考虑机体动力特性的前起落架摆振分析

陈熠[1,2], 崔荣耀[1,2], 巨荣博[1,2], 豆清波[1,2]

(1.中国飞机强度研究所, 陕西 西安 710065; 2.结构冲击动力学航空科技重点实验室, 陕西 西安 710065)

摘 要:以某型客机为对象,研究了飞机滑跑时前起落架的摆振稳定性问题。首先建立了考虑机体动力特性的起落架摆振动力学方程组,之后将某型客机参数带入方程组求解得到了该型机前起落架滑跑临界阻尼、临界速度及发生摆振的频率范围。研究结果表明,该机滑跑时出现的摆振失稳问题为减摆器阻尼不够而引起的轮胎型摆振,且该摆振与机体振动模态形成了耦合共振,可以通过增大减摆阻尼避免此问题。同时,还研究了机体结构弹性、轮胎刚度对起落架摆振特性的影响规律。起落架摆振临界速度、最大临界阻尼值及摆振频率随着轮胎扭转及侧向刚度的增大而增大;而机体弹性使飞机起落架的摆振频率更低,且摆振稳定区变小,更易发生摆振现象。因此在研究现代新型大型客机起落架摆振稳定性问题时,不能忽略机体动力特性的影响。

关 键 词:起落架;摆振;动力学;转弯模型;数值仿真

中图分类号:V216.22 **文献标志码**:A **文章编号**:1000-2758(2018)02-0388-08

飞机在地面滑跑过程中,有时可能会产生一种以起落架支柱侧向运动与机轮绕支柱扭转运动相互耦合的一种剧烈自激振动,而这种振动称为摆振。摆振是一种有害的振动,经常发生“摆振”会造成起落架疲劳损伤或者导致飞机失控滑出跑道,严重危害飞机安全,一直受到各国飞机设计师们的高度重视[1]。

国外在飞机滑跑和起落架摆振稳定性理论研究方面,早在 20 世纪四五十年代就投入了大量人力和物力进行研究。在摆振机理研究中,对轮胎的变形、滚动特性采取某种假设是重要的前提。其中 Moreland 点接触理论[2]、Von scklippe 张线理论[3]和 Smiley 考虑轮胎侧倾的张线理论经过大量理论和实验研究,得到了广泛使用和认可。实际上张线理论在取二阶近似时与点接触理论等价[4],因此在分析精度要求不是很高或者关于轮胎的特性参数不是很清楚时,一般是采用 Moreland 点接触理论。

国内方面,在国外摆振研究的方法和技术基础上,专家学者们从 20 世纪 60 年代开始摆振方面研究,其中诸德培等人的《摆振理论及防摆措施》[4]是国内唯一的摆振理论专著,是国内摆振研究工作者必读的教科书。之后摆振研究学者主要集中在研究前轮起落架结构参数(如稳定距、刚度)、轮胎参数(主要是轮胎刚度)及一些非线性因素(如库伦阻尼、速度二次项阻尼,扭转间隙)对摆振的影响。周进雄得出摆振可分为“结构型”和“轮胎型”,并分别对其进行研究与分析[5];寇明龙研究结果表明支柱刚度不足时会发生“结构性摆振”,支柱扭转间隙过大时会发生“间隙性摆振”,这两者必须予以避免[6]。中国飞机强度研究所的崔荣耀、杨正权、刘胜利等人依托国内唯一的摆振试验台进行了大量摆振分析研究,最新研究成果显示机体连接处局部刚度对起落架系统摆振稳定性的影响较大,并通过摆振试验验证了理论计算的正确性[7-8]。

值得注意的是,上述摆振的研究大多都是基于刚性或者刚柔混合性前起落架模型,忽略了机体弹性的影响,对摆振仿真实验结果的准确性有一定的影响[9]。特别是随着现代客机复合材料的应用,机体弹性增大使得机体的固有频率越来越低,甚至达到 10 Hz 以下[10]。对于大型客机大多采用小车式主起落架,由于机轮质量大,单支柱刚度偏弱,也可能发生摆振问题[11]。而起落架摆振频率一般在 8~

