

文章编号:1671-1637(2026)08-0001-19

飞机滑跑激振和着陆冲击的动载预估模型

凌建明^{1,2}, 王增逸^{1,2}, 刘诗福^{*1,2}, 岑业波³

(1. 同济大学 交通学院, 上海 201804; 2. 同济大学 民航飞行区设施耐久与运行安全重点实验室, 上海 201804; 3. 浙江省交通集团技术研究院有限责任公司, 浙江 杭州 311231)

摘 要:为准确预估飞机对机场跑道的动载作用, 本文利用 ADAMS/Aircraft 建立了 7 种代表性民用机型的全机足尺虚拟样机模型; 开展飞机多态地面运动仿真, 包括起飞阶段在不同滑跑速度、跑道平整度条件下的滑跑激振, 降落阶段在不同下沉速度、仰角下的着陆冲击; 计算得到不同工况下的动载系数, 并揭示了多因素的影响规律; 通过力学推导和回归分析建立动载系数预估模型, 以滑跑激振动载系数的平均值和 3 倍标准差之和作为上限值, 分析了滑跑激振和着陆冲击的最不利情况。研究结果表明: 飞机滑跑激振的动载系数服从正态分布, 平均值随滑跑速度增大而减小, 标准差随平整度和滑跑速度的增大而增大, 动载系数平均值和标准差预估模型的拟合精度分别高于 0.997 和 0.948; 最不利情况下的飞机敏感速度和最大动载系数随平整度劣化程度加剧而增加, 在升力和跑道不平整共同作用下, 飞机滑跑时的最大动载大于静载; 飞机着陆冲击的动载系数峰值随下沉速度增大而显著增大, 随仰角增大而略有减小, 着陆冲击动载系数峰值预估模型的拟合精度高于 0.971; 由于飞机最大着陆质量小于最大起飞质量, 飞机正常着陆时的最大冲击动载小于起飞滑跑时的最大动载, 但飞机接近限制下沉速度时的最大冲击动载高于滑跑最大动载, 分析最不利情况时需同时考虑。本文建立的飞机动载预估模型可为跑道设计分析提供更合理的荷载参数。

关键词:机场工程; 飞机动载; 虚拟样机仿真; 预估模型; 滑跑激振; 着陆冲击

中图分类号:U8 **文献标志码:**A **DOI:**10.19818/j.cnki.1671-1637.2026.053

Dynamic load predictive model for aircraft taxiing excitation and landing impact

LING Jian-ming^{1,2}, WANG Zeng-yi^{1,2}, LIU Shi-fu^{*1,2}, CEN Ye-bo³

(1. College of Transportation, Tongji University, Shanghai 201804, China; 2. Key Laboratory of Infrastructure Durability and Operation Safety in Airfield of CAAC, Tongji University, Shanghai 201804, China; 3. Zhejiang Provincial Communications Group Technology Research Institute Co., Ltd., Hangzhou 311231, Zhejiang, China)

Abstract: To accurately predict the dynamic load effect of the aircraft on the airport runway, full-scale virtual prototype models of seven representative civil aircraft types were developed using ADAMS/Aircraft. Multi-state ground movement simulations of the aircraft were conducted, including the taxiing excitation under different taxiing speeds and runway roughness conditions

出版历程:2025-04-23 收稿, 2025-07-24 修回, 2025-09-26 录用

基金项目:国家自然科学基金项目(U2333208)

作者简介:凌建明(1966-), 男, 浙江湖州人, 教授, 博士生导师, 工学博士, E-mail: jmling@tongji.edu.cn.

*** 通信作者:**刘诗福(1993-), 男, 江西吉安人, 副教授, 博士生导师, 工学博士, E-mail: sfliu@tongji.edu.cn.

引用格式:凌建明, 王增逸, 刘诗福, 等. 飞机滑跑激振和着陆冲击的动载预估模型[J]. 交通运输工程学报, 2026, 26(8): 1-19.

Citation: LING Jian-ming, WANG Zeng-yi, LIU Shi-fu, et al. Dynamic load predictive model for aircraft taxiing excitation and landing impact[J]. Journal of Traffic and Transportation Engineering, 2026, 26(8): 1-19.

during the takeoff stage, and the landing impact under different sink rates and pitch angles during the landing stage. Dynamic load coefficients under different conditions were calculated, and the influence rules of multiple factors were revealed. A predictive model for the dynamic load coefficient was established through mechanical derivation and regression analysis. The sum of the mean value and three times the standard deviation of the dynamic load coefficient of taxiing excitation was taken as the upper limit value, and the most unfavorable conditions of taxiing excitation and landing impact were analyzed. Research results indicate that the dynamic load coefficient of aircraft taxiing excitation follows a normal distribution. The mean value decreases with the increase of taxiing speed, and the standard deviation increases with the increase of runway roughness and taxiing speed. The fitting accuracies of the predictive models for the mean value and standard deviation of the dynamic load coefficient are higher than 0.997 and 0.948, respectively. Under the most unfavorable condition, the sensitive speed and the maximum dynamic load coefficient of the aircraft increase with the aggravation of the deterioration degree of runway roughness. Under the combined action of lift and runway unevenness, the maximum dynamic load during aircraft taxiing is greater than the static load. The peak value of the dynamic load coefficient of aircraft landing impact significantly increases with the increase of sink rate and slightly decreases with the increase of pitch angle. The fitting accuracy of the predictive model for the peak value of the dynamic load coefficient of landing impact is higher than 0.971. Because the maximum landing weight of the aircraft is less than the maximum takeoff weight, the maximum impact dynamic load during normal landing is less than the maximum dynamic load during takeoff taxiing. However, when the aircraft approaches the limit sink rate, the maximum impact dynamic load is higher than the maximum dynamic load of taxiing. Thus, it is necessary to consider them simultaneously when analyzing the most unfavorable condition. The established predictive model for aircraft dynamic loads can provide more reasonable load parameters for runway design and analysis.

Keywords: airport engineering; aircraft dynamic load; virtual prototype simulation; predictive model; taxiing excitation; landing impact

Publication history: Received 2025-04-23; Received in revised form 2025-07-24; Accepted 2025-09-26

Funding: National Natural Science Foundation of China (U2333208)

* **Corresponding author:** LIU Shi-fu, associate professor, PhD, E-mail: sfliu@tongji.edu.cn.

0 引 言

机场跑道是支撑飞机滑行、起飞、着陆等地面运动的结构物,因此飞机荷载是跑道结构设计和性能分析中的关键要素^[1]。为避免出现道面板底弯拉开裂、土基沉陷变形等结构性破坏,跑道结构设计重点关注飞机荷载的竖向作用力,主要包括 2 种形式,飞机滑跑过程中轮胎对跑道的持续接触压力和着陆阶段的瞬时冲击作用。这 2 种作用均具有显著的动力效应,具体表现为:飞机滑跑过程中对跑道的作用力受机翼升力影响而变化,以及受跑道不平整激励而波动^[2-3];同时,飞机着陆时对跑道的冲击作用也与其飞行姿态、接地速度等

运动参数密切相关^[4-5]。传统的机场跑道设计方法,例如中国《民用机场水泥混凝土道面设计规范》(MH/T 5004—2025)将飞机荷载视为静载,根据静止状态下的最大质量直接计算荷载参数,忽视了飞机运动所产生的动力效应。相关学者的现场监测和数值仿真研究表明,飞机的动态荷载作用会激发跑道结构的动力响应,响应规律与静载作用时差异明显,受到滑跑速度等运动参数和不平整激励等振动效应的显著影响^[6-8]。因此,准确预估飞机地面运动过程中的动载大小,从而真实反映飞机荷载对跑道的竖向作用力,对于优化机场跑道分析理论和设计方法,保障机场跑道结构耐久和运行安全具有重要意义。

对于飞机滑跑激振研究,美国航空航天局(NASA)^[9]最早建立起一个简化主起落架的波音 B747 模型。随后, Barnes 等^[10]采用数字仿真方法建立了考虑空气动力和刹车力的六自由度全机模型,并引入跑道不平整模型。雷继超等^[11]通过单轮起落架滑跑模型,研究跑道平整度和速度耦合作用下的动载系数统计规律,发现动载系数均值与跑道不平度等级无关,标准差随滑跑速度增加而增大,最大值随滑跑速度增加先增大后减小。虚拟样机技术的兴起与发展,为开展飞机地面运动仿真提供了有力支持。朱立国等^[12]利用 ADAMS/Aircraft 建立空客 A320、A330 和 A380 的全机模型,在不同平整度等级跑道上进行滑跑仿真,发现飞机动载与国际平整度指数(International Roughness Index, IRI)呈线性关系,并给出基于 IRI 的动载系数计算公式。Liu 等^[13]基于 ADAMS/Aircraft 平台,仿真验证了波音系列多款民用机型的最大动载对应的最不利速度,以及多个不平整状况引起的振动响应规律。钱劲松等^[14-15]利用 ADAMS/Aircraft 建立波音 B737-800 的虚拟样机模型,滑跑仿真结果表明,平整度劣化会引起动载系数变异性和最大动载系数的增大,最大动载系数随滑跑速度增加先增大后减小,并推导了最大动载系数预估方程。

对于飞机着陆冲击研究,许金余等^[16]基于应变法实测了多种军用飞机着陆及滑行中的动载系数,结果真实但测试成本高昂。为降低测试成本,数学建模方法和数值仿真技术也被用于飞机着陆冲击研究。梁磊等^[17]利用 ADAMS/Aircraft 仿真分析了某军用飞机在不同平整度跑道上着陆和滑跑的荷载动态响应规律,发现下沉速度增大到 $3 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ 时,动载系数增大到 1.623。崔云化等^[18]建立某新型飞机的五自由度地面动力学模型,研究结果表明,着陆时主起落架动载系数能达到 1.4,影响着陆荷载的最主要因素依次为下沉速度、飞机质量、俯仰角。此外,有关学者以波音 B737-800 为研究对象,通过有限元与多体动力学软件联合仿真,揭示了航向速度、着陆质量、下沉速度、滚转角与俯仰角等各类着陆状态参数对动载特性的影响规律^[4-5,19]。

运输机场,尤其是大型枢纽机场的跑道长期承受多类别、多等级飞机荷载的共同作用。已有研究揭示了飞机运动状态、跑道不平整等对飞机动载的影响规律,但往往针对特定的窄体机型(例如 B737 系列),缺少对中国主流民用机型的全面考虑,且没有建立起一个统一的动载预估模型,难以直接服务

跑道设计和运行管理^[4,13,19]。为此,本文选取 7 种代表性民用机型,利用 ADAMS/Aircraft 建立全机足尺的虚拟样机模型,开展典型滑跑速度、跑道平整度条件下的飞机滑跑激振仿真和不同下沉速度、仰角下的着陆冲击仿真,揭示相关因素对竖向动载系数的影响规律,建立动载系数预估模型并分析最不利情况,实现飞机荷载作用从静态假设向更符合真实情况的动力分析转变。

1 基于虚拟样机的飞机地面运动仿真

1.1 虚拟样机建模和仿真流程

由于飞机地面运动过程中对跑道的竖向动载作用,难以通过现场测试等方式直接获取,本文基于 ADAMS/Aircraft 建立代表性飞机的虚拟样机模型,开展典型工况条件下的地面运动仿真,从而获取相应的动载特征参数,建模和仿真流程如下(图 1)。

(1)部件几何建模:考虑到飞机布局及其部件的形状复杂,采用 CAD 建模软件 CATIA 建立飞机机身、起落架和机轮的精细化足尺三维几何模型,再将几何模型导入 ADAMS/Aircraft。

(2)属性参数定义:在 ADAMS/Aircraft 中定义飞机的质量、重心、转动惯量等物理属性,机身气动力、起落架轴向力、轮胎竖向力等力学参数,以及约束、通信器等内容,生成相应的模板文件,并建立起机身子系统、前起落架子系统、前轮(鼻轮)子系统、主起落架子系统和主轮子系统。

(3)全机模型装配:建立各子系统之间以及各飞机试验台之间的通信器,完成虚拟样机全机模型的装配。

(4)地面运动仿真:在 ADAMS/Aircraft 中输入跑道模型文件,分别设置滑跑和着陆仿真工况以及相应的运动参数,加载飞机虚拟样机模型进行地面运动仿真,仿真完成后导出飞机运动和力学响应数据。

1.2 飞机地面运动的动力学模型

分析飞机对跑道的动载作用,应尽可能涵盖目前市场上的主流机型,并充分考虑各机型间的特征差异,本文选取的 7 种机型为空客 A320neo、A330-200 和波音 B737-800、B757-200、B787-8、B777-300ER、B747-400。空客和波音公司的飞机机场运行手册 *Airport and maintenance planning*、*Airplane characteristics for airport planning* 提供了上述 7 种机型的主要几何特征(表 1),由此建立的飞机虚拟样机三维几何模型如图 2 所示。

