



咨询通告

中国民用航空总局飞行标准司

编 号:AC-91-02

下发日期:2006.2.23

特殊航空器和机组(SAAAR) 实施所需导航性能(RNP)程序的 适航与运行批准准则


中国民用航空总局飞行标准司

咨询通告

编 号:AC-91-02

下发日期:2006.2.23

编制部门:航务管理处

批准人: 

特殊航空器和机组(SAAAR) 实施所需导航性能(RNP)程序的 适航与运行批准准则

1、目的

本通告概括了特殊 RNP SAAAR 的运行批准程序,强调了实施 RNP 的特殊航空器和机组授权要求,该批准程序类似于目前仪表着陆系统(ILS)II/III 类的批准。这些批准采用了成熟的程序设计和飞机审定标准,并要求申请人把证明满足要求的能力作为申请内容的一部分。本通告包括正文和 5 个附件。附件 4 不同于其他附件,因为该附件分成进近结构和超障许可指南等章节。

2、适用范围

本通告适用于按 CCAR - 121 部、CCAR - 135 部、CCAR - 91 部运行的航空承运人和运营人。

3、背景

FAA 自 1996 年开始研究所需导航性能 (RNP) 的运行, FAA 所属的相关部门在建立启动初始的 RNP SAAAR 运行基础上, 制定出程序设计标准和运行批准程序, 包括 8260.51、《TERPS》、咨询通告 AC 120 - 29A:《L/II 类天气进近最低标准的批准准则》。为了推动航行新技术在中国民航的应用, 民航总局航参照 FAA 8000.300 制定本咨询通告。本通告使用的运行批准程序采用了成熟的 RNP 程序设计标准和 FAA AC 120 - 29A 咨询通告:《L/II 类天气进近最低标准的批准准则》; 并采用了成熟的航空器评估标准。RNP 运行申请人应当演示证明其能够满足所申请的特殊 RNP SAAAR 的有关性能和功能要求的能力。

4、批准

a、航空承运人和商业运营人的批准。航空承运人和商业运营人应向民航地区管理局(以下简称“地区管理局”)提出特殊 RNP SAAAR 运行申请。在审查合格后, 局方以批准运行规范的形式准许申请人实施运行, 该规范可含注明的任何必要附加条件或限制(例如, 导航系统或必须的程序, 航路、区域、授权的程序)。

b、通用航空批准。运营人应向地区管理局提出特殊 RNP SAAAR 运行申请。在审查合格后, 局方以批准函的形式准许申请人实施运行, 该批准函可含注明的任何必要附加条件或限制(例

如,导航系统或必须的程序,航路、区域、授权的程序)。申请 RNP SAAAR 程序的 CCAR-91 部运营人必须满足本通告中的要求。

c、批准程序。对申请人来说,下述程序是按次序、阶段划分的(见附件 1 和其它相应附件)。尽管程序的描述是有顺序的,但整个程序是可以同时完成的。获得特殊 RNP SAAAR 运行的批准程序如下:

(1) 第 I 阶段:申请人向地区管理局提出特殊 RNP SAAAR 运行申请。该阶段的目的是申请人递交特殊 RNP SAAAR 批准申请材料。申请材料应至少包括以下内容:

(a) 航空器评估。

(i) 计划使用的设备类型。

(ii) 有关的性能和功能要求的文件参照附件 3。

(b) 运行资格。

(i) 机组资格和训练。

(ii) 运行程序。应考虑附件 2 中与运行相关的事项。

(iii) 对相关手册、检查单、快速参考手册(QRH)的修订等等。

(iv) 持续适航。

(v) 数据库。

(vi) 维修训练。

(vii) 签派培训。

(viii) 最低设备清单。

(ix) 验证试飞计划。

(c)地区管理局应确保申请材料完整而且格式可以接受,并熟悉申请人的手册、程序和政策。

(2) 第 II 阶段:地区管理局审查申请材料

(a) 地区管理局审定部门参照附件 3 评估航空器是否满足特殊 RNP SAAAR 必需的性能和功能要求,包括适用的程序,以及任何与飞机审定有关的限制,例如自动驾驶仪、飞行指引仪的使用、程序类型的限制等。

(b) 分析申请材料中的安全运行程序、训练大纲、飞行机组和签派员资格、飞行应遵循的要求、可接受的参与方和计划。评审申请材料的各个方面,例如培训、维修方案、预防性维修、签派、最低设备清单和程序等。

(c) 地区管理局将评审结果和完整的材料报民航总局。

(d) 民航总局组织有关单位审查全部材料并收集相关意见。将审查结果及申请材料返还地区管理局。

(3) 第 III 阶段:验证试飞

在局方批准申请人特殊 RNP 运行前,应要求申请人进行验证飞行,演示其运行能力。飞行运行监察员手册第 3 卷第 9 章说明了进行验证飞行的流程。

(4) 第 IV 阶段:在成功地完成验证飞行后,局方将批准申请人试运行。批准形式可以是相应的运行规范(OpSpecs)或批准函(LOA)。试运行期限为六个日历月。

5、项目跟踪和报告子系统(PTRS)记录。局方监察员必须给

每个运营人做项目跟踪和报告登记。局方监察员在和运营人沟通时必须使用报告记录。

6、运行规范 (OpSpecs)。 航空承运人和商业运营人特殊 RNP SAAAR 的运行以运行规范的形式批准。

7、CCAR - 91 部运营人的批准函。 CCAR - 91 部运营人特殊 RNP SAAAR 的运行以函件的形式批准。

8、咨询。 与本通告有关的所有事宜向总局飞行标准司和空中交通管理局咨询。

9、附件清单：

附件 1、特殊 RNP SAAAR 批准检查单。

附件 2、运行中应考虑的有关事项。

附件 3、RNP SAAAR 进近的性能和功能标准。

附件 4、所需导航性能 (RNP) 特殊仪表进近程序设计。

附件 5、中断着陆标准。

附件 1

特殊RNP SAAAR批准检查单

递交申请的日期: _____

- 1、承运人或运营人满足附件4的要求
- 2、导航数据库的完整性（检查方法如下）
 - a、经批准的数据库供应商
 - 或
 - b、演示数据库完整性流程
- 3、经过演示的持续适航性
- 4、SAAAR培训
- 5、对特殊SAAAR的MEL修订
- 6、满足运行程序要求
- 7、成功地完成验证飞行

主任运行监察员意见:

批准特殊SAAAR（运行规范或批准函）

不批准特殊SAAAR

不批准的理由:

日期: _____

主任监察员签字: _____

附件2

运行中应考虑的有关事项

一般的RNAV运行需要检查NOTAMS来确认地面辅助导航设施是否可用；确认飞机系统是否安装并且工作正常；以及确认机组是否具备资格和目前需要解决的事项等。当运行特殊RNP SAAAR程序时，有些运行要求是由特定的程序决定的。例如：

a、自动驾驶仪。针对RNP值较小的程序，可能要求使用自动驾驶仪。自动驾驶仪必须以合适的准确度保持特殊程序要求的水平和垂直航径。对必须使用自动驾驶仪的程序，签派放行前应确认航空器是否安装了自动驾驶仪并且工作正常。在起飞前，必须完成制造商要求的自动驾驶仪检查（该检查可以是“无故障旗”或基于制造厂家程序的详尽检查）。

b、辅助导航设施的排除。需要建立判断并排除辅助导航设施不工作的程序。对RNP值较小的程序，一般性检查是不够的，因为一般性检查不能排除所有误差，而只是排除一定幅度或超过一定幅度的误差。

c、轨迹偏离监控。要求航空器有合适刻度的航道偏离指示器（CDI）对水平和（或）垂直航径偏离进行监控，除非自动驾驶仪能够在相应的飞行阶段提供精确的航径控制。飞机飞行手册（AFM）应说明飞机运行RNP的类型，以及CDI刻度上的显示效果。必须让飞行机组熟悉CDI全刻度偏差值。刻度可以是自动或人工（取决于飞行阶段）设置的。如果飞行机组人工选择CDI刻度，必须制定相应的程序来确保CDI刻度和即将运行的RNP值相对应。

d、预测能力。要求在特定的时间和地点运行特殊类型RNP程序时，在已知和预测辅助导航设施或系统使用的其他传感器失效情况下，能否执行RNP程序的能力。预测可以是一种地面服务，不一定要求机载设备本身具备预测能力，预测能力必须考虑飞机能力（传感器和集成）和已有基础设施（例如地面的辅助导航设备或批准使用全球卫星导航系统（GNSS））的特定组合。为保证在整个飞行中设备能够提供期望的RNP值，必须建立在预测基础上的签派放行和运行控制程序。此外，飞行机组必须具有确认设施不工作的方法，例如利用NOTAM排除导航设施。

e、最低设备清单(MEL)。最低设备清单必须列出运行特殊RNP SAAAR所需的设备。例如：RNP值较小的特殊RNP SAAAR类型运行，要求飞行指引仪、自动驾驶仪(FD/AP)和全球定位系统(GPS)作为导航源。执行特殊RNP SAAAR类型运行时，签派放行和运行都必须遵守MEL条款。

f、应急程序。在下述情况下，运营人必须制定应急程序：

(1) RNP系统部件失效。RNP系统部件失效包括影响飞行技术误差的部件失效（例如飞行指引仪或自动驾驶仪失效）。为达到某个RNP值，一些航空器要求使用自动驾驶仪。如果发生此类失效，应有相应的应急程序。

(2) 导航源失效。如果导航源出现故障，RNP系统不能达到所需的RNP值。飞行机组必须能够评估设备失效对剩余飞行的影响并采取相应措施。如果发生此类失效，应有相应程序。

(3) 空中丢失信号（外部信号丢失或减弱）。外部信号丢失或减弱将导致RNP系统性能降低，当低于所要求的RNP值时，不能继续执行程序。飞行机组必须能够评估设备失效对剩余飞行的影响并采取相应措施。如果发生此类失效，应有相应的应急程序。

(4) 惯性导航系统漂移。在惯性基准组件(IRU)失去自动更新或失去GPS耦合时，惯性基准组件仅能提供惯性引导，这种模式下，惯性基准组件内在的漂移将持续地降低惯性基准组件提供的导航精度，因此，利用“漂移”的惯性基准组件的运行只能持续一段时间，惯性基准组件提供的导航精度将超过包容限制，从而导致RNP运行能力的丧失。在这种条件下，惯性基准组件“漂移”仅能对RNP提供有限的支持。应急程序必须反映惯性基准组件能够支持各种RNP值运行的时间。

附件3

RNP SAAAR进近性能和功能标准

1、引言

本附件阐述了特殊RNP SAAAR进近的性能和功能标准，这些标准以期望的运行和应用为基础。可以按照这些标准和相应的运行程序，以及为满足运行目标制定的相应过渡办法对航空器进行评审。此外，对于更低的RNP类型，可以考虑相应的更高的完整性要求，这可能对系统硬件故障探测和监控设计，及软件性能有明显的影晌。

2、航空器能力概述

a、具备RNP能力的航空器。航空器的飞机飞行手册或飞机飞行手册补充材料中描述了该类航空器的RNP能力，此类航空器被认为具备特殊RNP SAAAR程序资格。仅在飞机飞行手册或飞机飞行手册补充材料、支持文件及申请材料不能提供足够信息，证明该航空器具备相应推荐程序的性能和功能标准的情况下，此类航空器应接受检查。

b、航空器评估。航空器的评估只是实施特殊RNP SAAAR进近程序中的一部分。其它主要环节是程序设计（见附件4）和运行批准标准等。

c、功能评审项目。对飞机飞行手册中描述的RNP能力为0.3或更小值的航空器进行功能评审的项目：

(1)位置估算-GPS：在失去GPS信号后，导航系统具备安全地完成飞行运行或执行复飞的能力。要求评估持续导航能力以判定运行的水平和过渡程序。

(2)位置估算- DME（如适用）：采用DME进行RNP性能演示的前提条件是假设DME传感器和信号精度是可靠的。

(3)位置估算-VOR（如适用）：采用VOR进行RNP性能演示的前提条件是假设VOR传感器和信号精度是可靠的。

(4)航空器在两个定位点间接固定半径飞行的能力。

(5)旁切转弯：在可预见风的条件下，确保FMS航径保持在理论过渡区域内。

(6)RNP过渡。对制定的过渡定位点，过渡必须在转弯起始点前完成。为完成过渡，必须注明必要的运行程序或数据库限制。

(7)航径控制：对于所定义的航径，当水平偏差或垂直偏离较大时，机组应采取措施确保航空器在所定义的超障区域内飞行，通过监控偏差或制定偏差过大时的复飞程序来完成。

(8)导航数据库：承运人、运营人必须保证数据库数据的准确性、完整性，对特殊RNP SAAAR程序，承运人、运营人必须对数据库进行持续检查。

d、在飞机飞行手册或飞机飞行手册补充材料、支持文件及申请材料不能提供足够信息证明该航空器具备相应推荐程序的性能和功能标准的情况下，应进行更加全面地评审以便确定是否符合SAAAR要求。

e、当航空器不能完全满足本节中性能或功能要求时，申请人可以提出运行过渡方案。

f、具有RNP运行能力的航空器通过实施特殊RNP SAAAR运行获得经验后，可以定义不同组类的航空器来简化批准流程，使多数航空器能够满足本通告的要求。

3、性能和功能要求背景

a、特殊RNP SAAAR的进近程序标准。为了有效利用空域、确保航空器性能而制定特殊RNP SAAAR进近程序标准，该标准适应特殊的运行环境并体现特定的进近性能。不同于传统陆基导航所确定的进近超障面，特殊RNP SAAAR进近的超障面是基于航空器能力和导航系统的能力的，因此，对执行特殊RNP SAAAR运行的航空器和运行的批准具有新的意义。新航空器和运行资格的审定将取代以往的飞行测试和程序设计标准的验证。在多数情况下，符合性是由综合运行能力所决定的，综合运行包括对SAAAR程序的限制和对运行程序的要求。在评估特定程序时，运营人应当在能够使用的检查单中注明和列出所有条件。特定的性能要求必须存档，以支持SAAAR程序的持续资格审查。附件3中列出了所涉及的运行问题的检查单的样例。

b、特殊RNP SAAAR应用。特殊RNP SAAAR应用是基于能够提供航迹精度保持的导航系统，且导航系统的精度保持是由性能的完整性、连续性支持的，而系统的功能已经超出国际民航组织（ICAO）9613和9615号文件公布的RNP概念，因此，特殊RNP SAAAR应用将是ICAO RNP概念的延伸，而任何只遵守ICAO RNP指南的系统和应用可能不满足特殊RNP SAAAR的应用要求。

4、性能要求

a、精度。系统总误差中水平和垂直误差在95%的飞行时间内必须小于所运行的RNP值。定义的航路和程序的精度是以WGS-84地理坐标系统为基础的。要符合精度要求必须考虑三种误差：航径操纵误差（PSE）、位置估计误差（PEE）和航径定义误差（PDE）。鉴于辅助导航设施的分布和精度（见第3节），每个特定程序必须满足精度要求。

b、失效状况。如果符合属于“严重”失效分类的飞机系统的航空器只要能够演示或提供证据表明其满足SAAAR程序的安全运行目标，该系统可以取得SAAAR资格。

c、空域包容限制。附件4中定义的超障标准是以运行目标为基础。它不同于传统的仪表进近程序，其超障标准是对特定导航系统进行测试和分析验证为依据的。在包容限制的

概念下，根据运行需求建立超障要求，制定保证飞机被限制在超障包容区内的性能标准和功能特性的规范。

安全目标水平不是仅靠飞机导航系统能达到的，应考虑其他方面的因素，如航班密度、航路的复杂性和ATC环境等等。在需要额外安全余量时，应综合考虑导航系统、飞机其他系统及运行程序和过渡方案。

d、特定程序和基础设施评估。导航系统的精度和空域的包容性取决于外部信号（如DME和GNSS）。在航空器进行特殊RNP SAAAR进近取证时，必须明确外部信号环境的标准或条件，明确外部信号标准的方法是分析外部信号的基本条件（例如，运行中足够的GPS卫星数量，或DME/DME相关的位置要求），或使用视屏工具来模拟导航系统性能和评估特定的程序。在完成这些分析时，必须采用航空器在飞行中使用的相同（或更严格的）标准和经飞行检查验证的可靠信号。

5、功能要求

a、位置估算。导航系统必须估算飞机的位置。本条确定了预期在特殊RNP SAAAR进近中使用的导航源。通常这些导航源可以组合使用。

(1)全球定位系统（GPS）。GPS导航源精度应小于36米(95%)，增强GPS(LAAS或WAAS)小于2米(95%)。当使用GPS时，导航系统必须检测错误的GPS卫星信号并提供尽可能高的持续导航性能。并且有效的航空器导航源和系统安装是匹配的。GPS信号丢失时，导航系统应具备完成飞行运行和复飞的能力。对于导航能力的降低，应评估运行水平，制定相应的预案和过渡程序，并注明限制条件。

(a)当DME为RNP系统组成和性能的一部分时，系统必须提供导航源的自动选择（例如自动调谐）、合理性、完整性检查和人工超控或脱开选择（例如抑制设备）。

(b)如果系统能排除到跑道入口有距离偏差的DME台、或能修正该偏差，系统可以使用ILS DME作为导航方案的一部分。否则不能使用ILS DME。

(c)只有满足附件10第I卷无线电辅助导航设备的性能要求，并被适用的AIP证实可以使用的那些导航设施才能使用。

(2)惯性基准系统（IRS）。惯性基准系统必须满足CCAR-121R2部附件I中的标准，附件I规定的每小时2海里的漂移率(2—西格玛)不适用于在短时间内丧失位置更新的状况。经验证符合CCAR-121R2部附件I的系统可被认为其初始漂移率为每30分钟4海里(95%)。

(3)VOR。VOR的精度不足以支持特殊的RNP SAAAR进近。但是，如果不精确的VOR信号对位置解决方案没有明显的影响，VOR可以考虑作为多导航源之一。系统必须提供导航源的自动选择（例如自动调谐）、合理性、完整性检查和人工超控或脱开选择（例如抑制设备）。

b、航迹定义和飞行计划。下述为能力要求：

(1)执行过渡航段的能力。航段过渡和保持应具备下述能力：

- (a) 两个定位点间的连线;
- (b) 直飞一个定位点;
- (c) 两个定位点间的固定半径弧;
- (d) 特定航迹到一个定位点;
- (e) 特定航迹到一个高度。

(2)旁切和飞越定位点的能力。把旁切转弯的航迹定义限制在RTCA/DO-236B定义的理论过渡区域内。应当注明转弯角度限制以及风的条件和要求，以确保航迹在理论过渡区内。

(3)“直飞”功能。导航系统的直飞功能是指飞行机组可在任何时候执行直飞任何一个定位点的能力。

(4)定义垂直航迹的能力。在导航数据库中设定一个定位点和一个下滑航迹角来说明垂直航迹的能力。

(5)定义垂直航迹的能力。在导航数据库中设定两个定位点来说明垂直航迹航迹的能力。必须按照以下形式之一公布强制高度：

- (a) “等于或高于”强制高度（例如，2400A）；
- (b) “等于或低于”强制高度（例如，4800B）；
- (c) “等于”强制高度（例如5200）；或
- (d) “垂直区间”强制高度（例如2400A 3400B）。

(6)高度和（或）速度。使用的终端区程序中的高度和（或）速度必须从导航数据库中获取。

(7)系统必须建立一条航迹，以便于从当前位置引导到一个垂直强制定位点。

(8)持续显示的能力。在飞机导航的主飞行仪表上，为操纵飞机的飞行员持续显示RNAV定义的航径(DTK)的能力。

(9)显示未飞距离。

(10)显示沿航迹的距离。

(11)显示飞行计划航路点间的距离。

(12)高度限制的显示。与飞行计划定位点有关的高度限制必须显示给飞行员。如果特殊导航数据库程序中有关的飞行计划航段存在下滑角，也必须将该航段的下滑角显示给飞行员。

(13)如果特定导航数据库程序中存在与航段相关的下滑角，则应当具有显示该航段飞行航迹数据的能力。

(14)系统必须能够提供数字显示的垂直航径操纵误差，显示分辨率应等于或小于10英尺。设备必须提供有效定位点的高度预测。必须给飞行机组飞行高度改变的提示。

(15)数据库导出的能力。将所需的飞行程序从数据库中导入到RNAV系统的能力，包括对所选机场和跑道的进场、进近和复飞程序。

(16)导出程序的下滑角的能力。从数据库中导出程序规定的下滑角和高度限制的能力。

(17)提取和显示数据的方法。能够从导航数据库所存储数据中提出和显示单个航路点和辅助导航设施的相关数据，以便飞行机组能够验证要执行的程序，从导航数据库抽取和显示与单个航路点和导航设施的相关数据。

(18)在导航数据库中应确定定义航迹（CF和FA航迹终结编码）的磁变量值。

(19)RNP过渡。在定义的过渡点前完成RNP过渡。必须注明完成与RNP过渡相关的运行程序或数据库限制。

c、航迹控制。飞机必须具有下述航迹控制能力：

(1)持续显示的能力。应有能力在飞机导航的主飞行仪表上，为操纵飞机的飞行员持续显示相对于RNAV定义航迹（水平和垂直方向）的飞机位置。当水平或垂直航迹偏离较大时，机组应采取措施确保航空器在所定义的超障区域内飞行，通过监控偏差或通过制定偏差过大时的复飞程序来完成。

(2)在飞行员主要视线内显示至现行航路点的距离和方位。当无法实现时，数据可以显示在机组易于观察的CDU页面上。

(3)在飞行员主要视线内或飞行机组易于观察的地方，显示地速或至现行航路点的时间。

(4)自动进行航段排序并为飞行机组提供航段排序显示的能力。

(5)在飞行员主要视线内或飞行机组易于观察的地方，显示现行航路点的代码。

(6)显示飞机航迹（或航迹误差）。

(7)显示“至”和“自”。

(8)在飞行员主要视线内，提供系统故障显示。

(9)航道选择器的偏离显示自动受控于RNAV计算的航迹。

d、导航数据库。

(1)包含当前民航局方公布的导航数据的导航数据库应：

(a)根据AIRAC周期进行更新；和

(b)可以从中调出RNP SAAAR程序并装载到RNAV系统中。

(2)存储的数据精度应满足准确度的要求。

(3)数据库必须有保护措施，以防止飞行机组修改所存储的数据。

(4)向飞行机组显示导航数据库有效期的方法。

(5)承运人、运营人必须保证数据库数据的准确性、完整性，对特殊RNP SAAAR程序，承运人、运营人必须对数据库进行持续检查。

e、运行一要求

(1)在飞行员的主要视线内，指示RNAV系统故障（包括相关导航源的故障）。

(2)当机组人数为2人时，具有使不操纵飞机的飞行员确认期望RNAV航径和相对该航径飞机位置的方法。

(3)对使用多个导航源的系统，如果主RNAV导航源故障，能自动转换到备用RNAV导航源。

(4)在驾驶员的主要视线内或飞行机组易于观察的地方，显示现行导航模式和性能。

6、程序检查单中应明确的部分主要事项。

a、进近评估

(1)应利用飞机特定的标准或工具对特定程序和导航基础设施进行评估。必须明确关键设施，或签派程序中包含评估工具以确保完整地评估每次进近的。

(2)飞机应演示执行该程序的能力，包括航道保持和截获垂直引导的能力，特别是在垂直航迹引导不连续的情况下。

(3)应明确飞机取证中的其他特殊情况，例如：

(a) 在决断高后允许使用推测领航航段的最小直线航段。



(b) 通过评估来确认在无线电有效距离内没有非同址的VOR/DME。

(c) 把雷达用作辅助方案(必须和空中交通服务单位协调)。

(d) 运行中禁止使用的设施（由于精确度不满足要求等）。

(e) 使用特殊RNP SAAAR程序的固定半径转弯（RF）的航段除外。

(f) 复飞的时机或特殊RNP SAAAR复飞航段长度的限制（考虑到较小RNP值的可用时间对连续性影响）。

b、机组程序

(1) 限制水平或垂直航径偏移的程序。

(2) 制定水平或垂直航径的偏移限制(XTK和VXTK)。

(3) 减少重大失误的程序。

(4) 禁止使用VOR设施。

(5) 禁止使用在测试中的地面设施。

(6) 确保在GPS失效的情况下不会导致丧失所需导航能力，对于装备了GPS和INS的飞机，可以通过在实施进近前确认ANP和EPE小于限制值来实现。

(7) 确保RNP值的过渡按标准进行。

(8) 对飞行航径检查和确认。

附件 4

所需导航性能(RNP)特殊仪表进近程序的设计

第一章 总则

1-1、目的。本通告是所需导航性能(RNP)特殊仪表进近程序的设计标准。FAA咨询通告(AC) 120-29A《I类和II类最低气象条件下进近标准的批准准则》附件5中的标准是这些标准的基础,可用于制定针对特定用户的特殊RNP程序。本通告是确定承运人、运营人按本通告设计的程序实施飞行所需的航空器、导航系统的组合、机组和签派员的培训以及程序的批准依据。通告采用的所需导航性能(RNP)特殊仪表进近程序的设计标准与RTCA DO-236规定的RNP区域导航水平包容度方法是一致的。

1-2、保留。

1-3、保留。

1.4、保留。

1-5、总则。在制定RNP进近和复飞的超障标准中考虑了以下基本条件:

- 航空器从航路或机场过渡航路开始下降高度和减速,通过起始、中间进近航段到精密最后进近定位点(PFAF)。
- 航空器达到决断高度并继续目视着陆或开始复飞。

对航空器到达决断高度、继续目视着陆并在接地地带终端开始中断着陆并按照规定RNP航路飞行进行附加的超障评估。评估将基于航空器性能能力、环境和运行条件,并且所用流程将在本通告中给出。

a、本通告的目的是为了使程序的复杂性降至最低,并避免不必要的转弯、速度调整和其他特有的不利的航径特征。不像区域导航(RNAV)导航,RNP飞行程序运行,任何数量的定位点和航迹变化都可被设计在程序中,潜在地增加了复杂性和可能会引起运营人不必要的困惑。因此,为了避免不必要的复杂性,这些标准推荐使用适用于程序的“标准配置”。这是因为运行和安全的利益和程序的形式是一致的。

b、对超出本通告规定的任何程序设计参数的应用,必须使用局方的批准流程。

c、程序标识。程序应被标识为RNAV,括号里为RNP,例如RNAV (RNP) Rwy XX。

d、本通告中的图例是不成比例的。不可能说明所有可能的设计情况。因此,良好的判断和程序设计经验对一些设计情况是必要的。

e、RNP仪表程序文件。

(1) RNP仪表程序必须按FAA8260.19C第8章的要求记录在FAA 8260的系列表格中。

(2) 在8260-7的“注释”节中，填写“图注：特殊机组和航空器授权要求”。

(3) 与各航段相关的RNP值（除最后航段外）必须记录在机场航路一节（表8260-7的“出发地”栏），紧挨着航路类型。挨着RNP值，注明的是各航段设计中使用的最大指示空速。见表2-1的最大速度。最后进近段（FAS）的RNP值应记录在表格的左边栏的“最小”处。也必须记录适用于复飞段的RNP值和最大空速。在复飞指令前，定义的是RNP值和最大限制速度。

