

带仿鳍式尾缘结构有限长翼型的 噪声特性及降噪实验研究

刘宴利¹, 仝帆¹, 王勇¹, 王超², 黄奔¹

(1. 中国空气动力研究与发展中心气动噪声控制重点实验室, 621000, 四川绵阳;
2. 中国空气动力研究与发展中心设备设计与测试技术研究所, 621000, 四川绵阳)

摘要: 中低雷诺数条件下, 翼型绕流时会产生窄带高强度的纯音噪声。为探究仿鳍式尾缘结构对壁面安装形式下有限长翼型产生的纯音噪声的抑制效果, 通过实验研究了壁面安装形式下带有高度为 2、4、6 和 8 mm 的仿鳍式尾缘结构的有限长 NACA0012 翼型模型的降噪效果及其噪声特性。在 0.55 m×0.4 m 声学风洞中测量了不同流速、不同迎角条件下翼型模型的远场传声器信号和传声器阵列信号。远场传声器频谱图和波束形成声源成像图表明: 未安装仿鳍式尾缘结构的基础翼型产生了明显的中高频纯音噪声, 且纯音噪声的频率随流速的增加向高频移动; 仿鳍式尾缘结构可有效降低甚至消除基础翼型产生的纯音噪声, 而对其他频带噪声几乎无影响; 仿鳍式尾缘结构高度越大降噪效果越好; 仿鳍式尾缘结构翼型产生的宽频噪声主要分布在翼型尾缘、叶尖、翼型前缘及尾缘与壁面的连接处, 当仿鳍式尾缘结构高度较大时还会在叶尖产生高频噪声。

关键词: 有限长翼型; 纯音噪声; 仿鳍式尾缘结构; 波束形成

中图分类号: V211.7 **文献标志码:** A

DOI: 10.7652/xjtuxb202209003 **文章编号:** 0253-987X(2022)09-0020-08



OSID 码

Experimental Study on Noise Characteristic and Noise Reduction of Finite Airfoil with Fin-Like Trailing Edge Structure

LIU Yanli¹, TONG Fan¹, WANG Yong¹, WANG Chao², HUANG Ben¹

(1. Key Laboratory of Aerodynamic Noise Control, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang, Sichuan 621000, China; 2. Facility Design and Instrumentation Institute, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang, Sichuan 621000, China)

Abstract: At low-to-medium Reynolds numbers, high-intensity narrowband tonal noise is generated by airflow over airfoils. To explore the noise reduction of the fin-like trailing edge structure on the tonal noise generated by a wall-mounted finite airfoil, the noise characteristic and the noise reduction of the wall-mounted finite NACA0012 airfoil model with fin-like trailing edge structure (with a height of 2 mm, 4 mm, 6 mm and 8 mm, respectively) are experimentally studied. The far field signals and microphone array signals of the airfoil model under different incoming flow speeds and attack angles are measured synchronously in a 0.55 m×0.4 m anechoic wind tunnel. The far field noise spectrum and beamforming source maps show that the baseline airfoil without fin-like trailing edge structure produces obvious mid-high frequency tonal noise, and the frequency of the tonal noise shifts to high frequency with the increase of incoming flow speed. The fin-like trailing edge structure can reduce or even eliminate the total noise of the

收稿日期: 2022-03-26。 作者简介: 刘宴利(1996—),女,助理工程师;王勇(通信作者),男,博士,副研究员。 基金项目: 国家自然科学基金资助项目(12102451,11802114)。

网络出版时间: 2022-05-09

网络出版地址: <http://kns.cnki.net/kcms/detail/61.1069.T.20220509.1042.002.html>

baseline airfoil with little effects on other frequencies, and the higher the structure height, the better the noise reduction. The broadband noise generated by the airfoil with fin-like trailing edge structure is mainly distributed around the airfoil trailing edge, airfoil tip, airfoil leading edge and the junction of airfoil trailing edge and side plate. When the height is large, high frequency noise is also generated at the airfoil tip.

Keywords: finite airfoil; tonal noise; fin-like trailing edge structure; beamforming

中低雷诺数下,翼型扰流时翼型尾缘与层流边界层相互作用会产生窄带高强度的纯音噪声,纯音噪声的频率与流速成指数关系,随流速升高呈“阶梯形”变化,该类型的纯音噪声也称为层流边界层不稳定噪声^[1-3]。许多学者对翼型纯音噪声的产生机理进行了理论、数值和实验研究^[4-11]。Paterson 等^[1]认为该类型噪声类似于涡脱落噪声,并提出了涡脱落模型。Tam 等^[6]首次提出可以解释该类纯音噪声频率“阶梯形”变化规律的声学反馈回路模型。后续大量研究结果表明^[7-11]声学反馈回路模型可以更好地解释边界层不稳定噪声的产生机理:不稳定噪声的产生与翼型压力面和吸力面流动都有一定的关系,压力面为主要的反馈回路,吸力面为二次反馈回路^[11]。前述的结论均来自于二维翼型或半无限长翼型模型实验研究,但是现实中许多工程应用壁面安装形式下的有限长翼型,例如安装在船体上的潜艇水翼、连接到轮毂或壁面的定子等。这类壁面安装形式下的有限长翼型绕流时,会在翼型与壁面连接处和翼型叶尖形成马蹄涡并随气流传播,使流场变得更复杂^[12]。

