

文章编号: 1674-8190(2022)03-150-07

温度对油一气式起落架缓冲性能的影响研究

胡锐¹, 牟让科¹, 宋得军², 陈熠¹

(1. 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, 西安 710065)

(2. 航空工业沈阳飞机设计研究所 结构设计部, 沈阳 110035)

摘要: 油一气式缓冲器内部的油液特性及充气压力会随环境温度而变化, 进而影响起落架的缓冲性能。为了探究温度对油一气式起落架缓冲性能的影响, 在起落架落震试验的基础上, 提出一种缓冲器环境温度模拟方法, 并分析油一气式起落架缓冲器在 20~80 °C 环境温度下的缓冲性能。结果表明: 在所研究的温度范围内, 缓冲器初始充气压力对温度变化敏感, 随着温度的升高, 缓冲器内部空气弹簧刚度增大而油液阻尼力减小, 起落架系统的地面垂直载荷变大而缓冲系统效率系数降低, 温度对油一气式起落架缓冲器性能影响显著。

关键词: 起落架; 落震试验; 缓冲性能; 温度

中图分类号: V226; V216

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2022.03.17

文献标识码: A

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Research on the Influence of Temperature on the Cushioning Performance of Oil-air Landing Gear

HU Rui¹, MU Rangke¹, SONG Dejun², CHEN Yi¹

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

(2. The Structural Design Department, AVIC Shenyang Aircraft Design and Research Institute, Shenyang 110035, China)

Abstract: The oil characteristics and inflation pressure inside the oil-air shock absorber will change with the ambient temperature, which will affect the cushioning performance of landing gear. In order to explore the effect of temperature on the cushioning performance of oil-air landing gear, a buffer environment temperature simulation method is proposed based on the landing gear drop shock test, and the cushioning performance of oil-gas landing gear buffer at ambient temperature from 20 to 80 °C is studied. The results show that within the studied temperature range, the initial inflation pressure of the buffer is sensitive to the change of temperature. With the increase of temperature, the stiffness of the air spring in the buffer increases and the oil damping force decreases, the ground vertical load of the landing gear system increases and the efficiency coefficient of the buffer system decreases. The temperature has a significant impact on the performance of the oil-gas landing gear buffer.

Key words: landing gear; drop test; cushioning performance; temperature

收稿日期: 2021-06-23; 修回日期: 2021-11-01

通信作者: 胡锐, hurui0307@163.com

引用格式: 胡锐, 牟让科, 宋得军, 等. 温度对油一气式起落架缓冲性能的影响研究[J]. 航空工程进展, 2022, 13(3): 150-156.

HU Rui, MU Rangke, SONG Dejun, et al. Research on the influence of temperature on the cushioning performance of oil-air landing gear[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2022, 13(3): 150-156. (in Chinese)

0 引言

起落架的缓冲性能关系着飞机的安全性及乘客的乘坐舒适度,缓冲器作为起落架主要的缓冲吸能装置,具有减缓飞机着陆过程中动态冲击载荷的作用。油一气式缓冲器由于其体积小、重量轻且易于密封等优点被现代飞机起落架所广泛采用,作为起落架中吸收和耗散能量的主要部件^[1]。

随着航空飞行器的高速发展,空天飞机已成为航空航天领域研究的热点,空天飞机再入大气层时飞机结构会被迅速加热,起落架缓冲器内部的油液特性及充气压力会随着环境温度的升高而变化,进而影响起落架的缓冲性能。B. Milwitzky等^[2]根据流体力学经典的局部压力损失理论,推导了油液阻尼力的经典公式,并被广泛应用于起落架缓冲器设计和分析^[3-4];M. K. Wahi^[5-6]对油液式起落架进行建模和仿真,探讨了雷诺数、油孔的形状和方向对缩流因数的影响,并在缓冲支柱轴向力中考虑了侧油孔阻尼力的影响,还研究了油液压缩模量、气体可溶性、气穴现象以及气体多变指数对缓冲支柱缓冲特性的影响;T. J. Tharakan等^[7]通过对比油液流经不同孔径的情况以研究出口压力对小孔流量系数的影响;陈玉红等^[8]建立了考虑缓冲器主油腔气穴效应的起落架落震动力学模型,分析了该模型下的起落架动力学特性,并与试验进行了对比验证;豆清波等^[9]基于落震试验研究了气体压缩多变指数的变化规律,指出多变指数和空气受压程度相关,且非定常多变指数计算模型能更加准确地反映受载情况;丁勇等为^[10]基于管道流体力学方法和缓冲器油孔结构建立了流量系数的理论模型,对比分析了长径比、孔径管径比、孔口倒角等油孔几何参数对起落架缓冲阻尼力和轴向合力的影响。

