

文章编号: 1674-8190(2025)01-082-11

# 基于滑移率的起落架起转回弹载荷分析

吴铭, 聂宏, 张明, 史夏正

(南京航空航天大学 飞行器先进设计技术国防重点学科实验室, 南京 210016)

**摘要:** 起落架起转回弹载荷是飞机着陆载荷的重要组成部分。为了在初步设计阶段有效分析起落架的起转回弹载荷, 采用起落架轮轴中心处的非线性弹簧阻尼系统模拟支柱弹性, 建立双轮支柱式起落架落震动力学模型, 分析机轮反转落震和飞机实际着陆模拟落震下的起落架起转回弹载荷和对应的轮胎滑移率, 研究飞机航向速度、跑道滑移率曲线、机轮预转角速度对起落架起转回弹载荷的影响。结果表明: 机轮反转落震和飞机实际着陆模拟落震仿真结果相近, 具有较好的一致性; 减小飞机航向速度、给予机轮预转角速度以及降低轮胎与地面的摩擦系数能够降低起转载荷。

**关键词:** 支柱弹性; 起转回弹; 动力学分析; 落震试验; 轮胎滑移率

中图分类号: V226

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2025.01.10

## Analysis of spin-up and spring back loads of landing gear based on slip rate

WU Ming, NIE Hong, ZHANG Ming, SHI Xiazheng

(Key Laboratory of Fundamental Science for National Defense-Advanced Design Technology of Flight Vehicle, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** The landing gear spin-up and spring back loads are the important part of the aircraft landing load. In order to effectively analyze the spin-up and spring back loads of the landing gear in the preliminary design stage, the two-wheel strut landing gear drop test dynamic model is established by using the nonlinear spring damping system at the center of the landing gear axle to simulate the strut elasticity, and the spin-up and spring back loads and its corresponding slip rate under the landing gear drop test of wheel reversal and actual aircraft landing are analyzed. The effects of aircraft heading velocity, runway slip rate curve and wheel pre-rotation angular velocity on landing gear spin-up and spring back loads are analyzed. The results show that the landing gear drop test simulation results of wheel reversal and actual aircraft landing are similar and consistent; reducing the heading velocity of the aircraft, giving the wheel pre-rotation angular velocity and reducing the friction coefficient between the tire and the ground can reduce the spin-up loads.

**Key words:** strut elasticity; spin-up and spring back; dynamic analysis; drop test; tire slip rate

收稿日期: 2023-09-25; 修回日期: 2023-12-06

基金项目: 航空科学基金(2022Z029052001)

通信作者: 聂宏(1960-), 男, 博士, 教授。E-mail: hnie@nuaa.edu.cn

引用格式: 吴铭, 聂宏, 张明, 等. 基于滑移率的起落架起转回弹载荷分析[J]. 航空工程进展, 2025, 16(1): 82-92.

WU Ming, NIE Hong, ZHANG Ming, et al. Analysis of spin-up and spring back loads of landing gear based on slip rate[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2025, 16(1): 82-92. (in Chinese)

## 0 引言

起落架起转回弹载荷是飞机着陆载荷的重要组成部分<sup>[1-2]</sup>,载荷大小和轮胎垂向载荷、轮胎与地面的摩擦系数有关<sup>[3]</sup>。起落架落震试验能有效分析起转回弹载荷和校核起落架结构强度<sup>[4]</sup>。落震试验中一般采取带转系统给予机轮一定的反转角速度来模拟飞机着陆时的水平速度,机轮接地后制动减速并最终停止<sup>[5-6]</sup>。不同于飞机着陆时机轮从零转速状态加速滚动并最终稳定,落震试验下起落架的起转回弹载荷和真实飞机着陆情况有一定区别<sup>[7]</sup>。

国内外研究者对支柱弹性和起落架起转回弹载荷进行了大量研究。常正等<sup>[8]</sup>基于多体动力学原理对起落架部件进行柔性化网格划分,建立了前起落架摆振动力学模型并进行了仿真分析,结果表明采用点线吻合方法能够准确模拟柔性缓冲器的运动特性;王文强等<sup>[9]</sup>采用Nastran和Adams软件对某型飞机的起落架模型进行了柔性化处理,并进行了全机落震分析,结果显示起落架柔性变形会吸收部分空气弹簧变性能;冯广等<sup>[10]</sup>用Hypermesh软件对起落架支柱进行网格划分,并在Motion软件中建立了前起落架刚度表征模型和摆振模型,研究表明支柱航向、侧向刚度随缓冲器行程变化呈现非线性递增趋势,增加前起落架系统刚度可以提升防摆性能;张健等<sup>[11]</sup>采用Nastran和Adams软件建立了柔性起落架的动力学模型并进行了落震仿真分析,研究了支柱弹性对起落架起转回弹载荷的影响;刘向尧<sup>[12]</sup>用轮轴处的非线性弹簧模拟支柱弹性,建立了起落架落震动力学模型,分析了起落架的起转回弹载荷,并根据试验数据对模型进行了验证;Suresh等<sup>[13]</sup>用在轮轴处的非线性弹簧阻尼力模拟支柱的弯曲力,建立了全机地面动力学模型,对不同下沉速度下的起落架地面载荷进行了分析;Huang M Y等<sup>[14]</sup>建立了含线性支柱弯曲力的全机动力学模型并进行了着陆仿真分析,研究结果表明在着陆时主起落架使用牵引电机使机轮预转可以有效减小起落架起转载荷;Park等<sup>[15]</sup>采用LS-DYNA3D软件建立了KC-100飞机起落架有限元模型并进行了落震仿真分析,并与落震试验数据进行了对比,验证了该方法的可行性。

目前对支柱弹性的研究主要分为两类:一类

为采用有限元软件对支柱进行柔性化网格划分来研究支柱弹性,其准确性高,但工作量大、过程复杂,该方法不适合在初步设计阶段使用;另一类是基于变形协调方程采取合理假设,如用与轮轴处水平相连的弹簧模拟支柱的弹性,其方法简单易上手。在初步设计阶段,可以采取第二类方法建立动力学模型来分析支柱弹性对起落架地面载荷的影响,提高起落架设计能力。

宽体客机前起落架一般采用双轮支柱式起落架,由于前起落架支柱结构强度一般比主起落架支柱低,在高速着陆下前起落架的起转回弹现象比较明显。本文选取某型号客机的前起双轮支柱式起落架为研究对象,内置单腔油一气式缓冲器,用轮轴处的非线性弹簧阻尼系统模拟支柱弹性,建立起落架落震动力学模型,分析在机轮反转落震和飞机实际着陆模拟落震下的起转回弹载荷和对应的滑移率变化趋势,以及在本文的假设下一些参数如航向速度、跑道滑移率曲线等对起落架起转回弹载荷的影响。