2014年,Moreau 等^[13]对壁面安装形式下的有限长 NACA0012 翼型进行了实验研究,波束形成声源识别结果表明尾缘噪声是其主要噪声源,并随流速的增加噪声源向翼尖移动,随迎角的增大出现翼型与壁面连接处噪声,后续实验结果表明马蹄涡与翼型前缘相互作用产生翼型与壁面连接处噪声、翼型尾缘-叶尖附近的三维马蹄涡产生尾缘噪声^[14]。2016年,Moreau 等^[15-16]指出壁面安装形式下的有限长翼型在非零迎角下不仅会产生宽带噪声而且会产生许多离散纯音噪声,并且相比于二维翼型,壁面安装形式下的有限长翼型会在更宽的雷诺数和迎角范围产生纯音噪声。此外,纯音噪声的产生与尾缘的转捩、分离和压力面的轻度分离流体区域有关,且分离流体区域和纯音噪声的产生位置随迎角的增大沿翼型尾缘向叶尖移动。2018年,Moreau 等^[17]研究了翼型弧度对壁面安装形式下的有限长翼型噪声的影响,结果表明 $0\% \sim 2\%$ 弧度的翼型会产生高幅

值的主纯音噪声,而 $4\% \sim 6\%$ 弧度翼型的频谱则表现出显著的次级纯音特性,说明弧度是影响翼型纯音噪声产生工况、数量和强度的重要参数。

综上可知翼型会产生高强度纯音噪声,且壁面安装形式下的有限长翼型产生纯音噪声的工况范围更宽,因此有必要对壁面安装形式下的有限长翼型进行降噪研究。国内外开展了很多翼型/叶片降噪研究,典型的降噪手段包括波浪状前缘^[18-20]、锯齿尾缘^[21-25]、多孔介质^[26-27]、仿鳍式尾缘^[28-29]等。陈伟杰等^[18,21]分别采用波浪状前缘、锯齿尾缘有效降低了 NACA0012 翼型的不稳定纯音噪声,在大迎角状态下,尾缘锯齿会减弱甚至完全抑制不稳定噪声,降噪量高达 40 dB。Chong^[22-24]也发现尾缘锯齿可以降低翼型纯音噪声达 20 dB。研究结果表明,波浪状前缘和锯齿尾缘(尤其是切割式锯齿尾缘)会降低翼型的气动性能,这可能会限制其工程应用范围^[17]。为降低翼型的噪声,同时不显著改变翼型的气动性能,Clark 等^[28-29]提出了仿鳍式尾缘结构,并研究了其对翼型的降噪效果,实验结果表明,仿鳍式尾缘结构可以降低尾缘噪声多达 10 dB。Shi 等^[30]则通过数值模拟研究了仿鳍式尾缘结构对翼型流场的影响以及降噪机理,研究表明仿鳍式尾缘结构可以显著降低尾缘附近涡的展向相关长度,并降低壁面附近的湍动能。

众多研究表明,仿鳍式尾缘结构是一种有潜力的降噪技术^[28-30],之前的研究大部分都是针对二维翼型,然而,工程中很多模型与有限长度的翼型更为接近,仿鳍式尾缘结构降低有限展长翼型噪声的效果还有待研究。本文通过实验研究了仿鳍式尾缘结构对壁面安装形式下的有限长 NACA0012 翼型的降噪效果及其噪声特性。

1 仿鳍式尾缘结构噪声测试实验装置与方法

本次实验采用弦长 200 mm、翼展 400 mm 的 NACA0012 翼型模型,并将其一端与金属侧板连接在一起,厚度为 0.75 mm 仿鳍式尾缘结构安装在翼

型 85%弦长至尾缘处,如图 1(a)所示。图 1(b)和图 1(c)分别为仿鳍式尾缘结构示意图及其型面,其型面设计与文献[29]类似,图 1 中 H 、 S 和 L 分别表示仿鳍式尾缘结构的高度、间距和弦向长度。为研究仿鳍式尾缘结构高度 H 对降噪性能的影响,设计了 4 种不同高度的仿鳍式尾缘结构,具体参数如表 1 所示,其中 H0S0 表示不安装仿鳍式尾缘结构的基础翼型,H2S4、H4S4、H6S4 及 H8S4 分别表示高度为 2 mm、4 mm、6 mm 和 8 mm,间距均为 4 mm 的仿鳍式尾缘结构翼型。