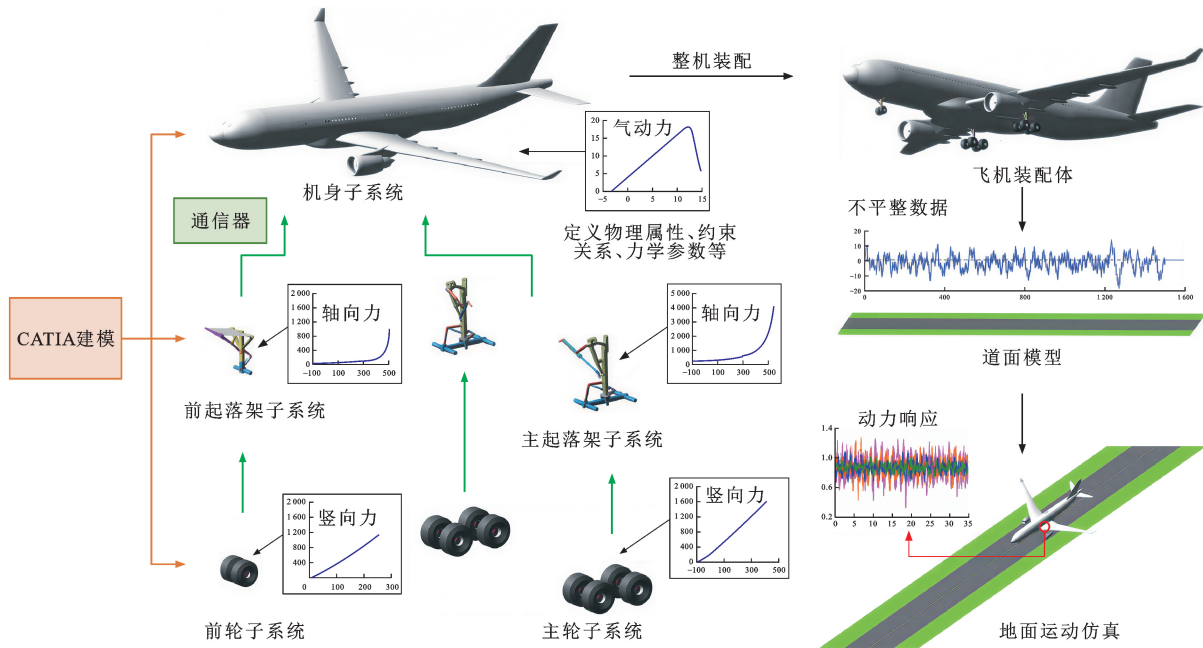


图1 ADAMS/Aircraft的虚拟样机建模和仿真流程

Fig. 1 Virtual prototype modeling and simulation process using ADAMS/Aircraft

表1 典型飞机的主要几何特征

Table 1 Main geometric characteristics of typical aircraft

机型	机长/ m	翼展/ m	高度/ m	机身底部与 地面距离/m	前起落架与 机头距离/m	前起落架 轮距/m	前轮 直径/m	前-主起落 架间距/m		主起落架横 向间距/m	主起落 架个数	主起落 架构型	主起落架轮距/m		主轮 直径/m
													横向	纵向	
A320neo	37.57	35.80	11.98	1.72	16.64	0.50	0.60	12.64		7.59	2	单轴双轮	0.93		0.92
B737-800	40.67	35.79	12.55	1.52	4.09	0.41	0.69	15.60		5.72	2	单轴双轮	0.86		1.10
B757-200	47.32	38.05	13.49	2.24	5.89	0.61	0.79	18.29		7.32	2	双轴双轮	0.86	1.14	1.02
B787-8	56.72	60.12	16.92	1.68	5.41	0.73	1.02	22.78		9.80	2	双轴双轮	1.30	1.46	1.27
A330-200	58.82	60.30	17.98	2.03	6.67	0.71	1.05	22.18		10.68	2	双轴双轮	1.40	1.98	1.40
B777-300ER	73.86	64.80	18.24	2.88	5.89	0.78	1.07	31.22	10.97	2	三轴双轮	1.40	前-中轮	1.45	1.27
													中-后轮	1.48	
B747-400	70.67	64.92	18.8	2.71	7.75	0.91	1.24	机翼处	24.07	11.00	4	双轴双轮	1.12	1.47	1.24
								机腹处	27.14						

开展飞机地面运动仿真分析,需要明确飞机的质量和重心位置等基本属性。上述空客和波音公司的手册提供了飞机在不同运动状态下的最大质量,包括最大滑行质量、最大起飞质量和最大着陆质量,如表2所示。根据空客和波音公司手册提供的飞机起落架轴距和荷载分配系数,计算飞机重心的水平位置

$$x_c = LC_m \quad (1)$$

式中: x_c 为飞机重心距前起落架的水平距离; L 为飞机前起落架和主起落架的距离(对于 B747-400,取机翼处主起落架和机腹处主起落架的中心位置); C_m 为主起落架的荷载分配系数。

对于飞机重心的竖向位置 z_c ,根据飞机的几何

尺寸估计,定义为机身中轴线到地面的高度。

表2 典型飞机的主要质量参数

Table 2 Main mass parameters of typical aircraft

机型	最大质量/kg			C_m	重心位置/m	
	滑行	起飞	着陆		x_c	z_c
A320neo	73 900	73 500	66 300	0.940	11.88	3.79
B737-800	79 260	79 004	66 380	0.950	14.82	3.36
B757-200	116 100	115 650	95 250	0.950	17.38	4.25
B787-8	228 383	227 930	172 365	0.913	20.80	4.68
A330-200	233 900	233 000	182 000	0.950	21.07	4.80
B777-300ER	341 100	340 190	251 290	0.936	29.22	5.67
B747-400	397 800	396 893	285 763	0.952	24.37	5.94

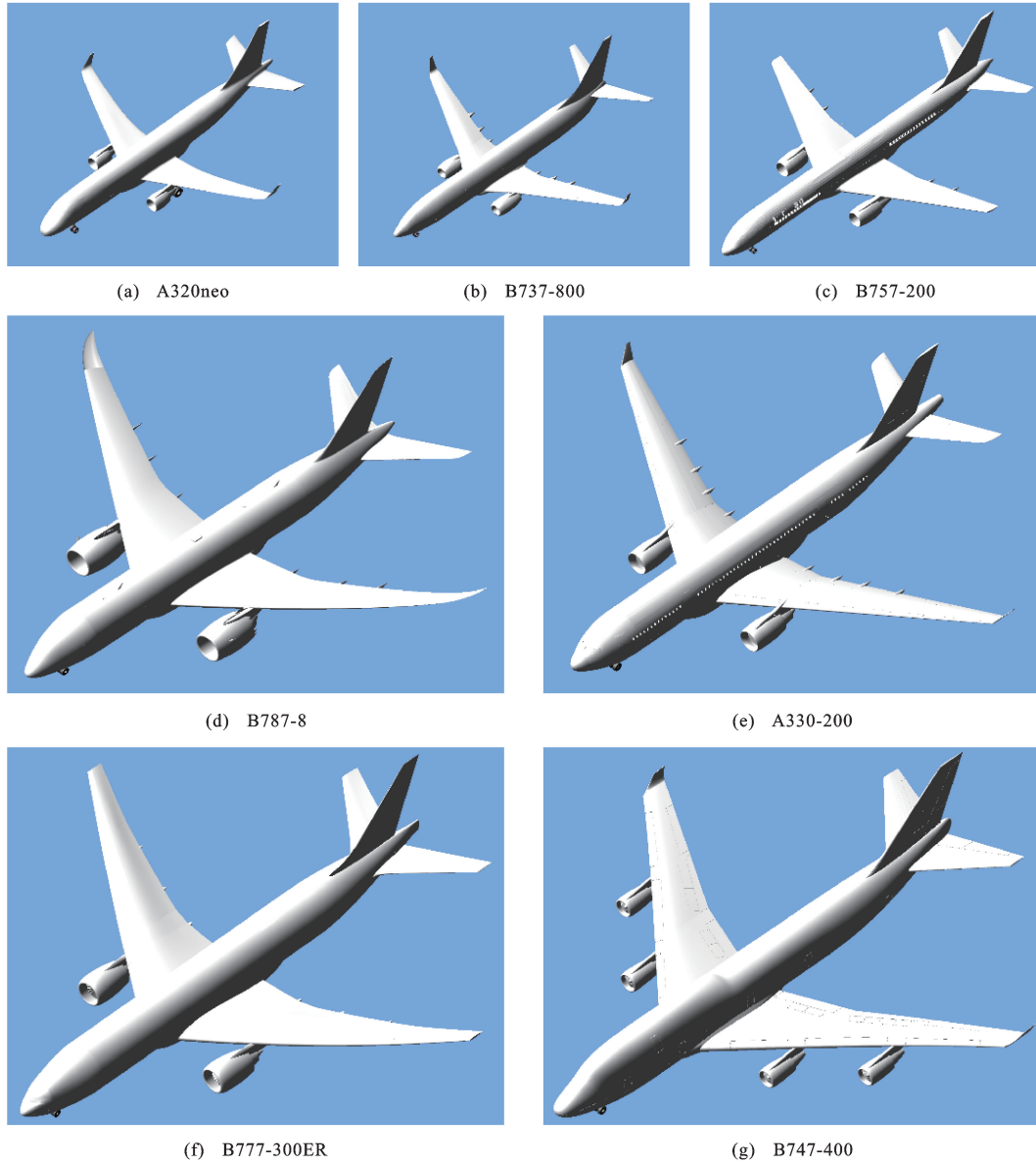


图 2 飞机虚拟样机的三维几何模型

Fig. 2 Three-dimensional geometric model of aircraft virtual prototype

本文研究飞机与道面间的竖向相互作用力,为简化分析,对机身采用刚性体建模,除几何特征和质量参数外,还需要定义飞机地面运动过程中的气动力。当飞机在跑道上滑行、起飞和降落时,理想情况下不会发生偏航或滚转,飞机地面运动可视为水平方向上的加减速,竖直方向上的颠簸和起飞、着陆阶段的俯仰。此时,对飞机气动力的分析,仅需考虑升力 F_L 、阻力 F_D 和俯仰力矩 M_P ,计算公式为

$$F_L = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_L \quad (2)$$

$$F_D = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_D \quad (3)$$

$$M_P = \frac{1}{2} \rho v^2 S l C_P \quad (4)$$

式中: ρ 为空气密度,一般取 $1.205 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-3}$; v 为飞机的真空速; S 为机翼面积; l 为机翼的平均气动弦长; C_L 、 C_D 、 C_P 分别为升力系数、阻力系数、俯仰力矩系数,这些气动力系数与飞机的姿态(如迎角)、操纵面(如襟翼)等有关。

陈俊君等^[20-21]利用美国空军力学实验室开发的软件 Digital Datcom,计算得到 7 种飞机的升力系数 C_L 与迎角(Angle of Attack, AOA)的关系如图 3 所示。

式(1)中对飞机升力的计算主要针对空中飞行阶段,此时机翼上的襟翼等增升装置为收回状态。而在飞机起飞和降落前的准备阶段,飞行员会放出机翼后缘的襟翼并保持恒定角度,能够有效增大机翼面积、改变气动布局,从而提升飞机的升力系数,

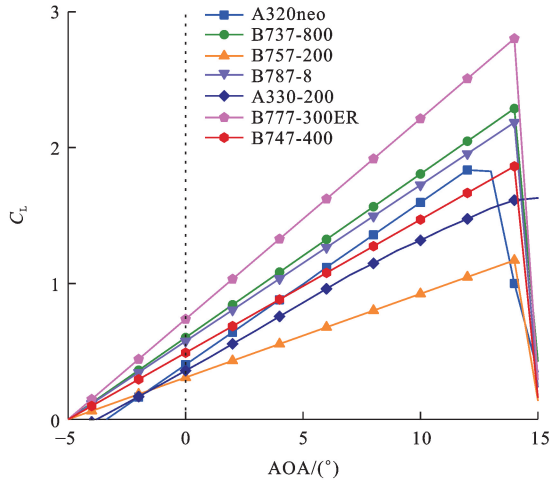


图3 典型飞机的升力系数曲线

Fig. 3 Curves of lift coefficient of typical aircraft

使飞机在相对较低的速度下安全起飞和降落。陈俊君等的研究没有考虑襟翼的增升作用^[20-21]。由于襟翼等增升装置建模和仿真复杂,本文在式(1)中引入增升系数 C_{HL} 来更准确地描述飞机地面运动过程中的升力,表示为

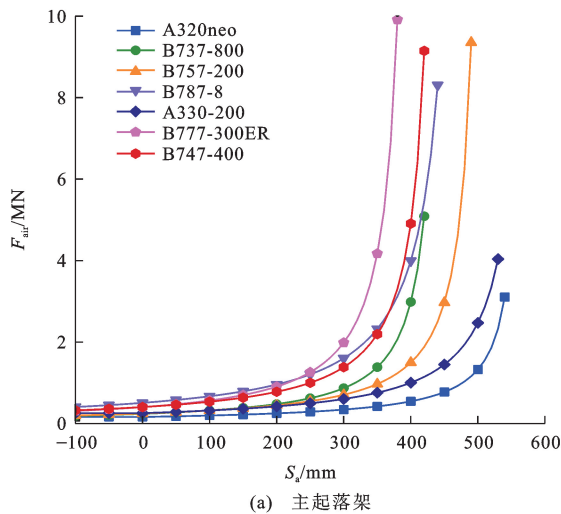
$$F_L = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_L C_{HL} \quad (5)$$

7 种飞机的增升系数 C_{HL} 根据常规条件下的离地速度 V_{LOF} ($280 \sim 310 \text{ km} \cdot \text{h}^{-1}$) 和离地时的迎角 A_{LOF} ($4^\circ \sim 8^\circ$) 反算。飞机离地时不再受到地面支持力,升力 F_L 与重力平衡,如式(6)所示,此时的升力按式(7)计算

$$F_L - mg = 0 \quad (6)$$

$$F_L = \frac{1}{2} \rho V_{LOF}^2 S C_L(A_{LOF}) C_{HL} \quad (7)$$

式中: A_{LOF} 为飞机达到离地速度 V_{LOF} 时的迎角;



