

# 民用飞机增升装置气动噪声学 风洞试验初步研究

## Preliminary Investigation on High Lift System Aerodynamic Noise in Wind Tunnel Tests of Civil Aircraft

李强<sup>1</sup> 陈迎春<sup>1</sup> 李亚林<sup>1</sup> 张卫民<sup>2</sup> 陈大斌<sup>2</sup>

Li Qiang<sup>1</sup> Cheng Yingchun<sup>1</sup> Li Yalin<sup>1</sup> Zhang Weimin<sup>2</sup> Chen Dabin<sup>2</sup>

(1. 上海飞机设计研究院, 上海 201210; 2. 中国航空空气动力技术研究院, 北京 100074)

(1. Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China;

2. China Aerospace Aerodynamic Technology Research Institute, Beijing 100074, China)

### 摘要:

采用模拟退火法阵列优化设计技术设计了对数螺旋麦克风阵列, 开发了基于“波束成型理论”的阵列试验数据处理软件。将风洞麦克风相阵列噪声识别技术用于 SCCH 模型增升装置气动噪声研究, 开展了增升装置气动噪声源的远场定位探测和强度测量, 并用数据处理软件对风洞试验数据进行处理。试验结果表明, 随着观察频率的变化缝翼噪声声源的位置与强度会发生变化, 襟翼侧缘噪声是一个宽频噪声, 不同频率下其强度分布存在差异。同时也发现缝翼安装支架对缝翼和襟翼气动噪声声源有较大影响。文中也给出了多种工况下缝翼和襟翼噪声源分布。

**关键词:** 声学; 增升装置; 麦克风相控阵列; 风洞试验; 气动噪声

[Abstract] An optimal logarithm spiral microphone phrase array was designed by adopting the simulated annealing optimal method, and data processing software was developed based on the Beam Forming theory. The wind tunnel microphone phrase array test technique was employed to study the aerodynamic noise of SCCH high lift system. The far-field detecting and measurement of the noise source were carried out and all test data were processed by using the software. The results show that the location and the pressure level of sound sources for slats varied with the change of inspecting frequency; while the noise source for flap side-edge is a broadband one, and its intensity distribution has differences with different frequencies. Meanwhile, it is found that the slat supporting frames on SCCH test model have significant effects on aerodynamic noise emission. The mapping of noise source for slats/flaps under several test conditions are also presented and analyzed.

[Key words] High Lift Device; Phrase Array of Microphones; Wind Tunnel Test; Aerodynamic Noise

## 0 引言

在二十世纪六十年代, 社会的发展和工业技术的进步给人们带来了便捷的大型民用喷气式运输飞机, 但同时飞机的起降也给机场周边的居民带来了噪声困扰。

缝翼和襟翼是增升装置在飞机起飞和降落过

程中最主要的中低频率噪声来源, 是最受关注的机体噪声研究对象<sup>[1]</sup>。对于一些较新的客机, 比如波音 777 等, 缝翼和襟翼的噪声甚至超过了机翼其它部分产生的噪声。因此, 研究缝翼和襟翼的噪声机理以及减噪措施对降低机体噪声具有十分重要的意义。2008 年欧洲提出“净洁天空计划”, 到 2020 年要实现飞机外部噪声减半。

为了实现新一代民用飞机有效降噪设计,在飞机增升装置设计阶段,噪声领域一项重要的工作就是研究飞机的起飞、着陆和复飞等低速构型的气动噪声,正确理解增升装置流动和发声机理,找出其噪声产生区域位置和强度大小,研究有效降低增升装置噪声而不影响其气动性能的降噪技术和方法,并采取一定的措施对增升装置的噪声进行控制,发展增升装置高效率、低噪声设计方法。应用大规模的麦克风阵列技术的气动噪声源识别方法进行飞机噪声源风洞试验测量,是最近十几年国际航空界研究的重点<sup>[2-7]</sup>。

