

文章编号: 1001-4888(2023)06-0781-08

# 温度对支柱式油气混合起落架 缓冲性能影响的试验研究\*

朱晨辰, 王彬文, 刘小川, 王计真, 马晓利

(中国飞机强度研究所, 陕西西安 710065)

**摘要:** 为研究高低温环境对起落架缓冲性能的影响规律, 本文以某型飞机支柱式油气混合起落架为研究对象, 利用低温环境箱与缓冲器加热装置实现对试验环境的模拟, 提出了一种考虑温度影响的起落架缓冲性能试验方法, 通过低温段( $-30^{\circ}\text{C}\sim 0^{\circ}\text{C}$ )、高温段( $30^{\circ}\text{C}\sim 60^{\circ}\text{C}$ )的落震试验, 分析了起落架缓冲性能受温度影响的变化规律。结果表明: 环境温度对该型起落架缓冲性能影响较大, 对缓冲器腔内压力及首个峰值影响明显; 低温环境引起缓冲支柱内外筒摩擦力的变化对缓冲支柱行程的影响不容被忽略。

**关键词:** 起落架; 高低温环境; 落震试验; 缓冲性能

**中图分类号:** V216.2<sup>+</sup>3 **文献标识码:** A **DOI:** 10.7520/1001-4888-22-268

## 0 引言

起落架作为飞机着陆阶段的主要缓冲吸能装置, 直接影响飞机起降的安全性和舒适性<sup>[1]</sup>。我国各地机场温度差异较大, 极端高低温环境等复杂气候会造成飞机起落架缓冲器填充介质物理特性发生变化, 直接影响飞机的着陆缓冲性能。

国内外学者针对极端温度对起落架的影响, 发展了相关特性试验技术, 但目前公开发表的文献较少。国内相关标准对考虑温度因素的起落架动力学试验内容及设计要求进行了规定<sup>[2-4]</sup>, 对相关试验设备也进行了说明。胡锐等<sup>[5]</sup>提出了缓冲器高温试验的环境模拟方法, 通过试验研究了油气式缓冲器 $20^{\circ}\text{C}\sim 80^{\circ}\text{C}$ 缓冲性能的变化规律。张飞等<sup>[6-7]</sup>对比了关键缓冲参数在同等吸收能量下分别采用质量减缩法与仿升法进行落震的差别。赵文成等<sup>[8]</sup>利用广义数学模型对飞机地面试验环境温度的转移关系进行了研究, 利用优化后的控制流程, 实现了模拟环境的温度控制。赵建勋<sup>[9]</sup>改进了落震试验设备中的机轮带转系统和测试系统, 利用优化后的试验系统分析了某型飞机的缓冲性能。李冬梅等<sup>[10]</sup>发明了一种用于落震试验的环境温度模拟装置, 该装置使得试验系统结构更为紧凑。

目前关于高低温对油气混合式起落架缓冲性能影响的试验研究尚鲜有报道, 因此, 本文提出一种考虑温度影响的起落架缓冲性能方法, 通过在 $-30^{\circ}\text{C}\sim 60^{\circ}\text{C}$ 温度范围内的落震试验, 研究缓冲性能随温度的变化规律, 所得试验结果可为需要在极端温度下工作的起落架设计及缓冲性能试验验证提供参考。

## 1 试验件

本文试验的目的在于探究高低温环境因素对起落架缓冲性能的影响规律。试验采用质量减缩自由落震方式进行, 用调整落震高度的方法模拟飞机着陆下沉速度<sup>[11]</sup>, 用温控装置模拟起落架工作环境。

\* 收稿日期: 2022-10-28; 修回日期: 2022-12-26

通信作者: 王彬文(1974-), 男, 博士, 研究员。研究方向: 动强度。Email: asriwbw@vip.163.com

试验件为某型飞机前起落架,结构形式为支柱式,该起落架采用单腔油气混合式缓冲器,试验件主要参数见表1。

表1 起落架基本参数

Tab.1 Basic parameters of landing gear

参数	缓冲器腔内 充气压力/MPa	轮胎充气 压力/MPa	缓冲器安全 使用行程/mm	起落架最大 垂直载荷/kN
数值	1.80±0.05	0.60±0.05	220	21.50

