

舰载机前起落架缓冲性能参数敏感性研究

张 飞, 白春玉, 陈 熠, 杨正权, 王计真

(中国飞机强度研究所结构冲击动力学航空科技重点实验室, 陕西 西安 710065)

摘要: 为了同时满足缓冲和突伸性能, 舰载机前起落架常采用双腔缓冲器设计。以某型机前起落架为研究对象, 建立前起落架缓冲性能分析动力学模型, 并将仿真计算结果与试验结果进行验证对比, 验证理论模型的有效性和正确性。对缓冲器高、低压腔初始压力以及体积占比进行参数敏感性分析。结果表明, 高、低压腔初始充填压力和体积占比对起落架缓冲性能的影响有别于它们对突伸性能的影响, 所以对舰载机前起落架缓冲器的设计需不断优化, 同时兼顾缓冲和突伸性能。

关键词: 舰载机起落架; 缓冲性能; 双腔缓冲器; 落震试验; 落震动力学

中图分类号: V214.1; V226⁺.4 **文献标志码:** A **文章编号:** 1004-4523(2024)03-0505-07

DOI: 10.16385/j.cnki.issn.1004-4523.2024.03.015

引 言

舰载机一般采用固定下滑角的方式着舰, 下沉速度可达 7 m/s 甚至更快, 是陆基飞机的 2~3 倍^[1-3]。舰载机起落架作为飞机在着舰过程中主要的承力和缓冲部件, 所吸收的能量是陆基飞机的 4~6 倍^[4-5], 而起落架的缓冲性能及结构可靠性都需借助落震试验或仿真模拟的手段进行验证。

舰载机前起落架缓冲器常采用双腔式设计, 这样不仅能满足大下沉速度下飞机的着舰需求, 提高承载能力^[6], 也能通过释放储存在高压腔内的高势能, 在飞机离舰起飞时提供足够的姿态角^[7]。另外, 低压腔较低的弹簧刚度有利于提高飞机滑跑过程中乘员的舒适度。这说明舰载机起落架双腔式缓冲器设计兼顾了突伸和缓冲两项功能^[8]。一般双腔式缓冲器的高、低压腔通过浮动活塞分离, 当缓冲器内的空气弹簧力克服低压腔压力后, 高压腔开始启动, 此时双腔同时工作^[9]。所以, 面对舰载机起落架复杂的使用环境和功能需求, 双腔缓冲器的结构布局对于起落架缓冲支柱设计至关重要。

起落架缓冲器不同的充填参数和结构参数对其工作性能的影响是不同的, 部分参数以很小的幅度调整就会使缓冲性能发生显著的变化。同时也有部分参数变化对缓冲性能的影响很小。崔俊华等^[10]利用多体系统仿真软件对舰载机前起落架的缓冲性能进行仿真分析, 研究了落震质量以及油针面积、形状对起落架缓冲特性的影响。丁勇

为等^[11]通过建立起落架落震动力学模型研究了油液阻尼特性对起落架缓冲性能的影响。豆清波等^[12]基于落震试验和仿真模拟分析了气体压缩多变指数对油-气式起落架缓冲性能的影响。冯蕴雯等^[13]结合多体动力学理论, 在 Adams/Aircraft 中通过起落架落震仿真研究了缓冲器活塞杆刚度对起落架缓冲特性的影响。

由于舰载机起落架双腔缓冲器需同时具备缓冲和突伸性能, 所以缓冲器高、低压腔充填压力对起落架突伸时的机轮振荡减控以及着舰时的能量吸收和冲击载荷控制都至关重要。部分学者已对舰载机前起落架突伸性能的参数敏感性作了详细研究^[14-17], 从不同方面分析了舰载机在弹射起飞过程中前起落架的突伸特性, 在此不再赘述。本文以某型舰载机前起落架为研究对象, 建立缓冲性能分析动力学模型, 并进行参数敏感性分析。重点研究了舰载机在着舰过程中, 缓冲器高压腔初始充填压力, 低压腔初始充填压力, 高、低压腔体积占比等对前起落架缓冲特性的影响。

1 系统动力学建模

1.1 双腔式缓冲器动力学模型

某型起落架双气腔油-气式缓冲器结构示意图如图 1 所示。油气式缓冲器轴向力 F_s 主要由结构限制力 F_1 、内部摩擦力 F_f 、空气弹簧力 F_a 和油液阻尼力 F_h 组成, 可统一表示为:

$$F_s = F_1 + F_a + F_h + F_f \quad (1)$$

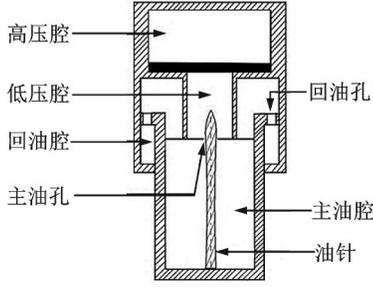


图1 双腔式缓冲器结构示意图

Fig.1 Schematic diagram for the dual-chamber buffer structure

1.1.1 缓冲器空气弹簧力

不同类型缓冲器的空气弹簧力一般具有不同的表达式。对于单腔式缓冲器,空气弹簧力可以表示为:

$$F_a = A_a \left[\frac{P_0}{(1 - A_a S / V_0)^\gamma} - P_{atm} \right] \quad (2)$$

