

文章编号:1674-8190(2013)03-312-07

# 基于 Matlab/Simulink 的前起落架 摆振动力学模型分析

于秀伟,常正,金秀芬

(中国商用飞机有限责任公司 上海飞机设计研究院,上海 201210)

**摘要:**为了更好地进行起落架摆振动力学特性研究,有必要开展起落架摆振动力学仿真分析。利用 Matlab/Simulink 建立某型飞机前起落架摆振问题的动力学模型,进行动力学仿真,给出不同速度和防摆阻尼系数下的扭转角、扭转角速度、侧滑角和侧向位移的时间历程曲线,并将五组不同算例的仿真结果与相关文献的结论进行对比,验证了本文仿真模型的正确性。

**关键词:** 摆振;前起落架;simulink 建模

**中图分类号:** V215.2<sup>+</sup>3

**文献标识码:** A

## Analysis of Aircraft Nose Landing Gear Shimmy Dynamic Model Based on Matlab/Simulink

Yu Xiuwei, Chang Zheng, Jin Xiufen

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Commercial Aircraft  
Corporation of China, Ltd., Shanghai 201210, China)

**Abstract:** In order to conduct nose landing gear shimmy simulation dynamics research, it is required to start landing gear shimmy dynamic simulation analysis. By using Matlab/Simulink the shimmy dynamics model of one aircraft nose landing gear is built and the dynamics simulation is conducted. The time history curves of yaw angle, yaw rate, torsional angle and lateral displacement are given. The results between five different examples and the conclusion of related literature are compared. The correctness of our simulation model is verified.

**Key words:** shimmy; nose landing gear; simulink modeling

## 0 引言

起落架摆振,是飞机在起飞、着陆和滑跑过程中,由弹性轮胎和地面之间的动响应载荷引起的一种自激振动<sup>[1]</sup>,它可以磨损起落架部件,甚至引发事故。最早的关于摆振的研究可以追溯到20世纪30年代<sup>[2]</sup>。此后,国内外很多学者对起落架摆振进行了大量研究。B Von Schlippe等<sup>[3]</sup>建立了至今仍然被广泛应用的轮胎运动学模型——线弹性模型,并将此模型应用到摆振分析中。G. Somies-

ki<sup>[4]</sup>基于起落架的非线性力学模型,依据线弹性理论的轮胎弹性效应,应用一些常见的线性和非线性数学方法对一个简单的前起落架模型进行摆振分析。Bourcier de Carbon<sup>[5]</sup>按照对轮胎变形假设的不同,将轮胎模型区分为点接触理论和张线理论。P. Thota等<sup>[6]</sup>对前起落架摆振中扭转和侧向弯曲的耦合效应进行了分析,并将前起落架支柱倾角的几何效应加入到摆振模型中。Chris Hetreed<sup>[7]</sup>利用多体动力学软件MSC. ADAMS/AIRCRAFT模块对飞机前轮摆振进行了仿真研究。诸德培等<sup>[8-11]</sup>研究了起落架各种参数对摆振稳定性边界的影响。冯彪、常正、冯飞等<sup>[12-14]</sup>在起落架摆振动力学建模分析中,采用了柔性起落架模型,研究了

收稿日期:2013-05-11; 修回日期:2013-06-20

通信作者:于秀伟, yuxiuwei@comac. cc

机身刚体运动与弹性对摆振的影响。

利用 Matlab/Simulink 建立动力学模型具有很多优点,如节省时间、易于实现等,很容易通过对现有模型地更改,得到更加完善的摆振动力学模型。本文利用 Matlab/Simulink 建立起落架摆振动力学分析模型,描述建立起落架摆振动力学仿真模型的方法并进行仿真分析;通过算例,验证仿真模型的合理性。

### 1 摆振动力学模型

采用文献[4]中的起落架动力学模型,如图 1 所示。坐标系定义为: $x$  轴与航向方向相反, $z$  轴垂直地面,指向上为正, $y$  轴根据右手坐标系确定。

