

文章编号:1674-8190(2016)01-017-07

# 四点式起落架飞机地面滑跑转弯分析

苟能亮<sup>1</sup>, 苑强波<sup>2</sup>, 张明<sup>1</sup>

(1. 南京航空航天大学 飞行器先进设计技术国防重点学科实验室, 南京 210016)

(2. 沈阳飞机设计研究所 结构设计部, 沈阳 110035)

**摘要:** 现代飞机对其地面滑跑性能的要求日益提高, 同时要求能够在条件更加苛刻的环境下运行。以四点式起落架布局飞机为研究对象, 基于阿克曼转向几何原理, 推导该飞机地面滑跑时两个前轮之间的转角关系。在 Adams/Aircraft 中建立四点式起落架飞机虚拟样机, 并进行其地面滑跑仿真分析。探讨四点式起落架飞机不同前轮作为主动操纵轮时, 对转弯半径的影响。结果表明: 在相同滑跑条件下, 当前轮操纵转弯时, 四点式起落架飞机比常规的前三点式起落架飞机拥有更小的转弯半径; 当主轮差动刹车转弯时, 四点式起落架飞机的转弯半径略大于三点式起落架飞机; 四点式起落架飞机的两前轮同时为主动操纵轮时, 飞机的转弯半径最小。

**关键词:** 四点式起落架; 前轮操纵; 差动刹车; 转弯半径

中图分类号: V226

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2016.01.003

## Analysis of Aircraft Landing Gear with Four Wheels Ground Taxiing Turning

Gou Nengliang<sup>1</sup>, Yuan Qiangbo<sup>2</sup>, Zhang Ming<sup>1</sup>

(1. Key Laboratory of Fundamental Science for National Defense-advanced Design Technology of Flight Vehicle, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

(2. Department of Structure Design, Shenyang Aircraft Design & Research Institute, Shenyang 110035, China)

**Abstract:** Ground taxiing turning performances of modern aircraft are required to be increasingly improved, and are demanded to work in the more harsh circumstance than before. The research object is based on an aircraft with four wheels. The relationship of angle between two nose landing gear wheels is calculated based on the geometrical principle of Ackerman steering during taxiing procedure. Four wheels aircraft simulated prototype is built and four wheels aircraft ground taxiing simulation has been conducted as well. The influence on turning radius of the four wheels aircraft is investigated when using respective nose wheels as driving wheels. Result shows that four wheels aircraft turning radius is smaller than conventional three wheels aircraft under the same taxiing circumstances when nose wheel steering is applied. Four wheels aircraft turning radius is slightly more than three wheels aircraft when main wheel is differential braking. When both nose wheels steering are applied, the four wheels aircraft has minimum turning radius.

**Key words:** landing gear with four wheels; nose wheel steering; differential braking; turning radius

## 0 引言

现代飞机对其在地面滑跑的性能要求日益提高, 同时也要求能够在条件更为苛刻的环境下运

行。例如, 为了适应未来战场环境, 要求军用飞机能够在简单修复或泥土道面起降<sup>[1]</sup>; 为了减少对跑道的占用, 要求现代民用飞机能够高速滑离跑道并转入滑行道<sup>[2]</sup>。

国外, S. H. Goldthorpe 等<sup>[2]</sup>研究了飞机高速滑离跑道并转入滑行道(ROTO)时对跑道的占用时间, 提出了对前轮转向和差动刹车的要求。通过

收稿日期: 2015-10-19; 修回日期: 2015-11-02

通信作者: 张明, zhm6196@nuaa.edu.cn

建立三自由度的运动方程(航向、侧向和偏航),在模型中加入了前轮自动驾驶转向模块和防滑刹车模块。A. G. Barnes 等<sup>[3]</sup>总结了飞机地面操纵仿真的研究情况,分析了某些关键因素对飞机地面操纵运动品质的影响。

国内,顾宏斌<sup>[4]</sup>建立了机体为六自由度的可操纵飞机地面运动数学模型。该模型只要给定操纵信号,就能求出前轮和飞机的运动及其相互作用。朱天文<sup>[5]</sup>研究了具有前轮操纵系统的飞机,给出了飞机地面操纵转弯半径和转弯速度的计算方法,并分析了飞机地面操纵转弯半径与转弯速度之间的关系。

