

飞机主起落架-刚性跑道动力相互作用与响应分析

杜浩¹, 李沛霖², 侯天新²

(1.上海同科交通科技有限公司, 上海 200092; 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)

摘要: 为了进一步明晰飞机-跑道系统的相互作用机制和动力响应, 首先, 本文建立了飞机主起落架-刚性跑道动力相互作用的物理模型, 将飞机轮胎和跑道地基分别模拟为刚性滚子模型和 Pasternak 地基模型; 其次, 基于位移协调原理推导出刚性滚子模型和 Pasternak 地基模型的数学表达式, 采用新型快速显式积分算法求解飞机起落架和跑道结构的振动响应; 最后, 以 B737-800 典型机型为例, 通过研究不同跑道结构强度、飞机滑跑速度、道面平整度下的飞机子系统和跑道子系统的动力响应, 揭示影响飞机安全、舒适度和跑道结构安全的关键因素。结果表明: 地基刚度衰减对跑道振动响应的影响程度较大, 最大增幅可达 56.13%; 随着飞机滑跑速度增大, 机轮轮下道面振动位移峰值先增大后减小, 而机身和机轮振动加速度峰值均持续增大; 由于起落架缓冲器的消散作用, 跑道平整度变化对机身振动加速度的影响存在滞后效应。

关键词: 机场工程; 振动响应; 系统动力学; 飞机起落架; 刚性跑道

中图分类号: V351.1

文献标志码: A

文章编号: 1674-5590(2024)05-0073-10

Dynamic interaction and response analysis between aircraft main landing gear and rigid runway

DU Hao¹, LI Peilin², HOU Tianxin²

(1. Shanghai Tongke Transportation Technology Co., Ltd., Shanghai 200092, China; 2. The Key Laboratory of Infrastructure Durability and Operation Safety in Airfield of CAAC, Tongji University, Shanghai 201804, China)

Abstract: To further clarify the interaction mechanisms and dynamic responses within the aircraft-runway system, a physical model of the dynamic interaction between the aircraft main landing gear and rigid runway was developed firstly, and the aircraft tire and runway foundation were simulated as rigid roller model and Pasternak foundation model, respectively. Secondly, mathematical expressions of rigid roller model and Pasternak foundation model were derived based on the principle of displacement coordination, and a novel fast explicit integration algorithm was employed to solve the vibration response of both the aircraft landing gear and the runway structure. Finally, taking the B737-800 aircraft as a case study, the dynamic responses of the aircraft subsystem and runway subsystem were analyzed under different runway structural strengths, aircraft taxiing speeds and pavement roughness to reveal the key factors influencing aircraft safety, comfort degree and runway structure safety. The results indicated that the attenuation of the foundation stiffness has a great influence on the runway vibration response, with a maximum growth rate of 56.13%. As the aircraft taxiing speed increases, the vibration displacement peak of the lower pavement of the wheel initially rises and then falls, while the vibration acceleration peak of both the fuselage and wheels consistently increase. Due to the dissipation effect of the landing gear buffer, the influence of runway roughness on fuselage vibration acceleration has a lag effect.

Key words: airport engineering; vibration response; system dynamics; aircraft landing gear; rigid runway

跑道是供飞机起降的基础平台, 刚性道面具有强度高、稳定性好、耐久性好、使用寿命长等优点, 是中国机场跑道的主要道面类型^[1]。以 B777 等为代表的新一代大型飞机具有

高速度、大轴载、高胎压等动力特征, 显著增强了对跑道结构的动力作用。理论上, 刚性道面板底动应力增加 5%, 道面疲劳寿命将降低 30%^[2]。

飞机滑跑过程中起落架-跑道呈现复杂的动力相互作用,飞机荷载会引起跑道结构振动,进而造成道基变形、道面错台等病害,而跑道的振动响应又将进一步耦合道面不平整共同激励飞机起落架,从而加剧飞机振动。这种“互馈效应”对于新一代大型飞机更为突出,飞机升力、非平稳变速运动等行为进一步加剧了分析难度。因此,建立适合的飞机起落架-跑道相互作用系统动力学模型,并准确揭示多场景下飞机起落架和跑道动力响应的变化规律,对于保障飞机滑跑安全、提升乘客舒适性及提高跑道结构性能评价水平具有重要意义^[3]。

目前,国内外多数研究将飞机起落架-跑道系统动力学模型分为飞机起落架和跑道两个独立的子系统进行研究。针对飞机起落架子系统,学者通常在 ADAMS^[4-5]、ProFAA^[6-7]、APRas^[8-9]等软件中建立飞机起落架模型,利用实测或模拟的单跑道道面不平整样本进行时域仿真,如 Durán 等^[10]通过 ProFAA 计算了实测跑道不平整激励下飞机驾驶舱和重心处的加速度,并基于此对道面的平整度进行评价;Shi 等^[11]采用滤波白噪声法生成道面不平整,利用 Simulink 获得了不同平整度和速度下的飞机动载系数;钱劲松等^[12]基于跑道全波段不平整实测数据,利用 ADAMS 对飞机滑跑振动响应进行了分析。针对跑道子系统模型,学者通常采用 ABAQUS 等有限元分析程序建立跑道模型,将飞机荷载简化为移动的均布荷载、集中荷载或简谐荷载等,以求解道面结构响应^[13-15]或获得不平整激励下飞机子模型的动荷载,并将其施加给跑道子模型以获得道面结构响应^[16-18]。分离式的研究可满足传统速度较低、荷载较小的情况,但在高速重载的新一代大型飞机作用下,跑道结构参振效应凸显,无法准确反映真实运行情况下起落架和跑道的动力响应水平。

对此,少数学者针对飞机起落架-跑道系统相互作用的动力学模型开展初步探究,许金余^[19]将飞机和跑道分别简化为两个单自由度的主起落架和弹性半空间地基上的刚性道面板,建立了飞机-道面-土基动力耦合系统模型,采用有限元法进行了计算分析;Dong 等^[20]不考虑机身结构,简化飞机起落架模型,构建飞机-跑道耦合系统模型,求解了不平整激励下的起落架动载;Liu 等^[21]建立二自由度飞机模型,采用振型叠加法进行道面结构离散,并基于位移协调条件构建飞机-跑道耦合系统模型,在频域内求解道面不平整激励下的起落架动载系数等动力响应。上述研究中飞机轮胎采用简化的点接触模型,未考虑轮胎的几何特征,轮胎与跑道的接触点始终在轮胎正下方。