(4) 所有偏离本通告中规定的标准的地方必须注明并登记在表8260-10持续页。每一项都必须附上为什么偏离并确保飞行安全不会受到危险的详细解释。此外，当标准允许用多种方法来设计程序的特定部分时，所使用的方法必须记录在（参照相关段落）表8260-10中。

(5) 用作最后航段评估的VEB OCS记录在表8260-10。文件必须以英尺为单位规定从LTP到OCS起点的OCS斜率和距离。至少记录4-5段规定的项目。此外，对VEB的源文件，附加VEB结果页的复印件。如果温度偏离是基于当地历史，记录该数据和决定。

(6) 基于发动机故障的复飞爬升梯度，在表8260-10中记录用于复飞的OCS斜率。

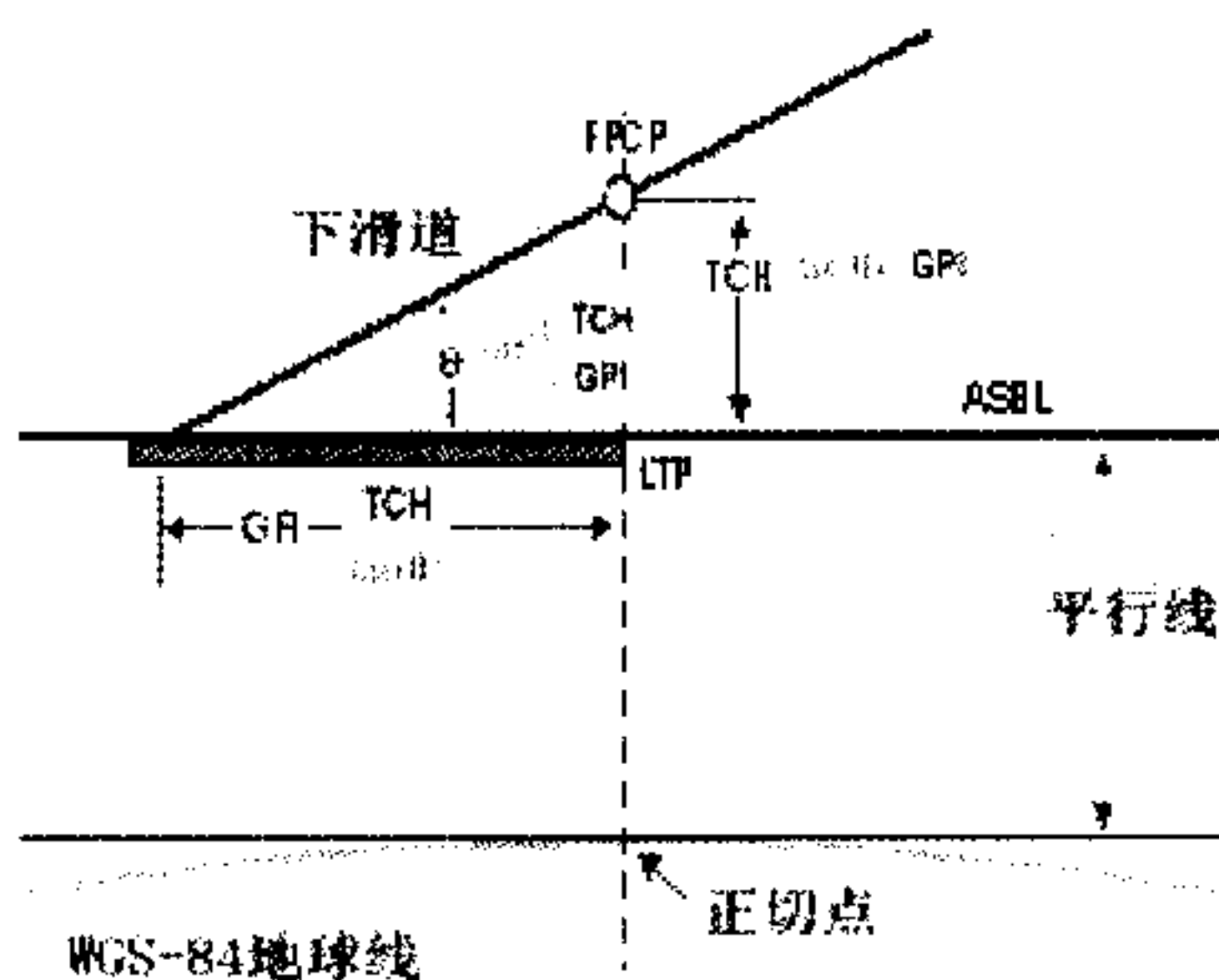
(7) 在表8260-7中注明程序允许的最低和最高温度限制。例如“低于-15°F或高于104°F”。不允许使用该程序

f、RNP仪表程序处理。根据8260.19C第4章第4节特殊仪表程序处理，处理所有SAAAR的仪表程序。

1-6、定义。下列定义适用于本文。

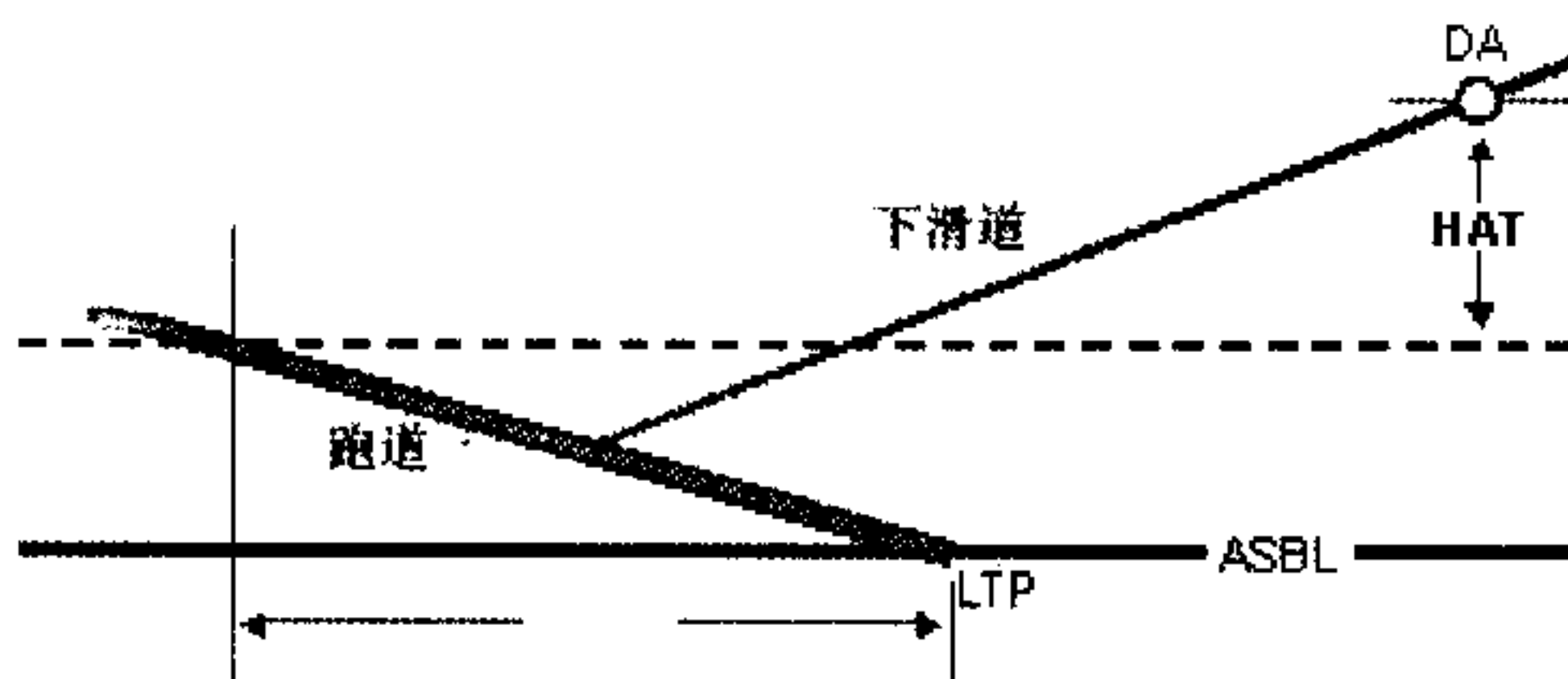
a、进近基准面(ASBL)。与跑道中心线（RCL）对齐，位于平行于在跑道入口着陆点（LTP）与大地基准面相切的平面内。它用于下滑道高度和超障平面（OCS）的垂直测量的参考基准。（见图1-1）。

图1-1、 ASBL, TCH, GPI, GPA, FPCP



b、决断高度 (DA) 和着陆点以上的高度 (HAT)。决断高度为大气压力高度 (在平均海平面上的高度)，在该高度不能建立继续进近所需目视参照物，必须开始复飞。决断高度是由最小HAT推算出来的 (见图1-2)。

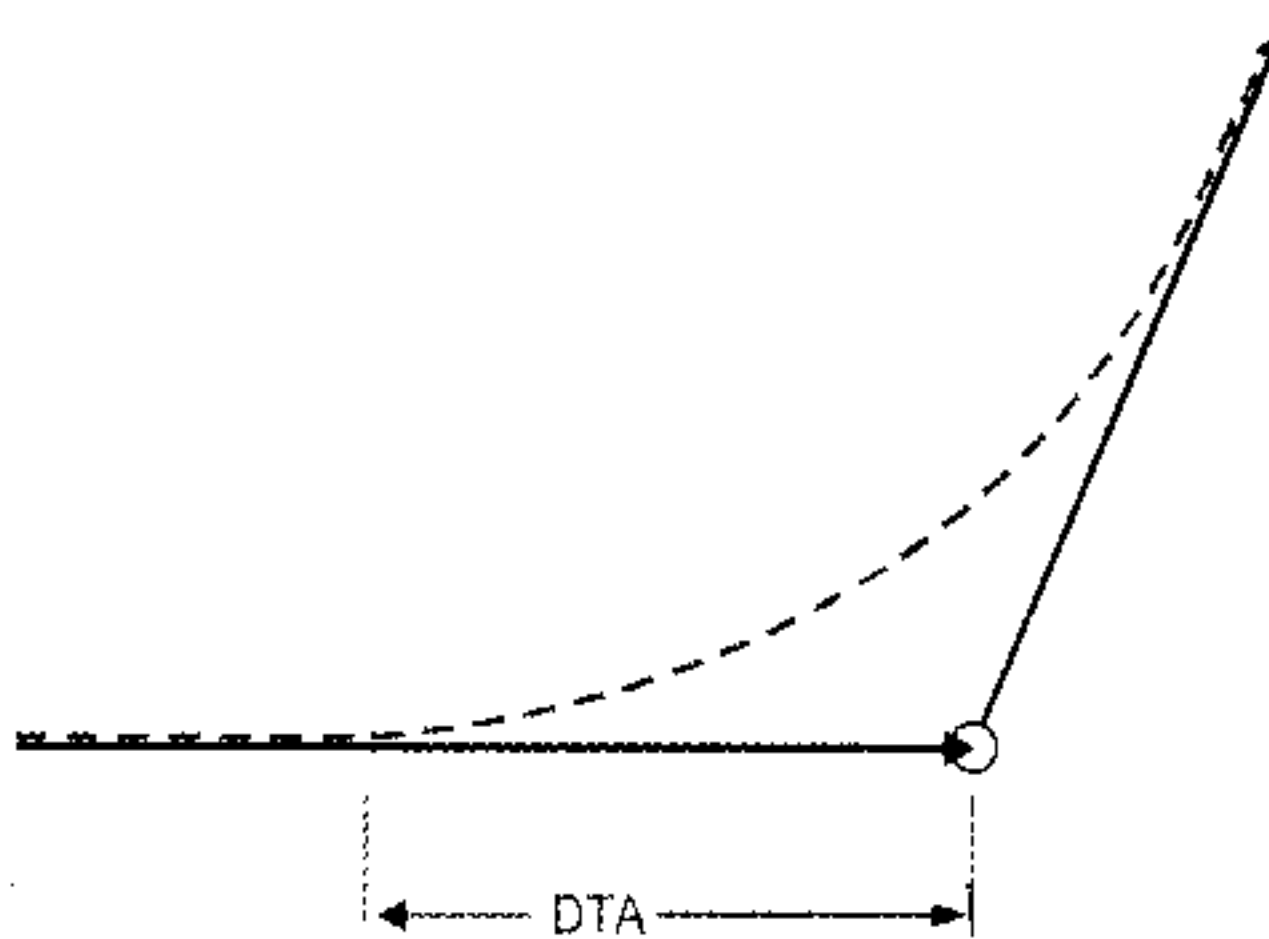
图1-2、 DA, HAT



c、着陆点以上的高度 (HAT)。HAT是决断高度高于着陆跑道 (着陆区域海平面高度) 的前900米最高点的高度。

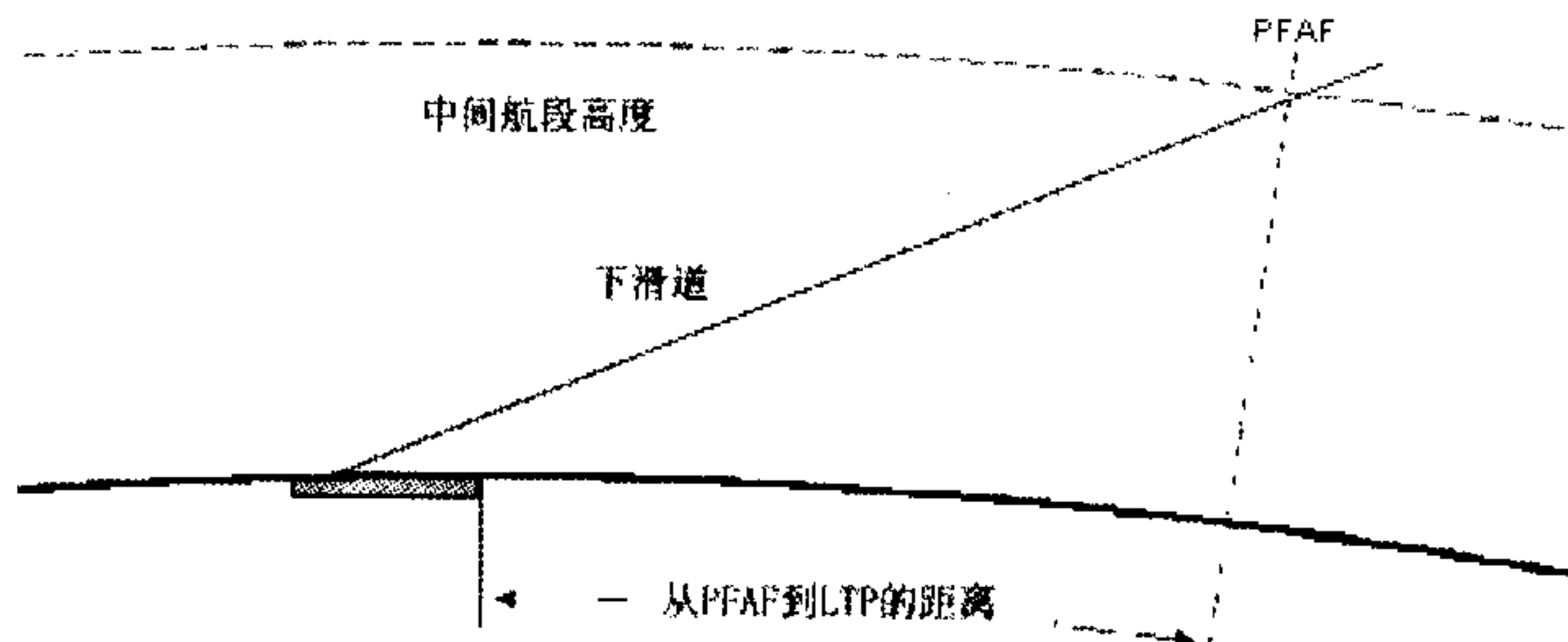
d、提前转弯距离 (DTA)。从 (在) 航空器为切入下一航段而在旁切定位点前提前转弯的距离 (见图1-3)。

图1-3 DTA



e、最后进近定位点 (PFAF)。PFAF为下滑道截获点和最后进近航段 (FAS) 下降的起始点 (见1-4)。

图1-4、PFAF



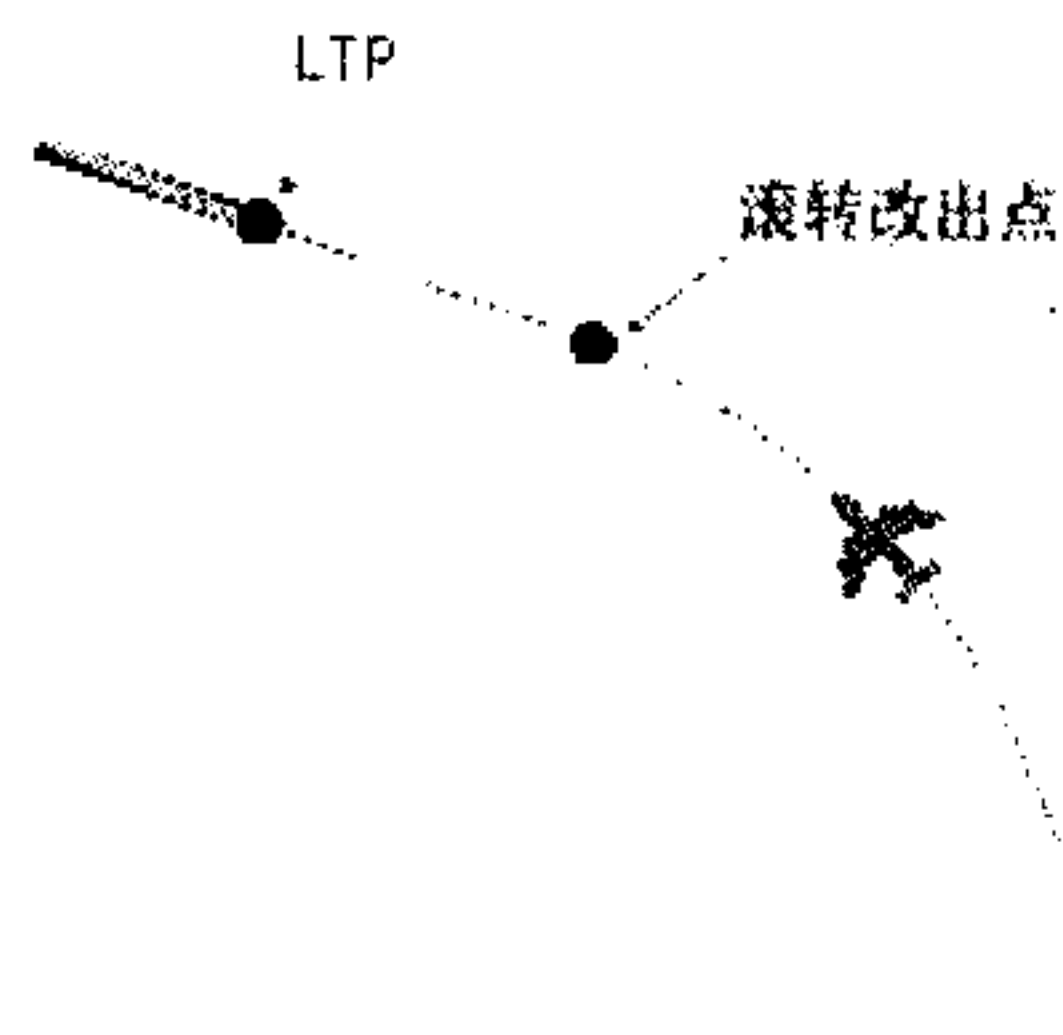
f、最后进近航段 (FAS)。最后进近航段起始于FAF，终止于着陆入口点 (LTP)。最后进近航段通常与跑道中心线的延长线对齐。

g、飞行轨迹控制点 (FPCP)。FPCP是由LTP经度、纬度位置、平均海平面高度以及跑道入口高度 (TCH) 定义的三维点。FPCP位于最后进近航线的垂直平面内，并用于关联最后进近航迹的下滑角和着陆跑道。有时又称作TCH点或参考数据点 (RDP) (见图1-1)。

h、最后转弯改出点 (FROP)

如果在FAS内要求航向改变，航空器改出转弯至机翼水平对正跑道中心延长线的点被称作FROP。(见图1-5和段4-7)。

图1-5. 最后转弯改出点



i、下滑角 (GPA)

下滑角是所规定的最后进近下滑道相对于ASBL的夹角 (见图1-1)。在公式和图中, 下滑角用希腊符号 θ 表示 (见图1-1)。

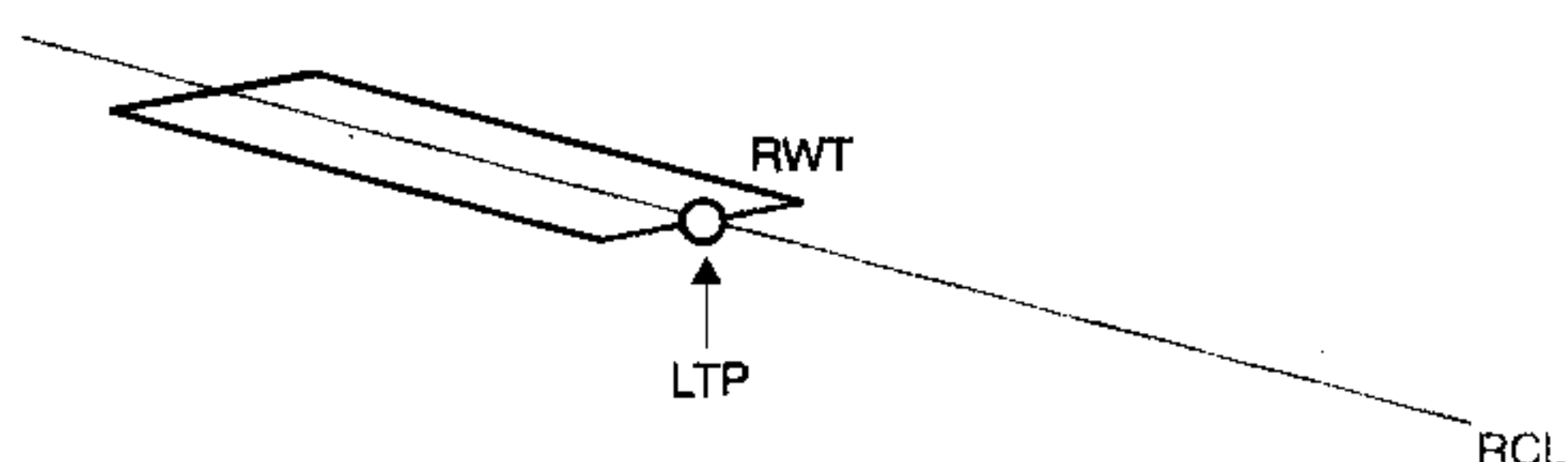
j、接地点 (GPI)

下滑道在GPI处截获ASBL。GPI以英尺为单位表示离LTP的距离 (见图1-1)。

$$GPI = \frac{TCH}{\tan(\theta)}$$

k、跑道着陆入口点 (LTP)。LTP是跑道中心线 (RCL) 和跑道入口线 (RWT) 的交点。它由WGS 84/NAD 83经度、纬度和高于平均海平面的高度定义 (见图1-6)。

图1-6、LTP, RWT



l、超障面 (OCS)。OCS是在障碍物评估区域 (OEA) 内不允许障碍物穿透的面。OCS通常与3D最后航段和离场爬升段有关。在1-6p中参见相关项目。

m、障碍物评估区域 (OEA)。OEA是在其内的障碍物需要通过应用ROC、OCS或OIS来进行评估的区域。OEA的空域水平范围为RNP航段宽度限制 (2倍RNP包容度限制), 垂直范围为进近程序每个航段的垂直ROC (在OCS或OIS上)。

n、障碍标识面(OIS)。OIS是一个倾斜平面, 它遵守用于障碍物鉴别的OEA水平尺寸, 对适用的程序航段, 这种障碍物鉴别可以保持要求的安全水平。OIS通常与3D最后航段的目视部分的评估和中止着陆条件的评审有关有关。

o、所需导航性能(RNP)。RNP是需要在与进近程序航段有关的OEA内保持飞行的导航性能声明。

p、所需超障余度(ROC)。ROC在仪表程序航段的OEA内, 必须在飞机和最高地面障碍物之间的垂直超障的最小值 (单位为英尺)。

q、跑道入口 (RWT)。RWT表示可用于着陆的跑道的开始部分。它扩展为跑道的整个宽度。LTP的地理坐标表示的是跑道中心线和RWT的交点 (见图1-6)。

r、目视下滑坡度指示器 (VGSI)。VGSI为在航空器位置相对于特定下滑道到跑道的接地点的目视航段中，给驾驶员提供目视指示的机场灯光辅助设施。精密进近航道指示器(PAPI) 和目视进近坡度指示器(VASI)都是VGSI系统的例子。

s、特殊航空器和机组授权要求(SAAAR)。航空器的设备可能超出公共RNP标准的最低标准，机组的训练可以达到更高水平的仪表进近性能。本通告中包含的RNP SAAAR标准都是基于这些更高水平的设备和额外的机组要求。采用了这些标准的程序都应相应地被注明。本通告规定了对航空器的设备和机组的要求。

t、垂直误差积累(VEB)。VEB是对造成垂直导航(VNAV)系统有关的误差总和的一系列允许值。利用VEB值的公式确定了在标称下滑道上的飞机和在仪表程序航段的OEA内的地面障碍物间必须具有的最小垂直超障余度。当VEB被用于最后航段设计时，其应用决定了OCS的起始点和斜面的斜率。

u、目视航段。目视航段是指在DA和LTP间的航段。

第2章 一般准则

2-1、数据分辨率。应至少使用到计量单位的0.01进行计算。如果计算是通过自动方式进行的，计算精度至少要保留到小数点后8位。下列清单规定了对数据记录的最低精度标准。这些标准仅适用于最后结果的文件记录，例如经计算调整后的下滑角3.04178记录为3.05°。该标准不适用于计算中间的变量值。对变量值使用可利用最精确的数据。

a、文件记录的精度：

- (1) WGS-84、NAD-83经度和纬度精确到最近的百分之一（0.01）弧度秒；
- (2) LTP平均海平面高度精确到英尺；
- (3). 下滑角精确到更靠上的下一个百分之一(0.01)度；
- (4) 航迹精确到最近的百分之一(0.01)度；而
- (5) 距离精确到最近的百分之一(0.01)个单位。

b、数学公式

- (1) 数学函数的定义。

$a+b$ 表示加

$a-b$ 表示减

$a b$ 或 ab 表示乘

$\frac{a}{b}$ or a/b or $a \div b$ 表示除

$(a-b)$ 表示括号内的处理结果

$|a-b|$ 表示绝对值

\approx 表示近似值

\sqrt{a} 表示“a”的平方根

a^2 表示 $a \times a$

$\tan(a)$ 表示“a”度的正切值

$\tan^{-1}(a)$ 表示“a”的反正切值

$\sin(a)$ 表示 “a” 度的正弦值

$\sin^{-1}(a)$ 表示 “a” 的反正弦值

$\cos(a)$ 表示 “a” 度的余弦值

$\cos^{-1}(a)$ 表示 “a” 反余弦值

(2) 运行程序（运算次序）。

第一：组符号：方括号，小括号，大括号，分数线等等；

第二：函数：正切，正弦，余弦，反正弦和其它定义的函数；

第三：幂：指数和方根

第四：乘法和除法：积和商

第五：加法和减法：和和差

例如：

$$5-3 \times 2 = -1 \text{ 因为乘法优先级高于减法}$$

$$(5-3) \times 2 = 4 \text{ 因为括号优先级高于乘法}$$

$$\frac{6^2}{3} = 12 \text{ 因为幂优先级高于除法}$$

$$\sqrt{9+16} = 5 \text{ 因为平方根符号是组符号}$$

$$\sqrt{9} + \sqrt{16} = 7 \text{ 因为方根优先级高于加法}$$

$$\frac{\sin(30^\circ)}{0.5} = 1 \text{ 因为函数优先级高于除法}$$

$$\sin\left(\frac{30^\circ}{0.5}\right) = 0.8660254 \text{ 因为括号优先级高于函数}$$

2-2、转弯半径的计算

第1步：利用公式2-1确定转弯的真空速。确定将在进近程序中公布的最大速度的航空器类别并使用表2-1中的相应节指示空速(KIAS)。使用在转弯中的最高高度

$$V_{KTAS} = V_{KTAS} \times [1 + (\text{高度} \times 0.00002)] \quad (2-1)$$

航段	不同航空器类别的指示空速					
	A类	B类	C类	D类	E类	
起始	150	150	240	250	250	
中间						
最后	90	120	140	165	按规定	
复飞 (MA)	110	150	240	265	按规定	
最小空速 限制*	起始	110	140	210	210	按规定
	中间	110	140	180	180	按规定
	复飞	100	130	165	185	按规定

