

文章编号: 1674-8190(2022)05-069-09

# 双轮支柱式起落架低频刹车耦合振动性能研究

陈帅<sup>1,2</sup>, 尹乔之<sup>1,2</sup>, 宋佳翼<sup>1,2</sup>, 魏小辉<sup>1,2</sup>, 张颂旻<sup>1,2</sup>

(1. 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)

(2. 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)

**摘要:** 当前对于起落架低频刹车耦合振动问题的研究主要停留在纵向单自由度振动方面。建立双轮支柱式起落架多自由度低频刹车耦合振动多体动力学模型, 在机身与主起落架连接处采用六自由度衬套模型模拟起落架支柱纵向、横向和扭转刚度及结构阻尼, 对起落架纵向、横向以及扭转多自由度耦合振动特性进行分析。结果表明: 低频刹车情况下起落架支柱刚度与刹车力矩幅值对于耦合振动的振幅、加速度、载荷影响较大; 提高起落架结构刚度、阻尼、刹车力矩频率, 减小刹车力矩幅值可以抑制起落架刹车耦合振动现象; 双轮支柱式起落架左右机轮非对称刹车工况下, 起落架会发生纵向、横向和扭转的多自由度耦合振动, 并且随着非对称刹车力矩频率与幅值差距的增加, 耦合振动现象加剧。

**关键词:** 双轮起落架; 多体动力学; 耦合振动; 低频; 非对称刹车

中图分类号: V226

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2022.05.07

文献标识码: A

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



## Research on Low Frequency Coupled Brake-induced Vibration of Telescopic Landing Gear with Two Wheels

CHEN Shuai<sup>1,2</sup>, YIN Qiaozhi<sup>1,2</sup>, SONG Jiayi<sup>1,2</sup>, WEI Xiaohui<sup>1,2</sup>, ZHANG Songyang<sup>1,2</sup>

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

(2. Key Laboratory of Fundamental Science for National Defense Advanced Design Technology of Flight Vehicle, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** Currently, the research on the low frequency vibration coupled with brake problem of landing gear is focused on longitudinal single-degree-of-freedom coupling vibration. By establishing the multi-body dynamics model of multi-degree-of-freedom low-frequency brake-induced coupling vibration of the two-wheel telescopic landing gear, and stimulating the six-degree-of-freedom bushing model at the connection between the fuselage and the main landing gear to simulate the longitudinal, lateral and torsional stiffness and damping of the landing gear pillar, the multi-degree-of-freedom coupling vibration characteristics of the landing gear are analyzed in detail. The results show that the pillar stiffness and braking torque amplitude are of great influence on the amplitude, acceleration and load of coupled vibration under the condition of low frequency braking. The coupling vibration on the landing gear can be suppressed by increasing the structural stiffness, damping and braking torque frequency or reducing the braking torque amplitude. Under the condition of asymmetric brake of the left and right wheels of the landing gear, lateral and torsional coupling vibration of the landing gear occurs, and the coupling vibration is intensified with the extended gap between the frequency and amplitude of the asymmetric braking torque of the left and right wheels.

**Key words:** landing gear with two wheels; multi-body dynamics; coupled vibration; low frequency; asymmetric brake

收稿日期: 2021-11-09; 修回日期: 2021-12-29

基金项目: 中国博士后科学基金资助项目(2021M691565); 航空科学基金(202000410520002); 国家自然科学基金(51905264) 中央高校基本科研业务费(NT2021004); 国防卓越青年基金(2018-JCJQ-ZQ-053); 江苏高校优势学科建设工程资助项目

通信作者: 魏小辉, wei\_xiaohui@nuaa.edu.cn

引用格式: 陈帅, 尹乔之, 宋佳翼, 等. 双轮支柱式起落架低频刹车耦合振动性能研究[J]. 航空工程进展, 2022, 13(5): 69-77, 94.

CHEN Shuai, YIN Qiaozhi, SONG Jiayi, et al. Research on low frequency coupled brake-induced vibration of telescopic landing gear with two wheels[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2022, 13(5): 69-77, 94. (in Chinese)

## 0 引言

飞机地面滑跑刹车时,在刹车力矩交变的情况下,起落架会发生刹车诱导振动,根据频率高低进行划分,低频振动(0~50 Hz)称之为起落架抖振或者起落架走步,中高频振动(50~100 Hz以上)称之为颤振,高频振动(100~1 000 Hz)称之为刹车啸叫<sup>[1]</sup>。双轮式起落架在左右机轮刹车力矩非对称时,会发生纵向、横向与扭转多自由度低频耦合振动现象,纵向振动即起落架抖振/走步,横向与扭转刹车耦合振动与前起落架摆振运动类似<sup>[2]</sup>。这些振动现象轻则影响乘客的舒适性,重则损伤起落架结构,导致安全事故,因此针对飞机起落架刹车耦合振动问题开展研究很有必要<sup>[3-4]</sup>,研究结果可以为飞机刹车系统设计提供理论依据,减小飞机起落架的设计周期与成本。