## 1 起落架落震动力学建模

### 1.1 起落架起转回弹原理

飞机着陆过程可以分为着陆撞击、机轮起转和支柱回弹3个阶段,如图1所示,其中 $V_x$ 为飞机以航向速度向左贴地飞行, $V_z$ 为竖直方向上的下沉速度。飞机着地前,起落架的机轮转速 $\omega=0$ ,为零转速状态,机轮触地瞬间,机轮相对地面处于滑动状态,在地面摩擦力 $F_x$ 的作用,形成了使机轮转动的力矩,使机轮加速转动<sup>[16]</sup>。在机轮起转加速的过程中,机轮中心滚动线速度 $\omega r_e$ 小于机轮中心纵向速度 $V_{ox}$ ,即 $\omega r_e < V_{ox}$ ,机轮既有滑动也有滚动,地面摩擦力 $F_x$ 会先增大后减小,地面摩擦力 $F_x$ 在逆航向的最大值称为机轮起转载荷<sup>[17]</sup>。当 $\omega r_e = V_{ox}$ 时,机轮起转结束。

在机轮起转阶段,由于逆航向地面摩擦力 $F_x$ 的作用,弹性支柱会出现逆航向的弯曲变形,从而累积了变性能<sup>[16]</sup>。机轮起转完毕后,轮胎和地面之间为滚动状态,由于轮胎滚动摩擦系数远小于滑动摩擦系数,地面的摩擦力 $F_x$ 会不断降低,从而弹性支柱释放变性能,产生了作用在轮轴上沿航向的回弹力 $Q_T$ ,整个起落架结构以弯曲模态产生衰减振荡<sup>[17]</sup>,当变性能耗散完毕时,回弹过程结

束。当支柱弯曲积攒的变形能过大时,支柱回弹过度会出现沿着航向的弯曲,机轮中心滚动线速度  $\omega r_e$  会大于机轮中心纵向速度  $V_{ox}$ , 即  $\omega r_e > V_{ox}$ , 此时地面摩擦力  $F_x$  也会反向,地面摩擦力  $F_x$  沿着航向的最大值称为机轮回弹载荷。

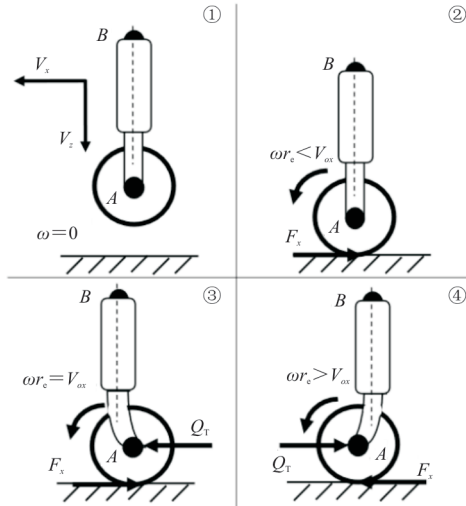


图 1 起转回弹原理

Fig. 1 Principle of spin-up and spring back

## 1.2 模型基本假设

起落架结构比较复杂,为了减小动力学模型的复杂程度,需要对起落架结构进行合理简化<sup>[18]</sup>。简化后的双轮支柱式起落架结构部件包括起落架外筒、活塞杆、轮轴、机轮等。为了使动力学模型能够较好地模拟真实情况,对起落架动力学模型做出以下基本假设<sup>[19]</sup>:

- 1) 起落架的弹性支撑质量和非弹性支撑质量视为集中质量,其中弹性支撑质量作用在起落架和机体连接点处,非弹性支撑质量作用在轮轴中心处,轮胎的转动惯量集中在轮胎中心处;
- 2) 左右机轮具有绕轮轴转动的自由度;
- 3) 考虑因起落架支柱弹性而存在的支柱航向变形。

起落架弹性质量包括落震投放质量和起落架外筒质量,非弹性质量包括活塞杆、轮轴、轮胎质量等。

为了准确描述起落架落震过程中的运动姿态以及弹性部件的变形,便于动力学方程建立和模型仿真分析,坐标系定义如下:取起落架连接点初始位置为坐标原点, $z$ 轴竖直向下, $x$ 轴垂直 $z$ 轴沿航向为正, $y$ 轴按照右手法则确认。

## 1.3 起落架落震动力学模型

双轮支柱式起落架的落震试验原理和受力图如图 2 所示。其中  $F_z$ 、 $F_x$  和  $M_f$  分别为单个轮胎的径向力、纵向力、滚动阻力矩; $I_u$  为机轮转动惯量; $Q_v$  和  $Q_H$  为支柱轴向力和支柱航向弯曲力; $\omega$  为机轮转速; $M_L$  为作用起落架连接点处的力矩。

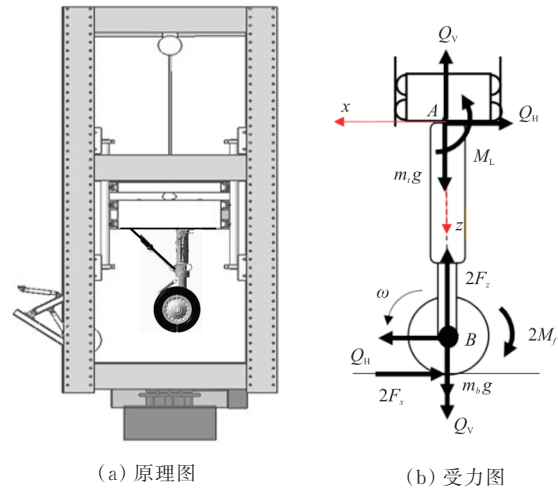


图 2 起落架落震试验

Fig. 2 Landing gear drop test

根据达朗贝尔原理<sup>[19]</sup>,落震试验下的起落架系统动力学方程如下:

- ① 非弹性支撑质量沿支柱轴向上下运动

$$m_b \ddot{z}_b = m_b g - 2F_z + Q_v \quad (1)$$

- ② 非弹性支撑质量沿垂直支柱前后摆动

$$m_b \ddot{x}_B = Q_H - 2F_x \quad (2)$$

- ③ 机轮转动(单个)

$$I_u \dot{\omega} = F_x (R_0 - \epsilon) - M_f \quad (3)$$

- ④ 投放质量的垂向运动

$$m_t \ddot{z}_a = m_t g - Q_v \quad (4)$$

缓冲器的压缩量  $S_M = z_B - z_{A_0}$ 。

## 1.4 支柱力学模型

- 1) 支柱轴向力模型

单腔油一气式缓冲器其支柱轴向力  $Q_v$  由缓冲器摩擦力  $F_f$ 、油液阻尼力  $F_h$ 、空气弹簧力  $F_a$  和结构限制力构成<sup>[18]</sup>。

$$Q_v = \begin{cases} K_{st} S_M & (S_M \leq 0) \\ F_a + F_h + F_f & (0 < S_M < S_{max}) \\ K_{sc} (S_M - S_{max}) & (S_M \geq S_{max}) \end{cases} \quad (5)$$

