

# 民用飞机着陆起落架载荷数值仿真分析

马光远<sup>\*</sup> 潘根基

(上海飞机设计研究院,上海 201210)

**摘要:**为研究民用飞机着陆过程,基于达朗贝尔原理建立飞机着陆动力学模型,开展着陆起落架载荷数值仿真分析,通过与着陆试飞结果对比,验证仿真方法的适用性。基于着陆起落架载荷仿真分析结果,分析飞机起落架垂向载荷和航向载荷,并分析了飞机垂向初始速度以及航向初速度对起落架着陆载荷的影响和机理,提出避免着陆载荷过大的建议。结果表明:着陆起落架垂向载荷先增大后减小,增大过程存在两个峰值;着陆起落架航向载荷方向及大小处于波动状态,最终稳定在零值附近;起落架垂向载荷随着垂向初速度增加而增大,起落架航向载荷随着航向初速度增加而增大;应尽量减小垂向初速度和航向初速度。

**关键词:**民用飞机;着陆;起落架载荷;仿真分析

中图分类号: V226

文献标识码: A

OSID: 

## 0 引言

在大型民用飞机着陆过程中,起落架撞击地面产生的起落架着陆载荷构成了飞机的起落架设计载荷,起落架载荷作用于飞机上产生着陆响应载荷构成了飞机结构设计载荷<sup>[1-2]</sup>。同时,着陆过程中起落架载荷的大小直接影响着飞机乘客的乘坐感受和飞行员对飞机的操作性。因此,对于着陆过程中飞机的运动状态和起落架载荷的研究很有必要。

飞机着陆问题从飞机出现之初就受到设计人员的关注,研究人员提出了大量的理论分析模型并开展了大量的研究试验。张沈瞳<sup>[3]</sup>利用 ADAMS 软件进行起落架着陆动力学仿真分析,研究了飞机重量和重心变化对起落架轮轴点着陆载荷的影响;于秀伟等<sup>[4]</sup>基于 MATLAB/Simulink 进行了飞机起落架着陆动力学模型的仿真建模和分析,并与起落架落震试验结果进行了对比验证;徐尧等<sup>[5]</sup>建立了起落架多体动力学与弹性机体一体化的多柔体全机模型,研究了飞机主要弹性模态对着陆响应载荷的影响;王伟等<sup>[6]</sup>利用 ADAMS 进行了起落架着陆动

力学仿真分析,得到了与落震试验模型相匹配的着陆动态性能参数;钱康安等<sup>[7]</sup>建立起落架参数多目标优化模型,采用自适应遗传算法对起落架着陆过程模型进行多目标寻优,实现了起落架参数优化设计;廖丽涓等<sup>[8]</sup>的研究显示侧滑着陆工况下,弹性机体能够使着陆飞机快速达到对称着陆状态,并吸收、耗散着陆时的冲击能,改善减震器性能;刘向尧等<sup>[9]</sup>建立了适用于 ADAMS 的起落架着陆性能仿真模型,并以缓冲器轴向力和缓冲器效率为目标函数,以油针截面面积为设计变量建立了起落架缓冲性能优化设计模型。

综上所述,对于民用飞机着陆起落架载荷数值仿真分析研究工作多围绕着陆过程起落架缓冲特性参数对着陆性能影响的分析,并且大多未经飞机试飞验证,因此多用于着陆起落架载荷的定性分析。本文基于达朗贝尔原理建立飞机着陆动力学模型开展民用飞机着陆起落架载荷数值仿真,通过着陆试飞验证分析方法的可行性,并分析飞机着陆时的运动特性,研究初始条件对于飞机着陆起落架载荷的影响及其机理,提出避免着陆起落架载荷过大的建议。

\* 通信作者. E-mail: maguangyuan@comac.cc

引用格式: 马光远,潘根基. 民用飞机着陆起落架载荷数值仿真分析 [J]. 民用飞机设计与研究, 2024(4): 14-18. MA G Y,

PAN G J. Numerical simulation analysis of landing gear load for civil aircraft [J]. Civil Aircraft Design and Research, 2024(4): 14-18 (in Chinese).

