

考虑几何限制的航向道模式设计

邵 慧*

(上海飞机设计研究院,上海 201210)

摘 要:

民机自动飞行系统在截获 LOC 信标切入跑道中心线时,由于空间几何限制导致较大超调,会对飞行安全产生不利影响。针对这一问题,设计了一种考虑几何限制的航向道模式。为了解决 LOC 线性区外信号不能用于自动飞行指令计算的问题,利用飞行管理系统的现有功能计算出飞机偏离跑道中心线的水平偏差;使用切入点位置和最大滚转角的几何限制作为机动判断条件,同时以进入线性区作为 LOC 模式的激活条件,使得飞机在达到几何限制时能提前机动。最后,通过仿真对比了采用三种不同 LOC 截获方法时飞机的响应,仿真结果表明所提出的方法能够有效解决因几何限制导致的 LOC 截获超调问题。

关键词: 自动飞行;几何限制;航向道模式

中图分类号: V249.1

文献标识码: A

OSID:



0 引言

仪表着陆系统(ILS)是一种广泛用于民机精密进近的导航系统,其中航向信标台(Localizer)一般安装在跑道中心线的延长线上,用于提供飞机相对于跑道的水平位置指引。使用仪表着陆系统进近时,首先要使飞机截获航向信标,并根据该信号进行截获机动使飞机切入跑道中心线。

飞机在跑道中心线的特定范围内能接收到稳定的 LOC 信号。从前向航道线(DDM 为 0)直至航道线两边 DDM 为 0.155 的范围内,相对于角位移,DDM 线性增加^[1],因此,LOC 截获算法中一般以进入线性区作为 LOC 激活的条件^[2]。然而在实际飞行中发现,由于民机自动飞行系统通常都设置最大滚转角限制,在飞机截获角大、速度大或离机场较近时,如果飞机达到线性区才开始截获机动会产生明显的超调,飞机在截获机动过程中会来回穿越跑道中心线。这种由于几何限制导致的超调明显大于正常截获机动时的设计指标,给在平行跑道上运营的飞机带来安全隐患,并且会引起乘客的不舒适以及浪费燃油。

针对民机航向道模式的设计,国内多数研究集中在控制方法^[3-4]。文献[5]提出了 LOC 截获点的计算方法,但是该截获条件依赖于 LOC 波束偏离,不能解决线性区外飞机与跑道相对位置已达到几何限制导致的超调问题;文献[6]提出了不同初始条件下利用微波着陆系统横向进近时采用不同的航迹,但是飞机到达几何限制才开始进行单圆轨迹进近,飞机仍会产生超调,且飞机长时间保持大滚转角,会降低舒适性。

针对民用飞机自动飞行系统 ILS 进近时由于线性区外达到几何限制导致的 LOC 截获超调问题,设计了一种考虑几何限制的航向道模式,包括在线性区内外使用不同的导航数据源,在机动条件中考虑几何位置和滚转角限制,并设计了 LOC 模式外环控制律,进行仿真验证。

1 航线道模式设计

在民机上,飞行员一般通过按压飞行控制板上的 APPR 模式按钮选择 LOC 模式。当按钮按下后,若不满足 LOC 模式激活条件(通常为进入 LOC 线性区),则 LOC 模式预位,自动飞行系统控制飞机保

* 通信作者. E-mail: shaohui@comac.cc

引用格式: 邵慧. 考虑几何限制的航向道模式设计[J]. 民用飞机设计与研究,2019(4):41-44. SHAO H. A LOC mode design on geometry limit[J]. Civil Aircraft Design and Research,2019(4):41-44(in Chinese).

持当前航向直至 LOC 模式激活^[7]。

本文基于主流民机上飞行管理系统和自动飞行系统的现有功能,设计一种考虑几何限制的航向道模式,即使在线性区外,如果飞机相对 LOC 台的位置达到几何限制,则提前进行机动,以改善因几何限制导致的明显超调。总体方案如图 1 所示。

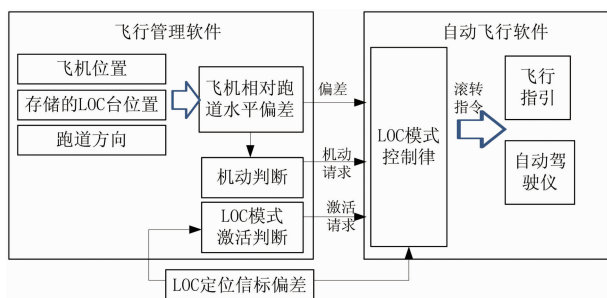


图 1 航向道模式总体方案

由于线性区外 LOC 信号非线性甚至不稳定,不能直接作为 LOC 模式控制律的输入。而飞行管理系统中有机载导航系统输出的定位信息,从导航数据库中查询到目标机场的 LOC 台位置信息及跑道方位角,因此,可以计算出飞机相对跑道的水平偏差。

