

DOI:10.16356/j.1005-2615.2018.06.011

离散式粗糙元诱导翼型边界层转捩的数值和实验研究

董昊¹ 刘是成¹ 杨鲤铭² 朱志斌³

(1. 南京航空航天大学航空宇航学院, 南京, 210016;

2. 新加坡国立大学机械工程系, 新加坡, 119260;

3. 中国航天空气动力技术研究院空气动力理论与应用研究所, 北京, 100074)

摘要:在 $Ma=0.6$ 来流条件下, 针对三维离散式圆柱粗糙元诱导 NACA0012 翼型边界层转捩问题开展了直接数值模拟(Direct numerical simulation, DNS)和油膜干涉风洞实验研究, 分析了粗糙元诱导转捩的机理及粗糙元高度和相邻粗糙元间距对转捩位置的影响。结果表明, 翼型表面粗糙元能够通过诱导出三维 Δ 涡和马蹄涡促进边界层转捩, 达到转捩控制的效果。粗糙元高度和相邻粗糙元间距对边界层转捩有影响, 且增加粗糙元高度和减小相邻粗糙元间距能够促进转捩。粗糙元高度对转捩的影响大于粗糙元间距, 且对粗糙元后方区域影响大, 对相邻粗糙元中间区域影响小。

关键词:离散式粗糙元; 边界层转捩; 直接数值模拟; 油膜干涉; 风洞实验

中图分类号: O355 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2018)06-0807-08

Numerical Simulation and Experimental Investigation on Airfoil Boundary Layer Transition Induced by Discrete Roughness Elements

DONG Hao¹, LIU Shicheng¹, YANG Liming², ZHU Zhibin³

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

2. Department of Mechanical Engineering, National University of Singapore, Singapore, 119260, Singapore;

3. School of Aerodynamic Theory and Application, China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing, 100074, China)

Abstract: The investigation of discrete roughness elements induced boundary layer transition on NACA0012 airfoil has been studied by direct numerical simulation (DNS) and oil-film interferometry technique, mainly focusing on the effect of roughness elements height and spacing on the boundary layer transition as well as the mechanism. The results show that, roughness elements on the airfoil surface can accelerate transition process by exciting three dimensional Δ vortices and horseshoe vortices. Increasing roughness element height and reducing spacing will advance the boundary layer transition. The influence is more intense on the area behind the roughness elements compared with that on the region between adjacent roughness elements.

Key words: discrete roughness elements; boundary layer transition; direct numerical simulation (DNS); oil-film interferometry; wind tunnel experiment

边界层转捩在飞行器设计过程中很重要, 特别是对飞行器表面的摩擦阻力和对流换热率有很大

基金项目:国家自然科学基金(11872208)资助项目。

收稿日期:2018-08-02; **修订日期:**2018-09-10

通信作者:董昊, 男, 副教授, E-mail: donghao@nuaa.edu.cn。

引用格式:董昊, 刘是成, 杨鲤铭, 等. 离散式粗糙元诱导翼型边界层转捩的数值和实验研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2018, 50(6): 807-814. DONG Hao, LIU Shicheng, YANG Liming, et al. Numerical simulation and experimental investigation on airfoil boundary layer transition induced by discrete roughness elements[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2018, 50(6): 807-814.

影响。影响边界层转换的因素有很多,雷诺数(Reynolds number, Re)在边界层转换中起关键作用。在实际飞行状态下,边界层转换通常发生在机翼前缘附近,导致机翼周围几乎完全为湍流;但是在风洞实验中,由于风洞模型尺寸较小,实验中的雷诺数往往比真实飞行中的雷诺数要低,使得模型表面基本为层流,这就导致了风洞实验模拟的流动状态和真实飞行时的状态有差别,造成了实验误差。为了在风洞实验中真实模拟实际飞行时飞行器表面流动状态,20世纪40年代,美国NASA兰利研究中心^[1]将金刚砂粗糙带贴于模型表面,利用金刚砂粗糙带诱发出稳定的扰动及其在边界层内的发展,使得层流边界层在很短的流向距离内转换为湍流边界层,这个过程也被称为“旁路转换”。金刚砂粗糙带可以归类为二维粗糙带^[2],常用的二维粗糙带还有拌线、台阶等^[3]。二维粗糙带在低雷诺数的风洞实验中应用效果良好,但是在高雷诺数条件下,转换控制的效果却不好^[4]。实际应用中,二维粗糙带诱导出二维的 Tollmien-Schlichting (T-S)波,T-S波沿流向发展一段距离,逐渐形成三维扰动,最终使边界层转换。由于无法精确预测扰动的发展,导致风洞实验中不能很好地控制转换位置。另一方面,金刚砂粗糙带表面高度难以控制,且为手动安装,粘胶剂量亦难以控制,高速大动压情况下容易发生脱落^[4]。为了更加有效地对高速流动进行边界层转换控制,研究人员开始探究三维粗糙元对高速边界层转换控制的影响。研究发现,三维粗糙元往往可以诱导出流向的涡结构,这些涡结构在三维粗糙元后短距离内相互干扰、破碎,造成转换。因此,相较于二维粗糙带,三维粗糙元能够更加有效地促进转换,其在风洞实验中已经有了广泛的应用^[5-7]。

