

文章编号: 1000-8055(2024)11-20230415-11

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20230415

仿生人字形沟槽阵列控制翼型失速的 数值研究

张 鹏^{1,2}, 程日新², 李永宏², 孙毅刚²

(1. 中国民航大学 民航航空器适航审定技术重点实验室, 天津 300300;

2. 中国民航大学 航空工程学院, 天津 300300)

摘 要: 以 NACA0012 翼型为研究对象, 通过数值模拟的方法探究了仿生人字形沟槽阵列对大攻角下翼型失速的控制规律及物理机制。人字形沟槽阵列布置在翼型上表面尾缘, 并探究了沟槽深度以及沟槽偏转角对翼型失速控制效果的影响, 结果显示: 不同设计的人字形沟槽阵列均可以有效拓宽翼型的稳定工作范围, 深度仅为 0.001 35 倍弦长且偏转角为 45° 的沟槽阵列可以使翼型稳定工作范围拓宽 28.57%。流场细节表明: 在沟槽内小尺度涡流的积聚效应以及沟槽上方展向迁移流动的共同作用下, 翼型汇聚线附近形成了一对强度相同方向相反的诱导涡, 这加强了附面层与主流的掺混, 使附面层获得足够的能量用于抵抗大攻角工况下的逆压力梯度, 有效延缓了翼型失速。

关 键 词: 翼型失速; 流动控制; 人字形沟槽阵列; 涡流发生器; 附加损失

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

Numerical study on the control of airfoil stall with bio-inspired herringbone groove array

ZHANG Peng^{1,2}, CHENG Rixin², LI Yonghong², SUN Yigang²

(1. Key Laboratory of Civil Aircraft Airworthiness Technology,

Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China;

2. College of Aeronautical Engineering,

Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

Abstract: Taking the NACA0012 airfoil as the research object, the control rules and physical mechanisms of bio-inspired herringbone groove array on airfoil stall were explored through numerical simulations. The herringbone groove array was placed on the airfoil's upper surface near the trailing edge, and the effects of groove depth and deflection angle on the control effectiveness were investigated. The results showed that different designs of herringbone groove array can effectively broaden the stable operating range of the airfoil, and the implementation of herringbone groove array with a depth of only 0.001 35 chord length and a deflection angle of 45° can increase the stable operating range by 28.57%. Detailed flow field analysis revealed that, due to the accumulation of small-scale vortices inside the grooves and the combined effect of the spanwise migration flow above the grooves, a pair of induced vortices with equal strength but opposite directions were formed near the airfoil's convergence lines. The

收稿日期: 2023-06-25

基金项目: 国家自然科学基金-青年基金(52306058); 天津市自然科学基金-青年项目(22JCQNJC00050);

中国民航大学民航航空器适航审定技术重点实验室开放基金(SH2021111908)

作者简介: 张鹏(1990—), 男, 讲师、硕士生导师, 博士, 主要从事叶轮机械气动热力学研究。E-mail: p_zhang@cauc.edu.cn

引用格式: 张鹏, 程日新, 李永宏, 等. 仿生人字形沟槽阵列控制翼型失速的数值研究[J]. 航空动力学报, 2024, 39(11): 20230415. ZHANG Peng, CHENG Rixin, LI Yonghong, et al. Numerical study on the control of airfoil stall with bio-inspired herringbone groove array[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(11): 20230415.

induced vortices enhanced the mixing of the boundary layer with the mainstream flow, providing enough energy for the boundary layer to resist adverse pressure gradients under high angles of attack and effectively delaying airfoil stall.

Keywords: airfoil stall; flow control; herringbone groove array; vortex generator; additional losses

翼型在大攻角工况下由于逆压力梯度的影响会在上表面发生流动分离,这会导致翼型升力下降阻力上升,有甚者会诱导翼型进入失速状态,严重威胁航空器的运行安全^[1],因此针对航空器翼型失速发展相应的流动控制技术具有重要意义。

目前研究人员针对翼型失速控制展开了大量研究,其控制方法大致可以分为主动控制和被动控制,其中主动控制方法包含合成射流^[2]、等离子体扰动^[3]、吹吸气流动控制^[4-5]等,被动控制方法包括前缘突起结构^[6]、扰流器、涡流发生器^[7-8]等。然而到目前为止,研究人员仍然在努力寻求既有效又容易实施,同时又能将附加损失降到最低,对翼型外形的改变也最小的控制方法。

模仿生物的结构和功能原理已经成为研制新的机械和技术的重要途径。早在 20 世纪 80 年代,研究人员就通过模仿鲨鱼皮、海豚皮等提出了一系列微纳尺度的纵向/横向沟槽^[9-10],此类微细结构通过抑制边界层内低能流体的横向迁移、提高黏性底层的高度^[10-11],实现了壁面减阻、减小了翼型的叶型损失^[12-13]。然而,此类微细结构对边界层的影响范围有限,对大尺度分离以及翼型失速的控制效果并不明显^[14]。

人字形沟槽/小肋阵列是仿照鸟类二级飞羽表面结构特征(图 1)提出的一种新型控制结构^[15]。该结构最开始引起研究者注意也是因为它在减阻方面的优异表现。Chen 等^[16]通过实验探究了人字形沟槽对充分发展的湍流管流的影响,

最终获得了 20% 的减阻收益,这比传统的纵向波纹管要高得多。随后, Nugroho 等^[17]的研究加深了对人字形沟槽控制机制的认识,其实验结果显示尺寸仅为 0.1 附面层厚度的沟槽阵列可以诱导与附面层厚度相当的大尺度二次流运动,表现出类似“涡流发生器”的性质。考虑诱导的二次流运动可以加强附面层与主流之间的掺混,因此人字形沟槽阵列同样被作为一种流动分离控制方法。Guo 等^[18]通过人字形沟槽阵列控制圆形坡道上的层流分离,并探究了特征几何对流动控制效果的影响规律。Quan 等^[15]则是利用超声速风洞探究了人字形沟槽阵列对激波诱导附面层分离的抑制作用。Liu 等^[19]通过在叶栅吸力面上布置人字形沟槽阵列改善叶栅的气动性能,使叶栅总压损失降低了 16.8%。

人字形沟槽阵列可以近似看作多个微小肋状涡流发生器沿着流向排列,与传统涡流发生器相比其具有更小的尺寸,因此诱导涡可以更贴近附面层底部、附加损失也更小,而多个微小涡流发生器的积聚效应可以保证诱导涡具有足够的强度用于附面层分离的控制。以上的特点表明仿生人字形沟槽阵列在控制翼型失速方面具有巨大的潜力,然而到目前为止,关于人字形沟槽阵列控制翼型失速的研究还未见公开报道。因此,本文以 NACA0012 翼型为研究对象,尝试将仿生人字形沟槽阵列引入到翼型失速控制中,并探究沟槽阵列控制翼型失速的影响因素与物理机制。

