文章编号:1674-2974(2024)10-0098-08 DOI:10.16339/j.cnki.hdxbzkb.2024203

小尺寸切开式尾缘锯齿对翼型气动噪声的影响

张喆[1],陈涛[1],张英朝[1†],王中检[1],张成春[2],沈淳[1],任露泉[2]
(1. 吉林大学 汽车底盘集成与仿生全国重点实验室,吉林 长春 130022;
2. 吉林大学 工程仿生教育部重点实验室,吉林 长春 130022)

摘 要:研究小尺寸切开式尾缘锯齿对翼型气动噪声的影响,并分析齿高与尾缘边界层厚度之间的关系对降噪效果的影响.以NACA0012翼型为研究对象,采用混合计算气动声学方法进行仿真.在20 m/s风速下对NACA0012翼型进行噪声实验,验证仿真方法的准确性.通过控制齿高和齿宽研究不同形状尾缘锯齿分别在0°和10°攻角下对翼型气动噪声的影响.研究结果表明,尾缘锯齿的降噪效果与齿高和齿宽均成正比.0°攻角下最大降噪量为3.3 dB,10°攻角下最大降噪量为2.6 dB.切开式尾缘锯齿结构会增加流向噪声的高频分量,尤其在0°攻角下显著.相比嵌入式尾缘锯齿,切开式尾缘锯齿具有更小的极限降噪齿高.

关键词:翼型;气动噪声;降噪;边界层;尾缘锯齿
中图分类号:U461.1 **文献标志码**:A

Effect of Small Size Cut Trailing Edge Serration on Aerodynamic Noise of Airfoil

ZHANG Zhe[1], CHEN Tao[1], ZHANG Yingchao[1†], WANG Zhongjian[1], ZHANG Chengchun[2], SHEN Chun[1], REN Luquan[2]
(1. National Key Laboratory of Automotive Chassis Integration and Bionics, Jilin University, Changchun 130022, China;
2. Key Laboratory of Bionic Engineering, Ministry of Education, Jilin University, Changchun 130022, China)

Abstract: This paper aims to investigate the impact of small-sized cutting serrated trailing edges on airfoil aerodynamic noise and to analyze the influence of the relationship between height and trailing edge boundary layer thickness on noise reduction effectiveness. Taking the NACA0012 airfoil as the research object, a hybrid computational aeroacoustics method was employed for simulation. Noise experiments on the NACA0012 airfoil were conducted at a wind speed of 20 m/s to validate the accuracy of the simulation method. By controlling the height and width of the serrations, the effect of different serrated trailing edge shapes on airfoil aerodynamic noise at angles of attack of 0° and 10° was studied. The results indicate that the noise reduction effect of serrated trailing edges is proportional to both height and width. The maximum noise reduction at a 0° angle of attack is 3.3 dB, while at a 10°

* **收稿日期**:2023-07-18
基金项目:国家重点研发计划资助项目(2018YFA0703300), National Key Research and Development Program of China(2018YFA0703300)
作者简介:张喆(1982—),女,吉林长春人,吉林大学副教授
† 通信联系人, E-mail: yingchao@jlu.edu.cn

angle of attack, it is 2.6 dB. The cutting serrated trailing edge structure increases the high-frequency components of flow noise, especially at a 0° angle of attack. Compared to embedded serrated trailing edges, cutting serrated trailing edges has a smaller limit for maximum noise reduction height.

Key words: airfoils; aerodynamic noise; noise reduction; boundary layers; trailing edge serration

翼型广泛运用于航空、风电等领域,对翼型进行降噪研究具有十分重要的现实意义.现有关于翼型的降噪研究主要以被动控制技术为主,其中翼型前缘处理[1-2]、尾缘处理[3]、表面微结构[4]以及翼型穿孔[5]等研究占大多数.

自 Howe[6]提出尾缘锯齿降噪理论后,对翼型尾缘锯齿的降噪研究众多.大体分为嵌入式尾缘锯齿研究和切开式尾缘锯齿研究[7]. 嵌入式尾缘锯齿的研究以 Gruber[8]的实验研究最为著名. 以上研究提出了一些重要结论,其中包括当 $h/\delta<0.25$ 时(h 为锯齿长度的一半,δ 为尾缘边界层厚度,在原文中由 XFoil 估计的边界层位移厚度乘以固定比值获得),尾缘锯齿基本没有降噪效果,这一结论对后续研究产生了很大的影响,以至于在之后研究中,尾缘锯齿长度多使用较大尺寸. 在当前的研究中[7],尾缘锯齿长度均要高于 $0.05C$,C 为翼型弦长. Gruber[8]研究中,尾缘锯齿最小相对齿高为 $0.006\ 7C$. Gelot 等[9]、汪瑞欣等[10]分别对切开式尾缘锯齿茹科夫斯基翼型以及风力机专用翼型 DU91-W2-250 气动噪声的影响进行研究,相对锯齿高度均为 $0.025C$. Gelot 等[9]的研究表明,在 0°攻角下,$0.025C$ 的尾缘锯齿可以有效降低翼型气动噪声,运行工况雷诺数为 2.5×10^5,马赫数为 0.4;汪瑞欣等[10]的研究表明,在 5°攻角下,$0.025C$ 的尾缘锯齿会增大翼型周向噪声,运行工况雷诺数为 2×10^6,马赫数约为 0.14. Gelot 等[9]、汪瑞欣等[10]的研究均未对翼型尾缘边界层厚度进行说明,研究结果有较大的差异.

