

涡激振动小圆柱对翼型气动力影响的数值研究

陈东阳^{1,2,3}, 徐瑞⁴, 张祥⁵, 张启发⁵, 芮筱亭⁶

(1. 西北工业大学海洋研究院, 江苏苏州 215000; 2. 浙江金马逊智能制造股份有限公司, 浙江丽水 321403; 3. 西北工业大学深圳研究院, 广东深圳 518063; 4. 扬州大学电气与能源动力工程学院, 江苏扬州 225100; 5. 海油发展珠海管道工程有限公司, 广东珠海 519050; 6. 南京理工大学发射动力学研究所, 江苏南京 210094)

摘要:在大攻角来流时,翼型吸力面气流常产生流动分离现象,使翼型气动性能恶化。针对大攻角情况下的流动分离现象,本文在翼型前缘加入控制柱,通过数值仿真探究发生涡激振动的小圆柱对于翼型气动力的影响。基于计算流体力学、结构动力学和嵌套网格技术,本文建立了二维流固耦合模型。以NACA0012翼型为例,对翼型前缘设置涡激振动圆柱的流场情况进行模拟,并且对比了静止圆柱与振动圆柱情况下的流场变化。通过流线图和涡量云图分析了小圆柱流动控制的机理。仿真结果表明:设置静止小圆柱可以提高大攻角下的翼型升阻比,使小圆柱产生涡激振动之后,能够进一步有效地提高大攻角下的翼型升阻比50%以上。涡激振动小圆柱的引入在大攻角条件下对提升翼型升阻比具有显著效果,为改善翼型气动性能提供了一种有效的流动控制手段。

关键词:数值模拟; 流动分离; 涡激振动; 计算流体力学; 翼型; 结构动力学; 柱体; 嵌套网格

DOI: 10.11990/jheu.202207037

网络出版地址: <https://link.cnki.net/kcms/detail/23.1390.U.20240219.1204.002>

中图分类号: O353.1 **文献标志码:** A **文章编号:** 1006-7043(2024)04-0739-09

Effect of vortex-induced vibration of a small cylinder on airfoil aerodynamics

CHEN Dongyang^{1,2,3}, XU Rui⁴, ZHANG Xiang⁵, ZHANG Qifa⁵, RUI Xiaoting⁶

(1. Ocean Institute of Northwestern Polytechnical University, Suzhou, 215000, China; 2. Zhejiang King-Mazon Intelligent Manufacturing Corp., Ltd., Lishui, 321403, China; 3. Research & Development Institute of Northwestern Polytechnical University in Shenzhen, Shenzhen, 518063, China; 4. College of Electrical, Energy and Power Engineering, Yangzhou University, Yangzhou, 225127, China; 5. CNOOC Energy Technology & Services Zhuhai Pipe Engineering Co., Ltd, Zhuhai, 519050, China; 6. Institute of Launch Dynamics, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China)

Abstract: Flow separation often occurs on the suction surface of an airfoil at a high angle of attack, deteriorating the aerodynamic performance of the airfoil. A control column is added at the leading edge of the airfoil to explore the influence of a small cylinder with vortex-induced vibration on the aerodynamic force of the airfoil through numerical simulation. Based on computational fluid dynamics, structural dynamics, and overset mesh technology, this study establishes a 2D-fluid-structure interaction model. Using the NACA0012 airfoil as an example, the flow field of the vortex-induced vibrating cylinder at the leading edge of the airfoil is simulated. The changes in the flow field between stationary and vibrating cylinders are then compared. The flow control mechanism of the small cylinder is analyzed using streamline and vorticity contours. The simulation results show that setting a stationary small cylinder can improve the lift-drag ratio of the airfoil at a high angle of attack. After the small cylinder produces vortex-induced vibration, it can further effectively improve the lift-drag ratio of the airfoil at a high angle of attack by more than 50%. The introduction of the vortex-induced vibration cylinder considerably enhances the lift-drag ratio of the airfoil at a high angle of attack. This effect implies that the established model is effective for controlling airflow and improving the aerodynamic performance of airfoils.

Keywords: numerical simulation; flow separation; vortex-induced vibration; computational fluid dynamics; airfoil; structural dynamics; cylinder; overset mesh

近年,化石燃料的大量利用导致了生态环境问

题不断增加,利用风能、太阳能、核能和地热能等清洁能源逐渐成为各国发展的趋势^[1]。其中风能为空气流动所产生的动能,具有储量大、分布广的特点,是新能源当中非常具有发展潜力的一种可再生清洁能源。研究利用风能已经成为世界各国面对能源危机的应对措施之一,进一步推进风力发电产业

收稿日期:2022-07-16.

网络出版日期:2024-02-19.

基金项目:中国博士后科学基金项目(2023M743108);广东省基础与应用基础研究基金项目(2024A1515011046);浙江省领军型创新创业团队项目(2022R01012);姑苏青年创新领军人才项目(ZXL2023168).

作者简介:陈东阳,男,副教授.

通信作者:陈东阳, E-mail: cdy_1988@nwpu.edu.cn.

的发展。风力机叶片在大攻角的来流情况时,由于角度过大,翼型吸力面气流无法连贯,会产生流动分离,此时外层气流也会对翼型周围气流产生影响,形成分离涡,导致翼型气动力的恶化,降低风能捕获效率。为了减少气流的流动分离,提高大攻角来流情况时的升阻比与风能的利用率,已使用了吹气控制流动^[2]、脉冲等离子体气动激励^[3]、合成射流控制流动分离^[4]和设置旋转圆柱^[5]等多种优化方案对风力机影响进行实验研究和数值模拟。为了优化大攻角来流时的翼型气动力,陈珺等^[6]提出了一种在翼型前缘增加微小圆柱的流动控制方法,通过改变小圆柱直径与小圆柱距离翼型前缘距离探究对 NACA0012 在大攻角 18° 时的优化效果,模拟发现翼型吸面的分离泡由大到小,可以有效地抑制流动分离。通过对翼型前缘设置小圆柱进行了定常和非定常的数值模拟,研究了不同距离和直径的小圆柱对翼型的流动控制效果^[7],及进行强迫振动的小圆柱对于翼型的流动控制效果^[8]。实际应用时,小圆柱两端或多端被固定在翼型上,在来流的作用下会生成交替发放的涡,生成的涡会对小圆柱产生顺流向和横流向的脉动压力,使小圆柱产生形变或者振动,小圆柱的振动又会反过来影响涡的形成^[9]。

