

波浪形前缘降低后掠叶片宽频噪声实验研究^{*}

卯鲁秦, 郭鑫, 黎霖, 乔渭阳, 仝帆

(西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710129)

摘 要: 为了研究波浪形前缘对后掠叶片湍流干涉噪声的影响, 通过放置于叶片上游的倾斜圆柱产生尾迹, 圆柱尾迹为各向异性的湍流, 之后湍流与叶片相互干涉产生干涉噪声。实验采用的叶型后掠角度为 30° , 截面为NACA0012翼型。在气流来流速度 v 分别为30, 40, 60, 70m/s的情况下(基于叶片弦长的雷诺数为 $3\times 10^5\sim 7\times 10^5$), 使用31个麦克风线阵列测量了基准后掠叶片与波浪形前缘叶片对应的叶片湍流干涉噪声。采用Clean-SC算法处理数据, 得到不同幅值与波长下后掠叶片前缘噪声信息。实验结果表明, 波浪形前缘幅值与波长对总声压级降噪量均有影响, 使用最大幅值和最小波长的波浪形前缘降噪效果最好; 不同气流速度下, 采用相同的波浪形前缘, 使用斯特劳哈尔数表征的噪声频谱图变化规律相似。

关键词: 后掠叶片; 波浪形前缘; 宽频噪声; 干涉; 湍流

中图分类号: V231

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2020) 12-2720-09

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 190757

Experimental Study on Broadband Noise Reduction with Wavy Leading Edge for Sweep Blade

MAO Lu-qin, GUO Xin, LI Lin, QIAO Wei-yang, TONG Fan

(School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China)

Abstract: In order to investigate the blade-turbulence interaction (BTI) noise reduction of a sweep blade with wavy leading edge(WLE) configuration, the noise radiation from the sweep blade leading-edge is generated by the interaction of the blade and incoming anisotropic turbulence which is produced by a rod whose wake impinges onto the downstream blade. The swept blade with swept angle of 30 degrees and constructed by NACA0012 airfoil was experimental investigated in this study. The BTI noise for the swept blade with and without wavy leading edge were measured with the flow speeds of $U=30\text{m/s}$, 40m/s , 60m/s and 70m/s , and the corresponding Reynolds numbers based on the blade chord are in $3\times 10^5\sim 7\times 10^5$. A linear array of 31 microphones was used in this study to determine the BTI noise of the swept blade. With the Clean-SC approach, clear and quantitative sound radiation results of the leading edge noise source of swept blade with different amplitudes and wavelengths are obtained. It is observed that the OASPL (overall sound pressure level) reduction is sensitive to both the amplitude and wavelength of the WLE. The WLE with the largest amplitude and smallest wavelength can achieve the most considerable OASPL reduction. It is found in this study that the spectra of BTI noise reduction with Strouhal number is almost the same for same WLE under different airflow velocities.

^{*} 收稿日期: 2019-10-31; 修订日期: 2019-12-06。

基金项目: 国家自然科学基金(51936010; 51776174); 国家科技重大专项(2017-II-0008-0022)。

作者简介: 卯鲁秦, 硕士生, 研究领域为叶轮机气动声学。E-mail: maoluqin@mail.nwpu.edu.cn

通讯作者: 乔渭阳, 博士, 教授, 研究领域为航空燃气涡轮发动机气动热力学、气动声学。E-mail: qiaowuy@nwpu.edu.cn

引用格式: 卯鲁秦, 郭鑫, 黎霖, 等. 波浪形前缘降低后掠叶片宽频噪声实验研究[J]. 推进技术, 2020, 41(12):2720-2728. (MAO Lu-qin, GUO Xin, LI Lin, et al. Experimental Study on Broadband Noise Reduction with Wavy Leading Edge for Sweep Blade[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(12):2720-2728.)

Key words: Sweep blade; Wavy leading edge; Broadband noise; Interference; Turbulence

1 引言

随着航空工业的发展,飞机噪声问题日益突出,降低航空发动机叶片前缘(LE)与尾缘(TE)的宽频噪声成为当下一大需求。已有研究表明,当来流湍流速度足够高时,叶片湍流干涉噪声(BTI noise)是主要噪声源^[1]。

为降低飞机噪声,“仿生学”降噪得到了前所未有的关注。受到猫头鹰锯齿状前缘翅膀和座头鲸胸鳍的启发,人们发现波浪形或锯齿状前缘(Wavy leading edge, WLE)可以增加升力、减小阻力、降低噪声。虽然波浪形前缘可以延缓失速发生,增加失速后的升力,但同时会影响失速前的气动性能^[2]。

近年来,许多研究集中于如何使用波浪形前缘降低叶片干涉噪声。Clair等^[3]通过实验和数值模拟的方法研究了波浪形前缘对叶片湍流干涉噪声的影响,最终降噪量达到了3~4dB。Lau等^[4]通过数值模拟研究了波浪形前缘对叶片-阵风干涉噪声(AGI)的影响。研究表明,波浪形前缘可以降低AGI噪声,锯齿振幅与阵风波长的比值是降低噪声的关键参数。Kim等^[5]通过数值模拟研究了波浪形前缘对湍流-平板干涉噪声的影响。Mathews等^[6]以及Lyu等^[7]对波浪形前缘降噪机理进行了理论分析。Chaitanya等^[8]对平板和NACA-65(12)10增加波浪形前缘,参数化地研究了波浪形前缘幅值和波长对降噪效果的影响。Biedermann等^[9]通过统计相关数据,得出了经验模型,并使用模型预测了波浪形前缘产生的噪声。Turner等^[10]通过数值模拟研究了波浪形前缘降噪机理,发现了波浪形前缘周围相关涡系结构。Geaaguilera等^[11]通过计算气动声学(CAA)方法研究了波浪形前缘对各向异性湍流-NACA0012翼型干涉噪声的影响。Reboul等^[12]使用CAA方法计算了湍流-前缘锯齿出口导向叶片干涉噪声。研究表明,使用锯齿前缘可以使总声压级降低1.9dB。

