

噪声与静压载荷同时作用下飞机壁板试验研究

张立¹, 郭定文¹, 潘凯¹, 刘志宏²

(1. 中国飞机强度研究所, 西安 710065; 2. 西北工业大学 航海学院, 西安 710072)

摘要: **目的** 模拟飞机结构承受静压载荷与噪声载荷时的真实情况, 为飞机设计初期阶段设计选型提供试验数据支持。**方法** 使用压缩空气进行静压加载, 模拟噪声与正压、噪声与负压联合加载, 并以静压载荷 0.06 MPa、噪声载荷 151 dB 为例, 进行了试验验证。**结果** 在噪声与静压载荷同时作用下, 若静压载荷过大, 结构会发生塑性变形。**结论** 提出的飞机选型阶段噪声与静压载荷联合加载的试验方法, 实现了噪声与静压 (正压与负压) 联合加载, 并通过飞机壁板声静联合试验, 验证了飞机壁板结构的噪声与静压联合试验方法。

关键词: 噪声载荷; 静压载荷; 飞机壁板破坏

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2020.09.031

中图分类号: V1 **文献标识码:** A

文章编号: 1672-9242(2020)09-0180-05

Experiment on Aircraft Panel under Simultaneous Action of Acoustic Load and Hydrostatic Load

ZHANG Li¹, GUO Ding-wen¹, PAN Kai¹, LIU Zhi-hong²

(1. China Aircraft Strength Research Institute, Xi'an 710065, China; 2. Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

ABSTRACT: The work aims to simulate the real situation of aircraft structure subjected to static pressure load and noise load, and provide experimental data for aircraft type selection in the early stage of design. Compressed air was used to carry out static pressure loading, and the combined loading of noise and positive pressure, noise and negative pressure was simulated. Taking static pressure load of 0.6 atmospheres and noise load of 151 dB as examples, the experimental verification was conducted. Under the simultaneous action of noise and static pressure load, if the static pressure load was too large, the structure underwent plastic deformation. The proposed test method of combined loading of noise and static pressure in aircraft selection stage realizes the combined loading of noise and static pressure (positive pressure and negative pressure), and verifies the combined test method of noise and static pressure of aircraft panel structure through the combined test of aircraft panel.

KEY WORDS: noise load; static pressure load; aircraft panel failure mode

目前, 结构承受噪声与静压联合载荷工况的测试试验^[1-20]通常是在风洞中开展, 但风洞试验对试验装置有所限制, 一般仅用于部件级验证试验, 如美国开

展的 F-22 主弹舱舱门开启时所做的风洞试验^[2]。然而, 部件级实验前, 在飞机设计初期、结构选型阶段, 相关的测试试验却很难实施。针对这种情况, 本文提

收稿日期: 2020-07-07; 修订日期: 2020-08-07

Received: 2020-07-07; Revised: 2020-08-07

作者简介: 张立 (1978—), 女, 博士, 副高级工程师, 主要研究方向为固体力学、声疲劳等。

Biography: ZHANG Li(1978—), Female, Doctor, Deputy senior engineer, Research focus: solid mechanics, acoustic fatigue.

通讯作者: 刘志宏 (1978—), 女, 博士, 讲师, 主要研究方向为声学。

Corresponding author: LIU Zhi-hong(1978—), Female, Doctor, Lecturer, Research focus: acoustics.