综上,本文为精准解析飞机起落架与刚性跑道间

的动力相互作用,准确揭示飞机起落架和跑道的动力响应水平,首先,建立飞机起落架-刚性跑道相互作用系统的动力学物理模型,将飞机轮胎和跑道分别视作刚性滚子模型和 Pasternak 地基模型;其次,基于起落架机轮位移-道面不平整-跑道振动位移三者的动态协调关系,推导出飞机起落架-刚性跑道相互作用系统的数学表达式;最后,采用新型快速显式积分算法求解不同跑道结构强度、飞机滑跑速度、道面不平整度下飞机和跑道振动响应的变化规律。本文研究成果可为跑道平整度评价和飞机滑跑动力学响应分析提供理论基础。

1 飞机起落架-刚性跑道相互作用系统物理建模与数学表达

考虑到飞机起落架-刚性跑道相互作用系统模型中飞机质量主要集中在主起落架,如 B737-800 机型的主起落架质量分配系数高达 93.60%,则飞机对跑道的动力作用主要由主起落架传递。故本文采用二自由度飞机起落架模型研究飞机的垂向振动以及飞机与跑道的相互作用力,从而简化计算模型以提高计算效率。其中将机身分配至主起落架的质量、轮胎和外筒质量视为两个质量块 m_s 和 m_t ; k_s 、 c_s 分别为起落架刚度和阻尼系数; k_t 、 c_t 分别为轮胎刚度和阻尼系数。

刚性跑道振动主要体现在道面的振动上,地基离散为具有抗剪、抗压特征的弹簧单元,即 Pasternak 模型,地基刚度系数、地基阻尼系数、剪切参数分别为 k_r 、 c_r 、 k_p ;道面视为 Pasternak 地基上的 Euler-Bernoulli 梁,道面弹性模量、截面惯性矩、长度分别为 E 、 I 、 L 。基于以上两子系统模型,建立飞机起落架-刚性跑道相互作用系统物理模型,如图 1 所示,其中 v 为飞机滑跑速度, F_s 为升力, z_s 、 z_t 、 q 、 z_r 分别为机身垂向位移、轮胎垂向位移、道面实际路形和道面垂向振动位移。

1.1 起落架模型

起落架在飞机滑跑过程中将受到机翼的升力作用,该力的方向与重力相反,在动力学分析中不可忽略升力对起落架振动响应的影响。将起落架缓冲器和轮胎的力学特性模拟为两个串联的弹簧+阻尼元件的力学模型,并考虑升力作用,得到飞机主起落架模型,如图 2 所示。

依据达朗贝尔原理,在道面不平整激励下起落架二自由度模型的动力微分方程为

$$\begin{cases} m_s \ddot{z}_s + k_s(z_s - z_t) + c_s(\dot{z}_s - \dot{z}_t) = F_s \\ m_t \ddot{z}_t - k_s(z_s - z_t) - c_s(\dot{z}_s - \dot{z}_t) + \\ k_t(z_t - z) + c_t(\dot{z}_t - \dot{z}) = 0 \end{cases} \quad (1)$$

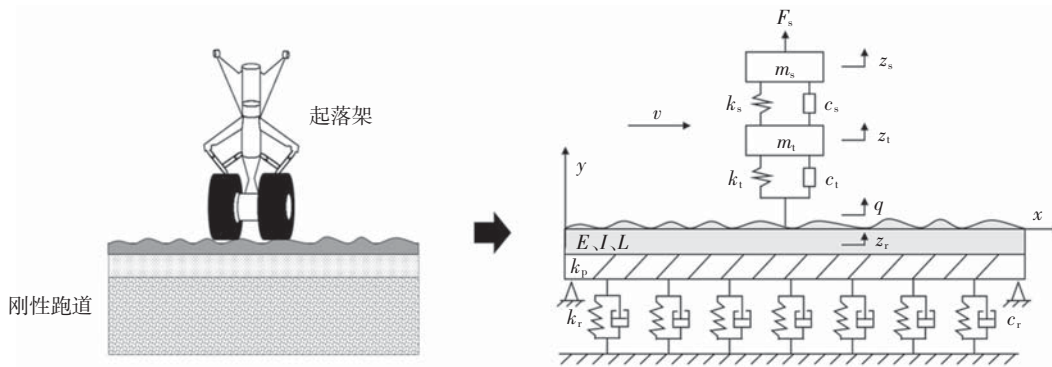


图 1 起落架-刚性跑道相互作用系统物理模型

Fig.1 Physical model of landing gear and rigid runway interaction system

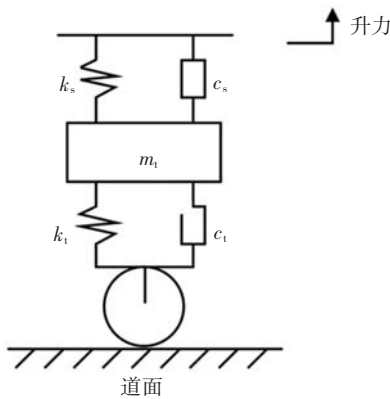


图 2 飞机起落架模型

Fig.2 Model of aircraft landing gear

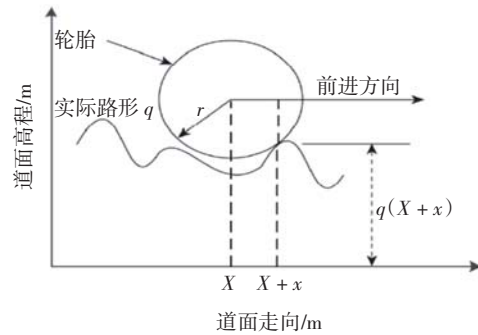


图 3 刚性滚子包容轮胎模型

Fig.3 Rigid roller inclusive tire model

式中, z 为道面不平整与振动位移之和。

起落架所受升力 F_s 的计算公式为

$$F_s = \frac{1}{2} \rho_a v^2 C_l S \quad (2)$$

式中: ρ_a 为空气密度; C_l 为升力系数; S 为机翼面积。

1.2 刚性滚子轮胎模型

不同于车辆轮胎,飞机起落架轮胎具有高胎压、小变形的特性,更类似于简化的刚性轮胎。因此,本文中飞机起落架轮胎采用刚性滚子轮胎模型,相较于传统的点接触模型,刚性滚子轮胎模型具有几何包容特性,轮胎与道面的接触点位将随道面平整度而产生变化,如图 3 所示。其中: X 为计算有效路形的点位; x 为轮胎触点水平向位置, $x = vt$; $q(X+x)$ 为道面走向 $X+x$ 处的实际路形; r 为飞机轮胎的半径。

