

尾缘锯齿结构的降噪物理机制实验

许坤波, 乔渭阳, 纪良, 陈伟杰

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 对比分析了常规尾缘翼型与锯齿尾缘翼型尾缘湍流流场的基本特征, 并通过线阵列的方法测量了两种尾缘结构的噪声. 结果表明: 锯齿尾缘翼型尾缘湍流流场的湍流强度以及 3 个方向上的湍流强度都相比于常规尾缘翼型有显著减少, 声场结果显示锯齿尾缘翼型对尾缘噪声有显著减小, 对前缘噪声影响很小. 锯齿结构加宽了尾迹区域并加快了大涡的破碎, 产生了额外的马蹄涡, 湍流脉动衰减率沿着流动方向变大.

关 键 词: 仿生学; 气动声学; 降噪设计; 湍流特性; 尾缘噪声

中图分类号: V231

文献标志码: A

Experiment on noise reduction physical mechanism of serrated trailing edge structure

XU Kun-bo, QIAO Wei-yang, JI Liang, CHEN Wei-jie

(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Basic characteristics of wake turbulence flow field of airfoils with serrated trailing edge and straight trailing edge were comparatively analyzed, and noise of two trailing edge structure was measured through line array method. The results show that the turbulence intensity of wake turbulence flow field and turbulence intensity in three directions of airfoil with serrated trailing edge are significantly reduced compared with airfoil with straight trailing edge. The noise field results show that trailing edge noise has a huge decrease on airfoil with serrated trailing edge, while the leading edge noise is nearly the same. Serrated structure widens the wake region and accelerates the breakdown of large vortex, resulting in additional horseshoe vortex. Turbulence decay rate along the flow direction becomes larger.

Key words: bionics; aero-acoustics; noise reduction design; characteristics of turbulence; trailing edge noise

尾缘噪声是飞行器、航空叶轮机机械等的重要噪声源之一, 降低尾缘噪声是降低飞行器和航空动力装置起点噪声的重要研究课题. 例如, 当代民用客机普遍使用的大涵道比涡扇发动机中尾缘噪声已经成为风扇总噪声主要成分^[1]. 因此, 过去几十年, 在低马赫数时尾缘噪声作为航空声学的重要研究对象, 得到了国内外众多研究者的重视和研究, 例如 Brooks 等^[2], Howe^[3-4]、Amiet^[5] 的研究工作.

围绕降低尾缘噪声, 众多研究者提出许多降噪技术和方法, Adams 提出可以借鉴猫头鹰的翅膀形状来对尾缘噪声进行控制. 60 年后 Lilley^[6] 重新采用这种方法, 对猫头鹰的飞行进行了气动研究并得出降噪原理. 针对尾缘噪声预测模型^[7-8], 众多学者进行了实验研究^[9-13], 并进行过直接数值模拟^[14]. Howe 对于翼型尾缘仿生学造型技术从开始的正弦齿^[15] 发展到尖的锯齿形状^[16-18], 数值上预测锯齿结构可以降低尾缘的声

收稿日期: 2013-09-04

基金项目: 国家自然科学基金(51276149)

作者简介: 许坤波(1988—), 男, 陕西西安人, 博士生, 主要从事叶轮机气动噪声研究.

辐射强度,降低的大小与锯齿的长度、间距以及辐射频率密切相关,研究出锯齿结构可以有效地整合流动方向尾迹涡,并认为锯齿与来流方向夹角 θ 小于 45° 时降噪效果最好.在尾缘噪声降低的大小上理论推导预测公式,最近的实验研究表明Howe的预测公式结果偏大,但证明了在无强烈来流扰动的情况下,加了锯齿结构的实际翼型尾缘噪声会降低 $2\sim 3$ dB的结论.而针对锯齿结构的降噪物理机制仍未完全研究出来.

本文的工作旨在通过对锯齿尾缘翼型和常规尾缘翼型尾缘湍流场细节结构和尾缘声场的详细测量和对比分析,揭示尾缘锯齿结构对翼型尾流场影响的基本规律,最终达到对仿生学尾缘锯齿结构降噪物理机制的认识.

1 实验设备及实验测量方法

1.1 实验风洞

本实验是在西北工业大学动力与能源学院低速风洞上进行的,实验风洞(图1)由气源压缩机、扩压段、整流段、收敛段和实验段组成.风洞气源是一台交流变频电动机驱动的离心式压缩机,通过调整电动机频率来实现对气源工作状态的控制.风洞的最大流量为 1.5 kg/s,最大压力可达 392 kPa,扩压段进口半径为 12.58 cm,出口半径为 30.18 cm,扩压比为 $1:5.75$.整流段内有一道蜂窝整流器和两道网格整流器对气流进行整流,经过整流段整流后的气体进入收敛段,收敛段进口为 47 cm \times 46 cm的矩形结构,出口为 29 cm \times 9 cm的矩形结构,收敛比为 $1:8.22$.经过稳压箱整流后的气体经过收缩管道进入实验段,收敛段的另一个作用是将气流的压力能转化为速度,收



图1 实验风洞

Fig.1 Experimental tunnel

敛段的型面按照维托辛斯基的轴对称计算公式设计加工,从而使得实验段进口得到均匀的速度场.实验段(图2)中翼型前缘距离风洞出口为 6.8 cm,翼型的两边通过有机玻璃夹板固定.



图2 实验段

Fig.2 Experimental section

1.2 实验件

实验中选取的翼型是SD2030(图3)(4%的弯度,8.5%的最大相对厚度),翼型的轴向弦长是 150 mm,展长是 300 mm,实验中采用的锯齿齿长 $2h=15$ mm,齿距 $\lambda=6$ mm.

