

DOI:10.16356/j.2097-6771.2026.03.013

车架式起落架减缩质量落震试验改进方法

李昕苒^{1,2,3}, 魏小辉^{1,2,3}, 房兴波^{1,2,3}, 陈虎⁴, 刘中昊^{1,2,3}

(1. 南京航空航天大学航空学院, 南京 210016; 2. 南京航空航天大学机械结构力学及控制国家重点实验室, 南京 210016; 3. 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; 4. 南京航空航天大学通用航空与飞行学院, 溧阳 213300)

摘要: 本文针对车架式起落架在传统减缩质量法落震试验中存在的吊篮垂向速度失真、导致动力学响应偏差的问题, 以提高试验精度与工程适用性为目的, 建立了车架式起落架多体动力学模型, 对比分析了减缩质量法与升力加载法下的落震响应特性, 揭示了传统方法因未模拟升力而导致触地后持续加速、速度超标的内在机理。通过提出一种基于参数反馈迭代的改进方法, 对投放质量与高度进行联合优化调节, 实现了速度与能量的协同等效。以某大型民机主起落架为研究对象进行仿真验证, 结果表明: 该方法将吊篮垂向速度误差从 11.15% 降低至 0.13%, 功量误差控制在 2.34% 以内, 并使油液阻尼力峰值等关键载荷指标与升力加载法的差异缩小至 4.01%。研究表明, 所提出的改进方法在不引入复杂仿升系统的条件下, 显著提升了车架式起落架落震试验的精度与可靠性, 为起落架缓冲性能验证提供了一种高效工程解决方案。

关键词: 车架式起落架; 多体动力学; 落震试验; 减缩质量法; 升力加载法

中图分类号: V226

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2026)03-0598-08

An Improved Reduced-Mass Method for Drop Test of Truck-Beam Landing Gears

LI Xinran^{1,2,3}, WEI Xiaohui^{1,2,3}, FANG Xingbo^{1,2,3}, CHEN Hu⁴, LIU Zhonghao^{1,2,3}

(1. College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China; 2. State Key Laboratory of Mechanics and Control of Mechanical Structures, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China; 3. Key Laboratory of Fundamental Science for National Defense-Advanced Design Technology of Flight Vehicle, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China; 4. College of General Aviation and Flight, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Liyang 213300, China)

Abstract: Truck-beam landing gears usually face vertical velocity distortion of the drop test basket during traditional reduced-mass method drop tests, leading to deviations in dynamic response. Aiming to enhance test accuracy and engineering applicability, this study proposes a multibody dynamics model of the truck-beam landing gear. The drop response characteristics under both the reduced-mass method and the lift-loading method are compared and analyzed, revealing the inherent mechanism of the traditional method: The continuous post-touchdown acceleration and velocity overshoot due to the absence of lift simulation. An improved approach based on parameter feedback iteration is proposed, achieving simultaneous equivalence in velocity and energy through coordinated adjustment of the release mass and height. Simulation validation conducted on a main landing gear of a large civil aircraft demonstrates that the proposed method reduces the

基金项目: 中央高校基本科研业务费专项基金(NS2024065)。

收稿日期: 2025-09-18; **修订日期:** 2026-01-08

通信作者: 魏小辉, 教授, 博士生导师, E-mail: wei_xiaohui@nuaa.edu.cn。

引用格式: 李昕苒, 魏小辉, 房兴波, 等. 车架式起落架减缩质量落震试验改进方法[J]. 南京航空航天大学学报(自然科学版), 2026, 58(3): 598-605. LI Xinran, WEI Xiaohui, FANG Xingbo, et al. An improved reduced-mass method for drop test of truck-beam landing gears[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics(Natural Science Edition), 2026, 58(3): 598-605.

error in the basket's vertical velocity from 11.15% to 0.13%, confines the energy error within 2.34%, and narrows the discrepancy in key load indicators (e.g., peak oil damping force) to 4.01% compared with the lift-loading method. The results indicate that the proposed method significantly enhances the accuracy and reliability of drop tests for truck-beam landing gears without introducing complex lift simulation systems, providing an efficient engineering solution for validating landing gear buffer performance.

Key words: truck-beam landing gear; multibody dynamics; drop test; reduced-mass method; lift-loading method

起落架系统在着陆过程中承受剧烈冲击载荷,是飞机结构故障的高发部位之一^[1-2]。起落架系统作为飞机结构中最为关键的承力部件之一,特别是在高频率、大载荷的运营环境下,缓冲系统的能量吸收能力若与设计预期存在偏差,将显著增加机体结构的疲劳损伤积累风险,进而威胁飞行安全^[3]。发展高精度的起落架缓冲性能试验方法,对提升飞机运行安全水平和延长起落架使用寿命具有重要工程意义。飞机起落架落震试验是验证缓冲系统能量吸收特性的关键环节^[4-5],其试验结果直接影响起落架设计的安全性与可靠性。

