



仿生覆羽控制固定翼无人机流动失速风洞实验

刘一宏 马兴宇 巩绪安 黄逸军 王勇 姜楠

Wind tunnel experiment on control of stalling flow of fixed wing UAV with bionic coverts

LIU Yihong, MA Xingyu, GONG Xu'an, HUANG Yijun, WANG Yong, JIANG Nan

引用本文:

刘一宏, 马兴宇, 巩绪安, 等. 仿生覆羽控制固定翼无人机流动失速风洞实验[J]. 空气动力学学报, 2023, 41(10): 52–60. DOI: 10.7638/kqdlxxb-2022.0204
LIU Yihong, MA Xingyu, GONG Xu'an, et al. Wind tunnel experiment on control of stalling flow of fixed wing UAV with bionic coverts[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2023, 41(10): 52–60. DOI: 10.7638/kqdlxxb-2022.0204

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2022.0204>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

仿生学覆羽控制翼型流动分离实验

Experiments on flow separation control with bionic coverts

空气动力学学报. 2021, 39(6): 184–195 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2021.0177>

仿生学气动噪声控制研究的历史、现状和进展

Review on aerodynamic noise reduction with bionic configuration

空气动力学学报. 2018, 36(1): 98–121 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2017.0162>

过失速薄翼增升流动控制方法

Lift enhancement control method of thin flat-plate at post stall angles of attack

空气动力学学报. 2017, 35(6): 792–796 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2015.0068>

可压缩流体热线探针校准方法研究

Investigation of calibration method for hot-wire probe in compressible flow

空气动力学学报. 2019, 37(1): 55–60 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2016.0093>

等离子体用于三角翼模型流动控制试验研究

Experimental investigation on delta wing flow control by plasma

空气动力学学报. 2017, 35(2): 305–309 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2015.0158>

低雷诺数自由翼斜出口合成射流分离流流动控制

Separation flow control on free-wing with beveled-slit-synthetic-jet at low Reynolds numbers

空气动力学学报. 2017, 35(2): 277–282 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2016.0165>

地址: 四川省绵阳市二环路南段8号11信箱9分箱
电话: 0816-2463375
Email: kqdlxxb@163.com
网址: <http://kqdlxxb.xml-journal.net/>



关注微信公众号
获得更多资讯信息

文章编号: 0258-1825(2023)10-0052-09

仿生覆羽控制固定翼无人机流动失速风洞实验

刘一宏^{1, 2, 3}, 马兴宇^{1, *}, 巩绪安¹, 黄逸军¹, 王 勇⁴, 姜 楠¹

(1. 天津大学 机械工程学院 天津市现代工程力学重点实验室, 天津 300354;

2. 西北工业大学 翼型、叶栅空气动力学国家级重点实验室, 西安 710072;

3. 西南交通大学 牵引动力国家重点实验室, 成都 610031;

4. 中国空气动力研究与发展中心 气动噪声控制重点实验室, 绵阳 621000)

摘要:研究了基于鸟类仿生学设计的人工柔性锯齿形覆羽在平直机翼大攻角失速流动控制中的作用。实验在天津大学低速回流式低湍流度风洞中进行, 以展长 1.0 m、弦长 300 mm 的 NACA0018 平直机翼模型在 15°攻角条件下产生的失速流动作为研究对象, 基于弦长的雷诺数为 $Re = 5.1 \times 10^5$ 。实验中, 将柔性覆羽沿展向分别安装在机翼上翼面的不同位置处, 利用单丝热线风速仪扫描测量机翼尾流的速度信号, 并与无控制工况的平均速度、脉动速度、功率谱密度等对比。实验结果显示: 在 20% c 位置工况中, 柔性覆羽装置吸收来流中的能量, 随上翼面流动自适应振动; 在 80% c 位置工况中, 柔性覆羽处于准平衡位置, 并伴随微小振动。两种工况的尾流区平均速度亏损恢复明显, 同时前缘剪切层和尾缘剪切层中的湍流脉动均明显降低, 两种工况均实现了流动失速的有效控制。进一步的功率谱密度和离散小波分析显示, 柔性覆羽的自适应振动能有效地抑制剪切层中低频、大尺度结构 ($fc/U_\infty < 1$), 并将其转化为高频、小尺度结构 ($fc/U_\infty \approx 3$), 增强了前缘剪切层和尾缘剪切层的相干性。该研究结论揭示了类鸟类柔性覆羽在平直机翼大攻角失速流动控制中的作用机理。

关键词: 仿生学; 风洞实验; 覆羽; 失速流动; 流动控制; 热线风速仪

中图分类号: Q811.6; O357.5 文献标识码: A doi: 10.7638/kqdlxxb-2022.0204

Wind tunnel experiment on control of stalling flow of fixed wing UAV with bionic coverts

LIU Yihong^{1, 2, 3}, MA Xingyu^{1, *}, GONG Xu'an¹, HUANG Yijun¹, WANG Yong⁴, JIANG Nan¹

(1. Tianjin Key Laboratory of Modern Engineering Mechanics, School of Mechanical Engineering, Tianjin University, Tianjin 300354, China;

2. National Key Laboratory of Science and Technology on Aerodynamic Design and Research, NPU, Xi'an 710072, China;

3. State Key Laboratory of Traction Power, Southwest Jiaotong University, Chengdu 610031, China;

4. Key Laboratory of Aerodynamic Noise Control, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract: In this paper, the experimental study of stall control of a straight wing by bio-inspired flexible serrated coverts was conducted in the subsonic close-loop low-turbulence wind tunnel in Tianjin University. The NACA0018 wing model had a chord of 300 mm and a span of 1.0 m, and it was installed at the angle of attack of 15°, resulting in a stalling flow phenomenon in the wake. The chord-based Reynolds number was $Re = 5.1 \times 10^5$. The spanwise coverts were fixed at multiple positions on the upper surface, and the resulting wake flow velocity was measured with the hot-wire anemometer. The averaged velocity, fluctuating velocity and power spectral

收稿日期: 2022-12-29; 修订日期: 2023-02-10; 录用日期: 2023-03-12; 网络出版时间: 2023-03-27

基金项目: 国家自然科学基金(11902218, 11972251, 12172242, 12272265, 12202310); 翼型、叶栅空气动力学国家级重点实验室稳定支持经费项目(61422010301); 气动噪声控制重点实验室开放课题(ANCL20230108); 西南交通大学牵引动力国家重点实验室开放课题(TPL2306); 中德合作研究小组计划(GZ1575); 天津市研究生科研创新项目资助(2022SKY058)

作者简介: 刘一宏(1999-), 男, 河北沧州人, 硕士研究生, 研究方向: 实验流体力学. E-mail: Liuyh_9@tju.edu.cn

通信作者: 马兴宇*, 副教授, 研究方向: 实验流体力学. E-mail: xingyuma@tju.edu.cn

引用格式: 刘一宏, 马兴宇, 巩绪安, 等. 仿生覆羽控制固定翼无人机流动失速风洞实验[J]. 空气动力学学报, 2023, 41(10): 52–60.

