

基于虚拟样机的飞机滑跑荷载

朱立国, 陈俊君, 袁捷, 杜浩

(同济大学 道路与交通工程教育部重点实验室, 上海 201804)

摘要: 传统飞机地面动力学分析往往需要忽略飞机缓冲系统的非线性特征, 并对飞机气动力作出简化假设, 从而难以分析飞机的复杂运动状态; 试验研究虽然直接有效, 但费用高昂、实施困难。为克服上述问题, 基于虚拟样机技术, 利用 ADAMS/Aircraft 建立 A320, A330 和 A380 飞机全机模型, 根据 GB/T7031—1986 提出的功率谱密度函数建立不同等级道面并进行滑跑仿真分析, 结果表明飞机对道面的动态荷载与道面国际平整度指数(IRI)呈线性关系, 随速率先增大后减小, 并给出了不同 IRI 道面的动载系数计算公式。研究结果可为机场道面性能评估与维护及道面力学性能的研究提供参考。

关键词: 虚拟样机; 机场道面; 平整度; 动载系数

中图分类号: V351.11; U416.217

文献标志码: A

Taxiing Load Analysis of Aircrafts Based on Virtual Prototype

ZHU Liguó, CHEN Junjun, YUAN Jie, DU Hao

(Key Laboratory of Road and Traffic Engineering of the Ministry of Education, Tongji University, Shanghai 201804, China)

Abstract: Traditional aircraft ground maneuver dynamic modeling always neglects the nonlinear characteristics of the shock absorbing system and makes simplifying assumptions on the aerodynamics. Thus, it is difficult to study complicated aircraft maneuvers. Experiment is direct and effective, but difficult to conduct and its cost is very high. A320, A330 and A380 virtual prototype models were developed in ADAMS/Aircraft and taxiing simulation was conducted by applying different roughness level of runway models which were generated according to the power spectral density equation in GB/T7031—1986. Simulation results show a good linear relationship between dynamic load and International Roughness Index (IRI), and magnitude of dynamic load increases firstly then decreases as taxiing speed increases. Moreover, dynamic load coefficient calculation formulas were

proposed. The paper can be a reference for evaluation, maintenance and mechanical properties research of airport pavement.

Key words: virtual prototype; airport pavement; roughness; dynamic load coefficient

传统的机场道面结构响应分析以静力学为主, 基本假定为荷载作用位置和大小保持不变。然而, 实际使用中的道面总是受到大小和作用位置不断变化的机轮荷载的作用, 且荷载大小与飞机的运动状态和道面平整度状况密切相关。道路工程领域就平整度对车辆动荷载的影响展开了大量研究, 而飞机在外形尺寸、速度、升力等方面与车辆存在较大差异, 因此有必要对飞机滑跑冲击荷载与道面平整度的关系展开研究。

关于飞机滑跑状态对道面冲击荷载的研究, 美国国家航空航天局^[1](NASA)和美国联邦航空局^[2](FAA)分别于1965年和1997年通过在飞机上加装传感器来测量飞机在不平整道面下的动力响应; 许金余等^[3]对Q5-II, H6和J8-II 3种军用飞机的滑行、降落冲击动载以及道面板的弯沉响应进行了现场测量。这些试验研究直接可靠, 但建设成本和试验费用极高。也有学者采用飞机地面动力学建模进行分析^[4-7], 但往往带有许多简化假设, 而且因为涉及复杂的方程求解, 对飞机复杂状态的分析能力有限。随着仿真技术的不断提高, 虚拟样机技术在工业设计领域的应用越来越广泛, 但飞机设计领域的研究主要集中在飞机结构设计优化方面^[8-11], 对飞机地面动力荷载的相关研究较少, 且已有研究建立的飞机模型多是简单调用软件自带的军用飞机模型, 在重量和尺寸方面都与主要的民航机型有较大差别^[12-14]。

鉴于此, 基于虚拟样机技术, 利用 ADAMS/

收稿日期: 2016-03-11

基金项目: 国家自然科学基金(51278364, 51308412)

第一作者: 朱立国(1988—), 男, 博士生, 主要研究方向为道路与机场工程。E-mail: lgzhu08@126.com

通讯作者: 袁捷(1971—), 男, 副教授, 工学博士, 主要研究方向为机场场道工程。E-mail: yuanjie@tongji.edu.cn

Aircraft 软件建立不同尺寸的飞机全机仿真模型及不同平整度的道面模型,并进行飞机滑跑仿真,分析不同平整度状况下飞机对道面的动载规律.

