

# 飞行器结构噪声致振试验及 声振耦合响应分析\*

张国军, 闫云聚, 李鹏博

(西北工业大学 力学与土木建筑学院, 西安 710129)

**摘要:** 以高超声速飞行器 X-43A 为研究对象,建立其有限元结构模型,在动力学实验室进行飞行器结构模型的固有频率测试,通过固有频率计算与试验结果对比,二者误差在 1% 左右,这表明所建立的结构有限元模型是比较准确的.在高声强混响室进行飞行器结构噪声致振试验,得到飞行器结构测点加速度功率谱密度(power spectral density, PSD)和舱内声场噪声声压级,通过声振耦合数值模拟计算结果与试验值对比.结果表明:数值模拟计算方法对振动噪声环境预测是比较可靠的,结构振动响应与舱内噪声响应的有限元分析与试验结果趋势上较为一致,低频段吻合较好;高频外噪声场引起的飞行器弹性腔体结构振动占据结构振动响应的主要成分,尤其是以结构低阶振动为主,而外噪声场传递到封闭腔体内的噪声也主要是通过结构腔体弹性壁板的低阶振动传播,即使外噪声激励是宽频的,封闭舱内响应噪声的频率主分量仍然是结构的低阶模态振动.

**关键词:** 飞行器; 声振试验; 声振耦合; 试验验证

**中图分类号:** O355; TB53      **文献标志码:** A

**DOI:** 10.3879/j.issn.1000-0887.2013.11.005

## 引 言

为保证飞行器的高可靠性,必须进行动力学环境试验,为此需确定相应的动力学环境条件.恰当地制定动力学环境条件,对飞行器的研制有着至关重要的意义.过低的动环境条件,导致欠试验,使飞行器在地面试验中得不到充分考核,某些缺陷无法暴露,飞行器在实际恶劣的动环境下飞行可能失效<sup>[1]</sup>.高速飞行器结构振动的激励源主要来自发动机和飞行气动噪声,飞行器结构振动可引起结构的损伤疲劳破坏,也可能造成机载仪器设备的故障.因此,在飞行器设计研制阶段就需要较为准确地预示结构的动力学环境和结构的动力学响应特性.

飞行器噪声环境以其壳体为界面可分为内外两个噪声场,外部包括飞行气动噪声的产生与飞行器壳体的耦合振动,内部声场包括噪声传递、壳体耦合振动和内部声场的反射与耦合.整个过程的研究涉及气动噪声产生机理、结构耦合振动、噪声场反射等多方面的理论分析与计算和试验方法.由于整个过程包括气动计算、风洞试验以及结构耦合振动、内部噪声场耦合分析与试验,问题十分复杂,研究难度大,工作量也大<sup>[1]</sup>.

王昆<sup>[2]</sup>在对某型火箭整流罩声振试验进行仿真的基础上,研究合理的建模方法,并结合

\* 收稿日期: 2013-07-05; 修订日期: 2013-09-12

基金项目: 教育部博士点专项基金资助项目(20126102130004)

作者简介: 张国军(1979—),男,陕西人,博士生(通讯作者. E-mail: zgj2004@163.com).

试验加以验证;胡选利等<sup>[3]</sup>通过对一个矩形截面弹性壁腔体内部声场和壁面振动的试验测量,说明了各种模型求解时所用简化假设的合理性;尹立中等<sup>[4]</sup>对再入飞行器壳体复杂结构气动噪声的响应进行数值分析与试验验证,取得了令人满意的结果;孙目等<sup>[5]</sup>针对某型号导弹的仪器舱进行了高频动力学环境预示,其仿真结果在 300 Hz 以上与试验值较好地吻合;尹忠俊等<sup>[6]</sup>预测了距离管道系统外部一定距离的声压级,并与现场测试数据进行对比分析,预测曲线与实测曲线吻合较好。

本文以高超声速飞行器 X-43A 为研究对象,对飞行器结构模型固有频率进行计算与测试,并建立结构有限元模型.在高声强混响室进行飞行器声振试验,完成结构振动加速度和腔内噪声声压试验数据的采集与处理,建立飞行器声振耦合模型.数值模拟其声振响应,将试验结果与数值模拟结果进行对比验证,并分析飞行器结构与内声场的声振耦合响应特性。