在线性区外,飞行管理系统计算出的水平偏差可以用于几何限制判断。当飞机达到几何限制时,飞行管理系统会发出机动请求,自动飞行系统的 LOC 模式控制律将以计算的水平偏差作为输入,计算滚转指令。同时,飞行管理系统也会根据 LOC 接收机输出的 LOC 偏差进行 LOC 模式激活判断,若 LOC 偏差小于 0.155DDM(进入线性区),则自动飞行的 LOC 模式激活,LOC 模式控制律将以 LOC 定位信标偏差作为输入,计算滚转指令。LOC 模式控制律计算出的滚转指令发送到飞行指引供飞行员人工飞行,发送到自动驾驶仪用于舵面控制。

采用图 1 所示的方案后,当飞机在线性区外且未达到几何限制时,自动飞行发出指令使飞机保持当前航向。在线性区外飞机达到几何限制时,LOC 模式未激活,但自动飞行会根据飞管系统计算的水平偏差发出滚转指令使飞机提前机动,以便减小超调。在机动过程中,飞机进入线性区后,LOC 模式激活,飞机将根据 LOC 接收机输出的 LOC 偏差进行截获机动,切入跑道中心线。为了保证控制律计算的连贯性,飞管系统计算出的水平偏差和 LOC 接收机输出的 LOC 偏差都转换为垂直于跑道方向上

飞机到跑道中心线的距离^[8],记为 d_{cross} 。

1.1 飞机相对跑道中心线偏差计算

飞行管理系统可以获取高精度的飞机位置信息和目标机场的 LOC 台位置以及跑道方向,根据这些位置信息可以计算出飞机相对跑道中心线的偏差^[9]。

根据式(1)可以将飞机和 LOC 台在 WGS-84 坐标系中的位置坐标转换至大地直角坐标系(G系)。

$$\begin{cases} N = \frac{A}{1 - f \sin^2(lat)} \\ X = (N + h) \cos(lat) \cos(lon) \\ Y = (N + h) \cos(lat) \sin(lon) \\ Z = [N(1 - f) + h] \sin(lat) \end{cases} \quad (1)$$

式(1)中, lat 、 lon 和 h 分别为位置点的纬度、经度和高度坐标; A 为椭球的长半轴; f 为地球参考椭球的第一偏心率平方; X 、 Y 、 Z 为转换后得到的空间直角坐标。

构建一个以 LOC 台为原点, Y 轴方向为跑道方向的空间直角坐标系,记为 L 系。该坐标系的 X 轴在 LOC 所在位置的当地水平面内, Z 轴平行于当地地理垂线,指向天顶。采用齐次坐标转换法可得 G 系到 L 系的转换矩阵,然后将飞机的经纬度坐标转换为 L 系的坐标值 (x_a, y_a, z_a) , 则 x_a 即为飞机相对跑道中心线的偏离距离 d_{cross} 。

1.2 机动判断条件

进近时飞机与 LOC 台的相对位置示意图如图 2 所示。

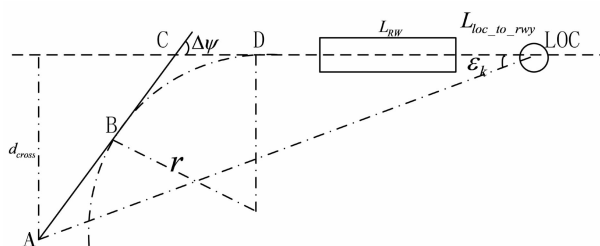


图 2 飞机与 LOC 台的相对位置示意图

图 2 中, A 为 APPR 按钮按下时的飞机位置; B 为飞机开始机动时的位置(满足机动条件或 LOC 模式激活条件); C 为飞机航迹延长线与跑道中心线交点(假设航迹与航向方向一致); D 为飞机切入跑道中心线的位置; ε 为飞机相对跑道中心线的偏离角,与 d_{cross} 和 LOC 定位信标偏差有一定的对应关系; $\Delta\Psi$ 为飞机航向与跑道方向的夹角(截获角); r 为飞

