

文章编号: 1000-6893(2001) 04-0362-04

飞机机轮摆振的数字仿真

顾宏斌¹, 丁运亮², 姚志³, 章建华³, 熊梅³, 龚良国³

(1. 南京航空航天大学 民航学院, 江苏 南京 210016)

(2. 南京航空航天大学 飞行器系, 江苏 南京 210016)

(3. 洪都航空工业集团 飞机设计所, 江西 南昌 330024)

SIMULATION OF AIRCRAFT WHEEL SHIMMY

GU Hong-bin¹, DING Yun-liang², YAO Zhi³, ZHANG Jian-hua³, XIONG Mei³, GONG Liang-guo³

(1. Civil Aviation College, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

(2. Dept. of Aircraft Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

(3. Aircraft Design & Research Department, Hongdu Aviation Industry Group, Nanchang 330024, China)

摘要: 采用液压减摆器的流体力学模型代替摆振分析中常用的线性或二次阻尼系数, 模型中考虑了油液压缩性的影响, 采用变化的油液体积弹性模量。采用仿真方法研究飞机机轮的摆振问题。应用快速富氏变换从时域响应获取摆振频率信息。仿真结果与 0 批 K8 飞机的滑行实测结果进行了考核对比, 仿真所得摆振幅度、频率和含气率等因素对摆振的影响均与实测吻合。

关键词: 机轮摆振; 起落架; 起落架减摆器; 数字仿真; 液压阻尼器

中图分类号: V215.2+3; V226 文献标识码: A

Abstract: A hydraulic model of landing gear shimmy dampers is introduced into the shimmy equations replacing the linear or quadratic damping coefficients. The fluid compressibility caused by contained free air is taken into consideration in the differential equation of the dampers, in which variable bulk moduli are adopted. Then the shimmy equations are employed to simulate the aircraft nose landing gear shimmy. The shimmy frequencies are obtained through the FFT. The simulation results, such as the amplitudes and the frequencies of shimmy, the effects of the fluid compressibility, *etc.* agree well with those measured in the taxi test of the prototype of K8 aircraft.

Key words: wheel shimmy; landing gears; landing gear shimmy dampers; digital simulation; hydraulic dampers

飞机的机轮摆振(主要是前轮摆振)是飞机设计中面临的一个重要问题, 历来得到国内外学者的重视^[1-5]。目前对摆振的稳定性研究比较多, 这是基于线性系统理论的。即使是非线性模型, 一般也只把减摆器等简化为固定系数的线性或二次阻尼元件^[1-7], 充分考虑非线性因素的时域仿真研究还不够。与飞机前轮摆振相近的是汽车转向轮的摆振^[8], 不过通常汽车上没有专门的减摆器。仿真方法便于同实际试验结果比较, 适用于任何非线性问题。另一方面, 经稳定性分析取得的参数也希望用仿真方法加以验证。因此, 对飞机机轮的摆振现象进行仿真研究仍具有理论与实际意义。

1 摆振方程组

(1) 支柱方程 参照文献[2], 分别考虑外筒和机轮绕支柱轴线的转动和支柱整体的倾侧转

动, 可以得到支柱运动的微分方程

$$I_z^H \frac{d^2\theta_L}{dt^2} + I_{xz}^H \frac{d^2\Psi}{dt^2} = M_z + M_\theta + \frac{1V}{R_w} \frac{d\Psi}{dt} \quad (1)$$

$$I_z^G \frac{d^2\theta_G}{dt^2} + I_{xz}^G \frac{d^2\Psi}{dt^2} = M_R - K_z\theta_G \quad (2)$$

$$I_x \frac{d^2\Psi}{dt^2} + I_{xz} \frac{d^2\theta_L}{dt^2} = M_x - K_x\Psi - \frac{1V}{R_w} \frac{d\theta_L}{dt} \quad (3)$$

式中: θ_L 和 θ_G 分别为前轮回转体和外筒绕回转轴的摆动角; Ψ 为支柱整体的倾侧角度; V 为飞机滑跑速度; R_w 为机轮滚动半径; I_z^H 和 I_z^G 分别为前轮回转体和支柱外筒绕回转轴的转动惯量; I_{xz}^H 和 I_{xz}^G 分别为前轮回转体和支柱外筒对 XZ 平面的惯性积; M_x 和 M_z 分别为地面反力对倾侧轴和回转轴的力矩; M_θ 和 M_R 分别为减摆器对前轮回转体和外筒的力矩(绕回转轴); K_x 和 K_z 分别为机身对倾侧轴和回转轴的支持刚度。未作说明的符号与文献[2]相同。

