

FLS 高级进近虚拟波束生成和引导指令计算

翟少博¹, 李广文¹, 薛广龙², 贾秋玲¹, 孙晓敏²

(1.西北工业大学 自动化学院, 陕西 西安 710072; 2.中国航空无线电电子研究所, 上海 200233)

摘 要:FLS 进近是提高进近感知能力、降低运营风险的有效手段,是先进大型客机飞行管理系统的核心功能之一。针对 FLS 高级进近引导技术,研究了虚拟波束生成、波束偏差和引导指令计算问题,提出了基于导航数据库信息的虚拟波束生成方法和基于空间几何关系的波束偏差计算方法。通过引入角度偏差和距离偏差设计引导律,得到飞行引导指令,设计仿真测试算例,对提出的波束偏差和引导指令计算算法进行验证。仿真结果表明,所提的 FLS 引导算法可以实现高精度的进近。

关 键 词:FLS;飞行管理系统;虚拟波束;波束偏差;导航数据库;空间几何关系
中图分类号:V249.1 **文献标志码:**A **文章编号:**1000-2758(2021)06-1377-10

进近和着陆是航迹控制精度要求最为严苛的飞行阶段,当前国内机场运行主要采用依赖于仪表着陆系统的精密进近 (precision approach, PA) 和非精密进近 (non-precision approach, NPA) 2 种进近着陆方式。依赖于仪表着陆系统的精密进近对机场环境和导航设施要求较高,成本较大;非精密进近主要通过甚高频全向无线电信标,无方向性信标等地面导航台提供方位引导^[1],对场地要求相对较低,但由于缺少垂直引导信息,对飞行员而言操作难度较大,容易造成不稳定进近。

随着卫星定位技术和机载传感器的发展,为了提高飞行机组在进近过程中对航迹偏差的感知能力,同时解决精密进近运行成本高和非精密进近风险大的问题,类似精密进近方式 (precision-like approaches) 开始发展,飞机进近稳定性和安全性得到提升。空客提出了将除了授权的所需导航性能 (required navigation performance authorization required, RNP AR) 以外的所有非精密进近统一到与仪表着陆系统 (instrument landing system, ILS) 类似的飞行管理着陆系统 (FMS landing system, FLS) 技术^[2]。

FLS 是一种类精密进近技术,在进行 VOR、VOR/DME 或 RNAV 进近时为机组提供类似 ILS 的

座舱指示和指引,引导精度优于非精密进近。

FLS 并非完全替代 ILS,而是在没有配备 ILS 的机场或配有 ILS 但下滑道 (glide slope, GS) 不工作时,为机组提供类似 GS 下滑波束的指引信息。其优点可概括为:①FLS 进近提供了基于气压高度偏离的垂直引导,为飞行员和机组提供了下滑指引信息,提高了下滑感知能力;②FLS 构建的虚拟航向道相比较 VOR、NDB 等提供航向引导的传感器,有效地利用各导航源的融合信息,提升了机组对航迹偏差的感知能力,降低了飞行风险;③FLS 进近引导技术将除 RNP AR 之外所有的非精密进近统一到“类似”ILS,简化了进近操作程序。

FLS 或与之类似的综合进近导航 (integrated approach navigation, IAN)^[3] 功能是现代和未来先进大型飞机飞行管理系统必备的功能。空客 A380 和 A350 系列飞机飞行管理系统中配备了 FLS 功能;波音 737-900、B747、B747-B 和 B787 机型也具备 FLS 功能类似的 IAN 功能^[3];我国大型民用客机 C919 上由美国通用电气公司 (GE) 提供的综合模块化航电系统也具备 XLS 功能^[4]。

FLS 高级进近引导技术是发展国产大飞机必须突破的核心技术之一,是提高进近过程中偏差感知能力、降低进场着陆段事故发生率的有效手段。虽

然,我国借助于欧美的航电设备实现了 C919 飞机的首飞,但是从长远来看,我国大飞机工程的发展必须依托于我国航空工业和国内技术力量,只有这样才能有效牵引我国航空技术发展,并提升我国航空技术水平。随着国际局势的发展,特别是 2018 年美国对我国发起技术封锁之后,这一要求更显急迫。FLS 高级进近技术作为先进飞行管理系统的核心,是我国必须要掌握和突破的关键技术。

本文针对 FLS 高级进近引导技术的虚拟波束生成和波束偏差计算问题进行研究,考虑与 ILS 的兼容设计 FLS 进近引导律。为检验本文所提算法的有效性,设计了 FLS 进近典型仿真测试场景并进行了测试。

1 FLS 引导工作原理

FLS 可以让飞行机组按照“类似 ILS”功能执行除了 RNP AR 以外的非精密进近,其工作原理如图 1 所示。

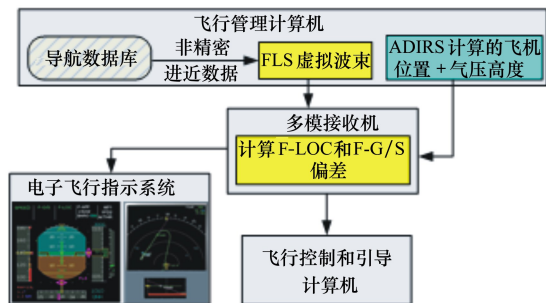


图 1 FLS 进近工作原理

飞行管理计算机根据导航数据库生成最终进近段的 FLS 虚拟波束并发送给多模接收机;同时,大气数据惯性基准系统(air data/inertial reference system, ADIRS)将飞机位置和气压高度发送给多模接收机;多模接收机计算飞机位置相对 FLS 波束的偏差,并将伪 LOC 偏差(F-LOC)和伪 GS 偏差(F-G/S)发送给飞行控制和飞行引导计算机及电子飞行指示系统。

在飞行管理系统中,FLS 进近引导过程可分为进近能力判断、虚拟波束生成、波束偏差计算和引导模式判断 4 个阶段,简述如下:

