

锯齿尾缘叶片气动特性和绕流流场的数值研究

杨景茹^{1,2}, 杨爱玲^{1,2}, 陈二云^{1,2}, 戴 韧^{1,2}, 黄月晴^{1,2}

(1. 上海理工大学 能源与动力工程学院, 上海 200093;

2. 上海理工大学 上海市动力工程多相流动与传热重点实验室, 上海 200093)

摘 要: 以基于 NACA 0018 翼型的锯齿尾缘仿生叶片为研究对象,采用大涡模拟的方法研究锯齿相对齿宽与相对齿高对锯齿尾缘叶片的气动特性和非定常绕流流场的影响规律和机制. 研究表明,尾缘锯齿参数对叶片气动性能的影响是复杂的非线性过程,在一定来流攻角范围内能提高升阻比,但失速提前. 如在 $9.4^{\circ} \sim 14.8^{\circ}$ 来流攻角范围内,不同相对齿宽系列叶片的升阻比高于原始叶片,升阻比与锯齿相对齿宽之间没有线性关系. 研究还表明,锯齿尾缘能延迟边界层分离,加速尾迹的流动掺混和能量扩散,改变非定常涡结构和涡脱落频率. 相对齿高的变化对非定常流动特性的影响更为显著. 尾缘锯齿诱导的二次湍流射流和吸力面侧反向涡对改变了原始叶片的绕翼环量,进而影响锯齿尾缘叶片的气动特性和绕流流场特性.

关 键 词: 仿生学; 尾缘锯齿; 大涡模拟; 气动特性; 边界层; 尾迹; 涡

中图分类号: V231

文献标志码: A

Numerical research on aerodynamic characteristics and flow fields of airfoil with serrated trailing edge

YANG Jing-ru^{1,2}, YANG Ai-ling^{1,2}, CHEN Er-yun^{1,2},
DAI Ren^{1,2}, HUANG Yue-qing^{1,2}

(1. School of Energy and Power Engineering, University of Shanghai for Science and Technology, Shanghai 200093, China;

2. Shanghai Key Laboratory of Multiphase Flow and Heat Transfer in Power Engineering, University of Shanghai for Science and Technology, Shanghai 200093, China)

Abstract: To research the aerodynamic characteristics and unsteady flow fields of NACA 0018 airfoil with or without serrated trailing edge based on large eddy simulation, the influences or rules were discussed by changing relative wave length and relative wave amplitude of trailing edge serrations. It was found that the effect of trailing edge serration parameters on aerodynamic performance of airfoil was a complex nonlinear process, lift-drag ratio increased at special angle of attack, the stall occurred when the critical angle of attack of the bionic blade with trailing edge serrations was smaller. As an example, the lift-drag ratios of serrated trailing edge blades with different relative wave lengths were higher than original blade when angle of attack was between 9.4° and 14.8° , but there wasn't a linear relationship between the lift-drag ratios and relative wave length. The findings showed that the trailing edge serrations could delay boundary layer separation of airfoil, promote wake flow mixing

收稿日期: 2015-09-14

基金项目: 国家自然科学基金(51106099, 50976072, 51305267); 上海市科委基地建设项目(13DZ2260900)

作者简介: 杨景茹(1990—),女,硕士生,主要从事仿生动力机械的研究.

引用格式: 杨景茹,杨爱玲,陈二云,等. 锯齿尾缘叶片气动特性和绕流流场的数值研究[J]. 航空动力学报, 2017, 32(4): 900-908.
YANG Jingru, YANG Ailing, CHEN Eryun, et al. Numerical research on aerodynamic characteristics and flow fields of airfoil with serrated trailing edge[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(4): 900-908.

and energy diffusion, and change the structure of unsteady vortex and vortex shedding frequency. Changes of wave amplitude of trailing edge serrations influenced the unsteady flow characteristics more significantly. The turbulent jet and the counter-rotating vortices on suction surface occurred by the trailing edge serrations changed the circulation of the original blade, therefore aerodynamic characteristics and flow field of bionic blade with serrated trailing edge were influenced extremely.

Key words: bionics; trailing edge serrations; large eddy simulation; aerodynamic characteristics; boundary layer; wake flow; vortex

为了获得气动特性优异、噪声低的翼型,气动噪声已成为翼型结构与形状设计的重要指标. 常用雷诺数范围下,由于翼型边界层和尾缘的相互作用,尾缘噪声是翼型主要的气动噪声源之一. 目前,国内外学者将尾缘锯齿这一仿生形态应用于叶片尾缘噪声抑制. 1978 年 Howe^[1] 建立了锯齿尾缘翼型的声学模型. 后来 Lilley^[2] 在此基础上发现静音飞行鸮的锯齿尾缘能够影响羽翼尾迹和尾涡特性,从而达到降噪目的. Chong 等人^[3-5] 则在前人的理论研究基础上开展实验研究,证实了锯齿尾缘的降噪特性以及理论推导和实际效果之间的差距. 国内研究者也在近年开始了锯齿尾缘的降噪研究^[6-9] 和侧重鸟类飞行动力学的仿生叶片应用研究^[10-11]. 从已公开发表的研究资料看,锯齿尾缘叶片的气动与噪声研究主要通过噪声频谱分析等手段推断噪声源,而对锯齿尾缘如何影响翼型绕流流场,从而降噪的机制缺乏详实的研究. 同时尾缘锯齿参数对气动特性和绕流流场的影响规律与机制也缺乏深入的发掘.

本文根据长耳鸮翼的尾缘锯齿参数,依据几何相似设计锯齿尾缘仿生叶片. 在来流雷诺数为 6×10^5 时,采用数值模拟手段分析叶片的尾缘锯齿参数在不同来流攻角(下文简称攻角,为 $0^\circ \sim 18^\circ$)下对翼型气动特性和叶片绕流流场的影响,重点研究临界攻角为 12° 下的非定常流动特性,探究尾缘锯齿降噪的流动机理.