本文模型的不同之处在于 M_θ 和 M_R 的计算。

(2) 减摆器对前轮回转体的反力矩 M_θ 减摆器对前轮回转体的反力矩可由前轮回转体支柱的扭转变形确定

$$M_\theta = -K_\theta(\theta_t - \theta_r) \quad (4)$$

其中: K_θ 为机轮至操纵环之间的扭转刚度, 它是支柱伸缩行程的函数; θ_r 为操纵环绕回转轴的转角。

(3) 减摆器的运动方程 减摆器的运动微分方程可以根据 M_θ 、液压缸左腔压力 P_5 和右腔压力 P_6 , 以及液压缸的运动速度和位移列出方程组求解, 其一般形式为

$$d^2L/dt^2 = f_1(M_\theta, P_5, P_6, dL/dt, L) \quad (5)$$

其中: L 为液压缸外筒沿活塞轴线的位移(L 和 θ_r 之间一般存在确定的几何关系); P_5 和 P_6 的求解采用考虑油液压缩性时液压缸的压力微分方程⁹⁾。

(4) 减摆器对外筒的反力矩 减摆器对外筒的力矩可以根据静力平衡条件求解。可以表示成

$$M_R = f_2(P_5, P_6, dL/dt, L) \quad (6)$$

2 频率信号的获取

通常仿真的结果是系统的时域响应, 很容易与实际试验的时间历程对比。但是, 摆振问题中频率数据也是很重要的信息。因此, 有必要依据仿真结果获取频率信息。

最简单的频率获取方法是直接对时域响应曲线的峰谷计数。但这种做法只适用于波形比较明显的情况, 且精度受到一定限制。尤其是这种做法需要人工参与, 不利于对一系列数据进行批处理仿真。为此, 本文采用快速富氏变换对仿真结果进行频谱分析。

3 算例

(1) 系统简介 K8 飞机是洪都航空集团公司研制的喷气教练机。在研制过程中, 0 批飞机曾出现过前轮摆振, 因此进行了大量测试和分析工作。为此, 本文选择 K8 飞机为考核算例。K8 飞机 0 批前起落架为支柱式, 支柱轴线垂直(前倾角为零)。所用减摆器为 YZL16^[9,10]。其装机状态及几何关系如图 1 所示。

(2) 数学模型 因篇幅所限, 以下模型只列出 $dL/dt \neq 0$ 的情况, 并略去了有关几何关系的求解。

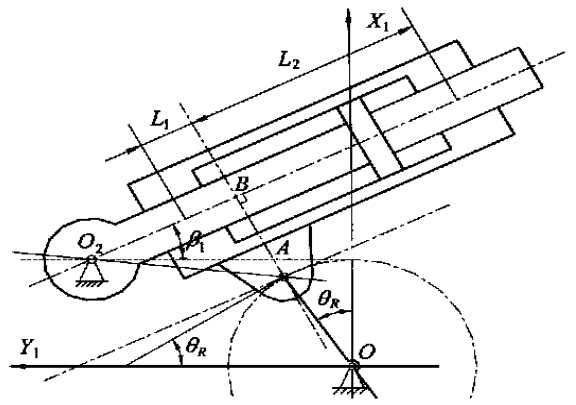


图 1 YZL16 几何关系图

Fig. 1. The geometry of YZL16

$$P \cos(\theta_r + \alpha) R = M_\theta \quad (7)$$

$$F_d = \frac{P B O_2}{(B O_2)^2 + L_0^2} \quad (8)$$

$$N_2 = \frac{F_d L_0}{(L_1 + L_2)} \cdot$$

$$\left[\frac{1}{B O_2} \left(L_1 - \frac{d}{2} \zeta \text{sign} \left(\frac{dL}{dt} \right) \right) - 1 \right] \quad (9)$$

$$N_1 = \frac{F_d L_0}{(L_1 + L_2)} \cdot$$

$$\left[\frac{1}{B O_2} \left(L_2 + \frac{d}{2} \zeta \text{sign} \left(\frac{dL}{dt} \right) \right) + 1 \right] \quad (10)$$