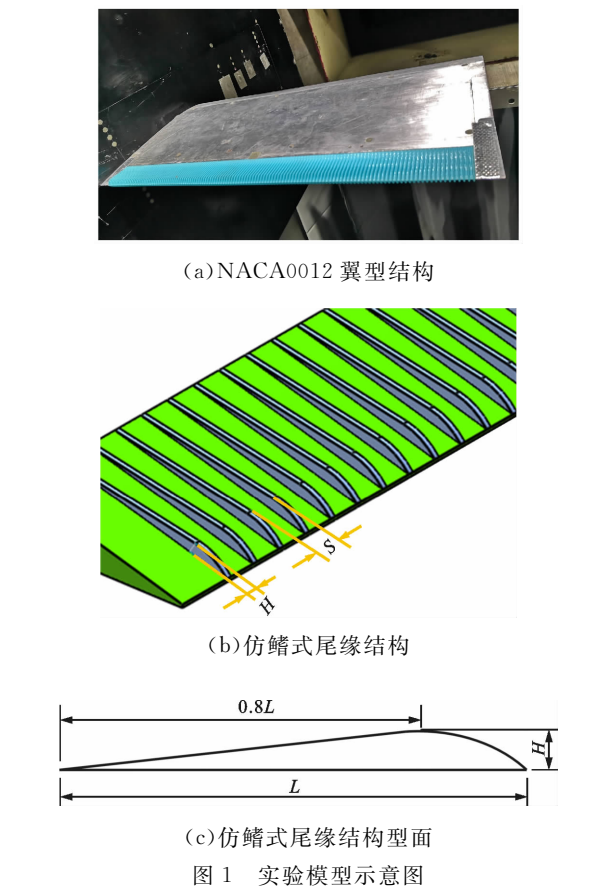


图 1 实验模型示意图

Fig. 1 Schematic diagram of the experimental model

表 1 仿鳍式尾缘结构参数

Table 1 The parameters of fin-like trailing edge structures

翼型	H/mm	S/mm
H0S0	0	0
H2S4	2	4
H4S4	4	4
H6S4	6	4
H8S4	8	4

实验在中国空气动力研究与发展中心的 0.55 m×0.4 m 单回流式低速声学风洞中进行,开口实

验段空风洞最高流速为 100 m/s,气流湍流强度低于 0.2%。实验流速为 10~80 m/s,以叶片弦长作为特征长度的雷诺数约为 $1.3\times 10^5\sim 1.1\times 10^6$ 。翼型迎角为 0°、10°和 15°。图 2(a)为实验现场图,翼型上方 1 m 处放置 9 通道远场传声器弧形架,传声器观测角度为 50°~130°,间距为 10°,用于分析不同观测方向的噪声谱;翼型下方 0.84 m 处放置孔径为 1 m 的 70 通道平面传声器阵列,用于分析翼型噪声源分布。图 2(b)为俯视示意图,其中蓝点表示远场传声器,红点为阵列传声器,方框表示翼型边界,虚线表示与翼型连接的侧板,箭头表示气流流向。传声器均为 GRAS 公司 46AE 型自由场传声器。实验中远场传声器采样频率为 51.2 kHz,采样时间为 30 s,计算频谱时添加汉宁窗,分析点数为 4 096;传声器阵列的采样频率为 25.6 kHz,采样时间为 10 s,后处理时窗函数为汉宁窗,重叠率为 50%,频率分辨率为 50 Hz,计算获得声压互谱矩阵。采用风洞实验中广泛使用的基于源相干性的清除法 (CLEAN based on source coherence, CLEAN-SC) 反卷积波束形成算法^[31] 计算翼型表面的声源分布并进行声学成像,分析翼型降噪效果及噪声源分布情况。