## 1 声振耦合有限元方程

结构的振动速度可以看作是声音的附加速度输入,此时声学方程的有限元形式为<sup>[7]</sup>

$$(\mathbf{K}_a + j\omega\mathbf{C}_a - \omega^2\mathbf{M}_a)\mathbf{p}_i = \mathbf{F}_{ai}, \quad (1)$$

式中  $\mathbf{K}_a, \mathbf{C}_a, \mathbf{M}_a$  分别为声场的刚度矩阵、阻尼矩阵和质量矩阵,  $\mathbf{p}_i$  为声场声压向量,  $\omega$  为角频率,  $\mathbf{F}_{ai}$  包括了已知的声压、声场中的声源以及振动速度边界  $\Omega_v$  的贡献.振动速度边界  $\Omega_v$  的贡献可以简单地写为

$$\int_{\Omega_v} (-j\rho_0\omega\mathbf{N}_a^T\bar{v}_n) d\Omega, \quad (2)$$

负号表示单元的方向背离声场的方向,  $\rho_0, \bar{v}_n$  分别为声场介质的密度和振动速度,  $\mathbf{N}_a$  为未知声压的形函数。

结构振动方程的有限元形式为<sup>[7]</sup>

$$(\mathbf{K}_s + j\omega\mathbf{C}_s - \omega^2\mathbf{M}_s)\mathbf{u}_i = \mathbf{F}_{si}, \quad (3)$$

式中  $\mathbf{K}_s, \mathbf{C}_s, \mathbf{M}_s$  分别为结构网格上没有受到约束部分的刚度矩阵、阻尼矩阵和质量矩阵,  $\mathbf{u}_i$  为结构位移向量,  $\mathbf{F}_{si}$  包括结构约束部分的贡献量、已知载荷的贡献量和垂直于结构表面的外部声压载荷  $P$  的贡献量.垂直于表面的外部声压载荷  $P$  满足

$$\sum_{e=1}^{n_{se}} \left( \int_{\Omega_{se}} (\mathbf{N}_s^T \mathbf{n}^e P) d\Omega \right) = \left( \sum_{e=1}^{n_{se}} \left( \int_{\Omega_{se}} (\mathbf{N}_s^T \mathbf{n}_a \mathbf{N}_a) d\Omega \right) \right) \mathbf{p}_i, \quad (4)$$

式中,  $\mathbf{n}^e$  为结构网格的法线向量,  $n_{se}$  为结构与流体接触的结构网格数量,  $\mathbf{n}_a$  为声场单元的法向量,  $\mathbf{N}_s$  为未知节点振动的形函数,  $\Omega_{se}$  为沿接触面  $\Omega$  的结构单元面积,  $\mathbf{N}_a$  为未知节点声压的形函数。

声音作用于结构上的声压载荷可以看作是附加的法线载荷,此时,结构模型的动力学方程为

$$(\mathbf{K}_s + j\omega\mathbf{C}_s - \omega^2\mathbf{M}_s)\mathbf{u}_i + \mathbf{K}_c \mathbf{p}_i = \mathbf{F}_s, \quad (5)$$

式中  $\mathbf{K}_c$  为耦合刚度矩阵.设  $\mathbf{F}_s$  为结构载荷向量,  $\mathbf{N}_p$  为已知节点声压的形函数,  $\bar{p}_i$  为已知的节点声压,即有

$$\mathbf{K}_c = - \sum_{e=1}^{n_{se}} \left( \int_{\Omega_{se}} (\mathbf{N}_s^T \mathbf{n}_a \mathbf{N}_a) d\Omega \right), \quad (6)$$

$$\mathbf{F}_{si} = \mathbf{F}_s + \sum_{e=1}^{n_{se}} \left( \int_{\Omega_{se}} (\mathbf{N}_s^T \mathbf{n}_a \mathbf{N}_p \bar{p}_i) d\Omega \right). \quad (7)$$