关于起落架缓冲器内部的油、气以及轮胎对起落架性能的影响和优化已有大量研究^[11-13],而温度对油一气式起落架缓冲性能影响的试验研究却未见报道。因此,本文以某型无人机起落架为研究对象,建立起落架动力学模型,分析影响油液阻尼力及空气弹簧力的影响因素,并进行可模拟起落架缓冲器温度变化的落震试验,结合试验结果,

指出温度对油一气式起落架缓冲性能的影响规律,并对使用环境温度变化范围较大且采用油一气式缓冲器的起落架的试验验证提出建议。

1 理论建模

1.1 起落架动力学方程

无侧倾角的支柱式起落架,其结构形式及简化的落震受力分析图如图1所示。以该支柱式起落架(图1)为研究对象,采用经典的二质量模型和减缩质量法,可建立起落架的落震动力学运动方程^[14]。

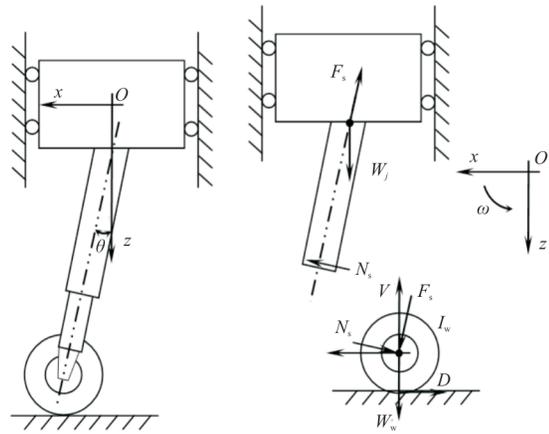


图1 支柱式起落架受力分析图

Fig. 1 Force analysis diagram of telescopic landing gear

上部质量的垂向动力学方程为

$$M_j \ddot{z}_j = M_j g - F_s \cos \theta - N_s \cos \theta \quad (1)$$

式中: M_j 为起落架弹性支撑质量(上部质量); F_s 为缓冲器内部的轴向力; N_s 为外筒对内筒的径向力; \ddot{z}_j 为弹性支撑质量的加速度; θ 为缓冲支柱轴线的航向倾角。

下部质量的垂向动力学方程为

$$M_w \ddot{z}_w = M_w g - P_z + F_s \cos \theta + N_s \sin \theta \quad (2)$$

式中: M_w 为起落架非弹性支撑质量(下部质量); \ddot{z}_w 为非弹性支撑质量的加速度; P_z 为地面作用于轮胎的垂直力。

下部质量的航向动力学方程为

$$M_w \ddot{x}_w = F_s \sin \theta - N_s \cos \theta - D \quad (3)$$

式中: D 为地面作用于轮胎的航向力(阻力)。

下部质量的转动动力学方程为

$$I_w \dot{\omega} = (R - \delta) D \quad (4)$$

式中: I_w 为下部质量的转动惯量(包括机轮、轮胎及刹车组件的转动部分); R 为未压缩时的机轮半径; δ 为轮胎压缩量; ω 为机轮角速度。

1.2 缓冲器内部载荷

常油孔的油一气式缓冲器结构示意图如图 2 所示。

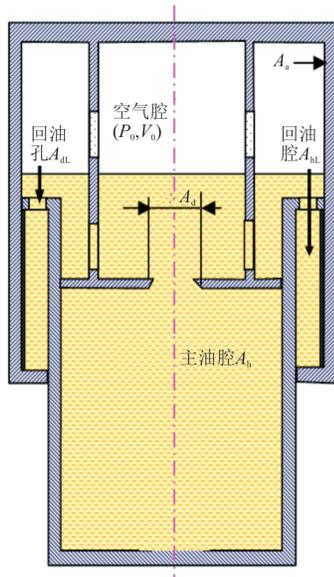


图 2 常油孔单气腔缓冲器结构示意图
Fig. 2 Diagram of single gas cavity buffer structure with constant oil hole