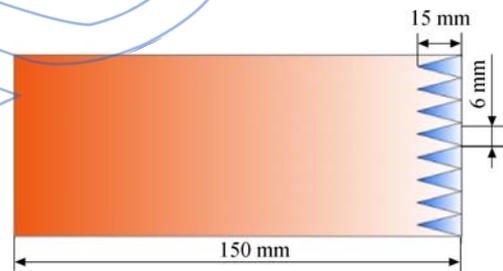


图3 实验翼型

Fig.3 Experimental airfoil

1.3 测试仪器

实验中流场测量使用Dantec动态三维热线恒温热线风速仪(图4是仪器中所用的三维热线探针),可以测得尾迹区速度的3个方向分量.探针由6个直径为 $75\mu\text{m}$ 的不锈钢锥形连接3个直径为 $5\mu\text{m}$ 的热线丝.采样频率最大可达 450 kHz,实验中采样频率是 32768 Hz,测量速度范围可达 100 m/s.热线风速仪的测量原理是将气流的速度变化通过对流换热原理反映到电压的变化上,再通过测量前校准时用标准气源得到的电压和气流速度的函数关系换算成气流的速度.实验典型误差是 0.5% ,最大误差小于 2% .

声场测量用的是北京声望声电技术有限公司生产的MPA401型号 0.63 cm长的高精度电容式

传声器,此型传声器由拾声器和前置放大器所组成,传声器的拾声器是经过特殊的设计和制造以保证它的声-电参数的稳定,在自由场中的频率范围为 20~2 000 Hz. 可测量的最大声压级可达到 168 dB,灵敏度为 5 mV/Pa,使用的温度范围是 -50~110 °C,传声器的大气温度系数是 0.01 dB/°C,大气压力系数是 -10^{-5} dB/Pa.



图 4 三维热线探针

Fig. 4 Three-dimensional hot-wire probe

1.4 测量方法

尾缘噪声是由边界层中的湍流脉动和尾缘的不连续结构的互相作用产生的,对于仿生尾缘锯齿结构的翼型在流场测量上着重围绕翼型的尾缘以及尾迹区进行(图 5). 即近壁面(图 5 中的测量位置 1,2,3,4,5)测点的轴向位置分别为 $x/C_a = 0.9, 0.95, 1.03$, 其中 C_a 为轴向弦长. 为了捕捉锯齿结构对流场的影响,实验测量中在近壁面测点处沿着展向布置了 3 个点分别对应于锯齿的齿根和齿尖位置. 在尾迹区域(图 5 中的测量位置 6, 7,8,测点的轴向位置分别为 $x/C_a = 1.06, 1.13, 1.26$)采用 $y-z$ 面测量(图 6),在 y 方向以翼型尾缘为中心上下跨度为 1.2 cm,在尾迹中心区每个测点间距为 1 mm,而在展向方向,由于加入了锯齿结构不规则形状影响了展向上的周期性,在测量中沿展向分布了 16 个测点,每个测点间距为 1 mm,涵盖了近 3 个齿距.

对于声场测量,由于没有消声风洞和消声室,实验中采用的是由 31 个传声器组成的非等间距的线阵列(图 7、图 8)来对翼型周围的声源进行定位. 阵列布置在翼型下 0.405 m 处,阵列中心处于翼型尾缘的垂直投影点处. 线阵列长度为 1.72 m,最大间距为 0.15 m,最小间距为 0.075 m.

传声器阵列处理技术是采用多个传声器组成阵列接收空间信号进行特定处理,增强感兴趣的有用信号,抑制无用的干扰和噪声,通过时空处

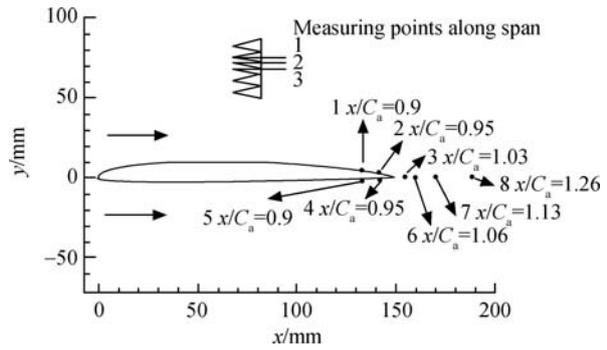


图 5 流场测点位置图

Fig. 5 Position map of measuring points of flow field

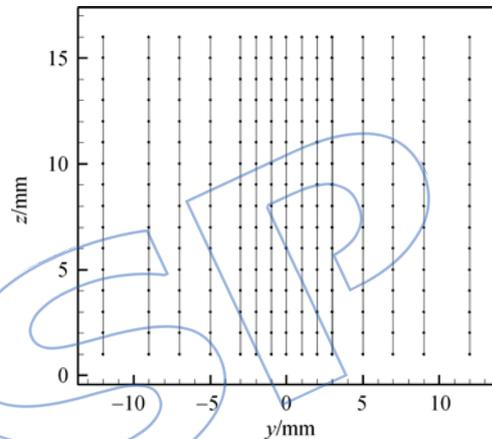


图 6 尾迹区 $y-z$ 面测点示意图

Fig. 6 Wake zone measuring points schematic in $y-z$ plane

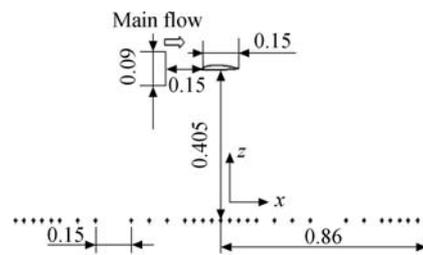


图 7 线阵列示意图(单位:m)

Fig. 7 Line array schematic (unit:m)



图 8 传声器布置图

Fig. 8 Microphone layout

理,获取声源的个数和位置、信号的功率谱密度以及信号间的相关性等信息,实现整个声场的可视化.传声器阵列处理技术必须与适当的数据处理算法相结合才能完成最终的测量任务.实验中使用的是波束成形方法.

