http://myfj.cnjournals.com myfj_sadri@comac.cc (021)20866796

DOI: 10. 19416/j. cnki. 1674 – 9804. 2022. 01. 003

基于麦克风阵列小波分析的中低雷诺数 尾缘噪声研究

宋章辰 郭 吴 刘沛清*

(北京航空航天大学陆士嘉实验室(航空气动声学工业和信息化部重点实验室),北京100191)

摘 要:随着机体噪声逐渐成为民机降噪的关键,作为典型气动噪声源的翼型噪声是未来更低噪声民机必须关注的部分。 中低雷诺数下尾缘离散噪声存在阶梯的频率速度关系、层流要求以及偶极子噪声等特征,其噪声机理涉及稳定性理论和反 馈回路。尽管尾缘噪声的产生出现和强度都得到比较广泛的研究,但尾缘噪声的空间分布研究尚不充分。基于二维平面 麦克风阵列,小波系数和 CLEAN-SC 算法对于尾缘噪声进行时频域分析。实验在北航 D5 气动声学风洞进行,使用 Kevlar 布构成的闭口实验段对于 300 mm 的 NACA0012 翼型进行噪声研究。通过实验中发现的固定频率范围内存在强度维持现 象,基于小波分析拆解出对应的空间时域上声源强度的位置间歇性移动,提供可能存在的反馈回路内部更为复杂噪声机理 的依据。

关键词:尾缘噪声;小波分析;CLEAN-SC 算法;波束成形;声源定位

中图分类号: V211; TK263

文献标识码:A



0 引言

飞机噪声标准^[1-2]越发严格使得飞机降噪成为研究热点,而随着发动机噪声降低,机体噪声愈加凸显^[3]。翼型尾缘离散噪声是一个经典的噪声现象^[4],其一般在中低雷诺数下受限于尾缘厚度是中低频噪声,且当采取人工转捩后压力面处于湍流边界层不会出现离散噪声^[5-6]。噪声主频频率存在阶梯现象,其背后的机理一般认为是反馈回路导致^[7-9],另一个现象即离散噪声存在等间距的频率分布,推测其可能是由于振幅调制^[10]或者第二反馈回路^[11]导致的。离散噪声机理存在时空变化,对于振幅调制存在间歇性,对于反馈回路存在反馈回路长度变化引起的空间位置变化,因此有必要研究声源强度的空间分布。

麦克风阵列测试技术^[12-14]作为一种确定声源强

度信息在空间上的分布的噪声测量技术手段,被国 内外学者广泛应用到气动声源噪声实验中^[15-17]。 基于麦克风阵列研究尾缘离散噪声的空间分布有助 于进一步研究尾缘离散噪声机理。为了获得高分辨 率的频域下空间分布解以及时间上的瞬时变化结 果,本文引入了 CLEAN-SC 算法^[18] 以及小波分 析^[19],前者以较高的计算效率提高了对于声源强度 空间分布精度,后者可以获得瞬时麦克风在不同频 率上的幅值和相位信息。

本文基于上述方法进行翼型自噪声的阵列识别 研究,确定尾缘离散噪声特性。通过采用小波分析 获得瞬时的各个麦克风频域的幅值和相位信息的复 数解,最后在 CLEAN-SC 算法的基础上获得瞬时声 源面上强度分布,进而分析不同离散噪声频率随时 间的变化规律。

基金项目: 国家自然科学基金(12072016, 11772033, 1217021666 和 11721202)

^{*} 通信作者. E-mail: lpq@ buaa. edu. cn

引用格式: 宋章辰,郭昊,刘沛清. 基于麦克风阵列小波分析的中低雷诺数尾缘噪声研究[J]. 民用飞机设计与研究,2022(1): 38-44. SONG Z C, GUO H, LIU P Q. An investigation into trailing edge noise of middle and low Reynolds number based on wavelet analysis of microphone array[J]. Civil Aircraft Design and Research,2022(1):38-44(in Chinese).

