

文章编号:1674-8190(2020)05-629-07

大展弦比弹性飞机着陆特性影响因素分析

李新华^{1,2}, 陈小荣², 史红伟²

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

(2. 中国航天空气动力技术研究院 彩虹无人机科技有限公司, 北京 100074)

摘要: 安装点广义位移、结构阻尼系数和机体弹性振动频率对着陆冲击能量耗散效率有显著影响。以大展弦比全球鹰无人机为例, 基于拉格朗日方法建立刚弹耦合的弹性飞机动力学方程, 对各模态质量、广义安装位移、频率和结构阻尼系数等参数下的着陆特性进行仿真, 分析各模态质量、广义安装位移、频率和结构阻尼系数参数对缓冲器载荷和能量耗散时间的影响。结果表明: 模态质量越小, 安装点广义位移越大, 缓冲器载荷越小; 安装点广义位移越大, 结构阻尼系数越大, 弹性振动频率越小, 着陆冲击耗散速率越快。

关键词: 弹性飞机; 着陆冲击; 动力学仿真; 能量耗散; 着陆缓冲器

中图分类号: V212.13⁺1

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2020.05.003

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Elastic Model for High Aspect Ratio Airplane Landing Impact Analysis

LI Xinhua^{1,2}, CHEN Xiaorong², SHI Hongwei²

(1. School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

(2. Caihong UAV Technology Co., Ltd., China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074, China)

Abstract: The generalized displacement of installation point, structural damping coefficient and elastic vibration frequency can influence the energy dissipation efficiency of load impact. Taking Global Hawk UAV as an example, the dynamic equation of rigid-elastic coupling elastic aircraft is established based on Lagrange method. The landing characteristics of the Global Hawk UAV are simulated by using the parameters of modal mass, generalized installation displacement, frequency and structural damping coefficient, and the influence of the parameters on buffer load and energy dissipation time. The results show that the smaller the modal mass and the larger the generalized displacement of the installation point are, the lower of buffer load is. The larger the generalized displacement of installation point and structural damping coefficient are, the smaller of the elastic vibration frequency and the faster of the landing impact dissipation rate are.

Key words: elastic airplane; landing impact; dynamic simulation; energy dissipation; landing buffer

0 引言

根据飞机的低阶固有振动频率, 一般将飞机机体低阶固有频率介于 0.5~2.0 Hz 之间的视为弹

性飞机^[1-2]。传统方法对于飞机着陆特性的分析, 多数采用二质量模型对机体和起落架系统进行分析^[3], 并将机体视为刚性体。随着飞机结构制造技术的发展, 飞机的展弦比越来越大, 特别是复合材

收稿日期: 2019-11-15; 修回日期: 2020-03-23

通信作者: 李新华, lixinhuaabc@126.com

引用格式: 李新华, 陈小荣, 史红伟. 大展弦比弹性飞机着陆特性影响因素分析[J]. 航空工程进展, 2020, 11(5): 629-635.

LI Xinhua, CHEN Xiaorong, SHI Hongwei. Elastic model for high aspect ratio airplane landing impact analysis[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2020, 11(5): 629-635. (in Chinese)

料的大量采用,飞机机体的低阶固有频率越来越低,机体的弹性越来越大,甚至部分飞机机体变为柔性,从而对着陆特性带来越来越明显的影响^[4-5]。

国外, A. E. McPherson 等^[6]考虑机翼柔性的影响,用自由梁模型模拟机翼,刚性质量块模拟机身,研究柔性机翼对起落架缓冲性能的影响; F. E. Cook 等^[7-8]考虑了柔性机翼的刚体模态和振动模态,建立了多质量块等效模型,研究结果表明柔性机翼可以有效减缓着陆载荷; M. Spieck 等^[9]基于多体动力学建立飞机着陆动力学模型,进行了着陆动力学仿真。

国内,史友进等^[10-11]、刘锦阳等^[12]、廖丽涓等^[13]基于多质量块模型,建立着陆动力学模型,对着陆性能进行了分析;史红伟等^[14]基于拉格朗日方法对刚性体、弹性体以及带阻尼弹性体大展弦比飞机着陆特性进行了对比分析,其结果表明弹性效应可以有效减缓着陆冲击响应,阻尼系数对着陆能量耗散有积极作用。已有的研究工作表明弹性模态、柔性机翼等对着陆影响等有积极影响,但是缺少对飞行器设计的具体指导和反馈。

