

六轮小车式起落架地面载荷分析研究

张明, 卫夕阳, 杨子民, 史夏正

(南京航空航天大学 飞行器先进设计技术国防重点科学实验室, 江苏 南京 210016)

摘 要: 为了分析起落架支柱柔性和机身柔性对飞机地面运动载荷的影响,应用动力学基本原理,建立了六轮小车式起落架动力学模型及全机模型。对活塞杆与外筒柔性化处理,并在对称水平着陆、机尾下沉着陆和滚转着陆 3 种着陆工况下,分析了小车式起落架的载荷分配情况,研究了着陆工况及支柱柔度对小车式起落架载荷分配的影响。对机身进行柔性化处理,分析机身柔性对地面载荷的影响。结果表明:支柱柔度对起落架航向载荷影响较大,对垂向载荷影响较小;考虑机身柔性后,弹性机身变形吸收能量,有助于减弱机体振动,起落架及轮胎上的载荷也明显减小。

关 键 词: 支柱柔性化;起落架;机身柔性;地面载荷

中图分类号: V226 **文献标志码:** A **文章编号:** 1000-2758(2022)05-1090-10

在大重载飞机起飞与着陆过程中,起落架会承受极大的载荷,也对轮胎提出了很高的要求,相比于中小型飞机,大型飞机必须通过增加轮胎数目来减小单个轮胎所受到的载荷。在某一个机轮损坏的情况下,起落架还可以凭借其他正常的机轮完成起降工作,多轮的结构还有利于提高飞机的制动性^[1-3]。然而,飞机轮胎的增加使得车架的结构变得十分复杂,这对车架强度也提出了更高的要求。另外,在着陆过程中轮胎载荷的分配也是研究的重点。因此,对多轮式起落架载荷分配的研究具有很重要的意义。

曹欣等^[4]分析了四轮小车式起落架着陆冲击过程中的受力状态,并对车架进行了强度分析。王博等^[5]针对某型飞机的多轮多支柱式起落架系统,研究了组成单个起落架的轮胎、缓冲器、刹车系统、前轮转弯等部件的受力和传递过程,建立了飞机六自由度模型,并在某型飞机的动基座模拟器上进行试验验证。樊海龙^[6]建立了一套多支柱小车式起落架三维数学模型,在 Adams 中进行了整机动力学仿真。匡爱民等^[7]借鉴前人经验,建立了小车式起落架动力学平衡方程,深入研究了有关多轮起落架轮胎载荷分配的问题。宣建林等^[8]通过适当调整起落架的尺寸布置来控制前、后机轮载荷比,将机场

不平度作为影响因素,设计相应的载荷分配算法。张明^[9]建立了多轮多支柱起落架的虚拟样机,该模型可以模拟小车式起落架非对称着陆及非对称防滑刹车的过程。

上述研究主要涉及起落架落震性能及优化,或者是单纯地采用仿真方法计算飞机着陆工况下起落架支柱载荷,没有给出起落架各轮胎具体载荷及相应的载荷比。因此本文利用仿真方法,进行支柱柔性化和机身柔性化处理,计算出各工况下各轮胎载荷及轮组载荷比,为起落架的结构设计提供参考。

1 小车式起落架动力学模型

1.1 小车式起落架运动几何关系

为了使所创建的飞机起落架力学模型既符合实际情况下机械系统的运动特点,又方便求解,需要合理简化飞机起落架结构。图 1 描述了起落架各部分运动几何关系,图 2 为起落架受力示意图。在创建小车式起落架落震动力学方程之前,需要对小车式起落架模型作出以下基本假设:

1) 小车式起落架几何模型都处于同一个平面内,所有的力都作用在此平面内;