目前,对于车架式起落架的落震动力学建模仿真,尤其是对其在尾沉工况下缓冲系统能量吸收特性的研究仍相对不足。现有文献多集中于传统支柱式起落架的动力学分析,文献[6]采用LMS Virtual.Lab建立了车架式起落架的多体动力学模型,并指出落震冲击会引发车架产生幅值大、能量高的俯仰振动。然而,该研究主要侧重于车架结构的振动响应分析,未能深入探讨尾沉工况下缓冲系统的能量吸收特性与车架—缓冲耦合动力学机制。文献[7]主要分析了一种无源的车架式起落架中车架定位器对于滑跑和落震时前后轮的载荷分配。文献[8]针对单支柱多轮起落架设计了一种车架稳定系统,其具有滑跑减震、缩短起飞距离和车架角度定位3个功能。

目前国际普遍采用“减缩质量法”与“升力加载法”2类方法来进行落震试验^[9-10]。减缩质量法基于能量等效原理,通过自由落体运动模拟飞机着陆过程,将机翼升力所做的功等效为投放质量的减缩^[11],是一种在无气动升力条件下验证缓冲性能的试验方法。该方法因操作简便、成本较低,成为工程实践中的主流方法,尤其广泛应用于传统双轮起落架的试验中。然而,减缩质量法在车架式多轮起落架应用中存在明显局限性。由于其在着陆过程中未模拟机翼升力,吊篮在触地前持续加速,导致最大垂向速度显著高于额定下沉速度。例如,某型四轮车架式起落架的试验数据显示,吊篮最大垂向速度达 3.44 m/s,较设计值 3.05 m/s 高出 12.8%,致使最大垂向载荷上升 38.2%^[12]。这一偏

差使得试验结果难以真实反映实际着陆工况。

升力加载法是一种通过外部仿升装置模拟机翼气动升力作用的落震试验方法,其投放质量等于起落架当量质量,能够更真实地反映飞机着陆过程中的受力状态^[13-14]。该方法采用气动缸或高弹性橡皮绳等装置施加垂直向上的载荷,根据文献[15]在全机的落震试验,该方法实现了下沉速度误差小于3%的效果。该方法在实际应用中存在一定局限性,其仿升系统结构复杂,需精密控制装置施加与真实升力变化一致的载荷,对传感器精度和作动响应要求极高,现有气动或弹性元件难以实现准确的动态力控制^[16]。此外,升力加载法试验成本显著提高,设备复杂度大幅增加,限制了其工程适用性和推广价值,尤其在对多轮车架式起落架进行试验时,难以在实际环境中稳定复现理论上的精度优势^[17]。在两种试验方法对起落架关键参数影响的对比研究方面,文献[18]以单腔油-气式缓冲器支柱型起落架为研究对象,分别采用减缩质量法与升力加载法进行了落震试验。研究表明,在吸收同等能量的条件下,两种方法在撞击载荷、缓冲器行程及轮胎压缩量等关键参数上呈现系统性差异。试验数据表明,减缩质量法测得的油液阻尼力峰值、起转载荷、回弹载荷及轮胎压缩量均大于升力加载法的试验结果。

本文通过建立车架式起落架的多体动力学模型,重点研究尾沉工况下缓冲系统的能量吸收过程,为改进减缩质量落震试验方法提供理论基础。与支柱式起落架不同,车架式起落架在尾沉着陆过程中前后轮依次接地,会引发车架的显著俯仰运动,从而导致缓冲系统受力状态复杂化。因此,对该工况动力学特性的分析是揭示传统落震试验方法误差机理并实现针对性改进的前提。针对车架式起落架在传统减缩质量法落震试验中存在的吊篮垂向速度失真问题,本文提出一种基于参数反馈迭代的改进方法,在保证能量等效原则的基础上,实现对投放质量与高度的联合优化调节。本文结构如下:第1节建立车架式起落架的多体动力学模型;第2节分析尾沉工况下缓冲系统的能量吸收特性;第3节提出基于参数迭代的减缩质量试验改进方法,并通过仿真验证其有效性。

1 车架式起落架动力学建模

1.1 起落架模型

建立车架式起落架多体动力学模型,首先要考虑起落架的精确运动关系,为每一个结构部件赋予质量、重心坐标系、转动惯量等属性,并建立各部件之间的约束与运动副,采用质量点模拟吊篮。由于本研究仅关注落震响应,本文在建模过程中对结构进行简化,保留关键受力部件,删除与落震试验无关的附属结构。图1为车架式起落架示意图,主要结构包括支柱外筒、活塞杆、扭力臂、车架定位器、机轮以及车架。