2 常规尾缘翼型与锯齿尾缘翼型尾缘湍流流场分布的对比分析

2.1 翼型来流流场测量

翼型来流速度为 31 m/s,来流的湍流强度为 0.016,攻角为 0° .

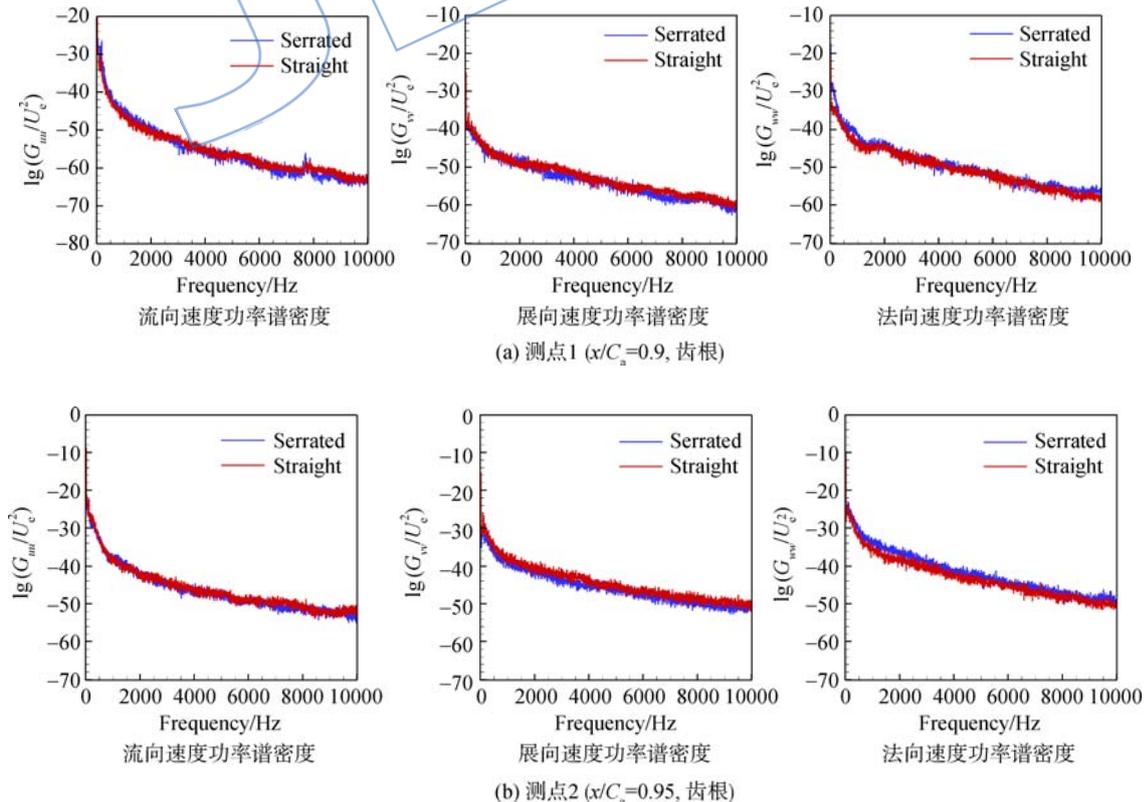
2.2 近壁面流场测量结果

在近壁面沿轴向方向布置了 5 个测点,每个测点都用三维热线探针紧邻着叶片测量,并且沿着展向方向测了一个齿距.由于实验结果中测点 1 与测点 5 结果类似,测点 2 与测点 4 结果类似,在这里仅给出轴向方向测点 1、测点 2、测点 3 展向对应于齿根、齿尖的流场测量结果.

图 9 是这 3 个轴向方向测点的流场测量结果,纵坐标中 G_{uu} , G_{vv} 和 G_{ww} 分别是流向、展向、法向速度功率谱密度,用 U_e^2 进行无量纲化,并取对数(图中 serrated 代表锯齿尾缘翼型, straight 代表常规尾缘翼型, U_e 为平均来流速度).测点 1 ($x/C_a=0.9$, 齿根)的速度脉动实验结果表明锯

齿尾缘翼型与常规尾缘翼型的 U_x 和 U_z 的脉动频谱无明显差异,而在 U_y 的脉动频谱中锯齿尾缘翼型在 500~8000 Hz 的频率段下要比常规尾缘翼型的结果大.测点 2 ($x/C_a=0.95$, 齿根)处锯齿尾缘翼型与常规尾缘翼型的结果相比,锯齿尾缘翼型的 U_x 脉动在 1000~8000 Hz 频率段, U_z 在全频率段都比常规尾缘翼型更加剧烈,而 U_y 脉动都是在全频率段相比常规尾缘翼型有所减少.测点 3 ($x/C_a=1.03$, 齿根)处的速度脉动实验结果显示 U_x 的脉动在低频段 500~3000 Hz 锯齿尾缘翼型的结果大,而在 4000~10000 Hz 频率段中稍小于常规尾缘翼型.在 U_y 的脉动结果中,锯齿尾缘翼型的在全频率段都大.锯齿尾缘翼型的 U_z 脉动只在 1000 Hz 以下的频率段相比减小,高于 1000 Hz 的脉动结果没有什么变化.