作为增升装置气动噪声风洞试验研究初步阶段,应用闭口风洞麦克风相阵列气动噪声测量技术,对 SCCH 模型开展增升装置气动噪声源的远场定位探测和强度测量,讨论缝翼安装支架对缝翼和襟翼气动噪声源的位置和强度的影响,分析声源分布及辐射声场的主要特征,为进一步开展增升装置气动噪声风洞试验研究提供指导。

## 1 测量原理和方法

### 1.1 测量原理

延时-叠加 Beamforming 方法是一种直接从 Beam Forming 原理推导出的最基本的波束形成算法,其基本原理是将阵列中各麦克风的信号作延时之后再相加作为阵列的输出,输出结果大的位置表示存在声源,从而实现声源定位,进一步结合信号强度还能确定声源强度。风洞试验中通常使用频域方法处理阵列数据,采用将互谱矩阵主对角线元素置零<sup>[8]</sup>、减少麦克风多余度元素的加权方法<sup>[9]</sup>(Elements Shading)、自适应波束成型<sup>[10]</sup>(Adaptive Beamforming)及 CLEAN 算法<sup>[11]</sup>等,剔除背景噪声、降低旁瓣、提高信噪比、去伪存真、改善噪声识别结果。

### 1.2 数据处理方法

采用 Beamforming 方法进行传声器阵列数据处理。具体处理过程如下<sup>[12]</sup>:

数据分析处理的第一步是用传统的方法对声源面进行波束成型。对从麦克风阵列所获得的每一个原始数据进行快速傅里叶变换(FFT)得到互谱矩阵(cross-spectral matrix, CSM)。矩阵中频域信号对  $P_m(f, T)$  和  $P_{m'}(f, T)$  分别对应于原始数据中每一个取样时间步的  $p_m(t)$  和  $p_{m'}(t)$ , 取样间隔为  $\Delta t$ ,  $T$  为 FFT 变换时长,  $m$  和  $m'$  为不同的麦克风。互谱矩

阵中的元素记为:

$$G_{mm'}(f) = \frac{2}{K w_s T} \sum_{k=1}^K [P_{mk}^*(f, T) P_{m'k}(f, T)] \quad (1)$$

每个元素都是  $K$  次取样的平均值。 $w_s$  是取样窗常数,如汉宁窗等。

互谱矩阵是一个共轭复数矩阵,可写为:

$$\hat{G} = \begin{pmatrix} G_{11} & G_{12} & \cdots & G_{1m_0} \\ \vdots & \ddots & & \\ \vdots & & \ddots & \\ G_{m_0 1} & G_{m_0 2} & \cdots & G_{m_0 m_0} \end{pmatrix} \quad (2)$$

Beamforming 方法中引入了一个导向矢量  $\hat{e}$ , 它与每一个麦克风导向位置相关。导向矢量  $\hat{e}$  为:

$$\hat{e} = \text{col}[e_1 \quad e_2 \quad \cdots \quad e_{m_0}] \quad (3)$$

麦克风  $m$  所对应的分量为:

$$e_m = a_m \frac{r_m}{r_c} \exp\{j2\pi\tau_m\} \quad (4)$$

上式中  $\tau_m$  为声音从声源面传播到麦克风所需时间,  $f$  为声源频率,  $r_m$  为声源到麦克风的距离,  $\alpha_m$  为对流折射因子,  $r_c$  为声源面中心到麦克风阵列中心的距离。当每个麦克风信号发生相位变化时,就用这些矢量分量来计算所选位置麦克风所做贡献大小。

对于一个标准的波束成形阵列,其频谱响应结果可由下式得到,

$$Y(\hat{e}) = \frac{\hat{e}^T \hat{G} \hat{e}}{m_0^2} \quad (5)$$

式中  $T$  是导向矢量的转置。

## 2 麦克风阵列设计与阵列数据处理软件开发

### 2.1 阵列优化设计

麦克风阵列布置是相阵列测量技术的关键技术,阵列布置决定了阵列的基本性能,而阵列的性能优劣直接影响试验结果好坏。阵列设计需要考虑很多因素,如试验段安装条件、模型尺寸、试验段测量信噪比。阵列优化设计要满足最低分析频率的分辨率要求和最高分析频率的旁瓣抑制水平要求。

