

Doc 9905
AN/471



要求授权的所需导航性能 (RNP AR) 程序设计手册

经秘书长批准并由其授权出版

第一版 — 2009年

国际民用航空组织

Doc 9905
AN/471



要求授权的所需导航性能 (RNP AR) 程序设计手册

经秘书长批准并由其授权出版

第一版 — 2009年

国际民用航空组织

国际民用航空组织分别以中文、阿拉伯文、英文、法文、俄文和西班牙文版本出版
999 University Street, Montreal, Quebec, Canada H3C 5H7

订购信息和经销商与书商的详尽名单，
请查阅国际民航组织网站 www.icao.int。

第一版 — 2009 年

Doc 9905 号文件 — 《要求授权的所需导航性能（RNP AR）程序设计手册》

订购编号：9905

ISBN 978-92-9231-501-6

© ICAO 2010

保留所有权利。未经国际民用航空组织事先书面许可，不得将本出版物的任何部分
复制、存储于检索系统或以任何形式或手段进行发送。

目录

前言	(vii)
定义	(ix)
缩略语	(xiii)
第 1 章 要求授权的所需导航性能 (RNP AR) 的描述	1-1
1.1 本手册目的	1-1
1.2 应用	1-1
1.3 航空器合格性	1-2
1.4 运行合格性	1-2
1.5 飞行运行信息	1-3
1.6 飞行程序	1-3
第 2 章 RNP AR 进近程序设计	2-1
2.1 基本原则	2-1
2.2 超障高度/高 (OCA/H) 和决断高度/高 (DA/H)	2-1
2.3 标准条件	2-2
2.4 地形影响	2-2
2.5 水平保护	2-2
2.6 垂直保护	2-3
第 3 章 一般标准	3-1
3.1 航空器速度类型	3-1
3.2 计算转弯半径和坡度角	3-3
第 4 章 程序设计	4-1
4.1 总则	4-1
4.2 起始进近航段	4-14
4.3 等待	4-16
4.4 中间进近航段	4-16
4.5 最后进近航段	4-18
4.6 复飞航段	4-36
4.7 确定超障高度/高	4-43

第 5 章 出版物和航图	5-1
5.1 引言	5-1
5.2 航图标题	5-1
5.3 航图标识	5-1
5.4 航图注解	5-1
5.5 说明	5-2
5.6 最低运行标准	5-2
附录 1 垂直误差分布值 (VEB) 最小超障余度 (MOC) 等式说明 (国际单位制单位)	APP 1-1
附录 2 垂直误差分布值 (VEB) 最小超障余度 (MOC) 等式说明 (非国际单位制单位)	APP 2-1

前言

所需导航性能 (RNP) 最初被国际民航组织 (ICAO) 视为加快空域运行变革的一种手段。国际民航组织认识到全球导航卫星系统、导航基础设施、运行以及航空器系统所经历的变革已超出其传统技术标准过程所能支持的速度。发展 RNP 是为了允许对空域和运行要求加以规定,但不受限于设备和系统规范制定方面的缓慢进展。

最初,为了支持RNP运行,制定了RNP程序设计标准,并将其纳入《空中航行服务程序——航空器的运行 (PANS-OPS)》(Doc 8168号文件)中。但是,由于需求乏力和对可能的RNP运行和实施模式方面的变化缺乏一般性了解,所以初始标准在性质和规范方面均很保守。因此,随着查明强有力RNP解决方案的具体用武之地,遂发现国际民航组织标准并不够用,并且不能为批准RNP运行提供必要的辅助指南。

与此同时,在业界和一主要航空公司运营人的协作下,某一个国家担负起拟定如下标准的任务:该标准可允许在极限气候条件下,使用具有RNP能力的航空器应对在充满障碍物的环境或地形中飞入机场时所面临严重问题。RNP程序的这些标准,作为美国联邦航空局 (FAA) 第120-29A号咨询通告 (AC) 的一部分,载于管理指南中。

第120-29A号咨询通告中的RNP标准允许在程序设计时有很大程度的灵活性和定制性。此标准超出了传统的程序设计指南,因为它提供了各项标准,应对实施此类特殊飞行活动之时必须考虑的运行要求各相关方面,如目视航段评估、发动机失效、萃取、专用的爬升梯度和中断着陆。但是,此类标准可能非常严格且非常耗时,因为每次运用时均需对此标准进行评估和核准。因此,得出的结论是用一定程度的标准化取代最大程度的易变性,不仅有利于程序的制定,而且有利于其实施。

该国与其国内业界合作,单独制定了一套程序设计标准。该标准保留了许多可体现灵活性的关键方面,同时也设立了其他方面的标准,以在可继续获取大量运行效益的同时,简化程序设计的实施工作。这些标准载于美国FAA第8250.52号指令中。最初该指令在该国使用,但是后来也为需要此类标准以应对其地区内运行问题的其他各国所使用。国际民航组织审查了这些标准,并拟定了在用语、计量单位和某些设计参数方面与《空中航行服务程序——航空器的运行》相容的同等标准,并将之载于此文中。由于本手册中所载标准所依据的概念相对较新,遂决定此阶段不将这些标准载入《空中航行服务程序——航空器的运行》之中。

为了支持RNP运行的实施并使之合理化,国际民航组织设立了所需导航性能和特别运行要求研究小组 (RNPSORSG)。该小组拟定了《基于性能导航 (PBN) 手册》(Doc 9613号文件)。《基于性能导航手册》为进近运行提供了两类导航规范:RNP进近 (RNP APCH) 和要求授权的RNP进近 (RNP AR APCH)。RNP APCH导航规范旨在满足RNP的总体运行要求,并允许具有基本RNP能力的航空器使用此导航规范,而无需作运行授权。另外一种导航规范,即RNP AR APCH,可以让更高的导航性能水平,能够更好地应对诸如在充满障碍物的环境中飞入机场时所面临的问题,并可提升空中交通管理 (ATM)。该导航规范要求运营人满足航空器和机组人员方面的其他要求,并从国家管理当局获取运行授权。

RNP AR程序采用了额外的导航精度、完好性和功能,允许使用较低的超障余度容差来运行,使得能够在其他类型的进近和离场程序在运行上不可能或者不令人满意的情况下实施进近和离场程序,因此相比其他区域导

航 (RNAV) 程序, 该程序可提供大量运行和安全优势。根据本手册实施的各程序允许利用高质量的受控水平和垂直导航 (VNAV) 能力, 以改进运行安全并降低可控飞行撞地 (CFIT) 风险。

本手册旨在供使用区域导航 (RNAV) 航空电子系统且要求授权 (AR) 的所需导航性能仪表进近的航空器运营人和程序设计者使用。

本手册包括各项设计标准, 以协助各国根据《基于性能导航手册》第II卷C部分第6章 —— 实施RNP AR APCH, 来实施RNP AR进近程序。类似的离场程序标准会于制定之后纳入。

定义

机载增强系统 (ABAS) 一种增强系统,用于增强从全球导航卫星系统其他部件获取的信息和/或将此信息与从航空器机载设备获取的信息进行汇总。

注:机载增强系统最常见的形式为接收机自动完好性监视 (RAIM)。

空域概念 空域概念提供了空域内运行的概貌和目标框架。空域概念本质上是对空域计划的一种高层次表述。拟定空域概念是为了实现明确的战略目标,如提高安全、增加空中交通容量和减少环境影响。空域概念可根据通信、导航和监视/空中交通管理 (CNS/ATM) 方面的特定设想,如空中交通服务 (ATS) 航路结构、最低间隔标准、航路间距和超障余度方面的假设,包括有空域及其用户实际构成方面的详细情况。

垂直引导进近程序 (APV) 利用水平和垂直引导,但是并未达到精密进近和着陆运行要求的仪表程序。

区域导航 (RNAV) 一种导航方式,允许航空器在陆基或者星基导航设备覆盖范围内,或在机载自主导航设备的工作范围之内,或者同时在这两种情形下,沿任一期望的飞行航径飞行。

注:区域导航包括基于性能导航,以及其他未达到基于性能导航规定的区域导航运行。

区域导航航路 为使用能够实施区域导航的航空器而建立的空中交通服务航路。

空中交通服务监视服务 表示直接由空中交通服务监视系统提供的服务。

空中交通服务监视系统 泛指能够识别航空器的各种系统,如广播式自动相关监视、一次监视雷达、二次监视雷达或任何类似陆基系统。

注:类似陆基系统指已经通过比较评估或其他方法证明已达到或优于单脉冲二次监视雷达安全和性能水平的系统。

循环冗余码校验 (CRC) 一种用于二进制数据的数学运算法则,可为防止数据丢失或篡改提供一定程度的保障。

决断高度 (DA) 或决断高 (DH) 在精密进近或者垂直引导下的进近中,如果不能建立继续进近所需的目视参照,则必须开始复飞的规定飞行高度或者相对高度。

注 1:决断高度以平均海平面为参照,而决断高以跑道入口处标高为参照。

注 2:所需目视参照指为了让飞行员有充足时间对航空器相对期望飞行航径的位置及位置变化速度进行评估而应看到的目视助航设备或进近区域。在使用决断高度的 III 类运行中,所需的目视参照是针对特定程序和运行而规定的。

注 3: 当两种表述同时使用时, 为了方便, 其书写形式可以为“决断高度/高”, 缩写为“DA/H”。

下滑道 沿垂直轴方向规定的, 在垂直引导进近程序或者精密进近的最后进近航段上经过基准面交叉点/跑道入口基准高的飞行航径。

混合导航环境 可在同一空域内使用不同导航规范的环境 (如同一空域内的 RNP 10 航路和 RNP 4 航路) 或允许传统导航与 RNAV 或 RNP 同时运行的环境。

导航设备 (NAVAID) 基础设施 导航设备基础设施是指可用于满足导航规范要求的星基和/或陆基导航设备。

导航应用 按照设定的空域概念, 在航路、程序和/或规定的空域范围应用导航规范和辅助导航设备基础设施。

注: 导航应用是实现规定空域概念战略目标的决定性要素之一, 此外还包括通信、监视和空中交通管理程序等要素。

导航功能 导航系统为满足空域概念所需的具体能力 (如执行航段过渡、平行偏置能力、等待航线、导航数据库等)。

注: 导航功能性要求是选择特定导航规范的决定性要素之一。每个导航规范的导航功能 (功能性要求) 见《基于性能导航 (PBN) 手册》(Doc 9613 号文件) 第 II 卷 B 部分和 C 部分。

导航规范 支持指定空域内 PBN 运行所需的一组针对航空器和机组人员的要求。有两类导航规范:

RNP 规范 基于区域导航的导航规范, 要求性能监视和告警, 以前缀 RNP 标示, 如 RNP 4、RNP APCH。

RNAV 规范 基于区域导航的导航规范, 不要求性能监视和告警, 以前缀 RNAV 标示, 如 RNAV 5、RNAV 1。

注: 《基于性能导航 (PBN) 手册》(Doc 9613 号文件) 第 II 卷包含导航规范的详细指南。

超障面 (OCS) 用于决定任一点的最低超障高度的障碍物评价面。

基于性能导航 以沿空中交通服务航路运行、实施仪表进近程序或在指定空域运行的航空器性能要求为基础的区域导航。

注: 在导航规范中, 性能要求表示为在特定空域概念下进行所提议运行所需的精度、完好性、连续性、可用性和功能性。

程序管制 使用从空中交通服务监视系统之外的渠道获取的信息提供的空中交通管制服务。

RNAV 运行 使用区域导航系统实施 RNAV 的航空器运行。RNAV 运行包括使用区域导航进行并非按照《基于性能导航手册》(Doc 9613 号文件) 进行的运行。

RNAV 系统 一种区域导航系统，使航空器在地基导航设备信号覆盖范围内，或在机载自主导航设备的工作能力范围之内，或者在这两种情形下，沿任一期望的航径飞行。RNAV 系统可以作为飞行管理系统 (FMS) 的一部分。

RNP运行 使用RNP系统实施RNP的航空器运行。

RNP 航路 为使用遵守所规定 RNP 规范的航空器而建立的空中交通服务航路。

RNP系统 支持机载性能监视与告警的区域导航系统。

星基增强系统 (SBAS) 一个覆盖面广的增强系统，供用户接收卫星发射机发出的增强信号。

标准仪表进场 (STAR) 带有标识的仪表飞行规则 (IFR) 进场航路，该航路将通常位于空中交通服务航路上的某一重要位置点与公布的仪表进近程序起始点相连接。

标准仪表离场 (SID) 带有标识的仪表飞行规则 (IFR) 离场航路，该航路将机场或机场特定跑道与某一规定的通常位于有标识的空中交通服务航路上的重要的航路飞行阶段起始点相连接。

缩略语

AC	咨询通告
ADS-B	广播式自动相关监视
AGL	离地高度
anpe	实际导航性能误差
APCH	进近
APV	垂直引导进近程序
*ase	高度测量系统误差
ASI	空速指示器
ATC	空中交通管制
*atis	终端自动情报服务
ATM	空中交通管理
ATS	空中交通服务
ATT	沿航迹容差
BARO-VNAV	气压垂直导航
BG	机体几何形状
CAT	类型
CDA	连续下降进近
CFIT	可控飞行撞地
Cot	余切
CNS/ATM	通信、导航和监视/空中交通管理
DA/H	决断高度/高
DER	跑道起飞末端
D _{FAP}	自跑道入口至最后进近点的距离
D _{FROP}	至最后进近改出点的距离
DR	下降率
DTA	提前转弯距离
FAA	美国联邦航空局
FAF	最后进近定位点
FAP	最后进近点
FAS	最后进近航段
FCC	飞行控制计算机
FOSA	飞行运行安全评估
FROP	最后进近改出点
ft	英尺
*fte	飞行技术误差
FTP	假想的跑道入口点

* 小写用于那些来自《基于性能导航 (PBN) 手册》(Doc 9613 号文件) 的缩略语。

GNSS	全球导航卫星系统
GP	下滑道
GPI	地面上对应的切入点
GPS	全球定位系统
H	高度
HATh	跑道入口以上高度
HL	高度损失
IAF	起始进近定位点
IAS	指示空速
IF	中间定位点
IRU	惯性基准组件
ISA	国际标准大气
isad	国际标准大气温度偏差
km	千米
kt	节
LNAV	水平导航
LTP	着陆跑道入口点
LTP _{ELEV}	着陆跑道入口点标高
m	米
MA	复飞
MAS	复飞航段 (一个或多个)
MEL	最低设备清单
MOC	最小超障余度
NM	海里
OAS	障碍物评价面
OCA/H	超障高度/高
OCS	超障面
PANS-OPS	空中航行服务程序 —— 航空器的运行
PBN	基于性能导航
PSR	一次监视雷达
R	转弯率
r	半径
RA	无线电高度表
RDH	跑道入口基准高
RF	固定半径至定位点 (航空无线电公司航段类型)
RNAV	区域导航
RNP	所需导航性能
RNP AR	要求授权的所需导航性能
RNPSORSG	所需导航性能和特别运行要求研究小组
RSS	平方和根
RWY	跑道

SI	国际单位制
SOC	开始爬升点
SSR	二次监视雷达
TAS	真空速
TCH	飞越跑道入口的高度
TF	定位点间的航迹 (航空无线电公司航段类型)
TP	转弯点
TrD	过渡距离
TWC	顺风分量
V	速度
VA	航向至指定高度 (航空无线电公司航段类型)
vae	垂直角度误差
V _{at}	跑道入口速度
VEB	垂直误差分布值
VGSI	目视下滑坡度指示器
VNAV	垂直导航
VPA	垂直航径角
V _{slg}	最大着陆质量时着陆构型的失速速度
V _{so}	失速速度
WGS	世界大地坐标系
wpr	航路点分辨率误差

第1章

要求授权的所需导航性能 (RNP AR) 的描述

1.1 本手册目的

1.1.1 本手册旨在供使用区域导航 (RNAV) 航空用电子系统且要求授权 (AR) 的所需导航性能仪表进近的航空器运营人和程序设计者使用。

1.1.2 本手册包括各项设计标准, 以协助各国根据《基于性能导航 (PBN) 手册》(Doc 9613号文件) (以下称为《基于性能导航手册》) 第II卷C部分第6章 —— 实施RNP AR APCH, 来实施RNP AR进近 (APCH) 程序。

1.2 应用

1.2.1 RNP AR程序的实施不在程序设计范围之内, 因为航空器运营人需要经历授权过程, 以确保在程序实施之前可满足其他关键先决条件并完成了相关的适航性与运行程序方面的批准。实施和运行批准的相关指南见《基于性能导航手册》。

1.2.2 《基于性能导航手册》包括的导航规范可适用于如下两种RNP进近方式: RNP APCH和RNP AR APCH。

1.2.3 根据附件6 —— 《航空器的运行》, RNP AR APCH运行被归类为垂直引导进近程序 (APVs)。此类运行需要在最后进近航段 (FAS) 有可靠的垂直导航 (VNAV) 引导系统。现在, 实施RNP AR APCH使用可满足规定适航要求的气压垂直导航系统 (BARO-VNAV)。超障余度基于对被称为垂直误差分配值 (VEB) 的所有各项误差所作的统计评估。如果能够确保同等精确度、完好性和可控性, 可以实施其他合适的精确垂直引导。

1.2.4 根据设计, RNP AR APCH程序可支持对各种合适的RNP采用多种最低标准, 如RNP 0.3、RNP 0.2, 一直到RNP 0.1。但是, 设计者不应颁发RNP小于0.3的程序, 除非存在着运行上的好处。RNP的下降可降低告警极限并增加告警及随后进行复飞的可能性; 因此, 所公布的最低RNP不应低于提供所需的运行能力所需的水平。

1.2.5 本手册中的设计标准适用于若干航空器类型, 因此并不能对某些航空器类型的全部能力加以考虑。所以, 根据本手册设计的程序会提供一个在许多但并不是所有情况下均可接受的运行解决方案。如果通过使用这些标准并不能获取一个运行上可以接受的解决方案, 可能需要制定详细程序来满足当地条件。可能会产生出替代性设计解决方案, 对航空器类型或具体的性能参数、特殊运行条件或限制、机组培训、运行评估或者证明能够提供同等安全水平的其他要求加以规定。此类替代性解决方案不在本手册的讨论范围之内, 并且需要作逐项飞行运行安全评估 (FOSA) 和运行批准。

1.2.6 RNP AR APCH运行使用很高的RNAV能力水平, 运行的所有方面均须满足《基于性能导航手册》中规定的相关要求。

1.2.7 RNP AR APCH程序的安全性取决于航空器性能、运行程序和程序设计之间的相互关系是否适当。本手册的使用者在设计RNP AR程序时应了解这一重要差别。

1.3 航空器合格性

1.3.1 航空器合格性是RNP AR运行批准过程不可或缺的组成部分。对于一个RNP AR仪表飞行程序，只有具备确切性能、能力和功能的航空器才能被授权进行RNP AR APCH运行。

1.3.2 航空器必须满足《基于性能导航手册》中给出的关于RNP AR APCH导航规范的各项要求。作为航空器审定方案或航空器合规评估的一个组成部分，航空器制造商必须对航空器性能和能力，以及对关于航空器和各个系统的任何特殊程序或限制加以验证并以文件形式留存。

1.3.3 对航空器性能进行验证，可允许所有合格航空器使用仪表飞行程序，使设计者无需对航空器类型或性能能力作个别考虑。

1.3.4 由于对航空器性能、完好性和功能性进行验证、记录和批准是验证RNP AR能力的一个组成部分，所以无需作特殊的或者大量的试飞和模拟飞行来收集有关航空器性能的统计数据，以支持RNP AR运行的实施。

1.4 运行合格性

1.4.1 RNP AR APCH运行批准过程包括根据《基于性能导航手册》中的RNP AR APCH导航规范批准运行程序和机组培训。

1.4.2 运行程序必须遵守航空器RNP AR能力批准中的任何条件和任何其他要求，如最低设备清单 (MEL)、飞行机组运行手册、航空器飞行手册和维修指南。

1.4.3 运行程序也必须考虑程序设计者规定的任何限制或要求。为了在某些情况下执行RNP AR APCH程序，可能要求有规定的设备或能力。

1.4.4 每个RNP AR APCH程序在出版之前，会根据《基于性能导航手册》和其他相关指南对其进行核证。但是，由于在功能、设备和可飞性方面可能会存在差别，所以要求运营人对适用于所用航空器类型的每个程序作运行核证。

1.4.5 在授权执行RNP AR APCH运行之前，运营人必须向国家管理者证明已适当处理RNP AR APCH运行的如下所有相关方面：

- a) 确定航空器的合格性；
- b) 培训，如机组人员、签派等；
- c) 最低设备清单、持续适航性；

- d) 运行程序要求;
- e) 签派程序;
- f) 维修程序;
- g) 批准条件或限制;
- h) 从运行上对每种航空器类型作程序验证; 和
- i) 作飞行运行安全评估。

1.4.6 这些方面的具体考虑事项和问题在《基于性能导航手册》中作了详述。

1.5 飞行运行信息

1.5.1 执行RNP AR仪表程序要求航空器运营人对其机组信息、飞行程序和培训进行检查, 以确保其足以使运营人合格并获得运行批准。

1.5.2 机组信息、飞行程序和培训必须与RNP AR APCH仪表进近程序、航空器类型或改型、机组岗位、机载系统、助航设备和拟使用的地面系统相符。培训主题会酌情而定, 使其适用于初始资格培训、定期资格培训、资格再认定培训、指挥升级培训或差额培训。有关机组培训要求的详述内容, 见《基于性能导航手册》。

1.6 飞行程序

使用本手册, 必须熟悉有关RNP AR APCH运行的如下各方面:

- a) RNP能力 机组必须了解在RNP AR授权文件中记载的适合于航空器构型或运行程序 (如全球定位系统 (GPS) 不工作, 使用飞行指引仪而不是自动驾驶仪) 的航空器RNP能力。
- b) RNP可用性检查 在进近开始之前, 机组负责确保选择适合的RNP。应该选择符合运行条件的最高RNP, 以减少出现告警和随后出现复飞的可能性。机组会确保在开始某一程序之前, 可获取所需的导航系统性能, 并且预计在程序执行期间能够一直获取。程序开始之后, 不应变更RNP。
- c) 固定半径至定位点 (RF) 航段 在设计程序航迹时, 使用RF航段可带来更多的灵活性。RF航段可以出现在程序的各个阶段, 包括最后航段, 如果合适, 会在进近图中对RF航段能力的要求作出说明。由于程序设计中可以选择使用或者不使用RF航段, 所以必须在运营人授权中特别指出有能力执飞包括有RF航段的各程序。
- d) 最低设备 最低设备相关规定的详述见《基于性能导航手册》。在某些地方, 空域或障碍物环境会要求在程序任何阶段出现复飞时具有RNP能力。在这些地点, 可能需要冗余设备。

- e) 非标准速度或爬升梯度 RNP AR进近的制定基于标准进近速度和所规定的复飞期间的标称爬升梯度。这些标准之外的任何例外情况均须在进近程序中明示，并且运营人必须确保他们在执行运行之前能够遵从任何公布的限制。
 - f) 非正常运行 机组必须有能力和所有正常和非正常运行期间，将航空器位置保持在与所选RNP相符的航径容差之内。(有关飞行技术容差的规定，见《基于性能导航手册》第II卷第6章中给出的导航规范。)
 - g) 垂直飞行航径容差 在最后进近航段里，机组会监控与垂直导航航径之间的任何垂直偏移，以确保航空器保持在《基于性能导航手册》第II卷第6章中给出的导航规范中规定的容差范围之内。
 - h) 配套自动驾驶仪 建议使用配套自动驾驶仪。运营人程序必须规定无自动驾驶仪时的运行条件。
-

第2章

RNP AR 进近程序设计

2.1 基本原则

RNP APCH与RNP AR APCH

2.1.1 可将RNP APCH界定为这样一个RNP进近程序，即要求起始、中间和复飞航段 (MAS) 期间的水平总系统误差为 ± 1 海里，最后进近航段水平总系统误差为 ± 0.3 海里。关于实施RNP APCH运行的指南可参阅《基于性能导航手册》第II卷第5章 —— 实施RNP APCH。