测点 1 ($x/C_a=0.9$, 齿尖)的速度脉动实验结果中,锯齿尾缘翼型在 3 个方向的速度脉动都比常规尾缘翼型减小.在测点 2 ($x/C_a=0.95$, 齿尖)处,锯齿尾缘翼型 U_x 和 U_z 的脉动都比常规尾缘翼型的剧烈,但在 U_y 上脉动没有明显差异.测点 3 ($x/C_a=1.03$, 齿尖)的实验结果显示 U_x 的脉动锯齿尾缘翼型要比常规尾缘翼型小, U_y 的脉动是锯齿尾缘翼型的更剧烈,而在 U_z 的脉动结果中,1000 Hz 以下锯齿尾缘翼型的脉动更平缓,在 1000 Hz 以上的频率段中脉动变得更剧烈.图 9 表



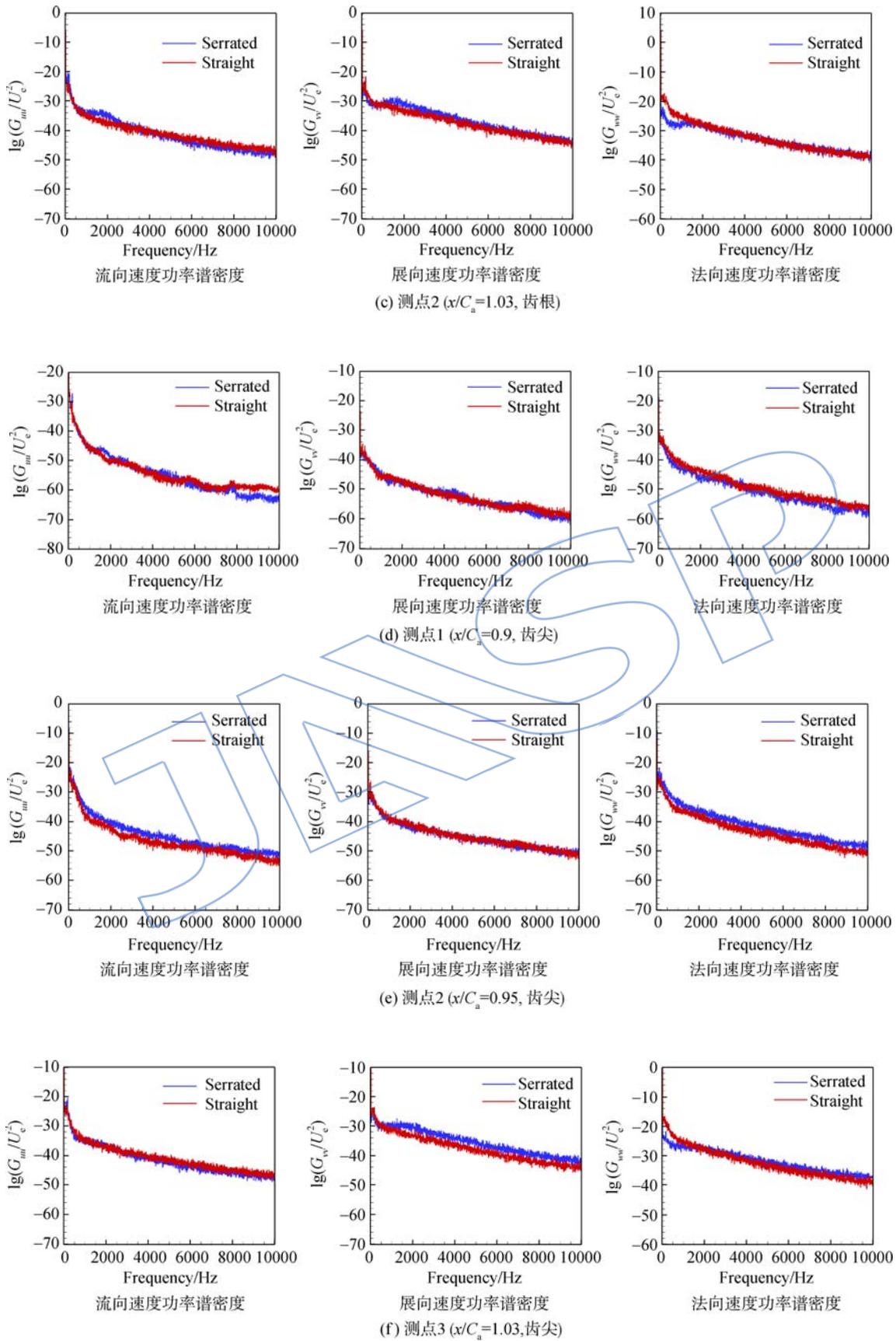


图 9 近壁面流场测量结果

Fig. 9 Flow field results measured close to airfoil wall

明,在锯齿结构的周围产生了复杂的湍流脉动变化,这种变化在展向的不同方向有所不同.在锯齿结构开始的位置即测点 1($x/C_a=0.9$)处 U_x, U_z 的脉动都相比常规尾缘翼型减弱,在 U_y 的脉动中展向呈现不同的结果是因为在齿根处压力面的气流向吸力面流动,加大了 y 方向的速度脉动.而在半锯齿位置即测点置 2($x/C_a=0.95$)处,这个区域由于锯齿结构的存在湍流脉动非常剧烈,压力面和吸力面的气流在此混合,已经影响到非镂空区域,使得展向不管是对应齿尖还是齿根, U_x, U_z 的脉动结果都相比常规尾缘翼型变得更

加剧烈,而 U_y 的脉动由于在锯齿结构开始的位置时已经混合了,因此展向对应于齿根的 U_y 脉动比常规尾缘翼型的减小,对应于齿尖位置的 U_y 脉动则没有大的差别.

