

文章编号: 1674-8190(2026)03-144-11

桨叶锯齿降噪参数化影响数值模拟研究

谢兴隆, 朱清华, 乔墨恒, 蒋俊杰

(南京航空航天大学 直升机动力学全国重点实验室/直升机研究院, 南京 210016)

摘要: 目前多旋翼无人机旋翼存在严重的噪声问题。为降低旋翼噪声, 基于仿生学原理, 研究后缘锯齿结构对旋翼气动噪声的影响及降噪机理。以一款变弦长双桨叶旋翼为基准模型, 通过向内切割桨叶后缘设计 7 种不同锯齿高度(A)和宽度(λ)参数的锯齿桨叶; 采用计算流体力学(CFD)方法, 结合滑移网格技术模拟悬停流场, 并应用分离涡模拟(DES)与非定常流场数据, 求解 FW-H 方程预测桨尖平面和桨轴平面噪声。结果表明: 后缘锯齿结构能有效降低旋翼噪声, 较大的锯齿高度会过度减小桨叶升力面积, 严重影响桨叶的气动性能, 较宽的锯齿宽度不利于锯齿打破大涡结构, 不利于中高频噪声的抑制, 需要寻求合适的齿高比以评估桨叶的综合性能; 综合考虑气动性能与降噪效果, 锯齿参数为 $A6\lambda10$ 的桨叶表现最优, 其悬停效率与原桨叶相当, 总声压级相比原桨叶降低约 1.2 dB。

关键词: 仿生桨叶; 后缘锯齿; 气动噪声; 降噪机理; 旋翼设计

中图分类号: V279; V211.52

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2026.03.15

Parametric influence numerical simulation study on blade serrations for noise reduction

XIE Xinglong, ZHU Qinghua, QIAO Moheng, JIANG Junjie

(National Key Laboratory of Helicopter Aeromechanics/Helicopter Research Institute,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: At present, the rotors of multi-rotor drones have serious noise problems. This study investigates the influence and noise reduction mechanism of trailing-edge serrations on rotor aerodynamic noise based on bionics principles. Using a variable-chord-length dual-blade rotor as the baseline model, seven serrated blades with different serration height (A) and width (λ) parameters are designed by inwardly cutting the trailing edge of the blades. The computational fluid dynamics (CFD) method, combined with sliding mesh technology, is employed to simulate the hover flow field. Detached eddy simulation (DES) and unsteady flow field data are utilized to solve the FW-H equations for predicting noise on the rotor tip plane and rotor shaft plane. The research results indicate that trailing-edge serrations can effectively reduce rotor noise. However, larger serration heights excessively reduce the blade lift area, significantly impairing aerodynamic performance. Wider serration widths are less effective at breaking down large vortex structures, hindering mid-to-high frequency noise suppression. Therefore, seeking an appropriate tooth height ratio is crucial for evaluating the comprehensive performance of the blade. Considering both aerodynamic performance and noise reduction effectiveness, the blade with serration parameters $A6\lambda10$ demonstrated optimal performance. Its hover efficiency is comparable to the original blade, while the overall sound pressure level (OASPL) is reduced by approximately 1.2 dB compared to the original blade.

Key words: bio-inspired rotor blades; trailing-edge serrations; aerodynamic noise; noise reduction mechanism; rotor design

收稿日期: 2025-10-14; 修回日期: 2026-03-20

基金项目: 直升机动力学全国重点实验室基金(RAL202501-1)

通信作者: 谢兴隆(2000-), 男, 硕士研究生。E-mail: 2465788488@qq.com

引用格式: 谢兴隆, 朱清华, 乔墨恒, 等. 桨叶锯齿降噪参数化影响数值模拟研究[J]. 航空工程进展, 2026, 17(3): 144-154.

XIE Xinglong, ZHU Qinghua, QIAO Moheng, et al. Parametric influence numerical simulation study on blade serrations for noise reduction[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2026, 17(3): 144-154. (in Chinese)

0 引言

近年来,多旋翼无人机的应用飞速增长,在巡检、勘探、搜救等领域被广泛使用。然而,多旋翼高速旋转时会产生刺耳的高频噪声,引起了监管部门的高度重视。要想设计一种适用于多旋翼无人机的低噪声旋翼,就必须基于对其噪声产生机理与传播特性的深入研究。

电驱旋翼类飞行器在飞行时存在严重的噪声问题,主要来自旋翼系统噪声、电机噪声和传动系统噪声,其中旋翼的气动噪声占主导地位。根据声类比理论^[1],旋翼的气动噪声构成较为复杂,大致可以分为厚度噪声、载荷噪声、桨-涡干扰噪声、宽带噪声和四极子噪声。常见无人机的旋翼桨尖马赫数较低,其中四极子噪声占比很小,可忽略不计。载荷噪声与厚度噪声统称为旋转噪声,源于桨叶旋转过程中的气动力脉动与空气体积变化^[2],构成噪声的低频成分;桨-涡干扰噪声则表现为高速脉冲特征;而宽带噪声由桨叶表面附近湍流诱发,频率范围在1~5 kHz,人耳听觉对此频率范围的噪声较为敏感^[3]。

近年来,仿生学降噪研究在国内外发展迅速,因其能在维持甚至增强结构功能的同时有效降低噪声,这一方向已成为研究热点。欧美研究人员针对对转螺旋桨噪声已开展了较为系统深入的研究^[4-9]。Finez等^[10]、Weckmüller等^[11]和Jaron等^[12]通过在开式转子及风扇叶片尾缘引入锯齿状结构,对其气动性能与噪声水平进行了数值模拟与风洞试验验证。国内,乔渭阳等^[13]系统梳理了仿生学气动噪声控制的发展历程、现状与意义;陈伟杰^[14]通过静态锯齿叶片风洞试验,探究了不同锯齿构型的降噪特性;许坤波等^[15]对比分析了常规翼型与锯齿尾缘翼型的湍流流场特征,并采用阵列方法测量了二者的噪声差异;杨文琪等^[16]则通过数值模拟研究了锯齿尾缘与波浪前缘结构对轴流风机的降噪效果。

