

不平整跑道激励下飞机起落架随机响应及可靠性分析

张莹¹, 金峥嵘¹, 贾万涛¹, 刘小川², 许勇¹

(1. 西北工业大学数学与统计学院, 陕西 西安 710129; 2. 中国飞机强度研究所, 陕西 西安 710065)

摘要: 采用非线性二自由度系统构建了飞机起落架模型, 通过时域噪声刻画了不平整跑道对飞机起落架系统的随机激励, 并引入路面不平度系数描述了跑道的不平整程度; 基于飞机起落架模型响应的概率密度函数及其统计量, 开展了不平整跑道对飞机起落架系统影响规律的研究。应用随机可靠性分析方法以及人体振动舒适性理论, 通过建立安全域和舒适域与系统响应之间的关系, 分析了起落架模型在不同路面不平度系数下的可靠性, 并对乘客舒适性进行了评价。研究表明: 路面不平度系数越大, 系统状态变量的波动越剧烈, 系统的可靠性和舒适性与路面不平度系数呈一定的负相关性; 在路面不平度系数较小的情况下, 系统平均首次穿越时间以及舒适性受随机扰动的影响更加显著。

关键词: 飞机起落架; 随机响应; 可靠性; 跑道不平整

中图分类号: V271.1; O324; O213.2 **文献标志码:** A **文章编号:** 1004-4523(2024)03-0497-08

DOI: 10.16385/j.cnki.issn.1004-4523.2024.03.014

引言

飞机起落架在飞机着陆和滑跑过程中起着举足轻重的作用, 关系着飞机的滑跑安全, 因此起落架结构的动力学分析问题一直是研究者们关注的重点。20 世纪 30 年代起, 国际上就开展了关于飞机起落架滑跑动力学建模的研究。学者们将起落架结构简化为一个线性阻尼弹簧振子, 得到二质量块模型, 基于此模型对起落架的动力学特性开展了研究^[1]。随后, 为了对起落架进行更加全面和精确的建模和分析, 能有效反映起落架非线性特征的因素被引入到该模型中, 构建了二质量块非线性模型。如 Milwitzky 等^[2]将起落架缓冲器的空气弹簧力、油液阻尼力以及摩擦力等非线性力考虑到模型中, 并对其相关非线性动力学特性进行了研究。

由于飞机在地面滑跑阶段通常会受到不平整跑道激励产生随机振动, 极易造成飞机起落架结构的疲劳损伤, 缩短飞机寿命。因此, 开展飞机在地面滑跑时起落架系统的随机响应研究并进行可靠性分析十分重要。通过将跑道激励简化为平稳高斯过程, Tung^[3]采用摄动法和等效线性化法对非线性二自由度飞机滑跑模型的随机响应进行了数值模拟; 贾玉红等^[4]基于主动控制起落架的非线性二质量块模型

建立目标函数, 对主动控制起落架在地面滑跑的随机响应进行了分析。

随着研究的不断深入, 研究人员开始使用更符合实际的跑道谱来描述跑道不平度。张冠超等^[5]基于非线性二质量块起落架模型, 将实测数据作为路面激励, 采用时域确定性方法, 对飞机在不平整跑道上滑行的响应进行了探究。然而实测跑道方法虽准确度高, 但不具有普遍性且成本较高。因此, 刘莉等^[6-7]针对二质量块起落架模型, 借助跑道功率谱密度描述路面不平度, 并采用谱密度法研究了飞机滑跑时的平稳响应。Tung 等^[8]利用确定性数值分析和统计分析两种方法对飞机的跑道激励振动问题进行了讨论。此外, 刘莉等^[9]、赵莹芳等^[10]利用等效线性化方法计算了非线性系统在不平稳随机激励下的响应。以上研究都是利用功率谱密度函数来模拟路面不平度, 但谱分析方法对于非线性系统并不适用。

为了能将频域噪声引入到非线性系统, 有学者采用谐波叠加法, 将一系列相位不同的正弦波进行叠加, 使路面不平度表达形式从功率谱转化到了时域的时间序列上, 进而研究了飞机在不平整跑道滑跑时的随机响应, 并对机场道面平整度进行了评价^[11-13]。同时, 由于铺砌平整程度决定了跑道的等级, 为了更好地描述不同类型跑道的不平度, 颜光锋^[14]采用不同的功率谱密度函数表征了不同等级路

面的不平整度,并通过时域随机微分方程将其转化为时域噪声,刻画了不同平整程度的跑道,使非线性起落架系统复杂的动态响应分析更贴近实际。

因飞机在受到不平整跑道激励时产生的颠簸会直接影响滑跑的安全性、驾驶的平稳性以及乘坐的舒适度,故国内外学者对滑跑系统开展了可靠性分析,并将确定性系统的研究成果应用到了飞机的设计和优化中^[15-17]。随着飞机设计的飞速发展,舒适性指标在飞机设计的评价中所占比重也越来越大^[18-19],现有研究通常使用 GB/T 13441.1—2007 标准^[20]和 GJB 67.8A—2008 标准^[21]来讨论飞机客舱人体的振动舒适性问题。周福强等^[22]依据系统加速度均方根值对飞行中飞机座椅舒适度进行了评价,但针对不平整跑道作用下飞机客舱振动环境舒适性的研究仍有待开展。

本文构建了不平整跑道激励下的非线性二自由度起落架模型,研究了飞机滑跑过程中跑道不平度对飞机起落架系统随机响应的规律,分析了起落架系统在不平整跑道扰动下的可靠性以及乘客舒适性,为飞机乘坐舒适性及起落架研制和设计提供了理论依据。

