

文章编号: 1674-8190(2023)02-055-10

轮胎刚度特性对大型民机前起落架摆振影响研究

冯广^{1,2}, 丁建宾¹, 姜义尧¹, 金军², 余好文², 蒋炳炎¹

(1. 中南大学 高性能复杂制造国家重点实验室, 长沙 410083)

(2. 中航飞机起落架有限责任公司, 长沙 410200)

摘要: 轮胎刚度作为轮胎动力学模型的重要参数之一, 研究其对大型民机前起落架摆振的影响规律, 可以从前起落架防摆设计角度为轮胎刚度设计提供参考依据。基于前起落架摆振非线性数学模型, 使用 Matlab/Matcont 软件计算不同轮胎扭转刚度、轮胎侧弯刚度下的摆振区域图; 研究轮胎扭转刚度、轮胎侧弯刚度对前起落架摆振的影响规律, 对比二者对前起落架摆振影响的敏感性。结果表明: 对前起落架摆振影响的敏感性, 轮胎扭转刚度大于轮胎侧弯刚度; 轮胎回正力矩系数每减小 1%, 扭转摆振最大临界阻尼减小 0.88%, 侧向摆振中速区最小临界减摆阻尼增大 33.87%; 减小轮胎扭转刚度, 增大轮胎侧弯刚度有利于抑制大型民机前起落架摆振。

关键词: 大型民机; 前起落架; 摆振; 轮胎刚度; 非线性; 分岔理论

中图分类号: V226

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2023.02.06

Research on influence of tire stiffness characteristics on shimmy of large civil aircraft nose landing gear

FENG Guang^{1,2}, DING Jianbin¹, JIANG Yiyao¹, JIN Jun², YU Haowen², JIANG Bingyan¹

(1. State Key Laboratory of High-Performance Complex Manufacturing, Central South University, Changsha 410083, China)

(2. AVIC Landing-gear Advanced Manufacturing Co., Changsha 410200, China)

Abstract: Tire stiffness is one of the important parameters of tire dynamics model. The influence law of tire stiffness on the shimmy of large civil aircraft nose landing gear can provide reference for the anti-shimmy design of large civil aircraft nose landing gear. The nonlinear mathematical model of the nose landing gear shimmy is established, and the shimmy region diagram of different tire torsional stiffness and tire side bending stiffness is calculated by using Matlab/Matcont software. The influence law of tire torsional stiffness and tire side bending stiffness on the shimmy of the nose landing gear is studied, and the sensitivity of the two on the shimmy of the nose landing gear is compared. The results show that the sensitivity of tire torsional stiffness to the impact of nose landing gear shimmy is greater than that of tire lateral bending stiffness. When the positive torque coefficient is decreased by 1%, the maximum critical damping of torsional shimmy is decreased by 0.88%, and the minimum critical damping of lateral shimmy is increased by 33.87%. Reducing the torsional stiffness of tire and increasing the lateral stiffness of tire are beneficial to restrain the yaw of large civil aircraft nose landing gear.

Key words: large civil aircraft; nose landing gear; shimmy; tire stiffness; nonlinearity; bifurcation

收稿日期: 2022-04-14; 修回日期: 2022-06-12

基金项目: 工信部民机专项(JZ025-XY-003)

通信作者: 蒋炳炎, jby@csu.edu.cn

引用格式: 冯广, 丁建宾, 姜义尧, 等. 轮胎刚度特性对大型民机前起落架摆振影响研究[J]. 航空工程进展, 2023, 14(2): 55-64.

FENG Guang, DING Jianbin, JIANG Yiyao, et al. Research on influence of tire stiffness characteristics on shimmy of large civil aircraft nose landing gear[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2023, 14(2): 55-64. (in Chinese)

0 引言

飞机在起飞与着陆滑行过程中,前起落架机轮可能出现一种偏离其中心位置的剧烈振动,称之为摆振。摆振主要由机轮绕其定向轴的扭转和起落架支柱的侧向弯曲变形组成,轮胎与地面接触部分产生交变变形^[1]。飞机前起落架和主起落架均会发生摆振,但前起落架居多。摆振是一种有害的自激振动,前起落架轻微的摆振会导致机身抖动,飞行员操纵性变差,加剧前起落架结构疲劳破坏。严重的摆振可能会导致飞机运动失控,发生灾难性事故^[2]。前起落架摆振产生的根本原因是扭转阻尼不够,除此之外,磨损的轮胎和结构件稳定距不足、扭转间隙过大等也是诱导前起落架发生摆振的重要因素^[3]。向宗威等^[4]综述了起落架结构间隙的建模方法及其对前起落架摆振的影响。飞机柔性^[5]、油液压缩性^[6]对前起落架摆振也有一定的影响。

轮胎刚度特性作为前起落架的强非线性因素之一,对前起落架摆振具有重要影响。周进雄等^[7]建立线性摆振分析模型,结果表明,增大轮胎侧向刚度将降低发生“结构型”摆振上临界阻尼值;H. J. Dionisio等^[8]采用前轮摆振的线性数学模型^[9],研究了轮胎侧向刚度对摆振稳定性的影响,研究表明,随着轮胎侧向刚度的增大,系统稳定区域增大,而且在高速下系统的不稳定区域变得更低;陈熠等^[10]通过建立前起落架线性摆振数学模型,对某型客机前起落架进行了摆振分析,研究表明,增大轮胎扭转刚度,摆振临界速度和摆振临界阻尼值均增大,摆振频率也略有增大,增大轮胎侧向刚度,摆振临界速度和摆振临界阻尼值也增大,而且速度越大影响越明显。上述文献采用的是数学建模法中的线性化方法,该方法基于Lyapunov判定准则对系统进行分析,虽然简单方便,只需反复迭代计算系统特征矩阵的特征值,但不能够准确、快速地区分扭转摆振和侧向摆振,所得出的结论不够全面。

除此之外,冯飞等^[11]建立了前起落架全柔体摆振动力学模型,研究了轮胎侧向刚度对临界防摆阻尼的影响,结果表明增大轮胎侧向刚度会导致临界防摆阻尼显著增加;何绪飞等^[12]建立三维简化动力学仿真模型,开展刚柔耦合起落架结构的摆振分析,结果表明随着轮胎侧向刚度的减小,

摆角的收敛速度更快。使用多体动力学仿真的方法研究前起落架摆振,采用真实具体的模型,通常可以减少对模型的简化,但其同样无法准确、快速区分扭转摆振和侧向摆振,所得出的结论不够全面。

近些年,国内外多采用分岔理论的方法研究前起落架摆振问题^[13-17]。P. Thota等^[14]通过建立前起落架非线性摆振数学模型,使用分岔理论的方法,研究了轮胎充气压力对前起落架摆振的影响规律,结果表明,随着轮胎充气压力的增加,轮胎的扭转摆振和侧向摆振区域均减小,即有利于抑制摆振;陈大伟^[18]、冯飞^[19]、蔡佳圻^[20]采用分岔理论方法分析前起落架摆振非线性数学模型,从不同角度研究了前起落架摆振机理。上述文献研究内容为前起落架摆振模型,采用的方法是分岔理论,但是未给出轮胎刚度特性对摆振的影响规律。

