

尾缘锯齿结构对低压涡轮动静干涉噪声的影响^{*}

杨成浩¹, 冯和英¹, 彭叶辉²

(1. 湖南科技大学 机电工程学院 机械设备健康维护湖南省重点实验室, 湖南 湘潭 411201;

2. 湖南科技大学 数学与计算科学学院, 湖南 湘潭 411201)

摘要: 为满足现代航空发动机“更紧凑的级间距、更高的经济性和更低的噪声”的设计目标, 低压涡轮轴向间距设计得越来越小。然而, 较小的轴向间距将严重影响涡轮的气动性能及动静干涉噪声, 这对流动及噪声控制方法提出了更高的要求与挑战。为此, 采用大涡模拟结合FW-H方程研究了不同轴向间距情况下, 上游静叶尾缘采用短、长锯齿结构时, 一级低压涡轮叶栅动静干涉噪声及气动性能的变化规律。结果表明: 轴向间距的缩短会导致低压涡轮气动性能恶化, 下游动叶前缘受到更强的逆压梯度和“逆射流”效应, 从而增大动静干涉噪声; 上游静叶采用锯齿尾缘结构, 产生于锯齿根部的微射流可以抑制“逆射流”效应, 消除分离泡, 削弱非定常干涉效应, 提升气动性能, 降低动静干涉噪声; 较短轴向间距情况下, 长锯齿尾缘静叶降噪效果更好, 相较于原型静叶, 长锯齿尾缘静叶可降低尾迹亏损47.71%, 流量提升8.65%, 总压恢复系数提升0.88%, 在1BPF (Blade passing frequency) 和2BPF处单音噪声分别降低8.7dB和11.8dB, 降低A记权声压级9dB。在缩短轴向间距情况下, 静叶尾缘采用仿生锯齿结构, 能同时实现气动性能的提高和噪声的降低。

关键词: 轴向间距; 尾缘锯齿; 低压涡轮; 干涉; 气动噪声

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2022) 05-200755-10

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 200755

Effects of Trailing Edge Serrations on Rotor/Stator Interaction Noise in Low-Pressure Turbines

YANG Cheng-hao¹, FENG He-ying¹, PENG Ye-hui²

(1. Hunan Provincial Key Laboratory of Health Maintenance for Mechanical Equipment, School of Mechanical Engineering, Hunan University of Science and Technology, Xiangtan 411201, China;

2. School of Mathematics and Computational Science, Hunan University of Science and Technology, Xiangtan 411201, China)

Abstract: In order to achieve the design goal of ‘more compact axial gap, higher economy and lower noise’ of modern aeroengine, the axial gap of low-pressure turbines is designed to be shorter. However, the shorter axial gap will seriously affect the aerodynamic performance and rotor/stator interaction noise of the turbines, and higher requirements and challenges are put forward for flow and noise control methods. Therefore, the large eddy simulation and FW-H equation were used to study the rotor/stator interaction noise and aerodynamic

^{*} 收稿日期: 2020-09-27; 修订日期: 2021-02-08。

基金项目: 国家自然科学基金 (51875194); 湖南省自然科学基金 (2020JJ4306); 湖南省教育厅优秀青年基金 (20B226)。

作者简介: 杨成浩, 硕士生, 研究领域为叶轮机械气动噪声。

通讯作者: 冯和英, 博士, 副教授, 研究领域为叶轮机械气动噪声。

引用格式: 杨成浩, 冯和英, 彭叶辉. 尾缘锯齿结构对低压涡轮动静干涉噪声的影响[J]. 推进技术, 2022, 43(5):200755.
(YANG Cheng-hao, FENG He-ying, PENG Ye-hui. Effects of Trailing Edge Serrations on Rotor/Stator Interaction Noise in Low-Pressure Turbines[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(5):200755.)

performance changes of a one-stage low-pressure turbine cascade when the trailing edge of upstream stator adopts short or long sawtooth structures under different axial gaps. The results show that the shortening of the axial gap will cause the deterioration of the aerodynamic performance of the low-pressure turbine, and the leading edge of the downstream rotor will experience a stronger adverse pressure gradient and ‘negative jet’ effect, thereby increasing the rotor/stator interaction noise. The micro-jet generated by the serrated structure of the trailing edge of the stator can suppress the ‘negative jet’ effect, eliminate separation bubbles, weaken the unsteady interference effect, improve aerodynamic performance, and reduce noise. In the case of short axial gap, the noise of long serrated trailing edge is lower. Compared with the base model, the long serrated trailing edge stator can reduce the wake loss by 47.71%, increase the mass flow by 8.65%, increase the total pressure recovery coefficient by 0.88 %, reduce the tonal noise of the 1BPF (Blade passing frequency) and 2BPF by 8.7dB and 11.8dB, respectively, and reduce the A-weighting sound pressure level by 9dB. In the case of shortening the axial gap, the trailing edge of the stator adopts a bionic sawtooth structure, which can achieve both aerodynamic performance improvement and noise reduction.

Key words: Axial gap; Trailing edge serration; Low-pressure turbine; Interference; Aerodynamic noise

1 引言

为了减轻涡轮的质量和追求更高的经济性,涡轮被设计得越来越紧凑^[1-2],叶片之间的轴向间距也越来越小。而轴向间距的缩小会增加动静叶之间的非定常干涉效应,下游转子叶片承受的周期性压力脉动也会随之增加^[3-4],从而导致涡轮噪声辐射量级增大。传统的降噪技术难以在不破坏涡轮紧凑性和轻量化要求的前提下施展,先进的降噪技术得到了研究者们的青睐。因此,较小轴向间距下低压涡轮动静干涉噪声的有效降噪技术研究,对小体积、低油耗、低噪声的涡轮设计意义重大。

受猫头鹰夜间静音飞行的启发,1991年,Howe第一次提出了仿生学锯齿尾缘结构,并通过数学模型预测了尾缘锯齿结构的降噪效果,奠定了相应的理论基础^[5-6]。之后国内外众多学者将锯齿结构运用到孤立叶片上证实了其在降噪方面有诸多优势。其中,乔渭阳等^[7]利用锯齿结构对SD2030翼型进行了降噪研究,研究发现在4kHz以下,单音噪声最大可降低约16dB,主要原因是尾缘锯齿结构可以抑制尾缘处的涡脱落现象,将大涡破碎成各种尺度的小涡,加快其耗散,从而降低了尾缘处湍流脉动和涡量强度。纪良等^[8]通过实验发现在低雷诺数下,尾缘锯齿结构可以降低翼型自噪声约5dB。文献^[9-11]将锯齿结构运用到风力机叶片上,实验证明可降低3~8dB。刘小民等^[12]针对轴流风机进行尾缘锯齿仿生改型,研究发现锯齿结构可以改善风机气流的稳定性,提高了风量约4.6%,单音噪声和宽频噪声均降低约2dB。