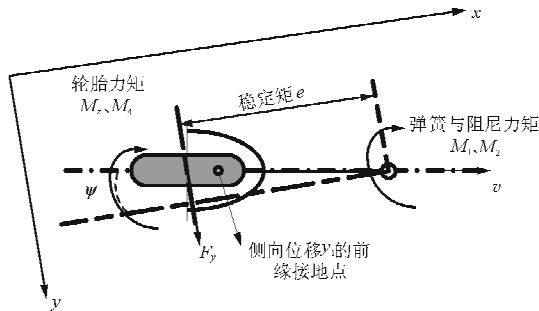


图 1 前起落架摆振动力学模型的俯视图  
Fig. 1 Top view of nose landing gear shimmy dynamics model

建模时,飞机机体简化为一个外部质量,以垂直载荷的形式作用在起落架上。根据 B Von Schlippe 等<sup>[3]</sup>提出的线弹性模型,机轮摆动角和轮胎与地面接触点前缘的侧向变形的运动学关系为

$$\dot{y}_1 + \frac{v}{\sigma} y_1 = v\psi + (e - a)\dot{\psi} \quad (1)$$

式中: $y_1$  为轮胎接触点的侧向位移; $v$  为机轮向前速度; $\psi$  为起落架支柱的扭转角; $e$  为机轮的稳定矩; $a$  为轮胎与地面接触长度的一半; $\sigma$  为轮胎偏移量的张弛长度(范围)。

模型中考虑了支柱刚度、阻尼引起的力矩和轮胎胎面宽度引起的阻尼力。根据牛顿第二定律,有如下关系

$$I_z \ddot{\psi} = M_1(\psi) + M_2(\dot{\psi}) + M_3(\alpha) + M_4(\dot{\psi}/v) \quad (2)$$

$$M_1 = c\psi \quad (3)$$

$$M_2 = k\dot{\psi} \quad (4)$$

$$M_3 = M_z - eF_y \quad (5)$$

$$M_z = \begin{cases} c_{Mz} \frac{\alpha_g}{180} \sin\left(\frac{180}{\alpha_g}\alpha\right) F_z & |\alpha| \leq \alpha_g \\ 0 & |\alpha| \geq \alpha_g \end{cases} \quad (6)$$

$$F_y = \begin{cases} c_{F\alpha} \alpha F_z & \alpha \leq \delta \\ c_{F\alpha} \delta F_z \text{sign}(\alpha) & \alpha \geq \delta \end{cases} \quad (7)$$

$$M_4 = \frac{\kappa}{v} \dot{\psi} \quad (8)$$

式中: $I_z$  为  $z$  轴的惯性矩;在扭转动力学方程中, $M_1(\psi)$  为由支柱的扭转刚度引起的力矩; $M_2(\dot{\psi})$  为由支柱的扭转阻尼引起的力矩; $M_3$  由轮胎中心的回正力矩  $M_z$  和以稳定矩为力臂的侧向力  $F_y$  组合而成; $M_4$  为阻尼力矩,取决于速度、轮胎胎面宽度及扭转角速度; $c$  为支柱的扭转刚度; $k$  为支柱的扭转阻尼系数; $c_{Mz}$  为轮胎回正力矩系数; $c_{F\alpha}$  为轮胎侧向力系数; $\delta$  为轮胎侧向力引起的极限侧滑角; $\alpha_g$  为回正力矩引起的极限侧滑角; $F_z$  为垂直载荷; $\kappa$  为轮胎胎面宽度力矩常数。

侧滑角  $\alpha$  和侧向位移的关系如下:

$$\alpha \approx \arctan \frac{y_1}{\sigma} \quad (9)$$

式(1)~式(9)组成了前起落架的摆振动力学模型<sup>[3]</sup>。

### 2 利用 Matlab/Simulink 建立摆振动力学模型

利用 Matlab/Simulink 对上述前起落架摆振动力学模型建模,模型包括:轮胎回正力矩模型(如图 2 所示)、侧向力模型(如图 3 所示)、轮胎  $z$  向总力矩( $M_z$ )模型(如图 4 所示)和起落架摆振动力学模型(如图 5 所示)。

