

DOI:10.16356/j.1005-2615.2023.04.013

## 低雷诺数下翼型表面局部振动控制研究

金 周<sup>1</sup>, 夏天宇<sup>1</sup>, 董 昊<sup>1,2</sup>

(1. 南京航空航天大学航空学院, 南京 210016;

2. 南京航空航天大学航空航天结构力学及控制全国重点实验室, 南京 210016)

**摘要:** 数值模拟研究了  $Re=4\times 10^4$  时小迎角下表面局部振动激励对 SD8020 翼型气动特性的影响, 从时均化和非定常流动两个方面分析了频率和幅值两个振动激励参数对于翼型分离和转捩特性的作用。结果表明, 迎角  $2^\circ$  和  $3^\circ$  时局部振动激励能够有效对流场施加影响, 促进层流分离泡结构的转变, 改善翼型的气动性能。同时研究发现, 振动频率在不同迎角下对翼型气动特性和流场结构的影响规律类似, 频率  $f=32$  Hz 时气动性能提升最明显; 而随着振动幅值的增加, 层流分离泡长度减小且整体向前缘移动。进一步非定常分析表明, 迎角  $2^\circ$  和  $3^\circ$  时流场在同一振动激励参数下表现出相似的非定常涡演化过程, 弦向位置的压力脉动频率与振动激励频率一致, 此时流场的非定常流动特征由振动激励主导。

**关键词:** 低雷诺数; 层流分离泡; 局部振动; 流动控制; 非定常流动

中图分类号: V211

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2023)04-0676-10

## Investigation on Local Vibration Control of Airfoil at Low Reynolds Number

JIN Zhou<sup>1</sup>, XIA Tianyu<sup>1</sup>, DONG Hao<sup>1,2</sup>

(1. College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China; 2. State

Key Laboratory of Mechanics and Control for Aerospace Structures, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics,

Nanjing 210016, China)

**Abstract:** The effect of surface local vibration excitation on the aerodynamic characteristics of SD8020 airfoil under small angles of attack is studied by numerical simulation at  $Re=4\times 10^4$ . The influence of vibration frequency and amplitude on the flow characteristics of airfoil is studied from time averaged and unsteady aspects. The results show that local vibration at  $2^\circ$  and  $3^\circ$  can effectively affect flow field, promote the transformation of the laminar separation bubble structure and improve the aerodynamic performance of the airfoil. It is found that the effects of vibration frequency on aerodynamic characteristics and flow field structure of airfoil are similar under different angles of attack. When  $f=32$  Hz, the improvement of aerodynamic characteristic is the most effective. With the increase of the vibration amplitude, the separation bubble structure span becomes smaller and moves towards the leading edge. The further unsteady analysis shows that the evolution process of unsteady vortex presents the similar mode under the same control strategy. And pressure pulsation frequency at chordal position is consistent with the vibration excitation frequency. It can be found that the unsteady characteristics of the flow field are dominated by the vibration excitation under this research condition.

**Key words:** low Reynolds number; laminar separation bubble; local vibration; flow control; unsteady flow

收稿日期: 2022-11-25; 修订日期: 2023-03-23

通信作者: 董昊, 男, 教授, 博士生导师, E-mail: donghao@nuaa.edu.cn。

引用格式: 金周, 夏天宇, 董昊. 低雷诺数下翼型表面局部振动控制研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2023, 55(4): 676-685. JIN Zhou, XIA Tianyu, DONG Hao. Investigation on local vibration control of airfoil at low Reynolds number[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2023, 55(4): 676-685.

高空长航时飞行器飞行高度高,飞行速度低,雷诺数一般在 $10^6$ 以内,存在典型低雷诺数气动问题<sup>[1]</sup>,为相关飞行器的研究设计带来了困难。研究表明,低雷诺数条件下,对称翼型升力系数在 $0^\circ$ 迎角附近普遍存在非线性现象<sup>[2-3]</sup>,小迎角条件下对称翼型的升力线斜率普遍低于 $2\pi$ ,存在小平台甚至会出现负值。飞行器在这个迎角范围内会出现明显的升阻比下降以及操纵失控等问题。因此,开展对于翼型升力系数非线性等低雷诺数气动问题的研究对此类飞行器设计具有重要意义。

低雷诺数气动问题常与翼型表面流场的复杂流动相关,低雷诺数下翼型表面不同的流动结构会使翼型的气动特性产生巨大差异。针对低雷诺数小迎角条件下的升力非线性问题,文献[4]在对34种翼型进行风洞试验后,发现对称翼型在雷诺数 $4 \times 10^4$ 到 $1 \times 10^5$ 范围,小迎角(Angle of attack, AOA)范围内,升力系数都会出现非线性效应,表明这一非线性现象是普遍存在的,并认为这种效应是由层流分离泡(Laminar separation bubble, LSB)结构引起的。文献[5]研究了LSB对低雷诺数下翼型气动性能的影响,发现分离、转捩和边界层再附位置对于翼型性能影响尤为显著,他们指出正是由于LSB的存在导致光滑机翼低雷诺数条件下升阻性能急剧下降、气动特性急剧变坏。文献[6]用非定常数值模拟结合水洞PIV流动显示研究了小迎角下的非线性效应,认为后缘层流分离泡(Trailing-edge laminar separation bubble, T-LSB)和经典长层流分离泡(Long laminar separation bubble, L-LSB)之间的转变导致了这种非线性效应。因此,更好地了解LSB的特性对于避免LSB造成的飞行器性能下降至关重要。

为了改善LSB对飞行器气动性能的影响,研究者提出了各种流动控制方法,如研究较多的边界层抽吸气控制<sup>[7-8]</sup>、合成射流<sup>[9-10]</sup>等,但相关控制方法耗能较多且系统复杂,成本过高。近年来,随着柔性材料和压电纤维复合材料<sup>[11]</sup>的发展,许多学者开始研究一种通过蒙皮局部振动来进行流动控制的方法。与主流的控制手段相比,由于没有外部流体的增加或交换,能耗较低,局部振动是一种相对节能的控制手段。文献[12]在低雷诺数条件下研究了膜翼振动对其气动特性的影响,结果显示在大迎角状态下,薄膜机翼表面动态位移对机翼非定常流场有显著的影响,可延迟机翼失速,提高大迎角升力系数。文献[13]利用数值模拟的方法研究了局部柔性机翼在低雷诺数条件下的自激振动和气动特性,发现局部柔性机翼具有更大的升阻比。文献[14]采用直接数值模拟分析了翼型周期性表

