

# 仿生波浪前缘对地铁轴流风机气动性能影响研究

李盆宇<sup>1</sup>, 陈建<sup>1</sup>, 吴昊<sup>1</sup>, 梁澍<sup>2</sup>

(1. 上海理工大学 能源与动力工程学院, 上海 200093; 2. 上海飞机制造有限公司, 上海 201324)

**摘要:** 以地铁轴流风机的核心做功部件叶片为研究对象, 受自然界中座头鲸鳍肢前缘波浪结构可改善鳍肢流体动力学性能的启发, 针对性地提出一种仿生波浪前缘设计方案并对叶片进行仿生改造。采用数值模拟研究仿生波浪前缘的结构参数(凹凸结构、振幅、波长及分布长度)对风机气动性能的影响。结果表明: 在全流量下, 凸起仿生波浪前缘总体优于凹凸仿生波浪前缘。在设计流量下, 凸起仿生波浪前缘使风机全压提升 11 Pa, 全压效率提高 3% 左右, 凹凸仿生波浪前缘会降低风机的全压和效率; 仿生波浪前缘的最佳振幅、波长和分布长度分别为 4、8、144 mm; 将最佳结构参数结合得到的风机, 在设计流量下全压提高 3.12%, 达到 562 Pa; 全压效率提高 3.30%, 达到 81.55%。

**关键词:** 地铁轴流风机; 仿生波浪前缘; 数值模拟; 结构参数

中图分类号: TK 8

文献标志码: A

## Study on the effect of bionic wave leading edge on aerodynamic performance of metro axial flow fan

Li Penyu<sup>1</sup>, Chen Jian<sup>1</sup>, Wu Hao<sup>1</sup>, Liang Shu<sup>2</sup>

(1. School of Energy and Power Engineering, University of Shanghai for Science and Technology, Yangpu District, Shanghai 200093, China; 2. Shanghai Aircraft Manufacturing Co., Ltd., Shanghai 201324, China)

**Abstract:** The metro axial flow fan was taken as the research object. A bionic wave leading edge design was proposed for the blade of axial flow fan inspired by the fact that the wave structure of the humpback whales flipper leading edge in nature can increase the hydrodynamic performance of the flipper. Through numerical simulation, the impact of the bionic wave leading edge's structural parameters (amplitude, wavelength, concave-convex structure and distribution length) on the fan's aerodynamic performance were examined. The results show that the convex bionic wave leading edge is generally

收稿日期: 2025-06-19

基金项目: 国家重点研发计划资助项目(2024YFA1012501)

第一作者: 李盆宇(2002—), 男, 硕士研究生。研究方向: 风机优化设计。E-mail: 18877300855@163.com

通信作者: 陈建(1979—), 男, 副教授。研究方向: 风力机流固耦合特性、风场布局优化。E-mail: 09900589R@connect.polyu.hk

引文格式: 李盆宇, 陈建, 吴昊, 等. 仿生波浪前缘对地铁轴流风机气动性能影响研究[J]. 上海理工大学学报, 2026, 48(4): 457-470.

Citation: Li Penyu, Chen Jian, Wu Hao, et al. Study on the effect of bionic wave leading edge on aerodynamic performance of metro axial flow fan[J]. Journal of University of Shanghai for Science and Technology, 2026, 48(4): 457-470.

better than the concave and convex bionic wave leading edge at whole flow range. The convex bionic wave leading edge enhanced the fan's total pressure by 11 Pa and total pressure efficiency by approximately 3% under the design flow rate, while the concave and convex bionic wave leading edge decreases the fan's total pressure and efficiency. The best amplitude, wavelength and distribution length are 4, 8, 144 mm for the biomimetic wave leading edge, respectively. By integrating the optimal geometric parameters, the modified fan exhibits a 3.12% increase in total pressure at the design flow rate, reaching 562 Pa. While the total pressure efficiency is enhanced by 3.30%, achieving a value of 81.55%.

**Keywords:** metro axial flow fan; bionic wave leading edge; numerical simulation; structural parameters

轴流风机是利用叶轮旋转来提升气体压力并输送气体的设备，具有流量大、结构简单、适用性广等优势。然而，当空气经轴流风机输送时，会产生叶型损失、环面损失、二次流损失以及径向间隙损失<sup>[1]</sup>。因此，改善轴流风机内部流动状况对降低风机气动损耗具有重要意义。为提高风机的气动性能，学者们开始对叶片结构进行优化设计，如优化弯掠参数<sup>[2]</sup>、改变叶片翼型<sup>[3]</sup>、叶片表面制造凹坑<sup>[4]</sup>、加装导向翼<sup>[5]</sup>等，都取得了一定的效果。

近年来，国内外学者尝试将仿生结构运用到轴流风机。叶学民等<sup>[6]</sup>在 OB-84 型轴流风机叶片尾缘处布置锯齿形结构，发现尾缘锯齿可以在小流量下提高轴流风机效率，降低中低频噪声。胡盈彬等<sup>[7]</sup>将仿生尾缘襟翼应用到轴流风机，通过数值模拟分析不同襟翼安装角度发现，将襟翼安装角度设置为 140°时，风机的性能提升最为显著。Liang 等<sup>[8]</sup>将鱼尾鳍分叉结构应用到轴流风机叶片尾缘上，通过实验和数值模拟发现叉形尾缘可以减弱叶尖泄露强度，从而提高风机效率。Tian 等<sup>[9]</sup>对轴流风机外缘轮廓线进行仿生改造，实验结果表明，外缘适当深度的凹陷结构对提高风机气动性能有积极影响。印玮等<sup>[10]</sup>将脊状结构、尾缘锯齿及前缘波齿 3 种结构应用到轴流风机，实验结果表明，尾缘锯齿风机在小流量，锯齿沿展向的分布长度增加有利于提高风机效率。

Chen 等<sup>[11]</sup>发现在叶片前缘布置仿生波浪结构可以提高抗分离能力，且在发生失速时，该结构可以减小升力和阻力的波动防止突然失速，从而改善性能。因此，诸多学者将仿生波浪结构应用到轴流风机叶片前缘上。Corsini 等<sup>[12]</sup>利用数值模拟探究正弦形波浪前缘结构对隧道轴流风机抗失

速特性的影响，研究表明，前缘结构可显著提高风机的抗失速能力。李晓凯等<sup>[13]</sup>研究了波浪前缘对矿用轴流风机气动性能的影响，发现波浪形前缘结构叶片的轴流风机可以显著提升大流量工况下的全压和全压效率。Bharanitharan 等<sup>[14]</sup>对比研究波浪前缘和原叶片轴流风机的气动性能，数值模拟结果表明，大流量下波浪前缘轴流风机压降更小。张昕等<sup>[15]</sup>运用数值模拟方法研究前缘锯齿齿高对轴流风机气动性能的影响，发现当相对齿高为 0.56 时，风机全压和效率均得到提升。

基于地铁轴流风机大流量、高风压的特点，与文献 [13] 矿用轴流风机工作环境相似，可通过在叶片前缘布置仿生波浪前缘结构改善风机性能。然而当前对于轴流风机上的仿生波浪前缘结构研究，多是研究波浪前缘单一结构对风机的影响，尚未系统分析波浪前缘各关键参数的敏感性，更缺乏基于参数化翼型的仿生波浪前缘设计研究。因此，本文受自然界中座头鲸鳍肢前缘波浪结构<sup>[16]</sup>启发，提出面向地铁轴流风机的仿生波浪前缘叶片设计方法，通过构建参数化模型探究仿生波浪前缘凹凸结构、振幅、波长与分布长度 4 个参数的协同作用机制，并探究其对地铁轴流风机气动性能的影响。

1 几何模型及计算策略验证

1.1 地铁轴流风机模型及波浪前缘设计

本文以轴流风机常用的 CLARK-Y 翼型作为参考翼型，根据风机空气动力设计参数进行地铁轴流风机建模，设计参数如表 1 所示，图 1 为原型轴流风机示意图。

仿生波浪前缘叶片的设计原理如图 2 所示，

表 1 轴流风机参数  
Tab. 1 Axial flow fan parameters

| 参数                                        | 数值     |
|-------------------------------------------|--------|
| 叶轮直径 $D/\text{mm}$                        | 900    |
| 轮毂直径 $d/\text{mm}$                        | 342    |
| 叶高 $L/\text{mm}$                          | 379    |
| 叶片数量                                      | 8      |
| 转速 $n/(\text{r}\cdot\text{min}^{-1})$     | 1450   |
| 设计流量 $q_v/(\text{m}^3\cdot\text{s}^{-1})$ | 10.722 |

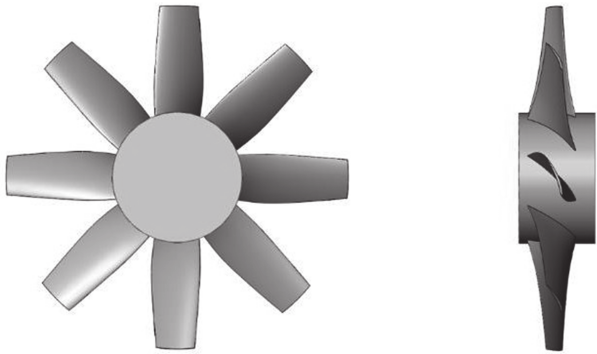


图 1 地铁轴流风机模型  
Fig. 1 Model of metro axial flow fan

其主要特征由波长  $\lambda$  和振幅  $A$  两个参数控制。为保证引入波浪结构后翼型表面的光滑性和气动连续性，本文提出一种基于坐标变换的参数化建模方法，该方法保持翼型最大厚度位置  $x_{C_{\max}}$  之后的

