

# 泡沫夹层结构与层合板结构隔声性能研究

原崇新 陈志平

中国商飞北京民用飞机技术研究中心 北京 102211

**摘要：**夹层结构目前已经广泛应用于商用飞机的结构件，除了它具有优异的结构效率外，还具有良好的隔热隔声性能。作为机身的缩比件，对两个直径为 0.5m，长为 1m 的泡沫夹层结构圆筒与层合板结构圆筒的隔声性能进行了研究。两种类型的圆筒都采用了纤维缠绕工艺进行制造，两者的隔声性能分别在力激励和声激励下进行了对比。结果发现，在力激励下，泡沫夹层结构的隔声性能在大部分频率段要优于层合板结构。而在声激励条件下，泡沫夹层结构在低频处的隔声性能与层合结构相当，但在高频处尤其在吻合频率以上，夹层结构的隔声性能要优于层合板结构。

**关键词：**夹层结构 圆筒 隔声性能 复合材料 机身

飞机设计要考虑安全性、经济性及舒适性，其中舒适性是非常重要的一个环节。在飞机飞行过程中会产生很大的噪音，因此提高机身的隔声性能是改善机舱内部环境舒适度的重要途径。与加强筋结构相比，夹层结构拥有等量的比强度，但具有更好的隔音和隔热功能。同时夹层结构的面板与芯材可以共固化一体成型，减少长桁与蒙皮的装配环节，从而降低了工艺成本。美国 NASA 在 20 世纪 90 年代开展的 ATCAS 计划中，最终将夹层结构应用于机身的侧壁板和下壁板[1]。夹层结构应用于飞机的主承力构件也是未来发展的趋势之一。

飞机的噪声源主要来自发动机的运转以及飞机飞行中机体引起的空气流动，此外辅助动力装置（APU）以及气压液压装置也是舱内的噪声源[2]。就噪声的传递途径而言，一是噪声源直接激励机体本身机械振动并产生噪声，二是噪声源与机体无直接力接触，噪声通过空气传播到机舱内部。针对两种不同的传播路径，本文对比了夹层结构和层合板结构在力激励和声激励下的隔声性能及声音传播机理，研究结果为未来飞机的结构选型和夹层结构设计方法提供了一定的参考。

## 1 夹层结构与层合板结构圆筒的制造

### 1.1 层合板结构的制造

玻璃纤维/环氧树脂复合材料圆筒采用了纤维湿法缠绕工艺制造，玻璃纤维束(PPG 2400 tex)先通过盛有环氧树脂（环氧 L1100：固化剂 EPH294=100：31）的浸胶槽，然后自动缠绕在钢制模具上。控制纤维运动轨迹的数控 CNC 代码由数学软件 Mathematica 生成。模具半径为 0.25m，长度为 1m。缠绕后在室温下固化 15 个小时后，然后在烘箱里 60℃ 后固化 12 小时。整个复合材料圆筒为 6 层单向纤维，固化后圆筒壳厚度为 2.9mm。

### 1.2 夹层结构的制造

采用相同的方法和相同的模具，进行了夹层结构圆桶的制造。夹层结构铺层顺序为[0/0/0/Tycor® /0/0/0]。先在钢制模具上铺三层玻纤/环氧，然后再铺 Tycor 泡沫。这里采用的是由众多小块组成的泡沫结构，这种结构具有良好的变形程度，可以很好的贴合在模具表面上。最后再铺三层玻纤/环氧。最终的夹层结构厚度为 18.18mm。制成后的层合板结构圆桶重为 7.1 千克，夹层结构圆桶重为 11.1 千克。玻纤/环氧以及泡沫结构的材料性能如表 1 所示。

表 1 夹层结构与层合板结构的材料性能

|                   | $E_1$ [Pa] | $E_2$ [Pa] | $\nu_{12}$ | $G$ [Pa]  | $\rho$ [kg/m <sup>3</sup> ] |
|-------------------|------------|------------|------------|-----------|-----------------------------|
| Glass/epoxy       | 3.66e+010  | 5.4e+009   | 0.3        | 4.2e+009  | 1800                        |
| Foam(Tycor® )     | 1.51e+008  |            |            | 6.87e+007 | 70                          |
| Wood for end caps | 6e+009     | 6e+009     | 0.25       | 2.4e+009  | 700                         |

