

文章编号:1674-8190(2021)02-038-14

# 基于涡流发生器的翼型风洞试验侧壁干扰控制研究

魏斌斌,高永卫,师尧,李栋,郝礼书  
(西北工业大学 航空学院,西安 710072)

**摘要:** 大厚度翼型风洞试验的侧壁干扰严重,需对侧壁边界层进行控制。本文首次使用被动式涡流发生器(VG)对大厚度翼型FX77-W-400的侧壁干扰效应进行控制,提出两种基于VG的侧壁干扰控制构型:侧壁VG和翼面VG,研究VG安装位置对翼型气动性能以及压力场细节的影响;使用本征正交分解(POD)技术对翼型表面压力场结构进行研究。结果表明:本文使用的被动式VG可对侧壁干扰进行有效控制;侧壁VG和翼面VG对翼型表面的吸力峰值有影响,在本文研究范围内,升力系数和吸力峰值之间存在显著的线性相关性;本文使用的侧壁干扰控制形式保持了基准翼型表面流动的主要结构。

**关键词:** 翼型;风洞试验;侧壁干扰;流动控制;涡流发生器;POD

中图分类号: V211

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2021.02.05

文献标识码: A

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



## Research on Sidewall Interference Control in Airfoil Wind Tunnel Test Based on Vortex Generator

WEI Binbin, GAO Yongwei, SHI Yao, LI Dong, HAO Lishu  
(School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

**Abstract:** The wind tunnel sidewall boundary layer needs to be controlled since the sidewall interference in the wind tunnel test of the large-thickness airfoil is serious. In this paper, passive vortex generators (VG) are used at first time to control the sidewall interference effect on the large-thickness airfoil FX77-W-400, and two VG-based sidewalls interference control configurations are proposed, i.e. sidewall VG and airfoil VG. The effects of the VG installation position on the airfoil aerodynamic performance and pressure field details are studied, and the proper orthogonal decomposition (POD) is used to study the airfoil surface pressure field structure. The research shows that: the passive VG used in this work can effectively control the sidewall interference. The peak suction of the airfoil surface is affected by sidewall VG and airfoil VG. There is a significant linear correlation between the lift coefficient and the peak suction within the scope of this study. The sidewall interference control method used in this work maintains the main structure of the reference airfoil surface flow. The research is of certain guiding significance for the wind tunnel test and theoretical research.

**Key words:** airfoil; wind tunnel test; sidewall interference; flow control; vortex generator; POD

收稿日期: 2021-01-13; 修回日期: 2021-03-18

基金项目: 国家自然科学基金青年科学基金(11502214)

通信作者: 高永卫, gyw630@nwpu.edu.cn

引用格式: 魏斌斌,高永卫,师尧,等. 基于涡流发生器的翼型风洞试验侧壁干扰控制研究[J]. 航空工程进展, 2021, 12(2): 38-51,87.

WEI Binbin, GAO Yongwei, LI Dong, et al. Research on sidewall interference control in airfoil wind tunnel test based on vortex generator[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2021, 12(2): 38-51,87. (in Chinese)

## 0 引言

翼型的气动特性直接决定了飞机机翼、风力机、螺旋桨、直升机旋翼等的气动性能,因此,获得准确、可靠的翼型气动性能数据是必须的。目前,可靠的翼型气动性能通常通过风洞试验的方法获取,翼型风洞试验数据的准确性取决于洞壁干扰效应的大小,而计算流体力学(Computational Fluid Dynamics,简称CFD)技术的迅速发展给风洞试验提出了更严格的准确度要求,因此需要对洞壁干扰效应进行更加细致的研究。

翼型风洞试验存在两类最主要的干扰效应:上下壁干扰效应和侧壁干扰效应。上下壁干扰效应是一个二维的、无黏的问题,其修正方法已发展得相对成熟<sup>[1-2]</sup>。而侧壁干扰效应是一个有黏的、三维流动问题<sup>[3-5]</sup>,目前减弱侧壁干扰的有效方式是对其进行流动控制。

在翼型风洞试验中,为了实现大雷诺数,会使用弦长相对较大的模型。弦长大意味着展弦比小,展弦比较小时,侧壁边界层的发展会显著影响翼型气动特性。对于小展弦比翼型,其诱导出的逆压梯度与侧壁边界层相互干扰,引起侧壁边界层分离。侧壁边界层一旦分离,会在翼型模型与侧壁之间形成角区流动,这种角区流动呈现三维特征<sup>[6-8]</sup>。横向流动由侧壁向翼型中线逐渐发展,由于对称性,理论上翼型中线横向流速为零。这种三维效应使翼型中线环量减小,升力减小<sup>[9-10]</sup>。N. Sudani等<sup>[5]</sup>的研究表明,为了减小侧壁干扰效应的影响,低马赫数试验情况下,翼型模型的展弦比至少要达到1.5,高马赫数情况下,至少要达到2.0。

为了消除或减弱这种角区分离流动带来的三维效应,需使用边界层控制(Boundary-layer Control,简称BLC)技术。目前,吹气<sup>[9]</sup>和吸气<sup>[4,11]</sup>是最常用的侧壁边界层控制方法。吹气为风洞壁上的边界层提供能量,使其能够抵抗翼型模型诱导出的逆压梯度引起的流动分离。抽吸气去除了侧壁边界层,减小了侧壁边界层厚度,提高了抵抗角区流动分离的能力。NASA兰利中心低湍流压力风洞(NASA Langley Low-turbulence Pressure Tunnel,简称LTPT)使用两种方法(吹气和吸气)均实

现了展向二维流动的控制<sup>[8]</sup>。日本国家航空航天试验室(National Aerospace Laboratory in Japan,简称NAL)风洞<sup>[12-14]</sup>使用边界层抽吸技术实现了模型区自由来流马赫数的均匀性。T. Nishino等<sup>[9]</sup>使用计算方法研究了在Coanda射流吹气条件下风洞侧壁的干扰效应,研究表明,侧壁对尾缘Coanda射流剖面的影响很小,在流动分离之前,在中间截面周围相当宽的区域内,流动是准二维的。在Coanda射流面与侧壁之间,流动的分离会在壁面卷起两个流向涡,下游这些流向涡的夹带和卷起使得翼型中间截面产生的升力和阻力比二维情况下小。西北工业大学NF-3风洞对侧壁干扰进行了系统性研究,通过吹/吸气方式实现了对侧壁干扰效应的有效控制<sup>[15-17]</sup>。

考虑到结构强度问题,大厚度翼型<sup>[18]</sup>在风力机叶片、涡轮叶片、螺旋桨等的应用越来越广泛。可是带尖后缘的大厚度翼型由于转捩提前而导致气动性能表现较差<sup>[19]</sup>,为了提高大厚度翼型的气动特性,减小前缘对转捩的敏感性,人们设计了钝后缘的大厚度翼型<sup>[20-22]</sup>。大厚度翼型流动分离较早,在风洞试验中,与侧壁边界层之间的干扰更为严重,为了获得可靠的大厚度翼型试验数据,需对其侧壁干扰效应进行控制。

在航空领域,流动控制的方式很多,被动式涡流发生器(Vortex Generator,简称VG)因其结构简单,成本低廉而被广泛应用于边界层发展的控制<sup>[23-26]</sup>。VG可在主流中引入流向涡,使边界层重新通能并变薄,抵消逆压梯度,最终抑制流动分离。VG的安装位置、高度、展向分布距离均会影响流动控制效果,涡流发生器高度一般与附面层厚度相当或小于附面层厚度。上述研究均使用VG对翼型表面流动或翼型绕流进行控制,而使用VG进行侧壁边界层控制的研究很少,尤其是在大厚度翼型风洞试验方面,就目前掌握的公开资料显示,这种研究尚属首次。

侧壁吹吸气之类的主动控制方式在使侧壁附面层变薄的同时,也减弱了由于模型引起的堵塞效应,但是,需要持续地吸气和合适的吸气量控制。本文采用被动式VG的方法对侧壁干扰进行控制,其对阻塞效应没有影响,可显著减弱或消除侧壁与翼型模型角区的流动分离,考虑到被动式VG的便捷性、实用性和有效性,本文使用的侧壁

干扰控制方法是一种成本更低的方法。

本文使用被动式 VG 对 FX77-W-400 翼型<sup>[19,22]</sup>的侧壁干扰效应进行控制,试验雷诺数为  $Re=3.0 \times 10^6$ ,提出两种基于 VG 的侧壁干扰控制构型:侧壁 VG 和翼面 VG,研究 VG 安装位置对侧壁干扰控制效果和翼型表面压力场细节的影响;并使用 POD(Proper Orthogonal Decomposition) 技术对不同构型情况下翼型表面压力场结构进行了研究。