式中 V_0 为空气腔初始体积; γ 为空气腔压缩多变指数; P_0 为空气腔初始压力; A_a 为压气面积; S 为缓冲器行程; P_{atm} 为大气压力。

对于双腔式缓冲器,在高压腔开始压缩前,缓冲器内部空气弹簧力与单腔式缓冲器一致。当缓冲器压缩至高、低压腔临界转折点时,高压腔开始压缩,此时缓冲器高、低压腔同时工作,空气弹簧力不同于单腔式缓冲器。基于单腔式缓冲器空气弹簧力的计算方法,结合双腔式缓冲器的工作原理,双腔缓冲器的空气弹簧力可以表示为:

$$F_a = \begin{cases} A_{a0}^L \left[\frac{P_{a0}^L}{(1 - A_{a0}^L S / V_{a0}^L)^\gamma} - P_{atm} \right], & S \leq S_{zz} \\ A_{a0}^L \left[\frac{P_{a0}^H}{1 - \frac{A_{a0}^H (S - S_{zz})}{V_{a0}^L + V_{a0}^H - A_{a0}^L S_{zz}}} - P_{atm} \right], & S > S_{zz} \end{cases} \quad (3)$$

式中 A_{a0}^L 为低压腔有效压气面积; A_{a0}^H 为高压腔有效压气面积; P_{a0}^L 为低压腔初始压力; P_{a0}^H 为高压腔初始压力; V_{a0}^L 为低压腔初始体积; V_{a0}^H 为高压腔初始体积; S_{zz} 为高、低压腔临界缓冲器行程。

1.1.2 缓冲器油液阻尼力

缓冲器内部油液阻尼力表示为:

$$F_h = \begin{cases} \frac{\rho_h A_h^3 \dot{S}^2}{2(C_d^+)^2 A_d^2} + \frac{\rho_h A_{hl}^3 \dot{S}^2}{2(C_{dl}^+)^2 (A_{dl}^+)^2}, & \dot{S} \geq 0 \\ -\frac{\rho_h A_h^3 \dot{S}^2}{2(C_d^-)^2 A_d^2} - \frac{\rho_h A_{hl}^3 \dot{S}^2}{2(C_{dl}^-)^2 (A_{dl}^-)^2}, & \dot{S} \leq 0 \end{cases} \quad (4)$$

式中 A_h 和 A_{hl} 分别为主油腔和回油腔压油面积; A_{dl}^+ 和 A_{dl}^- 分别为正、反行程主油孔流通面积; C_d^+ 、 C_d^- 为正、反行程时主油

孔油液缩流系数; C_{dl}^+ 、 C_{dl}^- 为正、反行程时回油孔油液缩流系数; ρ_h 为油液密度; \dot{S} 表示缓冲支柱压缩速度。

1.1.3 缓冲器结构限制力

缓冲器结构限制力可表示为:

$$F_l = \begin{cases} k_s S, & S \leq S_0 \\ 0, & S_0 \leq S \leq S_{max} \\ k_s (S - S_{max}), & S \geq S_{max} \end{cases} \quad (5)$$

式中 k_s 为缓冲器轴向拉压刚度; S_{max} 为缓冲器最大结构行程; S_0 为缓冲器初始行程。

1.1.4 缓冲器内部摩擦力

缓冲器内部摩擦力主要由皮碗摩擦力 F_p 和弯曲摩擦力 F_c 组成,表示为:

$$F_f = \begin{cases} [k_m F_a + \mu_b (N_U + N_L)] \dot{S} / |\dot{S}|, & \text{承受弯曲} \\ k_m F_a \dot{S} / |\dot{S}|, & \text{不承受弯曲} \end{cases} \quad (6)$$

式中 k_m 为皮碗摩擦系数; μ_b 为缓冲器弯曲摩擦系数; N_U 、 N_L 为缓冲器弯曲时上、下支撑点处的正应力。

1.2 起落架落震动力学模型

以支柱式舰载机前起落架为研究对象,为了方便建立缓冲性能分析的动力学方程,采用经典的二质量弹簧-阻尼模型,如图2所示。将缓冲器气腔和轮胎内的气体约化为弹簧,将油液阻尼力和各种摩擦力约化为阻尼器,将起落架系统划分为空气弹簧上部的弹性支承质量块 M_1 和空气弹簧下部的非弹性支承质量块 M_2 。弹性支承质量块一般由机身(落震试验中指夹具、吊篮、配重等)、支柱外筒、阻力撑杆等结构组成,非弹性支承质量一般由机轮组件、活塞杆、刹车装置等结构组成。

