

# NACA0018翼型锯齿襟翼气动性能的数值研究

于永迪

上海理工大学, 上海  
Email: yuyd227@163.com

收稿日期: 2021年4月26日; 录用日期: 2021年5月17日; 发布日期: 2021年5月25日

## 摘要

以NACA0018翼型作为基础翼型, 选取 $\theta = 30^\circ, 60^\circ, 90^\circ$ 三种不同锯齿角度以及 $d/h = 0.6, 0.8, 1$ 三种不同深度的锯齿襟翼研究锯齿几何参数对翼型气动性能的影响。同时通过改变入口速度研究不同雷诺数下锯齿襟翼对性能的影响。结果表明, 锯齿襟翼角度对翼型气动性能影响较小; 随着锯齿深度的增加, 翼型升阻比降低; 随着入口雷诺数的增大, 翼型升力逐渐增加, 阻力逐渐降低, 但增大幅度有所减缓; 当格尼襟翼上开锯齿后, 原本格尼襟翼后交替脱落的管状涡结构, 由于气体从锯齿间隙通过并形成一对流向涡, 与格尼襟翼固有的脱落涡掺混耗散, 形成破碎的小结构, 减弱尾迹流动不稳定性, 降低翼型阻力, 随着开齿深度的增加, 涡核集中区域逐渐向襟翼附近前移, 涡的掺混、消散更快。

## 关键词

锯齿襟翼, 气动性能, 尾迹涡, 数值计算, Liutex

# Numerical Investigation on Aerodynamic Performance of NACA0018 Airfoil Serrated Gurney Flap

Yongdi Yu

University of Shanghai for Science and Technology, Shanghai  
Email: yuyd227@163.com

Received: Apr. 26<sup>th</sup>, 2021; accepted: May 17<sup>th</sup>, 2021; published: May 25<sup>th</sup>, 2021

## Abstract

With NACA0018 airfoil as the basic airfoil, three kinds of serrated Gurneyflap with different angles of  $30^\circ, 60^\circ$  and  $90^\circ$  and different depths of  $d/h = 0.6, 0.8$  and  $1$  were selected to study the effects of

the serrated geometrical parameters on the aerodynamic performance of the airfoil. At the same time, the performance of the serrated Gurney flap under different Reynolds numbers was studied by changing the inlet velocity. The results show that the angle of the serrated flaps has little effect on the aerodynamic performance of the airfoil. With the increase of sawtooth depth, the lift-drag ratio of airfoil decreases. With the increase of Reynolds number, the airfoil lift increases gradually and the drag decreases gradually, but the increase rate slows down. When the sawtooth is opened on the Gurney flap, the original tubular vortex structure which falls off alternately after the Gurney flap passes through the serrated gap and forms a convective vortex, which is mixed with the inherent shedding vortex of the Gurney flap to form a broken small structure, which weakens the wake flow instability and reduces the airfoil resistance. The concentration region of vortex core gradually moves forward near the flap, and the mixing and dissipation of vortex are faster.

## Keywords

Serrated Gurney Flap, Aerodynamic Performance, Wake Vortex, Numerical Computation, Liutex

Copyright © 2021 by author(s) and Hans Publishers Inc.

This work is licensed under the Creative Commons Attribution International License (CC BY 4.0).

<http://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>



Open Access

## 1. 引言

近些年来,利用垂直轴风力机(VAWT)捕捉低速和复杂的城市地区风能,是风能利用技术的研究热点之一。与水平轴风力机(HAWT)的大功率相比,其功率系数较低[1]。为了能够提高垂直轴风力机功率,翼型作为能量转换的基本部件,是解决问题的关键。目前 VAWT 的大多数采用 NACA 系列的对称翼。为了能够快速有效的加大翼型弯度,提高翼型有效偏转角,格尼襟翼(Gurney Flap, 简称 GF)作为一种后缘微型被动式流动控制装置被广泛的应用于提升翼型的气动特性。