## 1 试验设置

### 1.1 风洞和模型

试验在西北工业大学 NF-3 风洞进行。NF-3 低速翼型风洞是亚洲最大的低速翼型风洞,翼型试验段长 $\times$ 宽 $\times$ 高为  $8\text{ m} \times 1.6\text{ m} \times 3\text{ m}$ ,为矩形截面,风洞的收缩比为 20。该试验段主要性能和流场品质为:最大风速  $130\text{ m/s}$ ,最小稳定风速  $10\text{ m/s}$ ,常用风速  $60\sim 80\text{ m/s}$ ,轴向静压梯度  $0.001\text{ 1/m}$ ,湍流度  $0.045\%$ ,翼型试验雷诺数可达  $7.0 \times 10^6$ 。

FX77-W 翼型族是使用 S. F. Hoerner<sup>[21]</sup>的方法设计的一种钝后缘大厚度翼型,本文试验选择 FX77-W-400 翼型,该翼型最大厚度为  $40\%$ ,最大厚度位置在  $x/c=40\%$  处,后缘厚度为  $10.6\%$ ,如图 1 所示。N. Sudani 等<sup>[5]</sup>的研究表明,低马赫数试验情况下,为减小侧壁干扰效应,翼型模型的展弦比至少达到 1.5。因此,本文试验模型弦长设计为  $c=800\text{ mm}$ ,展弦比为 2.0,同时也保证能够获得足够大的试验雷诺数。

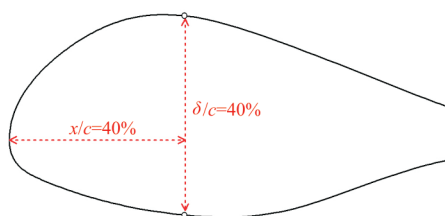


图 1 FX77-W-400 翼型

Fig. 1 FX77-W-400 airfoil

取翼型展向  $50\%$  处作为测压剖面,分布 106 个测压孔,其中上表面分布 50 个测压孔,下翼面分布 49 个测压孔,后缘分布 7 个测压孔。使用 PSI 9816 智能压力扫描器对翼型表面压力进行采集,

该系统共有 736 个压力测量通道,采集速度为  $100\text{ Hz/ch}$ ,采集精度为  $\pm 0.05\%$ 。

本文试验不对翼型模型测压截面的附面层进行控制,属于自然转捩。试验雷诺数为  $Re=3.0 \times 10^6$ ,迎角变化范围为  $-2^\circ \sim 20^\circ$ ,  $\Delta\alpha=1^\circ$ 。

### 1.2 涡流发生器

使用被动式 VG 对风洞侧壁边界层进行控制,并提出两种控制构型:构型 I (侧壁 VG) 和构型 II (翼面 VG),其具体形式如表 1 所示。不使用 VG 进行控制的称为“Baseline”。

表 1 不同构型试验设置

Table 1 Experimental setup of different configurations

构型	安装位置	距翼型前缘距离
I	风洞侧壁	$x/c=0\%$
		$x/c=40\%$ (最大厚度位置)
II	翼型上表面	$x/c=25\%$
		$x/c=40\%$ (最大厚度位置)

#### (1) 构型 I

在风洞侧壁上安装涡流发生器的方式为构型 I。安装的涡流发生器具体设计参数为:间距  $D=146\text{ mm}$ ,  $h=30\text{ mm}$ ,如图 2 所示。试验现场安装如图 3 所示。

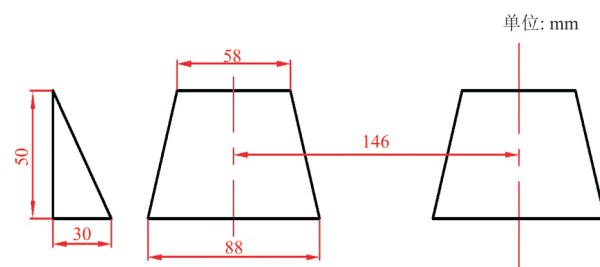


图 2 侧壁 VG 及其尺寸

Fig. 2 Sidewall VG and its size

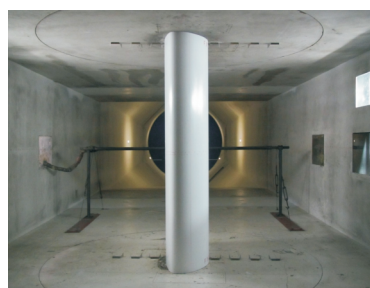


图 3 侧壁涡流发生器流动控制试验

Fig. 3 Flow control experiment of sidewall VG

## (2) 构型 II

在翼型上翼面安装涡流发生器的方式为构型 II。安装的涡流发生器具体设计参数为:间距  $D=30\text{ mm}$ ,  $h=6\text{ mm}$ , 如图 4 所示。

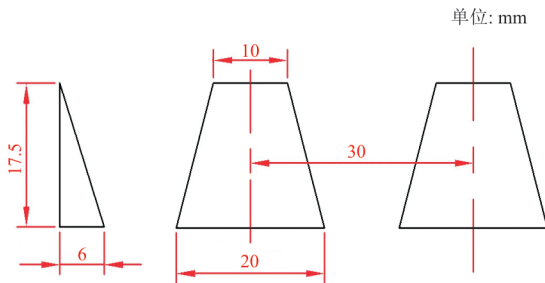


图 4 翼面 VG 及其尺寸

Fig. 4 Airfoil surface VG and its size

试验目的在于使用 VG 对侧壁干扰进行控制, 关键在于控制侧壁与模型之间的角区流动。因此, 涡流发生器安装范围在翼型上表面靠近侧壁区域内, 如图 5 所示。

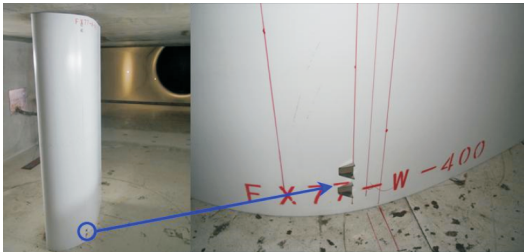


图 5 翼面涡流发生器控制试验

Fig. 5 Flow control experiment of airfoil surface VG

A. D. Gardner 等<sup>[10]</sup>研究了翼型模型与侧壁之间的缝隙对角区流动的影响, 研究表明, 这种缝隙对翼型模型端部近壁面三维流动拓扑结构有着显著影响, 无缝隙时侧壁干扰则最小。为了减小侧壁干扰效应, 本文选择无缝隙模型安装方式(如图 5 所示)。

## 2 试验结果及数据分析

### 2.1 无控制情况

本文就基准翼型试验结果与文献[19, 22]数据进行对比, 如图 6 所示, 红色圆圈为斯图加特大学(Stuttgart University)使用风洞侧壁边界层吹除装置控制侧壁边界层情况下的翼型升力系数结果<sup>[22]</sup>; 红色虚线为 F. Grasso<sup>[22]</sup>使用 RFOIL 代码进

行数值计算的结果; 蓝色方框为 T. Winnemöller 等<sup>[19]</sup>使用 T. Pulliam 和 J. Steger 发展的 ARC2D 代码<sup>[27]</sup>进行全湍流条件的计算结果; 黑色实线为本文试验结果(未进行侧壁干扰控制)。斯图加特大学、F. Grasso 和本文结果的雷诺数均是  $Re=3.0 \times 10^6$ , 而 T. Winnemöller 等的计算雷诺数是  $Re=1.0 \times 10^6$ 。

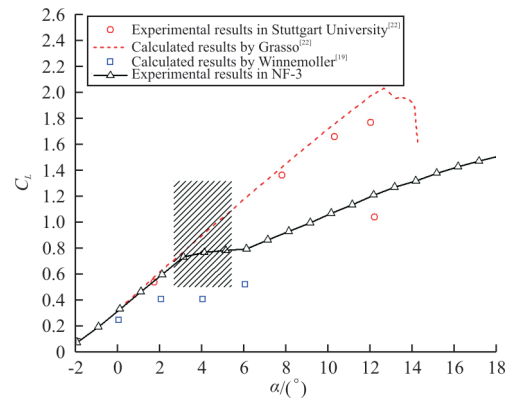


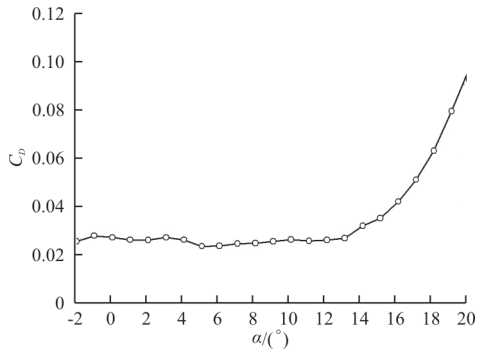
图 6 本文试验结果与文献结果对比

Fig. 6 Comparison between experimental results in this article and results in other literatures

