

文章编号:1674-8190(2014)01-064-06

起落架摆振飞行试验实测数据分析

贾天娇, 汤阿妮

(中国飞行试验研究院 飞机所, 西安 710089)

摘要: 为了检验起落架系统的稳定性, 国内首次在真实飞机上进行起落架摆振试验, 通过在跑道上加装激励板, 有效激起起落架摆振相关模态; 采用模态单峰隔离结合最小二乘算法, 通过模态参数识别进行试验数据分析; 通过仿真数据验证该方法的正确性, 并将其应用到某实测摆振试验数据分析。结果表明: 飞行试验中起落架未发生摆振, 本次试验中起落架是稳定的。

关键词: 起落架; 摆振; 飞行试验; 信号分析; 模态参数

中图分类号: V226; O32

文献标识码: A

Data Analysis in Landing Gear Shimmy Test

Jia Tianjiao, Tang Ani

(Aircraft Department, Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

Abstract: In order to inspect the landing gear system stability, the first domestic shimmy test on a real aircraft landing gear were implemented. The shimmy modes of landing gear were excited by the plank fixed on the runway. Based on mode lobe separation combined with least square method, the test data are analyzed through identifying the modal parameters. The method is validated by simulating data with theory solution, and applied to analyze certain shimmy test data. The results show that landing gear shimmy does not occur in the flight test, which indicates the landing gear is stable.

Key words: landing gear; shimmy; flight test; signal analysis; modal parameter

0 引言

摆振是一种有害的自激振动, 表现为机轮的摆动部分绕其定向轴交变地转动, 同时轮胎和地面接触部分相应地发生交变的变形, 前轮摆动又会导致前起落架支柱和前机身的晃动, 剧烈时甚至形成整个飞机从头部传至尾部的颤抖^[1]。在机场上可以看到, 发生摆振后轮胎在跑道上留下一条S形的痕迹^[2]。国内外很多飞机在研制和使用过程中都发生过不同程度的摆振。我国的J-8、Y-11、Y-12等飞机在研制中, J-5、J-6、TY-4、JH7等飞机在使用过程中都遇到过不同程度的摆振问题; 美国C-119、F7U-3、L-1011等飞机在研制中也发生过摆

振^[3]。摆振严重时会造成结构破坏, 甚至引发灾难性事故, 必须加以防止。

最早研究摆振现象的是法国的DeLavaud^[4], 至今, 关于飞机机轮摆振理论分析方面的研究文献已经很多, 但由于摆振现象本身的复杂性和摆振预测的不准确性, 很多学者仍努力通过试验来验证机轮的防摆性能^[5]。起落架摆振试验方法分为三种^[6]: 真实飞机滑跑试验、滑跑车架轨道试验及实验室摆振试验, 而直接用真实飞机在跑道上进行的摆振飞行试验, 其结果可信度高, 是检验摆振理论分析结果的最真实手段。1993年, 爱德华空军飞行试验中心通过斜劈激励的方式成功完成了C-17A飞机起落架摆振飞行试验^[7]。同年, 美国NASA兰利研究中心通过对航天飞机前起落架在LLT(Landing Loads Track)设备上进行测试, 对摆振特性展开研究, 并详细论述了摆振测试装置的