在流体与结构耦合的位置  $\Omega_s$  处, 结构法线的振动速度与流体法线方向的振动速度相同, 这样在边界  $\Omega_s$  处, 结构的振动速度可以看作是声音的附加速度输入, 这时调整后的声学方程变为

$$(K_a + j\omega C_a - \omega^2 M_a) p_i - \omega^2 M_c u_i = F_{ai}, \tag{8}$$

式中  $M_c$  为耦合质量矩阵,  $F_a$  为声场的载荷向量,  $N_u$  为已知节点振动的形函数,  $\bar{u}_i$  为已知的节点位移, 即有

$$M_c = \sum_{e=1}^{n_{se}} \left( \int_{\Omega_{se}} (\rho_0 N_a^T n^e N_s) d\Omega \right), \tag{9}$$

$$F_{ai} = F_a + \sum_{e=1}^{n_{se}} \left( \int_{\Omega_{se}} \rho_0 \omega^2 (N_a^T n^e N_u \bar{u}_i) d\Omega \right). \tag{10}$$

比较式(6)和式(9), 可得

$$M_c = -\rho_0 K_c^T. \tag{11}$$

将式(5)和式(8)写成一个矩阵形式的耦合方程可得

$$\left( \begin{bmatrix} K_s & K_c \\ \mathbf{0} & K_a \end{bmatrix} + j\omega \begin{bmatrix} C_s & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & C_a \end{bmatrix} - \omega^2 \begin{bmatrix} M_s & \mathbf{0} \\ -\rho_0 K_c^T & M_a \end{bmatrix} \right) \cdot \begin{bmatrix} u_i \\ p_i \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_{si} \\ F_{ai} \end{bmatrix}. \tag{12}$$

## 2 飞行器结构有限元模型

为了研究高超声速飞行器的噪声致振特性, 参考美国 X-43A 建立了分析计算模型. 飞行器主体结构采用 3 mm 全等厚不锈钢板焊接, 中部机舱下方开矩形窗, 用于连接可拆卸的发动机机箱. 发动机机箱可拆卸的目的在于可装卸机舱内声压、振动测量传感器; 发动机机箱通过紧固螺栓与机舱连接, 并通过发动机机箱上面的密封橡胶圈使机舱内形成密闭空腔, 并设计有噪声致振试验所需声传感器穿孔孔. 飞行器结构有限元模型如图 1 所示, 模型采用非结构网络, 是由商用 CFD 软件 FLUENT 的前处理软件 Gambit 生成的, 由 Size Function 控制网格质量, 生成的网格节点数为 20 536, 生成单元 106 114 个. 飞行器结构材料为不锈钢板 (304), 其物理参数如下: 密度  $\rho$  为 7 800 kg/m<sup>3</sup>, 弹性模量  $E$  为  $2.1 \times 10^{11}$  Pa, 切变模量  $G$  为  $8 \times 10^{10}$  Pa, Poisson 比  $\mu$  为 0.312 5.

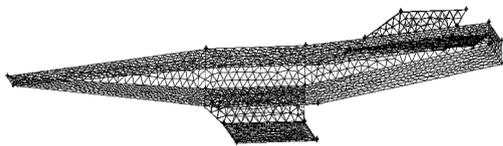


图 1 飞行器结构有限元模型

Fig.1 FE model of the aircraft structure

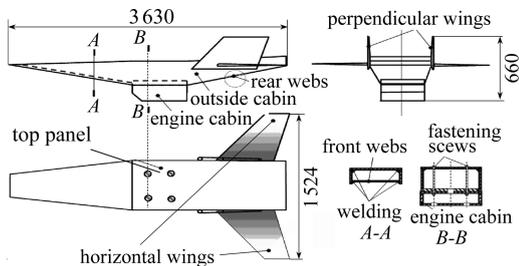


图 2 飞行器结构示意图(单位:mm)

Fig.2 Aircraft structure diagram(unit: mm)

结构振动固有频率是结构重要的力学特性, 它不仅是反映结构共振特性的重要参数, 也是检验结构动力学有限元建模的重要手段和指标, 因此, 通过固有频率测试的试验来验证所建模型的正确与否.