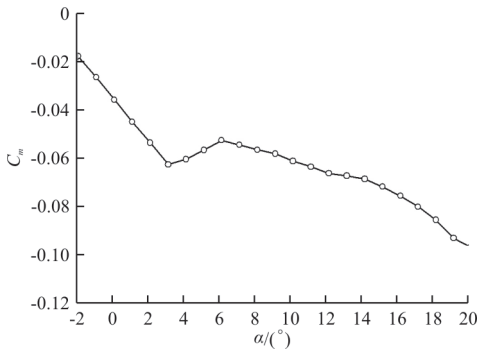
从图 6 可以看出: 小迎角范围内 ( $\alpha \leq 3^\circ$ ), 本文试验结果(没有进行过侧壁干扰控制)与斯图加特大学和 F. Grasso(进行过侧壁边界层控制)的结果一致; 而在  $\alpha > 3^\circ$  范围内, 本文试验结果表明, 翼型提前失速, 其气动特性开始与斯图加特大学和 F. Grasso 的结果有显著不同。比较本文试验与斯图加特大学的试验条件与结果, 认为这种差距是由侧壁干扰引起的。对比 T. Winnemöller 等的计算结果, 在大范围的迎角范围内, 与本文试验、斯图加特大学试验和 F. Grasso 的计算结果均有显著差异, 这种差异应该是雷诺数不同和全湍流计算条件引起的。

对于基准翼型(无控制情况), 在  $\alpha$  为  $-2^\circ \sim 3^\circ$  之间是明显的线性区(如图 6 所示), 流动呈现附着流状态。在  $\alpha$  为  $3^\circ \sim 6^\circ$  范围内(图 6 中的阴影部分), 升力系数没有显著提高, 力矩系数增加, 而阻力系数没有显著增大, 如图 7 所示, 因此这个阶段的气动性能应该不是流动分离导致的, 因为如果流动发生分离, 阻力会显著增加, 这在压力分布上也可以看出, 如图 8 所示。





(a)  $C_D$ 随迎角的变化曲线



(b)  $C_m$ 随迎角的变化曲线

图 7 基准翼型的阻力系数和力矩系数

Fig. 7 Drag and moment coefficients of reference airfoil

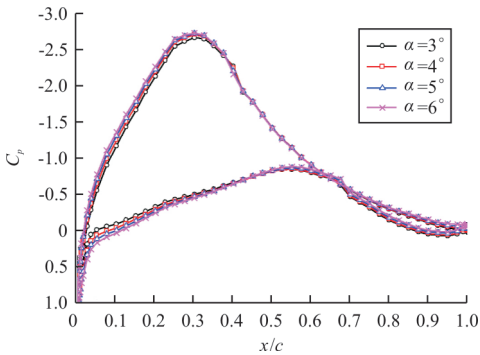


图 8 典型迎角处的压力系数分布

Fig. 8  $C_p$  distribution at typical AOA's

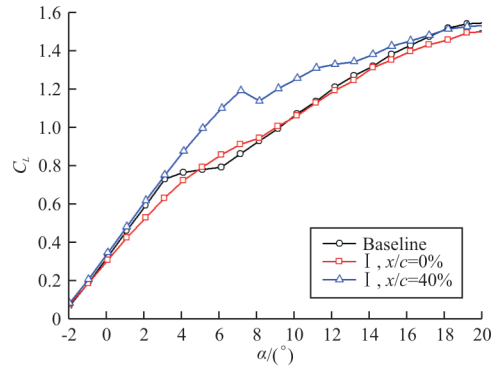
在这个阶段,上翼面维持附着流形态,没有呈现流动分离导致的压力平台特征,只不过压力系数分布基本一致,仅在顺压梯度区有轻微变化,导致该阶段升力系数没有显著增加,力矩系数变大。可见,该阶段这种失速的特征并不是由流动分离引起的,而是翼型吸力面吸力不够导致的,导致吸力不够的原因为角区流动<sup>[4-8]</sup>的出现。角区流动沿横向的发展使得翼型不再维持二维流动,翼型升力线斜率开始明显减小。而角区流动发生的原因

在于风洞侧壁的影响,因此需要对侧壁干扰进行控制。

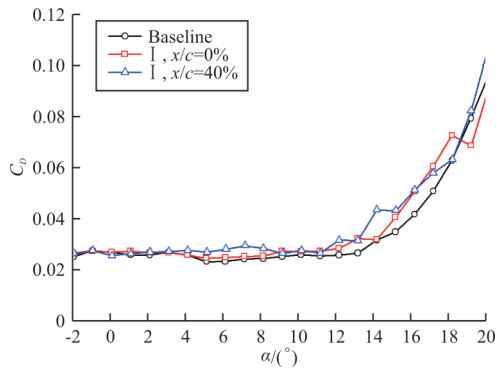
## 2.2 侧壁 VG 控制

本节使用构型 I 对风洞侧壁干扰进行控制,研究 VG 安装位置对控制效果的影响。

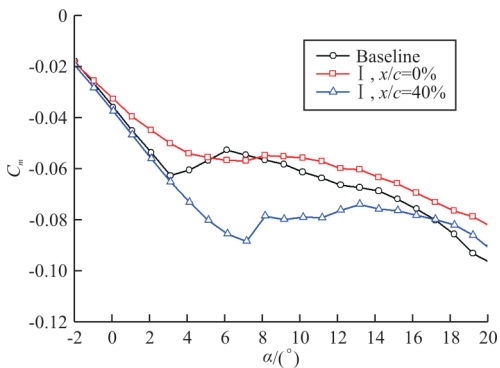
不同安装位置情况下的翼型气动特性如图 9 所示。



(a)  $C_L$ 随迎角的变化曲线



(b)  $C_D$ 随迎角的变化曲线



(c)  $C_m$ 随迎角的变化曲线

图 9 侧壁 VG 对翼型气动特性的影响

Fig. 9 Effect of sidewall VG on aerodynamic characteristics of airfoil

从图 9 可以看出:

(1) 对比基准翼型,侧壁 VG 安装在翼型前缘 ( $x/c=0\%$ ) 时,改变了翼型在小迎角范围内的升力线斜率和力矩系数形态,使  $\alpha$  为  $0^\circ\sim 3^\circ$  的升力线斜率减小,说明在该阶段横流就已经产生。在大迎角情况下, VG 安装在  $x/c=0\%$  也没有起到显著的控制作用。另外,对阻力系数几乎没有影响。可见,相较于基准翼型,该位置的侧壁 VG 控制形式产生了负作用:小迎角情况下使横流提前发生,大迎角情况下几乎没有影响。

(2) 侧壁 VG 安装在翼型最大厚度位置 ( $x/c=40\%$ ) 时,相较于基准翼型,延迟了升力系数和力矩系数的失速,由  $\alpha_{\text{stall}}=3^\circ$  延迟到了  $\alpha_{\text{stall}}=7^\circ$ 。在  $\alpha>7^\circ$  时,升力线斜率开始明显减小。注意到这个过程中,阻力系数并没有显著增大,说明这种失速也是由横流引起的。可见,侧壁 VG 安装在翼型最大厚度位置起到了显著的侧壁干扰控制效果,使失速延迟了  $\Delta\alpha=4^\circ$ 。

基准翼型及经侧壁 VG 控制后的试验结果与参考文献的结果对比如图 10 所示,可以看出:本文使用被动式 VG 对侧壁干扰进行控制的效果尽管没有斯图加特大学应用边界层吹吸的结果那么理想,但仍能够获得  $\Delta\alpha=4^\circ$  的失速延迟,考虑到本文使用的是一种极为简便的被动式控制方法,可以认为这种控制方式还是极有潜力的。

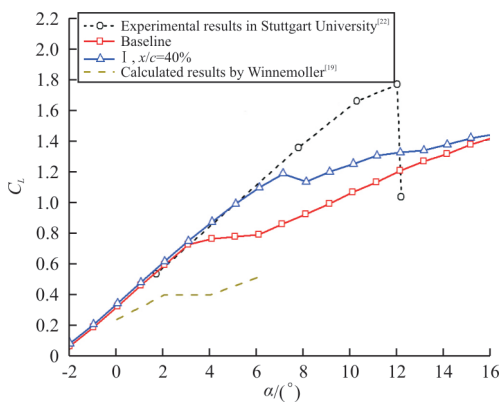


图 10 本文与文献结果对比

Fig. 10 Comparison of results in this article and other literatures

除整体气动特性外,侧壁 VG 对转捩位置、吸力峰位置和吸力峰值等气动特征也会产生影响。使用逆压梯度区逆压梯度突然增大<sup>[28-31]</sup>的位置作为转捩位置,如图 11 所示。