LIU Y H, MA X Y, GONG X A, et al. Wind tunnel experiment on control of stalling flow of fixed wing UAV with bionic coverts[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2023, 41(10): 52–60(in Chinese). doi: 10.7638/kqdlxxb-2022.0204

density etc. were compared between the cases with and without control. Experimental results show that the coverts at the 20% chord adaptively flap with the flow, whereas the coverts at the 80% chord slightly flutter at a quasi-equilibrium position. The averaged velocity loss in the wake zone is recovered obviously in the two conditions, and the turbulent fluctuation in the shear layers of both the leading and trailing edges decreases obviously. The control effect on the stalling flow is realized under both conditions. Moreover, the power spectral densities and discrete wavelet analyses reveal that the adaptive coverts suppress the low/medium-frequency large-scale flow structures ($fc/U_\infty < 1$), and convert them into high-frequency small-scale ones ($fc/U_\infty \approx 3$), leading to higher spectral coherence between the leading edge and trailing edge shear layers. The mechanism of bird coverts in stalling flow control at high angle of attack of a straight wing is thus revealed.

Keywords: bionics; wind tunnel experiment; coverts; stalling flow; flow control; hot-wire anemometer

0 引言

固定翼无人机以长航时、高机动、大载荷等特点,在航拍探测、抢险通信、察打一体等应用场景中发挥着越来越重要的作用。然而,中低空复杂风切变和强对流大气运动对固定翼无人机的飞行稳定性提出了挑战。

仿生学思想在科学研究以及工程设计方面具有重要的作用。众所周知,鸟类为在中低空复杂气流运动中飞行,进化出了高效的飞羽-覆羽结构。李丹宇等(2017)^[1]依据四种常见鸟类进行了相关飞羽研究,发现鸟类的飞羽能够有效提升升力,从而有效提高飞行效率。刘昌景等(2018)^[2]对猛禽覆羽的研究发现,鸟类的覆羽结构能够更好地降低飞行噪声。当鸟类的翅膀在大攻角条件下出现前缘分离流动时,上翼面的覆羽结构会自适应随风向上抬起^[3],从而抑制流动分离。Harvey等(2022)^[4]提出鸟类的飞行控制很可能依赖于分布式感知和快速的神经处理,而工程和生物学科之间有大量的重叠,Harvey等希望通过了解鸟类飞行的原理,将其应用到无人机制造方面。受鸟类覆羽的启发,如果能在无人机机翼上加装仿生学人工覆羽,达到有效控制流动失速的目的,这将有效提升无人机性能。

根据仿生学人工覆羽的材料刚度,将材料分为两种:柔性材料与刚性材料。Wang等(2021)^[5]通过对扑翼运动进行数值仿真研究,发现柔性材料展现出更优的空气动力学性能。Rosti等(2017)^[6]在低雷诺数下安装柔性襟翼,对襟翼的长度、固有频率和位置的影响进行了参数化研究。Nair等(2022)^[7]发现仿生学习翼平均挠度的刚度改变了主要的流动特性。

改善机翼的流动失速现象,可以在机翼上加装控制流动失速的装置。李彪辉等(2020)^[8]对比了柔性材料与刚性材料,发现柔性材料抑制前缘流动分离的效果更明显,因为柔性材料可以抑制前缘剪切层旋涡

脱落后的传播扩散过程^[9]。材料的加装位置以及材料的形状也是控制流动失速的重要因素,马兴宇等(2022)^[10]将柔性覆羽装置加装在机翼的中间靠后位置,发现流动分离控制效果良好。在机翼上加装装置的数量也是影响因素之一,加装多个装置会将旋涡依次输送到每一个装置后面,对后缘流动产生了有益干扰,增加了束缚环流^[11],当机翼表面增加仿生学翅翼后,翅翼的末端刚好接触到机翼后方湍流结构区域的边缘处时,流动分离控制效果表现更为优秀^[12],不同的波形齿也会对应不同尺度的涡,从而也对流场产生不同影响^[13]。机翼飞行攻角的不同也会导致流动分离现象产生变化,在攻角由负转正的过程中,流动分离现象随之出现,但随着攻角的不断增大,流动分离现象逐渐减弱^[14]。模仿鸟类的自适应襟翼在机翼上加装人工自适应襟翼,通过改变攻角,在改变机翼升力的同时,还能有效控制流动分离^[15-16]。为尽可能地减小噪声,周朋等(2022)^[17]通过在机翼尾缘加装锯齿,将尾缘锯齿和丝绒结构组合,证实可以降低尾缘噪声的高频噪声分量。此外,翼型的几何形状也影响噪声结果,Smith等(2022)^[18]将翼型沿展向设计成波浪形的几何形状,该设计可以有效地降低尾缘噪声。

本文受鸟类的覆羽启发,拟设计仿生学人工柔性锯齿形覆羽(下文简称柔性覆羽),安装在固定翼无人机机翼上翼面不同位置,采用热线风速仪测量尾流中的速度,并分析其流动控制效果。

1 实验设备

实验在天津大学低湍流度回流式风洞中进行,风洞实验段尺寸 2.3 m(长)×1.0 m(宽)×1.0 m(高),可调风速范围 5~60 m/s,湍流度约为 0.1%。机翼采用 NACA0018 翼型,平直截面设计,弦长 $c = 300$ mm,展长 $s = 1.0$ m,模型垂直安装在实验段中心(图 1)。实验风速 $U_\infty = 25.0$ m/s,基于弦长的雷诺数 $Re = 5.1 \times 10^5$,机翼攻角 $\alpha = 15^\circ$ 。基于前期实验^[19]研究结果,

以 x 轴为流向、 y 轴为法向在翼型尾流区建立坐标系, 同时在 $x = 210 \text{ mm}$ (即 $x/c = 0.7$) 位置、 $y = -80 \sim 180 \text{ mm}$ 范围内共选取 20 个测点, 其中包括前缘剪切层 14 个测点和尾缘剪切层 5 个测点, 测点 y 轴坐标分别为 $-80, -50, -35, -25, -15, 0, 15, 30, 40, 50, 60, 70, 80, 90, 100, 110, 120, 135, 150, 180$ (单位: mm , 机翼中心处 $y = 0 \text{ mm}$, 如图 2 所示)。热线风速仪采用 4000 Hz 采样频率, 每一个测量点采样时长 65.5 s 。