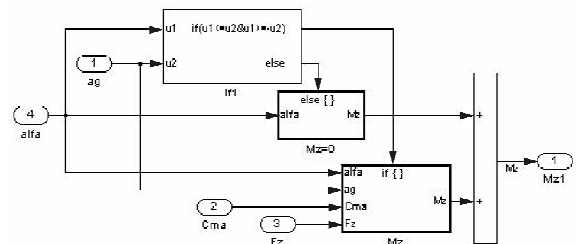


图 2 轮胎回正力矩的 Simulink 模型  
Fig. 2 Simulink model of tire aligning moment

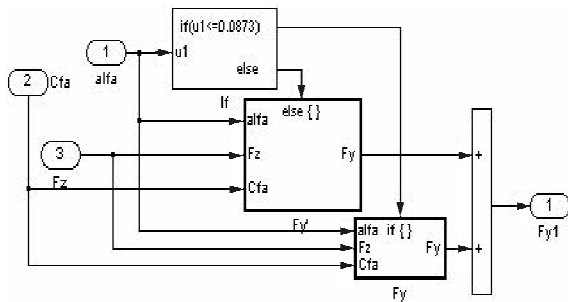


图 3 轮胎侧向力的 Simulink 模型

Fig. 3 Simulink model of tire side force

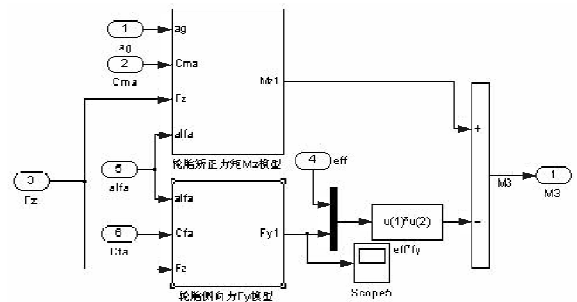


图 4 轮胎 z 向总力矩的 Simulink 模型

Fig. 4 Simulink model of total tire moment about z-axis

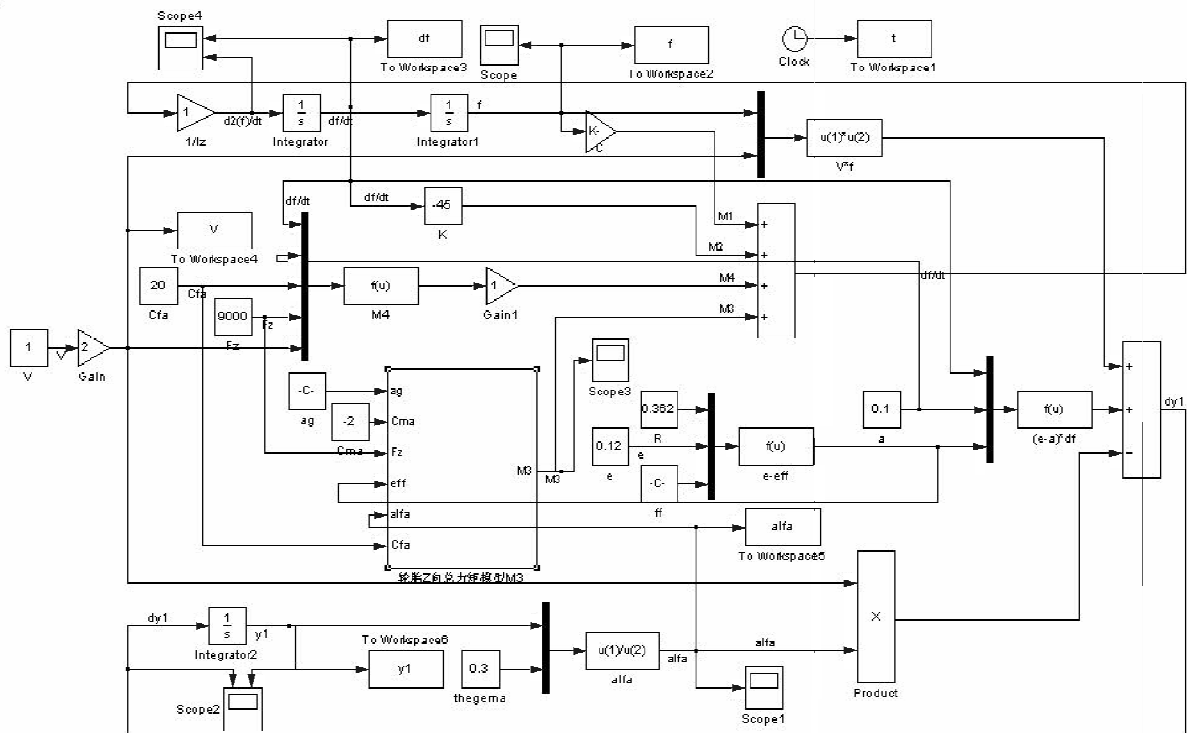
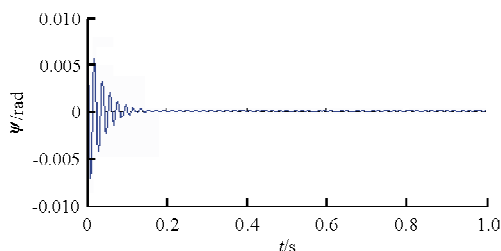


图 5 前起落架摆振动力学的 Simulink 模型

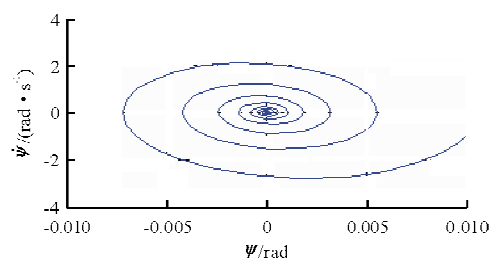
Fig. 5 Simulink model of nose landing gear shimmy dynamics