基于以上思路,本文首先介绍了人字形沟槽阵列在翼型上表面的布置方案;其次,通过数值模拟的方法探究了沟槽深度以及偏转角对翼型失速控制效果的影响规律;最后,通过翼型表面的流场以及涡量场分析,探究仿生人字形沟槽阵列控制翼型失速的物理机制。

1 人字形沟槽阵列的布置方案

为了探究仿生人字形沟槽阵列对翼型失速的控制作用,本文选取经典的 NACA0012 翼型作为研究对象。Critzos 等^[20]针对该翼型在 $Re=1.8 \times 10^6$

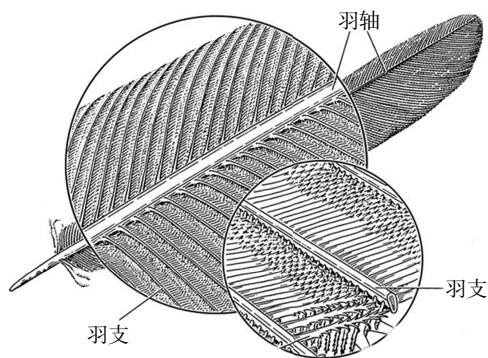


图 1 鸟类的二级飞羽^[15]

Fig. 1 Secondary flight feathers of avian species^[15]

工况下做了一系列的实验,其实验结果可用于验证本文数值模拟方法的可靠性。

考虑附面层分离通常发生在翼型的上表面,因此尝试将仿生人字形沟槽阵列布置在翼型的上表面,又因为在较高雷诺数工况下随着攻角的增大,附面层分离通常是从翼型的尾缘向前缘发展,因此将人字形沟槽阵列布置在翼型尾缘附近,如图 2(a)所示。仿生人字形沟槽阵列布置在翼型的上表面,且沟槽阵列的尾缘与翼型前缘之间的水平距离为 $0.9c$, c 为翼型的弦长。

人字形沟槽阵列是仿照鸟类二级飞羽表面结构特征提出的一种控制结构,其特征表现为:多个沟槽沿着流向排列,沟槽的走向与来流方向成一定的夹角,“左倾”和“右倾”沟槽以交替方式并排放置,形成人字形展向阵列,如图 2(b)所示。人字形沟槽阵列的几何结构由长度 L 、宽度 W 以及沟槽偏转角 γ 确定。沟槽阵列的水平截面为等腰三角形,其几何形状由沟槽宽度 s 和沟槽深度 h 确定。沟槽阵列汇聚成的一条线被称为汇聚线 (convergent line, CL), 而由沟槽阵列左右发出的一条线被称为发散线 (divergent line, DL)。表 1 给出了人字形沟槽阵列的部分设计参数。

Guo 等^[21]的研究表明沟槽的深度 h 以及沟槽的偏转角 γ 是影响诱导涡性质的主要参数,因此本文在维持人字形沟槽阵列长度 L 、宽度 W 以及沟槽宽度 s 不变的情况下,重点探究沟槽深度与偏转角对翼型失速控制的影响规律,并探究其背

后的物理机制。基于以上目的,本文设计了多组方案进行了计算,并选取了具有代表性的 9 组方案进行详细的讨论,如表 2 所示。

表 1 人字形沟槽阵列几何参数
Table 1 Geometrical parameters of herringbone groove array

参数	数值
长度 L/c	0.2
宽度 W/c	0.2
沟槽宽度 s/c	0.01

表 2 人字形沟槽阵列的计算方案
Table 2 Computation schemes of herringbone groove array

方案	沟槽深度 h/c	沟槽偏转角 $\gamma/(^\circ)$
Case 1	0.000 675	45
Case 2	0.001	45
Case 3	0.001 35	45
Case 4	0.002	45
Case 5	0.002 7	45
Case 6	0.001 35	30
Case 7	0.001 35	38
Case 8	0.001 35	53
Case 9	0.001 35	60

2 数值模拟方法及验证

2.1 计算网格与求解方法

翼型的计算域如图 3 所示,计算域由机翼表面至远场边界组成。以翼型前缘为圆心 15 倍弦长为半径的半圆形区域,加圆心右侧 16 倍弦长为长半径形成的半椭圆形区域为外流场计算区域。远场边界采用速度进口,自由来流的湍流度小于 1%,通过调节来流速度保证与实验条件具有相同

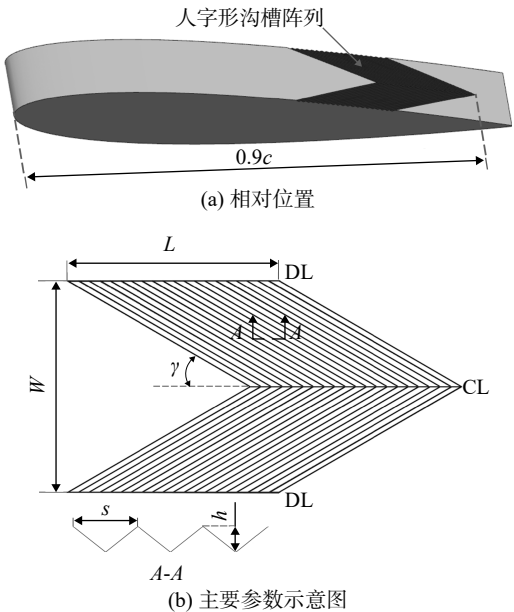


图 2 人字形沟槽阵列的几何和位置
Fig. 2 Geometries and positions of herringbone groove array

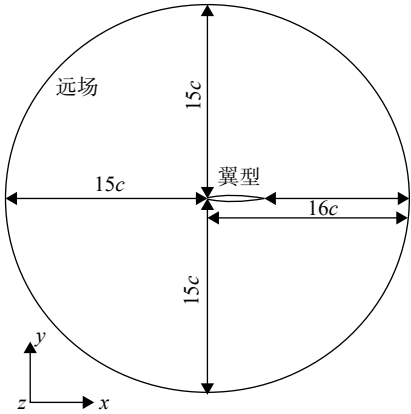
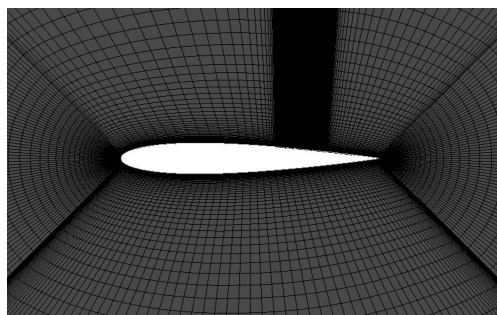


图 3 翼型计算域示意图
Fig. 3 Computational domain of the airfoil

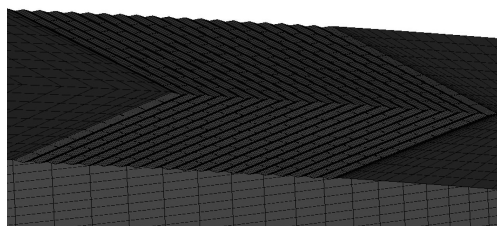
的雷诺数, 即 $Re=1.8 \times 10^6$ 。考虑布置人字形沟槽阵列的翼型沿展向具有对称性, 为了降低计算量, 选取 $0.5W$ 的展向厚度进行计算, 并将 CL 和 DL 所处的面设置为对称面。其他物面均设置为光滑无滑移绝热壁面。