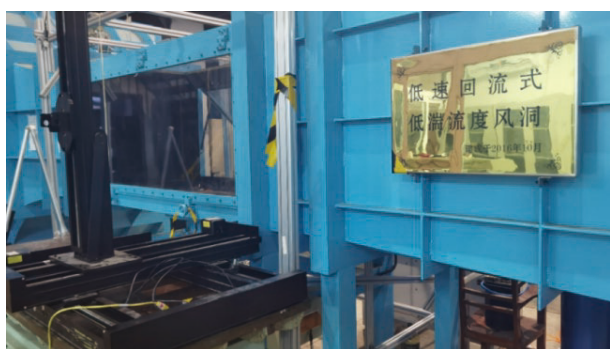
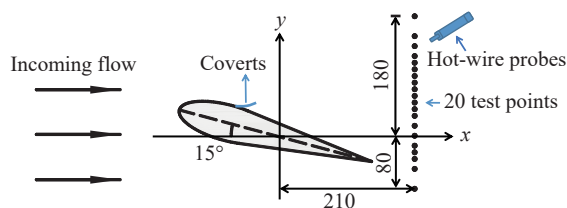
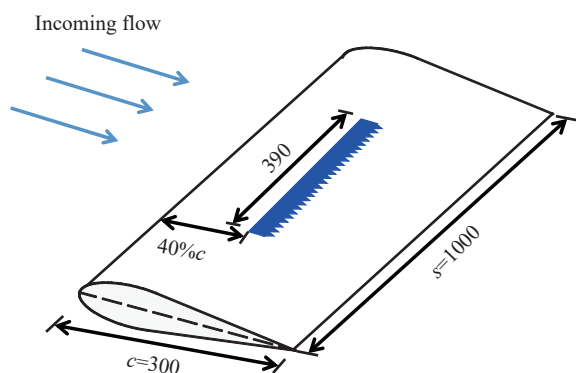


图 1 低速回流式风洞实验段与三维控制座标架

Fig. 1 Low-speed close-loop wind tunnel and 3D control frame



(a) 实验装置侧视图及柔性覆羽图



(b) NACA0018机翼和柔性覆羽三维图

图 2 实验装置示意图 (单位: mm)

Fig. 2 Schematic diagram of the experimental devices (unit: mm)

人工覆羽装置采用 0.5 mm 厚度的硅胶柔性薄膜材料, 设计成锯齿形覆羽形状, 如图 2(a) 所示。柔性覆羽的锯齿底部连接部分的长度为 20 mm , 齿长为 30 mm , 齿宽为 15 mm 。 20 mm 长的连接部分可以有

效地防止分离区出现回流。同时, 连接部分的设计类似于鸟类翅膀覆羽底端的重叠部分, 与锯齿部分相对比, 连接部分出现的颤振和实验过程中产生的变形会更小, 从而能更有效地改善机翼后方的湍流结构的扩散角度。

实验主要研究平直机翼准二维流动下的结果。在机翼的中间部分, 流动方向集中在流向-法向平面, 沿展向变化很小, 接近于准二维流动。但机翼两侧受到风洞壁面边界层的影响, 使得机翼两端不是二维翼型绕流而是三维流动, 所以柔性覆羽仅安装在机翼沿展向的中间位置。针对柔性覆羽位置对流动的影响, 实验过程中将柔性覆羽安装在机翼上翼面 6 个不同弦长位置 (如图 2b 所示, $10\%c, 20\%c, 40\%c, 60\%c, 80\%c, 100\%c$), 与干净机翼共 7 种工况进行对比。实验过程中将柔性覆羽沿壁面粘贴在机翼上, 因整个覆羽是柔性材料制成, 所以可以认为是铰接在机翼上, 柔性覆羽在气流作用下可以随风抬起和振动^[20]。

实验中采用 IFA300 单丝热线风速仪测量模型尾流平均速度型和湍流脉动信号。单丝热线探针采用过热比为 1.5、直径 $5 \mu\text{m}$ 、长度 2 mm 的钨丝, 利用 TSI 自动控制坐标系统 CCTS-1193E 移动探针位置, 测量尾流中 20 个固定点的速度信号。采样平面为机翼展长的 50% 位置处, 在此位置可以有效减少对来流的影响^[21]。实验过程中, 以机翼的中心位置 (即机翼 $50\%c$) 为原点建立二维坐标系, 其中, 坐标系的 x 轴为来流方向, y 轴为来流的法向。

2 数据处理

2.1 流场时域结果

图 3 展示了在不同位置的柔性覆羽作用下, 机翼尾流的时间平均速度分布。图 4 展示了不同位置的柔性覆羽作用下, 机翼尾流脉动速度均方根 (RMS) 分布。图中 $\bar{U}$ 为平均速度、 U_∞ 为来流速度、 U_{rms} 为脉动速度均方根。

由图 3 可见, 干净机翼的平均速度分布在 $y/c = -0.17$ 处出现大幅下降、在 $y/c = 0.45$ 处得以恢复。在 $40\%c, 60\%c, 100\%c$ 处加装柔性覆羽及干净机翼工况出现了平均速度最小值。在 $20\%c$ 处加装柔性覆羽时, 平均速度最低点的值增大, 说明速度亏损情况得到改善。在 $10\%c$ 和 $80\%c$ 处加装柔性覆羽时, 平均速度只在 $y/c = -0.08$ 处存在一个较小的波动, 尤其是 $80\%c$ 处加装柔性覆羽的工况, 平均速度从下降到恢复的影响区域最小, 推测将柔性覆羽加装在此处能有效缩短两剪切层之间的距离。以上分析表明, 柔性覆

羽加装在 20%*c* 和 80%*c* 处时, 平均速度恢复效果较好。

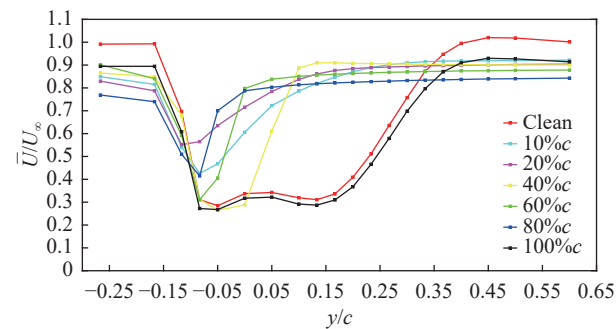


图 3 $x/c=0.7$ 截面各工况的平均速度分布
Fig. 3 Averaged velocity distribution at $x/c=0.7$ for each working condition