*最小速度限制用于减小转弯半径。每个航段只允许有一个速度限制并且应由进近程序服务的最大速度类别的航空器的相应最大空速来确定该速度限制。当对特定进近航段（例如起始、中间、复飞）要求有不止一个速度限制时，需要得到局方的批准。当用作非障碍/地形避让要求时，复飞速度限制也要求局方的批准。

HAT	标准顺风分量 (节)**	
500	25	
1000-2500	标准	AFS-400 批准
	1000	37.5
1500	50	35
2000	50	40
2500	50	45

表 2-2 转弯计算的顺风分量 (V_{KTW}) *

HAT	标准顺风分量 (节)**
3000	50
3500	55
4000	60
4500	65
5000	70
5500	75
6000	80
6500	85
7000	90
7500	95
8000	100
8500	105
9000	110
9500	115
10,000	120
10,500	125
11,000	130
>11,000	130

*根据特定地区的历史气象记录，也可在该地区使用其它顺风梯度（使用其它来源的可用信息）。

** 对在上表中两个HAT值之间的高度上开始的转弯，利用对应于两个HAT值的标准顺风值，可线性内插入新的顺风分量。只要使用了上面的顺风值，如需要，可以使用该新内插值。如果插入的风速值在500'下使用过，那么假定在0' HAT值处的风为15kt。

第2步：利用公式2-2计算R。公式2-3只是起参考作用。对转弯中的最高高度选择相应的顺风分量并把该值加到真空速上便可确定 V_{KGS} (地速)，例如 $V_{KGS} = V_{KTAS} + V_{KTW}$

$$\text{当 } R = \frac{(V_{KTAS} + V_{KTW})^2 \times (1.4589 \times 10^{-5})}{\tan(\theta)} \quad (2-2)$$

$$\phi = \tan^{-1} \left[\frac{(V_{KTAS} + V_{KTW})^2 \times (1.4589 \times 10^{-5})}{R} \right] \quad (2-3) \quad (\text{仅作参考})$$

ϕ = 坡度 (见下面对坡度限制值的注释)

V_{KIAS} = 表2-1中的指示空速，单位为海里

V_{KTAS} = 见公式2-1

V_{KTW} = 表2-2中的顺风分量

V_{GS} = $V_{KTAS} + V_{KTW}$

例如：高度为5000，按公布的A-D类最小进近，坡度角为18度，那么：

$$R = \frac{(291.5 + 70)^2 \times (1.4598 \times 10^{-5})}{\tan(18)} = 5.868 \text{ 海里}$$

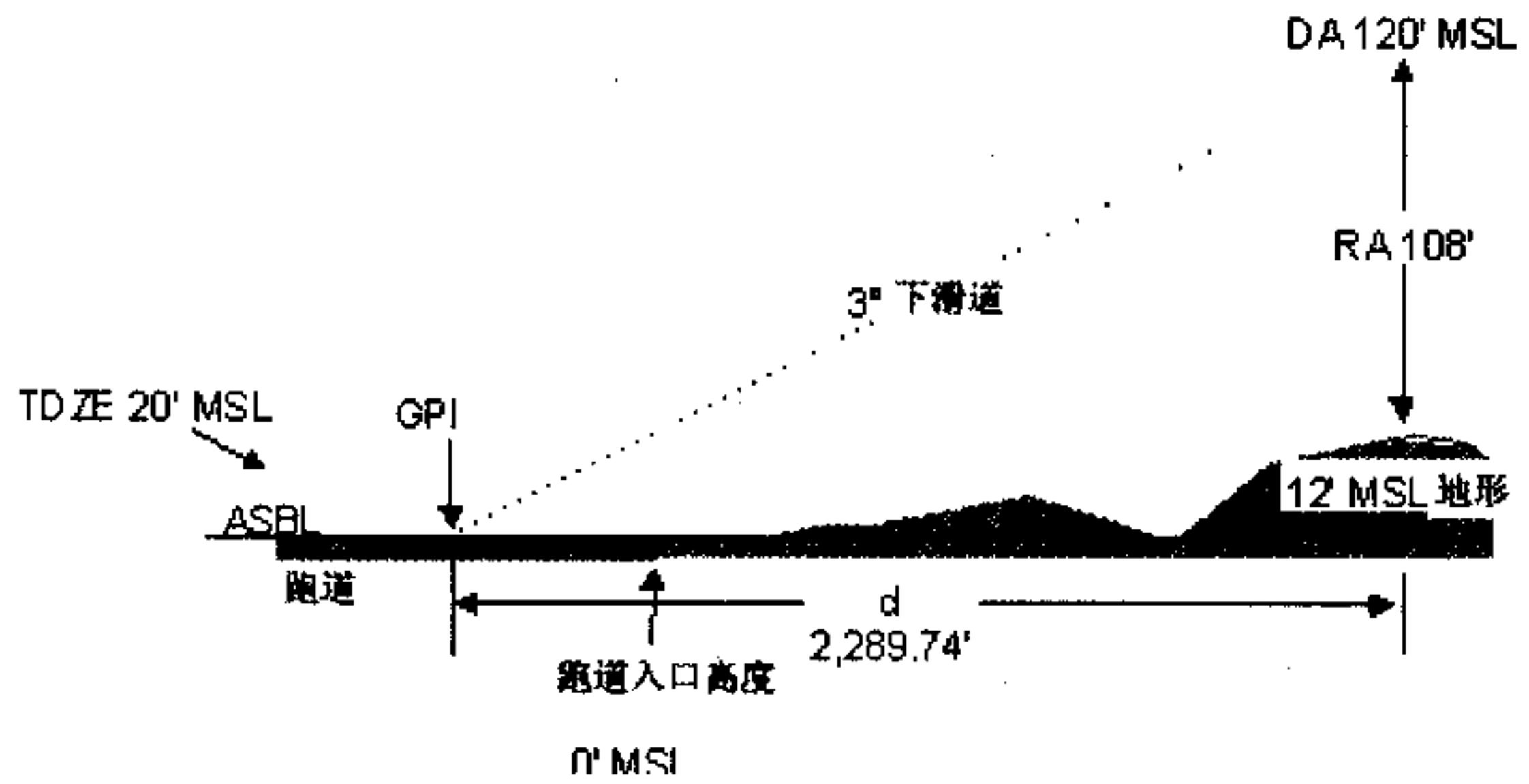
a、对坡度的限制

(1)最优设计的坡度为18°。为了平滑的过渡，保持平稳进近，获得更低的最低标准或与其它航段长度相匹配，可以使用更小的坡度。

(2)必要时经局方批准，可用大于18°的设计坡度。本通告允许的最大设计坡度为25°。

(3)一些航空器的坡度被限制在400英尺无线电高度(AGL)以下。如果转弯的任何部分将在400英尺(AGL)以下进行时，必须考虑飞行控制计算机(FCC)而不是飞行管理计算机(FMC)对LNAV模式的坡度限制。在这些情况下，应在转弯计算中使用限制的转弯坡度。在8260-10中记录限制的转弯坡度。在更大转弯坡度的情况下，必需得到局方的批准。

图 2-1、RA 高度



$d = \frac{DA - \text{Threshold Elev}}{\tan(\text{GPA})}$	$d = \frac{120 - 0}{\tan(3)}$	$d = 2,289.74'$
$RA = DA - \text{Terrain Elev}$	$RA = 120 - 12$	$RA = 108$

2-3、RNP (SAAAR)的包容限制。转弯通常用旁切定位点连接TF航段（见2-4a）或利用RF航段（见2-4b）来完成。

a、RNP航段宽度。规定的RNP值是按照百分之一(0.01)海里（NM）增长的。航段宽度定义为 $\pm 2RNP$ （见图2-2）。为了避免RNP进近程序因为新建障碍物遇到危险，在起始、中间和复飞航段，使用表2-3中的最大RNP值。如果使用最大值会阻碍程序的设计，使用能满足程序运行要求的最大值。

图2-2、RNP航段宽度

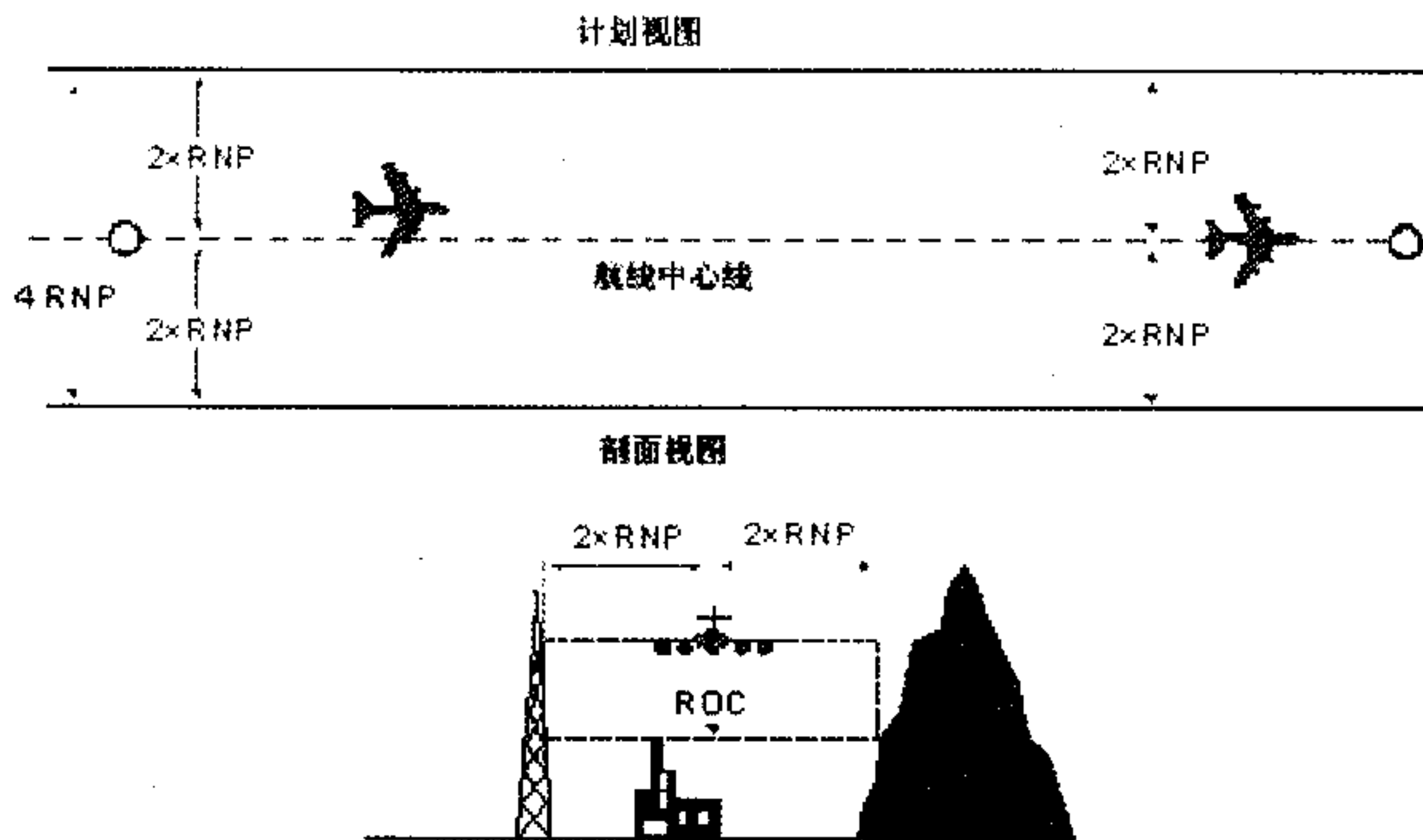


表2-3、RNP值

RNP 等级 ⇒	最大	最小	最小OEA宽度(4·RNP)
↓ 航段 ↓			
进场/起始	1.0	0.10	0.40 (±0.20)
中间	1.0	0.10	0.40 (±0.20)
最后	0.50	0.10*	0.40 (±0.20)
复飞	1.0	0.10*	0.40 (±0.20)

* 经局方批准, 可以低于0.10

b、RNP航段长度。为使下降尽可能使用最佳梯度, 并从该航段转出和/或转入, 应为航段设计足够的长度。最小航段长度值为航段 $1 \times RNP$ 加下一航段 $1 \times RNP$ 。在所有情况下, 当预计使用“雷达引导到最后进近”运行时, 采用直线航段(TF)边实现雷达引导截获(最小长度必须满足设计准则和管制单位的要求)。当雷达引导一个航段时, 在进入该航段前由ATC提供超障保护。

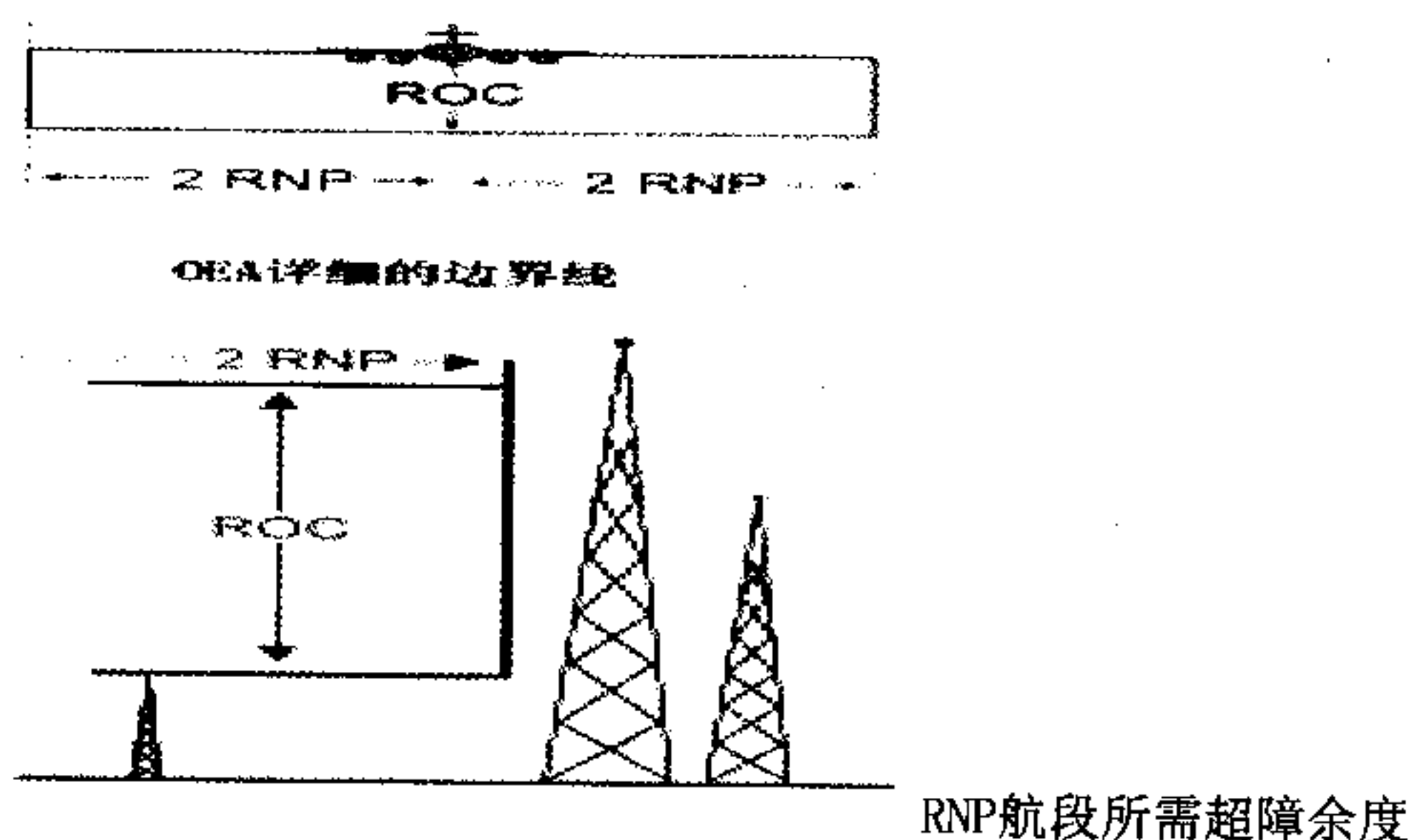
c、RNP航段ROC。ROC随航段类型(起始, 中间等)而变化。见表2-4和图2-3。

表2-4、最小ROC值

航段	ROC值
航线	2000/1000
起始	1000
中间	500 or VEB*
最后	TERPS or VEB*
复飞	*

* 对中间、最后下降和复飞爬升可以变化(见相应章节)。

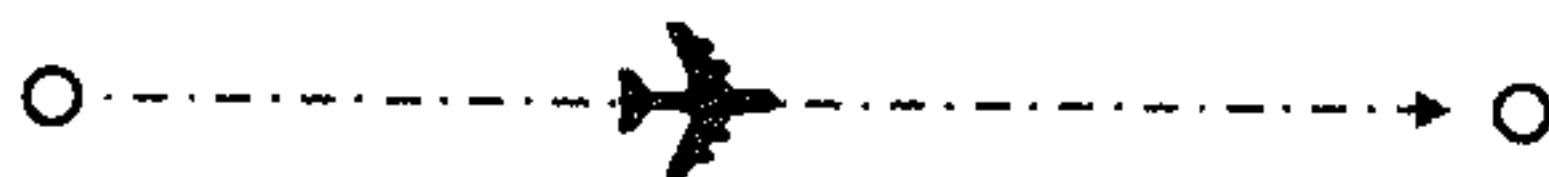
图2-3、通用航段的横截面



2-4 航段类型。把各航段联在一起便可构成RNP飞程序。通过定义水平航迹和航段怎样结束的方法，可以确定一个航段。RNP SAAAR运行中有几种进近航段的类型。按航迹到定位点和固定半径到定位点是常用的航段类型。必要时，也可以使用其它航段，有关这些航段的详细说明请参见DO-236A和ARINC 424 (第15修订或更新的版本)。如果某段程序部分不要求RNP，那么程序设计可以使用与RNP不兼容的航段类型（例如，复飞航段中所用的VA）。当程序中的任何航段要求RNAV包容度限制时，必须给RNP设定一个值，而且必须把该段程序标注为必需具备RNP能力。进近航段的类型通过两个缩写字母识别。这些缩写是一系列被定义的代码，称之为航径终结编码。每种代码定义了一种特定类型的飞行航径和飞行航径终结。例如，航迹到定位点(TF)的航段是两个定位点间的一个为大圆航迹并在其中一个定位点结束，而起始定位点(IF)是所有程序的起始点。

a. 航迹到定位点(TF)航段。TF航段是两个定位点之间的大圆航迹。第一个定位点可以是上一段航段的结束定位点或TF航段的起始（第一个）定位点（见图2-4）。

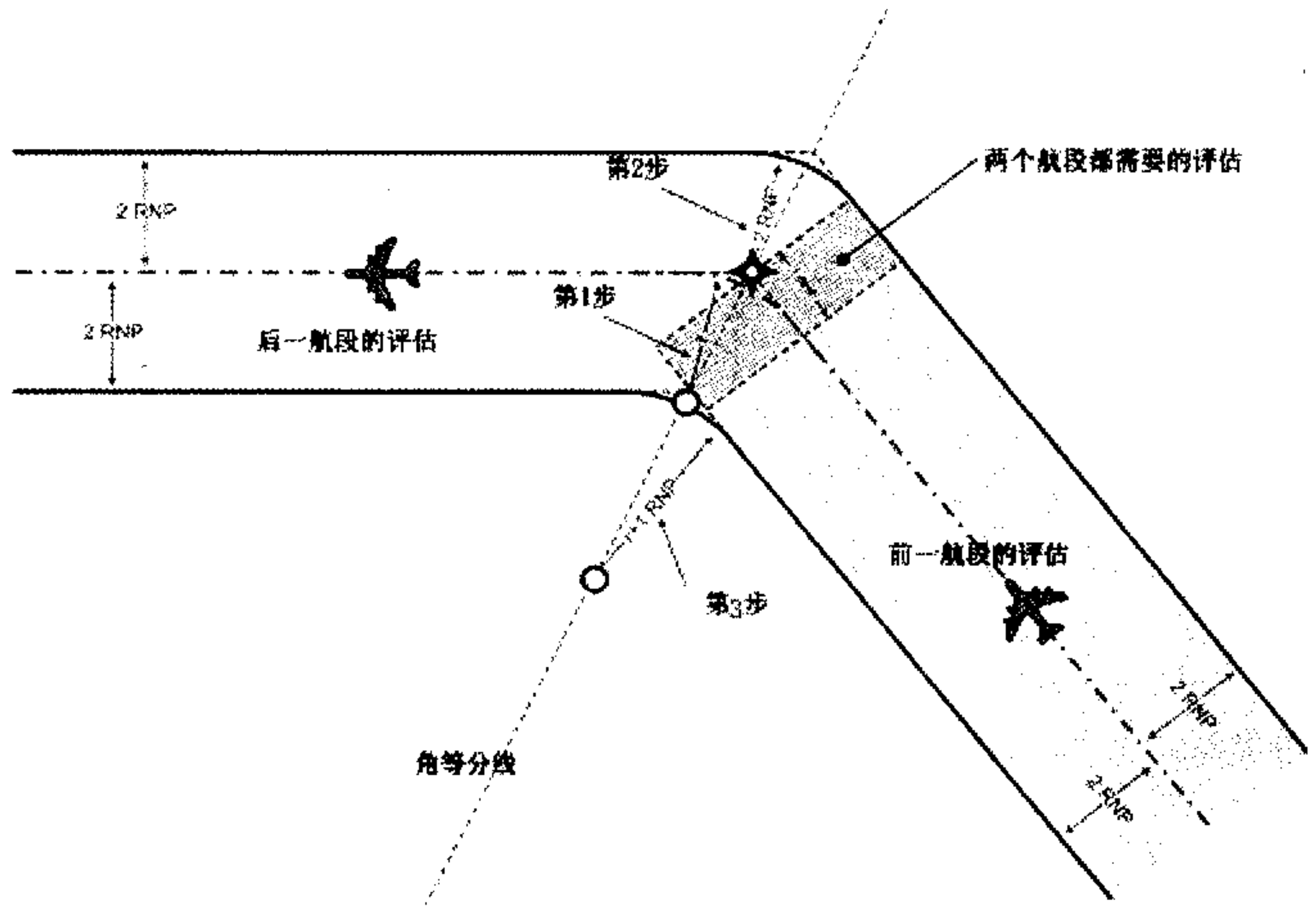
2-4. TF航段



(1) 在连接两条TF航段的旁切航路点处转弯—OEA的建立。

第1步：建立转弯飞行航迹。按2-2（公式2-2）确定转弯半径。将圆心放在角的等分线上，以半径R画正切于入航和出航航段的圆弧。圆弧一定不能超出出航航段的第一个定位点或出航航段的结束定位点（见图2-5）。

图2-5、旁切转弯的构造

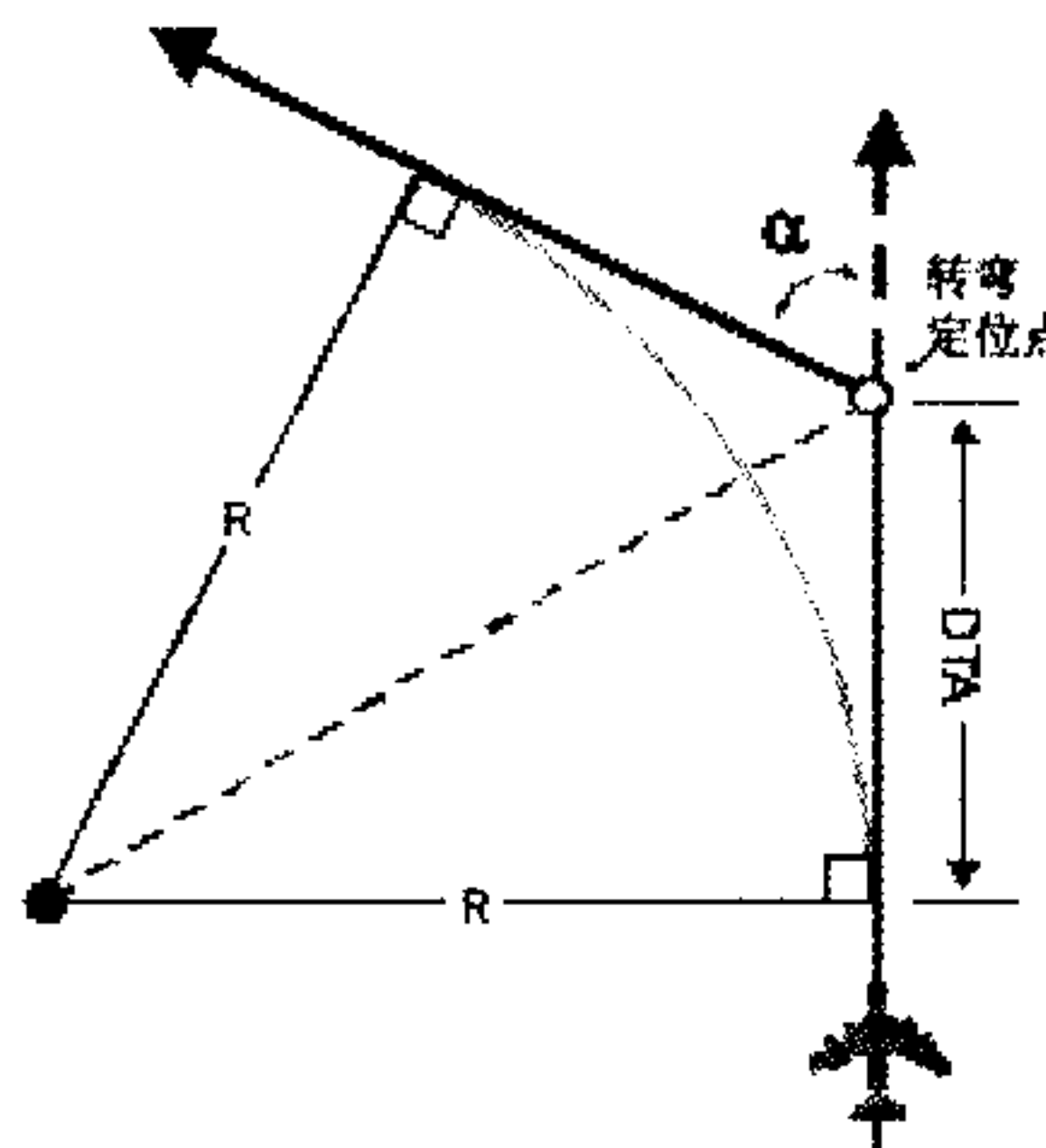


第2步：建立外侧OEA边界线。利用转弯定位点作为起始点，以 $2 \times RNP$ 为半径画正切于入航（或前一段）和出航（或后一段）TF航段的圆弧。

第3步：建立内侧转弯扩展边界线。将原点放在角的等分线上，从入航（或前一段）航段的内侧边界线的正切点到外侧航段（或后一段）的内侧边界线的正切点以 $R+1RNP$ 为半径画弧（见图2-6）。