几何形状不变，仅对最大厚度位置之前的前缘区域进行拉伸或压缩变形。假设原二维翼型截面曲线上的点坐标为  $(x, y)$ ，则重构后的仿生翼型坐标  $(x', y')$  进行如下变换：

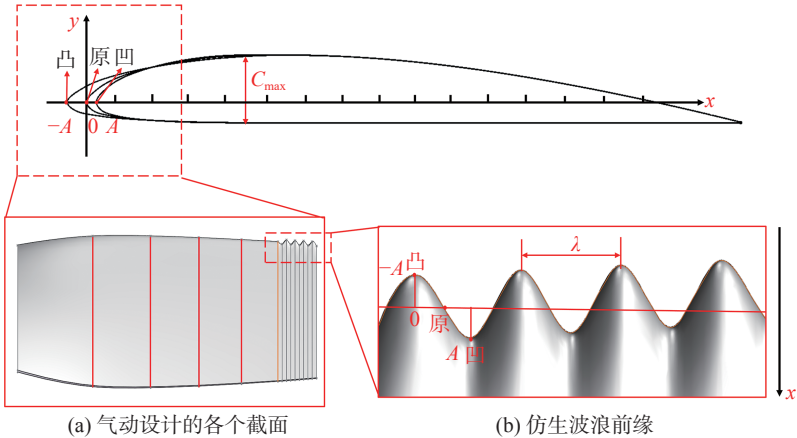


图 2 仿生波浪前缘设计示意图  
Fig. 2 Schematic diagram of the bionic wave front design

式中： $A$  为振幅； $x_{C_{\max}}$  为翼型最大厚度处横坐标。变换过程中，翼型截面曲线的纵坐标  $y$  保持不变，即  $y'=y$ 。

波长  $\lambda$  为沿叶片展向 2 个波峰或波谷之间的几何间距，在对仿生波浪前缘改造建模过程中，根据设定的  $\lambda$ ，在叶片展向方向插入经过坐标变化的翼型截面，通过放样得到仿生波浪前缘叶片。

1.2 计算域及网格划分

地铁轴流风机计算域如图 3 所示<sup>[17]</sup>，建立直径为 0.91 m 旋转域，转速为 1450 r/min，其与叶片之间的间隙为 5 mm。地铁轴流风机模拟的静止域分别为入口域和出口域。入口域长度取风机叶轮直径的 3 倍，为 2.7 m，左侧入口边界条件设置为质量流量入口；出口域长度取风机叶轮直径的 10 倍，为 9 m，右侧出口处边界条件设为压力出口。

本文采用 Fluent Meshing 软件对计算域进行网

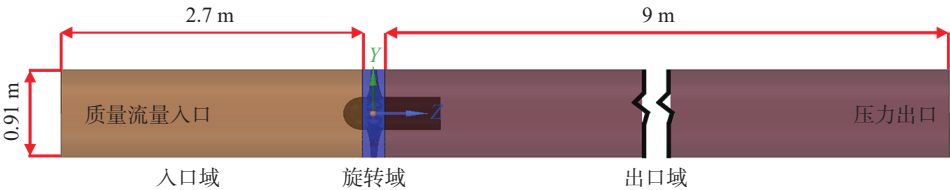


图 3 地铁轴流风机计算域模型  
Fig. 3 Computational domain of metro axial flow fan

格划分。图 4 为地铁轴流风机网格划分图。为了能够精准捕捉叶片表面流动状况，网格划分时对叶片表面网格尤其是叶片前缘部位进行加密处理，以保证近壁面处无量纲  $y^+ < 45$  [18-19]。

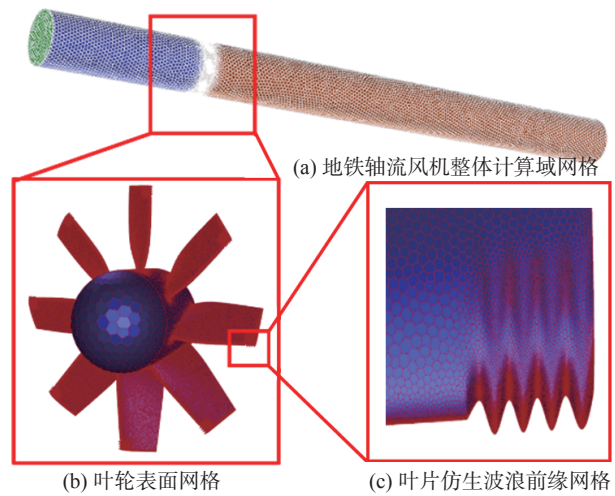


图 4 地铁轴流风机网格划分图  
Fig. 4 Meshing for metro axial flow fan

1.3 计算方法及湍流模型

本文使用 Ansys Fluent 软件，采用多参考坐标系法进行稳态模拟，离散格式采用二阶迎风格式，以减小数值扩散误差，压力-速度耦合采用 SIMPLE 算法 [6]；为选择湍流模型，对 3 种  $k-\epsilon$  湍流模型在设计流量下的计算结果与实验结果进行对比，如表 2 所示，可以发现 RNG  $k-\epsilon$  模型的吻合效果最理想，与实验值仅差 2.35%，所以本文湍流模型选用 RNG  $k-\epsilon$  模型。

表 2 3 种湍流模型的计算结果

| 湍流模型                    | 实验全压效率/% | 数值模拟全压效率/% | 相对误差/% |
|-------------------------|----------|------------|--------|
| 标准 $k-\epsilon$         | 76.45    | 81.81      | 7.01   |
| RNG $k-\epsilon$        | 76.45    | 78.25      | 2.35   |
| Realizable $k-\epsilon$ | 76.45    | 79.48      | 3.97   |

1.4 网格无关性验证

网格数量直接关系着数值求解的速度和精度，因此进行数值模拟前需进行网格无关性检验，图 5 为全压与网格数量变化关系图。从图 5 中可知，当网格数量超过 361 万时，地铁轴流风机全压随网格数变化很小，相对误差小于 1%。因此，本文在后续数值计算时选用 361 万网格进行模拟。

为进一步验证数值模拟的准确性，图 6 为原型地铁轴流风机性能实验数据与数值数据的对

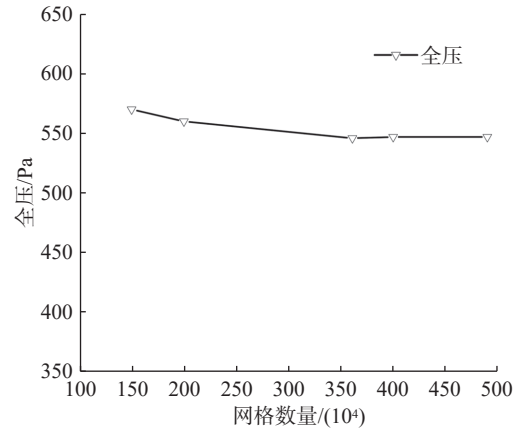


图 5 网格无关性验证  
Fig. 5 Mesh independence verification

比。从图 6 中可知，通过两种方法得到的风机性能参数变化趋势基本相同，最大误差都控制在 5% 以内。在大部分工况点，数值数据略高于实验数据，这是因为数值模拟时将风机模型进行了简化处理，从而改善了流动导致的结果。综合来看，数值模拟结果基本上能够反映实际风机的压力和全压效率随流量变化的情况，可认为本文采用的数值方法是值得信赖的。

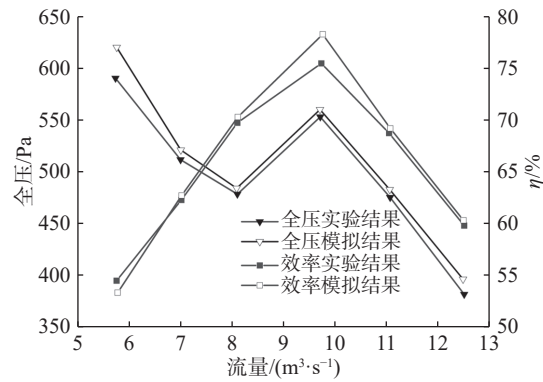


图 6 实验数据和模拟数据对比  
Fig. 6 Comparison of experimental data and simulation data

2 结果与分析

本节利用数值模拟方法探究仿生波浪前缘结构中，凹凸结构、振幅  $A$ 、波长  $\lambda$  及分布长度  $S$  这 4 个参数对风机性能的影响。

2.1 不同凹凸结构仿生波浪前缘对地铁轴流风机性能的影响

本文不同凹凸结构的改进方案有两种：一种为仅对一个波长  $\lambda$  中的  $\lambda/2$  处二维翼型截面进行改造，且为凸造型，形成凸起波浪前缘，如图 7(b)、(d) 所示；另一种为对一个波长  $\lambda$  内的二维翼型截