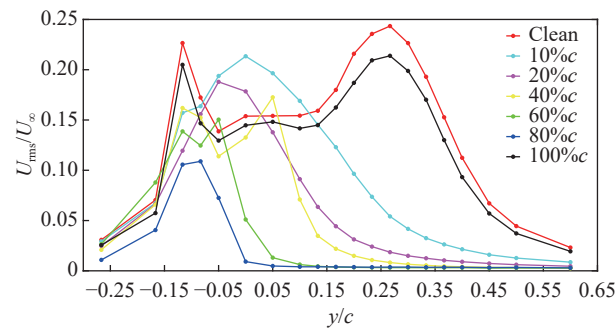


图 4 $x/c=0.7$ 截面各工况的湍流脉动强度分布
Fig. 4 Turbulent fluctuation intensity distribution at $x/c=0.7$ for each working condition

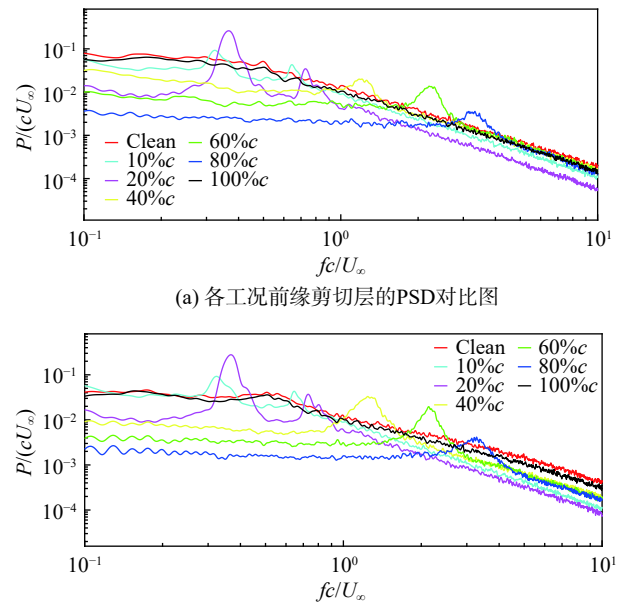
另一方面, 尾流中脉动速度的均方根曲线表示前缘剪切层和尾缘剪切层的位置变化。从图 4 中可以看出, 干净机翼工况中, 在 $y/c=-0.12$ 处和 $y/c=0.27$ 处均出现了峰值。对比 7 个工况前缘剪切层以及尾缘剪切层的无量纲速度 RMS 峰值, 发现将柔性覆羽加装在 10%*c* 处时, RMS 有且只有一个峰值, 说明前缘剪切层和尾缘剪切层的两个峰值已经融合成了一个峰值。各个加装柔性覆羽的工况的 RMS 峰值均相对于干净机翼工况的峰值有所下降, 说明在机翼上加装柔性覆羽后, 对流动失速现象起到了有效的控制作用。同时, 柔性覆羽加装的位置不同, 控制效果也有所不同, 当柔性覆羽加装在 10%*c*、20%*c*、40%*c*、60%*c*、80%*c* 处时控制效果明显。其中, 柔性覆羽加装在 80%*c* 处时, 脉动降得很低, 曲线出现两个峰值, 峰值相邻且几乎相等, 证明在尾缘区域只存在一小部分的尾流区; 当柔性覆羽加装在 100%*c* 处时, 曲线几乎与干净机翼工况的曲线重合, 控制效果相对较差。

RMS 的对比, 侧面反映出速度变化的高低, 从而可知机翼尾流区各测点位置的湍流强度。加装柔性覆羽后, 此时的装置会因来流风而出现一个自适应的

抬起角, 同时产生微小的颤动, 这个微小的颤动也对前缘剪切层的分离起到抑制作用。

2.2 流场频域结果

功率谱密度(PSD)是将原来对时间域的振动描述转化为对频率域的振动描述。根据信号在时间域的总功率等于在频率域的总功率, 从而得到随机过程的功率谱密度。功率谱密度反映随机过程统计参量均方值在频率域上的分布^[22]。采用 RMS 对比图中峰值点速度值绘制前缘剪切层及尾缘剪切层的功率谱密度图(图 5), 图中 f 为频率、 P 为功率谱密度。测点位置见表 1。



(a) 各工况前缘剪切层的PSD对比图

(b) 各工况尾缘剪切层的PSD对比图

图 5 无量纲化功率谱密度图

Fig. 5 Dimensionless power spectral density diagram

表 1 功率谱密度测点选取位置
Table 1 Position selection for the power spectral density measurement point

工况	前缘 y/mm	尾缘 y/mm
Clean	80	-35
10% <i>c</i>	0	0
20% <i>c</i>	0	-15
40% <i>c</i>	15	-35
60% <i>c</i>	-15	-35
80% <i>c</i>	-25	-35
100% <i>c</i>	80	-35

图 5 所示的功率谱密度可以表示出不同频率的能量密度。图 5(a, b)均作无量纲化处理, 其中低频部分对应的是大尺度湍流结构, 高频部分对应的是小尺度湍流结构。

在图 5(a)中, 干净机翼和将柔性覆羽加装在

100% c 处的工况均未出现明显的峰值。柔性覆羽加装在 20% c 位置时, 低频部分的峰值出现在 $fc/U_\infty = 0.3 \sim 0.4$ 之间, 进而曲线呈下降趋势, 同时在 $fc/U_\infty = 0.7 \sim 0.8$ 处又出现一峰值, 但相比前一个峰值, 这个峰值点明显降低。将柔性覆羽加装在 80% c 位置时, 曲线的峰值相比其他工况向高频方向移动, 峰值出现在 $fc/U_\infty \approx 3$ 处, 说明该工况相比其他工况的低频大尺度湍流结构占比降低、高频小尺度湍流结构占比提高, 效果更好一些。

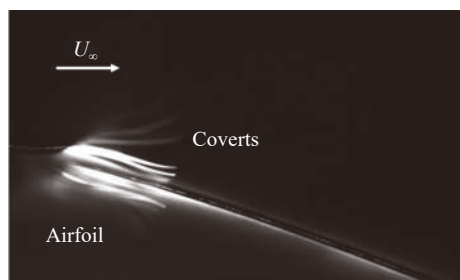
通过观察图 5(b) 发现, 将柔性覆羽加装在 40% c 、60% c 和 80% c 处时, 峰值依次向高频方向发展。对比图 5(a) 和图 5(b) 发现, 这三条曲线走势大致相同, 且三条曲线中柔性覆羽加装在 80% c 处的峰值更加靠右。以上分析表明, 柔性覆羽加装在 80% c 处时, 提高高频小尺度湍流结构占比的效果更好一些。

