

# 二维翼型吹/吸气流动控制试验研究



王昊<sup>1,2,\*</sup>, 牛中国<sup>1,2</sup>, 蒋甲利<sup>1,2</sup>

1. 中国航空工业空气动力研究院, 黑龙江 哈尔滨 150001

2. 低速高雷诺数航空科技重点实验室, 黑龙江 哈尔滨 150001

**摘 要:** 吹/吸气控制可以有效地对边界层流动进行干预。针对NACA0015翼型, 应用吹/吸气流动控制系统在低速风洞进行了不同位置、不同流量的吹/吸气对翼面流动分离控制的试验研究, 并采用粒子图像测速(PIV)技术试验的方法分析了翼面流动分离的规律。试验结果表明, 吸气控制效果整体优于吹气控制; 吹气控制时, 在10% $c$ 附近进行吹气对翼面流动分离的抑制效果较好, 在流量较小时, 对模型失速特性的改善不明显, 当流量继续增大到一定程度时, 对模型失速特性的改善出现较大的改善, 但当流量继续增加时, 改善效果降低; 吸气控制时, 在翼型前缘吸气的效果最好, 较小流量就可明显提高模型的失速迎角, 但当流量增大到一定程度后, 对模型失速特性的改善不会随流量的增大而提高。

**关键词:** 吹/吸气控制; 流动分离; 流动控制; 风洞试验; PIV

中图分类号: V211.71

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2020.05.008

主动流动控制可以在物体流场中直接施加适当的扰动模式并与流动的内在模式相耦合来实现对流动的控制。其优势在于能在需要的时间和部位出现, 通过局部能量输入, 获得局部或全局的有效流动改变, 进而使飞行器飞行性能显著改善<sup>[1]</sup>。作为几乎和边界层理论同时起步的主动流动控制技术, 吹/吸气流动控制技术可以有效地对边界层流动进行干预和控制。国内外众多的数值模拟和风洞试验结果表明吹/吸气的位置、流量, 以及角度等参数对于延迟边界层分离有着不同程度的影响<sup>[2-9]</sup>; 在中等雷诺数条件下, 李立<sup>[10]</sup>等对湍流平板边界层外层结构非定常射流控制进行模拟, 发现可以实现5%~6%的当地减阻; Owens和Perkins<sup>[11]</sup>等对边界层抽吸抑制高后掠翼的流动分离进行了低雷诺数风洞试验研究, 结果显示, 通过维持前缘附着流动, 边界层抽吸有效改善机翼气动性能, 使升阻比增加了21%; 低雷诺数下, Wahidi和Bridges<sup>[12]</sup>通过风洞试验研究了低速下多孔分布式抽吸对LA2573a翼型流动分离的控制, 研究通过控制翼面分离泡的大小和流动分离, 使翼型在迎角为2°、4°和6°时阻力减小了14%~24%。

本文采用粒子图像测速技术 (particle image velocimetry, PIV) 的试验方法, 在低速风洞中研究了不同位置的吹/吸气对于NACA0015翼型流动分离的控制效果, 以

及不同流量下的吹/吸气对于升力的影响。

## 1 试验系统

试验系统主要包括吹/吸气流动控制系统、PIV测速系统、风洞及测力系统、二维翼模型。

### 1.1 吹/吸气流动控制系统

吹/吸气流动控制系统主要由吹气模块、吸气模块和测控系统组成。主要指标见表1, 系统示意图如图1所示。

表1 吹/吸气流动控制系统指标

Table 1 Specifications of blowing / suction flow control system

| 工作方式 | 最大设计流量范围/(m <sup>3</sup> /min) | 最小可控流量/(m <sup>3</sup> /min) |
|------|--------------------------------|------------------------------|
| 吹气   | 0 ~ 1.856                      | 0.1                          |
| 吸气   | 0 ~ 0.926                      | 0.016                        |

吹气和吸气模块主要由动力源、缓压罐、管路、变频器及其相关附件组成, 其中管路为二者共用, 共4路。测控系统主要包括控制系统和调节测量系统。控制系统基于可编程逻辑控制器(PLC)设计, 采用上、下位机结构。上位机采用西门子工控机, 实现流量控制参数的设定和系统的维护, PLC作为独立的控制节点, 接受上位机的试验参数, 实现流

收稿日期: 2020-03-20; 退修日期: 2020-03-25; 录用日期: 2020-04-17

\*通信作者. Tel.: 13936587045 E-mail: fighterwang01@163.com

引用格式: Wang Hao, Niu Zhongguo, Jiang Jiali. Experimental study on 2D airfoil blowing and suction flow control[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(05): 56-63. 王昊, 牛中国, 蒋甲利. 二维翼型吹/吸气流动控制试验研究[J]. 航空科学技术, 2020, 31(05): 56-63.