GF 由于其结构简单、升力效果显著,得到了深入的研究。然而,GF 会在一定程度上增加翼型的阻力,安装襟翼往往降低了升阻比[2]。为减少由于 GF 安装所产生的附加阻力,在传统的平板 GF 基础上,国内外学者也提出了许多 GF 的改进设计方案,如穿孔[3],开缝[4],仿生蜻蜓翅膀[5]等,以期进一步提高翼型气动性能。Vijgen 等[6]提出锯齿型襟翼(Serrated Gurney Flap, 简称 SGF)以改变尾迹强度、分布,降低襟翼造成的阻力,可明显改善翼型在中小攻角范围内气动特性。李亚臣[7]通过对 GF 开不同尺寸锯齿的实验研究发现 GF 上开出锯齿会同时导致升力和阻力下降,但升阻比是否会提高则应视其是否更接近最佳 GF 高度的有效迎风面积。张惠[8]对不同锯齿角度的 SGF 气动性能进行研究,发现 30°锯齿增升效果最佳,在较大范围内增大升阻比。沈遐龄[9]通过实验研究了 60°锯齿角的 SGF 在不同偏角下的增升效益,结果表明随偏角增大升力系数明显增加,但当偏角大于 30°时,升力系数增大幅度减缓。PIV 测量表明齿形襟翼的齿边向上卷起的流向涡使上翼面后部气流向翼型表面吸附,推迟了上翼面气流的分离,从而提升了气动特性。

在最常用的对称翼型中 NACA0015、NACA0018 这两种翼型被证明效果最好[10],而以上对于锯齿襟翼的研究主要针对 NACA0012 薄翼型进行研究。本文选取相对较厚的 NACA0018 翼型上安装锯齿襟翼,通过改变锯齿的角度、深度,研究襟翼几何结构参数对 NACA0018 厚翼型气动特性的影响。同时研究了不同雷诺数下锯齿襟翼对性能的影响。

## 2. 计算模型与计算方法

### 2.1. 研究对象

本文选用 NACA0018 翼型作为基础翼型,选取  $\theta = 30^\circ, 60^\circ, 90^\circ$  三种不同锯齿角度以及  $d/h = 0.6, 0.8, 1$  三种不同深度的锯齿襟翼研究锯齿几何参数对翼型气动性能的影响,计算模型如图 1 所示。同时研究了不同雷诺数下锯齿襟翼对性能的影响。

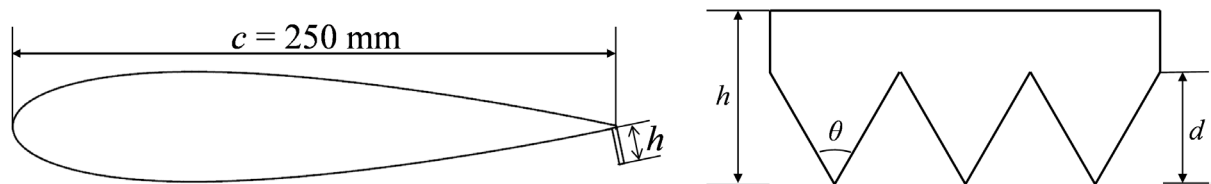


Figure 1. Computational model

图 1. 计算模型

### 2.2. 数值计算方法

本文采用商用软件 ANSYS Fluent 进行数值模拟。计算区域上游入口距离翼型前缘  $9c$ , 出口边界位于翼型后缘下游  $10c$  处[11] [12], 展向厚度选取 3 个锯齿高度。边界条件如图 2 所示, 采用速度入口, 速度大小由雷诺数  $Re$  确定, 计算域出口为压力出口边界条件, 表压力  $0 \text{ Pa}$ , 翼型表面为壁面无滑移。整体采用 CH 型结构网格划分, 锯齿襟翼区域采用非结构填充, 并对翼型附近网格进行局部加密, 如图 3 所示。首先通过 SST 湍流模型做定常计算, 然后从稳态结果中生成瞬时速度场作为初场, 基于空间滤波不可压缩 Navier-Stokes 方程和动态 Smagorinsky 亚格子尺度模型进行了大涡模拟(LES)非定常计算, 进一步研究翼型流动特性。经过  $y^+$  计算, 近壁面第一层网格高度为  $0.03 \text{ mm}$ , 确保  $\Delta y^+ < 1$ , 同时保证流向与展向的近壁区域网格节点数满足  $\Delta x^+ \approx 40$ ,  $\Delta z^+ \approx 20$  [13]。在尾缘下游  $1c$  的区域, 沿流向方向密集填充 300 个网格点, 以准确捕捉尾迹行为, 最终网格数量 800 万左右。瞬态时间步长  $\Delta t = 1 \times 10^{-5} \text{ s}$ , 为确保流场收敛首先计算 1 万时间步, 然后继续计算 3000 时间步对流场进行统计平均, 为验证数值计算的准确性, 图 4 为原始翼型在  $6^\circ$  攻角下瞬时流场与黄乾[14]的结果对比, 可看出流场结构一致。

