	1.82	2.21	2.63	2.85
120	1.30	1.50	1.70	1.99	2.42	2.88	3.13

*　15°或 3°/s。

**　如航向改变不足 30°，则应该使用表中 30°对应的数值。

表Ⅲ-2-1-14　旁切航路点的最小稳定距离（SI 单位，坡度 20°*）

航向改变** (°)	真空速（km/h）						
	≤130	150	170	190	210	230	240
30	0.29	0.34	0.38	0.44	0.52	0.61	0.65
35	0.33	0.38	0.43	0.49	0.58	0.68	0.73
40	0.36	0.41	0.47	0.54	0.65	0.76	0.82
45	0.39	0.45	0.52	0.60	0.71	0.84	0.90
50	0.43	0.50	0.56	0.65	0.78	0.92	0.99
55	0.47	0.54	0.61	0.71	0.85	1.00	1.08
60	0.51	0.58	0.66	0.77	0.92	1.09	1.18
65	0.55	0.63	0.72	0.83	1.00	1.18	1.28
70	0.59	0.68	0.77	0.90	1.08	1.28	1.38
75	0.64	0.74	0.83	0.97	1.17	1.38	1.50
80	0.69	0.79	0.90	1.05	1.26	1.50	1.62
85	0.74	0.85	0.97	1.13	1.36	1.62	1.75
90	0.80	0.92	1.04	1.22	1.47	1.74	1.89
95	0.86	0.99	1.13	1.32	1.59	1.89	2.05
100	0.93	1.07	1.22	1.42	1.72	2.04	2.22
105	1.01	1.16	1.32	1.54	1.86	2.22	2.40
110	1.09	1.26	1.43	1.67	2.02	2.41	2.62
115	1.19	1.37	1.56	1.82	2.21	2.63	2.85
120	1.30	1.50	1.70	1.99	2.42	2.88	3.13

*　20°或 3°/s。

**　如航向改变不足 30°，则应该使用表中 30°对应的数值。

表Ⅲ-2-1-15　飞越航路点的最小稳定距离（SI 单位，坡度 15°*）

航向改变** (°)	真空速（km/h）						
	≤130	150	170	190	210	230	240
30	1.06	1.22	1.38	1.61	1.93	2.29	2.48
35	1.16	1.34	1.52	1.77	2.13	2.53	2.74
40	1.27	1.47	1.66	1.94	2.34	2.78	3.01
45	1.39	1.60	1.81	2.12	2.56	3.04	3.29
50	1.51	1.74	1.97	2.30	2.78	3.30	3.58
55	1.62	1.87	2.12	2.48	3.00	3.57	3.87
60	1.74	2.01	2.28	2.67	3.23	3.84	4.17
65	1.86	2.15	2.44	2.85	3.45	4.11	4.46
70	1.98	2.29	2.59	3.04	3.68	4.38	4.76
75	2.10	2.43	2.75	3.22	3.90	4.65	5.04
80	2.22	2.56	2.90	3.39	4.11	4.90	5.33
85	2.33	2.69	3.04	3.56	4.32	5.16	5.60
90	2.43	2.81	3.18	3.73	4.52	5.40	5.86
95	2.54	2.93	3.32	3.88	4.71	5.62	6.11
100	2.63	3.04	3.44	4.03	4.89	5.84	6.34
105	2.72	3.14	3.56	4.17	5.06	6.04	6.56
110	2.80	3.23	3.66	4.29	5.21	6.22	6.76
115	2.87	3.32	3.76	4.40	5.35	6.39	6.94
120	2.94	3.39	3.84	4.50	5.47	6.53	7.10

*　15°或 3°/s。

**　如航向改变不足 30°，则应该使用表中 30°对应的数值。

表Ⅲ-2-1-16　飞越航路点的最小稳定距离（SI 单位，坡度 20°*）

航向改变** (°)	真空速（km/h）						
	≤130	150	170	190	210	230	240
30	1.06	1.22	1.38	1.56	1.75	1.96	2.06
35	1.16	1.34	1.52	1.71	1.93	2.14	2.26
40	1.27	1.47	1.66	1.87	2.10	2.34	2.46
45	1.39	1.60	1.81.	2.04	2.29	2.54	2.67
50	1.51	1.74	1.97	2.21	2.48	2.75	2.89
55	1.62	1.87	2.12	2.39	2.67	2.96	3.11
60	1.74	2.01	2.28	2.56	2.87	3.18	3.33
65	1.86	2.15	2.44	2.74	3.06	3.39	3.55
70	1.98	2.29	2.59	2.91	3.25	3.60	3.78
75	2.10	2.43	2.75	3.09	3.44	3.81	3.99
80	2.22	2.56	2.90	3.25	3.63	4.01	4.20
85	2.33	2.69	3.04	3.42	3.81	4.21	4.41
90	2.43	2.81	3.18	3.57	3.98	4.40	4.61
95	2.54	2.93	3.32	3.72	4.14	4.58	4.79
100	2.63	3.04	3.44	3.86	4.30	4.74	4.97
105	2.72	3.14	3.56	3.99	4.44	4.90	5.13
110	2.80	3.23	3.66	4.11	4.57	5.05	5.28
115	2.87	3.32	3.76	4.22	4.69	5.18	5.42
120	2.94	3.39	3.84	4.31	4.80	5.29	5.54

*　20°或 3°/s。

**　如航向改变不足 30°，则应该使用表中 30°对应的数值。

表Ⅲ-2-1-17　旁切航路点的最小稳定距离（非 SI 单位，坡度 15°*）

航向改变** (°)	真空速（km/h）						
	≤70	80	90	100	110	120	130
30	0.16	0.18	0.20	0.23	0.27	0.31	0.35
35	0.18	0.20	0.23	0.25	0.30	0.35	0.40
40	0.19	0.22	0.25	0.28	0.33	0.39	0.44
45	0.21	0.24	0.27	0.31	0.36	0.42	0.49
50	0.23	0.26	0.30	0.34	0.40	0.47	0.54
55	0.25	0.29	0.32	0.37	0.43	0.51	0.59
60	0.27	0.31	0.35	0.40	0.47	0.55	0.64
65	0.29	0.34	0.38	0.43	0.51	0.60	0.69
70	0.32	0.36	0.41	0.46	0.55	0.65	0.75
75	0.34	0.39	0.44	0.50	0.60	0.70	0.81
80	0.37	0.42	0.48	0.54	0.64	0.76	0.88
85	0.40	0.46	0.51	0.58	0.69	0.82	0.95
90	0.43	0.49	0.55	0.63	0.75	0.88	1.03
95	0.46	0.53	0.60	0.68	0.81	0.95	1.11
100	0.50	0.57	0.64	0.73	0.88	1.03	1.20
105	0.54	0.62	0.70	0.79	0.95	1.12	1.31
110	0.59	0.67	0.76	0.86	1.03	1.22	1.42
115	0.64	0.73	0.82	0.94	1.12	1.33	1.55
120	0.70	0.80	0.90	1.03	1.23	1.46	1.70

*　15°或 3°/s。

**　如航向改变不足 30°，则应该使用表中 30°对应的数值。

表Ⅲ-2-1-18　旁切航路点的最小稳定距离（非 SI 单位，坡度 20°*）

航向改变** (°)	真空速（km/h）						
	≤70	80	90	100	110	120	130
30	0.16	0.18	0.20	0.23	0.25	0.27	0.29
35	0.18	0.20	0.23	0.25	0.28	0.30	0.33
40	0.19	0.22	0.25	0.28	0.30	0.33	0.36
45	0.21	0.24	0.27	0.30	0.33	0.36	0.39
50	0.23	0.26	0.30	0.33	0.36	0.40	0.43
55	0.25	0.29	0.32	0.36	0.40	0.43	0.47
60	0.27	0.31	0.35	0.39	0.43	0.47	0.51
65	0.29	0.34	0.38	0.42	0.46	0.51	0.55
70	0.32	0.36	0.41	0.45	0.50	0.55	0.59
75	0.34	0.39	0.44	0.49	0.54	0.59	0.64
80	0.37	0.42	0.48	0.53	0.58	0.63	0.69
85	0.40	0.46	0.51	0.57	0.63	0.68	0.74
90	0.43	0.49	0.55	0.61	0.68	0.74	0.80
95	0.46	0.53	0.60	0.66	0.73	0.79	0.86
100	0.50	0.57	0.64	0.72	0.79	0.86	0.93
105	0.54	0.62	0.70	0.77	0.85	0.93	1.01
110	0.59	0.67	0.76	0.84	0.93	1.01	1.09
115	0.64	0.73	0.82	0.92	1.01	1.10	1.19
120	0.70	0.80	0.90	1.00	1.10	1.20	1.30

*　20°或 3°/s。

**　如航向改变不足 30°，则应该使用表中 30°对应的数值。

表Ⅲ-2-1-19　飞越航路点的最小稳定距离（非SI单位，坡度15°*）

航向改变** (°)	真空速（km/h）						
	≤70	80	90	100	110	120	130
30	0.57	0.65	0.73	0.83	0.99	1.16	1.35
35	0.63	0.71	0.80	0.91	1.09	1.28	1.49
40	0.69	0.78	0.88	1.00	1.20	1.41	1.64
45	0.75	0.85	0.96	1.09	1.30	1.54	1.79
50	0.81	0.93	1.04	1.18	1.42	1.67	1.95
55	0.87	1.00	1.12	1.28	1.53	1.81	2.10
60	0.94	1.07	1.21	1.37	1.65	1.94	2.27
65	1.00	1.15	1.29	1.47	1.76	2.08	2.43
70	1.07	1.22	1.37	1.56	1.87	2.21	2.58
75	1.13	1.29	1.46	1.65	1.99	2.35	2.74
80	1.19	1.36	1.53	1.74	2.10	2.48	2.89
85	1.25	1.43	1.61	1.83	2.20	2.60	3.04
90	1.31	1.50	1.69	1.92	2.30	2.73	3.18
95	1.37	1.56	1.76	2.00	2.40	2.84	3.32
100	1.42	1.62	1.82	2.07	2.49	2.95	3.45
105	1.46	1.67	1.88	2.14	2.58	3.05	3.56
110	1.51	1.72	1.94	2.21	2.65	3.14	3.67
115	1.55	1.77	1.99	2.26	2.72	3.23	3.77
120	1.58	1.81	2.03	2.31	2.79	3.30	3.86

*　15°或3°/s。

**　如航向改变不足30°，则应该使用表中30°对应的数值。

表Ⅲ-2-1-20　飞越航路点的最小稳定距离（非SI单位，坡度20°*）

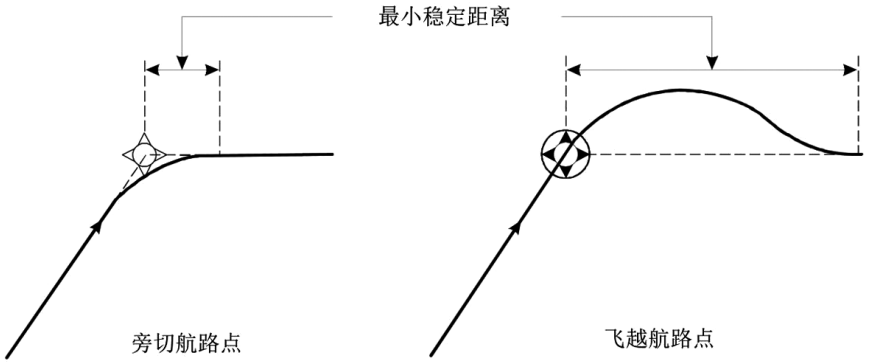
航向改变** (°)	真空速（km/h）						
	≤70	80	90	100	110	120	130
30	0.57	0.65	0.73	0.82	0.91	1.01	1.12
35	0.63	0.71	0.80	0.90	1.00	1.11	1.22
40	0.69	0.78	0.88	0.98	1.10	1.21	1.33
45	0.75	0.85	0.96	1.07	1.19	1.32	1.45
50	0.81	0.93	1.04	1.16	1.29	1.43	1.57
55	0.87	1.00	1.12	1.25	1.39	1.54	1.69
60	0.94	1.07	1.21	1.35	1.50	1.65	1.81
65	1.00	1.15	1.29	1.44	1.60	1.76	1.93
70	1.07	1.22.	1.37	1.53	1.70	1.87	2.05
75	1.13	1.29	1.46	1.62	1.80	1.98	2.16
80	1.19	1.36	1.53	1.71	1.90	2.09	2.28
85	1.25	1.43	1.61	1.79	1.99	2.19	2.39
90	1.31	1.50	1.69	1.88	2.08	2.29	2.50
95	1.37	1.56	1.76	1.95	2.17	2.38	2.60
100	1.42	1.62	1.82	2.03	2.25	2.47	2.69
105	1.46	1.67	1.88	2.10	2.32	2.55	2.78
110	1.51	1.72	1.94	2.16	2.39	2.63	2.86
115	1.55	1.77	1.99	2.21	2.45	2.69	2.94
120	1.58	1.81	2.03	2.26	2.51	2.75	3.00

*　20°或3°/s。

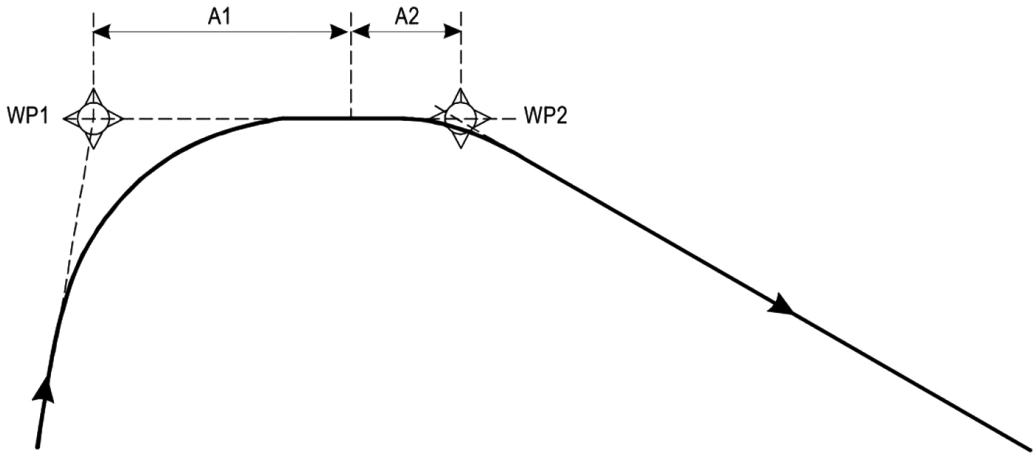
**　如航向改变不足30°，则应该使用表中30°对应的数值。

表Ⅲ-2-1-21　至少受限于一个非转弯航路点的 RNAV 航段的最小长度

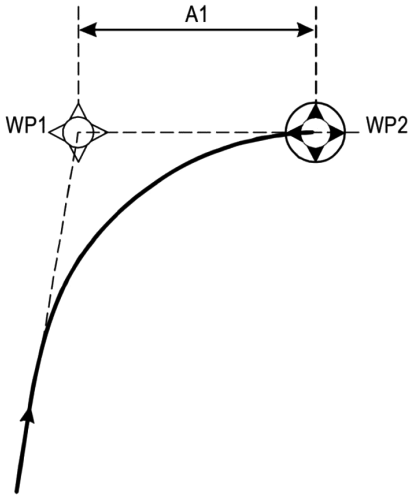
飞行阶段	D：距航路点的最小距离 *
航路，距离场或目的地 ARP 大于 56 km（30 NM）	9.3 km（5.0 NM）
距 ARP 56 km（30 NM）以内的 STARs、起始进近	5.6 km（3.0 NM）
距 DER 28 km（15 NM）以内的 SID，中间和最后进近	2.8 km（1.5 NM）
距 ARP 56 km（30 NM）以内的复飞和 SIDs	5.6 km（3.0 NM）
* 稳定距离大于 D 时，D 等于稳定距离。	



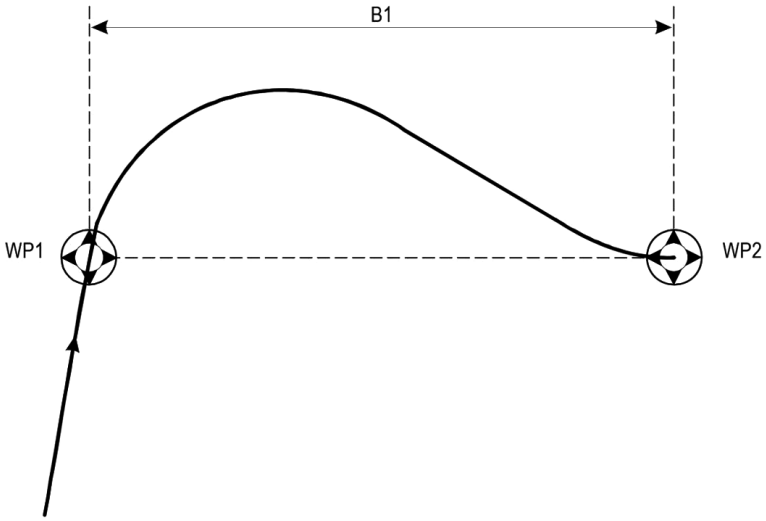
图Ⅲ-2-1-1　确定最小稳定距离



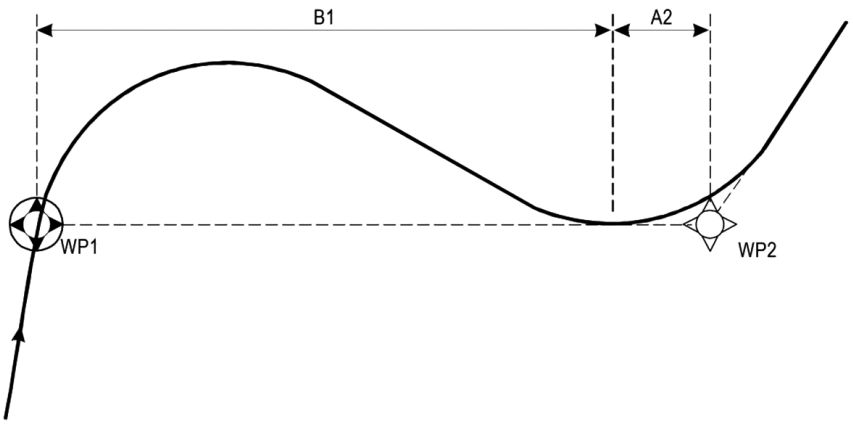
图Ⅲ-2-1-2　两旁切航路点



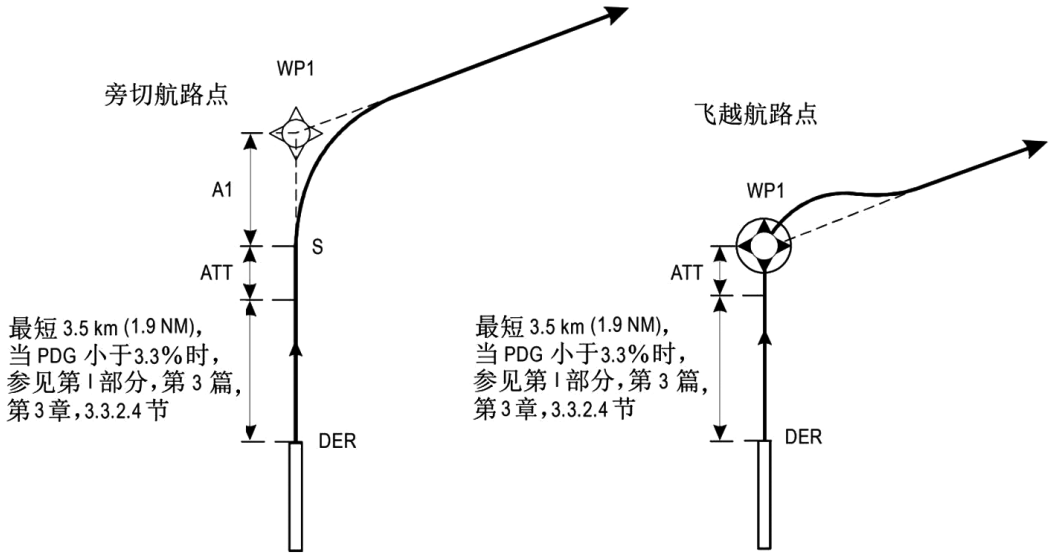
图Ⅲ-2-1-3　旁切航路点，然后飞越航路点



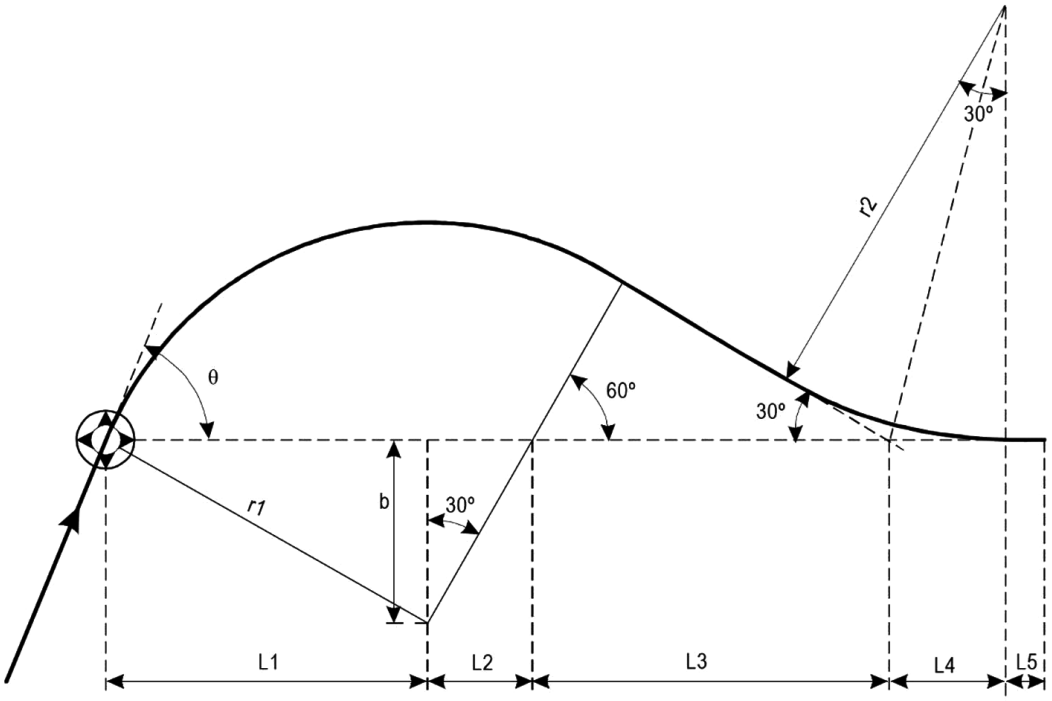
图Ⅲ-2-1-4　两飞越航路点



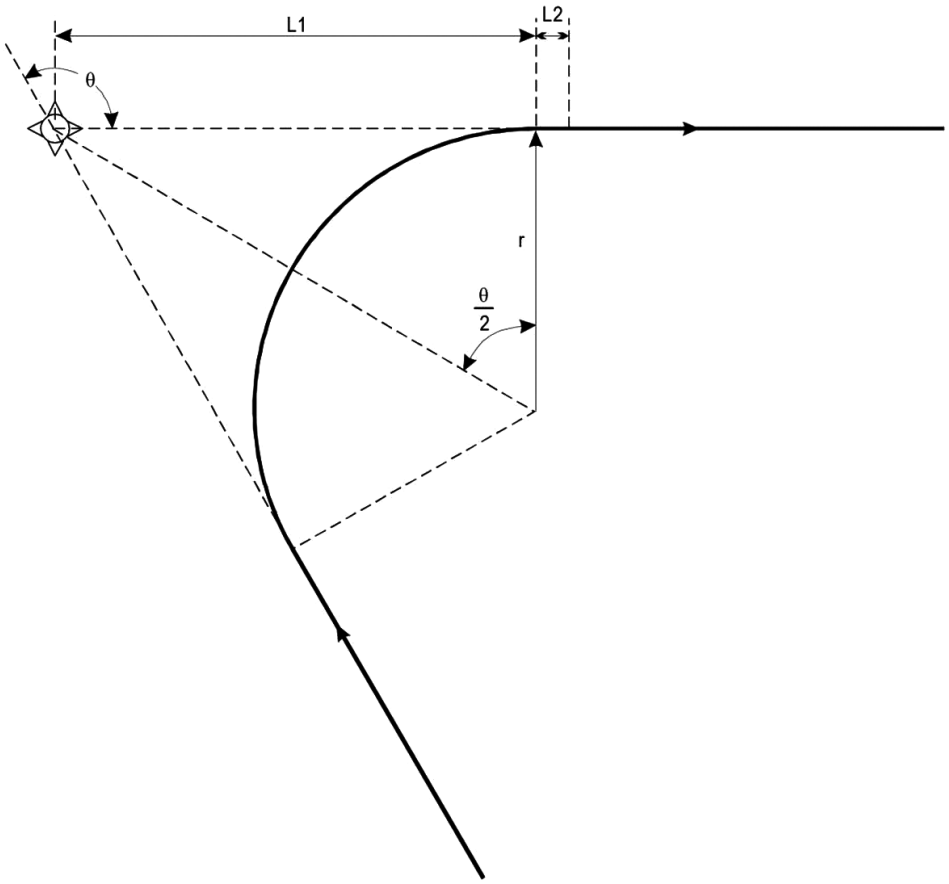
图Ⅲ-2-1-5　飞越航路点，之后旁切航路点



图Ⅲ-2-1-6　最小稳定距离，DER 至第一个航路点



图Ⅲ-2-1-7　最小稳定距离——飞越航路点



图Ⅲ-2-1-8　最小稳定距离——旁切航路点

2　转弯保护和障碍物评估

2.1　总则

2.1.1　本章给出所有用于 RNAV 和 RNP 程序转弯保护的基本准则。不同航路点和航径终止码的应用准则说明提供在本章末尾。第Ⅰ部分第 2 篇第 3 章中的基本准则经本章准则补充和修订后适用。

注：对于使用航路阶段飞行标准的转弯，第 3 篇第 8 章中确定的简化转弯准则适用于本章中的条款。

2.1.2　速度

在所有 RNAV 和 RNP 的转弯设计中，应该考虑相关飞行阶段中规定的最大和最小速度。

2.1.3　转弯设计方法

2.1.3.1　基于转弯类型、转弯角度和飞行航段，应该使用不同的转弯保护方法。

2.1.3.2　在指定点（TP）转弯。在一个转弯点转弯可以使用旁切或飞越航路点来确定。对于每种类型的航路点，应该根据转弯角度和飞行航段，使用两种不同的设计方法：

a）风螺旋线/边界圆弧方法应该应用于：

1）在 IAF 或 IF 转弯大于 30°；

2）在 FAF 转弯大于 10°；

3）离场或复飞航段内的转弯。

注：边界圆弧方法是一种简化方法，可用作风螺旋线的替代方法。

该设计方法描述在 2.3 中。

b）圆弧方法应该应用于：

1）在 IAF 或 IF 转弯小于等于 30°；

2）在 FAF 转弯小于等于 10°。

该设计方法描述在 2.2 中。

2.1.3.3　在一个高度/高转弯（TA/H 转弯）。对于 TA/H 转弯，应该使用风螺旋线/边界圆弧的方法，该设计方法描述在 2.3 中。

2.1.3.4　固定半径转弯至定位点（RF 转弯）。RF 转弯适用于 RNAV 和 RNP 程序，其设计方法

不同于旁切、飞越或TA/H转弯。该设计方法描述见2.4。

2.2 圆弧方法

2.2.1 概述

圆弧方法仅应用在不鼓励使用飞越航路点的飞行航段内（起始进近航段，IF和FAF），这种方法通常仅应用于旁切转弯。但当在起始进近航段内实施一个飞越转弯时，因为转弯角度比较小，则这种设计方法也可以使用。

2.2.2 转弯保护区外侧边界

前一航段和后一航段各自主区和副区的外侧边界由圆弧衔接。连接的边界点位于从航路点画到各航段外侧边界的垂线处。每个圆弧的中心位于两个对应边界点之间连线的垂直平分线，与前一航段垂线的交点处。见图Ⅲ-2-2-1。

注：当前一航段和后一航段的宽度相同时，圆弧的中心是航路点。

2.2.3 转弯保护区内侧边界

转弯内侧边界是由航路点前后的主区和副区分别连接而确定。在转弯内侧，从航路点画下一航段的垂线与前一航段主区边界的交点，从航路点画前一航段的垂线与后一航段主区边界的交点，用直线连接两交点。同样的方法适用于连接转弯内侧的副区边界。见图Ⅲ-2-2-1。

2.3 风螺旋/边界圆弧方法

2.3.1 转弯保护区外侧边界

2.3.1.1 主区。保护区外侧边界应该使用最不利的风螺旋线边界。这可能涉及多至3个风螺旋线的使用。将由风螺旋线得到的主区连接到下一航段的主区有两种情况：

a）如果由风螺旋线形成的主区落在下一航段主区之内，这些保护区应该由一条与下一航段标称航迹成15°的直线相连接，该直线与风螺旋线相切。见图Ⅲ-2-2-6、图Ⅲ-2-2-7、图Ⅲ-2-2-9、图Ⅲ-2-2-10、图Ⅲ-2-2-11和图Ⅲ-2-2-12；和

注：在DF航段，考虑的最晚标称航迹是从下一航路点画出，与主区最不利风螺旋线相切的一条线。见图Ⅲ-2-2-6、图Ⅲ-2-2-7、图Ⅲ-2-2-9、图Ⅲ-2-2-10和图Ⅲ-2-2-11。

b）如果形成的主区落在下一航段主区之外，这些保护区应该由与下一航段标称航迹成30°并与风螺旋线相切的直线连接。见图Ⅲ-2-2-2、图Ⅲ-2-2-3、图Ⅲ-2-2-4、图Ⅲ-2-

2-5 和图Ⅲ-2-2-8。

2.3.1.2 另外对于旁切转弯，为保护所要求速度范围内的航空器，主区的外侧边界限制应该做如下扩张：

a）小于或等于 90°转弯的主区扩张是由一条与入航航迹平行的线和一条与下一航段平行的线相交形成的，这两条线应分别与由最大速度确定的风螺旋线相切。见图Ⅲ-2-2-2 和图Ⅲ-2-2-5；和

b）大于 90°转弯的主区扩张是由一条与入航航迹平行和一条与入航航迹垂直的线相交形成的，这两条线应分别与由最大速度确定的风螺旋线相切。见图Ⅲ-2-2-4。

2.3.1.3 副区。如果在转弯点处存在副区，则该副区适用于整个转弯。在转弯时副区有固定的宽度，它等于转弯最晚点处的副区宽度。如果转弯副区的边界保持在随后相关航段保护区以内，则边界从转弯后的标称航迹以 15°扩张。

2.3.1.4 收缩的保护区。如果保护区向一个航路点收缩，而且转弯最晚点位于航路点之后，则应该保持在航路点处的保护区宽度直至转弯最晚点。见图Ⅲ-2-2-3。

2.3.2 转弯内侧边界的保护

如下规则适用于对转弯内侧的保护：

a）如果前一航段（在转弯最早点）的主/副区边界位于下一航段的主/副区内，主/副区边界应该从转弯最早限制点开始与下一航段标称航迹成 15°扩张。见图Ⅲ-2-2-3、图Ⅲ-2-2-6、图Ⅲ-2-2-7、图Ⅲ-2-2-9、图Ⅲ-2-2-10、图Ⅲ-2-2-11 和图Ⅲ-2-2-12；和

注：在 DF 航段，考虑的最早标称航迹是从下一航路点画出到主区外侧最受限早转弯点的一条线。见图Ⅲ-2-2-6、图Ⅲ-2-2-7、图Ⅲ-2-2-9、图Ⅲ-2-2-10 和图Ⅲ-2-2-11。

b）如果前一航段（在转弯最早点）主/副区边界位于下一航段主/副区外，主/副区边界应该从转弯最早限制点开始与下一航段标称航迹成 A/2 角度连接。见图Ⅲ-2-2-2、图Ⅲ-2-2-3、图Ⅲ-2-2-4、图Ⅲ-2-2-5 和图Ⅲ-2-2-8。

2.3.3 确定转弯最早和最晚点

2.3.3.1 转弯最早和最晚点的位置取决于使用的航路点类型/转弯，详见表Ⅲ-2-2-1。

2.3.3.2 转弯参数。确定转弯最早和最晚点的转弯参数可以在第Ⅰ部分第 2 篇第 3 章 3.1.2“转弯参数”中找到，转弯起始距离除外，它用于 RNAV 旁切转弯。该参数确定如下：

确定转弯最早点：转弯起始距离 = r tanA/2；

确定转弯最晚点：转弯起始距离 = Min［r tanA/2，r］。

其中 A 是航迹改变角度，r 是转弯半径。

2.4 RF 转弯方法

2.4.1 总则

2.4.1.1 固定半径转弯至定位点是一个固定半径的圆弧形航径（见图Ⅲ-2-2-13），规定如下：

a）在转弯结束点的切点；

b）转弯圆心；

c）转弯半径。

2.4.1.2 进场、进近和离场飞行阶段的转弯半径值，规定如下：

$$r = \frac{(V + V_w)^2}{127094 \times \tan\theta} \qquad (Ⅲ-2-2-1)$$

$$r = \frac{(V + V_w)^2}{68626 \times \tan\theta} \qquad (Ⅲ-2-2-2)$$

式中：r——转弯半径值，在式（Ⅲ-2-2-1）中单位为 km；在式（Ⅲ-2-2-2）中单位为 NM；

V——航空器在转弯最高点的最大转弯空速，在式（Ⅲ-2-2-1）中单位为 km/h；在式（Ⅲ-2-2-2）中单位为 NM/h；

V_w——在转弯最高点中的最大风速，在式（Ⅲ-2-2-1）中单位为 km/h；在式（Ⅲ-2-2-2）中单位为 NM/h；

θ——确定预定航迹所需的最大坡度（<25°）。

2.4.1.3 最大 TAS。最大 TAS 应该基于转弯时最大高度的 IAS，修正了机场上 ISA 值的最大偏差值。

2.4.1.4 最大风速。最大风速是 ICAO 确定的标准风，或当风的统计数据令人满意时，是基于95%概率全向风的最大风速。如果没有风的统计资料，如下值可以应用至 SID 和复飞：

——19 km/h（10 kt），在机场标高之上不高于 152 m（500 ft）；

——37 km/h（20 kt），从机场标高之上 152 m（500 ft）至不高于 305 m（1 000 ft）；

——56 km/h（30 kt），从机场标高之上 305 m（1 000 ft）至不高于 610 m（2 000 ft）；

——74 km/h（40 kt），从机场标高之上 610 m（2 000 ft）至不高于 915 m（3 000 ft）。

2.4.1.5 为计算在 RF 航段终点的高度，对于 TAS 和风，飞行的距离是标称半径确定的两个航路点之间的弧长。

2.4.1.6 转弯中的速度限制，如果可行，对于 SID/复飞应该使用至 RF 航段的终点，而对于 STAR 和进近则应该使用至 RF 航段的起点。

2.4.1.7 转弯坡度。高于机场标高之上 400 ft 以上，任何转弯都可以使用大至 25°的坡度。低于

在机场标高之上 400 ft 以下，不允许开始转弯。

2.4.1.8 为计算离场或复飞中 RF 航段上障碍物的 OIS 高，其距离是基于以（r-186 m）[（r-0.1 NM）] 为半径的弧长。

2.4.1.9 保护区半宽是基于 XTT 和 BV，详见第Ⅲ部分第 1 篇的第 1 和 2 章，进一步的修订见本段如下。

2.2.1.10 转弯半径应该不小于：

a）入航和出航航段的 2×RNP 值；

b）入航和出航航段 1/2AW。

2.4.2 转弯外侧边界的保护

2.4.2.1 主区：主区的外侧边界由一圆弧形线段确定：

a）以 O 点为圆心（转弯圆心）；

b）半径为：r+0.75×XTT+BV/2+93 m（0.05 NM）；和

c）以相邻直线航段的边沿为界（图Ⅲ-2-2-13 的 A 点和 C 点）。

2.4.2.2 副区：副区的外侧边界由一圆弧形线段确定：

a）以 O 点为圆心（转弯圆心）；

b）半径为：r+5×XTT+BV/2+186 m（0.1 NM）；和

c）以相邻直线航段的边沿为界（图Ⅲ-2-2-13 的 B 点和 D 点）

2.4.3 内转弯边界的保护

2.4.3.1 主区：转弯主区的内侧边界由一圆弧形线段确定：

a）以 O 点为圆心；

b）半径为：r-［0.75×XTT+BV/2］；和

c）以相邻直线航段的边沿为界。

2.4.3.2 副区：副区的内侧边界由一圆弧形线段确定。

a）以 O 点为圆心；

b）半径为：r-［1.5×XTT+BV/2］；和

c）以相邻直线航段的边沿为界。

2.4.4 RF 转弯中的扩张

2.4.4.1 在离场或复飞中，扩张还没有完成，在 RF 开始之前，螺旋弧线应该连接到转弯外侧，从最晚 ATT 加飞行 3 s，在扩张的边界，根据如下公式：

$$r_t = r_s + \left(2\pi r_s \frac{\alpha}{360}\right)\tan 15° \qquad (Ⅲ-2-2-3)$$

式中：$r_{t,outer}$——弧线的外螺旋线半径；

$r_{s,outer}$——从转弯中心至 RF 开始处外侧线性扩张边缘的距离；

α——航迹角度改变完成的度数。

2.4.4.2 外侧螺旋弧从距 RF 转弯起始航路点的一个距离开始，该距离是从 RF 转弯起始航路点所对应的最晚 ATT 处开始，加上标称 TAS 加顺风飞行 3 s（飞行员反应时间）所对应的距离。外侧螺旋线终止于要求的 1/2 A/W（r+1.5 XTT+BV+0.1）达到处，或者当后续航段上 15°的扩张将继续时，终止于后续航路点之前 15°。见图Ⅲ-2-2-14。

2.4.4.3 转弯内侧也应继续进行扩张，按如下公式：

$$rt = r_s - \left(2\pi r_s \frac{\alpha}{360}\right)\tan 15° \qquad (Ⅲ-2-2-4)$$

式中：$r_{t,inner}$——弧线的内螺旋线半径；

$r_{s,inner}$——从转弯中心至 RF 开始处内侧线性扩张边缘的距离；

α——航迹角度改变完成的度数。

内侧螺旋弧应该起始于 RF 转弯转起始航路点航路点之前，一倍最早 ATT 所对应的距离。当后续航段上将继续进行 15°的扩张时，内侧螺旋弧应该终止于要求的 1/2 A/W［r-（1.5 XTT+BV）］或后续航路点之后 15°，见图Ⅲ-2-2-14。

2.5 障碍物评估

2.5.1 KK′线的确定。KK′线位于转弯最早点并垂直于入航航段飞行航迹。它确定了转弯之前直线航段的末端，用于测量至障碍物的距离。在转弯爬升时（离场和复飞），总是测量转弯最早开始处至障碍物的最短距离。

2.5.2 NN′N″线的确定。NN′N″线是最早下降定位点。对于一个旁切转弯航路点，当确定为梯级下降定位点时，最早下降点并不是在转弯最早点。NN′线与前一航段垂直，位于航路点之前等于一倍 ATT 距离的位置。N′N″线从角平分线向前一航段方向偏置等于一倍 ATT 的距离。两条线的交点标注为 N′。障碍物至下降最早点的距离是沿 NN′N″的垂线到转弯角平分线量取。见图Ⅲ-2-2-2、图Ⅲ-2-2-4 和图Ⅲ-2-2-5。

2.5.3 如果是近距障碍物，距离 $d_o \leqslant 9.3$ km（5.0 NM），则在确定旁切航路点之后航段的最低高度/高（MA/H）时可以不予考虑，但障碍物标高应该小于或等于：

$$\text{MAX. Elev}_{Obst} \leqslant \text{OCA} - \text{MOC} - d_O \times 0.15 \qquad (Ⅲ-2-2-5)$$

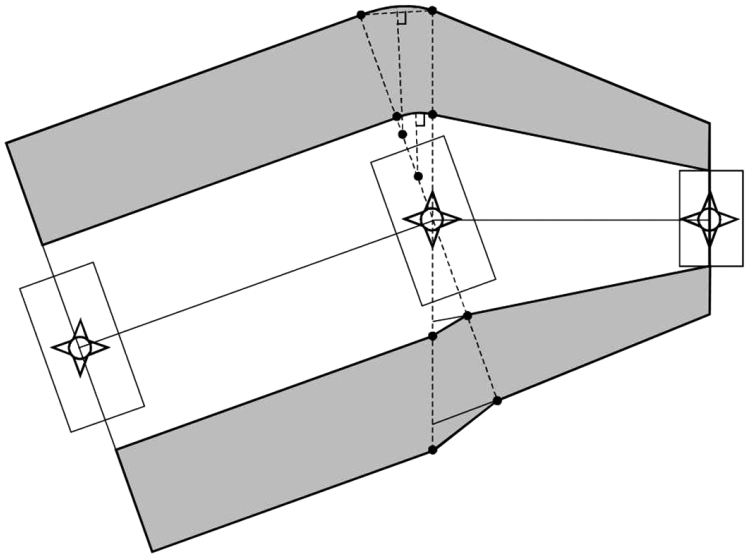
式中：d_O——等于障碍物至 NN′N″线的距离，沿转弯角平分线的垂线量取；

MOC——航路点之前航段的主区超障余度；

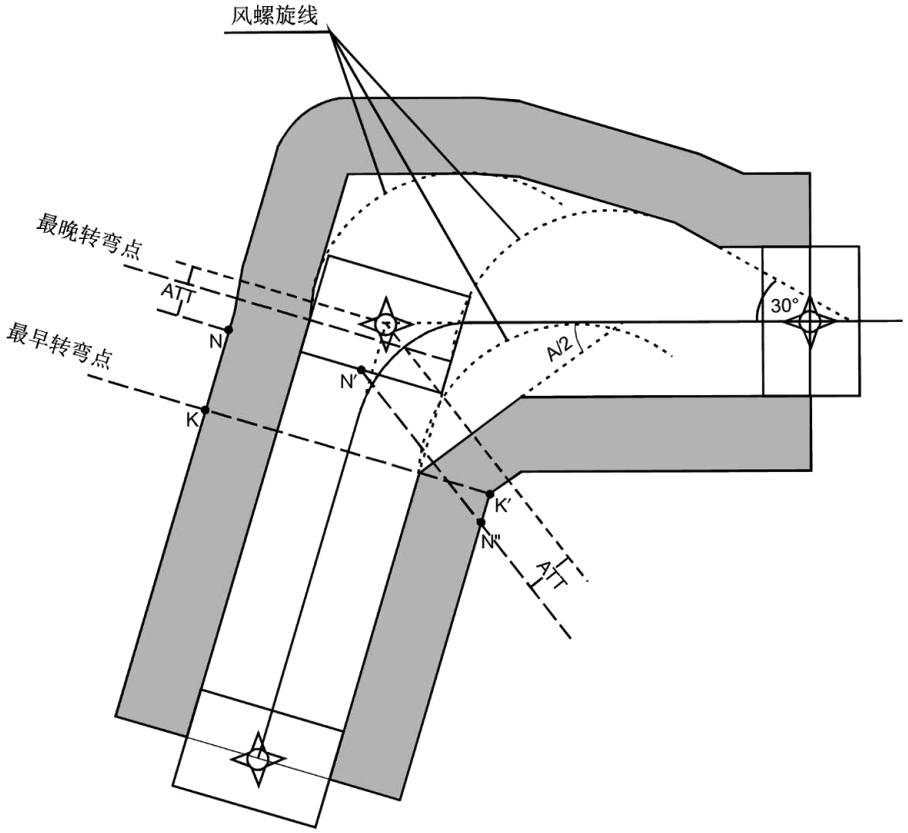
OCA——航路点之前航段的超障高度。

表Ⅲ-2-2-1　确定转弯最早和最晚点

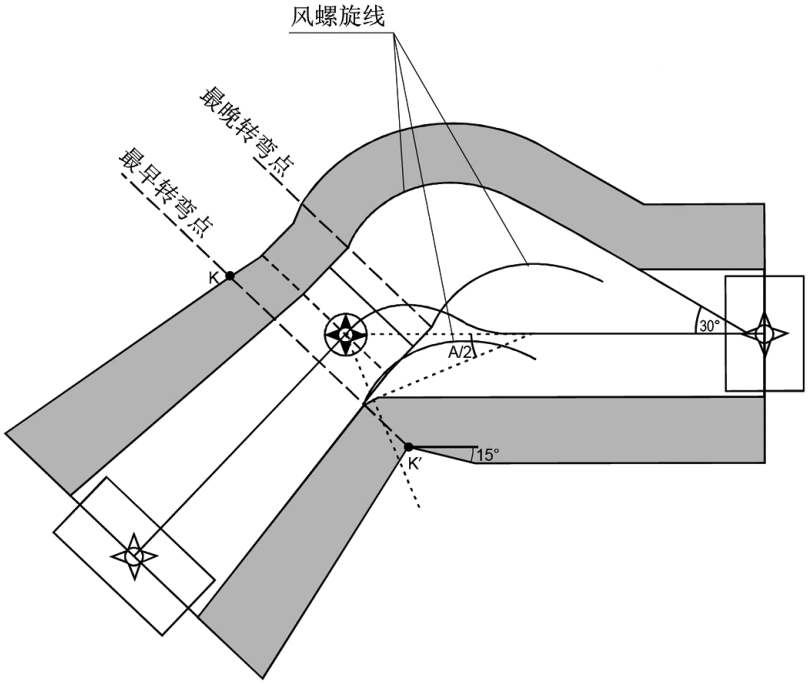
航路点类型	转弯最早和最晚点标准
飞越（见图Ⅲ-2-2-3、图Ⅲ-2-2-6和图Ⅲ-2-2-7）	最早：航路点之前 ATT 最晚：ATT+飞行员反应时间+建立坡度延时
旁切（见图Ⅲ-2-2-2、图Ⅲ-2-2-4和图Ⅲ-2-2-5）	最早：航路点之前的 ATT+转弯起始距离 最晚：转弯起始距离-ATT-飞行员反应时间（如果数值是负数，点在航路点之后）
TA/H 离场接 CF 航段 （见图Ⅲ-2-2-8）	最早：从跑道起点 600 m（跑道可用起飞距离/TORA 的起点） 最晚：该点位于从 DER 之上 5 m 开始，到达指定高度的面上，在规定 PDG+飞行员反应时间+建立坡度延时处
TA/H 离场接 DF 航段 （见图Ⅲ-2-2-9）	最早：从跑道起点 600 m（跑道可用起飞距离/TORA 的起点） 最晚：该点位于从 DER 之上 5 m 开始，到达指定高度的面上，在规定 PDG+飞行员反应时间+建立坡度延时处
TA/H 复飞 （见图Ⅲ-2-2-10）	最早：MAPt 之前 ATT（通常情况是航空器即使到达指定高之上也不能在 MAPt 之前转弯。该影响应按要求标注在进近图上） 最晚：该点从 SOC 开始，到达指定高度的面上，在 2.5%或其他爬升梯度+飞行员反应时间+建立坡度延时
在复飞点转弯 （见图Ⅲ-2-2-11 和图Ⅲ-2-2-12）	最早：MAPt 之前 ATT 最晚：SOC+飞行员反应时间+建立坡度延时



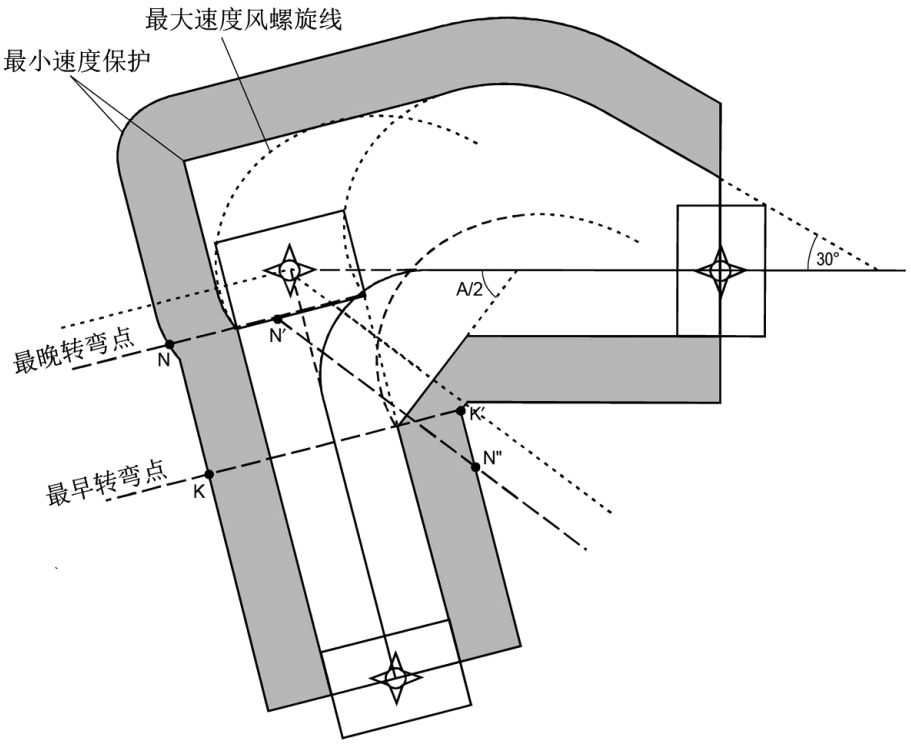
图Ⅲ-2-2-1　小角度转弯——环形弧方法



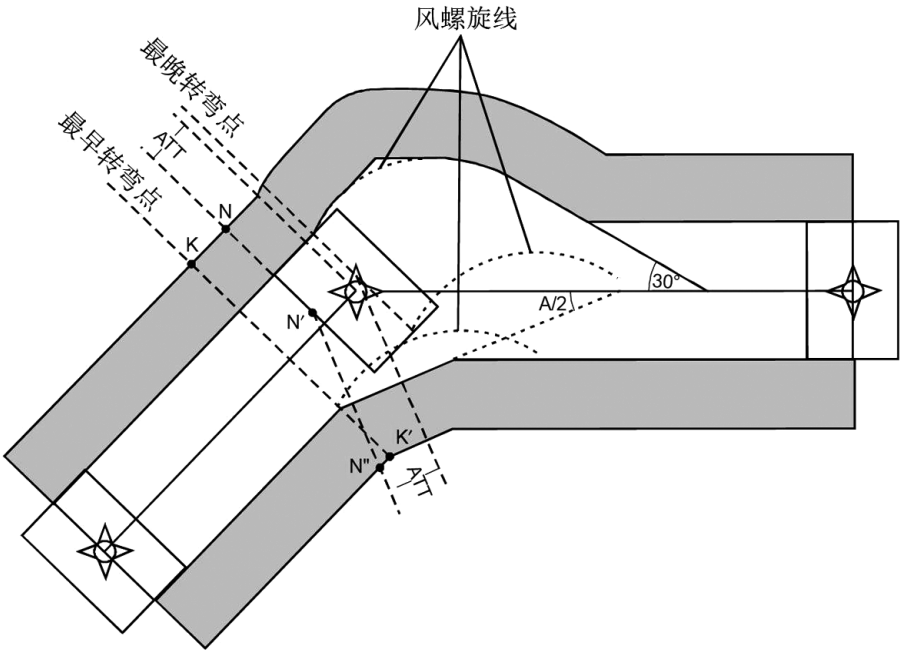
图Ⅲ-2-2-2　旁切转弯——转弯外侧的主区/副区



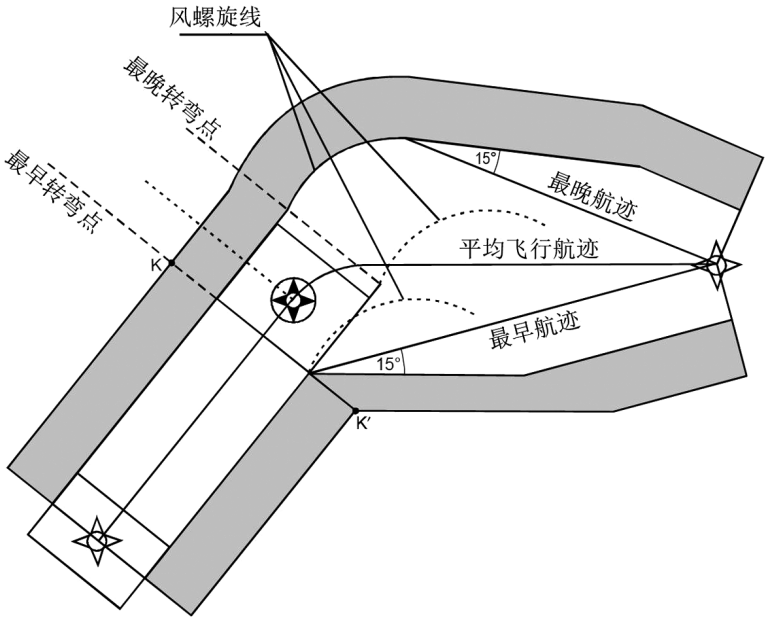
图Ⅲ-2-2-3　飞越转弯后是一个 TF 航段——副区内边界，转弯内侧



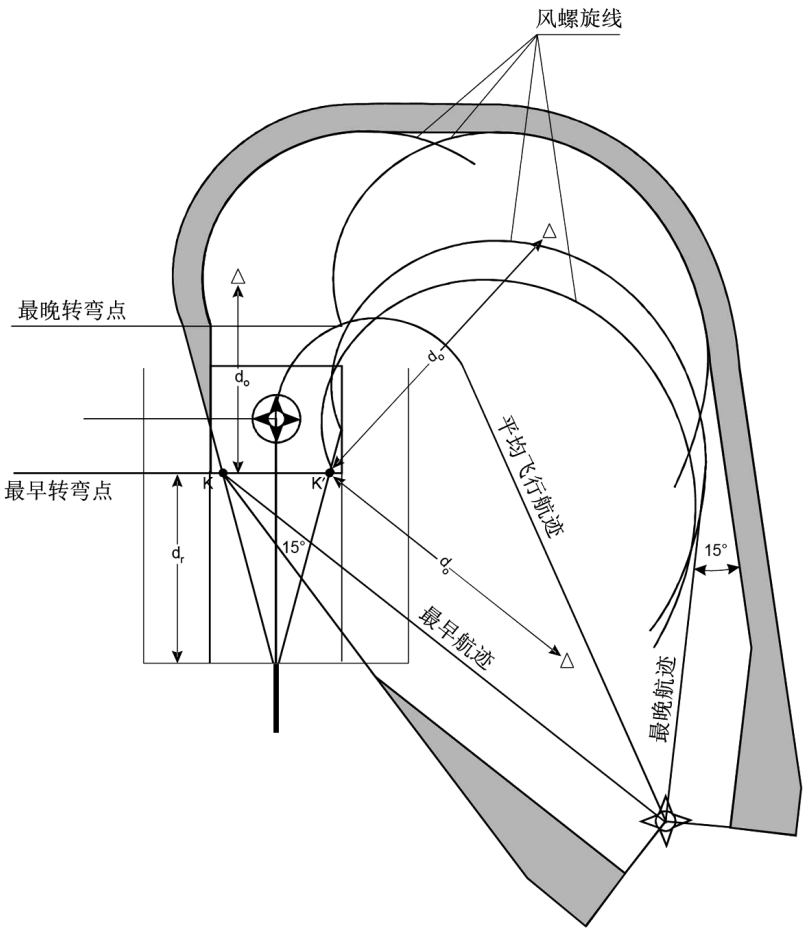
图Ⅲ-2-2-4　NN′N″线——大于 90°的旁切转弯



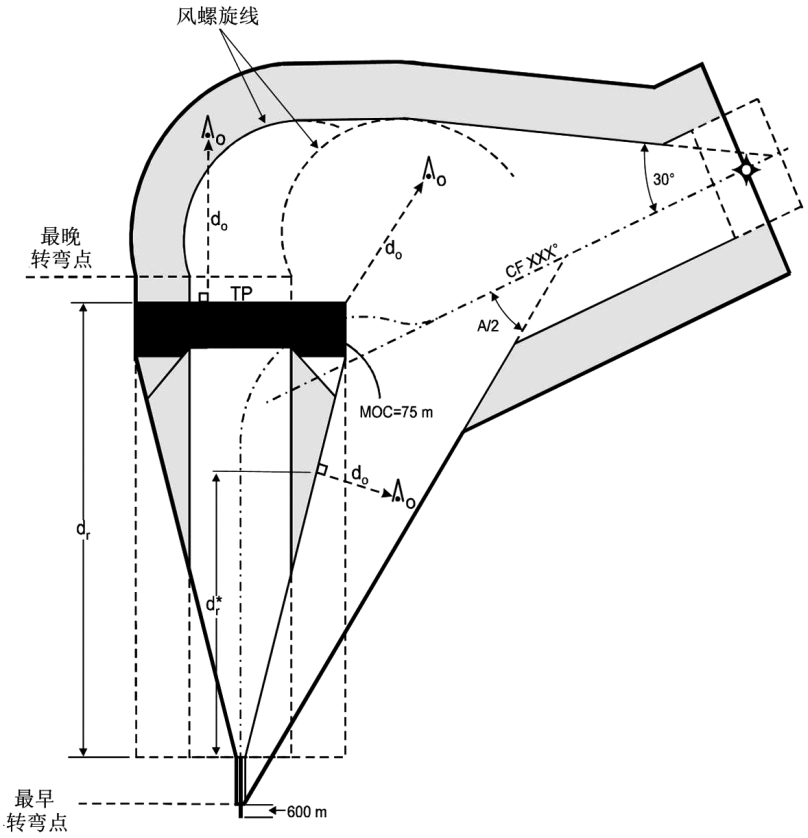
图Ⅲ-2-2-5　NN′N″线——小于或等于 90°的旁切转弯



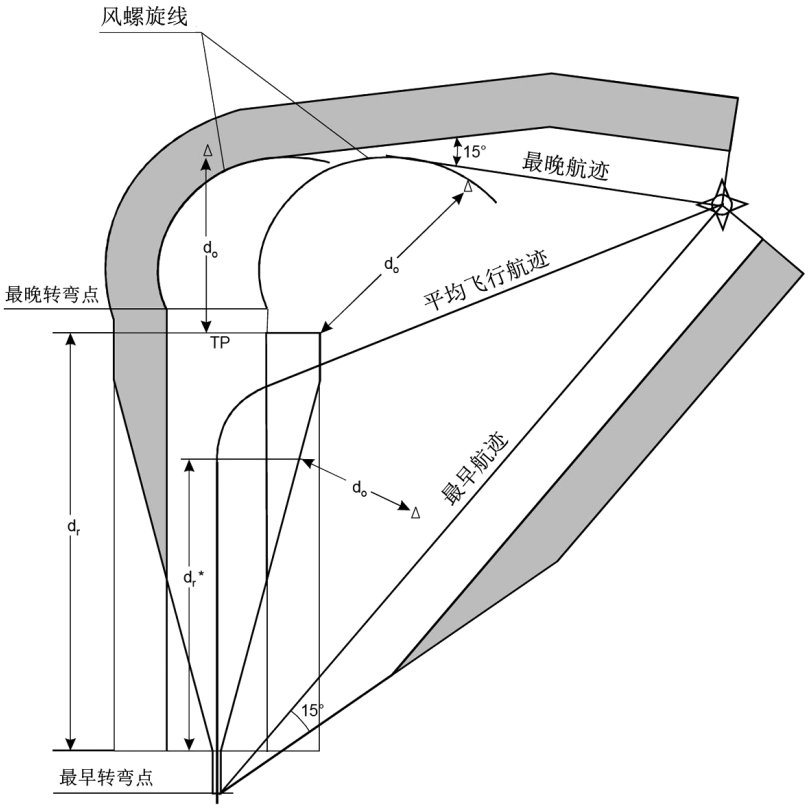
图Ⅲ-2-2-6　飞越转弯，随后是一个 DF 航段——小角度转弯



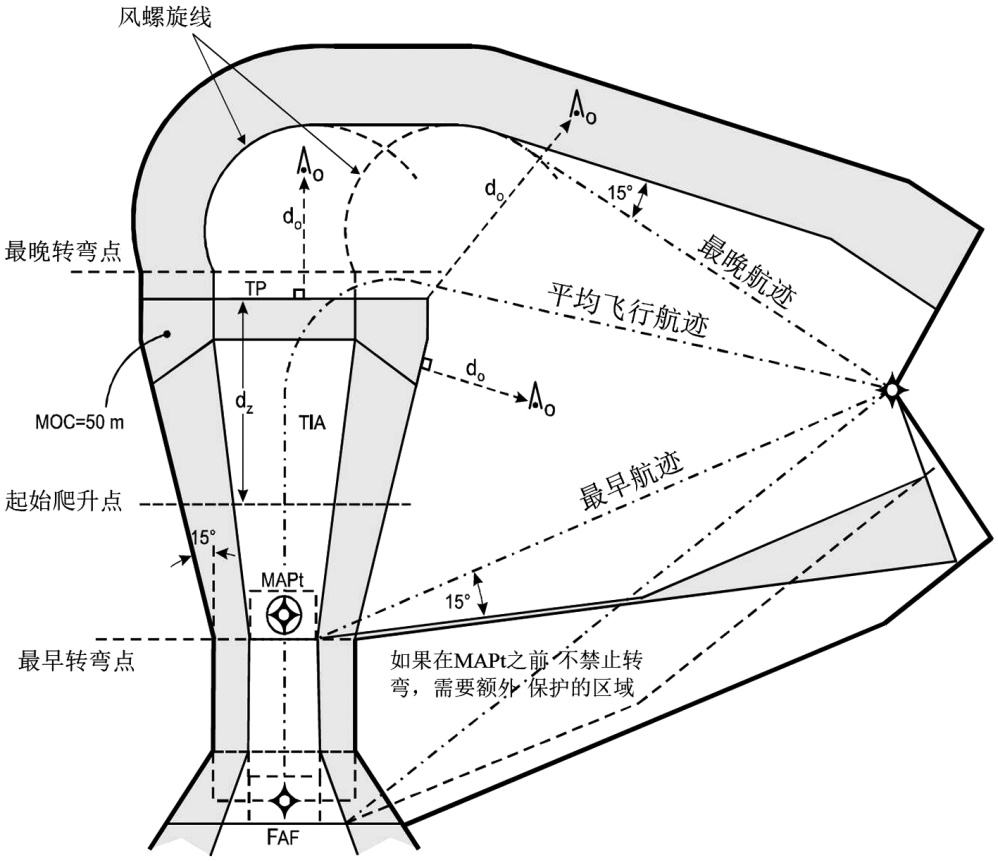
图Ⅲ-2-2-7　飞越转弯，随后是一个 DF 航段——大角度转弯



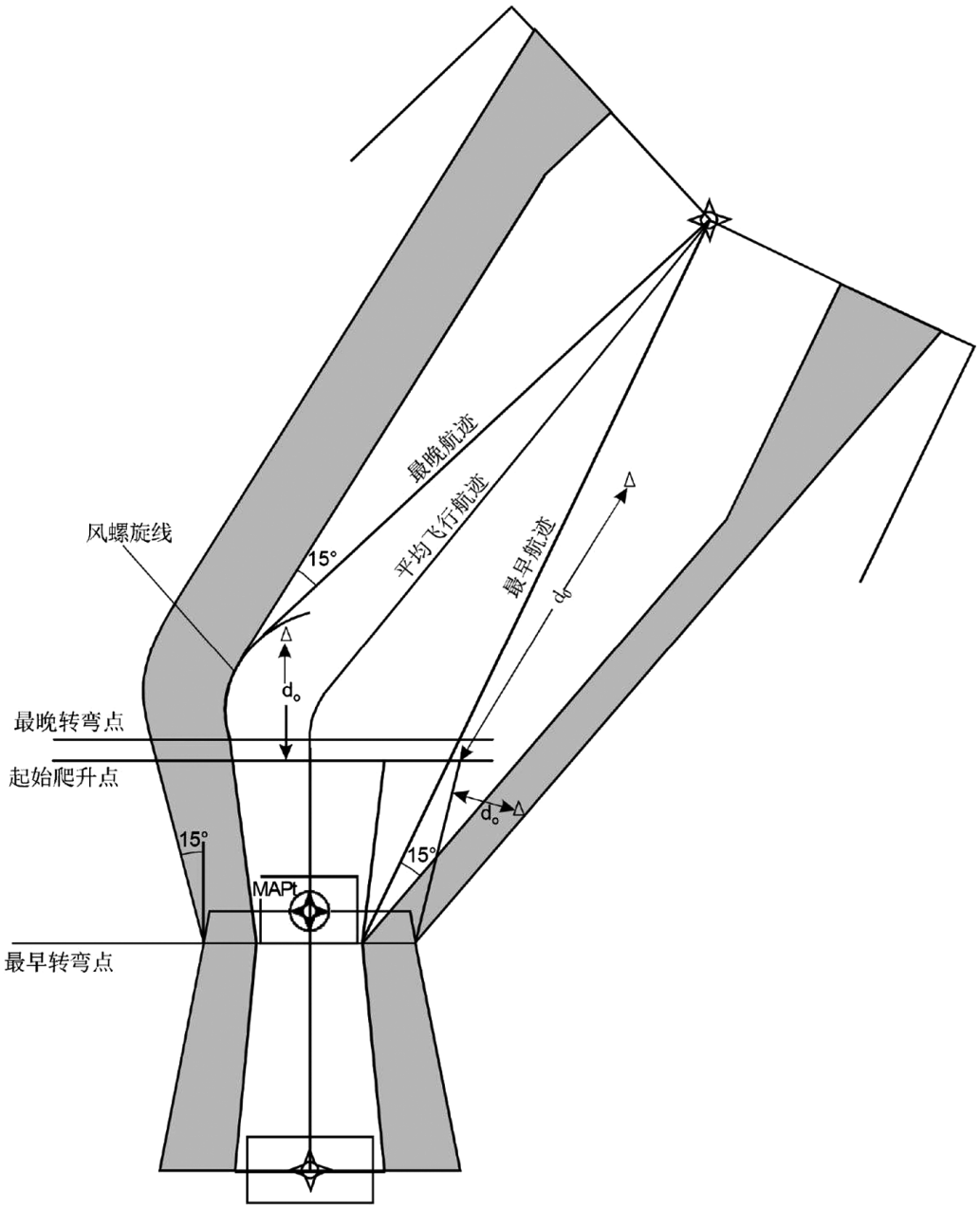
图Ⅲ-2-2-8　转弯高度/高，随后是一个 CF 航段



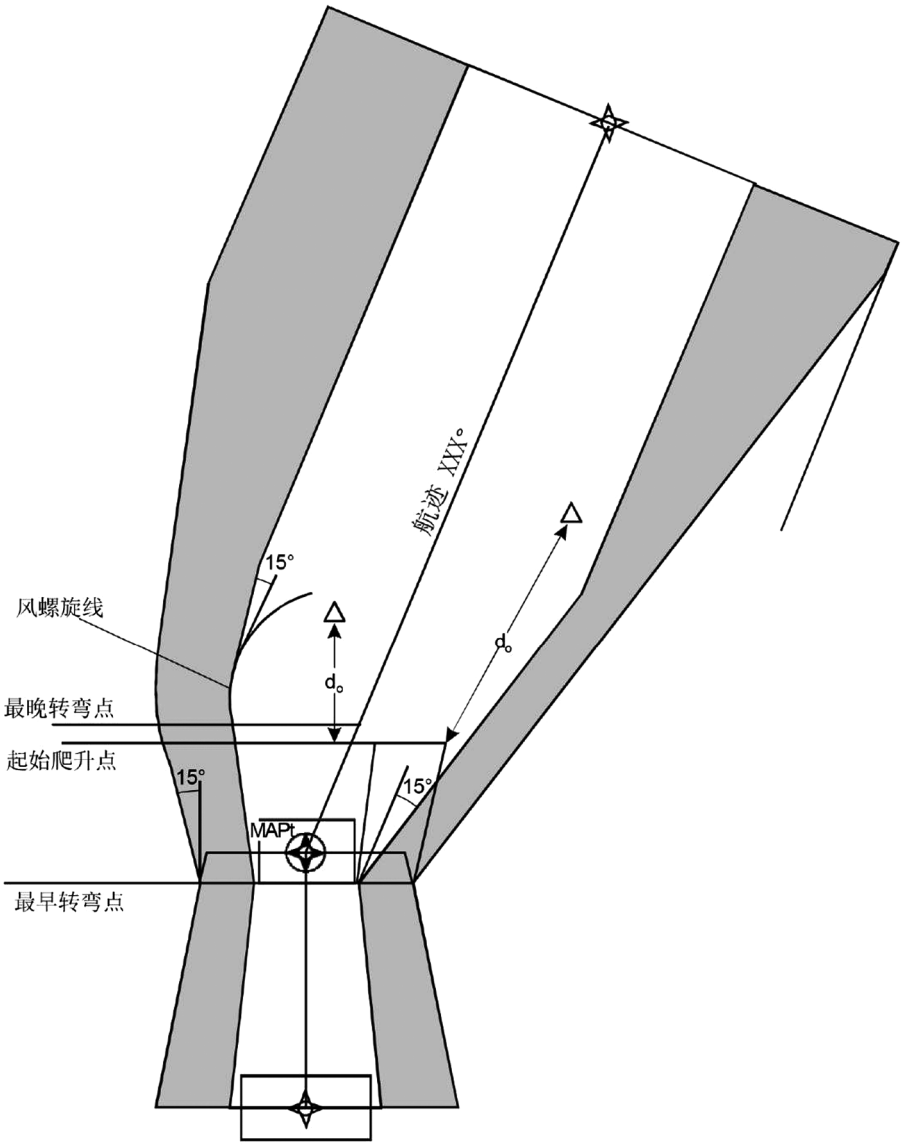
图Ⅲ-2-2-9　转弯高度/高，随后是一个 DF 航段



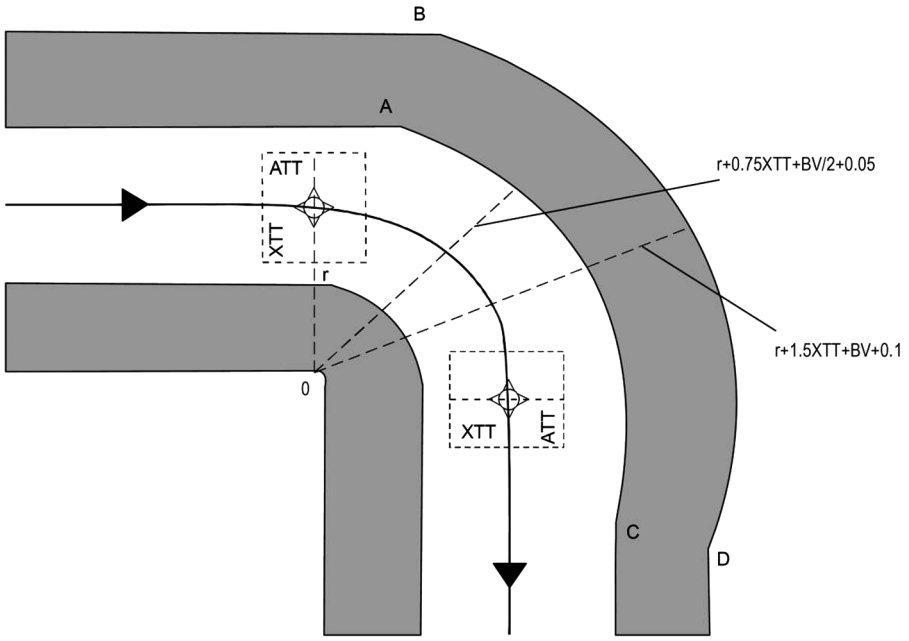
图Ⅲ-2-2-10　复飞转弯高度/高，随后是一个 DF 航段



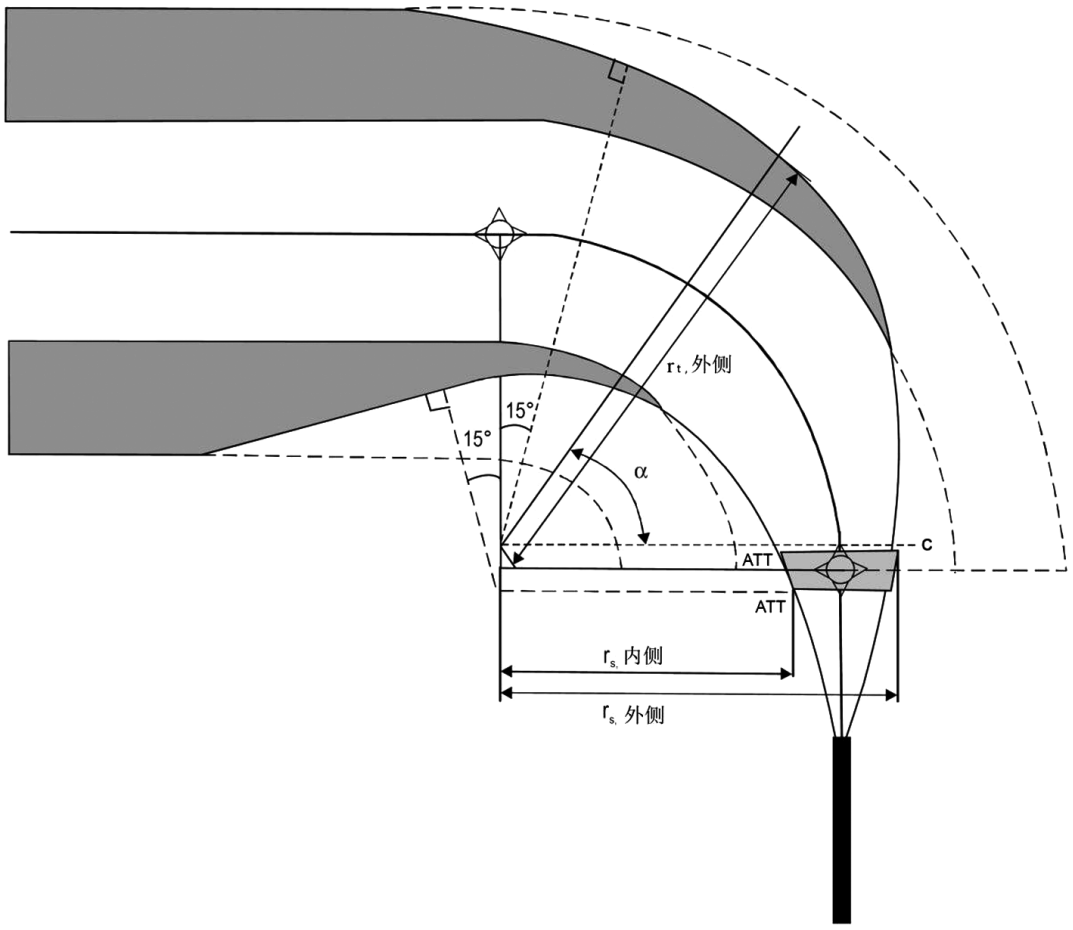
图Ⅲ-2-2-11　在复飞点的复飞转弯，随后是一个 DF 航段



图Ⅲ-2-2-12　在复飞点复飞转弯，随后是一个 TF 航段或 CF 航段



图Ⅲ-2-2-13　RF 转弯保护



图Ⅲ-2-2-14　RF 转弯展开面

3 RNAV “T”或“Y”型程序设计

3.1 一般概念

3.1.1 导言。RNAV非精密进近程序，或采用T或Y型布局的APV程序是基于中间航段之后的最后航段对正跑道，以及多至3个分别位于最后进近航迹两侧和沿最后进近航迹的起始航段，从而构成一个T或Y型（见图Ⅲ-2-3-1和图Ⅲ-2-3-2）。