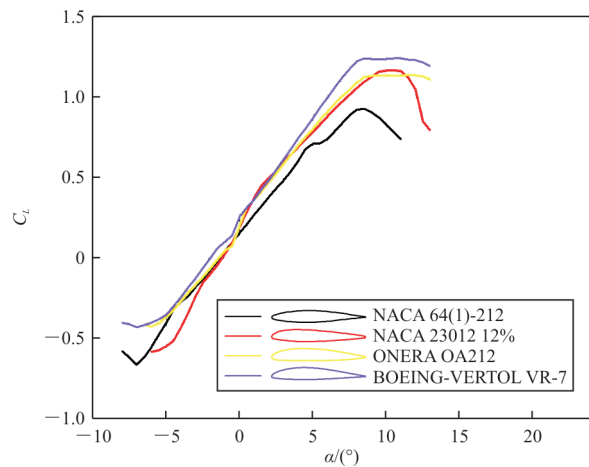
本文在前人研究的基础上,区别于大轴流速度的桨叶锯齿设计和高雷诺数的桨叶锯齿设计,设计一款用于小型共轴无人直升机的低噪声桨

叶,对其进行悬停工况下的气动性能与噪声性能分析,进而得到适合该工况下的锯齿参数,使得整机的气动噪声性能有所提升。

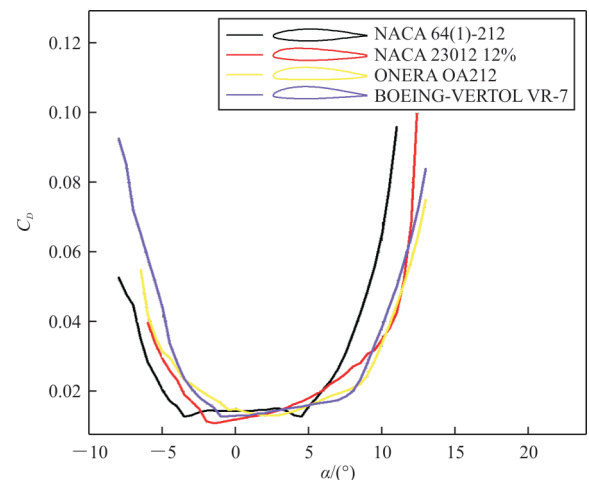
1 旋翼设计及流场数值模拟

1.1 旋翼设计过程

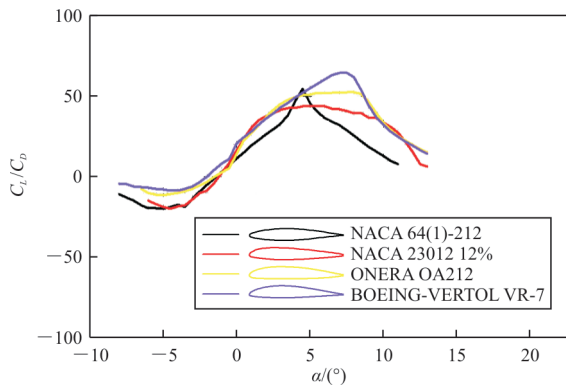
本文采用变弦长的旋翼,基于最佳迎角的设计方法初步设计出合适的剖面弦长和安装角,根据公式(1)~公式(6)计算出所设计桨叶的性能,与性能指标反复对比迭代出最优旋翼参数。目前常用的旋翼翼型主要有NACA-23系列、NACA-64系列、OA系列、VR系列,取各个系列相对厚度(12%)接近的多款翼型进行对比,各翼型升阻比等参数如图1所示。



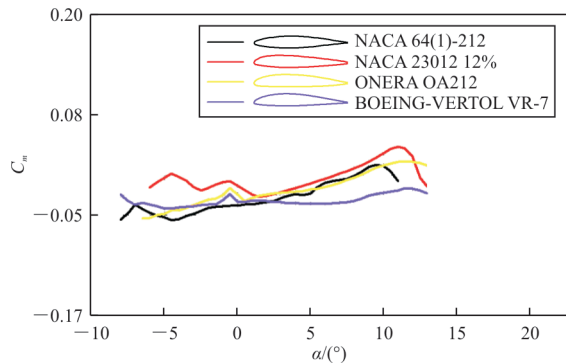
(a) C_L 随迎角变化关系



(b) C_D 随迎角变化关系



(c) C_L/C_D 随迎角变化关系



(d) C_m 随迎角变化关系

图1 翼型气动特性对比

Fig. 1 Comparison of airfoil aerodynamic characteristics

经计算本文设计的跨介质飞行器旋翼工作在雷诺数 170 000 附近,从图 1 可以看出:在此雷诺数下 VR-7 升力系数最大,在工作迎角内其升阻特性较好,升阻比最大,故选用 VR-7 为本文旋翼翼型。

根据叶素理论可知,作用于单个叶素上的升力与阻力为

$$dL = \frac{1}{2} C_L \rho \omega^2 b_0 dr \quad (1)$$

$$dD = \frac{1}{2} C_D \rho \omega^2 b_0 dr \quad (2)$$

式中: C_L 、 C_D 为翼型的升力系数和阻力系数; ω 为流向桨叶翼型的合速度; b_0 为叶素弦长; dr 为叶素微段。

叶素拉力、旋转阻力、有效功率和需用功率为

$$dT = dL \cos \beta_* - dD \sin \beta_* \quad (3)$$

$$dQ = dD \cos \beta_* + dL \sin \beta_* \quad (4)$$

$$dP_{yr} = (dL \cos \beta_* - dD \sin \beta_*) \cdot V \quad (5)$$

$$dP = (dD \cos \beta_* + dL \sin \beta_*) \cdot \Omega R \quad (6)$$

根据设计所得桨叶弦长和各个剖面安装角计算出设计旋翼性能,与目标期望性能对比,反复迭

代出最优弦长和安装角分布如图 2~图 3 所示。

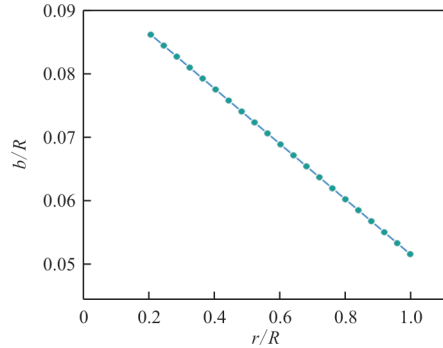


图2 弦长径向分布

Fig. 2 Radial distribution of string length

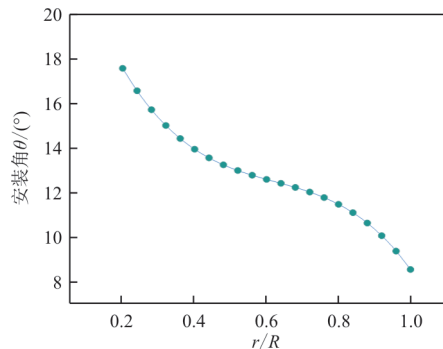


图3 安装角径向分布

Fig. 3 Radial distribution of mounting angles

最终旋翼参数如表 1 所示,模型如图 4 所示。

表 1 旋翼参数表

Table 1 Rotor parameter table

参数	数值	参数	数值
翼型	VR-7	转速/($r \cdot \min^{-1}$)	2 500
半径/m	0.46	片数	2
根切/%	0.2		



图4 旋翼三维外形

Fig. 4 Rotor three-dimensional shape

1.2 流场数值模拟

1.2.1 数值计算方法

旋翼气动性能计算常采用的数值计算方法有多重参考系 (Multiple Reference Frame, MRF) 方法、滑移网格法、嵌套网格法。综合考虑计算精度和计算效率,本文采用 Star-CCM+ 软件的滑移网格方法计算旋翼的悬停气动性能,稳态仿真结果为后续声学求解提供稳定的流场数据。