## 2 噪声测试

### 2.1 声激励测试方法

如图 2 中所示，复合材料圆筒用两个圆盘密封并放在两个木支架上，为了防止声音通过圆盘传递，圆盘厚度为 45mm 并且圆盘与圆筒连接处用胶带密封住。为了让麦克风在圆桶内有支撑点，采用一根铝管连接在两个圆盘中心，这样麦克风可以固定在铝管上。在圆筒内部安置了一个麦克风来测试内部的声压，外部也安置了一个麦克风来测试外部的声压。内外的麦克风都可移动以测试不同位置处的声压。作为噪声源，白噪声信号通过 NI(National Instrument)软件生成信号并通过放大器输送到喇叭。其中喇叭用了一个圆锥形的复合材料罩子罩上，这样产生的声音信号可以作为点噪声源。声源的采样率为 8291Hz。两个麦克风采集到声压信号通过 *Brüel&Kjær* 的输入硬件模块存储到电脑上，并通过 Matlab 的信号处理模块来进行 FFT 转换以及平均化处理。试验过程中所采用的仪器见表 2。

为了确保得到较为精确的测试结果，在测试之前对两个麦克风进行了对比测试。对比方法为：将两个麦克风放置在与声源相同距离，相同方向处，对比两者采集的声压信号。对比结果显示两个麦克风采集到信号在所有频率段都比较相当，最大的声压差别小于 1dB。

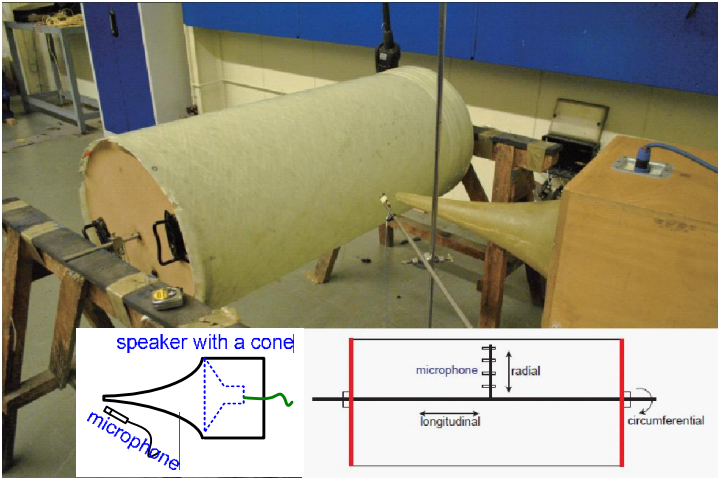


图 1 声激励条件下噪声测试

表 2 噪声测试中所用仪器

| 仪器名称   | 类别                                      |
|--------|-----------------------------------------|
| 功率放大器  | LING Electronics(stage accompany SA800) |
| 采集硬件模块 | PULSE Lan-Xi 3050-B-040 (Brüel & Kjær)  |
| 电荷放大器  | Model 2721A (Endevco)                   |
| 加速度计   | 4397 (Brüel & Kjær)                     |
| 信号生成器  | NI 9264(National Instrument)            |
| 麦克风    | multi-field 1/4", 4961 (Brüel&Kjær)     |
| 喇叭     | stage accompany                         |
| 振动器    | 4809 (Brüel&Kjær)                       |
| 力传感器   | 8200 (Brüel & Kjær)                     |

### 2.2 测试位置及表征方法

测试过程中，圆筒外部的麦克风固定在  $r=0.25\text{ m}$ ,  $l=0.5\text{ m}$ ,  $\phi=0$  处。内部的麦克风则变换了位置，分别放在

了半径的 2/5, 4/5 处、半轴的 1/7, 3/7, 5/7 处以及环向上的 0°, 90°, 180°, 270° 角度处, 共有 24 个测试点。由于声压的变换与圆筒壁的结构振动有密切联系, 在测试内外声压的同时, 也采用了加速度计来测试圆筒表面的结构振动情况。

噪声减少量 (Noise Reduction=NR) 即圆筒内外声压差, 用来表征圆筒壁在气动噪声源激励下的隔声性能。公式 1 为计算空间平均噪声减少量的计算方法。

$$NR = -10 \log_{10} \frac{1}{n} \left[ \left( \frac{p_1}{p_{out}} \right)^2 + \left( \frac{p_2}{p_{out}} \right)^2 + \dots + \left( \frac{p_n}{p_{out}} \right)^2 \right] \quad (1)$$