本文采用分岔理论的方法^[13-17],深入研究轮胎刚度特性对前起落架摆振的影响规律,通过求解前起落架非线性摆振数学模型得到摆振区域图,并对不同类型摆振进行区分。首先分别研究轮胎回正力矩系数与轮胎扭转刚度的关系,轮胎侧向力系数与轮胎侧弯刚度的关系;然后通过改变不同轮胎回正力矩系数、轮胎侧向力系数,计算前起落架摆振区域图,进而总结研究轮胎扭转刚度、轮胎侧弯刚度对前起落架摆振的影响规律。

1 摆振动力学模型

1.1 摆振物理模型及坐标系建立

前起落架摆振模型众多,根据研究的侧重点所建立的摆振数学模型不同。近些年来国内外研究者研究较多的摆振数学模型有上端固支单轮模型^[21]、上端固支双轮模型^[22]、考虑机身弹性的单轮模型^[15,23]、考虑间隙特性的双轮模型^[17]等。其中,英国Bristol大学P. Thota等^[22]建立的上端固支双轮摆振非线性数学模型,该模型具有双轮配置特性,同时模型中的张线接触轮胎模型可以较为准确地描述轮胎刚度特性,故本文采用该模型进行计算。出于内容完整性的考虑,对摆振物理模型及数学模型作简要介绍。

将飞机滑行方向的反方向定义为起落架坐标系的 x 轴,垂直向上为 z 轴, y 轴满足右手法则,如图1所示。

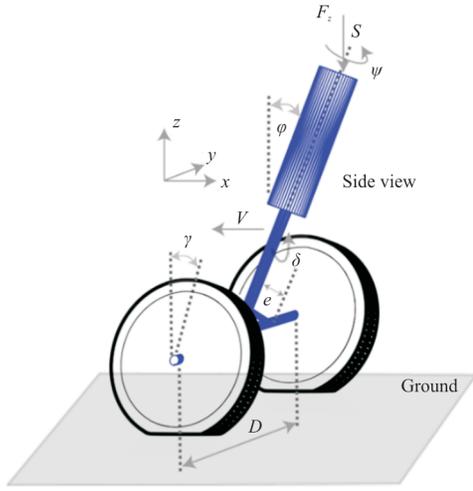
图 1 大型民航机前起落架摆振物理模型及坐标系建立^[22]

Fig. 1 Physical model and coordinate system establishment of large civil aircraft nose landing gear shimmy^[22]

$$I_\psi \ddot{\psi} + M_{K_\psi} + M_{D_\psi} + M_{K_{\lambda_L}} + M_{K_{\lambda_R}} + M_{D_{\lambda_L}} + M_{D_{\lambda_R}} + 2I\dot{\delta} \frac{V}{R} + (F_{K_{\lambda_L}} + F_{K_{\lambda_R}}) e_{\text{eff}} - F_{zL} \sin \phi \left(e_{\text{eff}} \sin \theta + \frac{D}{2} \cos \theta + l_g \sin \delta \right) - F_{zR} \sin \phi \left(e_{\text{eff}} \sin \theta - \frac{D}{2} \cos \theta - l_g \sin \delta \right) = 0 \quad (1)$$

式中: $I_\psi \ddot{\psi}$ 、 M_{K_ψ} 、 M_{D_ψ} 分别为支柱扭转的惯性项、刚度项和阻尼项, 其中, $M_{K_\psi} = k_\psi \psi$, $M_{D_\psi} = c_\psi \dot{\psi}$; $M_{K_{\lambda_L}}$ 、 $M_{K_{\lambda_R}}$ 分别为左、右轮胎的回正力矩, 如式(2)所示; $2I\dot{\delta}(V/R)$ 为扭转自由度上的陀螺力矩。

$$M_{K_{\lambda_{L/R}}} = \begin{cases} k_\alpha \frac{\alpha_m}{\pi} \sin \left(\alpha_{L/R} \frac{\pi}{\alpha_m} \right) F_{y_{L/R}} & (|\alpha_{L/R}| \leq \alpha_m) \\ 0 & (|\alpha_{L/R}| > \alpha_m) \end{cases} \quad (2)$$

在轮胎的极限侧滑角 α_m 内, 回正力矩 $M_{K_{\lambda_{L/R}}}$ 随侧滑角 $\alpha_{L/R}$ 按正弦规律变化; 在极限侧滑角外, 轮胎发生了侧滑, 回正力矩为 0。 $M_{D_{\lambda_L}}$ 、 $M_{D_{\lambda_R}}$ 分别是左、右轮胎的扭转阻尼力矩, 如式(3)所示。

$$M_{D_{\lambda_L}} = M_{D_{\lambda_R}} = \frac{c_{\lambda\psi} \dot{\psi} \cos \phi}{V} \quad (3)$$

$F_{K_{\lambda_L}}$ 、 $F_{K_{\lambda_R}}$ 分别为左、右轮胎的侧向力, 如式(4)所示。

$$I_\phi \ddot{\delta} + M_{K_\delta} + M_{D_\delta} + M_{\lambda_{\lambda_L}} + M_{\lambda_{\lambda_R}} - 2I\dot{\psi} \frac{V}{R} + M_{D_{\lambda_L}} + M_{D_{\lambda_R}} - F_{zL} \left(e_{\text{eff}} \sin \theta + \frac{D}{2} \cos \theta + l_g \sin \delta \right) - F_{zR} \left(e_{\text{eff}} \sin \theta - \frac{D}{2} \cos \theta - l_g \sin \delta \right) = 0 \quad (7)$$

将机身的作用视为垂直载荷 F_z 作用到前起落架上, 起落架跟随机身以恒定速度 V , 通过半径为 R 、间距为 D 的两个机轮在跑道上直线滑行。在平稳滑行过程中, 飞机的垂向位移以及起落架缓冲器的行程变化很小, 故忽略起落架的垂向位移。

前起落架摆振动力学模型考虑四个变形自由度, 分别是: 起落架支柱绕定向轴 S 的扭转角 ψ , 起落架支柱绕 X 轴的侧弯角 δ , 左、右轮胎的侧向位移 λ_L 、 λ_R , 用于描述轮胎的变形。

