

齿根倾斜锯齿尾缘叶片噪声控制实验

焦 跃^{1,2}, 杨爱玲^{1,2}, 陈二云^{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: 针对 NACA0018 翼型传统锯齿尾缘的钝型齿根部,设计了一种具有齿根倾斜的新型锯齿尾缘,并采用实验方法研究了齿根倾斜角对翼型尾缘噪声的影响规律。研究结果表明,新型锯齿尾缘在大攻角范围内(12°~18°),可使叶片噪声下降 3.2~17.1 dB,在小攻角范围,对中频范围出现的“驼峰”有抑制作用,且齿根倾斜角为 30°的新型锯齿尾缘叶片消除了声压频谱的“驼峰”窄带峰,整体噪声下降 0.2~1.5 dB。
关 键 词: 尾缘噪声; 锯齿尾缘; 齿根倾斜; 气动噪声; 噪声测量
中图分类号: V231 **文献标志码:** A

Experiment on noise control of trailing edge serrations with sloping root

JIAO Yue^{1,2}, YANG Ailing^{1,2}, CHEN Eryun^{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: A novel serration with sloping root was designed based on the traditional serrated trailing edge with blunt root on NACA0018 airfoil. The influence of sloping angle on trailing edge noise was studied by an experiment. It was found that the novel serrations can reduce the noise by 3.2–17.1 dB at high angle of attack (12°–18°), and had a certain inhibitory effect on the hump shaped noise peak which appeared in the middle sound pressure spectrum at low angle of attack. When the sloping angle was 30°, the hump shaped noise peak was eliminated and the overall sound pressure level had a reduction of 0.2–1.5 dB.

Key words: trailing edge noise; trailing edge serrations; sloping root; aero-acoustics; noise measurement

翼型尾缘自噪声是翼型主要噪声源之一。对于翼型尾缘自噪声的产生机制与影响因素的研究已有半个多世纪之久。为降低翼型的尾缘自噪声,发展了许多降噪技术,如采用多孔介质吸声材料^[1-2]、刷式尾缘^[3-5]、叶片穿孔^[6]和锯齿尾缘等^[7-11]。相关研究表明,各种方法均有一定的降噪效果,但各有其局限性。多孔介质柔性表面和刷式尾缘技术因其加工工艺与成本原因导致实用性不强,而叶片穿孔技术则不利于变工况条件下的噪声抑制。锯齿尾缘叶片技术因工艺简单获得了研究人员的关注,相关研究表明,该技术是翼型噪声控制的有效手段之一,其噪声抑制机制主要

收稿日期:2018-01-11
基金项目:国家自然科学基金(51106099);上海市科委基地建设项目(13DZ2260900)
作者简介:焦跃(1992—),男,硕士生,主要从事叶轮机械流动噪声研究。
引用格式:焦跃,杨爱玲,陈二云. 齿根倾斜锯齿尾缘叶片噪声控制实验[J]. 航空动力学报,2019,34(1):189-194. JIAO Yue, YANG Ailing, CHEN Eryun. Experiment on noise control of trailing edge serrations with sloping root[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(1): 189-194.

有两点:一是锯齿尾缘破坏了叶片涡结构展向一致性^[11-12],不同叶高处辐射的噪声相位不同,导致噪声叠加总声压水平降低;二是锯齿尾缘改变了叶片尾缘涡流的尺度,使大涡破碎为小涡^[13]。杨景茹等^[14-15]在全消声风洞对锯齿尾缘叶片的噪声辐射进行了测试,结果表明锯齿尾缘叶片在大攻角状态下有一定的降噪效果,而在小攻角状态时监测点声压频谱曲线在中频范围出现“驼峰”状的窄带峰,导致整体噪声水平反而增加。Vathylakis 和 Chong 等^[16-18]等经分析认为具有一定厚度的锯齿齿根导致了尾缘新的涡流结构,从而引起额外的窄带噪声峰,作者还通过在锯齿间填充多孔介质材料的方法对该窄带峰进行抑制,并取得了一定效果。Brooks 等^[19]的研究也表明,翼型的钝尾缘会产生涡脱落导致窄带单音噪声。

