

文章编号:1674-8190(2015)03-333-08

# 两种不同形式前起落架缓冲与前轮转弯性能对比研究

吴晓宇, 聂宏, 张明

(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)

**摘要:** 缓冲与前轮转弯纠偏性能对起落架设计具有重要影响。采用 ADAMS 软件分别建立支柱式和摇臂式前起落架的飞机刚柔耦合动力学模型, 并分别对前起落架的着陆缓冲和转弯纠偏过程进行动力学仿真及对比分析。结果表明: 在同种着陆工况下, 支柱式比摇臂式前起落架样机在前起落架航向所受合力更大, 前轮接地后的俯仰角速度和机头下沉量相差不大; 支柱式比摇臂式前起落架样机在更小的操纵力矩、转弯角度和侧向加速度下就会发生飞机侧滑。研究结果可为前起落架的设计和选取提供有益参考。

**关键词:** ADAMS; 刚柔耦合; 前起落架; 着陆缓冲; 前轮转弯纠偏

**中图分类号:** V226+.4

**文献标识码:** A

## Contrastive Analysis of Buffering and Steering Performance for Two Different Types of Nose Landing Gear

Wu Xiaoyu, Nie Hong, Zhang Ming

(State Key Laboratory of Mechanics and Control of Mechanical Structures, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** Nose gear buffering and steering rectification are of significant influence on landing gear design. Rigid-flexible coupling dynamic models for both articulated and post nose landing gears have been constructed respectively by the ADAMS software. Contrastive analysis and dynamic simulations have been performed by applying previous models, traits of these two types of nose gear on landing buffering and steering performance have been deduced from the analysis. Result show that during the same landing case, tangential force is bigger for post nose gear, yet pitching angular velocity after touching ground and nose sinkage remain similar. Post nose gear is more likely to sideslip under smaller operating torque, steer angle and lateral acceleration compared with articulated nose gear. The results offer a meaningful share of reference materials for nose gear design and selections.

**Key words:** ADAMS; rigid-flexible coupling; nose landing gears; landing buffer; steering rectification

## 0 引言

飞机起飞和着陆阶段是事故的多发阶段, 统计表明有 50% 以上的安全事故发生在飞机起飞和着

陆阶段<sup>[1]</sup>。起落架是飞机的重要承力部件, 在起降过程中担负着极其重要的使命。在飞机着陆和滑跑过程中, 起落架和飞机机身都承受很大的冲击载荷。为了避免载荷过大, 现代飞机的着陆装置(起落架)都装有缓冲器。通常把缓冲器和轮胎组成的系统叫做着陆装置缓冲系统。缓冲是指飞机的撞击动能消耗在缓冲系统和飞机结构(起落架、机身)的变形上的过程。此时, 作用于机轮上的地面反力使缓冲系统发生变形而做功, 缓冲系统则吸收了飞机的撞击能量<sup>[2-3]</sup>。

收稿日期: 2014-12-16; 修回日期: 2015-01-02

基金项目: 国家自然科学基金(51305198)

高等学校博士学科点专项科研基金(20123218120003)

通信作者: 吴晓宇, wuxiaoyuaaa@126.com

飞机应同时具备良好的着陆缓冲特性和地面转弯特性。飞机在起飞或着陆滑跑过程中的机头方向修向,及在滑行道、机场终端区的操作需要做转向运动。大型民用飞机和大多数军用飞机一般采用操纵前轮转向的方式来控制飞机转弯,这种方式可使飞机转弯和纠偏较灵活,甚至在主起落架轮胎漏气时仍然能操纵飞机<sup>[4-6]</sup>。

起落架缓冲和转弯系统性能分析是起落架设计过程中的重要环节。经过分析计算确定起落架缓冲和转弯系统各种参数的配置方案,不仅能帮助起落架落震和转弯试验顺利完成,达到减少试验经费和缩短试验周期的目的,还是起落架设计改进的重要依据。