收稿日期: 2013-09-30; 修回日期: 2013-12-05

通信作者: 贾天娇, jiatianjiaonihao@126.com

特点、传感器的安装以及测试的关键参数^[8]。1997年,张阿舟等^[9]也介绍了地面滑行摆振试验方法。

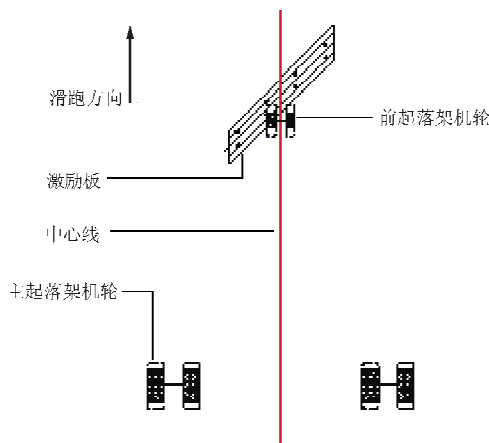
在此之前,国内尚未在真实飞机上进行过摆振验证试飞,摆振验证试验仅限于实验室摆振台试验,但进行了摆振台试验的起落架在实际使用中仍不能避免发生摆振。实际上,飞机在滑跑过程中,一直受到各种激励,如跑道激励、非对称刹车激励、带偏角着陆激励等,这些激励是经常作用的,但因其能量小而难以激起相应的模态信息。为了有效激起起落架摆振相关模态,国际上常用的激励方法是在跑道上加装激励板,使飞机起落架以给定速度撞击通过激励板。这种通过外部激励进行的摆振验证试验,起落架将受到比较严重的初始扰动,有发生摆振的危险。为保障飞行安全,针对试验风险应采取相应措施,包括对实测数据进行分析,要求每次试验结束后,对数据进行分析、处理,表明起落架是稳定的^[10]。

本文介绍国内首次在真实飞机上进行的起落架摆振试飞试验,通过激励板激起起落架摆振关注的模态,即起落架支柱前后弯曲、侧向弯曲及扭转模态,获得真实可靠的数据,并对实例数据进行分析。

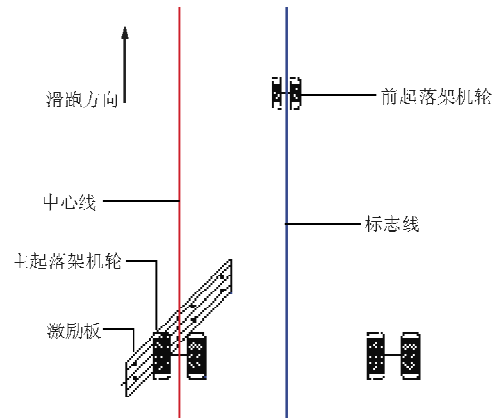
1 摆振飞行试验

1.1 试飞方法

飞行试验前在跑道中心线处安装激励板,与跑道成 45°,前、主起落架使用同一激励板。使飞机起落架双轮以给定速度撞击通过激励板,如图 1 所示。



(a) 前起落架试验



(b) 主起落架试验

图 1 起落架通过激励板位置示意图

Fig. 1 Schematic diagram of landing gear running over plank

前起落架试验时,前起落架中心对准跑道中心线滑行,使其双轮以给定速度撞击通过激励板;主起落架试验时,在跑道中心线右侧划出标志线,前起落架中心对准标志线滑行,使左主起落架双轮以给定速度撞击通过激励板。

激励板为钢材结构,采用按所需厚度整体加工成型的方式制造,其剖面形状为梯形,易于制造和在跑道上安装。为保护飞机轮胎,激励板的侧边设计为斜坡形式,所有边缘均进行倒圆角,激励板三维模型如图 2 所示。激励板通过螺杆螺帽固定在跑道上,为保证其安装后与跑道表面贴合良好,预埋的螺套稍低于道面。此外激励板采用黑黄相间的斑马线状醒目标识,便于飞行员操纵和摄像。

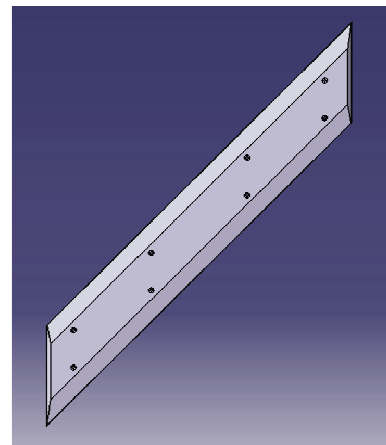


图 2 激励板三维模型示意图

Fig. 2 3D model schematic diagram of plank

设计不同速度、不同规格激励板的组合方式进行试验,为降低试验风险,采取逐步逼近的方式进行飞行试验:

(1) 先进行主起落架激励试验,再进行前起落架激励试验;

(2) 先进行低速试验,再逐步进行高速试验;

(3) 先进行低高度激励板试验,再逐渐增加激励板高度,如果在某一高度起落架激励严重,则停止下一级高度试验。

1.2 数据采集

飞机上加装测试系统、遥测系统等试飞数据采集记录专用设备仪器,获取飞行参数。为了测量起落架振动响应,在前起落架和左主起落架的轮轴左右两端分别加装三向加速度传感器。

此外,为了获得摆振飞行试验的图像资料,在前起落架前方起落架舱内部加装摄像头1个,在左主起落架前方、左机翼下蒙皮靠近前缘部位加装摄像头1个。通过高速摄影机记录机轮运动及其撞击通过激励板时的情况,试验中进行实时监控。

2 数据分析方法及验证

2.1 分析算法

摆振飞行试验中,起落架从接触激励板直到完全通过激励板的一段时间,机轮上的振动响应信号可看作是带有噪声的脉冲响应信号。基于带有噪声的脉冲响应信号的特点,其分析过程及具体步骤如下:

(1) 时域信号截取

为了去除噪声带来的不利影响,避免其对模态单峰隔离^[11]产生干扰,对脉冲响应信号在时域内进行截取,仅保留信号衰减部分,其余置零。

(2) 模态单峰隔离

①将截取后的脉冲响应信号转换到频域,呈现出信号各阶频率特征。

②在功率谱图中选定两个频率点 f_a 和 f_b ,确定单个模态峰的有效区间 $[f_a, f_b]$ 。根据大量数据分析实践经验,总结出在通常情况下, f_a 和 f_b 应选择功率谱曲线上两个模态单峰之间波谷处的频率点。如果 f_a 和 f_b 选取不合适,会导致最终重构

的自由衰减信号包含多个频率成分,其时域信号会因为叠加了不同频率的波而致使模态频率和阻尼比识别结果的精度大大降低。

③采用矩形滤波器将选定区域以外的点置零,只保留待分析的单个模态峰。

(3) 重构单频自由衰减信号

将隔离出来的单个模态峰从频域转换到时域,得到重构的单一频率成分的自由衰减信号。

(4) 求解模态参数

采用最小二乘法计算模态频率和阻尼比^[12],对一个线性的多自由度系统,其自由衰减振动可表示为

$$x_i(t) = \sum_{r=1}^N [a_r e^{-\sigma_r t} \sin v_r t + b_r e^{-\sigma_r t} \cos v_r t] \quad (1)$$

式中: $x_i(t)$ 为结构上 i 点振动输出信号; σ_r, v_r 为待识别参数; N 为模态数。

N 的识别过程如下:

①选定等间隔的时间采样,时间间隔为 Δt ,时间采样序列 $t_k = t_1, t_2, \dots, t_m$,对应测量值为 $\bar{x}_i(t_k)$ 。

②给定初值 σ_r^0 和 v_r^0 ,建立矩阵方程

$$\{\bar{x}_i(t_k)\}_{M \times 1} = [S]_{M \times 2N} \{\theta_r\}_{2N \times 1} \quad (2)$$

式中: $\{\theta_r\} = \begin{Bmatrix} a_r \\ b_r \end{Bmatrix}_{2N \times 1}$;矩阵 $[S]$ 中的元素 $S_{kr} = e^{-\sigma_r t_k} \sin v_r t_k$ 。

③将 $x_i(t_k)$ 在 $\sigma_r^{(0)}$ 和 $v_r^{(0)}$ 附近做泰勒级数展开

$$\bar{x}_i(t_k, v_r, \sigma_r) = x_i(t_k, v_r^{(0)}, \sigma_r^{(0)}) +$$

$$\sum_{r=1}^N \left[\frac{\partial x_i(t_k)}{\partial v_r} \Big|_{v_r^{(0)}} \Delta v_r + \frac{\partial x_i(t_k)}{\partial \sigma_r} \Big|_{\sigma_r^{(0)}} \Delta \sigma_r \right] \quad (3)$$

