

多轮轴飞机转弯滑行的行驶阻力分析

甘欣*, 伍智敏, 席锋

中航工业第一飞机设计研究院, 陕西 西安 710089

摘要: 将起落架总轮轴轴线数等于或大于3的飞机定义为多轮轴飞机。通过对飞机在地面上转弯滑行的状态进行的运动学和静力学分析, 提出了等效主轮轴的概念, 使用库仑摩擦定律分析了等效主轮轴的位置。根据固定多轮轴飞机作转弯滑行时总存在一个偏航力矩会阻止飞机转弯这一事实, 发现了一个额外的行驶阻力。给出的算例表明, 这一额外的行驶阻力可达该飞机重量的15%以上。这一研究结果可以作为多轮轴飞机主轮轴可转向设计的参考。

关键词: 飞机; 起落架; 滑行; 阻力; 功率

中图分类号: V212.13+1

文献标志码: A

文章编号: 1007-5453 (2016) 12-0047-06

飞机的主要功能是在空中飞行, 但是大多数飞机必须具备在地面上停放和滑行的功能, 起落架是飞机具备这些功能的接口。较小的飞机只需要3个起落架, 每个起落架末端只有一个或一对轮子。较大飞机的起落架并不是按比例进行放大, 而是采用多轮、多轴、多支柱等方案的组合。

波音777是目前世界上最大的双发客机, 这种飞机配置了一对六轮小车式主起落架。空客A380是目前世界上最大的四发客机, 这种飞机的主起落架包括一对位于机翼下方的四轮小车式起落架和一对位于机身下方的六轮小车式起落架。值得注意的是, 这两种飞机的六轮小车式起落架都具有后轴主动转向功能。

在关于飞机起落架的重要文献中, 尚未见到关于飞机滑行转弯时不协调现象的论述^[1,2]。对于大型飞机的研制来说, 飞机应该具有良好的地面滑行性能, 当然, 影响飞机地面滑行的因素很多, 但其中转弯滑行的行驶阻力对滑行的协调性影响较大, 因此, 行驶阻力值得研究。

通过对飞机转弯的力学分析, 引入相关概念, 剖析主起落架轮轴具有转动功能的设计原因, 并以四轮小车式起落架的飞机为例, 分析了飞机的行驶阻力, 供大型飞机起落架设计参考使用。

1 多轮轴飞机的定义

一架飞机无论有多少个轮子, 只要某些轮子的转轴是

重合的, 则认为这些轮子只占有一条轴线, 或者说这些轮子是共轴的。

大多数飞机, 如波音737、空客A320、F-15、Su-27等, 其主起落架上的所有轮子只占有一个轮轴, 再加上前起落架的一个轮轴, 全机共有两个轮轴。采用一对四轮小车式主起落架的飞机, 如图-16(或轰六), 主起落架有两个轮轴, 全机共有3个轮轴。采用一对六轮小车式主起落架的波音777飞机则有3个主轮轴和一个前轮轴, 全机共有4个轮轴。

像C-17、伊尔-76、A400M等飞机, 采用的是多支柱的起落架布局。根据本文提出的定义, C-17和伊尔-76飞机有两个主轮轴和一个前轮轴, 属于三轮轴飞机, 与四轮小车式飞机属于同一类。而A400M飞机属于四轮轴飞机, 与六轮小车式飞机属于同一类。对于波音747、空客A380、安-124这些巨型飞机, 也可以根据前文的定义确定其轮轴总数。

一般认为, 两轮轴飞机的地面滑行特性是协调的, 而三轮轴或更多轮轴的飞机的地面滑行特性存在不协调的可能。为了专门研究这种不协调现象, 本文将三轮轴或更多轮轴的飞机称为多轮轴飞机。

2 飞机转弯滑行的力学分析

2.1 运动学分析

当飞机在地面上作低速转弯滑行时, 前轮轴必须有一

收稿日期: 2016-08-13; 退修日期: 2016-10-24; 录用日期: 2016-10-27

* 通讯作者. Tel.: 029-86832752 E-mail: 382072303@qq.com

引用格式: GAN Xin, WU Zhimin, XI Feng. Turning-taxiing driving drag analysis of aircraft with multi-axle [J]. Aeronautical Science & Technology, 2016, 27 (12): 47-52. 甘欣, 伍智敏, 席锋. 多轮轴飞机转弯滑行的行驶阻力分析 [J]. 航空科学技术, 2016, 27 (12): 47-52.