(a) 主起落架

$C_L(A_{LOF})$ 为迎角为 A_{LOF} 时的飞机升力系数。

由此得到飞机的升力计算相关参数如表 3 所示。

表3 典型飞机的升力相关参数

Table 3 Lift parameter of typical aircraft

机型	机翼面积/ m^2	平均气动弦长/ m	增升系数
A320neo	143.48	4.54	1.269
B737-800	124.58	3.79	1.606
B757-200	181.25	4.77	1.723
B787-8	324.97	7.52	1.684
A330-200	428.11	8.46	1.331
B777-300ER	427.82	7.02	1.690
B747-400	524.90	8.15	1.673

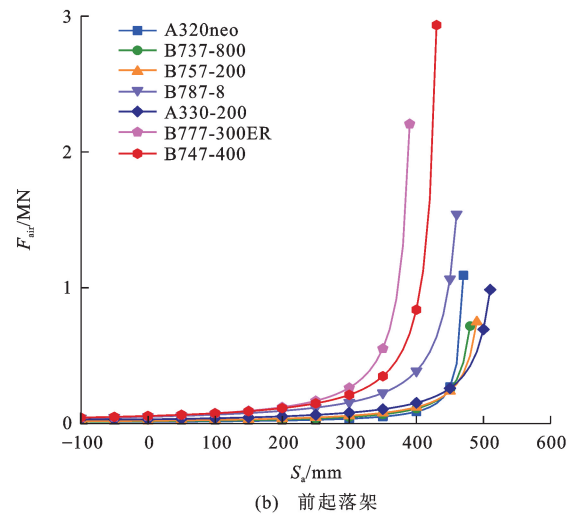
在飞机与地面的相互作用过程中,起落架的缓冲系统像弹簧一样产生压缩变形和回弹运动,从而吸收、消散飞机振动和冲击产生的动能。这部分可以简化为一个弹簧模型,称为空气弹簧力 (F_{air}),计算公式为

$$F_{air} = \left[p_0 \left(\frac{V_0}{V_0 - S_a A_a} \right)^\gamma - p_{atm} \right] A_a \quad (8)$$

式中: p_0 为缓冲器初始充气压强; V_0 为缓冲器气腔初始体积; S_a 为缓冲器的压缩行程; A_a 为缓冲器气腔有效承压面积; γ 为气体压缩多变指数,取 1.1; p_{atm} 为当地大气压强,一般取 101.325 kPa。

7 种飞机的主起落架 (Main Landing Gear, MLG) 和前起落架 (Nose Landing Gear, NLG) 的空气弹簧力 F_{air} 与轴向压缩行程 S_a 的关系如图 4 所示。

本文采用 ADAMS/Aircraft 中提供的 Fiala 轮胎模型,是一种简化的物理力学模型,具有结构简单、计算快速、直线运动仿真精度高的优点。本文



(b) 前起落架

图4 典型飞机的起落架空气弹簧力

Fig. 4 Air spring force of landing gear of typical aircraft

重点研究飞机地面运动过程中的轮胎竖向受力,只需要在轮胎属性文件中定义几何尺寸、胎压和竖向力曲线,其他参数按默认设置。飞机起落架上的所有轮胎平均分配起落架传递的竖向力,轮胎竖向力 F_z 为

$$F_z = [p_0 + \kappa p_0 (\delta/w_t)^2 + 0.08 p_r] w_t \sqrt{w_t d} f_1 (\delta/w_t) \quad (9)$$

$$f_1 (\delta/w_t) = \begin{cases} 0.96(\delta/w_t) + 0.216(\delta/w_t)^2 / C_z & \delta/w_t \leq 10/3 C_z \\ 2.4[(\delta/w_t) - C_z] & \delta/w_t > 10/3 C_z \end{cases} \quad (10)$$

式中: p_0 为竖向荷载为 0 时轮胎的充气压力; p_r 为

额定充气压力; w_t 为轮胎宽度; d 为轮胎直径; δ 为轮胎压缩量(竖向位移); κ 和 C_z 均为与轮胎相关的参数。

7 种飞机的主起落架轮胎(MW)、前起落架轮胎(NW)的竖向力 F_z 与轮胎竖向压缩量 δ 的关系如图 5 所示。由此,将计算得到的典型飞机升力系数及其他相关参数、起落架空气弹簧力、轮胎竖向力等输入 ADAMS/Aircraft 的指定文件中,为飞机地面运动仿真提供力学约束。

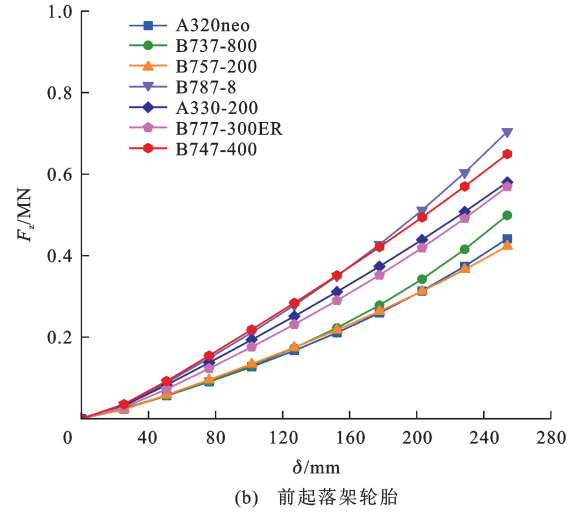
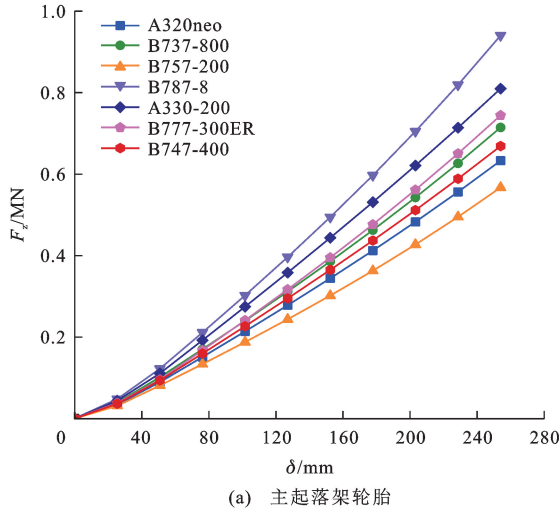


图 5 典型飞机的轮胎竖向力

Fig. 5 Vertical force of tire of typical aircraft

跑道对飞机的支持力 F_N 即为二者间的相互作用力,且 F_N 为所有轮胎的竖向力之和,计算如下

$$F_N = \sum F_z \quad (11)$$

当飞机在完全平整的跑道上滑行时,飞机同时受到重力和升力作用,竖向力的平衡方程为

$$F_L + F_N - mg = 0 \quad (12)$$

式中: m 为飞机的质量; g 为重力加速度。

当飞机在不平整的跑道上滑行时,任意时刻受跑道不平整激励作用而产生竖向加速度 a_z ,表示如下

$$F_L + F_N - mg = ma_z \quad (13)$$

本文采用动载系数 C_{DLC} 来表征飞机对跑道的动载特征,定义为飞机滑跑过程中和跑道之间的竖向作用力与飞机静止时对跑道的竖向作用力(即飞机重力)之比,表示为

$$C_{DLC} = \frac{F_N}{mg} = 1 - \frac{F_L}{mg} + \frac{a_z}{g} \quad (14)$$

1.3 跑道不平整模型

为研究跑道不平整激励对飞机的地面运动和动力响应的影响规律,本文在 ADAMS/Aircraft 中建立有代表性和区分度的跑道不平整模型。国际平整

度指数 IRI 是最常用的道路和机场跑道平整度评价指标,其采用 1/4 车模型,以 $80 \text{ km} \cdot \text{h}^{-1}$ 的速度沿一条单向纵断面行驶,以 0.25 m 的采样间隔采集竖向位移数据,计算单位距离内车身悬挂系统的累积位移,表示为

$$I_{IRI} = \frac{1}{L} \int_0^L |z_s - z_t| dx \quad (15)$$

式中: I_{IRI} 为国际平整度指数; L 为断面长度; z_s 为簧载质量的竖向位移; z_t 为非簧载质量的竖向位移。

IRI 是基于速度 $80 \text{ km} \cdot \text{h}^{-1}$ 的 1/4 车辆模型建立的评价指标,适用于车辆轴距、载重和行驶条件下的路面不平整激励作用分析。陈俊君等^[20,22]研究表明,IRI 对 $1 \sim 20 \text{ m}$ 的短波不平整较为敏感。与车辆相比,大型民用飞机轴距长、轮载重、速度快,对不平整激励的敏感波长可达 120 m ^[23]。

跑道的不平整状况,可视为频域内的零均值、局部均匀、各态历经的平稳随机过程,因此可以采用功率谱密度(Power Spectrum Density, PSD)对其进行频域上的统计分析。PSD 描述跑道高程在不同空间频率(波长)下的方差,其通过傅里叶变换将跑

道高程与纵向距离的函数关系转化为高程均方差与波长的关系,表示为

$$\int_{-\infty}^{+\infty} |z(x)|^2 dx = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{+\infty} |F(\omega)|^2 d\omega = \int_{-\infty}^{+\infty} |F(2\pi f)|^2 df \quad (16)$$

式中: $z(x)$ 为距离 x 上的高程; $F(\omega)$ 为 $z(x)$ 的傅里叶变换; $\omega=2\pi f$ 为圆频率; f 为频率。

与 IRI 相比,PSD 能够提供不同波长范围内的跑道高程信息,能更全面地反映跑道平整度状况。根据 Dodds 等^[24]提出的幂函数拟合模型,国际标准 ISO DIS 8608(2016)和中国国家标准《机械振动 道路路面谱测量数据报告》(GB 7031—2005),采用幂函数形式的功率谱密度表达式为

$$G_d(n) = G_d(n_0) \left(\frac{n}{n_0} \right)^{-w} \quad (17)$$

式中: $G_d(n)$ 为空间频率 n 下的功率谱密度值; $G_d(n_0)$ 为参考空间频率 n_0 下的功率谱密度,称为平整度系数, n_0 取 0.1 m^{-1} ; w 为频率指数,是双对数坐标上斜线的斜率,决定功率谱密度的频率结构,标准中取 2。

因为 n_0 和 $G_d(n_0)$ 为定值,式(17)可进一步简化为

$$G_d(n) = Cn^{-w} \quad (18)$$

式中: C 为平整度指数。

IRI 是目前应用最广泛的平整度评价指标,且为中国《民用机场道面评价管理技术规范》(MH/T 5024—2019)主要采用的指标;PSD 则能够更全面、更精细地反映跑道的平整度状况。有关研究表明,当 PSD 的频率指数 w 取 2 时,平整度指数的算术平方根 $\sqrt{C}$ 与 I_{IRI} 之间存在线性关系^[25]。本文建立基于 PSD 的跑道不平整模型,同时建立 PSD 和 IRI 之间的回归关系为

$$I_{\text{IRI}} = a \sqrt{C} \quad (19)$$

式中: a 为回归参数。

本文选取平整度指数 C 为 $0.1 \sim 1.1$ (间隔 0.1),频率指数 w 恒为 2,跑道长度为 1 500 m,高程数据间隔为 0.25 m,波长为 $0.5 \sim 120 \text{ m}$,采用离散逆快速傅里叶变换(Inverse Fast Fourier Transform, IFFT)法随机重构跑道高程。针对不同平整度指数下的跑道高程数据,利用 ProVAL 软件分段计算长度 100 m 跑道区域的 IRI,以及整条跑道的 IRI 平均值,从而得到 PSD 和 IRI 的回归关系(图 6),并用式(19)进行拟合,决定系数 R^2 ,即拟合精度达到 0.999 7。

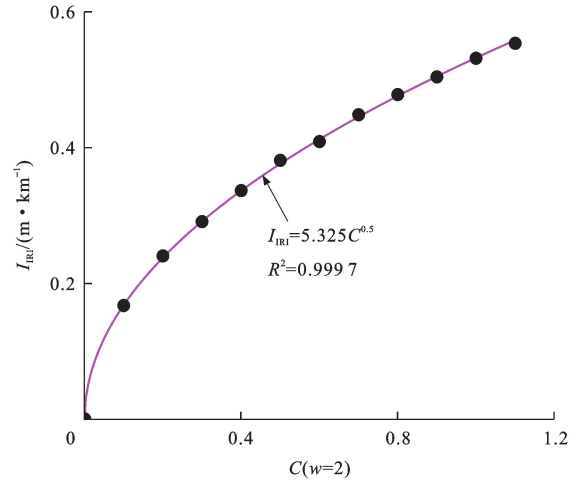


图 6 PSD 的 C 值和 IRI 的回归关系

Fig. 6 Regression relationship between C -value in PSD and IRI

本文选取 PSD 的平整度指数 C 分别为 0.1、0.3、0.5 和 0.9,作为 ADASMS/Aircraft 中的 4 个跑道不平整模型,对应的 IRI 分别为 1.677、2.912、3.815 和 5.044 $\text{m} \cdot \text{km}^{-1}$,如图 7 所示;对应《民用机场道面评价管理技术规范》(MH/T 5024—2019)中的平整度等级分别为优、良、中和差。