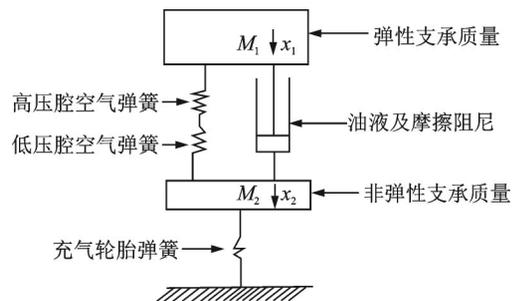


图2 起落架二质量弹簧-阻尼模型

Fig.2 Two-mass spring-damping model of landing gear

基于以上各部分的运动与受力之间的关系,可以得到如下运动微分方程:

$$\begin{cases} M_1 \ddot{x}_1 = -F_a - F_h - L + M_1 g - F_f - F_l \\ M_2 \ddot{x}_2 = -F_t + F_h + F_a + M_2 g - F_f + F_l \end{cases} \quad (7)$$

式中 x_1 和 x_2 分别为起落架空气弹簧上部、下部质量的垂直位移; L 为前起落架的等效气动升力,大小等于前起落架的当量重量,可以表示为:

$$L = \frac{(b + \mu h)G_{dl}}{a + b} \quad (8)$$

式中 G_{dl} 为飞机着陆重量; a 为停机状态下飞机重心到前起落架轮轴中心位置的水平距离; b 为停机状态下飞机重心到主起落架轮轴中心位置的水平距离; h 为缓冲支柱全伸展状态下飞机重心到主起落架轮轴的高度; μ 为平均滑动摩擦系数。

F_t 为地面作用在轮胎上的垂直力, 表示为:

$$F_t = n(1 + C_T \dot{\delta})f(\delta) \quad (9)$$

式中 n 为单个前起落架的机轮数量; C_T 为轮胎阻尼系数(一般取 0.04 s/m); 如图 3 所示, $f(\delta)$ 是以轮胎压缩量 δ 为自变量的轮胎静压函数。

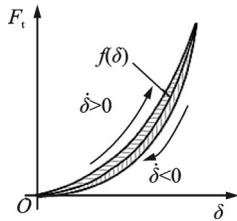


图 3 轮胎静压曲线

Fig. 3 Tire static pressure curve

1.3 支柱式前起落架动力学模型

支柱式前起落架动力学模型如图 4 所示。起落架非弹性支承质量块质心 C 在 $o_u-x_u y_u z_u$ 坐标系中具有 4 个运动自由度, 即 1 个转动自由度 ω_T 和 3 个平动自由度 x_u, y_u 和 z_u 。前起落架非弹性支承质量块质心 C 的动力学方程表示为:

$$\begin{cases} \ddot{x}_u = (D_T^x - F_x)/M_u \\ \ddot{y}_u = (F_T - F_y)/M_u - g \\ \ddot{z}_u = (D_T^z - F_z)/M_u \\ \dot{\omega}_T = -[D_T^r(R - \delta) + M_T]/I_u \end{cases} \quad (10)$$

式中 $(\ddot{x}_u, \ddot{y}_u, \ddot{z}_u)$ 为非弹簧支承质量块质心在 $o_u-x_u y_u z_u$ 坐标系中沿着 x_u, y_u 和 z_u 方向的加速度分量; ω_T 为机轮转动角速度; M_u 为起落架非弹性支承质量; I_u 为机轮转动惯量; R 为机轮未压缩时的半径; D_T^x 和 D_T^z 为轮胎水平力沿着 $o_u x_u$ 和 $o_u z_u$ 方向的分量;

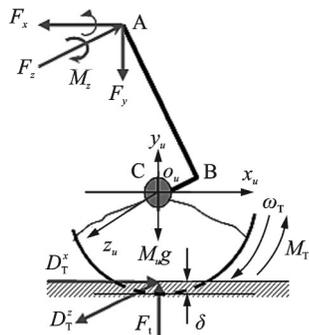


图 4 前起落架动力学模型

Fig. 4 The dynamics model of nose landing gear

M_T 为机轮刹车力矩; (F_x, F_y, F_z) 为起落架作用于机体连接点 A 上的力 (F_x^i, F_y^i, F_z^i) 在 $o_u-x_u y_u z_u$ 坐标系中沿着 x_u, y_u 和 z_u 方向的分量, 表示为:

$$[F_x, F_y, F_z]^T = B_d^i [F_x^i, F_y^i, F_z^i]^T \quad (11)$$

式中 B_d^i 为坐标系转换矩阵, 表示为:

$$B_d^i = \begin{bmatrix} \cos \theta & \sin \theta & 0 \\ -\sin \theta & \cos \theta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (12)$$