结构示意图如图 2 所示. 试验模型按 1 : 3 缩比尺寸制作, 试验模型与原形机大体一致, 细节处进行简化. 简化设计的目的在于减少模型加工难度和加工成本, 也可简化动力学模型有限元建

模的复杂性,以便把实验结果和计算结果进行对比验证,加工制作的试验模型如图 3 所示。

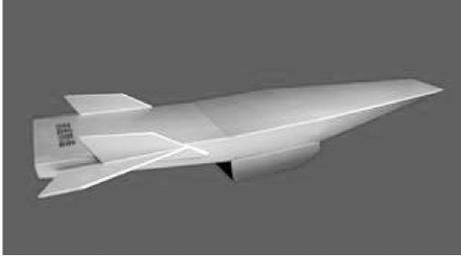


图 3 飞行器试验模型

Fig.3 Test model of the aircraft



图 4 飞行器结构模型频率测试试验现场

Fig.4 Natural frequency testing scene of the aircraft model

飞行器结构模型的固有频率测试在动力学实验室完成,模型放置在海绵垫上以模拟自由边界条件,采用锤击法测量结构振动固有频率,所得到的结构振型为整体振型,试验现场如图 4 所示。

为了检验飞行器结构有限元模型的准确性,对结构固有振动频率测量结果与利用有限元模型计算的结果进行了对比(表 1)。从表 1 可以看出,除第 2、4、6 阶外,固有频率计算与试验结果误差一般在 1%左右,这表明所建立的结构有限元模型是比较准确的。

表 1 结构固有振动频率计算与试验测量结果

Table 1 Results by natural frequency calculation and testing of the aircraft model

order	result by natural frequency calculation $f_c$ /Hz	result by natural frequency testing $f_t$ /Hz	error $\varepsilon$ / (%)
1	138.31	137.69	0.27
2	171.11	179.31	4.41
3	186.58	188.38	1.11
4	218.01	214.00	1.81
5	242.99	243.69	0.28
6	278.39	272.31	2.20
7	293.18	296.63	1.10
8	349.38	351.56	0.59
9	353.87	354.19	0.09
10	381.48	383.50	0.51
11	401.14	401.06	0.21
12	407.49	408.38	0.19

### 3 飞行器结构模型噪声致振试验

试验装置为 70 m<sup>3</sup>高声强混响室,试验系统主要由声源系统、试验控制设备、声测试系统、气源系统、摄像装置等构成,在飞行器表面,安装 16 个单轴向加速度传感器,用于测试加速度

响应。根据以上试验状态,从低量级到高量级依次进行加载,每次测试 30 s。同时在飞行器腔内安装 1 个传声器,用于测量腔内噪声,16 个结构振动加速度测点布局如图 5 所示。

试验总声压级共 5 个状态,分别是总声压级 140 dB、145 dB、150 dB、155 dB、160 dB,每个状态持续 30 s。试验按照要求进行加载,采用三点平均方法进行声场闭环控制。试验过程中对声场进行监测并记录数据及图谱。试验在 70 m<sup>3</sup> 高声强混响室中进行,试验样品通过软橡皮绳悬挂于混响室中心,悬挂系统的固有频率低于 25 Hz,且试验样品的每个面均暴露于声场中,不与混响室任一壁面平行。试验现场及吊装方式如图 6 所示。

在试验过程中混响室声场均匀、稳定,声场满足飞行器模型噪声试验技术协议,平均总声压级

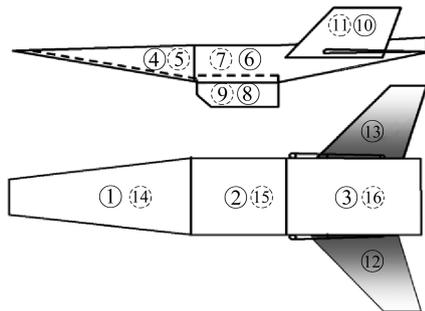


图 5 16 个结构振动加速度测点布局

Fig.5 Layout of 16 vibration acceleration measuring points



图 6 试验现场及吊装方式

Fig.6 Installation scene and lifting mode of the aircraft model test

容差满足  $-2 \sim +4$  dB 要求。按照试验状态要求,从低量级到高量级依次进行测试,每次测试 30 s。对时域测量数据进行频域分析,通过谱平均给出了各测量通道的加速度分析结果。噪声致振试验实际测量数据十分庞大,包括 16 个测点的结构振动加速度、1 个舱内声压,及外部声场的 3 个测点,每个通道采集了 5 个激励噪声量级(140 dB、145 dB、150 dB、155 dB、160 dB)下的时域响应数据,采样频率 64 kHz,每个通道采样总时间 130 s,故每个通道总采集数据量约 3 千多万个。