1 飞机起落架动力学模型

为更准确地研究系统的动力学响应,Wang 等^[23]在不考虑机身弹性和机体俯仰运动的情况下,建立了如图 1 所示的非线性二质量块模型。此模型重点考虑起落架缓冲器的非线性特征和轮胎的参数特征,注重起落架的整体结构和局部参数特征。其中,机体、机翼、缓冲器外筒等被简化为弹性质量 m_1 ,缓冲器活塞杆、刹车装置、机轮及车架等被简化为非弹性质量 m_2 。 \ddot{y}_1 表示上质量块的加速度, \ddot{y}_2 表示下质量块的加速度。设模型中缓冲器空气弹簧力 F_a 、油液阻尼力 F_1 和缓冲器活塞杆与外筒间的摩擦力 F_f 均为非线性的, F_t 为跑道对轮胎的支撑力,机轮被视作一个具有线性阻尼和线性刚度的轮胎。

针对图 1 所示的模型,根据牛顿第二定律,建立系统动力学方程:

$$\begin{cases} m_1 \ddot{y}_1 = m_1 g - F_a - F_1 - F_f \\ m_2 \ddot{y}_2 = m_2 g + F_a + F_1 + F_f - F_t \end{cases} \quad (1)$$

下面详述 F_a , F_1 , F_f 以及 F_t 的物理意义^[23]。

(a) 空气弹簧力 F_a

空气弹簧力 F_a 用于描述氮气在上腔室所产生的压力。假设该气体的压强 p 和体积 V 满足气体状态方程:

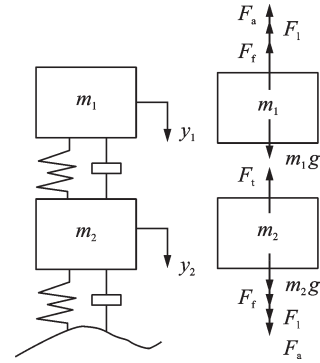


图 1 起落架简化模型

Fig. 1 Simplified model of the landing gear

$$\frac{p_0}{p} = \left(\frac{V}{V_0} \right)^\gamma \quad (2)$$

$$V = V_0 - Ay_s = A(y_0 - y_s) \quad (3)$$

$$F_a = pA \quad (4)$$

式中 p_0 , V_0 , y_0 , p 和 V 分别表示初始状态气体的压强、体积、气瓶长度及当前状态下气体的压强和体积; $A = \pi D_p^2/4$ 为活塞横截面积; $y_s = y_1 - y_2$ 为缓冲器行程; γ 为气体常数,通常取值为 1.1。显然, $V_0 = Ay_0$, 联立方程(2)~(4)得:

$$F_a = p_0 A \left(\frac{V_0}{V} \right)^\gamma = p_0 A \left(\frac{V_0}{V_0 - Ay_s} \right)^\gamma = p_0 A \left(\frac{1}{1 - \frac{y_1 - y_2}{y_0}} \right)^\gamma \quad (5)$$

(b) 油液阻尼力 F_1

油液阻尼力 F_1 的大小取决于流过孔板的油液所耗散的能量。假设油液是不可压缩的, p_1 表示上下腔压力差。由质量守恒定律和伯努利方程可得:

$$Ay_s = \zeta A_0 V_1 \quad (6)$$

$$p_1 = \frac{1}{2} \rho (V_1^2 - \dot{y}_s^2) \quad (7)$$

$$F_1 = p_1 A \quad (8)$$

式中 参数 ζ 为孔板流量系数,由实验确定; $A_0 = \pi D_{op}^2/4$ 为孔板面积, D_{op} 为孔板直径; V_1 为油液流过孔板的速度; ρ 为油液的质量密度。

根据起落架结构参数可知 $\frac{A^2}{\zeta^2 A_0^2} \gg 1$, 联立方程

(6)~(8)得:

$$p_1 = \frac{1}{2} \rho \left(\frac{A^2}{\zeta^2 A_0^2} - 1 \right) \dot{y}_s^2 \approx \frac{1}{2} \rho \frac{A^2}{\zeta^2 A_0^2} \dot{y}_s^2 \quad (9)$$

则油液阻尼力 F_1 为:

$$F_1 = p_1 A = \frac{1}{2} \rho \frac{A^3 \dot{y}_s^2}{\zeta^2 A_0^2} \quad (10)$$

这里用 $\dot{y}_s|\dot{y}_s|$ 代替 \dot{y}_s^2 , 使得 F_1 与速度 \dot{y}_s 的方向相同。 $\dot{y}_s = \dot{y}_1 - \dot{y}_2$ 表示油气缓冲器活塞相对于外缸的速度, 当 $\dot{y}_s = 0$ 时, 油液是静态的, 则 F_1 为零。

(c) 摩擦力 F_f

起落架受到的摩擦力 F_f 主要由密封件的密封性引起, 可表示为:

$$F_f = k_m \dot{y}_s + k_n \dot{y}_s |\dot{y}_s| \quad (11)$$

式中 k_m 和 k_n 代表摩擦系数。

(d) 支撑力 F_t

设地面通过轮胎传递给起落架的力为线性力^[23], 则支撑力为:

$$F_t = k_1 y_2 + c_1 \dot{y}_2 \quad (12)$$

式中 刚度 k_1 和阻尼系数 c_1 为常数。由于飞机在地面滑跑时总会受到跑道不平整的影响, 故在模型中引入随机噪声 $\xi(t)$ 来刻画不平整跑道对起落架模型产生的随机激励, 则地面通过轮胎传递至系统的力可修正为:

$$F_t = k_1 [y_2 + \xi(t)] + c_1 [\dot{y}_2 + \dot{\xi}(t)] \quad (13)$$

将式(5), (10), (11)和(13)代入方程(1), 可得如下随机扰动下的起落架动力学模型:

$$\begin{cases} m_1 \ddot{y}_1 = m_1 g - p_0 A \left(\frac{V_0}{V_0 - A y_s} \right)^\gamma - \frac{\rho A^3 \dot{y}_s |\dot{y}_s|}{2 \zeta^2 A_0^2} - k_m \dot{y}_s - k_n \dot{y}_s |\dot{y}_s| \\ m_2 \ddot{y}_2 = m_2 g + p_0 A \left(\frac{V_0}{V_0 - A y_s} \right)^\gamma + \frac{\rho A^3 \dot{y}_s |\dot{y}_s|}{2 \zeta^2 A_0^2} + k_m \dot{y}_s + k_n \dot{y}_s |\dot{y}_s| - k_1 [y_2 + \xi(t)] - c_1 [\dot{y}_2 + \dot{\xi}(t)] \end{cases} \quad (14)$$

式中 跑道不平整所引起的随机激励 $\xi(t)$ 的统计特性可由路面功率谱 $G_\xi(\omega)$ 刻画^[24]:

$$G_\xi(\omega) = 4\pi^2 n_0^2 G_\xi(n_0) \frac{v}{\omega^2 + \omega_0^2} \quad (15)$$

式中 $n_0 = 0.1 \text{ m}^{-1}$ 表示参考空间频率, 即每米长度包含 0.1 个波长; ω_0 代表最低截止角频率; ω 表示路面谱角频率, 单位为 rad/s; v 为飞机滑跑的速度, 单位为 m/s; $G_\xi(n_0)$ 为路面不平度系数, 《机械振动道路路面谱测量数据报告》^[24] 中将路面分为如表 1 所示的 8 个等级, 不同路面等级对应的路面不平度系数即为 $G_\xi(n_0)$, 根据中国所修建跑道的实际情况, 常用前三级来刻画其不平度。

式(14)中随机激励 $\xi(t)$ 满足如下微分方程^[25]:

$$\dot{\xi}(t) + 2\pi n_{00} v \xi(t) = 2\pi n_{00} \sqrt{G_\xi(n_0) v} W(t) \quad (16)$$

式中 n_{00} 为路面空间截止频率, 通常取 $n_{00} = 0.01 \text{ m}^{-1}$; $W(t)$ 表示单位功率谱密度的高斯白

表 1 不同路面等级对应的路面不平度系数 $G_\xi(n_0)$

Tab. 1 The runway roughness coefficient $G_\xi(n_0)$ corresponding to different road grades

路面等级	$G_\xi(n_0)/(10^{-6} \text{ m}^2/\text{m}^{-1})$
A	16
B	64
C	256
D	1024
E	4096
F	16384
G	65536
H	262144

噪声。

2 跑道随机激励下起落架系统的响应分析

为方便分析式(14)的动力学特性, 令 $x_1 = y_1 - y_2, x_2 = \dot{y}_1, x_3 = y_2, x_4 = \dot{y}_2$, 则式(14)可表示为:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 - x_4 \\ \dot{x}_2 = g - \frac{w}{(v - Ax_1)^\gamma m_1} - \frac{q(x_2 - x_4)|x_2 - x_4|}{m_1} - \frac{k_m(x_2 - x_4) - k_n(x_2 - x_4)|x_2 - x_4|}{m_1} \\ \dot{x}_3 = x_4 \\ \dot{x}_4 = g + \frac{w}{(v - Ax_1)^\gamma m_2} + \frac{q(x_2 - x_4)|x_2 - x_4|}{m_2} + \frac{k_m(x_2 - x_4) + k_n(x_2 - x_4)|x_2 - x_4|}{m_2} - \frac{k_1 x_3}{m_2} - \frac{c_1 x_4}{m_2} - \frac{k_1 \xi(t)}{m_2} - \frac{c_1 \dot{\xi}(t)}{m_2} \end{cases} \quad (17)$$

式中 $w = p_0 A V_0^\gamma; q = \frac{\rho A^3}{2 \zeta^2 A_0^2}$.

下面将运用随机模拟方法, 对式(17)的响应及其统计特性进行分析。

2.1 系统响应的时间历程及矩分析

式(17)中的起落架结构参数如表 2 所示。设飞机的滑跑速度为 $v = 70 \text{ km/h}$, 初始条件为 $(x_1, x_2, x_3, x_4) = (0.170 \text{ m}, 0.000 \text{ m/s}, 0.033 \text{ m}, 0.000 \text{ m/s})$ 。

不同路面等级情形下, 随机激励 $\xi(t)$ 以及飞机下质量块位移随时间变化的计算结果如图 2 所示。不难看出, 随路面不平度系数 $G_\xi(n_0)$ 的增加, 随机扰动 $\xi(t)$ 强度增加, 下质量块位移的波动幅度增大。

表 2 起落架结构参数

Tab. 2 Landing gear structure parameters

参数	数值	参数	数值
ρ_0/Pa	1.6×10^6	A_0/m^2	6.412×10^{-4}
A/m^2	1.376×10^{-2}	$k_t/(\text{N} \cdot \text{m}^{-1})$	1.5×10^6
ζ	0.3	$c_t/(\text{N} \cdot \text{s} \cdot \text{m}^{-1})$	2.6×10^4
V_0/m^3	6.88×10^{-3}	$g/(\text{m} \cdot \text{s}^{-2})$	9.81
$\rho/(\text{kg} \cdot \text{m}^{-3})$	912	$k_m/(\text{N} \cdot \text{s} \cdot \text{m}^{-1})$	7×10^3
m_1/kg	4832.7	$k_n/(\text{N} \cdot \text{s}^2 \cdot \text{m}^{-2})$	1×10^4
m_2/kg	145.1	γ	1.865