尽管在该领域的研究有了相应进展,但对于波浪形前缘降噪机理仍然未有明确定论^[13]。上述大多数研究工作,都集中于平板或二维直翼型。模拟来流湍流时,多使用由湍流格栅产生的各向同性湍流,最近Chen等^[14-16]和Tong等^[17-18]对各向异性湍流与叶片干涉噪声进行了相关研究。众所周知,叶轮机械叶片周围的流动呈现出强烈的三维流动特性。使用波浪形前缘降噪,其声学机制比已有理论更为复杂。

前人在波浪形前缘控制简单二维翼型气动与噪声方面进行了充分研究,但对于波浪形前缘结构在展向流动更强的后掠叶片上的应用研究,仍局限于气动性能方面。

本文采用实验方法对波浪形前缘在后掠叶片上的降噪效果与降噪规律进行初步探究,分析了波浪形前缘幅值和波长这两个几何参数对降噪效果的影响;以及不同气流速度下,波浪形前缘对降噪效果的影响。

2 实验设置以及干涉噪声测量方法

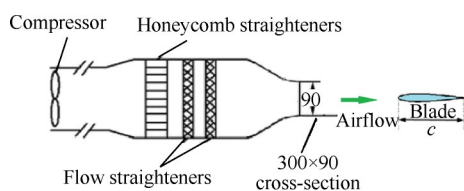
2.1 实验装置

本实验在西北工业大学低速开式射流风洞中进行,实验对象是以NACA0012为基准叶型生成的后掠叶片。后掠叶片后掠角度30°,弦长150mm,展向长度300mm。

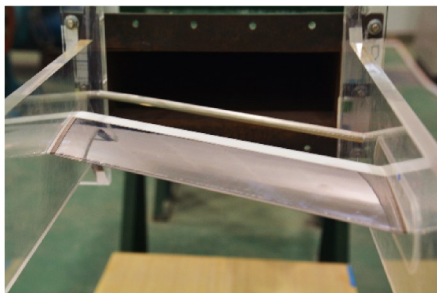
风洞由两部分(如图1(a)所示)组成:来流段和实验段。来流段由离心风机、整流器、扩压段和收缩段组成。风洞气源由离心式鼓风机、20kW交流变频电机以及变频器组成,电机带动离心式压缩机驱动外界大气进入风洞管道,由扩压段减速扩压后进入整流段,经整流段内整流器整流后,最后由收敛段加速从矩形射流出口射出。风洞出口处为实验段,矩形射流出口截面尺寸为300mm×90mm,最大气流流量为1.5kg/s,出口最大马赫数约0.3,本实验中基于叶片弦长的雷诺数为 $3 \times 10^5 \sim 7 \times 10^5$,出口气流湍流度约为2%~3%。

如图1所示,倾斜圆柱与后掠叶片水平安装于风洞中心位置,通过两侧有机玻璃板进行固定。在本实验中,将倾斜角为30°、截面直径 $d=10\text{mm}$ 的倾斜圆柱放置于后掠叶片前缘上游 $L=100\text{mm}$ 处,用于产生类似叶片尾迹的各向异性湍流。之后,各向异性的湍流与后掠叶片发生干涉产生叶片湍流干涉噪声(BTI noise)。

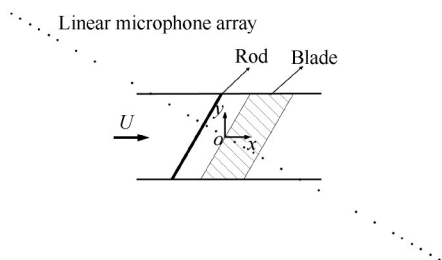
如图1(c)所示,使用31个麦克风并采用非等间距线性阵列识别叶片周围噪声强度以及频谱特征。阵列与叶片均放置于水平平面内,阵列中心点位于叶片中间展向截面前缘正下方690mm处,阵列方向与后掠叶片前缘线垂直,阵列总长度为1720mm,阵列中相邻传声器的最大间距为150mm,最小间距为35mm。由于麦克风固定在固壁表面,因而入射波与反射波相互叠加,使得采集到的声压级在整个频率



(a) Test setup (mm)



(b) Test swept blade



(c) Microphone array

Fig. 1 Test set-up and microphone array rod

范围下有所增加,增幅为 6dB。

本实验通过 31 个 BSWA 公司的 6.35mm 预极化自由场传声器进行声学信号测量,该型号传声器为电容式传声器,在 20Hz~20kHz 内具有很好的稳定性,测量最大声压级为 168dB,工作温度为 $-50^{\circ}\text{C}\sim+110^{\circ}\text{C}$,环境温度影响系数为 0.01dB/K,环境压力影响系数为 -10^{-5}dB/Pa 。数据采集系统为 Müller BBM MK II 采集器,最大可同步采集 32 路传声器信号,最大采样频率可达 102.4kHz。