个偏转角,称为“操纵角”,操纵角的产生可以是主动的,也可以是被动的。根据运动学原理可知,任何起落架布局的飞机在任一瞬间都存在一个速度瞬心。

对于二轮轴飞机来说,当各轮子与地面没有发生相对滑动时,速度瞬心位于飞机的前轮轴和主轮轴的交点上,如图1所示。图中, α 为前轮操纵角; W 为主轮距; L 为前一主轮距。飞机所有的轮子都在作纯滚动。所谓纯滚动是将轮胎简化为一个圆的结果,实际上还存在一个轮胎印痕相对于地面的转动问题。

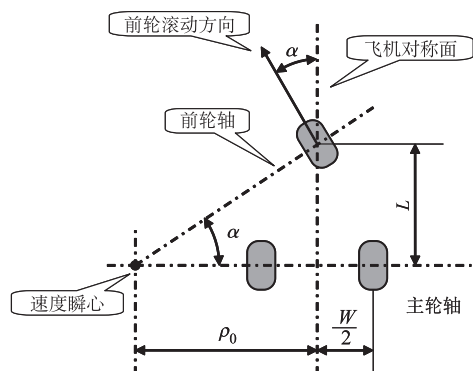


图1 二轮轴飞机的速度瞬心

Fig.1 Instant center of a two-axle aircraft

在实际使用中,飞机前轮的操纵角可能会不断变化。这样一来,速度瞬心也会不断变化。当前轮操纵角恒定不变,而且各轮子与地面之间没有发生相对滑动时,速度瞬心也将静止不动,这时飞机将作圆周运动。如果飞机的行驶速度也恒定,则飞机将作匀速圆周运动。当飞机作匀速圆周转弯时,经过速度瞬心并且与地面垂直的直线可看作飞机的转弯轴线。飞机上某一点(如质心、翼尖)到转弯轴线的距离称为该点的转弯半径。当飞机前轮的操纵角达到最大值时,相应的转弯半径可称为最小转弯半径。

对于给定的前轮操纵角,如果忽略前轮偏心距影响,则主起落架对称中心的转弯曲率半径 ρ_0 满足以下方程:

$$\tan \alpha = \frac{L}{\rho_0} \quad (1)$$

对于主轮轴固定的多轮轴飞机来说,各个主轮轴始终相互平行,它们不会相交。这时飞机的速度瞬心位置取决于多种因素,仅仅使用运动学理论难以确定。但是速度瞬心总是存在的,如果经过速度瞬心做一条与某个主轮轴平行的直线,这条直线可称为“等效主轮轴”,如图2所示。

等效主轮轴的概念可以涵盖二轮轴飞机,因为二轮轴飞机的实际主轮轴就是它的等效主轮轴。所以,等效主轮轴的概念具有通用性。主轮轴固定的多轮轴飞机的主轮不可

能全部在作纯滚动。只有轮轴与等效主轮轴重合的那些主轮才会作纯滚动,其他的主轮一方面在作滚动,另一方面还在作侧向滑动。轮子的速度向量与轮子平面的夹角可称为轮子的侧滑角,如图3所示。