$$F_{m1} = - \left| N_1 \zeta \text{sign} \left(\frac{dL}{dt} \right) \right| \quad (11)$$

$$F_{m2} = - \left| N_2 \zeta \text{sign} \left(\frac{dL}{dt} \right) \right|$$

$$m_t \frac{d^2L}{dt^2} = -A_t(P_5 - P_6) + F_d + F_{m1} + F_{m2} \quad (12)$$

式中: R 为操纵摇臂半径; N_1 和 N_2 分别为活塞杆对壳体左端和右端的正压力; F_d 为作用于壳体上 A 点的力(平行于活塞杆轴线); F_{m1} 和 F_{m2} 分别为壳体在左端和右端受到的摩擦阻力; m_t 为壳体的质量; ζ 为摩擦系数; L_0 为 AB 线段的长度; d 为活塞杆直径; A_d 为活塞有效作用面积; α 为线段 AO_2 与 Y_1 轴的夹角(O_2 固定于外筒)。

② 减摆器对外筒的反力矩

$$\begin{bmatrix} F_d \\ N_d \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \beta_1 & \sin \beta_1 \\ -\sin \beta_1 & \cos \beta_1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} F_1 \\ N_A \end{bmatrix} \quad (13)$$

$$F_1 = -A_t(P_5 - P_6) + F_{m1} + F_{m2} \quad (14)$$

$$N_A = N_1 + N_2 \quad (15)$$

$$M_R = F_d x_{o_2} - N_d y_{o_2} \quad (16)$$

式中: F_d 为活塞对铰接点 O_2 的合力沿减摆器坐

标系 Y_1 轴的分力; N_d 为活塞对固定点 O_2 的合力沿减摆器坐标系 X_1 轴的分力; x_{o_2} 和 y_{o_2} 由外筒的转角计算, 其它几何参数如图 1。

(3) 0 批飞机滑行测试与观测情况 ①减摆器在缺油状态下, 前起落架产生剧烈摆振。摆振频率为 17.5Hz, 摆角范围 $13.6^\circ \sim -7.8^\circ$ ②减摆器在正常状态下, 前起落架仍会产生小幅摆振。摆振频率在 26Hz ~ 31Hz 范围内, 摆角小于 4.07° ③机轮摆动频率与支柱侧向振动频率接近(均为 26Hz ~ 31Hz), 与航向振动频率不一致。④机轮摆动频率与机轮滚动频率十分接近。⑤减摆器对于防止大幅度摆振是有效的, 但对于小于 4 左右的摆振却无法遏制。

(4) 仿真的参数取值 本文中, 支柱的刚度数据由实测获得。轮胎的特性按经验公式计算^[1], 但考虑到 K8 飞机的前轮与经验公式所适用的外国轮胎差别较大。为此, 对按经验公式计算得到的轮胎侧向和扭转刚度乘以不同的系数(分别称为“侧向刚度因子”和“扭转刚度因子”), 轮胎的滚动系数未做调整。如不说明, 侧向刚度因子取为 0.7, 扭转刚度因子 0.8。含气率取为 6% (考虑外场条件比实验室条件苛刻), 温升取为 0。其它参数与文献[9]一致。仿真中, 机轮初始偏角 $\theta_L(0) = 5^\circ$; 频谱分析的采样起始时间取 0.4s。

(5) 0 批飞机滑行仿真

①典型动态响应曲线 图 2 中给出了典型的前轮摆动曲线(幅度小的是外筒转角 θ_C)。其中, 起落架地面载荷 $N_w = 4500N$, 滑跑速度 $V = 120$ km/h。

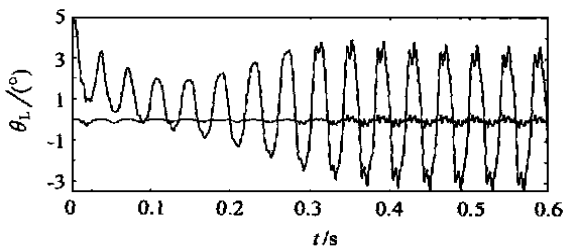


图 2 典型的前轮摆动曲线

Fig.2 Typical shimmy history

②摆振情况随地面载荷和滑跑速度的变化 给定一系列载荷和速度, 得到最大摆角 $\theta_{L,max}$ 随 N_w 和 V 变化的曲面如图 3, 从中可看出摆振的速度和轮载范围。其中, 最大的 $\theta_{L,max}$ 为 3.6° 。