实验中采样时间为 15s,采样频率为 32768Hz,由 Nyquist 采样定理可知,最大可分析频率为 16384Hz。实验结果处理时,传声器阵列数据处理中 FFT 点数为 1024。为了提高测量精度,将麦克风采集到的数据分为若干段,采用 Hanning 窗进行分段多次平均,不同数据段重叠率为 50%。

2.2 叶片湍流干涉噪声声源精细化识别方法

为了更精确地表示叶片湍流干涉噪声大小,在一定空间范围内对叶片前缘噪声进行叠加与平均来计算干涉噪声的声压级,如图 2 所示。本文对干涉噪声声压级计算式为

$$L_{LE} = 10 \cdot \lg \left(\frac{\sum_{n=N_{\min}}^{N_{\max}} 10^{0.1L_n}}{N_{\max} - N_{\min} + 1} \right) \quad (1)$$

式中 $N_{\min} = 1$, $N_{\max}$ 是扫描区域中采样点的总数; L_n 为扫描区域内单个扫描点的声压级。为了更精确地识别干涉噪声,本文采用的阵列波束成形识别范围如图 2 中红色矩形区域所示,其中矩形区域的两条边,一条与叶片前缘线平行,一条与叶片前缘线垂直;对于基准叶片,垂直于前缘线的边的中点位于叶片前缘线上;对于波浪形前缘叶型,垂直于前缘线的边的中点位于平均前缘线上。

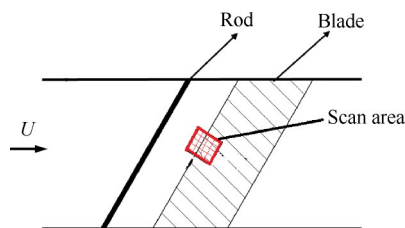


Fig. 2 Array scan area for BTI noise source using beamforming

2.3 波浪形前缘后掠叶片设计参数

本文实验的基准叶片叶型截面为 NACA0012,后掠角为 30° ,弦长 $c=150\text{mm}$,展长为 300mm。

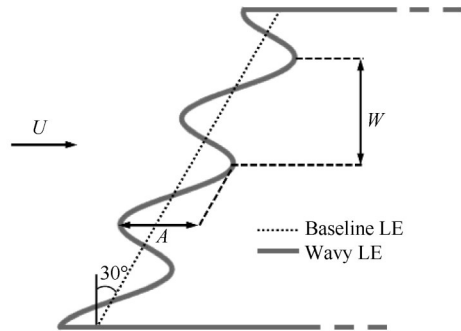
为探究波浪形前缘后掠叶片对于干涉噪声的影响,图 3 为波浪形前缘叶片示意图。图 3(a)为后掠叶片波浪形前缘结构与基准前缘对比示意图,波浪形前缘后掠叶片平均前缘线与基准后掠叶片前缘线相重合,因而波浪形前缘叶片平均弦长和俯视投影面积与基准叶片相关参数保持一致。构造波浪形前缘的主要几何参数为波浪形前缘的幅值 A 和波长 W ,图 3(a)中的波形是通过将幅值为 A 、波长为 W 的正弦线投影到展向和气流来流方向构成的平面所得到的。图 3(b)为波浪形前缘各典型位置示意图,典型位置分别为:波峰(Peak)、波丘(Hill)和波谷(Trough)位置,图 3(c)为波浪形前缘叶片各典型位置处的截面型线图。沿展向方向,叶片弦长的变化规律如下

$$c(z) = \bar{c} + \frac{A}{2} \cdot \cos\left(\frac{2\pi z}{W}\right) \quad (2)$$

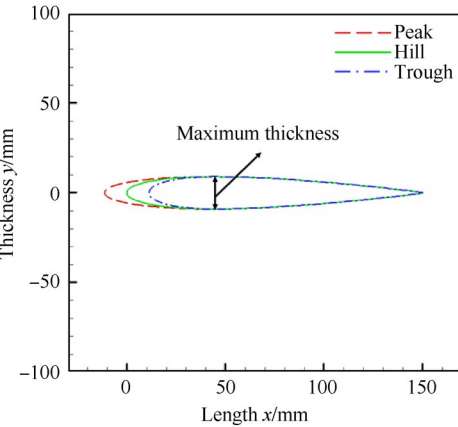
叶片每一展向位置处的截面均以 NACA0012 型线为基础进行构造,波浪形前缘造型主要通过对 NACA0012 型线最大厚度位置前部区域进行弦向拉伸与压缩来实现,在型线最大厚度位置后部,波浪形前缘叶片不做修型,每个截面处的型线坐标变换如下

$$\begin{cases} x' = \begin{cases} \frac{x}{x_{\max}} \left[x_{\max} + (c(z) - \bar{c}) \right] - \\ \left[c(z) - \bar{c} \right] + z \cdot \tan \Lambda, & (x < x_{\max}) \\ x + z \cdot \tan \Lambda, & (x \geq x_{\max}) \end{cases} \\ y' = y \end{cases} \quad (3)$$