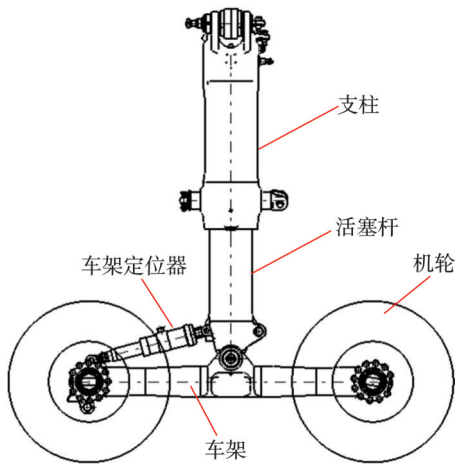


图1 车架式起落架示意图

Fig.1 Schematic diagram of the truck-beam landing gear

根据主起落架的实际运动情况,本文建立的起落架多体动力学运动副关系如图2所示,包括固定副、旋转副、圆柱副和球副等。为抑制车架俯仰运动以及控制车架定位角度,在车架与活塞杆之间增加了一个车架定位器,其结构与起落架缓冲器类似,也是一个油气缓冲器。

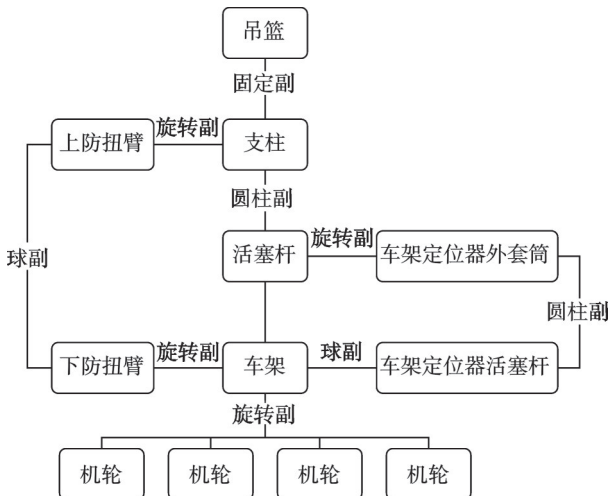


图2 车架式起落架运动副示意图

Fig.2 Schematic diagram of kinematic pairs in the truck-beam landing gear

1.2 缓冲系统模型

油气式缓冲器在工作过程中的轴向载荷主要由空气弹簧力和油液阻尼力组成。对于单腔油气式缓冲器,其空气弹簧力 F_{am} 表示为

$$F_{am} = A_{am} \left[(P_{0m} + P_{atm}) \left(\frac{V_{0m}}{V_{0m} - A_{am} s_m} \right)^\gamma - P_{atm} \right] \quad (1)$$

式中: A_{am} 为主起缓冲器压气面积; P_{0m} 为主起全伸长状态充气压强; P_{atm} 为大气压强; V_{0m} 为主起全伸长状态气腔中的空气体积; s_m 为缓冲器压缩量; γ 为空气多变指数。

油气式缓冲器的油液阻尼力 F_{hm} 表示为

$$F_{hm} = \left[\frac{\rho_o A_{ozm}^3}{2(C_{dzm} A_{hzm})^2} + \frac{\rho_o A_{ocm}^3}{2(C_{dcm} A_{hcm})^2} \right] |\dot{s}| \quad (2)$$

式中: ρ_o 为油液密度; A_{ozm} 、 A_{ocm} 分别为主起主油腔与侧油腔的压油面积; C_{dzm} 、 C_{dcm} 分别为主起主油腔与侧油腔的油液流量系数; A_{hzm} 、 A_{hcm} 分别为主起主油孔与侧油孔的流通面积; \dot{s} 为缓冲器压缩速度。

结构限制力的主要作用是当起落架行程接近上下限时,缓冲器会给予其一个反方向的阻力, F_{stp} 表示为

$$F_{stp} = \begin{cases} -SK_{stp} & S < 0 \\ 0 & 0 \leq S \leq S_{max} \\ K_{stp}(S - S_{max}) & S > S_{max} \end{cases} \quad (3)$$

式中: K_{stp} 为结构限制刚度; S_{max} 为缓冲器最大行程; S 为缓冲器压缩量。

1.3 机轮模型

由于本研究仅关注落震响应,因此建立起落架轮胎动力学模型时,仅考虑轮胎垂向力以及侧向力。垂向轮胎力 F_{TV} 由轮胎压缩量确定,表示为

$$F_{TV} = (1 + C_i \dot{\delta}_i) f(\delta_i) \quad (4)$$

式中: δ_i 为轮胎压缩量; $f(\delta_i)$ 为轮胎垂向静压曲线; C_i 为轮胎当量垂向阻尼系数。

侧向轮胎力 F_{TC} 与由垂向轮胎力和轮胎侧滑角确定,表示为

$$F_{TC} = \mu_o F_{TV} \tanh(K_{TC} \beta_i) \quad (5)$$

式中: K_{TC} 为侧向轮胎力常数; β_i 为轮胎侧滑角。

1.4 模型参数来源说明

本模型中各类参数的取值依据如下:起落架结构参数与质量参数来源于某型民用飞机起落架的设计数据;缓冲器装填参数(如充气压力、油孔面积等)依据其设计指标确定;轮胎模型参数基于制造商提供的静态压缩试验数据,通过拟合获得。所有参数均通过对比典型工况下的仿真响应与设计预期进行一致性校验,以确保模型的工程可信度。

