

基于直接概率积分法的舰载机起落架 随机响应与可靠性分析

陈舒扬^{1,2}, 谭述君^{1,2}

(1. 大连理工大学工业装备结构分析优化与 CAE 软件全国重点实验室, 辽宁 大连 116023;

2. 大连理工大学力学与航空航天学院, 辽宁 大连 116024)

摘要: 考虑到设计、制造中起落架参数的随机不确定性, 本文开展了舰载机着舰冲击随机响应和起落架缓冲性能的不确定性量化研究。建立某型舰载机主起落架落震动力学模型, 基于起落架缓冲器部分填充参数(如空气腔初始体积以及压油面积、油液缩流系数等)的统计特征, 采用直接概率积分法(DPIM)划分代表性点集, 并求解代表性点集上的确定性结构方程与概率密度积分方程, 同时采用蒙特卡罗方法验证 DPIM 在起落架随机模型上应用的准确性。以起落架的缓冲器行程、垂向轮胎力和支柱轴向力为输出响应, 得到响应的均值、标准差、概率密度函数及相关特征, 发现虽然响应的分布集中在均值附近, 但还是存在较大响应导致系统失效的可能性, 进而利用缓冲器行程、垂向轮胎力和支柱轴向力定义了功能函数, 给出了不同阈值下起落架结构的可靠性评估。

关键词: 起落架; 缓冲器; 直接概率积分法; 随机响应; 可靠度

中图分类号: O324; V226^{+.1} **文献标志码:** A **DOI:** 10.16385/j.cnki.issn.1004-4523.202310056

Random responses and reliability analysis of carrier-based aircraft landing gear based on direct probability integral method

CHEN Shuyang^{1,2}, TAN Shujun^{1,2}

(1. State Key Laboratory of Structural Analysis, Optimization and CAE Software for Industrial Equipment, Dalian University of Technology, Dalian 116023, China; 2. School of Mechanics and Aerospace Engineering, Dalian University of Technology, Dalian 116024, China)

Abstract: Considering the random uncertainty of landing gear parameters in design and manufacturing, this study conducts a quantitative study on the random response of carrier-based aircraft landing impact and the buffering performance of landing gear. This study established a dynamic model of the landing vibration of a carrier-based aircraft's main landing gear. Based on the statistical characteristics of some filling parameters of the landing gear buffer (such as the initial volume of the air chamber, pressure oil area, oil shrinkage coefficient, etc.), the representative point set is divided by the direct probability integration method (DPIM), and the deterministic structural equation and probability density integration equation on the representative point set are solved. At the same time, the accuracy of DPIM application in the landing gear stochastic model is demonstrated by using the Monte Carlo Simulation (MCS) method. By outputting the buffer stroke of the landing gear, the vertical tire force, and the axial force of the strut, the mean value, standard deviation, probability density function, and related features of these responses are obtained. It is found that although the distribution of these responses are concentrated near the mean value, there is still a possibility of significant responses leading to system failure. Therefore, a functional function is defined using the buffer stroke, vertical tire force, and the axial force of the strut, and a reliability evaluation study is conducted on the landing gear structure under different threshold values.

Keywords: landing gear; buffer; direct probability integral method; random response; reliability

舰载机作为最主要的航母作战武器装备, 有着比陆基飞机更为狭小的着舰面积以及更为艰难的着舰环境。相比于陆路基飞机的拉平着陆, 舰载机一般采用固定下滑角的“撞击式”着舰, 下沉速度可达 7 m/s

甚至更高, 是陆基飞机的 2~3 倍^[1-3]。这种特殊的着舰方式对舰载机起落架的缓冲能力与结构的承载能力都是极大的考验, 因此准确的载荷分析对起落架乃至全机的安全都极为重要。

对于舰载机起落架的着舰冲击问题,国外起步较早, MILWITZKY 等^[4]采用传统弹簧质量块模型研究了飞机落震过程主起落架动力学响应特性; FLUGGE^[5-6]对非线性的油液式缓冲支柱进行了分析,在不考虑油液流动损耗对油液阻尼模型的影响下,对线性弹簧阻尼系统展开了全面分析并进行了系统的总结。相较而言,国内的研究起步较晚,但随着中国航母的快速发展,学者对舰载机起落架有了深入的研究并取得了许多研究成果。高华峰^[7]基于某型舰载无人机分别对对中拦阻和偏心偏航拦阻两种工况进行仿真计算,得到拦阻过程中起落架载荷以及飞机纵向过载传递路径。张江华等^[8]研究了舰载机在自由飞行状态下,不同舰上接合速度以及不同下沉速度挂索着舰的起落架受载情况。

目前,绝大多数研究对起落架系统的设计仍基于安全系数法的设计理念^[9],忽略了起落架系统在设计、制造过程中的参数不确定性^[10]。然而这种随机性有时候会非常致命,当结构存在多个随机参数,就算是细微的参数波动组合在一起也有可能引起起落架的性能发生极大的变化,缓冲效率大大降低,甚至出现结构的破坏,这对着舰过程起落架以及飞行员的安全无疑是极大的威胁。张峰等^[11]基于 Kriging 代理模型和重要抽样法对某型飞机起落架缓冲器参数进行了可靠性灵敏度分析,但未列出输出响应的均值、标准差以及概率密度函数等结果。张莹等^[12]采用非线性二自由度系统构建了飞机起落架模型,并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。

本文构建了某型舰载机着舰冲击下的二自由度非线性起落架模型,考虑到填充参数的不可测性与设计制造过程带来的不确定性,将缓冲器的 10 个填充参数作为随机变量,采用基于广义 F(GF) 差异的点选择技术进行代表性点集的选取,并采取直接概率积分法求解代表性点集上的确定性结构方程与概率密度积分方程,得到起落架系统输出响应的均值、标准差与概率密度函数,同时采用蒙特卡罗模拟对仿真结果的准确性进行验证,进而利用输出响应定义功能函数并开展可靠性评估研究。

1 舰载机起落架参数不确定模型

图 1 为简化起落架模型。由于本文着重研究舰载机起落架的性能,同时为了力学模型的简化计算,将起落架落震过程中的结构质量简化为两个集中质量,其中将飞机的弹性支撑质量部分(包含机身、机翼、缓冲器外筒等)等效为刚性质量块,在模型中表

示为上部质量 m_1 ,数值上近似于机身质量 85% 的二分之一(左右缓冲器各承载 50%);飞机的非弹性支撑质量部分(包含缓冲器活塞筒、刹车装置、轮胎等)在模型中表示为下部质量 m_2 ,数值上近似于机轮质量。其中上部质量的位移表示为 z_1 ,下部质量的位移表示为 z_2 。

