



风力机翼型尾缘迎风降载工况挥舞振动风洞试验研究

李德宁 高传强 骆府庆 张伟伟

Wind tunnel experimental study on flapping vibration of wind turbine airfoil trailing edge under windward load reduction conditions

LI Dening, GAO Chuanqiang, LUO Fuqing, ZHANG Weiwei

引用本文:

李德宁, 高传强, 骆府庆, 等. 风力机翼型尾缘迎风降载工况挥舞振动风洞试验研究[J]. 空气动力学学报, 2024, 42(10): 40–49. DOI: 10.7638/kqdlxxb-2023.0175

LI Dening, GAO Chuanqiang, LUO Fuqing, et al. Wind tunnel experimental study on flapping vibration of wind turbine airfoil trailing edge under windward load reduction conditions[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2024, 42(10): 40–49. DOI: 10.7638/kqdlxxb-2023.0175

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2023.0175>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

基于风洞试验15 MW风力机叶片颤振后形态与能量图谱研究

Experimental study on the post-flutter morphological characteristics and energy dissipation of a 15 MW wind turbine blade

空气动力学学报. 2022, 40(4): 169–180 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2021.0417>

基于致动线方法的5 MW海上风力机气动弹性分析

Aeroelastic analysis of a 5 MW offshore wind turbine based on actuator line method

空气动力学学报. 2022, 40(4): 203–209 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2022.0048>

输电塔钢管涡激振动控制措施的风洞试验研究

Wind tunnel test on suppressing vortex-induced vibrations of steel tubes in power transmission towers

空气动力学学报. 2023, 41(2): 90–97 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2021.0377>

飞行器操纵面嗡鸣风洞试验技术综述

Review on buzz wind tunnel test technology for aircraft control surfaces

空气动力学学报. 2022, 40(3): 1–9 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2021.0303>

翼型风洞试验技术研究现状

Research status of airfoil wind tunnel experimental technology

空气动力学学报. 2021, 39(6): 85–100 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2021.0381>

基于电磁干风洞的大柔性结构准模态试验研究

Quasi modal test of large flexible structure based on electromagnetic dry wind tunnel

空气动力学学报. 2019, 37(1): 115–120 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2018.0162>

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



关注微信公众号

获得更多资讯信息

文章编号: 0258-1825(2024)10-0040-10

风力机翼型尾缘迎风降载工况挥舞 振动风洞试验研究

李德宁, 高传强*, 骆府庆, 张伟伟

(西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

摘要:停机变桨降载是极端台风天气下保障大型风力机结构安全的重要措施, 风力机叶片尾缘迎风(攻角 180°)时, 翼型的气动力系数相对较小, 是一种有利的降载工况, 但有可能发生挥舞方向单自由度振动。本文基于风洞试验, 研究了典型风力机翼型在尾缘迎风降载工况下的挥舞单自由度气动弹性振动特性。研究发现, 叶片不同截面的翼型在特定的来流攻角和结构无量纲减缩频率下均会触发挥舞失稳振动, 总体的失稳攻角范围为 $155^\circ \sim 167^\circ$ 。失稳区域呈倒“V”字形, 结构减缩频率越低, 诱发挥舞振动的攻角范围越大。这种挥舞振动表现出锁频特性, 即振动频率锁定于结构固有频率, 且振动幅值随着减缩频率(与来流风速成反比)的降低而增加。对于普遍具有预扭设计的现代风力机叶片, 叶片在进行尾缘迎风的降载设计时, 应尽量避免主要叶片截面进入挥舞失稳敏感攻角区域, 以免造成结构损坏。

关键词:气动弹性; 风洞试验; 降载; 尾缘迎风; 挥舞振动

中图分类号: TM315; V415.3 文献标识码: A doi: 10.7638/kqdlxxb-2023.0175

Wind tunnel experimental study on flapping vibration of wind turbine airfoil trailing edge under windward load reduction conditions

LI Dening, GAO Chuanqiang*, LUO Fuqing, ZHANG Weiwei

(School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Shutdown and individual pitch for load reduction are important measures to ensure the structural safety of large wind turbines in extreme typhoon weather. When the blade trailing edge faces the wind (180° angle of attack), the aerodynamic coefficient of the airfoil is relatively small. This indicates that the trailing edge windward condition is favorable for load reduction. However, unfavorable vibrations exist in the flapwise direction under this condition. Based on wind tunnel experiments, this paper investigates the aeroelastic characteristics of three different typical wind turbine airfoils (DU00-W2-401, DU91-W2-250, and NACA64618) under the condition of the trailing edge windward load reduction. The study measures the flapwise displacement of the different airfoils at various wind speeds in the trailing edge windward condition. It is discovered that airfoils with different cross-sections of the blade exhibit flapwise vibrations at a specific flow angle of attack and reduced structural frequency. Specifically, the overall range of unstable angle of attack is from 155° to 167° . The instability region forms an inverted "V" shape, where the unstable angle of attack range increases as the reduced frequency decreases. This type of flapwise vibration exhibits frequency lock-in characteristics, meaning that the vibration frequency becomes locked to the first flapwise mode natural frequency of the structure. Additionally, the vibration amplitude increases as the structural reduced frequency decreases, and the maximum peak-to-peak

收稿日期: 2023-10-07; 修订日期: 2023-12-22; 录用日期: 2024-01-05; 网络出版时间: 2024-08-20

基金项目: 国家重点研发计划(2023YFB4203401); 陕西省自然科学基金资助项目(2024JC-TBZC-17)

作者简介: 李德宁(1999—), 湖南常德人, 硕士研究生, 研究方向: 风力机气动弹性力学. E-mail: 2021260255@nwpu.edu.cn

通信作者: 高传强*, 教授, 研究方向: 气动弹性力学, 数据驱动的流动建模与控制. E-mail: gaocq@nwpu.edu.cn

引用格式: 李德宁, 高传强, 骆府庆, 等. 风力机翼型尾缘迎风降载工况挥舞振动风洞试验研究[J]. 空气动力学学报, 2024, 42(10): 40–49.

LI D N, GAO C Q, LUO F Q, et al. Wind tunnel experimental study on flapping vibration of wind turbine airfoil trailing edge under windward load reduction conditions[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2024, 42(10): 40–49(in Chinese). doi: 10.7638/kqdlxxb-2023.0175

vibration exceeds the chord length of the airfoils. For modern wind turbine blades with a pre-torsion design, it is advisable to minimize the occurrence of the main blade section entering the sensitive angles of flapwise instability during the trailing edge windward load reduction condition to prevent structural damage.