1.5 落震试验方法的计算原理与模型实现

落震试验的核心在于模拟飞机以规定下沉速度接地时的能量吸收过程。根据是否模拟机翼升力,主要分为减缩质量法与升力加载法。

(1) 减缩质量法

该方法基于能量等效原理,将着陆过程中机翼升力所做的功,等效为对起落架系统投放质量(吊篮质量)的缩减,其减缩投放质量表示为

$$M_l = M_{dl} \frac{H + (1 - L)d}{H + d} \quad (6)$$

式中: M_l 为减缩质量落震试验中的投放质量; H 为投放高度; d 为吊篮垂向位移; M_{dl} 为起落架当量质量; L 为升力系数,一般取 $L = 1$ 。

运用减缩质量法的落震试验中,动力学建模中,将减缩后的质量集中赋予吊篮模型,根据额定下沉速度计算其初始投放高度并设置初始零速度状态,在重力场下进行自由落体仿真,从而可模拟减缩质量法的落震过程。

(2) 升力加载法

该方法直接采用起落架的当量质量 M_{dl} 作为投放质量,即 $M_l = M_{dl}$ 。同时,通过外部作动装置在吊篮上施加一个与升力大小相等、方向相反的力,以模拟升力在着陆过程中的抵消作用,从而更真实地复现飞机的受力状态。

运用升力加载法的落震试验中,起落架所需当量仿升力由仿升作动筒提供^[10],当吊篮同时与测力平台和仿升筒顶帽刚好接触,此时为落震零点,此时由仿升作动筒施加仿升力给吊篮。在动力学建模中,同样采用当轮胎接地瞬间,由地面向吊篮施加与落体系统相等重量的仿升力来实现升力加载法的落震仿真。

2 车架式起落架缓冲特性分析

2.1 研究对象与输入参数

本文以某大型民用飞机的主起落架为研究对象,分别采用减缩质量法与升力加载法两种不同的试验方法对其 8.5° 的尾沉工况的落震响应进行仿真,分析起落架缓冲特性,两种方法所采用的主要仿真参数如表 1 所示。

表 1 减缩质量法与升力加载法落震试验仿真参数

Table 1 Simulation parameters for drop tests using the reduced-mass method and lift-loading method

仿真参数	数值
当量质量/kg	80 000
投放质量/kg	36 000(减缩质量法) 80 000(升力加载法)
投放高度/mm	475
尾沉角度/ $^\circ$	8.5
下沉速度/ $(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	3.05
理论功量/kJ	372.4

基于上述两组工况进行仿真分析,可获得主起落架在不同加载方法下的落震响应特性,为后续改进策略与参数修正方法的验证提供基础数据支撑。

2.2 仿真结果分析

对同一起落架在减缩质量法与升力加载法下的落震仿真结果进行对比分析,如图 3~6 所示,两种试验方法下起落架的落震响应存在显著差异。减缩质量法中吊篮最大垂向速度达 3.39 m/s ,较额定下沉速度 3.05 m/s 高出 11.15% ,导致油液阻尼力峰值和垂向载荷较升力加载法分别增加 19.28% 和 10.64% ,此差异源于油液阻尼力与活塞压缩速度的平方正比关系,本质上是减缩质量法中吊篮垂向速度异常增大导致的动力学响应失真。而升力加载法在升力的作用下,缓冲过程更接近设计工况。

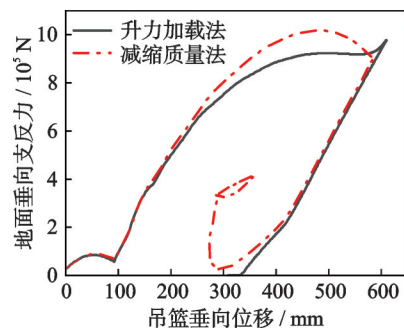
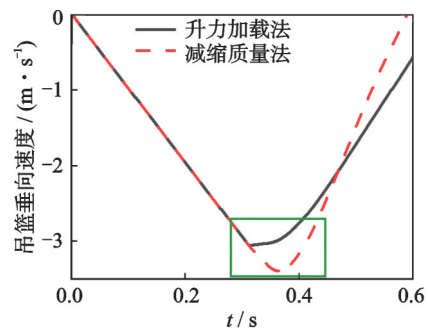
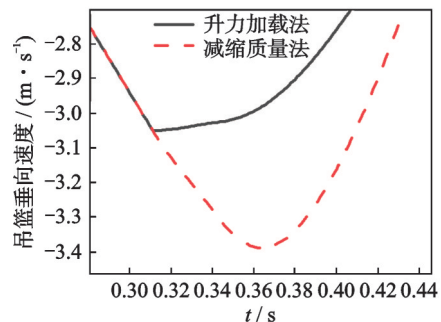