3.1.2 加入区。T或Y型的布局允许从任何方向直接加入程序，条件是应该从各个IAF所对应的加入区加入。加入区由IAF处所包含的夹角确定（见图Ⅲ-2-3-1和图Ⅲ-2-3-2）。

3.1.3 侧边的起始进近航段是基于与中间进近航段航迹有70°~90°的航线角度差。这种布局保证了从加入区之内加入时，在IAF处所需的航线角度改变不超过110°。

3.1.4 位于中间位置的起始航段可以从IF开始。

3.1.5 当一个或两个侧边的IAF都不提供时，则不可能从所有方向都直接加入。这种情况下可以在IAF提供一个等待程序，这样就可以通过一个程序转弯加入该程序。

3.1.6 为便于下降和加入程序，可以提供终端区进场高度（TAA）（见第4章）。

3.1.7 IAF、IF和FAF规定为旁切航路点。复飞航段起始于一个飞越航路点（MAPt），终止于复飞等待定位点（MAHF）。对于转弯复飞，可以建立复飞转弯定位点（MATF）以确定该转弯点。

3.1.8 保护区宽度由与程序相关的导航系统应用容差确定。

3.2 起始进近航段

3.2.1 对正。侧边IAF的位置使得在IF要求的航向改变量在70°~90°之间。加入区飞向侧边IAF的入航航迹围绕着IAF扩展180°，这使得在IF的航向改变大于等于70°时，也可以直接加入。位于中间位置的IAF通常与中间航段对正。加入区位于起始航段航迹两侧70°~90°，该角度与侧边IAF在IF处所对应的航线角度改变量相同（见图Ⅲ-2-3-1和图Ⅲ-2-3-2）。当在IAF

处的转弯超过 110°时，应该使用第 1 扇区或第 2 扇区加入（见图Ⅲ-2-3-3）。

3.2.2 长度。起始进近航段没有最大长度限制，最佳长度为 9.3 km（5.0 NM）［H 类，5.5 km（3.0 NM）］。最短航段长度不得小于该程序所适用的最快类型航空器的最大起始进近速度（见图Ⅲ-2-3-1 和图Ⅲ-2-3-2）所要求的距离，即 IAF 和 IF 要求的最小稳定距离之和，可以由表Ⅲ-2-1-3 或表Ⅲ-2-1-9 得到。

注：最佳长度 9.3 km（5.0 NM）能保证 IAS 最大至 390 km/h（210 kt）的航空器在 3 050 m（10 000 ft）以下的最短航段长度要求都能得到满足。

3.2.3 下降梯度。最佳下降梯度为 4%（H 类，6.5%）。如果为了避开障碍物需要采用更大的梯度，最大允许下降梯度为 8%（H 类，10%）。下降梯度是基于类型为最快航空器的最小可能航迹距离（TRD），而不是基于航段的长度。

3.2.4 航迹距离的计算（TRD）。两个旁切航路点之间的 TRD 定义为航段长度减去两个转弯的最小稳定距离 r×tan（θ/2）再加上转弯过程中正切航路点位置到切点间的距离（2πr × 0.5θ/360）。

$$\text{TRD} = \text{航段长度} - r\left(\tan\frac{\theta_1}{2} + \tan\frac{\theta_2}{2}\right) + \frac{\pi r(\theta_1 + \theta_2)}{360} \qquad (Ⅲ-2-3-1)$$

式中：θ_1——在航段起点的转弯角度（°）；

θ_2——在航段终点的转弯角度（°）；

r——坡度为 25°时的转弯半径。

示例中的第一个转弯为 110°，第二个转弯为 70°：

TRD=航段长度-0.56r

3.2.5 最短起始进近航段。对于侧边的起始进近航段，最短可能航迹发生于在 IAF 转弯 110°而在 IF 转弯 70°的 Y 型程序中，和在 IAF 或 IF 转弯 90°的 T 型程序中。对于在中间位置的起始进近航段，最短可能航迹发生在 IAF 处有 90°转弯。

3.2.6 程序加入高度。程序以 46 km（25 NM）最低扇区高度或终端区进场高度加入。如果起始进近航路点是空中航路的一部分，则可以从该航路段使用的最低航路高度加入程序。

3.2.7 反向程序。如果三个起始航段边都可用，则无需使用反向程序。如果有一个边不能使用，则可以在其余的一个或两个 IAF 处建立直角航线，如果位于中间位置的起始边是剩余边中的一个，则应该对其加入区进行调整以容纳从正常的扇区加入反向程序（见图Ⅲ-2-3-3）。

3.2.8 等待。等待航线可以设置在任何的 IAF 处，并应该对正起始航段航迹。

3.3 中间进近航段

3.3.1 对正。中间进近航段应该尽可能对正最后进近航段。如果必须在 FAF 转弯，则转弯不得

超过30°。

3.3.2 长度。中间航段由两部分组成——正切IF的转弯部分和紧随其后FAF之前的直线部分。转弯部分的长度是IF处转弯角度所对应的最小稳定距离，可以从第1章的表中得到。直线段的长度是可变的，但不得小于3.7 km（2.0 NM）以使航空器能在FAF前得以稳定。

3.3.3 下降梯度。第Ⅰ部分第4篇第4章4.3.3“程序高度/高和下降梯度”中的一般准则适用。如需下降，下降梯度的计算应该依据最快航空器类型的最短可能航迹距离，而不是航段长度（TRD的计算见3.2.4）。

3.3.4 如果在FAF有航迹改变，可以不考虑航迹距离的减少，因为该距离的差别可以忽略不计（最大转弯角度为30°）。

3.4 最后进近航段

3.4.1 对正。最后进近航段最好对正跑道中线。如果不可能，则一般准则适用。

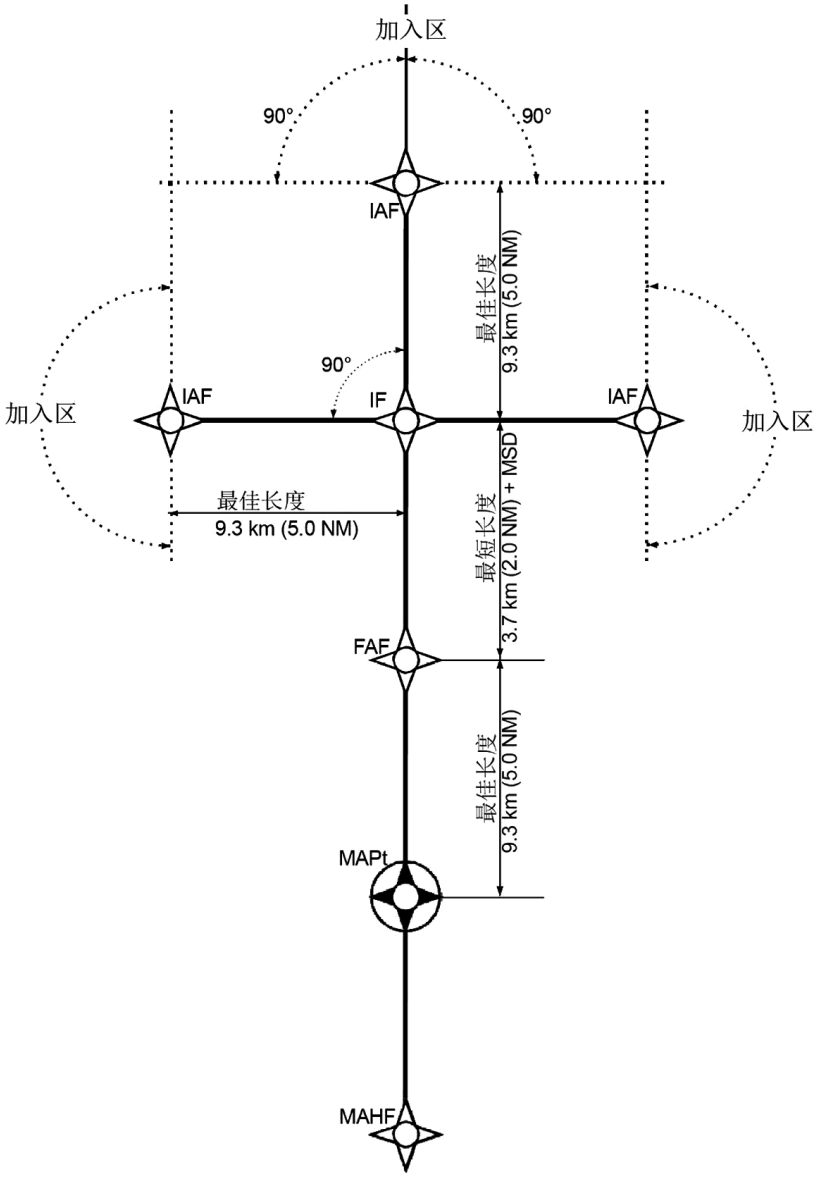
3.4.2 长度。最后进近航段的最佳长度为9.3 km（5.0 NM）［H类，3.7 km（2.0 NM）］。

3.4.3 下降梯度。第Ⅰ部分第4篇第5章5.3“下降梯度”的一般准则适用。

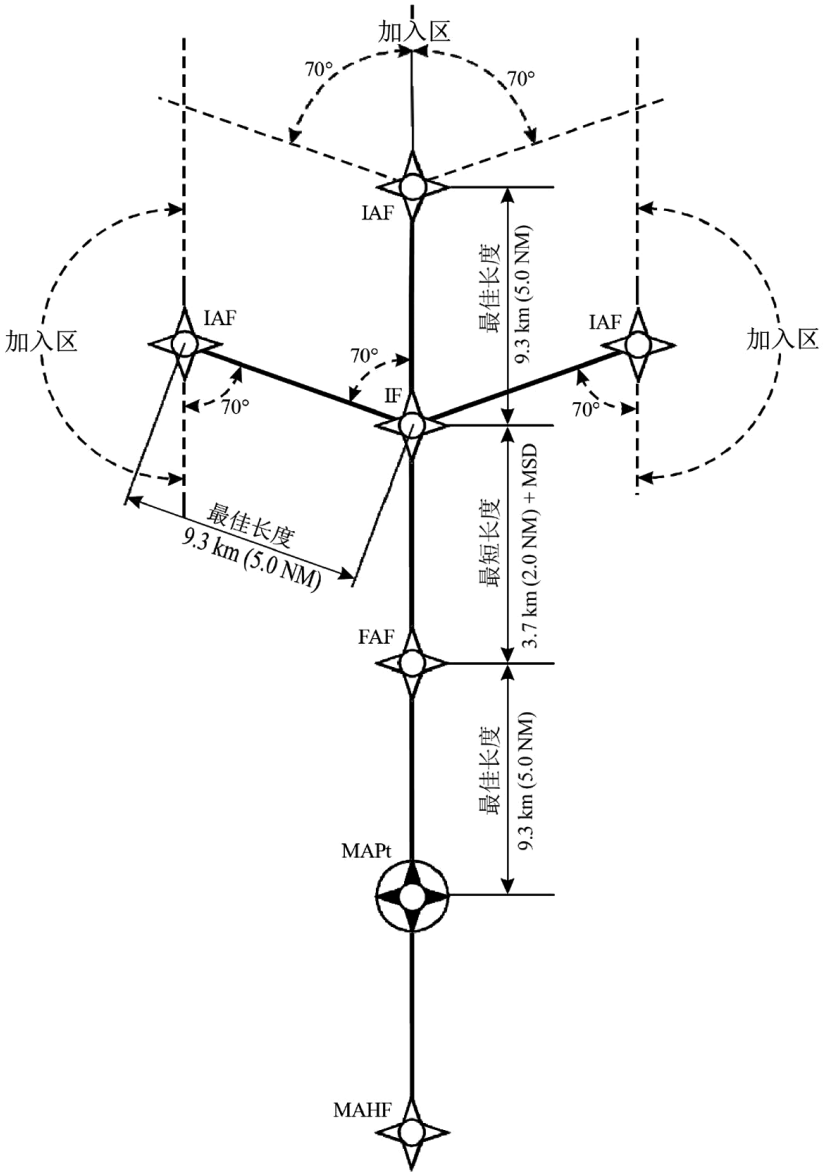
3.5 复飞航段

3.5.1 复飞点。复飞点必须定义为飞越航路点。

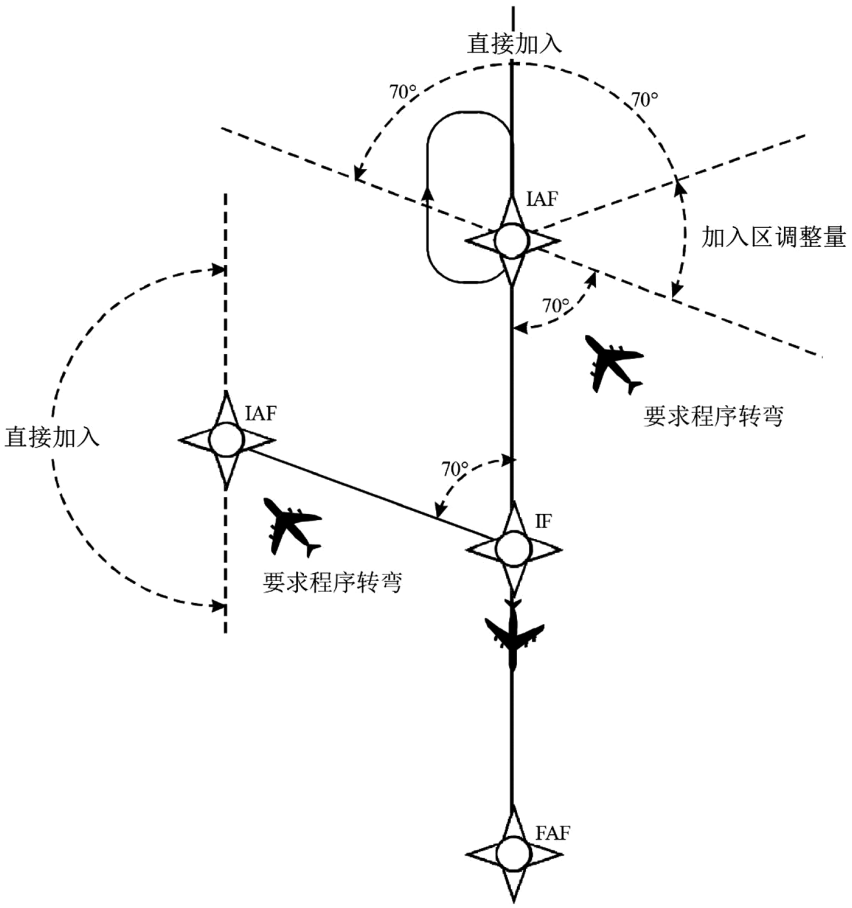
3.5.2 MAPt的位置。对于对正跑道的进近，复飞点应该位于入口或入口之前。如果最后航段没有对正跑道中线，则复飞点的最佳位置是最后进近航迹与跑道中线延长线的交点（见图Ⅲ-3-3-1）。为了在复飞保护区内提供超障余度，复飞点的位置可以设置得更加靠近FAF，但不得超出需要，且不得超过OCH与跑道标称5.2%/3°下降梯度的交点。



图Ⅲ-2-3-1　“T”型程序一般布局



图Ⅲ-2-3-2　“Y”型程序一般布局



图Ⅲ-2-3-3　缺少侧边起始边时的反向程序

4 终端区进场高度（TAA）

4.1 总则

4.1.1 任何基于第3章描述而设计的T型或Y型RNAV程序都应该设立终端区进场高度（TAA）。

4.1.2 如适当的话，可以设立最低扇区高度（MSA）以替代RNAV仪表进近程序的TAA。

4.1.3 TAA的基准点为起始进近和/或中间进近定位点。

4.1.4 每个TAA的计算应该考虑在相关区域内的最高障碍物标高上加上至少300 m（1 000 ft）的余度，并将结果分别按50 m或100 ft向上取整。如果相邻TAA的差异并不明显（即分别为100 m或300 ft左右），则可以设立适用于所有TAA的最低高度。

4.1.5 最低高度应该以仪表进近所基于的RNAV航路点为圆心，在半径46 km（25 NM）以内加以应用。飞越山区上方时，最低超障余度应该增加300 m（1 000 ft）。

4.2 设计

4.2.1 标准的布局包括三个TAA：长五边、右四边和左四边。

4.2.2 TAA的侧向边界由左四边和右四边起始航段的延长线确定，保护区外侧边界由半径为46 km（25 NM）的圆弧确定，圆心分别位于三个IAF，或两个位于四边区域的IAF和不提供中间位置起始航段的IF（见图Ⅲ-2-4-1和图Ⅲ-2-4-2）。

4.3 缓冲区

每个TAA周围均有一个9 km（5 NM）的缓冲区。如果缓冲区内障碍物高于TAA区内的最高障碍物，则最低高度的计算应该是在缓冲区内的最高标高上加上至少300 m（1 000 ft）的超障余度，并将计算结果按50 m或100 ft向上取整。

4.4 TAA 梯级下降弧和子扇区

4.4.1 考虑到地形差异、运行限制或过大的下降梯度，可以再定义一条圆形边界，或“梯级下降弧”，以将终端进场高度（TAA）分成两个区，内区的高度较低。另外，长五边 TAA 可以分成径向子扇区（见图Ⅲ-2-4-3 至图Ⅲ-2-4-5）。

4.4.2 每个 TAA 只能设一条梯级下降弧。为避免子扇区划分得过小，梯级下降弧距离圆弧中心定位点不得小于 19 km（10 NM），距 25 NM 的 TAA 边界的最小距离为 19 km（10 NM）。

4.4.3 长五边的 TAA 区也可以沿径向划分子扇区。任何包含梯级下降弧的长五边 TAA 子扇区，其最小范围不得小于 45°。任何不包含梯级下降弧的长五边 TAA 子扇区，其最小范围不得小于 30°。

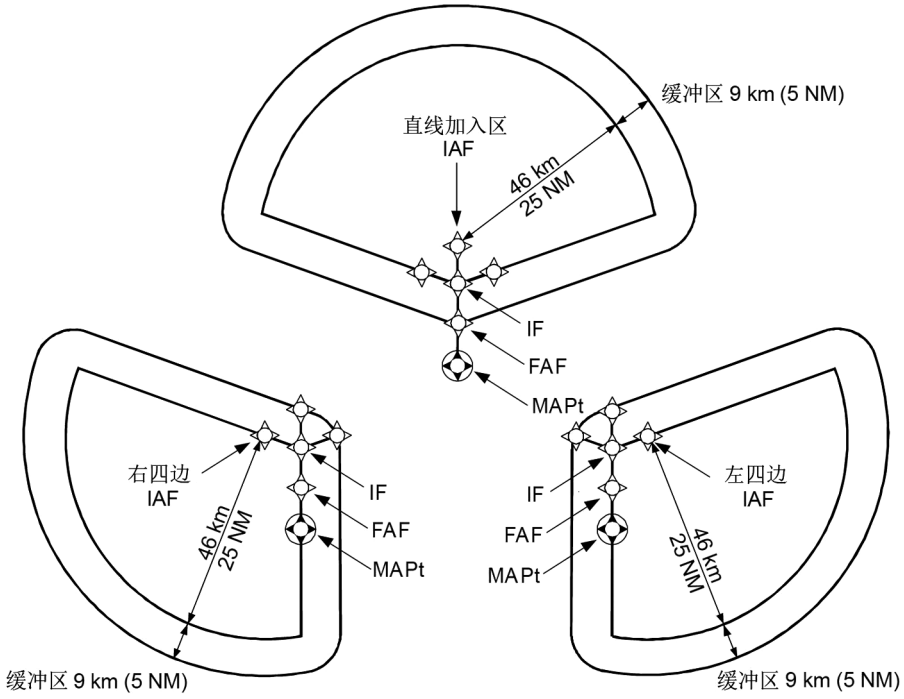
4.4.4 左侧和右侧的 TAA 四边区域只可以设立梯级下降弧，不得再划分径向子扇区。

4.4.5 相邻的梯级下降弧和相邻的子扇区之间的缓冲区宽度为 9 km（5 NM）。

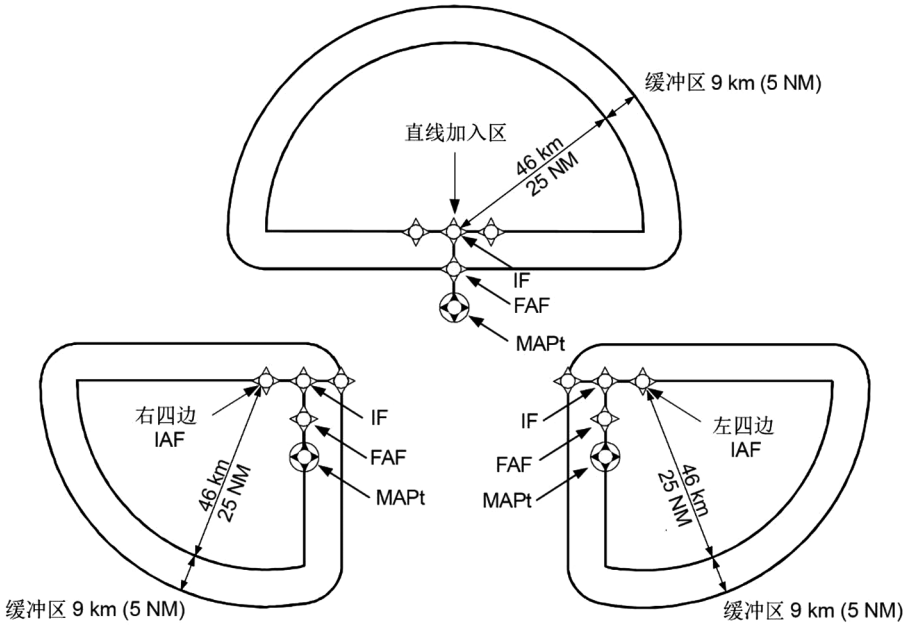
4.5 公布

4.5.1 使用“图标”将 TAA 描绘在进近图的平面图上时，要标识出 TAA 的基准点（IAF 或 IF）、自基准点的半径和 TAA 边界的方位。每个 TAA 区域图标在平面图上的位置和方位，要与进近程序的进场方向相对应，并应该显示所有 TAA 的最低高度及该区域的梯级下降弧。

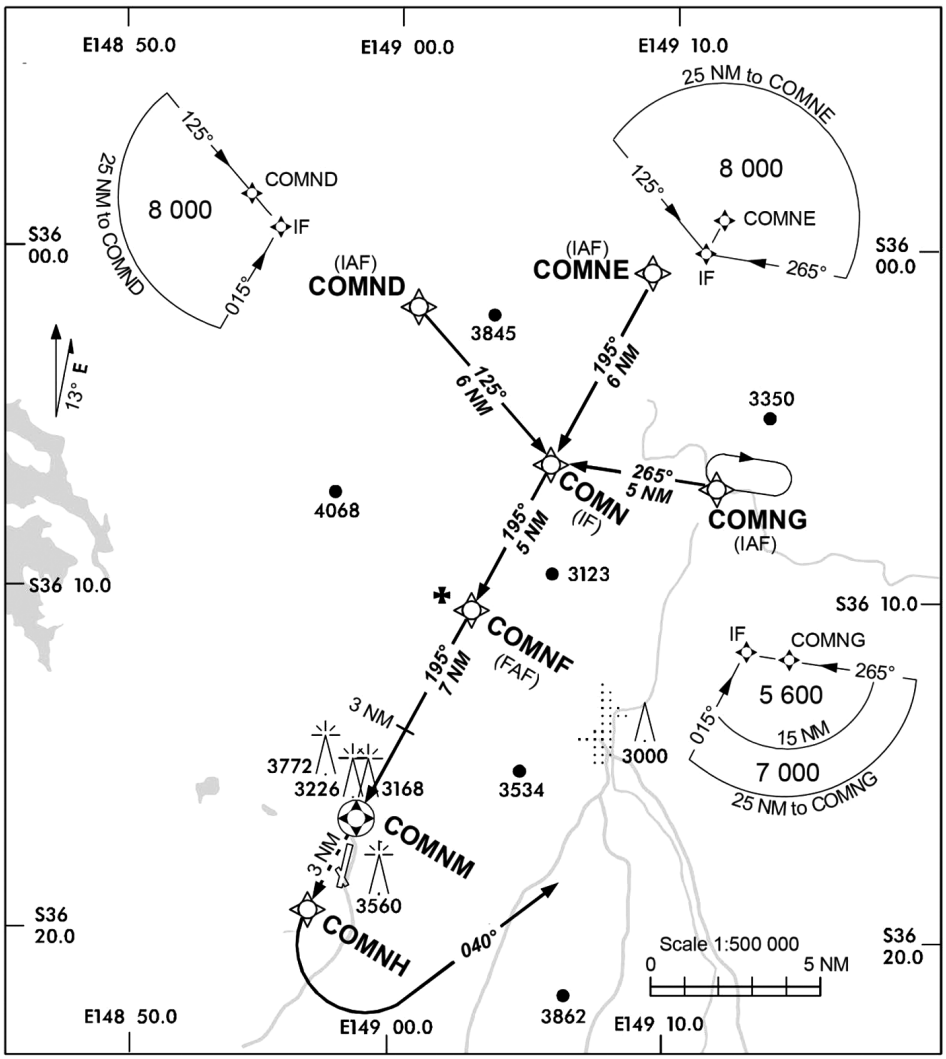
4.5.2 每个 TAA 的 IAF 使用航路点的名称进行标识，以帮助飞行员把图标对向进近程序。IAF 的名称和 TAA 区域边界距 IAF 的距离应该标绘在 TAA 区域图标的圆弧外侧。如果有必要，TAA 图标也用“IF”字样标识出中间定位点的位置，但不标明 IF 航路点的标识，以避免与 TAA 的基准点发生识别混淆，并有助于情境意识（见图Ⅲ-2-4-3、图Ⅲ-2-4-4 和图Ⅲ-2-4-5）。



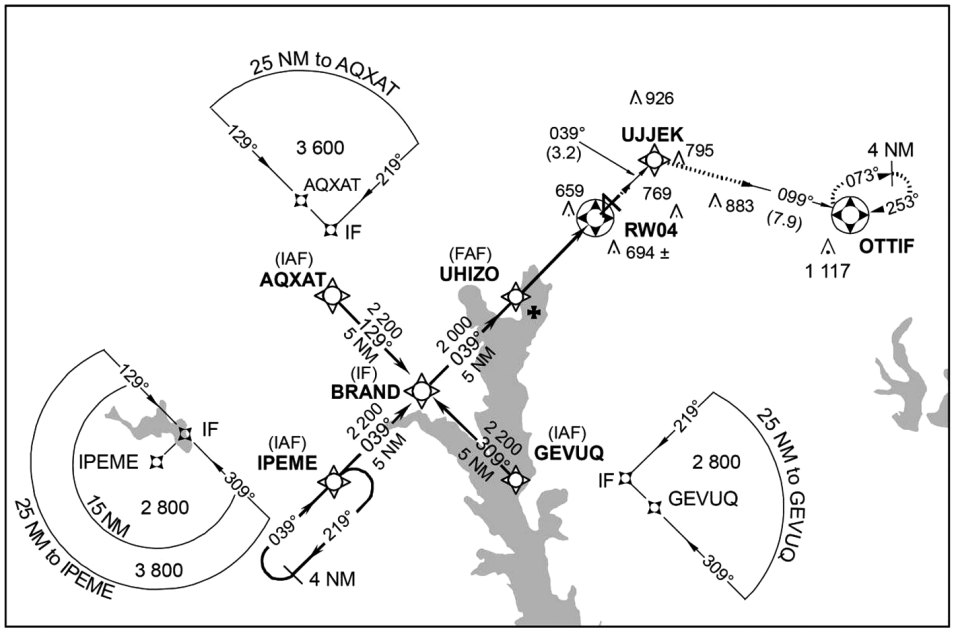
图Ⅲ-2-4-1　TAA 的 Y 型布局



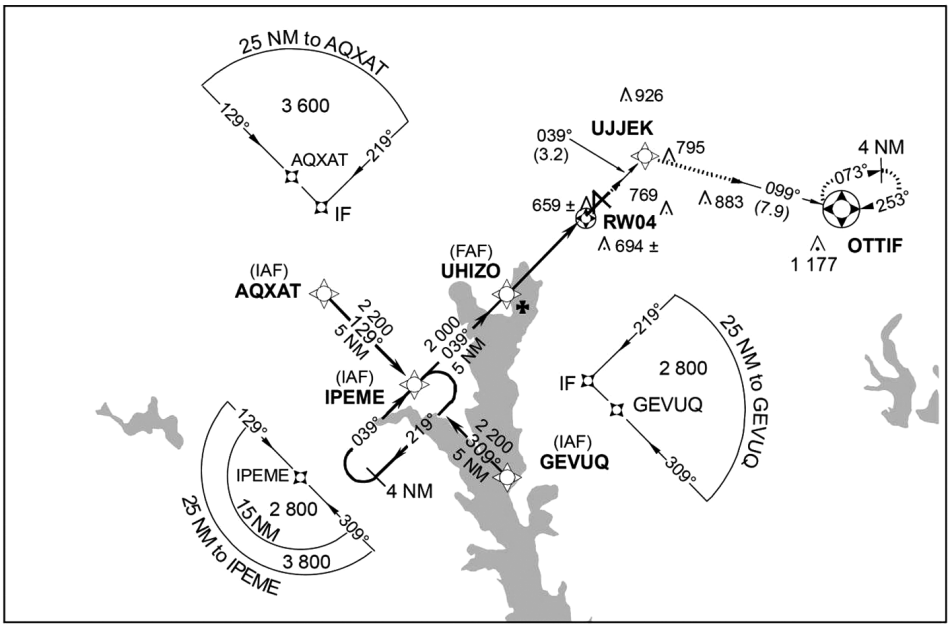
图Ⅲ-2-4-2　TAA 的 T 型布局



图Ⅲ-2-4-3　TAA 的 Y 型图标布局



图Ⅲ-2-4-4　TAA 的 T 型图标布局



图Ⅲ-2-4-5　没有中间位置的起始边时 TAA 的 T 型图标布局

5　导航数据库编码

5.1　概述

5.1.1　本章的目的是给程序设计师提供程序设计相关要素的指导，以利于将程序编码进导航数据库。

5.1.2　被批准用于终端区运行的 RNAV 系统所使用的所有导航数据都装载在导航数据库中。这些数据库是从按照航空产业标准进行编码的数据中得到：ARINC 424“导航系统数据库规范”，或同等的行业标准。

5.1.3　为实现将文本描述的程序和描绘在航图上的航路翻译成适合导航数据库的代码，航空业已经为终端区程序发展出了“航径终止码”的概念。

5.1.3.1　航径终止码定义在 PANS-OPS 中，用来定义特定的地面航迹，这是假设批准执行 RNAV 程序的航空器有能力通过使用适当的 ARINC 424 航径终止码（或其他同等品）来保持在连续的航迹上。

5.1.3.2　从起飞至加入航路航段和从航空器脱离航路航段的点至 RNAV 程序的终点，航径终止码用来定义 RNAV 航路的每个航段。航径终止码不用于编制航路航段或终端区空域以外的其他航路。

5.1.4　许多航空器装备的 RNAV 系统仅能使用 ARINC 424 航径终止码中的子模块。程序设计师在设计中对运行批准和认证的基础予以考虑和兼顾是很重要的。应该明确 RNAV 系统的最低功能要求，包括哪些航迹终止码是能够支持设计的。本章的资料和附录已经包含大多数预计会被批准执行 RNAV 进场、离场和进近程序的航空器。在某些情况下，可以使用替代的代码（如航迹终止码、速度和高度的限制）以使特定的 RNAV 系统能更好地跟踪预定航迹。这种行为应该得到相关国家法规部门的批准，并应该限定在航空电子设备商和数据编码商的范围内。另外，固定半径转弯仅适用于有 RNP 能力的系统，在本章中也进行了描述。

5.2　航径终止码种类

5.2.1　航径和终止码的定义（“航径终止码”），见第Ⅰ部分第 1 篇第 1 章。目前有 23 种不同

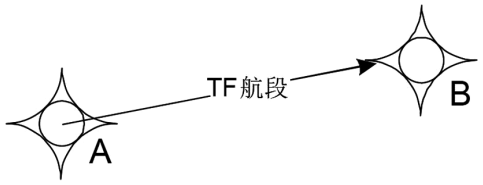
的航径终止码定义在 ARINC 424 中。但是，RNAV 程序设计的使用只接受这些航径终止码中的十一种，另外还有一种航径终止码 IF，是在将程序编码进导航数据库时使用。一个包含四种终止码的更小的子集应当用于 RNP 的应用：IF、TF、RF 和 HM。RNAV 程序设计的所有编码描述如下：

起始定位点（IF）

RNAV 程序的编码从一个 IF 开始。IF 并不定义一个期望的航迹，它自身也不是一个期望的航迹，但它与另外一个航段类型（如 TF）结合使用，以确定所期望的航径。在设计的流程中不使用，并且不需要与程序描述一起公布。

沿航迹至定位点（TF）

RNAV 主要的直线航路航段是 TF 航路。TF 航路由两个航路点之间的大圆航径确定。这两个航路点的第一个航路点可以是前一航段的终止航路点，或者是一个起始定位点（IF）。中间和最后进近航段应该始终是 TF 航路。当 FMS 要求在最后进近航段有一个 CF 时，数据库编码可以用 CF 代替 TF。



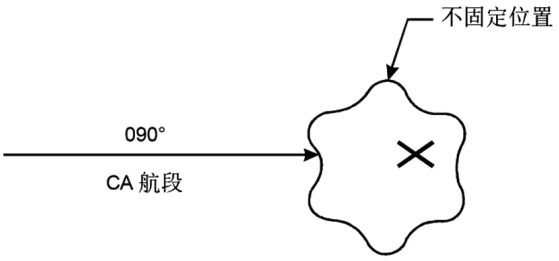
直飞至定位点（DF）

DF 用于定义一个航段，它从航空器当前航迹上的一个不固定位置至一个特定的定位点/航路点。DF 航径终止码提供不可预测的、不可重复的飞行航径，而且在其使用中变化很大。如果用在 FA、VA 或 CA 之后时，DF 可以有效地将航迹分散在最宽区域，而 CA/DF 组合可以用于将环境影响分散到起始离场。DF 还确保从转弯点（飞越航路点）或者从一个转弯高度至下一个航路点的航迹距离最短。DF 的使用还受到一些特定规则的进一步限制，详见 5.3。



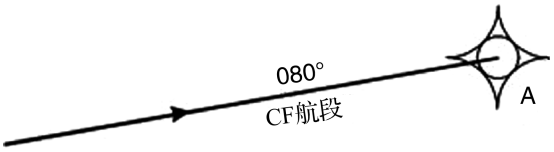
沿航径至某高度（CA）

CA 用于定义一个出航航路航段的航径，它终止于一个位置不固定的高度。作为 SID 的起始航径终止码，使用 CA 比 FA 更适合，以防止 IRS 漂移的影响。



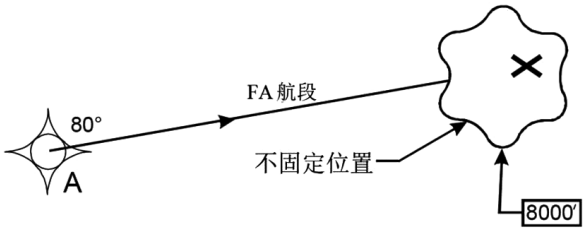
沿航径至定位点（CF）

CF 用于定义一个航径，它终止于一个特定航路航段之后的定位点/航路点。CF 最初是最后进近航段唯一允许使用的航径终止码，当前被很多的 RNAV 系统用作该目的。CF 通常用在离场或复飞程序中的 CA 或 FA 之后，它可以有效地限制航迹发散。CA/CF 组合可以有效地减少起始离场对环境的影响。CF 的使用还受到一些特定规则的进一步限制，详见 5.3。



沿航径从定位点至某高度（FA）

FA 用于确定一个航路航段，它开始于一个定位点/航路点，终止于航空器高度达到或高于一个特定高度的点。高度点的位置不固定。由于终点不可知，FA 航迹提供不可预测的不可重复的飞行航径，但在复飞程序中是一个很有用的航径终止码。



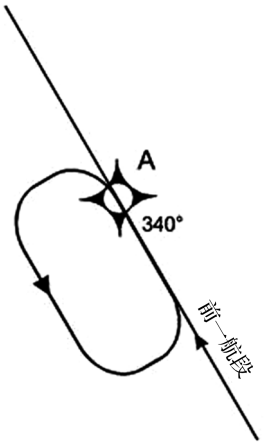
沿航径从定位点至人工终止（FM）

FM 用于一个由于雷达引导而终止的航路航段。它提供与 VM 相似的功能。航空器保持规定的航向飞行，直至飞行员介入。



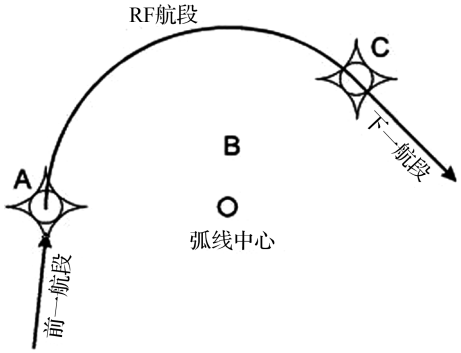
从等待/直角航线至手动终止（HM）

HM 用于定义一个由飞行机组人工终止的等待航线。



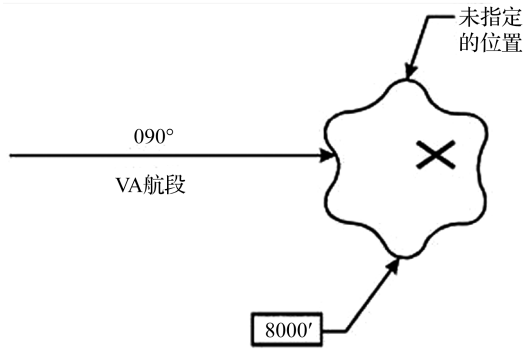
沿固定半径至定位点（RF）

RF 航段是一个围绕确定圆心的圆弧形航径，它终止于一个航路点。该弧线航段的起始点由前一航段的终止航路点确定。弧线航段末端的航路点、该航段的转弯方向，以及转弯中心点，由导航数据库提供。半径也就是从转弯中心点至航路终止点的距离由 RNAV 系统来计算。任何一个转弯在 2°和 300°之间的弧线都可以确定。RF 功能一般仅在满足 RNP-RNAV 特定要求的系统中才可以使用，如 EUROCAE ED76（）/RTCA DO 236（）中的要求。



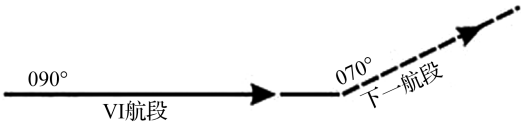
沿航向至某高度（VA）

VA 常用于在离场中沿指定的航向而不是航迹进行爬升。该航段终止于一个没有终止位置的特定高度。它仅用于有初始航向航段要求的 RNAV 平行离场设计中。



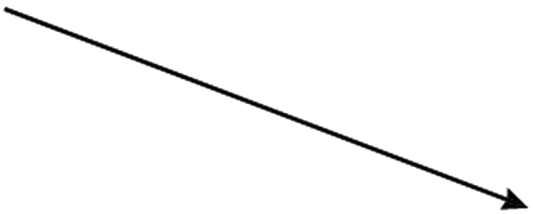
沿航向至某切入点（VI）

给航空器指定一个航向直至其切入下一航段的，都应该编码为 VI 航段。航空器保持给定的航向直至切入下一个航段。



沿航向至手动终止点（VM）

在程序末段提供雷达引导的航段可以编码为 VM 航段。它提供的功能与 FM 相似。航空器保持规定的航向飞行，直至飞行员介入。



5.3 程序设计应用

5.3.1 航径终止码。航径终止码概念的使用应该受一整套规则的限制，这就是发展自 1980 年代并不断更新和公布的 ARINC 规范（ARINC 424，导航系统数据库）。由于程序设计师关心航径终止码的一些子模块，与这些航径终止码相关的主要规则提供在本章的附录中。为将程序准确无误地编码进机载导航数据库中，程序设计师必须严格地遵守这些规定。

5.3.2 其他设计问题。为了确保将设计清晰无误地编码进导航数据库中，程序设计师应该考虑

如下因素。

a）不得使用双重过渡条件，诸如“在航路点 NNNN 爬升至××××英尺”，或者“在航路点 YYZZZ，但是不低于××××英尺，向右转弯至（航路点）”；

b）高度和速度的限制只能在航路点上应用；和

c）任何应用到程序的特定限制的详细资料都应该予以公布。

5 附录 航径终止码编码规定

1 本附录中详述的各项规定和标准都依据 ARINC 424-15。某些功能之所以不包括在内，或是由于大多数航空器系统都已经不再使用，或是由于该功能是为传统程序开发的，而且不适用于区域导航程序。

2 表Ⅲ-2-5-附录-1 定义了那些支持区域导航程序（SID、STAR、进近和复飞）起始和结束段的航径终止码。

表Ⅲ-2-5-附录-1 起始和结束航径终止码

RNAV 程序	起始段	结束段
SID	CA，CF，VA，VI	CF，DF，FM，RF，TF，VM
STAR	IF	CF，DF，FM，HM，RF，TF，VM
进近	IF	CF，TF，RF
复飞	CA，CF，DF，FA，HM，RF，VI，VM	CF，DF，FM，HM，RF，TF，VM

3 如果沿航道至定位点（CF）用于一个序列的第一个航段，该设计应该验证飞机在低高度中无意识坡度。

注 1：进近的“结束段”就是最后进近航段。

注 2：从程序设计的角度来说，SID 唯一有效的起始航径终止码是 CA 或 CF。虽然根据 ARINC 424，FA 允许用于一个起始 SID 航段，其生成的地面航迹与 CA 相同，但并不适合于在起始离场阶段只依赖 IRU 输入的航空器的某些运行。这种情况下，一个降级的 IRU 位置会导致航空器在升空不久就做出意料之外的转弯。在这种情况下，CA 生成的地面航迹与 FA 相同。进一步讲，由于起飞前的惯导漂移，FA 在平行离场中会引起明显的航迹偏移，当航空器要求起飞后跟踪航向而不是沿航迹时，VA 可以用于平行离场。当为相邻平行跑道使用相同的 SID 编码时，为了尽量减少重码，数据库供应商也可以使用 VA 替代 FA（很多较老 RNAV 系统中的数据库的存储量都不足 200 千字节）。

注 3：作为一种减少低高度无意识坡度的方法，可以考虑在沿航道至定位点（CF）航段类型之前使用沿航道至高度的航段以到达 DER 之上至少 122 m（400 ft）。

注 4：如果为最后进近提供雷达引导，FM 或 VM 可以用于结束“开放 STARs”。选择航迹

（FM）或航向（VM）取决于ATC的要求。

注5：RF仅被允许用于装备有与ARINC424-17或较新版相兼容系统的飞机以执行RNP程序。

表Ⅲ-2-5-附录-2　航径终止码顺序

下一航段 / 当前航段	IF	CA	CF	DF	FA	FM	HM	RF	TF	VA	VI	VM
CA												
CF				1								
DF				1								
FA												
FM												
HM												
IF					2	2	2	3				
RF												
TF												
VA												
VI												
VM												

4　表Ⅲ-2-5-附录-2“航径终止码顺序”确定了允许的航段排列顺序。阴影部分表示“当前航段/下一航段”的排列顺序是不被允许的。

注1：只有当第一个航段的终止点计划为飞越点时，才可以使用CF/DF或DF/DF的顺序，否则需要采用另外的编码。

注2：只有当FA或HM航段各末端的高度限制不相同时才进行IF航段编码。

注3：只有最后进近的开始才允许IF/RF组合。

5　适用下列各项基本规则：

a）FA、CA和VA应该后跟DF或CF（建议DF）；

b）至飞越点的TF应该后跟TF或CF；

c）如果程序要求飞越点之后有一个DF，那么前一个航段应该编码为CF或DF；

d）旁切航路点之后不能跟随一个DF；和

e）RF航段起点和末端的航路点不能编码为飞越点。

注1：由于大多数直线离场的起始直线航段都应该以一个CA/DF排列顺序开始，如果第一个旁切航路点距DER小于3 NM，经验表明，最好以一个CF开始。

注 2：如果离场起始转弯用至 DER 的距离和最低高度来进行限制，使用一个在转弯航路点的高度限制并不能保证两个限制都满足。一个更好的方法是将第一个航段编码为 CA，第二个航段编码为 CF，该航径安排可以确保最早的转弯发生在要求的转弯点或之后。

6 表Ⅲ-2-5-附录-3 用以定义支持每一航径终止码所需的数据。

表Ⅲ-2-5-附录-3　航径终止码（要求的数据）

航径终止码	航路点名称	飞越	转弯方向	推荐的导航台	距导航台距离	距导航台方位	磁航迹角	航段长度	高度限制 1	高度限制 2	速度限制	垂直航径角	圆弧中心
CA			O				√		6		O		
CF	√	1	O	√	√	√	√		O	O	O	O	
DF	√	1	O	O	O	O			O	O	O		
FA	√		O	√	√	√	√		6		O		
FM	√		O	√	√	√	√		O		O		
HM	√		O	O	O	O	√	√	O		O		
IF	√			O	O	O			O		O		
RF	√	O	√	O		2	3	5	O	O	O	O	√
TF	√	O	O	O	O	O	O	O	O	O	O	O	
VA			O				4		6		O		
VI		O	O	O			4		O	O	O		
VM	O		O				4		O		O		

√ —— 必需的

O —— 选择性的

1 —— 仅对CF/DF 和DF/DF 组合是必需的

2 —— 正切入航航迹

3 —— 正切出航航迹

4 —— 是航向，不是航迹

5 —— 沿航迹距离

6 —— 高度为“在……或以上”

阴影部分表示不适用该航径终止码的数据。

6　SBAS 和 GBAS 中 FAS 数据块的应用

6.1　总则

本章给出设计和应用 FAS 数据块的指导说明。对 SBAS 和 GBAS 的 FAS 数据块的详细描述，见本章附录。按照《附件 10》第Ⅰ卷和航空电子标准，该描述提供了完整的 FAS 数据块编码。

6.2　设计

程序设计师从跑道的详细资料（测量的跑道两端点坐标和跑道进近末端的方向），了解空域和与进近有关的障碍物开始。从跑道坐标，确定飞越跑道入口的典型航径和跑道对正。如下建议适用：

a）下滑航径角度。下滑航径角度应该与 PAPI 或 VASI 一致，典型的应该是 3°。有 ILS 的跑道，通常应该将 GPA 与 ILS 的下滑道对正，以同时确保对正已有的灯光系统和提供两种进近系统之间的一致性。如果没有已有的灯光或 ILS，建议的下滑航径角度为 3°。为了超障或为了适应空域的要求，可以使用更陡的进近，但不得导致任何航空器的下降率超过每分钟 1 000 ft。

b）飞越跑道入口高。对于标准跑道，下降航径应该使用 15 m 的入口飞越高。对于短跑道（如，代码 1 和 2 的跑道），飞越跑道入口（TCH）高应该为 12 m（40 ft）。

c）进近对正。进近应该在跑道入口对正跑道。期望的对正是用于确定飞行航径对正点（FPAP）。这种对正通常是通过在跑道的离场末端确定一个起始 FPAP 点来完成。

d）航道宽度和 GARP。这些参数的指导在如下（6.4.3）。

6.3　要求的非 FAS 数据块字段

LTP 的铅垂水准标高不包含在最后进近航段（FAS）数据块中，但是在程序设计和航图中需要。这些数值不会作为 FAS 数据块的组成部分而被循环冗余码校验（CRC）打包。

6.4 质量要求

6.4.1 这是质量保证流程的一部分。对 FAS 的主要数据要素的质量要求如下：

数据要素	精确度	分辨率	完整性
FPAP（纬度和经度）	0.3 m（1 ft）	0.0005″（0.01″）	10^{-8}
LTP/FTP（纬度和经度）	0.3 m（1 ft）	0.0005″（0.01″）	10^{-8}
LTP/FTP（椭球体高度）	0.25 m	0.1 m	10^{-8}
进近 TCH	0.5 m	0.05 m	10^{-8}
下滑道角度	0.01°	0.01°	N/A
航道宽度	N/A	0.25 m	10^{-8}
Delta 长度偏移	N/A	8 m	N/A

注 1：括号内的数值与附件 10 各项要求不同的时候，在 PANS-AIM 附录 1 中的要求。N/A 表示无。

注 2：在确定 FAS 数据块后，可以通过执行一个飞行评估以确定 1×10^{-8} 的数据完整性要求能够得到满足，前提是该飞行评估系统要验证 CRC，并且确定进近航径是可以接受的。

6.4.2 计算和取整条件

6.4.2.1 取整方法的需要。所有的计算完成之后，要对计算结果进行取整。已证明，计算方法或者取整规则的差异，可能导致结果（FPAP 坐标）超出前面提到的精确度要求。因此有必要定义一种方法以确定 FPAP 坐标和得出的结果（Δ FPAP），包括取整规则。

6.4.2.2 取整方法。所有的计算完成之后，要对结果进行取整。FAS 主要数据的分辨率为 0.0005 弧秒。因此建议应用下述规则：

a）计算的输入和输出应该取整至 0.0005 弧秒；

b）应该以小数弧秒为单位进行计算；和

c）弧秒的取整规则如下：

1）如果超出小数点的数字为 0、1 或 2，最终数值的最后一位要向下取整至 0；

2）如果超出小数点的数字为 3、4、5、6 或 7，最终数值的最后一位要取整为 5；和

3）如果超出小数点的数字为 8 或 9，最终数值的最后一位为 0，而前一位数字加 1 取整。

6.4.3 飞行航径对正点（FPAP）的确定方法

6.4.3.1 建议方法适用于进近跑道对正。对于偏置进近，应该制定另外的方法。

6.4.3.2 在FPAP的位置分两种情况：

a）没有现行ILS的进近；和

b）有现行ILS的进近。

6.4.3.2.1 情况a)：图Ⅲ-2-6-1，FPAP位于跑道停止末端（与LTP/FTP相反），GARP在沿LTP/FTP至FPAP的大地水平线上，距离FPAP 305 m的位置，并且偏置距离变量等于零。FPAP坐标是直接由WGS-84测量得到（跑道末端），GARP的坐标是用由（FPAP，LTP/FTP）确定的大地水平线与距离FPAP 305 m之间的交点，用大地水平计算得到。

6.4.3.2.2 情况b)：GARP假设位于航向台位置，由WGS-84测量得到。由于FPAP不应该设置在跑道停止末端之前，则首先需要确定航向台和跑道停止末端的距离，这通过计算从航向台至跑道末端的大地水平距离得到。

6.4.3.2.2.1 如果距离小于305 m，则FPAP设置在跑道末端（与LTP/FTP相反），偏置距离变量等于零，GARP不能与航向台重合。见图Ⅲ-2-6-2。GARP是用由（FPAP，LTP/FTP）确定的大地水平线与距离FPAP 305 m之间的交点计算得到的。

6.4.3.2.2.2 如果距离（严格地）大于305 m，GARP与航向台重合。FPAP是用由LTP/FTP和GARP确定的大地水平线与距离GARP 305 m之间的交点计算得到的。偏置距离变量计算的是FPAP至跑道末端的距离。见图Ⅲ-2-6-3。

6.4.4 偏置程序

偏置程序按直接进近编码，是将FTP编码而不是LTP。本章附录中对FAS数据块的描述包括偏置程序的编码。

6.4.5 程序设计师编码格式

尽管附件10第Ⅰ卷和航空电子设备标准在二进制层面上对FAS数据块的编码描述比较少，但是程序设计师应该依照本章附录所描述的字母数字格式，为FAS数据块要素进行编码。转换成二进制格式是标准化FAS数据块软件工具功能要求的一部分。

6.4.6 标准化FAS数据块软件工具

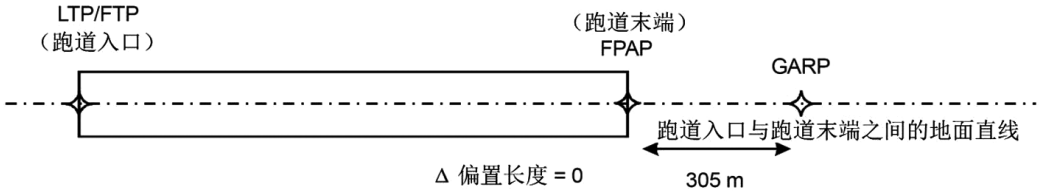
竭力推荐使用标准化FAS数据块软件工具。该软件工具应该：

a）从程序设计师输入的FPAP和LTP/FTP纬度和经度，得出FPAPΔ偏置；

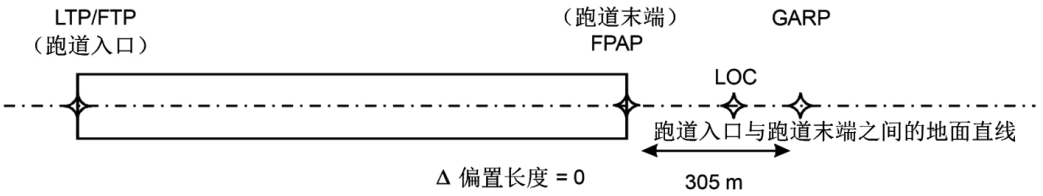
b）将程序设计师按字母数字编码的FAS数据块字段转化成二进制格式；

c）按照附件10所述，设计CRC余数，并且将其编码成十六进制的值；

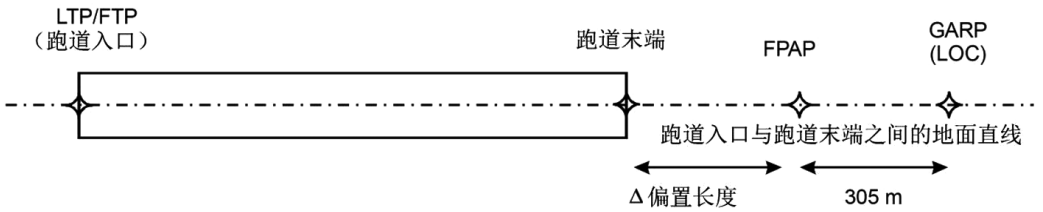
d）建立一种反馈机制，以确保软件工具已经按照程序设计师的意图编码。



图Ⅲ-2-6-1　FPAP 位置（没有现行 ILS 的进近）



图Ⅲ-2-6-2　FPAP 位置（有现行 ILS 的进近，航向台在至跑道末端 305 m 内）



图Ⅲ-2-6-3　FPAP 位置（有现行 ILS 的进近，航向台在至跑道末端大于 305 m）

6 附录A 由程序设计师提供的与SBAS FAS数据块相关的信息

A.1 总则

FAS数据块用于保护数据，并确保提供给终端用户的就是程序设计师的意图。FAS数据块的某些要素不属于程序设计师的职责。所有用于构建FAS数据块的数据，都要求使用高完整性的质量控制流程。程序设计师应该提供字母数字输入给适当的软件工具，以生成描述FAS数据块的二进制字符串，以及循环冗余码校验（CRC）余数。有关FAS数据块各元素的标准化字母数字输入描述，见本附录。

注：FAS数据块的指导材料见附件10第Ⅰ卷附录D的6.6和7.11。

A.2 SBAS FAS数据块的结构和内容

A.2.1 包括CRC余数字段共有22个字段。前面的21个字段由CRC保护。这里描述的信息与程序设计师在软件工具中进行输入有关，该软件可产生包含循环冗余码校验（CRC）的二进制字符串，以构建SBAS FAS数据块。若适用，在软件工具中以跑道号码和字母组合的形式进行输入。在FAS数据块文本中，TCH项等同于RDH项使用。

A.2.2 FAS数据字段：下面的附加信息是描述程序设计师在软件中输入的字母数据，用以产生基于SBAS程序的最后进近航段（FAS）数据块。

A.3 FAS数据块数据字段输入说明

A.3.1 本说明描述对包含在FAS数据块中的数据进行准备的初始流程，该数据将被输入到一个软件工具中，用于按照附件10来计算CRC。这些字段讨论如下［按照在FAS数据块中出现的顺序（a）项到（u）项。非FAS数据块字段（但需要的数据）显示在v）和w）项中］：

a）运行种类：一个从0至15的数字表示最后进近航段的种类。

示例：0编码用于直线进近程序，包括偏置程序（其他程序的编码留作以后再定）。

b）SBAS 服务商标识：一个从 0 至 15 数字将进近程序与《附件 10》确定的特定星基进近系统服务提供商联系在一起。服务提供商标识编码 15 表示可以使用任何服务提供商（WAAS、EGNOS，等）。服务提供商编码 14 表示该 FAS 数据块不能用于 SBAS。

示例：0（WAAS），1（EGNOS），2（MSAS）。

c）进近性能指示码。SBAS 航电不使用该参数，对于所有 SBAS 程序包括 SBAS CAT I 都应该被设置为“0”。

d）航路指示码。一个单独的字母的字符（从 Z 至 A 或空白，省略 I 和 O）用于区分至同一跑道或直升机场的多个进近程序。

航路指示码的编码应该与航图识别中重复名程序使用的指示码相匹配。至跑道末端的第一个程序应该编码为“Z”，除非该跑道末端只有一个单一的程序。在这种情况下，该字段编码应该为空。附加的字母字符应该按依次增加指定。航路指示码字段反应在航图识别上出现时重复程序时的标识（参见第Ⅰ部分第 4 篇第 9 章 9.5.3“重复程序识别”中的指导）。

e）基准航径数据选择器（RPDS）：本字段保留，供 GBAS 使用，不用于 SBAS。

示例：0。

f）基准航径代码。四字代码用于确认选择正确的进近程序。代码的首字母表示提供服务的系统（如：“W”WAAS，“E”EGNOS，“M”MSAS），后跟跑道数字。最后一个字符从字母“A”开始，不包括“C”“L”和“R”，用于表示第一个程序，随后的字母表示该特定跑道的每个程序。例如，一个机场有三条平行跑道，左跑道和右跑道都有两个直线进近程序和一个偏置程序；中间跑道只有直线进近程序。可以用下面的例子来表示：

示例：W09A 和 W09B 用来定义 RWY 09L 的两个 FAS 数据块；

W09D 用来定义 RWY 09C 的 FAS 数据块；

W09E 和 W09F 可以用来定义 RWY 09R 的 FAS 数据块。

对于只有盘旋的程序，跑道数字应该编码为两位数字，将最后进近航道向最接近的 10° 取整并缩减为两个字符。

注 1：后缀没有特定的顺序，所以增加新的程序时不需要更改已有的 FAS 数据块。

注 2：对于最后进近航道是从 355° 至 004° 的，按最接近的 10° 缩减表示为“36”。对于 SBAS，基准航径代码应该绘制在航图上，并用航空电子设备确认机组已选择了正确的程序。在 GBAS FAS 数据块中的 RPI 字段以一种不同的方式使用（参见附录 B）。

g）着陆入口点（LTP）/假想入口点（FTP）——纬度。跑道入口点的纬度以 WGS-84 坐标系表示，精确到万分之五弧度秒。纬度描述示例如下：

22°54′36.2125″N 表示为 225436.2125N（11 位字符）。

h）着陆入口点（LTP）/假想入口点（FTP）——经度。跑道入口点的经度以 WGS-84 坐标

系表示，精确到万分之五弧度秒。经度描述示例如下：

109°32′47.8780″E 表示为 1093247.8780E（12 位字符）。

i）相对椭球（HAE）的 LTP/FTP 高。参考 WGS-84 椭球坐标系，以 m 为单位的高。首字符为正负号，数值精确到十分之一米，小数点被删去。

示例：+00356（+35.6 m），-00051（-5.1 m），+01566（+156.6 m），-00022（-2.2 m）。

j）飞行航径对正点（FPAP）——纬度。位于 LTP 点与另一端着陆跑道入口的指定中点的连线或延长线上的一点。FPAP 至 LTP 的距离，支持规定的程序设计扩张角和航道宽度，以及相关航空器的功能。FPAP 用来连接 LTP 以确定包括 RNAV 最后进近航段的垂面的水平对正。对于较短的跑道，FPAP 点可能位于着陆跑道的起飞末端之外。跑道 FPAP 点的纬度用 WGS-84 坐标来表示，精确到万分之五弧度秒。纬度描述示例如下：

22°54′36.2125″N 表示为 225436.2125N（11 位字符）。

注 1：附件 10 将 FPAP 纬度的编码描述为距 LTP/FTP 纬度的 Δ 偏置。此处的编码假定由生成 FAS 数据块二进制码的软件工具来计算该偏置。

注 2：对于偏置程序，FPAP 位于最后进近航道的延伸线上，距 FTP 的距离能够提供适当的侧向航道宽度。

k）FPAP——经度。跑道 FPAP 点经度用 WGS-84 坐标表示，精确到万分之五弧度秒。经度描述示例如下：

109°32′47.8780″E 表示为 1093247.8780E（12 位字符）。

注：附件 10 将 FPAP 经度的编码描述为距 LTP/FTP 经度的 Δ 偏置。此处的编码假定由生成 FAS 数据块二进制码的软件工具来计算该偏置。

l）入口航道宽度：在 LTP/FTP 处的航道侧向半宽（m），确定了接收机达到满偏时的侧向偏移。结合至 FPAP 的距离，该航道的宽度确定了整个进近过程中侧向偏移的灵敏程度。允许的变化范围为 80 m~143.75 m。跑道入口处的航道宽度取整至最接近的 0.25 m。当该程序的设计是为了覆盖一个 ILS/MLS 程序，则在跑道入口处的航道宽度值应该使用飞行检查报告中主用 ILS/MLS 系统的值。如果航向台（方位角）航道宽度小于 80 m，将 80 m 作为默认值。对于偏置程序，使用在 FTP 处的航道宽度。

m）Δ 距离偏置：从跑道停止末端至 FPAP 的距离。它确定了侧向灵敏度转换至复飞灵敏度的位置。如果跑道停止末端无法被确认时，软件工具则输入 2 040 m。

n）水平告警限制（HAL）。HAL 是水平面（切当地 WGS-84 椭球的面）内一个圆的半径，中心在真实的位置，它描述的区域，能使在该区域内显示的水平位置达到特定导航模式所要求的概率。数值的范围为 0 m~50.8 m，分辨率为 0.2 m。对于 LPV 程序，HAL 是固定值 40.0 m。

o）垂直告警限制（VAL）。VAL 是一段垂直轴长度的一半（WGS-84 椭球水平面的垂直方

向），中心在真实的位置，它描述的区域要求包含每次进近垂直位置显示的概率为 1.0×10^{-7}。数值范围为 0 m~50.8 m，分辨率为 0.2 m。

实际编码进 FAS 数据块的 VAL 值应该由 SBAS 服务提供商提供。

A.3.2 要求的非 FAS 数据块字段

国际民航组织代码：国际民航组织代码数字的头两个标志符，如 ICAO Doc 7910 所确定。

示例：K2，PA。

正交高：表示 LTP/FTP 的垂直高，是相对于大地水平面的，并以 MSL 标高表示到十分之一米，小数点被删除。该值之前加“+”或“-”。

示例：+00362（36.2 m）-00214（-21.4 m）

A.4 程序设计主要数据元素

根据前面各节提到的参考材料，从程序设计的角度，确定 FAS 所必需的主要数据如下：

a）LTP/FTP 的纬度、经度，以及 WGS-84 椭球面上/下的高；

b）FPAP 的纬度和经度，以及 FPAP 与 LTP/FTP 之间的偏置 ΔFPAP（纬度和经度）；

c）LTP/FTP 之上的进近跑道入口飞越点高；

d）下滑航径角；

e）跑道入口处的航向道宽度；和

f）从跑道末端至 FPAP 的距离（Δ 长度偏置）；

其中 c）、d）和 e）项由程序设计师确定。

注：GPA 通常等于 3°。如果有的话，TCH 通常与 ILS 程序中公布相同。航道的半宽一般是 105 m，与 ILS 程序等值。

当确定了 FPAP，可以计算 Δ FPAP 和 Δ 距离之间的差异。

A.5 偏置程序 FAS 数据块编码

A.5.1 对于不是基于着陆跑道入口点（LTP）的偏置程序，FAS 数据块的编码依照本附录及下述附加：

a）运行种类

00=偏置进近

b）着陆跑道入口点（LTP）/假想跑道入口点（FTP）—纬度

为 FTP 纬度编码。

c）着陆跑道入口点（LTP）/假想跑道入口点（FTP）—经度

为 FTP 经度编码。

d）椭球面之上的 LTP/FTP 高（HAE）

FTP 的 HAE 编码为 LTP 的 HAE。

e）跑道入口飞越高

为下滑道飞越 FTP 的高编码。

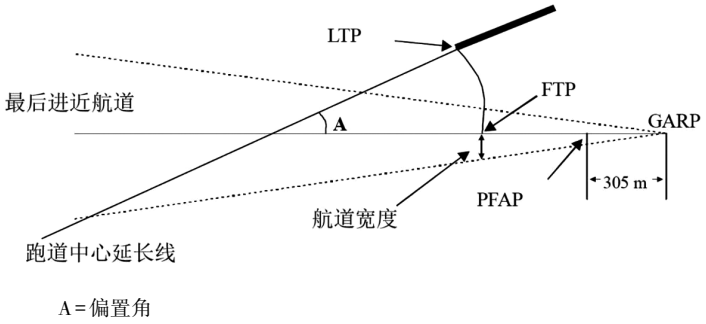
f）跑道入口航道宽度

为 FTP 点的航道宽度编码。

g）Δ 距离偏置

Δ 距离偏置的编码是 0。

A. 5. 2 相对于 LTP 的 FTP 位置。对偏置程序，FTP 位于半径弧线上，是从最后进近航道和跑道中心延长线的交叉点开始，并且经过 LTP 的圆弧。见图Ⅲ-2-6-附录-A-1。对于对正的程序，没有相对于 LTP 编码，FTP 位于跑道中心线或其延伸线上。



图Ⅲ-2-6-附录 A-1 相对于 LTP 的 FTP 位置

6 附录 B 由程序设计师提供的与 GBAS FAS 数据块相关的信息

B.1 总则

B.1.1 FAS 数据块的某些要素不属于程序设计师的职责。程序设计师应该提供字母数字输入给适当的软件工具，以生成描述 FAS 数据块的二进制字符串以及计算循环冗余码校验（CRC）余数。有关 FAS 数据块各元素的标准化字母数字输入描述，描述在附录中。

B.1.2 所有在构建 FAS 数据块中使用的数据，都要求使用高完整性的质量控制流程。FAS 数据块数据内容必须由这个质量控制流程予以保护。这个质量控制过程中所使用的软件工具必须确保提供给终端用户的就是程序设计师的意图。

B.2 GBAS FAS 数据块编码的结构和内容

B.2.1 结构。包含循环冗余码校验余数字段（CRC）一共有 20 位字段。前 19 个数据字段受 CRC 的保护。输入数据字段的数值范围形式和精确度的附加信息提供在附件 10 第Ⅰ卷附录 B 的表 B-66 中。

注：关于 GBAS FAS 数据块编码的更多材料见附件 10 第Ⅰ卷附录 B 的 3.6.4.5 和表 B-66，以及附件 D 的 6.6 和 7.11。

B.2.2 FAS 数据块元素的地理关系。一个无偏置 GLS 程序的 FAS 数据块地理关系可以在图Ⅲ-3-6-1 中找到。

B.2.3 内容。FAS 数据字段应包含定义单个精密进近的参数。FAS 数据参数定义如下：

运行类型：运行类型始终是一种直线进近程序。偏置程序被视为直线进近程序。

数值：

0=直线进近

数值 1~15 目前未使用（空闲）

SBAS 服务提供商 ID：显示与该 FAS 数据块相关的 SBAS 服务提供商。虽然 GBAS 不使用该

字段的信息，但是对于基于GBAS的精确进近，该字段被编码为14。

进近性能指示符号：指示进近性能APV、Ⅰ类、Ⅱ类或Ⅲ类精密进近。

数值：0=APV（该进近性能指示码无标准存在）

1=类别Ⅰ（CAT Ⅰ）

2=类别Ⅱ（CAT Ⅱ）保留

3=类别Ⅱ（CAT Ⅲ）保留

航路指示码：一个字母标识符用于区分至同一条跑道末端的多个GLS进近程序。航路指示码字段在航图识别中，表示出现的重复程序的标识（对于重复程序标识的指导，参见第Ⅰ部分第4篇第9章9.5.3“重复程序的识别”）。

基准航径数据选择器（RPDS）和基准航径代码（RPI）：该字段的输入是与系统工程师和频谱管理人员协商确定的。

FAS数据点集：（LTP/FTP纬度、经度、LTP/FTP高、FPAP纬度、经度、进近TCH）。LTP/FTP和FPAP的经纬度由WGS-84坐标定义，输入的分辨率为5/10 000弧秒。

LTP/FTP纬度：LTP/FTP的WGS-84纬度。

例：DDMMSS.0005 N，其中：

DD=度数

MM=分

SS=秒

N=北半球

注：软件工具可以接受使用数字来代替字母以确定半球，以“+”表示北半球，以“-”表示南半球。

LTP/FTP经度：LTP/FTP的WGS-84经度。

例：DDDMMSS.0005W，其中：

DDD=度数

MM=分

SS=秒

W=西半球

注：软件工具可以接受使用数字来代替字母以确定半球，以“+”表示东半球，以“-”表示西半球。

LTP/FTP高度：LTP/FTP高与WGS-84椭球的关系。

Δ FPAP 纬度：FPAP 与 LTP/FTP 在弧秒内的纬度差。

Δ FPAP 经度：FPAP 与 LTP/FTP 在弧秒内的经度差。

注 1：程序设计师预计将提供 FPAP 的纬度/经度（WGS-84），FAS 数据块编码的软件工具将获得于本信息和 LTP/FTP 纬度的 ΔFPAP 的纬度/经度。

注 2：FPAP 点的高与 LTP/FTP 相同，用于定义进近程序的对准。该点水平方向的角偏差原点被称为地基增强系统（GBAS）方位基准点（GARP），定义为在沿 FAS 航径 FPAP 之外 305 m（1 000 ft）。

航道宽度：从在 LTP/FTP 处由 FAS 确定的航径开始，直至航道满刻度偏差到达的水平偏移量，以 m 为单位。

Δ 长度偏置：从跑道停止末端至 FPAP 的距离，以 m 为单位。当跑道停止末端无法被确认时，例如进近有偏置，或 FPAP 位于跑道停止末端之前，该字段输入数据为 2 040 m。

第3篇　程序设计

1　离场程序

1.1　总则

1.1.1　适用范围

1.1.1.1　本章描述PBN程序的离场准则。

1.1.1.2　第Ⅰ部分第3篇和第Ⅲ部分第1、2篇中的一般准则经本章准则补充或修订后适用于PBN离场程序。

1.1.2　副区

副区的原则适用于直线段（见第Ⅰ部分第2篇第1章1.2和1.3）。副区受限于主区总宽度至少等于第一个航路点处保护区半宽的那些程序部分（见表Ⅲ-3-1-1）（见图Ⅲ-3-1-1）。