1 长耳鸮翼锯齿尾缘仿生叶片

图 1 是长耳鸮翼尾缘的结构,根据文献^[10],长耳鸮翅膀弦长 c 均值为 110 mm,翅膀尾缘呈现不规则的三角锯齿,从翅膀根部到翼尖,三角锯齿的尺寸增大,锯齿宽度 $\lambda = 10 \sim 20$ mm,锯齿高度 $h = 5 \sim 25$ mm. 那么,相对齿宽 $\lambda/c = 0.09 \sim 0.18$,相对齿高 $h/\lambda = 0.5 \sim 1.25$,锯齿角 $\varphi = 40^\circ \sim 60^\circ$,齿高、齿宽等几何参数的定义参见图 1(b),该图为抽

象后的尾缘锯齿几何示意图. 为便于下文研究分析,将经过尾缘锯齿齿根的 $E-E$ 截面与锯齿齿尖的 $F-F$ 截面分别命名为 Z_{root} 翼剖面 and Z_{tip} 翼剖面.

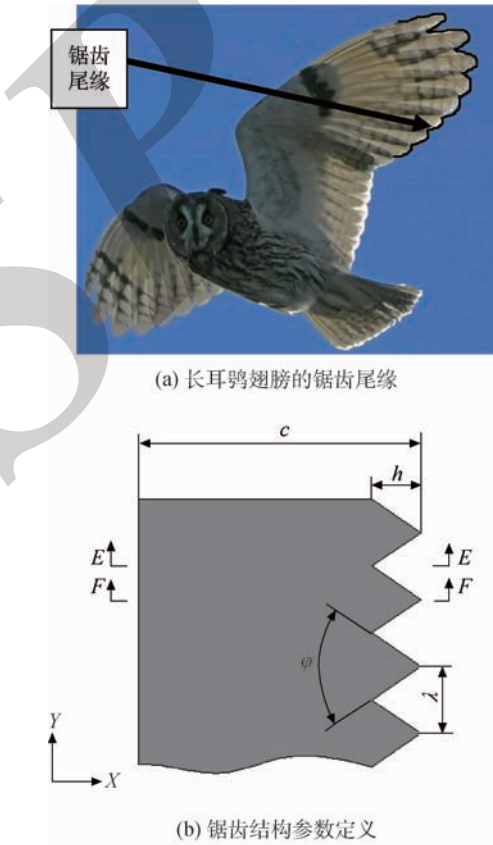


图 1 长耳鸮翼尾缘的锯齿结构
Fig. 1 Structure of long-eared owl's wing with trailing edge serration

机械领域的仿生主要指结构和形状的仿生,其根本在于保证叶片仿生特征与被模仿生物的几何相似^[12-13],本文首先依据锯齿尾缘几何相似进行仿生叶片仿生设计. 以弦长 $c = 250$ mm 的 NA-CA 0018 翼型构造原始叶片(下文以 Origin 表示),然后以相对齿宽 λ/c 、相对齿高 h/λ 为尾缘锯齿参数得到两类 6 组叶片:①固定 $h/\lambda = 1$ (即锯齿角 $\varphi = 53^\circ$),令 $\lambda/c = 0.08, 0.12, 0.18$ 获得 λ/c 系列锯齿尾缘仿生叶片;②固定 $\lambda/c = 0.12$ 不变,

令 $h/\lambda=0.5, 1.0, 1.5$ 得到 h/λ 系列仿生叶片,如图 2 所示。叶片尾缘锯齿结构沿叶展方向周期性分布,为节省计算资源,叶片展向长度设置为 3λ ,此高度经证实能够有效模拟展向涡^[9]。

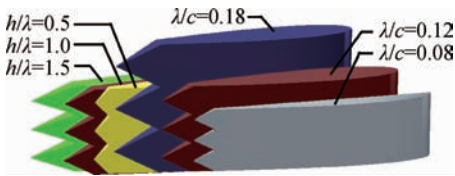


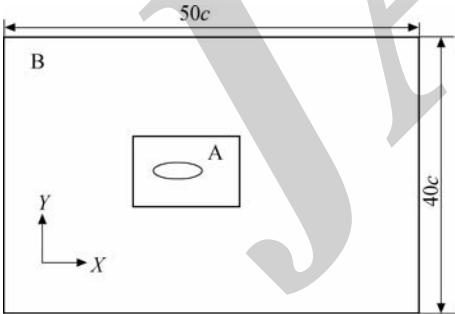
图 2 锯齿尾缘仿生叶片

Fig. 2 Bionic blade with serrated trailing edge

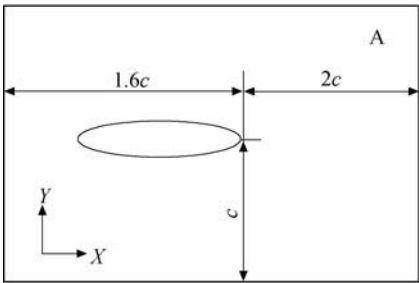
2 数值计算方法

2.1 计算域及计算网格

图 3 为锯齿尾缘仿生叶片的数值计算区域拓扑结构示意图。计算域由 A、B 两个子域组成。A 域为包含叶片壁面的近壁区域,该域叶片表面、叶片尾缘锯齿与尾迹区均需进行网格加密。图 4 给出了 A 域的 O 型网格加密示意图,其第 1 层近壁网格高度为 0.01mm ,增长比为 1.05。B 区域为外围流动域,在 X-Y 平面内,两域网格交界面的网格尺寸相等。两个系列锯齿尾缘仿生叶片的网格总数为 380 万~480 万,其中 A 域网格数 360 万~460 万左右。经验证计算,近壁区域,叶片表面的 Y^+



