高速直升机舱内噪声主动控制 技术研究



梁宁远^{1,2},陈宝^{1,2},韩松辰^{1,2},陈佳伟^{1,2},王玉琢^{1,2},王普缘^{1,2} 1.中国航空工业空气动力研究院黑龙江省空气动力噪声及其控制重点实验室,黑龙江 哈尔滨 150001 2.低速高雷诺数航空科技重点实验室,黑龙江 哈尔滨 150001

摘 要:针对高速直升机旋翼噪声传入舱内引起的舒适性问题,本文开展了舱内噪声主动控制技术研究。根据高速旋翼噪 声数值计算结果,在实验室环境中通过声源模拟系统采用声压匹配法重构了直升机地面模拟舱飞行状态的外部声场。对噪 声主动控制算法进行仿真分析,本文研究了算法对低频线谱噪声的降噪性能,并提出了一种试验与仿真相结合的主动噪声 控制系统扬声器与传声器布放优化方法,对比不同布放组合方案下的理论降噪量,通过直升机舱内主动噪声控制验证试验, 取得了实验室环境5个误差点处0~1000Hz范围内平均12.7dB总声压级的降噪效果。

关键词:直升机;舱内噪声;旋翼噪声;声场重构;自适应滤波;主动噪声控制

中图分类号:TB535

文献标识码:A

直升机旋翼流场及噪声特性复杂,按噪声产生机理,旋 翼气动噪声分为宽带噪声、厚度噪声、载荷噪声、高速脉冲 噪声和桨一涡干扰噪声。旋翼产生的各类气动噪声发声原 理不同,传播指向性也存在区别,使得直升机噪声问题突出 且降噪难度大。噪声过大是长期以来影响直升机竞争力的 重要因素,过高的直升机舱内噪声极大降低了乘坐舒适性。 尤其是高速直升机,前飞速度高,流动更加复杂,噪声更强 烈,引起的舱内噪声问题尤为突出,因此进行高速直升机舱 内降噪设计研究十分必要^[1-2]。

目前,对高速直升机舱内噪声控制的研究主要集中在 旋翼翼型设计、智能旋翼和振动控制等声源方面^[3-6],对从 舱内噪声声场角度出发开展主动噪声控制仍少有研究。在 航空领域,主动噪声控制技术首次被尝试应用于解决螺旋 桨飞机舱内噪声控制问题,相关研究以欧盟框架计划中的 飞机主动噪声控制预先研究(Advance Study of Active Noise Control for Aircraft, ASANCA)项目为代表,该项目涉 及11个欧盟国家的22个飞机制造商、大学和研究机构,由 英国南安普顿大学利用BAe748型号螺旋桨飞机完成首次 舱内噪声主动噪声控制飞行试验^[7];项目组各单位后续又 分别对包括SAAB340、SAAB2000、Dornier228、ATR42等螺

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2023.09.005

旋桨飞机在内的多种机型进行了主动噪声控制的地面测试和飞行试验。试验结果表明,对于螺旋桨基频噪声,平均降噪量为15~20dB,局部区域的降噪量高达27dB。英国超级电子公司与瑞典萨伯公司合作,在SAAB340飞机上首次将主动噪声控制技术商业化,随后A400M、庞巴迪冲8Q400、美国空军C-130-H3等机型上均装配了主动噪声控制系统^[8]。

由于直升机与螺旋桨飞机舱内噪声特性相近,学者开始尝试通过主动噪声控制技术进行直升机舱内噪声控制。 美国Lord公司在Bell 206L 直升机舱内进行了主动噪声控制试验。C. C. Boucher等^[9]对EH101 直升机进行主动噪声控制研究,使用32 路传感器和16 路扬声器对处在17.5Hz的旋翼桨叶通过二、三阶谐波频率和处在63.38Hz的尾桨桨叶通过频率进行有效控制,降噪量达到12dB。

国内部分高校与科研院所对飞机舱内噪声主动控制技 术也开展了研究,如西北工业大学、南京大学和中科院声学 所等。胡涵等^[10]使用自主研制的主动噪声控制系统对国产 某型直升机机舱开展降噪试验,在噪声突出的两处频率处 取得了约6dB降噪量。目前我国还没有实装于国产直升机 内的成熟主动噪声控制系统。

收稿日期: 2023-05-12; 退修日期: 2023-07-08; 录用日期: 2023-08-10

引用格式: Liang Ningyuan, Chen Bao, Han Songchen, et al.Research on active control technology of high-speed helicopter interior noise[J]. Aeronautical Science & Technology, 2023, 34(09):41-51. 梁宁远, 陈宝, 韩松辰, 等. 高速直升机舱内噪声主动控制技术研究[J]. 航 空科学技术, 2023, 34(09):41-51.

