航空科学技术
Aeronautical Science & Technology
Dec. 15 2015 Vol. 26 No.12 64-69

起落架舱门表面脉动压力试验研究

荆志伟*，肖启之，郭兆电
中航工业第一飞机设计研究院，陕西 西安 710089

摘　要：为研究迎角和侧滑角对起落架舱门表面脉动压力的影响，进行了起落架舱门表面脉动压力风洞试验。测量了主起落架舱门表面上50个点的脉动压力，计算了脉动压力系数及其均方根值。采用韦尔奇（Welch）方法估计了脉动压力的功率谱密度函数。试验结果表明：主起落架舱门表面脉动压力系数均方根值位于0～0.18之间；脉动压力系数均方根值随迎角和侧滑角变化总体上具有一定的规律；脉动压力没有出现明显的窄带峰值现象，主要呈现宽带且略带波动的频谱分布。

关键词：起落架舱门；风洞试验；脉动压力；均方根；功率谱密度

中图分类号：V215.3　　**文献标识码**：A　　**文章编号**：1007-5453（2015）12-0065-06

脉动压力是湍流流动的固有现象，是一种随机的动态压力。脉动压力会影响飞行器的结构动态特性：一方面它可以使飞行器出现较大的局部载荷，诱导飞行器结构产生抖振响应，导致飞行器结构疲劳甚至破坏，大大降低系统的可靠性，缩短飞行器的使用寿命；另一方面，从噪声角度考虑，脉动压力对飞行器设备和飞行员健康也会产生不利的影响。因此，有必要在飞行器设计中考虑脉动压力激励。

国外在20世纪60年初期就开始了脉动压力试验测量、数据分析及工程应用的研究[1]，尤其是对F/A-18战斗机进行了大量的脉动压力／抖振风洞试验[2-3]，获得了充足的数据供飞机改进、完善使用。

在国内，过去的飞行器主要是依据静强度的概念开展设计，近十几年，在飞行器设计过程中，脉动／抖振载荷越来越得到飞机设计师的关注和研究。文献[4]开展了飞机加改装部件扰流脉动压力的研究，分析了加改装部件的典型流态及其脉动压力，提出了加改装部件外形的优化方法。文献[5]对边条翼布局双垂尾发生抖振时的表面脉动压力进行了风洞试验研究，试验同时测量了垂尾根部应变、翼尖加速度响应，这些变量均一致表明垂尾的脉动／抖振载荷随迎角增大而增大，且集中于低频范围。文献[6]采用风洞试验方法，研究了雷诺数对旋成体表面脉动压力特性的影响。

国内对脉动／抖振载荷的研究主要集中在飞行器的尾翼、旋成体和飞行器加改装局部等，对起落架舱门表面的脉动压力特性的研究较少。起落架舱门属于薄壳结构，在其打开时会引起附近流场的复杂变化，舱门内、外表面压力的变化又会导致舱门振动，这种振动有可能会对起落架舱门产生结构疲劳或破坏，需要研究起落架舱门的脉动压力特性。

本文设计了较为精细的主起落架及其舱门缩比模型，通过此模型进行风洞试验，获得了主起舱门表面脉动压力分布数据，研究了迎角和侧滑角对主起落架舱门脉动压力特性的影响。

1 试验风洞与模型

1.1 试验风洞及脉动压力传感器

试验在一座开路式、闭口串列双试验段大型低速风洞中进行。该风洞气流稳定性 ，轴向静压梯度-0.0004m^{-1}，动压场 ，气流紊流度为0.1%。

所用脉动压力传感器为美国Endecov 8510B-1和8510B-2传感器，量程分别为6895Pa和13790Pa，频响范围为0~70kHz，线性度为1.0%FS。试验模型预埋铜管，脉动压力传感器采用铜套进行封装，二者之间采用软管相连；脉动压力传感器与铜管之间加装一段毛细管，用于放大中、高频信号。脉动压力传感器、封装铜套及毛细管如图1所示。

收稿日期：2015-06-25；　退修日期：2015-10-23；　录用日期：2015-11-09
*通讯作者．Tel.：029-86832522　E-mail：aaronjzw@sina.cn
引用格式：JING Zhiwei, XIAO Qizhi, GUO Zhaodian. Experimental research on surface fluctuating pressure of landing- gear door[J]. Aeronautical Science & Technology, 2015,26(12)：64-69.荆志伟,肖启之,郭兆电．起落架舱门表面脉动压力试验研究[J]．航空科学技术，2015,26(12)：64-69.