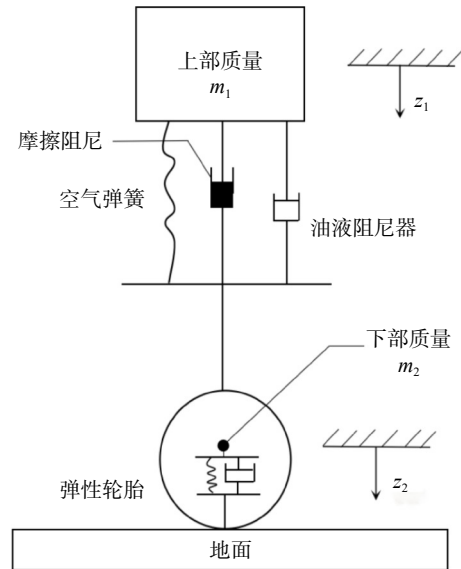


图 1 简化起落架模型

Fig. 1 Simplified landing gear model

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:

$$\begin{cases} m_1 \ddot{z}_1 + F_a + F_h + F_f - F_1 - m_1 g + L = 0 \\ m_2 \ddot{z}_2 - F_a - F_h - F_f + F_1 - m_2 g + F_{vg} = 0 \end{cases} \quad (1)$$

式中, \ddot{z}_1 为上质量块的加速度; F_a 为空气弹簧力; F_h 为油液阻尼力; F_f 为轴向摩擦力; F_1 为结构限制力; g 为重力加速度; L 为当量升力; \ddot{z}_2 为下质量块的加速度; F_{vg} 为垂向轮胎力。接下来简述各项载荷的表达式^[13]。

空气弹簧力的表达式如下:

$$F_a = A_a \left[p_{a0} \left(\frac{v_0}{v_0 - A_a s} \right)^\gamma - p_{atm} \right] \quad (2)$$

式中, A_a 为压气面积; p_{a0} 为初始填充压力; v_0 为初始充气体积; γ 为气体多变指数; p_{atm} 为大气压力; s 为缓冲器行程,表达式如下:

$$s = z_1 - z_2 \quad (3)$$

油液阻尼力的表达式如下:

$$F_h = \frac{\dot{s} \rho A_h^3 s^2}{|\dot{s}| 2 A_c^2 C_d} + \frac{\dot{s} \rho A_{hl}^3 s^2}{|\dot{s}| 2 A_{cl}^2 C_d} \quad (4)$$

式中, \dot{s} 为缓冲器压缩速度; ρ 为油液密度; A_h 为主油腔压油面积; A_c 为净油孔面积; C_d 为油液缩流系数; A_{hl} 为回油腔压油面积; A_{cl} 为回油孔面积。

轴向摩擦力的表达式如下:

$$F_f = K_m \frac{\dot{s}}{|\dot{s}|} F_a \quad (5)$$

式中, K_m 为轴向摩擦系数。

结构限制力的表达式如下:

$$F_1 = \begin{cases} k_s s, & s < s_0 \\ 0, & s_0 \leq s \leq s_{\max} \\ k_s (s - s_{\max}), & s_{\max} \leq s \end{cases} \quad (6)$$

式中, k_s 为结构限制刚度; s_0 为缓冲器初始行程; s_{\max} 为缓冲器最大行程。

定义支柱轴向力为:

$$F_s = F_a + F_h + F_f + F_1 \quad (7)$$

垂向轮胎力的表达式如下^[14]:

$$F_{vg} = C_l z_r^2 \quad (8)$$

式中, C_l 为轮胎变形系数; r 为轮胎变形指数。

由于舰载机的着舰冲击是在极短时间内完成的,因此在仿真阶段可以将当量升力视为常数,表达式如下:

$$L = \frac{1}{2} \rho_{\infty} u_{\infty}^2 S C_L \times 0.85 \times 0.5 \quad (9)$$

式中, ρ_{∞} 为大气密度; u_{∞} 为来流速度; S 为机翼有效面积; C_L 为升力系数。0.85和0.5表示起落架模型的升力分配权重,0.85表示两个主起落架共同承载了全机85%的升力,0.5则表示两个主起落架对载荷的平均分配^[15]。

在传统的起落架结构安全确定性分析中往往将

飞机当量质量、下沉速度等作为变量,在具有一定代表性的取值下分析不同输入下缓冲器行程、冲击载荷等动力学响应随时间的变化规律以及所能达到的峰值,以此对起落架的承载能力进行设计。但是由于起落架在设计制造过程中会不可避免地产生参数的变化,而这些随机参数的组合可能会使结构响应极大偏离预先的设想,从而导致结构的破坏甚至失效,因此对随机参数下的结构动力学响应研究显得尤为重要。

本文将缓冲器的初始填充压力、初始充气体积、压气面积、气体多变指数、主油腔压油面积、回油腔压油面积、净油孔面积、回油孔面积、油液缩流系数以及油液密度这10个填充参数作为随机变量。随机变量的分布类型及其均值、标准差和变异系数如表1所示,参数的变异系数通过查阅相关手册或凭工程经验获得^[11,16]。根据工程中采用的真实数据并参考文献[11,16],这些随机变量的分布类型均为正态分布。考虑到直接概率积分法(DPIM)对均匀分布、高斯、对数高斯分布、多峰分布等分布类型的参数具有普适性^[17-19],因此本文采用DPIM对舰过程中起落架系统的结构响应进行仿真分析。

表1 随机变量的分布类型及统计特性

Tab. 1 Distribution types and statistical characteristics of random variables

随机变量	标识	分布类型	均值	标准差	变异系数
初始填充压力/Pa	x_1	正态	1.32×10^6	2.64×10^4	0.02
初始充气体积/m ³	x_2	正态	1.6×10^{-2}	3.2×10^{-4}	0.02
压气面积/m ²	x_3	正态	2.6×10^{-2}	5.2×10^{-4}	0.02
主油腔压油面积/m ²	x_4	正态	1.9×10^{-2}	3.8×10^{-4}	0.02
回油腔压油面积/m ²	x_5	正态	6×10^{-3}	1.2×10^{-4}	0.02
净油孔面积/m ²	x_6	正态	5.9×10^{-4}	1.18×10^{-5}	0.02
回油孔面积/m ²	x_7	正态	3.5×10^{-5}	7×10^{-7}	0.02
油液密度/(kg·m ⁻³)	x_8	正态	863	17.26	0.02
气体多变指数	x_9	正态	1.1	0.022	0.02
油液缩流系数	x_{10}	正态	0.8	0.016	0.02

2 DPIM在起落架系统中的应用

2.1 代表性点集的选择

直接概率积分法(DPIM)主要包括基于广义F(GF)差异的点选择技术以及通过用连续的高斯函数平滑不连续的狄拉克函数求解响应的概率密度函数。首先基于GF差异的点选择技术选取代表性点集^[20-21],此点集是在 n 维超立方体上(n 为随机参数个数)生成一系列的Sobol点集作为样本,再进行三次变换,使得最终的点集具有足够的代表性,三次变换分别

