

6-4-2020

Dynamic Simulation and Analysis of the Taxiing turning Process of Aircraft

Zhang Qian

1. Management Department, AVIC Xi'an Aviation Brake Technology Co., Ltd., Xi'an 710075, China;;

Yingshu Zhang

2. Institute of Electronic and Information Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;

Follow this and additional works at: <https://dc-china-simulation.researchcommons.org/journal>



Part of the Artificial Intelligence and Robotics Commons, Computer Engineering Commons, Numerical Analysis and Scientific Computing Commons, Operations Research, Systems Engineering and Industrial Engineering Commons, and the Systems Science Commons

This Paper is brought to you for free and open access by Journal of System Simulation. It has been accepted for inclusion in Journal of System Simulation by an authorized editor of Journal of System Simulation.

Dynamic Simulation and Analysis of the Taxiing turning Process of Aircraft

Abstract

Abstract: To solve the problem that a certain type of aircraft couldn't turn easily during taxiing, a research was carried out concerning the dynamic taxiing process simulation of the aircraft when only differential brake could be used for turning. *After analyzing the aircraft turning process, and applying the software of Matlab, dynamic model of the turning process was established in the Simulink environment. After running the model, studying and analyzing the simulation results, the correspondence between the differential brake turning requirements and the performance of the wheel and brake control system was obtained.* Using the simulation method, the turning difficult fault is reappeared, the mechanism of fault was clear, and the direction of the improvement was oriented. The researching result has great reference value for the aircraft turning performance and landing gear system entire designing..

Keywords

aircraft taxiing turning, differential brake, dynamic simulation, brake system

Recommended Citation

Zhang Qian, Zhang Yingshu. Dynamic Simulation and Analysis of the Taxiing turning Process of Aircraft[J]. Journal of System Simulation, 2017, 29(10): 2518-2527.

某型飞机滑行转弯过程动态仿真分析

张谦¹, 张颖姝²

(1. 中航工业西安航空制动科技有限公司, 陕西 西安 710075; 2. 西安交通大学, 陕西 西安 710049)

摘要: 为了解决某型飞机存在的转弯困难问题, 进行了差动刹车控制飞机作地面滑行转弯的动态仿真分析研究。通过对飞机转弯过程的分析, 运用 Matlab 软件, 在 Simulink 环境下进行了飞机地面滑行转弯过程的动态建模和仿真, 研究得到了飞机差动转弯需求与机轮和刹车控制系统性能指标的对应关系。运用仿真的方法, 复现了转弯困难故障, 清楚了故障的机理, 明确了改进工作的方向; 研究结果同样对飞机转弯性能和起落架系统的总体设计具有重大的参考价值。

关键词: 飞机滑行转弯; 差动刹车; 动态仿真; 刹车系统

中图分类号: V226+.6 文献标识码: A 文章编号: 1004-731X (2017) 10-2518-10

DOI: 10.16182/j.issn1004731x.joss.201710036

Dynamic Simulation and Analysis of the Taxiing turning Process of Aircraft

Zhang Qian¹, Zhang Yingshu²

(1. Management Department, AVIC Xi'an Aviation Brake Technology Co., Ltd., Xi'an 710075, China;

2. Institute of Electronic and Information Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: To solve the problem that a certain type of aircraft couldn't turn easily during taxiing, a research was carried out concerning the dynamic taxiing process simulation of the aircraft when only differential brake could be used for turning. After analyzing the aircraft turning process, and applying the software of Matlab, dynamic model of the turning process was established in the Simulink environment. After running the model, studying and analyzing the simulation results, the correspondence between the differential brake turning requirements and the performance of the wheel and brake control system was obtained. Using the simulation method, the turning difficult fault is reappeared, the mechanism of fault was clear, and the direction of the improvement was oriented. The researching result has great reference value for the aircraft turning performance and landing gear system entire designing.

Keywords: aircraft taxiing turning; differential brake; dynamic simulation; brake system

引言

从 2004 年开始, 多个用户相继反映某型已经定型多年的飞机在地面低速下滑行时出现转弯困难问题, 不能正常使用。

为了排除故障, 航空工业集团公司和中航飞机公司高度重视, 将其作为重大技术质量问题的拉条挂账项目开展持续攻关, 为此组织各相关单位这些年来进行了几十次外场调研和跟飞服务, 对返厂的故障件在厂内连接成系统进行了近千次的机轮刹车系统惯性台动力联合试验, 先后召开了三次高规格的改进方案评审会, 并对相关产品进行改进, 但经装机验证, 成效甚微, 因此该型飞机的转弯困难问题变成了一个老大难问题, 久拖不决。



收稿日期: 2015-10-13 修回日期: 2015-12-13;

作者简介: 张谦(1968-), 男, 陕西韩城, 博士, 高工,

研究方向为航空机轮刹车系统; 张颖姝(1993-), 女, 陕西西安, 学士, 研究方向为系统控制与仿真。

<http://www.china-simulation.com>

• 2518 •

仔细分析不难发现该问题与飞机总体结构布局、刹车系统、前轮减摆器、起落架系统及飞机操控动作均有关系,国内对飞机前轮转弯系统有很多仿真研究报导,但是对差动刹车控制飞机的转弯过程的量化仿真研究工作很少,国外也没有公开的类似论文可供研究参考,为了解决这个迫在眉睫的问题,必须通过综合系统仿真对差动刹车转弯控制过程进行分析,研究故障的根本机理。

1 问题由来

由于该型飞机已经定型二十多年,当时飞机的设计没有配备主动的前轮转弯控制系统,飞机的转弯要通过对左右轮的差动刹车来实现,而当时研制时总体设计单位只提出了对机轮的刹车能力和防滑控制系统的要求,至于差动刹车控制飞机转弯功能,并没有提出量化的技术指标要求,因此目前配套提供的机轮刹车及系统控制产品也是按照飞机的着陆刹车性能确定技术状态,并依此进行定型、产品生产和验收交付,但是近十年来,用户持续反映飞机有转弯困难现象时,才引起了各方的注意。