式中 θ 为起落架支柱俯仰角。

方程(10)的初始条件可以表示为:

$$\begin{cases} [x_u, y_u, z_u]^T|_{t=0} = B_d^i|_{t=0} [x_{c0}^i, y_{c0}^i, z_{c0}^i]^T \\ \omega_T|_{t=0} = \begin{cases} 0, \text{ 实际着陆} \\ V_L/R, \text{ 实际滑跑} \\ -V_L/R, \text{ 落震试验} \end{cases} \\ [\dot{x}_u, \dot{y}_u, \dot{z}_u]^T|_{t=0} = [V_L, -V_S, 0]^T \end{cases} \quad (13)$$

式中 V_L 为飞机航向速度; V_S 为飞机下沉速度; $(x_{c0}^i, y_{c0}^i, z_{c0}^i)$ 为起落架轮轴中心 C 点在机体坐标系 $o-x y z$ 中的初始坐标。

飞机起落架缓冲支柱受力模型如图 5 所示。受力关系可以表示为:

$$\begin{cases} F_x^i = -F_s \sin \theta_{Az} + N_1^b \cos \theta_{Az} \\ F_y^i = F_s \cos \theta_{Az} + N_1^b \sin \theta_{Az} \\ F_z^i = N_s^b \\ M_x^i = -F_y^i(z_c^i - z_A^i) + F_z^i(y_c^i - y_A^i) \\ M_z^i = -F_x^i(y_c^i - y_A^i) + F_y^i(x_c^i - x_A^i) \end{cases} \quad (14)$$

式中 (x_A^i, y_A^i, z_A^i) 和 (x_c^i, y_c^i, z_c^i) 分别为 C 点和 A 点在机体坐标系 $o-x y z$ 下的坐标; θ_{Az} 为缓冲支柱与垂向的夹角; M_x^i 和 M_z^i 为前起落架作用于机体上的力矩; N_1^b 和 N_s^b 分别为缓冲支柱航向和侧向弯曲力, 表示为:

$$\begin{cases} N_1^b = k_1^b (\overline{AB}_0 - S) \Delta_z \\ N_s^b = k_s^b (\overline{AB}_0 - S) \Delta_x \end{cases} \quad (15)$$

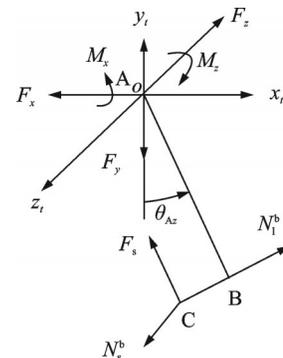


图 5 起落架缓冲支柱受力示意图

Fig. 5 Schematic diagram for landing gear shock absorber strut subjected to input forces

式中 k^b 和 k_s^b 分别表示缓冲支柱航向和侧向弯曲刚度; Δ_z 和 Δ_x 分别表示缓冲支柱航向和侧向变形; \overline{AB}_0 为缓冲器全伸长时 A, B 两点之间的距离。

2 起落架落震试验仿真

本文利用 ALTLAS 软件进行起落架落震试验仿真计算。ALTLAS 软件是中国飞机强度研究所将多年的试验与理论研究相结合开发的一款工程化系统软件,主要用于飞机起落架缓冲性能分析、滑跑载荷分析、缓冲器油孔参数优化等^[18-19]。

本文首先在 ALTLAS 软件中进行舰载机前起落架动力学参数化建模,将非弹性支承质量简化集中于非弹性支承质量中心(轮轴中心点),起落架缓冲支柱简化为无质量弹性杆。然后将所有独立自由度的动力学方程降阶为一阶方程后,采用“四阶龙格-库塔”法对动力学方程组进行时域求解。最后对不同参数下舰载机前起落架的缓冲特性进行参数敏感性数值计算分析。

3 起落架落震试验

为了验证本文理论模型的正确性和有效性,起落架落震试验在具有仿升力模拟系统的落震试验台上开展,采用自由落体的方式进行。落震试验台如图6所示。

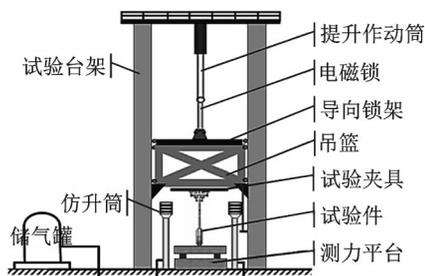


图6 起落架落震试验台示意图

Fig. 6 Schematic diagram of landing gear drop test system

仿升落震试验中的起落架当量质量等于整个落体系统(包括吊篮、起落架、夹具、配重等)的质量,通过调节配重块达到试验要求;起落架支柱与航向夹角(飞机着舰俯仰角)通过安装夹具确定;起落架触台垂向速度(飞机着舰下沉速度)由落体系统的提升高度确定;起落架所需仿升力由仿升筒提供,通过调节仿升系统气压达到试验要求。