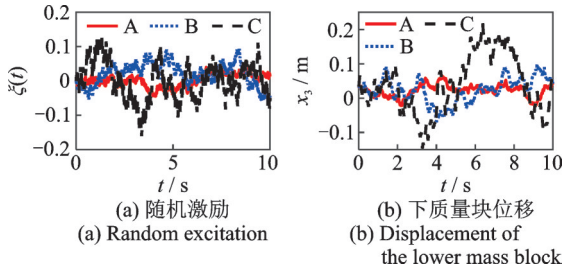


图 2 随机激励 $\xi(t)$ 及下质量块位移 x_3 的时间历程

Fig. 2 Random excitation $\xi(t)$ and x_3 displacement time history of the lower mass block

针对不同 $G_\xi(n_0)$, 计算了从 $t=0$ 到 $t=10$ s 的随机激励 $\xi(t)$ 以及系统随机响应的方差。由图 3(a) 可知, $\xi(t)$ 方差的振荡幅度随 $G_\xi(n_0)$ 的增加而增大。由图 3(b)~(e) 可知, 系统随机响应的方差随时间的推移先快速增加随后趋于稳定; 且 $G_\xi(n_0)$ 越大, 系统响应的方差越大, 系统响应的波动程度越大。

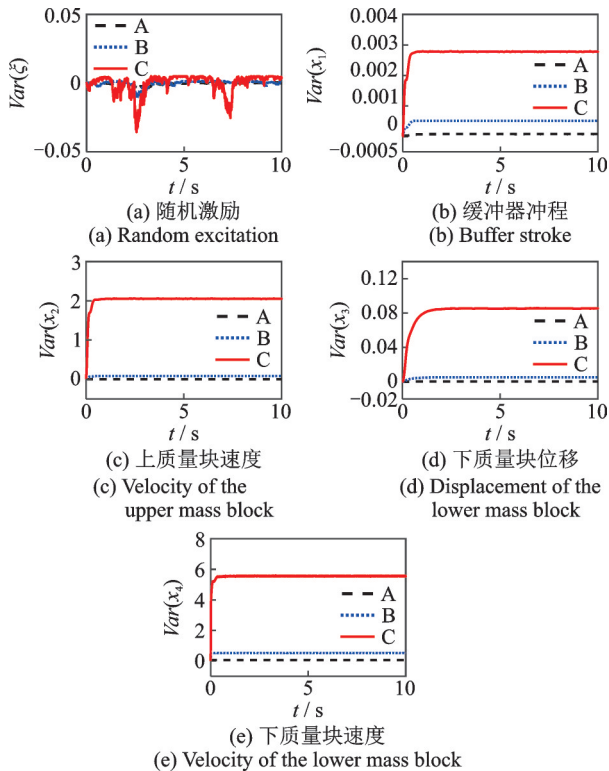


图 3 随机激励以及系统随机响应的方差

Fig. 3 Variances of random excitation and system random response

特别地, 在 A 和 B 级路面上, 系统响应的方差随 $G_\xi(n_0)$ 的增大仅呈小幅增加; 但是在 C 级路面上, 系统响应的方差显著增加。可见系统在不平整跑道激励较小时, 具有较好的抗干扰能力, 但对于跑道不平度的持续增加, 响应的波动程度会大幅增加; 且在随机激励一致的情况下, 相较于系统的缓冲器冲程以及下质量块位移, 上、下质量块速度的波动程度更剧烈, 并且在 C 级路面上, 该现象更为显著。

2.2 系统响应的概率密度函数

为进一步研究系统随机响应的统计特性, 计算了不同 $G_\xi(n_0)$ 下系统状态变量的概率密度函数。结果如图 4 所示, 随着 $G_\xi(n_0)$ 的增加, 系统状态变量的稳态概率密度函数峰值逐渐减小, 即系统稳定在平衡位置的概率逐渐减小。不难看出, 与 B 和 C 级路面相比, A 级路面使系统稳定在平衡位置的概率更大; 并且系统状态变量的概率密度函数峰值随 $G_\xi(n_0)$ 的增加大致呈 1 : 2 : 4 的比例增加。

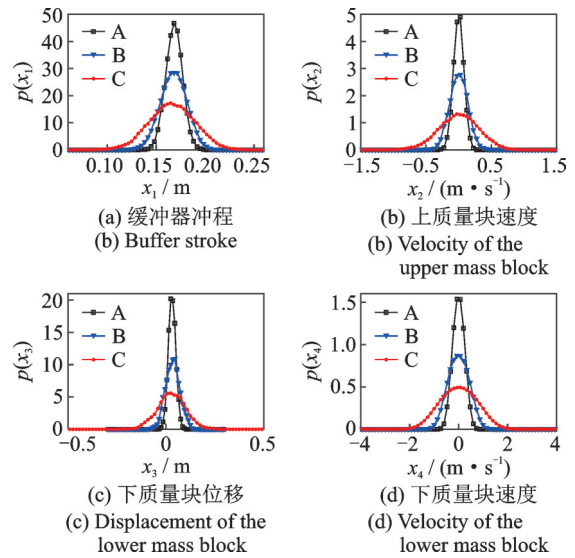


图 4 系统状态变量的稳态概率密度函数

Fig. 4 Stationary probability density functions of the system state variables

图 5 给出了不同 $G_\xi(n_0)$ 下上质量块的速度在不同时刻的瞬态概率密度函数。可以看出, 当飞机在不同等级路面滑跑时, 随着时间 t 的增加, 上质量块速度的概率密度函数峰值逐渐增大, 即系统上质量块的速度在零附近波动的概率增大; 随着 $G_\xi(n_0)$ 的增加, 上质量块速度的瞬态概率密度函数峰值逐渐减小, 即系统上质量块的速度在零附近波动的概率降低。