其中  $p_i$  为内部麦克风在不同位置处测得的声压值,  $p_{out}$  为外部麦克风测得的声压值,  $n$  为内部麦克风的不同位置数, 这里  $n=24$ 。

### 2.3 力激励测试

在力激励中, 通过振动器分别对复合材料圆筒和夹层结构圆筒进行激励。振动器的输入信号为白噪声, 产生方法与在声激励测试中一样, 由 Labview 中产生并经过 NI 信号生成器并输入到振动器中。信号采集系统与也声激励中类似, 这里不再赘述。如图 2 示, 振动力施加在圆桶表面的轴向中心, 两个麦克风放在圆桶内声腔的不同位置进行内部噪声的收集。两个麦克风的放置位置分别在半径的 2/5、4/5, 半轴的 1/7, 3/7, 5/7 处, 以及环向的 0°, 90°, 180°, 270° 处, 共计 24 处。24 处采集的声压信号除以激励力, 最后按公式进行均一化处理:

$$p_{av} = \sqrt{\frac{1}{n} (p_1^2 + p_2^2 + \dots + p_n^2)} \quad (2)$$

其中  $p_{av}$  表示平均声压,  $p_1, p_2, p_n$  分别代表不同处的声压,  $n=24$ 。

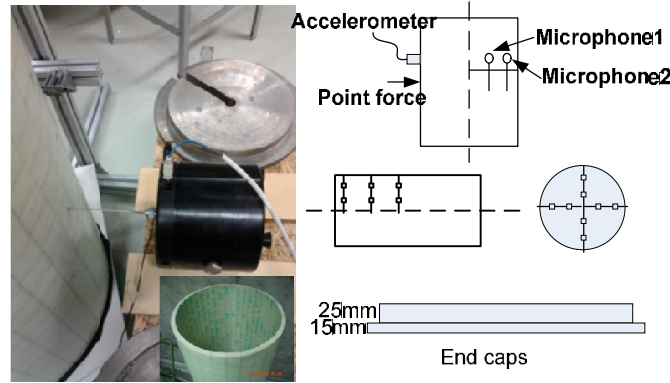


图 2 力激励下的噪声测试

## 3 隔声量模拟

由于本实验中涉及到的声学频率较宽, 对于圆筒结构的隔声量模拟采用了统计能量法, 图 3 为声学仿真模型。对于声激励, 整个声学体系由外声腔、圆筒结构及内声腔构成。尽管实验测试中应用了点声源, 但点声源无法在统计能量法中得到模拟, 因此在外声腔上施加了散射声场。在此模型中, 通过中间的圆筒结构材料来比较夹层结构与层合板结构的隔声量。在统计能量法中, 结构的隔声量可以用公式 2 来表示。

$$TL = 10 \log_{10} \left[ \frac{A\omega}{8\pi^2 n_1 c_1^2 \eta_2} \left( \frac{E_1}{E_2} - \frac{n_1}{n_2} \right) \right] \quad (2)$$

其中  $A$  为连接面积（这里指圆筒的表面积）， $E_1$  为外声腔的能量， $E_2$  为内声腔的能量。 $n_1$ ， $n_2$  分别为外内声腔的模式密度， $c_1$  为声速，这里  $c_1=343$  m/s； $\eta_2$  为内声腔的阻尼系数，这里  $\eta_2=0.01$ 。