### 2.1 算例 1

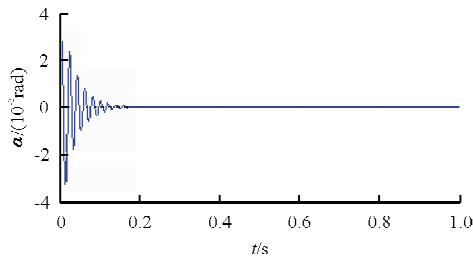
取  $v=50 \text{ m/s}$ ,  $k=-100 \text{ Nm} \cdot \text{s} \cdot \text{rad}^{-1}$  对模型进行仿真, 仿真结果如图 6 所示。



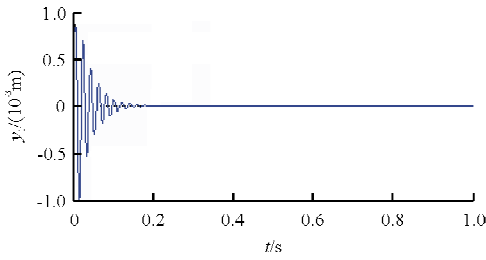
(a) 扭转角  $\psi$  的时间历程曲线



(b) 扭转角  $\psi$  和扭转角速度  $\dot{\psi}$  随时间的变化关系



(c) 侧滑角  $\alpha$  的时间历程曲线



(d) 轮胎侧向位移  $y_1$  的时间历程曲线

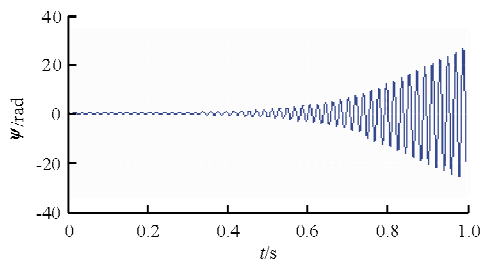
图 6 算例 1 的仿真结果

Fig. 6 Simulation results of example 1

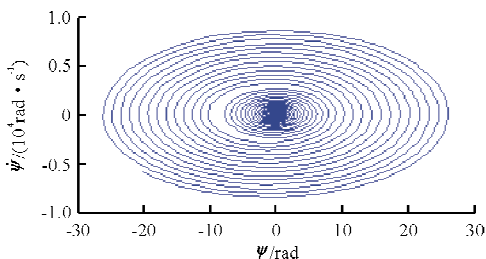
从图 6(a)、图 6(c)和图 6(d)可以看出,随着时间的增加,扭转角  $\psi$ 、侧滑角  $\alpha$  和轮胎侧向位移  $y_1$  的振幅逐渐减小,最后趋于零;从图 6(b)可以看出,随着  $\dot{\psi}$  的变化,扭转角  $\psi$  从  $0.01 \text{ rad}(t=0)$  处在做向内的螺旋运动,最后到达零点,表明该情况起落架的扭转阻尼足够大,未发生摆振现象。

### 2.2 算例 2

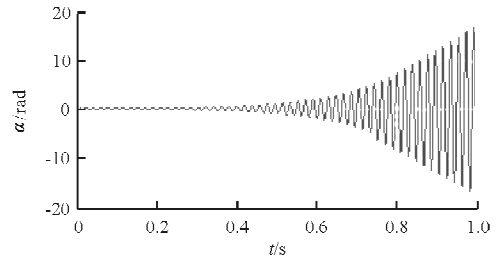
取  $v=80 \text{ m/s}, k=-10 \text{ Nm} \cdot \text{s} \cdot \text{rad}^{-1}$  对模型进行仿真,仿真结果如图 7 所示。



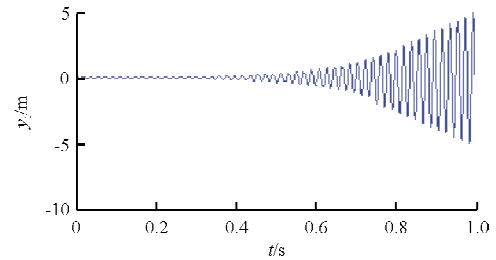
(a) 扭转角  $\psi$  的时间历程曲线



(b) 扭转角  $\psi$  和扭转角速度  $\dot{\psi}$  随时间的变化关系



(c) 侧滑角  $\alpha$  的时间历程曲线



(d) 轮胎侧向位移  $y_1$  的时间历程曲线

图 7 算例 2 的仿真结果

Fig. 7 Simulation results of example 2

从图 7 可以看出,随着时间增加,扭转角  $\psi$ 、侧滑角  $\alpha$  和轮胎侧向位移  $y_1$  的振幅逐渐增大,起落架发生了摆振现象。

### 2.3 算例 3

取  $v=30 \text{ m/s}, k=-10 \text{ Nm} \cdot \text{s} \cdot \text{rad}^{-1}$ , 扭转角初值  $\psi=1 \text{ rad}$  对模型进行仿真,仿真结果如图 8 所示。