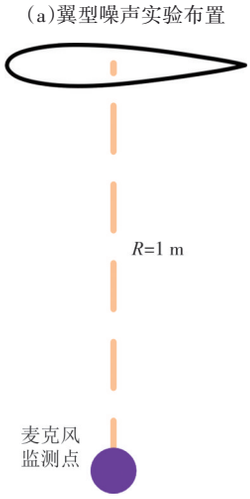
本文将锯齿高度小于 $0.05C$ 的锯齿定义为小尺寸锯齿,利用声类比方法探究小尺寸切开式尾缘锯齿对翼型气动噪声的影响,通过实验数据验证仿真方法的准确性,并研究尾缘锯齿参数对翼型降噪效果的影响,为确定切开式尾缘锯齿降噪极限齿长给予一定参考.

1　噪声实验

实验翼型为 NACA0012,弦长 C=0.2 m,展长为 0.4 m. 如图 1(a)所示,噪声实验在中国空气动力研究与发展中心低速空气动力研究所进行,喷口面积为 0.55 m×0.4 m,实验风速为 20 m/s,翼型攻角为 0°. 图 1(b)为麦克风监测点布置,监测点距离翼型中心点为 R=1 m. 将监测到的声压信息进行傅里叶变换,获得麦克风监测点频谱信息.



(a)翼型噪声实验布置



(b)麦克风监测点布置

图 1　实验示意图

Fig.1　Experimental diagram

2 数值仿真

2.1 几何模型

锯齿参数结构示意图如图2所示.本文对NACA0012翼型的尾缘进行了改进,通过调整齿高$2h$和齿宽λ来控制尾缘形状.设置4组算例,如表1所示,其中包含3种不同齿高($2h$=0.01C、0.02C、0.03C)、2种不同齿宽(λ=0.04C、0.08C)的锯齿.

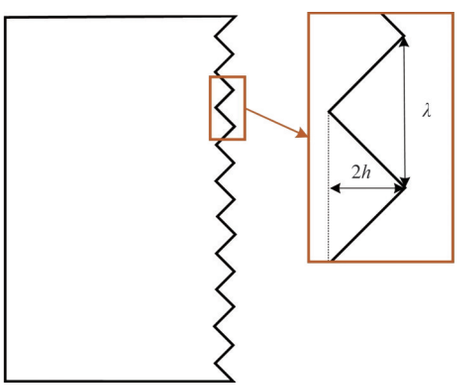


图2 锯齿参数结构示意图

Fig.2 Serration parameter structure schematic

表1 各算例参数设置表

Tab.1 Parameter settings list of each case

算例	$2h/C$	λ/h
基础翼型	0	—
$2h$=2 mm,λ=4 mm	0.01	4
$2h$=4 mm,λ=4 mm	0.02	2
$2h$=6 mm,λ=4 mm	0.03	1.33
$2h$=6 mm,λ=8 mm	0.03	2.67

2.2 计算域与网格

计算域示意图如图3所示.计算域由前半圆柱和方形柱组成.圆柱半径0.9 m,方形柱长度为1.8 m,翼型中点处于半圆柱圆心处.计算域左右边界条件设置为对称面,翼型表面设置为无滑移壁面,来流进出口设置为自由流.采用非结构化网格对计算域进行离散,将壁面第一层网格厚度设置为3.3×10^{-6} m,壁面延伸率为1.2,总边界层数为35层,壁面x、z方向网格尺度为5×10^{-4} m.此外,对网格进行逐层加密,以过渡到内部网格基本与边界层网格尺寸相当,网格总数为1 468万.最终生成的网格示意图如图4所示.