早期三维粗糙元诱导转换的研究以风洞实验为主,并且主要研究单个粗糙元对平板边界层的影响^[8-10]。近年来,层析粒子图像测速(Tomo-particle image velocimetry, tomo-PIV)^[11],红外热像技术(Infrared thermography, IRT)^[12],温度敏感涂层(Temperature sensitive paints, TSP)^[13],平面激光诱导荧光(Planar laser induced fluorescence, PLIF)^[14]等新兴的测量技术已经应用于粗糙元诱导边界层转换的研究中,虽然它们的测量精度较高,但是存在近壁剪切力大、粒子均匀播散困难、校准和实验方法复杂等问题。油膜干涉法是一种适用于边界层转换实验的非接触测量方法。该方法具有测量面积大、测量精度高和实验成本低等特点,是一种较好的用于粗糙元诱导边界层转换研究的实验技术。另外,随着高性能计算机的发展,直接数值模拟(Direct numerical simulation, DNS)方法也被应用到粗糙元诱导边界层转换机理的研

究中^[15-18]。人们对单个粗糙元诱导边界层转换的机理以及粗糙元形状、高度等参数的影响规律已经有了充分的认识。然而,在工程实际和风洞实验的转换控制中往往使用离散式粗糙元,尽管该形式粗糙元对平板边界层的强制转换效果已经得到了验证^[5],而实际应用中布置在翼型或者机翼表面的离散式粗糙元对其诱导高速边界层转换的相关研究还很有限。因此,在离散式粗糙元诱导翼型边界层转换的工程应用中,往往缺乏相应的理论指导。

针对上述问题,本文运用直接数值模拟和油膜干涉法系统地研究了 NACA0012 翼型表面离散式粗糙元参数对高速边界层转换控制的影响。通过研究不同高度和不同间距的圆柱粗糙元诱导该翼型边界层转换的效果,得出三维离散式圆柱粗糙元对该翼型边界层转换控制的规律及相关机理,为离散式粗糙元在高速风洞转换控制中的实际应用提供参考依据。

1 DNS 数值方法及验证

1.1 数值方法

本文采用基于 Stokes 假设下的三维积分形式的非定常可压缩 Navier-Stokes(N-S)方程,以参考长度、来流速度、来流密度和来流温度进行量纲一化,得到一般曲线坐标系下量纲一化的控制方程为

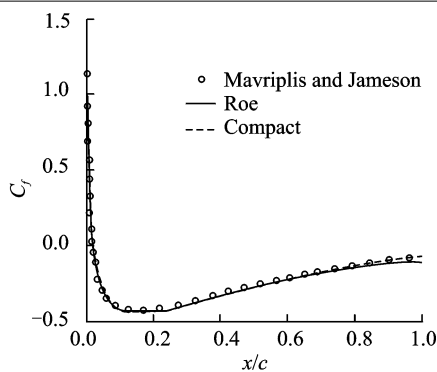
$$\left(\frac{\partial U}{\partial t}\right)_{i,j,k} + (F - F_v)_{i+\frac{1}{2},j,k} - (F - F_v)_{i-\frac{1}{2},j,k} + (G - G_v)_{i,j+\frac{1}{2},k} - (G - G_v)_{i,j-\frac{1}{2},k} + (H - H_v)_{i,j,k+\frac{1}{2}} - (H - H_v)_{i,j,k-\frac{1}{2}} = 0 \quad (1)$$

式中: U 为守恒变量; F, G 和 H 为对流量; F_v, G_v 和 H_v 为黏性通量。具体形式参见文献[19]。

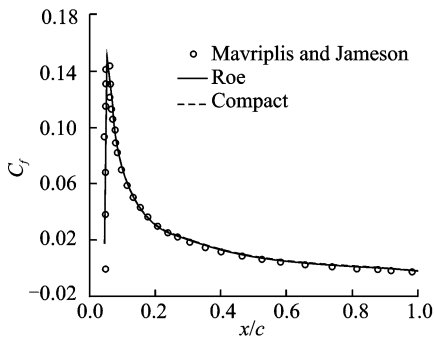
考虑通量的迎风特性,应用单调类的通量分裂技术,本文采用 Steger-Warming 分裂,在格点对通量进行分解后插值,内点采用单侧三点五阶迎风紧致格式,边界点采用四阶中心型紧致格式。为了抑制紧致格式在间断附近的非物理振荡,采用紧致格式与 TVD 格式结合的方法,对通量进行修正。在时间推进方法上,采用二阶向后差分隐式格式^[20]进行时间推进。

1.2 数值方法验证

参考文献[21]中 Mavriplis & Jameson 的计算状态,应用上述数值方法,对来流马赫数 $Ma = 0.5$,雷诺数 $Re = 5\,000$,零度迎角下的 NACA0012 翼型进行计算验证,壁面采用绝热壁面假设。计算网格采用 C 形结构网格,网格维数 $319 \times 65 \times 4$,另外,在验证中分别采用 Compact 格式和 Roe 格式进行层流计算。压强系数及摩擦阻力系数结果对比如图 1 所示。由图可见,本文数值方法的计算结果与文献符合较好,说明了方法和程序的正确性。