本文通过考虑实际细长柔性柱体的涡激振动,基于 CFD、结构动力学以及嵌套网格技术对小圆柱的涡激振动模拟^[10],更真实地模拟考虑实际涡激振动的小圆柱对翼型边界层流动分离的抑制效果,通过调节微小圆柱的刚度与质量比等参数加剧涡激振动,探究涡激振动对翼型升阻比的影响以及涡激振动的小圆柱对于翼型边界层流动分离的抑制效果。

1 涡振小圆柱-翼型耦合模型

本文选用 NACA0012 为计算对象,选取翼型弦长 $C = 1$ m, 来流风速 $U = 10$ m/s, 空气密度 $\rho = 1.225$ kg/m³, 动力粘度 $\mu = 1.7894 \times 10^{-5}$ kg/(m·s), 雷诺数 $Re = 7.2 \times 10^5$, 小圆柱固定在翼型前缘。如图 1 所示,小圆柱直径为 D ,小圆柱在翼型前缘正上方,距离为 L 。

1.1 柱体涡激振动动力学模型

二维弹性支撑振动柱体运动的控制方程写为:

$$F_D = m\ddot{x} + c\dot{x} + kx \quad (1)$$

$$F_L = m\ddot{y} + c\dot{y} + ky \quad (2)$$

式中: m 为小圆柱的质量; c 为阻尼系数; k 为刚度系数。

将其无量纲化为:

$$F_D/m = \ddot{x} + 2s\omega_0\dot{x} + \omega_0^2x \quad (3)$$

$$F_L/m = \ddot{y} + 2sw_0\dot{y} + w_0^2y \quad (4)$$

式中:柱体固有频率 $\omega_0 = \sqrt{k/m}$; 阻尼比 $s = c/(2\sqrt{km})$ 。

涡激振动研究中常用到的约化速度 U_r 为:

$$U_r = U/(f_n D) \quad (5)$$

式中 f_n 为柱体的固有频率。

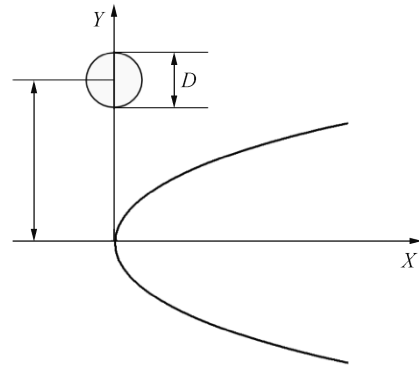


图1 叶片与前缘微小圆柱示意

Fig. 1 Schematic diagram of blade and leading edge micro cylinder

基于 CFD 方法求解非定常不可压缩流体 RANS 方程,计算出作用在二维柱体上的升力系数和阻力系数,结合结构动力学方程求解小圆柱振动响应。CFD 求解器采用 FLUENT 软件,通过计算流场得出柱体表面受到的压力,每个时间步内,分别将升力和阻力代入柱体的结构动力学方程,使用 Runge-Kutta 法进行微分方程的迭代,计算得出当前时间步长下柱体的速度与位移,再利用此时的速度和位移更新流场,以便于计算下一个时间步长。本文时间步长 $\Delta t \leq U/10D$,各工况时间步长统一取 0.000 5 s。整个计算过程通过加入 C 语言编制的 UDF 程序来实现。

1.2 翼型流动控制数值模型

SST $k-\omega$ 湍流模型能够较好地模拟翼型的气动性能^[11]。本文选用 SST $k-\omega$ 湍流模型求解不可压非定常 N-S 方程,对翼型和小圆柱的二维非定常绕流流场进行模拟。设置速度入口定义流体的初始速度,出口设置为压力出口。对于翼型和微小圆柱的壁面,本文选择了无滑移壁面条件,即流体与这些表面之间不存在相对的滑移,表面上的速度与表面本身一致。由于小圆柱的振动,流场会随之变化,本文使用嵌套网格技术来实现小圆柱边界的运动。流场计算域如图 2(a) 所示,以翼型的前缘处为坐标原点。为保证流场计算中不受边界影响,背景网格为长为 $60C$,宽为 $40C$ 的长方形,速度入口距离翼型前缘 $20C$,压力出口边界距离翼型前缘 $40C$,上下两侧各距离翼型 $20C$,边界条件为对称边。图 2(b) 为整个流场域的计算网格,即背景网格。图 2(c) 为翼型周围网格,即组分网格 1,是一个以翼型前缘为圆心,半径为 $3C$ 的圆围成的区域网格。图 2(d) 展示

的是小圆柱周围网格,区域大小是一个半径为 $6D$ 的圆,该区域即组分网格 2。为了保证网格的质量,背景网格和 2 个组分网格均为结构化网格,翼型近壁面第 1 层网格高度为 2.95×10^{-5} m,小圆柱近壁面第 1 层网格高度为 1.85×10^{-5} m,均满足 $Y^+ < 1$ [12],并且在小圆柱周围和翼型的前缘尾缘部分进行网格加密以保证较好的网格质量。通过嵌套网格技术,

将翼型组分网格、柱体组分网格、背景网格嵌套在一起。本文对翼型和柱体均采用了嵌套网格,嵌套网格允许柱体在流场中运动,通过插值将其与整个流场的背景网格连接,以减少网格畸变和计算失败等问题,同时确保了网格质量,减少了计算负担。计算中,数值方法采用二阶迎风格式,压力与速度项采用 Coupled 算法。