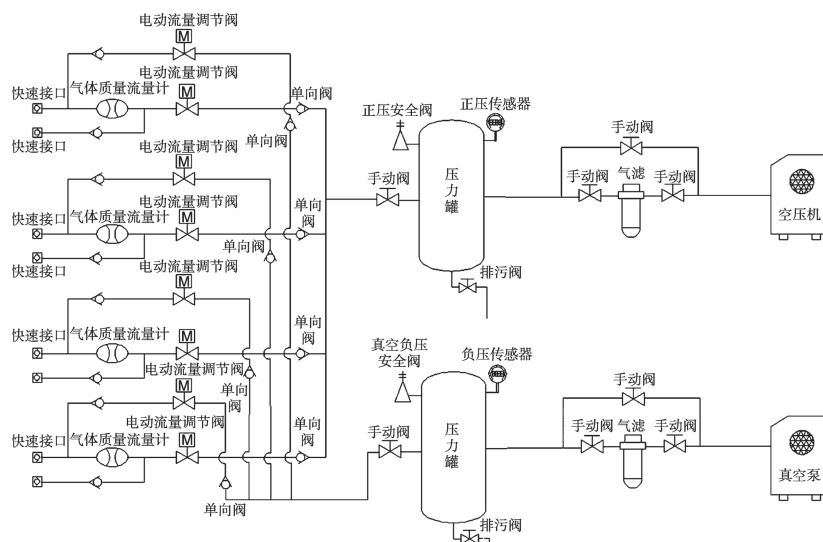


图1 吹/吸气流动控制系统示意图

Fig.1 Schematic diagram of the blowing / suction flow control system

量的精确控制,同时承担流量控制的系统的安全联锁工作。调节测量模块主要包括电磁调节阀、手动调节阀、流量计、压力传感器等,接收控制系统指令,实现调节阀的定量开关控制、开关开度的检测显示以及数据反馈。控制系统的输入信号有:动力源是否工作、阀门开闭信号、压力传感器信号、调节阀开度信号和来自控制面板的其他信号等。控制系统输出信号有:指示灯信号、动力源通断电控制信号、阀门的开闭信号、传感器通电信号等。

### 1.2 PIV测速系统

本次试验采用层析粒子图像测速(Tomo-PIV)系统,测量速度范围0.01~1200m/s。激光器为集成式双Nd:YAG激光器,激光单脉冲能量最大为200mJ,激光波长为532nm(绿光)。CCD摄像机像素为16M(4904×3280像素),灰度分辨率为12bit,图像采集频率为3.2帧/s。同步控制器具有16路外触发通道,控制信号时间分辨率0.3ns。采用Davis 8.3软件作为PIV数据采集与处理软件。示踪粒子采用便携式压力雾化示踪粒子发生器产生,示踪粒子介质为橄榄油,粒子直径1~2μm。示踪粒子由风洞扩散段投入流场,绕风洞一圈到达试验段。

### 1.3 风洞及测力系统

试验在中国航空工业空气动力研究院FL-5风洞中进行。FL-5风洞为单回流开口式风洞,试验段截面为 $\Phi=1.5\text{m}$ 圆形,试验段长度1.95m,最大风速50m/s。

### 1.4 试验模型

模型为NACA0015二维翼型模型,分为三段,上下两端为整流段,中间为测量段,翼型弦长为300mm。上下两段材质为聚四氟乙烯,展长均为350mm;中间段为金属结构,展

长200mm,表面设计吹气/吸气孔,内部安装有天平,模型内部结构如图2所示。

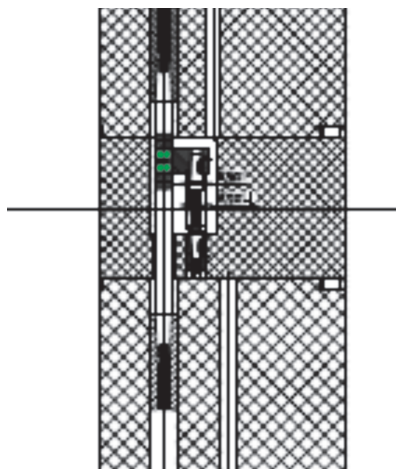


图2 模型内部结构图

Fig.2 Internal model structure diagram

吹气/吸气孔共开设4列,每列孔对应一个腔体,如图3所示。吹气/吸气孔的相关参数见表2。吹气/吸气孔中心线均与当地翼面垂直。

## 2 试验结果分析

试验采用迎角阶梯变化法<sup>[13-14]</sup>,迎角序列为-4°、0°、4°、6°、8°、10°、12°、14°、16°、18°、20°、22°、24°、26°和28°。为便于结果分析,引入无量纲的吹/吸气动量系数:

$$C_{\mu} = \frac{d}{c} \frac{\rho_c}{\rho_{\infty}} \frac{V_c}{V}$$

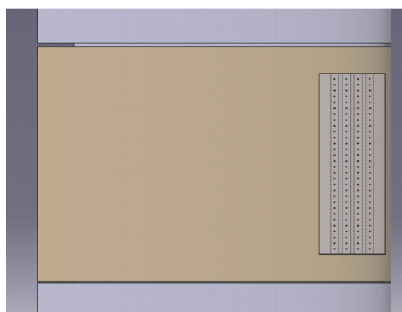


图3 模型表面示意图

Fig.3 Schematic diagram of the model surface

表2 模型吹气孔相关参数

Table 2 Parameters of model blowholes

| 序号  | 孔径/mm | 孔列数 | 每列孔数 | 孔间距/mm | 每列孔距前缘位置 |
|-----|-------|-----|------|--------|----------|
| 第1列 | 1     | 1   | 25   | 6      | 2%c      |
| 第2列 | 1     | 1   | 25   | 6      | 6%c      |
| 第3列 | 1     | 1   | 25   | 6      | 10%c     |
| 第4列 | 1     | 1   | 25   | 6      | 14%c     |

式中:  $d$  为吹/吸气孔直径;  $c$  为翼型弦长;  $V_c$  为吹/吸气孔速度大小;  $V$  为来流速度;  $\rho_c$  为吹/吸气孔的流体密度;  $\rho_\infty$  为来流密度。在本文试验条件下, 近似认为  $\rho_c = \rho_\infty$ 。

## 2.1 未施加控制翼型表面流场特性

图4为来流风速  $V=30\text{m/s}$ , 迎角  $\alpha=20^\circ$ 、 $22^\circ$  不施加吹/吸气控制时 PIV 试验速度云图和流线图。

$\alpha=20^\circ$  时, 基准状态下气流在翼型 60%c 附近开始分离, 分离区影响范围较小, 呈现出分离泡结构, 在翼型后缘处有再附着迹象;  $\alpha=22^\circ$  时, 基准状态下气流在翼型前缘开始分离, 翼型前缘吸力峰完全消失。