Keywords: aeroelasticity; wind tunnel experiment; load reduction; trailing edge windward; flapwise vibration

0 引言

随着化石能源的枯竭以及环境污染问题的加剧, 风能等可持续发展的清洁能源正逐渐受到世界各国的关注, 并在近十几年得到了长足的发展。水平轴风力机是当前风能利用的主要装置, 为了提升发电功率, 风力机风轮直径逐渐增大, 导致其制造成本也逐渐攀升。为了避免风力机在大风天气下发生结构损害, 工程上必须对其进行降载^[1]。

常见的风力机降载方法一般可以分为两类: 一类是主动降载技术, 如尾缘襟翼^[2]、叶片独立变桨方法^[3-5]; 另一类是被动降载技术, 如格尼襟翼^[6]。在众多降载方法中, 叶片独立变桨方法具有无需改变叶片现有结构、成本低以及易于实现等特点, 是目前工程中使用最广泛的降载方法之一。在独立变桨降载方法的诸多降载攻角中, 攻角 $\alpha = 180^\circ$ 附近升阻力系数与其随攻角的变化率相对较小, 因此具有较大的降载潜力^[7]。然而有研究^[8]表明, 在该攻角附近, 叶片会出现较大幅度的挥舞方向单自由度振动。

风力机的气动弹性问题是目前阻碍风力机功率进一步提升的核心问题, 很早就受到了学界的关注。自 1994 年首次观察到风力机的失速诱导振动(stall induced vibration, SIV)现象^[9]以来, 研究者便开始针对风力机的气动弹性问题从研究方法^[10-14]、不同研究对象^[15-16]等多方面展开研究。

风力机叶片一般在 $\alpha = 90^\circ$ 附近和 $\alpha = 0^\circ$ 附近的失速区域出现单自由度振动现象。Skrzypiński 等^[15]基于二维雷诺平均方法(Reynolds averaged Navier-Stokes, RANS)与三维分离涡模拟方法(detached eddy simulation, DES), 对 DU96-W-180 翼型在 $\alpha = 90^\circ$ 附近的涡致振动(vortex-induced vibration, VIV)现象进行了仿真分析, 通过强迫运动与弹性支撑时域仿真的方式验证了翼型 VIV 的发生。Heinz 等^[17]与 Horcas 等^[18-19]基于 HAWC2 和 EllipSys3D 软件, 对 10 MW 级风力机叶片在 $\alpha = 90^\circ$ 附近的涡致振动现象进行了气动弹性仿真计算, 研究了不同攻角、倾角以及叶尖形状对于风力机叶片涡致振动的影响, 并比较了不同参数组合的尾涡形态之间的区别。

发生在翼型 $\alpha = 0^\circ$ 附近失速区域的单自由度振动现象, 一般被认为是升力系数曲线斜率为负导致气动阻尼为负, 从而引发的失速颤振现象。经典观点认为气动阻尼为负代表气动弹性失稳。因此, 在早期研究中, 研究者们多从气动阻尼的角度对该问题进行研究。Hansen^[16]与 Perterson 等^[20]基于准定常气动力推导了二维翼型的气动阻尼表达式。Thomsen 等^[21]发展了一种通过激励器激励出叶片摆振方向模态来测量气动阻尼的方法, 并在实际风力机中进行了验证。

随着研究手段的发展, 研究者从参数影响、方法优化、控制策略等多个方面对风力机气动弹性问题进行了相关研究。Zhu 等^[22]发现动态失速可能会导致风力机叶片产生非定常气动载荷, 指出风力机转速的增加可能会产生一个负的俯仰气动阻尼, 从而引起俯仰失速颤振。王凯等^[23]针对 10 MW 级风力机, 基于叶素动量理论(blade element momentum method, BEM)方法耦合 ONERA 气动力模型对停摆与空转状态下风力机的气动弹性问题进行了研究, 并比较了准定常和非定常气动力模型在特征值法和气动力做功法中的不同表现, 结果表明采用非定常气动力模型的气动力做功法准确性更高。Chen 等^[24]基于 BEM 方法与结构有限元方法对空转状态下的风轮气动弹性特性进行了分析, 研究了不同来流风向角对风轮不同模态稳定性的影响。

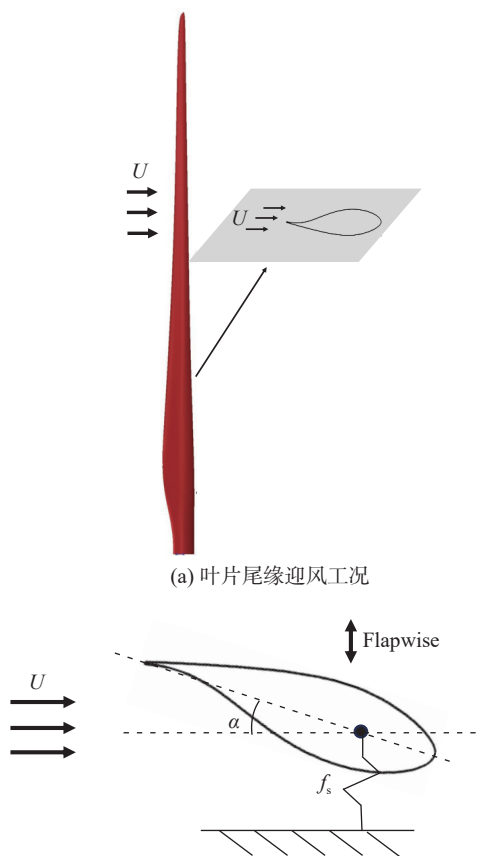
上述针对风力机单自由度振动的研究多关注摆振或俯仰方向气动弹性稳定性, 研究方法多为数值计算。目前对于尾缘迎风工况挥舞方向气动弹性失稳问题的研究较少, 而此问题对风力机进行尾缘迎风降载时的结构安全有较大影响, 急需对该问题进行系统性研究。本文基于风洞试验, 针对风力机翼型 DU00-W2-401、DU91-W2-250 和 NACA 64618, 对在尾缘迎风工况附近的失速攻角区域可能发生的挥舞方向单自由度振动现象进行了系统研究。具体而言, 本文通过风洞试验测量了 3 个翼型模型在不同风速和不同攻角下的挥舞方向位移响应, 分析了来流攻角和减缩频率对翼型气动弹性特性的影响, 并对不同厚度的风力机翼型在尾缘迎风工况的气动弹性稳定性特性进行了比较分析。

考虑到风力机叶片的扭角分布, 叶片在尾缘迎风

工况时部分截面可能处于 $\alpha=180^\circ$ 附近的失速攻角范围,而该区域气动力系数随攻角的变化与 $\alpha=0^\circ$ 附近具有一定相似性,因此本文重点关注尾缘迎风工况附近的失速区域。由于 $\alpha=90^\circ$ 附近的流动特性与尾缘迎风工况差异较大,因此这一攻角范围不在本文研究范围内。

1 试验设置

尾缘迎风工况如图1(a)所示,来流从翼型尾缘流向前缘,且基本垂直于叶片轴线。考虑到风力机叶片的展弦比大、截面外形沿展向变化小等特点,当叶片在尾缘迎风工况下发生挥舞振动,且振动幅值较小时,叶片的截面流动可以近似为二维流动^[25],截面运动可近似为二维平面运动。



(b) 试验翼型来流工况

图1 叶片及试验模型来流工况

Fig. 1 Flow conditions of blades and experimental models

图1(b)为风洞试验模型的来流示意图,其中 U 为来流风速, α 为来流攻角, f_s 为结构挥舞方向固有频率。来流从试验模型尾缘吹向前缘,试验模型仅可沿挥舞方向自由运动,即垂直于来流的方向。本文在试