1 飞机虚拟样机模型

ADAMS/Aircraft 是 MSC 公司开发的专门用于构建起落架和飞机虚拟样机并进行滑跑、降落、转弯和刹车等分析的软件,只需给出各个部件间的几何拓扑关系和质量、转动惯量等属性,并且建立油液缓冲器、轮胎、空气动力等基本力学元素,软件自动生成微分代数方程组,并调用求解器求解.

选取空客 A320, A330 和 A380 三种代表机型进行建模分析,其中 A320 为 C 类飞机,主起落架为单轴双轮,最大起飞质量可达 75 500 kg; A330 为 E 类飞机,主起落架为双轴双轮的小车式起落架,最大起飞质量可达 220 000 kg; A380 为 F 类飞机,起落架构型为复合型,包括三轴双轮的机身起落架和双轴双轮的机翼起落架,最大起飞质量可达 575 000 kg.

如图 1 所示, ADAMS/Aircraft 基于“模板→子系统→装配体”的流程进行建模,通过模板文件建立子系统,包括机身子系统、前机轮子系统、前起落架子系统、主机轮子系统、主起落架子系统,然后装配为全机模型用于仿真分析.

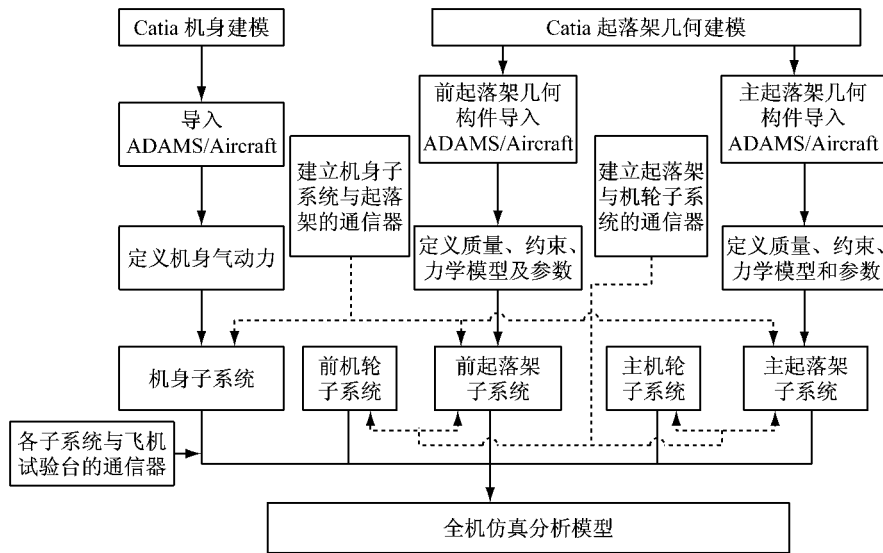


图 1 ADAMS/Aircraft 虚拟样机建模流程

Fig.1 Modeling processes of ADAMS/Aircraft

1.1 机身子系统

机身子系统需要定义飞机的气动力(aerodynamics). 气动力通过 aer 文件定义飞机机翼参考面积(SREF)、翼展(SPAN)、气动弦长(MAC)以及飞机不同角度下的气动力参数,由软件在仿真过程中自动计算气动力. 3 种分析机型的机翼参数如表 1.

表 1 各机型机翼参数

Tab.1 Parameters of aerofoil

机型	SREF/m ²	SPAN/m	MAC/m
A320	143.48	33.80	4.54
A330	428.11	57.98	8.46
A380	845.00	79.80	14.60

气动力参数包括升力系数、阻力系数、侧向力系数、俯仰力矩系数、滚转力矩系数及偏航力矩系数等,通过 Digital DATCOM 软件计算. Digital DATCOM 是美国空军力学实验室开发的用于飞机

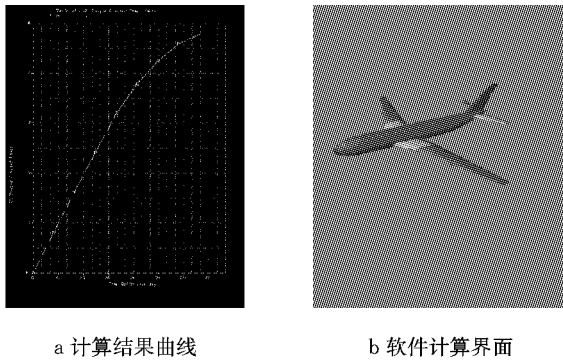
气动参数估算的软件,其内部含有飞机的试验数据库,由大量的图表和公式组成,可以根据飞机构型、外形参数、攻角、操纵面参数及偏转角等进行经验数据的拟合并选取公式计算气动系数和导数. 图 2 为 Digital DATCOM 软件的计算结果显示界面,图 3 为计算得到的飞机升力系数.

