

大型飞机舱内振动噪声 主动控制技术的研究及应用

Research and Application of Vibration Noise Control Technology in Large Aircraft Cabin

南京航空航天大学 裘进浩 袁明 季宏丽



裘进浩

南京航空航天大学博士生导师，
长江学者特聘教授，智能材料与结构
航空科技重点实验室主任，长期从事
智能材料与结构研究。

机舱噪声的分布特点 及解决措施

自 1903 年美国莱特兄弟制造出人类历史上第 1 架飞机以来，人类已经实现了 100 多年的载人航空飞行。这期间，载人飞行器的安全性、飞行性能等均得到了显著提升。近年来，

近年来，人们对飞机的舒适性提出了更高的要求，这也成为波音、空客等世界航空巨头增强其产品竞争性的发力点之一。对于载人飞行器的舒适性，主要是要求在机舱内保持一个较小的振动与噪声水平，从而提高乘客和飞行员的舒适度。

人们对飞机的舒适性提出了更高的要求，这也成为波音、空客等世界航空巨头增强其产品竞争性的发力点之一。对于载人飞行器的舒适性，主要是要求在机舱内保持一个较小的振动与噪声水平，从而提高乘客和飞行员的舒适度。

1 座舱噪声问题的产生及分布

根据有关标准，一般的民用飞机舱均以不超过 85dB 为设计指标，并且有越来越接近甚至低于 80dB 的趋势，而我国以前研制的运 10 等喷气式飞机以及运 7 等型号的螺旋桨飞机都存在舱内噪声过大的问题，座舱内部噪声可达 90dB 以上。显然，这种噪声环境是无法满足当今适航要

求的，而座舱的噪声控制问题也应运而生。

一个声学系统包括声源、传播途径和受声者 3 个主要环节。相应地，噪声控制也包括声源控制、传播过程控制和受声者保护 3 个方面。从声源角度分析，对于飞行器的座舱噪声，主要声源有动力装置噪声和飞机部件的气动噪声。其中，动力装置噪声是飞机的主要声源。从传播方式来分，可以分为结构传播声及空气传播声。所谓空气传播声，由振动的设备直接向空中辐射，是由于声源的振动引起周围空气质点的振动，并以疏密相间的纵波形式向外传播。结构声又称固体声，机舱内的结构声主要

是由经过飞机舱室的壁板传播过来的振动引起的噪声。此外还有各类噪声在舱内反射而被动发生的附加混响声。在频率分布上,螺旋桨飞机噪声的主要能量主要集中在螺旋桨转速通过频率及其几阶谐波分量上,通常不超过 500Hz;而对于喷气式飞机,其频率分布较广,主要集中在 20 ~ 1000Hz 的频带上。

2 座舱噪声的控制方法

传统的降噪方式也称被动或无源的降噪方法,主要包括吸声处理、隔声处理、使用消声器、振动的隔离和阻尼减振。其基本原理是通过噪声声波与声学材料或声学结构的相互作用消耗声能,转化为热能,从而达到降低噪声的目的。但是这种方式的降噪也具有明显的缺点,即整套系统比较庞大笨重,对低频噪声的控制能力差,且会影响飞行器的整体性能,增加飞机的燃油消耗,不符合现代飞机的发展方向。

为了应对以上挑战,需要一种新的降噪方式,这种方式应具备如下优点:对低频噪声降噪好;系统重量轻,且通常不需要修改飞机的现有结构设计;通过与传统降噪措施结合,在低频、高频段都能较好抑制噪声。近年来发展起来的振动噪声的主动控制技术符合以上的所有要求,因此也是目前最有前途的实现座舱噪声整体控制的解决方案。

振动噪声主动控制技术及其发展历程

振动噪声主动控制技术也称有源控制,这种控制方式是与上文中提到的无源和被动控制相对应的。具体到一个数字化的有源振动噪声控制系统,其基本思想是通过控制器和数据采集系统对声场和结构振动进行跟踪并实时产生与原始声源和振源幅值相等、相位相反的次级声源和次级力源来抑制和消除噪声和振动。早在 20 世纪 30 年代,德国工程

