

文章编号:1000-6893(2010)03-0532-06

# 舰载机起落架突伸性能参数敏感性分析

沈强<sup>1,2</sup>, 黄再兴<sup>1</sup>

(1. 南京航空航天大学 航空宇航学院, 江苏 南京 210016)

(2. 上海飞机设计研究所 结构室, 上海 200232)

## Sensitivity Analysis of Fast-extension Performance of Carrier Based Aircraft Landing Gear to Varying Parameters

Shen Qiang<sup>1,2</sup>, Huang Zaixing<sup>1</sup>

(1. College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

(2. Structure Design Department, Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 200232, China)

**摘要:**以配置优化变截面油针的双腔油气缓冲器为研究对象,基于经典的二质量弹簧-阻尼动力学模型,从一组原始参数出发,考察了低压腔初始压力、高低压腔转换支柱临界行程位置、轮胎预压缩量以及油液缩流系数等起落架结构与充填参数的变化对舰载机突伸性能的影响。数值仿真结果表明,以上各参数对突伸性能的影响有别于它们对缓冲性能的作用,并且对振荡特性和突伸时间的影响还各有侧重,一起构成了起落架突伸性能参数敏感性分析的完整性。

**关键词:** 舰载机; 起落架; 缓冲器; 突伸; 参数敏感性分析

**中图分类号:** V214.19 **文献标识码:** A

**Abstract:** Taking into consideration the performance of an oleo-pneumatic shock absorber with a dual-chamber equipped with an optimal metering pin, a model is constructed by two-mass-blocks, an air-spring and oil-damping so as to describe the dynamical responses of the fast-extension of the landing gear of a carrier based aircraft. Based on this model, the effect of the variation of a set of structural and filling parameters from the original design data on the fast-extension performance of the landing gear is studied, including the initial pressure of the low-pressure air chamber, the critical stroke position, the pre-pressed amount of the tires and the contraction coefficient of the oil. The results of the numerical simulation show that the impact of the variation of these parameters on the fast-extension performance is different from that on the buffering performance, and that their effects on the oscillation characteristics and time-interval of the fast-extension performance are also different from each other. All of these issues present a complete explanation for the parameter sensitivity of the fast-extension performance of the landing gear.

**Key words:** carrier based aircraft; landing gear; shock absorber; fast-extension; parameter sensitivity analysis

舰载机由于其使用环境的特殊性,有着区别于陆基飞机的独特起飞方式。蒸汽弹射器因动作可靠而又不会牺牲飞机的载荷和航程等作战性能,成为目前国外采用最广泛的舰载机起飞辅助装置。弹射前要通过加载杆对起落架缓冲系统加载,使其接近全压缩状态,当飞机滑行至弹射器末端时,通过释放存储在缓冲器中的能量来使起落架突然伸展,飞机抬头,从而实现迅速达到起飞迎角的目的<sup>[1]</sup>。

采用变截面油针调节油气缓冲器中油孔有效过油面积从而实现对支柱载荷控制的方法本质上

属于被动控制的范畴,其特点是工作效能易受外界使用环境的影响,适应性较差。不同结构参数和充填参数对缓冲器工作效能的影响是不同的,有些参数很小幅度的变更都会引起设计结果的很大变化,甚至导致原来的设计完全不适应变化后的情况。同时也有这样一些参量,设计结果对其变化不敏感,此时这些结构参数或充填参数就可以按照其他诸如尺寸约束等的要求进行一些大的修改而又不会触动工作性能这一核心要求。由于缓冲器突伸与缓冲运动性质上的差异,两者对同一参数的灵敏度可能也是互不相同的。缓冲器突伸更多关注的是突伸前期机轮过渡振荡的减控以及突伸的时间效应,而缓冲性能则追求在保证着舰能量吸收效率的同时控制支柱载荷的水平。有

收稿日期: 2009-02-16; 修订日期: 2009-06-08

基金项目: 航空科学基金(20080252006)