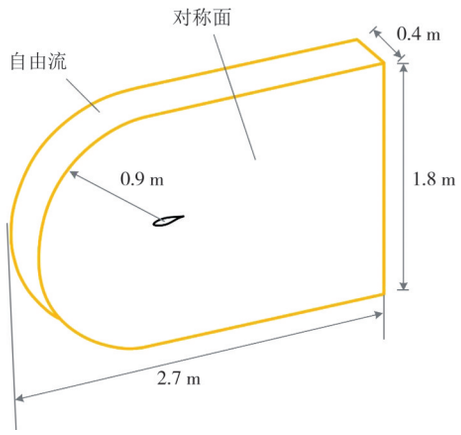


图3 计算域示意图

Fig.3 Computing domain diagram

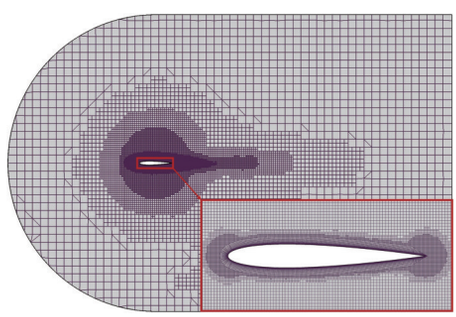


图4 网格示意图

Fig.4 Grid diagram

2.3 物理模型

本文利用大涡模拟(Large Eddy Simulation,LES)对流场时域信息进行捕捉,通过壁面自适应局部涡黏(Wall-Adapting Local Eddy-Viscosity,WALE)模型计算亚格子黏度.仿真在STARCCM+中进行.式(1)、式(2)和式(3)分别为LES连续性方程、动量方程和能量方程的张量形式,是由N-S方程滤波后的结果,需要注意的是,其中压力以及速度分量是滤波后的量.黏性应力可以通过涡黏假设用速度表示,若要封闭方程需要对亚格子黏度进行求解.从式(3)和式(4)中可以看出,亚格子应力的求解可以转化为对亚格子黏度的求解.

$$\frac{\partial(\rho)}{\partial t}+\frac{\partial}{\partial x_i}\left(\rho\tilde{U}_i\right)=0 \tag{1}$$

$$\frac{\partial\left(\rho\tilde{U}_i\right)}{\partial t}+\frac{\partial}{\partial x_j}\left(\rho\tilde{U}_i\tilde{U}_j\right)=-\frac{\partial\tilde{P}}{\partial x_i}+\frac{\partial}{\partial x_j}\left(\tilde{\tau}_{ij}+\tau_{\mathrm{sgs}}\right) \tag{2}$$

$$\frac{\partial\left(\rho\tilde{E}\right)}{\partial t}+U_j\frac{\partial\left(\rho\tilde{E}\right)}{\partial x_j}=-\frac{\partial\tilde{U}_i\tilde{P}}{\partial x_i}+\frac{\partial\tilde{U}_i\left(\tilde{\tau}_{ij}+\tau_{sgs}\right)}{\partial x_j}-\frac{\partial\tilde{q}_j}{\partial x_j} \tag{3}$$

$$\tau_{sgs}=2\mu_{sgs}S_{ij}-\frac{2}{3}\mu_{sgs}\tilde{U}_{kk}\delta_{ij} \tag{4}$$

$$S_{ij}=\frac{1}{2}\left\{\frac{\partial\tilde{U}_i}{\partial x_j}+\frac{\partial\tilde{U}_j}{\partial x_i}\right\} \tag{5}$$

式中:ρ为密度;$\tilde{U}_i$为滤波速度分量;$\tilde{P}$为流体微元所受滤波表面力;$\tilde{\tau}_{ij}$为滤波黏性应力张量;τ_{sgs}为亚格子应力张量;$\tilde{E}$为单位质量的滤波总能量;$\tilde{q}_j$为滤波热通量;μ_{sgs}为亚格子黏度;δ_{ij}为克罗内克符号;S_{ij}为应变率张量.

在WALE亚格子模型中,对亚格子黏度进行如下建模:

$$\mu_{sgs}=\rho\Delta^2S_w \tag{6}$$

$$\Delta=\begin{cases}C_sV^{1/3}\rightarrow\text{通常处理}\\ \min\left(kd,C_sV^{1/3}\right)\rightarrow\text{近壁处理}\end{cases} \tag{7}$$

$$S_w=\frac{s_d:s_d^{3/2}}{s_d:s_d^{5/4}+s_{ij}:s_{ij}^{3/2}} \tag{8}$$

$$S_d=\frac{1}{2}\left(\frac{\partial U_k}{\partial x_i}\frac{\partial U_j}{\partial x_k}+\frac{\partial U_k}{\partial x_j}\frac{\partial U_i}{\partial x_k}\right)-\frac{1}{3}\delta_{ij}\frac{\partial U_k}{\partial x_i}\frac{\partial U_j}{\partial x_k} \tag{9}$$

式中:Δ表示网格尺度,对于近壁网格通常会特殊处理;S_w为变形参数;S_d为与速度梯度的二阶导数相关的张量;C_s为模型系数,在STARCCM+中取0.544;k为冯卡门常数,取0.41.