借助安装在试验系统中的位移、力等传感器获取起落架触及测力平台后的动态响应。仿升落震试验流程如图7所示。

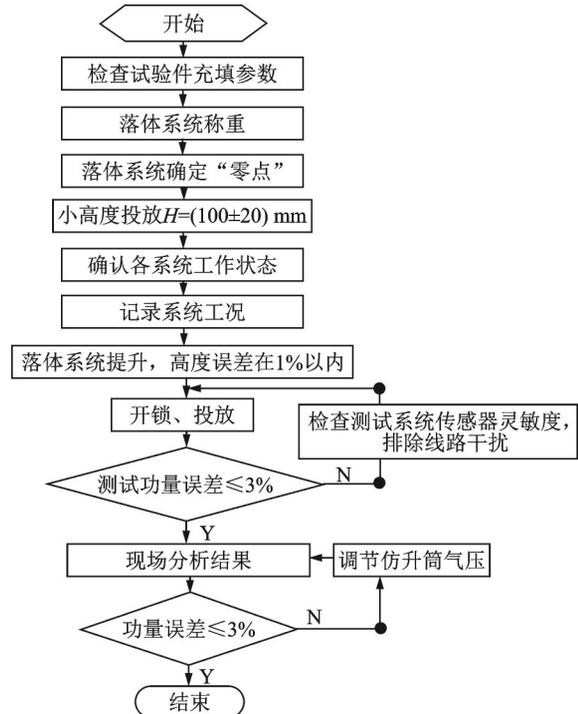


图7 起落架落震试验流程图

Fig. 7 The flow chart of landing gear drop test

4 结果分析

4.1 基本参数

本文以某型舰载机前起落架为研究对象,基于升力加载法^[18]对其缓冲性能进行参数敏感性分析。该型起落架支柱航向前倾角为 0° ,侧向倾角为 0° ,升重比取1。起落架基本参数如表1所示。

表1 起落架基本参数

Tab. 1 Basic parameters of landing gear

缓冲器行程/mm	高压腔压力/MPa	低压腔压力/MPa	轮胎压力/MPa	当量质量/kg
720	10	1.0	2.8/2.8	7620

4.2 试验验证

为了验证本文动力学建模和仿真计算的正确性,选取下沉速度为6.5 m/s和7 m/s的落震工况进行验证对比,机轮带转速度为0,高、低压腔充填压力分别为10 MPa和1 MPa(100%正常充填)。数值计算与试验验证数据对比如表2和3所示。

从对比结果可以看出,试验与仿真计算结果的相对误差最大为2.5%,最小可达0.3%,满足工程实践要求。

4.3 各参数对起落架缓冲特性的影响

通过试验与仿真计算结果对比,已经验证了本

表2 正常着舰重量下试验与仿真结果对比(6.5 m/s)

Tab.2 Comparison of test and simulation results under normal landing weight (6.5 m/s)

	垂直 载荷/N	重心 位移/mm	缓冲器 行程/ mm	轮胎压 缩量/ mm	缓冲系 统功量/ J
试验值	345649	694	616	79	160716
仿真值	342566	684	614	81	163445
误差/%	0.9	1.4	0.3	2.5	1.7

表3 正常着舰重量下试验与仿真结果对比(7 m/s)

Tab.3 Comparison of test and simulation results under normal landing weight (7 m/s)

	垂直 载荷/N	重心 位移/ mm	缓冲器 行程/ mm	轮胎 压缩量/ mm	缓冲系 统功量/ J
试验值	381719	712	626	90	185167
仿真值	388792	704	635	91	189553
误差/%	1.8	1.1	1.4	1.1	2.3

气动模型准确性。由于舰载机前起落架双腔缓冲器设计是为了同时满足突伸和缓冲性能需要,在高、低压腔总体积已经确定的情况下,本文讨论缓冲器低压腔初始充填压力,高压腔初始充填压力,高、低压腔体积占比等参数对前起落架缓冲性能的影响。仿真计算工况如表4所示。

表4 仿真计算工况

Tab.4 Simulation calculation working condition

下沉速度/ (m·s ⁻¹)	理论功量/J	投放高度/ mm	机轮带转速度/ (km·h ⁻¹)
6	137160	1837	0

4.3.1 低压腔初始压力变化的影响

图8和9给出了低压腔容差对缓冲器空气弹簧力和地面垂直载荷的影响。如图8所示,低压腔初始压力直接影响缓冲器空气弹簧的刚度。当低压腔初始压力增大时,缓冲器空气弹簧力随之增大,此时的缓冲器不易被压缩,压缩行程减小。在高压腔启动前,空气弹簧力由低压腔提供,所以从图8可以看