(a) Pressure coefficient



(b) Skin friction coefficient

图 1 压强系数和摩擦阻力系数结果对比

Fig. 1 Comparison of pressure and skin friction coefficient in different computational formats

2 粗糙元诱导翼型边界层转捩数值模拟

采用上述数值方法,对不同参数的离散式粗糙元诱导翼型边界层转捩进行数值模拟。计算模型采用弦长 $c = 150 \text{ mm}$ 的 NACA0012 翼型。粗糙元为圆柱形粗糙元,直径 $d = 1.2 \text{ mm}$ 。圆柱粗糙元高度 H 和间距 D 的选取如表 1 所示。来流马赫数 $Ma = 0.6$,迎角 0° ,粗糙元在翼型表面相对位置 $x/c = 0.2$ 。

表 1 计算状态

Tab. 1 Calculation status

Case	H/mm	D/mm
0		
1	0.05	2.5
2	0.05	3.6
3	0.08	2.5
4	0.08	3.6

数值计算结果分析位置划分及细节如图 2 所示,网格划分采用 C 形结构化网格,在物面处加密,粗糙元附近网格细节如图 3 所示;物面取无滑移绝热条件,远场取特征边界条件。以来流条件作为初场,非定常计算,时间步长 $dt = 5e-5$,计算到 $t = 10 \text{ s}$ 时刻,统计 40 000 步作平均。

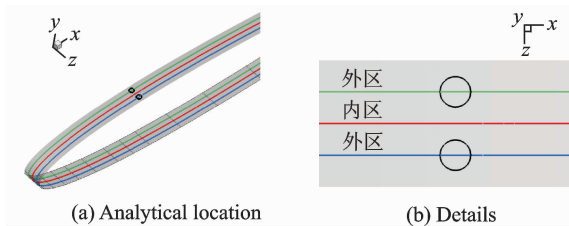


图 2 数值结果分析位置划分及细节

Fig. 2 Analytical location and details of numerical simulation results

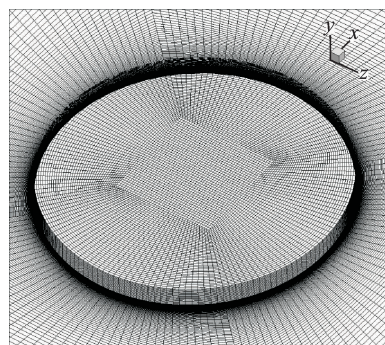


图 3 粗糙元附近网格细节图

Fig. 3 Local grid in the vicinity of roughness element

3 粗糙元诱导翼型边界层转捩实验方法

3.1 实验设备

本次风洞实验在南京航空航天大学 NH-1 亚跨超三声速风洞中进行,NH-1 风洞是间歇型直流下吹式风洞,来流马赫数范围 $Ma_\infty = 0.3 \sim 3.5$,实验段尺寸:长 \times 宽 \times 高 $= 1.58 \text{ m} \times 0.6 \text{ m} \times 0.6 \text{ m}$,亚跨声速时通过调节前室总压与风洞驻室静压比来实现实验马赫数变化,风洞示意图及照片如图 4 所示。本文中实验来流条件与数值模拟计算相同。

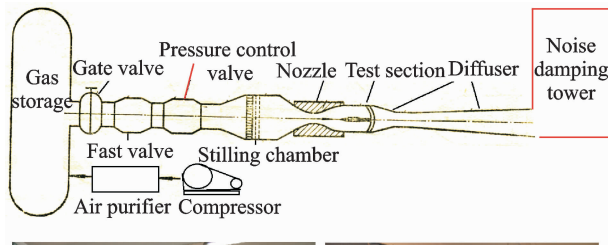


图 4 NH-1 风洞

Fig. 4 NH-1 wind tunnel

3.2 实验模型

实验模型选用截面为 NACA0012 翼型的铝合金二维翼型,翼型弦长 $c = 150 \text{ mm}$,展长 $l = 600 \text{ mm}$,在两端留有安装接头与风洞壁连接。在翼型表面处理上,先对其表面进行了抛光处理以满足油膜干涉所需的反光度要求,再根据不同表面材料的反射率情况选择镀镍来达到干涉所需的反射率要求。翼型实物图及在风洞中的安装如图 5 所示。

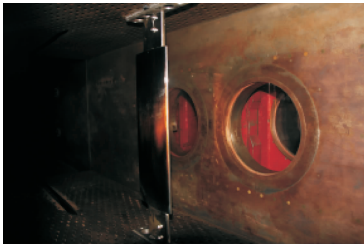


图 5 翼型实物图及安装方式
Fig. 5 Entity of airfoil and setup

实验中采用带孔纸带作为工具进行离散式圆柱型粗糙元布置。具体做法是在实验前将纸带覆于模型表面,向小孔中填充自制快干涂料来形成粗糙元,并通过更换纸带厚度以及不同小孔间距的纸带调节粗糙元高度和间距。模型表面粗糙元与纸带实物图如图 6 所示。本次风洞实验选择表 1 中的 Case 0 和 Case 1 状态,与数值模拟结果进行相互比对。