收稿日期:2017-06-12

作者简介:陈熠(1987—),中国飞机强度研究所工程师,主要从事起落架动力学分析与试验研究。

30 Hz 范围,轮胎型摆振甚至在 15 Hz 以内,一旦滑跑过程中发生摆振就可能引起机体共振,使摆振危害加重。随着国内外客机滑跑摆振现象的增多,越来越多学者注意到现代客机机体弹性对起落架摆振特性的影响。冯飞等运用商用软件 LMS virtual lab 研究得到机身柔性对前起落架摆振的影响较大,使得中高速情况下所需防摆阻尼平均增加了 12.1%[12]。但也要注意到运用 LMS Virtual lab 进行摆振分析,其建模速度慢,不具有通用性,效率相对较低,而且只适用于已具有起落架及机身模型的情况。

本文在 Moreland 轮胎点接触理论基础上建立了考虑机体动力特性的前起落架摆振动力学方程组,并编制摆振稳定性分析程序,极大提高了摆振分析效率。之后将某型客机参数带入求解得到了该型机前起落架滑跑临界阻尼、临界速度及发生摆振的频率范围。找到了该型客机在低速试滑过程中出现摆振现象的原因,最后利用该模型研究了轮胎扭转刚度及侧向刚度对摆振稳定性的影响。从而希望定性和定量地考虑体弹性给起落架设计带来的影响,对现代飞机起落架地面滑跑稳定性设计提供参考。

1　考虑机体弹性的摆振分析理论

摆振特性分析首先要根据起落架结构及机体结构模型建立分析模型,再按照轮胎和起落架结构特性参数建立摆振运动方程组,并经过讨论摆振方程组的稳定性来讨论起落架系统运动的稳定性。

1.1　摆振分析方程组建立

本文基于 Moreland 点接触轮胎力学模型[1],如图 1 所示,得到轮胎滚转动力学方程如(1)式所示。

$$\left.\begin{aligned} &F_n = n\,K_\lambda \lambda \\ &M_n = n\,K_\varphi \varphi \\ &L_t\dot{\theta} + \dot{\lambda} + (H+r)\dot{\psi} + v(\theta+\varphi) = 0 \\ &\frac{dy}{dS} = -(\theta+\varphi) \\ &\dot{\theta} + \dot{\varphi} = v(\alpha\lambda - \beta\varphi + \gamma\psi) \end{aligned}\right\} \quad (1)$$

式中,F_n 为侧向力;n 为同一轴上机轮个数;K_λ 为轮胎侧向刚度系数;λ 为侧向变形;M_n 为扭矩;K_φ 为轮胎扭转刚度系数;φ 为扭转变形;L_T 为稳定距;θ 为机轮摆角;H 为起落架高度;r 为轮子半径;ψ 为起落架围绕旋转轴侧向转动;v 为飞机滑跑速度;y 为轨迹的侧向坐标;S 为轨迹的纵向坐标,即滑跑路程;α 为轮胎侧向滚动系数;β 为轮胎扭转滚动系数;γ 为轮胎侧倾滚动系数。

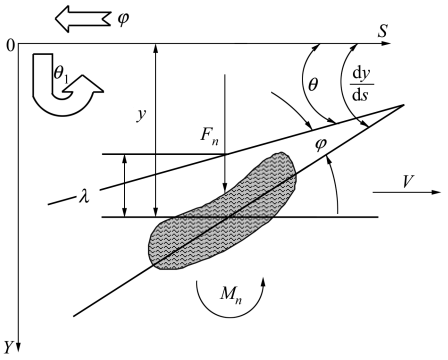


图 1　滚动轮胎几何关系

不计机体弹性的摆振分析方程组组见(2)~(4)式,其中(2)式为起落架绕机身纵轴的旋转方程,(3)式为起落架绕自身轴的转动方程,(4)式减摆器平衡方程。

$$I_X\ddot{\Psi} + I_{xy}\ddot{\theta} + vn\frac{I_t}{r}\dot{\theta} + (K_sH^2 + nK_\gamma d^2)\psi + K_{ST}H(\theta-\theta_1) - K_\lambda n(H+r)\lambda = 0 \quad (2)$$

$$I_{xy}\ddot{\psi} + \left(I_y + n\,I_t\frac{d^2}{r^2}\right)\ddot{\theta} - vn\frac{I_t}{r}\dot{\psi} + K_{ST}H\psi + K_T(\theta-\theta_1) - K_\lambda nL_t\lambda - K_\varphi n\varphi = 0 \quad (3)$$