本文针对锯齿尾缘钝型齿根引起窄带噪声峰的问题,提出了一种齿根倾斜的新型锯齿尾缘,并基于气动声学实验研究倾斜角对锯齿尾缘叶片噪声频谱的影响规律,探索抑制锯齿尾缘附加噪声的方法,为锯齿尾缘叶片的工程应用提供依据。

1 实验研究方法

1.1 实验台和测试设备

本实验在上海理工大学全消声风洞内完成。风洞采用直流吸入式布局,射流口尺寸为 400 mm×300 mm,射流速度 30~50 m/s 可调,在 50 m/s 射流速度条件下开口实验段背景噪声<65 dB、截止频率 100 Hz。自由流速度测量的不确定性小于 2.5%。

图 1 为实验台示意图,待测叶片的展向长度大于射流口高度,安装时保证测量面位于射流中心水平面。通过调整安装旋转支架改变叶片安装角,可以获得不同的来流攻角。本文实验攻角 α 的范围是 0°~18°。为获得叶片向各个方向辐射

的噪声,在射流中心水平面按图 2 布置了 6 个噪声监测点 p1~p6,测点分布于射流中心水平面、距离翼型中心 1.2 m 的圆周上。

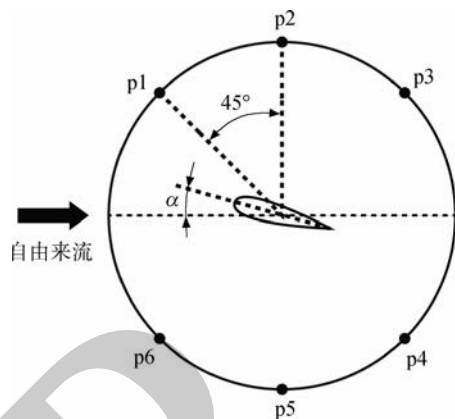


图 2 测点位置示意图

Fig. 2 Position map of measuring points

声压测量采用丹麦 Brüel&Kjær 公司的手持式声强分析仪,该仪器使用 B&K4189 型传声器和前置放大器,其 A 计权声压级 $L_{p,A}$ 动态范围是 16.6~140 dB,响应频率范围为 3~20 kHz, B&K4189 型传声器的灵敏度为 46.0 mV/Pa,最大误差小于 0.2 dB。实验过程中为避免分析仪对声波的反射,将传声器通过支架固定在监测点位置,而分析仪放置于远离叶片的地面并用吸声材料覆盖,传声器与分析仪通过数据线连接;分析仪通过网线将采集结果实时传输给消声室外的计算机。

1.2 锯齿尾缘叶片模型

本文以弦长 $c=250$ mm 的 NACA0018 对称翼型为研究对象,参考文献[8]的研究结论,选取降噪效果较好的相对齿宽参数 $\lambda/c=0.12$ 、相对齿高 $h/c=0.112$ 对叶片尾缘进行处理,形成锯齿尾缘叶片,如图 3(a)所示。可见,传统的叶片尾缘的锯齿齿根是钝的,气流离开叶片表面后在齿根区域将产生新的涡脱落。在该锯齿尾缘的基础上,对锯齿齿根进行倾斜设计,倾斜角度 φ 的定义如图 3(b),逆时针倾斜方向角度为正,反之为负。本文研究的齿根倾斜角有 $\pm 30^\circ$ 、 $\pm 35^\circ$ 、 $\pm 40^\circ$ 和

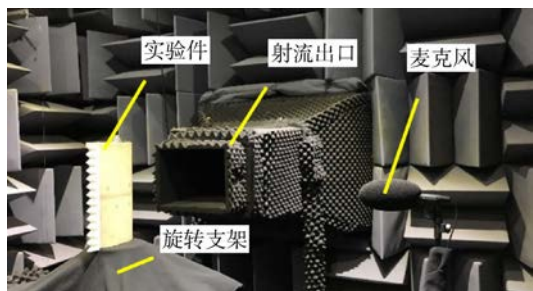
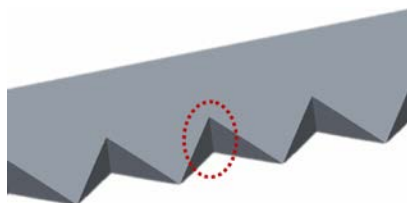