缓冲器的轴向力可表示为

$$F_s = F_a + F_h + F_f \quad (5)$$

式中: F_a 为空气弹簧力; F_h 为油液阻尼力; F_f 为起落架外筒与活塞杆的摩擦力。

缓冲器内部的空气弹簧力为^[15]

$$F_a = A_a \left[P_0 \left(\frac{V_0}{V_0 - A_a S} \right)^\gamma - P_e \right] \quad (6)$$

式中: A_a 为压气面积; P_0 为初始充填压力; V_0 为初始充气体积; S 为缓冲器压缩量; γ 为气体多变指数, 一般取定值; P_e 为外部环境压强。

缓冲器的空气弹簧刚度为

$$k = \frac{dF_a}{dS} = n A_a^2 P_0 \frac{V_0^\gamma}{(V_0 - A_a S)^{\gamma+1}} \quad (7)$$

由式(7)可知, 空气弹簧刚度为缓冲器行程的函数, 会随着缓冲器的压缩而逐渐增大。对于给

定初始充气体积及压气面积, 在同等的缓冲器压缩量下, 空气弹簧刚度随着初始充填压力的增大而增大。

缓冲器内部油液阻尼力可表示为

$$F_h = \frac{\rho A_h^3 \dot{S}^2}{2C_d^2 A_d^2} \text{Sng}(\dot{S}) + \frac{\rho A_{hl}^3 \dot{S}^2}{2C_{dl}^2 A_{dl}^2} \text{Sng}(\dot{S}) \quad (8)$$

式中: A_h 、 A_{hl} 为主、回油腔压油面积; C_d 、 C_{dl} 为主、回油孔流量系数; A_d 、 A_{dl} 主、回油孔过流面积。

Sng 定义如下:

$$\begin{cases} \text{Sng}(\dot{S}) = 1 & (\dot{S} \geq 0) \\ \text{Sng}(\dot{S}) = -1 & (\dot{S} < 0) \end{cases} \quad (9)$$

主油孔流量系数(C_d)为总阻力系数 $\xi(Re, d, l)$ 的函数。其中, d 、 l 为阻尼孔的直径和厚度, Re 为雷诺数, 与油液自身密度、黏度相关。

$$C_d = \frac{1}{\sqrt{1 + \sum \xi}} \quad (10)$$

缓冲器内部的摩擦力主要由皮碗摩擦力与缓冲支柱弯曲产生的摩擦力组成, 可以表示为

$$F_f = K F_a \text{Sng}(\dot{S}) + \mu_1 (N_U + N_L) \text{Sng}(\dot{S}) \quad (11)$$

式中: K 为皮碗摩擦系数; μ_1 为缓冲器弯曲摩擦系数; N_U 、 N_L 为活塞杆外筒与支柱内筒上、下接触位置的法向力。

1.3 轮胎载荷

航空轮胎的力学特性与其轮廓尺寸、充气压力和轮胎刚度等参数相关, 其垂直载荷与轮胎压缩量之间的关系可表示为

$$P_z = n(1 + C_r \delta) f(\delta) \quad (12)$$

式中: n 为起落架机轮数目; C_r 为轮胎当量阻尼系数; δ 为轮胎压缩量; $f(\delta)$ 为轮胎静压曲线。

轮胎航向载荷可表示为

$$D = \mu_2 \cdot P_z \quad (13)$$

式中: μ_2 为轮胎与跑道之间的航向滑动摩擦系数。

2 试验方案

2.1 油一气式缓冲器加热设备及加热方法

试验过程中通过加热带包裹油一气式缓冲器外筒进行加热。加热带内部夹层为加热电阻丝,

正反两面为石棉布,功率 1.5 W/cm^2 ,缓冲器外筒壁温度采用热电偶进行监控。

依据缓冲支柱外筒形状,设计相应尺寸的加热带,以满足对缓冲器外筒完全包裹的要求,且加热带不能交叉重叠,以免加热不均匀、烧蚀加热设备。设计与加热带同尺寸、5 mm 厚度的橡胶垫,包裹于加热带外侧,确保加热带与缓冲支柱外筒整体紧密贴合。将缓冲支柱外筒壁打磨后粘贴热电偶,对温度进行监控。温度监控及缓冲器加热如图 3 所示。



