

文章编号: 1674-8190(2021)06-086-05

# RF航段衔接ILS进近程序的最大下降角设计方法

赖欣, 赵得存

(中国民用航空飞行学院 空中交通管理学院, 广汉 618307)

**摘要:** RNP程序的RF航段与传统ILS精密进近程序相结合能充分利用两类程序的优势,但两种程序的过渡阶段需要考虑最大下降角度的设计。本文分析过渡阶段程序的平面与剖面几何设计参数限制条件,以及从星基导航方式转为陆基无线电导航方式需要稳定截获航向信号与下滑台信号的运行限制条件;结合两种限制条件,设计一种可以从不同最后进近定位点(FAP)高度计算下滑道的偏离量与到最后航向截获点(FACF)的弧距离关系进行判断,从而确定最大下降角度的方法,并进行仿真验证。结果表明:该方法可以在不同过渡航渡长度与不同最后进近下降角度的限制下,根据给定最高程序假设温度计算得到符合两种限制条件的最大下降角,为RNP程序与ILS程序衔接过渡的下降剖面设计提供了一种基于理论基础且具有可行性的设计方法。

**关键词:** 飞行程序设计;所需导航性能;仪表着陆系统;固定半径转弯航段;运行限制;最大下降角度

中图分类号: V355

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2021.06.10

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



## Maximum Descent Angle Design Method for RF segment to ILS Precision Approach

LAI Xin, ZHAO Decun

(College of Air Traffic Management, Civil Aviation Flight University of China, Guanghan 618307, China)

**Abstract:** The combination of the radius to fix (RF) segment of the required navigation performance (RNP) procedure and traditional instrument landing system (ILS) precision approach procedure can make full use of the advantages of the two types of procedures, but the transition phase of the two procedures needs to consider the design of the maximum descent angle. The plane and section geometric design parameter limitations of the transition phase procedure, and the operating limitations of the transition from satellite-based navigation to ground-based radio navigation that require stable interception of heading signals and glide slope signals are analyzed in this paper. Combining two types of limitations, a method that can calculate the relationship between the deviation of the glide path and the arc distance to the final approach course fix point (FACF) from different final approach point (FAP) heights is designed to determine the maximum descent angle, and the method is performed with simulation verification. The results show that the proposed method can calculate the maximum descent angle that meets the two types of limitations under the different transitional flight lengths and different final approach descent angles, and according to the given maximum program hypothetical temperature. This method provides a theoretical basis and feasible design method for the descending profile design of the transition between the RNP procedure and the ILS procedure.

**Key words:** flight procedure design; required navigation performance; instrument landing system; RF turning segment; operation limitation; maximum descent angle

收稿日期: 2021-04-21; 修回日期: 2021-07-01

基金项目: 民航技术创新和教育培训基金(0251812); 中央高校教育教学改革专项基金(E2020035)

通信作者: 赖欣, lxrzg@163.com

引用格式: 赖欣, 赵得存. RF航段衔接ILS进近程序的最大下降角设计方法[J]. 航空工程进展, 2021, 12(6): 86-90, 100.

LAI Xin, ZHAO Decun. Maximum descent angle design method for RF segment to ILS precision approach[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2021, 12(6): 86-90, 100. (in Chinese)

## 0 引言

飞行程序设计的质量对航空运行安全起着重要作用,规范的设计流程与设计方法对设计质量的提升有较大促进作用<sup>[1]</sup>,设计过程中的关键参数选择影响飞行安全。基于性能导航程序(PBN)的所需导航性能(RNP)通过星基导航定位点规划航迹,具有航迹规划灵活且能有效减少飞行路径、降低燃油排放的优势。同时RNP航段在设计过程中须考虑的保护区范围相比其他程序设计方式也更窄,尤其适合在净空及空域受限的机场实施进场、起始进近阶段程序设计<sup>[2-3]</sup>。仪器着陆系统(ILS)引导的精密进近方式是目前全球使用最为广泛的最后进近着陆方式。各大中型机场都以仪表进近程序作为机场的首选进近方式。将RNP航段和ILS进近程序结合能在飞行安全、节能减排与环境保护等方面发挥两者优势。但实现这种程序的衔接需要在两种程序设计方法之间进行转换,RNP程序属于星基程序设计规范,ILS程序属于传统陆基程序设计规范。同时还需考虑从基于卫星导航的RNP航段实施完成后,转为陆基无线电信号程序所需解决的无线电信号稳定截获问题。

