

军用运输机机舱有源消声实验系统的设计与实现

孔庆福, 钱 超, 訾一诺

(海军工程大学 科研部, 武汉 430033)

摘要: 为验证有源消声技术在军用运输机机舱低频噪声消除方面的有效性, 设计和实现了一套机舱有源消声实验系统; 采用“激振器+舱壁板”方式实现了飞机螺旋桨工作对机舱诱导噪声的声源模拟, 设计了基于前馈控制结构的自适应有源噪声控制系统, 构建了基于FX-LMS算法的自适应消声控制器, 采用监测麦克风组对舱内空间的消声效果进行监测; 实验结果验证了自适应有源噪声控制技术对军用飞机机舱室消声降噪领域的有效性, 并表明初、次级声源间距对自适应有源消声系统的消声效果具有重要的影响。

关键词: 有源消声控制; 自适应系统; 机舱; 低频噪声

Design and Realization of an Experimental Active Noise Control System in Cabin of Military Transporter

Kong Qingfu, Qian Chao, Zi Yinu

(Department of Scientific Research, Naval University of Engineering, Wuhan 430033, China)

Abstract: In order to test the validity of active noise control technique in the area of low frequency cabin noise reduction of military transporter, an experimental active noise control system is designed and realized in the paper. Method of shaker plus fuselage panel is adopted to simulate the inner induced noise of the cabin caused by propeller. An adaptive active noise control system based on fore-feed structure is designed to build the system, in which the FX-LMS algorithm is introduced in design of the controller. A set of monitoring microphones are used to monitor the effect of noise reduction. The experimental target is well reached according to experimental results. It also shows that space between primary and secondary loudspeakers has an important influence on the effect of noise reduction.

Keywords: active noise control; adaptive system; cabin; low frequency noise

0 引言

军用飞机、舰船等作战平台因使命任务的需要, 通常配置有大功率的动力系统。动力系统高强度工作时会发出强烈的噪声, 使得作战平台内部、特别是安装有发动机和靠近发动机附近舱室具有较高的噪声水平。一方面, 高强度噪声会对操作人员心理产生负面影响, 降低工作质量, 危及设备操作的安全性; 另一方面, 长期身处高噪声环境会直接对操作人员的身体健康造成危害。为保证军用作战平台重要舱室内部人员的身体健康和工作质量, 对作战平台重要舱室和重点部位开展噪声控制技术研究具有十分重要的意义。依据实现机理的不同, 舱室噪声控制技术通常可分为被动消声技术和主动消声技术两大类。被动消声又称为无源消声, 其降噪机理是通过声波与声学材料或声学结构的相互作用来消耗声能, 如在各类军用平台中安装发动机消音器、配置发动机隔声罩、敷设吸声材料等。主动消声又称为有源消声, 其降噪机理是利用声波相消性干涉或声辐射抑制原理、通过人为产生的同频、等幅、反相二次声场与一次声场(噪声源)的相互干涉来实现噪声的控制和消除。实践证明, 无源消声技术对于控制舱室中的中、高频噪声成分较为有效, 而对低频噪声的消声效果不太理想^[1-2]。为有效降

低各类作战平台重要舱室中的总噪声水平, 非常有必要开展针对低频噪声的舱室有源消声技术的实验与应用研究。

本文介绍了作者在德国 Helmut-Schmidt 大学留学期间参与的军用运输机机舱有源消声实验系统的设计及实现情况^[3]。该项目以北约最新研制的某型军用运输机为对象, 以有效降低飞机螺旋桨发动机工作对机舱内部空间的噪声影响为目标, 采用基于FX-LMS算法的自适应有源噪声控制技术, 实现机舱内低频噪声的有效降低。