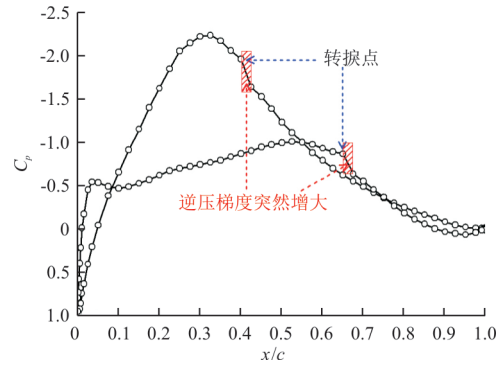


图 11 转捩位置判断

Fig. 11 Judgment of transition position

侧壁 VG 不同安装位置情况下翼型上表面压力场如图 12 所示,蓝色散点是转捩位置,红色散点是吸力峰位置。可以看出:侧壁 VG 没有影响全迎角范围内翼型上表面的压力形态,但对具体的流动细节有影响;另外,侧壁 VG 安装在  $x/c=40\%$  情况下,小迎角范围 ( $\alpha$  为  $0^\circ\sim 5^\circ$ ) 内吸力峰值的梯度更大。

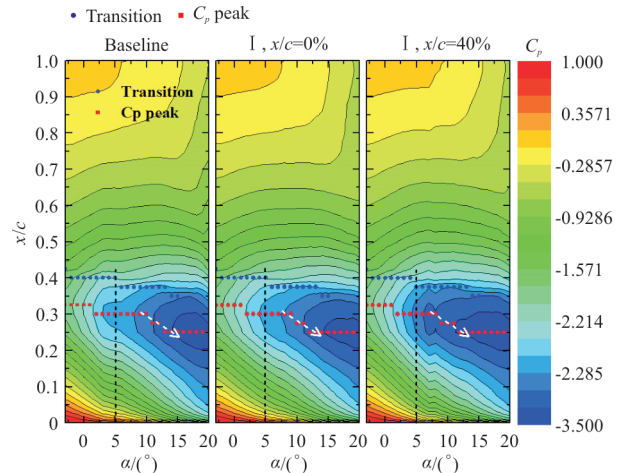


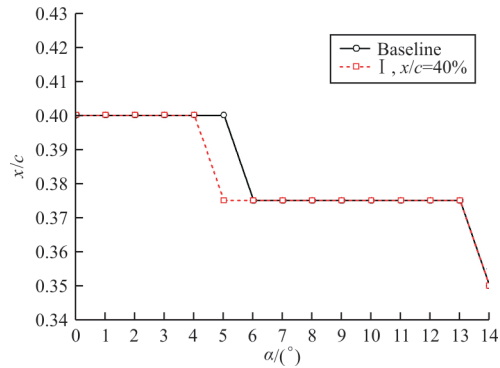
图 12 侧壁 VG 对吸力面压力场的影响

Fig. 12 Effect of sidewall VG on pressure field of suction surface

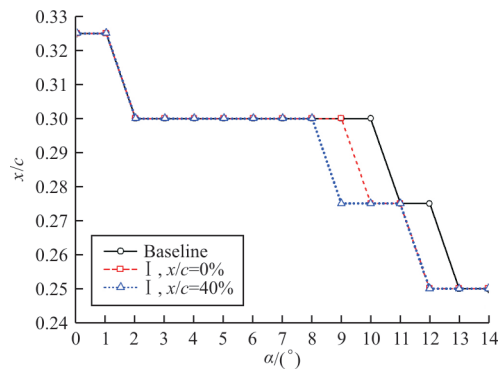
不同侧壁 VG 安装位置对流动特征的影响如图 13 所示,其中 (a) 是转捩位置, (b) 是吸力峰位置, (c) 是吸力峰值。侧壁 VG 安装在  $x/c=0\%$  时对转捩位置没有影响 (图 10), 因此没有在图 13 中表现。从图 13(a) 可以看出: VG 安装在翼型最大厚度位置 ( $x/c=40\%$ ) 使得  $\alpha=5^\circ$  时的转捩位置提前; 从图 13(b) 可以看出: 两种安装位置 VG 均会影响大迎角情况下吸力峰位置, 使吸力峰位置前移,

且安装在最大厚度位置处,吸力峰位置最早发生前移的迎角最小,为 $\alpha=9^\circ$ ,相较于基准翼型,提前了 $\Delta\alpha=2^\circ$ (基准翼型为 $\alpha=11^\circ$ );从图 13(c)可以看出:吸力峰值与升力系数变化趋势一致,侧壁 VG 安装在最大厚度位置( $x/c=40\%$ )时,吸力峰值在 $\alpha$ 为 $-2^\circ\sim 7^\circ$ 范围内均保持线性增长。

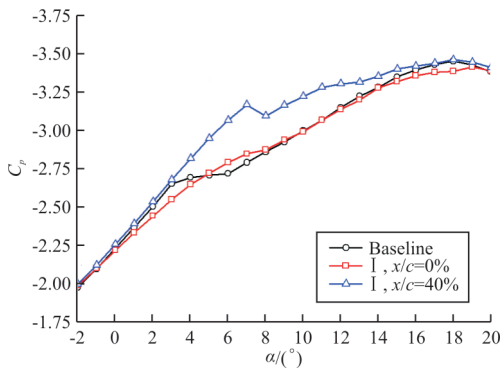
较大的前缘半径使翼型维持层流的能力增强;且最大厚度位置靠后( $x/c=40\%$ ),使顺压梯度范围增大。从图 14 可以看出:侧壁 VG 不影响翼型表面的压力形态,只是对压力系数的具体数值产生影响,尤其是安装在最大厚度位置时;对于基准翼型,由于横流的影响(侧壁干扰),小迎角范围内( $\alpha$ 为 $3^\circ\sim 6^\circ$ )上表面吸力峰值较小,导致失速;使用侧壁 VG(安装在 $x/c=40\%$ )进行控制后,翼型上表面吸力峰明显增大,失速延迟 $\Delta\alpha=4^\circ$ ,展现出理想的侧壁干扰控制效果。



(a) 转捩位置



(b) 吸力峰位置

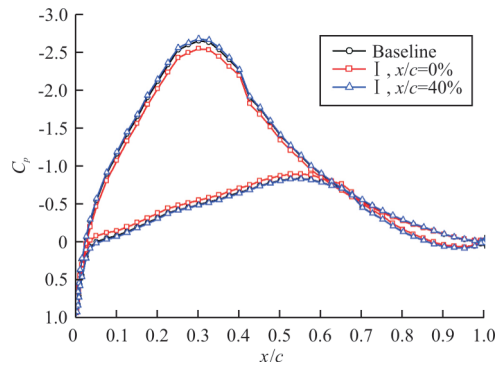


(c) 吸力峰

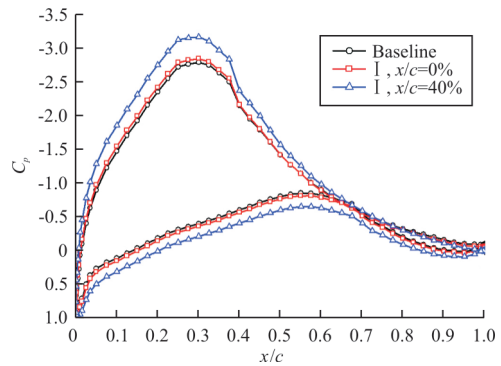
图 13 侧壁 VG 对流动特征的影响

Fig. 13 Effect of sidewall VG on flow characteristics

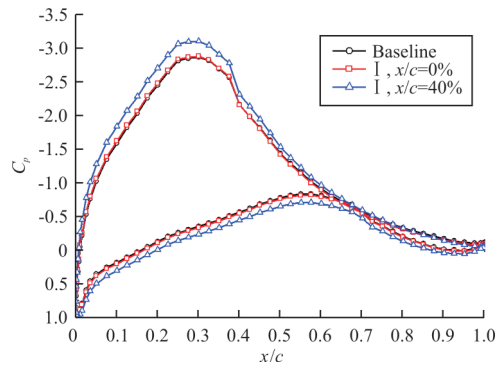
典型迎角情况下的压力系数分布如图 14 所示。本文使用的 FX77 翼型为大厚度(40%)翼型,



(a)  $\alpha=3^\circ$

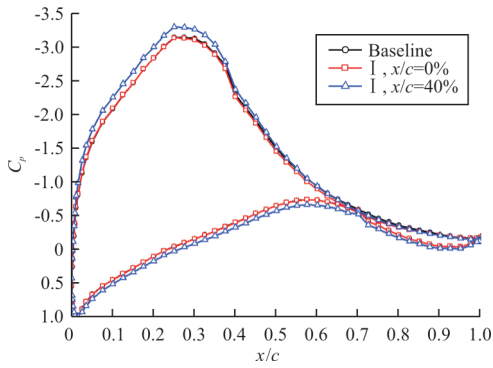


(b)  $\alpha=7^\circ$



(c)  $\alpha=8^\circ$

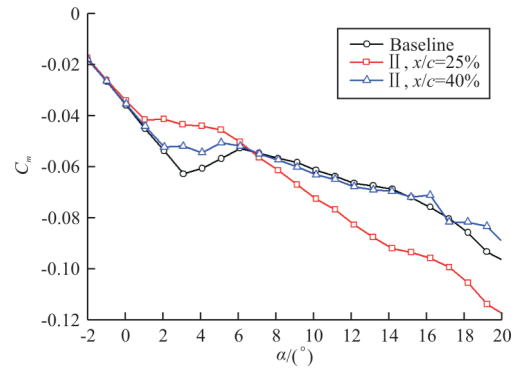
典型迎角情况下的压力系数分布如图 14 所示。本文使用的 FX77 翼型为大厚度(40%)翼型,