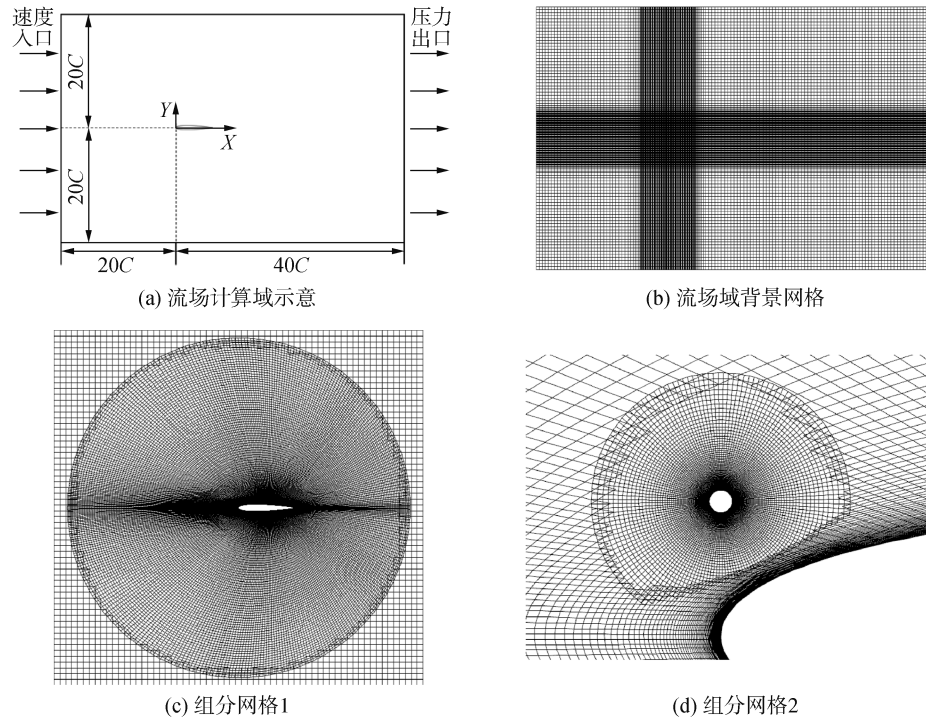


图 2 流场计算域与网格

Fig. 2 Flow field calculation domain and mesh

2 翼型和圆柱模型验证

本文对 NACA0012 翼型画出了 4 种密度不同的网格,将 4 种网格计算的结果进行对比如表 1 所示,观察到网格 1 呈现出最大的偏差,而由网格 2、网格 3 和网格 4 计算得到的升力和阻力系数相对一致。在高攻角下,翼型引发明显的气流分离区域,尽管数值偏差存在,但仍在可接受的范围内。鉴于数值精度和计算时间的考量,研究选择了网格 2 作为计算网格。计算域背景网格为 3.1 万左右,翼型周围网格为 6.4 万左右,小圆柱周围网格为 1.5 万左右的计算网格。

图 3 所示为模拟单个 NACA0012 翼型在 $Re = 4 \times 10^6$ 的情况下的升阻力系数随来流攻角改变而变化的情况,并与实验结果 [13] 进行对比。来流攻角小于 17° 时,仿真模拟结果与实验结果非常接近,在大攻角时由于产生了复杂的流动分离,仿真结果与实验值略有偏差。总体而言,模拟的翼型升阻力系数

与实验数据的变化规律基本一致,说明本文所使用的模型和网格较为可靠。

表 1 翼型网格无关性验证

Table 1 Verification of grid independence for airfoils				
网格编号	增长比	网格数量/ 10^4	C_L	C_D
网格 1	1.10	2.3	1.493 2	0.036 1
网格 2	1.05	4.1	1.508 8	0.034 4
网格 3	1.03	5.4	1.509 7	0.033 9
网格 4	1.02	6.7	1.510 2	0.033 6
实验	—	—	1.548 9	0.026 6

关于柱体结构涡激振动数值模型和方法的验证,文献 [14-16] 对圆柱涡激振动的数值方法进行了验证,如图 4 所示,数值模拟的振幅呈现一个由小变大再变小的过程,在锁定区间的涡泻频率与柱体固有频率的比也能保持在 1.15 左右。数值模拟的结果与前人的实验基本一致。

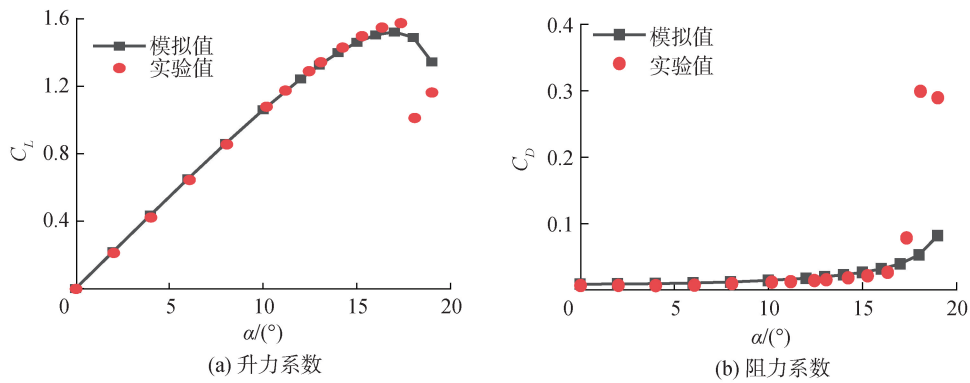


图 3 模拟与实验的阻力系数对比图

Fig. 3 Comparison diagram of resistance coefficient between simulation and experiment