1 自适应有源噪声控制技术

1.1 自适应有源噪声控制基本原理

自适应有源噪声控制(AANC, adaptive active noise control)技术是自适应滤波技术与有源噪声控制技术的有机结合, 已成为有源噪声控制的重点研究方向^[4-8]。其实现机理是基于对降噪效果的不间断监测, 跟踪噪声源及环境参数的变化情况, 通过控制器实时调整次级声源输出, 及时、有效地对一次声场噪声进行干涉抑制, 确保取得最佳的降噪效果。图1所示为一典型的采用前馈控制结构单通道AANC系统的原理示意图。系统主要由初级扬声器(初级声源)、次级扬声器(次级声源)、参考麦克风、误差麦克风和自适应控制器等组成。系统工作时, 首先由参考麦克风获取初级声源信号, 并以参考信号 $x(n)$ 的形式送至自适应控制器; 自适应控制器采用F-XLMS算法计算得出次级信号 $y(n)$, 经功率放大后驱动次级扬声器, 形成相位相反的次级声源; 初级声源和次级声源的传

收稿日期: 2017-03-28; 修回日期: 2017-05-22。

作者简介: 孔庆福(1973-), 男, 湖南长沙人, 博士, 高级工程师, 主要从事智能军用装备方向的研究。

播声波在误差麦克风处经相消性干涉形成误差信号 $e(n)$ ，由误差麦克风获取后反馈到自适应控制器；控制器根据所获取的参考信号与误差信号，按一定规则自动完成滤波器权系数的更新，从而改变次级信号 $y(n)$ 的大小和相位，使得误差信号 $e(n)$ 进一步减小。通过在控制过程中不断自动更新滤波器权系数，最终使误差信号达到最小值，实现最佳降噪效果目的。

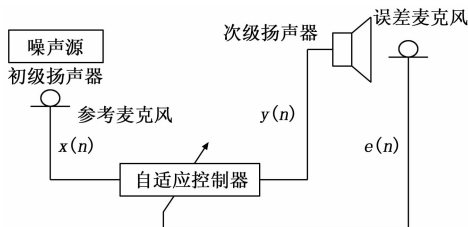


图 1 自适应前馈有源控制系统原理图

1.2 FX-LMS 算法

在图 1 所示的 AANC 系统中，控制器依据自适应算法更新滤波器权系数，从而调整控制器输出。控制器所采用的自适应算法对于系统最终控制效果具有很大的影响^[1,5]。在 AANC 系统中控制器最常用的自适应算法是 FX-LMS 算法。20 世纪 80 年代，J. C. Burgess 在 B. Widrow 等人所提自适应噪声抵消器理论基础上，首次将自适应滤波器理论应用于有源噪声控制系统，提出了著名的滤波-X 最小均方误差算法 (Filtered-X Least Mean Square, FX-LMS)。

图 2 所示为 AANC 系统的控制框图，其中， $H_r(z)$ 、 $H_s(z)$ 和 $H_p(z)$ 分别为参考通道、次级通道和初级通道传递函数； $p(n)$ 为初级声源信号； $x(n)$ 、 $d(n)$ 分别为参考信号和期望信号， $y(n)$ 为滤波器输出次级信号， $s(n)$ 为误差麦克风拾取的次级声场信号， $e(n)$ 为误差信号。各信号间存在如下关系：