目前,大部分针对直升机机舱的主动噪声控制研究均 是通过仿真分析或真实环境下的反复试验进行,综合考虑 模型真实性、场景还原性和方法高效性的高速直升机舱内 噪声主动控制研究基本处于空白^[11-12]。

本文在实验室中还原高速直升机真实飞行声场,在直 升机地面模拟舱内开展以扬声器为作动器的主动噪声控制 相关研究。首先根据数值模拟计算获取的飞行状态机身表 面测点时域脉动压力值,通过声压匹配法由声源模拟系统 实现旋翼声场地面模拟再现;继而对噪声主动控制算法进 行分析,研究算法对低频线谱噪声的降噪性能以及算法关 键参数对性能的影响;然后对主动噪声控制系统扬声器与 传声器的布置方法进行研究,提出一种以总声压级降噪量 为评判依据的试验与仿真结合的优化方法;最终开展高速 直升机驾驶舱内噪声主动控制试验,综合验证噪声主动控 制算法的适用性和扬声器、传声器布置方案的有效性。

1 舱内噪声地面模拟方法

为实现高速直升机旋翼噪声的地面复现,并为主动噪 声控制技术研究提供测试环境,本文设计了由旋翼噪声地 面模拟系统、地面模拟舱和主动噪声控制验证系统组成的 高速直升机舱内噪声主动控制地面模拟与测试平台(简称 模拟平台),如图1所示。模拟平台布置在半消声室中开展 舱内噪声主动控制技术研究。



图 1 旋翼噪声地面模拟系统 Fig.1 Rotor noise ground simulation system

1.1 基于声压匹配法的旋翼噪声地面模拟

对于直升机舱内噪声主动控制,构建精准的初级声场 是一项十分关键的工作,可为控制算法性能验证、主动噪声 控制系统的扬声器和传声器布置优化、系统调试和验证测 试等工作提供支撑,因此需要地面模拟的初级声场与目标 真实初级声场有较高的相似度[13-15]。

本文采用数值模拟方法得到共轴旋翼气动噪声传播到 驾驶舱外表面的脉动压力分布,作为目标真实初级声场。 数值模拟中采用基于非结构网格的有限体积法离散三维可 压缩 Navier-Stokes 方程进行共轴旋翼流场求解,对流通量 采用二阶 Roe 格式,无黏通量采用中心差分格式,时间离散 采用隐式二阶 Euler 向后差分格式,湍流模型为*k* - ω SST 二方程模型;以非定常动量源方法模拟高速直升机共轴旋 翼尾迹的作用;得到前进比为0.2、旋翼前倾角为0°、上下旋 翼总拉力系数为0.013时驾驶舱前风挡、顶部等强声载荷区 域6个剖面的脉动压力动态载荷。

本文采用声压匹配法¹⁶⁰对高速直升机旋翼噪声声场进 行地面模拟,设计了由左侧5个扬声器、右侧5个扬声器和 顶部6个扬声器组成的空间扬声器阵列,并配备响应控制 采集设备建立旋翼噪声地面模拟系统。空间扬声器阵列对 称布置在地面模拟舱周围,顶部扬声器与旋翼系统等高位 置均匀布置,再现旋翼噪声传播到模拟舱外表面的初级 噪声。

时域声场模拟的步骤如下:首先经过数值模拟计算获 得目标声场时域脉动压力值,再对该信号进行时域去卷积 网络处理,得到控制扬声器发声的时域序列形式驱动信号, 然后将该信号输出到布置好的扬声器阵列,即可在特定的 空间区域再现出目标声场。图2为时域声场模拟示意图。





时域去卷积网络*H*(*t*)的设计是声场模拟时域模型中 非常重要的一个环节,求解流程为:首先采用附加随机噪声 法求解出声源模拟系统各扬声器至直升机地面模拟舱外各 表面传声器的脉冲响应*G*(*t*)。图3为附加随机噪声法实现 通路自适应建模示意图。