随着涡轮轴向间距的减小,涡轮叶片面临着越

来越复杂的非定常干涉效应和越来越大的动静干涉噪声,对流动和噪声控制手段也提出了更苛刻的要求。锯齿尾缘叶片作为目前比较热门的降噪技术,其在真实轴流风机、风力机上的成功应用,为涡轮叶片动静干涉噪声控制技术提供了思路。文献^[13-14]的研究表明,航空压气机静叶运用尾缘锯齿结构后,其尾迹脱落涡被破碎,低能流体与高能流体的掺混被加强,整个流道中的流通情况得到了改善。锯齿尾缘静叶能实现在不影响叶栅扩压能力的前提下,降低叶栅流动损失的效果,且不会破坏其整体结构的稳定性及气动性能。杨成浩等^[15]研究也表明,涡轮叶片上游静叶采用锯齿尾缘结构,可以加强尾迹与主流的掺混,改变尾缘处的涡结构,减少静叶尾迹速度亏损,降低下游叶片所受的压力脉动及非定常气动载荷,且还能适当提升涡轮的流通能力和时均效率。

然而,目前关于尾缘锯齿结构降噪研究主要集中在孤立叶片上。虽有部分学者开始将尾缘锯齿结构用到真实发动机叶片上,但只是初步探讨了锯齿结构对发动机气动性能的影响,未涉及到气动噪声。

因此,探索尾缘锯齿结构对一级叶片动静干涉噪声的影响规律和降噪机理十分必要,尤其是在现代紧凑型发动机设计要求下,较小的轴向间距增强了非定常流动效应和动静干涉效应,传统的降噪技术难以适用新的挑战的情况下。

根据 Ventres 等^[16]提出的噪声预测公式,降低压力脉动幅值即意味着降低气动噪声。本文深入研究在较小轴向间距下,不同结构锯齿尾缘静叶对低压

涡轮动静干涉噪声的影响,并从锯齿根部微射流对“逆射流”效应及分离泡的影响的角度分析锯齿尾缘降噪机理,给出锯齿尾缘结构在不同轴向间距下的降噪规律。

2 数值计算

2.1 研究对象

本文研究对象为 PW-E³ 最后一级低压涡轮叶栅,如图 1 所示。表 1 列出了该涡轮叶栅的详细参数。为了减少流场模拟的计算量,根据文献[17-20],对原始低压涡轮模型进行了简化,将动静叶数目都调整为 120,按照 1:1 建立通道模型,这样就可以在大涡模拟计算中只计算一个通道。此简化方法对于研究动静干涉噪声是合理、可接受的,因为动静叶简化后对于静叶尾迹湍流与动叶干涉的影响不大。轴向间距的变化方式根据文献[21]的方法设置,即将动叶通道整体向前平移,缩短静叶到出口的长度,从而达到静叶-动叶轴向间距变化的目的,其余流道长度则保持不变。

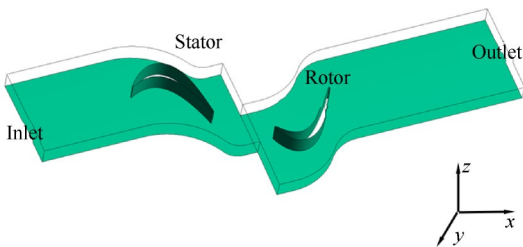


Fig. 1 Sketch of physical model

Table 1 Low-pressure turbine geometry parameters

Geometry parameter	Value
Stator chord/mm	42
Rotor chord/mm	37.6
Stator axial chord/mm	36.5
Rotor axial chord/mm	33.2
Stator aspect ratio	5.43
Rotor aspect ratio	6.28
Rotor speed/(r/min)	1000

表 2 给出了本文所研究的四种模型结构参数及定义,其中 H 为锯齿高度, W 为锯齿宽度, C_s 为静叶弦长。原始设计间距为 $0.6C_s$, 缩短后的轴向间距为 $0.5C_s$ 。考虑了两种长度的锯齿结构,齿长分别为 $H=3\text{mm}$ 和 $H=6\text{mm}$, 它们的齿宽都为 $W=3\text{mm}$ 。因此,四种模型分别为:直尾缘模型_原始间距,记为 Base_0.6;直尾缘模型_短间距,记为 Base_0.5;短锯齿尾缘

模型_短间距,记为 H3W3_0.5,长锯齿尾缘模型_短间距,记为 H6W3_0.5。

Table 2 Design parameters of Low-pressure turbine

Configuration	Trailing edge	H/mm	W/mm	Axial gap
Base_0.6	Straight	—	—	$0.6C_s$
Base_0.5	Straight	—	—	$0.5C_s$
H3W3_0.5	Sawtooth	3	3	$0.5C_s$
H6W3_0.5	Sawtooth	6	3	$0.5C_s$

2.2 数值计算方法

本文采用商业软件 Fluent 进行求解,基于大涡模拟方法 (LES) 和 FW-H 声类比方法建立了噪声预测模型。流场计算采用有限体积法求解控制方程,稳态计算采用了 $k-\omega$ SST 两方程湍流模型,瞬态计算使用 LES 湍流模型和动力 Smagorinsky 亚格子模型,梯度格式为基于单元的最小二乘法,压力项为二阶迎风格式,动量方程为有界中心差分格式,瞬态公式求解为有界二阶隐式格式,设置能够满足 LES 的要求[22-23]。稳态、瞬态计算分别使用多参考系 (Moving reference frame, MRF) 和滑移网格 (Sliding mesh, SM) 来实现涡轮动静干涉模拟,动静区域之间采用 interface 面完成数据的传递。

FW-H 方程考虑了流体中运动的固体壁面对流体诱发噪声的影响[24],非常适合用于动静干涉噪声的预测。FW-H 方程可表示为

$$\left(\frac{1}{c_0^2} \frac{\partial^2}{\partial t^2} - \nabla^2\right) p = \frac{\partial}{\partial t} [Q\delta(f)] - \frac{\partial}{\partial x_i} [F\delta(f)] + \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} [T_{ij}H(f)] \quad (1)$$