1.2.2 网格划分

滑移网格方法采用静止域与旋转域,二者之间通过内部交界面传递数据,网格为圆柱体形状,静止域网格直径为 $10R$,高度为 $7R$;旋转域网格直径为 $1.3R$,高度为 $0.2R$,如图5所示。边界条件设置按照上表面滞止入口,下表面壁面,四周为压力出口。

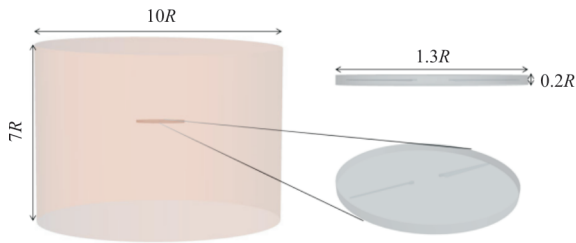
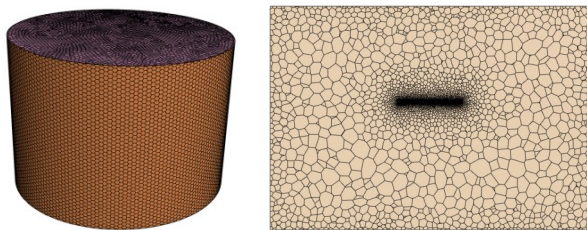


图5 流体域模型

Fig. 5 Fluid domain model

旋翼进行气动仿真时需要设置合理的边界层参数以准确捕捉桨叶表面的压力脉动,使用Star-CCM+自带的多面体网格和棱柱层网格生成器生成网格,如图6所示。Star-CCM+中的多面体网格是一种高效的网格类型,相比于传统的四面体网格,多面体网格在保持相同计算精度的同时,可以实现计算性能的大幅提升。多面体网格与四面体网格计算精度相当,且网格数量大幅度减小,收敛速度和精度更佳,既保证了精度也节省了计算资源,因此选择多面体网格进行计算。



(a) 外流场体网格

(b) 流场网格截面

图6 流体域网格

Fig. 6 Fluid domain mesh

1.2.3 计算求解

气动性能计算采用滑移网格法,通过让网格的一部分相对于另一部分真实地旋转,以精确捕捉旋转部件与静止部件之间的相互作用和瞬态流场结构。非稳态计算时间步长根据桨叶旋转 1° 所需的时间,本文选取案例的转速为 2500 r/min ,因

此时间步长设置为 $1/15000\text{ s}$,总时间保证旋翼转动10个周期至流场稳定。

2 旋翼结构仿生设计

仿生学通过对生命现象与机械原理之间的比较与分析,系统研究并阐释其内在联系。在自然选择的驱动下,生物为适应环境、更好地生存与繁衍,逐渐演化出与其生存条件高度匹配的外形、结构等适应性特征。这些在特定环境中形成的独特形态,不仅推动生物不断朝着更有利于生存的方向进化,也为现代社会的发明创造提供了灵感。

2.1 后缘锯齿优化原理

仿生学桨叶后缘锯齿噪声优化的核心原理是模仿猫头鹰翅膀后缘的特殊羽毛结构,通过引入锯齿状边缘来打散和重构桨叶后缘脱落的卡门涡街旋涡,从而降低噪声。锯齿结构增加了边缘长度,使原本大尺度、强相干性的涡旋破碎为多个尺度更小、强度更弱且相位存在差异的小涡旋。这些小涡旋产生的声波在频谱上分布更宽,致使高频成分增加,且部分声波因相位相消干涉而相互抵消,最终显著降低了特定低频段,尤其是人耳敏感的频段其涡脱落噪声强度和声调特性,实现宽频降噪效果。

2.2 后缘锯齿模型建立

采用上文设计的桨叶作为基准桨叶,取 $0.7R$ 处的弦长作为特征弦长 $c_{0.7R} \approx 32.6\text{ mm}$,用作桨叶后缘锯齿的量化参数。使用原桨叶对其进行后缘切割得到后缘锯齿桨叶, A 为锯齿高度, λ 为锯齿宽度,如图7所示。 $A10\lambda10$ 则代表锯齿高度为 $10\%c_{0.7R}$,锯齿宽度为 $10\%c_{0.7R}$ 。



图7 桨叶后缘锯齿参数定义

Fig. 7 Parameter definition of the serration of the trailing edge of the paddle

后缘锯齿结构设计有 3 个特点:

1) 在二维翼型锯齿结构的研究中,正弦型锯齿作为最基本且应用最广泛的形式,已得到广泛探讨;然而,在三维桨叶的仿生优化方面,相关研究仍较为缺乏。近年来,随着低空经济的蓬勃发展,eVTOL(电动垂直起降飞行器)和多旋翼无人机成为研究热点,噪声控制已成为取得适航认证的关键指标之一。因此,对三维桨叶开展后缘锯齿降噪优化研究具有重要意义。本文主要针对特定悬停状态下的旋翼,对其后缘进行正弦式锯齿优化设计,通过在若干特征点进行噪声监测,探究桨叶后缘锯齿的降噪规律。采用正弦式后缘锯齿还有利于与二维翼型的相关研究结果进行对比。

2) 后缘锯齿应尽量设计成流线型以减小气流分离,降低后缘锯齿带来的气动性能损失。

3) 在二维翼型的锯齿研究中,前缘锯齿可有效降低湍流和涡流与二维翼型产生的中高频噪声。而在旋转的桨叶中,叶尖区域速度较高、涡强度和湍流度较大,叶根区域则相对较低。因此,本文选择在三维桨叶的 $0.5R \sim 1.0R$ 区间内设计切割式后缘锯齿,以针对该高噪声源区域实施降噪优化。