本文采用拉格朗日方法,对带阻尼弹性体飞机着陆冲击响应进行仿真分析,分析弹性模态质量、起落架安装点广义位移、弹性振动频率和结构阻尼系数对飞机着陆冲击响应和着陆能量耗散的影响。

1 动力学模型

本文采用模态叠加的方法,以大展弦比弹性飞机和常规支柱式油气缓冲式起落架为研究对象,建立起落架系统和弹性机体的振动模态数学模型。

以大展弦比弹性飞机机体为例,根据拉格朗日方程,建立考虑结构阻尼的弹性机体 n 阶模态动力学方程。

大展弦比弹性飞机低阶对称运动模态主要是机翼的弯曲和扭转变形,分析中取飞机右侧一半的对称模型(如图 1 所示),建立地面固定坐标系 $Oxyz$,原点位于轮胎接地瞬间机体的质心位置, x 轴指向航向位置, y 轴垂直于机体对称平面沿展向布置, z 轴铅垂向下。

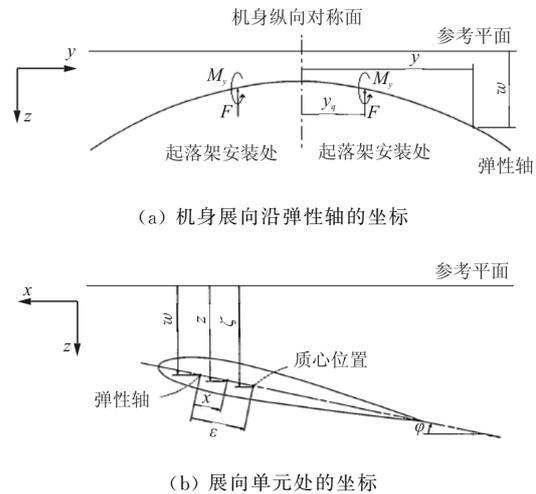


图 1 飞机弹性变形分析

Fig. 1 Elastic deformation analysis of aircraft

考虑结构阻尼的弹性机体 n 阶模态动力学方程为

$$M_n \ddot{a}_n + M_n \omega_n^2 a_n + 2\mu_n \omega_n M_n \dot{a}_n = -F\xi_n - \int_0^{b/2} Lz_n dy + g \int_0^{b/2} m\zeta_n dy \quad (1)$$

式中: a_n 为时间函数模态坐标,也称为广义坐标; μ_n 为 n 阶振型临界阻尼系数^[15]; ω_n 为机体弹性振动频率; M_n 为模态质量, $M_n = \sum m_i \zeta_n^2 m$ 为全机质量,其中 m_i 为机体第 i 个截面处质量; ζ_n 为截面质心处位移函数, $\zeta_n(y) = \omega_n(y) + \epsilon\varphi_n(y)$; z_n 截面弦线任一点的位移函数, $z_n(y) = \omega_n(y) + x\varphi_n(y)$; ξ_n 起落架安装点位移, $\xi_n = \omega_n + x_f\varphi_n$,其中 ω_n 为截面刚心处纵向位移; ϵ 和 x_f 分别为质心和起落架安装点的弦向位置; φ_n 为截面扭转位移,可以进行简化,忽略扭转模态的影响; F 为起落架作用于机身的缓冲器的轴向力; L 为升力。

以支柱式油气缓冲起落架为研究对象,建立地面固定坐标系 $Oxyz$,原点位于轮胎接地瞬间的中心位置,各坐标轴分别与机体地面坐标系平行,运动微分方程为

$$M_n \dot{z}_u = F_z - F_v + M_n g \quad (2)$$

式中: F_z 为缓冲器轴向力,其可简化为油液阻尼力 F_{∞} 和空气压力 F_{∞} 两者之和,油液阻尼力为

$$F_{\infty} = \begin{cases} C_s \dot{s}^2 & (\dot{s} \geq 0) \\ -C_s \dot{s}^2 & (\dot{s} < 0) \end{cases} \quad (3)$$

