

民用飞机非对称着陆起落架载荷研究

马光远*

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

摘要: 研究了多体动力学计算原理并给出运动学方程, 建立了基于 ADAMS(虚拟样机仿真分析软件, automatic dynamic analysis of mechanical systems) 的起落架与柔性机体一体化的多柔体全机模型, 对民用飞机非对称着陆起落架载荷进行了研究, 通过和传统着陆动力学方法计算的着陆起落架载荷进行对比, 验证一体化多柔体全机模型的适用性。基于仿真结果, 分析了飞机非对称着陆对起落架载荷的影响, 提出降低飞机着陆起落架载荷的策略。结果表明: 非对称着陆缓冲器最大压缩量大于对称着陆; 非对称着陆缓冲器最大载荷大于对称着陆; 非对称着陆情况下先着陆一侧起落架最大载荷显著大于后着陆一侧起落架。非对称着陆不利于起落架和机体的结构安全性, 因此民用飞机运营中需要尽量规避飞机非对称着陆情况。

关键词: 非对称; ADAMS; 着陆; 起落架载荷



中图分类号: V226

文献标识码: A

OSID:

0 引言

民用飞机的动着陆载荷是飞机起落架设计的重要依据, 也是构成飞机机身强度极限的严重工况^[1-2], 而飞机的动着陆载荷大小主要取决于着陆起落架载荷大小。

目前, 国内外对民用飞机动着陆起落架载荷的计算方法有了一些研究与进展。通常飞机动着陆起落架载荷分析时, 是将飞机简化为二体模型, 由上部飞机机体弹性质量与下部起落架非弹性质量构成^[3-4]。有些研究建立了轮式起落架的动力学方程, 分析了飞机着陆时的运动学特征与动力学特性, 对于起落架上的载荷与载荷传递过程进行了研究^[5-8]。文献[9]和文献[10]使用 ADAMS 软件进行了飞机起落架动态性能仿真分析, 基于 ADAMS 开展了飞机着陆起落架载荷仿真分析和参数化设计, 研究了轮胎刚度、轮胎与地面摩擦系数对起落架载荷的影响。民用飞机着陆时, 往往会发生非对称着陆, 左右主起落架未同时着陆, 导致飞机发生滚转运动, 对飞机的着陆动力学特性产生显著的影响。文献[11]研究了飞机非对称着陆和滑跑载荷

分析方法, 建立了飞机非对称着陆过程中的全机动载荷分析模型。目前国内外对于民用飞机的着陆研究主要集中于对称着陆, 忽略了飞机的非对称着陆影响, 与实际着陆状态存在着较大的误差。

因此, 本文针对飞机非对称着陆的真实过程, 基于多柔体起落架动力学模型、飞机梁单元动力学模型, 将以上两个模型导入 ADAMS, 使用运动副约束进行连接, 建立了全机多体动力学模型。该模型建立的飞机机体梁单元动力学模型以及起落架动力学模型是柔性体, 因此可以考虑非对称着陆过程中飞机的弹性变形对于起落架载荷的影响, 以及飞机机体和起落架弹性变形耦合对起落架着陆载荷的影响。此外, 该模型可以用于仿真不同滚转角情况下的飞机非对称着陆起落架载荷, 具有一定的工程实用价值。

1 多柔体动力学计算原理

多体系统是指由多个刚性体或柔性体通过某种形式连接的复杂机械系统, 柔性体使用离散化的若干个单元的有限多个节点自由度来表示物体无限多个节点自由度, 单元节点的弹性变形可以近似

* 通信作者. E-mail: maguangyuan@comac.cc

引用格式: 马光远. 民用飞机非对称着陆起落架载荷研究[J]. 民用飞机设计与研究, 2024(2):58-62. MA G Y. Research on load of asymmetric landing gear for civil aircraft[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2024(2):58-62(in Chinese).