商用软件 ANSYS ICEM 被用于网格的划分, 网格采用结构化 O-block 网格, 翼型法向采用比例一致的几何级数的非均匀网格进行离散, 翼型展向则采用均匀的网格进行离散, 为了能够准确模拟壁面附面层内的流动, 所有近壁面流域的 y^+ 均小于 1。通过对网格敏感度的分析, 确保所生成的网格具有足够的分辨率用于获取物理上相关的特征, 对于原始翼型分别选取了 18 万、20 万、22 万和 24 万四种不同粗细的网格, 通过计算发现 22 万网格可以保证流场参数不再随着网格数量变化, 因此选择 22 万网格用于获取原始翼型在不同攻角下的流场特性。为了使计算结果具有可比性, 布置有人字形沟槽阵列的翼型计算域采用相同的网格拓扑以及节点分布策略, 并在此基础上对沟槽结构进行网格加密, 同样选取了 65 万、68 万、71 万以及 74 万四种分辨率的网格, 并通过计算最终选取 71 万网格用于获取布置有人字形沟槽阵列的翼型气动性能, 图 4 展示了翼型附近以及人字形沟槽附近的局部网格细节。

所有算例均通过商用软件 ANSYS CFX 的求解器进行计算。采用有限体积法求解三维定常雷



(a) 翼型附近



(b) 人字形沟槽阵列附近

图 4 布置人字形沟槽阵列的翼型网格划分

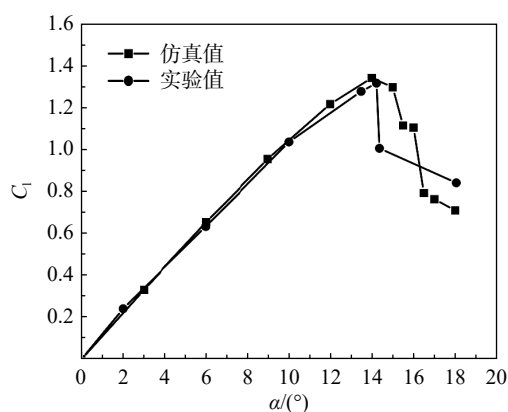
Fig. 4 Mesh distribution of airfoil with herringbone groove array

诺平均 Navier-Stokes(RANS)方程, 为了使 RANS 方程封闭, 且更好展现气体在定常场中的绝热流动行为, 选择 BSL Reynolds Stress 湍流模型, 该模型被证明在模拟翼型绕流方面具有良好的表现^[22], 控制方程的对流项和湍流项均采用高阶格式。

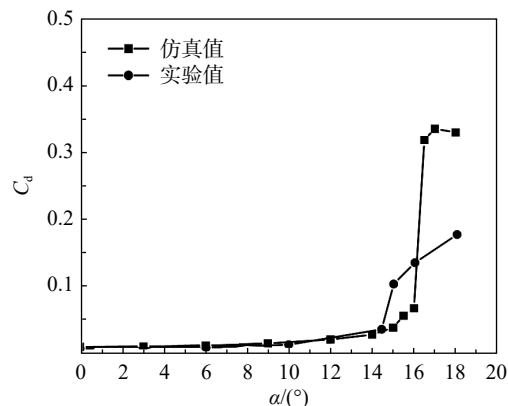
2.2 数值模拟精度验证

翼型在指定雷诺数工况下的升力特性(C_l)和阻力特性(C_d)可以通过逐渐增大翼型攻角(α)来获得, 且每个攻角算例都是以前一个攻角算例的计算结果作为初场, 如图 5 所示, 通过与公开的实验数据^[20]进行对比可以验证本文数值模拟方法的可靠性。

图 5(a)展示了原始翼型升力特性的仿真结果与实验结果。当攻角小于 11° 时, 数值结果与实验结果完全重合; 当攻角大于 11° 时, 升力系数的数值结果略高于实验值, 且当攻角大于 14° 时, 翼型的升力系数开始减小, 意味着翼型进入失速状态, 这一点与实验结果相一致, 因此本文所用数值模拟方法可以较为准确地捕捉翼型失速点的位置。图 5(b)展示了原始翼型阻力特性的仿真结



(a) 升力特性



(b) 阻力特性

图 5 原始翼型数值结果与实验结果的对比($Re=1.8 \times 10^6$)

Fig. 5 Comparison of numerical results with experimental results for the prototype airfoil ($Re=1.8 \times 10^6$)

果与实验结果。当攻角小于 14° 时,随着攻角的增大翼型阻力系数缓慢增大,数值模拟结果略高于实验值;当攻角超过 14° 时,翼型进入失速状态,翼型表面存在大尺度流动分离,阻力系数随着攻角的增大迅速增大,这一点同样与实验结果相一致。

综上,虽然数值模拟得到的升力特性、阻力特性与实验结果有一定的差异,但是其特性的趋势以及失速点的位置基本一致,因此本文所采用的数值模拟方法被认为是可靠的。由于带有人字形沟槽阵列的翼型与原始翼型具有相同的网格拓扑以及节点划分策略,因此认为所采用的所有网格模型均可以满足数值精度。

3 数值模拟结果与分析

3.1 不同参数影响下的升力与阻力特性

为了探究仿生人字形沟槽阵列对翼型失速的控制作用,本小节在一定的攻角范围内探究沟槽阵列不同几何参数对翼型升力特性和阻力特性的影响规律,图 6 和图 7 分别展示了各沟槽方案以及原始翼型在不同攻角工况下的升力特性和阻力特性。

图 6(a)展示了不同沟槽深度下翼型的升力特性。对于原始翼型,随着攻角的增大升力系数逐渐增大,并在攻角超过 14° 时进入失速状态,随后升力系数随着攻角的增大而逐渐减小。Case 1~Case 5 均可以不同程度地延缓翼型失速,拓宽翼型的稳定工作范围,维持翼型在大攻角工况下的增升能力。且除了 Case 5 之外,Case 1~Case 4 在小攻角范围内的升力系数可以与原始翼型保持一致,这说明仿生人字形沟槽阵列在有效控制翼型大攻角失速的同时,也不会因为引入过多的附加损失而影响翼型设计状态下的增升能力。

图 6(b)展示了不同沟槽深度下翼型的阻力特性。对于原始翼型,随着攻角的增大阻力系数缓慢增大,而一旦翼型进入失速状态,即攻角超过 14° ,翼型的阻力系数会随着攻角的增大急剧增大。Case 1~Case 5 均可以有效地延缓翼型失速,降低大攻角工况下由于气流分离带来的阻力,且在小攻角工况下可以维持阻力与原始翼型一致,不会因为沟槽阵列的附加损失而增大翼型设计状态下的流动阻力。