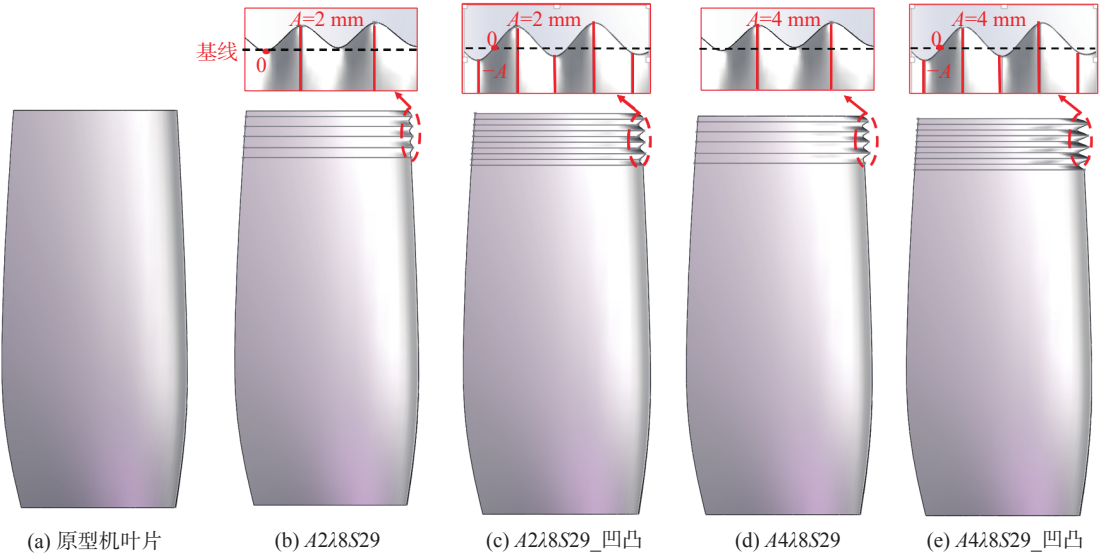


图 7 不同凹凸结构仿生波浪前缘叶片

Fig. 7 Bionic wave leading edge blades with different concave and convex structures

面进行重构，其中  $\lambda/2$  处二维翼型截面为凸造型，其他截面为凹造型，形成凹凸波浪前缘，如图 7(c)、(e) 所示。通过对这 5 种地铁轴流风机进行数值模拟研究仿生波浪前缘的最佳凹凸结构。

2.1.1 地铁轴流风机性能曲线分析

图 8(a) 为不同凹凸结构仿生波浪前缘风机和原型机的全压-流量 ( $P_{\text{TF}}-q_v$ ) 变化曲线。可看出 A2λ8S29、A4λ8S29 及 A4λ8S29-凹凸风机在设计流量点达到全压峰值，但 A2λ8S29-凹凸风机的全压峰值后移至设计流量点之后。在设计流量下，A2λ8S29 和 A4λ8S29 风机的全压分别比原型机提高 2、11 Pa，A4λ8S29-凹凸和 A2λ8S29-凹凸风机的全压低于原型机，A2λ8S29-凹凸风机比原型机低 130 Pa。在工作流量下 ( $q_v = 9 \sim 11 \text{ m}^3/\text{s}$ )，A4λ8S29

风机全压曲线高于原型机且变化更为平缓，A2λ8S29 风机全压曲线高度接近于原型机且变化也较为平缓，A4λ8S29 和 A2λ8S29 风机在工况范围内运行更加稳定。在大流量工况下 ( $q_v > 11 \text{ m}^3/\text{s}$ )，A4λ8S29、A2λ8S29 和 A4λ8S29-凹凸风机与原型机全压曲线重合，因此，能满足大流量下的运行。

图 8(b) 为不同凹凸结构仿生波浪前缘风机和原型机的全压效率-流量 ( $\eta_{\text{TF}}-q_v$ ) 变化曲线。可以看出，A2λ8S29、A4λ8S29 风机的全压效率在全流量工况下总是高于原型机，其中 A4λ8S29 风机的全压效率在设计流量下提升多达 3.04%，达到 81.29%。而 A2λ8S29-凹凸风机的全压效率仅在流量大于  $11.5 \text{ m}^3/\text{s}$  时高于原型机，A4λ8S29-凹凸风机仅在小流量工况时全压效率高于原型机。

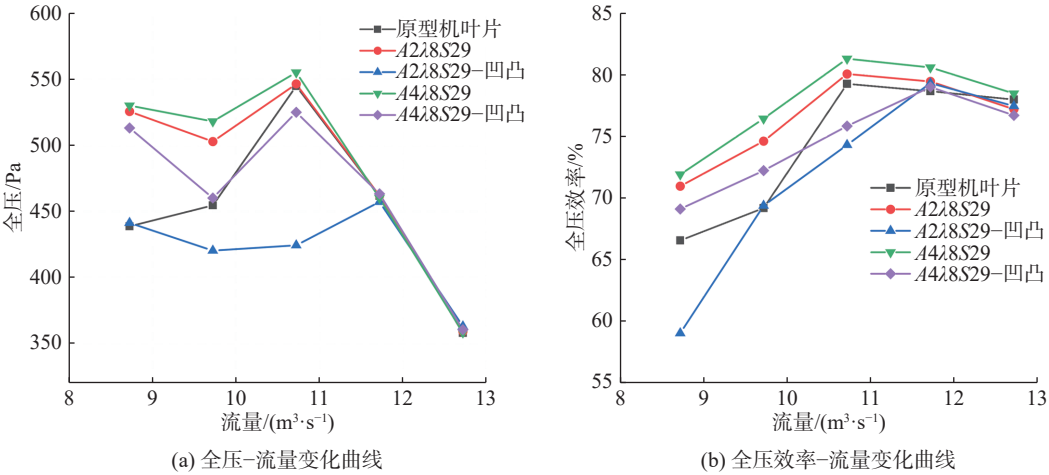


图 8 翼型前缘不同凹凸结构对风机性能的影响

Fig. 8 Effects of different concave and convex structure of airfoil leading edge on fan performance

2.1.2 单叶片吸力面与压力面细节分析

图 9 和图 10 为设计流量下叶片吸力面和压力面的压力分布。从图 9 中吸力面压力分布可以看出,相较于原型机,采用仿生波浪前缘的叶片在叶顶区域能够产生更高的压力区,这主要是由于仿生波浪前缘结构扩大了叶片前缘的气流冲击面积。 $A2\lambda 8S29$  和  $A4\lambda 8S29$  风机叶顶高压区面积较小,  $A2\lambda 8S29$ -凹凸和  $A4\lambda 8S29$ -凹凸风机叶顶高压区面积较大且主要集中在前缘。结合图 9 和图 10 可以看出,  $A2\lambda 8S29$  和  $A4\lambda 8S29$  风机叶顶部位的压力差小于原型机,风机的叶顶间隙流的强弱取决于叶顶吸力面与压力面的压力差,因此可知  $A2\lambda 8S29$  和  $A4\lambda 8S29$  风机叶顶间隙流的产生要少于原型机。这说明采用仿生波浪前缘的叶片可以通过改

变压力梯度分布优化流动结构,与文献 [20] 所得结论相符。

此外,  $A2\lambda 8S29$  和  $A4\lambda 8S29$  风机扩大了吸力面的低压区面积,  $A2\lambda 8S29$ -凹凸和  $A4\lambda 8S29$ -凹凸风机造成吸力面的低压区面积减小,这使得  $A2\lambda 8S29$ -凹凸和  $A4\lambda 8S29$ -凹凸风机升力减小,造成效率下降。综上所述,凸起波浪前缘能有效优化叶轮吸力面的压力分布情况,而凹凸波浪前缘造成叶轮吸力面的压力分布进一步不合理。

2.2 仿生波浪前缘振幅大小对地铁轴流风机性能影响

为探究仿生波浪前缘的振幅对风机性能产生的影响,本节分别对原型机和  $A2\lambda 8S29$ 、 $A4\lambda 8S29$ 、 $A6\lambda 8S29$  这 3 个波浪前缘振幅分别为 2、4、6 mm

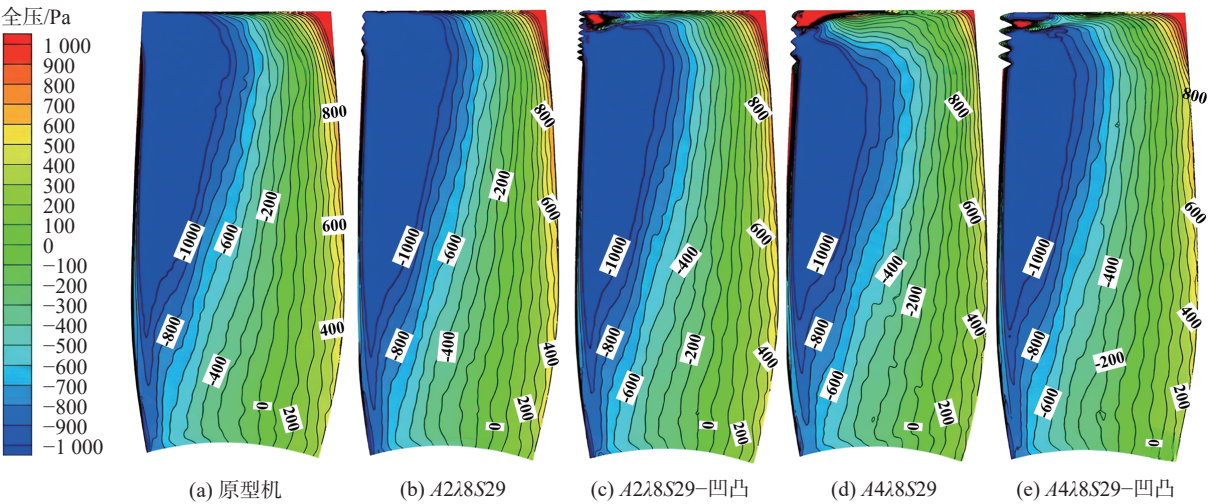


图 9 不同凹凸结构叶片吸力面压力云图

Fig. 9 Pressure cloud diagram of the suction surface for blades with different concave-convex structure