关于飞机起落架刹车振动问题,20世纪90年代以来,国内外研究者已经进行了很多研究,张陵等<sup>[5]</sup>、库玉鳌<sup>[6]</sup>建立起起落架模型,研究了起落架结构参数(刚度,阻尼等)和刹车力矩对抖振的影响;B. Karthik等<sup>[7]</sup>建立起起落架主要部件的集中参数模型以及缩比样机模型,实验研究起落架振动问题;P. D. Khapane<sup>[8]</sup>使用SIMPACK动力学软件建立起起落架多体动力学模型,研究两种不同的刹车控制律对抖振的影响;R. Lernbeiss等<sup>[9]</sup>使用有限元软件将起落架缓冲支柱柔性化,由此研究飞机起落架的低频抖振问题。关于刹车力矩对抖振的影响研究,S. Gualdi等<sup>[10]</sup>研究了刹车控制系统的控制参数对于抖振的影响;L. D'Avico等<sup>[11-12]</sup>通过对防滑刹车控制系统与结构耦合振动现象的研究,优化得到一种新的控制律;尹乔之等<sup>[13-14]</sup>通过建立起起落架多刚体动力学模型,研究了起落架结构参数以及控制系统参数对于半轴支柱式起落架低频抖振的影响。上述研究对于起落架低频刹车耦合振动问题主要停留在纵向单自由度振动方面,对于双轮支柱式起落架存在的多自由度耦合振动问题研究较为欠缺。

随着科技的不断发展,新的起落架构型、仿真技术、仿真软件不断出现,为耦合振动问题的研究提出了新的挑战与仿真研究方案。本文采用西门子公司最新推出的Simcenter 3D<sup>[15]</sup>动力学仿真软件,使用衬套模型连接起落架与机身,代替起落架的刚度与阻尼,建立飞机双轮支柱式起落架多体

动力学模型;在此基础上,开展对称与非对称刹车工况下,研究起落架支柱刚度、支柱阻尼、刹车力矩频率、刹车力矩幅值对于双轮支柱式起落架低频刹车多自由度耦合振动的影响规律。

## 1 起落架刹车耦合振动动力学建模

在Simcenter 3D中建立的双轮支柱式起落架多体动力学模型如图1所示,其中包括起落架支柱、活塞杆、轮胎、衬套、旋转副、油气式缓冲器等动力学模型。为了研究起落架多自由度耦合振动问题,该模型采用六自由度衬套模型作为起落架与机身的连接器,将起落架简化为质量—弹簧—阻尼系统,将起落架低频刹车时纵向、横向、扭转的柔性变形简化为绕机身与起落架连接点的三个转动自由度上的旋转运动。

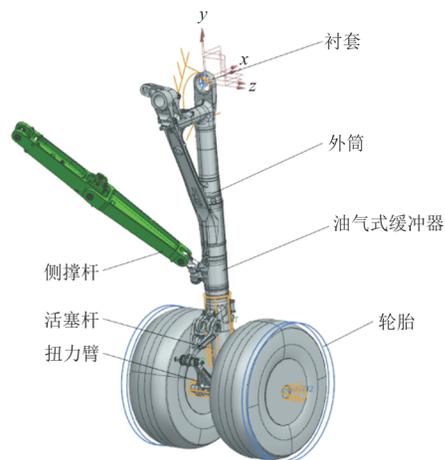


图1 主起落架动力学模型

Fig. 1 Dynamic model of main landing gear

### 1.1 衬套模型

本文研究的对象为双轮支柱式起落架,需要考虑左右机轮所受刹车力矩非对称工况下起落架的横向与扭转运动状态。基于对起落架与机身之间孔轴连接状态的分析以及使用集中刚度原理的简化模型方法,本文采用衬套模型来释放起落架运动自由度,同时类比使用弹簧阻尼器(扭簧)的刚度阻尼代替起落架刚度与阻尼的方法<sup>[6]</sup>,使用衬套六个自由度方向上的刚度与阻尼,代替起落架支柱以及侧撑杆的刚度与阻尼,实现传统弹簧阻尼器(扭簧)的功能并且不对起落架的运动状态产生额外的影响。

传统弹簧阻尼器(扭簧)模型仅释放 $R_c$ (起落

架纵向振动)方向上的转动自由度,与衬套释放的自由度对比如表1所示,可以看出:采用衬套模型作为机身与起落架的连接器,不仅可以释放起落架 $R_z$ 方向上的自由度,还可以释放 $R_x, R_y$ (起落架横向以及扭转振动)方向上的转动自由度。

表1 弹簧阻尼器(扭簧)与衬套释放的自由度对比  
Table 1 Comparison of degree of freedom between spring damper (torsion spring) and bushing

弹簧阻尼器自由度	衬套自由度
	$R_x$
$R_z$	$R_y$
	$R_z$

建模的具体思路为:使用衬套六个自由度方向上的刚度与阻尼,代替起落架支柱以及侧撑杆的刚度与阻尼;将三个平动自由度方向上的刚度、阻尼设置的很大,约束起落架与机体的三个相对平动自由度;三个转动自由度方向上的刚度、阻尼,根据使用有限元软件将起落架侧撑杆与支柱柔性化分析后的模态结果进行定义,确保刚体模型与柔性体模型仿真结果吻合。

## 1.2 机轮模型

机轮模型采用Simcenter 3D的Basic Tire轮胎模型,如图2所示。由用户自定义轮胎竖向刚度,竖向阻尼,侧向刚度来确定轮胎的基本属性。滑跑时轮胎和跑道的摩擦系数模型可在“高阶”选项选定。

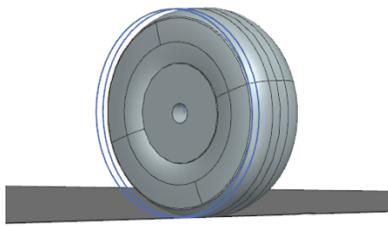


图2 轮胎模型  
Fig. 2 Tire model

机轮的转动角加速度可以通过公式得出,即:

$$\dot{\omega} = (M_f - M_b) / J_r \quad (1)$$

式中: $\dot{\omega}$ 为机轮转动的角加速度; $M_f$ 为由地面摩擦力引起的结合力矩; $M_b$ 为刹车盘产生的制动力矩; $J_r$ 为单个机轮的转动惯量。