本文基于 ADAMS/Aircraft 软件<sup>[7]</sup>对某型飞机进行建模仿真分析。首先将 CATIA 中的三维模型生成 ADAMS<sup>[8]</sup>中全机动力学仿真模型,然后用 HyperMesh 柔性化其起落架中的主要承力构件,建立全机的刚柔耦合动力学模型。基于该模型对支柱式和摇臂式前起落架样机进行着陆缓冲和转弯纠偏过程的动力学仿真,对仿真结果进行对比分析,得出这两种不同形式前起落架的缓冲和转弯性能特点,并提出这两种不同形式的前起落架设计使用的参考依据。

## 1 起落架缓冲系统受力分析

对于油一气式缓冲支柱,其所受的总支柱轴向力( $F_s$ )由三部分组成<sup>[9-11]</sup>:

$$F_s = F_{\text{air}} + F_{\text{oil}} + F_{\text{stp}} \quad (1)$$

式中: $F_{\text{air}}$ 为气体弹簧力; $F_{\text{oil}}$ 为油液阻尼力; $F_{\text{stp}}$ 为结构限制力。

### (1) 气体弹簧力

缓冲支柱的气体腔内,当活塞压缩气体时,假设腔内气体与外界无热交换,则由热力学方程可推得:

$$(P_0 V_0)^\gamma = \text{const} \quad (2)$$

式中: $P_0$ 为气体初始压力; $V_0$ 为气体腔内气体的初始体积。

由式(2)推导出气体弹簧力的表达式为

$$F_{\text{air}} = A_{\text{air}}(P_0 - P_{\text{atm}})^\gamma = A_{\text{air}} \left[ P_0 \left( \frac{V_0}{V_0 - A_{\text{air}} S} \right)^\gamma - P_{\text{atm}} \right] \quad (3)$$

式中: $A_{\text{air}}$ 为气体腔内横截面积; $S$ 为缓冲支柱行

程; $\gamma$ 为气体多变指数; $P_{\text{atm}}$ 为大气压力。

### (2) 油液阻尼力

当缓冲支柱的油孔面积为定值且不考虑测油孔时,油液阻尼力的表达式为

$$F_{\text{oil}} = \frac{\rho A_{\text{flo}}^3 \dot{S}}{2 C_d^2 A_{\text{oir}}^2} |\dot{S}| \quad (4)$$

式中: $A_{\text{flo}}$ 为油液腔内横截面积; $\dot{S}$ 为缓冲支柱行程速率; $\rho$ 为油液密度; $C_d$ 为油液缩流系数,一般取 0.80~0.89; $A_{\text{oir}}$ 为油孔面积。

### (3) 结构限制力( $F_{\text{stp}}$ )

$$F_{\text{stp}} = \begin{cases} K_{\text{stp}}(-S), & S < 0 \\ 0, & 0 \leq S \leq S_{\text{max}} \\ K_{\text{stp}}(S - S_{\text{max}}), & S > S_{\text{max}} \end{cases} \quad (5)$$

式中: $K_{\text{stp}}$ 为结构间隙系数; $S$ 为缓冲支柱行程; $S_{\text{max}}$ 为缓冲支柱最大行程。

起落架各部分作用力简图如图 1 所示。

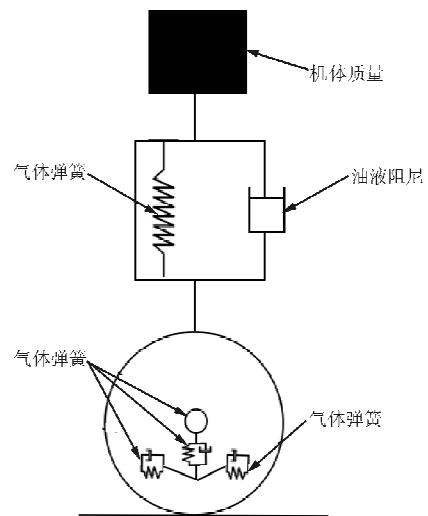


图 1 起落架受力图

Fig. 1 Force schematic diagram of the landing gear

## 2 起落架模型建立

建立功能虚拟样机首先需在 CATIA 中构建样机模型,然后进行装配过程分析、干涉检查等,即狭义的仿真。而样机模型的动力学仿真,是广义的仿真,需要利用与 CAD 系统独立的 CAE 软件 ADAMS 来进行分析。本文运用 ADAMS 的 Aircraft 模块,其包括 Template Builder 和 Standard Mode 两种模块。Template Builder 模块运用导入的 CATIA 模型创建模板以供 Standard Mode 模

