

仿生学锯齿桨叶降噪效果试验研究



卫凯^{1,2}, 曹琦^{1,2}, 燕群^{1,2}, 陈永辉^{1,2}, 薛东文^{1,2}, 陈伟杰³

1. 中国飞机强度研究所 航空声学与振动航空科技重点实验室, 陕西 西安 710065

2. 中国飞机强度研究所 强度与结构完整性全国重点实验室, 陕西 西安 710065

3. 西北工业大学, 陕西 西安 710072

摘要:以仿生学结构改善发动机的气动性能和噪声水平是当前绿色航空的研究热点,对控制对转螺旋桨的气动噪声具有重要的工程应用价值。本文通过地面声学环境下的气动噪声试验研究了仿生学锯齿结构对转螺旋桨的降噪特性,并测试了锯齿结构桨叶和基准桨的拉力、扭矩等气动性能和远场噪声指向性。试验结果表明,所设计的锯齿结构没有引起基准桨的气动性能损失,可以在保持气动性能的同时开展降噪设计。锯齿结构在4000~12000Hz频率区间,没有改变基准桨叶的噪声指向性特征,最大降噪量超过5dB;在所测转速工况的一阶通过频率、二阶通过频率处没有明显的降噪效果。这进一步说明锯齿结构对宽频噪声有降噪效果,对低频段的离散噪声降噪效果不明显。

关键词:仿生学; 锯齿结构; 对转螺旋桨; 气动噪声; 试验测试

中图分类号: V235.12

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2024.05.012

噪声是目前航空领域的研究热点和难点,也是民航飞机适航取证的重要内容。发动机噪声是飞机的主要噪声源,在当前绿色航空背景下,20世纪80—90年代研究的开式转子发动机重新成为研究热点。开式转子又称对转螺旋桨,具有前后两排转向相反的螺旋桨。与常规螺旋桨相比,对转螺旋桨转速更高,桨叶直径更小,燃油效率更高,有资料显示,对转螺旋桨的飞行效率比常规螺旋桨高6%~16%^[1],但对转螺旋桨又具有噪声大的缺点。由于没有短舱包裹,对转螺旋桨的噪声直接向舱内和机场周边传播。随着国内适航要求和国际民航组织对噪声的要求不断提高,降低噪声已经成为对转螺旋桨的首要任务^[2-4]。

近年来,针对仿生学降噪,国内外开展了大量的研究,仿生学结构可以在保持原有结构功能的同时达到降低噪声的目的,有些甚至可以改善原有结构功能。仿生学降噪已经成为一个快速发展的方向。欧美国家针对对转螺旋桨噪声的研究比较全面和深入^[5-10]。Finez^[11]、Weckmuller^[12]与Jaron^[13]等将开式转子叶片、风扇叶片尾缘设计成锯齿状,数值模拟了其气动性能和噪声水平,并在风洞内进行了试验研究。国内,乔渭阳团队^[14]阐述了仿生学气动噪声控制研究的历史、现状和进展,说明了仿生学降噪研究的重要性和意义;陈伟杰^[15]对静态的仿生学锯齿状叶片进行了风洞试

验,研究了不同锯齿结构的降噪特性;徐坤波等^[16]对比分析了常规尾缘翼型与锯齿尾缘翼型尾缘湍流流场的基本特征,并通过线阵列的方法对比研究了两种尾缘结构的噪声;杨文琪等^[17]对采用锯齿尾缘和波浪前缘两种结构的叶片进行数值模拟,研究其对轴流风机的降噪效果。

综上,国内对转螺旋桨的相关仿生学降噪研究以数值模拟为主,试验研究又多为静态翼型试验,缺少旋转状态试验。本文将搭建对转螺旋桨气动与噪声试验平台,设计基本型对转螺旋桨和锯齿结构对转螺旋桨,并在地面声学环境下对其气动性能参数和噪声水平进行测试,对比分析仿生学锯齿结构桨能否在保持或提高气动性能的同时降低噪声。