通讯作者: 黄再兴 E-mail: huangzx@nuaa.edu.cn

关缓冲性能参数分析已经在各种起落架设计相关文献中作了大量详细论证<sup>[2-7]</sup>,在此不再赘述。国外对起落架突伸问题的研究较少见诸于公开发表的文献,国内这方面的研究刚刚起步,有很多方面有待探索。为此,本文结合某型号舰载机突伸机构的初步设计方案,建立前起落架突伸动力学模型,试图就突伸性能被动控制优化设计结果对起落架结构与充填参数变化的敏感性问题作一些初步的探索,找出对突伸性能“贡献”最大的因素,为设计方案的改进提供一些理论参考。

## 1 起落架突伸性能被动控制优化设计

### 1.1 突伸性能设计要求

舰载机设计所关注的一项核心要求是如何能在保证一定承载的前提下尽可能地缩短起飞滑跑距离。对于采取前轮拖曳弹射方式起飞的舰载机来说,这项要求具体到起落架缓冲器设计方面就是要求突伸时间和机轮地面滑行时间尽可能短。另外,在突伸的初始阶段,非弹性支承质量有一个明显的衰减振荡阶段,即机轮的过渡振荡。若该振荡的最大幅值突破了机轮轮胎的初始压缩量,则机轮跳离甲板后会回复再次触地,形成二次撞击。反复的撞击会对起落架及机身结构造成冲击和疲劳损伤,可以造成起落架失效,甚至直接导致飞机起飞失败坠海。因此,减少机轮过渡振荡时间及最大振荡幅值,不仅事关操纵品质而且直接影响飞行安全和使用寿命,是起落架突伸性能设计中必须要考虑的一项因素。

综上所述,将起落架突伸性能设计要求总结如下:

(1) 缓冲支柱开始伸展时油孔面积应较小,以获得较大的阻尼衰减机轮的过渡振荡,防止二次撞击。

(2) 油孔面积随支柱行程增加要逐渐增大,以降低缓冲支柱过载。

(3) 飞机必须在有限甲板长度内达到起飞所需的迎角,即要求突伸时间必须尽可能短。

### 1.2 突伸动力学模型

以带双腔油气缓冲器的支柱式起落架为研究对象,采用经典的二质量弹簧-阻尼模型,即将主要用于吸收能量而基本不耗散能量的空气约化为弹簧,将起能量耗散作用的油液和各种摩擦发生机制约化为阻尼器,起落架划分为由缓冲器空气

弹簧上部结构组成的弹性质量块  $m_1$  和空气弹簧下部结构组成的非弹性质量块  $m_2$  两大部分,如图 1 所示。

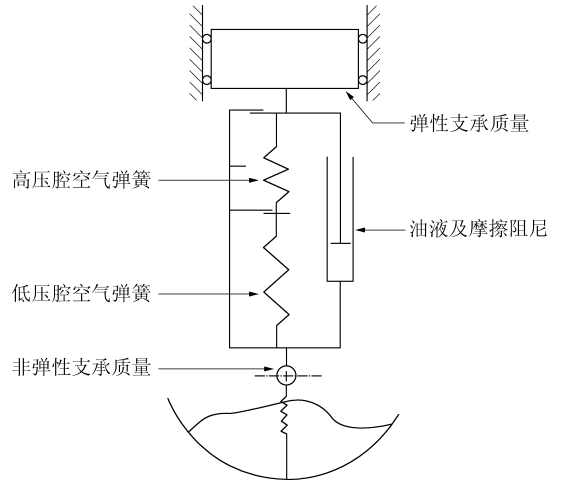


图1 双腔油气缓冲器弹簧-阻尼力学模型

Fig. 1 Spring-damper model of oleo-pneumatic shock absorber with dual-chambers

模型在不影响计算精度要求的前提下,包含如下几点假设:①忽略起落架轴相对于缓冲器中心线的偏心距;②不考虑机轮起转的影响,只考虑作用于起落架上的当量载荷在垂直方向上的分量,并且它们都通过当量质量  $m_1$  和  $m_2$  的质心;③高低压气腔的空气压缩多变指数  $\gamma$  相同。

以此为基础,取突伸开始瞬时即缓冲支柱全压缩位置弹性及非弹性支承质量的质心为原点建立局部坐标系,垂直甲板向上为坐标系正向,建立模型突伸运动微分方程组:

$$\left. \begin{aligned} m_1 \ddot{x}_1 &= F_a - F_h - F_f - m_1 g + L \\ m_2 \ddot{x}_2 &= F_f - F_a + F_h + F_f - m_2 g \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