## 4 飞行器结构声振响应有限元分析与试验验证

有限元数值计算时,结构模型的力学边界条件取为自由边界条件,外部的噪声激励场采用均匀混响噪声,频率范围 20~8 000 Hz,噪声强度 140~160 dB,内损耗因子设定为 1%(内损耗因子对飞行器结构声振响应特性的影响可以参考文献[8]),根据试验时结构振动加速度测点布局,在结构有限元模型表面和内声场不同的节点处各加载 3 个有限元传感器(FE sensor),用来计算该节点处的加速度功率谱密度和内声场噪声声压级,以便与子结构试验结果做进一步对比,飞行器结构声振耦合有限元模型如图 7 所示。

### 4.1 子结构加速度功率谱密度(PSD)计算与试验值对比

在外噪声场激励强度分别为 140 dB 和 150 dB 下,飞行器结构模型子结构加速度功率谱密度(PSD)的 FE 计算值,sensor 所在节点处的计算值与试验值对比如图 8、9 所示。

从图 8 和图 9 的对比可以看出:

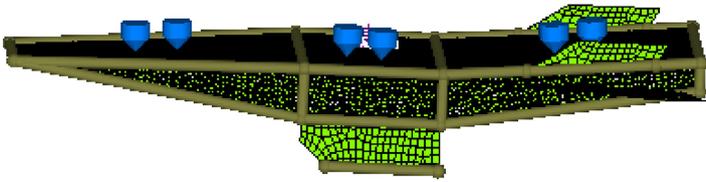


图 7 飞行器结构声振耦合模型

Fig.7 Vibro-acoustic coupling model of the aircraft structure

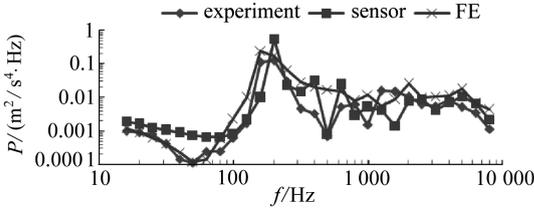


图 8 计算值与试验值对比(140 dB)

Fig.8 Comparison of numerical simulation with experiment results(140 dB)

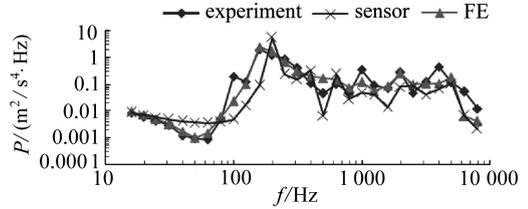


图 9 计算值与试验值对比(150 dB)

Fig.9 Comparison of numerical simulation with experiment results(150 dB)

1) 在 16~300 Hz 内,子结构 FE 计算值和 sensor 的计算值与试验值较为一致,在 300~2 000 Hz 内,计算结果与试验值误差较大,在 2 000~8 000 Hz 内,140 dB 和 150 dB 噪声强度激励时,3 种结果都较为一致;

2) FE 和 sensor 的变化趋势较为一致,sensor 的峰值比 FE 的响应峰值要高,这是由于 sensor 是局部节点的响应值,而 FE 的结果是子结构响应的平均值;

3) 结构振动加速度响应的主分量分布在 80~300 Hz 之间,这个频率区间正好是飞行器结构的低阶固有振动频率的分布区,同时,在 300~8 000 Hz 之间也仍然有很多响应峰值,这也是噪声宽频致振的特点;