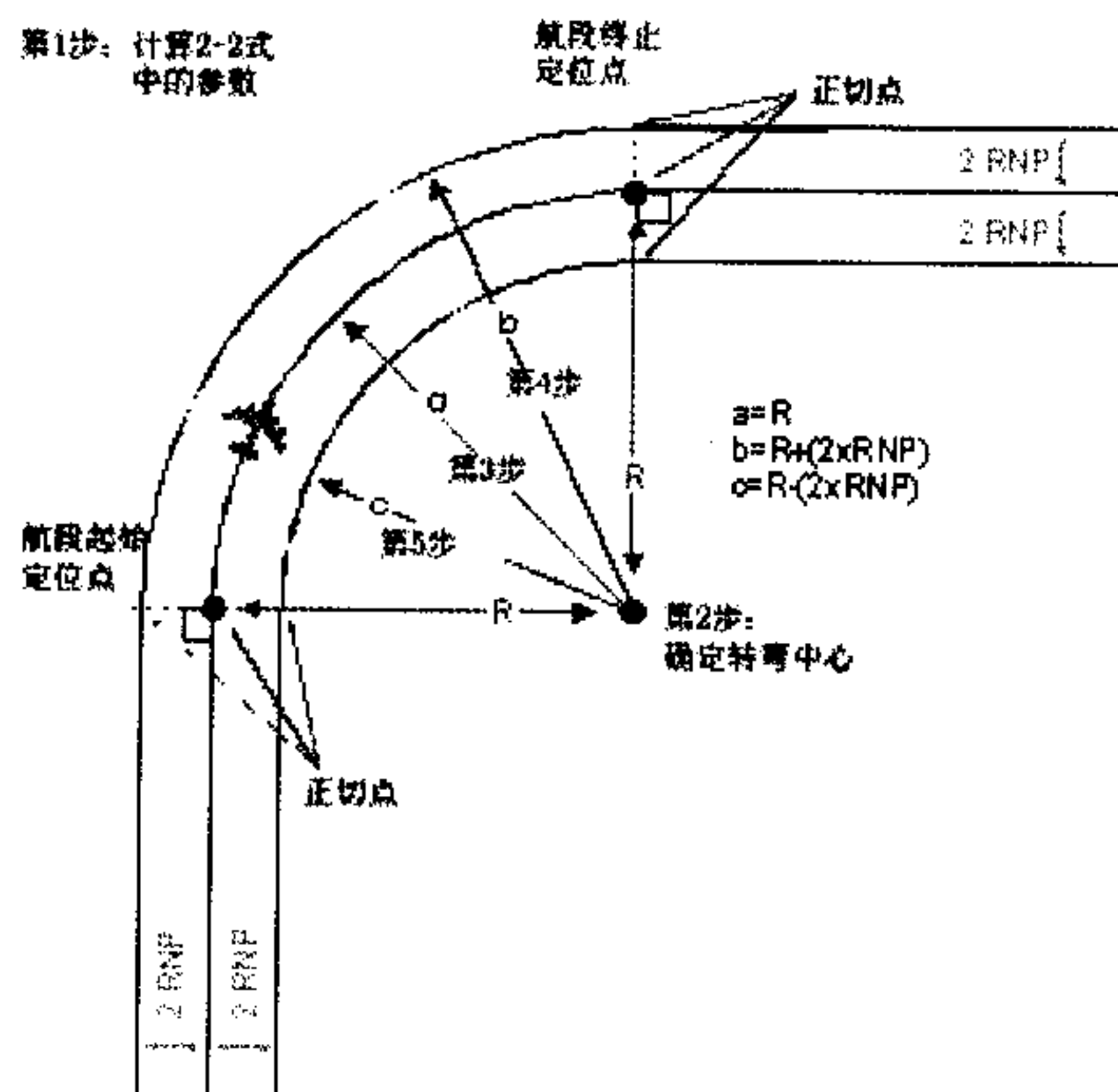
$$DTA = R \times \tan \left[\frac{\alpha}{2} \right] \quad (2-2) \quad \text{其中：} R = \text{由2-2段确定的半径}$$

图2-6. DTA



b、以固定半径到定位点(RF)的航段类型。固定半径到定位点(RF)的航段是以半径为常值，在一个定位点终止点为转弯中心的圆弧航段。RF航段可被用以控制地面航迹或转弯坡度。曲线航段在正切于前一航段的结束定位点（飞越点）处开始并在正切于下一段航段的起始定位点（飞越点）结束。见2-7。结束定位点、航段的转弯方向和转弯中心点都由导航数据库提供。障碍物评估区域边界线是平行线。

图2-7、 RF转弯的建立



第1步： 计算转弯半径 (R) ， 根据2-2中的公式2-2。

第2步： 确定转弯中心点， 与前一航段和下一航段垂直距离为“R”。

第3步： 建立飞行航径， 以半径为“R”， 从前一航段的正切点向下一航段的正切点画弧。

第4步： 建立外侧OEA边界线， 以半径为“R+2·RNP” 从前一航段的外侧边界线向下一航段的外侧边界线画弧。

第5步： 建立内侧OEA边界线， 以半径“R-2·RNP” 从前一航段的内侧边界线向下一航段的内侧边界线画弧。

2-5、最低能见度。RNP程序的能见度要求是从决断高度到用于进近的跑道进近灯光系统的第一个灯或到没有进近灯的跑道着陆入口边线的斜线距离。见公式2-3及图2-8和2-9。

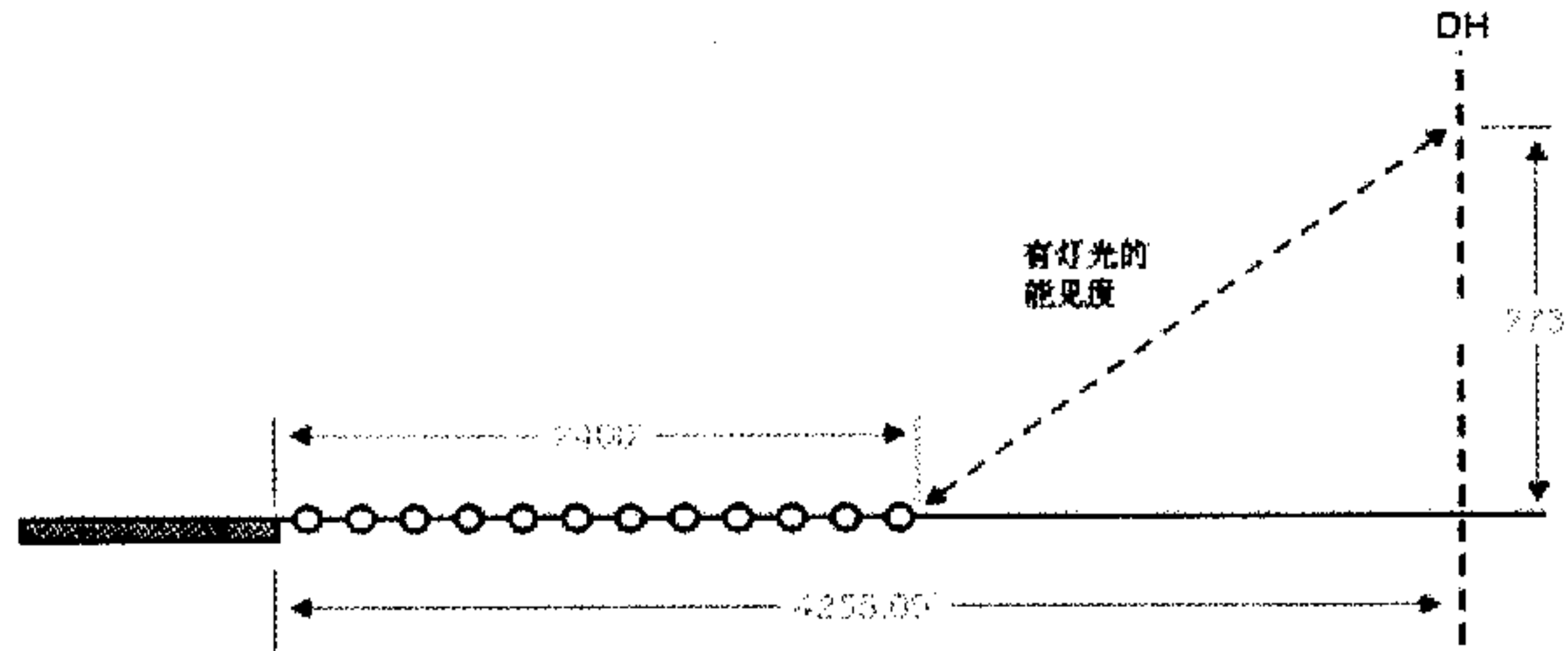
$$\text{能见度} = \sqrt{(d - l)^2 + H^2} \quad (2-3)$$

其中 d = 沿ASBL从LTP到DA的距离 (英尺)

l = 灯光系统的距离

H = 高于跑道入口DA高度

图2-8、有进近灯的能见度



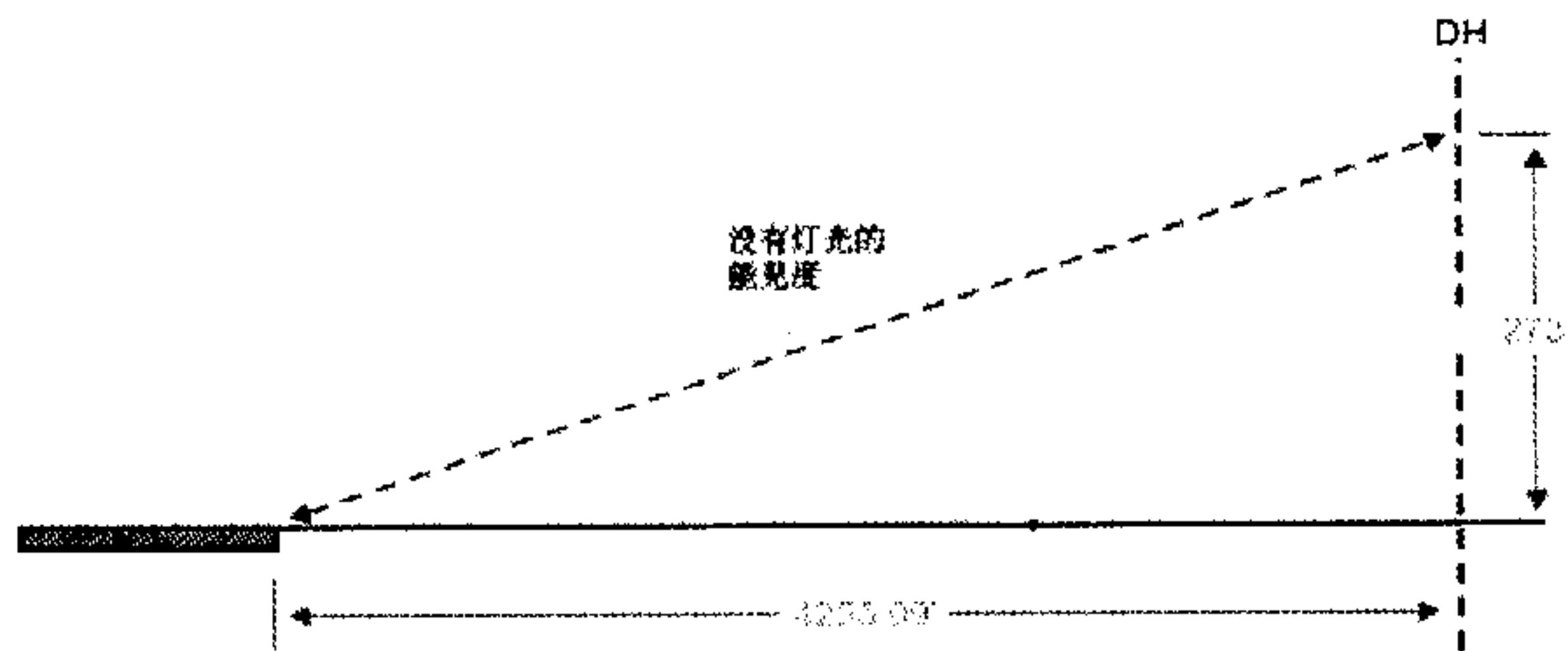
例如：有灯光系统

$$\sqrt{(4255.09 - 2400)^2 + 273^2} = 1875.07 \left\{ \frac{3}{8} SM \right\}$$

例如：没有灯光系统

$$\sqrt{4255.09^2 + 273^2} = 4263.84 \left\{ \frac{7}{8} SM \right\}$$

图2-9、没有进近灯的能见度



2-6、RNP的假定障碍物

a、RNP程序对假定垂直障碍物的应用。在1-5d中规定的精度标准外，除非现场调查、当地资料或现场测量可以提供更加准确的障碍物高度，下列附加项适用于地形等高

线。如果使用其它地形等高线的地形数据格式（例如DEM），那么下列附加项仍适用，而且DEM数据点的值应代替“下一条更高的等高线减去一个高度单位”定义的参考值。

(1) 下一条更高的等高线减去一个高度单位；和

(2) 假定的植被高度应和当地的植被一致。通常为150英尺；或

(3) 经国际民航组织文件8168-OPS/611第一卷《飞行程序》审定的机场，除非障碍物穿越《飞行程序》中定义的障碍物面（穿越《飞行程序》定义的障碍物面的障碍物都应包括在DOF中并对其单独进行审查），在以机场参考点为中心，半径3海里的任意点，一般统一规定障碍物高度为高于下一条更高梯度线199英尺减去一个高度单位。对超过3海里半径外的障碍物高度，按照离机场的水平距离每增加一海里，垂直高度增加100英尺的比例增加，最高不超过500英尺；和

(4) 对在机场参考点6海里外的任意点，统一使用的障碍物高度为超过下一条更高的梯度线500英尺减去一个高度单位。

b、对假定障碍物的RNP水平应用。障碍物的水平精度代码适用于会导致最坏结果方向上的障碍物位置。这将导致障碍物位置向飞行航线内和沿向跑道航路点的飞行航迹上偏移。位于OEA边界线外的障碍物被水平移到OEA边界线和到跑道航路点的航迹内或更靠近OEA边界线和到跑道航路点的航迹。在OEA边线内障碍物被垂直移到沿跑道航路点方向上的预定飞行航迹上（见图2-5）。

第3章、起始和中间航段

3-1、起始和中间航段

起始和中间航段为从航路环境中进入到最后进近航段提供了平滑的过渡。下降到下滑道截获和完成航空器最后进近的配置都是在这些航段中完成的。为合理地使用空域，应考虑障碍物超障、航空器下降的高度和减速到最后进近速度所需的距离，这些是首要设计因素。

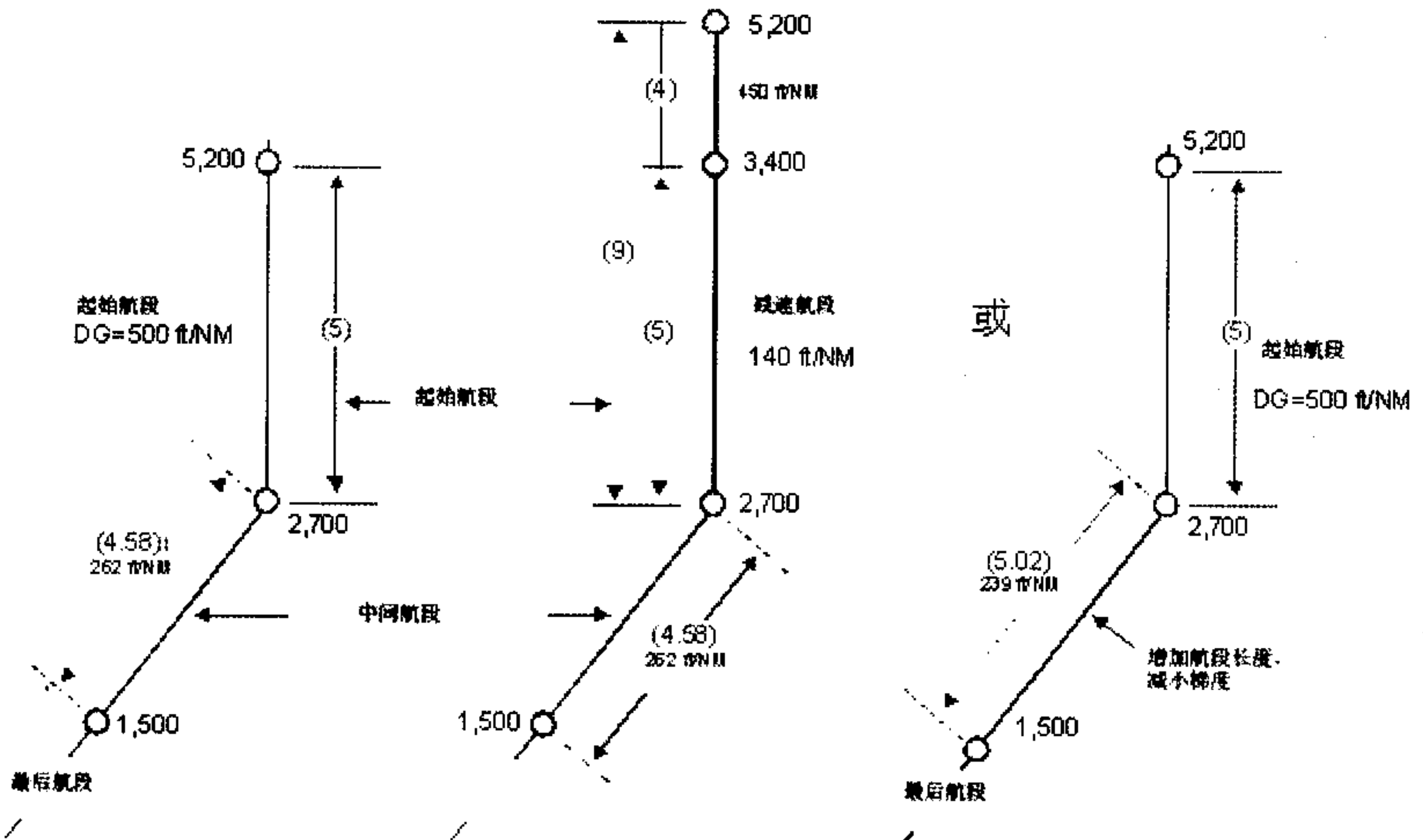
3-2、设计

机场进场区域 (TAA)的设计构形参见FAA8260.45A《机场进场区域(TAA)设计准则》。然而，必要时，RNP将使进近设计的排列非常灵活。在所安装的设备限制范围内，RNP进近可以遵守任何区域导航或传统的仪表进近构形 (VOR、ILS等)。TF航线的最大起始/中间航段切入角度为120°。

a、减速航段。在中间航段下降率超过240英尺/海里且没有相应的速度限制时，可在起始航段建立减速航段。最小减速航段长度取决于IF航段的下降率和转弯弧度。减速航段的最大允许下降率为150英尺/海里。参见3-1确定最小减速航段长度。也可以考虑其它减速方法并在飞行评估中进行验证（水平飞行每海里减速10海里或下降率为240英尺/海里时下降100英尺减速1海里）。见图3-1。

航段下降率 (英尺/海里)	最小长度 (海里)	
	在IF ≤ 45°转弯	在IF >45°转弯
0	2	3
75	3	4
150	5	5

图3-1、减速航段的例子



3-3、最小航段高度

通过在OEA内加上适当的ROC、障碍物高度和对ROC进行调整来建立起始和中间航段的最小高度。为确保提供最小的ROC，必须对结果值按100英尺向上取整，例如1,749英尺可以近似为1,700英尺，而1,750必须近似为1,800英尺。利用下面的公式3-1，可以决定在近似前逐步下降的最低高度值。编码后的下滑角不能用作最小高度。

$$A = ROC + h \quad (3-1)$$

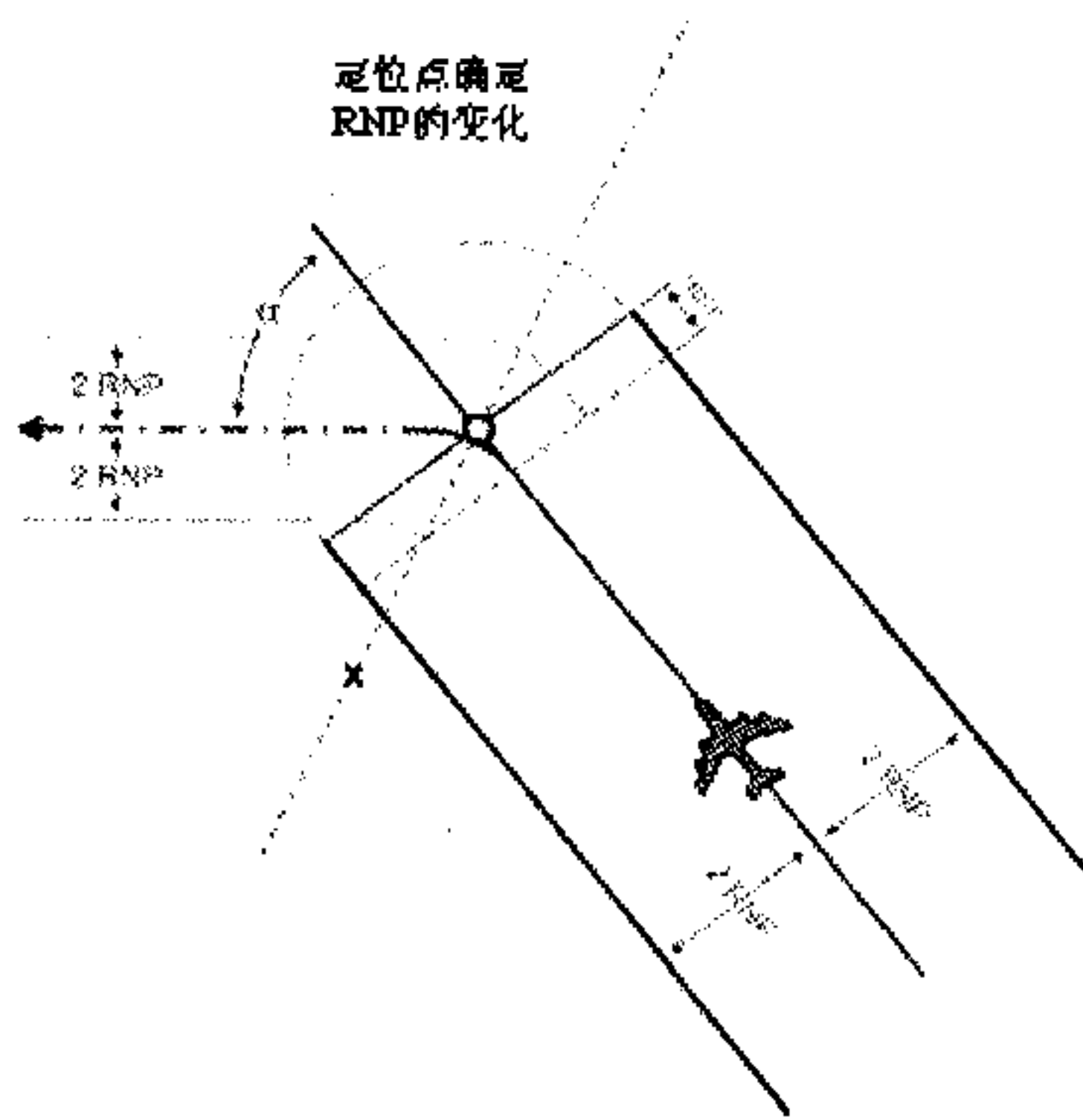
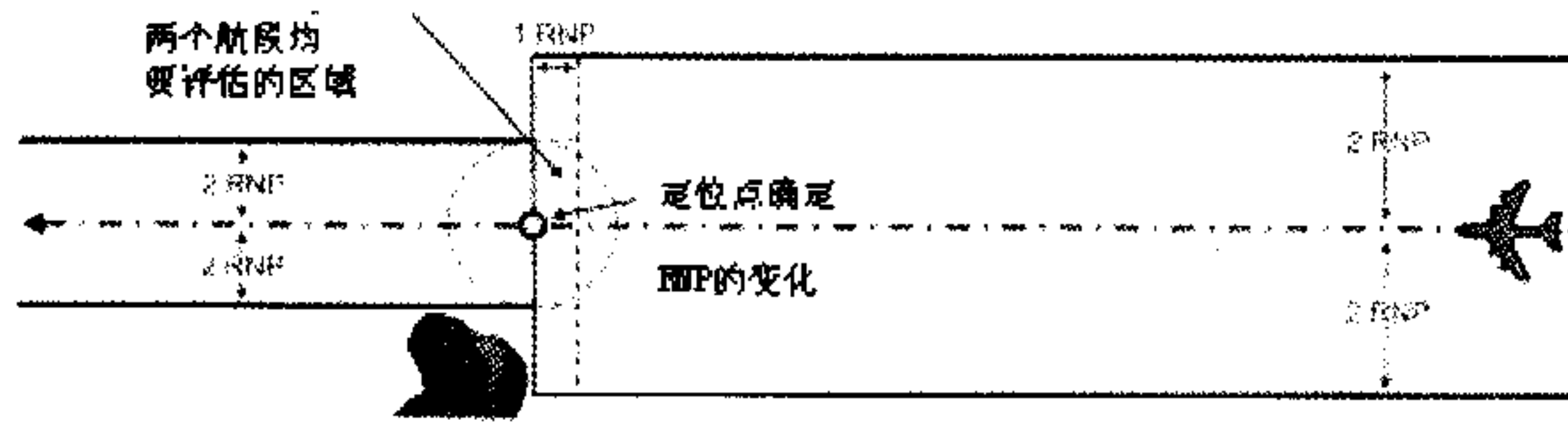
ROC = 表2-4中的ROC值