1.1.3　航段最短长度

航段最短长度的距离列于第2篇第1章表中。平均飞行航径的设计见第Ⅰ部分第3篇第3章附录。

1.1.4　保护区宽度

1.1.4.1　保护区的总宽度是连接相关定位点处的不同保护区的宽度而形成。针对适当的传感器，保护区宽度的计算和这些计算所涉及的基本容差见第1篇中“XTT、ATT和保护区半宽”中的段落。即：

a）DME/DME：第1篇第3章3.6；

b）GNSS：第1篇第2章2.2。

1.1.4.2　如果允许使用一种类型以上的传感器，如RNAV 1，则在每一航路点上应该使用较大的XTT、ATT和1/2AW值。

1.2 直线离场

起始离场航迹的对正（α≤15°）由跑道起飞末端（DER）之后第一个航路点的位置来确定。

1.3 初始离场的保护区宽度

1.3.1 离场初始部分的保护区宽度设计，一般准则适用（见第Ⅰ部分第3篇）到扩张边界到达假定保护区（见图Ⅲ-3-1-2）的外侧边界，随后保持假定保护区的宽度直至离场程序第一个航路点。假定区从DER开始延伸至第一个航路点。在DER和第一个航路点处的保护区半宽根据传感器的类型不同而不同（见表Ⅲ-3-1-1）。

1.3.2 在DER处的初始扩展后，保护区宽度在距ARP15 NM处开始变化，然后在距ARP 30 NM处再次变化。每次变化都采用向航迹两侧扩展15°的方法，依照第1篇第1章1.5.3所述，见图Ⅲ-3-1-2。

1.4 转弯离场

1.4.1 总则

1.4.1.1 可以规定四种转弯：

a）在“旁切”航路点转弯；

b）在“飞越”航路点转弯（对应于指定TP转弯）；

c）在一个高度/高转弯；和

d）固定半径转弯（RF）。

1.4.1.2 对于旁切和飞越转弯，为使航空器正确地实施转弯，每一个规定的转弯最小为5°，最大不得超过120°。但是最大值120°不适用于（在一个高度/高或在指定TP）自由折返回航路点的转弯。RF转弯应该在2°~358°之间。

1.4.1.3 修订的直线离场准则适用于任何RF航段。离场程序RF转弯的设计方法如下：

a）在起始离场中，当使用GNSS时，沿航径上任何点的ATT值应该将对应保护区的半宽值（由扩张角度确定）按比例缩减，由如下公式得到，使用SI单位：

$$\text{缩减的 ATT} = \left\{ \frac{\text{ATT} - 120}{\frac{1}{2}\text{AW} - 150} \right\} x + 120 \qquad (\text{Ⅲ}-3-1-1)$$

式中：x——至 DER 的距离（m）；

ATT——对应于 RNP 精度的全值；

120 m——代表在 DER 处缩减的 ATT；和

1/2AW——与 RNP 精度相适应的值。

如果起始离场是基于其他的定位源，ATT 值不降低。

b）从 DER 至 RF 转弯开始点的最小距离为 1 852 m（1 NM）。如果在 RF 航段开始点的最早 ATT 之前，OIS 达不到 DER 之上 120 m（400 ft），则应该公布一个增加的爬升梯度。该梯度是从 DER 之上 35 ft 到最早 ATT 处高于 DER 之上至少 400 ft，并应该在该航路点上公布相应的高度限制。

c）从 DER 至 RF 结束点的航迹长度应该沿基于标称半径的标称航迹来计算。

d）RF 航段的终点在机场之上的高及与设计相关的 IAS，应该基于一个沿标称航迹的爬升梯度，该梯度由设计师确定但不应该低于 10%。如果要求一个较小的半径，则应该在航段终点公布一个速度限制。

e）RF 终点的 TAS 计算应该使用该机场高于 ISA 的适当最大温度。在计算实际转弯半径前，应该将适当的风值加到 TAS 上。

f）如果 MOC 低于或等于第Ⅰ部分第 3 篇第 2 章确定的 75 m（246 ft）［H 类，65 m（213 ft）］，考虑机身几何形状（BG），OIS 可以从 RF 航段起点之前的一个“ATT”处点开始降低。OIS 从该点保持水平直至 BG 保护达到。在 RF 转弯中，0.8% D+BG 的 OIS 应该保持，直到 MOC 达到 75 m［H 类，65 m（213 ft）］。

$$\text{BG} = \text{机翼半宽} \times \sin(\alpha + 5) \qquad (\text{Ⅲ}-3-1-2)$$

式中：机翼半宽——40 m（132 ft）。

α——坡度；

这显示在图Ⅲ-3-1-1 中。

g）2.5%的 OIS 梯度是基于由半径 r-186 m（r-0.1 NM）定义确定的两个航路点间的航迹，其 PDG 为 3.3%。

1.4.2 转弯保护

对于旁切航路点、飞越航路点、指定高度/高或固定半径转弯的转弯保护，见第 2 篇第 2 章“转弯保护和障碍物评估”。

表Ⅲ-3-1-1　假想区保护区半宽

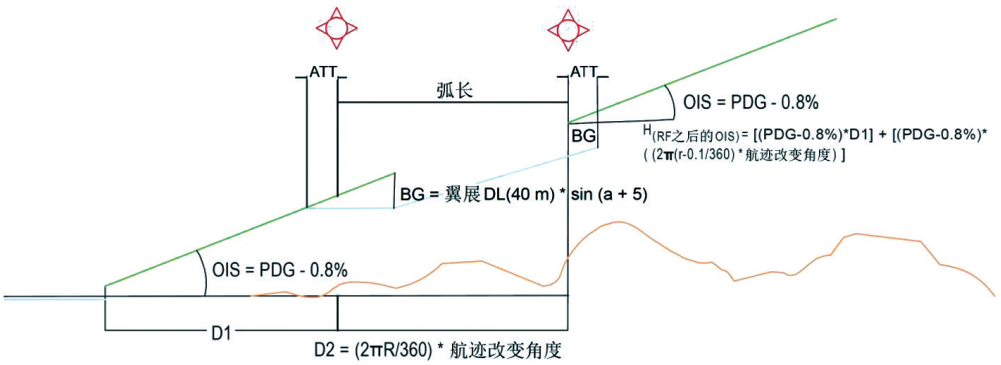
程序类型	保护区半宽
RNAV 2	4.19 km（2.26 NM）如允许 DME 更新， 其他 3 704 m（2.00 NM）
RNAV 1	3111 m（1.68 NM）如允许 DME 更新， 其他 3 704 m（2.00 NM）
RNP 1	3 704 m（2.00 NM）

1.4.3　公布

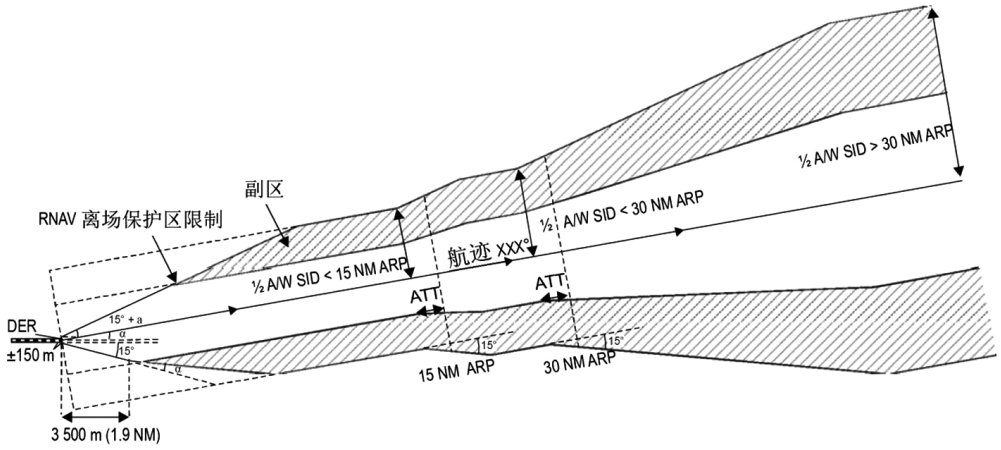
离场中的 RF 转弯适用如下准则：

a）如果在 RF 转弯开始处的 OIS 达不到 120 m（400 ft），则应该在该航路点公布另外的梯度和高度限制。

b）起始航段的航径顺序应该描述为 IF/TF/RF/TF 或 IF/TF/RF/RF/TF。



图Ⅲ-3-1-1　RF 起始离场



图Ⅲ-3-1-2　直线离场

2 进场和进近程序

2.1 总则

2.1.1 适用范围

2.1.1.1 本章节描述PBN程序进场、起始和中间进近和最后复飞的准则（见表Ⅲ-1-1-1）。最后进近和起始、中间复飞的准则由进近类别确定（NPA、APV和精密），并在单独的章节详述。

注：RNP AR APCH程序准则，详见《要求授权所需导航性能（RNP AR）程序设计手册》（Doc 9905）。

2.1.1.2 第Ⅰ部分、第Ⅲ部分的第1、2篇的一般准则经本章的准则补充或修订后，适用于PBN进场和进近程序。

2.1.2 副区

副区适用一般准则（见第Ⅰ部分第2篇第1章1.2和1.3）。

2.1.3 航段最短长度

最短航段长度的距离列于第2篇第1章表中。

2.1.4 保护区宽度

2.1.4.1 对于保护区宽度的计算和这些计算中所涉及的基本容差，针对适当的传感器，见第1篇中名为“XTT、ATT和保护区半宽”中的段落。即：

a）DME/DME：第1篇第3章3.6；

b）GNSS：第1篇第2章2.2。

2.1.4.2 保护区的总宽度是连接相关定位点处的不同保护区宽度而形成，但不包括中间航段和最后进近航段之间的衔接，以及航路航段和起始进近航段之间的衔接，此种情况应该适用的方法详见第Ⅲ部分第1篇第1章1.5。

2.1.5 RNAV程序的Y或T型设计概念

基于“Y”或“T”型概念的非精密进近的详细规定，见第2篇第3章“RNAV‘T’或‘Y’型程序设计”。

2.2 进场航线

2.2.1 总则

进场超障准则应该适用至起始或中间进近定位点（见第Ⅰ部分第4篇第2章）。见图Ⅲ-3-2-1和图Ⅲ-3-2-2。

2.2.2 最低扇区高度/终端进场高度

对于终端进场高度，见第2篇第4章“终端区进场高度（TAA）”。如果没有提供TAA，则应该公布最低扇区高度。第Ⅰ部分第4篇第8章“最低扇区高度（MSA）”的条款适用，但只应该建立单一全向扇区的GNSS情况除外。该扇区的中心位于机场基准点的经纬度坐标处。

2.3 起始进近航段

2.3.1 直线段

2.3.1.1 起始进近的对正

2.3.1.1.1 非精密进近程序，起始进近航迹和其他起始航迹之间的切入角度不应该大于120°。应该避免在航路点的航迹改变大于90°。大于90°的转弯应该通过设立多个航路点或使用RF航段来处理。

2.3.1.1.2 起始进近航迹和中间进近航迹之间的切入角度不应该大于90°。

2.3.1.1.3 有垂直引导的进近程序和精密进近程序，起始进近航迹和中间进近航迹之间的切入角度不应该大于90°。

2.3.1.2 起始进近区长度。对于GNSS，起始进近航段最佳长度为9 km（5 NM）［H类，6 km（3 NM）］。如果起始进近之前为进场航线，则最短长度为11.1 km（6.0 NM）以允许进行衔接。

2.3.1.3 起始进近区宽度。第Ⅰ部分第4篇第3章3.3.3“保护区”中的一般准则经本章修订后适用。总的保护区宽度通过连接各相关定位点处不同的保护区宽度得到。副区原则适用。保护区宽度见2.1.4“保护区宽度”。

2.3.2 转弯保护

对于旁切航路点、飞越航路点、指定高度/高或固定半径转弯的转弯保护，见第2篇第2章“转弯保护和障碍物评估”（也见示例，见图Ⅲ-3-2-3）。

2.3.3 反向程序

RNAV 程序的设计要避免使用反向程序。但当程序要求反向航迹时，应该建立直角航线。

2.4 中间进近航段

2.4.1 中间进近的对正

2.4.1.1 对于非精密进近程序，只要可能，中间进近航段应该对正最后进近航段。如要求在 FAF 转弯，则旁切转弯角度不得超过 30°（H 类，60°）。如果中间航段包含一个 RF 航段，则 2.4.1.4 中的准则适用。不允许飞越转弯。

2.4.1.2 对于气压垂直引导的进近程序，中间进近航段应该对正最后进近航段。如果要求在 FAF 有一个旁切转弯，则角度不超过 15°（H 类，30°）。不允许飞越转弯。如果中间航段包含一个 RF 航段，则 2.4.1.4 中的准则适用。

2.4.1.3 对于 SBAS APV 和 CAT I 标准，中间进近航段应该对正最后进近航段。不允许在 FAF/FAP 有旁切和飞越转弯。如果中间航段包含一个 RF 航段，则适用 2.4.1.4 中的标准。

2.4.1.4 如果中间航段包含一个 RF 航段并在 FAF 处结束，则如下准则适用：

a）RF 航段的航迹角度改变不超过 45°；和

b）最小的转弯半径为 4 723 m（2.55 NM）（见图Ⅲ-3-2-1）。

2.4.1.5 除了 SBAS CAT I 的精密进近程序，中间进近航段应该对正最后进近航段。

2.4.2 中间进近长度

2.4.2.1 在 IF 有旁切转弯的中间进近航段由两部分组成：

a）转弯部分；随后

b）最后进近航路点之前的直线部分。

2.4.2.2 直线部分的长度是变化的，但不得小于 3.70 km（2.00 NM）。这允许航空器在飞越最后进近航路点之前得以稳定。转弯部分的长度是在 IF 处的转弯角度所对应的最小稳定距离，可以由第 2 篇第 1 章的表Ⅲ-2-1-3 或表Ⅲ-2-1-9 确定。

2.4.2.3 当在中间航段使用 RF 时，包含曲线和直线航段的总长度不得低于 3 704 m（2 NM）。

2.4.2.4 GLS 程序特定准则的应用见第 6 章。

2.4.3 中间进近保护区宽度

总的保护区宽度是连接 IF 和 IAF 处的保护区宽度得到。副区原则适用。

a）对于 LNAV 进近，见Ⅲ-3-3-2-3 和图Ⅲ-3-3-2；

b）对于 SBAS 进近，见Ⅲ-3-5-3.3。

2.4.4 在 FAF 转弯的保护

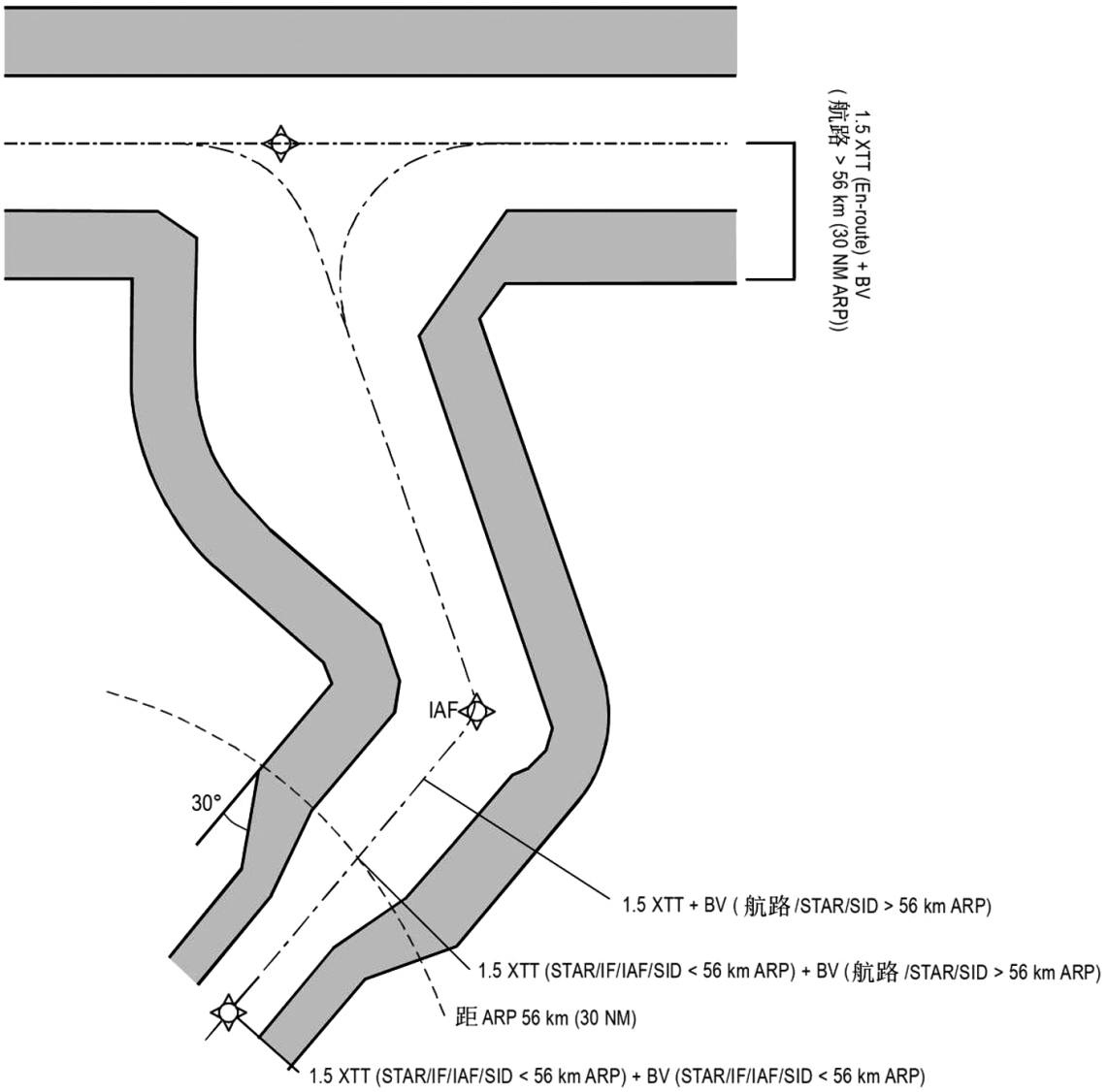
见第 2 篇第 2 章“转弯保护和障碍物评估”。

2.5 转弯复飞

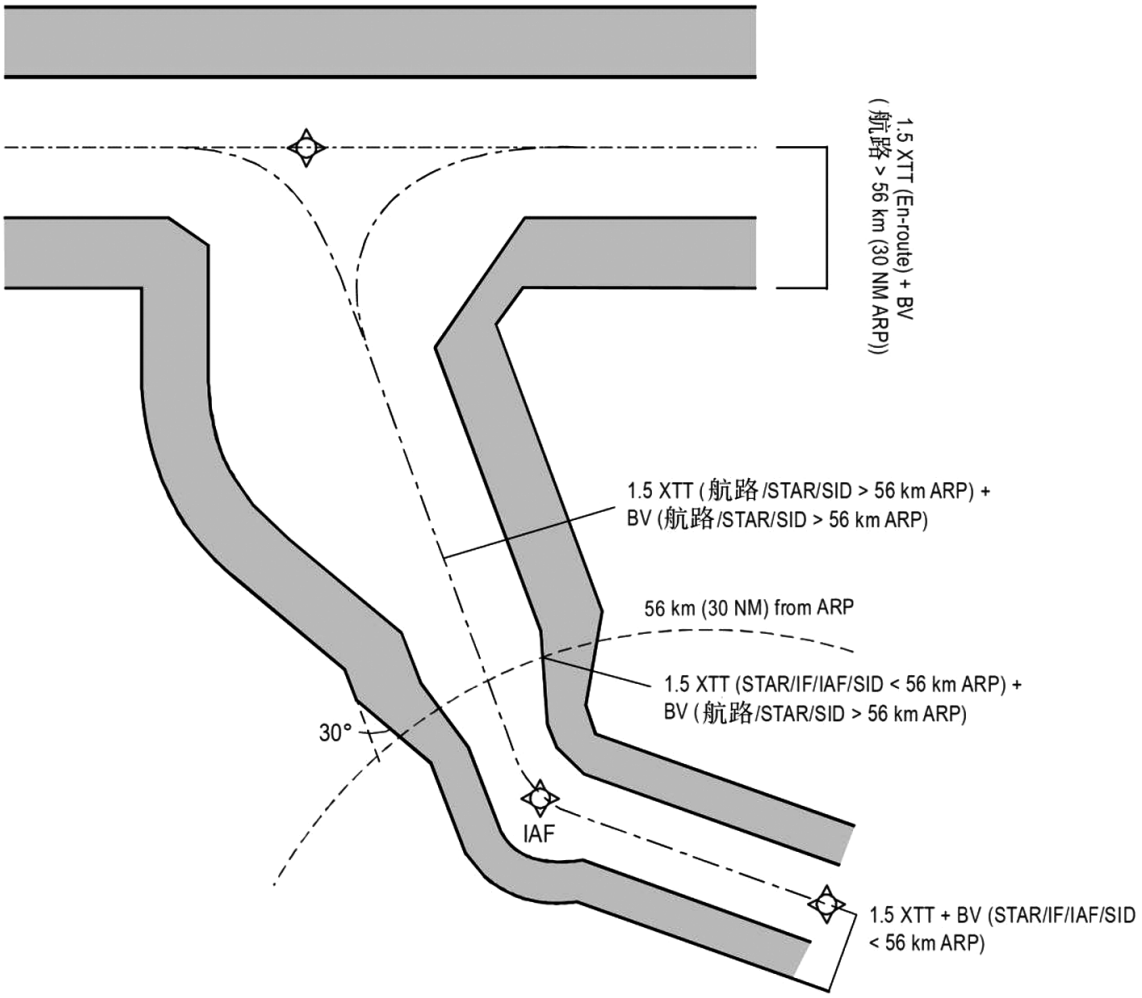
第Ⅰ部分第 4 篇第 6 章 6.4.2“概述”和 6.4.3“转弯参数”中的一般准则适用。也可以参见 6.4.6“在一个指定转弯点开始转弯”和 6.4.7“指定在 MAPt 转弯”。对于转弯保护和障碍物评估，见第 2 篇第 2 章“转弯保护和障碍物评估”。对于 GNSS 接收机在 MAPt 后不能提供连续航迹引导的复飞程序，仅能使用 DF 航段来设计复飞程序的最初航段。

2.6 复飞航段终点

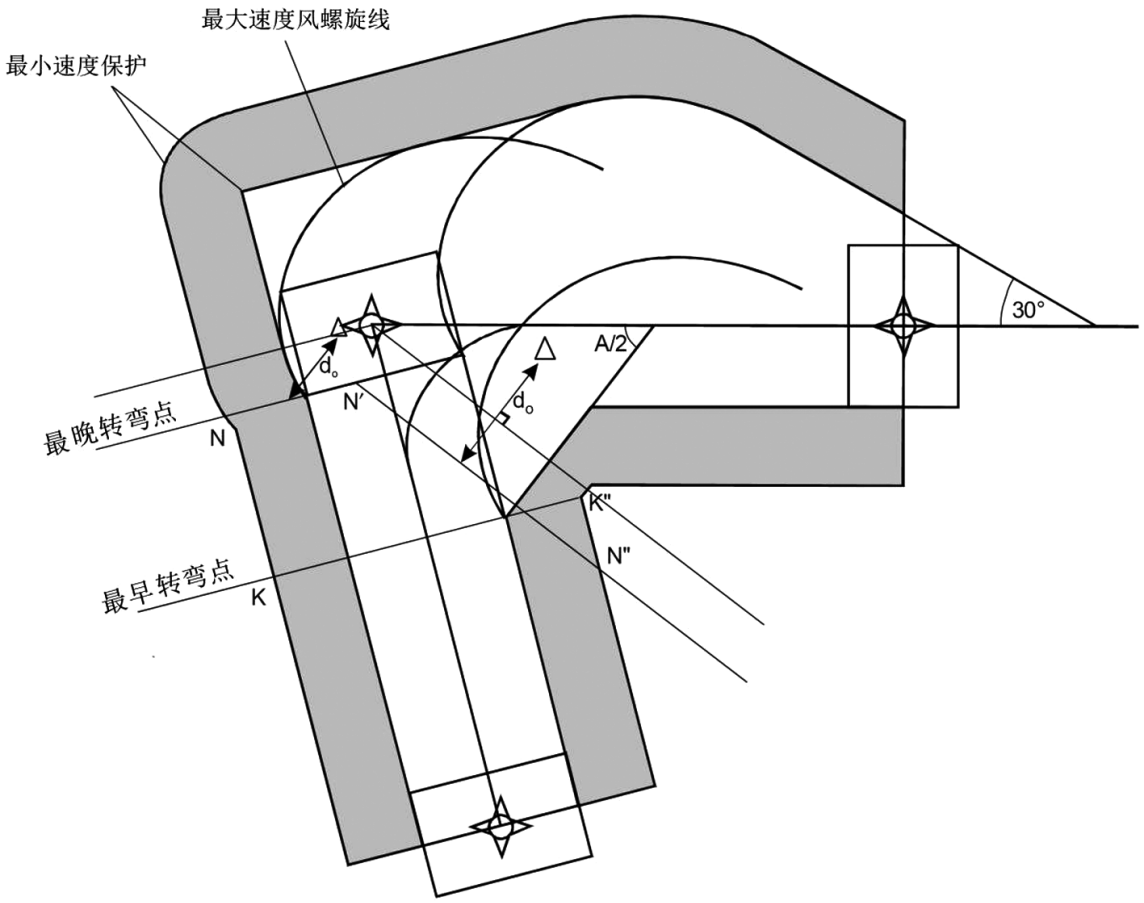
确定为复飞航段结束的航路点应该位于航空器按各航段规定的最小梯度爬升，到达航路或等待最低高度的位置。



图Ⅲ-3-2-1　进场——IAF 大于或等于 56 km（30 NM）ARP



图Ⅲ-3-2-2　进场——IAF 小于 56 km（30 NM）ARP



图Ⅲ-3-2-3　在旁切航路点转弯

3　非精密进近程序

3.1　总则

3.1.1　适用范围

3.1.1.1　本章描述 RNP APCH 程序的非精密进近准则。

3.1.1.2　第Ⅰ部分第 3 篇和第Ⅲ部分第 1 篇和第 2 篇的一般准则经本章准则补充或修订后适用。

3.2　最后进近航段

3.2.1　最后进近的对正

最后进近航迹应该与跑道中线对正，如不可能，适用第Ⅰ部分第 4 篇第 5 章 5.2“对正”中的准则。

3.2.2　最后进近长度

最佳长度为 9.3 km（5.0 NM）［H 类，3.7 km（2.0 NM）］，但通常不应该超过 18.5 km（10.0 NM）。最后航段的最小长度及 FAF 与跑道入口之间的距离不得小于 5.6 km（3.0 NM），H 类除外。

3.2.3　最后进近保护区宽度

3.2.3.1　副区原则适用。

3.2.3.2　最后进近航段保护区的获得是来源于公布在 MAPt 处的保护区半宽和第Ⅲ部分第 1 篇第 1 章 1.5.3 详述的衔接方法。

3.2.3.3　对于保护区宽度，见第Ⅲ部分第 1 篇第 2 章“GNSS RNAV”。

3.2.3.4　障碍物位于最后进近航段超出 FAF/FAP 位置，和在 FAF 之前转弯的描述扩展区内，在中间进近航段保护区内和直线最后进近航段保护区外，在最后进近的障碍物超障计算中不用考虑（见图Ⅲ-3-3-5 和图Ⅲ-3-3-6）。

3.2.4　超障余度

主区最低超障余度为75 m（246 ft）。

3.2.5 下降梯度

第Ⅰ部分第4篇第5章5.3“下降梯度”的一般准则适用。

3.3 起始和中间复飞阶段

一般准则按本节修订后适用。

3.3.1 复飞点（MAPt）

复飞点（MAPt）应该定义为飞越航路点。

3.3.2 MAPt的位置

对于对正跑道的进近，复飞点应该位于跑道入口或跑道入口之前。当最后航段没有对正跑道中心线，最佳位置在最后进近航道与跑道中心延长线的交点处（见图Ⅲ-3-3-1）。如有必要，可以将MAPt从跑道入口向FAF方向移动，前提是OCA/H应该不低于5.2%（3°）标称下降梯度上或公布的更陡下降梯度上MAPt所在位置的高度/高。为满足这个条件，可能需要增加OCA/H。

3.3.3 复飞保护区长度

MAPt和MATF或MAHF之间的最短航段长度，见表Ⅲ-2-1-4或表Ⅲ-2-1-10。

3.3.4 复飞保护区宽度

3.3.4.1 复飞最早点（MAPt）由MAPt处的ATT值决定。ATT值见第1篇第2章2.2的GNSS。

3.3.4.2 保护区从该点开始向复飞航迹两侧扩展15°，直至达到MATF最早处的保护区宽度（主区加副区）。见图Ⅲ-3-3-2和图Ⅲ-3-3-3。

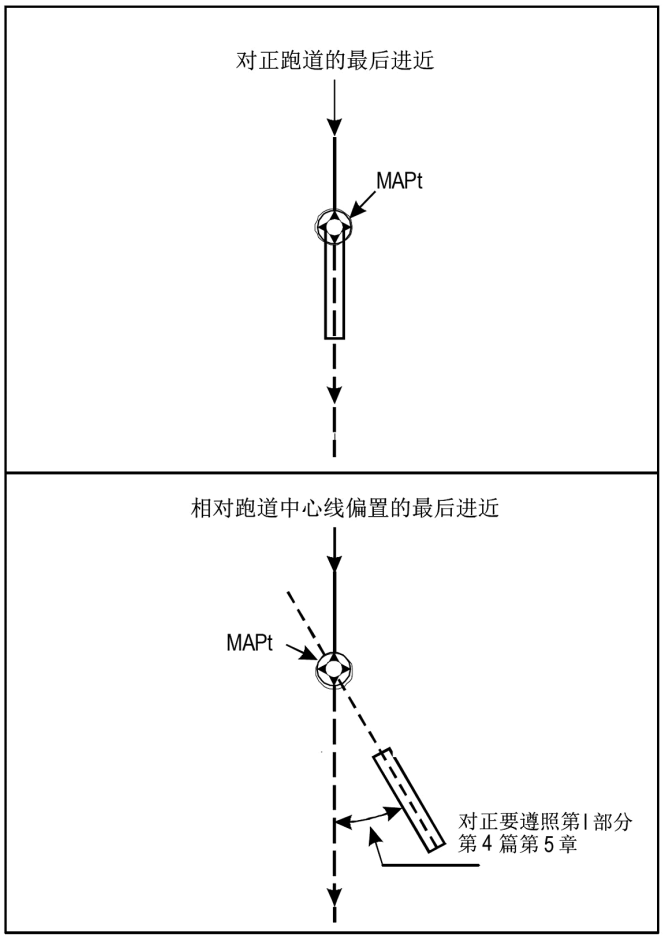
3.3.5 SBAS复飞保护区宽度

3.3.5.1 直线复飞

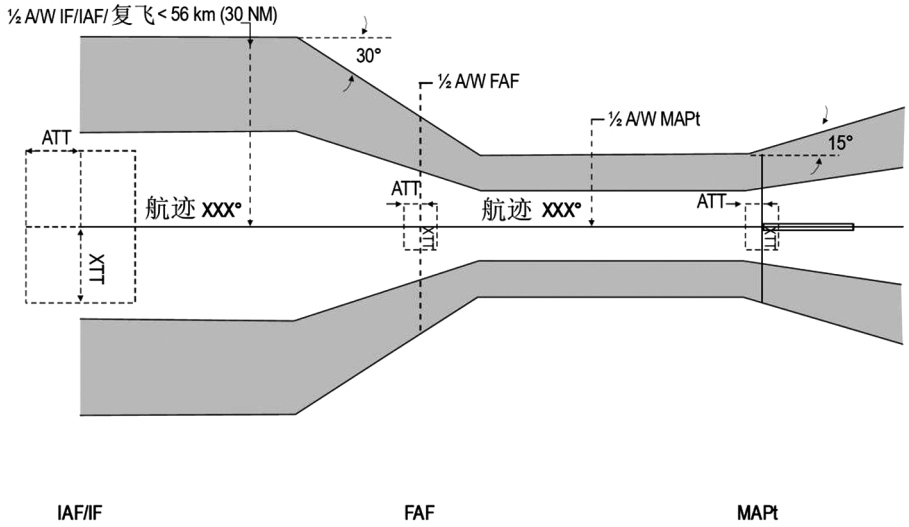
在从MAPt至转弯复飞转弯最早点的直线航段上，系统仍然处在NPA模式。因此保护区半宽等于1.76 km（0.95 NM），沿航迹容差为 ±0.44 km（0.24 NM）直至转弯起始点。副区原则适用。见图Ⅲ-3-3-4。

3.3.5.2 转弯复飞

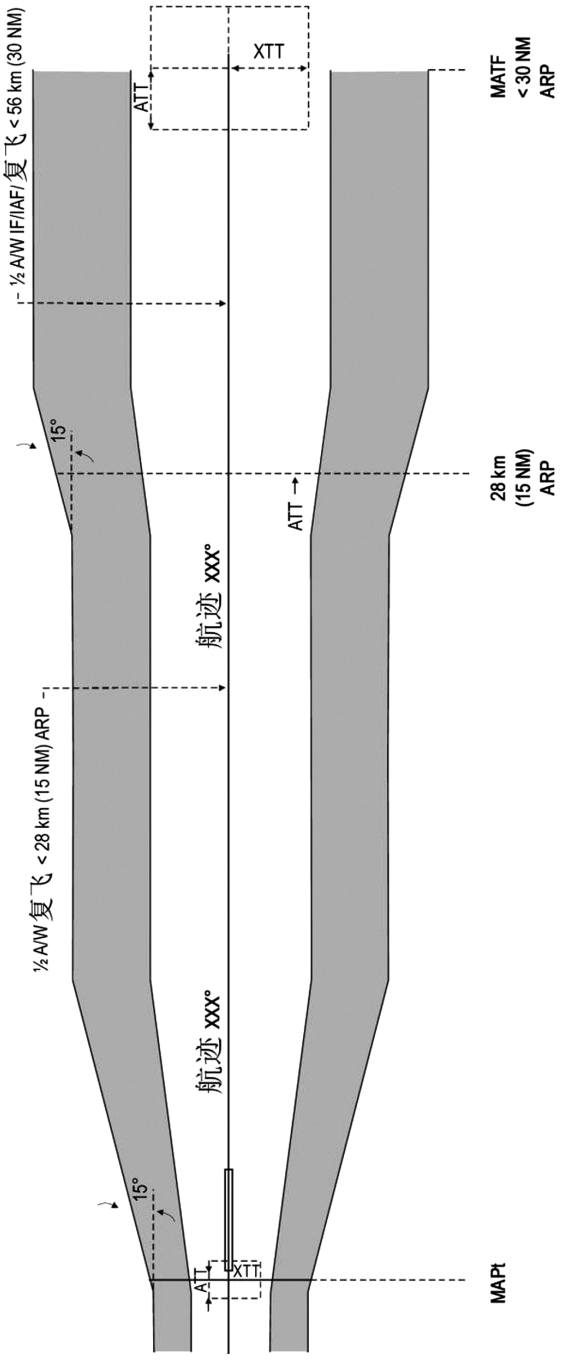
在转弯复飞的转弯最早点，系统转换至终端模式。因此，后续航段保护区半宽等于3.7 km（2.0 NM）［直升机，3.42 km（1.85 NM）］直至距离ARP 15 NM，并且其后直至距离ARP 30 NM为4.63 km（2.5 NM）［直升机，4.07 NM（2.20 NM）］。



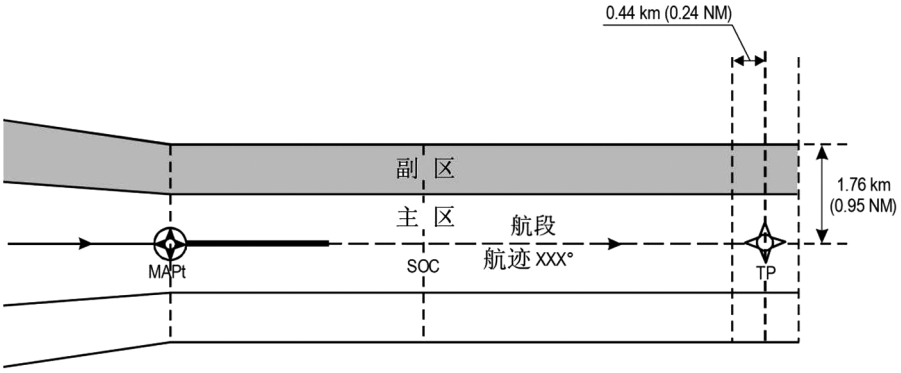
图Ⅲ-3-3-1　MAPt 的位置



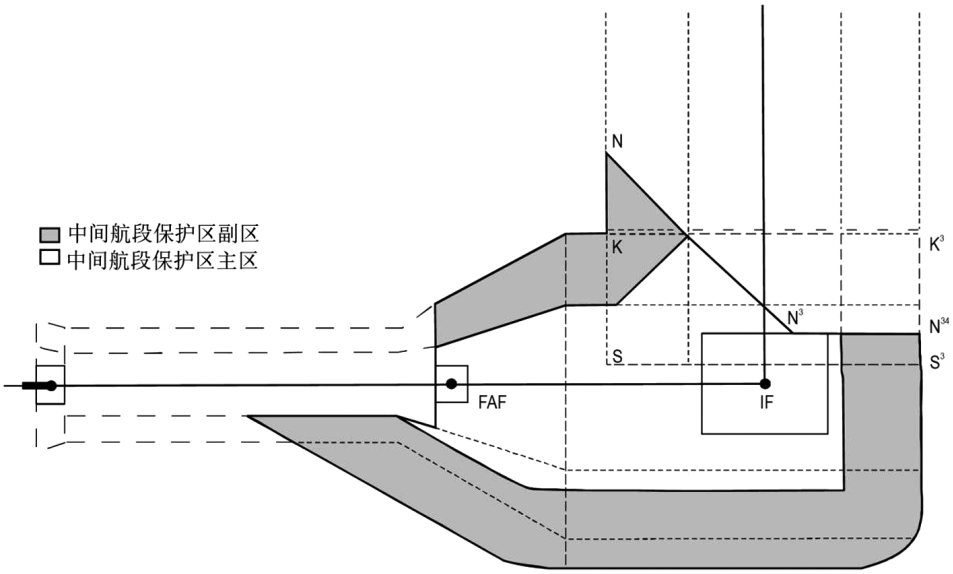
图Ⅲ-3-3-2　RNP APCH 保护区



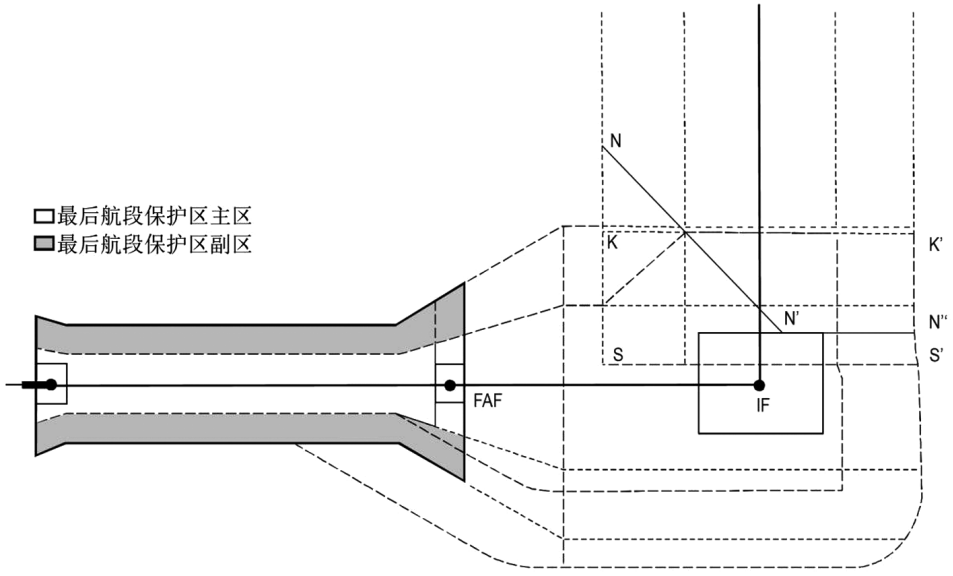
图Ⅲ-3-3-3　RNP APCH复飞保护区



图Ⅲ-3-3-4　SBAS 的直线复飞航段



图Ⅲ-3-3-5　中间进近航段保护区



图Ⅲ-3-3-6　最后进近航段保护区

4 APV/气压垂直导航（BARO-VNAV）

注1：本章节的应用是基于航空器能够满足基于性能导航（PBN）手册第Ⅱ卷附件A（Doc 9613）中的相关准则。

注2：本章中与超障面相关的距离和高均使用国际标准单位SI。距离和高均从入口量起（入口之前/上为正，入口之后/下为负）。如要求使用非国际标准单位，必须进行适当的转换。

4.1 总则

4.1.1 本节描述APV/Baro-VNAV程序垂直部分的准则，一般准则和第1、2和3篇，经本节准则补充或修订后适用。

4.1.2 Baro-VNAV进近程序分类属于支持A类3D进近运行的APV程序。它使用DA/H而不是MDA/H，并且既没有FAF识别，也没有复飞点（MAPt）识别。它们使用与ILS相似的障碍物评价面，但是基于特定的水平引导。

4.1.3 Baro-VNAV程序与只有LNAV的程序一起使用。在只有LNAV的程序中，应该使用FAF和MAPt来确定水平保护区，以支持水平引导，但它们不用于垂直导航功能。

注：与水平导航性能（LNAV）相关的准则，基于第3章中RNP APCH中详细准则。

4.1.4 Baro-VNAV程序不得使用远程高度表拨正值。

注：远程高度表拨正值可以标识在与只有LNAV程序相关的航图中。

4.2 标准条件

4.2.1 垂直航径角度（VPA）

4.2.1.1 实效VPA与温度和机场标高相关，它与公布的VPA会有所不同。最佳的VPA是3°。公布的VPA应该在给定机场标高和盛行温度情况下，整个一年中的实效VPA能尽可能地接近3°。确定最佳的公布VPA，参见表Ⅲ-3-4-1。如下条件适用：

——实效 VPA 在最低的盛行温度时应该保持在等于或大于 2.5°；

——实效 VPA 在最高的盛行温度时应该保持在等于或小于 3.5°。

4.2.1.2 VPA 低于 2.5°的程序不应该公布。公布 VPA 高于 3.5°的程序是非标准程序。它应该受限于航行研究并需得到主管当局的特殊批准（见第Ⅰ部分第 4 篇第 5 章 5.3.1.2 和第 5 章附录 B）。

表Ⅲ-3-4-1 温度与机场标高对 VPA 的影响——实效 VPA vs 公布 VPA

（■=最佳；■=非标准；■=禁止）

温度（C°）	公布 VPA 2.8°			公布 VPA 3.0°			公布 VPA 3.2°		
	机场标高			机场标高			机场标高		
	MSL	3000 ft	6000 ft	MSL	3000 ft	6000 ft	MSL	3000 ft	6000 ft
50	3.14	3.21	3.28	3.37	3.44	3.51	3.59	3.67	3.75
40	3.05	3.11	3.18	3.26	3.33	3.40	3.48	3.55	3.63
30	2.95	3.01	3.07	3.16	3.22	3.29	3.37	3.44	3.51
20	2.85	2.91	2.97	3.05	3.12	3.18	3.26	3.32	3.40
10	2.75	2.81	2.87	2.95	3.01	3.07	3.14	3.21	3.28
0	2.65	2.71	2.77	2.84	2.90	2.96	3.03	3.10	3.16
−10	2.55	2.61	2.66	2.74	2.79	2.85	2.92	2.98	3.04
−20	2.46	2.51	2.56	2.63	2.69	2.74	2.81	2.87	2.93
−30	2.36	2.41	2.46	2.53	2.58	2.63	2.70	2.75	2.81
−40	2.26	2.31	2.36	2.42	2.47	2.53	2.58	2.64	2.70
−50	2.16	2.21	2.26	2.32	2.36	2.42	2.47	2.52	2.58

4.2.2 基准高应该为 15 m（50 ft）。

4.2.3 所有障碍物的高以入口标高为基准。

4.3 APV 航段

4.3.1 总则

Baro-VNAV 程序的 APV 航段包含用于着陆的最后下降航段及复飞起始和中间航段。它应该

与跑道中线延长线对正。当在物理上最后进近航段无法对正跑道中心线时见4.6。在FAF允许有最大15°的转弯。

4.3.2 APV OAS

在ISA条件下，APV OAS的起点在最后进近点（FAP），它是垂直航径与前序航段规定程序高度的交点。FAP在入口之前的距离不应该超过19 km（10 NM）。APV OAS终止于MAHF、MATF或转弯高度中的最早者。在APV OAS之后使用LNAV复飞准则。LNAV的FAF和MAPt主要用于确定保护区和各面的几何构型，也用于确定LNAV基本程序和数据库编码目的。

4.3.3 参考系

见第6章6.4.8.2“基准系”。

4.3.4 OAS的定义

4.3.4.1 OAS用于识别需要考虑的障碍物，由下列各面组成：

a）最后进近面（FAS）；

b）地面平面；和

c）复飞面（Z面）。

最后进近面以LNAV主区的边界为侧向边界，每个面都有相应的侧面。APV-OAS侧面高侧/外侧的边界，在横向上与LNAV副区的外侧边界相一致。APV-OAS侧面低侧/内侧的边界，在横向上与LNAV的主区边界相一致（见图Ⅲ-3-4-1和图Ⅲ-3-4-2）。

4.2.4.2 最后进近面（FAS）。最后进近面起始于跑道入口高度，并且位于一个点之前444 m（ATT），公布的垂直航径在该点处到达入口之上一个特定高度。该高为H_i，是一个与整个最后进近航段相关的高度值（见下面）。最后进近面延伸到与中间航段的水平OCS面相交处。该交点可能位于FAP点之前或之后。当交点位于FAP之后，中间航段的OCS在最后进近航段内继续，并成为最后航段的OCS直至与最后进近面相交。

H_i的值如下：

a）$H_0 = 75$ m，AMSL 5 000 ft以下；

b）$H_{5\,000} = 105$ m，AMSL 5 000 ft到10 000 ft之间；和

c）$H_{10\,000} = 120$ m，AMSL 10 000 ft以上。

H_i应用的详细规则，见4.3.4.2.4和4.3.4.2.5和图Ⅲ-3-4-4。

4.3.4.2.1 确定VPA可能要求一个反复的过程。最开始是基于4.2.1所选定一个VPA。设计开始实施后，使用该VPA计算OCA/H和最低可用温度。如果结果令人满意，则公布该VPA、OCA/H和最低温度。但如果不满意，则调整VPA和最低温度，直至得到最佳解决方案。

4.3.4.2.2 最低公布温度的确定。公布的最低温度取决于最小VPA（按照本章附录A进行温度校正），如下：

a）建议的最低公布温度所对应的最小 VPA 应该进行计算，如果最小 VPA 小于 2.5°，则应该增加公布的 VPA 以保证最小 VPA 等于或大于 2.5°，或则应该增加程序的最低公布温度；和

b）此前航段的长度必须重新检查，以保证其满足在切入垂直航径前的有关最短距离要求。

注 1：公布的最低温度是受天气（能见度和云底高）影响的跑道可用性与低温之间的最佳平衡。

注 2：当航空器具有航空电子设备商批准的最后进近温度补偿功能，如果最低温度不低于该设备批准的最低温度，或不低于 SBAS 航空电子设备批准执行 Baro-VNAV 程序的最低温度，则无最低温度限制。

4.3.4.2.3 最后进近侧面：最后进近侧面的低侧/内侧由 FAS 的边界来确定。高为 FAS 之上加 Hi 的最后进近侧面的外侧边界是由 LNAV 副区确定。

4.3.4.2.4 最后进近面高于 5 000 ft（见图Ⅲ-3-4-4）。当中间航段的水平 OCS 面高于 AMSL 之上 5 000 ft 时，5 000 ft 之上的 FAS 由一个修订的最后进近面来代替，其中 5 000 ft～10 000 ft 之间为 FAS′；10 000 ft 之上为 FAS″。FAS″、FAS′和 FAS 各面分别由在 10 000 ft 和 5 000 ft 处的水平面相连接。

$X_{FAS'}$和 $\tan \alpha_{FAS'}$的计算依据 4.3.4.2.5 中的公式，并且 $H_{5\,000}$值为 105 m。

$X_{FAS''}$和 $\tan \alpha_{FAS''}$的计算依据 4.3.4.2.5 中的公式，并且 $H_{10\,000}$值为 120 m。

与 FAS′相关的最后进近侧面外侧边界是由在 FAS′之上 105 m 的 LNAV 副区边界来确定。与 FAS″相关的最后进近侧面外侧边界是由在 FAS″之上 120 m 处的 LNAV 副区边界来确定。

与连接 FAS″、FAS′和 FAS 的水平面相关的侧面外侧边界分别从 120 m 降低至 105 m 和从 105 m 降低至 75 m。这导致与水平面对应的侧面是扭曲的。

4.3.4.2.5 最后进近面（FAS）角度、起点和高的计算。最后进近面的角度（α_{FAS}）可以由下式确定：

$$\tan \alpha_{FAS} = (\text{height at FAP} - \Delta h - H_i) \times \tan VPA / (\text{height at FAP} - H_i)$$

（见附录 A 和图Ⅲ-3-4-3）

最后进近面在入口高度的起点可以由下式确定：

$$X_{FAS} = [(H_i - RDH) / \tan VPA] + ATT$$

到入口距离为 x 处的最后进近面的高（h_{FAS}）可以由下式确定：

$h_{FAS} = (x - x_{FAS}) \times \tan \alpha_{FAS}$，最高至 5 000 ft，或中间航段的 OCS，取较小值。

4.3.4.2.6 FAS 标高高于 5 000 ft 和 10 000 ft，当计算 h_{FAS}得到的 FAS 的标高高于 5000 ft AMSL 时，从 x 坐标向前，75 m 的 H_0由 H_{5000}的 105 m 代替。在这种情况下，$\tan\alpha_{FAS'}$、$X_{FAS'}$和 $h_{FAS'}$应该使用 105 m（$H_{5\,000}$）重新计算。如果由 $h_{FAS'}$的得到 FAS′的标高低于 5 000 ft AMSL，则在 x 处的 FAS′的标高应该设置为 5 000 ft AMSL。如果由 $h_{FAS'}$得到的 FAS′标高高于 5 000 ft（但低于

10 000 ft AMSL），则在 x 处的 $h_{FAS'}$ 标高就是 FAS′的标高（见 4.3.4.2.4 和图Ⅲ-3-4-4）。如果使用 105 m（$H_{5\,000}$）得到的 FAS″标高高于 10 000 ft，则应重新进行相似的计算。

4.3.4.3 地面平面。地面平面是定义在入口高度的面，由在 FAS 起始处（见 4.3.4.2.5）和复飞面起始处（Xz）之间的 LNAV 主区范围所确定。地面侧面的低侧/内侧边界由 LNAV 在入口高度的主区边界确定。侧面的高侧/外侧边界由在 X_{FAS} 起点处的 LNAV 副区外侧边界（高为入口之上 Hi）和 LNAV 保护区的外侧边界确定。在入口之前 ATT 处降低到入口之上 30 m 并保持该入口之上 30 m 直至 Xz。

4.3.4.4 复飞（Z）面

4.3.4.4.1 复飞面起始于相对入口-900 m~-1 400 m 之间的入口平面。它的标称梯度为 2.5%。如果公布大于标称 2.5%的复飞爬升梯度能够获得运行上的好处，则 Z 面和相关的侧面可以调整到更高的梯度。如果公布了一个大于 2.5%复飞梯度的 OCA/H，则 2.5%复飞梯度的 OCA/H 也应该公布。Z 面由 LNAV 的主区来进行侧面界定。相关侧面的低侧/内侧边界由 LNAV 复飞主区边界和复飞（Z）面之上 30 m 的 LNAV 副区外侧边界来界定。

4.3.4.4.2 Z 面的起始处取决于航空器的类型，如下：

a）CAT A 和 B：Xz=-900 m；

b）CAT C：Xz=-1 100 m；

c）CAT D：Xz=-1 400 m。

4.3.4.4.3 当机场标高高于 900 m（2 953 ft），或公布 VPA 大于 3.2°时，Z 面（Xz）的起始处应该按照如下公式确定：

$$Xz = \min\left[4.3.4.4.2\text{ 中的列表值},\ \frac{(HL - RDH)}{\tan VPA} - \left(ATT + \frac{2 \times TAS \times \sin VPA}{\gamma \times (TAS + Vw)}\right)\right] \quad (Ⅲ-3-4-1)$$

式中：HL——高度损失；

VPA——公布 VPA；

TAS——基于机场标高处，温度为 ISA+15℃时，各种类型航空器最后进近最大速度的真空速（见表Ⅰ-4-1-1 和表Ⅰ-4-1-2）；

γ——垂直递减率［0.08g（2.56 ft/sec^2）］；

Vw——10 kt。

4.3.5 APV 航段的终止

APV 航段的结束取决于如下情况中的最早者：指定在 MAPt 转弯的 MAPt 最早点；在 MATF 的最早点；在指定高度转弯的 K-K 线；MAHF。在任何情况下，最早的转弯点都不应该位于 SOC 之前。当在 MAPt 转弯时，可能的最低 OCH 是高度损失加上 VPA′（见 4.4.1）在 MAPt 最早处的面高。

4.4 确定 APV 航段的 OCH

4.4.1 障碍物分类

4.4.1.1 需要考虑的障碍物分为进近和复飞障碍物。标准的分类方法如下：

a）进近障碍物位于最后进近航段起点与 Z 面起点之间；和

b）位于后续复飞航段的是复飞障碍物［见图Ⅲ-3-4-5 a）］。

4.4.1.2

a）位于 Z 面起始处之前的障碍物也可考虑为复飞障碍物，如果它穿透起始于 Xz，与公布的 VPA 面平行的 VPA′面，即障碍物高于［（x-Xz）tanVPA］［见图Ⅲ-3-4-5 b）］。

b）位于 Z 面起始处之前穿透 FAS 侧面，或位于地面侧面的障碍物可以被考虑为复飞障碍物，如果它们穿透了根据障碍物沿航迹距离而定义的 VPA′侧面（见图Ⅲ-3-4-6）。

——内侧边界：位于 VPA′高所在位置处 LNAV 的主区边界；

——外侧边界：LNAV 的副区外侧边界高于 VPA′30 m。

4.4.2 进近障碍物

4.4.2.1 最后进近障碍物穿透 FAS 或地面平面，则确定最后进近的 OCH 应该将与类型相关的高度损失余度加到障碍物高之上（见 4.5）。

4.4.2.2 最后进近障碍物穿透了最后进近侧面或与地面平面相关的侧面，确定最后进近的 OCH 应该将一个值加到该障碍物高之上，该值从侧面的内侧边界至侧面的外侧边界由全高度损失值减少至零。

4.4.3 复飞障碍物

4.4.3.1 对于穿透最后进近面，水平面或 Z 面的复飞障碍物，当量进近障碍物高的计算应该使用如下公式：

$$h_a = \frac{h_{ma} \times \cot Z + (X - X_Z)}{[\cot Z + \cot\theta]} \qquad (Ⅲ-3-4-2)$$

式中：h_a——当量进近障碍物高；

h_{ma}——复飞障碍物高；

cotZ——Z 面角度的余切；

cotθ——VPA 的余切；

X_Z——中间复飞面（Z）的 X 坐标；

X——障碍物距入口的距离（之前为正，之后为负）。

4.4.3.2 对于穿透侧面的复飞障碍物，当量进近障碍物高的计算应该使用如下公式：

$$h_a = \frac{h'_{ma} \times \cot Z + (X - X_Z)}{[\cot Z + \cot\theta]} \qquad (Ⅲ-3-4-3)$$

式中：h'_{ma}——穿透量加上穿透障碍物沿航迹距离处的侧面内侧边界高（见图Ⅲ-3-4-6）。

4.4.3.3 确定复飞 OCH 是将相应的高度损失加到最高的当量障碍物高上，h_a的计算参照4.4.3.1和4.4.3.2。

4.4.4 超障高

进近 OCH 是依据4.4.2和4.4.3计算确定的最后进近 OCH 值和复飞 OCH 值中的最大值。

4.5 高度损失余度

4.5.1 气压高度表的高度损失余度应该应用到所有的进近和当量进近障碍物上。详见表Ⅲ-3-4-2。

表Ⅲ-3-4-2 高度损失余量

飞机类型（V_{at}）	使用无线电高度表的余度[1]		使用气压高度表的余度	
	m	ft	m	ft
A——169 km/h（90 kt）	13	42	40	130
B——223 km/h（120 kt）	18	59	43	142
C——260 km/h（140 kt）	22	71	46	150
D——306 km/h（165 kt）	26	85	49	161

1. 无线电高度表的余度仅用于陡角度和高海拔机场的修正而不是为导出 OCH。

4.5.2 针对高海拔机场和陡角度的调整

4.5.2.1 高海拔机场。机场标高高于900 m（2 953 ft），表Ⅲ-3-4-2中的值应该调整。机场标高每300 m，表列气压高度表的数值应该增加无线电高度表余度值的2%。

4.5.2.2 陡角度进近。在特殊情况下，对于进近角度大于3.2°，下滑角度在3.2°~3.5°之间，每增加0.1°，气压高度表的数值应该增加表列无线电高度表余度值的5%。

4.5.3 航空器有非标准高度损失值的调整

表Ⅲ-3-4-2中值的计算是考虑航空器在标称进近航径上，从 OCA/H 开始使用正常的手工复飞程序。当经过充分的飞行和理论证明是可行的时，如该高度损失值对应的风险概率能达到1×10^{-5}（基于10^{-2}的复飞概率），则该表中针对特定航空器类型的值是可以调整的。

4.5.4 特定 V_{at}的余度

如果要求特定 V_{at}的高度损失/高度表余度，如下的公式适用（见表Ⅱ-1-1-4）：

余度=（0.068 V_{at}+28.3）m，其中 V_{at}的单位为 km/h；

余度=（0.125 V_{at}+28.3）m，其中 V_{at}的单位为 kt。

其中，V_{at}为入口速度，基于最大批准重量和着陆形态下失速速度的 1.3 倍。

注：该等式是假定航空器的空气动力学和动态特性与速度类型直接相关。因此，计算的高度损失/高度表余度实际上可能不适合于最大着陆重量条件下 V_{at}超过 165 kt 的小型航空器。

4.6 最后进近偏置对正的 BARO-VNAV 进近

4.6.1 偏置对正 Baro-VNAV 进近的使用

4.6.1.1 在某些情况下，会因为障碍物的问题在物理上无法将最后进近航段对正跑道中心线。最后进近航迹偏置不能当作消减噪声的手段。

最后进近航迹应该与跑道中心延长线相交。

a）角度不超过 15°；和

b）位于入口之前的距离 D 能在公布的 VPA 到达入口标高之上 75 m（246 ft）之前，提供至少 1 倍的最小稳定距离（MSD）（见图Ⅲ-3-4-7）。

4.6.1.2 最小稳定距离（MSD）是 L1 与 L2 的和，其中：

L1 是交叉点与转弯结束处之间的距离；

L2 是考虑 3 s 延迟对应的改出距离。

$L1 = r \times \tan(\theta/2)$

$L2 = 3 \times V/3\,600$

r=计算按照 15°坡度和最后进近 TAS+19 km/h（10 kt）所对应的转弯半径；

θ=转弯角度。

上面公式中，如果距离和转弯半径的单位为 NM，则 V 的单位为 kt；或

如果距离和转弯半径的单位为 km，则 V 的单位为 km/h。

4.6.1.3 通常的布局见图Ⅲ-3-4-7。

4.6.2 超障标准

在 4.1 至 4.6 中的条款适用，如下除外：

a）所有的超障面和计算都是基于一个与最后进近航迹对正的假想跑道；

b）该程序的 OCA/H 应该最少等于公布的 VPA 在交点处的高度/高加上 MSD×tanVPA（见图Ⅲ-3-4-7）。

4.7 公布

4.7.1 第Ⅰ部分第4篇第9章9.5中的一般准则适用。仪表进近图应该按照第Ⅲ部分第5篇第1章标题为“RNAV（GNSS）或RNP RWY XX”。航图的最低标准框中应该包括NPA（LNAV）和APV/Baro-VNAV（LNAV/VNAV）运行的OCA/H值。

4.7.2 OCA/H的公布应该参照第Ⅰ部分第4篇第5章5.5“公布”。

4.7.3 另外，如下内容应该予以公布：

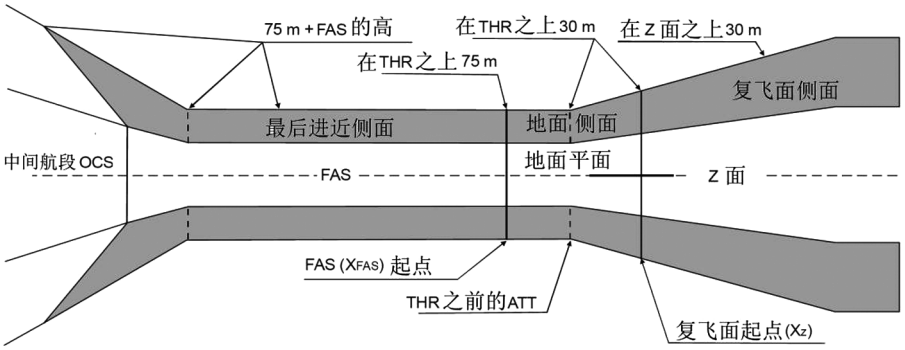
a）RDH；

b）VPA（度及百分之一度用于数据库/度及十分之一度用于航图）；

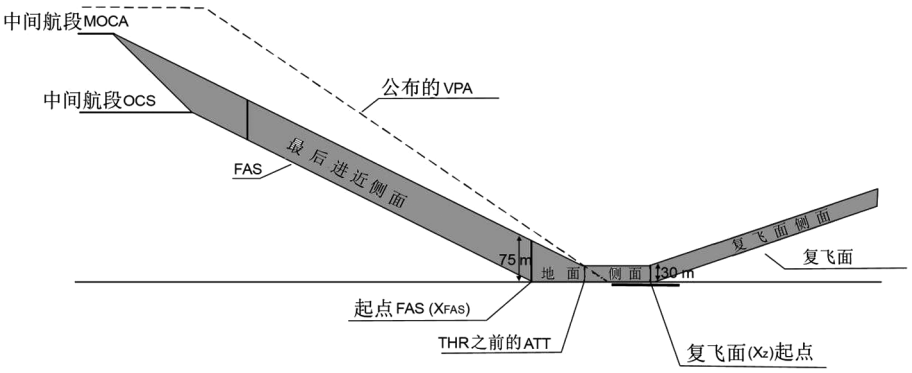
c）批准的APV/Baro-VNAV运行的最低温度；

d）实效VPA将超过3.5°的温度；

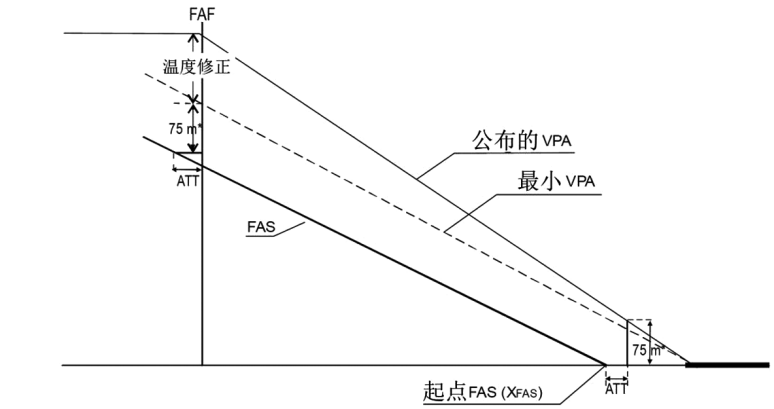
e）只用于数据库编码目的的LNAV、FAF和MAPt。



图Ⅲ-3-4-1 APV/Baro-VNAV保护区——APV OAS平面图（机场和中间段OCS位于或低于5 000 ft）

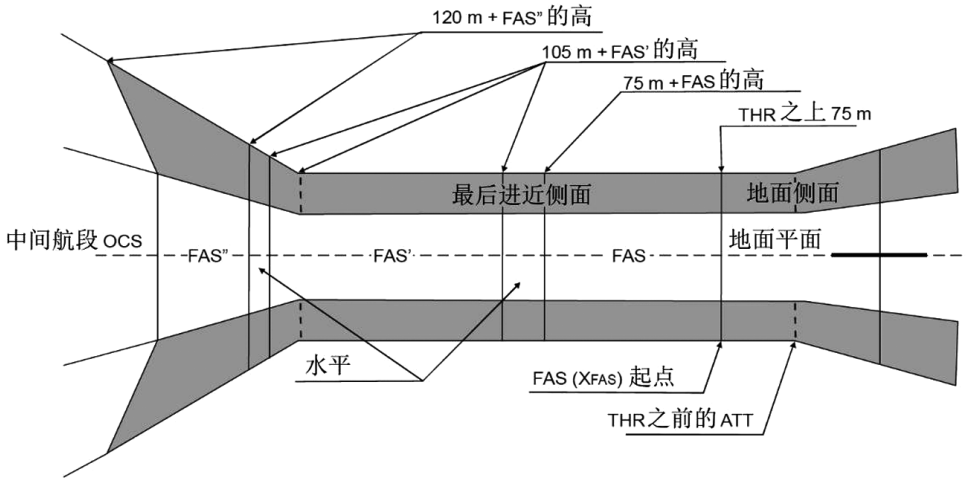


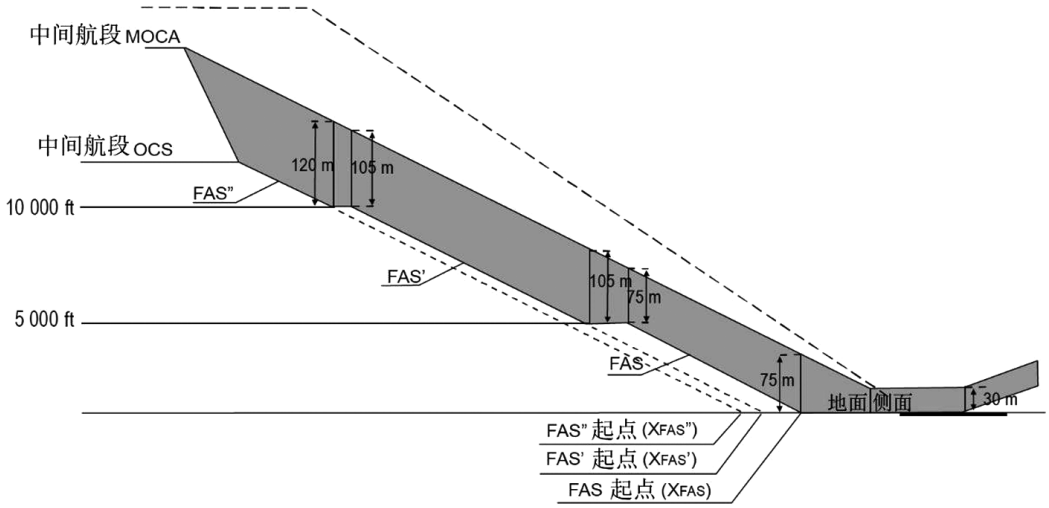
图Ⅲ-3-4-2 Baro-VNAV——剖面图（机场和中间段OCS位于或低于5 000 ft）



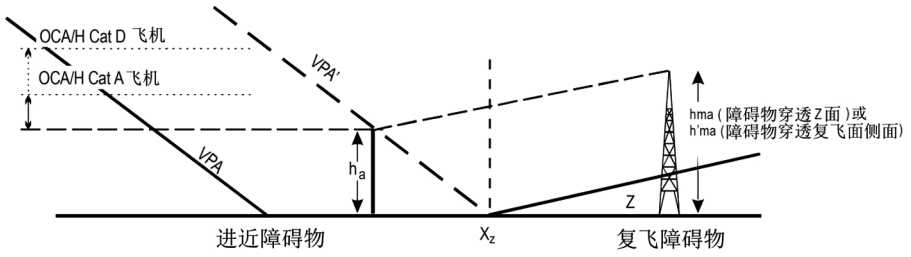
* 用105 m和120 m来替代75 m，以分别确定FAS' 和 FAS"。

图Ⅲ-3-4-3　VNAV 最后进近面和最小 VPA

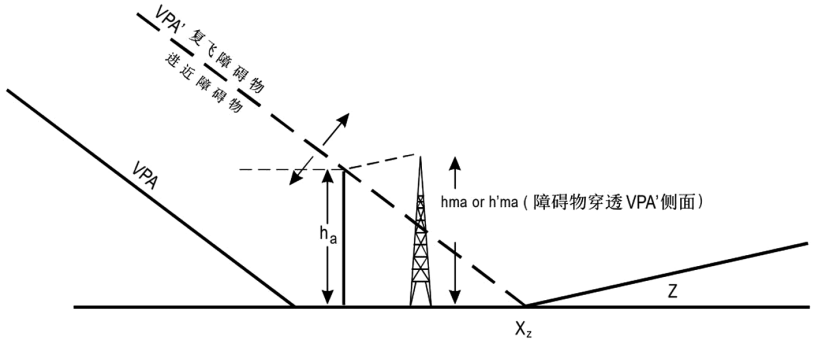




图Ⅲ-3-4-4　在 5 000 ft 以上的最后进近面

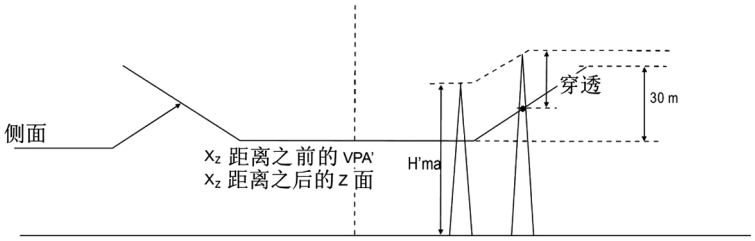


a) 复飞障碍物在 X_z 距离之后

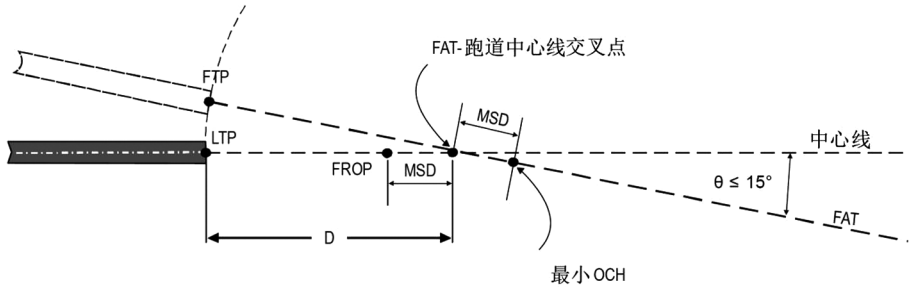


b) 复飞障碍物在 X_z 距离之前

图Ⅲ-3-4-5　a）和 b）复飞障碍物



图Ⅲ-3-4-6　复飞面侧面穿透



$$D \geq \frac{75\text{ m} - RDH}{\tan VPA} + MSD$$

$$MSD = r \times \tan(\theta/2) + 3 \times V/3\,600$$

最小 OCH = RDH + D x tanVPA + MSD x tanVPA

图Ⅲ-3-4-7　最后进近航迹对准偏置的 Baro-VNAV

4 附录 A 温度校正

A. 1. 1 温度校正的要求

当地球表面环境温度远低于标准大气预报值时，必须调整计算的最低安全高度/高。

A. 1. 2 表列校正值

对于 FAS 角的低温修正计算应从表Ⅲ-3-4 附录 A-1 至表Ⅲ-3-4 附录 A-6 中获得（见第 3 段）。

A. 1. 3 校正计算

为计算低温修正（Δh）以确定 FAS 角和实效 VPA，使用如下公式：

$$\Delta h = (-\Delta T_{STD} / L_O) \ln\left[1 + \frac{L_O h_{FAP}}{(T_O + L_O h_{THR})}\right] \qquad (Ⅲ-3-4-附录\ A-1)$$

式中：ΔT_{STD}——标准白天（ISA）温度的温度偏差；

L_O——在 ISA 第一层（海平面至对流层顶）中气压高度的温度标准递减率（-0. 0065°/m）；

h_{FAP}——FAP 处高于入口的程序高；

T_O——在海平面的标准温度（288. 15 K）；

h_{THR}——高于平均海平面的入口标高。

注：进行低温修正的计算是基于工程科学数据单位出版物《性能》第 2 卷第 770221 号中设定的非标准大气。表Ⅲ-3-4-附录 A-1 至表Ⅲ-3-4-附录 A-3 可用于验证的目的。

A. 1. 4 温度递减率假定

上面的等式是假定一个恒定的“偏离标准”温度递减率。实际递减率与纬度和每年的时间有关，可能会与假定的标准有所不同。但是在 11 000 m（36 000 ft）以内，以该计算方法得出的修正值是有效的。

表Ⅲ-3-4-附录 A-1　用于计算 FAS 角度和实效 VPA 的温度校正（m）（SI）

机场温度（℃）	入口在海平面，FAP 的高（m）								
	300	450	600	750	900	1 050	1 200	1 350	1 500
50	−37	−55	−73	−92	−110	−129	−148	−167	−185
40	−26	−39	−52	−66	−79	−92	−106	−119	−132
30	−16	−24	−31	−39	−47	−55	−63	−71	−79
20	−5	−8	−10	−13	−16	−18	−21	−24	−26
10	5	8	10	13	16	18	21	24	26
0	16	24	31	39	47	55	63	71	79
−10	26	39	52	66	79	92	106	119	132
−20	37	55	73	92	110	129	148	167	185
−30	47	71	94	118	142	166	190	214	238
−40	57	86	115	144	174	203	232	262	291
−50	68	102	136	171	205	240	274	309	344