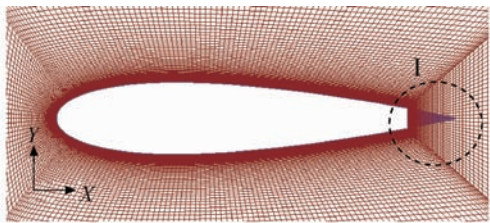
(a) 总体结构示意图



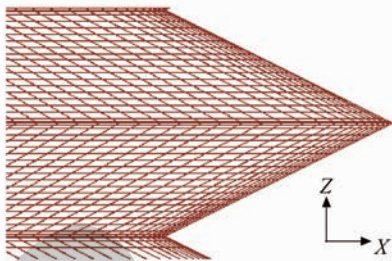
(b) A 域放大示意图

图 3 数值计算区域拓扑结构示意图

Fig. 3 Topology schematic of numerical caculation domain



(a) 叶壁附近网格示意图



(b) I 域局部放大图

图 4 锯齿尾缘叶片网格示意图

Fig. 4 Mesh diagram of blade with serrated trailing edge

值均低于 1,可以认为满足大涡模拟的要求。

2.2 控制方程及边界条件

叶片绕流流体是运动马赫数小于 0.3 的空气,可视为不可压流动。本文使用 Fluent 软件,采用基于 $k-\omega$ 模型的 SST(shear stress transport)模型对三维不可压的雷诺时均 N-S (Navier-Stokes)方程组进行定常计算,其中控制方程的求解采用压力-速度耦合的 SIMPLE(semi-implicit method for pressure linked equations)算法,对流插值选用 2 阶迎风格式。获得的定常流场收敛解作为初场,采用 LES(大涡模拟方法)计算非定常湍流场,大涡模拟中采用动力 Smagorinsky-Lilly 亚格子模型,从而获取锯齿尾缘仿生叶片的非定常绕流流场信息。在非定常计算中,时间步长 $\Delta t = 2 \times 10^{-5}\text{s}$ 。

计算区域的上下边界和左边界采用速度进口边界条件,右边界为自由出流边界条件,叶片壁面设壁面无滑移条件,计算域沿展向(即图 4 所示的 Z 轴方向)的边界条件设置为对称边界条件,缩小几何模型和减少计算量。

2.3 网格无关性验证

本文设置了 3 套不同疏密的网格,A 套网格的近壁区域 $Y^+ = 2$,其余网格 Y^+ 值均低于 1。在攻角 $\alpha = 12^\circ$ 下,对 $\lambda/c = 0.12$ 锯齿尾缘叶片气动特性进行了三维 RANS (Reynolds-averaged Navier-Stokes)模拟,如表 1 所示,给出网格几何尺度对翼型升力系数 C_l 、阻力系数 C_d 计算值的影

响.可以看出,随着网格数的增加和近壁面网格高度的降低,升力系数变化了 0.10%和 0.15%,所以可认为 400 万网格已达到无关,综合考虑计算时间和计算精度,最终计算采用的网格数约为 400 万.

表 1 验证网格无关性

Table 1 Confirmation of grid independence				
网格	网格数/ 10^6	近壁面网格高度	C_l	C_d
A	3.0	0.02	1.0702	0.0303
B	4.0	0.01	1.0691	0.0305
C	6.8	0.01	1.0707	0.0305

2.4 模拟方法可靠性的验证

为了验证本文数值方法的计算精度和可靠性,本文依照参考文献[14]的实验条件对 NACA 0018 翼型进行了数值计算,获得在不同攻角($0^{\circ}\sim18^{\circ}$)下翼型的升力系数和阻力系数模拟值,如图 5 所示.图中升、阻力系数的定义为

升力系数

$$C_l = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho U^2 A}$$

(1)

阻力系数

$$C_d = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho U^2 A}$$

(2)

式中 U 指来流速度; ρ 空气密度; A 为叶片垂直于弦线的实际投影面积; L 为叶片升力; D 为叶片阻力.

模拟值同实验值相比,整体趋势吻合良好,在 $3^{\circ}\sim15^{\circ}$ 攻角范围内,误差均低于 2.4%,计算误差在可接受的范围内.表明在允许的误差范围内,本文采用的数值方法获得的模拟值可以较好地代替实验值进行研究分析,模拟方法可靠.

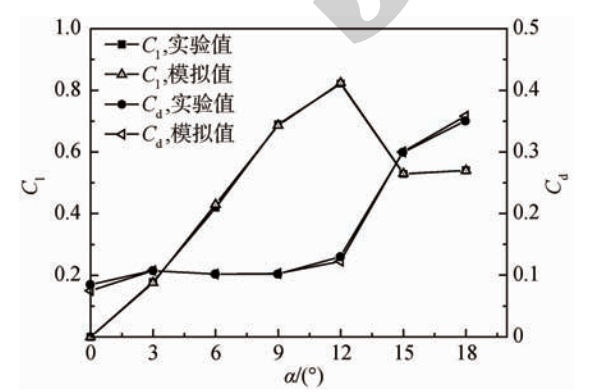


图 5 NACA 0018 翼型表面气动参数的实验值与模拟值对比
Fig. 5 Comparison of aerodynamic parameters for NACA 0018 between experiment results and simulation results

3 计算结果及分析

3.1 锯齿尾缘参数对叶片气动特性的影响

本文数值研究了攻角 α 在 $0^{\circ}\sim18^{\circ}$ 范围内,原始叶片及锯齿尾缘仿生叶片的空气动力学特性.图 6 为 λ/c 系列叶片和原始叶片的升力系数、阻力系数与升阻比随攻角变化的曲线图.