$$C_t\dot{\theta}_1 - K_T(\theta-\theta_1) - K_{ST}H\psi = 0 \quad (4)$$

式中,I_x 为起落架绕纵轴的转动惯量;I_{xy} 为起落架支柱弯轴耦合转动惯量;I_t 为机轮轮绕自身轴的转动惯量;K_s 为支柱侧向刚度;d 为机轮距支柱轴线距离;k_{ST} 为支柱弯扭耦合刚度;θ_1 为减摆器处围绕支柱的转动角;I_y 为起落架绕支柱扭转惯量;C_t 为减摆器阻尼;飞机起落架摆振是起落架系统绕支柱轴线发生侧向/偏航的不稳定摆动,这种摆动主要由机轮摆动部分绕其定向轴的扭转模态和起落架整体绕纵向轴的侧向弯曲模态组成,而纵向模态几乎不起作用。所以只考虑机身扭转和水平弯曲影响,在摆振方程中补充了在广义坐标下机身水平弯曲和扭转运动,飞机的振动方程如(5)式所示。

$$\left.\begin{aligned} &\frac{C_{ii}}{f_i}\ddot{q}_i + \frac{C_{ii}}{f_i}q_iP_i^2 = K_SH(H+H_{0f})\psi + K_{ST}H(\theta-\theta_1) - Ix\ddot{\varphi} - I_{xy}\ddot{\theta} && i=1,2 \\ &\frac{HC_{ii}}{f_i}\ddot{q}_i + \frac{HC_{ii}}{f_i}q_tP_i^2 = K_SH^2\psi + K_{ST}H(\theta-\theta_1) - Ix\ddot{\varphi} - I_{xy}\ddot{\theta} && i=3,4 \end{aligned}\right\} \quad (5)$$

式中，C_{ii} 为对应于不同的机身广义质量；f_i 为对应于机身在与起落架连接点的广义响应分量；P_i 为对应于不同的机身广义频率；q_i 为机身模态坐标；i = 1,2 对应于机身扭转振动；i = 3,4 对应于机身弯曲振动。H_{0f} 机身在起落架处之半径。

考虑机身弹性运动后，机轮滚动方程变为(6)式：

$$y = L_t\theta + \lambda + (H + r)\psi + \sum_{i=1}^{2} q_i(H + H_{0f} + r)f_i + \sum_{i=3}^{4} q_i f_i \tag{6}$$

将(6)式带入(1)式并整理得考虑机身弹性的轮胎滚动方程如(7)式所示：

$$\left.\begin{aligned} &L_t\dot{\theta} + \dot{\lambda} + (H + r)\dot{\psi} + v(\theta + \varphi) + \sum_{i=1}^{2} \dot{q}_i(H + H_{0f} + r)f_i + \sum_{i=3}^{4} \dot{q}_i f_i = 0 \\ &\dot{\theta} + \dot{\varphi} - \alpha v\lambda + \beta v\varphi - \gamma v\left(\Psi + \sum_{i=1}^{2} q_i f_i\right) = 0 \end{aligned}\right\} \tag{7}$$

同时在摆振方程中补充在广义坐标下机身弯曲和扭转运动，起落架支柱相对机身对称运动和反对称运动的方程，起落架方程也相应变为(8)式：

$$\left.\begin{aligned} &I_x\ddot{\Psi} + I_{xy}\ddot{\theta} + vn\frac{i}{r}\dot{\theta} + \sum_{i=1}^{2} nm\ddot{q}_i H(H_{0f} + H)f_i + \sum_{i=3}^{4} nm\ddot{q}_i H f_i + (K_s H^2 + nK_\gamma d^2)\Psi - K_\lambda n(H + r)\lambda + K_{ST}(\theta - \theta_1) = 0 \\ &I_{xy}\ddot{\Psi} + \left(I_y + ni\frac{d^2}{r^2}\right)\ddot{\theta} - vn\frac{i}{r}\dot{\Psi} + \sum_{i=1}^{2} nm\ddot{q}_i L_T(H + H_{0f})f_i + \sum_{i=3}^{4} nm\ddot{q}_i L_T f_i + K_T(\theta - \theta_1) - K_\lambda nL_T\lambda - K_\varphi n\varphi + K_{\lambda\varphi}H\psi = 0 \\ &C_t\dot{\theta}_1 - K_T(\theta - \theta_1) - K_{ST}H\psi = 0 \end{aligned}\right\} \tag{8}$$

