

机场快速出口增补面设计方法

彭 寅¹, 种小雷¹, 袁俊山², 徐建辉²

(1. 空军工程大学 航空航天工程学院, 陕西 西安 710038; 2. 中国人民解放军 93501 部队, 北京 100000)

摘 要:为了解决军用机场快速出口增补面设计无据可依的问题,系统分析了飞机转弯时主起落架中心分别跟踪圆弧和直线轨迹两部分的运行规律,得出了飞机前轮转向角与主起落架中心偏移值之间的关系曲线,确定了飞机主起落架中心在弯道上的运行规律。按照飞机运行安全要求,结合军用飞机高速自滑的最小转弯半径要求,以运行规律为基础,提出了适用于军用机场快速出口弯道增补面的设计方法。采用该方法对某机场特定机型使用情况下快速出口增补面进行了设计。结果表明:该设计方法能较准确地反映出军用飞机在弯道上转弯时的运行轨迹。

关键词:道路工程;机场道路;快速出口;增补面;主起落架中心

中图分类号:U412.3;TU279.71

文献标志码:A

Design method of supplemented surface on airport's high-speed exit

PENG Yin¹, CHONG Xiao-lei¹, YUAN Jun-shan², XU Jian-hui²

(1. School of Aeronautics and Astronautics Engineering, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, Shaanxi, China; 2. Unit 93501 of the PLA, Beijing 100000, China)

Abstract: In order to give a design reference for the supplemented surface on military airport high-speed exit, the rules of the center of the main landing gear traces circular and straight were analyzed, the correlation curve of the plane's front wheel steering angle and the offset value of the center of the main landing gear traces was obtained, the rules of the center of main landing gear's operating on bend were determined. According to the needs of the aircraft operation, combined with the requirements of the military aircrafts' sliding with the minimum speed, and based on the operation rules, the design procedures for the supplemented surface of high-speed exit to suit for military aircraft were put forward. A supplemented surface for a specific kind of aircraft was designed by this method. The result shows that the method can accurately reflect the operation traces of military aircraft running on bend. 2 tabs, 6 figs, 6 refs.

Key words: road engineering; airport pavement; high-speed exit; supplemented surface; center of main gear configuration

0 引 言

设置机场快速出口的目的是使飞机能以较高的

速度转出跑道,从而减少占用跑道的时间^[1]。当飞机在快速出口内运行时,前轮沿着滑行道中心线自滑,后轮主起落架中心点会逐渐向弯道的内侧偏移;

主起落架中心点向弯道内侧偏移值较大时,后轮可能会偏移出跑道,引发安全问题。为了保证飞机转弯时的安全,往往需要把弯道内侧道面加宽,即需要设置“增补面”^[2-3]。“增补面”的设置是快速出口平面形式确定中的一个关键因素。对于民航机场,国际民航组织(ICAO)和联邦航空局(FAA)对增补面设计有明确的规定^[4];对军用飞机如何设置增补面,目前尚无明确规定。为此,本文通过对军用飞机转弯时起落架中心点的运行轨迹进行分析,提出适用于军用飞机快速出口弯道增补面的设计方法。

1 飞机在弯道上的运行轨迹分析

飞机在转弯时,前轮沿着滑行道直线段的中心线自滑,后轮主起落架的中心点也会沿着滑行道中心线移动。当前轮进入弯道后,后轮主起落架中心点就会逐渐向弯道内侧偏移。偏移到某个最大值后,就保持不变,一直到前轮结束转弯并进入直线后,该偏移值才逐渐减小,后轮主起落架中心点逐渐恢复,沿着滑行道中心线移动。因此,根据滑行飞机的后轮主起落架中心的运行轨迹对增补面半径进行设计,可以保证飞机在转弯的整个过程中,机轮不会偏移出跑道。主起落架中心运行轨迹可以分为主起落架中心跟踪圆弧轨迹和主起落架中心跟踪直线轨迹两部分^[5]。

