

# 尾缘多孔结构流动控制影响的数值研究

刘汉儒, 王掩刚, 张俊

(西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 7120072)

**摘要:**以多孔尾缘结构 NACA0012 翼型为研究对象,通过数值模拟手段研究了不同迎角下的流动和气动噪声影响。研究表明:该多孔尾缘结构在较大迎角时( $\alpha \geq 10^\circ$ ),能够降低 1 000 Hz 以下低频范围噪声约 4 dB。相对于原基准翼型,多孔尾缘翼型的最大升阻比减少约为 8%,能够降噪的同时不造成过大的气动性能改变。进一步的流场分析表明,多孔尾缘结构流动控制降低噪声的关键物理机理是:上下压力差驱动充足气流穿过多孔区形成“微射流”,对分离块进行破坏,从而衰减叶片表面的气动载荷波动,引起气动噪声降低。

**关键词:**叶片/翼型;多孔尾缘;流动控制;降低噪声

**中图分类号:**V231      **文献标志码:**A      **文章编号:**1000-2758(2017)01-0103-06

随着民用航空业快速发展,航空噪声问题,已经引起人们的重视。国际民航组织(ICAO)和美国联邦航空管理局(FAA)所设置的飞机噪声强制要求,成为民机进入国际市场不可绕过的规则壁垒。发动机噪声在整个飞机噪声中占有重要的地位,随着大涵道比涡扇发动机的发展,风扇-出口导叶噪声地位突出,尤其是在低马赫数降落过程。其中叶片尾缘宽频噪声(trailing edge noise)是重要宽频分量<sup>[1]</sup>,主要是由于压力波动在叶片尾缘的散射引起<sup>[2]</sup>。目前有一些关于降低尾缘噪声技术的研究,如使用锯齿结构尾缘<sup>[3-6]</sup>、多孔表面<sup>[7]</sup>、刷状尾缘<sup>[8-9]</sup>和金属网覆盖尾缘<sup>[10]</sup>等。

对于多孔结构设计,早期 Chanaud 等<sup>[11-12]</sup>从改变流体动能向声能转化效率考虑,提出采用多孔叶片降低风扇噪声的方法,实验表明可以降低 A 权重声压级 5 dB。Khorrami 等<sup>[13]</sup>数值研究发现多孔结构对缝翼的钝尾缘噪声具有极大的衰减作用,同时也使噪声主频率降低。Lockard 等<sup>[14]</sup>指出,靠近尾缘的多孔表面设计是仿生应用鸭类羽毛渗透特征的可行结构。这一研究最近几年又重新引起了研究者的关注。Geyer 等<sup>[7]</sup>实验研究了全多孔表面翼型气动噪声,发现特定物性参数的多孔材料表面对翼型尾缘噪声有明显抑制作用,但是气动性能损失较大。

Herr 等<sup>[10]</sup>实验发现可渗透尾缘能够降低宽频噪声达 4 dB,也指出迎角变化的复杂影响。Jaworski 等<sup>[15]</sup>理论分析证明一种多孔弹性尾缘具有极大降低尾缘噪声的能力。Fassmann 等<sup>[16]</sup>最近数值计算也证明多孔尾缘降低噪声的潜力。国内此类研究工作还相对较少,刘刚等<sup>[17]</sup>数值研究显示被动孔隙表面对尖拱旋体具有很大的气动控制潜力。李勇和王勋年等<sup>[18]</sup>利用多孔“软叶”概念设计叶片结构,实验表明前缘干涉噪声能得到有效抑制。葛长江和任露泉院士等<sup>[19]</sup>设计了多孔表面尾缘,数值计算表明其能降低噪声 10 dB。

前面所涉及的多孔尾缘控制主要是从“不连续边界匹配”和“几何边缘破碎”2个机制<sup>[10]</sup>出发进行设计,但是通过影响尾缘上游边界层来流以减小尾缘干涉噪声的研究工作还非常少见。因此,本文研究了不同于现有设计的多孔尾缘结构,即利用叶片自身上下压力差射流改善尾缘上游边界层流动以减小叶片噪声。采用数值方法研究该多孔尾缘结构的流动控制影响和噪声降低效果,并分析了相关物理机理。