设定接触点位为轮胎前后一个直径范围内最低点所对应的道面不平整,则 X 点位处的有效路形 $q'(X)$ 可表示为

$$q'(X) = \max_{x \in [-r, r]} [q(X+x) + \sqrt{r^2 - x^2}] - r \quad (3)$$

1.3 道面-Pasternak 地基模型

随着新一代高速重载飞机的投入运营,飞机在跑

道上制动、转弯和加减速运动时,板底、地基间的剪切作用愈发明显。因此,相较于经典的 Winkler 地基模型、Kelvin 地基模型,本文采用能表征抗压、剪切特性的 Pasternak 地基模型,其上的道面采用 Euler-Bernoulli 梁模型,在飞机荷载作用下将产生受迫振动,则道面垂向振动的微分方程为

$$EI \frac{\partial^4 z_r}{\partial x^4} - k_p \frac{\partial^2 z_r}{\partial x^2} + m \frac{\partial^2 z_r}{\partial t^2} + c_r \frac{\partial z_r}{\partial t} + k_r z_r = P\delta(x - x_i) \quad (4)$$

式中: EI 为道面的抗弯刚度; m 为道面单位长度的质量; P 为飞机荷载; $\delta(\cdot)$ 为狄拉克函数; x_i 为飞机机轮荷载作用在振动梁上的位置。

依据振型叠加法原理可得

$$z_r = \sum_{i=1}^n \varphi_i(x) \cdot q_i(t) \quad (5)$$

式中: $\varphi_i(x)$ 为第 i 种模态的道面振动振型; $q_i(t)$ 为第 i 种模态的道面振型坐标。

转换道面振动方程为

$$\ddot{q}_i(t) + \frac{c_r}{m} \dot{q}_i(t) + w_i^2 q_i(t) = \frac{2}{mL} P \varphi_i(x_i) \quad (6)$$

$$w_i = \sqrt{\frac{EI}{m} \cdot \frac{i^4 \pi^4}{L^4} + \frac{k_p}{m} \cdot \frac{i^2 \pi^2}{L^2} + \frac{k_r}{m}} \quad (7)$$

式中: w_i 为第 i 种模态的振动频率; $\varphi_i(x_i)$ 为第 i 种模态的道面振动位置。

1.4 起落架-跑道相互作用模型

针对飞机机轮与不平整道面的实时接触特征, 建立机轮位移-不平整起伏-跑道振动位移三者动态协调关系。其中, 对于任一接触点 x 处, 道面对机轮的激励可以表示为

$$z(x) = \sum_{i=1}^n \varphi_i(x) \cdot q_i(t) + q(x) \quad (8)$$

式中, $q(x)$ 为 x 处的实际路形。

则飞机与道面动态相互作用力可以表示为

$$p = k_l(z_l - \sum_{i=1}^n \varphi_i(x) \cdot q_i(t) - q) + c_l(\dot{z}_l - \sum_{i=1}^n \dot{\varphi}_i(x) \cdot \dot{q}_i(t) - \dot{q}) - (m_s + m_t)g \quad (9)$$

通过分析飞机机轮与跑道道面的动态接触关系, 基于位移协调原理, 依据飞机机轮位移、跑道道面不平整、跑道振动位移三者之间的函数关系, 可将飞机起落架-跑道相互作用系统耦合方程组表示为

$$\begin{cases} m_s \cdot \ddot{z}_s + k_s(z_s - z_l) + c_s(\dot{z}_s - \dot{z}_l) = F_s \\ m_t \cdot \ddot{z}_l + k_s(z_s - z_l) - c_s(\dot{z}_s - \dot{z}_l) + k_l z_l - k_l \sum_{i=1}^n \varphi_i(x) \cdot q_i(t) + c_l \dot{z}_l - c_l \sum_{i=1}^n \dot{\varphi}_i(x) \cdot \dot{q}_i(t) - c_l \sum_{i=1}^n \dot{\varphi}_i(x) \cdot \dot{q}_i(t) \\ q_i(t) = k_i \cdot q + c_i \cdot \dot{q} \\ \ddot{q}_i(t) + \frac{c_i}{m} \dot{q}_i(t) + w_i^2 q_i(t) = \frac{2}{mL} \varphi_i(x_i) [k_i(z_l - \sum_{i=1}^n \varphi_i(x) \cdot q_i(t) - q) + c_l(\dot{z}_l - \sum_{i=1}^n \dot{\varphi}_i(x) \cdot \dot{q}_i(t) - \dot{q}) - (m_s + m_t)g] \end{cases} \quad (10)$$

将上述起落架-跑道系统方程组化作矩阵形式, 即

$$M\ddot{U} + C\dot{U} + KU = F \quad (11)$$

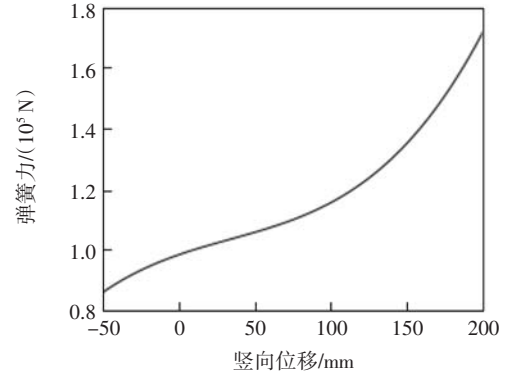
式中: M 、 C 、 K 分别为起落架-道面-地基系统的质量、阻尼和刚度矩阵; U 、 \dot{U} 、 \ddot{U} 分别为系统的广义位移、速度、加速度矢量; F 为系统的广义载荷矢量。

2 动力学参数

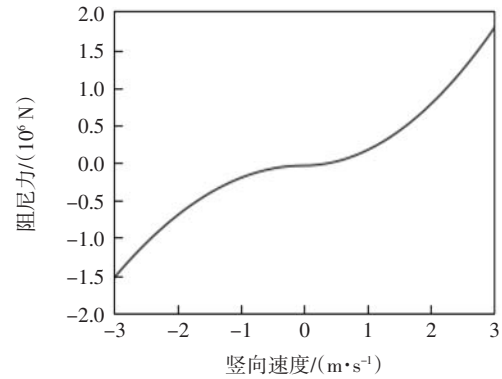
2.1 变量参数取值

选取当前主流的民用飞机 B737-800 作为代表机

型。飞机起落架和轮胎具有强非线性, B737-800 主起落架弹簧力与竖向位移、阻尼力与竖向速度的关系如图 4、表 1 所示, 其中: F_{ks} 为起落架弹簧力; F_{kt} 为轮胎弹簧力; F_{cs} 为起落架阻尼力; F_{ct} 为轮胎阻尼力; Z_s 为机身竖向位移; Z_l 为轮胎竖向位移; V' 为竖向速度。



(a) 弹簧力与竖向位移



(b) 阻尼力与竖向速度

图 4 B737-800 主起落架弹簧力与竖向位移、阻尼力与竖向速度的关系

Fig.4 Relationship between spring force and vertical displacement, damping force and vertical velocity of B737-800 main gear

表 1 B737-800 机型非线性弹簧力和阻尼力拟合式

Tab.1 The fitting expression of nonlinear spring force and damping force of B737-800

