

滤波白噪声法的单轮起落架滑跑模型

雷继超, 石鑫刚, 蔡良才, 王观虎, 梁磊

(空军工程大学航空工程学院, 西安, 710038)

摘要 采用 Simulink 工具箱和滤波白噪声法生成了各等级道面不平度,按照不平度空域不变,同平整度等级道面振动幅值相同的原理,重点讨论了白噪声生成过程中的参数取值问题。在此基础上考虑起落架缓冲器和轮胎系统的受力情况,建立了升力影响下的单轮起落架滑跑模型,仿真研究了道面平整度和速度耦合作用下机轮动载系数的统计变化规律。计算结果表明:动载系数均值与道面不平度的等级无关;动载系数标准差随滑跑速度的增大而持续增大,但存在与系统固有频率相关的最敏感速度;根据 3σ 准则确定的动载系数最大值随滑跑速度的增大先增大后减小,速度较小时对道面的动载作用更显著;随着 IRI 数值的均匀增大,起落架模型由于油液二次阻尼的影响,累计相对位移增速越来越小。

关键词 机场工程;道面不平度;滑跑模型;起落架;滤波白噪声

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2020.03.003

中图分类号 V351;U416.216 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2020)03-0012-07

A Quarter Landing Gear Taxiing Model Based on Filtered White Noise Method

LEI Jichao, SHI Xin'gang, CAI Liangcai, WANG Guanhu, LIANG Lei

(Aeronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract Roughness of surface at different grades is generated by adopting SIMULINK toolbox and filtering white noise method. With the space of roughness being unchanged and the vibration amplitude of different level of roughness being equal, parameter selection in the process of generating white noise is discussed emphatically. Then a quarter landing gear taxiing model is established under condition of the influence of lift in consideration of the force of landing gear buffer and tire system. The statistical variation of wheel dynamic load coefficient at different speed and roughness level is simulated and studied. The results shown that the mean value of dynamic load coefficient has nothing to do with the grade of road surface roughness. The standard deviation of dynamic load coefficient increases continuously with the increase of running speed, but there exists the most sensitive speed related to the natural frequency of the system. The maximum value of dynamic load coefficient determined calculated by 3 criterion increases first and then decreases with the increase of running speed. With the uniform increase of IRI value, the cumulative relative displacement growth rate of landing gear model becomes smaller and smaller with the oil nonlinear damping being affected.

Key words airport engineering; pavement roughness; taxiing model; landing gear; filtered white noise

收稿日期: 2019-11-14

基金项目: 国家自然科学基金(51578540;51608526)

作者简介: 雷继超(1995—),男,河南上蔡人,硕士生,主要从事机场规划设计研究。E-mail:751005896@qq.com

引用格式: 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 Jichao, SHI Xingang, CAI Liangcai, 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.

飞机对道面动载作用的影响因素主要有飞机自身的结构参数、道面平整度状况、飞机滑跑速度等,对于飞机动载的研究主要是实测法。NASA^[1]在飞机起落架安装传感器测量不平度激励下起落架的荷载响应;许金余^[2]对多种机型进行了动载测试,统计了不平度激励下动载分布规律。理论建模法。研究者通过对功率谱密度与不平度的关系生成仿真道面,在对起落架模型适度简化的基础上求解动力学方程,进而求得飞机动载。孙璐建立了国际平整度指数(International Roughness Index, IRI)与路面功率谱密度的转换关系^[3],并在假设机场道面平整度服从均值为 0 的高斯随机过程基础上,推导了功率谱密度与随机动载的表达式^[4-5]。张献民^[6]对文献[3]提出的动载计算模型进行了空气动力修正,定义了升力影响因子,并对各影响参数做了敏感度分析,但采用的升力影响因子仅是经验公式,起落架和轮胎的仿真采用的是线弹性阻尼。虚拟样机法。朱立国^[7]采用虚拟样机技术,对飞机滑跑过程进行了动力学分析,提供了一种道面动载计算的新思路。

1 PSD 与 IRI 的转换关系

机场道面关于不平度的研究主要参考公路平整度的评价方法,前期公路平整度主要采用功率谱密度(Power Spectral Density, PSD) $G_q(n)$ 表示:

$$G_q(n) = G_q(n_0) (n/n_0)^{-\omega} \quad (1)$$

式中: n 为不平度的空间频率,表示每米含有几个波长; n_0 为空间参考频率,一般取值为 0.1 m^{-1} ; $G_q(n_0)$ 为对应等级路面下的功率谱密度,详细数值见文献[8]; ω 为频率指数,一般取值为 2。