由刹车盘产生的制动力矩公式为

$$M_b = k \times I \quad (2)$$

$$I = A \times \sin(2 \times \pi \times f \times t) + A_0 \quad (3)$$

式中: $k$ 为制动力矩与刹车电流的比例系数; $I$ 为刹车电流; $A$ 为刹车电流幅值; $f$ 为刹车电流频率; $A_0$ 为零时刻刹车电流的值。

由地面摩擦力引起的结合力矩 $M_f$ 可由公式(4)得出。

$$M_f = \mu \times N_1 \times R_g = F_f \times R_g \quad (4)$$

式中: $R_g$ 为机轮的滚动半径; $N_1$ 为地面向轮胎施加的支持力; $\mu$ 为地面与轮胎的摩擦系数。

## 1.3 缓冲器模型

该缓冲器类型为油气式缓冲器,其缓冲力主要由空气弹簧力、油液阻尼力和结构限制力组成,其中空气弹簧力 $F_{air}$ 的关系式为

$$F_{air} = A_a \left\{ P_0 \left[ V_0 / (V_0 - A_a s) \right]^n - P_{atm} \right\} \quad (5)$$

式中: $A_a$ 为空气腔有效压气面积; $P_0$ 为空气腔初始充气压强; $V_0$ 为空气腔初始充气容积; $s$ 为缓冲器行程; $n$ 为气体压缩多变指数; $P_{atm}$ 为当地大气压强。

油液阻尼力 $F_h$ 则是根据实验数据插值得到阻尼系数与缓冲器行程的关系曲线,导入Simcenter 3D中,建立数学函数计算得到。

$$F_h = \lambda(s) \times v \times |v| \quad (6)$$

式中: $\lambda$ 为阻尼系数; $v$ 为缓冲器压缩或拉伸的速度。

结构限制力 $F_{st}$ 关系式为

$$\begin{cases} F_{st} = K_{st} s & (s < 0) \\ F_{st} = 0 & (0 \leq s \leq s_{max}) \\ F_{st} = K_{st} (s - s_{max}) & (s > s_{max}) \end{cases} \quad (7)$$

式中: $K_{st}$ 为结构限制刚度; $s_{max}$ 为最大压缩行程。

## 1.4 模型基本校验

基于本模型进行仿真,得到轮胎静压仿真曲线与缓冲器静载仿真曲线,并且与轮胎和起落架缓冲器试验结果进行对比,如图3~图4所示,可以看出:仿真得到的轮胎静压曲线、缓冲器静载曲线与实验曲线基本吻合,证明本文建立的主起落架模型具有一定的可信度与正确性。本文在遵循客观规律的基础上汲取了前人的建模经验使用实测