块使用,它可以控制模型的所有特性;而 Standard Mode 模块采用 Template Builder 模块生成的模板来创建子系统,亦可生成装配模型。

建立飞机仿真模型,应从构件的创建开始,通过测试已创建的构件来验证其正确性,然后利用构件创建子系统,再检验和确认子系统的正确性,最后用所有的子系统搭建飞机装配模型并对其进行仿真分析<sup>[12-14]</sup>。飞机仿真模型的建立及仿真流程如图 2 所示。

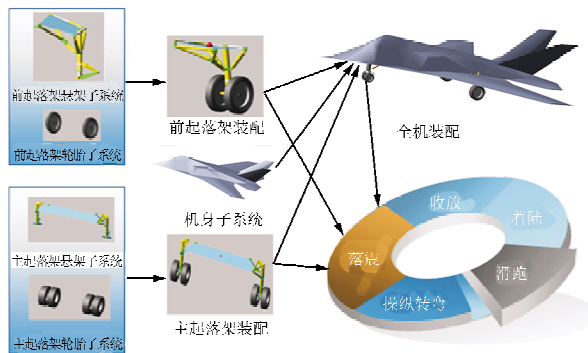


图 2 功能虚拟样机的建立及仿真流程

Fig. 2 Building the functional virtual aircraft and simulation process

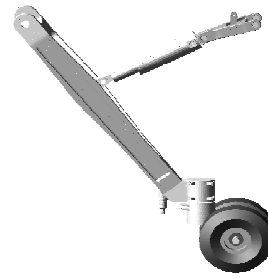
从图 2 可以看出,建立功能虚拟样机的整个流程包括建立模板、子系统和装配模型,模型装配完成后对全机进行着陆、滑跑、操纵转弯等仿真分析。

### 2.1 起落架虚拟样机的装配

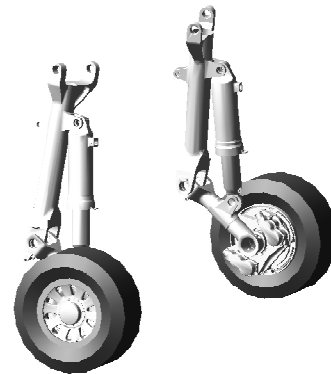
在 ADAMS/Aircraft 中选择已建立好的前起落架支架和主起落架子系统,前起落架轮胎和主起落架轮胎子系统分别导入前起落架和主起落架创建的虚拟样机模型中。装配结果如图 3 所示。



(a) 支柱式前起落架



(b) 摇臂式前起落架



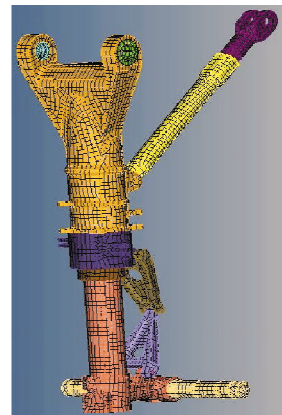
(c) 主起落架

图 3 起落架装配虚拟样机

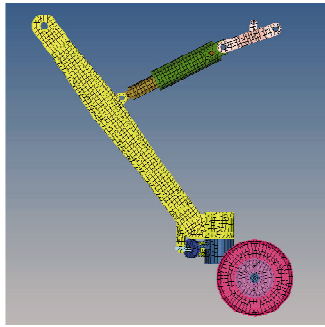
Fig. 3 The landing gear assemble virtual prototype

### 2.2 前起落架和主起落架的柔性化处理

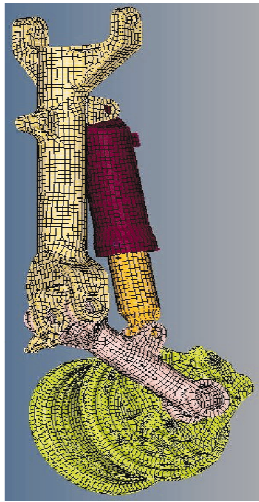
在有限元分析软件 HyperMesh 中分别对上述各个部件进行网格划分,利用 Nastran 求解器对各部件进行模态分析并生成 MNF 文件,如图 4 所示。将该文件导入到 ADAMS/Aircraft 中与刚性构件进行刚柔替换,完成全机的刚柔耦合动力学<sup>[15]</sup>建模。