1) FLS 进近能力判断

FLS 进近能力是由飞机导航源完好性监控结果决定的飞机进近引导能力,分为 RAW ONLY、F-APP

+RAW 和 F-APP 3 种情况。

机组按 FLS 功能执行非精密进近时,飞行管理系统首先根据最后进近航段和跑道情况判断飞机是否具备实施 FLS 的条件,若最终进近航道和跑道航道偏差大于 50° 时,不能使用 FLS 功能;然后根据导航源完好性监控结果判断 FLS 进近能力,当 FLS 进近能力为 RAW ONLY 时,不能使用 FLS 功能。

2) FLS 虚拟波束生成

当飞行管理系统判断当前进近具备实施 FLS 进近的条件且 FLS 进近能力满足进近方式要求时,飞行管理计算机根据导航数据库中存储的数据和机场信息计算 FLS 虚拟波束。FLS 虚拟波束是一条空间三维虚拟直线,如图 2 所示。

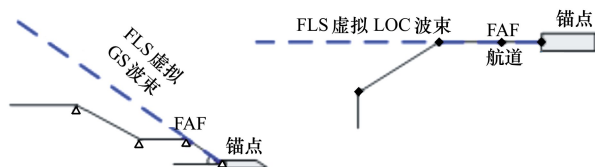


图 2 FLS 虚拟波束

3) FLS 波束偏差计算

当飞行管理系统中生成了 FLS 虚拟波束以后,结合飞机当前位置信息计算飞机相对于 FLS 波束的偏差信息,并发送到自动飞行系统。

4) FLS 引导模式判断

飞行管理系统计算 FLS 波束偏差的同时,根据水平偏差、垂直偏差及导航源完好性监控结果决定 FLS 引导模式的预位、截获、接通时机,并将 FLS 引导模式信号发送给自动飞行系统。

2 基于导航数据库信息生成 FLS 虚拟波束

FLS 波束(FLS beam)是由飞行管理系统根据存储在飞行管理计算机导航数据库中的数据计算的,表示非精密进近 NPA 的最终进近航段,由锚点(anchor point)、航道(course)和梯度(slope)3 个要素决定。如图 2 所示。

锚点是计算 FLS 波束的要素之一,其位置取决于导航数据库中发布的错失进近点位置;航向用于确定最终进近的水平路径;梯度用于确定最终进近的垂直路径。最后进近定位点(final approach fix, FAF)是进场路线的最后一个导航点。

2.1 定 义

本文使用的一些缩略语定义如下：

①着陆入口点 (landing threshold point, LTP) 是下滑道按规定的基准高飞越的点,通常为跑道中线与入口的交点。

②错失进近点 (missed approach point, MAPt) 是复飞程序起点的航路点,该点在官方公布的文档中通常标注为 MAPt 或 LTP,如图 3 所示。

③最后终止点 (final end point, FEP) 是位于最终进近航道上的一个航路点,该点由最终进近航道 (final approach course, FAC) 和通过该航道跑道入口的垂线的交点定义。

④飞行航径对正点 (flight path alignment point, FPAP) 与 LTP 在同一个方位平面,用于确定最后进近对正位置。当进近与跑道中线方向一致时,飞行航径对正点位于反方向跑道入口或入口之外,通过一个到反方向跑道入口的距离确定位置。可分为图 3 至 5 的 3 种情况：

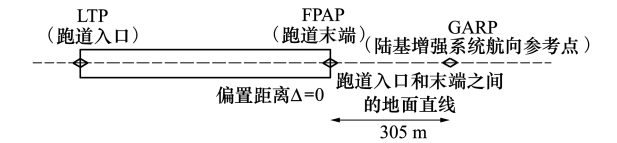


图 3 没有 ILS 进近

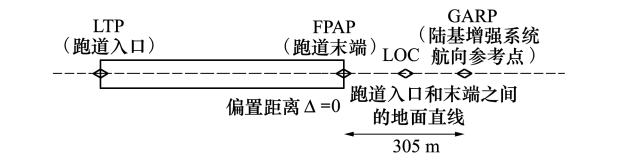


图 4 有 ILS 进近且 LOC 台距跑道末端 305 m 内

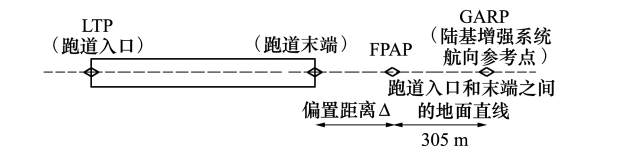


图 5 有 ILS 进近且 LOC 台距跑道末端 305 m 外

⑥截获地面点 (GPIP) 为最终进近航迹与跑道高度平面的交点。如图 6 所示。

⑦穿越跑道入口高 (threshold crossing height, TCH) 是 LTP 点之上飞行航迹角的指定入口穿越高。

⑧飞行航迹角 γ (flight path angle, FPA) 是导航数据库中规定的最后进近航迹的下滑角 (梯度)。

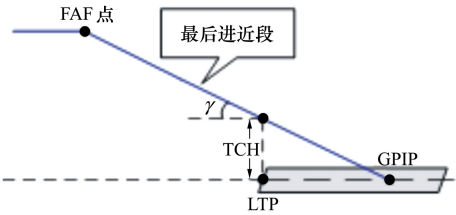


图 6 GPIP、TCH 和 FPA 示意图

2.2 虚拟波束生成

FLS 波束是基于 MAPt 相对跑道入口点的位置关系生成的,可分为如下 3 种情况：

1) MAPt 位于跑道入口点之前

若 MAPt 位于跑道入口之前,如图 7 所示。此时锚点位于由 FMS 计算得到的伪最终进近点 (pseudo final end point) 处,高度等于 TCH,如果导航数据库中没有 TCH,则锚点高度选在跑道入口高度+15.24 m 处,FLS 波束的航向等于最终进近段的航向,FLS 波束的梯度等于 FPA。

