

飞行器仪器舱混响室声环境实验研究和数值模拟

宁玮, 张景绘, 王珺

(西安交通大学航天航空学院, 710049, 西安)

摘要: 针对飞行器发射、飞行中的环境噪声问题,进行了飞行器的混响室噪声实验.在噪声实验过程中,以特定规范谱为声压级控制谱来调节混响室声场,使测量的噪声谱与控制谱接近,模拟飞行器的飞行环境进行了3次不同声压级的噪声实验,得到了实验件的内部声场和结构加速度响应.在实验的基础上,利用统计能量分析法对飞行器噪声实验进行了数值模拟.研究表明:在噪声实验中,飞行器内部的声场低于外部混响室的声场,但内、外最大声压差相差不大;结构的响应与结构刚度有关.数值模拟结果与实验数据的对比表明,统计能量分析方法在250 Hz以上的高频段模拟结果较好,而在250 Hz以下预示精度存在较大差别,说明利用统计能量分析方法进行中高频段噪声环境预示是可行的.

关键词: 飞行器;噪声实验;混响室;统计能量分析;数值模拟

中图分类号: O327; TB122 **文献标志码:** A **文章编号:** 0253-987X(2009)06-0099-04

Acoustic Environmental Experiment and Numerical Simulation of Apparatus Cabin of Aircraft in Reverberation Chamber

NING Wei, ZHANG Jinghui, WANG Jun

(School of Aerospace, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: Focusing on flight environmental noise issues for aircraft, three experiments of different sound pressure levels were conducted in the reverberation chamber, where the specific acoustic power spectrum was utilized as the reference spectrum and the reverberant sound spectrum was adjusted to make the response spectrum in accordance with the reference spectrum. The acoustic environment of aircraft was simulated and structure responses were obtained. Numerical simulation for aircraft environmental noise test was performed with the statistical energy analysis method on the basis of the experimental data. The results show that for aircraft subjected to external acoustic excitations, the internal sound field gets lower than the external sound field, but the maximum sound level difference between the internal and external sound fields changes slightly. The structure response is related to structure stiffness. Comparing the numerical simulation results and the experimental data, the model simulation by the statistical energy analysis coincides well with the experimental results above 250 Hz, but the accuracy gets worse below 250 Hz. So the acoustic environment prediction by the statistical energy analysis is feasible within the middle and higher frequency range.

Keywords: aircraft; acoustic experiment; reverberation chamber; statistical energy analysis; numerical simulation

飞行器在自主飞行过程中会遭受冲击、振动和 噪声场等多种恶劣环境的作用,这将对飞行器的有

效载荷和硬件设备产生重要影响. 飞行器所处的噪声环境主要来自发动机推进时喷出强劲燃气流产生的喷气噪声、发动机内部的振荡燃烧引起的空腔共振和作用在飞行器蒙皮上的湍流层所诱发的空气动力噪声. 噪声环境的高强声场引起的结构振动可造成飞行器内部器件失效、结构和设备的过应力及疲劳破坏, 严重时甚至可造成发射失败. 为验证飞行器在宽带随机声激励飞行环境中的环境适应性和环境可靠性, 必须加强飞行器的噪声和随机振动环境实验研究及环境预示研究^[1-2].

文献[3]强调了声振环境对航天飞行器研究的重要性, 总结了 NASA 在声振领域的新研究成果. 文献[4]通过飞行器的高声强混响噪声实验, 给出了用遥测数据识别混响外声场的实验方法. 对混响室噪声控制系统的研究及其声学性能的提高, 进一步促进了人们利用混响室实验来模拟飞行器的飞行环境^[5-6].

目前考验航天器声学特性最好的方法是使用高声强混响室进行噪声实验, 主要目的是验证飞行器在高声强环境中的结构响应及其对设备的影响. 混响实验系统通常包括混响室、气流调制器、喇叭和控制系统等.

本文通过混响室噪声实验来模拟飞行器的飞行环境, 重点考察实验件的内部声场和结构加速度响应, 并利用统计能量分析法对实验状态进行数值模拟.