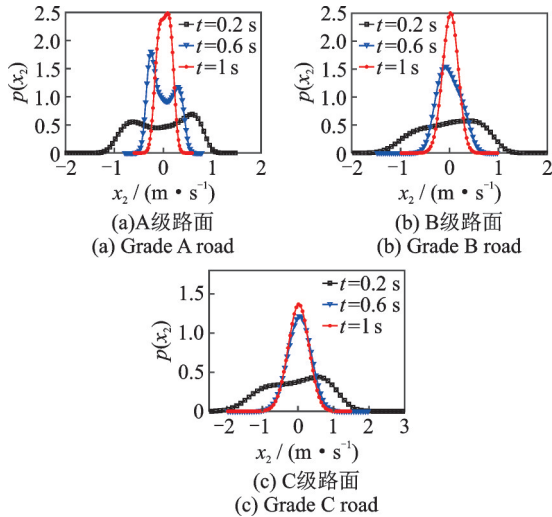


图5 上质量块速度的瞬态概率密度函数

Fig. 5 Transient probability density functions of the velocities of the upper mass block

3 随机激励下系统可靠性及乘客舒适性分析

3.1 系统的可靠性

随机振动系统的可靠性描述了系统在指定安全域运行的概率,是衡量系统安全性、舒适性的重要指标。通常可用可靠性函数、首次穿越时间的概率密度函数以及平均首次穿越时间来刻画^[24,26-28]。

可靠性函数 $R(t)$ 为系统状态在时间区间 $[0, t]$ 内处于安全域 Ω 的概率,即:

$$R(t) = P\{X(\tau) \in \Omega; \tau \in [0, t]\} \quad (18)$$

首次穿越时间的概率密度函数 $P(T)$ 可由式(18)导出,即:

$$P(T) = -R'(t)|_{t=T} \quad (19)$$

式中 $R'(t)$ 为可靠性函数关于时间的导数。进而由式(19)可得系统平均首次穿越时间满足:

$$E(T) = \int_0^{\infty} TP(T)dT = \int_0^{\infty} R(T)dT \quad (20)$$

式中 首次穿越时间 T 是一个依赖于系统、激励及初始状态的随机变量。

3.2 可靠性分析

在讨论不同 $G_{\xi}(n_0)$ 对于系统可靠性函数的影响时,本文选取了几种不同的安全域,在实际问题中可根据具体情况自行设置安全域。针对飞机缓冲器冲程设定安全域 $\Omega_1 = [0.1, 0.19] \times (-\infty, +\infty) \times (-\infty, +\infty) \times (-\infty, +\infty)$, 针对飞机缓冲器位移以及飞机上质量块位移设定安全域 $\Omega_2 = [0.1, 0.19] \times [-0.4, 0.2] \times (-\infty, +\infty) \times (-\infty, +\infty)$, 针对飞机缓冲器位移以及上质量块速度、位移设定安全域

$\Omega_3 = [0.1, 0.19] \times [-0.4, 0.2] \times [-0.05, 0.05] \times (-\infty, +\infty)$, 系统初始状态取为 $(x_1, x_2, x_3, x_4) = (0.170 \text{ m}, 0.000 \text{ m/s}, 0.033 \text{ m}, 0.000 \text{ m/s})$ 。

由图6可见,对于三种不同的安全域,系统的可靠性函数均随时间的增加而减小,即系统停留在安全域的概率随时间的增加而减小。在同一安全域下,随着 $G_{\xi}(n_0)$ 的增加,系统的可靠性函数急剧下降,系统跃出安全域的概率大幅增加;且当路面等级为A时,系统的可靠性函数减小的速率远小于B和C等级,说明在 $G_{\xi}(n_0)$ 较小的情况下,系统具有较好的可靠性。

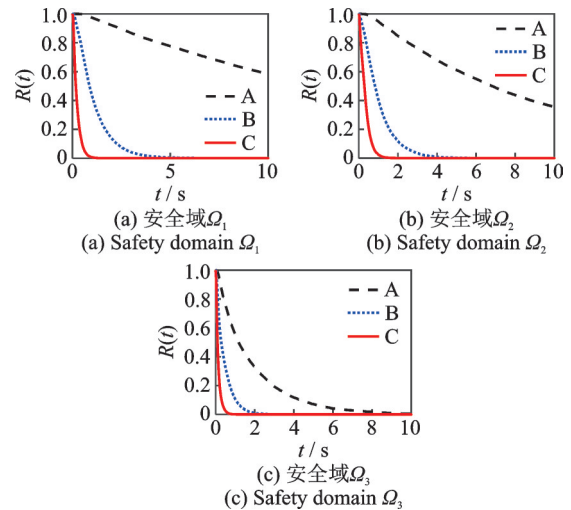


图6 系统的可靠性函数

Fig. 6 System reliability function

在不同安全域以及 $G_{\xi}(n_0)$ 对系统首次穿越时间概率密度函数的影响机制分析中,系统初值以及安全域选取与图6设定保持一致。从图7可以看出,首次穿越时间的概率密度函数峰随着 $G_{\xi}(n_0)$ 的增大向左移动,且其峰值也随之增大,即首次穿越最可能发生的时间前移且概率增大,系统更易被破坏。

