文章编号：1008－8857(2022)01－0029－09 **DOI**: 10.13259/j.cnki.eri.2022.01.005

翼型表面随行波结构流动控制的数值研究

陈 源，陈二云，杨爱玲，张 广
（上海理工大学 能源与动力工程学院，上海 200093）

摘 要：针对翼型表面的流动分离，采用数值模拟方法研究随行波结构流动控制的机制。为了验证计算方法的可靠性，将翼型表面静压曲线与实验测试结果进行对比，发现两者吻合程度较好。数值计算结果表明，适当增加随行波的相对弦长长度，有助于改善翼型的气动性能。当攻角小于3°时，随行波位于分离点之前，沟槽内形成顺时针旋转的二次涡，有助于加速边界层低速条带；在大攻角下，随行波位于分离点之后，顺时针卷起的分离涡在沟槽内形成逆时针旋转的二次涡，与分离涡互为反向涡对，减小了尾缘分离区范围。翼型表面随行波能有效地控制边界层流动。

关键词：随行波；气动性能；分离涡；沟槽
中图分类号：TB17 **文献标志码**：A

Numerical study on flow control of traveling wave structure on the airfoil surface

CHEN Yuan，CHEN Eryun，YANG Ailing，ZHANG Guang
(School of Energy and Power Engineering, University of Shanghai for Science and Technology, Shanghai 200093, China)

Abstract: The mechanism of flow separation controlled by the traveling wave structure on the airfoil surface was studied using numerical simulation method. In order to verify the reliability of the calculation method, the static pressure on the airfoil surface was compared with the experimental results. Good agreement was observed. In addition, it was found from the numerical results that increasing the relative wavelength of traveling wave appropriately could improve the aerodynamic performance of the airfoil. When the angle of attack was less than 3°, the traveling wave was located before the separation point, and the secondary vortex with a clockwise rotation was formed in the groove, which could accelerate the low-speed strip in the boundary layer. At larger angle of attack, the traveling wave was located behind the separation point. The rolled separation vortex led to the formation of secondary vortex with a counter-clockwise rotation in the

收稿日期：2019－04－03
基金项目：国家自然科学基金资助项目(51106099、50976072)
第一作者：陈 源(1993—)，男，硕士研究生。研究方向：叶轮机械气动力学及声学研究。
E-mail：chenrsj@126.com
通信作者：陈二云(1977—)，男，副教授。研究方向：叶轮机械气动力学及声学研究。
E-mail：cheneryun@usst.edu.cn

groove, which was a reverse vortex pair with the separation vortex and could reduce the separation zone of trailing edge. The traveling wave on the airfoil surface could effectively control the flow in the boundary layer.

Keywords: traveling wave; aerodynamic performance; separated vortex; groove

近年来，随着对小型飞行器、无人飞行器研究的兴起，低雷诺数翼型绕流研究受到了人们的高度重视。在低雷诺数下，翼型吸力面上的边界层流动常处于层流状态，抗逆压梯度能力弱，容易过早产生流动分离，使气动性能恶化[1–3]。目前，改善翼型气动性能的方法主要有仿生非光滑减阻、抽气减阻、柔顺壁减阻等。仿生非光滑减阻中随行波结构具有结构简单、减阻效果显著、易于推广等特点，因此该方法备受关注。

随行波结构起源于仿生学对鲨鱼等鱼类表皮的研究。研究人员在平板表面加工具有一定形状尺寸的脊状或者沟槽结构时发现，随行波结构具有一定的减阻效果。例如，Walsh[4]发现，V 型脊状表面的减阻效果最好，减阻率可达 8%。2007 年 Scholle[5]将垂直流向排列的脊状结构应用于低速蠕变流减阻的理论机理分析。Lee 等[6]通过将基于鲨鱼体表结构的 V 型肋条薄膜引入机翼表面，使阻力减少了 6.6%。胡海豹等[7]、王晋军等[8]、宫武旗等[9]通过水洞及风洞的实验研究，验证了纵向脊状表面具有一定的减阻效果。任露泉等[10]、戎瑞等[11]通过数值模拟得出结论：刀刃结构减阻效果最好，且可以有效地控制边界层的分离，缩小分离区域范围，减小尾迹速度损失。

本文针对 NACA0018 翼型，雷诺数为 2×10^5，攻角为 0°～15°，在起始点位置相对翼型弦长 $X/C=80\%$（X 为沟槽起始位置，C 为弦长）处布置横向随行波结构，研究随行波结构控制边界层流动的机理及相对弦长长度 d/C（d 为沟槽长度）对翼型气动性能、吸力面分离、尾缘分离涡的影响。

1 数值计算方法

1.1 流动控制方程

本文中流体介质为空气，来流马赫数小于 0.3，可视为不可压流体。

连续性方程为

$$\frac{\partial \overline{u_i}}{\partial x_i}=0 \tag{1}$$

动量方程为

$$\rho\frac{\mathrm{d}\overline{u_i}}{\mathrm{d}t}=-\frac{\partial p}{\partial x_i}+\mu\frac{\partial^2\overline{u_i}}{\partial x_j^2}+\frac{\partial}{\partial x_j}\left(-\rho\overline{u_i'u_j'}\right) \tag{2}$$