根据式(3)可建立矩阵方程

$$\{\Delta x_i\}_{M \times 1} = [P]_{M \times 2N} \{\Delta \theta_r^{(2)}\}_{2N \times 1} \quad (4)$$

$$\text{式中: } \{\Delta \theta_r^{(2)}\} = \begin{bmatrix} v_r \\ \sigma_r \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} v_r^{(0)} \\ \sigma_r^{(0)} \end{bmatrix}$$

最小二乘解伪逆表示为

$$\{\Delta \theta_r^{(2)}\} = ([P]^T [P])^{-1} [P]^T \{\Delta x_i\} \quad (5)$$

④检查 σ_r, v_r 是否满足精度,若不满足则代替初始值,返回到步骤(2)继续进行迭代。反复进行直到满足精度为止。

于是可得第 r 阶模态的固有圆频率为

$$\Omega_r = \sqrt{v_r^2 + \sigma_r^2} \quad (6)$$

r 阶模态的频率 f_r 和阻尼比 ξ_r 分别为

$$\begin{cases} f_r = \Omega_r / 2\pi \\ \xi_r = \sigma_r / \Omega_r \end{cases} \quad (7)$$

(5) 重复步骤(2)~步骤(4),依次计算求解各阶模态参数

摆振飞行试验数据分析流程如图 3 所示。

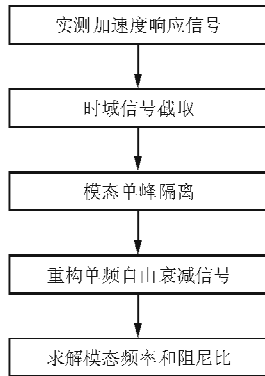
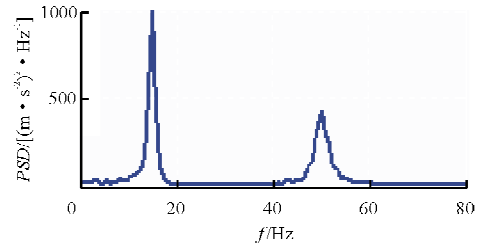


图 3 摆振飞行试验数据分析流程

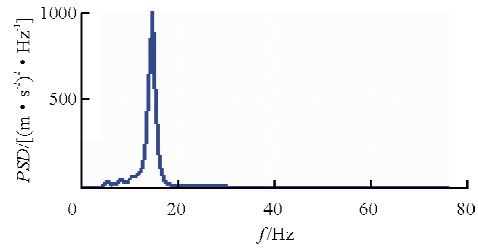
Fig. 3 Data analysis process of shimmy flight test

2.2 仿真验证

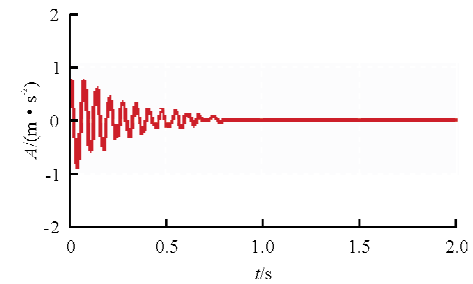
对此方法进行仿真算例验证。仿真带有 30% 高斯白噪声的脉冲响应信号,采样率为 256 Hz,采样点数为 512。信号的两个特征频率分别为 15 和 50 Hz,对应的阻尼比分别为 0.04 和 0.03。对仿真信号进行分析(A 为信号幅值, PSD 为加速度功率谱密度),过程如图 4 所示。



(c) 频域模态峰



(d) 模态单峰隔离



(e) 重构信号(15 Hz)