Fig.3 Additional random noise method for path adaptive modeling

然后经傅里叶变换得到传递函数G(k),采用奇异值分 解法求解频域形式的去卷积网络H(k)

$$\boldsymbol{H}(k) = \sum_{i=1}^{\operatorname{rank}(G)} f_i \boldsymbol{v}_i \frac{\boldsymbol{u}_i^{\mathrm{H}}}{\sigma_i}$$
(1)

式中, $u_i = v_i$ 是传递函数G进行奇异值分解后的酉矩阵列 矢量;而 σ_i 是传递函数G进行奇异值分解后的对角矩阵的 奇异值元素,滤波矩阵系数 f_i 由式(2)得到

$$f_i = \frac{\sigma_i^2}{\sigma_i^2 + \beta \sigma_{\max}^2}$$
(2)

最后,对滤波矩阵里的频域滤波器逐个进行傅里叶逆 变换,得到对应时域上的去卷积滤波器,构成时域去卷积网 络*H*(*t*)。其流程如图4所示。



图4 时域去卷积网络求解流程

Fig.4 Time-domain deconvolutional network solution flowchart

图5给出了地面模拟舱表面某监测点处再现声压与目标声压的频谱对比,可以看出绝大部分线谱的频率和声压级均实现较好模拟和再现。图6给出了模拟舱表面各测点再现声压级与目标声压级对比,计算目标声压级与再现声压级之差绝对值的测点均值约为2.5dB,旋翼噪声地面模拟系统较为准确地模拟了高速直升机飞行状态下的声场。



Fig.5 The sound pressure spectrum of a monitoring point

on the surface of the simulation cabin



Fig.6 Comparison between sound pressure levels at 9 measurement

points on the surface of the simulated cabin

1.2 地面模拟舱

直升机地面模拟舱是进行声学降噪试验的重要实物, 为了使试验降噪效果接近装机后的真实效果,本文设计了 具有高速直升机特征的全尺寸地面模拟舱。地面模拟舱的 长×宽×高为3m×2m×2m,风挡玻璃和舱门玻璃使用亚克力 板,整体由传力骨架加舱体蒙皮组成。舱体采用骨架加蒙 皮铆接的结构形式,骨架为方钢管,蒙皮为厚铝板;舱体两 侧布置舱门,舱门可开闭,舱体下平面布置地板用于承载, 舱体最下方使用万向轮支撑和行走。

1.3 主动噪声控制验证系统

主动噪声控制验证系统包含1个通道参考传感器、5个 通道误差传感器和5个通道次级声源,采用前馈式滤波-x 最小均方算法(FxLMS)和陷波滤波算法。系统由控制器 (主要包含电源模块、输入/输出信号调理模块、数模转换/模 数转换模块和实时处理模块)、两通道功率放大和前置放大 一体机、次级声源及支架、0.5in(12.7mm)传声器、声级校准 器等组成。次级声源采用HiVi S5N 型号低中音扬声器。 本文设计的直升机舱内噪声主动控制系统实物如图 7 所示。



Fig.7 Actual diagram of the active noise control system in the helicopter cabin

2 次级声源布置优化

2.1 降噪量计算方法

主动噪声控制系统中控制器根据算法实时修正滤波器 参数,调整次级声源输出信号以应对时变的初级声场,达到 降噪的目的。系统原理如图8所示,参考信号传递函数为 H_r ,初级通道传递函数为 H_p ,次级通道传递函数为 H_s , H'_s 为 预估得到的次级通道传递函数。W为控制器滤波器,p(n)、 d(n)和x(n)分别为噪声源发出的噪声信号、期望信号和参 $考信号,<math>M_c$ 为误差传感器灵敏度。

在主动噪声控制系统中,误差传声器位置的期望信号 与抵消信号为

$$d(n) = p(n) \cdot H_{p}(n) \tag{3}$$

$$s(n) = y(n) \cdot H_{s}(n) \tag{4}$$

式中,*s*(*n*)是滤波器输出信号*y*(*n*)经过次级通路传到误差 传感器处的响应,称为抵消信号。

设滤波器阶数为L, 第n 时刻 ANC 系统控制器滤波器 权矢量和参考信号可以表示为





$$\boldsymbol{W}(n) = \begin{bmatrix} w_1(n), w_2(n), \dots, w_L(n) \end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$$
(5)

$$\boldsymbol{X}(n) = \left\lfloor \boldsymbol{x}(n), \boldsymbol{x}(n-1), \cdots, \boldsymbol{x}(n-L+1) \right\rfloor$$
(6)