2.1.2 可将RNP AR APCH界定为要求在进近程序的任何航段上水平总系统误差低至 ± 0.1 海里的这样一个RNP进近程序。RNP AR APCH程序也要求应该如《基于性能导航手册》第II卷第6章中所述，保持一特定的垂直精确度。RNP AR程序的垂直基准为着陆跑道入口点 (LTP)。RNP AR APCH标准仅适用于遵守所规定的其他审定、批准和培训要求的那些航空器和运营人。只有在能够保持或改进运行安全，并且可获得大量运行效益时，才公布RNP AR APCH程序。有关RNP AR审定和批准的要求，见《基于性能导航手册》。在使用本手册中所载标准时，RNP值表示与RNP值相关的障碍物保护力度。RNP值用于决定与某一仪表程序所覆盖某一航段相关的保护区的区域半宽度值 (以海里表示)。

2.2 超障高度/高 (OCA/H) 和决断高度/高 (DA/H)

2.2.1 RNP AR程序的OCA/H公布于航图上；但是，对于所包括的复飞航段其RNP值小于RNP 1.0的程序，所公布的却是DA/H，并在航图上作适当的注释。在此情形下，批准过程可确保在到达表示标称DA/H的沿航迹点之前，不执行复飞。

DA/H下限 —— 机场环境

2.2.2 适用如下OCA/H的下限：

- a) 75米 (246英尺)，如果已经对附件14 —— 《机场》第I卷第4章中的内进近、内过渡和终止着陆面进行了评估并且没有穿透这些表面；和
- b) 其他所有情况下均为90米 (295英尺)。

程序复杂度和低于75米 (246英尺) 的OCA/H值

2.2.3 如果使用直接进近所获得的超障高为75米 (246英尺)，则不应增加RF转弯或者单纯为了获得更低的超障高度值而降低RNP值，以免将程序进一步复杂化。

2.3 标准条件

OCA/H的公布对象指那些为其设计了程序的各类航空器。OCH值须基于如下各项标准条件：

- a) 最后进近垂直引导和DA/H均基于气压高度表；
- b) 使用飞行指引仪或自动驾驶仪执行飞行程序；
- c) 审定过程中考虑航空器大小 (无需采用其他程序设计)；
- d) 审定和批准过程可保障及早复飞；和
- e) 由主管当局对航空器的RNP AR运行作适当审定和批准。

2.4 地形影响

将VEB (垂直误差分布值) 用于避开障碍物取决于高度测量法的精确性。快速上升的地面、大量山脉或悬崖、陡峭的河谷壁和深邃的峡谷均可能产生伯努利/文氏管/地形提升效应，从而影响到垂直性能。设计过程中必须确定可能出现大量压力变化的地区，也必须考虑它们对所拟定程序的影响并在安全评估期间对此影响进行鉴定。

2.5 水平保护

对于RNP AR程序，将主区域的半宽度规定为 $2 \times \text{RNP}$ 。不存在缓冲区或副区。表2-1列出了可适用于特定仪表程序航段的RNP值。

表2-1 RNP值

航段	RNP AR		
	最大	标准	最小
进场	2	2	1.0
起始	1	1	0.1
中间	1	1	0.1
最后	0.5	0.3	0.1
复飞	1.0	1.0	0.1*
*关于复飞航段最小值的限制，请参阅4.6节。			

2.6 垂直保护

2.6.1 在最后进近和复飞航段，由两个障碍物评价面 (OAS) 来规定超障余度：

- a) 基于气压高度表系统其VEB的最后进近面；和
- b) 基于过渡距离 (TrD) 的水平面 (见4.6.9)，和复飞 (Z) 面。

2.6.2 审定、批准和培训过程旨在确保气压高度表和机组行为能力足以使航空器保持在该垂直剖面内。

第3章

一般标准

3.1 航空器速度类型

3.1.1 航空器性能差异对做盘旋进近、转弯复飞、最后进近下降和机动着陆（包括基线转弯和程序转弯）等机动飞行所需的空域和能见度有直接影响。性能方面最为重要的因素是速度。因此，规定了五类具有代表性的航空器，以提供标准化的依据将航空器的机动性与特定的仪表进近程序对应起来。

3.1.2 有待考虑的着陆构型须由运营人或者由飞机制造商规定。

3.1.3 本文件中，航空器类型会按照与其相应的下列字母标识加以提及：

- A类 —— 指示空速 (IAS) 小于169千米/小时 (91节)
- B类 —— 指示空速 (IAS) 等于或大于169千米/小时 (91节)，但小于224千米/小时 (121节)
- C类 —— 指示空速 (IAS) 等于或大于224千米/小时 (121节)，但小于261千米/小时 (141节)
- D类 —— 指示空速 (IAS) 等于或大于261千米/小时 (141节)，但小于307千米/小时 (166节)
- E类 —— 指示空速 (IAS) 等于或大于307千米/小时 (166节)，但小于391千米/小时 (211节)

3.1.4 按类型对飞机进行分类时所考虑的一个标准为：跑道入口处的指示空速 (V_{at}) 等于失速速度 (V_{so}) 乘以1.3或者着陆构型下最大审定着陆质量时的失速速度 (V_{slg}) 乘以1.23。如果 V_{so} 和 V_{slg} 均可得知，则使用所求取的跑道入口处速度 (V_{at}) 的较大值。表3-1a)和3-1b)中的各种速度 (指示空速) 会用于程序计算中。关于这些速度与真空速的换算，见3.1.7。

对航空器类型和指示空速的限制

3.1.5 如果空域要求对某一特定类型的航空器至关重要，则程序可能会以较低速度类型的航空器为依据，只要该程序的使用仅限于这些类型的航空器。另一种可行的方法是，可能会将该程序规定为限于某一特定航段的某一特定最大指示空速，不管航空器类型如何。应该使用表3-1a)和3-1b)中给出的程序速度计算真空速 (TAS)。

航空器类型的永久性变动 (最大着陆质量)

3.1.6 运营人可能会采用恒定的更低着陆质量，如果运营人所在国批准，可使用此质量决定跑道入口处的速度。为某一给定飞机规定的类型须为一个恒定值，因此不受日常运行变动的的影响。

表3-1 a) 指示空速 (千米/小时)

航段		各类航空器的指示空速				
		A类	B类	C类	D类	E类
起始、中间		280	335	445	465	467
最后		185	240	295	345	按规定
复飞		205	280	445	490	按规定
最小空速 限制	起始	204	259	389	389	按规定
	最后	185	222	259	306	按规定
	中间	204	259	333	333	按规定
	复飞	185	241	306	343	按规定

表3-1 b) 指示空速 (节)

航段		各类航空器的指示空速				
		A类	B类	C类	D类	E类
起始、中间		150	180	240	250	250
最后		100	130	160	185	按规定
复飞		110	150	240	265	按规定
最小空速 限制	起始	110	140	210	210	按规定
	最后	100	120	140	165	按规定
	中间	110	140	180	180	按规定
	复飞	100	130	165	185	按规定

注: 表3-1b)中给出的速度为换算值, 出于操作原因, 四舍五入至最为接近的5的倍数, 从运行安全角度看, 表中速度被认为是等同的。

计算真空速

3.1.7 RNP AR程序的指示空速与真空速的换算使用如下标准等式:

非国际单位制单位:

$$TAS = IAS \times 171233 \times [(288 + VAR) - 0.00198 \times H]^{0.5} / (288 - 0.00198 \times H)^{2.628}$$

国际单位制单位:

$$TAS = IAS \times 171233 \times [(288 + VAR) - 0.006496 \times H]^{0.5} / (288 - 0.006496 \times H)^{2.628}$$

- 式中 IAS = 指示空速 (节或千米/小时, 酌情而定)
TAS = 真空速 (节或千米/小时, 酌情而定)
VAR = 与国际标准大气 (ISA) 的偏差 (标准值+15) 或者与可获取的本地高温温度值的95%之间的偏差
H = 高度 (英尺或米, 酌情而定)

上面两等式编入微软Excel电子表中, 此表与本手册电子版同时载于国际民航组织公共网 (www.icao.int) “出版物”之下。

3.2 计算转弯半径和坡度角

计算转弯速度

3.2.1 对于RNP AR程序, 使用速度 $V = \text{真空速} + \text{假设顺风风速}$ 来计算旁切转弯和RF (固定半径至定位点) 转弯的转弯半径。

3.2.2 使用3.1.7中的公式, 以及表3-1a)和3-1b)中所列的为其作了程序设计的最快速航空器类型的指示空速求取转弯真空速。

3.2.3 可以适用速度限制, 以减少转弯半径; 但是, 准备转弯的航空器必须在运行上可以接受最高速度。每个进近航段只允许一次速度限制, 并且须使用与获得程序授权的最快速航空器类型相对应的最快空速来决定转弯速度。

计算旁切转弯的转弯半径

3.2.4 旁切定位点处采用的转弯半径依据于18度的坡度角以及真空速与假设顺风风速的和值。使用转弯期间允许的最高高度找到将在进近程序中公布的最高速航空器类型, 并使用表3-1 a) (国际单位制 (SI)) 或者表3-1 b) (非国际单位制单位) 中合适的指示空速; 使用3.1.7中合适的公式计算真空速。对于起始和中间航段, 使用转弯定位点之前的这个定位点的最低高度。使用表3-2 a) (国际单位制单位) 或者表3-2 b) (非国际单位制单位) 中对应于转弯期间最高高度的顺风分量 (TWC)。(对在表中两个高度值之间的某一高度处进行的转弯, 可以使用内插法得出此转弯的新顺风分量。如果内插法得出的风速值用于150米 (492英尺) 以下高度, 则0英尺高度处的风速值最低为28千米/小时 (15节))。

3.2.5 对于复飞航段, 所使用的高度基于起点位于超障高度/高 —— 高度损失处 (高度损失: 一般为15米 (49英尺)) 的7%的梯度所计算出的高度。

3.2.6 在基于本地气象历史条件 (利用来自其他渠道的可用信息), 并参照本地具体情况决定风速之后, 可以使用其他的顺风梯度或具体值。应记录所使用的渠道和值。

表3-2 a) 顺风分量和高度 (国际单位制单位)

用于转弯计算的顺风分量 (千米/小时)	
机场之上的转弯高度 (米)	标准顺风分量 (千米/小时)
100	40
500	92
1 000	100
1 500	130
2 000	157
2 500	185
3 000	220
≥3 500	242

3.2.7 选择表3-2 a) 或者3-2 b) 中与转弯期间最高高度相对应的顺风分量, 将该值与真空速相加。确定转弯半径 (r)。

- 1) 按如下公式计算转弯率 (R), 单位为度/秒:

$$R = (6\,355 \tan \alpha) / (\pi \times V)$$

式中

V = (真空速 + 风速), 单位为千米/小时;

α = 坡度角

或者

$$R = (3\,431 \tan \alpha) / (\pi \times V)$$

式中

V = (真空速 + 风速), 单位为节;

α = 坡度角

最高值可达3度/秒。

- 2) 按如下公式计算某一给定转弯率 (R) 的转弯半径 (r):

$$r = V / (20 \times \pi \times R)$$

式中

V = (真空速 + 风速)

表3-2 b) 顺风分量和高度 (非国际单位制单位)

用于转弯计算的顺风分量 (节)	
机场之上的转弯高度 (英尺)	标准顺风分量 (节)
500	25
1 000	38
1 500	50
2 000	50
2 500	50
3 000	50
3 500	55
4 000	60
4 500	65
5 000	70
5 500	75
6 000	80
6 500	85
7 000	90
7 500	95
8 000	100
8 500	105
9 000	110
9 500	115
10 000	120
10 500	125
≥11 000	130

基于非标准坡度角得出的转弯半径

3.2.8 标准设计坡度角为18度。为了平稳过渡，保持稳定进近，采用较低的最低标准或达到特定的航段长度，可允许使用较小的或较大的坡度角。非标准坡度角必须在表3-3中所列数值范围内。

表3-3 坡度角范围

航段中的最低离地高度 (AGL)	最大坡度角 (度)
<150米 (492英尺)*	≤3
≥150米 (492英尺)*	≤20
* 跑道入口之上的高度	

3.2.9 这些标准适用于在飞行高度等于或低于FL 190的设计程序。如果需要在FL 190上方转弯，应该使用5度的坡度角。如果5度导致提前转弯距离 (DTA) 之值大于20海里，则：

$$r = 37 \tan (0.5 \times \text{航迹变化角度}) \text{ 千米}$$

$$r = 20 \tan (0.5 \times \text{航迹变化角度}) \text{ 海里}$$

注：使用这些程序的航空器的所属国可能使用国际单位制单位和国际单位制单位空速指示器 (ASIs)。但是，非国际单位制单位的各类航空器标准速度并非是精确的换算值，而是四舍五入值。出入最大的当属C类，转弯半径的出入一般可达50米。当RNP值较低时，此出入事关重大 (因为RNP 0.1的半宽度值仅为370米)，因此应该在划设转弯边界时进行考虑。

旁切转弯 —— 提前转弯距离 (DTA)

3.2.10 提前转弯距离 (DTA) 指从转弯定位点至旁切转弯的起点和终点的测量距离。航段的最小长度不能小于与此航段起始和终端定位点相关的提前转弯总距离 (见图3-1)。

$$DTA = r \tan (A/2)$$

式中

r = 按照3.2.4计算，适用此程序的最快航空器类型的真空速所对应的转弯半径

A = 转弯角度

注1：这些标准不同于Doc 8168号文件 —— 《空中航行服务程序 —— 航空器的运行 (PANS-OPS)》第II卷图III-2-1-1至图III-2-1-20中的公式，因为在RNP审定中会涉及进入/改出距离。

注2：测量用于计算下降梯度的标称距离的方法有两种：对于入航航段，沿着弧形航迹从转弯点至角平分线来测量；对于出航航段部分，沿着弧形航迹从角平分线至改出点来测量。

计算具体RF航段半径所对应的坡度角

3.2.11 如果有必要采用RF航段，则某一给定真空速、顺风速度和转弯半径所需的坡度角为：

国际单位制单位：

$$\alpha = \arctan (TAS+W)^2/(127094 \times r), \text{ 已知 } R \leq (6355 \times \tan \alpha)/[\pi \times (TAS+W)] \leq 3^\circ/\text{秒}$$

非国际单位制单位：

$$\alpha = \arctan (TAS+W)^2/(68625 \times r), \text{ 已知 } R \leq (3431 \times \tan \alpha)/[\pi \times (TAS+W)] \leq 3^\circ/\text{秒}$$

式中

W = 顺风速度

r = 转弯半径

3.2.12 为了确保能够执飞此程序的航空器数量最大化，由所需半径得出的坡度角必须在表3-3中规定取值范围内。

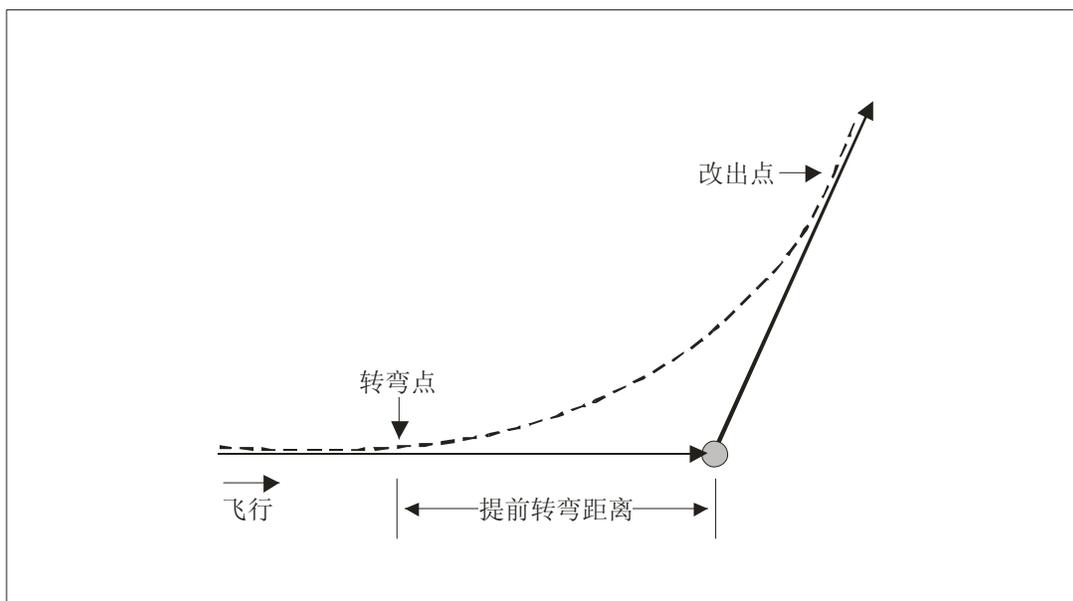


图3-1 提前转弯距离 (DTA)

第4章

程序设计

4.1 总则

航段

4.1.1 进场、起始和中间航段提供一个从航路环境至最后进近航段的平稳过渡。在这些航段内，必须要下降至下滑道 (GP) 切入点并将航空器构型设置为最后进近。设计RNP航段时，应使用最为合适的航段类型 (TF 或RF) 设计RNP航段，以满足起始、中间、最后和复飞航段的障碍物和运行要求。一般来说，首先考虑TF (定位点间的航迹) 航段，但是为了转弯航径控制、程序简化或改善可飞性，可能会用RF (固定半径至定位点) 航段替代TF-TF转弯。

定位点

定位点的确定

4.1.2 所用定位点为符合通用标准的那些定位点。每个定位点须按照附件15 ——《航空情报服务》中的规定加以确定。

阶梯下降定位点

4.1.3 RNP AR程序中不允许阶梯下降定位点。

发布RNP AR程序的相关限制

高度表误差

4.1.4 最后进近垂直引导基于气压高度表，因此，不得公布基于远程高度表拨正的程序。

目视航段面

4.1.5 为了发布RNP AR程序，目视航段面必须无障碍物。

参考系

4.1.6 障碍物位于常规的x、y、z坐标系中，原点为着陆跑道入口点，与世界大地测量系统 (WGS) WGS-84 椭球体平行 (见图4-1)。x轴平行于最后进近航迹：正x轴为跑道入口之前的距离，负x轴为跑道入口之后的距离。y轴与x轴呈直角。z轴垂直跑道入口，跑道入口以上的高度为正值。

RNP航段宽度

4.1.7 RNP值以百分之一 (0.01) 海里为一级加以规定。航段宽度规定为 $4 \times \text{RNP}$ ；航段一半宽度 (半宽) 规定为 $2 \times \text{RNP}$ (见图4-2)。仪表程序的标准RNP值列于表4-1中。

4.1.8 除非要求更低的值来达到所需的地面航迹或者最低的超障高度/高，否则应使用表4-1中所列标准RNP值。最低的RNP值列示于表4-1的“最小”一栏中。

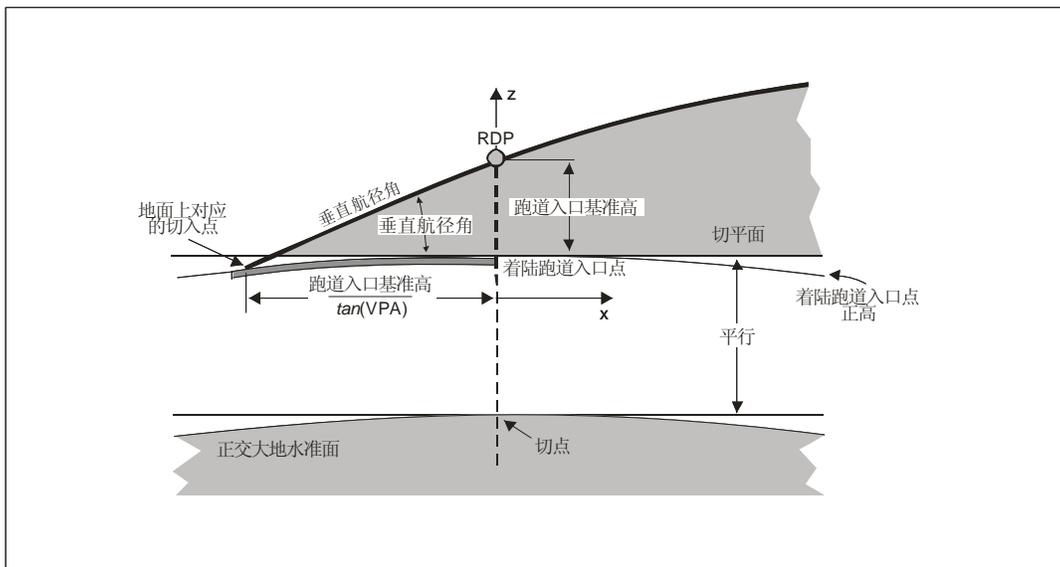


图4-1 坐标系基线

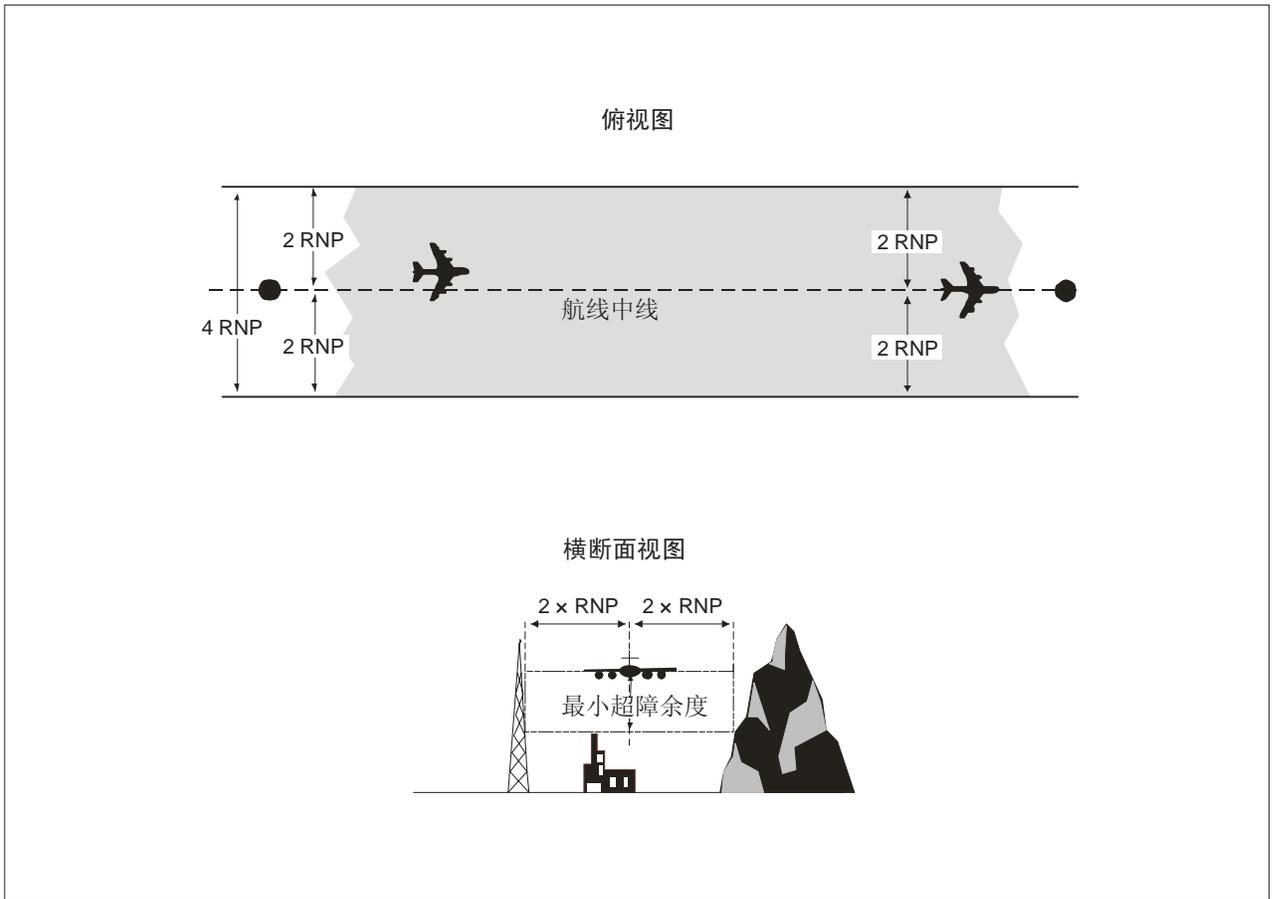


图4-2 RNP航段宽度

表4-1 RNP值

航段	RNP值		
	最大	标准	最小
起始	1	1	0.1
中间	1	1	0.1
最后	0.5	0.3	0.1
复飞	1	1	0.1*

* 仅按复飞这一节中提到的关于最短最后直线航段的规定加以使用。参考第4.6节

RNP航段长度

4.1.9 航段的设计长度应足够长，以允许所需下降尽可能接近最佳梯度，并在需要转弯时考虑提前转弯距离。最短直线航段（任何航段）的长度为 $2 \times \text{RNP}$ （如果设计旁切转弯程序，则酌情加上提前转弯距离）。如果RNP出现变化（RNP值在定位点之前的 $1 \times \text{RNP}$ 处开始变动），可参考段落4.1.7。计算超障余度时，所涉及航段的起始和结束点分别位于第一个定位点之前的 $1 \times \text{RNP}$ 和第二个定位点之后的 $1 \times \text{RNP}$ 。