1.1 主起落架中心跟踪圆弧运行轨迹

假设飞机在转弯滑行时,飞机的基准点(S)以圆心O和半径R跟踪一个圆弧,如图1所示。

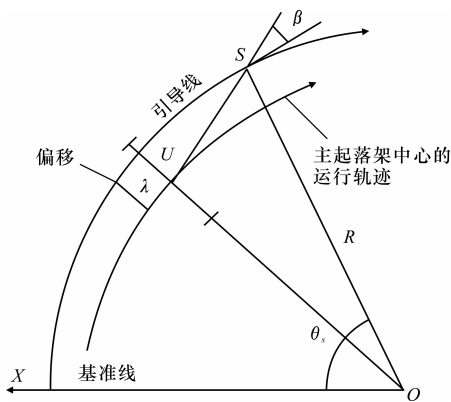


图1 主起落架中心跟踪圆弧运行轨迹

由图1可知,当已知某个时刻飞机基准点(S)在圆弧上位置所对应的角度 θ_s ,则可以计算出该时刻飞机前轮对应的转向角 β ,从而通过余弦定理可以得出该时刻飞机主起落架中心(U)的偏移值 λ 。通过计算飞机基准点在引导线圆弧上各个时刻运行时对

应的主起落架中心的偏移值,即可得到主起落架中心跟踪圆弧的运行轨迹。其中,转向角 β 和飞机主起落架中心偏移值 λ 分别可由式(1)、式(2)求得(具体计算过程参考《机场设计手册(第二部分)》中弯道增补面设计部分)。

$$\tan\left(\frac{\beta}{2}\right) = \frac{1 - e^{k\theta_s}}{x - k - x e^{k\theta_s} - k e^{k\theta_s}}, \text{假定 } R > d \quad (1)$$

$$\lambda = \sqrt{(R^2 + d^2 \pm 2dR \sin(\beta))} - R \quad (2)$$

式中: θ_s 为某时刻飞机基准点在圆弧上位置对应的角度,以弧度表示; β 为 θ 角对应的转向角;假设 $R > d$,令 $R/d = x, k = \sqrt{(x^2 - 1)}$; λ 为 β 角时起落架中心的偏移值,其中,偏移在圆弧以外时用正号,以内时用负号; R 为弯道中线半径; d 为飞机的基准长度。

从式(2)可以看出,对同一型号的飞机来说,飞机的基准长度是不变的。因此,同种型号的飞机在转弯过程中,其主起落架中心的偏移轨迹只受到转向角变化的影响。从而,可以得出不同机型飞机的 λ 与 β 的关系曲线(R 取200 m),如图2所示。

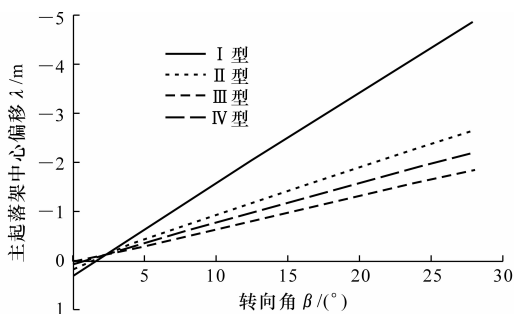


图2 主起落架中心跟踪圆弧时偏移值与转向角的关系

图2中,I型、II型、III型、IV型这4种机型飞机的基准长度 d 分别取值为10.913 m、5.800 m、4.807 m、4.010 m。从图2可以看出,随着飞机基准长度的减小, λ 也逐渐减小; λ 与 β 呈线性关系, λ 随 β 的增大而增大。

1.2 主起落架中心跟踪直线运行轨迹

在飞机完成弯道滑行后,基准点(S)沿滑行道中心线跟踪一条直线的行径;转向角逐渐减小,而主起落架中心作曳物线运行,如下页图3所示。

转向角计算公式为

$$\lg(\tan(\frac{\beta}{2})) = \lg(\tan(\frac{\beta_{\max}}{2})) - \frac{F}{d} \quad (3)$$