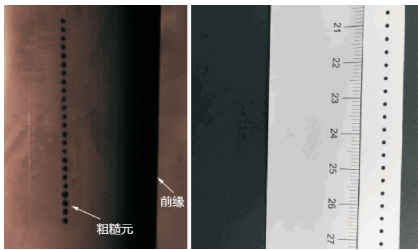


图 6 模型表面粗糙元与纸带实物
Fig. 6 Roughness elements on airfoil model and paper tape

3.3 油膜干涉摩擦阻力系数测量

油膜干涉表面摩擦阻力系数测量技术的原理是,在边界层内摩擦应力的剪切作用下,施加到模型表面的油将会顺着流向移动,随着时间的推移,油层变薄形成楔型油膜。利用单色可见光照射油膜表面,在特定厚度处的反射光会发生干涉并且可以观测到干涉条纹,根据干涉条纹可计算模型表面摩擦阻力系数 C_f (详细的公式推导见文献[22])。油膜干涉法原理及本次光路布置方式示意图如图 7 所示。

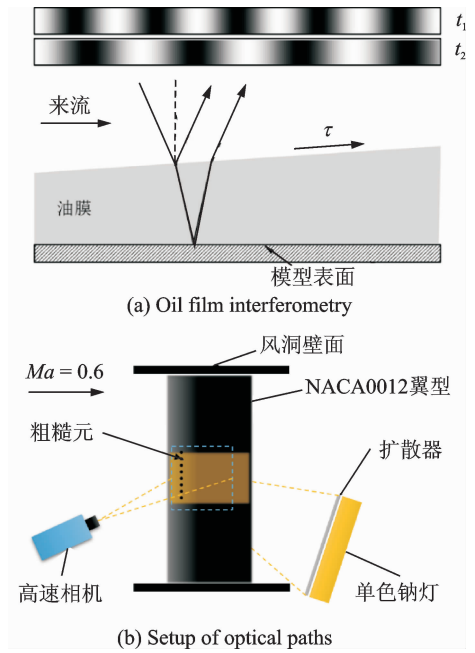


图 7 油膜干涉法原理及光路布置
Fig. 7 Principle of oil film interferometry and setup of optical paths

4 结果与分析

4.1 无粗糙元自然转捩

图 8 为无粗糙元模型(Case 0)上表面油膜干涉法的油膜条纹图,根据油膜条纹间距与壁面剪切之间的对应关系(宽间距对应强剪切),可以看出油膜条纹约在 $x/c = 0.52$ 处突然变宽,此处可定性判断为边界层转捩的位置。

图 9 为无粗糙元模型(Case 0)上表面中心线摩擦阻力系数分布的 DNS 结果、油膜干涉法结果和全湍流计算结果。从图中可以看出,对于 DNS 结果(黑色点划线), C_f 在 $x/c = 0.55$ 之前逐渐下降,在 $x/c = 0.55$ 处达到最小值,在 $0.55 < x/c < 0.6$ 之间,摩擦阻力系数陡然上升,达到一个最大值约为 $C_{f_{\max}} = 0.0018$,随后逐渐下降,转捩过程发生在这段区域。定义摩擦阻力系数开始增大的位置为转捩位置,则转捩发生在约 $x/c = 0.55$ 处,在 $x/c = 0.6$ 处发展为全湍流。油膜干涉实验定性和定量的结果均与 DNS 结果基本符合。另外,油膜干涉法的转捩起始位置比 DNS 结果稍微靠前,原因可能是 DNS 计算中没有考虑来流湍流度,而风洞实验中来流湍流度对转捩有一定的影响,造成了油膜干涉法得到的转捩起始位置比 DNS 的结果稍微靠前。

图 10 为无粗糙元情况(Case 0)表面流场瞬时涡量图(Q-准则^[23],基于流向速度着色),可以看出翼型上表面经历了典型的自然转捩过程。首先在转捩开始阶段,二维 T-S 波开始出现,并且逐渐向

三维过渡,沿着弦向发展成三维的 Λ 涡结构,最后 Λ 涡破碎形成充分发展的湍流。

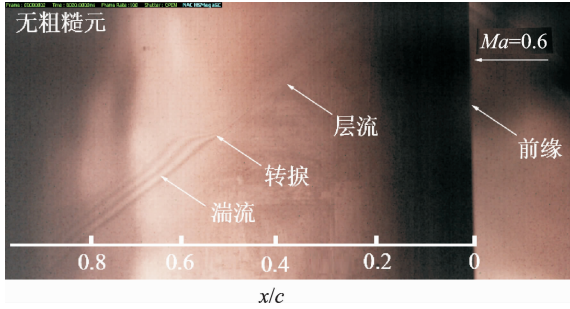


图 8 无粗糙元模型(Case 0)上表面油膜干涉条纹图
Fig. 8 Oil film patterns of Case 0 on upper surface of airfoil