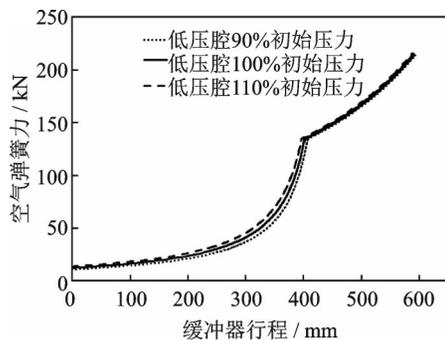


图8 低压腔容差对行程-空气弹簧力的影响

Fig.8 Effect of low-pressure chamber tolerance on the stroke-air spring force

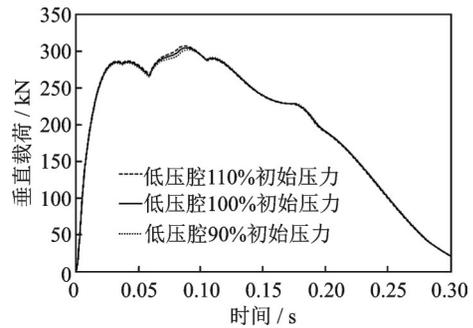


图9 低压腔容差对垂直载荷的影响

Fig.9 Effect of low-pressure chamber tolerance on the vertical load

出,低压腔压力主要影响高、低压腔行程临界点前的缓冲器空气弹簧力。另外,在高压腔体积和气压不变的情况下,低压腔压力越大,高压腔启动所需的压缩行程就越小,这是因为此时高压腔启动所需克服的空气弹簧力不变,低压腔压力越大,高压腔越容易启动。低压腔初始压力变化影响缓冲器空气弹簧力,进而影响起落架着舰垂直载荷。如图9所示,随着低压腔初始压力增大,起落架着舰最大垂直载荷(气峰)随之增大,起落架着舰所承受的撞击力变大。

4.3.2 高压腔初始压力变化的影响

图10和11研究了高压腔容差对缓冲器空气弹簧力和地面垂直载荷的影响。如图10所示,高压腔初始压力主要影响高压腔启动后的空气弹簧力。随着高压腔初始压力增大,高、低压腔临界行程后的空

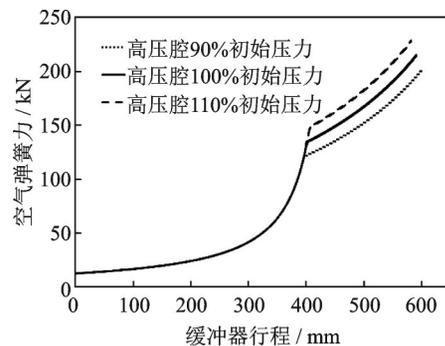


图10 高压腔容差对行程-空气弹簧力的影响

Fig.10 Effect of high-pressure chamber tolerance on the stroke-air spring force

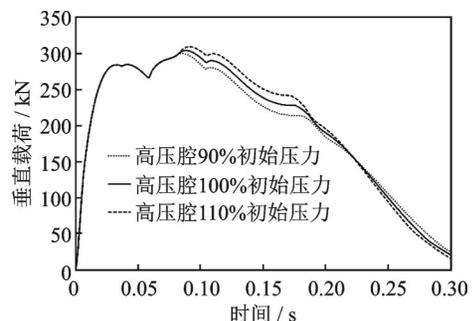


图11 高压腔容差对垂直载荷的影响

Fig.11 Effect of high-pressure chamber tolerance on the vertical load

气弹簧刚度变大,此时的压缩行程减小,缓冲器不易被压缩。另外,从图 10 还可以看出,低压腔体积和气压不变时,缓冲器高压腔启动所需的压缩行程随着高压腔初始压力的增大而增大,这是因为此时高压腔启动所需克服的空气弹簧力变大。如图 11 所示,起落架着舰最大垂直载荷随着高压腔初始压力的增大而增大,此时起落架着舰时由于承受高的过载,可能会产生剧烈振荡。

4.3.3 高、低压腔体积比变化的影响

图 12 和 13 给出了高、低压腔体积占比变化对缓冲器空气弹簧力和地面垂直载荷的影响。从图 12 可以看出,高、低压腔体积比变化对行程-空气弹簧力的影响贯穿缓冲器的整个压缩过程,这一点与高、低压腔的初始压力容差的影响有所区别。当高压腔体积占比逐渐增大时,空气弹簧力变大,缓冲器不易被压缩,同一载荷下的压缩行程变小,空气弹簧刚度变大。此外,如图 13 所示,在气腔总体积一定的情况下,随着高压腔体积占比增大,地面最大垂直载荷变大,不利于起落架着舰缓冲,此时起落架着舰时将会承受较为严重的冲击。