试验件在常规试验时初始充填压力为1.65MPa,但由于温度对腔内气压影响较大,且本文试验研究温度范围跨度较大,为避免因气压变化使起落架缓冲器有行程超限及结构破坏的风险,故在许用容差范围内将气压值提高了9%(提升后为1.80MPa,见表1)作为试验初始充填压力。

## 2 高低温环境模拟与控制

### 2.1 低温环境箱

低温环境箱是温变落震试验对低温环境模拟的装置,需要将包含缓冲器等起落架的部件全部置于箱内,以完成对设定温度的环境模拟及控制,基本参数见表2。

表2 低温环境箱基本参数

Tab.2 Basic parameters of low temperature environment box

参数	模拟温度范围/℃	控温精度/℃	温度偏差/℃	降温速率/(℃/min)
数值	-70~0	±1.0	≤2	0.1~2(可设定)



图1 低温环境箱

Fig.1 Low temperature environment box

低温箱环境由上下箱体、制冷系统、箱内外气体循环系统、电控系统等组成。上箱体与落震试验台吊篮及试验夹具相连接,并在中间铺设保温层以减少热损失,以便保证低温箱的降温速率。下箱体顶部开口,利用吊篮在台架上的垂向运动实现箱体的闭合与分离。低温环境箱如图1所示。

箱内采用液氮喷射制冷方式,配合深冷电磁阀,依据设置的温度值调节液氮的喷射速度,以达到稳步降温的效果。同时配有气体循环系统,通过箱内设置的循环进/出风道,配合离心风机进行箱内空气的内循环,以实现箱内温度均匀稳定。

控制系统主要由外来数据监测模块、检测控制模块、内部冷却模块等组成。控制方式为冷热平衡调温方式<sup>[10]</sup>。低温箱内设有多个温度传感器对被试件表面温度进行多点监视,由检测模块将参数的数字信号变送转换,同时配合试验台电脑进行远程通讯联接,联机后,通过计算机实现远程对设备内温度等参数的连续监控。

### 2.2 缓冲器加热装置

高温段试验的环境模拟主要针对起落架缓冲器段进行,缓冲器加热装置由加热带、温度控制器、温度传感器等组成,其基本参数见表3。

表3 缓冲器加热装置基本参数

Tab.3 Basic parameters of buffer heating device

参数	温度控制范围/℃	控温精度/℃	加热带尺寸/mm
数值	20~280	±1.0	50×3000

加热带依据缓冲支柱外筒形状定制,其内部夹层均匀铺设电热丝,正反两面均为橡胶材料。对缓冲

器壁筒进行缠绕加热时,应避免铺设加热带的过程中出现缝隙,同时用隔热锡箔带在外部固定和密封,避免缓冲器受热不均匀。通过 ZLCP-02 温度控制器,配合置于缓冲器外筒表面的温度传感器,对缓冲器筒壁的温度进行实时监控。缓冲器加热装置如图 2 所示。

### 3 试验方法

#### 3.1 试验系统

本文试验在中国飞机强度研究所起落架结构动力学实验室 5TM 落震试验台上进行。试验台架支柱上有导轨,吊篮通过滑轮沿支柱导轨垂直移动,通过控制落体系统不同的投放高度可以对应得到相应的下沉速度。吊篮的升降由提升系统控制,通过操纵释放系统控制电磁锁开锁,使落体系统落下。起落架通过过渡夹具装在吊篮上,由夹具控制起落架的着陆姿态;吊篮上装有配重,通过控制配重可以模拟飞机着陆时作用于起落架上的当量质量<sup>[1]</sup>。试验系统如图 3 所示。