由参考信号和滤波器权系数计算可获得滤波器输出的 次级信号为

$$y(n) = X^{\mathrm{T}}(n)W(n) = \sum_{l=1}^{L} w_{l}(n)x(n-l+1)$$
(7)

整理得到

$$s(n) = \sum_{l=1}^{L} w_l(n) r(n-l+1) = r^{\mathrm{T}}(n) W(n)$$
(8)

式中,r(n)为滤波参考信号,它由参考信号矢量与预估次级 通路传递函数计算得来。

r(n)=X(n)•H_s(n) (9) 于是,误差信号为期望信号与抵消信号的叠加形式

$$e(n) = d(n) + s(n) = d(n) + r^{\mathrm{T}}(n)W(n)$$
 (10)

针对本文使用的单参考传声器、5个次级声源、5个误 差传声器的多通道主动噪声控制系统,首先从次级声源发 声的录音信号中求出第m个扬声器到第n个误差传声器之 间的次级路径Sec_{m.n},使用各次级路径对参考信号滤波得到 滤波参考信号 $x_{m.n}$ 。 $R_{m.q.n}$ 为 $x_{m.n}$ 与 $x_{q.n}$ 的自相关矩阵, d_n 为 初级噪声发声时各误差传感器处的期望信号, $p_{m.n}$ 为滤波参 考信号 $x_{m.n}$ 与期望信号 d_n 之间的互相关矢量。代价函数为 N个误差传声器处残差信号的声压平方和的期望,解得维 纳滤波器组共有5个滤波器 w_1, w_2, w_3, w_4, w_5

$$\boldsymbol{W} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{w}_1^{\mathrm{T}}, \boldsymbol{w}_2^{\mathrm{T}}, \boldsymbol{w}_3^{\mathrm{T}}, \boldsymbol{w}_4^{\mathrm{T}}, \boldsymbol{w}_5^{\mathrm{T}} \end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$$

则可以由式(11)计算出维纳滤波器组

$$\sum_{n=1}^{N} \begin{pmatrix} R_{11n} & R_{12n} & R_{13n} & R_{14n} & R_{15n} \\ R_{21n} & R_{22n} & R_{23n} & R_{24n} & R_{25n} \\ R_{31n} & R_{32n} & R_{33n} & R_{34n} & R_{35n} \\ R_{41n} & R_{42n} & R_{43n} & R_{44n} & R_{45n} \\ R_{51n} & R_{52n} & R_{53n} & R_{54n} & R_{55n} \\ \end{pmatrix} \begin{bmatrix} w_1 \\ w_2 \\ w_3 \\ w_4 \\ w_5 \end{bmatrix} = \sum_{n=1}^{N} \begin{bmatrix} P_{1n} \\ P_{2n} \\ P_{3n} \\ P_{4n} \\ P_{5n} \end{bmatrix}$$
(11)

初级噪声为旋翼噪声地面模拟系统声环境下的实录 噪声,同时对不同布放位置的5个误差传声器进行录音, 录音时长为30s;5个次级声源依次发声,测量次级路径脉 冲响应。分别计算滤波参考信号的自相关矩阵和滤波参 考信号与期望信号的互相关矩阵,由式(11)计算得到使误 差信号最小的滤波器组,由式(10)计算得到误差信号,误 差传声器处的期望信号与误差信号声压级差值即为降 噪量。

2.2 次级声源布置方案

在半消声室中,由模拟平台的声源模拟系统扬声器阵 列共同发声重构直升机运转时实际声场环境,将误差传声 器布置在直升机地面模拟舱内前后排乘员头部位置处,并 将次级声源一一对应布置在误差传感器附近,通过改变误 差传感器与次级声源的间距,实测6组布放方案的初级通 路与次级通路传递函数,计算并对比各组布放方案的理论 最大降噪量,以便分析次级声源布置对降噪量的影响规律。 试验模型与半消声室如图9所示。



图 9 试验模型与半消声室 Fig.9 Test model and semi-anechoic chamber

考虑实际直升机舱内安装环境,次级源和误差点初始 布放位置如图10所示,其中①~⑤为误差传声器。误差传 感器布置在舱内乘员坐姿时人耳位置,距驾驶舱地板高度 均为0.95m,误差传声器①和②距前舱壁1.85m,误差传声 器③和⑤距后舱壁0.42m。误差传声器④在驾驶舱左右舱 壁中心线上,误差传声器③和⑤关于误差传声器④对称布 置,误差传声器①和②关于驾驶舱左右舱壁中心线对称布 置,通过调整次级声源与误差传声器的距离设置对照试 验。其他5组布置方案相对初始布放位置,误差传感器位 置固定不变,调节次级声源位置,方案的描述见表1。