表示为如下形式:

$$\begin{aligned} x_{m,i} &= F_i^{-1}(u_{m,i}), \\ x'_{m,i} &= F_i^{-1} \left(\sum_{q=1}^n \frac{1}{n} \cdot I \{x_{q,i} < x_{m,i}\} + \frac{1}{2} \cdot \frac{1}{n} \right), \\ x''_{m,i} &= F_i^{-1} \left(\sum_{q=1}^n p_q \cdot I \{x'_{q,i} < x'_{m,i}\} + \frac{1}{2} \cdot p_i \right) \end{aligned} \quad (10)$$

式中, $m=1, 2, \dots, s$, 其中 s 表示输入随机变量的维数; $i=1, 2, \dots, n$; $F_i^{-1}(\cdot)$ 表示第 i 个随机变量累积分布函数的逆; u 表示初始生成Sobol点集中的元素; x 、 x' 和 x'' 分别表示三次变换后的矩阵元素; $I\{\cdot\}$ 为指示器函数,当且仅当 θ 为真时, $I\{\theta\}=1$, 否则

$I\{\theta\} = 0$; p_q 为每个代表点所赋予的分配概率; p_i 表示第 i 个随机变量的取值概率。

针对起落架系统的研究, 本文采用一种结构随机响应分析的自适应方法选取样本数 $N^{[19]}$, 以下为 N 的选取步骤:

(1) 选取初始样本数如下:

$$N_0 = \min[\max[4(n+1)(n+2), 200], 800] \quad (11)$$

(2) 以 5 为增量不断选取新的样本数 N_k , 即

$$N_{k+1} = N_k + 5, k = 0, 1, 2, \dots \quad (12)$$

将每次迭代选取的样本进行式(10)所示的变换并代入动力学方程中计算响应, 计算每个样本数下的响应标准误差如下:

$$\varepsilon_{\sigma_k} = \frac{\|\sigma_k(t) - \sigma_{k-1}(t)\|_2}{\|\sigma_{k-1}(t)\|_2} \quad (13)$$

式中, σ_k 为第 k 次迭代的响应标准差。

(3) 将每次迭代生成的响应标准误差与阈值 tol 进行比较, 定义:

$$N_\sigma = \sum_{i=1}^M I\{\varepsilon_{\sigma_k} \leq tol\} \quad (14)$$

式中, M 表示迭代次数。

则停止准则表示为如下形式:

$$N_\sigma = tol \quad (15)$$

本研究中随机参数个数 n 为 10, 同时考虑到研究对象与文献 [19] 有一定的相似性, 因此与其取同样的阈值 tol 为 5, 最终经过上述迭代将样本数量选择为 553。

2.2 高斯函数对狄拉克函数的平滑

对于一个动态系统, 如果在系统演化过程中没有新的随机源或吸收域, 概率守恒原理可以表示为如下形式^[22]:

$$\int_{\Omega_Y} p_Y(y, t) dy = \int_{\Omega_\theta} p_\theta(\theta) d\theta \quad (16)$$

式中, \mathbf{Y} 表示随机输出向量; θ 表示随机输入向量; Ω_Y 和 Ω_θ 分别表示随机输出向量和随机输入向量的取值区间; $p_Y(y, t)$ 表示任意时刻输出响应的概率密度函数(PDF); $p_\theta(\theta)$ 表示随机输入参数的概率密度函数。

若函数 g 为单调函数且函数的逆映射存在, 则有 $\{g(\theta, t) < y\} = \{\theta < g^{-1}(y, t)\}$, 对式(16)进行积分可以得到输出响应的 PDF, 表示为如下形式:

$$p_Y(y, t) = \frac{1}{|J_g(\theta)|} p_\theta[\theta = g^{-1}(y, t)] \quad (17)$$

式中, $J_g(\theta)$ 为关于 θ 的雅可比矩阵。然而在大多数时候 θ 和 y 的关系是隐式且非常难以求解的, 因此借用狄拉克函数 δ 来避免直接求解式(17), 可表示为:

$$p_Y(y, t) = \int_{-\infty}^{\infty} \dots \int_{-\infty}^{\infty} p_\theta(\theta) \delta[y - g(\theta, t)] d\theta \quad (18)$$

这便是与时间相关的随机系统的概率密度积分方程(PDIE)。但这种高维积分以及狄拉克函数的不连续性导致方程很难用解析解的方式进行求解, 因此直接概率积分法提出用连续的高斯函数代替不连续的狄拉克函数, 将式(18)改写为如下 DPIM 公式:

$$p_Y(y, t) = \sum_{q=1}^N \left\{ \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma} e^{-[y-g(\theta_q, t)]^2/(2\sigma^2)} p_q \right\} \quad (19)$$

式中, σ 为狄拉克函数的最优平滑参数。对于 σ 的取值, CHEN 等^[23] 提出了一种基于核密度估计的自适应方法, 表达式如下:

$$\sigma(t) = \frac{A}{N^{1/5}} \min_{q=1, 2, \dots, N} \left\{ \text{std}[g(\theta_q, t)], \frac{iqr[g(\theta_q, t)]}{1.34} \right\} \quad (20)$$

式中, A 为 (0, 1] 范围内的调整因子, 本文采用 $A = 0.9$; $\text{std}(\cdot)$ 为响应的标准差; iqr 为响应的四分位间距。

3 起落架系统随机动力学响应分析

本节给出起落架系统的随机动力学响应分析, 包括系统响应的历程、矩分析及概率密度函数等。在随机模拟中一般采用蒙特卡罗模拟(MCS)的结果作为参考, 因为在拥有足够多的样本时, MCS 的精度是最高的, MCS 的适应性也是最好的。然而 MCS 对样本的数量要求导致了计算效率低下。而本文采用的 DPIM 在计算效率上远高于 MCS, 对于特定系统, 甚至能比 MCS 高 700 倍左右^[17]。因此, 为了验证 DPIM 应用到起落架结构上的准确性, 本文将同条件下 10000 个样本的 MCS 结果作为参考进行对比。方程中用于仿真计算的参数设定来自于工程实际的数据与参考文献 [7]。

3.1 系统响应的历程与矩分析

图 2 为 0~2 s 下 MCS 输出响应与 DPIM 响应均值 ± 3 倍标准差的包络曲线, 其中图 2(a)~(c) 分别为缓冲器行程、垂向轮胎力和支柱轴向力的包络曲线。图 2(a) 显示虽然在 1.1~1.2 s 的时间段内有部分缓冲器行程曲线未能被很好地包含在包络曲线内, 但是从整体上来看, 尤其是在峰值附近, MCS 的输出行程基本被包含在 DPIM 输出响应的均值 ± 3 倍标准差之内, 只有极少数的曲线分布在外, 这是 MCS 的取值随机性必然导致的结果; 而图 2(b) 与 (c) 中垂向轮胎力和支柱轴向力的输出结果基本被包含包络曲线内, 证明了 DPIM 的可靠性和准确度。