图 2 加热装置

Fig.2 Heating device

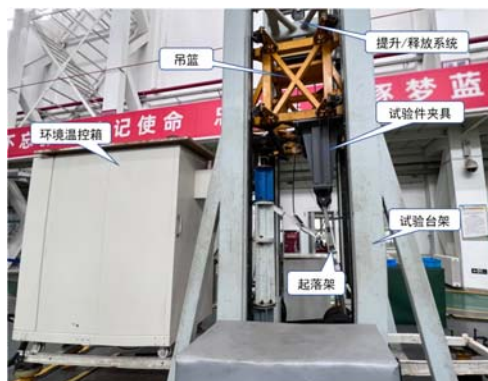


图 3 试验系统

Fig.3 Test system diagram

落震试验中需要分别得到着陆三向载荷、吊篮重心位移、缓冲器压缩行程、落体系统加速度、缓冲器腔内压力等参数。为获取上述参数,在地面装有三向测力平台承受起落架落震时的冲击力,以获取着陆航向载荷  $F_x$ 、侧向载荷  $F_y$ 、垂直载荷  $F_z$ ;在吊篮与试验台支臂间安装位移传感器,测量吊篮重心位移  $Y_c$ ;在缓冲器两端安装位移传感器,测量缓冲器压缩行程  $S$ ;在吊篮平面处安装加速度传感器,测量落体系统的加速度  $a$ ;在缓冲器充油口处安装压力传感器,测量腔内压力值  $P$ <sup>[12]</sup>。

#### 3.2 试验工况

本文以某型飞机前起落架为研究对象,研究不同环境温度下该型起落架缓冲性能的变化规律。利用高低温环境模拟装置,按照设定温度分别降温、升温至  $-30^{\circ}\text{C}$ 、 $-20^{\circ}\text{C}$ 、 $-10^{\circ}\text{C}$ 、 $0^{\circ}\text{C}$ 、 $30^{\circ}\text{C}$ (室温)、 $40^{\circ}\text{C}$ 、 $50^{\circ}\text{C}$ 、 $60^{\circ}\text{C}$ ,根据表 4 所示的工况进行高低温的落震研究试验。

低温试验时,先启动降温装置对起落架整体进行降温,当温度到达预设温度时控温保持,使得缓冲器内部油气温度趋于稳定;撤掉低温箱,通过升降系统将落体系统提升至规定投放高度,打开电磁释放锁进行投放;利用地面的测力平台进行信号采集,从而获得试验数据<sup>[13-14]</sup>。

表 4 试验工况

Tab.4 Test conditions

工况	下沉速度/(m/s)	理论功量/J	投放高度/mm
1	1.5	698.63	114.8
2	1.8	1006.02	165.3

高温试验时,启动加热系统对起落架缓冲器进行加热,温度达到预定温度时控温保持,当缓冲器内气压稳定时关闭加热系统,将落体系统提升至预定高度进行投放,采集试验数据。

## 4 试验结果分析

### 4.1 缓冲器内气压分析

温度的改变会使缓冲器腔内气压发生改变,从而影响缓冲压缩行程及着陆垂直载荷。本研究通过高低温环境模拟装置对缓冲器段分别进行升温 and 降温,测得 2 组缓冲器腔内初始气压随温度的变化曲线,如图 4 所示。

由图 4 可知,缓冲器腔内初始气压随着温度的升高呈增长趋势。当环境温度降至  $-30^{\circ}\text{C}$  时,缓冲器腔内初始气压较室温下降了 26.6%;当环境温度升至  $60^{\circ}\text{C}$  时,缓冲器腔内初始气压较室温升高了 8.5%。由于试验温度范围大,极端低温对气压变化的影响易使起落架缓冲器有结构破坏的风险,故在温差较大的地区起降时,应在许用容差范围内提高缓冲器初始充气压力以确保着陆安全。

由极端温度下的气压变化可以看出,低温环境对缓冲器腔内气体压力影响比高温更大,故在工程研究角度,研究低温环境对起落架缓冲性能的影响更具有实际意义。

### 4.2 缓冲支柱行程分析

缓冲支柱行程是落震试验中考量起落架缓冲性能的重要指标之一,其数值在起落架正常落震工况中不能超过安全使用范围。以  $1.8\text{m/s}$  下沉速度为例,本文给出了不同试验温度下缓冲支柱压缩量随时间的变化曲线,如图 5 所示。