要解决这个久攻不克的疑难杂症问题,必须从飞机系统级的使用层面上进行研究,提出飞机在差动刹车转弯时,对刹车系统的明确技术指标要求。这就要根据用户的要求,描述清楚飞机在不同的转弯半径下,要以多大的角速度进行转弯才能满足飞机的地面机动性要求,以适应于各种跑道条件和任务剖面;为此,首先要规定明确的飞机滑行转弯控制技术指标要求,由主机与用户协商确定飞机的功能特性基线,若达不到该要求就可以定义为转弯困难,对何为转弯困难有一个明确的故障定义;然后再分解提出对机轮刹车及控制系统的技术指标要求,只有这样才能对造成飞机转弯困难问题的根本原因进行准确描述和故障定位,并采取针对性的措施,在科学的理论指导和技术指标要求下对机轮刹车及控制系统进行改进。设计该型飞机的上一代人没有先进的仿真计算工具和手段,对飞机的这种地面机动性量化研究不够,基本都是靠实际使用经验

摸索出来的,因此要解决这类问题,必须对该型飞机差动刹车控制飞机转弯的动态过程借助现代的仿真工具进行建模和研究分析,搞清其故障机理,然后才能够对刹车系统提出明确的技术指标要求,明确改进方向。

2 转弯过程的运动和动力学分析

2.1 差动刹车控制飞机转弯过程概述

飞行员在地面通过差动刹车控制飞机转弯的过程,虽然只是一个平面运动,看似非常简单,但是仔细分析发现,确实有它独特的地方:首先转弯过程中没有固定的转动中心,当机轮受到的侧向力增大时轮胎会相对地面产生一定的侧向滑移,更增加了对转弯过程进行计算的难度;其次前轮的偏转对转弯过程至关重要,但前轮偏转的角度却是被动产生的,它的偏转运动是很多外力综合影响的结果;再者是机轮所受到的摩擦力也是被动力,它受飞行员操纵的刹车力矩控制,却受跑道条件、机轮所受到的垂直分配荷等条件的限制。针对以上特点,飞机转弯过程的仿真分析必须基于对飞机差动刹车转弯的自转和公转两个过程运动和动力学分析,运用控制系统的仿真工具 Matlab,可以在 Simulink 环境下进行详细的飞机转弯过程的动态建模和仿真计算,从刚体平面运动学的角度来分析计算前、主机轮侧向力和飞机转弯过程中各个运动和状态参数的变化情况,研究飞行员通过差动刹车控制飞机的转弯过程。

2.2 飞机转弯过程的运动和动力学分析

在满足工程分析需求的前提下,可以假设飞机为刚体,以此来简化模型;假定飞行员仅给左侧机轮实施刹车,右侧机轮处于自由滚转状态下控制飞机转弯,则施加给左侧机轮的刹车力矩可以全部作为差动刹车力矩。当飞行员也给右侧机轮上施加刹车压力时,会给飞机增加前进阻力,这种情况可以通过减小发动机推力来替代,不会影响差动刹车转弯过程的分析,所以假定的只给左侧机轮实施刹车,

以此来研究飞机差动刹车转弯的过程具有普遍的代表性。

图1是飞机在水平方向上进行转弯时受力分析的俯视图,图中有左、右各一个主机轮和一个前轮,飞机重心为 O_1 ,前起落架立柱为 C ,支柱上装有减摆器,前轮能以 C 为轴可作左右的跟随摆动,但摆动过程中会受到减摆器产生的阻尼力矩, A 为飞机转弯的瞬时转动中心。

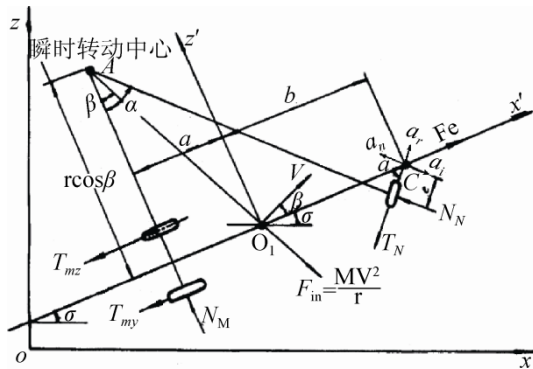


图1 飞机转弯受力分析图

Fig. 1 Kinetic analysis diagram of aircraft turning

在水平方向上飞机受到发动机的推力、由于飞行员对左侧机轮进行刹车地面会产生一个作用在左侧机轮的刹车阻力、地面作用在处于自由滚转状态的右侧机轮和前机轮上的滚动阻力、以及在转弯过程中地面产生的作用于前机轮和主机轮的侧向力、还有飞机转弯过程中所产生的离心力,因为飞机转弯过程大都处于低速状态,因此航向上的空气阻力可以乎略不予考虑。

在垂直方向上,飞机的重力要分配在前轮和两个主机轮上,但是受转弯过程中飞机所受到的离心力的作用,会给飞机造成一个横滚的转动转矩,使作用在两个主轮上的载荷发生变化;同样由于转弯速度较低,飞机所受升力的作用乎略不计。

最复杂的受力分析对象是前机轮,它受到的偏转转矩其实是一个合力矩,一方面由于前机轮轴中心线到前起落架支柱中心线的水平距离存在偏心矩 e ,飞机转弯过程中前机轮会受到地面提供的侧向力,来给飞机提供向心力,而这个侧向力会使前

机轮产生一个相对机身偏角减小的回中力矩;另一方面,飞行员对左侧机轮实施刹车,与发动机推力相对抗,会带动前起落架立柱中心 C 点左转,从而给前机轮一个使其相对机身偏角增大的偏转力矩,加速飞机的转弯,前机轮所受到的回中力矩与偏转力矩相互制约,如果不平衡,就会使前机轮的偏转角产生变化,而前起落架上的减摆器会根据偏摆角速度的变化自动产生一定的阻力,不使前机轮偏转角发动突变,让飞机前机轮的偏转角尽快趋于稳定。当飞机所受的各种外力与飞行员操控的发动机推力和刹车阻力相平衡时,前机轮相对机身的偏转角度就会保持不变,飞机进入稳定的绕固定圆心以恒定半径作匀速转弯的状态。