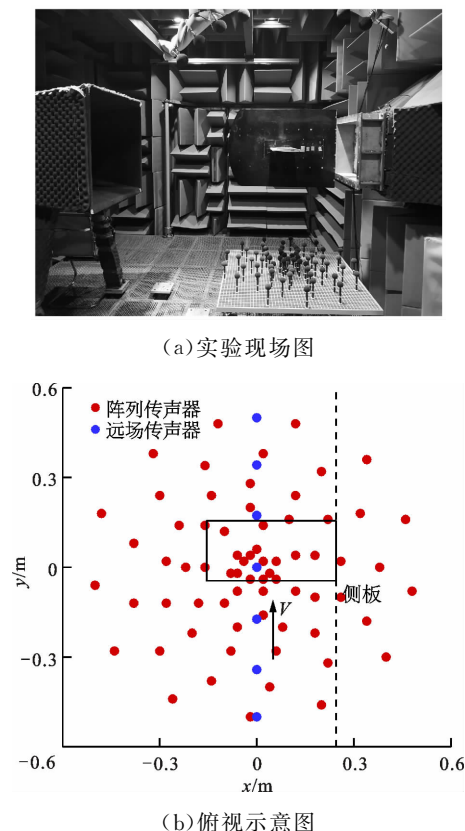


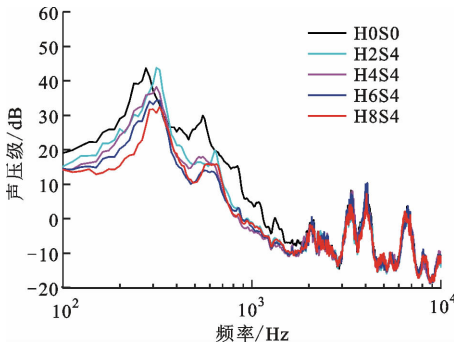
图 2 实验现场图及俯视示意图

Fig. 2 Test layout and overhead schematic

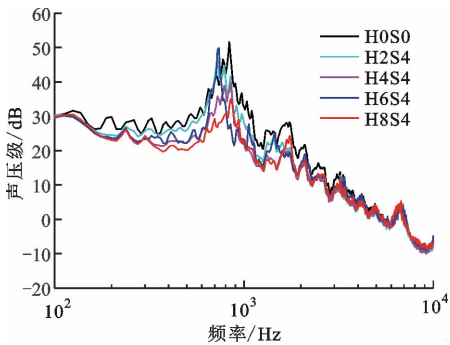
2 仿鳍式尾缘结构噪声测试实验结果与讨论

2.1 远场噪声频谱

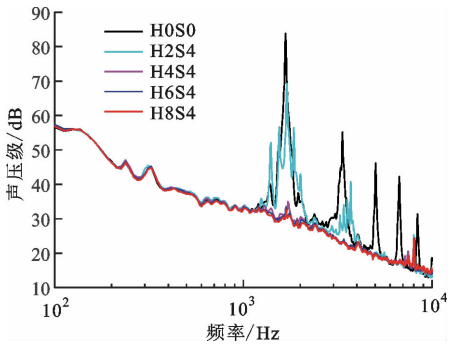
图 3 为壁面安装形式下的有限长基础翼型及仿鳍式尾缘结构翼型在 90° 观测角下的远场噪声频谱图,声压级单位为 dB(参考值 2.0×10^{-5} Pa)。图 3(a)和图 3(b)分别表示迎角 $\alpha=0^\circ$ 、流速 $V=10$ m/s 和 $V=20$ m/s 时的远场噪声频谱图,可以看出,仿鳍式尾缘结构可有效降低约 2 000 Hz 范围内的中低频噪声,而对中高频噪声量级几乎无影响,且降噪量随仿鳍式尾缘结构高度 H 的增大而增加,但是当流速大于 40 m/s 时(未展示结果),降噪效果并不明显。图 3(c)和图 3(d)分别为迎角 $\alpha=10^\circ$ 、流速 $V=40$ m/s 和 $V=60$ m/s 时的远场噪声频谱图,图 3



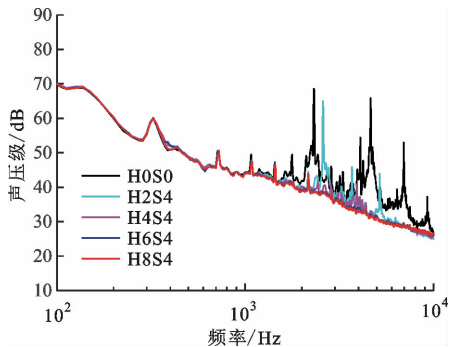
(a) $\alpha=0^\circ$, $V=10$ m/s



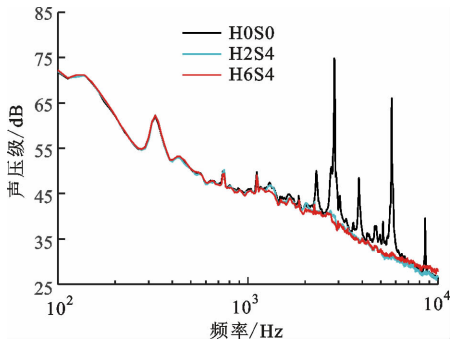
(b) $\alpha=0^\circ$, $V=20$ m/s



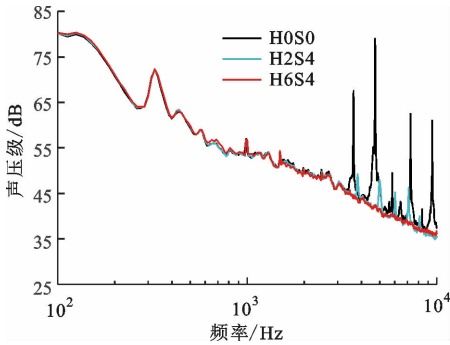
(c) $\alpha=10^\circ$, $V=40$ m/s



(d) $\alpha=10^\circ$, $V=60$ m/s



(e) $\alpha=15^\circ$, $V=60$ m/s



(f) $\alpha=15^\circ$, $V=80$ m/s

图 3 基础翼型及仿鳍式尾缘结构翼型的远场噪声谱
Fig. 3 Far field noise spectrum maps of airfoils without and with fin-like trailing edge structures