表Ⅲ-3-4-附录 A-2　用于计算 FAS 角度和实效 VPA 的温度校正（m）（SI）

机场温度（℃）	入口在 900 m AMSL，FAP 的高（m）								
	300	450	600	750	900	1 050	1 200	1 350	1 500
50	−44	−65	−87	−109	−132	−154	−176	−198	−221
40	−33	−49	−66	−83	−99	−116	−133	−150	−167
30	−22	−33	−45	−56	−67	−79	−90	−101	−113
20	−12	−17	−23	−29	−35	−41	−47	−53	−59
10	−1	−1	−2	−2	−3	−3	−4	−4	−5
0	10	15	20	25	29	34	39	44	49
−10	20	31	41	51	62	72	83	93	104
−20	31	47	62	78	94	110	126	142	158
−30	42	63	84	105	126	147	169	190	212
−40	52	79	105	132	158	185	212	239	266
−50	63	95	127	159	191	223	255	287	320

表Ⅲ-3-4-附录 A-3　用于计算 FAS 角度和实效 VPA 的温度校正（m）（SI）

机场温度（℃）	入口在 1 800 m AMSL，FAP 的高（m）								
	300	450	600	750	900	1 050	1 200	1 350	1 500
50	−51	−76	−102	−128	−154	−180	−206	−232	−258
40	−40	−60	−80	−100	−121	−141	−162	−182	−203
30	−29	−44	−58	−73	−88	−103	−118	−132	−147
20	−18	−27	−37	−46	−55	−64	−74	−83	−92
10	−7	−11	−15	−18	−22	−26	−30	−33	−37
0	4	5	7	9	11	13	15	16	18
−10	14	22	29	36	44	51	59	66	73
−20	25	38	51	64	77	90	103	116	129
−30	36	54	73	91	110	128	147	165	184
−40	47	71	95	119	142	167	191	215	239
−50	58	87	117	146	175	205	235	265	294

表Ⅲ-3-4-附录 A-4　用于计算 FAS 角度和实效 VPA 的温度校正（ft）（Non-SI）

机场温度（℃）	入口在海平面，FAP 的高（ft）								
	1 000	1 500	2 000	2 500	3 000	3 500	4 000	4 500	5 000
50	-122	-183	-245	-306	-368	-430	-493	-555	-618
40	-87	-131	-175	-219	-263	-307	-352	-397	-441
30	-52	-78	-105	-131	-158	-184	-211	-238	-265
20	-17	-26	-35	-44	-53	-61	-70	-79	-88
10	17	26	35	44	53	61	70	79	88
0	52	78	105	131	158	184	211	238	265
-10	87	131	175	219	263	307	352	397	441
-20	122	183	245	306	368	430	493	555	618
-30	157	235	315	394	473	553	633	714	795
-40	192	288	384	481	579	676	774	872	971
-50	226	340	454	569	684	799	915	1031	1148

表Ⅲ-3-4-附录 A-5　用于计算 FAS 角度和实效 VPA 的温度校正（ft）（Non-SI）

机场温度（℃）	入口在 3 000 ft AMSL，FAP 的高（ft）								
	1 000	1 500	2 000	2 500	3 000	3 500	4 000	4 500	5 000
50	-146	-219	-292	-366	-440	-514	-589	-663	-738
40	-110	-165	-221	-277	-332	-389	-445	-501	-558
30	-74	-112	-149	-187	-225	-263	-301	-339	-378
20	-39	-58	-78	-98	-118	-137	-157	-177	-197
10	-3	-5	-7	-8	-10	-12	-14	-15	-17
0	32	48	65	81	97	114	130	147	163
-10	68	102	136	170	205	239	274	309	344
-20	103	155	207	260	312	365	418	471	524
-30	139	209	279	349	420	490	562	633	704
-40	174	262	350	438	527	616	705	795	885
-50	210	316	421	528	635	742	849	957	1065

表Ⅲ-3-4-附录 A-6　用于计算 FAS 角度和实效 VPA 的温度校正（ft）（Non-SI）

机场温度（℃）	入口在 6 000 ft AMSL，FAP 的高（ft）								
	1 000	1 500	2 000	2 500	3 000	3 500	4 000	4 500	5 000
50	-170	-256	-342	-428	-515	-602	-689	-776	-864
40	-134	-201	-269	-337	-405	-473	-542	-611	-680
30	-98	-147	-196	-246	-295	-345	-395	-445	-496
20	-61	-92	-123	-154	-185	-217	-248	-280	-311
10	-25	-38	-50	-63	-76	-88	-101	-114	-127
0	11	17	23	28	34	40	46	52	57
-10	48	72	96	120	144	168	193	217	242
-20	84	126	169	211	254	297	340	383	426
-30	120	181	241	302	364	425	486	548	610
-40	157	235	314	394	473	553	633	714	795
-50	193	290	387	485	583	681	780	879	979

4 附录B 计算用空间内四个点确定的平面的高的算法

在处于入口平面上的FAS起点（X_{FAS}）和THR之前的ATT之间，OAS侧面上位置点（X，Y）的高（Z）可用该面上的四个顶点（X1，Y1，Z1）、（X2，Y2，Z2）、（X3，Y3，Z3）、（X4，Y4，Z4）进行计算，计算公式如下（见图Ⅲ-3-4-附录B-1）：

计算（X，Y）处的Z：

X5=X

Y5=Y1+（Y2-Y1）×［（X1-X）/（X1-X2）］

Z5=Z1+（Z2-Z1）×［（X1-X）/（X1-X2）］

X6=X

Y6=Y3+（Y4-Y3）×［（X3-X）/（X3-X4）］

Z6=Z3+（Z4-Z3）×［（X3-X）/（X3-X4）］

最后，计算要求的高Z如下：

Z=Z5+（Z6-Z5）×［（Y-Y5）/（Y6-Y5）］

顶点的定义：

X1=X3=X_{FAS}

X2=X4=ATT

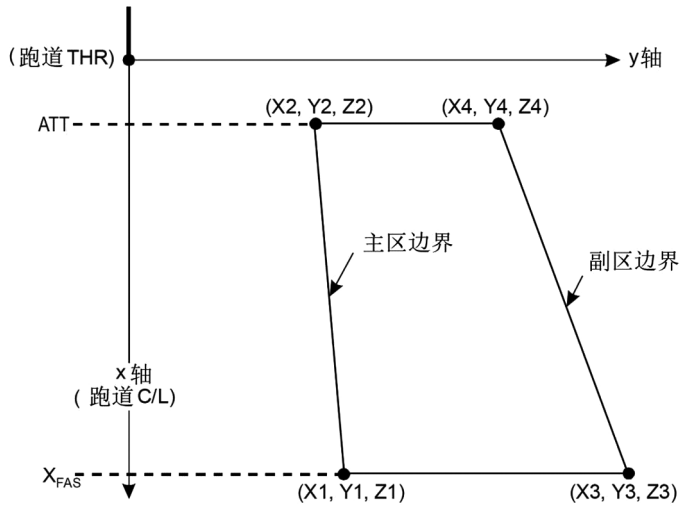
Y1和Y2=分别是主区边界在X_{FAS}和ATT的距离；

Y3和Y4=分别是副区边界在X_{FAS}和ATT的距离。

Z1=Z2=0

Z3=H_i

Z4=30 m


（跑道 THR)
y轴
ATT
(X2, Y2, Z2)
(X4, Y4, Z4)
主区边界
副区边界
x 轴
(跑道 C/L)
X_{FAS}
(X1, Y1, Z1)
(X3, Y3, Z3)

图Ⅲ-3-4-附录 B-1

5 SBAS非精密进近，APV Ⅰ和CAT Ⅰ类精密进近程序

5.1 总则

5.1.1 程序设计

本章描述NPA、APV Ⅰ和PA CAT Ⅰ程序航段的SBAS准则，这受限于SBAS系统的性能。本章中的SBAS OAS面同时是指SBAS APV Ⅰ OAS和SBAS CAT Ⅰ OAS。APV Ⅰ或CAT Ⅰ的航段包括最后进近、复飞航段的起始和中间阶段。其他的飞行阶段是为通用特征，列在第Ⅲ部分第3篇第1章和第2章中。

注：SBAS CAT Ⅰ的设计可以使用ILS CAT Ⅰ的CRM和/或ILS CAT Ⅰ的OAS。SBAS CAT Ⅰ的GNSS要求可以在附件10第Ⅰ卷附件D的3.3.6到3.3.13中找到。

5.1.2 标准条件

下表包含程序设计假定的标准条件。根据实际情况进行调整的条款已经制定。当与标准条件相比当前条件不利时必须进行修正，也可以根据规则选择修正或不修正。

a）航空器最大尺寸假设如下。

航空器类型	翼展	机轮飞行航径与 导航中心间的垂直距离
H	30	3
A，B	60	6
C，D	65	7
D_L	80	8

注1：必要时，D_L类航空器的OCA/H应该予以公布。

注2：表中的尺寸已涵盖当前的航空器类别。选择这些是为了便于计算和公布与航空器类别相关的最低标准。这些尺寸不适用于ICAO其他文件中除OCA/H计算之外的其他用途。

注3：现有的E类航空器不属于常规的民用运输机，其尺寸不必与最大着陆重量下的V_{at}相关联，因此，此类航空器应该予以区别对待。

b）复飞爬升梯度 2.5%。

c）下滑航径角：

1）最小/最佳：3.0°；

2）最大：3.5°。

d）基准高 15 m（50 ft）。

e）所有障碍物的高是以跑道入口标高为基准。

5.1.3 超障高度/高

本章中的 SBAS 准则可以用于计算各类航空器的 OCA/H。

OCA/H 确保从最后进近航段起点至复飞中间阶段终点的安全超障。

注：该 OCA/H 只是附件 6 中确定决断高时需要考虑的因素之一。

5.2 起始进近航段

见第 2 章 2.3.1.1“起始进近对正”。

5.3 中间进近航段

5.3.1 总则。在中间进近航段，任何传感器都可以使用。但是在 FAF 点之前 3.7 km（2.0 NM）应该转换为 SBAS 导航。

5.3.2 对正。SBAS 程序的中间进近航段应该对正最后进近航段。

5.3.3 保护区宽度。总的保护区宽度见第 2 章 2.4.3“中间航段”。从距 FAF 3.7 km（2.0 NM）起，保护区均匀减小至与 FAF 处 SBAS APV Ⅰ和 CAT Ⅰ OAS X 面之间的水平距离相同。副区宽度在最后进近面的衔接处减小至零［见图Ⅲ-3-5-1 a）、图Ⅲ-3-5-1 c）和图Ⅲ-3-5-1 d）］。

注：依据最后进近航段的长度，SBAS APV Ⅰ和 CAT Ⅰ OAS X 面的宽度在最后进近定位点可以小于 1.9 NM。在这种情况下，为了给较早开始复飞的航空器提供保护，应该考虑在最后进近定位点的中间进近航段的保护区宽度为 3.52 km（1.90 NM）［直升机，2.96 km（1.60 NM）］值［见图Ⅲ-3-5-1 b）］。

5.4 APV Ⅰ或 CAT Ⅰ类航段

5.4.1 总则。APV Ⅰ或 CAT Ⅰ类航段应该对正跑道中心线，包含最后进近、复飞起始和中间

航段。

5.4.2 起始。APV Ⅰ或CAT Ⅰ类航段开始于最后进近点（垂直航径与此前航段规定的最低高度的交点）。出于导航数据库编码目的，位于FAP的航路点不应该视为下降定位点。SBAS OAS面延伸至中间进近航段，但不应该超出该航段（见图Ⅲ-3-5-2）。

注：确定FAP至跑道入口距离的指导材料，见第Ⅱ部分第1篇第1章附录C。

5.4.3 复飞点。复飞点由标称垂直航径与决断高度/高（DA/H）的交点确定。DA/H应该设置在OCA/H或更高，其确定详述在5.4.5和5.5中。

5.4.4 终止。APV Ⅰ或CAT Ⅰ类航段终止于复飞最后阶段开始的点，或者复飞进近爬升Z面达到半宽1.76 km（0.95 NM）［直升机，1.48 km（0.8 NM）］的位置，采用最先达到者。

5.4.5 SBAS APV Ⅰ或CAT Ⅰ类航段的超障余度

5.4.5.1 总则。OCA/H的计算方法中涉及一组障碍物评估面（SBAS APV Ⅰ OAS或SBAS CAT Ⅰ OAS）。如果SBAS APV Ⅰ和CAT Ⅰ OAS面没有被穿透，则OCA/H仍由各类型航空器的余度确定。但如果SBAS APV Ⅰ OAS面被穿透，则在各类型航空器余度上加上最高进近障碍物，或穿透复飞面的最高障碍物的修正高，两者中较大值。该值为OCA/H。

5.4.5.2 SBAS OAS的尺寸与进近几何布局（GARP/THR距离，GP，RDH）以及SBAS的运行种类（APV Ⅰ类或CAT Ⅰ类）相关。穿透SBAS OAS面的障碍物分为进近障碍物和复飞障碍物两类。在确定最高进近障碍物的高或穿透复飞面的最高障碍物的修正高（见5.4.5.9.2）后，加上各类型航空器余度就得到OCA/H。因此，可以为实施SBAS运行的特定机场公布一个各型飞机的OCA/H数值表。

注：在现阶段，SBAS APV Ⅰ OAS是计算APV航段OCA/H的唯一可用方法，对此类运行的碰撞风险模型（CRM）仍有待制定。可以使用ILS CAT Ⅰ的CRM来计算SBAS CAT Ⅰ的OCA/H。

5.4.5.3 各个面的定义。SBAS APV Ⅰ OAS包括最多7个倾斜平面（以字母W、W′、X、Y和Z表示），这些平面对称地分布在APV Ⅰ或CAT Ⅰ航段航迹周围，水平面包含跑道入口（见图Ⅲ-3-5-2）。SBAS CAT Ⅰ的OAS面由如下几个斜面构成：W、X、Y和Z面。它们与ILS CAT Ⅰ的OAS面相同。各斜面的几何构型由4个简单的线性方程精确确定：$z=Ax+By+C$。在这些等式中，x和y是位置坐标，z是该位置的面高。每个面的常数A、B和C由PANS-OPS OAS软件（见http：//www.icao.int/safety/AirNavigation/OPS/Pages/PANS-OPS-OAS-Software.aspx）得出，根据GARP/THR距离的运行范围和GP。APV Ⅰ和CAT Ⅰ使用单独的常数组。SBAS CAT Ⅰ OAS应该使用ILS CAT Ⅰ OAS的常数。这些常数可以进行修正，以考虑下述问题：

a）复飞爬升梯度；

b）特定航空器的尺寸；和

c）高于标称值之上的 RDH 高。

SBAS OAS Y 和 Z 面的侧面由一个保护区半宽 1.76 km（0.95 NM）［直升机，1.48 km（0.8 NM）］的区域进行限制（见图Ⅲ-3-5-2）。

5.4.5.4 坐标系。障碍物的位置用原点位于跑道入口处的常规 x、y、z 坐标系确定（见图Ⅲ-3-5-3）。x 轴平行于精密航段的航迹，入口之前距离为正，入口之后距离为负。y 轴垂直于 x 轴，见图Ⅲ-3-5-3，但在所有与 SBAS OAS 有关的计算中，y 坐标都计为正值。所有与 SBAS OAS 面有关的距离均使用米制单位。z 轴垂直向上，入口以上的高为正值。

5.4.5.5 SBAS OAS 常数——规范：对于 SBAS 程序，每一斜面的 A、B 和 C 常数得自于 PANS-OPS OAS 软件。PANS-OPS OAS 软件给出 GP 角度在 2.5°~3.5°之间，以 0.1°为步长的系数，以及 GARP——跑道入口距离在 2 000 m 和 4 500 m 之间的系数。PANS-OPS OAS 软件计算结果示例，见图Ⅲ-3-5-4。

5.4.5.6 SBAS APV Ⅰ OAS 高度的计算。计算位置 x′、y′的任何倾斜面的高 z，首先使用 PANS-OPS OAS 软件以获得相应的常数，并将这些常数代入公式 $z=Ax'+By'+C$。如果障碍物之上是哪个 SBAS APV Ⅰ OAS 不明显，则对其他斜面重复该计算。SBAS APV Ⅰ OAS 的高是 X、Y、Z 面高中的最大值，是 W-W′面高中的最小值（如果各面高的值均为负则为零）。SBAS CAT Ⅰ的 OAS 高使用 ILS Cat Ⅰ的 OAS 常数，采用相同的方法计算。

对于 APV Ⅰ OAS，如果 W 和 W′面相交，则 W-W′面选取两面中较低的一个，即 OAS 高 = 最大［ZX；ZY；ZZ；最小 ZW；ZW′］

其中，ZX、ZY、ZZ、ZW 和 ZW′分别为 X、Y、Z、W 和 W′面的高。

注：PANS-OPS OAS 软件还包含一个 OCH 计算器，可以显示 SBAS OAS 面在任一个 X、Y 位置之上的 Z 高度。它包括所有针对 APV Ⅰ或 CAT Ⅰ进近的几何构型、航空器尺寸、复飞爬升梯度和 RDH 的调整。

5.4.5.7 SBAS OAS 模板结构。模板或按制图比例绘制的 SBAS OAS 面的平面图，有时会用于帮助识别障碍物以便进行详细检查（见图Ⅲ-3-5-5）。PANS-OPS 软件中的 SBAS OAS 数据包含各斜面与入口平面以及与距最后进近航迹侧向 1.9 km（1.0 NM）的交点坐标（见图Ⅲ-3-5-5）。与入口平面的交点标记为 C、D 和 E。

5.4.5.8 SBAS OAS 常数的调整。根据特定航空器的尺寸和在 RDH 不是 15 m 时对 SBAS OAS 常数的调整，适用第Ⅱ部分第 1 篇第 1 章 1.4.8.7“OAS 常数调整”。

5.4.5.9 OCA/H 的确定

5.4.5.9.1 总则。在确定 OCA/H 时，所有穿透各类 SBAS 所应用的 SBAS OAS 面的障碍物都应该考虑。每种运行种类所应用的面为：

A 类，3D 运行：SBAS APV Ⅰ OAS。

B类，3D运行：SBAS CAT Ⅰ OAS。

5.4.5.9.2 确定进近障碍物和复飞障碍物。由5.4.5.9.1确定的需要考虑的障碍物分为进近障碍物和复飞障碍物。最简便的是按区域来划分：在FAP和入口后的X_E范围之间的为进近障碍物，APV Ⅰ或CAT Ⅰ航段其余部分内的为复飞障碍物（见表Ⅲ-3-5-6）。但是，在有些情况下，这可能会为某些复飞障碍物付出过高的代价。因此，根据有关当局要求，可以规定一个平行于GP面，从$-X_E$开始的平面（见表Ⅲ-3-5-7），所有高于这个平面的障碍物为复飞障碍物，即高于［（$X+X_E$）tanθ］的障碍物。

5.4.5.9.3 OCA/H的计算。根据上述方法区分进近障碍物和复飞障碍物后，OCA/H由下面的方法确定：

a）确定最高进近障碍物的高；

b）根据下列公式，将所有复飞障碍物的高降低换算成进近障碍物当量高；

c）将航空器类型对应的余度（查表Ⅱ-1-1-2“高度损失余度”）加上最高进近障碍物的高（实际高或当量高）以确定OCA/H。

$$h_a = \frac{h_{ma} \times \cot Z + (X + X_E)}{\cot Z + \cot\theta} \qquad (Ⅲ-3-5-1)$$

式中：h_a——进近障碍物当量高；

H_{ma}——复飞障碍物高；

θ——GPA；

Z——复飞面角度；

X——相对于跑道入口的障碍物距离（入口后为负）；

X_E——900+（38/tanθ）APV Ⅰ类；

H类，X_E——700+（38/tanθ）APV Ⅰ类X和X_E。

注：对于SBAS CAT Ⅰ类运行，OCA/H的计算可以使用ILS CAT Ⅰ的OCA/H计算。

5.4.5.9.4 高海拔机场标高和大下滑角度调整

5.4.5.9.4.1 高度损失（HL）/高度表余度。应该对表Ⅱ-1-1-2中的余度做如下调整：

a）对于标高超过900 m（2 953 ft）的机场，机场标高每增加300 m（984 ft）则应该增加表列无线电高度表余度量的2%；和

b）特殊情况下，下滑道角大于3.2°时，下滑道角度在3.2°和3.5°之间每增加0.1°，则应该增加表列无线电高度表余度量的5%。

5.4.5.9.4.2 大下滑角。各程序中如果下滑道大于3.5°或任一角度标称下降率（该航空器类型的V_{at}乘以下滑道角的正弦）超过5 m/s（1 000 ft/min）时，对于固定翼航空器而言，这些程序为非标准程序。它们需要：

a）增加高度损失余度（根据航空器类型而定）；

b）调整复飞面起点；

c）调整 SBAS APV Ⅰ OAS W 和 W′面的斜率，或对于 SBAS CAT Ⅰ的 OAS，调整 W 面；

d）重新测量障碍物；和

e）采用相关运行限制。

这类程序通常局限于特殊批准的营运人和航空器，并有相关的航空器和机组限制。对于固定翼航空器而言，它们不能用作消减噪声程序的手段。

5.4.5.9.4.3 附录说明下滑道角度大至 6.3°（11%）的程序设计变更和相关运行/审定的考虑。

5.5 复飞航段

5.5.1 总则

5.5.1.1 复飞最后阶段基于一般准则的那些部分（见第Ⅰ部分第 4 篇第 6 章）进行了某些修改，以适用于不同的 APV Ⅰ或 CAT Ⅰ类航段的保护区和面，而且该航段的 OCA/H 可能因航空器类型而有所变化。

5.5.1.2 在超障余度的计算中，用于计算距离和梯度的参数是“起始爬升点”（SOC）。SOC 是由 GP′达到 OCA/H-HL 时的高和距离确定（OCA/H 和 HL 都对应相同类型航空器）。

5.5.1.3 如果最后复飞航段障碍物导致 APV Ⅰ或 CAT Ⅰ航段计算的 OCA/H 有任何增加，则可以指定一个更高的复飞面（Z）梯度，这样能在一个指定的较低的 OCA/H 上为这些障碍物提供超障余度（见第Ⅰ部分第 4 篇第 6 章 6.2.2.2）。

5.5.2 直线复飞

5.5.2.1 APV Ⅰ或 CAT Ⅰ航段的终止。APV Ⅰ或 CAT Ⅰ航段终止于 Z 面达到 1.76 km（0.95 NM）半宽时［直升机，1.48 km（0.8 NM）］的距离。对于最后复飞的直线部分，保护区半宽等于 1.76 km（0.95 NM）［直升机，1.48 km（0.8NM）］。不使用副区（见图Ⅲ-3-5-8）。

5.5.2.2 超障余度（见图Ⅲ-3-5-9）。最后复飞保护区内的障碍物标高/高应该低于：

$$(OCA/H_{APV} - HL) + d_O \tan Z \qquad (Ⅲ-3-5-2)$$

式中：OCA/H_{APV}和 HL 应该对同一航空器类型；

d_O——从 SOC 开始平行于直线复飞航迹量取的距离；

Z——复飞面与水平面的夹角。

如果不能满足该标准，则需要设计一个转弯以避开超高的障碍物，或者当实践证明转弯不可行时，则应该提高 OCA/H。

5.5.3 转弯复飞

5.5.3.1 总则。对于SBAS程序，复飞转弯应该确定在一个指定的TP。受限于当前SBAS接收机的能力，在一个指定的高度/高转弯，或“尽快转弯”是无法实施的。使用的标准取决于相对于跑道入口的转弯位置，APV Ⅰ或CAT Ⅰ航段的正常终止位置，准则如下：

a）APV Ⅰ或CAT Ⅰ航段外的转弯。如果转弯被定义在APV Ⅰ或CAT Ⅰ航段的正常终止位置之后，则第Ⅰ部分第4篇第6章6.4.6.4的基本准则适用，以下情况除外：

1）OCA/H由（OCA/H_{APV}-HL）代替；

2）由于OCA/H和SOC有关，利用基本准则中单独调整OCA/H或MAPt的方法都无法获得超障余度。

b）APV Ⅰ或CAT Ⅰ航段内的转弯。如果确定在一个指定的TP转弯，并且最早的TP位于正常终止距离以内，则下述5.5.3.2和5.5.3.3准则适用。

5.5.3.2 在入口之后最早TP在APV Ⅰ或CAT Ⅰ航段正常终止点之前的指定TP转弯。当一个定义的指定TP点位于入口之后，其最早TP在APV Ⅰ或CAT Ⅰ航段正常终止点之前，则APV Ⅰ或CAT Ⅰ航段被缩减并在最早TP处终止。这样就可以计算OCA/H_{APV}和（OCA/H_{APV}-HL），然后确定SOC。

5.5.3.2.1 保护区。转弯保护区的构建，按照第Ⅰ部分第4篇第6章6.4.6“在一个指定转弯点开始转弯”的规定，那些基于SBAS OAS Y面在最早和最晚TP处宽度的情况除外（见图Ⅲ-3-5-10）。

5.5.3.2.2 超障余度。障碍物标高/高应该小于：

$$(OCA/H_{APV} - HL) + d_O \tan Z - MOC \qquad (Ⅲ-3-5-3)$$

式中：d_O——d_Z+障碍物至K-K′连线的最短距离；

d_Z——SOC至最早转弯点的水平距离；

MOC——50 m（164 ft）［H类，40 m（132 ft）］，转弯大于15°；30 m（98 ft），转弯小于等于15°。

如果障碍物标高/高超过OCA/H_{APV}，则应该提高OCA/H_{APV}，或调整TP以获得要求的余度。

5.5.3.3 入口前的指定TP转弯。可以在入口前确定一个指定TP，以避开直线复飞较早位置的障碍物（见图Ⅲ-3-5-11，障碍物O_1）。对于这样的程序，最后进近航段（FAS）数据块应该通过使用位于TP的假想入口点FTP来实施。

5.5.3.3.1 转弯点。通过选取最晚转弯点，使航空器能够避让正前方的障碍物。转弯点位于最晚转弯点之前，且与最晚转弯点距离为：0.6 km（0.3 NM）加上最后进近速度（或公布的最大最后进近速度）和顺风56 km/h（30 kt）飞行6 s（飞行员反应和建立坡度时间）。这类转弯的SOC与最早TP相同，且APV Ⅰ或CAT Ⅰ航段在该转弯点终止。OCA/H_{APV}等于SOC的高度/高加上HL值。

5.5.3.3.2 转弯保护区的构建，按照第Ⅰ部分第4篇第6章，那些基于在最早和最晚TP处

SBAS OAS Y 面宽度的情况除外（见图Ⅲ-3-5-11）。

5.5.3.3.3 超障余度。障碍物标高/够应该小于：

$$（OCA/H_{APV}-HL）+d_o \tan Z-MOC$$

式中：d_o——障碍物至 K-K′连线的最短距离；

MOC——当转弯大于 15°时为 50 m（164 ft）［H 类，40 m（132 ft）］，当转弯小于等于 15°时为 30 m（98 ft）。

5.6 平行或近似平行仪表跑道的 ILS/MLS/GBAS/APV SBAS 同时进近

注：指导材料见《在平行或近似平行仪表跑道上同时运行手册》（SOIR）（Doc 9643）。

5.6.1 总则

如果计划在平行跑道采用一个基于 SBAS 的垂直引导程序，同时运行 ILS、MLS、GLS 或其他基于 SBAS 的垂直引导程序时，在设计这些程序时，应该使用如下额外准则：

a）最后进近航迹的最大切入角为 30°。最后进近航迹航道的切入点应该位于下滑道切入点之前至少 3.7 km（2.0 NM）。

b）两个程序中间航段的最低高度至少相差 300 m（1 000 ft）。

c）两个复飞程序的标称航迹应该分开至少 30°，相关的复飞转弯规定为“尽快转弯”可能涉及设计一个或多个复飞程序。

5.6.2 超障余度

在指定章节中有关 SBAS APV Ⅰ和 CAT Ⅰ超障余度准则适用于每个平行进近程序。除这些准则外，为了保护要求的提前转弯，避免来自相邻跑道航空器的潜在侵入，还应该对相对另一平行跑道一侧的区域进行障碍物检查。可以使用一套单独定义的平行进近障碍物评价面（PAOAS）来进行这种检查。对这些程序进行障碍物评估的方法示例，见第Ⅱ部分第 1 篇第 1 章附录 D。

5.7 最后进近航迹偏置对正的 SBAS 进近

5.7.1 使用偏置对正的 SBAS 进近

5.7.1.1 在某些情况下，会因为障碍物的问题致使最后进近航段无法与跑道中心线对正。最后进近航迹偏置不能作为消减噪声的手段。最后进近航迹应该与跑道中线延长线相交：

a）交角不大于 5°；和

b）标称下滑航径在交点处的高在入口之上至少55 m（180 ft），称这个高为切入高。

5.7.1.2 程序中应该标注："最后进近航迹偏置……度"（精确到0.1°）。

5.7.1.3 一般布局参见图Ⅲ-3-6-24。

5.7.2 超障余度标准

5.1至5.5中的条款适用，下列情况除外：

a）所有的超障面和计算都基于一个与最后进近航迹对正的假想跑道。这条假想跑道具有同真实跑道相同的长度、着陆入口标高。FTP和在FTP的航道宽度与对正程序的LTP相似。DCP位于FTP之上15 m（50 ft）；和

b）这种程序的OCA/H应该不小于：切入高度/高+20 m（66 ft）。

5.8 SBAS非精密进近

5.8.1 最后进近航段：最后进近航段主区的形成是使用X面外侧边界，其起始于入口并延伸至FAF。副区水平延伸至保护区半宽0.95 NM（直升机为0.8 NM）。

5.8.1.1 最后进近航段面半宽面：最后进近航段面半宽面的确定应该使用如下公式：

$$Y_{LTP} = [-0.0031\,(GARP - LTP) + 182.83]\,(m) \qquad (Ⅲ-3-5-4)$$

和

$$\theta_x = [-0.0006\,(GARP - LTP) + 9.4367]\,(°) \qquad (Ⅲ-3-5-5)$$

式中：Y_{LTP}——最后进近面在LTP/FTP处的半宽（W/2）；

θ_x——最后进近面从LTP/FTP向外扩张的角度。

W/2的计算是：Y_{LTP}+自LTP/FTP的距离乘以$\tan\theta_x$。

5.8.2 中间航段：保护区总宽度描述在第2章2.4.3"中间进近保护区宽度"中。从距FAF为3.7 km（2.0 NM）处保护区逐渐均匀地与X面在FAF处的水平边界相匹配。当DD″大于0.95 NM时，副区宽度在FAF处减小至零；当DD″小于0.95 NM时，减小至0.95 NM（参见图Ⅲ-3-5-12和图Ⅲ-3-5-13）。

5.8.3 复飞航段：复飞航段保护区应该起始于MAPt的最早ATT，并在最后航段（X面侧向边界）外侧边界以15°扩张。当扩张的半宽达到适当的尺寸（复飞引导使用的RNP或RNAV导航精度所对应的尺寸）时，则副区适用。

5.8.3.1 障碍物的评估和OCA/H的建立应该使用与LNAV相同的准则。

5.9 公布

5.9.1 第Ⅰ部分第4篇第9章9.5"进场和进近图的程序命名"中的一般准则适用。SBAS进近

程序的仪表进近图应该以标题 RNAV（GNSS）或 RNP RWY XX 进行标识，参照第Ⅲ部分第 5 篇第 1 章。

5.9.2 SBAS 进近程序 OCA/H 的公布。应该公布适用于该程序的各类航空器的 OCA/H 值。公布的数值应该基于如下标准条件：

a）进近飞行使用气压高度表；

b）标准航空器尺寸（见 6.1.3）；和

c）2.5%的复飞爬升梯度。

当有证据支持 5.4.5.7 所定义修正的基础上，可以公布经营运人和相关当局同意的另外的 OCA/H 值。

5.9.3 运行最低标准框。所有 SBAS APV Ⅰ和 CAT Ⅰ的 OCA/H 都应该公布在 LPV 栏的最低标准中。所有非精密进近和 SBAS 的 OCA/H 都应该公布在 LPV 栏的最低标准中。所有 NPA 的 OCA/H 都应该公布在 LP（航向台性能）栏的最低标准中。LPV 和 LP 栏的最低标准不能公布在同一航图上。

5.9.4 最后复飞航段增加梯度。如果最后复飞航段的障碍物导致精密航段计算的 OCA/H 有任何增加，为了降低 OCA/H，可以另外为复飞面（Z）确定一个更陡的梯度（见第Ⅰ部分第 4 篇第 6 章 6.2“爬升梯度和 MOC”）。

注：对于 PBN 航图的进一步要求，见第Ⅲ部分第 5 篇第 1 章。

5.9.5 最后进近航段数据块（FAS DB）。FAS DB 定义在第Ⅲ部分第 3 篇第 6 章中，应该以文本格式公布在进近图的底边或单独的页面上，并应该至少包含表Ⅲ-3-5-1 所显示的数据。

表Ⅲ-3-5-1 最后进近阶段所需数据块数据的文字说明的举例

数据内容	举例数据
运行类型	0
SBAS 供应商标识符	1
机场代码	LFLC
跑道编号	26
跑道字母	
进近性能代号	0
航路指示器	Z
参考路径数据选择器	0
参考路径标识	E26A
LTP/FTP 纬度	454718.3185N
LTP/FTP 经度	0031114.4545E
LTP/FTP 椭球高	372.3
FPAP 纬度	454705.1260N
FPAP 经度	0030900.4790E72

续表

数据内容	举例数据
进近跑道入口穿越高度（TCH）	15
进近 TCH 单元选择器	1
下滑角（GPA）	3
跑道入口偏置航道宽度	105
偏置长度	48
水平告警限制（HAL）	40
垂直告警限制（VAL）	0
最后进近段 CRC	AB8761C6

5.9.6 SBAS FAS DB 的公布信息。基于 SBAS 的程序应该发布如下信息：：

a）波道号：全球唯一的波道号，范围为 40 000 到 99 999。

b）基准航径识别号（RPI）。RPI 与程序信息一起，定义在第Ⅲ部分第 2 篇第 6 章附录 B 的 B.3.5 中。这是航图和数据库编码所需要的。

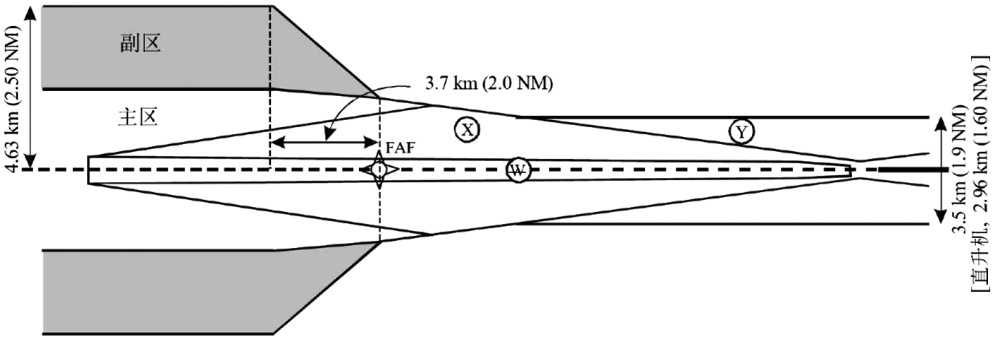
c）SBAS 服务提供商：由于来自不同 SBAS 的垂直引导程序信息不能够混淆，因此在基准航迹识别号（RPI）中的首字母用于表示服务提供商。

举例：

W17A 为 WAAS

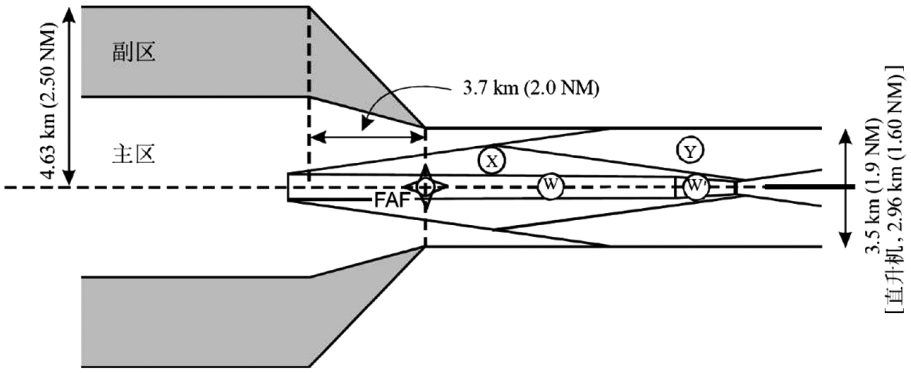
E22A 为 EGNOS

d）FPAP 和 LTP 的铅垂水准标高：在“铅垂水准标高”栏是一个基于平均海平面（MSL）测量点的高。



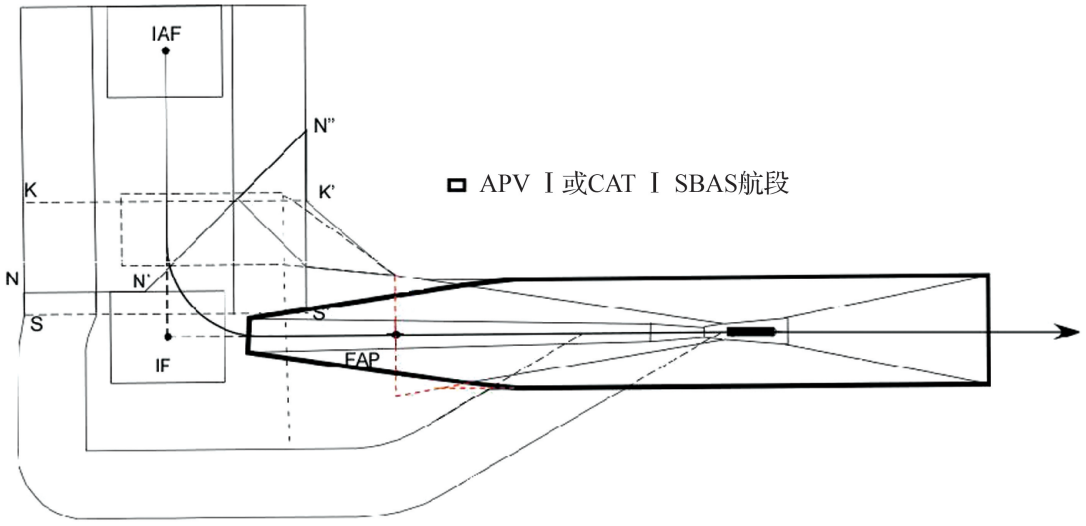
图Ⅲ-3-5-1 a）中间进近保护区（完全基于 SBAS）

FAF 远离跑道入口［在 FAF 处，X 面宽大于 3.7 km（2 NM）］

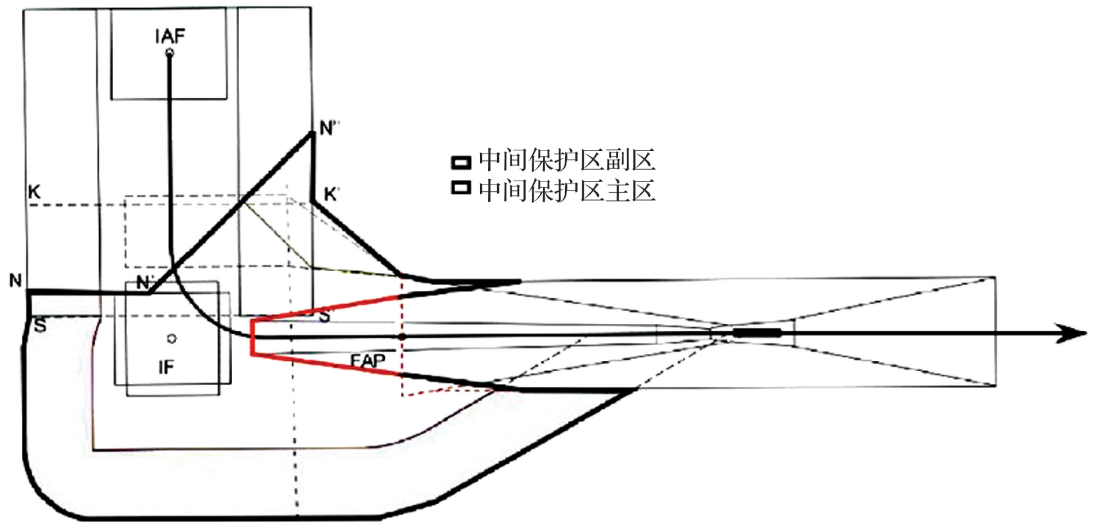


图Ⅲ-3-5-1　b）中间进近保护区（完全基于 SBAS）

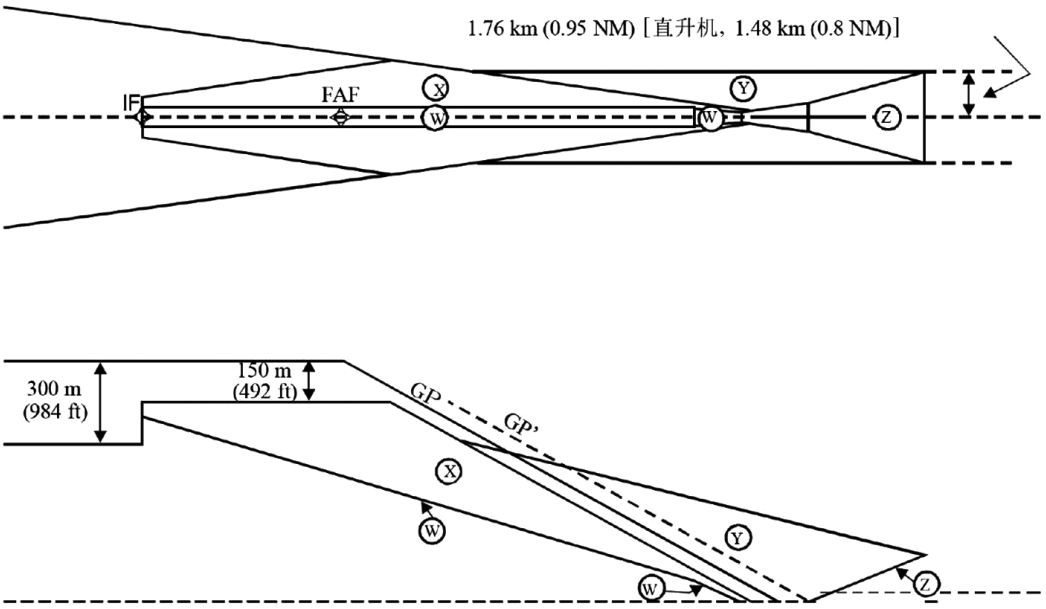
FAF 靠近跑道入口［在 FAF 处，X 面宽小于 3.7 km（2 NM）］



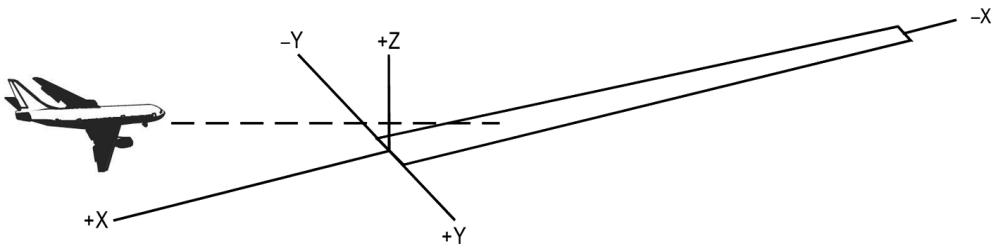
图Ⅲ-3-5-1　c）在 IF 处有转弯的中间进近保护区（完全基于 SBAS）



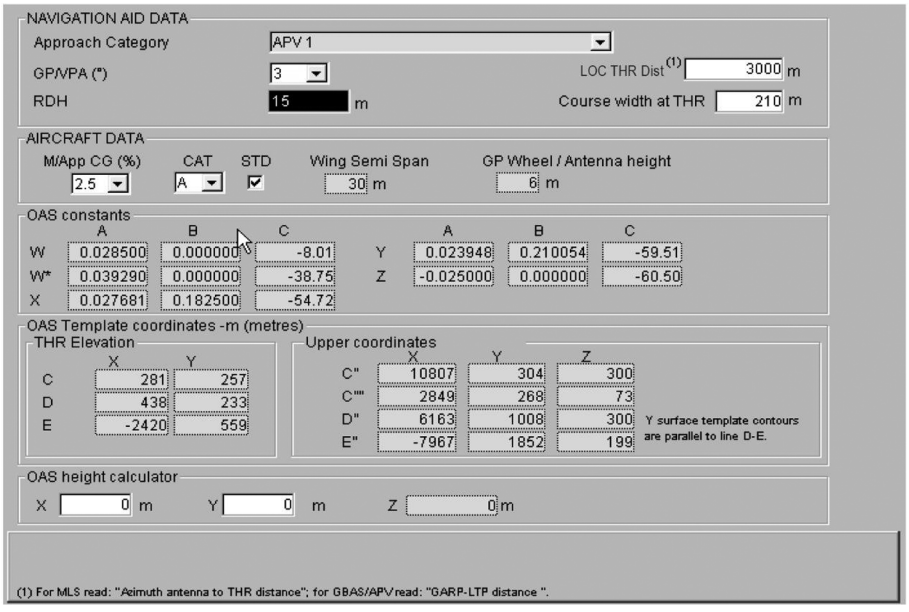
图Ⅲ-3-5-1　d）SBAS 在 IF 处有转弯的障碍物评估面



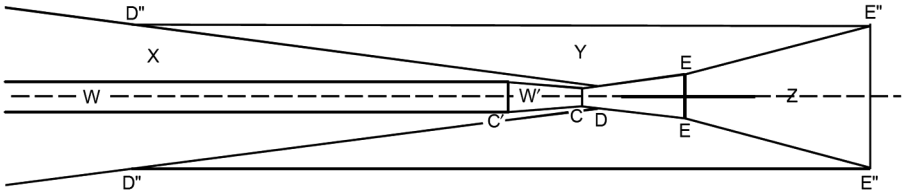
图Ⅲ-3-5-2　SBAS APV Ⅰ障碍物评价面图解（平面和剖面图）



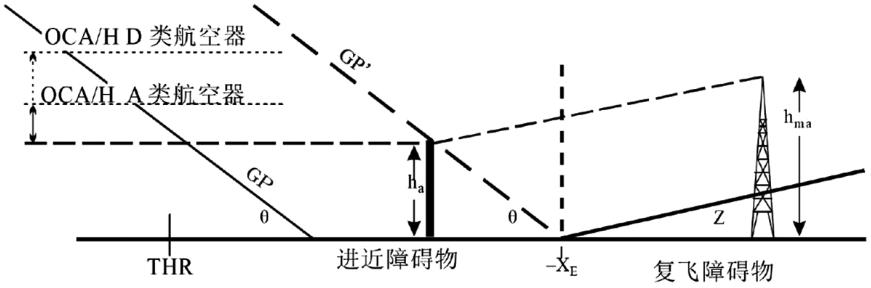
图Ⅲ-3-5-3　系统坐标



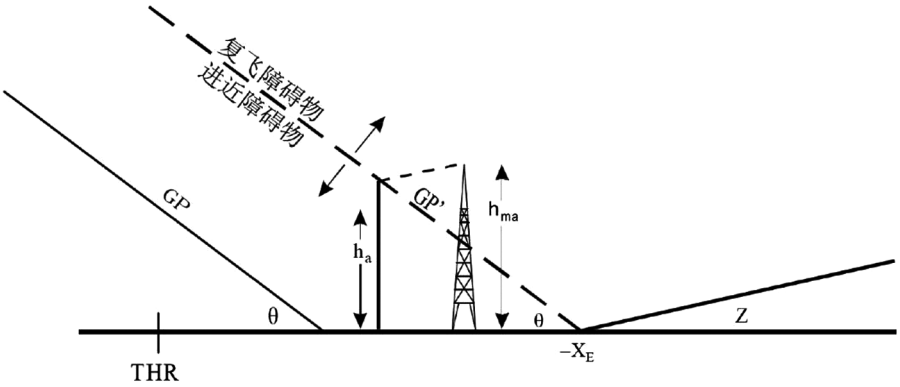
图Ⅲ-3-5-4　PANS-OPS 软件输入/输出屏示例



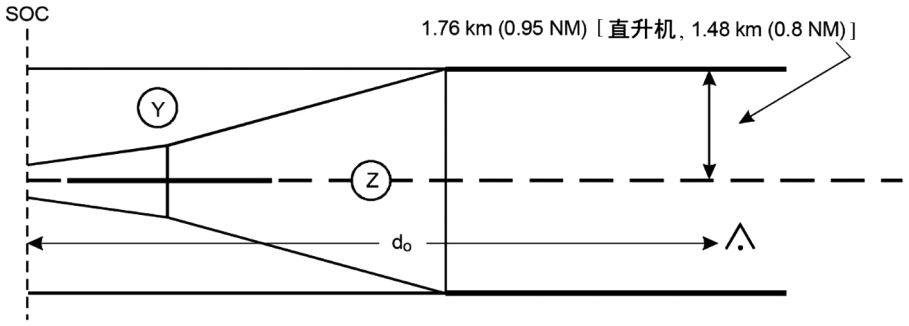
图Ⅲ-3-5-5　标准尺寸航空器 SBAS APV Ⅰ类 OAS 面等高线



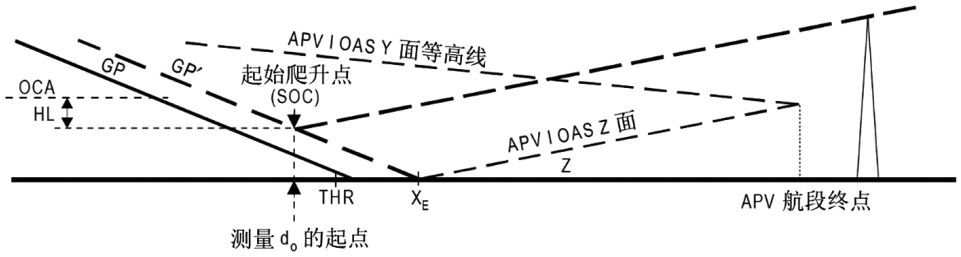
图Ⅲ-3-5-6　$-X_E$后的复飞障碍物



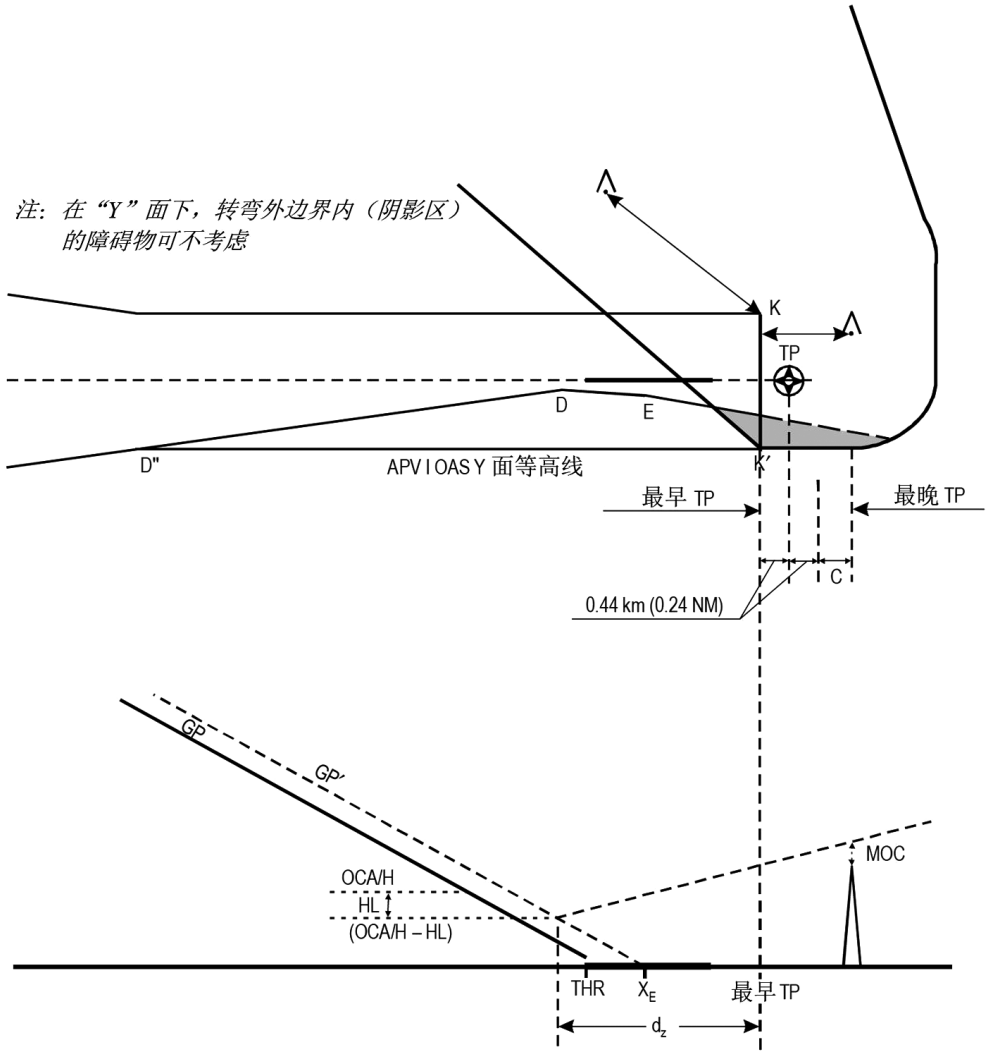
图Ⅲ-3-5-7　$-X_E$前的复飞障碍物



图Ⅲ-3-5-8　直线复飞最后航段

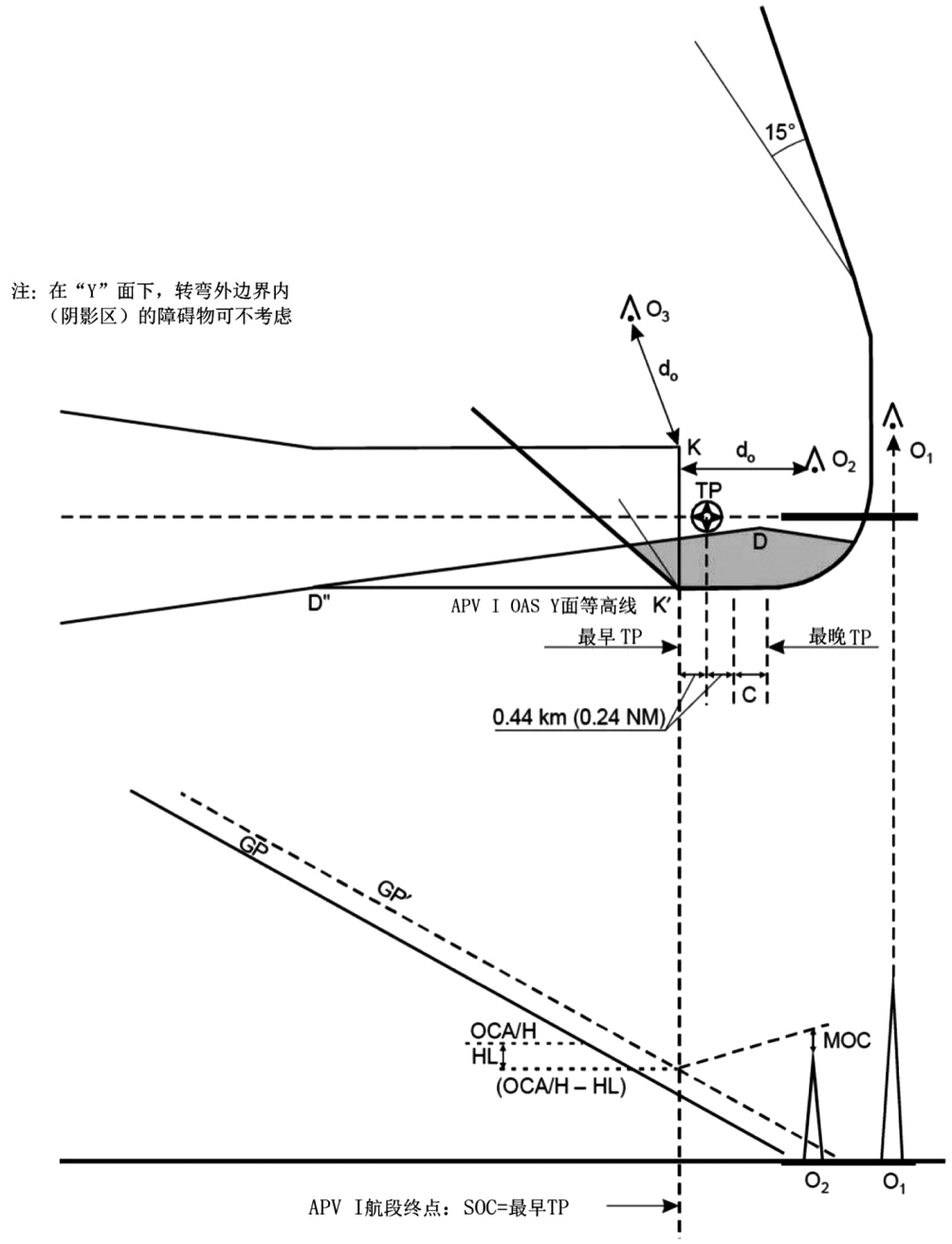


图Ⅲ-3-5-9　直线复飞超障余度

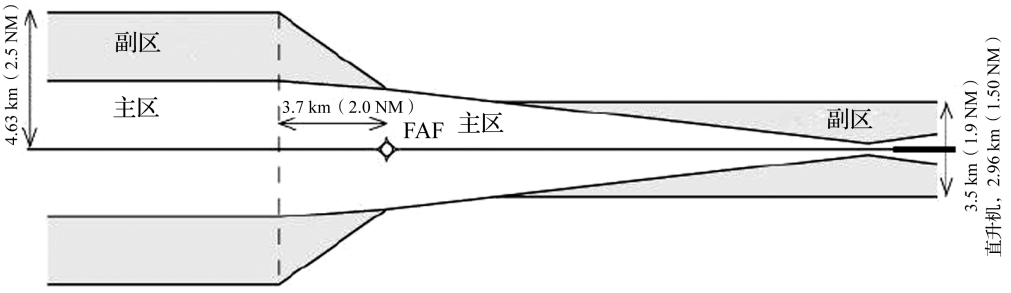


注：$d_o = d_z +$ 从障碍物到K-K'线的最短距离

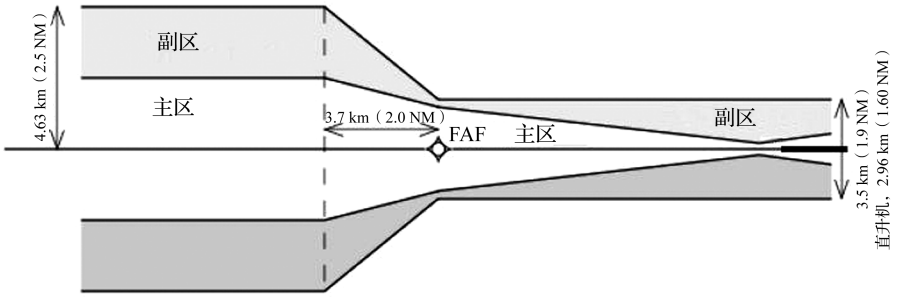
图Ⅲ-3-5-10　在跑道入口后设计的 TP（飞越航路点）转弯



图Ⅲ-3-5-11　在跑道入口前设计的 TP（旁切航路点）转弯



图Ⅲ-3-5-12　FAF 离入口较远［在 FAF 处 X 面宽度大于 3.5 km（1.9 NM）］的中间和最后进近



图Ⅲ-3-5-13　FAF离入口较近［在FAF处X面宽度小于3.5 km（1.9 NM）］的中间和最后进近

5 附录 达到6.3°（11 %）的陡下滑角进近

1 总则

1.1 对于固定翼航空器，进近程序设计中使用高于标准值的下滑角（见5.1）仅用于超障目的，不能用作一种消减噪声的手段。这类程序为非标准程序，需要得到特别的批准。

1.2 本附录中所使用的SBAS APV Ⅰ和CAT Ⅰ准准则仅限于程序的下滑角小于或等于6.3°（11 %）。

2 程序设计

2.1 超障余度标准

应该为特定的下滑角调整下述超障余度准则：

a）SBAS APV Ⅰ OAS的W和W′面；

b）SBAS APV Ⅰ OAS的Z面起点；和

c）高度损失/高度表余度（见第3段）。

2.2 SBAS APV Ⅰ OAS系数的确定

W面：系数A_W由下式确定：

$$A_W = 0.0239 + 0.0092(\theta - 2.5) \qquad (Ⅲ-3-5-附录-1)$$

式中：θ——下滑角（°）。

系数$C_W = -6.45$

W′面：系数$A_{W'}$和$C_{W'}$由下式确定：

$$A_{W'} = \tan(0.75\ \theta) \qquad (Ⅲ-3-5-附录-2)$$

$$C_{W'} = -50 + RDH \tan(0.75\ \theta)/\tan(\theta) \text{ 用于 APV Ⅰ} \qquad (Ⅲ-3-5-附录-3)$$

式中：RDH——基准高（m）；

θ——下滑角。

X和Y面：在适当的GARP/跑道入口距离，3.5°下滑角的X和Y面系数用于所有大于3.5°下滑角。

Z面：Z面的C_Z系数由下式确定：

$$C_Z = -A_Z X_E \qquad (Ⅲ-3-5-附录-4)$$

式中：A_Z——所选复飞梯度的A系数；

X_E——Z面起点的新坐标：

$X_E = -[900 + (38/\tan\theta) + 50(\theta - 3.5°)/0.1°]$　用于APV Ⅰ

对于H类：$X_E = -[700 + (38/\tan\theta) + 50(\theta - 3.5°)/0.1°]$　用于APV Ⅰ。

2.3 确定当量进近障碍物的高度

使用的公式：

$$h_a = \frac{h_{ma} \times \cot Z + (x - X_E)}{[\cot Z + \cot\theta]} \qquad (Ⅲ-3-5-附录-5)$$

式中：h_a——当量进近障碍物的高度；

h_{ma}——复飞障碍物的高度；

θ——下滑角；

Z——复飞面角度；

X_E——Z面起点的新坐标；

x——相对于跑道入口的障碍物距离（入口后为负）。

2.4 障碍物重新测量

由于SBAS APV Ⅰ OAS的结构已经变化，可能需要对障碍物进行重新测量。

2.5 公布

仪表进近图上应该包括一个特别的注释，以表明使用该程序对航空器和机组的资质要求（见附件4的11.10.8.8）。

3 高度损失余度与其他考虑事项

3.1 下滑道大于3.5°的高度损失

高度损失余度可以通过外推法，由第Ⅱ部分第1篇第1章1.4.8.8.3.1和第3章3.4.8.8.3.1“高度损失/高度表余度”中的公式得出。但是，这种外推法对下滑道大于3.5°，或小于3.5°但标称下降率（该航空器类型的V_{at}乘以下滑角的正弦）超过5 m/s（1 000 ft/min）是无效的，除非飞行测试证实如下效果：

a）最小阻力外形；

b）风切变；

c）管制法规；

d）操纵特性；

e）防冰最小能力；

f）GPWS 修订；

g）使用飞行指引仪/自动驾驶仪；

h）发动机响应时间；和

i）出于操作考虑增加 V_{at}。

3.2 对高度损失余度的其他运行考虑

此外，高度损失余度可能不充分，除非考虑如下事项：外形、发动机停车运行、最大顺风—最小逆风限制、GPWS、最低天气标准、目视助航系统和机组资质，等等。

6 精密进近程序——GLS

6.1 引言

6.1.1 适用范围

本章GLS准则是基于ILS准则并与附件10中规定的Ⅰ类运行目标所要求的地面和机载设备性能及完整性相关。本章所使用的特定定义在图Ⅲ-3-6-1中有图示说明。

注1：由于GLS Ⅰ类的特定准则还在制定中，本章所包含的准则是基于ILS Ⅰ类的等价方法。附件10对Ⅱ、Ⅲ类运行的要求正在制定中。等到这些工作完成后，会有相应的设计准则可用。

注2：GBAS是地基GNSS增强系统。地面设施包括基准接收机，用于准备广播数据的处理器和VHF数据广播系统（VDB）。

注3：传感器运行最低标准可以在RTCA DO-253C或相关文件中找到。

注4：在每条该系统支持的跑道末端，CAT Ⅰ的最小服务量的描述在附件10第Ⅰ卷第3章3.7.3.5.3和附件D第7章7.3和图D-4。

6.1.2 程序结构

从航路至GLS最后进近航段以及复飞最后阶段的程序应遵守一般准则。GBAS精密航段包括最后进近航段及复飞的起始和中间阶段。在GLS精密航段有不同的物理要求，这些要求与GBAS Ⅰ类系统的性能有关。

6.1.3 标准条件

下表包含设计程序时所基于的标准假设条件。如果需要调整，也给出了相应的条款。在条件严重偏离标准条件时必须进行强制调整，但也可以根据准则进行选择性调整（见6.4.8.7“OAS常数的调整”）。

a）最大航空器尺寸假定如下。

航空器类型	翼展	机轮飞行航径与GP天线间的垂直距离（m）
H	30	3
A，B	60	6
C，D	65	7
D_L	80	8

注 1：必要时，D_L类航空器的 OCA/H 要予以公布。

注 2：表中的尺寸已涵盖当前的航空器类型。这些数值的选取是为了便于计算 OCA/H 和公布与航空器类型相关的标准。这些尺寸假定除了用于 ICAO 其他文件中的 OCA/H 计算外，不用作其他目的。使用 OAS 面计算 OCA/H 时，会因为较小的尺寸差异而导致不同航空器类型之间较大的结果差异。因此，使用碰撞风险模型（6.4.9）计算 OCA/H 通常更为适宜，这种方法允许对障碍物的高度和位置都进行更加现实的评估。

注 3：现在的 E 类航空器不是常规的民航运输机，其尺寸不必与最大着陆重量下的 V_{at} 相关联，因此，此类航空器应该在单独的基础上区别对待。

b）复飞爬升梯度 2.5%。

c）GLS 航向道宽度：在入口 210 m（以最后进近航道为中心 ± 105 m）。

d）下滑角：

1）最小/最佳：3.0°；

2）最大：3.5°。

e）GLS 基准高 15 m（50 ft）。

f）所有障碍物的高都以入口标高为基准。程序设计师必须声明每个跑道入口的起伏值。

g）跑道长度补偿量为 0。

6.1.3.1 最后进近航段（FAS）数据。最后进近航段由程序设计师准备的数据确定。因此，航径的精确度完全依赖于跑道原始数据的精确度、完整性和设计师的计算。所有的航径描述，包括下滑道、水平引导的扇区宽度、对正和其他所有描述航径的参数都来源于设计师，并且不受地面电台位置的影响。航径参数的设计使用大地测量学和几何学计算，而且将参数以 FAS 数据块的格式存储于本章附录中所描述的电子媒介中。然后加入一些数据用来提供循环冗余码校验（CRC）并将整个数据块传送给用户以保证整个流程中数据的完整性，该流程将 GBAS 系统内的航径数据发送给用户机载系统。FAS 数据块的完整描述以及处理和生成的示例，见 Doc 9368《仪表飞行程序设计手册》附录 C.5。

6.1.4 超障高度/高（OCA/H）

GLS 准则可以为每一种航空器类型计算一个 OCA/H，见第Ⅰ部分第 4 篇第 1 章 1.8“航空器类型”。凡涉及统计计算时，OCA/H 的设计要满足每次进近航空器与障碍物碰撞的风险为 1×10^{-7}的总体安全目标，即每次进近的概率为千万分之一。OCA/H 保证从最后进近航段开始至复飞中间航段结束的超障余度。

注：OCA/H 只是在附件 6 中规定的确定决断高时所需考虑的因素之一。

6.1.5 OCA/H 的计算方法

6.1.5.1 总则。有三种计算 OCA/H 的方法，这些方法处理障碍物的复杂程度依次逐渐增加。除非已对非标准条件进行调整，通常假定标准条件（见 6.1.3）存在。

6.1.5.2 第一种方法。第一种方法涉及一组来自附件14的精密进近障碍物限制面和描述在6.4.7.2中的“基本ILS面定义”，此后，这组面被命名为“基本ILS面”。若6.1.3规定的标准条件存在，并且没有障碍物穿透基本ILS面（见6.4.7.1“总则”），则Ⅰ类运行的OCA/H由航空器类型的余度确定。如果有障碍物穿透基本ILS面，OCA/H的计算方法见6.4.7.3“用基本ILS面确定OCA/H”。

6.1.5.3 第二种方法。第二种方法涉及一组位于基本ILS面之上的障碍物评价面（OAS）（见6.4.8.3“障碍物评价面（OAS）定义”）。如果没有障碍物穿透OAS面，只要OAS面之下的障碍物密度在运行上是可接受的（见6.4.8.9“障碍物密度对OCA/H的影响”），则Ⅰ类的OCA/H仍由航空器类型的余度确定。但若有障碍物穿透OAS面，则在最高进近障碍物的高或最大复飞穿透障碍物的当量高（两者取较高值）之上加上航空器类型对应的余度，即得到OCA/H。

6.1.5.4 第三种方法。第三种方法利用碰撞风险模型（CRM），以作为使用OAS准则（第二种方法）的替代方法，或在OAS面之下的障碍物密度过大时使用。CRM接受将所有物体作为输入并进行评估，根据特定的OCA/H数值去评价单个障碍物引起的风险和所有障碍物的累积风险。这种方法有助于在选择一个OCA/H值时的运行判断。

注1：由于现有CRM所需的特定GBAS分布还在制定中，应该使用当前的ILS CRM。

注2：碰撞风险模型（CRM）没有考虑直升机特性。CRM可以使用，但方法应该是保守的。

6.1.6 参考资料

本章包含的相关材料和扩充如下：

a）有关OAS面由来的背景材料（第Ⅱ部分附篇第1段），以及在导出OAS面时，对机载和地面设备性能的假定（第2段）；

b）精密进近后的转弯复飞（第Ⅱ部分第1篇第1章附录A）；

c）对近距平行跑道的独立平行进近（第Ⅱ部分第1篇第1章附录D）；

d）确定ILS下滑道下降/MLS的标高和距离（第Ⅱ部分第1篇第1章附录C）；和

e）PANS-OPS OAS软件［国际民航组织公共网址（www.icao.int）“Publications”］。

OCA/H的计算示例见仪表飞行程序设计手册（Doc 9368）。

6.2 起始进近航段

6.2.1 总则

GLS的起始进近航段必须保证让航空器处于GBAS的运行服务范围内，且航迹或航向便于切入最后进近。因此，适用于起始航段（见第2章）的一般准则应该按照6.2.2“对正”和6.2.3“保护区”进行修订。对于RNAV起始进近航段，有关RNAV应用章节中的准则适用。起始进近

航段可以由 RNAV 或 RNP 航路来定义，使用 RNAV 或 RNP 系统进行航迹引导。只有在该飞行阶段的系统导航精度能力为 1 NM 或更好时才可以考虑。可以用于起始进近的导航规范，见第Ⅲ部分第 1 篇第 1 章的表Ⅲ-1-1-1。RNAV 或 RNP 航路应该终止于在最后进近航道上由 RNAV 或 RNP 定义的 IF。RNAV 或 RNP 转弯设计可以应用于起始航段以内的转弯和在方位航道上 IF 处的转弯（参见图Ⅲ-3-6-4 和图Ⅲ-3-6-5）。对于 RNAV 和 RNP 起始进近航段，使用的第Ⅲ部分的标准。如果 RNAV 或 RNP 起始进近航段需要一个反向航段，则只能使用直角程序。该点及入航航段应该位于最后进近航道上并且入航航段由 GBAS 确定。

6.2.2 起始进近航段对正

起始进近航迹与中间进近航迹的交角不应该超过 90°。为便于自动驾驶仪耦合到最后进近航道上，交角最好不要超过 30°。若交角大于 70°，必须在转弯之前至少 4 km（2 NM）［H 类，1.9 km（1 NM）］提供一个径向线、方位线、雷达引导、DME 或 RNAV 信息进行确认，以便其转弯至中间航迹。若交角大于 90°，则应该考虑使用反向程序、直角航线程序或推测航迹程序（DR）［第Ⅰ部分第 4 篇第 3 章附录 A“使用推测（DR）航迹的起始进近”］。

6.2.3 起始进近航段保护区

保护区的规定见一般准则（见第Ⅰ部分）。唯一例外是中间进近定位点（IF）必须位于 GBAS 的服务范围以内，通常距着陆入口点（LTP）的距离不超过 37 km（20 NM）。如果提供雷达引导至 IF，则保护区必须符合第Ⅱ部分第 2 篇第 6 章 6.2“SRE，起始进近航段”的规定。

6.3 中间进近航段

6.3.1 总则

6.3.1.1 GLS 中间航段与一般准则的区别在于：

a）对正最后进近航道；

b）长度可以缩短；和

c）在某些情况下副区可以取消。

6.3.1.2 在 FAP 的主区和副区由 ILS 面来确定。因此，第 5 章的一般准则适用，下面 6.3.2 至 6.3.5 提及的航迹对正、保护区的长度、宽度及超障余度除外。对于 RNAV 中间进近航段，有关 RNAV 应用章节中的准则适用。