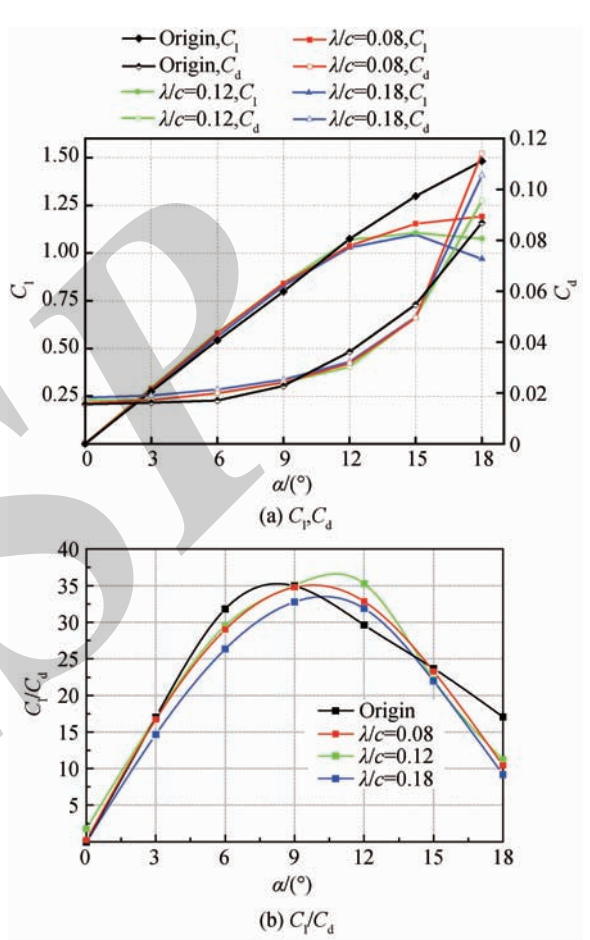


图 6 $\lambda/c=0.08,0.12,0.18$ 叶片与原始叶片
气动参数分布
Fig. 6 Distribution of aerodynamic parameters for blades of $\lambda/c=0.08,0.12,0.18$ and original blade

由图 6 可见,小攻角时, λ/c 系列叶片和原始叶片的升力系数、阻力系数的增长趋势基本相同.自 12° 临界攻角, λ/c 系列叶片的升力系数的增势减缓,最大升力系数值随 λ/c 的增大而降低,与原始叶片相比分别降低了 25.34%, 33.58% 和 33.59%,失速提前.在 $10^{\circ}\sim15^{\circ}$ 攻角范围内, λ/c 系列叶片的阻力系数小于原始叶片, 17° 攻角后阻力迅速增加.图 6(b) 显示的升阻比分布综合体现了升力系数和阻力系数的变化,在 $9.4^{\circ}\sim14.8^{\circ}$ 攻角范围内, λ/c 系列叶片的升阻比高于原始叶片,其中 $\lambda/c=0.12$ 表现最为优异.

图 7(a)为 h/λ 系列叶片与原始叶片的升力系数与阻力系数分布. 该图表明临界攻角之前, 升力系数、阻力系数分布相似于原始叶片. 12° 攻角后, $h/\lambda=0.5$ 和 $h/\lambda=1.0$ 的叶片升力系数增长减缓而 $h/\lambda=1.5$ 的叶片升力系数依据保持原有趋势, 这表明 $h/\lambda=0.5, 1.0$ 锯齿尾缘叶片失速提前. 从图 7(b)所示的不同 h/λ 条件下叶片升阻比分布可知, h/λ 系列叶片的最大升阻比随 h/λ 增加而降低, 且对应的攻角向大攻角方向移动, 这表明高升阻比工作的攻角范围增加. 在 12° 攻角下, h/λ 系列锯齿尾缘仿生叶片的升阻比相对原始叶片分别提高了 16.70% ($h/\lambda=0.5$), 19.06% ($h/\lambda=1.0$) 和 10.84% ($h/\lambda=1.5$).

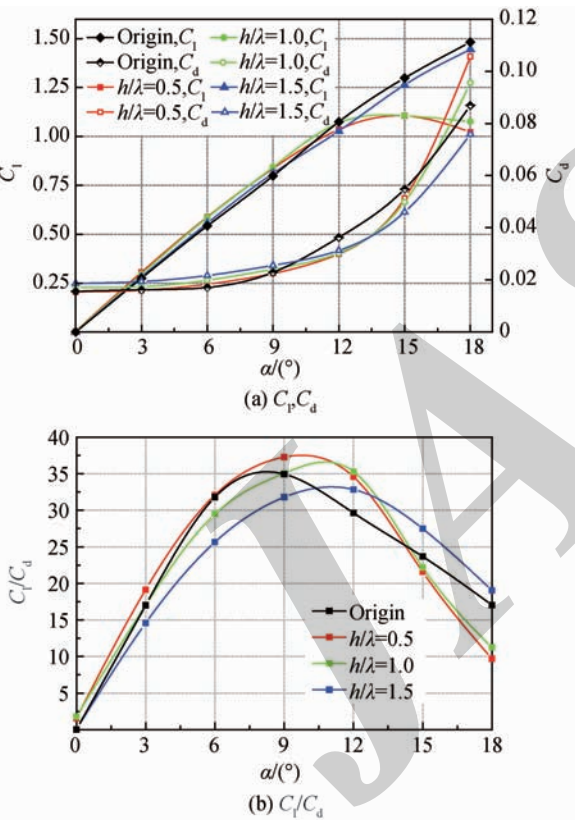


图 7 $h/\lambda=0.5, 1.0, 1.5$ 叶片与原始叶片气动参数分布
Fig. 7 Distribution of aerodynamic parameters for blades of $h/\lambda=0.5, 1.0, 1.5$ and original blade

相比原始叶片, 锯齿尾缘叶片的有效弦长沿展向周期分布. 上述研究结果表明, 周期性分布的锯齿在大攻角工况时对叶片的气动性能产生明显影响.

3.2 锯齿尾缘参数对边界层分离点的影响

本文通过对边界层分离起始位置的研究探寻尾缘锯齿影响流动边界层发展的机制. 根据流体力学知识, 翼剖面处的二维边界层分离点的预估判断为

$$\left(\frac{\partial u}{\partial y}\right)_{y=0} = 0 \tag{3}$$

这意味着分离处壁面切应力为零. 又因为叶片分离点附近的流体的三维流动性不强, 可以近似地根据壁面上首次出现切应力为零的点寻找分离点位置.