通过对比不同布置方案各误差点的降噪效果,考虑目标 噪声控制频率上限为1000Hz,下述试验均使用4kHz采样率。

2.3 布置方案降噪效果分析

开启直升机地面模拟舱外的声源模拟系统,产生舱内



图10 次级声源和误差传声器初始布放示意图(单位:m)

Fig.10 Schematic diagram of the initial deployment of secondary sound sources and error microphones(Unit:m)

表1 主动控制系统不同布放位置描述

Table 1	Description of different deployment positions of
	the active control system

布放位置	误差传声器与次级声源距离/m
1	0.05
2	0.10
3	0.15
4	0.20
5	0.25
6	0.30

初级噪声,参考传声器放置在声源模拟系统左侧最后靠近 模拟舱尾部的音箱前0.10m处。在20~1000Hz范围内不同 误差传声器和次级声源扬声器布放位置对应的测点处降噪 量见表2。

分析结果显示,在不同的误差点和次级源布放位置下, 测点1~5处获得的降噪量不同,在20~1000Hz范围内,取得

表2 不同布放位置对应的误差点处降噪量 Table 2 The amount of noise reduction at the error points of different placement positions

声压级/dB	点1	点2	点3	点4	点5
方案1	16.7	17.0	25.2	8.6	8.2
方案2	13.4	14.0	21.7	11.2	9.7
方案3	15.8	18.0	22.9	17.3	14.6
方案4	16.2	21.4	20.3	20.0	19.0
方案5	16.7	24.6	19.2	21.4	22.2
方案6	18.0	27.8	17.6	24.4	25.4

的最低降噪量为8.2dB,最大降噪量为27.8dB。通过6组数 据对比可知:除测点1和测点3,其他测点处在主动噪声控 制试验中调整次级声源位置使其逐渐靠近对应通道误差传 感器时,所能取得的降噪效果整体呈下降趋势;而测点1处 随着距离减小,降噪效果先减小后增大;测点3处降噪效果 随距离减小而呈增大趋势。

处于对称位置的测点1和测点2、测点3和测点5,降噪 情况在定性规律上存在差异,而位于前部的测点1和测点2 的规律一致性较后部测点3和测点5稍好。出现上述现象 是因为声源模拟系统左右两侧音箱声信号激励并非完全对称,并因改变次级声源位置导致模拟舱声模态分布改变,且 各次级声源发声强度不同,导致舱内声模态不呈现对称特 性,而机舱前部的声模态对称性更好。

次级声源与对应通道误差传感器距离过近或过远时, 都会导致舱内设置的目标静音区域取得的降噪量不均衡, 这是由于当各自通道的次级声源与误差传感器过近时,则 本通道的次级声源对本通道误差传感器的贡献量明显增 大,相应地对其他通道的误差传感器的作用相对减弱,这会 放大各误差点处声场环境差异、次级声源性能稳定性等因 素对系统降噪性能分配的影响。次级声源与对应通道误差 传感器距离过远时,次级声源发声强度提高,则次级声源发 声稳定性会对系统降噪量产生影响,且不利于算法收敛。 而模拟试验中间距为0.20m时,各目标静音区域能取得降 噪明显且均衡的静音效果,各误差传声器处均能取得15dB 以上的声压级降噪量。

图 11 给出了布置方案 4 时, 测点 3 主动噪声控制前后 的噪声频谱曲线。



由主动控制前后各误差传声器处的噪声频谱曲线可 知,能量突出的低频噪声谱线均得到了有效控制,在绝大多

Fig.11 In scheme 4, the noise spectrum curve before and after active controlling at measurement point 3

数频率处取得了10dB及以上的控制效果,此布放方案可对 直升机地面模拟舱内的初级噪声取得较好的控制效果。

3 主动噪声控制算法对比

3.1 FxLMS算法

自适应主动噪声控制系统的核心是自适应控制器和自适应控制算法,FxLMS算法是最常用的基于自适应滤波原理的控制算法,FxLMS算法滤波器权系数矢量迭代公式为

$$W(n+1) = W(n) - 2\mu e(n)r(n)$$
 (12)