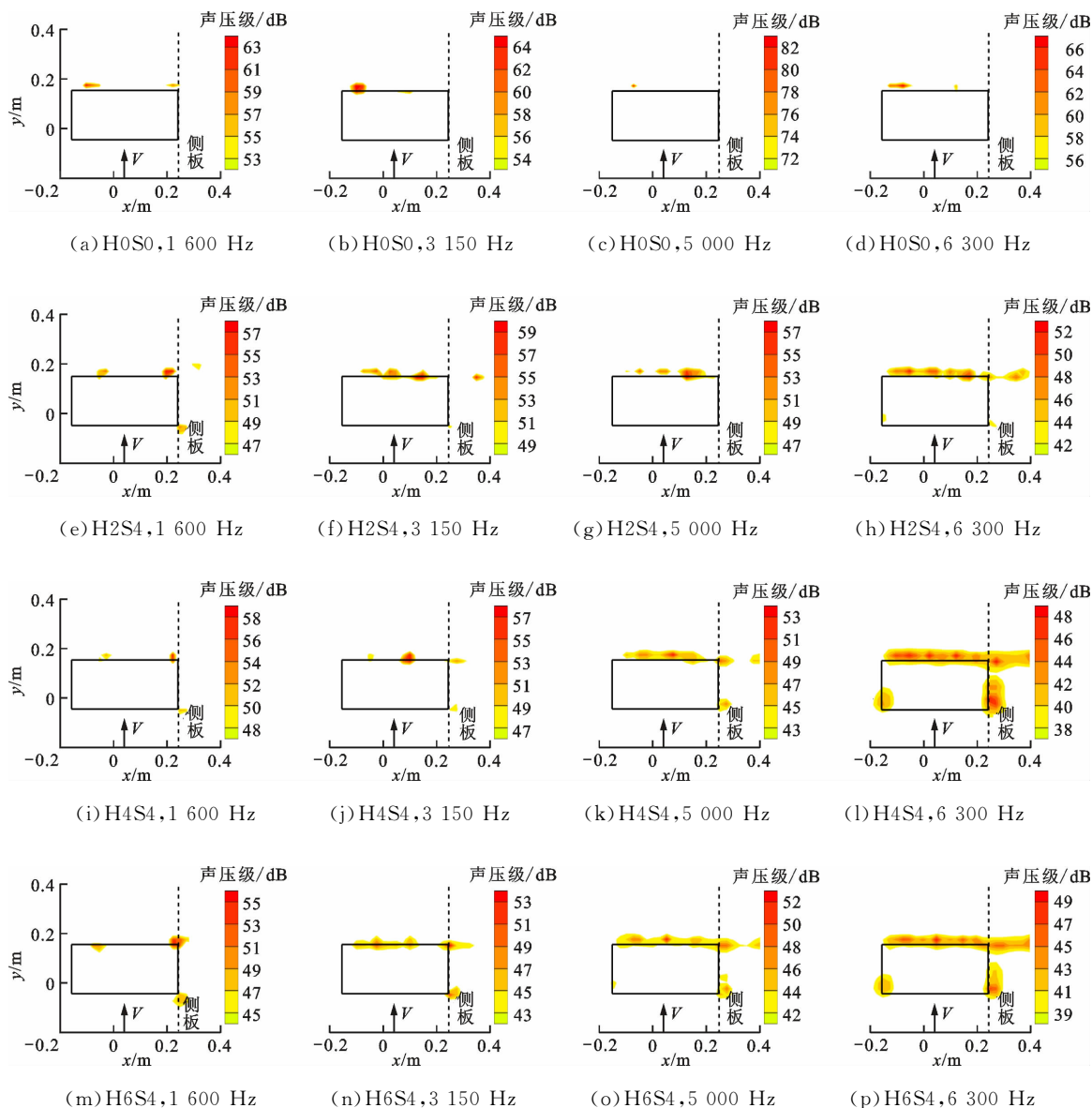
(e)和图 3(f)分别为迎角 $\alpha=15^\circ$ 、流速 $V=60$ m/s 和 $V=80$ m/s 时的远场噪声频谱图。可以看出,基础翼型频谱图的中高频范围存在一些明显的谱线尖峰,即基础翼型在中高频范围产生了一些多重纯音噪声。横向对比来看,相同迎角下纯音噪声的频率随流速的增加向高频移动。仿鳍式尾缘结构翼型的频谱图中,这些谱线尖峰被抑制或消除且谱线其余部分几乎无变化,使得谱线变得更平滑,且其平滑程度随仿鳍式尾缘结构高度 H 增大而增大。也就是说,仿鳍式尾缘结构抑制甚至消除了基础翼型产生的纯音噪声,且仿鳍式尾缘结构高度 H 越大降噪效果越好。特别是大迎角情况下,较小的高度 H 就能

获得较好的降噪效果,例如迎角 $\alpha=10^\circ$ 及 $\alpha=15^\circ$ 时,仿鳍式尾缘结构高度 H 分别为4 mm和2 mm,足以消除基础翼型产生的纯音噪声。需要指出的是,本文并未观察到明显的宽频噪声降噪效果。本文的实验模型为有限展长的翼型且未加人工转捩装置,在多个实验工况下翼型噪声主要由边界层不稳定纯音噪声主导,宽频噪声贡献相对较小。这与文献[29]的实验有所不同,实验结果也有所差异。针对宽频噪声降噪,后续还需开展更加有针对性的详细实验。

2.2 CLEAN-SC 声源成像图

本节通过波束形成声源识别技术对几个典型的三分之一倍频程频带进行声源成像以分析噪声源的分布情况及降噪效果。图4、图5给出了不同工况下1 600 Hz、3 150 Hz、5 000 Hz和6 300 Hz频带