式中: C_s 为油液速率平方阻尼; s 为缓冲器行程。

空气压力表示为

$$F_{za} = P_{a0} A_a \left(\frac{V_{a0}}{V_{a0} - A_a s} \right)^\gamma \quad (4)$$

式中: P_{a0} 为空气腔初始压强; A_a 为空气腔有效压气面积; V_{a0} 为空气腔初始容积; γ 为空气腔压缩多变指数, 一般取 1.1~1.4。

F_v 为轮胎支反力, 有

$$F_v = (1 + C_T \dot{\delta}) m_T \delta^T \quad (5)$$

式中: C_T 为轮胎垂直振动阻尼系数, 一般取 0.04; $m_T \delta^T$ 为轮胎静压曲线函数, 可由轮胎试验确定; δ 为轮胎压缩量, 其中:

$$\delta = \begin{cases} z_u & (z_u \geq 0) \\ 0 & (z_u < 0) \end{cases} \quad (6)$$

综合弹性飞机机体动力学模型和起落架运动模型, 计算大展弦比弹性飞机着陆一阶运动微分方程。

同步阶段, 缓冲器未压缩, 初始条件 $\dot{a}(0) = v_0, a_0(0) = 0, \dot{a}_1(0) = 0, a_1(0) = 0$, 得到:

$$\begin{cases} M_0 \ddot{a}_0 = -F_z - K_L W_{tot} + M_0 g \\ M_1 \ddot{a}_1 + M_1 \omega_1^2 a_1 + 2\mu_1 \omega_1 M_1 \dot{a}_1 = (F_z + K_L W_u) \xi_1 \\ M_u \ddot{z}_u = M_u \ddot{z}_f = M_u (\ddot{a}_0 + \ddot{a}_1 \xi_1) = F_z - F_v + M_u g \end{cases}$$

异步阶段, 缓冲器压缩, 同步阶段的末值作为此阶段的初始值, 得到:

$$\begin{cases} M_0 \ddot{a}_0 = -F_z - K_L W_{tot} + M_0 g \\ M_1 \ddot{a}_1 + M_1 \omega_1^2 a_1 + 2\mu_1 \omega_1 M_1 \dot{a}_1 = -(F_z + K_L W_u) \xi_1 \\ M_u \ddot{z}_u = F_z - F_v + M_u g \end{cases}$$

上述的弹性飞机着陆动力学模型采取了下列假设:

- (1) 飞机的结构变形采用准模态法, 飞机运动采用线性振动理论描述;
- (2) 飞机对称运动, 只保持垂直运动方向的自由度, 且飞机接地瞬间时刻为零点;
- (3) 主起落架与机体之间垂直安装;
- (4) 不考虑机翼弹性形变导致的飞机升力变化;
- (5) 不考虑扭转模态的影响。

2 仿真结果与分析

以全球鹰无人机为例, 通过动力学仿真, 计算

分析弹性飞机模态质量、广义安装位置、低阶固有频率和结构阻尼等因素对飞机着陆冲击特性的影响, 全球鹰无人机的状态参数如表 1 所示, 并以此参数为分析比较的基准。

表 1 全球鹰无人机状态参数

Table 1 Parameters of Global Hawk UAV

参 数	数 值
翼展/m	35.42
平均气动弦长/m	1.42
起飞质量/kg	9 300
非弹性支撑质量(单侧主起)/kg	125
接地下沉速度/(m · s ⁻¹)	3
弹性振动频率/Hz	1.04
安装点广义位移	0.2
一阶弹性模态质量/kg	500
机体结构阻尼系数	0.2
油液速率平方阻尼/(kg · m ⁻¹)	20 960
全伸展状态气室初始压强/Pa	1 657 000
全伸展状态气室初始体积/m ³	0.002 652
活塞杆横截面积/m ²	0.008 495
气体多变指数	1.12
轮胎常数 M_T	1 900 000
轮胎常数 C_T	1.21
垂直振动当量阻尼系数	0.04