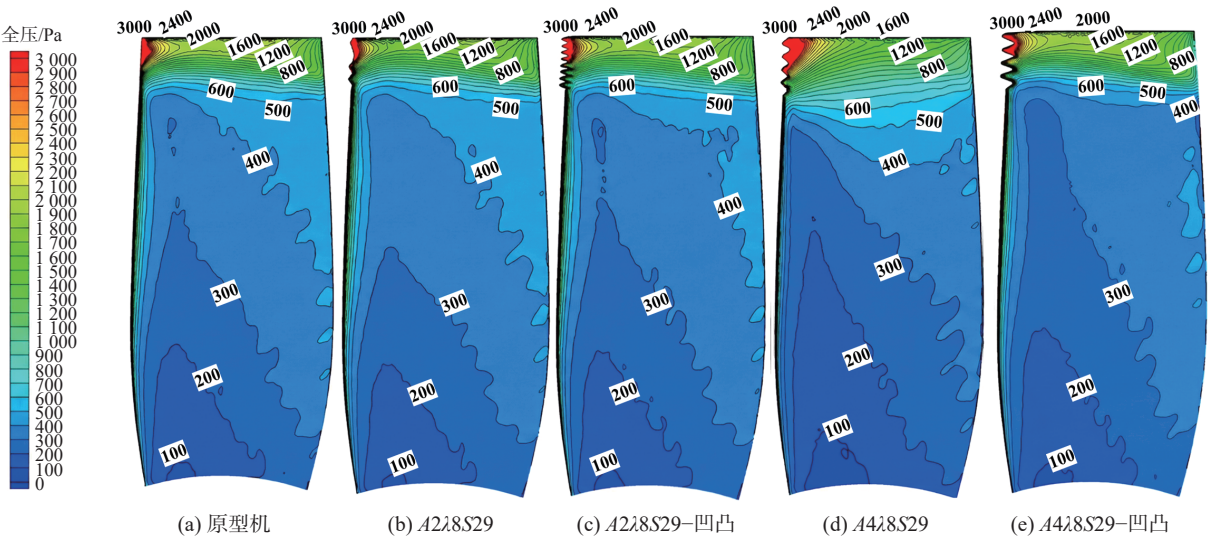


图 10 不同凹凸结构叶片压力面压力云图

Fig. 10 Pressure cloud diagram of the pressure surface for blades with different concave-convex structures

的风机进行数值模拟研究, 叶片模型如图 11 所示。

2.2.1 地铁轴流风机性能曲线分析

图 12(a) 给出了原型机和 3 种不同振幅风机的  $P_{\text{TF}}-q_v$  曲线。由图可知, 在小流量工况下, A4λ8S29 风机表现最佳, 相较于原型机全压平均提升 50 Pa, 与 A2λ8S29 风机全压差距不大, 且二者的  $P_{\text{TF}}-q_v$  曲线变化平缓, 而 A6λ8S29 风机的全压在小流量区间内基本低于原型机。在工作流量下, 3 台风机的全压与原型机都相近, 能满足标准工况运行下的全压需求, 其中 A4λ8S29 风机全压最高。在大流量工况下, 3 台风机的全压曲线与原型机几乎重合, 仿生波浪前缘没有对风机气动性能产生影响。因此, 仿生波浪前缘振幅对风机全压的影响主要集中在小流量工况下。

图 12(b) 为原型机和 3 种不同振幅风机的  $\eta_{\text{TF}}-q_v$  曲线。由图可知, A4λ8S29 风机的全压效率

明显提高, 尤其是设计流量的效率, 高出原型机 3.04%。在全流量工况下, A4λ8S29 风机的效率均高于其他风机, A2λ8S29 风机全压效率除在大流量工况下都高于原型机, 而 A6λ8S29 风机仅在小流量工况下对全压效率起积极作用。

2.2.2 单叶片吸力面与压力面细节分析

图 13 和图 14 为设计流量下不同仿生波浪前缘振幅叶片的吸力面和压力面的压力分布。由图 13 可见, 4 台风机的叶片在吸力面上的压力分布均出现了比较明显的从左至右的逆压梯度, 且在叶片中上部前缘后出现大面积压力为 -1 000 Pa 的低压区。对比图中 4 种叶片发现, A2λ8S29 风机和原型机的吸力面压力分布相差不大, 而 A4λ8S29 风机的叶顶仿生波浪前缘后出现一小面积压力为 1 000 Pa 的高压区, A6λ8S29 风机吸力面的叶顶整体成为 1 000 Pa 的高压区。高压区能减少叶顶部

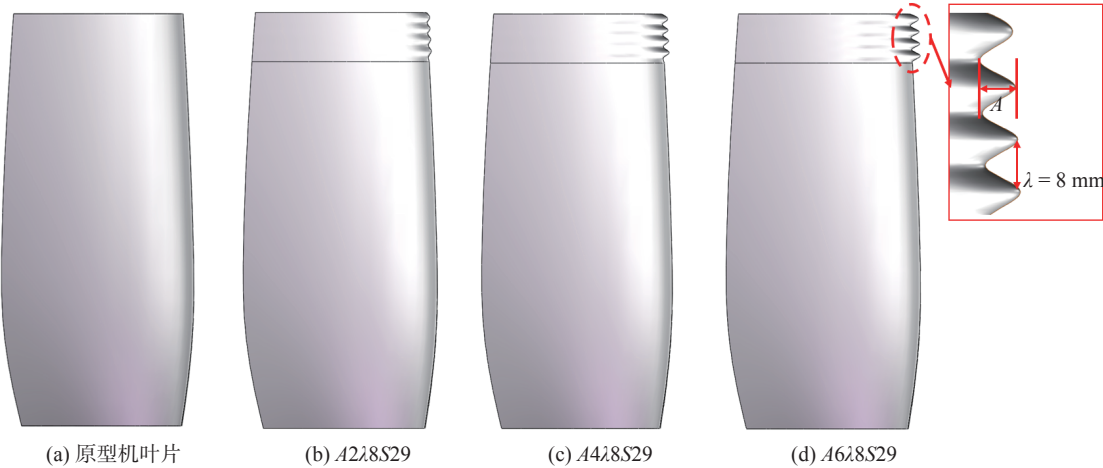


图 11 不同振幅仿生波浪前缘叶片

Fig. 11 Bionic wave leading edge blades with different amplitudes

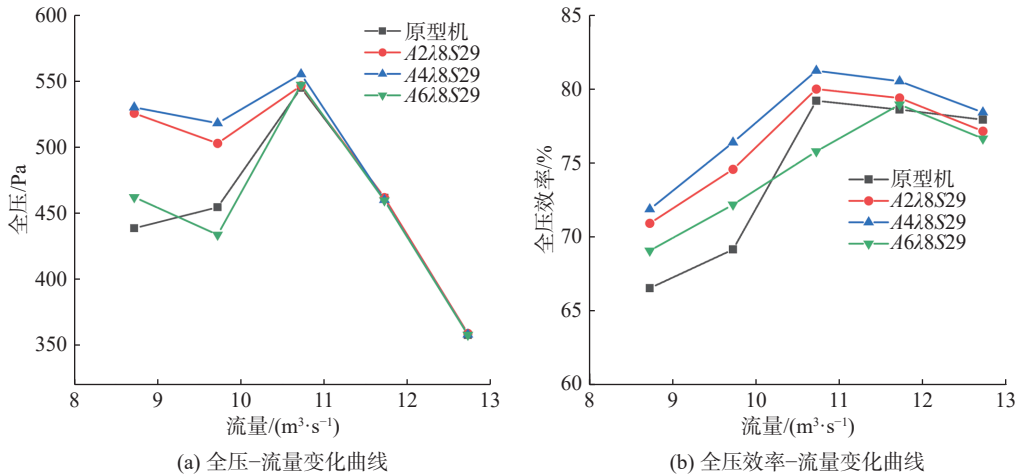


图 12 翼型前缘不同振幅对风机性能的影响

Fig. 12 Effects of different amplitudes of airfoil leading edge on fan performance