根据 FW-H (1969) 声比拟公式, 且翼型在大攻角下发生流动失速时, 尾流区的噪声主要来源于压强导致的偶极子噪声以及湍流耗散带来的四极子噪声^[23],

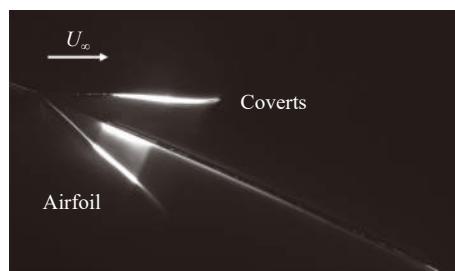
功率谱密度可以表示出不同频率的能量密度, 间接反映了不同频率气动噪声的分布^[3]。如图 4 和图 5 所示, 加装柔性覆羽后, 湍流脉动强度降低, 高频小尺度湍流结构的占比增加, 侧面反映出柔性覆羽可以抑制噪声现象, 锯齿形可以控制不稳定噪声源, Chong 等^[24-25]所做的关于刚性锯齿形尾缘的降噪实验中也发现了相似结论。

结合各个工况的 PSD 曲线图, 将柔性覆羽加装在 80% c 位置处的作用效果较好, 可以更好地促进大尺度湍流结构向小尺度发展, 不论在前缘剪切层还是尾缘剪切层, 都会使得流动向高频方向发展, 使尾流更加稳定。这是因为在这个过程中, 柔性覆羽的自适应振动使得低频大尺度湍流结构被打碎, 并促进其向破碎的高频小尺度湍流结构发展, 起到抑制流动失速现象的效果。

结合时域结果, 作用效果较好的工况为柔性覆羽加装在 20% c 和 80% c 处, 因此下文仅讨论这两个工况与干净机翼的对比。图 6 所示为柔性覆羽加装在



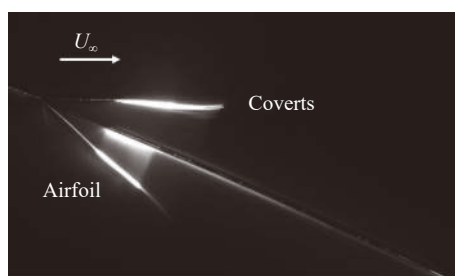
(a) 20% c 位置高速相机拍摄的覆羽照片1



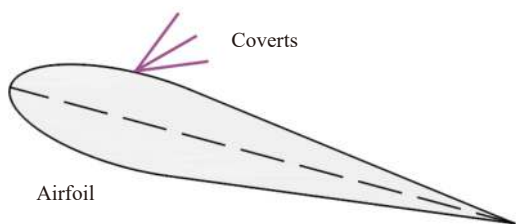
(d) 80% c 位置高速相机拍摄的覆羽照片1



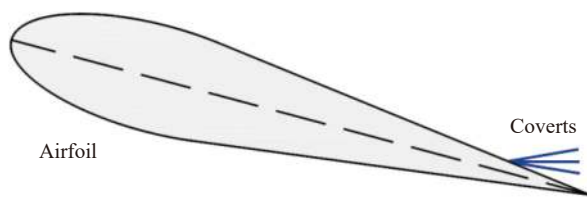
(b) 20% c 位置高速相机拍摄的覆羽照片2



(e) 80% c 位置高速相机拍摄的覆羽照片2



(c) 20% c 位置覆羽示意图



(f) 80% c 位置覆羽示意图

图 6 覆羽工作时的形态照片及示意图

Fig. 6 Photograph and diagram of the covert shape at work

20%*c* 和 80%*c* 处时的工作形态, 覆羽以底部与机翼的连接处为轴进行振动。装置加装位置不同, 柔性覆羽振动幅度不同。柔性覆羽加装在 20%*c* 处时, 因受来流产生的前缘边界层的扰动影响而自适应振动, 呈现较大幅度拍动, 使得机翼后方产生较大尺度的湍流结构, 扩散角度相应较大, 扰动传播范围较大。柔性覆羽加装在 80%*c* 处时, 因柔性覆羽在上翼面达到准平衡状态, 呈现微小振动, 柔性覆羽的形变较小, 使得机翼后方产生较小尺度的湍流结构, 扩散角度较小, 扰动传播范围较集中。

结合时域和频域所得结果, 柔性覆羽加装在 20%*c* 处会使机翼的后方形形成低频大尺度湍流结构, 加装在 80%*c* 处能够促进高频小尺度湍流结构的产生。这是由于柔性覆羽的拍动幅度影响了机翼后方湍流结构的传播形式, 类似的结论在湍流通道中自扇膜的流体结构-热相互作用实验^[26]以及流体和柔性固体相互耦合的实验^[27]中也得到证实。

2.3 分离剪切层流动相干性分析

将 RMS 对比图中峰值点的实验数据做相干性分析, 可以直观地得到前缘剪切层和尾缘剪切层湍流结构振荡过程在频域的相干性, 并且可侧面反应出脉动的相似性。因相干性分析图的横轴是 fc/U_∞ , 所以当曲线出现峰值时, 也就对应着前缘剪切层与尾缘剪切层之间相互作用特征频率的高低。定义相干函数 γ 衡量不同测点数据之间在频域上互谱密度 $P(f)$ 的相干性:

$$\gamma = \frac{|P_{xy}(f)|^2}{P_{xx}(f)P_{yy}(f)} \quad (1)$$

图 7 展示了无量纲化频域相干性分析图。当扰动传播到机翼模型的尾流区时, 通过相干性曲线可以表达前缘与尾缘的频率分布。通过观察曲线, 柔性覆羽加装在 20%*c* 和 80%*c* 位置时, 相对干净机翼, 均出