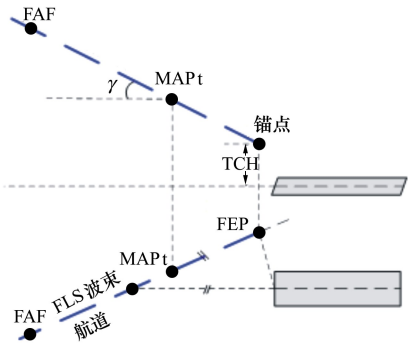


图 7 MAPt 点位于跑道入口点之前的 FLS 波束

2) MAPt 位于跑道入口点正上方

若 MAPt 位于跑道入口点正上方,如图 8 所示。此时锚点在跑道入口点处,距跑道高度等于 TCH,如果导航数据库中没有 TCH,则锚点高度选在跑道

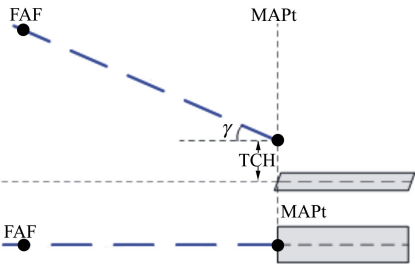


图 8 MAPt 点位于跑道入口点正上方的 FLS 波束

入口高度+15.24 m 处。FLS 波束的航向等于最终进近段的航向,FLS 波束的梯度等于 FPA。

3) MAPt 位于跑道入口点之后

若 MAPt 位于跑道入口点之后,如图 9 所示。此时锚点位于跑道起点,高度为 TCH,如果导航数据库中无 TCH,则锚点高度选在跑道入口高度+15.24 m 处。FLS 波束的航向等于最终进近段的航向,FLS 波束的梯度等于 FPA。

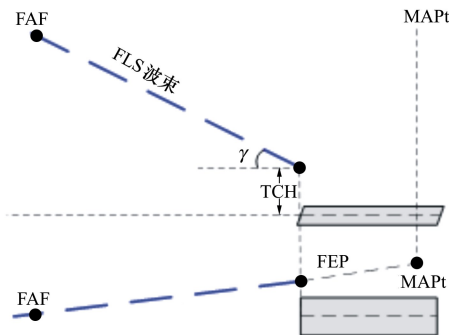


图 9 MAPt 点位于跑道入口点之后的 FLS 波束

3 FLS 波束偏差计算和修正

FLS 高级进近引导技术的一大优点就是提升机组对航迹偏差的感知能力,准确的偏差信息是进行 FLS 进近引导的关键。飞机相对于 FLS 波束的偏差信息,包括水平距离偏差、水平角度偏差、垂直距离偏差和垂直角度偏差。因为基于 ILS 的进近引导指令是基于调制深度差(difference in depth of modulation,DDM)计算的,考虑到与 ILS 的兼容,需要同时计算水平 DDM 和垂直 DDM。

另外,由于在计算 FLS 垂直偏差时,飞机高度是气压高度,在目的机场温度较低时,还需考虑温度修正。

3.1 FLS 虚拟波束描述坐标系定义

利用空间几何关系计算飞机相对于 FLS 虚拟波束的偏差信息的关键是定义用以描述 FLS 波束的坐标系,根据 FLS 虚拟波束的生成原理可知 FLS 波束实质上是锚点指向 FAF 点的直线。

本文以 FAF 点、锚点及 FAF 点在跑道高度平面的投影点为基准确定水平偏差基准面,如图 10 所示。记 FAF 点在跑道高度平面的投影点为 P_1 ,锚点在地面的投影点为 P_2 。

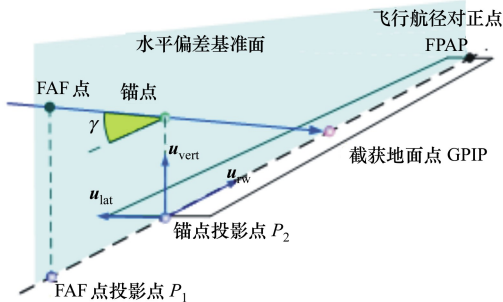


图 10 FLS 虚拟波束描述坐标系

若已知地理坐标系中一点 P 的经度为 λ ,纬度为 L ,高度为 H ,则该点在地心空间直角坐标系(earth centered earth fixed,ECEF)中的坐标为

$$\begin{cases} x = (R_N + H) \cos L \cos \lambda \\ y = (R_N + H) \cos L \sin \lambda \\ z = [R_N(1 - e)^2 + H] \sin L \end{cases} \quad (1)$$

式中, R_N 为卯西圈曲率半径,计算公式为

$$R_N = R_e(1 + e \sin^2 L) \quad (2)$$

R_e 为 WGS-84 地球长半轴,取值 6 378 137 m, e 为 WGS-84 地球扁率,取值 1/298.257;则由地心指向点 P 的矢量可表示为

$$\mathbf{r}_P^{\text{ECEF}} = \begin{bmatrix} (R_N + H) \cos L \cos \lambda \\ (R_N + H) \cos L \sin \lambda \\ [R_N(1 - e)^2 + H] \sin L \end{bmatrix} \quad (3)$$

由地心指向地理坐标系中任一点的矢量求解方式与 $\mathbf{r}_P^{\text{ECEF}}$ 一致。

描述 FLS 波束实际上就是确定 3 个互相垂直的单位矢量 $\mathbf{u}_{\text{rw}}$, $\mathbf{u}_{\text{vert}}$ 和 $\mathbf{u}_{\text{lat}}$ 。单位矢量 $\mathbf{u}_{\text{vert}}$ 定义为过锚点投影点 P_2 且与 WGS-84 椭球面正交的单位矢量

$$\mathbf{u}_{\text{vert}} = \frac{\mathbf{r}_{P_2}^{\text{ECEF}}}{\|\mathbf{r}_{P_2}^{\text{ECEF}}\|} \quad (4)$$