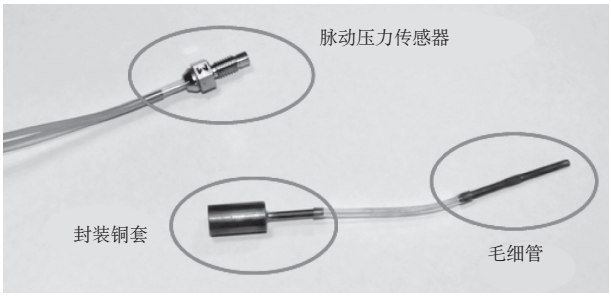


图1 脉动压力传感器
Fig.1 Fluctuation transducer

1.2 试验模型

起落架舱门如图2所示。主起落架舱门分为内外两块，在舱门打开时，内侧舱门向机身下方转动，外侧舱门向机身外侧转动；主起内侧舱门较为平坦，外侧舱门曲率较大。

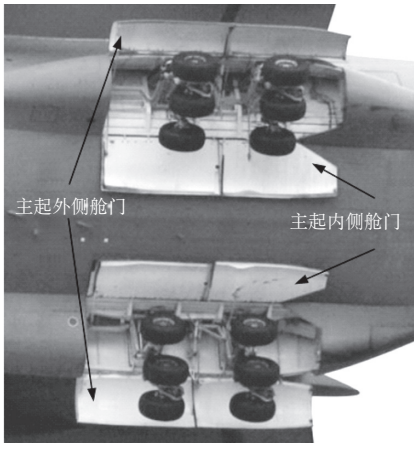


图2 起落架舱门示意图
Fig.2 Schematic diagram of landing-gear door

主起舱门共布置50个脉动压力测量点，如图3所示：沿飞机对称面向外，右侧舱门外表面布置5个剖面，左侧舱门内表面布置5个剖面；其中右内、左内舱门各布置2个剖面，右外、左外舱门各布置3个剖面；每剖面均为5个测量点，从机头向机尾方向依次编号。

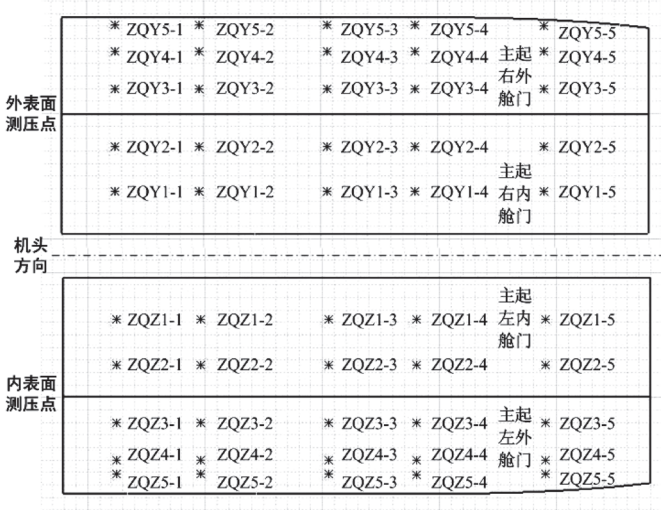


图3 测量点分布示意图
Fig.3 Schematic diagram of testing points distribution

2 数据处理方法

2.1 脉动压力系数计算

试验采用的是压差型传感器，传感器参考压端接风洞内上游无扰动静压，传感器输出压力(P)含定常压力($\bar{P}$)与脉动压力(P')，其中定常压为传感器输出之平均，脉动压为传感器输出结果减均值。

每个测压点的压力系数均按式(1)计算。

$$Cp = C_0 - (C_0 - C_2)\frac{(P - P_{ref}) - (P_0 - P_{ref})}{(P_2 - P_{ref}) - (P_0 - P_{ref})} \tag{1}$$

式中：C_0为参考总压的修正系数；C_2为参考静压的修正系数；P_{ref}为电子扫描阀的参考压力，通常接大气；P_0为试验段前的总压环压力；P_2为试验段前的静压环压力。