图 3 温度监控及缓冲器加热照片
Fig. 3 Photos of temperature monitoring and buffer heating

2.2 试验设备及原理

试验装置为立柱式自由落震试验系统^[16],主要由台架系统、提升/释放系统、当量质量模拟系统、加热系统、测试系统等构成,如图 4 所示。

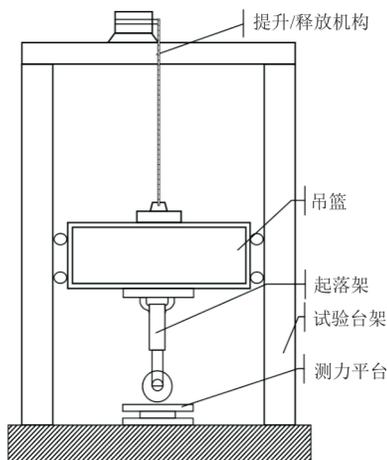


图 4 落震试验设备及原理图
Fig. 4 Drop test equipment and schematic diagram

试验时先由升降系统将落体系统升至规定投放高度锁定;启动加热系统对缓冲器进行加热,加热至所需温度并控温 1 h,使得缓冲器内部油一气温度趋于稳定;打开落体系统上部的电磁释放锁,使落体系统沿立柱导轨自由下落,起落架撞击安装于地面的测力平台,触发采集信号,获得试验数据。

3 结果分析

3.1 试验件基本参数

研究对象为支柱式起落架,无航向及侧向倾角,其基本参数如表 1 所示。

表 1 起落架基本参数
Table 1 Basic parameters of landing gear

参数	数值
缓冲器行程/mm	235
缓冲支柱充气压力/MPa	1.10 ± 0.05
轮胎充填压力/MPa	1.35 ± 0.05
机轮半径/mm	215
下部质量/kg	28.5

3.2 起落架缓冲性能分析

将缓冲器分别加热至 20(室温)、40、60 和 80 °C 进行试验,试验工况如表 2 所示。

表 2 试验工况
Table 2 Test condition

参数	数值
下沉速度/ $(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	2.5
吸收功量/kJ	6.178
投放高度/mm	318.0
机轮触台速度/ $(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	0

缓冲器初始充填压力变化如图 5 所示。

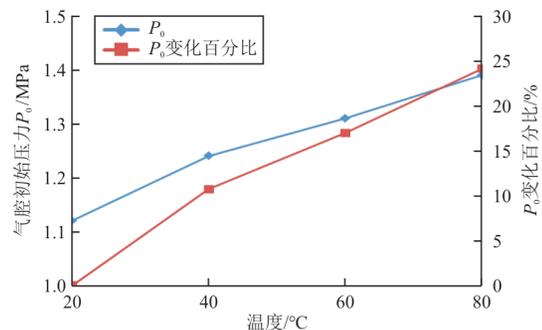


图 5 缓冲器初始充填压力随温度变化曲线
Fig. 5 Initial filling pressure of buffer versus temperature

从图 5 可以看出:在温度达到 80 °C 时,缓冲器充填压力相较于 20 °C 时的变化率已达 24.11%,远超过 GJB 67.9 及 GJB 5435.9 中规定的落震试验需进行 ±10% 充气容差试验的要求^[17-18]。

不同温度下落震试验的地面垂直载荷曲线、支柱压缩量曲线如图 6~图 7 所示,最大上部质量加速度及缓冲系统效率系数随温度的变化曲线如图 8 所示。

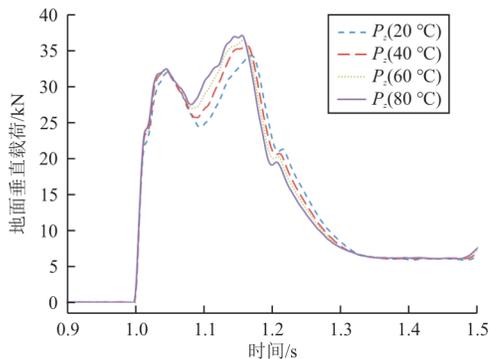


图 6 不同温度下落震试验的地面垂直载荷曲线
Fig. 6 Vertical load curves of drop test at different temperature