根据上述设计的要求,一共设计 7 种具有不同锯齿高度和宽度的桨叶,如图 8 所示。

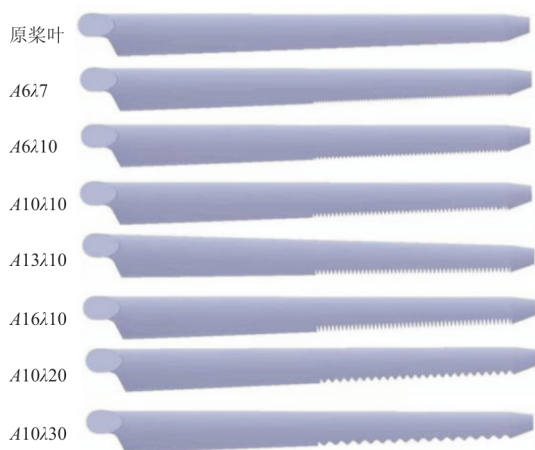


图 8 计算用桨叶模型

Fig. 8 Blade model for calculation

2.3 锯齿桨叶气动性能对比分析

计算收敛后对比 8 款桨叶性能,其性能曲线如图 9 所示,可以看出:原桨叶的气动性能是最优的,随着锯齿高度的增加,升力和扭矩均有所降低,是

由于锯齿结构是向内切割原桨叶得到的,因此锯齿高度为 $16\%c_{0.7R}$ 的桨叶升力面积最小。

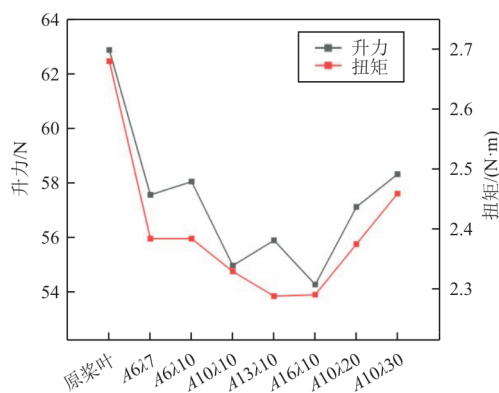


图 9 旋翼气动性能对比曲线图

Fig. 9 Comparison curve of rotor aerodynamic performance

进一步计算出 8 款桨叶的悬停效率如图 10 所示,悬停效率定义为

$$\eta = \frac{T^{3/2}}{RP \sqrt{2\rho\pi}} \quad (7)$$

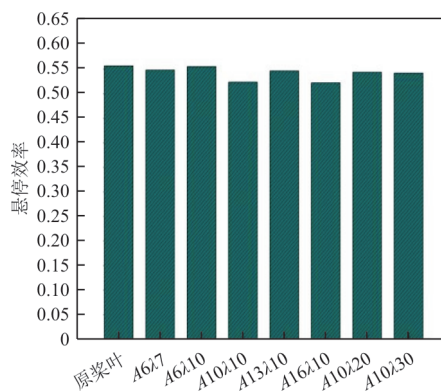


图 10 悬停效率

Fig. 10 Rotor hover efficiency

从图 10 可以看出:8 款桨叶的悬停效率差别不大,其中悬停效率最高的桨叶是原桨叶和 A6λ10 桨叶。综合考虑锯齿桨叶的气动性能,锯齿桨叶中性能最佳的是 A6λ10 桨叶。

3 旋翼声场数值模拟

如今广泛利用计算流体力学方式进行声学计算,经典试验测量方法通过实验数据总结出旋转叶片的气动噪声规律,经过后期数据处理得到相应的经验公式。随着理论与计算机技术的发展,Lighthill 声类比理论和 FW-H 公式的提出,计算气动声学逐步成为该领域的重要研究手段。该方法

利用计算流体力学计算桨叶表面的气动参数以及周围流场的细小压力波动,通过大涡模拟(LES)或分离涡模拟(DES)结合FW-H方程,可以计算近场和远场的气动噪声。考虑到计算资源,本文采用分离涡模拟(DES)与FW-H方程相结合的方法,对近场与远场的噪声进行联合求解。

3.1 DES分离涡模型

分离涡模型(DES)的基本思想是用统一的涡黏运输方程,以网格分辨尺度区分RANS和LES。流动控制方程为

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial t} + \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{1}{Re} \frac{\partial^2 \bar{u}_i}{\partial x_j \partial y_j} + \frac{\partial \bar{\tau}_{ij}}{\partial x_j} \quad (8)$$

$$\frac{\partial \bar{u}}{\partial x_i} = 0 \quad (9)$$

涡黏系数方程采用Spalart-Allmaras模式:

$$\begin{aligned} \frac{\partial \tilde{u}}{\partial t} + \bar{u}_j \frac{\partial \tilde{u}}{\partial x_j} = c_{b1} \tilde{S} \tilde{u} - c_{w1} f_w \left(\frac{\tilde{u}}{\tilde{d}} \right)^2 + \\ \frac{1}{\sigma} \left\{ \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(u + \tilde{u}) \frac{\partial \tilde{u}}{\partial x_j} \right] + c_{b2} \left(\frac{\partial \tilde{u}}{\partial x_i} \frac{\partial \tilde{u}}{\partial x_j} \right) \right\} \end{aligned} \quad (10)$$

\tilde{u} 的表达式为

$$\begin{cases} u_i = \tilde{u}_i f_{u1} \\ f_{u1} = \frac{\chi^3}{\chi^3 + c_{u1}^3} \\ \chi = \frac{\tilde{u}}{u} \end{cases} \quad (11)$$

公式(10)中的 \tilde{d} 为RANS和LES的分辨尺度,可由式(12)确定:

$$\begin{cases} \tilde{d} = \min(d_{RANS}, d_{LES}) \\ d_{RANS} = Y \\ d_{LES} = C_{DES} \Delta \\ \Delta = \max(\Delta x, \Delta y, \Delta z) \end{cases} \quad (12)$$

式中: Y 为网格节点与壁面的垂直距离; Δ 为网格尺度; C_{DES} 为分离涡网格系数,对于非均匀网格, $C_{DES} = 0.65$ 。

3.2 声学方程

在圆柱体绕流或翼型绕流噪声计算中,本文

采用FW-H方程作为基本控制方程(公式(13))。考虑一个运动物体,其可渗透控制面由方程 $f(x,t)=0$ 描述,其中 x 为未扰动介质的空间坐标, t 为时间。规定当 $f>0$ 时位于控制面外部,反之则在控制面内部。基于此,可推导出适用于该可渗透控制面的FW-H方程。

$$\begin{aligned} \left(\frac{1}{c^2} \frac{\partial}{\partial t^2} - \frac{\partial^2}{\partial x_i^2} \right) p'(x_{ij}, t) = \frac{\partial}{\partial t} [\rho_0 U_n \delta(f)] - \\ \frac{\partial}{\partial x_i} [L_i \delta(f)] + \frac{\partial T_{ij} H(f)}{\partial x \partial y_i} \end{aligned} \quad (13)$$