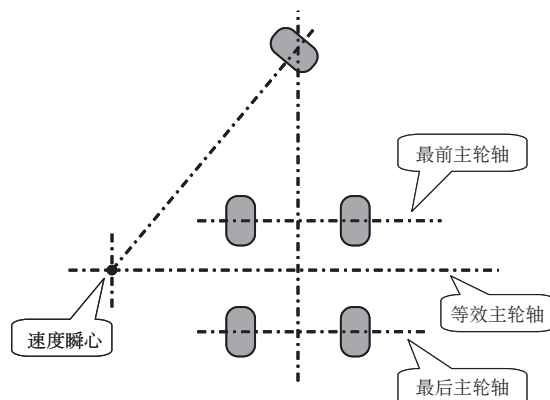


图2 多轮轴飞机的速度瞬心和等效主轮轴

Fig.2 Instant center and equivalent main axle of a multi-axle aircraft

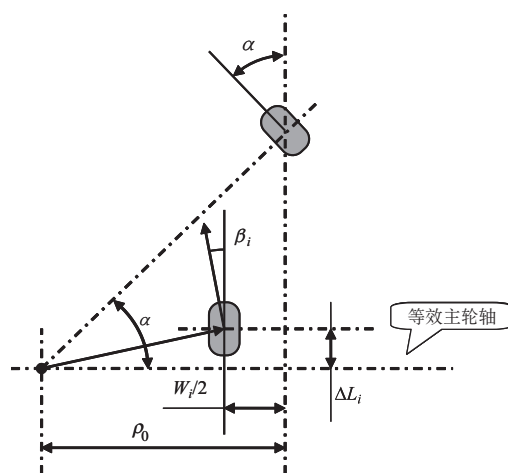


图3 某个主轮的侧滑角

Fig.3 Side slip angle of a main wheel

当飞机作圆周滑行时,如果某个主轮到飞机对称面的侧向距离为 $W_i/2$,到等效主轮轴的前后距离为 ΔL_i ,则该主轮的侧滑角为:

$$\beta_i = \tan^{-1} \frac{\Delta L_i}{\rho_0 \pm W_i/2} \quad (2)$$

式中:“ $\pm$ ”号的具体情况取决于该轮位于速度瞬心和飞机对称面之间还是之外。侧滑角的大小能够反映一个轮子侧向磨损的强度。轮子只有作纯滚动才是理想的,如果某个轮子存在侧向滑动,则认为它处于一种不协调的情况。

2.2 等效主轮轴位置的确定

当飞机在地面作低速滑行时,将受到包括重力在内的

多种外力作用,包括:

(1) 空气动力: 如果滑行速度很低,则所受到的空气动力将非常微弱;

(2) 发动机推力: 如果各发动机的推力是对称的,则其合力与飞机对称面平行,但如果发动机推力不对称,并且发动机轴线存在航向安装角,则发动机推力的合力与飞机对称面并不平行;

(3) 前轮的侧向摩擦力: 一般飞机的前轮没有刹车装置,因此它产生的纵向摩擦力很小,但是当飞机转弯滑行时,前轮的侧向摩擦力可能会相当大;

(4) 主轮的纵向摩擦力: 刹车装置能够在一定条件下和一定范围内控制主轮和地面之间的摩擦力;

(5) 主轮的侧向摩擦力: 当飞机转弯滑行时,主轮会产生侧向摩擦力,该力和前轮的侧向摩擦力合成所需的向心力,但是多轮轴飞机各个主轮的侧向摩擦情况会有所不同。

根据力学理论,无论飞机受到多少个外力,也无论某个外力具体如何,只要飞机在做匀速圆周运动,那么它所受到的所有外力的合力在行驶方向上的投影必定为零,只是在质心和速度瞬心的连线上存在一个向心力分量。这一向心力主要来自前轮和主轮的侧向摩擦力,如图4所示。

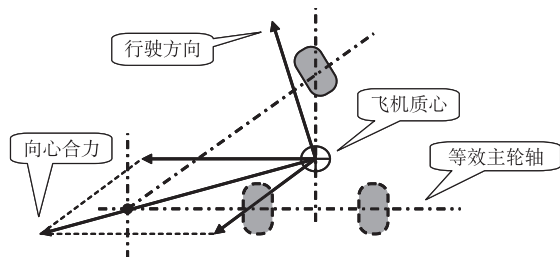


图4 飞机作匀速圆周滑行时的向心力

Fig.4 Centripetal force of an aircraft taxiing with uniform circumference

根据图4可以判断,由于飞机质心一般不会碰巧落在等效主轮轴上,所以发动机推力的方向一定不会与向心力垂直(或者说与行驶方向平行),它会有一个行驶方向的分量和离心方向的分量。行驶方向的分量必然与行驶阻力相平衡,离心方向的分量加上飞机的离心力,必然与轮子的侧向摩擦力相平衡。

根据库仑摩擦定律^[3],静摩擦力是一种被动力,其大小会随研究对象的其他外力(包括惯性力)的变化而变化,而滑动摩擦力仅与是否滑动有关,与滑动速度的大小无关。根据这一定律,可以分析等效主轮轴的位置。

以四轮小车式起落架向左作匀速圆周滑行为例进行分

析。条件为: 轮轴固定、四轮几何特性相同、前后一对主轮的承载和摩擦条件相同。

如果等效主轮轴位于后轮轴之后,则所有主轮的侧向滑动速度必然向左,这样,所有主轮的侧向滑动摩擦力必然向右。这种情况不可能使主起落架产生向左的向心力。因此可判断,等效主轮轴不可能位于后轮轴之后。