图 8 为叶片吸力面分离点位置随攻角的变化, 横坐标表示分离发生时的相对弦长 X/c 值, 纵坐标为攻角 α . 该图表明仿生叶片尾缘锯齿对叶片表面的边界层分离点位置有显著影响. 如 12° 攻角时, 大多数 λ/c 仿生叶片分离点位于 $X/c=0.790$ 处, 相比原始叶片的分离点位置 $X/c=0.745$, 平均向后推迟了 6.04%. 图 8(a) 还表明, $\lambda/c=0.18$ 时尾缘锯齿对附面层分离位置的延迟作用减弱, 在某些攻角下甚至使分离提前, 如 12° 攻角下 $\lambda/c=0.18$ 叶片 Zroot 翼剖面分离点相比原始叶片提前了 5.88%. 观察图 8(b), 发现 h/λ 系列叶片对边界层分离有较好的抑制作用, 效果优于 λ/c 系列, 且抑制作用有随 h/λ 增加而增加的趋势. 在 12° 攻角下, $h/\lambda=0.5$ 仿生叶片分离点推迟 3.09%, $h/\lambda=1.5$ 推迟 19.87%; 18° 攻角下, $h/\lambda=0.5$ 叶片分离提前, $h/\lambda=1.5$ 的分离推迟 54.02%.

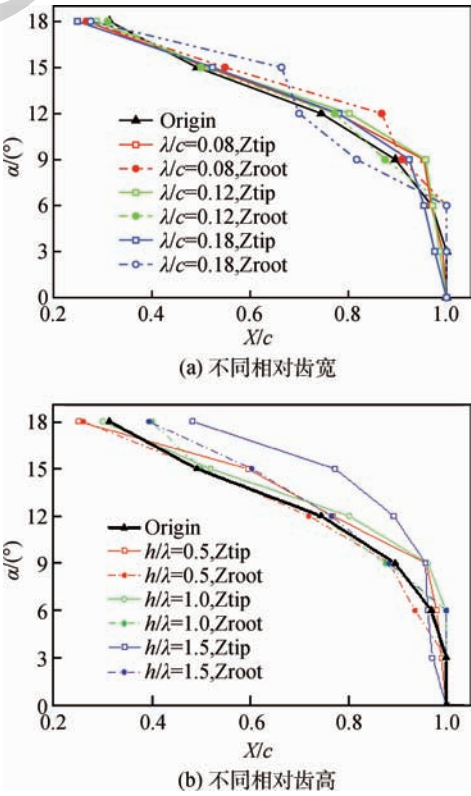


图 8 叶片吸力面分离点位置随攻角的变化
Fig. 8 Variations of airfoil separation point's relative position on suction surface with angle of attack

Brooks 等^[15]的研究表明叶片自噪声的产生机制有 5 种,其中吸力面流动分离就是其中一种. Tomimatsu 等^[16]通过实验表明,翼型表面边界层分离点的位置将影响该翼型的离散噪声强度. 本文图 8 表明尾缘锯齿几何参数的变化影响其上游的叶片表面流动边界层,延迟其分离,这也意味着尾缘锯齿有可能降低流动噪声.

3.3 尾缘锯齿参数对尾迹流动的影响

为了探寻尾缘锯齿参数对叶片尾迹流动的影响机制,本文研究了充分发展状态下的某瞬时($t=0.06\text{ s}$)的涡量、压强脉动等物理量的特征.

图 9 为 12° 攻角下,原始叶片在 $t=0.06\text{ s}$ 时的涡量云图. 可以看到,叶片吸力面侧的边界层内出现分离涡,分离涡沿流动方向移动、发展,并与压力面边界层在尾缘处混合后从尾缘处脱落,形成了高涡量、类似涡街的尾迹涡结构. 随着旋涡向下游运动,一部分涡量逐渐耗散.

图 10 是 12° 攻角下,锯齿尾缘叶片 Ztip 翼剖

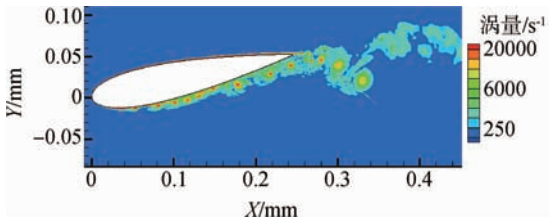


图 9 原始叶片尾迹涡量云图($\alpha=12^\circ, t=0.06\text{ s}$)

Fig. 9 Contour of wake vorticity for original blade ($\alpha=12^\circ, t=0.06\text{ s}$)

面在 $t=0.06\text{ s}$ 时刻的尾迹涡量云图. 与原始叶片的涡量分布相比,锯齿尾缘叶片 Ztip 翼剖面的涡强度明显减弱,尾迹区亦不再产生类似涡街的尾涡结构,这表明仿生叶片的尾缘锯齿结构影响了叶片表面边界层分离涡产生和尾迹区流动掺混. 图 10 同时表明,随锯齿相对宽度 λ/c 的增加,尾迹区宽度增加,且边界层的厚度增长较快,边界层影响区域面积增大,分离涡涡量强度提高;随锯齿相对高度 h/λ 的增加,分离涡涡量强度增高,但边界层影响区域和尾迹宽度减小.