- 2) 起转回弹过程中不考虑飞机航向速度的变化;
- 3) 着陆初始阶段,升力和重力大小相等;
- 4) 把弹性支撑质量简化为外筒上端的刚体,此

- 5) 只考虑缓冲支柱沿水平方向的弯曲变形,忽略其他结构变形。

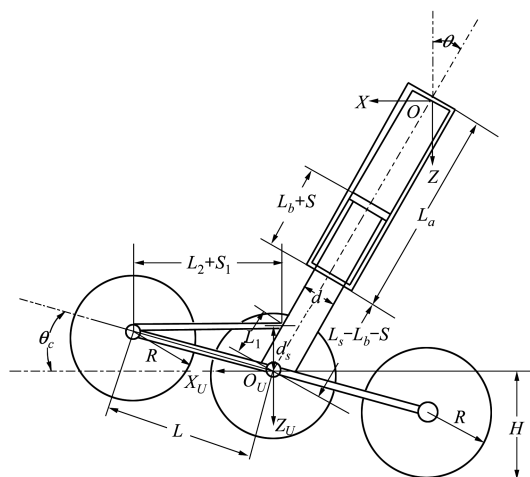


图 1 起落架几何尺寸示意图

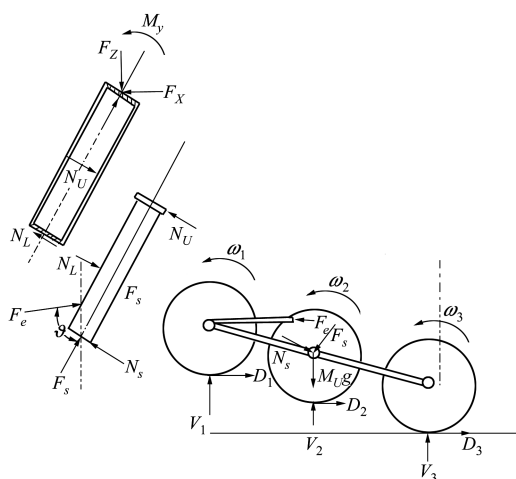


图 2 起落架各部分受力示意图

选取机身与起落架连接点为坐标原点建立坐标系 $O-XYZ$, Z 轴垂直向下为正, X 轴垂直 Z 轴, 航向为正。选取车架与活塞杆连接点为原点建立局部坐标系 $O-X_vY_vZ_v$ 。下面分别建立运动微分方程、运动几何方程和起落架受力关系。整个起落架缓冲系统的运动应包括机体运动和起落架非弹性支撑质量块的运动^[10]。

1) 运动微分方程

机体运动包括垂直刚体平动和水平前进方向匀速平动,由牛顿第二定律可得

$$M\ddot{Z} = (1 - a)Mg - 2F_z \quad (1)$$

式中: M 为机身质量; a 为升重比; F_z 为单个主起对机身的作用力; $\ddot{z}$ 为机身垂直加速度。

起落架运动包括活动部分质量的水平和垂直平动、前、中、后机轮转动和车架转动,运动方程为:

$$M_U \ddot{X}_U = F_X - 2D_1 - 2D_2 - 2D_3$$

$$M_U \ddot{Z}_U = F_Z - 2V_1 - 2V_2 - 2V_3 + M_U g$$

$$I_c \ddot{\theta}_c = -2V_1 L \cos \theta_c - 2D_1 L \sin \theta_c +$$

$$2V_3L\cos\theta_c + 2D_3L\sin\theta_c + F_e d_s$$

$$I_1 \omega_1 = D_1 (R - \delta_1)$$

$$I_2 \omega_2 = D_2 (R - \delta_2)$$

$$I_3 \dot{\omega}_3 = D_3(R - \delta_3) \quad (2)$$

式中: M_U 为起落架非弹性支撑质量; V_1, V_2, V_3 分别为前、中、后轮胎垂向载荷; D_1, D_2, D_3 分别为前、中、后轮胎航向载荷; I_C 为车架转动惯量; I_1, I_2, I_3 为前、中、后轮胎转动惯量; ω 为相应的转动角加速度; δ 为相应的轮胎压缩量。

2) 运动几何关系

缓冲器压缩行程及行程压缩速度

$$S = (Z - Z_U) / \cos\theta$$

$$\dot{S} = (\dot{Z} - \dot{Z}_U) / \cos\theta \quad (3)$$

缓冲支柱纵向弯曲变形及速度

$$f_B = (X_U + S \sin \theta) / \cos \theta$$

$$\dot{f}_B = (\dot{X}_U + \dot{S}\sin\theta)/\cos\theta \quad (4)$$

前、中、后轮轴处垂直坐标

$$Z_1 = -L \sin \theta_c + Z_U$$

$$Z_2 = Z_U$$

$$Z_3 = L \sin \theta_c + Z_U \quad (5)$$

前、中、后轮胎变形和变形速度

$$\delta_J = \begin{cases} Z_J + R - H, & Z_J + R > H \\ 0, & Z_J + R \leq H \end{cases}$$

$$\dot{\delta}_J = \begin{cases} \dot{Z}_J, & Z_J + R > H \\ 0, & Z_J + R \leq H \end{cases} \quad (6)$$

式中: J 为 1, 2 或 3。

辅助缓冲器几何关系

$$\begin{aligned} (L_2 + S_1)^2 &= \left(L - \frac{d}{2}\right)^2 + L_1^2 - \\ &2\left(L - \frac{d}{2}\right)L_1\cos\left(\frac{\pi}{2} - \theta_c + \theta\right) \\ \dot{S}_1 &= \frac{\left(L - \frac{d}{2}\right)L_1\sin\left(\frac{\pi}{2} - \theta_c + \theta\right)\dot{\theta}_c}{L_2 + S_1} \end{aligned} \quad (7)$$

式中： θ 为支柱倾角； θ_c 为车架转角； d 为内筒直径； S_1 为稳定缓冲器压缩量。

车架铰点到辅助缓冲器轴向线的距离

$$d_s = L \sqrt{1 - \frac{\left[(L_2 + S_1)^2 + \left(L - \frac{d}{2}\right)^2 - L_1^2\right]}{2\left(L - \frac{d}{2}\right)(L_2 + S_1)}} \quad (8)$$

3) 起落架受力关系

缓冲支柱法向力

$$\begin{aligned} N_s &= K_B f_B + C_B \dot{f}_B \\ K_B &= \frac{3E_J}{L_s(L_s - L_b - S)^2} \\ C_B &= \eta_c \sqrt{M_U K_B} \end{aligned} \quad (9)$$

式中： N_s 为缓冲支柱法向力； K_B 为支柱刚度； C_B 为支柱阻尼； η_c 为缓冲支柱纵向弯曲振动结构阻尼比，一般取 0.07； E_J 是缓冲支柱截面抗弯模量。