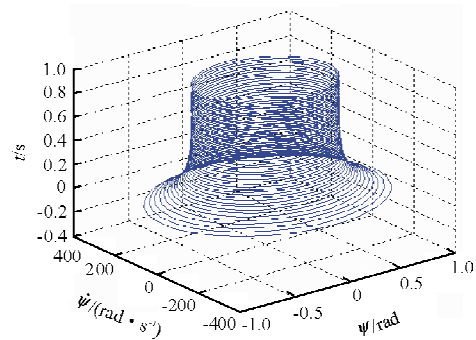


图 8 算例 3 的仿真结果

Fig. 8 Simulation results of example 3

从图 8 可以看出,起落架扭转角从初值  $1 \text{ rad}$  处向内做减幅振动,达到稳定幅值之后保持幅值等幅振动,发生了稳定的摆振。

### 2.4 算例 4

取  $v=30 \text{ m/s}, k=-10 \text{ Nm} \cdot \text{s} \cdot \text{rad}^{-1}$ , 扭转

角初值  $\psi=0.01$  rad 对模型进行仿真,仿真结果如图 9 所示。

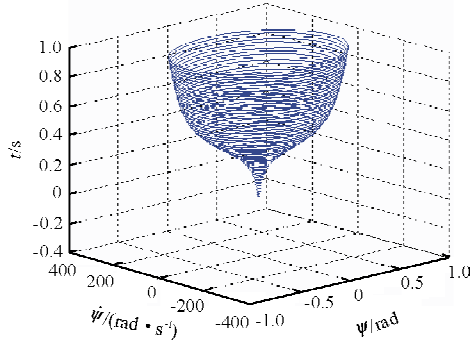


图 9 算例 4 的仿真结果

Fig. 9 Simulation results of example 4

从图 9 可以看出,扭转角从初值 1 rad 处向外增幅振动,达到稳定幅值之后保持幅值等幅振动。扭转角  $\psi$ 、侧滑角  $\alpha$  和轮胎侧向位移  $y_1$  随着时间的增加,振幅逐渐增大(如图 13 所示),起落架也发生了稳定的摆振。

2.5 算例 5

取  $v=0\sim 40$  m/s,  $k=-10$  Nm·s·rad<sup>-1</sup>, 扭转角初值  $\psi=0.01$  rad 时,侧滑角随速度变化的时间历程曲线如图 10 所示。

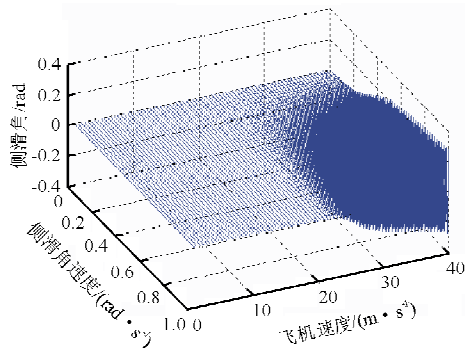


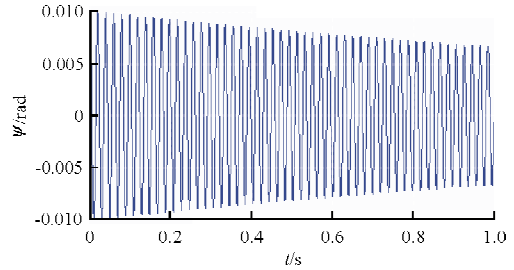
图 10 阻尼系数为  $-10$  Nm·s·rad<sup>-1</sup>,速度取  $0\sim 40$  m/s, 扭转角初值为  $0.01$  rad 时,侧滑角的时间历程曲线

Fig. 10 Time history of yaw angle(damping coefficient  $-10$  Nm·s·rad<sup>-1</sup>, velocity  $0\sim 40$  m/s, initial value of torsional angle 1rad)