2.1 弹性模态质量影响对比

改变飞机弹性模态质量, 研究模态质量 500、1 000、1 500 kg 对弹性飞机着陆时缓冲器载荷、缓冲器行程、缓冲器速度以及轮胎支反力的影响。

弹性机体各模态质量下缓冲器载荷、行程、速度、轮胎支反力随时间变化曲线分别如图 2~图 5 所示, 可以看出: 随着弹性模态质量的提高, 缓冲器载荷、缓冲器行程和轮胎支反力的峰值也随之提高, 但变化量不大, 约为 10%。弹性模态质量 1 000 和 1 500 kg 时的峰值相差不大, 表示在此模态质量下缓冲器已压缩至最大值。飞机设计时需要考虑弹性模态质量与缓冲器行程之间的联系, 避免缓冲器达到最大行程。缓冲器载荷、行程、速度、轮胎支反力随时间的衰减基本相同, 表明弹性模态质量对冲击的能量耗散没有影响。

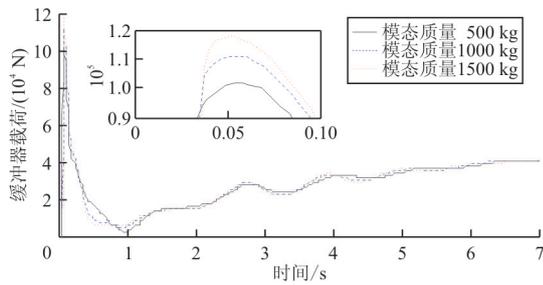


图 2 模态质量对缓冲器载荷影响

Fig. 2 Influence of modal mass on buffer load

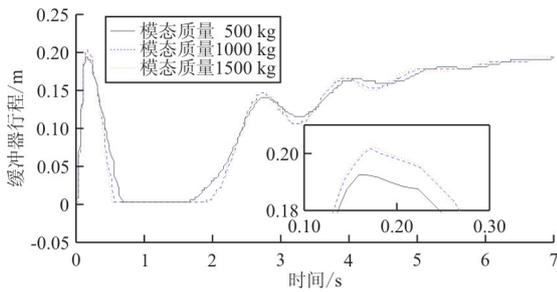


图 3 模态质量对缓冲器行程影响

Fig. 3 Influence of modal mass on buffer travel

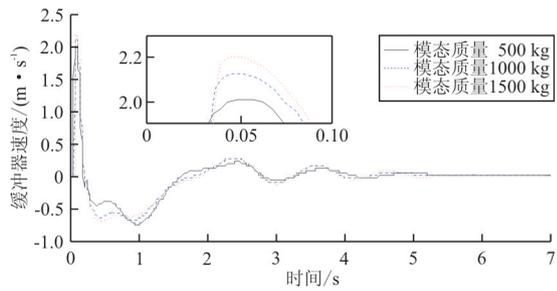


图 4 模态质量对缓冲器速度影响

Fig. 4 Influence of modal mass on buffer speed

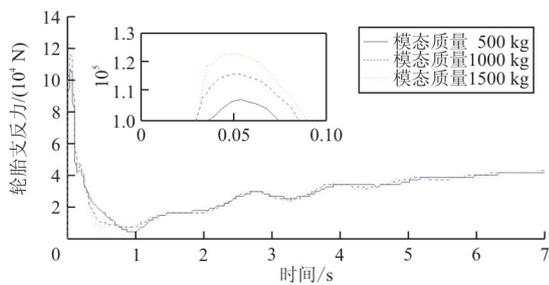


图 5 模态质量对轮胎支反力影响

Fig. 5 Influence of modal mass on tire support reaction

从能量转换的角度来看,飞机通过着陆冲击,将冲击时垂直方向动能的一部分转换为机体的弹性势能,另一部分则通过缓冲器进行耗散;弹性模

态质量影响初始动能转化为机体弹性势能的量,由此造成模态质量增强,缓冲器冲击载荷也加强。

2.2 安装点广义位移影响对比

起落架安装点广义位移 ξ_1 实际上是指起落架安装位置处的模态函数,其与弹性模态质量一起影响二质量模型的质量比。当取值为 0 时,飞机运动表现为只有刚体模态下的特性,即为刚体模态,取值越大,弹性效应越明显。改变安装点广义位移,研究安装点广义位移 0.1、0.2、0.3 对弹性飞机着陆时对缓冲器载荷、缓冲器行程、缓冲器速度和轮胎支反力的影响。