对于力激励，点力施加在圆筒上，由于是统计能量法，这里力的施加点位置对计算结果没有影响。在点力的激励下，内声腔的声压值大小用来对比圆筒壁的隔声效果好坏。

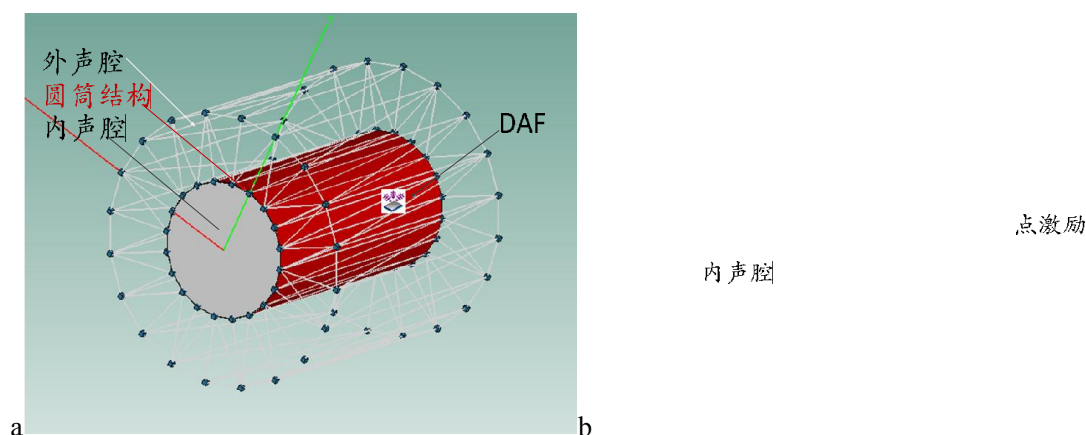


图 3 声激励(a)与力激励(b)下的噪声传递模拟

## 4 结果与讨论

### 4.1 声激励与力激励的不同

在声激励下，实验测得的夹层结构圆筒与层合板圆筒的隔声量对比如图 4 所示。在低频区域（<1000 Hz），两种类型的隔声量相差不大。当频率增加到 2000 Hz 以上，夹层结构开始呈现出较优的隔声性能。与此对应的模拟结果也呈现出类似的现象，在低频处，夹层结构的隔声效果甚至低于层合板结构。当频率高于临界频率时，夹层结构表现出优异的隔声性能。由于实验中的层合板圆筒的重量比夹层结构圆筒小，为了更好的对比两种结构的隔声效率，在仿真模型中，将层合板结构的层数增加使其重量与夹层结构相当。结果发现，通过增加层数使层合板圆筒的隔声效果在整个频率范围内得到了提高，但是在高频处的隔声量仍然低于夹层结构。

力激励下，在大部分频率处，实验的夹层结构圆筒内腔的平均声压都要低于层合板圆筒，见图 5。这说明在力激励条件下，夹层结构的隔声性能要优于层合板结构，即使在低频率处。这一点与声激励不同。这是因为在力激励下，力的振动能直接释放在圆筒结构上。由于夹层结构的弯曲刚度比层合板结构要大，实验测得结果显示，在同样的振动力下，夹层结构的表面振动速率要远低于层合板结构（如图 6 所示），其内部声腔的声压也较低。而在声激励条件下，空气中的声波造成的结构振动对结构本身的弯曲刚度依赖性不大，因此夹层结构在低频处并未表现出优异的隔声性能。

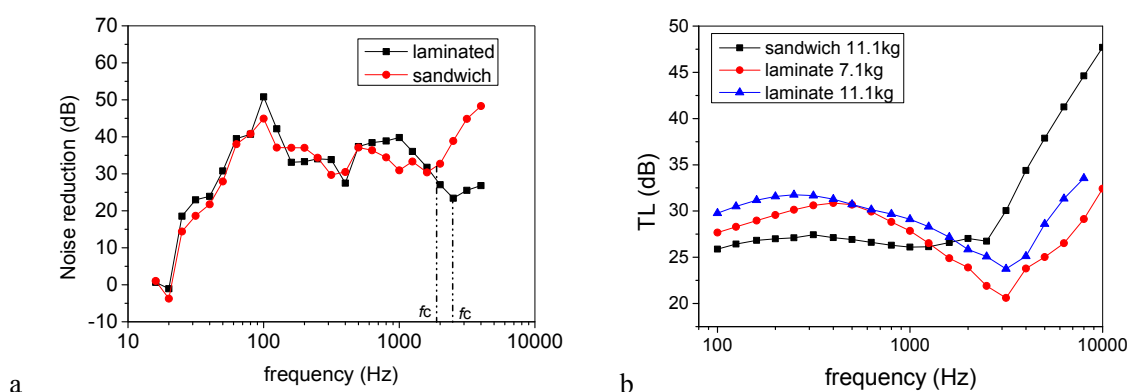


图 4 声激励下夹层结构与层合板结构的隔声性能：测试结果(a)，模拟结果(b)