式中:  $K_{st}$  和  $K_{sc}$  为与结构限制力相关的支柱抗拉刚度和抗压刚度;  $S_{max}$  为缓冲器达到最大压缩量时的行程。

空气弹簧力  $F_a$  与缓冲器压缩量、充气体积和充气压强有关, 如式(6)所示。

$$F_a = A_a \left[ P_0 \left( \frac{V_0}{V_0 - A_a S_M} \right)^n - P_{atm} \right] \quad (6)$$

式中:  $A_a$  为缓冲器有效压气面积;  $P_0$  为缓冲器初始充气压强;  $V_0$  为缓冲器初始充气体积;  $n$  为气体多变指数, 一般取 1.0~1.3, 本文取 1.1;  $P_{atm}$  为当地大气压, 取 101 325 Pa。

油液阻尼力  $F_h$  与缓冲器压缩速度、油孔面积和缓冲器有效压油面积有关, 如式(7)所示。

$$F_h = \begin{cases} \left( \frac{\rho_o A_h^3}{2C_d^2 A_d^2} \right) \dot{S}_M^2 & (\dot{S}_M \geq 0) \\ - \left( \frac{\rho_o A_h^3}{2C_d^2 A_{d1}^2} \right) \dot{S}_M^2 & (\dot{S}_M < 0) \end{cases} \quad (7)$$

式中:  $\rho_o$  为缓冲器填充油液密度, 本文取 860 kg/m<sup>3</sup>;  $A_h$  为缓冲器油腔有效压油面积;  $C_d$  为油腔油孔缩流系数, 本文取 0.8;  $A_d$  和  $A_{d1}$  为正反行程油孔面积;  $\dot{S}_M$  为缓冲器压缩速度。

缓冲器摩擦力  $F_f$  只考虑由于缓冲器密封圈内 外压强不同而产生的皮碗摩擦力。

$$F_f = \mu_m F_a \frac{\dot{S}_M}{|\dot{S}_M|} \quad (8)$$

式中:  $\mu_m$  为皮碗摩擦系数, 取 0.05。

### 2) 支柱航向弯曲力模型

起落架支柱的弹性弯曲可以等效为悬臂刚性梁和垂直梁末端 A 点(起落架支柱下端和车架轮轴连接点处)的弹簧—阻尼系统, 如图 3 所示。

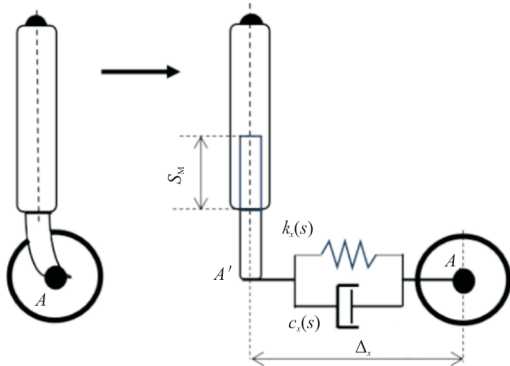


图 3 支柱弹性弯曲

Fig. 3 Elastic bending of strut

因此, 支柱航向弯曲力  $Q_H$  可以表示为

$$Q_H = k_x(s)\Delta_x + c_x(s)\dot{\Delta}_x \quad (9)$$

式中:  $\Delta_x$  为支柱轮轴点处垂直于支柱轴线方向的变形;  $k_x(s)$  为起落架支柱航向刚度;  $c_x(s)$  为支柱前后摆动阻尼, 且  $c_x(s) = 2\zeta\sqrt{k_x(s)M}$ ,  $\zeta$  为结构阻尼系数, 取 0.05,  $M$  为整个起落架质量。

## 1.5 轮胎力学模型

轮胎动力学模型采用将轮胎纵向滑移和横向滑移分开对待的 TR-R-64 半经验模型<sup>[18]</sup>。本文只考虑轮胎的纵向平面内的运动, 不考虑轮胎横向运动, 轮胎受力图如图 4 所示。

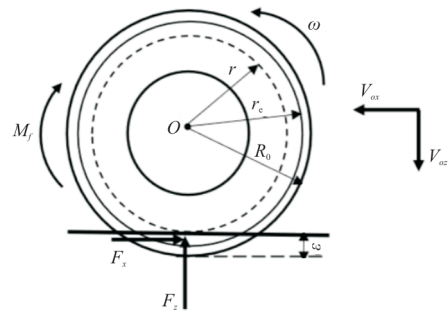


图 4 轮胎模型

Fig. 4 Wheel model

### 1) 径向轮胎力

$$F_z = (1 + c_T \dot{\epsilon}) f(\epsilon) \quad (10)$$

式中:  $\epsilon$  为轮胎压缩量;  $\dot{\epsilon}$  为轮胎压缩速度;  $f(\epsilon)$  为轮胎静压曲线;  $c_T$  为轮胎垂直振动当量阻尼系数, 本文取 0.08。

### 2) 纵向轮胎力

纵向轮胎力与轮胎所受的垂直载荷和跑道摩擦系数有关。

$$F_x = \mu_x F_z \quad (11)$$

式中:  $\mu_x$  为轮胎纵向摩擦系数, 可通过轮胎的滑移率曲线获取。

滑移率  $S_l$  表示轮胎在运动中其滑动成分在运动中所占的比例, 根据轮胎中心纵向速度  $V_{ax}$  和轮胎中心滚动线速度  $\omega r_e$  的大小可分为驱动滑移和制动滑移<sup>[20]</sup>2 种计算方式。

驱动滑移 ( $V_{ax} \leq \omega r_e$ ):

$$S_A = \frac{\omega r_e - V_{ax}}{\omega r_e} \quad (12)$$

制动滑移 ( $V_{ax} > \omega r_e$ ):

$$S_B = \frac{V_{ax} - \omega r_e}{V_{ax}} \quad (13)$$

式中:  $V_{ax}$  为轮胎纵向速度;  $\omega$  为轮胎转动角速度;  $R_0$  为机轮半径;  $r_e$  为机轮转动半径。

$$r_e = R_0 - \frac{1}{3}\epsilon \quad (14)$$

在汽车理论中,通常将滑移率归一化到  $[0, 100\%]$  之间<sup>[20]</sup>,考虑到起转回弹过程中,会出现地面摩擦力方向反向的情况,因此把摩擦力反向后的滑移率取负值,即负的滑移率表示纵向轮胎力沿着航向时轮胎滑动成分在运动中所占比例。综上,制动、驱动滑移率统一归纳为

$$S_t = \frac{V_{ax} - \omega r_e}{\max(V_{ax}, \omega r_e)} \quad (15)$$

当轮胎在地面停止转动静止时,此时不再定义滑移率,但在仿真中为了保持动力学建模的连续性,对小速度下的车轮滑移率进行修正。

$$S_t = \frac{V_{ax} - \omega r_e}{0.5 \left( V_{th} + \frac{[\max(V_{ax}, \omega r_e)]^2}{V_{th}} \right)} \quad (16)$$