各安装点广义位移弹性状态下缓冲器载荷、行程、速度、轮胎支反力随时间变化曲线分别如图 6~图 9 所示,可以看出:随着安装点广义位移变大,缓冲器载荷、行程、速度、轮胎支反力四个变量的峰值逐渐减小,且衰减速度变快。由于安装点广义位移越大,弹性效应越明显,表明安装点广义位移,即弹性效应,既可以显著降低飞机的着陆冲击载荷,又可以加快着陆冲击能量的耗散,使飞机着陆过程更加平稳,对于改善飞机的着陆品质具有重大意义。

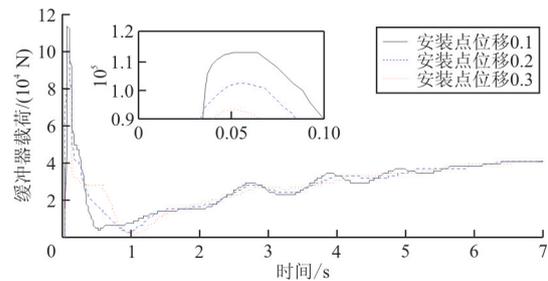


图 6 安装点广义位移对缓冲器载荷影响

Fig. 6 Influence of generalized installation displacement on buffer load

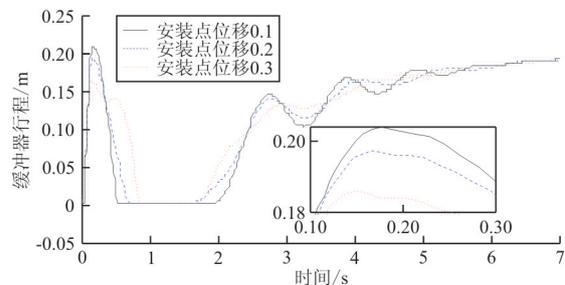


图 7 安装点广义位移对缓冲器行程影响

Fig. 7 Influence of generalized installation displacement on buffer travel

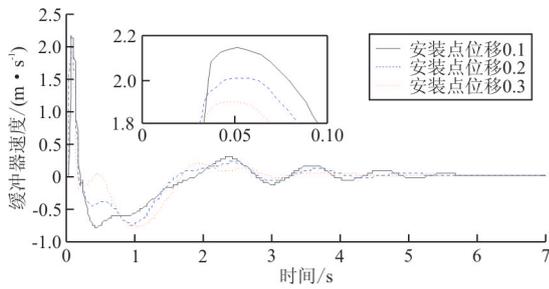


图 8 安装点广义位移对缓冲器速度影响
Fig. 8 Influence of generalized installation displacement on buffer speed

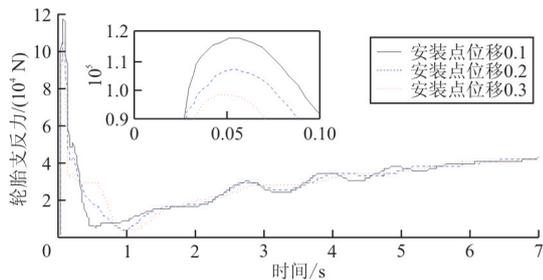


图 9 安装点广义位移对轮胎支反力影响
Fig. 9 Influence of generalized installation displacement on tire support reaction

2.3 机体结构阻尼系数影响对比

改变机体结构阻尼系数,考虑机体结构阻尼系数 0.1、0.2、0.3 对弹性体飞机着陆时缓冲器载荷、缓冲器行程、缓冲器速度和轮胎支反力的影响。

各阻尼系数弹性状态下缓冲器载荷、行程、速度、轮胎支反力随时间变化曲线分别如图 10~图 13 所示,可以看出:各阻尼系数下,缓冲器载荷、行程、速度和轮胎支反力的最大峰值相差不大,但是在各条曲线峰值之后的振荡衰减中,阻尼系数较大时,震荡比较平缓。