拟合关系	拟合式
起落架弹簧力与竖向位移关系拟合式	$F_{ks} = 0.0109 z_s^3 - 1.183 z_s^2 + 186.94 z_s + 97898$
轮胎弹簧力与竖向位移关系拟合式	$F_{kt} = -0.0066 z_l^3 + 5.2608 z_l^2 + 1911.8 z_l - 5241.6$
起落架阻尼力与竖向速度关系拟合式	$F_{cs} = \begin{cases} 208000 v' v' & v' > 0 \\ 173000 v' v' & v' < 0 \end{cases}$
轮胎阻尼力与竖向速度关系拟合式	$F_{ct} = 1355 v' v' \quad v' > 0$

采用统计线性化方法^[22]处理 B737-800 机型的上述非线性参数, 可得到等效线性刚度和等效线性阻尼。同时, 依据波音技术手册^[23]可得到 B737-800 机型参数, 如表 2 所示。

参考《民用机场水泥混凝土道面设计规范》(MH/T 5004-2010)与相关研究^[24], 本文采用的典型水泥混凝

土跑道结构参数,如表 3 所示。

表 2 B737-800 机型参数
Tab.2 Parameters of B737-800

参数	取值
主起落架承担的机身质量 m_s/kg	36 725
轮胎和外筒质量 m_i/kg	1 150
起落架刚度系数 $k_s/(\text{N}\cdot\text{m}^{-1})$	996 531
轮胎刚度系数 $k_i/(\text{N}\cdot\text{m}^{-1})$	2 812 900
起落架阻尼系数 $c_s/(\text{N}\cdot\text{s}\cdot\text{m}^{-1})$	572 500
轮胎阻尼系数 $c_i/(\text{N}\cdot\text{s}\cdot\text{m}^{-1})$	4 066
机翼面积 S/m^2	62.290
等效升力系数 C_l	1.360
空气密度 $\rho_a/(\text{kg}\cdot\text{m}^{-3})$	1.293
飞机轮胎半径 r/m	0.565

表 3 典型水泥混凝土跑道结构参数

Tab.3 Structure parameters of typical cement concrete runway

参数	取值
道面弹性模量 $E/(10^4 \text{MN}\cdot\text{m}^{-2})$	37 000
道面宽度 b/m	1.00
道面厚度 h/m	0.34
道面长度 L/m	1 000
道面密度 $\rho/(\text{kg}\cdot\text{m}^{-3})$	2 400
地基刚度系数 $k_r/(\text{MN}\cdot\text{m}^{-2})$	85
地基阻尼系数 $c_r/(\text{kN}\cdot\text{s}\cdot\text{m}^{-2})$	36
剪切参数 k_p/MN	21

2.2 动力学激励描述

不平整跑道序列包含阶跃瞬变信号,如错台;脉冲信号,如局部隆起、三角形;激励信号,如凹陷和超低频信号等。从飞机驾驶舱舒适度与安全性角度来看,颠簸程度主要与速度、隆起长度和行驶方向相关,本文主要针对道面错台、隆起两种典型激励展开介绍。

2.2.1 错台

跑道在长期运行过程中,由于环境水文条件的改变和飞机交通荷载的反复作用,道基将产生不均匀沉降,致使沉降量不一的接合面产生错台,如图 5 所示。飞机起落架在历经不同板间错台时,则会形成颠簸振动,影响飞机运行安全和舒适度。

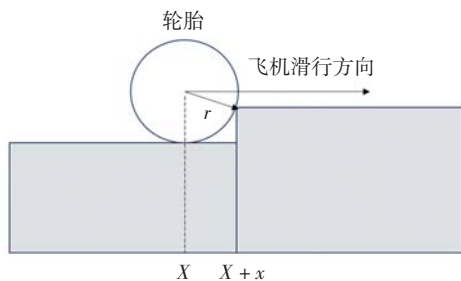


图 5 刚性跑道道面错台示意图

Fig.5 Schematic diagram of faulting slab of rigid runway pavement

错台高度可表示为

$$Z = \begin{cases} 0 & x < \frac{l}{2} \\ A & x \geq \frac{l}{2} \end{cases} \quad (12)$$

式中: Z 为跑道高程坐标; A 为错台高度; l 为隆起长度,是隆起高度最大的位置到隆起两端的最短距离。

2.2.2 BBI 不平整模型

波音公司依据滑行疲劳试验的结果,于 1975 年提出波音平整度指数(BBI,Boeing bump index),BBI 为实测隆起高度和边界容许隆起高度的比值,当实测隆起高度和可接受区边界隆起高度比值小于 1 时,道面的平整度处于可接受区,具体评价标准如图 6 所示。

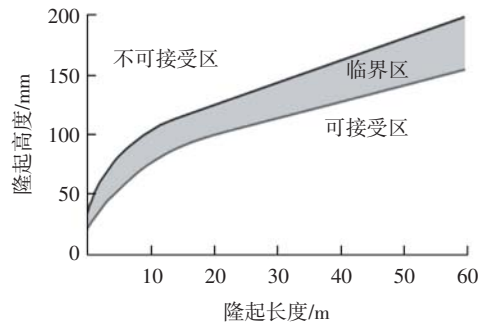


图 6 波音平整度评价模型

Fig.6 Evaluation model of Boeing bump

图 6 中,横坐标为隆起长度,在最不利的情况下,隆起高度最大的位置恰好位于隆起两端的中点,此时可将隆起长度视为半个波长。纵坐标为隆起高度,以余弦函数来表征 BBI 的形态时,隆起高度为振幅的 2 倍。BBI 模型将跑道不平整激励简化为谐波振动,采用余弦函数作为输入,函数表达式为

$$Z = \frac{H}{2}[1 - \cos(2\pi \times \frac{x}{\lambda})] \quad (13)$$

式中: H 为隆起高度,即峰值和谷值之间的垂直距离; λ 为波长。

3 数值求解方法

3.1 数值求解

本文采用新型快速显式积分法求解起落架-刚性跑道相互作用系统动力学方程,与常用的显式积分方法(如中心差分法)和隐式积分法(如 Newmark- β 法)相比,新型快速显式积分法只要质量矩阵 M 为对角阵,则无论阻尼矩阵 C 、刚度矩阵 K 的形式如何,都无须求解线性方程组,大大提高了求解效率。

新型快速显式积分法用前两步的位移、速度、加

速度来表示下一步的位移和速度,其积分格式为

$$\{u\}_{i+1} = \{u\}_i + \{\dot{u}\}_i \Delta t + \left(\frac{1}{2} + \Psi\right)\{\ddot{u}\}_i \Delta t^2 - \Psi\{\ddot{u}\}_{i-1} \Delta t^2 \quad (14)$$

$$\{\dot{u}\}_{i+1} = \{\dot{u}\}_i + (1 + \varphi)\{\ddot{u}\}_i \Delta t - \varphi\{\ddot{u}\}_{i-1} \Delta t \quad (15)$$