考虑差动刹车转弯的动态过程,通过以上初步的受力分析可以建立以下的运动及动力方程:

1) 以飞机转弯外侧主轮接地点为轴的飞机自转力矩平衡方程:

$$T_{mz}B - F_e \frac{B}{2} + N_n \left[(a+b) \cos \alpha + \frac{B}{2} \sin \alpha \right] - R_n f_r \left[(a+b) \sin \alpha - \frac{B}{2} \cos \alpha \right] = (M \cdot l^2 + J_f) \ddot{\alpha} \quad (1)$$

式中: T_{mz} 为转弯内侧刹车机轮的刹车阻力,单位: N ; B 为两个主机轮之间的距离,单位: m ; F_e 为发动机的推力,单位: N ; N_n 为地面作用给前机轮的侧向力,单位: N ; a 为飞机重心 O_1 到主机轮轴的距离,单位: m ; b 为飞机重心 O_1 到前机轮轴的距离,单位: m ; α 为前机轮相对机身中心线的偏转角度,单位: rad ; R_n 为地面作用在前机轮上的垂直载荷,单位: N ; f_r 为机轮与跑道的自由滚动摩擦系数; M 为飞机的总质量,单位: kg ; l 为飞机重心与外侧主轮接地点的水平距离,单位: m ; J_f 为飞机绕其重心的水平转动惯量,单位: $kg \cdot m^2$; $\ddot{\alpha}$ 为飞机自转的角加速度,单位: rad/s^2 。

由图1可得:

$$l^2 = a^2 + \left(\frac{B}{2} \right)^2$$

需要补充说明的是公式(1)等号的右侧 $(M \cdot l^2 + J_f)$,它是飞机绕内侧机轮接地点的转动

惯量, I 是附加的惯性矩。

2) 飞机绕瞬时转动中心 A 的转弯力矩方程:

$$F_e r \cos \beta - T_{mz} \left(r \cos \beta - \frac{B}{2} \right) - R_{my} f_r \left(r \cos \beta + \frac{B}{2} \right) - R_n f_r \frac{a+b}{\sin \alpha} - M r \cdot \dot{r} \times \dot{\sigma} = (M \cdot r^2 + J_f) \ddot{\sigma} \quad (2)$$

式中: r 为飞机重心 O_1 绕瞬时转动中心 A 转弯的半径, 单位: m; β 为飞机重心 O_1 和转动中心之间的连线与主机轮轴线的夹角, 单位: rad; R_{my} 为地面作用在转弯外侧的松刹车主机轮上的垂直载荷, 单位: N; \dot{r} 为飞机绕瞬时转动中心 A 转弯的半径的变化速度, 单位: m/s; $\dot{\sigma}$ 为飞机自转的角速度, 单位: rad/s; $\ddot{\sigma}$ 为飞机自转的角加速度, 单位: rad/s²。

公式(2)等号左侧的 $-M r \cdot \dot{r} \times \dot{\sigma}$ 是一个附加的力矩, 其物理意义是当转弯半径的减小和转弯角速度的增大的综合效应力矩, 当其为正值时有使飞机的转弯角加速度增大的作用; 等号右侧的 $(M \cdot r^2 + J_f)$ 是飞机绕瞬时转动中心 A 的转动惯量, 转弯半径 r 在这里是一个附加的转动惯矩。

3) 飞机绕瞬时转动中心 A 转弯的离心力方程:

$$M \cdot r \dot{\sigma}^2 = (T_{mz} + R_{my} f_r - F_e) \sin \beta + N_n \cos(\alpha - \beta) - R_n f_r \sin(\alpha - \beta) + N_m \cos \beta \quad (3)$$

式中: N_m 为地面作用在两个主机轮上的侧向力的合力, 单位: N。

4) 以前起落架支柱 C 为基点的前轮偏转力矩方程:

$$-K_u \dot{\alpha} - K_f \text{sign} \dot{\alpha} - N_n e + m(a_n - a_i) = J_n (\ddot{\sigma} + \ddot{\alpha}) \quad (4)$$

式中: K_u 为前轮减摆器的力矩阻尼系数, 单位: NmS/rad, 其值可通过对减摆器的性能试验测试得到; $\dot{\alpha}$ 为前机轮相对机身中心线的偏转角速度, 单位: rad/s; K_f 为减摆器的摩擦阻力矩, 单位: Nm, 其值可通过对减摆器的性能试验测试得到; $\text{sign} \dot{\alpha}$ 为 $\dot{\alpha}$ 的符号函数, 当 $\dot{\alpha} > 0$ 时取 1, 当 $\dot{\alpha} < 0$ 时取 -1, 当 $\dot{\alpha} = 0$ 时取 0; e 为前机轮轴中心线到前起落架支柱中心线的水平距离, 单位: m; m 为随前轮一起偏转的所有部件的总质量, 单位: kg; a_n 为 C 点相对 A 转动的向心加速度, 单位: m/s²; a_i 为 C 点向前平动的加速度在以 A 为中心的离心加速度分

量, 单位: m/s²; J_n 为随前轮偏转的所有部件绕前起落架支柱轴的转动惯量, 单位: kgm²; $\ddot{\alpha}$ 为前机轮相对机身中心线的偏转角加速度, 单位: rad/s²。

前轮减摆器是影响飞机转弯效果的一个重要环节, 前轮在飞机着陆前, 因此前起落架支柱没有压缩, 会完全伸出, 支柱可通过机械结构保证对中, 前轮接地支柱受压缩后, 前轮处于随动偏摆状态, 但会受到减摆器的阻尼力矩和结构的摩擦阻力矩的作用, 以对抗飞机瞬时偏转力矩的影响, 保证着陆刹车过程中飞机航向的相对稳定。