如果等效主轮轴与后主轮轴重合,则后主轮轴上的所有轮子处于纯滚动状态并产生向左的静摩擦力,前主轮轴上的所有轮子将存在向左的侧向滑动速度并产生向右的滑动摩擦力。虽然前后轴上的两个摩擦力方向相反,但最大静摩擦力一般会略大于滑动摩擦力,因此,当向心力需求很小时,这种情况有可能发生,但是当向心力需求较大时,这种情况难以提供足够的向心力,是不会存在的。因此,等效主轮轴只有在很低的滑行速度或很大的转弯半径时才会位于后轮轴上。

如果等效主轮轴位于前、后主轮轴之间,则所有的主轮都会产生侧向滑动,只是前轮的侧向滑动速度向左并且滑动摩擦力向右,后轮的情况与之相反。这时,前、后主轮的侧向摩擦力将完全抵消,这样主轮也无法产生向心力。因此可判断,等效主轮轴也很难位于前、后主轮轴之间的任一位置。

如果等效主轮轴与前主轮轴重合,则前主轮轴上的所有轮子处于纯滚动状态,会产生向左的静摩擦力,后主轮轴上的所有轮子有向右的侧向滑动速度和向左的滑动摩擦力。这时,前后轮的摩擦力同向,将产生较大的向心力。因此,这种情况也是一种可能的情况。

如果等效主轮轴位于前主轮轴之前,则所有主轮的侧向滑动速度向右,这时,全部主轮的摩擦力将向左。这种情况有可能产生较大的向心力,但是只对应一种特定的运动情况,不具有稳定性。

总的结果是,当四轮小车式主起落架的飞机作匀速圆周滑行时,等效主轮轴不可能位于后主轮轴以后的位置,不大可能位于前主轮轴以前的位置,也不会位于前、后主轮轴之间的任何位置,倒是很可能位于前轮轴或后轮轴上。

再看看均匀分布的六轮小车式起落架。采用类似的条件和方法进行分析,其结论是: 当飞机作匀速圆周滑行时,等效主轮轴不会位于前、后轮轴以外的位置,很可能位于起落架中轴上,此时,前、后轮轴上的侧向滑动摩擦力完全抵消,而中间轮轴上的轮子处于纯滚动状态,它们将根据向心力的需求产生可大可小的静摩擦力。

以上分析表明,在理想条件下,四轮小车式起落架的等

效主轮轴难以找到稳定的位置,而六轮小车式起落架的中主轮轴却是可以作为等效主轮轴的一个稳定的位置。

当然,以上的分析仅考虑了匀速圆周滑行,对于其他运动状态,或者再考虑各轮子的承载和摩擦情况不尽相同,那么确定等效主轮轴的位置会更加困难。这个问题值得进一步研究。

2.3 行驶阻力分析

一个主轮无论处在等效主轮轴之前还是之后,只要它存在侧向滑动,它的滑动摩擦力就会产生一个阻止飞机转弯的偏航力矩,各主轮轴上的侧向摩擦力如图5所示。

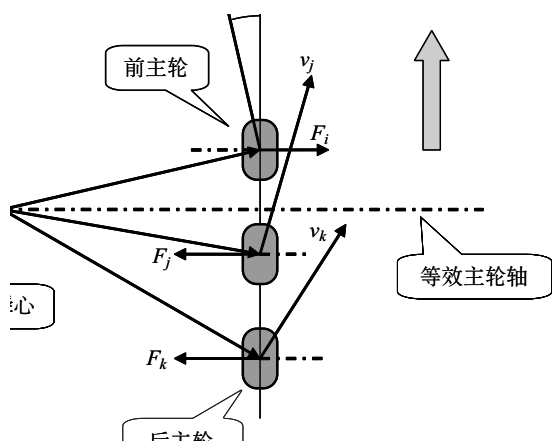


图5 主轮的侧向摩擦力

Fig.5 Lateral friction force of main wheels

全部主轮的这种偏航力矩之和可表示为:

$$M_Y = \sum \Delta L_i F_{Si} = \sum \Delta L_i N_i \mu_s \quad (3)$$

式中: F_{Si} 为某个主轮的侧向摩擦力; ΔL_i 为该主轮与等效主轮轴的前后距离, N_i 为该主轮与地面之间的正压力, μ_s 为轮子与地面之间的侧向滑动摩擦系数。