1.2 摆振动力学方程

某大型民航机双轮配置的前起落架摆振动力学模型中扭转自由度微分方程如式(1)所示。

$$F_{K_{\lambda_{L/R}}} = k_\lambda \tan^{-1} \left(7.0 \tan \alpha_{L/R} \right) \cdot \cos \left[0.95 \tan^{-1} \left(7.0 \tan \alpha_{L/R} \right) \right] F_{y_{L/R}} \quad (4)$$

e_{eff} 为有效稳定距, 由于支柱前倾角的存在, 有效稳定距不等于机械稳定距, 如式(5)所示。

$$e_{\text{eff}} = e \cos \phi + (R + e \sin \phi) \tan \phi \quad (5)$$

机身给前起落架施加的垂向力 F_z 不平衡地分配到左右两个机轮上, 分别为 F_{zL} 、 F_{zR} , 如式(6)所示。

$$F_{z_{L/R}} = \frac{F_z}{2} \left[1 \mp \left(\frac{k_v D}{F_z} \right) \sin(\gamma + \delta) \right] \quad (6)$$

式中: γ 为由于前倾角影响的几何量, $\gamma = \phi \sin(\phi)$; θ 为机轮摆角, 由于支柱前倾角的存在, 机轮摆角不等于支柱扭转角, $\theta = \phi \cos \phi$ 。

某大型民航机双轮配置的前起落架摆振动力学模型中侧弯自由度微分方程如式(7)所示。

式中： $I_{\delta}\ddot{\delta}$ 、 $M_{K\delta}$ 、 $M_{D\delta}$ 分别为支柱侧弯的惯性项、刚度项和阻尼项，其中， $M_{K\delta} = k_{\delta}\delta$ ， $M_{D\delta} = c_{\delta}\dot{\delta}$ ； $M_{\lambda_{il}}$ 、 $M_{\lambda_{or}}$ 分别为左、右轮胎侧向力在侧弯自由度上的力矩，如式(8)所示； $-2I\dot{\psi}\frac{V}{R}$ 为侧弯自由度上的陀螺力矩； $M_{D_{\lambda_{il}}}$ 、 $M_{D_{\lambda_{or}}}$ 分别为左、右轮胎的侧向阻尼力矩，如式(9)所示。

$$M_{\lambda_{il/or}} = l_g F_{K_{\lambda_{il/or}}} \cos \theta_s \cos \phi \quad (8)$$

$$M_{D_{\lambda_{il}}} = M_{D_{\lambda_{or}}} = \frac{c_{\lambda\delta} \dot{\delta} \cos \phi}{V} \quad (9)$$

某大型民机双轮配置的前起落架摆振动力学模型中左、右轮胎侧向变形自由度微分方程如式(10)~式(11)所示。

$$\begin{aligned} \dot{\lambda}_L + \frac{V}{\sigma} \lambda_L - V \sin \theta_s - l_g \dot{\delta} \cos \delta - (e_{\text{eff}} - h) \cdot \\ \cos \theta_s \dot{\psi} \cos \phi - \frac{D}{2} \dot{\psi} \sin \theta_s \cos \phi = 0 \end{aligned} \quad (10)$$

$$\begin{aligned} \dot{\lambda}_R + \frac{V}{\sigma} \lambda_R - V \sin \theta_s - l_g \dot{\delta} \cos \delta - (e_{\text{eff}} - h) \cdot \\ \cos \theta_s \dot{\psi} \cos \phi + \frac{D}{2} \dot{\psi} \sin \theta_s \cos \phi = 0 \end{aligned} \quad (11)$$

起落架支柱的扭转角与侧弯角，通过轮胎的侧向力进行耦合作用。基于张线理论^[4]建立轮胎模型，以轮胎触地点中心线的侧向位移 λ 和侧滑角 α 作为轮胎变形量，但二者并不独立，其关系为：

$$\alpha_{L/R} = \tan^{-1} \left(\frac{\lambda_{L/R}}{\sigma} \right)$$

1.3 参数取值与延拓范围

模型参数参考某大型民机的前起落架参数^[24]，如表1所示。

考虑到参数分岔图像的完整性，部分参数的选取，如前向滑行速度等，可能超过实际的取值范围。研究过程中，采用单因素法研究轮胎刚度对前起落架摆振的影响，除延拓参数外，其余参数取表1中的固定值。

表1 前起落架摆振模型参数及其数值
Table 1 Parameters and values of nose landing gear shimmy model

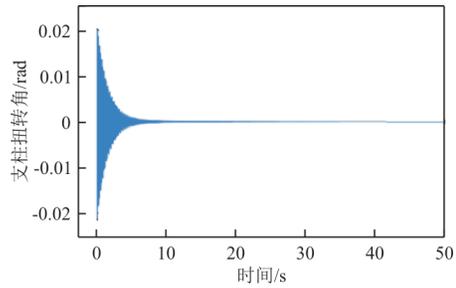
参数类别	参数	数值
结构参数	稳定距 e/m	0.12
	前起落架高度 l_g/m	2.5
	支柱扭转转动惯量 $I_{\psi}/(\text{kg}\cdot\text{m}^2)$	100
	支柱扭转刚度 $k_{\psi}/(\text{N}\cdot\text{m}\cdot\text{rad}^{-1})$	3.8×10^5
	垂直载荷 F_z/kN	260
	支柱侧弯转动惯量 $I_{\delta}/(\text{kg}\cdot\text{m}^2)$	600
	支柱侧弯刚度 $k_{\delta}/(\text{N}\cdot\text{m}\cdot\text{rad}^{-1})$	6.1×10^6
	支柱侧弯阻尼 $c_{\delta}/(\text{N}\cdot\text{m}\cdot\text{s}\cdot\text{rad}^{-1})$	300
	支柱前倾角 ϕ/rad	0.157 1
	轮胎参数	机轮半径 R/m
接触半宽 h/m		0.1
松弛长度 σ/m		0.3
轮胎侧向刚度 $k_{\lambda}/\text{rad}^{-1}$		0.002
轮胎扭转刚度 $k_{\alpha}/(\text{m}\cdot\text{rad}^{-1})$		1.0
轮胎垂向刚度 $k_{\nu}/(\text{N}\cdot\text{m}^{-1})$		4×10^6
轮胎扭转阻尼 $c_{\lambda\psi}/(\text{N}\cdot\text{m}^2\cdot\text{rad}^{-1})$		270
轮胎侧向阻尼 $c_{\lambda\delta}/(\text{N}\cdot\text{m}^2\cdot\text{rad}^{-1})$		180
极限侧滑角 α_m/rad		0.174 5
机轮转动惯量 $I/(\text{kg}\cdot\text{m}^2)$		0.6
延拓参数	机轮间距 D/m	0.2
	减摆线性阻尼 $c_{\psi}/(\text{N}\cdot\text{m}\cdot\text{s}\cdot\text{rad}^{-1})$	0~2 500
	滑跑速度 $V/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	0~150

2 轮胎扭转刚度和侧弯刚度对摆振影响分析

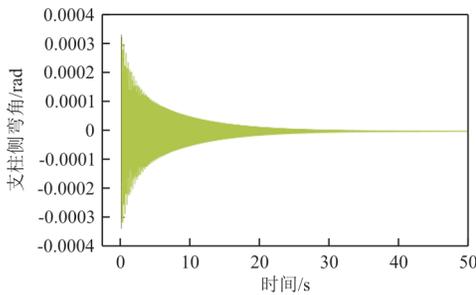
使用 Matlab/Matcont 软件^[25]计算第1节中的前起落架摆振数学模型，通过改变不同的轮胎刚度参数，计算得到前起落架摆振区域图，进而总结各轮胎刚度对前起落架摆振的影响规律。