式(1)中右侧第 1 项表示流体体积位移产生的单极子声源,第 2 项为固体壁面上脉动力产生的偶极子声源,第 3 项为体积源产生的四极子声源。其中, c_0 为远场流体声速; $H(f)$ 为 Heaviside 函数; $\delta(f)$ 为 Dirac delta 函数; T_{ij} 为 Lighthill 张量。

通过自由空间格林函数求解式(1),其完备解由面积分和体积分组成。面积分显示了单极子、偶极子及部分四极子声源的作用,体积分则为声源面以外的四极子声源作用。于低压涡轮而言,由叶片表面非定常压力脉动产生的偶极子噪声是主要声源[25],单极子噪声和四极子噪声可以忽略不计。因此,叶片表面非定常力产生的噪声可表达为

$$p(x, t) = \frac{1}{4\pi c_0} \int_{f=0} \left[\frac{1}{R(1 - Ma_R)^2} \frac{\partial(F_i R_i)}{\partial t} \right] dS + \frac{1}{4\pi} \int_{f=0} \left[\frac{F_i R_i - F_i Ma_i}{R(1 - Ma_R)^2} \right] dS + \frac{1}{4\pi c_0} \cdot \int_{f=0} \left[\frac{F_i R_i \left\{ R \left(\frac{\partial Ma_R}{\partial t} \right) + c_0 (Ma_R - Ma^2) \right\}}{R^2 (1 - Ma_R)^3} \right] dS \quad (2)$$

式中 $p(x, t)$ 为远场声压; $f = 0$ 为声源面, 既可以是不可穿透固体壁面, 也可以是可穿透积分面; Ma 为来流马赫数; S 为声源面面积; R 为接收点距离声源距离; 其它参数表达式如下

$$Ma_i = \frac{v_i}{c_0}; Ma_R = \frac{x_i - y_i}{R} Ma_i; \quad (3)$$

$$\frac{\partial Ma_R}{\partial t} = \frac{x_i - y_i}{R} \frac{\partial Ma_i}{\partial t}; \tau = t - R/c_0 \quad (4)$$

式中 v_i 为 x_i 方向的速度分量; τ 为延迟时间; t 为接收时间。

图 1 中计算域进口距静叶前缘 $1.5C_x$ (C_x 为静叶轴向弦长), 出口距动叶尾缘 $3.0C_x$ 。为控制网格数目以降低计算量, 叶栅展向尺寸设置为 9mm, 这样的展向高度设置对于转静干涉噪声的研究是合理的^[26-27]。图 2 为静叶尾缘锯齿结构网格细节, 网格划分由 ICEM 完成, 为保证网格质量和计算精度, 采用 H-O-H 的拓扑结构生成结构网格, 叶片周围第一层网格高度为 $1\mu\text{m}$, 网格增长率为 1.1, 保证叶片表面 $y^+ < 1$ 。图 3 为基准模型 Base_0.6 在不同网格数下的总压损失系数 ζ 和总压恢复系数 σ 。由图可知, 当网格数由 3344080 增加到 4325162 时, ζ 和 σ 都不再发生变化, 因此对于 Base_0.6 来说, 3344080 网格数已达到网格无关性要求。按照相同的方法, 对其余三个模型进行网格无关性验证, 最终 Base_0.5, H3W3_0.5 和 H6W3_0.5 的网格数分别为 3312570, 4450710 和 4450710。

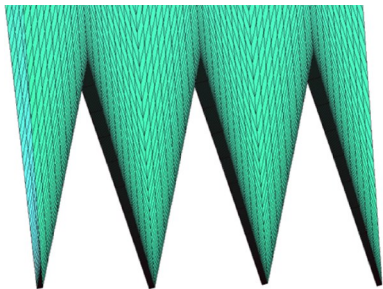


Fig. 2 Mesh of trailing edge serrations

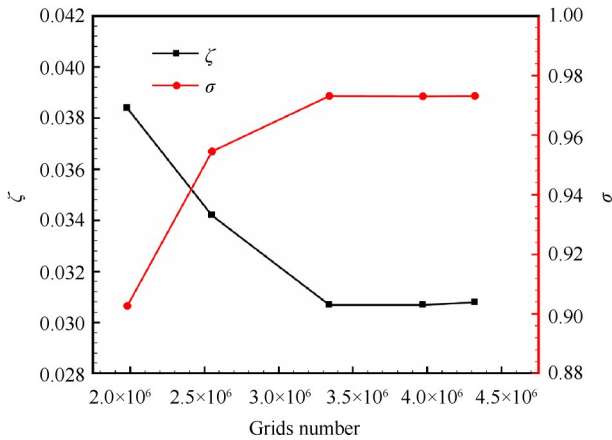


Fig. 3 Verification of grid independence

边界条件设置: 进口为总压入口条件, 出口为静压出口条件, 叶栅周向方向为旋转周期性边界条件, 展向方向设为自由滑移壁面, 叶片表面为绝热无滑移壁面。此时计算时间步长为 $10\mu\text{s}$, 即单个转子叶片通过周期为 50 个时间步。

2.3 计算方法验证

采用国际标准算例里昂中央理工学校 (Ecole Centrale de Lyon) Jacob 等^[28]的圆柱-翼型干涉实验来验证本文建立的噪声预测模型。

图 4 为距翼型前缘 25% 弦长处平均速度分布图, 横坐标中 C 为翼型弦长。数值结果除与 Jacob 等的经典实验结果比较外, 还与 Tong 等^[29]的流场模拟结果进行了比较。图 4 的结果显示, 本文流场计算精度较高, 与实验结果吻合良好。

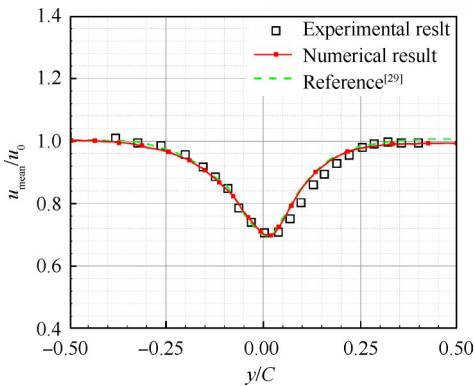


Fig. 4 Mean velocity distribution

图 5 为圆柱-翼型声压级频谱, 噪声接收点为与主流方向垂直且距翼型中点 1.85m 处, 横坐标为斯特劳哈尔数, f 为频率, d 为圆柱直径, u_0 为来流速度; 图 6 为半径 1.85m 圆周上的总声压级指向性图。值得注意的是, 实验模型展长为 200mm, 为了减少 LES 的计算量, 数值模型的展长设为 20mm, 并采用 Perot 等^[30]