6.3.2 中间进近航段的对正

GLS 程序的中间航段应该对正最后进近航道航段。

6.3.3 中间进近航段的长度

6.3.3.1 中间进近航段的最佳长度为9 km（5 NM）［H类，3.7 km（2 NM）］。该航段应该允许航空器切入最后进近航道和下滑道。

6.3.3.2 考虑到切入最后进近航道的角度，航段的长度应该足以使航空器在切入下滑之道前能稳定在最后进近航道上。

6.3.3.3 最后进近与下滑道切入点之间距离的最小值见表Ⅲ-3-6-1，但这些最小值只有在可用空域受限时才使用。中间航段的最大长度必须保证该航段完全处于GBAS的服务范围之内，通常距着陆入口点（LTP）不超过37 km（20 NM）。

6.3.4 中间进近航段保护区宽度

6.3.4.1 中间进近航段开始处的总宽度由起始进近航段的总宽度确定，而后均匀缩小至与OAS X面在FAP处的水平间距相同［见6.4.8.3“障碍物评价面（OAS）定义”］。

6.3.4.2 出于超障的需要，中间进近航段分为一个主区和其两侧各有一个副区。但是，起始进近用DR航迹时，中间进近航段的主区延伸至保护区全宽，没有副区。

6.3.4.3 主区是连接起始进近的主区和（在FAP的）最后进近面确定。在与起始进近航段接合处，每个副区的宽度等于主区宽度的一半；而在与最后进近面的衔接处，副区宽度缩减为零。见图Ⅲ-3-6-2。

6.3.4.4 如果在切入最后进近航道之前规定有直角程序或反向机动，则第Ⅰ部分第4篇第4章4.4.4“不是电台转弯”中的准则适用，电台就是GARP本身，FAF由FAP代替（见图Ⅲ-3-6-3）。

6.3.5 中间进近航段的超障余度

超障余度与第Ⅰ部分第4篇第4章“中间进近航段”中的准则相同，但如果程序允许直接进近而且航空器能在飞越IF之前就稳定在最后进近航道上，则在副区内的障碍物就不需要考虑超障。

6.4 精密航段

6.4.1 总则

GLS程序的精密航段与最后进近航道对正，包括着陆前的最后下降、复飞的起始和中间阶段，见图Ⅲ-3-6-6。

6.4.2 起点

精密航段始于最后进近点（FAP），即此前序航段的最低高度与标称下滑道的交点。FAP位于入口之前，距入口不应该超过18.5 km（10.0 NM），除非能提供超过附件10中所规定最低标

准的适当下滑航径引导。

6.4.3 下滑道确认检查

有必要在 FAP 设置一个定位点，以允许将显示的下滑道与航空器高度表信息进行比较。

6.4.4 下降定位点

下降定位点必须设置在最后进近开始的位置，该点就变成将之前航段 MOC 与精密面平滑地连接起来的最后进近的点。下降定位点通常应该设置在入口之前距入口不超过 18.5 km（10.0 NM）处，除非能提供超过附件 10 规定最低标准的适当下滑航径引导。由于精确度的原因，下降定位点的容差不需要考虑。

注：确定着陆入口至下降定位点距离的指导材料，见第Ⅱ部分第 1 篇第 1 章附录 C。

6.4.4.1 第Ⅰ部分第 2 篇第 2 章 2.7.4 中可以不考虑的靠近定位点的障碍物条款，也适用于精密进近面内 15%梯度面之下的区域。

6.4.5 复飞

开始复飞不得低于标称下滑道与决断高度/高（DA/H）的交点。DA/H 设置在 OCA/H 或之上，其确定见 6.4.7 至 6.4.9 和 6.5 中的规定。

6.4.6 终止

精密航段通常终止于复飞最后阶段开始处（见第Ⅰ部分第 4 篇第 6 章 6.2.3“最后阶段”）或入口之后 900 m 的复飞爬升 Z 面达到入口以上 300 m（1 000 ft），以较低者为准。

6.4.7 精密航段的超障余度——基本 ILS 面用于 GLS 运行

6.4.7.1 总则。精密航段所要求的保护区完全由 6.4.7.2 定义的基本 ILS 面来界定。在标准条件下（见 6.1.3“标准条件”），对这些面之下的物体没有限制。延伸至这些面之上的物体或其部分，必须是：

a）轻型易折；或

b）在计算 OCA/H 时予以考虑。

6.4.7.2 基本 ILS 面的确定。这些面相当于附件 14 中，为基本代码 3 或 4 的精密进近跑道而规定的障碍物限制面的子集（见图Ⅲ-3-6-7）。它们是：

a）进近面延续至最后进近点（根据附件 14 所规定，第一段梯度为 2%，第二段梯度为 2.5%）。

b）跑道升降带，假定具有入口标高的水平面。

c）复飞面，这是一个斜面：

1）起点在入口之后 900 m（H 类，必要时可以考虑入口之后 700 m 为起点），起点高度为入口标高；

2）以 2.5%梯度上升；并且

3）在过渡面之间扩张。以固定的扩张角延至内水平面高度，而后以同样的梯度继续上升，但按照25%扩张到精密航段结束；和

d）延伸过渡面，沿着进近面和复飞面的纵向边沿，延伸至跑道入口以上300 m的高度。

6.4.7.3 用基本ILS面确定OCA/H

6.4.7.3.1 如果没有障碍物穿透6.4.7.2规定的基本ILS面，Ⅰ类的OCA/H用表Ⅲ-3-6-3规定的余度确定。如果障碍物位于由附件14基本代码为3、4的跑道所定义的过渡面之下，则该障碍物可以不予考虑，而不论实际的跑道基本代码如何（即，用基本代码3、4的跑道所使用的面，对基本代码为1、2的跑道进行障碍物评估）。

6.4.7.3.2 如果表Ⅲ-3-6-2所列之外的物体穿透上述基本ILS面，则直接在障碍物上方加上高度损失/高度表余度而得到OCA/H（见6.4.8.8）。只有GLS的航向信号宽度满足210 m标准条件（见6.1.3）时，表Ⅲ-3-6-2中所列的障碍物才可以不予考虑。

6.4.7.3.3 如果障碍物穿透了基本ILS面的任何部分并且成为控制障碍物，但是出于航行的需要又必须要予以保留，只有由有关当局设立，其穿透基本ILS面的部分是轻型易折的，并对航空器运行安全没有不利影响，才可以在计算OCA/H时不予考虑。

6.4.8 精密航段的超障余度——障碍物评价面（OAS）准则用于GLS运行

6.4.8.1 总则

6.4.8.1.1 本节描述OAS面、确定OAS面的常数，以及必须进行调整的条件。OAS的尺寸与GLS的几何布局（GARP—LTP距离、下滑角度）和运行种类（GLS只应用Ⅰ类）有关。对于特定机场的GLS CAT Ⅰ类运行应该公布各航空器类型所使用OCA/H值的表。

6.4.8.1.2 为使有关当局能够对改善了性能及相关条件的声明进行实际效益的评估，还需要考虑其他材料（见6.4.8.7“OAS常数的调整”）。

6.4.8.1.3 注意：OAS面不能作为不限制障碍物增长的规划面来代替附件14面，在基本ILS面与OAS面之间的障碍物的密度必须予以考虑（见6.4.8.9“障碍物密度对OCA/H的影响”）。

6.4.8.2 基准系

障碍物的位置由原点位于跑道入口处的常规x、y、z坐标系确定。见图Ⅲ-3-6-11。x轴平行于精密航段的航迹：跑道入口之前为正x，跑道入口之后为负x。y轴垂直于x轴，见图Ⅲ-3-6-11，但是在所有与OAS几何尺寸有关的计算中，y坐标总是取正值。z轴是竖直的，入口以上的高为正值。所有与OAS面相关的尺寸均只使用m作单位，其中应该包括为满足测量数据容差而做的任何必要调整（见第Ⅰ部分第2篇第1章1.8）。

6.4.8.3 障碍物评价面（OAS）定义

6.4.8.3.1 OAS面由6个与精密航段航迹相对称的斜面（用字母W、X、Y和Z表示）和包含

入口的水平面组成（见图Ⅲ-3-6-9 和图Ⅲ-3-6-10）。这些斜面由四个简单形式的线性方程 z=Ax+By+C 精确定义，其中 x 和 y 为位置坐标，z 为评价面在该位置的高（见图Ⅲ-3-6-8）。

6.4.8.3.2 依据 GARP—跑道入口距离和下滑角角度，可以从 PANS-OPS OAS 软件中为每个面获得一组 A、B 和 C 常数。这些常数可以按照 6.4.8.7“OAS 常数的调整”的规定予以修正。

6.4.8.3.3 Ⅰ类 OAS 面不得超出精密航段的长度，并且除 W 和 X 面外，最高不超过 300 m。

6.4.8.3.4 如果附件 14 中与基本代码为 3 和 4 的精密进近跑道对应的进近和过渡障碍物限制面穿透进入 OAS 面，则附件 14 面就成为 OAS（即用基本代码为 3 和 4 的面，对基本代码为 1 和 2 的跑道进行障碍物评估）。附件 14 的内进近面、内过渡面和中止着陆障碍物限制面保护Ⅲ类运行，前提是Ⅱ类 OCA/H 不高于这些面的顶部，必要时这些面可以向上延伸至 60 m（见图Ⅲ-3-6-7）。

6.4.8.4 OAS 常数——规范

对Ⅰ类运行，各斜面的常数 A、B 和 C 由 PANS-OPS OAS 软件得出。PANS-OPS OAS 软件给出了 2.5°和 3.5°之间步长为 0.1°的下滑角和 GARP-LTP 距离介于 2 000 m 和 4 500 m 之间所对应的系数。对超出这些界限的情况不得进行外推。如果输入的 GARP-LTP 距离超出此范围，则 PANS-OPS OAS 软件相应地给出 2 000 m 或 4 500 m 所对应的系数，以作为必须使用的结果。PANS-OPS OAS 软件的结果举例见图Ⅲ-3-6-13。

6.4.8.5 OAS 高的计算

为计算位于 x′、y′的任何 OAS 斜面的高 z，首先应该从 PANS-OPS OAS 软件取得相应的常数，而后将这些数值代入方程式 z=Ax′+By′+C。如果不清楚障碍物位置上方是哪一个 OAS 面，则应该对其他斜面进行重复计算。OAS 高是最高的面高（如果所有的面高都是负值，则 OAS 高为零）。

注：PANS-OPS OAS 软件中还有一个 OCH 计算器，可以显示任何 x、y 位置 OAS 面的 z 值，它包括规定的对所有 ILS 几何数据、航空器尺寸、复飞爬升梯度和 GLS RDH 的调整。

6.4.8.6 OAS 模板结构

模板或按制图比例绘制的 OAS 面平面图，有时会用于帮助识别障碍物以便进行详细检查（见图Ⅲ-3-6-12）。PANS-OPS 软件中的 OAS 数据包含 CAT Ⅰ各斜面与入口平面及与入口平面之上 300 m 的交点坐标（见图Ⅲ-3-6-13）。与入口平面的交点坐标标记为 C、D 和 E。

6.4.8.7 OAS 常数的调整

6.4.8.7.1 总则。下列各节描述对 OAS 常数可能做出的调整，当标准条件（见 6.1.3“标准条件”）不能满足时，这些调整是强制性的。如有规定，则调整也可有选择地进行。算例见仪表飞行程序设计手册（Doc 9368）。

6.4.8.7.2 对常数进行调整的原因。PANS-OPS OAS 软件可以因下列因素而对常数进行调整：

a）具体航空器的尺寸；

b）GLS DCP 的高；

c）GLS 在入口的航向道宽度大于 210 m；和

d）复飞爬升梯度。

6.4.8.7.3 具体的航空器尺寸。如果航空器的尺寸超过 6.1.3“标准条件”的规定，则是强制性调整，而航空器尺寸小于规定时，则是选择性调整。PANS-OPS OAS 软件能对标准尺寸的 A、B、C、D 和 D_L类航空器自动调整 OAS 系数及模板坐标。对于任意类型的特定航空器尺寸也这样做。以下修正公式用于调整 W、W*、X 和 Y 面的系数 C：

$$W\text{ 面：}C_{w修正} = C_w - (t - 6) \qquad (Ⅲ-3-6-1)$$

$$W^*\text{ 面：}C_{w*修正} = C_{w*} - (t - 6) \qquad (Ⅲ-3-6-2)$$

$$X\text{ 面：}C_{x修正} = C_x - B_x \times P \qquad (Ⅲ-3-6-3)$$

$$Y\text{ 面：}C_{y修正} = C_y - B_y \times P \qquad (Ⅲ-3-6-4)$$

式中：$P = \left[\frac{t}{B_x}\text{ 或 }s + \frac{t-3}{B_x}\text{，二者取最大值}\right] - \left[\frac{6}{B_x}\text{ 或 }30 + \frac{3}{B_x}\text{，二者取最大值}\right]$；

s——半翼展；

t——机载 GP 天线与机轮最低部位之间在航径上的垂直距离。

6.4.8.7.4 飞越基准点的高（RDH）。该常数以 15m 的基准高（RDH）为基础，OAS 常数在 RDH 小于 15 m 时，是强制性调整，在 RDH 大于 15 m 时，则是选择性调整。PANS-OPS OAS 软件通过下式来修正 W、W*、X 和 Y 面的表列系数 C，以调整 OAS 系数和模板坐标：

$$C_{修正} = C + (RDH - 15) \qquad (Ⅲ-3-6-5)$$

式中：$C_{修正}$——有关 OAS 面系数 C 的修正值；

C——表列系数值。

6.4.8.7.5 GLS 航向信号在入口处宽度大于 210 m。如果 GLS 航向信号在入口的宽度大于标称数值 210 m，应该使用 6.4.9 描述的碰撞风险模型（CRM）方法。在扇区宽度小于 210 m 时，则不必进行调整，PANS-OPS OAS 软件也不允许此类调整。

6.4.8.7.6 复飞爬升梯度。若航空器复飞上升能达到的梯度大于标称的 2.5%，Y 面和 Z 面可以作调整。这通过在 PANS-OPS OAS 软件中选择期望的复飞爬升梯度来完成。软件程序会因此调整 Y 面和 Z 面的系数。

6.4.8.8 用 OAS 确定 OCA/H

6.4.8.8.1 总则。确定 OCA/H 要考虑穿透 6.4.7.2 定义的基本 ILS 面的所有障碍物和穿透适用于 GBAS Ⅰ类运行的 OAS 面的所有障碍物。6.4.7.3“用基本 ILS 面确定 OCA/H”中列出了可以忽略的穿透基本 ILS 面的障碍物，如果 6.4.7.3 的标准满足，也适用于穿透 OAS 面的情况。对于 GBAS Ⅰ类运行，ILS Ⅰ类的 OAS 面适用。

6.4.8.8.2 用 OAS 计算 OCA/H 的值。根据下面 6.4.8.8.2.1“OCA/H 的计算步骤”确定的需要考虑的障碍物，分为进近障碍物和复飞障碍物。标准分类方法如下：在 FAP 至入口之后 900 m（如果必要，H 类可以为 700 m）之间的障碍物为进近障碍物，在精密航段其余部分的障碍物为复飞障碍物（见图Ⅲ-3-6-14）。但是，在有些情况下，这种分类方法可能因某些复飞障碍物而导致过大的运行代价（见第Ⅱ部分附篇 1.9）。因此，如果有关当局要求，可以规定一个以-900 m（如果必要，H 类可以为-700 m）为起点，与下滑面平行的斜面（见图Ⅲ-3-6-15），高出这个斜面，即高于（900+x）tanθ 的障碍物为复飞障碍物。

6.4.8.8.2.1 OCA/H 的计算步骤

a）确定最高进近障碍物的高；

b）用下式将所有复飞障碍物的高（h_{ma}）换算为当量进近障碍物的高（h_a），确定最高的当量进近障碍物；

c）从步骤 a）和 b）确定的障碍物中，这就得出控制障碍物；

d）将相应于航空器类型的有关余度（表Ⅲ-3-6-3）与最高控制障碍物的高相加。

$$h_a = \frac{h_{ma}\cot Z + (-x_Z + x)}{\cot Z + \cot\theta} \qquad (Ⅲ-3-6-6)$$

式中：h_a——当量进近障碍物的高；

h_{ma}——复飞障碍物的高；

θ——下滑角；

Z——复飞面的倾角；

x——障碍物至着陆入口的距离（LTP 以后为负）；

x_Z——入口至 Z 面起点的距离［-900 m（H 类，-700 m）］。

6.4.8.8.3 高海拔机场和陡下滑角度调整

6.4.8.8.3.1 余度应该做如下调整：

a）对于标高超过 900 m（2 953 ft）的机场，机场标高每 300 m（1 000 ft）应该增加表列无线电高度表余度允许量的 2%；和

b）特殊情况下，下滑道角大于 3.2°时，下滑道角度在 3.2°和 3.5°之间每增加 0.1°，则应该增加表列无线电高度表余度允许量的 5%。

6.4.8.8.3.1.1 下滑道大于 3.5°或任何标称下降率（该航空器类型的 V_{at}乘以下滑道角的正弦）大于 5 m/s（1 000 ft/min）的程序都是非标准程序。它们需要：

a）增加高度损失余度（根据航空器类型而定）；

b）调整复飞面起点；

c）调整 W 面的斜率；

d）重新测量障碍物；和

e）采用相关运行限制。

这类程序通常受限于特殊批准的营运人和航空器，并有相关的航空器和机组限制。它们不得作为消减噪声程序的手段。

6.4.8.8.3.1.2 第Ⅱ部分第1篇第1章附录B说明了要求的程序设计改变和有关运行/审定的考虑。

举例：C类航空器——机场标高：1 650 m MSL；

下滑角3.5°；

表列余度：无线电高度表22 m；

（表Ⅲ-3-6-3）气压高度表46 m。

对机场标高的修正：

$$22 \times \frac{2}{100} \times \frac{1650}{300} = 2.42 \text{ m}$$

对下滑角的修正：

$$22 \times \frac{5}{100} \times \frac{3.5 - 3.2}{0.1} = 3.30 \text{ m}$$

总的修正为5.72 m，向上取整为6 m。

修正的无线电高度表余度 22+6=28 m。

修正的气压高度表余度 46+6=52 m。

6.4.8.8.3.2 表Ⅲ-3-6-3中的例外和调整的数值。表Ⅲ-3-6-3中数值是考虑航空器从标称进近航径上的OCA/H开始，使用正常的人工操纵复飞程序而计算得到。这些数值没有考虑障碍物的侧向偏移，也没有考虑航空器这种偏移的可能性。如果需要综合考虑这些可能性，则应该使用6.4.9规定的CRM。如果有适当的飞行和理论依据，即相当于1×10^{-5}（基于10^{-2}的复飞率）概率的高度损失数值，表Ⅲ-3-6-3中的数值可以根据特定机型进行调整。

6.4.8.8.3.3 无线电高度表的验证。如果公布无线电高度表的OCA/H，则应该已经通过运行检查证实了无线电高度表信息的可重复性。

6.4.8.8.3.4 特定入口速度的高度损失（HL）/高度表余度。如果要求特定V_{at}的高度损失/高度表余度，可以使用以下公式进行计算（也见表Ⅲ-3-6-4）。

使用无线电高度表：

余度=（0.096 V_{at}-3.2）m，V_{at}的单位为km/h

余度=（0.177 V_{at}-3.2）m，V_{at}的单位为kt

使用气压高度表：

余度=（0.068 V_{at}+28.3）m，V_{at}的单位为km/h

余度=（0.125 V_{at}+28.3）m，V_{at}的单位为kt

其中，V_{at}为入口速度，基于航空器在最大允许着陆重量和着陆形态下失速速度的1.3倍。

注：该等式假定航空器的空气动力学和动态特性与速度类型直接相关。因此，计算的高度损失/高度表余度实际上可能不适合于最大着陆重量条件下 V_{at} 超过 165 kt 的小型航空器。

6.4.8.8.3.5 特定入口速度（直升机）的高度损失（HL）/高度表余度。V_{at} 的概念对于直升机运行不适用。高度损失余度见表Ⅲ-3-6-3。

6.4.8.9 障碍物密度对 OCA/H 的影响。为评价 OAS 面之下障碍物密度的可接受程度，可以使用 6.4.9 中描述的 CRM。这种方法可以比较机场环境和评价给定 OCA/H 数值的风险水平，但要强调它不能代替运行评判。

6.4.9 精密进近航段的超障余度——碰撞风险模型（CRM）用于 GLS 运行

注：CRM 的 GLS 实施规范还在制定中。

6.4.9.1 总则。ILS CRM 是一个计算机程序，用于确定航空器运行至特定的 OCA/H 时的风险数值，并与安全目标值进行比较。ILS CRM 可以用于 GLS Ⅰ类运行，因为 GLS CRM 的规范仍处在制定阶段。ILS CRM 的程序说明与使用指南的描述，及要求输入数据/输出结果的精确格式，见《ILS 运行的碰撞风险模型（CRM）使用手册》（Doc 9274）。

6.4.9.2 输入。CRM 要求输入以下数据：

a）机场资料：名称、跑道入口位置和跑道方向，MSL 之上的入口标高，前序航段的详情；

b）GLS 参数：类型（只有Ⅰ类）、下滑角、GARP-LTP 距离、GLS 航向道宽度和 DCP 的高；

c）复飞参数：决断高/高度（超障高）和复飞转弯点；

d）航空器参数：类型、轮高（天线至轮底）和半翼展、航空器类型（A、B、C、D 或 D_L）和复飞爬升梯度；

注：CRM 不考虑 E 类航空器。

e）障碍物数据：障碍物边界（用相对于跑道入口的 x 和 y 坐标或用地图网格坐标表示）和障碍物高（用入口以上的高或用 MSL 之上的标高）。为进行障碍物密度评价，还必须包括穿透 6.4.7.2 规定的基本 ILS 面的所有障碍物。

6.4.9.3 输出和适用范围。程序输出的是航空器运行至规定的 OCA/H 和复飞过程中发生与障碍物碰撞的总风险。使用不同的输出选项还可以产生其他信息。

6.4.9.3.1 例如，可以给出单个障碍物造成的风险，这些风险的形式可以是障碍物的范围或是更实用的风险数值，这样用户可以立刻看出哪个障碍物对总的风险贡献较大。

6.4.9.3.2 用户通过输入适当参数重新运行 CRM 可以评估任何参数变化对运行安全的影响，典型的是改变下滑角或抬高/降低 OCA/H。计算出来的风险可以与满足总体安全目标所规定的可接受风险水平（不能差于 1×10^{-7}/每次进近）相比较。

6.4.9.4 OCA/H 的确定。OCA/H 的确定就是一个不断地改变 OCA/H 值而重新运行 CRM 的过

程，直至计算得到的风险能满足安全目标水平（即好于1×10^{-7}/每次进近）。

6.5 精密航段后的复飞（最后复飞）

6.5.1 总则

最后复飞的准则是基于一般准则中的相应部分（见第7章）并作了某些修订，以允许GLS精密航段使用的保护区和面有所不同，并且该航段OCA/H可能因航空器类型而有所改变。

6.5.1.1 在超障余度计算中用于计算距离和梯度的基准称为“起始爬升点”（SOC），其位置由GP′面［起点为入口平面上-900 m（H类，-700 m），与下滑道平行］到达OCA/H-HL时的高和距离确定。保护区根据为复飞规定的导航系统而划设（其中，OCA/H和HL均对应于同一航空器类型）。

6.5.1.2 如果确认位于最后复飞航段内的障碍物会导致精密航段计算的任何OCA/H值有所增加，为降低OCA/H，可以为复飞面（Z）另外规定一个较高的梯度，以达到降低OCA/H的目的（见第Ⅰ部分第4篇第6章6.2.2.2“中间航段的爬升梯度”）。

6.5.1.3 复飞可以使用RNAV或RNP系统进行航迹引导。只有在该飞行阶段的系统导航精度能力为1 NM或更好时，才可以考虑。可用于复飞的导航规范参见第Ⅲ部分第1篇第1章的表Ⅲ-1-1-1。

6.5.2 直线复飞

6.5.2.1 总则。精密航段终止于Z面达到入口LTP之上300 m高的距离。在该距离上Z面的宽度决定了最后复飞保护区的起始宽度。其划设见图Ⅲ-3-6-16，没有副区。

6.5.2.2 直线复飞超障余度（见图Ⅲ-3-6-17）。最后复飞保护区内的障碍物标高/高应该小于：

$$(OCA/H_{ps}-HL)+d_0\tan Z$$

其中：

精密航段的OCA/H（OCA/H_{ps}）和HL（表Ⅲ-3-6-3）都对应于同一航空器类型。

d_0从SOC开始沿平行于直线复飞航迹量取。

Z复飞面与水平面的夹角。

如果这条准则不能满足，则应该规定一个转弯以避开危险障碍物。如果转弯不可行，则必须提高OCA/H。

6.5.2.3 从传统导航向RNAV或RNP复飞过渡可以通过在LOC延伸航道上定义一个RNAV或RNP的航路点，或者一个在一定高度后转弯直飞的航路点来确定（参见图Ⅲ-3-6-23）。如果

RNAV 或 RNP 航迹是与 LOC 在同一条直线上，则正切 SOC 处的保护区应该沿航迹按照 15°扩张直到在 LOC 延伸航道上所构建的 RNAV 或 RNP 保护区宽度。在 Z 面的侧向边界和外侧边界之间的保护区以内，障碍物评估应该是基于 Y 面；而对于 300 m 等高线侧向边界以外的保护区应该是基于 Y 面的数学外推。Z 面应按照相同的角度继续扩张直至 RNAV 或 RNP 的保护区宽度。副区的应用应该从 Z 面到达 RNP 或 RNP 主区宽度的位置点开始（见图Ⅲ-3-6-21）。到有延伸 Y 面和 Z 面的点之前都应该使用与精密航段相同的超障方法［参见 1.4.8“精密航段的超障余度——障碍物评估面（OAS）准则的应用”］并应继续将其应用到位于 RNAV 或 RNP 主区内的 Z 面所有部分。副区原则应该应用于 RNAV 或 RNP 主区与总保护区边界之间。无论是障碍物穿透了延伸 Y 或是副区内 Z 面，其标高/高应低于：

$$（OCA/H_{ps}-HL）+d_0\ \tan Z+M$$

其中：

a）精密航段的 OCA/H（OCA/H_{ps}）和 HL 都与同一航空器类型相关；

b）d_0的测量从 SOC 开始，平行于直线复飞航迹；

c）Z 是复飞面与水平面之间的角度；和

d）M 在主区边界为零，线性增加至总保护区边界为 30 m（98 ft）。

6.5.3 转弯复飞

6.5.3.1 总则。可以规定在一个指定转弯点（TP）转弯、在一个指定高度/高转弯或“尽快转弯”。使用的准则由该转弯相对于精密航段标称终点的位置决定，如下所述：

a）精密航段标称终点后转弯。如果转弯规定在精密航段标称终点距离之后，适用第Ⅰ部分第 4 篇第 6 章 6.4.5“在一个指定高度/高开始转弯”中的准则，但有如下例外：

1）根据 6.5.2.2“超障余度”的规定，用（OCA/H-HL）代替 OCA/H；以及

2）因为 SOC 与 OCA/H 有关，不可能用非精密进近中单独调整 OCA/H 或 MAPt 的办法获得超障余度。

b）精密航段标称终点前转弯。如规定转弯开始于一个低于入口以上 300 m 的指定高度/高，或一个指定 TP 而造成最早 TP 在精密航段标称终止距离以内，则必须使用以下 6.5.3.2 和 6.5.3.3 规定的准则。

c）对于使用 RNAV 或 RNP 复飞，旁切和飞越转弯应该限制在 90°。RF 不允许用于 RNP 复飞的第一航段，因为没有正切 RNP 加入航迹可以定义。在这种情况下，在 RF 航段之前所要求的第一个航路点应该是位于 LOC 航段延长线上的 TF 航段。

d）第一个 RNAV 或 RNP 定位点的最早位置在 SOC 之后一倍 ATT 距离（见图Ⅲ-3-6-24）。如果该定位点被定义为旁切转弯，应该在该点之前增加一个 $d_1+3V/3\ 600$ 的距离，其中 $d_1=r\times\tan A/2$，V 是 TAS。

e）对于 RNAV 或 RNP 复飞，标准转弯结构和转弯 MOC［转弯大于 15°为 50 m（164 ft），其他转弯为 30 m（98 ft）］）应该在最早转弯点之后使用。副区应该应用到 RNAV 或 RNP

主区标准宽度和总宽度之间，除非障碍物位于Y面之下或其在转弯外侧的延伸则不用考虑。参见图Ⅲ-3-6-21和图Ⅲ-3-6-22。

注：对指定TP位置或指定转弯高度的调整，可能会涉及重新绘制相关的保护区和重新计算余度，这样能排除一些障碍物或引入一些新的障碍物。因此，为取得最小OCA/H值，有必要采用试凑法调整指定的TP或指定的转弯高度（见第Ⅱ部分第1篇第1章附录A）。

6.5.3.2 低于入口以上300 m的指定高度/高转弯

6.5.3.2.1 一般准则（见第Ⅰ部分第4篇第6章6.4.5“在一个指定高度/高开始转弯”）按照本节内容进行补充和修订后适用。转弯起始区和随后转弯的划设显示在图Ⅲ-3-6-18中。

6.5.3.2.2 转弯高度/高。精密进近航段终止于TP。这样就允许计算OCA/H_{ps}和（OCA/H_{ps}-HL）。随后SOC就可以确定，转弯高度/高（TNA/H）按如下关系式计算：

$$TNA/H = OCA/H_{ps} - HL + d_Z \tan Z \qquad (Ⅲ-3-6-7)$$

式中：d_Z——从SOC至TP的水平距离；

OCA/H_{ps}——精密航段计算的OCA/H。

如果TP位于SOC，则在进近图中必须注明“尽快转弯至（航向或导航台）”，以及用以识别转弯需要避开障碍物的位置和高的充分信息。

6.5.3.2.3 保护区

6.5.3.2.3.1 起始转弯区（见图Ⅲ-3-6-18）。起始转弯区由Ⅰ类的Y面300 m等高线界定，终止于TP的距离。

注：最早的TP位于CAT Ⅰ类进近Y面300 m等高线的起点（D″点），除非规定一个定位点以限制早转弯（见6.5.3.2.6“早转弯的保护”）。

6.5.3.2.3.2 转弯保护区。转弯保护区的划设参照一般准则的规定（第Ⅰ部分第4篇第6章6.4.3“转弯参数”）。

6.5.3.2.4 超障余度

a）起始转弯区的超障余度。在起始转弯区的障碍物标高/高应该小于：

1）转弯大于15°时，转弯高度/高-50 m（164 ft）［H类，40 m（132 ft）］；

2）转弯等于或小于15°时，转弯高度/高-30 m（98 ft），但位于转弯外侧Y面之下的障碍物，在计算转弯高度/高时可以不予考虑。

b）转弯区内的超障余度。在转弯区内及以后保护区内的障碍物标高/高应该小于：

$$转弯高度/高+d_0 \tan Z-MOC$$

其中：d_0为从障碍物至起始转弯区边界上最近点的距离，MOC取值：

1）转弯大于15°时，50 m（164 ft）［H类，40 m（132 ft）］；

2）转弯等于或小于 15°时，30 m（98 ft）。

如有副区，MOC 线性减小至副区外侧边界为零。

6.5.3.2.5 转弯高度/高的调整。如果上述 6.5.3.2.3 a）和/或 b）规定的准则不能满足，则应该调整转弯高度/高。调整方法有两种：

a）调整转弯高度/高而不改变 OCA/H：这就意味着要移动 TP，并重新绘制保护区；

b）用增加 OCA/H 来抬高转弯高度/高：其结果是过同一个 TP 的转弯高度更高，转弯区保持不变。

6.5.3.2.6 早转弯的保护。若公布的程序没有一个特定的定位点来限制航空器实施指定高度/高之上的复飞转弯，必须对障碍物进行额外检查（见第Ⅰ部分第 4 篇第 6 章 6.4.5.6“早转弯的保护”）。

6.5.3.3 在指定 TP 转弯，且最早 TP 在精密航段标称终点之前

6.5.3.3.1 如果规定在指定 TP 转弯，且最早 TP 在精密航段标称终止距离之前，则精密航段终止于最早 TP。这样，可以计算 OCA/H_{ps}和（OCA/H_{ps}-HL），从而确定 SOC。

6.5.3.3.2 当程序要求在指定 TP 实施转弯，下列信息应该与程序一起公布：

a）TP，如果规定为一个定位点；或

b）交叉的 VOR 径向线、NDB 方位线或 DME 距离，而没有航迹引导（见第Ⅰ部分第 2 篇第 2 章 2.6.4“复飞定位点”）。

6.5.3.3.3 转弯区：转弯区的设计，见第Ⅰ部分第 4 篇第 6 章 6.4.6.3，基于 OAS Y 面 300 m 等高线在最早和最晚 TP 的宽度（见图Ⅲ-3-6-19）除外。

6.5.3.3.4 超障余度：障碍物标高/高应该低于：

$$（OCA/H_{ps}-HL）+d_O \tan Z-MOC$$

式中：d_O——d_Z+障碍物至 K-K 线的最短距离；

d_Z——从 SOC 至最早 TP 的水平距离。

而 MOC 为：

50 m（164 ft）［H 类，40 m（132 ft）］，转弯大于 15°；和

30 m（98 ft），转弯等于或小于 15°。

如果障碍物标高/高超过该值，则必须增加 OCA/H，或移动 TP 以获得要求的余度（见第Ⅱ部分第 1 篇第 1 章附录 A）。

6.6 平行或接近平行仪表跑道的同时 ILS 和/或 MLS 精密进近

注：指导材料包含在“平行或接近平行仪表跑道同时运行手册（Doc 9643）。

6.6.1 总则

当意图在平行跑道同时使用精密进近程序时，如下附加准则应该适用于两个程序的设计：

a）切入最后进近航迹的最大夹角为30°。最后进近航迹的切入点应该位于切入下滑航径之前至少3.7 km（2.0 NM）；

b）两个程序中间航段的最小高度差为300 m（1 000 ft）；和

c）两个复飞程序的标称航迹应该分开至少30°，规定为“尽快转弯”的复飞转弯，在复飞程序设计时可能涉及设计一个或多个复飞程序。

单个GBAS有能力服务于两条跑道。

6.6.2 超障评估

规定在指定章节的精密进近超障准则适用于每条平行精密程序。这些标准增加了相对于另一条平行跑道一侧保护区的检查，以保护为避开相邻跑道上航空器潜在的早转弯侵入。该检查可以使用一套单独定义的平行进近障碍物评价面（PAOAS）。对这些程序进行障碍物评估的方法示例，包含在第Ⅱ部分第1篇第1章附录D。

6.7 最后进近航迹对正有方向偏置的GLS CAT Ⅰ

6.7.1 最后进近航迹对正有方向偏置的GLS CAT Ⅰ的使用

最后进近航迹应该与跑道中心线相交：

a）交角不大于5°；和

b）标称下滑航径到达切入点的高，应该在入口标高之上至少55 m（180 ft）。程序应该标注“最后进近航迹偏置……度”（十分之一度）。

通常的布局显示在图Ⅲ-3-6-20中。

6.7.2 超障评估

6.1至6.6中的条款适用，除了：

a）所有的超障面和计算都是基于对正最后航迹的假想跑道。该假想跑道与真跑道的长度和着陆入口标高相同。FTP与对正程序的LTP相似。GLS航道在FTP的宽度与在LTP的宽度相同。DCP位于FTP之上15 m（50 ft）。

b）这一程序的OCA/H应该至少为：切入高度/高+20 m（66 ft）。

6.8 公布

6.8.1 总则

第Ⅲ部分第5篇第1章1.3.4中对第Ⅰ部分第4篇第9章中航图的一般标准进行修订。GLS

进近程序的仪表进近航图应该以标题 GLS RWY XX 进行标识。如果为同一跑道公布了一个以上的 GLS 进近，则应该使用重复名程序命名规则。

6.8.2 OCA/H 值的公布

GLS CAT Ⅰ类进近程序 OCA/H 的公布。适当时，应该公布所设计程序各种类型航空器的 OCA 或 OCH 值。这些数值应该基于如下标准条件：

a）用气压高度表飞行 Cat Ⅰ；

b）标准航空器尺寸（见 6.1.3）；和

c）2.5%的复飞爬升梯度。

当有证据支持在 6.4.8.7 中所确定的修正基础上，营运人和相关的主管当局之间可以对 OCA/H 的外加数值达成一致并予以公布。

6.8.3 最低标准框

特定机场各类航空器实施 CAT Ⅰ类运行所需的 OCA/H 表应该予以公布。

6.8.4 使用非标准下滑角的程序

下滑角大于 3.5°或标称下降率超过 5 m/s（1 000 ft/min）的程序均为非标准程序，应该满足限制条件（见 6.4.8.8.3.1）。这些程序通常限制于特许的营运人和航空器，并在进近图上公布有关航空器和机组限制的声明。

6.8.5 另外为最后复飞航段制定的梯度

如果在最后复飞航段内的障碍物导致精密航段计算的 OCA/H 值有任何增加，为了降低 OCA/H，可以另外为复飞面（Z）规定一个较高的梯度（见第Ⅰ部分第 4 篇第 6 章 6.2.2.2“中间航段的爬升梯度”）。

6.8.6 转弯

6.8.6.1 指定高度/高转弯。若 TP 位于 SOC，进近图中应该注明“尽快转弯至（航向或导航台）”并提供确认转弯要避开障碍物位置和高度所需的充分信息。

6.8.6.2 指定 TP 转弯。若程序要求在指定 TP 实施转弯，如下信息必须与程序一同公布：

a）TP，如果规定为一个定位点；或

b）交叉 VOR 径向线、NDB 方位线或 DME 距离，而没有航迹引导（见第Ⅰ部分第 2 篇第 2 章 2.6.4“复飞定位点”）。

6.8.7 基准航径识别

基准航径识别（RPI）。RPI 定义在第Ⅲ部分第 2 篇第 6 章附录 B 的 B.3.5 中，并应该与程序信息一起公布。

6.8.8 通道号

GBAS 通道号：通道号定义在附件 10 第Ⅰ卷附件 D 的 7.7，并应该与程序信息一起公布。

6.8.9 GBAS基准点的详情

GBAS基准点信息：如下关于GBAS点的信息应该与程序信息一起公布：GBAS基准点接收机的经纬度，识别标识，服务区半径，MSL标高和椭圆面高。

表Ⅲ-3-6-1 下滑道切入点和最后进近之间的最短距离

切入最后进近的角度（°）	A/B/H类	C/D/D_L/E类
0~15	2.8 km（1.5 NM）	2.8 km（1.5 NM）
16~30	3.7 km（2.0 NM）	3.7 km（2.0 NM）
31~60	3.7 km（2.0 NM）	4.6 km（2.5 NM）
61~90	3.7 km（2.0 NM）	5.6 km（3.0 NM）
或在直角航线或反向程序内		

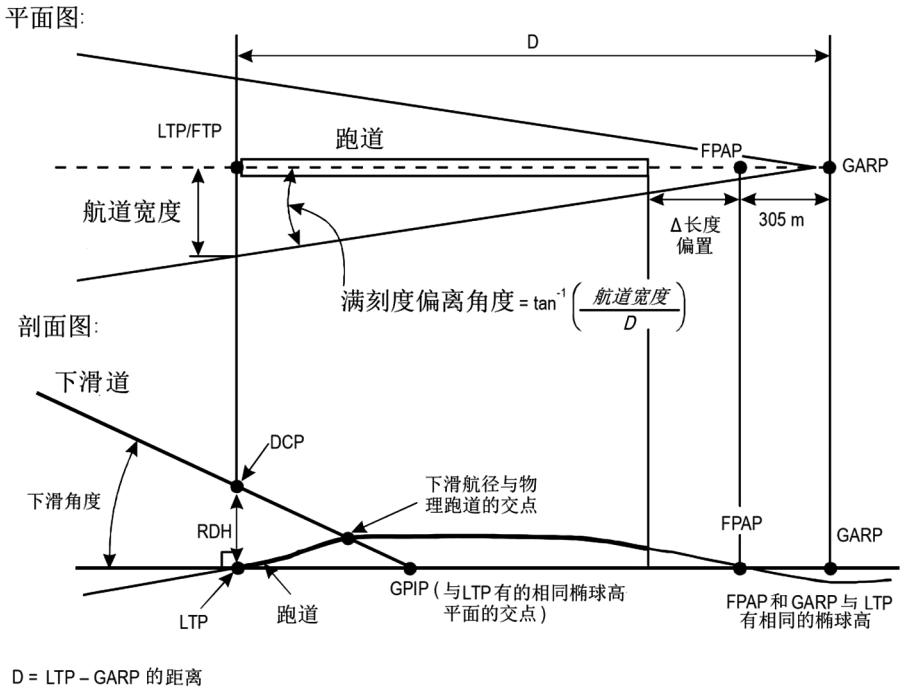
表Ⅲ-3-6-2 在计算OCA/H可忽略不计的物体

分类	着陆入口以上最大高	至跑道中线的最小横向距离
着陆系统天线	17 m（55 ft）	120 m
滑行中的航空器	22 m（72 ft）	150 m
在等待坪或在入口与-250 m之间滑行等待位置上的航空器（只限Ⅰ类）	15 m（50 ft）	75 m

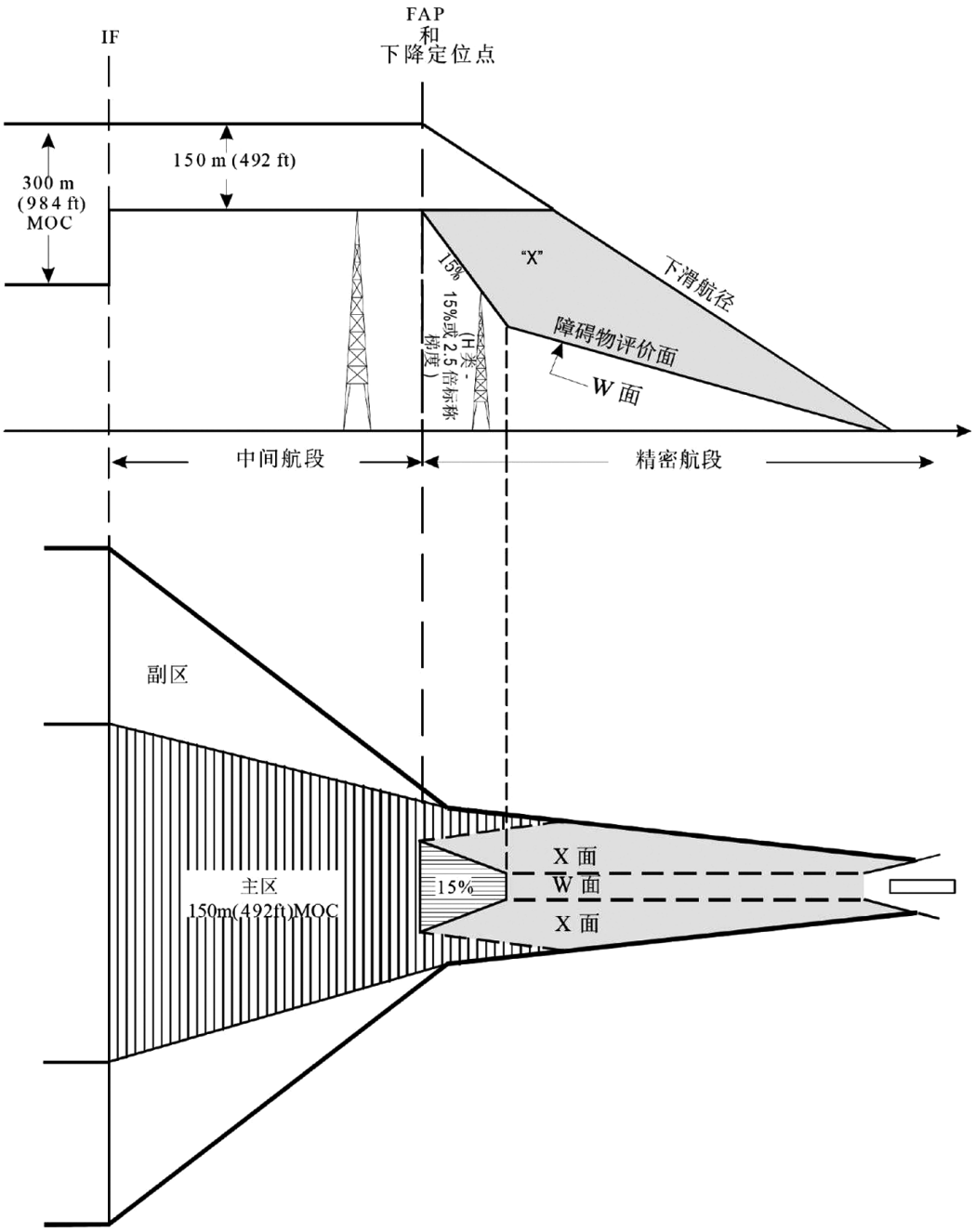
表Ⅲ-3-6-3 高度损失/高度表余度

航空器类型（V_{at}）	使用无线电高度表的余度		使用气压高度表的余度	
	m	ft	m	ft
A——169 km/h（90 kt）	13	42	40	130
B——223 km/h（120 kt）	18	59	43	142
C——260 km/h（140 kt）	22	71	46	150
D/D_L——306 km/h（165 kt）	26	85	49	161
H——167 km/h（90 kt）	8	25	35	115

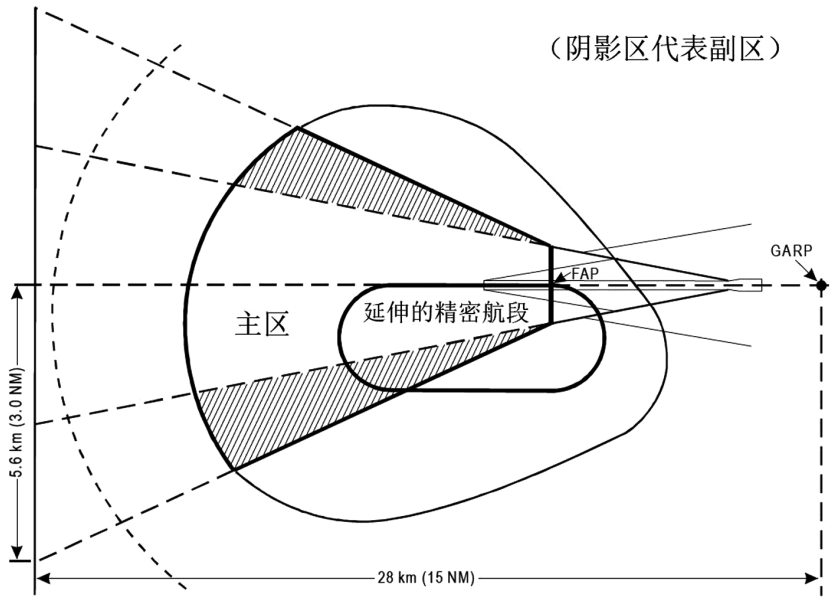
注1：H类速度是最后进近最大速度，不是V_{at}。
注2：对E类航空器可直接使用6.4.8.8.3.4的方程式。


平面图:
D
LTP/FTP
跑道
FPAP
GARP
航道宽度
Δ长度
偏置
305 m
满刻度偏离角度 = tan-1 (航道宽度 / D)
剖面图:
下滑道
DCP
下滑角度
RDH
下滑航径与物
理跑道的交点
FPAP
GARP
LTP
跑道
GPIP（与LTP有的相同椭球高
平面的交点）
FPAP和GARP与LTP
有相同的椭球高
D = LTP – GARP 的距离

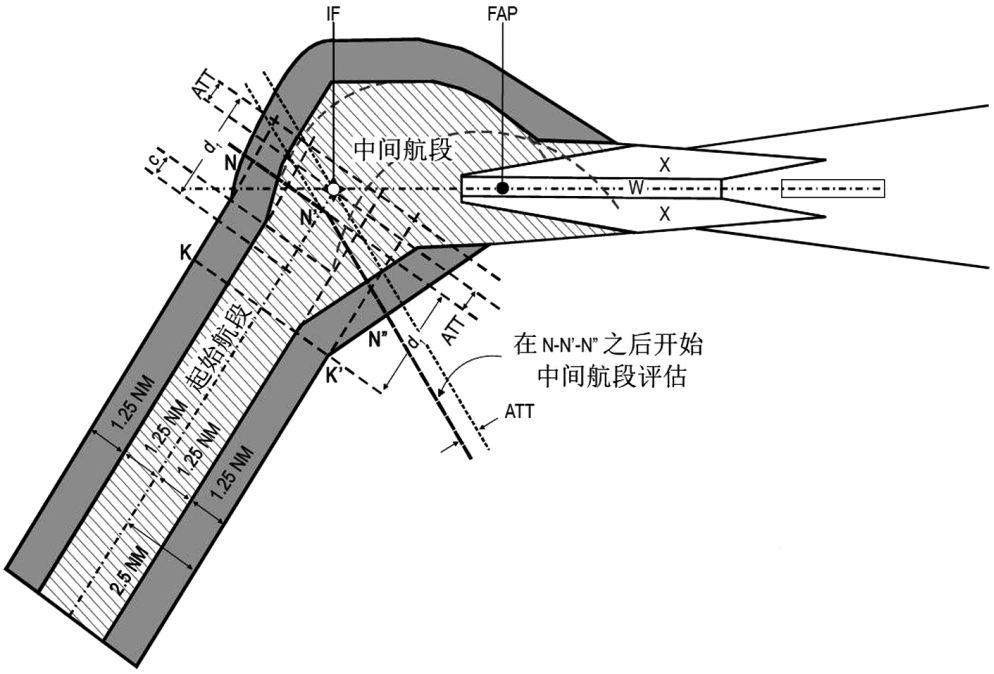
图Ⅲ-3-6-1　定义图解



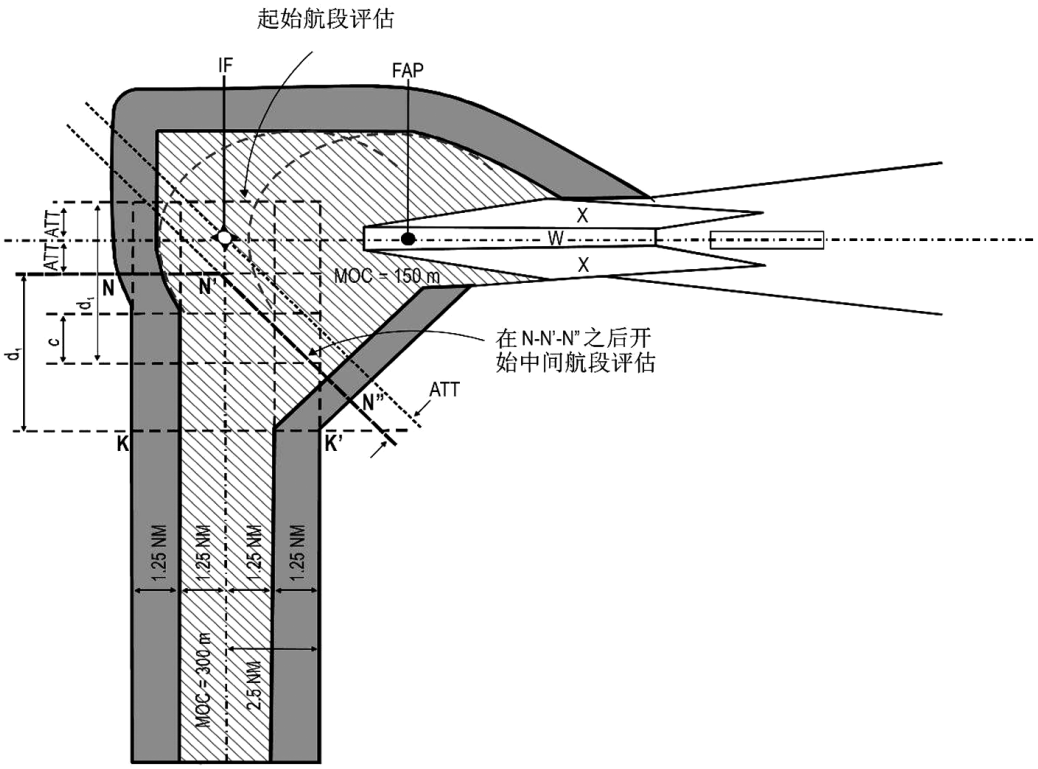
图Ⅲ-3-6-2　将下降定位点规定为最后进近点



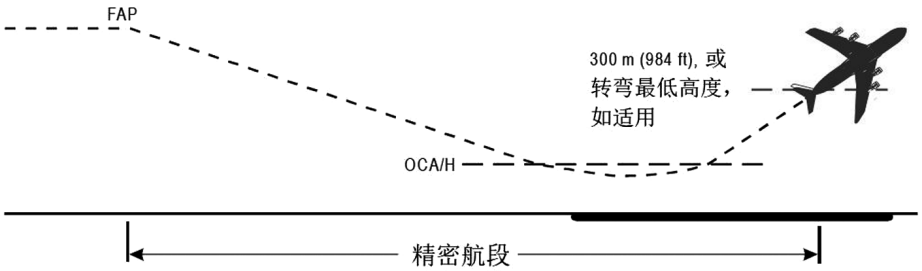
图Ⅲ-3-6-3　中间航段保护区，使用反向或直角程序的 GBAS 进近



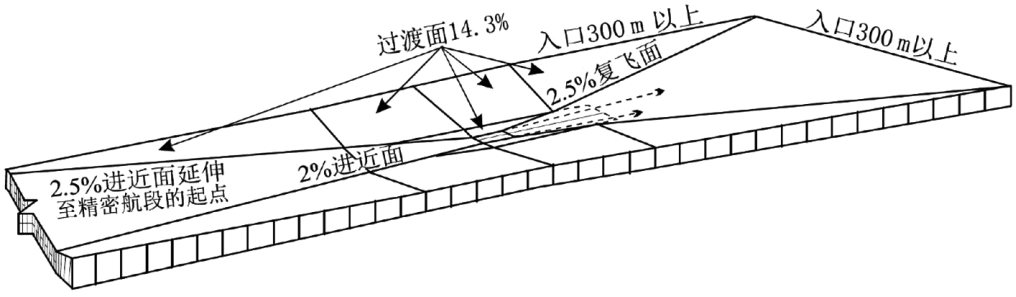
图Ⅲ-3-6-4　示例：RNAV1 或 RNP1 至 ILS 的过渡，60°切入



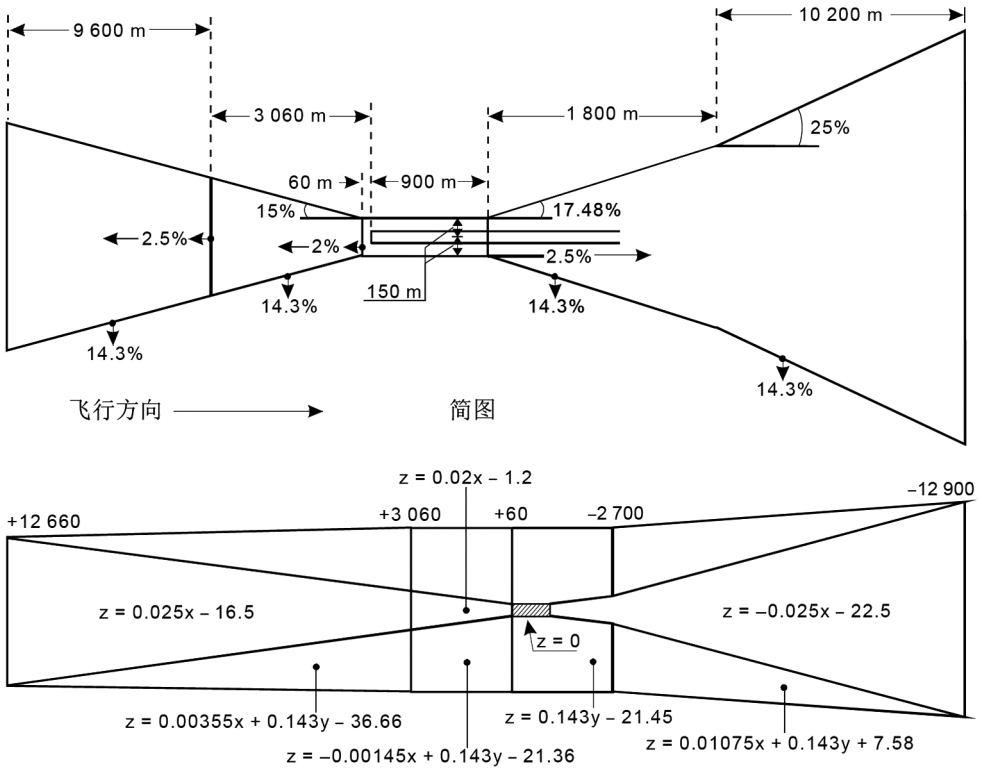
图Ⅲ-3-6-5　示例：RNAV1 或 RNP1 至 ILS 的过渡，90°切入（最大）



图Ⅲ-3-6-6　精密航段

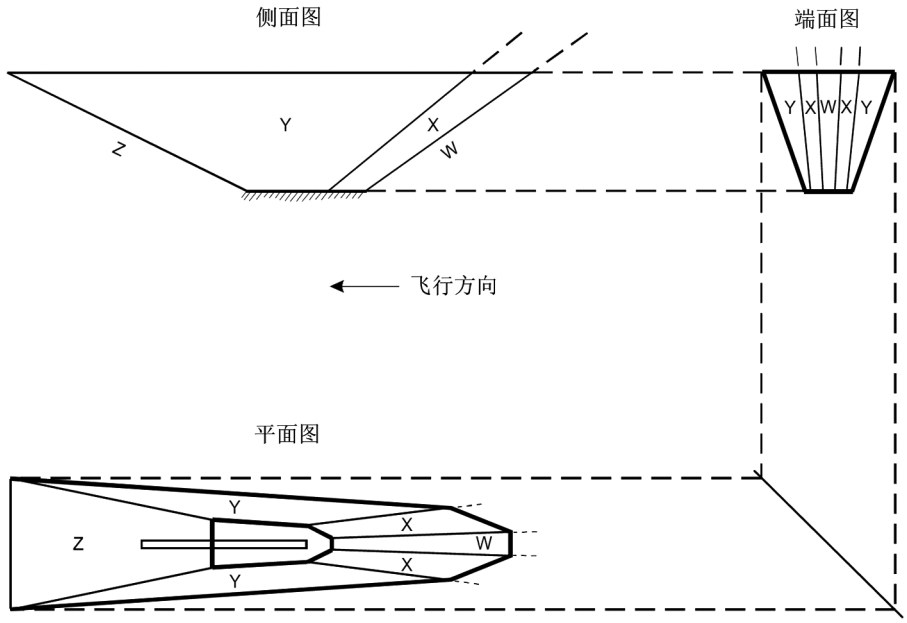


图Ⅲ-3-6-7　第Ⅲ部分第3篇第6章6.4.7.2规定的基本 ILS 面图解

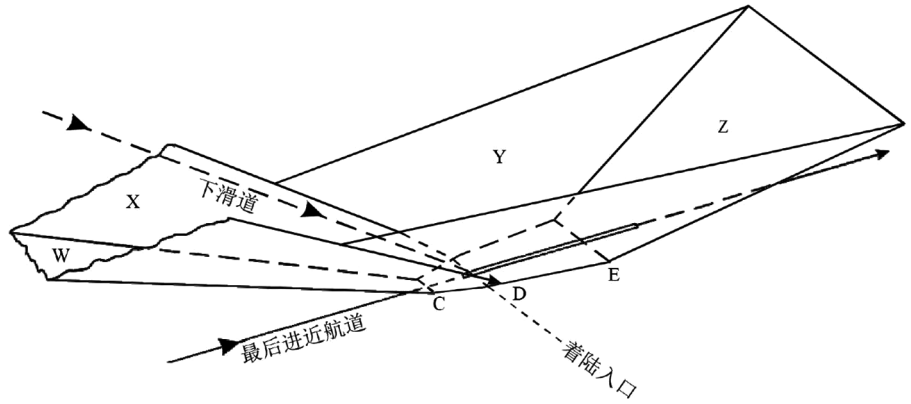


注：图中各面的方程使用的符号和坐标系与OAS相同。
见 6.4.8.2, 6.4.8.3 和 6.4.8.5 。方程假定跑道是水平的（所有数值以m为单位）。

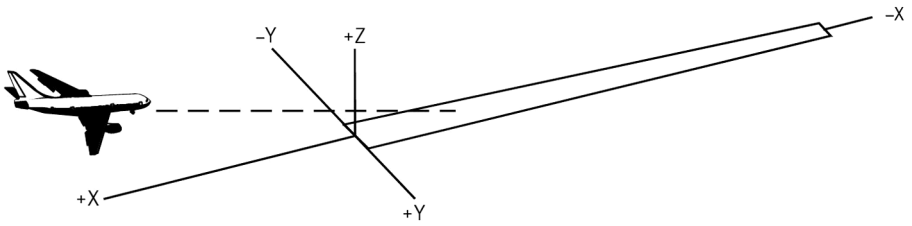
图Ⅲ-3-6-8　面的方程——基本 ILS 面



图Ⅲ-3-6-9　GLS 运行的 ILS 障碍物评价面图解

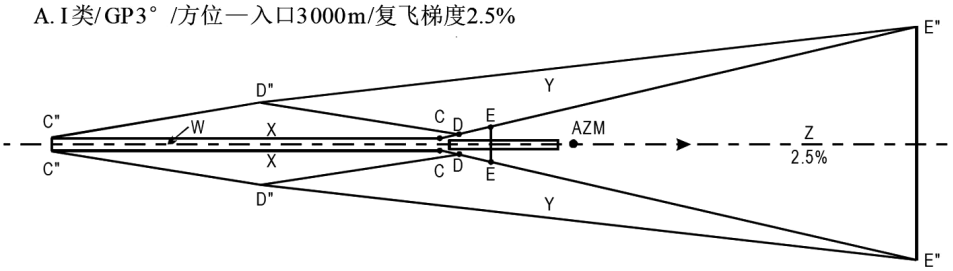


图Ⅲ-3-6-10　GLS运行的ILS障碍物评价面图解——透视图



图Ⅲ-3-6-11　坐标系

A. I类/GP3°/方位—入口3000m/复飞梯度2.5%



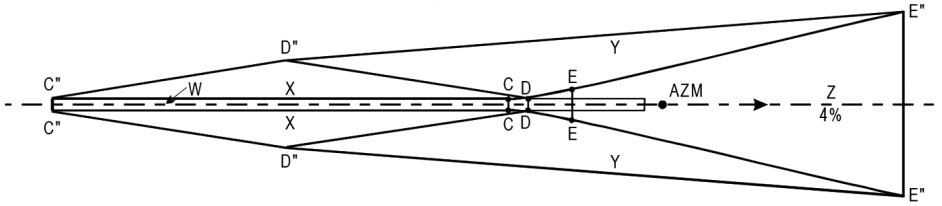
OAS面方程式：

W | z = 0.0285x – 8.01
X | z = 0.027681x + 0.1825y – 16.72
Y | z = 0.023948x + 0.210054y – 21.51
Z | z = –0.025x – 22.50

C, D, E, C", D", E" 的坐标 (m):

	C	D	E	C"	D"	E"
x	281	–286	–900	10 807	5 438	–12 900
y	49	135	205	96	910	3 001
z	0	0	0	300	300	300

B. I类/GP3°/方位—入口3000m/复飞梯度4.0%



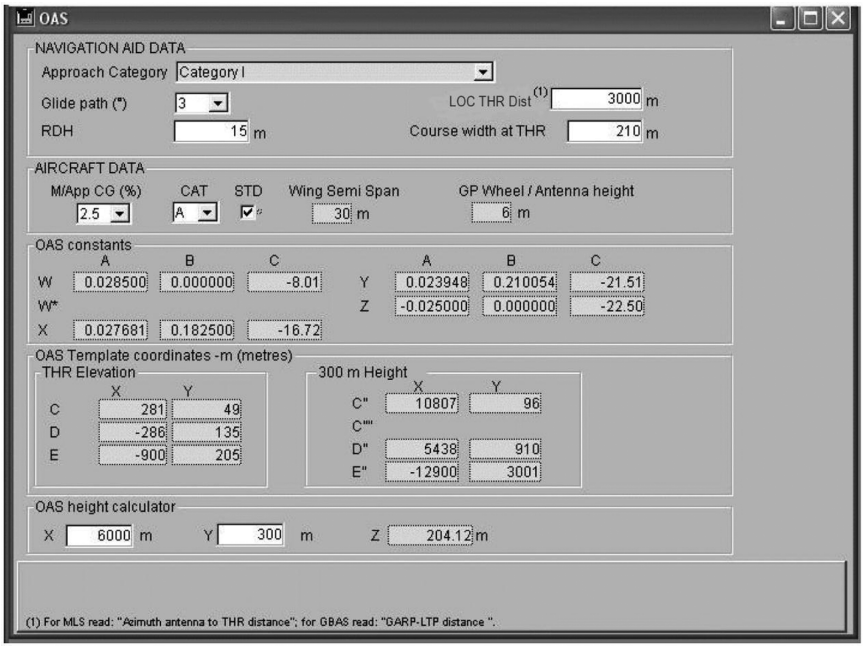
OAS面方程式：

W | z = 0.0285x – 8.01
X | z = 0.027681x + 0.1825y – 16.72
Y | z = 0.020158x + 0.238021y – 26.37
Z | z = –0.04x – 36.00

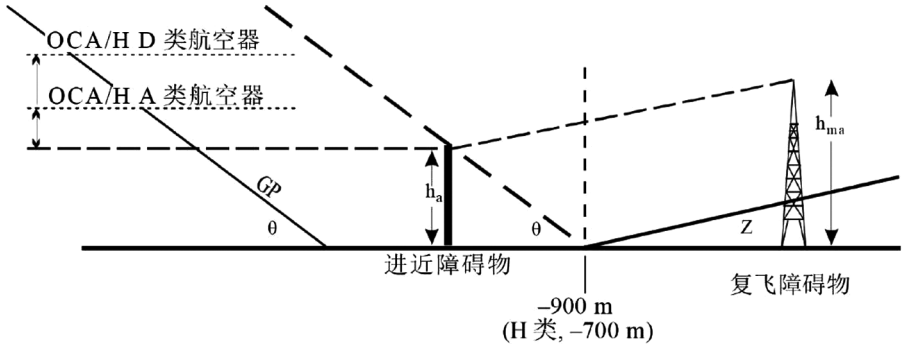
C, D, E, C", D", E" 的坐标 (m):

	C	D	E	C"	D"	E"
x	281	–286	–900	10 807	5 438	–8 400
y	49	135	187	96	910	2 082
z	0	0	0	300	300	300

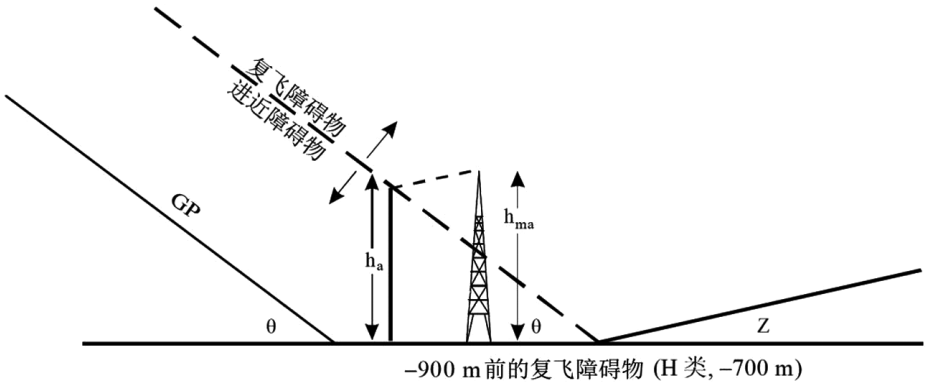
图Ⅲ-3-6-12　标准尺寸航空器的典型OAS等高线



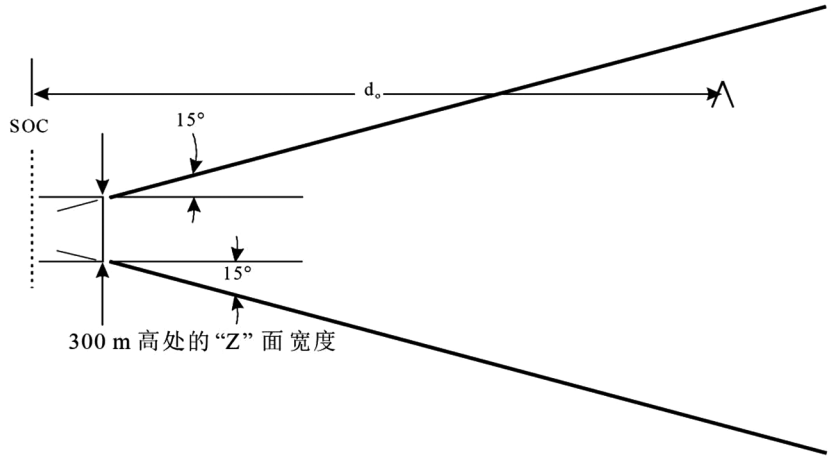
图Ⅲ-3-6-13　PANS-OPS OAS 软件生成的 OAS 输出数据



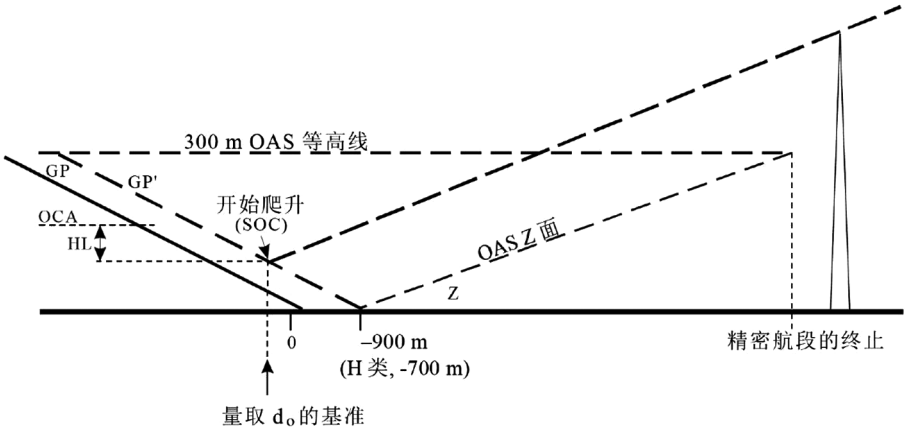
Ⅲ-3-6-14　-900 m 之后的复飞障碍物



图Ⅲ-3-6-15　-900 m 之前的复飞障碍物

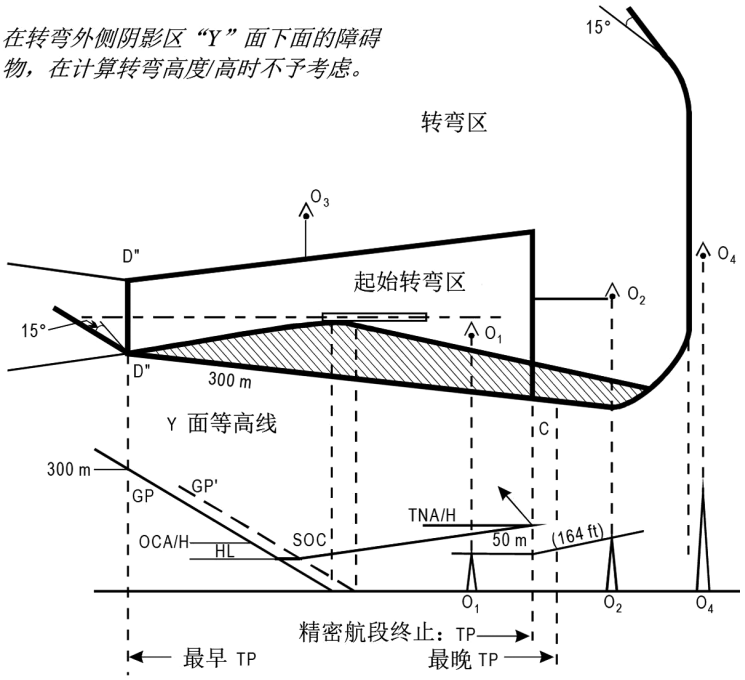


图Ⅲ-3-6-16　直线复飞的最后阶段

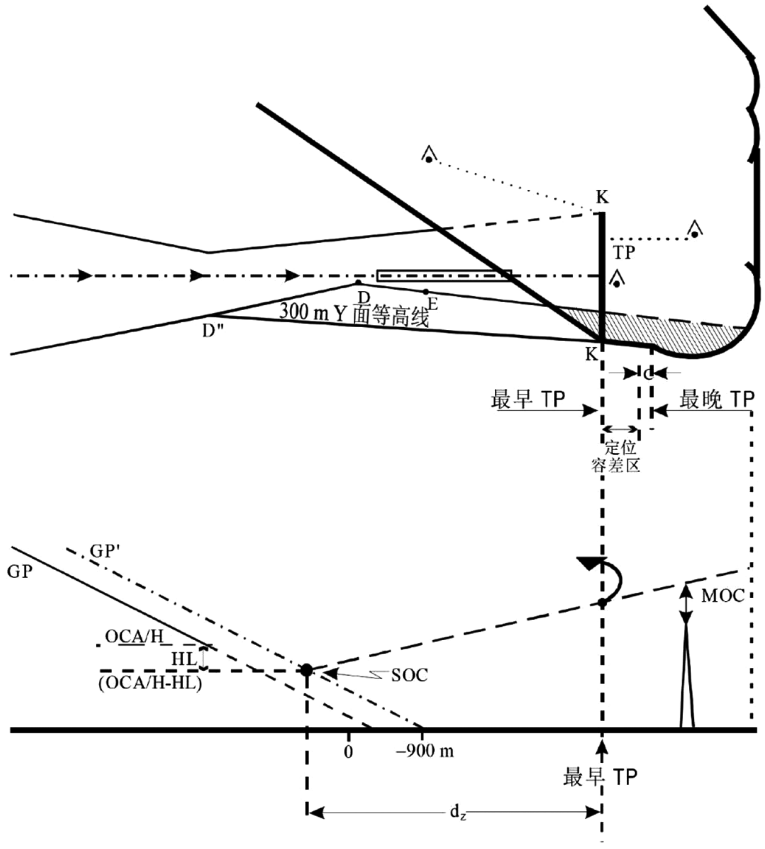


图Ⅲ-3-6-17　直线复飞超障

注：在转弯外侧阴影区“Y”面下面的障碍物，在计算转弯高度/高时不予考虑。

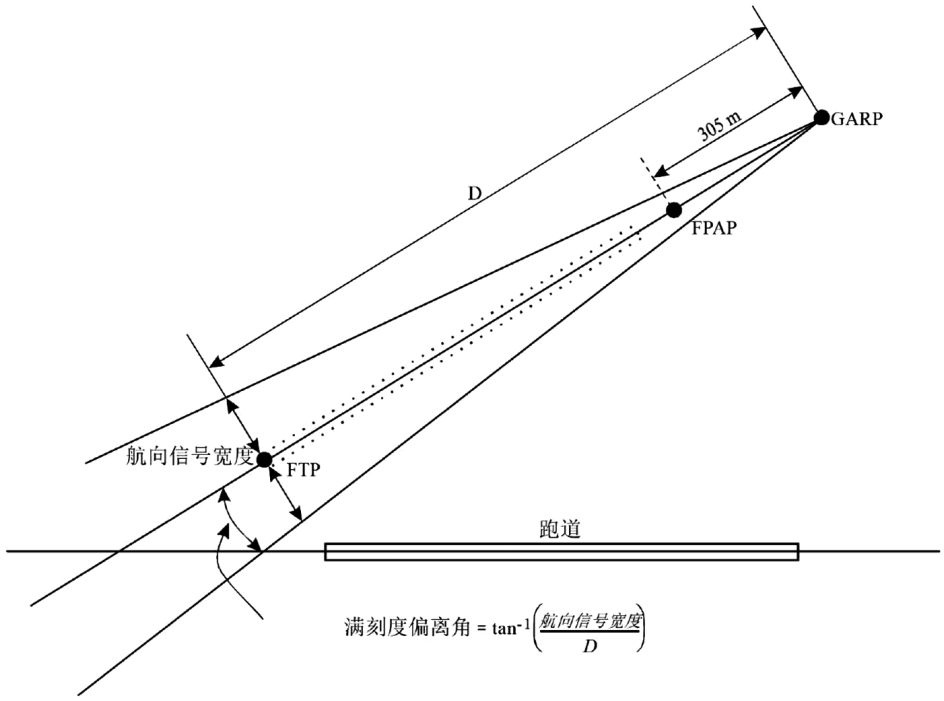


图Ⅲ-3-6-18　指定高度转弯



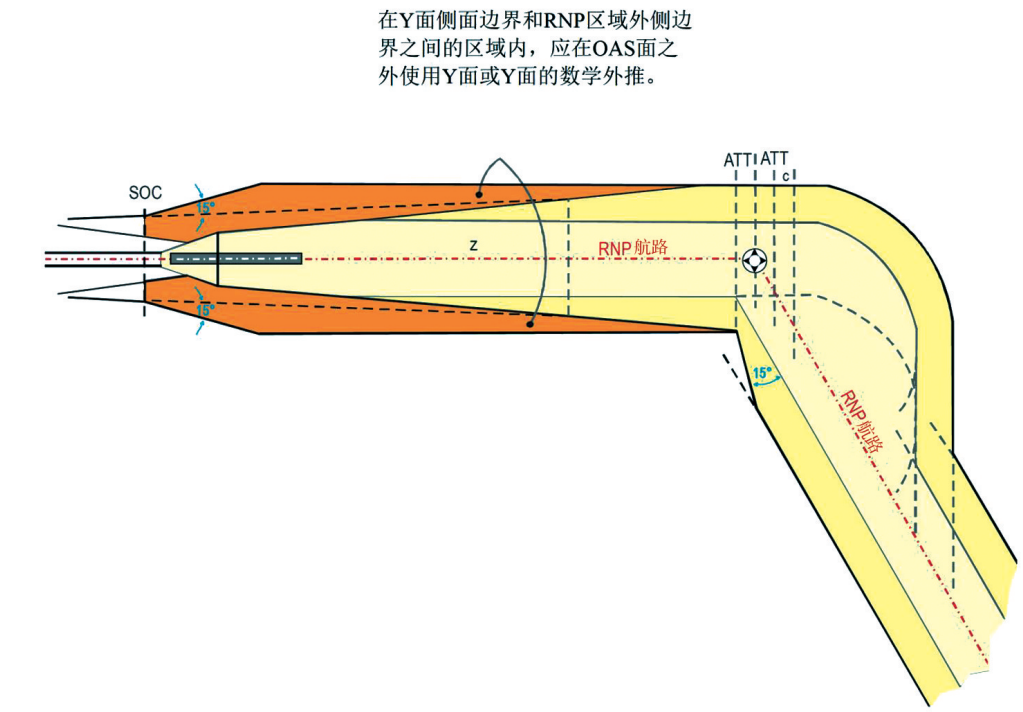
注 1：d_O = d_Z + 障碍物到 K–K 线的最短距离。
注 2：在“Y”面下（阴影区）的障碍物不需要考虑。