## 1 方法

### 1.1 验证方法

通过和某型民机着陆试飞试验结果对比来验证仿真方法的有效性,对数据作无量纲化处理。将无量纲压缩量  $\bar{S} = S/S_{\max}$  定义为起落架压缩量  $S$  和起落架最大压缩量  $S_{\max}$  之比,即  $\bar{S} = S/S_{\max}$ ;无量纲速度  $\bar{v}$  定义为速度  $v$  和失速速度  $v_{sr}$  之比,即  $\bar{v} = v/v_{sr}$ ,飞机的失速速度为最大升力系数对应的速度,当飞机迎角大于最大升力系数对应的迎角时,机翼上表面出现气流大面积分离,使得升力系数急剧降低,并出现清晰可见的失速现象;无量纲加速度  $\bar{a}$  定义为速度  $a$  和重力加速度  $g$  之比,即  $\bar{a} = a/g$ 。

### 1.2 仿真方法

民用飞机着陆起落架载荷计算力学模型如图 1 所示,该模型假设机体为刚性体,升力大小等于重力并作用于重心位置,起落架非弹性质量集中于轮轴重心点,民用飞机着陆动力学模型需要考虑起落架和机体自由度,其中机体 3 个自由度,起落架 3 个自由度,本文考虑的起落架自由度为  $q_1$ 、 $q_5$  及  $q_6$ 。图中, $q_1$  表示非弹性质量上下运动(沿起落架支柱轴线,向下为正); $q_2$  表示刚性机体上下运动(垂直于飞机地板线,向上为正); $q_3$  表示刚性机体俯仰运动(抬头为正); $q_4$  表示刚性机体航向运动(沿飞机地板线,向后为正); $q_5$  表示机轮起旋运动(逆时针为正); $q_6$  表示非弹性质量前后运动(垂直于起落架支柱轴线,向后为正); $A_2$  表示起落架轮轴点; $B_2$  表示起落架支柱与地板垂线交点; $M_1$  表示起落架相对于起落架与飞机交点的力矩; $M_2$  表示起落架相对于飞机重心的力矩。

图 1 所示为飞机着陆动力学模型,模型中飞机作为刚性体考虑,考虑飞机的上下、前后及俯仰运动自由度。民用飞机有前起落架以及左、右主起落架,共 3 个起落架,通常着陆时是飞机尾沉着陆,只有两个主起落架接地。建立飞机着陆动力学方程如下<sup>[10]</sup>:

$$m_1 \ddot{q}_1 = Q_V + (m_1 g - F_T) \cos(\beta + q_3) - D_T \sin(\beta + q_3) \quad (1)$$

$$m_2 \ddot{q}_2 = 2Q_V \cos \beta - 2Q_H \sin \beta + (L - m_2 g) \cos q_3 \quad (2)$$

$$m_3 \ddot{q}_3 = 2(M_1 + M_2) \quad (3)$$

$$m_4 \ddot{q}_4 = 2Q_V \sin \beta + 2Q_H \cos \beta - (L - m_4 g) \sin q_3 \quad (4)$$

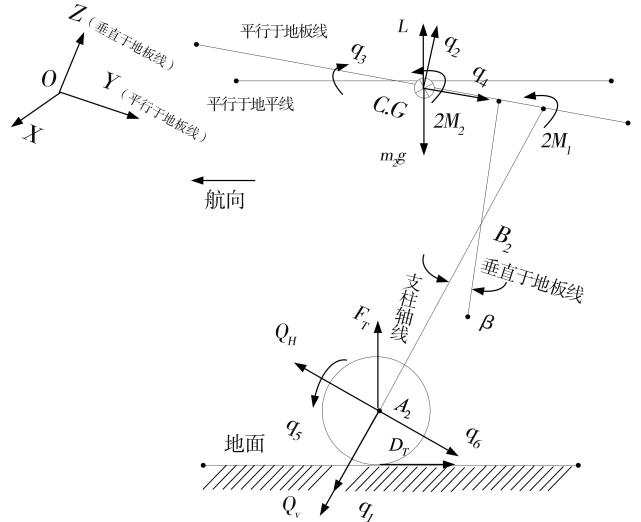


图 1 飞机着陆动力学模型

$$m_5 \ddot{q}_5 = D_T(R_1 - \delta/2) \quad (5)$$

$$m_6 \ddot{q}_6 = (m_6 g - F_T) \sin(\beta + q_3) - Q_H + D_T \cos(\beta + q_3) \quad (6)$$