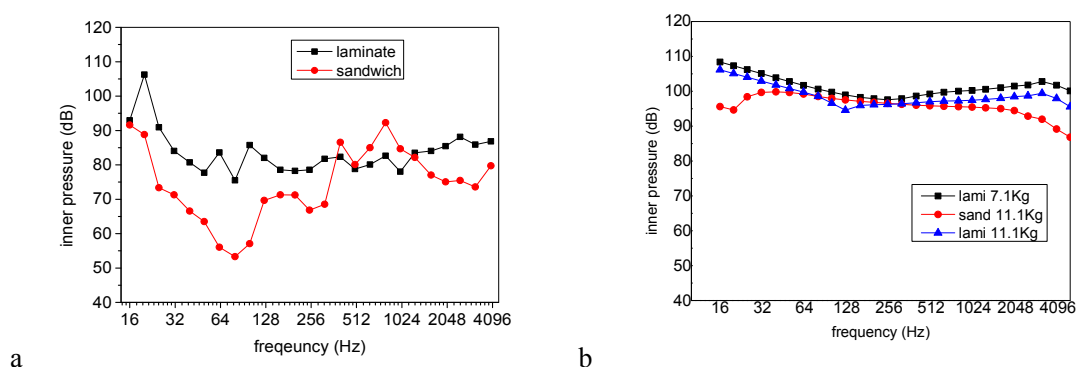


图 5 力激励下夹层结构与层合板结构的隔声性能：测试结果(a)，模拟结果(b)

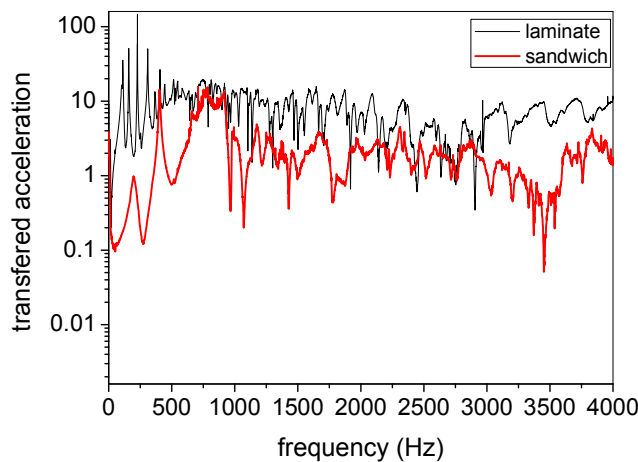


图 6 力激励下夹层结构与层合板结构的表面加速度

## 4.2 吻合频率的作用

在图 4 中表出夹层结构开始呈现出较优的隔声性能的频率，这个频率称为吻合频率。在吻合频率处，圆筒的弯曲振动波长与空气中的声波波长相同，圆筒结构的振动幅度太大从而导致较多的声音传递到圆筒内部。因此在吻合频率处，夹层结构与层合板结构的隔声效果都比较差。对于夹层结构，吻合频率也是声音传递过程中的分水岭。在吻合频率之前，夹层结构的振动主要由夹层结构的整体的弯曲刚度决定的。而高于吻合频率后，尤其在高频处，夹层结构的振动则近似于两个独立面板的振动，此时夹层结构的声音传播类似于隔板-声腔-隔板结构，其隔声性能要优于单纯的同质量的层合板结构。另外，无论是夹层圆筒还是层合板圆筒，两者的隔声性能在吻合频率后都随频率的增加而增加。从此意义上讲，吻合频率是结构的隔声性能的一个重要参数。

## 5 总结

本文对夹层结构圆筒和层合板圆筒的隔声性能进行了对比分析。实验结果和仿真结果都显示，在力激励下，在大部分频率，夹层圆筒比层合板圆筒具有更好的隔声性能。在声激励下，低频处夹层圆筒的隔声性能与层合板的隔声性能相当，而高频处夹层圆筒的隔声性能要优于层合板圆筒的隔声性能。在结构选型时，与加强筋结构和层合板结构相比，夹层结构具有更优的隔声性能，并且有更大的设计空间。此外，研究结果表明，在结构设计时很难做到一种结构在任何频率处都有优异的隔声性能，所以要针对噪声源的频率特征以及人耳对噪声的敏感范围进行结构优化。

## 6 文献

1. Ilcewicz, L.B. and P.J. Smith, *Advanced Technology Composite Fuselage: Program Overview*. 1997, Langley Research Center
2. Pinker, R., et al., *An introduction to aircraft noise*. 2002.