其中,  $V_{th}$  取 0.1,通过修正使轮胎纵向速度  $V_{ax}$  和 不打滑速度  $\omega r_e$  小于  $V_{th}$  时分母不为 0,这里规定轮胎在地面停止后滑移率取 0。

另外,考虑到在不同的路面状态下,机轮的摩擦系数—滑移率曲线不同,本文选取 3 条跑道(干跑道 1、干跑道 2、湿跑道),跑道对应的滑移率曲线如图 5 所示。

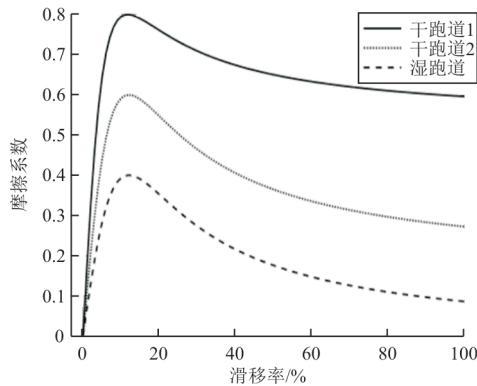


图 5 不同跑道滑移率曲线

Fig. 5 Slip rate curves of different runways

干跑道 1:

$$\mu_x = 0.8 \sin[1.534 4 \arctan(14.032 6 S_t)] \quad (17)$$

干跑道 2:

$$\mu_x = 0.6 \sin[1.819 4 \arctan(9.745 4 S_t)] \quad (18)$$

湿跑道:

$$\mu_x = 0.4 \sin[2.019 2 \arctan(8.209 8 S_t)] \quad (19)$$

从图 5 可以看出:3 条曲线的滑移率在小于 12% 时,摩擦系数随着滑移率增大而增大,在滑移率达到 12% 时摩擦系数达到最大值;滑移率处于  $[12\%, 100\%]$  区间时,摩擦系数随着滑移率的增加而减小。

3) 滚阻力矩

机轮滚动过程中,由于轮胎承重压缩变形会形成一个阻碍机轮滚转的阻力——滚阻力矩,其方向和滚动方向相反。当机轮滚动时,滚阻力矩可以表示为

$$M_f = \mu_r (R_0 - \epsilon) F_z \quad (20)$$

式中:  $\mu_r$  为滚阻力矩系数,一般取 0.01。

## 2 仿真模型和规范载荷计算

### 2.1 基于 MATLAB 的起落架仿真模型

用 MATLAB 搭建的起落架落震仿真模型如图 6 所示。

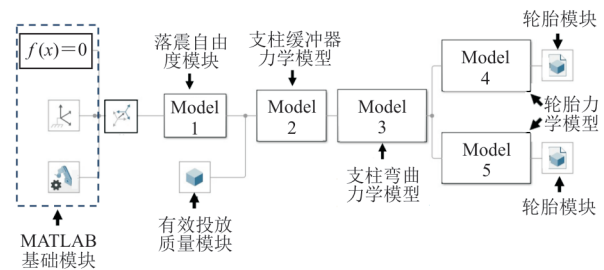


图 6 起落架仿真模型

Fig. 6 Landing gear simulation model

### 2.2 国军标规范法载荷计算

国军标规范法是美国军用飞机强度和刚度规范推荐的方法,给出由粗略简化假设推导出的起转回弹载荷计算公式,在初步设计阶段可以用来计算对称着陆下的起落架载荷<sup>[21]</sup>。规范法载荷使用垂直过载为

$$n_z = K_1 K_2 n_{zu} \quad (21)$$

式中:  $n_{zu}$  为使用功垂直过载,经计算取 1.3;  $K_1$ 、 $K_2$  为放大系数,考虑缓冲系统充填参数的影响,一般取  $K_1 = 1.05$ ,考虑起转和回弹引起支柱变形的影响,一般取  $K_2 = 1.1$ 。

定义  $\xi_1$ 、 $\xi_2$  分别为起转载荷系数和回弹载荷系

数,其计算公式如下所示:

$$\xi_1 = \frac{\text{起转载荷对应的垂直载荷}}{\text{最大垂直载荷}} \quad (22)$$

$$\xi_2 = \frac{\text{回弹载荷对应的垂直载荷}}{\text{最大垂直载荷}} \quad (23)$$

$\xi_1$ 、 $\xi_2$ 可参考起落架及与飞机特点相近的落震试验结果及动力分析结果选取,参考同类型的落震试验结果,取 $\xi_1 = 0.92$ , $\xi_2 = 0.98$ 。

结合轮胎滑移率曲线,对称着陆下的双轮支柱式起落架轮胎载荷如表 1 所示。

表 1 对称着陆下的起落架轮胎载荷

Table 1 Landing gear load under symmetrical landing

作用力	最大垂向载荷	最大起转载荷	最大回弹载荷
径向轮胎力 $F_z$	$n_2 m_{eq} g / n_i$	$n_2 \xi_1 m_{eq} g / n_i$	$n_2 \xi_2 m_{eq} g / n_i$
纵向轮胎力 $F_x$	$0.5 \mu_{max} F_z$	$\mu_{max} F_z$	$-0.75 \mu_{max} F_z$
侧向轮胎力 $F_y$	0	0	0

表 1 中, $m_{eq}$ 为起落架当量质量, $\mu_{max}$ 为轮胎在跑道上滚动的最大摩擦系数, $n_i$ 为起落架上轮胎的个数。表 1 中均为使用载荷, $F_x$ 中摩擦系数的取值与轮胎压力、跑道有关<sup>[21]</sup>。

### 3 起落架落震仿真分析

#### 3.1 落震仿真参数

根据《飞机设计手册》第 9 册<sup>[2]</sup>和《运输类飞机适航标准》<sup>[22]</sup>要求,落震试验所需要的参数如表 2 所示。

表 2 起落架落震仿真参数

Table 2 Landing gear drop test simulation data

参数	数值	参数	数值
投放质量/kg	6 300	投放高度/mm	474.3
航向速度/( $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$ )	75	下沉速度/( $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$ )	3.05
机轮角速度/( $\text{rad} \cdot \text{s}^{-1}$ )	196.9		

#### 3.2 起落架落震仿真

由于油液阻尼力和空气弹簧力达到峰值的时间不同,因此缓冲器力一般有两个峰值:油液阻尼力峰值和空气弹簧力峰值,简称为油峰和气峰,油峰和气峰与当量质量的比值分别为油峰过载、气