$$x(n) = p(n) * h_r(n) \tag{1}$$

$$d(n) = p(n) * h_p(n) \tag{2}$$

$$y(n) = W^T(n) X(n) \tag{3}$$

$$s(n) = y(n) * h_s(n) \tag{4}$$

$$e(n) = d(n) + s(n) \tag{5}$$

其中： $*$ 表示卷积。根据最小均方差 (LMS, least mean square) 准则，将图 2 所示控制系统的目标函数设定为：

$$J(n) = E[e^2(n)] \tag{6}$$

根据最大梯度法原理可滤波器权系数^[1-2]的迭代公式为：

$$W(n+1) = W(n) - 2\mu e(n)r(n) \tag{7}$$

式中， μ 为控制算法收敛速度的收敛系数。

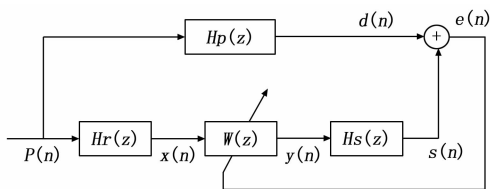


图 2 自适应前馈有源控制系统控制框图

2 机舱有源消声实验系统设计

军用运输机机舱有源消声实验系统的总体组成如图 3 所

示，主要由机舱噪声环境模拟子系统和舱内噪声有源控制子系统这两大子系统组成。

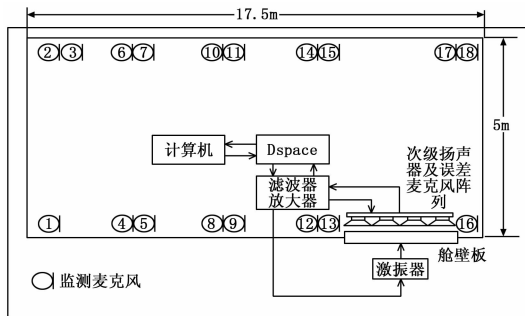


图 3 机舱有源消声实验系统总体构成

2.1 机舱噪声环境模拟子系统

机舱噪声环境模拟工作是整个实验系统构建的重点内容。考虑到实际情况下军用运输机机舱内部的噪声主要是由于舱外两侧机翼下方的螺旋桨发动机工作时所产生振动噪声通过机翼和机舱壁传播而导致，所以机舱噪声环境模拟也相应地分为机舱噪声空间环境模拟和噪声源模拟两大部分。鉴于本实验系统的主要设计目的是用来验证自适应有源噪声控制技术对螺旋桨发动机所诱导的机舱内部低频噪声的消声有效性，为降低噪声环境模拟子系统设计和实现工作的复杂程度，经深入分析后决定本实验系统仅对运输机一侧螺旋桨工作时诱导噪声场进行模拟。因此，本实验系统的机舱噪声环境模拟工作主要集中在机舱噪声空间环境模拟和一侧螺旋桨发动机工作诱导噪声模拟两个方面。其中，机舱噪声空间环境模拟相对而言较为简单，主要是构建一个与实际运输机机舱尺寸大小较为接近的封闭空间；而螺旋桨发动机工作诱导噪声的模拟工作相对而言难度较大，主要原因是实验室条件下难以采用实际的飞机螺旋桨发动机和机翼结构来实现对噪声源的有效模拟。为解决此技术难点，项目组基于对该型运输机螺旋桨发动机工作时诱导噪声传播路径和特点的深入分析，最终采用了“激振器+舱壁板”的技术方式来实现对发动机诱导噪声源的模拟。

机舱噪声环境模拟装置的总体布置情况如图 3 所示。根据所要消声的某型军用运输机机舱内部空间情况，选取一间具有近似空间尺寸的实验室房间来模拟机舱空间环境，实验室房间的长、宽、高分别为 17.5、5 和 4.2 米。在实验室房间的长边一侧墙壁靠前部的下侧，开出一个宽 1.8 米、高 3 米的墙洞，用来安装由“激振器+舱壁板”组成的螺旋桨发动机诱导噪声源模拟装置。噪声源模拟装置如图 4 所示，主要由一块宽 1.55 米、高 2.7 米的真实军用运输机机舱舱壁板和安装在舱壁板外侧的 Bruel&Kjaer 4284 型激振器组成。激振器的激振频率和激振振幅由实验系统控制计算机根据该型运输机螺旋桨发动机的工作转速及所导致的舱壁振动振幅大小情况设定，激振器通过以不同设定频率和振幅对舱壁板进行激振作用，完成对常用工作转速下飞机螺旋桨发动机诱导噪声的模拟。为满足激振器工作时舱壁板与房间墙壁相对运动的需要，舱壁板采用弹性连接元件与固连在房间墙壁的一个支撑框相连。为监测模拟机舱内部的噪声水平变化情况，以便于对有源消声系统的消声效果进行对比，在模拟机舱房间内部四周墙壁上安装有 18 个监测麦克风。监测麦克风的平面安装位置如图 3 所示，离地