机转弯半径; v 为飞机空速。

根据图2,上述参数有如下几何关系:

$$r \tan \frac{\Delta \Psi}{2} = \frac{d_{cross}}{\sin \Delta \Psi} \quad (2)$$

同时,飞机的转弯半径与滚转角存在如下的关系:

$$mg \tan \phi = m \frac{v^2}{r} \quad (3)$$

式(3)中, g 为重力加速度, ϕ 为飞机的滚转角。

一般民机自动飞行系统的最大滚转角限制 ϕ_{max} 为 $25^\circ \sim 30^\circ$ 。当最大滚转角限制确定时,可根据式(3)得到飞机的最小转弯半径 r_{min} 。综合式(2)和式(3)可以得到飞机达到几何限制时,飞机相对于跑道中心线的偏离距离 d_{cross} 与截获角、飞机空速、最大滚转角限制有如下关系:

$$d_{cross_lim} = \frac{v^2}{g \tan \phi_{max}} (1 - \cos \Delta \Psi) \quad (4)$$

从LOC模式激活到飞机达到自动飞行系统最大滚转角需要一定的响应时间,在设计几何限制的判据时需加以考虑,因此,最迟的机动点判据如式(5)所示。

$$d_{cross} \geq \frac{v^2}{g \tan \phi_{max}} (1 - \cos \Delta \Psi) + V_{GND} t_{delay} \sin \Delta \Psi \quad (5)$$

式(5)中, V_{GND} 为飞机地速, t_{delay} 为判据中考虑的飞机响应延迟时间。

1.3 LOC模式激活判断条件

LOC接收机输出的LOC偏差通常为调制深度差(DDM),LOC模式激活判据为LOC接收机输出的LOC偏差表明飞机进入线性区、且LOC偏差的绝对值逐渐减小,如式(6)所示。

$$\begin{cases} |DDM| \leq 0.155 \\ |DDM| < 0 \end{cases} \quad (6)$$

可以根据式(7)将LOC接收机输出的DDM转换为 $d_{cross}^{[10]}$,保持LOC模式控制律在线性区外和线性区内输入参数的一致性。

$$d_{cross} = \frac{57.3}{0.00044(L_{RW} + L_{loc_to_rwy})} * DDM \quad (7)$$

1.4 航向道模式外环控制律

满足机动条件或LOC模式激活条件后,LOC模式控制律将飞机相对于跑道的航向偏差 $\Delta \Psi$ 和飞机相对于跑道中心线的水平偏差 d_{cross} 加入滚转通道,同时断开预选航向信号。LOC模式外环控制律如

图3所示。对 d_{cross} 采用比例、积分控制。当截获过程基本稳定时接通积分控制部分,以提高系统的跟踪控制精度。

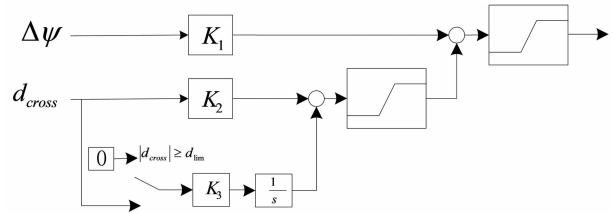


图3 LOC模式外环控制律框图

2 仿真

选择飞机进入LOC线性区前已达到几何限制的场进行仿真实验,对比采用三种不同机动判断条件时,飞机截获LOC机动过程产生的超调情况。

仿真条件为:机场LOC台经纬度位置为 $(100.1^\circ, 40.11^\circ, 2500m)$,跑道方位角 40° 。飞机初始经纬度位置 $(100^\circ, 40^\circ, 3000m)$,航向为 0° ,速度 $115kn$ 。飞机距离跑道中心线的距离仿真结果如图4所示,飞机滚转角仿真结果如图5所示。图4和图5中,方法1代表进入线性区后进行截获机动,方法2代表飞机达到几何限制时开始机动,方法3代表采用本文所述的方法,满足式(5)和(6)的判断条件时开始截获机动。

从图4和图5可以看出,对于线性区外即达到几何限制的情况,采用本文提出的方法(图中方法3)产生的超调最小,截获机动过程中飞机的滚转角最小,且持续时间最短,有效解决了因几何限制导致的超调问题,且提高了乘客的舒适性。