得到的参数,搭建包含主起落架动力学模型的全机地面滑跑动力学模型,并进行滑跑仿真实验,依据此模型可以完成本文的刹车耦合振动影响特性研究工作。

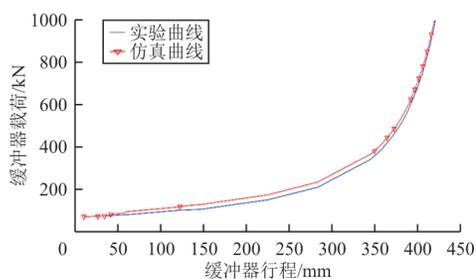


图 3 轮胎静压曲线对比图

Fig. 3 Tire load-deflection characteristic

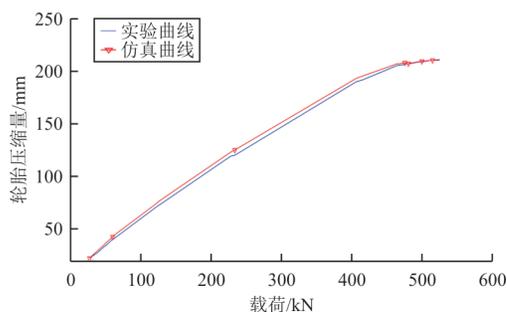


图 4 缓冲器静载曲线对比图

Fig. 4 Comparison chart of buffer static load curves

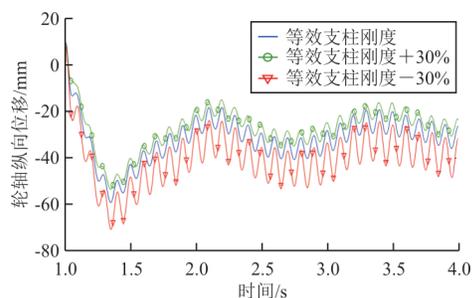
## 2 起落架结构参数对刹车纵向振动的影响

对于起落架低频刹车耦合振动的研究,主要考虑起落架纵向支柱刚度、纵向支柱阻尼两个结构参数对于起落架刹车纵向耦合振动的影响。

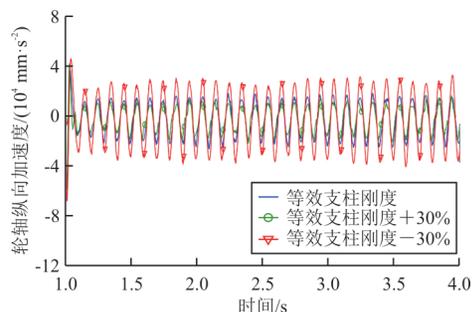
### 2.1 支柱刚度影响

在飞机地面着陆滑跑 1 s 时启动刹车控制,输出相同的刹车电流信号给左右两侧机轮,电流信号为  $I = 10\sin(20 \times \pi \times t) + 30$ , 经过控制运算后向左右两侧机轮施加与刹车电流相相应的刹车力矩。在保持起落架其他结构参数与刹车信号不改变的情况下,改变起落架的纵向支柱刚度,分别取 455 000、650 000、845 000  $\text{N} \cdot \text{m}/(^{\circ})$ , 研究纵向支柱刚度的改变对起落架纵向振动的影响,如图 5 所示,可以看出:当纵向支柱刚度增大 30% 时,起落架支柱的纵向振动位移振幅、加速度振幅减小

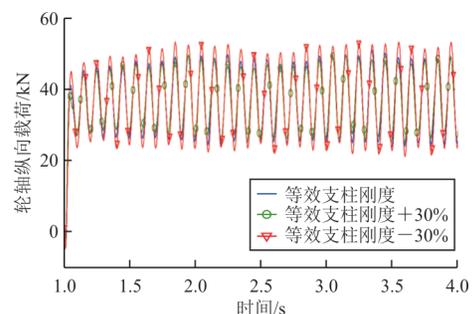
25% 左右,振动载荷振幅也略有减小,耦合振动有所减弱。



(a) 轮轴中心处纵向位移



(b) 轮轴中心处纵向加速度



(c) 轮轴中心处纵向载荷

图 5 支柱刚度变化对耦合振动的影响

Fig. 5 Influence of pillar stiffness on coupled vibration

### 2.2 支柱阻尼影响

与 2.1 节类似,在 1 s 时施加上述相同的刹车电流,在保持起落架其他结构参数与刹车电流信号不改变的情况下,改变起落架的纵向支柱阻尼,分别取 1 050、1 500、1 950  $\text{N} \cdot \text{m} \cdot \text{s}/(^{\circ})$ , 研究纵向支柱阻尼的改变对起落架纵向振动的影响,如图 6 所示,可以看出:当纵向支柱阻尼增大 30% 时,起落架支柱的纵向振动位移与纵向振动加速度减小 3% 左右,说明增加支柱阻尼可以轻微减缓起落架刹车耦合振动。

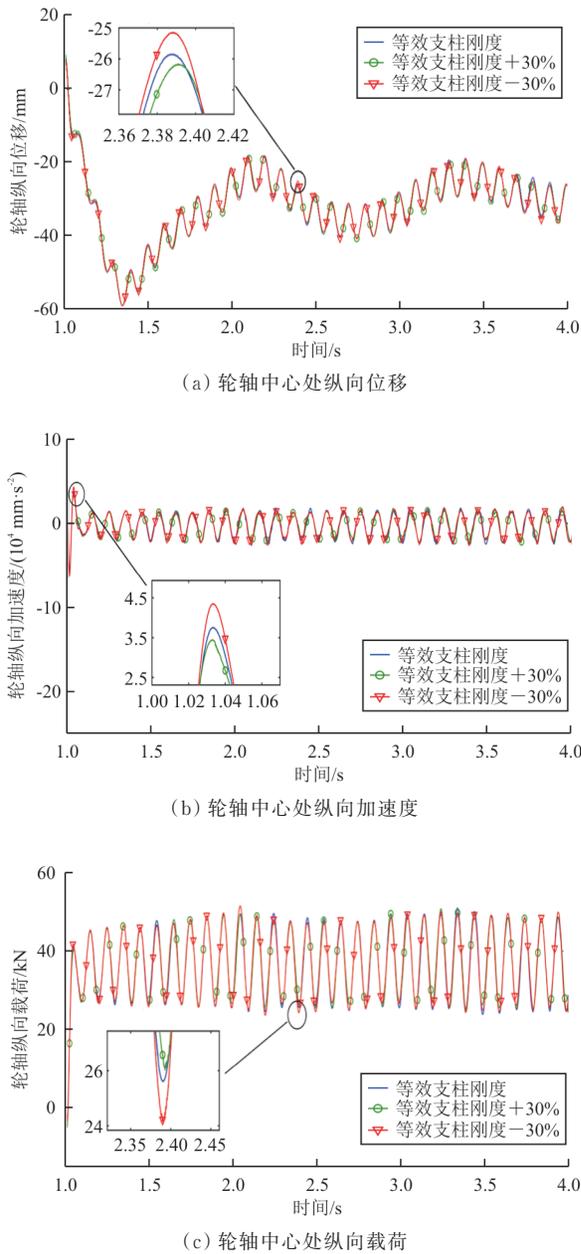


图 6 支柱阻尼变化对耦合振动的影响

Fig. 6 Influence of pillar damping on coupled vibration

### 2.3 结构参数影响分析

综合 2.1、2.2 节的仿真结果,结构参数的改变对于起落架刹车振动的影响程度如表 2 所示,可以看出:起落架纵向等效支柱刚度变化 $\pm 30\%$ ,纵向振动的振动位移幅值和振动加速度幅值变化在 $\pm 70\%$ 以内,而纵向振动载荷变化了 $\pm 20\%$ 左右;起落架纵向等效支柱阻尼变化 $\pm 30\%$ ,纵向振动的振动位移幅值变化在 $\pm 2\%$ 左右,振动加速度幅值变化了 $\pm 5\%$ 左右,而纵向振动载荷变化在