图 3 给出了 DPIM 与 MCS 下的输出响应均值与标准差, 其中图 3(a)~(f) 分别为缓冲器行程、垂向轮胎力、支柱轴向力的均值与标准差。图 3(b) 显示缓

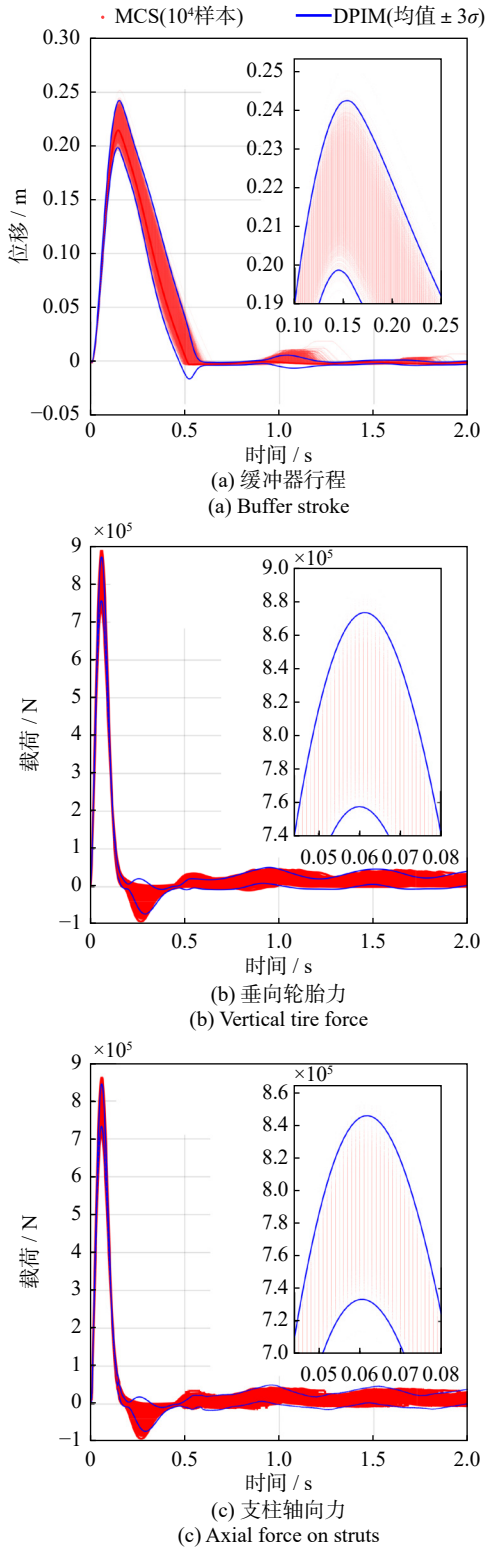


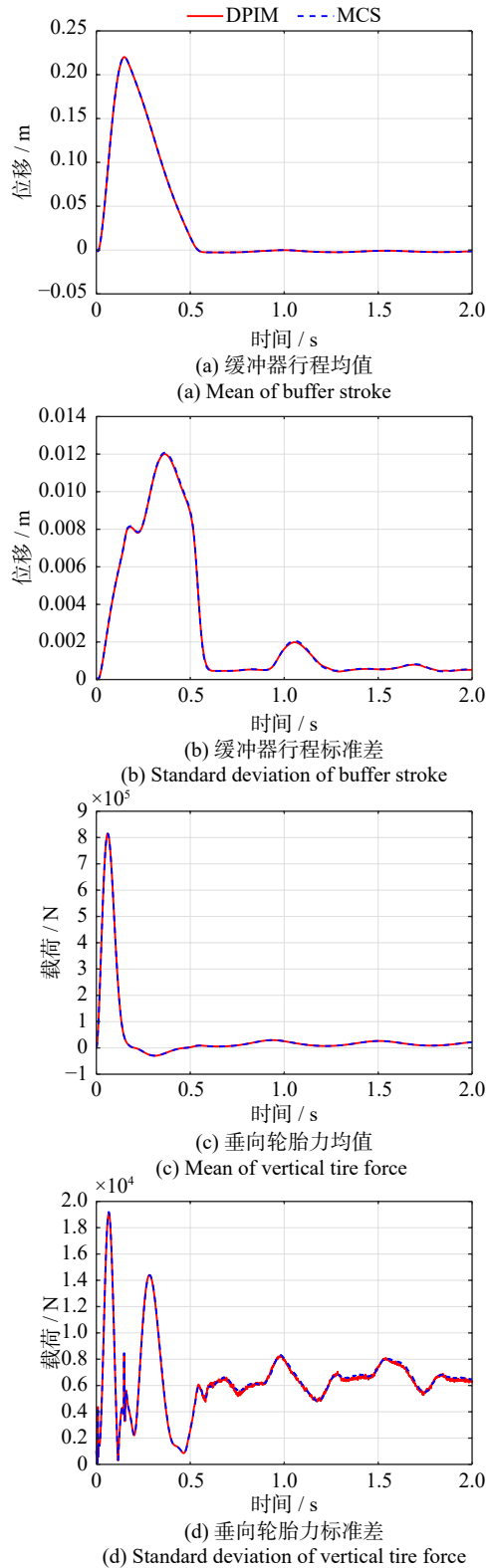
图 2 MCS 输出响应与 DPIM 响应均值±3 倍标准差包络曲线
 Fig. 2 Envelope curves of MCS output responses and mean ± 3 times standard deviation of DPIM responses

冲器行程的标准差随时间先增大后快速减小并趋于稳定, 图 3(d) 与 (f) 显示两项载荷的标准差同样在随时间经历大幅振荡后趋于平稳。同时图 3 显示 DPIM (553 样本) 下输出响应的均值和标准差与 MCS (10000 样本) 基本一致, 进一步证明 DPIM 的低样本取值并不会影响输出响应的均值和标准差。

3.2 系统响应的 PDF

对于缓冲器行程以及冲击载荷需要进一步研究其峰值附近的响应分布特性, 本文计算了响应峰值所处时间点的概率密度函数, 并得出了系统概率演化曲线以及相应的等高线。图 3 显示缓冲器行程在 0.149 s 时取得峰值, 垂向轮胎力和支柱轴向力在 0.061 s 时取得峰值。