式中: $m_1$  和  $m_6$  表示非弹性质量; $m_2$  和  $m_4$  表示弹性质量; $m_3$  表示飞机俯仰转动惯量; $m_5$  表示机轮转动惯量; $F_T$  表示起落架轮胎地面法向力; $D_T$  表示起落架轮胎地面摩擦力; $L$  表示飞机升力; $Q_H$  表示支柱前后向力; $Q_V$  表示支柱轴向力; $\beta$  表示支柱倾角; $R_1$  表示轮胎半径; $\delta$  表示轮胎压缩量。

支柱轴向力  $Q_V$  包括空气弹簧力  $Q_A$ 、油液阻尼力  $Q_o$ 、摩擦力  $Q_f$ 。

空气弹簧力的计算公式为:

$$Q_A = A_{A2} [P_0 [V_0 / (V_0 - A_{A2} S_2)]^R - P_{01}] \quad (7)$$

式中: $A_{A2}$  为缓冲支柱气压面积; $P_0$  为大气压力; $V_0$  为缓冲支柱充气体积; $S_2$  为起落架压缩量(压缩为正); $R$  为气体多变指数; $P_{01}$  为缓冲支柱初始充气压力。

$$Q_o = \frac{\rho_0 (A_H - A_C)^3}{2C_d^2 (A_o - A_C)^2} |S_2| S_2 \quad (8)$$

式中: $\rho_0$  为油液密度; $C_d$  为泄流系数; $A_H$  为支柱压油面积; $A_C$  为油针面积, $A_o$  为油孔面积。

$$Q_f = \dot{S}_2 / |\dot{S}_2| Q_H \mu \quad (9)$$

式中: $\mu$  为支柱轴套与活塞杆的摩擦系数。

$$Q_H = k\Delta + C_E \dot{\Delta} \quad (10)$$

式中: $k$  为支柱刚度; $\Delta$  为支柱在轮轴中心点的变形量, $C_E$  为支柱结构阻尼系数。相比于传统的三点着陆动力学方法,本文建立的是两点尾沉着陆动

力学模型,且该模型考虑了支柱轴套与活塞杆的摩擦力,使得着陆起落架载荷仿真结果更加符合实际情况。

在上述动力学模型的基础上编制程序,得到着陆过程起落架压缩量、起落架垂向力、起落架航向力随时间变化曲线。计算获得典型工况的起落架压缩量,通过与飞机着陆试飞试验起落架压缩量对比,来验证上述着陆起落架载荷仿真分析方法的可靠性。

## 2 验证

选取典型工况对比验证,无量纲航向速度为 1.021,无量纲垂向速度为 0.050。图 2 对比了飞机着陆仿真的飞机起落架压缩量和飞机起落架线位移传感器测试压缩量。图中试验数据已经完成无量纲化处理。根据 1.2 节可知,起落架压缩量一致时,起落架载荷一致,因此可以通过对比着陆仿真起落架压缩曲线和着陆试验起落架压缩曲线来验证着陆起落架载荷数值仿真方法。由图 2 可知,仿真曲线与试验曲线吻合度较好。因此,该着陆起落架载荷仿真分析方法是可靠的。

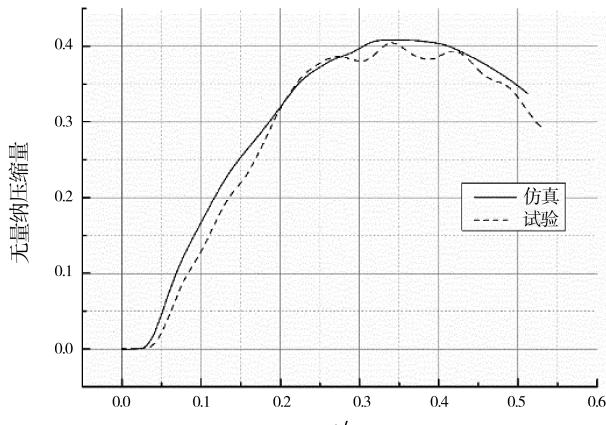


图 2 对比验证

## 3 分析

### 3.1 载荷特性分析

在飞机着陆过程中,起落架的载荷状态经历了几个明显的阶段。当飞机在 0 时刻接地时,起落架开始压缩,产生向上的垂向载荷。在着陆的初始阶段,随着压缩量增大,起落架垂向载荷持续增大。在 0.08 s 时,垂向载荷达到第一个峰值;在 0.169 s