2.3 尾迹区域测量结果

图 10 是尾迹区域流场测量结果,轴向方向测点 6、测点 7、测点 8 分别对应于 $x/C_a=1.06, 1.13, 1.26$.

从图 10 中可以看出锯齿尾缘翼型的尾迹区域中 3 个方向速度脉动结果都比常规尾缘翼型的要小.测点 6 的结果可以看出锯齿结构对 3 个方

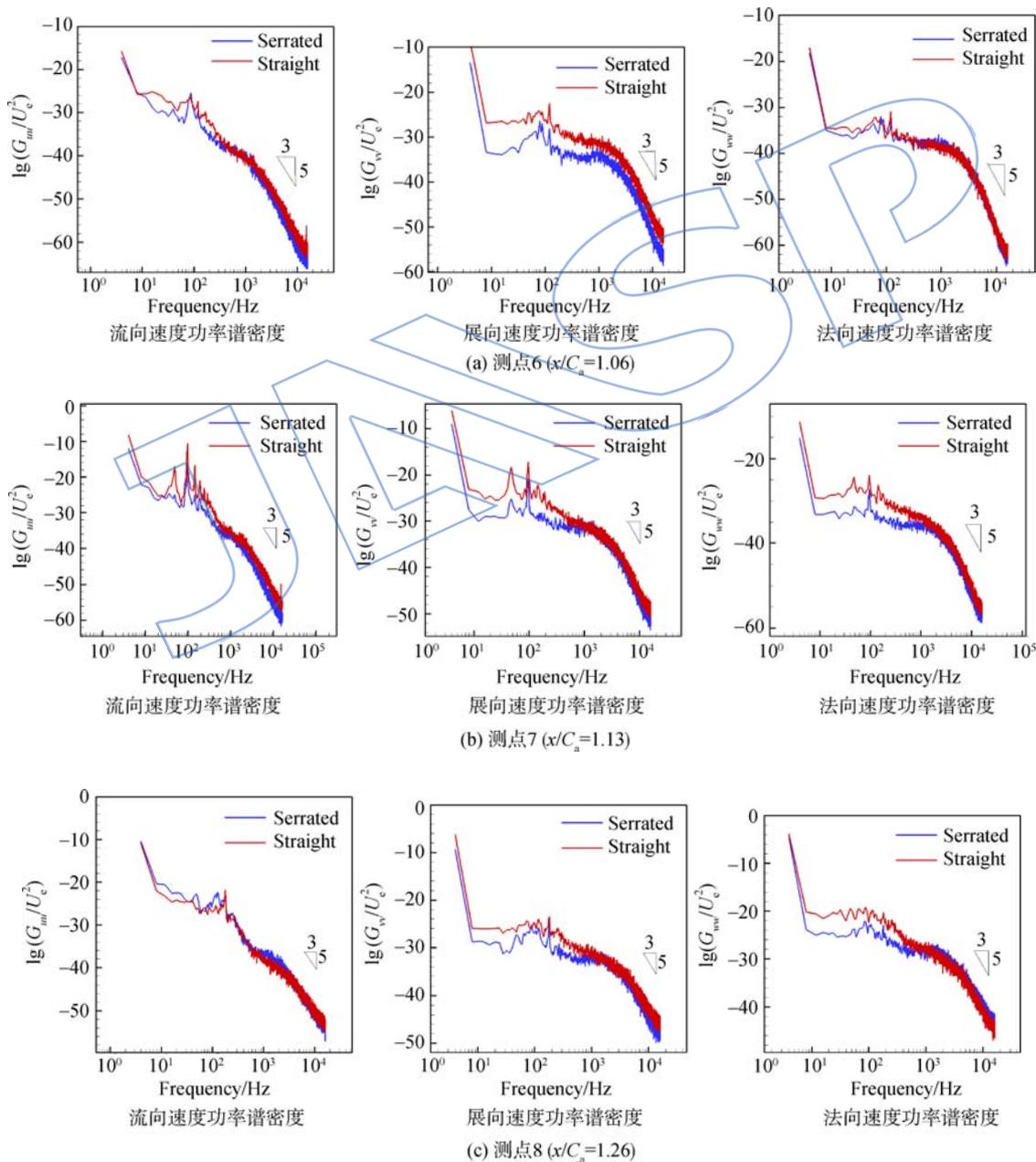


图 10 尾迹区域流场测量结果

Fig. 10 Flow field results measured in wake region

向速度的功率谱密度都有影响,其中因为锯齿结构的展向不平整导致了展向速度脉动锯齿尾缘翼型的明显比常规尾缘翼型的要小,法向速度脉动受到的影响较小.测点 7 中可以看出锯齿结构减弱了流向速度脉动强度,而在展向影响开始减弱.测点 8 处结果可以看出锯齿结构依然影响着 3 个方向的速度脉动,其中展向速度脉动受到的影响最大.

沿着流动的发展,翼型的脱落涡受到尾缘锯齿结构的影响加快了破碎进程使得 3 个方向的速度脉动的衰减率增大,其中流向速度和展向速度受到的影响最大,法向速度在尾迹区域受到的影响很小.