测压点的定常压力系数为：

$$\overline{Cp} = \frac{\sum_{i=1}^{N} Cp_i}{N} \tag{2}$$

式中：N为采样序列长度。

测压点的脉动压力系数为：

$$Cp'_i = Cp_i - \overline{Cp} \tag{3}$$

测压点脉动压力系数的均方根值为：

$$\sigma_{Cp'} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^{N} (Cp'_i)^2}{N}} \tag{4}$$

2.2 功率谱估计

采用韦尔奇(Welch)方法进行功率谱密度(PSD)函数估计。韦尔奇方法也叫平均周期图方法，是对周期图方法的改进，采用平均法来降低功率谱密度函数估计的方差。该方法是将随机信号的数据分成若干份，并允许每段数据有部分重叠，分别求出每段数据的功率谱，然后加以平均。信号的频域处理是建立在傅立叶变换基础之上，通常意义下的傅里叶变换是针对无限长时间的，但实际上只能采集有限长时间的信号。这就造成无限长信号的突然截断，导致本来集中于某一频率的能量泄漏。采用合适的窗函数和重叠率，便可以合理地运用信号的全部信息[7]。

本文采用韦尔奇功率谱估计方法加海明窗(hamming)对脉动压力进行功率谱密度函数估计，分析频率分辨率为2Hz，样本重叠数为0。

3 试验结果与分析

3.1 试验状态

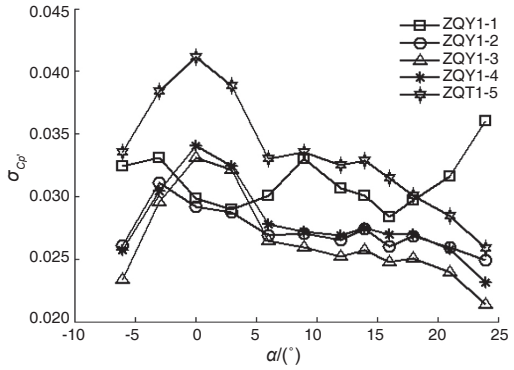
试验状态：起落架舱门打开，襟翼放下。

试验条件为：来流速度Ma0.2；机身迎角α=-6°~24°($\Delta\alpha$=3°)；侧滑角β=-6°~24°=($\Delta\beta$=5°)；采样频率f_s=1024Hz；采样时长T_s=8s。