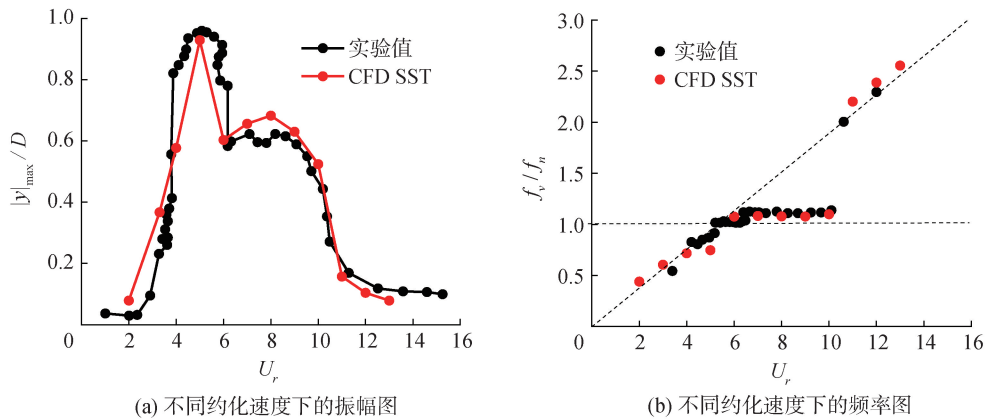


图 4 不同约化速度下的振幅和频率图

Fig. 4 Amplitude and frequency diagrams at different reduced speeds

3 气动力和振动计算结果及分析

3.1 静止小圆柱对翼型气动力的影响

选取直径为 $0.01C$, 距离翼型上方 L 为 $0.05C$ 和 $0.06C$ 的小圆柱, 分别模拟了在攻角 $17^\circ \sim 20^\circ$ 情况下的升力系数和阻力系数。

图 5 为不同距离 L , 原翼型在各个攻角下的升阻力系数对比图。从图 5(a) 中可以看出, 在 17° 攻角下, 增加小圆柱后的升力系数小于原始翼型; 但当攻角大于 17° 后, 增加小圆柱后的升力系数均大于原始翼型。设置距离 L 为 $0.06C$, 小圆柱后的翼型升力系数在各攻角下均大于设置距离 L 为 $0.05C$ 小圆柱后的翼型升力系数。从图 5(b) 中可以看出, 在 17° 和 18° 攻角下增加小圆柱后, 阻力系数略大于原始翼型; 在 19° 和 20° 攻角下, 增加小圆柱后的阻力系数均小于原始翼型, 设置距离 L 为 $0.06C$ 小圆柱后的翼型阻力系数在各攻角下均小于设置距离 L 为 $0.05C$ 小圆柱后的翼型阻力系数。结果表明在大攻角的情况下, 翼型前缘上方设置小圆柱能够有效限制流动的分流, 改善翼型的气动力恶化, 小圆柱与翼型之间的距离不同, 对于流动分离的控制效果

也不同。

选取小圆柱直径 D 为 $0.01C$, 结合翼型距离 L 为 $0.05C$ 的情况, 分析翼型前缘上方小圆柱对翼型的流动抑制机理。图 6 和 7 所示为在 20° 攻角下, 原始 NACA0012 翼型与增加小圆柱后翼型的流线和涡量云图。如图 6(a) 所示, 原始翼型上方出现很大的流动分离, 分离涡几乎占据了整个吸力面, 气动力出现恶化。如图 6(b) 所示, 原始翼型在前缘上方存在一个负涡区, 而紧贴翼型的是一层很薄的正涡区, 正涡区会使流体有着逆时针方向的趋势, 所以吸力面上方会产生较大流动分离。在翼型前缘上方增加了小柱体后, 如图 7(a) 所示, 翼型上方的流动分离受到抑制, 吸力面的分离涡几乎为零, 但是在尾缘还存在略微的流动分离。如图 7(b) 所示, 小圆柱后方出现了一个正涡区, 而紧贴翼型的是负涡区, 负涡区使流体更加贴近翼型流动, 减少了原本的流动分离趋势。图 8 为静止小圆柱周围的流线和涡量云图, 可以看出小圆柱后方有少量脱落的涡, 改变了翼型上方的流场, 对于翼型的流动分离有着一定的抑制作用。

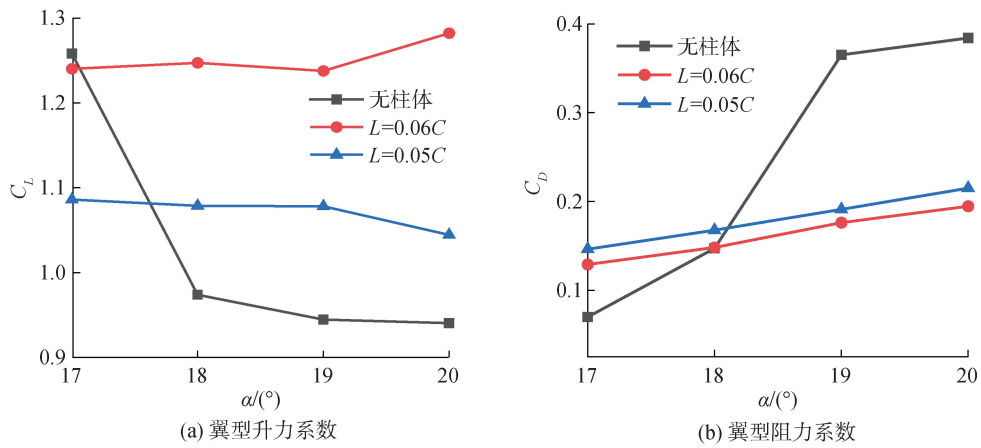


图 5 不同距离小圆柱下的翼型升阻力系数

Fig. 5 Lift drag coefficient of airfoil under different distance small cylinder

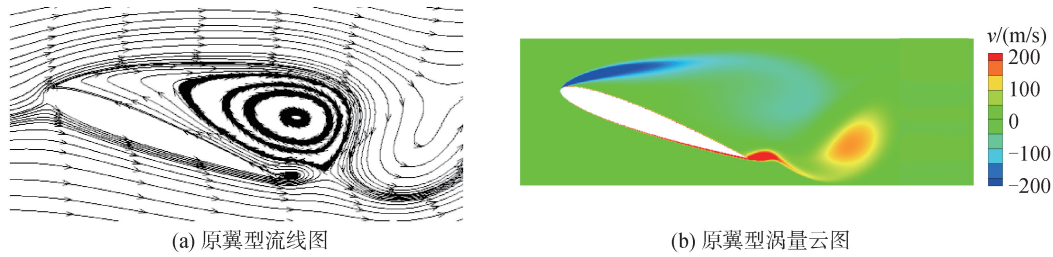


图 6 20°攻角下 NACA0012 翼型的流线和涡量云图

Fig. 6 Streamline diagram and vorticity cloud diagram of NACA0012 airfoil at 20° angle of attack