航段宽度变化（RNP值）

4.1.10 航空器达到定位点之前，必须完成RNP值的变化；因此，必须对定位点前后两个航段位于定位点 $\pm 1 \text{RNP}$ 以内的区域进行评估。RNP值降低的说明见图4-3，RNP值增加的说明见图4-4，涉及RF航段的RNP值的变化情况见图4-5。

TF航段

4.1.11 TF航段为两个定位点之间的大圆飞行航径，是RNP AR程序中所用的常规标准航段。TF航段一般由旁切定位点连接起来。

在连接两个TF航段的旁切航路点处转弯时转弯保护区的设计

4.1.12 此设计专门针对RNP AR程序，仅使用主区： $1/2 \text{AW} = 2 \times \text{RNP}$ ；不使用缓冲区。如果预计航空器在FL 190以上的高度（旁切）飞越定位点，转弯角最大不能超过70度；等于和低于FL 190飞越定位点时，则为90度。当障碍物不允许采用此种设计方式时，应考虑使用RF航段（见4.1.13）。使用如下步骤设计旁切转弯保护区：

第1步：决定所需的地面航迹。计算3.2.4中所述转弯半径（ r ）。划设与入航和出航航段相切的转弯飞行航径。圆心将位于角平分线上（见图4-6和4-7）。

第2步：划设与入航和出航航段的外边界相切的外边界，半径为 $2 \times \text{RNP}$ ，定位点为圆心。

第3步：划设与入航和出航航段的内边界相切的转弯内边界，半径为 $(r + 1 \text{RNP})$ 。圆心位于角平分线上（见图4-7）。

对下一个航段的评估开始于转弯定位点之前的 1RNP （见图4-6）或者开始于角平分线之前的 1RNP （见图4-7），取先到达的点。

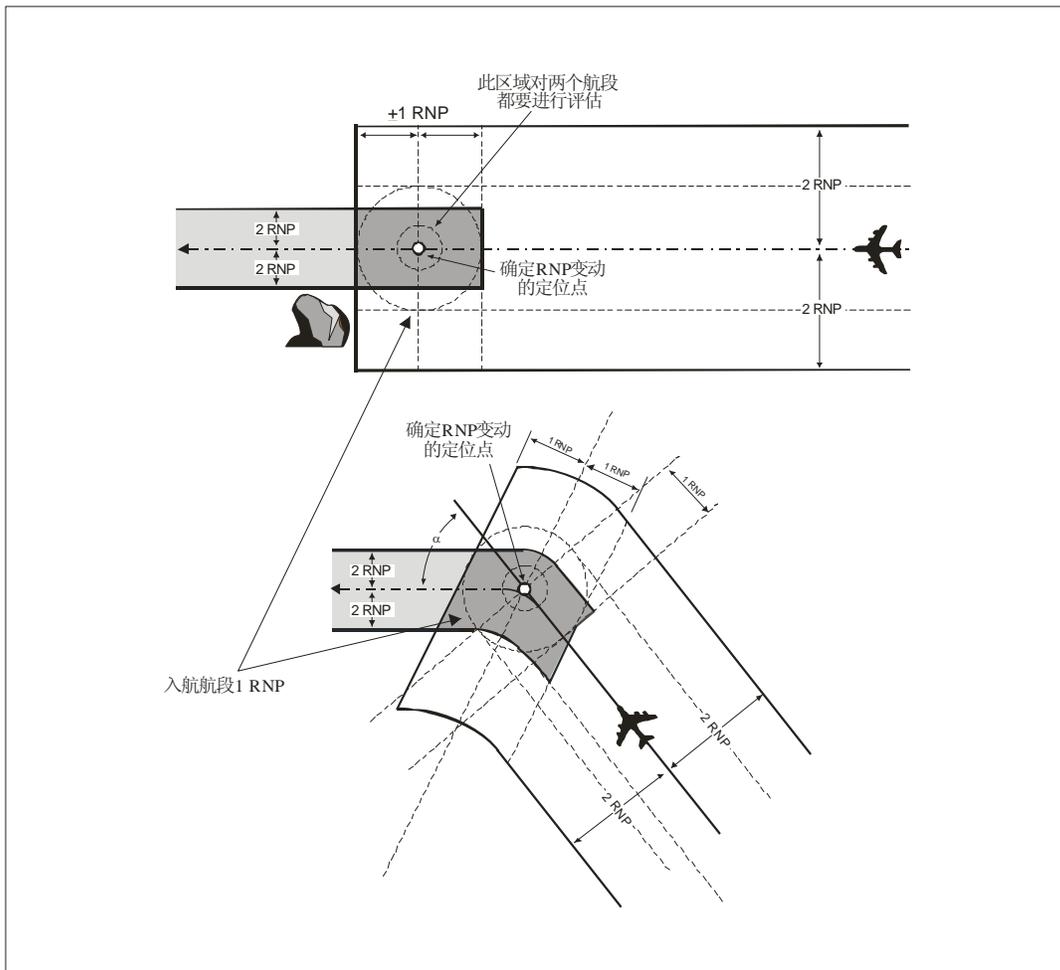


图4-3 RNP降低 (直线和转弯航段)

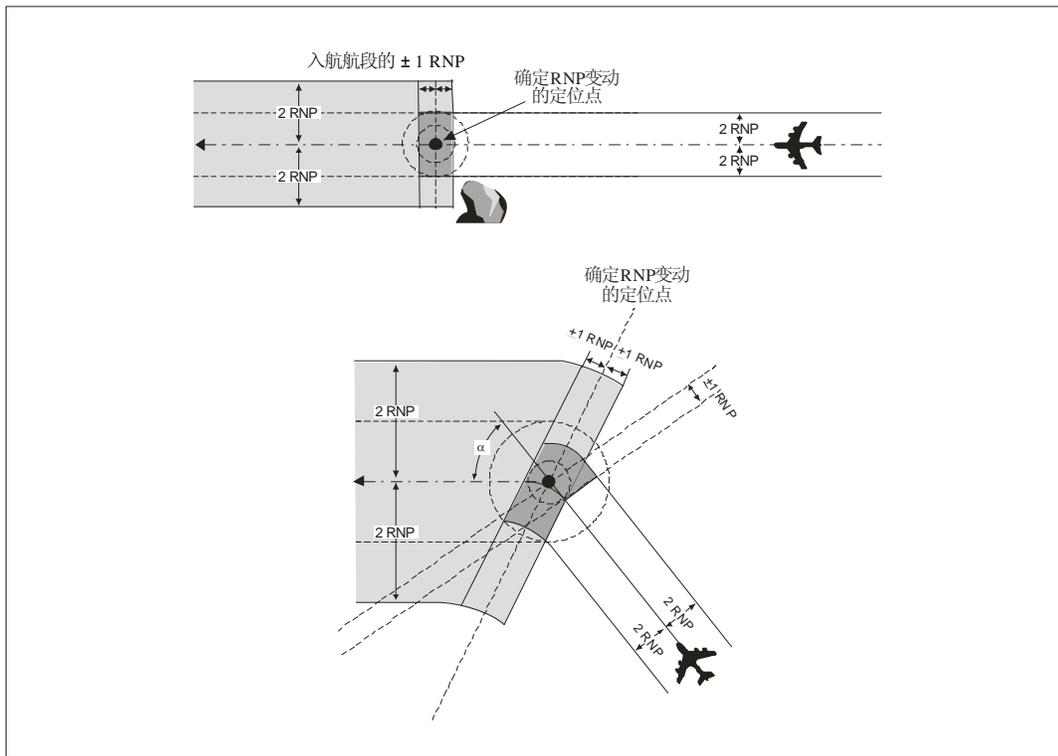


图4-4 RNP增加 (直线和转弯航段)

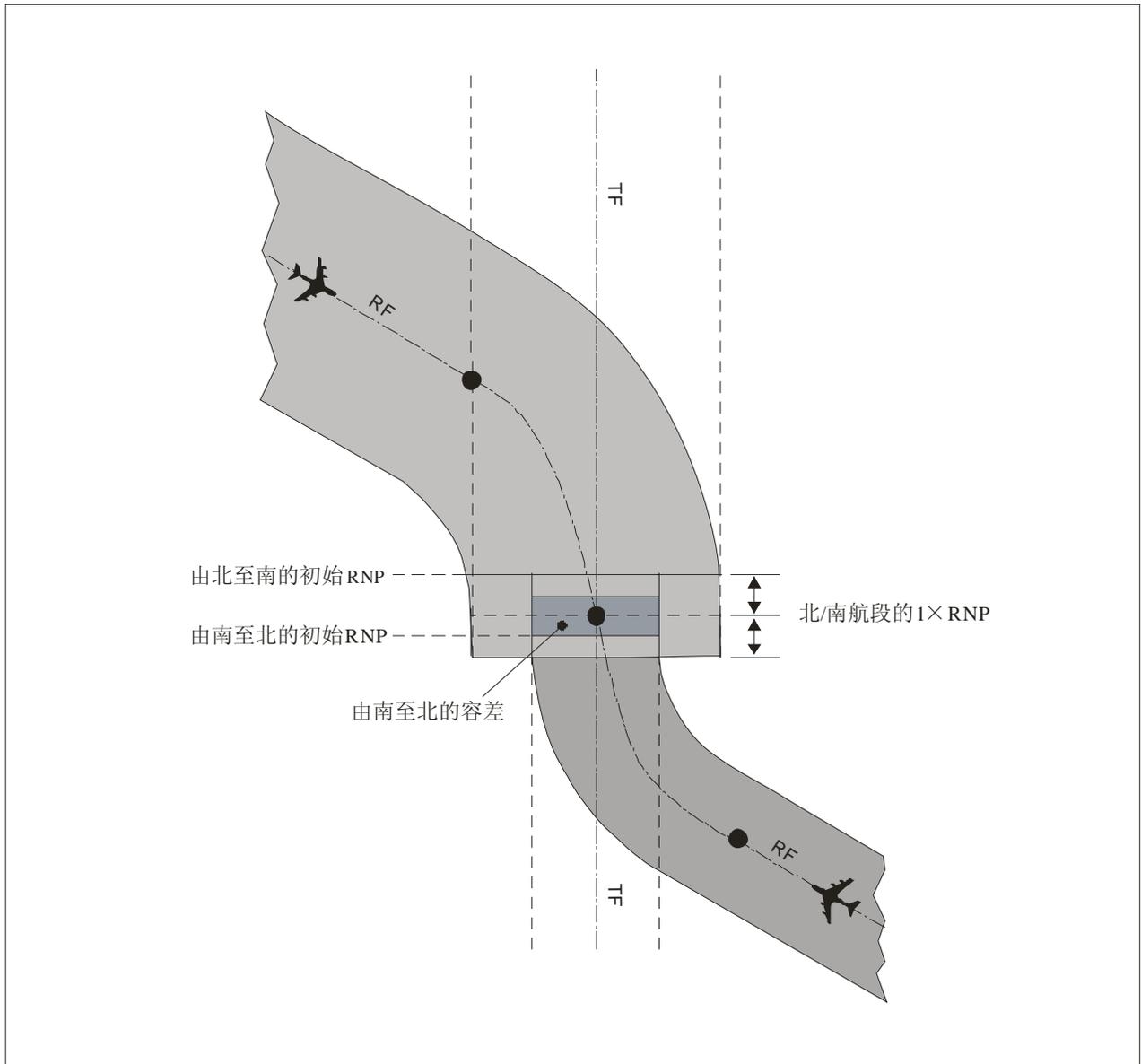


图4-5 RNP值的变动

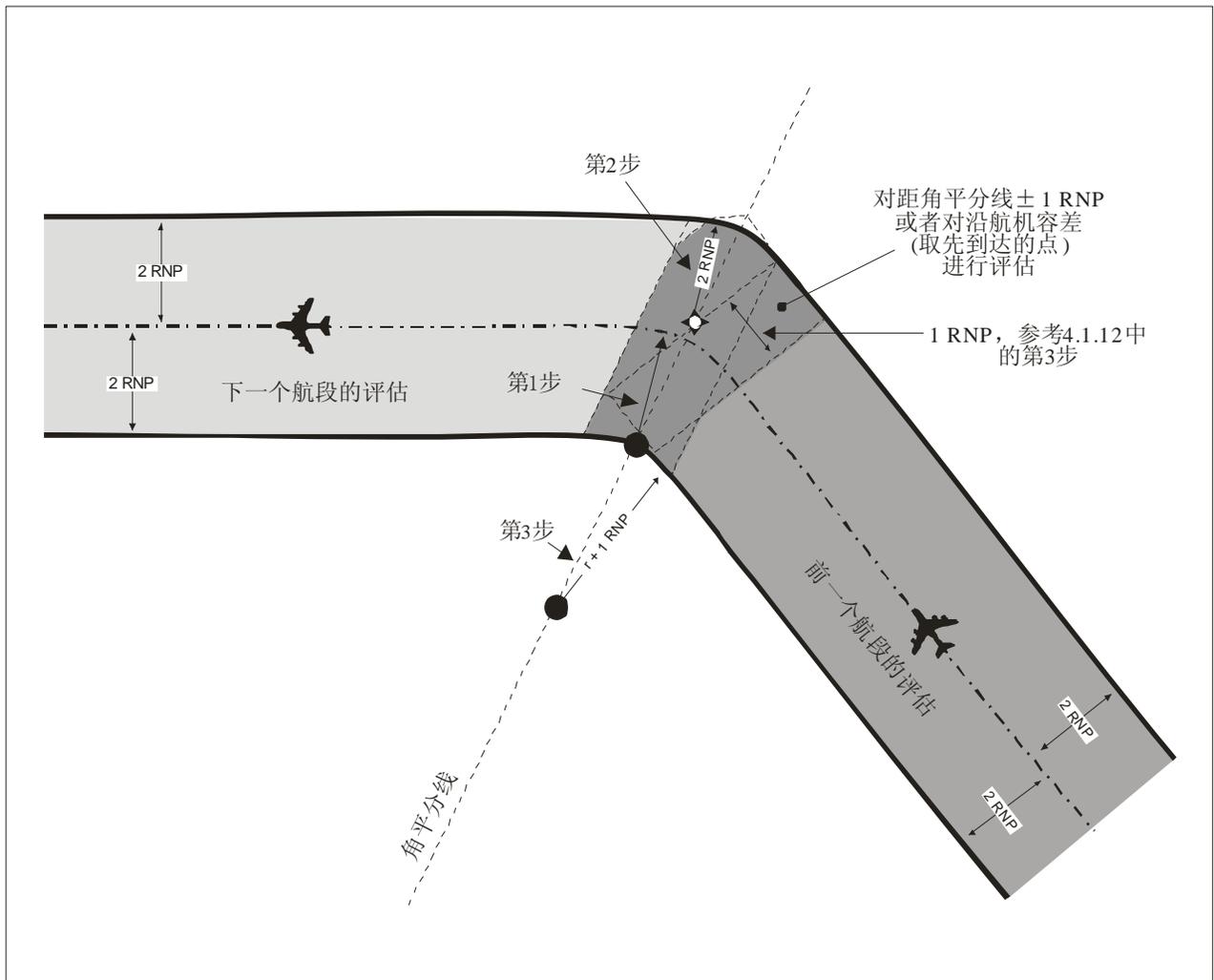


图4-6 在旁切转弯定位点处的小转弯

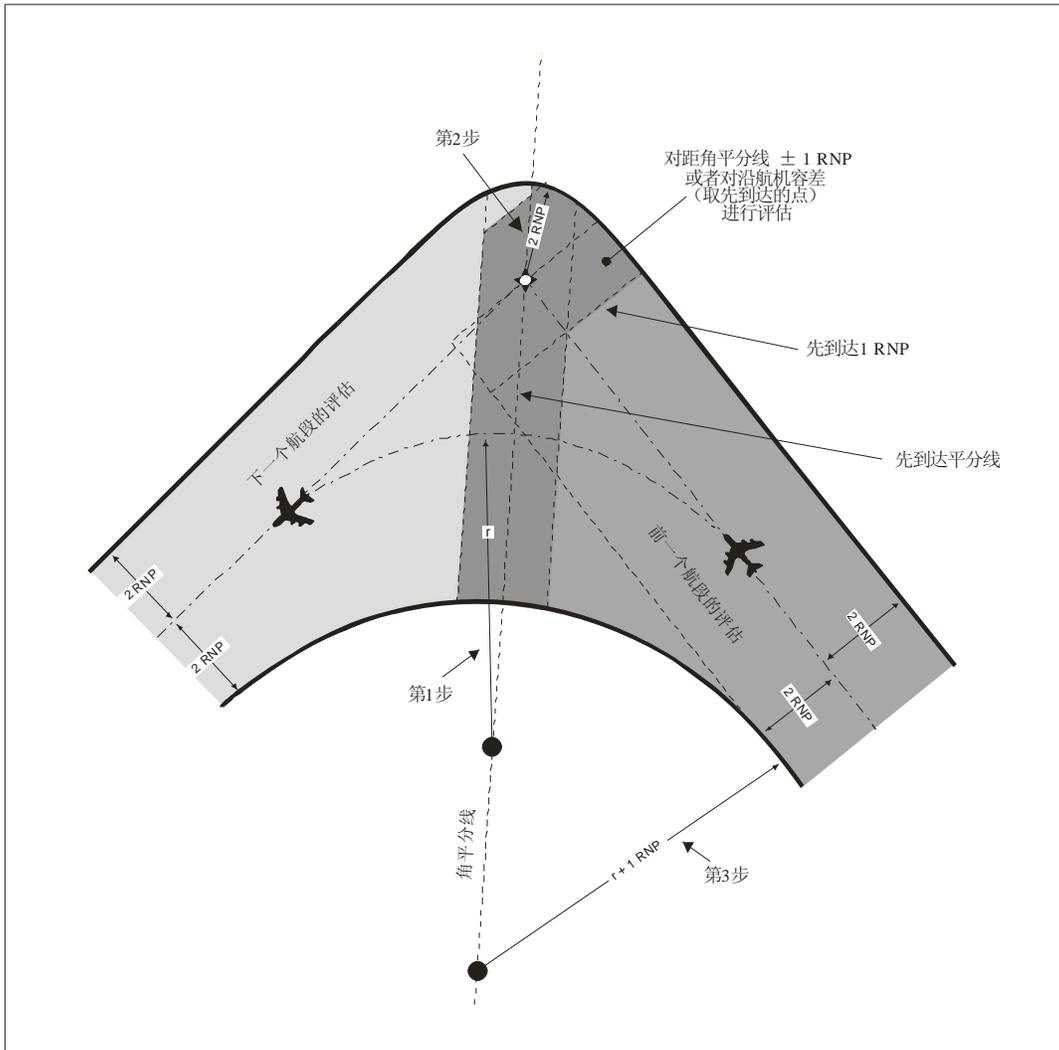


图4-7 在旁切转弯定位点处的大转弯

RF转弯

设计RF航段

4.1.13 由于障碍物原因而不能设计旁切转弯时，可以使用RF航段满足航迹变化，也可以使用RF航段满足其他运行要求。RF航段可在转弯期间提供可重复的半径固定的地面航迹。

4.1.14 使用如下参数，定义RF航段：

- a) 位于入航航段的航迹终止定位点处的起点和位于出航航段的起始定位点处的终点；和
- b) 位于角平分线与任何转弯半径的交叉点处（或者位于在起点处垂直于入航航迹的半径同在终点处垂直于出航航迹的半径的交叉点处）的转弯圆心。

参数 a) 和 b) 必须分别对与入航航段终止定位点相切和与出航航段起始定位点相切的同一转弯弧形航段进行规定。如果一并考虑，则对转弯作了过多规定。但是，采用数据编码器选择特定导航系统所需的参数，可解决此问题（见图4-8）。

4.1.15 转弯保护区的边界为同心弧。最小转弯半径为 $2 \times \text{RNP}$ 。

第1步：确定避开障碍物所需的地面航迹。计算获得最佳地面航迹所需的转弯和相关半径（ r ）。使用3.2.8核实与转弯率相关的坡度角位于表3-3中规定的数值内。

第2步：找到与出航和入航航段的垂直距离为“ r ”的转弯圆心。这是标称转弯航迹、外边界和内边界弧形航迹的共同中心点。

第3步：划设飞行航迹。从入航航迹上的切点向出航航迹上的切点画一个半径为“ r ”的弧。

第4步：划设转弯保护区的外边界。从入航航段外边界上的切点向出航航迹外边界上的切点画一个半径为 $(r + 2 \times \text{RNP})$ 的弧。

第5步：划设转弯保护区的内边界。从入航航段内边界上的切点向出航航迹内边界上的切点画一个半径为 $(r - 2 \times \text{RNP})$ 的弧。

第6步：表面高度沿径向线保持不变，类似于图4-9a)中所示的进近段螺旋斜面及图4-9b)中所示的复飞段螺旋斜面。在确定进近过程中RF航段的表面高度时，根据沿标称航迹的梯度计算此高度，并在通过该点的整个径线上使用此高度。在确定复飞期间RF航段面的高度时，梯度的距离取决于使用半径 $(r - 1 \times \text{RNP})$ 计算出的弧长。