式中：$\overline{u_i}$为时均速度；μ为动力黏度；x_i、x_j为空间坐标；u_i'、u_j'为脉动速度；ρ为空气密度；t 为时间；p 为压力；$-\rho\overline{u_i'u_j'}$为雷诺应力项。

为了使方程组封闭，常用的方法是引入 Boussinesq 假设，将雷诺应力与平均速度的梯度联系起来，即

$$-\rho\overline{u_i'u_j'}=-\frac{2}{3}\left(\rho k+\mu_\mathrm{t}\frac{\partial\overline{u_k}}{\partial x_k}\right)\delta_{ij}+\mu_\mathrm{t}\left(\frac{\partial\overline{u_i}}{\partial x_j}+\frac{\partial\overline{u_j}}{\partial x_i}\right) \tag{3}$$

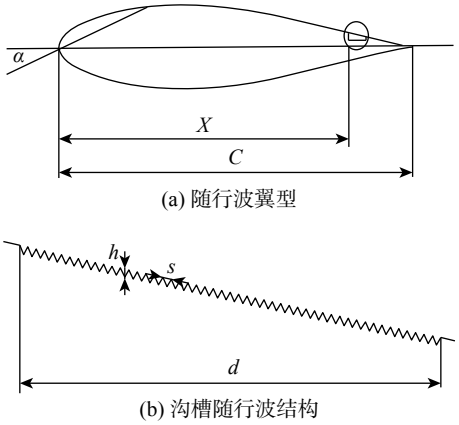
式中：k 为湍流动能；μ_t为湍动黏度；$\overline{u_k}$为正；x_k为空间坐标；δ_{ij}为“Kronccker delta”符号。

本文中采用$k-\omega$ SST湍流模型对方程组进行求解。

1.2 计算模型

图 1 为随行波结构示意图，其中：α为攻角；h 为沟槽振幅；S 为沟槽波长。图 1(a)中计算模型的 $C=100\,\mathrm{mm}$，$\alpha=0°\sim15°$，在 $X/C=80\%$ 处布置横向随行波。图 1(b)中相对弦长长度d/C分别为 1%、2%、5%，沟槽振幅相对弦长 $h/C=0.1\%$、沟槽波长相对弦长$S/C=0.1\%$。该模型只改变了翼型表面的形状，其余位置与原始模型的一致。本文中设计了 4 种不同的随行波翼型（A、B1、B2、B3），几何参数如表 1 所示。

本文中使用Fluent商业软件，边界条件为：入口来流速度$U=30\,\mathrm{m\cdot s^{-1}}$，出口为压力出口。选择四边形结构化网格，拓扑结构采用“C”结构。图 2 为计算区域结构尺寸。计算区域由外域和内域组成：外域为翼型边界层和尾流区域外部势流区域；内域为翼型边界层和尾流区域。



(a) 随行波翼型

(b) 沟槽随行波结构

图 1　随行波翼型结构示意图

Fig. 1　Structure of the airfoil with traveling wave

表 1　模型几何参数

Tab. 1　Geometry of the model

模型名称	*X*/*C*/%	*d*/*C*/%	类型
A	0	0	
B1	80	1	沟槽
B2	80	2	沟槽
B3	80	5	沟槽

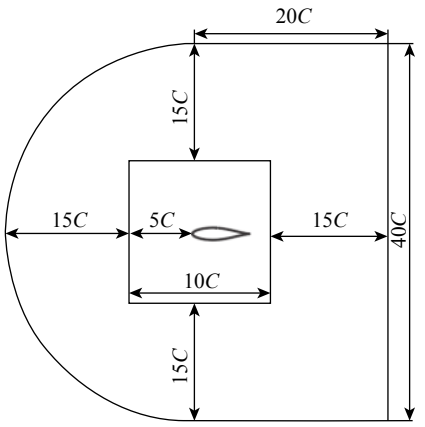


图 2　计算区域结构尺寸

Fig. 2　Size of the calculation domain

表 2 为网格无关性参数比较。随着网格数量的增加，分离点位置趋于稳定，近壁面第一层网格高度 Y^+减小，升阻比变化减小，即网格数量在 130 万～200 万范围内，Y^+等于 1，可忽略网格数量对结果的影响。考虑到计算资源、效率等因素，网格数量控制在 130 万左右。为了验证仿真的准确性，建立与文献[12]中实验模型一致的仿真模型进行网格验证。

表 2　网格无关性参数比较

Tab. 2　Comparison of grid independence parameters

网格	数量/10^4	分离点相对弦长位置/%	升阻比	Y^+
C_1	20	79	11.64	11.90
C_2	45	92	14.76	2.52
C_3	80	93	14.07	2.54
C_4	130	90	14.51	1.00
C_5	200	90	14.56	1.00