缓冲支柱轴向力

$$f_s = \begin{cases} K_s S & S < S_0 \\ f_a + f_d & S_0 \leq S < S_{\max} \\ K_s(S - S_{\max}) & S \geq S_{\max} \end{cases} \quad (10)$$

式中， K_s 为结构限制刚度。

空气弹簧力

$$f_a = A_a \left[p_0 \left(\frac{V_{B0}}{V_{B0} - A_a S} \right)^n - p_{\text{atm}} \right] \quad (11)$$

式中： A_a 为活塞杆压气面积； p_0 为初始气腔压强； p_{atm} 为大气压强； V_0 为初始气室体积； n 为气体多变指数。

油液阻尼力

$$F_h = \begin{cases} \frac{\rho A_h^3 \dot{S}^2}{2(C_d A_+)^2}, & \dot{S} \geq 0 \\ -\frac{\rho A_h^3 \dot{S}^2}{2(C_d A_-)^2}, & \dot{S} < 0 \end{cases} \quad (12)$$

式中： A_h 为活塞杆面积； C_d 为油液缩流系数； ρ 为油液密度； A_+ 为正行程油孔面积； A_- 为反行程油孔

面积。

简化辅助缓冲器为线性弹簧阻尼表达式，即

$$F_e = KS_1 + C\dot{S}_1 \quad (13)$$

式中： K 为辅助缓冲器刚度； C 为等效辅助缓冲器阻尼。

起落架与机体连接点处取力的平衡方程

$$\begin{cases} F_X = F_s \sin \theta - N_s \cos \theta + F_e \sin \theta \\ F_Z = F_s \cos \theta + N_s \sin \theta + F_e \cos \theta \\ M_y = N_s(L_a + L_s - L_b - S) + \\ F_e \cos(\vartheta - \theta)(L_a + L_s - L_b - S - L_1) \end{cases} \quad (14)$$

式中： F_e 为辅助缓冲器作用力； ϑ 为辅助缓冲器与主支柱夹角； L_a 为外筒长度； L_s 为内筒长度； S 为压缩量； L_b 为全伸长状态内外筒重叠部分长度。

轮胎与地面垂直反力

$$V = (1 + C_T \delta) f(\delta) \quad (15)$$

式中： C 为轮胎振动阻尼系数； $f(\delta)$ 为轮胎静压曲线。

轮胎与地面水平摩擦力

$$D = \mu V \quad (16)$$

式中， μ 为摩擦因数，对于一般跑道，可取以下关系式进行计算^[11]

$$\mu = \begin{cases} 5.62S_g, & -0.13 < S_g \leq 0.13 \\ 0.77 - 0.32S_g, & 0.13 < S_g \leq 1 \end{cases} \quad (17)$$

1.2 缓冲器参数优化

对起落架缓冲器参数进行设计，得到结果如表 1 所示。

表 1 缓冲器优化前参数

参数名称	数值
气腔初始压强/MPa	3.0
压气面积/m ²	0.066
气腔体积/m ³	0.05
压油面积/m ²	0.053
油孔面积/m ²	0.000 9
油液缩流系数	0.8
空气压缩多变指数	1.1

为了使设计出来的缓冲器达到最优效果，需要对缓冲器参数进行优化，对多种优化算法的优劣势进行对比分析后，最终选择了当前应用比较广泛且较为完善的序列二次规划算法 (SQP)^[12-13]，优化后参数如表 2 所示。

表 2 缓冲器优化后参数

参数名称	数值
气腔初始压强/MPa	3.8
压气面积/m ²	0.066
气腔体积/m ³	0.05
压油面积/m ²	0.053
油孔面积/m ²	0.001 4
油液缩流系数	0.8
空气压缩多变指数	1.1

1.3 小车式起落架落震仿真结果分析

将优化后的缓冲器参数输入到建立的仿真模型中,将投放高度、投放质量、机轮转速等初始条件设置为表 3 所列参数,进行求解。

表 3 主起落架落震试验投放参数

参数	数值
着陆下沉速度/(m·s ⁻¹)	3.05
着陆接地水平速度/(km·h ⁻¹)	265
着陆当量质量/kg	37 500
投放高度/mm	474
地面摩擦因数	0.33
起落架安装角/(°)	3

主起落架落震仿真曲线如图 3~4 所示。从曲线可以看出,缓冲器最大压缩行程为 450 mm,最大轴向载荷为 841 033 N,功量图较为饱满,经过计算,缓冲效率为 82%,体现出较好的缓冲性能。

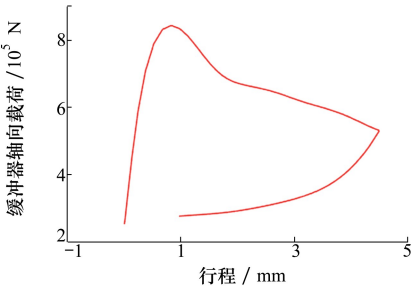


图 3 缓冲器功量图

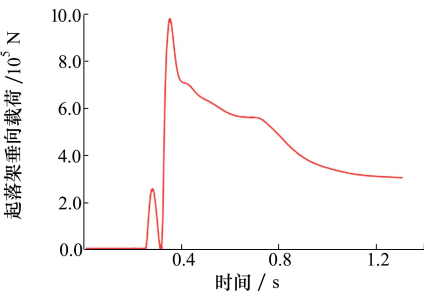


图 4 主起落架垂向载荷

2 支柱柔性化和机身柔性化建模

在以往对起落架和机身的研究中,忽略了弹性对载荷的影响,将机身和起落架认为刚体。对于普通小展弦比歼击机来说,机身刚度较大,本身质量也小,直接用刚体进行分析不会产生大量偏差。但对于大型飞机来说,飞机本身的柔性已经成了不得不考虑的因素,因此需要对主起落架支柱和机身进行柔性化处理^[14]。