$\pm 5\%$ 以内;支柱刚度对起落架刹车振动相比于支柱阻尼影响更大,振动加速度对于结构参数变化的响应最明显。

表 2 起落架结构参数影响分析

Table 2 Analysis of the influence of the structural parameters of the undercarriage

结构参数	变化值/%	纵向振动位移变化/%	纵向振动加速度变化/%	纵向振动载荷变化/%
纵向等效支柱刚度	30	-29.87	-25.80	-17.11
支柱刚度	-30	60.83	67.68	21.76
纵向等效支柱阻尼	30	-2.83	-3.99	-1.25
支柱阻尼	-30	1.78	6.04	4.02

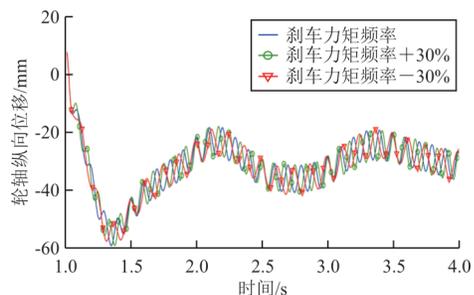
## 3 起落架刹车力矩对多自由度耦合振动的影响

由于起落架的振动主要是刹车力矩周期性变化引起的,因此研究刹车力矩对起落架刹车耦合振动的影响是有必要的。本文分别研究双轮支柱式起落架左右机轮刹车力矩对称与非对称两种工况下,刹车力矩频率与幅值对于低频刹车耦合振动的影响。

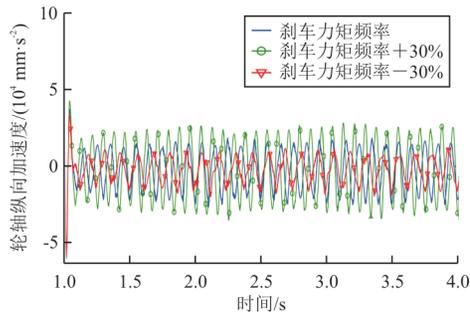
### 3.1 刹车力矩对称

#### 3.1.1 刹车力矩频率影响

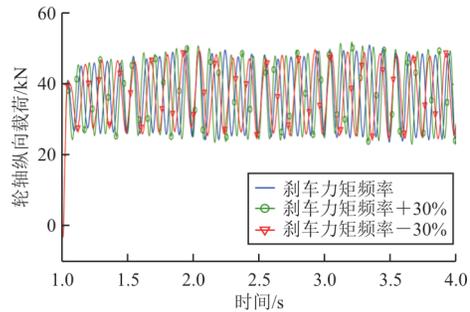
针对低频刹车耦合振动,将所建立的模型进行柔性化分析后,起落架支柱的固有频率在 90 Hz 以上,因此,判断某型双轮支柱式起落架低频刹车耦合振动主要是由于交变的刹车力矩引起的受迫振动。机轮接地 1 s 后启动刹车,施加刹车力矩,刹车力矩的频率分别为 7、10、13 Hz。在不同频率的刹车力矩作用下起落架的刹车振动特性如图 7 所示。



(a) 轮轴中心处纵向位移



(b) 轮轴中心处纵向加速度



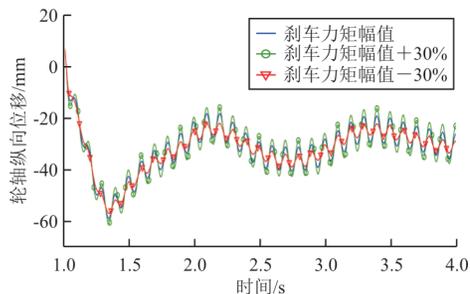
(c) 轮轴中心处纵向载荷

图 7 刹车力矩频率对于耦合振动的影响  
Fig. 7 Influence of braking torque frequency on coupled vibration

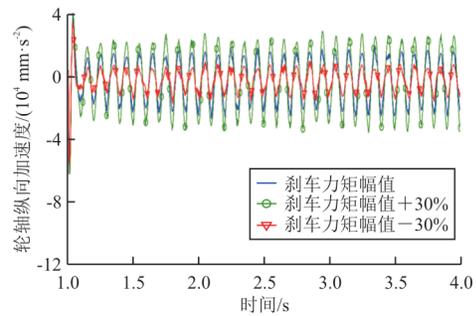
从图 7 可以看出:起落架支柱的纵向振动频率和刹车力矩的频率一致;随着刹车力矩频率的不断增加,纵向振动振幅、纵向振动加速度以及载荷均有所增大。

### 3.1.2 刹车力矩幅值影响

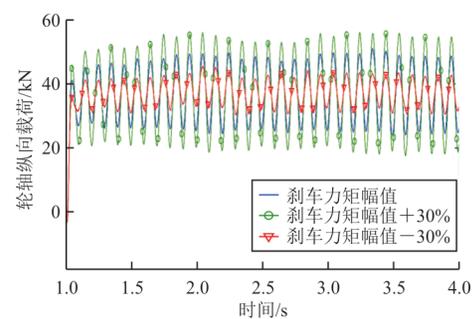
保持其他参数不变的情况下,仅改变刹车力矩的幅值,研究刹车力矩幅值对于刹车振动的影响。在本模型中具体改变的是刹车电流信号的幅值,分别为 7、10、13 mA。不同刹车电流幅值作用下,起落架的刹车振动特性如图 8 所示。