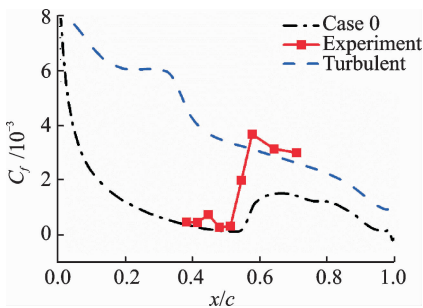


图 9 无粗糙元模型(Case 0)DNS、湍流模拟及油膜干涉实验结果
Fig. 9 Skin friction coefficient distribution of Case 0 with DNS, turbulent simulation and oil film interferometry methods

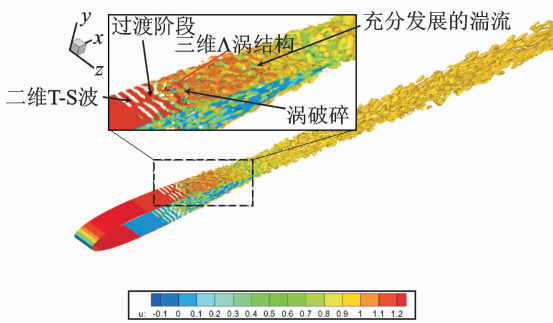


图 10 无粗糙元模型(Case 0) 流场涡系结构(Q-准则, 流向速度着色)
Fig. 10 Vortex structures in flow field of Case 0 (Q-criterion, colored with streamwise velocity)

4.2 粗糙元尾迹区摩擦阻力系数特性

图 11 为 Case 1 油膜干涉条纹图,从图中可以看出,转换位置约在 $x/c = 0.37$,相较于 Case 0,转换提前了约 0.15,说明粗糙元确实能够诱导 NACA0012 翼型上表面边界层转换。

由于油膜干涉法只能获得粗糙元后尾迹区的

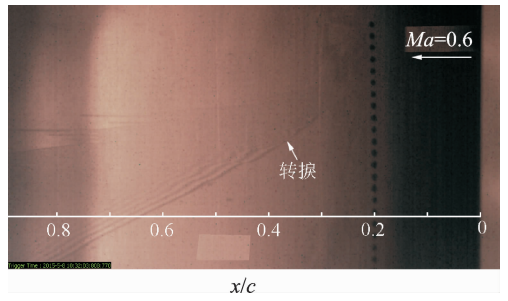


图 11 带粗糙元模型(Case 1)上表面油膜干涉条纹图
Fig. 11 Oil film patterns of Case 1 on the upper surface of airfoil

时均化摩擦阻力系数分布,难于捕捉到局部细节流动特性,所以本文利用 DNS 结果分析粗糙元临近区域不同位置的摩擦阻力系数分布及流场结构。

图 12 为基于 DNS 的 Case 1~Case 4 粗糙元间隔处(内区, In)及粗糙元中心线处(外区, Out)摩擦阻力系数 C_f 沿翼型弦向的分布图,并且均加入与无粗糙元的 Case 0 的对比。

如图 12(a)所示,对于 Case 1,可以看出相比于 Case 0(图 8),添加粗糙元后的内区和外区处的转换都提前了。外区(红色实线)的转换位置约为 $x/c = 0.41$,内区(蓝色虚线)转换位置相比外区稍微提前,在 $x/c = 0.38$ 。除此之外,可以发现外区在 $x/c > 0.2$ 的很小一段距离内,存在 C_f 很小(甚至小于 0)的一段区域。这主要是因为粗糙元后一小段距离存在低速回流区,对壁面造成了反向的剪切。而粗糙元间隔处(内区)没有低速回流区的存在,也就没有 $C_f < 0$ 的情况出现。

如图 12(b)所示,为 Case 2 的摩擦阻力系数分布结果。Case 2 相比 Case 1 在增加粗糙元间距的条件下,仍然能引起提前转换(相比 Case 0)。值得注意的是,内区和外区的转换位置特性与 Case 1 不同:对于 Case 2,在增加粗糙元间距后,外区(红色实线)的转换位置基本不变,但是内区(蓝色虚线)的转换位置相比明显延后了,并且比外区更加靠后。通过对比 Case 1 和 Case 2 可以发现,增大相邻粗糙元间距,对粗糙元自身后面(外区)的壁面剪切影响不大,但是能够明显地减弱相邻粗糙元中间位置处(内区)的剪切。风洞实验^[24]和数值模拟^[25]均证明,单个圆柱型粗糙元引起的扰动形成的尾迹区顺着流向扩张,最终形成楔形的影响区。如果仅就考虑影响区的范围,当两个粗糙元垂直于来流方向相邻排列时,粗糙元的部分尾迹区将会有重合的部分,并且随着粗糙元间距的减小,尾迹区交点向着粗糙元位置前移。也就是说,对于相邻粗糙元的中间位置处,更小的粗糙元间距,造成更早的扰动影响区,也就造成了该处的转换提前。