1 实验条件和方法

飞行器噪声实验在混响室中进行. 混响室是具

有扩散声场的实验间, 它吸声很少, 混响时间很长, 室内声波经过多次反射形成声能的均匀分布. 混响室的体积为 900 m^3 ($7.7 \text{ m} \times 9.7 \text{ m} \times 12 \text{ m}$), 最大声压级可达到 152 dB. 实验试件为圆锥壳体结构, 下部用圆板密封, 上部用二次曲面板封闭, 壳体中部带有水平支撑梁, 周向和纵向有加筋肋. 试件竖直放置在混响室中部, 采用 3 个成 120° 角放置的弹性支承进行支撑. 混响声场的噪声源由 1 只大功率指数型电动气流扬声器产生. 扬声器经控制电信号调制, 由液氮气化系统的低压氮气驱动, 通过号筒发声. 在实验件的周向设置 3 个声传感器, 用来监测外声场. 声传感器沿周向成 120° 角放置, 距离实验件表面 1 m. 在实验件的内部设置 1 个声传感器, 用来测量实验件在外噪声激励下的内部声场.

在噪声实验控制过程中, 最初的驱动信号由标准谱转化为驱动谱, 通过计算机计算产生随机信号, 经数模转换器(D/A)和功率放大器驱动气流调制器产生高声强噪声, 在混响室经过多次反射扩散后产生稳定的混响声场. 混响室内的声压级经阻抗变换器和模数转换器(A/D)反馈到计算机, 计算机对反馈的时域信号进行谱分析, 并将得到的室内声场谱和要求的声压级谱进行比较, 根据比较结果修正驱动谱并转化为新的驱动信号, 直至混响室的声场达到标准规范谱的允许误差范围. 实验控制频率范围为 $25 \sim 6\,300 \text{ Hz}$. 为了模拟系统和各设备的工作环境条件, 必须全面分析外激励声场不同声压级的影响. 实验分 3 次进行, 对应混响声场的 3 个声压级. 噪声实验系统的示意图见图 1.

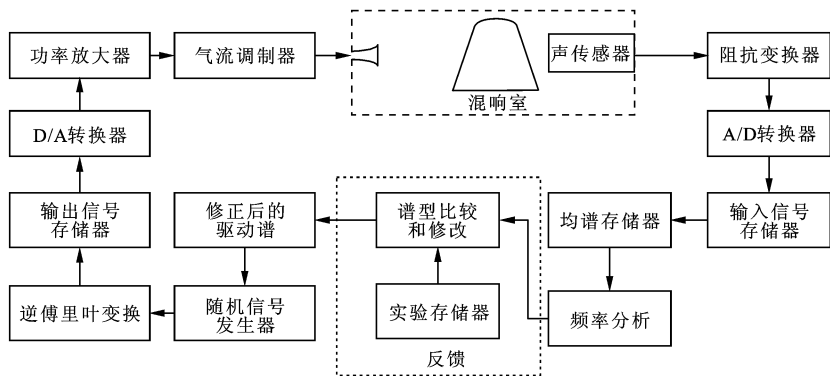


图1 噪声实验系统示意图

2 实验结果分析

根据实验记录数据可以得到飞行器内、外声场和结构的响应情况. 在 3 次实验中, 实测外声场最大

总声压分别为 132.40、137.44 和 140.45 dB(参考声压值为 $2 \times 10^{-5} \text{ Pa}$). 从图 2 可以看出, 声能主要集中在 $100 \sim 1\,250 \text{ Hz}$ 之间.