面高度 2 米。由控制计算机系统和消声阵列等组成的消声系统布置在房间内靠近噪声源模拟装置附近, 其中消声阵列安置在靠近舱壁板内侧的正对面。

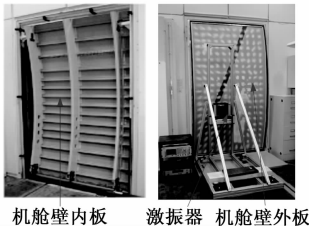


图 4 噪声源模拟装置

在进行机舱噪声环境模拟时, 首先由控制计算机根据需要设定激振器频率和振幅, 所输出控制信号经放大后驱动激振器, 激振器与舱壁板的相互作用产生振动和噪声; 然后, 由监测麦克风组对房间内部空间的噪声水平进行监测, 并将监测结果送控制计算机; 控制计算机依据式 8 对房间内部的平均噪声水平进行计算, 并视情对激振器设定参数进行调整, 以实现真实机舱内部声场的有效模拟。

$$\bar{L} = 10 \cdot \lg \left[\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n 10^{(L_i/10)} \right] \text{ dB} \quad (8)$$

其中: L_i 为第 i 只监测麦克风所测得声压级。

2.2 舱内噪声有源消声控制子系统

舱内噪声有源消声控制子系统的原理组成如图 5 所示, 主要由噪声信号采集装置、消声执行机构和自适应控制装置等模块组成。噪声信号采集装置主要由监测麦克风、误差麦克风及相应的前置放大器等组成, 监测麦克风负责测量模拟机舱内部的平均声压级, 对有源消声系统的消声效果进行监测; 误差麦克风负责拾取特定空间位置的初、次级声场干涉结果, 并将误差信号发送给控制装置。消声执行机构主要由功率放大器和次级扬声器组成, 负责根据控制器指令形成相应的次级声场, 对初级声场进行干涉抑制。自适应控制装置本质上是一个实时的自适应数字信号处理装置, 负责自适应消声控制算法的运行和控制器参数的刷新等使命, 主要由控制计算机、A/D 与 D/A 信号转换器、DSpace 信号处理装置、采样保持器、滤波器等组成, 其中, 控制计算机负责系统运行管理和数据的储存; A/D 与 D/A 信号转换器完成模拟信号与数字信号的转换; DSpace 信号处理装置承担基于自适应算法的高效率数字信号处理; 过滤器和采样保持器完成模拟输入信号的过滤、采样和保持。

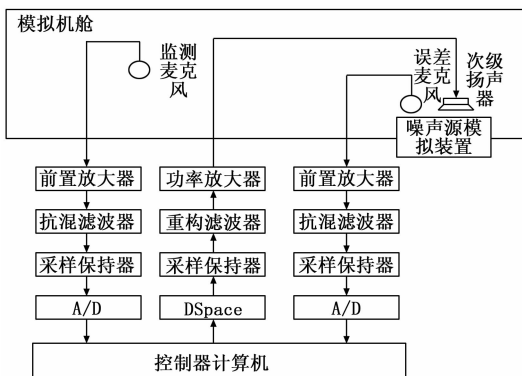


图 5 有源消声控制子系统原理图

对于次级扬声器和误差麦克风的布置问题, 考虑到机舱安装位置的可行性, 本文在大量的实验比较之后采用了“扬声器—麦克风对”的形式^[3], 误差麦克风安装在次级扬声器的侧方, 如图 6 所示。基于声学控制技术中的“隔音屏 (Acoustic Barrier)”原理, 由多个均匀布置的“扬声器—麦克风对”组成消声阵列, 利用消声阵列工作时产生的次级声场对初级声场进行干涉抑制^[3]。消声阵列中所配置的“扬声器—麦克风对”数量需要根据实际情况优化确定, 如果数量过少, 会影响最终的消声效果; 如果数量过多, 则不仅会带来布置上的问题, 而且还会给控制系统带来过高的要求。在本实验系统的构建过程中, 经反复试验和比较, 最终采用了由 4 行 3 列共 12 对在阵列支架上均匀分布“扬声器—麦克风对”组成消声阵列, 如图 6 所示。