图 4 给出了输出响应在其峰值所在时间点的概



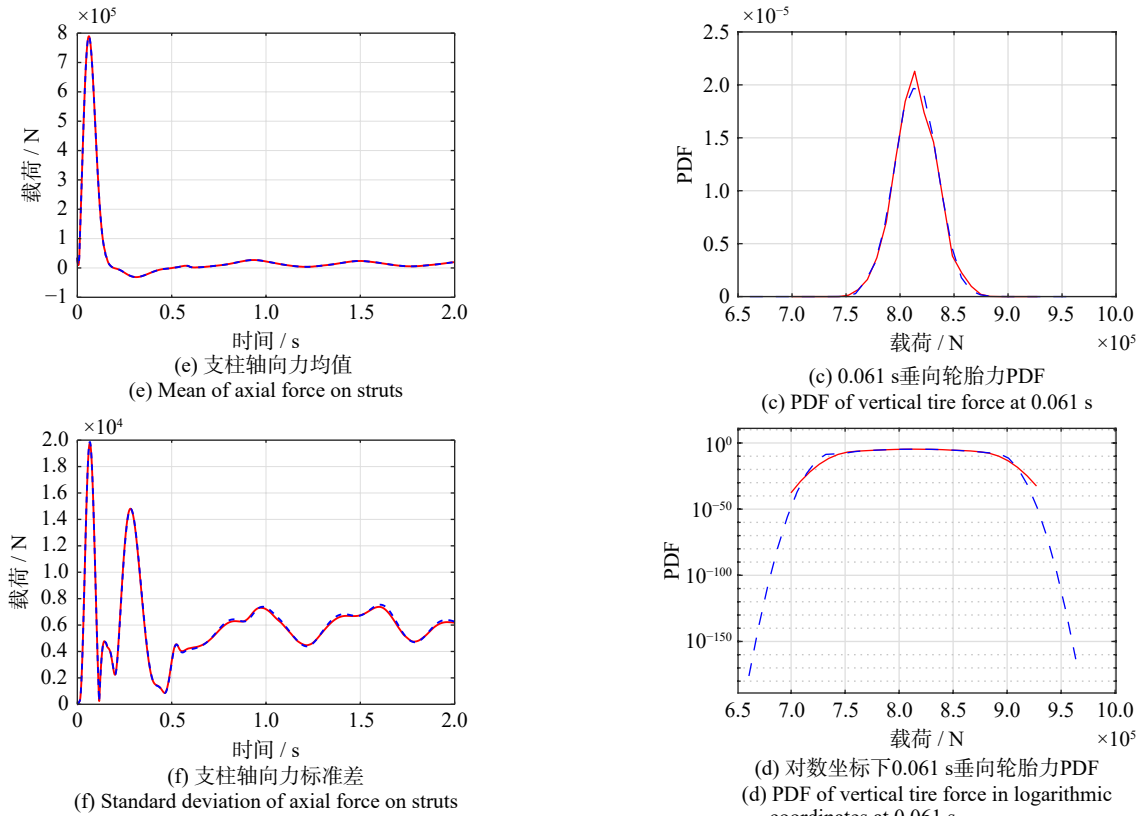


图3 DPIM与MCS下的输出响应均值与标准差

Fig. 3 Mean and standard deviation of output responses under DPIM and MCS

率密度函数曲线,其中图4(a)和(b)分别表示缓冲器行程在0.149 s时的概率密度函数及其在对数坐标下的分布曲线,图4(c)~(f)分别表示垂直轮胎力和支柱轴向力在0.061 s时的概率密度函数及其在对数坐标

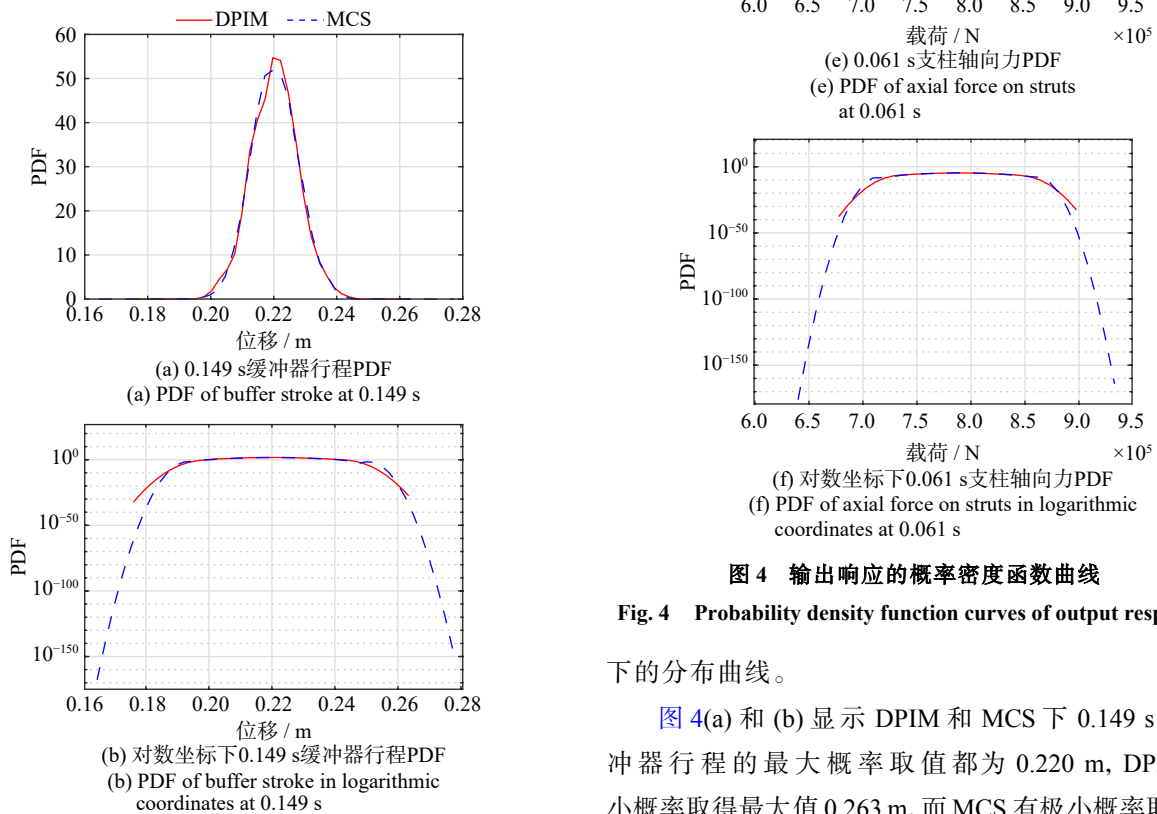


图4 输出响应的概率密度函数曲线

Fig. 4 Probability density function curves of output responses

下的分布曲线。

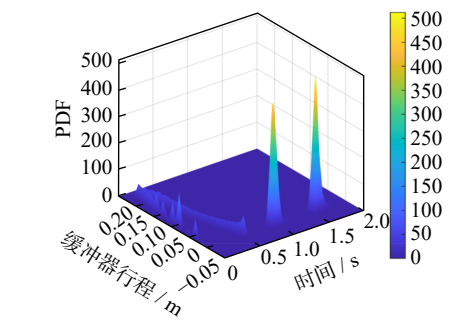
图4(a)和(b)显示DPIM和MCS下0.149 s时缓冲器行程的最大概率取值都为0.220 m, DPIM有小概率取得最大值0.263 m,而MCS有极小概率取得最

