

大型客机典型壁板传声损失特性的数值分析研究

韩峰

(上海飞机设计研究院结构设计研究部,上海 200232)

The Research on the Numerical Analysis for the Transmission Loss of the Fuselage Typical Panel

Han Feng

(Structures Department, Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 200232)

摘要:以统计能量法为数值分析手段,对大型客机典型壁板结构的传声特性进行深入分析与研究。首先从传声损失与统计能量法基本理论出发,推导了由发声室-隔声结构-接收室三者组成的分析模型的结构传声损失表达式。以此作为理论着眼点,从飞机有限元模型中提取前客舱段的壁板结构,通过模型清理与声学简化,建立起飞机壁板结构传声损失的统计能量预计模型,并获得了壁板结构的传声损失曲线。通过预计结果与试验数据的比较,证明了模型的可靠性后,将该方法应用于蒙皮+空气层+内装饰的真实飞机壁板的传声损失预计之中,为大型客机壁板提供选型依据。

关键词:典型壁板;传声损失;统计能量

[Abstract] Abstract: The paper researched on the transmission loss of the fuselage typical panel based on the statistical energy analysis (SEA) method. According to the theory of SEA, the paper got the formula about the transmission loss of the acoustic system consist of the sound source, the transfer and the receiving cavity. Through making clear the model, we set up the prediction SEA model of the fuselage panel and acquired the transmission loss curve. It was proved that the numerical model is efficient after comparing with the test data. So that we applied the method into development and design the transmission loss performance about the real fuselage panel including the skin, insulation blanket and interior panel.

[Keywords] Typical Panel; Transmission Loss; Statistical Energy Analysis

0 引言

传声损失(Sound Transmission Loss),又称隔声量,是评判航空结构隔声能力的重要参数。大型客机舱内噪声环境作为评价飞机乘坐舒适性的重要指标之一,使得民航舱内降噪控制与声学设计受到波音与空客等著名飞机制造商的高度重视。而作为舱内降噪控制的有效途径之一,分析与优化壁板传声损失特性,一直是飞机声学设计人员的关注对象。

目前,飞机壁板传声损失特性通常通过试验测量获得,如混响室-混响室法、混响室-消声室法及全尺寸机身侧壁隔声试验的声导法和扬声器阵列法^[4]。NANS Langley 研究中心与波音公司内部噪声测试室对近百种不同类型的飞机壁板进行了试验测量,获得了大量的传声损失特性曲线,并形成数据库以作为飞机舱内声学设计的重要依据^[2,3]。国内的科研机构,也根据自身实验条件,进行过一系列的传声损失测量工作。

从飞机型号研制上来看,试验测量可以得到较为真实的结构传声损失,但试验测量还存在不足之处,如试验条件要求较高、试验加工与安装工艺复杂和测量工作程序烦琐等。由此,以计算机辅助工程的数值仿真方法就成为分析飞机壁板传声损失特性的有效途径。欧洲航空与宇航局在新一轮的大型客

机舱内噪声控制技术的研究项目中的 BRAIN 项目与 ENABLE 项目都着重于发展用于预计双层结构传声损失的分析工具^[6]。

统计能量法(SEA)作为振动与噪声数值分析方法,经过 40 多年的发展,现已成为声振环境预计的研究工具之一。本文基于统计能量分析方法的基本思想,利用 VAone 声学仿真软件对飞机典型壁板传声损失特性进行数值分析研究,通过改变壁板蒙皮与内装饰的结构类型,获得多项传声损失曲线,并进行分析比较,为飞机壁板声学设计提供选型依据^[1]。

1 基本原理

1.1 传递损失定义

传声损失等于入射到结构上的声强 I_i 与透过结构的声强 I_t 之比的常用对数乘以 10,由于声强比与声功率比是相同的,所以传声损失通常与构件面积无关,传声损失公式为:

$$TL = 10 \lg(I_i/I_t) \quad \text{dB} \quad (1)$$

$$TL = 10 \lg(p_i^2/p_t^2) \quad \text{dB} \quad (2)$$

式中:

p_i 为入射声波的声压均方根值;

p_t 为透射声波的声压均方根值;

1.2 统计能量理论^[2]

将复杂结构耦合动力学系统分解成 N 个子系统, 形成统计能量分析模型, 按子系统间的能量流动关系得到功率流平衡方程, 通过获得功率流平衡方程中的输入功率和损耗因子矩阵求解各子系统的能量, 进而得到子系统的平均动力响应。

$$\omega[L] \begin{bmatrix} E_1 \\ E_2 \\ \bullet \\ E_N \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} P_{1,in} \\ P_{2,in} \\ \bullet \\ P_{N,in} \end{bmatrix} \quad (3)$$