h = 障碍物的平均海拔高度

注：该航段起始位置前，OEA在特定航段的最低高度评估应以1·RNP开始。

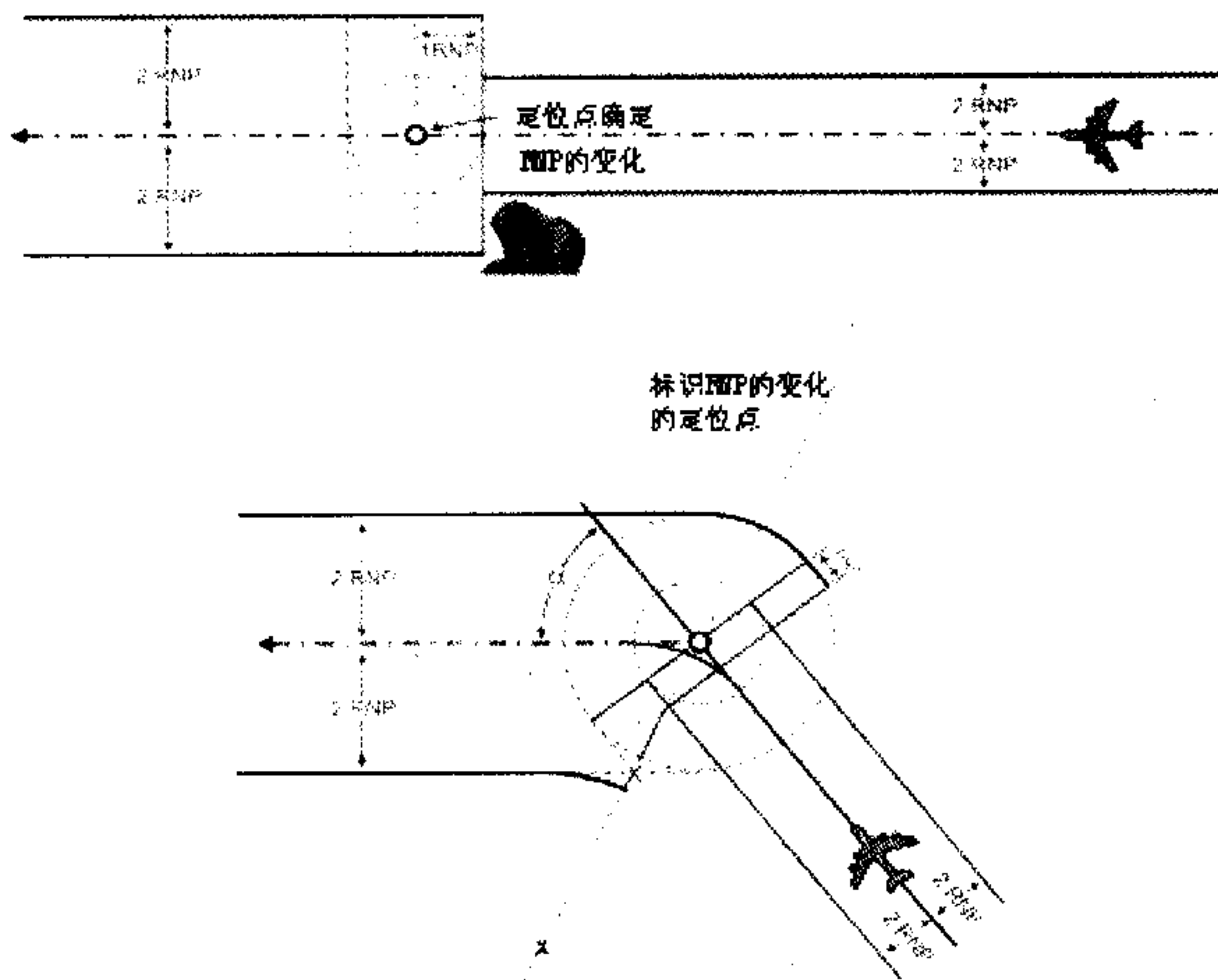
a、低温对中间航段的影响。（当VEB被用于最后进近航段的评估）当建立中间航段的最低高度（截获下滑道高度），比较500英尺的中间ROC值和根据控制障碍物计算的从LTP开始沿航迹由VEB OCS得来的ROC值间的差值。如果最后航段VEB、ROC值超过500英尺，用该值替代中间航段的ROC。见图3-2。当500英尺的中间航段ROC被认为在最后航段设计的最低温度处不够时，应考虑通过增长最后航段来包含它，在地形之上使用VEB面。如果PFAF到LTP的距离大于7.5海里，需要局方的批准。

图3-3、RNP值的减少（直线和转弯航段）



注: RNP的增加仅在复飞航段中适用。

图3-4、RNP值的增加（直线和转弯航段）

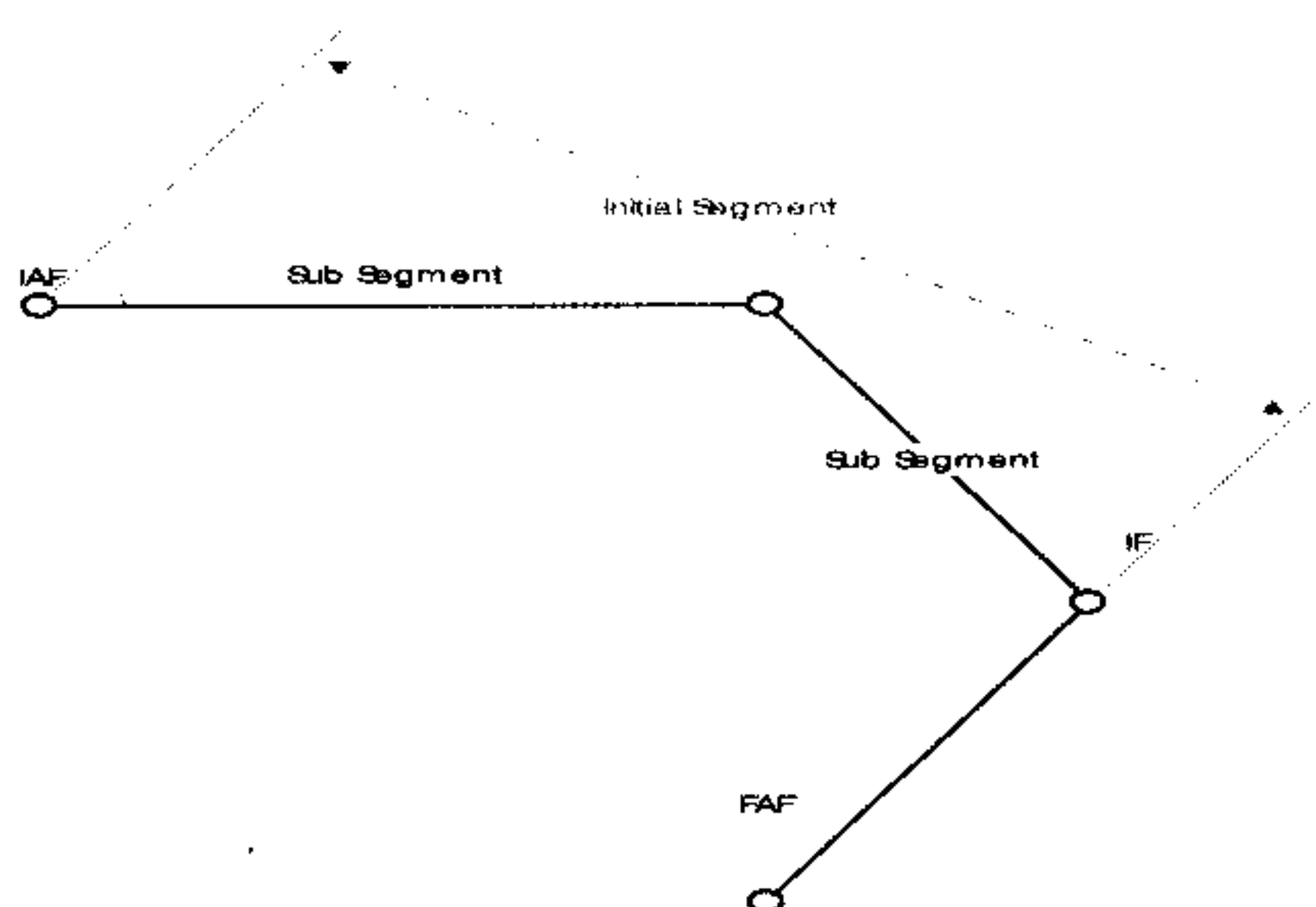


3-4、起始航段

起始航段起始于起始进近定位点（IAF）终止于中间定位点（IF）。起始航段可以包括一系列直线子航段（见图3-5）。

a、长度。所有子航段的总长度不应超过50海里。起始航段的最小长度必须提供航内必需的下降高度并必须大于所有子航段DTA长度的总和。如需要，应在IAF处设计等程序。

图3-5、起始航段



b、宽度。见2-2a。

c、障碍物超障。OEA内的最高障碍物使用1,000英尺的ROC。

3-5 中间航段。

中间航段起始于中间定位点（IF）终止于最后进近定位点（PFAF）。

a、长度。中间航段的最小长度应提供下降、预计的转弯距离（利用TF航段的转弯）和为最后进近构形而进行的必要减速。当建立中间航段长度（包括各航段长度）时应考虑以下因素：

(1) 航段内所需消失的高度。因为这确定了下降率。

(2) 在所有使用TF航段在IF或FAF处的转弯航迹角改变的大小。最小航段长度必须大于该航段内的所有DTA长度的总和。

(3) 最小长度的调整。如果下降率大于和等于240英尺/海里，并且不使用适当的速度限制，则应对最小长度进行调整。

b、宽度。见2-2a。

c、障碍物超障。最小ROC值是500英尺。当500英尺的中间航段ROC被认为对于最后航段设计的最低温度不够时，应考虑通过增长最后航段来包含它，在所考虑的地形之上使用VEB面。如果PFAF到LTP的距离大于7.5海里，需要局方的批准。

第4章、最后进近航段 (FAS)

4-1、总则

用4-5中规定的垂直OCS评估最后航段。在进近图上注明适用于该程序的最低和最高温度。最低温度由以下标准确定。最高温度可以通过温度限制页来确定。

公布的最后航段的RNP值。公布最小RNP0.3，如果RNP0.3的HAT值大于250英尺，评估最后航段用一个可以排除RNP0.3控制障碍物的更小值。如果HAT值可以降低50英尺或能见度小于四分之一英里，公布一个附加的更小RNP值决定的最低高度。如果该最低高度的HAT值大于250英尺，评估最后航段用一个可以排除该高度的控制障碍物的更小值以获得250英尺的HAT值。最多只能允许有4个着陆最低标准。最小RNP 值是0.10；最大为0.50。在最大和最小值之间的任意值（以0.01为最小单位增加）均可被允许，例如0.17，0.24等等。

4-2、入口高 (TCH)

如果跑道用的是仪表着陆系统 (ILS)，使用ILS TCH和下滑角。如果没有ILS，但跑道有目视下滑坡度指示器(VGSI)系统和适当的TCH和角度，用VGSI TCH和角度。当VGSI角和程序GPA间的差值大于0.2°或VGSI TCH和程序的TCH间的差值大于3英尺时，应公布注明VGSI和RNP程序下滑角 (GPA) 不一致。

4-3、下滑角 (GPA) (见表4-1)

该表规定了程序设计允许的下滑角的范围。对所选择的下滑角（参见注），应用FAA TERPS第3卷2.12中的下滑道限定面(GQS)的评估。

设计标准	下降角度 (度)	下降率 (英尺/海里)
最小值	2.75°	292
最佳值	3.0°	318
最大值*	3.77°	400

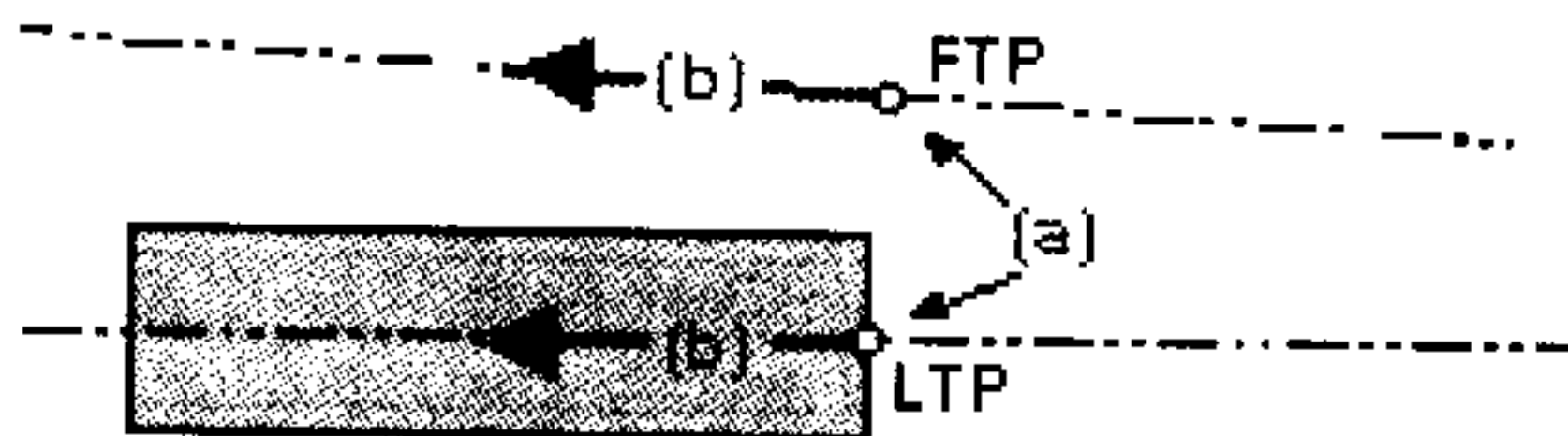
* 除了地形避让，不得使用超过3.5°的下滑角。

4-4、确定LTP到PFAF的距离。应用FAA TERPS第3卷2.9（见图4-1）

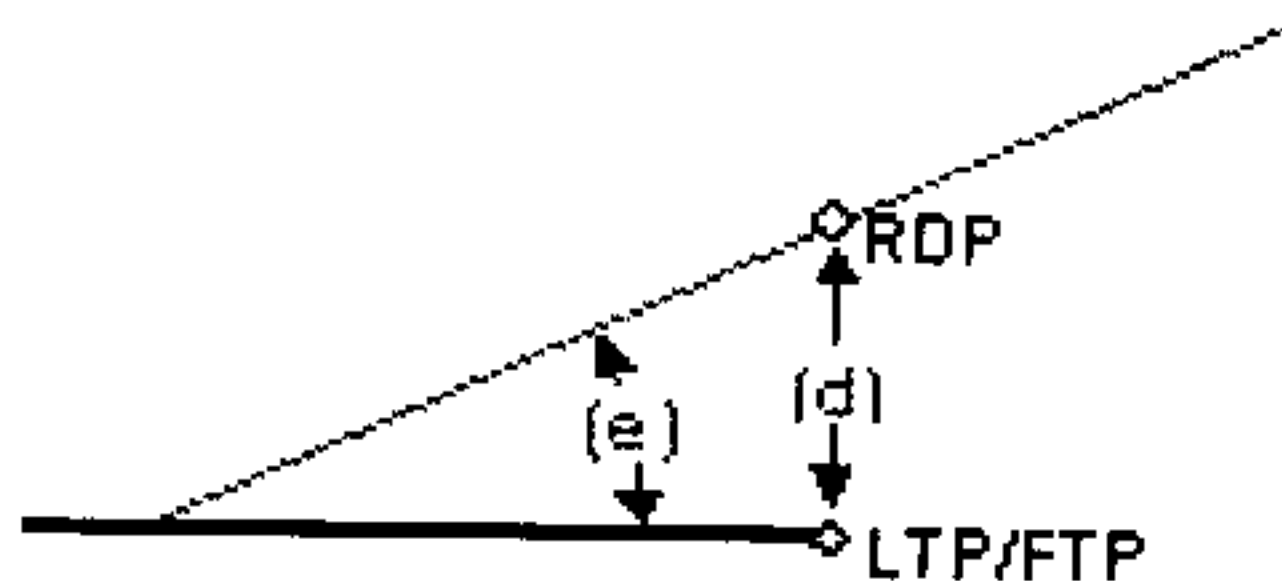
图4-1、确定PFAF的位置

Determining PFAF Location		
	LAT	LON
(a) LTP/FTP	042° 53' 14.36"	072° 16' 15.13"
(b) Runway True Bearing	3.23°	
FAF Altitude	2,100	
(c) LTP/FTP Elevation	562.30'	
(d) TCH	50.00'	
(e) Glidepath Angle	3.00°	
GPI	954.06'	
FAF Distance From LTP/FTP	28,001.97 Feet	
	4.61 NM	
	LAT	LON
PFAF	042° 48' 38.21"	072° 16' 36.30"

计划视图



剖面视图



4-5、VEB评估

对RNP SAAAR运行的OCS评估，评估VEB下的OEA。登记OCS起点、坡度和VEB变量值（见图4-2）。通过在程序材料中附上书面VEB电子数据表格，登记记录变量。

图4-2、书面VEB电子数据表格例子

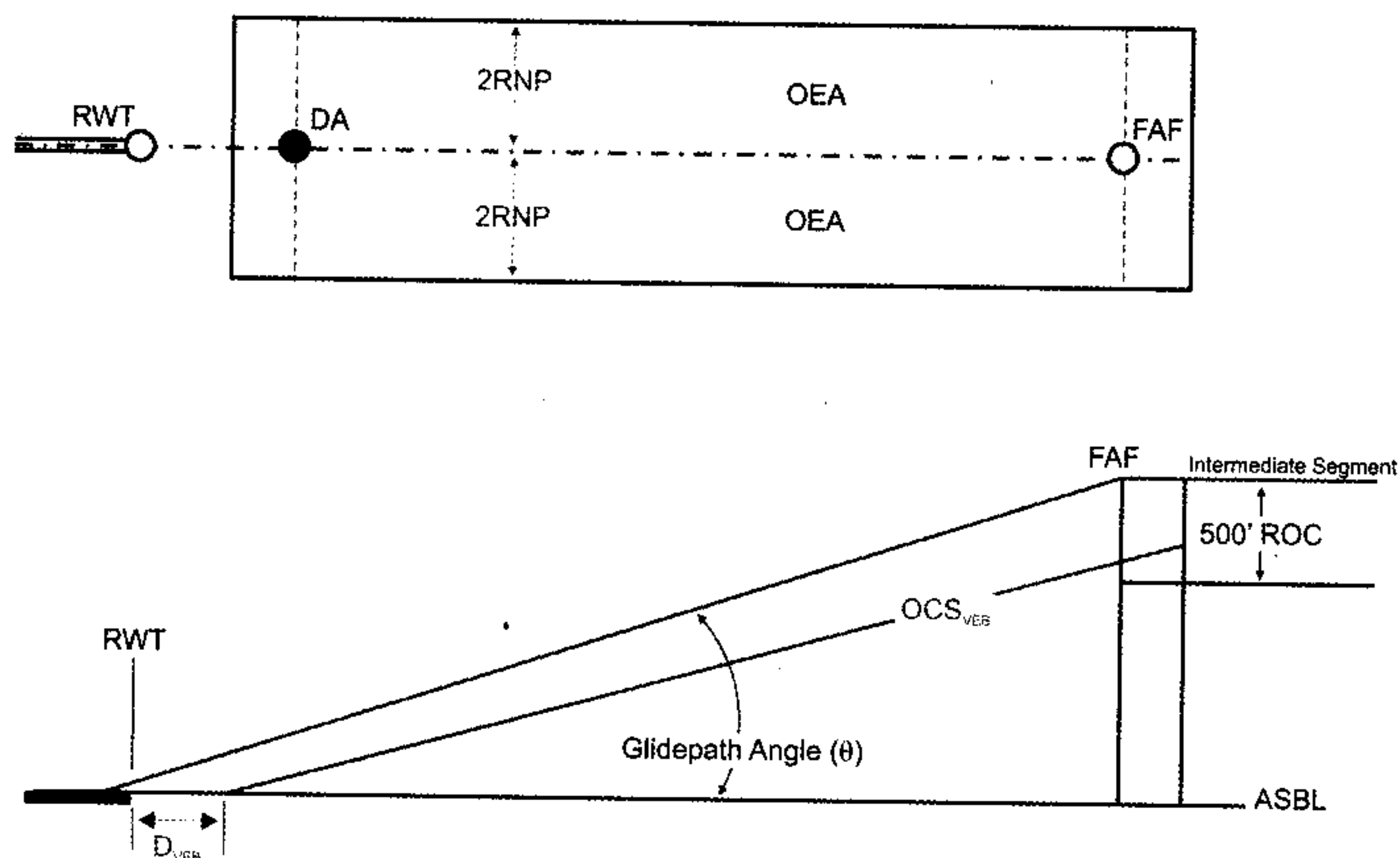
纵向误差范围			
Inputs:			
RNP Value	0.30		
LTP MSL Elevation (ft)	1,000.00		
Distance (ft) LTP to PFAF	28,500.00		
MSL PFAF Altitude	2500		
Glidepath Angle (a)	3.00		
TCH	50.00		
Delta ISA (dISA)	-20.00		
Semispan	107.00		
Dist (ft) LTP to OCS ORIGIN	3,778.46		
OCS Slope (run:rise)	28.70 :1		
VEB ROC @ PFAF	346.18	TERPS VNAV ROC @ PFAF	711
PFAF height above ASBL	1,500.00		
Along course distance (ft) from LTP to Intermediate Segment Obstacle	40,000.00	VEB ROC at Intermediate Segment Obstacle	391.84
Error Components	(Enter Bank Angle, WPR, FTE, and ATIS values below)	@ 250 ft	@ PFAF
ISAD	$(dh \times dISA) / (288 + dISA - 0.5 \times 0.00196 \times h)$	-18.73	-112.36
BG	18 semispan $\times \sin$ (Bank Angle)	33.06	33.06
ANPE	$1.225 \times mp \times \tan(a)$	117.02	117.02
VAE	$D \times (\tan(a) - \tan(a - 01))$ $D=250/\tan(a)$	0.83	5.01
WPR	60.0 WPR $\times \tan(a)$	3.14	3.14
FTE	65	65.00	65.00
ASE	$-8.8 \times 10^{-8} \times (h + D \times \tan(a))^2 + 6.5 \times 10^{-3} \times (h + D \times \tan(a)) + 50$	57.99	65.70
ATIS	20	20.00	20.00

图中影印部分为绿色的地方需要输入值

确定决断高度。基于最后航段的决断高度由最后航段OCS的评估确定。然后，利用下面4-6a(3)中的公式，由HAT值可以计算决断高度。最小HAT值为250英尺。

注：为了与复飞OEA中的障碍物一致，复飞航段的评估可能要求将决断高度值上调或下调。

图4-3、VEB OCS



(1) OCS 区域。OCS 是从跑道入口的 D_{VEB} 开始，在 FAF 延伸 1 RNP 处终止。 D_{VEB} 由第 6 章中的 VEB 方法或 VEB 电子表格数据确定。宽度为 $\pm 2 RNP$ （见图 4-3）。

(2) OCS 坡度。OCS 坡度由 VEB 电子表格数据确定。非标准 ISA 的 VEB 分量由如下方法确定：

第 1 步。ISA 偏移值是基于在机场标高从 ISA 温度开始的最低温度。有两种方法被批准用于偏移值计算。第一种方法是用标准假定偏移值。第二种，也是推荐的方法是基于当地历史数据（见第 2 步）确定偏移值。在任一情况下，该程序的最小和最大温度限制都应绘成图。

第 2 步。对最近五年数据得到的每年最冷月份的平均最低气温。如果数据是按华氏度 ($^{\circ}F$) 给出的，将该温度转换成摄氏度 ($^{\circ}C$)。用公式 4-1 或 4-2 转换度和华氏温度：

$$^{\circ}C = \frac{^{\circ}F - 32}{1.8} \quad (4-1)$$

$$^{\circ}F = 1.8 \times (^{\circ}C) + 32 \quad (4-2)$$

例如： $\frac{76^{\circ}F - 32}{1.8} = 24.44^{\circ}C$ $1.8 \times (24.44^{\circ}C) + 32 = 75.99^{\circ}F$

第 3 步。由公式 4-3 确定相对于 ISA 的偏移值。这是在 VEB 电子表格数据中使用的 ISA 偏移值。在 VEB 电子表格数据中使用该值。

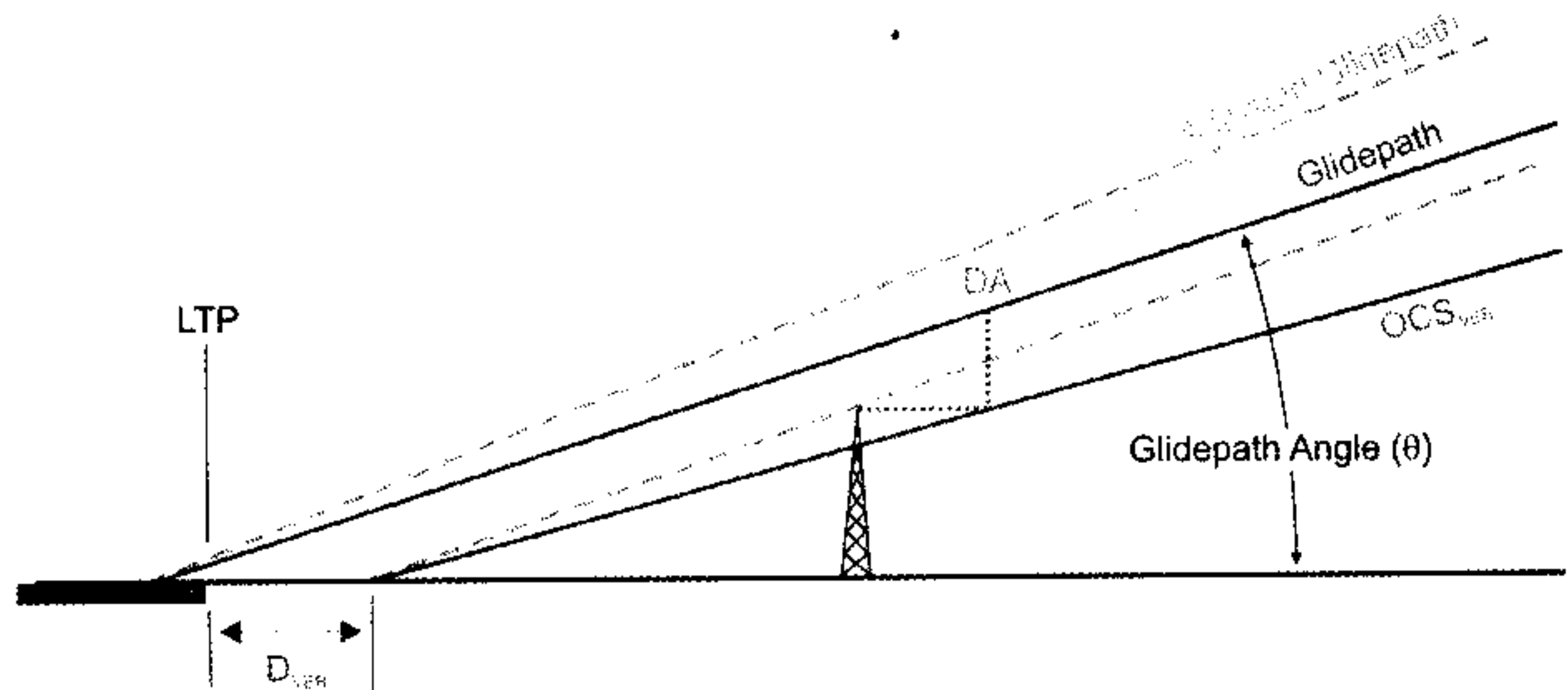
$$\nabla ISA = -15 \quad (4-3)$$

(3) 障碍物评估。如果FAS OCS没有被穿透，HAT的最小值为250英尺。HAT值小于250英尺时须经局方批准。由公式4-4确定决断高度。

$$DA = HAT + TDZE \quad (4-4)$$

穿透OCS的障碍物可用如下措施排除：拆除或降低障碍物的高度，减小该航段的RNP值（如适用），调整水平航迹，提高下滑角，或调整决断高度（见图4-4和公式4-5）。

图4-4、VEB的决断高度或下滑角的调整



注：当下滑角变大， D_{VEB} 减少微小。

$$DA_{adjusted} = \tan(\theta) \times (d + p \times OCS_{VEB}) + TCH + LTP_{elev} \quad (4-5)$$