(a) 轮轴中心处纵向位移



(b) 轮轴中心处纵向加速度



(c) 轮轴中心处纵向载荷

图 8 刹车力矩幅值对振动的影响  
Fig. 8 Influence of braking moment amplitude on coupled vibration

从图 8 可以看出:刹车电流幅值增大 30%,起落架的振动幅度、加速度以及载荷都增大 50% 左右,表明刹车力矩的幅值增加会导致起落架的振动变得剧烈,这严重影响了飞机起落架的结构寿命以及结构强度。

### 3.1.3 刹车力矩参数影响分析

综合 3.1.1、3.1.2 节的仿真结果,左右机轮刹车力矩对称情况下,刹车力矩的改变对于起落架纵向振动的影响程度如表 3 所示。

表 3 起落架刹车力矩影响分析  
Table 3 Analysis of the influence of the braking moment of the undercarriage

参数类型	变化值/%	纵向振动 位移变 化/%	纵向振动 加速度变 化/%	纵向振动 载荷变 化/%
刹车力矩 频率	30	-2.85	49.88	-4.81
	-30	1.23	-40.15	5.47
刹车力矩 幅值	30	47.86	58.09	37.82
	-30	-51.43	-42.20	-53.70

从表 3 可以看出:当起落架刹车力矩频率变化 ±30% 时,纵向振动的振动位移幅值变化在 ±2% 左右,纵向振动加速度幅值变化在 ±45% 左右;当起落架刹车力矩幅值变化 ±30% 时,纵向振动的振动位移幅值、振动加速度幅值、纵向载荷变化均在 ±50% 左右;低频时,刹车力矩幅值对起落架刹车振动影响最大,纵向振动加速度对于刹车力矩变化的响应最明显。

### 3.2 刹车力矩非对称

#### 3.2.1 刹车力矩频率影响

通过控制施加在单个主起落架左右机轮刹车电流频率,观察起落架的运动状态,研究刹车力矩

频率非对称对于起落架刹车振动的影响。保持其他参数不变,左轮刹车电流频率为 10 Hz,右轮刹车电流频率分别 12、14、16 Hz。

刹车力矩频率非对称对于起落架刹车多自由度耦合振动的影响如图 9 所示,可以看出:左右机轮刹车力矩频率非对称会引起轻微的起落架横向以及扭转的运动,并且由于左右机轮刹车频率的不同,左右机轮刹车力矩发生耦合,导致起落架多自由度耦合振动出现大周期振动叠加小周期振动的现象,并且随着频率差距的增加,多自由度耦合振动的振动频率随之增加,起落架多自由度耦合振动的振动位移、加速度、载荷也产生少许增加。