为了对摆振区域图有更直观的理解，取前起落架系统某典型参数进行数值仿真分析，以区分前起落架扭转摆振和侧向摆振。系统发生扭转摆振时，轮胎侧向变形中的贡献主体是支柱扭转；系统发生侧向摆振时，轮胎侧向变形的贡献主体是支柱侧弯。系统发生扭转摆振的概率较低，侧向摆振的概率较高。通过 Matlab/Simulink^[26]对前起落架摆振数学模型进行数值仿真，取系统延拓参

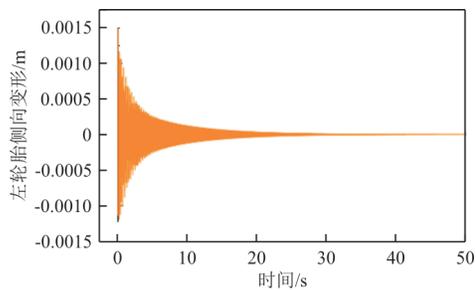
数速度为 $V=3\text{ m/s}$, 减摆阻尼 $C_\psi=600\text{ N}\cdot\text{m}\cdot\text{s}/\text{rad}$, 初始激励为支柱扭转角 $\psi=0.02\text{ rad}$, 计算得到系统各自由度时域图, 如图 2 所示, 可以看出: 该参数 ($V=3\text{ m/s}$, $C_\psi=600\text{ N}\cdot\text{m}\cdot\text{s}/\text{rad}$) 下前起落架不发生摆振, 系统各自由度时域图均收敛; 系统由初始状态到最终收敛, 中间有一段过渡区域, 该过渡区域内系统发生摆振。



(a) 支柱扭转角时域图



(b) 支柱侧弯角时域图



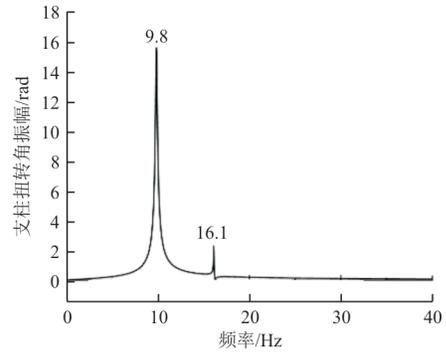
(c) 左轮胎侧向变形时域图

图 2 $V=3\text{ m/s}$, $C_\psi=600\text{ N}\cdot\text{m}\cdot\text{s}/\text{rad}$ 时前起落架摆振系统各自由度时域图

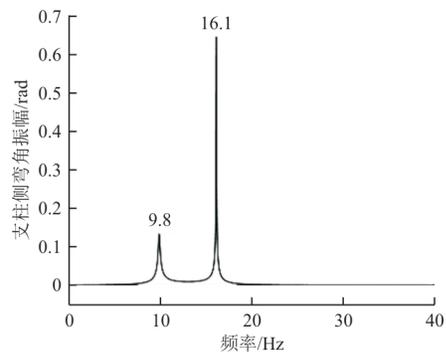
Fig. 2 Time domain diagram of each degree of freedom of nose landing gear shimmy system at $V=3\text{ m/s}$, $C_\psi=600\text{ N}\cdot\text{m}\cdot\text{s}/\text{rad}$

对各自由度时域数据进行快速傅里叶变换可得到对应参数下各自由的频谱图, 如图 3 所示, 可以看出: 支柱扭转角频谱图中既有扭转摆振频率成分 (9.8 Hz), 又有侧向摆振频率成分 (16.1 Hz), 同样支柱侧弯角频谱图也是如此, 这说明支柱扭

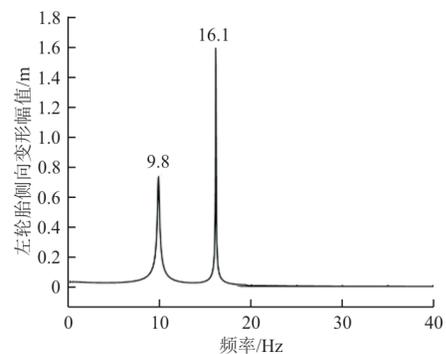
转自由度和侧弯自由度互相耦合, 这一点可以从系统微分方程中得到验证。轮胎侧向变形频谱图中, 同样存在扭转摆振和侧向摆振两个频率成分, 但侧向摆振频率成分处于主导地位, 说明系统在过渡区域内发生的摆振是侧向摆振。



(a) 支柱扭转角频谱图



(b) 支柱侧弯角频谱图



(c) 轮胎侧向变形频谱图

图 3 $V=3\text{ m/s}$, $C_\psi=600\text{ N}\cdot\text{m}\cdot\text{s}/\text{rad}$ 时前起落架摆振系统各自由度频谱图

Fig. 3 Spectrum diagram of various degrees of freedom of nose landing gear shimmy system at $V=3\text{ m/s}$, $C_\psi=600\text{ N}\cdot\text{m}\cdot\text{s}/\text{rad}$

2.1 轮胎扭转刚度对摆振影响分析

轮胎扭转刚度是指在单位侧滑角下轮胎受到

的回正力矩。在前起落架摆振模型中,轮胎侧滑角是变量,回正力矩是非线性的分段函数,其表达式中包含轮胎侧滑角变量,因此轮胎扭转刚度在模型中是动刚度。根据公式(2),进行量纲分析,可知轮胎回正力矩系数的物理意义是轮胎侧滑角为单位值时,轮胎所受的回正力矩与垂向力的比值。轮胎回正力矩系数 k_a 对动态的轮胎扭转刚度影响较大。在Matlab/Simulink软件中对摆振模型进行数值仿真,计算得到不同轮胎回正力矩系数 k_a 为0.5、1.0、1.5 m/rad时,轮胎回正力矩与轮胎侧滑角的关系曲线,如图4所示。

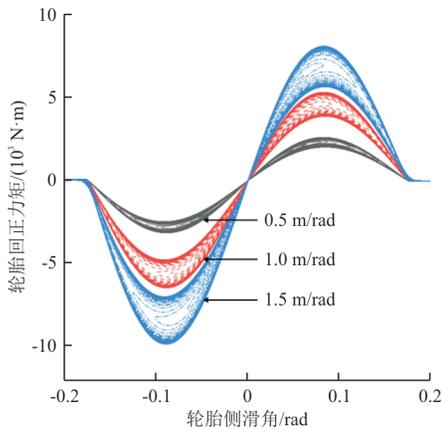


图4 不同轮胎回正力矩系数下轮胎回正力矩与轮胎侧滑角关系图

Fig. 4 Diagram of relationship between tire righting moment and tire sideslip Angle under different tire righting moment coefficients