现有对飞机地面滑跑性能研究主要集中在三轴布局的前轮操纵转弯<sup>[6-8]</sup>、滑跑稳定性<sup>[9]</sup>、摆振稳定性等<sup>[10]</sup>。对四点式起落架飞机研究较少。在国内,罗东等<sup>[11]</sup>建立了四点式起落架无人机地面运动的动力学方程和运动方程,并对全量非线性模型进行了起飞、着陆时地面滑跑情况的仿真。四点式起落架飞机与常规布局飞机起落架的不同之处在于:机身前部平行安置两个前起落架,对两个前起落架分别安装前轮转弯作动筒和组合液压阀,由一套转弯控制系统进行独立的驱动。若固定某单套转弯系统主动驱动,另一套转弯系统作随动(即处于减摆状态),则飞机分别以左右轮作主动轮的转弯半径和转弯效率均不同。

本文以四点式起落架飞机为研究对象,推导出飞机转弯时两前轮转角关系,建立全机虚拟样机,探讨四点式起落架飞机不同前轮作为主动操纵轮时,对转弯半径的影响。

## 1 内外前轮转弯角度关系

根据阿克曼转向几何原理,当四点式起落架飞机转弯时,为了减少轮胎与地面之间的偏磨,轮胎应该与地面之间保持纯滚动的状态<sup>[12]</sup>。因此,在不考虑轮胎自身变形的情况下,内外前轮的转角度应该满足一定的几何关系(如图1所示), $d_w$ 为前轮稳距, $\alpha_1$ 为内侧前轮转角, $\alpha_2$ 为外侧前轮转角, $S_d$ 为前主轮距, $l$ 为前支柱到后支柱的距离。

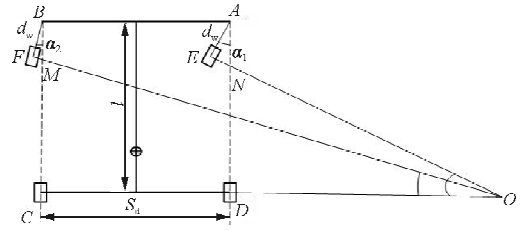


图1 转角关系

Fig. 1 Relationship between two turning angles

在  $\triangle MOC$  中:

$$\overline{OC} = \frac{\overline{MC}}{\tan \alpha_2} \quad (1)$$

$$\overline{MC} = \overline{BC} - \overline{BM} \quad (2)$$

$$\overline{BM} = \frac{d_w}{\cos \alpha_2} \quad (3)$$

由式(1)~式(3)可得

$$\overline{OC} = \frac{l - \frac{d_w}{\cos \alpha_2}}{\tan \alpha_2} \quad (4)$$

同理,在  $\triangle NOD$  中:

$$\overline{OD} = \frac{l - \frac{d_w}{\cos \alpha_1}}{\tan \alpha_1} \quad (5)$$

又有

$$\overline{CD} = \overline{OC} - \overline{OD} \quad (6)$$

由式(4)~式(6)可得内外前轮之间的转角关系:

$$S_d = \frac{l - \frac{d_w}{\cos \alpha_2}}{\tan \alpha_2} - \frac{l - \frac{d_w}{\cos \alpha_1}}{\tan \alpha_1} \quad (7)$$

## 2 全机虚拟样机的建立

飞机是一个复杂的多自由度空间运动系统,若考虑所有的自由度,就必须列出相应数量的运动微分方程,使分析和求解变得极为困难,因此必须抓住一些主要的参数及自由度。建立整机的运动方程时,飞机模型不能过于复杂但能较为真实地模拟飞机系统<sup>[13]</sup>。

### 2.1 基本假设

为了使建立的模型既便于计算,又能较好地模拟真实情况,可对模型作如下假设:

①将飞机分为弹性支撑质量和非弹性支撑质量两部分,其中弹性支撑质量为缓冲器所支撑的质量,包括机身、机翼、缓冲器外筒等的质量;非弹性支撑质量包括各起落架活塞杆、刹车装置、机轮以及车架等的质量。弹性支撑质量的运动描述体现在机体的刚体运动方程中,各非弹性支撑质量视为集中质量,具有独立的运动自由度。

②弹性支撑质量的运动为六自由度的刚体运动,其质量集中于飞机质心处;非弹性支撑质量的运动仅考虑三个方向的平动自由度,其质量集中于机轮或车架与缓冲支柱的连接点处。

③不考虑缓冲支柱的弹性变形。

④各机轮具有独立的转动自由度。

⑤飞机的前轮操纵转弯通常只在低速滑跑时,故不考虑气动力的影响。

## 2.2 起落架模型

起落架的活塞杆和外筒构成的缓冲器是起落架结构中主要的受力部分。缓冲器轴向力( $f_s$ )主要由空气弹簧力( $f_a$ )、油液阻尼力( $f_d$ )和摩擦力( $f_f$ )组成。在缓冲器全伸长状态和缓冲器压缩到最大行程时, $f_s$ 可由缓冲器结构限制力确定。

$f_s$  统一表示为

$$f_s = \begin{cases} K_s S & (S < S_0) \\ f_a + f_d + f_f & (S_0 \leq S < S_{max}) \\ K_s (S - S_{max}) & (S \geq S_{max}) \end{cases} \quad (8)$$

式中: $K_s$ 为缓冲器拉压结构限制刚度; $S$ 为缓冲器的压缩行程; $S_{max}$ 为缓冲器最大压缩行程; $S_0$ 为缓冲器全伸长状态时的行程。

$S_0$  可表示为

$$S_0 = \frac{(1 + \mu_m) A_a (P_0 - P_{atm})}{K_s} \quad (9)$$

式中: $\mu_m$ 为皮碗当量摩擦系数; $A_a$ 为缓冲器气室有效压气面积; $P_0$ 为缓冲器初始充气压力; $P_{atm}$ 为当地大气压。

空气弹簧力、油液阻尼力和摩擦力的定义如下:

(1) 空气弹簧力

$$f_a = A_a \left[ P_0 \left( \frac{V_{B0}}{V_{B0} - A_a S} \right)^r - P_{atm} \right] \quad (10)$$

式中: $V_{B0}$ 为缓冲器气腔内初始体积; $r$ 为空气压缩多变系数,取 1.0~1.3。

(2) 油液阻尼力

$$f_d = \begin{cases} \frac{\rho A_h^3 \dot{S}^2}{2C_d^2 A_d^2} + \frac{\rho A_{hs}^3 \dot{S}^2}{2C_{ds}^2 A_n^2} & (\dot{S} \geq 0) \\ -\frac{\rho A_h^3 \dot{S}^2}{2C_{dl}^2 A_{dl}^2} - \frac{\rho A_{hs}^3 \dot{S}^2}{2C_{ds}^2 A_{nl}^2} & (\dot{S} < 0) \end{cases} \quad (11)$$

式中: $\rho$ 为油液密度; $A_h$ 为缓冲器有效压油面积; $A_d$ 、 $A_{dl}$ 分别为正、反行程时主油孔面积; $C_d$ 、 $C_{dl}$ 分别为正、反行程时主油孔缩流系数; $A_{hs}$ 、 $C_{ds}$ 分别为回油腔有效压油面积和油孔缩流系数; $A_n$ 、 $A_{nl}$ 分别为正、反行程时回油腔油孔总面积。 $A_d$ 、 $A_{dl}$ 对于变油孔是随行程变化的,若有侧油孔,则侧油孔面积也应包含在内。