图 3 尾沉着陆工况下减缩质量法和升力加载法下的起落架功量图对比

Fig.3 Comparison of energy-stroke curves of the landing gear between the reduced-mass method and the lift-loading method under tail-down landing conditions



(a) Vertical velocity comparison between two methods



(b) Detailed comparison of vertical velocity

图 4 尾沉着陆工况下减缩质量法和升力加载法下的吊篮垂向速度对比

Fig.4 Comparison of vertical velocity of the nacelle between the reduced-mass method and the lift-loading method under tail-down landing conditions

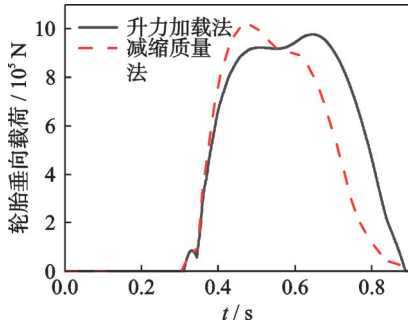


图 5 垂向载荷对比

Fig.5 Comparison of vertical loads

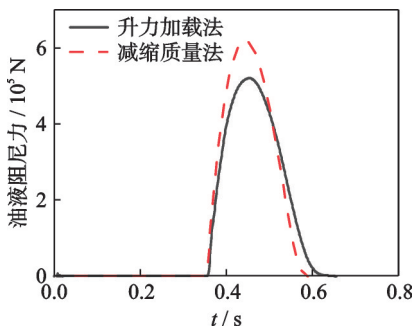


图 6 尾沉着陆工况下减缩质量法和升力加载法下的油液阻尼力对比

Fig.6 Comparison of oil damping force between the reduced-mass method and the lift-loading method under tail-down landing conditions

2.3 问题机理分析

造成上述差异的主要原因在于减缩质量法与升力加载法试验中起落架轮胎触地后系统受力机制的不同。

2.3.1 减缩质量法

在减缩质量法中,由于未模拟升力,吊篮-车架系统在后轮触地(图 7 状态 B)后,仍在重力作用下持续加速,直至前后轮均接地、地面支反力完全平衡重力(状态 C)。此过程导致吊篮垂向速度在触地后进一步攀升至峰值(3.39 m/s),超过额定值 11.15% (图 4)。该速度偏差直接导致油液阻尼力峰值的增大,对试验数据的可比性和稳定性带来一定干扰。

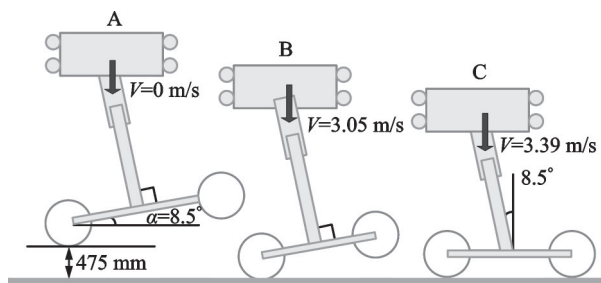


图 7 车架式起落架尾沉工况示意图

Fig.7 Schematic diagram of the tail-down condition for the truck-beam landing gear

2.3.2 升力加载法

在后轮接地后,由于机翼升力的持续作用,吊篮-起落架系统的垂向加速度显著减小,趋近于 0。当前轮接地时,系统产生反向加速度,在地面支反力作用下加速回弹,实现能量吸收与缓冲过程。故在升力加载法下,吊篮垂向速度峰值得到抑制,从而保障了试验的控制精度与响应一致性。

文献[12]显示,传统减缩质量法在多轮转向架起落架的落震试验中存在系统性偏差。当采用减缩质量法时,由于未模拟升力对载荷的抵消作用,系统在释放后存在明显的加速度增益现象,导致吊篮触地前的垂向速度超出设定值(实测达 3.44 m/s,高于目标速度 3.05 m/s)。这种偏差直接导致缓冲器活塞杆的压缩速度异常增大,油液阻尼力峰值显著升高,造成峰值载荷增大。进一步的仿真对比表明,采用升力加载法模拟升力后,缓冲过程中的峰值载荷明显降低,且系统压缩量增加,缓冲器响应更接近真实工况。该研究最终指出,在多轮结构(如四轮转向架)中,减缩质量法现有的释放高度定义方式存在明显失真,建议在此类工况中采用升力加载法或其他更具工况还原能力的修正策略。

3 考虑垂直速度等效的减缩质量落震试验改进方法

针对上述减缩质量法因未模拟升力而导致的吊篮垂向速度超标及动力学响应失真问题,在保留其工程简便性优势的同时实现对额定下沉速度的精准模拟,本文提出一种基于双目标的参数调节方法。该方法通过协同调控投放质量与投放高度,在维持能量守恒的基础上约束吊篮最大垂向速度逼近设计值,从而显著提升试验准确性。