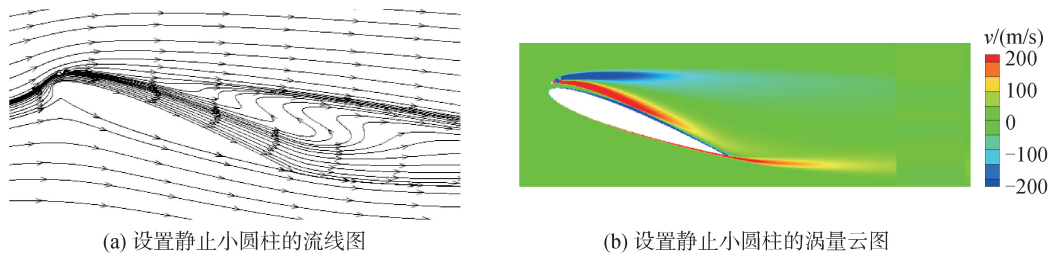


图 7 20°攻角下设置静止圆柱的流线和涡量云图

Fig. 7 Streamline diagram and vorticity cloud diagram with small stationary cylinder at 20° angle of attack

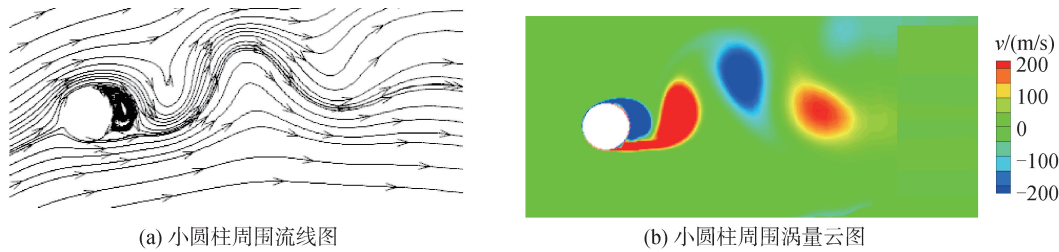


图 8 20°攻角下静止小圆柱周围流线和涡量云图

Fig. 8 Streamline diagram and vorticity cloud diagram around a stationary small cylinder at 20° angle of attack

3.2 涡激振动小圆柱对翼型气动力的影响

为了真实地模拟小圆柱对翼型边界层流动分离的抑制效果,在静止小圆柱的基础上考虑柔性柱体的涡激振动,通过调整微小圆柱的刚度使其自发产生规律的周期性的涡激振动,研究振动的小圆柱对于翼型边界层流动分离的抑制情况。本文选取翼型来流风速 $U = 10 \text{ m/s}$,测得小圆柱周围的风速约为

12.5 m/s ,故调整柱体固有频率为 250 Hz ,使其满足亚临界 St 约为 0.2 。为了让小圆柱产生涡激振动,其单位质量选择为 0.01 kg/m 。图 9 和 10 为在翼型前缘上方加入静止小柱体和振动小柱体时翼型的升阻力系数,产生振动的小圆柱相较于静止小圆柱更能有效地提高翼型的升力系数,降低翼型的阻力系数。

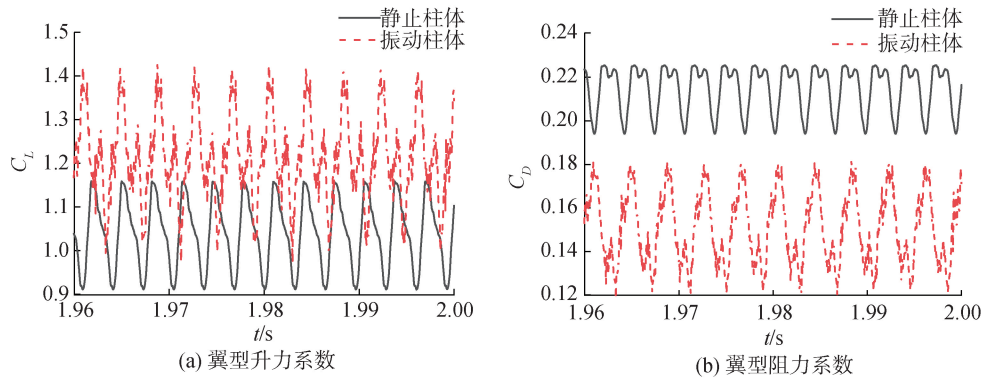


图 9 20°攻角下设置 $L=0.05C$ 的静止和振动小圆柱的升阻力系数

Fig. 9 Lift drag coefficient of static and vibrating small cylinder with $L=0.05C$ at 20° angle of attack

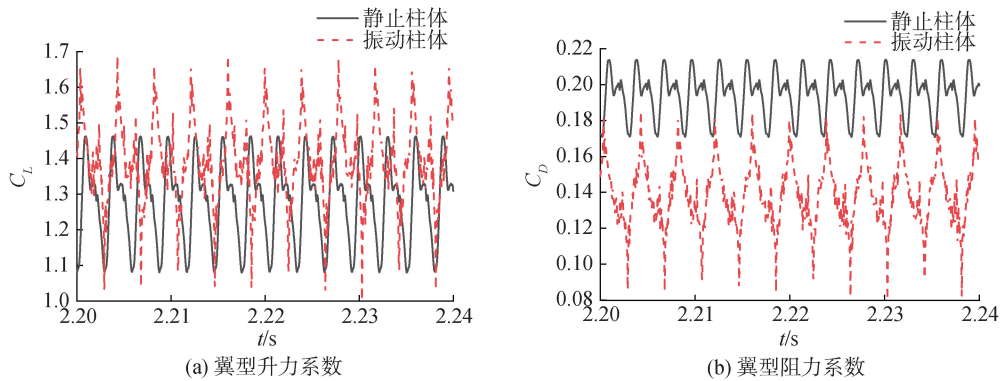


图 10 20°攻角下设置 $L=0.06C$ 的静止和振动小圆柱的升阻力系数

Fig. 10 Lift drag coefficient of static and vibrating small cylinder with $L=0.06C$ at 20° angle of attack