(a) 支柱式前起落架



(b) 摇臂式前起落架



(c) 主起落架

图4 起落架有限元模型(MNF)

Fig. 4 The landing gear finite element model(MNF)

### 3 全机着陆、转弯仿真分析

为了进行飞机着陆滑跑和转弯纠偏过程的分析,首先应确定飞机的一些基本结构参数和着陆、转弯参数。全机坐标系的原点  $O$  位于机头顶点,  $x$  轴在全机对称面内,与中机身底平面平行,指向机体后方;  $z$  轴位于纵向对称面内垂直于  $x$  轴,指向上方;  $y$  轴按右手坐标系确定。仿真采用刚柔耦合动力学模型(不考虑机体弹性),对称着陆滑跑工况,加气动力和阻力伞,飞机总质量为 3 t,发动机剩余推力为 0,其余参数如表 1~表 2 所示。

表1 飞机结构参数

Table 1 Aircraft structure parameters

质心位置/m	数值
$x_c$	4.5
$y_c$	0
$z_c$	0.01

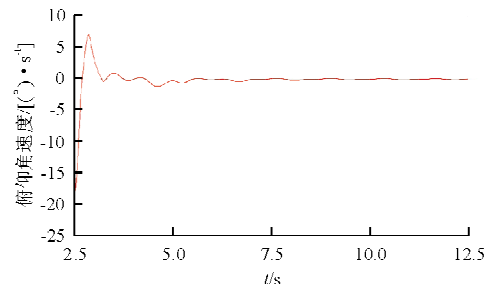
表2 飞机着陆、转弯参数

Table 2 Aircraft landing and steering parameters

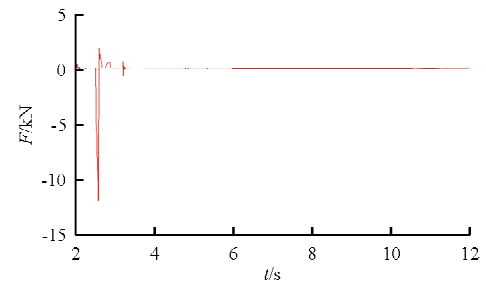
参数名称	数值
着陆空速/( $m \cdot s^{-1}$ )	100
下沉速率/( $m \cdot s^{-1}$ )	3
着陆接地迎角/( $^\circ$ )	8
转弯初始滑跑速度/( $m \cdot s^{-1}$ )	22

#### 3.1 支柱式和摇臂式前起落架刚柔耦合模型着陆滑跑仿真结果对比

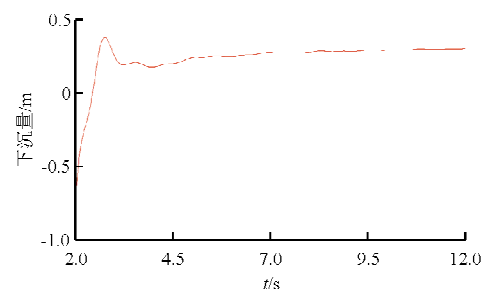
选取全机刚柔耦合动力学模型进行仿真,仿真过程包括飞机从进场着陆到接地滑跑的整个过程。仿真结果如图 5 和表 3 所示。