从 P_2 指向 FPAP 点的单位矢量定义为

$$\mathbf{u}_{\text{FPA}}^{\text{ECEF}} = \frac{(\mathbf{r}_{\text{FPAP}}^{\text{ECEF}} - \mathbf{r}_{P_2}^{\text{ECEF}})}{\|\mathbf{r}_{\text{FPAP}}^{\text{ECEF}} - \mathbf{r}_{P_2}^{\text{ECEF}}\|} \quad (5)$$

在水平方向单位矢量由矢量叉乘计算

$$\mathbf{u}_{\text{lat}} = \frac{\mathbf{u}_{\text{vert}} \times \mathbf{u}_{\text{FPA}}}{\|\mathbf{u}_{\text{vert}} \times \mathbf{u}_{\text{FPA}}\|} \quad (6)$$

沿跑道方向的单位矢量定义为

$$\mathbf{u}_{\text{rw}} = \mathbf{u}_{\text{lat}} \times \mathbf{u}_{\text{vert}} \quad (7)$$

则跑道所在水平面即为矢量 $\mathbf{u}_{\text{rw}}$ 和 $\mathbf{u}_{\text{lat}}$ 定义的平面, $\mathbf{u}_{\text{rw}}$ 和 $\mathbf{u}_{\text{vert}}$ 定义的平面就是水平偏差基准面。

3.2 水平偏差计算

飞机相对于 FLS 波束的水平偏差包括水平距离偏差、水平角度偏差和水平 DDM。参照图 11 描述水平偏差计算过程。

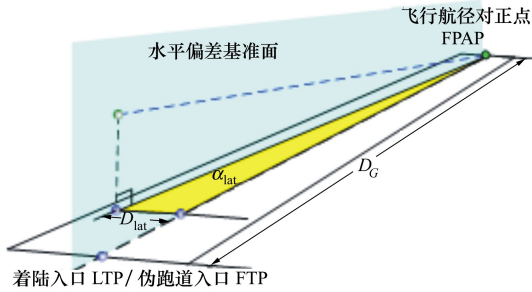


图 11 水平偏差示意图

定义 $\mathbf{r}_{FPAP}^{ECEF}$ 为 WGS-84 地心坐标系中从地心指向 FPAP 点的矢量, $\mathbf{r}_{GRP}^{ECEF}$ 为 WGS-84 地心坐标系中从地心指向飞机导航参考点 GRP 的矢量, 则水平距离偏差计算公式为

$$D_{lat} = \mathbf{u}_{lat} \cdot (\mathbf{r}_{GRP}^{ECEF} - \mathbf{r}_{FPAP}^{ECEF}) \quad (8)$$

水平角度偏差计算公式为

$$\alpha_{lat} = \arctan\left(\frac{D_{lat}}{|\mathbf{u}_{rw} \cdot (\mathbf{r}_{GRP}^{ECEF} - \mathbf{r}_{FPAP}^{ECEF})|}\right) \quad (9)$$

$$\alpha_{ver} = \arctan\left\{\frac{\mathbf{u}_{ver} \cdot (\mathbf{r}_{GRP}^{ECEF} - \mathbf{r}_{GPIP}^{ECEF})}{\sqrt{[\mathbf{u}_{lat} \cdot (\mathbf{r}_{GRP}^{ECEF} - \mathbf{r}_{GPIP}^{ECEF})]^2 + [\mathbf{u}_{rw} \cdot (\mathbf{r}_{GRP}^{ECEF} - \mathbf{r}_{GPIP}^{ECEF})]^2}}\right\} - \gamma \quad (11)$$

垂直距离偏差计算公式为

$$D_{ver} = \sin\alpha_{ver} \parallel \mathbf{r}_{GRP}^{ECEF} - \mathbf{r}_{GPIP}^{ECEF} \parallel \quad (12)$$

垂直 DDM 计算公式为

$$v_{DDM} = \frac{0.175\alpha_{ver}}{0.25 \cdot \gamma} \quad (13)$$

3.4 地球曲率对 FLS 波束的修正

FLS 高级进近执行非精密进近时, 最终航径穿越高度是锚定点的几何高度, 而在切入最终进近航径时, 由于地球曲率效应, 气压高度表和公布的进近表中的高度有轻微偏差, 如图13所示。在此情况下,

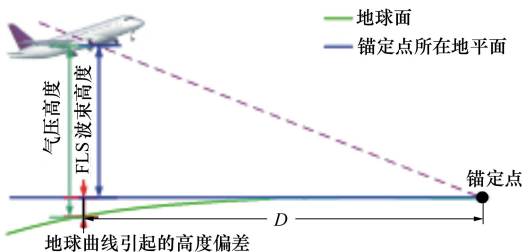


图 13 FLS 波束 G/S 的地球曲率修正

水平 DDM 计算公式为

$$l_{DDM} = \frac{0.155}{\arctan\left(\frac{L_{coursewidth}}{D_G}\right)} \alpha_{lat} \quad (10)$$

式中: D_G 为从着陆入口点 LTP 到飞行航径对正点 FPAP 的距离, $L_{coursewidth}$ 为跑道入口处的航道宽度, 由导航数据库提供。

3.3 垂直偏差计算

飞机相对于 FLS 波束的垂直偏差包括垂直距离偏差、垂直角度偏差和垂直 DDM。参照图 12 描述垂直偏差的计算过程。

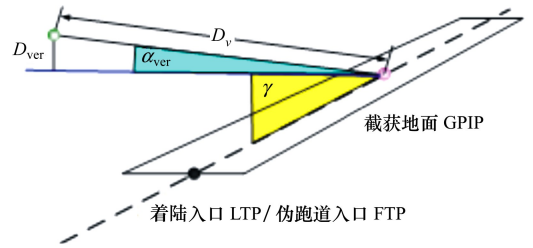


图 12 垂直偏差示意图

定义 $\mathbf{r}_{GPIP}^{ECEF}$ 为 WGS-84 地心坐标系中从地心指向 GPIP 的矢量, 则垂直角度偏差计算公式为

需要进行地球曲率的修正。

根据地球曲率对 FLS 波束 G/S 的修正公式为

$$\Delta H = \frac{D^2}{2R_e} \quad (14)$$

式中, D 表示到锚定点的距离。

3.5 根据温度的 FLS 波束修正

不同于 ILS, FLS 垂直偏差是以气压高度为基准面的, 因而应考虑低温对气压高度的修正。本文采用 DO-283B^[5] 附录 H 中按温度进行高度修正公式

$$\Delta H = \left(\frac{-\Delta T_{std}}{L_0}\right) \ln\left[1 + \frac{L_0 * \Delta h_{paircraft}}{(T_0 + L_0 * h_{paerodrome})}\right] \quad (15)$$