1.4 仿真工况设计

飞机地面运动仿真包括滑跑激振和着陆冲击两部分,考虑到飞机的质量参数以及对跑道的作用形式有明显差异,分别设计仿真工况。对于飞机滑跑激振仿真,由于飞机起飞时的质量显著大于着陆时的质量,按最不利情况取各机型的最大起飞质量进行起飞阶段的滑跑仿真分析,不考虑飞机着陆后的滑跑。在飞机滑跑过程(抬轮前)中,与升力相关的机翼几何参数、升力系数、增升系数、迎角等视为固定不变,滑跑速度是影响飞机升力以及动载大小的关键因素,本文选取 50、100、150、200、250 $\text{km} \cdot \text{h}^{-1}$ 五个水平。跑道的不平整激励使得飞机在滑跑过程中发生竖向振动,导致对跑道的动载作用在一定范围内波动。跑道的平整度取 $C=0.1、0.3、0.5、0.9$ 四个水平,即采用第 1.3 节的 4 个跑道不平整模型。

对于着陆冲击仿真,飞机着陆时的质量、速度、姿态等显著影响对跑道的冲击作用。飞机质量取最大着陆质量;飞机的进近速度影响升力大小,进而影响动载作用,本文根据朱立国等^[26-27]的研究,选取 7 种机型的最大着陆质量所对应的常规进近速度,为 250~285 $\text{km} \cdot \text{h}^{-1}$ 。民航飞机着陆时的下沉速度为 0.31~0.91 $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$,若超过 1.32 $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$ 则为硬着陆,中美民航飞行标准管理条例中规定的限制下沉速度均为 3.05 $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$ ^[26]。因此,本文对着陆

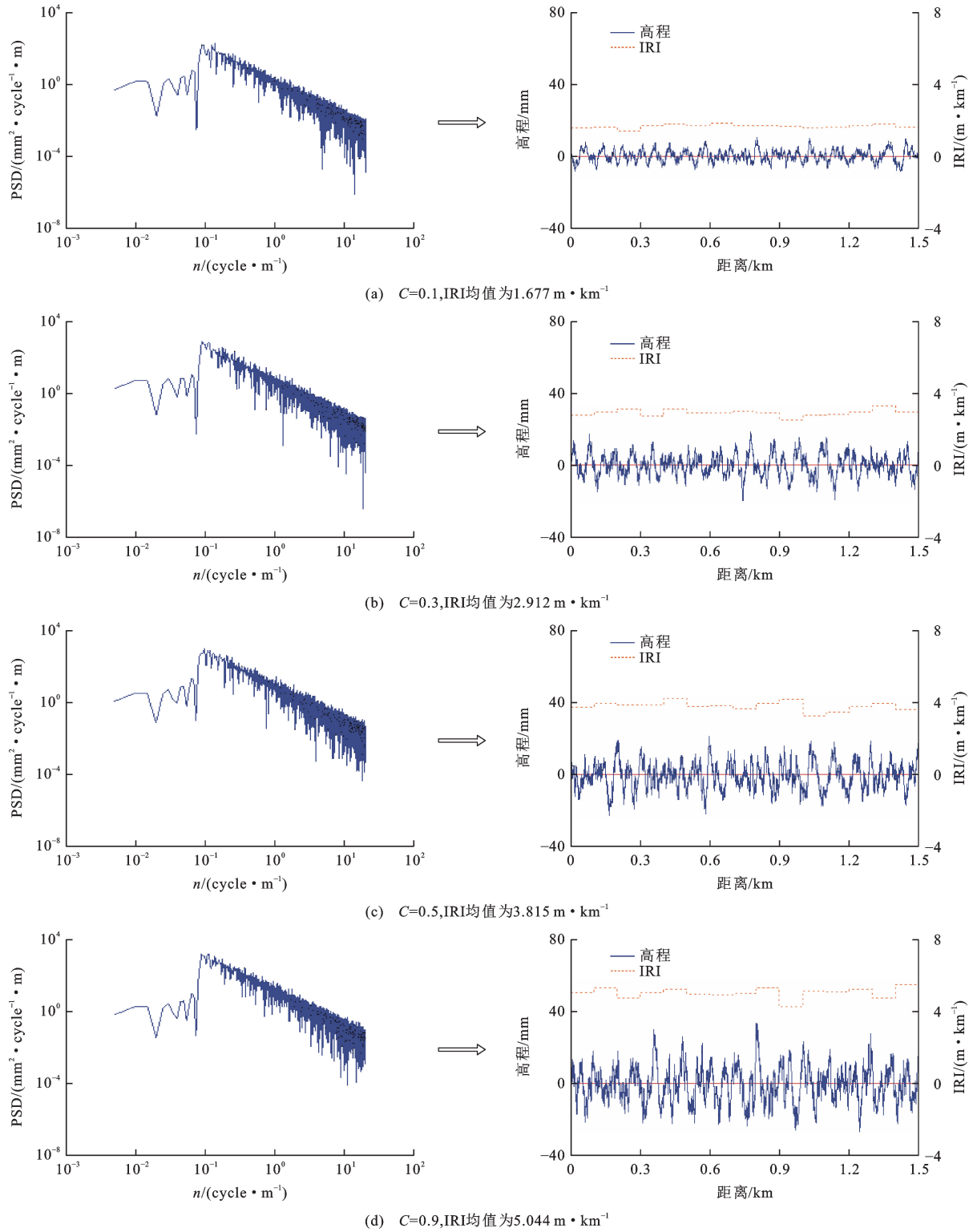


图 7 不同平整度的跑道随机高程、IRI 和 PSD

Fig. 7 Pavement random altitude, IRI, and PSD for different levels of roughness

冲击仿真中飞机的下沉速度取 0.5 、 1.0 、 1.5 、 2.0 、 $3.0 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ 五个水平。飞机着陆时的仰角过小会导致冲击作用过大,危害飞机和跑道结构安全;过大则容易导致飞机失速、擦尾等事故,本文对飞机仰角的取值为 $3^\circ \sim 6^\circ$ 四个水平。由于飞机着陆冲击的历时

很短,跑道不平整的影响可以忽略,所以着陆冲击仿真中采用完全平整的跑道模型。飞机滑跑激振和着陆冲击的仿真工况见表 4。

在仿真过程中,以各起落架为分析对象,输出每一时刻起落架上所有轮胎的竖向力,按式(11)计算

表 4 飞机滑跑和着陆仿真工况

Table 4 Aircraft taxiing and landing simulation condition

水平	滑跑			着陆冲击	
	滑跑速度/ ($\text{km} \cdot \text{h}^{-1}$)	平整度		下沉速度/ ($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$)	仰角/ ($^{\circ}$)
		C	IRI/($\text{m} \cdot \text{km}^{-1}$)		
1	50	0.1	1.677	0.5	3
2	100	0.3	2.912	1.0	4
3	150	0.5	3.815	1.5	5
4	200	0.9	5.044	2.0	6
5	250			3.0	

得到整个起落架上的动载,再按式(14)计算得到该时刻的起落架动载系数。

1.5 模型验证

为验证虚拟样机模型的可靠性,本文将仿真结果与美国联邦航空局 FAA 公开的测试数据作对比分析。FAA 公布了 8 条跑道的实测高程数据,并分别采用 B737-800 驾驶模拟器与 ProFAA 软件开展滑跑仿真,得到驾驶舱的加速度均方根^[28]。本文建立这 8 条跑道的高程模型,利用 B737-800 虚拟样机模型以相同的速度(100 kn ,即 $185.2 \text{ km} \cdot \text{h}^{-1}$)进行滑跑仿真,并计算驾驶舱的加速度均方根。3 种仿真技术的分析结果,以及与驾驶模拟器结果(假设为真值)的相对误差,按照 8 条跑道平整度劣化程度的顺序,绘于图 8。可见,虚拟样机的仿真结果相比 ProFAA 更接近驾驶模拟器的测试结果,ProFAA 的平均相对误差为 65.3%,而虚拟样机的平均相对

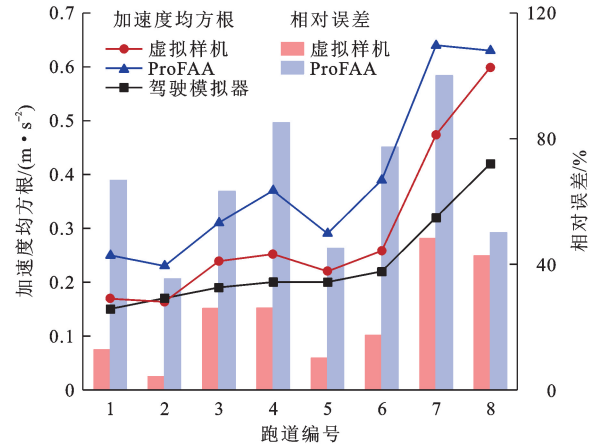


图 8 基于不同仿真技术的 B737-800 驾驶舱

加速度均方根和相对误差

Fig. 8 Root mean square acceleration and relative error of B737-800 cockpit based on different simulation techniques

误差为 23.3%,说明本文基于 ADAMS/Aircraft 建立的虚拟样机模型是较为可靠的。

2 飞机滑跑激振的动载预估模型

2.1 动载系数统计特征

本文对 7 种飞机的虚拟样机模型,开展不同速度(v)、平整度下的滑跑仿真,得到主起落架和前起落架动载系数的统计分布情况。以图 9 所示的 B737-800 为例,其他机型的规律类似,发现:动载系数的平均值与中位数基本相等,随滑跑速度的增加而显著减小,几乎不随平整度的改变而变化。说明飞机滑跑过程中的动载系数虽然会受跑道不平整激

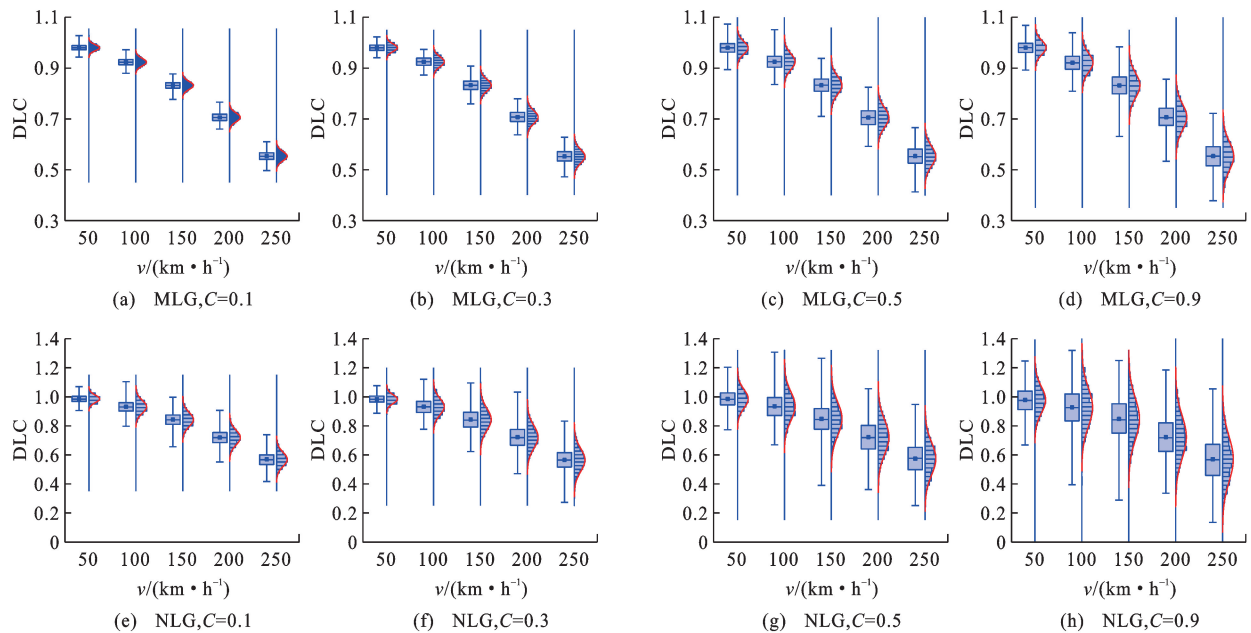


图 9 B737-800 滑跑动载系数的统计分布结果

Fig. 9 Statistical distribution result of dynamic load coefficient of B737-800 during taxiing

励作用而波动,但描述其一般性统计特征的平均值和中位数只受飞机升力(滑跑速度)的影响,而不受平整度的影响。

动载系数的分布范围同时受平整度和滑跑速度的影响,总体上平整度和滑跑速度越大,动载系数的极差以及 25%~75% 的数据分布也越大。这反映了跑道的不平整激励作用会显著加剧飞机动载系数的波动,当飞机滑跑速度较大时,动载系数会对不平整激励作用更敏感。本文用正态分布密度曲线拟合动载系数的分布情况,发现在不同的滑跑速度和平整度下,飞机(尤其是主起落架)的动载系数均较好地服从正态分布。

飞机主起落架和前起落架的动载系数平均值、中位数基本一致,而前起落架的分布范围更大。这是由于主起落架承担了飞机的主要质量(通常约 95%),且飞机重心位置靠近主起落架,因此主起落架上的动载系数受不平整激励作用的影响更小。单个主起落架分配的质量为前起落架的 5~10 倍,因此计算飞机对跑道的动载作用应主要考虑主起落架的动载系数。