表 2 所示为在 20°攻角下,原翼型与设置 $L=0.05C$ 的静止小圆柱和振动小圆柱的升阻力系数以及升阻比。从表 2 可以看出,在攻角为 20°时,设置 $L=0.05C$ 的静止小圆柱将升阻比提高了 97%,当小圆柱振动起来后,升阻比较静止时又提高了 66%,较原翼型提高了 228%。表 3 为在 20°攻角下,原翼型与设置 $L=0.06C$ 的静止小圆柱和振动小圆柱的升阻力系数以及升阻比。从表 3 可以看出,在攻角为 20°时,设置 $L=0.06C$ 的静止小圆柱将升阻比提高了 169%,当小圆柱振动起来后,升阻比较静止时又提高了 53%,较原翼型提高了 312%。可以发现,小圆柱的振动有利于抑制翼型大攻角的流动分离,能够大大提升翼型的升阻比。

表 2 20°攻角下原翼型与设置 $L=0.05C$ 的静止、振动小圆柱的升阻力系数以及升阻比

Table 2 Lift drag coefficient and lift drag ratio of original airfoil and static and vibrating small cylinder with $L=0.05C$ at 20° angle of attack

部位	升力系数	阻力系数	升阻比
原始翼型	0.940 4	0.384 1	2.448
设置静止小圆柱	1.044 4	0.215 0	4.837
设置振动小圆柱	1.218 6	0.151 6	8.038

图 11 给出了考虑涡激振动小圆柱的位移,由图发现小圆柱的振动方向几乎垂直于来流方向,振幅约为 $1D$ 。图 12 为振动小圆柱在不同时刻的涡量云图,从图中可以发现小圆柱振动的周期大约为 0.004 s,

产生涡激振动的小圆柱开始脱落正负交替的涡并向翼型尾缘流去,改善了翼型吸力面的流场,从而能够抑制流动分离,优化翼型气动力。图 13 为 20°攻角下设置 $L=0.05C$ 振动小圆柱的流线图和涡量云图。

表 3 20°攻角下原翼型与设置 $L=0.06C$ 的静止、振动小圆柱的升阻力系数以及升阻比

Table 3 Lift drag coefficient and lift drag ratio of original airfoil and static and vibrating small cylinder with $L=0.06C$ at 20° angle of attack

部位	升力系数	阻力系数	升阻比
原始翼型	0.940 4	0.384 1	2.448
设置静止小圆柱	1.282 2	0.194 7	6.586
设置振动小圆柱	1.413 4	0.179 4	10.08

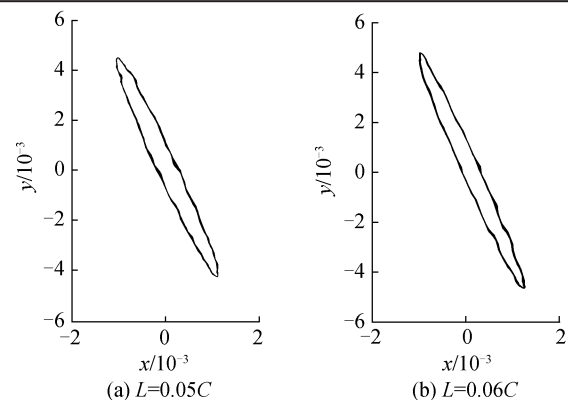
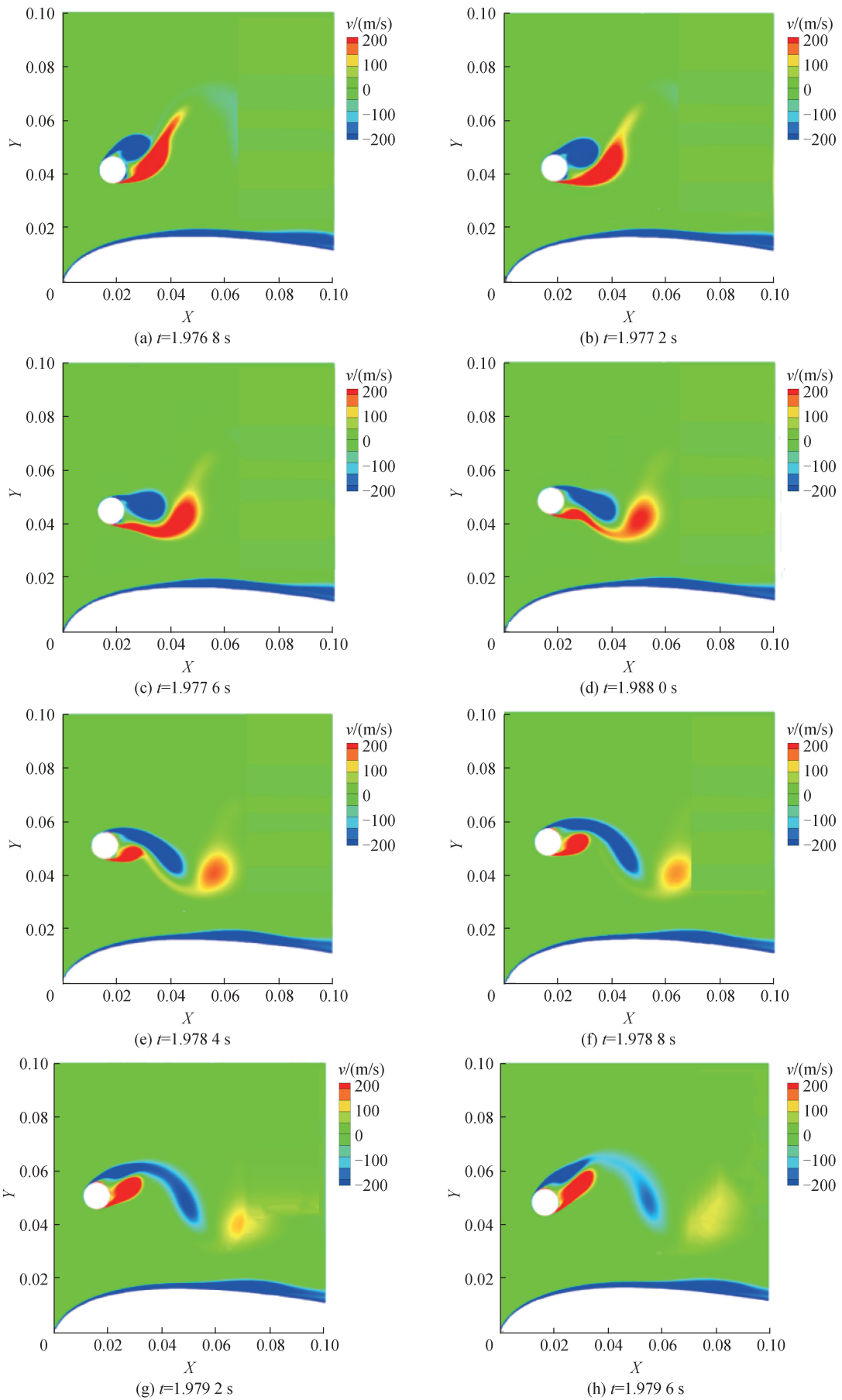