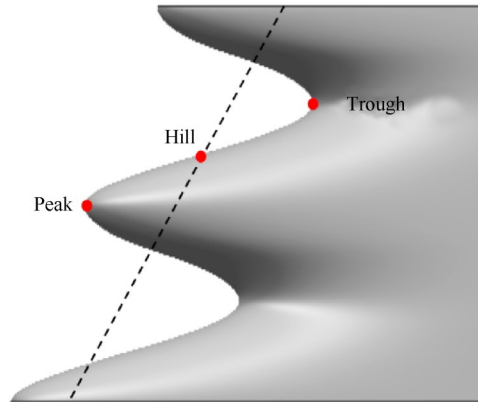
式中 x' 和 y' 为修型后的叶片坐标, $x_{\max}$ 表示最大叶片厚度的位置坐标, Λ 表示叶片后掠角度。



(a) Definition of wavy leading edge for swept blade



(b) Section profile of wavy LE



(c) Typical position of wavy LE

Fig. 3 Sketch of wavy leading edge of swept blade

对座头鲸胸鳍的相关研究表明,沿展向方向,座头鲸胸鳍的波浪形前缘幅值与弦长的比值为 2.5%~12%,波浪形前缘波长与弦长的比值为 10%~50%^[19]。表 1

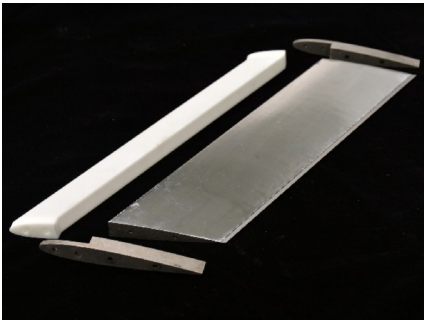
为本文采用的波浪形前缘结构的几何参数。其中 A5W10 表示波浪形前缘幅值 A 为平均弦长的 5%,波长 W 为平均弦长的 10%,其余波浪形前缘叶片的命名以此类推。

Table 1 Design parameters of the wavy leading edges

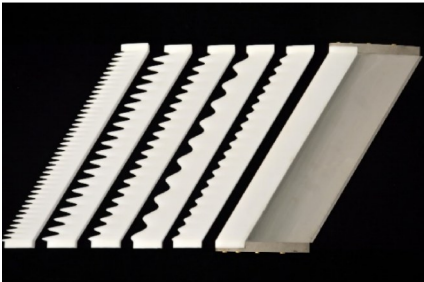
Configuration	(A/c)/%	(W/c)/%	A/W
Baseline	—	—	—
A5W10	5	10	0.5
A10W5	10	5	2.0
A10W10	10	10	1.0
A10W20	10	20	0.5
A15W10	15	10	1.5

为了研究波浪形前缘幅值 A 与波长 W 分别对噪声的影响规律,本文分别选用了三种不同波浪形前缘幅值 A/c : 5%、10% 及 15%,与三种不同波浪形前缘波长 W/c : 5%、10% 及 20%,同时保证在某一参数变化时,另一参数保持不变。

为了便于更换波浪形前缘叶片,同时控制实验成本,本文采用可拆式叶片实验件,更换实验叶片时仅需对前缘进行更换,其结构如图 4(a) 所示。修型的波浪形前缘部分材料为有机树脂,采用 3D 打印成型,最大厚度位置后部未修型部分材料为不锈钢,采用线切割进行加工,二者通过两侧连接块组合为整体叶片,图 4(b) 为组合后的基准叶片与各波浪形前缘实验件。



(a) Demountable blade test piece



(b) Wavy leading edge and blade

Fig. 4 Photographs of the test swept blade

3 波浪形前缘几何参数对叶片湍流干涉噪声的影响

为测量波浪形前缘对降噪量的影响,将风洞出口气流速度分别设置为 30, 40, 60, 70 m/s, 对应的基于叶片平均弦长的雷诺数约为 $3 \times 10^5 \sim 7 \times 10^5$ 。

3.1 基准后掠叶片噪声频谱图

图 5 给出了在不同气流速度下,倾斜圆柱尾迹至基准后掠叶片前缘干涉噪声的频谱图,声功率谱密度用式(1)计算,频率则是通过基于圆柱直径和来流速度的无量纲频率斯特劳哈尔数 St 来表征。

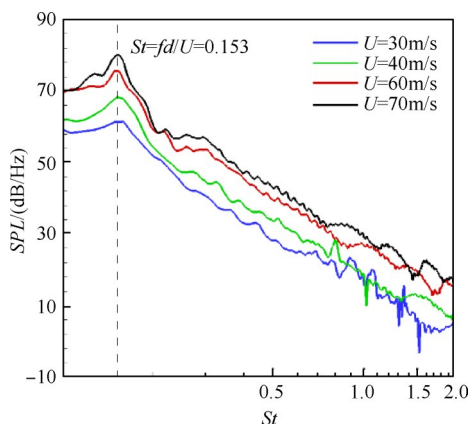


Fig. 5 Spectra of the BTI noise of the swept blade with straight leading edge

从图 5 中可以明显看出,四种不同的气流速度下,噪声呈现出明显的宽频噪声特性,随着气流速度的增大,叶片前缘噪声在各个频率范围内随之增大。值得注意的是,在四种不同的气流速度下均能在 $St=0.153$ 处观察到明显的单音噪声。根据 Berland 的理论^[20],圆柱尾迹与叶片进行干涉的情况下,当 $L/d>3.5$ 时,流动形态表现为“尾迹模态”,卡门涡街从上游圆柱脱落后,大尺度的卡门涡街与小尺度的湍流与下游叶片将会干涉,产生宽频噪声。本文中圆柱叶片距离与圆柱直径之比 $L/d=10$,流动形态为“尾迹模态”,单音噪声是由倾斜圆柱绕流产生的卡门涡街与叶片前缘的周期性干涉引起的。已有研究表明,直圆柱绕流卡门涡街的 $St=0.19$ 左右。而在本文研究中,气流以 30° 的倾斜角(倾斜角为气流来流与圆柱垂线方向的夹角)流过圆柱,因此卡门涡街对应的斯特劳哈尔数明显小于来流垂直于圆柱的 St ,单音噪声频率大致对应 $St=0.153$,这与前人对倾斜圆柱的研究结果一致^[21]。