由于摩擦力描述的特殊性,式(3)及后文中的相关公式均为模值,不包含正负特性。

表面上看起来,这只是个偏航力矩,并不像滚动阻力或空气阻力那样是一种直接阻止飞机运动的力。但是,这一力矩总是与飞机转弯方向相反,飞机为了保持转弯滑行,只有通过增大发动机的推力才能克服这个偏航力矩。这样一来,这个偏航力矩就一定会产生行驶阻力。这个阻力可表示为:

$$D = \frac{M_Y}{\rho_{cg}} = \frac{1}{\rho_{cg}} \sum \Delta L_i N_i \mu_s \quad (4)$$

式中: ρ_{cg} 为飞机重心的转弯半径。

如果考虑 $\rho_{cg} \approx \rho_0$, 则将式(1)代入式(4)后可得:

$$D \approx \frac{M_Y}{\rho_0} = \frac{\tan \alpha}{L} \sum \Delta L_i N_i \mu_s \quad (5)$$

如果从功率消耗的角度来看,当主轮有侧向滑动速度时,它一定会消耗功率。起落架消耗的总功率与飞机行驶速度之比,也是一个行驶阻力。研究表明,从功率消耗的角度进行推导,可以得到与式(4)或式(5)完全相同的结果。

式(5)表明,在通常范围内,前轮偏转角越大,行驶阻力越大;前主轮距越大,行驶阻力越小;主轮轴的前后间距越大,行驶阻力越大。

为了使得研究结果适用于一般的飞机,可对式(5)进行无因次化处理,即计算出行驶阻力与飞机重量的比值,简称阻重比 n_x 。这个比值属于一项纵向过载分量。

其结果为:

$$n_x = \frac{D}{mg} = \frac{\tan \alpha}{mgL} \sum \Delta L_i N_i \mu_s \quad (6)$$

针对特定的起落架形式和条件,式(6)有可能进一步简化。

3 算例与应用

为了更具体地说明本文的研究结果,拟给出典型的算例。计算对象和条件如下:

- (1) 对象:一种主轮轴固定的四轮轴飞机;
- (2) 主起落架各轮轴分布均匀,主轴间距为 ΔL ;
- (3) 主起落架承重百分比为 k_M ;
- (4) 各主轮与地面的摩擦条件相同,摩擦系数为 μ_s ;
- (5) 等效主轮轴位于主起落架的中轴上。

这样,式(6)可以简化为:

$$n_x = \frac{\Delta L}{L} k_M \mu_s \tan \alpha \quad (7)$$

通过计算,得到了这种飞机转弯滑行的阻重比与前轮操纵角的关系,如图6所示,以及主轮最大侧滑角与前轮操纵角的关系,如图7所示。

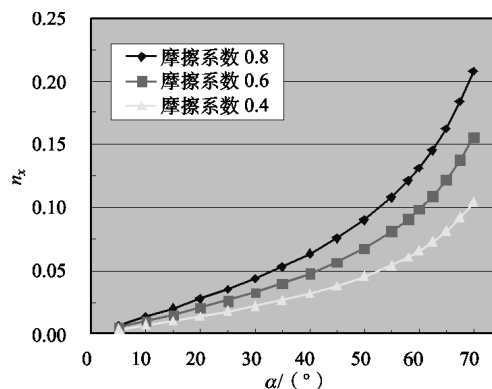


图6 一种四轮轴飞机的滑行阻重比

Fig.6 Driving drag factor of a four-wheel aircraft

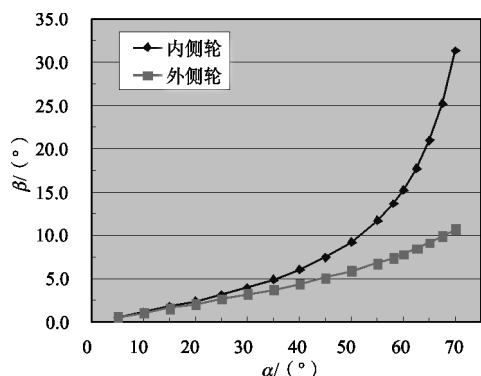


图7 一种四轴轮飞机转弯滑行时主轮的最大侧滑角

Fig.7 Main wheel's max-angle of side slip of a four-wheel-axle aircraft

图6、图7表明,对于0.6以上的滑动摩擦系数,当飞机前轮操纵角达到 70° 时,转弯滑行的阻重比可达到0.15以上,同时,内侧主轮的最大侧滑角可达到 30° 。

一般运输机的推重比约为0.3,那么0.15意味着要用一半的推力来克服行驶阻力。对于重量为200t的飞机来说,这一数值意味着30t的推力需求。同时,当轮胎侧滑角达到 30° 时,其磨损强度是非常大的。