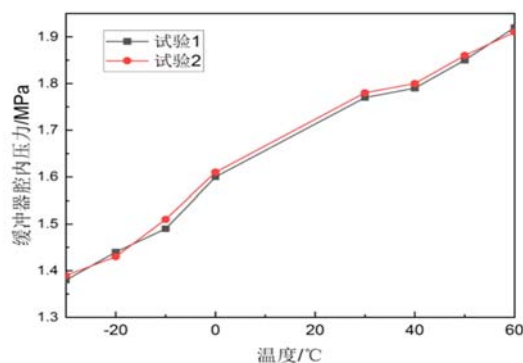


图 4 缓冲器初始气压随温度的变化曲线

Fig. 4 Buffer initial pressure curve with temperature

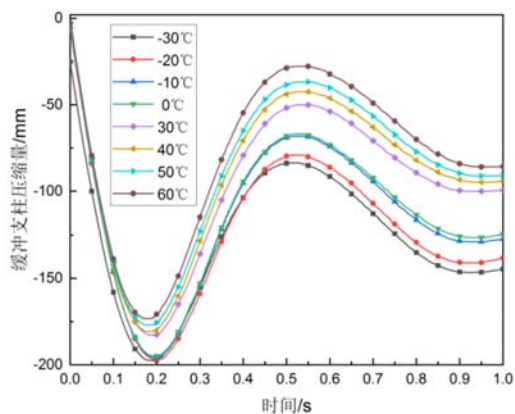


图 5 缓冲支柱压缩量随时间的变化曲线

Fig. 5 Compression curve of buffer pillar over time

由图 5 可知,缓冲器最大行程随着温度的升高,整体呈下降趋势。其中,  $-30^{\circ}\text{C}$  时的最大行程较常温增大了 7.81%,  $60^{\circ}\text{C}$  时的最大行程较常温减小了 4.93%。影响行程变化的主要原因是环境温度越低,缓冲器腔内气压越低,空气弹簧刚度越小,缓冲器易被压缩,因此使得缓冲器最大行程增大。由于温度对缓冲器行程影响较为明显,故当该型飞机在常规下沉速度 ( $3\text{m/s}$ ) 且温度极低的工况下着陆时,缓冲器存在因行程超限导致结构发生破坏的风险。

试验时发现低温段的缓冲器最大行程变化趋势较缓,这主要是因为缓冲支柱在降温时处于全伸长的状态,当温度达到一定低温时,缓冲支柱内外筒表面会出现一层凝霜,该层凝霜显著地增加了缓冲支柱压缩时的摩擦力,所以直接影响了缓冲支柱行程。随着环境温度的降低,凝霜会逐渐增厚,同时还可能伴随水凝结成的冰颗粒附着于缓冲支柱表面,复杂的表面形态使缓冲器在压缩时的摩擦力增大但不易被确切估计,故低温段的缓冲器最大行程变化趋势减缓。由此可见,在一定低温界限下进行落震试验,缓冲支柱内外筒间摩擦力的改变对起落架缓冲性能的影响不容忽视,在后续的研究中,针对可能工作在极低温度下的支柱油气式起落架,可以拓宽温度试验范围,研究凝霜对缓冲性能的具体影响,综合考量温度对缓冲器行程的影响关系。图 6 给出了常温、 $-20^{\circ}\text{C}$  和  $-30^{\circ}\text{C}$  温度下的起落架外部形态图及  $-30^{\circ}\text{C}$  温度下落震试验后缓冲支柱外筒状态图。

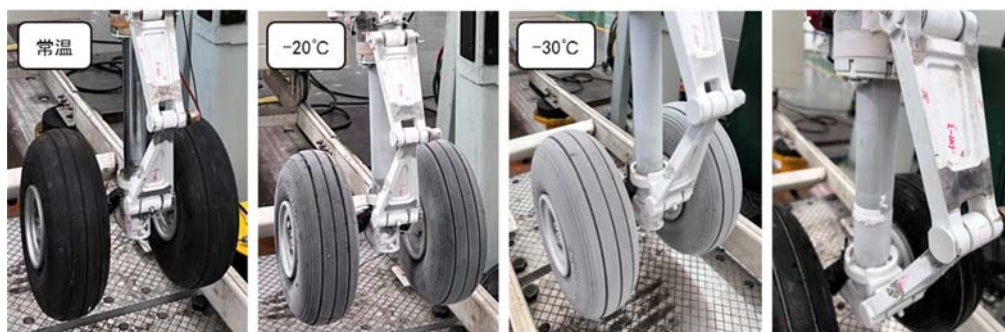


图 6 常温、-20℃和-30℃温度下的起落架外部形态图及-30℃温度下落震试验后缓冲支柱外筒状态图

Fig. 6 Exterior morphology of landing gear at room temperature, -20℃, -30℃ and surface state diagram of lower pillar after -30℃ shock drop