静压系数C_p计算式为

$$C_p = \frac{p - p_0}{0.5\rho U^2} \tag{4}$$

式中：p为叶片壁面静压；p_0为入口静压。

不同网格数量时叶片表面静压系数如图 3 所示。从图中可知，计算结果与实验值吻合很好，静压分布大体一致。

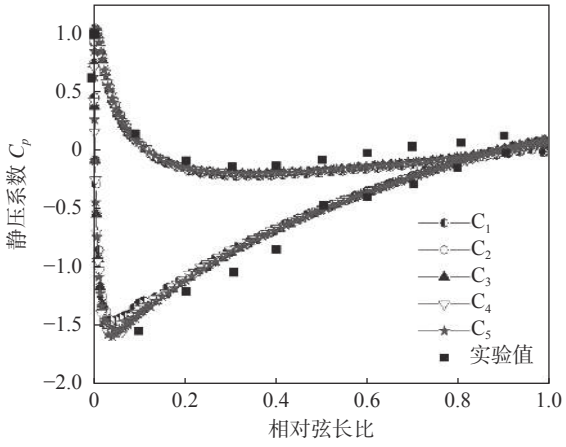


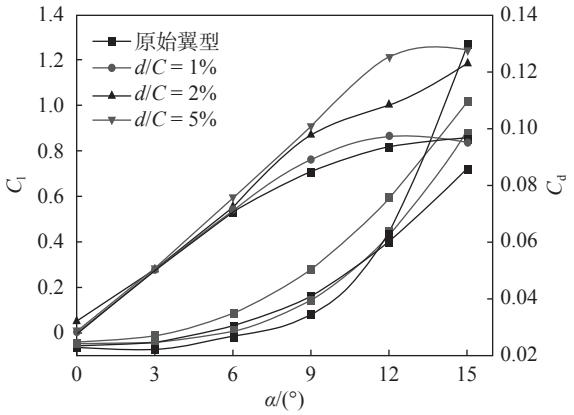
图 3　不同网格数量时叶片表面静压系数分布

Fig. 3　Static pressure coefficient distribution on the surface of blade with different grid numbers

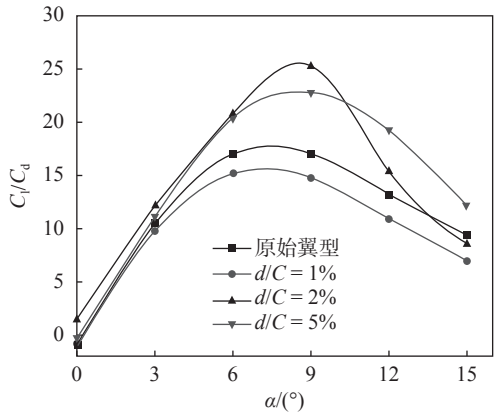
2　计算结果分析

2.1　相对弦长长度对随行波翼型气动性能的影响

本文中在攻角 0°～15°范围内，对不同相对弦长长度的随行波翼型与原始翼型叶片气动性能进行对比分析。图 4 为原始翼型和不同相对弦长



(a) 升力系数与阻力系数



(b) 升阻比

图 4 不同相对弦长长度对翼型升阻力的影响

Fig. 4 Effect of relative chord length on lift and drag of the airfoil

长度的随行波翼型随攻角变化的气动特性，其中 C_l为升力系数、C_d为阻力系数。

C_l、C_d计算式分别为

$$C_l = \frac{L}{0.5\rho U^2 A} \tag{5}$$

$$C_d = \frac{D}{0.5\rho U^2 A} \tag{6}$$

式中：L为叶片升力；D为叶片阻力；A 为翼型弦线法线方向投影面面积。

由图 4(a)中可知，在 0°～12°攻角内，翼型的升力系数随着攻角的增大而增大，随着相对弦长长度增大，升力系数越大。在 0°～6°攻角内，随行波翼型的升力系数与原始翼型的基本一致，但在大攻角下两者存在明显差异。随着相对弦长长度增大，升力系数明显增大，当相对弦长长度为 5% 时，在 15°攻角下增幅最大，为 43.8%；在 0°～9°攻角内，翼型阻力系数随着攻角的增大而增大，随着相对弦长长度增大，阻力系数呈现先减小后增大的趋势，当相对弦长长度为 2% 时，阻力系数最小，在 9°攻角下减阻效果最好，为 15.3%。

由图 4(b)中可知，翼型的升阻比随着攻角的增大先增大后减小。随着相对弦长长度增大，在 0°～9°攻角内，升阻比先增大后减小，在 9°攻角下相对弦长长度为 2% 时，升阻比增幅最大，为 45.5%；在 12°～15°攻角内，翼型的升阻比增大。这说明在不同攻角下，在 X/C=80% 处布置横向沟槽随行波结构对翼型的气动性能有重大的影响，并且随着相对弦长长度增大气动特性先增大后减小，且存在最优的气动性能翼型。

2.2 随行波结构对流场的影响

为了研究不同攻角下随行波结构相对弦长长度对翼型边界层流动分离及尾缘分离涡的影响机制，通过速度流线图研究横向随行波结构流动特性。图 5～10 为 0°～15°攻角下不同相对弦长长度的随行波翼型与原始翼型的速度流线图及局部流线图(圆圈内为局部流线图放大位置，箭头所指为局部流线图)。

从图 5(a)中可以看出，0°攻角下原始翼型的速度场关于中弧线对称，在翼型上表面几乎没有发生分离。从局部速度流线图中可知，来流在随行波结构形成了稳定的顺时针旋转的二次涡，对边界层内速度分布具有一定的影响，使低速条带厚度略微减小，随着相对弦长长度增大，这一影响越明显。这说明随行波结构内顺时针旋转的二次涡具有改善边界层流动的作用，并且相对弦长长度是随行波翼型边界层流动的重要影响因素。