峰过载。本文引入起转载荷比和回弹载荷比对轮胎起转回弹载荷进行归一化处理,起转回弹载荷比定义如下:

$$\kappa_1 = \frac{\text{轮胎起转载荷}}{\text{最大轮胎径向载荷}} \times 100\% \quad (24)$$

$$\kappa_2 = \frac{\text{轮胎回弹载荷}}{\text{最大轮胎径向载荷}} \times 100\% \quad (25)$$

缓冲器功量图和支柱轴向力如图 7~图 8 所示。机轮反转落震缓冲器最大压缩行程为 382.7 mm,油峰过载 1.428,气峰过载 1.313,功量图很饱满,缓冲效率 81.06%,缓冲性能较好;实际着陆模拟落震仿真下缓冲器最大压缩行程为 382.7 mm,油峰过载 1.428,气峰过载 1.312,缓冲效率 81.06%。

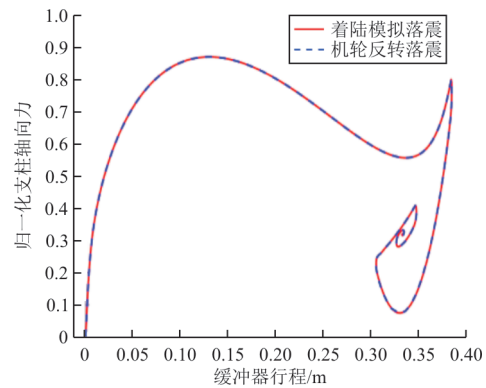


图 7 缓冲器功量图

Fig. 7 Buffer power

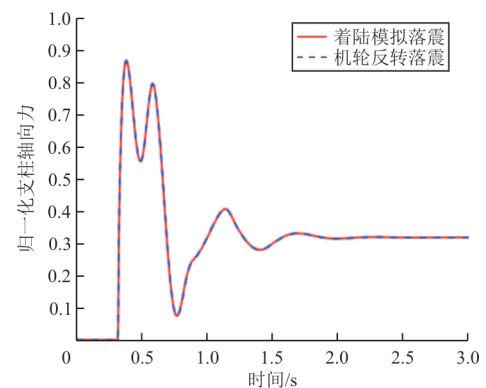


图 8 支柱轴向力

Fig. 8 Axial force of pillar

从图 7~图 8 可以看出:机轮反转落震仿真结果和实际着陆模拟落震仿真结果差别很小,二者具有较好的一致性,仿真结果可以相互印证,证明机轮反转落震试验可以很好地反映起落架实际着陆情况下的受载。

径向轮胎力和纵向轮胎力如图 9~图 10 所示,可以看出:起落架起转回弹过程时间较短,集中在 0.3~0.7 s 内,轮胎的垂向过载系数为 1.458,两种落震仿真方式下的轮胎垂向载荷差别很小。

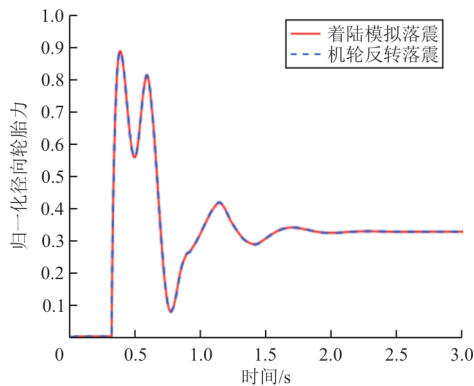


图 9 径向轮胎力  
Fig. 9 Vertical tire force

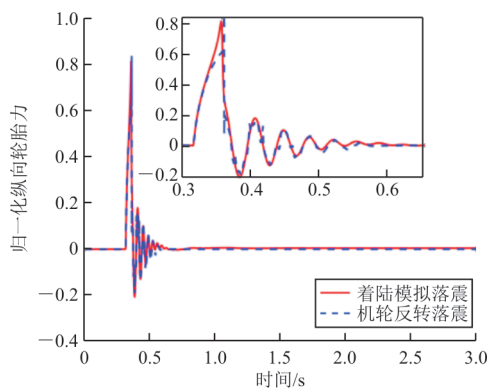


图 10 纵向轮胎力  
Fig. 10 Longitudinal tire force

两种仿真方式和根据国军标规范法<sup>[21]</sup>计算的起转回弹载荷如表 3 所示。

表 3 起转回弹载荷  
Table 3 Spin-up and spring back loads

方法	轮胎起转载荷比/%	起转摩擦系数	轮胎回弹载荷比/%	回弹摩擦系数
机轮反转	75.50	0.798	-17.27	0.173
着陆模拟	73.31	0.798	-18.74	0.188
国军标规范法	73.60	0.800	-58.80	0.600

两种落震仿真下的起转载荷和根据国军标规范法计算的起转载荷非常接近,但回弹载荷跟国军标规范法计算值差别较大。这是因为起转阶段,轮胎处于既有滚动也有滑动的状态,根据跑道摩擦系数—滑移率曲线,轮胎滑移率处于 12% 左右时轮胎与跑道之间的摩擦系数达到最大值,起转阶段轮胎在跑道上滚动的最大摩擦系数可以达

到国军标规范法的起转摩擦系数;而在回弹阶段,轮胎已经起转完毕,此时轮胎的滑动只占很小一部分,摩擦力反向后的滑移率绝对值不超过 2%,根据滑移率曲线,此时轮胎和跑道之间的摩擦系数远小于国军标规范法的回弹摩擦系数。仿真结果可以证明国军标规范法回弹载荷计算偏于保守。

机轮转速和滑移率如图 11~图 12 所示。机轮反转落震中机轮有初始转动角速度,轮胎为纯转动状态,对应驱动滑移率 100%,接地后机轮制动减速,减速过程中轮胎既有滚动又有滑动,由于支柱的回弹,机轮转速会在零附近波动,最终在摩擦力的作用下机轮停止(本文将轮胎停止后的滑移率处理为 0,实际上轮胎静止在地面上时不定义滑移率)。着陆模拟落震中,着地前轮胎相当于锁止状态(无转速但整体有一定的航向速度),对应制动滑移率 100%,机轮接地后起转加速,滑移率急速下降,起转结束后由于支柱回弹机轮转速略有波动但最终稳定。根据表 3,两种仿真方式的起转载荷比、回弹载荷比的差异都在 2.5% 以内,这是由于轮胎滑移率的差异而导致摩擦系数不同,差异较小在误差范围内。

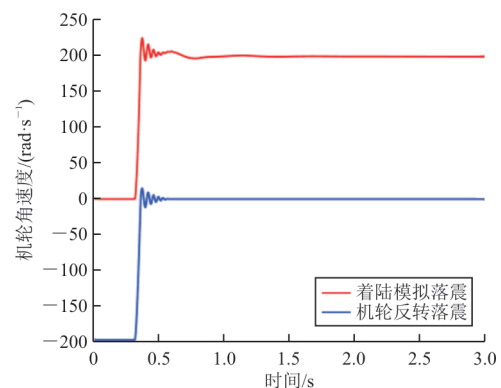


图 11 机轮角速度(落震仿真)  
Fig. 11 Tire angular velocity (drop simulation)