功率流平衡方程(3)中 L 是总的损耗因子, 其矩阵元素为:

$$L_{ij} = \begin{cases} -\eta_{ji} & i \neq j \\ \sum_{k=1}^N \eta_{ik} & i = j \end{cases} \quad (4)$$

1.3 传递损失的统计能量分析方法^[1]

典型的传递损失统计能量分析模型由发声腔、隔声试件(可以是平板、曲面或飞机壁板)、接收室三个子系统及三者之间的连接属性组成。子系统与连接属性如图 1 所示。

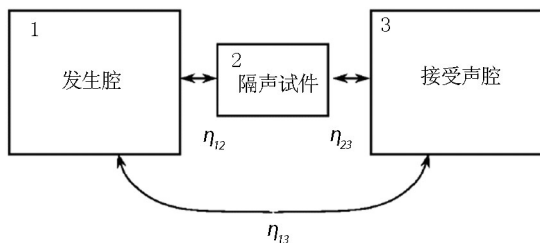


图 1 传递损失的统计能量分析模型

由公式(3)可得该统计能量分析模型的能量流平衡方程为:

$$\omega \begin{bmatrix} h_{11} & h_{12} & h_{13} \\ h_{21} & h_{22} & h_{23} \\ h_{31} & h_{32} & h_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} E_1 \\ E_2 \\ E_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} P_{in,1} \\ P_{in,2} \\ P_{in,3} \end{bmatrix} \quad (5)$$

其中:

$$h_{ij} = \begin{cases} \eta_i + \sum_{k \neq i} \eta_{ik} & i = j \\ -\eta_{ji} & i \neq j \end{cases} \quad (6)$$

若不考虑隔声试件子系统, 则方程(5)可简化为:

$$\omega \begin{bmatrix} h_{11} - h_{12}h_{22}^{-1}h_{21} & h_{13} - h_{12}h_{22}^{-1}h_{23} \\ h_{31} - h_{32}h_{22}^{-1}h_{21} & h_{33} - h_{32}h_{22}^{-1}h_{23} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} E_1 \\ E_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} P_{in,1} \\ P_{in,3} \end{bmatrix} \quad (7)$$

将公式(6)代入公式(7)可得发声室与接收室间的耦合损耗因子为:

$$\eta_{rs,tot} = -(h_{13} - h_{12}h_{22}^{-1}h_{23}) ; \quad (8)$$

$$\eta_{sr,tot} = -(h_{31} - h_{32}h_{22}^{-1}h_{23})$$

耦合损耗因子与传递损失 TL 间的关系由下式给出:

$$\eta_{ij} = \frac{A_c k_i^2 \langle \tau \rangle}{8\pi^2 \omega n_i} = \frac{A_c \omega}{8\pi^2 c_i^2 10^{TL/10}} \quad (9)$$

其中 A_c 为隔声件面积; n_i 为模态密度; c_i 为声速。

根据公式(9)可以得到典型传递损失的统计能量分析模型的传递损失 TL 表达式为:

$$TL_{sr} = 10 \log_{10} \left(\frac{A_c \omega}{8\pi^2 c_s^2 n_s \eta_{sr,tot}} \right) \quad (10)$$

由此可得, 传递损失 TL 可以通过获取隔声件面积 (A_c)、声速 (c_i)、模态密度 (n_i) 及发声室与接收室间的耦合损耗因子 ($\eta_{sr,tot}$) 计算得到。

2 统计能量的传递损失数值计算

2.1 飞机壁板建模

某民用飞机有限模型如图 2 所示, 从图中可以看到, 飞机壁板是全机机身的主要结构, 纵贯整个客舱段, 并带有环向的加强筋。为简化分析过程, 取前机身舱段壁板为研究对象, 在原有的有限模型的基础上, 对舱段壁板结构划分子系统, 建立起正确的统计能量模型。

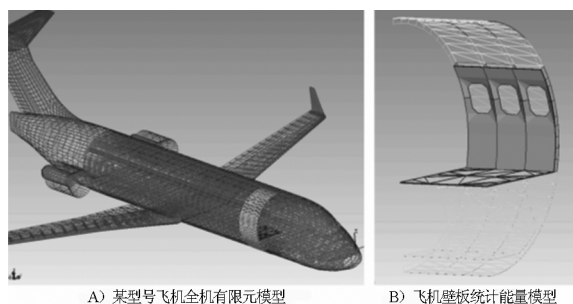


图 2 某民用飞机有限模型

考虑到舱内降噪的主要目的是减少飞机客舱有人区的噪声量级, 因此侧壁板传声损失的大小对舱内声学指标影响显著, 是舱内噪声环境的主要因素。由此, 本文选取机身舱段壁板中的侧壁板为隔声结构, 并在两侧添加声腔模型, 建立起统计能量传声损失数值计算模型。该计算模型包括如下基本要素:

(1) 结构模型 E0; 侧壁板统计能量模型。

(2) 两个声腔模型 A1, A2; 统计能量声空间模型发声室 A1 与接受室 A2, 分别位于结构模型的两

侧如图 3 所示。

(3) 单位声源 S: 以单位声载荷定义的声源, 量级是 1Pa。

(4) 连接属性 L1, L2: 声腔模型 A1 与结构模型 E0 的面连接 L1, 声腔模型 A2 与结构模型 E0 的面连接 L2。

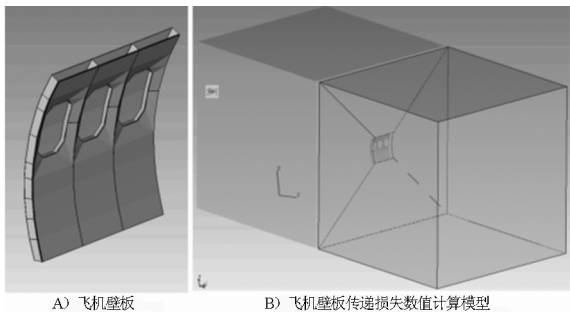


图 3 飞机壁板传递损失统计能量法模型

2.2 传声损失特性数值仿真

在建立起壁板传声损失计算模型后, 按照 2.1 节的统计能量理论基础, 计算求解传声损失曲线。

首先, 为了验证统计能量传声损失分析方法的合理性, 将不添加任何声学处理的壁板蒙皮的传声损失计算与实测结果^[6] 进行比较分析, 如图 4(A) 所示, 结果显示:

- (1) 在整个频率范围内, 数值计算与实测保持一致趋势;
- (2) 计算曲线较实测存在更多的波动与峰值;
- (3) 在低频区 (50Hz ~ 250Hz), 数值计算曲线与实测存在一定差距;
- (4) 从 300Hz 开始, 数值计算曲线与实测两者差距在 $\pm 3\text{dB}$, 满足工程要求^[4]。

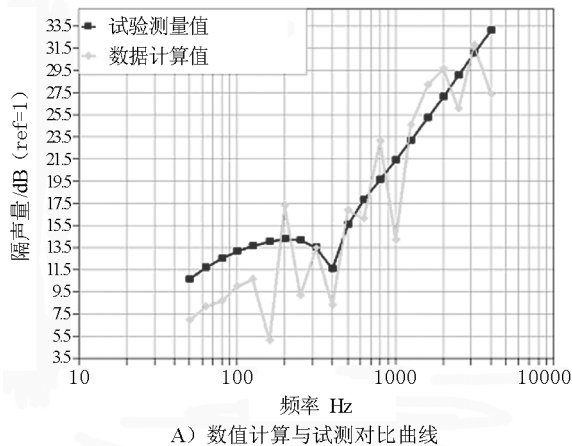
分析产生以上误差的原因主要是: ①统计能量法适合分析中高频结构动力学问题; ②蒙皮加筋模态密度在理论上存在奇异值, 导致数值分析曲线较实测幅值波动明显。

从蒙皮传声损失的实测对比效果来看, 统计能量分析在中高频满足工程要求。而在飞机实际结构中, 壁板包括: 蒙皮、阻尼与绝热隔声层及内装饰, 尤其是典型的多层薄壳结构, 层间材料属性 (厚度、面积、吸声性能) 将显著影响壁板整体的隔声性能。利用统计能量分析方法, 通过计算分析因壁板层间材料不同而引起的传声损失差异, 实现对壁板隔声性能的选型与优化。表 1 是相同壁板、不同内装饰与空气层厚度, 得到的传声损失曲线如图 4(B) 所示。

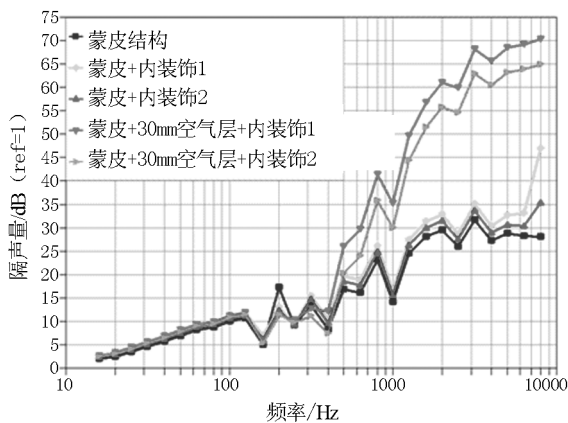
2.3 比较方案

从壁板传声损失仿真曲线上可以判断:

- (1) 添加内装饰能提高壁板的隔声量;
- (2) trim2 的隔声特性要优于 trim1;
- (3) 空气层的存在大大提高了飞机壁板的整体隔声性能。



A) 数值计算与试测对比曲线



B) 飞机壁板传递损失曲线

图 4 传递损失曲线

表 1 机舱壁板结构配置列表

名称	层间结构
Skin_bare	蒙皮, 无任何声学处理
Skin_trim1	蒙皮+内装饰 1
Skin_trim2	蒙皮+内装饰 2
Skin_air(30mm)_trim1	蒙皮+30mm 空气层+内装饰 1
Skin_air(30mm)_trim2	蒙皮+30mm 空气层+内装饰 2

仿真数值计算与对比分析结果指明, 采用带有空气层的多层结构作为飞机壁板将具有较好的隔声特性。若将结构重量、强度与经济性综合考虑, 经过灵敏度计算与优化分析, 可以获得最佳的空气层厚

(下转第 66 页)

表 2 模拟双发失效试飞状态(双发慢车)

序号	飞行阶段	起始高度(m)	速度(节)	形态	起落架	坡度(°)
1	下滑	发动机抽吸油高度	有利空速	巡航	收上	0
2	180°转弯	预定高度 1	有利空速	巡航	收上	小坡度
3	下滑	预定高度 2	有利空速	卡位 3	放下	0
4	模拟着陆	预定高度 3	有利空速	卡位 3	放下	0

2) 整个试验按照循序渐进的方式逐步进行。

3) 飞机按正常程序起飞至表 2 状态 1 中的发动机抽吸油高度、速度后,巡航形态,配平飞机,保持稳定平飞。

4) 使用故障模拟装置切断发动机泵对 1#和 2#液压系统的供压,先后切断 APU 及左、右发电机的供电。

5) 手动放下冲压空气涡轮 RAT。

6) 确认 RAT 提供电力,确认 3#液压系统正常工作。

7) 进行 30°坡度左转弯/右转弯。

8) 飞机稳定在一侧的 30°坡度飞行,迅速向另一侧建立 30°坡度。

9) 纵向推杆/拉杆阶跃操纵,过载要求为 0.8g/1.3g。

10) 操纵飞机以有利空速下滑,从发动机抽吸油高度下降至预定高度 1。

11) 飞机下降至预定高度 1 后,以小坡度进行 180°的转弯下滑至预定高度 2。

12) 调整表速为有利空速,放下起落架。

13) 模拟进场着陆,试验最低高度为预定高度 3。

14) 恢复飞机设置,试验结束。

15) 返场着陆。

记录飞机响应时间历程曲线。

3.2.5 可接受判据

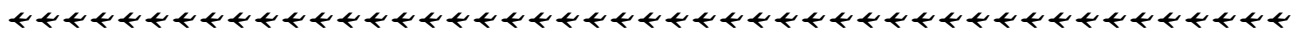
在双发失效后,飞机具有 ARAC 关于 FAR25.671(d) 的规定操纵能力。

4 结论

本文对 CCAR25.671(d) 条款的要求和评估方法进行了说明,分析了双发失效故障对某民用飞机和飞控系统的影响。从验证飞控系统对该条款的符合性的角度,分别提出了初步的模拟器试验(MOC8)验证方案和试飞(MOC6)验证方案。这两个方案为验证飞控系统对 CCAR25.671(d) 的符合性提供了有效途径。随着今后工作的不断深入,将逐渐改进和完善此验证方案。

参考文献:

[1] CCAR-25-R3 运输类飞机适航标准[S]. 北京:中国民用航空局,2001.
 [2] AC25.671 Control System - General [S]. Washington: FAA,2001.



(上接第 43 页)

度。不过值得注意的是,在实际工艺应用中,这种壁板的内装饰与蒙皮间的安装要求具有较好的密封性。

3 结论

大型客机的研制已经进入实质性发展阶段,噪声作为民机舒适性的重要指标之一,必须在型号设计中予以考虑,以便尽早发现与解决飞机设计中存在的噪声问题。要做到这点就必须充分地利用数值仿真技术对飞机各个结构、部件及系统进行噪声性能分析,为舱内降噪与噪声控制提供有效的设计依据。

参考文献:

[1] VA One Virtual TL, USER'S GUIDE & THEORY @ ESI Group,2007.
 [2] R. H. Lyon. Statistical Energy Analysis of Dynamical Systems; Theory and Applications [M]. London: The MIT Press,1975.
 [3] F. Fahy. Sound and Structural Vibration; Radiation, Transmission and Response[M], Academic Press, London,1985.
 [4] 姚起航. 飞机噪声工程[M]. 西安:西北工业大学出版社,1998.
 [5] 王彦琴,盛美萍,孙进才. 统计能量分析预测飞机隔板隔声量及舱室内声场分布[J]. 声学技术,2003,22(4).
 [6] M. P. Norton. 工程噪声和振动分析基础[M]. 北京:航空工业出版社,1989.