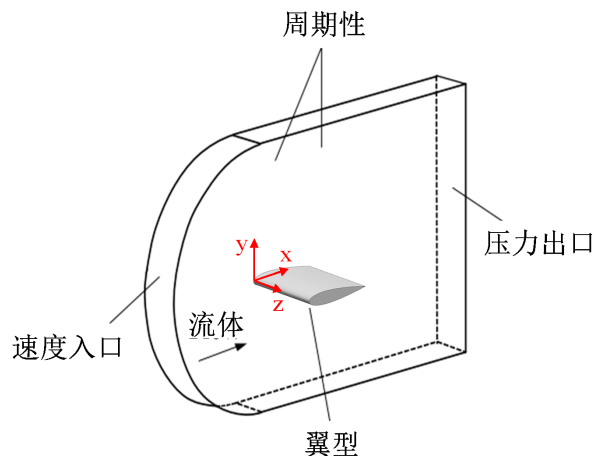


Figure 2. The boundary conditions

图 2. 边界条件

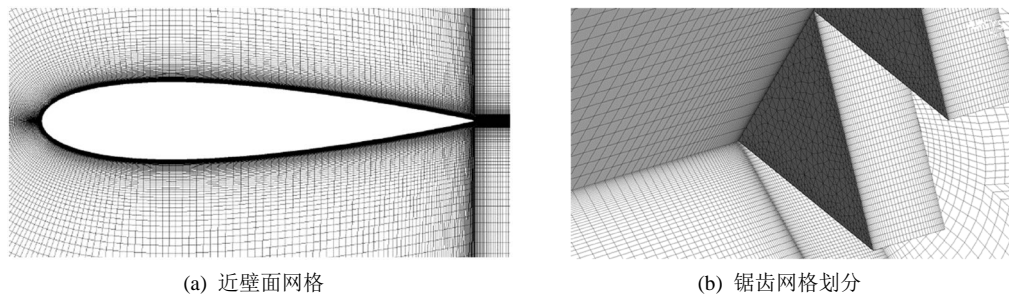


Figure 3. Computational grid  
图 3. 计算网格

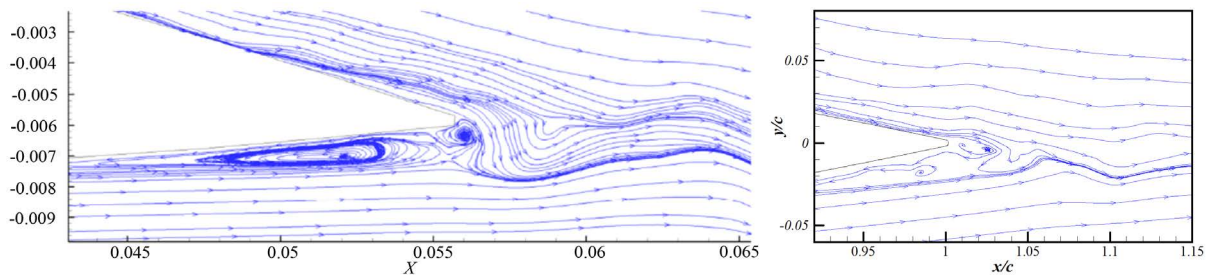


Figure 4. The boundary conditions  
图 4. 边界条件

### 3. 涡识别方法

本文采用 Liutex 理论[15] [16] [17] [18]对涡进行识别和表征。Liutex 描述了流场中当地流体运动的刚性旋转大小及其旋转轴方向，基本思想为：在初始坐标系下计算速度梯度张量  $\nabla V$  及其特征值，如果  $\nabla V$  存在一个实特征值  $\lambda_r$  和两个共轭特征值  $\lambda_{cr} \pm \lambda_{ci}$  时，实特征值对应特征向量的方向上只有拉伸或压缩，旋转运动只在其垂直平面内发生，因此实特征向量的方向即为流体旋转轴的方向，其大小  $R$  是刚性转动的角速度，显示公式为：

$$R = \left( (\boldsymbol{\omega} \cdot \boldsymbol{r}) - \sqrt{(\boldsymbol{\omega} \cdot \boldsymbol{r})^2 - 4\lambda_{ci}^2} \right) \boldsymbol{r} \quad (1)$$