基于指数函数的方法对声场结果进行了修正,声学修正结果为 11.42dB。从图 5 和图 6 可以看出,经展向修正的噪声结果与实验结果吻合较好,最大误差为 4.8%,证明了本文噪声预测模型的准确性。

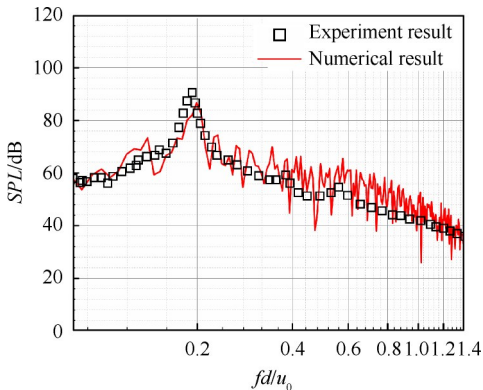


Fig. 5 Sound pressure level spectrum distribution

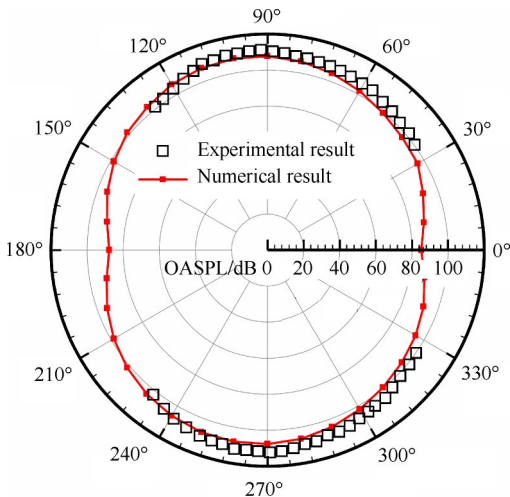


Fig. 6 Directivity of overall sound pressure level on a circle with a radius of 1.85m

3 结果与讨论

3.1 气动性能分析

表 3 给出了四种模型结构静叶尾缘($x/C_s=1$)处的尾迹速度亏损、涡轮质量流量及静叶通道总压恢复系数。从表中可以看出,与基准模型 Base_0.6 相比,缩小轴向间距后的模型 Base_0.5,其气动性能各项指标都有所下降,尾迹速度亏损增加,质量流量及总压恢复系数都略有减小。但是,在小轴向间距的基础上加上锯齿尾缘静叶,气动性能各项指标都有极大的提升,特别是长锯齿尾缘静叶模型 H6W3_0.5,相较于模型 Base_0.5,其尾迹亏损降低了 47.71%,流量提高了 8.65%,总压恢复系数提高了 0.88%。由此可见,缩短轴向间距虽然可以使涡轮的结构更紧凑,但也

会造成气动性能的恶化。此时,静叶采用合理的锯齿尾缘结构,不仅不会破坏涡轮的紧凑性和轻量化设计,还可以极大地提升涡轮气动性能。

Table 3 Aerodynamic performance

Configuration	Wake deficit/ (m/s)	Mass flow/ (kg/s)	Total pressure recovery coefficient
Base_0.6	82.4731	1.884	0.9732
Base_0.5	83.7906	1.872	0.9727
H3W3_0.5	55.5375	1.966	0.9794
H6W3_0.5	43.8145	2.034	0.9813

图 7 为四种模型动叶表面压力分布。其中, C_r 为动叶弦长, PS 表示压力面, SS 表示吸力面。从图中可以看出,对于原型静叶,轴向间距缩小后,动叶吸力面前缘最低压力降低,使得前缘处逆压力梯度增大了 12.5%,这是因为缩短轴向间距会增强动静干涉效应。但是,当静叶采用锯齿尾缘结构时,即使在较小的轴向间距情况下,动叶前缘最低压力都可得到较大程度地提高,即相较于模型 Base_0.5, H3W3_0.5 和 H6W3_0.5 模型动叶前缘最低压力提高了 18.81% 和 68.87%。

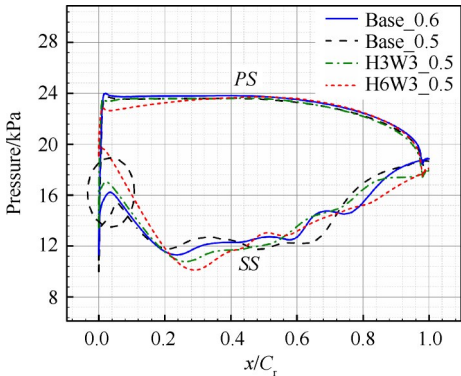


Fig. 7 Pressure distribution of rotor of four models

从图 7 中还可以看出,改变轴向间距和静叶采用尾缘锯齿结构,叶片吸力面压力分布变化较大,压力面基本不受影响。在 $x/C_r=0.04$ 附近,吸力面前缘出现了一个波峰,后面将进一步分析;而在 $x/C_r=0.3\sim1.0$ 内,所有模型动叶吸力面压力波动都较为强烈,相对而言, H6W3_0.5 的波动最平缓, H3W3_0.5 次之,说明静叶采用尾缘锯齿结构不仅可以改善小轴向间距下动叶前缘的逆压梯度,还可以降低吸力面的压力波动,减小涡轮的气动损失和气动噪声。

3.2 流场分析

图 8 为四种模型动叶前缘压力等值线云图。从图中可以看到, Base_0.6 模型吸力面前缘压力等值线

分布较为密集,且存在一个较小的低压区。随着轴向间距的缩短,非定常干涉效应增强,低压区进一步扩大,对应了图 7 中前缘最低压力点下移,而 $x/C_t=0.04$ 附近波峰与最低压力的差值的大小对应着该低压区域的尺寸。由于锯齿结构能加强低速低压的尾迹与主流之间的掺混,并将大尺度涡破碎成小尺度涡,加速涡能耗散,因此,即使吸力面前缘已经出现较大的低压区(图 8(b)),当静叶由原型变成锯齿尾缘结构时,该低压区依然可以被消除(图 8(c)和

图 8(d)),尤其是长锯齿静叶模型情况 H6W3_0.5,由于吸力面前缘最低压力与最高波峰之间的差异已经非常微小,约为 778.5Pa,图 8(d)中已经完全观察不到低压区的痕迹,而且此时动叶通道内压力等值线变得十分稀疏,说明静叶采用锯齿尾缘结构有利于降低动叶的高周疲劳和气动噪声。