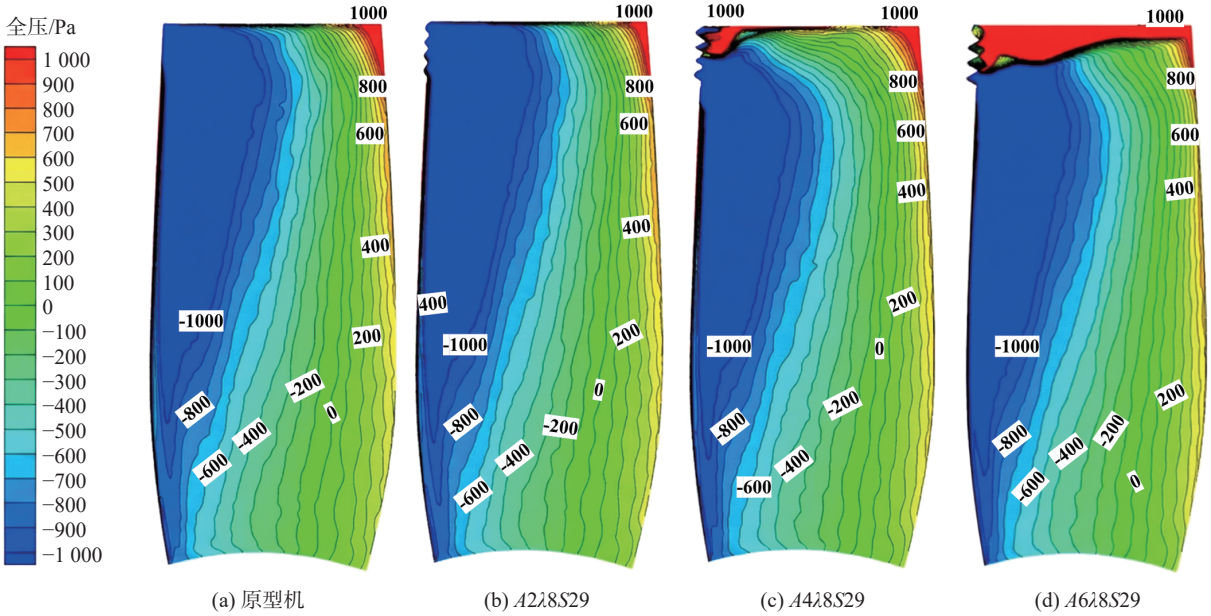


图 13 不同振幅仿生波浪前缘叶片吸力面压力云图

Fig. 13 Pressure cloud diagram of suction surface of bionic wave leading edge blade with different amplitudes

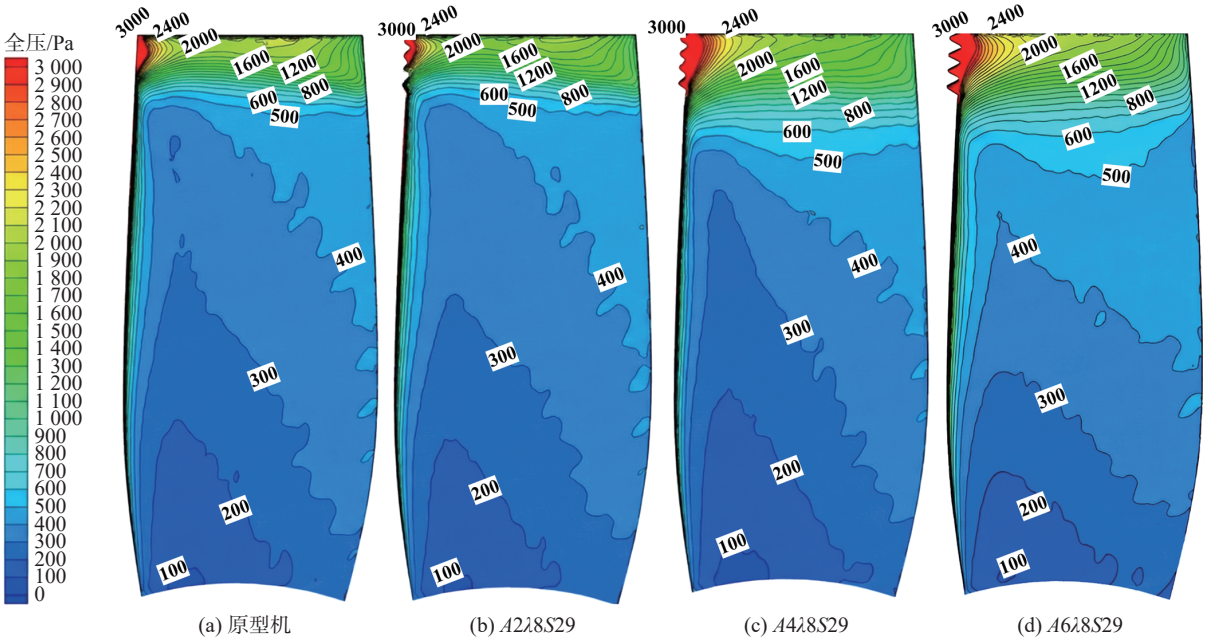


图 14 不同振幅仿生波浪前缘叶片压力面压力云图

Fig. 14 Pressure cloud diagram of the pressure surface of the bionic wave leading edge blade with different amplitudes

分的压力差使叶顶间隙流减少，而  $A6\lambda8S29$  风机的 1 000 Pa 高压区面积过大，虽然能降低叶顶压力差减少叶顶间隙流，但牺牲了叶顶大面积的做功区域，引起风机气动性能恶化，导致其效率低于其余风机。

由图 14 可以看出，相较于原型机叶片，仿生波浪前缘的存在改变了压力面叶顶的压力分布，随着仿生波浪前缘振幅的逐渐增大，3 000 Pa 高压区的面积也逐渐增大， $A4\lambda8S29$  和  $A6\lambda8S29$  风机的

高压区位置恰好对应吸力面的高压区，进而减少叶顶区域的压力差。 $A4\lambda8S29$  和  $A6\lambda8S29$  风机的 500 Pa 压力等值线明显低于原型机和  $A2\lambda8S29$  风机，这表明  $A4\lambda8S29$  和  $A6\lambda8S29$  风机压力面的做功能力强于原型机和  $A2\lambda8S29$  风机。综合叶片吸力面与压力面的对比结果可知，振幅为 4 mm 的仿生波浪前缘结构综合表现最优，此时对应的相对波高  $A/\lambda = 0.5$ 。该结论与文献 [15] 的研究结论相吻合，其指出相对波高  $A/\lambda = 0.56$  时，仿生波浪前缘



对轴流风机气动性能的优化效果最佳。

2.3 仿生波浪前缘波长对地铁轴流风机性能的影响

本节探究仿生波浪前缘波长对风机性能产生的影响。根据 2.2 节可知, 振幅为 4 mm 的仿生波浪前缘对改善地铁轴流风机气动性能效果最好。因此, 本节振幅设置为 4 mm, 并对不同波长的 A4λ4S29、A4λ8S29 和 A4λ16S29 风机, 即仿生波浪前缘波长 λ 分别为 4、8、16 mm 的风机进行研究, 叶片模型如图 15 所示。

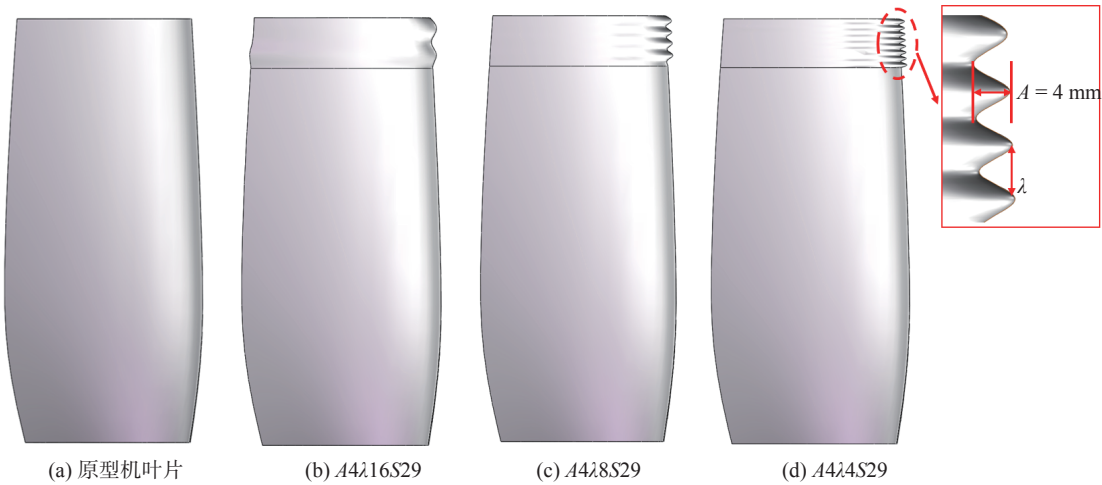


图 15 不同波长仿生波浪前缘叶片  
Fig. 15 Bionic wave leading edge blades at different wavelengths

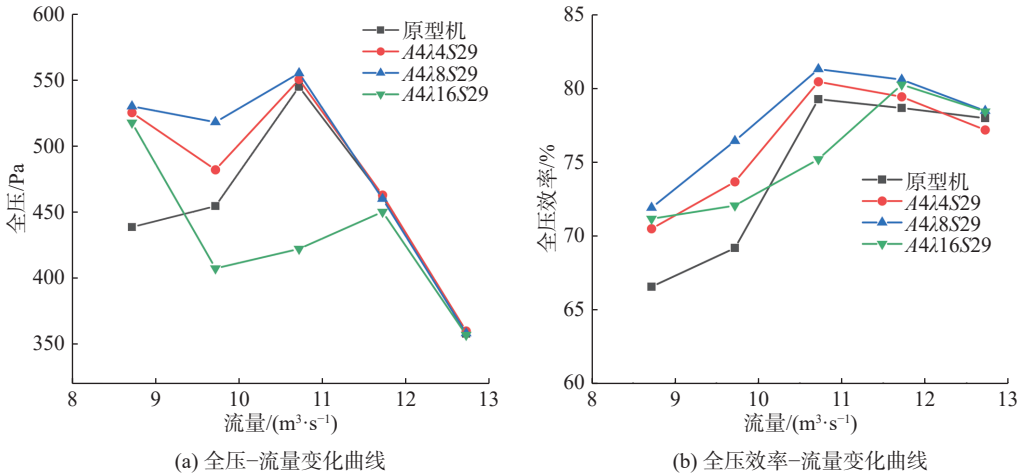


图 16 翼型前缘不同波长对风机性能的影响  
Fig. 16 Effects of different wavelengths of airfoil leading edge on fan performance