对FxLMS算法进行分析,设置初级通道和次级通道传 递函数,采样频率为4kHz,控制滤波器阶数为128。分别设 置窄带白噪声和多线谱合成噪声两种初级噪声环境,其中 窄带初级噪声源为幅值为2、频率为100~500Hz的窄带白噪 声,数据长度为20000,步长设置为0.01;线谱噪声源为幅值 为2,频率为200Hz、300Hz、400Hz的三个线谱噪声的合成 噪声,数据长度为20000,算法步长设置为0.00005。

结果如图 12 和图 13 所示,由此可知,FxLMS算法对窄 带白噪声和线谱噪声均有很好的控制效果。不同步长和不 同控制滤波器阶数时的收敛曲线如图 14 和图 15 所示,随着 滤波器阶数增加,算法的收敛速度增加;随着步长增大,算 法的收敛速度也增加。



Fig.12 Narrowband noise reduction effect of FxLMS algorithm

3.2 陷波滤波算法

陷波滤波算法是在FxLMS算法基础上对控制器中自 适应滤波器结构进行一定简化得来的,系统无须采集参考 传感器信号,而是根据已知待控制的噪声频率,直接在控制 器的存储模块中构造并存储目标频率的参考信号,从而减 少了算法的计算量。陷波滤波算法在控制频率处衰减迅 速、凹口带宽可调、可根据目标频率自由调整凹口位置等特 点,使其对有明显线谱特征的声场有较好的控制作用¹⁰⁷,单 通道单频自适应陷波滤波算法框图如图16所示。



图 13 FxLMS 算法线谱噪声降噪效果 Fig.13 Line spectrum noise reduction effect of FxLMS algorithm









Fig.15 Error convergence curves for line spectrum noise of different filter orders

陷波滤波算法控制器滤波器的迭代公式为 $A_{cs}(n+1) = A_{cs}(n) - 2\mu [A_{cs}(n)C_{ss}(n) + A_{cc}(n)C_{sc}(n)]$ (13) $A_{cc}(n+1) = A_{cc}(n) - 2\mu [A_{cs}(n)C_{cs}(n) + A_{cc}(n)C_{cc}(n)]$ (14)





构建幅值为5Hz、100Hz的单频噪声进行分析,步长为 0.5,算法收敛曲线如图17所示。设置算法步数为224000, 前2400步进行次级通道辨识。从图17中可以看出,初级噪 声受到初级通道影响后幅值降低;误差信号可以很快 收敛。



Fig.17 The convergence curve of the notch filtering algorithm

对噪声频率为 200Hz、250Hz、350Hz 和 400Hz 的多频 混叠噪声进行主动噪声控制仿真试验,结果如图 18 和图 19 所示,能量最突出的4处离散频率均得到有效控制,且非目 标频率的幅值也未产生明显升高。

在主动噪声控制中,初级噪声实时变化,目标噪声特征 参数的缓慢变化是易于控制的,而当特征参数发生跳变时, 就需要算法有更强的自适应调节追踪能力。因此,在第 20000~24000步处提高初级噪声幅值,仿真结果如图20所 示,算法在经过短暂迭代后逐步收敛,误差信号重新降至极 低水平,本次仿真表明,陷波滤波算法鲁棒性很好,对初级 噪声信号的突变能较快适应并收敛。







图19 多频混叠噪声降噪频谱图

Fig.19 Noise reduction spectrogram for multi-frequency aliasing noise



Fig.20 Convergence time domain plot of the error signal

3.3 主动噪声控制算法验证

利用模拟平台,采用2.2节中次级声源和误差传声器布置 方案4所述布置,进行三组对比试验,试验状态见表3。

表3 试验状态 Table 3 Experiment status

组别	参考传声器位置	滤波器阶数	控制算法
1	旋翼噪声模拟系统左后扬声器处	256	FxLMS
2	旋翼噪声模拟系统左后扬声器处	512	FxLMS
3	_	256	陷波滤波算法

3.3.1 总体降噪效果

图21给出了三组试验中主动噪声控制前后误差点1处的 噪声频谱。表4给出了第三组试验各误差传感器位置降噪量, 可以看出,降噪量均达到10dB以上,平均降噪量为12.7dB。 3.3.2 滤波器阶数对比

第一组试验采用256阶滤波器,第二组试验采用512阶 滤波器,其他试验条件如参考传声器位置、采样率和控制算 法等均相同。两组试验中误差传感器1位置各频率的降噪 量对比如图22所示。