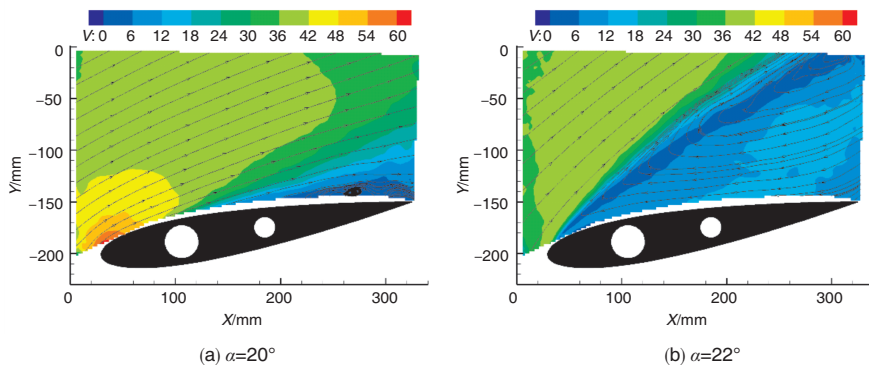
## 2.2 吹气位置对翼型表面流场的影响

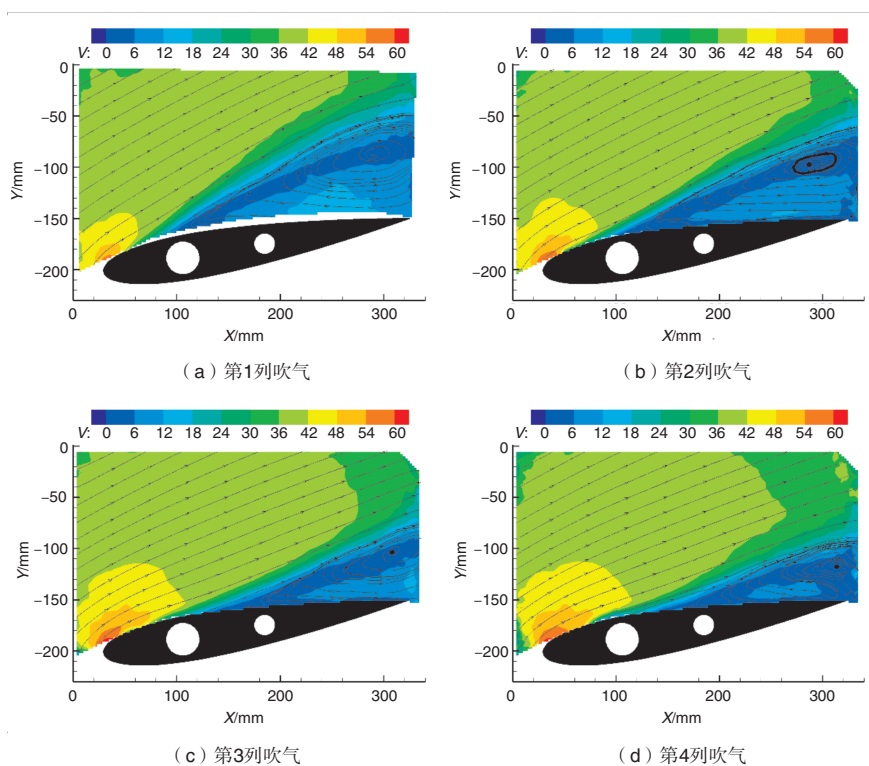
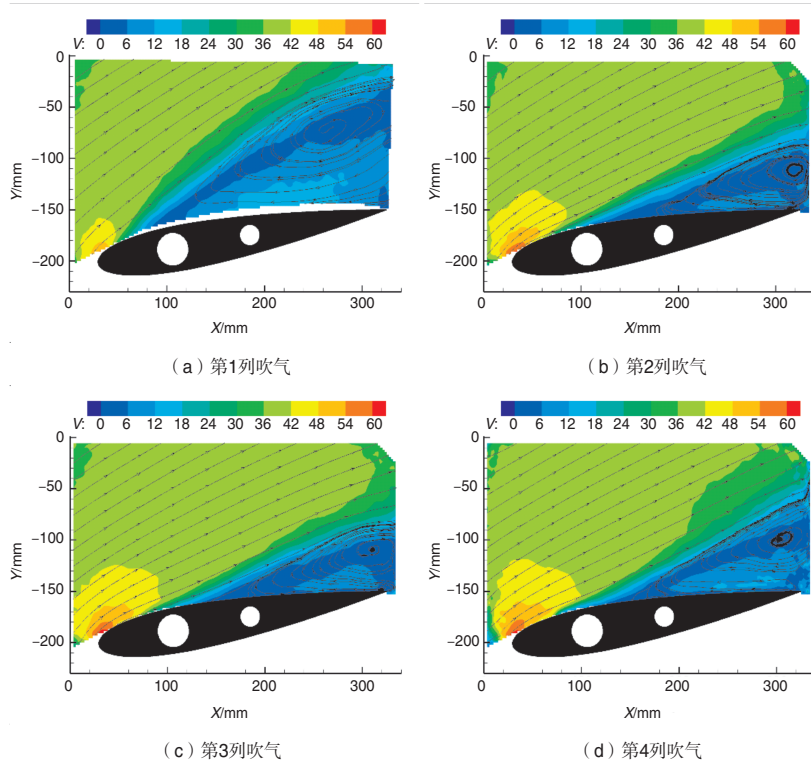
图5和图6分别为迎角  $\alpha=20^\circ$  和  $22^\circ$  时 PIV 试验速度云图和流线图。来流风速  $V=30\text{m/s}$ 、固定吹/吸气动量系数

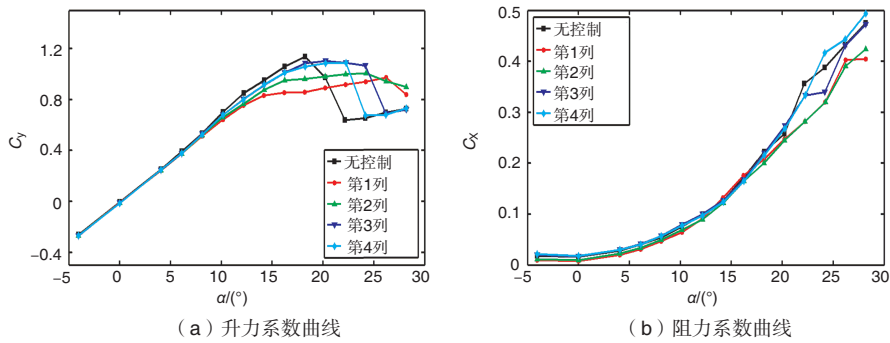
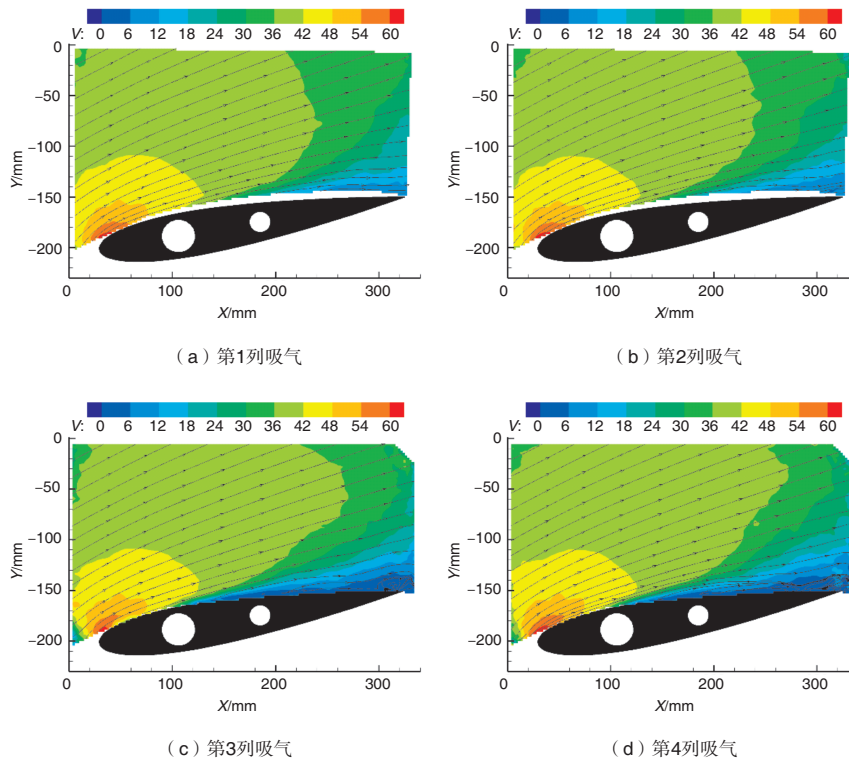
$C_\mu = 0.018$  在第1~第4列分别进行吹气控制。由图可知, 当迎角为  $20^\circ$  时, 翼面后缘存在一个较小的分离区, 当吹气控制时分离区扩大, 且越靠近前缘吹气分离区影响范围越大; 迎角为  $22^\circ$  时, 气流在翼型前缘分离, 当吹气控制时翼型分离区后移, 当吹气位置后移至第3列 (10%c) 时, 分离区影响范围最小, 当第4列吹气时, 分离区又影响范围又扩大。结合图7所示的测力曲线, 随着吹气位置的前移, 模型大迎角的升力曲线斜率减小, 但失速迎角增大, 失速后升力下降更缓和。通过对升力曲线的进一步分析可知, 吹气位置越靠近前缘, 翼型后缘分离区出现的时间越早, 但同时又限制了大迎角下分离区向前的进一步发展, 导致升力持续增长、失速后升力系数下降缓慢。总的来看, 在第3列位置 (10%c 附近) 进行吹气控制对翼型整体失速特性改善较大。