实验件表面的响应在轴向基本相同, 但由于实

验件有4根纵向加筋肋,使加筋肋处的结构刚度有所加强,因此结构响应有所抑制。结构在垂直方向上的响应差别较大,由于结构中部刚度最小,因此中部响应最大,下端次之,上端最小。

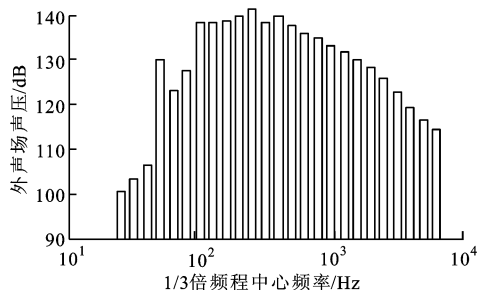


图2 外部声场的声谱

飞行器在外声场激励下引起结构振动,在其内部产生声场。通过实验发现,在3次实验中,飞行器内腔的声压级比外部声压级小。内、外声场的隔声量如图3所示,在不同声压级的外声场激励下,隔声量相差不大。根据1/3倍频程分析,在63~315 Hz之间隔声量较大。内腔最大声压级随外声场声压级的增大而增大,但是内、外最大声压级差相差不大。

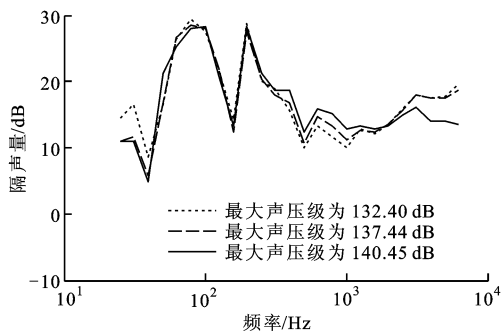


图3 内、外声场的隔声量

3 数值仿真

传统的结构动力响应分析和预示多采用有限元、边界元等确定性方法。但是,对于宽带高频随机激励下的复杂结构,用确定性方法预示存在困难:在宽带高频随机激励下,结构的高阶模态频率很高,波长很短,而用有限元求解时需要更细的网格划分来模拟高频模态,因此计算费用昂贵,且无法得到满意的结构动态响应;由于结构高频振动的模态重叠因子较高,动态特性由很多模态共同决定,因此不能像低频区间那样由单个模态确定结构的动态响应;在高频阶段,结构细节对动态特性影响很大,且结构细节不好确定。因此,确定性地预示宽带高频随机激励

下复杂结构的响应存在困难。

统计能量分析方法是一种有效地解决高频随机振动及声振耦合问题的方法^[7-8]。该方法运用统计学的手段,把振动能量作为描述振动的基本参数,将复杂结构划分为多个具有相似模态的耦合子结构,在时间、空间进行平均来计算结构的动态响应。

根据各子系统之间功率流的平衡,经典的统计能量法建立在子系统保守、弱耦合、宽带激励基础上的基本方程如下

$$\omega \eta_i E_i + \sum_{j=1, j \neq i}^k (\omega \eta_{ij} E_i - \omega \eta_{ji} E_j) = P_i \quad (1)$$

式中: P_i 为子系统 i 的输入功率; ω 为系统的计算频带中心频率; η_i 为 i 的内损耗因子; η_{ij} 为子系统 i 与 j 间的耦合损耗因子; E_i 为 i 的总能量; n_i 为 i 的模态密度; k 为子结构数。

本文基于统计能量分析方法,对飞行器的混响室噪声实验进行建模和数值仿真。根据飞行器实验件的物理参数和几何尺寸,利用商业软件 AutoSEA2 建立飞行器的统计能量分析模型,模型子结构主要分为舱体及上下盖板、飞行器内部构件、内部声场等几大类。

系统参数的确定:①模态密度是在结构物理模型建立之后,由 AutoSEA2 自行计算,该软件能确定常见结构如板、梁、壳等的模态密度;②子结构内部损耗因子的确定参考了美国 NASA 技术报告^[9],在中低频段确定为 0.01,在中高频段采用指数修正;③耦合损耗因子的确定主要采用 AutoSEA2 的默认参数。

由于实验分为3个不同外部声压级的3种工况分别进行,因此数值计算也按这3种情况分别进行。3种工况的最大总声压级分别为 132.40、137.44 和 140.45 dB,计算频带范围为 25~6 300 Hz。因为在实验过程中,外部声场激励是采用3个声传感器进行测量的,因此计算中取测量值的平均值作为模型的输入激励。