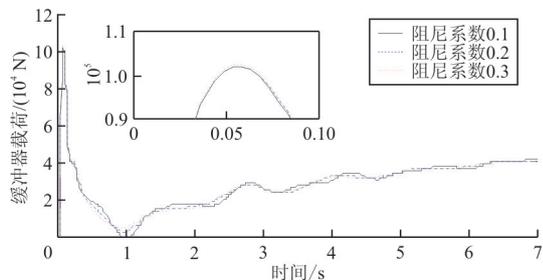


图 10 阻尼系数对缓冲器载荷影响
Fig. 10 Influence of damping coefficient on buffer load

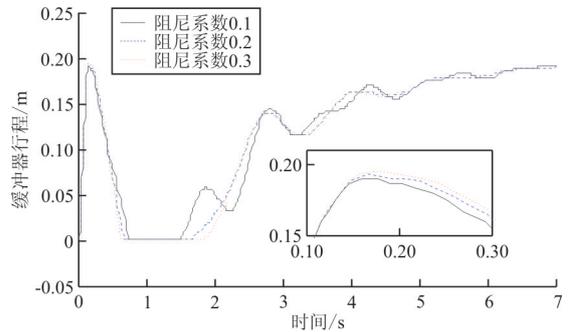


图 11 阻尼系数对缓冲器行程影响
Fig. 11 Influence of damping coefficient on buffer travel

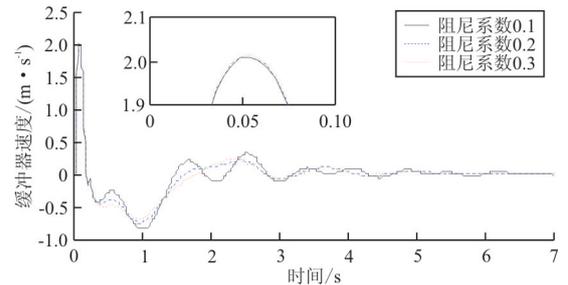


图 12 阻尼系数对缓冲器速度影响
Fig. 12 Influence of damping coefficient on buffer speed

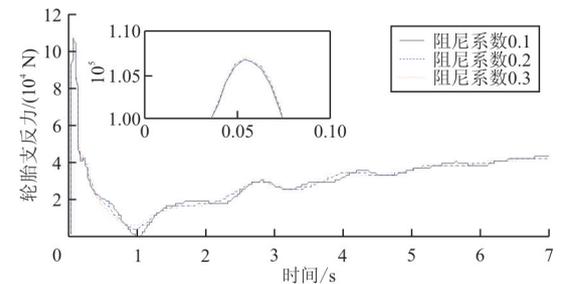


图 13 阻尼系数对轮胎支反力影响
Fig. 13 Influence of damping coefficient on tire support reaction

从能量转换的角度来看,着陆时垂直方向动能分别分配给机体和着陆缓冲器,机体通过弹性形变将能量缓存起来,在没有结构阻尼的情况下,会逐步释放给着陆缓冲器进行耗散;在有结构阻尼的情况下,缓存的势能一部分会释放给着陆缓冲器,一部分通过结构阻尼进行耗散,结构阻尼越大,释放给着陆缓冲器的能量越少,着陆越平缓,表现为着陆缓冲器载荷、行程、速度等曲线变化较为平缓,因此结构阻尼是改善飞机着陆品质的重要参数。

2.4 弹性振动频率影响对比

改变机体弹性振动频率,研究弹性振动频率对着陆时缓冲器载荷、行程、速度和轮胎支反力的影

响。需要注意的是,根据弹性飞机低阶固有频率要求,取值要介于 0.5~2.5 Hz 间,且尽量贴合模型原有参数,因此,分别选取频率分别为 0.84、1.04 和 1.24 Hz。

各振动频率弹性状态下缓冲器载荷、行程、速度、轮胎支反力随时间变化曲线分别如图 14~图 17 所示,可以看出:各弹性振动频率下,缓冲器载荷、行程、速度和轮胎支反力的最大峰值相差不大;各变化曲线的波动频率变化与振动频率变化一致,振动频率越低,曲线波动频率也越低,且具有更快的衰减速率。