式中: β_{\max} 为最大转向角; F 为基准点走过的距离。

当基准点(S)已经沿引导线的直线段走了距离 F ,转向角为 β ,则主起落架中心(U)的偏移值为

$$\lambda/d = \sin(\beta) \quad (4)$$

同样,使用4种机型对主起落架中心跟踪直线

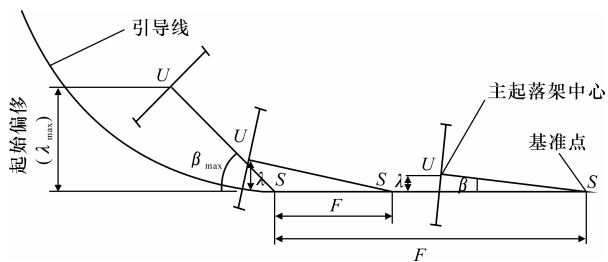


图3 基准点跟踪直线时主起落架中心的偏移时的 λ 与 β 的关系曲线进行分析,如图4所示。

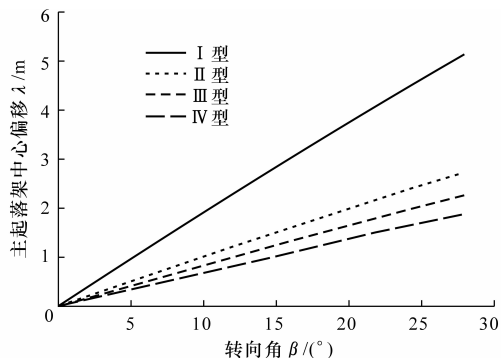


图4 主起落架中心跟踪直线时偏移值与转向角的关系

从图4可看出,在主起落架中心跟踪直线时, λ 与 β 呈线性关系, λ 随着 β 的增大而增大。

2 增补面设计

2.1 确定增补面的原理

在设计增补面时,快速出口的形式已经确定。影响增补面的因素主要有2个弯道中心线的最小许可转弯半径 $R_{0\min}$ 和主起落架中心偏移值 λ (图5, d_1 为安全距离, θ 为出口角度)。在 $R_{0\min}$ 一定的情况下,随着 λ 的增大,机轮向内侧偏移的距离也越大,相应的增补面半径也越大。因此,根据已知的出口角度,只需要计算出飞机转弯过程多个时刻对应的机轮轨迹点位置,在保证各轨迹点距跑道边缘距离满足安全要求(2.5~4.5 m)的前提下,即可绘制出需要的增补面。一般来说,为了安全起见,通常在增补面设置

中,选取多个轨迹点中离开弯道内侧边缘最远距离点,通过最远距离点绘制出一条圆弧,使得其余轨迹点均不超出其范围,则该圆弧即为设计的增补面^[6]。

2.2 增补面设计程序

2.2.1 确定最小转弯半径 $R_{0\min}$

在军用机场快速出口增补面的设计中,由于军用飞机的种类较多,不同类型的飞机对弯道的要求也不相同。为了保证飞机转弯时不发生侧滑或倾倒等问题,军用机场在弯道设计中,弯道中心线的最小许可转弯半径按照飞机高速自滑的最小许可转弯半径设计。飞机转弯时,受力如图6所示。