初始条件为

$$\left. \begin{aligned} x_1 &= x_2 = 0 \\ \dot{x}_1 + \dot{x}_2 &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

式中: $x_1$  和  $x_2$  分别为弹性和非弹性支承质量的垂直位移; $F_a$  为空气弹簧力; $F_f$  为缓冲器内外套筒之间的摩擦力; $F_h$  为油液阻尼力; $F_f$  为轮胎支反力; $L$  为作用于前起落架转轴处的当量升力。

当缓冲支柱突伸至全伸展位置时,前起落架突伸运动结束,即有运动终止条件:

$$x_1 - x_2 \leq s_{\max} \quad (3)$$

式中: $s_{\max}$  为预设最大使用行程。

### 1.3 变截面油孔被动控制优化设计

目前广泛应用于变截面油孔被动控制的控制率主要是行程控制。采用这一控制率能导出行程首末两端的油孔面积值<sup>[8]</sup>并定性地给出反映油孔面积随行程变化的理想油孔面积曲线<sup>[9]</sup>。

本文以这一研究成果为基础,用行程首末两端的油孔面积值线性插值出行程中任意一点即第3样点的油孔面积,再以这3个样点经二次拉格朗日插值得到全行程下油孔面积曲线,线性插值系数 $k$ 的取值范围由理想油孔面积曲线的要求界定。进而根据突伸性能设计方案,以 $k$ 为优化变量,以其取值范围为约束条件,采用黄金分割优化方法实现最小突伸时间这一优化目标。

图2及图3分别是优化后的起落架突伸位移-时间曲线与速度-时间曲线。

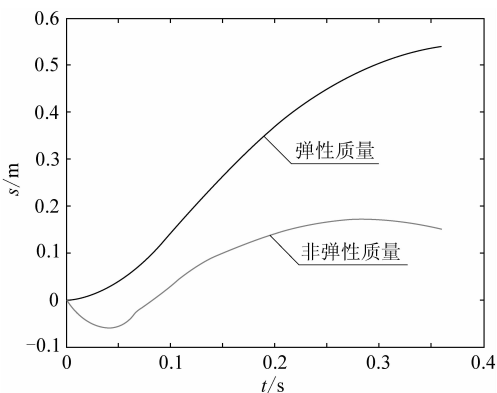


图2 优化后的起落架突伸位移-时间曲线

Fig. 2 Curves of optimal displacement vs time of fast-extension landing gear

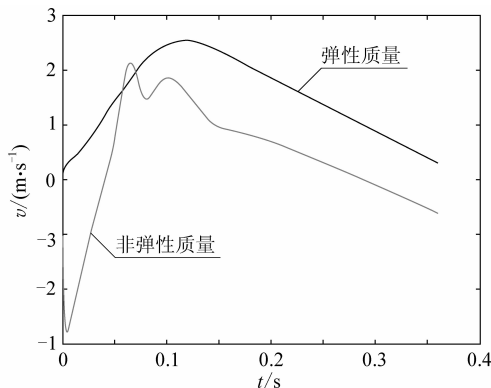


图3 优化后的起落架突伸速度-时间曲线

Fig. 3 Curves of optimal velocity vs time of fast-extension landing gear

数值仿真结果表明:目标函数值即最短突伸时间为0.36 s,对应的状态变量值即油孔面积插值系数 $k$ 取0.2307。

设计方案中前轮轮胎预压缩量取90 mm,当非弹性支承质量的垂直位移首次超过该值时,即意味着前起落架离开甲板,图2表明相应时刻为0.141 s,这段时间内,若飞机以设计离舰速度80 m/s滑行,则滑行距离为11.28 m。到0.36 s,缓冲支柱伸展到极限位置,前起落架突伸完毕,此刻弹性支承质量的位移和速度分别为0.539 m和0.292 m/s,相当于迎角从 $0^\circ$ 增加到大约 $6^\circ$ 。同时可以清楚地看到,在突伸前期,存在一个持续0.084 s的机轮过渡振荡阶段,其最大振荡幅值达0.0591 m。