图 6 为 3°攻角下速度流线图。从图中可知，在 3°攻角下，随行波结构布置在翼型的吸力面(上表面)，吸力面并未发生明显的分离，来流在随行波结构凹槽内形成稳定的顺时针旋转的二次涡结构。随着相对弦长长度增大，边界层内低速条带速度逐渐减小，使翼型阻力略微减小，翼型气动性能略微提升。这说明在小攻角下随行波结构布置在翼型吸力面分离点之前，沟槽内形成顺时针旋转的二次涡结构，具有降低边界层低速条带厚度，使阻力减小，从而改善翼型气

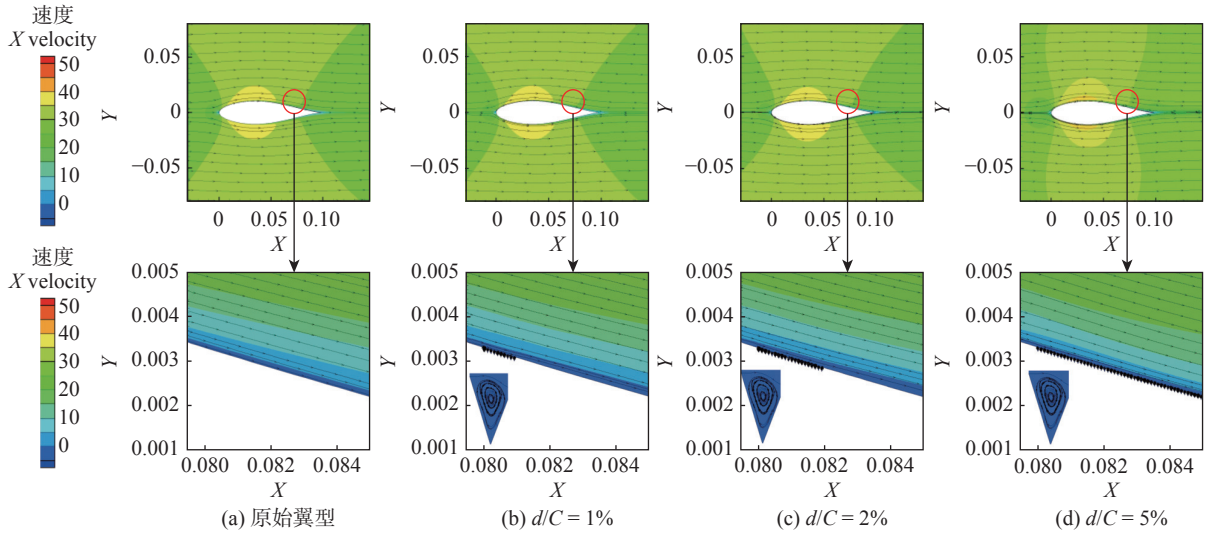


图 5　0°攻角下速度流线图

Fig. 5　Velocity streamlines at angle of attack = 0°

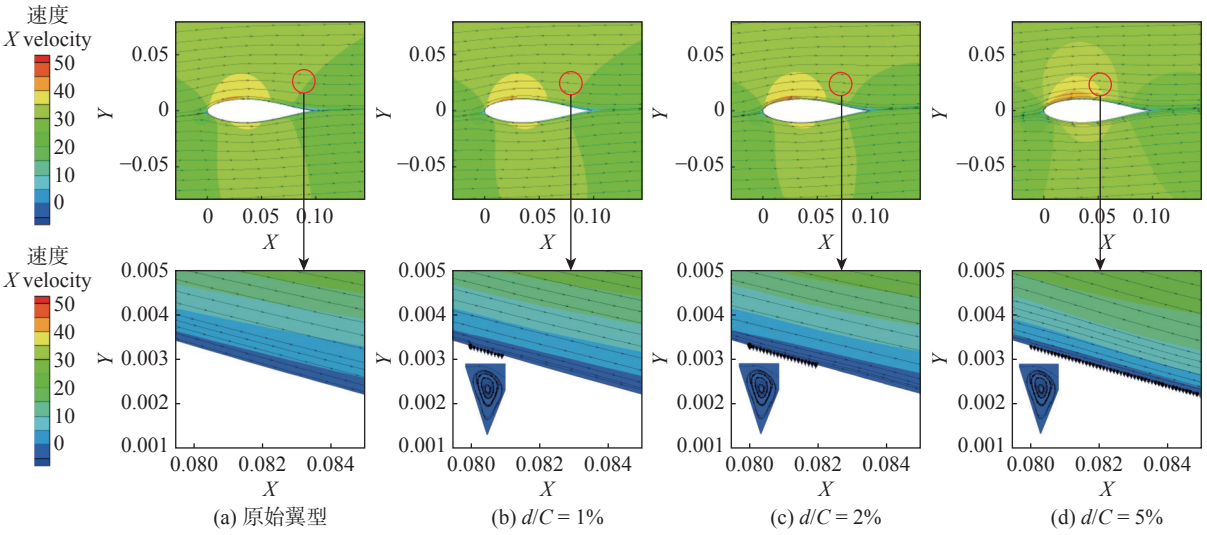


图 6　3°攻角下速度流线图

Fig. 6　Velocity streamlines at angle of attack = 3°

动性能的作用。

图 7 为 6°攻角下速度流线图。从图中可知，在 6°攻角下，原始翼型吸力面分离点在相对弦长 79% 的位置，即随行波处于分离区，边界层内形成顺时针旋转的分离涡，分离涡涡核位于相对弦长 90% 处。随行波结构相对弦长长度分别为 1% 和 2% 时，沟槽内形成逆时针旋转的二次涡，吸引分离涡涡核向随行波结构移动；相对弦长长度为 5% 时，随行波结构抑制了边界层分离，使沟槽内形成了顺时针旋转的二次涡结构，减小边界层低速条带的厚度。这说明随行波结构位于尾缘分离区，相对弦长长度较小时，沟槽内形成逆时针旋转的二次涡，与尾缘分离涡互为反向涡对，吸引分离涡涡核向前缘移动，随着相对弦长长度增大，边界层内低速条带越薄，并且抑制边界层分离，使沟槽内形成顺时针旋转的二次涡，具有减小阻力增大升力，从而提升翼型气动性能的作用。