2.2 动载系数预估模型

鉴于 7 种飞机的动载系数均服从正态分布,本文对主起落架动载系数的平均值 μ_{DLC} 和标准差 σ_{DLC} (表 5)建立相应的回归模型,从而根据飞机滑跑速度和跑道平整度来预估动载系数。

由式(14),动载系数的平均值 μ_{DLC} 可以写作

$$\mu_{\text{DLC}} = 1 - \frac{F_L}{mg} + \frac{\bar{a}_z}{g} \quad (20)$$

式中: $\bar{a}_z$ 为竖向加速度 a_z 的平均值。

由仿真结果可知, μ_{DLC} 几乎不受平整度的影响,可近似等效为飞机在完全平整跑道上滑跑的动载系数,只受升力的影响,因此 $\bar{a}_z$ 为 0。根据升力计算公式(5), μ_{DLC} 可以写作

$$\mu_{\text{DLC}} = 1 - \frac{F_L}{mg} = 1 - \frac{\rho v^2 S C_L C_{\text{HL}}}{2mg} \quad (21)$$

根据各机型的质量和升力系数、增升系数,用式(21)对 7 种飞机在不同速度和平整度下的 μ_{DLC} 进行拟合(图 10), R^2 均大于 0.997,证明了该预估模型的准确性。

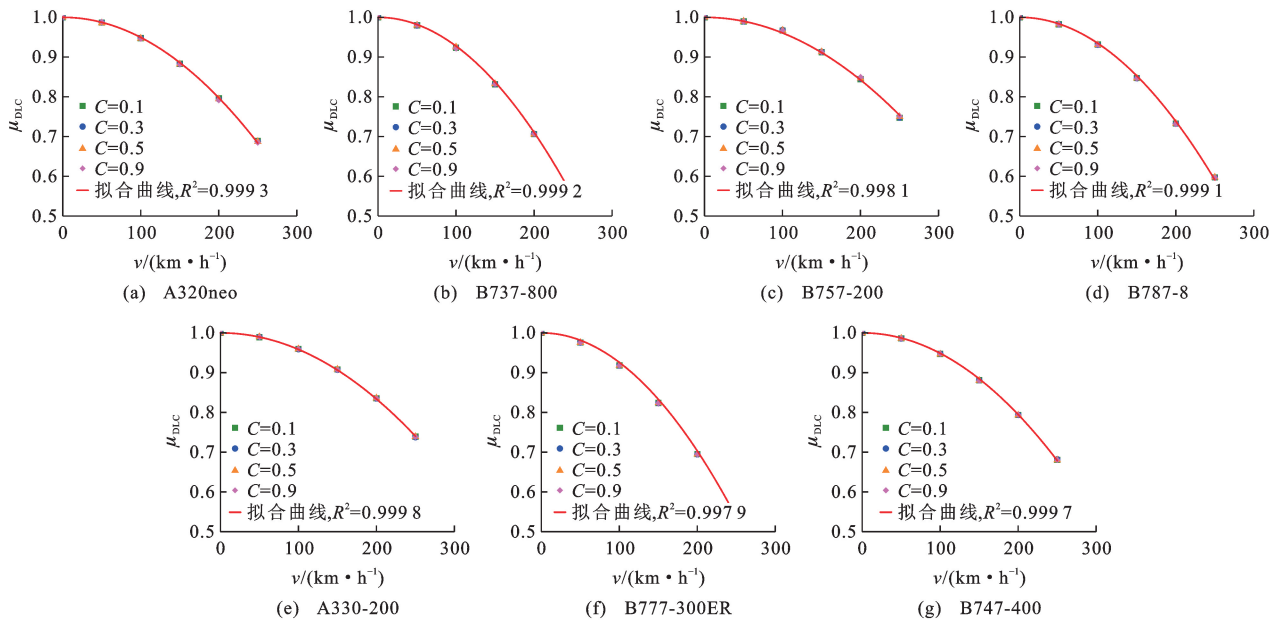


图 10 飞机滑跑动载系数的平均值及拟合曲线

Fig. 10 Mean values and its fitting curves of dynamic load coefficient during aircraft taxiing

根据式(14)和(21),任意时刻飞机的动载系数可以表示为

$$C_{\text{DLC}} = \mu_{\text{DLC}} + a_z/g \quad (22)$$

飞机受跑道不平整激励作用而产生的竖向加速度 a_z ,是导致动载系数 DLC 与其平均值 μ_{DLC} 产生偏差的原因。因为 a_z 服从均值为 0 的正态分布,即 $a_z \sim N(0, \sigma_{a_z})$,所以动载系数的标准差 σ_{DLC} 与 a_z 的标准差 σ_{a_z} 之间的关系可以表示为

$$\sigma_{\text{DLC}} = \sigma_{a_z}/g \quad (23)$$

钱劲松等^[14]提出了 $\sigma_{a_z}^2$ 与功率谱密度的平整度指数 C 和频率指数 ω ,以及飞机滑跑速度 v 的回归模型

$$\sigma_{a_z} = C v^{\omega-1} a e^{b\omega} \quad (24)$$

式中: a 和 b 均为回归参数。

因此,当 $\omega = 2$ 时, σ_{DLC} 与 $\sqrt{Cv}$ 之间线性相关,按式(25)的形式建立 σ_{DLC} 的预估模型

表 5 飞机主起落架动载系数的平均值和标准差

Table 5 Mean values and standard deviations of aircraft MLG dynamic load coefficient

机型	C	不同速度/(km·h ⁻¹)下主起落架动载系数的平均值和标准差									
		50		100		150		200		250	
		μ_{DLC}	σ_{DLC}	μ_{DLC}	σ_{DLC}	μ_{DLC}	σ_{DLC}	μ_{DLC}	σ_{DLC}	μ_{DLC}	σ_{DLC}
A320neo	0.1	0.986 7	0.011 4	0.947 6	0.013 5	0.883 2	0.015 3	0.796 5	0.020 4	0.689 3	0.025 2
	0.3	0.986 9	0.014 9	0.948 1	0.020 6	0.882 6	0.023 9	0.794 2	0.029 3	0.687 6	0.036 0
	0.5	0.986 1	0.022 2	0.947 2	0.023 6	0.882 3	0.032 8	0.794 3	0.044 6	0.687 3	0.051 6
	0.9	0.988 3	0.029 1	0.945 8	0.035 2	0.881 8	0.041 9	0.791 3	0.058 0	0.684 5	0.067 1
B737-800	0.1	0.980 2	0.011 9	0.923 4	0.015 0	0.831 7	0.015 9	0.706 0	0.017 8	0.553 5	0.018 6
	0.3	0.979 5	0.014 8	0.924 0	0.019 7	0.831 9	0.022 9	0.706 4	0.025 3	0.551 7	0.026 8
	0.5	0.980 2	0.025 2	0.925 5	0.032 0	0.832 7	0.035 6	0.705 6	0.038 6	0.553 8	0.039 6
	0.9	0.980 8	0.027 7	0.921 3	0.036 9	0.831 9	0.047 7	0.707 1	0.050 9	0.553 6	0.055 9
B757-200	0.1	0.989 8	0.010 4	0.966 7	0.012 9	0.912 1	0.017 6	0.844 6	0.018 6	0.747 0	0.020 3
	0.3	0.989 6	0.017 6	0.967 9	0.021 9	0.913 1	0.024 1	0.845 6	0.028 3	0.747 5	0.033 8
	0.5	0.990 2	0.021 5	0.967 2	0.028 7	0.913 1	0.029 5	0.846 6	0.035 0	0.749 9	0.041 1
	0.9	0.989 3	0.027 7	0.966 8	0.031 5	0.912 4	0.038 2	0.849 7	0.046 5	0.751 5	0.053 2
B787-8	0.1	0.982 5	0.007 7	0.931 5	0.014 7	0.847 3	0.021 1	0.732 9	0.024 5	0.597 2	0.030 1
	0.3	0.982 5	0.015 9	0.930 9	0.027 7	0.846 7	0.038 9	0.732 5	0.042 8	0.596 9	0.053 7
	0.5	0.982 2	0.023 9	0.931 0	0.037 9	0.846 9	0.051 5	0.733 1	0.056 2	0.597 4	0.063 3
	0.9	0.982 9	0.042 1	0.931 2	0.055 7	0.846 7	0.069 6	0.731 5	0.075 9	0.596 3	0.086 4
A330-200	0.1	0.989 3	0.008 1	0.959 4	0.015 3	0.908 2	0.017 1	0.835 3	0.018 9	0.739 0	0.022 3
	0.3	0.989 9	0.014 8	0.958 9	0.028 1	0.907 2	0.032 5	0.834 8	0.036 4	0.737 5	0.040 2
	0.5	0.989 9	0.018 8	0.959 7	0.039 7	0.908 6	0.042 0	0.836 2	0.046 9	0.739 0	0.052 0
	0.9	0.989 4	0.026 1	0.959 6	0.045 3	0.907 1	0.058 1	0.835 1	0.061 6	0.738 0	0.066 5
B777-300ER	0.1	0.976 0	0.006 6	0.918 1	0.011 5	0.823 6	0.016 4	0.695 1	0.021 3	0.546 1	0.027 5
	0.3	0.975 6	0.012 3	0.917 8	0.022 8	0.823 3	0.030 8	0.694 3	0.041 3	0.545 2	0.044 8
	0.5	0.975 8	0.016 5	0.918 1	0.033 9	0.823 8	0.042 5	0.695 0	0.054 0	0.544 6	0.058 7
	0.9	0.975 7	0.025 1	0.918 0	0.047 0	0.822 8	0.058 6	0.694 5	0.063 9	0.544 2	0.069 9
B747-400	0.1	0.986 2	0.007 4	0.947 0	0.009 2	0.881 2	0.010 3	0.793 6	0.011 5	0.680 3	0.013 8
	0.3	0.985 9	0.014 7	0.947 7	0.019 5	0.880 9	0.020 9	0.793 6	0.024 0	0.681 8	0.024 4
	0.5	0.986 2	0.016 5	0.946 5	0.020 1	0.880 6	0.024 7	0.793 2	0.026 6	0.679 9	0.027 9
	0.9	0.986 0	0.023 8	0.947 2	0.027 9	0.879 9	0.034 6	0.794 2	0.035 5	0.680 6	0.040 2

$$\sigma_{\text{DLC}} = k \sqrt{Cv} \quad (25)$$

式中: k 为回归参数。

对 7 种飞机在不同滑跑速度和平整度下的 σ_{DLC} 进行拟合(图 11), R^2 均大于 0.948, 说明标准差的预估模型也具有较高的准确性。

由于 DLC 服从正态分布, 所以飞机滑跑过程中约 99.73% 的 C_{DLC} 分布在 $\mu_{\text{DLC}} \pm 3\sigma_{\text{DLC}}$ 范围内。本文采用 $\mu_{\text{DLC}} + 3\sigma_{\text{DLC}}$ 作为 C_{DLC} 的上限值 C_{DLCul} [式(26)], 这意味着约 99.87% 的 C_{DLC} 不超过 C_{DLCul} , 以此为上限值来预估 DLC 是安全的, 计算如下

$$C_{\text{DLCul}} = \mu_{\text{DLC}} + 3\sigma_{\text{DLC}} \quad (26)$$

根据建立的 μ_{DLC} 和 σ_{DLC} 预估模型, 可以得到基于 PSD 的 C_{DLCul} 预估模型

$$C_{\text{DLCul}} = 1 - \frac{\rho_{\text{SC}_L} C_{\text{HL}}}{2mg} v^2 + 3k \sqrt{Cv} \quad (27)$$

由于机场跑道平整度检测通常采用 IRI 指标, 本文根据 PSD 和 IRI 的转换关系[式(19)], 得到基于 I_{IRI} 的 C_{DLCul} 预估模型

$$C_{\text{DLCul}} = 1 - \frac{\rho_{\text{SC}_L} C_{\text{HL}}}{2mg} v^2 + 0.563 4k I_{\text{IRI}} \sqrt{v} \quad (28)$$

7 种飞机的 C_{DLCul} 预估模型列于表 6, 预估精度

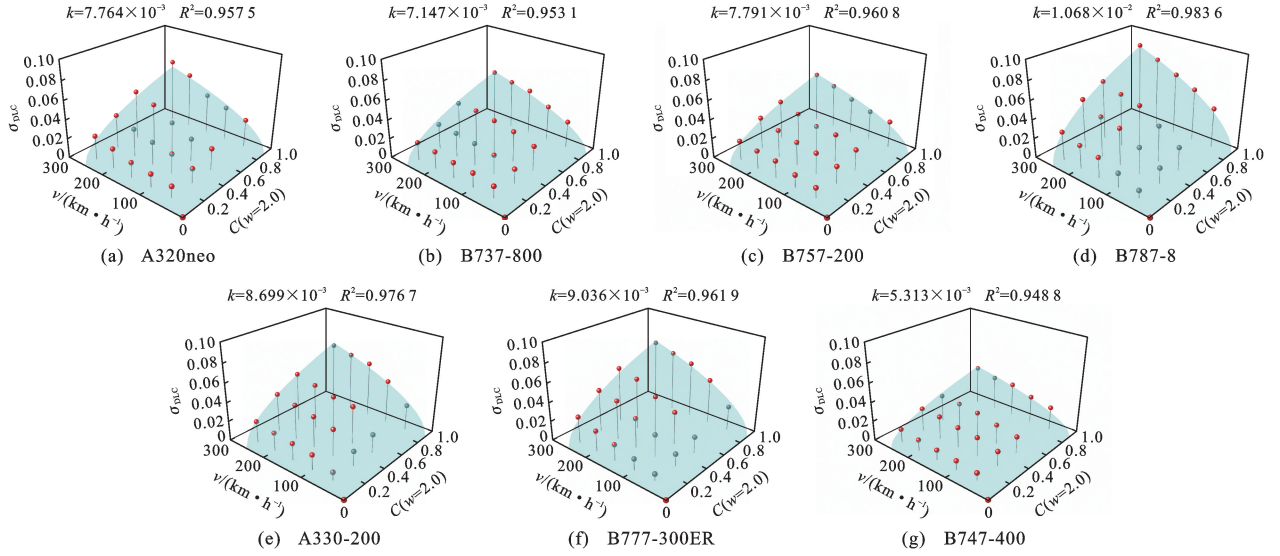


图 11 飞机滑跑动载系数的标准差及拟合曲线

Fig. 11 Standard deviations and its fitting curves of dynamic load coefficient during aircraft taxiing