式中: p' 为声压; ρ_0 和 c 分别为未扰动介质的密度与声速; T_{ij} 为Lighthil张量, $T_{ij} = \rho u_i u_j + p_{ij} - c^2(\rho - \rho_0)\delta_{ij}$; $\delta(f)$ 为一维Delta函数; $H(f)$ 为Heaviside阶跃函数; v_i 和 u_i 分别为控制面本身的速度与流体的速度。需要说明的是,式(13)中所有物理量均已进行无量纲化处理。

公式(13)等号右侧的三项在气动声学中具有明确的物理意义,它们依次对应单极子、偶极子和四极子声源项。

基于Farassat_1A公式推导出适用于声源做亚声速运动情况的FW-H方程的时域解。该解针对具有可穿透面的控制体,并忽略四极子声源项的影响。

$$\begin{aligned} p'(x, t) = p'_L(x, t) + p'_T(x, t) \\ 4\pi p'_T(x, t) = \frac{1}{c} \int_{f=0} \left[\frac{\rho_0 (U_n, U_i)}{r(1-M_r)^2} \right] + \\ \int_{f=0} \left[\frac{\rho_0 v_n (rM_i \hat{r}_i + cM_r - cM^2)}{r^2(1-M_r)^3} \right] dS \\ 4\pi p'_L(x, t) = \frac{1}{c} \int_{f=0} \left[\frac{L_i \hat{r}_i}{r(1-M_r)^2} \right] dS \end{aligned} \quad (14)$$

3.3 网格划分与算例验证

3.3.1 网格划分

Star-CCM+噪声计算沿用桨叶流场仿真的计算域,地面和桨叶表面采用非滑移壁面条件,计算域上部采用滞止入口(压力入口),有利于模拟真实条件下的地面声反射。只需要对旋翼尾流区域进行加密即可,加密网格如图11所示,锯齿桨叶表面加密如图12所示。

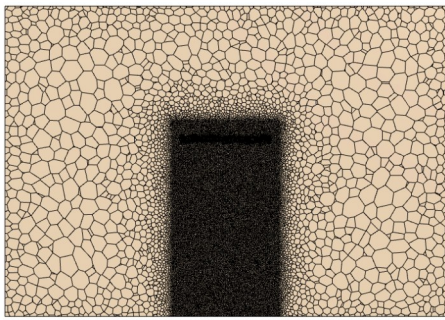


图 11 流场网格加密截面图

Fig. 11 Flow field mesh encryption cross-section

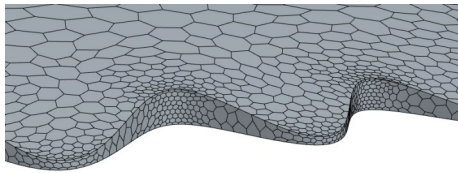


图 12 锯齿桨叶表面网格图

Fig. 12 Serrated paddle surface grid diagram

选用 Farassat_1A 方程对旋翼噪声进行计算, 在桨尖平面周围 $3R$ 处每间隔 45° 设置一个监测点, 共计 8 个监测点, 如图 13(a) 所示。对锯齿桨叶中气动性能最优(悬停效率)的 A6 λ 10 桨叶进行桨轴平面内的噪声监测, 同样在 $3R$ 处每间隔 30° 设置 7 个监测点, 如图 13(b) 所示。

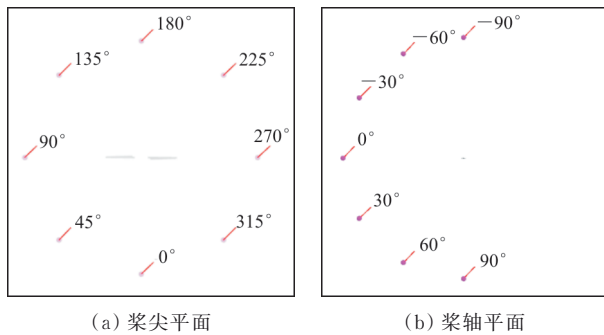


图 13 噪声监测点

Fig. 13 Noise monitoring point

3.3.2 算例验证

使用 UH-1H 直升机旋翼作为旋翼气动噪声验证算例模型, 参考 Baeder 等^[17]对其进行的噪声数值计算, 旋翼具体参数如表 2 所示。

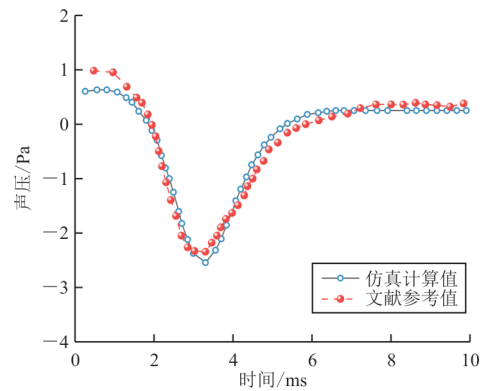
对该模型低桨尖马赫数时悬停工况下进行监测点噪声计算, 监测点位于桨尖平面内距桨毂中心 $3.09R$ 处。由于本文计算的桨叶桨尖马赫数较

低, 且使用软件计算时采取的 FW-H 方程忽略旋翼四极子噪声部分, 因此对桨尖马赫数为 0.6 和 0.7 两种状态下的旋翼进行气动噪声计算对比, 如图 14 所示, 可以看出: 本文所采用的计算方法对 UH-1H 模型旋翼在 0.6 和 0.7 桨尖马赫数下的仿真计算值与文献参考值吻合度高, 说明该方法可以较好地计算低桨尖马赫数桨叶的噪声特性。