图 8 为 9°攻角下速度流线图。从图中可知，在 9°攻角下，与原始翼型相比，随着相对

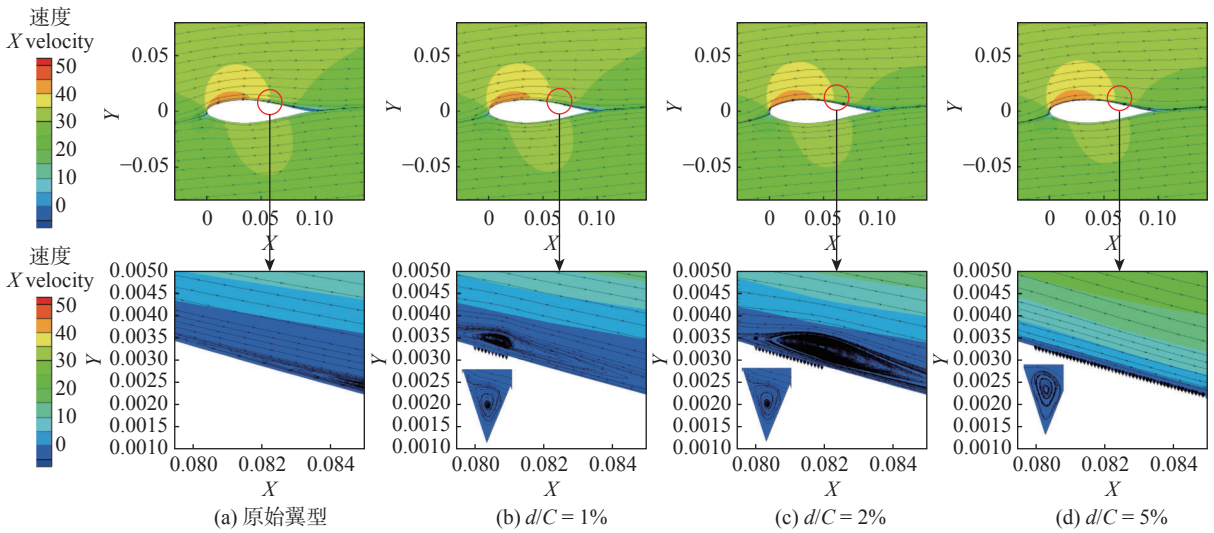


图 7 6°攻角下速度流线图

Fig. 7 Velocity streamlines at angle of attack = 6°

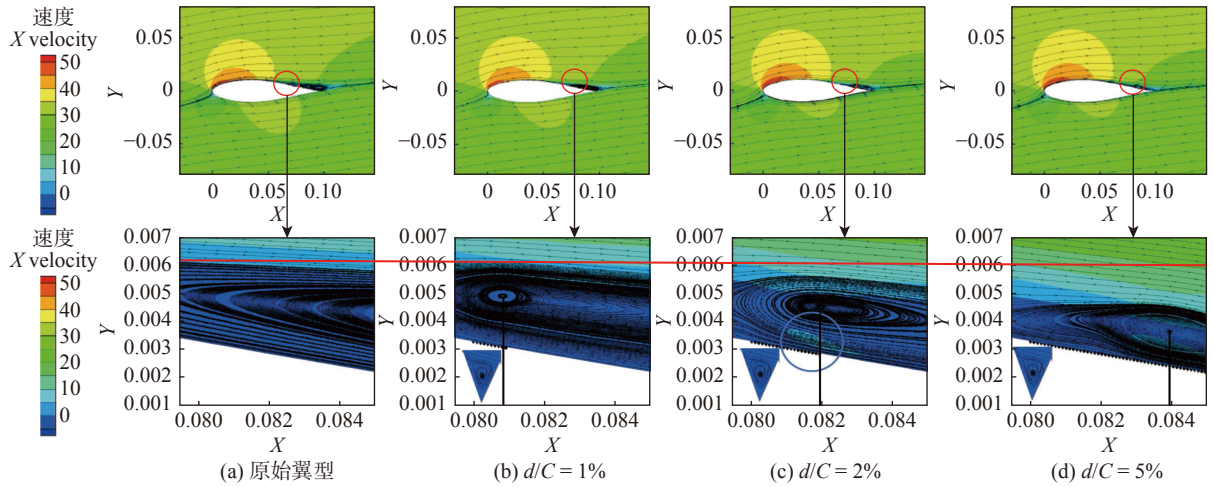


图 8 9°攻角下速度流线图

Fig. 8 Velocity streamlines at angle of attack = 9°

弦长长度增大，随行波翼型尾缘低速区明显减小，分离点相对弦长的位置分别为 66%、65%、72%、74%，分离点向尾缘移动。从局部的流线图可以看出，在沟槽内部形成逆时针旋转的二次涡结构与尾缘顺时针旋转的分离涡互为反向涡对，加速了尾缘边界层低速条带尾缘低速区厚度的减小，分离涡的最大厚度分别为 5.9、6.1、5.7、4.7 mm，分离涡的厚度最大降幅为 20.3%。分离涡涡核中心相对弦长的位置分别为 87.0%、80.9%、81.9%、83.9%，尾缘分离涡的涡核向翼型前缘移动，处于随行波结构的后部。这说明沟槽内逆时针旋转的二次涡结构与尾缘分离涡互为反向涡对，能够延缓边界层分离，吸引尾缘分离涡的涡核向前缘移动，减小尾缘分离区范围，使升力增大，提升翼型气动性能。