式(4)等号左侧第一项 $-K_u \dot{\alpha}$ 代表前轮支柱上减摆器产生的阻尼力矩, 阻尼力矩会阻碍机轮的偏转, 当机轮的偏转的角速度越高, 则阻力矩越大, 第二项 $-K_f \text{sign} \dot{\alpha}$ 代表减摆器产生的摩擦阻力矩, 与前轮的偏转方向相反, 第三项 $-N_n e$ 是地面作用在前轮上的侧向力给支柱造成的转动力矩, 第四项 $m(a_n - a_i)$ 代表牵连加速度产生的惯性力矩。

5) 前起落架支柱 C 点的加速度求解方程:

C 点相对 A 转动的向心加速度 a_n :

$$a_n = \frac{a+b+e}{\sin \alpha} \dot{\sigma}^2 \quad (5a)$$

C 点向前平动的加速度在以 A 为中心的离心加速度分量 a_i :

$$a_i = \frac{(F_e - T_{mz} - R_{my} f_r) \sin \alpha - N_m \cos \alpha}{M} \quad (5b)$$

6) 飞机重心的偏转角 β 的求解方程

飞机重心 O_1 和瞬时转动中心 A 之间的连线与主机轮轴线的夹角 β 与飞机重心到主机轮轴的距离 a 和飞机最小转弯半径 r 的关系满足:

$$\sin \beta = \frac{a}{r} \quad (6)$$

夹角 β 与夹角 α 的关系满足:

$$\text{tg} \alpha = \frac{a+b+e}{a} \text{tg} \beta \quad (7)$$

对式(7)两过求导可得:

$$\frac{\dot{\alpha}}{\cos^2 \alpha} = \frac{(a+b+e) \cdot \dot{\beta}}{a \cdot \cos^2 \beta} \quad (8)$$

7) 转弯半径 r 的变化速度 \dot{r} 的求解方程:

联立式(6)和式(7)并对两过求导可得:

$$\dot{\beta} = \frac{-a^2 \cos^3 \beta}{(a+b+e) \sin^2 \beta \cos^2 \alpha} \dot{\alpha} \quad (9)$$

8) 飞机转弯过程中的角速度求解方程:

$$\dot{\sigma} = \frac{V}{r} \quad (10)$$

其中: V 为飞机转弯过程中重心点的线速度, 单位: m/s;

9) 前轮垂直载荷分配方程:

$$R_n = \frac{a}{a+b} M \cdot g \quad (11)$$

式中: g 为重力加速度, 单位: m/s^2 。

10) 转弯内侧刹车主机轮垂直载荷求解方程:

$$R_{mz} = \frac{b}{2(a+b)} M \cdot g - M \frac{V^2}{r} \cdot \frac{H}{B} \quad (12)$$

式中: R_{mz} 为地面作用在转弯内侧的刹车主机轮上的垂直载荷, 单位: N; H 为飞机重心相对跑道地面的高度, 单位: m;

公式(12)等号右侧的第二项即反映了飞机的离心力对分配到转弯内侧主机轮的载荷影响。

11) 转弯外侧松刹车主机轮垂直载荷求解方程:

$$R_{my} = \frac{b}{2(a+b)} M \cdot g + M \frac{V^2}{r} \cdot \frac{H}{B} \quad (13)$$

12) 转弯内侧刹车机轮的制动力矩方程:

转弯内侧刹车机轮受到的制动力矩 T_{mz} 与作用在转弯内侧的刹车主机轮上的制动力矩 M_b 之间满足公式(12):

$$T_{mz} = \frac{M_b}{r_m} + f_r \cdot R_{mz} \quad (14)$$

式中: r_m 为转弯内侧刹车机轮的滚动半径。

3 转弯过程的仿真建模

根据建立的飞机转弯过程动力及运动学方程和相关约束条件, 利用其中推导出的公式进行初始化处理, 运用控制系统的仿真工具 Matlab, 在 Simulink 环境下建立图 2 所示的飞机转弯过程动态仿真模型, 通过求解可以确定飞机转弯时的控制参数及能够达到的状态参数。

图 2 所示的飞机转弯过程动态仿真模型, 主要

包括了飞机转弯状态下的 4 个核心动态过程: 以飞机转弯外侧主轮接地点为轴的飞机自转力矩动态过程、飞机绕瞬时转动中心 A 的转弯力矩动态过程、飞机绕瞬时转动中心 A 转弯的离心力动态过程和以前起落架立支柱 C 为基点的前轮偏转力矩动态过程。另外有一个输入模块, 一方面要对施加的刹车阻力矩根据作用在机轮上的垂直载荷和跑道摩擦系数进行限制, 另一方面控制发动机的推力作为输入参数; 还有几个单位转换及示波器模块以记录转弯过程中的控制及状态参数的变化曲线。建立图 2 所示的动态模型可以得到飞机由直线到转弯过程中的各种力学及运动状态参数随控制参数的变化情况。给模型分别输入不同的飞机初始状态和操控状态, 主要包含刹车力矩、发动机推力、初始差动刹车转弯时刻的飞机速度、前轮的初始偏转角和初始偏转速度、飞机的初始转弯半径、飞机的初始偏转角度和转弯角速度等初始化条件, 再输入该型飞机结构参数(略), 然后对模型进行求解, 可以得到飞机在差动刹车转弯过程中每一时刻所能转过的角度和其它各个参量的变化情况, 并对飞机的结构限制和轮胎与跑道的最大摩擦系数等约束条件进行验证检查。

由于仿真计算关联的参数复杂, 简单地以零初始条件来求解转弯过程将会进入计算的死循环, 导致仿真过程无法求解, 为了实际需要, 必须在满足工程要求的前提下, 做一些初始化的处理:

假设开始转弯时飞机重心点的线速度为 V_i , 前机轮相对机身中心线的有一个很小的偏转角度 $\alpha_0 = 0.01 \text{rad}$, 而可以假设前机轮相对机身中心线的初始偏转角速度 $\dot{\alpha}_0 = 0 \text{rad/S}$, 由公式(6)、(7)得到飞机重心 O_1 和瞬时转动中心 A 之间的连线与主机轮轴线的初始夹角 β_0 和飞机重心 O_1 绕瞬时转动中心 A 转弯的初始半径 r_0 , 计算得到的初始转弯半径约 732 m, 由于转弯半径很大, 工程上完全可以认为飞机处于直线滑行状态; 再由式(10)得到飞机自转的初始角速度 $\dot{\sigma}_0$, 由式(8)还得到初始夹角 β_0 变化的初始变化速度 $\dot{\beta}_0$; 将求得的初始化参数、通过