2.1 支柱柔性化

将外筒及活塞杆的几何模型进行柔性化处理,外筒及活塞杆柔性模型如图 5 所示。

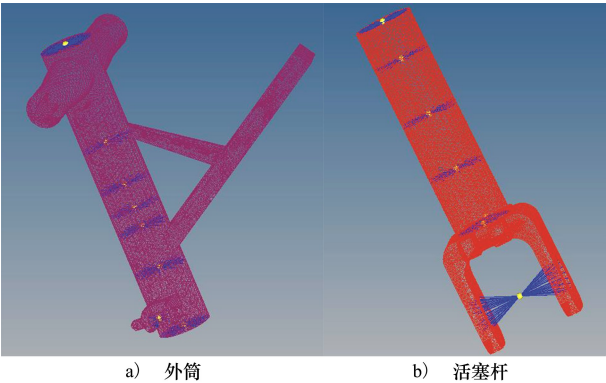


图 5 外筒及活塞杆有限元模型

2.2 带柔性机身的全机模型

建立弹性机体的杆梁有限元模型,所建立的模型如实现机身结构的几何形状、材料属性、传力路线、受力方式。

在有限元分析软件中求解得到模态信息如表 4 所示。

表 4 机身模态参数汇总

模态名称	模态频率/Hz
机翼对称一阶弯曲	1.5
机翼反对称一阶弯曲	1.7
机翼对称二阶弯曲	5.6
机翼反对称二阶弯曲	9.4
机翼对称一阶扭转	11.5
机翼反对称一阶扭转	11.7
机身垂直一阶弯曲	3.5
机身垂直二阶弯曲	13.2
机身水平一阶弯曲	3.9
机身扭转	13.1

前 6 阶频率均为 0,为刚体模态,分别表征机身 3 个方向的平动自由度和转动自由度;从第 7 阶开始,为柔性体模态。

在全机刚体动力学模型中,用机身模态中性文件替换原有的刚体,建立带柔性机身的全机模型。

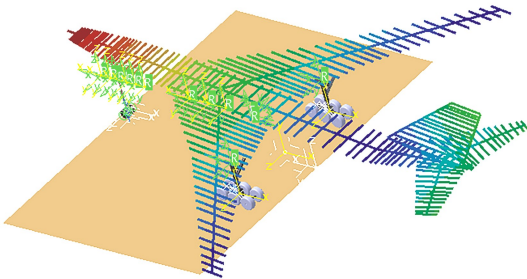


图 6 带柔性机身的全机模型

3 考虑支柱柔度全机着陆载荷分析

参照飞机设计手册强度刚度规范^[15]和国军标的地面载荷部分的工况要求^[16],进行飞机对称水平着陆、滚转着陆、机尾下沉着陆工况的仿真,研究支柱柔度对飞机着陆工况下地面载荷的影响。

3.1 对称水平着陆载荷分析

考虑地面不平度对着陆载荷的影响,地面的纵向形状为等波长的(1-cos)波形。波长 $\lambda=90\text{ m}$,波峰 $A_m=260\text{ mm}$ 。图 7 表示了路面的截面形状。在仿真的时候,飞机着陆撞击的瞬间,使得主起落架后轮撞击在跑道界面的波峰位置。

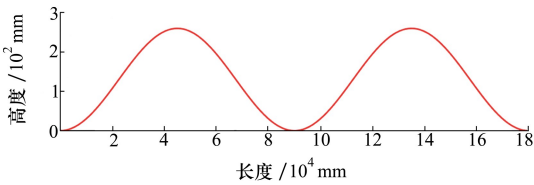


图 7 跑道截面示意图

表 5 飞机总体参数

参数	数值
着陆设计质量/kg	160 000
重心到前起距离/mm	2 610
重心到主起距离/mm	13 390
重心到地面垂直高度/mm	3 645
左右主起落架间距/mm	11 600
着陆水平速度/($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$)	65
下沉速度/($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$)	3.05

表 6 轮胎参数

参数	数值
轮胎半径/mm	602
侧向刚度/($\text{N} \cdot \text{m}^{-1}$)	200 000
径向刚度/($\text{N} \cdot \text{m}^{-1}$)	5.5×10^7
轮胎阻尼值/($\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$)	3 500
垂直刚度/($\text{N} \cdot \text{m}^{-1}$)	3.35×10^6
摩擦因数	0.55
侧偏刚度/($\text{N} \cdot \text{rad}^{-1}$)	420 000

关于摩擦因数 μ 的确定,参考了军用飞机强度和刚度规范,轮胎与地面间的摩擦因数 $\mu \leq 0.55$ 。采用仿升法,即给飞机质量点一个等于整个机体质量的力,方向竖直向上,飞机以 3.05 m/s 的下沉速度着陆,图 8 为轮胎编号。