为加快瞬态收敛,在此之前对算例进行稳态仿真,选用K-Omega SST湍流模型[11].将稳态收敛结果用于LES初始化,物理总时长为0.2 s,求解器时间步长为1×10^{-5} s,时间离散采用二阶格式,在0.1 s后开始对FW-H (Fowcs Williams-Hawkings)方程进行求解,内部最大迭代步数为5,声学采样步长为2×10^{-5},对应频率分辨率为10 Hz. 式(10)和式(11)为对应FW-H方程的解,分别表示单极子声源和偶极子声源. 积分下限符$f=0$,表明单极子声源和偶极子声源仅出现在固体表面. LES计算完成后,可以获得固壁表面流动时域信息,即噪声源. FW-H监测点布置如图5所示,由此可获得监测点时域声压信息.

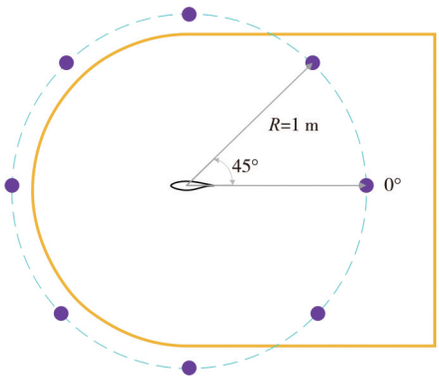


图5　FW-H监测点布置

Fig.5　FW-H monitoring site layout

$$4\pi p_T'(\boldsymbol{x},t)=\int_{f=0}\left[\frac{\rho_0\left(\dot{U}_n+U_{\dot{n}}\right)}{r(1-M_r)^2}\right]_{ret}\mathrm{d}S+\int_{f=0}\left\{\frac{\rho_0U_n\left[r\dot{M}_r+c(M_r-M^2)\right]}{r^3(1-M_r)^3}\right\}_{ret}\mathrm{d}S \tag{10}$$

$$4\pi p_L'(\boldsymbol{x},t)=\frac{1}{c}\int_{f=0}\left[\frac{\dot{L}_r}{r\left(1-M_r\right)^2}\right]_{ret}\mathrm{d}S+\int_{f=0}\left[\frac{L_r-L_M}{cr(1-M_r)^2}\right]_{ret}\mathrm{d}S+\frac{1}{c}\left\{\frac{L_r\left[r\dot{M}_r+c\left(M_r-M^2\right)\right]}{r^2(1-M_r)^3}\right\}_{ret}\mathrm{d}S \tag{11}$$

$$U_n=U_in_i,\quad L_r=L_ir_i,\quad L_M=L_iM_i \tag{12}$$

$$U_i=v_i+\frac{\rho}{\rho_0}\left(u_i-v_i\right) \tag{13}$$

$$L_i=P_{ij}\hat{n}_j+\rho u_i\left(u_n-v_n\right) \tag{14}$$

$$P_{ij}=p\delta_{ij}-\mu\left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j}+\frac{\partial u_j}{\partial x_i}-\frac{2}{3}\frac{\partial u_k}{\partial x_k}\delta_{ij}\right) \tag{15}$$

式中:下标ret表示迟至时间;ρ_0为无穷远处空气密度;r为监测点距离声源位置;c为声速;M为声源位置马赫数,$M=|u|/c$;M_r为声源位置在辐射方向上的马赫数;下标r或n分别表示该向量与辐射方向r上的单位向量或表面法线方向上的单位向量的点积.

2.4　数值验证

对如图5所示的监测点进行FW-H监测,监测点实验与仿真噪声频谱对比结果如图6所示. 由图6可知,在低频阶段(低于200 Hz)内,实验与仿真结果吻合较差,这是由于风洞中背景噪声所致;在高频阶段(高于6 000 Hz)难以捕捉到信息,这是由于受到数

值方法限制;在中间频段吻合较好,在一定程度上说明仿真的准确性.