3.2 波浪形前缘幅值对噪声的影响

为定量描述波浪形前缘对叶片湍流干涉噪声的影响,使用式(1)来获取不同来流速度下、不同前缘后掠叶片的叶片湍流干涉噪声频谱。与基准叶片噪声频谱相比较,不同幅值波浪形前缘叶片的前缘噪声声压级降噪量 ΔSPL 的频谱计算公式为

$$\Delta SPL = SPL_{Baseline} - SPL_{Wavy} \quad (4)$$

式中 $SPL_{Baseline}$ 为某频率下基准叶片声压级, dB/Hz; SPL_{Wavy} 为某频率下波浪形前缘叶片声压级, dB/Hz。 ΔSPL 值为正表示噪声减小,值为负表示噪声增大。

图 6 展示了相同的波长下,不同流速、不同幅值下波浪形前缘叶片的前缘噪声声压级降噪量。从图中可以明显看出,在各个气流速度下,不同幅值叶片降噪量总体随着频率的增加而降低。当频率大于特定值时,噪声会有所增加。

气流速度为 30 m/s 时,在 $St<0.306$ 的频率范围,幅值最小的波浪形前缘不仅无法降低低频噪声,反而会增大低频噪声,当气流速度 >30 m/s 后,小幅值波浪形前缘在低频范围才能够实现微量的降噪。在各个气流速度下,随着波浪形前缘幅值的增大,降噪效果逐渐凸显:当气流速度 >30 m/s 时,在 $St<0.306$ 的频率范围,波浪形前缘能够实现降噪;在 $St>0.306$ 的频率范围,幅值小于 0.15 倍的弦长下,使用波浪形前缘会使噪声增大。

值得注意的是,不同速度下,对于幅值不同但波长相同的波浪形前缘,降噪量为零的 $St=0.306$ (卡门涡街频率的 2 倍),这表明低频率下的降噪量范围与波浪形前缘幅值无关,而仅与波长有关。

图 7 给出了 $W10$ (即 $W=0.1c$) 下,不同幅值波浪形前缘叶片在不同速度下总声压级 ($OASPL$) 降噪量。其中,总声压级计算对应的 St 为 0.2~1.5。从图中可以明显看出,当 $A/c=0.05$ 时,波浪形前缘在各个气流速度下均无法有效地降低前缘噪声。当 $A/c=0.1$,波浪形前缘可以有效降低实验气流速度范围内叶片干涉噪声的总声压级。相同来流速度下,波浪形前缘幅值越大,叶片干涉噪声降噪效果越明显。

在文献[14]中,对 NACA0012 直叶片添加波浪形前缘。图 8 为 40 m/s 速度下,不同 A/c 值下波浪形前缘叶片总声压级降噪量。与图 7 中 40 m/s 速度下, $W10$ (即 $W=0.1c$) 的叶片降噪效果相比,直后掠叶片添加波浪形前缘降噪效果更为显著。