图 9 为 Coull 等^[31]关于尾迹对下游叶片干涉作用过程的解释,对本文的计算结果有很好的参考价值。图 9(a)形象地展示了上游静叶尾迹传播到下游动叶通道的过程,可以清楚地看到尾迹冲击到下游动叶时会分为两个部分:一部分与主流方向一致,起到加速流动的作用;另一部分与主流方向相反,阻碍动叶吸力面边界层的流动,即所谓的“逆射流”。图 9(b)为尾迹速度矢量图,进一步解释了“逆射流”的形成机理,由于尾迹速度低于主流速度,其相对速度差与动叶相对旋转速度合成后的速度刚好与主流速度方向相反,因此称为“逆射流”。如此看来,上游静叶的尾迹与主流之间的速度梯度大小会影响“逆射流效应”的强弱,从而影响下游动叶所受的非定

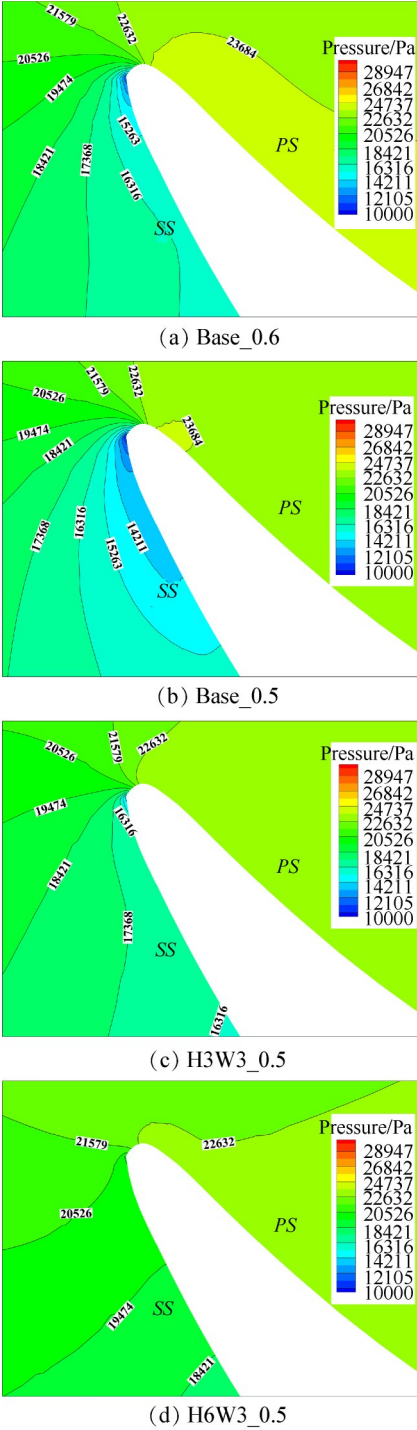


Fig. 8 Contour of pressure at leading edge of rotor

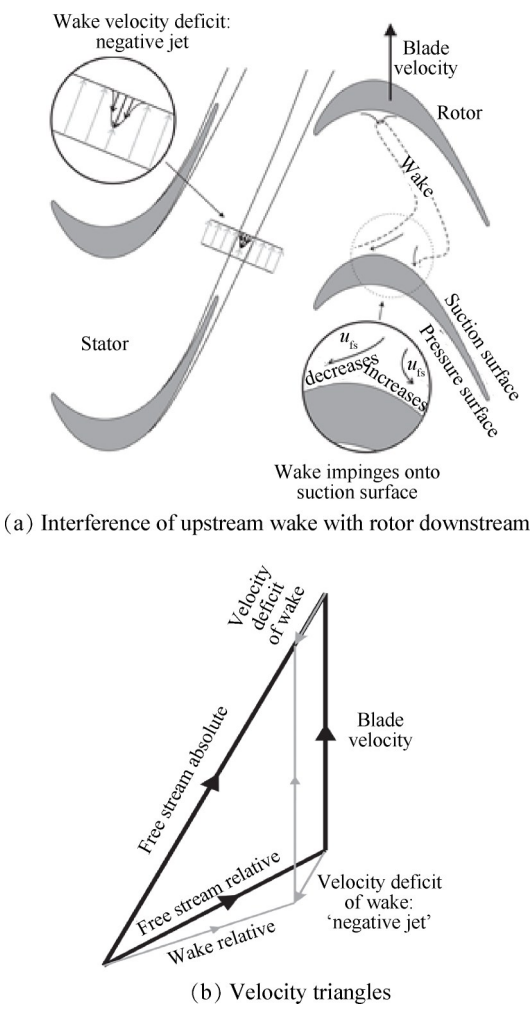
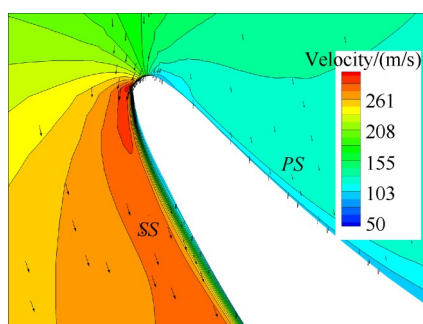


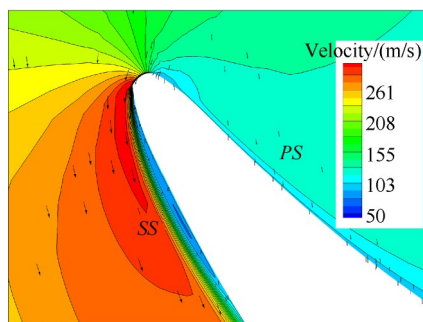
Fig. 9 Sketch of “negative jet” of wake^[31]

常干涉效应。

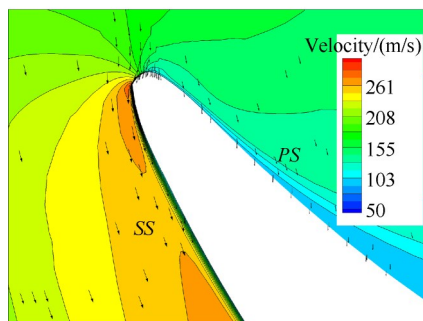
图10为四种模型下游动叶前缘速度分布情况。从图中可以发现,对于原型静叶情况,吸力面前缘存在流动分离现象,出现了明显的分离泡,且分离泡随着轴向间距的缩短而增大。该现象可以用图9的“逆射流”理论解释:随着轴向间距的缩短,进入下游动叶通道的上游尾迹与主流的掺混程度变弱,尾迹和主流之间较大的速度梯度形成了强的“逆射流”效