## 2.3 吸气位置对翼型表面流场的影响

图8和图9分别为  $\alpha=20^\circ$  和  $\alpha=22^\circ$  时的 PIV 试验速度云图和流线图, 来流风速  $V=30\text{m/s}$ 、固定吹/吸气动量系数  $C_\mu = 0.0038$  在第1~第4列分别进行吸气控制。由图可知:  $\alpha=20^\circ$  时, 基准状态下气流在翼型 60%c 附近开始分离, 分离区影响范围较小, 呈现出分离泡结构, 在翼型后缘处有再附着迹象; 当第1列孔和第2列孔分别吸气时, 翼面流动为附着流, 消除了翼面分离; 当第3列和第4列分别吸气时, 分离位置后移, 分别移至翼型 90%c 和 83%c。  $\alpha=22^\circ$  时, 基准状态下气流在翼型前缘开始分离, 翼型前缘吸力峰完全消失; 当第1列孔吸气时, 流动在翼型后缘 90%c 附近分离, 翼面大部分区域为附着流; 当第2~第4列吸气时, 分离位置在翼型 65%c 附近。结合图10所示的测力曲线, 第1列孔吸气时, 失速迎角可推迟  $5^\circ$ , 失速后升力系数缓慢下降; 第4列吸气控制效果比其他位置差, 失速迎角推迟  $2^\circ$ , 且失速后升力系数迅速下降。由此可见, 吸气控制能够有效抑制翼面的流

图4 PIV试验速度云图和流线图 ( $V=30\text{m/s}$ )Fig. 4 Cloud diagram and streamline diagram of PIV test speed at  $V=30\text{m/s}$

图5 吹气控制PIV试验速度云图和流线图( $V=30\text{m/s}$ ,  $\alpha=20^\circ$ ,  $C_\mu=0.0188$ )Fig. 5 PIV test speed cloud diagram and streamline diagram( $V = 30\text{m/s}$ ,  $\alpha = 20^\circ$ ,  $C_\mu = 0.0188$ )图6 吹气控制PIV试验速度云图和流线图( $V=30\text{m/s}$ ,  $\alpha=22^\circ$ ,  $C_\mu=0.0188$ )Fig. 6 PIV test speed cloud diagram and streamline diagram( $V = 30\text{m/s}$ ,  $\alpha = 22^\circ$ ,  $C_\mu = 0.0188$ )

图7  $V=30\text{m/s}$ ,  $C_\mu=0.0188$  时测力曲线Fig. 7 Force measurement curve at  $V=30\text{m/s}$  and  $C_\mu=0.0188$ 图8 吸气控制PIV试验速度云图和流线图( $V=30\text{m/s}$ ,  $\alpha=20^\circ$ ,  $C_\mu=0.0038$ )Fig. 8 Suction control PIV test speed cloud diagram and streamline diagram( $V=30\text{m/s}$ ,  $\alpha=20^\circ$ ,  $C_\mu=0.0038$ )