3.1 参数调节原理与改进策略

本文提出一种参数迭代调节方法^[19],该方法通过比对仿真结果与目标结果,以投放质量 M (单位:kg)、投放高度 H (单位:mm) 为变量,以目标吊篮最大垂向速度 V_{\max} 与功量 E_{design} 为双重约束,建立误差收敛准则

$$0\% \leq \frac{V_{\max}^{(k)} - V_0}{V_0} \leq 2\% \quad (7)$$

$$\left| \frac{E_{\text{design}} - E_{\text{test}}^{(k)}}{E_{\text{design}}} \right| \leq 5\% \quad (8)$$

式中: V_0 为额定下沉速度, E_{design} 为理论功量。

当误差超限时,基于如下规则进行参数修正

$$\begin{cases} H_{k+1} = \alpha_k \cdot H_k = \left(\frac{V_0}{V_{\max}^{(k)}} \right)^2 H_k \\ M_{k+1} = \beta_k \cdot M_k = \left(\frac{E_{\text{design}}}{E_{\text{test}}^{(k)}} \right) M_k \end{cases} \quad (9)$$

式中: k 为迭代轮次; α 、 β 为调节系数,根据实际情况进行调节。图8为上述改进策略的具体流程图。

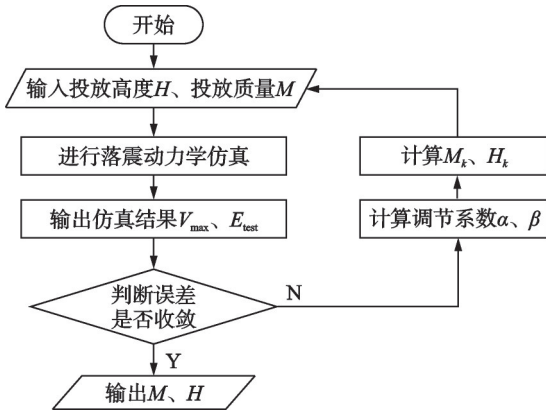


图8 参数改进流程图

Fig.8 Flow chart of parameter improvement process

3.2 调节示例与响应验证

选取减缩质量法的初始参数 $M_0=36\ 000\ \text{kg}$, $H_0=475\ \text{mm}$ 进行参数迭代调节,迭代过程如表2所示。表中, M_k 为第 k 次仿真的投放重量, H_k 为第 k 次仿真的投放高度, h_k 为第 k 次仿真得到的吊篮垂向位移, V_k 为第 k 次仿真得到的吊篮最大垂向速度。如表2所示,第2轮迭代结果已满足收敛判据,吊篮最大垂向速度与目标值相对误差低于2%,系统能量误差控制在3%以内,初步验证了所提出参数修正模型的有效性。为使仿真结果在数值精度和响应趋势上更加平滑、接近理论预期,进行第3轮迭代,使关键指标更加接近目标值,提升了结果的整体质量与展示效果。

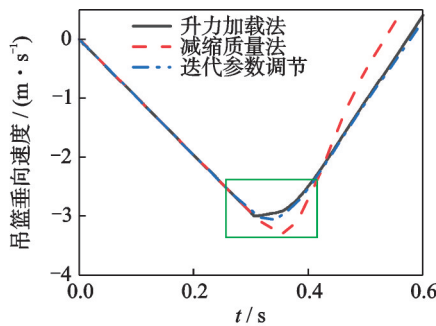
表2 迭代过程记录表

Table 2 Record of the iteration process

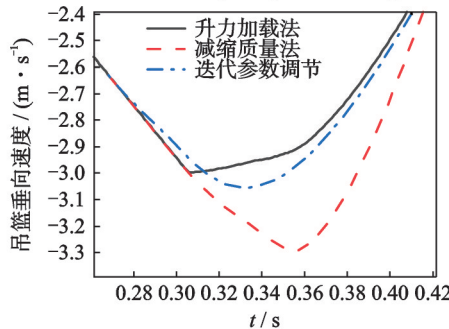
k	M_k/kg	H_k/mm	h_k/mm	$V_k/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	α_k	β_k	速度变化百分比/%	能量变化百分比/%
0	36 000	475	585.67	3.383	0.81	0.99	10.92	-0.48
1	35 826	386	562.48	3.119	0.96	1.12	2.25	10.56
2	40 060	369	605.05	3.088	0.98	0.97	1.23	-2.72
3	39 000	360	591.2	3.054	0.99	1.02	0.13	2.34

将第3轮迭代收敛组与升力加载法、减缩质量法的仿真结果进行对比,图9表明,经改进的方法获得的吊篮最大垂向速度为3.054 m/s,与额定下

沉速度3.05 m/s的误差仅为0.13%,相较于传统减缩质量法的3.39 m/s,速度值显著降低9.9%,验证了本方法的有效性。



(a) Maximum vertical velocity comparison among three methods



(b) Detailed comparison of maximum vertical velocity

图9 减缩质量法、升力加载法及改进减缩质量法下的吊篮垂向速度对比

Fig.9 Comparison of vertical velocity of the nacelle among the reduced-mass method, the lift-loading method, and the improved reduced-mass method