验中保持 f_s 不变,改变来流风速与翼型攻角,测量不同风速与攻角下试验模型的位移响应。

本文针对3种不同的风力机翼型开展研究,如图2所示,3种不同的风力机翼型分别为DU00-W2-401、DU91-W2-250、NACA 64618。它们的厚度依次降低,分别代表风力机叶片的叶根、叶中与叶尖处的翼型。为了方便表示,将这3个翼型分别命名为翼型1、翼型2与翼型3。

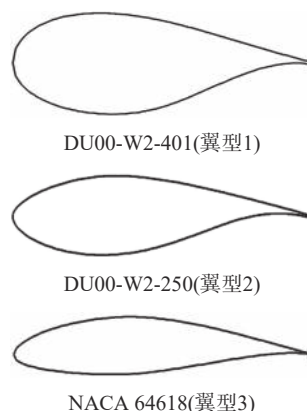


图2 不同翼型几何外形

Fig. 2 Different airfoil geometries

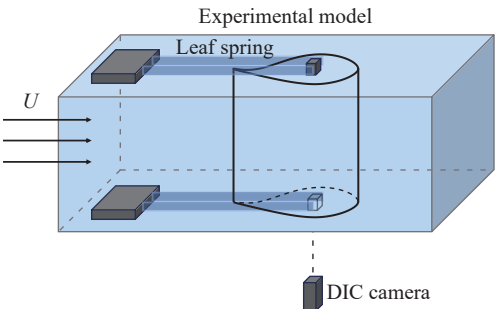
图3(a)展示了模型的安装示意图。试验模型通过上下各两个弹性钢片支撑竖直安装,钢片长60 cm,底部固定在风洞支架上,顶端连接试验模型。来流从模型尾缘吹向前缘,在模型底部使用数字图像相关法(digital image correlation, DIC)来测量模型挥舞方向的位移。图3(b)展示了实际使用的试验模型,该试验模型由6个弦长12 cm、展长8 cm的小型翼段组成,模型展长48 cm,由光敏树脂3D打印制作而成。6个小型翼段通过碳纤维梁进行连接,上下两端设置端板,用于减小三维效应;表面贴有胶带,用于降低表面粗糙度。模型总重量约0.638 kg(包括模型、端板、碳纤维梁以及其他紧固件,不包括支撑臂),质量比约为100。试验所用的风洞试验段截面为宽65 cm、高50 cm的矩形,能够提供5~25 m/s的稳定来流风速。

图4为试验模型支撑臂变形前后的实物图,支撑臂通过钢制夹具在尾端进行固定,顶端连接试验模型。变形前后支撑臂顶端的朝向与原始位置的朝向平行度较好。这种设计能够保证模型在振动过程中不发生扭转运动,使得运动方向垂直于来流。

在气动弹性研究中,一般用结构减缩频率 k_s 表示来流非定常特性的影响,本文减缩频率 k_s 定义如下:

$$k_s = \frac{\omega_s b}{U} \quad (1)$$

其中, ω_s 为结构圆频率, b 为翼型半弦长。



(a) 模型安装示意图



(b) 模型实物图

图 3 试验模型及安装

Fig. 3 Schematic diagram of test model installation and physical image of airfoil model

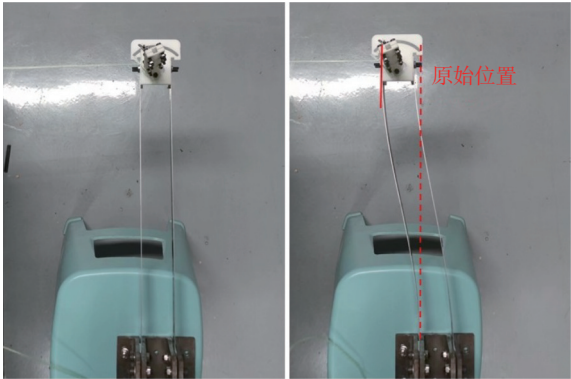


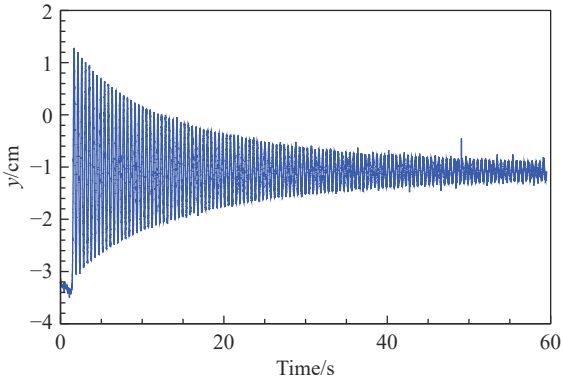
图 4 试验模型支撑臂变形前后对比

Fig. 4 Comparison of deformation of experimental model's support arm

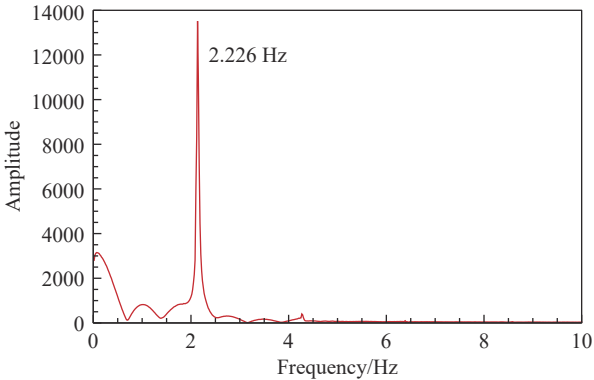
现代大型风力机叶片挥舞方向一阶固有频率可低至 0.3 Hz, 叶片中部弦长约为 4 m, 来流风速范围为 18~50 m/s, 通过式(1)可以求得真实叶片在此风速范围内对应的减缩频率为 0.075~0.2。本文对试验模型的几何大小与结构固有频率进行设计, 使得在试验风速范围内, 模型结构减缩频率与真实叶片的结构减缩频率相似。

对试验模型进行地面试验, 首先在 0 m/s 风速下给模型挥舞方向的脉冲激励, 然后利用 DIC 相机测量其位移衰减曲线, 从而得到结构固有频率与阻尼

比。对翼型 2 试验模型进行地面模态试验, 得到衰减曲线及其频率谱, 如图 5 所示。频率谱分析结果表明, 模型挥舞模态频率为 2.226 Hz, 分析衰减曲线的对数衰减率, 得到其阻尼比为 0.003 6。真实叶片阻尼比范围一般在 0.001~0.006, 试验模型实际结构阻尼比在真实叶片阻尼比范围内, 满足要求。



(a) 地面试验位移响应



(b) 地面试验位移响应频率谱

图 5 翼型 2 地面模态试验结果

Fig. 5 Ground resonance test results of airfoil 2

通过式(1)计算出试验风速对应的 k_s 范围为 0.05~0.14, 包含了真实叶片的减缩频率范围 0.075~0.1。不同风速对应的减缩频率与雷诺数如表 1 所示, 其中雷诺数表达式见式(2)。