图 4 脉冲响应信号分析

Fig. 4 Impulse response signal analysis

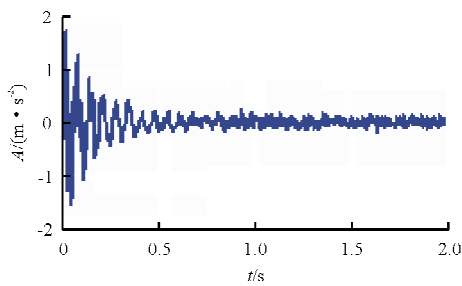
根据重构的时域信号,计算得到的模态参数与真值的对比结果如表 1 所示。

表 1 模态参数计算结果与真值比较

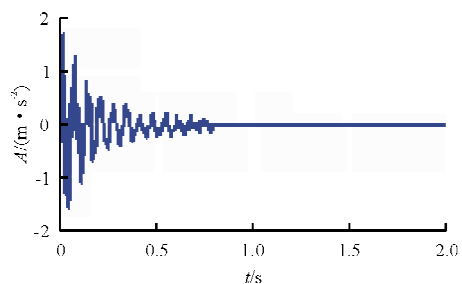
Table 1 Comparison of modal parameter between consideration results and true value

| 阶次 | 模态参数 | 真 值 | 最小二乘法 求解结果 | 相对误差/% |
|-----|---------|-------|---------------|--------|
| 1 阶 | 模态频率/Hz | 15.00 | 14.95 | 0.33 |
| | 阻尼比/% | 4.00 | 4.02 | 0.50 |
| 2 阶 | 模态频率/Hz | 50.00 | 50.06 | 0.12 |
| | 阻尼比/% | 3.00 | 2.80 | 6.67 |

从表 1 可以看出,在信号含 30% 白噪声的情况下,模态频率识别结果的相对误差小于 0.4%, 阻尼比识别结果的相对误差小于 7%,频率和阻尼比的识别精度均较高,能够满足工程精度要求。通过该仿真信号的分析过程及结果,证明本文所采用



(a) 脉冲响应信号



(b) 时域信号截取

的方法是正确、可靠的。

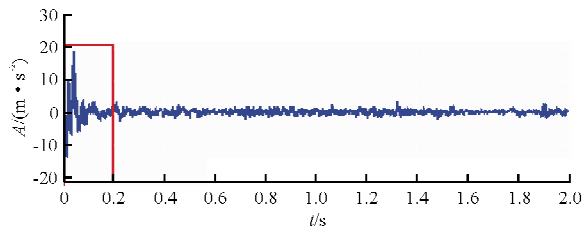
3 起落架摆振飞行试验实测数据分析

试验结束后,对飞机主起落架轮轴左右两端加速度传感器测得的振动响应信号进行分析处理。本文重点对测试通道 Lx 的分析过程及结果进行说明,如图 5 所示,其余通道的分析过程不再赘述。按照试验测试通道命名规则及定义,L 表示起落架轮轴左端,R 表示起落架轮轴右端,x 表示飞机侧向,y 表示飞机航向。

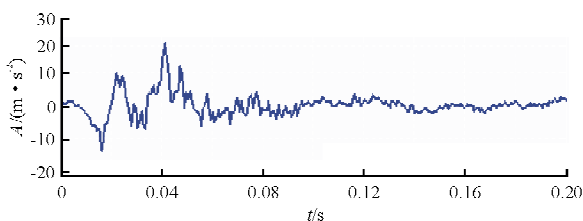
首先,从实测振动响应信号中提取出起落架从接触激励板开始一直到完全通过激励板一段时间后的数据,共历时 2 s,此段数据看作带有噪声的脉冲响应信号,如图 5(a)所示,其局部放大效果图如图 5(b)所示。由于起落架本身是时变系统,其模态频率和阻尼比会随缓冲器行程变化(结构改变)而变化,要求在选取的试验数据段内,起落架行程未发生明显变化,才能保证识别的参数与行程相对应。在此 2 s 内缓冲器行程未发生明显变化,如图 5(c)所示,可以保证识别的模态参数与行程相对应。