1 实验设置

1.1 风洞介绍

本次实验在北京航空航天大学沙河校区陆士嘉 实验室的 D5 气动声学风洞进行。北航 D5 气动声 学风洞是一座低速、低湍流度、低噪声回流气动声学 风洞,如图 1 所示。总体长 25.58 m,宽 9.2 m,高 3.0 m。D5 风洞开口试验段风速为0 m/s~80 m/s, 闭口试验段的风速为0 m/s~100 m/s,风洞来流湍 流度小于 0.08%。D5 风洞消声室内部尺寸为长 7 m,宽6 m,高6 m,截止频率为 200 Hz,内壁由低频 吸声隔声板制成,用于模拟自由声场环境,可以吸收 99%以上的反射声,满足声传播的平方反比规律。



图1 D5 气动声学风洞

1.2 闭口段模型布置

本次实验采用 NACA0012 翼型,根据 BANC#3 的 缩比模型,采用模型弦长为 300 mm,翼展为 1 000 mm。 实验采用 Kevlar 布作为侧壁面,在兼顾流场信息稳 定的同时保证了流场内气动噪声可以几乎不受阻碍



地穿过布面到麦克风处。该方面已经得到比较广泛 地应用,且已经在 30P30N 翼型等多组实验研 究^[31-32]中应用该方法。

本次实验中选择 G. R. A. S 40PH 阵列麦克风 构成的麦克风阵列作为主要的噪声采集和声源定 位测量研究工具,翼型和麦克风阵列面的布置如 图 2 所示。阵列正对着翼型旋转中心位置,距离为 1 000 mm。翼型旋转中心距离尾缘为 180 mm。实 验工况设置如表 1 所示。AOA 为来流攻角,U 为来 流速度。



表1 工况设置

AOA/°	$U \neq m \cdot s^{-1}$	
0	5-30	
1	5-30	
2	5-30	

1.3 阵列性能以及算法

本次实验中使用了 64 通道麦克风阵列测试平台,其空间分布和基本性能如图 3 所示。



图 3 阵列空间布局以及基本性能

本实验中采用的传统波束成形(Conventional Beamforming,简称CB)算法以及CLEAN-SC算法的 原理简单介绍如下,具体可以参考SIJTSMA的文 章^[20]。对于CB算法,根据各个麦克风的频谱结果 可以得到扫描面声源强度分布:

$$A = w^* R w \tag{1}$$

式中,*A* 为扫描面上各个位置点的强度,*w* 为权 重向量,*R* 为麦克风频域结果的互谱密度矩阵 (CSM)。在本文中采用了去对角线(Diagonal Removal)的方法降低了麦克风自噪声的干扰,本文 所有的 CB 都指代 DR Beamforming。权重向量是通 过声传播方程的格林函数解对应的指向向量归一化 得到的,一般指向向量 *e* 是一个指向某一个扫描点 的*M*×1 维向量,*M* 为麦克风数目,具体公式为:

 $e_m = R_m / R_c \exp(-ik(R_m - R_c))$ (2)

式中,*m* 为麦克风编号,*R_m* 为扫描点到麦克风 *m* 的距离,*R_e* 为扫描点到参考位置的距离,一般设 置为阵列中心,*k* 为波数。

对于 CLEAN-SC 算法,其将互谱密度矩阵分为 若干个迭代中声源强度最大位置处声源的求和,同 时考虑到每次迭代中,声源强度最大位置点处于全 部扫描面上的点存在的空间相干关系,将确保下一 步的迭代中不再包含上一步位置的强度关系。具体 的情况举例如下。

在扫描面上基于 CB 算法用互谱密度矩阵 R 求 得最大声源强度为 Q_{max},位置为 X_{max},对应的指向向 量为 e_{max},对于扫描面上任意的指向向量 e 满足如下 公式:

$$eRe_{max} = eDe_{max} \tag{3}$$

式中,m 为麦克风编号,D 为需要从 R 中单独 取出对应位置 X_{max}的所有相干声源对于麦克风阵列 互谱密度矩阵的影响程度,对于单点声源模型,可以 定义 X_{max}处声源对于 CSM 贡献 D 满足公式:

$$D = Q_{max}hh^* \tag{4}$$

式中,h为设定的一维向量。通过将公式(4)代 入公式(3),求解迭代可以获得每一次R中单独分 解的D,从而 $R_{i+1} = R - \varphi D$,最终求得所有最强声源 点的位置和强度信息。 φ 为迭代系数。

对于小波分析算法,采用的是复数 Morlet 小波 基,计算结果是通过小波系数作为阵列麦克风瞬时 接受到的信号幅值和相位,通过采样平均将得到的 结果进行上述阵列算法求解瞬时声源面强度分布。