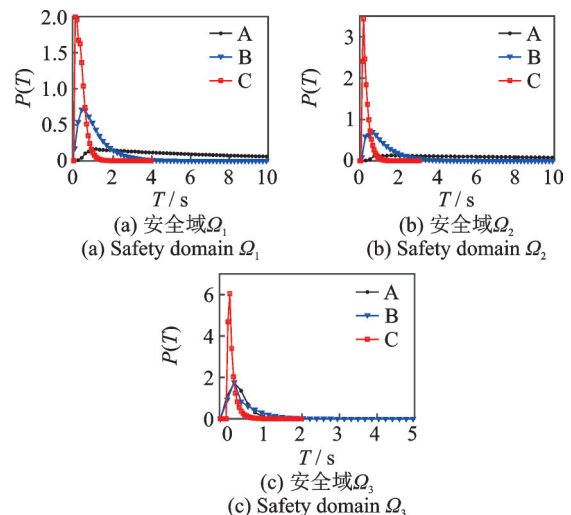


图7 系统首次穿越时间的概率密度函数

Fig. 7 Probability density function of the system first-passage time

图8给出了安全域为 Ω_2 时,不同 $G_\xi(n_0)$ 下系统的平均首次穿越时间的三维图像。可见,系统初始状态越靠近穿越边界,平均首次穿越时间越短,则系统可靠性越差;且 $G_\xi(n_0)$ 越大,系统的平均首次穿越时间越短,即系统停留在安全域的平均时间越短。进一步观察不难发现,在 $G_\xi(n_0)$ 较小的情况下,平均首次穿越时间下降更快,即跑道随机激励对系统平均首次穿越时间的影响更明显。

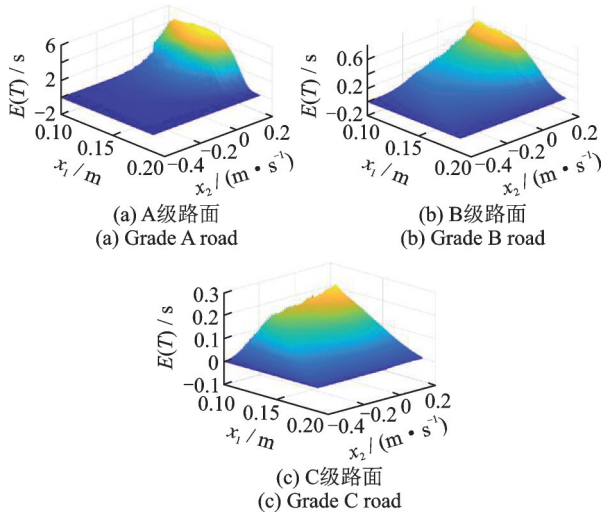


图8 安全域 Ω_2 下系统平均首次穿越时间

Fig. 8 Mean first-passage time of the system under safety domain Ω_2

3.3 舒适性评价

飞机在地面滑跑的过程中,跑道不平整所引起的振动会影响乘客的舒适性,标准[20]将总加权加速度均方根值 \bar{a}_v 作为评价乘客舒适性的指标,其与人主观感受间的关系如表3所示。本文仅考虑垂直于飞机客舱地板方向的加速度均方根 $\bar{a}_v = \sqrt{\omega_i a_i^2}$,其中 a_i 为客舱地板处垂直于地面的加速度, ω_i 为用于预测振动对舒适影响的频率计权,通常取值为0.4。

图9所示为固定时间 $t = 20$ s时,不同 $G_\xi(n_0)$ 下系统的总加权加速度均方根值 \bar{a}_v 的稳态概率密度

表3 总加权加速度均方根值与人的主观感受之间的关系
Tab. 3 The relation between weighted root mean square acceleration value and subjective feeling

总加权加速度均方根值	人的主观感受
小于0.315	没有不舒服
0.315~0.63	有些不舒服
0.5~1	比较不舒服
0.8~1.6	不舒服
1.25~2.5	很不舒服
大于2	极不舒服

函数。不难看出,随着 $G_\xi(n_0)$ 的增大, \bar{a}_v 的概率密度函数峰值下降,且函数峰的坡度越来越平缓,即 \bar{a}_v 达到较大值的概率随 $G_\xi(n_0)$ 的增大而增大。当飞机在A级路面滑跑时, \bar{a}_v 取0.09时的概率密度函数最大,对照表3可知,此时乘客在飞机滑跑阶段的大部分时间不会感到不舒服。而在B级路面滑跑时, $\bar{a}_v = 0.029$ 时的概率密度函数达到峰值,且 \bar{a}_v 在滑跑阶段的取值范围为0~4;这意味着 \bar{a}_v 大于1.25的概率变大,即乘客在滑跑这一阶段感到很不舒适的概率较大。而当飞机滑跑在C级路面上时, \bar{a}_v 的概率密度函数峰值为0.48,且其值在0~7之间波动;说明与A,B级路面相比,乘客在C级路面上处于极不舒服状态的时间最长。

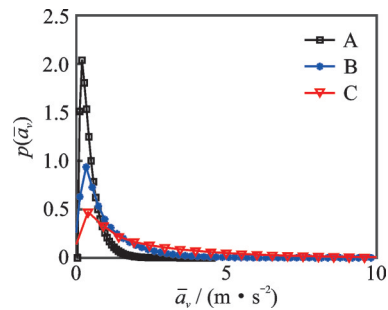


图9 不同路面等级下 \bar{a}_v 的稳态概率密度函数

Fig. 9 Stationary probability density function of \bar{a}_v under different road grades