模拟退火法<sup>[13]</sup>是 20 世纪 80 年代初发展起来的一种随机性组合优化方法,可以以某一概率接受较差的解,具有跳出局部最优解的能力,适合处理这类问题。采用模拟退火法对阵列优化设计问题进行建模,构造包含阵列旁瓣抑制水平和分辨的新

目标函数。针对本次试验的需求,设计了对数螺旋阵列,如图1所示。到50kHz频率阵列旁瓣抑制水平仍保持有-12dB,能识别出更多的比风洞背景噪声量级低的气动噪声;在10kHz阵列分辨率达到7.7cm,与试验模型中的缝翼和襟翼的弦长尺寸相当。

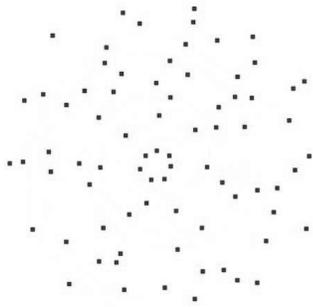


图1 阵列布置

## 2.2 数据处理软件开发

麦克风阵列噪声源识别技术的理论分析和数值处理方法基于“波束成型理论”(Beam Forming Theory),以消除背景噪声、空间混淆和旁瓣为主要目标。阵列数据分析过程包括气动噪声源识别模块、背景噪声剔除模块(CLEAN 模块)、高级算法模块和互谱矩阵计算模块等四个模块。读入阵列麦克风数据,计算互谱矩阵,计算过程中加入滤波、窗函数和谱平均等功能,以消除随机噪声、风洞背景噪声。

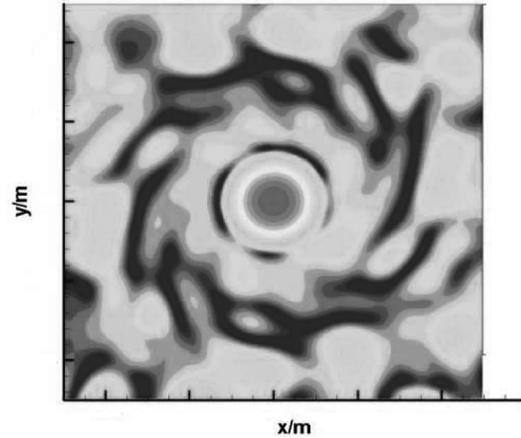
使用模拟声源对所建立的阵列数据处理算法进行验证,图2给出了两个人工合成的点声源的识别结果。声源合成采用的是正弦信号加随机噪声的方式;声源间互不相干,声源频率为5kHz;声源平面平行于阵列平面,间距1.5m。从Beamforming模拟结果来看,本阵列数据处理算法能很好地识别出声源分布。

## 3 试验方法

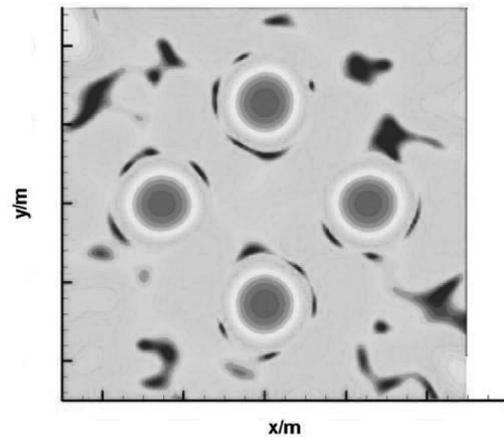
SCCH 试验模型安装在风洞试验段底壁中心转盘上,通过转盘转动来实现模型攻角变化、模型及阵列安装示意图如图3所示。声学测量阵列安装于风洞试验段靠近下翼面一侧的观察窗上,阵列采用整体下埋式安装,并用开夫拉布罩上,将边界层的流动与麦克风隔离开,以减小流动边界层对测量的干扰。