图 6 表明翼型的升力特性和阻力特性对人字形沟槽阵列的深度较为敏感,当沟槽的深度从 $0.000\ 675c$ 增大到 $0.001\ 35c$,翼型稳定工作范围的

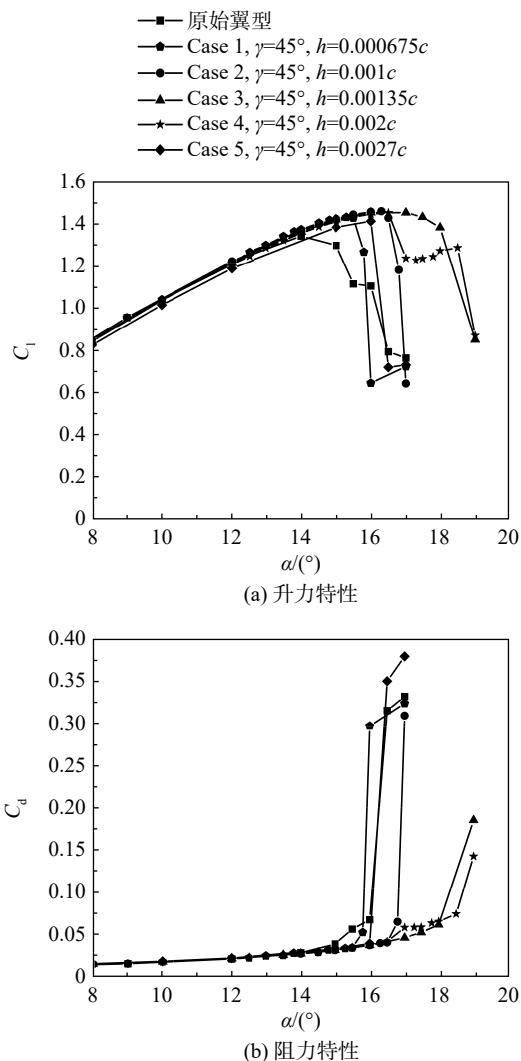


图 6 沟槽深度对翼型升力和阻力特性的影响

Fig. 6 Effects of groove depth on airfoil lift and drag characteristics

拓宽量逐渐增大;而随着沟槽深度从 $0.001\ 35c$ 增大到 $0.002\ 7c$,翼型稳定工作范围的拓宽量逐渐减小;当沟槽深度为 $0.002\ 7c$ 时,虽然依然可以有效地抑制翼型失速,但是因为其本身引入过多的附加损失,使得小攻角工况下的升力系数小于原始翼型,这表明存在最优的沟槽深度。

图 7 展示了人字形沟槽阵列偏转角对翼型升力特性和阻力特性的影响规律。Case 6~Case 9 均可以有效地拓宽翼型的稳定工作范围,维持翼型在大攻角工况下的增升能力,并抑制由于气流分离而导致的阻力增大,维持沟槽深度不变仅仅改变沟槽的偏转角并不会影响翼型在小攻角工况下的气动性能。翼型的升力特性和阻力特性对人字形沟槽阵列的偏转角同样较为敏感,当偏转角从 30° 增大到 45° ,翼型稳定工作范围的拓宽量逐渐增大,并且翼型的最大升力系数也随之增大;

而当沟槽偏转角从45°增大到60°,翼型稳定工作范围的拓宽量逐渐减小,当偏转角为60°时,人字形沟槽阵列对翼型失速的控制作用相对较弱,以上同样表明存在最优的沟槽偏转角。

为了定量地评价不同几何设计的人字形沟槽阵列对翼型失速的控制作用,这里定义了翼型稳定工作范围的拓宽量 $\Delta\alpha^*$,其表达式为

$$\Delta\alpha^* = \frac{\alpha_{gro}^* - \alpha_{bas}^*}{\alpha_{bas}^*} \tag{1}$$

式中 α_{bas}^* 和 α_{gro}^* 分别表示原始翼型失速点所对应的攻角以及布置有人字形沟槽翼型失速点所对应的攻角。表3定量对比了不同沟槽阵列方案的翼型稳定工作范围拓宽量。从表中可以看出,单方面的增大沟槽的深度或者沟槽偏转角,翼型稳定工作范围的拓宽量均会先增大后减小,当沟槽深度

表 3 不同方案的稳定工作范围拓宽量

Table 3 Extension of the stable working range for different schemes

方案	稳定工作范围拓宽量 $\Delta\alpha^*/\%$
Case 1	10.71
Case 2	17.86
Case 3	28.57
Case 4	17.86
Case 5	14.29
Case 6	20
Case 7	25
Case 8	20
Case 9	10.71

为0.00135c、沟槽偏转角为45°时(Case 3)可以取得极大值,该设计条件下翼型稳定工作范围的拓宽量可以达到28.57%。

3.2 不同参数影响下的翼型流场分析

为了进一步探究仿生人字形沟槽阵列对翼型气动性能影响的流动细节,需要针对沟槽阵列布置前后翼型的流场进行详细的分析。为了能够清晰地表现流场中的流动损失,这里首先定义了总压损失系数 ξ ,其表达式为

$$\xi = \frac{\bar{p}_t - p_t}{\bar{p}_t - \bar{p}} \tag{2}$$

式中 $\bar{p}$ 和 $\bar{p}_t$ 分别表示进口来流的静压和总压,式中 p_t 则代表当地的总压。

图8展示了原始翼型以及布置不同沟槽阵列翼型在攻角为16°时的总压损失以及平均流场流线。从图8(a)可以看出,在原始翼型的上表面存在较大的损失区域(图中深色区域),该区域占据了翼型近50%的弦长,且由流场流线可知高损失区域存在大尺度回流,结合该工况下的升力特性和阻力特性,可知原始翼型已经处于失速状态。

在翼型上表面尾缘附近布置仿生人字形沟槽阵列可以有效延缓翼型失速,且控制效果受沟槽的深度以及偏转角的影响。图8(b)展示了沟槽深度为0.000675c偏转角为45°时(Case 1)翼型的流场细节,相较于原始翼型,该工况下翼型上表面具有更大的损失区域,该区域占据了翼型2/3的弦长,且由流场流线可知高损失区域存在两个大尺度的涡流,表现出更强的分离流动。结合该工况下翼型的升力和阻力特性可知,当沟槽深度较小时,虽然在一定程度上可以延缓翼型失速(失速点由14°延缓至15.8°),但是一旦进入失速状态