面变形过程中的流动机理,结果显示,周期性的表面变形几乎可以消除分离,显著提高气动性能。文献[15]研究了E387翼型局部表面振动的流动控制问题,分析了分离涡和等效外形的变化,得到了控制效果与振幅、激励频率等激励参数之间的关系。文献[16]研究了翼面局部引入周期性正弦振动后的翼型气动特性变化规律,结果表明,通过适当的参数优化,局部主动变形能够改善翼型背风区的气动特性,起到增升减阻的作用。文献[17]对低雷诺数翼型局部振动做了深入研究,研究表明振动位置对翼型气动特性及流场结构有显著影响,振动表面位于翼型前缘附近或位于LSB中心位置时可有效控制翼型层流分离。

上述的研究表明机翼的局部振动能有效改善流场结构,但多集中于对机翼表面流动结构的控制以及对气动特性的影响,对不同结构类型LSB的影响机理和相应力学特性的差异还未给出合理的解释。因此,本文针对低雷诺数下翼型小迎角时升力线非线性等典型现象进行研究,利用数值模拟方法研究了表面局部振动激励的流动控制效果,从时均化和非定常流动的角度分析不同激励参数对不同类型分离泡的影响。

## 1 计算方法

### 1.1 数值方法

数值模拟采用Navier-Stokes方程组进行计算,其守恒积分形式如下

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V \mathbf{Q} dV + \oint_S \mathbf{F} \cdot \mathbf{n} dS = 0 \quad (1)$$

式中: $\mathbf{Q}$ 为守恒向量; $S$ 为控制体 $V$ 所有表面 $S$ 的集合; $\mathbf{F}$ 为通过控制体的 $S$ 面上的通量; $\mathbf{n}$ 为 $S$ 面的单位外法向矢量。无黏项、黏性项的空间离散方法分别为二阶迎风Roe格式及二阶中心差分方法。湍流模型采用剪应力传输转捩模型(Transition shear stress transfer, Transition SST)。Transition SST模型由局部转捩动量厚度雷诺数 $Re_\theta$ 的运输方程和间歇因子的运输方程组成。后由Menter等根据Van Driest等<sup>[18]</sup>提出的涡量雷诺数 $Re_\omega$ ,引入涡量雷诺数 $Re_\omega$ 并将两个雷诺数进行关联。在以往研究中,结合试验数据对比,Transition SST模型可以很好的预测流动转捩过程,因此该模型在工程领域中应用广泛。

本文采用非定常瞬态计算,物理时间步长选择为 $2 \times 10^{-4}$ s,以使计算能够捕捉整个非定常过程。计算模型的弦长 $c$ 为0.2m,雷诺数为 $4 \times 10^4$ (基于弦长 $c$ ),外部边界条件为压力远场,物面边界为无滑

移壁面,气体条件为理想气体,自由流湍流度为0.1%。计算所用二维翼型模型采用SD8020翼型,计算网格模型采用C型网格,网格前后远场为10倍和20倍弦长(图1),物面网格第一层高度为 $1 \times 10^{-4} \text{m}$ , $y+$ 值约为1,并在翼型前后缘及局部振动区域对网格进行加密。网格无关性验证采用3套网格,网格数分别为43 226、88 496和173 306。经验证中等网格数时已满足网格收敛性要求,故采用网格数88 496的网格模型进行计算。算例验证参考了 $Re=4 \times 10^4$ 的风洞实验结果<sup>[4]</sup>,后文结果对比显示出计算结果与实验结果基本吻合,验证了数值方法的可靠性。

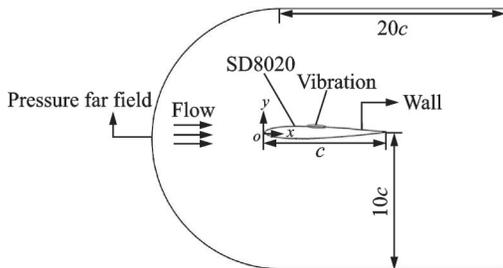


图1 原始网格划分示意图

Fig.1 Schematic diagram of original grid division

## 1.2 网格变形

计算采用基于扩散光滑的动网格技术以模拟翼面局部振动的真实物理状态。扩散光滑是Fluent提供的除弹簧光滑外一种常用的网格光滑方法,其基本原理是通过求解扩散方程(2)来设置网格的节点位置的。

$$\nabla \cdot (\gamma \nabla \mathbf{u}) = 0 \quad (2)$$

式中: $\mathbf{u}$ 为网格的运动速度; $\gamma$ 为扩散系数。求解出运动速度后,可以很容易获得网格节点在下一个时间步长的位置

$$\mathbf{x}_{\text{new}} = \mathbf{x}_{\text{old}} + \mathbf{u} \Delta t \quad (3)$$

式中 $\mathbf{x}_{\text{old}}$ 为前一个时间步长的位置。扩散光滑计算量较大,但通常能够获得较好的网格质量,同时其所允许的运动幅度较大。

翼型表面局部振动通过用户自定义函数(User-defined function, UDF)实现,将振动位置设置在翼型上表面距前缘 $0.4c \sim 0.5c$ 区域,振动形式为周期性正弦曲线运动,振动具体表现形式如图2所示,振动位移表达式为

$$\Delta y = A \sin(2\pi f(t - t_0)) \sin \frac{\pi(x - x_0)}{L} \quad (4)$$

式中: $\Delta y$ 为垂直弦向的位移量; $A$ 为振动振幅; $f$ 为振动频率; $L$ 为振动位置弦向长度; $x$ 为网格节点的弦向位置; $x_0$ 为振动起始位置。

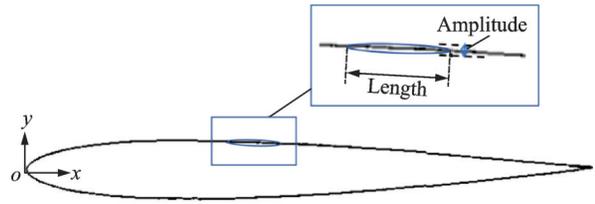


图2 局部振动模型示意图

Fig.2 Schematic diagram of local vibration model

## 2 结果与讨论

### 2.1 振动效果分析

为了分析振动对翼型气动特性的影响,选择了振动激励参数为频率 $f=32 \text{ Hz}$ ,振幅 $A=0.001c$ 的状态进行研究,图3为无振动翼型与施加振动翼型的平均升力系数 $C_L$ 对比图。未施加控制状态下,迎角由 $2^\circ$ 增加到 $3^\circ$ 时,翼型的升力系数出现突然增长。随迎角继续增加,升力系数逐渐呈线性增长,为典型的小迎角下的的升力线非线性现象,而施加振动控制后,翼型在迎角 $0^\circ \sim 3^\circ$ 范围内的升力系数有较大提高,原有的升力线非线性现象得到改善。