目前国际上主流的飞行程序设计标准为国际民航组织(ICAO)的8168标准<sup>[4]</sup>与美国联邦航空局(FAA)的TERPS标准<sup>[5]</sup>,两类程序设计标准在设计思路上一致,但在设计的技术细节上存在差异<sup>[6]</sup>。FAA TERPS标准总结了在RNP程序与ILS程序结合的设计要点,并通过分析多种航空器模型提出了该类程序设计指南,但未就如何设计两种程序过渡的下降剖面给出方法<sup>[7-8]</sup>。D. Smedt等<sup>[9]</sup>根据ICAO 8168标准通过飞行模拟方法对两种程序的过渡阶段进行了研究,但并未针对两种程序过渡阶段的最大下降角度提出设计方法。因此目前在实际工程设计中,都是通过设计人员根据经验进行预估,再通过反复试算的过程来进行设计。

人工试算准确度低,设计效率不高,针对这一问题,本文对衔接两种程序阶段的过渡进近航段的设计方法进行研究。首先分析两种程序的结构特点,总结过渡航段设计过程中下降剖面几何关系形成的设计参数限制,给出过渡程序运行阶段无线电信号稳定截获的运行限制;在同时满足参数几何关系与信号稳定截获的限制下,提出一种计算过渡航段最大下降角度的方法,并进行仿真

验证。

## 1 ILS精密进近与RF航段结构分析

ILS进近程序是目前国际上主要采用的最后进近方式,该程序方式采用进近跑道末端安装的航向台LOC与进近跑道侧方安装的下滑台GS,形成两组空中无线电信号,航向台信号引导航空器对准着陆跑道,下滑台信号引导航空器建立正确的下滑剖面。ILS程序分为起始进近段、中间进近段与精密进近段,其中起始进近段可采用不同程序模式,但要求该段结束的中间进近定位点IF必须位于ILS航向信标的作用范围内,以保证在完成起始进近航段后能结合航向信号,即IF通常是航空器截获航向台的最晚位置点,即FACF。程序至最后进近点FAP后进入精密航段,该航段要求航空器能在保持航向引导的同时结合下滑台信号,从而保证在最后进近阶段能同时获得航向台与下滑台信号引导,直至完成着陆。IF到FAP的中间进近航段是将起始进近航段与精密航段平滑安全连接的关键航段<sup>[4-5]</sup>。

RNP程序航路点由导航数据库提供,以卫星定位的形式实施导航。航迹布局灵活,比如其中的固定半径转弯航段即RF航段,可以设计转弯在 $2^{\circ}\sim 300^{\circ}$ 之间的弧线。RF航段平面图与剖面图如图1所示。

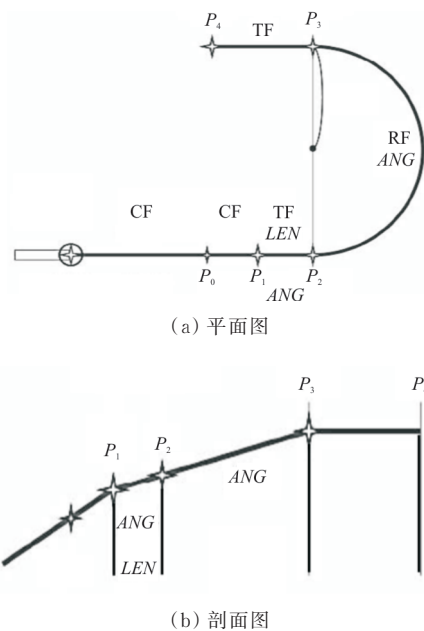


图1 RF航段平面结构与剖面结构图<sup>[4]</sup>

Fig. 1 Plan and profile structure of RF segment<sup>[4]</sup>

从图 1 可以看出:将 RF 航段作为 ILS 程序的起始航段,则是利用 RF 航段的  $P_4$  至  $P_2$  航段的固定点半径转弯部分,  $P_2$  应为截获航向最晚位置即 ILS 精密进近的中间进近定位点, RF 航段的  $P_2$  至  $P_1$  即为 ILS 程序的中间进近航段,  $P_1$  应为截获下滑最晚位置点即 ILS 精密进近的 FAP, 在进近至  $P_2$  点之前应完成航向信号截获, 从  $P_2$  至  $P_1$  中间进行阶段应保持航向信号, 并完成下滑台信号截获, 而两点中间进近实施完成后的位置高度, 决定了 ILS 精密进近下滑过程的稳定性。