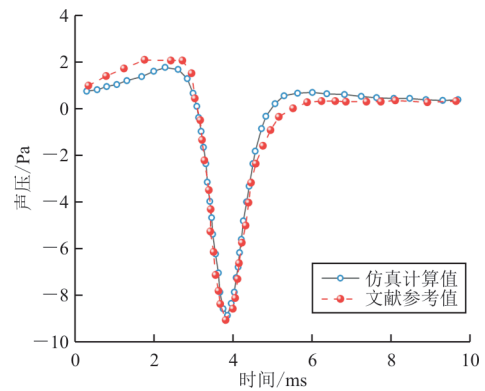
表 2 UH-1H 旋翼参数表

Table 2 UH-1H rotor parameter table

参数	数值	参数	数值
旋翼半径/m	1.045	翼型	NACA0012
桨叶片数/片	2	弦长/m	0.076



(a) $Ma=0.6$



(b) $Ma=0.7$

图 14 UH-1H 旋翼噪声计算值与文献值对比

Fig. 14 Comparison of the calculated value of UH-1H rotor noise with the literature value

3.4 数据处理与结果分析

3.4.1 桨尖平面监测点频谱分析

流场稳定后再运行 FW-H 求解器计算约 5 000 次迭代后得到关于时域下的表面总声压、厚

度噪声以及载荷噪声。对其进行傅里叶变换(FFT)得到声压级关于频率的曲线,如图15~图16所示。原桨叶的噪声由离散噪声和宽频噪声共同构成。其中,离散噪声主要表现为具有强规律性的载荷噪声。从2500 r/min转速(其通过频率BPF为83 Hz)下的噪声频谱可见,离散噪声能量显著集中于基频(1 BPF)及其一次谐频(2 BPF),而更高阶的BPF成分声压级则远低于基频。此外,频谱中还存在着大量与离散噪声共存的宽频噪声。桨叶宽频噪声主要来源于桨叶与周围流体(如空气)相互作用时产生的随机、非周期性的压力脉动,包括湍流边界层噪声、尾缘噪声、桨尖涡噪声等。利用桨叶后缘锯齿结构可以将后缘尾流中的大尺度涡切割为更小尺度的涡,更有利于桨叶的宽频降噪。

综上所述,宽频噪声是螺旋桨总噪声能量的主要组成部分,对其声学特性具有主导性贡献,因而是研究中不可忽视的关键因素。

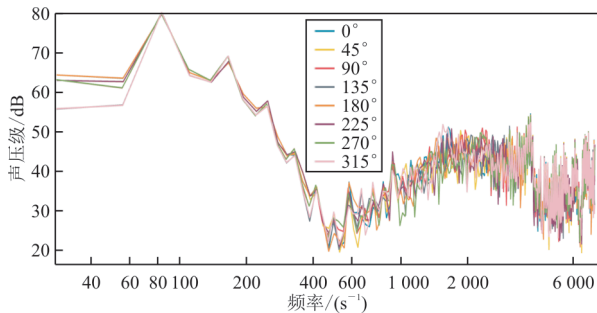


图15 原桨叶桨尖平面噪声频谱图
Fig. 15 Original blade tip planar noise spectrum

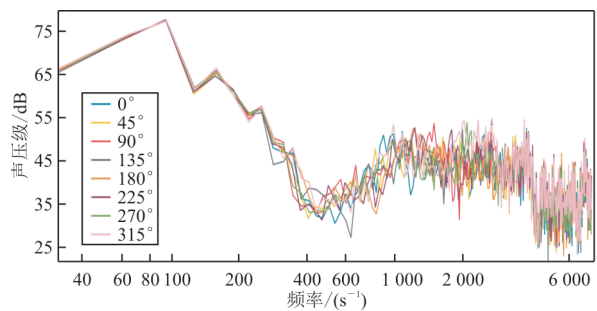


图16 A16λ10桨尖平面噪声频谱图
Fig. 16 A16λ10 paddle tip plane noise spectrum

对比原桨叶噪声频谱图(图15)和A16λ10桨叶噪声频谱图(图16)可以看出:后缘锯齿桨叶在1 BPF降低了大约5 dB,在100~500 Hz整体降低了大约3~4 dB,高频部分也有大约1 dB的降低。

由图15可知,桨尖平面8个监测点的低频噪声声压级相差不大,在高频部分有细微差别,8个方位监测点的总声压级相差不大。

3.4.2 桨轴平面监测点频谱分析

原桨叶和锯齿桨叶中气动性能最好的A6λ10桨叶的桨轴平面监测点噪声频谱图分别如图17~图18所示,可以看出:原桨叶非桨尖平面处高频噪声相较于桨尖平面更为突出,锯齿桨叶的非桨尖平面频谱图的高频部分相较于桨尖平面声压级有明显降低,说明锯齿结构有利于桨叶的宽频降噪。

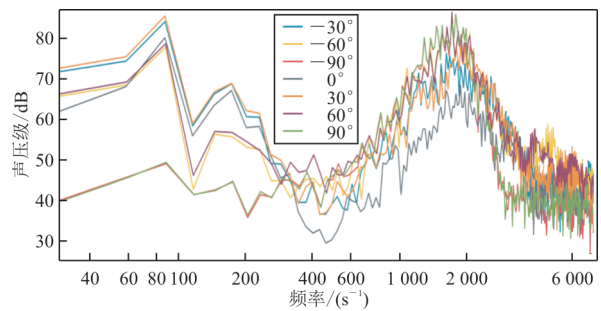


图17 原桨叶桨轴平面噪声频谱图
Fig. 17 Original paddle shaft plane noise spectrum

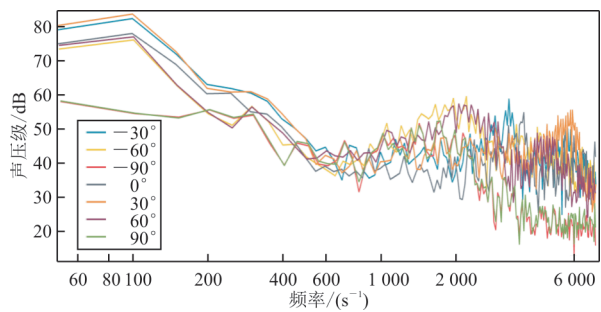


图18 A16λ10桨叶桨轴平面噪声频谱图
Fig. 18 A16λ10 blade axis planar noise spectrum

对于桨叶桨轴平面的7个监测点,取其中0°与±30°的频谱图分析,对于桨盘平面上方和下方的同样夹角的监测点,低频段的声压级相差不大,上方监测点的高频部分更为突出,总声压级相差均略大于0°俯仰角;而桨盘平面上方60°和下方60°的监测点声压级略低于0°声压级;桨盘平面上方的90°监测点和下方90°监测点的声压级远低于0°俯仰角且频谱特征相差不大。上述监测点均是以旋转中心为参考点距离3R,且为悬停工况的近场(3R)分析,此时桨涡干扰噪声(BVI)不明显,因此上下噪声无较大频谱差异不符合旋翼远场噪声的