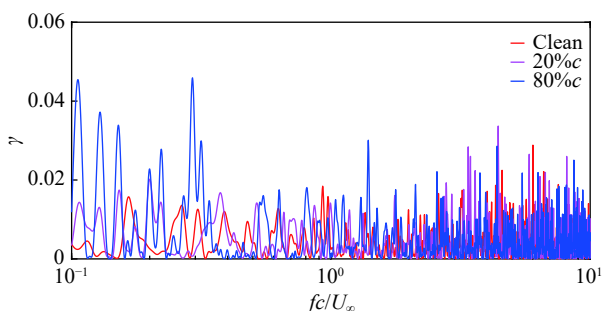


图 7 无量纲化频域相干性分析图

Fig. 7 Dimensionless frequency domain coherence analysis diagram

现明显峰值。对比蓝色和紫色曲线, 发现蓝色曲线 (即 80%*c*) 在低频部分和高频部分出现多个明显峰值, 说明因柔性覆羽的微小振动产生相近尺度结构, 流动失速控制效果较好; 紫色曲线 (即 20%*c*), 低频部分没有明显峰值出现, 而在高频部分出现了高而短暂的尖峰, 最高的是 $fc/U_\infty = 4.5$ 时, 说明此时因柔性覆羽的大幅度拍动, 产生了多种尺度湍流结构, 流动失速控制效果较差, 而多种尺度湍流结构的出现可能会导致噪声的出现。

2.4 多尺度相干结构分析

小波分析在信号处理的领域提供了全新的思路。从工程方面来说, 小波分析可以有效地在时间域进行分析, 并可以将时域与频域的分析同时进行, 而且小波能量能够在时域上将各个频率尺度的脉动信号进行平均。

$$W_{ab}(t) = \frac{1}{\sqrt{a}} W\left(\frac{t-b}{a}\right) \quad (2)$$

$$W_u'(a, b) = \int_{-\infty}^{+\infty} u'(t) W_{ab}(t) dt \quad (3)$$

其中: W 代表小波母函数; W_{ab} 代表对应时间和频率的窗函数。

从时间 b 和频率 a 尺度分解和重构脉动速度 u' , t 为时间变量:

$$u(t) = \bar{u} + u'(t) = \bar{u}(t) + \sum_a W_u'(a, b) \quad (4)$$

将每个测点的速度分解为平均速度 $\bar{u}$ 和脉动速度 u' , 后者通过小波变换继续分解为各个频率尺度 a 下的小波系数信号 $W_u'(a, b)$ 。

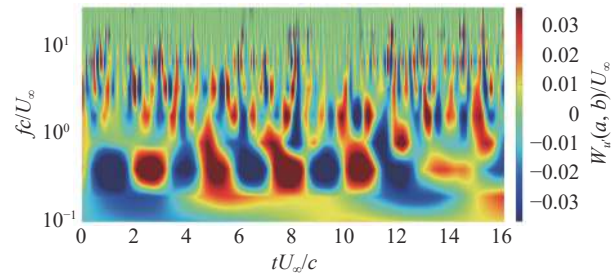
根据上述原理, 将实验得到的数据分成了 10 个尺度。小波分解的各个尺度和对应的频率及无量纲化的结果如表 2 所示。通过小波分解, 截取其中时间轴 0~16 内的结果制作机翼前缘剪切层小波系数云图, 云图中各位置小波系数的大小反用出该频率尺度下的湍流结构能量占比的大小, 如图 8 所示, 即为干净机翼以及柔性覆羽加装在 20%*c*、80%*c* 位置所得的小波系数云图。

图 8 中呈现出很多“U”形结构, 在时间轴上的形式表现为低频的大片能量集中区伴有多个高频的小片能量集中区, 且低频区的大片能量集中区会破碎成高频的小片能量集中区, 最后消散。这与巩绪安等 (2022)^[28]研究的不同材料与锯齿形状的人工覆羽对前缘控制流动分离的结果相似。

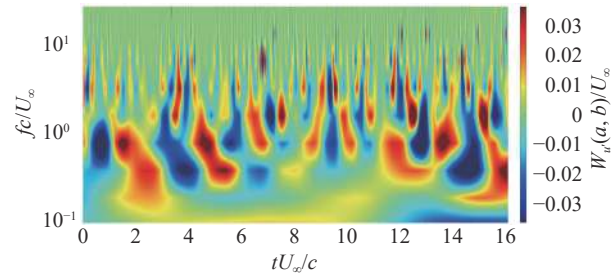
如图 8(a, b) 所示, 干净机翼工况中, 能量集中区主要在 $fc/U_\infty = 0.38, 0.75, 1.5$ 处, 柔性覆羽加装在

表 2 小波分解后各尺度及其对应的频率范围
Table 2 Each scale and its corresponding frequency range after wavelet decomposition

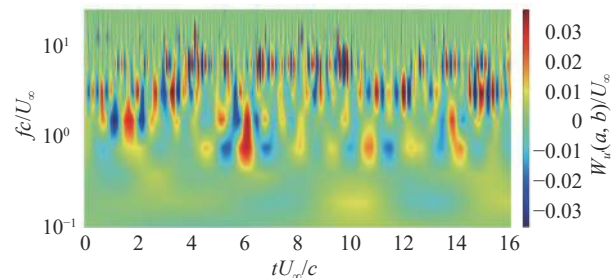
频率尺度 s	频率范围 f/Hz	fc/U_∞
1	1.95~3.91	0.023~0.047
2	3.91~7.81	0.047~0.094
3	7.81~15.63	0.094~0.188
4	15.63~31.25	0.188~0.375
5	31.25~62.50	0.375~0.750
6	62.50~125.00	0.750~1.500
7	125~250	1.5~3.0
8	250~500	3~6
9	500~1000	6~12
10	1000~2000	12~24



(a) 干净机翼的小波系数云图



(b) 装置加装在20% c 处的小波系数云图



(c) 装置加装在80% c 处的小波系数云图

图 8 各工况前缘剪切层对应的小波系数云图

Fig. 8 Wavelet coefficient contours of the leading edge shear layer under different working conditions

20% c 处时, 能量集中区主要在 $fc/U_\infty = 0.38、1.5$ 处。
图 8(a) 所示的干净机翼的“U”形结构大致分为三级, 且相互结合, 但是柔性覆羽加装在 20% c 处时,

“U”形结构大致分为两级, 相比之前减少一级, 证明加装柔性覆羽后抑制了“U”形结构的产生。

如图 8(c) 所示, 将柔性覆羽加装在 80% c 处时, 此时能量集中区主要在 $fc/U_\infty \approx 3$ 处, 且“U”形结构基本只分为一级。相较于干净机翼和柔性覆羽加装在 20% c 处的工况, “U”形结构减少较多, 说明将柔性覆羽加装在 80% c 处时, 对产生“U”形结构的抑制效果最为明显, 且能量集中区也由原来的低频区向高频区转移。