(d)  $\alpha=12^\circ$

图 14 侧壁 VG 对典型迎角下翼型压力系数分布的影响

Fig. 14 Effect of sidewall VG on Cp distributions at typical AoAs



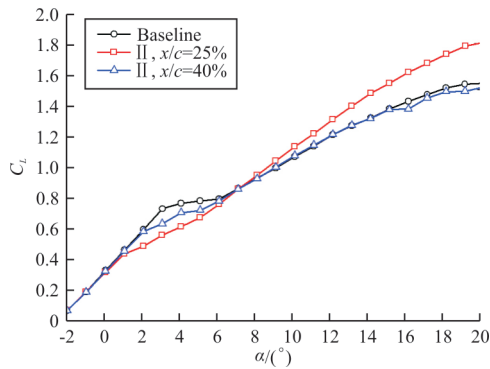
(c)  $C_m$  随迎角的变化曲线

图 15 翼面 VG 对翼型气动特性的影响

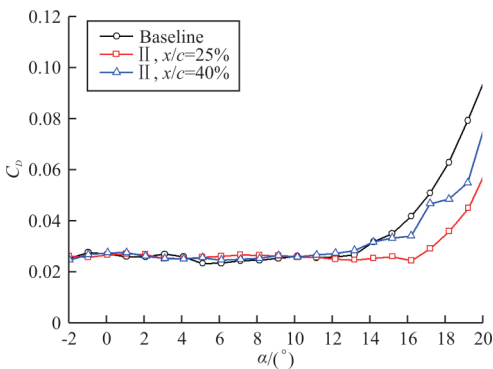
Fig. 15 Effect of airfoil surface VG on aerodynamic characteristics of airfoil

### 2.3 翼面 VG 控制

在翼型上表面安装 VG 时,仅在角区附近安装翼面 VG 安装位置对翼型气动性能的影响如图 15 所示。



(a)  $C_l$  随迎角的变化曲线



(b)  $C_D$  随迎角的变化曲线

从图 15 可以看出:

(1) 对比基准翼型,翼面 VG 安装在  $x/c=25\%$  时,改变了翼型在全迎角范围( $\alpha$  为  $1^\circ\sim 20^\circ$ ) 内的升力线斜率和力矩系数形态,使  $\alpha$  为  $0^\circ\sim 3^\circ$  的升力线斜率减小,说明在该阶段,横流就已经产生。在  $\alpha>3^\circ$  时,翼面 VG 使得升力线斜率较基准翼型显著提高,说明在上述迎角范围内,经 VG 控制后的横流要明显弱于基准翼型(未经控制),这也使得在大迎角情况下( $\alpha>8^\circ$ ),翼型升力系数较基准翼型显著提高。并且,该位置( $x/c=25\%$ ) 下的翼面 VG 对  $\alpha$  为  $-2^\circ\sim 12^\circ$  范围内阻力系数几乎没有影响,且显著延迟了阻力发散。可见,相较于基准翼型,该位置的翼面控制形式对小迎角的侧壁干扰起负作用,而对大迎角范围起到了显著的控制作用。

(2) 翼面 VG 安装在翼型最大厚度位置( $x/c=40\%$ ) 时,相较于基准翼型,升力线斜率提前减小,力矩系数形态提前变化,且对大迎角下的翼型气动性能几乎没有影响。可见,该位置的翼面 VG 对侧壁干扰控制起到了负作用。

翼面 VG 不同安装位置情况下的翼型上表面压力场如图 16 所示,蓝色散点是转捩位置,红色散点是吸力峰位置。可以看出:与侧壁 VG 一样,翼



面 VG 没有影响全迎角范围内翼型上表面的压力形态;翼面 VG 安装在  $x/c=25\%$  时,大迎角下的吸力峰值更大,这也使得大迎角情况下翼型升力系数较基准翼型大。

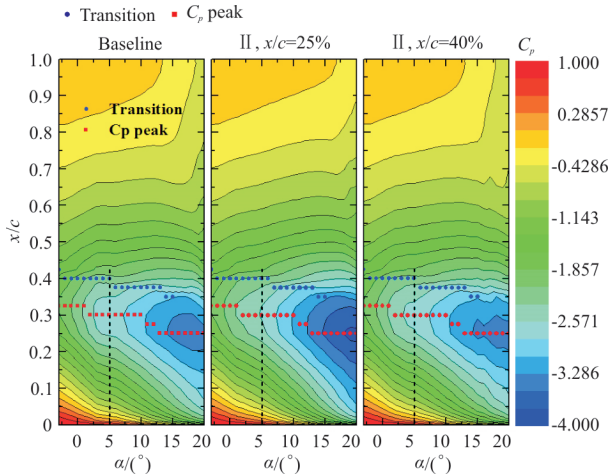
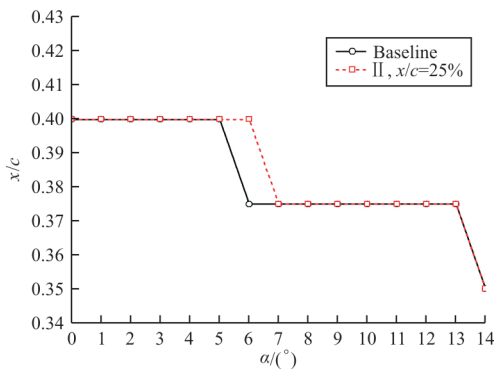
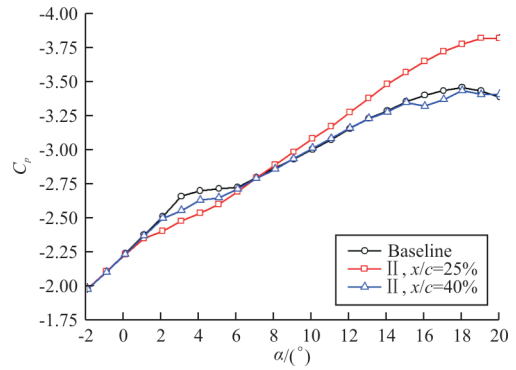


图 16 翼面 VG 对翼型吸力面压力场的影响  
Fig. 16 Effect of airfoil surface VG on pressure field of suction surface

不同翼面 VG 安装位置对流动特征的影响如图 17 所示,其中(a)是转捩位置,(b)是吸力峰值。本文使用的翼面 VG 对吸力峰位置没有影响(图 16),因此没有在图 17 中表现。从图 17(a)可以看出: $x/c=25\%$  位置的翼面 VG 使得  $\alpha=6^\circ$  时的转捩位置较基准翼型靠后,即延迟了  $x/c=0.375$  位置处的转捩。从图 17(b)可以看出:吸力峰值与升力系数变化趋势一致,翼面 VG 安装在  $x/c=25\%$  时,减小了小迎角范围内的吸力峰值,提高了大迎角情况下的吸力峰值。



(a) 转捩位置



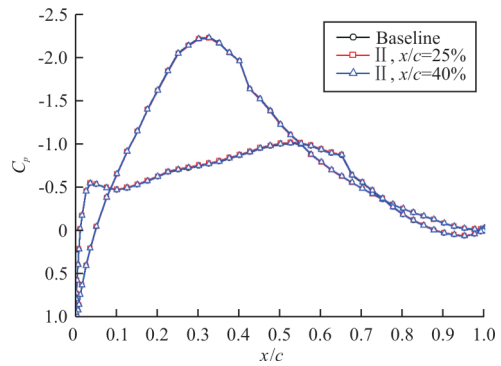
(b) 吸力峰

图 17 翼面 VG 对流动特征的影响

Fig. 17 Effect of airfoil surface VG on flow characteristics

典型迎角情况下的压力系数分布如图 18 所示,可以看出:与侧壁 VG 的影响相同,翼面 VG 也不影响翼型表面的压力形态,只是对压力系数的具体数值产生影响,尤其是翼面 VG 安装在  $x/c=25\%$  时;使用翼面 VG (安装在  $x/c=25\%$ ) 进行控制后,小迎角情况下翼型上表面吸力峰减小,表明横流提前发生;而在大迎角情况下,吸力峰值较基准翼型显著提高,说明经该位置( $x/c=25\%$ )的翼面 VG 控制后,横流明显减弱,体现了较好的控制效果。

由前文的压力系数分布曲线可知,该翼型上表面顺压梯度范围较长,本文将翼面 VG 安装在  $x/c=25\%$ ,位于顺压梯度区,该范围内, VG 能够更好地对侧壁产生的干扰(横流)进行控制。