(3) 摩擦力

缓冲器内部摩擦力由两部分组成:①皮碗摩擦力;②由于缓冲支柱弯曲在上下支撑点产生的库仑摩擦力。

$$f_f = f_{f1} + f_{f2} \quad (12)$$

$$f_{f1} = \mu_m f_a \frac{\dot{S}}{|\dot{S}|} \quad (13)$$

$$f_{f2} = \mu_b (|N_\mu| + |N_l|) \frac{\dot{S}}{|\dot{S}|} \quad (14)$$

式中: $\mu_b$ 为库仑摩擦系数; $N_\mu$ 、 $N_l$ 分别为缓冲支柱上下支撑点处产生的正压力。

## 2.3 轮胎模型

为了更加准确地模拟飞机在操纵前轮转弯过程中地面对轮胎的作用力,需要建立合理的轮胎模型。本文采用的轮胎模型是 Fiala 操纵力轮胎模型,如图 2 所示。

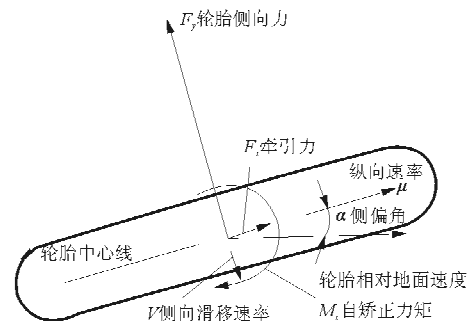


图 2 轮胎模型

Fig. 2 Tire model

轮胎所受地面支反力在机轮坐标系中的定义如下:

## (1) 轮胎径向力

$$F_z = -(1 + C_T \dot{\epsilon}) f(\epsilon) \quad (15)$$

式中:  $\epsilon$  为轮胎压缩量;  $f(\epsilon)$  为轮胎静压曲线, 可根据试验数据拟合;  $C_T$  为轮胎垂直振动当量阻尼系数。

## (2) 轮胎纵向力

$$F_x = \mu_x F_z \quad (16)$$

式中:  $\mu_x$  为航向摩擦系数, 与轮胎的航向滑移率相关, 本模型采用如下经验公式计算:

$$\mu_x = \begin{cases} 5.62S_g & -0.13 < S_g \leq 0.13 \\ 0.77 - 0.32S_g & 0.13 < S_g < 1 \end{cases} \quad (17)$$

滑移率  $S_g$  定义为

$$S_g = \frac{V_x - V_{x'}}{V_x} = \frac{V_x - \omega r_e}{V_x} \quad (18)$$

$$r_e = r_0 - \frac{1}{3}\epsilon \quad (19)$$

$$N = \begin{cases} c_e(p + 0.44p_r)w^2 \left[ 1.2 \frac{\epsilon}{d} - 8.8 \left( \frac{\epsilon}{d} \right)^2 \right] & \left( \frac{\epsilon}{d} < 0.0875 \right) \\ c_e(p + 0.44p_r)w^2 \left( 0.0674 - 0.34 \frac{\epsilon}{d} \right) & \left( \frac{\epsilon}{d} \geq 0.0875 \right) \end{cases} \quad (24)$$

式中:  $c_e$  为轮胎偏航系数, 主要与轮胎类型有关;  $p$  为轮胎额定充气压强;  $p_r$  为轮胎充气压强;  $w$  为轮胎宽度;  $d$  为轮胎自由外径。

## (4) 回正力矩

$$M_z = \begin{cases} 0.8\phi\mu_x F_z l_h & (\phi \leq 0.1) \\ (\phi - \phi^2 - 0.01)\mu_x F_z l_h & (0.1 < \phi \leq 0.55) \\ (0.295 - 0.1\phi)\mu_x F_z l_h & (\phi > 0.55) \end{cases} \quad (25)$$

$$l_h = 0.85d \sqrt{\frac{\epsilon}{d} - \left( \frac{\epsilon}{d} \right)^2} \quad (26)$$

式中:  $l_h$  为轮胎触地面半长。

## (5) 滚阻力矩

$$M_y = \mu_r r_0 F_z \quad (27)$$

式中:  $\mu_r$  为滚阻力矩系数。

## 3 转弯仿真分析

飞机的地面转弯运动可以采用前轮操纵、主轮的差动刹车或发动机推力差动等技术实现<sup>[7]</sup>。依据四点式起落架飞机物理参数, 采用刚性机身, 在 Adams/Aircraft 中建立的全机虚拟样机, 如图 3 所示。在四点式起落架飞机转弯过程中, 将靠近转