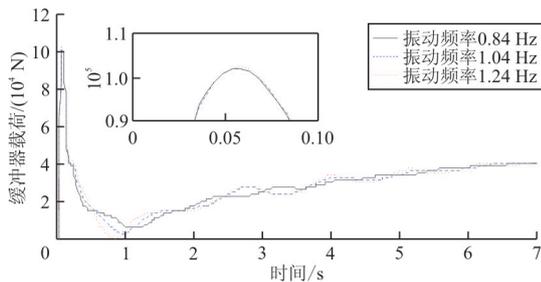


图 14 弹性振动频率对缓冲器载荷影响

Fig. 14 Influence of elastic vibration frequency on buffer load

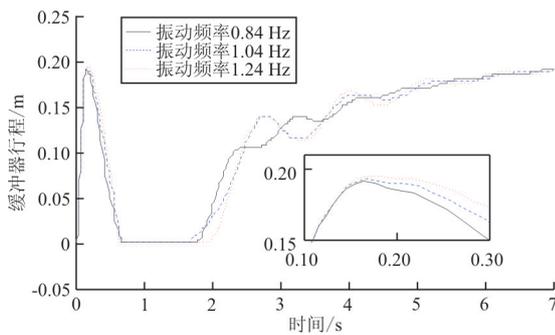


图 15 弹性振动频率对缓冲器行程影响

Fig. 15 Influence of elastic vibration frequency on buffer travel

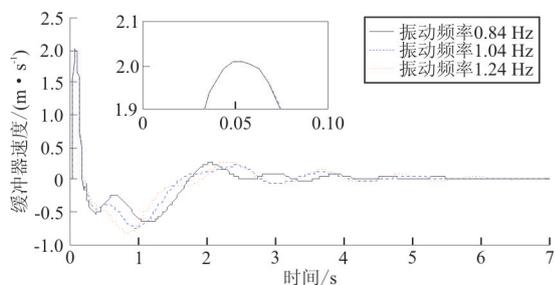


图 16 弹性振动频率对缓冲器速度影响

Fig. 16 Influence of elastic vibration frequency on buffer speed

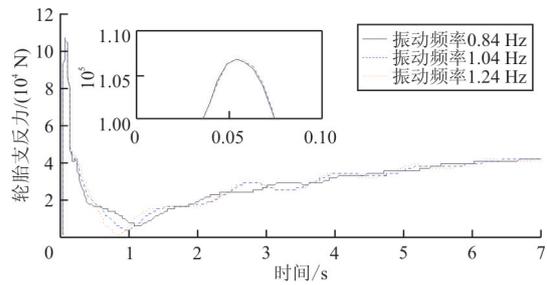


图 17 弹性振动频率对轮胎支反力影响

Fig. 17 Influence of elastic vibration frequency on tire support reaction

从能量转换的角度来看,飞机弹性振动频率不会改变着陆冲击垂直方向动能转换的能量分配,因此各曲线峰值相差不大;但是振动频率会影响转化为机体弹性势能能量通过结构阻尼进行耗散的效率,弹性较大(振动频率低)具有较高的耗散效率,导致弹性势能储存的能量释放给缓冲器的能量减少,各参数衰减速度加快,飞机着陆品质改善。

3 结 论

(1) 弹性模态质量和安装点广义位移能够影响飞机缓冲器载荷、行程、速度以及轮胎支反力。模态质量越小,安装点广义位移越大,缓冲器载荷等越小,反映在飞机设计过程中这两个参数能够显著影响起落架设计要求。

(2) 安装点广义位移、结构阻尼系数和机体弹性振动频率能够影响着陆冲击能量耗散效率。安装点广义位移越大,结构阻尼系数越大,弹性振动频率越小,着陆冲击耗散速率越快,飞机着陆越平稳。

参考文献

[1] 牟让科, 罗俊杰. 飞机结构弹性对起落架缓冲性能的影响[J]. 航空学报, 1995, 16(2): 205-208.
 MU Rangke, LUO Junjie. Effect of aircraft structure flexibility on the shock-absorber behavior of landing gears[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1995, 16(2): 205-208. (in Chinese)