# 1 研究对象及数值方法

## 1.1 研究对象

本文以 NACA0012 翼型为基体,如图 1 所示,在距离前缘(LE)0.85~0.93 倍弦长处是多孔区域,所占比例比较小,是为了避免过大的气动特性改变。图 1 中  $\alpha$  为迎角, $c$  为弦长。实际应用中,多孔结构可用开孔泡沫金属实施。

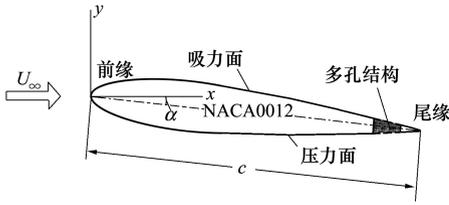


图 1 多孔尾缘 NACA0012 翼型

## 1.2 数值计算方法

本研究采用开源有限体积求解器 OpenFoam 求解二维不可压缩 N-S 方程,使用  $k-\omega$  SST 湍流模型。空间项离散采用二阶中心差分格式,时间项采用二阶隐式格式,采用 SIMPLEC 压力速度耦合。非稳态计算的时间步长为  $1 \times 10^{-5}$  s。为了更准确研究尾缘噪声影响,湍流-前缘作用噪声量需要在计算中排除。本文采用了一种“切割声源”的近似处理方式,将 NACA0012 表面从距离前缘  $0.2c$  的位置分成 2 段。上游段是来流作用强烈“前缘噪声源”区域,在统计噪声信息时并不计入,而只计及下游段声源区域。具体的模型网格、边界条件设置以及声源切割方式都展示在图 2 中。多孔材料流动模拟采用体积平均法的 Brinkman-Forchheimer extended Darcy 模型进行计算,模型的详细描述可以参考 Vafai<sup>[20]</sup> 以及 Hus 和 Cheng<sup>[21]</sup> 的文献。多孔材料渗透率选择为  $K = 2.6 \times 10^{-5} \text{ m}^2$ 。气动噪声的预测采用 FW-H 方程的积分形式计算,方程推导见参考文献[22-23]。在本文数值模拟中,基于弦长  $c$  和来流速度  $U_\infty = 20 \text{ m/s}$  的雷诺数为  $Re = 8 \times 10^5$ 。研究表明,低马赫数和中等雷诺数下的尾缘噪声最为强烈,常作为研究各种降噪技术的工况<sup>[24]</sup>。