图 11 2 种距离的振动小圆柱的运动轨迹

Fig. 11 Trajectories of vibrating small cylinders with two distances



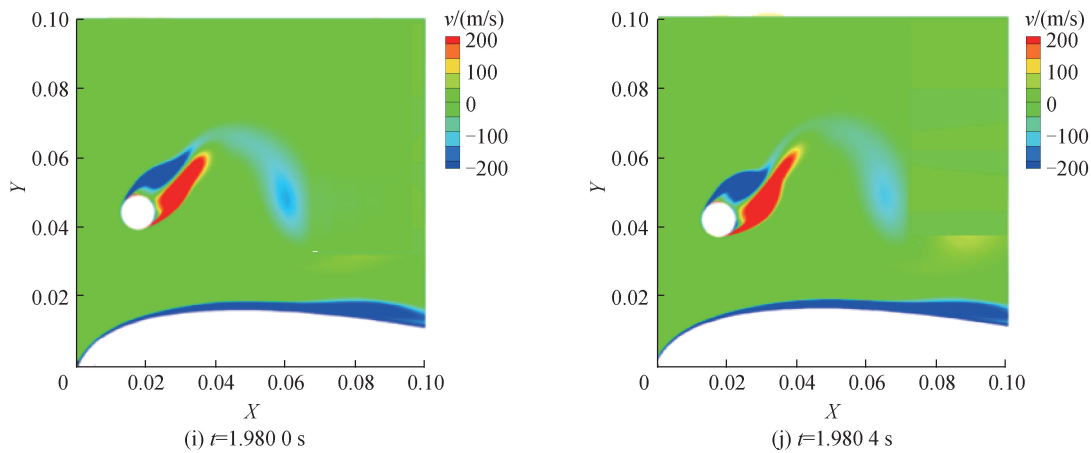


图 12 振动小圆柱在不同时刻的涡量云图

Fig. 12 Vorticity nephogram of vibrating small cylinder at different times

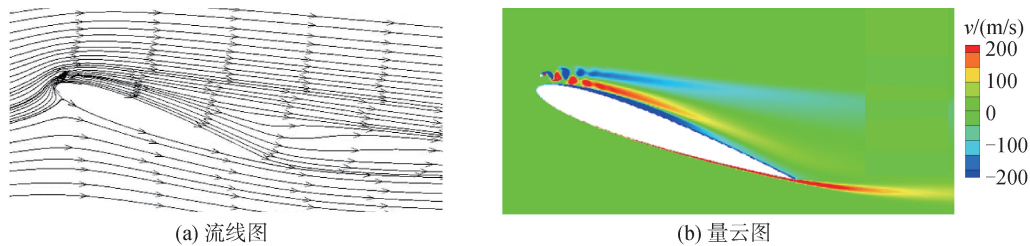


图 13 20°攻角下设置振动圆柱的流线图和涡量云图

Fig. 13 Streamline diagram and vorticity cloud diagram of small vibrating cylinder at 20° angle of attack

如图 13(a) 所示,翼型上方的流动分离已经完全消失,相较于图 7(a),振动小圆柱的流动控制效果要好于静止小柱体。图 13(b) 也可以看出,振动小圆柱后方下部产生一个沿翼型方向的正涡区,此时紧贴翼型吸力面边界层的负涡区增大,更大的负涡区有着引导流体顺时针旋转的力,使得吸力面上方的流体沿着翼型边缘流动,有效地抑制了流动分离,使得翼型气动力得到优化。

4 结论

1) 大攻角下,在翼型前缘上方设置 $D=0.01C$, $L=0.05C$ 和 $L=0.06C$ 的静止小圆柱,翼型的升力增加,阻力减少,升阻比明显提高。

2) 在来流风下振动的小圆柱对翼型气动力的影响,使静止小圆柱的基础上自发产生规律的周期性的涡激振动,在 $L=0.05C$ 和 $L=0.06C$ 这 2 种工况下增加振动小圆柱的翼型升阻比分别比增加静止小圆柱的翼型升阻比高出 66% 和 53%。