对3种工况下的数值模拟结果和实验结果(见图4~图6)进行分析后可知:利用统计能量分析法进行飞行器环境预示时,高频段的预示精度较高,而低频段的计算结果与实验结果相差较大。在 250 Hz 以上时,数值模拟结果和实验结果比较接近。当外激励声场最大声压级为 132.40 dB 时,实验结果与数值模拟结果的最大误差为 3.05 dB,中心频率为 3 150 Hz;当外声场最大声压级为 137.44 dB 时,实验与模拟结果的最大误差为 2.91 dB,中心频率为

3 150 Hz; 当外声场最大声压级为 140.45 dB 时, 实验与模拟结果的最大误差为 -2.86 dB, 中心频率为 6 300 Hz. 在中高频段, 数值模拟结果能够满足工程要求.

在 250 Hz 以下的频段, 计算结果和实验结果差别比较大, 这是因为统计能量分析方法主要适用于中高频段, 在低频范围内的计算结果是不可靠的, 此时需要用其他方法来进行确定, 例如采用有限元、边界元方法.

对结构内部水平梁响应的测量和数值模拟结果如图 7 所示(加速度功率谱密度参考值为 $1g^2/\text{Hz}$), 加速度响应为梁上 3 个不同测点的纵向响应. 由图可见, 水平梁的加速度响应在 2 kHz 中心频率带最大. 利用 1/3 倍频程分析可知, 在低频段, 随着频率增加结构响应增大, 但在高频段, 随着频率增加结构响应趋弱. 通过数值模拟结果与实验数据的比较分析可以看出: 统计能量分析方法在高频段的数值模拟结果和实验值比较吻合, 而在低频段的预示精度较差.