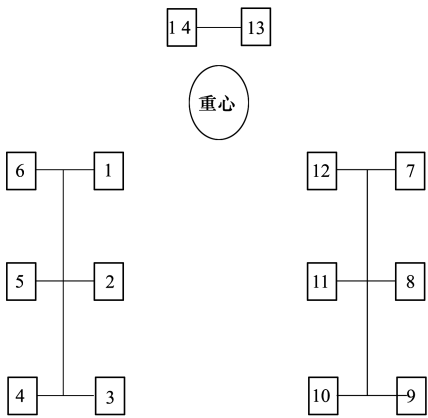


图 8 轮胎编号示意图

由图 9 可知,随着起落架接地撞击,刚性支柱下左主起垂向载荷峰值为 961 151 N,柔性支柱下左主起垂向载荷峰值为 953 555 N。经过计算,过载系数为 1.21。

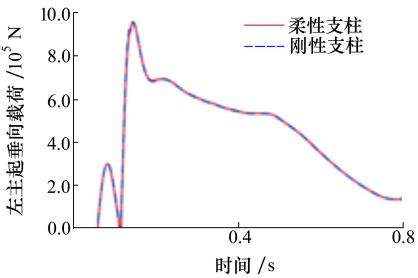


图 9 左主起落架垂向载荷

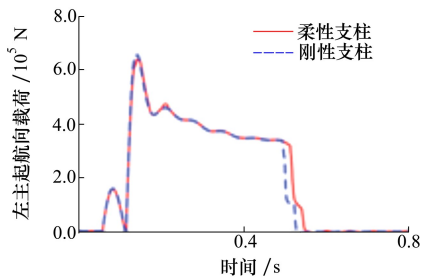


图 10 左主起落架支柱航向载荷

根据图 9 可知,在 $t=0.143\text{ s}$ 时刻,左主起各轮胎载荷达到峰值,提取这一时刻下左主起各个轮胎垂向和航向载荷值,如表 7~8 所示。

由表 7~8 可知,与刚性支柱相比,左主起垂向载荷减小 0.79%,航向载荷减小 2.67%。在各轮胎载荷上,与刚性支柱相比,1 号轮胎载荷减小,3 号轮胎载荷增加。支柱柔性降低了轮胎载荷比。

表 7 $t=0.143\text{ s}$ 左主起各轮胎垂向载荷峰值

工况	1 号轮胎垂向 载荷/N	2 号轮胎垂向 载荷/N	3 号轮胎垂向 载荷/N	左主起垂向 载荷/N	前中后轮组载荷比
刚性支柱	271 072	160 217	49 338	961 142	5.64 : 3.33 : 1.03
柔性支柱	268 571	159 415	50 239	953 481	5.62 : 3.33 : 1.05
变化量/%	-0.92	-0.50	1.83	-0.79	

表 8 $t=0.143\text{ s}$ 左主起各轮胎航向载荷峰值

工况	1 号轮胎航向 载荷/N	2 号轮胎航向 载荷/N	3 号轮胎航向 载荷/N	左主起航向 载荷/N	前中后轮组载荷比
刚性支柱	185 974	108 404	33 089	654 861	5.68 : 3.31 : 1.01
柔性支柱	179 564	106 571	33 577	637 438	5.62 : 3.33 : 1.05
变化量/%	-3.45	-1.69	1.47	-2.67	

3.2 机尾下沉着陆载荷分析

改变飞机着陆时的姿态角,以机尾下沉 8° 着陆,在水平着陆的基础上,其余参数保持不变,进行地面载荷分析。图 11~12 为左主起垂向和航向载荷仿真响应曲线。

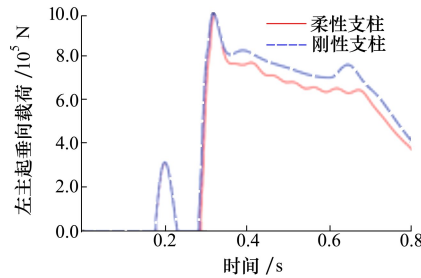


图 11 左主起垂向载荷

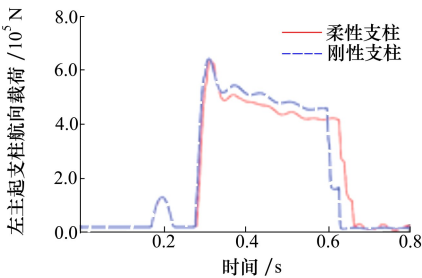


图 12 左主起航向载荷

在 $t=0.32\text{ s}$ 时,左主起的垂向载荷最大,提取这一时刻下各轮胎载荷值,如表 9~10 所示。

表 9 $t=0.32\text{ s}$ 时左主起各轮胎垂向载荷峰值

工况	1 号轮胎垂向 载荷/N	2 号轮胎垂向 载荷/N	3 号轮胎垂向 载荷/N	左主起垂向 载荷/N	前中后轮组载荷比
刚性支柱	164 006	165 579	167 997	994 620	3.29 : 3.33 : 3.38
柔性支柱	182 002	165 088	149 013	989 223	3.67 : 3.33 : 3.00
变化量/%	10.97	-0.37	-11.30	0.54	