表 1 不同风速对应的减缩频率与雷诺数		
Table 1 The reduced frequency and Reynolds number corresponding to different wind speed		
风速 $U/(m \cdot s^{-1})$	减缩频率 k_s	雷诺数 Re
6	0.14	4.93×10^4
8	0.10	6.57×10^4
10	0.08	8.21×10^4
12	0.07	9.86×10^4
14	0.06	1.15×10^5
16	0.05	1.31×10^5

$$Re = \frac{\rho U c}{\nu} \quad (2)$$

式中, ρ 为来流密度, c 为模型弦长, ν 为黏性系数。在试验中, 雷诺数最高达到 1.31×10^5 。

2 结果与讨论

本节首先以翼型 2 为例, 展示本文对于试验结果的处理方法; 然后在尾缘迎风工况下研究来流攻角、减缩频率等不同因素对该翼型的气动弹性特性的影响规律; 最后展示翼型 1 与翼型 3 的试验结果, 并比较不同翼型之间气动弹性稳定性特性的异同。

2.1 振动信号分析

首先以 $\alpha = 165^\circ$ 、 $U = 14 \text{ m/s}$ 工况下翼型 2 的试验结果为例, 展示本文对振动信号的处理。图 6(a) 为试验模型位移响应图, 横坐标为采样时间, 纵坐标为模型位移。从图中可知, 在 $\alpha = 165^\circ$ 、 $U = 14 \text{ m/s}$ 时, 试验模型发生了较大幅度的挥舞方向单自由度振动, 振幅均匀, 位移响应信号峰峰值达到了 17 cm , 超过 1 倍弦长。图 6(b) 为位移响应信号的快速傅里叶变换结果, 图中数据表明该振动的频率为 2.119 Hz , 接近试验模型挥舞模态固有频率 2.226 Hz , 且无其他频率峰值, 说明该振动是由结构的挥舞模态失稳引起的。

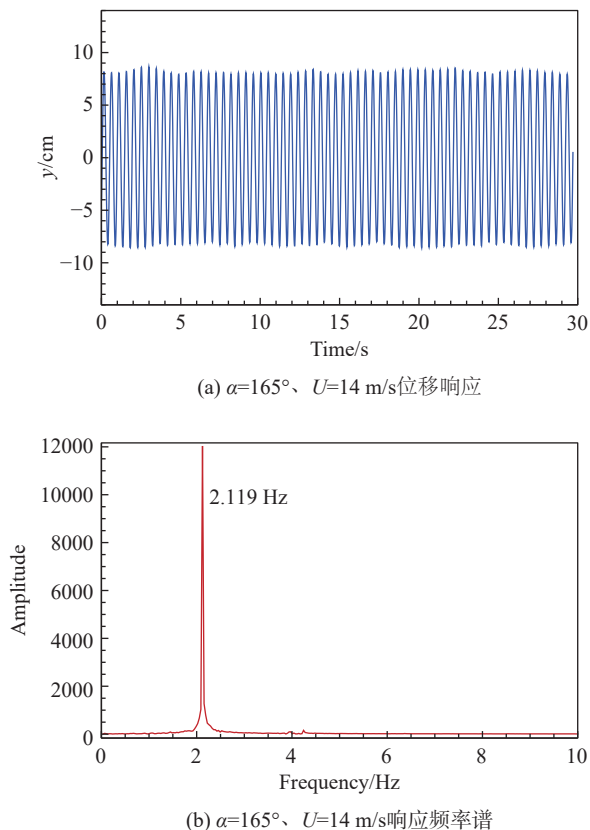


图 6 $\alpha = 165^\circ$ 、 $U = 14 \text{ m/s}$ 工况下的试验结果

Fig. 6 Experiment results at $\alpha = 165^\circ$, $U = 14 \text{ m/s}$

图 7 展示了 $\alpha = 165^\circ$ 时, 不同风速的位移响应图与位移-速度图。结果表明, 随着风速的增加, 不同风速的振动信号有着不同的特点。在较低风速下 ($U \leq 9 \text{ m/s}$, 对应 $k_s \geq 0.09$, 此时实际叶片风速范围约为小于等于 40 m/s), 模型振动幅值较小, 且振动时断时续, 位移-速度图没有出现稳定极限环, 此时可以认为还未失稳; 在较高风速下 ($U > 9 \text{ m/s}$, 对应 $k_s < 0.09$, 此时实际叶片风速范围约为大于 40 m/s), 振动幅值较大 (最大超过 1 倍弦长), 且振动较为均匀, 位移速度图显示出现稳定极限环, 此时发生气动弹性失稳。因此模型在 $\alpha = 165^\circ$ 时, 始振风速为 9 m/s , 减缩频率失稳边界为 0.09 。

图 8(a) 展示了 $\alpha = 165^\circ$ 时, 试验模型挥舞方向位移响应的振幅与频率随风速的变化关系, 横坐标为风速, 纵坐标分别为峰峰值与频率。结果表明, 随着来流风速增加, 在风速小于 9 m/s 时, 振动峰峰值较小; 在风速超过 9 m/s 后, 振幅快速增加; 风速达到 14 m/s 时, 振幅峰峰值约为 17 cm , 大于 1 倍弦长。图 8(b) 表明, 振动频率随着风速的增加保持不变, 锁定于翼型挥舞模态固有频率。

在试验风速范围内, 当 $U > 9 \text{ m/s}$ 时, 试验模型振动幅值随着风速的增加一直增加, 并且没有发现风速的退出边界。这种失稳表现特点与经典方柱驰振和翼型失速颤振的特点一致, 表现为: 1) 失稳结构减缩频率较低; 2) 具有起振风速, 振动幅值在超过起振风速后一直增加, 无退出风速; 3) 结构失稳频率锁定于结构固有频率。