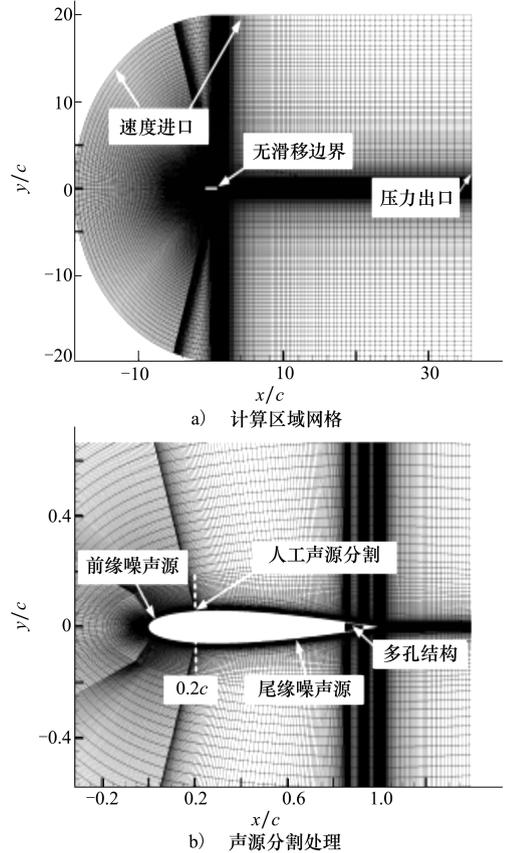


图 2 计算网格和声源分割处理

# 2 计算结果及分析

## 2.1 数值方法验证

图 3 展示了 NACA0012 基准原型和多孔 NACA0012 翼型的气动载荷系数的数值计算结果,同时基于 Xfoil 代码<sup>[25]</sup> 理论预测结果也绘制在图中作为比较。 $\alpha$ 、 $C_l$ 、 $C_d$  分别代表迎角、升力系数和阻力系数。理论预测的失速角大约为  $16^\circ$ , Abbot 等<sup>[26]</sup> 和 Ladson<sup>[27]</sup> 实验得到在  $Re = 3 \times 10^6 \sim 6 \times 10^6$  下失速迎角大约为  $18^\circ$ 。而图中 Ladson 的实验结果是在较大雷诺数  $Re = 6 \times 10^6$  下得到的,只做为趋势参考。从图 3a) 的理论和数值预测来看, $\alpha = 15^\circ$  时还没有出现失速。由于失速临界角通常随着雷诺数增大而增大,所以可认为本文雷诺数  $Re = 8 \times 10^5$  下,迎角  $\alpha = 15^\circ$  属于近失速状态。同时图 3a) 表明多孔翼型的升力略有损失,大迎角时最大为 10%。图 3b) 表明多孔翼型阻力相对于基准型在低迎角时( $\alpha \leq 5^\circ$ ) 略有上升,但是在大迎角时却有所下降。另外,图 3c)

展示了升阻力比系数,是翼型气动特性的综合表现,虚斜线代表升阻力比为 10 作为参考。从图中看,多孔翼型升阻力比略低于基准原型翼型,说明气动性能不如原型,最大偏差为 8%。以上结果表明,该多孔结

构翼型和基准型相比,造成的空气动力性能损失不是很大。Geyer 等<sup>[7]</sup>的全多孔 SD7003 翼型,在与本文近似的渗透率下,升阻力比损失高达 80%,所以本文的多孔尾缘结构对气动性能有很大改善。