图 16(b) 为不同波长地铁轴流风机和原型机的  $\eta_{tF}-q_v$  曲线。由图可知, 在小流量工况下, A4λ8S29 风机的效率最佳, 全压效率平均高于原型机 9% 左右。在工作流量下, 原型机、A4λ8S29 及 A4λ4S29 风机的全压效率到达最高, 分别为 78.25%、

2.3.1 地铁轴流风机性能曲线分析

图 16(a) 给出了 3 种不同波长地铁轴流风机和原型机的  $P_{tF}-q_v$  曲线。由图可知, 在小流量工况下, A4λ8S29 和 A4λ4S29 风机的全压曲线都高于原型机, 且 A4λ8S29 风机更优于 A4λ4S29 风机。在设计流量下, A4λ8S29 风机全压最高。在大流量工况下, 原型机、A4λ8S29 和 A4λ4S29 风机的全压曲线几乎完全重合且随流量的增大呈线性下降趋势, 而 A4λ16S29 风机虽存在一个峰值, 但仍然小于其他风机。

81.29% 和 80.34%, A4λ16S29 风机的全压效率峰值偏移到工作流量后为 80.36%, 在大流量工况下, A4λ16S29 风机的全压效率高于 A4λ8S29 风机。

2.3.2 单叶片吸力面与压力面细节分析

图 17 和图 18 分别为设计流量下叶片的吸力面

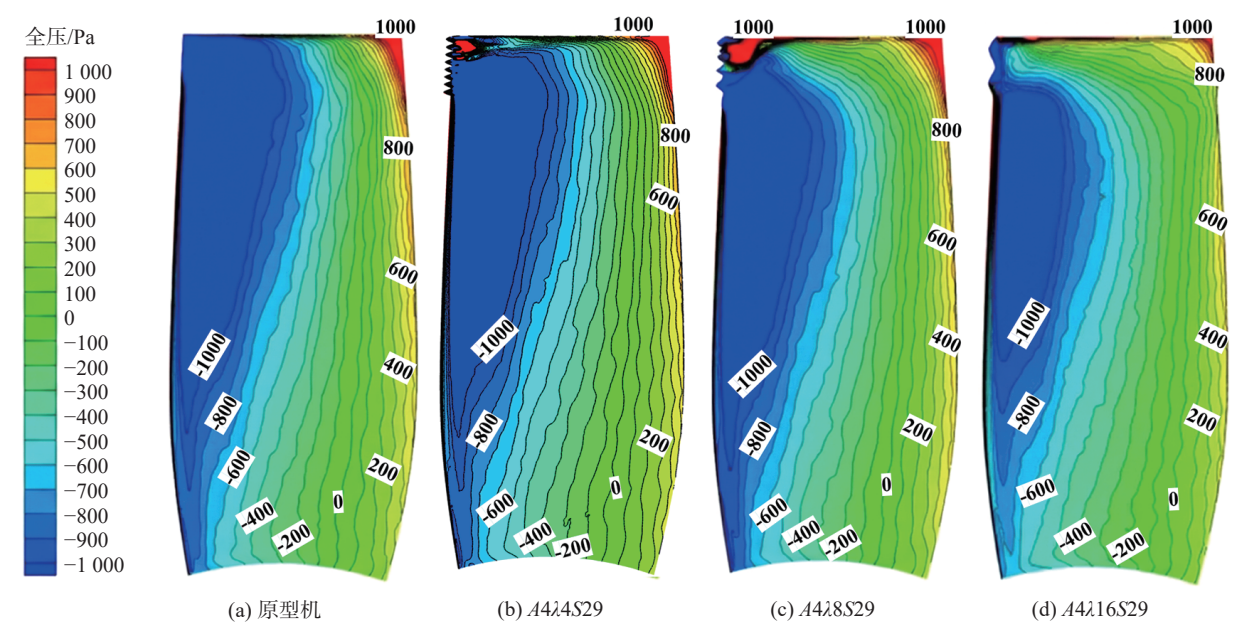


图 17 不同波长仿生波浪前缘叶片吸力面压力云图

Fig. 17 Pressure cloud diagram of suction surface of bionic wave leading edge blade at different wavelengths

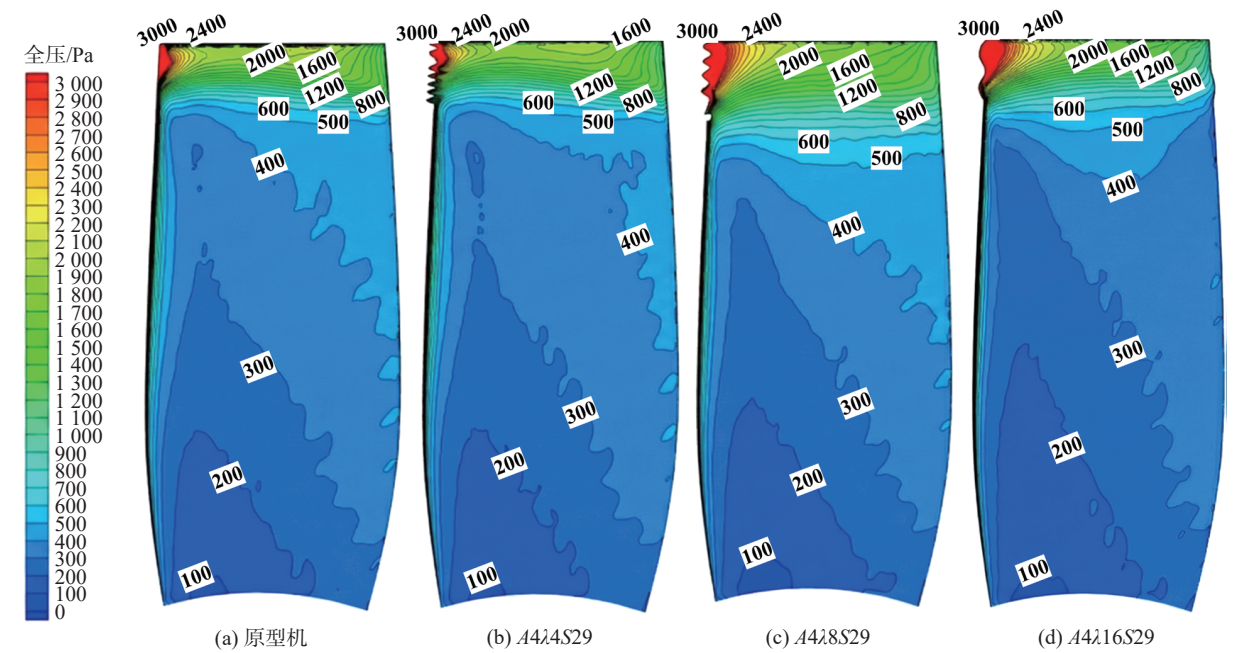


图 18 不同波长仿生波浪前缘叶片压力面压力云图

Fig. 18 Pressure cloud diagram of the pressure surface of the bionic wave leading edge blade at different wavelengths

和压力面的压力分布。由图 17 可以看出，A4λ4S29 和 A4λ8S29 风机都在吸力面前缘相同位置出现面积相近的 1000 Pa 高压区。而 A4λ16S29 风机在仿生波浪前缘位置压力仍然保持-1000 Pa，但向后缘发展时被迅速变化的压力梯度取代，压力升高，且吸力面中整体压力为-1000 Pa 的面积减小。

由图 18 中压力面的压力分布可知，相较于原型机，A4λ4S29 风机叶顶 3000 Pa 的高压区面积没有扩大，而 A4λ8S29 和 A4λ16S29 风机，叶顶

3000 Pa 的高压区面积明显增大。A4λ8S29 风机叶顶以下的叶片压力梯度变化最为显著，500 Pa 压力等值线位置高于原型机和 A4λ4S29 风机。这表明 A4λ8S29 风机叶片压力面做功能力更强。结合吸力面和压力面的压力分布可以看出，A4λ4S29 风机叶顶压力差小于原型机，叶顶间隙流得到抑制；A4λ8S29 风机在叶顶的情况与 A4λ4S29 风机相似，同时叶片中部压力得到提升，叶片做功能力增强；A4λ16S29 风机叶顶压差减小，但叶顶以下

面积压力差过度减小, 叶片气动性能遭到破坏。综上所述, 当仿生波浪前缘波长为 8 mm 时, 叶片表面的压力分布情况最好。

2.4 仿生波浪前缘长度对地铁轴流风机性能的影响

在 2.2、2.3 节得出仿生波浪前缘的最佳振幅

为 4 mm、最佳波长为 8 mm 的基础上, 将对不同分布长度的 A44λ8S29、A44λ8S72、A44λ8S144、A44λ8S216、A44λ8S379 风机进行研究, 其分布长度  $S$  分别设置为 29、72、144、216、379 mm, 其占叶片的比例分别为 7.6%、19.0%、38.0%、57.0%、100.0%, 叶片模型如图 19 所示。