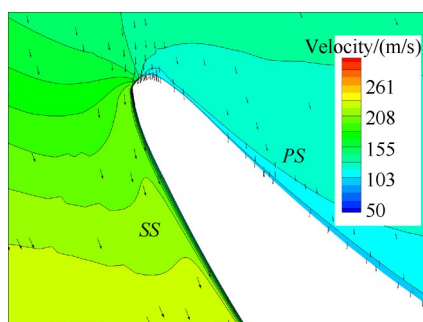
(a) Base_0.6



(b) Base_0.5



(c) H3W3_0.5



(d) H6W3_0.5

Fig. 10 Contour of velocity at leading edge of rotor

应,加上动叶前缘的强逆压梯度,促使边界层进一步分离,分离泡进一步增大。分离泡的存在会增大叶片流动损失,降低涡轮工作效率,增大非定常压力脉动,从而增加噪声辐射。图10(c)和(d)显示,上游静叶采用尾缘锯齿结构可以消除该分离泡,长锯齿结构效果尤为明显(H6W3_0.5模型)。这是因为锯齿结构使得静叶压力面气流被压向吸力面,在齿根处形成了微射流,促进了尾迹与主流之间的掺混,降低了两者之间的速度梯度,消除了“逆射流”效应,从而抑制了动叶表面边界层分离,优化了通道内的流动。

为了进一步分析锯齿尾缘静叶对尾迹流动的影响机理,截取了如图11所示的一级低压涡轮静叶尾缘附近三个监测面(A,B,C)上的展向涡量信息。图12为静叶尾缘处A,B和C平面上的展向涡量云图。从图中可以看出,与原型静叶相比,锯齿尾缘静叶情况下,三个平面的涡量都得到较大程度的降低,平面C的展向涡量衰减幅度最大,且H6W3对展向涡量的降低效果较H3W3更好。从图12(c)和图12(d)可以看出,锯齿根部出现的强烈的微射流现象是涡量降低的主要原因。Chong等^[32]认为,通过锯齿根部从压力面流向吸力面的微射流能破坏尾缘处的涡结构,加强低能流体与高能流体之间的掺混,使得展向涡量迅速耗散。由于长锯齿产生的微射流效应更加显著,所以其尾缘处展向结构大的涡破碎速度更快、程度更大,涡量耗散也更快。全帆等^[7]、杨景茹等^[33]的研究也发现了类似微射流现象。

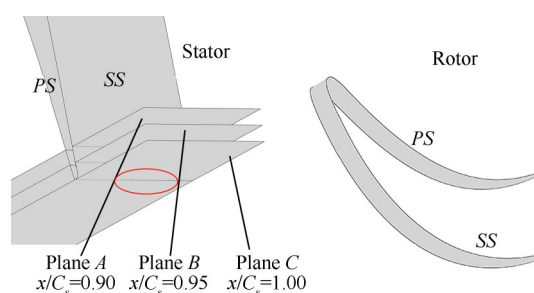


Fig. 11 Sketch of measurement positions

3.3 声场分析

图13为四种模型下游动叶前缘处的压力脉动均方根 p'_{rms} 分布云图, p'_{rms} 可以反映叶片噪声的大小。从图13可以看出,压力脉动值大的位置正对应着图8和图10中的低压区和分离泡所在位置,即动叶吸力面前缘。而且,压力脉动幅值及脉动波及区域随四种模型结构的变化规律也与低压区及分离泡随模型结构的变化规律一致,即原型静叶情况下,脉动幅值

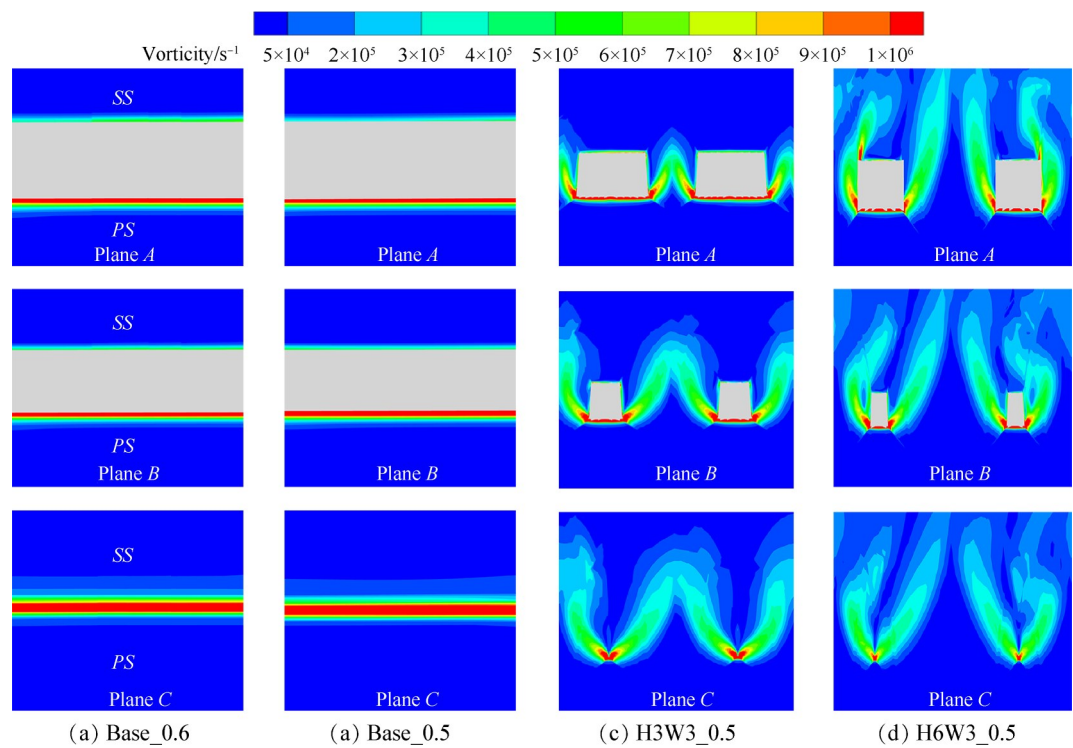


Fig. 12 Distribution of spanwise vorticity at trailing edge of stator

及面积随轴向间距的缩短而增大,但静叶采用锯齿尾缘结构时,脉动幅值及面积能得到有效控制,且长锯齿的控制效果更好。这说明,动静干涉下,下游动叶前缘为主要噪声源所在区域;流动分离导致的分离泡是主要噪声源;长锯齿结构由于其较强的微射流效应改善了静叶尾迹,进而消除了分离泡,因此具有更好的降噪效果。