综合路面构造分类、路面平整度波长及其空间频率范围,确定了 IRI(简记 I) 与 $G_q(n_0)$ 关系式^[9]:

$$I = 0.78 \sqrt{G_q(n_0)} \quad (2)$$

代入式(1),可得 I 与不平度换算关系,见表 1。

表 1 国际平整度指数分级标准与对应的 PSD 值

IRI	$G_q(n_0)/\mu\text{m}^3$	σ_q/mm	评价等级
1	1.64	1.22	好
2	6.57	2.44	
3	14.79	3.66	
4	26.30	4.88	中
5	41.09	6.11	
6	59.17	7.32	差

2 滤波白噪声法仿真道面不平度的参数确定

根据随机振动理论和线性系统响应规律,推导出滤波白噪声路面不平度时域模型^[10]:

$$\dot{q}(t) = -2\pi f_0 q(t) + 2\pi n_0 \sqrt{G_q(n_0)} u\omega(t) \quad (3)$$

对上述方程进行仿真,得到图 1 模型。

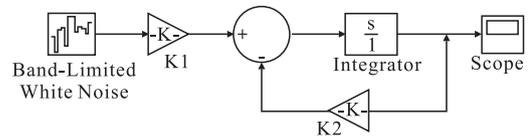


图 1 滤波白噪声 Simulink 模型

在 band-limited White noise 中生成白噪声原始数据,需要确定采样时间间隔。文献[11~12]均采用固定的 simple time,但由于采样频率固定,白噪声产生的数据相同,不同速度下经过 Gian 增益模块和 Integrated 模块积分变换得到的路面谱幅值不同,图 2 为 $v=10 \text{ m/s}$ 和 $v=20 \text{ m/s}$ 的路面不平度曲线,2 组路面在仿真过程中仅仅是速度不同,转化到空间频域内不平度的幅值应该保持不变,但 2 组路面的幅值存在差异,采用固定采样频率确定的白噪声并不符合实际。

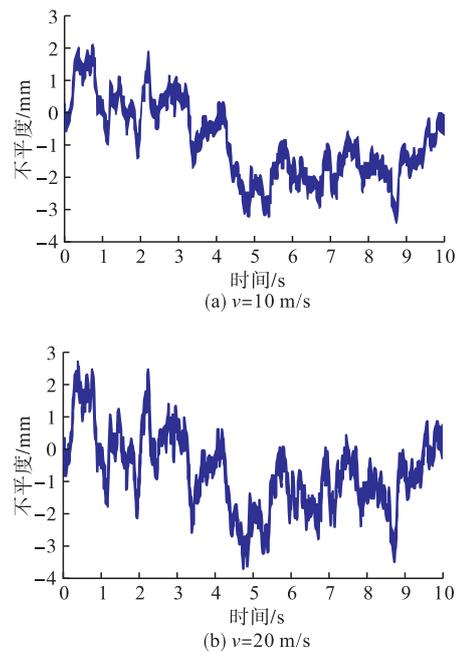


图 2 固定采样时间间隔时滤波白噪声仿真

王永生^[13]对白噪声 2 种生成方式 White noise 和 band-limited White noise 中的参数取值问题进行了详细的讨论,确定了仿真步长与数据间隔的关系。采用变采样频率,采样频率与速度成反比时,仿真得到的数据转换到空域范围满足空域不变原则。

这里根据最小采样定理确定的变采样频率 $f_s = 2n_{\max}v$, 仿真步长 Δt 取值为 $1/2n_{\max}v$, 对 A 级路面不同速度下路面谱分别进行仿真, 得到 $v=10$ m/s 和 $v=20$ m/s 的路面不平度曲线图 3, 可以看到, 当速度增大 1 倍, 响应的功率谱幅值一定, 幅频增加 1 倍, 符合道面不平度空间不变规律, 进而可以根据位移时间换算关系 $x=vt$, 将时间频域不平度转化到空间频域, 见图 4。