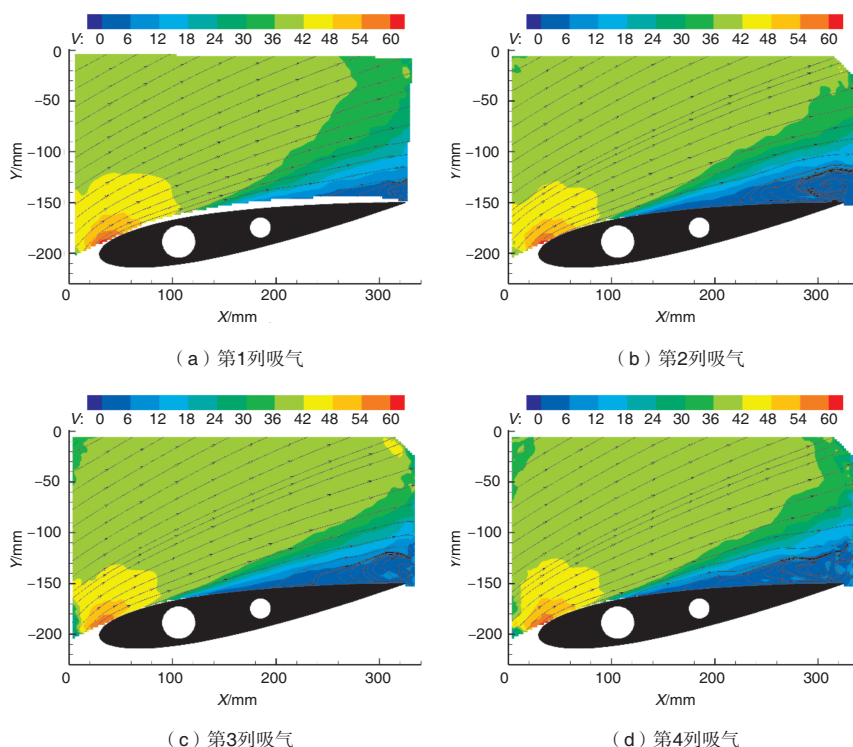
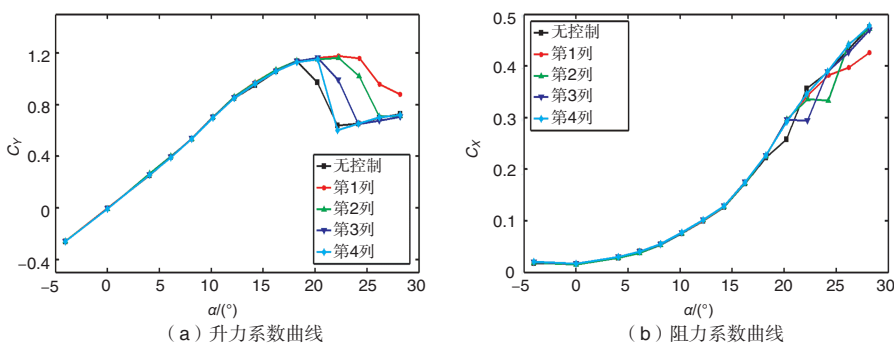
动分离,且越靠近前缘吸气效果越好。

#### 2.4 吹/吸气动量系数的影响

根据2.2节和2.3节的结果,吹吸气控制分别在第3列和第1列控制效果最好。图11为在第3列施加吹/吸气动量系数  $C_\mu=0.009, 0.019, 0.028, 0.038$  的吹气控制测力曲线,图12为在第1列施加不同吹/吸气动量系数  $C_\mu=0.0015, 0.0019, 0.0038, 0.0057$  的吸气控制测力曲线。

由图11可知,施加吹气控制时,升力曲线斜率降低,但对翼型失速特性的改善提高,且在  $C_\mu=0.019$  时,改善效果最好,模型

失速迎角提高  $6^\circ$ 。当吹/吸气动量系数继续增加时,对翼型失速特性的改善效果降低。对比图11和图12,吸气控制对模型失速特性的改善效果优于吹气控制,在不降低升力曲线斜率的情况下,吸气流量较小时即可明显提高模型失速迎角。在  $C_\mu=0.0038$  模型失速后升力系数曲线下降明显变缓,而当流量继续增大到  $C_\mu=0.0057$  时,对于模型失速迎角的提高效果与  $C_\mu=0.0038$  时相比差别不大。前缘吸气减弱了大迎角下翼型前缘顺压强剪切造成的边界层流动不稳定,抑制了前缘分离涡的增长,在此次试验的吸气量范围内,随吸气量越大,作用效果有增大的趋势。

图9 吸气控制PIV试验速度云图和流线图( $V=30\text{m/s}$ ,  $\alpha=22^\circ$ ,  $C_\mu=0.0038$ )Fig. 9 Suction control PIV test speed cloud diagram and streamline diagram ( $V=30\text{m/s}$ ,  $\alpha=22^\circ$ ,  $C_\mu=0.0038$ )图10  $V=30\text{m/s}$ ,  $C_\mu=0.0038$ 时测力曲线Fig. 10 Force measurement curve at  $V=30\text{m/s}$  and  $C_\mu=0.0038$ 