根据标量能谱的经典理论,在惯性-对流标量输运过程中,能量输运和标量输运的尺度分别大于各自的耗散尺度,这时脉动速度能谱服从 $5/3$ 律,可以推测脉动标量能谱也遵循这种规律.实验中的湍流脉动结果基本上都符合惯性-对流标量输运的标量能谱 $5/3$ 律.

2.4 边界层与齿根位置的实验结果

近壁面的实验结果表明锯齿结构处的交错流动对流场有很重要的影响,为了确定这种影响,在锯齿镂空区域布置了一维热线探针来测量流动的频谱结果.

图 11 为测点布置图,图中箭头是来流速度方向.在锯齿的一半长度处在展向布置了 2 个测点,一个在锯齿尾缘翼型吸力面的边界层内部,距锯齿尾缘翼型的垂直距离为 2mm(记为 suu.ser2),另一个在锯齿的镂空区域(记为 suu.ser1),实验中为了排除干扰,对于常规尾缘翼型吸力面的边界层内部也布置了测点.

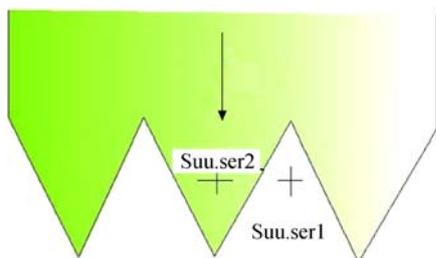
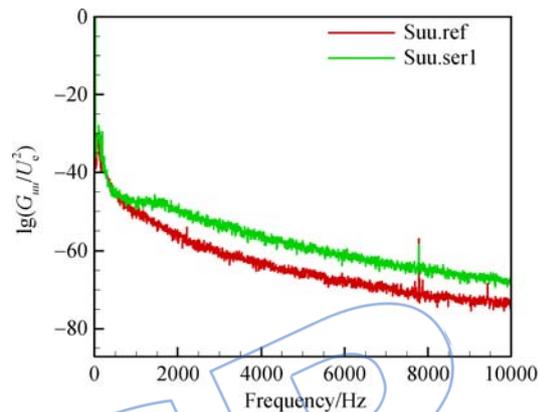


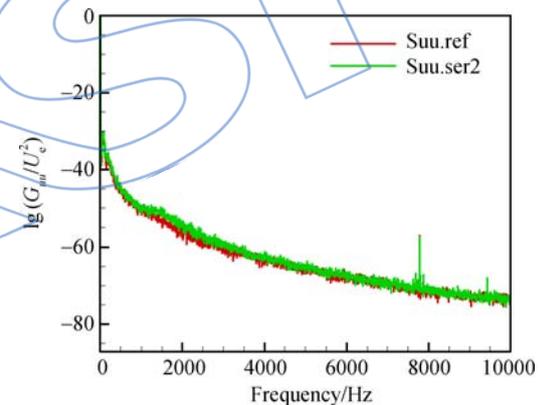
图 11 测点布置图
Fig. 11 Measuring points layout

图 12 是测量的结果,图中 suu.ref 是常规尾缘翼型的吸力面边界层的测量结果.从图中可以看出半锯齿处两种翼型的吸力面边界层的脉动频

谱基本不变,而镂空区域的脉动频谱比常规尾缘翼型的吸力面边界层结果大出很多.说明镂空区域产生的交错流动加大了流向速度的脉动,这种脉动比边界层内的脉动剧烈得多,加速了涡能量的传播扩散,从而使得涡在尺度上变小,强度上变大,随着流动的发展加速了大涡的破碎.



(a) 齿根的流向速度功率谱密度



(b) 齿尖的流向速度功率谱密度

图 12 齿根和齿尖的功率谱密度

Fig. 12 Power spectrum density of serration vale and tip

2.5 尾迹区域流场的流动细节结果

为了进一步证明尾缘锯齿结构加速了大涡的破碎的结论,对于尾缘锯齿后的流动给出了 $y-z$ 平面的流动细节图.

图 13 是 $x/C_a = 1.06$ 处 $y-z$ 平面的湍流强度的结果,图中横坐标是展向位置,其中 5, 10, 15 对应于锯齿齿尖,纵坐标为垂直位置,其中 0 对应于尾缘中心处.从图中可以看出对应于锯齿齿尖的位置脉动很大,并且在展向快速扩散到整个齿距,在垂直方向也上下扩散了 1mm,说明锯齿的存在加大了尾迹区域的面积,从而也进一步将湍动能扩散开来.

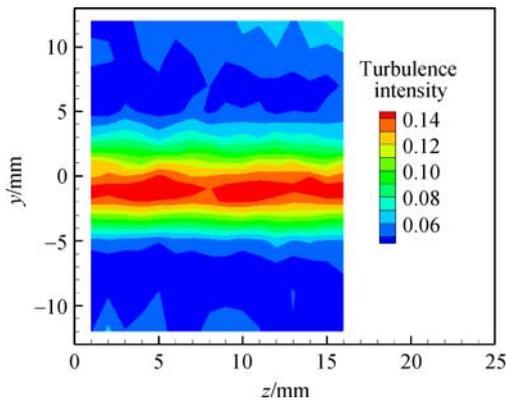
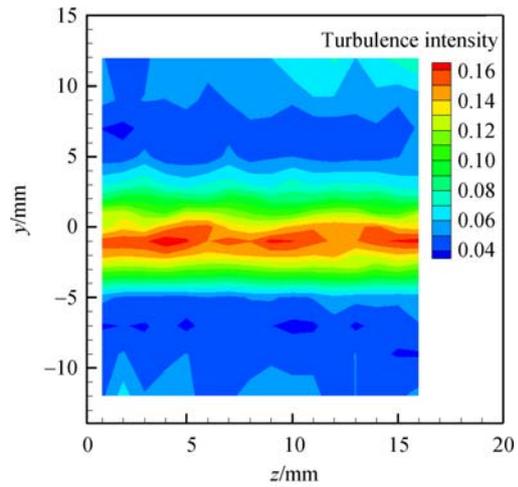