地用少量模态线性组合来表示。

如果物体在某坐标系的位置用它在惯性参考系中的笛卡尔坐标 $x = (x, y, z)$ 和反映刚体位置的欧拉角来表示, 模态坐标用 $\Psi = (\Psi, \theta, \varphi)$ 表示, 其中 $q_1, q_2, q_3, \dots, q_m$ 是 Craig-Bam-potom 模态坐标, m 表示模态阶数, 则柔性体的广义坐标表示为:

$$\xi = [x, \psi, q]^T = [x, y, z, \psi, \theta, \varphi, q_j]^T \quad (j=1, 2, \dots, m) \quad (1)$$

通过拉格朗日乘子法建立柔性体运动微分方程:

$$M \ddot{\xi} + M \dot{\xi} - \frac{1}{2} \left[\frac{\partial M}{\partial \xi} \dot{\xi} \right]^T \dot{\xi} + K \dot{\xi} + f_g + D \dot{\xi} + \left[\frac{\partial M}{\partial \xi} \right] \lambda = Q \quad (2)$$

式中: M 为柔性体的质量矩阵; ψ 为约束方程; K, D 分别为模态刚度矩阵和模态阻尼矩阵; $K\xi, D\xi$ 分别代表物体内部由于弹性变形和阻尼引起的广义力; f_g 为广义重力; λ 为对应约束的拉格朗日乘子; Q 为对应于外力的广义力。

2 多柔体动力学仿真模型

起落架多体动力学模型建模, 主要分起落架结构建模、起落架构件约束建模、缓冲特性建模、航向力建模、支柱运动限制建模以及轮胎和路面建模。

根据起落架结构的 CATIA 外形, 使用有限元网格划分工具划分柔性体网格, 再通过 MSC NASTRAN SOL103 模态分析方法计算生成能够导入 ADAMS 的 MNF 模态中性文件。为模拟起落架结构刚度, 根据起落架结构的 CATIA 实际外形划分各主要构件的有限元网格, 使用 3D 实体单元划分网格, 根据实际操作经验, 实体有限元网格尺寸在 15~30 mm 范围较为合适, 根据各构件的实际材料属性定义网格的属性。在各构件与其它构件的连接点处建立节点, 并使用 RBE2 单元连接至周边节点, 连接中心点为主节点, 周边节点为从节点, RBE2 连接如图 1 所示。

完成主要构件的有限元模型后, 需要通过模态计算得到模态中性文件(MNF 文件), 形成多个起落架构件的柔性体模型文件, 再将 MNF 文件导入 ADAMS, 不同柔性体之间采用运动副连接。本文使用 NASTRAN SOL103 即模态分析方法对各构件进行模态分析并输出模态中性文件。

起落架构件之间通过运动副进行约束。起落

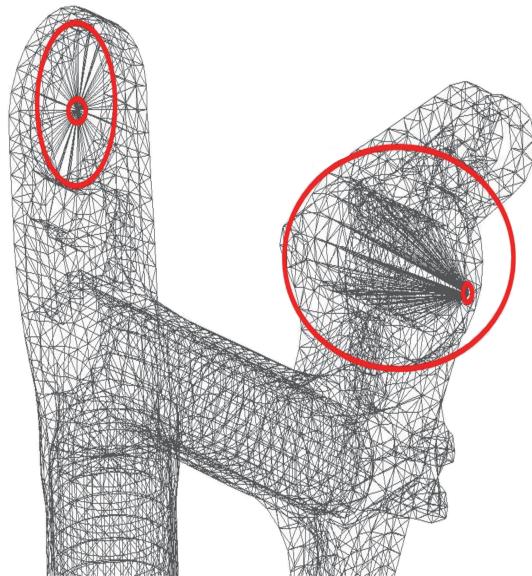


图 1 柔性体连接点建模示意

架缓冲支柱分为外筒和活塞杆, 缓冲支柱内部的气体提供起落架刚度用于支撑飞机, 而外筒与活塞杆之间的油液提供阻尼作用, 用于耗散飞机的着陆能量。分别在起落架外筒和活塞杆上选取一个起落架力作用点, 将该作用点应用 RBE2 连接至柔性化之后的外筒和活塞杆网格上, 在力的作用点之间定义空气弹簧力和油液阻尼力。起落架多体模型通过模态分析和落震试验完成修正。

飞机机体通过建立梁模型表征飞机机体的刚度, 机身、机翼、平尾和垂尾简化成位于各部件刚轴上的弹性梁, 各个部件的梁单元刚度根据机体全机刚度按照站位坐标插值得到, 飞机的自身重量、飞机货物、航空燃油用一定数量的集中质量表示, 挂载在飞机梁模型单元上与该集中质量距离最近的节点上。飞机机身与机翼、机身与平尾使用梁元连接, 机身与垂尾使用 GENEL 单元进行连接。机体有限元模型较为简化, 但能够很好地表征全机的动力学特性。机体动力学模型建立好以后, 依据飞机地面共振试验(GVT)进行模态修正, 主要是调整机身、机翼、平尾等部件之间的连接刚度, 在此基础上调整机身、机翼、平尾等部件自身弯曲刚度, 使得机体模态频率和地面共振试验结果基本一致, 保证动着陆载荷计算得到的载荷能够准确模拟飞机真实的着陆载荷状态。对全机结构模型进行有限元模态分析, 并且通过 ADAMS flexbody 设置输出机体模态中性文件, 该中性文件包含了全机的模态振型