图Ⅲ–3–6–19　指定 TP（有 TP 定位点）

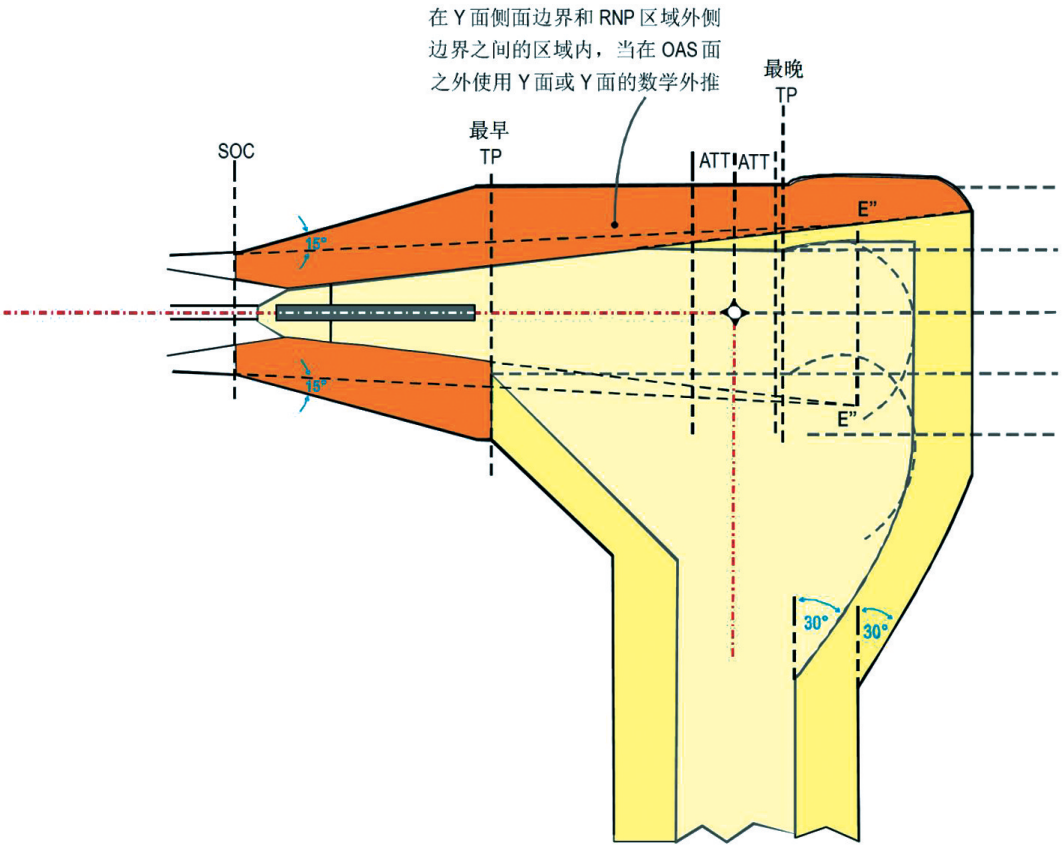


D = FTP 至 GARP 之间的距离

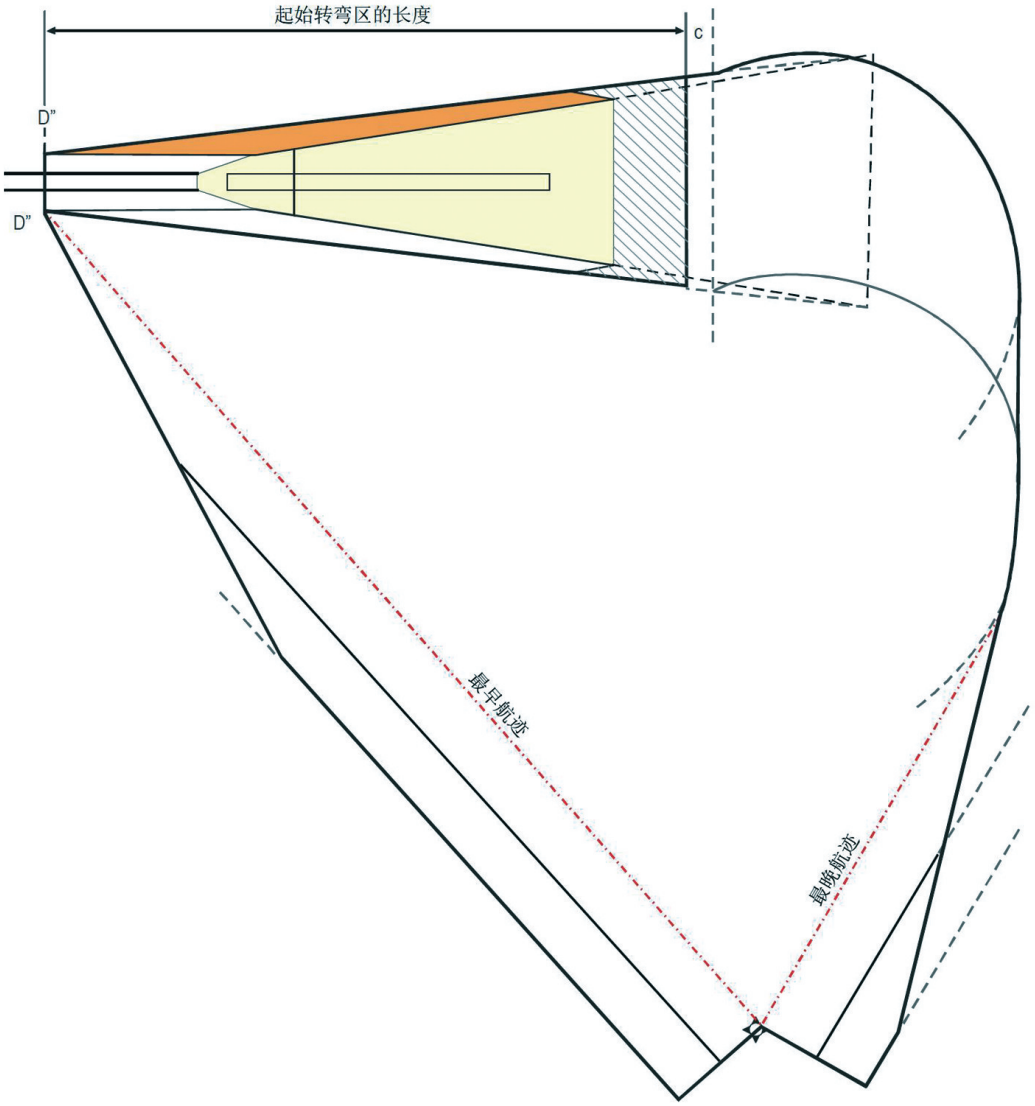
图Ⅲ–3–6–20　航向偏置的 GLS Ⅰ类最后进近方向对正



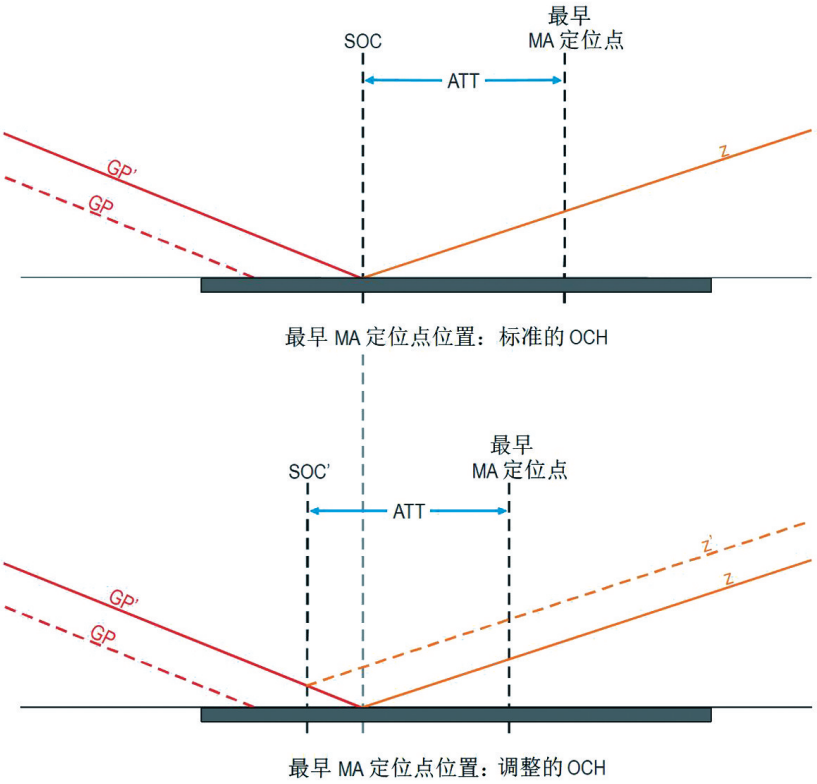
图Ⅲ-3-6-21　示例：过渡到 RNP1，精密航段之后的飞越转弯



图Ⅲ-3-6-22　示例：过渡到 RNAV1 或 RNP1，精密航段结束之前的旁切转弯



图Ⅲ-3-6-23　示例：在一定高度转弯直飞 RNAV1 或 RNP1 定位点



图Ⅲ-3-6-24　示例：RNAV 或 RNP 复飞的最早定位点位置

7 等待程序

7.1 总则

7.1.1 本章内容包含 RNAV 等待程序准则。

7.1.2 等待程序可以设计成既适用于导航规范要求航空器设备具备等待功能的运行，也适用于导航规范不要求航空器设备具备等待功能的运行。

7.1.2.1 导航规范要求 RNAV 系统具有等待功能。安装 RNAV 系统的航空器可以灵活地保持在由 RNAV 设备所确定的航迹上，程序的使用不像传统等待的使用那样刚性。使用这种技术的好处包括，考虑等待保护区的选址和对正情况下的空域优化利用，以及在某些情况下缩小等待保护区空域。高级 RNP 是唯一要求 RNAV 系统具备等待功能的导航规范。

7.1.2.2 导航规范不要求 RNAV 系统具备等待功能。对于没有任何等待功能的 RNAV 系统，在人工飞行情况下，可以基于某一航路点来确定一个 RNAV 等待程序。应该使用一个传统等待模板来构建该类等待的超障保护区。

7.1.3 飞行管理系统通常通过导航数据库来进行控制。

7.1.4 等待航线的位置和数量。为避免拥堵，每个程序应该只设置一条等待航线。通常的位置应该设在某个 IAF。等待航路点（MAHF）当作飞越航路点。

7.2 RNAV 等待类型

7.2.1 可以建立如下两种 RNAV 等待类型：

a）RNAV 航路点等待：

1）要求 RNAV 系统具备等待功能的运行；

2）不要求 RNAV 系统具备等待功能的运行；和

b）区域等待。这类等待可以按照 7.1.2 的规则应用于两类运行。

第Ⅰ部分第 4 篇第 3 章附录 C 中用距离确定出航边的传统等待程序的一般准则，按下列各等待类型的准则进行修订后适用。

7.2.2 RNAV 航路点等待

见图Ⅲ-3-7-1 A）。

7.2.2.1 要求 RNAV 系统具备等待功能的运行

a）假定 RNAV 系统能通过减小转弯坡度来补偿来自出航转弯外侧风的影响；

b）等待航线出航边的长度至少等于一个转弯直径；

c）假定 RNAV 系统在直线段能修正偏流；

d）在直线段不考虑航向容差。

7.2.2.2 不要求 RNAV 系统具备等待功能的运行（即 A 类 GNSS 接收器）

a）这类等待要人工飞行，而且只在入航航迹提供 RNAV 航迹引导；

b）不考虑 RNAV 系统补偿的风影响或修正偏流；

c）等待出航航段的终止是通过计时或通过由 RNAV 系统提供的至等待航路点（WD）的距离来确定。

7.2.3 区域等待。这种等待提供一个圆形保护区，以指定航路点为圆心，长度足够以容纳任何方向的标准直角等待航线［见图Ⅲ-3-7-1 B）］。

7.3 加入程序

7.3.1 RNAV 航路点等待

RNAV 航路点等待的加入程序应该与传统等待所用的加入程序相同。

7.3.2 区域等待

任何在给定保护区内的加入程序都是允许的。

7.4 定位容差

7.4.1 定位容差是导航规范运行允许的各个导航源的最大定位容差。DME/DME 和 GNSS 的定位容差分别描述在本部分第 1 篇第 3 章 3.6 和第 2 章 2.2 中。

注：某些地区运行允许使用 VOR/DME。

7.4.2 对于 VOR/DME 的定位容差，下述两段适用。

7.4.2.1 定位容差——航路点等待。设计航路点定位容差区（VT、DT、AVT、ADT）的航路点容差计算，见第 1 篇第 4 章 4.6“XTT、ATT 和保护区半宽”。

7.4.2.2 定位容差——区域等待。要设计一个圆形等待保护区，有必要以等待航路点为中心构建一个圆形的航路点定位容差区。该容差区半径（R^t）为：

$$R^t = \max（DTT，D \sin\alpha）$$

式中：α——VOR 系统使用容差；

DTT——DME 系统使用容差；

D——从等待航路点至 VOR/DME 台的距离。

7.5 等待保护区设计

7.5.1 RNAV 航路点等待保护区

用第Ⅱ部分第 4 篇第 1 章 1.3“等待保护区的划设”所述技术，为航路点容差区设计等待保护区。

7.5.2 RNAV 航路点等待保护区的绘制

7.5.2.1 第Ⅰ部分第 4 篇第 3 章附录 C“反向和等待程序超障保护区设计”，C.3.3“直角和等待程序的保护区”中描述的一般准则依照本段准则修订后适用。这些准则分解为三个步骤（见附录 A 第 1 段）。

7.5.2.2 这种外加容差的方法，模板描绘技术（TTT），见附录 A。

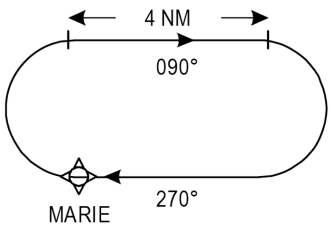
7.5.3 区域等待

等待区应该包含基本等待保护区沿 7.4.2.2 描述的航路点定位容差区旋转而形成的保护区［见图Ⅲ-3-7-1 B）和图Ⅲ-3-7-2］。

7.6 RNAV 等待程序的公布

7.6.1 具备等待功能的 RNAV 系统的 RNAV 等待

对于这类等待，出航航段由其长度确定。出航边长度应该以 km（NM）为单位，在进近图上予以公布。



7.6.2 所有 RNAV 系统的 RNAV 等待

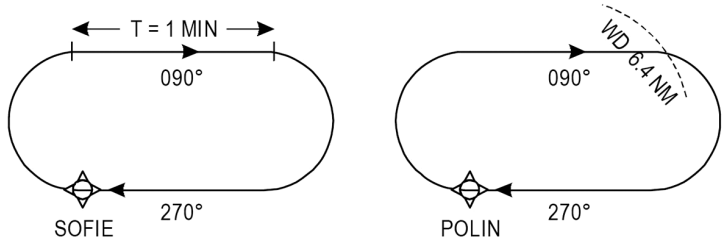
7.6.2.1 对于人工等待飞行模式，出航边由计时或由距等待航路点的距离确定。

7.6.2.2 如果在同一航路点可能有两种类型的 RNAV 等待航线（一种是人工飞行，另一种是具备等待功能），则应该公布出航边的长度及时间或航路点距离。

7.6.2.3 具备等待功能系统中的等待编码，出航边距离编码应该提供在航图底边的程序描述表格中，或者在单独的参考页面上（参见下面的示例）。

示例：

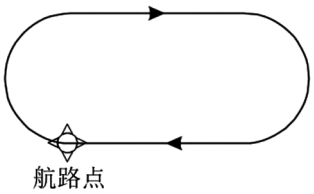
航径 描述符	定位点标识符 （航路点名称）	进场航线 °M（°T）	航段 距离	转弯 方向	最低 高度	最大 高度	速度 限制	磁差	导航 规范
等待	POLIN	270 （272.3）	4.0	R	2 000	6 000	250	−2.3	RNAV 1



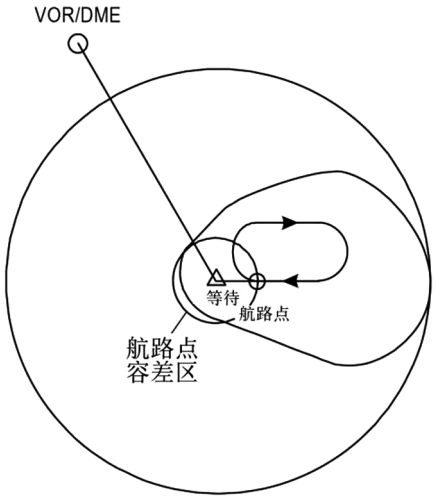
7.6.2.4 如果用距等待航路点的距离来确定出航边，航路点距离（WD）应该在进近图上以十分之一千米（十分之一海里）为单位予以公布。

注：等待航路点可能不被标识为飞越航路点，但是在实施等待时，飞行员和/或航空器导航系统预计会将该航路点当作飞越航路点（背景和基本原理见以附录 A）。

7.6.2.5 RNAV 扇区的定义，见附录 B。

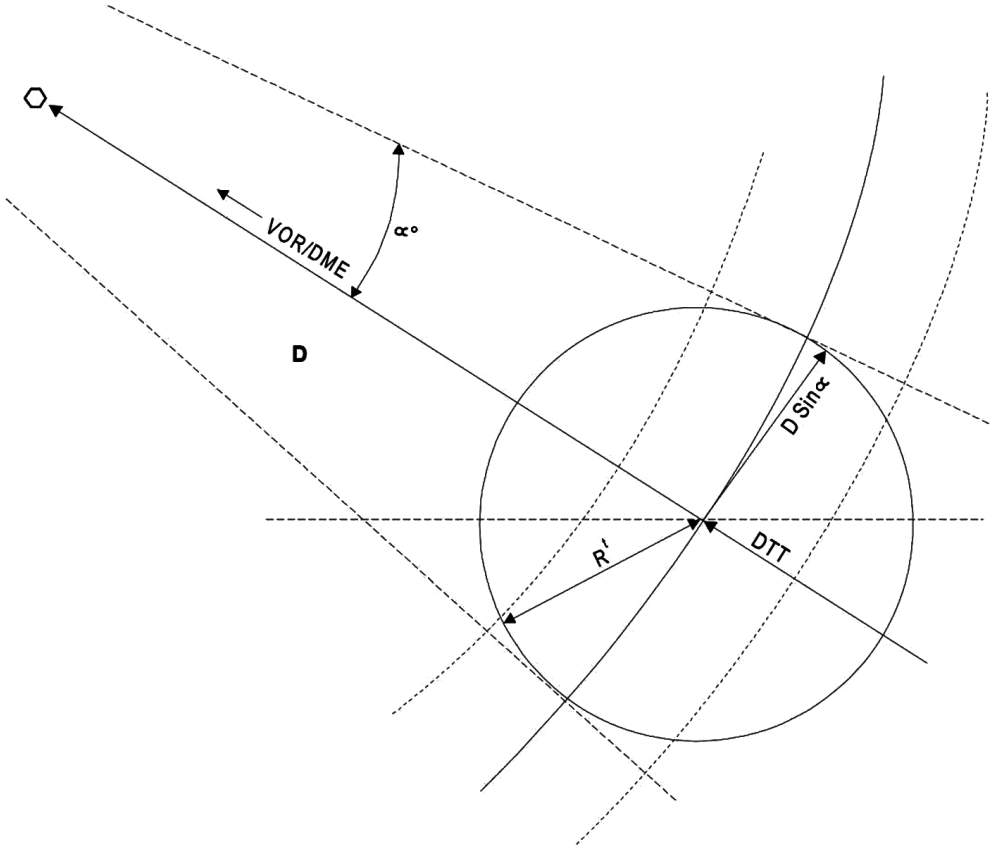


A. 航路点 RNAV 等待



B. RNAV 区域等待

图Ⅲ-3-7-1　RNAV 等待程序类型



图Ⅲ-3-7-2　航路点容差区的绘制

7 附录 A 为 VOR/DME、DME/DME 和 GNSS RNAV 等待超障保护区设计

A.1 总则

设计等待保护区分解为如下三个步骤：

a）设计模板；

b）设计基本保护区；

c）设计加入保护区。

A.2 设计模板

A.2.1 具备等待功能的 RNAV 系统

设计 RNAV 等待模板使用如下指导说明（图Ⅲ-3-7-附录 A-1 为示例）：

a）选择一个出航距离：D 为出航边长度；D 应该至少等于一倍的转弯直径，取整至下一个更高 km（NM）；

b）绘制标称轨迹；将点“i”设置在出航边的末端；

c）依照传统模板绘制一个大于 180°转弯的保护区（见第Ⅰ部分第 4 篇第 3 章附录 C 中的图解Ⅰ-4-3-附录 C-6）；

d）绘制一条与线条（2）相切的出航航迹的平行线；

e）自“i”点绘制一条至出航航迹的垂线；

f）线条（3）和（4）在 i1 相交；

g）将传统模板“a”点置于“i”之上，然后置于“i1”之上，轴心与出航边平行，在两种情况下，绘制一个大于 180°的转弯保护；绘制至这些保护的切线 T；

h）在线条（6）和线条（2）之间绘制切线 T1；

i）在线条（2）和线条（6）之间绘制切线 T2；和

j）将 E 点置在模板上（见第Ⅰ部分第 4 篇第 3 章附录 C 的 C.3.3.2.2.4.7），用下述方程式求解 XE 和 YE（它们与第Ⅰ部分第 4 篇第 3 章附录 C 的 C.3.3.2.2.4.7 中的不同）：

$$XE = 2r + D + 11v + \left(11 + \frac{90}{R} + 11 + \frac{105}{R}\right)W'$$

$$YE = 11v.\cos 20° + r.\sin 20° + r + \left(11 + \frac{20}{R} + \frac{90}{R} + 11 + \frac{15}{R}\right)W'$$

见图Ⅲ-3-7-附录A-2 a）和图Ⅲ-3-7-附录A-2 b）。

A.2.2 不具备等待功能的RNAV系统

设计传统等待模板，参见第Ⅰ部分第4篇第3章附录C的C.3.3.2。

A.3 设计基本保护区

A.3.1 等待点容差区

环绕等待点A绘制与航路点相关的RNAV定位点容差，并且将A1、A2、A3和A4点置于该区域的四个角。

A.3.2 设计基本保护区

A.3.2.1 具备等待功能的RNAV系统

见图Ⅲ-3-7-附录A-3。

a）将RNAV模板“a”点连续地置于A1、A2、A3和A4之上，绘制曲线“1”“2”“3”和“4”；和

b）绘制“1”和“2”、“2”和“4”、“3”和“4”、“3”和“1”的公切线。

A.3.2.2 不具备等待功能的RNAV系统

A.3.2.2.1 以计时确定的等待出航边（见图Ⅲ-7-附录A-4）。

a）将传统模板“a”点连续地置于A1、A2、A3和A4之上，绘制曲线“1”“2”“3”和“4”；

b）绘制“1”和“2”、“2”和“4”、“3”和“4”、“3”和“1”的公切线。

A.3.2.2.2 以距离确定的等待出航边（见图Ⅲ-3-7-附录A-5）。

A.3.2.2.2.1 转弯出航的保护和出航航段

a）将传统模板“a”点置于A1之上，轴心与入航航迹平行，绘制曲线“1”（模板轮廓的一部分），并且以“g”为圆心和WG为半径绘制圆；

b）将传统模板的“a”点置于A3上，轴心与入航航迹平行，绘制曲线“2”（模板轮廓的一部分），并且绘制线条“3”（非机动边方向出航边的保护）；和

c）绘制曲线“1”和曲线“2”的公切线，并将曲线“1”的直线部分和线条“3”向出航末端方向延伸。

A. 3. 2. 2. 2. 2 计算出航限制距离：WD

WD 是等待航路点与出航航迹末端在 WGS-84 椭球面上的垂直投影之间的距离。

按如下顺序选择距离参数和进行计算：

a）选择出航长度 ds

ds 是出航边的水平长度；ds 应该符合 ds>vt 的关系，式中，t 为出航时间，参见第Ⅰ部分第 4 篇第 3 章 3. 5. 5“出航时间”为直角航线程序所做的规定，以及第Ⅱ部分第 4 篇第 1 章 1. 3. 2. 2“出航计时”为等待程序所做的规定。

b）计算出航距离限制

WD 是等待点与出航航迹末端垂直投影之间的水平距离。

$$WD = (ds^2 + 4r^2)^{\frac{1}{2}}$$

c）WD 的最小值

此外，为保证该距离不跨越包含出航转弯的末端，出航距离限制为该距离不跨越包含出航转弯末端的区域。实际上，以“等待点”为中心，以 WD 为半径的圆不能妨碍以“g”为中心，以 W_C为半径的圆，画法见 A. 3. 2. 2. 2. 1 a）的描述。

如果在 b）点计算的距离产生了妨碍，则 WD 应该增加至符合这些准则的值。

注：符合这些准则的 WD 最小值也可以由下面的公式求得：

$$WD = [(ATT + 11v)^2 + (2r + XTT)^2]^{\frac{1}{2}} + Wg$$

d）WD 取整至下一个更高的十分之一千米（或海里）。

A. 3. 2. 2. 2. 3 包含出航边末端的保护区

a）自 A 绘制入航航迹“RP”，并且在其各侧等于 XTT 的距离绘制两条线“RP1”和“RP2”。

此处 XTT 是等待点的侧向航迹容差。

b）以 A 为中心，以 WD 为半径绘制弧线“D”，以 WD-ATT 为半径绘制“D1”，以 WD+ATT 为半径绘制“D2”。

此处：ATT 为等待点的沿航迹容差。

c）将 C1 点置于曲线“1”的延伸部分与弧线 D2 的交点。

d）将 C2 和 C3 点置于线条“3”的延伸部分与弧线 D1 和 D2 的交点；和

e）如果航空器在到达出航限制距离 WD 之前切入 RNAV 等待入航航迹，且假设飞行员跟随出航 RNAV 航迹而不进一步偏离程序轴线，这样：

如果 C2 和 C3 距程序轴超过 RP2［见图Ⅲ-3-7-附录 A-6 a）］，用 RP2 与弧线 D1 和 D2 的交叉点分别替代 C2 和 C3；和

如果仅 C3 距程序轴超过 RP2［见图Ⅲ-3-7-附录 A-6 b）］，用 RP2 与 D2 的交叉点替代 C3，在线条“3”与 RP2 的交叉点上增加 C′2 点。

A. 3. 2. 2. 3 入航转弯保护

旋转模板180°，然后：

a）将模板“a”点置于C1上，轴与入航航迹平行，绘制弧线“4”（大于180°的转弯保护线的一部分）；

b）将模板“a”点沿弧线D2从C1移至C3（轴线与入航航迹平行并相对），绘制弧线“5”；

c）将模板“a”点置于C2、C3和最后的C′2之上，绘制弧线“6”“7”和最后的“8”，及它们的公切线；和

d）绘制弧线“7”和“2”的切线。

A.4 设计加入区

A.4.1 具备等待功能的RNAV系统

见图Ⅲ-3-7-附录A-7。

绘制以“A”为圆心，穿过A1和A3的圆；适用第Ⅰ部分第4篇第3章附录C的C.3.3.3.2.1所述的相同方法，使用RNAV等待模板。

A.4.2 不具备等待功能的RNAV系统

A.4.2.1 以计时确定的等待出航边

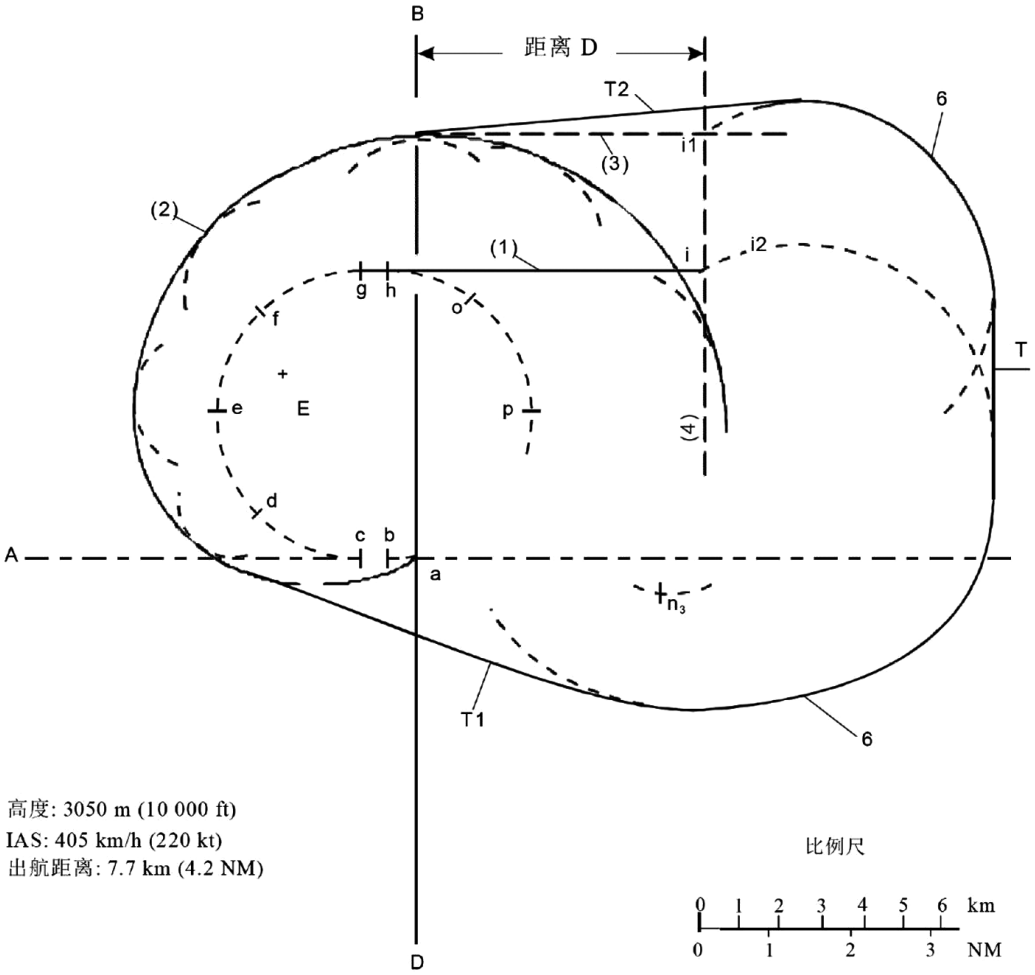
见图Ⅲ-3-7-附录A-8。

绘制以“A”为圆心，穿过A1和A3的圆；适用第Ⅰ部分第4篇第3章附录C的C.3.3.3.2.1所述的相同方法，使用传统等待模板。

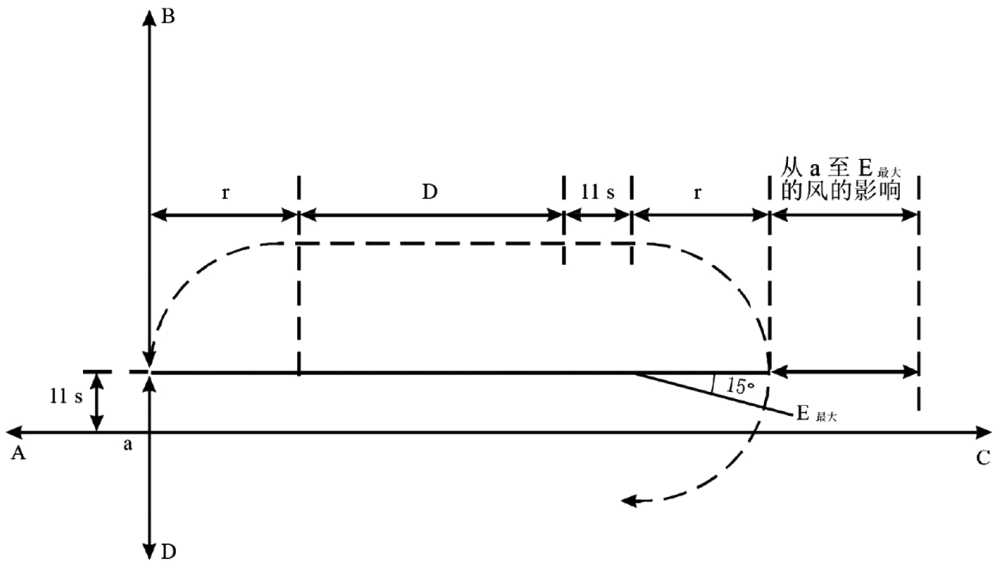
A.4.2.2 以距离确定的等待出航边

见图Ⅲ-3-7-附录A-9。

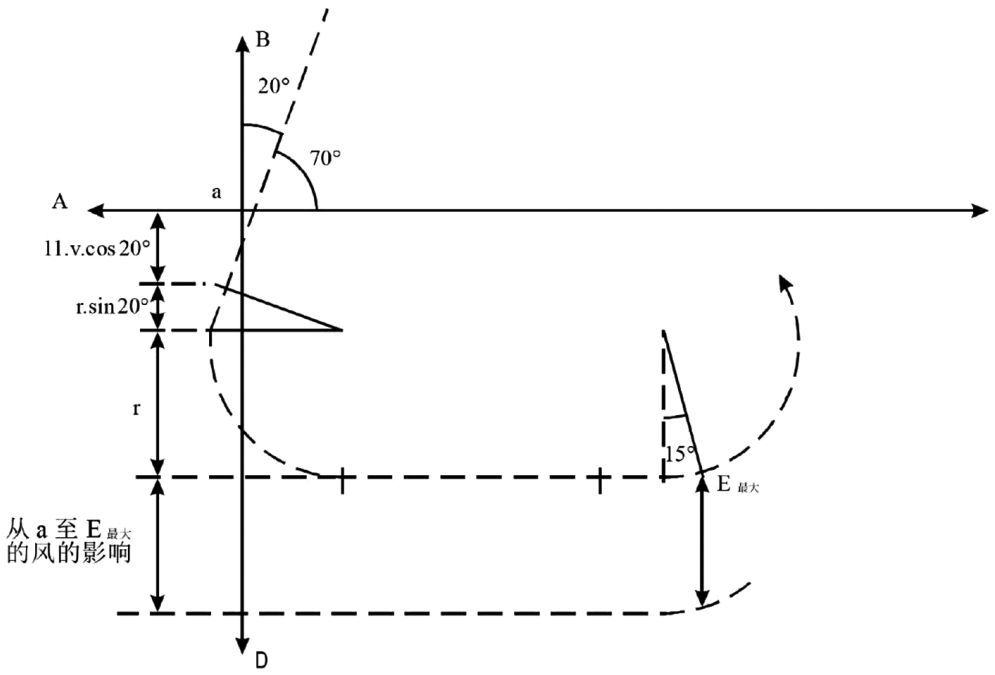
全方向加入保护区的确定采用与VOR/DME（向台）等待相同的原则。见第Ⅱ部分第4篇第1章1.2.1“加入程序”和第Ⅰ部分第4篇第3章附录C。



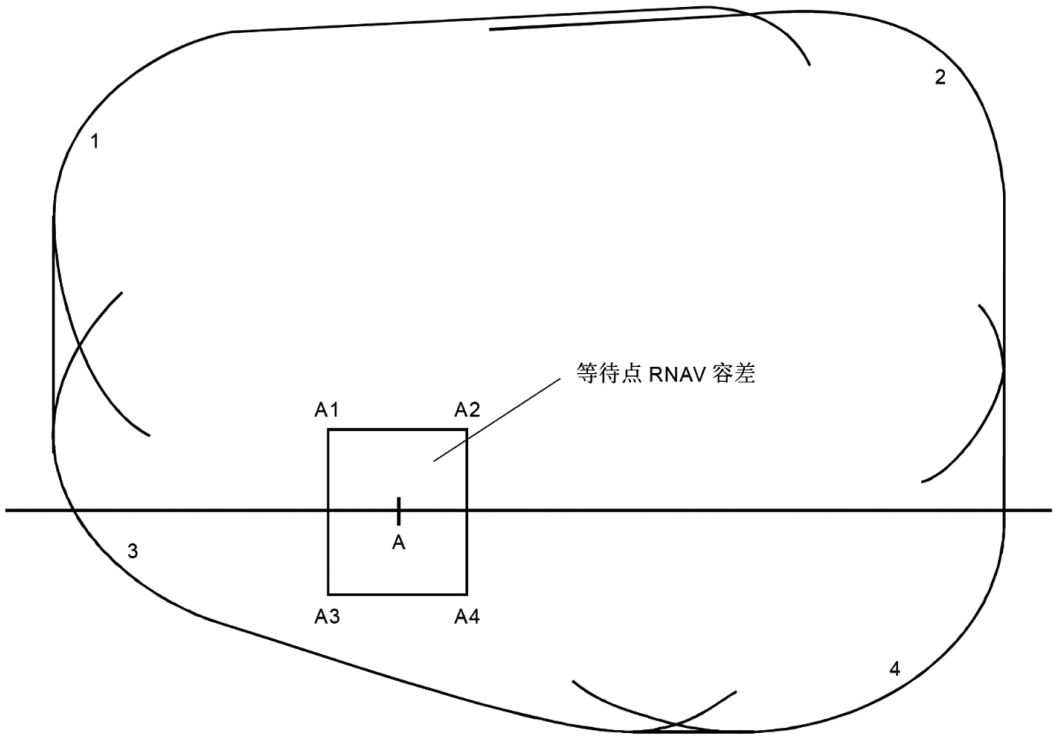
图Ⅲ-3-7-附录 A-1　具备等待功能的 RNAV 系统的 RNAV 模板



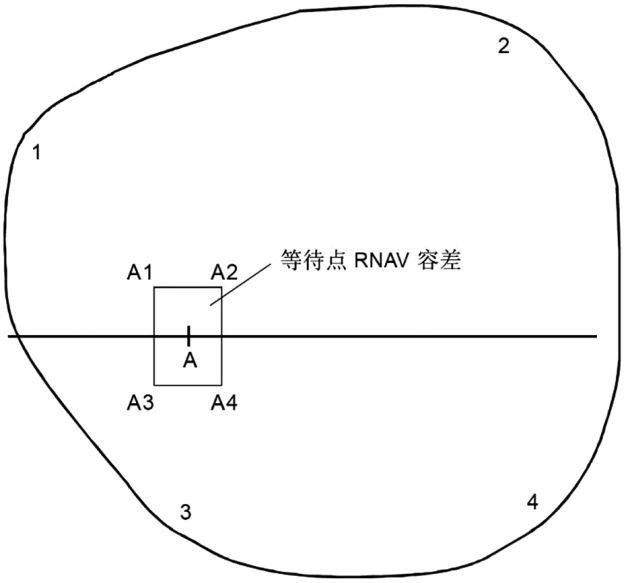
图Ⅲ-3-7-附录 A-2 a）RNAV 等待：XE 计算



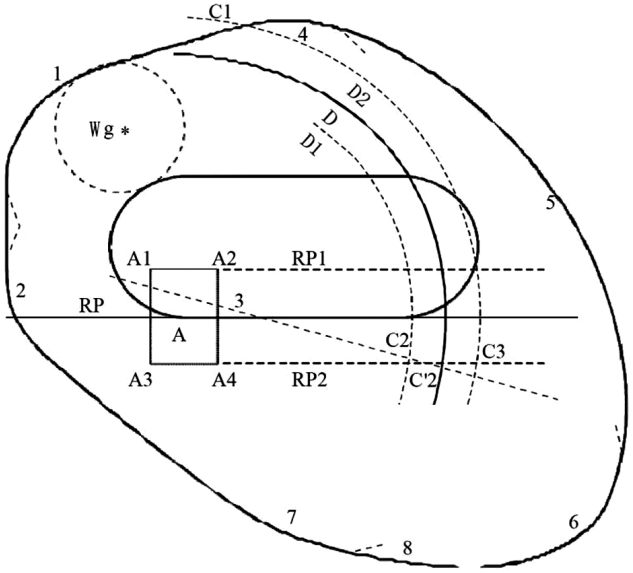
图Ⅲ-3-7-附录 A-2 b）RNAV 等待：YE 计算



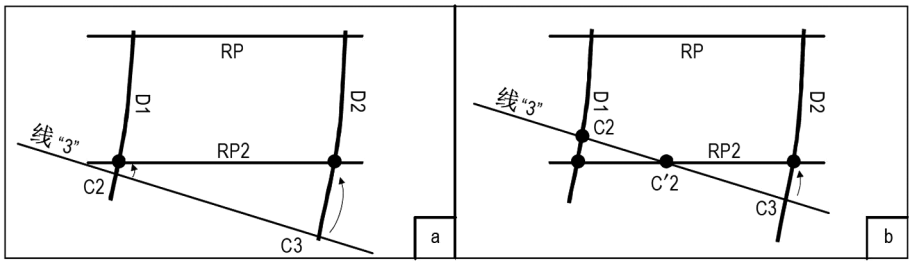
图Ⅲ-3-7-附录 A-3　具备等待功能的 RNAV 系统的 RNAV 基本区域



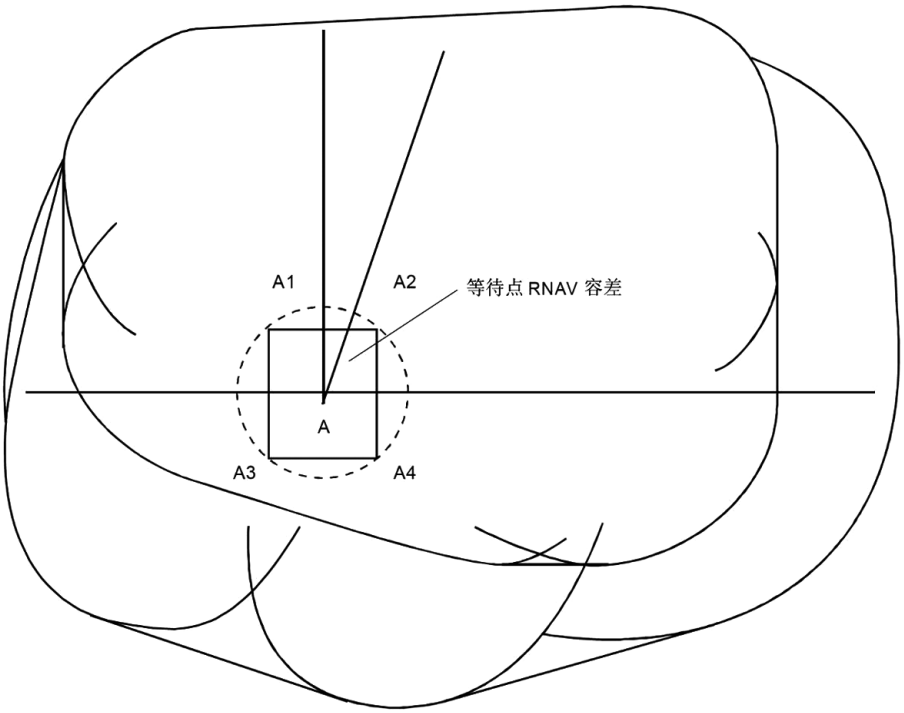
图Ⅲ-3-7-附录 A-4　不具备等待功能的 RNAV 系统的
RNAV 等待基本保护区——以计时确定出航边



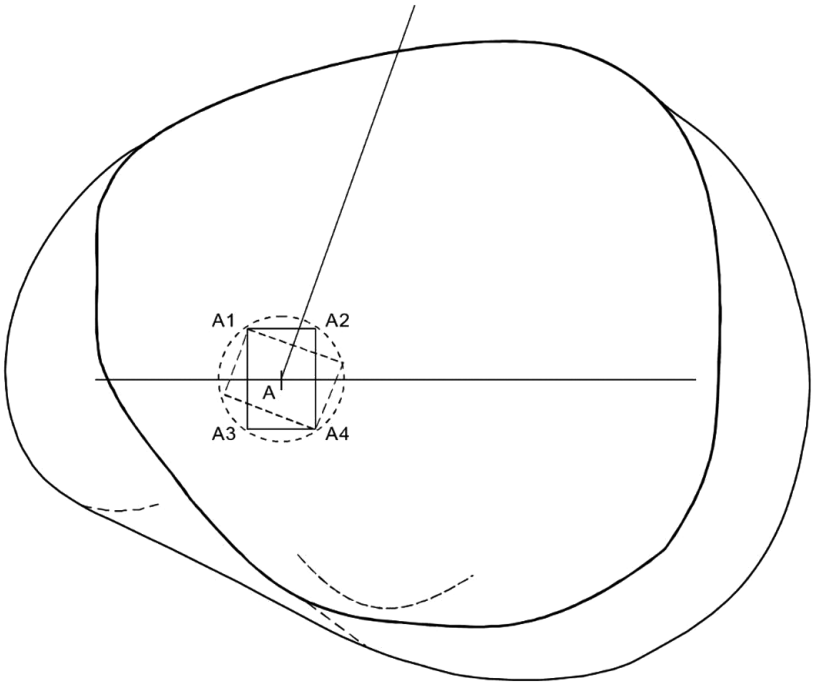
图Ⅲ-3-7-附录 A-5　不具备等待功能的 RNAV 系统的
RNAV 等待基本保护区——以距离确定出航边



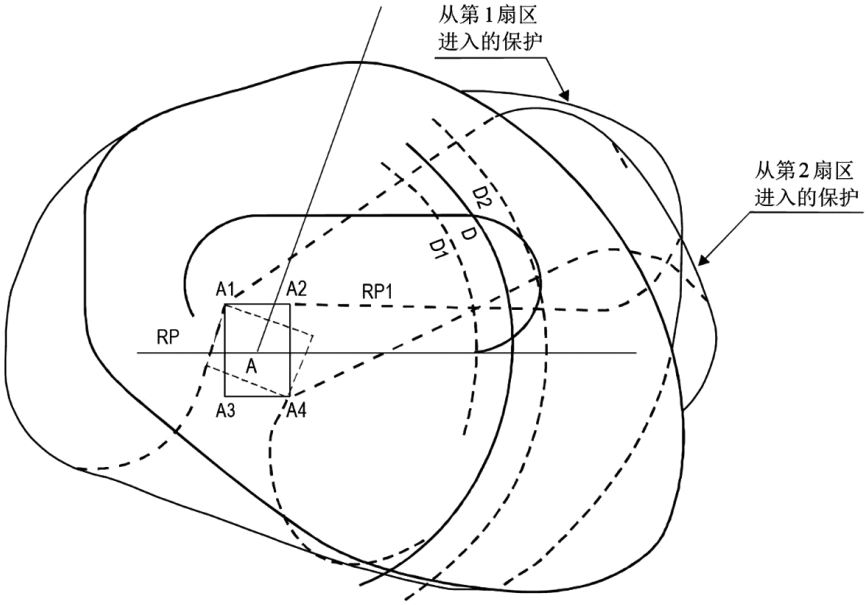
图Ⅲ-3-7-附录 A-6　包含外部航段末端的区域［见 A. 3. 2. 2. 2. 3e）］



图Ⅲ-3-7-附录 A-7　具备等待功能的 RNAV 系统的
包含加入程序保护的 RNAV 等待保护区



图Ⅲ-3-7-附录 A-8　不具备等待功能的 RNAV 系统的包含加入程序保护的
等待保护区——以计时确定出航边



图Ⅲ-3-7-附录 A-9　不具备等待功能的 RNAV 系统包含加入程序保护的等待保护区——以距离确定出航边

7 附录B 缩减等待加入保护区的区域导航（RNAV）等待加入替代方案举例

B.1.1 简介

B.1.1.1 第Ⅱ部分第4篇第1章描述的传统等待程序加入是基于这样一个事实：对于VOR或NDB程序，开始加入时，必须要飞越导航台或等待定位点。这就需要对这些类型等待的加入程序提供额外的保护。

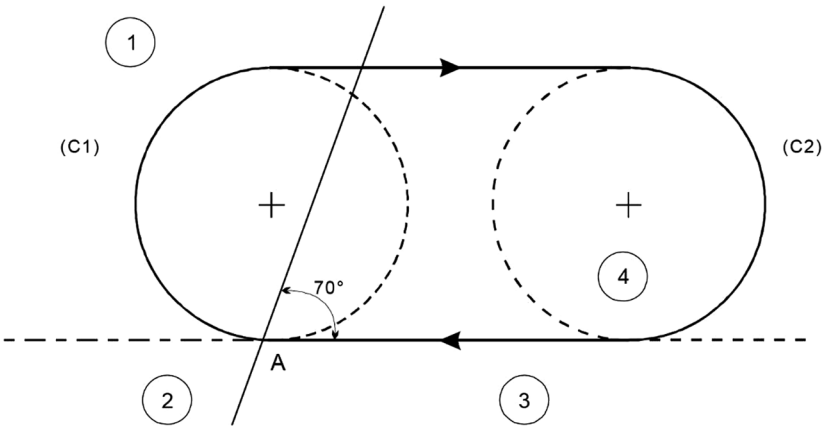
B.1.1.2 使用合适的RNAV系统就不必再飞越导航台或等待航路点。本附录给出一个加入替代方案的举例，其“空域占用”要小于传统等待。这份材料是提供给制造商的，投入运行尚需时日。

B.1.2 确定加入扇区

a）作等待航线轮廓（见图Ⅲ-3-7-附录B-1）；然后

b）过等待航路点作一条与入航边轴线成70°的直线。

如图，这两条线将空间划分成四个扇区（1、2、3和4），显示如下。



图Ⅲ-3-7-附录B-1 加入扇区

8 航路程序

8.1 总则

8.1.1 适用范围

8.1.1.1 本章描述 RNAV 5、RNP 4、RNAV 2 和 RNAV 1 的航路准则。对第Ⅱ部分第 3 篇“航路准则”中的一般准则作下述修改后适用：在直线航段，保护区宽度不变（不采用角度限制）。

8.1.1.2 第Ⅰ部分和第Ⅲ部分第 1 篇和第 2 篇中的一般准则经本章准则补充或修订后适用。

8.1.2 副区

副区的一般准则适用（见第Ⅰ部分第 2 篇第 1 章 1.2 和 1.3）。

8.1.3 保护区宽度

保护区宽度的计算和计算中所涉及的基本容差，相关导航源，见第Ⅲ部分第 1 篇标题为“XTT、ATT 和保护区半宽”的段落。它们是：

a）基本 GNSS，第 1 篇第 2 章 2.2；

b）DME/DME，第 1 篇第 3 章 3.6；和

c）VOR/DME，第 1 篇第 4 章 4.6。

保护区总的宽度是将相关定位点上的各个保护区宽度连接在一起而得到，航路航段和起始进近航段之间的衔接，以及航路航段和离场航段之间的衔接除外，详述方法见第Ⅲ部分第 1 篇第 1 章 1.4。

8.1.4 转弯的定义

航路 RNAV 运行中只允许旁切航路点转弯。

8.1.5 在旁切航路点转弯

8.1.5.1 总则

转弯保护和障碍物评估，见第 2 篇第 2 章 2.3“风螺旋/边界圆弧方法”。

8.1.6 最低高度

见第Ⅱ部分第 3 篇第 1 章。

第4篇　质量保证

（待制定）

第5篇　公布

1　公布与航图绘制——总则

1.1　简介

本章对第Ⅰ部分第3篇第5章“离场程序公布的资料”和第Ⅰ部分第4篇第9章“航图/AIP”的一般准则修订后适用。特定的航空数据库要求见第2章。

1.2　AIP中的差异通知

为PBN程序提供的障碍物保护，在多数情况下取决于地面航迹。航迹由一系列参数确定，包括航路点位置和类型、垂直航径角度、最大速度、最低高度、最小转弯坡度和各程序航段相关的航径终止码。如果其中的一些参数不同于ICAO的标准建议措施和程序，按照所有PBN程序通用的规定，它们应该在AIP中的GEN部分进行明确的说明（见PANS-AIM附录2第Ⅰ部分GEN 1.7）。

1.3　离场和进场

1.3.1　航图命名

应该根据附件4的2.2为航图命名。任何公布程序的所需导航规范均应该公布在国家AIP中，或者在航图上或者在ENR 1.5中。

1.3.2　航图标识

1.3.2.1　航图应该依据附件4进行标识，离场应该依据9.5，进场应该依据10.5，并应该根据

导航规范包含术语 RNAV 或 RNP。

1.3.2.2 航图应该包括一个机场唯一的标识符，并应该包括依据的跑道、定位点或导航设施。

1.3.3 航路代码

1.3.3.1 每一航路均应该指定一个该机场特有的代码。该代码的确定应该依据附件 11 附录 3。此外，航路代码中使用的任何 5 字母名称码的头 4 个字母均应该是该机场所特有的。

注 1：机载导航数据库采用最多 6 个符号标识一条航路。如果编码航路代码多于 6 个符号，则第 5 个符号不会编入导航数据库的航路代码中。

注 2：编码的航路代码可以在平面图上沿航路绘制。

1.3.3.2 当各航路在侧向或纵向上不相同时应该单独公布航图。如果运行需要，可以为每一导航源或为一个导航源组合公布单独的航图。

1.3.4 航图注释

附加的程序要求应该以航图注释的方式提供。PBN 项目应该单独列出并公布在 PBN 要求框中，该框在航图平面图中紧接在航图标识的下方。PBN 要求框应该包含程序设计使用的导航规范标识，任何导航传感器限制以及不包含在核心导航规范中的描述为可选项的任何功能要求，具体如下：

a）导航规范：

——RNAV 5；

——RNAV 1；

——RNP 1；

——ARNP（RNP 导航精度应该规定，如 RNP 2、RNP 1）；

——RNP 0.3。

b）导航传感器限制，如：

——要求 GNSS。

c）功能要求：

——要求 RF。

注：详尽的文字说明可放在航图底部。

1.3.5 描述

RF 应该按图Ⅲ-5-1-2 所示进行描述。沿 RF 航段的航迹距离应该标注在航图上，但不应该在 RF 航段上标注航道值。半径和弧中心不用标识在航图上，但应该包含在程序描述中。

1.4 进近

1.4.1 航图标题：应该根据附件 4 的 2.2 标注航图标题。

1.4.2 航图标识

1.4.2.1 应该根据附件 4 的 11.6 对航图进行标识。

1.4.2.2 到 2022 年 11 月 30 日之前，满足 RNP APCH 导航规范准则的进近图描述程序应该在标识中包含术语 RNAV（GNSS）［如，RNAV（GNSS）RWY 23］或按照 1.4.2.3 中的描述进行替代。

注：ICAO 的通告 336 提供指导，以帮助成员国和利益相关方从 RNAV 向 RNP 的进近图标识过渡。

1.4.2.3 从 2022 年 12 月 1 日，满足 RNP APCH 导航规范准则的航图描述程序，应该在标识中包含术语 RNP（如 RNP RWY 23）。当发生如表Ⅲ-5-1-1 所描述的例外时，该标识也可以包括一个括号后缀。

表Ⅲ-5-1-1 当后缀用到航图代号时的条件

条件	后缀	举例
仅 LPV 最低标准栏的程序	仅 LPV	RNP RWY 23（仅 LPV）
仅 LNAV/VNAV 最低标准栏的程序	仅 LNAV/VNAV	RNP RWY 23 （仅 LNAV/VNAV）
同时有 LPV 和 LNAV/VNAV 最低标准栏 但没有 LNAV 最低标准栏的程序	仅 LPV， LNAV/VNAV	RNP RWY 23 （仅 LPV，LNAV/VNAV）
仅 LP 最低标准栏的程序	仅 LP	RNP RWY 23（仅 LP）

1.4.2.4 到 2022 年 11 月 30 日之前，满足 RNP AR APCH 导航规范的航图描述程序应该在标识中包含术语 RNAV RNP（如，RNAV RNP RWY 23）或按照 1.4.2.5 中的描述进行替代。

注：ICAO 的通告 336 提供指导，以帮助成员国和利益相关方从 RNAV 向 RNP 的进近图标识过渡。

1.4.2.5 自 2022 年 12 月 1 日，满足 RNP AR APCH 导航规范的航图描述程序，应该在标识中包含术语 RNP 和一个括号后缀（AR）［如，RNP RWY 23（AR）］。

1.4.2.6 航图标识中应该包含直接落地的跑道识别，或盘旋进近的一个字母代码（见第Ⅰ部分第 4 篇第 9 章）。

1.4.2.7 当同一条跑道存在一个以上的PBN进近程序时，第Ⅰ部分第4篇第9章的重复名准则适用。当一个PBN进近程序与另一个PBN进近程序结合在相同的航图上时，第Ⅰ部分第4篇第9章确定的多程序准则适用。

注：括号中的文字作为程序标识的一部分，不作为ATC许可的一部分。

1.4.3 航图注释：当修改或公布新的PBN进近程序时，附加的程序要求应该以航图注释的方式提供。PBN的项目应该单独列出并公布在PBN要求框中，该框包括程序设计使用的导航规范标识，及任何不包含在核心导航规范中的选择性要求，具体如下：

a）导航规范

——RNAV 1；

——RNP 1；

——RNP APCH；

——RNP AR APCH；

——ARNP；

——RNP 0.3。

b）选择性要求

——RNP APCH：要求RF；

——RNP AR APCH：要求RF，RNP<0.3，复飞RNP<1；

——ARNP：RNP<1起始和中间航段；

——RNP 0.3：要求RF。

1.4.4 描述

1.4.4.1 任何RF要求应该注释在图上，参见上面1.3.4和1.3.5。

1.4.4.2 不同起始航段中的不同RNP导航精度要求应该注释在航图上。该要求的注释可以和与它适用的航段绘制在一起，或者作一个以适用航段为基准的程序注释。如果相同的RNP值适用于所有的起始和中间航段，那么应该使用1.4.3中所示的通用程序注释。

1.4.5 最低标准

RNAV进近程序的最低标准应该按如下标示在航图上。

最低标准类型	相关的导航规范
LNAV	RNP APCH
LNAV/VNAV	RNP APCH
LP	RNP APCH
LPV	RNP APCH
RNP0.x	RNP AR APCH

1.5 程序的正文或表格描述

1.5.1 总则。RNAV 程序精确、完整及无歧义的描述对导航数据库编码的公布必不可少。这是数据库编码商通过使用适当的程序航图和附加文字或表格描述来完成的。当程序设计中速度和坡度等都使用标准设定时，则不要求在每个程序描述中都包含这些特定的参数。

1.5.2 RNAV 程序由一个或多个航路点确定，每个航路点都是由一个航路点名称、一个航径终止码及一系列限制来确定。

1.5.3 仅支持导航数据库编码的程序文本或表格描述应该包含第 2 章中所规定的全部数据元素，并应该公布在相关航图的底边，或在适当的单独页面上（见附件 4 的 9.9.4.3、10.9.4.3 和 11.10.9）。下面段落提供了三种示例（正式、简化及表格描述方法。表格描述方法见表Ⅲ-5-1-3）。当超障余度取决于特定的航径终止码时，应该使用表格描述。

1.5.4 正式文本描述方法。在正式的文本描述中，如下规则适用：

（航路点）（下划线）：表示飞越点。

（航路点）（无下划线）：表示旁切点或适当的 RF 航路点。

至（航路点）：表示 TF 航径终止码。

沿 XXX°航迹至（航路点）：表示 CF 航径终止码。

直飞（航路点）：表示 DF 航径终止码。

（航路点）｛R，NN.N，弧线中心标识｝：表示 RF 航径终止码，终端区内固定半径转弯的半径和圆心。

沿 XXX°航迹爬升至 yyy 英尺或以上，左转/右转：表示 CA 航径终止码。

从（航路点）沿 XXX°航迹至 yyy 英尺或以上，左转/右转：表示 FA 航径终止码。

沿 XXX°航向爬升至 yyy 英尺或以上，左转/右转：表示 VA 航径终止码。

保持 XXX°航向：表示 VM 航径终止码。

保持 XXX°航迹：表示 FM 航径终止码。

（航路点）｛HM、转弯方向、入航航迹、航段距离/时间｝：表示 HM 航径终止码。

正式的描述方法显示在表Ⅲ-5-1-2 中。

1.5.5 程序的简化描述

1.5.5.1 该描述可以通过在方括号中设置一个航段限制（包括速度、航迹和高度）来进行简化。如果这些限制之前没有航路点名称，则应该沿上一个计算出的航迹飞行直至限制条件。

1.5.5.2 每种限制以 UNNNNNCD 的形式编码，其中：

U 可能是以下几个字母之一：

A 是以英尺为单位的 AMSL 高度；

F 表示高度层；

K 为指示空速，单位为 kt；

M 表示磁航向角；

T 表示真航向角；

NNNNN 是 000 至 99999 的数字。

C 可能是如下之一：

“+”表示“在或以上”；

“-”表示“在或以下”；

空格表示“在”。

D 用来表示取决于条件的转弯方向和飞越过渡：

L 表示“左转弯”；

R 表示“右转弯”。

多重限制用分号（;）分开。

1.5.5.3 程序中单独的各航路点连同它们的限制，应该用破折号（——）分开，除非当下一航段要求使用 DF，则此时应该使用箭头（→）。

1.5.5.4 正式和简化的描述方法显示在表Ⅲ-5-1-2 中。

1.6 航路点命名

1.6.1 用于支持 RNAV SID、STAR 和仪表进近程序的航路点应该由一个唯一的、五个字母的、可以发音的“名称码”来命名，或者一个五个字母数字的名称码来命名。如下原则适用：

a）只有当某机场具有正确指定的四个字母地名代码时（符合 Doc 7910），该机场特有的航路点应该使用一个五个字母数字的名称码来命名。

b）下述情况下，依照附件 11，应该使用一个唯一的、五个字母、可以发音的“名称码”：

1）SID 的最后航路点；

2）STAR 的起始航路点；

3）超过一个终端管制区的共同航路点，或者超过一个机场共用一个程序时的航路点，而这些航路点不用于航路；和

4）用于 ATC 目的的航路点。

1.6.2 使用五个字母数字的名称码时，如下准则适用：

a）五个字母数字的名称码常规应该适用于所有的国内机场；

b）五个字母数字的名称码应该包含取自机场代码和/或显示使用的重要点字母，并包含不超过 3 个的相关数字；

c）应用的常规和准则应该在国家 AIP 中公布；

d）五个字母数字的名称码在其使用的终端区内应该是唯一的；

e）鉴于不能保证做到全球唯一，所有具有五个字母数字名称码标识的航路点，作为终端区的航路点，应该明确地列在 AIP 中；

f）鉴于包含五个字母数字名称码的航路点不能保证做到全球唯一，为避免飞行员做出任何潜在的错误选择，在从航路结构进入至终端程序时，ATC 不得使用五个字母数字名称码的航路点进行任何的航路重新编排。

1.7 弧线中心和重要点坐标

支持 RNAV 进场、离场和仪表进近程序的弧线中心和重要点的 WGS-84 坐标应该提供在表格中，见表Ⅲ-5-1-4。

表Ⅲ-5-1-2 正式和缩写描述方法的插图

正式描述	缩略描述	预期 航径终止码	飞越 需要
沿 047°磁航迹爬升至 800 ft 或以上右转	［M047，A800+；R］	CA	N
沿 047°磁航向爬升至 800 ft 或以上右转	［HDG M047，A800+，R］	VA	N
在 3 000 ft 直飞 ARDAG	ARDAG［A3000 ］	DF	N
在 2 000 ft 或以下过 PF035	PF035［A2000-］	TF	Y
过 PF025 不低于 4 000 ft，继续保持航向 265°，等待雷达引导	PF025［A4000］，［HDG，M265］	TF，VM 或 FM	N
沿 090°航迹至 OTR，速度 210 kt	OTR［M090；K210］	CF	N
过 DF006 不低于 2 000 ft，不高于4 000 ft，最小速度 210 kt	DF006［A2000+；A4000-；K210+］	TF	Y
过 PD750 速度 250 kt，然后以 3.7 NM 为半径，右转飞至 PD751	PD750［K250］-PD751［R，3.7，0543451.2N 0021234.7E］	TF，RF	N，N
过 STO 不低于 FL100，左转直飞 WW039 不低于 FL070，过 WW038 不低于 5 000 ft	STO［F100+；L］→WW039［F070+］-WW038［A5000+］	TF，DF，TF	Y，N，N

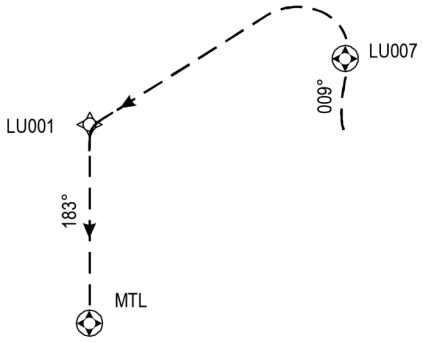
表Ⅲ-5-1-3　表格描述方法的插图

序列号	航径描述	航路点标识符	飞越	航向/航迹 °M(°T)	磁差(°)	距离(km)	转弯方向	高度(m)	速度(km/h)	VPA/TCH	导航规范
001	CA	—	—	221(223.5)	-2.3	—	—	@150	—	—	RNP1
002	DF	FOKSI	—	—	-2.3	—	R	—	—	—	RNP1
003	TF	EF974	—	043（045.7）	-2.3	12.0	—	+1 400	—	—	RNP1
004	RF 弧线中心：EF991 r=5.240 NM	EF975	—	—	-2.3	13.7	R	—	-450	—	RNP 1
005	TF	EF976	Y	145(147.3)	-2.3	9.6	—	+1 550	—	—	RNP 1
006	TF	TARTO	—	110（112.3）	-2.3	28.2	—	—	—	—	RNP 1

序列号	航径描述	航路点标识符	飞越	航向/航迹 °M(°T)	磁差(°)	距离(km)	转弯方向	高度(m)	速度(km/h)	VPA/TCH	导航规范
001	IF	SUSER	—	—	+2.2	—	—	+1550	-470	—	RNP APCH
002	TF	EF974	—	048（045.7）	+2.2	12.0	—	+1400	—	—	RNP APCH
003	RF 中心：EF991 r=5.240 NM	EF975	—	—	+2.2	13.7	R	—	-450	—	RNP APCH
004	TF	EF976	—	348（345.8）	+2.2	9.6	—	@900	-270	—	RNP APCH
005	TF	RW35L	Y	348（345.8）	+2.2	9.3	—	@150	—	-3.0/50	RNP APCH
006	FA	RW35L	—	348（345.8）	+2.2	—	—	+250	—	—	RNP APCH
007	DF	SUSER	Y		+2.2	—	L	+1550	—	—	RNP APCH
008	HM	SUSER	—	048（045.7）	+2.2	7.4	R	+1550	-450	—	RNP APCH

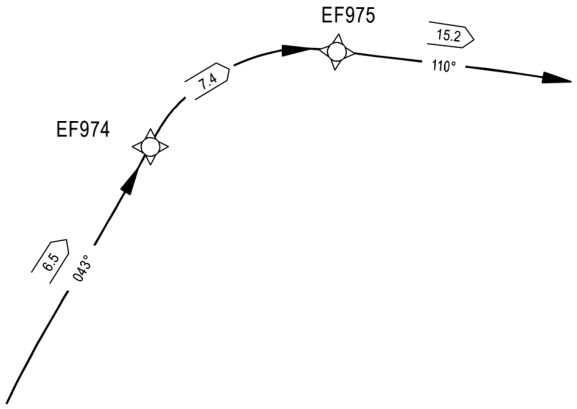
表Ⅲ-5-1-4　航路点与弧心坐标的例子

航路点识别码	坐标
EF974	43°34′23.8 N 116°22′54.7 W
EF975	43°35′39.1 N 116°20′27.9 W
RF 圆心识别码	坐标
EF991	43°32′58.2 N 116°19′41.6 W