### 4.3 垂直载荷分析

本文试验为保证载荷、行程不超限,采用低下沉速度小高度投放,第一个峰值小于第二个峰值,并以 1.8m/s 下沉速度为例,给出了试验温度下垂直载荷时域曲线如图 7 所示。

由于起落架着陆垂直载荷是双峰曲线,在此分别对载荷曲线中的 2 个峰值进行温度影响分析,低温段、高温段第一个垂直载荷峰值随温度的变化曲线如图 8、图 9 所示。

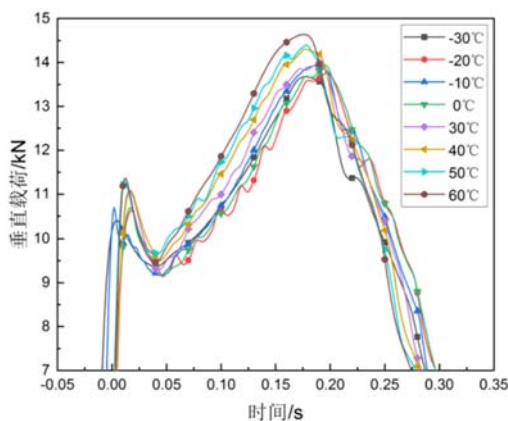


图 7 垂直载荷随时间变化曲线

Fig. 7 Vertical load curve with time

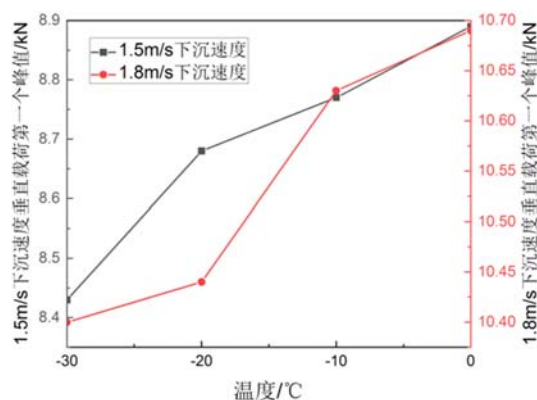


图 8 低温段第一个峰值载荷变化曲线

Fig. 8 Variation curve of the first peak load in the low temperature section

由图 8、图 9 可知,低温、高温工况下垂直载荷的第一个峰值均随着温度的升高而增大。由图 8 可见,以 1.5m/s 下沉速度落震时,-30℃的载荷比常温工况载荷减少了 10.79%,60℃的载荷比常温增大了 5.82%。这主要是因为温度的变化会直接影响缓冲器腔内油液的黏度,进而影响油液通过油孔产生的阻尼力,所以导致了第一个峰值的增大。依据黄河等<sup>[15]</sup>对航空液压油物理特性的研究,得到油液黏度值随温度变化曲线,如图 10 所示。

由图 10 可知,在试验温度段,油液黏度值变化率对载荷的影响程度尚不会导致着陆载荷超过极限值。在-20℃以下,油液黏度值随温度变化显著,在-20℃以上,油液黏度值随温度增长趋于平稳。在今后的研究中,可以适当拓宽低温研究下限,在确保足够着陆强度情况下,研究低温环境对起落架缓冲特性的影响具有重要的工程意义。

本文试验测得低温段、高温段最大垂直载荷随温度的变化曲线如图 11、图 12 所示。

由图 11、图 12 可以看出,在 1.5m/s、1.8m/s 下沉速度下,最大垂直载荷在低温段、高温段均随温度的升高而增大。在这 2 个下沉速度下,-30℃时的载荷比常温时的载荷减小了 1.7%、2.3%;60℃时的载荷比常温增加了 2.1%、4.6%。由于变化幅度较小,为排除系统误差造成的影响,需对试验重复性进行验证。表 5 列出了在 1.5m/s、1.8m/s 下沉速度下,-30℃、30℃、60℃的 3 组测量载荷峰值。