### 4. 计算结果与分析

首先选取  $30^\circ$ 、 $60^\circ$ 、 $90^\circ$  三种不同的锯齿角度研究锯齿角度对翼型气动性能的影响。从图 5 给出的翼型气动性能曲线可以看出，三种锯齿角度下的升阻力变化微弱，因此锯齿角度对翼型气动性能影响不大。

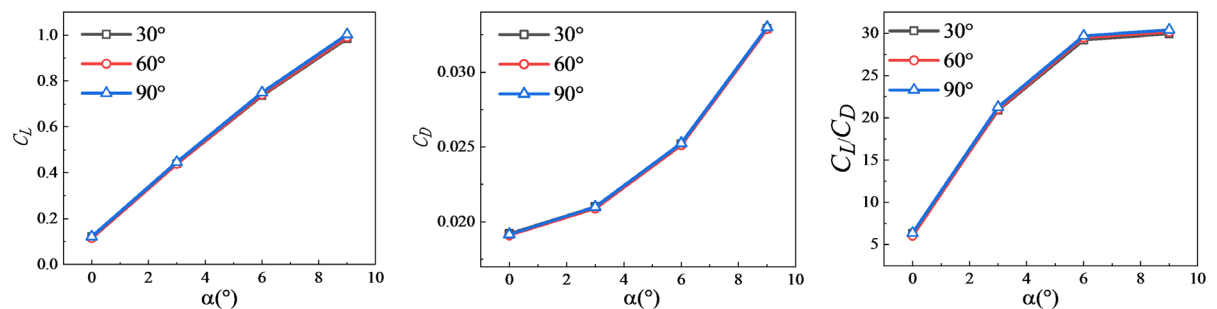


Figure 5. Aerodynamic characteristic curves of different serrated angles  
图 5. 不同锯齿角度的气动特性曲线

选取锯齿角度为  $60^\circ$ ，对襟翼开深度分别为  $0.6h$ 、 $0.8h$  与  $1h$  深的锯齿，研究锯齿深度对翼型气动性能的影响。如图 6 所示，随着锯齿深度的增加，升力逐渐降低，阻力逐渐增大。从图 6 的升阻比曲线可以看出，在  $0^\circ \sim 6^\circ$  攻角内，翼型升阻比随着增加而降低，并且随攻角的增大，升阻比的增减幅度有所降低， $0^\circ$  攻角下，锯齿深度的影响最大，深度为  $0.6h$  与  $0.8h$  的锯齿较  $1h$  的锯齿升阻比分别增加了  $18.6\%$  和  $10.1\%$ 。当攻角为  $9^\circ$  时，即使锯齿深度影响了翼型的升力和阻力，但升阻比却相同。