大值 0.277 m ; 图 4(c) 和 (d) 显示 DPIM 和 MCS 下 0.061 s 时垂向轮胎力的最大概率取值都为 $8.135 \times 10^5\text{ N}$, DPIM 有小概率取得最大值 $9.272 \times 10^5\text{ N}$, 而 MCS 有极小概率取得最大值 $9.636 \times 10^5\text{ N}$; 图 4(e) 和 (f) 显示 DPIM 和 MCS 下 0.061 s 时支柱轴向力最大概率取值为 $7.876 \times 10^5\text{ N}$, DPIM 有小概率取得最大值 $8.976 \times 10^5\text{ N}$, 而 MCS 有极小概率取得最大值 $9.329 \times 10^5\text{ N}$ 。

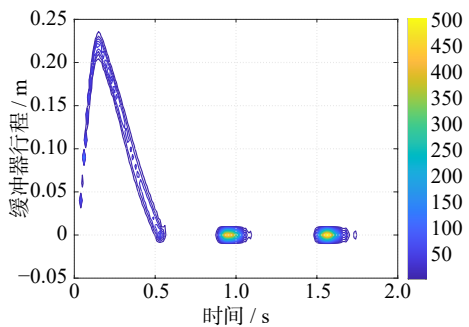
从图 4 中可以看出, 虽然输出响应的取值较为集中, 但还是存在较大响应导致系统失效的可能性; 导致 DPIM 和 MCS 的输出响应存在差异的原因是 DPIM 的样本较少且对每个样本点的赋值概率不同, 而 MCS 的样本相对较多并且遵从所有样本等同概率的原则。

图 5 给出了输出响应的概率密度演化曲线与相应的等高线, 其中图 5(a)~(f) 分别表示缓冲器行程、垂向轮胎力和支柱轴向力的概率密度演化图与相应的等高线, 结合图 3 中的响应标准差进行如下分析。

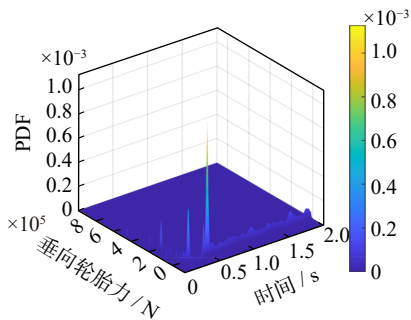
图 5(a) 和 (b) 显示缓冲器行程在大多数时间的



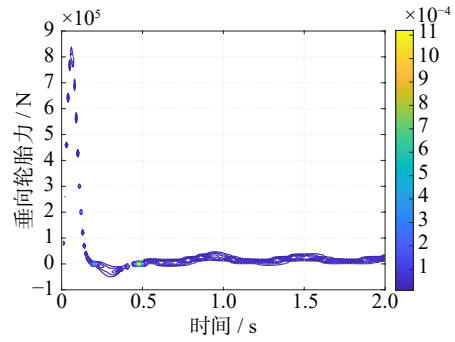
(a) 缓冲器行程概率密度演化曲线
(a) Probability density evolution curve of buffer stroke



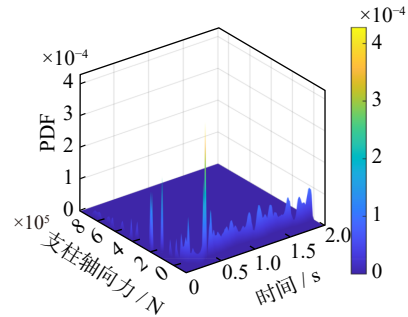
(b) 缓冲器行程概率密度演化等高线
(b) Probability density evolution contour line of buffer stroke



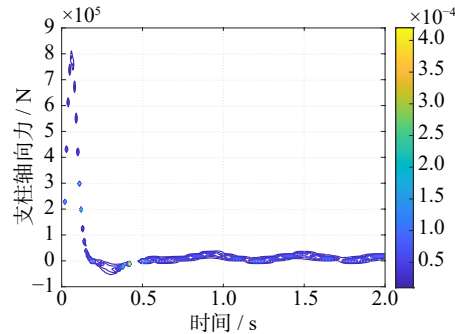
(c) 垂向轮胎力概率密度演化曲线
(c) Probability density evolution curve of vertical tire force



(d) 垂向轮胎力概率演化等高线
(d) Probability evolution contour line of vertical tire force



(e) 支柱轴向力概率演化图
(e) Probability evolution diagram of axial force on struts



(f) 支柱轴向力概率演化等高线
(f) Probability evolution contour line of axial force on struts

图 5 输出响应的概率密度演化曲线与等高线

Fig. 5 Probability density evolution curves and contour lines of output responses

取值都比较均匀, 在 0.55 s 前基本以低峰的状态存在, 在 0.95 和 1.55 s 附近出现了两处高峰, 说明在这两个时间点附近的取值非常集中, 相应标准差较小; 图 5(c)~(f) 显示垂向轮胎力和支柱轴向力在大多数时间的取值比较均匀, 只在 0.45 s 附近出现了高峰, 代表响应在 0.45 s 处的取值较为集中, 标准差较小。

相比于缓冲器行程较大的 PDF 量级而言, 垂向轮胎力和支柱轴向力的 PDF 量级只有 10^{-3} 和 10^{-4} , 可以发现缓冲器行程在某些时刻的概率集中度要远远高于两项冲击载荷。

4 起落架系统可靠度分析

4.1 系统结构动力可靠度

对结构随机振动的分析最终都需要实现结构可

可靠性的定量评价。对于时变系统,结构的首次超越动力可靠度表现为对结构关键动力响应在规定时间内不超过阈值的概率求解^[24]。

对于随机动力系统,定义系统时变功能函数 $Z(t)$ 为:

$$Z(t) = B - Y(\theta, t) \quad (21)$$

式中, B 为设定的阈值; $Y(\theta, t)$ 为所关心的随机动力学响应。

则系统动力可靠度可表示为:

$$R_s(t) = \Pr\{Z(\tau) \in \Omega_{Z_s}, \tau \in (0, t)\} \quad (22)$$

式中, τ 为时间常数; Ω_{Z_s} 为输出响应 Z 样本空间的安全域。

由于前一刻失效的结构将不再返回系统内参与下一刻的计算,动力学响应在各离散时刻上构成了一个时域的串联系统,因此通过构造串联系统的等价极值映射^[25],首次超越动力可靠度表示为:

$$P_s(t) = \Pr\left\{\bigcap_{0 \leq \tau \leq t} Y(\theta, \tau) \in \Omega_{Y_s}\right\} = \Pr\{Y_{\max} \in \Omega_{Y_s}\} \quad (23)$$