程度的降低,甚至低于原始模型。相较于 Base_0.5, H3W3_0.5 和 H6W3_0.5 分别降低了总声压级 5.604dB 和 7.808dB。

Table 4 OASPL of different configurations

Configuration	OASPL/dB
Base_0.6	121.907
Base_0.5	125.274
H3W3_0.5	119.670
H6W3_0.5	117.466

图 14 给出了四种模型的声压级频谱图。从图中可以看出,动静干涉噪声在 2kHz 和 4kHz 处存在峰值,其对应的频率分别为动叶的通过频率(Blade passing frequency, BPF)及其二倍频。原型静叶情况下,缩短轴向间距后,在 $1BPF$ 和 $2BPF$ 处,单音噪声分别增大了 2.72dB 和 3.22dB,在 5~10kHz 内宽频噪声增大了约 9dB。静叶采用尾缘锯齿结构后,静叶尾迹特性得到了改善,气流不均匀性降低了,下游动叶前缘的压力脉动被抑制了,使得动叶的单音噪声和宽频噪声均有不同幅度的降低。其中,长锯齿模型(H6W3_0.5)的降噪效果最佳,与 Base_0.5 相比, $1BPF$ 和 $2BPF$ 处单音分别降低了 8.7dB 和 11.8dB,整个频率段的宽频噪声也有较大程度地降低,降低了约 8~15dB。

A 计权声压级可以较好地反映人们对噪声的主

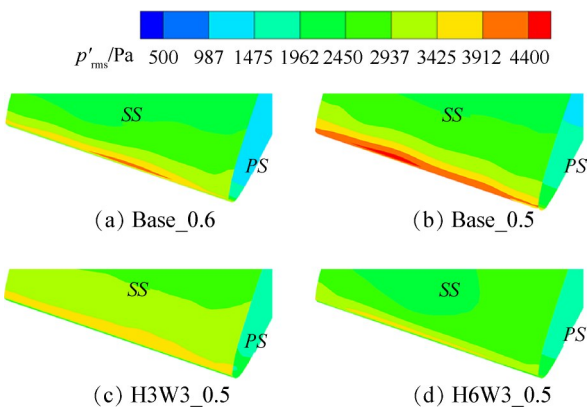


Fig. 13 p'_{rms} distribution at the leading edge of rotor

表 4 给出了四种模型的总声压级。噪声接收点位于模型流道转轴上,且距动叶出口平面 1m 处,其三维坐标为(1.138m,0,0)。从表中可以看出,原型静叶情况下,缩短轴向间距后,总声压级增大了 3.367dB。静叶采用锯齿尾缘结构后,总声压级都得到了不同

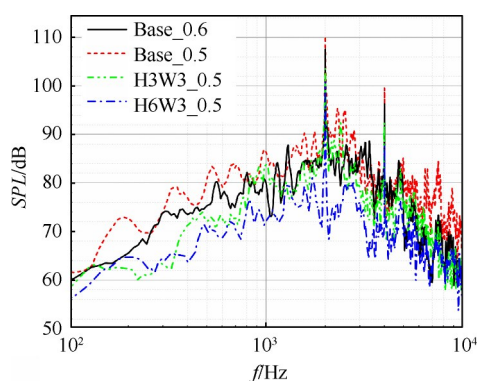


Fig. 14 Sound pressure level spectrum

观感觉,可用于衡量噪声大小^[34],结合人耳的听觉范围,计算频率为0~10kHz。图15为四种模型的A计权1/3倍频图。从图中可以看出,四种模型下的动静干涉噪声都表现出明显的宽频特性;轴向间距缩短后,整个频率范围内的噪声有较大幅度的增大;在小间距的基础上采用静叶尾缘锯齿结构后,全频率段的噪声都有所降低,其中1kHz左右、1.6~3kHz及5~6.3kHz内降噪效果更加显著。相较Base_0.5模型,H3W3_0.5模型降噪约8dB,H6W3_0.5降噪约9dB。因此,静叶尾缘锯齿结构能实现较短轴向间距情况下降低动静干涉噪声的作用,其降噪效果要优于增加轴向间距的方式,且不会破坏涡轮的紧凑性和轻量化要求,更适合用于现代低压涡轮的降噪设计。

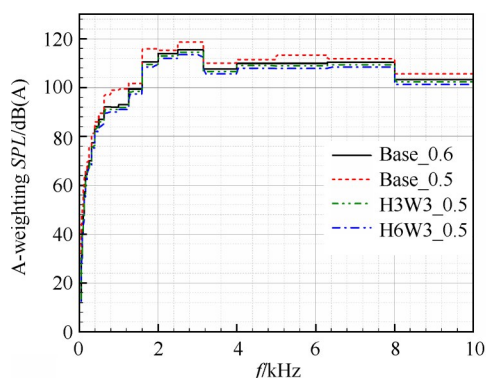


Fig. 15 A-weighting sound pressure level 1/3-octave band

4 结 论

本文通过研究,得出如下结论:

(1)原型静叶情况下,随着轴向间距的缩短,非定常干涉效应增强,涡轮气动性能降低,下游动叶前缘受到的逆压梯度和“逆射流”效应增强,导致分离泡、压力脉动、单音噪声峰值及整个频段A记权声压级噪声都有所增大。

(2)短轴向间距情况下,采用尾缘锯齿静叶有助

于削弱非定常干涉效应,提升气动性能和降低动静干涉噪声,且长锯齿尾缘效果更佳。与Base_0.5模型相比,H6W3_0.5模型的尾迹亏损降低了47.71%,流量提高了8.65%,总压恢复系数提高了0.88%,降低1BPF和2BPF处单音噪声8.7dB、11.8dB,A记权声压级降低了约9dB。

(3)尾缘锯齿结构由于其根部的微射流效应,能促进尾迹与主流之间的掺混,降低速度亏损,消除气流的不均匀性,进而抑制“逆射流”效应,使得动叶前缘的分离泡变小甚至消除,从而降低前缘的压力脉动,抑制了动静干涉噪声。

(4)静叶尾缘锯齿结构具有在较短轴向间距情况下提高气动性能、降低动静干涉噪声的作用,且不会破坏涡轮的紧凑性和轻量化要求,更适合用于现代低压涡轮的气动设计和声学设计。