3.3 波浪形前缘波长对噪声的影响

图 9 为四种气流速度下,相同幅值 (0.1c),不同波

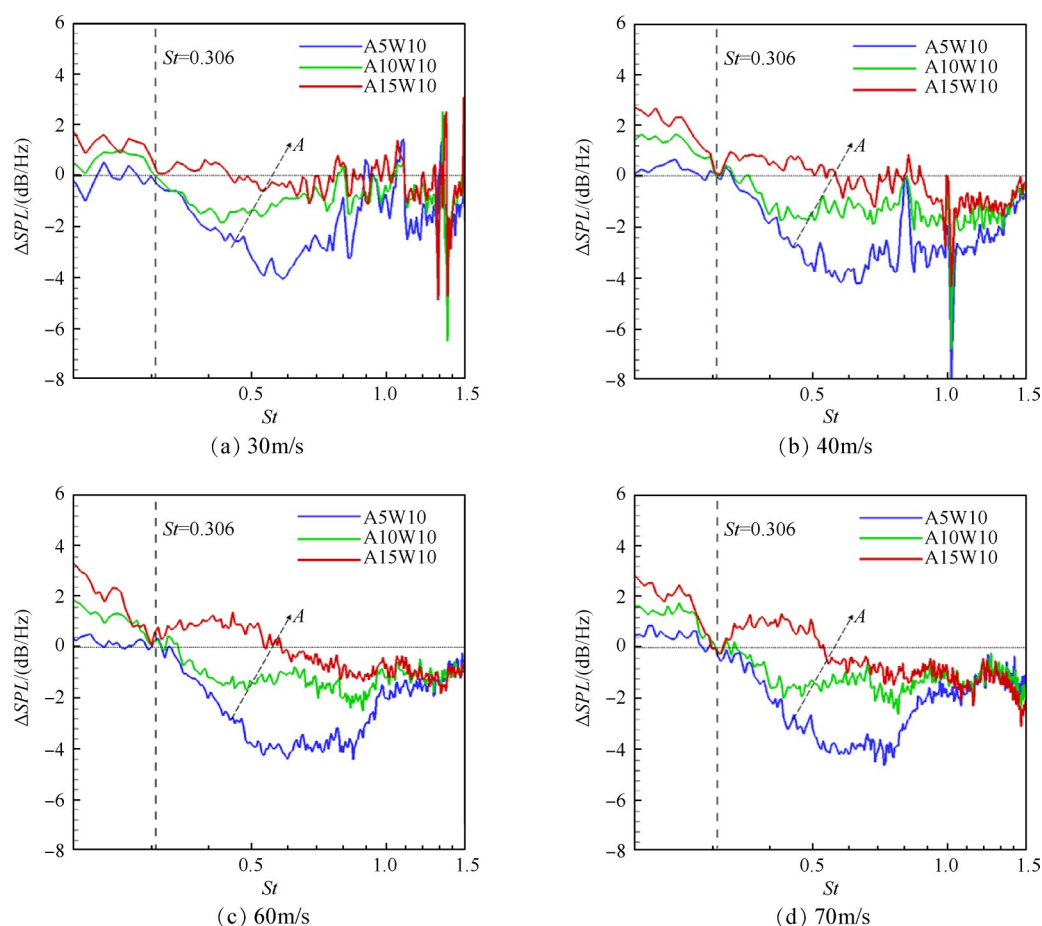


Fig. 6 Spectra of the BTI noise reduction with wavy leading edge at same wavelength and different amplitudes with various velocity

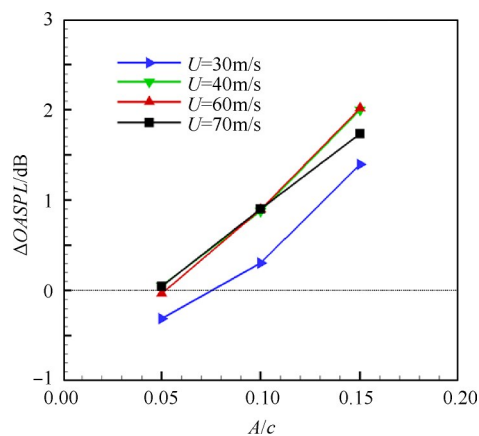


Fig. 7 Reduction of the OASPL of the BTI noise with wavy leading edge at same wavelength

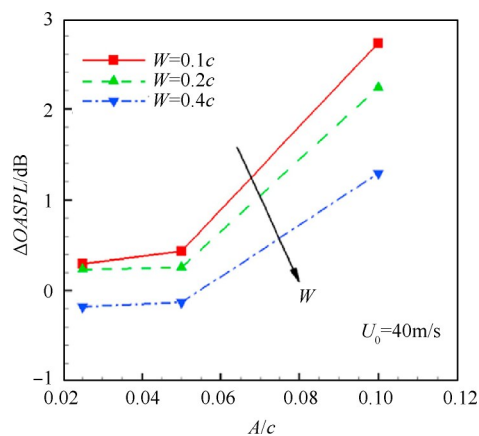


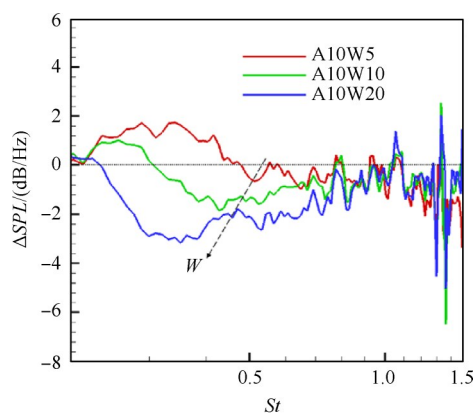
Fig. 8 Variation of overall sound power reduction levels with no-dimensional amplitude (A/c)^[14]

长波浪形前缘叶片的前缘噪声声压级降噪量 ΔSPL 的频谱。从图中可以看出,在各个气流速度下,随着频率的升高,不同波浪形前缘波长叶片降噪量均呈减少的趋势,频率大于某一值后,噪声则会增大。在相同气流速度、相同波浪幅值下,随着波长的减小,能够实现降噪的频率范围越大。

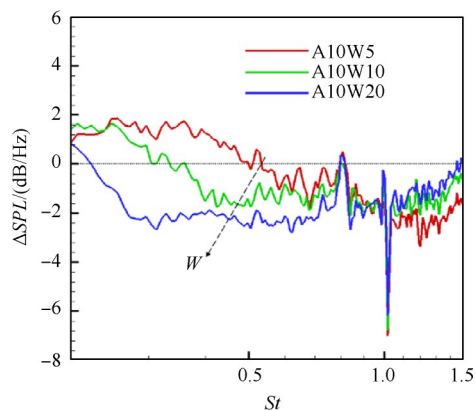
图 10 中给出了相同幅值(0.1c),不同波长波浪形

前缘叶片在不同气流速度下的总声压级降噪量。其中,总声压级计算对应的 $St=0.2\sim 1.5$ 。

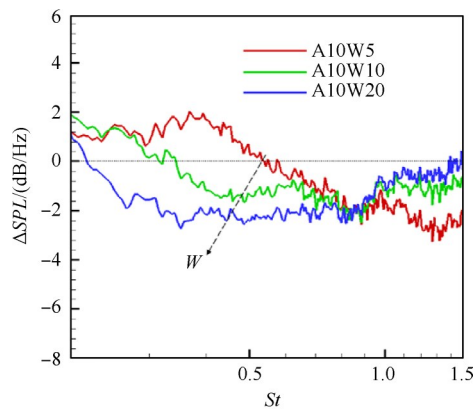
从图中可以看出,对于最大波长的波浪形前缘叶片($W/c=0.2$),各个气流速度下噪声均会增大,速度越大,噪声增大越明显,因此从降噪角度来说,采用较大波长的波浪形前缘不仅无法降噪,反而会适得其反。