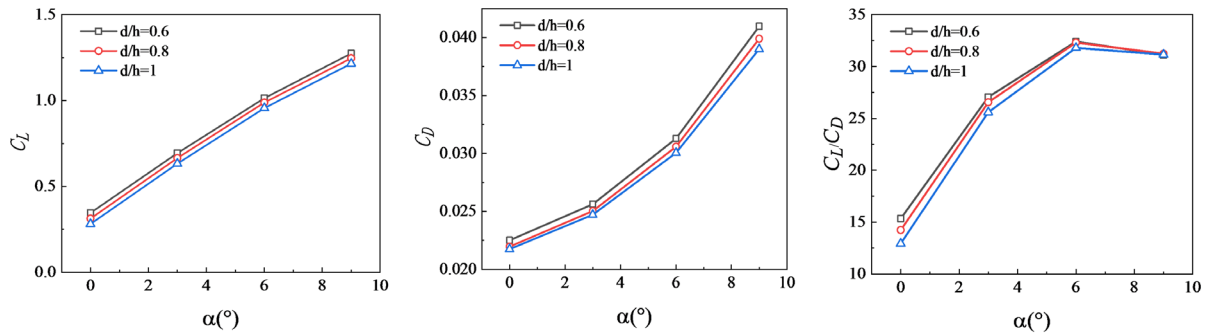


Figure 6. Aerodynamic characteristic curves of different serrated depths

图 6. 不同锯齿深度的气动特性曲线

气流入口雷诺数变化对叶片性能也有着非常重要的影响，为了研究雷诺数的变化是否对锯齿襟翼气动性能产生影响。基于入口速度以及特征长度为叶片弦长对雷诺数进行定义，分别计算了入口速度为  $4\text{ m/s}$ 、 $8\text{ m/s}$ 、 $12\text{ m/s}$  三种不同速度，即在雷诺数为  $0.68 \times 10^5$ 、 $1.37 \times 10^5$  和  $2.05 \times 10^5$  条件下的叶片气动性能曲线，如图 7 所示，随着入口雷诺数的增大，翼型升力逐渐增加，阻力逐渐降低，但增大幅度有所减缓。

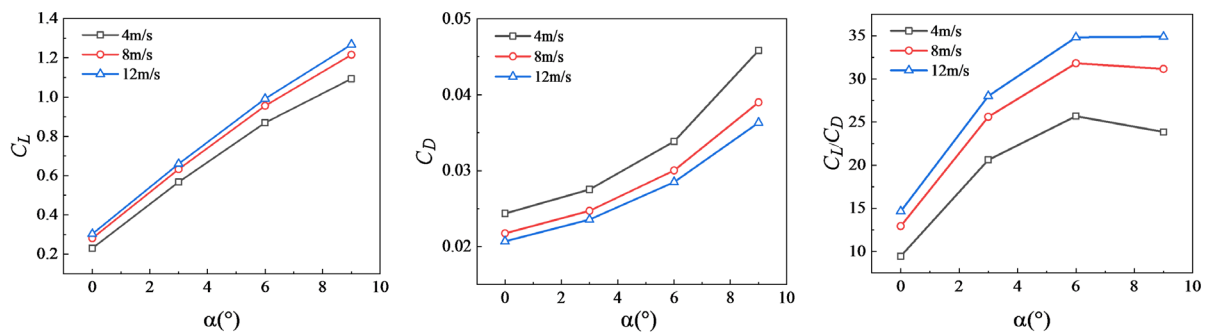


Figure 7. Aerodynamic characteristic curves of different Reynolds numbers

图 7. 不同雷诺数的气动特性曲线

图 8 为锯齿襟翼近尾缘处的时均流场云图，从图中可以看出在襟翼上游形成一个角涡，襟翼后吸力面下游形成旋涡结构，而压力面后并未出现脱落涡。图 9 为锯齿襟翼不同截面位置的尾迹速度分布，在近尾迹处可以看到气流偏转角与速度亏损从齿根、齿中到齿尖依次增加。随着流动向下游发展，由于尾迹的快速掺混速度亏损被弥补，不同截面位置尾迹状态相同。

为清晰了解锯齿襟翼附近的涡结构特征，图 10 展示了  $R = 1000$  的 Liutex 涡结构云图，针对锯齿形成的流向涡用 Liutex\_x 进行染色(红色为正，逆时针旋转，蓝色为负，顺时针旋转)，与格尼襟翼相同，由于襟翼的阻挡作用在上游形成角涡，气体经过锯齿，在锯齿上产生附着涡，流经锯齿后在襟翼下游产生一对旋向相反的流向脱落涡。