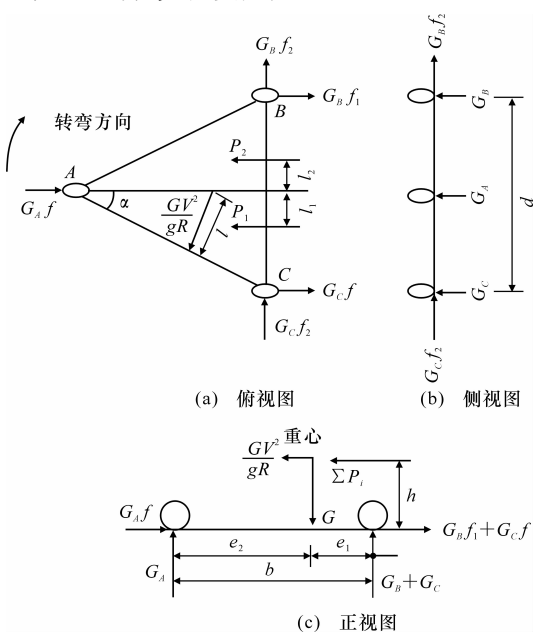


图6 飞机高速滑行时最小转弯半径计算

按照图6所示,飞机高速自滑的最小转弯半径计算式为

$$R_{0\min} = n \frac{4bV^2}{gd \cos(\alpha)} \cdot \frac{e_1 \cos^2(\alpha) + 0.5h(f_1 - f)}{e_2(f_1 - f) - Ph(f_1 + f) + 4bM/d} \quad (5)$$

式中: $P = \frac{\sum P_i}{G}$; $M = \frac{\sum P_i l_i}{G}$; G_A 、 G_B 、 G_C 分别为机轮A、机轮B、机轮C的质量(kg); G 为飞机质量; V 为飞机转弯速度(m/s); b 为飞机前后起落架(轮)间距(m); e_1 、 e_2 分别为飞机重心至主轮、前轮间距(m); α 为主轮和前轮的连线与机身轴线的夹角; h 为飞机重心高度(m); f 为机轮滚动摩擦因数; f_1 为飞机内轮制动时的摩擦因数; f_2 为主轮的倾向摩擦因数; P 为飞机转弯时的相对推力; P_i 为某台发动机的推力(kN); M 为顺着转弯方向的相对力矩(kN·m/kN); l 为飞机重心至前轮和一个主轮连线的距离; g 为重力加速度; l_i 为某台发动机至机身轴线的

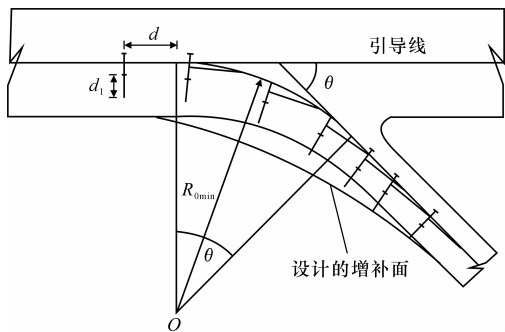


图5 增补面形式的确定

垂直距离(m); n 为安全系数,可取 $n = 1.5$ 。

2.2.2 确定主起落架中心运行轨迹

利用式(5)求得的最小转弯半径值为弯道中心线的半径,画出基准线;运用式(1)、式(2)分别计算出前轮进入弯道后基准点 S 走过 θ_s 角度时对应的飞机的转向角 β ,以及该时刻对应的主起落架中心的偏移值 λ ;同样,分别通过式(3)、式(4) 计算得出前轮结束转弯,进入直线后基准点 S 走过距离 F 时,对应的转向角 β 以及该时刻起落架中心的偏移值 λ ;画出上述计算得到的主起落架中心点的轨迹及主起落架轮廓,并通过这些点向主起落架轴线方向的弯道内侧做延长线,其长度等于主起落架外侧距滑行道边缘的安全距离点;通过这些点所做出的平滑曲线,即为所需的弯道增补面,如图 5 所示。

3 算 例

3.1 计算条件

已知某机场跑道长度为 2 800 m,滑行道宽度为 18 m,拟设置滑行道变化方向为 30°的快速出口滑行道,A 型飞机的基准长度为 10.913 m,主起落架轮距为 9.775 m,飞机许可转出速度为 25 m/s,主起落架外侧距滑行道边缘的安全距离取 4 m。试对该机场快速出口增补面进行设计。