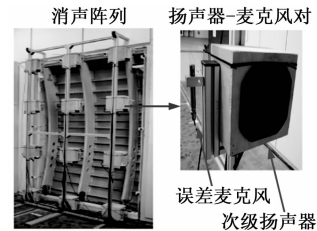


图 6 有源消声控制子系统原理图

3 消声实验及结果

根据该型军用运输机螺旋桨发动机的常见运行工况, 分别选取 83 Hz、120 Hz、166 Hz 和 194 Hz 四种频率的噪声开展消声实验。实验目的包括两个方面: 1) 验证所搭建的消声系统对不同频率噪声的消声有效性; 2) 分析初、次级声源间距对消声效果的影响。

实验步骤为:

- 1) 设定待消声的噪声频率;
- 2) 按照设定间距安放好消声阵列 (经过分析, 选择 4 种初、次级声源不同间距值进行实验, 分别为 0.22、0.29、0.36 和 0.44 米。);
- 3) 采用 TSP (time stretched pulse) 方法建立次级通道模型^[1,9];
- 4) 建立待消除噪声的模拟声场;
- 5) 测量模拟机舱内部的平均声压级;
- 6) 启动有源消声系统, 对噪声进行控制;
- 7) 测量消声系统启动后的机舱内部平均声压级;
- 8) 改变噪声频率, 重复上述步骤。

实验结果如图 7 所示, 图中横坐标代表初、次级声源的设定间距, s_1 、 s_2 、 s_3 、 s_4 分别表示 0.22、0.29、0.36 和 0.44 米 4 个不同的间距值; 纵坐标 L_{red} 表示消声系统启动后的消声效果。从图 7 可知, 所设计的机舱有源消声实验系统取得了较好的消声效果, 对于所设定频率噪声的最佳消声效果均达到 10 dB 以上, 尤其对频率低于 120 Hz 的低频噪声消声效果均达到了 20 dB 以上。

4 结论

根据某军用运输机机舱舱内低频噪声消声的需要, 设计和
(下转第 149 页)

临之后逐渐上升, 如果 DAC 值或采样点阻值设置不当, 波形后半部分会有下降趋势, 原因则是 MC33810 芯片中电流 DAC 值与硬件电路上采样电阻未完全匹配, 点火芯片在电流上升到 DAC 值之后进行了过流保护。

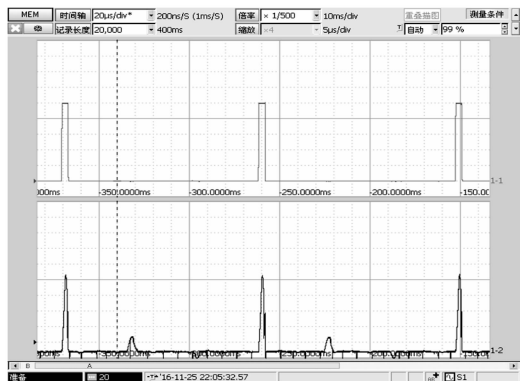


图 6 输入信号和初级线圈电流波形

选择 Infienon XC2785 芯片作为微控制器, 采用 MC33810 作为点火驱动芯片设计了该点火算法。利用曲轴和凸轮轴信号进行相位信号分析与判断, 以诊断得转速传感器工作是否正常。根据所判断的转速传感器信号正常或缺失情况, 设计相应的点火输出控制策略。利用曲轴和凸轮轴进行压缩上止点相位判断并进行点火正时控制。通过试验表明, 该算法可以很好地实现点火线圈的驱动, 并且具有代码量小、执行效率高等优点。具有一定的应用意义。

6 结束语

选择 Freescale MC33810 与 Infineon XC2785 搭配作为点火系统硬件电路核心。能实现如下功能:

- 1) 以 MC33810 为核心的点火芯片可以直接驱动点火线圈, 省去了复杂的驱动电路, 减轻了 CPU 的任务负担;
- 2) MC33810 具有门控驱动和低速驱动两类输出口。两类驱动输出均可由 SPI 串口控制, 或由 GINx 和 DINx 并口单独输入控制。驱动方式灵活;
- 3) MC33810 通过内部 DAC 设置电流比较阈值能够实时监测外部点火线圈电流。并可以通过 IO 口向 XC2785 发出点火驱动电流的反馈监控信号, 保护点火线圈;
- 4) MC33810 能够实时监测点火电压、点火电流、线圈温度等, 并可以诊断驱动电路是否出现短路或线圈开路等。通过试验表明, 该算法可以较好地实现点火线圈的驱动, 并且软件架构简单、代码执行效率高。具有一定的工程应用性。

参考文献:

[1] Jawad B, Hachem N, Bowerman W, et al. Engine control inputs and signal conditioning for crankshaft and camshaft position [C]. SAE Paper, 2010-01-3092.

[2] 朱 澄, 龚依明, 陈志超. 汽车发动机曲轴和凸轮轴信号及汽缸压力信号模拟系统 [J]. 自动技术与运用, 2015 (6): 67-69.

[3] 霍志毅. 汽油发动机电子控制燃油喷射系统试验研究 [D]. 河北工业大学, 2013.

[4] 飞思卡尔半导体有限公司. MC33810.pdf [EB/OL]. http://cache.freescale.com/files/analog/doc/data_sheet/MC33810pdf?fsrch=1&sr=1, 2010-07-01.

[5] 谢春华, 戴 华. MC33810 在四缸汽油机喷油与点火系统中的应用 [J]. 集成电路应用, 2012, 38 (3): 60-63.

[6] 凌宪政, 吴长水, 刘扬柏. 基于 openECU 的点火正时控制策略设计 [J]. 计算机测量与控制, 2016. 24 (8): 96-98.

(上接第 105 页)

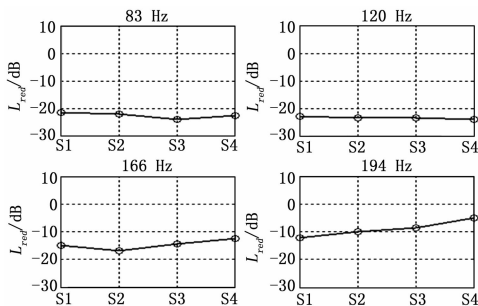


图 7 有源消声实验结果

实现了一套机舱有源消声实验系统。从实验结果可得出如下结论:

- 1) 有源消声技术是消除机舱等军用平台舱室空间低频噪声的有效手段, 通过优化 AANC 系统设计, 可望取得可观的消声效果。
- 2) 随着噪声频率的升高, 有源消声效果会逐渐变差。
- 3) AANC 系统中初、次级声源间距对消声效果的影响随噪声频率的升高会逐渐加大, 在进行 AANC 系统设计时予以充分考虑。

参考文献:

[1] 陈克安. 有源噪声控制 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2003.

[2] 马大猷. 噪声与振动控制工程手册 [M]. 北京: 机械工业出版社, 2002.

[3] Gresskowski J, Sachau D, Breitbach H. Vibro- and acoustic investigation of an aircraft fuselage panel with respect to active noise reduction [A]. the 10th International Conference on sound and vibration [C], Southampton, South Africa, 2010.

[4] 徐云峰, 靳晓雄. 车内噪声主动控制技术的研究 [J]. 噪声与振动控制, 2006, 26 (1): 36-39.

[5] 甄兴福, 肖 剑. 直升机舱内噪声主动控制系统的设计与仿真研究 [J]. 直升机技术, 2004, 2: 39-41.

[6] 吴亚锋, 任 辉, 李江红. 螺旋桨飞机舱内噪声的主动控制 [J]. 声学技术, 2001, 20 (1): 29-31.

[7] Elliott S J. Signal processing for active control [M]. London: Academic Press, 2001.

[8] Yang Zhenyu. Design of active noise control using feedback control techniques for an acoustic duct system [J]. Robotics, Automation and Mechatronics, 2004 (1): 467-470.

[9] Suzuki Y, Asano F, Kim H Y. An optimum computer generated pulse signal suitable for the measurement of very long impulse responses [J]. Acoustical Society of America, 2005, 97 (2): 1119-1123.