计算下降梯度

4.1.16 计算标称定位点位置之间的下降梯度。对于RF航段，使用的距离为标称定位点位置之间的弧线距离。

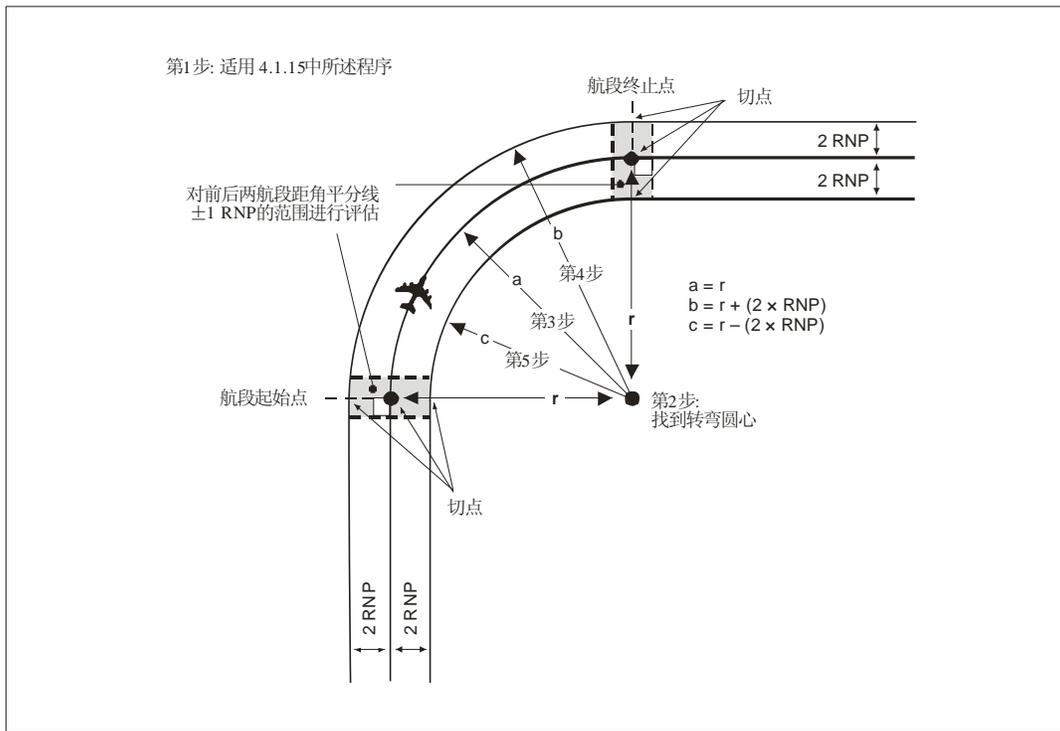


图4-8 RF转弯设计

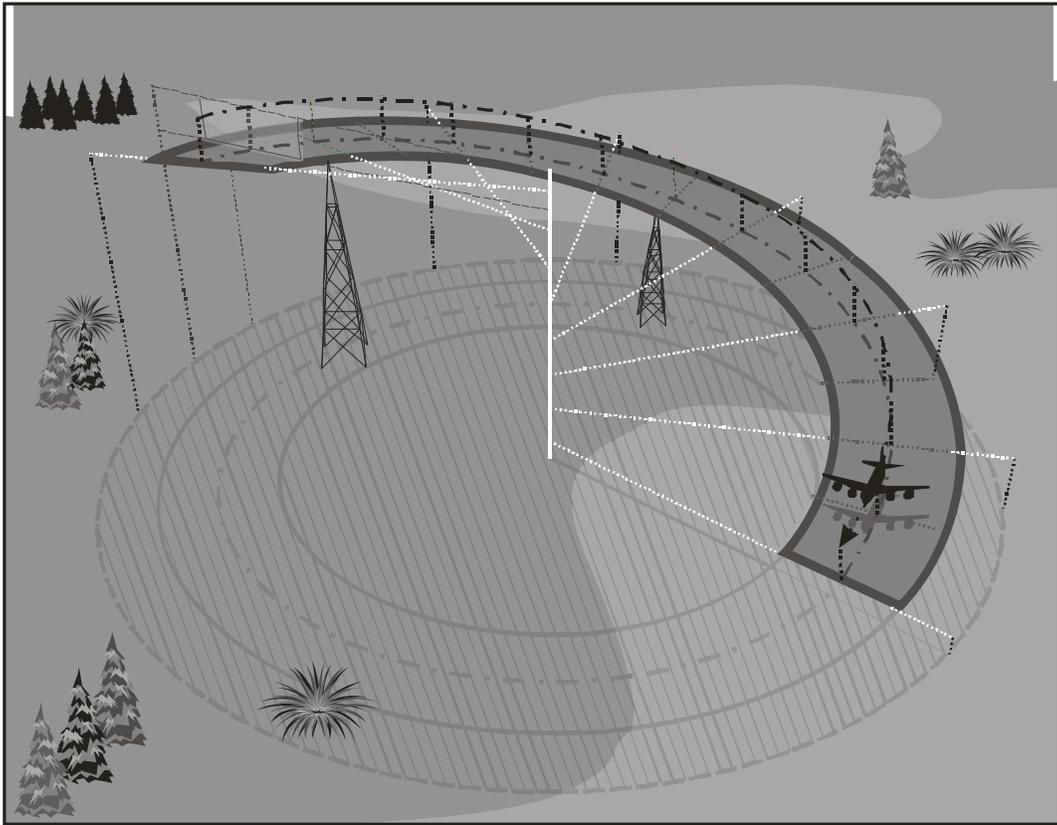


图4-9a) RF进近航段的超障面 (OCS)

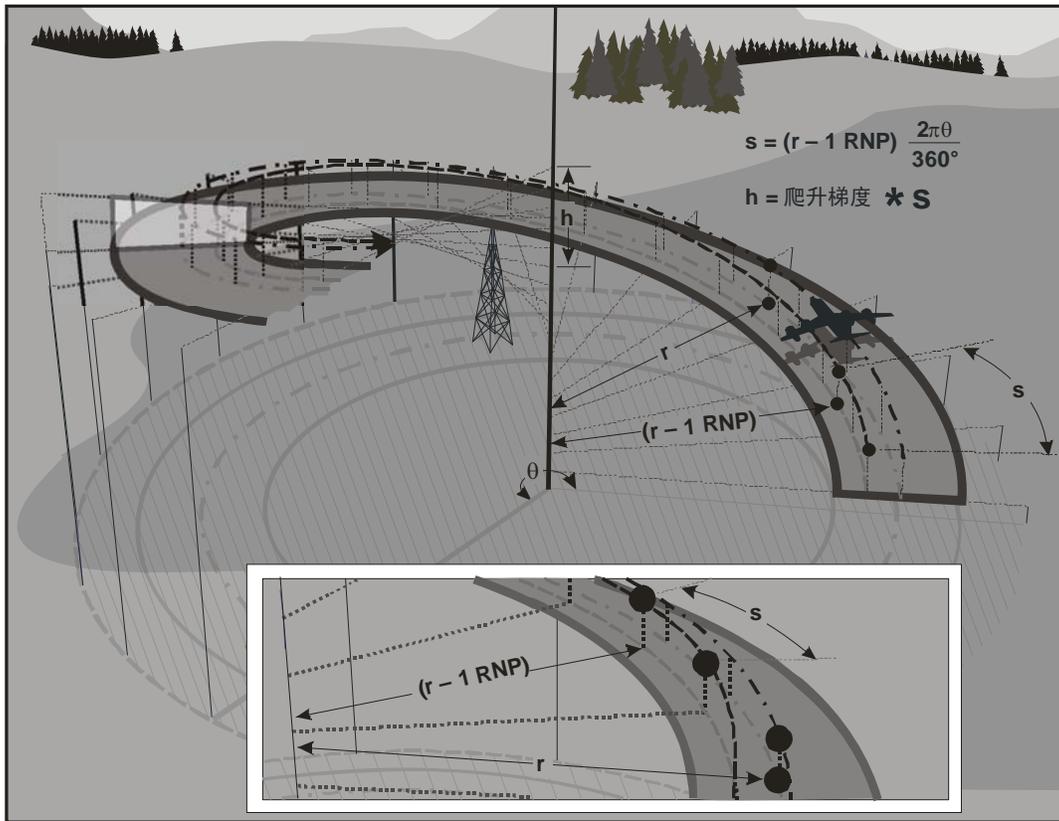


图4-9 b) RF复飞航段 (MAS) 的超障面

山区

4.1.17 在多山地带，起始、中间和复飞航段的最小超障余度 (MOC) 应增加100%之多。

4.2 起始进近航段

水平精度值

4.2.1 在起始进近航段中，最大和最佳的水平精度值为1.0海里。最小值为0.1海里。

长度

4.2.2 航段设计长度应足够长，以允许所需下降尽可能接近最佳梯度，并在需要进行旁切转弯时考虑提前转弯距离。

4.2.3 直线航段（任何航段）的最小长度为 $2 \times \text{RNP}$ （如果设计旁切转弯，则酌情加上提前转弯距离）。当水平精度值发生变化（在定位点之前的 $1 \times \text{RNP}$ 处开始变动）时，可参考段落4.1.10。

4.2.4 最大起始航段长度（所有各个构成航段的总长）为50海里。

对准

4.2.5 RNP AR程序的标称进场将通过一个直接的RNP或者RNAV航路。但是，RNP AR程序也可以包含标称的RNP APCH T型或Y型布局。T型或Y型是由一条对准跑道的最后航段与位于最后航段前面的一个中间航段，以及沿最后进近航迹其两侧设置的可达三个起始航段组成。

4.2.6 RNAV使进近程序设计的几何形状非常灵活。如果障碍物和空中交通流量允许，首选“Y”构型。进近设计应提供尽可能最为简单的构型，以实现期望的最低超障高度/高。示例见图4-10。

4.2.7 TF航段之间的转弯通常应限于90度。对于大于90度的转弯，应该使用RF航段，且所有转弯均可能考虑RF航段。对于T和Y构型，侧方起始进近定位点 (IAFs) 所处的位置要求在中间定位点 (IF) 处做70至90度的航迹改变。飞向侧方起始进近定位点的航迹的程序进入区可围绕起始进近定位点扩张180度，从而在中间定位点 (IF) 出现大于或等于70度的航迹改变时，可直接进入。

侧向起始航段

4.2.8 侧向起始航段基于与中间航段航迹70至90度的航迹偏差。这种安排确保如果要从程序进入区之内进入，要求在起始进近定位点的航迹变化不大于110度。

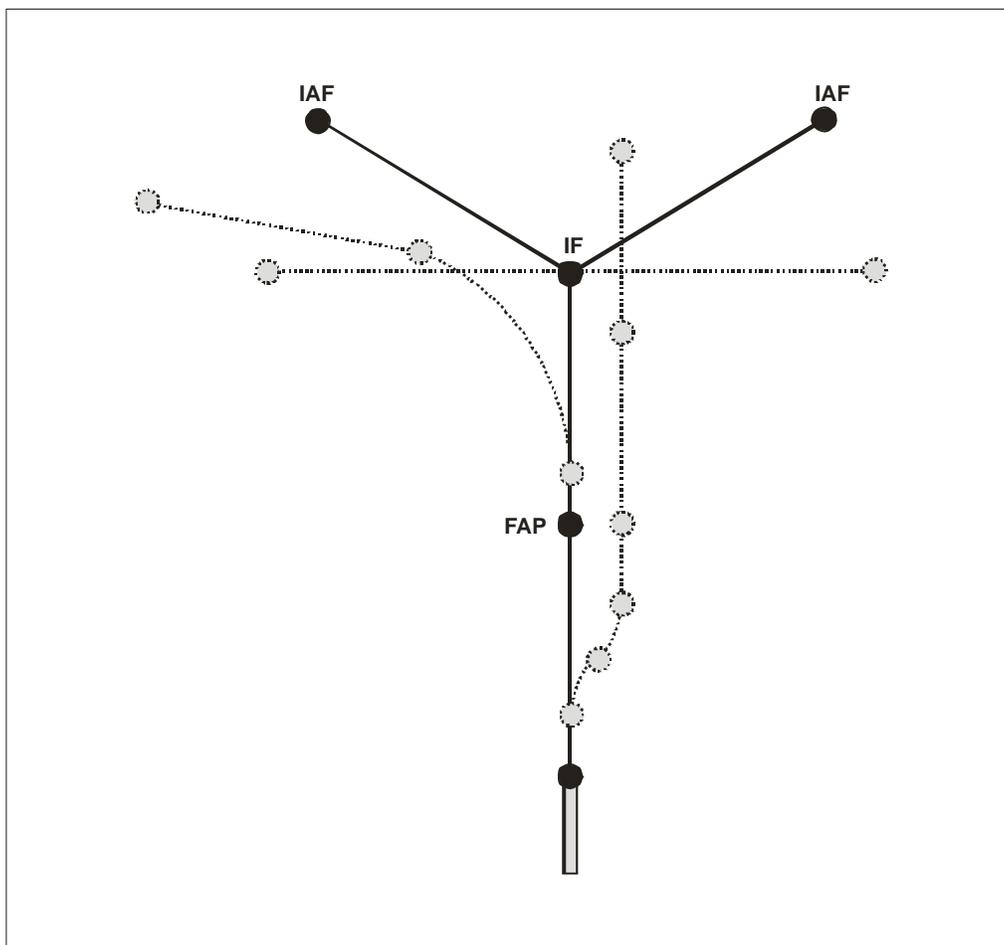


图4-10 基本Y和基本T型的应用

居中的起始航段

4.2.9 居中的起始航段可开始于中间定位点，通常对准中间航段。其程序进入区为起始航段航迹两侧的70至90度，此角度等于对应的侧方起始进近定位点在中间定位点处的航迹变化。如果侧方起始进近定位点处的转弯大于110度，应采用从第1扇区或者第2扇区进入。

受限起始航段

4.2.10 如果一个或者两个侧方起始进近定位点均未加以规定，则从任何方向都不可直接进入。在此情形下，可能会在起始进近定位点规定等待航线，使得可以通过一个程序转弯进入程序。

4.3 等待

4.3.1 如果要规定等待航线，则首选设置是位于起始进近定位点，并且对准起始航段。

下降梯度

4.3.2 表4-2中列有标准和最大的下降值。

最低高度

4.3.3 起始进近航段中最低高度须酌情以50米或者100英尺为一级来进行规定。所选高度须提供一个超出障碍物300米 (984英尺) 高的最小超障余度，并且不得低于为中间或最后进近航段的任何部分规定的任何高度。

程序高度/高

4.3.4 所有起始进近航段的程序高度/高均须加以规定和发布。程序高度/高不得低于超障高度/高，并且须在考虑航空器要求之后协同空中交通管制 (ATC) 部门一起规定。应规定起始航段程序高度/高，允许航空器在中间航段之内切入最后进近航段的下降梯度/角度。

4.4 中间进近航段

4.4.1 中间进近航段将起始进近航段与最后进近航段连接起来。它是为进入最后进近航段而对航空器构型、速度和位置进行调整的一个航段。

表4-2 下降梯度限制

航段	下降梯度	
	标准	最大
进场	4% (2.4°)	8% (4.7°)
起始	4% (2.4°)	8% (4.7°)
中间	≤2.5% (1.4°)	等于最后航段梯度
最后	5.2% (3°)	见表4-3

水平精度值

4.4.2 在中间进近航段，最大和最佳水平精度值为1.0海里。最小值为0.1海里。

长度

4.4.3 航段设计长度应足够长，以允许所需下降尽可能接近最佳梯度，并在需要做旁切转弯时考虑到提前转弯距离。直线航段（任何航段）的最小长度为 $2 \times RNP$ （如果设计旁切转弯，则酌情加上提前转弯距离）。当水平精度值发生变化（RNP值在定位点之前的1 RNP处开始变动）时，可参考段落4.1.10。

对准

4.4.4 只要可能，中间进近航段均应对准最后进近航段。在最后进近点（FAP）作旁切转弯时，定位点处的航迹变化最多为15度。如果转弯大于15度，则应采用RF航段。

下降梯度

4.4.5 中间航段的最佳下降梯度为2.5%（1.4度）。最大下降梯度与最后进近的最大梯度相同。如果所用下降角度大于标准角度，则应该进行评估，以确保为应用连续下降进近（CDA）技术提供足够的灵活性。

4.4.6 如果所需梯度高于标准值，则前一个航段必须为航空器为最后航段下降调整构型创造条件。

4.4.7 如果在最后进近点由于旁切转弯而发生航迹变化，则可以忽略航迹距离的缩减，因为此变化是可以忽略的（最大为15度转弯）。

表4-3 最大垂直航径角

航空器类型	垂直航径角 θ	梯度 %	英尺/海里
A < 150 千米/小时 (80 节)	6.4	11.2	682
150千米/小时 \leq A < 167千米/小时 (80 节 \leq A < 90节)	5.7	9.9	606
B	4.2	7.3	446
C	3.6	6.3	382
D	3.1	5.4	329

最低高度/高

4.4.8 最低高度/高为中间进近航段保护区内最高障碍物的高度加上150米 (492英尺) 的最小超障余度。

4.4.9 中间进近航段的最低高度/高须酌情以50米或者100英尺为一级来规定。

程序高度/高

4.4.10 应规定中间航段的程序高度/高，允许航空器切入一个规定的最后进近下降。

最低超障余度 (MOC)

4.4.11 在确定中间航段最低高度（垂直航径角 (VPA) 切入高度）时，应该考虑150米 (492英尺) 的中间航段MOC值与VEB OAS面所规定的达到中间航段内控制障碍物高度的MOC值之间的差值。

4.4.12 如果控制障碍物高度之上的VEB MOC大于中间航段的MOC，则应适用VEB MOC (见图4-11和4-12)。

4.4.13 如果在最后进近点，VEB小于中间航段的MOC，则中间航段的MOC应延续至最后航段，直至切入VEB面。

注：如果由于中间航段中的障碍物而不得不提高最低高度，则必须移动最后进近点。必须重新计算VEB，得出新的最低高度。

4.5 最后进近航段

4.5.1 最后进近航段水平引导基于RNP。垂直引导基于气压垂直导航航空电子设备。FAS OAS面 (VEB) 依据于将气压垂直导航航空电子系统的垂直误差性能限制在所述的限值内。

水平精度值

4.5.2 在最后进近航段中，最大水平精度值为0.5海里，最佳值为0.3海里，最小值为0.1海里。根据评估，最后进近航段应该为0.3海里，只有在下列情况下，才应使用低于最佳值的精度值：

- a) 0.3海里使得决断高度/高超出于着陆跑道入口点90米 (295英尺) 以上；和
- b) 可获得大量的运行优势。

4.5.3 在这些情形下，可以使用的最低值为0.1海里。如果公布的进近RNP值小于0.3，也应公布RNP 0.3对应的超障高度/高。

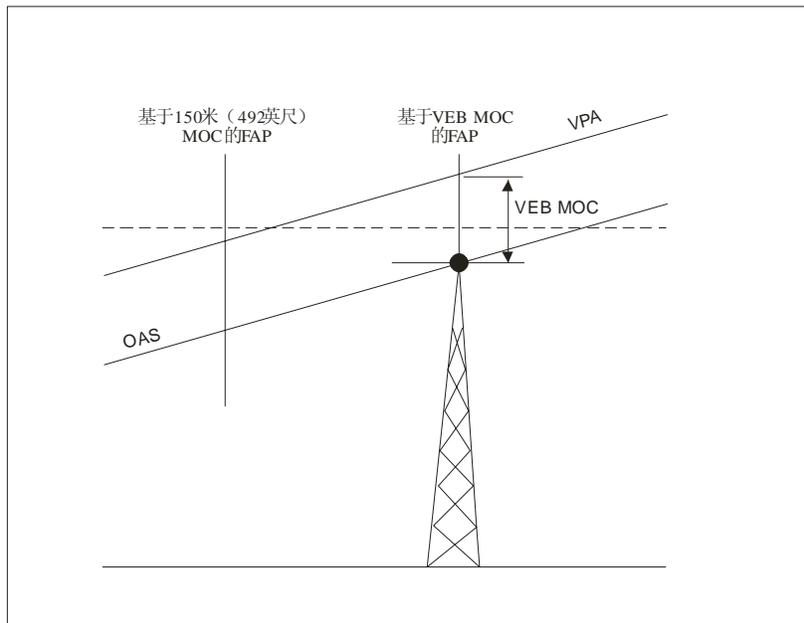


图4-11 中间航段MOC 1

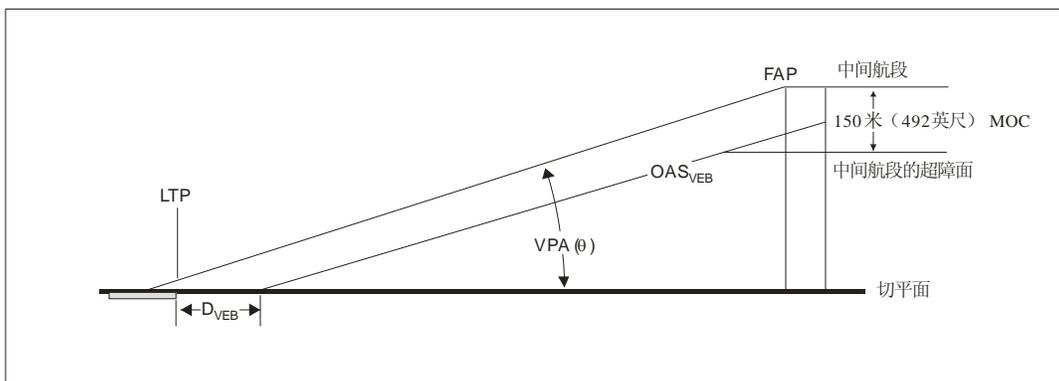


图4-12 中间航段MOC 2

长度

4.5.4 没有规定最大或最小长度。但是，长度必须满足所需的下降，且必须在下降至超障高度/高之前提供一个稳定的航段。

对准

直线进近

4.5.5 连接跑道中线延长线上最后进近点至着陆跑道入口点的TF航段是最后进近的最佳对准方法（见图4-13）。如果必要，TF航迹可以偏置5度。如果航迹偏置，它必须至少在距着陆跑道入口点450米（1 476英尺）处与跑道中线延长线交叉。

最后进近点的位置

4.5.6 最后进近点指实际最后进近航迹的反向上的一个点，在着陆跑道入口点（如果出现偏置，则为假想的跑道入口点）之上的跑道入口基准高度处开始延伸的垂直航径角在该点与中间航段高度交叉。

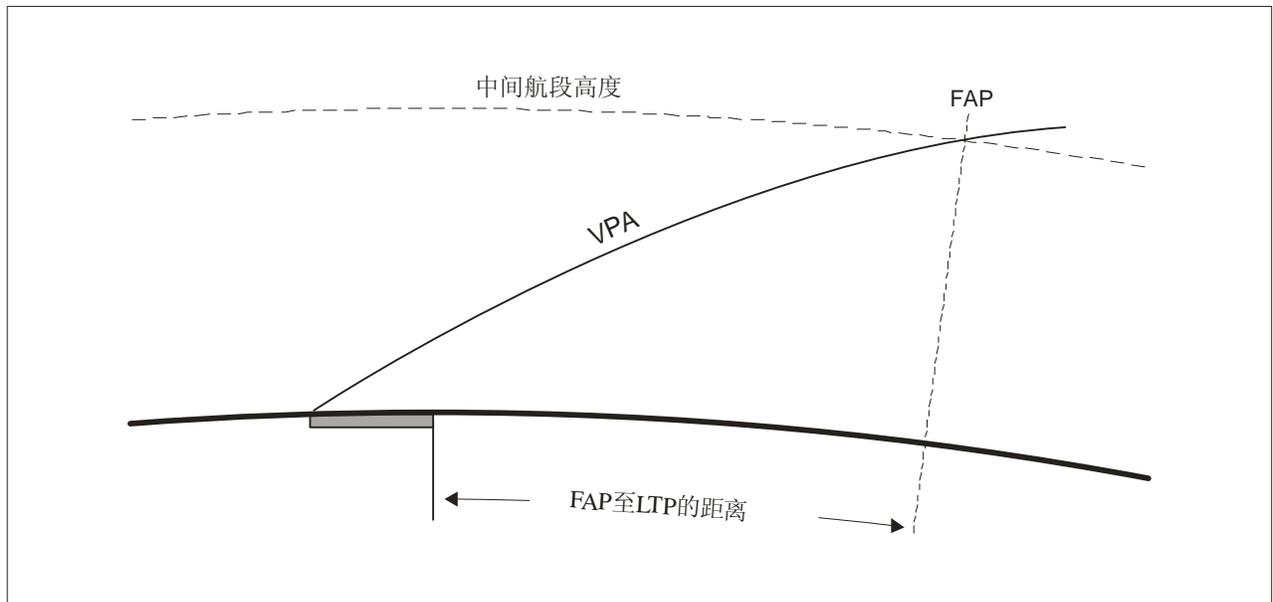


图4-13 FAP至LTP的距离

4.5.7 在所有情况下，须将最后进近点规定为一个有名称的定位点。采用大地测量法，使用如下数据可从着陆跑道入口点计算出最后进近点的经纬度：

- a) 最后进近TF航段的真航迹的反向航径（真航迹-180度）；和
- b) 从着陆跑道入口点（如果存在偏置，则为假想的跑道入口点）至最后进近点的所需距离。

4.5.8 如果最后进近由单个TF航段组成，则提供一张微软Excel电子表，计算 D_{FAP} （自着陆跑道入口点至最后进近点的距离）和最后进近点的WGS-84经纬度（见图4-14 a）和4-14 b），此电子表与本手册电子版同时载于国际民航组织公共网（www.icao.int）“出版物”之下。

计算最后进近点 — 着陆跑道入口点之间的距离

4.5.9 最后进近点至着陆跑道入口点之间的距离的计算方法如下：

$$d = \frac{r_e \times \ln\left(\frac{r_e + a}{r_e + b + RDH}\right)}{\tan(VPA)}$$