## 2 过渡航段分析

由上节分析可得 RNP 航段与 ILS 精密进近航段的衔接关键是过渡, 即中间进近航段, RF 航段衔接 ILS 精密进近的过渡航段平面与剖面图如图 2 所示。

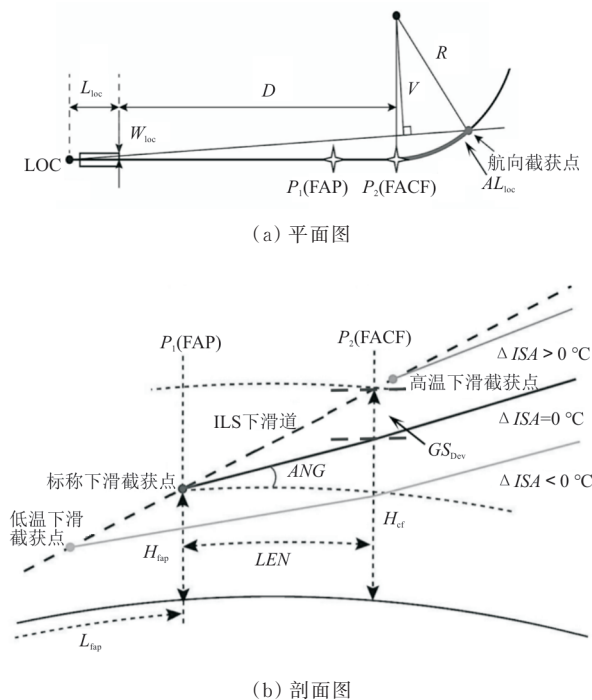


图 2 过渡航段平面与剖面结构<sup>[9-10]</sup>  
Fig. 2 Plan and profile structure of transition phase<sup>[9-10]</sup>

在起始进近阶段即 RF 航段阶段, 航空器将开始建立航向, 实际截获航向位置点将在 RF 航段实施过程中某一点, 最晚不应晚于 FACF, 该点至 FACF 的弧长为  $AL_{loc}$ , 航空器截获航向后将有一个稳定保持距离, 如图 2(a) 所示。实际截获下滑台的位置点也将在 RF 航段实施过程中某一点, 最

晚不应晚于 FAP。在 RF 航段设计规范中要求, 标称航迹应在  $\Delta ISA = 0^\circ C$  假设温度下设计。而实际 RF 航段下滑剖面与实际运行温度有关, 当温度高于或低于  $\Delta ISA = 0^\circ C$  时 (如图 2(b) 所示), 实际下滑截获点的位置会有变化。为保持过渡航段稳定截获下滑信号, 需要考虑在可能的最高温下该航段应具有的最大下降角度即  $ANG$  的最大值, 该值须能保证在起始进近的下落执行效率, 也须避免因  $ANG$  值过高而导致后续精密进近无法稳定建立。为讨论  $ANG$  最大取值建立方法, 结合图 2 的平面与剖面几何关系, 可以得到设计所需的参数。

$L_{fap}$  是从跑道入口 (THD) 到最后进近点 (FAP) 的水平距离, 考虑地表曲率, 可以根据几何关系计算得到。

$$L_{fap} = \frac{r\pi}{180^\circ} \left( 90^\circ - \theta - \sin^{-1} \left[ \frac{\cos\theta(r + H_{dcp})}{r + H_{fap}} \right] \right) \quad (1)$$

式中:  $r$  为地球半径;  $H_{dcp}$  为基准交叉点高度;  $\theta$  为滑坡角 (标准为  $3^\circ$ );  $H_{fap}$  为标称 FAP 高度。