由图10分析可得:改进后的油液阻尼力峰值较传统的减缩质量法降低6.18%,且与升力加载法同时段对应的垂向载荷差异缩小至4.01%;而空气弹簧力部分峰值与传统减缩质量法基本一致,表明本方法在维持能量守恒的前提下,确保了速度指标满足设计要求。

图11进一步佐证了相较于传统的减缩质量法,参数改进后阻尼力峰值下降10.52%,虽仍高于升

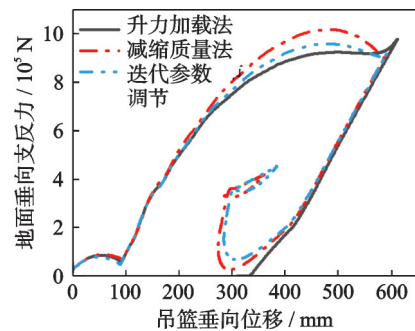


图10 减缩质量法、升力加载法及改进减缩质量法下的起落架能量图对比

Fig.10 Comparison of energy-stroke curves of the landing gear among the reduced-mass method, the lift-loading method, and the improved reduced-mass method

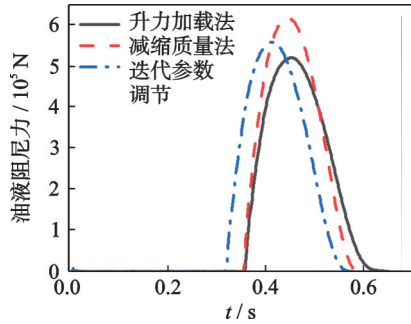


图 11 减缩质量法、升力加载法及改进减缩质量法下的油液阻尼力对比

Fig.11 Comparison of oil damping force among the reduced-mass method, the lift-loading method, and the improved reduced-mass method

力加载法约 6.86%，但也印证了改进调节参数对于调节吊篮最大垂向速度的有效性，再次印证了吊篮垂向速度对起落架整体缓冲性能与动态响应影响。

图 12 显示，在轮胎接地初期（活塞杆高速压缩阶段），改进方法使缓冲器载荷峰值减少 6.06%，与前述的油液阻尼力峰值下降趋势一致；而在缓冲后期，两条曲线因空气弹簧力主导而趋于重合，说明本方法未改变气体缓冲特性。

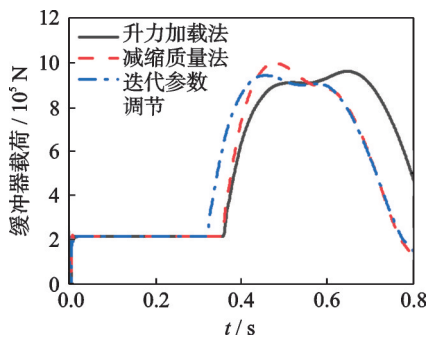


图 12 缓冲器载荷对比图

Fig.12 Comparison of shock strut loads

由表 3 可知，本文提出的改进方法，通过动态修正因子对投放质量 M 与高度 H 进行协同调整，在系统输出（吊篮最大垂向速度与试验功量）偏离设计目标时实施迭代修正，直至满足双重收敛条件。通过具体案例分析表明，该方法能在数轮迭代内使仿真结果收敛至设计值误差允许范围内，且动力学响应特性与升力加载法更为接近。

表 3 关键动力学响应指标对比

Table 3 Comparison of key dynamic response indicators

指标	减缩质量法	升力加载法	改进方法
吊篮最大垂向速度/($\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$)	3.39	3.05	3.054
投放功量/kJ	374.2	372.4	363.55
油液阻尼力峰值相对值/%	+19.28	基准(0)	+6.86
缓冲器载荷峰值相对值/%	+10.64	基准(0)	+4.01

4 结 论

本文针对车架式起落架在传统减缩质量法试验中存在的垂向速度失真问题，通过建立多体动力学模型分析尾沉工况下缓冲系统与车架结构的耦合特性，提出了一种基于参数反馈迭代的试验改进方法。通过构建投放质量与高度的联合优化策略，实现了对吊篮最大垂向速度的精确控制。经过仿真验证，本研究主要结论如下。

(1) 本文以某大型民机车架式主起落架为研究对象，进行了多体动力学建模，该模型能实现减缩质量法和升力加载法两种不同的落震试验的仿真，为后续起落架缓冲性能的研究提供了支撑。

(2) 通过落震仿真，发现了传统减缩质量法在车架式起落架在尾沉工况下存在不足：其吊篮最大垂向速度 (3.39 m/s) 较额定值 (3.05 m/s) 误差为 11.15%，该速度失真直接导致油液阻尼力峰值增大 19.28%，引入不可忽视的动力学响应偏差。