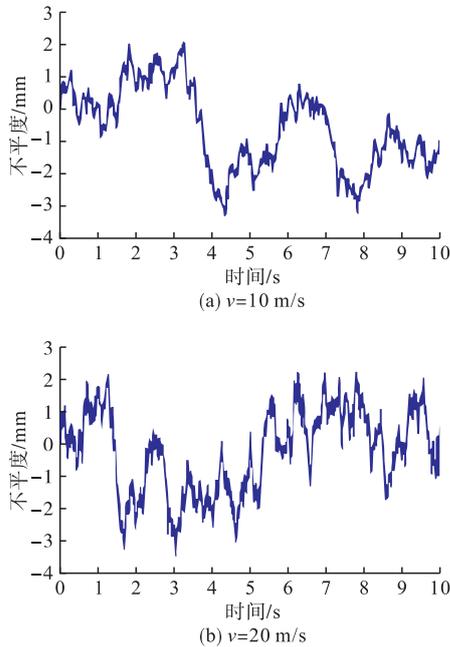


图 3 变采样时间间隔时滤波白噪声仿真

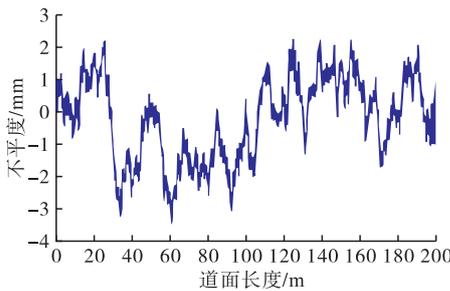


图 4 滤波白噪声法生成的随机路面不平度

滤波白噪声法采用 Simulink 生成白噪声, 通过函数积分器很方便求解不平度, 图 5 为 Welch 周期法计算的随机路面其功率密度函数与标准路面功率谱的对比, 拟合效果良好。

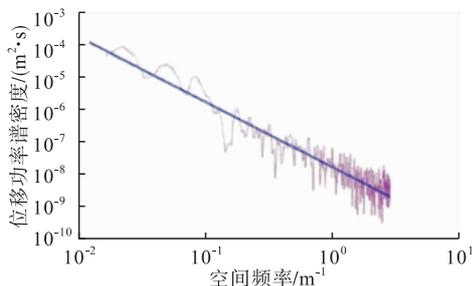


图 5 滤波白噪声法功率谱密度及其与标准谱对比

3 单轮起落架力学响应模型

3.1 模型的建立

类比于国际平整度指数的四分之一车辆力学响应模型, 考虑起落架的缓冲系统受力、轮胎线性阻尼和滑行状态升力的影响, 建立图 6 所示单轮起落架动力响应计算模型。

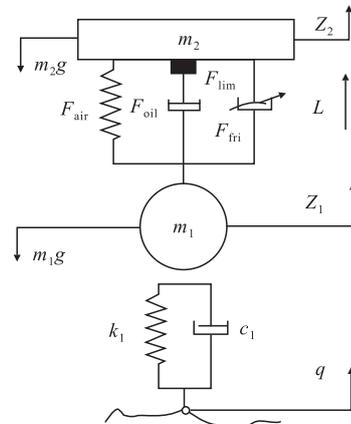


图 6 单轮起落架力学响应模型

图 6 中: m_2 、 m_1 分别为弹性支撑质量(包括机体、机翼及缓冲器的外筒)和非弹性支撑质量(包括起落架支柱及缓冲器、机轮), kg; F_{oil} 为缓冲系统油液阻力; F_{fri} 为缓冲系统摩擦力; F_{lim} 为缓冲系统限制力; F_{air} 为缓冲系统空气弹簧力; L 为飞机升力; k_1 为轮胎刚度, N/m; c_1 为轮胎阻尼系数; μ 为皮碗摩擦系数; q 为道面激励竖向位移, 即道面不平度, m。

由达朗贝尔原理可知, 飞机滑行时平衡位置处(重力减升力)机体动力学模型如下:

$$\begin{cases} m_1 \ddot{z}_1 = F_{air} + F_{fri} + F_{oil} + F_{lim} - k_1(z_1 - q) - c_1(\dot{z}_1 - \dot{q}) \\ m_2 \ddot{z}_2 = -F_{airN} - F_{fri} - F_{oilN} - F_{lim} \end{cases} \quad (4)$$

机轮动载为平衡状态轮胎受力与不平度激励轮胎受力的合力, 则机轮动载系数 D 由下式进行计算:

$$D = \frac{k_1(z_1 - q) + c_1(\dot{z}_1 - \dot{q}) + (m_1 + m_2)g - L}{(m_1 + m_2)g} \quad (5)$$

有关升力影响下的动载系数的研究, 张献民^[6]将动载系数修正为不考虑升力时的动载系数与升力影响因子的乘积, 物理意义不明显。也有很多学者^[14-16]在采用达朗贝尔原理进行飞机起落架滑跑受力分析时, 考虑了系统的重力, 实际上飞机的滑跑过程初始条件应为系统的平衡状态, 系统的 2 组弹簧均处于受压状态, 弹簧力与重力大小相等方向相反, 飞机的簧载质量和非簧载质量均在各自的平衡位置上下振动。但在计算轮胎受力时, 需要对这部分受力进行叠加, 因此采用式(5)计算的动载系数更为合理。