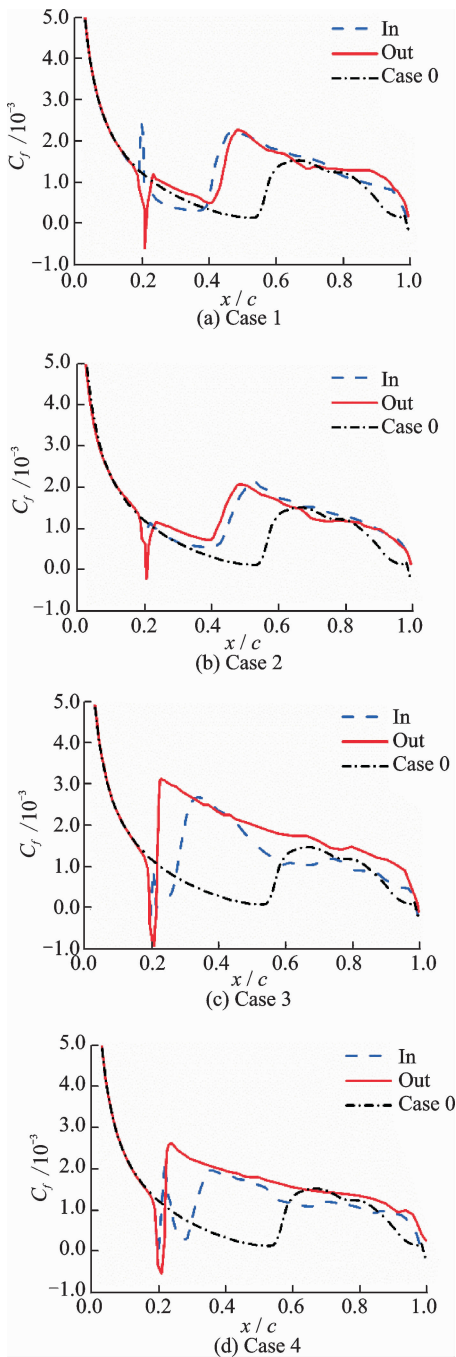


图 12 Case 1~Case 4 粗糙元中心线处(外区, Out)及间隔处(内区, In)摩擦阻力系数分布

Fig. 12 Skin friction coefficient distribution of Case 1—Case 4

如图 12(c)所示,为 Case 3 的摩擦阻力系数分布结果。对于 Case 3,相比于 Case 1 增加了粗糙元高度,可以看出 C_f 的分布相较于 Case 1 有了很大的不同。外区处在粗糙元后面很短一个距离内就转捩了,且转捩区范围窄;内区的转捩起始位置大约在 $x/c = 0.24$,并且相较于外区,转捩区更长。

如图 12(d)所示,为 Case 4 的摩擦阻力系数分布结果。对于 Case 4,相对于 Case 3 增加了相邻

粗糙元间距,粗糙元高度保持不变。可以看出间距的增加并不会影响外区的 C_f 特性,在较高粗糙元高度条件下(Case 3 和 Case 4),窄间距(Case 3)和宽间距(Case 4)对于粗糙元自身尾迹区(外区)的 C_f 影响不大,而对于内区,增加间距后,转捩位置延迟至 $x/c = 0.27$ 。Case 3 与 Case 4 对比的结果和 Case 1 与 Case 2 对比的结果特性一致,说明在不同粗糙元高度条件下,相邻粗糙元间距对粗糙元尾迹影响特性是相同的。

如图 13 所示,为 Case 0~Case 4,内区和外区摩擦阻力系数分布图。可以看出,对于内区,增加粗糙元高度,都会造成转捩位置的提前,并且粗糙元高度越高,转捩越提前;在相同高度情况下,增加相邻粗糙元间距对转捩有抑制作用。对于外区,同样增加粗糙元高度,会造成转捩位置的提前,高度相同的情况下,不同相邻粗糙元间距造成的转捩位置基本相同;较高粗糙元能够引起外区立刻转捩,粗糙元高度对外区的影响比内区大。

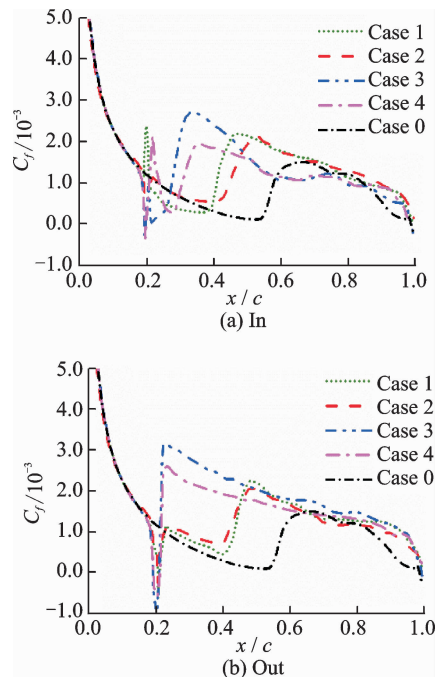


图 13 Case 0~Case 4 内区和外区摩擦阻力系数分布

Fig. 13 Skin friction coefficient distribution of In and Out regions of Case 0—Case 4

4.3 粗糙元尾迹区涡系结构特性

图 14—17 为 Case 1~Case 4 的翼型上表面流场涡系结构图。对于粗糙元高度较低的 Case 1 和 Case 2(图 14, 15),在粗糙元后方邻近区域(图 15),存在由于粗糙元诱导出来的 Δ 涡结构和马蹄涡结构。而在相邻粗糙元中间区域(内区),这种涡结构并不存在。 Δ 涡和马蹄涡结构沿着流向发展,并且逐渐扩散到中间区域(内区),造成展向范围的