时,达到第二个峰值。这一现象可以通过起落架的力学分析来解释:起落架的垂向载荷主要由空气弹簧力、油液阻尼力和摩擦力组成。油液阻尼力在 0.08 s 和 0.17 s 附近分别达到两个峰值,这导致垂向载荷在这两个时间点出现峰值。着陆后期阶段,飞机向下速度减小到 0,飞机开始向上运动,起落架压缩量减小,起落架垂向载荷持续减小,最终起落架垂向载荷在 0 值附近振荡。与此同时,起落架的航向载荷从 0 时刻开始增加,这是由于起落架支柱向后变形产生的弹性力。随后,起落架支柱向前变形,产生向后的弹性力,导致航向载荷方向发生变化。在整个着陆过程中,航向载荷呈现出波动状态,这与起落架支柱变形量的波动性有关。如图 3 所示,这些载荷的变化反映了起落架在着陆过程中的动态响应。

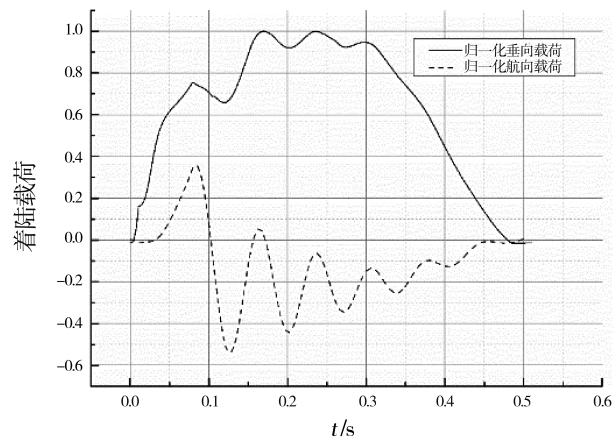


图 3 飞机着陆载荷

### 3.2 垂向初速度影响分析

为分析飞机垂向初速度对飞机着陆起落架载荷影响及其机理,针对表 1 中各算例进行仿真分析,得到飞机着陆垂向载荷如图 4 所示,飞机着陆航向载荷如图 5 所示。随着垂向速度的增大,飞机的着陆垂向载荷增大。其原因在于随着飞机垂向速度的增大,飞机起落架的压缩量增大,从而导致飞机着陆垂向载荷增大。如图 5 所示,随着垂向速度增大,飞机的着陆航向载荷峰值也会增大。其原因可能在于随着垂向速度增大,垂向速度在起落架航向方向的分量也会增大,这导致起落架支柱航向变形增大,进而增大飞机着陆航向载荷峰值。