3.2 相关力的计算

3.2.1 飞机升力

$$L = C_L \rho_{\text{air}} S_{\text{win}} v^2 / 2 \quad (6)$$

式中: C_L 为升力系数; ρ_{air} 为空气密度; S_{win} 为机翼有效面积; v 为空速。

飞机起飞离地速度时,升力等于重力:

$$G = L_q = C_L \rho_{\text{air}} S_{\text{win}} v_q^2 / 2 \quad (7)$$

式中: v_q 为起飞离地速度。

飞机以速度 v 在光滑的道面匀速滑行时,对道面的作用力 F 为:

$$F = (m_1 + m_2) g (1 - v^2 / v_q^2) \quad (8)$$

3.2.2 空气弹簧力 F_{air} [17]

$$F_{\text{air}} = [P_0 (V_0 / (V_0 - S A_a))^\gamma - P_{\text{atm}}] A_a \quad (9)$$

式中: P_0 、 V_0 分别为气腔的初始压力和初始体积; P_{atm} 为标准大气压; S 为缓冲行程; A_a 为气腔有效压气面积; γ 为气体的多变指数,取值为 1.0~1.4。

式(9)为非线性方程,且方程的参数较多,求解过程中很容易出现不收敛的情况,因此,在研究道面不平时,为简化计算,转化为线性微分方程,常假设采用停机下线性刚度进行计算。具体为[18]:

$$k_2 = \frac{\gamma P_0 A_a^2}{V_0} \left(\frac{m_2 g}{(1 + \mu) P_0 A_a} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma}} \quad (10)$$

3.2.3 油液阻尼力 F_{oil} [19]

$$F_{\text{oil}} = \left(\frac{\rho A_h^3}{2 c_d^2 A_d^2} + \frac{\rho A_{hs}^3}{2 c_{ds}^2 A_{ds}^2} \right) \dot{S} |\dot{S}| = c_2 \cdot \dot{S} |\dot{S}| \quad (11)$$

式中: \dot{S} 为缓冲器的压缩行程。

3.2.4 摩擦力

缓冲器的摩擦力包括皮碗摩擦力和弯曲摩擦力,因为弯曲摩擦力为缓冲支柱弯曲上下支撑点产生的摩擦力,所以这里不考虑水平方向的力。

为简化计算,仅考虑皮碗摩擦力,如式(12):

$$F_{\text{fric}} = \mu_m F_{\text{air}} \quad (12)$$

3.2.5 结构限制力

缓冲器伸长或压缩可能超过限制行程,此时,外筒结构会限制缓冲器进一步变形,从而产生结构限制力,很多模型忽略了结构限制力的影响,对于研究不平时激励下的位移影响不大,但对于着陆冲击阶段的位移往往不符合实际,因此采用式(13)计算:

$$F_{\text{lim}} = \begin{cases} K_s S, & S < 0 \\ 0, & 0 \leq S \leq S_{\text{max}} \\ K_s (S - S_{\text{max}}), & S > S_{\text{max}} \end{cases} \quad (13)$$

式中: K_s 为缓冲器刚度; S_{max} 为缓冲器的极限行程。

简化后的模型(见图 7)和方程为:

$$\begin{cases} m_1 \ddot{z}_1 = c_2 (\dot{z}_2 - \dot{z}_1)^2 \text{sign}(\dot{z}_2 - \dot{z}_1) + k_2 (z_2 - z_1) + \mu k_2 (z_2 - z_1) + F_{\text{lim}} - k_1 (z_1 - q) - c_1 (\dot{z}_1 - \dot{q}) \\ m_2 \ddot{z}_2 = -c_2 (\dot{z}_2 - \dot{z}_1) \cdot 2 \text{sign}(\dot{z}_2 - \dot{z}_1) - k_2 (z_2 - z_1) - \mu k_2 (z_2 - z_1) - F_{\text{lim}} \end{cases} \quad (14)$$

式中: k_2 为停机时空气弹簧当量线性刚度, N/m; c_2 为油液当量线性阻尼, N/m; sign 为符号函数。

$$\text{sign}(\dot{z}_2 - \dot{z}_1) = \begin{cases} 1, & \dot{z}_2 - \dot{z}_1 > 0 \\ 0, & \dot{z}_2 - \dot{z}_1 = 0 \\ -1, & \dot{z}_2 - \dot{z}_1 < 0 \end{cases} \quad (15)$$