R^2 根据对 μ_{DLC} 、 σ_{DLC} 和 I_{IRI} 的拟合精度相乘计算。对于本文虚拟样机建模未涉及的飞机,可参照相近机型的模型来预估其动载系数。

2.3 最不利情况分析

以 $\mu_{DLC} \pm 3\sigma_{DLC}$ 作为 DLC 分布范围,得到 7 种飞机在不同平整度跑道上滑跑起飞时,DLC 随速度的变化情况,如图 12 所示。可知,飞机滑跑过程中, μ_{DLC} 随速度的增大而逐渐减小,当达到抬轮速度 V_R 后,升力同时受迎角 AOA 增加的影响而

快速增大, μ_{DLC} 显著减小,直至达到离地速度 V_{LOF} 后, μ_{DLC} 减小为 0。在相同速度下, C_{DLCul} 随平整度劣化程度的增加而增加,但增加的趋势逐渐减缓。在飞机升力和跑道不平整激励的共同作用下, C_{DLCul} 呈现出随速度先增大后减小的趋势。在某一速度时, C_{DLCul} 达到最大值,这一速度称为敏感速度(最不利速度),此时飞机对跑道的动载作用最显著。

为分析飞机对跑道的最大动载作用,按式(29)

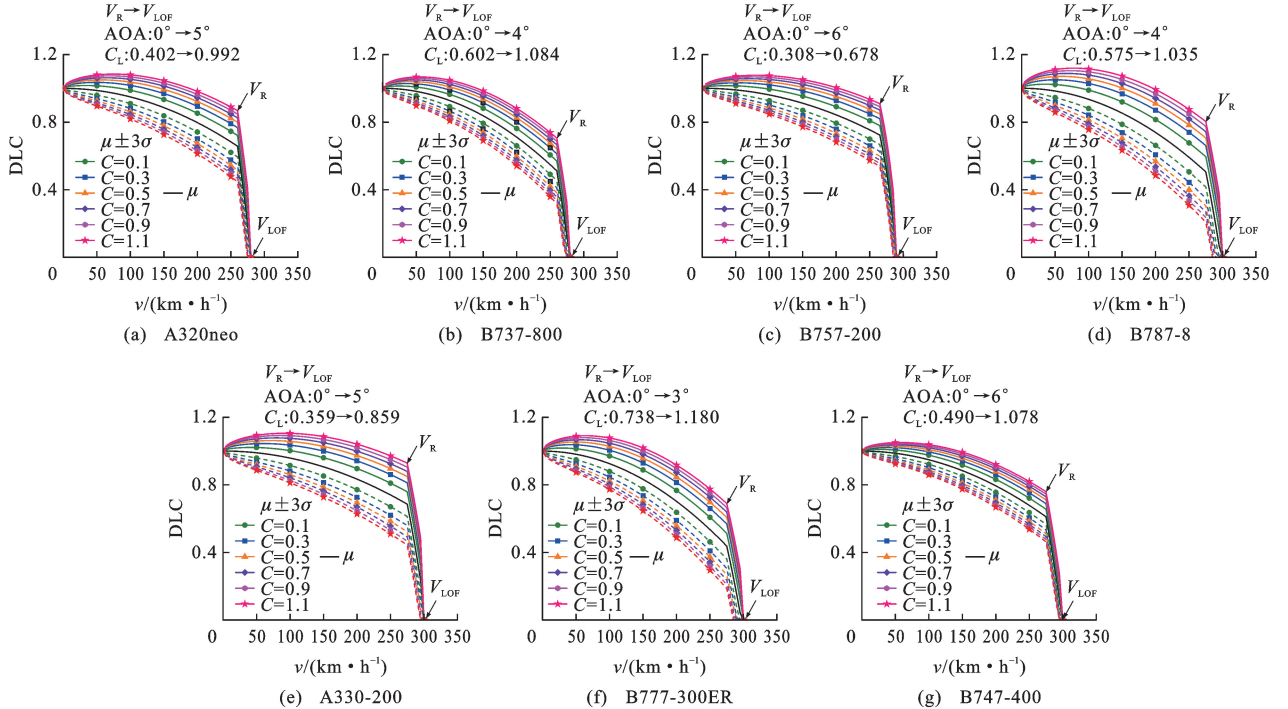


图 12 飞机滑跑起飞过程中的动载系数变化

Fig. 12 Variation of dynamic load coefficient during aircraft taxiing and take-off

表 6 飞机动载系数上限值的预估模型

Table 6 Predictive model of upper limit value of aircraft dynamic load coefficient

机型	平整度指标	C_{DLCul} 预估模型	R^2
A320neo	PSD	$C_{DLCul} = 1 - 6.565 \times 10^{-5} v^2 + 2.362 \times 10^{-2} \sqrt{Cv}$	0.956 8
	IRI	$C_{DLCul} = 1 - 6.565 \times 10^{-5} v^2 + 4.436 \times 10^{-3} I_{IRI} \sqrt{v}$	0.956 5
B737-800	PSD	$C_{DLCul} = 1 - 9.374 \times 10^{-5} v^2 + 2.174 \times 10^{-2} \sqrt{Cv}$	0.952 3
	IRI	$C_{DLCul} = 1 - 9.374 \times 10^{-5} v^2 + 4.083 \times 10^{-3} I_{IRI} \sqrt{v}$	0.952 1
B757-200	PSD	$C_{DLCul} = 1 - 5.114 \times 10^{-5} v^2 + 2.066 \times 10^{-2} \sqrt{Cv}$	0.959 0
	IRI	$C_{DLCul} = 1 - 5.114 \times 10^{-5} v^2 + 3.880 \times 10^{-3} I_{IRI} \sqrt{v}$	0.958 7
B787-8	PSD	$C_{DLCul} = 1 - 8.486 \times 10^{-5} v^2 + 3.250 \times 10^{-2} \sqrt{Cv}$	0.982 7
	IRI	$C_{DLCul} = 1 - 8.486 \times 10^{-5} v^2 + 6.104 \times 10^{-3} I_{IRI} \sqrt{v}$	0.982 4
A330-200	PSD	$C_{DLCul} = 1 - 5.389 \times 10^{-5} v^2 + 2.647 \times 10^{-2} \sqrt{Cv}$	0.976 5
	IRI	$C_{DLCul} = 1 - 5.389 \times 10^{-5} v^2 + 4.971 \times 10^{-3} I_{IRI} \sqrt{v}$	0.976 2
B777-300ER	PSD	$C_{DLCul} = 1 - 9.638 \times 10^{-5} v^2 + 2.749 \times 10^{-2} \sqrt{Cv}$	0.959 9
	IRI	$C_{DLCul} = 1 - 9.638 \times 10^{-5} v^2 + 5.163 \times 10^{-3} I_{IRI} \sqrt{v}$	0.959 6
B747-400	PSD	$C_{DLCul} = 1 - 6.664 \times 10^{-5} v^2 + 1.617 \times 10^{-2} \sqrt{Cv}$	0.948 5
	IRI	$C_{DLCul} = 1 - 6.664 \times 10^{-5} v^2 + 3.036 \times 10^{-3} I_{IRI} \sqrt{v}$	0.948 2

求解不同平整度对应的敏感速度,得到敏感速度 v_{se} 与 C 的关系如式(30)所示

$$\frac{\partial C_{DLCul}}{\partial v} = 0 \quad (29)$$

$$v_{se} = \left(\frac{9k^2 m^2 g^2 C}{4\rho^2 S^2 C_L^2 C_{HL}^2} \right)^{1/3} \quad (30)$$

7 种飞机在不同平整度下的敏感速度如图 13 所示,随着平整度劣化程度的加剧,敏感速度逐渐增加;但由于升力变化对飞机动载的显著影响,敏感速度增加的趋势逐渐减缓,基本不超过 $80 \text{ km} \cdot \text{h}^{-1}$ 。

在敏感速度 v_{se} 下,根据式(27)可以推导得到 C_{DLCul} 的最大值 C_{DLCmax} ,即最大动载系数

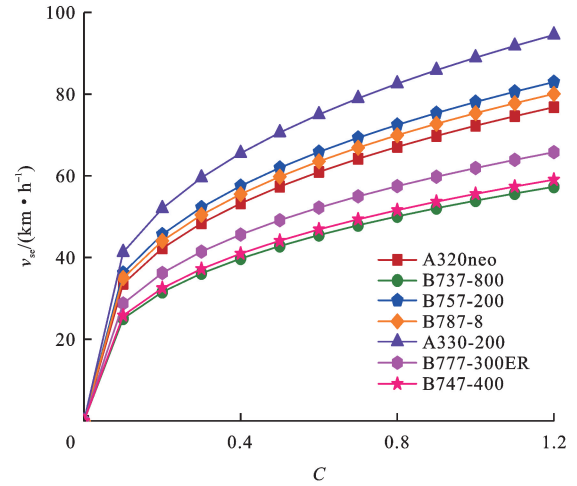


图 13 不同平整度下的飞机滑跑敏感速度

Fig. 13 Aircraft taxiing sensitive speed under different pavement roughness level

$$C_{DLCmax} = 1 + \left(\frac{3^7 k^4 m g C^2}{2^7 \rho S C_L C_{HL}} \right)^{1/3} \approx 1 + 2.575 6 \left(\frac{k^4 m g C^2}{\rho S C_L C_{HL}} \right)^{1/3} \quad (31)$$

可见,最大动载系数 C_{DLCmax} 与 $C^{2/3}$ 呈线性关系,说明其受到跑道平整度的显著影响。7 种飞机在不同平整度下的最大动载系数如图 14 所示。最大动载系数在非完全平整情况下均大于 1 (即大于静载),并随着平整度劣化程度的加剧而明显增加,当平整度等级劣化到“中”($C \geq 0.5$)时,部分机型的 C_{DLCmax} 会达到 1.05;进一步劣化到“差”($C \geq 0.7$)时,大部分机型的 C_{DLCmax} 会超过 1.05;更严重时,甚至达到 1.10。这说明在跑道不平整激励作用下,飞机滑跑过程中的最大动载大于静载,且受到平整度劣化的显著影响。

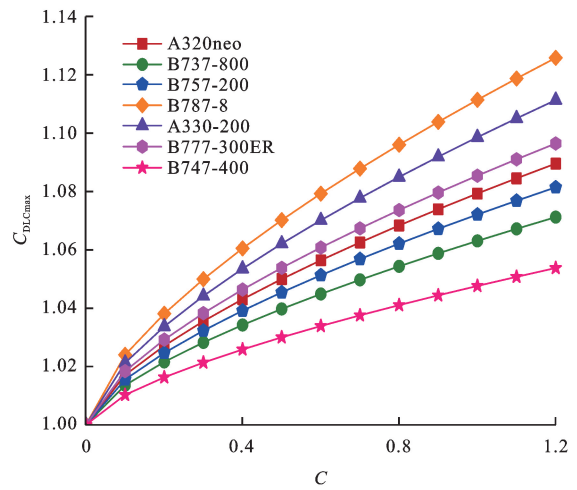


图 14 不同平整度下的飞机滑跑最大动载系数

Fig. 14 Maximum dynamic load coefficients during aircraft taxiing under different pavement roughness level

当前机场跑道设计方法中,对跑道端部的结构厚度设计采用飞机静止时的最大质量作为荷载参数,低估了跑道不平整激励下的飞机最大动载作用(图 14);对跑道中部的道面厚度则根据经验减薄为端部的 0.9 倍,未充分考虑飞机滑跑过程中升力影响下的实际动载变化(图 12),因此在飞机荷载预估中考虑飞机运动及跑道不平整的影响是必要的。

3 飞机着陆冲击的动载预估模型

3.1 动载系数规律

本文对 7 种飞机的虚拟样机模型,开展不同下沉速度(v_z)、仰角下的着陆冲击仿真,计算得到主起落架的动载系数(动载与最大着陆重力之比)随时间的变化情况。以 B757-200 为例,分析飞机下沉速度和仰角对着陆冲击动载系数的影响规律(图 15),其他机型的规律类似。在飞机着陆冲击作用下,主起落架的动载系数自接地瞬间(0 时刻)迅速增大,随