(a)  $\alpha=0^\circ$

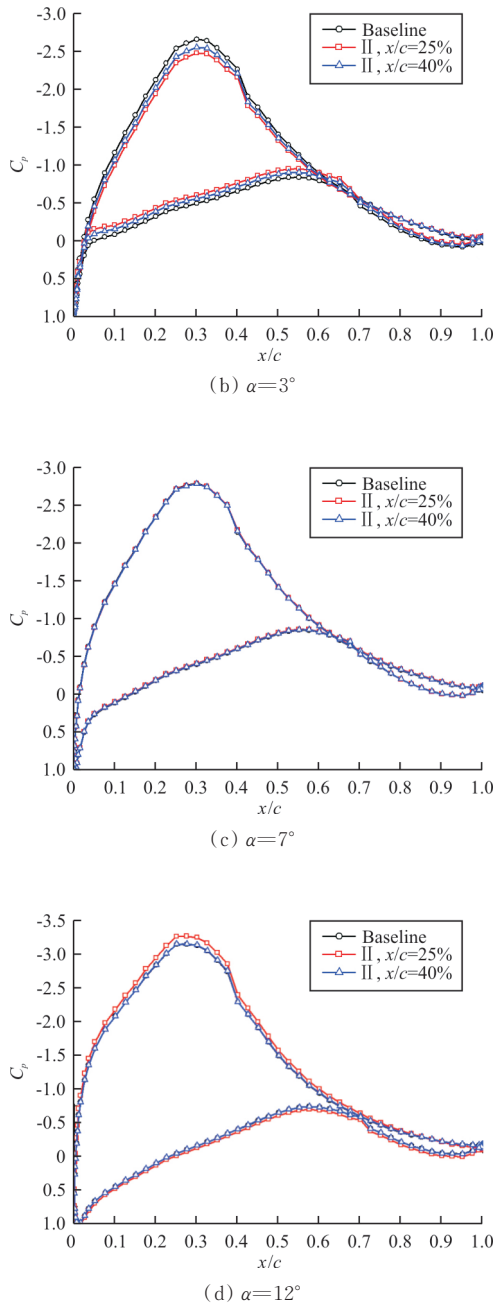


图 18 翼面 VG 对典型迎角下翼型压力系数分布的影响  
Fig. 18 Effect of airfoil surface VG on Cp distributions at typical AOA

综上所述,在本文试验范围内,安装在  $x/c=40\%$  位置的侧壁 VG 可有效改善小迎角范围内的侧壁干扰情况,使失速推迟  $\Delta\alpha=4^\circ$ ;安装在  $x/c=25\%$  位置的翼面 VG 可有效改善大迎角情况下的侧壁干扰情况,显著提高大迎角情况下的  $C_L$ ,并推迟了阻力发散。

### 2.4 压力形态分析

构型 I 和构型 II 不影响翼型表面的压力形态(如图 14 和图 18 所示),但是会对吸力峰值的发展形态产生影响(如图 13(c)和图 17(b)所示)。对比图 9(a)和图 13(c),以及图 15(a)和图 17(b),发现升力系数和吸力峰值的变化趋势一致,因此对其进行相关性分析,如图 19 所示。

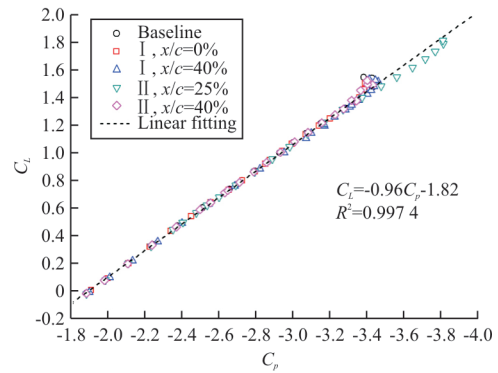


图 19 吸力峰值与  $C_L$  之间的相关性  
Fig. 19 Correlation of suction peak and  $C_L$

从图 19 可以看出:各种构型下的升力系数和吸力峰值存在一致的线性相关性,决定系数可达  $R^2=0.9974$ 。对于本文的试验情况,翼型典型的气动特性与吸力峰值直接相关,侧壁干扰引起的横流导致基准翼型(未控制)吸力峰值不够,在迎角较小( $\alpha=3^\circ$ )时就发生失速。而安装在  $x/c=40\%$  的侧壁 VG 和安装在  $x/c=25\%$  的翼面 VG 可分别改善小迎角和大迎角情况下横流情况,使得吸力峰值提高,进而提高了升力系数。

构型 I 和构型 II 不仅对吸力峰值的发展形态有影响,还对后缘点压力的发展有影响。本文试验模型是钝后缘,在试验模型后缘分布 7 个测压孔,考察这 7 个测点压力的发展形态,发现其影响规律一致,因此取上表面后缘和下表面后缘两个测点进行说明,如图 20 所示,可以看出:在  $\alpha$  为  $2^\circ\sim 12^\circ$  范围内,上下壁面后缘点压力发展形态有显著差异,安装在  $x/c=40\%$  位置的侧壁 VG 构型(构型 I,图中蓝色线)使后缘点压力在较大迎角范围内维持在  $C_p=0$  左右;而安装在  $x/c=25\%$  位置的壁

面 VG 构型则使这个迎角范围变小;在  $\alpha > 12^\circ$  范围内,安装在  $x/c=25\%$  位置的壁面 VG 构型的后缘压力与其他四种情形显著不同,其压力值较其他情况显著增大。

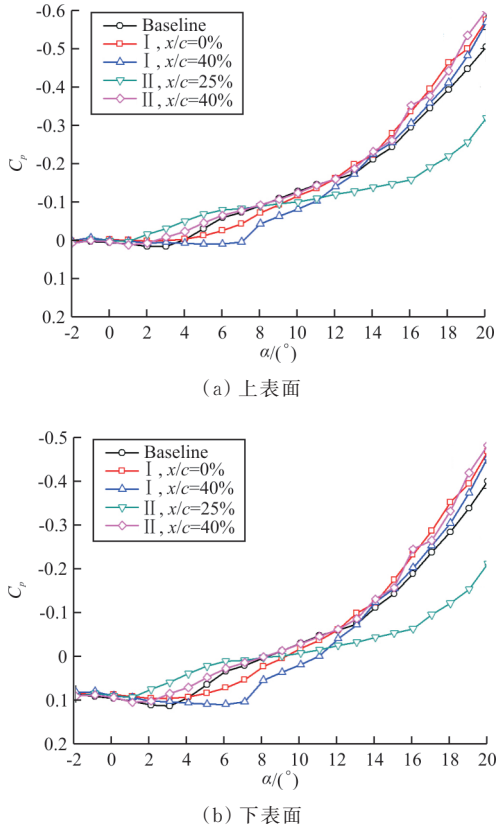


图 20 不同构型情况下后缘压力形态演化  
Fig. 20 Evolution of trailing edge pressure of different configurations

## 2.5 POD 分析

为了更好地观察翼型表面的压力结构,本文使用 POD<sup>[32-33]</sup> 技术对表面压力场进行分析。

设翼型表面压力场为

$$\mathbf{P} = [C_{pa_1}, C_{pa_2}, \dots, C_{pa_N}] \quad (1)$$

式中: $N$ 为迎角数量,也是 POD 分析的数据维数,本文试验中,迎角范围为  $-2^\circ \sim 20^\circ$ ,间隔  $\Delta\alpha = 1^\circ$ ,因此, $N=23$ ;  $C_{pa_i}$  为第  $i$  个迎角下的翼型压力系数,本文试验共有 106 个测压点,因此  $C_{pa_i}$  是一个包含 106 个压力系数信息的列向量。因此,本文进行 POD 分析的样本大小为  $106 \times 23$ 。

对于式(1)中的压力场  $\mathbf{P}$ ,其中某一维数据可表示为

$$C_{pi} = \sum_{j=1}^{j=N} a_{i,j} \varphi_j \quad (2)$$

式中: $\varphi$ 为一组正交基。

本文使用 L. Sirovich<sup>[34]</sup> 提出的 snapshots 方法对上述问题进行求解。

安装在  $x/c=40\%$  的侧壁 VG(构型 I)和安装在  $x/c=25\%$  的翼面 VG(构型 II)对侧壁干扰有不同程度的控制效果,因此对这两种构型和基准翼型的表面压力系数分布进行 POD 分析。

不同构型的 POD 能谱如图 21 所示,可以看出:不管是哪种构型,第一模态(主模态)均能占据 85% 以上的能量,而前三阶模态可达 99.96% 以上的能量,因此,取前三阶 POD 模态进行分析。