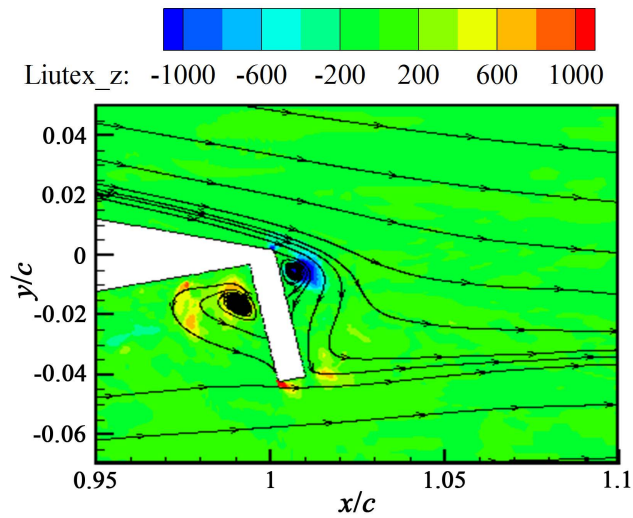


Figure 8. Mean flow field near the flaps  
图 8. 襟翼附近时均流场

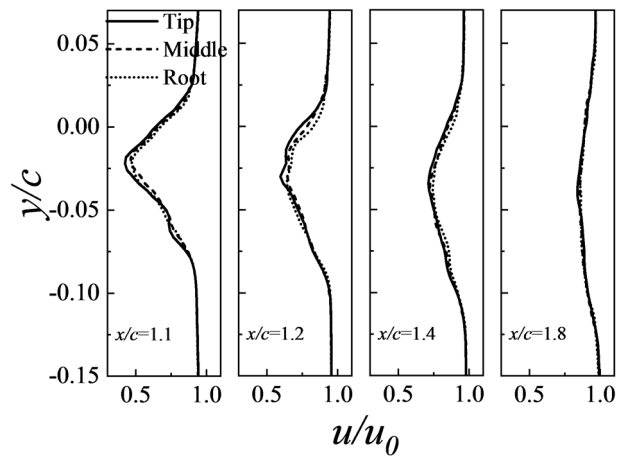


Figure 9. The wake velocity distribution of the serrated Gurneyflap on different sections  
图 9. 锯齿襟翼不同截面尾迹速度分布

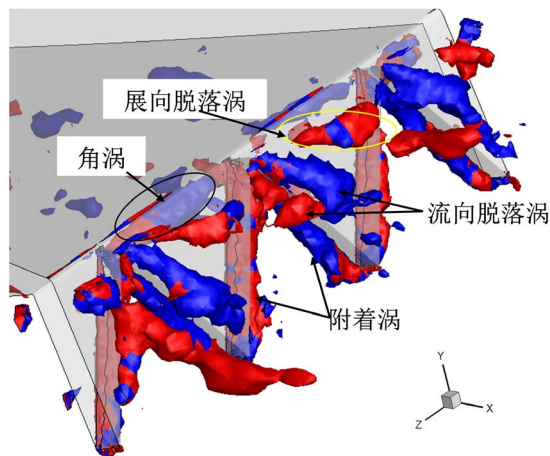


Figure 10. Characteristics of vortex structure around serrated Gurneyflap  
图 10. 锯齿襟翼附近涡结构特征

图 11 给出不同深度锯齿襟翼尾迹 Liutex 三维涡结构特征, 从图中可以看出, 随着开齿深度的增加, 涡核集中区域逐渐向襟翼附近前移, 提前进行涡掺混、耗散, 涡消散更快, 尾迹流动波动减弱, 同时也减弱了襟翼上游的角涡。