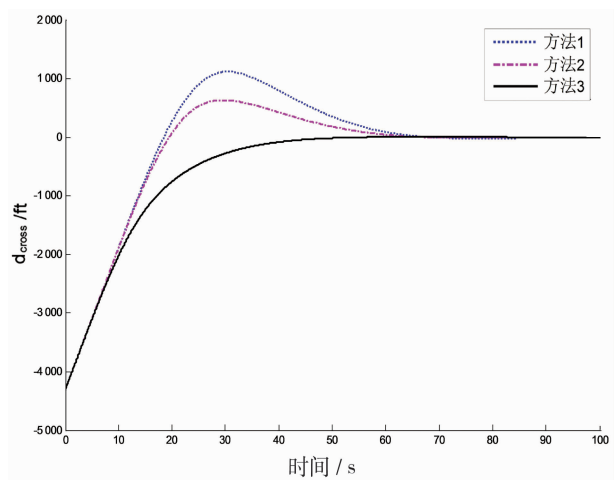


图4 飞机距跑道中心线的垂直距离

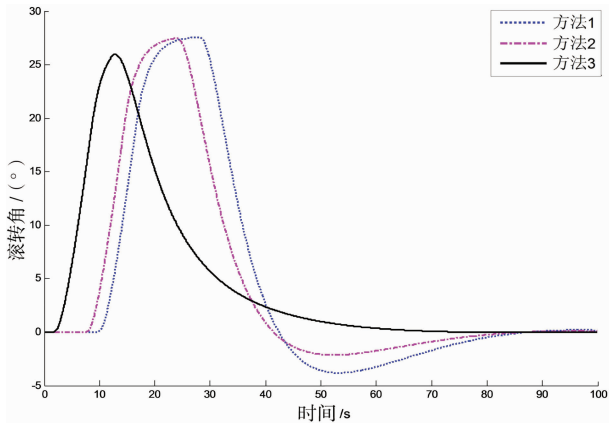


图 5 飞机滚转角

3 结论

本文基于民机飞行管理系统和自动飞行系统的功能现状,设计了一种考虑几何限制的航向道模式。在进入 LOC 线性区前,若飞机和跑道、LOC 台的相对位置达到几何限制,则飞机将提前进行机动,以减小截获过程的超调,提高民机运营的安全性和乘客的舒适性。

参考文献:

- [1] 李紫丹. 基于回波模型多径效应对航向信标系统的影响研究[D]. 吉林大学,2014.

- [2] 徐军,欧阳绍修. 运输类飞机自动飞行控制系统[M]. 北京:国防工业出版社,2013.
- [3] 李欣,江驹,甄子洋,等. 大型客机进近倾斜姿态 H_{∞} 控制研究[J]. 电光与控制,2013,20(4):34-37,46.
- [4] 黄小安. PID 神经网络在民用飞机自动着陆系统中的应用[D]. 复旦大学,2008.
- [5] 栾志博,郑淑涛,李洪人. 飞行模拟器自动着陆系统的建模与仿真[J]. 计算机仿真,2011,28(5):47-51.
- [6] 徐宁,董新民,程建锋,等. 微波着陆系统横向自动进近控制律设计[J]. 电光与控制,2013,20(7):32-35,41.
- [7] 李四海,辛格,付强文. 基于 INS/ILS/RA 组合导航的自动着陆系统[J]. 中国惯性技术学报,2012,20(3):311-314.
- [8] HOOKS Andrew Robert, . Consistent localizer capture [P]. US20130066489A1,2013-03-14.
- [9] 汤恒仁,赵俊茹,孔莹. 民机适航取证试飞中 ILS 基准 DDM 值获取[J]. 科学技术与工程,2013,13(17):5054-5057.
- [10] KROGH Steven B. , Aircraft guidance using localizer capture criteria for rectilinear displacement data [P]. US007917254B2.

作者简介

邵 慧 女,硕士,工程师。主要研究方向:自动飞行系统。
E-mail: shaohui@comac.cc

A LOC mode design on geometry limit

SHAO Hui *

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

Abstract: Localizer(LOC) mode design of the commercial aircraft is designed to deal with the big overshoot caused by the geometry limit when the aircraft captures the Localizer signal and turns to the runway centerline. A method in which Flight Management System(FMS) calculates the lateral deviation between the aircraft and the runway centerline, is used beyond the LOC selected course sector. The geometry limit is part of the capture maneuver criteria, and LOC selected course sector is also used as the LOC mode activate criteria in order to allow pre-maneuver in some Instrument Landing System(ILS) approach scenario. The simulation results show that the method in the paper can decrease the overshoot caused by geometry limit effectively.

Keywords: automatic flight control system; geometry limit; LOC mode

* Corresponding author. E-mail: shaohui@comac.cc