2 实验结果与讨论

2.1 离散噪声阶梯现象

相比较单一麦克风由于空间位置关系导致各个 不同离散噪声主频感受性不同,这里选择将阵列上 各个麦克风自谱的平均值作为尾缘噪声测量结果, 获得的平均噪声强度更为可信,如图4所示,在来流 攻角为0°、1°和2°的情况下,可以发现其存在离散 噪声频率随来流速度变化的"阶梯"现象。



(a) 来流攻角为0°





图 4 阵列麦克风平均噪声强度频谱图

为了显示对比方便,进一步提取各个角度下主 频随来流速度变化进行作图,如图5所示,可以观察 到目前存在两段"台阶",疑似存在第三级但是由于 此时雷诺数足够大,压力面层流边界层已经转捩,观 察不到明显的离散噪声。出现阶梯"跳跃"现象的 速度在13 m/s~15 m/s 之间。



图 5 主频随来流速度变化

2.2 阵列识别结果分析

针对离散噪声存在的多峰现象,现有的通过单 一麦克风研究结果中可以通过小波分析将主频时间 上间歇性与对应的旋涡流动频率联系起来^[10]。本 实验结果中选取来流速度在18 m/s下的结果进行 详细分析。图6是麦克风测量离散噪声长时间平均 结果以及存在间歇性的归一化 C-Morlet 小波系数 结果。



(a) 来流速度 18 m/s 下离散噪声频率



针对 452 Hz 和 516 Hz 这两个频率的噪声进行 小波系数求解,麦克风频域上随时间变化的复数小 波系数作为幅值和相位的出处,获得流向上平均强 度随时间的变化,如图 7 所示。

选择最强声源点的流向位置为研究对象作图, 如图 8 所示,可以发现,对于 452 Hz 和 516 Hz 的离 散噪声,其在空间位置上存在相对较大的位置移动, 且 516 Hz 的移动要比 452 Hz 的要剧烈。

基于其在流向上位置移动的近似速度进行多普勒频率修正,可以确认,对于516 Hz 的噪声,如果设







置对应的速度为2 m/s~6 m/s 且远离麦克风,那么在 18 m/s 来流风速下,对应产生的频率为464.4 Hz~384 Hz,存在较小强度的408 Hz 和较大强度的452 Hz,对于反馈回路内的离散噪声的多个频率情况,很有可能是这种声源移动所导致的。

3 结论

本文针对 NACA0012 翼型尾缘离散噪声进行 研究,实验中基于多个阵列麦克风结果即在来流 迎角 2°下离散噪声频率改变而幅值基本不变的现 象,基于小波分析得到麦克风时域上相位和幅值 结果,通过 CLEAN-SC 算法捕捉声源在空间位置 上强度分布随时间的变化。通过分析特定频率的 噪声随时间变化,可以确认在不同频率存在声源 位置的变化,而这一变化可能是对于高频高强度 的噪声产生低频低强度的噪声,最终反映到麦克 风接受的噪声上。

参考文献:

- [1] 张青,闫国华,武耀罡,等.噪声适航标准严格化趋势探究[J].噪声与振动控制,2013,33(3):235-240.
- [2] 中国民用航空总局适航审定司.中国民用航空规章 第36部航空器型号和适航合格审定噪声规定[S]. 北京:中国民用航空总局,2005.
- [3] MIKHAIL Y Z, VICTOR K. Fly-over noise source localization during acoustic flight tests of advanced passenger aircraft: 25th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference

[C]. Delft: AIAA, 2019.

- [4] PARK C. Radiation enhancement by nonequilibrium in earth's atmosphere [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1985, 22: 27-36.
- [5] WERNER D. Almost 40 years of airframe noise research: what did we achieve [J]. Journal of Aircraft, 2012, 47(2):353-367.
- [6] ALLEN C S, BLAKE W K, DOUGHERTY R P, et al. Aeroacoustic Measurements [M]. [S. l.]: Springer, 2002.
- [7] TAM C K W. Discrete tones of isolated airfoils [J].
 Journal of the Acoustical Society of America, 1974, 55 (6):1173.
- [8] FINK M R. Prediction of airfoil tone frequencies [J]. Journal of Aircraft 1975, 12:118-120.
- [9] ARBEY H, BATAILLE J. Noise generated by airfoil profiles placed in a uniform laminar flow[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1983, 134:33-47.
- [10] Pröbsting S, SERPIERI J, SCARANO F. Experimental investigation of aerofoil tonal noise generation [J]. Journal of Fluid Mechanics, 2014, 747 (1): 656-687.
- [11] RICCIARDI T R, ARIAS-RAMIREZ W, WOLF W R. On secondary tones arising in trailing-edge noise at moderate Reynolds numbers [J]. European Journal of Mechanics-B/Fluids, 2020,79:54-66.
- [12] 徐亮,胡鹏,张永斌,等.可用于相干声源的快速反 卷积声源成像算法[J].机械工程学报,2018,(23): 82-92.
- [13] 徐康乐,陈迎春,江渊,等.基于相控麦克风阵列的民机主起落架气动噪声源识别技术研究[J].空气动力 学学报,2015,33(4):523-529.
- [14] 周家检,郝璇,张卫民,等.相阵列技术在民机机体气动噪声研究中的应用[J].空气动力学学报,2016,34
 (1):91-97.