信息。

在 ADAMS 起落架模型的基础上, 导入柔性机体模态中性文件, 再将柔性机体与起落架支柱交点通过旋转副连接, 得到全机一体化模型, 如图 2 所示。

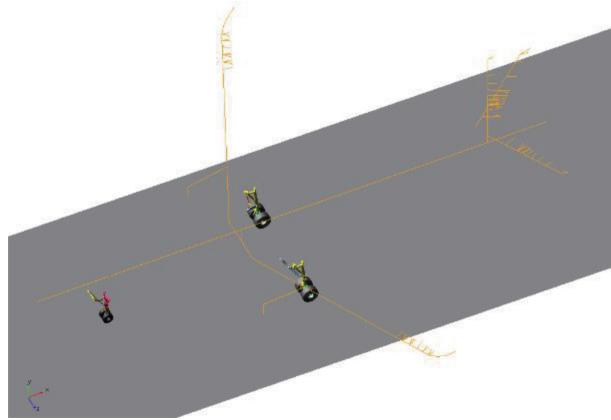


图 2 全机一体化模型

3 多柔体仿真模型验证

选取典型工况对比验证, 对称着陆工况设置如下: 飞机航向速度为 70 m/s, 飞机下沉速度为 3 m/s, 飞机着陆俯仰姿态角设置为 13°。一体化多柔体仿真模型计算结果与文献[12]中的传统着陆动力学方法计算结果的对比情况, 如图 3 所示。图 3 对比了着陆起落架垂向载荷, 由图可见, 起落架垂向载荷吻合较好, 因此该多柔体仿真模型是适用的。

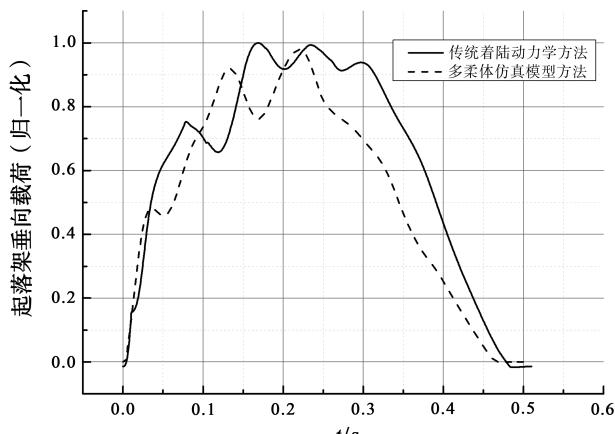


图 3 对比验证

4 着陆起落架载荷分析

基于建立的飞机 ADAMS 多体动力学模型, 分

析全机对称着陆起落架动态响应和非对称着陆起落架动态响应。对称着陆工况设置如下: 主起落架机轮距离路面高度为 300 mm, 飞机航向速度为 70 m/s, 飞机下沉速度为 3 m/s, 飞机着陆俯仰姿态角设置为 3°; 非对称着陆工况: 机轮离地高度、航向速度、下沉速度、俯仰角均与对称着陆工况相同, 飞机绕着纵轴向左转过 1°, 使得左主起落架机轮先着陆。

对所有数据进行归一化处理, 归一化方法为缓冲器力除以对称着陆及非对称着陆缓冲器力最大值, 缓冲器压缩量除以对称着陆及非对称着陆缓冲器压缩量最大值。图 4 至图 5 为非对称着陆起落架动态响应分析结果。从图中可知, 左主起落架缓冲器自 0.114 s 开始压缩变形, 左缓冲器最大压缩量为 1, 右主起落架缓冲器自 0.158 s 开始压缩变形, 右缓冲器最大压缩量为 0.946, 左缓冲器最大压缩量相比于右缓冲器增大 5.4%。左缓冲器最大载荷为 1, 右缓冲器最大载荷为 0.839, 左缓冲器最大载荷相比于右缓冲器增大 19.2%。从上述分析结果可以看出, 非对称着陆情况下, 先着陆一侧的主起落架缓冲器压缩量相对于后着陆一侧的主起落架增大只有 5.4%, 然而先着陆一侧主起落架缓冲器最大载荷相比于后着陆一侧主起落架增大 19.2%, 着陆起落架载荷的增大比例显著大于缓冲器压缩量的增大比例, 而着陆起落架载荷的显著增大不利于飞机起落架的安全裕度以及飞机结构强度安全裕度。