式中:  $r_e$  为轮胎转动半径。

## (3) 轮胎侧向力

侧向摩擦力与轮胎的侧滑角、侧倾角有关。侧偏角由机轮速度得出:

$$\Psi_a = \arctan\left(\frac{V_y}{V_x}\right) \quad (20)$$

定义转弯强度  $N$  及系数  $\phi$ :

$$N = \left( \frac{dF_y}{d\phi_a} \right)_{\phi_a=0} \quad (21)$$

$$\phi = \frac{N\phi_a}{\mu F_z} \quad (22)$$

$\mu_x$  为侧偏阻力系数, 则轮胎侧向力可表示为

$$F_y = \begin{cases} \left( \phi - \frac{4}{27}\phi^3 \right) \mu_x F_z & (\phi < 1.5) \\ \mu_x F_z & (\phi \geq 1.5) \end{cases} \quad (23)$$

$N$  由以下经验公式给出:

弯中心的机轮定义为内侧轮, 将远离转弯中心的机轮定义为外侧轮。在模型仿真时, 给四点式起落架飞机前轮施加角度驱动, 实现飞机的前轮操纵转弯; 给主轮刹车装置的静盘和动盘之间施加制动力矩, 实现飞机的差动刹车转弯。

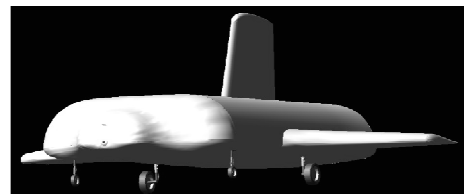


图3 四点式起落架飞机虚拟样机

Fig. 3 Virtual prototype of four wheels landing gear aircraft

在对比仿真分析中, 定义四点式起落架飞机与三点式起落架飞机拥有相同的前主轮距和主轮距, 三点式起落架飞机为前三点式。

## 3.1 不同起落架布局飞机前轮操纵转弯半径分析

在给定飞机滑跑速度为 30 km/h 的条件下, 前三点式起落架飞机的前轮转弯操纵角为  $10^\circ$  和

四点式起落架飞机内侧前轮的转弯操纵角为  $10^\circ$  时,研究两种不同布局飞机的地面滑跑转弯半径。由阿克曼转向几何原理可知,四点式起落架飞机内侧前轮的转角大于外侧前轮的转角。因此,当内侧轮转角为  $10^\circ$  时,根据式(7)求得外侧轮转角为  $8.4^\circ$ 。仿真结果如图 4~图 5 所示。

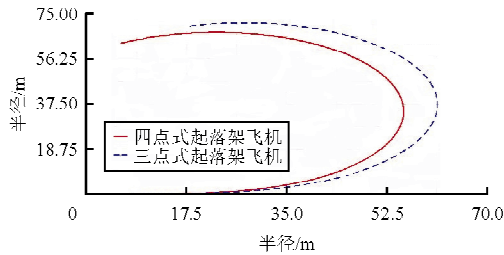


图 4 四点式起落架飞机和三点式起落架飞机的转弯半径  
Fig. 4 Turning radius of four wheels aircraft and three wheels aircraft

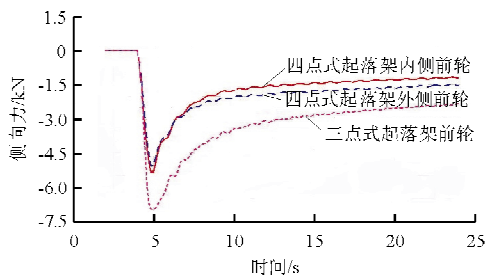


图 5 四点式起落架飞机和三点式起落架飞机前起落架的轮胎侧向力  
Fig. 5 Nose wheels lateral force of four wheels aircraft and three wheels aircraft