（离场）：沿跑道中心线爬升。飞越LU007航路点，左转飞向LU001旁切航路点，加入LU001/MTL航路。

图Ⅲ-5-1-1　文字描述



图Ⅲ-5-1-2　RF 航段描述

2 航空数据库的公布要求

2.1 RNAV 标准离场程序——仪表（SID），如下数据应该以表格的形式或正式的文本描述公布在航图底边，或另外一张单独的参考页面上（见附件4的9.9.4.3）。

a）程序代码；

b）所需导航性能或适用程序的批准依据；

c）每一特定航段的无歧义的航径和航段终止方法描述；

d）所有确定航路的重要点名称、指示码编码或名称码和用度、分、秒，并且以十分之一秒表示的地理坐标，包括这些重要点是旁切点还是飞越点的注释；

e）各相连的指定重要点之间最接近的十分之一千米或十分之一海里的大圆距离；

f）各相连的重要点之间最接近的十分之一度的真航迹以及最接近度数的磁航迹；

g）重要点的最高和最低高度限制，适用时，向上取整最接近的50 m或100 ft/飞行高度层；

h）重要点的速度限制，适用时，以10 NM/h单位表示；

i）备注；和

j）有关的RNAV等待程序数据，包括：

1）等待标识（如果有）；

2）等待定位点（导航设备）或带有度、分、秒和十分之一秒地理坐标的航路点；

3）最接近十分之一度的入航真航迹和最接近整度数的磁航迹；

4）以10 NM/h单位表示的最大指示空速；

5）最低和最高等待高度层至最接近的更高的50 m或100 ft/飞行高度层；

6）至最接近的十分之一千米或十分之一海里的出航时间/距离；和

7）转弯方向。

2.2 RNAV 标准进场程序——仪表（STAR）如下数据应该以表格的形式或正式的文本描述公布在航图底边，或另外一张单独的参考页面上（见附件4的10.9.4.3）：

a）程序标识码；

b）所需导航性能或适用程序的批准依据；

c）每一特定航段的无歧义的航径和航段终止方法描述；

d）所有确定航路的重要点的名称、标识编码或名称码和名称用度、分、秒，并且以十分之一秒表示的地理坐标，包括这些重要点是旁切点还是飞越点的注释；

e）各相连的指定重要点之间最接近的十分之一千米或十分之一海里的大圆距离；

f）各相连的重要点之间最接近的十分之一度的真航迹，以及最接近度数的磁航迹；

g）重要点的上下高度限制，适用时，至更高的最接近的 50 m 或 100 ft/飞行高度层；

h）重要点的速度限制，适用时，以 10 NM/h 单位表示；

i）适用时，最接近的百分之一度的垂直航径角；

j）备注；和

k）有关的 RNAV 等待程序数据包括：

1）等待标识（如有的话）；

2）等待定位点（导航设备）或带有度、分、秒和十分之一秒地理坐标的航路点；

3）最接近十分之一度的入航真航迹和最接近度数的磁航迹；

4）以 10 NM/h 单位表示的最大指示空速；

5）最低和最高等待高度层至更高的最接近的 50 m 或 100 ft/飞行高度层；

6）最接近的十分之一千米或十分之一海里出航时间/距离；和

7）转弯方向。

2.3 RNAV 仪表进近程序，如下数据应该以表格的形式或正式的文本描述公布在航图底边，或另外一张单独的参考页面上（见附件 4 的 11.10.9）：

a）程序代码；

b）所需导航性能或适用程序的批准依据；

c）无歧义的航径描述，包括基于 SBAS 的程序，一个 FAS 数据块的文本描述（如描述在第Ⅲ部分第 2 篇第 6 章附录 A；第Ⅳ部分第 3 章和图Ⅲ-3-5-12 的显示），和每一特定航段的终止方法；

d）所有确定航路的重要点的名称、指示码编码或名称码和用度、分、秒，并且以十分之一秒表示的地理坐标，包括这些重要点是旁切点还是飞越点的注释；

e）各相连的指定重要点之间最接近的十分之一千米或十分之一海里的大圆距离；

f）各相连的重要点之间最接近的十分之一度的真航迹，以及最接近度数的磁航迹；

g）重要点的上下高度限制，适用时，至更高的最接近的 50 m 或 100 ft/飞行高度层；

h）重要点的速度限制，适用时，以 10 NM/h 单位表示；

i）百分之一度的最后进近垂直航径角；

j）适用时，最接近英尺的入口飞越高度；

k）备注；和

l）有关的 RNAV 等待程序数据，包括：

1）等待标识（如有的话）；

2）等待定位点（导航设备）或带有度、分、秒和十分之一秒地理坐标的航路点；

3）最接近十分之一度的入航真航迹和最接近度数的磁航迹；

4）转弯方向；

5）以10 NM/h单位表示的最大指示空速；

6）最低和最高等待高度层至更高的最接近的50 m或100 ft/飞行高度层；

7）最接近的十分之一千米或十分之一海里出航时间/距离。

第Ⅲ部分　附篇　SBAS 障碍物评价面（OAS）的导出

1　假想

下面 SBAS OAS 的导出方法是基于如下假想

a）空间信号的性能满足附件 10 第Ⅰ卷的要求；

b）GNSS 航空电子设备满足 RTCA DO-229D、GPS/WAAS 机载设备最低运行性能标准（MOPS）的要求，或相当的 IFR 认证的要求；

c）角度显示产生的横向和垂直飞行技术误差（FTE）可以与 ILS 的值相比较；

d）横向和垂直 FTE 是独立的；

e）观测到的 SBAS 相关系数与 ILS 的相关系数相同；

f）对于复飞对正在最后进近航道 3°之内的基于 SBAS 程序，编码为 TF 航段，系统转换到 LNAV 最后进近模式直至复飞程序第一个航路点的转弯起始点；

g）决断高度/高（DA/DH）。

注：复飞的第一个航路点是着陆入口点（LTP）之后的点。

2　SBAS APV 障碍物评价面

该标准是基于两组障碍物评价面：

a）最后进近面；且

b）复飞面。

2.1　最后进近面

2.1.1　跑道中线面

2.1.1.1　沿跑道中线确定了两个面（W′ and W）。W′面靠近跑道入口，W′的确定应该用了一个

数值，该数值等于 DO-229D（第 2 段 2.4.4.4）中确定的垂直满偏刻度值加上 VAL，它低于标称 GPA。在离入口较远处，W′上升至 W 面之上而由其替代 W 面。

2.1.1.2　位于 FAP，用于导航数据库编码目的的航路点不考虑为下降点，APV Ⅰ和 CAT Ⅰ OAS 面延伸至中间航段。

2.1.2　横向面

2.1.2.1　X 面从 ILS 的 X 面获得，低于 ILS 的 X 面的值等于相关 APV Ⅰ性能水平所对应的 VAL 与 12 m 之差，这是假定：

a）横向和垂直 FTE 值是独立的并与 ILS 相同；

b）横向 NSE 与 ILS 相同；

c）APV Ⅰ运行中垂直 NSE 的核心性能不大于 ILS；和

d）SBAS APV Ⅰ NSE 的相关系数是持续的比较小，并且与观测的 ILS 相关系数的数量级相同。

2.1.2.2　由于附件 10 对 APV Ⅰ的水平性能要求等于 CAT Ⅰ ILS 航向道的性能要求，则 X 面从 ILS/LOC 受到 DD″线的侧向限制。

2.2　复飞面

2.2.1　跑道中线面

相比 ILS Z 面，沿跑道中心确定了一个复飞面。该面将保护飞行在最后进近航段上高于垂直标称航径的航空器，假定 DA/H 从气压高度表读取。出于该目的，有必要将 APV Ⅰ Z 面的起点从入口移离大于 ILS 标准 900 m 的距离。该 900 m 应该增加相应 APV Ⅰ性能水平所对应 VAL 值与 12 m 的差值，再除以最后下滑航径角的正切值：

$$\frac{(\mathrm{VAL}-12)}{\tan \mathrm{GPA}}$$

2.2.2　横向面

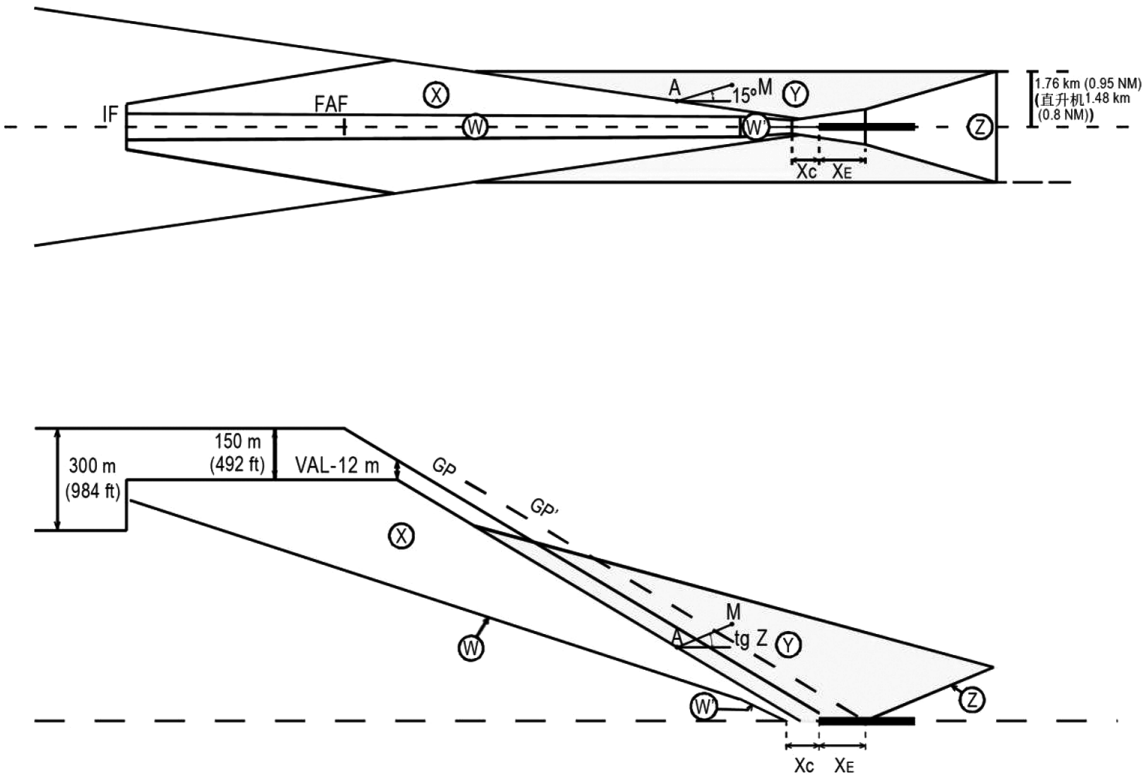
2.2.2.1　当起始复飞航段编码为 TF 航段，对正最后进近航道在 3°以内，系统保持 LNAV 最后进近模式直至第一个转弯点。这样，最后复飞将被一个半宽 1.76 km（0.95 NM）［H 类，1.48 km（0.8 NM）］的走廊所保护。

2.2.2.2　复飞标准符合航空器开始复飞高于 OCH。

2.2.2.3　相比 ILS Y 面，在最后进近 X 面和复飞 Z 面之间创建一个连接面。Y 面由 X 面的限制来确定，假定爬升梯度为 2.5% 并且按 20% 扩张角扩张。它在横向上由有复飞引导的相关 1.76 km（0.95 NM）［H 类，1.48 km（0.8 NM）］保护区半宽来限制。

2.2.2.4　SBAS CAT Ⅰ精密进近程序的超障面在第Ⅲ部分第 3 篇第 5 章中讨论。

注：最后进近航段的高质量航迹引导，加上直线复飞航段的连续横向指引使得面使用 20% 的扩张是合理的。该扩张不必进行修改以保证与 ILS 运行种类相适应（见第Ⅱ部分附篇）。



图Ⅲ-附篇-1　SBAS APV Ⅰ障碍物评价面的图示

第Ⅳ部分　直升机

1　使用 GNSS 或 SBAS 接收机的直升机 PBN 离场程序

1.1　总则

1.1.1　应用

1.1.1.1　本章描述直升机运行的 PBN（RNAV 和 RNP）离场程序准则，包括仪表直升机场或跑道，和直升机场或着陆位置的离场程序设计准则。直升机场和着陆位置的离场准则与空间点（PinS）离场程序相一致。

1.1.1.2　第Ⅰ部分第 3 篇和第Ⅲ部分第 1、2、3 篇中的一般准则经本章补充或修订后，适用于 RNAV 和 RNP 直升机离场程序。

1.2　从仪表直升机场或跑道离场

（待制定）

1.3　从直升机场或着陆位置的直升机空间点（PinS）离场

1.3.1　空间点离场——总则

1.3.1.1　描述。PinS 离场程序由一个目视航段后紧跟一个仪表航段组成。离场的目视航段起始于直升机场或着陆位置，结束于起始离场定位点（IDF），高度不低于起始离场定位点（IDF）的最低飞越高度（MCA）。通过使用本章确定的目视航段准则，PinS 离场程序可以设计至 IDF，超出 IDF 的部分可以使用第Ⅲ部分第 1 篇第 2 章中的 PBN 标准。如果目视航段准则能够满足，PinS 离场程序用指令“实施目视”进行注释。如果目视航段准则不能满足，程序用指令进行注释。后一种情况没有目视航段障碍物保护，在 IDF 之后的障碍物保护与在实施目视实施指令的 PinS 离场程序相同。

注 1：术语“实施 VFR”，表示飞行员可以在目视航段按照 VFR 规则来看到并避开障碍物，并以在不低于 MCA 的高度飞越 IDF。

注 2：术语“实施目视”，表示飞行员可以通过目视参考进行导航，看见和避开障碍物，如果不能连续目视以便在 IDF MCA 高度或之上飞越 IDF，那么仍然有足够的能见度以返回直升机场。目视飞行的实施可以低于 VFR 要求的最低标准。

1.3.1.2 “实施目视”航段，实施可以是直线目视航段（目视航段是直接从直升机场或着陆位置至 IDF），或机动目视航段（初始起飞方向不是直接指向 IDF）。

1.3.2 PinS 离场—仪表航段—描述和保护

1.3.2.1 PBN 标准适用范围。为设计离场程序的仪表航段，应该使用在第Ⅲ部分第 1 篇第 2 章确定的相应直升机导航规范。目视航段也可以使用导航信息以帮助识别 IDF，因此，只有 GNSS 传感器可以用于这些程序。

1.3.2.1.1 IDF 定位容差。在 IDF 的 ATT、XTT 和保护区半宽，详见第Ⅲ部分第 1 篇第 2 章。

1.3.2.1.2 PinS 离场程序从目视航段向仪表航段的过渡发生在 IDF，并要求在 IDF 处将目视航段的准则与适用的 PBN 保护区相融合。

1.3.2.2 PinS 离场程序的仪表航段。仪表航段由一段或多段组成，并直至到达最低航路高度。

1.3.2.2.1 程序设计梯度（PDG）。标准 PDG 是 5.0%，起始于 IDF MCA。

1.3.2.2.2 多个 PDG。当 PinS 离场存在多个 PDG 时，离场中后续梯度应该等于或小于前一航段的 PDG。

1.3.2.2.3 最小超障余度（MOC）。在最早 IDF 和 IDF 之间，MOC 等于 30 m（100 ft）。在 IDF 和最晚 IDF 之间，MOC 增加一个与 PDG 相对应的值，而后按照距离最晚 IDF 距离的 0.8%增长，直至达到航路 MOC［300 m（1 000 ft），600 m（2 000 ft）山区］。一种将 IDF 之后的 PDG 增加到标准值 5%之上的替代方法是增加 IDF MCA，从而为随后的离场航段提供必要的超障余度，而保持较低的 PDG。

1.3.2.2.4 IFR OIS 几何尺寸。OIS 几何尺寸如下：

a）起点。IFR OIS 起始于最早 IDF。

b）PinS 离场（仪表航段）的保护区半宽。见第Ⅲ部分第 1 篇第 2 章。

c）IFR OIS 垂直尺寸。从最早 IDF 直至最晚 IDF，OIS 改平至 IDF MCA 减去 MOC 的高度。之后梯度为（PDG 减去 0.8%）。

1.3.3 PinS 离场“实施目视”指令——直线目视航段（Direct-VS）

1.3.3.1 直线目视航段由一个直线目视 OCS 和一个目视 OIS 提供保护。

1.3.3.2 在 IDF 处的航迹变化。在 IDF 处的最大航迹变化是 30°。

1.3.3.3 目视航段设计梯度（VSDG）。标称的 VSDG 应该是以 13.3%，直至到达 IDF MCA 该值

等于直线目视 OCS 以上再增加一个 0.8%的超障余度（见 1.3.3.7）。VSDG 不得低于附件 14 起飞爬升面之上 0.8%。

1.3.3.4 如果着陆位置的附件 14 起飞爬升面对应着 A 类或 B 类的梯度设计，则 VSDG 可以降低（见附件 14 第Ⅱ卷第 4 章）。

1.3.3.5 起始离场定位点（IDF）。IDF 应该位于：

a）从直升机场或着陆位置至 IDF 提供足够的目视参考，使直升机能够在不低于 MCA 的高度飞越 IDF；

b）满足后续仪表航段的最低起始高度。

1.3.3.6 目视航段长度。目视航段长度应该从直升机场或着陆位置的安全区外侧边界量至 IDF。目视航段的最小长度应该是 1 482 m（0.8 NM）。

1.3.3.7 目视 OIS（见 1.3.3.9）在仪表航段保护区的横向边界内终止。如果 RNAV-1/RNP 导航规范使用于仪表飞行航段，这造成如下的最大目视航段长度：

a）在 IDF 没有航迹改变，最大目视航段长度 13.9 km（7.5 NM）；

b）0°小于航迹改变 10°，最大目视航段长度 11.9 km（6.4 NM）；

c）10°小于航迹改变 20°，最大目视航段长度 9.3 km（5.0 NM）；

d）20°小于航迹改变 30°，最大目视航段长度 6.5 km（3.5 NM）。

1.3.3.8 直线目视超障面（OCS）

a）对正：直线目视超障面（OCS）对称对正于起飞爬升面中心线。

b）起始：该直线目视超障面（OCS）起始于直升机场或着陆位置安全区（SA）的外边界。

c）宽度：起始处的保护区宽度等于安全区（SA）的宽度。外侧边界从安全区（SA）边界开始对称于起飞爬升面中心线两侧进行扩张，直到总的最大宽度达到 120 m，在该点后外侧边界平行于中心线。对于只是白天的运行，该扩张为 10%；对于夜间的运行，该扩张增大到 15%。

d）梯度。直线目视超障面（OCS）起始处的标高等于直升机场或着陆位置标高。该倾斜度是 VSGD 减去 0.8%（通常为 12.5%），从直升机场/着陆位置标高开始直到该面到达 IDF MCA 之下 30 m 高（100 ft）的一点，在该点变为水平。

e）终点：直线目视超障面（OCS）终止于标称起始离场定位点（IDF）之后的一倍 ATT。

1.3.3.9 目视航段障碍物鉴别面（OIS）。目视航段由目视 OIS 保护。目视 OIS 的几何尺寸如下：

a）对正。目视 OIS 对称于从直升机场或着陆位置至 IDF 的直线航迹。

b）起始。起始点与直升机场或着陆位置安全区边界处的直线目视航段航迹相垂直。

c）宽度。起始处的保护区半宽是 45 m（150 ft），并且该区域以 15°扩展，直至连接到仪表航段保护区（见 1.3.3.10）。

d）坡度。目视 OIS 起始于直升机场或着陆位置标高，在标称（IDF）处上升 IDF MCA 减去 30 m（100 ft）。目视航段障碍物鉴别面（OIS）的梯度应该低于或等于目视直线超障面（OCS）的梯度。这样 IDF MCA、VSDG 和 VS 长度的一些连接就不可行。

1.3.3.10 IDF 衔接目视航段与 PBN 的标准。图Ⅳ-1-1 描绘了目视 OIS 与 RNP-1/ RNAV-1 OIS 在 IDF 处的垂直衔接。图Ⅳ-1-2 描绘在 IDF（在 IDF 有航迹变化）处横向的衔接。目视 OIS 的横向扩张最初小于仪表航段主区半宽。仪表航段一部分的主区和副区被目视 OIS 裁剪，在做障碍物评估时不需要考虑，因为目视航段是使用推测导航方式扩张。

1.3.3.11 直线目视超障面（OCS）穿透。不应该有障碍物穿透直线目视超障面（OCS）。如果在运行上可行，通过增加直线目视超障面（OCS）梯度可以消除穿透，这将导致 VSDG 增加（见图Ⅳ-1-3）。该项增加应与相关运营人进行协调。

1.3.3.12 目视航段 OIS 穿透。穿透目视障碍物鉴别面（OIS）应该记录并在航图上，如果这会导致航图拥挤，见第Ⅰ部分第 2 篇第 1 章 1.11“航图上重要障碍物和高程点标高的标注”，如果由航行研究推荐，则应该对目视 OIS 面进行评估，任何穿透的障碍物度应该有照明和标识。

1.3.3.13 仪表航段障碍物穿透的缓解措施。为避免障碍物穿透 IFR OIS，使得 IFR OIS 能保持超障，或开始一个转弯，应该增加 IDF MCA，可以优先考虑将 PDG 增加至标准的 5%之上。这会导致 VSDG 增加，这由直升机场或着陆位置安全区边界与修订的 IDF MCA 之间改变的高程来确定（参见图Ⅳ-1-4）。

1.3.4 有“实施目视”指令的 PinS 离场——机动目视航段

1.3.4.1 机动目视保护。机动目视航段将为如下机动飞行提供保护：飞行员沿不是直接指向 IDF 的方向起飞，并且机动目视至 IDF 处加入起始仪表航段。

1.3.4.2 该机动目视由一个倾斜的初始目视 OCS 和一个目视 OIS 保护。

注：为该目视航段提供的保护可以与 PinS 进近紧跟一个机动目视航段的保护相比较（见第 2 章 2.9.3）。

1.3.4.3 机动目视航段（VS）的 VSDG：标称的 VSDG 应该为 13.3%。这是由一个在倾斜初始目视 OCS 面（见 1.3.4.5）之上 0.8%的超障余度组成。VSDG 不得低于附件 14 起飞机爬升面之上 0.8%。

1.3.4.4 IDF 最小飞越高度（MCH）（MCH 是 MCA 高于直升机场或着陆位置的真实高度）。包含有机动目视航段的 PinS 离场程序，其 IDF 的 MCH 不得低于直升机场或着陆位置标高之上90 m（295 ft）。

1.3.4.5 倾斜起始目视 OCS

a）对正：倾斜起始目视 OCS 对称对正于起飞爬升面的中心线。

注：如果不得不考虑一个以上的起飞爬升面，则应该为每一个都设计一个目视 OCS。

b）起始：倾斜起始目视 OCS 起始于直升机场或着陆位置安全区（SA）的外边界。

c）宽度：倾斜起始目视 OCS 在起始处的宽度与安全区宽度相同。外边界的扩张从位于安全区边界的起始处开始，对称于起飞爬升面的中心线，直至总的最大宽度为 120 m，在该点处的外边界平行于中心线。对于只供白天运行的，扩张是 10%，对于晚上运行的，扩张增加至 15%。

d）坡度：倾斜起始目视 OCS 起始处的标高等于直升机场或着陆位置标高。倾斜起始目视 OCS 通常从直升机场/着陆位置标高按 12.5%的倾斜度到达直升机场/着陆位置标高之上 152 m（500 ft）的点。

1.3.4.6 目视 OIS

1.3.4.6.1 飞行员预计从起始离场航迹机动目视至 IDF 处加入起始仪表航段，目视 OIS 可以提供对该区域（称为机动区）的了解。

1.4.4.6.2 机动区的描述

1.3.4.6.2.1 机动区的确定基于如下规则：

a）飞行员在起飞爬升面的中心线上开始爬升，在向 IDF 处机动前到达如下两个高度中的较高者：

1）IDF MCH/2；

2）在直升机场/着陆位置标高之上 90 m（295 ft）。

b）飞行员继续爬升并加速，以在不低于 IDF MCA 的高度飞越 IDF。

1.3.4.6.2.2 机动区外侧边界是基于以下最坏假定情况下的轨迹（见图Ⅳ-1-5）：

a）第一个轨迹：飞行员按照 1.3.4.5.2.1 a）爬升，然后右转以加入 IDF；

b）第二个轨迹：飞行员按照 1.3.4.5.2.1 a）爬升，然后左转以加入 IDF。

1.3.4.6.2.3 “机动区”是表示所有起始于 IDF 的线连接至对正对称于起飞爬升面中心线的“转弯区”。

注：如果不得不考虑一个以上的起飞爬升面，则最后得到的“机动区”是所有“机动区”相加。

1.3.4.6.2.4 “转弯区”的描述（图Ⅳ-1-1 和图Ⅳ-1-6）

1.3.4.6.2.4.1 “转弯区”是通过起飞爬升面中心线两侧各一个角度 α（为考虑右转弯和左转弯）和半径 r 来确定。

注：如果一个重要障碍物位于直升机场/着陆位置附近，“机动区”的尺寸可以减小。在这种情况下，在起始爬升后禁止从某一个转弯方向加入 IDF。因此，“转弯区”只规定在起飞爬升面中心线的单侧（参见图Ⅳ-1-9）。

1.3.4.6.2.4.2 “转弯区”半径（r）

a）如果 IDF MCH 等于或小于直升机场/着陆位置标高之上 183 m（600 ft），r 恒定等于 1 482 m（0.8 NM）；

b）如果程序的 IDF MCH 高于直升机场/着陆位置标高之上 183 m（600 ft），183 m（600 ft）之上每增加 30 m（100 ft）r 线性增加［185 m（0.1 NM）］。

1.3.4.6.2.4.3 “转弯区”角度（α）

a）如果 IDF MCH 等于或小于直升机场/着陆位置标高之上 183 m（600 ft），α 恒定等于 50°；

b）如果程序的 IDF MCH 高于直升机场/着陆位置标高之上 183 m（600 ft）且等于或小于直升机场/着陆位置标高之上 304 m（1 000 ft），183 m（600 ft）之上每增加 30 m（100 ft）α 线性减小 5°；

c）如果程序的 IDF MCH 高于直升机场/着陆位置标高之上 304 m（1 000 ft），α 恒定等于 30°。

注：当有运行上的好处时，为了扩展得到的“机动区”，“转弯区”可以在起飞爬升面中心线的一侧或两侧使用更宽的角度来扩展。

表Ⅳ-1-1 一系列 IDF MCH 值的“转弯保护区”的确定

a）IDF MCH 和 r 的单位是 m：

IDF MCH	93 m*	123 m*	153 m*	183 m*	213 m*	243 m*	273 m*	304 m*
r	1 482 m	1 482 m	1 482 m	1 482 m	1 667 m	1 852 m	2 037 m	2 222 m
α	50°	50°	50°	50°	45°	40°	35°	30°
* 在直升机场/着陆位置标高之上的高。								

b）IDF MCH 和 r 的单位分别是 ft 和 NM：

IDF MCH	300 ft*	400 ft*	500 ft*	600 ft*	700 ft*	800 ft*	900 ft*	1 000 ft*
r	0.8 NM	0.8 NM	0.8 NM	0.8 NM	0.9 NM	1 NM	1.1 NM	1.2 NM
α	50°	50°	50°	50°	45°	40°	35°	30°
* 在直升机场/着陆位置标高之上的高。								

注：可以考虑 741 m（0.4 NM）的缓冲区来确定 OIS（见 1.3.4.5.3.2），这些值对于考虑温度和直升机场或着陆位置标高的所有情况都是可以接受的。

1.3.4.6.3 OIS 定义

1.3.4.6.3.1 OIS 面由“机动区”加上一个等于 741 m（0.4 NM）的缓冲区来确定（参见图Ⅳ-1-7）。

注：如果起始起飞可以以全向的方式进行，OIS 是一个对正对称于 HRP 与 IDF 之间航线的

面，将以下部分以切线连接：以一个 IDF 为中心、半径等于 741 m（0.4 NM）的圆，和一个以 HRP 为中心、半径等于（r+附加缓冲值）的圆（见图Ⅳ-1-8）。

1.3.4.6.3.2 OIS 鉴别的“机动区”障碍物应该低于飞行员进行初始爬升，在向 IDF 机动之前的最低高度之下 150 ft 以上。基于上述假设，OIS 是一个围绕“机动区”的面，并确定为如下高度中的较高者：

a）IDF MCH/2-46 m（150 ft）；

b）直升机场/着陆位置标高之上 46 m（150 ft）。

1.3.4.6.3.3 穿透 OIS 的障碍物应该绘制在航图上，当可行时可以标识和/或进行照明。

1.3.4.7 最大速度限制。当运行在机动目视航段时，没有最大速度限制。

1.3.4.8 机动目视航段长度。从 HRP 至 IDF 的最小距离是 0.8 NM。

1.3.4.9 在 IDF 的航迹改变。在 IDF 的航迹改变对于所有可能的目视轨迹都应该小于 30°。因此，在 IDF 之后的起始仪表航段方向与满足“机动区”限制的“极端”目视轨迹方向之间的夹角应该小于 30°（见图Ⅳ-1-7 和图Ⅳ-1-8）。

1.3.5 有“VFR 条件下实施”指令的 PinS 离场——目视航段

1.3.5.1 当“目视条件下实施”指令不适合或不可能时，应该设计有“VFR 条件下实施”指令的 PinS 离场程序。

1.3.5.2 在目视航段没有障碍物保护。当从直升机场或着陆位置飞至 IDF 时，飞行员应该使用 VFR 来看见和避开障碍物，过 IDF 不低于 IDF MCA。

1.4 公布

注：标准仪表离场航路的标识管理原则包含在附件 11 附录 3 中。标准仪表离场图的规范包含在附件 4 中。

1.4.1 程序识别。该平面图应该包括该程序仅适用于 H 类的说明。

1.4.2 IDF 通常在航图上标绘为“旁切”航路点。如果是由于运行的原因，IDF 需要是“飞越”航路点时，应该在航图上标绘为“飞越”航路点。

1.4.3 仪表航段的爬升梯度。大于 5%的程序设计梯度（PDG）应该与应用该梯度的点或高标识在一起。

1.4.4 目视航段的爬升梯度。直线目视航段（VS）和机动目视航段（VS）的目视航段设计梯度（VSDG）应该航图标识。

1.4.5 MCA 的标绘。仪表离场定位点（IDF）的最低飞越高度（MCA）应该标示在其使用的航路点旁边。

1.4.6 航段航迹和长度。航段航迹和长度应该标出。

1.4.7 障碍物。穿透目视 OIS 的障碍物应该标出。

1.4.8 直线和机动目视航段（VS）的附加信息

1.4.8.1 为保护直线和/或机动目视航段而考虑的起飞爬升面的中心线和方向应该在图上标出。

1.4.8.2 “机动区”直线和机动目视航段应该标示在平面图的插图上，或者在后续页面或航图的背面上。插图上描述的信息应该按比例标示。如果直线和机动目视航段没有描绘在插图上，平面图上应该包含一个标注，以指导飞行员去见后续页面或航图的背面。在机动目视航段，“机动区”应该标绘。

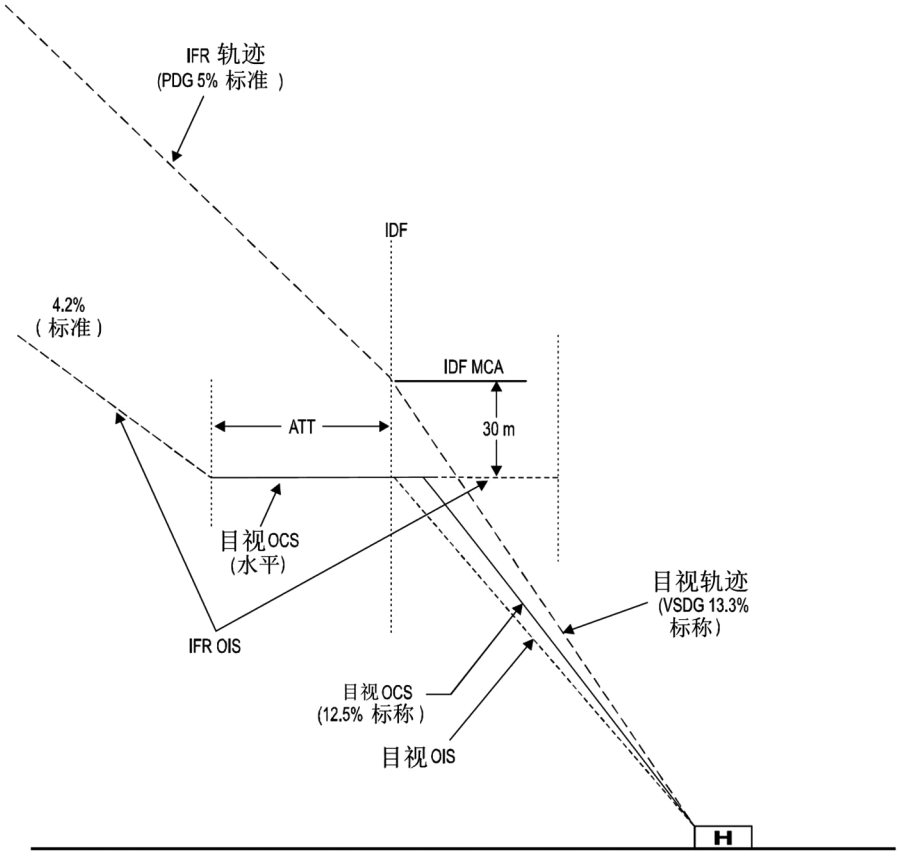
1.4.8.3 如果“机动区”尺寸的减少是为了考虑重要障碍物，受限的使用空域，位于直升机场/着陆位置附近的环境敏感区，如下元素应该显示在航图上：

a）机动区的边界；

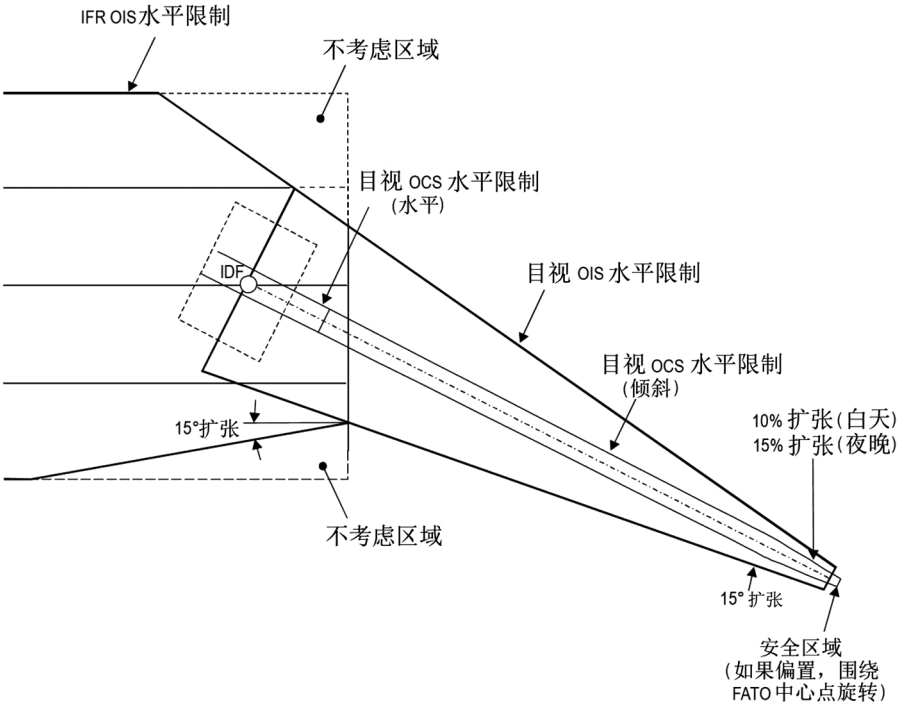
b）重要障碍物的位置/受限的使用空域/环境敏感区；

c）在任何“不得机动区”的边界标注“非机动区”。

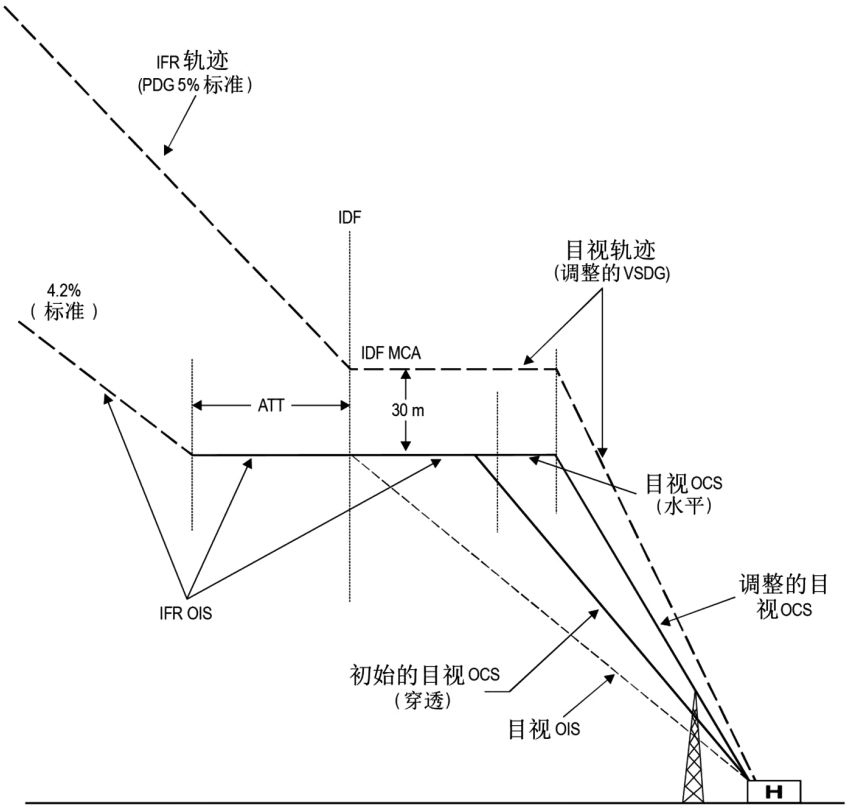
1.4.8.4 离场应该适当地标注“实施目视至 IDF”或“实施 VFR 至 IDF”。



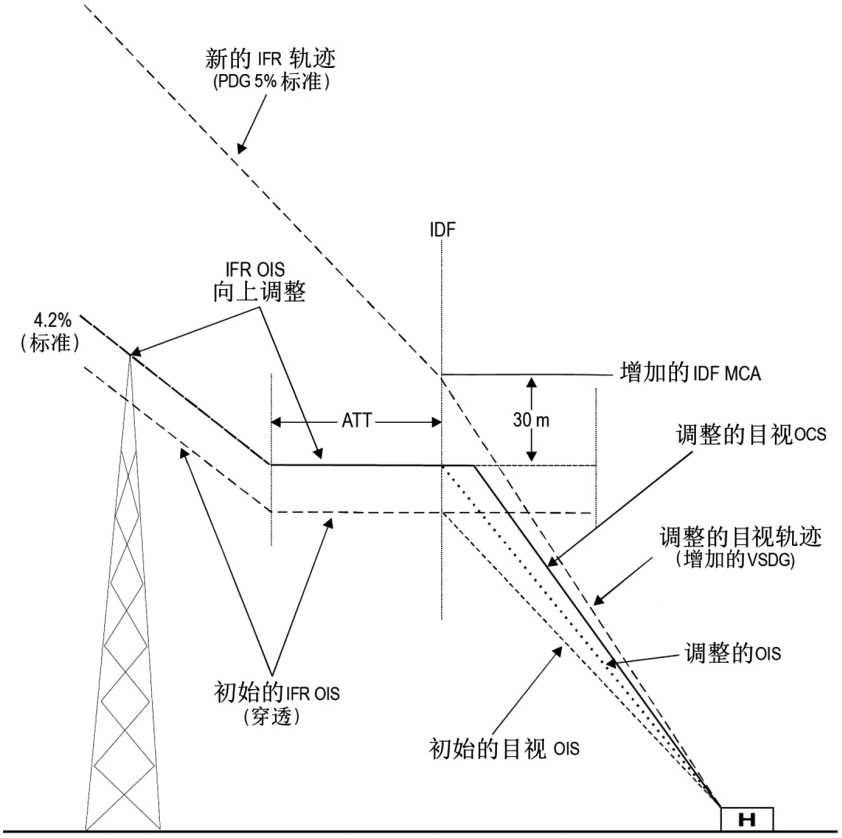
图Ⅳ－1－1　目视航段 OIS 和 IFR 的垂直衔接



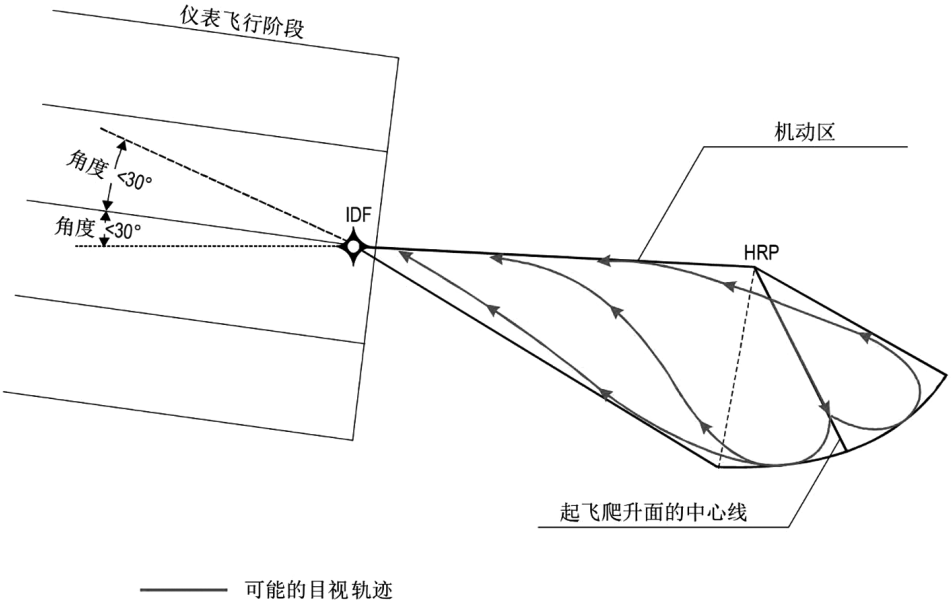
图Ⅳ－1－2　在 IDF 有航迹变化的横向衔接



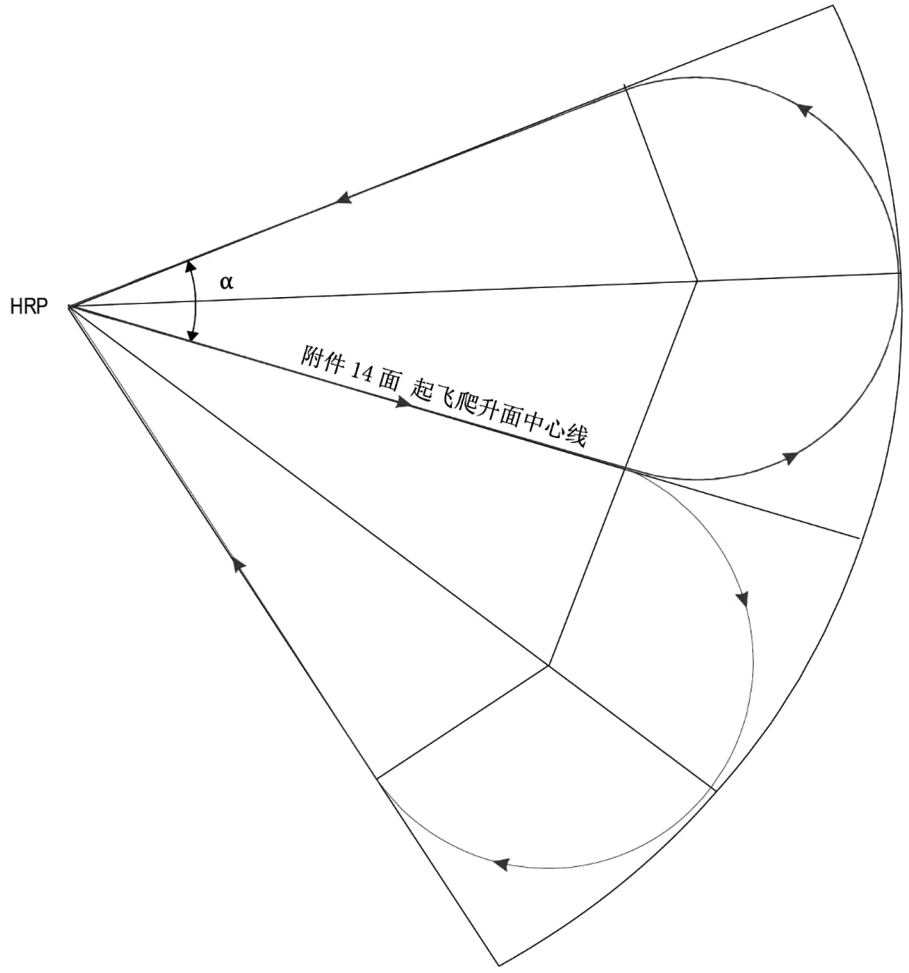
图Ⅳ-1-3　提高 VSDG 减缓 OIS 的穿透



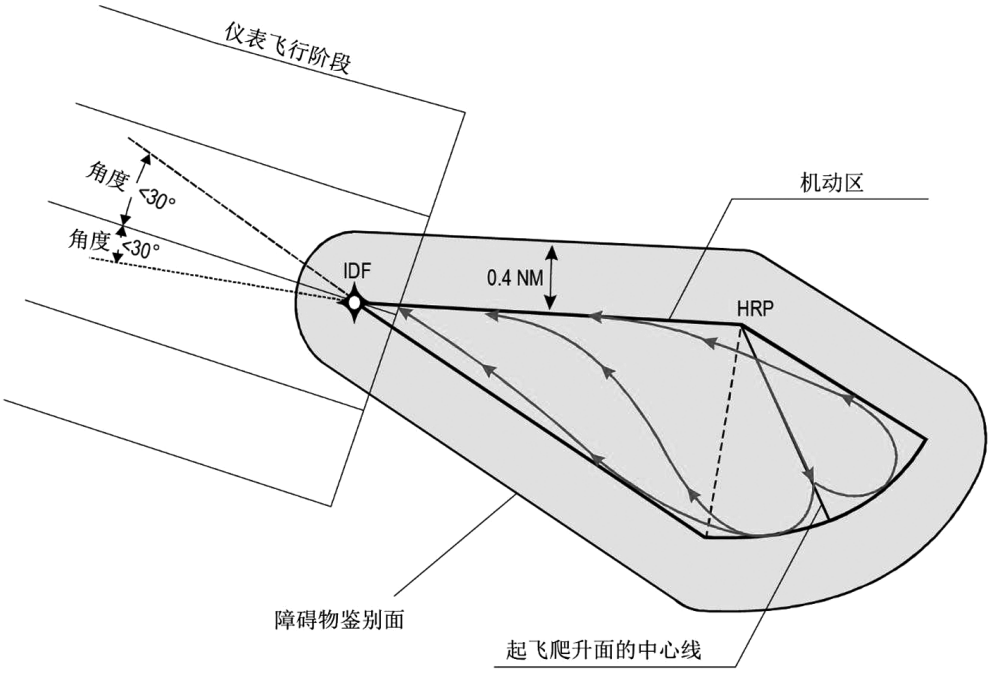
图Ⅳ-1-4　通过增加 IDF MCA 减缓仪表航段的障碍物穿透



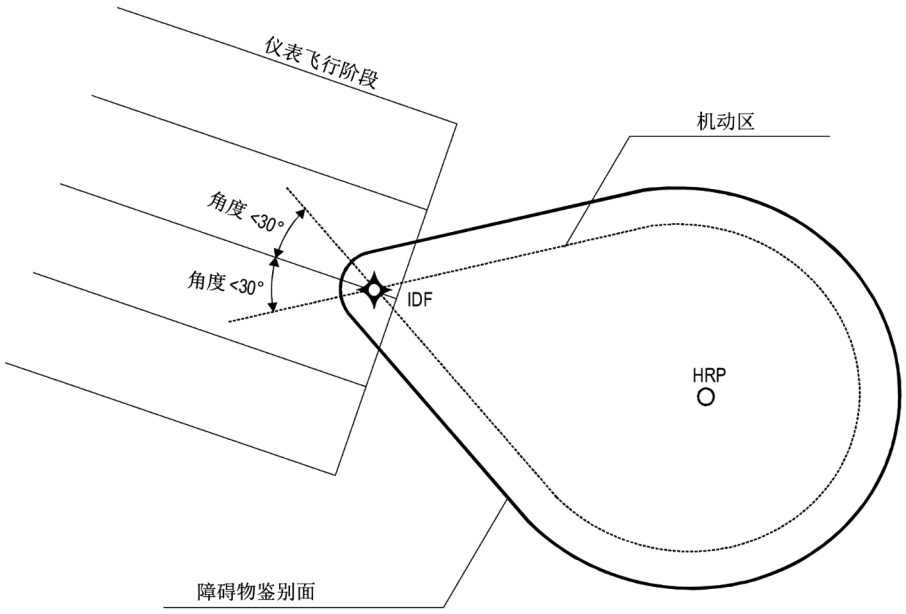
图Ⅳ-1-5　对于确定的起飞爬升面中心线，机动目视航段代表可能轨迹确定的机动区



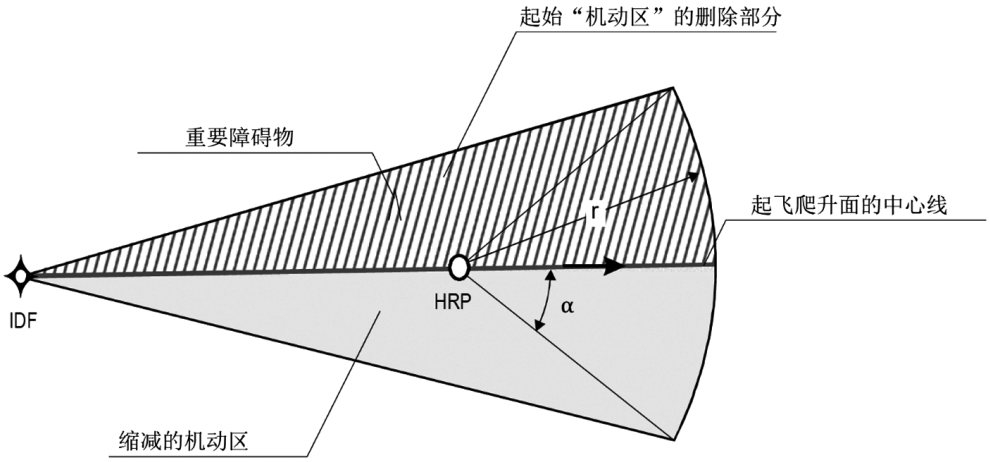
图Ⅳ-1-6　“转弯区”的机动目视航段描述



图Ⅳ-1-7　对于确定的起飞爬升面中心线，水平 OIS 面机动目视航段的图示



图Ⅳ-1-8　如果初始起飞能够以全向方式完成，水平 OIS 面机动目视航段的图示



由于重要障碍物缩减机动区（禁止左转）

图Ⅳ-1-9　由于重要障碍物“机动区”机动目视航段的缩减

2　直升机下降至 LNAV 最低标准的空间点（PinS）RNP APCH 进近程序

2.1　总则

2.1.1　第Ⅰ部分第 4 篇以及第Ⅲ部分第 2 篇第 2 章的一般准则经本章的准则补充和修订后适用于 GNSS 接收机的区域导航（RNAV）进近程序。这些规定的仪表程序可以用于直升机，设计这些特定的程序时最好使用与本文件其他地方说明的固定翼航空器飞行程序设计相同的常规技术和惯例。

2.1.2　直升机特定参数。本章规定的参数，如空速、下降/爬升梯度仅用于设计直升机程序。定位容差和保护区宽度的规定，见第Ⅲ部分第 1 篇第 2 章“GNSS RNAV”。这些规范是根据直升机性能特点及执行程序的运行要求制定的。

2.1.3　进近速度。当直升机到达超障高度/高（OCA/H）时，必须要有足够的距离用于减速和过渡到按目视参考飞行。最后进近的速度越大，要求的减速距离越长。本章提供的准则适用于最后进近和复飞航段的飞行速度不超过 90 KIAS 和不超过 70 KIAS 的直升机飞行。复飞速度限制一直适用至直升机建立在复飞等待航路点的入航航迹上，或到达许可的界限。

注：如果上面 2.1.3 中的空速不够，可以选择不同的空速进行程序设计，前提是设计中使用的速度应该在航图上标明。

2.1.4　副区。副区的一般准则按本章补充和修订后适用。

2.1.5　审定/运行批准。装备有第Ⅲ部分第 1 篇第 2 章规定的 GNSS 接收机的航空器，国家管理部门已经批准实施 RNP APCH 运行的营运人，可以使用该系统实施这些程序。

2.2　GNSS RNAV 系统精度

第Ⅲ部分第 1 篇第 2 章的准则经本章补充或修订后适用。

2.3 进场航线

2.3.1 第Ⅲ部分第 3 篇第 2 章的条款适用。

2.3.2 最低扇区高度/终端区进场高度。最低扇区高度的应用，第Ⅰ部分第 4 篇第 8 章的准则适用，但是只得设置一个单一的全向扇区。该扇区以 PRP/MAPt 为圆心。PRP/MAPt 必须作为基准点提供到数据库中，它们与 ARP 在机场进近中所起的作用相同。终端区进场高度的应用，适用第Ⅲ部分第 2 篇第 4 章的准则。

2.4 终端区准则

2.4.1 进近布局。基本 T/Y 型进近布局提供程序设计的灵活性和标准化，因此在程序设计中，应该当作首选。

2.4.2 等待。对于等待航线，如果等待定位点位于 IAF，确定的入航边航迹应该与起始航段的航迹相同；如果等待定位点位于 IF，确定的入航边航迹应该与中间航段的航迹相同；适当地，入航边的航迹与起始航迹或中间航迹之间的差异不应该超过 30°。

2.4.3 起始和中间航段的最小长度应该能包含转弯距离/最小稳定距离（MSD）。转弯部分的长度是 IAF 和 IF 转弯角度对应的最小稳定距离，可以利用第Ⅲ部分第 2 篇第 1 章的公式得到。

2.4.4 转弯保护依据第Ⅰ部分第 2 篇第 3 章和第Ⅲ部分第 2 篇第 2 章。

2.5 起始进近航段

2.5.1 起始进近航段始于 IAF，终止于 IF。

2.5.2 对正。起始进近航段与中间进近航段的航迹差不得大于 120°。

2.5.3 保护区。起始、中间和最后进近航段保护区，见图Ⅳ-2-1。也可以参见第Ⅲ部分第 3 篇第 3 章的图Ⅲ-3-3-2。

2.5.3.1 长度。起始进近航段不应该超过 18.52 km（10 NM），除非由于运行需要必须使用较长的航段。IAF 设置在距 PRP 46.30 km（25.00 NM）以内。最小长度受限于在 IAF 所要求转弯的大小。起始进近航段是按直升机飞行该程序的速度不超过 220 km/h（120 KIAS）而设计。如有

运行要求存在，该航段可以按照空速不超过 165 km/h（90 KIAS）设计，在这种情况下，进近图必须注明“速度限制在 165 km/h（90 KIAS 以内）”。

2.5.3.2 保护区宽度。见第Ⅲ部分第 1 篇第 2 章的表Ⅲ-1-2-9 和表Ⅲ-1-2-10。

2.5.4 超障余度。超障考虑的保护区从最早 IAF 延伸至 IF 标称位置。超障的一般准则适用，见第Ⅰ部分第 4 篇第 3 章 3.3.4。主区要求的超障余度为 300 m（1 000 ft），从主区边界至副区外侧边界，超障余度均匀减小至零。

2.5.5 下降梯度。最佳下降梯度为 6.5%。当要求一个较大的下降梯度时，建议的最大值为 10%；但是，如果有运行要求存在，可以批准高至 13.2%的下降梯度，前提是最大速度限制为 165 km/h IAS（90 kt IAS），而且将使用的梯度描绘在进近图上。

2.6 中间进近航段

2.6.1 中间进近航段开始于 IF，终止于 FAF。建议 IF 为旁切航路点，除非运行上要求使用飞越航路点。

注：FAF 总是定义为旁切航路点，即使在 FAF 没有转弯。

2.6.2 中间进近航段应该对正最后进近航段。如果必须在 FAF 转弯，转弯不得超过 60°。

注：当在 FAF 处的航迹改变大于 30°，一些机载系统不会转换进入进近模式。

2.6.3 保护区。中间和最后航段，见第Ⅲ部分第 3 篇第 3 章的图Ⅲ-3-3-2。

2.6.3.1 长度。最佳长度为 5.56 km（3.00 NM）。长度不得小于 3.70 km（2.00 NM），也不得超过 18.52 km（10.00 NM）。最短长度受限于在 IF 要求转弯的角度大小。中间进近航段是按直升机飞行该程序的速度不超过 220 km/h（120 KIAS）而设计。如有运行要求存在，该航段可以按照空速不超过 165 km/h（90 KIAS）设计，在这种情况下，进近图必须注明“速度限制在 165 km/h（90 KIAS 以内）”。

2.6.3.2 宽度。见第Ⅲ部分第 1 篇第 2 章的表Ⅲ-1-2-9 和表Ⅲ-1-2-10。

2.6.4 超障余度。超障考虑的保护区从最早 IF 延伸至 FAF 标称位置。超障的一般准则适用，见第Ⅰ部分第 4 篇第 4 章 4.3.2。主区要求的超障余度为 150 m（492 ft），从主区边界至副区外侧边界，超障余度均匀减小至零。

2.6.5 下降梯度。最佳下降梯度是 6.5%，最大允许的梯度应该为 10%。如果有运行要求存在，可以批准高至 13.2%的下降梯度，前提是最大速度限制为 165 km/h IAS（90 kt IAS），并将使用的梯度描绘在进近图上。下降梯度的计算，应该参照第Ⅲ部分第 2 篇第 3 章 3.3.3“下降梯度”。

2.7 最后进近航段

2.7.1 最后进近航段起始于 FAF（旁切），终止于 MAPt（飞越）。所有进近均应该飞向空间点，在该点飞行员应该有足够的目视参考以继续进近并在计划的着陆位置着陆，或开始复飞。

2.7.2 对正。对于空间点进近，在最后进近航段无对正要求。

2.7.3 保护区。见第Ⅲ部分第 3 篇第 3 章的图Ⅲ-3-3-2。

2.7.3.1 超障考虑的保护区起始于最早 FAF 位置，终止于 MAPt 标称位置。

2.7.3.2 长度。最佳长度 5.92 km（3.20 NM）。最短长度受限于在 FAF 要求转弯的大小。程序通常按照直升机执行该进近的速度不超过 130 km/h（70 KIAS）而设计。特殊情况下，如果最后进近的设计允许速度高至 165 km/h（90 KIAS），则复飞也必须按允许 165 km/h（90 KIAS）来设计。设计最后进近和复飞航段的最大速度必须清晰地标注在进近图上。

2.7.3.3 宽度。见第Ⅲ部分第 1 篇第 2 章的表Ⅲ-1-2-9 和表Ⅲ-1-2-10。

2.7.3.4 最后进近定位点（FAF）处的衔接方法：如果所有航段都使用 RNP 0.3，中间航段的宽度应用至标称最后进近定位点（FAF），在该处保护区外侧边界以 30°收缩直至最后航段的宽度。

2.7.4 超障余度。主区的最低超障余度（MOC）为 75 m（246 ft），从主区边界至副区外侧边界，超障余度均匀减小至零。

2.7.5 下降梯度。最佳下降梯度为 6.5%。当要求一个较大的下降梯度时，建议的最大值为 10%；但是，如果有运行要求存在，在 FAF 的转弯角度小于或等于 30°，可以批准高至 13.2%的下降梯度，前提是最大速度限制为 130 km/h IAS（70 kt IAS），并将使用的梯度描绘在进近图上。最后航段的计算是从 FAF 标称位置的 FAF 高度至 MAPt 标称位置的 OCA/H。

2.8 复飞航段

2.8.1 总则。复飞航段起始于最早 MAPt（飞越）位置，终止于一个 MAHF（飞越）指定的等待点或一个许可界限。最佳的路径是直线向前直接在 MAHF 加入等待。

2.8.2 MAPt 的纵向容差。MAPt 纵向容差的计算，参照第Ⅰ部分第 4 篇第 6 章 6.1.6.2.1“MAPt 容差——MAPt 由一个电台或定位点来定义”。

2.8.3 起始爬升点（SOC）的计算。SOC 的计算，参照第Ⅰ部分第 4 篇第 6 章 6.1.6.2“SOC

的确定——MAPt 由一个电台或定位点来定义”，但是过渡容差（X）等于直升机以 130 km/h（70 KIAS）或 165 km/h（90 KIAS）对应的 TAS 飞行 5 s 通过的距离。

2.8.4 复飞保护区。复飞保护区应该从 MAPt 纵向容差的起点开始，宽度等于最后进近保护区在该点的宽度。考虑到 GNSS 接收机显示灵敏度从 ±0.56 km（0.30 NM）下降至 ±1.85 km（1.00 NM），保护区宽度从此点开始在复飞航道两侧以 15°扩张，直至总宽度等于 ±4.07 km（2.20 NM）。如果第一个航路点位于保护区宽度到达 ±4.07 km（2.20 NM）之前，则继续扩展至 4.07 km（2.20 NM）。如果在所有航段都选择 RNP 0.3，保护区在 MAPt 最早处不扩张，保持最后进近的半宽直至距离 PinS（MAPt）15 NM。对于在 MAPt 之后，GNSS 接收机不能提供连续航迹引导的复飞程序，参见图Ⅳ-2-2 和图Ⅳ-2-3。规定了至 MAHF 航迹的转弯复飞应该限制于在 MAPt 之后能提供连续航迹引导的系统，并且应该在进近程序中清晰地注明，见图Ⅳ-2-4。

2.8.5 直线复飞。直线复飞适用准则（见第Ⅰ部分第 4 篇第 6 章 6.3“直线复飞”）。还要注意，GNSS 定位点的指定应该使复飞也可以使用航迹引导。

2.8.6 转弯复飞。转弯计算基于的转弯参数，见第Ⅰ部分第 4 篇第 6 章 6.4.3。主区边界使用风螺旋线或边界圆，副区外侧边界的划设使用恒定的副区宽度。对于 GNSS 接收机在 MAPt 之后不能提供连续航迹引导的复飞程序设计，见图Ⅳ-2-2 和图Ⅳ-2-3。规定了至 MAHF 航迹的转弯复飞应该限制于能在 MAPt 之后提供连续航迹引导的系统，并且应该在进近程序中清晰地注明，见图Ⅳ-2-4。

2.8.6.1 转弯参数

2.8.6.1.1 指示空速。最后复飞的速度为 165 km/h（90 KIAS）。但是如果运行上要求避开障碍物，可以将速度降低至 130 km/h（70 KIAS），条件是程序应该注明“复飞转弯最大速度为 130 km/h（70 KIAS）”。

2.8.6.1.2 对正。在 MATF 处的入航航迹和出航航迹之差最大为 120°。该限制不适用于飞越点之后跟一个 DF 航段。

2.8.6.1.3 长度。如果有运行要求存在以避开障碍物，可以使用 MATF。在这种情况下，在 SOC 以后必须使用转弯点的 MSD。转弯后的最短距离由出航航段要求的可用提前转弯距离决定。方法参见第Ⅲ部分第 2 篇第 1 章。

2.8.7 爬升梯度。复飞面的标称爬升梯度为 4.2%（24∶1）。如果有运行要求存在时，可以考虑使用更高的梯度，但需要获得运行批准。如果设计复飞程序时不是使用标称梯度，则要求的梯度必须在仪表进近图上注明。除特定梯度的 OCA/H 外，标称梯度所用的 OCA/H 也必须注明。

2.8.8 转弯超过 15°时，MOC 为 40 m（130 ft）（见第Ⅰ部分第 4 篇第 6 章）。

2.9 带有“实施目视”指令的 PinS 进近程序

注：在“目视条件下实施”指令不适合或不可能的情况下，也可以设计带有“VFR 条件下实施”指令的 PinS 进近程序（见 2.10）。

2.9.1 PinS 进近——总则

2.9.1.1 描述。直线目视航段或机动目视航段连接 PinS（MAPt）至直升机场或着陆位置。使飞行员通过飞行一个含有目视航段的 PinS 仪表进近程序，从 MAPt 目视飞行至直升机场或着陆位置。

2.9.2 带有“目视条件下实施”指令的 PinS 进近——直线目视航段

2.9.2.1 描述。直线目视航段连接空间点（PinS）至着陆位置；这可以是直接至着陆位置，或经过一个下降点（DP），在该点可以进行有限的航迹改变。直线目视航段使飞行员飞行一个含有目视航段的空间点（PinS）仪表进近程序，从 MAPt 目视飞行至直升机场或着陆位置。

2.9.2.1.1 总则。下面的章节提供对直线目视航段组成的描述。见图Ⅳ-2-5 和图Ⅳ-2-6。

2.9.2.1.1.1 着陆位置应该满足非仪表直升机场最后进近和起飞区域（FATO）及安全区域（SA）的尺寸要求，定义见附件 14 第Ⅱ卷。

2.9.2.1.1.2 超障面（OCS）是从 MAPt 至着陆位置，其相似于附件 14 第Ⅱ卷中的障碍物限制面（OLS）和目视航段面（VSS）。

2.9.2.1.1.3 在着陆位置附近，有 3 个障碍物鉴别面（OIS）提供给飞行员以熟悉障碍物情况。

2.9.2.1.1.4 可能有必要根据由 MAPt 的航迹和距离来确定一个下降点（DP），该点可以确认航空器能下降至 OCA 以下，并开始目视下降至着陆位置。

2.9.2.1.1.5 目视航段下降角度（VSDA）是从位于 MAPt 或下降点（DP）处的 MDA 至着陆位置 HRP 处的 HCH 角度。标称 VSDA 是 8.3°。这是由一个目视航段下降角（VSDA 见 2.9.2.2.1）之下 1.12°的障碍物超障面（OCS）面组成。目视航段下降角（VSDA）应该至少高于附件 14 起飞爬升面 1.12°。

2.9.2.1.1.6 如果着陆位置的附件 14 起飞爬升面对应着 A 类或 B 类的坡度设计，则目视航段下降角（VSDA）可以降低（见附件 14 第Ⅱ卷第 4 章）。

2.9.2.1.1.7 在与相关运营人协调后可以选择一个更高的 VSDA。

2.9.2.2 超障面（OCS）和障碍物鉴别面（OIS）

2.9.2.2.1 OCS 对正，坡度，起始基本宽度，侧向尺度。OCS 对正对称于 HRP 与 MAPt 之间的航道。如果在建立的下降点（DP）处有航迹改变，则 OCS 对正对称于 HRP 与下降点（DP）之间的航道。见图Ⅳ-2-7、图Ⅳ-2-8 和图Ⅳ-2-9。

2.9.2.2.1.1 OCS 起始于着陆位置安全区外侧边界。

2.9.2.2.1.2 OCS 起始宽度等于安全区的宽度。

2.9.2.2.1.3 外侧边界的扩张起始于安全区的边界，对称于 OCS 中心线方向，总的最大宽度为 120 m，该点的外侧边界平行于 OCS 中心线。白天运行的扩张角为 10%，晚上运行的扩张角为 15%。

2.9.2.2.1.4 OCS 起始处标高等于着陆位置标高

2.9.2.2.1.5 OCS 向上的标称倾斜度为 12.5%，从直升机场标高到达某点，在该点处的面高到达 OCA 减去最后进近段（FAS）的 MOC。

注 1：确定起始基本宽度的安全区尺寸和安全区外侧边界的计算与航空器相关，为直升机 PinS 仪表进近程序设计一个直线目视航段还需要提供其他着陆位置信息。

注 2：12.5%的 OCS 标称倾斜度与 8.3°的 VSDA 和 VSDA 之下 1.12°的 OCS 相一致。

2.9.2.2.2 倾斜 OIS 的内外横向大小。有两个倾斜的 OIS 区域；分别位于 OCS 两侧。

2.9.2.2.2.1 倾斜障碍物鉴别面（OIS）内外侧边界起始于 OCS 起始处的边界（在安全区的外侧边界）。

2.9.2.2.2.2 障碍物鉴别面（OIS）内侧边界延伸至 OCS 限制的外侧边界。

2.9.2.2.2.3 倾斜障碍物鉴别面（OIS）外侧边界的建立是直接连接起始处与 MAPt/下降点（DP）主区的外侧边界。

2.9.2.2.2.4 倾斜障碍物鉴别面（OIS）的起始处建立在着陆位置的标高上。

2.9.2.2.2.5 每个倾斜障碍物鉴别面（OIS）内边界和外边界在垂直面上的上升梯度与 OCS 相同。

2.9.2.2.3 水平障碍物鉴别面（OIS）。水平障碍物鉴别面（OIS）围绕着倾斜障碍物鉴别面（OIS）外侧的横向限制。

2.9.2.2.3.1 水平障碍物鉴别面（OIS）内侧边界紧靠倾斜 OIS 的外侧边界。

2.9.2.2.3.2 水平障碍物鉴别面（OIS）外侧边界起始于每个 FAS 副区的外侧边界，并与以 HRP 为中心半径 750 m（0.40 NM）的圆相切连接。

2.9.2.2.3.3 水平障碍物鉴别面（OIS）的高度等于仪表进近程序的 OCA 减去 30 m。

2.9.2.3 目视航段下降角度（VSDA）。VSDA 描述目视航段内航空器的标称下降航径。VSDA

来源于 OCS 的倾斜度并等于 OCS 的倾斜度加 1.12°。最大 VSDA 为 8.3°。VSDA 起始于 MAPt，或者如果建立有下降点（DP），则起始于 MDA/H；终止于 HRP 上方的 HCH。

2.9.2.4 下降点（DP）建立，对正，OCS 尺寸，FAS 延伸。如果 VSDA 在 MAPt 的最晚 ATT 和 HRP 之间某个点达到 OCA 的高度，则建立下降点（DP）。相关的下降点（DP）对正位于 HRP 与下降点（DP）之间的航线。在这种情况下，要求一个附加的 OCS。建立的附加 OCS 在水平面上的尺寸等于 FAS 的主区，高度等于 OCA 减去一个 MOC；它超出 MAPt 延伸至下降点（DP）。该 OCS 延伸的半宽等于从 MAPt 延伸至正切下降点（DP）处的 FAS 主区半宽。如果在下降点（DP）设置一个转弯，倾斜 OIS 边界的构建如下（见图Ⅳ-2-9）。

2.9.2.4.1 转弯外侧的外边界：在 DP 构建一个以仪表段主区为半径的圆弧。OIS 的外侧边界是如上圆弧的切线与着陆位置安全区（SA）处安全区（SA）边缘的宽度相连。

2.9.2.4.2 转弯内侧的外边界：在障碍物超障面（OCS）变成水平（OCA 减去 MOC）处，构建一条 DP-HRP 航迹的垂线，该垂线到达与仪表航段最后进近航迹平行的主区宽度处，障碍物鉴别面（OIS）外边界就是该从点连接到着陆位置安全区（SA）的宽度。

2.9.2.5 超障。不应该有障碍物穿透直线目视航段 OCS。穿透倾斜 OIS 和/或水平 OIS 的障碍物应该记录并在航图上标出。

2.9.2.6 直线目视航段长度。选择的目视航段长度应该能为 MAPt 至着陆位置之间提供足够的目视参考，同时也能提供足够的距离，使航空器能减速、下降、着陆至着陆位置。

2.9.2.6.1 最大目视航段长度应该为 3.00 km（1.62 NM）。

2.9.2.6.2 最佳目视航段长度取决于仪表程序最后进近段的最大速度，如下所示：

130 km/h（70 KIAS）：1.20 km（0.65 NM）

165 km/h（90 KIAS）：2.00 km（1.08 NM）

2.9.2.6.3 最小目视航段长度取决于仪表程序最后进近段的最大速度，如下所示：

130 km/h（70 KIAS）：1.00 km（0.54 NM）

165 km/h（90 KIAS）：1.60 km（0.85 NM）

2.9.2.7 航道改变。允许在 MAPt 或下降点（DP）处改变航道，但不能同时都改变。最大航道改变为 30°。

2.9.3 含“实施目视”指令的空间点（PinS）进近——机动目视航段（VS）

2.9.3.1 机动目视航段的设计是为了保护一种机动飞行。它是飞行员目视获取直升机场或着陆位置，或与其相关的目视参考，飞过 MAPt 沿一个并非直接来自于 MAPt 的方向围绕直升机场或着陆位置进行目视机动着陆。

2.9.3.1.1 机动目视航段由一个水平超障面（OCS）、障碍物限制面（倾斜 OCS 和 OIS）和与

FATO 相关联的安全区（SA）进行保护（见附件 14 第Ⅱ卷第 3 章 3.1）。

2.9.3.1.2 后续为机动目视航段的 PinS 程序 OCH 不应该低于直升机场/着陆位置标高之上 90 m（295 ft）。

2.9.3.1.3 机动航段（VS）的目视航段下降角（VSDA）：标称 VSDA 是 8.3°。这是由一个 VSDA 之下 1.12°的倾斜 OCS 面组成（见 2.9.3.4）。

2.9.3.1.4 在与相关运营人协调后可以选择一个更高的目视航段下降角度（VSDA）。

2.9.3.2 水平超障面（OCS）

2.9.3.2.1 水平 OCS 是一个高度等于 OCA−76 m（250 ft）的水平面。

2.9.3.2.2 从 MAPt 至 HRP 正切处，水平 OCS 对正对称于 HRP 与 MAPt 之间的航线，半宽为 741 m（0.4 NM）。超过 HRP 的部分，该面用以 HRP 为中心，半径为 741 m（0.4 NM）的圆相切连接。