图 9 为 12°攻角下速度流线图。从图中可以看出，在 12°攻角下，原始翼型分离点逐渐向前缘移动，随行波结构位于分离涡充分发展的区域，随着相对弦长长度的增大，尾缘分离区逐渐减小，分离点相对弦长的位置分别为 41%、43%、47%、50%，分离点向尾缘方向移动。与原始翼型相比，相对弦长长度为 1% 时，沟槽内逆时针

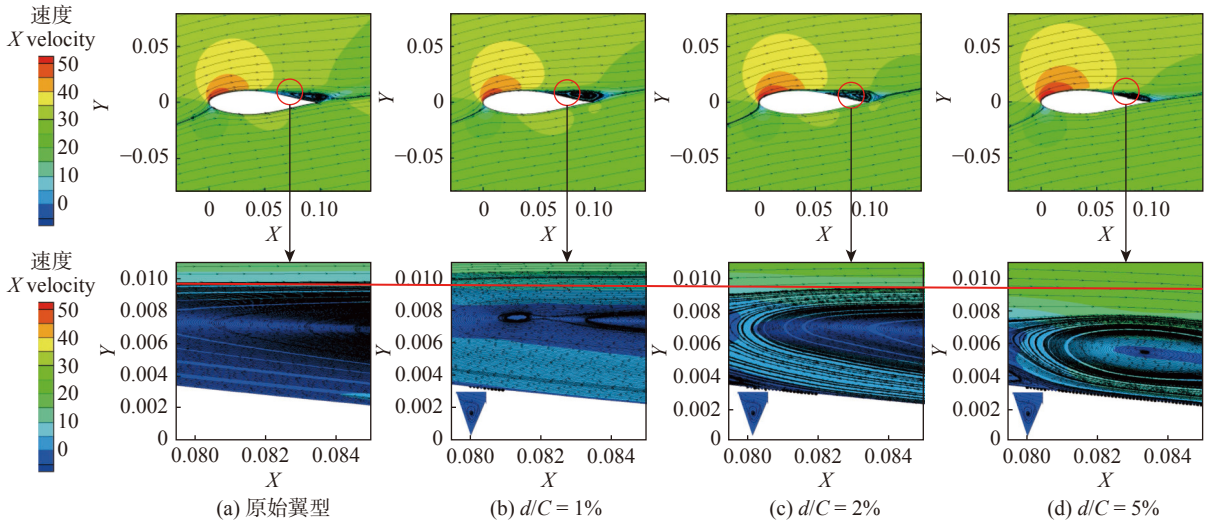


图 9　12°攻角下速度流线图

Fig. 9　Velocity streamlines at angle of attack = 12°

旋转的二次涡，使尾迹分离区增大；相对弦长长度为 2% 时，在随行波结构上游边界层内形成了逆时针旋转的小涡，与顺时针旋转的分离涡互为反向涡对，同时抬升分离涡，导致尾缘分离区域增大；相对弦长长度为 5% 时，边界层内逆时针旋转的小涡随行波结构前半段（相对弦长长度 1%）的沟槽形成顺时针旋转的二次涡，其余的沟槽由顺时针分离涡卷起形成逆时针旋转的二次涡，并且由于二次涡加速作用以及边界层内逆时针旋转的涡的拉扯作用，使分离涡破碎成两个顺时针旋转的涡，减小尾缘分离区范围。这说明在大攻角下，随着相对弦长长度增大，沟槽内二次涡结构对边界层流动作用越明显，在延缓边界层分离的同时，减小尾缘分离区的厚度，使吸力面速度损失降低，增大翼型的升力，略微增大阻力，提升翼型的气动性能。

图 10 为 15°攻角下速度流线图。从图中可以看出，在 15°攻角下，压力面尾迹流体与吸力面分离涡掺混，使分离区范围变大，阻力增大，气动性能降低。在相对弦长长度为 1% 时，沟槽