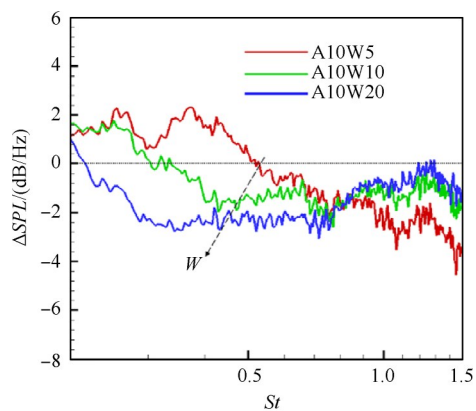
(a) 30m/s



(b) 40m/s



(c) 60m/s



(d) 70m/s

Fig. 9 Spectra of the BTI noise reduction with wavy leading edge at same amplitude

相同气流速度下,随着波浪形前缘波长的减小,总声压级降噪量增大。值得注意的是,相同波长条件下,气流速度越高,降噪效果越明显。

3.4 不同气流速度下波浪形前缘降噪效果分析

图 11 中分别给出了不同幅值与不同波长的波浪形前缘叶片总声压级降噪量随气流速度的变化规律。由图 11 可以看出,在实验测试的气流速度范围内,对于三种不同幅值的波浪形前缘叶片,气流速度

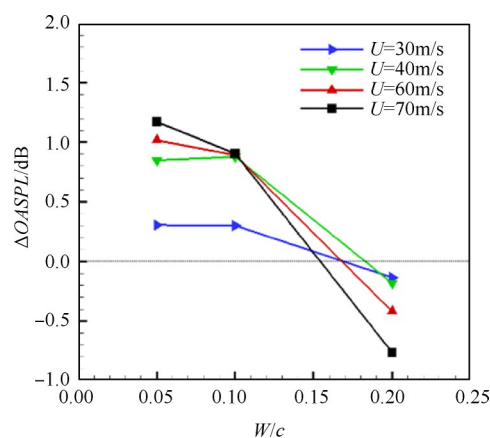
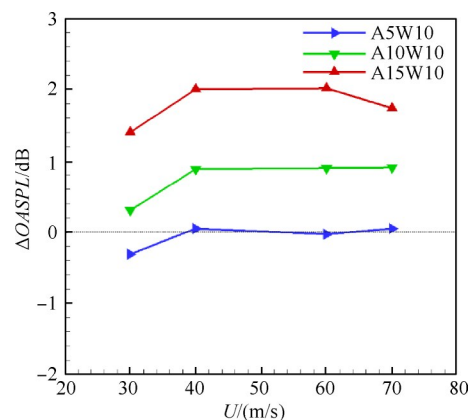
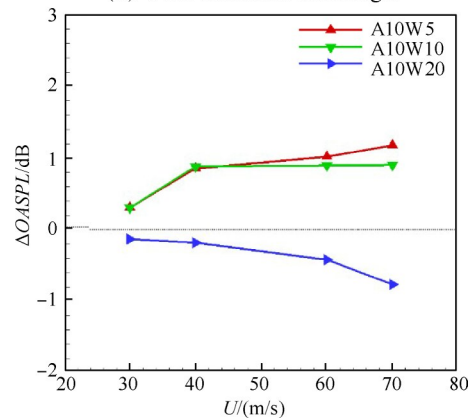


Fig. 10 Reduction of the OASPL of the BTI noise with wavy leading edge at same wave amplitude



(a) WLE with same wavelength



(b) WLE with same amplitude

Fig. 11 Reduction of the OASPL of the BTI noise with wavy leading edge at different inflow speed

为30m/s时,降噪效果较弱;气流速度为40m/s时,总降噪量增加;采用A15W10的波浪形前缘后掠叶片在40m/s和60m/s来流速度下降噪量可达2dB。由图11(b)可知,波浪形前缘波长越小,降噪量越大,但存在降噪量饱和的趋势,因而采用最大幅值(A15)和最小波长(W5),预计降噪量约为2dB。继续增大气流速度时,总降噪量变化不明显。当波浪形前缘幅值与波长比值过小时($A/W = 0.5$),使用波浪形前缘的后掠叶片不能降低叶片湍流干涉噪声。

4 结 论

本文通过对不同几何参数波浪形前缘叶片进行风洞吹风与噪声源识别实验,主要结论如下:

(1)波浪形前缘结构可以降低后掠叶片低频范围内的前缘湍流干涉噪声,但会增加高频范围的干涉噪声。在实验范围内,并非所有的波浪形前缘结构都可以降低后掠叶片前缘湍流干涉噪声,波浪形前缘幅值过小或波长过大的叶片反而会增大总噪声。采用相同幅值与波长的波浪形前缘叶片,后掠叶片降噪量不如直叶片显著。