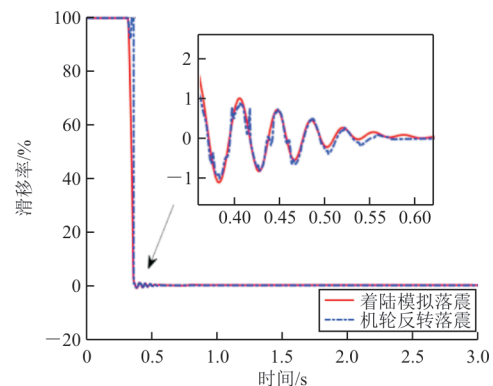


图 12 机轮滑移率(落震仿真)  
Fig. 12 Tire slip rate (drop simulation)

## 4 起转回弹载荷参数分析

起落架起转回弹载荷大小与轮胎垂向载荷以及道面摩擦系数有关,道面摩擦系数取决于实际道面和轮胎滑移率,飞机速度会影响轮胎滑移率,因此本文分别以航向速度、道面摩擦系数等因素对起转回弹载荷进行参数化分析。

### 4.1 航向速度影响分析

考虑到真实的飞机着陆情况,取航向速度分别为 60、75、90 m/s 进行着陆模拟落震仿真分析,仿真结果如图 13~图 14 和表 4 所示,航向速度由 60 增加到 75 和 90 m/s 时,机轮起转载荷比分别增加了 6.11% 和 10.23%。根据干跑道摩擦系数—滑移率曲线,轮胎滑移率在 12% 时对应的摩擦系数最大,在其他条件不变情况下,飞机航向速度越小,轮胎加速起转时间越短,轮胎滑移率下降越快,轮胎在跑道上滚动时达到最大摩擦系数时间提前,由于轮胎起转载荷一般在轮胎垂向载荷峰值前达到,故轮胎起转载荷减小。

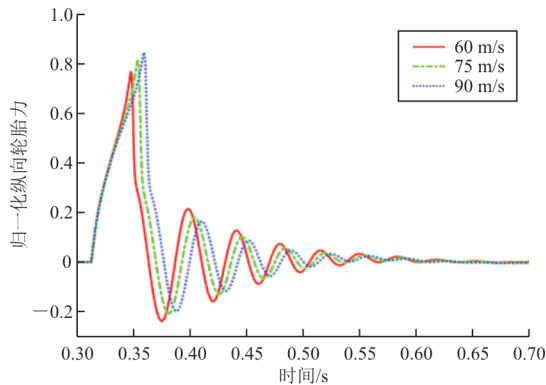


图 13 纵向轮胎力(不同航向速度)

Fig. 13 Longitudinal tire force (different heading speed)

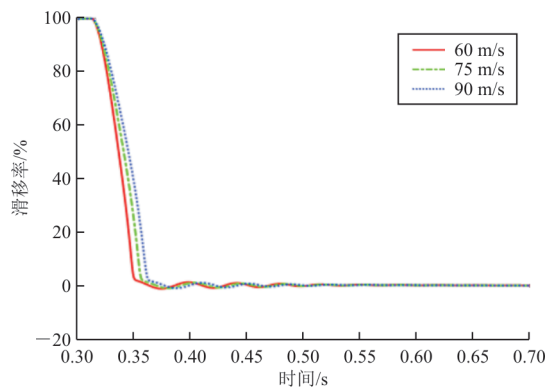


图 14 轮胎滑移率(不同航向速度)

Fig. 14 Tire slip rate (different heading speed)

表 4 不同航向速度落震仿真结果

Table 4 Different velocity drop test simulation result

速度/ (m·s <sup>-1</sup> )	轮胎起转载荷比/%	起转载荷滑移率/%	轮胎回弹载荷比/%	回弹载荷滑移率/%
60	69.09	10.80	-21.67	-1.29
75	73.31	10.46	-18.74	-1.11
90	76.16	11.56	-17.84	-1.06

### 4.2 跑道摩擦特性影响分析

取航向速度 75 m/s,分别在干跑道 1、干跑道 2 和湿跑道下对轮胎滑移率曲线进行着陆模拟落震仿真分析,仿真结果如图 15~图 16 和表 5 所示,可以看出:从干跑道 1 到湿跑道,随着跑道摩擦系数降低,轮胎起转阶段的地面摩擦力减小,导致使机轮转动的力矩也减小,从而使机轮起转过程的时间增大;起转回弹过程中,摩擦系数是随着滑移率的变化而变化的,摩擦系数大小与跑道摩擦特性有关,相同滑移率下,跑道的摩擦系数越小,起转载荷也越小。

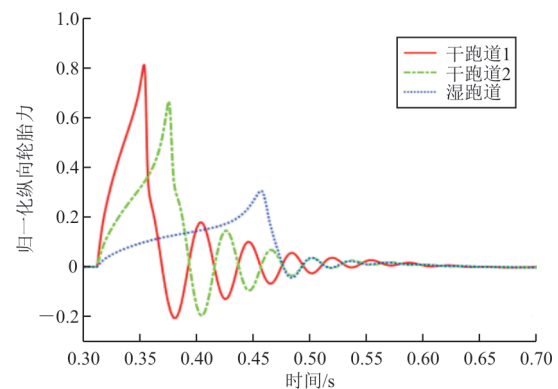


图 15 纵向轮胎力(不同跑道)

Fig. 15 Longitudinal tire force (different roads)

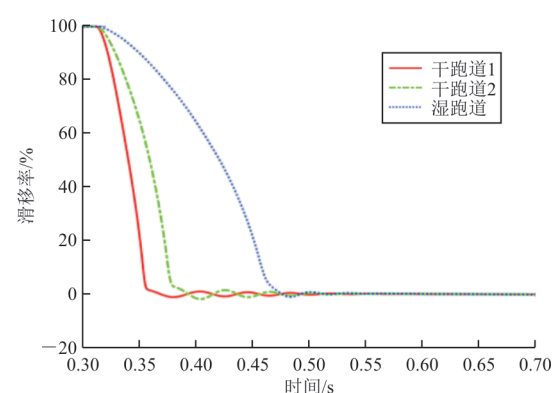


图 16 轮胎滑移率(不同跑道)

Fig. 16 Tire slip rate (different roads)



表 5 不同跑道滑移率曲线落震仿真结果  
Table 5 Different runway slip rate curve  
drop test simulation result

跑道类型	轮胎起转 载荷比/%	起转载荷 滑移率/%	轮胎回弹 载荷比/%	回弹载荷滑 移率/%
干跑道 1	73.31	10.46	-18.74	-1.11
干跑道 2	59.94	12.26	-17.19	-1.83
湿跑道	27.53	12.88	-4.08	-0.99