以上分析表明, 柔性覆羽加装在 80% c 处时, 小波分解后低频部分的能量集中区基本消失, 并且“U”形结构的抑制效果非常明显, 原因是柔性覆羽的自适应微小振动使机翼后方湍流结构向高频方向发展。此结果与前文所述的功率谱密度所得结果相同, 表明将柔性覆羽加装在 80% c 处能有效控制流动失速。综合分析, 将柔性覆羽加装在尾缘位置时相比在前缘位置的效果更好, 控制流动失速的效果更明显。

3 结 论

本文研究了固定翼无人机机翼上加装人工柔性锯齿形覆羽的流动控制技术。通过热线风速仪测量了安装仿生柔性覆羽的平直机翼尾流, 分析了尾流的平均速度分布、湍流脉动强度分布、功率谱密度、频域相干性特征以及小波系数的分布特征。研究主要结论如下:

1) 柔性覆羽安装在 20% c 和 80% c 位置, 时间平均的速度型曲线显示尾流速度亏损减少、湍流脉动明显降低。频域结果显示, 柔性覆羽安装在 20% c 处低频大尺度湍流结构占比较大, 这是因为柔性覆羽自适应拍动幅度较大, 导致扰动传播范围较大。柔性覆羽安装在 80% c 处, 尾流区域减小, 频域结果显示高频小尺度湍流结构占比较大, 柔性覆羽处于抬起的准平衡位置并产生微小振动, 推测此时前缘剪切层下移、前缘分离变成尾缘分离, 因此可以有效控制流动失速。

2) 根据离散小波分析显示的多尺度相干结构, 柔性覆羽加装在 80% c 处的微小自适应振动能有效抑制剪切层中的低频、大尺度湍流结构 ($fc/U_\infty < 1$), 并将其转化为高频、小尺度湍流结构 ($fc/U_\infty \approx 3$), 能量较高的区域出现在高频区。研究揭示了柔性覆羽高效促进小尺度湍流结构产生的机理。

3) 鸟类在飞行时覆羽的柔性尖端可随风摆动。实验结果显示, 仿生柔性覆羽在实验过程中受到气流能量驱动, 出现自适应抬起和振动, 表现出优秀的流动控制效果, 展示了仿生柔性覆羽在固定翼无人机领

域的流动控制效果。研究结论可为进一步提升无人机气动性能提供新的思路。

参 考 文 献:

- [1] 李丹宇, 刘小民, 李典. 仿生翼几何特征与气动性能的关系初探[J]. 西安交通大学学报, 2017, 51(1): 88–96.
LI D Y, LIU X M, LI D. Study on the relationship between geometric features and aerodynamic performance of bionic wings[J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2017, 51(1): 88–96 (in Chinese).
doi: [10.7652/jtjxb201701014](https://doi.org/10.7652/jtjxb201701014)
- [2] 刘昌景, 周用武, 喻雷. 中国猛禽覆羽形态特征量化的判别分析[J]. 野生动物学报, 2018, 39(3): 611–617.
LIU C J, ZHOU Y W, YU L. Discriminant analysis on quantified characteristic of raptor coverts in China[J]. *Chinese Journal of Wildlife*, 2018, 39(3): 611–617 (in Chinese).
doi: [10.3969/j.issn.1000-0127.2018.03.026](https://doi.org/10.3969/j.issn.1000-0127.2018.03.026)
- [3] 巩绪安, 张鑫, 马兴宇, 等. 仿生学覆羽控制翼型流动分离实验[J]. 空气动力学学报, 2021, 39(6): 184–195.
GONG X, ZHANG X, MA X Y, et al. Experiments on flow separation control with bionic coverts[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2021, 39(6): 184–195 (in Chinese).
doi: [10.7638/kqdlxxb-2021.0177](https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2021.0177)
- [4] HARVEY C, GAMBLE L L, BOLANDER C R, et al. A review of avian-inspired morphing for UAV flight control[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2022, 132: 100825.
doi: [10.1016/j.paerosci.2022.100825](https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2022.100825)
- [5] WANG Y F, XIE S W. Lift and drag analysis of a bionics flapping aircraft[J]. *IOP Conference Series: Earth and Environmental Science*, 2021, 658(1): 012026.
doi: [10.1088/1755-1315/658/1/012026](https://doi.org/10.1088/1755-1315/658/1/012026)
- [6] ROSTI M E, KAMPS L, BRUECKER C, et al. The PELskin project-part V: towards the control of the flow around aerofoils at high angle of attack using a self-activated deployable flap[J]. *Meccanica*, 2017, 52(8): 1811–1824.
doi: [10.1007/s11012-016-0524-x](https://doi.org/10.1007/s11012-016-0524-x)
- [7] NAIR N J, GOZA A. Fluid-structure interaction of a bio-inspired passively deployable flap for lift enhancement[J]. *Physical Review Fluids*, 2022, 7(6): 064701.
doi: [10.1103/physrevfluids.7.064701](https://doi.org/10.1103/physrevfluids.7.064701)
- [8] 李彪辉, 范子柳, 刘丽霞, 等. 柔性旋涡发生器对翼型前缘分离的自适应控制[J]. 气体物理, 2020, 5(5): 56–62.
LI B H, FAN Z Y, LIU L X, et al. Adaptive control of wing leading edge separation by flexible vortex generator[J]. *Physics of Gases*, 2020, 5(5): 56–62 (in Chinese).
doi: [10.19527/j.cnki.2096-1642.0798](https://doi.org/10.19527/j.cnki.2096-1642.0798)
- [9] 巩绪安, 张鑫, 马兴宇, 等. 柔性锯齿形尾缘流动分离控制实验的多尺度相干结构研究[J]. 实验流体力学, 2022, 36(6): 19–27.
GONG X, ZHANG X, MA X Y, et al. Experimental study on flow separation control by flexible serrated trailing edge based on multi-scale coherent structure analysis[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2022, 36(6): 19–27 (in Chinese).
- [10] MA X Y, GONG X, TANG Z Q, et al. Control of leading-edge separation on bioinspired airfoil with fluttering coverts[J]. *Physical Review E*, 2022, 105(2-2): 025107.
doi: [10.1103/PhysRevE.105.025107](https://doi.org/10.1103/PhysRevE.105.025107)
- [11] BRÜCKER C, WEIDNER C. Influence of self-adaptive hairy flaps on the stall delay of an airfoil in ramp-up motion[J]. *Journal of Fluids and Structures*, 2014, 47: 31–40.
doi: [10.1016/j.jfluidstructs.2014.02.014](https://doi.org/10.1016/j.jfluidstructs.2014.02.014)
- [12] 詹枫州, 叶舟, 徐学昊, 等. 结构参数对仿生翅片翼气动性能影响[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2019, 51(7): 171–177.
ZHAN Z Z, YE Z, XU X H, et al. Influence of structural parameters on aerodynamic performance of biomimetic finned wings[J]. *Journal of Harbin Institute of Technology*, 2019, 51(7): 171–177 (in Chinese).
doi: [10.11918/j.issn.0367-6234.201807102](https://doi.org/10.11918/j.issn.0367-6234.201807102)
- [13] 孙贵洋, 陈二云, 杨爱玲. 叶片锯齿前缘控制流动分离的数值研究[J]. 能源研究与信息, 2021, 37(4): 229–237.
SUN G Y, CHEN E Y, YANG A L. Numerical study on the flow separation controlling by sawtooth leading edge of the blade[J]. *Energy Research and Information*, 2021, 37(4): 229–237 (in Chinese).
doi: [10.13259/j.cnki.eri.2021.04.007](https://doi.org/10.13259/j.cnki.eri.2021.04.007)
- [14] 王皓田, 朱杨柱, 车学科, 等. S1223翼型低雷诺数下分离泡及气动特性[J]. 空气动力学学报, 2021, 39(3): 90–98.
WANG H T, ZHU Y Z, CHE X K, et al. Separation bubble and aerodynamic characteristics of S1223 airfoil at low Reynolds numbers[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2021, 39(3): 90–98 (in Chinese).
doi: [10.7638/kqdlxxb-2020.0075](https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2020.0075)
- [15] 郝文星, 李春. 自适应襟翼流动控制改进方法的提出与验证[J]. 中国电机工程学报, 2020, 40(14): 4538–4546, 4733.
HAO W X, LI C. Proposal and validation of improving methods for flow control performance of the adaptive flap[J]. *Proceedings of the CSEE*, 2020, 40(14): 4538–4546, 4733 (in Chinese).
doi: [10.13334/j.0258-8013.pcsee.191395](https://doi.org/10.13334/j.0258-8013.pcsee.191395)
- [16] 郝文星, 李春, 丁勤卫, 等. 自适应襟翼流动分离控制数值研究[J]. 中国电机工程学报, 2019, 39(2): 536–542.
HAO W X, LI C, DING Q W, et al. Numerical study on flow separation control of adaptive flap[J]. *Proceedings of the CSEE*, 2019, 39(2): 536–542 (in Chinese).
doi: [10.13334/j.0258-8013.pcsee.172044](https://doi.org/10.13334/j.0258-8013.pcsee.172044)
- [17] ZHOU P, ZHONG S Y, LI X T, et al. Broadband trailing edge noise reduction through porous velvet-coated serrations[J]. *Physics of Fluids*, 2022, 34(5): 057112.
doi: [10.1063/5.0089257](https://doi.org/10.1063/5.0089257)
- [18] SMITH T A, KLETTNER C A. Airfoil trailing-edge noise and drag reduction at a moderate Reynolds number using wavy geometries[J]. *Physics of Fluids*, 2022, 34(11): 117107.
doi: [10.1063/5.0120124](https://doi.org/10.1063/5.0120124)
- [19] 巩绪安, 黄逸军, 马兴宇, 等. 仿生学柔性锯齿控制翼型前缘流动分离的试验研究[J]. 气动研究与实验, 2022, 34(5): 101–108.
GONG X A, HUANG Y J, MA X Y, et al. Experimental study on separation control of airfoil leading-edge by bionic flexible sawteeth[J]. *Aerodynamic Research & Experiment*, 2022, 34(5): 101–108 (in Chinese).
doi: [10.12050/are20220513](https://doi.org/10.12050/are20220513)
- [20] HAO W X, DING Q W, LI C. Optimal performance of adaptive flap on flow separation control[J]. *Computers & Fluids*, 2019, 179: 437–448.
doi: [10.1016/j.compfluid.2018.11.010](https://doi.org/10.1016/j.compfluid.2018.11.010)
- [21] GIM O S, LEE G W. Flow characteristics and tip vortex formation around a NACA 0018 foil with an endplate[J]. *Ocean Engineering*, 2013, 60(1): 28–38.
doi: [10.1016/j.oceaneng.2012.12.009](https://doi.org/10.1016/j.oceaneng.2012.12.009)
- [22] 闫鸿浩, 浑宏, 李晓杰, 等. 加速度功率谱密度指标控制下的爆破研究[J]. 岩石力学与工程学报, 2016, 35(S2): 4180–4186.
YAN H H, HUN C H, LI X J, et al. Research on blasting under the controlled of acceleration power spectrum density index[J]. *Chinese Journal of Rock Mechanics and Engineering*, 2016, 35(S2): 4180–4186

- (in Chinese).
doi: [10.13722/j.cnki.jrme.2015.1256](https://doi.org/10.13722/j.cnki.jrme.2015.1256)
- [23] MOREAU S, ROGER M, CHRISTOPHE J. Flow features and self-noise of airfoils near stall or in stall[C]//15th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (30th AIAA Aeroacoustics Conference), Miami, Florida. Reston, Virigina: AIAA, 2009.
doi: 10.2514/6.2009-3198
- [24] CHONG T P, 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.
doi: [10.1016/j.jsv.2015.05.019](https://doi.org/10.1016/j.jsv.2015.05.019)
- [25] CHONG T P, JOSEPH P, VATHYLAKIS A, et al. On the noise and wake flow of an airfoil with broken and serrated trailing edges[C]//17th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (32nd AIAA Aeroacoustics Conference), Portland, Oregon. Reston, Virigina: AIAA, 2011.
doi: 10.2514/6.2011-2860
- [26] YIFAN, DENG,. Fluid-structure-thermal interaction of a self-fluttering membrane in turbulent channel flow[J]. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 2022, 94: 108947.
doi: [10.1016/j.ijheatfluidflow.2022.108947](https://doi.org/10.1016/j.ijheatfluidflow.2022.108947)
- [27] SHELLEY M J, ZHANG J. Flapping and bending bodies interacting with fluid flows[J]. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 2011, 43: 449–465.
doi: [10.1146/annurev-fluid-121108-145456](https://doi.org/10.1146/annurev-fluid-121108-145456)
- [28] GONG X, MA X Y, FAN Z Y, et al. Wavelet analysis of the coherent structures in airfoil leading-edge separation control by bionic coverts[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of Mechanical Engineering Science*, 2022: 095440622211354.
doi: 10.1177/09544062221135436

(本文责编: 王颖)