从图 4 可以看出:在相同条件下滑跑时,四点式起落架飞机所需的转弯半径比三点式起落架飞机的半径小。飞机在地面操纵转弯时,主要是由轮胎的侧向力对飞机产生偏航力矩而完成整个转弯过程。侧向力过大会导致轮胎的侧向变形过大,影响轮胎使用寿命。

从图 5 可以看出:在相同速度条件下完成相同转角的转弯时,三点式起落架飞机前轮的侧向力明显大于四点式起落架飞机前轮的侧向力。四点式起落架飞机在转弯时,内外前轮分担了完成转弯所需的侧向力,使分配到每个机轮上的侧向力比三点式起落架飞机前轮的侧向力小。四点式起落架飞机进入定常转弯后,外侧前轮的侧向力比内侧前轮的大,是由于飞机在转弯过程中,机体具有向外滚

转的趋势,外侧起落架支柱产生的轴向力大于内侧支柱产生的轴向力,外侧轮胎承受的垂向载荷大于内侧轮胎承受的垂向载荷。

### 3.2 不同起落架布局飞机主轮差动刹车转弯半径分析

在给定飞机滑跑速度为 30 km/h 的条件下,在外侧主轮不施加刹车力矩和内侧主轮施加  $1\ 000\ \text{N}\cdot\text{m}$  的刹车力矩时,研究四点式起落架飞机和常规三点式起落架飞机的转弯半径。在整个转弯过程中,所有前轮只受减摆阻尼的影响,处于随动的减摆状态。

在主轮差动刹车转弯时,四点式起落架飞机的转弯半径略大于三点式起落架飞机,如图 6 所示。

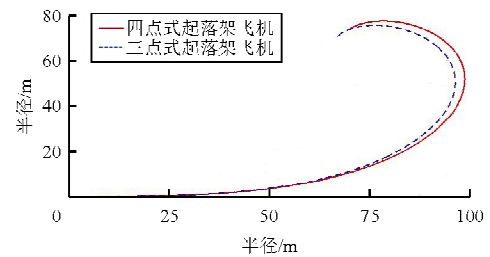


图 6 差动刹车转弯半径  
Fig. 6 Turning radius of differential braking

差动刹车前轮侧向力如图 7 所示。

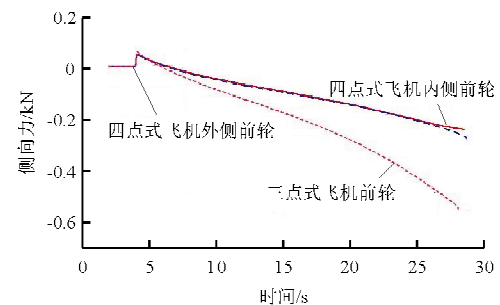


图 7 差动刹车前轮侧向力  
Fig. 7 Nose wheels lateral force of differential braking

从图 7 可以看出:在差动刹车转弯的很长时间内( $t < 25\ \text{s}$ ),四点式起落架飞机的内侧前轮和外侧前轮的侧向力大致相等,在此之后( $t > 25\ \text{s}$ ),外侧轮的侧向力逐渐大于内侧轮的侧向力;单个四点式起落架飞机前轮比三点式起落架飞机前轮的侧向力小得多;与图 5 相比,在仿真时间内,所有前轮的侧向力均比较小,是由于刹车力矩引起单边主轮

航向摩擦力增大,而飞机差动刹车转弯主要是由该摩擦力对飞机产生偏航力矩。

差动刹车主轮侧向力如图8所示。

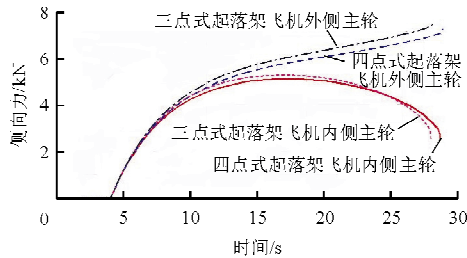


图8 差动刹车主轮侧向力

Fig. 8 Main wheels lateral force of differential braking

从图8可以看出:在差动刹车过程中,无论起落架布局如何,外侧主轮的侧向力总大于内侧主轮;两种布局飞机的内外主轮的侧向力大致相当,而完成的转弯半径也大致相同(如图6所示)。