后又在起落架缓冲系统的作用下快速减小;动载系数呈现出明显的波动趋势,并随时间逐渐趋于平稳。

动载系数的波动随着下沉速度的增加而显著增大,当下沉速度为 $0.5 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$,即处于民航飞机着陆的常规要求范围($0.31 \sim 0.91 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$)内时,由于受到升力的显著影响,飞机接地后的动载系数首次峰值比较小,基本与稳定时的动载系数一致,说明飞机以良好的着陆姿态平稳“飘落”;当下沉速度增加到 $1.0 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ 时,动载系数峰值有所增加,但仍然较低,不超过 1.0;当下沉速度增加超过 $1.5 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$,即达到硬着陆($1.32 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$)标准时,动载系数峰值的增长趋势明显加快,达到甚至超过 1.0;下沉速度增加到 $3.0 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$,即接近限制下沉速度($3.05 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$)时,动载系数的峰值显著增加,波动也显著增大,动载系数甚至下降到 0,说明飞机出现“海豚跳”现象,产生的强烈冲击作用极大威胁飞机和跑道结构安全。

随着仰角的增大,飞机升力增大,因而动载系数

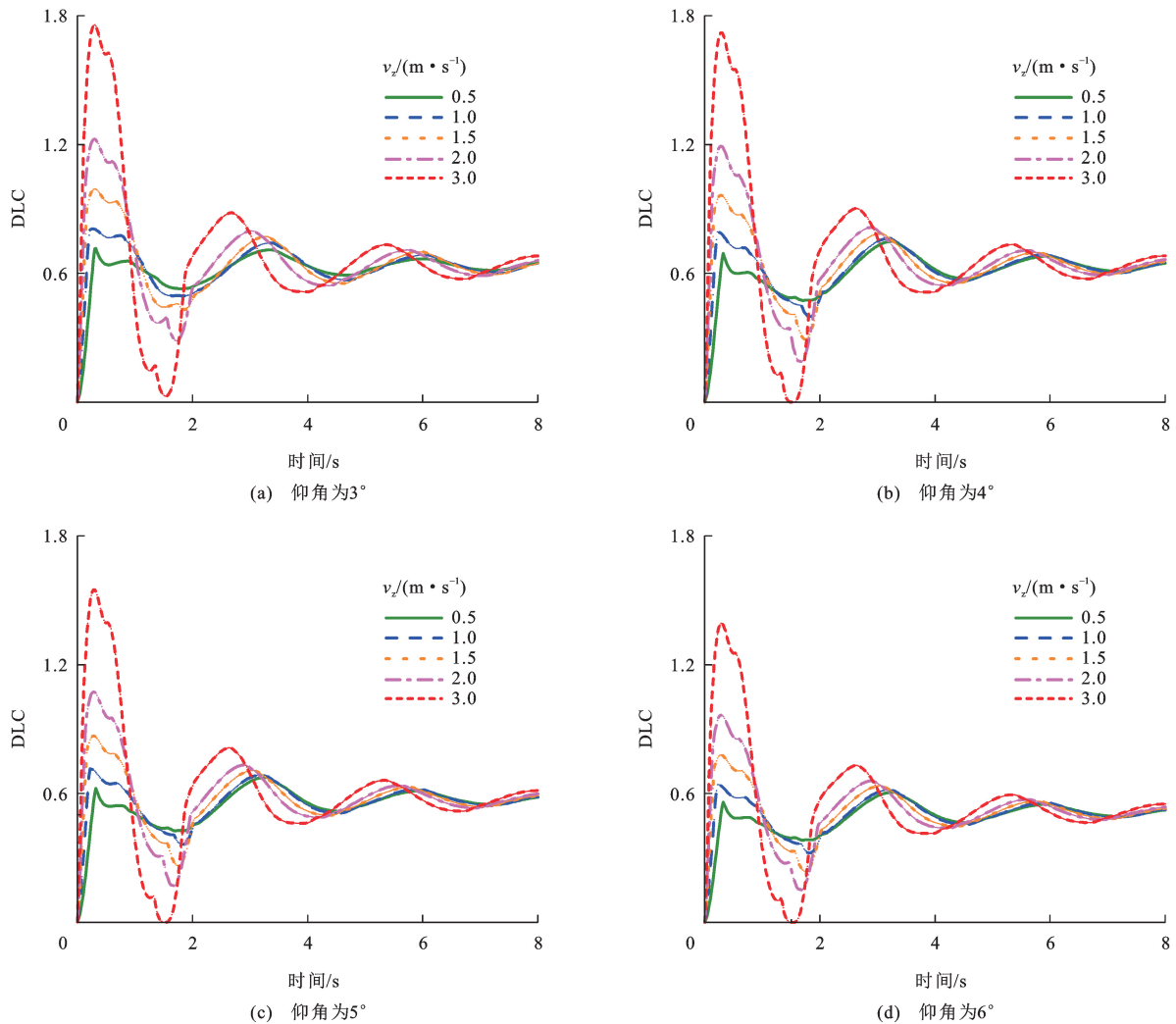


图 15 飞机着陆过程中的动载系数变化

Fig. 15 Dynamic load coefficient variation during aircraft landing

峰值随之减小。当下沉速度较小($\leq 1.0 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$)时,仰角改变对动载系数峰值的影响也较小;当下沉速度较大,尤其是达到 $3.0 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ 时,动载系数峰值随仰角的增大而显著减小。仰角主要影响飞机接地时动载系数首次波动及峰值,而对后续的波动过程影响较小,这是因为飞机主起落架轮胎接地后放下前起落架,使得仰角减小为 0,加之起落架缓冲系统的动力消散作用,所以动载系数的波动逐渐稳定。

3.2 动载系数峰值特征

本文通过虚拟样机仿真分析发现,飞机着陆冲击的最大动载作用主要发生在接地后的首次波动阶段,此阶段动载系数迅速增长至峰值。各机型以不同仰角着陆时,动载系数峰值随下沉速度的变化规

律如图 16 所示,左侧纵坐标轴表示的 DLC1 为着陆冲击动载峰值与最大着陆重力(最大着陆质量与重力加速度的乘积)之比。同时,考虑到飞机最大着陆质量与最大起飞质量的显著差异,为便于与起飞滑跑时的动载对比,用图 16 中的右侧纵坐标 DLC2 表示着陆冲击动载峰值与最大起飞重力(最大起飞质量与重力加速度的乘积)之比。

下沉速度对着陆冲击的动载系数峰值有显著影响,随着下沉速度的增加,动载系数峰值逐渐增大,且增大的趋势加快,二者间呈现出非线性关系。仰角对动载系数峰值的影响较小,动载系数峰值随仰角的增大而减小。不同仰角下的动载系数峰值随下沉速度的变化曲线比较接近,且近似平行,说明动载系数峰值与仰角的关系接近线性。

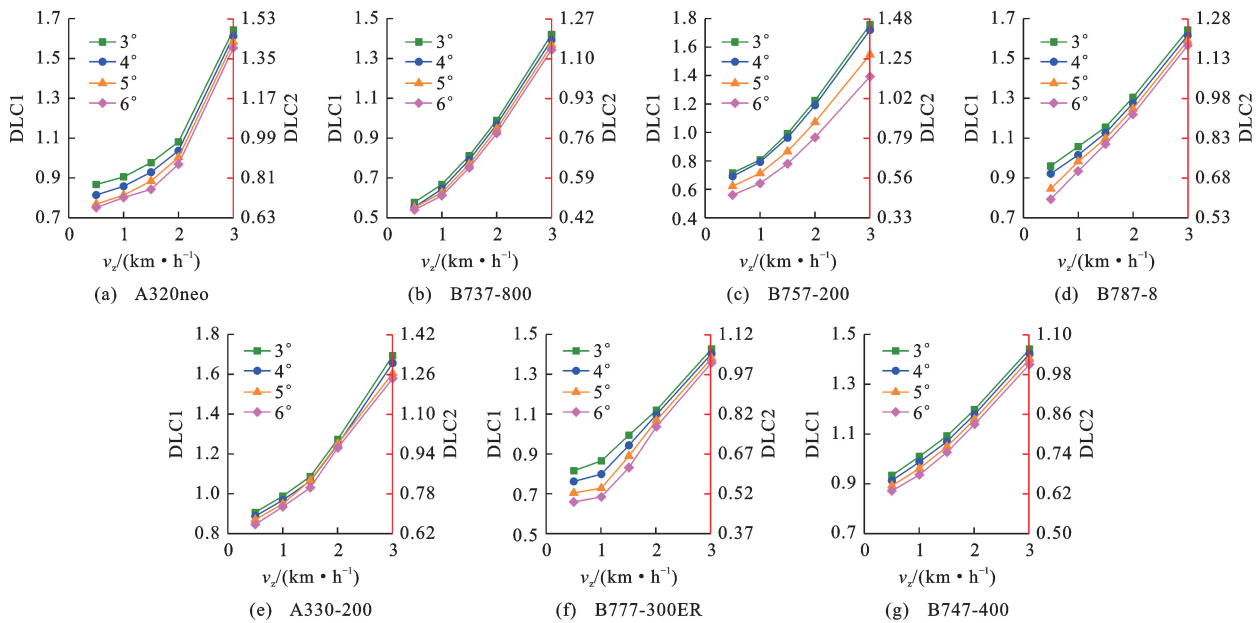


图 16 飞机在不同下沉速度和仰角下着陆的最大动载系数

Fig. 16 Maximum dynamic load coefficients during aircraft landing under different sink rate and pitch angle

飞机的最大着陆质量与最大起飞质量相差较大,为后者的 70%~90%(表 2)。当下沉速度小于 $2.0 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ 时,飞机着陆冲击的动载峰值一般不超过最大起飞重力,即图 16 中右侧纵坐标表示的动载系数小于 1.0。然而,当下沉速度为 $3.0 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$,即接近限制下沉速度时,相比最大起飞重力的着陆冲击动载系数峰值则较大,一般大于图 14 中所示飞机滑跑激振的最大动载系数。因此,综合考虑飞机起飞滑跑和着陆冲击时的最大动载系数,以及相应的最大起飞质量与最大着陆质量,分析飞机对跑道的最大动载作用(最不利情况)时,可以按照起飞滑跑时的最大动载来考虑。此时,飞机正常降落甚至发生硬着陆(下沉速度不超过

$2.0 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$)的最大冲击动载,不超过滑跑时的最大动载;而对于飞机接近限制下沉速度的特殊着陆场景,最大冲击动载会超过滑跑时的最大动载,需要同时考虑。

3.3 动载系数预估模型

为预估飞机在不同下沉速度和仰角下着陆的最大冲击动载作用,本文建立相应的动载系数峰值回归模型。当飞机对跑道的着陆冲击动载作用达到最大时,在自身重力、机翼升力、地面支持力、主起落架轴向力、轮胎竖向力等的共同作用下,飞机竖向冲击的动能转化为诸如起落架缓冲系统、轮胎以及道面等变形、摩擦所产生的弹性势能和热能,表示为

$$(F_L + F_N - mg) \Delta z_{cg} = \frac{1}{2} m v_z^2 - E_p - Q \quad (32)$$

式中: Δz_{cg} 为飞机重心的竖向位移; E_p 为着陆冲击过程中产生的弹性势能; Q 为着陆冲击过程中产生的热能。

可见, 飞机着陆冲击的最大动载与竖向动能和升力线性相关, 同时由于飞机升力和仰角在通常情况下呈线性关系, 所以着陆冲击的动载系数峰值 $C_{DLClanding}$ 与下沉速度 (v_z) 的平方和仰角 (P) 线性相关, 表示为

$$C_{DLClanding} = \frac{F_N}{mg} = 1 + \frac{v_z^2}{2g\Delta z_{cg}} - \frac{E_p + Q}{mg\Delta z_{cg}} - \frac{F_L(P)}{mg} \quad (33)$$

由此, 建立 $C_{DLClanding}$ 关于下沉速度和仰角的预估模型

$$C_{DLClanding} = a_1 v_z^2 + a_2 P + a_3 \quad (34)$$

式中: $a_1 \sim a_3$ 均为回归参数。

对 7 种飞机在不同下沉速度和仰角下的 $C_{DLClanding}$ 进行拟合, 如图 17 所示, R^2 均大于 0.971, 证明了该预估模型的准确性。7 种飞机的 $C_{DLClanding}$ 回归模型列于表 7。

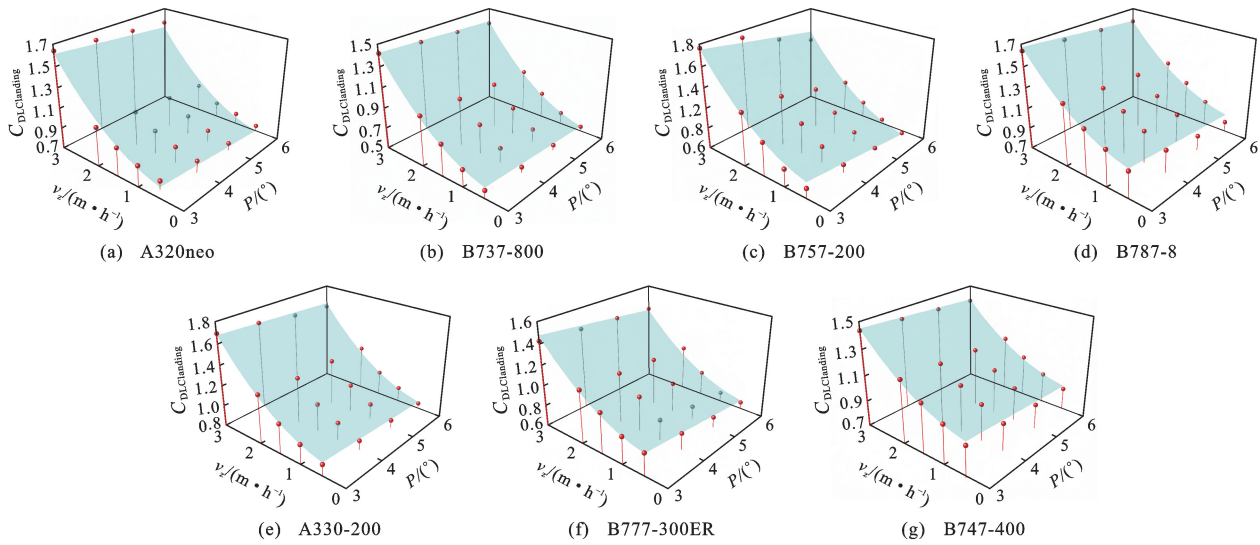


图 17 飞机着陆冲击的动载系数峰值及拟合面

Fig. 17 Dynamic load coefficients during aircraft landing and its fitting surface