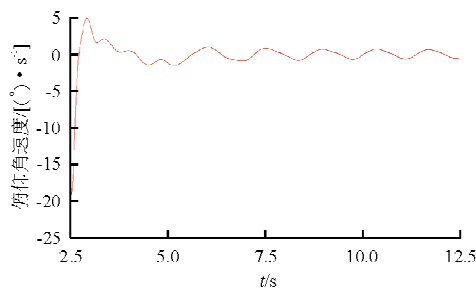
(a) 支柱式前起落架前轮接地后的俯仰角速度



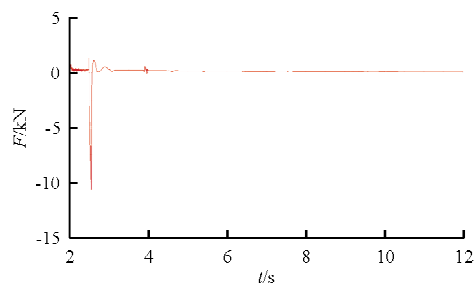
(b) 支柱式前起落架航向所受合力



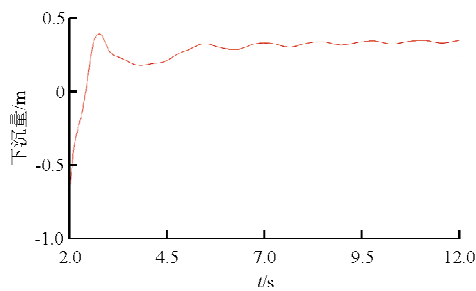
(c) 支柱式前起落架机头下沉量



(d) 摇臂式前起落架前轮接地后的俯仰角速度



(e) 摇臂式前起落架航向所受合力



(f) 摇臂式前起落架机头下沉量

图 5 两种不同形式前起落架刚柔耦合动力学仿真

Fig. 5 Two different forms of nose landing gear rigid-flexible coupling dynamics simulation

表 3 两种不同形式前起落架的着陆滑跑性能参数

Table 3 Landing and taxiing performances of two different forms of nose landing gear

对比项目	前起落架参数数值	
	支柱式	摇臂式
前轮接地后的俯仰角速度/ $[(^{\circ}) \cdot s^{-1}]$	-18.03	-19.22
前起落架航向所受合力/N	-120 04.35	-107 59.42
机头下沉量/m	0.375	0.408

从图 5 和表 3 可以看出:支柱式前起落架样机前轮接地后的俯仰角速度和机头下沉量略小于摇臂式落架样机,但相差均不超过 10%,因此可以认为二者在这两个参数的对比上性能相差不大;而支

柱式前起落架航向所受合力比摇臂式前起落架大 11.57%,在前起落架航向设计载荷要求比较严格时,选择摇臂式前起落架可以适当地减小着陆时航向受到的载荷。

### 3.2 支柱式和摇臂式前起落架样机转弯纠偏仿真结果对比

为了得出在给定速度下飞机发生临界侧滑时的最大操纵力矩和其他与转弯纠偏性能相关的参数,进行支柱式和摇臂式前起落架样机转弯纠偏仿真分析。

选取全机刚柔耦合动力学模型进行仿真,仿真过程包括飞机转弯纠偏的全过程。仿真结果如图 6~图 9 和表 4 所示。

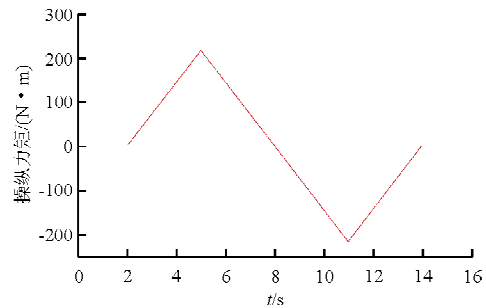
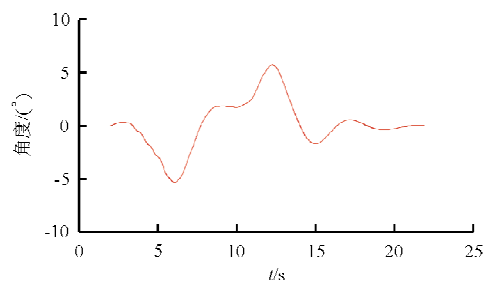
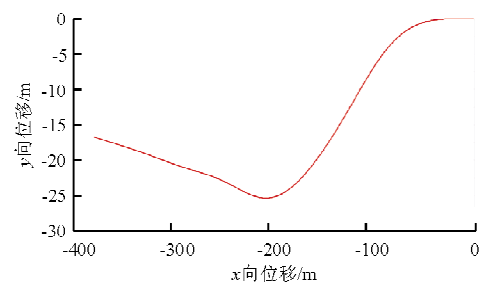