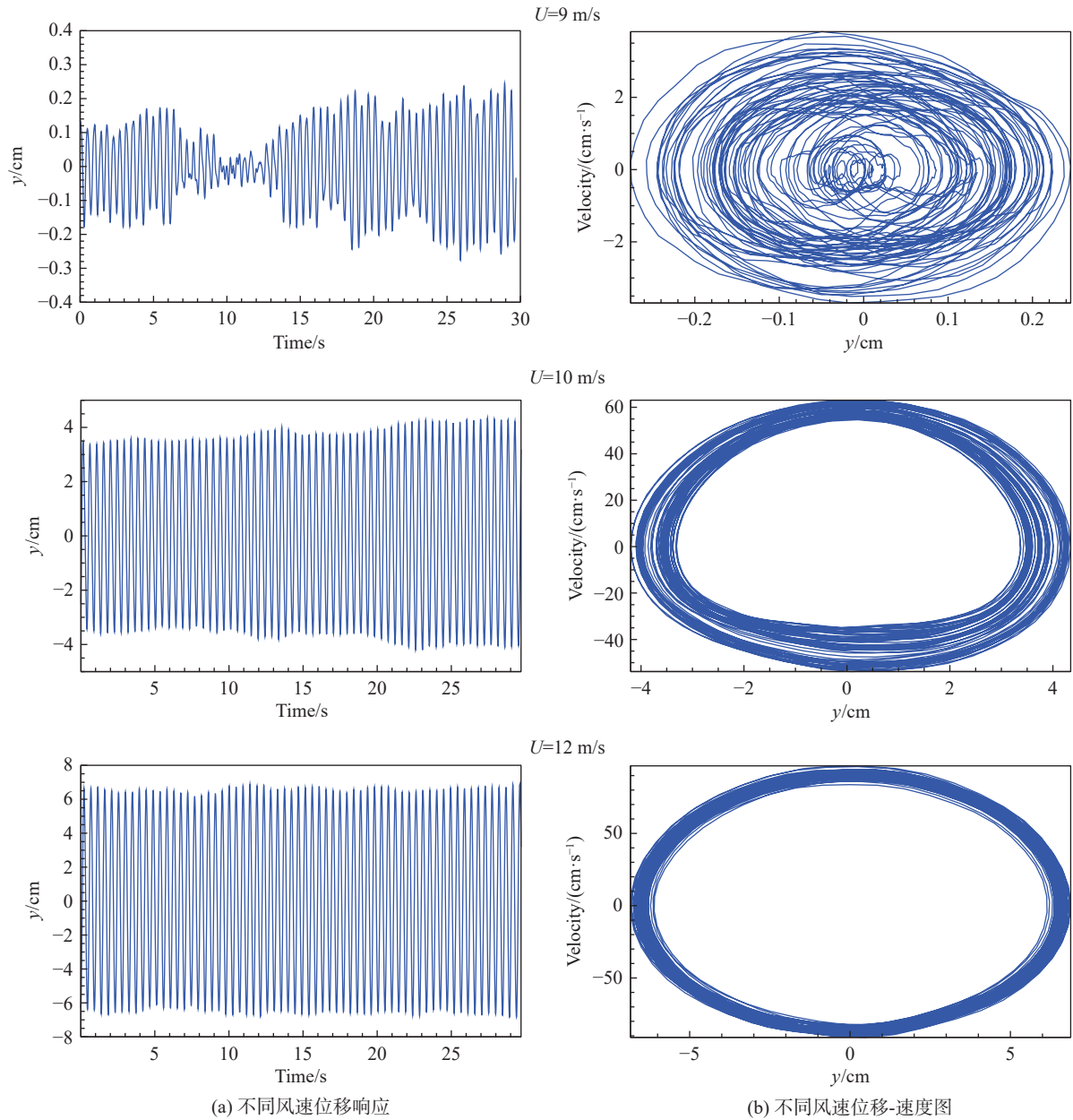
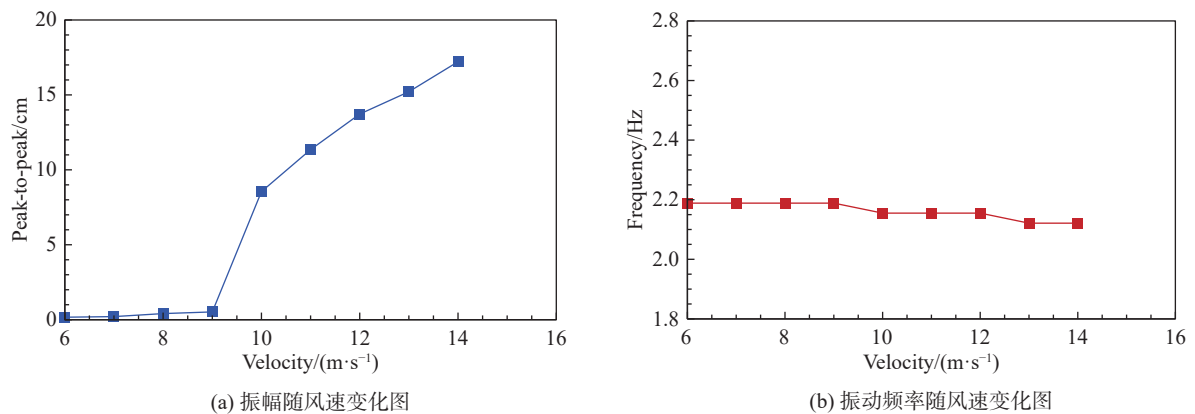
基于上文的分析, $\alpha = 165^\circ$ 时, 翼型 2 挥舞方向的单自由度振动现象存在以下特点:

1) 发生失稳时结构减缩频率较低。在 $k_s < 0.09$ 时, 结构位移响应由断断续续的小振幅响应转变为稳定的大振幅响应, 出现稳定极限环。

2) 失稳振幅随风速增加而增加。发生失稳的起振风速为 9 m/s , 在风速超过失稳风速后, 振动幅值一直随风速增加而增加, 在风速为 14 m/s 时, 振动峰峰值达到 17 cm , 超过了 1 倍弦长。

3) 振动频率锁定于结构固有频率。随着风速的增加, 这种振动的频率一直锁定于模型挥舞模态固有频率 2.226 Hz 。这些特点与方柱驰振和失速颤振一致。

据此, 本研究认为, 当翼型 2 在 $\alpha = 165^\circ$ 、 $k_s < 0.09$ 的条件下, 发生挥舞方向单自由度失稳现象, 其发生攻角范围和振动特性和失速颤振现象一致, 应当归类为失速颤振问题。

图 7 $\alpha = 165^\circ$ 不同风速位移响应与位移-速度图Fig. 7 Displacement response and displacement-velocity diagram at different wind speeds for $\alpha = 165^\circ$ 图 8 $\alpha = 165^\circ$ 振动幅值和频率随风速的变化Fig. 8 Variation of vibration amplitude and frequency with wind speed for $\alpha = 165^\circ$

2.2 稳定性影响因素分析

图 9 展示了翼型 2 在不同风速下挥舞方向位移响应的峰峰值随来流攻角的变化。纵坐标为振动峰峰值, 表示振幅大小, 不同曲线代表不同的风速。试验结果表明, 随着攻角的变化, 相同风速下试验模型的振幅也会随之改变。起振攻角为 166° , 当 $\alpha \leq 155^\circ$ 后翼型稳定 (本文中起振攻角定义为靠近 180° 的攻角边界)。在失稳攻角范围内, 试验模型振幅随着风速的增加而增加, 在失稳攻角范围外翼型一直稳定。在试验测量的风速范围内没有出现退出振动的风速。

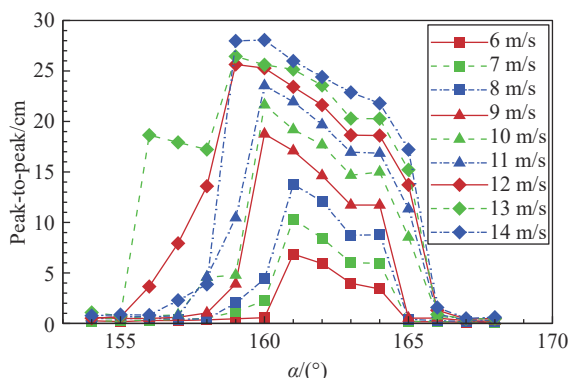


图 9 翼型 2 不同风速振幅随攻角的变化

Fig. 9 The Variation of vibration amplitude with angle of attack for airfoil 2 at different wind speeds