表 7 飞机着陆冲击 $C_{DLClanding}$ 的预估模型

Table 7 Predictive model of $C_{DLClanding}$ during aircraft landing

机型	回归模型	R^2
A320neo	$C_{DLClanding} = 0.0921 v_z^2 - 0.0373 P + 0.8985$	0.9712
B737-800	$C_{DLClanding} = 0.0937 v_z^2 - 0.0197 P + 0.6418$	0.9747
B757-200	$C_{DLClanding} = 0.1090 v_z^2 - 0.0802 P + 1.0023$	0.9835
B787-8	$C_{DLClanding} = 0.0796 v_z^2 - 0.0360 P + 1.0703$	0.9803
A330-200	$C_{DLClanding} = 0.0860 v_z^2 - 0.0213 P + 0.9683$	0.9930
B777-300ER	$C_{DLClanding} = 0.0937 v_z^2 - 0.0438 P + 0.9324$	0.9781
B747-400	$C_{DLClanding} = 0.0566 v_z^2 - 0.0214 P + 0.9866$	0.9866

4 结 语

(1) 本文利用 ADAMS/Aircraft 建立了 7 种代表性民用飞机的全机足尺虚拟样机模型, 并与飞机驾驶模拟器和 ProFAA 软件进行了对比验证; 开展了不同滑跑速度、跑道平整度下的飞机滑跑激振仿真和不同下沉速度、仰角下的着陆冲击仿真, 计算得到相应的动载系数 C_{DLC} 。飞机滑跑激振的 C_{DLC} 服从正态分布, 平均值 μ_{DLC} 主要受滑跑速度的影响, 随

后者的增大而减小; 标准差 σ_{DLC} 同时受平整度和滑跑速度的影响, 随二者的增大而增大。

(2) 建立了主起落架 μ_{DLC} 和 σ_{DLC} 的预估模型, 拟合精度分别达到 0.997 和 0.948 及以上。采用 $\mu_{DLC} + 3\sigma_{DLC}$ 作为 DLC 的上限值 C_{DLCul} , 分别建立了关于 PSD 和 IRI 的 C_{DLCul} 回归模型, 从而根据飞机运动和跑道平整度来预估飞机滑跑过程中的动载作用。推导了最不利情况下的飞机敏感速度和最大动载系数 C_{DLCmax} , 7 种飞机的 C_{DLCmax} 在不平整跑道上均大于 1, 并随着平整度劣化程度加剧而明显增加, 说明在升力和跑道不平整激励共同作用下, 飞机滑跑过程中的最大动载大于静载, 传统机场道面设计方法低估了实际最大荷载。

(3) 飞机着陆冲击的动载系数峰值 $C_{DLClanding}$ 受下沉速度的显著影响, 随下沉速度的增大而增大, 且增大趋势加快; 受仰角的影响较小, 随仰角的增大而减小。 $C_{DLClanding}$ 与下沉速度的平方和仰角线性相关, 据此建立了 $C_{DLClanding}$ 的预估模型, 拟合精度高于 0.971。由于飞机的最大着陆质量小于最大起飞质

量,飞机下沉速度不大于 $2.0 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ 时的着陆冲击最大动载不超过起飞滑跑时的最大动载;而当飞机接近限制下沉速度 ($3.05 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$) 时,着陆冲击的最大动载显著增加且高于滑跑激振的最大动载,分析道面结构设计的最不利情况时需重点考虑。

(4) 本文的研究为更合理、准确地预估飞机地面运动过程中对跑道的竖向动力作用提供了依据。未来可根据现场监测数据进一步修正飞机动载预估模型,并开展飞机沿跑道运动特征和跑道平整度劣化趋势研究,提高对多机型、多运动状态、多跑道工况的适用性。

参 考 文 献 :

References :

- [1] 蔡良才,王海服,张罗利,等. 基于累积损伤的机场道面剩余寿命预测模型[J]. 交通运输工程学报, 2014, 14(4): 1-6.
CAI Liang-cai, WANG Hai-fu, ZHANG Luo-li, et al. Prediction model of remaining life for airport pavement based on cumulative damage[J]. Journal of Traffic and Transportation Engineering, 2014, 14(4): 1-6.
- [2] LOPRENCIPE G, ZOCCALI P. Comparison of methods for evaluating airport pavement roughness [J]. International Journal of Pavement Engineering, 2019, 20(7): 782-791.
- [3] HOU T X, LIU S F, LING J M, et al. Vibration response law of aircraft taxiing under random roughness excitation[J]. Applied Sciences, 2023, 13(13): 7386.
- [4] 孟宪锋,罗 萌,江 辉,等. 飞机着陆数值仿真及机场道面动载特性研究[J]. 振动与冲击, 2024, 43(1): 308-318.
MENG Xian-feng, LUO Meng, JIANG Hui, et al. Numerical simulation of aircraft landing and dynamic load characteristics of airport pavement[J]. Journal of Vibration and Shock, 2024, 43(1): 308-318.
- [5] 罗 萌. 飞机着陆冲击数值仿真及道面动载响应特性研究[D]. 北京: 北京交通大学, 2023: 74.
LUO Meng. Study on numerical simulation of aircraft landing impact and dynamic response characteristics of runway[D]. Beijing: Beijing Jiaotong University, 2023: 74.
- [6] 游庆龙,凌建明,袁 捷,等. 适应大型飞机的沥青道面结构有限元模型[J]. 交通运输工程学报, 2012, 12(2): 18-23.
YOU Qing-long, LING Jian-ming, YUAN Jie, et al. Finite element model of flexible airport pavement structure for large aircraft[J]. Journal of Traffic and Transportation Engineering, 2012, 12(2): 18-23.
- [7] 王兴涛,陈建峰,叶观宝,等. 波音 747 型飞机跑道滑行力学响应[J]. 交通运输工程学报, 2016, 16(2): 1-9.
WANG Xing-tao, CHEN Jian-feng, YE Guan-bao, et al. Mechanical responses of Boeing 747 running on runways[J]. Journal of Traffic and Transportation Engineering, 2016, 16(2): 1-9.
- [8] DONG Z J, MA X Y, SHAO X Z. Airport pavement responses obtained from wireless sensing network upon digital signal processing[J]. International Journal of Pavement Engineering, 2018, 19(5): 381-390.
- [9] HANKE C R. The simulation of a large jet transport aircraft, Volume 1 - Mathematical model[R]. Washington DC: NASA, 1971: 1.
- [10] BARNES A G, YAGER T J. Simulation of aircraft behaviour on and close to the ground[R]. Brussels: AGARD, NATO, 1985: 53.
- [11] 雷继超,石鑫刚,蔡良才,等. 滤波白噪声法的单轮起落架滑跑模型[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2020, 21(3): 12-18.
LEI Ji-chao, SHI Xin-gang, CAI Liang-cai, et al. A quarter landing gear taxiing model based on filtered white noise method[J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2020, 21(3): 12-18.
- [12] 朱立国,陈俊君,袁 捷,等. 基于虚拟样机的飞机滑跑荷载[J]. 同济大学学报(自然科学版), 2016, 44(12): 1873-1879, 1888.
ZHU Li-guo, CHEN Jun-jun, YUAN Jie, et al. Taxiing load analysis of aircrafts based on virtual prototype[J]. Journal of Tongji University (Natural Science), 2016, 44(12): 1873-1879, 1888.
- [13] LIU S F, TIAN Y, LIU L, et al. Improvement of Boeing bump method considering aircraft vibration superposition effect[J]. Applied Sciences, 2021, 11(5): 2147.
- [14] 钱劲松,潘祥伟,岑业波,等. 跑道平整度激励下飞机滑跑动载分析[J]. 振动与冲击, 2022, 41(20): 176-184, 269.
QIAN Jin-song, PAN Xiang-wei, CEN Ye-bo, et al. Aircraft taxiing dynamic load induced by runway roughness [J]. Journal of Vibration and Shock, 2022, 41(20): 176-184, 269.
- [15] 钱劲松,岑业波,刘东亮,等. 机场跑道全波段平整度测试方法[J]. 交通运输工程学报, 2021, 21(5): 84-93.
QIAN Jin-song, CEN Ye-bo, LIU Dong-liang, et al. Measurement method of all-wave airport runway roughness[J]. Journal of Traffic and Transportation Engineering, 2021, 21(5): 84-93.
- [16] 许金余,赵国藩. 机场水泥砼道面动载系数的研究[J]. 大连理工大学学报, 1997, 37(3): 367-370.
XU Jin-yu, ZHAO Guo-fan. Study of dynamic load coefficient of airfield's cement concrete pavement[J]. Journal of Dalian University of Technology, 1997, 37(3): 367-370.
- [17] 梁 磊,顾强康,刘国栋,等. 基于 ADAMS 仿真确定飞机着陆道面动荷载[J]. 西南交通大学学报, 2012, 47(3): 502-508.
LIANG Lei, GU Qiang-kang, LIU Guo-dong, et al. Using ADAMS to assess dynamic load of pavement during aircraft landing[J]. Journal of Southwest Jiaotong University, 2012, 47(3): 502-508.
- [18] 崔云化,岑国平,梁 磊. 新型飞机着陆动载特性研究[J]. 计算机仿真, 2020, 37(4): 15-21.
CUI Yun-hua, CEN Guo-ping, LIANG Lei. Study on the characteristics dynamic load of new aircraft landing [J].

- Computer Simulation, 2020, 37(4): 15-21.
- [19] 孟宪锋,赵星燕,江 辉,等. 基于联合仿真的飞机着陆机场跑道桥动载特性研究[J]. 振动与冲击, 2024, 43(2): 105-113.
MENG Xian-feng, ZHAO Xing-yan, JIANG Hui, et al. Dynamic load characteristics of an airport runway bridge during aircraft landing based on co-simulation[J]. Journal of Vibration and Shock, 2024, 43(2): 105-113.
- [20] 陈俊君. 基于虚拟样机的机场道面平整度评价研究[D]. 上海: 同济大学, 2017: 25.
CHEN Jun-jun. Study of airport pavement roughness evaluation based on virtual prototype[D]. Shanghai: Tongji University, 2017: 25.
- [21] 张哲恺. 跑道平整度评价标准适用性研究——考虑飞机滑跑动力响应叠加效应[D]. 上海: 同济大学, 2020: 33.
ZHANG Zhe-kai. Study on the applicability of runway smoothness evaluation criteria - Considering the superposition effect of aircraft taxi dynamic response[D]. Shanghai: Tongji University, 2020: 33.
- [22] 凌建明,刘诗福,袁 捷,等. 采用 IRI 评价机场道面平整度的适用性[J]. 交通运输工程学报, 2017, 17(1): 20-27.
LING Jian-ming, LIU Shi-fu, YUAN Jie, et al. Applicability of IRI based evaluation of airport pavement roughness[J]. Journal of Traffic and Transportation Engineering, 2017, 17(1): 20-27.
- [23] VAN GELDER P A, STET M J A. Evaluation methods for longitudinal evenness of runway pavements: NLR-TP-2009-190[R]. Amsterdam: National Aerospace Laboratory NLR, 2009: 7.
- [24] DODDS C J, ROBSON J D. The description of road surface roughness[J]. Journal of Sound and Vibration, 1973, 31(2): 175-183.
- [25] PAWAR P R, MATHEW A T, SARAF M R. IRI (international roughness index): An indicator of vehicle response [J]. Materials Today: Proceedings, 2018, 5(5): 11738-11750.
- [26] 朱立国. 基于大型飞机虚拟样机的刚性道面动力行为模拟与表达[D]. 上海: 同济大学, 2017: 51.
ZHU Li-guo. Simulation and expression of dynamic behavior of rigid pavement based on virtual prototype of large aircrafts[D]. Shanghai: Tongji University, 2017: 51.
- [27] 岑业波. 随机激励飞机荷载作用下的道基附加应力分布特征[D]. 上海: 同济大学, 2020: 47.
CEN Ye-bo. Distribution characteristics of additional stress on subgrade under randomly excited aircraft loads [D]. Shanghai: Tongji University, 2020: 47.
- [28] HUDSPETH S, STAPLETON D, BALLEW J, et al. DOT/FAA/TC-18/8: Boeing 737-800 final surface roughness study data collection[R]. Washington DC: Federal Aviation Administration, 2017: 23.