出了一种准确评估结构响应特性及破坏特性的声静联合加载试验方法,该方法可针对不同声压级及静力要求,开展选型阶段结构的声静联合试验。

1 声静联合试验

声静联合试验测试包括噪声测试、静压测试和响应测试三部分。图 1 为声静联合试验的流程图。

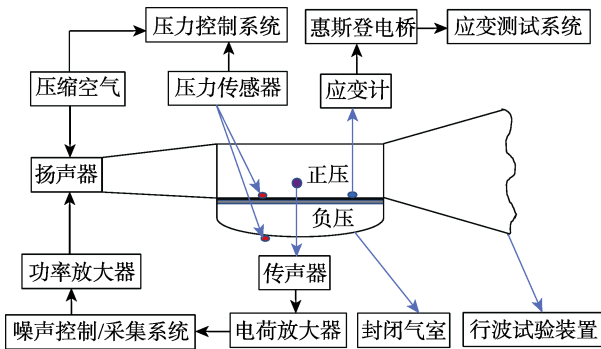


图 1 声静联合试验框图

Fig.1 Block diagram of combined acoustic and static test

(1) 试件安装。试验件通过螺栓安装在行波管侧壁上,周围采用万能粘土密封,防止气体与噪声泄露。

(2) 噪声加载方法。使用行波管提供噪声加载。由空压机提供压缩空气,驱动电动气流扬声器,由声控制系统设定噪声谱形,并通过传声器实现声场的闭环控制。

(3) 静压加载方法。行波管内部装设静压加载装置,空压机提供的压缩空气直接输入行波管内部,为试验件受声面提供正压,并在试验件受声面粘贴压力传感器;封闭气室内静压由移动式空气压缩机提供,模拟试验件受声面负压,并在封闭气室安装压力传感器,正压与负压由声采集系统测试。

(4) 响应测试。应变响应由试验件上粘贴的应变片获得。应变测试位置选择在试验件与加筋条平行边的中间位置,如图 2 所示,测点 1—测点 6 在试验件加筋面,以实心框表示;测点 11—测点 20 在试验件非加筋面,以空心框表示。其中测点 13、测点 16 为应变花,其余为应变片。

为开展进气道典型结构声静联合试验,专门设计了噪声与静载联合加载装置。试验件通过螺栓安装在行波管侧壁上,周围采用万能粘土密封,防止气体与噪声泄露。试验件加筋面为受声面,面向行波管内,安装照片如图 3 所示。另外,行波管内部装设静压加载装置,由空气压缩机持续提供高压气体,为试验件受声面提供正压,可实现噪声与静压同侧加载,在正对静压加载处安装压力传感器。行波管外部安装封闭气室,由移动式空气压缩机提供气体产生静压,模拟试验件受声面的负压,用于噪声与静压两侧加

载,进气阀、泄气阀用于调节静载压力,压力表、压力传感器用于静载压力数据的采集,如图 4 所示,且封闭气室与试验件时间采用密封胶条密封,防止封闭气室中气体泄露。

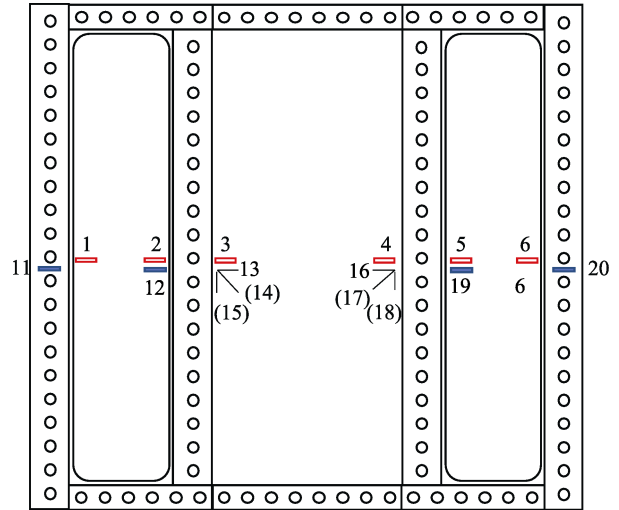


图 2 应变测点位置

Fig.2 Position of strain points

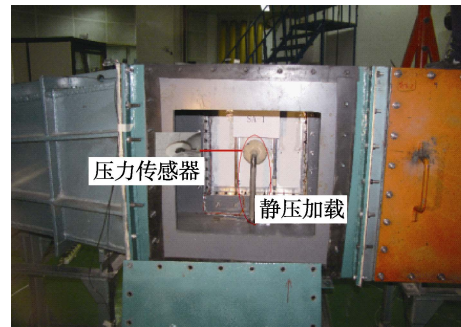


图 3 试验件安装 (正压加载)

Fig.3 Installation of test pieces (positive pressure loading)

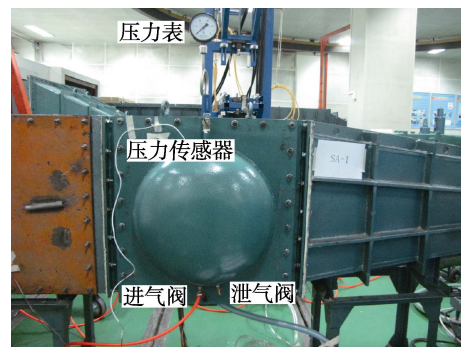


图 4 试验件安装 (负压加载)