师 Lueg 就阐述了这种思想,即空气中的声速远小于电脉冲的速度,这意味着当声波从它被检测到的一点传输到它被控制的某点时,在电子电路中有足够长时间用于处理这个声信号和驱动控制单元。这段时间的富裕程度取决于噪声的类型、频率和系统的物理尺寸。早期这种思想基本是通过模拟电路来实现,信号处理主要采用延时、倒相、放大的方式。由于模拟电路的控制参数必须预先从理论和实验上确定,而且一经确定便不再改变,因此这种控制方式只适用恒定的稳态场。但是对于实际声场,往往是不断变化的,基于以上思想的主动控制技术在 20 世纪 80 年代之前一直停滞不前。

直到进入 20 世纪 80 年代,美国斯坦福大学的 Widrow 教授提出了自适应滤波的理论,并将这种理论应用于有源噪声抵消。同时高速数字信号处理器件的发展也为其思想提供了硬件平台,经过不断改进,产生了诸如 Filtered-X LMS 等经典算法。此后,有源振动噪声控制进入了一个快速发展时期。

在国外,美国弗吉尼亚理工大学的 Fuller,英国南安普敦大学的 Nelson、Elliott,澳大利亚阿德莱德大学的 Hansen 等一批科学家在该领域均进行了开创性的研究。国内,南京航空航天大学智能材料结构研究所也于 20 世纪 90 年代开展了飞机机舱主动减振降噪工作的研究,并取得了满意的成果。此

外,南京大学声学所、中科院声学所、上海交通大学、西北工业大学等高等院校及研究所也从不同方面对该领域进行了广泛而深入的研究。

飞机座舱的振动噪声主动控制实例

座舱内的声学环境不仅具有空气传播声,也具有结构传播声,因此产生了 2 个相对独立的研究方向。为了控制空气传播声,通常使用扬声器等作为次级声源,对原始声场产生干涉。对于结构声的有源控制,采用控制声源和振动源都能取得一定效果。采用声源作为次级控制源,其主要机制是改变结构表面的声压分布,

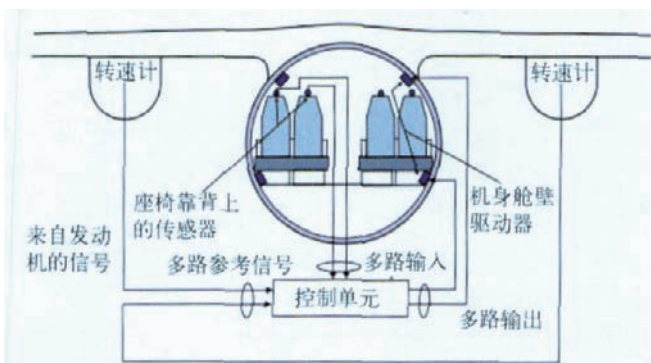


图1 螺旋桨飞机的机舱噪声主动控制

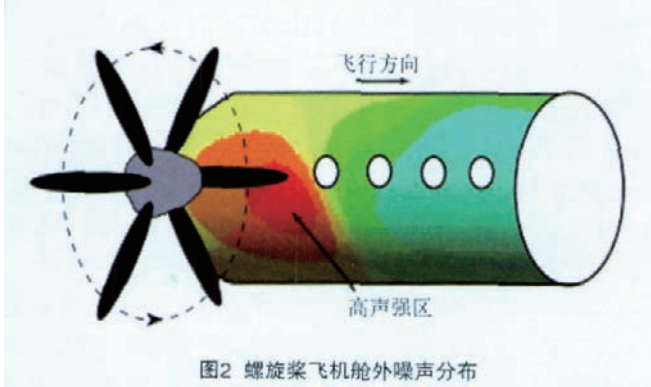


图2 螺旋桨飞机机舱外噪声分布

从而改变结构的辐射阻抗;而采用振动源作为次级控制源,其主要机制主要有 2 种,减小结构振动幅值(模态抑制)和改变结构模态之间的相对相位(模态重组)。一般情况下 2 种机制同时作用。

1 使用次级声源进行控制

英国南安普顿大学的 P. A.