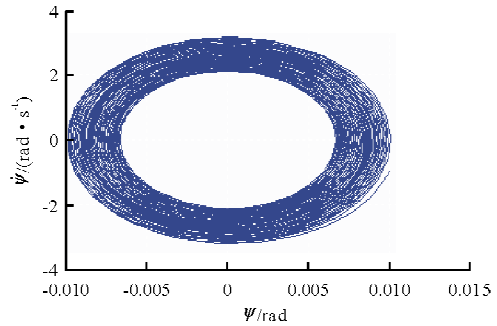
从图 10 可以看出:在  $k=-10$  Nm·s·rad<sup>-1</sup> 时,  $v=20$  m/s 是摆振发生与否的临界速度,当  $v < 20$  m/s 时,摆振振幅未发散,不发生摆振现象;当  $v > 20$  m/s 时,摆振的振幅发散,发生摆阵现象。

为验证上述结论的正确性,又进行了如图 11、图 12 和图 13 所示的仿真。从仿真结果来看,  $v=$

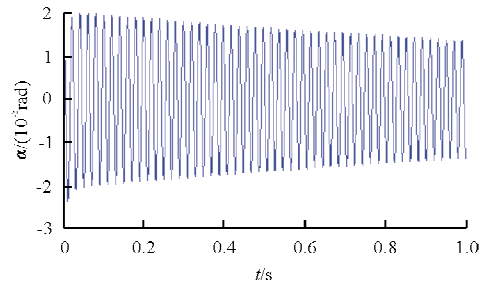
$20$  m/s 时,特征参数接近为等幅震荡;  $v=10$  m/s ( $< 20$  m/s) 时,不发生摆振;  $v=30$  m/s ( $> 20$  m/s) 时,发生摆振。



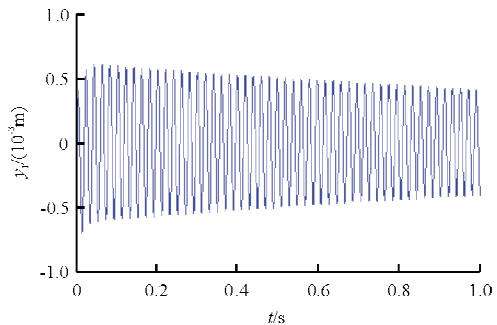
(a) 扭转角  $\psi$  的时间历程曲线



(b) 扭转角  $\psi$  和扭转角速度  $\dot{\psi}$  随时间的变化关系



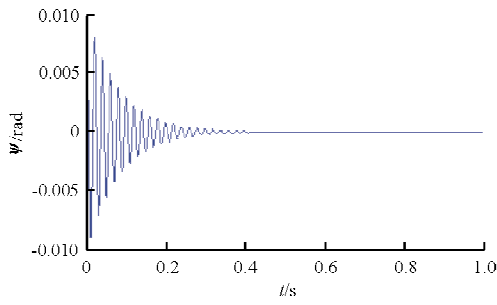
(c) 侧滑角  $\alpha$  的时间历程曲线



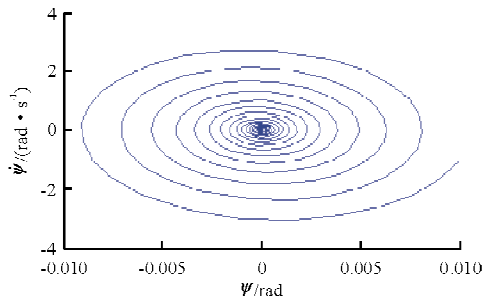
(d) 侧向位移  $y_1$  的时间历程曲线

图 11 阻尼系数为  $-10$  Nm·s·rad<sup>-1</sup>,速度为  $20$  m/s 时,侧向位移  $y_1$ 、扭转角  $\psi$ 、扭转角速度  $\dot{\psi}$  和侧滑角  $\alpha$  的时间历程曲线

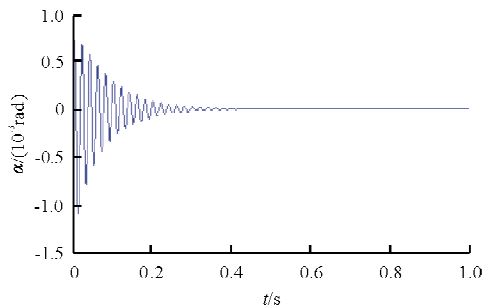
Fig. 11 Time history of lateral displacement, yaw angle, yaw rate and torsional angle(damping coefficient  $-10$  Nm·s·rad<sup>-1</sup>, velocity  $20$  m/s)