- [15] 李征初,李勇,陈正武,等. CLEAN-SC 算法在风洞声 源定位与识别中的应用研究[J]. 实验流体力学, 2016,30(3):104-109.
- [16] WILLIAM H, KEVIN J, THOMAS A, et al. Measurements of 26%-scale 777airframe noise in the NASA ames 40-by 80 foot wind tunnel :AIAA 2005-2810[R]. USA;AIAA,2005.
- [17] PASCIONI K A, CATTAFESTA L N. Aeroacoustic measurements of leading-edge slat noise: 22th AIAA/CEAS aeroacoustics Conference[C]. Lyon: AIAA, 2016.
- [18] SIJTSMA P. CLEAN based on spatial source coherence: 13th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference [C]. USA, AIAA,2007.
- [19] MALLAT S G. A theory for multiresolution signal decomposition: the wavelet representation [J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis & Machine Intelligence, 1989, 11(4):674-693.
- [20] SIJTSMA P, MERINO-MARTINEZ R, MALGOEZAR A M, et al. High-resolution CLEAN-SC: Theory and experimental validation [J]. International Journal of Aeroacoustics, 2017, 16(4-5):274-298.

作者简介

宋章辰 男,博士。主要研究方向:翼型尾缘噪声、阵列测试 技术。E-mail:songdbs_work@buaa.edu.cn.

郭 昊 男,副教授,博士生导师。主要研究方向:湍流理论 及飞机减阻降噪流动控制技术研究等领域。E-mail: guohao@ buaa. edu. cn

刘沛清 男,教授,博士生导师。主要研究方向: 旋涡分离 流与流动控制、飞行器大迎角空气动力学、鸭式布局涡系干 扰与控制、高速层流控制技术、现代轻质高效螺旋桨设计与 优化、飞行器低 Re 数流动机理与控制、大型飞机起飞着落 气动性能、水上迫降性能、气动噪声研究等领域。E-mail: lpq@ buaa. edu. cn

An investigation into trailing edge noise of middle and low Reynolds number based on wavelet analysis of microphone array

SONG Zhangchen GUO Hao LIU Peiqing *

(Beihang University (Key Laboratory of Aeroacoustics of Ministry of Industry and Information Technology), Beijing 100191, China)

Abstract: Since airframe noise gradually plays a key role on civil aircraft noise reduction, airfoil noise, which is a typical source of aerodynamic noise, must be paid attention to in further noise reduction in civil aircraft industry in the future. The trailing edge discrete noise at low and medium Reynolds numbers has characteristics such as 'ladder' frequency speed relationship, laminar flow requirements, and dipole noise. Its noise mechanism is concerned with stability theory and feedback loop. Although the appearance and intensity of trailing edge noise have been extensively studied, the research on the spatial distribution of trailing edge noise is still insufficient. Based on wavelet coefficients and CLEAN-SC algorithm, a two-dimensional planar microphone array was applied to analyze the trailing edge noise in the time-frequency domain. The experiment was carried out in the Beihang D5 aeroacoustics wind tunnel. The closed experimental section composed of Kevlar cloth was used to conduct noise research on the fixed frequency range found in the experiment, the position of the sound source intensity in the space and time domain corresponding to the wavelet analysis disassembled intermittently moves, which further confirms the more complicated mechanism that may exist in the feedback loop.

Keywords: trailing edge noise; wavelet analysis; CLEAN-SC algorithm; beam forming; sound sources localization

^{*} Corresponding author. E-mail: lpq@buaa.edu.cn