图 1 实验段装置

Fig. 1 Experimental section



(a) 传统钝型锯齿尾缘

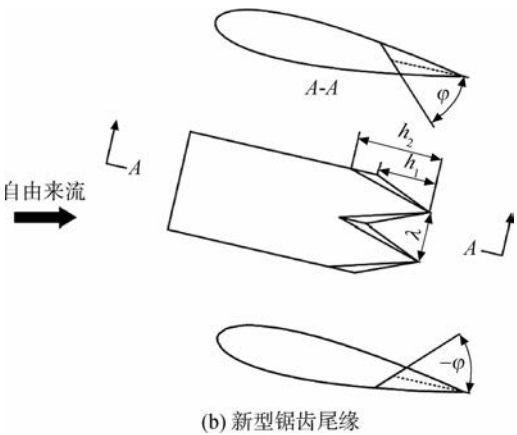


图 3 锯齿尾缘叶片示意图

Fig. 3 Trailing edge serrations on airfoil

$\pm 45^\circ$,正负倾斜角度对应位置如图 3 所示。根据图 3 可知, $\varphi=90^\circ$ 即对应传统的钝型锯齿齿形。

2 测试结果及分析

本文在射流速度为 30 m/s(雷诺数 $Re=6 \times 10^5$)、不同来流攻角下对具有不同齿根倾斜角的锯齿尾缘叶片辐射声场进行了测量。结果发现,在不同监测点的实验测试结果基本一致,因此,文章仅给出在测点 p2 的实验结果。

图 4 为射流速度为 30 m/s 时在测点 p2 位置的背景噪声与直尾缘叶片在 0° 攻角时的声压频谱分布,图中 STR 表示原叶片的声压。背景噪声的总声压值为 48.3 dB,直尾缘叶片总声压值为 61.7 dB。由图可知,噪声主要集中在低频范围,在低频范围实验噪声频谱图与背景噪声频谱图相差在 10 dB 以上,背景噪声对实验结果的影响甚小,因此,本研究均不考虑背景噪声的影响。

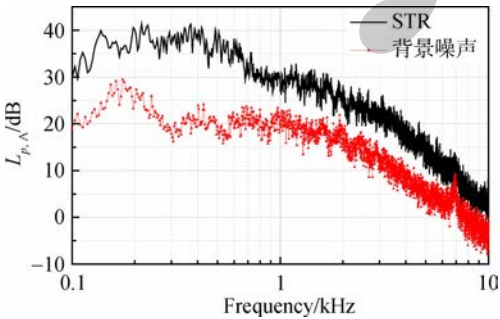


图 4 背景噪声频谱图

Fig. 4 Background noise spectrum

2.1 传统钝型锯齿引起的“驼峰”状窄带尖峰

图 5 给出了传统钝型锯齿叶片在 0° 、 6° 和 12° 攻角下测点 p2 声压的 A 计权频谱分布。从图 5

可以看出,在 500~600 Hz 频带范围内,传统锯齿尾缘翼型辐射的声压频谱曲线出现了“驼峰”状的窄带尖峰,在 0° 、 6° 和 12° 攻角下的窄带尖峰的峰值分别为 68.2、65.8 dB 和 54.4 dB,相应的频率为 571.9、562.5 Hz 和 503.13 Hz,尖峰频率降低的趋势与 Brooks 等^[19]的理论一致。