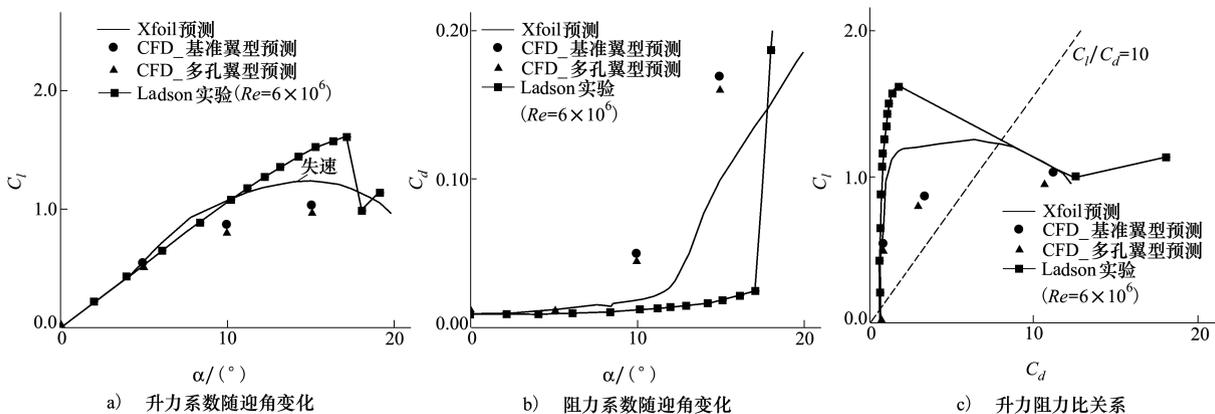


图 3 多孔设计对 NACA0012 空气动力系数影响

## 2.2 噪声及气动载荷波动

为了考察多孔翼型的气动噪声控制规律,本文分别选取迎角为  $0^\circ$ 、 $5^\circ$ 、 $10^\circ$ 、 $15^\circ$  的情况进行数值模拟研究。对于 NACA0012 对称翼型,迎角  $\alpha = 0^\circ$  时,上下面无压差, $\alpha = 15^\circ$  是接近失速的角度,所以计算选取的迎角范围具有一定代表性。图 4 展示了不同迎角下 NACA0012 原型和多孔 NACA0012 的远场声压级结果对比。图中实线代表原型,虚线代表多孔翼型。首先可以看出随着迎角增大,噪声水平整体上增大。其次在零迎角的时候,和原型比,多孔翼型噪声水平没有明显变化。在较大迎角  $\alpha = 10^\circ$  和  $\alpha = 15^\circ$  时,在 1 000 Hz 以下,多孔翼型的噪声水平低于基准翼型大约 4 dB,表现出一定降噪能力。图 5a) 的叶片表面时均压力分布表明,随着迎角增大,上下

表面的压力分布发生明显变化,压差增大,当  $\alpha = 5^\circ$  时,有压差但是很小。当  $\alpha = 10^\circ$  和  $\alpha = 15^\circ$  时,压差明显增大。所以,在大迎角下才有足够的压差能推动充足的流体渗流穿过多孔区,影响尾缘流动从而影响噪声。这也解释了前面的声学结果中,多孔翼型在大迎角下才表现降噪效果。图 5b) 表示的是多孔翼型的表面压力分布,灰色代表多孔区域。可从图中看出  $\alpha = 0^\circ$  和  $\alpha = 5^\circ$  时的曲线和图 5a) 基准翼型对应位置的曲线比较基本无变化,推测穿过多孔界面的流体很少。当  $\alpha = 10^\circ$  和  $\alpha = 15^\circ$  时,多孔区域的曲线和原型翼型相对应的曲线比较变化很大,上下表面压力通过多孔区互通平衡,显现靠近的趋势,这也说明有充分的流体穿过多孔区从下表面流到上表面,这将会在后面的流动分析中得到证明。