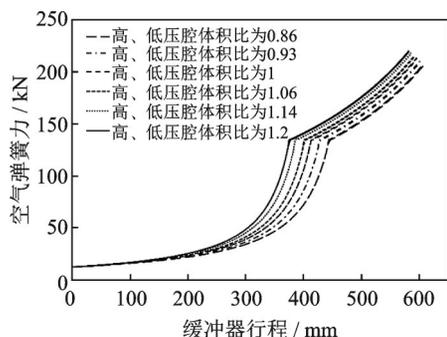


图 12 高、低压腔体积比对行程-空气弹簧力的影响

Fig. 12 Effect of the volume ratio of low-pressure chamber to high-pressure chamber on the stroke-air spring force

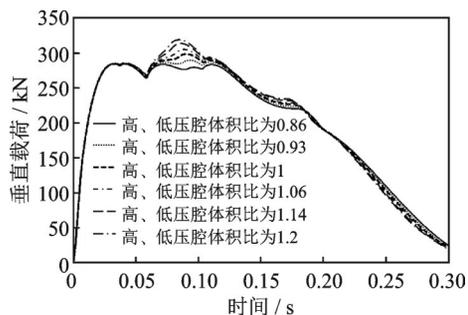


图 13 高、低压腔体积比对垂直载荷的影响

Fig. 13 Effect of the volume ratio of low-pressure chamber to high-pressure chamber on the vertical load

5 结 论

本文建立了前起落架缓冲性能分析动力学模型,并将仿真计算结果与落震试验结果进行了对比,验证

了理论模型的正确性和合理性。然后利用动力学模型对舰载机前起落架的缓冲性能进行了参数敏感性分析。结果表明,随着高、低压腔初始压力增大,缓冲器的空气弹簧刚度和地面垂直载荷也随之变大;缓冲器气腔总体积不变,随着高压腔体积占比增大,缓冲器空气弹簧刚度增大,缓冲器不易被压缩,作用在起落架上的地面垂直载荷也随之增加。为了满足前起落架突伸性能,一味地提高起落架缓冲器气腔压力和高压腔体积占比,不利于预防缓冲支柱载荷过快增长而导致超出起落架强度极限载荷,影响飞机着舰安全,这与提高起落架突伸性能相矛盾。因此,对舰载机前起落架缓冲器设计而言,应通过不断分析和优化,同时兼顾突伸和缓冲两项功能。

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, 2013, 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, 2013, 35(1): 1-12.
- [4] 张鑫. 舰载机拦阻着舰动力学分析及仿真[D]. 西安: 西北工业大学, 2007.
Zhang Xin. Dynamic analysis and simulation of carrier aircraft arrested deck-landing [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2007.
- [5] 豆清波, 刘小川, 奚杨风光, 等. 舰载机全机落震试验机翼升力模拟方法研究[J]. 振动与冲击, 2018, 37(2): 51-56.
Dou Qingbo, Liu Xiaochuan, Xi Yangfengguang, et al. Wing lift simulation method during full scale carrier-based aircraft drop tests [J]. Journal of Vibration and Shock, 2018, 37(2): 51-56.
- [6] 飞机设计手册总编委会. 起飞着陆系统设计: 第 14 册 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2002.
- [7] 苑强波. 某机起落架双腔缓冲器设计及突伸动力学研究[J]. 机械设计与制造工程, 2016(12): 17-20.
Yuan Qiangbo. Design of dual-chamber shock absorber and research on fast-extension dynamics for a certain aircraft landing gear [J]. Machine Design and Manufacturing Engineering, 2016(12): 17-20.
- [8] 杜金柱, 卢学峰, 陈熠. 起落架突伸缓冲器的设计与验证[J]. 航空科学技术, 2022, 33(1): 76-82.
Du Jinzhu, Lu Xuefeng, Chen Yi. Design and test of landing gear's sudden extension absorber [J]. Aeronau-