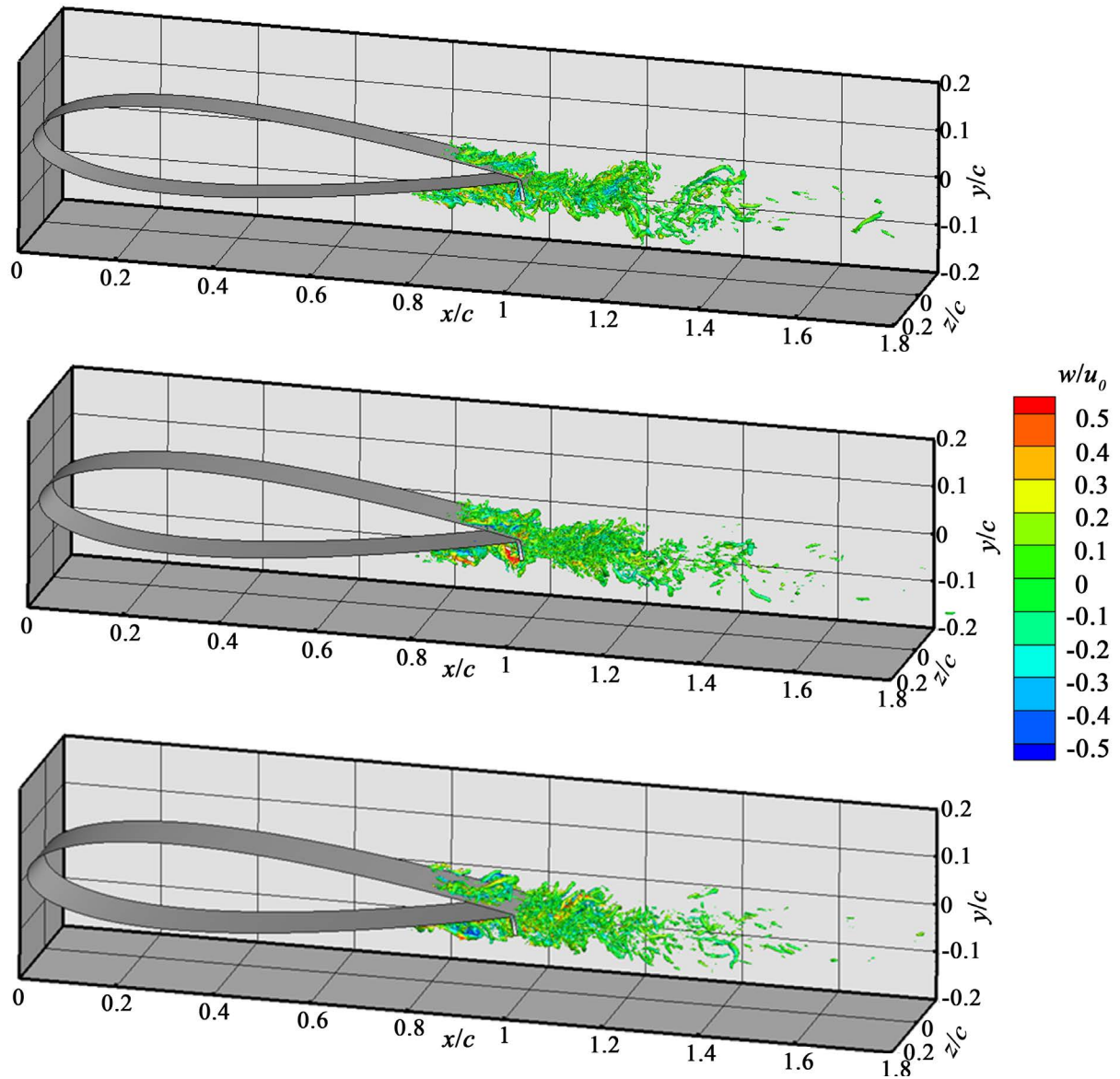


Figure 11. Liutex vortex structure of flaps with different serrated depths (from top to bottom, 0.6 h, 0.8 h, 1 h)

图 11. 不同深度锯齿襟翼尾迹 Liutex 涡结构(从上至下依次为 0.6 h、0.8 h、1 h)

## 5. 结论

本文通过数值模拟的方法研究了锯齿襟翼对 NACA0018 翼型气动性能影响及尾迹流场特征的变化情况, 并深入地探讨了襟翼的安装高度和锯齿襟翼的深度以及来流速度变化对翼型性能的影响, 得出以下结论: 锯齿襟翼角度对翼型气动性能影响较小; 随着锯齿深度的增加, 翼型升阻比降低; 随着入口雷诺数的增大, 翼型升力逐渐增加, 阻力逐渐降低, 但增大幅度有所减缓; 当格尼襟翼上开锯齿后, 原本格尼襟翼后交替脱落的管状涡结构, 由于气体从锯齿间隙通过并形成一对流向涡, 与格尼襟翼固有的脱落