图13 湍流强度在 $x/C_a=1.06$ 的实验结果

Fig. 13 Experimental results of turbulence intensity at $x/C_a=1.06$

图14是 $x/C_a=1.06$ 处 $y-z$ 平面的3个方向湍流强度的实验结果. 横坐标是展向位置, 纵坐标是垂直方向. 从图中可以看出在流向上, 在展向位置对应于齿谷的位置出现了强的湍流脉动, 并且沿着垂直方向会出现第2个大涡, 但尺度和强度都比对应于齿谷位置的涡小, 法向和展向的流动



(c) 法向湍流强度

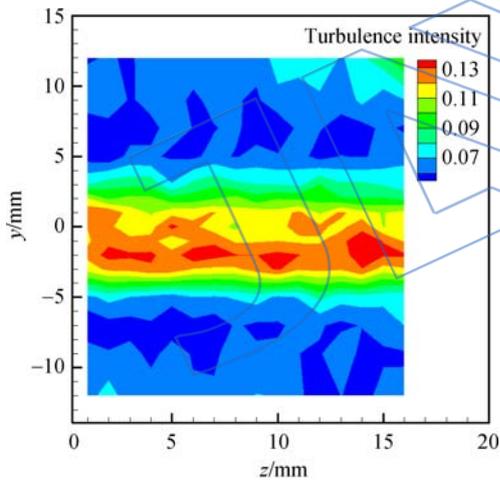
图14 $x/C_a=1.06$ 处3个方向湍流强度的实验结果

Fig. 14 Experimental results of turbulence intensity in three directions at $x/C_a=1.06$

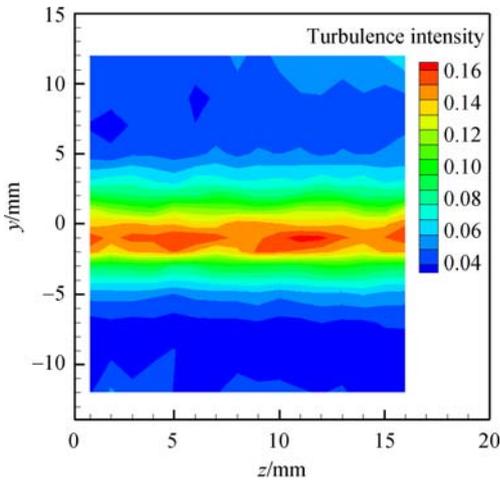
结果显示, 在对应于齿尖位置处会产生强烈的脉动, 并会影响到对应于齿谷的位置, 但在垂直方向影响的区域很小. 实验结果表明因为锯齿结构的影响, 在齿尖的两边产生了额外的马蹄涡, 从而将涡能量扩散到展向和垂直方向, 使得3个方向速度的脉动呈现不同的扩散规律, 流向速度脉动主要在展向对应齿谷, 垂直方向向两侧的位置扩散, 而其他两个方向速度的脉动主要在展向位置扩散.

2.6 声场的实验结果

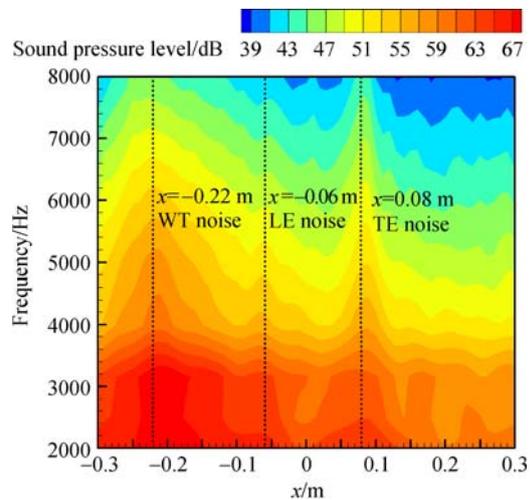
图15是传声器线阵列测得的常规尾缘翼型和锯齿尾缘翼型的声场结果. 图中横坐标是流向位置, 其中 $x=-0.22, -0.06, 0.08$ m 位置分别对应风洞的出口(WT), 翼型的前缘(LE), 尾缘的流向位置(TE), 纵坐标是频率, 图中显示的是声



(a) 流向湍流强度



(b) 展向湍流强度



(a) 常规尾缘翼型的声场结果

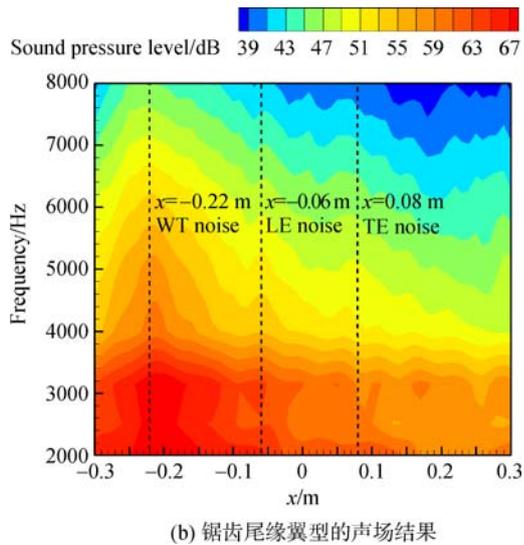


图 15 两种尾缘结构的声场结果

Fig. 15 Noise field results of two trailing edge structures

压级的测量结果. 可以看出实验中可以分辨出风洞本体噪声, 前缘噪声和尾缘噪声, 其中风洞本体噪声由于实验风洞没有采用声学处理, 风洞本体噪声较大.