- tical Science & Technology, 2022, 33(1): 76-82.
- [9] Currey N S. Aircraft Landing Gear Design: Principles and Practices[M]. Washington, D. C.: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1988.
- [10] 崔俊华, 聂宏, 张明, 等. 舰载机起落架缓冲性能设计优化[J]. 计算机辅助工程, 2011, 20(1): 88-93.
Cui Junhua, Nie Hong, Zhang Ming, et al. Design optimization on shock absorbing performance of carrier-based aircraft landing gear[J]. Computer Aided Engineering, 2011, 20(1): 88-93.
- [11] 丁勇为, 张子豪, 魏小辉, 等. 油孔几何参数对起落架落震动力学的影响研究[J]. 航空计算技术, 2018, 48(1): 30-33.
Ding Yongwei, Zhang Zihao, Wei Xiaohui, et al. Influence of orifice geometry parameters on landing gear drop dynamics[J]. Aeronautical Computing Technique, 2018, 48(1): 30-33.
- [12] 豆清波, 史惟琦, 牟让科, 等. 基于落震试验的油-气式起落架气体压缩多变指数变化规律研究[J]. 实验力学, 2015, 30(2): 215-220.
Dou Qingbo, Shi Weiqi, Mu Rangke, et al. On the gas compression polytropic index variation of oil-gas type landing gear based on drop test[J]. Journal of Experimental Mechanics, 2015, 30(2): 215-220.
- [13] 冯蕴雯, 朱铮铮, 潘文廷, 等. 起落架活塞杆刚度对缓冲器吸能特性的影响[J]. 科学技术与工程, 2017, 17(29): 368-372.
Feng Yunwen, Zhu Zhengzheng, Pan Wenting, et al. Influence of shock absorber energy absorption characteristics on landing gear piston rod flexibility[J]. Science Technology and Engineering, 2017, 17(29): 368-372.
- [14] 豆清波, 陈熠, 马小莉, 等. 舰载机前起落架突伸性能试验研究[J]. 振动工程学报, 2018, 31(1): 102-109.
Dou Qingbo, Chen Yi, Ma Xiaoli, et al. Experimental study on the sudden-extension performance of carrier-based aircraft landing gear[J]. Journal of Vibration Engineering, 2018, 31(1): 102-109.
- [15] 刘冲冲, 崔荣耀. 舰载机前起落架突伸性能分析与验证[J]. 机械科学与技术, 2016, 35(11): 1686-1690.
Liu Chongchong, Cui Rongyao. Analysis and test for extension performance of nose landing gear of carrier-based aircraft[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2016, 35(11): 1686-1690.
- [16] 沈强, 黄再兴. 舰载机起落架突伸性能参数敏感性分析[J]. 航空学报, 2010, 31(3): 532-537.
Shen Qiang, Huang Zaixing. Sensitivity analysis of fast-extension performance of carrier based aircraft landing gear to varying parameters[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(3): 532-537.
- [17] 王彤, 许锋, 聂宏. 基于前起落架突伸技术的新型缓冲器仿真设计分析[J]. 中国机械工程, 2012, 23(3): 330-334.
Wang Tong, Xu Feng, Nie Hong. Simulation and analysis of a new type buffer's design based on nose landing gear extension technology[J]. China Mechanical Engineering, 2012, 23(3): 330-334.
- [18] 张飞, 马晓利, 白春玉, 等. 升力加载法在起落架落震性能分析中的应用[J]. 应用力学学报, 2023, 40(1): 48-56.
Zhang Fei, Ma Xiaoli, Bai Chunyu, et al. Application of the lift loading method in the analysis of the landing gear drop shock performance[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2023, 40(1): 48-56.
- [19] 周瑞鹏, 宋德军, 陈熠. 基于ALTLAS舰载机起落架落震缓冲性能分析[J]. 航空科学技术, 2022, 33(1): 91-97.
Zhou Ruipeng, Song Dejun, Chen Yi. Analysis on cushioning performance of landing gear of carrier-based aircraft based on ALTLAS[J]. Aeronautical Science & Technology, 2022, 33(1): 91-97.

Parameter sensitivity of cushioning performance of carrier aircraft nose landing gear

ZHANG Fei, BAI Chun-yu, CHEN Yi, YANG Zheng-quan, WANG Ji-zhen

(Aviation Key Laboratory of Science and Technology on Structure Impact Dynamics, Aircraft Strength Research Institute of China, Xi'an 710065, China)

Abstract: In order to satisfy both cushioning and fast-extension performances, the carrier aircraft nose landing gear often adopts the dual-chamber buffer design. Based on a certain type nose landing gear, this paper establishes the dynamic model of the cushioning performance analysis and compares the simulation calculation results with the test results to ensure the validity and correctness of the theoretical dynamic model. The parameter sensitivity analysis of cushioning performance is carried out for the initial filling pressure and volume ratio of the high- and low-pressure chambers of the buffer. Results show that the effects of the initial filling pressure and high- and low-pressure chambers volume ratios on the cushioning performance is different from their impacts on the fast-extension performance. Therefore, the design of the nose landing gear buffer of the carrier aircraft needs to be continuously optimized for taking the cushioning and fast-extension performances into account synchronously.

Key words: landing gear of carrier aircraft; cushioning performance; dual-chamber buffer; drop test; drop dynamics

作者简介: 张 飞(1992—),男,硕士,工程师。E-mail: feizhangasri623@163.com。