标称最后截获航向定位点高度, 可计算如下:

$$H_{cf} = e^{\frac{LEN \tan ANG}{r}} (r + H_{fap}) - r \quad (2)$$

式中:  $LEN$  为从 FAP 到 FACF 的距离;  $ANG$  为下降角。

航向截获点到 FACF 的弧距  $AL_{loc}$  计算如下:

$$AL_{loc} = R \tan^{-1} \left( \frac{-VW_{loc} + L_{loc} \sqrt{R^2 - V^2}}{-VL_{loc} + W_{loc} \sqrt{R^2 - V^2}} \right) \quad (3)$$

式中:  $W_{loc}$  为航向台波束在跑道入口 THD 处的宽度;  $R$  为 RF 段的固定半径;  $V$  为从 RF 航段转弯中心到航向捕获点与航向台之间连线的垂直线的距离。

$$V = \frac{L_{loc}(W_{loc} - R) + W_{loc}D}{W_{loc}^2 + L_{loc}^2} \sqrt{L_{loc}^2 + W_{loc}^2} \quad (4)$$

设计过程中非标准温度需与标准设计温度  $ISA + 15^\circ C$  进行校正, 校正值为

$$\Delta h = \frac{-\Delta T_{std}}{L_0} \ln \left( 1 + \frac{L_0 H_{fap}}{T_0 + L_0 h_{thr}} \right) \quad (5)$$

式中:  $\Delta T_{std}$  为与标准温度 ( $ISA + 15^\circ C$  的平均海平面) 的温度差;  $L_0$  为  $ISA$  的第一层 (海平面至对流层顶) 的压力高度;  $T_0$  为海平面的标准温度;  $h_{thr}$  为 THD 在平均海平面以上的高度。

### 3 过渡航段最大下降角计算方法

过渡航段设计过程中须预设最高温度,温度差在所有海拔高度上都是恒定的。由运行过程分析可知,在 RF 航段实施过程中温度不会影响航向截获点位置,而下滑截获点位置会因为温度影响导致 ILS 下滑道与 RF 航段 VNAV 垂直剖面上存在高度上的偏差  $GS_{Dev}$ ,如图 2(b)所示。

过渡航段(中间航段)的下降角将取决于  $GS_{Dev}$ ,在温度逐步抬升的设计条件下,当  $GS_{Dev}$  最大时将对应满足几何条件的最大航段下降角  $ANG_{max}$ 。但如果  $GS_{Dev}$  值过大,将导致在 FAP 点后航空器无法截获下滑台,从而无法在精密进近航段同时活动航向与下滑信号引导,只能转为非精密进近模式。由于从不同 FAP 高度可计算下滑道的偏离量,因此条件可以从下滑信号捕获点到最后航向截获点 FACF 的弧距离关系进行判断,即  $AL_{gs} < AL_{loc}$ ,  $AL_{gs}$  为下滑信号捕获点到 FACF 的距离。