3) 产生涡激振动的小柱体能够很好地改善翼型吸力面上方的流场,阻止正涡区使流体逆时针旋转而产生分离涡,涡激振动小圆柱的流动控制效果要好于静止小柱体。

4) 在实际工程应用中,可考虑采用细钢丝绳或纤维材料制备柔性小圆柱,以实现其产生涡激振动的功能。细长小圆柱在应用中将被多端固定于叶片

前缘,通过调节绳索的张紧程度以调整小圆柱的刚度。

本文分析了前缘小圆柱对翼型失速的优化效果,并观察了圆柱的振动响应。有助于优化实际叶根附近的气动力,为三维仿真模拟和实验提供思路。

参考文献:

- [1] 蓝澜. 新能源发电特性与经济性分析研究[D]. 华北电力大学, 2014.
LAN Lan. Analysis of characteristics and economic for new energy power generation[D]. North China Electric Power University, 2014.
- [2] SHMILOVICH A, YADLIN Y. Flow control for the systematic buildup of high-lift systems[J]. Journal of aircraft, 2008, 45(5): 1680-1688.
- [3] 李应红, 梁华, 马清源, 等. 脉冲等离子体气动激励抑制翼型吸力面流动分离的实验[J]. 航空学报, 2008(6): 1429-1435.
LI Yinghong, LIANG Hua, MA Qingyuan, et al. Experimental investigation on airfoil suction side flow separation by pulse plasma aerodynamic actuation[J]. Acta aeronautica et astronautica sinica, 2008(6): 1429-1435.
- [4] 张攀峰, 王晋军. 合成射流控制 NACA0015 翼型大攻角流动分离[J]. 北京航空航天大学学报, 2008(4): 443-446.
ZHANG Panfeng, WANG Jinjun. Numerical simulation on flow control of stalled NACA0015 airfoil with synthetic jet actuator in recirculation region[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008(4): 443-

- 446.
- [5] 龚志斌,李杰,张辉. 旋转圆柱对翼型气动特性影响的数值模拟研究[J]. 空气动力学学报, 2015, 33(2): 254-258.
GONG Zhibin, LI Jie, ZHANG Hui. Numerical simulation on the effects of rotating cylinder on an airfoil[J]. Acta aerodynamica sinica, 2015, 33(2): 254-258.
- [6] 陈珺,孙晓晶,黄典贵. 一种叶片前缘前带微小圆柱的垂直轴风力机[J]. 工程热物理学报, 2015, 36(1): 75-78.
CHEN Jun, SUN Xiaojing, HUANG Diangui. A new type of vertical-axis wind turbine equipped with the blades having micro-cylinders installed in front of their leading-edges[J]. Journal of engineering thermophysics, 2015, 36(1): 75-78.
- [7] 钟骏薇,王钰,郭朋华,等. 上游小圆柱对翼型气动性能的影响研究[J]. 工程热物理学报, 2019, 40(12): 2822-2829.
ZHONG Junwei, WANG Yu, GUO Penghua, et al. Study on the effect of upstream small cylinder on the aerodynamic performance of airfoil[J]. Journal of engineering thermophysics, 2019, 40(12): 2822-2829.
- [8] 徐帅,黄典贵. 前缘静止及振动微小圆柱对 S809 翼型气动性能的影响[J]. 热能动力工程, 2017, 32(8): 37-42, 146-147.
XU Shuai, HUANG Diangui. Aerodynamic performance investigation of the S809 airfoil with steady and oscillating mini-cylinder installed on front of the leading edge[J]. Journal of engineering for thermal energy and power, 2017, 32(8): 37-42, 146-147.
- [9] RAGHAVAN K, BERNITSAS M M. Experimental investigation of Reynolds number effect on vortex induced vibration of rigid circular cylinder on elastic supports[J]. Ocean engineering, 2011, 38(5-6): 719-731.
- [10] 赵婧. 海洋立管涡致耦合振动 CFD 数值模拟研究[D]. 青岛:中国海洋大学,2012.
ZHAO Qian. Numerical simulation on vortex-induced vibrations with fluid-structure interaction for risers[D]. Qingdao: Ocean University of China, 2012.
- [11] TACHOS N S, FILIOS A E, MARGARIS D P. A comparative numerical study of four turbulence models for the prediction of horizontal axis wind turbine flow[J]. Proceedings of the institution of mechanical engineers, part C: journal of mechanical engineering science, 2010, 224(9): 1973-1979.
- [12] ZHONG Junwei, LI Jingyin, GUO Penghua. Effects of leading-edge rod on dynamic stall performance of a wind turbine airfoil[J]. Proceedings of the institution of mechanical engineers, Part A: Journal of Power and Energy, 2017, 231(8): 753-769.
- [13] LADSON C L. Effects of independent variation of Mach and Reynolds numbers on the low-speed aerodynamic characteristics of the NACA 0012 airfoil section[M]. National Aeronautics and Space Administration, Scientific and Technical Information Division, 1988.
- [14] 陈东阳. 海洋柔性结构流固耦合动力学研究[D]. 南京:南京理工大学,2018.
CHEN Dongyang. Fluid-structure interaction (FSI) study of marine flexible structures[D]. Nanjing: Nanjing University of Science & Technology, 2018.
- [15] CHEN Dongyang, GU Chaojie, FANG Kang, et al. Vortex-induced vibration of a cylinder with nonlinear energy sink (NES) at low Reynolds number[J]. Nonlinear dynamics, 2021, 104(3): 1937-1954.
- [16] CHEN Dongyang, ABBAS L K, WANG Guoping, et al. Numerical study of flow-induced vibrations of cylinders under the action of nonlinear energy sinks (NESs)[J]. Nonlinear dynamics, 2018, 94(2): 925-957.

本文引用格式:

陈东阳,徐瑞,张祥,等. 涡激振动小圆柱对翼型气动力影响的数值研究[J]. 哈尔滨工程大学学报,2024,45(4):739-747.

CHEN Dongyang, XU Rui, ZHANG Xiang, et al. Effect of vortex-induced vibration of a small cylinder on airfoil aerodynamics[J]. Journal of Harbin Engineering University, 2024, 45(4): 739-747.