1.2 起落架子系统

起落架包括外筒、活塞杆、斜撑杆(上、下)、锁支柱(上、下)、防扭臂(上、下)、车架、轮轴等一系列构件. 利用 CAITA 软件生成起落架的几何构件,如图 4 所示,然后输入到 ADAMS/Aircraft 软件.

起落架的缓冲作用主要通过内部的缓冲器来实现,现代飞机起落架大部分采用油气式缓冲器. 起落架轴向力 F_s 由空气弹簧力 F_{air} 、油液阻尼力 F_{oil} 、摩擦力 F_{fr} 和结构限制力 F_{stp} 四部分组成.

$$F_{air} = \left[p_0 \left(\frac{V_0}{V_0 - SA_a} \right)^\gamma - p_{atm} \right] A_a \quad (1)$$



a 计算结果曲线 b 软件计算界面

图 2 利用 DATCOM 计算气动参数

Fig. 2 Aerodynamic coefficients calculation using DATCOM

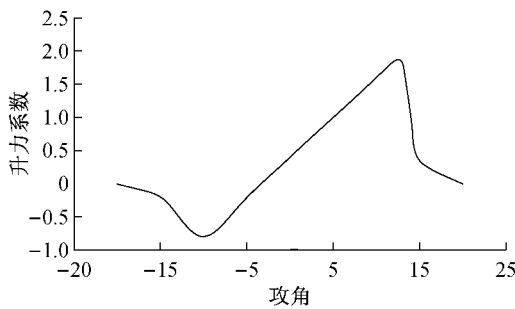
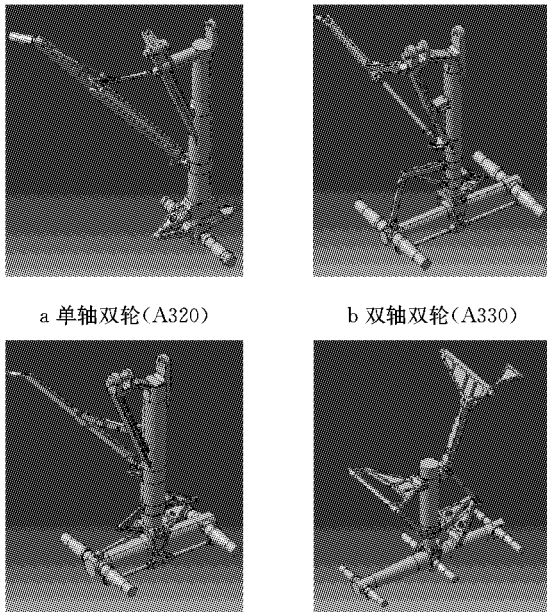


图 3 升力系数随攻角变化曲线

Fig. 3 Lift coefficient curve vs. attack angle



a 单轴双轮(A320) b 双轴双轮(A330)
c 双轴双轮(A380) d 三轴双轮(A380)

图 4 主起落架构件 CATIA 建模

Fig. 4 Landing gear modeling using CATIA

式中: p_0 为缓冲器初始充气压力; p_{atm} 为当地大气压力; V_0 为缓冲器初始气腔体积; S 为缓冲器行程; A_a 为缓冲器气腔有效压气面积; γ 为气体压缩多变指数。

各参数参照文献[15-16]所述方法估算,各起落架空气弹簧力随压缩行程曲线如图 5 所示。图中 NLG 表示前起落架,MLG 表示主起落架,BLG 表示机腹主起落架,WLG 表示机翼主起落架。

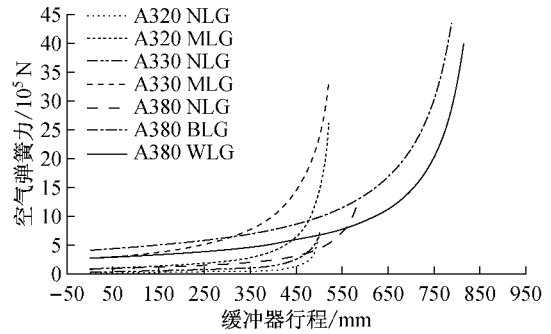


图 5 起落架空气弹簧力曲线

Fig. 5 Airforce curve of landing gear

$$F_{oil} = C_o \cdot \dot{S} |\dot{S}| \quad (2)$$

式中: C_o 为阻尼参数; \dot{S} 为缓冲器压缩或伸长速率。油液阻尼通过 Oil damper 属性文件输入起落架伸长和压缩过程中的阻尼参数进行定义,并忽略油针截面变化导致的阻尼变化。