的 CLEAN-SC 成像图,由于改型后的翼型大幅降低了噪声,每幅子图具有独立的图例以便更清晰地表示声源分布情况,显示动态范围均为10 dB。图4所对应的实验工况为迎角 $\alpha=10^\circ$,流速 $V=60$ m/s。可以看出,H0S0基础翼型产生的高水平噪声主要分布在翼型尾缘,5 000 Hz频带的噪声最大值约为82 dB,其余3个频带噪声最大值约为64 dB左右。纵向对比可知,H2S4尾缘抑制了基础翼型产生的高水平尾缘噪声,4个频带的噪声最大值被分别降低约6 dB、5 dB、25 dB和14 dB。随结构高度 H 的增大,所展示的频带噪声水平均被进一步降低。高水平尾缘纯音噪声被抑制后,仿鳍式尾缘翼型产生的噪声主要分布在翼型尾缘、翼型前缘及尾缘与侧板的连接处,并随结构高度 H 的增大出现高频叶尖噪声。



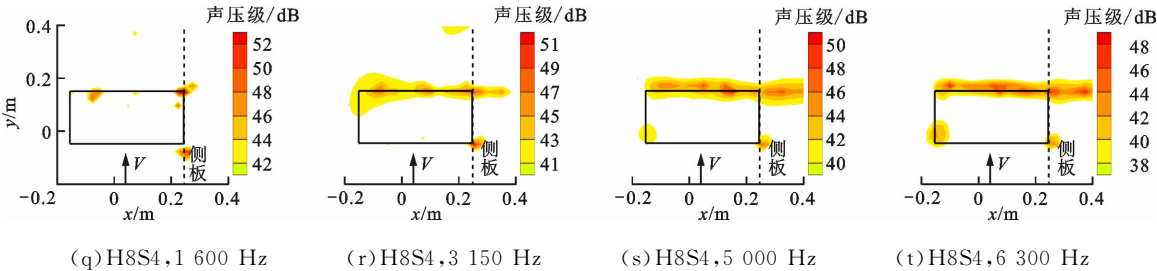


图 4 迎角 $\alpha=10^\circ$ 、流速 $V=60\text{ m/s}$ 时的 CLEAN-SC 声源成像图
Fig. 4 CLEAN-SC maps at $\alpha=10^\circ$ and $V=60\text{ m/s}$

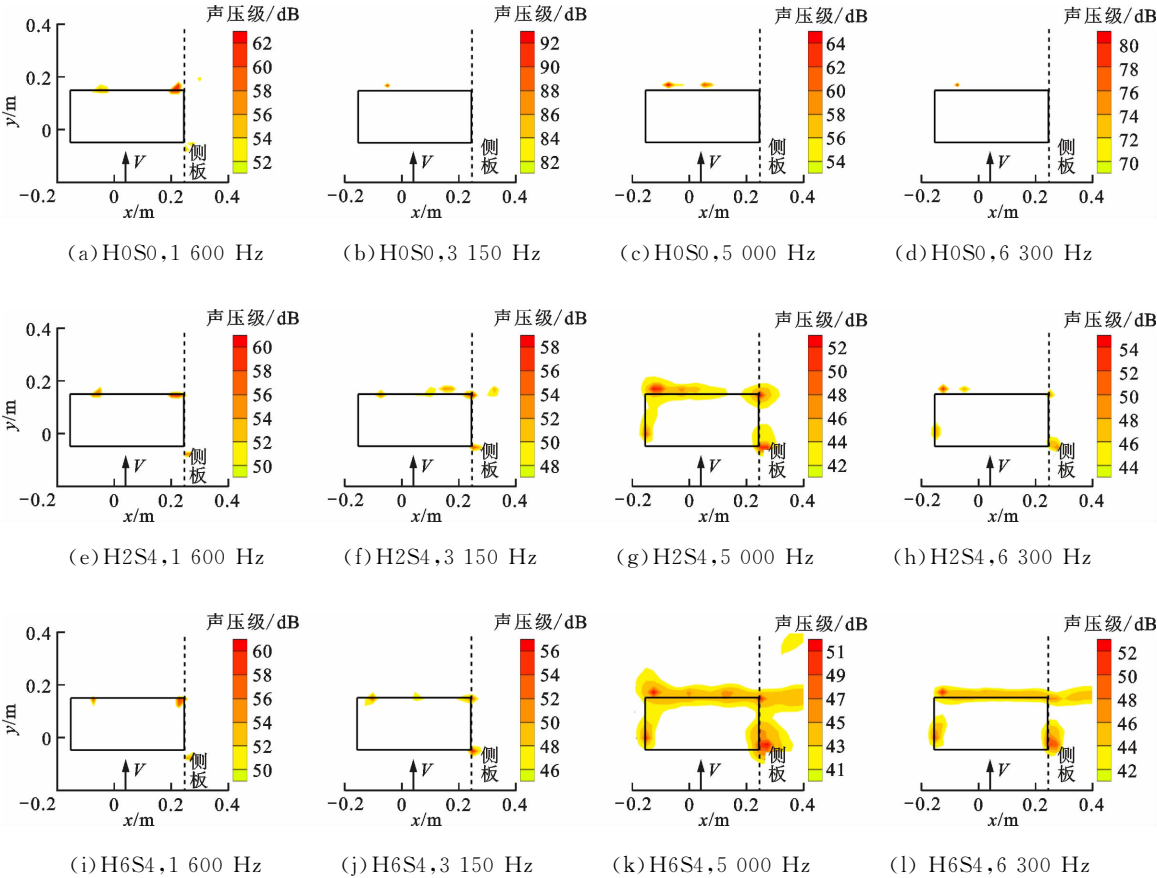


图 5 迎角 $\alpha=15^\circ$ 、流速 $V=60\text{ m/s}$ 时的 CLEAN-SC 声源成像图
Fig. 5 CLEAN-SC maps at $\alpha=15^\circ$ and $V=60\text{ m/s}$