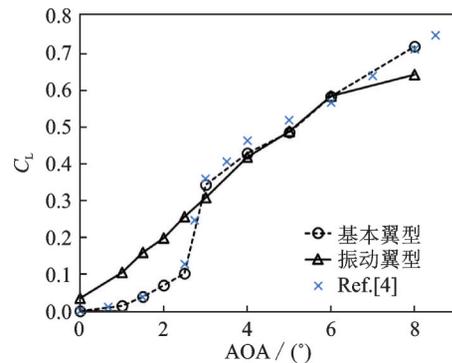


图3 基本翼型与振动翼型平均升力系数对比

Fig.3 Comparison of average lift coefficients of basic airfoil and vibrating airfoil

图4(a)为迎角 $2^\circ$ 时振动施加前后的翼型表面平均压力系数 $C_p$ 对比图,施加振动前,距前缘 $0.48c$ 位置存在压力系数的交错点,压力系数的变化较为平缓;而施加振动后,翼型前缘开始上下翼面压力系数范围扩大,同时翼型中段上下翼面压力系数线交错点消失,翼型从前缘到后缘下翼面压力系数均大于上翼面,产生的升力与无振动翼型相比有所增长。

迎角 $3^\circ$ 时振动施加前后的翼型表面平均压力系数对比如图4(b)所示。迎角由 $2^\circ$ 增大至 $3^\circ$ 时,压力分布存在较明显的平台区,这种平台压力分布的特征与分离泡结构的存在有很大关联<sup>[19]</sup>。施加振动后,翼型前缘至中段压力系数无明显变化,而翼

型后缘上表面压力系数与未振动翼型相比有所增加,升力系数有所下降,但升力系数依旧保持线性增长。

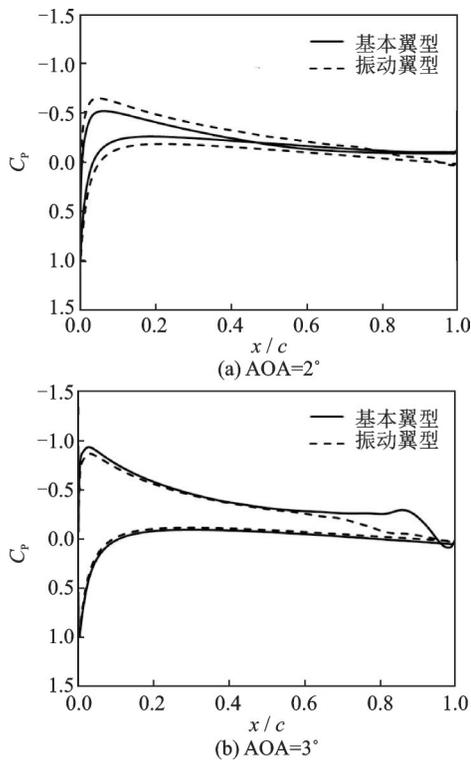


图 4 基本翼型与振动翼型时均化表面压力分布对比  
Fig.4 Comparison of pressure distribution on the surface of the basic airfoil and vibrating airfoil

对比有/无振动激励时的翼型流场结构可以看到:迎角 2°时(图 5(a)),此时流动在分离后不重新附着在翼型表面,时均化后的主涡总是停留在翼型后缘附近,对应的此时翼型后半段的流动较为稳

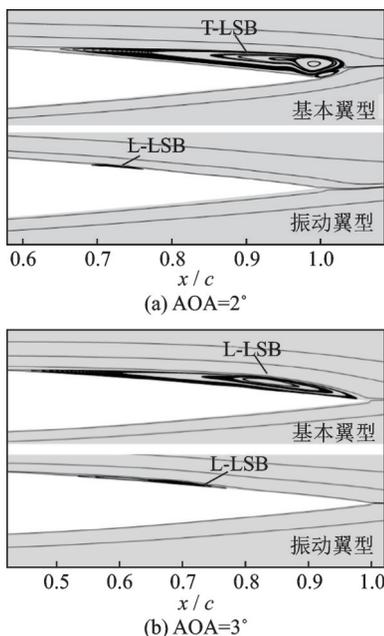


图 5 基本翼型与振动翼型时均化流场对比  
Fig.5 Comparison of time-averaged flow field between basic airfoil and vibrating airfoil

定,压力系数的变化较平缓,这种位于后缘的纺锤形分离泡被称为后缘层流分离泡(T-LSB);施加振动后,T-LSB消失,在距翼型前缘 0.7c~0.8c 范围出现新的分离泡结构,此时流场结构由原来的 T-LSB 结构转变为 L-LSB 结构。当迎角为 3°(图 5(b)),无振动状态翼型的分离泡结构发生变化,分离点由距前缘 0.58c 向翼型前缘移动至 0.45c,时均化再附点出现于后缘位置,同时存在主涡以及诱导二次涡结构,但后缘位置不再有气流向上卷起,流动结构为经典 L-LSB 结构;在施加振动后,可以观察到层流分离得到抑制,流场仍为 L-LSB 结构,但分离泡的长度与高度都明显减小,这与文献[20]结论一致。

2.2 振动参数影响

2.2.1 振动频率影响

进一步研究振动频率对气动特性及流场结构的影响,选取了 5 个不同振动频率(参考了自然涡脱频率  $f_0$ ) 作为变化参数进行研究,振幅统一为 0.001c。表 1、2 分别为迎角为 2°和 3°时的气动力系数对比,迎角 2°时施加振动控制能够有效提高翼型的升力系数和升阻比,随着振动频率的增加,效果有所提升,频率为 32 Hz 时的振动控制效果最好,升力系数提升了 202.7%,升阻比提升了 237.1%。之后随频率继续增加,控制效果逐渐减弱,当频率增加到 128 Hz 时,控制效果几乎消失,而迎角 3°时施加振动控制的效果不及迎角 2°状态,特别是随着振动频率的增加,气动性能反而出现下降。

表 1 AOA=2°不同振动频率升阻系数对比

Table 1 Comparison of lift and drag coefficients under different vibration frequencies at AOA=2°

$f/\text{Hz}$	$C_L$	$C_D$	$C_L / C_D$
0	0.067 1	0.022 1	3.033 2
16	0.199 7	0.020 7	9.654 7
32	0.203 0	0.019 9	10.226 2
48	0.194 4	0.019 9	9.789 4
64	0.127 2	0.020 4	6.241 9
128	0.065 0	0.021 3	3.053 3