为了直观地对乘客舒适性进行评价,定义舒适性函数 $C(t)$ 来衡量在时间区间 $[0, t]$ 内乘客处在舒适域的概率。根据表3,当总加权加速度均方根值 \bar{a}_v 小于0.315时,乘客处在舒适域,即舒适域选取为 $[0, 0.315)$ 。图10给出了不同 $G_\xi(n_0)$ 下乘客舒适性函数的计算结果,可见舒适性函数在初始时间会急剧下降并快速趋于稳定,且 $G_\xi(n_0)$ 越大,舒适性下降得越快,并且稳定值越低。从图10可以观察到,路面等级从A级变化到B级时,乘客舒适性函数的变化程度大于从B级到C级时,即 $G_\xi(n_0)$ 相对较小时,乘客舒适性受到不平整跑道的影响较显著。

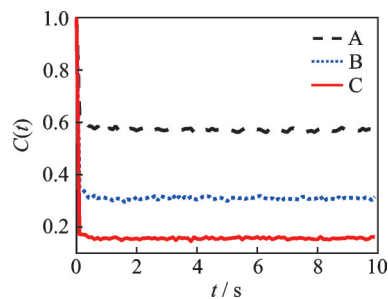


图10 不同路面等级下乘客舒适性

Fig. 10 Passengers' comfort under different road grades

4 结 论

本文基于不平整跑道下的非线性二自由度起落架模型,采用随机模拟方法,对飞机滑跑过程中系统的非线性振动及其统计特性进行研究,通过定义系统振动响应的安全域以及乘客舒适区间,着重分析了路面不平度系数对系统响应、可靠性以及乘客舒适性的影响规律。主要结论如下:

(1) 随路面不平度系数增加,系统稳定在平衡位置的概率减小,即飞机的上、下质量块的速度及位移波动范围变大,系统响应在路面不平度系数较大的情况下变化更剧烈。相较于系统的缓冲器冲程以及下质量块位移,不平整跑道对速度的影响更大。

(2) 路面不平度系数越大,系统可靠性函数下降越快,首次穿越时间的概率密度函数峰越早出现且峰值越大,即系统发生破坏的时间越早且在峰值对应的时刻发生破坏的概率越大;且系统的平均首次穿越时间越短,即系统损坏的概率越大。

(3) 乘客舒适性随着时间的增大趋于稳定,且随路面不平度系数的增加而减小,即跑道不平度越高,乘客处于不舒适状态的时间越长。随机激励在路面不平度系数较小的情况下对乘客舒适性影响较为显著。

参考文献:

[1] Schlaefke K. Buffered and unbuffered impact on landing gear[J]. Technische Berichte, 1943, 10: 129-133.

[2] Milwitzky B, Cook F E. Analysis of landing-gear behavior: NACA-TN-2755[R]. Washington, D.C.: NACA, 1952.

[3] Tung C C. The effects of runway roughness on the dynamic response of airplanes [J]. Journal of Sound and Vibration, 1967, 5(1): 164-172.

[4] 贾玉红, 何庆芝, 杨国柱. 主动控制起落架滑行性能分析[J]. 航空学报, 1999, 20(6): 545-548.
Jia Y H, He Q Z, Yang G Z. Taxiing performance analysis of active control of landing gear[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1999, 20(6): 545-548.

[5] 张冠超, 贾玉红. 飞机滑行动态响应分析[J]. 飞机设计, 2005 (4): 14-17.
Zhang G C, Jia Y H. Analysis of dynamic response of aircraft in landing rolling[J]. Aircraft Design, 2005 (4): 14-17.

[6] 刘莉, 杨国柱, 何庆芝. 飞机地面滑行随机振动分析[J]. 航空学报, 1993, 14(4): B126-B132.
Liu L, Yang G Z, He Q Z. Analysis of statistical vibration in aircraft during taxiing [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1993, 14(4): B126-B132.

[7] 刘莉, 杨国柱, 何庆芝. 起落架缓冲系统参数优化设

计[J]. 航空学报, 1992, 13(10): B506-B511.
Liu L, Yang G Z, He Q Z. Optimazation of oleo-pneumatic shock absorber of aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1992, 13(10): B506-B511.

[8] Tung C C, Penzien J, Horonjeff R. The Effect of Runway Unevenness on the Dynamic Response of Supersonic Transports [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1998.

[9] 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): B266-B273.
Liu L, Yang G Z, He Q Z. Influences of landing gear system on dynamic response in aircraft during taxiing [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1992, 13(6): B266-B273.

[10] 赵莹芳, 冷小磊. 飞机地面变速滑跑演变随机响应分析[J]. 河南师范大学学报(自然科学版), 2017, 45(3): 91-95.
Zhao Y F, Leng X L. Evolutionary random response analysis for aircraft taxiing at variable velocity on unevenness runway[J]. Journal of Henan Normal University (Natural Science Edition), 2017, 45(3): 91-95.

[11] 贾腾. 飞机起落架随机动力响应的数值分析[D]. 天津: 天津大学, 2014.
Jia T. Numerical analysis of random dynamics response of landing gear of the aircraft[D]. Tianjin: Tianjin University, 2014.

[12] 程国勇, 郭稳厚. 基于多自由度飞机模型的机场道面平整度评价方法[J]. 南京航空航天大学学报, 2016, 48(4): 606-614.
Cheng G Y, Guo W H. Airport pavement roughness evaluation based on three-degree-of-freedom aircraft model[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 48(4): 606-614.

[13] 凌道盛, 盛文军, 黄博, 等. 道面单向约束作用对飞机振动响应的影响[J]. 浙江大学学报(工学版), 2021, 55(9): 1684-1693.
Ling D S, Sheng W J, Huang B, et al. Influence of pavement unidirectional constraint on aircraft vibration response[J]. Journal of Zhejiang University (Engineering Science), 2021, 55(9): 1684-1693.