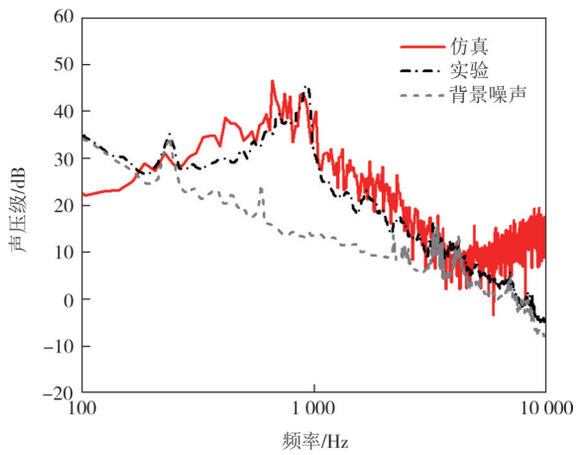


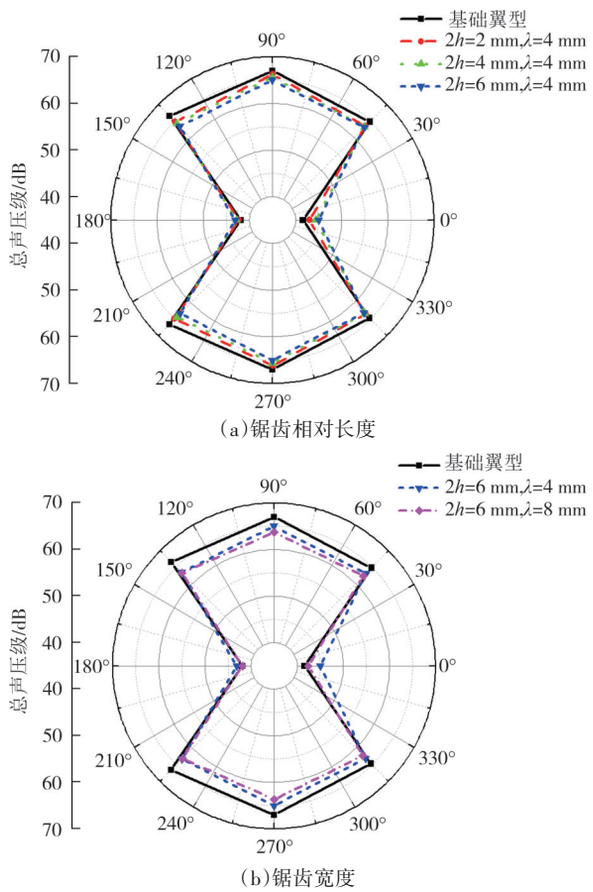
图6 实验与仿真噪声频谱对比结果

Fig.6 Noise spectrum comparison results between experimental and simulated noise

3 结果分析

3.1 0°攻角工况

0°攻角下小尺寸尾缘锯齿参数对监测点总声压级的影响如图7所示.从图7中可以看出,在50 m/s工况下,翼型产生的噪声以二极子声源为主.仿真结果显示,在0°攻角下,单极子噪声占比几乎为0.图7(a)对比了锯齿相对长度对各个监测点总声压级(Overall Sound Pressure Level, OASPL)的影响.小尺寸锯齿可以明显降低垂直于流动方向的声压级,且在0.01C~0.03C内,锯齿长度越大,降噪效果越明显,在135°监测点位置相对尺高为0.03的锯齿降噪3.1 dB.在Gruber的理论中,δ值由XFoil估计的边界层位移厚度δ^*≈1获取,δ/δ^*≈8.以当地速度47.3 m/s为参考速度,在仿真计算结果中测得边界层厚度约为8.6 mm,与估计值相差7%.这里以估计值为δ大小,各算例对应的h/δ值分别为0.12、0.23、0.35.一方面,切开式尾缘锯齿可以在h/δ<0.25时仍然降低翼型垂向噪声;另一方面,流向声压级在小尺寸锯齿的影响下开始增加,且锯齿长度越大,增量越大,在0°监测点位置,相对尺高为0.03的锯齿使得总声压级增加3.4 dB.由图7(b)可知,齿宽的增加使得流向声压级增幅降低,相比基础翼型,0°监测点位置仅增加0.8 dB.在此基础上,仍然能够降低垂向噪声,并在135°监测点达到3.3 dB的降噪量.



(a)锯齿相对长度

(b)锯齿宽度

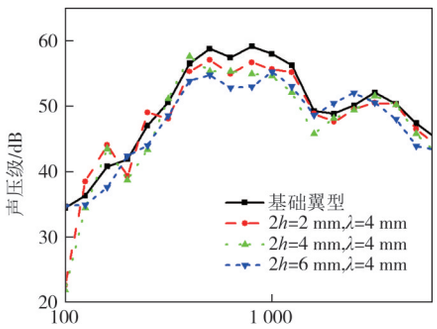
图7 0°攻角下小尺寸尾缘锯齿参数对监测点总声压级的影响

Fig.7 Effect of small size trailing edge serration parameters on overall sound pressure level at 0° angle of attack

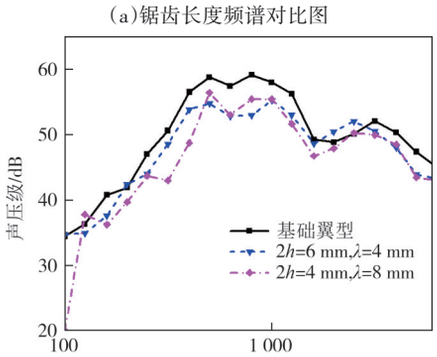
图8为0°攻角下锯齿参数对135°监测点频谱的影响(1/3倍频程).由图8可知,小尺寸锯齿在该监测点并没有影响频谱图的趋势,添加小尺寸锯齿的翼型各频段声压级均有所降低,集中体现在中频段区域.