联立(5)式、(7)式、(8)式就构成了考虑机体弹性振动影响的前起落架摆振分析方程组。

1.2 摆振稳定性分析方法

将虑机体弹性振动影响的摆振分析方程组方程(5)、(7)、(8)改写为矩阵形式，经过数学变换，可变化为一常系数齐次线性微分方程组如下：

$$\overline{\boldsymbol{M}}\ddot{\boldsymbol{q}} + \overline{\boldsymbol{C}}\dot{\boldsymbol{q}} + \overline{\boldsymbol{K}}\boldsymbol{q} = \boldsymbol{0} \tag{9}$$

式中，$\overline{\boldsymbol{M}}$ 为系统的广义质量矩阵；$\overline{\boldsymbol{C}}$ 为系统的等效阻尼矩阵；$\overline{\boldsymbol{K}}$ 为系统的刚度系数矩阵；$\boldsymbol{q}$ 为系统的广义坐标向量；

将(9)式进行变量代换，进行降阶处理，代入状态空间内的方程组见(10)式：

$$\widetilde{\boldsymbol{M}}\dot{\boldsymbol{x}} + \widetilde{\boldsymbol{K}}\boldsymbol{x} = \boldsymbol{0} \tag{10}$$

式中，$\widetilde{\boldsymbol{M}}$ – 系统的惯性质量阵；$\widetilde{\boldsymbol{K}}$ – 阻尼及弹性系数矩阵；$\boldsymbol{x}$ – 为系统状态向量，$\boldsymbol{x} = [X_1, X_2, \cdots, X_N]^{\mathrm{T}}$。

分析中，取：

$$x_i = q_i \quad (i = 1, 2, \cdots, N) \tag{11}$$

$$x_{i0} = q_i \quad (i = 1, 2, \cdots, N) \tag{12}$$

令：$\boldsymbol{D} = -\widetilde{\boldsymbol{M}}^{-1}\widetilde{\boldsymbol{K}}$，则方程(10)可转化为状态方程形式：

$$\dot{\boldsymbol{x}} = \boldsymbol{D}\boldsymbol{x} \tag{13}$$

从而摆振特性分析转变为一常系数齐次线性微分方程组的稳定性分析，诸德培指出当摆振分析系统的系数矩阵 $\boldsymbol{D}$ 的复特征值实部均为负时，则系统为渐近稳定，而当其中有一对共轭特征值实部为零，且其他实部均小于零，则为稳定临界状态，这时 $\lambda_i = \sigma_i + \Omega_i \mathrm{j}$ 就为 $\lambda_i = \Omega_i \mathrm{j}$，$\Omega_i$ 为对应的机轮摆振频率，否则为不稳定。

当起落架一个初始干扰(采用给摆振分析方程组参数赋初值的方法)，求解方程组可计算得到滑跑响应，可直观地判断在现有参数情况下起落架是否是摆振稳定。

2 某型客机前起落架摆振分析

2.1 某型客机前起落架摆振现象

某型客机前起落架为单支柱双轮结构，在低速试滑至 11 m/s 左右速度时前起落架机轮出现往复侧向摆动，并引起机舱驾驶室及仪表的振动。驾驶员反应飞机振动剧烈，并且会造成飞行员的操作动作失真严重影响飞行安全。

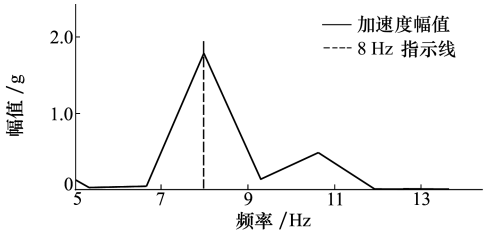


图 2 滑跑实测机轮侧向振动能量集中在 8 Hz

机轮侧向摆振加速度数据经过 FFT 转换见图 2,发现该振动能量主要集中在 8 Hz 左右。而正常人体的共振频率为 7.5 Hz 左右,内脏 4~6 Hz,头部 8~12 Hz,都与该振动频率接近,这也是该振动对飞行员带来严重不适的原因。为找到该滑跑摆振发生的原因,对该型客机前起落架及机体结构进行建模并进行摆振分析。