Fig.4 Installation of test pieces (negative pressure loading)

2 声静联合试验分析

为了验证声静联合试验方法,本文以飞机壁板结构作为研究对象开展声静联合试验研究,验证了试验方法的可靠性,获得了结构件动静应变响应规律。

2.1 噪声对结构应变的影响

以飞机壁板结构为研究对象,开展了三组不同静压条件下,结构静应变及动应变响应随噪声级变化的试验研究。

图5给出了在正压0.06 MPa、负压0.01 MPa、负压0.06 MPa作用下,不同声压级下静应变测试比较结果。由图5a、5b可知,在噪声与静压载荷同时作用下,随着噪声级的增大,试验件静应变整体呈增大趋势。但是对图5c观察发现,随着负压增大到0.06 MPa时,这种静应变随噪声级变大递增的变化趋势变小,分析认为试验件已经发生了破坏,经检查确认试验件蒙皮与筋条发生了明显的塑性变形(如图6

中红圈所示)。

图7给出了噪声与静压联合载荷作用下,试验件的动应变均方根值随噪声量级变化的曲线。由图可以看出,随着噪声级增大,试验件的动应变也随之增大,呈上升趋势。

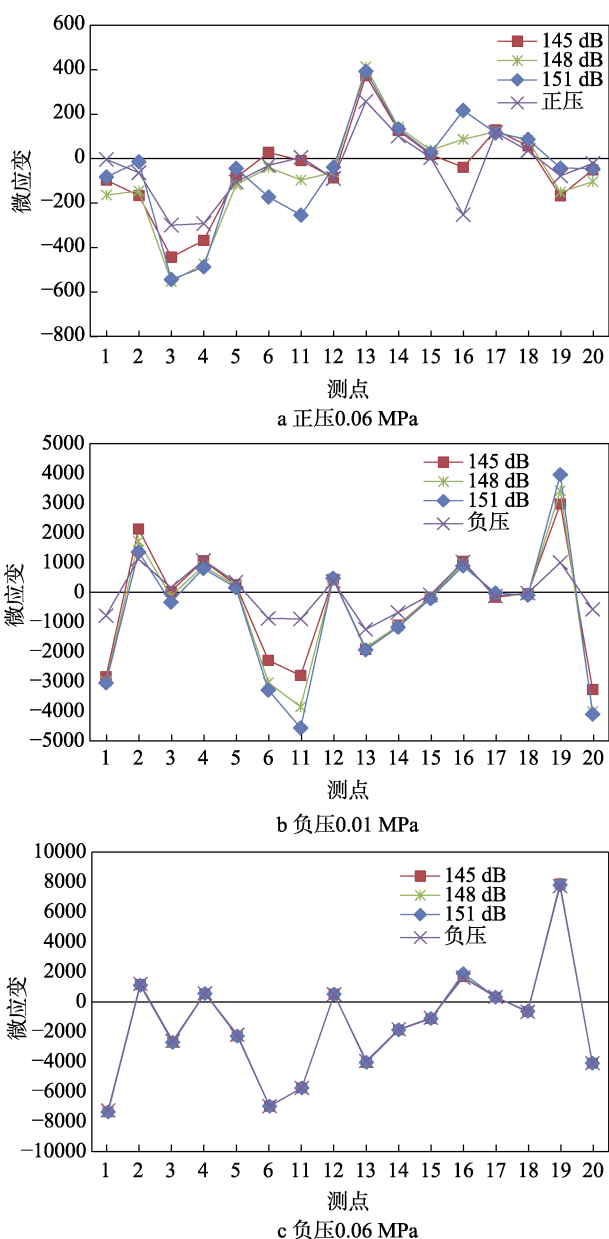


图5 静应变测试结果比较

Fig.5 Comparison of static strain under different pressure: a) positive pressure 0.06 MPa, b) negative pressure 0.01 MPa, c) negative pressure 0.06 MPa



图6 声静联合试验中发生塑性变形的试验件
Fig.6 Test pieces for plastic deformation in combined acoustic and static test