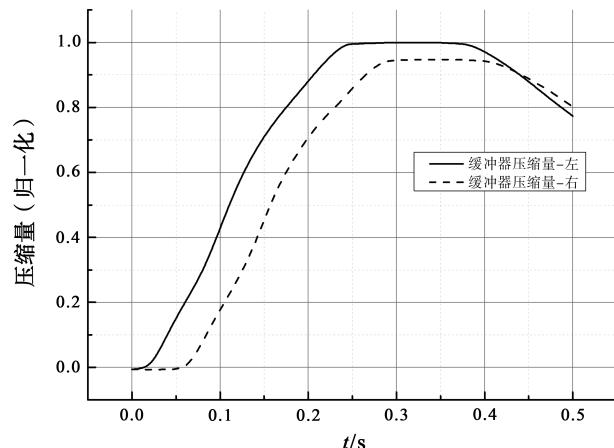


图 4 非对称着陆左右主缓冲器压缩量

对称着陆主起落架缓冲器压缩量如图 6 所示。缓冲器最大压缩量为 0.977。

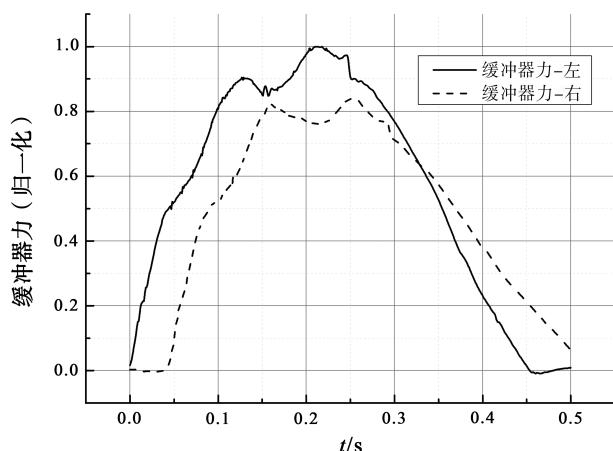


图 5 非对称着陆左右主缓冲器力

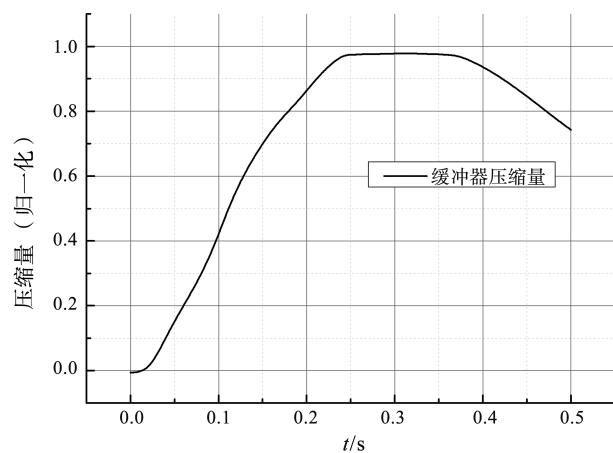


图 6 对称着陆缓冲器压缩量

对称着陆主起落架缓冲器力如图 7 所示。对称着陆缓冲器力最大值为 0.947。

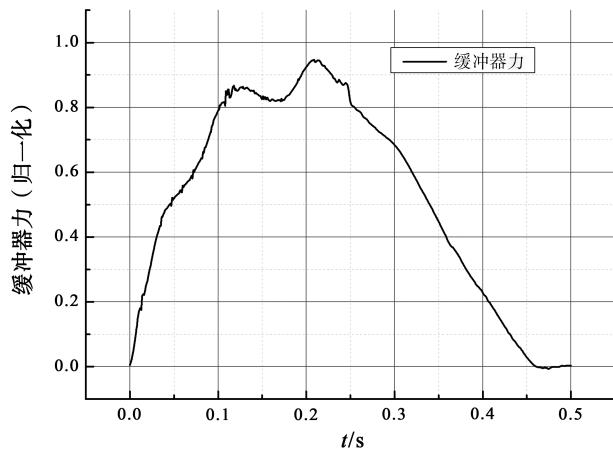


图 7 对称着陆缓冲器力

飞机对称和非对称着陆起落架载荷分析结果的

最大值如表 1 所示，表中分别列出左、右缓冲器的载荷和压缩量。从表中可以看到，非对称着陆的缓冲器最大压缩量相比于对称着陆增大 2.5%，非对称着陆起落架缓冲器最大载荷相比于对称着陆显著增大 5.6%。从结果可以看出，当飞机存在 1°滚转角时，非对称着陆起落架载荷相比于对称着陆载荷增大 5.6%，当飞机滚转角度增大，非对称着陆的起落架载荷相比于对称着陆的增大量值也会进一步增大，缓冲器压缩量增大量值也会增加。起落架缓冲器载荷增大将会降低起落架和飞机机体的强度裕度，而缓冲器过大的压缩量将降低乘坐人员的舒适性。

表 1 对称着陆和非对称着陆起落架载荷

参数	对称着陆		非对称着陆	
	缓冲器	左缓冲器	右缓冲器	右缓冲器
最大载荷	0.947	1	0.839	
最大压缩量	0.977	1	0.946	

5 结论

本文构建了民用飞机 ADAMS 多体动力学模型，该模型考虑飞机着陆过程中机体与起落架的弹性变形和模态耦合，计算了对称着陆起落架载荷与飞机滚转角为 1°工况下的非对称着陆起落架载荷，经分析获得如下 3 个结论：

- 1) 民用飞机非对称着陆情况下，先接地的起落架缓冲器最大载荷大于对称着陆情况，因而非对称着陆不利于起落架和机体的结构安全性；
- 2) 民用飞机非对称着陆情况下，先接地的起落架缓冲器最大压缩量大于对称着陆情况，并且先接地的起落架缓冲器压缩量明显大于后接地的，因而非对称着陆情况会降低飞机的平稳性；
- 3) 民用飞机非对称着陆情况下，先着陆一侧起落架缓冲器最大载荷相比于后着陆一侧起落架增大比例(19.2%)显著高于缓冲器压缩量的增大比例(5.4%)。

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.
- [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] 航空航天工业部科学技术委员会. 飞机起落架强度设计指南 [M]. 成都: 四川科学技术出版社, 1989; 153-171.
- [4] HOWELL W E, MCGEHEE J R, DAUGHERTY R H, et al. F-106B airplane active control landing gear drop test performance (TM2102741) [R]. U. S. : NASA, 1990.
- [5] 袁东. 飞机起落架仿真数学模型建立方法 [J]. 飞行力学, 2002, 20(4): 44-47.
- [6] 袁东. 飞机起落架数学模型建立与仿真研究 [D]. 西安: 西北工业大学, 1999.
- [7] 高泽迥. 飞机地面操纵减摆系统及地面运动力学 [M]. 北京: 航空学报杂志社, 1997.
- [8] 隋福成, 陆华. 飞机起落架缓冲器数学模型研究 [J]. 飞机设计, 2001, 6(2): 44-51.
- [9] 方平. 小车式飞机起落架着陆与滑跑动态性能仿真分析 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2004.