式中: ΔT_{std} 是偏离国际标准大气 ISA 的温度偏差, 单位为 K; L_0 是第一个气压高度层国际标准大气 ISA 的标准温度直减率, 取值为 0.006 56 K/m; $\Delta h_{paircraft}$ 是飞机相对机场的气压高度, 单位为 m; $h_{paerodrome}$ 是机场场高(气压高度), 单位为 m。

4 FLS 进近引导指令生成

FLS 进近引导律包括飞机在被 FLS 波束截获前的引导和飞机被 FLS 波束截获后的引导两部分。截获前,根据给定航段参数及地速信息^[6],进行引导;截获后,采用飞机相对于 FLS 虚拟波束的偏差信息进行引导,从偏差计算过程可以看出,DDM 是偏差角的线性函数,因而仅使用其中之一即可。本文在飞机被 FLS 波束截获后采用 DDM+距离偏差修正的方式引导飞机完成进近。

飞机被 FLS 波束截获可分为水平截获和垂直截获。水平截获即航向道截获,如图 14 所示,当飞机相对于 F-LOC 波束的水平角度偏差 α_{lat} 小于截获阈值 ε 时,飞机被 FLS 波束水平截获,FLS 水平截获阈值 $\varepsilon=2^\circ$ 。

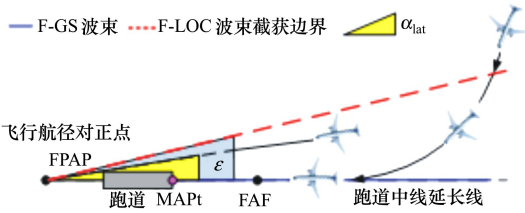


图 14 FLS 进近过程中水平截获过程示意图

$$\varphi_g = \begin{cases} -k_\eta(\eta_{VOR} - \psi_{set}) \\ -k_\eta[180^\circ - (\eta_{VOR} - \psi_{set})] \\ -k_\psi(\psi_{IRS} - \psi_{set}) \end{cases}$$

其中 k_0 表示截获标志。即在飞机未截获 VOR 径向线时采用航向预选的方式引导飞机飞行;在截获 VOR 径向线以后采用偏差角修正的方式引导飞机飞行。

由于在最后进近段截获航道后,需要高精度的航迹控制,而现有进近引导方式引导指令计算方法仅利用角度偏差信息,通过比例控制实现对飞机的引导。此种控制方法在引导飞机进近时可能会出现飞机航向与跑道方位一致,但飞机实际偏离跑道的情况,严重情况下飞机会冲出跑道。对此,本文在引导指令计算时,同时引入了距离偏差、角度偏差和地速信息对引导指令进行修正。

飞机被 FLS 波束水平截获前的航段可以分为直线航段和圆弧航段 2 种,直线航段的引导律为

$$\varphi_g = k_1 \cdot \Delta D + k_2 \cdot (\chi_{leg} - \chi) \cdot V_{GND} \quad (17)$$

垂直截获即下滑道截获,如图 15 所示,当飞机相对于 F-GS 波束的垂直角度偏差 α_v 小于截获阈值 η 时,飞机被 FLS 波束垂直截获,垂直截获阈值 $\eta=0.3^\circ$ 。

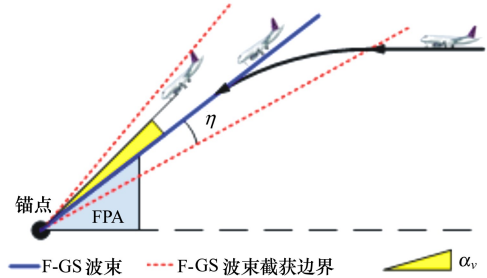


图 15 FLS 进近过程中垂直截获过程示意图

4.1 水平引导指令生成

飞机水平航迹由给定的航线(由程序航段、航路点、保持方式等组成),与 FMS 计算的各种转弯点和航段终止点组成,整个水平航线按直线段和转弯段定义各个航段。

在进近引导过程中,现有进近方式(I LS、VOR 等)在横航向采用截获波束径向线的方式进行水平引导。A300-600 飞机维护手册^[7]中给出的利用 VOR 执行非精密进近时的引导指令计算公式为

$$\begin{aligned} k_0 &= 1, & |\eta_{VOR} - \psi_{set}| &\leq 90^\circ \\ k_0 &= 1, & |\eta_{VOR} - \psi_{set}| &> 90^\circ \\ k_0 &= 0 \end{aligned} \quad (16)$$

式中: k_1, k_2 为增益系数; ΔD 为飞机相对于期望航迹的侧偏距; χ_{leg} 为航段方位角; χ 为飞机当前航迹方位角; V_{GND} 为飞机地速; φ_g 为期望滚转角。

圆弧航段的引导律为

$$\begin{cases} \varphi_{g1} = \arctan\left(\frac{V^2}{gR_{arc}}\right) \\ \varphi_g = k_3 \cdot \varphi_{g1} + k_4 \cdot \Delta D \end{cases} \quad (18)$$

式中: k_3, k_4 为增益系数; g 为重力加速度; V 为飞机当前真空速; R_{arc} 为圆弧航段转弯半径。

飞机被 FLS 波束水平截获后,引导律为

$$\varphi_g = K_\chi \cdot V_{GND} \cdot (\chi_{FLS} - \chi) + K_{dlat} D_{lat} + K_l l_{DDMlat} \quad (19)$$