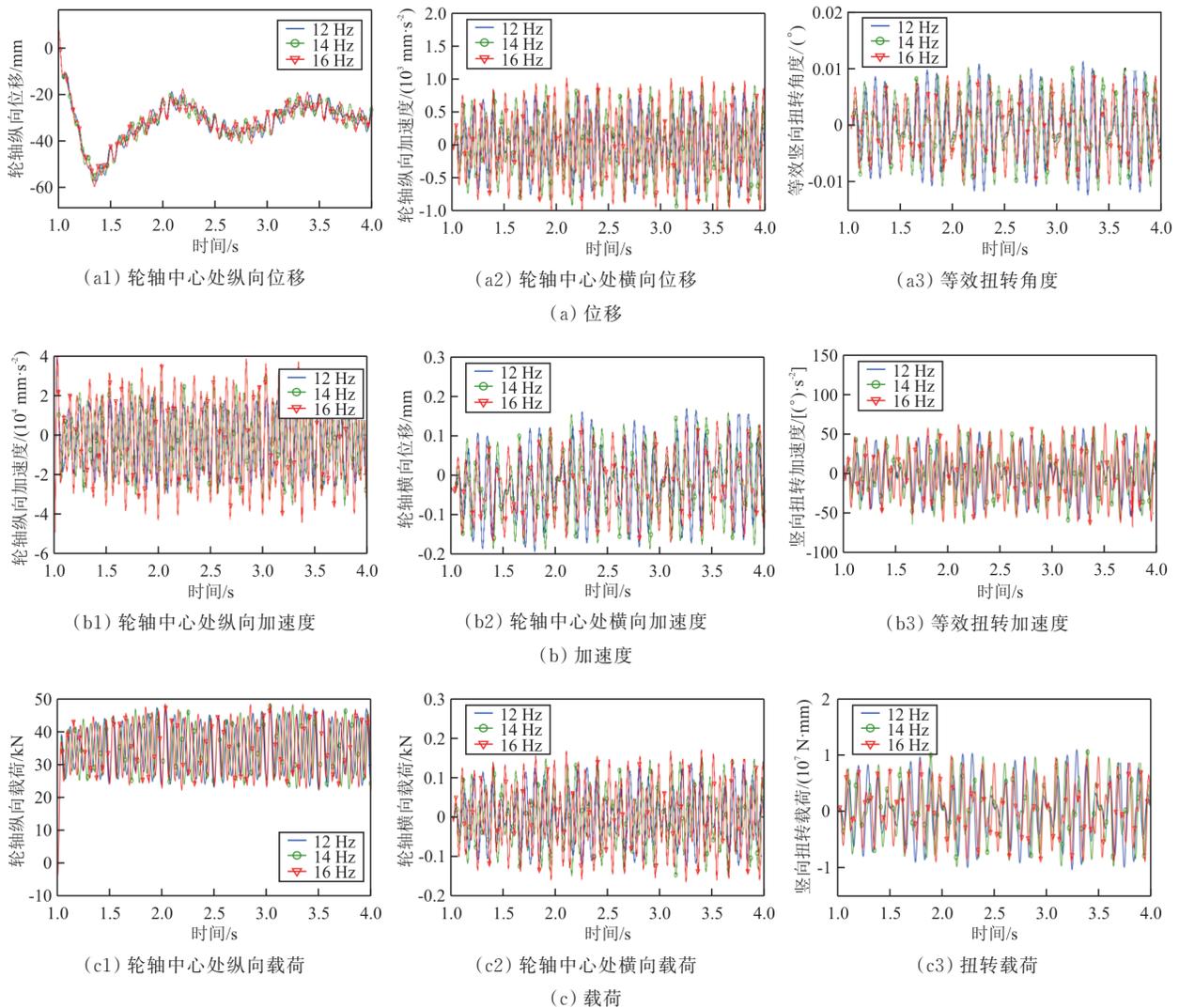


图 9 刹车力矩频率非对称对于起落架的影响

Fig. 9 Influence of asymmetry of braking torque frequency on landing gear

### 3.2.2 刹车力矩幅值影响

通过控制施加在单个主起落架左右机轮刹车电流幅值,观察起落架的运动状态,研究刹车力矩幅值非对称对于起落架刹车振动的影响。保持其他参数不变,左轮刹车电流幅值为 10 mA,右轮刹车电流幅值分别为 12、14、16 mA。

刹车力矩幅值非对称对于起落架刹车多自由

度耦合振动的影响如图 10 所示,可以看出:左右机轮刹车力矩幅值非对称会引起轻微的起落架横向以及扭转运动,且幅值差距的增大会引起横向与扭转振动位移、振动加速度、振动载荷增大,表明左右两侧机轮刹车力矩幅值差距的增加会加剧横向与扭转振动。

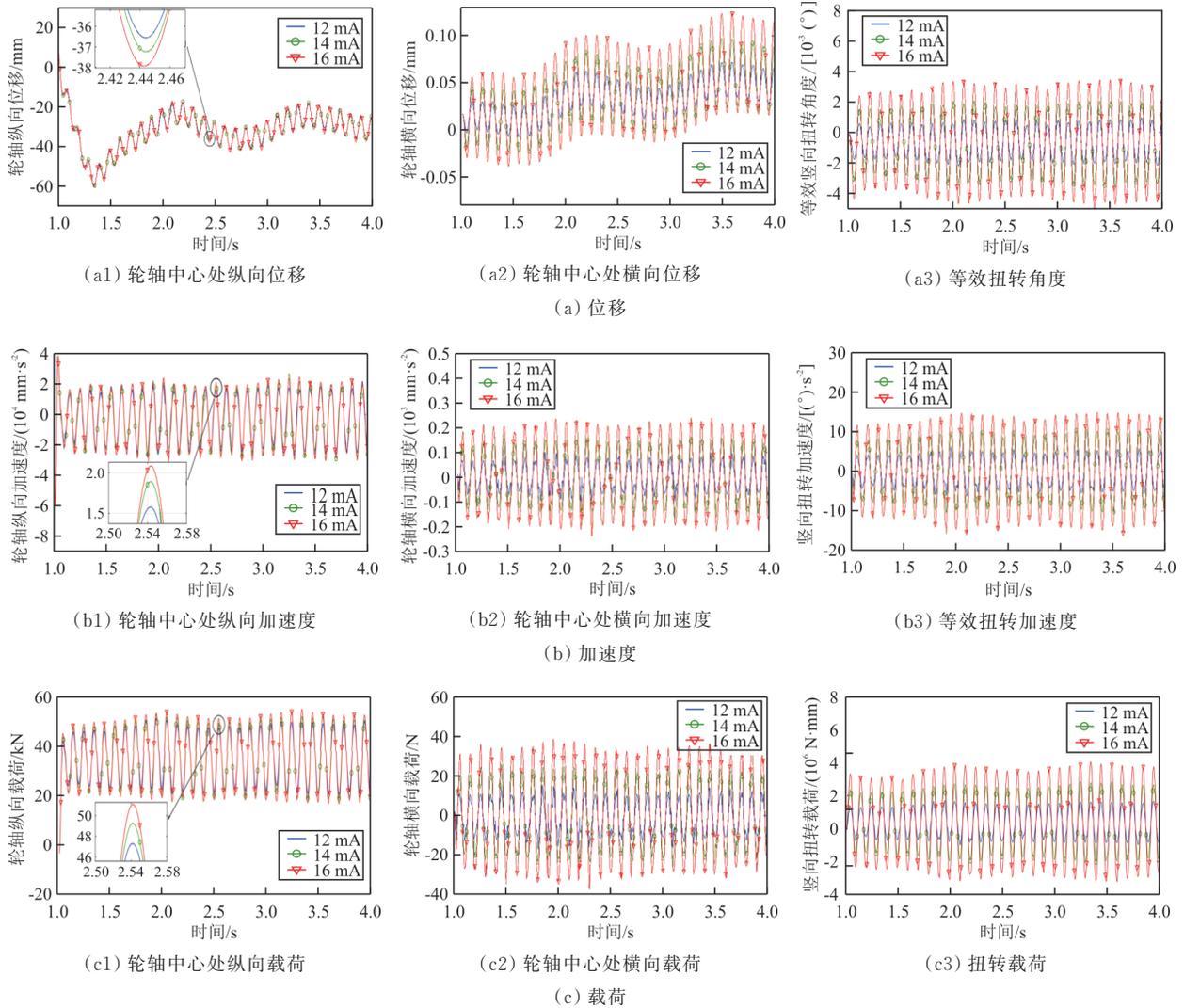


图 10 刹车力矩幅值非对称对于起落架的影响起落架刹车力矩频率差值影响分析

Fig.10 Influence of asymmetry of braking torque amplitude on landing gear Analysis of the Influence of the frequency of Braking Moment of the undercarriage