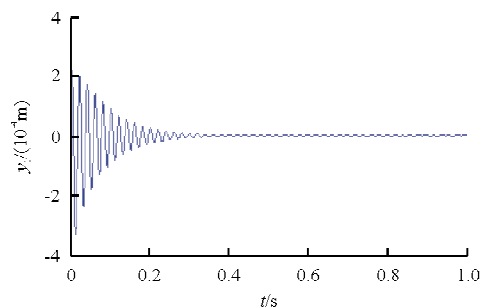
(a) 扭转角  $\psi$  的时间历程曲线



(b) 扭转角  $\psi$  和扭转角速度  $\dot{\psi}$  随时间的变化关系



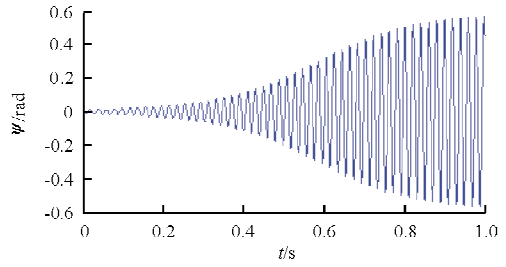
(c) 侧滑角  $\alpha$  的时间历程曲线



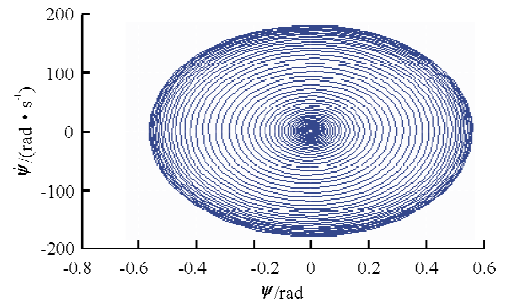
(d) 轮胎侧向位移  $y_1$  的时间历程曲线

图 12 阻尼系数为  $-10 \text{ Nm} \cdot \text{s} \cdot \text{rad}^{-1}$ , 速度为  $10 \text{ m/s}$  时, 侧向位移  $y_1$ 、扭转角  $\psi$ 、扭转角速度  $\dot{\psi}$  和侧滑角  $\alpha$  的时间历程曲线

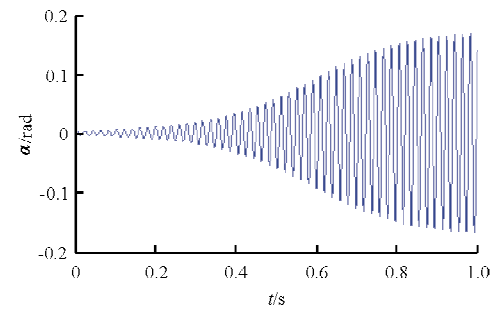
Fig. 12 Time history of lateral displacement, yaw angle, yaw rate and torsional angle(damping coefficient  $-10 \text{ Nm} \cdot \text{s} \cdot \text{rad}^{-1}$ , velocity  $10 \text{ m/s}$ )



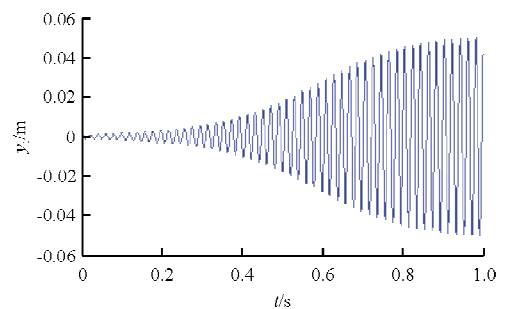
(a) 扭转角  $\psi$  的时间历程曲线



(b) 扭转角  $\psi$  和扭转角速度  $\dot{\psi}$  随时间的变化关系



(c) 侧滑角  $\alpha$  的时间历程曲线



(d) 轮胎侧向位移  $y_1$  的时间历程曲线

图 13 阻尼系数为  $-10 \text{ Nm} \cdot \text{s} \cdot \text{rad}^{-1}$ , 速度为  $30 \text{ m/s}$  时, 侧向位移  $y_1$ 、扭转角  $\psi$ 、扭转角速度  $\dot{\psi}$  和侧滑角  $\alpha$  的时间历程曲线

Fig. 13 Time history of lateral displacement, yaw angle, yaw rate and torsional angle(damping coefficient  $-10 \text{ Nm} \cdot \text{s} \cdot \text{rad}^{-1}$ , velocity  $30 \text{ m/s}$ )

### 2.6 临界摆振阻尼分析

为了防止飞机在实际运行中前起落架发生摆

振,需要根据不同滑跑速度下的临界阻尼曲线对起落架进行防摆设计。摆振临界阻尼可由下式求得<sup>[4]</sup>

$$b_1(v, \mathbf{p})k^2 + b_2(v, \mathbf{p})k + b_3(v, \mathbf{p}) = 0 \quad (10)$$