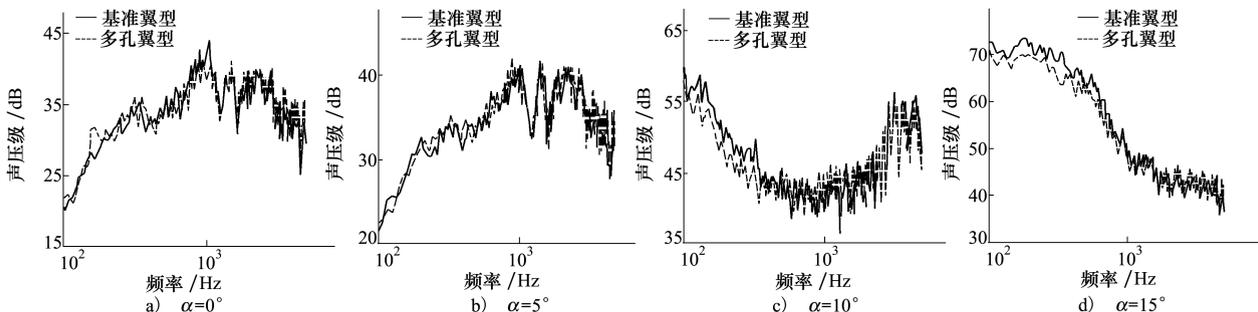


图 4 不同迎角下基准 NACA0012 和多孔 NACA0012 噪声频谱对比

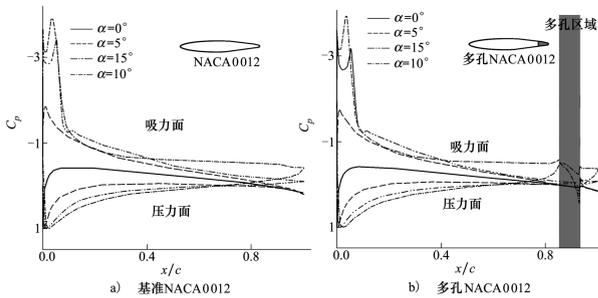


图5 基准NACA0012和多孔NACA0012表面时均压力分布对比

图6展示了NACA0012基准原型和多孔NACA0012的升力 $C_l$ 和阻力 $C_d$ 在不同迎角下的波动均方根值。

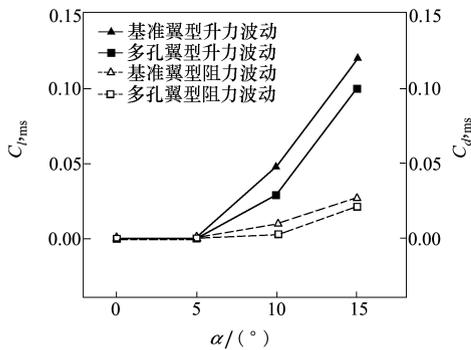


图6 不同迎角下基准NACA0012和多孔NACA0012气动载荷系数

对于 $\alpha = 0^\circ$ 和 $\alpha = 5^\circ$ ,原型和多孔翼型的波动力幅值都不明显,因为在低迎角下NACA0012附面流没有明显分离。当 $\alpha = 10^\circ$ 时,2种翼型的升力和阻力波动值都开始增大,流体分离逐渐出现,流场开始变得非常不稳定。当 $\alpha = 10^\circ$ 和 $\alpha = 15^\circ$ 时,多孔翼型的升力和阻力波动幅值低于原型,说明多孔结构尾缘衰减了气动力的波动。

### 2.3 流场影响结果

为了进一步理解噪声影响的深层原因,有必要对流场细节进行分析。图7展示了不同迎角下基准原型和多孔翼型时均流线结果。图中的局部放大图展示了尾缘处压力波动分布。从流线结果可以看到当 $\alpha = 0^\circ$ 时,多孔区域呈现出2个对称回流区,没有从下表面到上表面的流动,流线基本和原型一样。当 $\alpha = 5^\circ$ 时,多孔区域的流线基本上还是2个大的回流区,在靠近右侧地方出现少量流体穿过多孔区上界面,但不够显著。当 $\alpha = 10^\circ$ 时,回流区缩小,在多孔区右壁有较多流体穿过上界面,开始显著影响尾缘流体。在翼型尾缘上表面出现一个分离区,原型的这个分离区略长于多孔翼型。因为对于多孔翼型,由于流体穿过翼型注入上表面,破坏了这个分离区。当 $\alpha = 15^\circ$ 时,这种作用机制更加清晰,大量的气流贯穿多孔区注入上表面,上表面大的流体分离被“微射流”破坏分裂成较小的分离块,因此造成附面流体变得相对稳定,波动削弱。