由上述参数几何关系与实际运行要求,本文提出过渡航段最大下降角度( $ANG_{max}$ )计算方法,计算流程如图 3 所示。

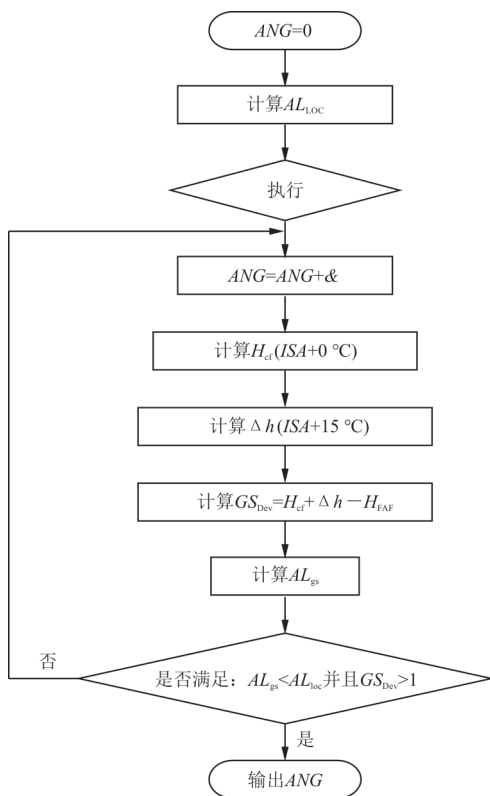


图 3 过渡航段最大下降角计算流程图

Fig. 3 Maximum descent angle calculation flow diagram for transition phase

计算过程需首先设定  $ANG$  初始值为  $0^\circ$ , 并使用公式(3)计算  $AL_{loc}$ 。& 为  $ANG$  角度增量, 利用公式(2)在  $ISA$  温度下计算  $H_{cf}$ 。随后在  $ISA+15^\circ C$  下, 使用公式(5)对最高温度高度进行校正; 计算不同高度下的下滑道偏离  $GS_{Dev}$ ; 由精密进近航段设计评估计算可获得最后进近定位点高度  $H_{FAP}$ 。利用公式(3)计算从滑坡截获点到 FACF 的弧长, 如果  $AL_{gs} < AL_{loc}$  且最大下滑坡度偏差大于 1, 则算法输出的  $ANG$  为最大下降角。

### 4 仿真计算与结果分析

根据提出的最大下降角设计方法, 本文利用 Matlab 进行仿真计算。计算过程设定程序参数为: 最高温度  $ISA+30^\circ C$ , RF 固定半径 2.5 n mile (1 n mile=1.852 km), 入口跑道标高 500 ft (1 ft=0.3048 m),  $L_{loc}=4\ 300\ m$ ,  $W_{loc}$  为标准参数 210 m<sup>[11-12]</sup>。

为考虑各类精密进近超障的可能性, 最后进近定位点高分别假定为 1 000~4 000 ft, 以 500 ft 为计算增量。根据设计规范要求, 中间进近航段  $LEN$  需等于或大于 1 n mile, 因此假设  $LEN$  从 1 n mile 输入计算流程, 并以 0.1 n mile 为增量至 2 n mile;  $ANG$  初始值为  $0^\circ$ , 并以  $0.01^\circ$  为增量。通过仿真计算得到不同最后进近定位点高度与过渡航段长度组合下的最大下降角如表 1 所示。

表 1 不同组合参数条件下最大下降角  
Table 1 Maximum descent angle under different parameters

LEN/ n mile	最大下降角/(°)						
	1 500 ft	2 000 ft	2 500 ft	3 000 ft	3 500 ft	4 000 ft	4 500 ft
1.0	1.35	1.10	0.82	0.60	0.40	0.22	0.20
1.1	1.38	1.13	0.92	0.70	0.50	0.32	0.20
1.2	1.40	1.18	0.96	0.77	0.59	0.41	0.27
1.3	1.44	1.20	0.99	0.80	0.62	0.46	0.30
1.4	1.47	1.24	1.02	0.84	0.67	0.50	0.35
1.5	1.49	1.27	1.06	0.88	0.70	0.54	0.40
1.6	1.51	1.29	1.09	0.91	0.74	0.58	0.44
1.7	1.53	1.31	1.11	0.94	0.78	0.62	0.48
1.8	1.56	1.34	1.15	0.97	0.81	0.66	0.51
1.9	1.58	1.37	1.18	1.00	0.84	0.69	0.54
2.0	1.59	1.39	1.20	1.02	0.87	0.72	0.59

根据表 1 数据得到的曲线图如图 4 所示,可以看出:根据本文提出的方法在最高假设温度基础上,可以在不同过渡航段长度与最后进近定位点高度上计算得到一个最大中间航段下降角度  $ANG$ ,且最大  $ANG$  值均小于  $2^\circ$ ,与 FAA 提出的设计指南保持一致,即在 RF 航段和 FAP 之间设计的过渡段具有角度不超过  $2^\circ$  的“浅下降角”<sup>[5]</sup>;最大  $ANG$  输出与现实飞行过程一致,当 FAP 点的高度较低时,为衔接起始进近阶段并保证有效截获航向信号与下滑信号,下降角度将较大,即相同过渡航段长度,过渡航段需要消失的高差越大下降角度也将越大。需要说明的是  $ISA+15^\circ\text{C}$  为程序设计中常用理论温度基准,若程序设计环境的标准温度不是  $ISA+15^\circ\text{C}$ ,那么  $ISA_{\text{dev}}$  取值会直接影响  $GS_{\text{Dev}}$ ,进而影响  $ANG$ 。