图 5 所对应的实验工况为迎角 $\alpha=15^\circ$ ，流速 $V=60\text{ m/s}$ 。可以看出，仿鳍式尾缘结构翼型的 1 600 Hz 频带噪声源分布及 SPL 大小相较于基础翼型几乎无变化，这是因为由图 3(e)可知，该实验工况下基础翼型产生的纯音噪声分布在约 2 000 Hz 以上，因此仿鳍式尾缘结构对 2 000 Hz 以下的噪声几乎无影响。其他频带下，H2S4 尾缘显著降低了基础翼型产生的尾缘噪声，分别降低约 34 dB、12 dB 和 26 dB。随结构高度 H 的增大，H6S4 尾缘相对于 H2S4 尾缘无明显的降噪效果提升，说明在大迎角下，较小高度的仿鳍式尾缘结构足以降低基

础翼型产生的纯音噪声。结合图 4 和图 5 可知，当几乎完全抑制高水平尾缘纯音噪声后，仿鳍式尾缘翼型主要产生尾缘噪声、前缘及尾缘与侧板的连接处噪声及高频叶尖噪声。需要指出的是，图 4 和图 5 中的降噪量主要得益于仿鳍式尾缘结构对边界层不稳定纯音噪声的抑制，文献[21-24]采用尾缘锯齿也报道了 20~40 dB 的纯音降噪效果。

3 结 论

本文通过实验研究了不同流速和不同迎角工况下，具有不同高度 H 的仿鳍式尾缘结构对壁面安装

形式下的有限长 NACA0012 翼型的降噪效果及其噪声特性。远场噪声频谱图和波束形成声源成像图结果表明:基础翼型会在翼型尾缘处产生一些明显的高频纯音噪声,并且纯音噪声的频率随流速的增加向高频移动。仿鳍式尾缘结构可有效降低甚至消除基础翼型产生的纯音噪声,而对其他频带的噪声几乎无影响,特别是大迎角工况下较小高度的仿鳍式尾缘结构就能达到理想的降噪效果,例如流速 $V=60\text{ m/s}$ 下,迎角 $\alpha=10^\circ$ 时 H2S4 尾缘最大降低 5 000 Hz 频带噪声约 25 dB,迎角 $\alpha=15^\circ$ 时 H2S4 尾缘最大降低 3 150 Hz 频带噪声约 34 dB,而对 1 600 Hz 频带的噪声水平和分布几乎无影响。总的来说,随来流速度增加,越大的仿鳍式尾缘结构高度对尾缘纯音噪声的降噪效果越好。仿鳍式尾缘结构翼型产生的宽频噪声主要分布在翼型尾缘、叶尖、翼型前缘及尾缘与侧板的连接处,当仿鳍式尾缘结构高度 H 较大时还会在叶尖产生高频噪声。

参考文献:

- [1] PATERSON R W, VOGT P G, FINK M R, et al. Vortex noise of isolated airfoils [J]. *Journal of Aircraft*, 1973, 10(5): 296-302.
- [2] ARBEY H, BATAILLE J. Noise generated by airfoil profiles placed in a uniform laminar flow [J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1983, 134: 33-47.
- [3] BROOKS T F, POPE D S, MARCOLINI M A. Airfoil self-noise and prediction [EB/OL]. [2021-11-18]. <https://ntrs.nasa.gov/citations/19890016302>.
- [4] MCALPINE A, NASH E C, LOWSON M V. On the generation of discrete frequency tones by the flow around an aerofoil [J]. *Journal of Sound and Vibration*, 1999, 222(5): 753-779.
- [5] PRÖBSTING S, YARUSEVYCH S. Laminar separation bubble development on an airfoil emitting tonal noise [J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2015, 780: 167-191.
- [6] TAM C K W. Discrete tones of isolated airfoils [J]. *The Journal of the Acoustical Society of America*, 1974, 55(6): 1173-1177.
- [7] ARBEY H, BATAILLE J. Noise generated by airfoil profiles placed in a uniform laminar flow [J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1983, 134: 33-47.
- [8] NASH E C, LOWSON M V, MCALPINE A. Boundary-layer instability noise on aerofoils [J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1999, 382: 27-61.
- [9] KINGAN M J, PEARSE J R. Laminar boundary layer

instability noise produced by an aerofoil [J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2009, 322(4/5): 808-828.