或者

$$d = r_e \times \ln[(r_e + a)/(r_e + b + RDH)]/\tan(VPA)$$

式中

- d = 最后进近点至着陆跑道入口点的距离（米或英尺，酌情而定）
- r_e = (平均地球半径) 6367435.67964 (米) 或者20 890 537 (英尺)，二选一
- RDH = 跑道入口基准高（米或者英尺，酌情而定）
- a = 最后进近点高度（米或者英尺，酌情而定）
- b = 着陆跑道入口点标高（米或者英尺，酌情而定）

由于垂直航径角为一个气压高度表决定的压力梯度，因而以大地水准面为参照，所以计算基于大地水准面（而非基于椭圆体）。垂直航径角与地面保持一相对梯度，沿着图4-13中所示的弧形航径。

最后进近点计算器

4.5.10 最后进近点计算器与本手册电子版同时载于国际民航组织公共网（www.icao.int）“出版物”之下。

最后进近航段中的转弯

4.5.11 当障碍物或运行要求使得不可能从最后进近点直接朝着着陆跑道入口点进近时，可以使用一RF航段设计最后航段。不允许旁切转弯。应确定从着陆跑道入口点（如果存在偏置，则为假想的跑道入口点）至下滑道切入中间航段最低高度的这一点之间的沿航迹投影距离（ D_{FAP} ），并计算 D_{FAP} 。

<div style="border: 1px solid black; padding: 5px; text-align: center; margin-bottom: 10px;"> 最后进近点 计算 </div> <p>中间航段最低高度 (a): 500.00 m 着陆跑道入口点平均海平面标高 (b): 20.00 m 跑道入口基准高: 15.00 m 垂直航径角 (VPA): 3.00°</p> <p>着陆跑道入口点至最后进近点的距离 (D): 8872.36 m 4.79 NM</p> <p>着陆跑道入口点/假想跑道入口点纬度: 036° 30' 00.00" N 着陆跑道入口点/假想跑道入口点经度: 095° 54' 00.00" W 跑道真航向/真航向: 15.00</p> <p>最后进近点纬度: 36° 25' 21.962" N 最后进近点经度: 95° 55' 32.181" W 纬度/经度仅对直线航段有效</p>	<div style="border: 1px solid black; padding: 5px; text-align: center; margin-bottom: 10px;"> 垂直误差分布值 OAS 面的起点和梯度 </div> <p>中间航段最低高度: 762.00 m 着陆跑道入口点标高: 16.00 m 垂直航径角: 3.00° -165.00 跑道入口基准高: 17.00 m RNP 值: 0.30 NM Δ ISA: -12.44°</p> <p>直接进近航段 (翼展 =<80 m) 跑道着陆入口点至起点: 1042.86 m</p> <p>OAS 面的梯度: 0.049845</p> <p>RF 转弯航段 坡度角: 18.00° (翼展 =<80 m) 跑道着陆入口点至起点: 1138.37 m</p> <p>OAS 面的梯度: 0.049845</p>
<div style="border: 1px solid black; padding: 5px; text-align: center; margin-bottom: 10px;"> 垂直航径角 温度限制 </div> <p>垂直航径角: 3.00° 最大垂直航径角: 3.50° 最后进近点标高: 762.00 m 着陆跑道入口点标高: 400.00 m 五年内每年最冷月份的最低温度的平均值: 2.44°C</p> <p>最小垂直航径角 2.99°</p> <p>低温限制 2.44°C 36.39°F</p> <p>高温限制 45.46°C 113.84°F</p> <p>低温限制 (2.5°) -38.87°C -37.96°F</p>	<div style="border: 1px solid black; padding: 5px; text-align: center; margin-bottom: 10px;"> 国际单位制单位 版本 2.2 3/17/09 </div> <div style="border: 1px solid black; padding: 5px; text-align: center; margin-bottom: 10px;"> VEB MOC </div> <p>垂直航径角 3.00° 着陆跑道入口点平均海平面标高 16.00 m 跑道入口基准高 17.00 m 垂直航径角的正切 0.052408 OAS 面的梯度 0.049845 至 OAS 面起点的距离 (从着陆跑道入口点沿着航迹测量) 762.00 m 至障碍物的距离 (从着陆跑道入口点沿着航迹测量) 3048.00 m</p> <p>VEB MOC (障碍物处) 63 m OAS_{HGT} (障碍物处) 113 m</p>

图4-14 a) VEB和FAP计算器 (国际单位制单位)

<div style="border: 1px solid black; padding: 5px; text-align: center; margin-bottom: 10px;">最后进近点 计算</div> <p>中间航段最低高度 (a): 5000.00 ft 着陆跑道入口点平均海平面标高 (b): 321.00 ft 跑道入口基准高: 52.50 ft 垂直航径角(VPA): 3.00°</p> <p>着陆跑道入口点至最后进近点的距离 (D): 88267.53 m 14.53 NM</p> <p>着陆跑道入口点/假想跑道入口点纬度: 088° 00' 00.00" N 着陆跑道入口点/假想跑道入口点经度: 167° 55' 48.50" W 跑道真航向/真航向: 150.00</p> <p>最后进近点纬度: 88° 12' 16.420" N 最后进近点经度: 171° 46' 37.176" W 纬度/经度仅对直线航段有效</p>	<div style="border: 1px solid black; padding: 5px; text-align: center; margin-bottom: 10px;">垂直误差分布值 OAS 面的起点和梯度</div> <p>中间航段最低高度: 4500.00 ft 着陆跑道入口点标高: 1200.00 ft 垂直航径角: 3.00° 跑道入口基准高: 55.00 ft RNP 值: 0.14 NM Δ ISA: -20.00°</p> <p>直接进近航段 (翼展 =< 262 ft) 跑道着陆入口点至起点: 2537.39 ft</p> <p>OAS 面的梯度: 0.048172</p> <p>RF 转弯航段 坡度角: 18.00° (翼展 =< 262 ft) 跑道着陆入口点至起点: 2865.18 ft</p> <p>OAS 面的梯度: 0.048172</p>
<div style="border: 1px solid black; padding: 5px; text-align: center; margin-bottom: 10px;">垂直航径角 温度限制</div> <p>垂直航径角: 3.00° 最大垂直航径角: 3.50° 最后进近点标高: 4500.00 ft 着陆跑道入口点标高: 1200.00 ft 五年内每年最冷月份的最低温度的平均值: -10.00°C</p> <p>最小垂直航径角 2.84°</p> <p>低温限制 -10.00°C 14.00°F</p> <p>高温限制 47.25°C 117.05°F</p> <p>低温限制 (2.5°) -39.32°C -38.78°F</p>	<div style="border: 1px solid black; padding: 5px; text-align: center; margin-bottom: 10px;">非国际单位制单位 版本 2.2 3/17/09</div> <div style="border: 1px solid black; padding: 5px; text-align: center; margin-bottom: 10px;">VEB MOC</div> <p>垂直航径角 3.00° 着陆跑道入口点平均海平面标高 1200.00 ft 跑道入口基准高 55.00 ft 垂直航径角的正切 0.052408 OAS 面的梯度 0.048172</p> <p>至 OAS 面起点的距离 (从着陆跑道入口点沿着航迹测量) 3811.84 ft 至障碍物的距离 (从着陆跑道入口点沿着航迹测量) 29763.55 ft</p> <p>VEB MOC (障碍物处) 365 ft OAS_{HGT} (障碍物处) 1250 ft</p>

图4-14 b) VEB和FAP计算器 (非国际单位制单位)

4.5.12 将此距离与最后进近航段的总长进行比较，可确定最后进近点所处的航段 (TF或者RF)。

超障高度之前的直线航段的要求

4.5.13 在最后航段中加入一个RF航段的程序，应该在达到如下两个距离的较远距离之处前，将航空器在最后进近改出点 (FROP) 对准跑道中心线：

- a) 在着陆跑道入口点标高上方150米 (492英尺) 时，着陆跑道入口点之前的距离为：

$$\text{国际单位制单位: } D_{150} = \frac{150 - \text{RDH}}{\tan(\text{VPA})}$$

$$\text{非国际单位制单位: } D_{492} = \frac{492 - \text{RDH}}{\tan(\text{VPA})}$$

- b) 按4.5.14计算出的超障高度/高点之前的最小距离 (见图4-15和4-16)。

4.5.14 在计算超障高度/高点之前最小距离时，计算公式中的真空速基于最快航空器类型的指示空速，而最快航空器类型的程序设计则依据于ISA + 15、机场标高、以及15秒 (当复飞基于RNP 1.0或1.0以上时) 或50秒 (当复飞RNP小于1.0或者复飞基于RNP APCH时) 的15节顺风：

- a) 当时间为15秒时，最小距离为：

$$\text{国际单位标准制单位: } D_{15\text{秒}} = \frac{\text{HATh} - \text{RDH}}{\tan(\text{VPA})} + (\text{V}_{\text{TAS}} + 27.78) \times 4.167$$

$$\text{非国际单位制单位: } D_{15\text{秒}} = \frac{\text{HATh} - \text{RDH}}{\tan(\text{VPA})} + (\text{V}_{\text{TAS}} + 15) \times 25.317$$

- b) 当时间为50秒时，最小距离为：

$$\text{国际单位制单位: } D_{50\text{秒}} = \frac{\text{HATh} - \text{RDH}}{\tan(\text{VPA})} + (\text{V}_{\text{TAS}} + 27.78) \times 13.89$$

$$\text{非国际单位制单位: } D_{50\text{秒}} = \frac{\text{HATh} - \text{RDH}}{\tan(\text{VPA})} + (\text{V}_{\text{TAS}} + 15) \times 84.39$$

注：跑道入口以上高度是跑道入口超障高度或高（视情）之上的高。

RF航段内最后进近点的确定

4.5.15 如果最后进近点必须位于一RF航段内，则该航段必须分成两个航段，每个航段的半径和转弯中心点都相同，最后进近点与第二个航段的起始定位点重合。根据4.5.9中的公式，确定从着陆跑道入口点至最后进近点的飞行航迹距离 (D_{FAP})。可从 D_{FAP} 中减去至最后进近改出点的距离 (D_{FROP})，计算出从最后进近改出点 (FROP) 至最后进近点 (FAP) 的RF航段的长度 ($\text{LENGTH}_{\text{RF}}$)。

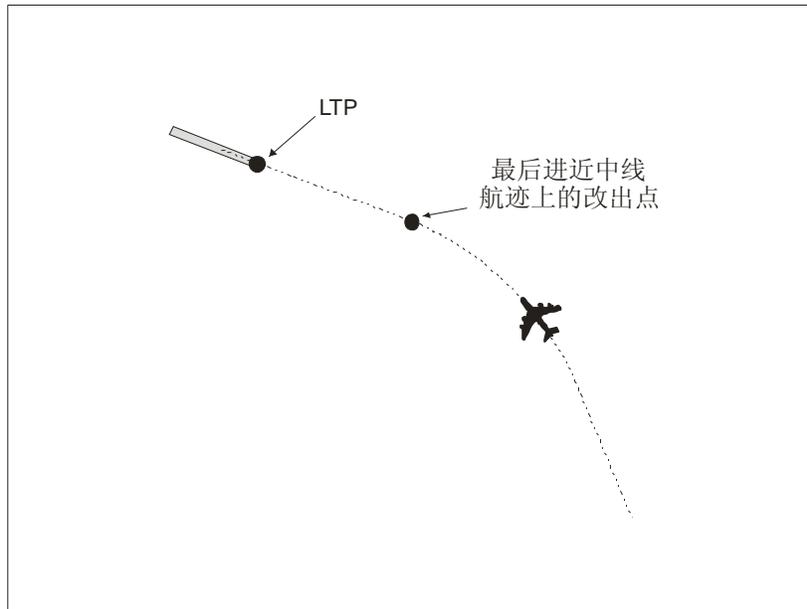


图4-15 最后进近改出点 (FROP)

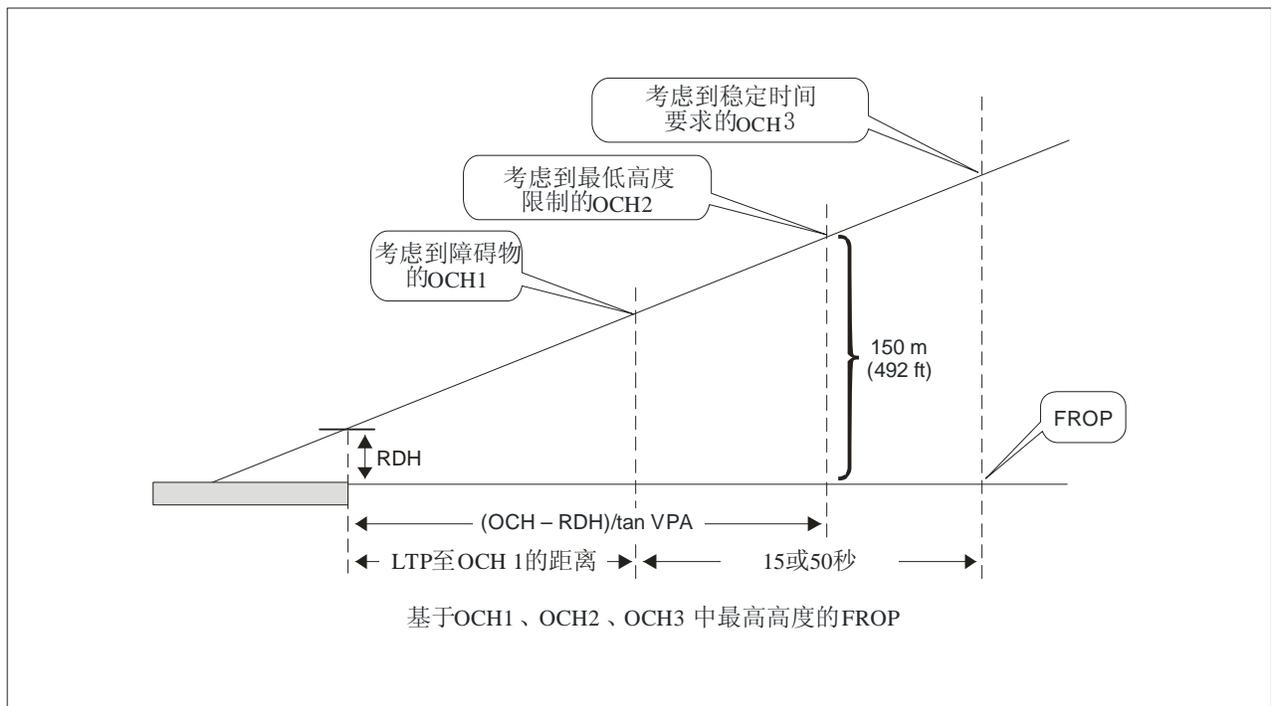


图4-16 超障高和最后进近改出点的限制

4.5.16 已知一具体弧长，可由下式计算出弧度：

$$\text{弧度} = (180 \times \text{LENGTH}_{\text{RF}}) / (\pi \times r)$$

式中 $r = \text{RF}$ 航段的半径

相反，已知一特定转弯弧度，可由下式计算出弧长：

$$\text{弧长} = (\text{弧度} \times \pi \times r) / 180$$

确定RF航段中最后进近点的WGS-84坐标

4.5.17 此方法可用于计算WGS-84的经纬度（见图4-17）。几个软件包会根据在着陆跑道入口点获取的笛卡尔测量值，计算出地理坐标。使用如下公式和方法获取笛卡尔值。

第1步：使用4.5.9中的公式，确定从着陆跑道入口点至最后进近点的飞行航迹距离（ D_{FAP} ）。

第2步：确定从着陆跑道入口点至最后进近改出点的距离（ D_{FROP} ）（见图4-17）。

第3步：以 D_{FAP} 减去 D_{FROP} ，计算出从最后进近改出点至最后进近点的弧长。

4.5.18 如果最后进近点位于RF航段内，以如下等式确定其X、Y坐标：

$$X = D_{\text{FROP}} + r \times \sin A$$

$$Y = r - r \times \cos A$$

式中

X和Y的测量采用常规的右手卡迪尔坐标系，正的X轴对准跑道方位的反向方位。

$r = \text{RF}$ 航段的半径

A = 转弯角度

4.5.19 沿着两个定位点之间的飞行航迹从跑道入口基准高度处外延至起始进近定位点的下滑道，可确定转弯高度。转弯高度为定位点处下滑道的高度或者定位点的最低高度，两者取较大值。

基于无线电高度表 (RA) 高度的系统限制

4.5.20 当航空器高度低于122米 (400英尺) 的无线电高度时，某些航空器中的飞行控制计算机 (FCCs) 会限制坡度角。如果转弯保护区任何地方的障碍物或地形比垂直于障碍物或地形的标称进近航迹的高度减去122米 (400英尺) 之后还要高 (障碍物标高高于标称航迹高度 - 122米 (400英尺))，则在转弯计算中应使用五度的飞行控制计算机坡度角限制。

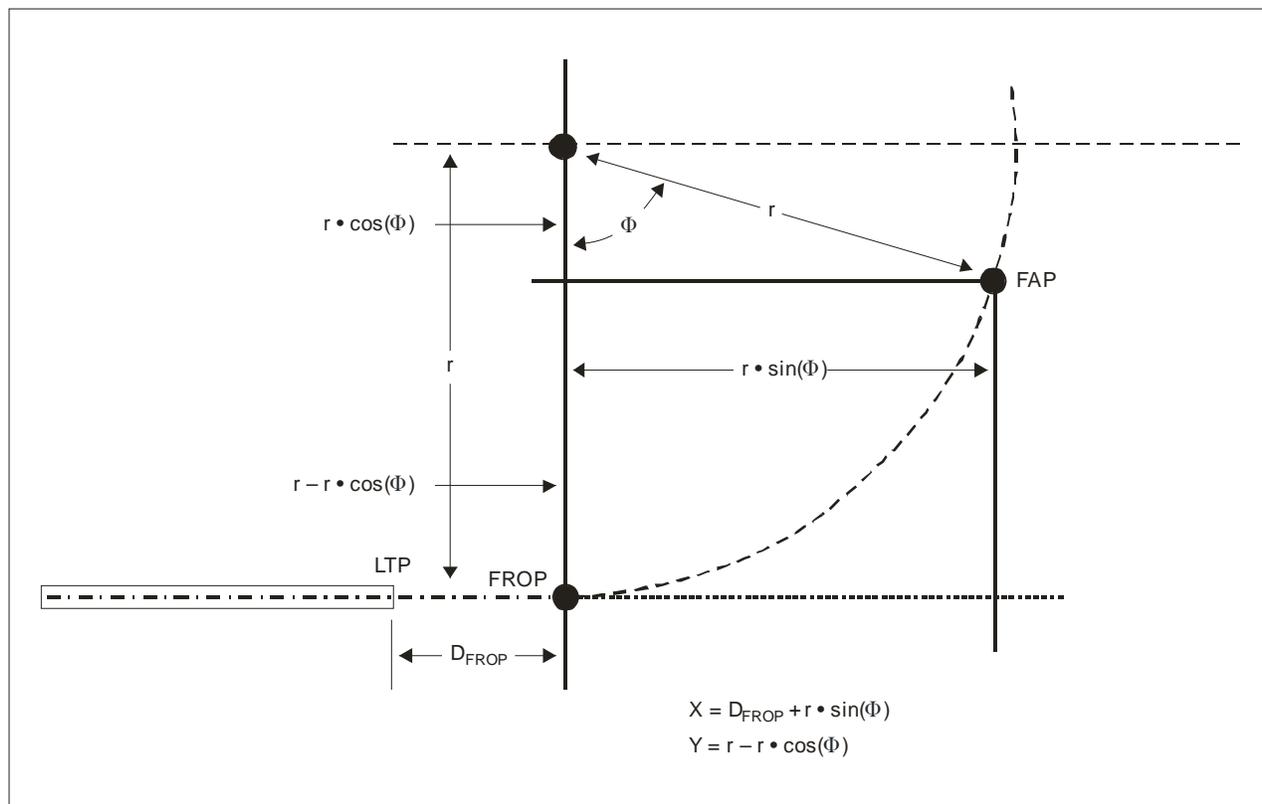


图4-17 RF航段内的最后进近点

垂直航径角要求

4.5.21 最小标准设计垂直航径角为3度。只有如下情况下才使用3度以上的垂直航径角：

- a) 当障碍物不允许使用3度时，或
- b) 当低温将有效垂直航径角降低至小于2.75度这一最低值时。

4.5.22 表4-3根据航空器类型列出了可允许的最大垂直航径角。如果所需的垂直航径角大于某一航空器类型的最大值，则不应公布该类型的超障高度/高。

4.5.23 下滑道角度不应使应用该程序的航空器的下降速度 (DR) 大于300米/分 (1 000英尺/分) 这一标称值。

各类航空器的跑道入口基准高和建议取值范围

4.5.24 适合于A至D类航空器的跑道入口基准高和建议取值范围。同一跑道所应用的RNP AR程序应该有相同的跑道入口基准高和下滑航径角。如果跑道采用仪表着陆系统，则应该使用仪表着陆系统跑道入口基准高和下滑航径角规定垂直航径角。如果没有仪表着陆系统，但是跑道采用显示适当跑道入口基准高和下滑航径角的目视坡度指示器 (VGSI) 系统，则应该使用VGSI跑道入口基准高和等于该下滑航径角的垂直航径角。否则，应该选择表4-4中适当的跑道入口基准高，垂直航径角为三度。

注：在进近航图上须发布注意事项，指出何时目视坡度指示器角度比垂直航径角大0.2度以上，或者何时目视坡度指示器跑道入口基准高与程序跑道入口基准高相差1米 (3英尺) 以上，如精密进近坡度指示器与垂直航径角不一致。

温度对垂直航径角的影响

4.5.25 RNP最后航段的OAS面基于气压垂直导航提供的垂直引导。有效垂直航径角 (实际飞过的角度) 取决于与机场标高相关的标准ISA的温度偏差。温度上限试图阻止下降速度超过300米/分 (1 000英尺/分) 的。低温限制确保最低预计温度时的障碍物保护，并防止有效垂直航径角下降至2.5度以下。机场的国际标准大气可使用如下公式计算。

$$ISA_{\text{机场}}^{\circ\text{C}}(\text{国际单位制单位}) = 15 - \left(\frac{0.00198 \times \text{机场}_{\text{标高}}}{0.3048} \right)$$

$$ISA_{\text{机场}}^{\circ\text{C}}(\text{非国际单位制单位}) = 15 - (0.00198 \times \text{机场}_{\text{标高}})$$

表4-4 跑道入口基准高要求

航空器类型	建议的跑道入口基准高±5英尺	备注
A	12米 (40英尺)	许多长度不到1 800米 (6 000英尺)、宽度有限和/或承重受限的跑道通常会禁止较大型航空器着陆。
B	14米 (45英尺)	航空公司提供有限服务的地区机场。
C、D	15米 (50英尺)	通常不为天线至机轮高度超过6米 (20英尺)的航空器所使用的主跑道。
E	17米 (55英尺)	主要机场的大多数主跑道。

进近程序应该在机场完全可能出现的一个温度范围内提供障碍物保护。根据五年期（或更长）确定低温限制。每年须确定平均最低温度的月份。然后，确定每月的最低温度。五个平均值就是平均最低温度。使用如下公式确定此温度和机场国际标准大气温度之间的差值 (ΔISA_{Low})。

$$\Delta ISA_{Low} = - (ISA^{\circ}C - ACT^{\circ}C)$$

注：为了考虑重力加速度 (g) (平均为 9.8067 米/秒²) 随高度而变化，要对位势高度作修正。但是，在考虑到超障余度的最低高度处，可忽略此影响：几何高度和位势高度之间的差在平均海平面处为零，在 $10\,972$ 米 ($36\,000$ 英尺) 处上升到 -18 米 (-59 英尺)。

计算最小的有效垂直航径角

4.5.26 最小的有效垂直航径角的求取方法为：以最后进近点处的垂直航径角的设计高度减去低温高度表误差，从而降低设计垂直航径角，并计算跑道入口标高处原始垂直航径角的角度减少数（见图4-18）。