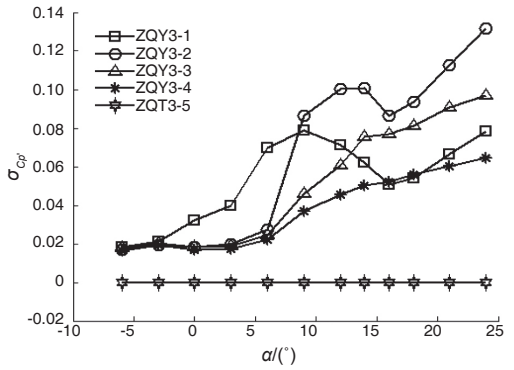
采用定点采集数据，即给定迎角和侧滑角，待流场稳定后开始采集数据。

3.2 脉动压力系数均方根值随迎角变化分析

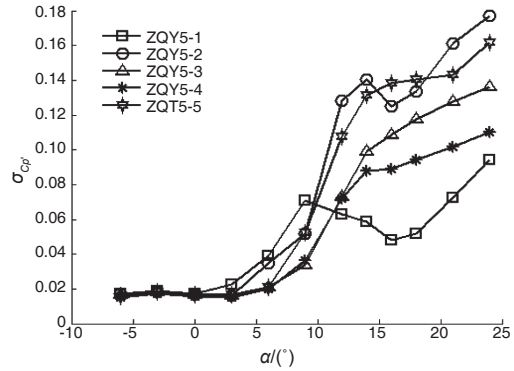
图4和图5为飞机纵向对称状态试验结果，其中ZQY3-5为坏点，将其赋值为0。



（a）1#剖面



（b）3#剖面



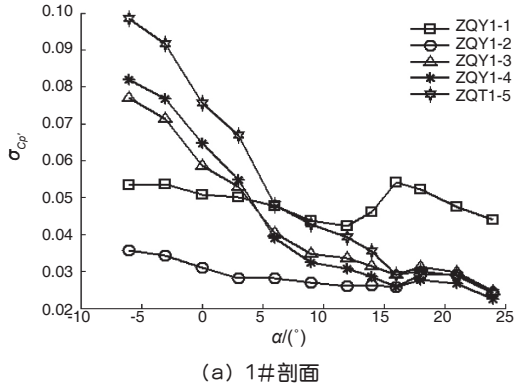
（c）5#剖面

图4 右侧剖面脉动压力系数均方根值随迎角变化曲线

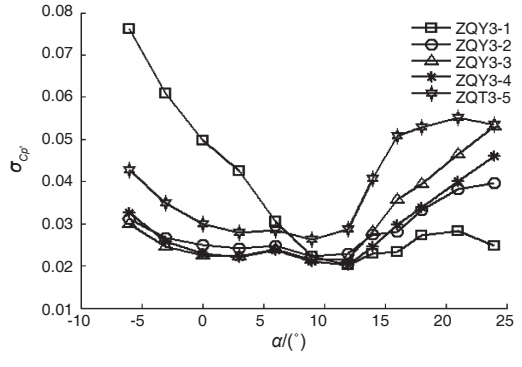
Fig.4 RMS of right section pressure vs angle of attack

图4(a)、图4(b)和图4(c)分别为主起落架右侧1#，3#和5#剖面上脉动压力系数均方根值随迎角的变化曲线。由图4(a)可以看出，由于右侧1#剖面测压点处于机身和内侧舱门之间的狭窄缝隙里，因此气流脉动较小，但呈现出整体减小的趋势。