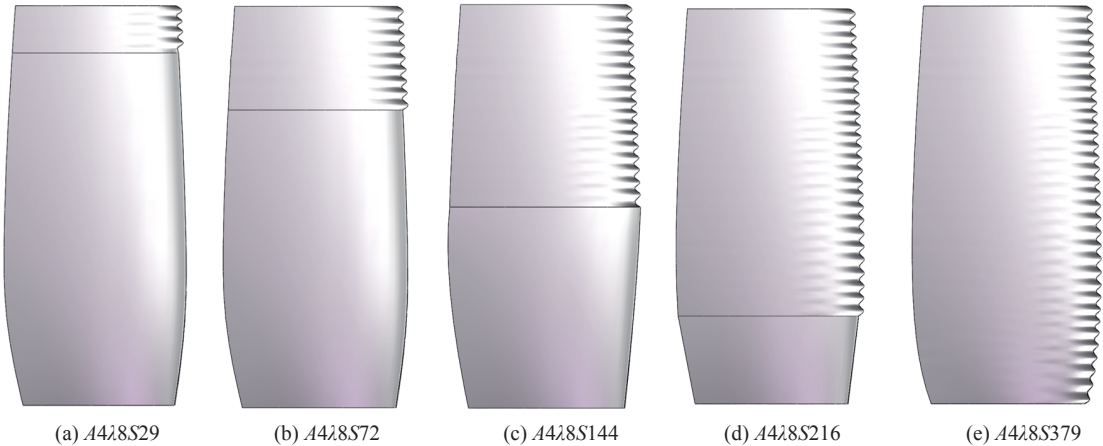


图 19 不同长度仿生波浪前缘叶片

Fig. 19 Bionic wave leading edge blades at different lengths

2.4.1 地铁轴流风机性能曲线分析

图 20(a) 为原型风机及 5 种不同仿生波浪前缘分布长度下, 风机全压随流量的变化规律。可以

看到, 随着布置长度的增加, 风机全压表现为先增大后减小的趋势, 其中, A44λ8S144 风机的全压表现最好, 为 562 Pa, A44λ8S379 风机表现最差。

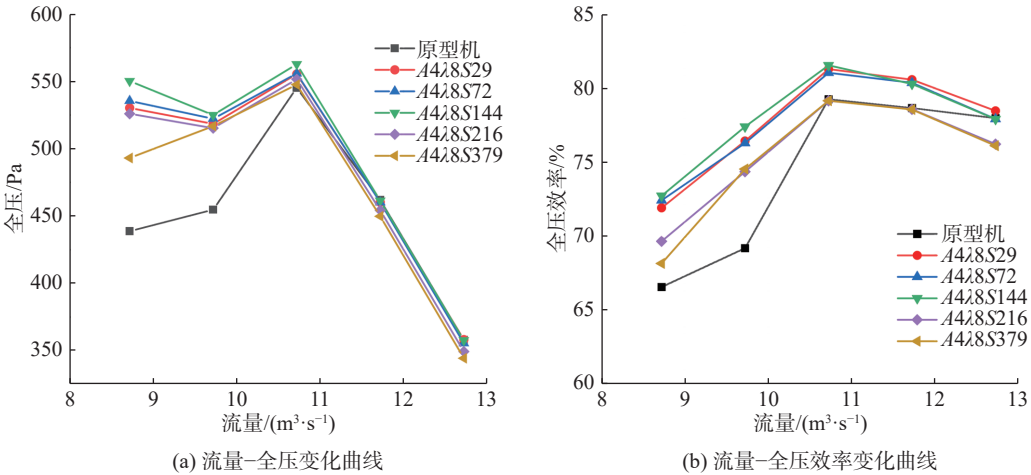


图 20 翼型前缘不同长度对风机性能的影响

Fig. 20 Effects of different lengths of airfoil leading edge on fan performance

图 20(b) 为原型机和 5 种不同仿生波浪前缘分布长度下风机的全压效率随流量的变化情况。由图可知, 在全流量区间内所有风机全压效率都为先升后降, 且在设计流量附近达到峰值, A44λ8S144 风机明显高于其他 4 台。在设计流量附近, A44λ8S144 风机仍表现最佳, 全压效率为 81.55%。然而, A44λ8S216 和 A44λ8S379 风机的设计流量下全压效率

低于原型机, 说明过长的仿生波浪前缘不利于风机高效率运行。

2.4.2 单叶片吸力面与压力面细节分析

由于不同仿生波浪前缘分布长度的风机在小流量下全压和全压效率区别明显, 故对该工况下的叶片表面压力分布进行分析, 图 21 和图 22 为流量在 8.722 m³/s 下, 不同仿生波浪前缘长度叶片



的吸力面和压力面的压力分布。从图 21 中可看出，长度超过 144 mm 时，吸力面原本连续的低压区域呈现分散化分布。这可能是由于叶根区域邻近轮毂，气流与轮毂摩擦导致边界层增厚，该区域

域本身已存在动能衰减现象。仿生波浪前缘的引入进一步加剧了叶根处流动阻力，造成附加动能损失，这是在叶片中下部布置仿生波浪前缘对地铁轴流风机气动性能造成损失的原因。

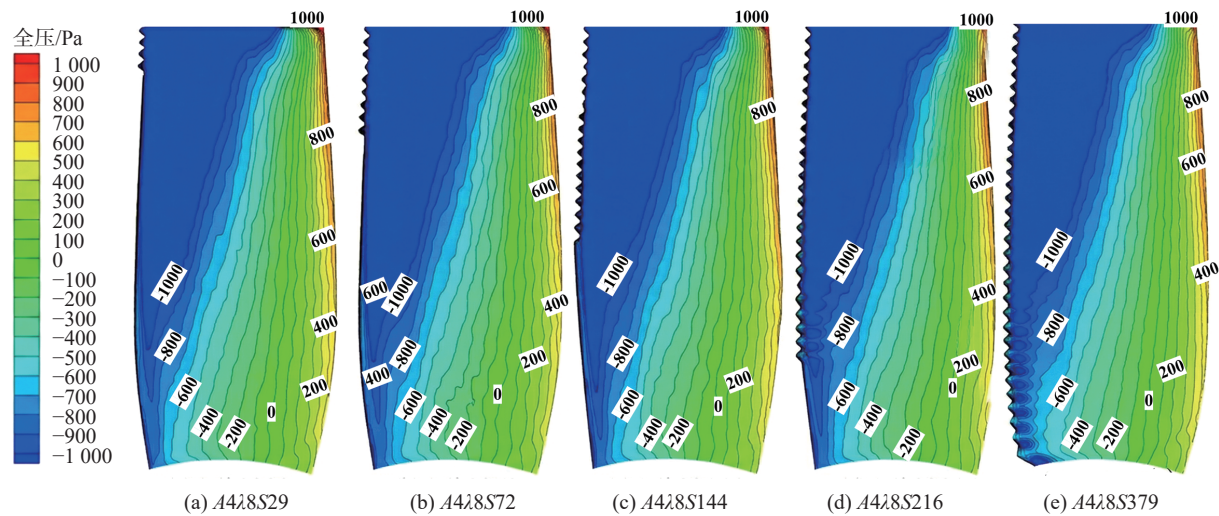


图 21 不同长度仿生波浪前缘叶片吸力面压力云图

Fig. 21 Pressure cloud diagram of suction surface of bionic wave leading edge blade at different lengths

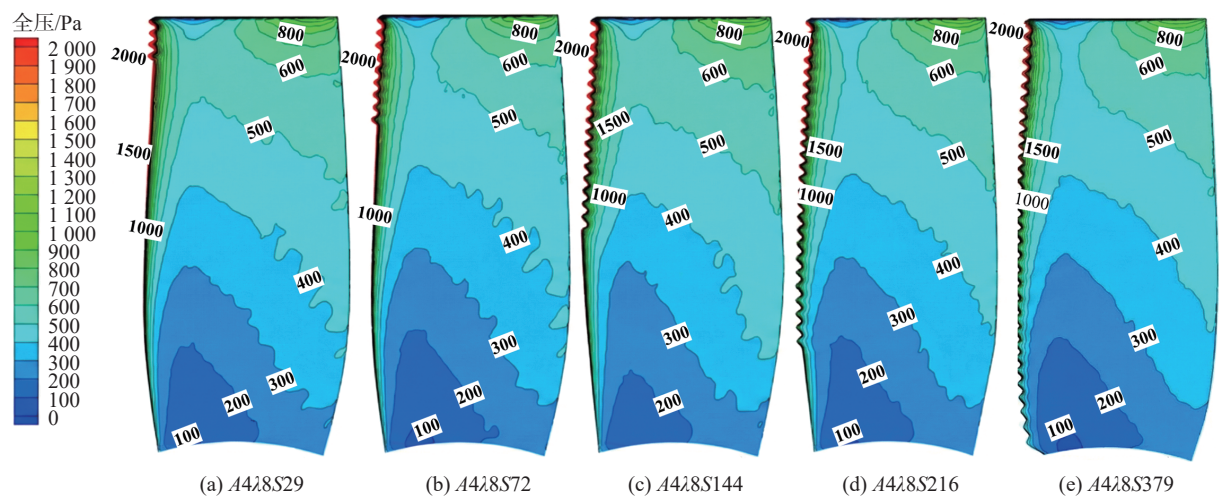


图 22 不同长度仿生波浪前缘叶片压力面压力云图

Fig. 22 Pressure cloud diagram of the pressure surface of the bionic wave leading edge blade at different lengths

对比 A448S29、A448S72 和 A448S144 3 款风机，A448S29、A448S72 吸力面压力分布基本相同，A448S144 风机相较于二者低压区面积略微增大。从压力面分布特征来看，A448S144 风机在 500~600 Pa 的区域面积和 A448S29 风机接近，且大于其他 3 种叶片，同时，叶根部位 0~200 Pa 低压区面积最小。综上，仿生波浪前缘的最佳分布长度为 144 mm，并且靠近叶根处不宜布置。