(3) 本文提出的改进方法成功实现了速度与能量的协同等效，将垂向速度误差降至 0.13%，功量误差控制在 2.34% 以内。该方法使关键载荷指标与升力加载法的差异缩小至 4.01%，在无需复杂仿升系统的条件下，达成了高精度与工程可行性的统一，为车架式起落架试验提供了一种高精度、低成本工程实用解决方案。

参考文献：

- [1] 王旭亮, 聂宏, 薛彩军, 等. 飞机起落架疲劳与可靠性技术研究综述[C]//大型飞机关键技术高层论坛暨中国航空学会 2007 年学术年会论文集. 深圳, 中国: [s.n.], 2007: 125-130.
WANG Xuliang, NIE Hong, XUE Caijun, et al. Overview of research on fatigue and reliability technology of aircraft landing gear [C]//Proceedings of the High-Level Forum on Key Technologies for Large Aircraft and the 2007 Annual Conference of the Chinese Society of Aeronautics and Astronautics. Shenzhen, China: [s.n.], 2007: 125-130.
- [2] 陈声虎. 飞机起落架故障分析与可靠性研究[D]. 武汉: 武汉轻工大学, 2022.
CHEN Shenghu. Fault analysis and reliability research of aircraft landing gear [D]. Wuhan: Wuhan Polytechnic University, 2022.
- [3] 吴斌斌. 基于疲劳分析的高超声速飞行器起落架结构优化设计[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2023.
WU Binbin. Structural optimization design of landing gear for hypersonic vehicle based on fatigue analysis [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2023.

- [4] CHOI Y T, WERELEY N M. Vibration control of a landing gear system featuring electrorheological/magnetorheological fluids[J]. *Journal of Aircraft*, 2003, 40(3): 432-439.
- [5] 诺曼·斯·柯里. 飞机起落架设计原理和实践[M]. 北京: 航空工业出版社, 1990.
- [6] 张振华, 李巍, 谢彦, 等. 基于小车式起落架地面滑跑振动仿真分析[J]. *计算机仿真*, 2022, 39(8): 59-63, 97.
ZHANG Zhenhua, LI Wei, XIE Yan, et al. Simulation analysis of grand rolling vibration based on frame landing gear[J]. *Computer Simulation*, 2022, 39(8): 59-63, 97.
- [7] 夏铭渊, 张明. 一种无源式车架定位器设计及性能分析[J]. *机械设计与制造工程*, 2021, 50(11): 81-86.
XIA Mingyuan, ZHANG Ming. Design and performance analysis of a passive truck positioner actuator [J]. *Machine Design and Manufacturing Engineering*, 2021, 50(11): 81-86.
- [8] 徐妩佳. 单支柱多轮起落架车架稳定系统设计与分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.
XU Wujia. Design and analysis on bogie stabilization system of multi-wheel landing gear[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018.
- [9] 金秀芬, 李凯. 起落架落震试验修正案影响分析及验证思路研究[J]. *航空工程进展*, 2012, 3(4): 453-456, 504.
JIN Xiufen, LI Kai. Impact analysis and investigation of compliance approach for the landing gear drop test amendment[J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2012, 3(4): 453-456, 504.
- [10] 沈强, 时兵. 升力加载法在起落架缓冲器性能研究中的应用[J]. *航空计算技术*, 2010, 40(5): 59-62.
SHEN Qiang, SHI Bing. Application of a novel lift-loading method in landing gear performance study[J]. *Aeronautical Computing Technique*, 2010, 40(5): 59-62.
- [11] 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, 407.
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, 407.
- [12] GE D D, ZHANG Z H, WANG K. Research on drop test methods for four-wheel bogie-type landing gear for large civil aircraft[C]//Proceedings of CSAA/IET International Conference on Aircraft Utility Systems (AUS 2024). Xi'an, China: IET, 2025: 344-348.
- [13] 齐丕骞, 史惟琦, 戚志民, 等. 起落架落震试验中的仿升动力模拟[J]. *机械科学与技术*, 2002, 21(S1): 36-37.
QI Piqian, SHI Weiqi, QI Zhimin, et al. Wing lift simulation in landing-gear drop test[J]. *Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering*, 2002, 21(S1): 36-37.
- [14] 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 landing gear drop shock performance[J]. *Chinese Journal of Applied Mechanics*, 2023, 40(1): 48-56.
- [15] 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.
- [16] 张子豪. 某超小型油气式起落架落震性能及其试验技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2019.
ZHANG Zihao. Study on the drop test performance and test technology of an ultra-small oil-gas landing gear[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2019.
- [17] 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): 139-147.
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): 139-147.
- [18] 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, MOU Rangke. Comparative study on seismic drop test of reduced mass method and simulated lifting method[J]. *Scientific and Technological Innovation*, 2021, 28: 145-147.
- [19] SHEIKHOLESLAMI R, RAZAVI S. Progressive Latin hypercube sampling[J]. *Environmental Modelling & Software*, 2017, 93: 202-221.

(编辑:王婕)