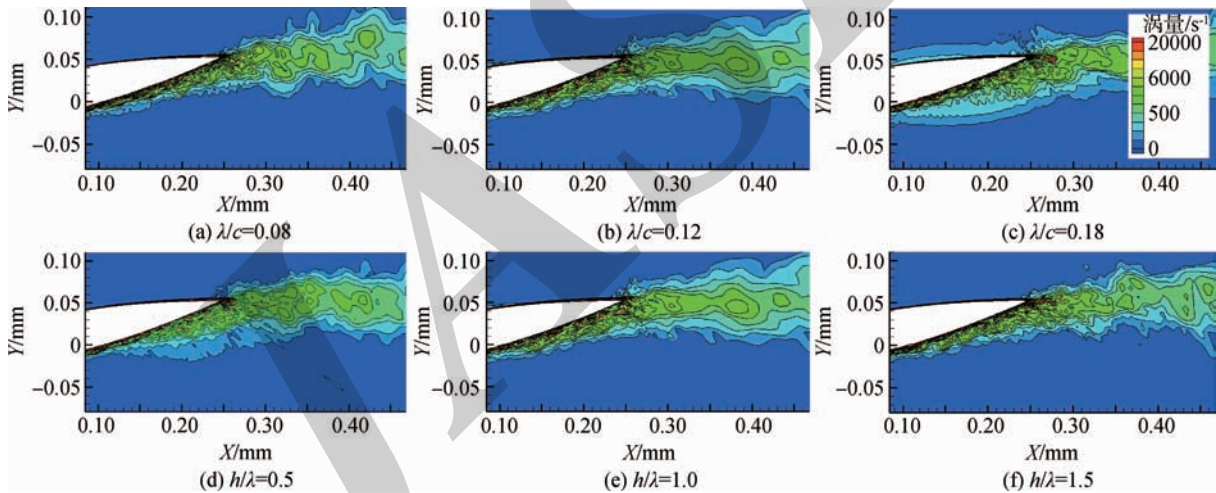


图 10 锯齿尾缘叶片 Ztip 翼剖面的尾迹涡量云图($\alpha=12^\circ, t=0.06\text{ s}$)

Fig. 10 Contour of wake vorticity for blade with serrated trailing edge on Ztip plane ($\alpha=12^\circ, t=0.06\text{ s}$)

图 11 给出了 12° 攻角下锯齿尾缘叶片 Zroot 翼剖面的尾迹涡量云图. 可以看出,相比于 Ztip 翼剖面,锯齿尾缘叶片 Zroot 翼剖面的边界层与分离涡影响的区域变大,尾迹宽度增加,分离涡涡量强度增加. 尤其以 h/λ 系列叶片的变化最为明显,即有效弦长变化越剧烈,绕流流场的流动情况越复杂,与主流的相互作用越强.

图 12 给出了 12° 攻角下, h/λ 系列叶片锯齿尾缘点与原始叶片尾缘点的压力脉动频谱图. 由图可以看出,原始叶片压力脉动在 149.85 Hz 处存在明显峰值,该频率对应着尾缘处涡脱落频率. 原始叶片的涡脱落频率呈现明显的离散特性,而采

用锯齿尾缘叶片后,压力脉动的主峰值显著下降;随着相对齿宽 h/λ 的增大,锯齿尾缘叶片的尾缘点涡脱落频率依次为 $250, 208.33, 94.34\text{ Hz}$;低频脉动占据主导地位. 参考涡量云图(图 10 和图 11),可以推断,尾缘锯齿可以改变叶片的分离涡脱落频率和非定常涡结构,影响叶片的绕流流场.

图 13 描述了 12° 攻角下,非定常流场达到稳定的流动状态时($t=0.06\text{ s}$),原始叶片和 $\lambda/c=0.12$ 锯齿尾缘叶片的涡核心区分布及其瞬时速度云图. 涡核心区是由经单位化处理的涡螺旋度 $H=0.01$ 的等值面构成,涡螺旋度 H 的定义为^[17]

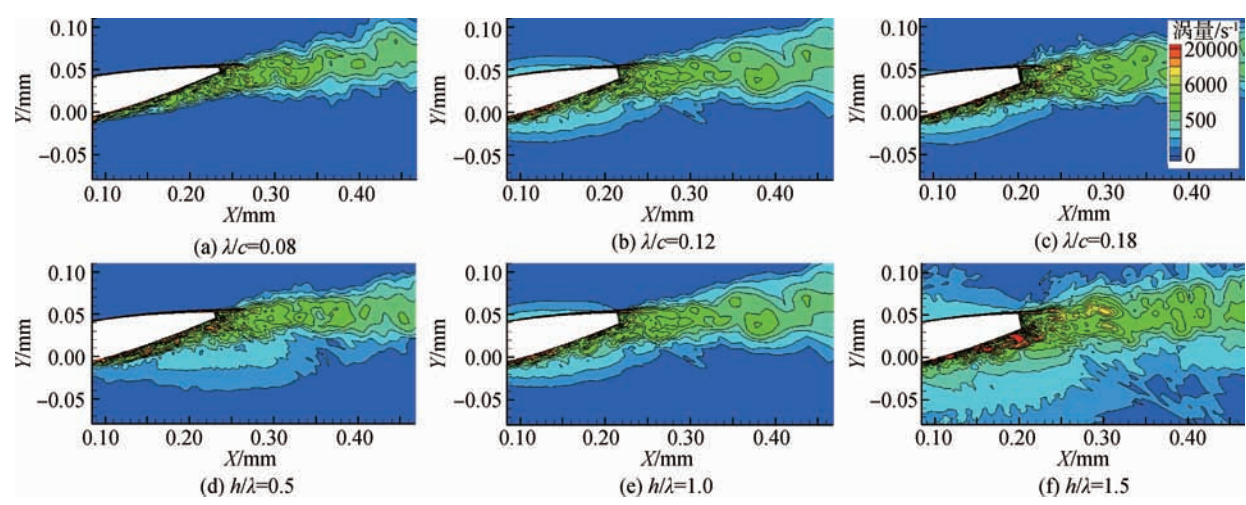


图 11 锯齿尾缘叶片 Zroot 翼剖面的尾迹涡量云图($\alpha=12^{\circ}, t=0.06\text{ s}$)

Fig. 11 Contour of wake vorticity for blade with serrated trailing edge on Zroot plane ($\alpha=12^{\circ}, t=0.06\text{ s}$)

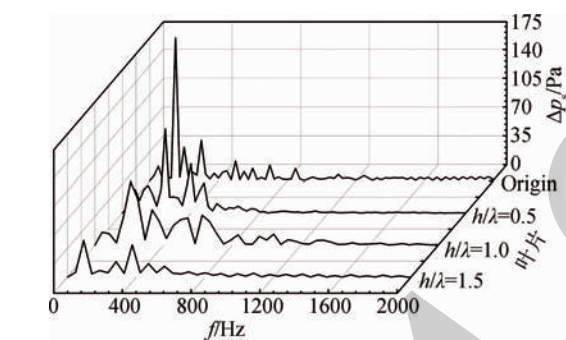


图 12 $h/\lambda=0.5, 1.0, 1.5$ 叶片与原始叶片尾缘点的压力脉动频谱图($\alpha=12^{\circ}$)