### 3.3 四点式起落架飞机不同前轮作主动轮时转弯半径分析

四点式起落架飞机在不同转弯驱动策略下,转弯效率明显不同。在给定飞机滑行速度为30 km/h,前起落架分别在双轮驱动、外侧轮驱动和内侧轮驱动的条件下,机轮转角为 $10^\circ$ 时,探讨飞机的转弯半径。不同轮作主动轮飞机的转弯半径如图9所示。

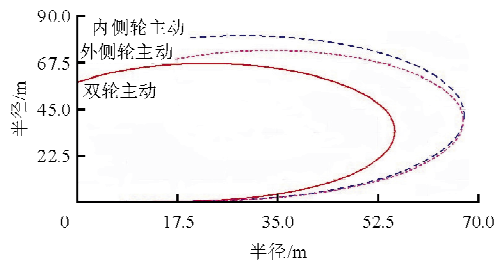


图9 不同轮作主动轮飞机的转弯半径

Fig. 9 Turning radii of different driving wheels

从图9可以看出:当四点式起落架飞机双轮均为主动轮时,飞机的转弯半径最小;外侧轮为主动轮时,转弯半径次之;内侧轮为主动轮时,转弯半径最大。

飞机在单轮主动操纵转弯时,随动轮处于减摆状态,只产生很小的侧向力,对飞机转弯效率影响

较小,如图10~图11所示。

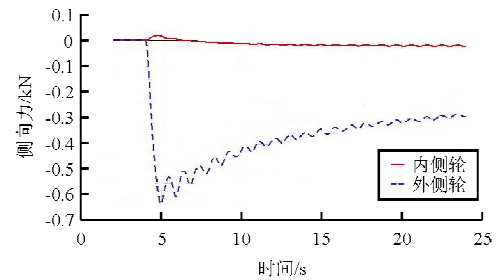


图10 外侧轮作主动轮的侧向力

Fig. 10 Lateral force of outside wheel as driving wheel

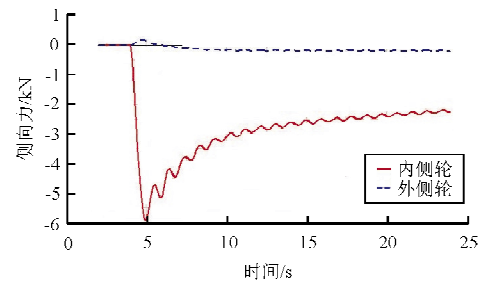


图11 内侧轮作主动轮的侧向力

Fig. 11 Lateral force of inside wheel as driving wheel

不同轮作主动轮时的轮胎侧向力如表1所示。

表1 不同轮作主动轮时的轮胎侧向力  
Table 1 Lateral force of different driving wheels as driving wheel

主动控制方式	轮胎位置	侧向力/kN
双轮主动	内侧轮	5.099
	外侧轮	5.385
内侧轮主动	内侧轮	5.949
外侧轮主动	外侧轮	6.279

从图5和表1可以看出:在双轮主动时,内侧轮比外侧轮的侧向力小;而单轮主动时,内侧轮主动的内侧轮侧向力比外侧轮主动的外侧轮侧向力小。

## 4 结论

(1) 不同起落架布局飞机前轮操纵时,在相同的滑跑条件下,四点式起落架飞机比三点式起落架飞机转弯半径更小,拥有较高的转弯效率;四点式起落架飞机单个前起所承受的侧向力比三点式起落架飞机前起的侧向力小。

(2) 不同起落架布局飞机主轮差动刹车时,在相同的滑跑条件下,四点式起落架飞机转弯半径略大于三点式起落架飞机。由于偏航力矩主要是由单边主轮的摩擦力提供,前起落架的侧向力较小,但单个前起落架侧向力比三点式起落架飞机的前起落架小。