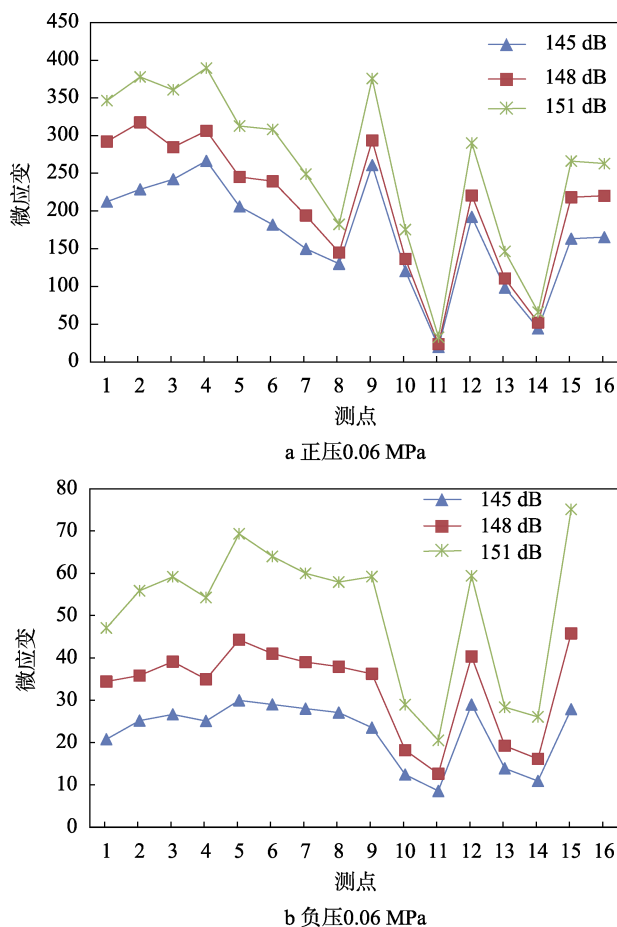


图7 动应变测试结果比较

Fig.7 Comparison of dynamic strain test results under different pressure: a) positive pressure 0.06 MPa, b) negative pressure 0.06 MPa

2.2 静压对结构应变的影响

图 8 给出了噪声声压级 151 dB 下, 试验件在不同负压量级下的静应变测试结果比较图, 图 9 给出了相应的动应变对比图。由图 8 和图 9 可以看出, 随着负压量级的增大, 试验件的静应变变大, 动应变变小。

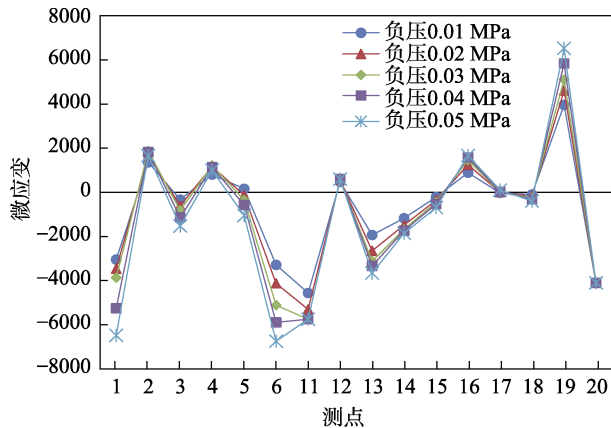


图 8 静应变测试结果比较图 (声压级 151 dB)

Fig.8 Comparison of static strain test results under 151 dB

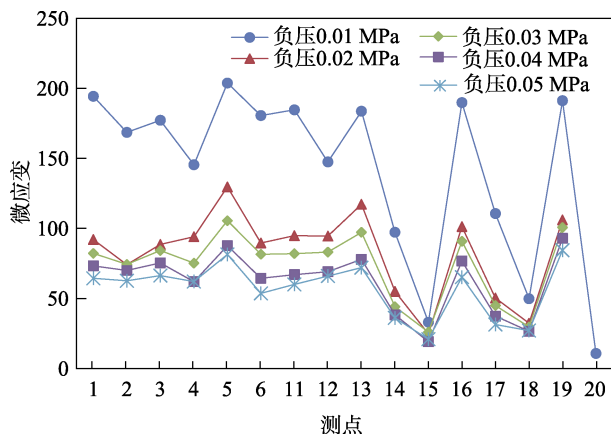


图 9 动应变测试结果比较图 (声压级 151 dB)