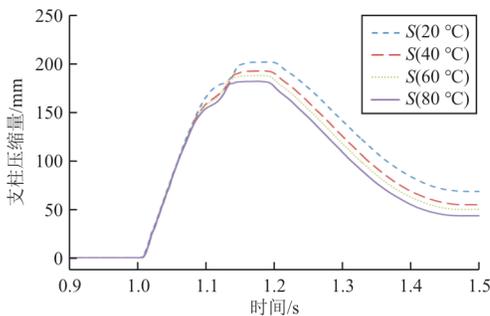


图 7 不同温度下落震试验的支柱压缩量曲线
Fig. 7 Strut compression curves of drop test at different temperature

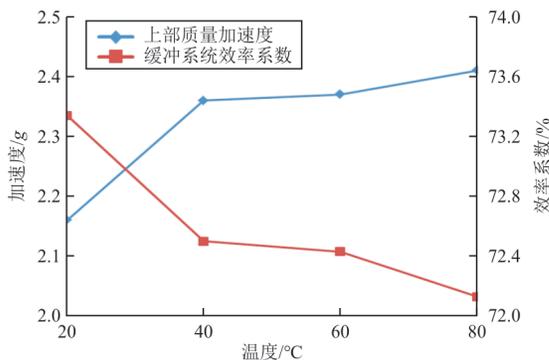


图 8 最大上部质量加速度及缓冲系统效率系数随温度变化曲线

Fig. 8 Maximum upper mass acceleration and efficiency coefficient of buffer system versus temperature

从图 6~图 8 可以看出:随着油一气式缓冲器内部温度的升高,地面垂直载荷及上部质量加速度逐渐增大,支柱压缩量及缓冲系统效率系数逐渐减小。其主要原因是,温度升高引起初始充填压力增大,缓冲器内部空气弹簧刚度变大引起地面垂直载荷及上部质量加速度变大,而支柱压缩量相应减小,表明缓冲器温度的升高引起起落架缓冲性能的恶化。

本文研究的起落架无航向及侧向倾角,可不考虑支柱弯曲带来的缓冲器内部摩擦力的影响。通过监测数据计算得到最大油液阻尼力随温度的变化曲线如图 9 所示,可以看出:最大油液阻尼力随温度的升高而降低,其主要原因是,随着温度的升高,油液的黏度逐渐降低,在油孔外形尺寸一致的情况下,油液雷诺数变小,引起流量系数的变化,使得最大油液阻尼力减小,进而影响起落架消耗功量的能力^[19]。

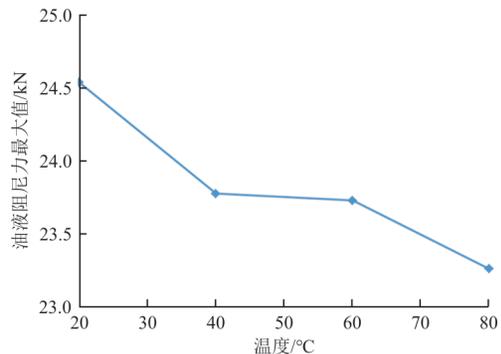


图 9 最大油液阻尼力随温度变化曲线
Fig. 9 Maximum oil damping force versus temperature

4 结 论

(1) 随着缓冲器温度的升高,缓冲器初始充气压力随之增大,缓冲器内部的空气弹簧刚度变大、油液阻尼力减小。

(2) 缓冲器温度升高后,油液阻尼力耗散的起落架系统能量变少,更多的能量由缓冲器内部的气体经过压缩后吸收,初始压力的增大使缓冲支柱刚度变大且更不易被压缩,使得落震试验过程中的地面垂直载荷及上部质量加速度随之增大,而起落架缓冲系统效率系数逐渐减小,起落架系统缓冲性能恶化。

(3) 缓冲器初始充气压力对温度变化敏感, 针对使用环境温度变化范围较大、且采用油一气式缓冲器的起落架, 建议进行更大范围的充气容差落震试验, 以充分研究、考核起落架的缓冲性能。