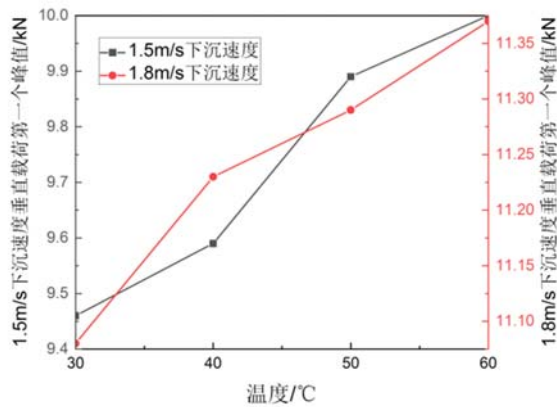


图 9 高温段第一个峰值载荷变化曲线

Fig. 9 Variation curve of the first peak load in the high temperature section

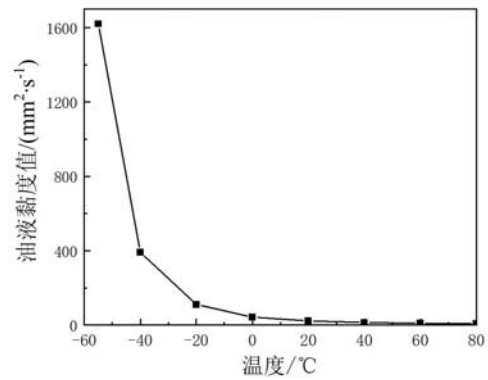


图 10 油液黏度值随温度变化的曲线

Fig. 10 Variation curve of oil viscosity with temperature

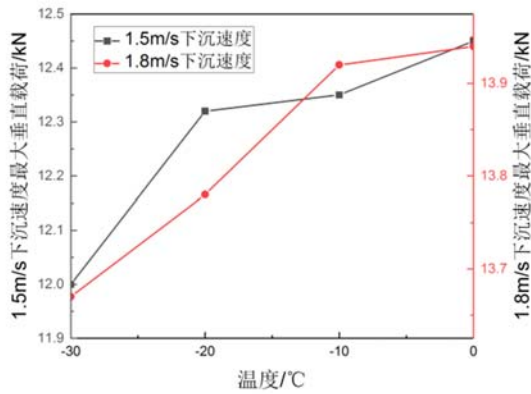


图 11 低温工况最大垂直载荷随温度变化曲线

Fig. 11 Variation curve of maximum vertical load with temperature at low temperature

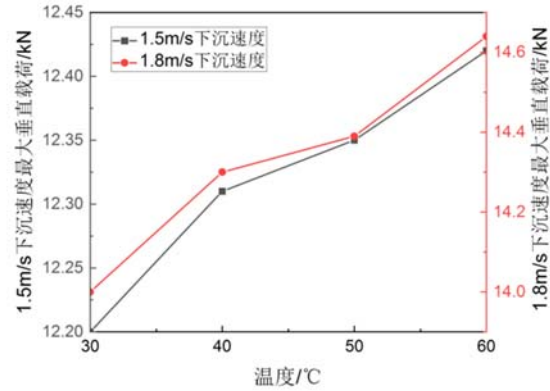


图 12 高温工况最大垂直载荷随温度变化曲线

Fig. 12 Variation curve of maximum vertical load with temperature at high temperature

表 5 特征温度下落震试验的重复性分析

Tab. 5 Repeatability analysis of characteristic temperature drop shock test

温度/°C	下沉速度/(m/s)					
	1.5		1.8			
-30	12.00	12.11	12.23	13.94	13.67	13.72
30	12.22	12.20	12.24	14.04	14.14	14.12
60	12.42	12.51	12.45	14.95	14.83	15.01

由表 5 可看出,在以 1.5m/s、1.8m/s 下沉速度的小高度工况进行落震时,试验重复性较好。因为重复性结果均在试验误差范围内,故对于本研究对象起落架而言,低温段、高温段最大载荷峰值随着温度的升高呈缓慢上升的趋势。该趋势是因为当环境温度升高时,缓冲器腔内气体膨胀越来越显著,气腔压力升高,空气弹簧刚度变大,气体不易被压缩,导致缓冲器行程减小,所以地面最大垂直载荷增大。