表 2 AOA=3°不同振动频率升阻系数对比

Table 2 Comparison of lift and drag coefficients under different vibration frequencies at AOA=3°

$f/\text{Hz}$	$C_L$	$C_D$	$C_L / C_D$
0	0.397 0	0.024 1	16.452 6
16	0.199 7	0.020 7	9.654 7
32	0.308 6	0.021 0	14.716 9
48	0.192 4	0.020 0	9.638 2
64	0.123 8	0.020 4	6.075 3
128	0.059 0	0.021 9	2.693 0

图6、7分别给出了无振动翼型与施加不同振动频率振动翼型的表面平均压力系数 $C_p$ 分布和时均流场 $\bar{u}$ 对比。迎角为 $2^\circ$ 时,基本翼型后缘为典型的后缘分离泡结构,而施加不同频率振动后,流场的变化也不同,当振动频率为32 Hz时,翼型后缘不再有主涡和分离涡结构,后缘分离泡消失,流场结构由T-LSB转变为L-LSB结构,对应翼型表面

压力分布,前缘吸力峰峰值增加,对应升力系数提升最大的状态;振动频率为64 Hz时,翼型后缘存在完整的主涡,由下表面卷起的分离涡消失,流场仍为T-LSB结构,但分离泡大小有所减小;当频率继续增加,后缘存在完整的主涡和卷起的分离涡结构,此时流场与基本翼型下的T-LSB结构几乎保持一致,对应升力系数也没有明显变化。

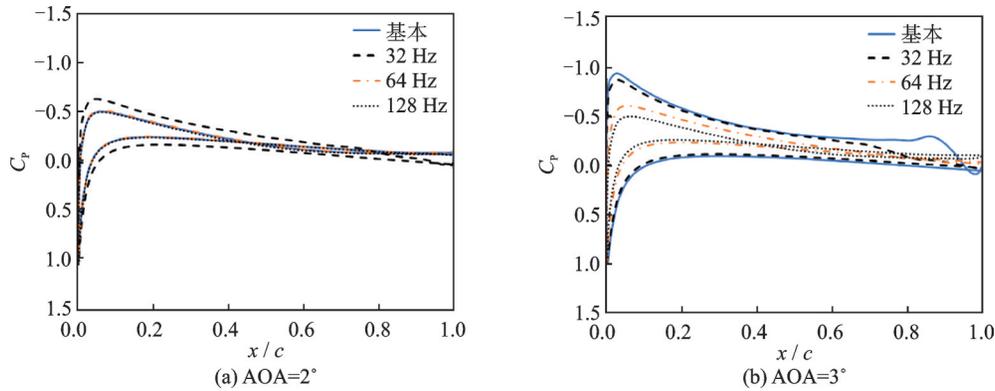


图6 不同振动频率时均化翼型表面压力分布

Fig.6 Time-averaged pressure distribution on airfoil surface under different vibration frequencies

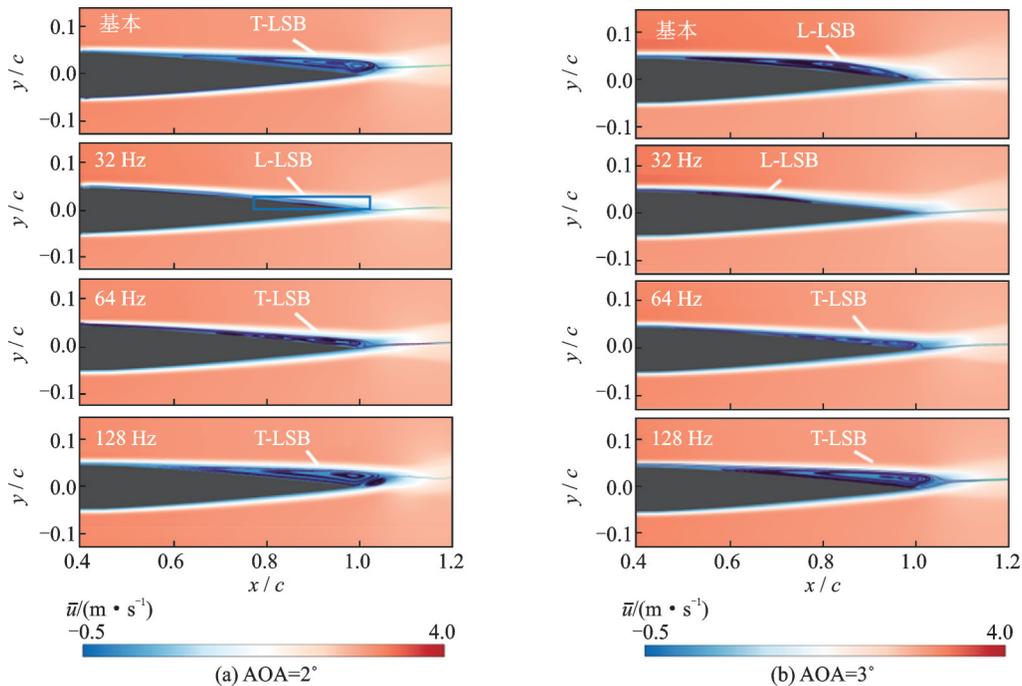


图7 不同振动频率时均化速度场

Fig.7 Time-averaged velocity field under different vibration frequencies

迎角为 $3^\circ$ 时,分析不同频率振动下的压力分布与流场,基本翼型的流场为经典L-LSB结构,压力系数分布表现为前缘的吸力峰明显,同时上表面出现一个典型平台区,对应此时升力系数显著增加,当振动频率为32 Hz时,流场依旧保持L-LSB结构,但分离泡尺寸和长度减小,压力分布的平台区也有所减小,当频率增加到64 Hz及以上时,流场由L-LSB转变为类似基本翼型T-LSB的结构,对应压力分布前缘吸力峰减小,平台区消失,故升力

系数反而下降,升阻特性变差。

### 2.2.2 振动幅值影响

针对不同振动幅值对气动特性及流场结构的影响效果,选取了振幅 $0.0005c$ 、 $0.001c$ 和 $0.005c$ 作为研究变量,振动频率固定为32 Hz,此处振动幅值的选择参考了边界层厚度 $\delta$ (经估算基本翼型 $\delta \approx 0.02c$ ,选择了边界层厚度的小一个量级作为振动幅值)。

表3、4分别为迎角为 $2^\circ$ 和 $3^\circ$ 时的气动力系数

对比,当振动幅值为  $0.0005c$  和  $0.001c$  时效果较好,升力系数与升阻比均有较大提升,之后随着幅值的增加,控制效果逐渐减弱,此时升力开始下降,阻力开始上升;而迎角  $3^\circ$  时施加振动控制的效果不及迎角  $2^\circ$  状态,不同振动幅值的控制效果均不明显,同时阻力系数  $C_D$  与升力系数都有一定程度的减小。