表 10 $t=0.32\text{ s}$ 时左主起各轮胎航向载荷

工况	1 号轮胎航向 载荷/N	2 号轮胎航向 载荷/N	3 号轮胎航向 载荷/N	左主起航向 载荷/N	前中后轮组载荷比
刚性支柱	105 580	106 547	108 069	640 048	3.30 : 3.33 : 3.37
柔性支柱	117 891	106 976	96 524	642 401	3.67 : 3.33 : 3.00
变化量/%	11.7	0.40	-10.7	-0.37	

3.3 滚转着陆载荷分析

图 13 为滚转着陆工况下,刚性支柱和柔性支柱左右主起垂向载荷图;图 14 为刚性支柱和柔性支柱下左右主起航向载荷对比图。

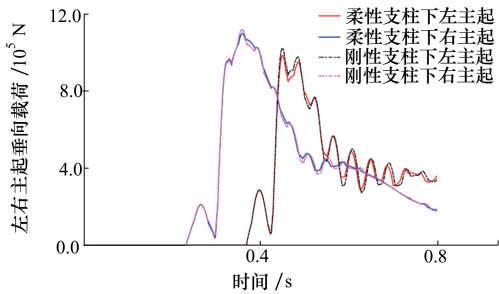


图 13 左右主起垂向载荷

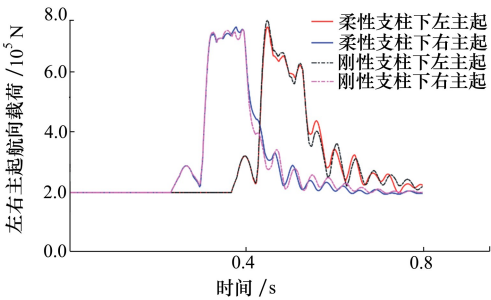


图 14 左右主起支柱航向载荷

将图 13~14 中数据汇总到表 11~14 中,柔性支柱下左主起垂向载荷与刚性支柱相比载荷减小 3.75%,航向载荷减小 3.87%,各轮胎载荷相比也有所降低。

表 11 左主起各轮胎垂向载荷峰值

工况	1 号轮胎垂 向载荷/N	2 号轮胎垂 向载荷/N	3 号轮胎垂 向载荷/N	4 号轮胎垂 向载荷/N	5 号轮胎垂 向载荷/N	6 号轮胎垂 向载荷/N	左主起垂 向载荷/N	前中后轮 组载荷比
刚性支柱	281 195	202 316	123 746	28 908	107 480	186 359	1 066 000	5.03 : 3.33 : 1.64
柔性支柱	273 237	18 9251	105 601	24 175	107 826	191 810	1 026 000	5.21 : 3.33 : 1.46
变化量/%	-2.83	-6.46	-14.67	-16.37	0.32	2.93	-3.75	

表 12 左主起各轮胎航向载荷峰值

工况	1 号轮胎航 向载荷/N	2 号轮胎航 向载荷/N	3 号轮胎航 向载荷/N	4 号轮胎航 向载荷/N	5 号轮胎航 向载荷/N	6 号轮胎航 向载荷/N	左主起航 向载荷/N	前中后轮 组载荷比
刚性支柱	192 062	138 187	84 506	19 737	73 411	127 281	766 742	5.02 : 3.33 : 1.65
柔性支柱	186 870	129 440	72 222	16 533	73 736	131 161	737 056	5.21 : 3.33 : 1.46
变化量/%	-2.70	-6.33	-14.54	-16.23	0.44	3.05	-3.87	

滚转着陆时右主轮先触地,柔性支柱下右主起垂向载荷与刚性支柱相比载荷减小 1.72%,航行载

荷减小 1.93%,说明当支柱承力较大时柔性支柱的作用影响不明显。

表 13 右主起各轮胎垂向载荷峰值

工况	7 号轮胎垂 向载荷/N	8 号轮胎垂 向载荷/N	9 号轮胎垂 向载荷/N	10 号轮胎垂 向载荷/N	11 号轮胎垂 向载荷/N	12 号轮胎垂 向载荷/N	右主起垂 向载荷/N	前中后轮 组载荷比
刚性支柱	229 414	243 775	258 554	129 357	114 579	100 218	1 164 000	3.06 : 3.33 : 3.61
柔性支柱	227 348	233 847	240 775	125 779	132 068	126 546	1 144 000	3.26 : 3.37 : 3.37
变化量/%	-0.90	-4.07	-6.88	-2.77	15.26	26.27	-1.72	

表 14 右主起各轮胎航向载荷峰值

工况	7 号轮胎航 向载荷/N	8 号轮胎航 向载荷/N	9 号轮胎航 向载荷/N	10 号轮胎航 向载荷/N	11 号轮胎航 向载荷/N	12 号轮胎航 向载荷/N	右主起航 向载荷/N	前中后轮 组载荷比
刚性支柱	154 122	162 169	173 191	84 445	74 825	65 452	721 292	3.07 : 3.32 : 3.61
柔性支柱	151 887	154 841	165 436	91 553	86 971	82 622	707 381	3.20 : 3.30 : 3.50
变化量/%	-1.45	-4.52	-4.48	8.42	16.23	26.23	-1.93	