Matlab 中 Simulink 计算功能很强,对于耦合微分方程的求解直观、高效,本文采用 Simulink 求解飞机着陆滑跑过程的动力学响应。

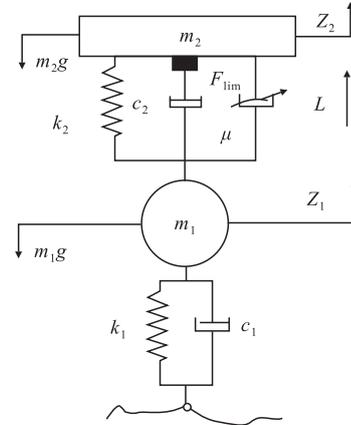


图 7 简化后的单轮起落架力学响应模型

4 仿真计算

4.1 仿真参数的确定

仿真采用的相关参数取值见表 2[20]。建立的 Simulink 模型见图 8。

表 2 仿真参数及其取值

参数及名称含义	参数值
非弹性支撑质量 m_1 / kg	25 345
弹性支撑质量 m_2 / kg	785.6
轮胎刚度 k_1 / (N · m ⁻¹)	4 × 10 ⁶
轮胎阻尼系数 c_1 / (N · m · s ⁻¹)	4.088 × 10 ³
皮碗摩擦系数 μ_m	0.15
初始压力 P_0 / Pa	1.739 × 10 ⁶
初始体积 V_0 / m ³	1.815 × 10 ⁻²
气腔有效压气面积 A_a / m ²	3.46 × 10 ⁻²
起飞离地速度 v_q / (km · h ⁻¹)	280.85
气体的多变指数 γ	1.1
油液密度 ρ / (kg · m ⁻³)	850
主油孔面积 A_d / m ²	3.959 × 10 ⁻⁴
主油腔有效压油面积 A_h / m ²	2.417 × 10 ⁻²
主油孔流量系数 c_d	0.8
回油孔面积 A_{ds} / m ²	1.095 7 × 10 ⁻³
回油腔有效压油面积 A_{hs} / m ²	2.417 × 10 ⁻²
回油孔流量系数 c_{ds}	0.7
缓冲器刚度 K_s / (N · m ⁻¹)	2.06 × 10 ¹¹
缓冲器极限行程 S_{max} / m	0.322
标准大气压 P_{atm} / Pa	1.01 × 10 ⁵

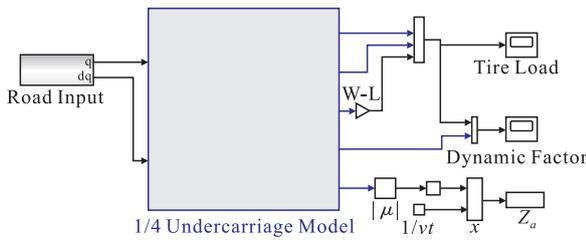


图8 求解机轮动载的 Simulink 模型

由于道面不平度在滤波白噪声法中看作为均值为 0 的高斯随机过程,由道面不平度产生的机轮对道面的激励荷载同样为高斯随机场。本文采用 3σ 原则(99.73%的保证率)确定最大动载系数,采用式(16)进行计算:

$$D_{max} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N D_i + 3 \sqrt{\frac{1}{N-1} \sum_{i=1}^N (D_i)^2} \quad (16)$$

式中: N 为仿真样本数量; D_i 为第 i 个样本点的动载系数。

这里除了考虑这些因素,还根据 IRI 的计算公式,定义了起落架弹性支撑质量 m_2 和非弹性支撑质量 m_1 的累积相对位移,用 Z_a 表示,即:

$$Z_a = \frac{1}{L} \int_0^L |z_2 - z_1| dx = \frac{1}{vt} \int_0^t |\dot{z}_2 - \dot{z}_1| dt \quad (17)$$

4.2 仿真初始条件确定

该仿真过程有 6 个初始条件,分别为道面功率谱密度、滑跑速度、簧载质量和非簧载质量的下落速度以及轮胎和缓冲器的初始竖向位移。上述模型并未考虑起落架着陆过程的起转回弹,仅能模拟飞机的滑跑状态,簧载质量和非簧载质量的下落速度均取值为 0。簧载质量和非簧载质量均在各自的平衡位置上下振动,轮胎和缓冲器初始竖向位移为 0 时,在生产随机路面时功率谱密度取值为 0 的条件下,动载系数保持为常数。但实际弹簧会有压缩,压缩量等于系统缩减重力与弹簧刚度的比值。

4.3 仿真结果分析

将初始条件代入模型中,对不同速度和道面平整度耦合作用下的动载系数进行仿真,对动载系数均值、动载系数标准差、 3σ 准则确定的动载系数最大值和缓冲器的累计相对位移进行统计分析。