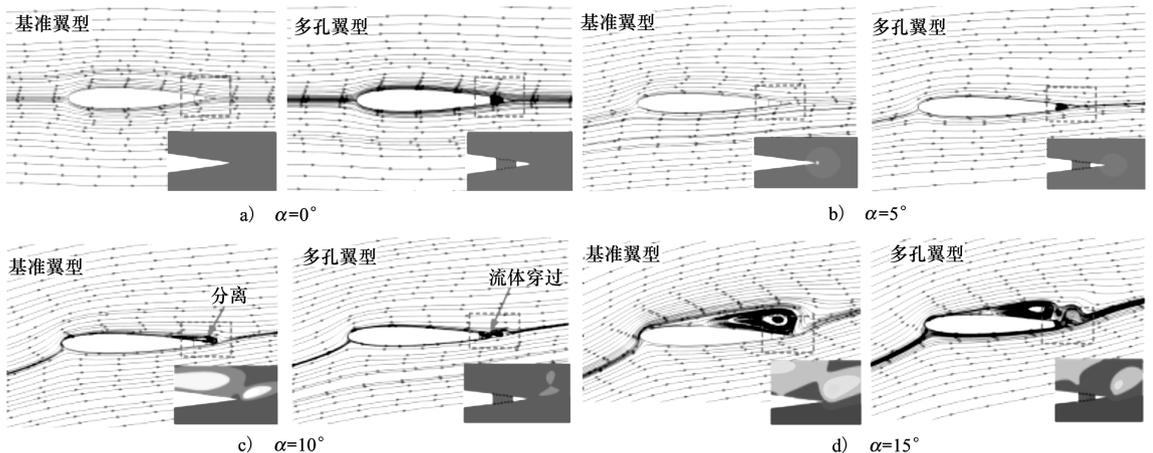


图7 不同迎角下原型NACA0012和多孔NACA0012翼型流线结构及尾缘处压力波动

图7中的云图显示了原型NACA0012和多孔NACA0012尾缘附近压力波动,间接反映了多孔处理对于流场稳定及控制噪声的特性。从图中可以看出,对于 $\alpha \leq 5^\circ$ 的迎角下,多孔翼型和原型的尾缘附

近压力波动几乎一样,没有明显的衰减控制作用。但是,在 $\alpha \geq 10^\circ$ 时,多孔翼型尾缘附近的压力波动明显削弱。

### 3 结 论

本文对多孔结构尾缘叶片的流动控制影响和噪声降低效果进行了数值模拟研究,并分析了相关物理机理。结论如下:

1) 多孔尾缘在  $\alpha \geq 10^\circ$  较大迎角时(失速前),低于 1 000 Hz 的频率范围能够产生大约 4 dB 的噪声降低。所以该设计的有效工作条件应该是在失速前的较大迎角。

2) 升阻比计算显示,和原型叶片相比,多孔叶片的空气动力学性能(升阻比)损失最大值为 8%。证明该多孔尾缘结构在可接受气动性能损失的前提下能够降低尾缘噪声。

3) 结合流动分析,本文认为的多孔尾缘结构进行流动控制和降低噪声的关键物理机制是:在一定迎角下,利用叶型自身上下面压差条件,从尾缘压力侧引入气流注入吸力侧来影响尾缘上游的附面流体,破坏分离块,衰减波动力,最终使得气动噪声降低。

### 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
- [2] Vathylakis A, Chong T P, Joseph P F. Poro-Serrated Trailing-Edge Devices for Airfoil Self-Noise Reduction[J]. AIAA Journal, 2015, 53(11): 3379-3394
- [3] Gruber M, Joseph P F, Chong T P. On the Mechanisms of Serrated Airfoil Trailing Edge Noise Reduction[R]. AIAA-2011-2781
- [4] Moreau D J, Doolan C J. Noise-Reduction Mechanism of a Flat-Plate Serrated Trailing Edge[J]. AIAA Journal, 2013, 51(10): 2513-2522
- [5] Chong T P and Vathylakis A. On the Aeroacoustic and Flow Structures Developed on a Flat Plate with A Serrated Sawtooth Trailing Edge[J]. Journal of Sound and Vibration, 2015, 354: 65-90
- [6] Ji L, Qiao W, Wang L, et al. Experimental and Numerical Study on Noise Reduction Mechanisms of an Airfoil with Serrated Trailing Edge[R]. AIAA-2014-3297
- [7] Geyer T, Sarraj E and Fritzsche C. Measurement of the Noise Generation at the Trailing Edge of Porous Airfoils[J]. Experiments in Fluids, 2010, 48(2): 291-308
- [8] Finez A, Jondeau E, Roger M, et al. Broadband Noise Reduction with Trailing Edge Brushes[R]. AIAA-2010-3980
- [9] Herr M. Design Criteria for Low-Noise Trailing-Edges[R]. AIAA-2007-3470
- [10] Herr M, Reichenberger J. In Search of Airworthy Trailing-Edge Noise Reduction Means[R]. AIAA-2011-2780
- [11] Chanaud R C. Noise Reduction in Propeller Fans Using Porous Blades at Free-Flow Conditions[J]. The Journal of the Acoustical Society of America, 1972, 51(1A): 15-18
- [12] Chanaud R C, Kong N, Sitterding R B. Experiments on Porous Blades as a Means of Reducing Fan Noise[J]. The Journal of the Acoustical Society of America, 1976, 59(3): 564-575
- [13] Khorrami M R, Choudhari M M. Application of Passive Porous Treatment to Slat Trailing Edge Noise[R]. USA, NASA, 2003, 212416
- [14] Lockard D P, Lilley G M. The Airframe Noise Reduction Challenge[R]. USA, NASA, 2004, 213013
- [15] Jaworski J W, Peake N. Aerodynamic Noise from a Poroelastic Edge with Implications for the Silent Flight of Owls[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2013, 723: 456-479
- [16] Fassmann B W, Rautmann C, Ewert R. Prediction of Porous Trailing Edge Noise Reduction via Acoustic Perturbation Equations and Volume Averaging[R]. AIAA-2015-2525
- [17] 刘刚,马率,黄勇,牟斌. 被动孔隙控制的数值模拟研究[J]. 空气动力学学报, 2007, 25(1): 85-91  
Liu Gang, Ma Shuai, Huang Yong, Mou Bin. Numerical Simulation of Flow over Porous Surface[J]. Acta Aerodynamic Sinica, 2007, 25(1): 85-91 (in Chinese)
- [18] Li Y, Wang X, Chen Z, et al. Experimental Study of Vortex-Structure Interaction Noise Radiated from Rod-Airfoil Configurations