### 4.3 机轮预转角速度影响分析

目前一些先进的起落架带有机轮驱动系统,能在着陆前使机轮有一定的正转角速度,从而降低着陆过程中的起转载荷<sup>[23]</sup>。本文对加入机轮驱动系统后的起落架起转回弹载荷进行分析,取航向速度 75 m/s,设置 3 种着陆工况(工况 I,机轮正转角速度为 0;工况 II,机轮正转角速度为 39.4 rad/s(对应线速度 15 m/s);工况 III,机轮正转角速度为 78.8 rad/s(对应线速度 30 m/s))进行着陆模拟落震仿真分析,仿真结果如图 17~图 18 和表 6 所示。机轮的正转角速度直接降低了机轮触地时的滑移率,减小了机轮的起转时间,使机轮到达摩擦系数最大值对应的滑移率的时间提前,轮胎起转载荷一般在轮胎垂向载荷峰值前达到,结合轮胎垂向力的变化趋势,工况 II、工况 III 与工况 I 相比,机轮起转载荷比分别降低了 7.12% 和 19.00%。综上,如果着陆前让机轮有一定的正转角速度,会直接降低机轮触地时的滑移率,减小机轮的起转时间和起转载荷。

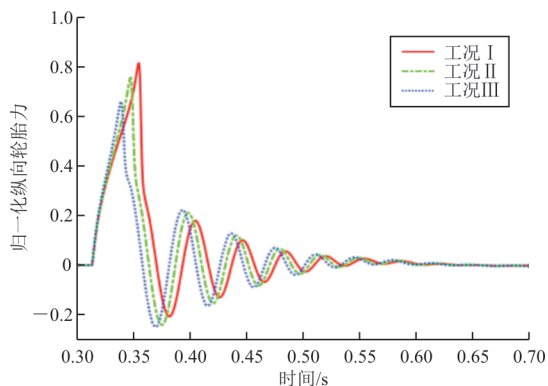


图 17 纵向轮胎力(不同工况)

Fig. 17 Longitudinal tire force (different conditions)

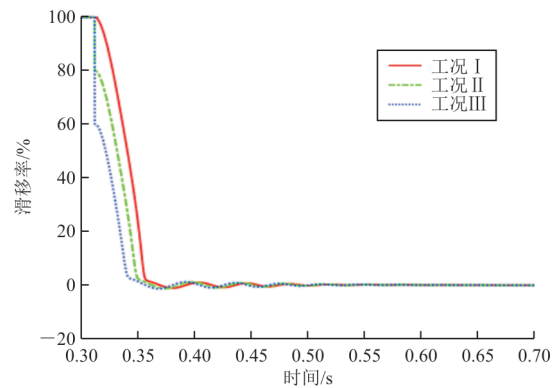


图 18 轮胎滑移率(不同工况)

Fig. 18 Tire slip rate (different conditions)

表 6 不同机轮预转速度落震仿真结果  
Table 6 Different wheel pre-rotation angular  
velocity drop test simulation result

工况	轮胎起转 载荷比/%	起转载荷 滑移率/%	轮胎回弹 载荷比/%	回弹载荷 滑移率/%
工况 I	73.31	10.46	-18.74	-1.11
工况 II	68.08	11.32	-21.83	-1.30
工况 III	59.38	9.81	-22.45	-1.35

## 5 结 论

1) 本文建立了双轮支柱式起落架落震动力学模型,分别进行了起落架机轮反转落震仿真和飞机实际着陆模拟落震仿真,仿真结果表明,机轮反转落震仿真结果和实际着陆模拟落震仿真结果差别很小,二者具有较好的一致性,机轮反转落震试验可以很好地反映起落架实际着陆情况下的受载。

2) 本文将两种仿真方式下的起转回弹载荷与国军标规范法计算的载荷值进行了对比,结果表明起转载荷具有较好的一致性,但回弹载荷由于在回弹阶段轮胎在跑道滚动的最大摩擦系数远小于国军标规范法的回弹摩擦系数,导致国军标规范法计算的回弹载荷值偏大,国军标规范法在计算回弹载荷偏于保守。

3) 轮胎和地面摩擦系数在着陆模拟落震仿真和机轮反转落震仿真中随轮胎滑移率变化而变化,摩擦系数大小与跑道摩擦特性有关,且相同滑移率下,跑道的摩擦系数越小,对应的起转回弹载荷越小。

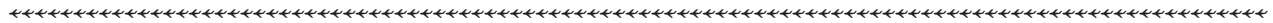
4) 起转载荷随着飞机着陆速度的减小而减小,如果在着陆前给予机轮预转角速度(正转),会降低机轮触地时的滑移率,减小机轮起转时间和起转载荷。