(2)波浪形前缘的幅值与波长会对各频率下的降噪量产生影响,波浪形前缘的波长还会对能够实现降噪的频率范围产生影响:波浪形前缘幅值越大,能够降噪的低频范围内降噪量越大,波浪形前缘波长越小,能够降噪的频率范围越大。

(3)波浪形前缘幅值越大,总降噪量越大;波浪形前缘波长越小,总降噪量越大。然而,相同波浪形前缘幅值下,不断减小波浪形前缘波长,会出现降噪量饱和的趋势,可以预见,使用波浪形前缘降噪,存在有效的最小波长。实验中,采用大幅值、小波长的波浪形前缘,降噪效果最好,当来流速度为40m/s和60m/s时尤为显著。当波浪形前缘幅值与波长比值小于特定值时,使用波浪形前缘的后掠叶片不能降低叶片湍流干涉噪声。

致 谢:感谢国家自然科学基金、国家科技重大专项基金资助。感谢西北工业大学航空叶轮机械气动力学和气动声学实验室的大力支持。

参考文献

[1] Migliore P, Oerlemans S. Wind Tunnel Aeroacoustic Tests of Six Airfoils for Use on Small Wind Turbines: Preprint[J]. *Journal of Solar Energy Engineering*, 2004, 126(4): 974-985.

[2] Miklosovic D S, Murray M M, Howle L E, et al. Lead-

ing-Edge Tubercles Delay Stall on Humpback Whale (Megaptera Novaeangliae) Flippers[J]. *Physics of Fluids*, 2004, 16(5): 39-42.

- [3] Clair V, Polacsek C, Le Garrec T, et al. Experimental and Numerical Investigation of Turbulence-Airfoil Noise Reduction Using Wavy Edges[J]. *AIAA Journal*, 2013, 51(11): 2695-2713.
- [4] Lau A S H, Sina Haeri, Jae Wook. The Effect of Wavy Leading Edges on Aerofoil-Gust Interaction Noise[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2013, 332(24): 6234-6253.
- [5] Kim J W, Haeri S, Joseph P F. On the Reduction of Aerofoil-Turbulence Interaction Noise Associated with Wavy Leading Edges[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2016, 792: 526-552.
- [6] Mathews James, Nigel Peake J. Noise Generation by Turbulence Interacting with an Aerofoil with a Serrated Leading Edge[C]. *Dallas: 21st AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, 2015.
- [7] Lyu B, Azarpeyvand M, Sinayoko S. Noise Prediction for Serrated Leading-Edges[C]. *Lyon: 22nd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, 2016.
- [8] Chaitanya P, Joseph P, Narayanan S, et al. Performance and Mechanism of Sinusoidal Leading Edge Serrations for the Reduction of Turbulence-Aerofoil Interaction Noise[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2017, 818: 435-464.
- [9] Biedermann T M, Chong T P, Kameier F, et al. Statistical-Empirical Modeling of Airfoil Noise Subjected to Leading-Edge Serrations[J]. *AIAA Journal*, 2017, 55(9): 3128-3142.
- [10] Turner J M, Kim J W. Aeroacoustic Source Mechanisms of a Wavy Leading Edge Undergoing Vortical Disturbances[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2017, 811: 582-611.
- [11] Geaaguilera F, Gill J, Angland D, et al. Wavy Leading Edge Airfoils Interacting with Anisotropic Turbulence[C]. *Denver: 23rd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, 2017.
- [12] Reboul G, Cader A, Polacsek C, et al. CAA Prediction of Rotor-Stator Interaction Using Synthetic Turbulence: Application to a Low-Noise Serrated OGV[C]. *Denver: 23rd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, 2017.
- [13] Turner J M, Kim J W. Aeroacoustic Source Mechanisms of a Wavy Leading Edge Undergoing Vortical Disturbances[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2017, 811: 582-611.
- [14] Chen W J, Qiao W Y, Tong F, et al. Experimental In-

- vestigation of Wavy Leading Edges on Rod-Aerofoil Interaction Noise[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2018, 422: 409-431.
- [15] Chen W J, Qiao W Y, Tong F, et al. Numerical Investigation of Wavy Leading Edges on Rod-Airfoil Interaction Noise[J]. *AIAA Journal*, 2018, 56(7): 2553-2567.
- [16] Chen W J, Qiao W Y, Wang L F, et al. Rod-Airfoil Interaction Noise Reduction Using Leading Edge Serrations [C]. *Dallas: 21st AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, 2015.
- [17] Tong F, Qiao W Y, Chen W J, et al. Numerical Analysis of Broadband Noise Reduction with Wavy Leading Edge[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2018, 31(7).
- [18] Tong F, Qiao W Y, Xu K B, et al. On the Study of Wavy Leading-Edge Vanes to Achieve Low Fan Interaction Noise[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2018, 419: 200-226.
- [19] Johari H, Henoeh C W, Custodio D, et al. Effects of Leading-Edge Protuberances on Airfoil Performance[J]. *AIAA Journal*, 2007, 45(11): 2634-2642.
- [20] Berland J, Lafon P, Crouzet F, et al. A Parametric Study of the Noise Radiated by the Flow Around Multiple Bodies: Direct Noise Computation of the Influence of the Separating Distance in Rod-Airfoil Flow Configurations [R]. *AIAA* 2011-2819.
- [21] Matsumoto M. Vortex Shedding of Bluff Bodies: A Review[J]. *Journal of Fluids & Structures*, 1999, 13(7-8): 791-811.

(编辑:史亚红)