从图 5 还可看出,在 1~5 kHz 范围内,传统锯齿尾缘相比原叶片有一定的降噪效果,并且随着攻角的增大,降噪效果越强。

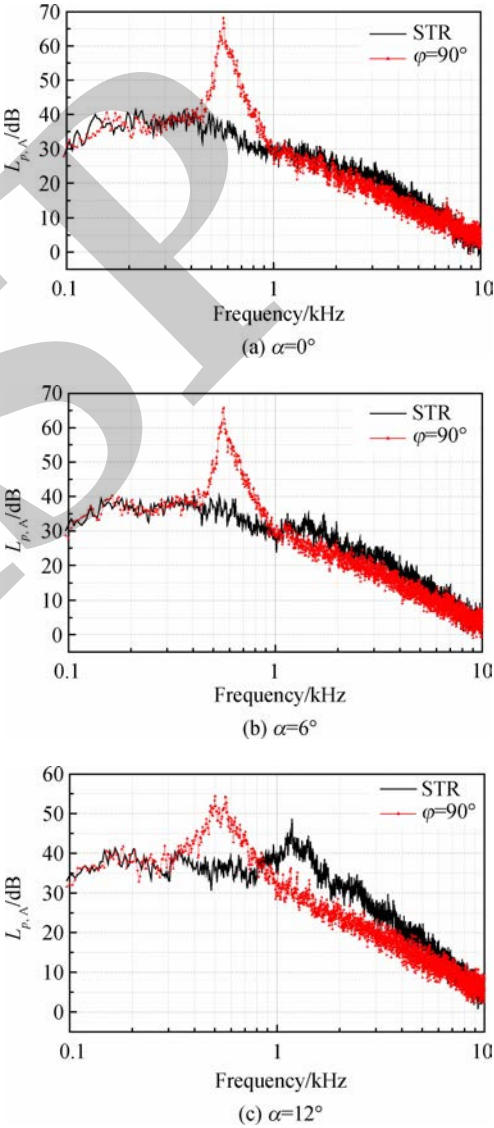


图 5 传统钝型锯齿尾缘辐射的声压级分布

Fig. 5 Distribution of the sound pressure spectrum radiated by traditional serrations

2.2 锯齿尾缘叶片声压分布

图 6 给出了射流速度为 30 m/s、不同来流攻角时测点 p2 的 A 计权总声压级 $L_{p,O,A}$ 随锯齿尾缘叶片齿根倾角的分布曲线。可见,原型叶片的

噪声在 3°攻角左右达到最小,约 61.4 dB。当攻角大于 3°以后,随攻角增加测点总声压级迅速增大,当 12°攻角时,总声压级上升到 66.8 dB,18°攻角时,达到 78.7 dB,这是因为随着攻角的增大,叶片吸力面分离提前。文献[19]的研究表明叶片自噪声的产生机制主要有 5 种,其中吸力面流动分离就是其中一种。Tomimatsu 等^[20]也通过实验证明,叶片表面边界层分离点的位置会影响叶片的噪声强度。对于 $\varphi=90^\circ$ 钝型锯齿尾缘叶片,其测点 p2 的噪声总声压级随攻角增加呈下降趋势,且攻角越大,下降速度越快。但在 0°~12°攻角范围,总声压级比原叶片大,最大增幅达 15.7 dB。这表明钝型锯齿尾缘对大攻角叶片绕流噪声有较好的控制作用,小攻角时非但没有降噪效果,还会增大噪声。这正是小攻角状态下,钝型齿根处产生的新的涡脱落所引起的新的噪声,使中频范围出现“驼峰”状的窄带尖峰。从图 6 还可以看出,采用倾斜齿根后,小攻角下的总声压级水平有明显下降,且随 φ 减小,声压级越来越接近原叶片,当 $\varphi=30^\circ$ 时各来流攻角下测点 p2 的 A 计权总声压值都低于直尾缘叶片,在 0°~12°攻角内,总声压值相差 0.2~3.2 dB,在 18°攻角时相差 17.1 dB。这表明 $\varphi=30^\circ$ 的新型锯齿尾缘叶片完全克服了传统钝型锯齿尾缘的缺陷,在全攻角范围均具有噪声抑制作用。

频谱分布的影响,本文对比了正倾斜角锯齿尾缘在测点 p2 的声压级分布。图 6 为 0°、6°和 12°来流攻角时,锯齿尾缘叶片在测点 p2 辐射的声压频谱分布,图中纵坐标 ΔL_p 的定义为

$$\Delta L_p = 20 \lg \left(\frac{p_\varphi}{p_0} \right) \tag{1}$$

式中 p_φ 表示倾斜角为 φ 时测点 p2 的声压, p_0 则表示原直尾缘叶片在相同测试条件下的测点 p2 声压。可见, ΔL_p 实际上表示相同来流条件下锯齿尾缘叶片与原叶片在同一监测点的噪声声压级之差。