其中： θ = 下滑角

d = LTP到障碍物的距离（英尺）

p = 超过的高度(英尺)

OCS_{VEB} = VEB OCS的斜率

4-6、最后航段的转弯

通常FAS的所有转弯都倾向于采用RF航段。设计最后航段中的转弯至少应在接地地带高度上1000英尺（或经局方批准的500英尺）完成。在跑道中心延长线上，在离LTP的最小距离“ D_{RF} ”（英尺）处正切于弧线航迹（见图4-5，公式4-6）。决断高度必须在

FROP或在飞过FROP后或在RF航段的起始定位点前。利用公式4-6确定 D_{RF} 。转弯根据情况按照2-4a或2-4b建立。

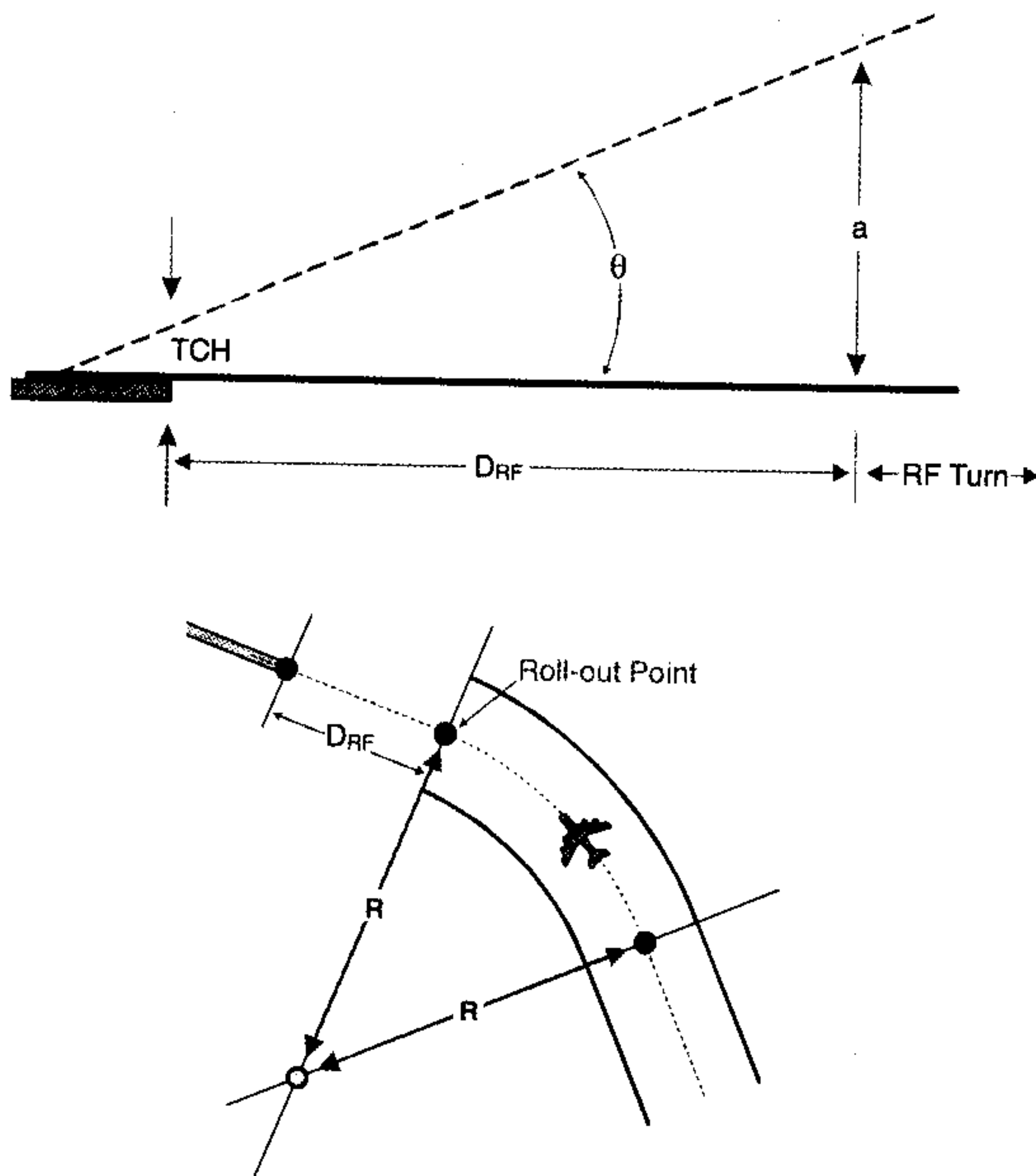
$$D_{RF} = \frac{a - (LTP_{elev} + TCH)}{\tan(\theta)} \quad (4-6)$$

其中a = 滚转改出点的平均海拔高度

θ = 下滑角

例如：
$$\frac{620 - (120 + 52)}{\tan(300)} = 8,548.35'$$

图4-5、计算 D_{RF}



确定用于WGS-84纬度和经度计算的相对于LTP的PFAF的位置（见4-6）。有几种软件都可以计算由LTP的笛卡尔测量值获得的地理坐标。利用公式4-7和4-8可以获得笛卡儿值。

第1步：确定4-4段中从LTP到PFAF的飞行轨迹距离 (D_{PFAF})。

第2步：用公式4-6计算LTP到FROP的距离(D_{RF})。

第3步：从 D_{PFAF} 减去 D_{RF} 来计算从FROP到PFAF的弧线距离。由公式4-7计算弧度度数，用公式4-8将弧度转换为长度。

$$\text{弧度度数 } (\phi) : \phi = \frac{180 \times L}{\pi \times R} \quad (4-7)$$

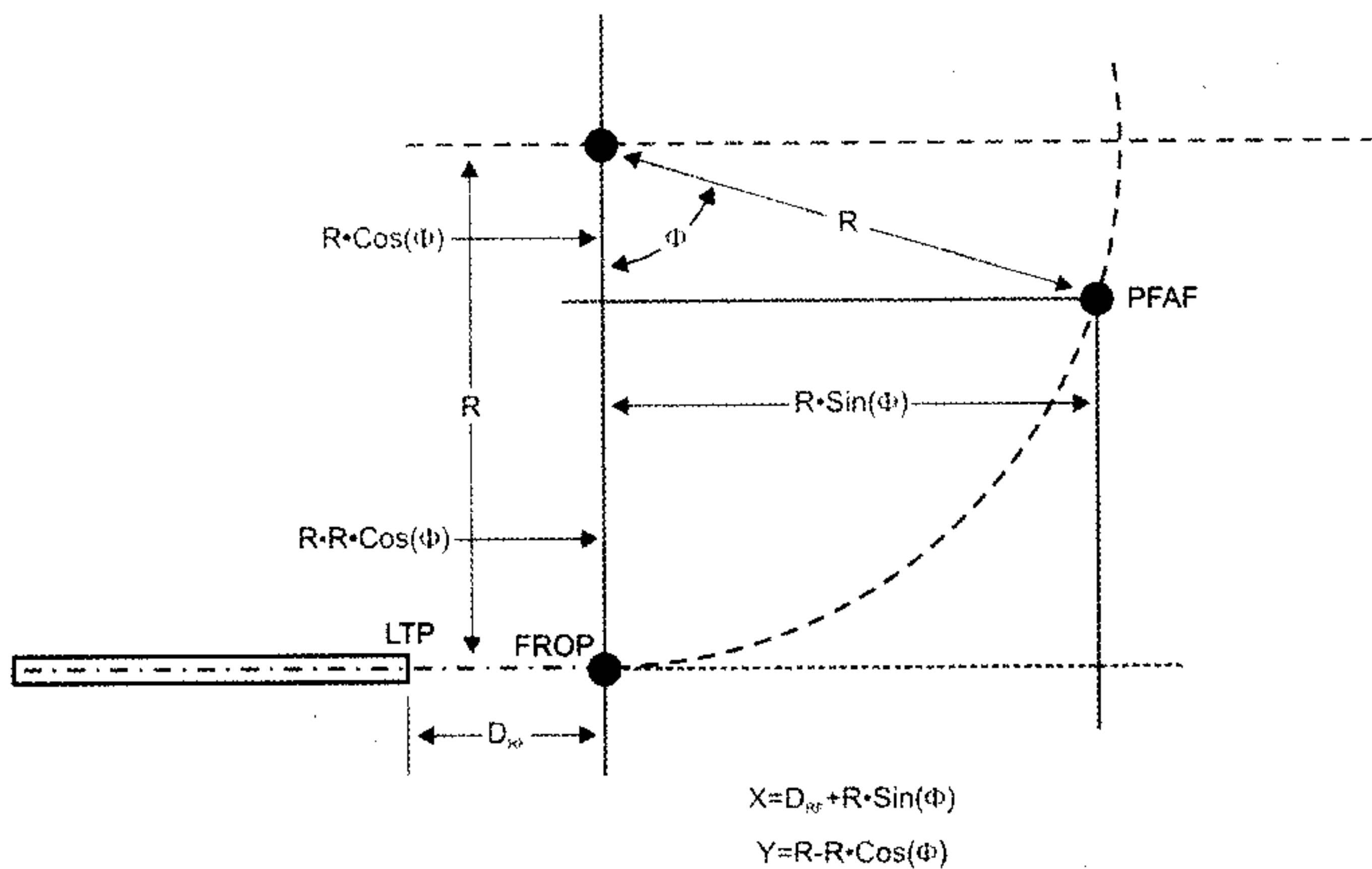
$$\text{弧度长度 } (L) : L = \frac{\phi \times \pi \times R}{180} \quad (4-8)$$

如果PFAF是RF航段，用公式4-9和4-10计算其X、Y坐标：

$$X = D_{RF} + R \times \sin(\phi) \quad (4-9)$$

$$Y = R - [R \times \cos(\phi)] \quad (4-10)$$

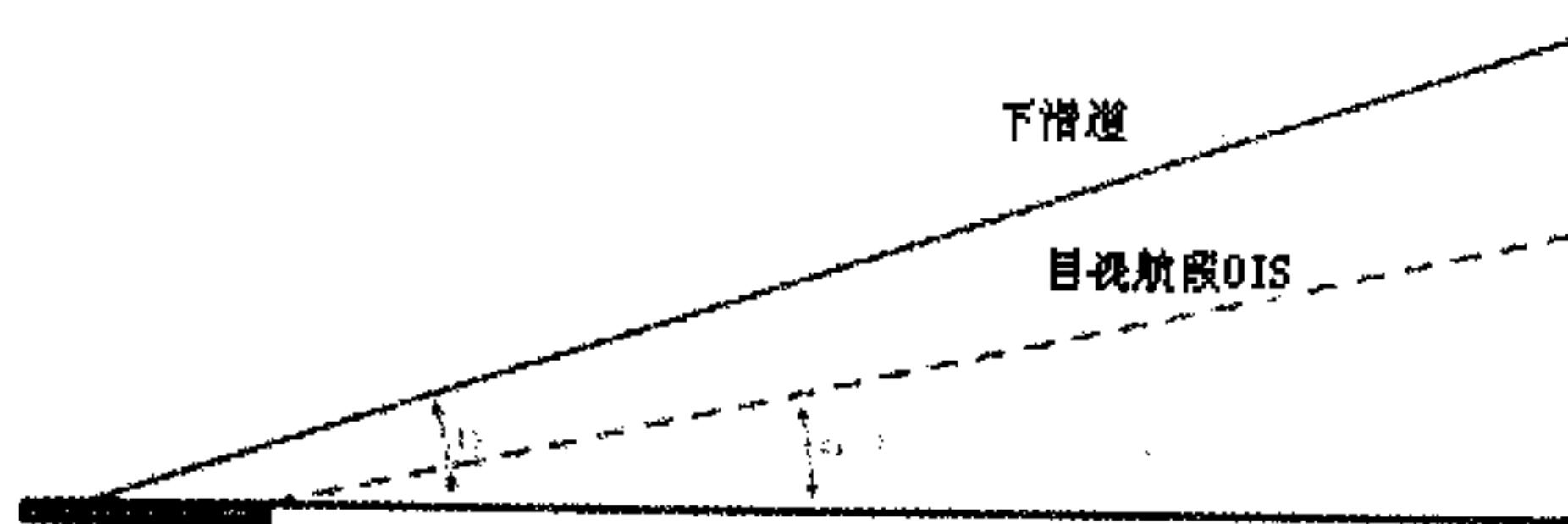
图4-6、计算相对于LTP的PFAF位置 (X,Y)



4-7、RNP目视航段OIS (见图4-7)

OIS起始于LTP并以下滑角减一度的角度延伸到决断高度点。

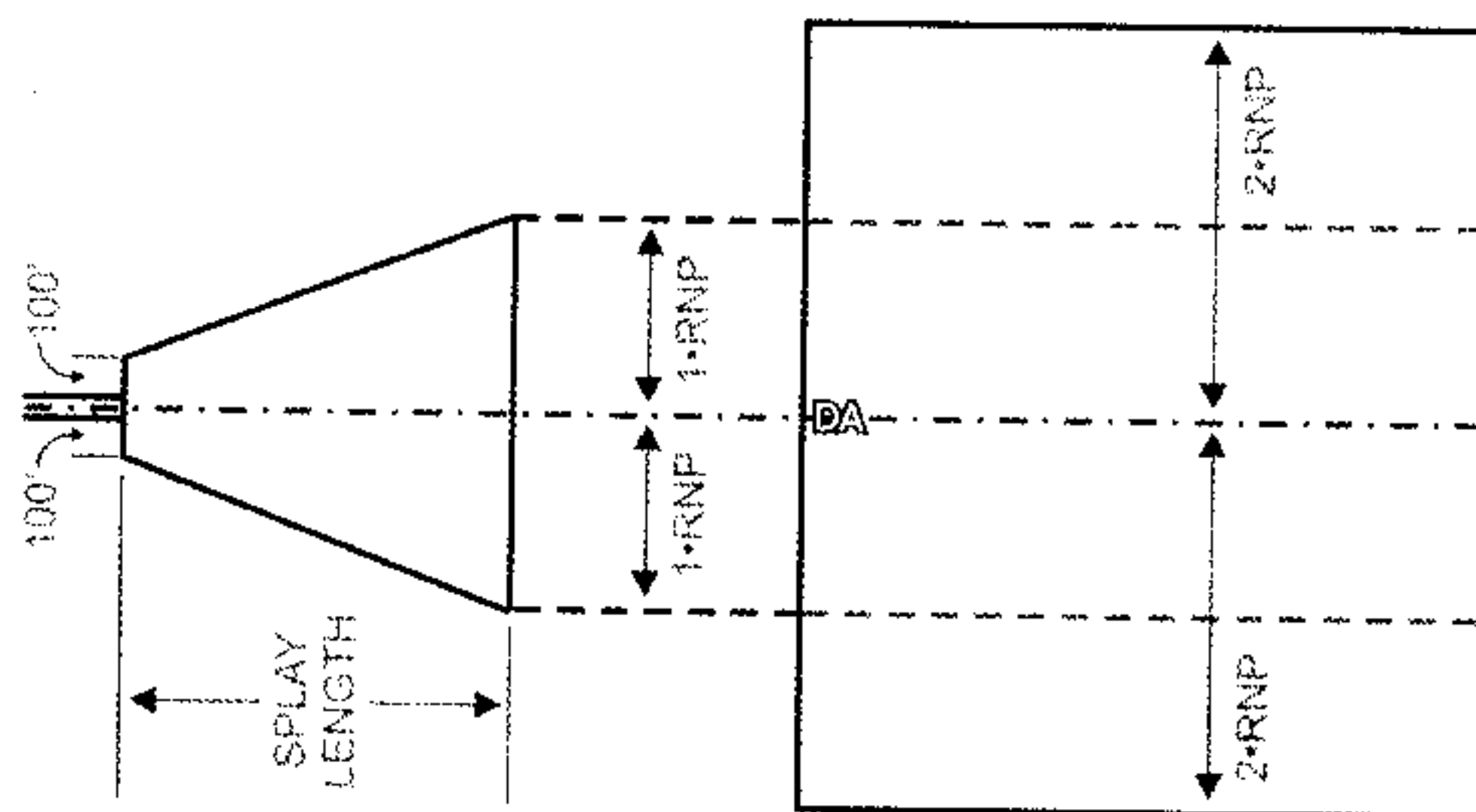
图4-7. VEB目视航段OIS



在LTP处OIS的半宽是跑道边界线外100英尺。它以10度角扩张，直到其宽度达到±1·RNP，然后保持该宽度直到在决断高度处与最后航段的OEA相交（见图4-8和公式4-11）。

$$\text{展开长度} = \frac{(1 \times RNP \times 6076.11548) - \left[100 + \frac{\text{跑道宽度}}{2} \right]}{\tan(10)} \quad (4-11)$$

图4-8、全部宽度的目视航段的OIS



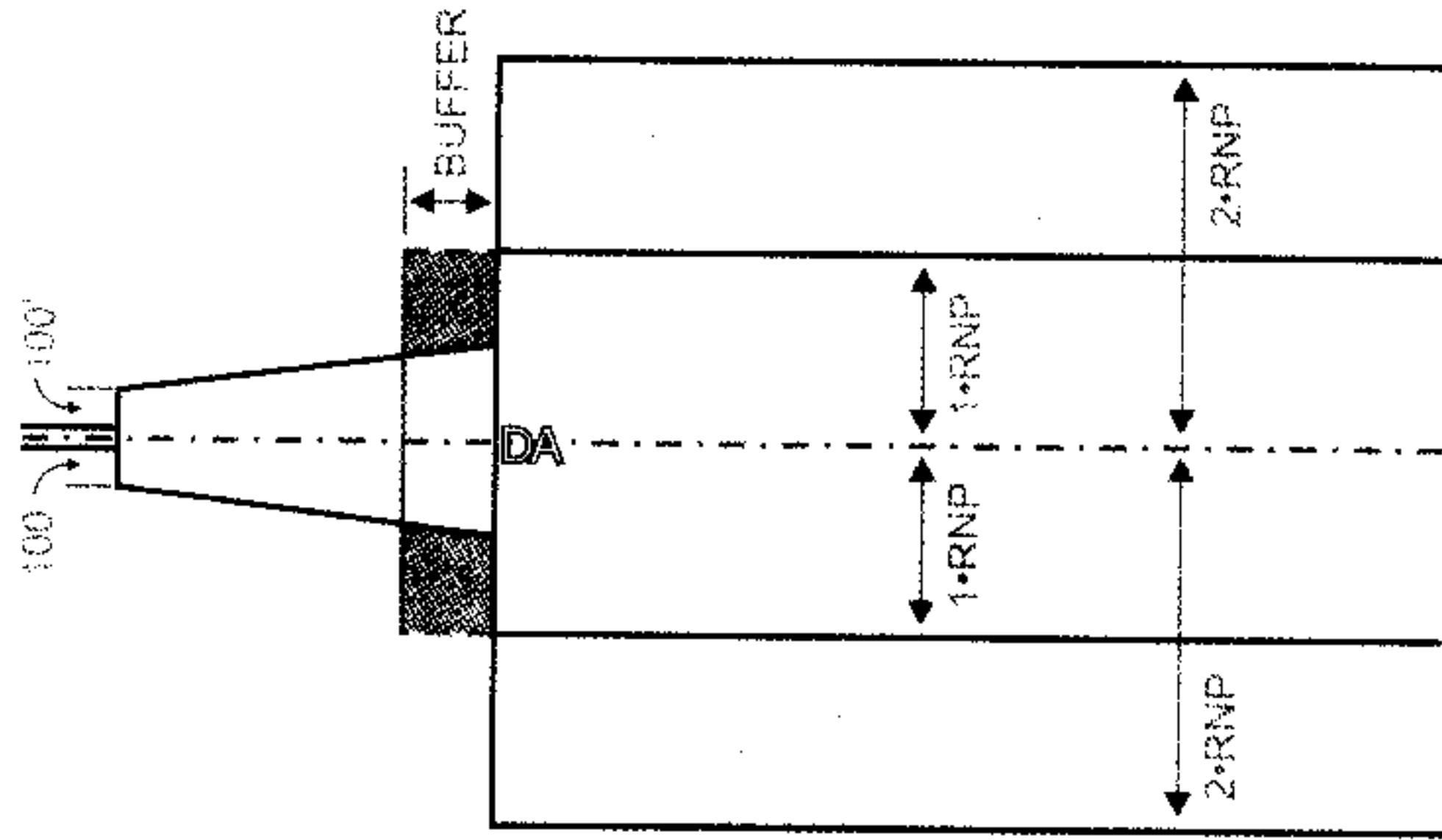
计算到±1·RNP的航段长度。如果以10度扩张时在达到1·RNP前在决断高度处与OEA相交，那么应评估在10度扩张与OEA相交点和1·RNP边线间的缓冲区，如图4-9所示。该缓冲区域是设计来评估与跑道中心线重新对齐并计算等效于基于航空器类别，并应校正温度和气压高度（见公式4-1）。缓冲OIS是VEB OCS的继续。只要已经绘成图，相应的减缓方案已经考虑并已获得局方的批准，障碍物可以超过目视OIS（图4-8和4-9）。

$$\text{Buffer} = \frac{(V_{KTAS} + 10) \times 076.11548}{3600} \quad \text{可简化为: (4-12)}$$

$$\text{Buffer} = (V_{KTAS} + 10) \times 8.439$$

例如: $(168+10) \times 8.439 = 1,502.14$ 英尺

图4-9、非全部宽度的目视航段



第5章 复飞航段 (MAS)

5-1、总则

复飞航段将用RNP提供障碍物超障并充分运用航空器的性能。然而，在不需应用RNP便可提供必要的超障保护时，RNP可在MAP或后面任一定位点或航段处中止。只要与更大坡度对应的复飞爬升梯度被公布在进近图上，利用更具有代表性的特定航空器性能的坡度，可对MAS进行评估。该标准可以代表低、中或高性能的航空器，但首次评估时推荐使用中等性能航空器。

a、复飞航段的RNP值可以是FAS RNP值的继续或在MAP增加或在后面定位点增加。目的是为了使小于RNP1.0的RNP值仅限用于障碍物超障，为了满足复飞标准，在RNP增加或中止前保持必需的最小距离。为与净空和任何运行需要一致，有必要将RNP值设为1.0并尽可能地接近MAP。可以接受的是逐渐增加RNP值直至满足航路RNP标准。

b、RNP航迹应将航空器引导至相对“没有障碍物的地方或航迹”的航路空域或位置、等待程序，或尽可能迅速地引导航空器至没有延长对“小”RNP值要求的最小安全高度而确保超障。MAS由决断高度点延长至复飞超障限制。（空域位置或等待程序，通过它完成航路过渡）。

c、应注意到转弯的次数和幅度将增加程序的复杂程度；因此，应限制使用。在MAS必需的转弯，MA航迹应继续FAS的飞行航迹到LTP（通常沿跑道中心延长线）并继续沿跑道中心线下降到DER。第一次转弯应在DER之后。

d、要求的复飞爬升率被假定为至少是200英尺/海里(3.29%)并且OCS为40:1（不管机场标高、温度和航空器一发失效性能）。然而，为了本通告的RNP SAAAR，基于性能的爬升率应被确定为：进近考虑的机场标高和温度条件，该爬升率应是SAAAR航空器性能的代表。（见5-8，计算OCS斜率的性能基准爬升率。）例如，海平面且温度为45°F时代表基准爬升率可能是每海里227英尺(3.74%)。在决断高度上高度下降50英尺。公布的决断高度是基于由FAS OCS评估的HAT，或基于MAS OCS评估导致的调整更高的HAT值。

5-2、需评估的复飞条件

在制定RNP进近和复飞中的障碍物超障标准时，应考虑三种基本条件：

a、航空器到达决断高度点时，须建立目视参考并能继续着陆。第4章含有对该评估的指南。

b、航空器达到决断高度时，不能建立目视参考，应立即开始复飞。本章提供了该障碍物评估指南。

c、航空器到达决断高度时，开始复飞并遇到发动机故障。该评估包含在附件5中。

d、航空器到达决断高度时，继续目视跑道参考点进近，在接地地带末端开始复飞并遇到发动机故障。该评估指南包含在附件5中。)