三维 Λ 涡结构的形成。最后,三维 Λ 涡破碎形成更小的涡结构,流动发展成全湍流。对比 Case 1 和 Case 2,可以看出,较宽的粗糙元间距,使得粗糙元诱导的 Λ 涡结构,在向展向发展的距离更长,因此,发展成全湍流的距离更长。这个结论与之前分析的摩擦阻力系数分布(图 12(a, b))的结论一致。

对于粗糙元高度较高的 Case 3 和 Case 4(图 16, 17),可以看出,较高粗糙元(图 16)诱导出的 Λ 涡结构在粗糙元后方很短距离内就向整个展向扩散,相邻粗糙元各自诱导出的涡结构,也在这种扩散过程中相互干扰、影响,涡结构在短距离内破碎,形成湍流。同样地,对比 Case 3 和 Case 4,相邻粗糙元宽度对流场的影响与 Case 1 和 Case 2 的对比

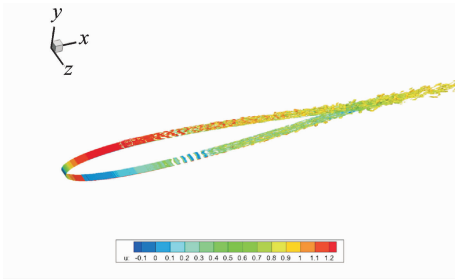


图 14 Case 1 流场涡系结构(Q-准则, 流向速度着色)
Fig. 14 Vortex structures in flow field of Case 1 (Q-criterion, colored with streamwise velocity)

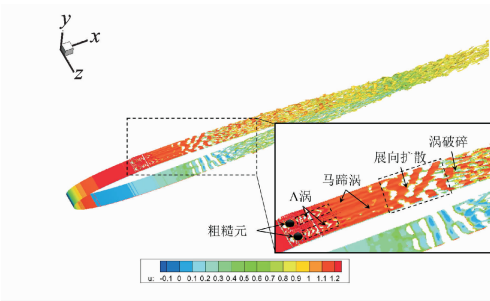


图 15 Case 2 流场涡系结构(Q-准则, 流向速度着色)
Fig. 15 Vortex structures in flow field of Case 2 (Q-criterion, colored with streamwise velocity)

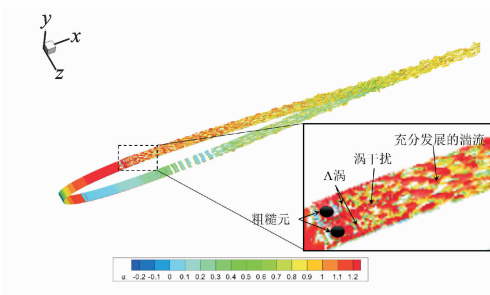


图 16 Case 3 流场涡系结构(Q-准则, 流向速度着色)
Fig. 16 Vortex structures in flow field of Case 3 (Q-criterion, colored with streamwise velocity)

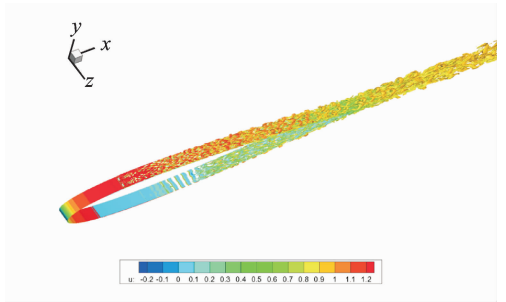


图 17 Case 4 流场涡系结构(Q-准则, 流向速度着色)
Fig. 17 Vortex structures in flow field of Case 4 (Q-criterion, colored with streamwise velocity)

相同,较宽相邻粗糙元间距会延缓粗糙元诱导的涡结构在展向的传播及相互干扰过程,最终推迟内区的转换。

5 结 论

本文通过直接数值模拟和油膜干涉法的风洞实验对来流马赫数 $Ma = 0.6$,迎角 0° 条件下,离散式圆柱粗糙元诱导 NACA0012 翼型边界层转换问题进行了研究,得到以下结论:

- (1) DNS 结果和油膜干涉法的结果相符,验证了算法和实验技术的准确性。
- (2) DNS 结果和油膜干涉法的结果表明,翼型表面粗糙元能够通过诱导三维 Λ 涡和马蹄涡,有效促进边界层转换,达到转换控制的效果。
- (3) 粗糙元高度和相邻粗糙元间距对边界层转换控制效果有影响,且增加粗糙元高度和减小相邻粗糙元间距能够促进转换。
- (4) 粗糙元高度对转换的影响大于粗糙元间距,且对外区影响大,内区影响小。

参考文献:

[1] LIEPMANN H W, FILA G H. Investigations of effects of surface temperature and single roughness elements on boundary-layer transition; NACA-890 [R]. USA:[s. n.],1947.

[2] KLEBANOFF P. Characteristics of turbulence in a boundary layer with zero pressure gradient; NACA-TR-1247[R]. USA:[s. n.],1955.