图9为0°攻角下锯齿参数对0°监测点频谱的影响(1/3倍频程).由图9可知,添加锯齿结构后,监测点高频成分增加,高频增量随锯齿长度增加而增加,随锯齿宽度增加而减小.

二极子噪声源是由于翼型受力的波动产生,主要以翼型升力波动为主.而翼型升力的波动与其尾部涡旋的周期性脱落相关.0°攻角下,锯齿对翼型尾缘涡量的影响如图10所示,在小尺度锯齿的作用下,翼型尾部涡量强度明显减小.锯齿加快了翼型尾



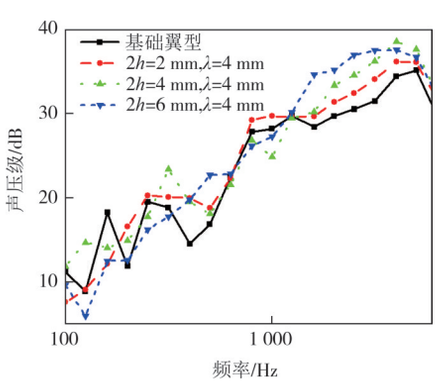
(a)锯齿长度频谱对比图



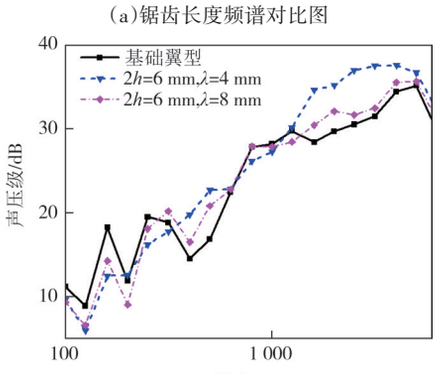
(b)锯齿宽度频谱对比图

图 8　0°攻角下锯齿参数对135°监测点频谱的影响(1/3倍频程)

Fig.8　Effect of serration parameters on the frequency spectrum of 135° monitoring point at 0° angle of attack (1/3 octave)



(a)锯齿长度频谱对比图

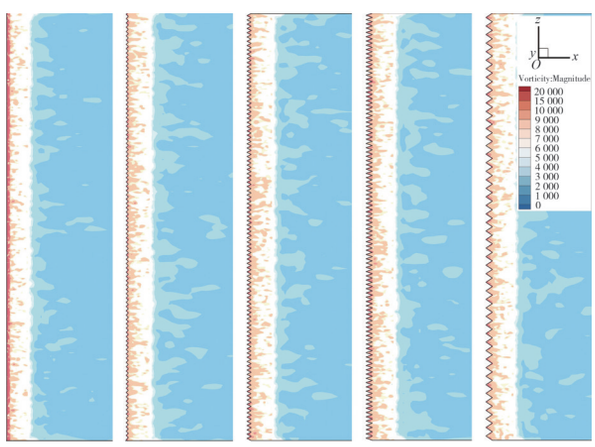


(b)锯齿宽度频谱对比图

图 9　0°攻角下锯齿参数对0°监测点频谱的影响(1/3倍频程)

Fig.9　Effect of serration parameters on the frequency spectrum of 0° monitoring point at 0° angle of attack (1/3 octave)

缘的三维流动,破坏了翼型横向流动的一致性,降低了流体至翼型脱落对其产生的作用力,使得声压级降低.噪声流向分量是翼型阻力波动的体现.由于该工况下翼型阻力波动极小,声压级量级也很小,锯齿形状导致流动在翼型尾缘复杂度增加,高频成分相应增加.



(a)基础翼型　(b)2h=2 mm λ=4 mm　(c)2h=4 mm λ=4 mm　(d)2h=6 mm λ=4 mm　(e)2h=6 mm λ=8 mm

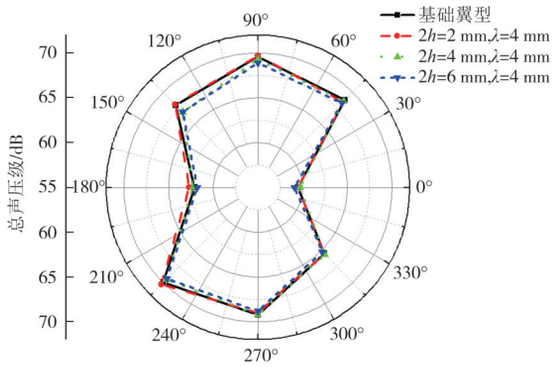
图 10　0°攻角下锯齿对翼型尾缘涡量的影响

Fig.10　Effect of serration on trailing edge vorticity of airfoil at 0° angle of attack