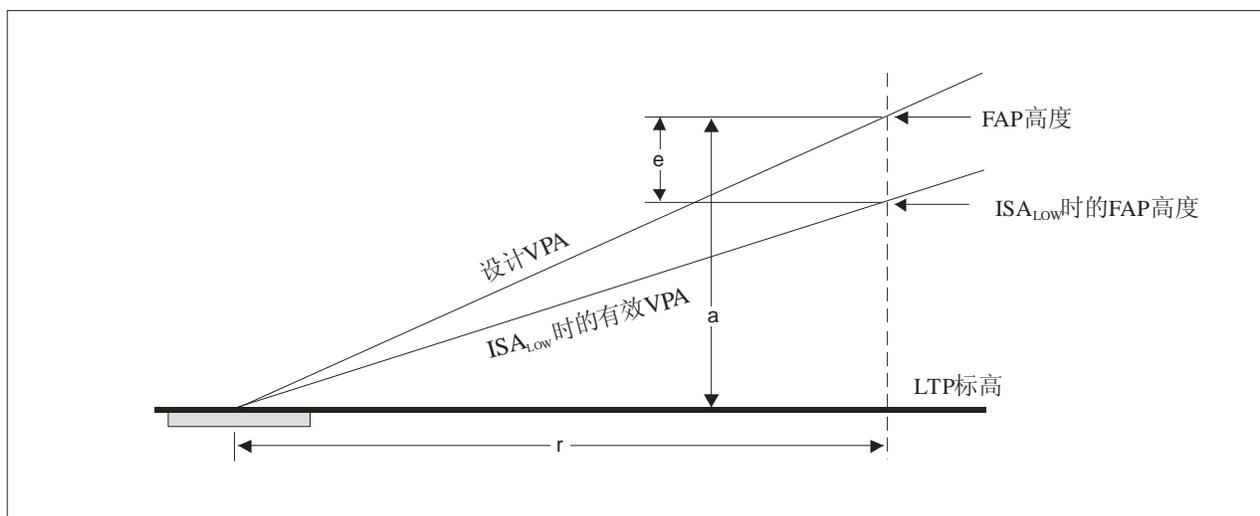


图4-18 低温有效垂直航径角

低温限制

4.5.27 所发布的最低温度时的有效垂直航径角不得小于2.5度。在一些情形下，标称垂直航径角可以上升至3度以上。但是，必须考虑：垂直航径角更大时的航空器性能；高温影响；以及给航空器最大下滑道施加的管理限制。

4.5.27.1 如果该地点的历史温度表明在既定的繁忙时段里常常碰到低温限制，应考虑将下滑航径角提高至可使得此进近可更为频繁地加以使用的最小角度（在表4-3的限值内）。

4.5.27.1.1 最小垂直航径角大于2.5度，或者

$$\text{Min}_{\text{垂直航径角}} = \arctan \left(\frac{a + e}{r} \right)$$

式中

a = 最后进近点高度－着陆跑道入口点标高（米或英尺，酌情而定）

e (国际单位制单位) = $\Delta\text{ISA}_{\text{LOW}} \times [(0.19 \times 0.3048) + (0.0038 \times a)] + (0.032 \times a) + (4.9 \times 0.3048)$ ，或

e (非国际单位制单位) = $\Delta\text{ISA}_{\text{LOW}} \times [0.19 + (0.0038 \times a)] + (0.032 \times a) + 4.9$

$$r = \frac{a}{\tan(\text{VPA})}$$

4.5.27.1.2 如果有效垂直航径角小于2.5度，使用如下某一公式，计算 $\Delta\text{ISA}_{\text{LOW}}$ ，以获取2.5度的角。

$$\Delta\text{ISA}_{\text{LOW}} \text{ (国际单位制单位)} = \frac{-eI - (0.032 \times a) - (4.9 \times 0.3048)}{(0.19 \times 0.3048) + (0.0038 \times a)}$$

$$\Delta\text{ISA}_{\text{LOW}} \text{ (非国际单位制单位)} = \frac{-eI - (0.032 \times a) - 4.9}{0.19 + (0.0038 \times a)}$$

式中

eI = 最后进近点高度－ b

b = $r \times \tan(2.5^\circ) +$ 着陆跑道入口点标高

$$r = \frac{a}{\tan(\text{VPA})}$$

a = 最后进近点高度－着陆跑道入口点标高（米或英尺，酌情而定）

4.5.27.1.3 按如下公式，使用4.5.27.1.2的等式中求取的 ΔISA_{Low} 确定所公布的该程序的低温限制“NA below”：

$$NA\ below = ISA + \Delta ISA_{Low}$$

注：如果该位置的历史温度表明在既定的繁忙时段里常常碰到低温限制，可考虑将垂直航径角提高至可使此进近可更为频繁地加以使用的最小角度。

计算最大的有效垂直航径角

4.5.28 最大的有效垂直航径角的求取方法为：以最后进近点处的垂直航径角的设计高度加上高温高度表误差来增加设计垂直航径角，并计算跑道入口标高处原始垂直航径角的角度增加数（见图4-19）。

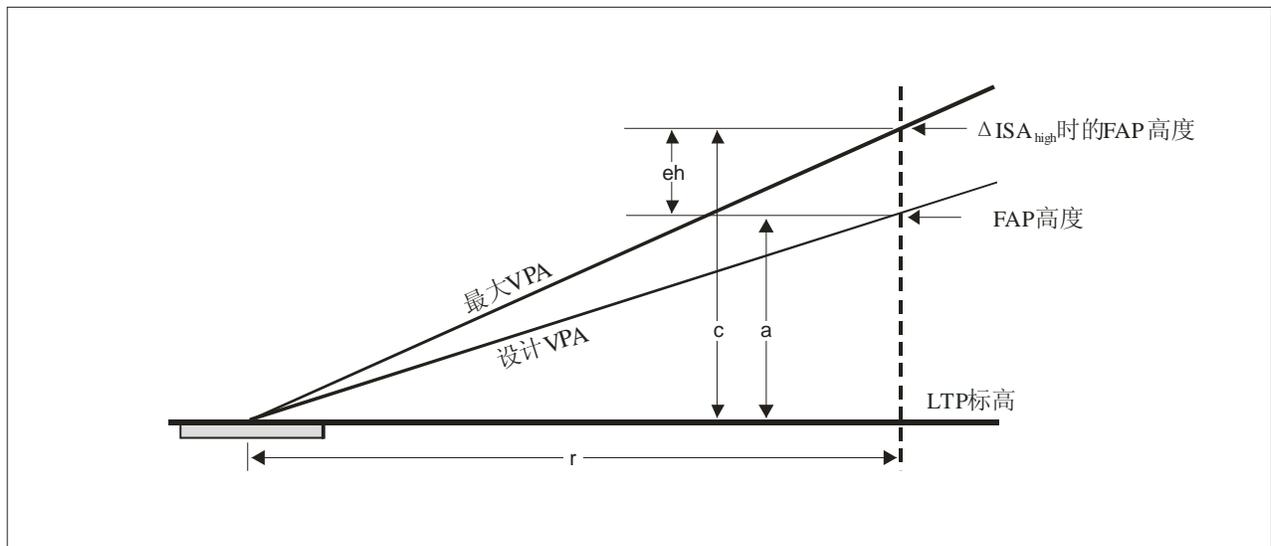


图4-19 高温有效垂直航径角

4.5.28.1 为此，使用如下某一公式确定可用于求取最大允许垂直航径角的 ΔISA_{High} (高于国际标准大气)：

$$\Delta ISA_{High} \text{ (国际单位制单位)} = \frac{eh - (0.032 \times a) - (4.9 \times 0.3048)}{(0.19 \times 0.3048) + (0.0038 \times a)}$$

$$\Delta ISA_{High} \text{ (非国际单位制单位)} = \frac{eh - (0.032 \times a) - 4.9}{0.19 + (0.0038 \times a)}$$

式中

$eh = c -$ 最后进近点高度

$c = r \times \tan(\alpha) +$ 着陆跑道入口点标高

$\alpha =$ 最大允许垂直航径角

$a =$ 最后进近点高度 - 着陆跑道入口点标高

$$r = \frac{a}{\tan(VPA)}$$

4.5.28.2 最大有效垂直航径角为表4-3中所公布的最快进近航空器类型的最大设计值的1.13倍。如果计算出的有效垂直航径角超过该值，则所公布的最高温度必须限于较低值。用如下公式确定 NA_{above} (高温限制)：

$$NA_{above} = ISA + \Delta ISA_{High}$$

垂直误差分布值 (VEB)

4.5.29 VEB的计算说明见附录1和2。

最后进近OAS面

4.5.30 最后进近OAS面的起点离着陆跑道入口点的距离 (D_{VEB}) 及其坡度由VEB来规定。进行VEB计算的两张微软Excel电子表 (见图4-20 a) 和4-20 b)) 与本手册电子版一起载于国际民航组织公共网 (www.icao.int) “出版物”之下。

注：在适用VEB的航段中如果RNP出现下降，则在VEB计算中须使用最大的RNP值。

<div style="border: 1px solid black; padding: 5px; text-align: center; margin-bottom: 10px;"> 最后进近点 计算 </div> <p>中间航段最低高度 (a): 500.00 m 着陆跑道入口点平均海平面标高 (b): 20.00 m 跑道入口基准高: 15.00 m 垂直航径角 (VPA): 3.00°</p> <p>着陆跑道入口点至最后进近点的距离 (D): 8872.36 m 4.79 NM</p> <p>着陆跑道入口点/假想跑道入口点纬度: 036° 30' 00.00" N 着陆跑道入口点/假想跑道入口点经度: 095° 54' 00.00" W 跑道真航向/真航向: 15.00</p> <p>最后进近点纬度: 36° 25' 21.962" N 最后进近点经度: 95° 55' 32.181" W 纬度/经度仅对直线航段有效</p>	<div style="border: 1px solid black; padding: 5px; text-align: center; margin-bottom: 10px;"> 垂直误差分布值 OAS 面的起点和梯度 </div> <p>中间航段最低高度: 762.00 m 着陆跑道入口点标高: 16.00 m 垂直航径角: 3.00° -165.00 跑道入口基准高: 17.00 m RNP 值: 0.30 NM Δ ISA: -12.44°</p> <p>直接进近航段 (翼展 =<80 m) 跑道着陆入口点至起点: 1042.86 m</p> <p>OAS 面的梯度: 0.049845</p> <p>RF 转弯航段 坡度角: 18.00° (翼展 =<80 m) 跑道着陆入口点至起点: 1138.37 m</p> <p>OAS 面的梯度: 0.049845</p>
<div style="border: 1px solid black; padding: 5px; text-align: center; margin-bottom: 10px;"> 垂直航径角 温度限制 </div> <p>垂直航径角: 3.00° 最大垂直航径角: 3.50° 最后进近点标高: 762.00 m 着陆跑道入口点标高: 400.00 m 五年内每年最冷月份的最低温度的平均值: 2.44°C</p> <p>最小垂直航径角 2.99°</p> <p>低温限制 2.44°C 36.39°F</p> <p>高温限制 45.46°C 113.84°F</p> <p>低温限制 (2.5°) -38.87°C -37.96°F</p>	<div style="border: 1px solid black; padding: 5px; text-align: center; margin-bottom: 10px;"> 国际单位制单位 版本 2.2 3/17/09 </div> <div style="border: 1px solid black; padding: 5px; text-align: center; margin-bottom: 10px;"> VEB MOC </div> <p>垂直航径角 3.00° 着陆跑道入口点平均海平面标高 16.00 m 跑道入口基准高 17.00 m 垂直航径角的正切 0.052408 OAS 面的梯度 0.049845</p> <p>至 OAS 面起点的距离 (从着陆跑道入口点沿着航迹测量) 762.00 m 至障碍物的距离 (从着陆跑道入口点沿着航迹测量) 3048.00 m</p> <p>VEB MOC (障碍物处) 63 m OAS_{HGT} (障碍物处) 113 m</p>

图4-20 a) VEB数据表 (国际单位制单位)

<div style="border: 1px solid black; padding: 5px; text-align: center; margin-bottom: 10px;">最后进近点 计算</div> <p>中间航段最低高度 (a): 5000.00 ft 着陆跑道入口点平均海平面标高 (b): 321.00 ft 跑道入口基准高: 52.50 ft 垂直航径角(VPA): 3.00°</p> <p>着陆跑道入口点至最后进近点的距离 (D): 88267.53 m 14.53 NM</p> <p>着陆跑道入口点/假想跑道入口点纬度: 088° 00' 00.00" N 着陆跑道入口点/假想跑道入口点经度: 167° 55' 48.50" W 跑道真航向/真航向: 150.00</p> <p>最后进近点纬度: 88° 12' 16.420" N 最后进近点经度: 171° 46' 37.176" W 纬度/经度仅对直线航段有效</p>	<div style="border: 1px solid black; padding: 5px; text-align: center; margin-bottom: 10px;">垂直误差分布值 OAS 面的起点和梯度</div> <p>中间航段最低高度: 4500.00 ft 着陆跑道入口点标高: 1200.00 ft 垂直航径角: 3.00° 跑道入口基准高: 55.00 ft RNP 值: 0.14 NM Δ ISA: -20.00°</p> <p>直接进近航段 (翼展 =< 262 ft) 跑道着陆入口点至起点: 2537.39 ft</p> <p>OAS 面的梯度: 0.048172</p> <p>RF 转弯航段 坡度角: 18.00° (翼展 =< 262 ft) 跑道着陆入口点至起点: 2865.18 ft</p> <p>OAS 面的梯度: 0.048172</p>
<div style="border: 1px solid black; padding: 5px; text-align: center; margin-bottom: 10px;">垂直航径角 温度限制</div> <p>垂直航径角: 3.00° 最大垂直航径角: 3.50° 最后进近点标高: 4500.00 ft 着陆跑道入口点标高: 1200.00 ft 五年内每年最冷月份的最低温度的平均值: -10.00°C</p> <p>最小垂直航径角 2.84°</p> <p>低温限制 -10.00°C 14.00°F</p> <p>高温限制 47.25°C 117.05°F</p> <p>低温限制 (2.5°) -39.32°C -38.78°F</p>	<div style="border: 1px solid black; padding: 5px; text-align: center; margin-bottom: 10px;">非国际单位制单位 版本 2.2 3/17/09</div> <div style="border: 1px solid black; padding: 5px; text-align: center; margin-bottom: 10px;">VEB MOC</div> <p>垂直航径角 3.00° 着陆跑道入口点平均海平面标高 1200.00 ft 跑道入口基准高 55.00 ft 垂直航径角的正切 0.052408 OAS 面的梯度 0.048172</p> <p>至 OAS 面起点的距离 (从着陆跑道入口点沿着航迹测量) 3811.84 ft 至障碍物的距离 (从着陆跑道入口点沿着航迹测量) 29763.55 ft</p> <p>VEB MOC (障碍物处) 365 ft OAS_{HGT} (障碍物处) 1250 ft</p>

图4-20 b) VEB数据表 (非国际单位制单位)

4.5.31 可按如下公式计算离着陆跑道入口点距离“x”处OAS面的高度：

$$OAS_{HGT} = (r_e + LTP) e^f - r_e - LTP$$

式中

$$f = \frac{(x - D_{VEB}) \times OAS_{\text{梯度}}}{r_e}$$

OAS_{HGT} = VEB OAS面的高度 (米或英尺, 酌情而定)

x = 从着陆跑道入口点至障碍物的距离 (米或英尺, 酌情而定)

D_{VEB} = 从着陆跑道入口点至最后进近OAS面的起点的距离 (米或英尺, 酌情而定)

r_e = (平均地球半径) 6 367 435.679 64 (米) 或者 20 890 537 (英尺), 二选一

$OAS_{\text{梯度}}$ = 由附录1或由附录2 (酌情而定) 得出的值

注: D_{VEB} 和最后进近OAS面的正切值均由附录1 (国际单位制单位) 或附录2 (非国际单位制单位) 得出。

航空器机体几何形状 (bg) 的调整

4.5.32 如果最后进近为直线航段, 则直线和曲线航径部分的OAS面的梯度相同。但是, 要增加超障余度, 以考虑到航空器上航行参考点的飞行航径与机轮的飞行航径之间的差异。如果水平飞行, 则假定所有航空器的超障余度增加8米 (25英尺)。使用如下公式计算倾斜期间机体几何形状的额外调整:

$$bg = 40 \times \sin(\text{坡度角}) \text{米}; \text{ 或}$$

$$bg = 132 \times \sin(\text{坡度角}) \text{英尺}$$

最佳坡度角等于18度。但是, 具体的航空器可以使用其他坡度角。图4-21图解说明了最后进近曲线段的超障余度调整量和直线及曲线段的VEB OAS面的相对方向。

垂直航径角与VEB的相互影响

4.5.33 垂直航径角增加时, D_{VEB} 稍微下降。因此, 如果增加角度以避免穿透表面时, 必须重新计算VEB和重新评估OAS面。使用如下公式确定OAS面的高度和 (障碍物处的) VEB MOC (垂直误差分布最小超障余度):

$$OAS_{Hgt(Obs)} = (r_e + LTP_{\text{elev}}) \times e^p - r_e - LTP_{\text{elev}}$$

$$VEB_{MOC} = e^q \times (r_e + LTP_{\text{elev}} + RDH) - r_e - OAS_{Hgt(Obs)}$$

式中

r_e = (平均地球半径) 6 367 435.679 64 (米) 或者 20 890 537 (英尺), 酌情而定

LTP_{elev} = 着陆跑道入口点标高 (米或英尺, 酌情而定)

OBS_x = 从着陆跑道入口点至障碍物的距离 (米或英尺, 酌情而定)

$D_{起点}$ = 从着陆跑道入口点至OAS面的起点的距离 (米或英尺, 酌情而定)

$OAS_{梯度}$ = 由附录1或者2中求取的OAS面的梯度, (米或英尺, 酌情而定)

$$p = \frac{OBS_x - D_{起点}}{r_e \times \left(\frac{1}{OAS_{梯度}} \right)}$$

$$q = \frac{OBS_x \times \tan(VPA)}{r_e}$$

4.6 复飞航段

4.6.1 复飞航段始于垂直航径角上超障高度/高这一点, 止于开始新的进近、等候或返回航路飞行的这一点。

总则

4.6.2 考虑各种复飞设计选项时, 可遵守如下顺序:

- a) 使用RNP 1.0作标准复飞;
- b) 使用RNP APCH作RNAV复飞。只有在获得大量的运行优势时才会转换至RNP APCH; 和
- c) 使用低于RNP 1.0的水平。(见图4-22)

4.6.3 复飞OAS面 (Z) 的梯度为2.5%, 在主管当局的批准下, 可另外提供多达5%的梯度, 供其爬升性能可以使得与这些梯度相关的较低超障高度/高可发挥其运行优势的各航空器使用。如果使用更高的爬升梯度, 也必须提供具有2.5%梯度的超障高度或者具有2.5%梯度的备选程序。

4.6.4 如果由于其他限制而不可能采用2.5%的梯度, 则复飞OAS面的梯度为最低的可行梯度。

注: 当最后进近中的RF航段限制着超障高度/高的必要增加时, 可能会需要最低梯度大于2.5%。

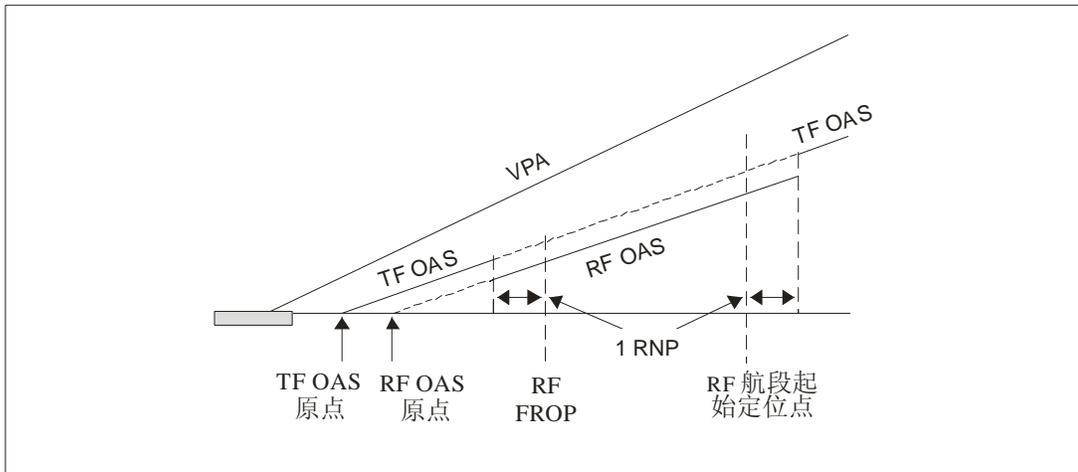


图4-21 TF和RF航段的OAS面调整

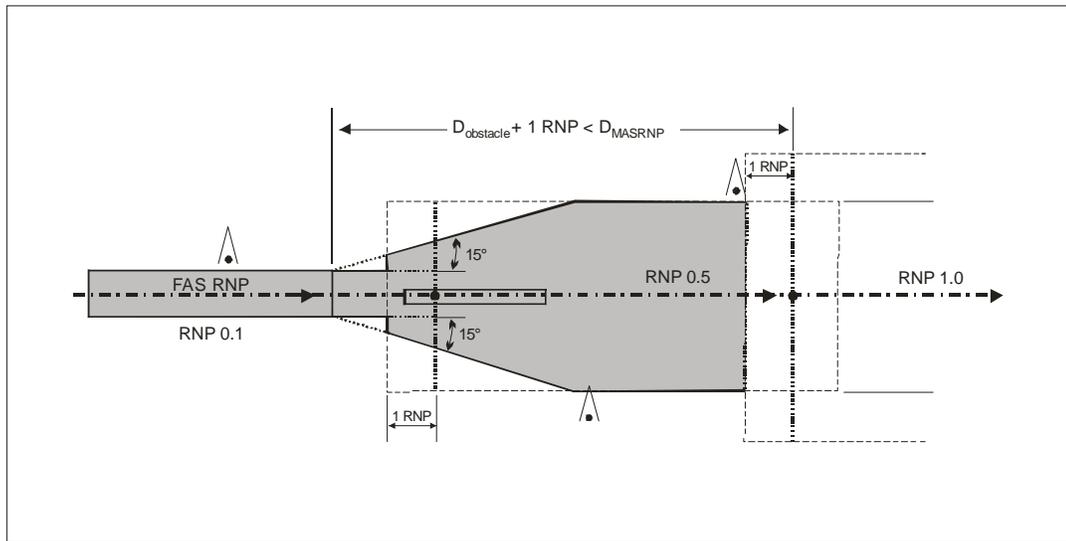


图4-22 RNP < 1.0在复飞中的最大延伸距离

4.6.5 如果复飞所用RNP水平小于1.0 (见图4-22)，可适用如下限制：

- a) 要求航空器遵守设计的复飞航径，不管开始复飞点在何处；
- b) 限制将低于RNP 1.0的最后进近航段RNP水平继续适用于复飞航段 (见4.6.17)；
- c) 当RNP水平低于RNP 1时，不允许在离地高度150米 (492英尺) 以下转弯；
- d) 复飞水平低于RNP 1.0会限制能够执飞该程序的航空器数量，因此，仅应在必要时才实施。如果加以实施，则需要在航图上添加注解；和
- e) 应该规定决断高度/高，并给进近航图添加一注解，警告不要过早过渡至复飞RNP以获得引导。