图4(b)和图4(c)表明：右侧3#和5#剖面测压点处于来流背风一侧，气流较为紊乱，脉动压力系数均方根值随迎角整体呈现增长趋势；在大迎角情况下，右外侧舱门外表面个别点的脉动压力系数均方根值可以达到0.18。

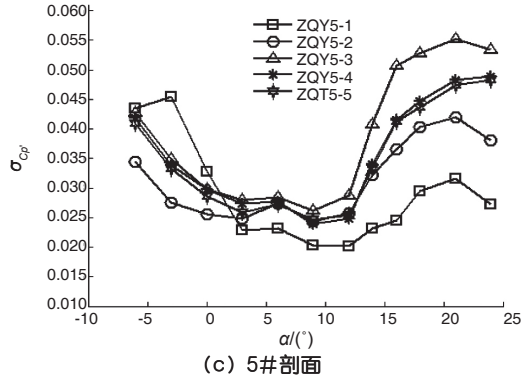
图5(a)、图5(b)和图5(c)分别为主起落架左侧内表面1#，3#和5#剖面上测压点的脉动压力系数均方根值随迎角的变化曲线。当左侧舱门打开时，其内表面的测量点位于来流的



（a）1#剖面



（b）3#剖面



（c）5#剖面

图5 左侧剖面脉动压力系数均方根值随迎角变化曲线

Fig.5 RMS of left section pressure vs angle of attack

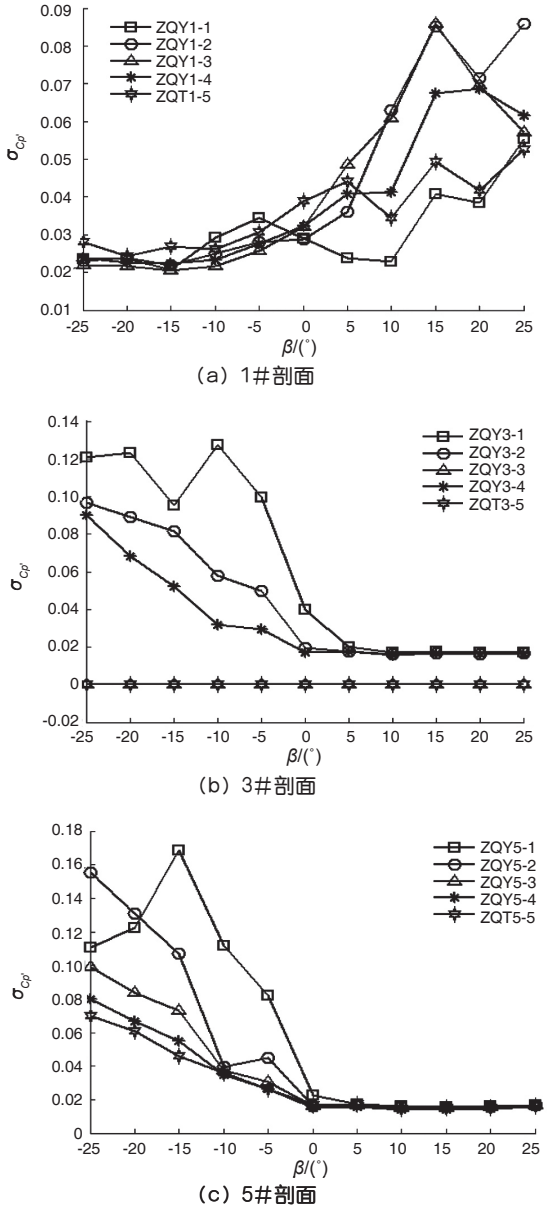
迎风一侧，气流到此位置会受到阻滞作用，因此这个区域的脉动压力能量较小，且没有呈现出较为统一的规律。图5(a)表明：左侧1#剖面脉动压力系数均方根值随着迎角的增大呈现出整体减小趋势。图5(b)和图5(c)表明：随着迎角增大，左外舱门上剖面的脉动压力系数均方根值会先减小、再增大，在迎角10°附近达到最小值。