- [J]. *Journal of Fluids and Structures*, 2014, 51: 313-325
- [19] Ge C, Zhang Z, Liang P, et al. Prediction and Control of Trailing Edge Noise Based on Bionic Airfoil[J]. *Science China Technological Sciences*, 2014, 57(7): 1462-1470
- [20] Vafai K. Convective Flow and Heat Transfer in Variable-Porosity Media[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1984, 147(1): 233-259
- [21] Hsu C, Cheng P. Thermal Dispersion in a Porous Medium[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 1990, 33(8): 1587-1597
- [22] Williams J F, Hawkings D L. Sound Generation by Turbulence and Surfaces in Arbitrary Motion[J]. *Philosophical Trans of the Royal Society of London, Series A, Mathematical, Physical and Engineering Sciences*, 1969, 264(1151): 321-342
- [23] Brentner K S, Farassat F. An Analytical Comparison of the Acoustic Analogy and Kirchhoff Formulation for Moving Surfaces[C] // *American Helicopter Society 53rd Annual Forum*, 1997
- [24] Williams J, Hall L. Aerodynamic Sound Generation by Turbulent flow in the Vicinity of a Scattering Half Plane[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1970, 40(4): 657-670
- [25] Drela M. XFOIL: An Analysis and Design System for Low Reynolds Number Airfoils[C] // *Low Reynolds Number Aerodynamics*, Springer, 1989
- [26] Abbott I H, Von Doenhoff A E. *Theory of Wing Sections: Including a Summary of Airfoil Data*[M]. New York, Courier Dover Publications, 2012
- [27] Ladson C L. Effect of Independent Variation of Mach and Reynolds Number on the Low-Speed Aerodynamic Characteristics of the NACA0012 Airfoil Section[R]. NASA TM4074, 1988

## Numerical Simulation of the Effects of Porous-Trailing-Edge on Flow Control

Liu Hanru, Wang Yangang, Zhang Jun

(School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

**Abstract:** The NACA0012 airfoil with porous trailing edge (TE) is used to numerically investigate the effects on flow and aerodynamics noise at various angles of attack (AOA). It is found that at the high AOA ( $\alpha \geq 10^\circ$  before stall), the present porous TE design can reduce the noise by about 4 dB, below frequency of 1000 Hz. Comparing with the baseline airfoil, the present porous TE airfoil cause the maximum loss of lift-drag ratio is 8%, which means it can reduce noise without huge aerodynamics decay. The further flow analysis indicates the significant physical mechanisms for TE noise reduction that the pressure difference between suction and pressure surface drives air fluids permeate through porous area to generate micro-jet which breaks the separation bubble above TE. It consequently produces the attenuation of pressure fluctuation and noise reduction.

**Keywords:** blade/airfoil; porous trailing edge; flow control; noise reduction