复飞水平精度值

4.6.6 标准复飞航段酌情在超障高度/高或决断高度/高处与航迹中心线呈15度从最后进近航段宽度开始扩张，扩张至±2海里 (RNP 1.0) (见图4-23)。

4.6.7 在完成扩张之前，不允许转弯。如果在 D_{splay} 之前需要转弯，可考虑另外一种设计技术，例如将复飞航段水平精度 (RNP) 值降至1.0以下。

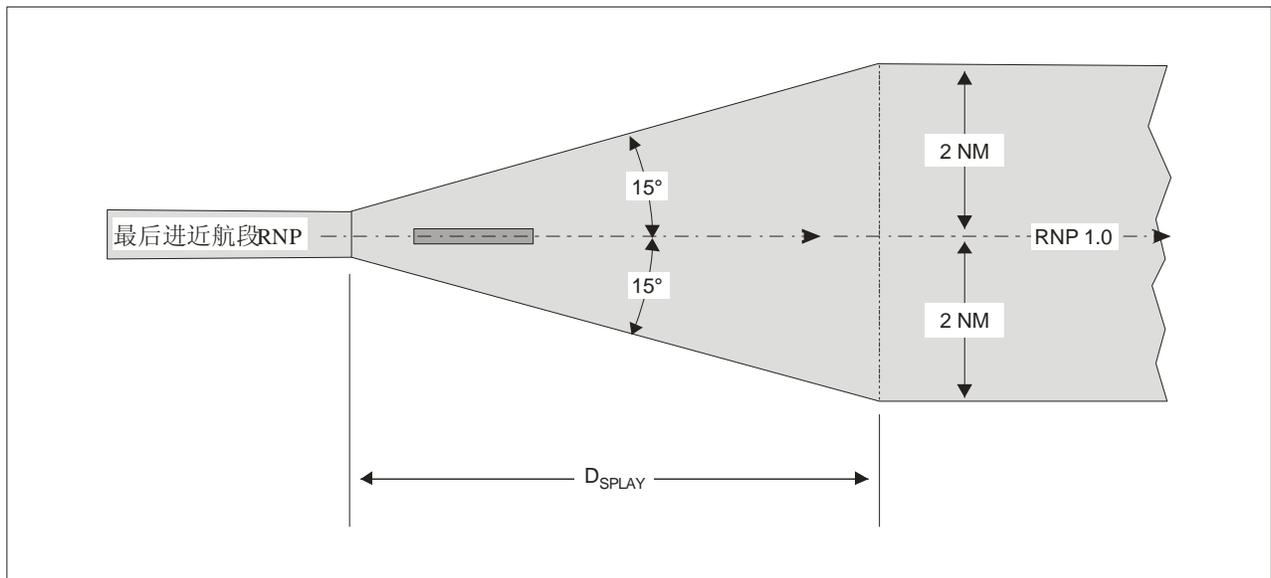


图4-23 复飞的扩张

复飞OAS面 (Z面)

4.6.8 见图4-24、4-25和4-26对如下过程所作的说明。

开始爬升点的计算

开始爬升点的范围

4.6.9 开始爬升点 (SOC) 相对于着陆跑道入口点的取值范围为:

$$XSOC_{Cat} = [(OCH_{Cat} - RDH) / \tan VPA] - TrD$$

式中

$XSOC_{Cat}$ = 航空器类型的开始爬升点的取值范围, 在跑道入口之前为正值, 跑道入口之后为负值。

OCH_{Cat} = 航空器类型的超障高度 (最小值为此类航空器的气压高度表的高度损失)

RDH = 垂直航径参考高度

$\tan VPA$ = 垂直航径角的梯度

和

TrD = 过渡距离

$$TrD = \frac{t \times MaxGndSpeed}{3600} + \frac{4}{3} \sqrt{anpe^2 + wpr^2 + fte^2}$$

式中

t = 15秒

Max 地速 = 航空器最后进近最大真空速, 计算依据于机场标高和ISA + 15, 以及19千米/小时 (10节) 的顺风。

$anpe$ = $1.225 \times RNP$ (99.7%的沿航径误差)

wpr = 18.3米 (60英尺) (99.7%的航路点分辨率误差)

fte = $22.9 / \tan VPA$ 米 (75/ $\tan VPA$ 英尺) (99.7%的飞行技术误差)

注: 上面列出的参数必须转换为合适的单位, 以便根据需要使用这些单位以海里或千米计算过渡距离的最大地速。

开始爬升点的高度

4.6.10 按如下方式计算着陆跑道入口点上方开始爬升点的高度：

$$OCH_{Cat} - HL_{Cat}$$

注：实际导航性能误差 (anpe)、航路点分辨率误差 (wpr) 和fte为投射到水平面上的VEB的99.7%的概率因子，乘以4/3的因子以得出 $10E^{-5}$ 的容差。

HL_{Cat} = 航空器的气压高度表高度损失

梯度

4.6.11 程序规定复飞爬升的标称面梯度 ($\tan Z$) 为2.5%。如4.6.2中所述，也可以额外规定高达5%的梯度。在主管当局的批准下，这些梯度可供其爬升性能可以使得与这些梯度相关的较低超障高度/高可发挥其运行优势的各航空器使用。

允许的航段类型

4.6.12 复飞航路由一系列航段组成。可允许采用TF和RF这两种航段类型。

4.6.13 另外，如果RF航段的RNP值小于1.0，则RF航段长必须符合4.6.17“复飞RNP小于1.0及公布最大决断高度/高”中的各要求。

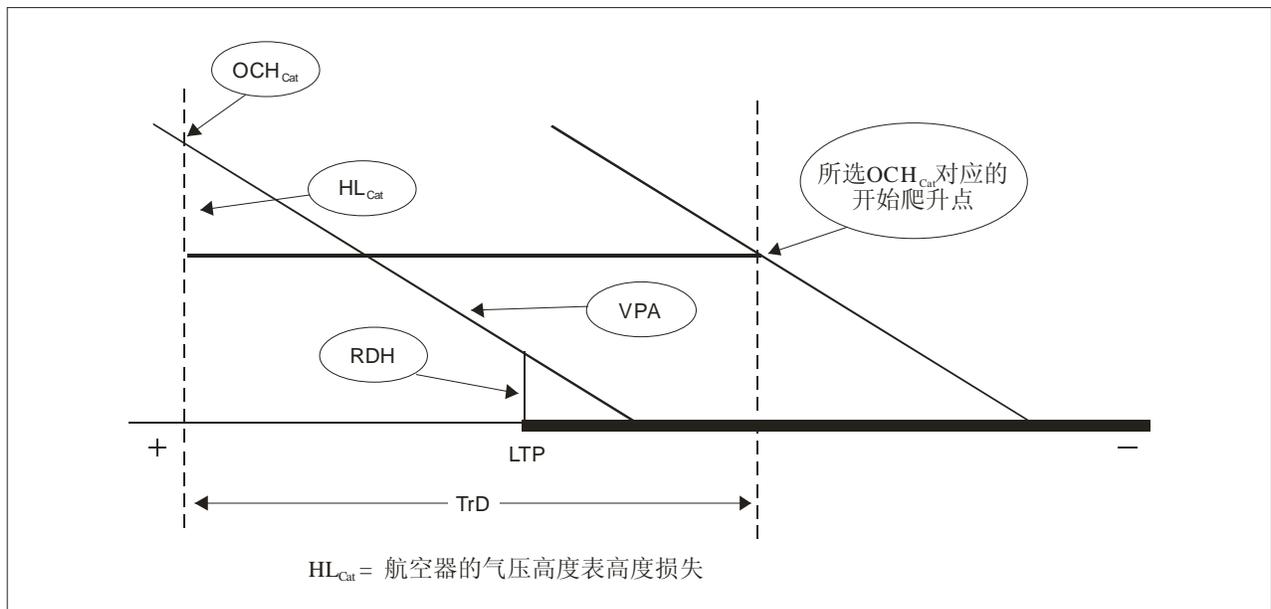


图4-24 开始爬升点的确定

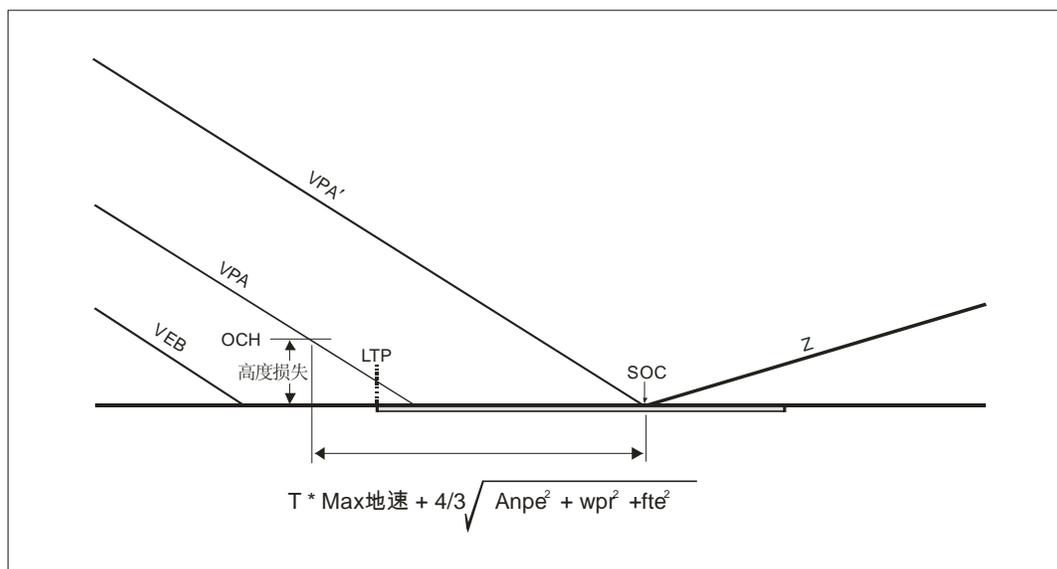


图4-25 复飞面 (Z)

转弯复飞

4.6.14 转弯的数量和大小会使程序更为复杂；因此，应限制使用转弯。如果复飞期间需要转弯，最后进近航段航迹应继续保持至跑道起飞末端 (DER) (或者偏置程序中的同等位置)。除非复飞RNP小于RNP 1.0，否则第一个转弯不得在跑道起飞末端之前进行。

4.6.15 如果复飞RNP小于RNP 1.0，复飞RF转弯必须将坡度角限制在15度内；可能会强行采用最大速度限制，以达到一具体的半径，如果可能，RF转弯不应在跑道起飞末端之前进行。

4.6.16 在某些情形下，降低RNP或者采用RF转弯均不能避开正前方的复飞障碍物。在这些情形下，可终止RNP程序，并设计一个标准的全球导航卫星系统 (GNSS) RNP APCH复飞程序。在此情形下，Z面的扩张区开始于超障高度/高在垂直航径角上的纵向位置点前方的1 RNP处 (最后进近)，或者开始于垂直航径角上75米 (250英尺)，两者取较高者，并且在每侧呈15度进行扩张。

注：相比RF或者旁切转弯，基于全球导航卫星系统复飞 (RNP APCH) 的航向至指定高度 (VA) 航段 (航空无线电公司航段类型) 可提供更好的超障余度，避开正前方的复飞障碍物。

复飞RNP小于1.0及公布决断高度/高 (见图4-25)

4.6.17 如果超障高度/高由复飞障碍物规定, 在经过障碍物之前复飞RNP值可能受限。应该使用可避开障碍物的最大RNP值 (最后进近航段RNP或者复飞航段RNP小于1.0)。但是, 公布的是决断高度/高而非超障高度/高, 且前者限于75米 (246英尺)、90米 (295英尺) 或者更高。航图上必须注明“在决断高度/高的沿航迹位置点之前, 不得开始向复飞RNP过渡以获得水平引导”。

复飞航段中RNP小于1.0的最大长度

4.6.18 从决断高度/高与垂直航径角的交叉点所测量出的小于1.0海里的水平精度值可以延伸至复飞航段中的最大距离 (D_{MASRNP}) 为:

$$D_{MASRNP} = (\text{复飞RNP值} - \text{最后进近RNP值}) \times \cot \text{IRU扩展}$$

式中

如果以海里测量, $\cot \text{IRU扩展} = \text{真空速} / 8 \text{节}$

如果以千米测量, $\cot \text{IRU扩展} = \text{真空速} / 14.816 \text{千米/小时}$

TAS = 在机场标高处和 $\text{ISA} + 15^\circ\text{C}$ 的条件下, 航空器的起始复飞速度

TWC = 顺风分量19千米/小时 (10节)。

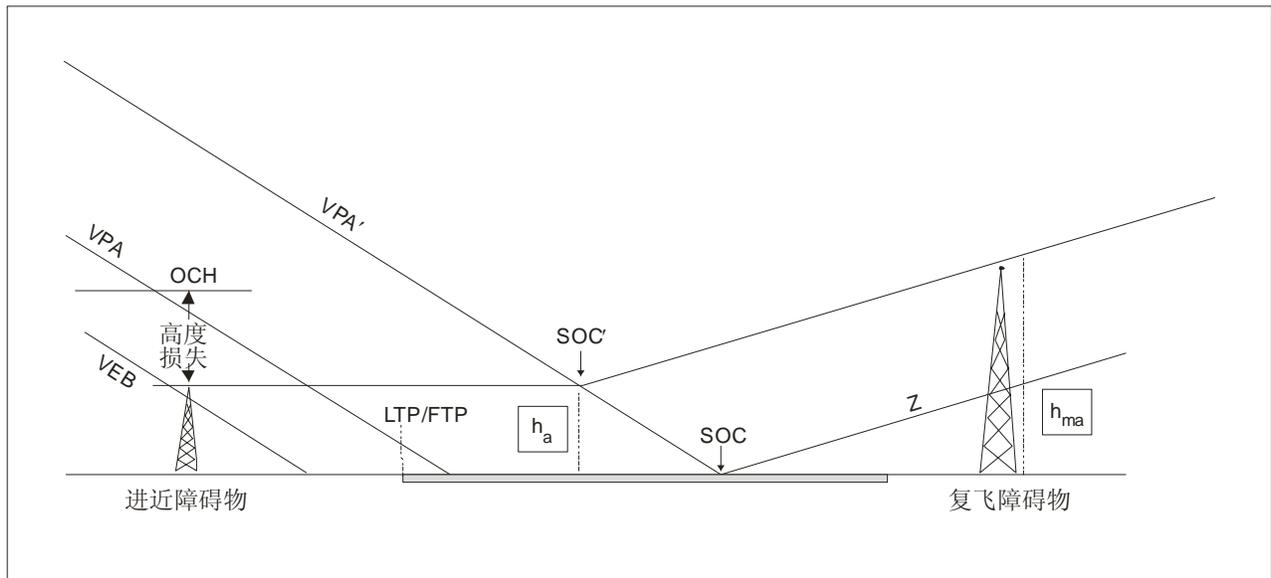


图4-26 开始爬升点之后的复飞障碍

注：规定一个决断高度/高和一个距离，可确保惯性基准组件每小时八度的漂移速度并不会超过最后进近RNP的延伸边界。

复飞航段中RNP小于1.0的转弯限制

4.6.19 如果有必要转弯，必须在离地高度150米（492英尺）以上且至少在决断高度/高以上 $D_{MAS_{turn}}$ 处开始转弯。如果可能，在跑道起飞末端之前不应转弯。

4.7 确定超障高度/高

4.7.1 超障高度/高的计算涉及到一组OAS面。如果穿过OAS面，则将航空器类型相关的高度损失容差与最高进近障碍物的高度或者与穿透复飞OAS面的最高当量高度相加，两者取较高高度。该和值成为超障高度/高（见图4-26和4-27）。

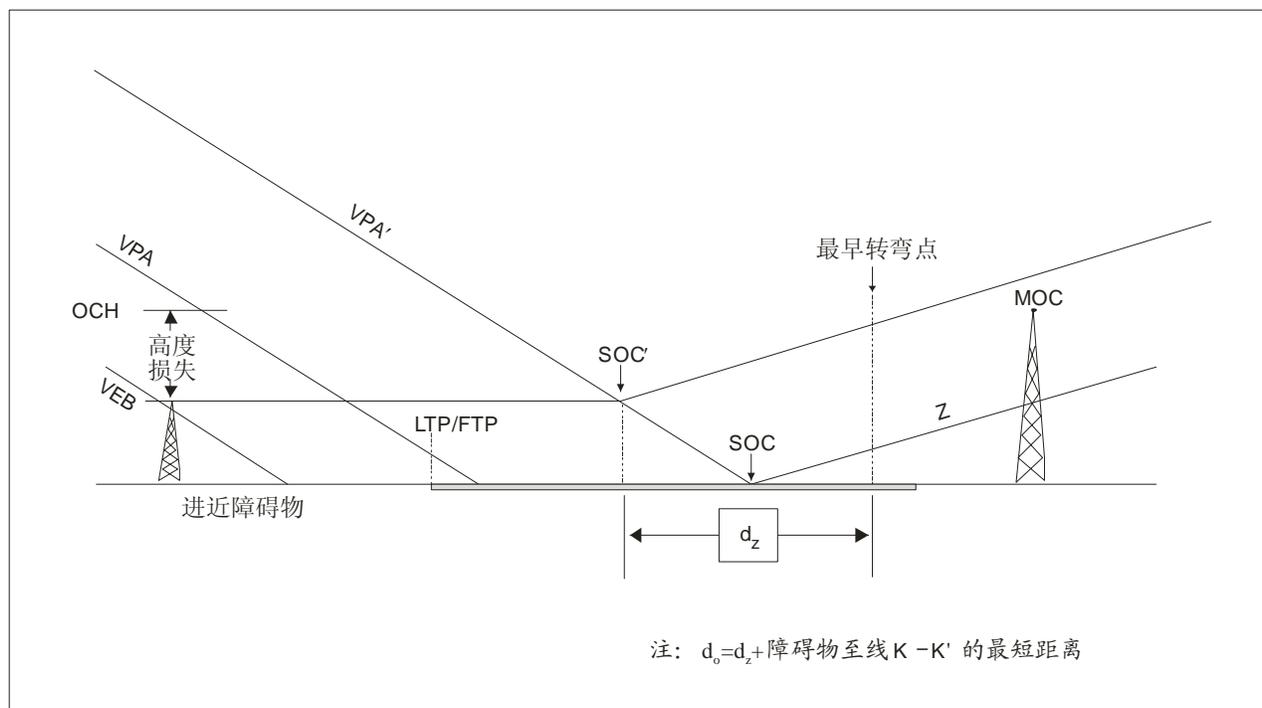


图4-27 转弯复飞

主要障碍物

4.7.2 主要障碍物指那些穿透OAS面的障碍物。它们分成如下进近障碍物和复飞障碍物（见图4-26）。

- 进近障碍物指最后进近点和开始爬升点之间的障碍物。
- 复飞障碍物为开始爬升点之后的障碍物。

4.7.3 但是，在某些情形下，障碍物的此种分类可能会给某些复飞障碍物产生过多的不利结果。如果主管当局愿意，可将复飞障碍物规定为那些起点在开始爬升点且位于与垂直航径角的平面平行的某一平面之上的障碍物，即障碍物高度大于 $(XSOC + x) \tan VPA$ ，式中XSOC为着陆跑道入口点至开始爬升点的距离。

超障高计算

4.7.4 首先，确定在离Z面起点 D_{VEB} 处穿透最后进近OAS面或者水平面的最高进近障碍物的高度。

4.7.5 其次，用下列公式，将所有复飞障碍物的高度降至当量进近障碍物的高度：

$$h_a = [(h_{ma} + MOC) \times \cot Z - (X_Z - x)] / (\cot VPA + \cot Z)$$

式中

h_a = 当量进近障碍物的高度

h_{ma} = 复飞障碍物的高度

X = 障碍物距跑道入口的距离（着陆跑道入口点之前为正，之后为负）

$\cot Z$ = Z面角的余切

$\cot VPA$ = 垂直航径角的余切

X_Z = X坐标点，其中 $Z_x = Z_{LTP}$ （复飞面的起点）

4.7.6 对于直线复飞和RF转弯，最小超障余度为0米/（0英尺）；如果转弯达到15度，最小超障余度为30米/（98英尺）；对于15度以上的转弯，为50米/（164英尺）。

直线复飞

4.7.7 最高（真实的或者当量的）进近障碍物的高度加上表4-5中规定的高度损失余度，可确定程序的超障高。

超障高 = h_a + 高度损失余度

超障高计算 (复飞中转弯 —— 除RF外)

4.7.8 障碍物高度/高须低于:

$$(OCA/H-HL) + (d_z + d_o) \tan Z - MOC$$

式中

d_o = 从障碍物至最早转弯点 (TP) 的最短距离 (见图4-26和4-27)

d_z = 从开始爬升点至最早转弯点的水平距离,

MOC为:

当转弯大于15度时为50米 (164英尺) (对于Cat H, 40米 (132英尺)); 当转弯等于或小于15度时为30米 (98英尺)。

4.7.9 如果障碍物高度/高穿透Z面, 必须增加超障高度/高或者移动转弯点以获取所需的余度。

在转弯复飞期间使用RF航段

4.7.10 如果在复飞期间使用RF航段, 为计算OAS面的梯度, 而添加到航迹距离之中的RF转弯期间沿航迹的距离长度指转弯半径为 $r-1RNP$ 的弧长 (见图4-9 b) 和4-28)。

4.7.11 Z面在航迹上任一点处的高度都是连续扩散横跨表面的。坡度仅仅朝着在任一点均与标称航迹相切的标称飞行矢量的方向而沿任何半径的横向坡度为0。

4.7.12 障碍物高度/高须小于:

$$(OCA/H - HL) + (d_z + d_o) \tan Z - MOC$$

式中

d_o = 使用半径 ($r-1RNP$) 计算出的RF航段沿弧线的距离,

d_z = 从开始爬升点至转弯定位点之间的水平距离。

对于RF复飞航段, h_a 的计算公式中所用的MOC为0。

4.7.13 如果障碍物高度/高穿透Z面, 必需增加超障高度/高或者移动转弯点以获取所需的余度。

高度损失余度

机场标高较高时的调整

4.7.14 如果机场标高高于900米 (2 953英尺)，须调整表4-5中的高度损失余度。机场标高每增加300米 (984英尺)，表中余度须增加无线电高度表余度的2%。

垂直航径角较大时的调整

4.7.15 如果程序涉及的垂直航径角大于3.5度或者程序涉及的角度为标称下降速度（等于航空器类型对应的跑道入口处的速度乘以垂直航径角的正弦）超过5米/秒 (1 000英尺/分钟) 时的任一角度，则此类程序为非标准的，需要：

- a) 增加高度损失余度（可能会根据航空器类型而有所不同）；
- b) 调整复飞面的起点；
- c) 调整W面的坡度；
- d) 重新考察障碍物；和
- e) 申请有关的运行限制。

4.7.16 此类程序通常限于经特别批准的运营人和航空器，并且附带有相应的航空器和机组方面的限制。不要将它们作为一种采用消噪程序的手段。

表4-5 高度损失余度

下列高度损失余度须适用于所有进近障碍物和当量进近障碍物				
航空器类型 (V_{at})	使用无线电高度表时的余度		使用气压高度表时的余度	
	米	英尺	米	英尺
A—169千米/小时 (90节)	13	42	40	130
B—223千米/小时 (120节)	18	59	43	142
C—260千米/小时 (140节)	22	71	46	150
D—306千米/小时 (165节)	26	85	49	161

注：无线电高度表损失仅用于调整高度损失。

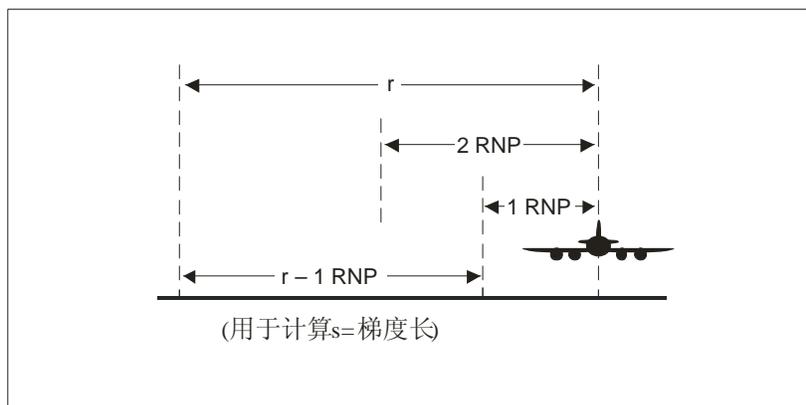


图4-28 用于计算梯度航迹长的半径

例外和调整

4.7.17 计算出高度损失表中的值，是为了说明在标称进近航径上航空器从超障高度/高处采用正常人工过渡的程序。如果可获得足够的飞行和理论证据，可对表中具体航空器类型的值进行调整，即高度损失值出现的概率为 1×10^{-5} (基于复飞率 10^{-2})。