2.9.3.3 障碍物鉴别面（OIS）

2.9.3.3.1 OIS 用于在预计机动对正进近面中心线之前，给飞行员提供对机动区的情景意识。

2.9.3.3.2 “机动区”定义

2.9.3.3.2.1 “机动区”是飞行员预计从 MAPt 机动至对正最后着陆点的区域。

2.9.3.3.2.2 “机动区”起始于 MAPt，连接至对称对正于进近面中心线的“基线转弯区”上由所有线所围成的区域（见图Ⅳ−2−10 和图Ⅳ−2−11）。

注 1：如果不得不考虑一个以上进近的方向，最后得到的“机动区”是所有“机动区”相加。

注 2：轨迹已经考虑到用于确定“机动区”的形状：

a）位于 OCA/H 上的飞行员直接从 MAPt 飞至直升机场/着陆位置，然后做一个基线转弯来下降并对正进近面的中心线；

b）飞行员起始于 MAPt 但偏离“MAPt-HRP”轴，用以机动对正进近面中心线。

2.9.3.3.2.3 “基线转弯区”描述（见表Ⅳ−2−1 和图Ⅳ−2−12）

2.9.3.3.2.3.1 “基线转弯区”由进近面中心线两侧的角度 α 和半径 r 来确定［用来保护可能的基线转弯机动（在左边或右边）以加入进近面中心线］。

2.9.3.3.2.3.2 “基线转弯区”半径（r）：

a）如果程序的 OCH 等于或小于直升机场/着陆位置标高之上 183 m（600 ft），r 恒等于 1 482 m（0.8 NM）；

b）如果程序的 OCH 大于直升机场/着陆位置标高之上 183 m（600 ft），在 183 m（600 ft）

之上每增加 30 m（100 ft），r 线性增加 185 m（0.1 NM）。

2.9.3.3.2.3.3 “基准转弯区”角度（α）

a）如果程序的 OCH 等于或小于直升机场/着陆位置标高之上 183 m（600 ft），α 恒等于 50°；

b）如果程序的 OCH 大于直升机场/着陆位置标高之上 183 m（600 ft），而小于等于直升机场/着陆位置标高上 304 m（1 000 ft），在 183 m（600 ft）之上每增加 30 m（100 ft），α 线性减少 5°；

c）如果程序的 OCH 大于等于直升机场/着陆位置标高之上 304 m（1 000 ft），α 恒等于 30°。

表Ⅳ-2-1 一系列 OCH 值“基线转弯区”的确定

a）OCH 和 r 的单位是 m。

OCH	93 m*	123 m*	153 m*	183 m*	213 m*	243 m*	273 m*	304 m*
r	1 482 m	1 482 m	1 482 m	1 482 m	1 667 m	1 852 m	2 037 m	2 222 m
α	50°	50°	50°	50°	45°	40°	35°	30°
* 在直升机场/着陆地点标高之上的高。								

b）OCH 和 r 的单位分别是 ft 和 NM。

OCH	300 ft*	400 ft*	500 ft*	600 ft*	700 ft*	800 ft*	900 ft*	1 000 ft*
r	0.8 NM	0.8 NM	0.8 NM	0.8 NM	0.9 NM	1 NM	1.1 NM	1.2 NM
α	50°	50°	50°	50°	45°	40°	35°	30°
* 在直升机场/着陆地点标高之上的高。								

注：可以考虑 741 m（0.4 NM）的缓冲区用以确定 OIS（见 2.9.3.3.3.2），这些值对于考虑温度和直升机场或着陆位置标高的所有情况都是可以接受的。

2.9.3.3.2.3.4 MAPt-HRP 轴单侧的基线转弯区。当转弯限制在 MAPt-HRP 轴的单侧，并且飞越 HRP 转弯超过 30°，基线转弯区可能不足以包含该机动飞行。在这种情况下（当 α > 30°），基线转弯区边界和 MAPt-HRP 延伸轴线的夹角保持在 30°，从而使得基线转弯区增加［见图Ⅳ-2-11 b）］。

2.9.3.3.2.3.5 由于运行上的好处，为扩大得到的“机动区”，“基线转弯区”可以在进近面中心线的单侧或两侧以更大的角度来扩展。

2.9.3.3.3 OIS 定义

2.9.3.3.3.1 OIS 是一个水平面，高为［OCH（直升机场/着陆位置标高之上的高）/2-46 m（150 ft）］或为直升机场/着陆位置标高之上 46 m（150 m），取较大值。

2.9.3.3.3.2 OIS 面由“机动区”加一个值等于 741 m（0.4 NM）的附加缓冲区来确定（见图Ⅳ-2-13 和图Ⅳ-2-14）。

注：如果必须考虑所有的着陆方向，OIS 面对正对称于 MAPt 和 HRP 之间的航道，并与如下两个圆相切连接：以 MAPt 为中心、半径等于 741 m（0.4 NM）的圆和以 HRP 为中心、半径等于（r+附加缓冲值）的圆（见图Ⅳ-2-15）。

2.9.3.4 倾斜 OCS

2.9.3.4.1 倾斜 OCS 对正对称于进近面中心线。

注：如果不得不考虑多个进近面，则应该为每个进近面都设计一个倾斜 OCS。

2.9.3.4.2 OCS 起始于直升机场或着陆位置安全区的外侧边界。

2.9.3.4.3 倾斜 OCS 在起始处的宽度等于安全区的宽度。

2.9.3.4.4 外侧边界的扩张起始于安全区的边界，对称于进近面中心线，扩张至最大总宽度 120 m，在该处外侧边界平行于中心线。对于白天运行，扩张率为 10%，对于晚上运行，扩张率增加至 15%。

2.9.3.4.5 倾斜 OCS 的起始标高等于直升机场或着陆位置标高。

2.9.3.4.6 倾斜 OCS 以 12.5%的标称倾斜率从直升机场或着陆位置标高上升至面高到达 HRP 之上 152 m 的点。

注 1：确定起始基本宽度的安全区尺寸和安全区外侧边界的计算与航空器相关，为直升机 PinS 仪表进近程序设计一个直线目视航段还需要提供其他着陆位置信息。

注 2：标称的 12.5% OCS 倾斜率与一个假定为 8.3°的最后下降角和该下降角之下 1.12°的 OCS 相一致。

2.9.3.5 超障

2.9.3.5.1 不允许有障碍物穿透水平 OCS 或倾斜 OCS。穿透 OIS 的障碍物应该记录并标出。如果认为有必要，即使没有穿透不同的 OIS，其他的障碍物也可以记录并标出。

2.9.3.5.2 降低 OCA/H 的方法

2.9.3.5.2.1 当有运行上的好处时，距离 HRP 小于 741 m（0.4 NM）的相关障碍物穿透水平 OCS，在进行该 OCS 的评估时，可以忽略。如果：

a）在机动目视时，飞越直升机场或着陆位置是禁止的；

b）障碍物不在相应缩减的“机动区”以内（见 2.9.3.5.2.2）；

c）障碍物没有穿透倾斜 OCS 和 IFR 保护区。

2.9.3.5.2.2 为忽略 2.9.3.5.2.1 所解释的障碍物，“机动区”需要减小如下：当禁止飞越直升机场或着陆位置时，“基线转弯区”（见 2.9.3.3.2.3）应该只确定在进近面中心线的单侧，

这就形成由轴线和进近面中心线划定的“机动区”（见图Ⅳ-2-16 和图Ⅳ-2-17）。

2.9.3.6 航段长度。最小 MAPt/HRP 距离取决于仪表程序最后进近段的最大速度；如下：

a）130 km/h（70 KIAS）：1.00 km（0.54 NM）；

b）165 km/h（90 KIAS）：1.60 km（0.85 NM）。

2.9.3.7 能见度要求。执飞机动目视航段的能见度不应该小于 MAPt/HRP 距离，或 2.9.3.3.2.3.2 确定的 r 值，取较大者。

2.9.3.8 授权的 IFR 最后进近段方向。IFR 最后进近段的方向与 2.9.3.3.2 确定的机动区限制之间夹角不应该超过 30°（见图Ⅳ-2-13、图Ⅳ-2-14 和图Ⅳ-2-15）。

2.9.3.9 机动目视航段特定的航图要求

2.9.3.9.1 考虑对机动目视航段进行保护的进近面中心线应该标注在航图上。

2.9.3.9.2 “机动区”（见 2.9.3.3.2）和穿透 OIS 的障碍物（见 2.9.3.5.1）应该描绘在航图上。

2.9.3.9.3 如果使用降低 OCA/H 的方法（见 2.9.3.5.2），则应该在航图上标出：在机动目视时，飞越直升机场或着陆位置是禁止的。相应减小的“机动区”（见 2.9.3.5.2.2）应该描绘在航图上，及有重要障碍物存在的区域应该标为“非机动区”。

2.10 带有“VFR 条件下实施”指令的 PinS 进近程序目视航段

2.10.1 当“目视条件下实施”指令不适合或不可能时，应该设计带有“VFR 条件下实施”指令的 PinS 进近程序。

2.10.2 在目视航段没有障碍物保护。当从 MAPt 飞至直升机场或着陆位置时，飞行员应该遵守 VFR 以发现和避开障碍物。

2.11 带有“VFR 条件下实施”指令的 PinS 进近程序的 HAS 图

2.11.1 总则。在带有“VFR 条件下实施”指令的 PinS 进近程序中，为帮助飞行员在 MAPt 由 IFR 向 VFR 过渡，一个 HAS 图应该标绘在航图上。HAS 图是以 MAPt 为中心并描绘出飞至 MAPt 的航道。

2.11.2 HAS 图的要求。带有“目视条件下实施”指令的 PinS 进近程序的 HAS 图是以 MAPt 为中心，半径至少 1.5 km（0.8 NM）。根据特定国家的直升机 VFR 运行要求，该最小值可以增加。

在以 MAPt 为中心，1.5 km（0.8 NM）以内的最高地形或水域的标高（或成员国要求的其他更高值）与 OCA 的高差应该标绘在航图上。至 MAPt 的入航航迹也应该标绘。HAS 图的一个示例描绘在图Ⅳ-2-18 中。在示例中的 HAS 值为 467 ft，飞至 MAPt 最后进近航道为 028°。

2.12 公布

2.12.1 程序标识。PinS 进近应该标识为“RNAV（GNSS）或 RNP XXX”，取决于导航规范，参照第Ⅲ部分第 5 篇第 1 章，其中的 XXX 表示最后进近航道。PinS 进近程序不得与该跑道固定翼飞机（A、B、C、D 类）和直升机（H 类）程序一起公布在相同的 IAP 航图上。

2.12.2 平面图应该包括：

a）直升机场/着陆位置名称和标高，取整至最接近的米或英尺；

b）从复飞点（MAPt）至直升机场/着陆位置，方位为最接近的度，距离为最接近的十分之二公里或十分之一海里；

c）对“从×××（MAPt 标识），实施 VFR”或“从×××（MAPt 标识），实施目视”进行适当的文字介绍；

d）障碍物，如没包含在插图中；和

e）程序只用于 H 类的标注。

2.12.3 对于标注有“从（MAPt），实施目视”的 PinS 进近程序服务于超过一个直升机场时，各直升机场的名称，各直升机场的标高，从 MAPt 至每个 HRP 的方位（最接近的度）和距离［距离为最接近的十分之二公里（十分之一海里）］都应该包括；如 MCCURTAIN MEMORIAL HOSPITAL，ELEV 693′，123/3.2。

2.12.4 速度限制：当低于 165 km/h（90 KIAS）时，空速限制的文本描述应该标绘在航图上，如“最大空速为××× km/h（××× KIAS）”。

2.12.5 下降梯度：当存在运行要求时，可以批准一个 13.2%（800 ft/NM）的梯度，前提是该使用的梯度应该描绘在进近图上。

2.12.6 适当的障碍物应该标绘在航图上（见 2.9.3.5.1）。

2.12.7 插图应该显示如下内容：

a）穿透 OIS 的障碍物；

b）至 MAPt 的最后进近航段；

c）以适当的文本表示，“从（MAPt），实施目视”或“从（MAPt），在目视条件下实施”；

d）对于有直线目视航段的“实施目视”PinS 程序，如果建立下降点（DP），还应该公布下降点则应该标出下降点（DP）和从 MAPt 至下降点（DP）的方位和距离，从下降点

（DP）至直升机场/着陆位置的方位和距离；

e）对于有机动目视航段的“实施目视”PinS 程序，只需将加入的航迹和无尺寸的机动区域边界标绘在航图上；

f）对于有“禁止机动”区的“实施目视”PinS 程序，应该当沿“禁止机动”区的边界标示“禁止机动”的文本，“禁止机动”区应该使用晕线法；

g）对于有禁止飞越直升机场/着陆位置的“实施目视”PinS 程序，从 MAPt 至直升机场/着陆位置的方位和距离，和从 MAPt 至禁止飞越区的边界线；和

h）对于“实施 VFR”程序，只有一个 HAS 图，应该包含 MAPt 1.5 km（0.8 NM）以内的地形或水域和任何相关障碍物的最高标高与 OCA 的高差。

注：上述的插图是一个单独的框图，位于平面图内，海平面背面，或一个后续的页面上，其标绘是按比例并用于显示“接近”直升机场/着陆位置时的相关信息。

2.12.8 各类型 PinS 程序的插图上不应该用于描述指令，非运行标注，下降梯度/角度，或复飞航迹或指令。

2.12.9 在剖面图上应该包含与仪表程序剖面相关的信息，和直线目视航段的剖面，如果存在，还应该包含适当的“实施 VFR”和“实施目视”的文本。空间点（PinS）进近程序的剖面图上应该包括：

a）定位点、高度和至 MAPt 的距离；

b）从 MAPt 至直升机场/着陆位置的剖面和航迹；

c）下降点（DP），如建立；

d）从 MAPt 或下降点（DP）开始的下降角度；

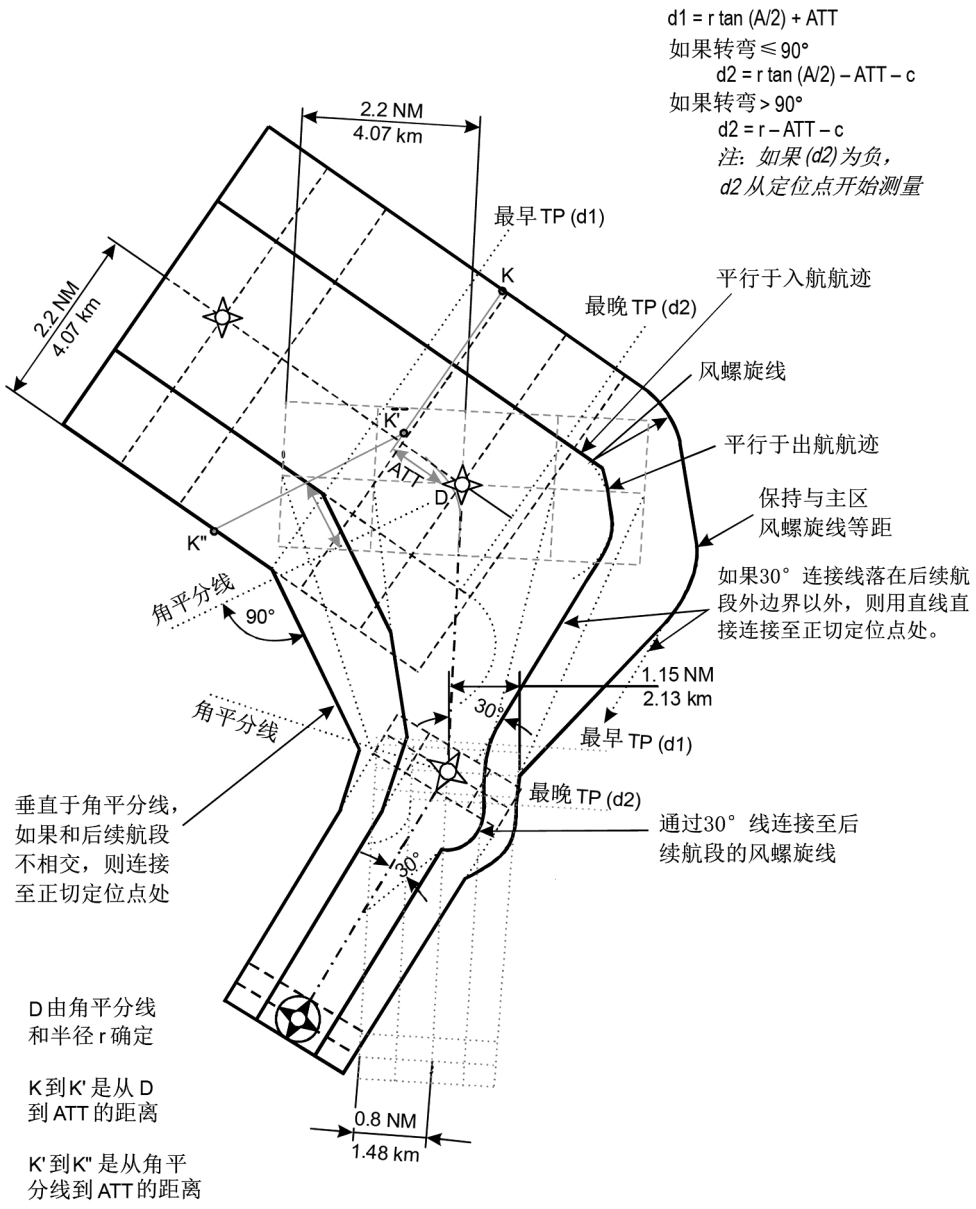
e）直升机场飞越高（HCH）；

f）“实施目视”的文本，应该设置在目视航段剖面的下方；和

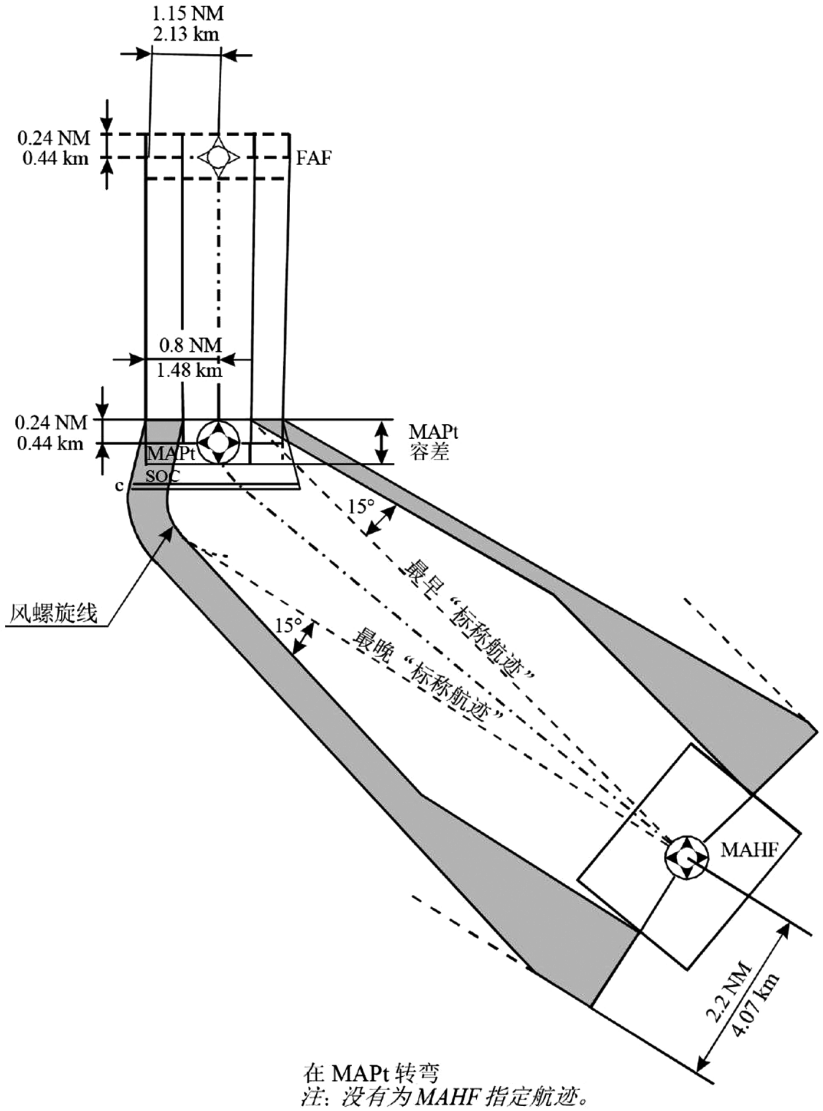
g）应该标出一个下降表，用以显示应用航段的下降角度和相应速度对应的下降率，以 m/min（ft/min），如：从最后进近定位点（FAF）至梯下点（SDF），从 SDF 至复飞点（MAPt），和从下降点（DP）至直升机场基准点（HRP）。

注：下降表可以置于剖面正上方的平面图左下角或右下角。

2.12.10 对于空间点（PinS）程序含有一个直接目视航段和/或一个机动目视航段，直接目视航段（Direct-VS）的目视航段下降角（VSDA）和/或进入最后着陆的下降梯度应该公布。

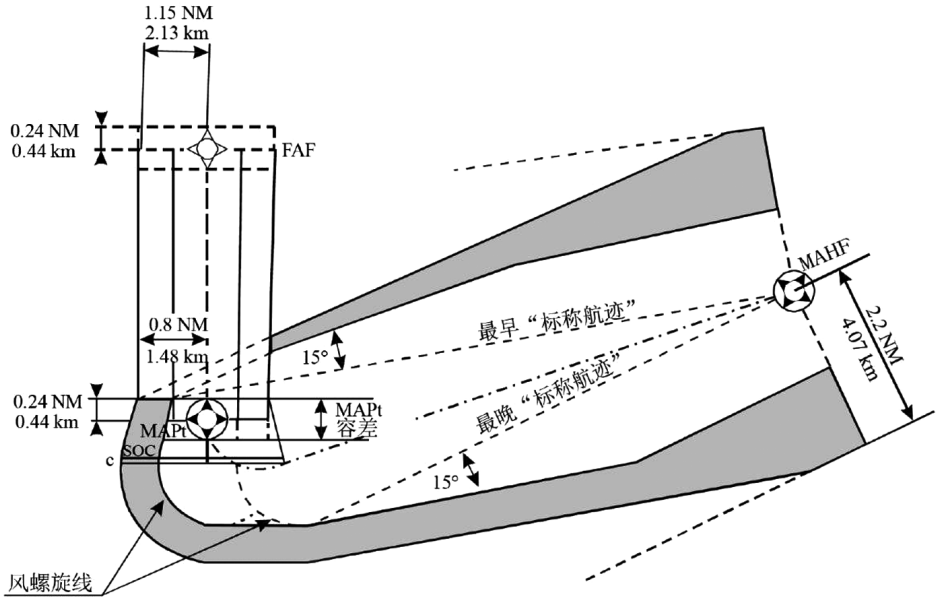


图Ⅳ-2-1　起始、中间和最后进近航段



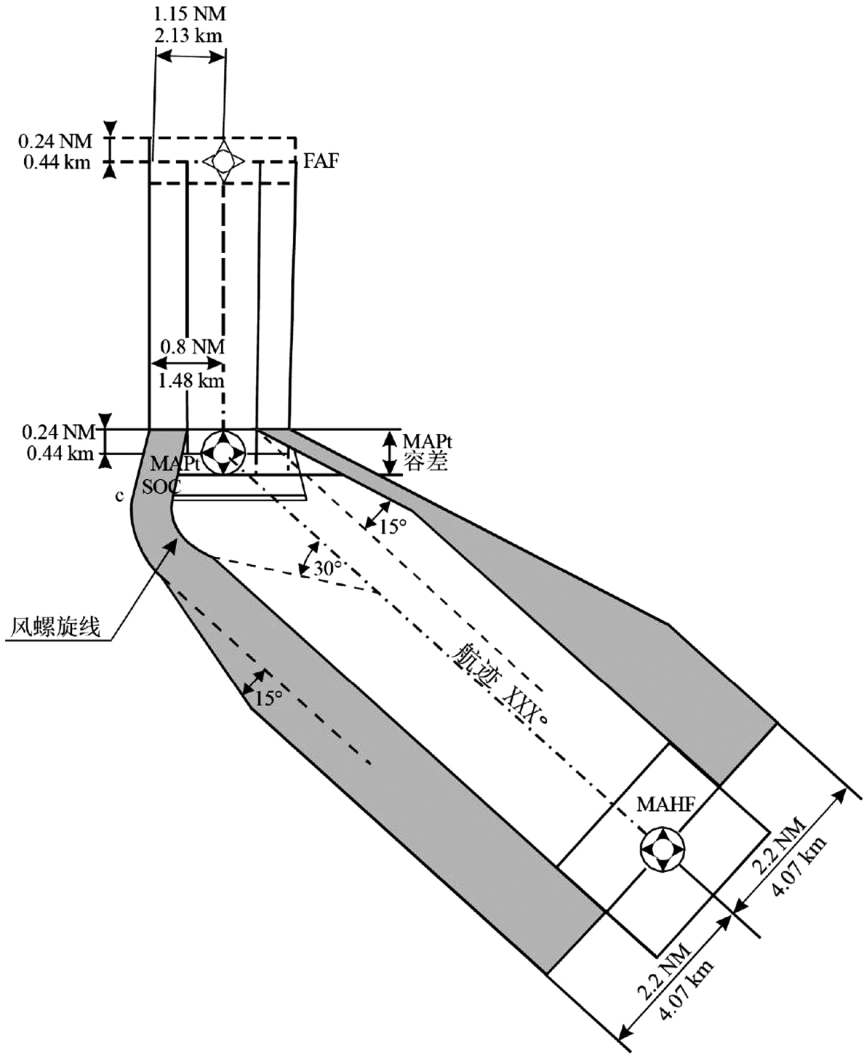
在 MAPt 转弯
注：没有为 MAHF 指定航迹。

图Ⅳ–2–2　转弯复飞

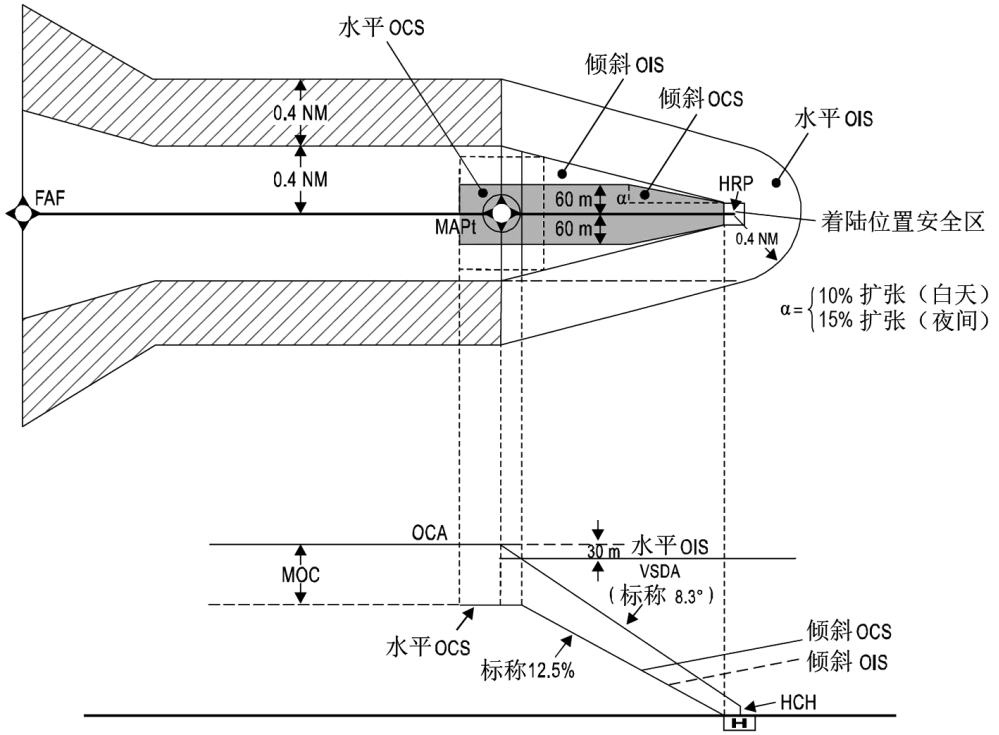


在 MAPt 转弯
注：没有为 MAHF 指定航迹。

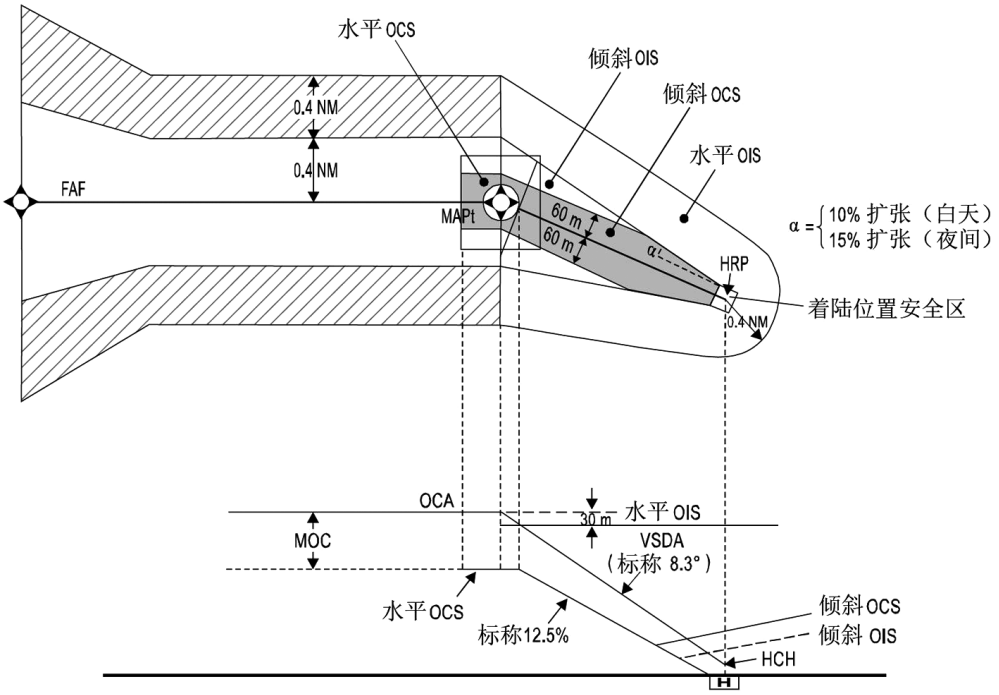
图Ⅳ-2-3　超过 90°的转弯复飞



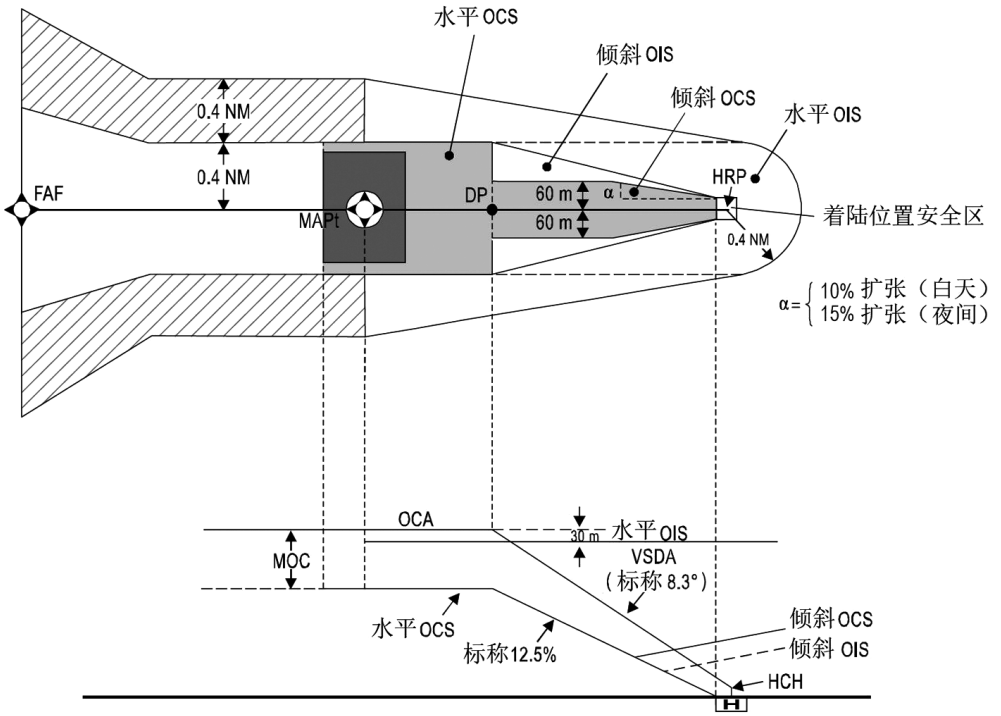
图Ⅳ-2-4　不超过 90°的转弯复飞



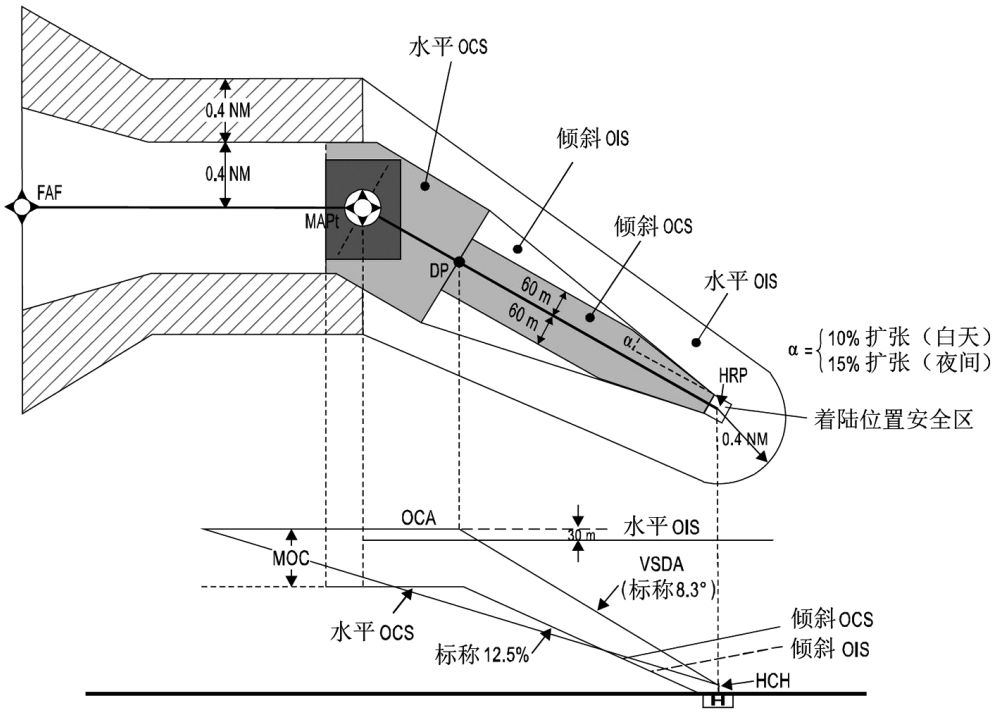
图Ⅳ-2-5　没有下降点（DP）、没有航向改变的直线目视航段



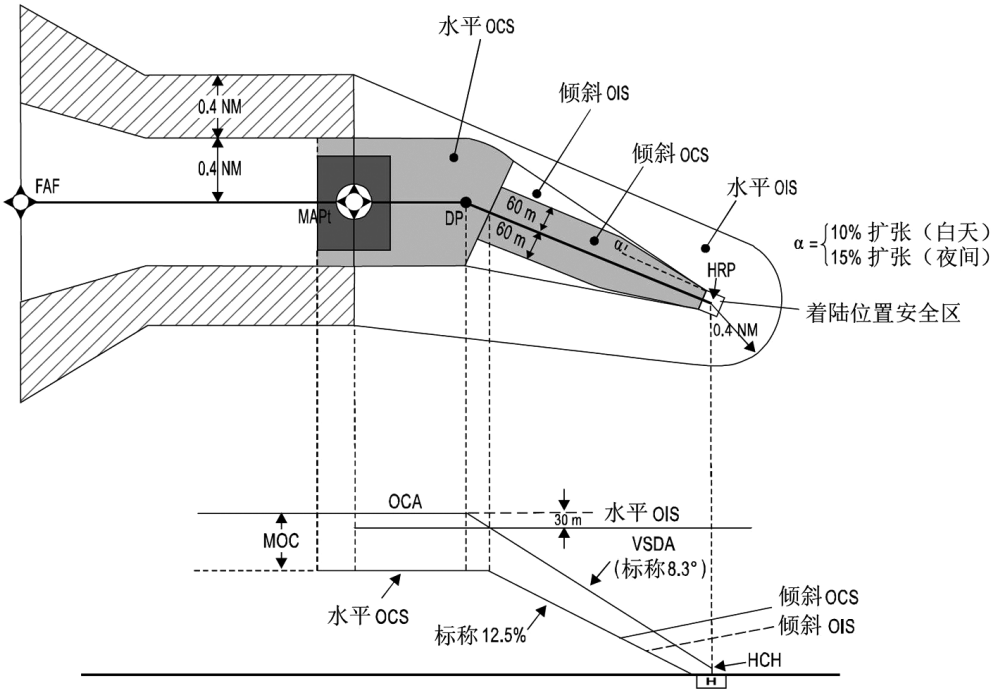
图Ⅳ-2-6　没有下降点（DP）、航向改变 30°的直线目视航段



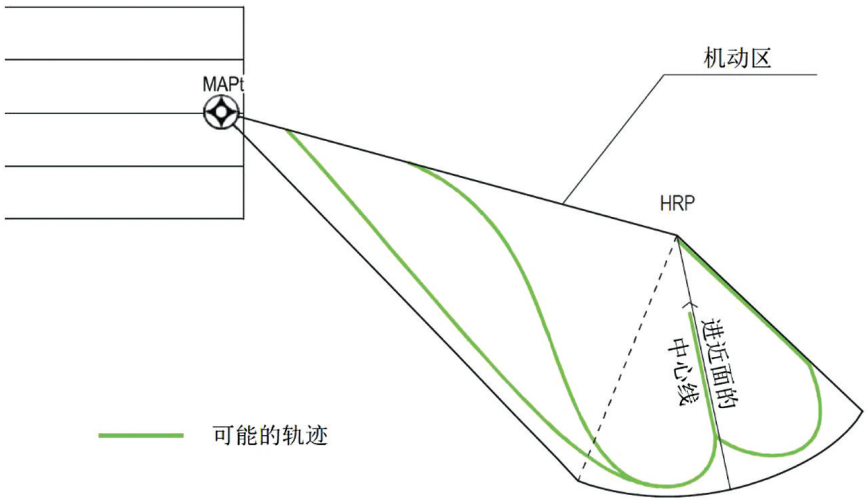
图Ⅳ-2-7　有下降点（DP）、没有航向改变的直线目视航段



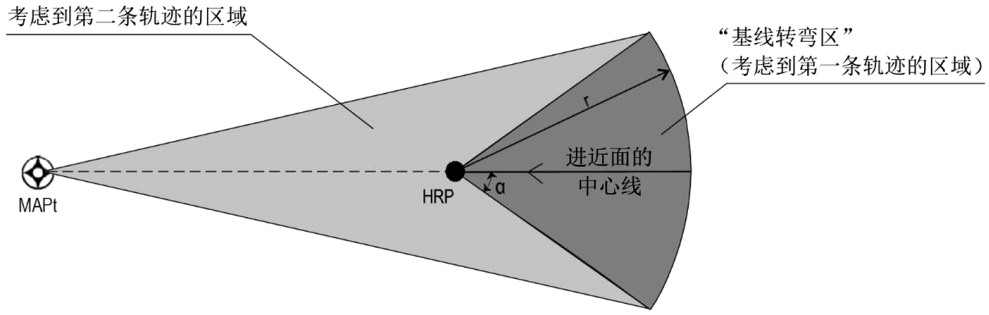
图Ⅳ-2-8　有下降点（DP）、在 MAPt 航向改变 30°的直线目视航段



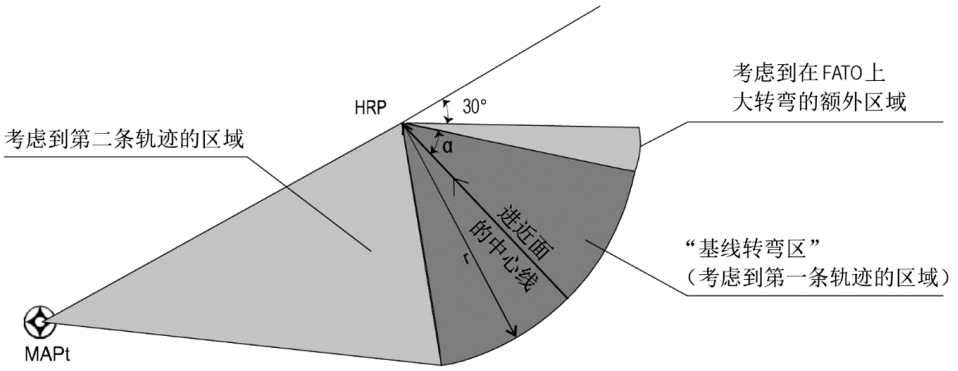
图Ⅳ-2-9　有下降点（DP）、在下降点（DP）航向改变 30°的直线目视航段



图Ⅳ-2-10　确定“机动区”可能轨迹的图示

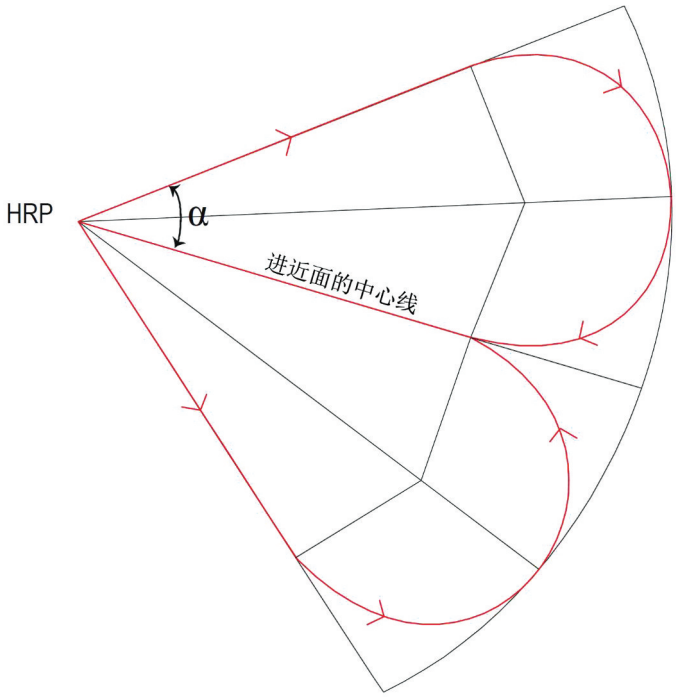


a) MAPt-HRP 线两边的“基线转弯区”

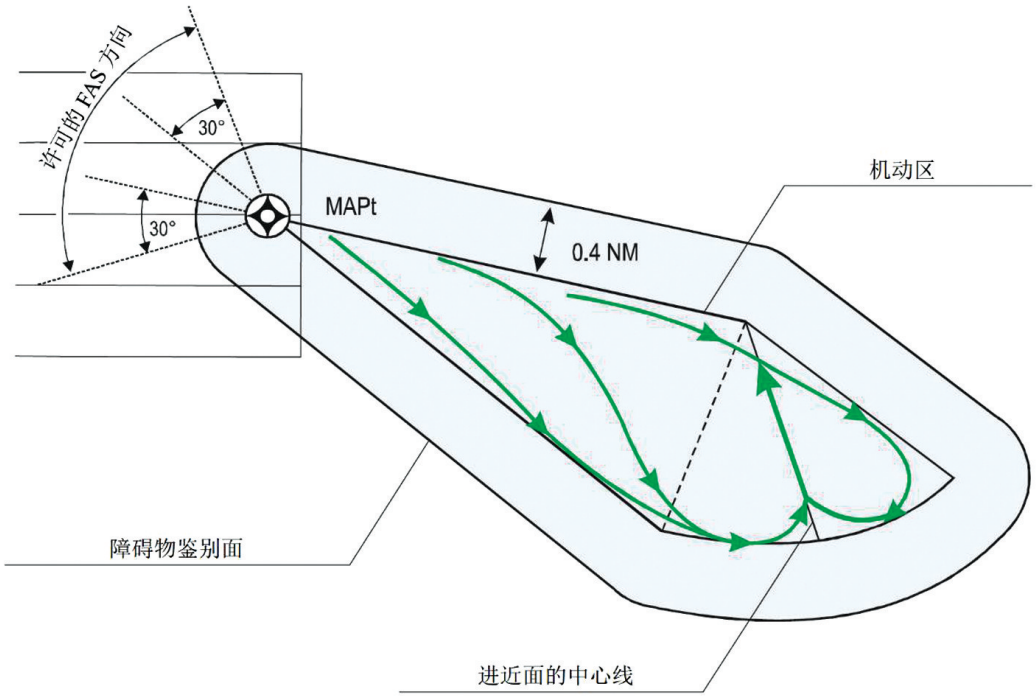


b) MAPt-HRP 线一边的“基线转弯区”

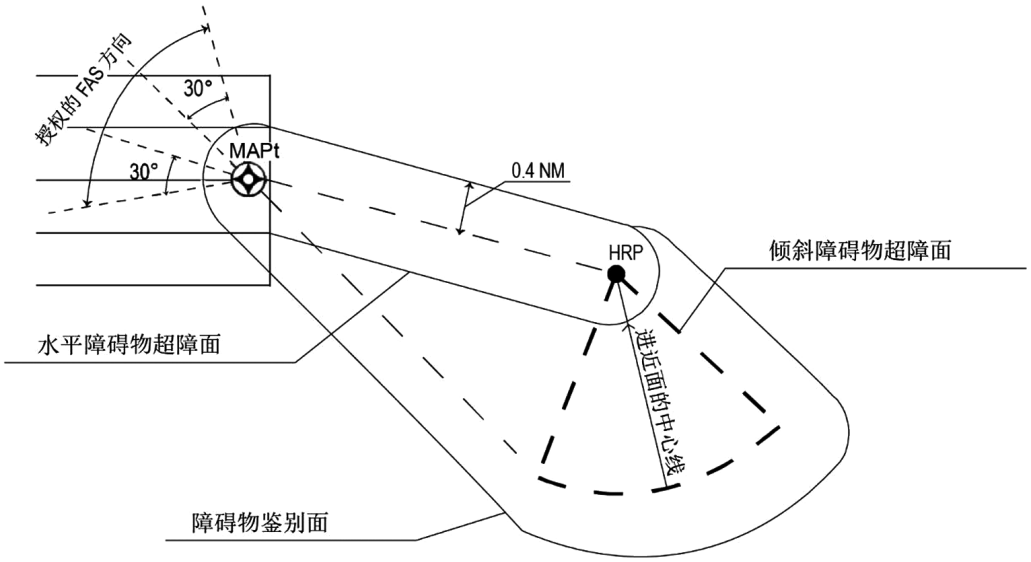
图Ⅳ-2-11　根据确定的进近面得出的不同类型的“机动区”



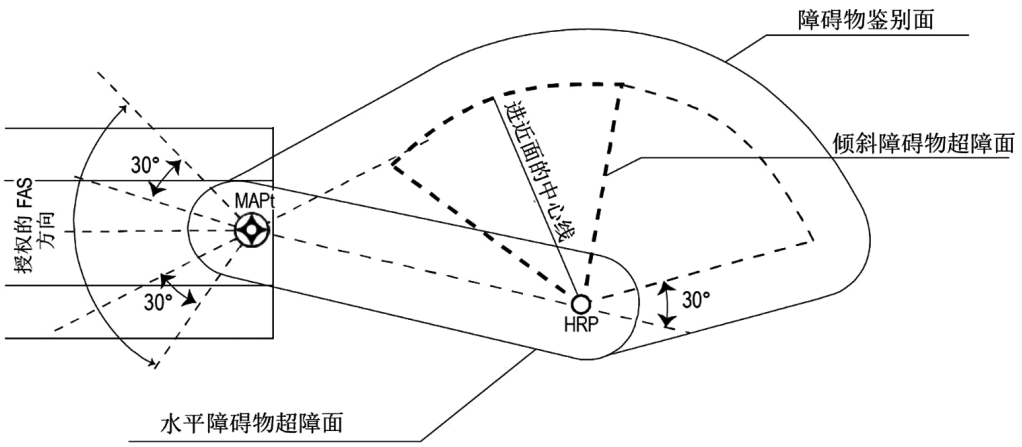
图Ⅳ-2-12　“基线转弯区”



图Ⅳ-2-13　确定进近面的水平 OIS 面图示

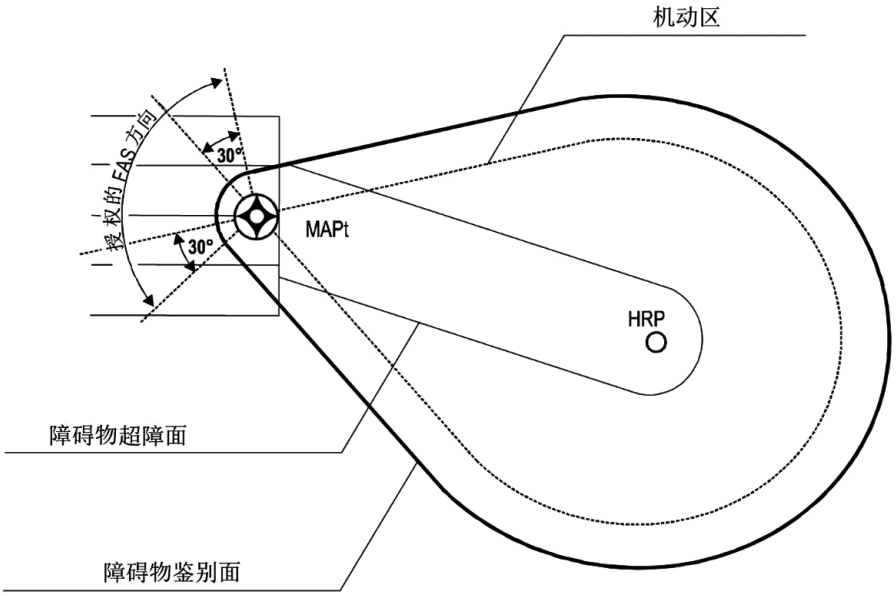


a) 第一例

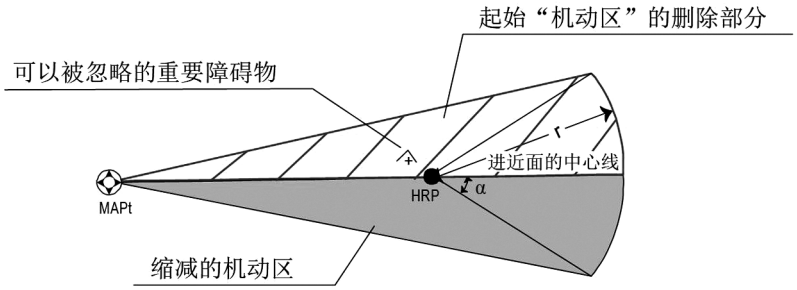


b) 第二例

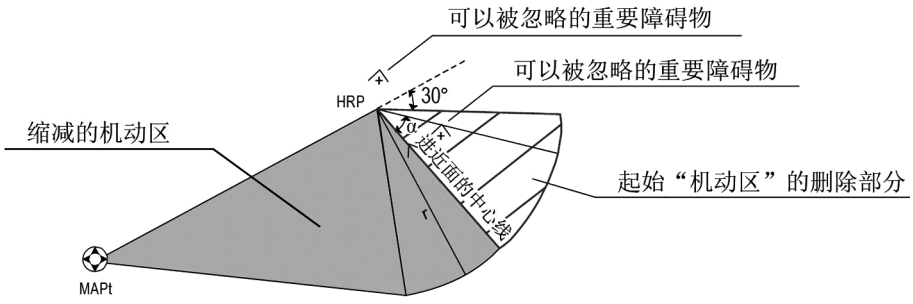
图Ⅳ-2-14　水平 OIS 面和基于两个不同进近面的水平 OCS 的图示



图Ⅳ-2-15　考虑全向进近面的水平 OIS 面和水平 OCS 的图示

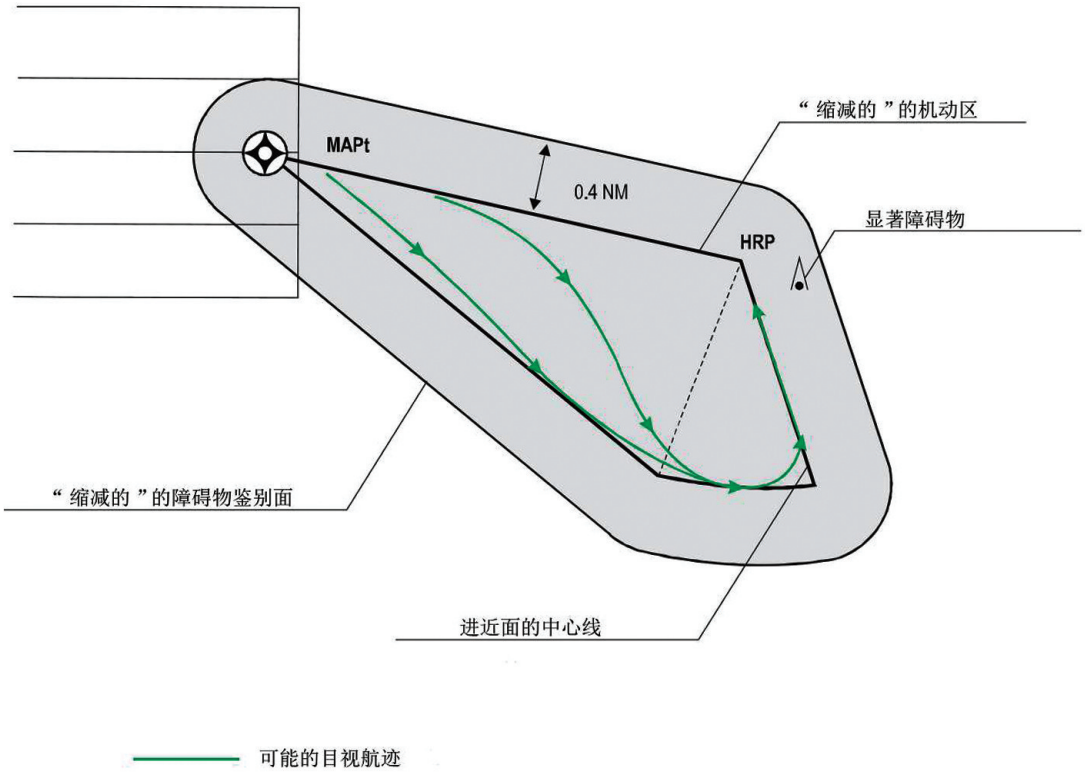


a) 由于重要障碍物而缩减机动区（第一例）



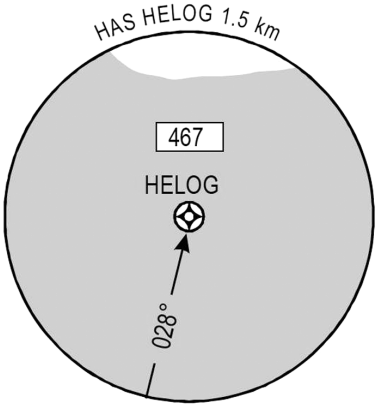
b) 由于重要障碍物而缩减机动区（第二例）

图Ⅳ-2-16　减小 OCA/H 的方法：缩减“机动区”



图Ⅳ-2-17　减小 OCA/H 的方法：缩减“机动区”和水平 OIS

从 HELOG 开始 VFR



图Ⅳ-2-18　带“VFR 条件下实施”空间点进近程序的 HAS 图
（显示包括水面和着陆面）

3　直升机下降至 LPV 最低标准的空间点（PinS）RNP APCH 进近程序

3.1　总则

在第Ⅲ部分第 3 篇第 5 章和第Ⅳ部分第 2 章中的一般标准按本章准则进行补充和修订后，适用于直升机下降至 LPV 最低标准的空间点 PinS RNP APCH 进近程序。

3.2　最后进近航段（FAS）

3.2.1　FHP（假定直升机场点）和 PinS 位置。最后进近段结束于 PinS，指向一个 FHP。FHP 标高等于着陆直升机场的标高。PinS 和 FHP 之间的距离为 800 m，这显示在图Ⅳ-3-1 和附录的图Ⅳ-3-附录-1 中。

3.2.2　FAS 数据块的参数定义。PinS SBAS 程序 FAS 数据块编组的可能编码描述在附录中。如下的值是固定的：

a）GARP 和 FHP 之间的距离等于 3 000 m；

b）FHP 航道宽度等于 +/-105 m。

3.2.3　运行 FAS 的确定。在确定 PinS 和 FHP 的位置后，就能够确定运行 FAS。使用如下的假定：精密航段的 OCA/H（OCA/H_{ps}）等于标称下滑航径在 PinS 位置的高。基于这种假定，运行 FAS 是通过固定如下三个值中的两个来确定：下滑航径角（GPA），在 PinS 的 OCA/Hps 和飞行航径角飞越 FHP（FHPCH）之上的高。以下限制适用于这些值：

a）GPA≤6.3°（11%）；

b）OCH_{ps}≥250 ft；

c）FHPCH≥0。

注 1：高是指高于直升机场或着陆位置标高的值。

注 2：当 FHP 标高等于着陆直升机场标高的要求对设计的灵活性限制达到一个不可接受的水平时，可以使用其他的基准点，应该注意确保障碍物和 OAS 是基于该适当基准点的。

3.2.4 验证选定的运行 FAS。在确定运行 FAS 后，在第Ⅲ部分第 3 篇第 5 章中描述的一般保护准则适用。用于建立保护面的系统坐标应该基于 FHP 的位置。使用一般保护准则时应该使用 H 类参数。然而，由于 OCA/H_{ps}是由运行 FAS 几何固定的，通过使用/确定最低可能的 OCH 和最低可接受的 GPA，以下的过程应该反复执行以得到最有效的程序：

a）如果无障碍物穿透保护面而使 OCA/H 大于 OCA/H_{ps}，确定的运行 FAS 是可接受的。然而，如果 FAS 不是最有效，可以确定不同的 FAS（例如减小 OCA/H_{ps}和 FAF 标高，或保持相同的 FAF 标高并增加 GP）并应该检查障碍物保护面，以确定是否可以能取得更低的标准；

b）如果有障碍物穿透保护面而导致 OCA/H 大于 OCA/H_{ps}，确定的运行 FAS 是不可接受的。在这种情况下，应该确定一个新的运行 FAS（例如同时增加 OCA/H_{ps}和 FAF 标高，或保持相同的 FAF 标高而减小 GP）并应该检查新的保护面。

3.3 目视航段：OCA/H 和保护区的调整

3.3.1 调整 OCA/H。为了确保仪表飞行阶段与目视飞行阶段间有足够的过渡，对于有机动目视航段的程序和有下降点（DP）的直线目视航段程序，最后 OCA/H 的计算是在 3.2.3 和 3.2.4 确定的 OCA/Hps 上包括一个“增加”值。这些“附加”值直接与 GPA 相关，并使用如下公式计算：

“附加”值（ft）=（1 460/102）×GPA（°）

一系列 GPA 值的计算结果，详见表Ⅳ-3-1。

表Ⅳ-3-1 一系列 GPA 值的增加量

GPA	附加值（ft）	附加值（m）
3°	43	13.1
3.5°	50	15.3
4°	57	17.5
5°	72	21.9
6°	86	26.2

注：对于“实施 VFR”程序和/或直线目视航段无下降点程序，无附加值。

3.3.2 目视航段的保护。描述在 2.9 中的目视航段的定义和保护准则适用。由于 SBAS 的 OAS 没有主副区，在标称 PinS 位置（MAPt），OIS 面的外边界应该连接到一个 741 m（0.4 NM）的半宽上，水平 OIS 应该连接到一个 1 482 m（0.8 NM）的半宽上。然而，当 OCA/H 用于设计 LNAV

程序时，它应该由在 3.2.4 中确定的 OCA/H_{ps}值来代替。类似的，当 2.9 中所用的 MDA/H 值时，它应该由（DA/H-“附加”）值代替。

3.4 支持 LNAV 最低标准的 PinS RNP APCH

当 PinS RNP APCH 程序的 LNAV 和 LPV 最低标准描绘在同一张航图上时，两个进近的 PinS 和垂直剖面应该相同。LNAV 下降梯度应该等于 LPV GPA，不得按照 2.7.5 来计算。根据各个定义，LPV OCA/H_{ps}应该在 PinS（MAPt）的位置达到，而 LNAV OCA/H 应该在 PinS（MAPt）之前达到。

3.5 复飞

复飞转弯应该规定在指定转弯点（TP）（见第Ⅲ部分第 3 篇第 5 章）。

注：当前，在指定高度转弯或“尽快转弯”的准则还没有确定，但正在制定中。由于特定的障碍物限制，为优化 LPV 最低标准，在某些位置的这些标准是必要的。

3.6 公布

3.6.1 PinS 进近至 LPV 最低标准的公布，参照第Ⅲ部分第 5 篇第 1 章和第Ⅳ部分第 2 章 2.11。

3.6.2 应该为这些程序标绘一个垂直剖面图。该垂直面中的信息应该包括：

a）目视航段剖面；

b）直升机场或着陆位置；

c）MAPt 位置；

d）最后进近航段的最后部分；

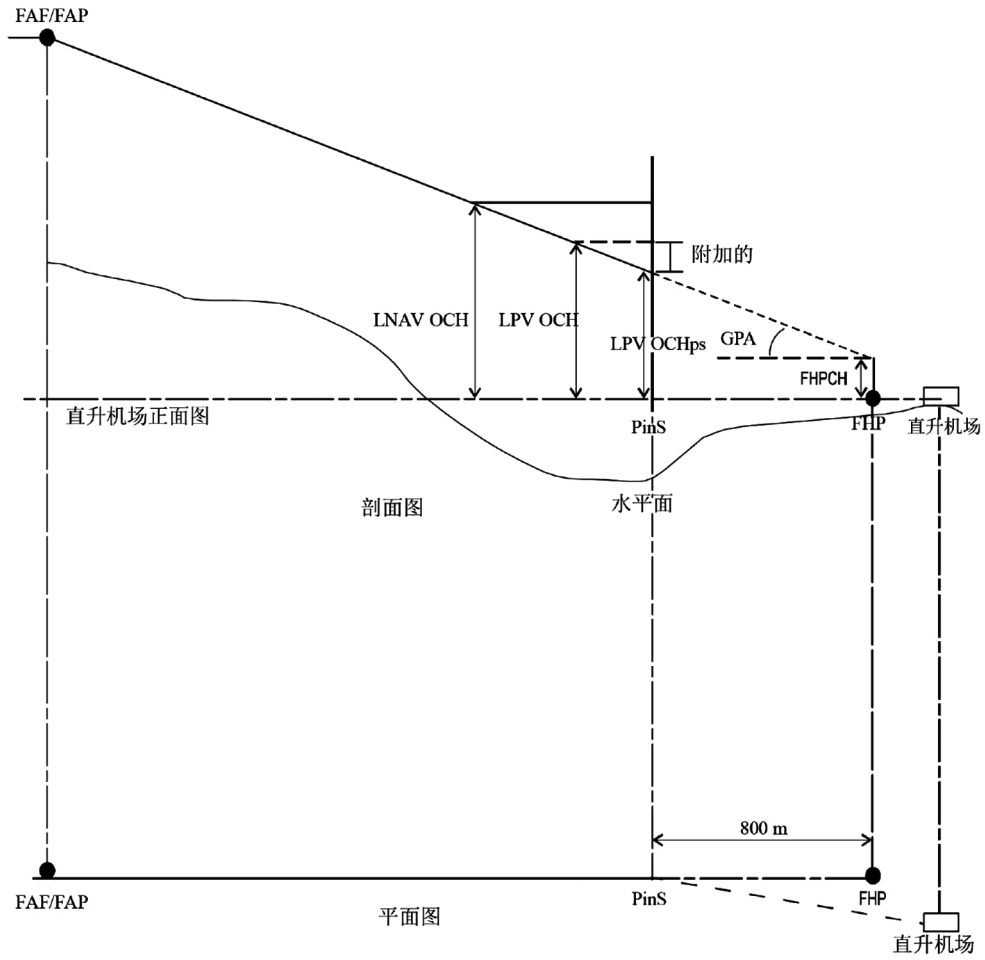
e）直升机场标高；

f）HCH；

g）如果在目视航段中存在一个下降点（DP），从 MAPt 至直升机场的距离该刻度可用来识别下降点（DP）；

h）目视航段航迹；

i）目视航段剖面中需要标明特性的必要说明。



图Ⅳ-3-1　支持 LNAV 和 LPV 最低标准的空间点 RNP APCH 示意图

3　附录　SBAS 直升机 PinS FAS 数据块编码和显示比例

1　FAS 数据块在 PinS 程序的应用。PinS 运行的 FAS 数据块编组编码基于第Ⅲ部分第 2 篇第 6 章附录 A，并应该按如下描述编码：

a）运行类型：0 保留用作直线或 PinS 程序。

b）服务提供商标识：0 是 WAAS，1 是 EGNOS，2 是 MSAS，3 是 GAGAN，4 是 SDCM。服务提供商 ID 为 15 则表示任何服务提供商都可以使用，提供商 ID 为 14 则表示 FAS 数据块不能用于 SBAS。

c）机场识别：如果直升机场有一个识别，它将被编码。如果直升机场没有识别，应该使用缩短为最多四个字符的程序 MAPt 航路点名称，因为它是在程序数据库中与直升机场最接近的描述点。对于服务于多个直升机场的程序，应该使用程序 MAPt 航路点名称。

d）跑道编号：跑道编号用最后进近航道取整至最接近 10°（2 个数字）表示。最后进近航道在 355°~004°之间的，跑道号码编组应该编码为 36。

e）跑道字母：当没有与程序相关的字母，该编组编码为 00。

f）进近性能指示号：进近性能识别号编组由 GBAS 设备使用，不用于 SBAS 运行。

g）航路指示码：编码与第Ⅲ部分第 2 篇第 6 章附录 A 相同。

h）基准航径数据选择器（RPDS）：用于选择 FAS 数据块（期望的进近）的数字识别号。适用于 GBAS，不适用于 SBAS 运行。

i）基准航径代码：由于这些程序不飞到跑道，FAS 航迹角按最近 10°的取整值代替两位数字的跑道号码。FAS 航迹 355°~004°的，跑道号码部分的编组编码为 36。

注：这些编码与支持进近到多个着陆场址的 PinS 程序相一致。

j）着陆入口点（LTP）/假想入口点（FTP）——纬度：直升机场点/假定直升机场点（HP/FHP）的纬度编码与第Ⅲ部分第 2 篇第 6 章附录 A 中 LTP/FTP 的编码相同。

k）着陆入口点（LTP）/假想入口点（FTP）——经度：HP/FHP 的经度编码与第Ⅲ部分第 2 篇第 6 章附录 A 中 LTP/FTP 的编码相同。

l）椭圆面之上 LTP/FTP 高（HAE）：椭圆面之上 HP/FHP 高的编码与第Ⅲ部分第 2 篇第 6 章附录 A 中 LTP/FTP HAE 的编码相同。

m）Δ 飞行航径对正点（FPAP）——纬度：位于大地水平线上，在 HP/FHP 之前，并对正 PinS FAS 的点的 Δ 纬度。编码与第Ⅲ部分第 2 篇第 6 章附录 A 相同。

n）Δ 飞行航径对正点（FPAP）——经度：位于大地水平线上某点的经度，它在 HP/FHP

之前，对正 PinS FAS。编码与第Ⅲ部分第 2 篇第 6 章附录 A 相同。

o）入口飞越高（TCH）：在直升机场点/假定直升机场点飞越高（FHPCH）之上飞行航径角的指定飞越高。编码与第Ⅲ部分第 2 篇第 6 章附录 A 相同。

p）TCH 单位选择：编码与第Ⅲ部分第 2 篇第 6 章附录 A 相同。

q）下滑角：编码与第Ⅲ部分第 2 篇第 6 章附录 A 相同。

r）入口航道宽度：用直升机场点/假定直升机场点处的航道宽度代替。对于 SBAS APV PinS 进近，FHP 航道宽度等于+/-105 m。

s）Δ 长度偏移：由于该程序没有相关的跑道，该编组编码为 0。

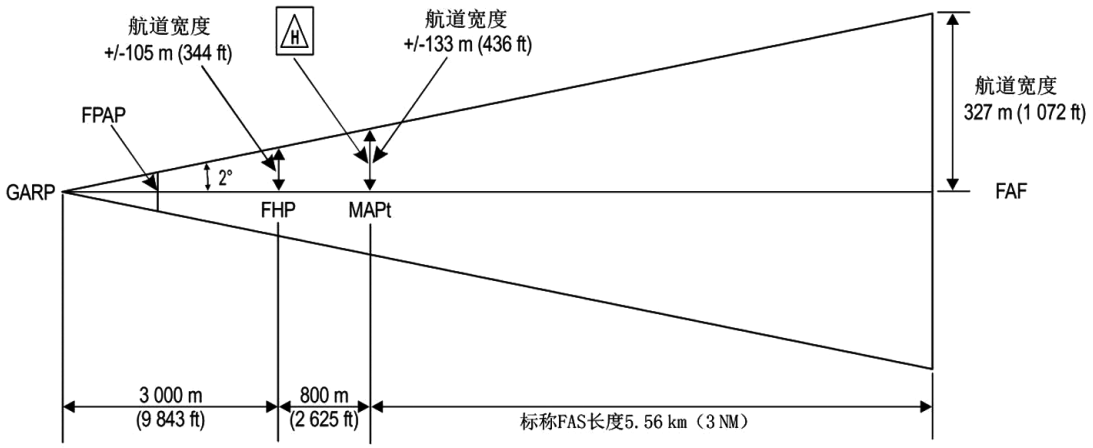
t）水平告警限制（HAL）：编码与第Ⅲ部分第 2 篇第 6 章附录 A 相同。PinS 程序的 HAL =40。

u）垂直告警限制（VAL）：对于 PinS 程序只进行侧向引导时，VAL = 0。当提供垂直引导时，VAL≤50。

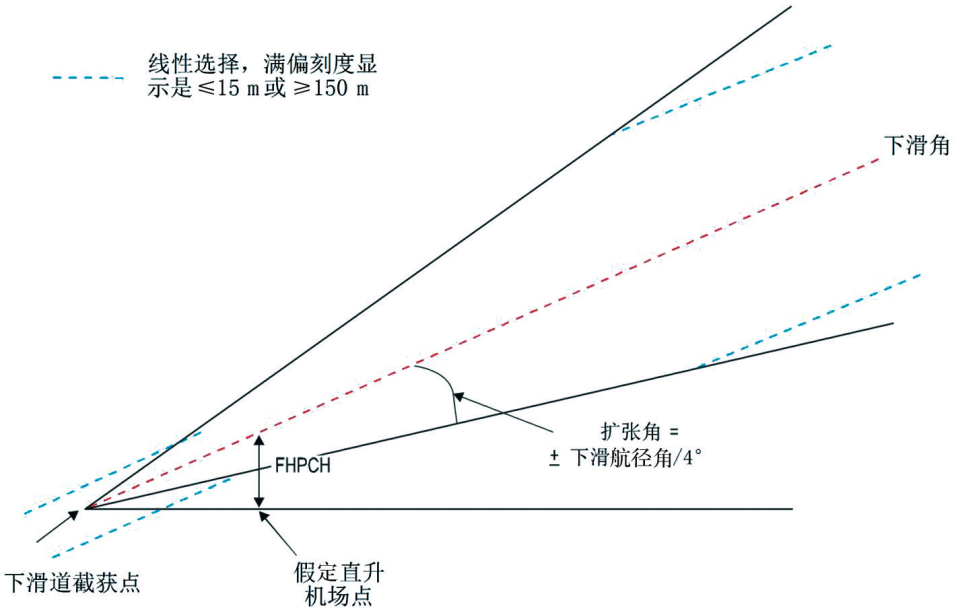
v）最后进近段 CRC 余数：计算和编码与第Ⅲ部分第 2 篇第 6 章附录 A 相同。

2 显示比例和假定直升机场点方向。图Ⅳ-3-附录-1 描述假定直升机场点方向和显示比例，其飞行测试的演示是令人满意的。在 FHP，侧向航道宽度是+/-105 m。当 FHP 和 GARP 之间的距离为 3 000 m，所得到的扩张角是 2°。大量的飞行测试已经表明程序可飞性和障碍物保护要求之间的最佳组合是 PinS/MAPt 与 PinS/MAPt 之间的距离为 800 m，在 PinS/MAPt 处的航道侧向宽度为 +/-133 m。

3 图Ⅳ-3-附录-2 描绘垂直显示比例及与假定直升机场点的比例关系。当角度比例变成大于+/-150 m或小于 15 m 时，垂直显示比例包括线性比例选项。选择性线性显示在沿垂直航迹上开始的位置是下滑航径角角度扩张（下滑航径角/4°）的函数，在该处满偏刻度的宽度小于等于±15 m 或大于等于 150 m。FHP 和下滑道切入点（GPIP）位于相同的平面内。从 FHP 至 PinS/MAPt 位置的水平距离保持在 800 m，提供适当的侧向显示比例要求时不考虑下滑角。



图Ⅳ-3-附录-1　假定直升机场点的方位和横向显示比例



FHPCH = 假定直升机场点飞越高

图Ⅳ-3-附录-2　假定直升机场点的方位和垂直显示比例