公式(11)求得的地面作用在前机轮上的垂直载荷 R_n 、各种已知的飞机结构参数、转弯初始条件状态参数以及飞行员操控的刹车力矩和发动机推力参

数值全部代入所建立的飞机转弯过程动态仿真模型才能进行求解运算。

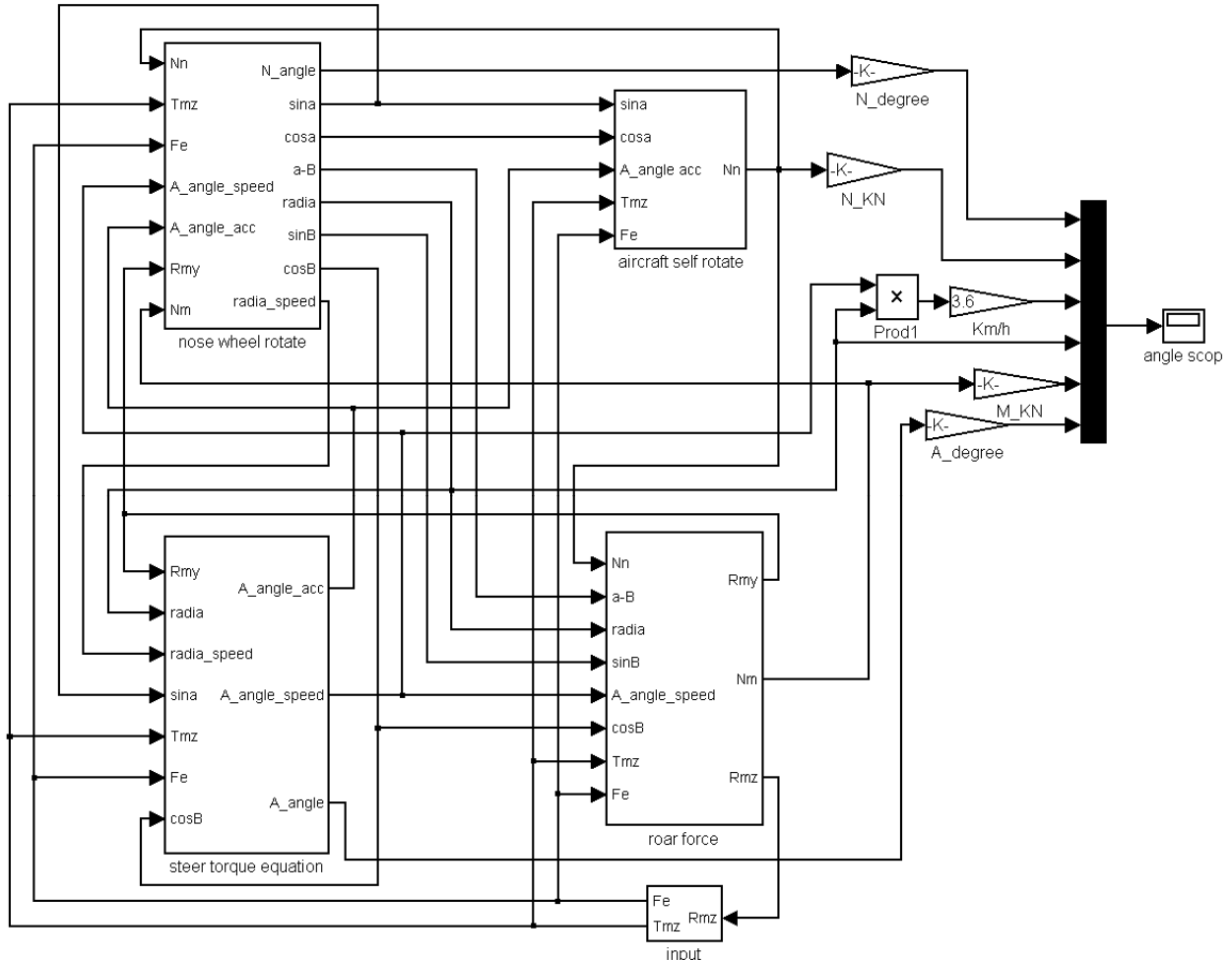


图 2 飞机转弯过程动态仿真模型

Fig. 2 Aircraft turning process dynamic simulation model

4 仿真计算结果及分析

4.1 仿真结果

动态仿真是计算在假定上面给出的初始化条件下, 给定不同的初始转弯速度, 飞行员只给内侧机轮施加恒定的刹车力矩, 另一侧机轮则处于完全自由滚转状态, 由飞行员控制发动机, 使其输出稳定的发动机推力, 以此来操纵飞机转弯, 通过建立的仿真模型计算飞机由直线运动逐渐实现转弯的动态过程中各个运动及状态参数的变化情况, 并记

录显示其动态曲线。下面给出不同工况下仿真计算出来的差动刹车控制飞机转弯过程曲线。

4.1.1 工况 1 仿真曲线

图 3 给出了当飞机差动刹车转弯的初速度为 20 km/h, 飞行员施加的单侧机轮刹车力矩为 6 000 Nm, 发动机推力为 22 000 N 的条件下, 飞机由直线运动开始逐渐转弯的动态参数变化过程。

仿真结果表明飞机在转弯过程中:

飞机的转弯半径逐步下降, 而且在初始阶段下降特别快, 转弯效果明显;

飞机发动机推力与刹车阻力基本相当,在两者共同作用下,飞机在转弯过程中的线速度基本维持 20 km/h 不变,整个转弯过程速度平稳;

前轮的偏转角逐步加大,直到达到结构限制的最大偏转角 44°后保持不变;