致 谢:感谢国家自然科学基金、湖南省自然科学基金和湖南省教育厅优秀青年基金的资助。

参考文献

- [1] Fletcher N, Marks C R, Sondergaard R, et al. Characterization of Periodic Unsteadiness Generator for Secondary Flow Studies[R]. AIAA 2019-0622.
- [2] Perez E, Schmitz J T, Jaffa N A, et al. Detailed Experimental Measurement and RANS Simulation of a Low Pressure Turbine with High Lift Blading [R]. ASME GT 2019-91820.
- [3] 王英锋, 胡 骏, 王志强. 转静干涉对叶片非定常表面压力的影响[J]. 推进技术, 2010, 31(2): 198-203. (WANG Ying-feng, HU Jun, WANG Zhi-qiang. Effect of Stator-Rotor Interactions on the Blades Surface Pressure [J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(2): 198-203.)
- [4] 王仲奇, 王松涛, 张龙新. 轴向间距对低反力度压气机性能影响的二维非定常数值研究[J]. 推进技术, 2017, 38(10): 2218-2223. (WANG Zhong-qi, WANG Song-tao, ZHANG Long-xin. Performance Evaluation of a Low-Reaction Compressor with Different Axial Spacing by 2D Unsteady Simulation [J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(10): 2218-2223.)
- [5] Howe M S. Aerodynamic Noise of a Serrated Trailing Edge[J]. Journal of Fluid and Structures, 1991, 5(1): 33-45.
- [6] Howe M S. Noise Produced by a Sawtooth Trailing Edge [J]. The Journal of the Acoustical Society of America, 1991, 90(1): 482-487.
- [7] 全 帆, 乔渭阳, 王良锋, 等. 仿生学翼型尾缘锯齿降噪机理[J]. 航空学报, 2015, 36(9): 2911-2922.

- [8] 纪良, 乔渭阳, 王良峰, 等. 普通室内机翼尾缘噪声降噪的实验研究[J]. 推进技术, 2015, 36(5): 703-712. (JI Liang, QIAO Wei-yang, WANG Liang-feng, et al. Experimental Investigation of Airfoil Trailing-Edge Noise Reduction in a Normal Indoor Test Bed[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36(5): 703-712.)
- [9] Dassen T, Parchen R, Bruggeman J, et al. Results of a Wind Tunnel Study on the Reduction of Airfoil Self-Noise by the Application of Serrated Blade Trailing Edges[R]. *NLR TP 96350*, 1996.
- [10] Braun K A, Van der Borg N J C M, Dassen A G M, et al. Serrated Trailing Edge Noise[C]. *Nice: Proceedings of European Wind Energy Conference*, 1999: 80-183.
- [11] Oerlemans S, Fisher M, Maeder T, et al. Reduction of Wind Turbine Noise Using Optimized Airfoils and Trailing-Edge Serrations[J]. *AIAA Journal*, 2009, 47(6): 1470-1481.
- [12] 王雷, 刘小民, 刘刚, 等. 轴流风机仿生耦合叶片降噪机理研究[J]. 西安交通大学学报, 2020, 54(11): 1-10.
- [13] 陈明. 静子尾缘锯齿对低速轴流压气机的影响研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.
- [14] 王龙. 锯齿尾缘对高负荷扩压叶栅气动性能的影响[D]. 大连: 大连海事大学, 2019.
- [15] 杨成浩, 冯和英, 彭叶辉, 等. 动静干涉下低压涡轮非定常气动载荷研究[J]. 振动. 测试与诊断, 2020, 40(5): 989-996.
- [16] Ventres C S, Theobald M A, Mark W D. Turbofan Noise Generation. Volume 1: Analysis[R]. *NASA CR-167952*, 1982.
- [17] Laborderie J D, Moreau S, Berry A. Compressor Stage Broadband Noise Prediction Using a Large-Eddy Simulation and Comparisons with a Cascade Response Model[R]. *AIAA 2013-2042*.
- [18] Greschner B, Thiele F. Wall Modeled LES Simulation of Rotor-Stator-Cascade Broadband Noise[R]. *AIAA 2011-2873*.
- [19] Reboul G, Polacsek C, Lewy S, et al. Aeroacoustic Computation of Ducted-Fan Broadband Noise Using LES Data[J]. *Journal of the Acoustical Society of America*, 2008, 123(5): 3539.
- [20] 焦峻峰, 宋红超, 季路成. 轴向间距对涡轮激波结构及性能影响研究[J]. 工程热物理学报, 2017, 38(1): 62-67.
- [21] 肖大启, 郑赟, 杨慧. 轴向间距对转子叶片气动激励的影响[J]. 航空动力学报, 2012, 27(10): 2307-2313.
- [22] Hu Z, Liu H, Chen N, et al. Vortex Shedding Noise and Flow Mode Analysis of Cylinder with Full/Partial Porous Coating[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2020, 106(1).
- [23] Wang J, Zhang C, Wu Z, et al. Numerical Study on Reduction of Aerodynamic Noise Around an Airfoil with Biomimetic Structures[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2017, 394: 46-58.
- [24] Smargorinsky J. General Circulation Experiments with the Primitive Equations[J]. *Monthly Weather Review*, 1963, 91(3): 99-164.
- [25] 乔渭阳. 航空发动机气动声学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2010.
- [26] Tong F, Qiao W, Xu K, 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.
- [27] 李智杰. 某燃气涡轮高压级气动与噪声性能的数值研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2019.
- [28] Jacob M C, Boudet J, Casalino D, et al. A Rod-Airfoil Experiment as a Benchmark for Broadband Noise Modeling[J]. *Theoretical and Computational Fluid Dynamics*, 2005, 19(3): 171-196.
- [29] Tong F, Qiao W Y, Chen W J, et al. Broadband Noise Prediction Using Large Eddy Simulation and a Frequency Domain Method[J]. *Applied Acoustics*, 2017, 117: 94-105.
- [30] Perot F, Auger J M, Giardi H, et al. Numerical Prediction of the Noise Radiated by a Cylinder[R]. *AIAA 2003-3240*.
- [31] Coull J, Hodson H P. Unsteady Boundary-Layer Transition in Low-Pressure Turbines[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2011, 681: 370-410.
- [32] Chong T P, Vathylakis A, Joseph P, et al. On the Noise and Wake Flow of an Airfoil with Broken and Serrated Trailing Edges[R]. *AIAA 2011-2860*.
- [33] 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.
- [34] 江朝振, 闫国华, 张鸿, 等. 航空涡扇发动机涡轮噪声适航性评估[J]. 航空动力学报, 2017, 32(2): 507-512.

(编辑:梅 瑛)