无振动翼型与施加不同振动幅值振动翼型的表面平均压力系数分布和时均流场的对比如图 8、9 所示,迎角为  $2^\circ$  时,基本翼型为典型的 T-LSB 结构,在施加不同幅值振动后,时均流场的变化较为相似,随着振动施加,翼型后缘不再有主涡和分离涡结构,后缘分离泡消失,流场结构由 T-LSB 转变为经典 L-LSB 结构,对应翼型表面压力分布,前缘吸力峰峰值增加,这也是此时升力系数增加的原因所在。而迎角为  $3^\circ$  时,随着振动幅值增加,流场依旧保持 L-LSB 结构,但分离泡尺寸和长度减小,压力分布前缘吸力峰减小,压力分布的

平台区也有所减小,直至基本消失,下游的压力快速恢复,故升力系数有所减小。

表 3 AOA= $2^\circ$ 不同振动幅值升阻系数对比

Table 3 Comparison of lift and drag coefficients under different vibration amplitudes at AOA= $2^\circ$

$A/c$	$C_L$	$C_D$	$C_L / C_D$
0	0.067 1	0.022 1	3.033 2
0.000 5	0.208 9	0.020 3	10.289 7
0.001	0.203 0	0.019 9	10.226 2
0.005	0.194 1	0.020 4	9.519 1

表 4 AOA= $3^\circ$ 不同振动幅值升阻系数对比

Table 4 Comparison of lift and drag coefficients under different vibration amplitudes at AOA= $3^\circ$

$A/c$	$C_L$	$C_D$	$C_L / C_D$
0	0.397 0	0.024 1	16.452 6
0.000 5	0.203 1	0.020 3	10.000 4
0.001	0.308 6	0.021 0	14.716 9
0.005	0.191 2	0.020 3	9.408 7

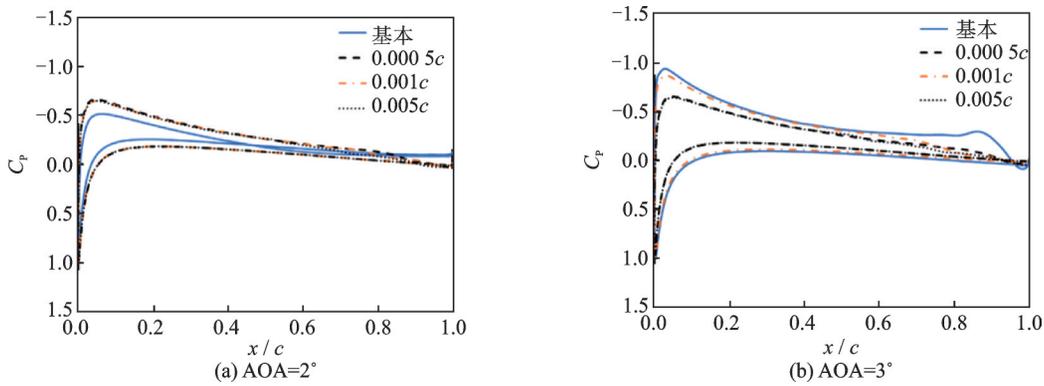


图 8 不同振动幅值时均化翼型表面压力分布

Fig.8 Time-averaged pressure distribution on airfoil surface under different vibration amplitudes

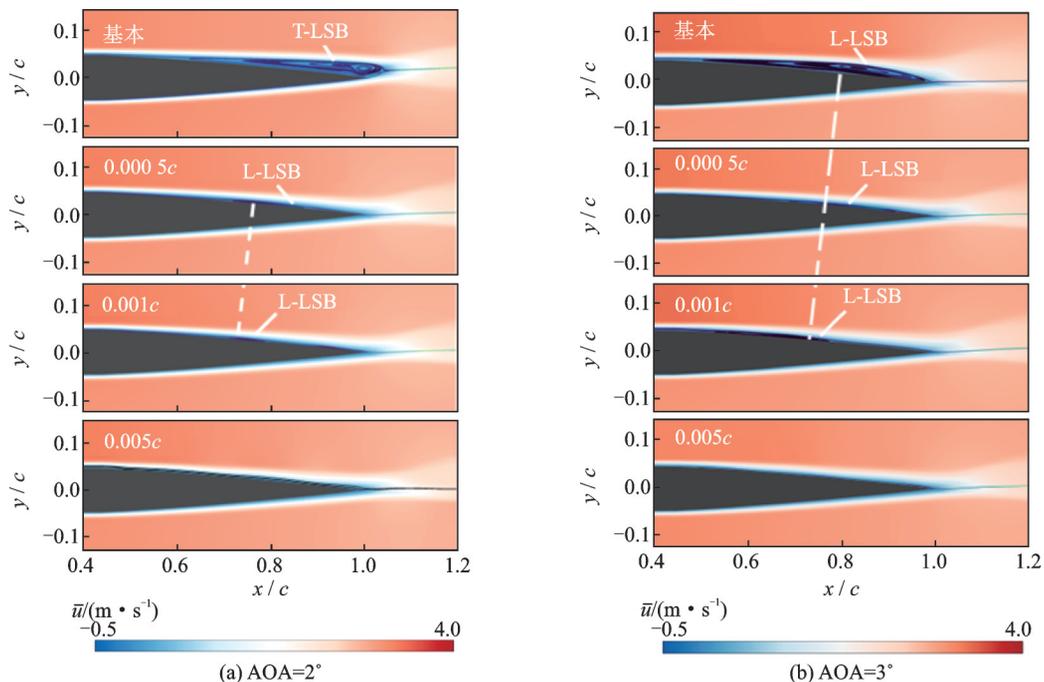


图 9 不同振动幅值时均化速度场

Fig.9 Time-averaged velocity field under different vibration amplitudes

表5、6给出了迎角为 $2^\circ$ 和 $3^\circ$ 下不同振幅的分离点与再附点位置,随着振幅的增加,分离泡分离位置提前,分离点与再附点之间的距离减小,因此分离泡整体长度变小,并向前缘移动,这与文献[21]提到的随强迫扰动幅度的增加,转捩和再附之间的距离减小的结论相一致。

表5 AOA= $2^\circ$ 不同振动幅值分离点与再附点位置

Table 5 Positions of separation point and reattachment point under different vibration amplitudes at AOA= $2^\circ$