因此,理想的多轮轴起落架应当是只有一条轴固定,其他轴都是可转向的,通过转向使每个轮子达到无侧滑状态,从而可以减小行驶阻力和磨损。这种理想的起落架原理如图8所示。

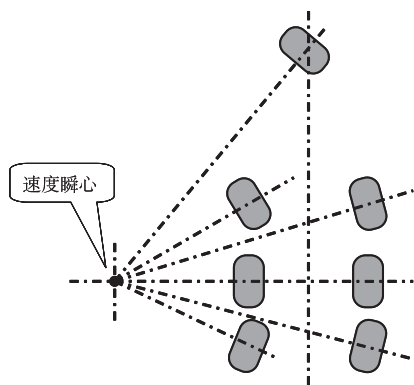


图8 理想的多轮轴起落架原理

Fig.8 Principle for perfect multi-axle landing gear

根据这一研究结果,能够解释波音777和空客A380飞机为什么采用后轮可主动转向的主起落架设计,其目的是为了降低行驶阻力,减弱侧向滑动造成的主轮磨损。

4 结束语

通过研究发现,固定多轮轴飞机在作转弯滑行时会遇

到一个额外的行驶阻力,即在已经认识到的滚动阻力和轮胎印痕转动阻力之外的一种阻力。这一阻力其实与轮胎印痕转动阻力类似,都是偏航力矩导致的行驶阻力。

采用主轮轴固定的设计,会使某些主轮产生较大的磨损;并且飞机作小半径转弯滑行时会特别困难,需要使用较大的额外推力,甚至将导致一定的使用危险。因为驾驶员在保持小半径转弯滑行时需要用相当大的推力,一旦转弯结束,需要快速退出而进入直线滑行时,如果没有及时收油门,则过大的推力会导致飞机急剧加速。所以,如果飞机的起落架必须设计成多轮轴形式,则为了减小行驶阻力和主轮磨损,应当将一部分主轮轴设计成可主动转向或被动转向的形式,其中,后轮轴可转向比前轮轴可转向的设计具有更小的地面转弯半径。

另外,对于多轮轴飞机等效主轮轴位置的确定值得做进一步研究,也许需要使用比库仑摩擦定律更为精确的摩擦力模型才能分析出令人满意的结果。

本文的研究结论不仅适用于飞机,还适用于其他在陆地上行驶的车辆。

AST

参考文献

- [1] 高泽迺. 飞机设计手册第14分册: 起飞着陆系统设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2002.
GAO Zejiang. Aircraft design manual part 14: takeoff landing system design[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2002. (in Chinese).
- [2] GU Hongbin, GAO Zejiang. Landing gear shimmy and directional stability of aircraft undergoing non-straight taxiing[J]. ACTA Aeronautica et Astronautica Sinica, 2001, 14(2): 73-77.
- [3] 和兴锁, 张劲夫, 高行山. 理论力学[M]. 北京: 科学出版社, 2005.
HE Xingsuo, ZHANG Jingfu, GAO Xingshan. Theoretical mechanics[M]. Beijing: Science Press, 2005. (in Chinese).

作者简介

甘欣(1968—)男,高级工程师。主要研究方向: 飞行力学。

Tel: 029-86832752

E-mail: 382072303@qq.com

Turning-taxiing Driving Drag Analysis of Aircraft with Multi-axle

GAN Xin*, WU Zhimin, XI Feng

AVIC The First Aircraft Institute, Xi'an China, 710089

Abstract: The paper defined an aircraft with three or more wheel axles as a multi-axle aircraft. It analyzed the status of aircraft taxiing while turning on ground by kinematics and statics. A concept of equivalent main axle was presented. Then analyzed its probable position by Coulomb friction law. Noticing a yawing moment which always prevents an aircraft with fixed multi-axle turning-taxiing, described an additional driving drag. The exact calculation showed that the additional driving drag might reach 15% of the gravity of an aircraft. The conclusion supported the landing gear design of applying some main wheel axles for steering.

Key Words: aircraft; landing gear; taxiing; drag; power

Received: 2016-08-13; Revised: 2016-10-24; Accepted: 2016-10-27

*Corresponding author. Tel. :029-86832752 E-mail: 382072303@qq.com