缓冲器内部摩擦力由两部分组成,分别是缓冲支柱弯曲在上下支撑点产生的库伦摩擦力 F_{f1} 和皮碗摩擦力 F_{f2} 。 F_{f1} 较为复杂,本文中只考虑皮碗摩擦力 F_{f2} 。

$$\begin{cases} F_{f1} = \mu_b (|N_u| + |N_l|) \frac{\dot{S}}{|\dot{S}|} \\ F_{f2} = \mu_m F_{air} \frac{\dot{S}}{|\dot{S}|} \end{cases} \quad (3)$$

式中: μ_b, μ_m 为摩擦系数; N_u, N_l 为缓冲支柱上下支撑点处产生的正压力。

当起落架缓冲器达到全伸长状态或压缩至最大行程时,受缓冲器内部结构限制,使起落架缓冲器在一定行程范围内使用。

$$F_{stp} = \begin{cases} K_s (S_0 - S) & S < S_0 \\ 0 & S_0 \leq S < S_{max} \\ K_s (S - S_{max}) & S \geq S_{max} \end{cases} \quad (4)$$

式中: K_s 为缓冲器结构限制刚度; S 为缓冲器行程; S_{max} 为缓冲器最大压缩行程; S_0 为缓冲器全伸长状态行程。用软件自带的 Stopper 属性文件定义。

1.3 轮胎参数

轮胎可以简化为一个弹簧阻尼系统,轮胎垂直力 F_v 如式(5)。

$$F_v = -(1 + c_T \dot{\epsilon}) f(\epsilon) \quad (5)$$

式中： $f(\epsilon)$ 为轮胎静压曲线，如图 6 所示； c_T 为轮胎垂直阻尼系数； ϵ 为轮胎压缩量。

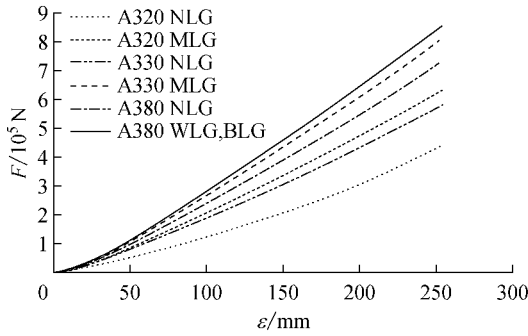


图 6 轮胎静压曲线

Fig.6 Curve of vertical forces vs. compression of tire

2 不同平整度道面模型

大量研究表明，道面的不平整可视为平稳随机过程，可以用功率谱密度(PSD)进行描述. 美国军用规范和我国标准 GB/T7031—1986 都提出了形式上相同的功率谱密度公式，利用功率谱密度可以生成随机道面模型。

目前我国机场道面平整度主要是采用国际平整度指数(IRI)来评价. 通过 IRI 与 PSD 之间的相关关系^[17-18]或者采用 1/4 车模型^[19]可以计算不同平整度等级道面的 IRI 值. GB/T7031—1986 标准提出的功率谱表达式如下：

$$G_d(n) = G_d(n_0) \left(\frac{n}{n_0}\right)^{-w} \quad (6)$$

式中： n 为空间频率， m^{-1} ； n_0 为参考空间频率，一般取 $n_0=0.1 m^{-1}$ ； $G_d(n_0)$ 为参考空间频率 n_0 下的路面功率谱密度值，称为平整度系数， m^3 ； w 为频率指数，即双对数坐标上斜线的斜率，决定路面功率谱密度的频率结构。

GB/T7031—1986 提出的分级标准如表 2 所示，

借助功率谱密度函数，先对空间频率范围进行离散，然后采用谐波叠加生成不同平整度等级道面模型。

表 2 平整度分级标准

Tab.2 Roughness classification standard			
平整度等级	$G_d(n_0)$	平整度等级	$G_d(n_0)$
A	16	E	4 096
B	64	F	16 384
C	256	G	65 536
D	1 024	H	262 144

3 基于 ADAMS/Aircraft 的滑跑仿真

各子系统之间以及子系统与仿真试验台 (testrig)之间通过建立通信器(communicator)装配成全机模型. 图 7 为全机模型的装配流程，图 8 为 3 种机型的全机模型. 利用全机模型和道面模型可以进行道面的滑跑仿真分析，软件可自动生成动力学微分方程组，并调用求解器求解。