式中, Ω_{Y_s} 为动力学响应 Y 的安全域; $Y_{\max} = m(\theta, t) = \max_{0 \leq \tau \leq t} \{|Y(\theta, \tau)|\}$ 定义了系统的等价极值事件; $M: \theta \rightarrow Y_{\max}$ 为对应的极值映射。通过极值映射后可构造功能函数:

$$Z(t) = g(\theta, t) = B - m(\theta, t) \quad (24)$$

功能函数的概率密度函数通过直接概率积分法求得:

$$p_Z(z, t) = \sum_{q=1}^N \left\{ \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma} e^{-[z-g(\theta_q, t)]^2 / (2\sigma^2)} p_q \right\} \quad (25)$$

在式(25)的基础上对 t 时刻的首次超越动力可靠度进行如下计算:

$$R(t) = P_s(t) = \Pr(Z > 0) = \int_0^{\infty} p_Z(z, t) dz \quad (26)$$

4.2 起落架结构可靠度分析

针对本文研究的起落架结构,考虑到^[24]: (1) 缓冲器在压缩过程中,缓冲器行程不能超出最大行程,否则将会造成缓冲器内外筒的碰撞,从而造成结构损坏; (2) 轮胎在受力过程中,轮胎垂向力若是长时间超越极限,容易造成轮胎的疲劳以及破坏; (3) 支柱轴向力不仅是缓冲器行程的函数,同样也是缓冲器压缩速度的函数,表征了缓冲器油孔的承载能力,过大的支柱轴向力容易导致油孔的损伤。本文采用缓冲器行程、垂向轮胎力和支柱轴向力的随机响应定义式(21)中时变功能函数,进而定义起落架结构的动力可靠度。同时为了分析不同阈值下结构可靠度的变化,本文分析了 2.6σ 、 2.9σ 、 3.2σ 三种阈值的情况。

图6给出了不同阈值下输出响应的首次超越动

力可靠度,其中图6(a)~(c)分别表示缓冲器行程、垂向轮胎力和支柱轴向力的首次超越动力可靠度。图6(b)显示垂向轮胎力在三种不同阈值下的动力可靠度都始终为1,说明在设定的阈值下垂向轮胎力的动力可靠度非常高,不会出现失效的情况;图6(a)和(c)显示,缓冲器行程和支柱轴向力的动力可靠度分别在0.149和0.061 s附近区域陡然下降,然后不再变化,这是由于起落架的时变系统在着舰的短时间内即到达行程和载荷的峰值,而在峰值附近会有部分点集超越阈值而失效;在后续振动过程中的峰值急剧减小,不会再出现超越阈值的现象,因此后续的动力可靠度不再下降。图6(a)和(c)还显示这两种响应的动力可靠度都会随着阈值的降低而降低,即系统失效的可能性变大,同时缓冲器行程的动力可靠度对阈值的敏感程度要略高于支柱轴向力。

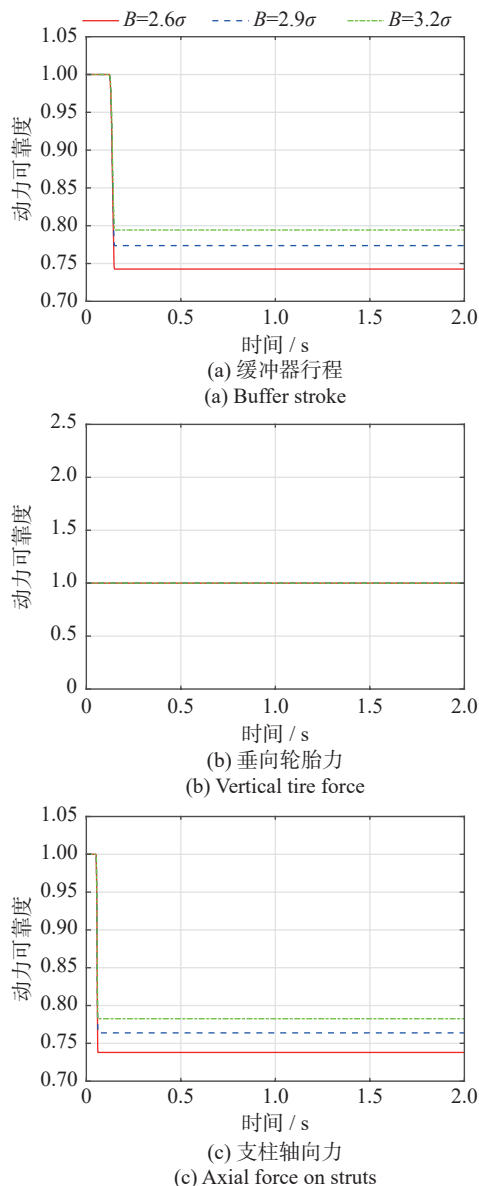


图6 不同阈值下输出响应的首次超越动力可靠度

Fig. 6 First exceeding dynamic reliability of output responses under different thresholds

由此可以看出,在对起落架进行设计时,需要着重考虑起落架缓冲器行程的限制和支柱轴向力的限制,它们在不同阈值下可靠度变化相对比较明显,但在实际工程中提高阈值往往会伴随着制造成本的增加,因此需要结合各项因素综合考虑。

5 结 论

本文以二自由度非线性起落架模型为研究对象,建立了含10个随机填充参数的结构动力学模型,采用DPIM完成了对舰载机着舰环境下系统振动情况以及统计特性的研究,其中包括采取基于GF差异的点选择技术对随机参数划分点域,以及选用连续的高斯函数平滑不连续的狄拉克函数来求解PDIE;同时采用MCS验证了DPIM在起落架随机模型上运用的准确性和可靠性,随后通过定义首次超越动力可靠度分析了不同阈值下系统输出响应的可靠度变化。主要结论如下:

(1) DPIM的 ± 3 倍标准差包络曲线较好地包络了同条件下MCS的动力学响应分布曲线,有效地验证了DPIM在分析起落架随机模型上的准确性和有效性。

(2) 比较了DPIM与MCS的动力学响应均值和标准差,发现DPIM(553样本)下动力学响应的均值和标准差与MCS(10000样本)基本一致,进一步验证了DPIM的低样本数量取值并不会影响动力学响应的均值与标准差。

(3) 计算了响应峰值所在时间点的PDF,并绘制了系统概率演化曲线以及相应的等高线,发现虽然动力学响应的取值较为集中,但还是存在较大响应导致系统失效的可能性,且缓冲器行程在某些时刻的概率集中度要远远高于两项冲击载荷。

(4) 分析了不同阈值下系统动力学响应的可靠度变化,发现在设定的阈值下垂向轮胎力的动力可靠度非常高,不会出现失效的情况;缓冲器行程和支柱轴向力的动力可靠度都会随着阈值的降低而降低,即系统失效的可能性变大,同时缓冲器行程的动力可靠度对阈值的敏感程度要略高于支柱轴向力。