3.2 设计步骤

3.2.1 确定最小转弯半径

根据增补面设计程序,首先计算出飞机高速滑行的最小转弯半径(式(5)),计算结果作为快速出口弯道内侧边缘半径, $R_{0min} \approx 200$ m。

3.2.2 确定主起落架中心运行轨迹

(1)主起落架中心跟踪圆弧运行轨迹

根据滑行飞机主起落架中心的运行轨迹方程,由式(1)、式(2)得出 θ_s 对应的 λ 、 β 的值,见表 1。

表 1 主起落架跟踪圆弧运行轨迹

$\theta_s/(^{\circ})$	0	6	12	18	24	30
λ/m	0.30	-0.21	-0.28	-0.29	-0.29	-0.29
$\beta/(^{\circ})$	0	2.7	3.0	3.1	3.1	3.1

(2)主起落架中心跟踪直线运行轨迹

对起始偏移值 $\lambda = d\sin(\beta) = 0.59$,由式(3)、式(4)得出 F/d 对应的 λ 值,结果见表 2。

表 2 主起落架跟踪直线运行轨迹

F/d	0	0.25	0.50	0.75	1.25	1.50
λ/m	0.59	0.33	0.19	0.10	0.03	0.02

根据计算结果,选取最大偏移距离的点,使得该点在绘制的增补面圆弧上,得出弯道增补面的半径为 201.2 m。对增补面设计结果进行验证,满足设

计要求:增补面半径满足飞机高速滑行最小许可转弯半径要求;主起落架外侧距滑行道边缘的安全距离取 4 m,符合设计建议的安全值;转向角最大值(3.1°)符合该机场飞机类型的前轮转动工作限度。为了安全起见,对增补面半径凑成整数后,得到增补面半径 $R = 205$ m。

4 结 语

(1)军用飞机转弯运行时,主起落架中心的偏移与弯道中心线半径、飞机的基准长度以及转向角有关,绘制同一弯道半径下 4 种机型转向角与主起落架中心偏移值的关系曲线,得出二者呈线性关系。

(2)根据增补面确定原理,考虑到实际增补面设计时快速出口形式已确定,则影响增补面的因素主要有弯道中心线半径和主起落架中心偏移值,从而提出通过先确定最小许可转弯半径,再根据最小许可转弯半径确定飞机主起落架中心运行轨迹。

(3)结合实际算例,对提出的设计方法进行验证,结果表明,该方法能够弥补军用机场快速出口增补面设置的不足,对未来军用机场快速出口的设计起到补充和借鉴的作用。

参考文献:

References:

[1] 王 维,邓松武.跑道快速出口优化模型及仿真分析[J].中国民航学院学报,2006,24(4):27-31.
WANG Wei,DENG Song-wu. Analysis of optmiized runway high-speed exit model and simulation[J]. Journal of Civil Aviation University of China,2006,24(4):27-31.

[2] 李 乐.军用机场跑道平面尺寸可靠性设计研究[D].西安:空军工程大学,2009.

[3] 种小雷,许金良.现有机场改建快速出口的可行性分析[J].交通运输系统工程与信息,2010,10(5):117-121.
CHONG Xiao-lei,XU Jin-liang. Feasibility analysis of building high-speed exit on existing runway[J]. Journal of Transportation Systems Engineering and Information Technology,2010,10(5):117-121.

[4] FAA/AC:150/5300-13. Airport design standards airport design[S].

[5] 蔡东山.机场设计手册:第二部分[Z].北京:中国民用航空局,1983.

[6] Trani A A,Hobeika A G,Kim B J. Runway exit designs for capacity improvement demonstrations,phase III: computer model development [R]. Blacksburg: Virginia Techuniversity,1992.