其次,通过脉冲响应信号对应的频谱图(如图 5(d)所示)可明显观察到 3 阶特征频率对应的 3 个模态峰。

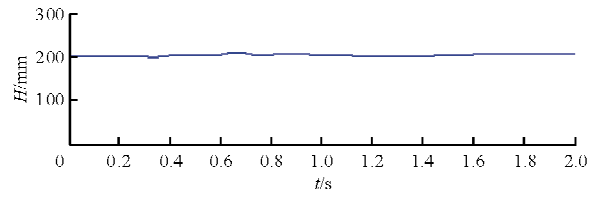
最后,3 个模态单峰分别重构得到 3 个只含单一频率成分的时域信号,如图 5(e)所示。可以看出,隔离出来的模态单峰得到的自由振动已非常接近单模态自由振动,随机噪声也很小。



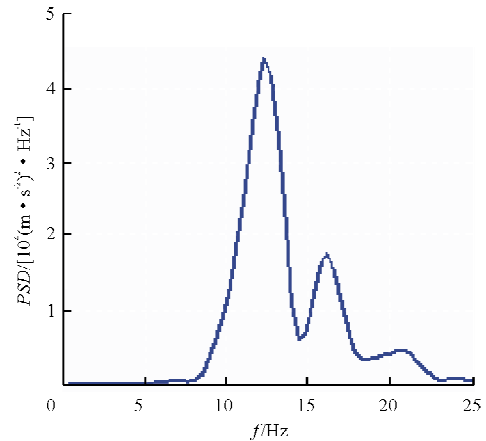
(a) 时域波形



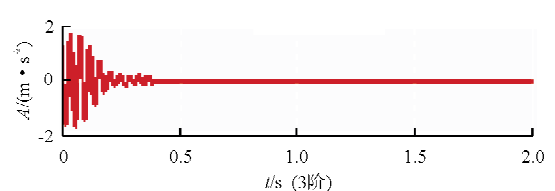
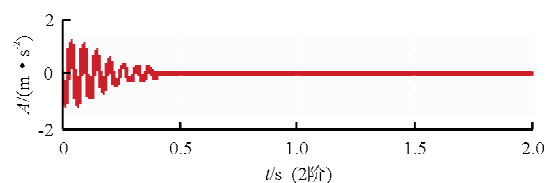
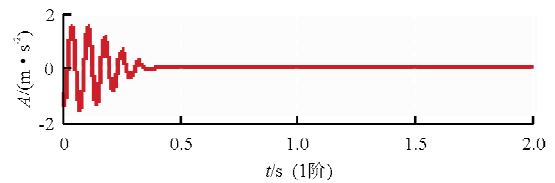
(b) 时域波形局部(0.2 s)



(c) 缓冲器行程



(d) 频域谱图



(e) 重构时域信号

图 5 主起落架实测数据分析

Fig. 5 Test data analysis of main landing gear

主起落架摆振飞行试验的模态频率和阻尼比的计算结果以及主起落架地面共振试验(GVT)、有限元分析(FEA)结果如表 2 所示。

表2 实测数据模态参数计算结果及GVT、FEA结果

Table 2 Modal parameter consideration results of test data and GVT, FEA

| 阶次 | 振型 | FEA | | GVT | | 摆振飞行试验 | |
|----|----|----------|--------|----------|--------|----------|--------|
| | | 模态频率 /Hz | 阻尼比 /% | 模态频率 /Hz | 阻尼比 /% | 模态频率 /Hz | 阻尼比 /% |
| 1 | 侧向 | 9.20 | — | 11.07 | 3.43 | 11.75 | 4.88 |
| 2 | 扭转 | 16.68 | — | 14.06 | 7.63 | 15.62 | 3.83 |
| 3 | 前后 | 17.47 | — | 14.96 | 2.67 | 20.13 | 3.77 |