柔性支柱下滚转着陆时,起落架的总载荷最大,轮组载荷比最大。

4 考虑机身柔性的全机着陆载荷分析

为了研究机体刚度对飞机着陆撞击载荷的影响,在第 2 节建立的带柔性机身的刚柔耦合模型上,设置着陆相关参数并求解,与刚体机身下对称水平着陆载荷进行对比分析。

设置仿真参数如表 15 所示。

表 15 仿真参数列表

仿真参数	数值
着陆质量/kg	160 000
着陆水平速度/(m·s ⁻¹)	65
着陆下沉速度/(m·s ⁻¹)	3.05
初始俯仰角/(°)	1
初始滚转角/(°)	0
初始偏航角/(°)	0

如图 15 所示,随着起落架接地撞击,轮胎开始变形,产生冲击力。刚体机身下起落架最大垂向载荷为 961 224 N,柔性体机身下最大垂向载荷为 936 944 N。

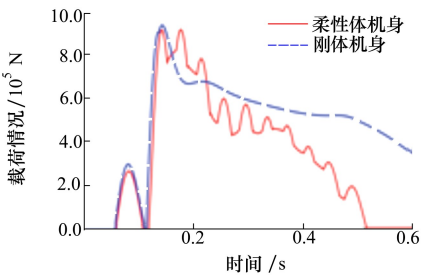


图 15 着陆过程左主起垂向载荷

如图 16 所示,刚体机身下左主起最大航向载荷 656 686 N,柔性机身下最大航向载荷 607 223 N,考虑机身刚度后,起落架支柱上的最大起转载荷减小 2.52%。

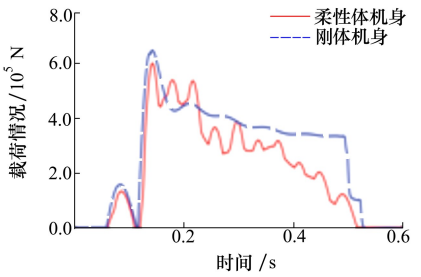


图 16 着陆过程左主起航向载荷

提取着陆过程中左主起承受最大载荷时刻各轮胎载荷值,如表 16~17 所示。

表 16 t=0.143 s 时左主起垂向载荷峰值

工况	1 号轮胎垂向 载荷/N	2 号轮胎垂向 载荷/N	3 号轮胎垂向 载荷/N	左主起垂向 载荷/N	前中后轮组载荷比
刚性机身	271 072	160 217	49 338	961 142	5.61 : 3.33 : 1.06
柔性机身	348 752	116 679	0	936 944	7.49 : 2.51 : 0
变化量/%	28.66	-27.17		-2.52	

从表 16 可以看出,与刚性机身相比,左主起支柱垂向载荷减小 2.52%,1 号轮胎垂向载荷增加,2

号轮胎垂向载荷减小,柔性机身使 3 号轮胎未受力时机身便弹起了。

表 17 $t=0.143\text{ s}$ 时左主起航向载荷峰值

工况	1 号轮胎航向 载荷/N	2 号轮胎航向 载荷/N	3 号轮胎航向 载荷/N	左主起航向 载荷/N	前中后轮组载荷比
刚性机身	185 974	108 404	33 089	654 861	5.68 : 3.31 : 1.01
柔性机身	237 446	64 298	0	607 223	3.73 : 1.01 : 0
变化量/%	27.68	-40.67		-7.27	

从表 17 可以看出,与刚性机身相比,左主起支柱航向载荷减小 7.27%,1 号轮胎航向载荷增加,2 号轮胎航向载荷减小,3 号轮胎未受力,柔性机身对支柱航向载荷的影响更大。

5 结 论

- 1) 本文建立了小车式起落架动力学方程,并根据飞机总体参数设计一套缓冲器充填参数,导入动力学分析软件中进行落震动力学仿真。将得到的数据进行优化,得到一组性能良好的缓冲器参数;
- 2) 进行了飞机对称水平着陆、滚转着陆、机尾下沉着陆工况的仿真,结果表明:全机水平着陆工况下,考虑支柱柔度后,主起落架的垂向载荷减小 0.79%,航向载荷减小 2.67%。支柱柔度对起落架航向载荷影响较大,对垂向载荷影响较小。在滚转

着陆过程中,柔性支柱下,左主起垂向载荷峰值与刚体支柱下的载荷峰值减小 3.7%,右主起垂向载荷峰值相比减小 1.9%。左支柱上各轮胎的垂向和航向载荷峰值比刚体时更小,右支柱各轮胎垂向和航向载荷峰值比刚体时更大,这说明支柱柔性化后先触地支柱上轮胎承力变大;

3) 考虑机体弹性对飞机滑跑地面载荷的影响,进行了刚柔耦合模型的着陆仿真,与刚性模型的仿真结果比较分析。结果表明:与刚体机身相比,左主起垂向载荷峰值减小 2.52%,航向载荷峰值减小 7.27%。主起落架能量衰减较快,离开地面所需时间较短,说明机体刚度对飞机着陆振动频率有较大影响。在主起落架承受最大载荷时,出现了单个轮胎离开地面不受力的情况,导致载荷比增加。因此在设计起落架的时候,应当考虑柔性机身对载荷的影响。

参考文献:

[1] 聂宏, 魏小辉. 大型民用飞机起落架关键技术[J]. 南京航空航天大学学报, 2008(4): 427-432
NIE Hong, WEI Xiaohui. Key technologies for landing gear of large civil aircrafts[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2008(4): 427-432 (in Chinese)

[2] RAYMER Daniel P. Aircraft design: a conceptual approach[M]. 4th ed. Washington: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992

[3] 顾诵芬. 飞机总体设计[M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 2001
GU Songfen. Overall aircraft design[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2001 (in Chinese)

[4] CAO Xin, JIA Yuhong, TIAN Jiajie. Research on landing impact characteristic of multi-wheel bogie landing gear's truck[J]. International Journal of Aerospace System Engineering, 2015, 2(2): 83-86

[5] WANG B, LIN H. Simulation research on multiple wheels and multiple strut aircraft landing gear's kinetic characteristic[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2014, 5(4): 503-507

[6] 樊海龙. 多轮多支柱飞机地面载荷研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2006
FAN Hailong. Research on ground loads of aircraft with multi-wheels and multi-landing gear[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006 (in Chinese)

[7] 匡爱民, 潘文廷, 冯蕴雯, 等. 六轮小车式起落架机轮载荷分配研究及计算方法[J]. 机械强度, 2009, 31(2): 256-259
KUANG Aimin, PAN Wenting, FENG Yunwen, et al. Method to calculate load distribution among wheels for the six-wheeled landing gear[J]. Journal of Mechanical Strength, 2009, 31(2): 256-259 (in Chinese)

[8] 宣建林, 冯蕴雯, 冯元生. 机场不平度对小车式起落架前后机轮载荷分配影响[J]. 航空学报, 2009(1): 52-55
XUAN Jianlin, FENG Yunwen, FENG Yuansheng. Impact of roughness of airport on tricycle-type landing gear wheel load distribution[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009(1): 52-55 (in Chinese)

[9] 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)

[10] 郑蓝, 聂宏. 基于 MATLAB/simulink 小车式起落架着陆仿真研究[C]//青岛 2008 仿真科学与技术青年学术论坛, 2008: 49-52

ZHENG Lan, Nie Hong. MATLAB/simulink based trolley type landing gear landing simulation study[C]//Qingdao 2008 Youth Academic Forum on Simulation Science and Technology, 2008: 49-52 (in Chinese)

[11] PADOVAN J, KAZEMPOUR A, KIM Y H. Aircraft landing induced tire spinup[J]. Journal of Aircraft, 2015, 28(12): 849-854

[12] ANSARY M, PANDA G. A sequential quadratic programming method for constrained multi-objective optimization problems[J]. Journal of Applied Mathematics and Computing, 2020

[13] WU W G, XIONG F R, SUN J Q, et al. Dynamic modeling of aircraft landing gear and multi-objective optimization with simple cell mapping method[J]. Transactions of the Canadian Society for Mechanical Engineering, 2018, 43: 80-91

[14] 魏小辉, 宋晓晨, 聂宏, 等. 支柱柔性对起落架缓冲器摩擦力的影响[J]. 航空学报, 2014, 35(6): 1604-1611

WEI Xiaohui, SONG Xiaochen, NIE Hong, et al. Effect of shock strut flexibility on landing gear shock absorber friction force [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(6): 1604-1611 (in Chinese)

[15] 《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, 2001

Chief Editorial Committee of aircraft design manual. Aircraft design manual. Volume 9, load, strength and stiffness[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2001 (in Chinese)

[16] 国防科学技术工业委员会. 军用飞机强度和刚度规范第 4 部分:地面载荷[S]. GJB 67.4A-2008

Commission for Science. Technology and Industry for National Defense. GJB 67.4A-2008. Military Aircraft Strength and Stiffness Specification Part 4: Ground load[S]. GJB 67.4A-2008 (in Chinese)

Six-wheel trolley type landing gear ground load analysis study

ZHANG Ming, WEI Xiyang, YANG Zimin, SHI Xiazheng

(National Defense Key Science Laboratory of Advanced Aircraft Design Technology,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In order to analyze the influence of a landing gear's strut flexibility and fuselage flexibility on the ground load of an aircraft, the dynamic model and whole aircraft model of the six-wheel trolley-type landing gear are established by using the basic principles of dynamics. The piston rod and outer cylinder are treated flexibly. Under the three landing conditions of symmetrical horizontal landing, tail sinking landing and rolling landing, the load distribution of the trolley-type landing gear is analyzed, and the effects of landing conditions and strut flexibility on its load distribution are studied. The fuselage flexibility is processed, and its influence on the ground load is calculated. The results show that the strut flexibility has a great influence on the heading load of the landing gear and a small influence on its vertical load. With the fuselage flexibility considered, the deformation of the elastic fuselage absorbs energy and helps to reduce its vibration and the load on the landing gear and tires significantly.

Keywords: strut flexibility; landing gear; fuselage flexibility; ground load

引用格式:张明, 卫夕阳, 杨子民, 等. 六轮小车式起落架地面载荷分析研究[J]. 西北工业大学学报, 2022, 40(5): 1090-1099

ZHANG Ming, WEI Xiyang, YANG Zimin, et al. Six-wheel trolley type landing gear ground load analysis study[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2022, 40(5): 1090-1099 (in Chinese)