从图 15 中可以看出常规尾缘翼型的尾缘噪声要大于其前缘噪声, 是翼型噪声的主要部分, 锯齿尾缘翼型的声场结果显示其对风洞的出口以及前缘噪声基本不影响, 尾缘噪声在 2000~10000 Hz 范围内都有减小, 根据流场的测量结果可以说明湍流脉动的减弱是减小尾缘噪声的原因之一.

3 结论

为了探究锯齿结构的降噪机理, 在翼型的周围和尾迹区域用热线风速仪进行了详尽的测量, 并通过布置传声器线阵列分析研究了翼型的声场结果. 获得如下结论:

1) 实验中采用的锯齿结构降低了尾缘噪声, 证明了锯齿结构的降噪特性, 在不同频率下降噪的效果不同, 其对风洞出口和前缘噪声几乎没有影响.

2) 锯齿结构对近壁面的湍流结果影响很大, 在锯齿开始处(测点 1)、半锯齿(测点 2)、锯齿尾(测点 3)的流动结果显示这种结构强烈影响着流向和展向的速度脉动, 并因位置不同有不同的影响.

3) 在尾迹区域中, 随着流动的发展锯齿尾缘翼型的尾迹相比常规尾缘翼型衰减率增大, 3 个方向速度的脉动也都减弱, 在齿尖的两边产生

了额外的马蹄涡, 将涡能量扩散到展向和垂直方向, 使得 3 个方向速度的脉动呈现不同的扩散规律, 流向速度脉动会主要在展向对应齿谷, 垂直方向向两侧的位置扩散, 而其他两个方向速度的脉动主要在展向位置扩散.

4) 声场结果显示在 2000~10000 Hz 范围内都有降噪效果. 流场的测量结果显示锯齿结构湍流脉动的减弱是其尾缘噪声降低的原因之一, 流场中产生的额外的马蹄涡将能量分散在 3 个方向, 加快了涡的破碎.

致谢:

感谢西北工业大学动力与能源学院燃气涡轮研究室的大力支持.

参考文献:

- [1] Finez A, Roger M, Jondeau E, et al. Broadband noise reduction of linear cascades with trailing edge serrations [R]. AIAA-2011-2874, 2011.
- [2] Brooks T F, Hodgson T H. Trailing edge noise prediction from measured surface pressures[J]. Journal of Sound and Vibration, 1981, 78(1): 69-117.
- [3] Howe M S. Trailing edge noise at low Mach numbers[J]. Journal of Sound and Vibration, 1999, 225(2): 211-238.
- [4] Howe M S. Trailing edge noise at low Mach numbers; Part 2 attached and separated edge flows[J]. Journal of Sound and Vibration, 2000, 234(5): 761-775.
- [5] Amiet R K. Noise due to turbulent flow past a trailing edge[J]. Journal of Sound and Vibration, 1976, 47(3): 387-393.
- [6] Lilley G M. A study of the silent flight of the owl[R]. AIAA 98-2340, 1998.
- [7] Roger M, Moreau S. Back-scattering correction and further extensions of Amiet's trailing-edge noise model; Part I theory[J]. Journal of Sound and Vibration, 2005, 286(3): 477-506.
- [8] Moreau S, Roger M. Back-scattering correction and further extensions of Amiet's trailing-edge noise model; Part II application[J]. Journal of Sound and Vibration, 2009, 323(1): 397-425.
- [9] Chong T P, Joseph P, Gruber M. On the noise and wake flow of an airfoil with broken and serrated trailing edges [R]. AIAA-2011-2860, 2011.
- [10] Finez A, Jondeau E, Roger M, et al. Broadband noise reduction with trailing edge brushes[R]. AIAA-2010-3980, 2010.
- [11] Gruber M, Joseph P, Chong T P. On the mechanisms of serrated airfoil trailing edge noise reduction[R]. AIAA-2011-2781, 2011.
- [12] Gruber M, Azarpeyvand M, Joseph P. Airfoil trailing edge noise reduction by the introduction of sawtooth and slitted trailing edge geometries [R]. Sydney: 20th International

- Congress on Acoustics, 2010.
- [13] Gruber M, Joseph P, Chong T P. Experimental investigation of airfoil self noise and turbulent wake reduction by the use of trailing edge serrations[R]. Stockholm, Sweden: 16th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 2010.
- [14] Jones L E, Sandberg R D. Direct numerical simulations of noise generated by the flow over an airfoil with trailing edge serrations[R]. AIAA-2009-3195, 2009.
- [15] Howe M S. Aerodynamic noise of a serrated trailing edge [J]. Journal of Fluids and Structures, 1991, 5(1): 33-45.
- [16] Howe M S. Noise produced by a sawtooth trailing edge [J]. The Journal of the Acoustical Society of America, 1991, 90(1): 482-487.
- [17] Howe M S. A review of the theory of trailing edge noise [J]. Journal of Sound and Vibration, 1978, 61(3): 437-465.
- [18] Howe M S. On the generation of side-edge flap noise [J]. Journal of Sound and Vibration, 1982, 80(4): 555-573.

JALSP