图 10 展示了不同 α 与 k_s 下试验模型的稳定性关系。整个失稳区间呈现出“中间大, 两头小”的趋势, 这表示中间的攻角区域最容易发生失稳。整体而言, 失稳 k_s 范围为 $0 \sim 0.14$ (对应实际风速大于 25 m/s), 当该翼型处于失稳攻角范围时, 翼型会在挥舞方向失稳。

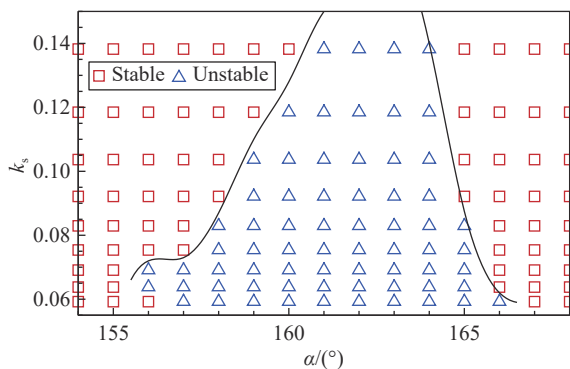


图 10 翼型 2 不同攻角与减缩频率下稳定性分布

Fig. 10 Stability distribution of airfoil 2 at different angles of attack and reduction frequencies

图 9 与图 10 结果表明, 减缩频率与攻角共同影响试验翼型的挥舞方向气动弹性稳定性, 翼型 2 在尾缘迎风工况的失速颤振问题有以下特点:

1) 该翼型在 $155^\circ \sim 166^\circ$ 攻角范围内会发生挥舞方向单自由度振动, 具有起振风速, 失稳频率锁定于结构挥舞模态固有频率。

2) 减缩频率对于该振动现象的发生有着重要的影响, 结构减缩频率越低越容易失稳, 减缩频率越高越稳定。失稳区域整体呈现“八”字形。 $161^\circ < \alpha < 164^\circ$ 攻角下, 翼型的失稳减缩频率边界最大, 对应失稳风速相比其他攻角更低, 更容易发生失稳。

3) 进入攻角边界 (靠近 180° 的边界) 更加陡峭, 边界上失稳减缩频率随攻角的变化率更大。这表明在进入攻角边界的攻角区域, 翼型对来流风速方向更敏感, 可能微小的方向改变就会使得翼型由稳定状态变为失稳状态。退出攻角边界形状相比进入攻角边界更加复杂, 在攻角 $\alpha = 157^\circ$ 附近, 模型振动并不完全遵循振幅随风速增大而增大的规律。攻角越靠近退出边界 (越大的当地攻角), 流动分离越严重, 并且可能演化为动态非定常分离流动。这种复杂的分离流动与结构耦合可能是退出边界形状更加复杂的原因, 后续将进一步研究。

2.3 不同翼型试验结果

为了研究这种在尾缘迎风工况下挥舞方向气动弹性失稳现象在风力机翼型中的普遍性, 进一步对翼型 1 与翼型 3 开展同样的气动弹性风洞试验。

表 2 展示了地面试验得到的不同翼型模型的结构参数, 结果表明, 相比翼型 2, 翼型 1 和翼型 3 在结构固有频率与阻尼上变化不大, 满足相似要求。

表 2 不同翼型结构参数

Table 2 Structural parameters of different airfoil

翼型	挥舞频率/Hz	阻尼比
翼型 1 (DU00-W2-401)	2.048	0.0046
翼型 2 (DU91-W2-250)	2.226	0.0036
翼型 3 (NACA 64618)	2.154	0.0028

图 11 展示了翼型 1 与翼型 3 在不同风速下挥舞方向振动峰峰值随攻角的变化。试验结果表明, 在发生振动的攻角区间, 试验模型振动幅值随着风速的增加而增加。翼型 1 最大振动峰峰值达到了 25 cm , 超过了 2 倍弦长, 翼型 3 最大振动峰峰值为 20 cm , 超过了 1 倍弦长; 翼型 1 在 8 m/s 风速下存在发生失稳的攻角, 翼型 3 在 8 m/s 风速全部稳定。翼型 1 表示叶根处的厚翼型, 而翼型 3 表示叶尖处的薄翼型, 由上述分析结果可知, 厚翼型相比薄翼型更加容易失稳。

图 12 展示了翼型 1 与翼型 3 在不同攻角与减缩频率下的稳定性分布。图中结果表明, 厚翼型的失稳

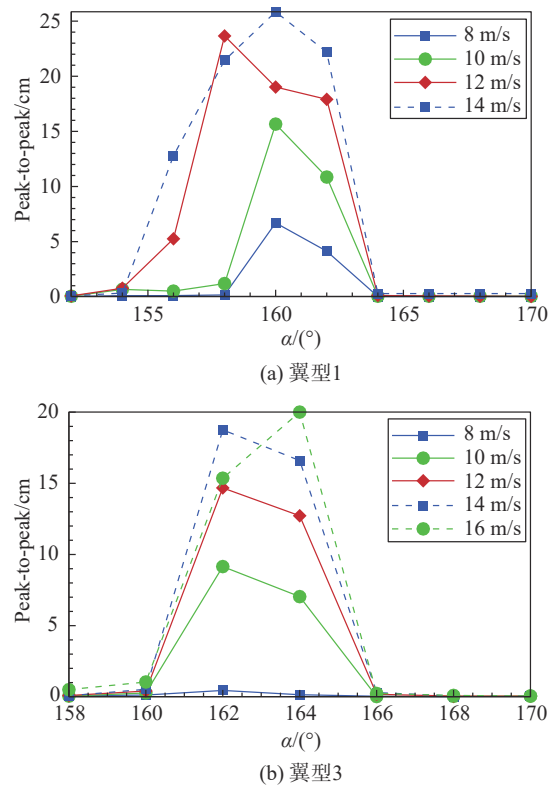


图 11 不同风速下翼型 1、3 振幅随攻角的变化

Fig. 11 The variation of vibration amplitude with angle of attack for airfoil 1 and 3 at different wind speeds

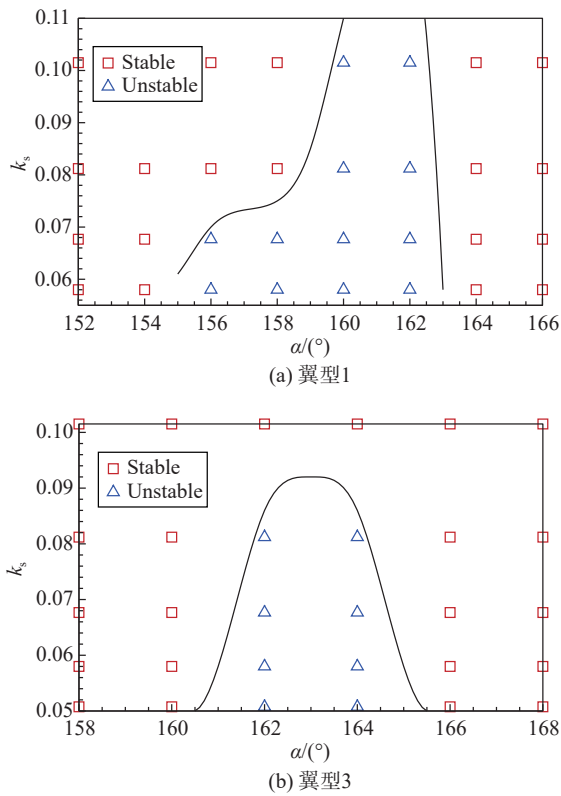


图 12 翼型 1、3 稳定性分布

Fig. 12 Stability distribution at different angles of attack and reduced frequencies for airfoil 1 and 3