[2] 史友进, 张曾锴. 大柔性飞机着陆冲击弹性机体模型[J]. 东南大学学报, 2005, 35(4): 549-552.
 SHI Youjin, ZHANG Zengchang. Elastic model for flexible airplane landing impact analysis[J]. Journal of Southeast University, 2005, 35(4): 549-552. (in Chinese)

[3] TUNG C C, PENZIEN J, HORONJEFF R. The effect of runway unevenness on the dynamic response of supersonic

- transports[R]. [S. l.]: NASA, 1964.
- [4] 史友进, 张曾鋈. 弹性飞机起落架优化设计[J]. 航空制造技术, 2006(1): 87-90.
SHI Youjin, ZHANG Zengchang. Optimization design of flexible airplane landing gear[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2006(1): 87-90. (in Chinese)
- [5] 胡萌辉. 弹性飞行器飞行动力学分析与鲁棒控制研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010.
HU Menghui. Analysis of the flight dynamic of aeroelastic vehicle and research on its robust control [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010. (in Chinese)
- [6] McPHERSON A E, Jr EVANS J, LEVY S. Influence of wing flexibility on force-time relation in shock strut following vertical landing impact; NACA-TN-1995[R]. Washington: NACA, 1949.
- [7] COOK F E, MILWITZKY B. Effect of interaction on landing-gear behavior and dynamic loads in a flexible airplane structure; NACA-TR-1278 [R]. Washington: NACA, 1956.
- [8] MILWITZKY B, COOK F E. Analysis of landing-gear behavior; NACA-TR-1154 [R]. Springfield: Department of Commerce National Information Service, 1952.
- [9] SPIECK M. Simulation of aircraft landing impact under consideration of aerodynamic forces on the flexible structure[C]// 10th AIAA Multidisciplinary Analysis Optimization Conference. Albany: AIAA, 2004: 1-7.
- [10] 史友进, 张曾鋈. 大柔性飞机着陆撞击多质量块等效模型[J]. 航空学报, 2006, 27(4): 635-640.
SHI Youjin, ZHANG Zengchang. An equivalent multi-mass system of a flexible airplane[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2006, 27(4): 635-640. (in Chinese)
- [11] 史友进, 张曾鋈. 大柔性飞机起落架缓冲器参数设计[J]. 南京航空航天大学学报, 2006, 38(3): 356-360.
SHI Youjin, ZHANG Zengchang. Parameter design of landing gear shock absorber for flexible airplane[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2006, 38(3): 356-360. (in Chinese)
- [12] 刘锦阳, 洪嘉振. 刚-柔耦合动力学系统的建模理论研究[J]. 力学学报, 2002, 34(2): 408-414.
LIU Jinyang, HONG Jiazhen. Study on dynamic modeling theory of rigid-flexible coupling systems[J]. Acta Mechanica Sinica, 2002, 34(2): 408-414. (in Chinese)
- [13] 廖丽涓, 贾玉红. 弹性机体起落架的动态性能仿真分析[J]. 航空学报, 2008, 29(1): 75-79.
LIAO Lijuan, JIA Yuhong. Dynamic response simulation and analysis of landing gear with flexible fuselage[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(1): 75-79. (in Chinese)
- [14] 史红伟, 李新华, 李锋. 大展弦比弹性飞机着陆特性分析[J]. 飞行力学, 2014, 32(5): 394-397.
SHI Hongwei, LI Xinhua, LI Feng. Elastic model for high aspect ratio airplane landing impact analysis[J]. Flight Dynamics, 2014, 32(5): 394-397. (in Chinese)
- [15] 郭东, 徐敏, 陈士楷, 等. 准坐标系下的弹性飞行器飞行动力学建模[J]. 系统仿真学报, 2010, 22(11): 2492-2501.
GUO Dong, XU Min, CHEN Shilun, et al. Modeling of fully flexible aircrafts in terms of quasi-coordinates [J]. Journal of System Simulation, 2010, 22(11): 2492-2501. (in Chinese)

作者简介:

李新华(1986—),男,博士研究生,工程师。主要研究方向:飞行器总体设计。

陈小荣(1988—),男,硕士,工程师。主要研究方向:飞行器总体设计。

史红伟(1985—),男,硕士,工程师。主要研究方向:飞行器总体设计。

(编辑:丛艳娟)