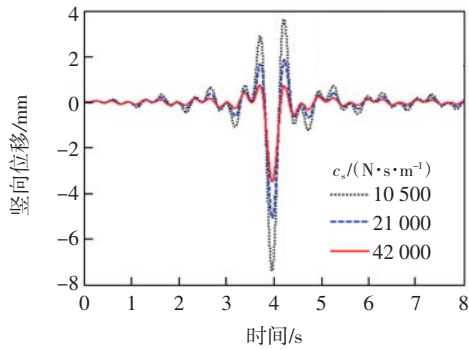
式中: $\{u\}$ 、 $\{\dot{u}\}$ 、 $\{\ddot{u}\}$ 为位移、速度、加速度; i 、 $i+1$ 、 $i-1$ 分别表示当前步、下一步和上一步; Δt 为计算步长; Ψ 和 φ 为积分控制参数, $\Psi = \varphi = 1/2$ 时,该方法具有良好的综合特性。

采用该方法求解时,重点考虑到跑道的结构安全、飞机运行安全和舒适度,主要输出指标包括道面最大位移、飞机机身最大加速度和起落架最大加速度。

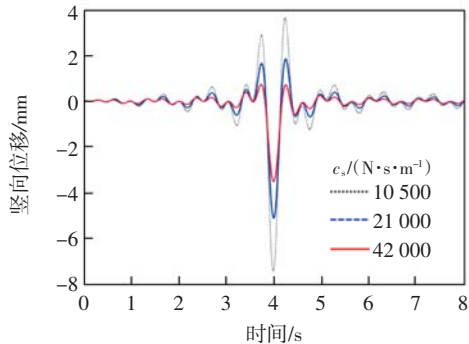
3.2 准确性验证

Elnashar等^[25]将车辆和路面分别简化为二自由度质量块和 Euler-Bernoulli 梁,建立了车辆-路面模型,并采用 Newmark- β 法进行求解,分析了路面中点的竖向位移。本文通过与文献[25]计算结果对比,进行模型准确性验证。

模型参数取值同文献[25],其中隆起高度为 0.108 m,波长为 10 m,起落架阻尼系数 c_s 分别为 10 500、21 000、42 000 N·s/m。文献[25]与本文计算结果分别如图 7(a)和图 7(b)所示。从图 7 可以看出,本文所得竖向位移



(a) 文献[25]计算结果



(b) 本文计算结果

图 7 计算结果对比

Fig.7 Comparison of calculation results

与文献[25]计算结果一致,且随着 c_s 的增大,路面竖向位移减小。因此,本文所建立的模型与算法具有较好的准确性。

4 结果分析

4.1 不同跑道结构强度的影响

依据表 3 中的典型水泥混凝土跑道结构参数,绘制飞机滑跑速度为 20 m/s、BBI 不平整隆起长度为 20 m、隆起高度为 96 mm 工况下道面振动位移、机身振动加速度和机轮振动加速度的时程曲线,如图 8(a)—图 8(c)所示。从图 8(a)—图 8(c)可发现,飞机经过道面隆起时,机身、机轮和跑道均产生了显著的振动响应,并在起落架、轮胎和地基阻尼的作用下逐渐消散,跑道振动位移峰值处于 0.96 mm 附近,机身振动加速度和机轮振动加速度峰值均位于 0.6 m/s² 附近。

为进一步分析跑道结构强度对振动响应的影响,参照《民用机场水泥混凝土道面设计规范》(MH/T 5004—2010),设置道面弹性模量的计算工况分别为 18 000、27 000、36 000、45 000 MPa,地基刚度系数的计算工况为 40、60、80、100 MN/m²。

图 8(d)—图 8(f)为跑道道面弹性模量、地基刚度系数对道面振动位移、机身和机轮振动加速度影响的关系图。从其中可以看出,当道面弹性模量由 18 000 MPa 变化至 45 000 MPa 时,道面振动位移、机身和机轮振动加速度最大峰值均呈现线性递减的趋势,在地基刚度系数为 40 MN/m² 时减幅最大分别为 7.30%、0.06%、0.08%。此外,可以看到当地基刚度增大时,道面、机身和机轮的振动响应均呈现明显的减小趋势,道面振动位移最大峰值可减小 1.11 mm、机身和机轮振动加速度最大峰值均可减小 0.03 m/s²,减幅分别达 56.13%、4.87%、5.28%。

4.2 不同飞机滑跑速度的影响

图 9(a)—图 9(c)为飞机滑跑速度、地基刚度系数对跑道振动位移、机身和机轮振动加速度的影响曲线,其中速度的变化范围为 10~60 m/s,计算步长为 10 m/s;地基刚度系数的计算工况为 60、80、100 MN/m²。

从图 9(a)—图 9(c)中可以看出,当滑跑速度增大时,机轮轮下位移呈现先增大后减小的趋势,并于 40 m/s 附近位移达到峰值。分析原因主要是滑跑速度较低时,飞机机翼提供的升力也较小,此时跑道道面不平整的作用更为显著,因此初期机轮轮下振动位移将处于持续增大的阶段,而随着滑跑速度的不断增大,