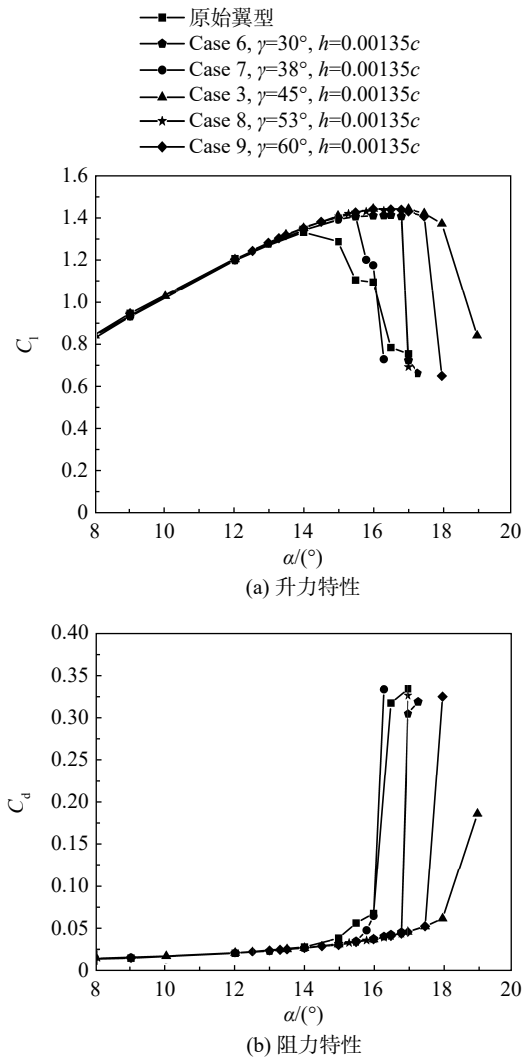
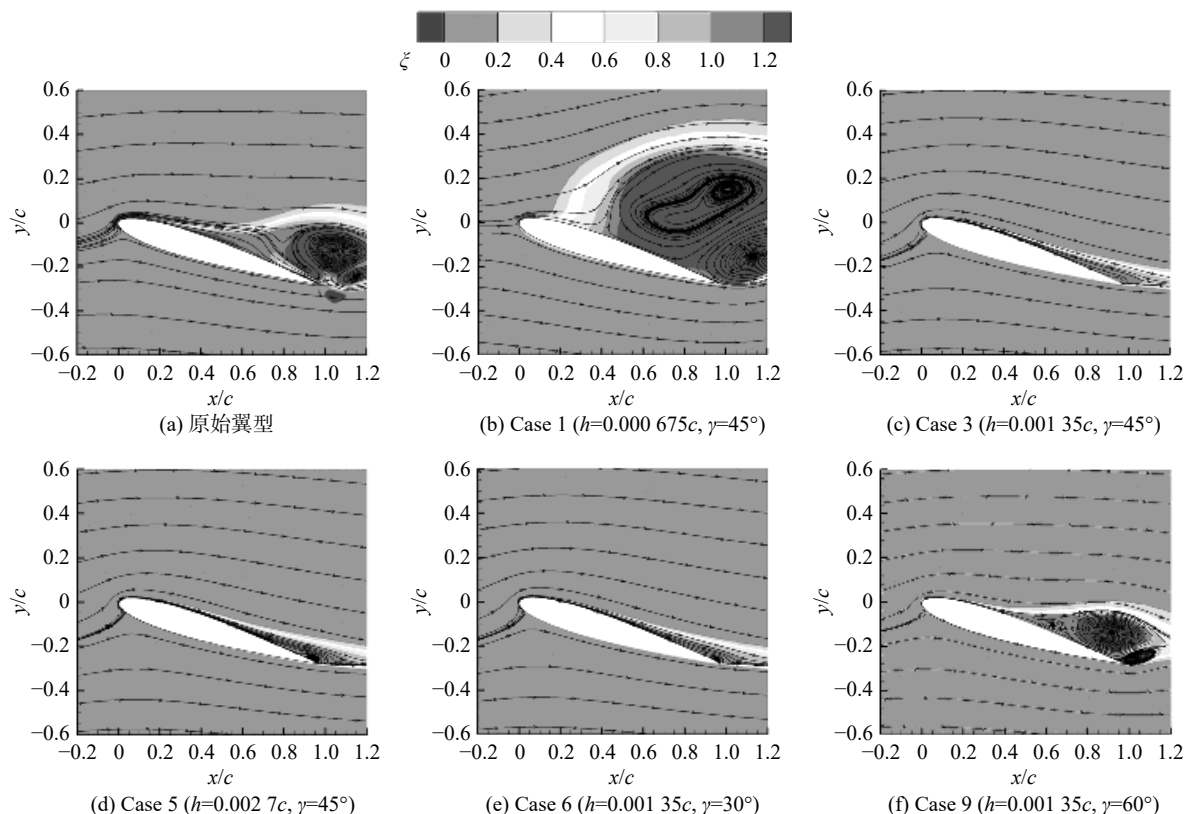


图 7 偏转角对翼型升力和阻力特性的影响
Fig. 7 Effects of yaw angle on airfoil lift and drag characteristics

图 8 沟槽不同设计参数下翼型的总压损失云图和流线图($\alpha = 16^\circ$)Fig. 8 Total pressure loss coefficient and streamlines of airfoil with different design grooves ($\alpha = 16^\circ$)

($\alpha = 16^\circ$), 可能会比原始翼型发展出更大的气流分离。

保持沟槽的偏转角不变, 将沟槽的深度增加到 $0.001\,35c$ (Case 3), 如图 8(c) 所示, 在沟槽阵列的作用下翼型上表面的损失区域被有效抑制, 高损失区域的范围明显减小, 且主要集中在翼型尾缘附近。流场平均流线表明, 翼型上表面存在较好的贴体流动, 大尺度回流消失, 在该人字形沟槽阵列的作用下翼型失速得到了有效的抑制。保持沟槽的偏转角不变, 继续将沟槽的深度增加到 $0.002\,7c$ (Case 5), 如图 8(d) 所示, 与 Case 3 相似, 翼型上表面的高损失区域被有效抑制。流场平均流线显示在翼型尾缘附近存在小尺度的涡流, 结合该工况下的翼型升力、阻力特性, 翼型在该工况下并未进入失速状态, 不过升力系数略小于 Case 3, 这表明沟槽阵列的控制效果有所减弱, 沟槽的深度并非越大越好。在 Case 3 的基础上保持沟槽深度不变, 将偏转角减小到 30° (Case 6), 如图 8(e) 所示, 该结构特征的沟槽阵列同样可以有效抑制翼型上表面的流动损失, 不过与 Case 5 相似, 在翼型尾缘附近存在小尺度的涡流, 翼型的升力系数略小于 Case 3, 失速的控制效果相对

于 Case 3 有所减弱。

在 Case 3 的基础上将沟槽偏转角增大到 60° (Case 9), 如图 8(f) 所示, 与原始翼型相似, 在翼型的上表面可以观察到较大的损失区域以及大尺度回流区, 这表明翼型已经进入失速状态, 该结构特征的沟槽阵列未能有效抑制该工况下失速的发生。不过对比原始翼型, 高损失区域的范围有所减小, 翼型升力系数有所增大, 这表明沟槽阵列虽然未能抑制失速, 但是却有效地抑制了失速后气流分离的进一步发展, 改善了失速后翼型的性能。