由此可知,飞机着陆过程中需要尽量减小飞机的垂向速度,进而减小飞机的着陆垂向载荷和着陆

航向载荷,提升飞机的着陆安全性。

表 1 垂向初速度影响分析算例

无量纲 垂向初速度	无量纲 航向初速度
0.033	1.001
0.042	1.001
0.050	1.001

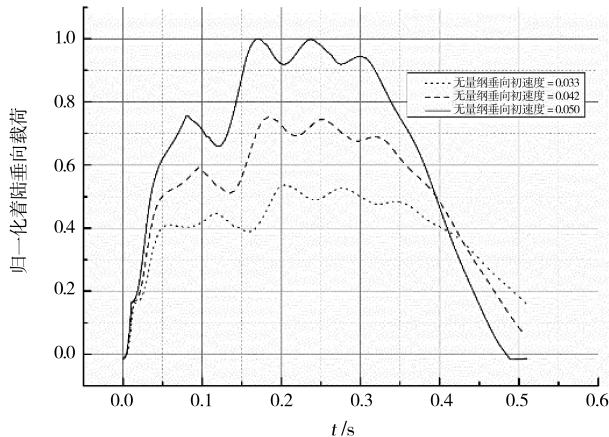


图 4 垂向初速度对垂向载荷影响

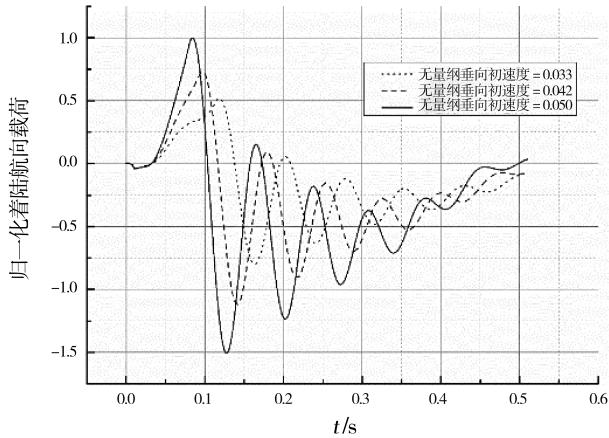


图 5 垂向初速度对航向载荷影响

### 3.3 航向初速度影响分析

为分析飞机航向初速度对飞机着陆起落架载荷影响及其机理,针对表 2 中各算例进行仿真分析,得到飞机着陆垂向载荷如图 6 所示,飞机着陆航向载荷如图 7 所示。随着航向速度的增大,飞机的着陆垂向载荷变化却很小。其原因在于飞机垂向速度保持不变,飞机起落架的压缩量几乎一致,从而导致飞机着陆垂向载荷变化很小。

如图 7 所示,随着航向初速度增大,飞机的着陆航向载荷峰值也会增大。其原因可能在于随着航向初速度增大,导致起落架支柱航向变形增大,进而增大了飞机着陆航向载荷峰值。