5-3、复飞的RNP值或航段宽度

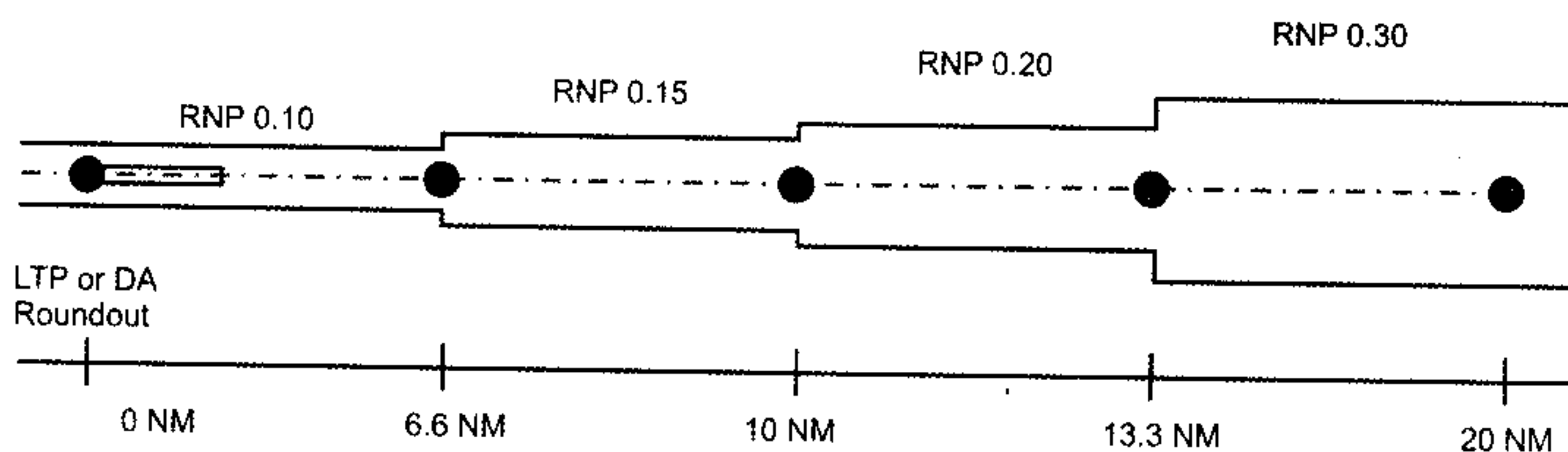
一般来说，复飞航段的RNP值比最后进近航段的大，或当复飞是时没有相关联的RNP值。在必需避开障碍物（对运行有利）的情况下，MAS建立作为FAS RNP值的延续是允许的，使在较小RNP值下飞越的距离最短。如果障碍物、空域或环境不影响最低运行标准，允许应用标准的复飞准则。MAS的RNP值可以在LTP或任何定义复飞的后继航路点增加。为了数据库编码，LTP通常定义为复飞RNP值的起点。表5-1列出了给定RNP值的最大MAS长度。这些值可以用公式5-1计算。

表5-1、较小的RNP值最大允许的MAS长度

RNP值	从LTP的最大距离 [或决断高度复飞]
< 0.15	6.6 NM
0.15 - 0.19	10 NM
0.20 - 0.24	13.3 NM
0.25 - 0.29	16.6 NM
0.30	20 NM
0.50	33 NM

$$\text{最大距离} = RNP \times 66.6 \quad (5-1)$$

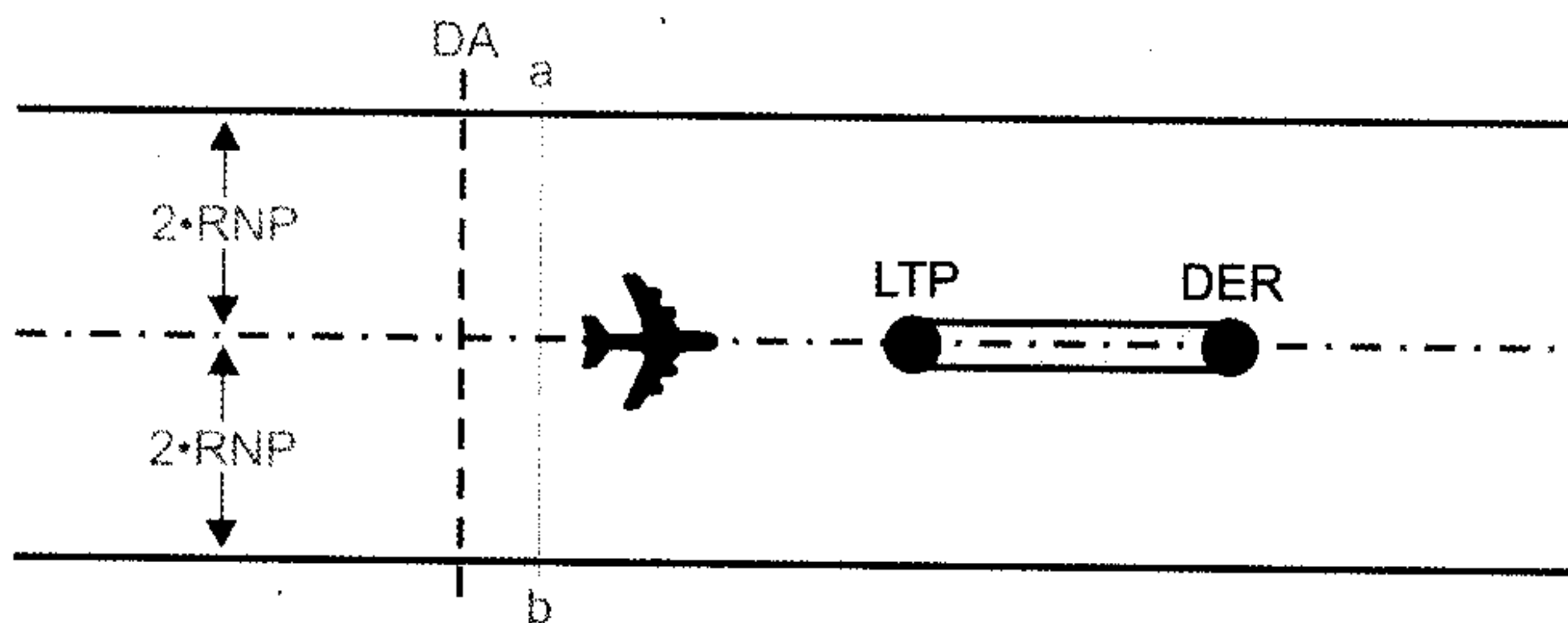
图5-1、在较小RNP值的最大MAS长度



5-4、直线复飞的构形

利用TF航段可以构成直线复飞航段。在图5-2中，复飞航段的起始定位点是LTP。

图5-2、起始复飞航段



ab 线为复飞点

5-5、转弯复飞

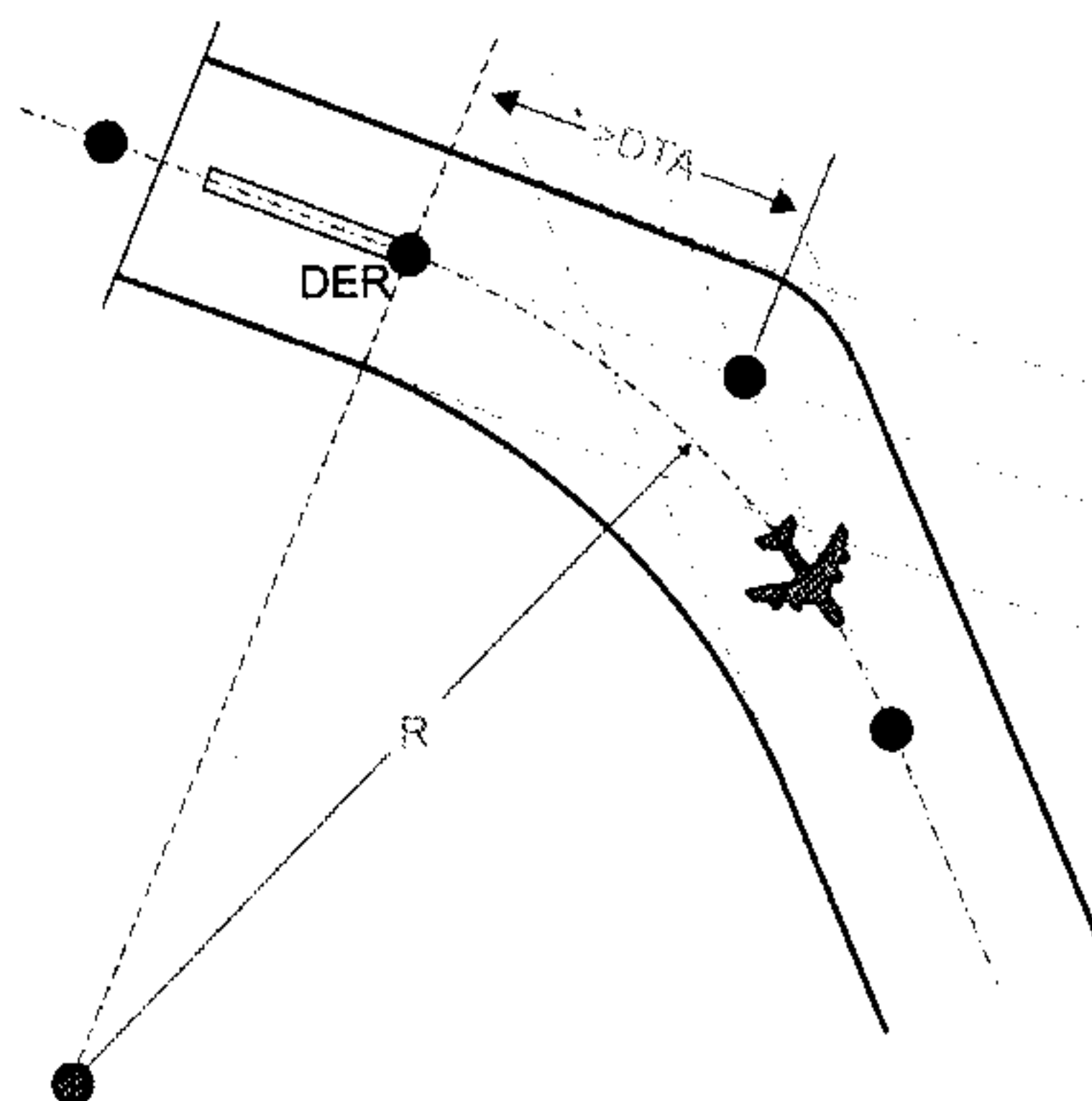
复飞航线是一系列航段。转弯是通过TF或RF航段完成的。复飞航段中的第一个转弯在DER处或DER后进行。

a、TF航段。转弯在旁切定位点处完成。由表2-1中的速度可以计算出最快航空器类别的DTA（公式2-4）。将转弯位置定在离DER最近的DTA处。由公式2-2可以确定转弯半径(R)（见图5-3）。

注1：与TF航线相关的飞越定位点与RNP MA航线不兼容。只能用旁切或RF转弯。

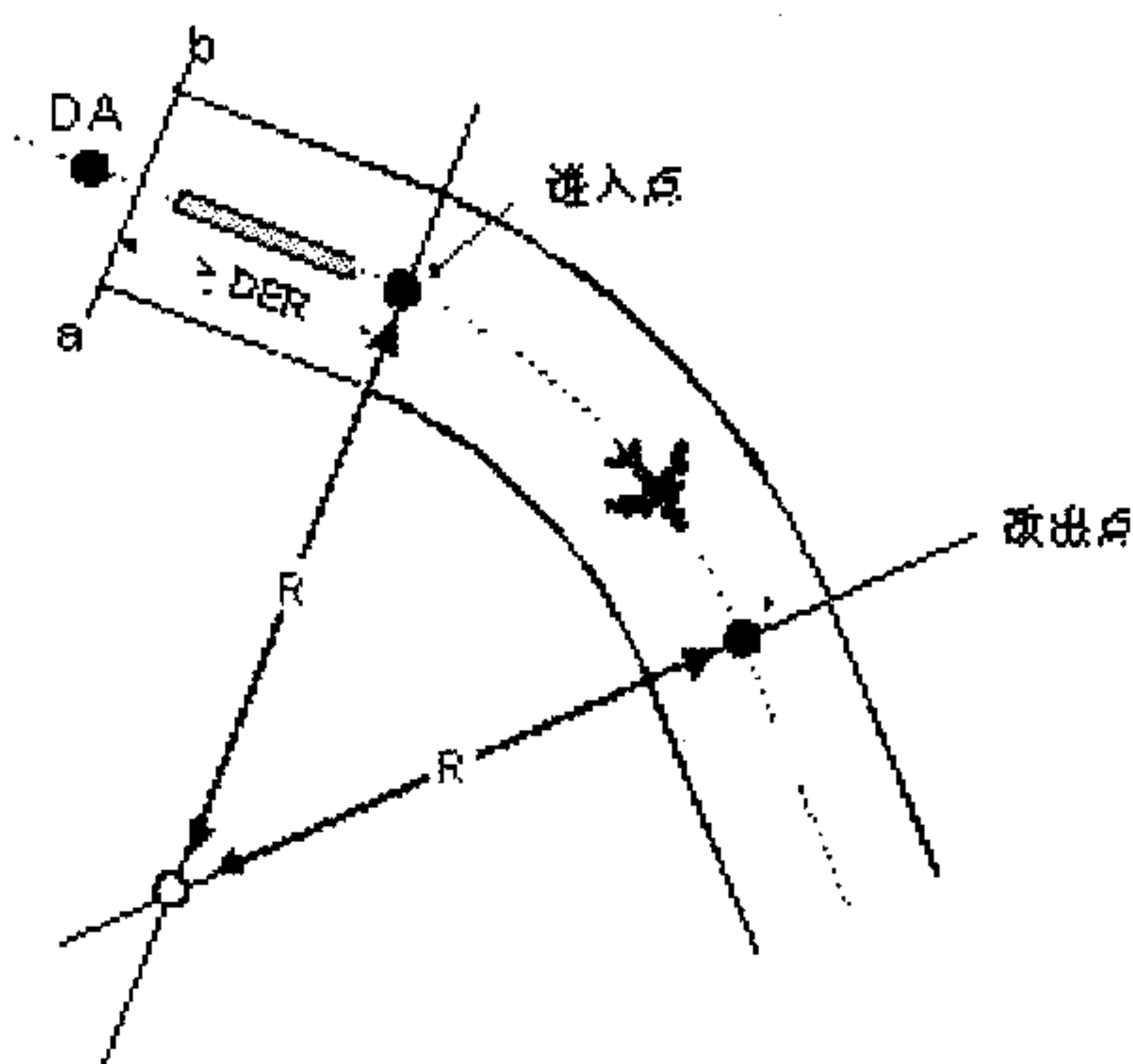
注2：根据公式2-2的一部分可以确定MAS转弯半径，为计算TAS，用如下确定的高度值：假定从DA沿航迹中心线到适用的转弯终点的爬升率为500英尺/海里并取该计算高度或复飞超障高度中的较小值。

图5-3、TF转弯复飞航段



b、RF航段。在不早于DER点的复飞航段的RF航段，确定进入转弯点（起始点）（见图5-4）。

图5-4、RF转弯复飞航段



其中ab线=“复飞点”

5-6、复飞—障碍物评估区 (MA OEA)

a、长度。复飞爬升OCS在决断高度（复飞点）后以 $\frac{50}{\tan(\text{下滑角})}$ 开始。在对应的低于复飞高度的航路ROC高度处终止复飞。

(1)如果复飞爬升率OCS在超障限制前终止，继续用在OCS终止的高度处的OCS值进行障碍物评估。

(2)如果在OCS复飞爬升率终止前超障限制已经达到，继续在超障限制处进行保持爬升评估。

b、宽度。复飞航段仍是以航段中心线两边各是 $2 \times RNP$ 所限制的“带状”空域。MAS转弯和水平OEA边界线按等同于进近的方式结束（见图5-1）。

5-7、复飞面高度 (HMAS).

复飞面高度(HMAS)是MAS OCS的最小高度并出现在超过决断高度点（后）ab线距离 $\frac{50}{\tan(\theta)}$ 处。由公式5-2可以计算出平均海拔面在ab线的HMAS。

$$HMAS = \frac{\left[\left(DA_{LTP} - \frac{50}{\tan(\theta)} \right) - D_{VEB} \right]}{FAS_{OCSSlope}} + LTP_{elev} \quad (5-2)$$

5-8、超障面（OCS）坡度确定。

OCS坡度等于航空器用百分比表示的发动机故障爬升性能。 $\%G$ 可从附件4的表中查到。斜率可由式5-3计算出：

$$\text{斜率} = \frac{100}{\%G} \quad (5-3)$$

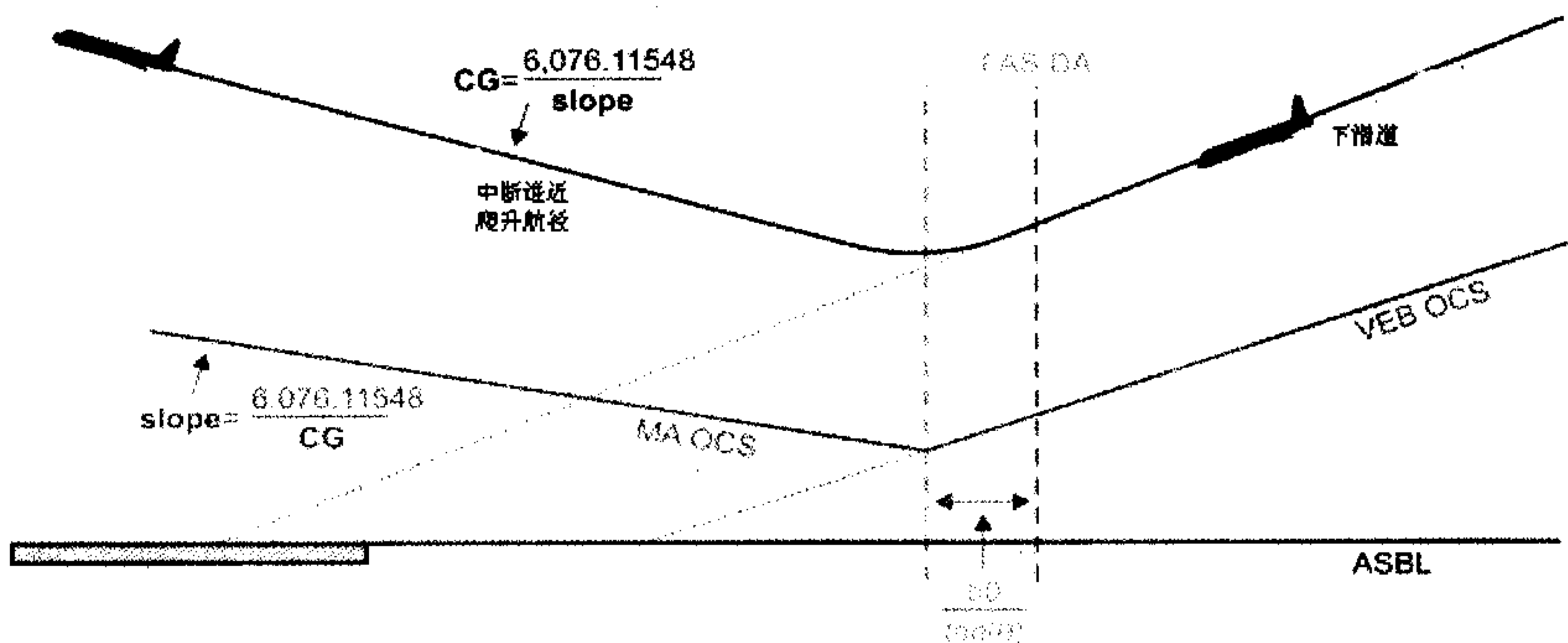
例如，如果程序所需百分比为3.55%，OCS坡度为斜率 $= \frac{100}{3.55} = 28.17:1$ 。一旦OCS坡度按由附件5表中查值的方式确定，程序最小所需的爬升率将由式5-4计算得出：

$$CG = \frac{6076.11548}{\text{斜率}} \quad (5-4)$$

例如，如果基于性能的发动机故障百分比是3.55%（如附件5的例子所示7），最小所需爬升率（英尺/海里）是：

$$CG = \frac{6076.11548}{100/3.55} = 215.7 \text{ 英尺/海里。见图5-5。}$$

图5-5 VEB OCS



5-9、OCS评估

根据在复飞点除从障碍物到ab线的沿航线距离，可以计算出从一个面到障碍物位置的高度（见图5-2）。公式4-10可以算出沿航线的转弯距离。障碍物不能穿透复飞航段的OCS。如果障碍物穿透OCS，可以通过拆除障碍物、减少障碍物高度、改变复飞航线、增加编码的垂直下滑角、增加决断高度或同时采用上述几种措施来避免。MA OCS斜率可在附件5中的表里查到。坡度可由附件5中的表里查到。如果复飞爬升率大于程序规定的表格中的值，OCS坡度可由式5-5计算出。

a、调整爬升梯度。为避开障碍物（见图5-6），由公式5-5可以计算出所需的OCS斜率。

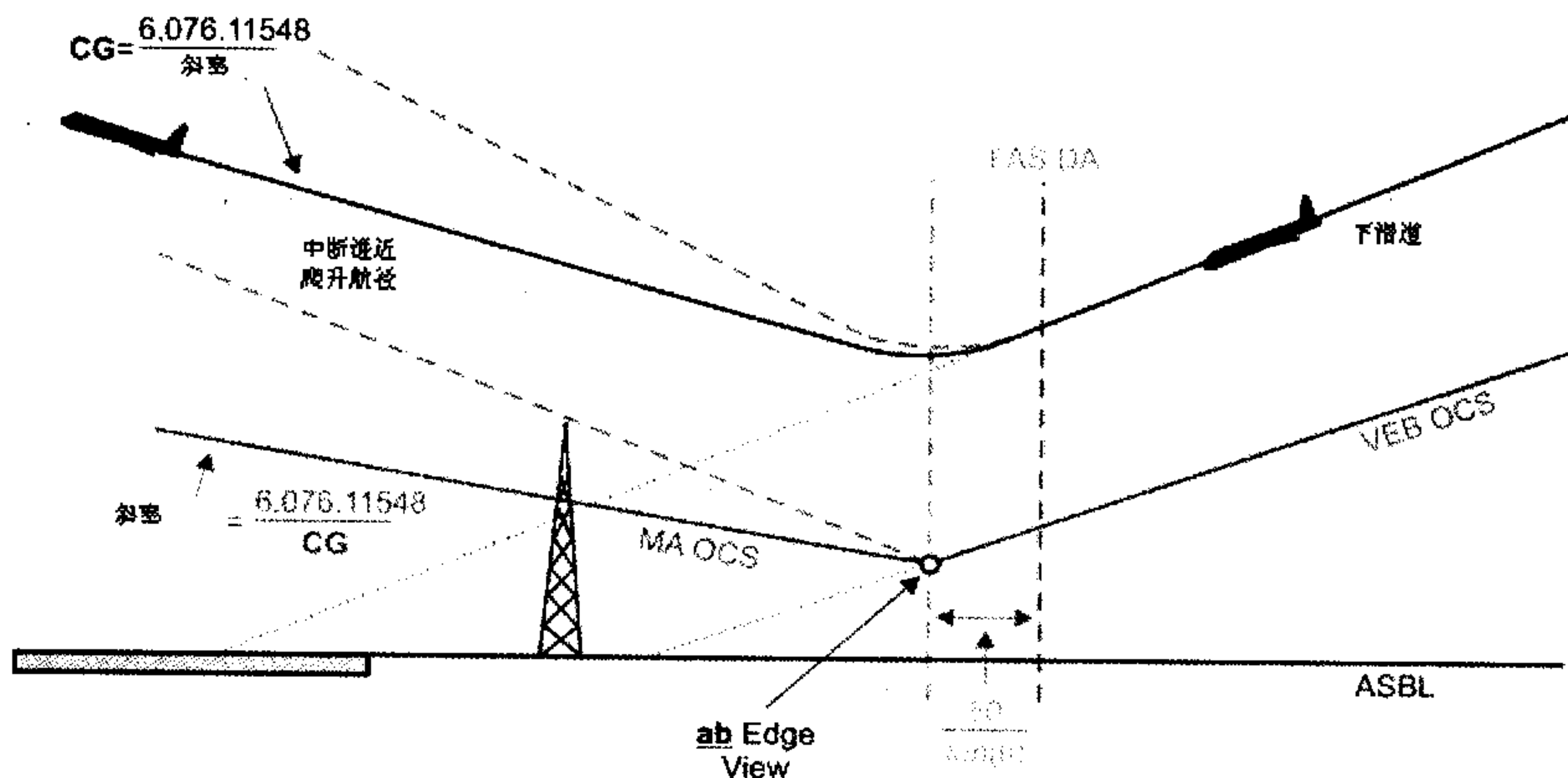
$$\text{斜率} = \frac{d_{ab}}{h - HMAS} \quad (5-5)$$

其中：h = 障碍物平均海拔高度

d_{ab} = 沿航迹到ab线的距离（英尺）

例如： $\frac{9164}{449 - 116} = 27.52$

图5-6、进入MA OCS：调整爬升梯度



在进近航图公布复飞爬升梯度。在上例中障碍物高为449英尺的情况下，所需爬升率应为（由式5-4）： $\frac{6076.11548}{27.53} = 220.789$ 。

b、调整决断高度。如果复飞OCS被穿透，通过调整爬升梯度是不合适的，应利用式5-6、5-7和5-8调整决断高度。见图5-7。

$$DA_{adjusted} = \frac{P \times \tan(\theta) \times MA_{OCS\text{SLOPE}} \times VEB_{OCS\text{SLOPE}}}{MA_{OCS\text{SLOPE}} + VEB_{OCS\text{SLOPE}}} + DA_{FAS} \quad (5-6)$$

$$HAT_{adjusted} = DA_{adjusted} - TDZE \quad (5-7)$$

$$d_{LTPtoDA} = \frac{DA - (LPT_{evevation} + TCH)}{\tan(\theta)} \quad (5-8)$$

$$HMAS @ DA_{adjusted} = \frac{d_{LTPtoDA} - VEB_{LTPtoOCSOrigin}}{VEB_{OCS\text{slope}}} + LPT_{evevation}$$

其中： p = 穿透值 (英尺)