具体 V_{at} 的容差

4.7.18 如果需要某一具体 V_{at} 的高度损失/高度表余度，可使用下列公式 (也请参考《空中航行服务程序 —— 航空器的运行》，第II卷，第I部分第4篇第1章中的表I-4-1-1和I-4-1-2)：

$$\text{余度} = (0.068V_{at} + 28.3) \text{ 米, 式中 } V_{at} \text{ 单位为千米/小时}$$

$$\text{余度} = (0.125V_{at} + 28.3) \text{ 米, 式中 } V_{at} \text{ 单位为节}$$

式中 V_{at} 为跑道入口处的速度，等于最大审定着陆质量时对应于着陆构型的失速速度的1.3倍。

注：这两个等式假设航空器的空气动力和动力特征与速度类型直接相关。因此，计算出的高度损失/高度表余度可能不会真实地代表最大着陆质量时的 V_{at} 超出165节的小型航空器。

复飞转弯 —— 限制

4.7.19 如果有必要作复飞转弯，转弯起始区中的最早点的离地高度必须在150米 (492英尺) 以上，梯度为2.5%或者为规定的爬升梯度，如果规定的爬升梯度高于2.5%，则其起点应位于开始爬升点。

第5章

出版物和航图

5.1 引言

《空中航行服务程序——航空器的运行》第II卷第I部分第3篇第5章——公布的离场程序资料、第I部分第4篇第9章——航图/航行资料汇编和第III部分第5篇——出版物中的一般标准，经修改后适用于本章。关于具体的航空数据库出版物要求，请参阅《空中航行服务程序——航空器的运行》第II卷第III部分第5篇第2章。任何公布程序的所需导航规范必须包括在关于航图的国家航行资料汇编之中或者总则部分之中。

5.2 航图标题

航图的标题必须参照附件4——《航图》的2.2。

5.3 航图标识

5.3.1 航图的标识必须根据附件4中11.6，并且必须包括RNAV一词。

5.3.2 对可满足RNP AR APCH导航规范标准的各程序加以描述的RNP进近航图必须在标识中包括RNAV_(RNP)这一术语。

注：5.3.2中括号中的文字并不构成空中交通管制放行的一部分。

5.4 航图注解

5.4.1 RNAV关于设备、运行或导航功能方面的相关要求必须在航图中加以注解。

a) 额外设备要求的注解举例：

“要求双重全球导航卫星系统”或者“要求惯性基准组件”；

b) 具体的航行功能要求的注解举例：

“需要RF(固定半径至定位点)”。

5.4.2 对于RNP AR APCH程序，可能会需要如下具体注解：

a) 必须在航图上发布包括有特别授权要求的注解；和

- b) 对于复飞RNP小于1.0的RNP AR APCH程序，需作如下注解：“在决断高度/高的沿航迹位置点之前，不得开始向复飞RNP过渡，以获得水平引导”。

5.5 说明

RF航段

5.5.1 任何RF要求必须载入航图。可能会在航图上记录下针对某适用航段的RF要求，或者作为该适用航段的特定注解而记录下来。如果一张航图中RF的要求都一样，则应如5.4中所示，使用一个总的注解。

5.5.2 不同的起始航段上所需的不同RNP值，必须在航图上进行注解。可能会在航图上记录下针对某适用航段的所要求，或者作为该适用航段的程序注解而记录下来。如果同一个RNP值可适用于所有起始和中间的航段，则应如5.4中所示，使用一个总的注解。

5.6 最低运行标准

5.6.1 所有RNP AR APCH程序的超障高度/高均在进近航图上发布，但有一个例外：如果RNP AR APCH程序包括RNP值小于1.0的复飞航段，则须发布决断高度/高。最低运行标准的说明示例见《空中航行服务程序——航空器的运行》第II卷第1部分第4篇第9章。

5.6.2 必须为每个RNP AR进近程序公布与RNP 0.3对应的超障高度/高或决断高度/高。可以另外酌情针对各个0.1和0.3之间的RNP值公布对应的超障高度/高或决断高度/高。

附录1

垂直误差分布值 (VEB) 最小超障余度 (MOC) 等式说明 (国际单位制单位)

VEB的MOC的求取方法为: 采用平方和根方式 (RSS) 得到已知的三倍标准偏差 (3σ) 的值, 然后乘以4/3, 求取一个四倍标准偏差 (4σ) 之值。然后加上偏移误差确定总的MOC。

MOC: 未穿透进近面时, 为75米 (见附件14第I卷第4章)

穿透进近面时, 为90米 (见附件14第I卷第4章)

VEB MOC中所涉及的变量有:

- 实际导航性能误差 (anpe)
- 航路点分辨率误差 (wpr)
- 飞行技术误差 (fte), 恒等于23米
- 高度测量系统误差 (ase)
- 垂直角度误差 (vae)
- 终端自动情报系统 (atis) 误差, 恒等于6米

MOC的偏移误差为:

- 机体几何(bg) 误差
- 半翼展, 恒等于40米
- 国际标准大气温度偏差 (isad)

结合这些要素后, MOC等式为:

$$\text{MOC} = \text{bg} - \text{isad} + \frac{4}{3} \sqrt{\text{anpe}^2 + \text{wpr}^2 + \text{fte}^2 + \text{ase}^2 + \text{vae}^2 + \text{atis}^2}$$

计算平方和根之时所用的三倍标准偏差公式为:

$$\text{实际导航性能误差: } \text{anpe} = 1.225 \times \text{mp} \times 1852 \times \tan(\text{VPA})$$

$$\text{航路点分辨率误差: } \text{wpr} = 18 \times \tan(\text{VPA})$$

$$\text{飞行技术误差: } \text{fte} = 23$$

$$\text{高度测量系统误差: } \text{ase} = -2.887 \times 10^{-7} \times (\text{elev})^2 + 6.5 \times 10^{-3} \times (\text{elev}) + 15$$

$$\text{垂直角度误差: } \text{vae} = \left(\frac{\text{elev} - \text{LTP}_{\text{elev}}}{\tan(\text{VPA})} \right) [\tan(\text{VPA}) - \tan(\text{VPA} - 0.01^\circ)]$$

终端自动情报系统误差: $\text{atis} = 6$

偏移误差计算:

$$\text{国际标准大气温度偏差: } \text{isad} = \frac{(\text{elev} - \text{LTP}_{\text{elev}}) \times \Delta\text{ISA}}{288 + \Delta\text{ISA} - 0.5 \times 0.0065 \times \text{elev}}$$

机体几何误差: 直线航段, 为固定值: $\text{bg} = 7.6$

RF航段: $\text{bg} = \text{半翼展} \times \sin \alpha$

示范计算

设计变量

可适用的设施最低温度为标准值减去 20°C : ($\Delta\text{ISA} = -20$)

所需导航性能 (RNP) 为0.14海里: ($\text{rnp} = 0.14$)

要求授权 (AR) 的固定值

将三倍标准偏差的垂直飞行技术误差假定为23米: ($\text{fte} = 23$)

终端自动情报服务 (atis)三倍标准偏差高度表拨正的垂直误差假定为6米: ($\text{atis} = 6$)

假定的最大坡度角为 18° : ($\alpha = 18^\circ$)

垂直航径变量

垂直航径角 (VPA): $\text{VPA} = 3^\circ$

最后进近点 (FAP) 为1 400米: ($\text{FAP} = 1\,400$)

着陆跑道入口点标高 (LTP_{elev}): ($\text{LTP}_{\text{elev}} = 360$)

跑道入口基准高 (RDH): ($\text{RDH} = 17$)

最低机场温度 (T_{min}) 为国际标准大气标准值减去 20°C : ($\Delta\text{ISA} = -20$):

$$T_{\min} = \Delta ISA + (15 - 0.0065 \times LTP_{\text{elev}})$$

$$T_{\min} = -20 + (15 - 0.0065 \times 360)$$

$$T_{\min} = -7.34^{\circ}\text{C}$$

计算

$$MOC = bg - isad + \frac{4}{3} \sqrt{\text{anpe}^2 + \text{wpr}^2 + \text{fte}^2 + \text{ase}^2 + \text{vae}^2 + \text{atis}^2}$$

$$\begin{aligned} \text{实际导航性能误差: anpe} &= 1.225 \times \text{mp} \times 1852 \times \tan(\text{VPA}) \\ &= 1.225 \times 0.14 \times 1852 \times \tan 3^{\circ} \\ &= 16.6457 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \text{航路点分辨率误差: wpr} &= 18 \times \tan(\text{VPA}) \\ &= 18 \times \tan 3^{\circ} \\ &= 0.9433 \end{aligned}$$

$$\text{飞行技术误差: fte} = 23$$

$$\text{高度测量系统误差: ase} = -2.887 \times 10^{-7} \times (\text{标高})^2 + 6.5 \times 10^{-3} \times (\text{标高}) + 15$$

$$\begin{aligned} \text{ase}_{75} &= -2.887 \times 10^{-7} \times (LTP_{\text{elev}} + 75)^2 + 6.5 \times 10^{-3} \times (LTP_{\text{elev}} + 75) + 15 \\ &= -2.887 \times 10^{-7} \times (360 + 75)^2 + 6.5 \times 10^{-3} \times (360 + 75) + 15 \\ &= 17.7729 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \text{ase}_{\text{FAP}} &= -2.887 \times 10^{-7} \times (\text{FAP})^2 + 6.5 \times 10^{-3} \times (\text{FAP}) + 15 \\ &= -2.887 \times 10^{-7} \times (1400)^2 + 6.5 \times 10^{-3} \times (1400) + 15 \\ &= 23.5341 \end{aligned}$$

$$\text{垂直角度误差: vae} = \left(\frac{\text{elev} - LTP_{\text{elev}}}{\tan(\text{VPA})} \right) [\tan(\text{VPA}) - \tan(\text{VPA} - 0.01^{\circ})]$$

$$\begin{aligned} \text{vae}_{75} &= \left(\frac{75}{\tan(\text{VPA})} \right) [\tan(\text{VPA}) - \tan(\text{VPA} - 0.01^{\circ})] \\ &= \left(\frac{75}{\tan 3^{\circ}} \right) [\tan 3^{\circ} - \tan(3^{\circ} - 0.01^{\circ})] \\ &= 0.2505 \end{aligned}$$

$$\text{vae}_{\text{FAP}} = \left(\frac{\text{FAP} - LTP_{\text{elev}}}{\tan(\text{VPA})} \right) [\tan(\text{VPA}) - \tan(\text{VPA} - 0.01^{\circ})]$$

$$\begin{aligned}
&= \left(\frac{1400 - 360}{\tan 3^\circ} \right) [\tan 3^\circ - \tan (3^\circ - 0.01^\circ)] \\
&= 3.4730
\end{aligned}$$

终端自动情报系统误差: $atis = 6$

$$\text{国际标准大气温度偏差: } isad = \frac{(\text{elev} - LTP_{\text{elev}}) \times \Delta ISA}{288 + \Delta ISA - 0.5 \times 0.0065 \times \text{elev}}$$

$$\begin{aligned}
isad_{75} &= \frac{75 \times \Delta ISA}{288 + \Delta ISA - 0.5 \times 0.0065 \times (LTP_{\text{elev}} + 75)} \\
&= \frac{75 \times (-20)}{288 - 20 - 0.5 \times 0.0065 \times (360 + 75)} \\
&= -5.6267
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
isad_{\text{FAP}} &= \frac{(\text{elev} - LTP_{\text{elev}}) \times (\Delta ISA)}{288 + \Delta ISA - 0.5 \times 0.0065 \times (\text{FAP})} \\
&= \frac{(1400 - 360) \times (-20)}{288 - 20 - 0.5 \times 0.0065 \times (1400)} \\
&= -78.9524
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
\text{机体几何形状: } bg &= \text{半翼展} \times \sin \alpha \\
&= 40 \times \sin 18^\circ \\
&= 12.3607
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
MOC_{75} &= bg - isad_{75} + \frac{4}{3} \sqrt{\text{anpe}^2 + \text{wpr}^2 + \text{fte}^2 + \text{ase}_{75}^2 + \text{vae}_{75}^2 + \text{atis}^2} \\
&= 12.6307 + 5.6267 + \frac{4}{3} \sqrt{16.6457^2 + 0.9433^2 + 23^2 + 17.7729^2 + 0.2505^2 + 6^2} \\
&= 63.3777
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
MOC_{\text{fap}} &= bg - isad_{\text{fap}} + \frac{4}{3} \sqrt{\text{anpe}^2 + \text{wpr}^2 + \text{fte}^2 + \text{ase}_{\text{fap}}^2 + \text{vae}_{\text{fap}}^2 + \text{atis}^2} \\
&= 12.6307 + 78.9524 + \frac{4}{3} \sqrt{16.6457^2 + 0.9433^2 + 23^2 + 23.5341^2 + 3.4730^2 + 6^2} \\
&= 141.3599
\end{aligned}$$

计算障碍物评价面 (OAS) 梯度

通过考虑OAS面在 MOC_{fap} 和 MOC_{75} 处的高度差, 计算OAS面梯度:

$$OAS_{\text{梯度}} = \frac{(\text{fap} - \text{ltpelev} - \text{MOC}_{\text{FAP}}) - (75 - \text{MOC}_{75})}{\frac{\text{FAP} - \text{LTP}_{\text{elev}} - 75}{\tan(\text{VPA})}}$$

计算着陆跑道入口点至OAS面的起点的距离

计算OAS面的起点的方法为：求取垂直航径角75米高度这一点离着陆跑道入口点的距离，然后减去同一点离MOC₇₅点的距离。

$$OAS_{\text{起点}} = \left(\frac{75 - \text{RDH}}{\tan(\text{VPA})} \right) - \left(\frac{75 - \text{MOC}_{75}}{OAS_{\text{梯度}}} \right)$$

使用上面示例中的数字：

$$\begin{aligned} OAS_{\text{梯度}} &= \frac{(1400 - 360 - 14.3599) - (75 - 63.3777)}{\frac{1400 - 360 - 75}{\tan 3^\circ}} \\ &= 0.0481726 (4.817\%) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} OAS_{\text{起点}} &= \left(\frac{75 - 17}{\tan 3^\circ} \right) - \left(\frac{75 - 63.3777}{0.0481726} \right) \\ &= 865.4422 \end{aligned}$$

附录2

垂直误差分布值 (VEB) 最小超障余度 (MOC) 等式说明 (非国际单位制单位)

VEB所需的MOC的求取方法为：采用平方和根方式 (RSS) 得到已知的三倍标准偏差值，然后乘以4/3，求取一个四倍标准偏差 (4σ) 之值。然后加上偏移误差确定总的MOC。

MOC：在未穿透进近面时，为250英尺 (见附件14第I卷第4章)

在穿透进近面时，为300英尺 (见附件14第I卷第4章)

VEB MOC中所涉及的变量有：

- 实际导航性能误差 (anpe)
- 航路点分辨率误差 (wpr)
- 飞行技术误差 (fte)，恒等于75英尺
- 高度测量系统误差 (ase)
- 垂直角度误差 (vae)
- 终端自动情报系统 (atis) 误差，恒等于20英尺

MOC的偏移误差为：

- 机体几何 (bg) 误差
- 半翼展，恒等于132英尺
- 国际标准大气温度偏差 (isad)

结合这些要素后，MOC等式为：

$$MOC = bg - isad + \frac{4}{3} \sqrt{anpe^2 + wpr^2 + fte^2 + ase^2 + vae^2 + atis^2}$$

计算平方和根之时所用的三倍标准偏差公式为：

$$\text{实际导航性能误差: } anpe = 1.225 \cdot rnp \cdot \frac{1852}{0.3048} \cdot \tan VPA$$

$$\text{航路点分辨率误差: } wpr = 60 \cdot \tan VPA$$

$$\text{飞行技术误差: } fte = 75$$

$$\text{高度测量系统误差: } ase = -8.8 \cdot 10^{-8} \cdot (elev)^2 + 6.5 \cdot 10^{-3} \cdot (elev) + 50$$

$$\text{垂直角度误差: } \text{vae} = \left(\frac{\text{elev} - \text{LTP}_{\text{elev}}}{\tan \theta} \right) [\tan \theta - \tan (\theta - 0.01^\circ)]$$

终端自动情报系统误差: $\text{atis} = 20$

偏移误差计算

$$\text{国际标准大气温度偏差: } \text{isad} = \frac{(\text{elev} - \text{LTP}_{\text{elev}}) \times \Delta\text{ISA}}{288 + \Delta\text{ISA} - 0.5 \times 0.00198 \times \text{elev}}$$

机体几何误差: 对于直线航段, 为固定值: $\text{bg} = 25$

RF 航段: $\text{bg} = \text{半翼展} \cdot \sin \alpha$

示范计算

设计变量

可适用的设施最低温度为标准值减去20°C: ($\Delta\text{ISA} = -20$)

所需导航性能 (RNP) 为0.14海里: ($\text{rnp} = 0.14$)

要求授权 (AR) 的固定值

将两倍标准偏差的垂直飞行技术误差假定为75英尺: ($\text{fte} = 75$)

终端自动情报服务 (atis) 二倍标准偏差高度表拨正的垂直误差假定为20英尺: ($\text{atis} = 20$)

假定的最大坡度角为18度: ($\phi = 18^\circ$)

垂直航径变量

最后进近点 (FAP) 为4 500英尺: ($\text{FAP} = 4\ 500$)

着陆跑道入口点标高 (LTP_{elev} (英尺)): ($\text{LTP}_{\text{elev}} = 1\ 200$)

跑道入口基准高 (RDH (英尺)): ($\text{RDH} = 55$)

垂直航径角 (VPA): ($\text{VPA} = 3^\circ$)

计算

$$\text{MOC} = \text{bg} - \text{isad} + \frac{4}{3} \sqrt{\text{anpe}^2 + \text{wpr}^2 + \text{fte}^2 + \text{ase}^2 + \text{vae}^2 + \text{atis}^2}$$

$$\begin{aligned} \text{实际导航性能误差: anpe} &= 1.225 \times \text{rnp} \times \frac{1852}{0.3048} \times \tan \text{VPA} \\ &= 1.225 \times 0.14 \times \frac{1852}{0.3048} \times \tan 3^\circ \\ &= 54.6117 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \text{航路点分辨率误差: wpr} &= 60 \times \tan (\text{VPA}) \\ &= 60 \times \tan 3^\circ \\ &= 3.1445 \end{aligned}$$

$$\text{飞行技术误差: fte} = 75$$

$$\text{高度测量系统误差: ase} = -8.8 \cdot 10^{-8} \cdot (\text{elev})^2 + 6.5 \cdot 10^{-3} \cdot (\text{elev}) + 50$$

$$\begin{aligned} \text{ase}_{250} &= -8.8 \times 10^{-8} \times (\text{LTP}_{\text{elev}} + 250)^2 + 6.5 \times 10^{-3} \times (\text{LTP}_{\text{elev}} + 250) + 50 \\ &= -8.8 \times 10^{-8} \times (1200 + 250)^2 + 6.5 \times 10^{-3} \times (1200 + 250) + 50 \\ &= 59.2400 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \text{ase}_{\text{FAP}} &= -8.8 \times 10^{-8} \times (\text{FAP})^2 + 6.5 \times 10^{-3} \times (\text{FAP}) + 50 \\ &= -8.8 \times 10^{-8} \times (4500)^2 + 6.5 \times 10^{-3} \times (4500) + 50 \\ &= 77.4680 \end{aligned}$$

$$\text{垂直角度误差: vae} = \left(\frac{\text{elev} - \text{LTP}_{\text{elev}}}{\tan \text{VPA}} \right) [\tan \text{VPA} - \tan (\text{VPA} - 0.01^\circ)]$$

$$\text{vae}_{\text{FAP}} = \left(\frac{\text{FAP} - \text{LTP}_{\text{elev}}}{\tan \text{VPA}} \right) [\tan \text{VPA} - \tan (\text{VPA} - 0.01^\circ)]$$

$$= \left(\frac{4500 - 1200}{\tan 3^\circ} \right) [\tan 3^\circ - \tan (3^\circ - 0.01^\circ)]$$

$$= 11.0200$$

$$\text{vae}_{250} = \left(\frac{250}{\tan \text{VPA}} \right) [\tan \text{VPA} - \tan (\text{VPA} - 0.01^\circ)]$$

$$= \left(\frac{250}{\tan 3^\circ} \right) [\tan 3^\circ - \tan (3^\circ - 0.01^\circ)]$$

$$= 0.8349$$

$$\text{国际标准大气温度偏差: } \text{isad} = \frac{(\text{elev} - \text{LTP}_{\text{elev}}) \times \Delta \text{ISA}}{288 + \Delta \text{ISA} - 0.5 \times 0.00198 \times \text{elev}}$$

$$\text{isad}_{\text{FAP}} = \frac{(\text{FAP} - \text{LTP}_{\text{elev}}) \times (\Delta \text{ISA})}{288 + \Delta \text{ISA} - 0.5 \times 0.00198 \times (\text{FAP})}$$

$$= \frac{(4500 - 1200) \times (-20)}{288 - 20 - 0.5 \times 0.00198 \times (4500)}$$

$$= -250.432$$

$$\text{isad}_{250} = \frac{250 \times \Delta \text{ISA}}{288 + \Delta \text{ISA} - 0.5 \times 0.00198 \times (\text{LTP}_{\text{elev}} + 250)}$$

$$= \frac{250 \times (-20)}{288 - 20 - 0.5 \times 0.00198 \times (1200 + 250)}$$

$$= -18.7572$$

$$\text{机体几何形状: } \text{bg} = \text{半翼展} \times \sin \phi$$

$$= 132 \times \sin 18^\circ$$

$$= 40.7902$$

$$\text{MOC}_{250} = \text{bg} - \text{isad}_{250} + \frac{4}{3} \sqrt{\text{anpe}^2 + \text{wpr}^2 + \text{fte}^2 + \text{ase}_{250}^2 + \text{vae}_{250}^2 + \text{atis}^2}$$

$$= 40.7902 + 18.7572 + \frac{4}{3} \sqrt{54.6117^2 + 3.1445^2 + 75^2 + 59.2400^2 + 0.8349^2 + 20^2}$$

$$= 208.782$$

$$\text{MOC}_{\text{FAP}} = \text{bg} - \text{isad}_{\text{FAP}} + \frac{4}{3} \sqrt{\text{anpe}^2 + \text{wpr}^2 + \text{fte}^2 + \text{ase}_{\text{FAP}}^2 + \text{vae}_{\text{FAP}}^2 + \text{atis}^2}$$

$$= 40.7902 + 250.432 + \frac{4}{3} \sqrt{54.6117^2 + 3.1445^2 + 75^2 + 77.4680^2 + 11.020^2 + 20^2}$$

$$= 455.282$$

计算障碍物评价面 (OAS) 的梯度

通过考虑OAS在MOC_{FAP}和MOC₂₅₀处的高度差, 计算OAS面梯度:

$$\begin{aligned}
 \text{OAS}_{\text{梯度}} &= \frac{(\text{fap} - \text{Itp}_{\text{elev}} - \text{MOC}_{\text{FAP}}) - (250 - \text{MOC}_{250})}{\frac{\text{FAP} - \text{LTP}_{\text{elev}} - 250}{\tan \text{VPA}}} \\
 &= \frac{(4500 - 1200 - 455.282) - (250 - 208.782)}{\frac{4500 - 1200 - 250}{\tan(3)}} \\
 &= 0.04817 (4.817\%)
 \end{aligned}$$

计算着陆跑道入口点至OAS面的起点的距离

计算OAS面的起点的方法为：求取垂直航径角250英尺这一点离着陆跑道入口点的距离，然后减去同一点离MOC₂₅₀点的距离。

$$\begin{aligned}
 \text{OAS}_{\text{起点}} &= \left(\frac{250 - \text{RDH}}{\tan \text{VPA}} \right) - \left(\frac{250 - \text{MOC}_{250}}{\text{OAS}_{\text{梯度}}} \right) \\
 &= \left(\frac{250 - 55}{\tan(3)} \right) - \left(\frac{250 - 208.782}{0.04817} \right) \\
 &= 2865.179
 \end{aligned}$$

ISBN 978-92-9231-501-6



9 7 8 9 2 9 2 3 1 5 0 1 6