3.3 脉动压力系数均方根值随侧滑角变化分析

图6和图7为迎角为3°时飞机横向状态试验结果，其中ZQY3-3，ZQY3-5和ZQZ1-3为坏点，将其赋值为0。

图6(a)、图6(b)和图6(c)分别为主起落架右侧外表面1#，3#和5#剖面上测压点的脉动压力系数均方根值随侧滑角的变化曲线。由图6(a)可以看出，右侧1#剖面的脉动压力系数均方根值随侧滑角增大呈现出整体增大的趋势；而在侧滑角小于0时，脉动压力系数均方根值几乎不变；当侧滑角大于15°时，个别点均方根值有所下降。图6(b)和图6(c)表明：右侧3#和5#剖面的脉动压力系数均方根值随侧滑角增大而减小，在侧滑角大于0时，脉动压力系数均方根值几乎不变。

图7(a)、7(b)和7(c)分别为主起落架左侧内表面1#，3#和5#剖面上测压点的脉动压力系数均方根值随侧滑角的变化曲线。由图7(a)可以看出，左侧1#剖面的脉动压力系数均方根值随侧滑角减小呈现出整体增大趋势；在侧滑角大于0时，均方根值几乎不变；在侧滑角小于-10°时，个别点均方根



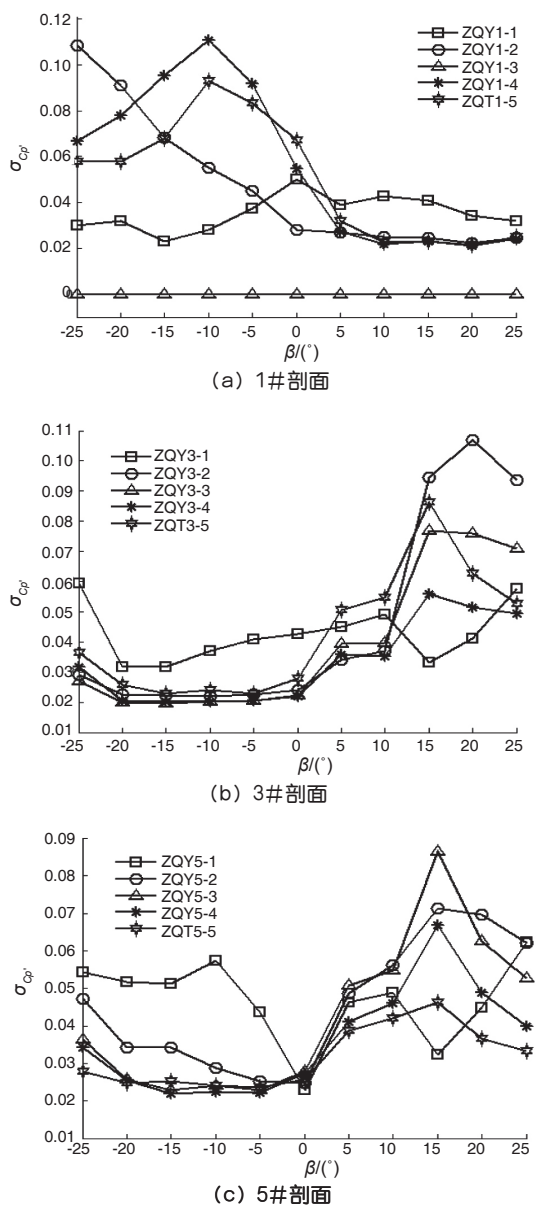
（a）1#剖面

（b）3#剖面

（c）5#剖面

图6 右侧剖面脉动压力系数均方根值随侧滑角变化曲线

Fig.6 RMS of right section pressure vs sideslip angle



（a）1#剖面

（b）3#剖面

（c）5#剖面

图7 左侧剖面脉动压力系数均方根值随侧滑角变化曲线

Fig.7 RMS of left section pressure vs sideslip angle

值有所下降。图7(b)和图7(c)表明：左侧3#和5#剖面的脉动压力系数均方根值随侧滑角增大呈现出总体增大趋势，在侧滑角小于0时，脉动压力系数均方根值变化缓慢。

3.4 脉动压力系数功率谱分析

图8～图10分别为迎角3°、侧滑角-15°时主起右侧舱门ZQY3-2，ZQY4-2和ZQY5-2点的脉动压力的时间历程和功率谱密度函数，在所有的试验范围中，它们为典型的舱门脉动压力PSD。从图中可以看出：脉动压力没有出现明显的窄带峰值现象，呈现宽带且略带波动的频谱分布。