### 3.2.3 刹车力矩参数影响分析

综合 3.2.1、3.2.2 节的仿真结果,左右机轮刹车力矩非对称对于起落架多自由度耦合振动的影响程度如表 4~表 5 所示,可以看出:起落架右轮刹车力矩频率从 12 Hz 增加到 14、16 Hz,纵向振动的

振动位移、加速度、载荷逐步增加,横向与扭转振动的振动幅值逐步减小 10% 左右,振动加速度、振动载荷逐步增加 5%~30%;起落架右轮刹车力矩幅值从 12 mA 增加为 14、16 mA,横向与扭转振动的振动幅值、加速度、载荷均逐步增加 90% 以上;

刹车力矩频率非对称会导致起落架振动现象出现大周期与小周期振动叠加的状态,并且随着频率差距的增大,耦合振动逐渐加剧;刹车力矩幅值非对称对横向与扭转振动影响比频率非对称影响大。

表4 起落架刹车力矩频率差值影响分析

Table 4 Analysis of the Influence of the frequency of Braking Moment of the undercarriage

振动类型	右轮刹车力矩频率/Hz	振动位移幅值变化/%	振动加速度幅值变化/%	振动载荷幅值变化/%
纵向振动	16	1.78	76.77	32.42
	14	1.03	44.48	15.31
	12	0	0	0
横向振动	16	-21.65	20.40	31.96
	14	-13.58	9.89	11.52
	12	0	0	0
扭转振动	16	-13.46	23.65	9.87
	14	-9.40	15.69	4.98
	12	0	0	0

表5 起落架刹车力矩幅值差值影响分析

Table 5 Analysis of the Influence of the Amplitude of Braking Moment of the undercarriage

振动类型	右轮刹车力矩幅值/mA	振动位移幅值变化/%	振动加速度幅值变化/%	振动载荷幅值变化/%
纵向振动	16	1.23	2.37	4.03
	14	0.45	1.04	2.51
	12	0	0	0
横向振动	16	183.37	189.90	134.15
	14	90.44	94.81	95.80
	12	0	0	0
扭转振动	16	200.26	177.58	184.96
	14	100.13	93.41	95.45
	12	0	0	0

## 4 结论

(1) 对于双轮支柱式起落架,在刹车力矩对称的工况下,增加起落架结构刚度与阻尼,减小刹车力矩的振幅,可以有效抑制起落架刹车耦合振动,减小起落架振动的振幅、加速度、载荷,保障起落架的结构安全,提高乘客的舒适性。

(2) 双轮支柱式起落架左右轮刹车力矩频率非对称工况下,由于刹车力矩频率的耦合,会导致起落架多自由度耦合振动出现大周期振动叠加小周期振动的现象。

(3) 双轮支柱式起落架左右轮刹车力矩频率与幅值非对称,均会导致起落架出现横向与扭转的振动,随着左右轮刹车力矩频率与幅值差距的增大,起落架多自由度耦合振动的振幅、加速度、载荷均有不同程度的增加。

研究刹车力矩非对称对于双轮支柱式起落架低频刹车耦合振动的影响可以为双轮或者多轮式起落架飞机刹车系统研究提供设计依据。

## 参考文献

- [1] GUALDI S, MORANDINI M, GHIRINGHELLI G L. Anti-skid induced aircraft landing gear instability[J]. Aerospace Science and Technology, 2008, 12(8): 627-637.
- [2] 刘伟,贾玉红.大型飞机前起落架摆振仿真分析[J].飞机设计,2017,37(3):36-41.  
LIU Wei, JIA Yuhong. Shimmy simulation of large aircraft nose landing gear[J]. Aircraft Design, 2017, 37(3): 36-41. (in Chinese)
- [3] KHAPANE P D. Gear walk instability studies using flexible multibody dynamics simulation methods in SIMPACK[J]. Aerospace Science and Technology, 2006, 10(1): 19-25.
- [4] KRÜGER W R, MORANDINI M. Recent developments at the numerical simulation of landing gear dynamics[J]. CEAS Aeronautical Journal, 2011, 1(1/4): 55-68.
- [5] 张陵,诸德培.主起落架纵向抖振的动态特性研究[J].航空学报,1996,17(3):292-296.  
ZHANG Ling, ZHU Depei. On the dynamic properties of landing gear walking[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1996, 17(3): 292-296. (in Chinese)
- [6] 库玉璠.刹车与起落架抖动的相互影响[J].航空学报,1997,18(2):101-103.  
KU Yu'ao. Interaction between braking and landing gear vibration[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1997, 18(2): 101-103. (in Chinese)
- [7] KARTHIK B, KAMBIZ F. Gear walk instability studies using a vibration model of a reduced scale landing gear system [C]// ASME 2002 Design Engineering Technical Conferences and Computer and Information in Engineering Conference. Montreal: ASME, 2002: 243-251.
- [8] 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.