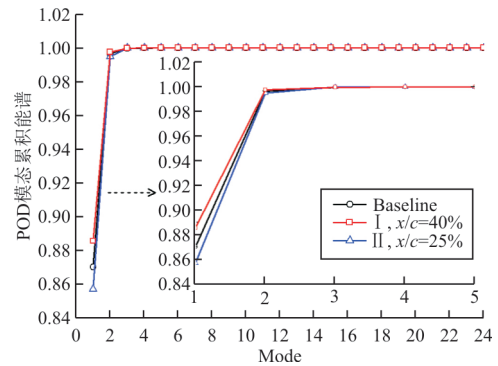
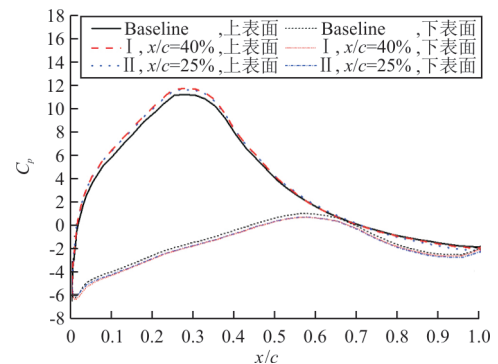


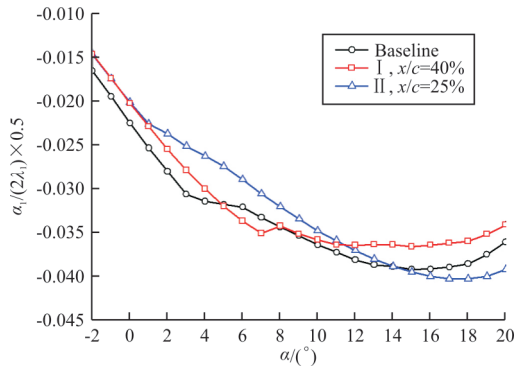
图 21 不同构型情况下的 POD 能谱

Fig. 21 POD energy spectrum of different configurations

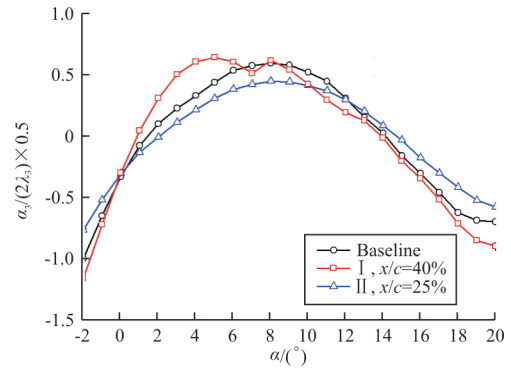
前三阶 POD 模态及系数如图 22 所示,(a)和(b)分别为第一模态和第一模态系数,(c)和(d)分别为第二模态和第二模态系数,(e)和(f)分别为第三模态和第三模态系数。



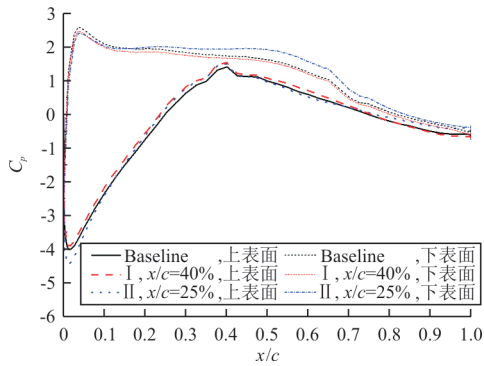
(a) 第一模态



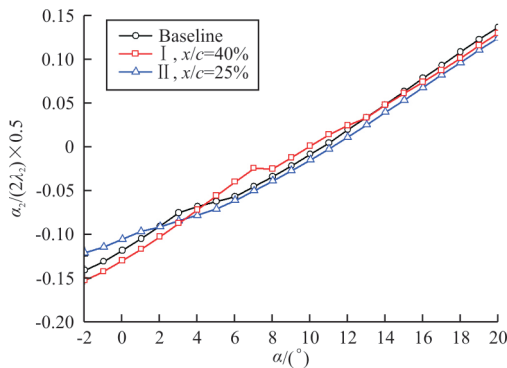
(b) 第一模态系数



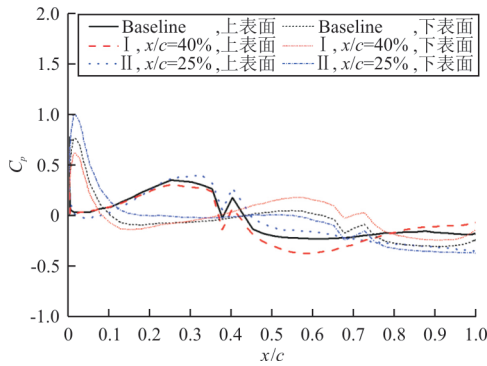
(f) 第三模态系数



(c) 第二模态



(d) 第二模态系数



(e) 第三模态

图 22 POD 模态与对应的模态系数

Fig. 22 POD modes and their corresponding modal coefficients

从图 22 可以看出:

三种构型的第一模态基本一致,由压力系数形态看,该模态属于附着流模态。基准翼型的第一模态系数绝对值随迎角增大而逐渐增大,在  $\alpha=3^\circ$  时,基本不变,对比翼型升力系数,该位置升力系数基本不变。安装在  $x/c=40\%$  的构型 I 在  $\alpha=7^\circ$  时绝对值明显减小,该构型升力系数在  $\alpha=7^\circ$  也明显减小;安装在  $x/c=25\%$  的构型 II 在较大范围迎角内表现出连续单调变化的形态。第一模态系数同样表明,该模态是附着流模态。

对于第二模态,基准翼型与安装在  $x/c=40\%$  的构型 I 的形态基本一致,安装在  $x/c=25\%$  的构型 II 的下表面压力系数表现出不同的形态。基准翼型与安装在  $x/c=25\%$  的构型 II 在大迎角范围内的气动性能显著不同(见图 15),因此,该模态是大迎角情况下的流动模态。在  $x/c$  为 0.10~0.65 范围内,第二模态上表面呈现出明显的压力平台特征,说明该模态是分离流模态,该模态主导大迎角情况下的流动。另外,三种构型的第二模态系数变化趋势基本一致,均在  $\alpha=10^\circ$  附近变号,系数由负变正的这种变化使得第二模态上表面大范围内的压力系数由逆压梯度变为顺压梯度,同样表明该模态是分离流模态。

对于第三模态,其形态较为复杂,最为显著的特征表现在上表面  $x/c$  为 0.35~0.40 范围和下表面  $x/c$  为 0.65~0.70 范围内,该范围内压力梯度明显变化,对比图 9 可知,上表面  $x/c$  为 0.35~0.40 范围和下表面  $x/c$  为 0.65~0.70 范围分别属于上表面和下表面的转捩位置,可见,该模态是流动转捩模态。另外,第三模态系数在小迎角范围( $\alpha$  为



4°~6°)内表现出明显不同,该阶段三种构型的转捩位置也有所不同,因此该模态是转捩模态。

以基准翼型(未控制)为例,使用前三阶模态对试验结果进行重构,如图 23 所示,可以看出:小迎角情况( $\alpha=0^\circ$ )下,使用前三阶模态的重构结果可以捕捉到上下翼面的转捩特征;在 $\alpha=5^\circ$ 和 $\alpha=12^\circ$ 时,重构结果可以准确描述上下翼面的附着流动; $\alpha=20^\circ$ 时,重构结果对上下翼面的分离流形态也能够准确描述。可见,在全迎角范围内,使用前三阶模态(附着流模态、分离流模态和转捩模态)的重构结果能够表征试验结果的主要特征。

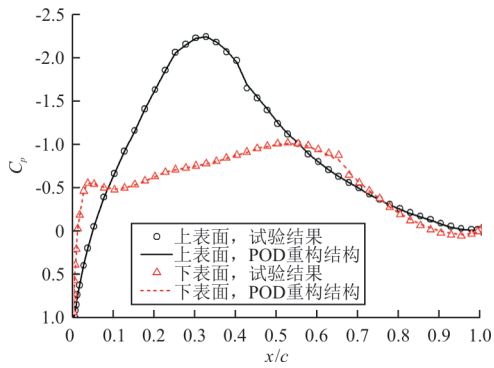
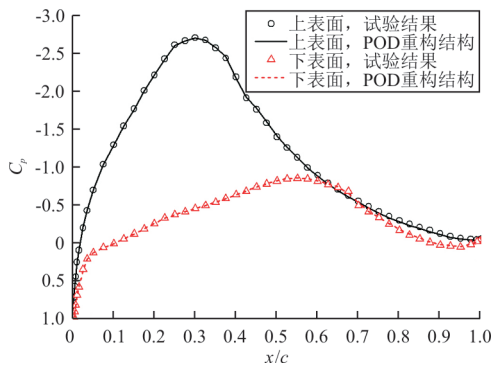
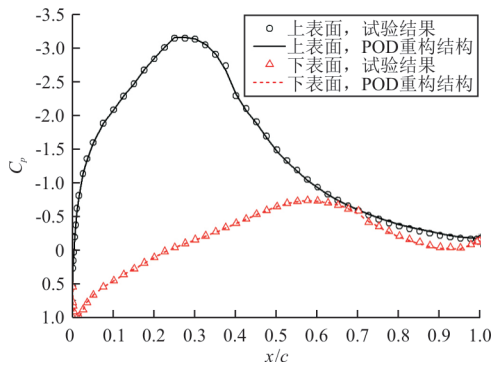
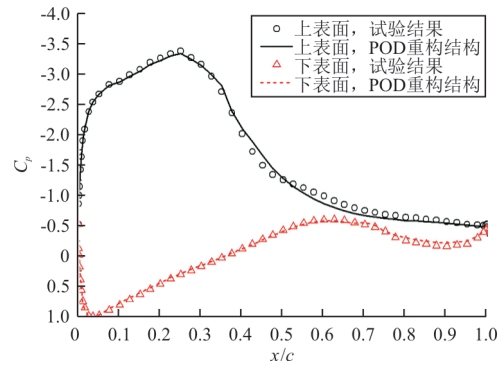
(a)  $\alpha=0^\circ$ (b)  $\alpha=5^\circ$ (c)  $\alpha=12^\circ$ (d)  $\alpha=20^\circ$ 