1 试验原理

本文将开展的对转螺旋桨气动噪声试验包括气动性能测试和远场噪声测试。气动性能测试的目的是评估锯齿结构对对转螺旋桨气动性能的影响,不降低气动效率也是降噪设计的前提。飞机起降时对机场周边环境的噪声辐射最为严重,远场噪声测试的目的是评估锯齿结构对远场噪声特性的影响。

试验中测量对转螺旋桨的拉力、扭矩,通过式(1)计算

收稿日期: 2023-10-27; 退修日期: 2024-01-12; 录用日期: 2024-03-15

引用格式: Wei Kai, Cao Qi, Yan Qun, et al. Experimental study on the noise reduction effect of bionic sawtooth blades[J]. Aeronautical Science & Technology, 2024, 35(05):125-130. 卫凯, 曹琦, 燕群, 等. 仿生学锯齿桨叶降噪效果试验研究[J]. 航空科学技术, 2024, 35(05):125-130.

得出功率

$$P = 9549 \frac{M}{n} \quad (1)$$

式中, P 为功率, M 为扭矩, n 为转速。

对转螺旋桨的远场噪声一般以指向性因数 Q 和指向性指数 DI 来表示。

$$Q = \frac{I}{\bar{I}} \quad (2)$$

$$DI = 10 \lg Q = L_{p\theta} - \bar{L}_p \quad (3)$$

式中, $L_{p\theta}$ 为半径为 r 的球面上角度 θ 处的声压级; $\bar{L}_p$ 为半径为 r 的球面上测得的平均声压级; I 为某方向给定距离的声强; $\bar{I}$ 表示与之相同距离的声的各方向平均声强。指向性因数 Q 和指向性指数 DI 虽然计算公式不同, 但本质上都反映了声源辐射声能的方向性。 Q 和 DI 越大, 则声源在该方向上的指向性越明显, 噪声也越大。 $Q=1$ 或 $DI=0$ 时, 声源在该方向上无指向性和全指向性。通过远场噪声的频谱图和指向性图来说明对转螺旋桨的远场噪声降噪效果。

2 试验方案

2.1 试验件

本次试验件包含一套锯齿结构对转螺旋桨(简称锯齿桨)和一套基本型对转螺旋桨(简称基准桨), 两套桨对比验证锯齿结构的降噪效果。两套对转桨直径均为 0.66m, 前后两排桨叶数量均为 6 片, 桨叶安装角为 20° , 桨叶均为复合材料。锯齿桨前排桨叶尾缘切割成锯齿形状, 后排桨叶前缘切割成锯齿形状, 实物如图 1 所示。

根据参考文献[15]中的尾缘噪声理论预测模型(BPM)设计了前后缘锯齿几何参数, 如图 2 所示。锯齿振幅 A 为

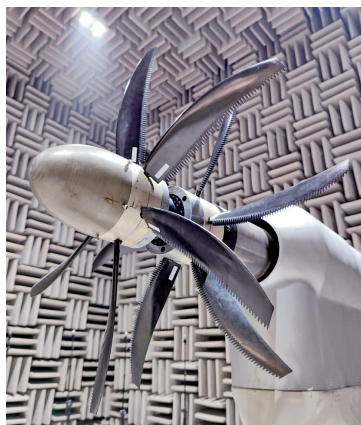


图 1 锯齿结构对转螺旋桨实物照

Fig.1 Physical photo of serrated structure counter rotating propeller

10.2mm, 为 10% 弦长。锯齿波长 λ 为 4.1mm, 为 4% 弦长。齿根厚度 b 为 0.7mm。通过线切割方法在基准叶片尾缘上切割出锯齿结构, 锯齿内侧和尖角处无导角, 锯齿边缘采用直线设计。基准桨前后两排桨叶光滑完整, 无锯齿, 其他参数与锯齿桨保持一致。