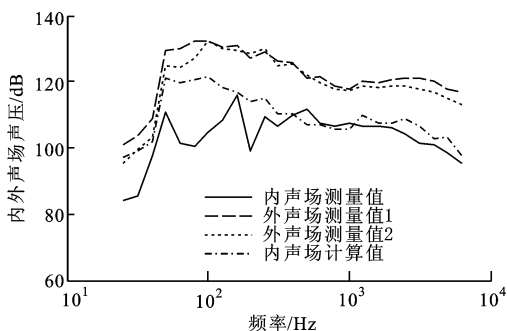


图 4 最大声压级为 132.40 dB 时的声场测量值和计算值

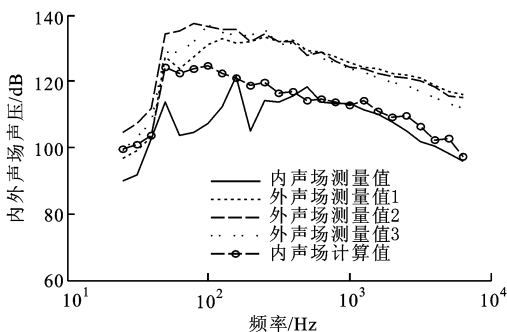


图 5 最大声压级为 137.44 dB 时的声场测量值和计算值

4 结 论

本文进行了飞行器混响室噪声实验来模拟飞行器的飞行环境. 通过实验发现, 飞行器的内部声场是由外部声场激励下的结构振动产生的, 内部声场的

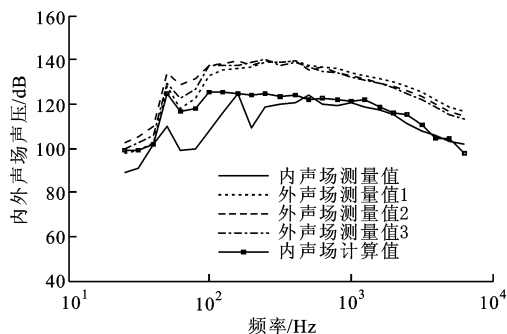


图 6 最大声压级为 140.45 dB 时的声场测量值和计算值

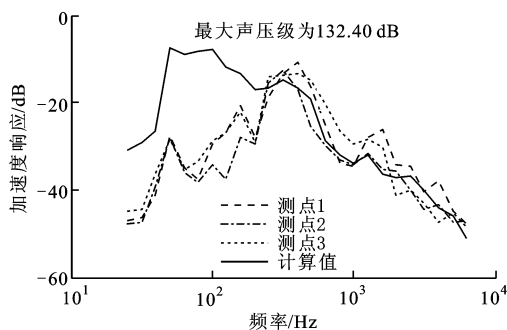


图 7 结构加速度响应的实验值和计算值

声压级小于外部声场的声压级, 且随外部声场声压级的增大而增大, 但内、外声场的最大声压级差相差不大, 声能主要分布在 100~1 250 Hz 之间. 根据 1/3 倍频程分析, 63~315 Hz 范围内的隔声量较大, 结构内部声场和水平梁的响应减弱. 在实验的基础上, 利用统计能量分析方法对飞行器的实验状态进行了数值模拟. 结果显示: 在中高频段数值模拟结果与实验数据吻合得较好, 但在低频段数值计算精度较差, 需要其他技术进行补充. 因此, 对于高频随机激励下的飞行器环境预示, 统计能量分析方法是可行且有效的.

参考文献:

- [1] MARUCCHI-CHIERRO P C, CABODI G, QUAGLIOTTI F, et al. Testing and characterization of ISS pressurized modules vs. on-orbit vibro-acoustic environment: lessons learned [J]. Acta Astronautica, 2008, 63(1/4): 310-323.
- [2] 宋文治. NASA 在声振领域研究的新成果[J]. 强度与环境, 2006, 33(2): 58-64.
SONG Wenzhi. New achievements in the vibroacoustic field of the NASA [J]. Structure & Environment Engineering, 2006, 33(2): 58-64.
- [3] 刘建兴, 张卫红, 吕道军. 用遥测数据识别外声场

- [J]. 强度与环境, 2007, 34(2): 14-17.
- LIU Jianxing, ZHANG Weihong, GUO Daojun. Prediction of flight outer sound field by flight telemeasured data [J]. Structure & Environment Engineering, 2007, 34(2): 14-17.
- [4] 耿丽艳, 李新明, 张俊刚. 大型混响室高频特性实验研究[J]. 航天器环境工程, 2007, 24(5): 322-325.
- GENG Liyan, LI Xinming, ZHANG Jungang. Research on the high frequency performance of a large reverberation chamber [J]. Spacecraft Environment Engineering, 2007, 24(5): 322-325.
- [5] 耿丽艳, 张俊刚. EPT-200 高频声发生器在航天器噪声环境试验中的应用[J]. 航天器环境工程, 2006, 23(2): 122-124.
- GENG Liyan, ZHANG Jungang. Application of EPT-200 high frequency noise generators in spacecraft acoustic test [J]. Spacecraft Environment Engineering, 2006, 23(2): 122-124.
- [6] 杨新峰, 向树红. 噪声试验计算机控制系统[J]. 中国空间科学技术, 1997, 1(1): 46-56.
- YANG Xinfeng, XIANG Shuhong. Computer-based control system of acoustic testing [J]. Chinese Space Science and Technology, 1997, 1(1): 46-56.
- [7] LYON R H, DEJONG R G. Theory and application of statistical energy analysis [M]. 2nd ed. Boston, Massachusetts, USA: Butterworth-Heinemann, 1995.
- [8] 聂旭涛, 熊飞峤. 运用统计能量分析法预示空空飞行器舱内动力学环境[J]. 振动与冲击, 2007, 26(4): 140-143.
- NIE Xutao, XIONG Feiqiao. Predicting dynamic environment of air to air missile module with statistical energy analysis method [J]. Journal of Vibration and Shock, 2007, 26(4): 140-143.
- [9] TRUDELL R W, YANO L I. Statistical energy analysis of complex structures, phase 2: final report, NASA-CR-161576 [R]. Huntington Beach, CA, USA: McDonnell-Douglas Astronautics Co., 1980: 3.1-3.3.

(编辑 葛赵青)