由图 21 可知,直升机舱内噪声主要能量集中在 0~300Hz,对比图 22 中 300Hz范围内降噪量,大多数线谱的降噪量达到 10dB 及以上,滤波器为 256 阶时的降噪量略大于滤波器为 512 阶时的降噪量。而在 300~1000Hz 范围内,512 阶滤波器的降噪量远大于 256 阶滤波器。由这组对比试验可知:滤波器阶数增大时,能增加 ANC 系统在中高频段范围内的降噪量,而在关注低频段时,降噪量会比滤波器阶数低时略有下降。

3.3.3 控制算法对比

第一组试验采用FxLMS算法,第三组试验采用陷波滤 波算法,针对的目标线谱为图23中所示的15处离散频率。 这两组试验的其他试验条件(如滤波器阶数、采样率等)均 相同。两组试验中误差传感器1位置各频率的降噪量对比 如图23所示。

对比图23中各误差传感器位置目标控制频率的降噪 量,可知陷波滤波算法能够取得比FxLMS算法更高的降噪 量。在考虑宽频带整体降噪情况时,陷波滤波算法不能对 非目标控制频率收到降噪效果,而FxLMS算法对整个频带 各频率都能取得一定降噪效果。由这组对比试验可知:当 初级噪声声场呈现明显的线谱特征时,优先选用陷波滤波 算法,可以对各离散频率收到较好的控制效果;而当初级声 场频率分布较广且各频率能量相近时,选用FxLMS算法可 以在宽频范围内取得较好的降噪效果。

4 结论

本文针对高速直升机舱内噪声主动控制问题开展了次





级声源布置、控制算法等研究。通过旋翼噪声数值计算和 地面模拟,为主动噪声控制试验提供了技术支撑,并对噪声 主动控制算法进行分析和对主动噪声控制系统扬声器布置 进行优化设计。最后,基于上述研究内容实现了直升机地

Table 4 Summary table of noise reduction (total sound pressure level, 0~1kHz)

状态	点1	点2	点3	点4	点 5
降噪前/dB	90.2	91.9	96.3	96.2	93.6
降噪后/dB	78.7	78.4	84.8	81.8	80.9
降噪量/dB	11.5	13.5	11.5	14.3	12.7

面模拟舱内主动噪声控制试验验证。

通过对本文试验数据的分析可知,按照扬声器布置优 化方案进行试验时,在各误差点处多数能量突出的线谱频 率均得到有效控制,取得平均12.7dB的总声压级降噪量; 使用大滤波器阶数的控制器和陷波滤波算法时,能对中高 频段内具有明显线谱特征的初级噪声产生更佳的降噪效 果。

参考文献

[1]	徐国华,史勇杰,招启军,等.直升机旋翼气动噪声的研究新
	进展[J].航空学报, 2017, 38(7): 18-33.
	Xu Guohua, Shi Yongjie, Zhao Qijun, et al. New research prog-
	ress in helicopter rotor aerodynamic noise[J]. Acta Aeronautica
	et Astronautica Sinica, 2017, 38(7): 18-33. (in Chinese)

[2] 左孔成,陈鹏,王政,等.飞机舱内噪声的研究现状[J]. 航空 学报,2016,37(8): 2370-2384.

Zuo Kongcheng, Chen Peng, Wang Zheng, et al. Research status of aircraft interior noise[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(8): 2370-2384. (in Chinese)

[3] 陆洋,马逊军,王风娇.直升机舱内噪声主动控制技术研究[J].航空制造技术,2016(8):38-45.

Lu Yang, Ma Xunjun, Wang Fengjiao. Review of active techniques for helicopter interior noise control[J]. Aeronautical Manufacturing Technology,2016(8):38-45. (in Chinese)

[4] 邓景辉. 直升机技术发展与展望[J]. 航空科学技术, 2021, 32(1): 10-16.

Deng Jinghui. Development and prospect of helicopter technology[J]. Aeronautical Science & Technology, 2021, 32 (1): 10-16. (in Chinese)

[5] 吴希明,张广林,牟晓伟.中国直升机产业的现状及发展建议[J].航空科学技术,2021,32(1):3-9.

Wu Ximing, Zhang Guanglin, Mu Xiaowei. China helicopter industry status and development proposal[J]. Aeronautical Science & Technology, 2021,32(1): 3-9. (in Chinese)





Fig.22 Comparison between noise reduction amounts of different filter orders



Fig.23 Comparison between noise reduction of different control algorithms

[6] 李春华,樊枫,徐明.共轴刚性旋翼构型高速直升机发展研究[J]. 航空科学技术,2021,32(1):47-52.