2.2　前起落架摆振分析

根据该型客机飞机滑跑参数,滑跑速度为 11 m/s 速度时,其前起落架载荷为 29 kN,对应支柱压缩量为 200 mm。将表 1 所示此状态下起落架、轮胎及机身的相关参数带入公式(5)、(7)、(8),分别计算得到弹性机体与刚性机体条件下前起落架摆振分析结果见图 3~4。获得的摆振机轮摆角响应曲线见图 5。

表 1　某型客机摆振分析参数

参数编号	参数符号	数值	单位	参数名称
1	F_y	29 000	N	前起落架载荷
2	v		m/s	滑跑速度(输入值)
3	C_t		N·m·s/rad	减摆器阻尼(计算得到值)
4	H	1.3335	m	起落架高度(对应全伸长 S=0)
5	L_T	0.05	m	稳定矩
6	r	0.315	m	机轮半径
7	d	200	m	安装在同一轴上的机轮间距之半
8	I_x	120.45	kg·m^2	起落架支柱与轮胎相对纵轴的转动惯量
9	I_y	0.027	kg·m^2	起落架支柱相对自身轴线的转动惯量(不含轮胎)
10	I_{xy}	0.978 2	kg·m^2	机轮的耦合惯量
11	I_t	0.562 0	kg·m^2	机轮轮绕自身轴的转动惯量
12	m	24.05	kg	单个机轮质量
13	K_λ	407 581	N/m	轮胎侧向刚度
14	K_ϕ	16 289	N·m/rad	轮胎扭转刚度
15	K_γ	116 222	N/m	轮胎径向刚度
16	K_λ	2 256 396	N/m	起落架支柱弯曲刚度
17	K_ε	346 230	N·m/rad	起落架支柱扭转刚度
18	α	17.915 12	m^{-2}	轮胎侧向滚动系数
19	β	7.093 317	m^{-1}	轮胎扭转滚动系数
20	γ	10.204 08	1/m^{-1}	轮胎侧倾滚动系数
21	N	2		装在同一轴上的轮子个数
22	C_{11}	178.444 2	kg·m^2	不含起落架的机身一阶广义扭转质量
23	C_{33}	243.964 7	kg	不含起落架的机身一阶广义水平弯曲质量
24	f_1	0.191		机身一阶扭转模态向量在起落架交点处的分量
25	f_3	0.03		机身一阶弯曲模态向量在起落架交点处的分量
26	P_{11}	413.390 224	s^{-2}	对应机身一扭弹性振动模态频率(20.3Hz)平方
27	P_{33}	70.946 929	s^{-2}	对应机身水平一弯弹性振动模态频率(8.4Hz)平方
28	H_{of}	0.4	m	起落架交点至机身纵轴距离

从图 3 可以看出,考虑机体弹性条件下,11 m/s 时前起落架摆振频率为 7.9 Hz,这与某型客机前起落架出现的摆振吻合较好,证明该摆振分析模型准确性较高。同时得到在该载荷及支柱压缩、轮胎标准充填情况下,最大临界阻尼值在 46.713~96.989 N·m·s/rad 之间,临界速度范围为 31 m/s,最高摆振频率范围在 5.69~19.66 Hz。

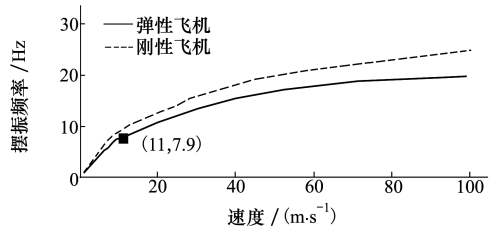


图 3 弹性飞机与刚性飞机摆振频率

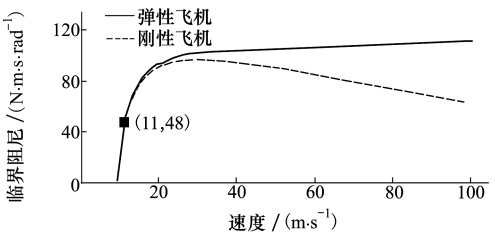


图 4 弹性飞机与刚性飞机摆振稳定区

出现摆振时速度为 11 m/s,还未到达临界滑跑速度 31 m/s,故摆振原因为减摆器失效或者主动控制失效使减摆阻尼小于临界阻尼,导致出现轮胎型摆振其摆振频率为 7.9 Hz。表 1 可以出,该型客机飞机机身水平一弯为 8.4 Hz 左右,所以机体振动的原因是起落架的轮胎型摆振激起机体振动模态而共振。图 5 看出当增大阻尼值到 1.3C_t 后,机轮摆角迅速收敛达到稳定,证明可以通过增大减摆器阻尼避免此问题。