参考文献

- [1] 航空航天工业部科学技术委员会. 飞机起落架强度设计指南[M]. 成都: 四川科学技术出版社, 1989: 720-725.
Science and Technology Committee of Aeronautics and Astronautics. Introduction to design for airplane landing gear [M]. Chengdu: Sichuan Science and Technology Press, 1989: 720-725. (in Chinese)
- [2] MILWITZKY B, COOK F E. Analysis of landing-gear behavior[R]. Washington D. C.: National Advisory Committee for Aeronautics, 1953.
- [3] 牟让科, 齐丕骞, 吴启荣. 一种自适应双腔缓冲器动力特性研究[J]. 应用力学学报, 2009(增刊1): 96-100.
MU Rangke, QI Piqian, WU Qirong. Dynamic characteristics research of an adaptive double cavity buffer[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2009(s1): 96-100. (in Chinese)
- [4] 魏小辉, 刘成龙, 聂宏. 半轴式起落架落震动力学及结构参数影响研究[J]. 振动工程学报, 2014, 27(1): 40-45.
WEI Xiaohui, LIU Chenglong, NIE Hong. Study on drop dynamics and the influence of structural parameters on half-axle landing gear [J]. Journal of Vibration Engineering, 2014, 27(1): 40-45. (in Chinese)
- [5] WAHI M K. Oil compressibility and polytropic air compression analysis for oleo-pneumatic shock struts[J]. Journal of Aircraft, 1976, 13: 527-530.
- [6] WAHI M K. Oleo-pneumatic shock strut dynamic analysis and its real-time simulation[J]. Journal of Aircraft, 1976, 13: 303-306.
- [7] THARAKAN T J, RAFEEQUE T A. The role of back-pressure on discharge coefficient of sharp edged injection orifices [J]. Aerospace Science and Technology, 2016, 49: 269-275.
- [8] 陈玉红, 郑华. 含气穴效应的起落架落震动力学研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2015, 47(4): 602-606.
CHEN Yuhong, ZHENG Hua. Study on landing gear drop dynamics with cavitation effect[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2015, 47(4): 602-606. (in Chinese)
- [9] 豆清波, 史惟琦. 基于落震试验的油一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. 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. (in Chinese)
- [10] 丁勇为, 张子豪. 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): 30-37.
DING Yongwei, ZHANG Zihao. Influence of orifice geometry parameters on landing gear drop dynamics[J]. Aeronautical Computing Technique, 2018, 48(1): 30-37. (in Chinese)
- [11] 何嘉琦, 周瑞鹏. 轮胎磨损对油一气分离式起落架缓冲性能的影响分析[J]. 科学创新技术, 2021(18): 76-78.
HE Jiaqi, ZHOU Ruipeng. Influence analysis of tire wear on cushioning performance of oil-air landing gear[J]. Scientific and Technological Innovation, 2021(18): 76-78. (in Chinese)
- [12] 娄锐, 折世强, 鲁德发. 起落架着陆油气混合缓冲器压力分析[J]. 航空工程进展, 2020, 11(3): 380-386.
LOU Rui, SHE Shiqiang, LU Defa. Oleo-pneumatic mixed shock absorber landing pressure analysis of landing gear [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2020, 11(3): 380-386. (in Chinese)
- [13] 吴志光, 陈杰平, 张陈荣. 基于遗传算法的起落架缓冲器变截面油针优化设计研究[J]. 航空工程进展, 2018, 9(1): 111-119.
WU Zhiguang, CHEN Jieping, ZHANG Chenrong. Research on the optimization design of variable cross-section oil needle of landing gear damper based on genetic algorithm [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2018, 9(1): 111-119. (in Chinese)
- [14] 飞机设计手册总编委会. 飞机设计手册: 第14册——起飞着陆系统设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2002.
General Editorial Board of *Aircraft Design Manual*. Aircraft design manual: Vol. 14—taking-off and landing devices design [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2002. (in Chinese)
- [15] 任佳, 牟让科, 杨建波. 某型无人机起落架缓冲器卡滞故障分析[J]. 西北工业大学学报, 2017, 35(增刊1): 98-103.
REN Jia, MU Rangke, YANG Jianbo. Binding failure analysis for an unmanned aircraft landing gear shock absorber [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2017, 35(s1): 98-103. (in Chinese)
- [16] 贾玉红, 夏涛, 宋锐. 管簧式起落架落震试验及分析[J]. 振动与冲击, 2017, 36(8): 218-223.
JIA Yuhong, XIA Tao, SONG Rui. Drop test and analysis of the landing gear of the tube spring[J]. Journal of Vibra-