图 7(a)给出了 0°攻角下不同齿形的 ΔL_p 分布,可以看出,传统锯齿尾缘叶片($\varphi=90^\circ$)的声压差 ΔL_p 在大部分频率范围基本在 0 dB 左右脉动,但在 500~1 kHz 出现正值,且在 572 Hz 处达到高峰,约 35 dB。随 φ 逐渐减小,测点 p2 的 ΔL_p 出现正值的频率范围基本不变,峰值亦发生在 572 Hz 处,但数值明显减小,当 $\varphi=30^\circ$ 时, ΔL_p 的峰值基本消失。图 7(a)表明,齿根倾斜锯齿对叶片绕流噪声的频率影响较小,但对钝型齿根间涡脱落所引起的“驼峰”状窄带噪声峰有显著抑制作用,且抑制效果随 φ 减小迅速增加。

图 7(b)、图 7(c)分别给出了 6°、12°攻角下不同齿形的 ΔL_p 分布。可见,倾斜角的影响与 0°攻角下基本相似,随 φ 从 90°减小到 30°,因锯齿尾缘处涡脱落在 500~1 000 Hz 频率范围引起的附

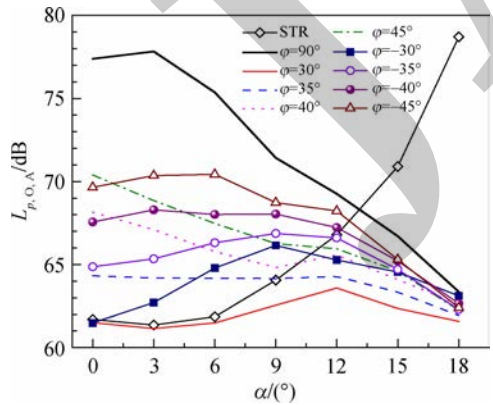
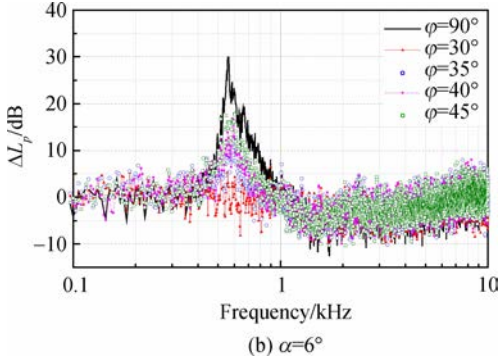
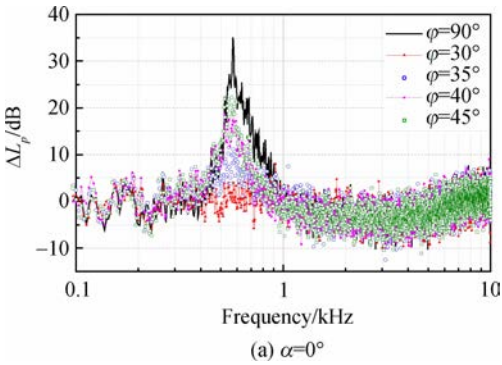