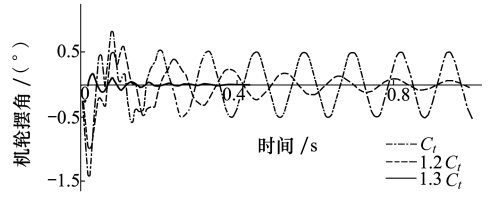


图 5 减摆阻尼值对摆振特性的影响

2.3 机体弹性对摆振特性的影响

从图 3、图 4 可以看出进行起落架摆振分析时,考虑弹性机体比刚性机体的摆振稳定区小,更易于发生摆振。且一旦起落架发生摆振,弹性飞机起落架的摆振频率更低。所以进行现代大型客机起落架摆振分析时应考虑机体动力特性。

图 6 表明当起落架参数在弹性飞机与刚性稳定区内,且远离临界线时,弹性飞机与刚性飞机机轮摆角很快衰减下来,刚性飞机机轮摆角回归零,而弹性飞机机轮摆角长时间有微小的摆动。

图 7 表明起落架参数在弹性飞机非稳定区、刚性飞机在稳定区内时的机轮摆角响应,刚性飞机机轮振幅很快衰减下来,而弹性飞机机轮振幅则是振幅很快增大,再发生等幅摆振。不考虑集体弹性可能带来起落架的摆振。

图 8 表明起落架参数在两者非稳定区的机轮摆角响应,在初始干扰下,随着时间的推移,刚性飞机机轮摆角振幅增加得很快,这与它在稳定区比弹性飞机相比衰减很快是对应的。所以,机体弹性对起落架系统摆振稳定性的影响较大,刚性飞机发生摆振时发散和收敛的速度均快于弹性飞机。

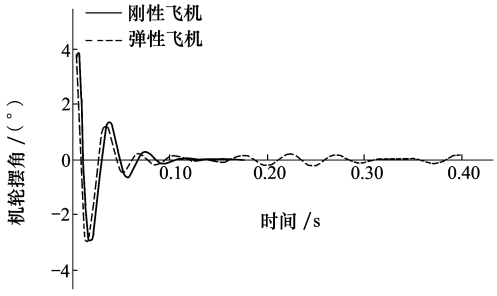


图 6 稳定区下刚性飞机,弹性飞机起落架机轮摆角

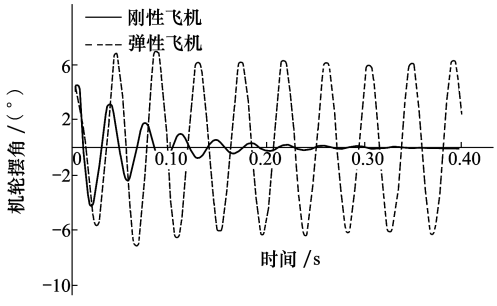


图 7 弹性飞机稳定弹性飞机摆振机轮摆振响应

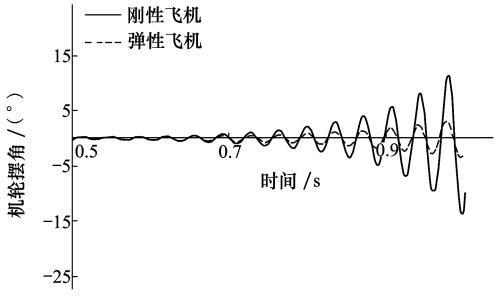


图 8 非稳定区弹性飞机与刚性飞机响应历程

2.4 轮胎刚度对摆振特性的影响

通过改变轮胎扭转刚度,得到不同刚度下计算得到的临界阻尼及摆振频率,见图 9~图 10,临界速度见表 2。摆振临界速度随轮胎扭转刚度的增大而

增大;摆振临界阻尼值随轮胎扭转刚度增大而增大;摆振频率随轮胎扭转刚度的增大而增大频率略有提高,小速度、大扭转刚度时个别状态无法求得摆振频率,可能是机轮开始产生脱离“轮胎型”摆振进入“结构型”摆振。