Li Chunhua, Fan Feng, Xu Ming. The development overview of coaxial rigid rotor helicopter[J]. Aeronautical Science & Technology, 2021,32(1): 47-52. (in Chinese)

- [7] Elliott S J, Nelson P A, Stothers I M, et al. In-flight experiments on the active control of propeller-induced cabin noise[J].
 Journal of Sound and Vibration, 1990, 159(1): 219-238.
- [8] 裘进浩,袁明,季宏丽.大型飞机舱内振动噪声主动控制技术 的研究及应用[J]. 航空制造技术,2010(14):26-29.
 Qiu Jinhao, Yuan Ming, Ji Hongli. Research and application of vibration noise control technology in large aircraft cabin[J].
 Aeronautical Manufacturing Technology, 2010(14): 26-29. (in Chinese)
- [9] Boucher C C, Elliott S J, Baek K H. Active control of helicopter rotor tones[C]. The International Conference on Noise Control Engineering, 1996.
- [10] 胡涵,陈克安.民用直升机舱内噪声自适应有源控制试验研究[C].2010年全国声学学术会议,2010.

Hu Han, Chen Ke'an. Experimental study of adaptive active noise control in a helicopter cabin[C]. The Chinese Technical Acoustics, 2010. (in Chinese)

[11] 马逊军.主减速器引起的直升机舱内宽频噪声主动控制方法 研究[D].南京:南京航空航天大学,2018.

Ma Xunjun. Active control of gearbox induced broadband noise in helicopter interior[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018. (in Chinese)

- [12] 陈克安.有源噪声控制[M].北京:国防工业出版社,2003.
 Chen Ke'an. Active noise control[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2003. (in Chinese)
- [13] 陈克安,胥健,王岩.基于声场复现的有源噪声控制支撑技术
 [J].应用声学,2018,37(5):743-750.
 Chen Ke'an, Xu Jian, Wang Yan. Supporting techniques for active noise control based on sound field recurrence[J]. Journal of Applied Acoustics, 2018,37(5):743-750. (in Chinese)
- [14] Kirkeby O, Nelson P A. Reproduction of plane wave sound fi elds[J]. Journal of the Acoustical Society of America, 1993, 94 (5): 2992-3000.

- [15] Fazi F M. Sound fi eld reproduction[D]. Southampton: University of Southampton, 2010.
- [16] Gauthier P A, Camier C, Lebel F A, et al. Experiments of sound field reproduction inside aircraft cabin mock-up[C]// 133rd AES Convention, 2012.
- [17] 李峰.齿轮箱噪声有源控制研究[D].哈尔滨:哈尔滨工程大学,2017.
 - Li Feng. Research on active control of gear box noise[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2017. (in Chinese)

Research on Active Control Technology of High-speed Helicopter Interior Noise

Liang Ningyuan^{1,2}, Chen Bao^{1,2}, Han Songchen^{1,2}, Chen Jiawei^{1,2}, Wang Yuzhuo^{1,2}, Wang Puyuan^{1,2}

1. Heilongjiang Provincial Key Laboratory of Aerodynamic Noise and Control, AVIC Aerodynamics Research Institute, Harbin 150001, China

2. Low Speed and High Reynolds Number Aeronautical Key Laboratory, Harbin 150001, China

Abstract: In view of the serious noise problem caused by the transmission of rotor noise into the cabin of high-speed helicopters, the research on active control technology of interior noise was carried out. According to the calculation results of rotor noise, the sound field of the flight state was reconstructed outside the helicopter ground simulation cabin in the laboratory environment by sound pressure matching method using the sound source simulation system. The noise active control algorithm was simulated analyzed, and the noise reduction performance of the algorithm on low-frequency line spectrum noise was studied. An optimization method for speaker and microphone placement of active noise control system combining test and simulation was proposed, and the theoretical noise reduction that can be obtained under different placement combination schemes is compared. According to the simulation analysis and test results, the active noise control in the helicopter cabin was implemented, and the noise reduction effect of the average total sound pressure level of 12.7dB in the range of 0~1000Hz at the five error points of the laboratory environment was obtained.

Key Words: helicopter; interior noise; rotor noise; sound field reconstruction; adaptive filtering; active noise control