试验所采用数据采集系统具有112个通道,每个通道具有独立的16位A/D转换器,单通道最高

采样频率为200kHz,利用嵌入式系统中的硬盘,可长时间实时、无间断记录多通道信号。



(a) 单声源



(b) 多声源

图2 声源模型的 Beamforming 模拟结果

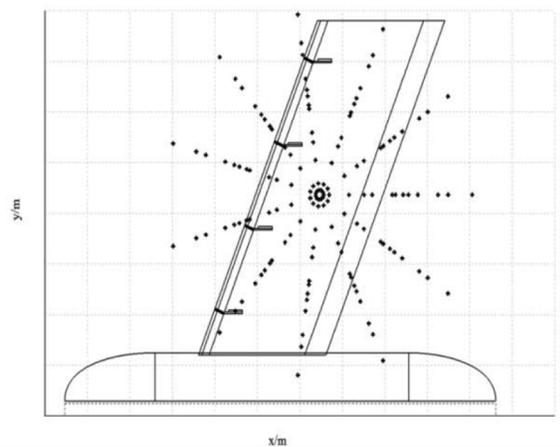


图3 模型及阵列示意图

## 4 试验结果分析

采用自行开发的数据处理软件对试验数据进

行处理,对增升装置气动噪声源进行识别定位,并对频谱中的频率分量做 Beamforming 转换,得到声源分布,从而用来分析增升装置气动噪声特性。下面对缝翼噪声和襟翼噪声分别做详细分析。

#### 4.1 缝翼气动噪声

为更好地捕捉缝翼噪声,在分析缝翼噪声时,将襟翼收起,这种处理会影响到缝翼气动噪声,但其影响很小,因为位于下游的襟翼的打开收起不会导致缝翼的流动形态发生本质变化。

本节首先分析了缝翼安装支架对缝翼气动噪声的影响,模型中缝翼部分共有 4 个安装支架,如图 3 所示。文中分别测量了原始模型和拆除第 2、3 两个安装支架这二种情况下的缝翼噪声。

图 4 给出了 5 347Hz 这个频率下这两种情况的

声源分布。原始模型的声源分布结果中的三个主要声源位置与三个支架的位置相符,但第四个支架位置没有明显声源,分析原因可能是第四个支架靠近机身,流动状态有所不同,导致其噪声频率有所不同。拆除两个安装架后,这两个位置的声源依然存在,但幅值都变小。

采用 CLEAN 算法剔除安装支架位置的噪声源就可以得到该频率下缝翼的气动噪声,经过处理后的声源分布如图 5 所示。图 5(a)中的缝翼噪声不明显,图 5(b)中可以看到去除安装支架影响后的缝翼噪声。由此可见,在 5 347Hz 这个频率下安装支架对缝翼的噪声有较大影响。所以本部分主要给出拆除中间两个缝翼安装支架工况的试验结果。

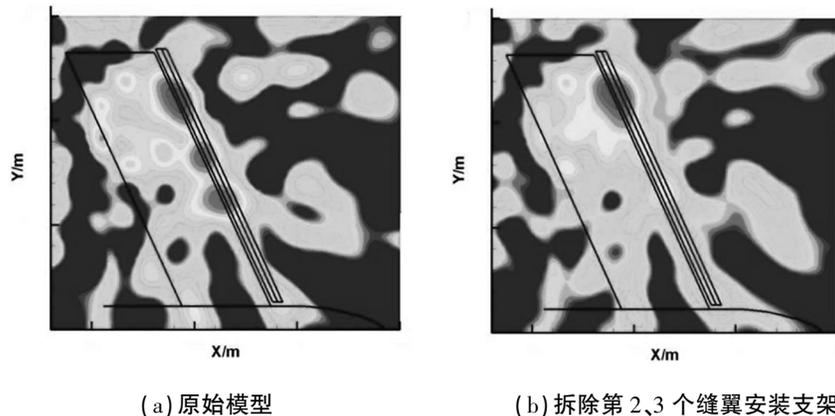


图 4 缝翼安装支架拆除前后缝翼气动噪声分布图(分析频率 5 347Hz,工况:缝翼打开,襟翼收起,风速 50m/s)