4 结论

基于文中设计的主起落架及舱门模型，经风洞试验，可以得出如下结论：

(1) 由于主起落架舱门外形复杂，当其打开时，附近流场复杂；内外舱门随迎角和侧滑角呈现出较为复杂的变化趋势，但总体上各自具有一定的变化规律。

(2) 主起落架舱门表面的脉动压力系数均方根值处于0～0.18之间。

(3) 主起落架舱门表面的脉动压力没有出现明显的窄带峰值现象，主要呈现宽带且略带波动的频谱分布。

通过试验，虽然得出了脉动压力系数均方根值随迎角和侧滑角变化的整体趋势，但对于试验中个别点出现的跳跃现象，其中的原因有待于进一步分析研究。

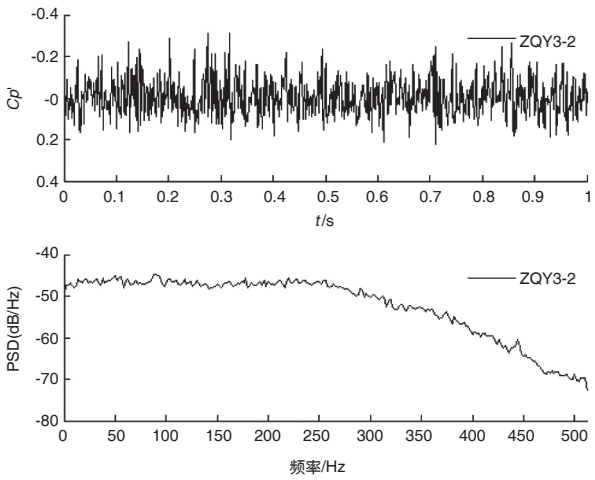


图8 右侧ZQY3-2点脉动压力系数功率谱密度函数

Fig.8 Pressure PSD of the right ZQY3-2 testing point

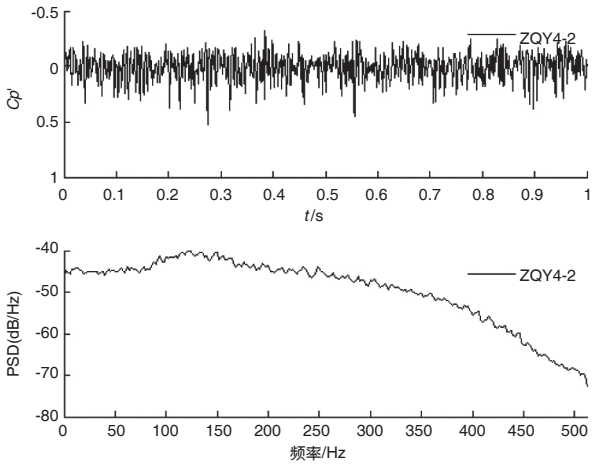


图9 右侧ZQY4-2点脉动压力系数功率谱密度函数

Fig.9 Pressure PSD of the right ZQY4-2 testing point

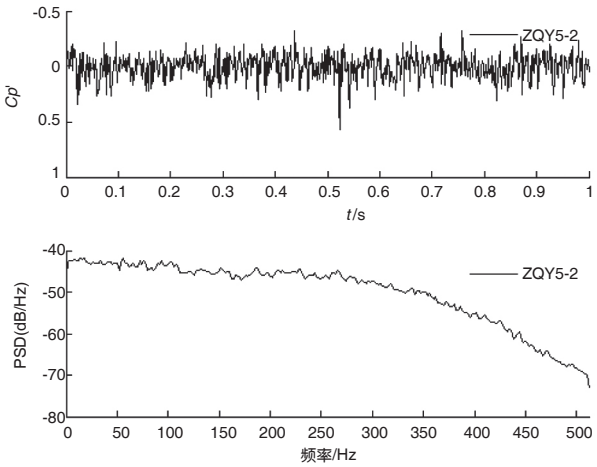


图10 右侧ZQY5-2点脉动压力系数功率谱密度函数

Fig.10 Pressure PSD of the right ZQY5-2 testing point

参考文献

[1] Schuster D M, Edwards J W, Bennett R M. An overview of unsteady pressure measurements in the transonic dynamics tunnel[R]. AIAA-2000-1770, 2000.

[2] Moses R W, Pendleton E. A comparison of pressure measurements between a full-scale and a 1/6-scale F/A-18 twin tail during buffet[R]. NASA-TM-110282, 1996.

[3] Wickramasinghe V K, CHEN Yong. Experimental evaluation of a full-scale advanced hybrid buffet suppression system for the F/A-18 vertical tail[R]. AIAA-2006-2136, 2006.

[4] 黄岬峒,王剑.飞机加改装部件扰流脉动压力研究[J].航空学报,2000,21(4):326-329.
HUANG Jiamei, WANG Jian. Research on the fluctuating pressure of the flow around the aircraft component under modification[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2000, 21(4): 326-329.(in Chinese)

[5] 李劲杰,杨青,杨永年,等.边条翼布局双垂尾抖振表面脉动压力风洞试验研究[J].试验流体力学,2006,20(3):29-32.

LI Jinjie, YANG Qing, YANG Yongnian, et al. Wing-tunnel unsteady pressure measurements of twin-vertical tail during buffet of strake-wing configuration[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2006, 20(3): 29-32.(in Chinese)

[6] 王娜,高超,肖虹.雷诺数对旋成体表面脉动压力特性的影响[J].飞行力学,2013,31(5):455-457.
WANG Na, GAO Chao, XIAO Hong. Influence of Reynolds number on the surface fluctuating pressure characteristics for rotated body[J]. Flight Dynamics, 2013,31(5): 455-457.(in Chinese)

[7] 王济,胡晓.MATLAB在振动信号处理中的应用[M].北京:中国水利水电出版社,2006:118-127.
WANG Ji, HU Xiao. Application of MATLAB to vibration signal processing[M]. Beijing: China Water Power Press, 2006: 118-127.(in Chinese)

作者简介

荆志伟(1984—) 男,工程师。主要研究方向:飞行载荷设计。

Tel: 029-86832522

E-mail: aaronjzw@sina.cn

Experimental Research on Surface Fluctuating Pressure of Landing-gear Door

JING Zhiwei*, XIAO Qizhi, GUO Zhaodian

AVIC The First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China

Abstract: In order to study the influence of angle of attack(AOA) and sideslip angle on surface fluctuating pressure of landing-gear door, wind-tunnel test was carried out for the measurement of fluctuating pressure on the landing-gear door. Pressure fluctuations of 50 testing points on the main landing-gear door were measured, and the fluctuating pressure coefficient and its root mean square(RMS) were obtained by calculation. The power spectral density(PSD) of fluctuating pressure coefficient was evaluated by employing Welch method. The experimental results indicate that the RMS of fluctuating pressure coefficient ranges from 0 to 0.18 and displays certain characteristics versus AOA and sideslip angle to a degree. The fluctuating pressure shows the broad band phenomena with slight fluctuation, while narrow band peak phenomena fails to be discovered.

Key Words: landing-gear door; wind tunnel test; fluctuating pressure; root mean square; power spectral density(PSD)

Received: 2015-06-25; **Revised:** 2015-10-23; **Accepted:** 2015-11-09

***Corresponding author. Tel. :** 029-86832522 **E-mail:** aaronjzw@sina.cn