从图4可以看出:轮胎回正力矩满足其非线性分段函数表达式,在极限侧滑角内部,轮胎回正力矩与轮胎侧滑角成近似正弦函数关系,在极限侧滑角外部,轮胎回正力矩为0。除此之外,由于图中展现的是一段时间内摆振的动态变化过程,可以发现轮胎回正力矩和轮胎侧滑角在不断变化。当系统最终稳定时,轮胎回正力矩与轮胎侧滑角也为0。根据轮胎扭转刚度的定义,可以知道图中的斜率代表轮胎的扭转刚度。随着轮胎回正力矩系数的增大,轮胎回正力矩与侧滑角关系曲线的斜率的绝对值就越大,即轮胎的扭转刚度就越大。

轮胎的扭转刚度随系统自由度发生变化,不便直接调整。通过调整轮胎回正力矩系数来间接改变轮胎扭转刚度,计算得到对应的摆振区域图,研究轮胎扭转刚度对前起落架摆振的影响规律。

某航空子午线轮胎回正力矩系数为1 m/rad,在该数值附近变动,分别计算轮胎回正力矩系数

$k_{a1}=1.02$ m/rad, $k_{a2}=1$ m/rad, $k_{a3}=0.98$ m/rad时系统的摆振区域图,分别如图5~图7所示。

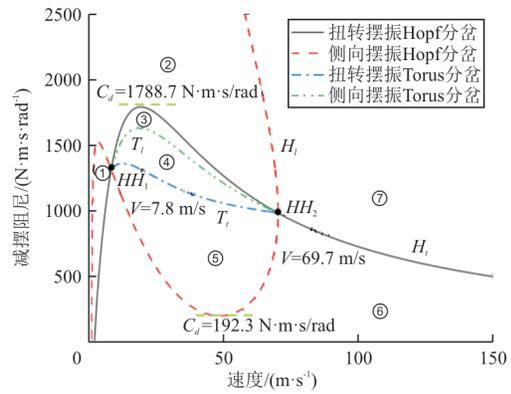


图5 轮胎回正力矩系数 $k_{a1}=1.02$ m/rad时摆振区域图
Fig. 5 The shimmy area diagram of tire with positive torque coefficient of $k_{a1}=1.02$ m/rad

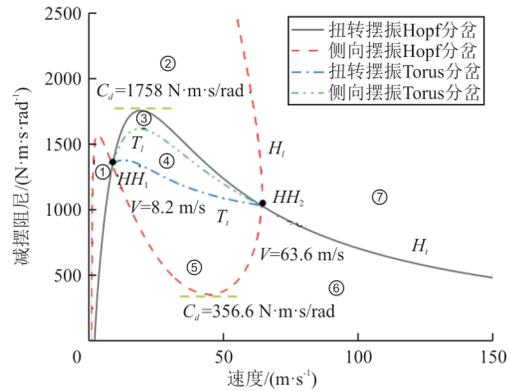


图6 轮胎回正力矩系数 $k_{a2}=1$ m/rad时的摆振区域图
Fig. 6 The shimmy area diagram of tire with positive torque coefficient of $k_{a2}=1$ m/rad

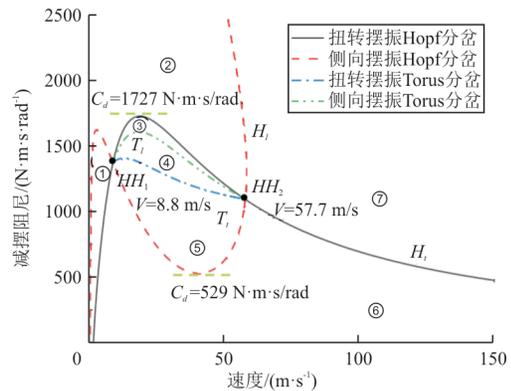


图7 轮胎回正力矩系数 $k_{a3}=0.98$ m/rad的摆振区域图
Fig. 7 The shimmy area diagram of tire with positive torque coefficient of $k_{a3}=0.98$ m/rad

某大型民机前起落架操纵装置与减摆装置合二为一,在飞机实际工作处于减摆状态时,工作人员可以通过人为调整减摆阻尼来抑制摆振,因此在计算摆振区域图时选择的两个参数分别是滑跑

速度和减摆阻尼。摆振区域图中黑色曲线为扭转摆振 Hopf 分岔曲线 H_t , 曲线上的点所对应的减摆阻尼值为系统发生扭转摆振时的临界减摆阻尼; 红色曲线为侧向摆振 Hopf 分岔曲线 H_l , 曲线上的点所对应的的减摆阻尼值为系统发生侧向摆振的临界减摆阻尼。两条 Hopf 分岔曲线的交点为双 Hopf 分岔点 HH , 分别为左 Hopf 分岔点 HH_1 和右 Hopf 分岔点 HH_2 。从任一 HH 点开始延拓计算, 会得到两条 Torus 分岔曲线, 蓝色曲线为扭转摆振的 Torus 分岔曲线 T_t , 绿色曲线为侧向摆振的 Torus 分岔曲线 T_l 。四条分岔曲线将摆振区域图划分为七个区域, 其中, ①区为稳定区域, 不发生摆振; ②区为侧向摆振区, 仅发生侧向摆振; ③、④、⑤区为扭转摆振和侧向摆振的重叠区^[21], 由于 Torus 分岔曲线的存在, 导致 H_l 曲线与 T_l 曲线围成的③区仅发生侧向摆振, T_t 曲线和 T_l 围成的④区具体发生何种摆振取决于系统的初始条件, H_t 和 T_t 围成的⑤区仅发生扭转摆振; ⑥区为扭转摆振区, 仅发生扭转摆振; ⑦区为稳定区域, 不发生摆振。从速度的角度分析, 界定 $0 < V \leq V_{HH_1}$ 为低速区, $V_{HH_1} < V \leq V_{HH_2}$ 为中速区, $V > V_{HH_2}$ 为高速区。低速区包含①区、②区和⑥区的部分区域。飞机处于低速滑跑的过程中, 减摆阻尼较低时会发生扭转摆振, 减摆阻尼较高时会发生侧向摆振。中速区包含②区的大部分区域、③区、④区、⑤区、⑥区和⑦的部分区域。中速区的速度范围比较大, 也最容易发生摆振。高速区包含⑥区和⑦区的部分区域, 高速区只有在减摆阻尼较低时会发生扭转摆振, 减摆阻尼较高时处于稳定区。