4) 在模型结构的 1 阶固有频率(约 140 Hz)以下,结构加速度响应功率谱的计算结果在 100 Hz 以下基本上没有峰值,这是因为在此频率段结构没有固有频率,所以不存在共振峰值;由于激励噪声频谱分布没有改变,不同激励噪声强度下的结构振动响应加速度功率谱的分布也不改变。

#### 4.2 结构舱内响应噪声声压计算与试验值对比

在外噪声场激励强度分别为 140 dB 和 150 dB 下,飞行器结构模型舱内响应噪声声压级  $N_{SPL}$  的 FE 计算值, sensor 所在节点处的计算值与试验值对比如图 10、11 所示。

结构舱内响应声压的计算与试验结果对比可以看出,两种计算结果的总体变化趋势是较为一致的,这表明所建立的动力学模型、计算方法及计算程序基本上是可行的。对比结果还表明如下几个特点:

1) 在 16~500 Hz 内,FE 和 sensor 的计算值与试验结果较为一致,FE 和 sensor 结果的变化趋势较为一致,sensor 的峰值比 FE 的响应峰值要多;

2) 飞行器结构舱内响应声压的计算与试验结果可明显看出,主要响应分量集中在 100~400 Hz 这个范围,这正是结构的低阶固有频率所在的位置,这也表明舱内响应噪声主要来自结构振动;

3) 结构舱内响应声压计算结果与试验结果的个别峰值位置和大小有相当的不同,这可能

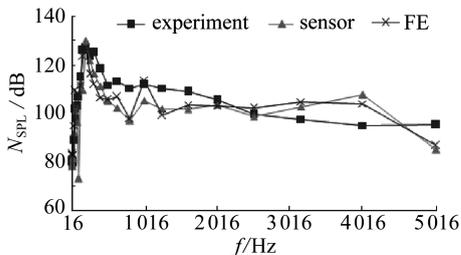


图 10 计算值与试验值对比(140 dB)

Fig.10 Comparison of numerical simulation with experiment results(140 dB)

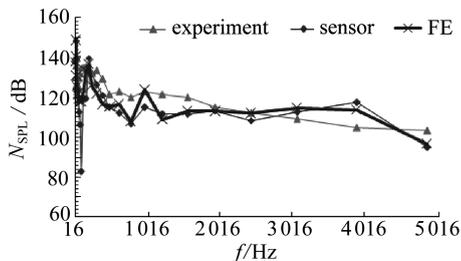


图 11 计算值与试验值对比(150 dB)

Fig.11 Comparison of numerical simulation with experiment results(150 dB)

是因为计算模型参数的选取有一定误差,尤其计算中选取的阻尼可能和实际结果的阻尼有较大的出入,这种差别同样来自两方面:一是试验测量数据中的干扰因素,二是计算模型参数选取问题,主要是结构材料的弹性模型和阻尼参数,弹性模量误差主要影响峰值位置,阻尼误差主要影响峰值大小。

## 5 结 论

本文以 X-43A 为研究对象,设计加工了高超声速飞行器结构试验模型,并在高声强混响室中进行了噪声致振试验,对结构振动响应和舱内响应声压进行了多种噪声激励下的试验测试,完成了飞行器模型的加速度、腔内、外声场的数据采集与记录,用试验数据对文中数值模拟结果进行了对比验证,为结构动力学模型修改和数值模拟方法的改进提供了有力的支持。飞行器结构振动加速度和舱内噪声声压响应的主分量分布均在 400 Hz 以内,这个频率区间正好是飞行器结构的低阶固有振动频率的分布区,这也表明舱内响应噪声主要来自结构振动,如果能设法降低结构的低阶振动响应,舱内响应噪声水平将可以大幅度降低。