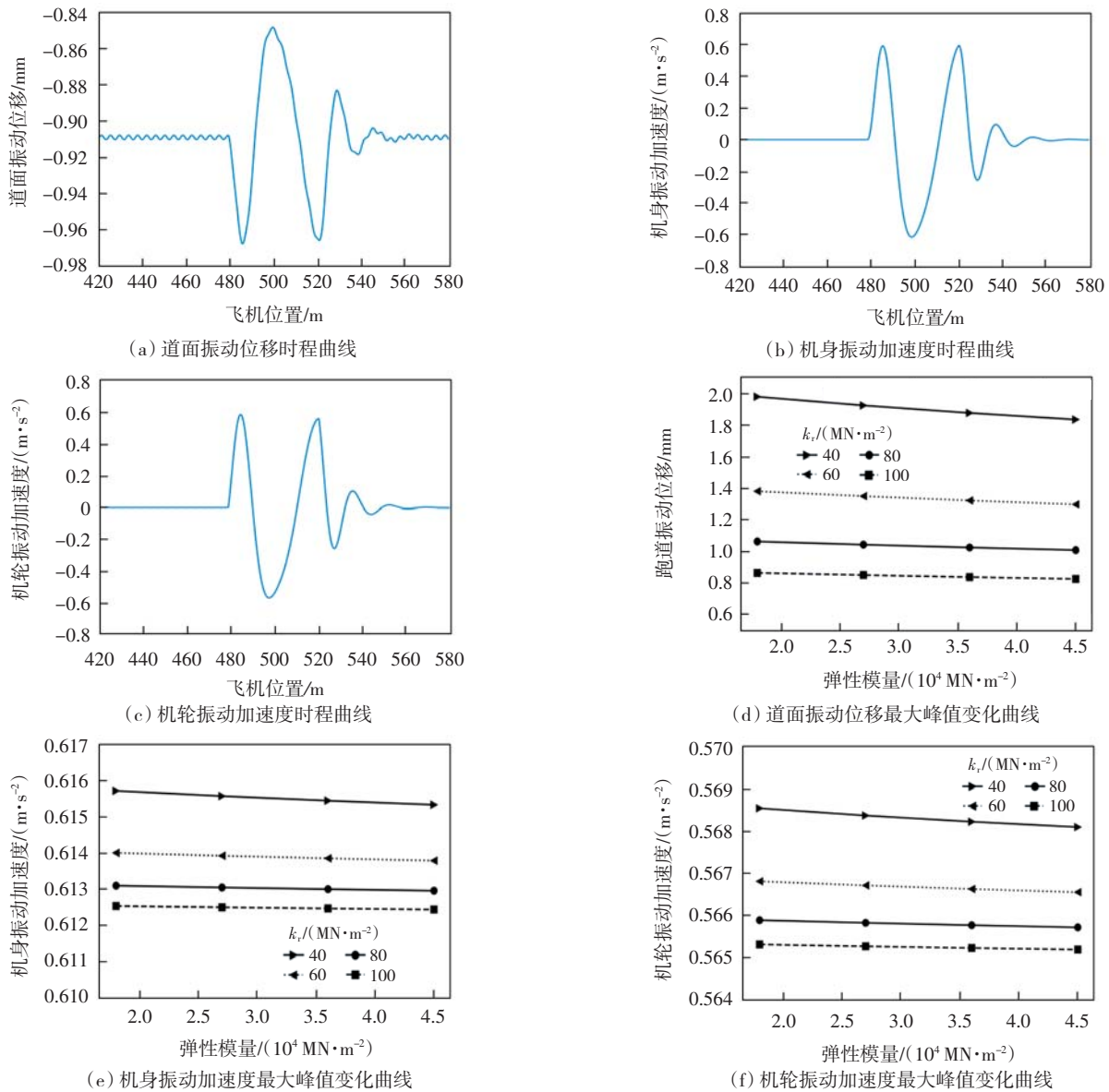


图 8 不同跑道结构强度下跑道、飞机振动响应变化曲线

Fig.8 Variation curves of runway and aircraft vibration response under different runway structural strength

飞机所受的升力将大幅增大,其对振动位移的削弱效应超过不平整激励对振动位移的增大效应时,机轮轮下振动位移将开始减小。与之不同的是,从图 9(a)—图 9(c)中可以发现随着速度的增大,机身和机轮的振动加速度却在持续增长,说明升力作用对振动位移影响较大,在经历二次求导后,升力作用对振动加速度的影响几乎可以忽略不计。对比地基刚度系数和速度对振动响应的影响,从图 9(a)—图 9(c)中可以看到,当地基刚度系数下降时,机轮轮下振动位移呈现较大的增长趋势,位移增长量达 0.1 mm 级,地基刚度系数和滑跑速度对跑道振动位移的影响同样显著;而机身和机轮的振动加速度几乎无明显变化,表明相比于飞

机滑跑速度,地基刚度系数对机身和机轮振动加速度的影响较小。

4.3 不同错台高度的影响

依据《民用机场道面评价管理技术规范》(MH/T 5024—2019)“沉陷或错台”损坏程度判别标准如表 4 所示。

设定错台工况的高度计算范围为 0~24 mm,计算步长为 4 mm,可得错台高度对振动响应的影响关系,如图 10(a)—图 10(c)所示。

从图 10(a)—图 10(c)中可以看出,当错台高度从 0 mm 增大至 24 mm 时,道面振动位移、机身和机轮振动加速度均持续增大,增值分别为 0.29 mm、1.77 m/s²、

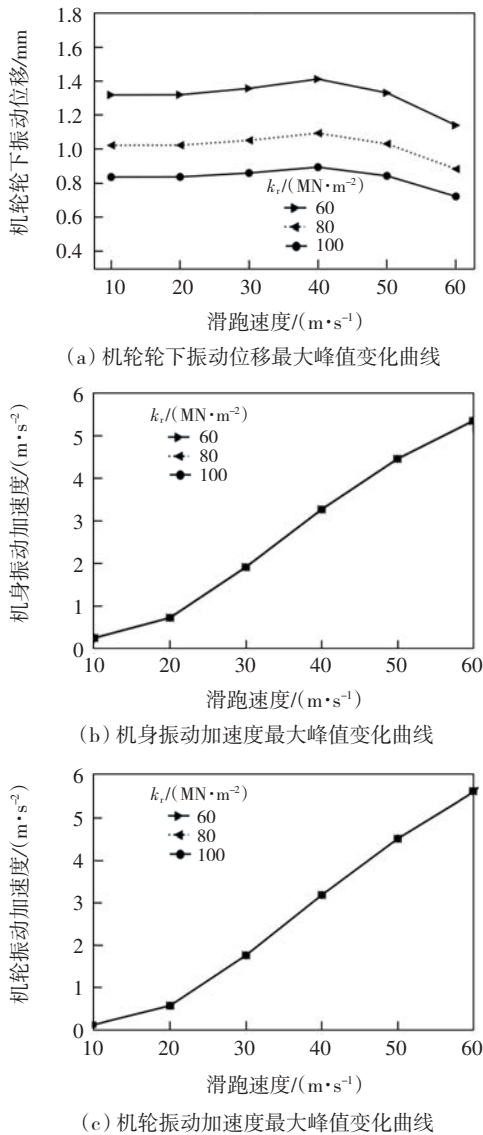


图9 不同飞机滑跑速度下跑道、飞机振动响应变化曲线

Fig.9 Variation curves of runway and aircraft vibration response under different aircraft taxiing speed