### 3 结论

主动流动控制技术一直都是流体力学研究的前沿和热点,本文应用吹/吸气流动控制系统,采用流动显示的方法对不同吹/吸气位置和吹/吸气流量对于流动控制的影响进行风洞试验研究,试验结果表明:

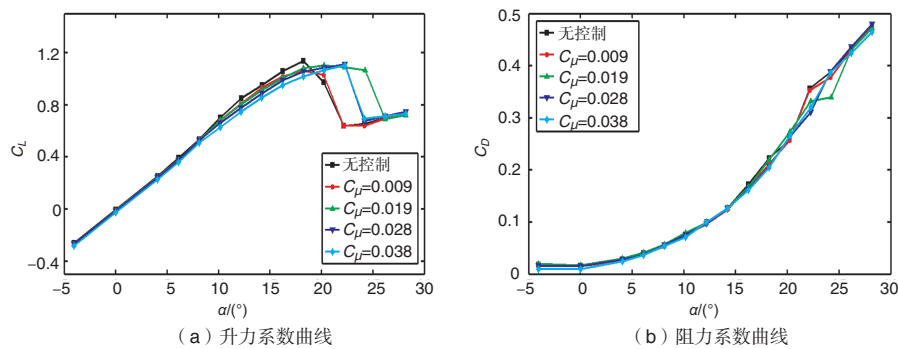
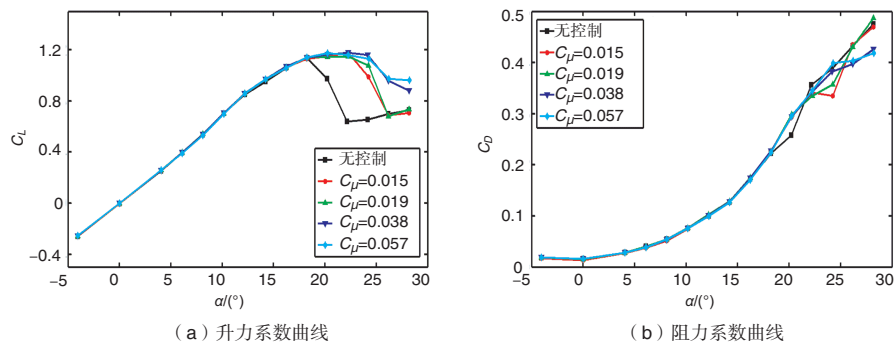
(1) 吹气控制时,在 $10\%c$ 附近进行吹气对翼面流动分离的抑制效果较好;在本次试验流量范围内,在流量较小时,对模型失速特性的改善不明显,当流量继续增大到一定程度时,对模型失速特性的改善出现较大的改善,但流量继

续增加,改善效果降低。

(2) 吸气控制时,对翼面流动分离的抑制效果整体优于吹气控制。在翼面前缘吸气的效果最好;在本次试验流量范围内,较小流量就可明显提高模型的失速迎角,但当流量增大到一定程度后,对模型失速特性的改善不会随流量的增大而提高。AST

### 参考文献

- [1] 战培国,程娅红,赵昕.主动流动控制技术研究[J].航空科学技术,2010(5):2-6.

图 11  $V=30\text{m/s}$  时第 3 列不同吹气量试验曲线Fig. 11 Test curve of different air blowing volume in the column 4 when  $V=30\text{m/s}$ 图 12  $V=30\text{m/s}$  时第 1 列不同吸气量试验曲线Fig. 12 Test curve of different air suction volume in the column 1 when  $V=30\text{m/s}$ 

Zhan Peiguo, Cheng Yahong, Zhao Xin. A review of active flow control technology[J]. Aeronautical Science & Technology, 2010(5):2-6. (in Chinese)

- [2] 佟增军, 刘沛清, 段会申. 襟翼吹吸气控制技术在二维多段翼型中应用的数值模拟[J]. 飞机设计, 2010, 30(4): 10-15.

Tong Zengjun, Liu Peiqing, Duan Huishen. Numerical simulation of the flap blowing and suction control for two dimension multi-element airfoil[J]. Aircraft Design, 2010, 30(4): 10-15. (in Chinese)

- [3] 白鹏, 周伟江, 汪翼云. 三角翼大迎角分离流开缝吸气效应研究[J]. 航空学报, 1999, 20(5): 393-398.

Bai Peng, Zhou Weijiang, Wang Yiyun. Investigation of effect of suction on delta wing separation flow at high angle-of-attack[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1999, 20(5): 393-398. (in Chinese)

- [4] 刘沛清, 马利川, 屈秋林, 等. 低雷诺数下翼型层流分离泡及吹吸气控制数值研究[J]. 空气动力学学报, 2013, 31(4): 518-540.