## 2 突伸性能参数敏感性分析

双腔油气缓冲系统结构充填参数有:高低压气腔的初始体积 $V_{u0}$ 和 $V_{l0}$ ;高低压气腔初始压力 $p_{u0}$ 和 $p_{l0}$ ;单腔单动与双腔联动之间转换的临界行程位置 $s_1$ ;缓冲器内外套筒之间的摩擦系数 $k_m$ ;活塞压油面积 $A_b$ ;气室压气面积 $A_a$ ;轮胎预压缩量 $\delta_{\max}$ ;油液缩流系数 $c_d$ 等。然而,这些参数之间并不是完全相互独立的,各腔的初始气压和体积以及临界行程的位置由气体压缩方程联系起来,活塞压油与压气面积则受缓冲支柱直径与机身结构空间协调关系的制约。经过总结,本文筛选出低压气腔初始压力 $p_{l0}$ 、临界行程位置 $s_1$ 、轮胎预压缩量 $\delta_{\max}$ 、油液缩流系数 $c_d$ 这4个主要的独立参数,考察它们的变化对突伸性能的影响。

### 2.1 低压腔初始压力的变化对突伸性能的影响

无论是从突伸过程的表述中获得的感性认识还是根据突伸运动微分方程式给出的数学描述来看,空气弹簧力 $F_a$ 都是使得弹性质量向上运动的主要驱动力。从能量的角度看突伸,就是缓冲支柱和轮胎里的压缩空气将内能转化为两个质量块的动能和重力势能的过程。因此,能够对空气弹簧力造成影响的结构或充填参数必然是突伸性能参数敏感性分析关注的主要对象。

衡量弹簧性能的主要参数就是其弹簧刚度,定义为使弹簧产生单位变形所需要施加的载荷。而空气弹簧的刚度与空气腔的初始压力成正比,与空气腔的初始体积成反比。初始充填压力越大,空气弹簧就越“硬”,缓冲器膨胀时单位行程内释放的能量就越多,越有利于突伸的迅速完成;但

同时过硬的空气弹簧又会在上腔引起较大的支柱过载。若轮胎支反力和油液阻尼力、滑动摩擦力的联合作用都不足以克服此过载,则非弹性质量块的速度会变成负值或在零附近反复变化,成为机轮过渡振荡的主要诱因。此外,空气弹簧刚度是突伸行程的减函数,越接近行程末端,空气弹簧的刚度就越小,这就可以解释机轮过渡振荡只在行程初期出现的原因。

下面,从变截面油孔被动控制设计的原始数据出发,考察低压腔初始压力  $p_{10}$  及临界行程位置  $s_1$  的变化对突伸性能优化结果的影响。

以 1.3 节优化所得的低压腔初始压力为基准数据,采用在此基础上分别增减 10%、20% 和 30% 这 6 组测试数据作优化计算,将结果列于表 1 中。

表 1 低压腔初始压力的变化对突伸性能的影响

Table 1 Effect of initial pressure variation of low-pressure chamber on fast-extension performance

低压腔初始压力相对基准数据增幅/%	机轮过渡振荡时间 /s	过渡振荡最大幅值 /m	机轮地面滑行时间 /s	突伸时间 /s	最大油液阻尼力 /( $10^4$ N)
30	0.086 0	0.071 5	0.140 5	0.321 5	13.297 0
20	0.085 0	0.068 1	0.140 5	0.332 5	12.065 0
10	0.084 5	0.063 9	0.140 5	0.345 5	10.822 0
-10	0.083 0	0.054 0	0.141 0	0.378 5	8.378 5
-20	0.085 0	0.048 6	0.142 5	0.401 0	7.165 0
-30				前轮突伸失败	

表 1 中各突伸性能指标反映出了与预测结论相一致的变化趋势,在低压空气腔初始压力相对基准值从 30% 向 -30% 变化的过程中,空气腔弹簧刚度不断降低,弹簧不断变“软”,支柱载荷持续降低,突伸时间不断延长,直至最后无法达到起落架突伸对低压腔初始压力的最低要求,导致突伸失败。在此过程中,对应于低压腔初始压力 60% 的变化幅度,缓冲支柱最大油液阻尼力和突伸时间的变化幅度分别达到了 46.1% 和 24.7%,而机轮地面滑行时间的变化则不甚明显,而且表现出低压腔初始压力越大,机轮地面滑行时间降幅越小的趋势,即使对应于整个变化过程的最大差值 0.002 s 而言,也不过相当于滑跑距离减少了 0.16 m。