由此可知,飞机着陆过程中需要尽量减小飞机的航向速度,进而减小飞机的着陆航向载荷,提升飞机的着陆安全性。

表 2 航向初速度影响分析算例

无量纲 垂向初速度	无量纲 航向初速度
0.050	1.021
0.050	1.512
0.050	1.833

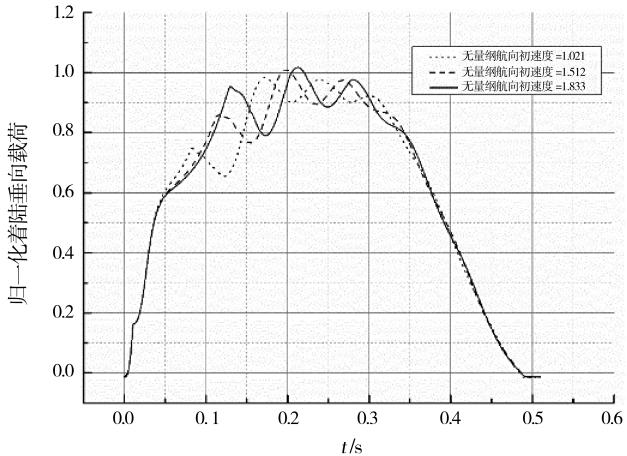


图 6 航向初速度对垂向载荷影响

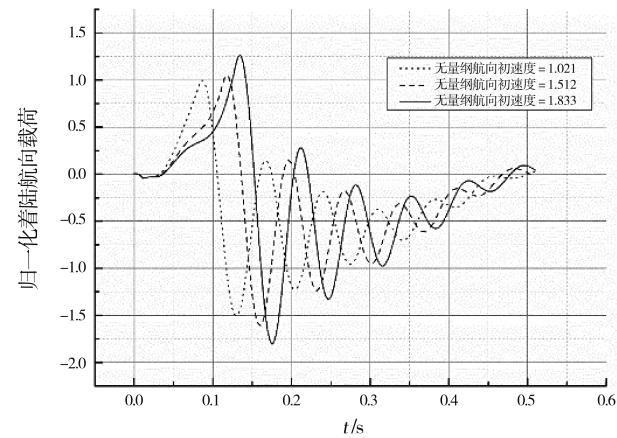


图 7 航向初速度对航向载荷影响

## 4 结论

1) 着陆仿真起落架压缩曲线和着陆试验起落

架压缩曲线吻合度较好。因此,该着陆起落架载荷仿真分析方法是可靠的。

2) 飞机着陆起落架垂向载荷先增大后减小,增大过程存在两个峰值;着陆起落架航向载荷方向及大小处于波动状态,最终稳定在零值附近。

3) 飞机着陆起落架垂向载荷与航向载荷随着飞机垂向初速的增大而增大;飞机着陆起落架航向载荷随着飞机航向初速的增大而增大。

4) 飞机着陆时,尽量减小飞机垂向初速度并减小航向初速度,有利于降低飞机的着陆起落架载荷,提升飞机的着陆安全性能。

#### 参考文献:

- [ 1 ] 中国民用航空局. 中国民用航空规章第 25 部:运输类飞机适航标准:CCAR-25-R4 [ S ]. 北京:中国民用航空局, 2011:43-45.
- [ 2 ] 刘文斌. 民用飞机着陆载荷第 25.473 条款要求及符合性验证研究 [ J ]. 民用飞机设计与研究, 2020(2):34-38.
- [ 3 ] 张沈瞳. 基于虚拟样机技术的飞机起落架着陆载荷分析 [ J ]. 工程设计学报, 2021, 28(6):758-763.
- [ 4 ] 于秀伟, 金秀芬. 飞机起落架着陆动力学建模与试验分析 [ J ]. 机械设计与制造工程, 2020, 49(10):81-85.
- [ 5 ] 徐尧, 周文博. 机体弹性对某型民机起落架着陆载荷影响分析 [ J ]. 机械设计与制造工程, 2020, 49(12):73-76.
- [ 6 ] 王伟, 魏小辉, 刘向尧, 等. 基于 ADAMS View 的飞机起落架着陆动态性能仿真 [ J ]. 江苏航空, 2011(增刊1): 30-31.
- [ 7 ] 钱康安, 潘晴, 陈嘉宁, 等. 起落架着陆过程建模与多目标参数优化设计 [ J ]. 机床与液压, 2023, 51(14):86-93.
- [ 8 ] 廖丽涓, 贾玉红. 基于虚拟样机的飞机起落架着陆时的响应分析 [ J ]. 北京航空航天大学学报, 2008, 34(1): 75-78.
- [ 9 ] 刘向尧, 聂宏, 魏小辉. 大型民机起落架着陆性能仿真分析与优化设计 [ J ]. 科学技术与工程, 2010, 10(24): 6103-6108.
- [ 10 ] 吴谦, 刘景光. 民用飞机动着陆响应载荷工程计算方法 [ J ]. 江苏科技信息, 2017(6):41-43.

#### 作者简介

- 马光远 男, 硕士, 工程师。主要研究方向:结构动力学。  
E-mail: maguangyuan@ comac. cc  
潘根基 男, 硕士, 工程师。主要研究方向:飞行器设计。E-mail: pangenji@ comac. cc

## Numerical simulation analysis of landing gear load for civil aircraft

MA Guangyuan<sup>\*</sup> PAN Genji

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai, 201210, China)

**Abstract:** To study the landing process of civil aircraft, a dynamic model of aircraft landing is established based on the d'Alembert principle, and numerical simulation analysis of landing gear load is carried out. The applicability of the simulation method is verified by comparing it with landing test results. Based on the simulation analysis results of landing gear load, the vertical load and heading load of the aircraft landing gear are analyzed, and the influence and mechanism of the initial vertical velocity and heading velocity on the landing gear load are analyzed. Suggestions to avoid excessive landing load are proposed. The results show that the vertical load of the landing gear increases first and then decreases, with two peaks during the increase process; the direction and magnitude of the landing gear heading load are in a fluctuating state, ultimately stabilizing near zero values; the vertical load of the landing gear increases with the increase of the initial vertical velocity, while the heading load of the landing gear increases with the increase of the initial heading velocity; the initial vertical velocity and heading velocity should be minimized as much as possible.

**Keywords:** civil aircraft; landing; landing gear load; simulation analysis

\* Corresponding author. E-mail: maguangyuan@ comac. cc