③摆振频率的观察 图 4 中给出了典型的摆振频谱曲线, 图中对应的参数与图 2 中的一致, 摆振频率 $f = 26Hz$ 。这与按图 2 计数波峰个数所得

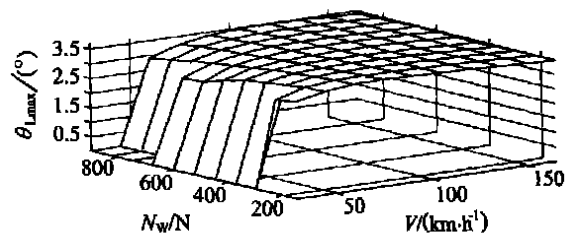


图 3 最大摆角随 N_w 和 V 的变化

Fig.3 Amplitude vs load & Velocity

结果一致。

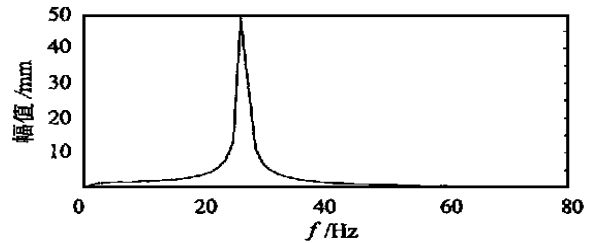


图 4 典型摆振频谱

Fig.4 Typical spectrum

给定一系列载荷和速度, 得到 f 随 N_w 和 V 变化的曲面如图 5。由图可见, 摆振频率随滑跑速度和轮载的增加而提高, 符合物理规律。

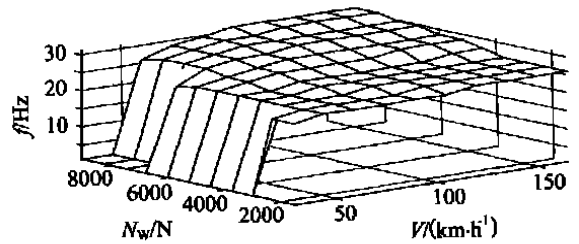


图 5 摆振频率 f 随 N_w 和 V 变化

Fig.5 Shimmy frequency vs load & velocity

在正常滑行载荷附近($N_w = 4500N$), 摆振频率 f 随 V 变化的典型曲线如图 6。图中同时给出了机轮滚动频率(带小方框标记)。由图可见, 在滑行速度 $V = 105km/h$ 附近, 摆振频率与机轮滚动频率一致。仿真中观察了支柱倾侧振动的频率。发现在正常滑行载荷附近, 其各阶频率与摆振频率

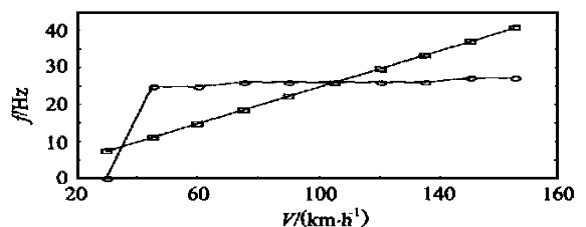


图 6 摆振频率 f 随 V 变化

Fig.6. Shimmy frequency vs velocity/www.cnki.net

完全一致。这与滑行测试结果一致。

④含气率的影响 保持滑行仿真的其它参数不变,含气率分别增大为10%,15%,和20%。可以得到最大摆角 θ_{Lmax} 和摆振频率 N_w 随 f 和 V 变化的情况。其中最大的依次为 6.4° 、 9.7° 和 13.1° ;图7中给出了含气率为20%的情况。分析含气率增大的情况可见,含气率对摆振频率的影响较小,但最大摆角即摆动幅度随含气率的增大而增大。当含气率减小时,可以看到摆动幅度也随之减小。但当含气率减小到一定程度时,摆振范围变小,继续减小时前轮便不再摆振。含气率6%,5%,4%,3%对应的最大的分别为 3.7° 、 3.1° 、 2.4° 和 1.7° ;当含气率为2%时已经不再摆振。当含气率为3%时摆振范围已明显变小,如图8。这些规律与实际观察结果完全一致。