同时还可以看出,低压空气腔初始压力或者说低压空气腔弹簧刚度对于突伸振荡特性各指标

的影响也是有所区别的,机轮过渡振荡时间对低压腔空气弹簧刚度的变化不敏感,而最大振幅的变化幅度却高达 32%,可以据此认为低压腔初始压力对振荡特性的影响主要体现在振动能量而不是振动频率上。

## 2.2 临界行程位置的选择对突伸性能的影响

由于停机行程就在临界行程的附近,故而临界行程既不应取得过短而使停机伸长量超出机库空间的停放能力,又不宜取得太靠近最大使用行程而使高压腔活塞承受可能与支柱上腔行程止动结构相撞的风险。在缓冲设计的背景下,临界行程的下限可以取为不低于整个使用行程的 60%,上限取为不大于整个使用行程的 80%。1.3 节优化设计数据将临界行程位置取为使用行程的 77%,现在选取 75% 使用行程位置作为临界行程敏感性分析的测试点的起始点,沿下行方向以 1% 的减幅考察临界行程的变化对突伸性能的影响,将结果列于表 2。

表 2 临界行程位置选择对突伸性能的影响

Table 2 Effect of critical stroke position on fast-extension performance

临界行程位置占使用行程的百分比/%	机轮过渡振荡时间 /s	过渡振荡最大幅值 /m	机轮地面滑行时间 /s	突伸时间 /s	最大油液阻尼力 /( $10^4$ N)
75	0.087 5	0.045 1	0.148 0	0.366 5	6.398 6
74	0.083 5	0.040 0	0.154 0	0.370 5	5.360 6
73	0.080 0	0.035 7	0.160 5	0.374 5	4.554 0
72				前轮突伸失败	

由表 2 中数据的对比可见,临界行程位置的选择无论是对机轮振荡特性、突伸的时间效应还是支柱载荷的水平都有极大的影响。从原始设计 77% 预设使用行程到 72% 预设使用行程,临界行程位置仅仅 6.4% 的变化就导致原来的设计彻底失效,无法实现突伸。

由于临界行程位置直接与高压腔初始压力相关,临界行程位置的变化本质上反映了高压腔空气弹簧刚度的变化。临界行程的变化对高压腔初始压力的变化有放大作用。临界行程与预设使用行程之比每增大一个百分点,高压腔初始压力要降低 10% 以上。初始压力的快速减少造成空气弹簧刚度的急剧下降,相应地,突伸时间和机轮地面滑行时间就显著延长。与原始设计相比,将临

界行程设在73%预设使用行程,对应的机轮地面滑行时间增长了13.8%,相当于在甲板上要多滑跑1.56 m的距离。而较“软”的高压空气弹簧对于缓解机轮过渡振荡是明显有利的,过渡振荡最大振幅高达40%的降幅验证了这一点。

### 2.3 轮胎预压缩量的变化对突伸性能的影响

轮胎内的压缩空气在突伸过程中因膨胀而释放的能量是驱动包括机轮、支柱活塞杆在内的非弹性支承质量运动的主要因素。在忽略了阻尼的前提下,轮胎及胎内空气被约化成弹簧,因而也有其自身的弹簧刚度。

突伸时,弹簧变形量 $\delta$ 、非弹性质量位移 $x_2$ 及预压缩量 $\delta_{\max}$ 三者之间有如下关系:

$$\delta = \delta_{\max} - x_2 \quad (4)$$

而本文选取的轮胎特性曲线为

$$F_t = 319\,704.152\delta + 17\,491.711\delta^2 \quad (5)$$

令其对位移 $x_2$ 求导得到轮胎弹簧刚度为

$$K_t = -319\,704.152 - 34\,983.422(\delta_{\max} - x_2) \quad (6)$$

由式(6)可见,轮胎弹簧刚度很大程度上由轮胎特性曲线决定,即与选择的轮胎规格有关。轮胎预压缩量是唯一可以改变轮胎支反力大小进而影响突伸性能的初始参数。

需要指出的是轮胎的预压缩量不能无限制地加大,实际上由于刚性轮毂的限制,一般轮胎外缘到机轮轮缘边的差数之半就已是轮胎预压缩量的极限值<sup>[10]</sup>。本文的优化设计选择的轮胎预压缩量为90 mm,已经接近所选择轮胎可用压缩量的极限值。因此,下面将从1.3节初始数据出发,以-5 mm为预压缩量变幅,考察轮胎预压缩量的变化对突伸性能优化设计的影响,结果如表3所示。