图 6 支柱式前轮操纵力矩曲线

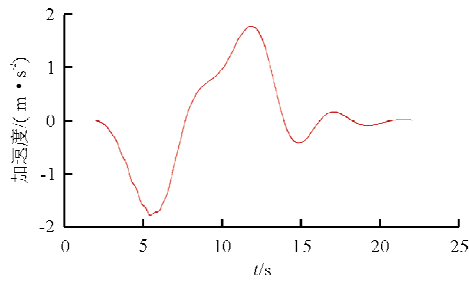
Fig. 6 Operating torque curve of pillar type nose wheel



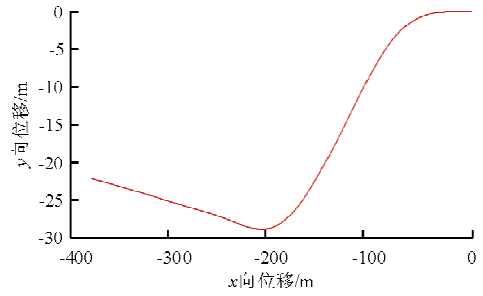
(a) 前轮转角



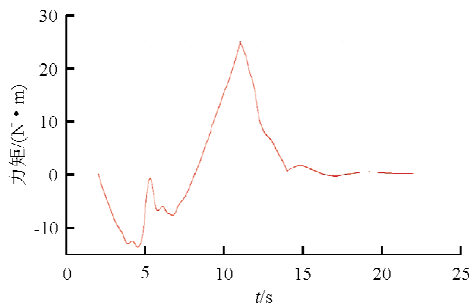
(b) 质心运动轨迹



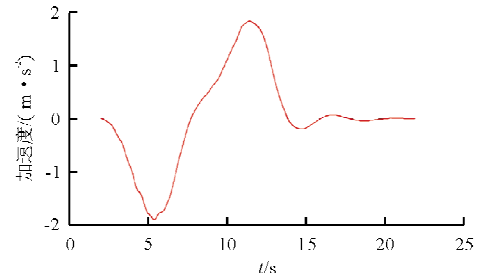
(c) 质心侧向加速度



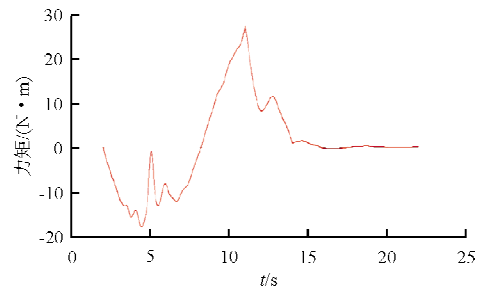
(b) 质心运动轨迹



(d) 前起落架轮胎回正力矩



(c) 质心侧向加速度



(d) 前起落架轮胎回正力矩

图 7 支柱式前起落架样机转弯纠偏仿真  
Fig. 7 Turning and rectification simulation of pillar type nose gear prototype

图 9 摇臂式前起落架样机转弯纠偏仿真  
Fig. 9 Turning and rectification simulation of articulated type nose gear prototype

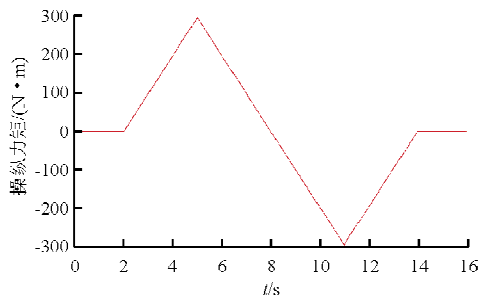
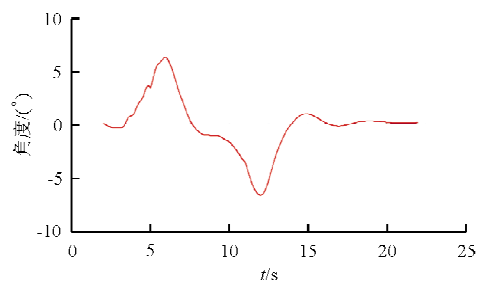


图 8 摇臂式前轮操纵力矩曲线

Fig. 8 Operating torque curve of articulated type nose wheel



(a) 前轮转角

表 4 两种不同形式前起落架的转弯纠偏性能参数  
Table 4 Turning and rectification performances of two different forms of nose landing gear