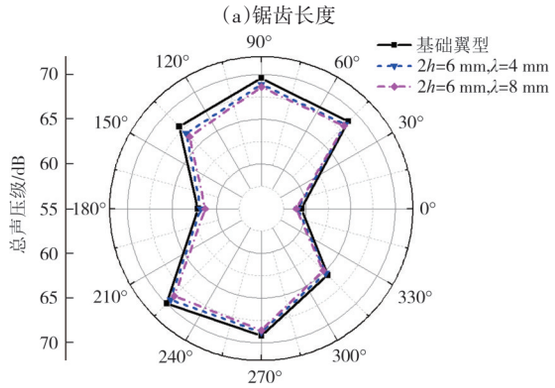
3.2　10°攻角工况

图 11 为 10°攻角下尾缘锯齿参数对监测点总声压级的影响.相比 0°攻角,噪声流向成分明显增加,这是由于翼型阻力波动幅值增大的结果.此外,锯齿垂向降噪作用降低.可以看到 $2h$=2 mm,λ=4 mm 锯齿已经没有降噪效果,随相对齿高增加,锯齿降噪效果逐渐显著,流向噪声也有所降低.在 $2h$=6 mm 条件下,增加齿宽齿高比可以进一步降低周向声压级.10°攻角下,随着相对齿高的增加,流向声压级逐渐降低,并开始显现出降低流向噪声的效果,降噪效果随着齿宽齿高比的增大而增大.在 135°监测点位置,最大降噪量达 2.6 dB.

图 12 为尾缘锯齿参数对翼型中心截面尾缘处的速度分布.y 和 u 分别表示纵向坐标位置和流向速度,利用翼型特征长度与流速 U=50 m/s 对纵向位置与流向速度进行归一化.10°攻角下翼型吸力面与压力面边界层位移厚度分别为 3.41 mm 和 2.83 mm.翼型在攻角较大的情况下,尾缘边界层位移厚度更大,这一特性使得小锯齿($2h$=2 mm,λ=4 mm)在 10°攻角下降噪效果降低.



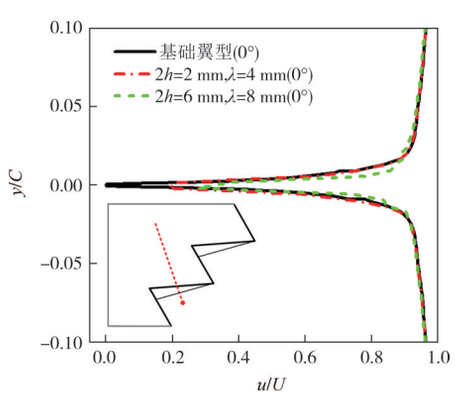
(a)锯齿长度



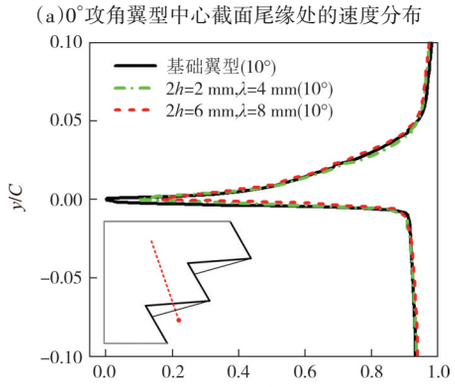
(b)锯齿宽度

图 11 10°攻角下尾缘锯齿参数对监测点总声压级的影响

Fig.11 Effect of small size trailing edge serration parameters on overall sound pressure level at 10° angle of attack



(a)0°攻角翼型中心截面尾缘处的速度分布

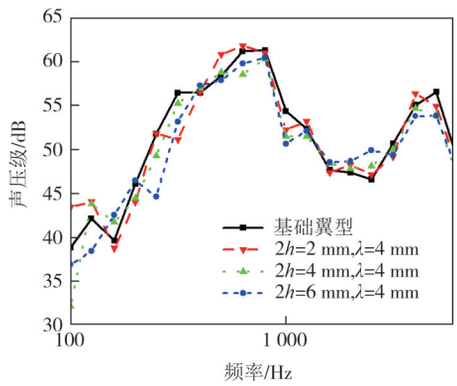


(b)10°攻角翼型中心截面尾缘处的速度分布

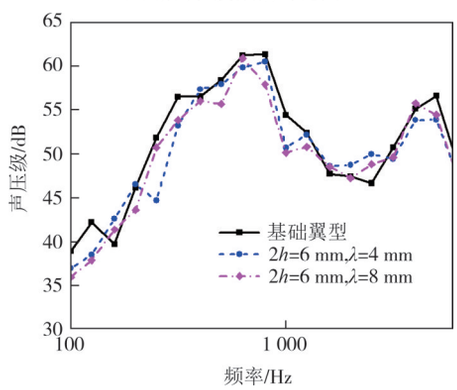
图 12 尾缘锯齿参数对翼型中心截面尾缘处的速度分布

Fig.12 Trailing edge serration parameters on velocity distribution at trailing edge of center section of airfoil

图 13 为 10°攻角下锯齿参数对 135°监测点频谱的影响(1/3 倍频程),由图 13 可知,尾缘锯齿对整个频域范围内的降噪作用没有 0°工况下显著.