Nelson、S.J.Elliott 等以螺旋桨飞机舱室噪声控制为背景,研究了封闭空间低频声场的有源控制。以矩形和圆柱结构为飞机舱室的简单模型,建立了相应的声学模型,然后推导出声控制方式下最优次级声源输出复强度(包括幅度和相位)、封闭空间最小声势能计算公式,研究了降噪效果与声场特征、次级声源、误差传感器布放的关系,这些研究成果对理论分析和实际应用具有重要指导意义。

20 世纪进行的欧盟 ASANCA (Advanced Study of Active Noise Control in Aircraft) 项目涉及 11 个欧盟国家的 22 个研究机构,先后在 Dornier228、Saab340、ATR42 和 Fokker 100 等 4 种机型上进行了有源噪声控制的飞行和地面测试。前 3 种飞机是螺旋桨飞机, Fokker 100 是喷气式飞机。各种试验结果表明,对螺旋桨基频噪声,平均降噪量在 15 ~ 20dB 之间,局部降噪量达 30dB 左右。图 1 和图 2 分别为螺旋桨飞机的舱内噪声主动控制系统结构图和螺旋桨产生的舱外噪声的声压分布图。

此外,美国麦道公司在其 MD-80 型喷气式飞机上也进行过类似试验,结果显示,在飞机巡航飞行时,降噪量可达 8 ~ 10dB,但是在其他飞行条件下,例如起飞爬升时整体声压降低大约只有 1 ~ 3dB,这主要是由于此时边界层湍流噪声在座舱噪声谱中占主导作用。

进入 21 世纪,欧洲的 CREDO (Cabin Noise Reduction by Experimental and Numerical Design

Optimization) 项目组从 2006 年起开展了飞机座舱降噪的试验及优化研究。

根据有关报道,目前在庞巴迪 Q (quiet) 系列、空中客车 A400M、洛克希德·马丁公司的 C-130 等型

号的部分飞机上已经安装了具备座舱噪声主动控制功能的系统。图 3 为机舱噪声在控制前后的效果对比图,其中红色代表着较高的声压,而蓝色则意味着较低的声压。

2 使用次级力源进行控制

除了以上介绍的主要采用有源声控制进行机舱噪声的主动控制外,美国弗吉尼亚理工大学的 C. R. Fuller 等还开展了用次级力源控制结构声辐射或声透射的研究,这种方法称为有源力控制。研究内容主要包括:

- (1) 降噪效果与次级力源个数、位置的关系;
- (2) 有源力控制方式与有源声控制方式的比较;
- (3) 用次级力源控制圆柱结构向声腔内外的声辐射;
- (4) 次级力源控制封闭空腔内弹性板声透射。

研究表明,对结构噪声,使用次级力控制结构振动进而抑制噪声往往比用扬声器作为次级声源来抑制噪声更为有效。

次级力源包括电磁作动器、压电陶瓷片、压电聚偏乙烯(PVDF)薄膜等,特别是以压电陶瓷为代表的压电

材料,由于具有正逆压电效应,既可以作为传感器,也可以作为驱动器。利用其正压电效应,作为传感器具有容易安装、对温度变化敏感性低、

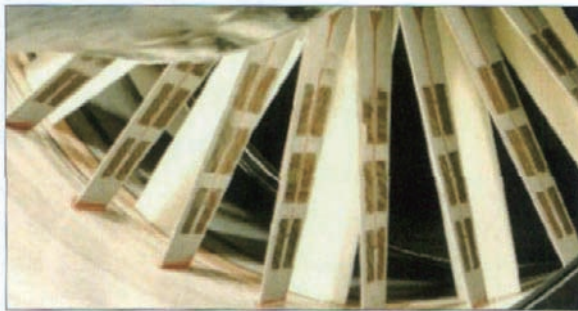


图4 粘贴在喷气式引擎叶片上的压电作动器

高应变灵敏度和低噪声等优点。利用其逆压电效应作作动器时,具有低质量、操作频带宽和力可自发产生等特点。正是由于其良好的宽频可控特性及机电耦合特性,在飞机智能结构的减振降噪研究中成为首选的智能材料。