仿真计算发现,不同道面平整度,相同滑跑速度下的动载系数的均值保持不变,分析图 9 可知,动载系数均值随着滑跑速度的增加逐渐减小,二次关系拟合良好,方程可由式(18)表达:

$$K_a = 1 \times \left(1 - \frac{V^2}{(280.85/3.6)^2}\right) = 1 \times \left(1 - \frac{V^2}{V_0^2}\right) \quad (18)$$

式(18)表明,道面不平度引起的动载系数均值与道面不平度无关,仅与特定滑跑速度下的重力与升力的差值有关。这是因为一方面在进行起落架模

型简化时假设系统为线弹性体,另一方面采用的滤波白噪声法仿真产生的道面不平度激励均假设为均值为 0 的高斯随机过程,动载系数均值等于既定速度下的系统平衡状态动载系数。

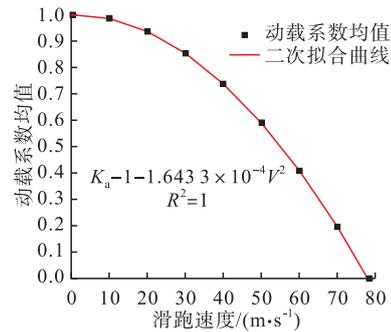


图9 动载系数均值随滑跑速度的变化规律

由图 10 可知,滑跑速度相同时,道面不平度越差,飞机颠簸越剧烈,动载标准差越大。图 11 显示,同一道面不平度下,当滑跑速度较小时,动载系数随滑跑速度的增大而持续增大,当滑跑速度增大到 60~70 m/s 时,各平整度下的平均动载系数减小 2.61%,原因可能与系统的固有振动频率有关。由于模型假设起落架在平衡位置上下振动,飞机刚好达到起飞离地速度仍与道面接触时,还会在不平度激励下产生较大波动脱离跑道,动载系数突变为 0。

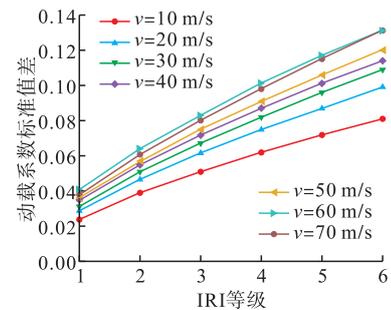


图10 动载系数标准差随 IRI 等级变化规律

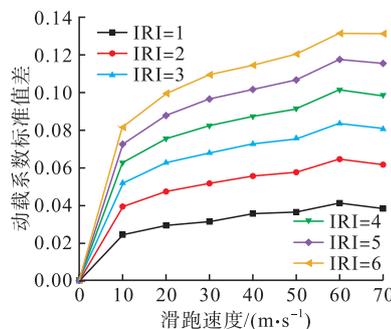


图11 动载系数标准差随滑跑速度变化规律

由图 12 可知,当滑跑速度为 0 时,飞机为静止状态,动载系数恒等于 1。滑跑速度一定时,动载系数最大值随着道面不平度恶化而增大,近似成线性关系。图 13 显示,当道面平整度一定时,随着滑跑速度的增大,动载系数最大值先增大后减小。飞机在低速滑跑状态下,对道面的动载作用更大,动载系

数的最大值均出现在滑跑速度 20 m/s 以下,IRI=6 时的动载系数最大值可达 1.23,比静载状态下的机轮荷载提高 23%。随着滑跑速度的进一步增大,由于飞机升力的作用,动载系数迅速减小。

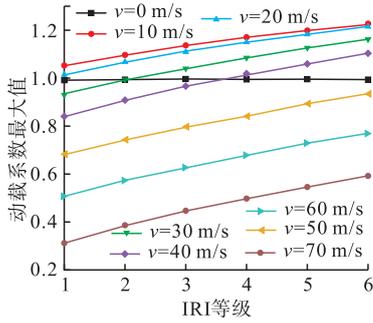


图 12 动载系数最大值随 IRI 等级变化规律

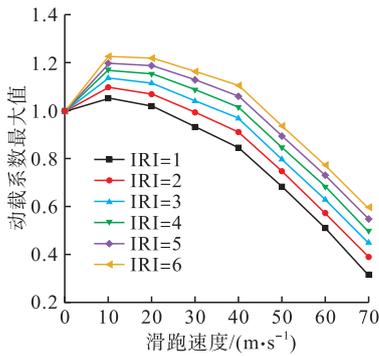


图 13 动载系数最大值随滑跑速度变化规律

为了确定不同平整度下飞机滑跑的最不利滑跑速度和对应的动载系数最大值,要对上述仿真数据进行拟合。文献[6]将起落架和轮胎均假设为带一次阻尼的线性弹簧,通过频响函数推导了随机动载标准差的计算公式:

$$\sigma_p = \left[\int_0^\infty G_p(f) df \right]^{\frac{1}{2}} = \left[\int_0^\infty v^{\omega-1} n_0^w G_d(n_0) |(k_1 + i2\pi f c_1) H_1(2\pi f)|^2 f^{-w} df \right]^{\frac{1}{2}} \quad (19)$$

$$H_1(\omega) = [\omega^4 - i\alpha_2(1+h)\omega^3 - \beta_2(1+h)\omega^2] / [\omega^4 - i(\alpha_1 + h\alpha_2 + \alpha_2)\omega^3 - (\alpha_1\alpha_2 + \beta_1 + \beta_2 + h\beta_2)\omega^2 + i(\alpha_1\beta_2 + \alpha_2\beta_1)\omega + \beta_1\beta_2] \quad (20)$$

式中: $h = m_2/m_1$; $\alpha_1 = c_2/m_1$; $\alpha_2 = c_2/m_2$; $\beta_1 = k_1/m_1$; $\beta_2 = k_2/m_2$ 。

根据 3σ 准则,计算的最大动载系数为:

$$D = [(m_1 + m_2)g(1 - \frac{v^2}{v_0^2}) + 3\sigma] / [(m_1 + m_2)g] \quad (21)$$

化简可得:

$$D = 1 - \frac{v^2}{v_0^2} + 3.85v^{\frac{\omega-1}{2}} n_0^{\frac{w}{2}} I \left[\int_0^\infty |(k_1 + i2\pi f c_1) \times H_1(2\pi f)|^2 f^{-w} df \right]^{\frac{1}{2}} / [(m_1 + m_2)g] \quad (22)$$

而本文采用的起落架阻尼为二次油液阻尼,但动载系数最大值表达式应具有与式(22)类似形式,

按照 $D = 1 - v^2/v_0^2 + c_0\sqrt{v}I$ 的形式对上述仿真结果进行拟合可得:

$$D = 1 - v^2/78.01^2 + 9.63c_0\sqrt{v}I, R^2 = 0.972 \quad (23)$$

式中: $c_0 = 10^{-3} s^{0.5} m^{-0.5}$

将不同等级的 IRI 代入可以得到对应等级的 DCL 表达式,分别对式(23)进行求导,可得各道面平整度下飞机最不利滑跑速度和对应的最大动载系数,见表 3。

表 3 飞机最不利滑跑速度和最大动载系数

平整度等级	最不利滑跑速度/(m·s ⁻¹)	最大动载系数
1	5.988	1.018
2	9.505	1.045
3	12.455	1.077
4	15.088	1.112
5	17.508	1.151
6	19.770	1.193

与最大动载系数的变化规律相似,在一定的速度下,累计相对位移与道面 IRI 等级近似成线性关系,道面不平整度越差,累计相对位移越大。通过比较折线的斜率,可以看出随着速度的增大,飞机升力增大,累计相对位移随不平整度的变化逐渐减小(见图 14、图 15)。

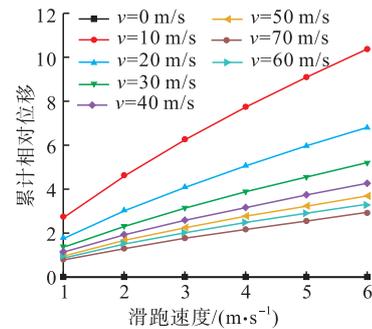


图 14 累计相对位移随 IRI 等级的变化规律

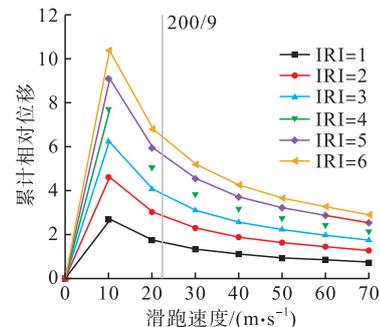


图 15 累计相对位移随滑跑速度的变化规律

当道面不平整度等级保持不变时,累计相对位移随速度的增大先增大后减小。低速时,累计相对位移的变化较大,速度在 10 m/s 附近时普遍达到最大值。此后随速度的增大,累计相对位移的变化逐渐减小,如飞机滑跑速度从 10 m/s 增大到 70 m/s,按

照 10 m/s 的间隔,各不平度下的平均累计相对位移分别减小 23.64%、17.53%、13.45%、10.56% 和 11.60%,究其原因是 IRI 指标采用的是车辆模型,滑跑过程中未考虑升力的影响。