A/c	分离点位置/c	再附点位置/c	分离泡长度/c
0	0.521 6	无明显再附	
0.000 5	0.645 5	0.936 8	0.291 3
0.001	0.703 1	0.807 9	0.104 8
0.005	无明显分离	无明显再附	

表6 AOA= $3^\circ$ 不同振动幅值分离点与再附点位置

Table 6 Positions of separation point and reattachment point under different vibration amplitudes at AOA= $3^\circ$

A/c	分离点位置/c	再附点位置/c	分离泡长度/c
0	0.395 0	0.985 3	0.590 3
0.000 5	0.648 4	0.926 7	0.278 3
0.001	0.505 1	0.770 5	0.265 4
0.005	无明显分离	无明显再附	

### 2.3 流动机理分析

通过分析气动力和时均化流场结构研究了不同振动参数对小迎角下翼型分离转捩特性的影响,进一步以非定常流场为对象,研究不同状态下非定常流场,分析振动激励的作用机理。图10是迎角 $2^\circ$ 时一个脉动周期内不同时刻的非定常流场结构,非定常流场结构与时均化T-LSB形态接近,整体形态呈现为“手杖”形状。单个周期内,流场的分离点位置几乎不变,分离区内形成了一个“空腔”,分离剪切层的涡结构卷起和脱落集中在翼型后缘处。对LSB内部( $x/c=0.6\sim 0.9$ )的壁面脉动压力 $C_p$ 进行分析,如图11所示。结果表明,各弦向位置的脉动压力系数均在零值附近小幅波动,可近似认为该“空腔”结构内部压力恒定且流动极为缓慢,整个区域的结构稳定,这符合稳定型T-LSB的流动特点。

图12给出了迎角 $2^\circ$ 时施加振动( $f=32\text{ Hz}$ ,  $A=0.001c$ )后的非定常流场变化。可以看到,单个周期内分离涡脱落的频率与振动频率一致。在 $\frac{1}{5}T\sim\frac{3}{5}T$ 时刻,从上游分离剪切层形成的前导涡V1和上游涡V2同时向下游移动,且其对流速度保持一致,在 $\frac{4}{5}T\sim\frac{5}{5}T$ 时刻,V1和V2继续向下游移

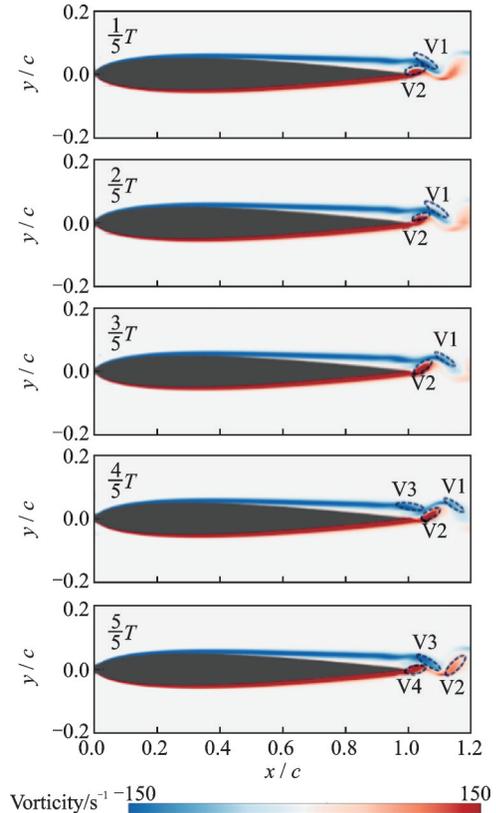


图10 AOA= $2^\circ$ 基本状态一个脉动周期内不同时刻的非定常流场变化

Fig.10 Unsteady flow field changes at different times in a pulsating period under basic state at AOA= $2^\circ$

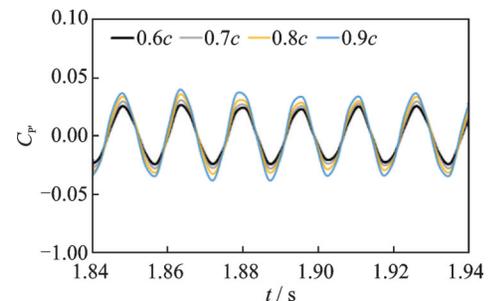


图11 AOA= $2^\circ$ 基本状态不同弦向位置脉动压力

Fig.11 Fluctuating pressure at different chordal positions under basic state at AOA= $2^\circ$

动,此时前导涡V1移动至后缘位置,逐渐脱落形成分离涡。对比分析壁面脉动压力 $C_p$ (图13), $x/c=0.9$ 时压力脉动幅值迅速增大,结合线性稳定性理论来看,此处为转捩后期特征,扰动经前期发展在 $x/c=0.9$ 处达到峰值,随后平均流动开始发生再附,振幅逐渐减小,与L-LSB结构相对应。

迎角 $3^\circ$ 状态下一个脉动周期内不同时刻的非定常流场结构如图14所示。与 $2^\circ$ 状态相比,该状态呈现强烈的非稳态特性。 $\frac{1}{5}T\sim\frac{2}{5}T$ 时刻,层流分离涡层在靠近壁面的二次涡作用下形成前导涡V1

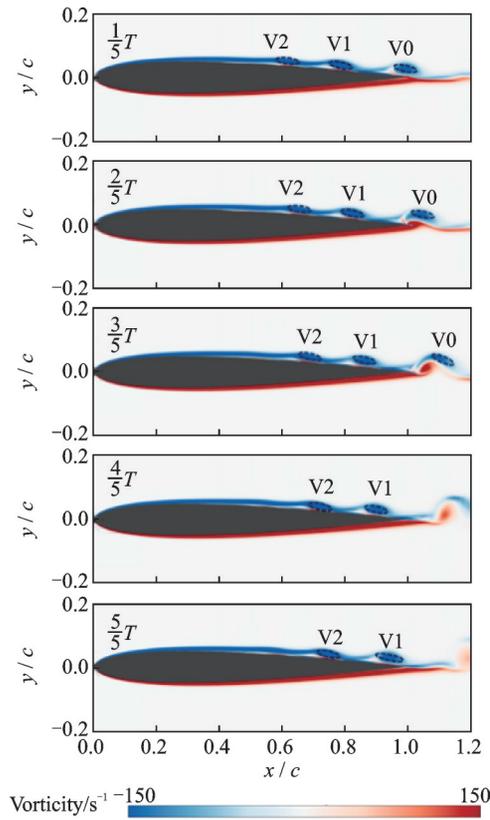


图 12 AOA=2°振动状态一个脉动周期内不同时刻的非定常流场变化

Fig.12 Unsteady flow field changes at different times in a pulsating period under vibrating state at AOA=2°