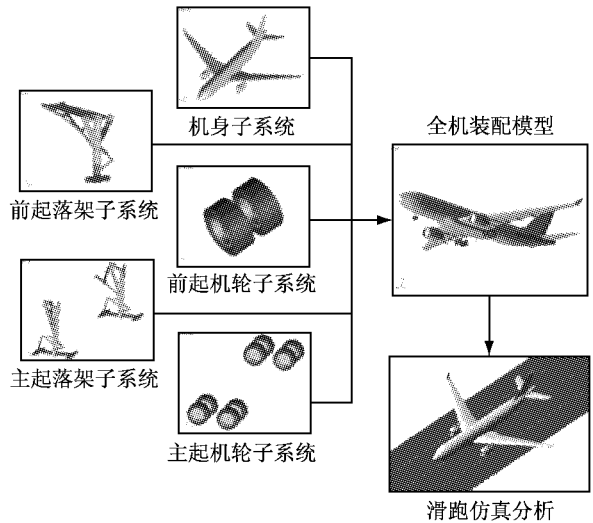


图 7 ADAMS/Aircraft 软件全机模型装配及滑跑仿真分析
Fig.7 ADAMS/Aircraft full aircraft assembling and taxiing simulation

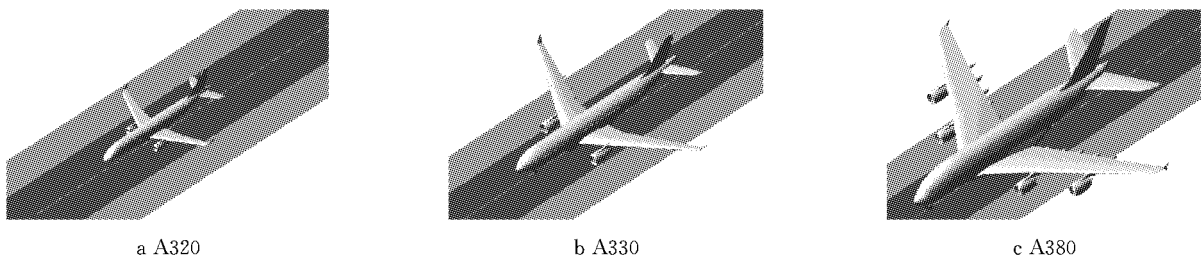


图 8 全机装配模型

Fig.8 Full aircraft assembly

3 种机型的质心位置坐标及转动惯量如表 3 所示，表中， I_{xx} ， I_{yy} ， I_{zz} 和 I_{xz} 分别为对应轴的转动惯

量， x_c ， z_c 分别为对应轴的质心坐标. ADAMS/Aircraft 软件以 $-x$ 方向为飞机前进方向， z 向上，模

型中以飞机主起落架中心为原点.表 3 中数据是根据各机型几何特征、前后主起落架质量分担系数及

已知参数机型等比例估算获得,受起飞重量、配重及估算方法等的影响,较实际参数存在一定误差.

表 3 飞机质量及转动惯量属性

Tab.3 Aircraft mass and moment of inertia properties

机型	质量/kg	质心坐标/m		转动惯量/(kg · m ²)			
		x _c	z _c	I _{xx}	I _{yy}	I _{zz}	I _{xy}
A320	73 900	-1.264	3.8	1 538 534	2 798 102	4 201 380	82 004
A330	222 000	-1.885	4.3	12 834 267	23 341 441	35 047 420	684 063
A380	575 000	-3.053	5.0	55 054 494	100 126 580	150 341 119	2 934 392

通过 1/4 车模型计算得到 A 等级道面的 IRI 为 2.02 左右,B 的为 4.30,C 的为 8.53,D 的为 17.24, E 的为 33.79,F 的为 61.89,G 的为 122.07,H 为 273.73.大多机场跑道的 IRI 值一般不会超过 5,但为了分析需要,选取 A~D 等级道面进行飞机的滑跑仿真分析,平整度为 C 和 D 等级的机场道面一般不会出现.

参考飞机手册,A320 起飞速率为 270 km · h⁻¹ 左右,A330 起飞速率为 277 km · h⁻¹,A380 起飞速率为 305 km · h⁻¹,选取 40,80,120,160,200,240 km · h⁻¹ 进行分析,此外对 A380 还进行了 280 km · h⁻¹ 下的分析.