从 4.1 节可以看出,当环境温度为  $-30^{\circ}\text{C}$  时,缓冲器腔内气压与常温时相比,初始气压减小了 26.6%,低温环境对缓冲器气腔弹簧刚度影响显著,且在  $-30^{\circ}\text{C}$  时第一峰值载荷比常温减小了 10.79%,低温环境对腔内油液物理特性影响也较为明显。结合 4.2 节可知,一定低温下环境温度还会使起落架外部表面形态发生显著变化,表面水凝霜形态复杂,使得缓冲支柱压缩摩擦力发生明显变化,且在

-20℃以下,复杂的表面形态对缓冲支柱行程的影响愈发明显。综合来看,环境温度对起落架缓冲性能影响显著,本文试验为保证起落架内部某些特殊结构的性能正常(如橡胶轮胎、橡胶密封圈耐低温性能较差),采取了小高度投放落震试验,试验温度范围包含了72%适航温度,试验结果能反映缓冲器内部固有特性,但对本研究对象起落架载荷峰值影响规律不太明显。在今后的研究中,对不同型号起落架进行温变落震试验研究时,可在更宽的温度研究范围中,且保证起落架结构安全的前提下,结合起落架自身性能特点,具体分析环境温度对起落架着陆载荷峰值的影响规律。

## 5 结论

本文提出了一种考虑温度影响的起落架缓冲性能试验研究方法,选用的低温环境箱与缓冲器加热装置能较好地对应试验温度研究范围内的起落架落震环境进行模拟。

(1) 环境温度对起落架缓冲性能影响较大,对缓冲器腔内压力影响明显。-30℃时的初始气压值较常温状态减小了26.6%,60℃时的初始气压值较常温状态增大了8.5%。

(2) 缓冲器行程随着温度的升高整体呈下降趋势,但在一定低温下,缓冲支柱外壁出现的凝霜会改变筒间摩擦力。针对可能工作在-20℃以下的支柱油气式起落架,建议拓宽低温试验范围,研究凝霜对摩擦力的影响规律,综合考量温度对缓冲器行程的影响。

(3) 垂直载荷第一个峰值受温度影响明显,且随着温度的升高而增大。-30℃时的载荷较常温减小了10.79%,60℃时的载荷较常温增大了5.82%。最大载荷峰值随温度升高增长缓慢。针对使用环境温度温差较大的起落架,可结合各自特性规划试验落震工况,以充分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 (Science and Technology Committee of Aeronautics and Astronautics. Introduction to design for airplane landing gear [M]. Chengdu: Sichuan Science and Technology Press, 1989 (in Chinese))
- [2] 军用装备实验室环境试验方法 第3部分:高温试验:GJB 150A.3A-2009[S]. 北京:总装备部军标出版发行部,2009 (Laboratory environmental test methods for military materiel—Part 3: High temperature test: GJB 150A.3A-2009[S]. Beijing: General Equipment Department Military Standard Publishing and Distribution Department, 2009 (in Chinese))
- [3] 军用装备实验室环境试验方法 第4部分:低温试验:GJB 150A.4A-2009[S]. 北京:总装备部军标出版发行部,2009 (Laboratory environmental test methods for military materiel—Part 4: Low temperature test: GJB 150A.4A-2009[S]. Beijing: General Equipment Department Military Standard Publishing and Distribution Department, 2009 (in Chinese))
- [4] 军用装备实验室环境试验方法 第5部分:温度冲击试验:GJB 150A.5A-2009[S]. 北京:总装备部军标出版发行部,2009 (Laboratory environmental test methods for military materiel—Part 5: Temperature shock test: GJB 150A.5A-2009[S]. Beijing: General Equipment Department Military Standard Publishing and Distribution Department, 2009 (in Chinese))
- [5] 胡锐,牟让科,宋得军,等. 温度对油-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))
- [6] 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 lift loading method in the analysis of landing gear drop shock performance[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2023, 40(1):48-56 (in Chinese))
- [7] 胡锐,张飞,牟让科. 减缩质量法与仿升法落震试验对比研究[J]. 科学技术创新,2021(28):145-147 (HU Rui, ZHANG Fei, MU Rangke. Comparative study on the seismic drop test of reducing mass method and imitation method [J]. Scientific and Technological Innovation, 2021(28):145-147 (in Chinese))
- [8] 赵文成,刘宝霞,李军,等. 飞机地面试验时模拟环境温度的控制[J]. 仪器仪表学报,2006(12):1656-1659