Fig. 12 Frequency spectrum of pressure fluctuation at trailing edge for blades of $h/\lambda=0.5, 1.0, 1.5$ and original blade ($\alpha=12^{\circ}$)

$$H = \mathbf{V} \cdot \boldsymbol{\Omega} / |\mathbf{V}| \quad (4)$$

涡螺旋度表征速度矢量 $\mathbf{V}$ 与涡矢量 $\boldsymbol{\Omega}$ 的点积与速度大小的比. 如图 13 所示, 锯齿尾缘改变涡系展向分布, 涡核心区的厚度减薄, 紧贴叶片壁面. 同时尾缘锯齿结构将大尺度涡破碎成小尺度涡, 加剧紊流掺混, 如瞬时速度云图所示, 锯齿尾缘叶片涡核心区的瞬时速度分布较为均匀.

图 14 给出了 12° 攻角下, 在相对弦长 $X/c=0.92$ 位置处, $\lambda/c=0.12$ 锯齿尾缘叶片 $y-z$ 平面上的静压与平均速度矢量分布. 可见, 锯齿间的流体因受到压力面与吸力面之间的压力差的诱导作

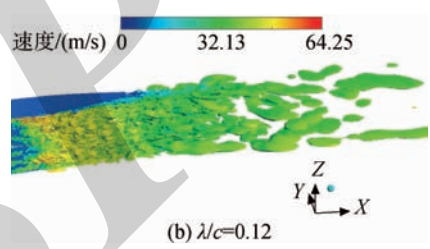
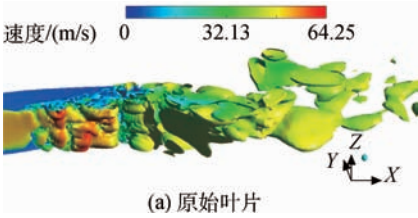
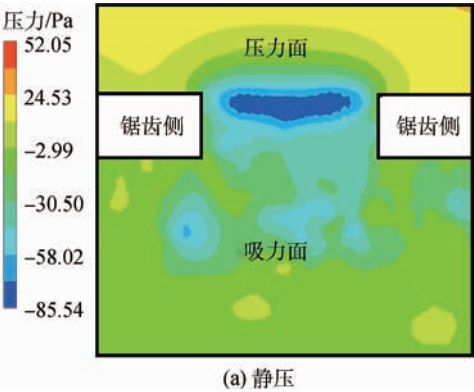


图 13 $\lambda/c=0.12$ 叶片和原始叶片的涡核心区分布与速度云图($\alpha=12^{\circ}, t=0.06\text{ s}$)

Fig. 13 Distribution of vortex core and contour of velocity for blade of $\lambda/c=0.12$ and original blade ($\alpha=12^{\circ}, t=0.06\text{ s}$)

用, 引起了自压力面侧向吸力面侧的二次湍流射流. 该二次流在吸力面被主流挤压, 在锯齿吸力面形成了反向旋转的涡对.

图 15(a) 为吸力面侧的流线分布. 可见, 该反向旋转的涡对被主流夹带, 沿流向运动, 与分离涡、尾涡相互影响, 在锯齿齿根部分产生比较强烈的细长湍流脉动, 从而加速尾缘附近的尾迹加速流动掺混和能量扩散, 使尾迹区的流动特性发生变化. 图 15(b) 是 Chong 依据实验结论提出的反



(a) 原始叶片

(a) 静压

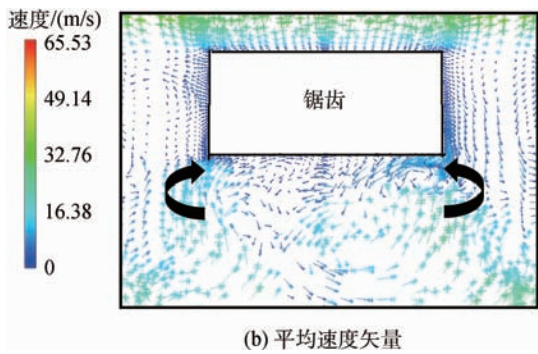


图 14 Y-Z 平面静压与平均速度矢量分布($\alpha=12^\circ$)

Fig. 14 Distribution of static pressure and mean velocity vector on Y-Z plane ($\alpha=12^\circ$)

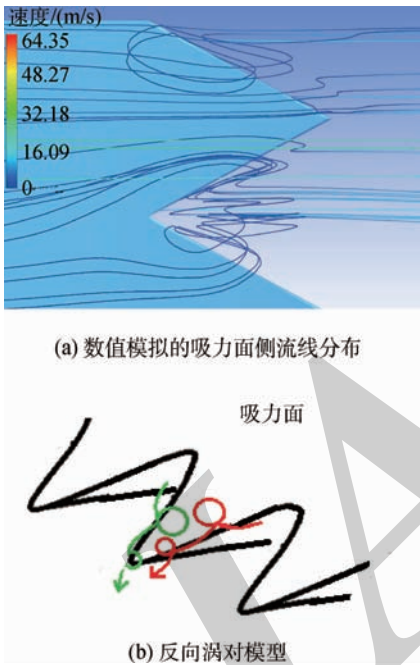


图 15 锯齿尾缘吸力面侧流线与反向涡对示意

Fig. 15 Streamline and diagram of a pair of counter-rotating vortices on airfoil suction surface near serrated trailing edge

向涡对的抽象模型^[18],本文的数值模拟成功捕捉到与其模型一致的反向涡对。

基于上述研究,本文提出叶片锯齿尾缘对气动特性和绕流流场的影响机制:尾缘锯齿的存在产生了锯齿间的二次湍流射流和吸力面侧的反向涡对,二次湍流射流和反向涡对被主流夹带,沿流向运动,影响了尾缘后驻点位置和尾缘涡结构与涡量,改变锯齿尾缘叶片上的附着涡、尾涡等非定常涡结构(图 10 与图 11),使锯齿尾缘叶片的流动边界层与尾迹区的发展改变,同时锯齿尾缘叶片绕翼环量随之改变,进而,改变锯齿尾缘叶片的气动特性。