图 23 基准翼型前三阶模态重构结果与试验结果对比

Fig. 23 Comparison of reconstruction results using first three modes and experimental results of reference airfoil

综上所述,使用构型 I 和构型 II 可以对侧壁干扰(横流)进行有效控制;POD 分析表明,这种侧壁干扰控制形式保持了基准翼型表面流动的主要结构,三种构型情况下(基准翼型、构型 I 和构型 II),第一模态(主模态)为附着流模态,第二模态为分离流模态,第三模态为转捩模态。

### 3 结 论

(1) 首次使用被动式 VG 对侧壁干扰进行有效控制。安装在  $x/c=40\%$  位置的构型 I 可有效改善小迎角范围内的侧壁干扰情况,使翼型上表面吸力峰明显增大,失速推迟  $\Delta\alpha=4^\circ$ 。

(2) 构型 I 和构型 II 对翼型表面的吸力峰值有影响。在本文研究范围内,升力系数和吸力峰值之间存在显著的线性相关性。

(3) POD 分析表明,本文使用的侧壁干扰控制形式保持了基准翼型表面流动的主要结构,三种构型情况下(基准翼型、构型 I 和构型 II),第一模态(主模态)为附着流模态,第二模态为分离流模态,第三模态为转捩模态。

### 参 考 文 献

- [1] 牟斌,王建涛,黄勇,等. 一种跨声速风洞透气壁模型的数值模拟研究[J]. 航空工程进展, 2021, 12(1): 13-23.  
MOU Bin, WANG Jiantao, HUANG Yong, et al. Numerical investigation on a porous wall model for the transonic wall interference[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2021, 12(1): 13-23. (in Chinese)
- [2] 邹宏毅,焦予秦,柳伟兵. 翼型低速动态测压试验侧壁干扰修正方法研究[JB/OL]. (2020-11-13)[2021-01-13].

- https://kns.cnki.net/kcms/detail/61.1479.V.20201113.0857.004.html.
- ZOU Hongyi, JIAO Yuqin, LIU Weibing. Investigations of wind tunnel wall correction methods for airfoil low-speed dynamic pressure measurement [JB/OL]. (2020-11-13) [2021-01-13]. https://kns.cnki.net/kcms/detail/61.1479.V.20201113.0857.004.html. (in Chinese)
- [3] GANZER U, STANEWSKY E, ZIEMANN J. Sidewall effects on airfoil tests[J]. AIAA Journal, 1984, 22(2): 297-299.
- [4] MURTHY A V, RAY E J. Sidewall boundary-layer removal and wall adaptation studies[J]. Journal of Aircraft, 1990, 27(6):495-500.
- [5] SUDANI N, SATO M, KANDA H, et al. Flow visualization studies on sidewall effects in two-dimensional transonic airfoil testing[J]. Journal of Aircraft, 1994, 31(6): 1233-1239.
- [6] MEYERS J F, HEPNER T E. Velocity vector analysis of a juncture flow using a three component laser velocimeter [C]// Second International Symposium on Applications of Laser Anemometry to Fluid Dynamics. Lisbon, Portugal: AIAA, 1984: 713-721.
- [7] KORNILOV V I, KHARITONOV A M. Investigation of the structure of turbulent flows in streamwise asymmetric corner configurations[J]. Experiments in Fluids, 1984, 2(4): 205-212.
- [8] PASCHAL K, GOODMAN W, MCGHEE R, et al. Evaluation of tunnel sidewall boundary-layer-control systems for high-lift airfoil testing[C]// 9th Applied Aerodynamics Conference. USA: AIAA, 1991: 58-63.
- [9] NISHINO T, SHARIFF K. Numerical study of wind-tunnel sidewall effects on circulation control airfoil flows[J]. AIAA Journal, 2010, 48(9): 2123-2132.
- [10] GARDNER A D, RICHTER K. Effect of the model-side-wall connection for a static airfoil experiment[J]. Journal of Aircraft, 2013, 50(2): 677-680.
- [11] BARNWELL R W. Effect of sidewall suction on flow in two-dimensional wind tunnels[J]. AIAA Journal, 1993, 31(1): 36-41.
- [12] SUDANI N, SATO M, KANDA H, et al. Flow visualization studies on sidewall effects in two-dimensional transonic airfoil testing[J]. Journal of Aircraft, 1994, 31(6): 1233-1239.
- [13] SUDANI N, SATO M, KANDA H, et al. Assessment of sidewall interference in a two-dimensional transonic wind tunnel[C]// 19th AIAA Applied Aerodynamics Conference. USA: AIAA, 2001: 231-223.
- [14] SUDANI N, KANDA H, SATO M, et al. Assessment of mach number correction for sidewall interference in transonic airfoil testing[J]. Journal of Aircraft, 2003, 40(1): 164-172.
- [15] 解亚军, 叶正寅, 高永卫. 翼型风洞试验侧壁附面层控制技术[J]. 弹箭与制导学报, 2008, 28(6): 205-207.
- XIE Yajun, YE Zhengyin, GAO Yongwei. Investigation of airfoil test with blowing sidewall layer control system in NF-3 wind tunnel[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2008, 28(6):205-207. (in Chinese)
- [16] 惠增宏, 柳雯. 风洞侧壁干扰控制与修正方法研究[J]. 试验流体力学, 2010, 24(6):73-76.
- HUI Zenghong, LIU Wen. The development of interference control and correction on wind tunnel sidewall[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2010, 24(6): 73-76. (in Chinese)
- [17] 张理想, 解亚军, 邓小龙. 多段翼型风洞侧壁边界层吹除控制试验研究[J]. 科学技术与工程, 2011, 11(23): 5594-5598.
- ZHANG Lixiang, XIE Yajun, DENG Xiaolong. Experiment investigation of side wall boundary-layer blowing control of a multi-element airfoil model in wind tunnel[J]. Science Technology and Engineering, 2011, 11(23): 5594-5598. (in Chinese)
- [18] 李雪, 李爽, 许瑾, 等. CAS-W1-450大厚度钝尾缘翼型气动性能数值模拟研究[J]. 工程热物理学报, 2020, 41(9): 2154-2161.
- LI Xue, LI Shuang, XU Jin, et al. Computational aerodynamic investigation of a very thick wind turbine airfoil CAS-W1-450 with blunt trailing edge[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2020, 41(9): 2154-2161. (in Chinese)
- [19] WINNEMÖLLER T, VAN DAM C P. Design and numerical optimization of thick airfoils[C]// 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit. USA: AIAA, 2006: 15-21.
- [20] STANDISH K J, DAM C P V. Aerodynamic analysis of blunt trailing edge airfoils[J]. Journal of Solar Energy Engineering, 2003, 125(4): 14-30.
- [21] HOERNER S F. Base drag and thick trailing edges[J]. Journal of the Aeronautical, 1950, 17(10): 622-628.
- [22] GRASSO F. Development of thick airfoils for wind turbines [J]. Journal of Aircraft, 2013, 50(3): 975-981.
- [23] ZHU C, CHEN J, WU J, et al. Dynamic stall control of the wind turbine airfoil via single-row and double-row passive vortex generators[J]. Energy, 2019, 189: 201-215.
- [24] 吴柏慧, 李春, 朱海天, 等. 风力机叶片被动流动控制技术研究进展[J]. 热能动力工程, 2019(9): 15-19.
- WU Baihui, LI Chun, ZHU Haitian, et al. Research progress of passive flow control technology for wind turbine blade [J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2019(9): 15-19. (in Chinese)
- [25] 张惠, 赵宗德, 周广鑫, 等. 涡发生器参数对风力机翼型性能影响试验研究[J]. 太阳能学报, 2017, 38(12): 3399-3405.
- ZHANG Hui, ZHAO Zongde, ZHOU Guangxin, et al. Experimental investigation of effect of vortex generator's parameter on performance of wind turbine aerofoil [J]. Acta Energiae Solaris Sinica, 2017, 38(12): 3399-3405. (in Chinese)