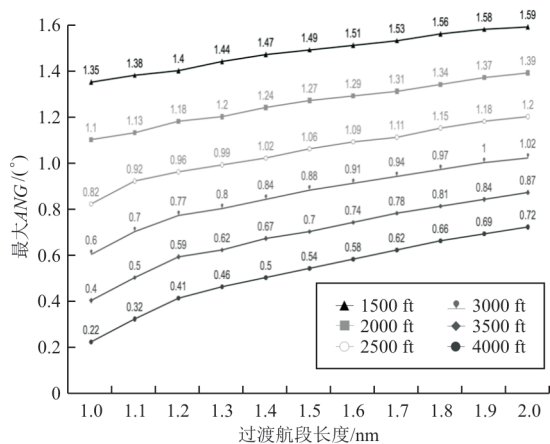


图 4 不同组合参数条件下最大下降角

Fig. 4 Maximum descent angle under different parameters

## 5 结 论

(1) 本文提出一种 RNP 程序 RF 航段过渡至 ILS 精密进近程序的最大下降角度设计方法,并构建了过渡阶段最大下降角度的计算流程,采用不同参数组合条件下的模拟验证,证实了该方法的可行性。提出的设计方法相较于目前的人工试算方法具有更高效率。

(2) 为满足两类程序设计规范在几何空间中的衔接要求,过渡航段的下降角取决于 ILS 下滑道与 RF 航段 VNAV 垂直剖面上存在的高度偏差  $GS_{\text{Dev}}$ ,在温度逐步增加的设计条件下,当  $GS_{\text{Dev}}$  最大时将对应满足几何条件的最大航段下降角

$ANG_{\text{max}}$ 。

(3) 在从 RF 航段的星基导航转为 ILS 进近的陆基导航,需要航空器在 FAP 截获下滑台信号,若  $GS_{\text{Dev}}$  值过大,将导致在 FAP 后航空器无法截获下滑台,从而无法在精密进近航段同时活动航向与下滑信号引导,只能转为非精密进近模式。因此可以从下滑信号捕获点到最后航向截获点 FACF 的弧距离关系进行运行限制条件的判断。

(4) 以逐步增量逼近的方式,采用空间几何参数限制与运行限制条件作为增量循环的判断条件,能够快速计算过渡航段的最大下降角度取值。

## 参 考 文 献

- [1] 杨赛. 飞行程序设计各阶段工作流程和工作内容研究[J]. 中国科技信息, 2018(20): 38-39.  
YANG Sai. Research on workflow and work content in each stage of flight program design[J]. China Science and Technology Information, 2018(20): 38-39. (in Chinese)
- [2] TIMAR S, HUNTER G, POST J. Assessing the benefits of NextGen performance based navigation (PBN) [C] // 10th USA/Europe Air Traffic Management Research and Development Seminar. Chicago: ATM, 2013: 211-232.
- [3] MAYER R H, CROW B M, ZONDERVAN D J, et al. Concept and benefits of PBN-enabled parallel approach operations[C] // 15th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference. [S. l.]: AIAA, 2015: 1-10.
- [4] International Civil Aviation Organization. Construction of visual and instrument flight procedures: Doc 8168[S]. Montreal: ICAO, 2014.
- [5] Department of Transportation Federal Aviation Administration. United States Standard for terminal instrument procedure (TERPS) [S]. Washington: FAA, 2012.
- [6] 陈红英, 刘顺吉. ICAO 和 FAA PBN 离场飞行程序设计规范差异研究[J]. 民航学报, 2019, 3(6): 50-53, 11.  
CHEN Hongying, LIU Shunji. A comparative study of ICAO and FAA performance based navigation (PBN) departure flight procedure design codes[J]. Journal of Civil Aviation of China, 2019, 3(6): 50-53, 11. (in Chinese)
- [7] FAA Performance-based Operations Aviation Rulemaking Committee. RNP to ILS action team report [S]. US: FAA Performance-based Operations Aviation Rulemaking Committee, 2010.
- [8] FAA Performance-based Operations Aviation Rulemaking Committee. RNP to xLS recommendations DC 20591: [S]. Washington: FAA Performance-based Operations Aviation Rulemaking Committee, 2014.

(下转第 100 页)