前人的理论研究^[1]和实验研究^[18-19]表明:叶片的尾涡区四极子声源强度与近尾缘处涡的展向相关性成比例,离散噪声频率同尾缘周期性涡脱落的频率密切相关.本文研究表明尾缘锯齿破坏了尾涡的展向相关性,改变了尾迹区非定常涡的结构与脱落频率,降低了尾缘锯齿附近的涡量强度,应该有利于抑制尾迹区的四极子噪声源。

4 结 论

根据本文数值计算结果可得如下结论:

- 1) 沿展向周期性分布的尾缘锯齿显著地影响叶片的气动特性.在本文的研究范围内,尾缘锯齿的相对齿宽 λ/c 对气动特性的影响是复杂的非线性过程,有且仅有一个 λ/c 值使 λ/c 系列叶片的升阻比极值最大;随 h/λ 增加, h/λ 系列的升阻比极值降低,极值所对应的攻角增大.相对齿宽 λ/c 对气动特性的影响弱于相对齿高 h/λ .
- 2) 相对齿高 h/λ 对流场的影响比相对齿宽 λ/c 更明显和更规律, h/λ 越大,其流动边界层的延迟效果越佳,分离区与尾迹区影响面积越大,涡破碎越迅速,流动掺混和能量扩散越明显.
- 3) 尾缘锯齿间的流体受锯齿尾缘叶片吸力面与压力面之间压差的诱导,产生二次湍流射流,并在吸力面侧形成反向旋转的涡对.上述的因素的共同作用影响锯齿尾缘叶片的气动特性和绕流流场特性。

参考文献:

[1] Howe M S. Noise produced by a sawtooth trailing edge [J]. Journal of the Acoustic Society of America, 1991, 90 (1): 482-487.

[2] Lilley G M. A study of the silent flight of the owl [R]. AIAA 98-2340, 1998.

[3] Chong T P, Phillip J, Mathieu G. An experimental study of airfoil instability noise with trailing edge serrations [R]. AIAA-2010-3723, 2010.

[4] 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]. AIAA-2010-3803, 2010.

[5] Chong T P, Alexandros V. Self-noise produced by an airfoil with nonflat plate trailing-edge serrations [J]. AIAA Journal, 2013, 51(11): 2665-2677.

[6] 许影博, 李晓东. 锯齿型翼型尾缘噪声控制实验研究 [J]. 空气动力学学报, 2012, 30(1): 120-124.

XU Yingbo, LI Xiaodong. An experiment study of the serrated trailing edge noise [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2012, 30(1): 120-124. (in Chinese)

[7] 许影博,李晓东,何敬玉. 刷毛翼型尾缘噪声控制实验研究[J]. 南京航空航天大学学报,2011,43(5):612-616.
XU Yingbo,LI Xiaodong,HE Jingyu. Experiment on noise control of trailing edge brushes[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 43(5): 612-616. (in Chinese)

[8] 张学迅,赵晓路,徐建中. 锯齿尾缘对翼型气动性能影响的数值模拟研究[J]. 工程热物理学报,2013,34(5):870-873.
ZHANG Xuexun,ZHAO Xiaolu,XU Jianzhong. Numerical investigation on aerodynamic performance of airfoils with trailing edge serrations[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2013, 34(5): 870-873. (in Chinese)

[9] JI Liang, QIAO Weiyang. Experimental and numerical study on noise reduction mechanisms of an airfoil with serrated trailing edge[R]. AIAA-2014-3297, 2014.

[10] 陈坤. 三种鸮形态学、飞行运动学特征规律及其仿生研究[D]. 长春:吉林大学,2012.
CHEN Kun. Morphology, flight kinematics and bionics of silent flight owl[D]. Changchun:Jilin University, 2012. (in Chinese)

[11] 廖庚华. 长耳鸮翅膀气动与声学特性及其仿生应用研究[D]. 长春:吉林大学,2013.
LIAO Genghua. Aerodynamic, acoustic characteristics of long-eared owl wing and its bionic application[D]. Changchun:Jilin University, 2013. (in Chinese)

[12] 陈坤. 仿生耦合风机叶片模型的降噪与增效研究[D]. 吉林:吉林大学,2009.
CHEN Kun. Noise reduction and efficiency increase research on the blade of bionic coupling axial fan model[D]. Changchun:Jilin University, 2009. (in Chinese)

[13] 刘庆萍. 轴流风机叶片仿生降噪研究[D]. 长春:吉林大学, 2006.
LIU Qingping. Study of noise reduction on fan vane with bionic structure[D]. Changchun:Jilin University, 2006. (in Chinese)

[14] Takagi Y, Fujisawa N, Nakano T, et al. Cylinder wake influence on the tonal noise and aerodynamic characteristics of a NACA0018 airfoil[J]. Journal of Sound and Vibration, 2006, 297(3/4/5):563-577.

[15] Brooks T F, Pope D S, Marcolini M A. Airfoil self-noise and prediction[R]. Hampton: NASA Langley Research Center, 1989.

[16] Tomimatsu S, Fujisawa N. Measurement of aerodynamic noise and unsteady flow field around a symmetrical airfoil[J]. Journal of Visualization, 2002, 5(4):381-388.

[17] Kirtley K R. Aero loads and secondary flows in a transonic mixed-flow turbine stage[J]. American Society of Mechanical Engineers, 1993, 115(3):590-601.

[18] Chong T P, Alexandros V. On the noise and wake flow of an airfoil with broken and serrated trailing edges[R]. AIAA-2011-2860, 2011.

[19] 许坤波,乔渭阳,纪良,等. 尾缘锯齿结构的降噪物理机制实验[J]. 航空动力学报, 2015, 30(2):463-472.
XU Kunbo, QIAO Weiyang, JI Liang, et al. Experiment on noise reduction physical mechanism of serrated trailing edge structure[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(2):463-472. (in Chinese)

(编辑:陈 越)