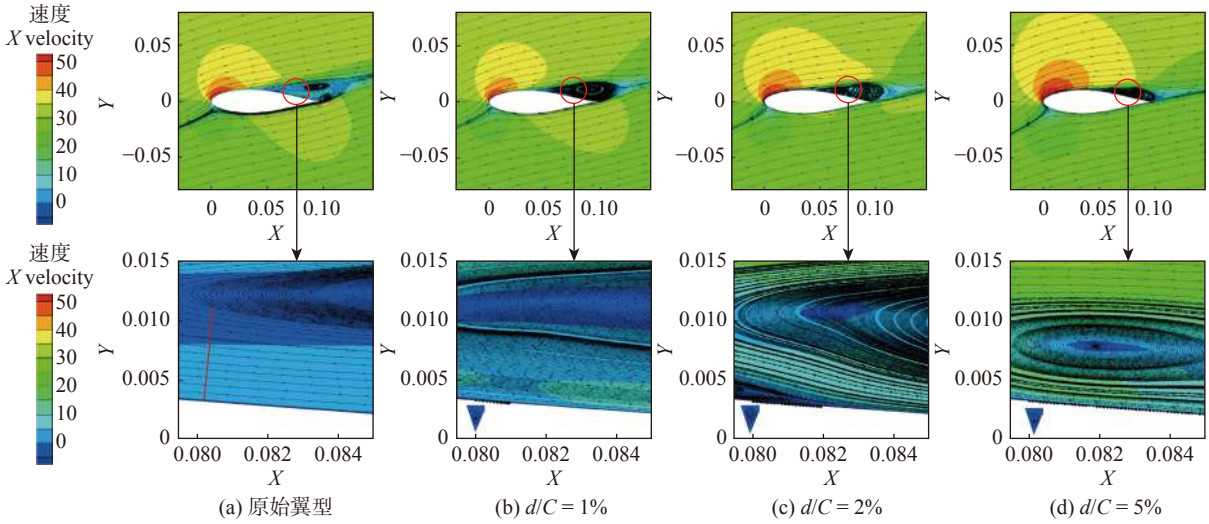


图 10　15°攻角下速度流线图

Fig. 10　Velocity streamlines at angle of attack = 15°

内逆时针旋转的二次涡促进了分离涡的发展使分离区范围扩大；相对弦长长度为 2% 时，边界层内逆时针旋转的小涡与随行波沟槽结构内顺时针旋转的二次涡互为反向涡对，使分离涡分裂成两个不同大小的顺时针旋转的涡结构，大分离涡没有随行波结构加速作用，使分离区扩大，阻力增大气动性能降低；相对弦长长度为 5% 时，大分离涡受到沟槽内逆时针旋转的二次涡的加速作用，分离区减小。这说明相对弦长长度较大时，沟槽内的二次涡可以改善由于压力面向吸力面发生掺混后而导致的尾缘分离区范围增大，使分离涡厚度减小，升力增大，从而提升翼型的气动性能。