### 参考文献

- [1] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册第14册:起落架着陆系统设计[M]. 北京:航空工业出版社,2002.  
Chief Committee of *Aircraft Design Manual*. Aircraft design manual: Vol. 14-takeoff and landing system design [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2002. (in Chinese)
- [2] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册第9册:载荷、强度和刚度[M]. 北京:航空工业出版社,2005.  
Chief Committee of *Aircraft Design Manual*. Aircraft design manual: Vol. 9-load, strength and stiffness [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2002. (in Chinese)
- [3] 杨俊严. 计算航空器起落架起转、回弹载荷的解析方法[J]. 直升机技术, 1998(3): 17-21.  
YANG Junyan. Analytical method of calculation spin-up and spring-back loads of aircraft landing gear[J]. Helicopter Technique, 1998(3): 17-21. (in Chinese)
- [4] 中国人民解放军总装备部. 军用飞机强度和刚度规范第9部分:地面测试:GJB 67.9A—2008[S]. 北京:中国人民解放军装备部,2008.  
The PLA General Armament Department. Military aircraft strength and stiffness specification part 4: ground tests: GJB 67.9A—2008 [S]. Beijing: The PLA General Armament Department, 2008. (in Chinese)
- [5] 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. Drop test technology research of an aircraft landing gear[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010. (in Chinese)
- [6] 吴大方,赵星,贺小帆,等. 飞机起落架落震试验中机轮水平冲击载荷测量方法的研究[J]. 机械强度, 2010, 32(5): 729-734.  
WU Dafang, ZHAO Xing, HE Xiaofan, et al. Study on measurement method of horizontal impact load in aircraft landing gear drop test[J]. Journal of Mechanical Strength, 2010, 32(5): 729-734. (in Chinese)
- [7] 薛云芳,张飞. 起落架落震试验中摩擦系数的控制研究[J]. 科学技术创新, 2022(22): 192-196.  
XUE Yunfang, ZHANG Fei. A research on the control of friction coefficient in the landing gear drop test[J]. Scientific and Technological Innovation, 2022(22): 192-196. (in Chinese)
- [8] 常正,聂宏,冯飞,等. 飞机柔性前起落架摆振仿真分析[J]. 航空工程进展, 2011, 2(4): 432-436,484.  
CHANG Zheng, NIE Hong, FENG Fei, et al. Shimmy simulation analysis of aircraft flexible nose landing gear[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2011, 2(4): 432-436,484. (in Chinese)
- [9] 王文强,聂宏,魏小辉,等. 飞行器柔性起落架落震性能分析[J]. 机械设计与制造, 2013(8): 41-43,47.  
WANG Wenqiang, NIE Hong, WEI Xiaohui, et al. Simulation research of the flexible landing gear's falling vibration performance on an aircraft[J]. Machinery Design & Manufacture, 2013(8): 41-43,47. (in Chinese)
- [10] 冯广,向宗威,姜义尧,等. 支柱式前起落架系统刚度与摆振稳定性研究[J]. 航空工程进展, 2023, 14(1): 65-72.  
FENG Guang, XIANG Zongwei, JIANG Yiyao, et al. Study on stiffness and shimmy stability of strut-type nose landing gear system [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2023, 14(1): 65-72. (in Chinese)
- [11] 张健,张江豪. 柔性起落架起转回弹载荷计算[J]. 飞机设计, 2022, 42(1): 27-32.  
ZHANG Jian, ZHANG Jianghao. Calculation of spin-up and spring back loads of flexible landing gear[J]. Aircraft Design, 2022, 42(1): 27-32. (in Chinese)
- [12] 刘向尧. 大型客机起落架缓冲性能设计技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2018.  
LIU Xiangyao. Design methodology of landing performance for large civil airplane[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018. (in Chinese)
- [13] SURESH P S, SURAN K, SHANKAR K. Investigation of nonlinear landing gear behavior and dynamic responses on high performance aircraft[J]. Proceedings of the Institution of mechanical Engineers Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2019, 233: 5674-5688.
- [14] HUANG M Y, NIE H, ZHANG M. Analysis of ground handling characteristic of aircraft with electric taxi system [J]. Proceedings of the Institution of mechanical Engineers Part D: Journal of Automobile Engineering, 2019, 233: 1546-1561.
- [15] PARK I K, KIM S J, AHN S M. Spin-up, spring-back load analysis of KC-100 nose landing gear using explicit finite element method [J]. Journal of the Korean Society for Aeronautical Science and Flight Operation, 2011, 19(4): 51-57.
- [16] 汤阿妮. 某型飞机实测起落架着陆载荷谱分析[J]. 强度与环境, 2007(4): 43-48.  
TANG Ani. Analysis of usage landing gears loads spectrum for an aircraft's landing gears[J]. Structure & Environment

- Engineering, 2007(4): 43-48. (in Chinese)
- [17] 姚卫星, 顾怡. 飞机结构设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 2016.  
YAO Weixing, GU Yi. Aircraft structural design[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2016. (in Chinese)
- [18] 张明. 飞机地面动力学若干关键技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.  
ZHANG Ming. Research on some key technologies of aircraft ground dynamics[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)
- [19] 李东营. 基于虚拟样机技术的多轮多支柱飞机地面载荷研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.  
LI Dongying. Research on ground loads of aircraft with multi-wheels and multi-landing gear based on virtual prototyping[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)
- [20] SCHRAMM D, HILLER M, BARDINI R. Vehicle Dynamics: modeling and simulation[M]. Berlin: Springer Berlin Heidelberg, 2018.
- [21] 李伟. 大重载飞机起落架方案设计及动态性能分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.  
LI Wei. Conceptual design of landing gear and analysis of dynamic performance for heavy load aircraft [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)
- [22] 中国民用航空管理局. 运输类飞机适航标准: CCAR-25 [S]. 北京: 中国民用航空管理局, 2001.  
Civil Aviation Administration of China. Airworthiness standards for transport aircraft: CCAR-25 [S]. Beijing: Civil Aviation Administration of China, 2001. (in Chinese)
- [23] 黄鸣阳. 大型民用飞机绿色滑行机轮电驱动系统关键技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.  
HUANG Mingyang. Research on key technologies of electric green taxi system with powered wheel drive for large civil aircraft [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018. (in Chinese)

(编辑: 丛艳娟)



(上接第 81 页)

- [13] 王惟栋, 庞华华, 王斌团. 倾转旋翼机短舱倾转机构动力学仿真分析[J]. 航空工程进展, 2016, 7(2): 235-240.  
WANG Weidong, PANG Huahua, WANG Bintuan. Dynamics simulation analysis of tiltrotor aircraft nacelle tilt mechanism[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2016, 7(2): 235-240. (in Chinese)
- [14] 吉国明, 郑配云, 邓茅菁, 等. 倾转旋翼机转动机构运动学仿真分析[J]. 航空工程进展, 2015, 6(4): 452-459.  
JI Guoming, ZHENG Peiyun, DENG Maojing, et al. Kinematic simulation and analysis of tiltrotor rotating mechanism [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2015, 6(4): 452-459. (in Chinese)
- [15] 徐起. 轻小型倾转四旋翼飞行器动部件设计[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.  
XU Qi. Design of dynamic components of light QTR aircraft [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018. (in Chinese)
- [16] 白亮亮, 张亚斌, 曹圣兵. 倾转旋翼机短舱倾转驱动同步性技术研究[J]. 液压气动与密封, 2022, 42(7): 33-45.  
BAI Liangliang, ZHANG Yabin, CAO Shengbing. Research on synchronization technology of tilting rotation driving of tilting rotor [J]. Hydraulics Pneumatics & Seals, 2022, 42(7): 33-45. (in Chinese)
- [17] HICKS D L, SHORT A G. Fail safety aspects of the V-22 pylon conversion actuator [C] // American Helicopter Society 48th Annual Forum. Washington: IEEE, 1992: 1157-1165.
- [18] WHITE G. V-22 nacelle conversion actuator [J]. Proceedings of Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 1993, 207(1): 61-72.
- [19] 王伟, 段卓毅, 周林. 倾转旋翼机设计特点及难点分析 [J]. 航空科学技术, 2015, 26(3): 1-4.  
WANG Wei, DUAN Zhuoyi, ZHOU Lin. Brief analysis on the design features and difficulties of tiltrotor [J]. Aeronautical Science & Technology, 2015, 26(3): 1-4. (in Chinese)
- [20] FENNY C, HART K E. Design and development of a pylon conversion actuation system for a civil tiltrotor aircraft [C] // American Helicopter Society 56th Annual Forum. Virginia Beach: IEEE, 2000: 1370-1388.
- [21] 薛瑞娟, 郭敬彬, 王君, 等. 环形弹簧静刚度与冲击性能有限元分析[J]. 船舶科学技术, 2018, 40(10): 67-71.  
XUE Ruijuan, GUO Jingbin, WANG Jun, et al. Finite element analysis of static stiffness and shock performance of ring spring [J]. Ship Science and Technology, 2018, 40 (10): 67-71. (in Chinese)

(编辑: 丛艳娟)