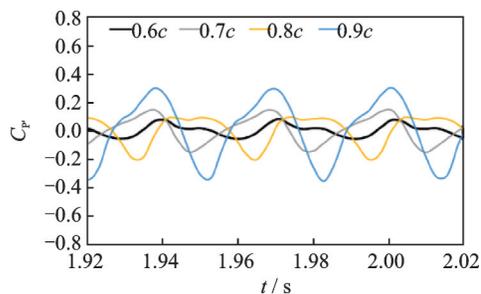


图 13 AOA=2°振动状态不同弦向位置脉动压力

Fig.13 Fluctuating pressure at different chordal positions under vibrating state at AOA=2°

和上游涡 V2,并向下游移动。在  $\frac{3}{5}T$  时刻, 涡 V2 追上涡 V1,此后两涡开始顺时针缠绕,最终合并为较强的涡 V0( $\frac{4}{5}T \sim \frac{5}{5}T$ )。两个较弱的涡融合对并为较强的涡 V0,对后续新生成的前导涡 V1 产生影响,减缓新生成前导涡 V1 的移动速度,使新的涡融合对并,后继续发展形成一个完整周期。进一步壁面脉动压力(图 15)的分析结果表明,在  $x/c=0.8 \sim 0.9$  范围内,两涡融合对并过程中,脉动压力幅值急剧增大,结合线性稳定性理论分析,符合线性稳定性理论中扰动呈指数放大的规律,与长层流分离泡中的流动转捩过程对应。

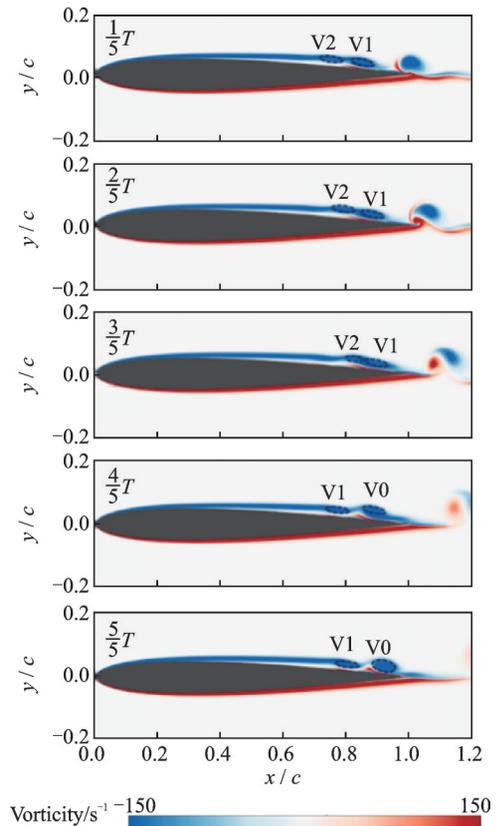


图 14 AOA=3°基本状态一个脉动周期内不同时刻的非定常流场变化

Fig.14 Unsteady flow field changes at different times in a pulsating period under basic state at AOA=3°

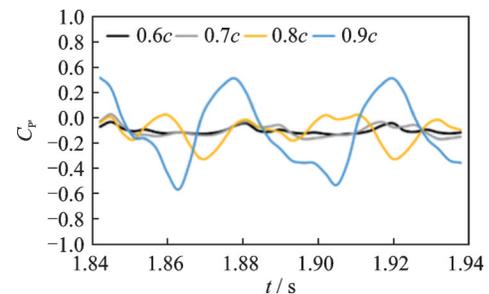


图 15 AOA=3°基本状态不同弦向位置脉动压力

Fig.15 Fluctuating pressure at different chordal positions under basic state at AOA=3°

图 16 给出了迎角 3°状态下施加振动激励( $f=32 \text{ Hz}, A=0.001c$ )后的不同时刻非定常流场结构。与迎角 2°施加振动激励时流动特征类似,涡脱频率与振动频率保持一致。运动在一个脉动周期内表现为上游涡 V2 与前导涡 V1 向下游移动发展并逐渐脱落,随后有新的前导涡形成并向下游运动,形成一个完整的周期过程,同时壁面脉动压力(图 17)的脉动特性也与迎角 2°振动状态相似,各位置脉动频率均为 32 Hz,与振动激励频率相同,非定常涡的演化过程也高度一致,可以认为此时流场的非定常特性受振动激励影响,且该影响在非定常涡演化过程中起主导作用。

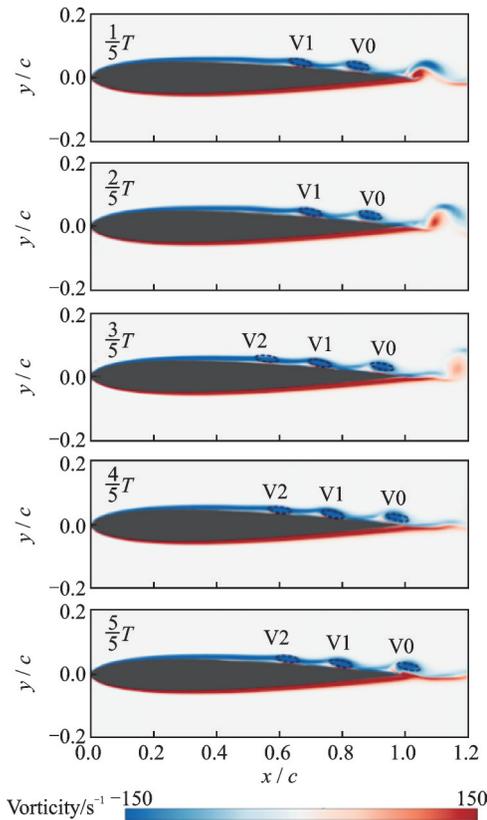


图16 AOA=3°振动状态一个脉动周期内不同时刻的非定常流场变化

Fig.16 Unsteady flow field changes at different times in a pulsating period under vibrating state at AOA=3°

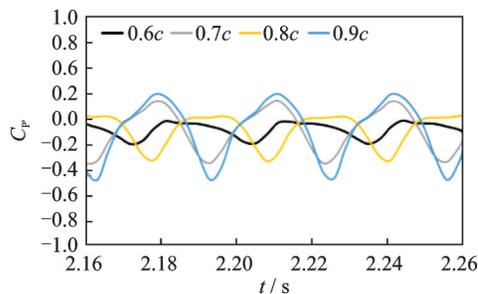


图17 AOA=3°振动状态不同弦向位置脉动压力

Fig.17 Fluctuating pressure at different chordal positions under vibrating state at AOA=3°