由于差动刹车力矩很大,飞机转弯速度很快,带动前轮偏转,因此前轮受到的侧向力一直很小,但是当前轮达到最大偏转角时,虽然差动刹车力矩仍然有使飞机进一步加速转弯的能力,由于前轮偏转受限,地面会给前轮产生一个反向的侧向力,阻碍飞机的转弯,与多出的差动刹车力矩相平衡,使飞机处于匀速转弯状态;

主轮受到地面的侧向力主要用于提供飞机转弯所需离心力,因此随着飞机转弯半径的减小,侧向力逐步增大,当前轮达到最大偏转角后,由于前轮受到一个反向的侧向力,主轮受到的侧向力也有一个跃升,与之对抗,使飞机转弯受到的力矩达到平衡,此时飞机以结构允许的最小转弯半径,达到持续稳定的恒速转弯状态;

由曲线可见,飞机在 6 s 左右转过 90°, 10 s 转过的角度约为 230°, 表现为飞机能够轻松灵活

地实现转弯。

4.1.2 工况 2 仿真曲线

图 4 给出了当飞机转弯的初速度为 20 km/h, 单侧机轮刹车力矩降为 5 000 Nm, 发动机推力仍保持为 22 000 N 时, 飞机的动态转弯过程。

仿真结果表明飞机在转弯过程中:

转弯半径下降变缓,表明转弯没有上一种工况那么快了,主要是因为差动刹车力矩减小了;同时刹车力矩的减小会使飞机前进的阻力减小,因此在整个转弯过程中飞机的线速度略有提高;飞机转弯力矩的减小还会使前轮的偏转角增长放缓, 10 s 时只有 32°左右, 远没有达到最大的限制角度。

由曲线可见,在此工况下飞机转弯过程明显放缓, 7.5 s 才转过 90°, 10 s 转弯角度约为 160°, 表现为转弯能力不足, 但基本可以满足使用要求。

4.1.3 工况 3 仿真曲线

图 5 给出了当飞机转弯的初速度为 20 km/h, 单侧机轮的刹车力矩进一步降为 4 000 Nm, 发动机推力仍为 22 000 N 时, 飞机的转弯动态情况。

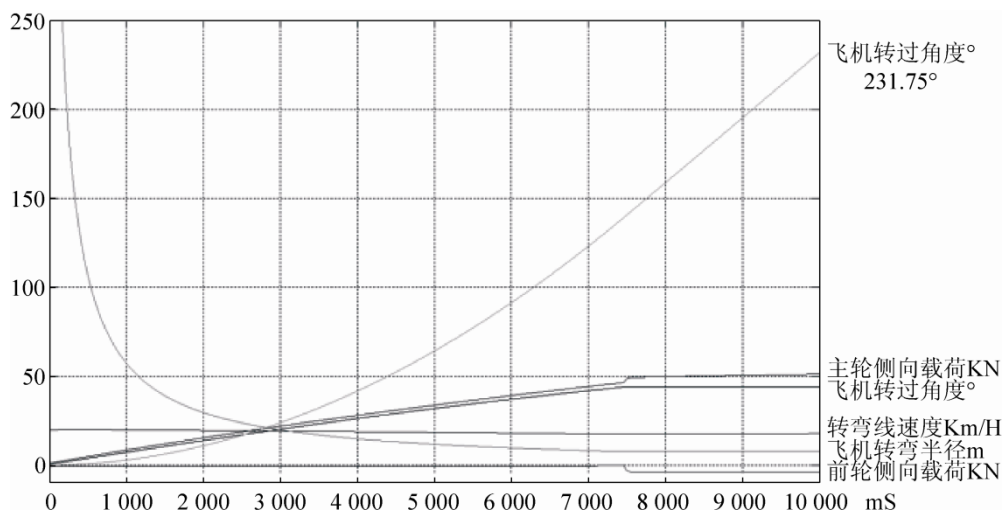


图 3 初速度 20 km/h, 刹车力矩 6 000 Nm, 推力 22 000 N

Fig. 3 Initial speed 20km/h, brake torque 6 000Nm, propulsion force 22 000N

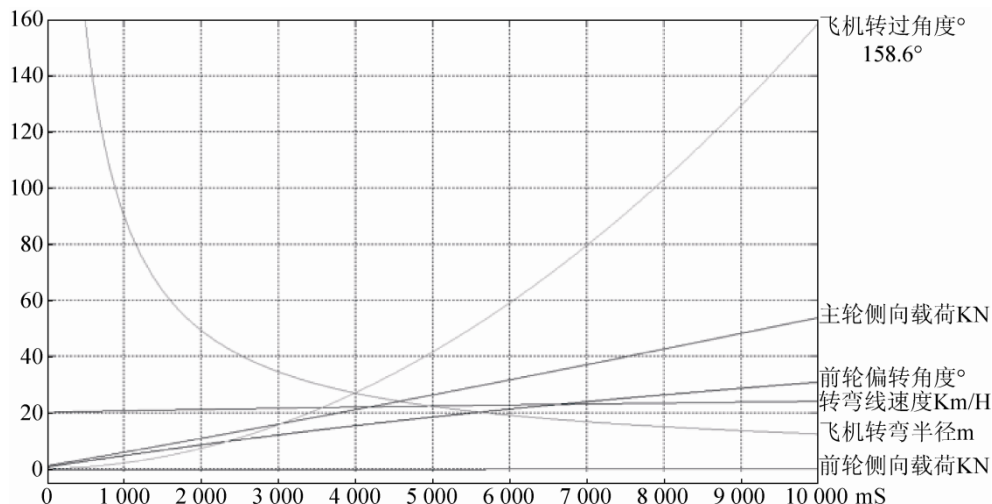


图 4 初速度 20 km/h, 刹车力矩为 5 000 Nm, 推力 22 000 N
Fig. 4 Initial speed 20km/h, brake torque 5 000Nm, propulsion force 22 000N