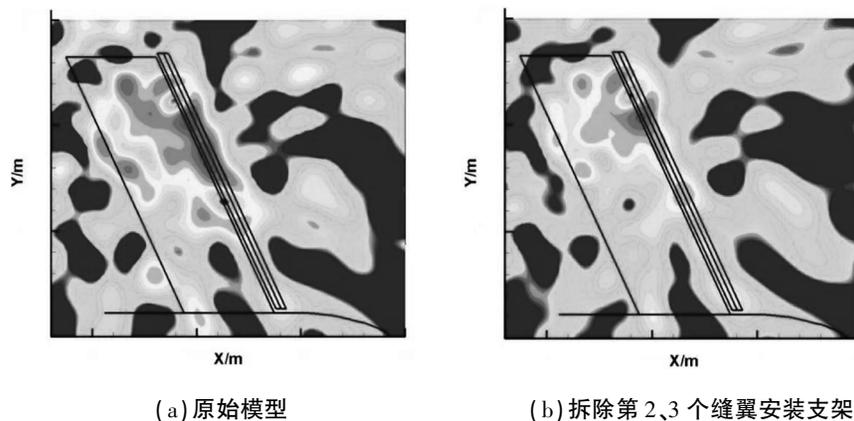


图 5 剔除安装支架噪声后缝翼气动噪声对比(分析频率 5 347Hz,工况:缝翼打开,襟翼收起)

图 6 给出 50m/s 风速下不同频率的缝翼气动噪声分布云图。从图中可以看到,5 347Hz 频率时在靠近翼尖的支架位置出现最大声源,随着频率增大在缝翼中段位置开始出现声源,尔后慢慢消失,最后在 5 933Hz 时噪声主要集中于缝翼根部。观察发现,最大声源位置随着频率的增大向机身靠

近。这是因为在靠近机身内段缝翼的内层有比较明显的高频脉动涡产生,是多段翼气动噪声的主要声源之一,同时在缝翼后缘点有流动分离发生,这里会产生一系列小脉动涡。同时发现,较低频率时声源面的旁瓣较大,分析原因可能是风洞背景噪声所引起的。



改变内两段襟翼偏角,保持内段襟翼偏角 $42^\circ$ ,将中段襟翼偏角改为 $27^\circ$ ,这样中段襟翼和内段襟翼之间存在一个剪刀差,图9给出了此工况下不同频率的襟翼气动噪声。图中显示襟翼噪声依然集中于襟翼侧缘,且没有发现中段襟翼和内段襟翼之间剪刀差位

置的噪声源。与内两段襟翼偏角均为 $42^\circ$ 的工况相比较存在一些差异,首先,此工况下所得噪声强度结果要大2dB;其次,最强的襟翼侧缘噪声出现在5.3kHz,在5.9kHz~6.1kHz频段内的襟翼侧缘噪声强度稳定,但较弱的声源分布情况有所不同。

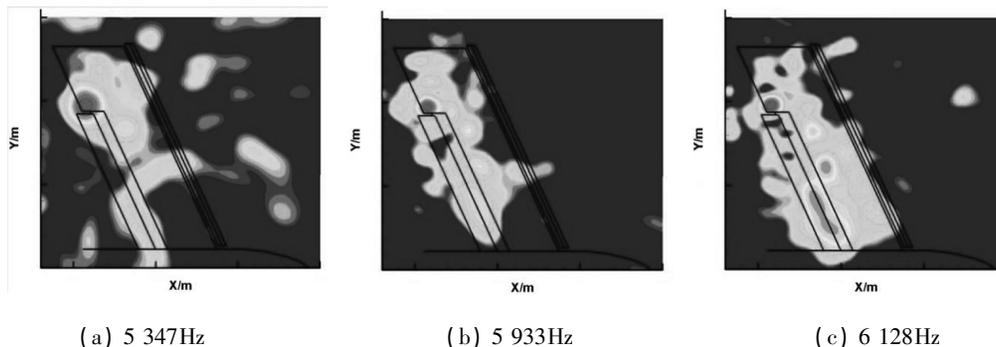


图9 不同频率下的襟翼气动噪声(工况:缝翼打开,外段襟翼收起,中段襟翼偏角 $27^\circ$ ,内段襟翼偏角 $42^\circ$ )