图 9 为飞机滑跑过程中轮胎平均荷载的大小,图中 M 为平均动荷载与静载的比值.从图中可见,随着滑跑速率的增大,飞机升力增加,轮胎对道面的荷载逐渐减小.飞机升力大小一般与飞机的升力系数和速率有关,且与速率成二次关系,所以图 9 中的二次回归方程有较高的相关系数.进一步分析发现平均荷载大小与道面平整度等级无关,道面的平整度状况主要影响了荷载在滑行过程中的波动情况.

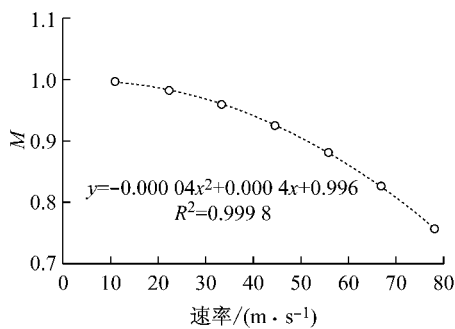


图 9 A330 在各速率下飞机轮胎平均荷载大小

Fig.9 Average tire load under different speeds (A330)

以每 100 m 为一段,分别统计动载系数(DLC,dynamic load coefficient,主起落架轮胎最大动荷载与静荷载比值)和 IRI 值.图 10 为不同平整度状况下飞机滑跑过程中动载系数的分布情况,可以看出动载系数大致与 IRI 值呈线性关系,且道面平整度

越差,动载系数变异性越大.

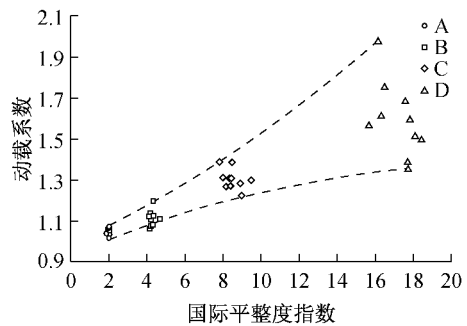


图 10 A320 在 80 km · h⁻¹ 下各平整度等级动载系数

Fig.10 Dynamic load coefficients of A320 at 80 km/h on runways of various roughness levels

图 11 为同一平整度等级道面下飞机动荷系数随滑跑速率的变化情况,动载系数随滑跑速率的增大均表现为先增大后减小的趋势,这由于在速率较小时机翼提供的升力较小,冲击荷载随滑跑速率增大而不断增加;当滑跑速率达到一定程度时,机翼可提供较大升力,导致冲击荷载降低,动荷系数减小.

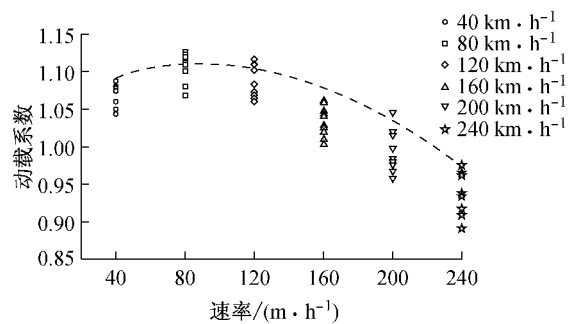


图 11 A330 在 B 等级道面的动载系数随速率变化情况

Fig.11 Dynamic load coefficients distribution of A330 on B level runway at different speed

3 种机型在不同平整度等级道面滑跑时主起落架的动载系数仿真结果如表 4 所示.值得注意的是,接近于起飞速率时,动荷系数应接近于零,但从表 4 和图 11 来看,速率较大时其动荷系数仍比较大.这是因为仿真模型中没有考虑飞机增升装置(如襟翼、缝翼)放下时对气动力系数的影响.飞机实际起飞过

程中,在发动机推力作用下不断加速,达到一定速率之前增升装置是收起的,这时飞机受到的阻力较小,升力系数也小;当飞机达到起飞决断速率之后,增升装置开始放下,这时飞机可以获得较大的升力系数

以增大升力,但受到的阻力也比较大.在仿真过程中,由于不考虑滑跑后期增升装置对飞机气动系数的影响,图 11 中当速率较大时的动荷系数要比实际情况大.