四分之一车辆模型是在标准车身悬架刚度、轮胎刚度和悬架阻尼条件下,测定 80 km/h 速度悬挂系统的累计相对位移。此处为起落架模型,也可以计算不同 IRI 对应的实际累计相对位移,见表 4。

表 4 各道面平整度下飞机起落架累计相对位移

平整度等级	累计相对位移近似值
1	1.69
2	2.88
3	3.90
4	4.81
5	5.65
6	6.47

相对于四分之一标准车辆模型,单轮起落架模型累计相对位移较大。随着平整度等级均匀增大,从 1 增大到 6,以 1 为间隔,累计相对位移分别增大 70.41%、35.41%、23.33%、17.46% 和 14.51%,增大速率逐渐减小,原因是本文的起落架模型采用的是非线性油液阻尼,颠簸越剧烈,缓冲系统受到的阻尼力呈二次关系增大,增速越来越大,导致累计相对位移逐渐减小。

5 结论

考虑起落架缓冲器系统、轮胎受力及不同速度下升力的影响,本文建立了单轮起落架力学响应计算模型,研究了道面不平度和速度耦合作用下机轮动载的统计变化规律。研究发现:道面不平度引起的动载系数均值与道面不平度无关,仅与特定滑跑速度下的重力与升力的差值有关;滑跑速度相同时,道面不平度越差,动载系数标准差越大,同一道面不平度下,滑跑速度较小时,动载系数标准差随滑跑速度的增大而持续增大,但存在与系统固有频率相关的最敏感速度;根据 3σ 准则确定的动载系数最大值,随滑跑速度的增大先增大后减小。飞机在低速滑跑时对道面的动载作用更大,计算了对应平整度等级的最不利滑跑速度;由于缓冲系统二次油液阻尼的影响,随着 IRI 数值均匀增大,起落架模型的累计相对位移增速越来越小。

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 Labrary, 1965.

- [2] 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.
- [3] SUN L, ZHANG Z M, RUTH J. Modeling Indirect Statistics of Surface Roughness[J]. Journal of Transportation Engineering, 2011,127(2):105-111.
- [4] 孙璐,邓学钧. 飞机对机场道面的随机动压力[J]. 重庆交通学院学报,1996,15(4):14-20.
- [5] 孙璐,邓学钧. 平整度与机场道面谱分析[J]. 华东公路,1996,19(2):35-39.
- [6] 张献民,陈新春,李少波. 基于国际平整度指数 IRI 的飞机动载系数分析[J]. 南京航空航天大学学报,2016,48(1):136-142.
- [7] 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.
- [8] 王秉纲. 高速公路路面功率谱[J]. 交通运输工程学报,2003,3(2):53-56.
- [9] 黄立葵,盛灿花. 车辆动载系数与路面平整度的关系[J]. 公路交通科技,2006,23(3):27-30.
- [10] 段虎明,石峰,谢飞,等. 路面不平度研究综述[J]. 振动与冲击,2009,28(9):95-101.
- [11] 周辅昆,刘小勤,曾小泉. 基于 Matlab 的路面不平度数值模拟及验证[J]. 交通科技,2013,26(5):68-70.
- [12] 李仲兴,黄建宇,刘亚威,等. 白噪声路面不平度时域模型的建立与仿真[J]. 江苏大学学报(自然科学版),2016,24(11):503-506.
- [13] 王永生,姜文志,王建国,等. 基于 Simulink 连续系统驱动噪声生成[J]. 计算机仿真,2007,24(11):308-311.
- [14] 张冠超,贾玉红. 飞机滑行动态响应分析[J]. 飞机设计,2004,4:14-17.
- [15] 贾腾. 飞机起落架随机动力学响应的数值分析[D]. 天津:天津大学,2014.
- [16] 吴卫国,孙建桥,冷永刚,等. 飞机起落架动力学建模及着陆随机响应分析[J]. 航空学报,2016,37(4):1228-1239.
- [17] 江晟. 大型水陆两栖飞机起落架落震性能仿真与优化[D]. 南京:南京航空航天大学,2012.
- [18] 刘莉,杨国柱,何庆芝. 起落架缓冲系统参数对飞机滑行动态响应的影响[J]. 航空学报,1992,13(6):266-273.
- [19] 浦志明,魏小辉. 起落架缓冲器常油孔阻尼性能分析[J]. 系统仿真计算,2014,10(2):125-129.
- [20] 毕振瀚. 大型飞机起落架地面转弯性能仿真与分析[D]. 南京:南京航空航天大学,2013.

(编辑:姚树峰)