- [10] PLOGMANN B, HERRIG A, WÜRZ W. Experimental investigations of a trailing edge noise feedback mechanism on a NACA 0012 airfoil [J]. *Experiments in Fluids*, 2013, 54(5): 1480.
- [11] DESQUESNES G, TERRACOL M, SAGAUT P. Numerical investigation of the tone noise mechanism over laminar airfoils [J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2007, 591: 155-182.
- [12] MOREAU D J, PRIME Z, PORTEOUS R, et al. Flow-induced noise of a wall-mounted finite airfoil at low-to-moderate Reynolds number [J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2014, 333(25): 6924-6941.
- [13] MOREAU D J, PRIME Z, DOOLAN C J. An Experimental study of the flow-induced noise created by a wall-mounted finite length airfoil [C]// 20th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Reston, VA, USA: AIAA, 2014: 2014-3290.
- [14] MOREAU D J, DOOLAN C J, ALEXANDER W N, et al. Wall-mounted finite airfoil-noise production and prediction [J]. *AIAA Journal*, 2016, 54(5): 1637-1651.
- [15] MOREAU D J, DOOLAN C J. Tonal noise production from a wall-mounted finite airfoil [J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2016, 363: 199-224.
- [16] MOREAU D J, DOOLAN C J. An investigation of the tonal noise produced by a wall-mounted finite airfoil at angle of attack [C]// 22nd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Reston, VA, USA: AIAA, 2016: 2016-2739.
- [17] MOREAU D J, GEYER T F, DOOLAN C J, et al. Surface curvature effects on the tonal noise of a wall-mounted finite airfoil [J]. *The Journal of the Acoustical Society of America*, 2018, 143(6): 3460-3473.
- [18] 陈伟杰, 乔渭阳, 全帆, 等. 前缘锯齿对边界层不稳定噪声的影响 [J]. *航空学报*, 2016, 37(12): 3634-3645.
- CHEN Weijie, QIAO Weiyang, TONG Fan, et al. Effect of leading-edge serrations on boundary layer instability noise [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2016, 37(12): 3634-3645.
- [19] 乔渭阳, 全帆, 陈伟杰, 等. 仿生学气动噪声控制研究的历史、现状和进展 [J]. *空气动力学学报*, 2018, 36(1): 98-121.
- QIAO Weiyang, TONG Fan, CHEN Weijie, et al. Review on aerodynamic noise reduction with bionic configuration [J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2018,

- 36(1): 98-121.
- [20] HANSON K L, KELSO R M, DOOLAN C J. Reduction of flow induced tonal noise through leading edge tubercle modifications [C] // 16th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Reston, VA, USA: AIAA, 2010: 2010-3700.
- [21] 陈伟杰, 乔渭阳, 仝帆, 等. 尾缘锯齿结构对叶片边界层不稳定噪声的影响 [J]. 航空学报, 2016, 37(11): 3317-3327.
- CHEN Weijie, QIAO Weiyang, TONG Fan, et al. Blade boundary layer instability noise with trailing edge serrations [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(11): 3317-3327.
- [22] CHONG T P, JOSEPH P F. An experimental study of airfoil instability tonal noise with trailing edge serrations [J]. Journal of Sound and Vibration, 2013, 332(24): 6335-6358.
- [23] CHONG T P, JOSEPH P F, GRUBER M. Airfoil self noise reduction by non-flat plate type trailing edge serrations [J]. Applied Acoustics, 2013, 74(4): 607-613.
- [24] CHONG T P, VATHYLAKIS A. On the aeroacoustic and flow structures developed on a flat plate with a serrated sawtooth trailing edge [J]. Journal of Sound and Vibration, 2015, 354: 65-90.
- [25] 刘小民, 汤虎, 王星, 等. 苍鹰翼尾缘结构的单元仿生叶片降噪机理研究 [J]. 西安交通大学学报, 2012, 46(1): 35-41.
- LIU Xiaomin, TANG Hu, WANG Xing, et al. Noise-reduction mechanism of bionic coupling blade based on the trailing edge of goshawk wing [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2012, 46(1): 35-41.
- [26] 刘汉儒, 陈南树. 多孔渗透结构影响尾缘噪声的试验 [J]. 航空学报, 2017, 38(6): 32-42.
- LIU Hanru, CHEN Nanshu. Test on effects of porous permeable section on trailing edge noise [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(6): 32-42.
- [27] 刘汉儒, 王掩刚, 张俊. 尾缘多孔结构流动控制影响的数值研究 [J]. 西北工业大学学报, 2017, 35(1): 103-108.
- LIU Hanru, WANG Yangang, ZHANG Jun. Numerical simulation of the effects of porous-trailing-edge on flow control [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2017, 35(1): 103-108.
- [28] CLARK I A, ALEXANDER W N, DEVENPORT W, et al. Bio-inspired trailing edge noise control [C] // 21st AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Reston, VA, USA: AIAA, 2015: 2015-2365.
- [29] CLARK I A. Bio-inspired control of roughness and trailing edge noise [D]. Blacksburg, VA, USA: Virginia Polytechnic Institute and State University, 2017.
- [30] SHI Yuejun, LEE S. Numerical study of 3-D finlets using RANS CFD for trailing edge noise reduction [C] // 25th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Reston, VA, USA: AIAA, 2019: 2019-2673.
- [31] SIJTSMA P. CLEAN based on spatial source coherence [J]. International Journal of Aeroacoustics, 2007, 6(4): 357-374.

(编辑 武红江 杜秀杰)