对比项目	前起落架参数数值	
	支柱式	摇臂式
发生侧滑时的最大前轮转角/(°)	5.75	6.67
最大操作力矩/(N·m)	216	294
重心侧向加速度/(m·s <sup>-2</sup> )	-1.772 1	-1.924 3

从图 6~图 9 和表 4 可以看出:

(1) 在支柱式前起落架样机的初始滑跑速度为 22 m/s 时,飞机的临界侧滑角为 5.75°;当前轮

转角大于 $5.75^\circ$ 时,飞机前轮回正力矩降为0,飞机将发生侧滑,严重影响飞机着陆滑跑安全;当飞机前轮最大转角为临界侧滑角时,最大操纵力矩为 $216\text{ N}\cdot\text{m}$ ,重心侧向加速度为 $-1.772\text{ 1 m/s}^2$ 。

(2) 在摇臂式前起落架样机的初始滑跑速度为 $22\text{ m/s}$ 时,飞机的临界侧滑角为 $6.67^\circ$ ;当前轮转角大于 $6.67^\circ$ 时,飞机前轮回正力矩降为0,飞机将发生侧滑;当飞机前轮最大转角为临界侧滑角时,最大操纵力矩为 $294\text{ N}\cdot\text{m}$ ,重心侧向加速度为 $-1.924\text{ 3 m/s}^2$ 。

(3) 当初始滑跑速度为 $22\text{ m/s}$ ,飞机发生临界侧滑时,支柱式前起落架样机比摇臂式前起落架样机的前轮最大转角小 $0.92^\circ$ ,所需的最大操纵力矩小 $78\text{ N}\cdot\text{m}$ ,重心侧向加速度也略小一些。表明支柱式比摇臂式前起落架样机更容易发生侧滑,即支柱式前起落架样机在更小的操纵力矩、转弯角度和侧向加速度下就会发生侧滑。

## 4 结 论

(1) 支柱式前起落架样机和摇臂式前起落架样机前轮接地后的俯仰角速度和机头下沉量相差均不超过 $10\%$ ,表明二者在这两种参数的对比上,缓冲性能相差不大。

(2) 支柱式前起落架航向所受合力比摇臂式前起落架大 $11.57\%$ ,因此当前起落架航向设计载荷要求比较严格时,选择摇臂式前起落架可以适当降低着陆时航向所承载荷。

(3) 在滑跑速度为 $22\text{ m/s}$ 的情况下,支柱式前起落架样机比摇臂式前起落架样机的侧滑角小 $0.92^\circ$ ;在发生临界侧滑时,支柱式前起落架样机侧偏时的最大操纵力矩、重心侧向加速度也均小于摇臂式前起落架样机。表明在该工况下,支柱式比摇臂式前起落架样机更容易发生侧滑,即支柱式前起落架样机在更小的操纵力矩、转弯角度和侧向加速度下就会发生侧滑。

## 参考文献

- [1] Khapane P D. Simulation of asymmetric landing and typical ground maneuvers for large transport aircraft[J]. Aerospace Science and Technology, 2003, 7(8): 611-619.
- [2] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册: 第14册——起

飞着陆系统设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2002.

General Editorial Board of *Aircraft Design Manual*. Aircraft design manual; Vol. 14—Take-off and landing system design[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2002. (in Chinese)