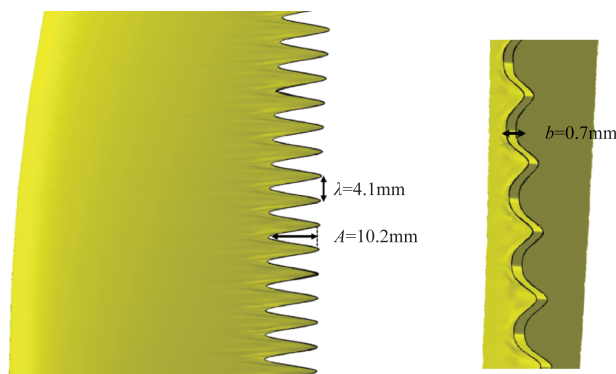


图 2 锯齿结构参数

Fig.2 Serrated structure parameters

2.2 试验平台

为了在半消声室开展气动噪声试验, 研制了一套对转螺旋桨气动噪声试验平台, 如图 3 所示。试验平台具备拉力、扭矩测量功能。试验平台最大转速为 3500r/min, 拉力测量范围为 0~4000N, 扭矩测量范围为 0~400N·m。两排叶片共轴反转, 前后排叶片之间的距离为 17cm, 旋转轴距离地面 2.2m。



图 3 锯齿结构对转螺旋桨试验现场照

Fig.3 On site photos of serrated structure rotating propeller test

2.3 测试方法

本次试验在半消声室内进行, 对转螺旋桨试验台安装在半消声室内中间位置, 试验现场如图 3 所示。模拟对转螺旋桨地面起飞工况, 固定桨叶安装角, 以转速为变量, 研究转速对气动噪声的影响规律。根据叶尖马赫数相似原则, 设计试验工况见表 1。

对转螺旋桨到达预设工况后, 可以从控制系统直接读

取拉力和扭矩。在半消声室布置传声器阵列,测量远场辐射噪声。传声器阵列包含 12 个 BK4954 型自由场传声器(mic),指向角为 $40^\circ \sim 150^\circ$,间隔 10° ,布置如图 4 所示。传声器阵列圆心为后排螺旋桨旋转中心,半径为 3.5m。试验时,传声器同时采集 20s 声压数据。采样频率设为 32768Hz,传声器须经过计量校准。

表 1 试验工况

安装角/ $^\circ$	转速/(r/min)
20	1500,2000,2500,2600,2800,3000

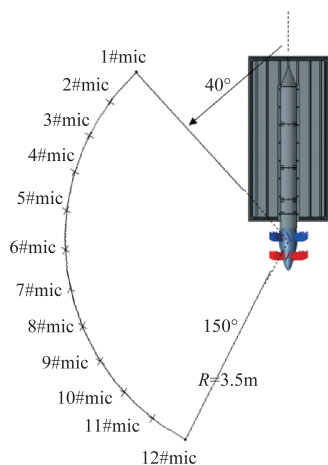


图 4 传声器阵列布置示意图

Fig.4 Schematic diagram of microphone array

3 试验结果与分析

以下从气动性能测试结果和远场噪声测试结果展示说明锯齿结构对转螺旋桨和基准桨的气动噪声特性。

图 5 为基准桨和锯齿桨的拉力试验结果。在 1500~3000r/min 转速范围内,锯齿桨和基准桨的拉力均随着转速的升高而增大,且增长趋势一致。两套桨在 2500r/min 处的拉力相差最大,为 15N。考虑到拉力传感器精度和半消声室内气流扰动带来的测量误差,可以认为两套桨具有同等的拉力水平,锯齿结构未产生明显的拉力损失。

图 6 为基准桨和锯齿桨的扭矩试验结果。两套桨在所测转速范围内,扭矩均随着转速的升高而增大,但二者增速有所差别。锯齿桨在 2000r/min 之后,扭矩增速加大;在 2000r/min 以内,扭矩增幅较小。基准桨全程增速比较均匀。相同转速下,锯齿桨比基准桨的扭矩值大。两套桨扭矩差最大为 $3\text{N}\cdot\text{m}$,差值较小。考虑到扭矩传感器测量精度和半消声室气流扰动带来的误差,认为两套桨的扭矩差值为小量。可以认为锯齿结构不会带来扭矩损失。