从表2可以看出,试验实测数据分析计算得到的模态频率和阻尼比结果与GVT和FEA结果相当。在GVT中主起落架是悬空的,而在地面摆振试验中主起落架与地面接触并产生摩擦;两种不同试验状态下主起落架缓冲器内油液状态也不相同,因此实际使用状态与摆振试验台试验存在一定的差异;当前缓冲器行程对应的GVT和FEA模态参数是通过三次样条差值获得的,所以通过摆振试验得到的主起落架的模态频率与GVT结果并不完全相同。主起落架三阶模态相对应的阻尼比的计算结果均大于0.02,表明主起落架通过激励板后振动能够很快衰减,从而避免了振动发散,主起落架没有发生摆振。因而,实测数据的分析和计算结果表明飞机起落架是稳定的。

4 结论

(1) 通过在跑道上安装激励板的激励方式,国内首次在真实飞机上成功地进行了起落架摆振试飞试验,并获得可靠有效的实测数据。

(2) 摆振飞行试验过程中,起落架通过激励板后一段时间内的机轮加速度响应信号可看作是含噪声的脉冲响应信号来进行分析和处理。

(3) 本文提出的摆振飞行试验数据分析算法可应用于实际飞行试验数据的分析和处理,有效判断飞机起落架的稳定性。

参考文献

- [1] Moreland W J. The story of shimmy[J]. Journal of the Aeronautical Sciences, 1954, 21(12): 793-808.
- [2] 诸德培. 摆振理论及防摆措施[M]. 北京: 国防工业出版社, 1984: 1-2.
- Zhu Depei. Shimmy theory and prevent measures[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 1984: 1-2. (in Chinese)

nese)

- [3] 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.
- Zhu Depei. Some aspects of nose-wheel shimmy and shimmy damper of the aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1987, 8(12): B557-B562. (in Chinese)
- [4] Fromm II. Brief report on the history of the theory of wheel shimmy[R]. NACA TM 1365, 1954: 181-189.
- [5] 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)
- [6] 高泽远. 飞机设计手册: 第十四分册——起飞着陆系统设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2002: 713-738.
- Gao Zejiang. Aircraft design manual; volume 14—takeoff landing system design [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2002: 713-738. (in Chinese)
- [7] William J Norton. C-17A landing gear shimmy testing [C]//24th Annual Symposium Proceeding—Society of Flight Test Engineers. Seattle, 1993.
- [8] Yager T J. Aircraft nose gear shimmy studies[C]//Proceedings of the Aerospace Atlantic Conference. Ohio, SAE, 1993: 1-8.
- [9] 张阿舟, 诸德超, 姚起杭, 等. 实用振动工程(3)——振动测量与试验[M]. 北京: 航空工业出版社, 1997.
- Zhang Azhou, Zhu Dechao, Yao Qihang, et al. Practical vibration engineering (3)—vibration measurement and test [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1997. (in Chinese)
- [10] 张多源. 飞机起落架摆振试验数据处理方法研究[D]. 北京: 中国航空研究院, 2010.
- Zhang Duoyuan. Aircraft landing gear shimmy test data processing method[D]. Beijing: Chinese Aeronautical Establishment, 2010. (in Chinese)
- [11] Shirley R E, Clark M. Application of a fourier analyzer to the analysis of shimmy test data[J]. ARS Journal, 1981: 213-218.
- [12] 李德葆, 陆秋海. 试验模态分析及其应用[M]. 北京: 科学出版社, 2001: 185-187.
- Li Debao, Lu Qiuhai. Experimental modal analysis and application[M]. Beijing: Science Press, 2001: 185-187. (in Chinese)

作者简介:

贾天娇(1985—),女,硕士,助理工程师。主要研究方向:飞机载荷与强度规范。

汤阿妮(1975—),女,硕士,研究员。主要研究方向:飞机载荷与强度规范。

(编辑:马文静)