例如,加拿大国家研究院航空航天研究所与庞巴迪飞机公司联合开展了 Dash 8-100 型号的机舱噪声主动控制试验。采用 199 只压电驱动器粘贴在受螺旋桨气动载荷激励的机身隔框内壁进行噪声主动控制。结果表明,整个座舱噪声场能够得到有效抑制,螺旋桨噪声抑制达 16dB。

当然,直接从声源处直接控制也是一个很好的选择。例如,美国航空航天局(NASA)与 BBN 公司开展合作,通过压电驱动器控制喷气式发动机引擎上的叶片来减小发动机的噪声,如图 4 所示。

在振动噪声主动控制方面,笔者在 2003 年还提出了不需要外置声学传感器对结构噪声进行控制的新概念,设计了结构噪声主动控制的新系统。提出了利用嵌入式压电传感器输出的信号和神经网络识别结构周围噪声场的声压的方法,并以此作为控制系统的反馈信号,从而实现了不用外部传感器对结构噪声的主动控制。

试验结果表明,不用噪声传感器的新系统大大简化了传统的控制系统,而且其控制效果与传统的控制系统完全相同,为结构噪声主动控制法的实用化提供了理论基础,为解决目

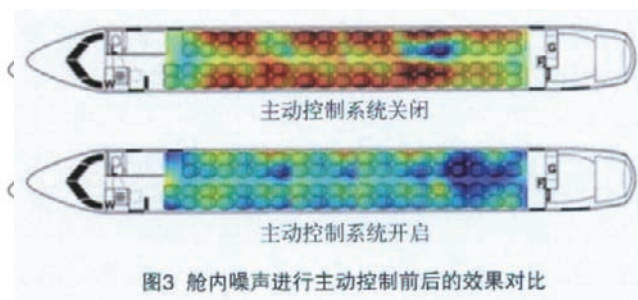


图3 舱内噪声进行主动控制前后的效果对比

前航空航天等领域大量采用轻质材料而引起的噪声等问题提供了试验依据。

3 边界层气动噪声的主动控制

除了以上的这些介绍,在飞机飞行过程中边界层气动噪声是一个较难解决的问题。因为这种噪声的随机性极强,很难采用自适应的方法进行控制。美国弗吉尼亚理工的 Fuller

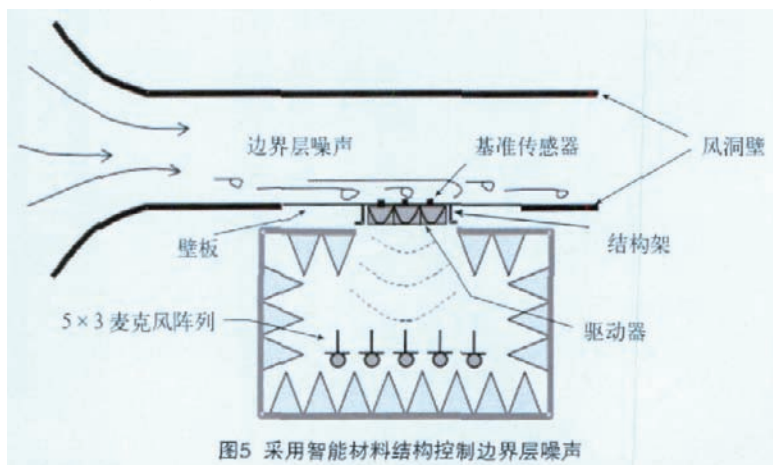


图5 采用智能材料结构控制边界层噪声

等采用智能泡沫和反馈控制系统来控制边界层噪声,在控制带宽内,降噪效果可达5~10dB,如图5所示。

美国航空航天局(NASA)下属的Langley中心也展示了基于反馈控制的边界层噪声控制。对图6所示的每块壁板分别进行单通道控制,内部噪声辐射可以减少7.5~15dB。使用多通道控制时,性能还能再增加1~2dB。