图 7 为基准桨和锯齿桨的功率试验结果。可以看出,

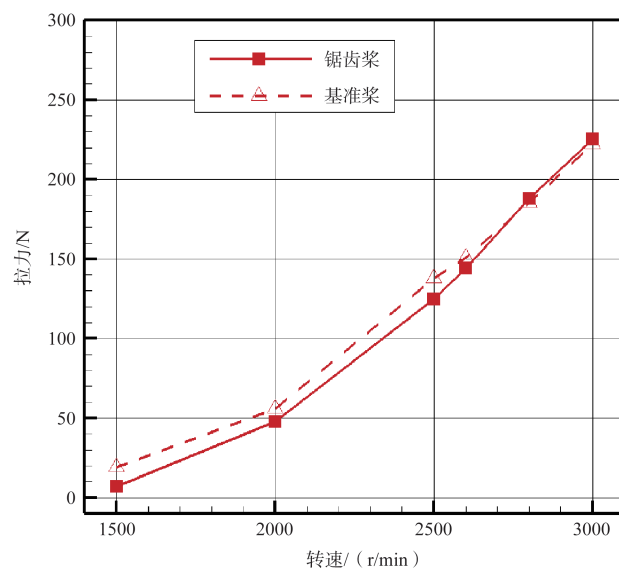


图 5 拉力试验结果

Fig.5 Thrust test results

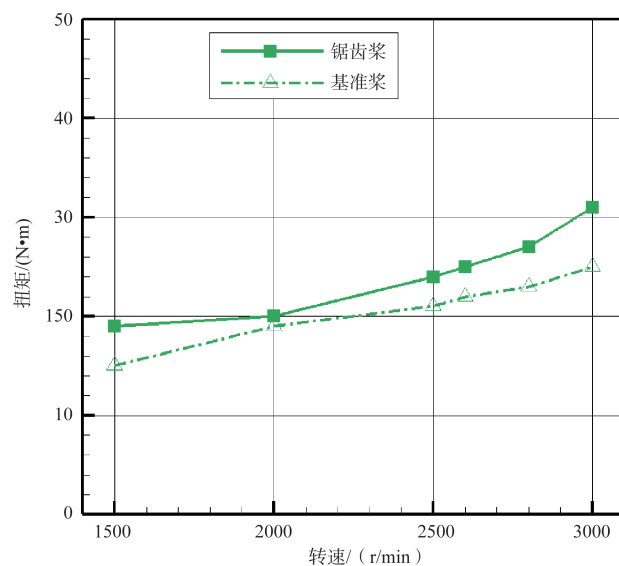


图 6 扭矩试验结果

Fig.6 Torque test results

在所测转速范围内,两套桨的功率从 3000W 左右增大到 9000W 左右,增幅比较明显。从 1500r/min 至 3000r/min,锯齿桨的功率始终大于基准桨的功率,在 2500r/min 时,锯齿桨的功率比基准桨大约 1000W,说明锯齿桨的效率更高。

选取 2000r/min、2500r/min、2800r/min 三个转速展示锯齿桨和基准桨的远场噪声频谱,如图 8 所示。在 4000Hz 以内,两套桨的噪声频谱比较接近,低频纯音噪声占据主导地位,噪声峰值位于桨叶通过频率及其高阶谐波处。在 4000~16000Hz 区间,不同转速的远场噪声差值比较明显,尤其是在 6000~10000Hz 区间,有明显的降噪效果。