表3 轮胎预压缩量变化对突伸性能的影响

Table 3 Effect of pre-press variation of tire on fast-extension performance

轮胎预压 缩量/mm	机轮过渡 振荡时间 /s	过渡振荡 最大幅值 /m	机轮地面 滑行时间 /s	突伸时间 /s	最大油液 阻尼力 /(10 <sup>4</sup> N)
90	0.084 0	0.059 1	0.141 0	0.360 5	9.596 3
85	0.086 5	0.061 3	0.142 5	0.361 5	9.751 5
80	0.089 5	0.063 6	0.145 0	0.362 5	9.887 3
75	0.092 5	0.066 0	0.147 0	0.363 5	10.023 0
70	0.096 0	0.068 3	0.150 0	0.365 0	10.159 0
65				前轮突 伸失败	

轮胎预压缩量的变化对突伸性能的影响表现出了自身独特的一面:其变化对突伸时间和最大油液阻尼力的影响都是很不明显的,但却对机轮过渡振荡特性尤其是过渡振荡的时间特性有明显的作用。与缓冲空气腔弹簧过“硬”会诱发振荡效果相反的是,轮胎弹簧刚度对抑制机轮振荡特性,尤其是振荡频率有正面的作用。随着轮胎预压缩量的减小,机轮过渡振荡时间延长,振幅增大,在预压缩量从90 mm下调到70 mm水平的过程中,机轮过渡振荡时间增长了14.3%,过渡振荡最大振幅增长了15.6%。而当轮胎预压缩量小于等于65 mm时,轮胎支反力的水平在整个行程阶段将始终无法克服缓冲过载,导致突伸失败。

### 2.4 不同的油液缩流系数对突伸性能的影响

油液缩流系数 $c_d$ 是油孔几何参数和油液流动雷诺数的函数,但在实际计算中常常把它当成常数处理。本节选取0.830和0.915两种缩流系数将其与1.3节优化设计中所采用的0.890的缩流系数的计算结果一起列于表4中。

表4 油液缩流系数的变化对突伸性能的影响

Table 4 Effect of contraction coefficient variation of oil on fast-extension performance

油液缩流 系数	机轮过渡 振荡时间 /s	过渡振荡 最大幅值 /m	机轮地面 滑行时间 /s	突伸时间 /s	最大油液 阻尼力 /(10 <sup>4</sup> N)
0.830	0.083 5	0.058 4	0.140 0	0.375 0	9.643 7
0.890	0.084 0	0.059 1	0.140 5	0.360 5	9.596 3
0.915	0.084 0	0.059 4	0.141 0	0.355 0	9.60 4

为了便于与缓冲情况作对比,本文将3个缩流系数测试值选为与文献[11]中相同,结果可见,缩流系数对突伸性能的影响并不像它对缓冲性能的影响那般明显,有关时间效应的指标的差异都在一两个计算步长之内,而过渡振荡最大幅值和最大油液阻尼力的差别都在1%左右。

## 3 结 论

(1) 低压空气腔初始压力对突伸性能有很大影响,受其变化影响最大的是油液阻尼力、突伸时间和过渡振荡最大幅值3项指标,增大低压腔空气弹簧刚度固然对缩短突伸时间有益,但也必须提防支柱载荷过快增长以致超出起落架强度极限以及由于振幅的增大而导致起飞操纵品质恶化的情况。

(2) 起落架突伸性能对临界行程位置的选择

表现出了高度的敏感性,改进的潜力极为有限。因此对舰载机起落架设计而言,若使用双腔缓冲器,选择临界行程位置时不仅要顾及停机伸长量,更应给予突伸性能要求优先的考虑地位。

(3) 轮胎预压缩量是影响机轮过渡振荡特性尤其是振荡频率的主导因素,从控制机轮过渡振荡的角度出发,应该选用具有大变形能力且弹性性能好的轮胎,并且在预加载时就尽量将其压缩至极限值附近。