式中:二次方程的系数是飞机速度和轮胎垂直载荷等参数的函数; $\mathbf{p} = \{e, \sigma, F_z\}$ 。本文所用模型的临界摆振阻尼曲线如图14所示。

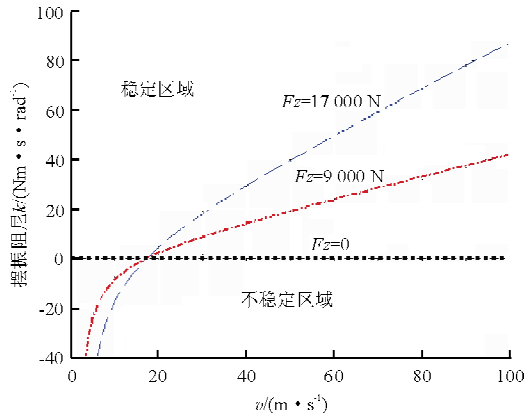


图14 不同垂向载荷下的临界摆振阻尼曲线

Fig. 14 Critical shimmy damping curve with different vertical loads( $F_z$ )

从图14可以看出:在给定的摆振阻尼下,摆振发生与否取决于飞机的速度;存在一个小速度区间(本文中 $v < 17$  m/s),飞机总不发生摆振。

### 3 结论

本文利用 Matlab/Simulink 建立了前起落架摆振动力学仿真模型,并给出仿真算例,模型仿真结果与参考文献<sup>[4]</sup>的分析结果一致,证明利用 Matlab/Simulink 建立的前起落架摆振动力学仿真模型是合理的;该仿真模型可以用于起落架摆振动力学特性分析;给出了模型的临界摆振阻尼曲线,为飞机的防摆设计提供了一定参考。

#### 参考文献

- [1] Pritchard J. Overview of landing gear dynamics[J]. Journal of Aircraft, 2001, 38(1): 130-137.
- [2] 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.
- [3] B Von Schlippe, R Dietrich. Shimmying of a pneumatic wheel[J]. NASA TM 1365, 1941: 2-3.
- [4] Somieski G. Shimmy analysis of a simple aircraft nose landing gear model using different mathematical methods[J]. Aerospace Science and Technology, 1997, 1(8): 545-555.
- [5] Bourcier de Carbon. Analytical study of shimmy of airplane

wheels[J]. NACA TM-1337, 1952: 5-8.

- [6] Thota P, Krauskopf B, Lowenberg M. Interaction of torsion and lateral bending in aircraft nose landing gear shimmy[J]. Nonlinear Dynamics, 2009, 57: 455-467.
- [7] Chris Hietreed. Preliminary nose landing gear shimmy analysis using MSC. ADAMS Aircraft[C]. MSC. ADAMS North American User Conference, 2002: 1-2.
- [8] 诸德培. 飞机主起落架机轮摆振分析[J]. 航空学报, 1992, 13(9): 507-509.  
Zhu Depei. Wheel shimmy analysis for main landing gear of aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1992, 13(9): 507-509. (in Chinese)
- [9] 诸德培. 飞机前轮摆振及减摆器的若干问题[J]. 航空学报, 1987, 8(12): 557-562.  
Zhu Depei. Some aspects of nose-wheel shimmy and shimmy damper of the aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1987, 8(12): 557-562. (in Chinese)
- [10] 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): 121-125.  
Zhou Jinxiong, Zhu Depei. The influence of landing gear structural parameters on aircraft wheel shimmy[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2001, 18(1): 121-125. (in Chinese)
- [11] 诸德培, 等. 摆振理论与防摆措施[M]. 北京: 国防工业出版社, 1984.  
Zhu Depei, et al. Shimmy theory and anti-swing measures [M]. Beijing: National Defence Industry Press, 1984. (in Chinese)
- [12] 冯彪, 魏小辉, 聂宏. 基于 Simulink 的飞机前起落架摆振仿真分析[J]. 江苏航空, 2011, S1: 7-10.  
Feng Biao, Wei Xiaohui, Nie Hong. The simulation of aircraft nose landing gear shimmy based simulink[J]. Jiangsu Aviation, 2011, S1: 7-10. (in Chinese)
- [13] 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.  
Chang Zheng, Nie Hong, Feng Fei, et al. Shimmy simulation analysis of aircraft flexible nose landing gear[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2011, 2(4): 432-436. (in Chinese)
- [14] 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)

#### 作者简介:

于秀伟(1983—),男,工程师,硕士研究生。主要研究方向:地面载荷、起落架强度。

常正(1969—),男,研究员。主要研究方向:起落架摆振、起落架强度。

金秀芬(1979—),女,工程师。主要研究方向:地面载荷、起落架强度。

(编辑:马文静)