(3) 四点式起落架飞机在相同的滑跑条件下,双轮均为主动轮时,飞机的转弯半径最小,转弯效率最高;外侧轮为主动轮时,转弯效率次之;内侧轮为主动轮时的转弯半径最大,转弯效率最低;转弯过程中外侧轮的侧向力大于内侧轮的侧向力。

### 参考文献

- [1] Pollack H M, Urch R E. Landing gear design requirements for bomb-damaged runway operations[R]. SAE Technical Paper, 1991.
- [2] Goldthorpe S H, Dangaran R D, Dwyer J P, et al. Guidance and control design for high-speed rollout and turnoff (ROTO)[R]. NASA-CR-201602, 1996.
- [3] Barnes A G, Yager T J. Enhancement of aircraft ground handling simulation capability [R]. AGARD-AG-333, 2000.
- [4] 顾宏斌. 飞机地面运行的动力学模型[J]. 航空学报, 2001, 22(2): 163-167.  
Gu Hongbin. Dynamic model of aircraft ground handling [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2001, 22(2): 163-167. (in Chinese)
- [5] 朱天文. 飞机地面操纵转弯半径和转弯速度计算方法研究[J]. 飞机设计, 2003(3): 31-34.  
Zhu Tianwen. Study on calculative method of aircraft steering turning radius and turning velocity[J]. Aircraft Design, 2003(3): 31-34. (in Chinese)
- [6] 金秀芬, 李凯, 于秀伟. 民用飞机地面转弯时重心侧向过载系数的分析与研究[J]. 航空工程进展, 2012, 3(3): 317-321.  
Jin Xiufen, Li Kai, Yu Xiuwei. Research of side load factor for civil aircraft ground turning[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2012, 3(3): 317-321. (in Chinese)
- [7] 钱小妹. 飞机操纵前轮转弯特性仿真研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2008.  
Qian Xiaomei. Research on steering nose wheel of aircraft by dynamic simulation[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008. (in Chinese)
- [8] 王孝英, 诸德培. 飞机操纵前轮转弯运动的数学模型及数值仿真[J]. 应用力学学报, 1997, 14(4): 46-50.  
Wang Xiaoying, Zhu Depei. A mathematical model and digital simulation of aircraft turn by steering nose wheel[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 1997, 14(4): 46-50. (in Chinese)
- [9] 孙泽鹏, 聂宏, 郑蓝. 飞机地面操纵动态特性和方向稳定性研究[J]. 机械工程师, 2008(11): 58-60.  
Sun Zepeng, Nie Hong, Zheng Lan. Research on aircraft ground handling dynamic characters and direction stability [J]. Mechanical Engineer, 2008(11): 58-60. (in Chinese)
- [10] 常正, 聂宏, 冯飞, 等. 飞机柔性前起落架摆振仿真分析[J]. 航空工程进展, 2011, 2(4): 432-436.  
Chang Zheng, Nie Hong, Feng Fei, et al. Shimmy simulation analysis of aircraft flexible nose landing gear[J]. 2011, 2(4): 432-436. (in Chinese)
- [11] 罗东, 龚华军, 袁锁中, 等. 起落架四点布局无人机地面运动研究[J]. 飞行力学, 2008, 26(1): 24-27.  
Luo Dong, Gong Huajun, Yuan Suozhong, et al. Ground motion studying of an UAV with four wheels[J]. Flight Dynamics, 2008, 26(1): 24-27. (in Chinese)
- [12] Masato Abe. 车辆操纵动力学[M]. 喻凡, 译. 北京: 机械工业出版社, 2006: 68-93.  
Masato Abe. Vehicle handling dynamics[M]. Translated by Yu Fan. Beijing: Machinery Industry Press, 2006: 68-93. (in Chinese)
- [13] 张明. 飞机地面动力学若干关键技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.  
Zhang Ming. Research on some key technologies of aircraft ground dynamics [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)

### 作者简介:

苟能亮(1990—),男,硕士研究生。主要研究方向:起落架设计与分析。

苑强波(1973—),男,高级工程师。主要研究方向:起落架设计。

张明(1981—),男,博士,副教授。主要研究方向:起落装置设计、飞行器系统动力学。

(编辑:赵毓梅)