[14] 颜光锋. 强非线性坦克模型随机振动的随机最优控制[D]. 杭州: 浙江大学.
Yan G F. Stochastic optimal control of random vibration of strongly nonlinear tank model[D]. Hangzhou: Zhejiang University.

[15] Yalaoui A, Châtelet E, Chu C. A new dynamic programming method for reliability and redundancy allocation in a parallel-series system [J]. IEEE Transactions on Reliability, 2005, 54(2): 254-261.

[16] Jha P C, Gupta D, Yang B, et al. Optimal testing resource allocation during module testing considering cost, testing effort and reliability[J]. Computers and Industrial Engineering, 2009, 57(3): 1122-1130.

- [17] 张锐, 李波. 无人机系统可靠性分配方法[J]. 南京航空航天大学学报, 2009, 41(增刊1): 106-108.
Zhang R, Li B. Reliability allocation method for unmanned aerial vehicle (UVA) system [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 41(Sup1): 106-108.
- [18] Zhou Z, Griffin M J. Response of the seated human body to whole-body vertical vibration: discomfort caused by mechanical shocks[J]. Ergonomics, 2017, 60(3): 347-357.
- [19] Zhou Z, Griffin M J. Response of the seated human body to whole-body vertical vibration: discomfort caused by sinusoidal vibration[J]. Ergonomics, 2014, 57(5): 714-732.
- [20] 中华人民共和国国家质量监督检验检疫总局, 中国国家标准化管理委员会. 机械振动与冲击 人体暴露于全身振动的评价 第1部分: 一般要求: GB/T 13441.1—2007[S]. 北京: 中国标准出版社, 2007.
AQSIQ, Standardization Administration of the People's Republic of China. Mechanical vibration and shock—evaluation of human exposure to whole-body vibration—part 1: general requirements: GB/T 13441.1—2007 [S]. Beijing: Standards Press of China, 2007.
- [21] 中国人民解放军总装备部. 军用飞机结构强度规范: GJB 67.8A—2008[S]. 北京: 中国标准出版社, 2008: 33-41.
General Armament Department of the Chinese People's Liberation Army. Military airplane structural strength specification: GJB 67.8A—2008[S]. Beijing: Standards Press of China, 2008: 33-41.
- [22] 周福强, 张书明, 闫楚良. 某型轰炸机座椅振动舒适性分析[J]. 振动、测试与诊断, 2011, 31(6): 759-762.
Zhou F Q, Zhang S M, Yan C L. Comfort characteristic of bombardment aircraft seat [J]. Journal of Vibration, Measurement and Diagnosis, 2011, 31(6): 759-762.
- [23] Wang H, Xing J T, Price W G, et al. An investigation of an active landing gear system to reduce aircraft vibrations caused by landing impacts and runway excitations [J]. Journal of Sound and Vibration, 2008, 317(1-2): 50-66.
- [25] 朱位秋. 随机振动[M]. 北京: 科学出版社, 1992.
Zhu W Q. Random Vibration[M]. Beijing: Science Press, 1992.
- [24] 中华人民共和国国家质量监督检验检疫总局, 中国国家标准化管理委员会. 机械振动道路路面谱测量数据报告: GB/T 7031—2005[S]. 北京: 中国标准出版社, 2005.
AQSIQ, Standardization Administration of the People's Republic of China. Mechanical vibration-road surface profiles—reporting of measured data: GB/T 7031—2005[S]. Beijing: Standards Press of China, 2005.
- [26] Li Y, Xu Y, Kurths J, et al. The influences of correlated spatially random perturbations on first passage time in a linear-cubic potential[J]. Chaos, 2019, 29(10): 101102.
- [27] Zan W, Xu Y, Metzler R, et al. First-passage problem for stochastic differential equations with combined parametric Gaussian and Lévy white noises via path integral method [J]. Journal of Computational Physics, 2021, 435: 110264.
- [28] Zan W, Jia W, Xu Y. Reliability of dynamical systems with combined Gaussian and Poisson white noise via path integral method [J]. Probabilistic Engineering Mechanics, 2022, 68: 103252.

Random response and reliability analysis of aircraft landing gear under uneven runway excitation

ZHANG Ying¹, JIN Zheng-rong¹, JIA Wan-tao¹, LIU Xiao-chuan², XU Yong¹

(1.School of Mathematics and Statistics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China;

2.Aircraft Strength Research Institute of China, Xi'an 710065, China)

Abstract: A nonlinear two-degree-of-freedom system is used to construct an aircraft landing gear model. The stochastic excitation of the uneven runway to the system is described by time-domain noise, and the road roughness coefficient is used to describe the roughness of runway. Based on the probability density function and the statistics of system response, the influence of uneven runway on aircraft landing gear system is investigated. The reliability of the landing gear model and the passenger comfort under different road roughness coefficients are analyzed by establishing the relationship between the safety zones, comfort zones and the system response. The results show that the larger the road roughness coefficient is, the more fluctuation of the system state variable will be. The reliability and comfort of the system are negatively correlated with the road roughness coefficient. In addition, when the road roughness coefficient is small, the mean first-passage time and comfort of the system are more significantly affected by random disturbance. The present paper provides a theoretical basis for aircraft riding comfort and landing gear development and design.

Key words: landing gear; random response; reliability; unevenness of the runway

作者简介: 张莹(1981—),女,博士,教授。电话:(029)88431637;E-mail:yingzhang@nwpu.edu.cn。

通讯作者: 许勇(1977—),男,博士,教授。电话:(029)88431637;E-mail:hsux3@nwpu.edu.cn。