## 参考文献 (References):

- [1] 王其政, 刘斌, 宋文滨. 航天事故与动力学环境预示和控制技术研究述评[J]. 环境技术, 1995, **29**(4): 1-6. (WANG Qi-zheng, LIU Bin, SONG Wen-bin. Aerospace failure and survey of prediction and control technique of dynamic environment[J]. *Environmental Technology*, 1995, **29**(4): 1-6. (in Chinese))
- [2] 王昆. 飞行器结构统计能量建模方法及声振响应分析研究[D]. 硕士学位论文. 哈尔滨工业大学, 2010. (WANG Kun. The research of modeling of aircraft structures by SEA and vibro-acoustic analysis[D]. Master Thesis. Harbin Institute of Technology, 2010. (in Chinese))
- [3] 胡选利, 陈花玲, 赵建平. 声振耦合数值模型合理性分析和实验验证[J]. 西安交通大学学报, 1997, **31**(7): 1-6. (HU Xuan-li, CHEN Hua-ling, ZHAO Jian-ping. Rationalization and experiments of current vibroacoustic analytical models[J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 1997, **31**(7): 1-6. (in Chinese))
- [4] 尹立中, 徐孝诚, 谭志勇. 再入飞行器壳体气动噪声响应分析和试验验证[J]. 强度与环境, 2002, **29**(2): 5-9. (YIN Li-zhong, XU Xiao-cheng, TAN Zhi-yong. Response analysis and experimental verification for reentry vehicle shell subjected to aerodynamic noise[J]. *Structure and Environment Engineering*, 2002, **29**(2): 5-9. (in Chinese))
- [5] 孙目, 王小军, 潘忠文, 王明宇. 统计能量分析在飞行器动力学环境预示中的应用[J]. 导弹与航天运载技术, 2009, **301**(3): 11-14. (SUN Mu, WANG Xiao-jun, PAN Zhong-wen, WANG

- Ming-yu. Applications of statistical energy analysis in prediction of flight dynamics environment[J]. *Missiles and Space Vehicles*, 2009, **301**(3): 11-14.(in Chinese))
- [6] 尹忠俊, 岳恒昌, 陈兵, 王文瑞, 赵爱民. 基于统计能量法的排气管道系统的振动和噪声分析与研究[J]. 振动与冲击, 2010, **29**(2): 159-162.(YIN Zhong-jun, YUE Heng-chang, CHEN Bing, WANG Wen-ru, ZHAO Ai-min. Vibration and noise analysis of an exhaust piping system based on statistical energy analysis[J]. *Journal of Vibration and Shock*, 2010, **29**(2): 159-162.(in Chinese))
- [7] Desmet W, Sas P, Vandepitte D. *Numerical Acoustics Theoretical Manual*[M]. Leuven: LMS International, 2000.
- [8] 张国军, 闫云聚, 李鹏博. 用统计能量法分析飞行器声振响应影响因素[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2013, **14**(2): 23-27.(ZHANG Guo-jun, YAN Yun-ju, LI Peng-bo. Applications of statistical energy analysis in influencing factors analysis of aircraft vibro-acoustic response characteristics[J]. *Journal of Air Force Engineering University( Natural Science Edition)*, 2013, **14**(2): 23-27.(in Chinese))

## Noise-Induced Vibration Experiment of Aircraft Structure and Vibro-Acoustic Coupling Response Analysis

ZHANG Guo-jun, YAN Yun-ju, LI Peng-bo

(*School of Mechanics, Civil Engineering and Architecture, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, P.R.China*)

**Abstract:** Aimed at the hypersonic aircraft X-43A in the research, the FE model was established. Natural frequency testing of the aircraft structure model was performed. The numerical values of natural frequency were compared with the experiment results, with errors at about 1%, which showed that the FE model of the aircraft was correct. A noise-induced vibration experiment of the aircraft model was completed in the high intensity sound laboratory, which could obtain the results of PSD and noise pressure. Comparison of the numerical simulation values with the experiment results shows that the method of numerical simulation is reliable in prediction of the vibration and noise environment of the aircraft cabin. The trend of the numerical vibro-acoustic response is well consistent with that of the test results; there is little difference in low-frequency range. The elastic cavity structural vibration of the aircraft model caused by high-frequency noise field outside the cavity makes the main components of structural vibration, especially for the low-order structural vibration. Noise in the aircraft cabin transmitted from the outer noise field is through the low-order vibration of the aircraft shell. The main components of the response noise frequencies in the closed cabin belong to structural low-order modal vibration, even if the noise excitation outside the cabin is broadband.

**Key words:** aircraft; noise-induced vibration experiment; vibro-acoustic response; experimental verification