从图 5~图 7 可以看出: 随着轮胎回正力矩系数的减小, 处于低速区和和高速区的摆振稳定区逐渐增大, 处于中速区的扭转摆振和侧向摆振的重叠区域逐渐减小。当轮胎回正力矩系数从 $k_{a1} = 1.02 \text{ m/rad}$ 减小到 $k_{a3} = 0.98 \text{ m/rad}$, 摆振区域图左 HH 分岔点速度从 7.8 m/s 增大到 8.8 m/s , 右 HH 分岔点速度从 69.7 m/s 减小到 57.7 m/s 。除此之外, 随着轮胎回正力矩系数的减小, 扭转摆振曲线的最大临界减摆阻尼逐渐减小, 侧向摆振曲线处于中速区的最小临界减摆阻尼逐渐增大。当轮胎回正力矩系数从 $k_{a1} = 1.02 \text{ m/rad}$ 减小到 $k_{a3} = 0.98 \text{ m/rad}$, 扭转摆振 Hopf 分岔曲线的最大临界减摆阻尼从 $1788 \text{ N}\cdot\text{m}\cdot\text{s/rad}$ 逐渐减小到 $1727 \text{ N}\cdot\text{m}\cdot\text{s/rad}$, 侧向摆振 Hopf 分岔曲线中速区的最小临界减摆阻尼从 $192.3 \text{ N}\cdot\text{m}\cdot\text{s/rad}$ 逐渐增大到 $529 \text{ N}\cdot\text{m}\cdot\text{s/rad}$ 。

s/rad。从摆振区域图不同的分区进行理解, 随着轮胎回正力矩系数的逐渐减小, 摆振稳定区(①区和⑦区)逐渐增大, 扭转摆振区(⑤区和⑥区)逐渐增大, 侧向摆振区(②区和③区)逐渐减小, 扭转摆振和侧向摆振的重叠区(④区)逐渐减小。

2.2 轮胎侧弯刚度对摆振影响分析

轮胎侧弯刚度为单位轮胎侧滑角下的轮胎侧向力, 其易于轮胎侧向刚度混淆, 轮胎侧向刚度指单位轮胎侧向变形下的轮胎侧向力。轮胎侧滑角与轮胎侧向变形两个变量并不独立, 如公式(4)所示, 即轮胎侧弯刚度与轮胎侧向刚度的变化规律一致。前起落架摆振模型中, 轮胎侧向力是非线性表达式, 且包含轮胎侧滑角变量。因此, 轮胎侧弯刚度在摆振模型中也是动态刚度。公式(4)为经验公式, 轮胎侧向力系数并没有明确的物理意义, 但轮胎侧向力系数 k_x 对动态的轮胎侧弯刚度影响较大。在 Matlab/Simulink 软件中对摆振模型进行数值仿真, 计算得到不同轮胎侧向力系数 k_x 为 $0.001/\text{rad}$ 、 $0.002/\text{rad}$ 、 $0.003/\text{rad}$ 时, 轮胎侧向力与轮胎侧滑角的关系曲线, 如图 8 所示, 可以看出: 发现轮胎侧向力和轮胎侧滑角在不断变化; 当系统最终稳定时, 轮胎侧向力与轮胎侧滑角也为 0。根据轮胎侧弯刚度的定义, 可以知道图中的斜率代表轮胎的侧弯刚度。轮胎侧向力系数的增大, 轮胎侧向力与侧滑角关系曲线的斜率的绝对值就越大, 即轮胎的扭转刚度就越大。

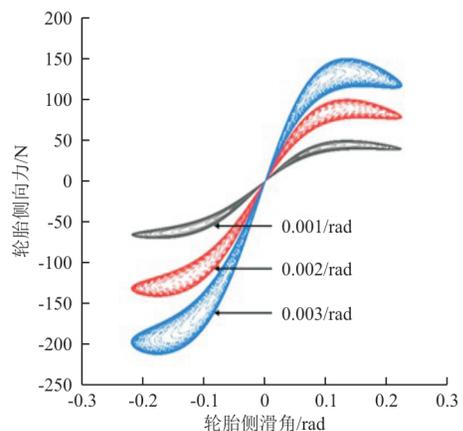


图 8 不同轮胎侧向力系数下轮胎侧向力与轮胎侧滑角关系图

Fig. 8 Relationship between tire lateral force and tire angle under different tire lateral force coefficients

轮胎的侧弯刚度随系统自由度发生变化, 不直接调整。通过调整轮胎侧向力系数来间接改

变轮胎侧弯刚度,计算得到对应的摆振区域图,研究轮胎侧弯刚度对前起落架摆振的影响规律。

某航空子午线轮胎侧向力系数 $0.0020/\text{rad}$,在该数值附近变动,分别计算轮胎侧向力系数 $k_{\lambda 1}=0.0019/\text{rad}$, $k_{\lambda 2}=0.0020/\text{rad}$, $k_{\lambda 3}=0.0021/\text{rad}$ 时系统的摆振区域图,分别如图9~图11所示。

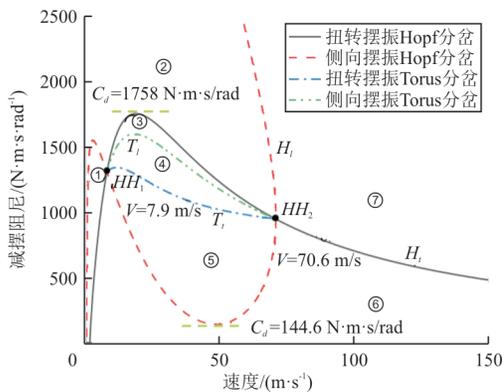


图9 轮胎侧向力系数 $k_{\lambda 1}=0.0019/\text{rad}$ 时的摆振区域图

Fig. 9 Diagram of tire shimmy zone when lateral force coefficient is $k_{\lambda 1}=0.0019/\text{rad}$

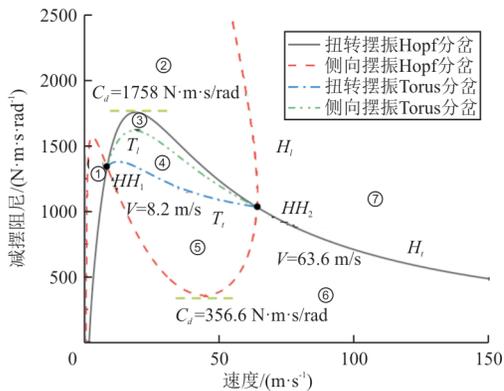


图10 轮胎侧向力系数 $k_{\lambda 2}=0.0020/\text{rad}$ 时的摆振区域图

Fig. 10 Diagram of tire shimmy zone when lateral force coefficient is $k_{\lambda 2}=0.0020/\text{rad}$

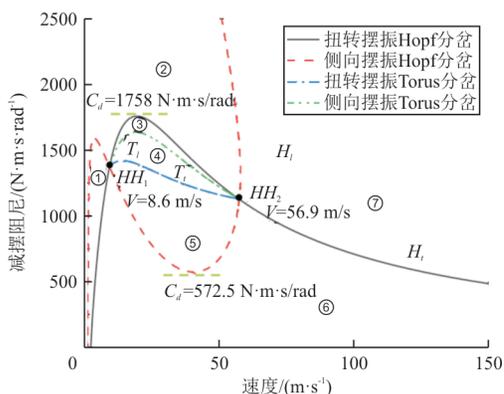


图11 轮胎侧向力系数 $k_{\lambda 3}=0.0021/\text{rad}$ 时的摆振区域图

Fig. 11 Diagram of tire shimmy zone when lateral force coefficient is $k_{\lambda 3}=0.0021/\text{rad}$