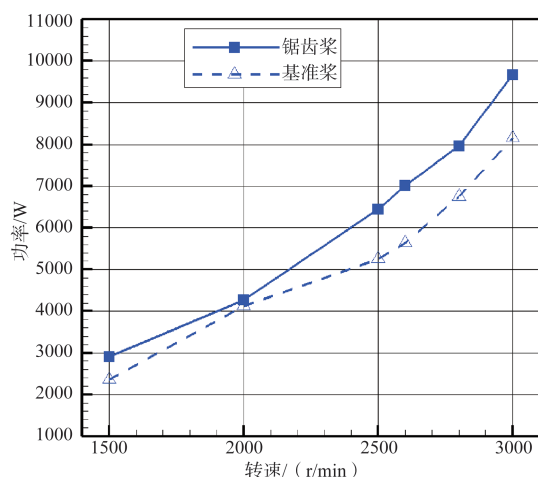


图7 功率试验结果

Fig.7 Power test results

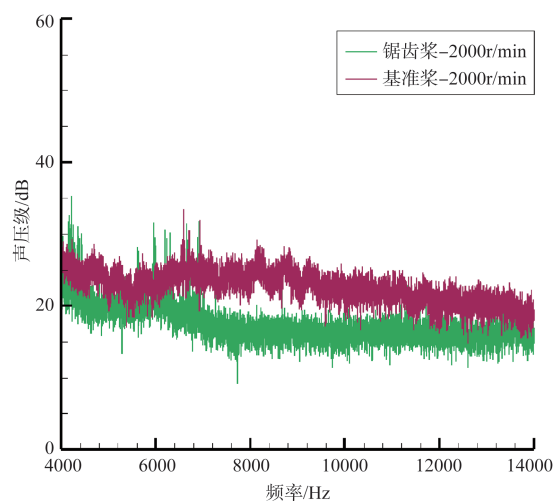


图9 频谱试验结果(2000r/min)

Fig.9 Spectrum test results at 2000r/min

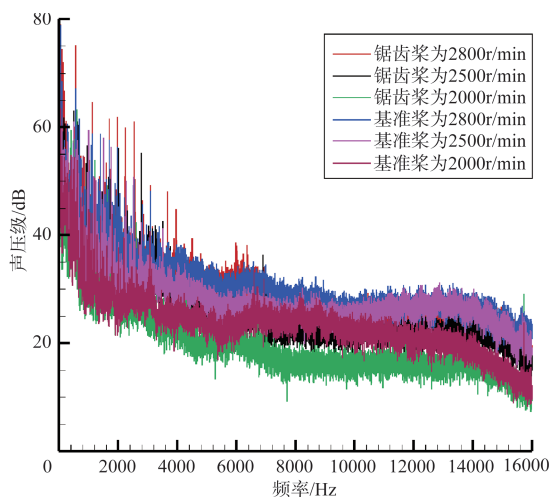


图8 频谱试验结果

Fig.8 Spectrum test results

图9为两套桨在转速为2000r/min时、4000~14000Hz区间的远场噪声对比,可以看出,锯齿桨在该频率区间有降噪效果,最大降噪量超过5dB。

螺旋桨飞机起降阶段的噪声最大,适航规定是以远场噪声评价飞机噪声水平的。从图9可以看出,螺旋桨的噪声峰值主要集中在低频区域的通过频率及其谐波处,这些纯音噪声应该重点关注。图10为转速为2800r/min时,基准桨和锯齿桨在一阶通过频率(1BPF)和二阶通过频率(2BPF)处的远场噪声指向性结果。可以看出,两套桨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。但锯齿桨的降噪效果不明显,甚至大于基准桨的噪声。

从图8可以看到,两套桨都在2BPF处噪声最大。图11展示了两套桨在转速为3000r/min时,2BPF处的远场噪声

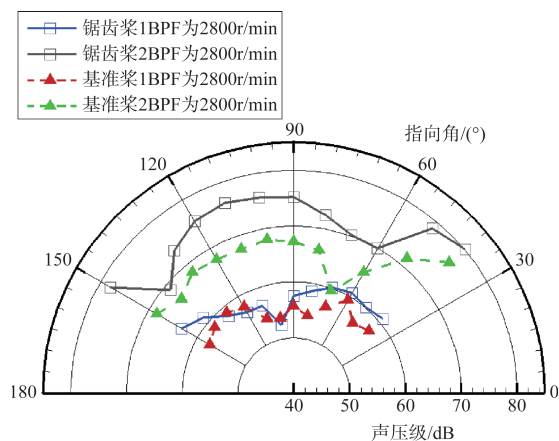


图10 远场噪声指向性对比(2800r/min)