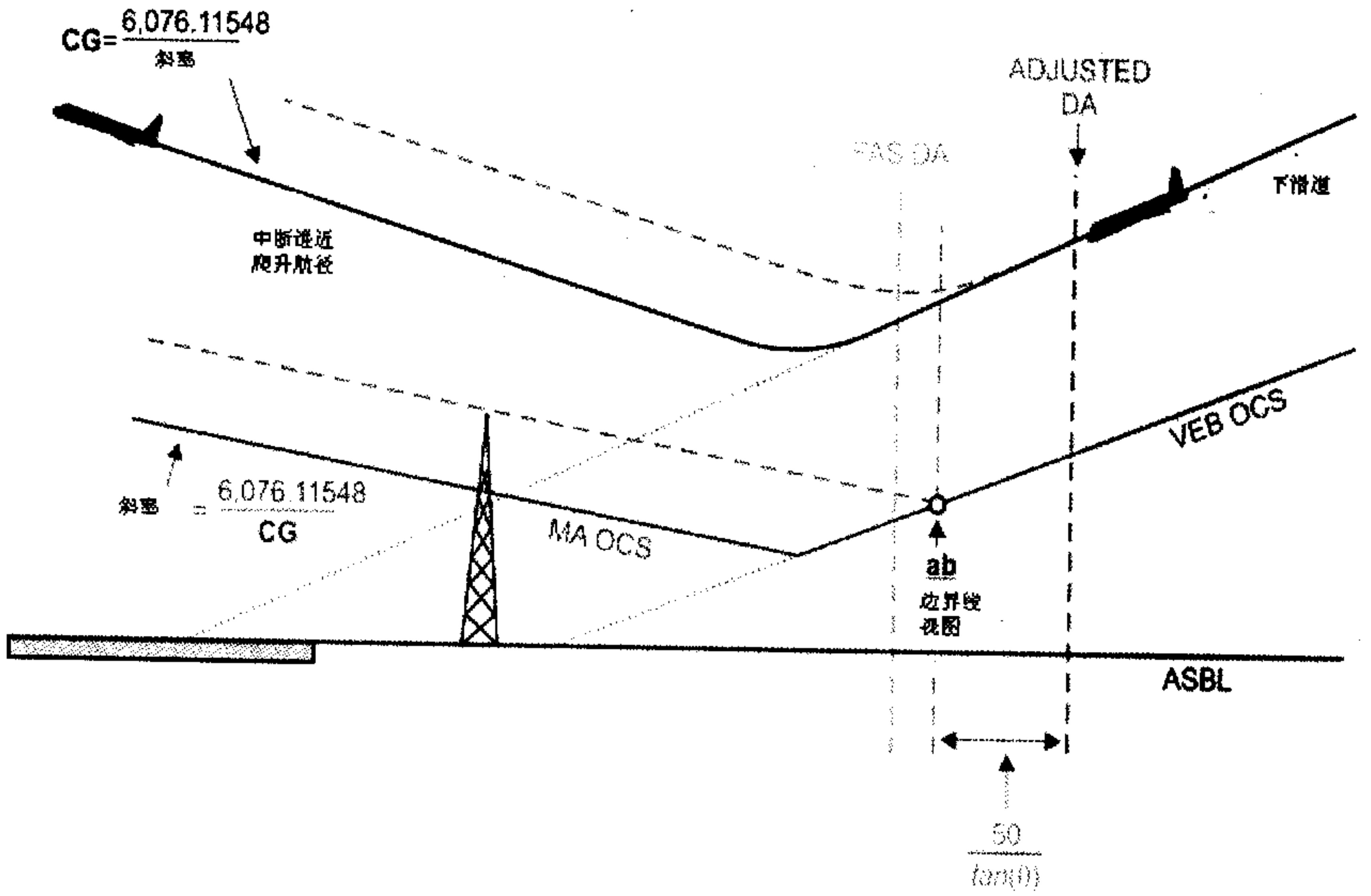
θ = 下滑角

DA_{FAS} = 最后进近航段决断高度

MA_{OCS Slope} = 复飞OCS斜率

VEB_{OCS Slope} = 最后进近航段的OCS斜率

图5-7、调整决断高度



第6章 垂直误差范围 (VEB)

利用大气压力的垂直导航（气压垂直导航）有许多独立的垂直位移分量，可造成航空器在预定程序定义的飞行航径之上或之下而机组不会得到任何指示信息。因此，以大气压力垂直导航为基础的程序设计标准必须考虑这些垂直位移分量。

下表列出了八项垂直位移分量，这些分量可以静态组合用以建立制定垂直航线标准所需障碍物超障（ROC）。

表1、垂直误差范围 (VEB)

- (1) 非标准气温诱导误差(ISAD)
- (2) 机体几何误差(BG)
- (3) 实际导航性能误差 (ANPE)
- (4) 垂直角误差(VAE)
- (5) 航路点分辨率(WPR)
- (6) 飞行技术误差(FTE)
- (7) 高度测量系统误差 (ASE)
- (8) ATIS误差 (ATIS)

注：这些误差的偏移包含在附件6第11-17项中。

6-1、非标准温度诱导误差 (C)。

1956年由美国航空大气环境委员会（NACA）的研究表明：在机场指示高度表的误差可达125英尺之高。该研究尽管有很强的目的性，但没有充分考虑到低于标准气温引起的误差。最近美国联邦航空局(FAA)对低于标准气温的诱导误差研究表明：该诱导误差与最近采用的PAN OPS低温温度公式结果是一致的，公式如下：

$$ISAD = \frac{\Delta h \cdot \Delta ISA}{288 + \Delta ISA - 0.5 \cdot \frac{1.98}{1000} \cdot (h + \Delta h)}$$

其中： ISAD误差量，单位为英尺

h 为GPI的平均海拔高度，单位为英尺

Δh 为高于GPI的高度，单位为英尺

ΔISA 为与标准温度的差值，单位为摄氏度

例如，如果 $h = 1000$ 英尺， $\Delta h = 2000$ 英尺，且 $\Delta ISA = -20^\circ C$ ，低于标准，那么：

$$ISAD = \frac{\Delta h \cdot \Delta ISA}{288 + \Delta ISA - 0.5 \cdot \frac{1.98}{1000} \cdot (h + \Delta h)} = \frac{(2000) \cdot (-20)}{288 - 20 - 0.5 \cdot \frac{1.98}{1000} \cdot (1000 + 2000)}$$
$$ISAD = -150.9 \text{ ft}$$

ISAD为偏移误差，即所指示的高度的非标准温度的平均误差不为零。对高于高度表设定高度的航空器，在低于标准温度时平均指示高度将高于实际高度，而高于标准温度时平均指示高度将低于实际高度。

6-2、机体几何误差 (BG)

机体几何误差包括低于高度表参考点的航空器较低点。对机翼是水平的航空器，如果起落架放下，该较低点可以是主起落架。对某些大型航空器该距离可以达到19英尺或更大。然而，有坡度的航空器的翼尖可能大大低于起落架的高度。有些宽体航空器的翼展达到200多英尺，将来有些航空器的翼展将达到近250英尺。如果因为负载而没有考虑机翼上反角并假定在机翼水平时，高度表参考高度是和机翼下侧保持一致。那么带 25° 坡度角的航空器的翼尖大约比高度表参考高度低50英尺。公式如下：

$$BG = \frac{\text{翼展}}{2} \times \sin(\phi), \text{ 其中 } \phi \text{ 为坡度角。}$$

BG是偏移误差，即航空器的平均最低点将比高度表的高度低。

下述几点可被用来对各种运输航空器进行保守的估计。如果机体几何尺寸将是程序设计中的限制因素，那么可以用更小的值，但应考虑并与下列值一致：

1、最大类别的航空器应该用特别的程序。

2、预计的转弯量。和

3、程序转弯的高度。当低于400英尺HAT时机体的几何尺寸可以减至8度坡度角。当低于400英尺（AGL）时程序设计必须以最大坡度角8度为基础。机体几何尺寸也可被减至8度和假定RF转弯建立的相应值。低于400英尺AGL或HAT的转弯通常假定其坡度角为8度或更小，而不是用于在更高处进行几何尺寸评估的25度。这是由于目前典型的航空器在低空（RA）时FD或自动驾驶仪系统性能设计特性造成的。

6-3、实际导航性能误差 (ANPE)

实际导航性能取决于所需导航性能 (RNP)。RNP是制造商的保证：航空器的实际位置在95%的时间里都将在指示的RNP距离内。即，如果RNP为2海里(RNP2)，那么95%的时间里航空器将在指示位置的2海里的半径里。对RNP.1，该95%时间里半径将减至小于608英尺。为将95% RNP转换为三倍标准的偏移量(3σ)，1.225的因子是必要的。尽管ANP

可能优于RNP，保守的RNP将被用来确定该误差的垂直分量。通过下滑角的正切值，水平位置误差将被转换为垂直误差。如下式所示：

$$ANPE = (6076.115) \cdot (1.225) \cdot RNP \cdot \tan(\theta), \text{ 其中}\theta\text{预定下滑角。}$$

ANPE是零平均误差，通过平方和根（RSS）方法，可以和其它零漂移误差静态地组合在一起考虑。

6-4、垂直角误差 (VAE)

垂直角误差是为了正确地确定目标下滑道，在飞行管理系统(FMS)内的误差。该误差保守地估计为 3σ 并不大于 $.01^\circ$ 。如下式所示：

$$VAE = \Delta h \cdot \left(\frac{\tan(\theta + .01)}{\tan(\theta)} - 1 \right)$$

VAE是零平均误差，该误差可以是和其它漂移误差的平方和的根。

6-5、航路点分辨率 (WPR)

航路点分辨率误差是垂直航线定义的分量，它的出现是因为航路点的指示位置和实际位置稍微有些差别。基于计算坐标的分辨率，FMS数据库所存储的值和FMS的计算分辨率，60英尺被认为是水平位置误差的保守的 3σ 的估计。基于预计的下滑角，该值再次被转换为垂直误差。如下式所示：

$$WPR = 60 \cdot \tan(\theta)$$

WPR是零平均误差，该误差可以是和其它漂移误差的平方和的根。

6-6、飞行技术误差 (FTE)

飞行技术误差是对飞行员或自动驾驶仪跟踪计划航迹能力的衡量。为了使VEB标准化，飞行技术误差被定为固定值65英尺。

FTE是零平均误差，该误差可以是和其它漂移误差的平方和的根。

6-7、高度测量系统误差 (ASE)

高度测量系统误差包括高度测量系统本身存在的误差。ASE方程由波音提供并以飞行测试数据为基础。一般静态源误差可适用于大气数据惯性参考组件(ADIRU)或大气数据计算机(ADC)。公式为：

$$ASE = -8.8 \cdot 10^{-8} \cdot (h + \Delta h)^2 + 6.5 \cdot 10^{-3} \cdot (h + \Delta h) + 50$$

ASE是零平均误差，该误差可以是和其它漂移误差的平方和的根。

6-8、ATIS误差 (ATIS)

除了变化超过0.02”时，报告的高度表设置每小时更新一次。超过0.02”时将根据需要进行更新。由于1”的变化对应的高度大约为1,000英尺，0.02”对应于大约20英尺。20英尺是ATIS保守估计的 3σ 。

ATIS是零平均误差，该误差可以是和其它漂移误差的平方和根。

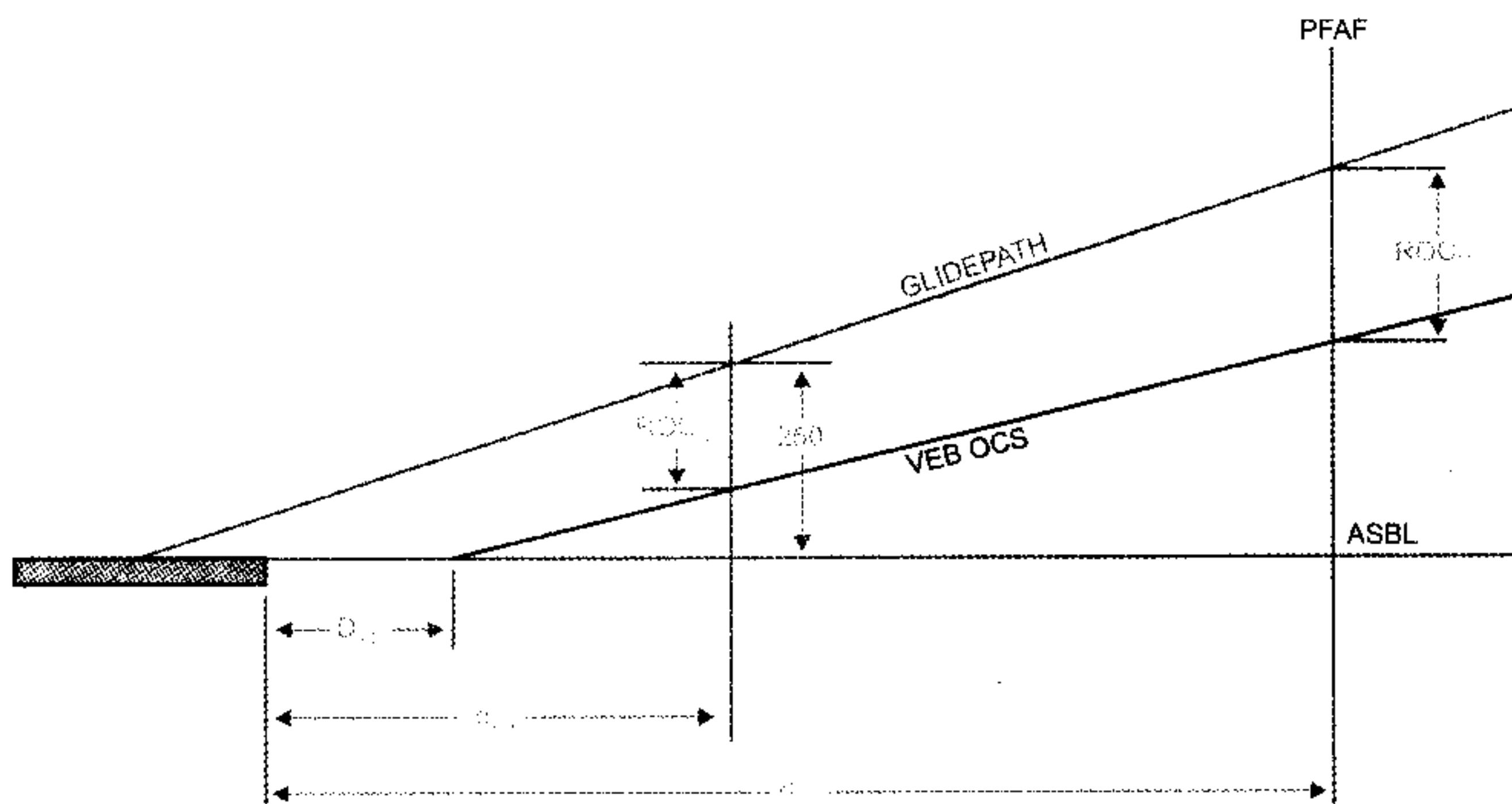
6-9、垂直误差范围(VEB)

所有系统误差(TSE)是所有误差源的静态组合并可作为形成OCS的下滑道上的指定点允许的垂直误差范围。这些误差源分为两类。第一类为零平均误差，可以是决定组合零平均误差的平方和的根，而第二类为非零平均误差(漂移误差)，该误差可以加到组合零平均误差上从而得到VEB。中心限制理论表明平方和的根分量将呈正态分布，尽管单个分量不是正态分布的。取 3σ 值(尾数保留至99.865%)到 4σ 值(尾数保留至99.99683%)，将因子 $4/3$ 插入到方程式中。

$$VEB = BG - ISAD + \frac{4}{3} \cdot \sqrt{ANPE^2 + VAE^2 + WPR^2 + FTE^2 + ASE^2 + ATIS^2}$$

为了制定障碍物超障平面(OCS)，TSE为250英尺(ROC 250)，高于着陆点边线(LTP)和最后进近定位点(FAF)高度(ROC FAF)。那么OCS为由如图6-1所示的这两个值确定的倾斜平面。图6-2所示为完成这些计算的电子表格数据。该电子表格数据也可在AFS-420网站<http://av-info.faa.gov/terps/index.htm> 上找到。

图6-1、VEB OCS



ROC在任意距离d的方程式为：

$$ROC_d = \frac{ROC_{FAF} - ROC_{250}}{d_{FAF} - d_{250}} (d - d_{250}) + ROC_{250}$$

图6-2 VEB电子表格数据

纵向误差范围			
Inputs:			
RNP Value	0.30		
LTP MSL Elevation (ft)	1,000.00		
Distance (ft) LTP to PFAF	28,500.00		
MSL PFAF Altitude	2500		
Glidepath Angle (a)	3.00		
TCH	50.00		
Delta ISA (dISA)	-20.00		
Semispan	107.00		
Dist (ft) LTP to OCS ORIGIN	3,778.46		
OCS Slope (run:rise)	20.70 :1		
VEB ROC @ PFAF	346.18	TERPS VNAV ROC @ PFAF	711
PFAF height above ASBL	1,500.00		
Along course distance (ft) from LTP to Intermediate Segment Obstacle	40,000.00	VEB ROC at Intermediate Segment Obstacle	391.84
Error Components	(Enter Bank Angle, WPR, FTE, and ATIS values below)		
ISAD	$(dh \times dISA) / (268 + dISA - 0.5 \times 00198 \times h)$		$\alpha = 250 \text{ ft}$ $\alpha = \text{PFAF}$
BG	18	semispan \times sin (Bank Angle)	-18.73 -112.36
ANPE	1.225 \times mp \times tan(a)		33.06 33.06
VAE	$D \times (\tan(a) - \tan(a - .01))$ $(D=2850/\tan(a))$		117.02 117.02
WPR	60.0	WPR \times tan (a)	0.83 5.01
FTE	65		3.14 3.14
ASE	$-8.8 \times 10^{-8} \times (h + D \times \tan(a))^2 + 6.5 \times 10^{-3} \times (h + D \times \tan(a)) + 50$		65.00 65.00
ATIS	20		57.99 65.70
			20.00 20.00

图中影印部分为绿色的地方要求输入值

附件5

中断着陆准则

1-1 需评估的中断着陆和复飞条件

a、中断着陆评估是在航空器到达决断高度处，继续目视参考跑道，在接地地带的终端开始中断着陆并遇到单发故障的情况下可以保护航空器。

b、中断着陆有水平和垂直障碍物超障保护的相关标准。必须对正常、非正常（例如发动机故障）和极其异常的条件进行评估。除非风的限制已被确定，否则应把极其异常条件看做为风是以着陆审定的限制速度从最不利的方向吹的。

1-2 接地地带。接地地带（TDZ）特指指定着陆跑道的前3000英尺。为了本规定，运营人可以建议使用接地地带的不同指定值。例如，相应跑道可做另外的考虑：

- a、跑道长度小于6,000英尺，并且没有标准的接地地带标志，
- b、对着陆要求的特殊航空器性能资料或程序的短跑道，
- c、适合STOL航空器的跑道或
- d、跑道的标志或灯光表明指定不同的接地地带可能更合适。

1-3 中断着陆的超障准则

a、中断着陆的水平障碍物识别面(OIS)是以MAS为中心、两边的两条射线为边界，从跑道接地地带（TDZ）的末端（通常离跑道进近终点3000英尺）距跑道中心线200英尺处开始。该射线以7.5°角扩张到距离MAS中心线最大距离为 $2 \times RNP$ 。

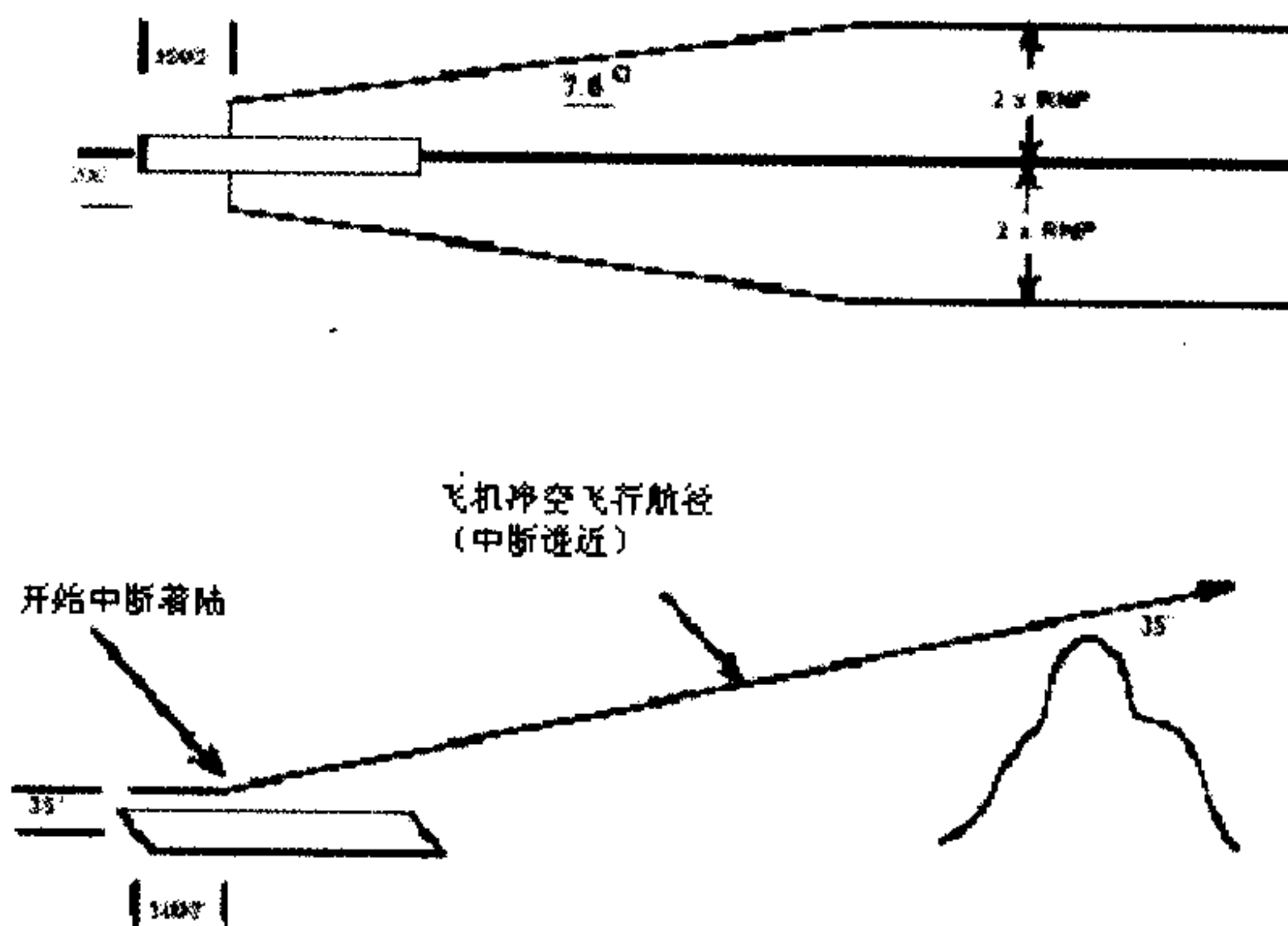
b、程序设计人员或运营人可用别的值替代基于ICAO PANS-Ops的扩张准则（例如1:8的扩张/7.125°）。对转弯复飞航段，若可以用沿航线弧线长度的等效水平超障，那么可以用等效的水平扩张。

c、航空器被认为是在TDZ末端高于TDZE 35英尺高度之上。

d、在该识别面的保护区内，在单发故障复飞爬升率下，必须提供最少35英尺的ROC（图A8-1）。任何进入中断着陆OIS的障碍物都必须给飞行员标出（标在航图上是可接受的）。必须计算在高于所提供35英尺 ROC的超障（所有发动机工作）的爬升率，并必须

在进近注释中书面注明。例如“中断着陆要求最小爬升率为从xxx 英尺/海里到 yyyy”（高度）。

图 A8-1、需考虑 RNP 水平区域—中断着陆



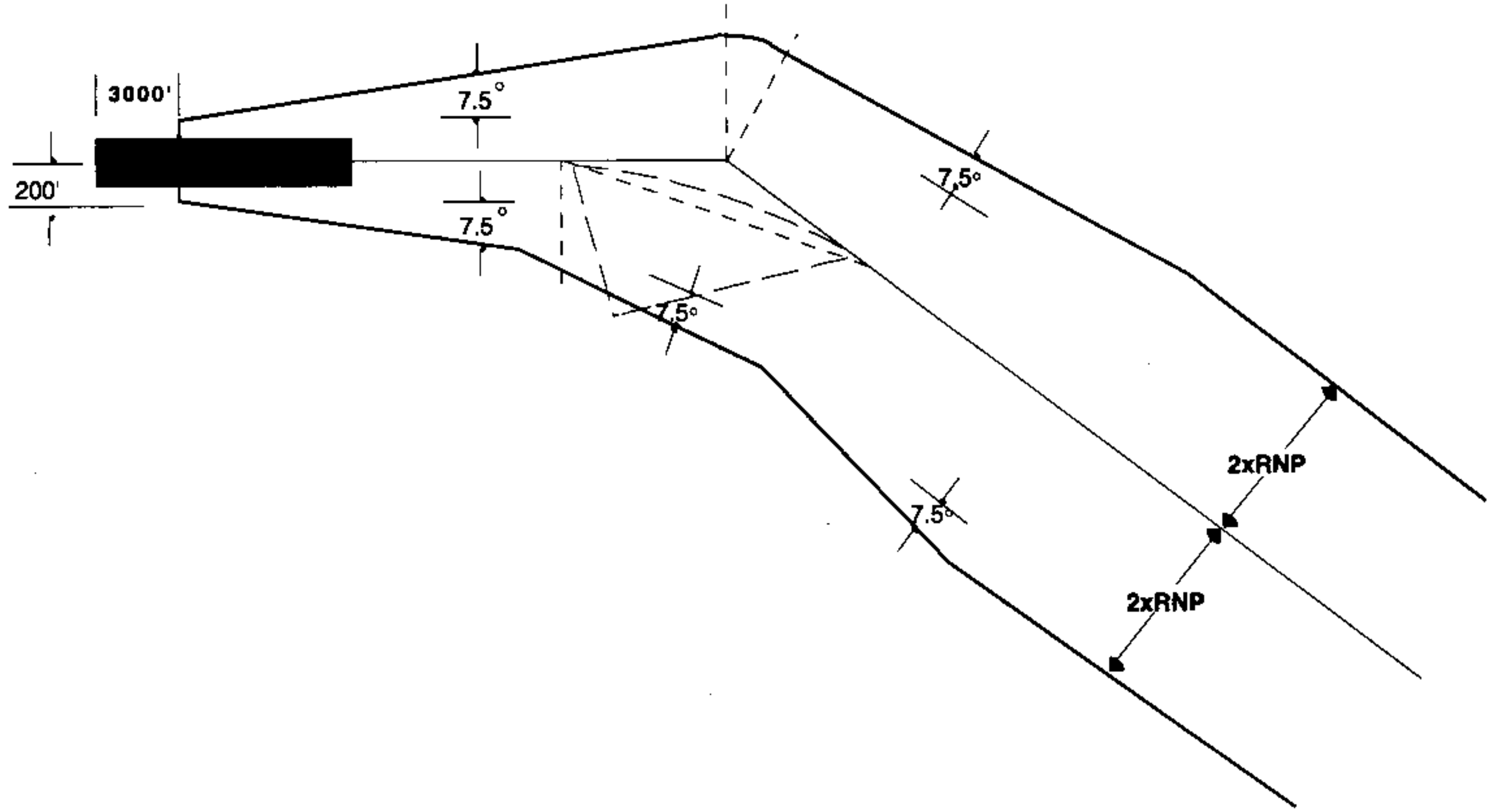
1-4 在中断着陆保护区的转弯处理。对于在MAS的转弯，在中断着陆保护区完全扩张到 $2 \times RNP$ 前，保护区应按下列方式建立：

- a、保护区外边界是由从扩张到转弯点的保护区外边界向下一航段划弧得到。
- b、弧线是以转弯点为中心，航段半宽为半径划成。
- c、弧线通过转弯点并延伸到下一航段航迹垂直线。

d、扩张是从转弯点以 7.5° 的扩张角扩张到半宽为 $2 \times RNP$ 处，为了简化画法，转弯内侧保护区是在离场转弯最早点和旁切转弯点转弯的最晚点之间画直线。

e、对于其他RF航段，通过使用简化的内侧转弯近似值为参考中心线，识别面以 7.5° 倾斜角扩张。该扩张继续直到距参考中心线距离 $2 \times RNP$ 处（图A8-2）。程序设计人员或运营人可用别的值替代基于ICAO PANS-Ops的扩张准则（例如 $1:8$ 的扩张/ 7.125° ）。

图A8-2、要考虑RNP水平区域—中断着陆（有转弯）



f. 对RF航段， $2 \times \text{RNP}$ 面由指定的RNP值定义。

1-5 MAS飞越航路点转弯的构形。飞越航路点不可用于基于RNP的MAS中。