从图9~图11可以看出:随着轮胎侧向力系数逐渐增大,处于低速区和高速区的摆振稳定区域逐渐增大,处于中速区的扭转摆振和侧向摆振的重叠区域减小;当轮胎侧向力系数从 $k_{\lambda 1}=0.0019/\text{rad}$ 增大到 $k_{\lambda 3}=0.0021/\text{rad}$,摆振区域图左 HH_1 分岔点速度从 7.4 m/s 增大到 8.6 m/s ,右 HH_2 分岔点速度从 70.6 m/s 减小到 56.9 m/s ;轮胎侧向力系数的增大对扭转摆振Hopf分岔曲线没有影响,侧向摆振分岔曲线处于中速区的最小临界减摆阻尼逐渐增大,从 $144.6\text{ N}\cdot\text{m}\cdot\text{s}/\text{rad}$ 逐渐增大到 $572.5\text{ N}\cdot\text{m}\cdot\text{s}/\text{rad}$ 。从摆振区域图不同的分区进行理解,随着轮胎侧向力系数的逐渐增大,摆振稳定区(①区和⑦区)逐渐增大,扭转摆振区(⑤区和⑥区)逐渐减小,侧向摆振区(②区和③区)逐渐减小,扭转摆振和侧向摆振的重叠区(④区)逐渐减小。

3 轮胎扭转、侧弯刚度对摆振影响的敏感度分析

第2节通过计算不同轮胎回正力矩系数、轮胎侧向力系数时的摆振区域图,分别研究了轮胎扭转刚度、轮胎侧弯刚度对前起落架摆振的影响规律。横向对比各自摆振区域图的数据,研究轮胎扭转、侧弯刚度对摆振影响的敏感性。主要对比的数据是摆振区域图的 HH_1 分岔点速度 V_1 , HH_2 分岔点速度 V_2 ,扭转摆振分岔曲线最大临界减摆阻尼 $C_{\phi 1}$,侧向摆振分岔曲线中速区的最小临界减摆 $C_{\phi 2}$ 。通过将各刚度系数的增量均调整为 1% ,比较摆振区域图四个参数变化的百分比,进而研究轮胎扭转、侧弯刚度对摆振影响的敏感性。由于不同的增量,对应参数变化的趋势不同,为了便于直观看出敏感性,仅比较其变化的绝对值,如表2所示。

表2 轮胎回正力矩系数、侧向力系数变化 1% 时摆振区域图各参数变化百分比

Table 2 Change percentage of parameters in the shimmy zone diagram when tire vertical stiffness, positive torque coefficient and lateral force coefficient change by 1%

轮胎刚度	参数变化百分比/ $\%$			
	V_1	V_2	$C_{\phi 1}$	$C_{\phi 2}$
k_a	3.14	4.54	0.88	33.87
k_λ	0.83	2.00	0	19.98

从表2可以看出:轮胎回正力矩系数每变化1%, HH_1 分岔点速度 V_1 变化3.14%, HH_2 分岔点速度 V_2 变化4.54%,扭转摆振最大临界减摆阻尼 C_{φ_1} 变化0.88%,侧向摆振中速区最小临界减摆阻尼 C_{φ_2} 变化33.87%;而轮胎侧向力系数每变化1%, HH_1 分岔点速度 V_1 变化0.83%, HH_2 分岔点速度 V_2 变化2%,扭转摆振最大临界减摆阻尼 C_{φ_1} 不变,侧向摆振中速区最小临界减摆阻尼 C_{φ_2} 变化19.98%。因此,轮胎扭转刚度对前起落架摆振影响的敏感度大于轮胎扭转刚度。

轮胎刚度的变化,对摆振区域图四个典型参数影响的敏感性从大到小依次为:侧向摆振中速区最小临界减摆阻尼 C_{φ_2} , HH_2 分岔点速度 V_2 , HH_1 分岔点速度 V_1 ,扭转摆振最大临界减摆阻尼 C_{φ_1} 。可以得出,轮胎刚度的变化对侧向摆振影响的幅度要远大于对扭转摆振影响的幅度。

4 结 论

(1) 随着轮胎回正力矩系数减小,轮胎扭转刚度减小,处于低速区和高速区的摆振稳定区域逐渐增大,处于中速区的扭转摆振区逐渐增大,侧向摆振区逐渐减小,扭转摆振和侧向摆振的重叠区逐渐减小。轮胎回正力矩系数每减小1%,扭转摆振最大临界减摆阻尼减小0.88%,侧向摆振中速区最小临界减摆阻尼增大33.87%,即减小轮胎扭转刚度有利于抑制摆振。

(2) 随着轮胎侧向力系数增大,轮胎侧弯刚度增大,处于低速区和高速区的摆振稳定区域逐渐增大,扭转摆振区逐渐减小,侧向摆振区逐渐减小,扭转摆振和侧向摆振的重叠区逐渐减小。轮胎侧向力系数每增大1%,扭转摆振最大临界减摆阻尼不变,侧向摆振中速区最小临界减摆阻尼增大19.98%,即增大轮胎侧弯刚度有利于抑制摆振。

(3) 轮胎扭转刚度对前起落架摆振影响的敏感性大于轮胎侧弯刚度,而且各刚度的变化对侧向摆振的影响远大于扭转摆振的影响。

上述结论均是对于该模型在特定参数下所得出的,改变某一参数,结论中某些具体数值可能会发生变化,但影响规律是值得参考的。本文所使用的前起落架摆振数学模型尚未考虑机身特性,在未来的研究中,可以继续完善前起落架摆振模