图 8 表明仿生人字形沟槽阵列可以有效抑制翼型上表面的气流分离, 减小流场的流动损失, 从而进一步延缓大攻角下的翼型失速, 下面将针对沟槽阵列以及翼型附面层内的流场以及涡量场进行进一步的分析, 揭示人字形沟槽阵列抑制流动分离、延缓翼型失速的物理机制。

3.3 沟槽阵列控制翼型失速的物理机制

为了揭示仿生人字形沟槽阵列控制翼型失速的物理机制, 这里以控制效果最好的 Case 3 为例, 探究其在 $\alpha = 3^\circ$ 工况下沟槽阵列附近的流场和涡量场。

图 9 展示了沟槽通道内流动的三维流线以及垂直于沟槽通道的平面内流线的局部放大图。从三维流线可以看出,近壁面的流体从发散线(DL)流入沟槽通道,在沟槽通道内做螺旋运动,形成小尺度的涡流,并最终从汇聚线(CL)流出沟槽通道。垂直于沟槽通道的平面内流线所显示的流动再循环运动也进一步证实了通道内螺旋运动的存在。从微观的角度看,人字形沟槽阵列可以看作是多个微小的肋状涡流发生器沿着流向排列,而每个微小涡流发生器所产生的小尺度涡流最终在汇聚线积聚成尺度更大强度更强的大尺度涡流。

图 10 展示了靠近人字形沟槽阵列上表面的三维流线。在沟槽通道内小尺度涡流流动的诱导下,沟槽上方近壁面的流体会产生展向的速度分量,并顺着来流的方向逐渐从发散线(DL)流向汇聚线(CL),在汇聚线处聚集并形成上洗气流,从而同样可以诱导出流向方向的涡量。在沟槽通道内小尺度涡流的积聚效应,以及沟槽上方近壁面流动的汇聚效应的共同作用下,在汇聚线的左右会形成一对强度相同、方向相反的诱导涡,从而进一步抑制翼型上表面的气流分离,延缓翼型大攻角工况下的失速。

为了更形象地表现人字形沟槽阵列的诱导涡性质,图 11 展示了 Case 3 在 $\alpha = 3^\circ$ 工况下弦向不同截面处(76%c、83%c、90%c 和 97%c)涡量的流

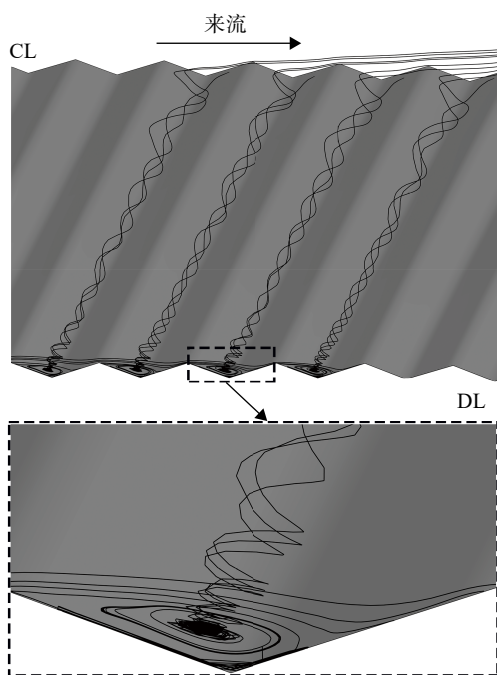


图 9 人字形沟槽阵列内的三维流线(Case 3, $\alpha = 3^\circ$)

Fig. 9 Three-dimensional flow within the herringbone groove array (Case 3, $\alpha = 3^\circ$)

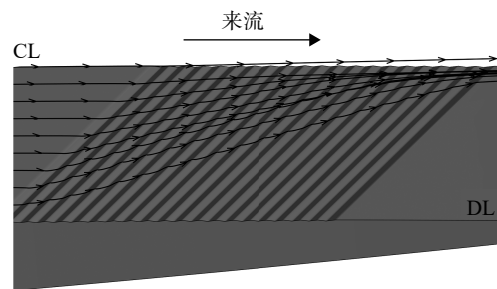


图 10 人字形沟槽阵列上方近壁面的三维流线
(Case 3, $\alpha = 3^\circ$)

Fig. 10 Three-dimensional flow near the upper surface of the herringbone groove array (Case 3, $\alpha = 3^\circ$)

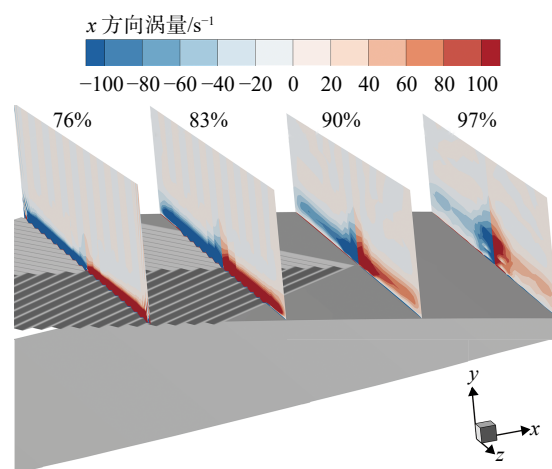
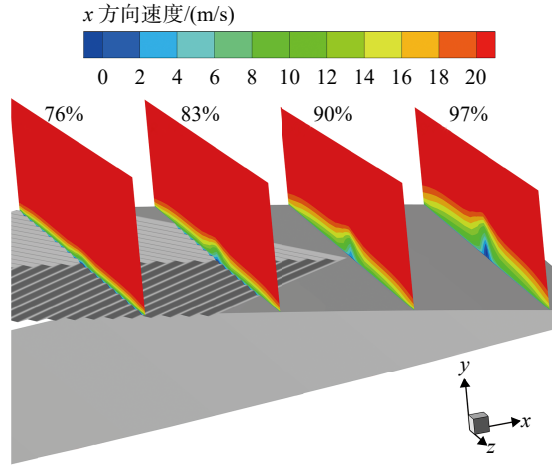


图 11 翼型不同截面处涡量 x 方向分量云图(Case 3, $\alpha = 3^\circ$)

Fig. 11 x -directional components of vorticity at different sections of the airfoil (Case 3, $\alpha = 3^\circ$)

向分量云图。由图 9 和图 10 的分析可知,沟槽通道内存在小尺度的涡流,沟槽上方近壁面也存在展向的迁移流动,因此在沟槽上方近壁面(76%c 截面和 83%c 截面)可以观察到明显的涡量分布,而此时汇聚线附近的涡量积聚效应还不明显。随着流动的进一步发展,沟槽内的小尺度涡流逐渐积聚成大尺度涡流,在人字形沟槽阵列的下游(90%c 截面和 97%c 截面)汇聚线附近,可以观察到紧贴附面层底部的大尺度涡流。由于沟槽阵列在汇聚线左右具有对称关系,因此在汇聚线的左右可以形成强度相同、方向相反的一对诱导涡。