## 5 结论

采用风洞麦克风相阵列测试技术对SCCH模型增升装置气动噪声声源进行了研究,结论如下:

(1)通过试验验证了所采用的麦克风阵列设计技术以及麦克风阵列数据处理软件。

(2)不同频率的缝翼气动噪声,最大声源位置随着频率的增大向机身移动;襟翼噪声集中于襟翼侧缘附近,是最大的噪声源;襟翼侧缘噪声相对于缝翼气动噪声要大,缝翼噪声较小,是因为其在一定程度上为襟翼气动噪声所掩盖。

(3)缝翼/襟翼气动噪声包含多个大小不同的分量,分量可能是宽频的且频带会有重叠,由此可见,增升装置气动噪声问题相当复杂。

(4)缝翼安装支架会产生额外的噪声,影响到缝翼本身噪声的识别,在模型设计时要考虑模型安装支架所带来的噪声干扰。

### 参考文献:

[1]宋文萍,余雷,韩忠华.飞机机体气动噪声计算方法综述[J].航空工程进展,2010,1(2):125-131.  
[2]P. T. Soderman, and S. C. Noble. Directional Microphone Array for Acoustic Studies of Wind Tunnel Models[J]. Journal of Aircraft,1975:169-173.  
[3]F. R. Grosche, H. Stiewitt, and B. Binder. On Aero-Acoustic Measurements in Wind Tunnels by Means of a Highly Directional Microphone System[C]. Palo Alto, 1976. AIAA 76-535.  
[4]J. M. Kendall. Airframe Noise Measurements by Acoustic

Imaging[C]. Los Angeles, 1977 AIAA-77-55.  
[5]T. F. Brooks, M. A. Marcolini, and D. S. Pope. A Directional Array Approach for the Measurement of Rotor Noise Source Distributions with Controlled Spatial Resolution[J]. Journal of Sound and Vibration,1987,12(1):192-197.  
[6]乔渭阳, Ulf Michel. 基于改进的传声器阵列数据分析技术的飞机机体噪声实验研究[J]. 航空学报,2008,29(3):527-533.  
[7]马军会,乔渭阳,谭洪川,赵磊. 传声器阵列反方法及其对飞机噪声源识别[J]. 噪声与振动控制,2011,(2):163-169.  
[8]Piet, J. F., and Elias, G.. Airframe noise source localization using a microphone array[J]. AIAA/CEAS Paper 97-1643-CP, 1997.  
[9]Williams Earl G, Maynard J. D.. Vector intensity field of noise sources with a new microphone array[J]. J. Acoust. Soc. Am. 1980, 68(S1):34.  
[10]Gramann, R. A., and Mocio, J.. Aero-acoustic Measurements in Wind Tunnels Using Conventional and Adaptive Beam-forming Methods[J]. AIAA Paper 93-4341.  
[11]Hogbom, J. A.. Aperture Synthesis with a non-regular distribution of Interferometer Baselines[J]. Astronomy and Astrophysics Supplements, 1974, 15: 417-426.  
[12]Thomas F. Brooks, William M. Humphreys, Jr.. A Deconvolution Approach for the Mapping of Acoustic Sources(DAMAS) Determined from Phased Microphone Arrays[R]. 10th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, AIAA, 2004: 1-10.  
[13]Kirkpatrick S., Gelatt C. D., Vecchi M. P.. Simulate Anneal Arithmetic [J]. Science, New Series, 1983, 220(4598):671-680.