型,使用分岔理论的方法,研究其余参数对前起落架摆振的影响规律。

参 考 文 献

- [1] 诸德培. 摆振理论及防摆措施[M]. 北京: 国防工业出版社, 1984.
ZHU Depei. Shimmy theory and anti-shimmy measures [M]. Beijing: National Defence Industry Press, 1984. (in Chinese)
- [2] PLAKHTIENKO N P, SHIFRIN B M. Critical shimmy speed of nonswiveling landing-gear wheels subject to lateral loading [J]. International Applied Mechanics, 2006, 42, 1077-1084.
- [3] ERET P, KENNEDY J, BENNETT G J. Effect of noise reducing components on nose landing gear stability for a mid-size aircraft coupled with vortex shedding and freerplay [J]. Journal of Sound and Vibration, 2015, 354: 91-103.
- [4] 向宗威, 冯广, 姜义尧, 等. 飞机起落架结构间隙对摆振稳定性影响研究进展[J]. 航空工程进展, 2022, 12(3): 86-95.
XIANG Zongwei, FENG Guang, JIANG Yiyao, et al. Research progress on impact of aircraft landing gear structural clearance on shimmy stability [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2022, 12(3): 86-95. (in Chinese)
- [5] 常正, 聂宏, 冯飞, 等. 飞机柔性前起落架摆振仿真分析 [J]. 航空工程进展, 2011, 2(4): 432-436, 484.
CHANG Zheng, NIE Hong, FENG Fei, et al. Simulation and analysis of shimmy of aircraft flexible nose landing gear [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2011, 2(4): 432-436, 484. (in Chinese)
- [6] 杜进, 魏小辉, 蔡佳圻, 等. 油液压缩性对飞机摆振特性的影响 [J]. 航空工程进展, 2015, 6(2): 171-176.
DU Jin, WEI Xiaohui, CAI Jiaqi, et al. Effect of oil compressibility on shimmy characteristics of aircraft [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2015, 6(2): 171-176. (in Chinese)
- [7] 周进雄, 诸德培. “结构型”摆振及其影响因素 [J]. 强度与环境, 1998, 2(2): 62-65.
ZHOU Jinxiong, ZHU Depei. Structural shimmy and its influencing factors [J]. Strength and Environment, 1998, 2(2): 62-65. (in Chinese)
- [8] DIONISIO H J, SANTICIOLLI F, ECKERT J, et al. The influence of tire characteristics on shimmy stability [C] // 23rd ABCM International Congress of Mechanical Engineering. [S.l.]: ABCM, 2015: 1-8.
- [9] PODGORSKI W, KALLAN I, RAND R H. The wheel shimmy problem: its relationship to wheel and road irregularities [J]. Vehicle System Dynamics, 1975, 4(1): 9-41.
- [10] 陈熠, 崔荣耀, 巨荣博, 等. 考虑机体动力特性的前起落架摆振分析 [J]. 西北工业大学学报, 2018, 36(2): 388-395.

- CHEN Yi, CUI Rongyao, JU Rongbo, et al. Analysis of nose landing gear shimmy considering the dynamic characteristics of the airframe[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2018, 36(2): 388-395. (in Chinese)
- [11] 冯飞, 常正, 聂宏, 等. 飞机柔性对前起落架摆振的影响分析[J]. 航空学报, 2011, 32(12): 2227-2235.
- FENG Fei, CHANG Zheng, NIE Hong, et al. Analysis of influence of aircraft flexibility on nose landing gear shimmy [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(12): 2227-2235. (in Chinese)
- [12] 何绪飞, 艾剑良, 宋智桃. 民机起落架摆振仿真与虚拟适航验证[J]. 机械工程学报, 2018, 54(14): 179-184.
- HE Xufei, AI Jianliang, SONG Zhitao. Simulation and virtual air-worthiness verification of civil aircraft landing gear [J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2018, 54(14): 179-184. (in Chinese)
- [13] THOTA P, KRAUSKOPF B, LOWENBERG M. Bifurcation analysis of nose-landing-gear shimmy with lateral and longitudinal bending [J]. Journal of Aircraft, 2010, 47: 87-95.
- [14] THOTA P, KRAUSKOPF B, LOWENBERG M. Influence of tire inflation pressure on nose landing gear shimmy [J]. Journal of Aircraft, 2010, 47(5): 1697-1703.
- [15] KEWLEY S, LOWENBERG M, NEILD S, et al. Investigation into the interaction of nose landing gear and fuselage dynamics[J]. Journal of Aircraft, 2016, 53(4): 881-891.
- [16] RAHMANI M, BEHDINAN K. Parametric study of a novel nose landing gear shimmy damper concept[J]. Journal of Sound and Vibration, 2019, 457: 299-313.
- [17] RAHMANI M, BEHDINAN K. Interaction of torque link freeplay and Coulomb friction nonlinearities in nose landing gear shimmy scenarios [J]. International Journal of Nonlinear Mechanics, 2020, 119: 103338.
- [18] 陈大伟. 起落架摆振的非线性分析及控制[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011.
- CHEN Dawei. Nonlinear analysis and control of landing gear shimmy[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011. (in Chinese)
- [19] 冯飞. 起落架非线性摆振分岔分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.
- FENG Fei. Bifurcation analysis of nonlinear shimmy of landing gear[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014. (in Chinese)
- [20] 蔡佳圻. 飞机起落架摆振动力学分析及其非线性问题研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2015.
- CAI Jiaqi. Dynamic analysis and nonlinear characteristic research on landing gear shimmy[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015. (in Chinese)
- [21] THOTA P, KRAUSKOPF B, LOWENBERG M. Interaction of torsion and lateral bending in aircraft nose landing gear shimmy[J]. Nonlinear Dynamics, 2009, 57(3): 455-467.
- [22] THOTA P, KRAUSKOPF B, LOWENBERG M. Multi-parameter bifurcation study of shimmy oscillations in a dual-wheel aircraft nose landing gear [J]. Nonlinear Dynamics, 2012, 70: 1675-1688.
- [23] TERKOVICS N, NEILD S, LOWENBERG M, et al. Bifurcation analysis of a coupled nose-landing-gear-fuselage system[J]. Journal of Aircraft, 2014, 51(1): 259-272.
- [24] 冯飞, 罗波, 张策. 轮间距与双轮共转对飞机起落架摆振的影响分析[J]. 振动与冲击, 2019, 38(6): 212-217.
- FENG Fei, LUO Bo, ZHANG Ce, et al. Analysis of the influence of wheel spacing and co-rotation on aircraft landing gear shimmy[J]. Vibration and Shock, 2019, 38(6): 212-217. (in Chinese)
- [25] DHOOGHE A, GOVAERTS W, KUZNETSOV Y A. MATCONT: a MATLAB package for numerical bifurcation analysis of ODEs[J]. ACM Transactions on Mathematical Software, 2003, 29(2): 141-164.
- [26] 于秀伟, 常正, 金秀芬. 基于 Matlab/Simulink 的前起落架摆振动力学模型分析[J]. 航空工程进展, 2013, 4(3): 312-318.
- YU Xiwei, CHANG Zheng, JIN Xiufen. Mechanical model analysis of nose landing gear swing vibration based on Matlab/Simulink[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2013, 4(3): 312-318. (in Chinese)

作者简介:

冯 广(1982—),男,博士研究生,高级工程师。主要研究方向:起落架稳定性分析与设计。

丁建宾(1998—),男,硕士研究生。主要研究方向:起落架稳定性分析与设计。

姜义尧(1992—),男,博士研究生。主要研究方向:起落架稳定性分析与设计。

金 军(1964—),男,学士,研究员级高级工程师。主要研究方向:起落架稳定性分析与设计。

余好文(1993—),男,硕士,工程师。主要研究方向:起落架稳定性分析与设计。

蒋炳炎(1963—),男,博士,教授。主要研究方向:大型飞机起落架设计,虚拟样机仿真技术。

(编辑:丛艳娟)