Fig.9 Comparison of dynamic strain test results under 151 dB

2.3 不同载荷对结构的破坏

图 10 为相似试验件的声疲劳试验破坏照片。由对图 10 所示的实验件分析得知, 声疲劳下试验件发生蒙皮裂纹或铆钉脱落, 与声静联合试验导致试验件发生塑性变形 (如图 6 所示) 的破坏方式截然不同。通过对比两种工况下的试验结果发现, 声静联合载荷作用下的结构破坏比声疲劳破坏更恶劣。因此, 在结构选型阶段开展声静联合试验具有重要的工程实践意义。

3 结论

1) 提出了飞机选型阶段噪声与静压载荷联合加

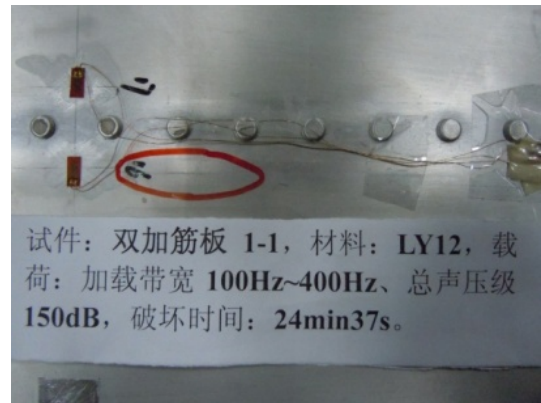


图 10 声疲劳破坏试验件

Fig.10 Test pieces in acoustic fatigue test

载的试验方法, 实现了噪声与静压同侧加载。

2) 以飞机壁板结构件为例, 开展了声静联合试验, 验证了飞机壁板结构的噪声与静压联合试验方法; 进而获得了声静联合载荷下结构的破坏方式及其应变随噪声与静压量级的变化规律。

在噪声与静压载荷同时作用下, 若静压载荷过大, 结构会发生塑性变形, 这与单独噪声载荷作用下的结构破坏方式不同;

在相同的静压载荷作用下, 随着噪声量级的增大, 结构的静应变变化不明显, 结构动应变随着噪声量级的增大呈上升趋势;

在相同噪声载荷作用下, 结构的静应变随着静压载荷量级的增大而变大, 动应变随静压载荷量级的增大而减小。

参考文献:

- [1] MORTON M. Certification of the F-22 Advanced Tactical Fighter for High Cycle and Sonic Fatigue[C]//48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Waikiki: [s. n.], 2013.
- [2] WILLIAM D A, SURESH R P, CHRISTOPHER L B. Low speed wind tunnel buffet testing of the F/A-22[C]//45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference. California: [s. n.], 2004.
- [3] WILLIAM D A. F/A-22 high angle of attack buffet-test adequacy analysis[C]//22nd Applied Aerodynamics Conference and exhibit. Rhode Island: [s. n.], 2004.
- [4] ANDERSON W D. Low speed wind tunnel buffet testing on the F/A-22[C]//45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. California: [s. n.], 2004.
- [5] LAYTON D A. F-22 Actuator dynamic stiffness (impedance) testing[C]//48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Confer-

ence. Waikiki: [s. n.], 2013.

[6] YANG B, MIGNOLET M P, SPOTTSWOOD S M. Modeling of Damage Accumulation for Duffing Type Systems under Severe Random Excitations[J]. Probabilistic Engineering Mechanics, 2004, 19(1-2): 185-194.

[7] RIZK T A, KLEINSTREUER C, OZISIK M N. Analytic Solution to the Conjugate Heat Transfer Problem of Flow Past a Heated Block[J]. International Journal of Heat Mass Transfer, 1992, 35(6): 1519-1525.

[8] LI J, NARITA Y, WANG Z. The Effects of Non-uniform Temperature Distribution and Locally Distributed Anisotropic Properties on Thermal Buckling of Laminated Panels[J]. Composite Structures, 2015, 119(12): 610-619.

[9] PRADEEP V. Thermal Buckling and Vibration Behavior of Multi-layer Rectangular Viscoelastic Sandwich Plates[J]. Journal of Sound and Vibration, 2008, 310(1): 169-183.

[10] VAICAITIS R. Nonlinear Response and Sonic Fatigue of National Aerospace Space Plane Surface Panels[J]. Journal of Aircraft, 2012, 31(1): 10-18.