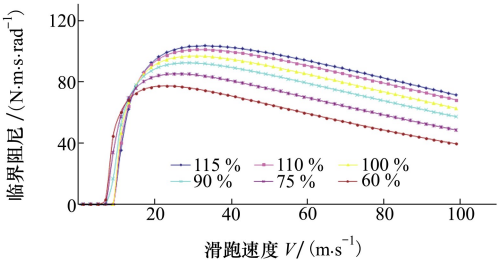


图 9　机轮扭转刚度对摆振临界阻尼的影响

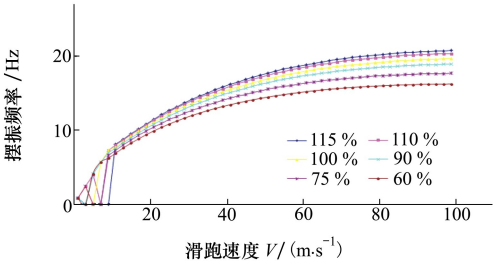


图 10　机轮扭转刚度对摆振频率的影响

表 2　机轮扭转刚度对起落架摆振的影响

序号	轮胎扭转刚度	阻尼范围	频率范围	临界速度
	N · m/rad	N · m · s/rad	Hz	m/s
1	$0.6K_\phi$	44.8~77.469	4.12~16.24	23
2	$0.75K_\phi$	33.831~85.357	6.57~17.67	25
3	$0.9K_\phi$	16.633~92.541	4.06~18.91	29
4	K_ϕ	46.713~96.989	5.69~19.66	31
5	$1.1K_\phi$	35.438~103.69	4.04~20.35	31
6	$1.15K_\phi$	40.106~101.22	8.09~20.74	33

通过改变轮胎侧向刚度,得到不同侧向刚度下计算得到的临界阻尼及摆振频率,见图 11~图 12。摆振临界速度随轮侧向转刚度的增大而增大,速度越大影响越明显;摆振临界阻尼值随轮胎侧向刚度增大而增大。

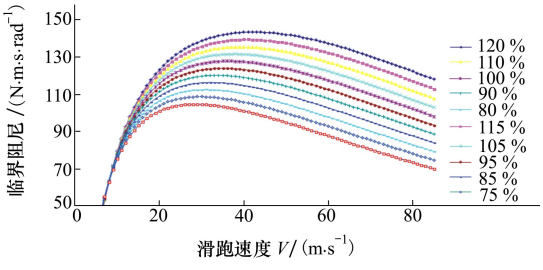


图 11　机轮侧向刚度对摆振临界阻尼的影响

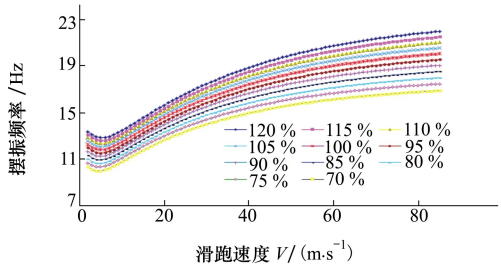


图 12　机轮侧向刚度对摆振频率的影响

3　结　论

本文通过建立的考虑机体动力特性的起落架摆振动力学方程组,对某型客机前起落架进行了摆振分析,分析结果表明:

1）该机起落架最大临界阻尼值在 46.713~96.989 N · m · s/rad 之间,临界速度范围为 31 m/s,最高摆振频率范围在 5.69~19.66 Hz;

2）该机滑跑时出现的摆振失稳问题为减摆器阻尼不够而引起的轮胎型摆振，且该摆振与机体振动模态形成了耦合共振，可以通过增大减摆阻尼避免此问题；

3）起落架摆振临界速度、最大临界阻尼值及摆振频率随着轮胎扭转及侧向刚度的增大而增大；

4）机体弹性对起落架系统摆振稳定性的影响较大，刚性飞机发生摆振时发散和收敛的速度均快于弹性飞机；

5）机体弹性使飞机起落架的摆振频率更低，且摆振稳定区变小，更易发生摆振现象。弹性飞机起落架的摆振频率更低。

因此在研究现代新型大型客机起落架摆振稳定性问题时，不能忽略机体动力特性的影响。

参考文献：

[1] Norman S Currey. Aircraft Landing Gear Design: Principles and Practices[M]. Washington D C, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1988

[2] Moreland W. The Story of Shimmy[J]. Journal of the Aeronautical Science, 1954,21(12):793-808