涡掺混耗散, 形成破碎的小结构, 减弱尾迹流动不稳定性, 降低翼型阻力, 随着开齿深度的增加, 涡核集中区域逐渐向襟翼附近前移, 涡的掺混、消散更快。

## 参考文献

- [1] Anagnostopoulou, C., Kagemoto, H., Sao, K., *et al.* (2016) Concept Design and Dynamic Analyses of a Floating Vertical-Axis Wind Turbine: Case Study of Power Supply to Offshore Greek Islands. *Journal of Ocean Engineering and Marine Energy*, **2**, 85-104. <https://doi.org/10.1007/s40722-015-0034-2>
- [2] Wang, J.J., Li, Y.C. and Choi, K.S. (2008) Gurney Flap—Lift Enhancement, Mechanisms and Applications. *Progress in Aerospace Sciences*, **44**, 22-47. <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2007.10.001>
- [3] Lee, T. and Ko, L.S. (2009) PIV Investigation of Flowfield behind Perforated Gurney-Type Flaps. *Experiments in Fluids*, **46**, 1005-1019. <https://doi.org/10.1007/s00348-008-0606-1>
- [4] Meyer, R., Hage, W., Bechert, D.W., *et al.* (2006) Drag Reduction on Gurney Flaps by Three-Dimensional Modifications. *Journal of Aircraft*, **43**, 132-140. <https://doi.org/10.2514/1.14294>
- [5] Bechert, D.W., Meyer, R. and Hage, W. (2000) Drag Reduction of Airfoils with Miniflaps. Can We Learn from Dragonflies? *AIAA-Conference "Fluids 2000"*, Denver, 19-22 July 2000, 2315. <https://doi.org/10.2514/6.2000-2315>
- [6] Vijgen, P.M.H., Howard, F.G., Bushnell, D.M., Holmes, B.J., *et al.* (1992) Serrated Trailing Edge to Enhance Lift and Drag of Wing Surface: US7429516-N. 1992-02-17. <https://ntrs.nasa.gov/citations/19920012344>
- [7] 李亚臣, 王晋军, 张攀峰. 平板/锯齿型 Gurney 襟翼对 NACA0012 翼型增升实验研究[J]. 航空学报, 2003(2): 119-123.
- [8] 张惠, 赵宗德, 周广鑫, 等. 格尼襟翼对 DU93-W-210 翼型气动性能影响的实验研究[J]. 太阳能学报, 2017, 38(3): 601-606.
- [9] 沈遐龄, 万周迎, 高歌. 锯齿形格尼襟翼气动性能的实验研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2003(3): 202-204.
- [10] 韩成荣, 陈永艳, 田瑞, 等. 垂直轴风力机翼型优化研究[J]. 科技经济导刊, 2020, 714(16):16-18.
- [11] Schatz, M., Günther, B. and Thiele, F. (2004) Computational Modeling of the Unsteady Wake Behind Gurney-Flaps. *2nd AIAA Flow Control Conference*, Portland, 28 June-1 July 2004, 2417. <https://doi.org/10.2514/6.2004-2417>
- [12] Jing, W., Zhang, C., Wu, Z., *et al.* (2017) Numerical Study on Reduction of Aerodynamic Noise around an Airfoil with Biomimetic Structures. *Journal of Sound and Vibration*, **394**, 46-58. <https://doi.org/10.1016/j.jsv.2016.11.021>
- [13] Kamliya, J.H., Ai, Q. and Azarpeyvand, M. (2018) Aerodynamic and Aeroacoustic Performance of Airfoils Fitted with Morphing Trailing-Edges. *2018 AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, Atlanta, 25-29 June 2018, 2815. <https://doi.org/10.2514/6.2018-2815>
- [14] 黄乾. 基于大涡模拟的锯齿尾缘翼型流动分析及气动噪声预测[D]: [硕士学位论文]. 北京: 清华大学, 2015.
- [15] Liu, C.Q. (2018) Letter: Galilean Invariance of Rortex. *Physics of Fluids*, **30**, Article ID: 111701. <https://doi.org/10.1063/1.5058939>
- [16] Liu, C.Q., Gao, Y.S., Tian, S.L., *et al.* (2018) Rortex a New Vortex Vector Definition and Vorticity Tensor and Vector Decompositions. *Physics of Fluids*, **30**, Article ID: 035103. <https://doi.org/10.1063/1.5023001>
- [17] Liu, C.Q., Gao, Y.S., Dong, X.R., *et al.* (2019) Third Generation of Vortex Identification Methods: Omega and Licutex/Rortex Based Systems. *Journal of Hydrodynamics*, **31**, 205-233. <https://doi.org/10.1007/s42241-019-0022-4>
- [18] Gao, Y.S. and Liu, C.Q. (2018) Rortex and Comparison with Eigenvalue-Based Vortex Identification Criteria. *Physics of Fluids*, **30**, Article ID: 085107. <https://doi.org/10.1063/1.5040112>