为了进一步分析边界层内部流动特性，在尾缘作剖线，剖线位置如图 10(a)原始翼型尾缘直线所示，长度为 10 mm。

图 11 为随行波翼型在 0°～15°攻角下边界层内速度剖线图。从图中可以看出，在 0°～3°攻角

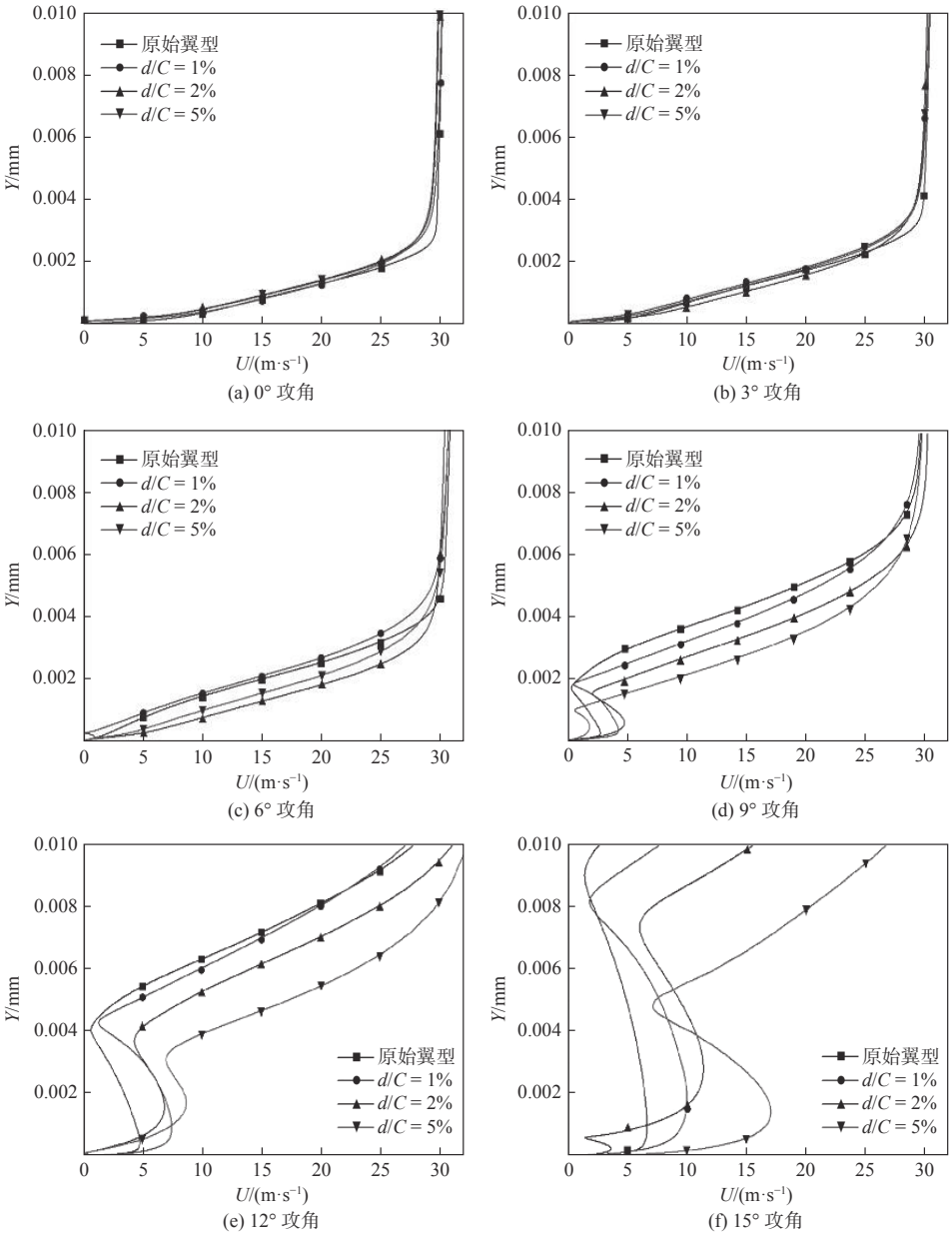


图 11 速度剖线图

Fig. 11 Velocity profiles

下，随行波结构能够略微加速边界层内低速条带，对于翼型整体的流动影响不大；在 6°攻角下，随着相对弦长长度增大，边界层内低速条带速度先增大后减小；在 9°～15°攻角下，随行波翼型边界层内低速条带速度明显增大，随着相对弦长长度增大，边界层内低速条带流速越大，边界层厚度减小。这说明在大攻角下，随行波结构内二次涡会加速边界层内的低速条带运动，使分离涡的流速增大，减小尾缘分离区大小，增大升力，提升翼型的气动性能。

3　结　论

本文通过数值模拟在 NACA0018 翼型上表面起始点位置相对翼型弦长 X/C=80% 处布置横向随行波结构，得出以下结论：

（1）在小攻角下，随行波处于分离点之前，来流在随行波沟槽内形成顺时针旋转的二次涡，降低边界层低速条带厚度，使阻力减小，从而改善翼型气动性能。

（2）在大攻角下，随行波处于分离点之后，边界层内顺时针旋转的分离涡使随行波沟槽内形成逆时针旋转的二次涡，与分离涡互为反向涡对，减小尾缘低速区范围，随行波结构相对弦长长度增大，分离涡流速增大，尾缘低速区厚度减小，尾迹损失降低，升力增大，提升翼型气动性能。

（3）随行波结构内的二次涡对边界层内低速条带具有加速作用，在大攻角下，低速条带流速增大导致尾缘分离涡速度增大，使尾缘分离区域范围减小，延缓边界层分离，提升翼型气动性能。

参考文献：

[1] SCHOLLE M, RUND A, AKSEL N. Drag reduction and improvement of material transport in creeping films[J]. Archive of Applied Mechanics, 2006, 75(2−3): 93 − 112.

[2] 许胜焱, 许斌, 黄典贵. 前缘附近微小板对 S809 翼型气动性能的影响 [J]. 上海理工大学学报, 2021, 43(1): 10 − 19.

[3] 陈子龙, 杨爱玲, 陈二云, 等. 沟槽表面对翼型绕流流场的气动作用研究 [J]. 上海理工大学学报, 2021, 37(3): 160 − 168.

[4] WALSH M J. Riblets as a viscous drag reduction technique[J]. AIAA Journal, 1983, 21(4): 485 − 486.

[5] SCHOLLE M. Hydrodynamical modelling of lubricant friction between rough surfaces[J]. Tribology International, 2007, 40(6): 1004 − 1011.

[6] LEE S J, JANG Y G. Control of flow around a NACA 0012 airfoil with a micro-riblet film[J]. Journal of Fluids and Structures, 2005, 20(5): 659 − 672.

[7] 胡海豹, 宋保维, 潘光. 回转体表面条纹沟槽减阻水洞实验研究 [J]. 力学季刊, 2006, 27(2): 267 − 272.

[8] 王晋军. 沟槽面湍流减阻研究综述 [J]. 北京航空航天大学学报, 1998, 24(1): 31 − 34.

[9] 宫武旗, 李新宏, 黄淑娟. 沟槽壁面减阻机理实验研究 [J]. 工程热物理学报, 2002, 23(5): 579 − 582.

[10] 任露泉, 孙少明, 徐成宇. 鸮翼前缘非光滑形态消声降噪机理 [J]. 吉林大学学报: 工学版, 2008, 38(S1): 126 − 131.

[11] 戎瑞, 刘顺超, 王松岭, 等. 脊状结构对翼型边界层分离特性影响大涡模拟研究 [J]. 空气动力学学报, 2018, 36(2): 350 − 356.

[12] NAKANO T, FUJISAWA N, OGUMA Y, et al. Experimental study on flow and noise characteristics of NACA0018 airfoil[J]. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 2007, 95(7): 511 − 531.