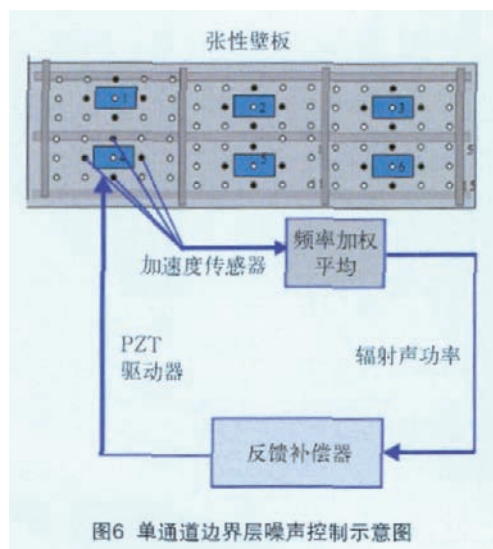


图6 单通道边界层噪声控制示意图

振动噪声主动控制系统的物理实现

在振动噪声主动控制系统的物理实现上,由于是对机舱内的整体降噪,因此采用多通道的振动噪声主动控制系统是不可避免的,这也对控制器提出了更高的要求,即能够并行地处理多路控制信号。

以往振动噪声主动控制系统通常在PC或者DSP芯片上进行算法的物理实现,但是对于复杂多通道系统,当运算量达到一定程度,单芯片会出现处理能力的瓶颈,这时需要多芯片的并行运算。根据近年来电子技术的发展,使用可编程门阵列(FPGA)是一个较有前途的解决方案。因为FPGA是以硬件电路的形式执行代码,通道之间是完全并行的运行,因此适合应用于多通道的振动噪声主动控制系统。

在数据采集系统上,如果是基于LMS算法的自适应控制,那么采集设备一定要支持硬件单点采集;对于声学信号的采集,由于主动控制主要是控制低于1kHz以下的低频声波,因此前置抗混滤波也是不可或缺的。

此外,对于一个商业化的座舱振动噪声主动控制系统,系统鲁棒性也是一个非常重要的要求。即在物理机构上,要满足一

定的抗冲击、振动、耐高温等复杂工况的要求;对于内置算法,也要保证其始终工作在稳定状态,也就是具备实时监测系统各部分是否正常工作的功能。例如,如果某个声学传感器失效后,控制系统应能够自动关闭该路传感器信号,保证其不会对系统的整体性能造成影响。

当然,振动噪声主动控制技术也面临着很多挑战。目前很多的研究都集中在主动控制研究的某一环节,例如在信号处理或者驱动器的设计上,而将系统作为整体集成的案例则寥寥无几。此外,整套系统的通用性较差,常常是对不同的应用场合制定不同的控制方案,这也造成了其开发周期较长。而且,需要负责安装及维护的工程师应具备信号处理、声学及振动、电子技术等的基本知识,这样导致了后期维护成本较高,需要开发出更好的人机交互界面,将流程简单化。

结束语

可见,飞行器舱内的振动噪声主动控制存在巨大的商业应用潜力,因此近年来吸引了世界上诸多著名学者及研究机构的目光,不少国家和组织投入了大量的人力、物力进行该领域的研究。它是控制理论、先进信号处理、振动与声学、智能材料与结构、传感与驱动技术、电子与计算机科学等诸多学科的交叉融合。具体到飞行器座舱的振动噪声主动控制,目前还需要突破以下关键技术:

- (1) 噪声场的测试与重构;
- (2) 次级声源与次级力源的选择与优化;
- (3) 多通道情况下封闭空间的有源声控制及使用有源力控制飞机壁板的声辐射;
- (4) 控制系统的鲁棒性等。

相信随着科学研究的不断深入,以上技术一旦获得突破,必将在民航飞行器上很快实现商业化。

(责编 良辰)