表 4 不同平整度等级各滑跑速率下动载系数

Tab. 4 Dynamic load coefficients at different speeds on runways of various roughness level

机型	速率/ (km · h ⁻¹)	A 等级		B 等级		C 等级		D 等级	
		DLC	σ	DLC	σ	DLC	σ	DLC	σ
A320	40	1.033	0.013	1.072	0.026	1.157	0.054	1.318	0.108
	80	1.057	0.027	1.142	0.055	1.304	0.110	1.568	0.198
	120	1.025	0.027	1.101	0.052	1.229	0.095	1.488	0.182
	160	0.979	0.025	1.055	0.050	1.165	0.088	1.487	0.197
	200	0.931	0.027	0.999	0.050	1.118	0.091	1.428	0.196
	240	0.873	0.028	0.934	0.049	1.070	0.096	1.377	0.202
A330	40	1.033	0.012	1.080	0.028	1.170	0.058	1.309	0.104
	80	1.048	0.022	1.126	0.048	1.252	0.090	1.442	0.153
	120	1.033	0.025	1.121	0.055	1.239	0.094	1.502	0.181
	160	0.997	0.024	1.072	0.050	1.200	0.092	1.494	0.190
	200	0.953	0.024	1.029	0.050	1.158	0.093	1.412	0.177
	240	0.909	0.028	0.979	0.051	1.112	0.096	1.360	0.178
A380	40	1.030	0.012	1.053	0.019	1.108	0.038	1.201	0.070
	80	1.036	0.017	1.086	0.034	1.179	0.065	1.331	0.117
	120	1.029	0.021	1.088	0.041	1.210	0.082	1.399	0.145
	160	1.007	0.023	1.090	0.050	1.174	0.079	1.431	0.167
	200	0.986	0.027	1.053	0.050	1.159	0.086	1.361	0.153
	240	0.948	0.030	0.998	0.047	1.114	0.085	1.325	0.156
	280	0.876	0.026	0.906	0.036	1.016	0.072	1.242	0.146

Du 等^[20]从理论上给出了飞机滑跑过程中动载系数 d_e 与平整度指数 I_{IRI} 、速率 v (单位 $m \cdot s^{-1}$) 之间的关系:

$$d_e = 1 + 0.0213 \cdot I_{IRI} \cdot \sqrt{v} - \frac{v^2}{72.25} (1 + 0.0213 \cdot I_{IRI} \cdot \sqrt{72.25}) \quad (7)$$

吕耀志等^[21]也给出了相同形式的计算公式.式(7)中方程系数只是针对文献[21]中的飞机模型参数给出的,考虑到与本文建立的飞机模型的差异性,假设在一定 IRI 道面上飞机滑跑动载系数与速率成如下关系:

$$d_e = 1 + \alpha \cdot \sqrt{v} - \beta \cdot v^2 \quad (8)$$

式中: α, β 为对应回归系数.

采用式(8)对各平整度等级道面动载系数进行

回归,得到 A~D 等级道面对应的 α 和 β 参数如表 5 所示.图 12 中的虚线为 A330 机型在 B 等级道面上滑行动载系数的回归曲线,相关系数 R^2 达 0.98 以上,可见采用式(8)具有较好的拟合效果.

对比分析式(7)和式(8),其中 α 和 β 为 I_{IRI} 的线性函数.

$$\begin{cases} \alpha = p_1 \cdot I_{IRI} + p_2 \\ \beta = q_1 \cdot I_{IRI} + q_2 \end{cases} \quad (9)$$

式中: p_1, p_2, q_1, q_2 分别为相应的回归系数.

从图 12 中 α, β 与 I_{IRI} 的回归关系可以看出,2 个参数与 I_{IRI} 呈良好的线性关系.结合式(8)和式(9)可得

$$d_e = f(v) \cdot I_{IRI} + g(v) \quad (10)$$

表 5 式(8)回归参数

Tab. 5 Regression parameters of eq(8)

平整度等级	IRI	A320		A330		A380	
		α	β	α	β	α	β
A	2.02	0.014 952 96	0.000 057 01	0.013 837 18	0.000 046 63	0.012 130 89	0.000 036 40
B	4.30	0.031 576 94	0.000 074 21	0.030 919 34	0.000 062 77	0.025 382 18	0.000 049 32
C	8.53	0.060 097 11	0.000 100 36	0.056 793 41	0.000 082 00	0.044 594 65	0.000 059 57
D	17.24	0.114 631 82	0.000 130 87	0.105 349 99	0.000 113 56	0.080 332 07	0.000 074 88