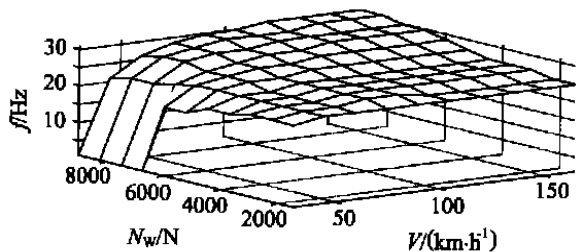


图7 f 随 N_w 和 V 变化(含气 20%)

Fig. 7 Frequency vs load & velocity (20% air)

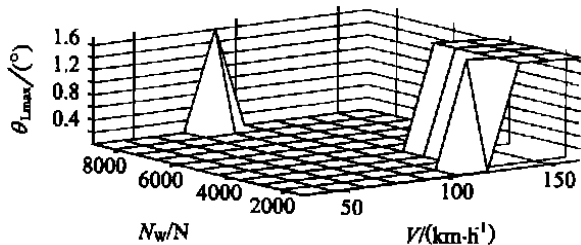


图8 θ_{Lmax} 随 N_w 和 V 变化(含气 3%)

Fig. 8 Amplitude vs load & Velocity (3% air)

4 结论

将仿真结果逐条与滑行测试结果比较可见,除了需将飞机滑行仿真④条修改为“在滑行速度 $V=105\text{ km/h}$ 附近,摆振频率与机轮滚动频率一致”,其余各条均完全吻合。由此可见,本文所用的仿真模型能够较好地反映摆振运动的实际情况。特别是减摆器模型采用液压缸微分方程,并考虑油液压缩性的影响,使模型精度有较大提高。

从本文对摆振的仿真研究可见,仿真方法可以得到摆振的时间历程、幅度、频率等信息,也可

以方便地考察各种非线性因素对摆振的影响。因此,仿真方法可以和稳定性分析方法相互补充,使摆振分析的手段更加充实。

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. 235-279.
- [2] 刘锐琛,苏开鑫,邵永起,等. 飞机起落架强度设计指南[M]. 成都:四川科学技术出版社,1989. 735-770.
- [3] Grossman D T. F-15 nose landing gear shimmy, taxi test and correlative analyses[R]. SAE Paper 801239, 1980.
- [4] Black R J. Realistic evaluation of landing gear shimmy stabilization by test and analysis[R]. SAE Paper 760496, 1976.
- [5] 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): B557- B562.
- [6] 苏开鑫. 非线性减摆器的阻尼特性评价及其当量的线性化方法[J]. 航空学报, 1987, 8(12): B578- B583.
- [7] 周进雄, 诸德培. 确定前轮非线性摆振极限环振幅的一种方法[J]. 振动工程学报, 1998, 11(3): 346- 350.
- [8] 张琪昌, 陈予恕. 汽车转向轮摆振的稳定性和分叉特性[J]. 天津大学学报, 1995, 28(3): 409- 414.
- [9] 顾宏斌, 丁运亮, 吴云生, 等. 油液压缩性对减摆器工作特性的影响[J]. 南京航空航天大学学报, 1999, 31(6): 626- 633.
- [10] 顾宏斌, 丁运亮, 姚志, 等. YZL16 操纵减摆器仿真研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2000, 32(3): 348- 353.

作者简介:



顾宏斌(1957-),男,江苏常州人,副教授,博士,1997年受国家留学基金资助赴美国高访进修一年。主要研究方向:飞机起落架与系统设计,数字仿真与CAD二次开发。Email: ghb@nuaa.edu.cn, 联系电话: 025-4893501。



丁运亮(1942-),男,教授,博士生导师。主要从事结构优化、MDO、复合材料CAD、飞机一体化设计教学和科研以及轻型飞机开发工作。Email: dylae@dns.nuaa.edu.cn, 联系电话: 025-4892102。

姚志(1956-),男,研高工,硕士,1984年毕业于北京航空航天大学流体控制专业。主要研究方向:飞机系统设计。

章建华(1972-),男,工程师,1995年毕业于南京航空航天大学。主要研究方向:飞机系统设计。

熊梅(1957-),女,工程师。主要研究方向:飞机系统设计。

龚良国(1963-),男,工程师。主要研究方向:飞机系统设计。