2.5 仿生波浪前缘 4 个结构参数对比分析

为分析仿生波浪前缘 4 个结构参数对风机气

动性能影响的大小，对不同改进方案在设计工况下的平均全压以及平均全压效率较原型机提升进行对比，结果如表 3 所示。由表 3 可知：在全压的提升上，依次优化仿生波浪前缘凹凸结构、振幅、波长以及分布长度后，平均全压不断提升，在优化分布长度后平均全压提升最为显著，平均全压较原型机提高 7.89 Pa；在全压效率的提升上，依次优化仿生波浪前缘凹凸结构、振幅、波长以及分布长度后，平均全压效率不断提升，在优化分布长度后平均全压效率提升最为显著，

表 3 设计工况下各结构参数性能提升

Tab.3 Performance improvement of various structural parameters under design conditions

| 结构参数 | 平均全压提升/Pa | 平均全压效率提升/% |
|------|-----------|------------|
| 凹凸结构 | -5.87     | -0.30      |
| 振幅   | 3.51      | 0.60       |
| 波长   | 5.24      | 0.79       |
| 分布长度 | 7.89      | 1.82       |

平均全压效率较原型机提高 1.82%，较优化凹凸结构、振幅、波长 3 个参数下的平均全压效率提升提高 1.03%。

Jung 等<sup>[21]</sup> 研究发现轴流风机叶根附近区域是气动损失的高发区，该区域的流场结构对几何变化十分敏感。图 23 为设计工况下不同分布长度叶

轮  $Q$  准则( $Q = 8 \times 10^5 / s^2$ )定义的旋涡结构，从图 23 中可以看出，叶轮流场中的涡流主要分为叶顶泄露涡、叶根分离涡及叶片分离涡。对比仿生波浪前缘不同分布长度的风机发现，A448S29 和 A448S72 风机叶轮区域内的涡流分布相似，A448S72 风机的叶顶部位叶片分离涡流略多，而 A448S216 和 A448S379 风机最严重的涡流为叶根分离涡。通过图 24 中 A448S379 风机叶根分离涡示意图可以看出，A448S379 风机中气流与叶根处的仿生波浪前缘冲击，原本应该附着在吸力面上的气流提前发生了分离，造成气流能量损失。在所有长度的仿生波浪前缘风机中，A448S144 风机叶轮区域内的 3 种涡流都为最少，因此，A448S144 风机的能量耗散最少。这反映出分布长度直接决定了叶根处的流场结构，成为影响风机性能的决定因素。



图 23 不同分布长度叶轮的旋涡结构  
Fig. 23 Vortex structures of impellers with different distribution lengths

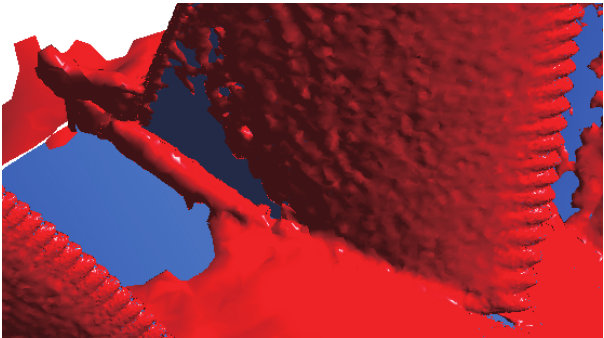


图 24 A448S379 风机叶根分离涡示意图  
Fig. 24 Schematic of the blade root separation vortex for the A448S379

3 结 论

本文以 CLARK-Y 翼型为原始结构，提出了一种在叶片前缘处设计仿生波浪前缘的新方法，采用数值模拟方法，分析仿生波浪前缘的凹凸结构、振幅、波长以及分布长度对气动性能的影响，最终分析结果表明：

a. 在全流量工况下，采用凸起波浪前缘优于凹凸波浪前缘。在设计流量下，凸起波浪前缘结构有效优化了叶片表面压力分布，进而提高风机的压力和全压，A448S29 风机的提升最为明显全压



提升 11 Pa, 全压效率提升 3.04%, 达到 81.29%。

b. 在小流量及设计流量工况下, 仿生波浪前缘最佳振幅为 4 mm。振幅对风机性能的影响主要集中在小流量工况, 该工况下最佳振幅的 A448S29 风机全压较原型机平均提升 50 Pa, 拓宽了风机的高效稳定的运行范围。当振幅过大时, 叶顶吸力面会形成过大的高压区, 导致效率下降。而大流量工况下, 振幅变化对性能影响较小。

c. 在全流量工况下, 仿生波浪前缘最佳波长为 8 mm。A448S29 风机在小流量工况下, 全压效率平均高于原型机约 9%; 在设计流量下, 最佳波长能有效改善叶顶区域的压力梯度分布, 增强做功能力, A448S29 风机的全压效率到达最高, 为 81.29%, 优于波长为 4 mm 和 16 mm 的方案。

d. 分布长度是影响风机性能最为敏感的几何参数, 在全流量工况下仿生波浪前缘在叶片上分布的最佳长度为 144 mm。随着布置长度的增加, 风机全压呈现出先增大后减小的趋势, 在最佳长度 144 mm 时达到峰值为 562 Pa, 同时在设计流量下该分布长度的风机全压效率也为最高, 达 81.55%, 相较于原型风机提高 3.3%。当分布长度过长, 延伸至叶根附近时, 气流冲击会导致叶根处发生严重的流动分离, 导致风机性能下降。

#### 参考文献:

- [1] 昌泽舟. 轴流式通风机实用技术 [M]. 北京: 机械工业出版社, 2005.
- [2] 金永平, 刘德顺, 文泽军. 矿用对旋式轴流通风机前后两级叶片弯掠参数优化设计 [J]. 煤炭学报, 2010, 35(10): 1754-1759.
- [3] Sai Q Y, Xu H D, Chen J, et al. Experimental and numerical study on a new noise reduction design for a small axial fan[J]. *Applied Acoustics*, 2023, 211: 109535.
- [4] 张旭, 龚玉祥, 郭荣荣, 等. 凹坑叶片对前置机架轴流风机的性能影响研究 [J]. *风机技术*, 2023, 65(1): 16-23.
- [5] Shu H T, Chen H Z. The influence of a blade-guiding fin on the pneumatic performance of an axial-flow cooling fan[J]. *Machines*, 2023, 11(4): 483.
- [6] 叶学民, 张锐星, 张超, 等. 锯齿尾缘叶片对轴流风机气动噪声及性能的影响 [J]. *动力工程学报*, 2020, 40(3): 239-246.
- [7] 胡盈彬, 刘小民, 覃万翔, 等. 仿生尾缘襟翼设计及其对轴流风机气动性能的影响研究 [J]. *中国电机工程学报*,

2023, 43(S1): 143-152.

- [8] Liang Z, Wang J, Wang W, et al. Numerical and experimental investigations of axial flow fan with bionic forked trailing edge[J]. *Machines*, 2023, 11(2): 155.
- [9] Tian C Y, Liu X M, Wang J H, et al. Effects of bionic blades inspired by the butterfly wing on the aerodynamic performance and noise of the axial flow fan used in air conditioner[J]. *International Journal of Refrigeration*, 2022, 140: 17-28.
- [10] 印玮, 杨爱玲, 陈二云, 等. 仿生轴流风机气动噪声特性的实验研究 [J]. *热能动力工程*, 2022, 37(10): 51-59.
- [11] Chen W J, Qiao W Y, Wei Z J. Aerodynamic performance and wake development of airfoils with wavy leading edges[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2020, 106: 106216.
- [12] Corsini A, Delibra G, Sheard A G. The application of sinusoidal blade-leading edges in a fan-design methodology to improve stall resistance[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A: Journal of Power and Energy*, 2014, 228(3): 255-271.
- [13] 李晓凯. 前后缘仿生结构叶片对矿用对旋局部通风机气动噪声性能的影响 [D]. 青岛: 山东科技大学, 2020.
- [14] Bharanitharan K J, Senthikumar S. Prediction of aerodynamic performance of axial fan with leading edge serration using computation fluid dynamics[J]. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 2020, 993(1): 012146.
- [15] 张昕, 高贵军, 钱钰, 等. 前缘锯齿形叶片对对旋轴流风机气动性能的影响 [J]. *液压与气动*, 2020(9): 87-92.
- [16] Fish F E. Performance constraints on the maneuverability of flexible and rigid biological systems[C]//*Proceedings of the Eleventh International Symposium on Unmanned Untethered Submersible Technology*, 1995: 394-406.
- [17] 王彦荣. 叶片前缘尖角对低压轴流风机气动性能的影响研究 [D]. 武汉: 华中科技大学, 2018.
- [18] 张昕. 叶片形状对轴流风机性能影响研究 [D]. 太原: 太原理工大学, 2021.
- [19] 凌杰达. 低压轴流风机叶片掠形式与动静匹配研究 [D]. 武汉: 华中科技大学, 2021.
- [20] 冀怡名, 史佳伟, 圣小珍, 等. 波浪形前缘叶片对动车组牵引变压器冷却风机气动性能及噪声特性的影响 [J]. *中南大学学报(自然科学版)*, 2022, 53(7): 2798-2808.
- [21] Jung J H, Joo W G. The effect of the entrance hub geometry on the efficiency in an axial flow fan[J]. *International Journal of Refrigeration*, 2019, 101: 90-97.

(编辑: 毕莉明)