- (ZHAO Wencheng, LIU Baoxia, LI Jun, et al. Temperature control of the simulated environment for airplane ground test[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2006(12):1656—1659 (in Chinese))
- [9] 赵建勋. 某型无人机起落架力学性能试验研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2020 (ZHAO Jianxun. Experimental research on mechanical properties of an unmanned aerial vehicle landing gear[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2020 (in Chinese))
- [10] 李冬梅, 牟让科, 杨武刚. 一种用于起落架落震试验的环境温度模拟装置[P]. 中国专利:CN201610052196.8, 2016-06-15 (LI Dongmei, MU Rangke, YANG Wugang. An ambient temperature simulation device for landing gear drop test [P]. China Patent: CN201610052196.8, 2016-06-15 (in Chinese))
- [11] 张沈瞳, 刘文斌. 民用飞机起落架落震试验仿真研究[J]. 机械设计与制造工程, 2021, 50(9):63—66 (ZHANG Shentong, LIU Wenbin. Study on landing gear drop test simulation of civil aircrafts [J]. Machine Design and Manufacturing Engineering, 2021, 50(9):63—66 (in Chinese))
- [12] 薛彩军, 张莉, 张明, 等. 海鸥300飞机起落架着陆动力学试验研究[J]. 振动工程学报, 2011, 24(3):299—303 (XUE Caijun, ZHANG Li, ZHANG Ming, et al. Study on drop test for landing gear of Seagull 300 aircraft[J]. Journal of Vibration Engineering, 2011, 24(3):299—303 (in Chinese))
- [13] 杨建波, 任佳. 起落架落震试验中缓冲系统投放功量修正方法研究[J]. 应用力学学报, 2017, 34(2):329—334 (YANG Jianbo, REN Jia. Study on correction method for released energy of buffer system in the landing gear drop test[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2017, 34(2):329—334 (in Chinese))
- [14] 安红辉. 飞机起落架落震试验技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010 (AN Honghui. Technology research of an aircraft landing gear drop test[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010 (in Chinese))
- [15] 黄河, 毛阳, 孙永宾, 等. YH-15航空液压油的黏温特性测试与分析[J]. 兵工自动化, 2015, 34(5):42—43 (HUANG He, MAO Yang, SUN Yongbin, et al. Test and analysis of YH-15 aviation hydraulic oil viscosity-temperature characteristics[J]. Ordnance Industry Automation, 2015, 34(5):42—43 (in Chinese))

## Experimental research on the effect of temperature on strut hybrid landing gear buffering performance

ZHU Chenchen, WANG Binwen, LIU Xiaochuan, WANG Jizhen, MA Xiaoli  
(Aircraft Strength Research Institute of China, Xi'an 710065, Shaanxi, China)

**Abstract:** In order to study the influence law of high and low temperature environments on landing gear buffering performance, this paper takes a type of aircraft pillar type mixed landing gear as the research object, simulates the test environment with low temperature environment chamber and buffer heating device, and proposes a test research method of landing gear buffering performance considering the influence of temperature. The effect of temperature on the cushioning performance of landing gear was analyzed through the fall shock tests in low temperature ( $-30^{\circ}\text{C} \sim 0^{\circ}\text{C}$ ) and high temperature ( $30^{\circ}\text{C} \sim 60^{\circ}\text{C}$ ). The results show that temperature has a great influence on the buffering performance of the landing gear, and has an obvious influence on the pressure in the buffer cavity and the first peak value. The influence of the change of friction force on the stroke of the cushion pillar caused by low temperature environment cannot be ignored.

**Keywords:** landing gear; high and low temperature environment; drop test; cushion performance