[3] Von Schlippe B, Diestrich R. Shimmying of a Pneumatic Wheel[R]. Naca Report Tm 1365, 1954:253-261

[4] 诸德培. 摆振原理及防摆措施[M]. 北京:国防工业出版社,1984
Zhu Depei. Shimmy Theory and Anti-Shimmy Messures[M].Beijing, National Defence Industry Press, 1984 (in Chinese)

[5] 周进雄,诸德培. 起落架结构参数对飞机机轮摆振的影响[J]. 应用力学学报, 2001,18(1):121-124
Zhou Jinxiong, Zhudepei. Theinfluence of Landing Gear Structural Parameters on Aircraft Wheel Shimmy[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2001,18(1): 121-125 (in Chinese)

[6] 寇明龙. 支柱式前起落架摆振性能研究[J]. 航空科学技术,2014,(9):19-23
Kou M L. Study on the Shimmy of Nose Landing Gear[J]. Aeronautical Science & Technology,2014,25(9):19-23 (in Chinese)

[7] 刘胜利,刘小川,崔荣耀,等. 机体连接处局部刚度对轻型飞机起落架摆振稳定性的影响研究[J]. 振动工程学报,2017,30(2): 249-254
Liu Shengli, Liu Xiaochuan, Cui Rongyao, et al. The Influence of the Fuselage Joint Local Stiffness on Landing Gear Shimmy Stabilization of the Light Aircraft[J]. Journal of Vibration Engineering, 2017,30(2): 249-254 (in Chinese)

[8] 刘冲冲,刘胜利,崔荣耀. 考虑机体局部刚度影响的前起落架摆振分析[J]. 机械科学与技术,2017,36(5): 811-815
Liu Chongchong, Liu Shengli, Cui Rongyao. Nose Landing Gear Shimmy Analysis Considering Fuselage Local Stifness[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2017,36(5): 811-815 (in Chinese)

[9] 陈大伟, 顾宏斌. 起落架摆振控制及试验研究综述[J]. 飞机设计,2011,31(2):38-41
Chen Dawei, Gu Hongbin. Review of Landing Gear Shimmy Control and Tests[J]. Aircraft Design, 2011,31(2): 38-41 (in Chinese)

[10] Haroon A Baluch, Plisandrin. Effects of Flexibility on Aircraft Dynamic Loads and Structural Optimization[R]. AIAA-2007-768

[11] Howcroft C, Krauskopf B, Lowenberg M H, et al. Influence of Variable Side-Stay Geometry on the Shimmy Dynamics of an Aircraft Dual-Wheel Main Landing Gear[J]. Siam Journal on Applied Dynamical Systems, 2013, 12(3): 1181-1209

[12] 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 Astronauticasinica, 2011, 32(11): 2227-2235 (in Chinese)

Simulation of Nose Landing Gear Shimmy with Flexible Airframe Considered

Chen Yi[1,2], Cui Rongyao[1,2], Ju Rongbo[1,2], Dou Qingbo[1,2]

(1.AVIC Aircraft Strength Research Institute, Xi'an 710065, China;
2.Key Laboratory of Aviation Science and Technology on Structural Impact Dynamics, Xi'an 710065, China)

Abstract: Shimmy stability of the nose landing gear of an aircraft is studied in this paper. Firstly, Shimmy model was built considering the dynamic characteristics of the airframe. Then the critical damping, critical velocity and frequency range of the shimmy are obtained by introducing relevant parameters into the shimmy model. The research shows that the problem of shimmy is a tire type shimmy caused by insufficient damping of dampers and brings coupled resonance with the vibration mode of the airframe, which can be avoided by increasing the damping of the shimmy. At the same time, the influence of airframe dynamics and tire stiffness on the shimmy characteristics of the landing gear is also studied. With the increase of tire torsion and lateral stiffness, the critical velocity, maximum critical damping value and shimmy frequency of the landing gear increase. However, the elasticity of the airframe makes the frequency of the aircraft landing gear lower and the stable region of the shimmy smaller, so that the phenomenon of shimmy is more likely to occur. Therefore, the influence of airframe dynamic characteristics can not be ignored when studying the shimmy stability of the landing gear of a modern large passenger aircraft.

Keywords: landing gear; shimmy; dynamics; turning model; numerical simulation; stability; damping