式中: χ_{FLS} 为 FLS 波束航向; K_χ, K_{dlat} 和 K_l 为增益系数。

(19) 式较(16) 式引入了水平距离偏差 D_{lat} , 使用地速和航迹偏差角的乘积 $V_{GND} \cdot (\chi_{FLS} - \chi)$ 作为水平距离偏差的微分项,增加了阻尼;充分利用偏差信息,同时引入距离偏差和角度偏差信息对引导指令进行修正,且由于引入了地速,本文提出的引导指令对于有风情况下的控制也能达到较好的效果。

4.2 垂直引导指令生成

飞机垂直引导通过垂直速度进行控制。飞机被 FLS 波束垂直截获前,期望垂直速度计算公式为

$$\begin{cases} K_{slope} = \frac{H_{start} - H_{end}}{D_L} \\ \dot{H}_g = V_{GND} \cdot K_{slope} \end{cases} \quad (20)$$

式中: K_{slope} 为航段梯度; H_{start} 为航段起点高度; H_{end} 为航段终点高度; D_L 为航段长度; $\dot{H}_g$ 为期望垂直

速度。
飞机被 FLS 波束垂直截获后,期望垂直速度计算公式为

$$\dot{H}_g = -V_{GND} \cdot \tan\left(\frac{\gamma_{FLS} \cdot \pi}{180^\circ}\right) + K_{dver}d_{ver} + K_vv_{DDM}$$

(21)

式中: γ_{FLS} 为 FLS 波束梯度; K_{dver}, K_v 为增益系数。

5 FLS 高级进近引导仿真算例

5.1 FLS 高级进近典型仿真测试场景设计

为模拟 FLS 进近引导过程,检验本文所提算法的有效性,建立如图 16 所示飞机进近着陆场景。该进近着陆场景包括着陆机场模型和飞机飞行航迹。

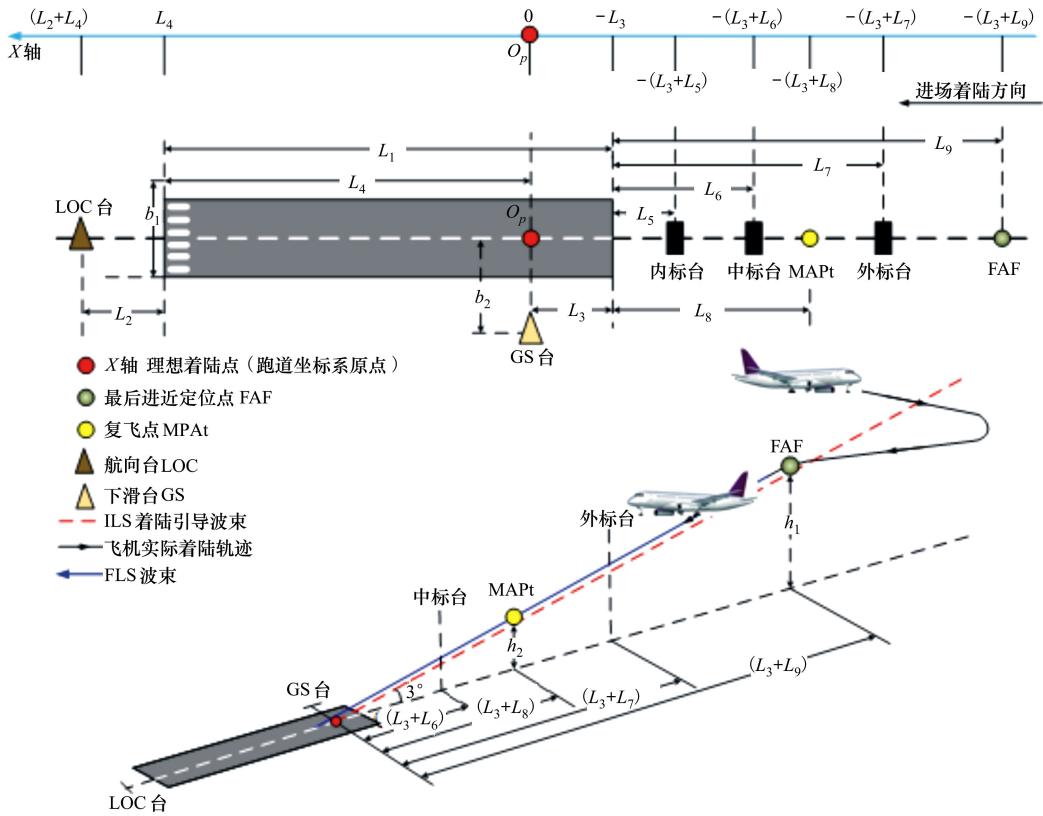


图 16 FLS 高级进近测试场景图

飞机飞行航迹分为两部分:①FAF 前的水平段飞行,用于模拟飞机被 FLS 水平波束截获的过程;②FAF 后航迹,用于模拟 FLS 纵向进近引导过程。
着陆机场模型主要包括降落跑道的几何信息(跑道长度、宽度和机场标高)及方位信息;关键点位置坐标;LOC 信标台经纬高、GS 下滑台经纬高、复

飞点 MAPt 经纬高信息。机场几何信息主要为飞机提供侧偏限制和滑跑距离限制;跑道方位和关键点位置坐标为飞机着陆提供位置基准,起到定位作用。
5.2 FLS 高级进近测试算例描述
FLS 高级进近用于执行非精密进近,在建立目视进近或达到决断高度后即完成 FLS 操作流程。

实施 FLS 高级进近需要导航数据库提供的信息及 具体参数如表 1 所示:

表 1 FLS 高级进近引导仿真所需信息

序号	数据信息	具体参数
1	初始进近点 IAF 位置	(108.201 9°,33.729 3°,500 m)
2	中间进近点 IF 位置	(108.087 3°,33.634 1°,500 m)
3	最后进近点 FAF 位置	(108.2°,33.6°,500 m)
4	错失进近点 MAPt 位置	(108.287 0°,33.573 6°,100 m)
5	着陆入口点 LTP 位置	(108.287 0°,33.573 6°,0 m)
6	最后终止点 FEP 点	(108.287 0°,33.573 6°,50 m)
7	飞行航径对正点 FPAP 点	(108.309 9°,33.566 6°,0 m)
8	跑道方位	110°
9	穿越跑道入口高 TCH	50 m
10	飞行航迹角 FPA	3°
11	跑道入口处的航道宽度 $L_{\text{coursewidth}}$	45.6 m

飞机的初始位置为 IAF 点,初始飞行航向为 225°。IF 为旁切航路点,转弯半径为 4 000 m。

5.3 仿真结果与分析

根据设置的仿真算例可知,MAPt 点位于跑道入口点正上方,因而锚点位置与着陆入口点 LTP 一致,高度等于 TCH,即锚点在地理坐标系中的经纬高位置为:(108.287 0°,33.573 6°,50 m)。

参照航空器运营人全天候运行要求(AC-91-FS-2012-16)^[8]中对进近系统性能评估的条件要求,在最后进近段分别进行无风、5.144 m/s 侧风、10.289 m/s逆风和 5.144 m/s 顺风条件下的 FLS 进

近引导仿真测试。

按照 4.1 节和 4.2 节所述的 FLS 进近引导律设计横侧向和纵向引导律,无风情况下的横侧向和纵向引导效果如图 17 至 18 所示。结果表明,飞机能够按照期望航迹飞行,在被 FLS 波束截获以后,飞机能够沿波束中心线执行 FLS 进近。

飞机在执行 FLS 进近过程中的姿态变化如图 19 至 20 所示。图 19 表明,120 s 前飞机平飞,俯仰角保持在配平俯仰角处;300 s 后,飞机被 FLS 波束垂直截获后,按照固定梯度下降,此时航迹倾斜角固定,飞机姿态稳定,俯仰角保持不变。

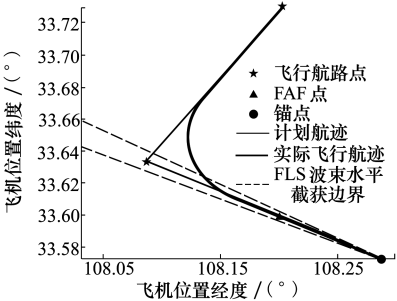


图 17 飞机水平剖面航迹

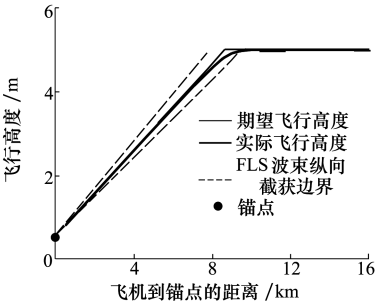


图 18 飞机飞行高度变化曲线

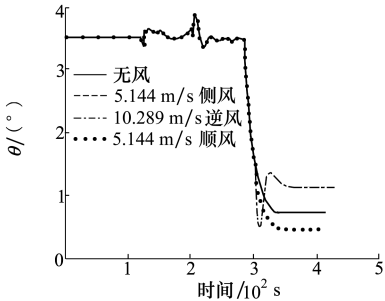


图 19 飞机俯仰姿态变化曲线

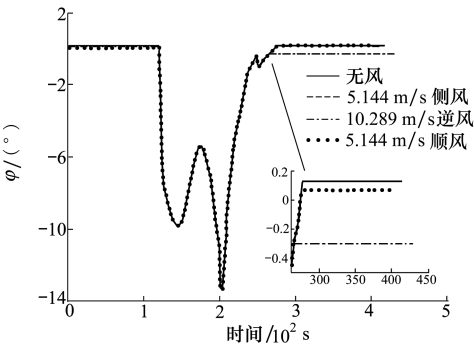


图 20 飞机滚转姿态变化曲线

图 20 表明,飞机在 120~250 s 间出现大幅滚转,滚转角有 2 个波谷,第一个波谷出现在飞机进入圆弧段时需要快速调整航向实现圆弧跟随;第二个波谷出现在飞机被 FLS 波束水平截获后,飞机快速调整航向至与 FLS 波束航向一致;由于 120 至 250 s 间的大幅滚转,且飞机横纵向存在耦合,俯仰姿态出现波动。