上方低频下方高频的特点。

3.4.3 噪声成分分析

取0°方位的8个桨叶的总噪声,将总噪声分解为载荷噪声和厚度噪声,如图19所示,可以看出:桨叶旋转噪声中占比最大的是载荷噪声,厚度噪声远小于载荷噪声。厚度噪声由桨叶几何体积排开流体产生,与转速直接相关但幅值较小;而载荷噪声源于桨叶表面非定常气动力,其值远大于厚度噪声,这表明旋翼的非定常流场相互作用(如涡一桨干扰、动态失速、湍流来流撞击)是噪声的主要贡献者。针对载荷噪声可以优化桨叶气动外形,尤其是桨尖的气动外形,调整桨尖后掠角或者使用低噪声翼型,还可以调整合理的桨叶扭转分布使得桨叶环量分布更加合理、桨叶载荷分布均匀,从而降低桨叶整体噪声。

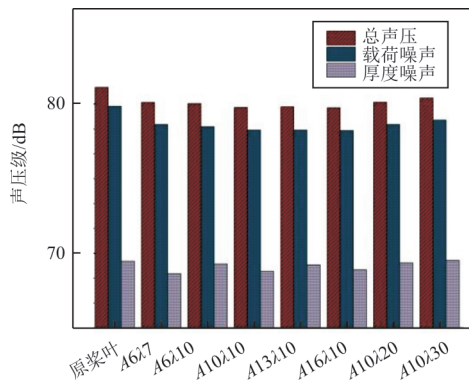


图19 旋翼噪声成分对比图

Fig. 19 Comparison diagram of rotor noise components

3.4.4 噪声指向性分析

对于每个监测点的总声压级可以使用公式(15)对各个频率的声压级均方根值进行求和取对数得到。提取8个方位的总声压级,绘制旋翼远场噪声指向性对比图,如图20所示,可以看出:7款后缘锯齿仿生桨叶相比于原桨叶都有一定的噪声降低;8款桨叶的远场噪声分布规律相似,锯齿结构并未改变基准桨叶的指向性特征,但均对原桨叶的噪声水平有所降低,仿生后缘锯齿桨叶的参数对于桨尖平面的8个监测点的声压级没有明显影响,其中A16λ10桨叶的噪声水平在8个方位都明显低于其他锯齿桨叶。

$$O_{ASPL} = 10 \lg \sum 10^{S_{PL}/10} \quad (15)$$

A6λ10桨轴平面的7个监测点声压级如图21

所示,可以看出:±30°的声压级最大,其次是0°方位,±90°方位的声压级明显小于其余方位。原桨叶在桨叶正上方和正下方的声压级最大,锯齿结构削弱了桨叶的中高频噪声,使得桨叶在中高频段的声压级明显减小,达到设计期望。

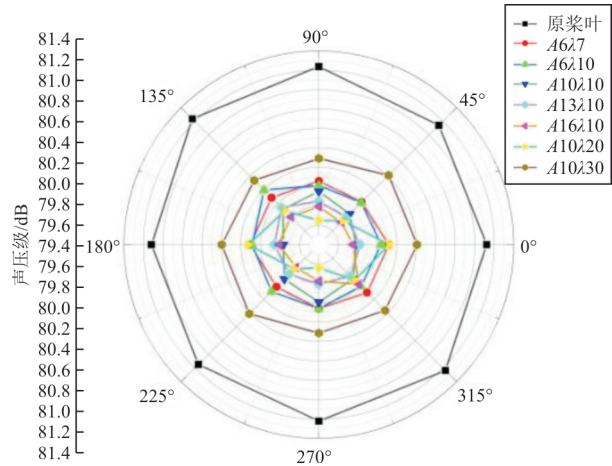


图20 旋翼桨尖平面噪声指向性

Fig. 20 Rotor tip plane noise directivity

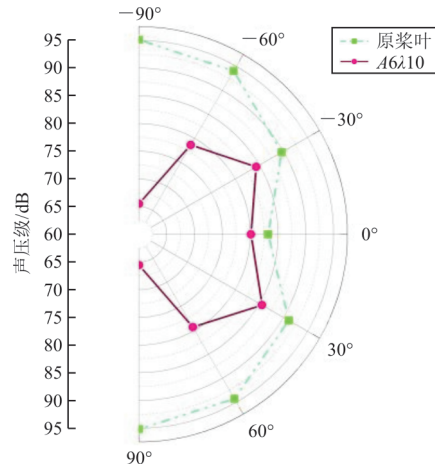


图21 旋翼桨轴平面噪声指向性

Fig. 21 Plane noise directivity of rotor propeller shaft

3.4.5 噪声声压级分析

8款桨叶噪声总声压级如表3所示,可以看出:保持后缘锯齿宽度λ10不变,高宽比越大,1 BPF声压级和总声压级都越低;保持后缘锯齿高度不变,高宽比越小,高频噪声相较于低频噪声的降低更为显著。因此,在不考虑气动性能损失的前提下,桨叶的锯齿高度越大声压级越低,锯齿宽度越大,声压级越高。说明一定高度和较细的锯齿才有利于将桨叶后缘尾流大尺度涡破碎成小尺度涡,有利于降低桨叶宽频噪声。

表3 桨叶声压级
Table 3 Rotor sound pressure level

桨叶	高宽比	1 BPF/dB	总声压级/dB
原桨叶		8.00	81.18
A6λ7	0.86	77.49	80.07
A6λ10	0.60	77.42	80.06
A10λ10	1.00	77.32	79.88
A13λ10	1.30	77.65	79.85
A16λ10	1.60	78.09	79.79
A10λ20	0.50	77.61	79.86
A10λ30	0.33	77.59	80.37

4 流场与声场数值模拟结果分析

一款优秀的桨叶需要同时具备良好的气动性能和相对低的噪声水平, 同时应考虑气动—噪声水平。取8个方位总声压级的均值作为该桨叶的总声压级, 它与升力、扭矩三者之间的关系如图22所示。