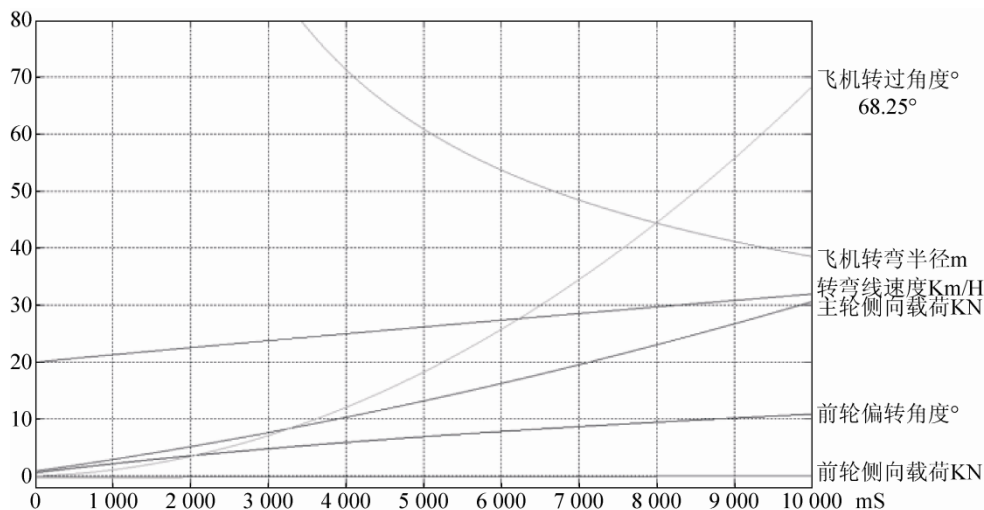


图 5 初速度 20 km/h, 刹车力矩为 4 000 Nm, 推力 22 000 N
Fig. 5 Initial speed 20km/h, brake torque 4 000Nm, propulsion force 22 000N

仿真结果表明飞机在转弯过程中:

转弯半径下降很慢, 10 s 时转弯半径还高达 38 m; 另外, 由于刹车阻力进一步减小, 飞机转弯的线速度持续提高, 由 20 km/h 升到了 30 km/h; 前轮偏转角增长也很慢, 10 s 时才增长到约 11°;

由曲线可见, 在此工况下 10 s 飞机仅转过 68.25°, 根据计算 11.5 s 才能转过约 90°, 表现出转弯非常困难的现象。

4.1.4 工况 4 仿真曲线

图 6 给出了当飞机差动刹车转弯的初速度由

20 km/h 降为 15 km/h, 而单侧机轮刹车力矩与情况 3 一样仍保持为 4 000 Nm, 并将发动机推力降低至 16 900 N 时, 飞机的转弯动态情况。

仿真结果表明飞机在转弯过程中与情况 3 相比: 转弯半径下降效果有明显提升, 到 10 s 时已降至 8 m 左右;

虽然刹车力矩相同, 但由于发动机推力也大幅度降低了, 与刹车阻力基本匹配, 因此转弯过程的线速度基本没有变化, 保持在 15 km/h 左右;

前轮的偏转角增长速度加快, 在 10 s 时已经达到约 36°左右, 甚至略大于情况 2 时的偏转角;

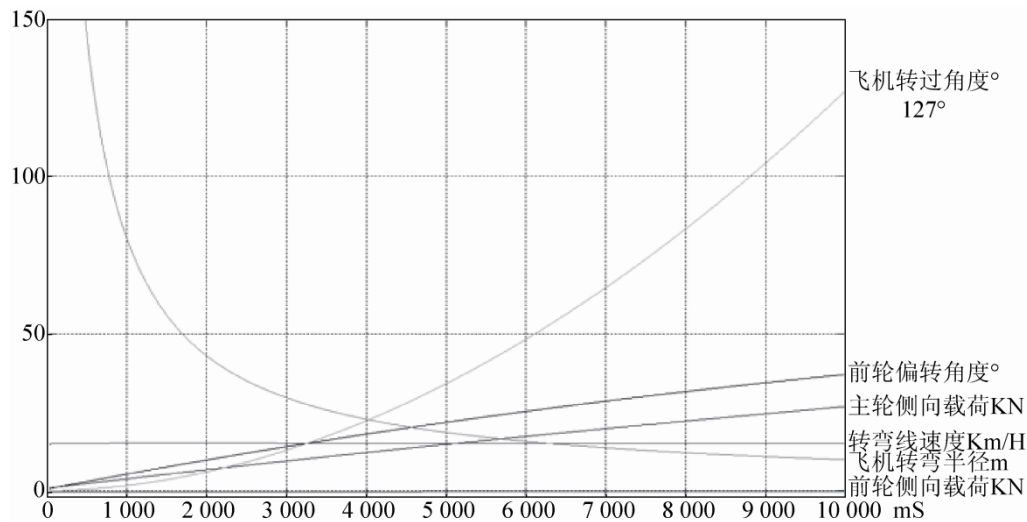


图6 初速度 15 km/h, 刹车力矩为 4 000 Nm, 推力 16 900 N
Fig. 6 Initial speed 15 km/h, brake torque 4 000 Nm, propulsion force 16 900 N

由于前轮一直处于随动偏转状态,且没有达到最大限制角度,所以侧向力一直很小,而主轮侧向力持续增长,以提供飞机转弯所必要的离心力;由曲线可见,在此工况下飞机在 8.4 s 左右转过 90°, 10 s 转弯角度为 127°,转弯能力与情况 3 相比有很大的改善。

4.1.5 工况 5

在飞机初速度为 15 km/h 时,以 3 000 Nm 的单侧机轮刹车力矩和 13 800 N 的发动机推力控制飞机转弯,仿真结果表明飞机在转弯过程中:

速度基本平稳,说明飞行员已经发挥出了最好的操控水平,将刹车阻力与发动机推力匹配得很好,但由于刹车力矩太小,造成转弯半径下降迟缓,前轮偏转角增长较小,飞机在 10s 时仅转过 82.85°, 10.45 s 才转过 90°,转弯非常困难。

4.2 结果分析

由以上飞机转弯过程的运动及动力学分析,以及转弯动态过程的建模仿真计算结果表明:飞机转弯过程是由发动机推力、差动刹车力矩、飞机转弯半径、转弯速度、飞机结构参数、减摆器阻尼特性、跑道条件和防滑刹车系统的控制特性等多重因素共同作用和相互影响的结果。这理所说的跑道条件