### 3 结 论

本文通过数值模拟研究了  $Re=4 \times 10^4$  时小迎角下表面局部振动激励对 SD8020 翼型气动特性的影响。结果表明,翼型表面的局部激励可以对翼型流场产生影响,改变翼型上表面压力分布,促进层流分离泡结构的转变,提高翼型的气动性能,改善低雷诺数下翼型小迎角时的升力非线性现象。

迎角 2° 时振动激励促进了流场由后缘层流分离泡向长层流分离泡结构转变,在  $f=32$  Hz 时控制效果最好,而频率超过一定界限 ( $f \geq 64$  Hz) 之后,控制效果开始下降;而迎角为 3° 时振动激励的

影响规律与 2° 时一致,相同振动参数会导致流场转变为相似的结构,抑制了原本的分流泡结构,翼型气动性能下降。进一步研究了振动幅值的影响,随振动幅值增加,分离泡整体尺寸和长度变小,并向前缘移动。

非定常分析表明,迎角 2° 时分离剪切层的涡结构卷起和脱落都集中在翼型后缘处,而迎角 3° 状态呈现强烈的非稳态特性,与层流分离泡的分离转捩过程对应。施加振动后,在同一振动激励参数下表现出相似的非定常流动过程,不同弦向位置压力脉动频率与振动激励频率保持一致,流场原本的非定常流态被抑制,此时流场的非定常特征由振动激励主导。

#### 参考文献:

- [1] MUELLER T J, BATIL S M. Experimental studies of separation on a two-dimensional airfoil at low Reynolds numbers[J]. AIAA Journal, 1982, 20(4): 457-463.
- [2] 朱志斌, 刘强, 白鹏. 低雷诺数翼型层流分离现象大涡模拟方法[J]. 空气动力学学报, 2019, 37(6): 915-923. ZHU Zhibin, LIU Qiang, BAI Peng. Large eddy simulation method for the laminar separation phenomenon on low Reynolds number airfoils[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2019, 37(6): 915-923.
- [3] XIA T, DONG H, YANG L, et al. Investigation on flow structure and aerodynamic characteristics over an airfoil at low Reynolds number—A review[J]. AIP Advances, 2021, 11(5): 050701.
- [4] SELIG M S, LYON C A, GIGUERE P, et al. Summary of low-speed airfoil data[J]. Soar Technology Publications, 1995, 2: 230-232.
- [5] MUELLER T J, DELAURIER D. Aerodynamics of small vehicles[J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 2003, 35(1): 89-111.
- [6] BAI P, LI F, ZHAN H, et al. Study about the non-linear and unsteady laminar separation phenomena around the airfoil at low Reynolds number with low incidence[J]. Scientia Sinica Physica, Mechanica & Astronomica, 2015, 45(2): 024703.
- [7] 张志勇, 王团团, 陈志华, 等. 低雷诺数下吹吸气射流对 NACA0012 翼型气动性能的影响[J]. 空气动力学学报, 2020, 38(1): 58-65. ZHANG Zhiyong, WANG Tuantuan, CHEN Zhihua, et al. The effect of blowing/suction jet on the aerodynamic performance of airfoil NACA0012 at low Reynolds number[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2020, 38(1): 58-65.
- [8] WANG L, FENG L H, LIANG Y, et al. Vortex control strategy for unsteady aerodynamic optimization of a plunging airfoil at a low Reynolds number[J].

- Physics of Fluids, 2021, 33(11): 117110.
- [9] CAO S, LI Y, ZHANG J, et al. Lagrangian analysis of mass transport and its influence on the lift enhancement in a flow over the airfoil with a synthetic jet[J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 86: 11-20.
- [10] CHEN H, ZHOU L, MENG X. Aerodynamic characteristics and plasma flow control of static hysteresis over an airfoil at low Reynolds numbers[C]//Proceedings of the 2018 9th Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology (APISAT 2018). Singapore:Springer, 2019.
- [11] 裘进浩,季宏丽,徐志伟,等.智能材料与结构及其在智能飞行器中的应用[J].南京航空航天大学学报, 2022,54(5): 867-888.
- QIU Jinhao, JI Hongli, XU Zhiwei, et al. Smart materials and structures and their applications on smart aircraft[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2022, 54(5): 867-888.
- [12] GORDNIER R E. High fidelity computational simulation of a membrane wing airfoil[J]. Journal of Fluids and Structures, 2009, 25(5): 897-917.
- [13] KANG W, LEI P, ZHANG J, et al. Effects of local oscillation of airfoil surface on lift enhancement at low Reynolds number[J]. Journal of Fluids and Structures, 2015, 57: 49-65.
- [14] JONES G, SANTER M, PAPADAKIS G. Control of low Reynolds number flow around an airfoil using periodic surface morphing: A numerical study[J]. Journal of Fluids and Structures, 2018, 76: 95-115.
- [15] LEI J, ZHANG J, NIU J. Effect of active oscillation of local surface on the performance of low Reynolds number airfoil[J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 99: 105774.
- [16] 裘进浩,李大伟,聂瑞,等.增加翼型升力的局部振动流动控制技术[J].南京航空航天大学学报,2012,44(5): 638-644.
- QIU Jinhao, LI Dawei, NIE Rui, et al. Vibration flow control technology for increasing lift of airfoil[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2012, 44(5): 638-644.
- [17] 李冠雄,马东立,杨穆清,等.低雷诺数翼型局部振动非定常气动特性[J].航空学报,2018,39(1): 118-130.
- LI Guanxiong, MA Dongli, YANG Muqing, et al. Unsteady aerodynamic characteristics of airfoil with local oscillation at low Reynolds number[J]. Acta Astronautica Sinica,2018, 39(1): 118-130.
- [18] VAN DRIEST E R, BLUMER C B. Boundary layer transition-freestream turbulence and pressure gradient effects[J]. AIAA Journal, 1963, 1(6): 1303-1306.
- [19] YARUSEVYCH S, SULLIVAN P E, KAWALL J G. On vortex shedding from an airfoil in low-Reynolds-number flows[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2009, 632: 245-271.
- [20] XIA T, DONG H, WU J, et al. The nonlinear lift coefficient characteristics and active flow control of a symmetrical airfoil at a low Reynolds number[J]. Physics of Fluids, 2022, 34(11): 113602.
- [21] MARXEN O, HENNINGSON D S. The effect of small-amplitude convective disturbances on the size and bursting of a laminar separation bubble[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2011, 671: 1-33.

(编辑:孙静)