[3] PRESTON J H. The minimum Reynolds number for a turbulent boundary layer and the selection of a transition device [J]. Journal of Fluid Mechanics, 1958, 3(4):373-384.

[4] 赵子杰, 高超, 张正科. 新型人工转捩技术及风洞试验验证[J]. 航空学报, 2015,36(6):1830-1838. ZHAO Zijie, GAO Chao, ZHANG Zhengke. An innovation artificial transition technique and its validation through wind tunnel test [J]. Acta Aeronautica

- et *Astronautica Sinica*, 2015, 36(6):1830-1838.
- [5] BRASLOW A L. Effect of distributed granular-type roughness on boundary-layer transition at supersonic speeds with and without surface cooling; NACA-RM-L58A17[R]; USA: [s. n.], 1958.
- [6] BRASLOW A L, KNOX E C. Simplified method for determination of critical height of distributed roughness particles for boundary-layer transition at Mach numbers from 0 to 5 NACA-TN-4363 [R]. USA: [s. n.], 1958.
- [7] 黄勇, 钱丰学, 于昆龙, 等. 基于柱状粗糙元的边界层人工转捩试验研究[J]. *实验流体力学*, 2006, 20(3):59-62.
HUANG Yong, QIAN Fengxue, YU Kunlong, et al. Experimental investigation on boundary-layer artificial transition based on transition trip disk [J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2006, 20(3):59-62.
- [8] OWEN F K. Transition experiments on a flat plate at subsonic and supersonic speeds [J]. *AIAA Journal*, 1970, 8(3):518-523.
- [9] PINSON M, WANG T. Effects of leading-edge roughness on fluid flow and heat transfer in the transitional boundary layer over a flat plate [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 1997, 40(12):2813-2823.
- [10] MOCHIZUKI M. Smoke observation on boundary layer transition caused by a spherical roughness element [J]. *Journal of the Physical Society of Japan*, 1961, 16(5):995-1008.
- [11] YE Q, SCHRIJER F F, SCARANO F. Geometry effect of isolated roughness on boundary layer transition investigated by tomographic PIV [J]. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 2016, 61:31-44.
- [12] 王猛, 袁洪杰, 赵荣旻, 离散粗糙元诱发边界层转捩的实验研究[J]. *空气动力学报*, 2016, 34(1):47-52.
WANG Meng, YUAN Hongjie, ZHAO Yonghuan. Experimental investigation on boundary layer transition induced by distributed roughness elements [J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2016, 34(1):47-52.
- [13] DURANT A, ANDRE T, SCHNEIDER S P, et al. Mach 6 quiet tunnel laminar to turbulent investigation of a generic hypersonic forebody; AIAA 2015-3575 [R]. USA: AIAA, 2015.
- [14] DANEHY P, BATHEL B, IVEY C, et al. NO PLIF study of hypersonic transition over a discrete hemispherical roughness element; AIAA 2009-0394 [R]. USA: AIAA, 2009.
- [15] RIZZETTA D P, VISBAL M R. Direct numerical simulations of flow past an array of distributed roughness elements [J]. *AIAA Journal*, 2007, 45(8):1967-1976.
- [16] PIOT E, CASALIS G, RIST U. Stability of the laminar boundary layer flow encountering a row of roughness elements: Biglobal stability approach and DNS [J]. *European Journal of Mechanics-B/Fluids*, 2008, 27(6):684-706.
- [17] CHOUDHARI M, LI F, CHANG C L, et al. Laminar-turbulent transition behind discrete roughness elements in a high-speed boundary layer; AIAA 2010-1575 [R]. USA: AIAA, 2010.
- [18] BERNARDINI M, PIROZZOLI S, ORLANDI P. Compressibility effects on roughness-induced boundary layer transition [J]. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 2012, 35:45-51.
- [19] CHEN L, TANG D B, LIU X B, et al. Evolution of the ring-like vortices and spike structure in transitional boundary layers [J]. *Science China*, 2010, 53(3):514-520.
- [20] DENG S, JIANG L, LIU C. DNS for flow separation control around an airfoil by pulsed jets [J]. *Computers & Fluids*, 2007, 36(6):1040-1060.
- [21] MAVRIPLIS D J, JAMESON A. Multigrid solution of the Navier-Stokes equations on triangular meshes [J]. *AIAA Journal*, 1990, 28(8):1415-1425.
- [22] DRIVER D M. Application of oil-film interferometry skin-friction measurement to large wind tunnels [J]. *Experiments in Fluids*, 2003, 34(6):717-725.
- [23] HUNT J C R, WARY A A, MOIN P. Eddies, stream, and convergence zones in turbulent flows: CTR-S88 [R]. USA: [s. n.], 1988: 193-208.
- [24] MOCHIZUKI M. Smoke observation on boundary layer transition caused by a spherical roughness element [J]. *Journal of the Physical Society of Japan*, 1961, 16(5):995-1008.
- [25] REDFORD J A, SANDHAM N D, ROBERTS G T. Compressibility effects on boundary-layer transition induced by an isolated roughness element [J]. *AIAA Journal*, 2010, 48(12):2818-2830.