表4 “沉陷或错台”损坏程度判别标准

Tab.4 Criterion for judging the damage degree of subsidence or faulted slabs mm

损坏程度	邻板(接缝两侧)高差	
	跑道及滑行道	停机坪
轻微	< 6	3~13
中等	6~13	13~25
严重	> 13	> 25

28.16 m/s²,说明错台高度对飞机机轮振动的直观影响最大,而由于起落架缓冲器的动力消散作用,错台高度的变化对机身振动加速度的影响得到削弱。

4.4 不同 BBI 模型参数的影响

为分析不同 BBI 模型对道面和飞机振动响应的影响,设隆起长度 l 、隆起高度 H 的取值范围分别为

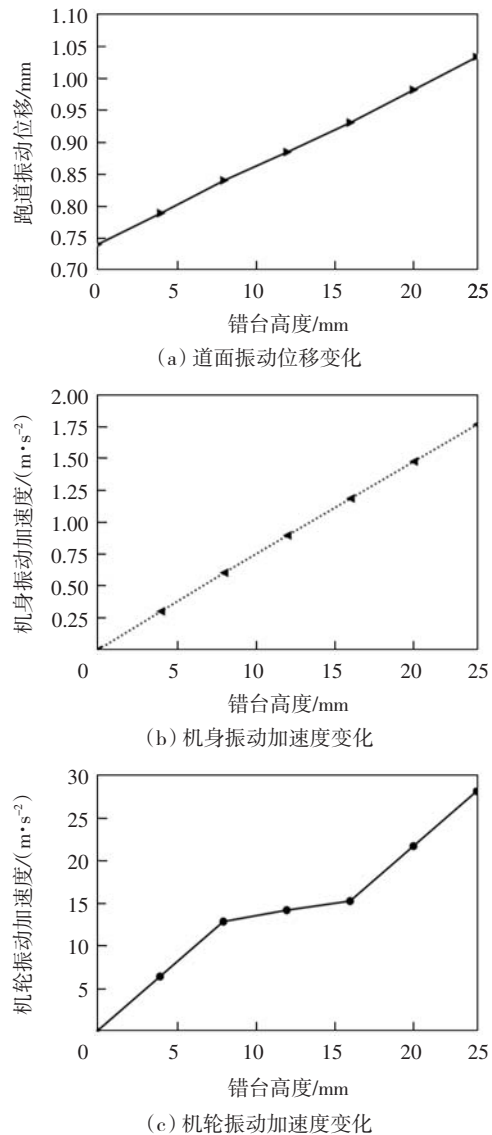


图10 错台高度对振动响应的影响关系图

Fig.10 Influence of step height on vibration responses

0~30 m、30~120 mm, 计算步长分别为 5 m、30 mm,得到不同波长和幅值下道面和飞机振动响应的峰值变化,如图 11 所示。

从图 11 可以看出,随着隆起长度的增大,道面振动位移呈现多个峰值,机身振动加速度呈现先增大后减小的变化趋势,而机轮振动加速度呈现持续减小的态势。这说明道面不平整程度对道面位移峰值影响较大,考虑到起落架缓冲器的动力消散作用,初期道面不平整程度的变化将直接影响机轮振动响应,而对机身动力响应的影响具有滞后效应。

从隆起高度变化的角度来看,当隆起高度越来越高时,道面振动位移、机身和机轮振动加速度均呈现变大趋势,并且这种趋势随着隆起长度的增大逐渐衰减。

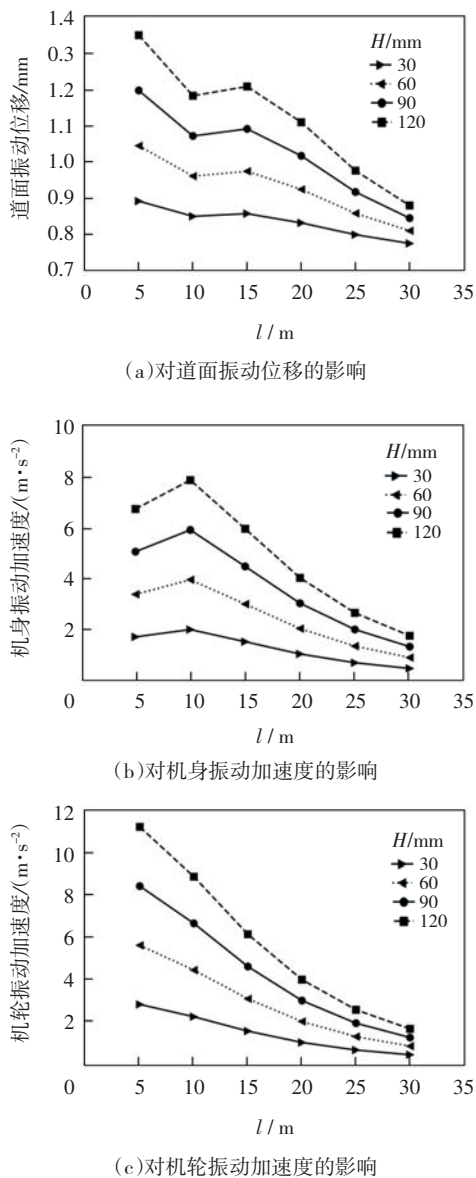


图 11 不同 BBI 平整度模型下飞机、跑道振动响应变化曲线

Fig.11 Vibration responses curves of runway and aircraft vibration under different BBI model

5 结语

本文建立了飞机主起落架-刚性跑道相互作用系统物理模型与数学表达,并针对不同跑道强度、飞机滑跑速度、道面不平度、起落架的动力响应采用新型快速显式积分算法进行求解,得到主要结论如下:

(1)当跑道强度变化时,地基刚度系数衰减对振动响应的影响程度(56.13%)远大于道面弹性模量衰减对振动的影响(7.30%),但由于道面自身刚度系数初始值较大,发生少量衰减时不会影响跑道的使用性能,后续可加大计算步长,重点分析弹性模量所带来的影响;

(2)当飞机滑跑速度变化时,机轮轮下振动位移将先增大后减小并于 40 m/s 附近达到位移最大峰值,而机身和机轮的振动加速度则持续增大,说明随着滑跑速度的增大,升力作用持续也同步增大,但主要影响振动位移,对振动加速度的影响较小;

(3)通过研究错台、BBI 平整度模型激励对振动响应的的影响,发现随着错台高度、BBI 平整度模型隆起高度的增大,道面振动位移、机身和机轮振动加速度均将增大,机身振动加速度的动力变化由于起落架缓冲器的动力消散作用具有滞后效应;

(4)在同等参数下,本文通过对比新型显式积分法和 Newmark- β 法的计算结果,验证结果一致,可靠性良好。后续可进一步考虑道面不平度的随机性和飞机机身的俯仰转动、侧倾转动等空间振动特征,构建全自由度飞机-刚性跑道相互作用系统,实现三维随机动力响应分析。

参考文献:

- [1] 谈至明,赵鸿铎,张兰芳. 机场规划与设计[M]. 北京:人民交通出版社,2010.
- [2] 唐睿. 机场刚性道面结构响应影响面及其损伤表达[D]. 上海:同济大学,2017.
- [3] 刘诗福,凌建明,杨文臣,等. 刚性路面弯沉盆平均距离反演方法及综合分析[J]. 中国公路学报,2018,31(8):74-81.
- [4] 张沈瞳. 基于虚拟样机技术的飞机起落架着陆载荷分析[J]. 工程设计学报,2021,28(6):758-763.
- [5] LIU S F, LING J M, TIAN Y, et al. Assessment of aircraft landing gear cumulative stroke to develop a new runway roughness evaluation index [J]. International Journal of Pavement Engineering, 2022, 23(10): 3609-3620.
- [6] KUNCAS A, JI R. The runway roughness index: a pavement index for human discomfort and runway serviceability[C]//Airfield and Highway Pavements 2023, Austin, Texas. Reston, VA: American Society of Civil Engineers, 2023.
- [7] LOPRENCIPE G, ZOCCALI P. Comparison of methods for evaluating airport pavement roughness[J]. International Journal of Pavement Engineering, 2019, 20(7): 782-791.
- [8] GERARDI M, LARKIN A. Profile measurement, smoothness acceptance, and the integration of new profile measurement technology[C]//Airfield and Highway Pavements 2019, Chicago, Illinois. Reston, VA: American Society of Civil Engineers, 2019.
- [9] STET M J A, THEWESSEN H P M. Pavement detriment due to runway roughness[C]//The 6th International Conference on the Bearing Capacity of Roads, and Airfields, June 24-26, 2002, Lisbon Portugal, 2002: 345-354.
- [10] DURÁN J B C, JÚNIOR FERNANDES J L F. Airport pavement roughness evaluation based on cockpit and center of gravity vertical accelerations[J]. Transportes, 2020, 28(1): 147-159.

[11] SHI X G, CAI L C, WANG G H, et al. A new aircraft taxiing model based on filtering white noise method[J]. *IEEE Access*, 2020, 8: 10070-10087.

[12] 钱劲松, 岑业波, 刘东亮, 等. 机场跑道全波段不平整测试方法[J]. *交通运输工程学报*, 2021, 21(5): 84-93.

[13] 凌道盛, 张凡, 赵云, 等. 飞机荷载作用下非均匀道基动力响应分析[J]. *土木工程学报*, 2017, 50(2): 97-109.

[14] 穆一凡, 夏海廷, 胡桂章, 等. 冲击荷载作用下机场刚性道面动力响应与影响因素分析[J]. *科学技术与工程*, 2023, 23(7): 3029-3037.

[15] FU Y K, LI Y L, TAN Y Q, et al. Dynamic response analyses of snow-melting airport rigid pavement under different types of moving loads[J]. *Road Materials and Pavement Design*, 2019, 20(4): 943-963.

[16] 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.

[17] 董倩, 王建华, 张献民. 飞机-跑道耦合作用下刚性跑道振动响应研究[J]. *振动与冲击*, 2021, 40(13): 64-72.

[18] 闫岩. 基于飞机-道面耦合振动频率响应下的复合道面综合支撑模量研究[D]. 天津: 中国民航大学, 2016.

[19] 许金余. 飞机-道面-土基动力耦合系统有限元分析[J]. *计算结构力学及其应用*, 1994, 11(1): 77-84.

[20] DONG Q, WANG J H, ZHANG X M, et al. Dynamic response analysis of airport pavements during aircraft taxiing for evaluating pavement bearing capacity[J]. *Journal of Zhejiang University-Science A*, 2021, 22(9): 736-750.

[21] LIU S F, LING J M, TIAN Y, et al. Random vibration analysis of a coupled aircraft/runway modeled system for runway evaluation[J]. *Sustainability*, 2022, 14(5): 2815.

[22] 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.

[23] BOEING COMMERCIAL AIRPLANES. Next-generation 737 airplane characteristics for airport planning[R]. Arlington: Boeing Commercial Airplanes, 2023.

[24] LI S, GUO J. Modelin[J]. *Journal of Vibration Engineering & Technologies*, 2022: 1-13.

[25] ELNASHAR G, BHAT R B, SEDAGHATI R. Modeling and dynamic analysis of a vehicle-flexible pavement coupled system subjected to road surface excitation[J]. *Journal of Mechanical Science and Technology*, 2019, 33(7): 3115-3125.

(责任编辑:刘智勇)



(上接第 72 页)

(3)采用数字化监控,保证搅拌混凝土质量。

(4)混凝土龄期与板长正相关,在早龄期,相同板长的道面板,龄期越早越容易开裂,总温差越大,越容易开裂。

(5)道面板设计方面,道面板长边宜控制在 5 m 以内,并在道面板和水泥稳定碎石之间设置沥青稳定碎石层,减小地基水平阻力系数。

(6)施工环节严格把控每一道工序质量,尤其注意把控做面工艺、湿润养护、切缝时机和硅烷浸渍等方面的措施。

参考文献:

[1] 钟迎冬. 混凝土表面裂缝识别与提取技术研究[D]. 郑州: 郑州大学, 2020.

[2] 李小燕. 机场道面裂缝修补材料制备及其性能研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2008.

[3] 杨龙章. 机场水泥混凝土道面早期裂缝治理[J]. *工程技术研究*, 2020, 5(6): 152-153.

[4] LI M, LIU J P, TIAN Q, et al. Efficacy of internal curing combined with expansive agent in mitigating shrinkage deformation of concrete under variable temperature condition[J]. *Construction and Building Materials*, 2017, 145: 354-360.

[5] YAN Y, OUZIA A, YU C, et al. Effect of a novel starch-based temperature rise inhibitor on cement hydration and microstructure development [J]. *Cement and Concrete Research*, 2020, 129: 105961.

[6] BØJNTEGAARDØ, SELLEVOLD E J. Interaction between thermal dilation and autogenous deformation in high performance concrete[J]. *Materials and Structures*, 2001, 34(5): 266-272.

[7] 刘加平, 田倩. 现代混凝土早期变形与收缩裂缝控制[M]. 北京: 科学出版社, 2020.

[8] 王铁梦. 工程结构裂缝控制: “抗与放”的设计原则及其在“跳仓法”施工中的应用[M]. 北京: 中国建筑工业出版社, 2007.

[9] 刘英, 彭鹏. 不同养护制度下路面混凝土长龄期干缩性能试验研究[J]. *混凝土*, 2013(6): 149-150.

[10] 李宝枝, 卞桂荣, 李明, 等. 现浇隧道侧墙混凝土早期收缩开裂行为[J]. *混凝土*, 2021(10): 115-118.

[11] 张涛. 早龄期混凝土热膨胀系数研究[J]. *建筑技术*, 2016, 47(1): 51-55.

[12] 高志斌. 温度应力对机场道面板厚度与分块设计影响研究[J]. *建筑结构*, 2011, 41(S1): 1068-1072.

[13] 中国民用航空局. 民用机场水泥混凝土道面设计规范: MH/T 5004-2010[S]. 北京: 中国民航出版社, 2010.

[14] 中国民用航空局. 民用机场水泥混凝土面层施工技术规范: MH 5006-2015[S]. 北京: 中国民航出版社, 2015.

(责任编辑:刘雅婷)