- tion and Shock, 2017, 36(8): 218-223. (in Chinese)
- [17] 中国人民解放军总装备部. 军用飞机结构强度规范: 第 9 部分——地面试验: GJB 67.9A—2008[S]. 北京: 总装备部军标出版发行部, 2008.
General Armament Department of the Chinese People's Liberation Army. Military airplane structural strength specification: Part 9—ground tests: GJB 67.9A—2008[S]. Beijing: General Armament Department Military Standard Publishing Department, 2008. (in Chinese)
- [18] 中国人民解放军总装备部. 无人机强度和刚度规范: 第 9 部分——地面试验: GJB 5435.9—2005[S]. 北京: 总装备部军标出版发行部, 2005.
General Armament Department of the Chinese People's Liberation Army. Specification for unmanned aerial vehicles strength and rigidity: Part 9—ground tests: GJB 5435.9—2005[S]. Beijing: General Armament Department Military Standard Publishing Department, 2005. (in Chinese)
- [19] 杜金柱, 孟凡星, 卢学峰. 基于能量法的起落架落震试验评定准则[J]. 航空学报, 2018, 39(4): 221375.
DU Jinzhu, MENG Fanxing, LU Xuefeng. Criteria for evaluation of landing gear drop test based on energy method[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(4): 221375. (in Chinese)
- 作者简介:**
胡 锐(1990—)男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 起落装置动力学。
牟让科(1966—)男, 博士, 研究员。主要研究方向: 结构动力学。
宋得军(1980—)男, 硕士, 高级工程师。主要研究方向: 起落装置动力学。
陈 熠(1987—)男, 硕士, 高级工程师。主要研究方向: 起落装置动力学。
- (编辑: 马文静)

~~~~~  
(上接第 149 页)

- ment[J]. Chinese Journal of Ship Research, 2020, 15(6): 121-127. (in Chinese)
- [11] 郭哲, 藏顺来, 魏公际, 等. CATIA V5 二次开发技术及其在冲模中的应用[J]. 模具工业, 2006, 32(11): 1-4.  
GUO Zhe, ZANG Shunlai, WEI Gongji, et al. Secondary development technology of CATIA V5 and its application in design of stamping dies[J]. Die & Mould Industry, 2006, 32(11): 1-4. (in Chinese)
- [12] 彭辉. 船体三维建模应用技术研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2007.  
PENG Hui. Study on Ship hull three dimensional modeling application technology [D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2007. (in Chinese)
- [13] 张溥海. 基于 CATIA 二次开发的组合夹具设计研究[D]. 合肥: 合肥工业大学, 2017.  
ZHANG Bohai. Research on design of modular fixture based on CATIA secondary development [D]. Hefei: Hefei University of Technology, 2017. (in Chinese)
- [14] 郑发勇. 基于 CATIA 二次开发的轿车仪表盘视野设计 [D]. 上海: 上海交通大学, 2009.  
ZHENG Fayong. Cluster vision design based on the secondary development of CATIA [D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2009. (in Chinese)
- [15] 何朝良, 杜廷娜, 张超. 基于 CAA 的 CATIA 二次开发初探[J]. 自动化技术与应用, 2006, 25(9): 37-40.  
HE Chaoliang, DU Tingna, ZHANG Chao. The secondary development of CAA-based CATIA [J]. Techniques of Automation and Applications, 2006, 25(9): 37-40. (in Chinese)
- [16] 李宇. 基于 CATIA 平台的车身覆盖件特征数据库建立方法研究[D]. 长春: 吉林大学, 2016.  
LI Yu. Research on the establishment method for the feature database of automotive body parts based on CATIA [D]. Changchun: Jilin University, 2016. (in Chinese)
- [17] 刘永军. 基于 CATIA 的船体三维建模及稳定性计算[D]. 大连: 大连理工大学, 2016.  
LIU Yongjun. Research on ship hull 3D modeling and calculation of ship stability based on the CATIA [D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2016. (in Chinese)
- [18] 张航, 陈涛, 王玖. CATIA 知识工程技术在飞机结构设计中的应用[J]. 制造业自动化, 2020, 42(9): 1-4.  
ZHANG Hang, CHEN Tao, WANG Jiu. The application of CATIA knowledge engineering technology in aircraft structure design [J]. Manufacturing Automation, 2020, 42(9): 1-4. (in Chinese)
- 作者简介:**  
赖 辉(1989—), 男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 结构设计。  
陈晓峰(1983—), 男, 硕士, 高级工程师。主要研究方向: 结构强度设计。  
赵博伟(1990—), 男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 结构设计。
- (编辑: 丛艳娟)