(4) 油液缩流系数的变化对突伸性能的影响很不明显,这一点与其对缓冲性能的影响是存在很大区别的。

### 参 考 文 献

- [1] 黄再兴,樊蔚勋,高泽迥. 舰载机前起落架突伸的动力学分析[J]. 南京航空航天大学学报, 1995, 27(4): 466-473.  
Huang Zaixing, Fan Weixun, Gao Zejiang. Dynamical analysis of nose gear fast-extension of carrier based aircraft [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 1995, 27(4): 466-473. (in Chinese)
- [2] 王明义,贾玉红. 基于能量法的缓冲器参数设计[J]. 振动与冲击, 2005, 24(6): 117-119.  
Wang Mingyi, Jia Yuhong. Parameters design of buffer based on energy method [J]. Journal of Vibration and Shock, 2005, 24(6): 117-119. (in Chinese)
- [3] 魏小辉,聂宏. 舰载机着舰减震新技术研究[J]. 航空学报, 2007, 28(2): 324-327.  
Wei Xiaohui, Nie Hong. New method of attenuating landing impact force on carrier-based aircraft landing gear [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(2): 324-327. (in Chinese)
- [4] 齐丕骞,牟让科. 飞机起落架缓冲性能分析、试验、设计一体化技术[J]. 航空学报, 1998, 19(3): 332-334.  
Qi Piqian, Mu Rangke. Integration of shock-absorber performance analysis test and design of aircraft landing gears [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1998, 19(3): 332-334. (in Chinese)
- [5] 陶小将. 起落架缓冲性能仿真与参数优化设计[J]. 飞机工程, 2006(4): 15-17.  
Tao Xiaojiang. Energy-absorber capability simulation and parameter optimization of the landing gear [J]. Aircraft Engineering, 2006(4): 15-17. (in Chinese)
- [6] 蒯越国,程家林,冯振宇,等. 飞机起落架缓冲支柱参数模型及优化分析[J]. 系统仿真学报, 2008, 20(10): 2732-2735.  
Lin Yueguo, Cheng Jialin, Feng Zhenyu, et al. Parameter modeling and optimization analysis for landing gear absorber [J]. Journal of System Simulation, 2008, 20(10): 2732-2735. (in Chinese)
- [7] 聂宏,乔新. 起落架油气式缓冲器设计中压缩比的选取 [J]. 航空学报, 1992, 13(8): 423-426.  
Nie Hong, Qiao Xin. Selection of compression ratios in design of oleo-pneumatic shock-strut of landing gear [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1992, 13(8): 423-426. (in Chinese)
- [8] 刘晖,顾宏斌,吴东苏. 半主动控制起落架缓冲性能初步研究[J]. 航空学报, 2006, 27(5): 864-868.  
Liu Hui, Gu Hongbin, Wu Dongsu. Shock-absorber performance study of semi-active control of landing gear [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2006, 27(5): 864-868. (in Chinese)
- [9] 刘锐琛,苏开鑫,邵永起,等. 飞机起落架强度设计指南 [M]. 四川:四川科学技术出版社, 1989.  
Liu Ruichen, Su Kaixin, Shao Yongqi, et al. Strength design guide of aircraft landing gear [M]. Sichuan: Sichuan Science and Technology Press, 1989. (in Chinese)
- [10] 高泽迥,黄振威,于俊虎,等. 飞机设计手册第14分册——起飞着陆系统设计 [M]. 北京:航空工业出版社, 2002.  
Gao Zejiang, Huang Zhenwei, Yu Junhu, et al. The 14th fascicule of aircraft design manual—taking off and landing system design [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2002. (in Chinese)
- [11] 聂宏. 起落架的缓冲性能分析与设计及其寿命计算方法 [D]. 南京:南京航空航天大学, 1990.  
Nie Hong. Dynamic behavior analysis and design as well as lift prediction method of landing gear [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 1990. (in Chinese)

#### 作者简介:

沈强(1983—) 男,硕士,助理工程师。主要研究方向:起落架缓冲器缓冲性能设计与校核。

E-mail: xigongdasq@yahoo.com.cn

黄再兴(1966—) 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:工程问题的数学建模与计算机仿真。

E-mail: huangzx@nuaa.edu.cn

(编辑:徐晓)