Fig.10 Comparison between far field noise directivity at 2800r/min

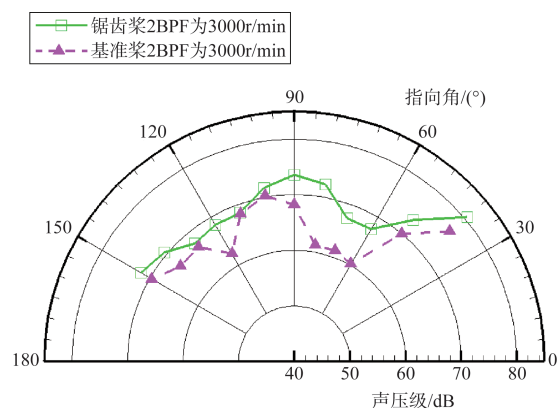


图11 远场噪声指向性对比(3000r/min)

Fig.11 Comparison between far field noise directivity at 3000r/min

结果。显然,相比于基准桨,锯齿桨在 $40^{\circ}\sim 150^{\circ}$ 的指向角区间,没有降噪效果,在部分指向角区间甚至增大了噪声。

整体来看,在所测转速范围内,对转螺旋桨的噪声峰值主要产生在2BPF处,主要产生于两排螺旋桨的气流干涉,这也为降噪指出了方向。同时还可看到,锯齿结构桨叶在6000~10000Hz高频区域的宽频噪声降噪效果很明显,最大达5dB。但是,在螺旋桨前两阶通过频率处的离散噪声降噪效果并不明显,在部分指向角处甚至噪声增大,这和锯齿尾缘、锯齿前缘的降噪机制不同有关。

尾缘锯齿结构主要影响叶片尾缘附近的流动,对齿根上游的流动影响较小,尾缘锯齿可能触发旁路转捩,减小或消除尾缘附近的分离区(分离泡),进而削弱和抑制边界层引起的宽频噪声。但降噪效果如何还取决于锯齿结构的几何参数设计,不同的几何参数达到的降噪效果也不同,甚至会增大噪声,这也是本文所述锯齿结构在前两阶通过频率处部分指向角处降噪效果不明显,甚至增大了噪声。结合参考文献[16],噪声增大的原因可能有两个:一是尾缘锯齿结构诱导产生了新的离散噪声;二是尾缘锯齿结构引起了钝尾缘涡脱落噪声。相对于锯齿尾缘,锯齿前缘的降噪机制是前缘的锯齿结构可以打碎前排叶片的尾涡从而减弱尾涡对后排叶片的冲击,进而降低噪声。

因此,降低对转螺旋桨噪声,要从降低干涉噪声着手,降低对转螺旋桨的干涉噪声,可以通过降低后排桨叶的压力峰值来实现,具体措施可以是桨叶穿孔结构,也可以将后排桨叶适当后掠,延长前排尾涡的到达时间,使尾涡自然减弱。如果要采用锯齿结构降噪,还需要进一步开展锯齿结构几何参数与降噪效果的影响关系研究,指出锯齿结构的几何参数优化方向。以上思路可以为对转螺旋桨的降噪设计提供参考。

4 结论

本文通过半消声室内的气动噪声试验研究了仿生学锯齿结构对对转螺旋桨的降噪效果。通过研究,可以得出以下结论:

(1)锯齿结构在6000~10000Hz高频区域降噪最高可达5dB,但在对转螺旋桨前两阶离散噪声处降噪效果不明显,甚至增大了噪声。

(2)降低对转螺旋桨噪声可以通过降低后排桨叶的压力峰值来实现。锯齿结构降噪还需进一步开展锯齿结构几何参数与降噪效果的影响关系研究。

(3)本文所设计的锯齿结构在同等拉力、扭矩和功率前

提下,未引起明显的气动性能损失,即可以在保持气动性能的同时,降低部分频率段的噪声。

AST

参考文献

- [1] Hager R, Vrabel D. Advanced turboprop project[R]. NASA SP-495, 1988.
- [2] Holmes J B, Durham H M, Tarry E S. Small aircraft transportation system concept and technologies[J]. Journal of Aircraft, 2004, 41: 26-35.
- [3] International Civil Aviation Organization. Environmental protection[S]. International Civil Aviation Organization, 2002.
- [4] Federal Aviation Administration. U. S. certificated propeller driven airplane[S]. Federal Aviation Administration, 2012.
- [5] Schnell R, Yin J, Funke S, et al. Aerodynamic and basic acoustic optimization of a contra-rotating open rotor with experimental verification[C]. 18th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 2012.
- [6] Williams J E F, Haw Kings D L. Sound generation by turbulence and surfaces in arbitrary motion[J]. Philosophical Transactions of the Royal Society, 1969, 264: 321-342.
- [7] Parrya B. Relative importance of open rotor tone and broadband noise sources[C]. Proceedings of 17th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 2011: 1075-1087.
- [8] Hoff G E. Experimental performance and acoustic investigation of modern, counter rotating blade concepts[R]. NASA CR 182158, 1990.
- [9] Ellioff D M. Initial investigation of the acoustics of a counter rotating open rotor model with historic baseline blades in a low speed wind tunnel[R]. AIAA-2011-2760, 2011.
- [10] Dale E, Van Z. The NASA environmentally responsible aviation project/general electric open rotor test campaign[R]. AIAA-2013-0415, 2013.
- [11] Finez A, Jondeau E, Roger M, et al. Broadband noise reduction of a linear cascade with trailing edge serrations[R]. AIAA-2011-2874, 2011.
- [12] Weckmuller C, Guerin S. On the influence of trailing-edge serrations on open-rotor tonal noise[R]. AIAA-2012-2124, 2012.
- [13] Jaron R, Moreau A, Guerin S, et al. Optimization of trailing edge serrations on open-rotor tonal noise[C]. Proceeding of the ISROMAC, 2016.

- [14] 乔渭阳, 仝帆, 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)
- [15] 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)
- [16] 徐坤波, 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. Experimental on noise reduction physical mechanism of serrated trailing edge structure [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2015, 30(2): 463-472. (in Chinese)
- [17] 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): 530-551.
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): 530-551. (in Chinese)

Experimental Study on the Noise Reduction Effect of Bionic Sawtooth Blades

Wei Kai^{1,2}, Cao Qi^{1,2}, Yan Qun^{1,2}, Chen Yonghui^{1,2}, Xue Dongwen^{1,2}, Chen Weijie³

1. *National Key Laboratory of Aviation Acoustics and Vibration Aviation Technology, Aircraft Strength Research Institute of China, Xi'an 710065, China*

2. *National Key Laboratory of Strength and Structure Integrity, Aircraft Strength Research Institute of China, Xi'an 710065, China*

3. *Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China*

Abstract: Improving the aerodynamic performance and noise level of an engine with bionic structure is a hot research topic in green aviation, and it has important engineering application value for controlling the aerodynamic noise of counter-rotating propellers. In this paper, the aerodynamic noise reduction characteristics of the bionic sawtooth structure on the rotary propeller are investigated through the aerodynamic noise test under the ground acoustic environment, and the aerodynamic performances of the sawtooth blade and the reference propeller in terms of tension and torque, as well as the directivity of the far-field noise are tested. The test results show that the designed sawtooth structure does not cause the loss of the aerodynamic performance of the reference propeller, and the noise reduction design can be carried out while maintaining the aerodynamic performance. The sawtooth structure does not change the noise directivity characteristics of the reference blade in the frequency range of 4000~12000Hz, and the maximum noise reduction is more than 5dB; there is no obvious noise reduction effect in the first-order pass-by frequency and second-order pass-by frequency of the measured rotational speed conditions. This further indicates that the sawtooth structure has a noise reduction effect on the broadband noise, but not on the discrete noise in the low-frequency band.

Key Words: bionic type; sawtooth structure; counter-rotating propeller; aerodynamic noise; experimental test