在流向诱导涡的作用下,附面层底部的低能流体会被推入到主流的高能流体中,与此同时,附面层外的高能流体会被注入到附面层内,由此加强了附面层与主流之间的掺混,如图 12 所示。掺混作用会为附面层内的低能流体注入能量,从而使其抵抗逆压力梯度的能力增强,抑制翼型上表面的气流分离,起到延缓翼型大攻角失速的

图 12 翼型不同截面处速度 x 方向分量云图(Case 3, $\alpha = 3^\circ$)Fig. 12 x -directional components of velocity at different sections of the airfoil (Case 3, $\alpha = 3^\circ$)

作用。

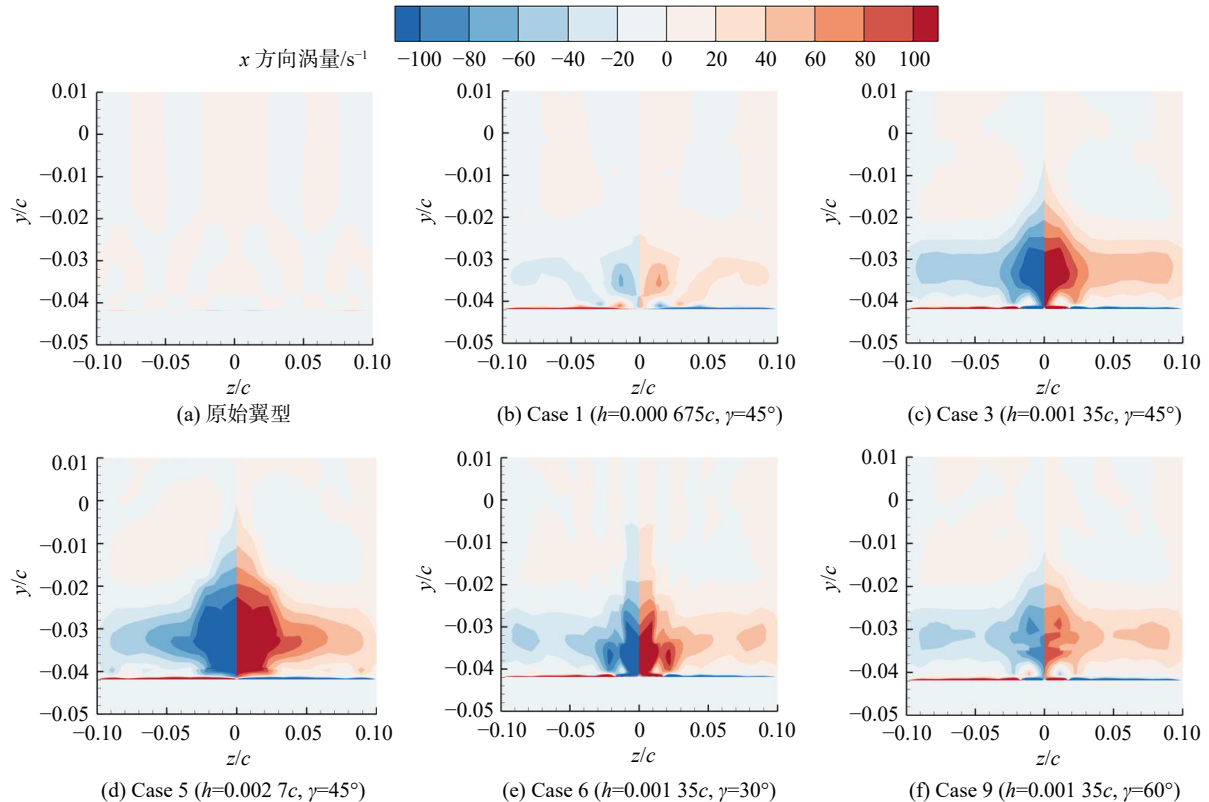
与传统的涡流发生器相比, 仿生人字形沟槽阵列具有更小的尺寸, 因此诱导涡可以更加地贴近附面层底部, 对附面层的影响更大, 同时所带来的流动附加损失也较小。另外, 诱导涡是由多个沟槽积聚而成, 因此诱导涡的强度也可以得到保证。

仿生人字形沟槽阵列通过诱导涡来控制翼型

失速, 而稳定工作范围的拓宽量受沟槽深度和沟槽偏转角的影响。为了进一步探究不同设计参数影响翼型失速控制效果的物理机制, 图 13 展示了原始翼型以及布置不同沟槽阵列翼型在攻角为 3° 时 95% c 截面处涡量的流向分量云图。对于原始翼型, 其翼型上表面不存在诱导涡, 如图 13(a) 所示, 因此随着攻角的增大很快会进入失速状态。在布置了合适的沟槽阵列之后 (Case 3, 图 13(c)), 在翼型上表面可以观察到一对紧贴附面层底部的诱导涡, 有效的控制了附面层分离, 使稳定工作范围拓宽了 28.57%。

沟槽深度对诱导涡的强度影响较大, 在 Case 3 的基础上减小沟槽深度 (Case 1), 则诱导涡的强度显著减小, 如图 13(b) 所示, 附面层所获取的能量显著降低, 因此不再具有足够的能量抵抗逆压力梯度, 翼型失速的控制效果显著降低。在 Case 3 的基础上增大沟槽深度 (Case 5), 则诱导涡的强度显著增大, 虽然可以在一定程度上控制附面层分离, 但是过高的掺混损失降低了翼型的气动性能, 使得该设计结构的翼型在小攻角工况下的升力系数小于原始翼型。

沟槽的偏转角在一定的程度上会影响诱导涡

图 13 不同设计的人字形沟槽阵列在 95% c 截面处涡量场云图($\alpha = 3^\circ$)Fig. 13 Vorticity fields of herringbone groove array with different designs at the 95% c plane ($\alpha = 3^\circ$)

的范围和强度。在 Case 3 的基础上无论是减小沟槽偏转角(Case 6)还是增大沟槽偏转角(Case 9),诱导涡的强度和范围都会不同程度的降低,如图 13(e)和图 13(f)所示,相应的失速控制效果也会有所下降。因此,沟槽深度和沟槽偏转角的变化,本质上是通过影响诱导涡强度和范围进而影响翼型失速的控制效果。

4 结 论

本文以经典的 NACA0012 翼型为研究对象,通过仿真的方法探究了仿生人字形沟槽阵列控制翼型失速的可行性,详细探究了沟槽深度和沟槽偏转角对翼型失速控制效果的影响规律,并在此基础上进一步分析了沟槽阵列控制翼型失速的物理机理,得到如下结论:

1) 不同设计参数的人字形沟槽阵列均可以不同程度地拓宽翼型的稳定工作范围,维持翼型在大攻角工况下的增升能力,并抑制由于气流分离而导致的阻力增大,随着沟槽深度/偏转角的增大,翼型稳定工作范围的拓宽量先增大后减小,当沟槽深度为 $0.00135c$ 且沟槽偏转角为 45° 时,可以获得最佳的失速控制效果,翼型稳定工作范围的拓宽量可以达到 28.57%;

2) 人字形沟槽阵列可以看作是多个微小的肋状涡流发生器沿着流向排列,而每个微小涡流发生器所产生的小尺度涡流最终在汇聚线积聚成尺度更大强度更强的大尺度涡流,同时沟槽上方近壁面的流体在通道内流体的诱导下会产生展向的迁移流动,这进一步增强了汇聚线附近的涡流强度;

3) 人字形沟槽阵列的诱导涡加强了主流与附面层之间的掺混,使附面层获得足够的能量用于抵抗大攻角工况下的逆压力梯度,有效延缓了翼型失速;沟槽的深度和偏转角均是通过改变诱导涡的强度和范围,进而影响翼型在不同攻角工况下的气动性能以及翼型失速的控制效果。

本文通过数值模拟的方法探究了人字形沟槽阵列这一新型被动控制方法对翼型失速的控制效果与机制,后续还需要开展相关的实验研究,进一步验证人字形沟槽阵列的控制效果,并探究该方法的工程实用路径。

参考文献:

[1] LI Zhiping, ZHANG Peng, PAN Tianyu, et al. Catastrophe-theory-

based modeling of airfoil-stall boundary at low Reynolds numbers[J]. *AIAA Journal*, 2018, 56(1): 36-45.

- [2] 李洋, 梁华, 贾敏, 等. 等离子体合成射流改善翼型气动性能实验研究[J]. 推进技术, 2017, 38(9): 1943-1949.
LI Yang, LIANG Hua, JIA Min, et al. Experimental investigation of enhancing wing aerodynamic performance by plasma synthetic jet[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(9): 1943-1949. (in Chinese)
- [3] 张卫国, 史喆羽, 李国强, 等. 风力机翼型动态失速等离子体流动控制数值研究[J]. 力学学报, 2020, 52(6): 1678-1689.
ZHANG Weiguo, SHI Zheyu, LI Guoqiang, et al. Numerical study on dynamic stall flow control for wind turbine airfoil using plasma actuator[J]. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2020, 52(6): 1678-1689. (in Chinese)
- [4] 陈微圣, 孙晓晶. 不同吸气策略对风力机翼型动态失速特性的影响[J]. 动力工程学报, 2021, 41(7): 581-587.
CHEN Weisheng, SUN Xiaojing. Influence of different suction strategies on dynamic stall characteristics of wind turbine airfoil[J]. *Journal of Chinese Society of Power Engineering*, 2021, 41(7): 581-587. (in Chinese)
- [5] HUANG L, HUANG P G, LEBEAUR P, et al. Numerical study of blowing and suction control mechanism on NACA0012 airfoil[J]. *Journal of Aircraft*, 2004, 41(5): 1005-1013.
- [6] HANSEN K L, KELSO R M, DALLY B B. Performance variations of leading-edge tubercles for distinct airfoil profiles[J]. *AIAA Journal*, 2011, 49(1): 185-194.
- [7] ZHU Chengyong, CHEN Jie, WU Jianghai, et al. Dynamic stall control of the wind turbine airfoil via single-row and double-row passive vortex generators[J]. *Energy*, 2019, 189: 116272.
- [8] JOUBERT G, LE PAPE A, HEINE B, et al. Vortical interactions behind deployable vortex generator for airfoil static stall control[J]. *AIAA Journal*, 2013, 51(1): 240-252.
- [9] WALSH M J. Riblets as a viscous drag reduction technique[J]. *AIAA Journal*, 1983, 21(4): 485-486.
- [10] BECHERT D W, BRUSE M, HAGE W, et al. Experiments on drag-reducing surfaces and their optimization with an adjustable geometry[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1997, 338(1): 59-87.
- [11] BECHERT D W, BARTENWERFER M. The viscous flow on surfaces with longitudinal ribs[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1989, 206(1): 105-129.
- [12] GHAZALI M I, HARUN Z, WAN GHOPA W A, et al. Computational fluid dynamic simulation on NACA 0026 airfoil with V-groove riblets[J]. *International Journal on Advanced Science, Engineering and Information Technology*, 2016, 6(4): 529.
- [13] WU Zhengren, LI Shuguang, LIU Mei, et al. Numerical research on the turbulent drag reduction mechanism of a transverse groove structure on an airfoil blade[J]. *Engineering Applications of Computational Fluid Mechanics*, 2019, 13(1): 1024-1035.
- [14] CHEN Fang, TANG Yanping, CHEN Maozhang. An experimental investigation of loss reduction with riblets on cascade blade surfaces and isolated airfoils: 90-GT-207[R]. New York: American Society of Mechanical Engineers, 1990.
- [15] QUAN Pengcheng, ZHONG Shan, LIU Qiang, et al. Attenuation of flow separation using herringbone riblets at $M_\infty = 5$ [J]. *AIAA Journal*, 2019, 57(1): 142-152.
- [16] CHEN Huawei, RAO Fugang, SHANG Xiaopeng, et al. Flow over bio-inspired 3D herringbone wall riblets[J]. *Experiments in Fluids*, 2014, 55(3): 1698.1-1698.7.
- [17] NUGROHO B, HUTCHINS N, MONTY J P. Large-scale spanwise periodicity in a turbulent boundary layer induced by highly ordered and directional surface roughness[J]. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 2013, 41: 90-102.

- [18] GUO Tongbiao, ZHONG Shan, CRAFT T. Control of laminar flow separation over a backward-facing rounded ramp with C-D riblets—the effects of riblet height, spacing and yaw angle[J]. [International Journal of Heat and Fluid Flow](#), 2020, 85: 108629.
- [19] LIU Qiang, ZHONG Shan, LI Lin. Effects of bio-inspired micro-scale surface patterns on the profile losses in a linear cascade[J]. [Journal of Turbomachinery](#), 2019, 141(12): 121006.
- [20] CRITZOS C C, HEYSON H H, BOSWINKLE R W. Aerodynamic characteristics of NACA 0012 airfoil section at angles of attack from 0 degrees to 180 degrees: NACA-TN-3361 [R]. Washington DC: National Advisory Committee for Aeronautics, 1955.
- [21] GUO Tongbiao, ZHONG S, CRAFT T. Secondary flow in a laminar boundary layer developing over convergent-divergent riblets[J]. [International Journal of Heat and Fluid Flow](#), 2020, 84: 108598.
- [22] DERAZGISOO S M, AKBARZADEH P, ASKARI L A. Accelerate the convergence of turbulent flows simulation: a novel progressive locally power-law preconditioning method[J]. [Computers and Fluids](#), 2022, 241: 105483.

(编辑: 张 雪)