区间形状呈现为“八”字形，薄翼型的失稳区间形状呈现为“n”字形。从最大的失稳减缩频率边界来看，厚翼型最大失稳减缩频率边界大于 0.1，薄翼型最大失稳减缩频率边界处于 0.08~0.1 之间，因此厚翼型失稳减缩频率范围更大。从失稳攻角范围来看，在风速为 14 m/s 时，厚翼型失稳攻角范围为 $154^\circ\sim 164^\circ$ ，薄翼型失稳攻角范围为 $160^\circ\sim 166^\circ$ ，因此厚翼型失稳攻角范围更大。

图 13(a)展示了 14 m/s 风速下 3 个翼型的振动峰值随攻角的变化曲线，图 13(b)展示了 3 个翼型的失稳边界的对比。图中结果表明，翼型失稳攻角区间的退出与进入边界受翼型厚度的影响主要有以下特点(本文中的退出边界为远离 180° 的边界，进入边界为接近 180° 的边界)：

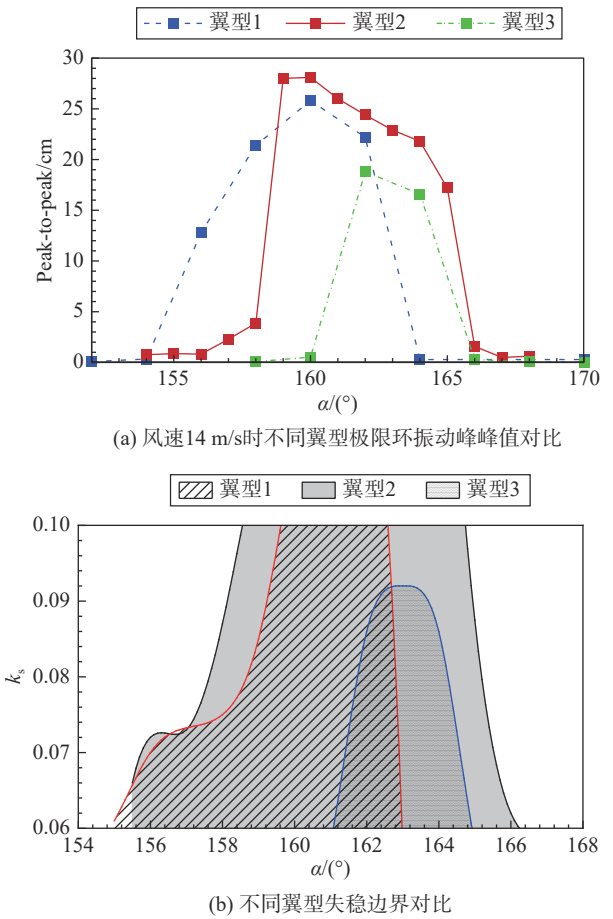


图 13 风速 14 m/s 时不同翼型失稳特性对比

Fig. 13 Comparison of instability characteristics of different airfoils at $U=14$ m/s

1) 翼型厚度主要影响退出边界的大小与形状。从最厚翼型到最薄翼型，3 个翼型的退出攻角边界依次为 154° 、 156° 与 160° ，这表明翼型越厚，退出攻角边界越小，即越远离 180° 。中等厚度翼型与最厚翼型的退出边界形状相比最薄翼型的退出边界形状更加复

杂,这种区别可能是由大攻角下厚翼型与薄翼型流动的复杂性不同造成的。

2) 翼型厚度对于进入边界大小的影响规律不明显,并不是翼型越厚进入边界越小。减缩频率为0.06时,3个翼型从最厚到最薄,进入攻角边界依次为 164° 、 167° 与 166° 。但进入边界的形状随着翼型厚度的增加变得更加“陡峭”,即翼型越薄,其稳定性对于攻角的变化越敏感。

综上所述,虽然不同厚度翼型失稳区间的具体表现有所不同,但本文所研究的3个位于叶片不同位置的翼型在尾缘迎风工况附近的失速攻角范围内都有可能失稳,表明这种发生在尾缘迎风工况失速攻角区域下的挥舞方向单自由度振动问题在风力机翼型中比较普遍。

3 结 论

本文对3种典型风力机翼型开展了挥舞方向的气动弹性风洞试验,并通过DIC测量方式得到振动位移信号;研究了来流攻角和减缩频率对翼型气动弹性特性的影响,并分析了翼型厚度对气动弹性稳定性特性的影响。通过本文的研究,得出以下结论:

1) 试验结果表明,3种翼型在尾缘迎风工况附近的失速攻角区域($155^\circ\sim 167^\circ$)会发生挥舞方向的单自由度振动。该振动的振动频率锁定于挥舞模态固有频率,振动幅值随风速增加而增加,振幅最大可以超过1倍弦长,无退出风速。由于现代风力机叶片普遍具有预扭角设计,且风力机上的风向传感器存在误差,因此当叶片变桨在 180° 攻角附近进行降载时,需要防止有截面进入此攻角失稳区域。

2) 不同厚度翼型的具体失稳特性有所不同,增加翼型厚度,翼型的退出攻角边界降低,翼型进入攻角边界更加“陡峭”。这对于设计风力机叶片时翼型的选择提出了另一种评价依据,即应选用进入边界尽可能远离 180° 的翼型以减少尾缘迎风工况发生挥舞失稳的几率。

3) 结构减缩频率对失稳特性影响显著,失稳的减缩频率边界分布呈现“中间大,两头小”的特点,整体呈现倒“V”字形。较厚的两个翼型的最大失稳减缩频边界均大于0.1,处于工程中风力机可能经历的减缩频率范围。这表明实际工程中,风力机在尾缘迎风工况有可能发生这种振动,且随着风力机叶片结构固有频率的减低,其起振风速也会逐渐降低。

本文对风力机翼型在尾缘迎风工况附近发生的挥舞方向单自由度振动现象进行了系统的试验研究,

分析了该现象的气动弹性特性以及在工程实践中可能造成的危害及应该采取的措施。但当前的工作只对不同翼型在尾缘迎风工况附近发生的失速颤振现象进行了试验分析,对于该现象的诱发机理尚不明确,未来可以结合数值仿真手段和其他手段对该现象的诱发机理进行深入研究。

参 考 文 献:

- [1] 郝文星,李春,刘青松,等. 风力机叶片气动降载与流动分离控制技术综述[J]. 热能动力工程, 2019, 34(9): 1-13.
HAO W X, LI C, LIU Q S, et al. Review of aerodynamic load reduction and flow separation control technology for wind turbine blades[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2019, 34(9): 1-13(in Chinese).
- [2] HAO W X, LI C, YE Z, et al. Computational study on wind turbine airfoils based on active control for deformable flaps[J]. Journal of Mechanical Science and Technology, 2017, 31(2): 565-575.
doi: [10.1007/s12206-017-0109-1](https://doi.org/10.1007/s12206-017-0109-1)
- [3] VAN DAM C P, BERG D E, JOHNSON S J. Active load control techniques for wind turbines: SAND2008-4809[R]. Sandia National Laboratories, 2008.
- [4] LARSEN T J, MADSEN H A, THOMSEN K. Active load reduction using individual pitch, based on local blade flow measurements[J]. Wind Energy, 2005, 8(1): 67-80.
doi: [10.1002/we.141](https://doi.org/10.1002/we.141)
- [5] BOSSANYI E A. Individual blade pitch control for load reduction[J]. Wind Energy: An International Journal for Progress and Applications in Wind Power Conversion Technology, 2003, 6(2): 119-128.
doi: [10.1002/we.76](https://doi.org/10.1002/we.76)
- [6] FENG L H, CHOI K S, WANG J J. Flow control over an airfoil using virtual Gurney flaps[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2015, 767: 595-626.
doi: [10.1017/jfm.2015.22](https://doi.org/10.1017/jfm.2015.22)
- [7] CAI C, YANG Y J, JIA Y, et al. Aerodynamic load evaluation of leading edge and trailing edge windward states of large-scale wind turbine blade under parked condition[J]. Applied Energy, 2023, 350: 121744.
doi: [10.1016/j.apenergy.2023.121744](https://doi.org/10.1016/j.apenergy.2023.121744)
- [8] 陆曼曼,柯世堂,吴鸿鑫,等. 基于气弹试验15MW超长柔性叶片颤振临界风速预测的叶根反力法[J]. 振动工程学报, 2023, 36(3): 718-728.
LU M M, KE S T, WU H X, et al. Blade root reaction method for predicting flutter critical wind speed of 15 MW ultra-long flexible blades based on aeroelastic tests[J]. Journal of Vibration Engineering, 2023, 36(3): 718-728(in Chinese).
- [9] STIESDAL H. Extreme wind loads on stall regulated wind turbines[C]// 16th Annual Conference of the British Wind Energy Association, Stirling, United Kingdom, 1995.
- [10] WANG L, LIU X W, RENEVIER N, et al. Nonlinear aeroelastic modelling for wind turbine blades based on blade element momentum theory and geometrically exact beam theory[J]. Energy, 2014, 76: 487-501.
doi: [10.1016/j.energy.2014.08.046](https://doi.org/10.1016/j.energy.2014.08.046)
- [11] 吕品,廖明夫,尹尧杰. 考虑几何非线性的风力机叶片气弹模型[J]. 机械科学与技术, 2015, 34(12): 1805-1812.
LYU P, LIAO M F, YIN Y J. An aero-elastic analysis method for wind turbine blades with geometrically nonlinear effect[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2015, 34(12):

- 1805–1812(in Chinese).
- [12] 钱晓航, 郜志腾, 王同光, 等. 百米级大柔性风电叶片非线性气弹响应分析[J]. 空气动力学学报, 2022, 40(4): 220–230.
QIAO X H, GAO Z T, WANG T G, et al. Nonlinear aeroelastic response analysis of 100-meter-scale flexible wind turbine blades[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2022, 40(4): 220–230(in Chinese).
doi: [10.7638/kqdlxxb-2021.0321](https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2021.0321)
- [13] SESSAREGO M, RAMOS-GARCÍA N, SØRENSEN J N, et al. Development of an aeroelastic code based on three-dimensional viscous–inviscid method for wind turbine computations[J]. Wind Energy, 2017, 20(7): 1145–1170.
doi: [10.1002/we.2085](https://doi.org/10.1002/we.2085)
- [14] 唐迪. 大型风力机气动弹性计算方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.
TANG D. Study on aeroelasticity calculation method of large wind turbine[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014(in Chinese).
- [15] SKRZYPYŃSKI W, GAUNAA M, SØRENSEN N, et al. Vortex-induced vibrations of a DU96-W-180 airfoil at 90° angle of attack[J]. Wind Energy, 2014, 17(10): 1495–1514.
doi: [10.1002/we.1647](https://doi.org/10.1002/we.1647)
- [16] HANSEN M. Stability analysis of three-bladed turbines using an eigenvalue approach[C]// 42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada. Reston, Virigina: AIAA, 2004: 505. DOI: [10.2514/6.2004-505](https://doi.org/10.2514/6.2004-505)
- [17] HEINZ J C, SØRENSEN N N, ZAHLE F, et al. Vortex-induced vibrations on a modern wind turbine blade[J]. Wind Energy, 2016, 19(11): 2041–2051.
doi: [10.1002/we.1967](https://doi.org/10.1002/we.1967)
- [18] HORCAS S G, BARLAS T, ZAHLE F, et al. Vortex induced vibrations of wind turbine blades: influence of the tip geometry[J]. Physics of Fluids, 2020, 32(6): 065104.
doi: [10.1063/5.0004005](https://doi.org/10.1063/5.0004005)
- [19] HORCAS S G, SØRENSEN N N, ZAHLE F, et al. Vibrations of wind turbine blades in standstill: Mapping the influence of the inflow angles[J]. Physics of Fluids, 2022, 34(5): 054105.
doi: [10.1063/5.0088036](https://doi.org/10.1063/5.0088036)
- [20] PETERSEN T J, MADSEN A H, BJÖRCK H A, et al. Prediction of dynamic loads and induced vibrations in stall: No. 1045[R]. Risoe Report, 1998.
- [21] THOMSEN K, PETERSEN J T, NIM E, et al. A method for determination of damping for edgewise blade vibrations[J]. Wind Energy, 2000, 3(4): 233–246.
doi: [10.1002/we.42](https://doi.org/10.1002/we.42)
- [22] ZHU C Y, QIU Y N, WANG T G. Dynamic stall of the wind turbine airfoil and blade undergoing pitch oscillations: a comparative study[J]. Energy, 2021, 222: 120004.
doi: [10.1016/j.energy.2021.120004](https://doi.org/10.1016/j.energy.2021.120004)
- [23] 王凯. 停摆与空转工况下风力发电机整机气动弹性稳定性分析[D]. 武汉: 华中科技大学, 2015.
WANG K. Aeroelastic stability analysis of wind turbine under shutdown and idling conditions[D]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology, 2015(in Chinese).
- [24] CHEN C, ZHOU J W, LI F M, et al. Stall-induced vibrations analysis and mitigation of a wind turbine rotor at idling state: theory and experiment[J]. Renewable Energy, 2022, 187: 710–727.
doi: [10.1016/j.renene.2022.01.078](https://doi.org/10.1016/j.renene.2022.01.078)
- [25] HANSEN M. Aerodynamics of wind turbines[M]. 3rd ed. London: Routledge, 2015.

(本文责编: 张天航)