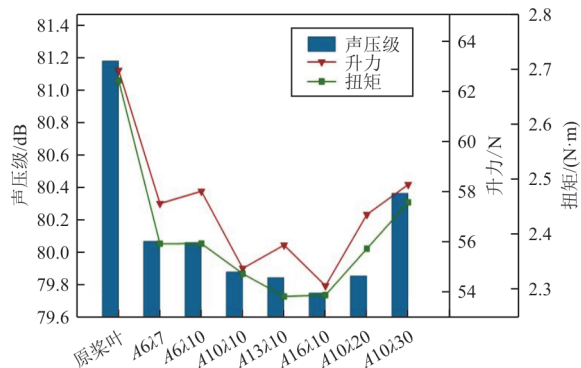


图22 旋翼远场气动—噪声对比图
Fig. 22 Comparison diagram of rotor far-field aerodynamic-noise

从图22可以看出: 由于本文采用的后缘锯齿方法是向内切割原桨叶, 必然会损失一部分气动性能, 在7款锯齿桨叶中, 气动性能最优的是A6λ10桨叶, 噪声水平也比原桨叶低大约1.2 dB; 噪声性能最好的是A16λ10桨叶, 但其降噪效果是以较大的气动性能损失为代价, 且噪声也仅仅比A6λ10低0.3 dB左右。声压级的变化规律与扭矩的变化规律基本一致, 在相同转速下, 扭矩越大旋翼气动噪声越大。综合考虑气动—噪声性能最优桨叶是A6λ10, 说明较大的锯齿高度会过度减小桨叶升力面积, 严重影响桨叶的气动性能, 较宽的锯齿宽度不利于锯齿打碎涡结构, 不利于中高频噪声的抑制。

5 结论

1) 旋翼气动噪声的声压级在通过频率基频(1 BPF)处达到峰值, 表明离散噪声在此占主导地位。随着频率升高, 噪声频谱中的宽频成分逐渐凸显, 表明高频噪声主要源于宽频机制。锯齿结构对于桨尖平面周围噪声的抑制效果不明显, 对于桨轴平面的不同监测高度的高频噪声抑制效果显著, 证明锯齿结构破坏了原有的大涡结构。

2) 切割式后缘锯齿对桨叶气动性能影响较大, 较大的锯齿高度会过度减小桨叶升力面积, 严重影响桨叶的气动性能; 较宽的锯齿宽度不利于锯齿打碎大涡结构, 也不利于中高频噪声的抑制, 需要寻求合适的齿高比有利于评估桨叶的综合性能。本文中A6λ10桨叶的气动—噪声综合性能效果最好, 锯齿宽度比这款桨叶大则降噪效果下降, 锯齿高度比这款桨叶高则气动性能损失过大, 后续可以通过外延式增加桨叶体积来设计锯齿结构。

3) 不同后缘锯齿参数下的旋翼气动噪声水平与扭矩值呈现正相关性。在转速恒定的条件下, 扭矩的增大通常伴随着气动噪声的增大。

参考文献

- [1] BRENTNER K S, FARASSAT F. Analytical comparison of the acoustic analogy and Kirchhoff formulation for moving surfaces[J]. AIAA Journal, 1998, 36: 1379-1386.
- [2] 徐国华, 史勇杰, 招启军, 等. 直升机旋翼气动噪声的研究新进展[J]. 航空学报, 2017, 38(7): 18-33.
XU Guohua, SHI Yongjie, ZHAO Qijun, et al. New research progress in helicopter rotor aerodynamic noise [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(7): 18-33. (in Chinese)
- [3] ALLONGUE M, MARZE H J, POTDEVIN F. The quiet helicopter: from research to reality [C] // Proceedings of 55th Annual Forum of the American Helicopter Society. Chicago: IEEE, 1999: 365-381.
- [4] SCHNELL R, YIN J P, FUNKE S, et al. Aerodynamic and basic acoustic optimization of a counter rotating open rotor with experimental verification [C] // 18th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Colorado Springs: AIAA, 2012: 2127-2135.
- [5] FLOWCS W J E, HAWKINGS D L. Sound generation by turbulence and surfaces in arbitrary motion [J]. Philosophical Transactions of the Royal Society of London Series A, Mathematical and Physical Sciences, 1969, 264: 321-342.

- [6] KINGAN M, BLANDEAU V, TESTER B, et al. Relative importance of open rotor tone and broadband noise sources [C] // 17th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Portland, Oregon: AIAA, 2763-2771.
- [7] HOFF G E. Experimental performance and acoustic investigation of modern, counterrotating lade concepts: 185158 [R]. US: NASA, 1990.
- [8] ELLIOTT D. Initial investigation of the acoustics of a counter rotating open rotor model with historical baseline blades in a low speed wind tunnel [C] // 17th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Portland, Oregon: AIAA, 2011: 2760-2769.
- [9] VAN ZANTE D. The NASA environmentally responsible aviation project/general electric open rotor test campaign [C] // 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Texas: AIAA, 2013: 415-421.
- [10] FINEZ A, JACOB M, ROGER M, et al. Broadband noise reduction of linear cascades with trailing edge serrations [C] // 17th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Portland, Oregon: AIAA, 2011: 2874-2883.
- [11] WECKMÜLLER C, GUERIN S. On the influence of trailing-edge serrations on open-rotor tonal noise [C] // 18th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Colorado Springs, CO: AIAA, 2012: 2124-2134.
- [12] JARON R, MOREAU A, GUÉRIN S, et al. Optimization of trailing-edge serrations to reduce open-rotor tonal interaction noise [C] // Proceedings of the 16th International Symposium on Transport Phenomena and Dynamics of Rotating Machinery (ISROMAC). US: AIAA, 2016: 1-15.
- [13] 乔渭阳, 全帆, 陈伟杰, 等. 仿生学气动噪声控制研究的历史、现状和进展 [J]. 空气动力学学报, 2018, 36(1): 98-121.
- QIAO Weiyang, TONG Fan, CHEN Weijie, et al. Review on aerodynamic noise reduction with bionic configuration [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2018, 36(1): 98-121. (in Chinese)
- [14] 陈伟杰. 基于仿生学原理的叶片气动噪声控制实验及数值研究 [D]. 西安: 西北工业大学, 2018.
- CHEN Weijie. Experimental and numerical study on blade aerodynamic noise control by bio-inspired treatments [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2018. (in Chinese)
- [15] 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)
- [16] 杨文琪, 赛庆毅, 郭丹阁, 等. 轴流通风机仿生降噪方法 [J]. 动力工程学报, 2022, 42(6): 530-536, 551.
- YANG Wenqi, SAI Qingyi, GUO Dange, et al. A bionic approach for axial flow fans to reduce the noise [J]. Journal of Chinese Society of Power Engineering, 2022, 42(6): 530-536, 551. (in Chinese)
- [17] BAEDER J D, GALLMAN J M, YU Y H. A computational study of the aeroacoustics of rotors in hover [J]. Journal of the American Helicopter Society, 1997, 42(1): 39-53.

(编辑: 马文静)