飞机在最后进近段相对于 FLS 波束的偏差变化过程如图 21 至 26 所示。

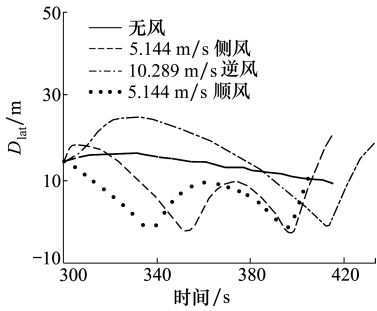


图 21 最后进近段水平距离偏差变化曲线

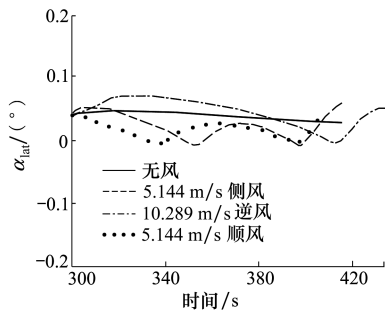


图 22 最后进近段水平角度偏差变化曲线

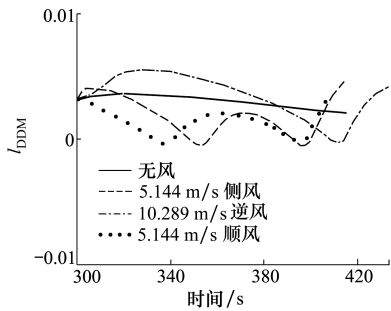


图 23 最后进近段水平 DDM 变化曲线

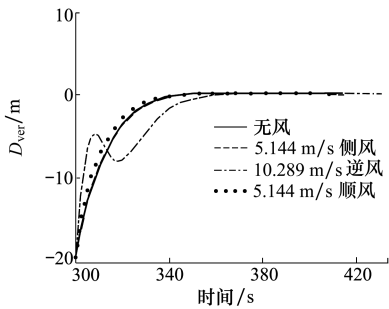


图 24 最后进近段垂直距离偏差变化曲线

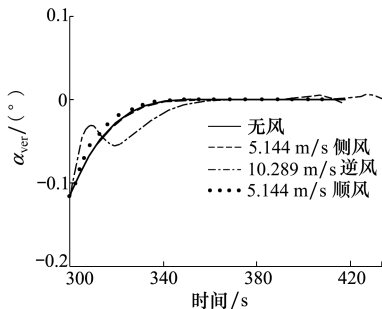


图 25 最后进近段垂直角度偏差变化曲线

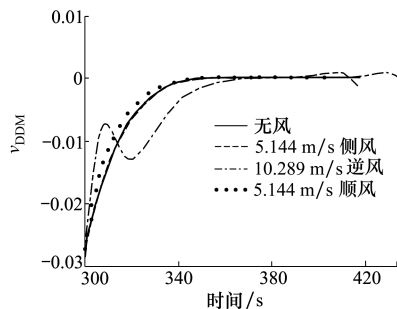


图 26 最后进近段垂直 DDM 变化曲线

仿真结果表明:按本文提出的波束偏差和引导指令计算算法执行 FLS 进近,能够达到高精度的引导效果。水平角度偏差保持在 $\pm 0.1^{\circ}$ 以内,垂直角度偏差稳定在 $\pm 0.05^{\circ}$ 范围内。控制引导效果能够满足《GJB 2191-1994 有人驾驶飞机飞行控制系统通用规范》^[9]中对进近引导的要求。

6 结 论

本文在分析 FLS 高级进近引导流程的基础上,

对 FLS 虚拟波束生成、波束偏差和引导指令计算 2 个关键问题进行了研究,提出了基于导航数据库信息的 FLS 虚拟波束生成算法和基于空间几何关系的 FLS 波束偏差和引导指令计算算法;利用计算得到的偏差信息,同时引入角度偏差和距离偏差设计引导律,实现了 FLS 高级进近引导,为完善大飞机飞行管理功能和实现大型客机航电系统关键技术国产化提供了算法支撑。

参考文献:

[1] 喻思琪, 张小红, 郭斐, 等. 卫星导航进近技术进展[J]. 航空学报, 2019, 40(3): 16-37
YU Siqi, ZHANG Xiaohong, GUO Fei, et al. Recent advances in precision approach based on GNSS[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(3): 16-37 (in Chinese)

[2] AIRBUS. A380 flight crew operating manual[M]. France: Airbus, 2005

[3] 项勇. 新技术带来的挑战——B787 机型 IAN 在非精密进近中的应用[J]. 中国民用航空, 2014(11): 12-16
XIANG Yong. The application of B787's IAN in non-precision approach[J]. China Civil Aviation, 2014(11): 12-16 (in Chinese)

[4] 孙立. 航电 MRO 领域现新秀——昂际航电[J]. 航空维修与工程, 2021(4): 12-14
SUN Li. A new talent in avionics MRO[J]. Aviation Maintenance & Engineering, 2021(4): 12-14 (in Chinese)

- [5] RADIO Technical Commission for Aeronautics. Minimum operational performance standards for required navigation performance for area navigation[S]. DO-283B, 2015
- [6] 李广文, 贾秋玲, 齐林, 等. 基于 4D 航迹的飞机连续下降运行飞行引导技术[J]. 中国科学: 技术科学, 2018, 48(3): 312-325
LI Gangwen, JIA Qiuling, QI Lin, et al. Flight guidance technology of aircrafts in continuous descent operation based on 4D trajectory[J]. Scientia Sinica Technologica, 2018, 48(3): 312-325 (in Chinese)
- [7] AIRBUS. A300-600 aircraft maintenance manual[M]. France: Airbus, 1989
- [8] 中国民用航空局飞行标准司. 航空器运营人全天候运行要求[S]. AC-91-FS-2012-16, 2012
CIVIL Aviation Administration of China. Aircraft operator requirements for all-weather operation[S]. AC-91-FS-2012-16, 2012 (in Chinese)
- [9] 国防科学技术工业委员会. 有人驾驶飞机自动驾驶仪通用规范[S]. GJB 2191-94, 1994
Commission of Science Technology and Industry for National Defense. General specification for flight control systems of piloted aircraft[S]. GJB-2191-94, 1994 (in Chinese)

Virtual beam generation and guidance command calculation in FLS advanced approach process

ZHAI Shaobo¹, LI Guangwen¹, XUE Guanglong², JIA Qiuling¹, SUN Xiaomin²

(1.School of Automation, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;
2.China Aeronautical Radio Research Institute, Shanghai 200233, China)

Abstract: FLS approach is an effective means to improve approach perception and reduce operational risk, and it is one of the key functions of flight management system of advanced commercial aircraft. This paper studies the generating virtual beam, calculating beam deviation and guidance command in FLS advanced approach guidance technology, and proposes a method of generating virtual beam based on navigation database information and a method of calculating beam deviation based on spatial geometric relationship. The guidance law was constructed based on angle deviation and lateral distance between the actual path and FLS beam, and the simulation test example was designed to verify the deviation and guidance command calculation algorithm. The simulation results show that the FLS guidance algorithm proposed in this paper can achieve high-accuracy approach guidance.

Keywords: FLS; flight management system(FMS); virtual beam; beam deviation; navigation database; spatial geometric relationship

引用格式:翟少博, 李广文, 薛广龙, 等. FLS 高级进近虚拟波束生成和引导指令计算[J]. 西北工业大学学报, 2021, 39(6): 1377-1386

ZHAI Shaobo, LI Guangwen, XUE Guanglong, et al. Virtual beam generation and guidance command calculation in FLS advanced approach process[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2021, 39(6): 1377-1386 (in Chinese)