- [10] 晋萍. 飞机起落架动态性能仿真分析 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2003.
- [11] 牟让科, 胡孟权. 飞机非对称着陆和滑跑载荷分析 [J]. 机械科学与技术, 2000(增刊1): 72-74.
- [12] 《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.

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

Research on load of asymmetric landing gear for civil aircraft

MA Guangyuan *

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

Abstract: This paper studied the principles of multi body dynamics calculation and provided kinematic equations, established a multi flexible body full aircraft model based on ADAMS for the integration of landing gear and flexible body, studied the asymmetric landing gear load of civil aircraft, and verified the applicability of the integrated multi flexible body full aircraft model by comparing it with the landing gear load calculated by traditional landing dynamics methods. Based on simulation results, the impact of asymmetric landing on landing gear load was analyzed, and strategies to reduce landing gear load were proposed. The results show that the maximum compression of asymmetric landing buffer is greater than that of symmetric landing, the maximum load of asymmetric landing buffer is greater than that of symmetric landing, and under asymmetric landing conditions, the maximum load on the landing gear on the first landing side is significantly greater than that on the landing gear on the second landing side. Asymmetric landing is not conducive to the structural safety of the landing gear and the aircraft body, so it is necessary to avoid asymmetric landing situations as much as possible in the operation of civil aircraft.

Keywords: asymmetric; ADAMS; landing; landing load

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