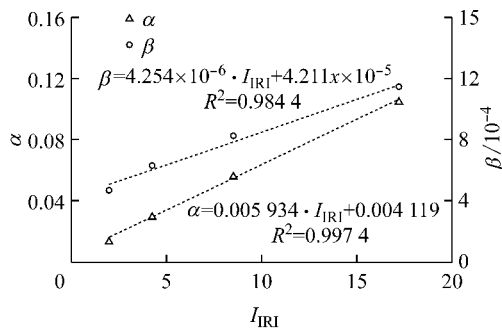


图 12 A330 机型回归参数与 IRI 的关系

Fig. 12 Correlation between regression parameters of A330 vs. IRI

其中

$$\begin{cases} f(v) = p_1 \cdot v^{1/2} - q_1 \cdot v^2 \\ g(v) = 1 + p_2 \cdot v^{1/2} - q_2 \cdot v^2 \end{cases} \quad (11)$$

对 α 和 β 进行分析得到 3 种机型下的回归参数如表 6 所示,分析过程中速率单位为 $m \cdot s^{-1}$. 式(10)与文献[21]提出的公式结构相似,两者之间系数差异主要是由飞机模型质量、尺寸等参数的不同以及一些简化假设引起的. 式(10)以及表 6 的参数可用于计算 3 种飞机的滑跑动载系数.

表 6 动载系数计算公式参数

机型	$p_1/10^{-3}$	$p_2/10^{-3}$	$q_1/10^{-6}$	$q_2/10^{-5}$
A320	6.512	3.072	4.728	5.268
A330	5.934	4.119	4.254	4.211
A380	4.410	5.232	2.356	3.614

4 结论与展望

基于虚拟样机技术,利用 ADAMS/Aircraft 软件建立了 A320, A330 和 A380 三种尺寸的飞机模型以及不同平整度等级道面模型,并进行滑跑仿真分析. 结果表明飞机冲击荷载大小与 IRI 值呈线性关系;道面越不平整,动荷系数的变异性越大. 当飞机滑跑速率较小时机翼提供的升力较小,冲击荷载随滑跑速率增大而不断增加;当滑跑速率达到一定程度时,机翼可以提供较大的升力,导致冲击荷载降低,动荷系数减小.

基于仿真结果,提出了 3 种飞机的动载系数计算公式,可用于计算 A320, A330 和 A380 以及相近机型在不同平整度等级道面上滑行的动载系数. 为跑道平整度与飞机滑跑冲击荷载关系的研究提供了新的思路,可为机场道面的设计、性能评价与维护决策等提供技术参考.

参考文献:

- [1] Morris G J. Response of a turbojet and a piston-engine transport airplane to runway roughness[R]. Washington D C: Technical Report Archive & Image Library, 1965.
- [2] Hayhoe G F. FAA airport pavement roughness R&D[EB/OL]. [2016-02-20]. http://www.airporttech.tc.faa.gov/Portals/0/Documents/airport_pavement/7_ASTM_Roughness_Seminar_Hayhoe-FAA.ppt.
- [3] 许金余, 邓子辰. 机场刚性道面动力分析[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2002.
XU Jinyu, DENG Zichen. Dynamic analysis of airfield rigid pavement[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2002.
- [4] Barnes A G, Yager T J. Simulation of aircraft behaviour on and close to the ground [R]. France: Advisory Group For Aerospace Research And Development Neuilly-Sur-Seine, 1985.
- [5] 赵震炎, 许佩珍, 余思尧. 飞机地面运动的模拟[J]. 飞行力学, 1985(2): 8.
ZHAO Zhenyan, XU Peizhen, YU Siyao. Simulation of aircraft ground maneuvers[J]. Flight Dynamics, 1985(2):8.
- [6] Pi W S, Yamane J R, Smith M J C. Generic aircraft ground operation simulation[J]. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1986(86):606.
- [7] 顾宏斌. 飞机地面运行的动力学模型[J]. 航空学报, 2001,22(2):163.
GU Hongbin. Dynamic model of aircraft ground handling[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2001,22(2):163.
- [8] 洪学玲. 基于 ADAMS 的小车式起落架着陆及全机滑跑动态仿真[D]. 南京: 航空航天大学, 2008.
HONG Xueling. Dynamic simulation for landing of track-like landing gear and taxiing of aircraft based on ADAMS [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008.
- [9] 侯赤, 万小鹏, 赵美英. 虚拟样机技术在飞机地面载荷分析中的应用[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2009,41(11):134.
HOU Chi, WAN Xiaopeng, ZHAO Meiyong. Application of virtual prototype technology in the analysis of aircraft ground load[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2009, 41(11):134.
- [10] 娄锐. 飞机起落架着陆的多体系统动力学建模与仿真[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.
LOU Rui. Aircraft landing gear dynamic modeling and simulation for landing based on multibody system dynamics [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009.
- [11] 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.

(下转第 1888 页)