Liu Peiqing, Ma Lichuan, Qu Qiulin, et al. Numerical

investigation of the laminar separation bubble control by blowing/ suction on an airfoil at low Re Number[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2013, 31(4): 518-540. (in Chinese)

- [5] 陈南茜. 吸气条件对圆柱非定常分离流影响的数值研究[J]. 空气动力学学报, 1994, 12(3): 287-294.

Chen Nanqian. A numerical simulation of unsteady separated flow around a circular cylinder at suction boundary conditions[J]. Aerodynamica Sinica, 1994, 12(3): 287-294. (in Chinese)

- [6] 张旺龙, 谭俊杰, 陈志华, 等. 吸气控制对低雷诺数下翼型分离流动的影响[J]. 航空学报, 2014, 35(1): 141-150.

Zhang Wanglong, Tan Junjie, Chen Zhihua, et al. Effect of suction control on separation flow around an airfoil at low reynolds numbers[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(1): 141-150. (in Chinese)

- [7] Genc S M, Kaynak U. Control of flow separation and transition point over an airfoil at low Reynolds number using simultaneous blowing and suction[R]. AIAA-2009-3672, Reston: AIAA, 2009.

- [8] Fournier G, Pellerin S, Phuoc L T. Control by suction of an

- incompressible flow past a circular cylinder: comparison between experimental and LES results[R]. AIAA-2004-2119, Reston: AIAA, 2004.
- [9] 徐悦, 杜海, 李岩, 等. 基于射流飞控技术的无操纵面飞行器研究进展[J]. 航空科学技术, 2019, 30(4): 1-7.  
Xu Yue, Du Hai, Li Yan, et al. Progress research of fluidic flight control technology for flapless aircraft[J]. Aeronautical Science & Technology, 2019, 30(4): 1-7. (in Chinese)
- [10] 李立, 刘峰博, 梁益华. 基于气动外形优化和主动流动控制的减阻技术[J]. 航空科学技术, 2019, 30(9): 1-8.  
Li Li, Liu Fengbo, Liang Yihua. Towards drag reduction via numerical aerodynamic shape optimization and active flow control[J]. Aeronautical Science & Technology, 2019, 30(9): 1-8. (in Chinese)
- [11] Owens D B, Perkins J N. Improved performance on highly swept wings by suction boundary-layer control[R]. AIAA-1996-0431, Reston: AIAA, 1996.
- [12] Wahidi R, Bridges D H. Effects of distributed suction on an airfoil at low Reynolds number[R]. AIAA-2010-4714, Reston: AIAA, 2010.
- [13] 范洁川. 风洞试验手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2002.  
Fan Jiechuan. Handbook of wind tunnel test[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2002. (in Chinese)
- [14] 李周复. 风洞特种试验技术[M]. 北京: 航空工业出版社, 2010.  
Li Zhoufu. Wind tunnel special test technique[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2010. (in Chinese) (责任编辑 王为)

### 作者简介

王昊(1987-)男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 流动显示与流动控制。

Tel: 13936587045

E-mail: fighterwang01@163.com

牛中国(1980-)男, 博士, 高级工程师。主要研究方向: 流动显示与流动控制。

蒋甲利(1973-)男, 硕士, 研究员。主要研究方向: 试验空气动力学、流动显示与流动控制。

## Experimental Study on 2D Airfoil Blowing and Suction Flow Control

Wang Hao<sup>1,2,\*</sup>, Niu Zhongguo<sup>1,2</sup>, Jiang Jiali<sup>1,2</sup>

1. AVIC Aerodynamics Research Institute, Harbin 150001, China

2. Low Speed High Reynolds Number Aeronautical Key Laboratory, Harbin 150001, China

**Abstract:** Blowing/suction control can effectively intervene in boundary layer flow. For the NACA0015 airfoil, the blowing/suction flow control system is used to conduct experimental research on the separation and control of airfoil flow at different positions and different flows in the low-speed wind tunnel. The PIV test method is used to analyze the law of flow separation. The test results show that the overall effect of the suction control is better than that of the blowing control. During the blowing control, the effect of suppressing the flow separation of the airfoil by blowing at about 10% $C$  is better. The model stall characteristic is not obvious when the flow rate is small, as the flow rate continues to increase to a certain extent, the improvement of the stall characteristics will be greatly improved, but when the flow rate continues to increase, the improvement effect decreases. When the suction control is performed at the leading edge of the airfoil, the control effect is the best, and a smaller flow can significantly increase the stall angle of attack of the model, but when the flow increases to a certain extent, the improvement of the model's stall characteristics will not increase with the increase of the flow.

**Key Words:** blowing / suction control; flow separation; flow control; wind tunnel test; PIV

Received: 2020-03-20; Revised: 2020-03-25; Accepted: 2020-04-17

\*Corresponding author. Tel.: 13936587045 E-mail: fighterwang01@163.com