(a)锯齿长度频谱对比图



(b)锯齿宽度频谱对比图

图 13 10°攻角下锯齿参数对 135°监测点频谱的影响(1/3 倍频程)

Fig.13 Effect of serration parameters on the frequency spectrum of 135° monitoring point at 10° angle of attack(1/3 octave)

4 结 论

本文基于声类比方法研究了小尺寸切开式尾缘锯齿对翼型气动噪声的影响.结论如下:

1)在本文参数范围内,锯齿对垂直于来流方向的噪声的降噪作用与锯齿长度成正比,与锯齿宽度成正比.0°攻角最大降噪量为 3.3 dB,10°攻角下最大降噪量为 2.6 dB.

2)锯齿尾缘可以降低翼型尾缘垂向噪声的产生,当锯齿尺寸较小时,尾部的复杂流动产生高频的声学分量会使得流向声压级增大.

3)相比嵌入式尾缘锯齿,切开式尾缘锯齿具有更小的降噪极限齿高,当 $h/\delta<0.12$ 时,尾缘锯齿仍然

能较好地降低翼型垂向噪声.

参考文献

[1] 任露泉, 孙少明, 徐成宇. 鸮翼前缘非光滑形态消声降噪机理[J]. 吉林大学学报(工学版), 2008, 38(增刊1): 126-131.
REN L Q, SUN S M, XU C Y. Noise reduction mechanism of non-smooth leading edge of owl wing[J]. Journal of Jilin University (Engineering and Technology Edition), 2008, 38(Sup.1): 126-131.(in Chinese)

[2] 杨文琪, 赛庆毅, 郭丹阁, 等. 轴流通风机仿生降噪方法[J]. 动力工程学报, 2022, 42(6): 530-536.
YANG W Q, SAI Q Y, GUO D G, et al. A bionic approach for axial flow fans to reduce the noise[J]. Journal of Chinese Society of Power Engineering, 2022, 42(6): 530-536.(in Chinese)

[3] 刘宴利, 仝帆, 王勇, 等. 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[J]. 西安交通大学学报, 2022, 56(9): 20-27.
LIU Y L, TONG F, WANG Y, et al. Experimental study on noise characteristic and noise reduction of finite airfoil with fin-like trailing edge structure[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2022, 56(9): 20-27.(in Chinese)

[4] 党志高, 毛昭勇, 田文龙. 基于微沟槽表面海流发电叶片翼型降噪特性研究[J]. 工程热物理学报, 2020, 41(6): 1367-1374.
DANG Z G, MAO Z Y, TIAN W L. Noise reduction characteristics of hydrofoils of marine current turbines with microgrooves on the surface [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2020, 41(6): 1367-1374.(in Chinese)

[5] 马扬, 杨爱玲, 陈二云. 尾缘双穿孔对翼型性能影响研究[J]. 热能动力工程, 2019, 34(12): 122-130.
MA Y, YANG A L, CHEN E Y. Research of effect on the performance of airfoil with double-punched trailing edge [J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2019, 34(12): 122-130.(in Chinese)

[6] HOWE M S. Aerodynamic noise of a serrated trailing edge[J]. Journal of Fluids and Structures, 1991, 5(1): 33-45.

[7] 乔渭阳, 仝帆, 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 W Y, TONG F, CHEN W J, et al. Review on aerodynamic noise reduction with bionic configuration[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2018, 36(1): 98-121.(in Chinese)

[8] GRUBER M. Airfoil noise reduction by edge treatments [D]. Southampton, South East England, UK: University of Southampton, 2012.

[9] GELOT M B R, KIM J W. Effect of serrated trailing edges on aerofoil tonal noise[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2020, 904: A30.

[10] 汪瑞欣, 赵振宙, 王同光, 等. 锯齿尾缘DU91-W2-250风力机翼型气动及噪声特性分析[J]. 太阳能学报, 2020, 41(12): 221-228.
WANG R X, ZHAO Z Z, WANG T G, et al. Research on aerodynamics and noise characteristics of DU91-W2-250 airfoil of wind blade with serrated trailing edge [J]. Acta Energiae Solaris Sinica, 2020, 41(12): 221-228.(in Chinese)

[11] WANG H P, JIANG X, CHAO Y, et al. Effects of leading edge slat on flow separation and aerodynamic performance of wind turbine[J]. Energy, 2019, 182: 988-998.