主要指跑道可能提供给机轮轮胎的最大摩擦系数,在干、湿、积水各结冰条件下,对应水泥、沥青、土跑道和轮胎型别和充气压力等因素,可以施加给机轮的刹车力矩都是要受到限制的,否则机轮会出现打滑现象,直接影响飞机的刹车安全;另外飞机转弯过程中也有侧翻的危险,还必须对差动刹车转弯过程的刹车力矩进行一定的限制,以确保飞机转弯过程的安全。

结合以上分析,对前面五种工况下的仿真曲线进行对比分析可以得出以下结论:

1) 飞机的转弯过程是一个复杂的多因素综合控制的结果,其转弯能力不仅与机轮防滑刹车系统有关,而且与飞机的结构及转弯时的状态参数、减摆器的特性、飞机发动机推力、跑道的情况等因素均有关联;

2) 差动刹车力矩的大小是决定转弯效果的最关键要素。刹车力矩越大,转弯越容易,与机轮的刹车材料的类别关系不大,但是刹车力矩的大小要受到轮胎与跑道摩擦系数的限制;

3) 对于有限的刹车力矩,飞行员若能合理地操控飞机,也可以很大程度上改善飞机的转弯效果,比如尽可能地降低转弯速度,并合理地施加与刹车力矩相匹配的发动机推力,控制飞机以均匀的速度进行转弯;

4) 对不同的跑道条件和转弯要求, 包括转弯半径和转弯速度, 存在一种最佳的差动刹车力矩和发动机推力匹配控制参数, 可以让飞机在确保安全的前提下实现最快速度的转弯。

5 结论

利用以上仿真分析结果, 承制厂对前面所述出现转弯困难的某型飞机作故障定位和机理分析, 结合厂内完成的大量试验测试结果分析发现: 机轮刹车装置在低速转弯状态下能够输出足够的刹车力矩, 因此造成飞机转弯困难的原因应该与刹车控制系统有关; 进一步研究发现刹车系统中的防滑控制盒防滑灵敏度偏高, 在转弯工况下会不合时机地泄放刹车压力, 使差动刹车力矩降低, 致使飞机转弯困难; 另一方面, 刹车压力的突变诱发了起落架的前后走步式抖动, 这种抖动又进一步加剧了防滑系统的频繁工作, 使防滑刹车过程中发生啸叫, 这种故障现象表明控制盒产品对起落架抖动频率的包容性不足。综合以上故障机理分析最后经用户及主机厂所和业内专家评审认定: 承制厂通过对某型飞机转弯过程的动态仿真分析, 找到了飞机转弯困难的真正原因, 故障定位准确, 故障机理清楚, 故障现象通过转弯过程的动态仿真已经复现, 需要对防滑控制盒进行针对性的改进设计。以上故障归零工作说明, 对该型飞机的差动刹车转弯过程动态仿真研究工作确实对故障的定位、故障机理的分析以及通过仿真方法进行故障复现提供了有理有据的技术支撑, 明确了技术攻关工作的改进方向, 真正解决了工作中最关键的难点问题。

综上所述, 通过对该型飞机滑行转弯过程的动态仿真分析, 建立了一种具有广泛适用性的通过差动刹车控制飞机作地面滑行转弯的仿真模型及仿真效果分析计算方法, 利用该模型及方法可以得到飞行员在地面滑行过程中控制飞机转弯的动态过程中的主要作用力、运动及状态参数变化过程, 因此飞机总体设计单位可以据此根据用户使用要求, 提出飞机转弯过程中在各种任务剖面下对刹车系

统的力矩控制要求, 开展飞机起落架总体结构布局及刹车系统的设计。虽然现代飞机大都配套了主动的前轮转弯控制系统, 通过差动刹车控制飞机转弯作为一种辅助手段的要求已经不再显得那么重要, 但对传统飞机, 以及当前轮转弯系统发生故障的状态下, 前轮都只能工作在减摆器模式, 这时以上关于对飞机在地面滑行中, 分析计算差动刹车控制飞机作地面机动的性能设计就显得非常重要, 这种仿真建模及分析计算方法有普遍的适用性, 可以直接用于指导飞机转弯过程的设计, 因此该仿真分析方法具有很高的应用价值和重大的现实意义。

参考文献:

- [1] 高泽迥. 飞机地面操纵减摆系统及地面运动力学 [M]. 北京: 航空学报杂志社, 1997.(Gao Zejiang. Aircraft Taxi Maneuvering Sway-reducing System and Dynamics. [M]. Beijing: Aviation Journal Periodical Office, 1997.)
- [2] 梁波, 李玉忍, 田广来. 飞机防滑刹车系统建模与仿真 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2015.(Liang Bo, Li Yuren, Tian Guanglai. Aircraft Anti-skid Brake System Modeling and Simulation. [M]. Beijing: State Defense Industry Press. 2015.)
- [3] 何永乐. 飞机刹车系统设计 [M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2007.(He Yongle. Aircraft Brake System Designing. [M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press. 2007.)
- [4] 张谦, 张颖妹. 一种采用差动刹车控制飞机极限转弯的方法 [P]. 中国: 201510219404.4, 2015-04-30.(Zhang Qian, Zhang Yingshu. An Aircraft Ultimate Speed Turning Control Method By Differential Brake. [P]. China: 201510219404.4, 2015-04-30.)
- [5] 张谦. 一种采用差动刹车控制飞机最小半径极限转弯的方法 [P]. 中国: 201510428031.1, 2015-07-20.(Zhang Qian, Zhang Yingshu. An Aircraft Ultimate Speed Turning With Minimum Radial Control Method By Differential Brake. [P]. China: 201510428031.1, 2015-07-20.)
- [6] 张谦. 一种采用差动刹车控制飞机转弯过程的动态仿真方法 [P]. 中国: 201510458466.0, 2015-07-30.(Zhang Qian, Zhang Yingshu. An Dynamic Simulation Method for Aircraft Turning Controlled by Differential Brake. [P]. China: 201510458466.0, 2015-07-30.)