- [3] 李霞. 某型飞机主起落架缓冲系统性能分析研究[J]. 航空维修与工程, 2000(6): 24-25, 31.  
Li Xia. Properties analysis of the aircraft main landing gear-shock absorbing system[J]. Aviation Maintenance & Engineering, 2000(6): 24-25, 31. (in Chinese)
- [4] 王孝英, 诸德培. 飞机操纵前轮转弯运动的数学模型及数值仿真[J]. 应用力学学报, 1997, 14(4): 46-50.  
Wang Xiaoying, Zhu Depei. A mathematical model and digital simulation of aircraft turn by steering nose wheel[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 1997, 14(4): 46-50. (in Chinese)
- [5] 钱小妹. 飞机操纵前轮转弯特性仿真研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2008.  
Qian Xiaomei. Research on steering nose wheel of aircraft by dynamic simulation[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008. (in Chinese)
- [6] 张涛, 辛艳, 张亚平. 起落架电传前轮转弯仿真与性能分析[J]. 航空工程进展, 2012, 3(3): 357-361.  
Zhang Tao, Xin Yan, Zhang Yaping. Analysis on simulation and performance of nose landing gear steering system [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2012, 3(3): 357-361. (in Chinese)
- [7] 于殿勇, 钱玉进. 基于ADAMS动力学仿真参数设置的研究[J]. 计算机仿真, 2006, 23(9): 103-107.  
Yu Dianyong, Qian Yujin. Parameter settings for the dynamic simulation based on ADAMS[J]. Computer Simulation, 2006, 23(9): 103-107. (in Chinese)
- [8] 李增刚. ADAMS入门详解与实例[M]. 北京: 国防工业出版社, 2006: 118-236.  
Li Zenggang. ADAMS detailed introduction and example [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2006: 118-236. (in Chinese)
- [9] 蔺越国, 程家林, 冯振宇, 等. 飞机起落架缓冲支柱参数化模型及优化分析[J]. 系统仿真学报, 2008, 20(10): 2732-2735.  
Lin Yueguo, Cheng Jialin, Feng Zhenyu, et al. Parameter modeling and optimization analysis for landing gear absorber [J]. Journal of System Simulation, 2008, 20(10): 2732-2735. (in Chinese)
- [10] 罗琳胤, 边宝龙. 飞机起落架缓冲性能仿真分析[J]. 机械设技, 2012, 29(4): 56-58.  
Luo Linyin, Bian Baolong. Buffer performance simulation analysis of aircraft landing gear[J]. Journal of Machine Design, 2012, 29(4): 56-58. (in Chinese)
- [11] 邱东海, 贾宏光, 马伍元, 等. 摇臂式起落架缓冲机构动态分析与优化设计[J]. 振动与冲击, 2014, 33(20): 170-175.

- Qiu Donghai, Jia Hongguang, Ma Wuyuan, et al. Dynamic analysis and optimization design of a cushioning mechanism of articulated landing gear[J]. Journal of Vibration and Shock, 2014, 33(20): 170-175. (in Chinese)
- [12] 刘小川, 马晓利, 孙侠生, 等. 基于响应面方法的多支柱起落架着陆缓冲性能优化[J]. 振动工程学报, 2010, 23(3): 305-309.
- Liu Xiaochuan, Ma Xiaoli, Sun Xiasheng, et al. Performance optimization of shock absorber for multi-strut landing gear based on RSM[J]. Journal of Vibration Engineering, 2010, 23(3): 305-309. (in Chinese)
- [13] 刘莉, 杨国柱, 何庆芝. 起落架缓冲系统参数对飞机滑行动态响应的影响[J]. 航空学报, 1992, 13(6): B266-B273.
- Liu Li, Yang Guozhu, He Qingzhi. Influence of landing gear system on dynamic response in aircraft during taxiing[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1992, 13(6): B266-B273. (in Chinese)
- [14] 刘莉, 杨国柱, 何庆芝. 起落架缓冲系统参数优化设计[J]. 航空学报, 1992, 13(10): B506-B511.
- Liu Li, Yang Guozhu, He Qingzhi. Optimazation of oleo-pneumatic shock absorber of aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1992, 13(10): B506-B511. (in Chinese)
- [15] 张锐, 聂宏, 印寅, 等. 飞机起落架舱门刚柔耦合开度分析[J]. 江苏航空, 2011(增刊): 4-6.
- Zhang Rui, Nie Hong, Yin yin, et al. The open degree analysis of rigid-flexible coupling models for aircraft landing gear doors[J]. Jiangsu Aviation, 2011(S1): 4-6. (in Chinese)

### 作者简介:

吴晓宇(1989—),男,硕士研究生。主要研究方向:飞机起落架与刹车系统的耦合动力学。

聂宏(1960—),男,教授。主要研究方向:飞行器起落装置设计、结构疲劳与断裂、飞机起落架自适应控制。

张明(1981—),男,副教授。主要研究方向:飞行器起落装置设计、飞行器系统动力学。

(编辑:马文静)