参考文献:

- [1] 杨一栋. 舰载机进场着舰规范评估 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2006.
- [2] 王钱生. 关于舰载机着舰下沉速度的初步研究 [J]. *飞机设计*, 2007, 27(3): 1-6.
WANG Qiansheng. A preliminary research of sinking velocity for carrier-based aircraft[J]. *Aircraft Design*, 2007, 27(3):

- 1-6.
- [3] 聂宏, 彭一明, 魏小辉, 等. 舰载飞机着舰拦阻动力学研究综述 [J]. *航空学报*, 2014, 35(1): 1-12.
NIE Hong, PENG Yiming, WEI Xiaohui, et al. Overview of carrier-based aircraft arrested deck-landing dynamics[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2014, 35(1): 1-12.
- [4] MILWITZKY B, COOK E F. Analysis of landing-gear behavior: NACA-TR-154[R]. Washington D. C.: National Aeronautics and Space Administration, 1953.
- [5] FLUGGE W. Landing-gear impact: NACA-TN-2743[R]. 1952.
- [6] FLUGGE W, COALE C W. The influence of wheel spin-up on landing-gear impact: NACA-TN-3217[R]. 1954.
- [7] 高华峰. 复杂载荷下舰载机拦阻着舰刚柔耦合动力学研究 [D]. 广州: 华南理工大学, 2018.
GAO Huafeng. Research on the rigid-flexible coupling dynamics of carrier-based aircraft arrested deck-landing under complex loads[D]. Guangzhou: South China University of Technology, 2018.
- [8] 张江华, 陈建平, 刘小飞, 等. 舰载机拦阻着舰起落架动态响应分析 [J]. *舰船科学技术*, 2022, 44(16): 45-49.
ZHANG Jianghua, CHEN Jianping, LIU Xiaofei, et al. Dynamic response analysis on landing gear of carrier-based aircraft arresting[J]. *Ship Science and Technology*, 2022, 44(16): 45-49.
- [9] TERZE Z, MILAN V, HINKO W. Numerical simulation of landing aircraft dynamics[J]. *Strojarstvo: časopis za teoriju i praksu u strojarstvu*, 2009, 51(6): 657-665.
- [10] 赵世春, 喻天翔, 王慧, 等. 仿真技术在飞机起落架可靠性分析中的应用研究 [J]. *航空工程进展*, 2011, 2(4): 444-448.
ZHAO Shichun, YU Tianxiang, WANG Hui, et al. Application of simulation technology on reliability analysis for aircraft landing gear system[J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2011, 2(4): 444-448.
- [11] 张峰, 杨旭锋, 刘永寿, 等. 飞机起落架缓冲器参数可靠性灵敏度分析 [J]. *振动工程学报*, 2015, 28(1): 67-72.
ZHANG Feng, YANG Xufeng, LIU Yongshou, et al. Reliability parameter sensitivity analysis for aircraft landing gear shock absorber[J]. *Journal of Vibration Engineering*, 2015, 28(1): 67-72.
- [12] 张莹, 金峥嵘, 贾万涛, 等. 不平整跑道激励下飞机起落架随机响应及可靠性分析 [J]. *振动工程学报*, 2024, 37(3): 497-504.
ZHANG Ying, JIN Zhengrong, JIA Wantao, et al. Random response and reliability analysis of aircraft landing gear under uneven runway excitation[J]. *Journal of Vibration Engineering*, 2024, 37(3): 497-504.
- [13] 魏小辉. 飞机起落架着陆动力学分析及减震技术研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2005.

- WEI Xiaohui. Dynamic analysis of aircraft landing impact and vibration attenuating techniques[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2005.
- [14] 娄锐. 飞机起落架着陆的多体系统动力学建模与仿真 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.
- LOU Rui. Aircraft landing gear dynamics modeling and simulation for landing based on multibody systems dynamics[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009.
- [15] 刘艳. 飞机起落架系统动力学建模及分析 [D]. 天津: 中国民航大学, 2020.
- LIU Yan. Dynamic modeling and analysis of aircraft landing gear system[D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2020.
- [16] 《飞机设计手册》总编委员会. 飞机设计手册(第 14 册) [M]. 北京: 航空工业出版社, 2003.
- [17] 李鹭, 陈国海, 杨迪雄. 随机声子晶体不确定性分析的直接概率积分法 [J]. 计算力学学报, 2023, 40(5): 701-709.
- LI Ao, CHEN Guohai, YANG Dixiong. Direct probability integral method for uncertainty analysis of stochastic phonon crystals[J]. Chinese Journal of Computational Mechanics, 2023, 40(5): 701-709.
- [18] LI X L, CHEN G H, CUI H C, et al. Direct probability integral method for static and dynamic reliability analysis of structures with complicated performance functions[J]. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 2021, 374: 113583.
- [19] TAO T Z, ZHAO G Z, YU Y, et al. A fully adaptive method for structural stochastic response analysis based on direct probability integral method[J]. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 2022, 396: 115066.
- [20] CHEN J B, YANG J Y, LI J. A GF-discrepancy for point selection in stochastic seismic response analysis of structures with uncertain parameters[J]. *Structural Safety*, 2016, 59: 20-31.
- [21] CHEN G H, YANG D X. Direct probability integral method for stochastic response analysis of static and dynamic structural systems[J]. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 2019, 357: 112612.
- [22] 李杰, 陈建兵. 随机动力系统 中的概率密度演化方程及其研究进展 [J]. *力学进展*, 2010, 40(2): 170-188.
- LI Jie, CHEN Jianbing. Advances in the research on probability density evolution equations of stochastic dynamical systems[J]. *Advances in Mechanics*, 2010, 40(2): 170-188.
- [23] CHEN G H, YANG D X. A unified analysis framework of static and dynamic structural reliabilities based on direct probability integral method[J]. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2021, 158: 107783.
- [24] YANG D X, CHEN H S, MENG Z, et al. Random vibration and dynamic reliability analyses of nonlinear MDOF systems under additive excitations via DPIM[J]. *Journal of Engineering Mechanics*, 2021, 147(12): 04021117.
- [25] 钱康安, 潘晴, 陈嘉宁, 等. 起落架着陆过程建模与多目标参数优化设计 [J]. *机床与液压*, 2023, 51(14): 86-93.
- QIAN Kang'an, PAN Qing, CHEN Jianing, et al. Landing process modeling and multi-objective parameter optimization design[J]. *Machine Tool & Hydraulics*, 2023, 51(14): 86-93.

第一作者: 陈舒扬(1999—), 男, 硕士研究生。

E-mail: csy15057614696@mail.dlut.edu.cn

通信作者: 谭述君(1979—), 男, 博士, 教授。

E-mail: tansj@dlut.edu.cn