图 6 总声压级
Fig. 6 Overall sound pressure level

图 6 同时表明,负倾斜齿根的效果弱于正倾斜齿根。齿根正倾斜的时候,齿间由吸力面至压力面的截面积逐渐增大,齿间不易于形成新的涡结构。

2.3 倾斜角对锯齿尾缘叶片噪声辐射特性的影响
为分析齿根倾斜角对锯齿尾缘叶片绕流噪声



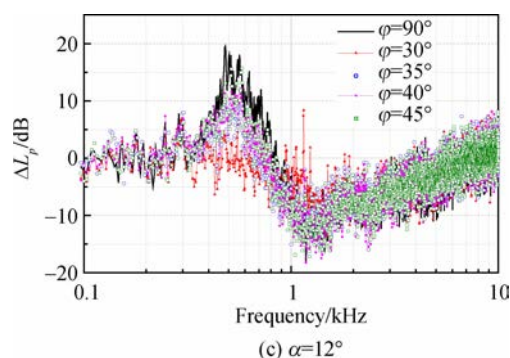


图 7 齿根倾斜角对声压级的影响

Fig. 7 Influence of sloping angle of root on sound pressure level

加噪声“驼峰”值下降到 0 dB 左右。而在其他频率范围,齿根倾斜锯齿尾缘叶片的噪声抑制能力与钝型齿根锯齿叶片持平。

图 7 的结果表明齿根倾斜的锯齿尾缘比传统的锯齿尾缘有更优的降噪效果,并且 φ 值越小,降噪效果越显著,其中 $\varphi=30^\circ$ 齿形可以做到完全避免传统锯齿所带来的“驼峰”状窄带噪声。

3 结 论

针对锯齿尾缘钝型齿根引起窄带噪声峰的问题,提出了一种齿根倾斜的新型锯齿尾缘,通过消声风动实验研究了倾斜角对锯齿尾缘叶片噪声频谱的影响规律,得到如下结论:

1) 新型锯齿相比于传统的锯齿尾缘能够有效降低总声压值;在 12° 攻角以下, $\varphi=30^\circ$ 齿形的 A 计权总声压值也低于直尾缘翼型,实现了全攻角范围内的降噪;总体上,正倾斜角齿形要优于负倾斜角齿形的效果。

2) 在小于 12° 的小攻角范围内,新型锯齿可以有效降低传统的普通锯齿所带来的“驼峰”状窄带噪声,其中 $\varphi=30^\circ$ 完全避免了“驼峰”状的窄带噪声;锯齿的倾斜角度值越小,齿根部分“钝”的程度就越弱,会越不利于此部分涡的产生,降噪效果也就越好。

3) 随着攻角的增大,不同锯齿尾缘的降噪效果差距在减小,在 18° 攻角时基本无差距,这是由于随着攻角的增大,传统的锯齿齿根也有一定的倾斜角度,并且压力面的分离点距离叶片尾缘较远,尾缘位置对流动影响较小。

参考文献:

[1] SARRADJ E, GEYER T. Noise generation by porous airfoils[R]. AIAA-2007-3719, 2007.

[2] GEYERT, SARRADJ E, FRITZSCHE C. Measurement of the noise generation at the trailing edge of porous airfoils [J]. Experiments in Fluids, 2010, 48(2): 291-308.

[3] HERR M. Design criteria for low-noise trailing-edges[R]. AIAA-2007-3470, 2007.

[4] FINEZ A, JACOB M, EMMANUEL J, et al. Broadband noise reduction with trailing edge brushes[R]. AIAA-2010-3980, 2010.

[5] 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)

[6] 张宗茂, 顾熙棠, 施鑫, 等. 风机叶片穿孔降噪的研究 [J]. 煤矿机械, 1989(5): 1-4.

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

[8] CHONG T P, PHILLIP J, MATHIEU G. An experimental study of airfoil instability noise with trailing edge serrations[R]. AIAA-2010-3723, 2010.

[9] 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)

[10] 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.

[11] 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.

[12] 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)

[13] 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)

[14] 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. (in Chinese)

[15] 杨景茹. 叶片锯齿尾缘对绕流流场及噪声的影响机制 [D].

上海:上海理工大学,2016.

YANG Jingru. The effects of airfoil aerodynamic noise by the use of trailing edges serrations[D]. Shanghai: University of Shanghai for Science and Tecnology,2016. (in Chinese)

[16] VATHYLAKIS A,CHONG T P,JOSEPH P F. Poro-serrated trailing-edge devices for airfoil self-noise reduction [J]. AIAA Journal,2015,53(11):1-16.

[17] CHONG T P,DUBOIS E,VATHYLAKIS A. Aeroacoustic and flow assessments of the poro-serrated trailing edges [R]. AIAA-2016-2833,2016.

[18] CHONG T P,DUBOIS E. Optimization of the poro-serrated trailing edges for airfoil broadband noise reduction[J]. Journal of the Acoustical Society of America, 2016, 140 (2):1361.

[19] BROOKS T F,POPE D S,MARCOLINI M A. Airfoil self-noise and prediction[R]. Hampton: NASA Langley Research Center,1989.

[20] 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.

(编辑:李岩梅)