

文章编号: 1000-8055(2010)04-0918-07

后掠翼混合层流控制机制的实验

王 菲¹, 额日其太¹, 王 强¹, 郭 辉², 苏沛然¹

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;

2. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 在低湍流度风洞中针对 NACA64A-204 翼型后掠翼模型进行混合层流控制(HLFC)实验研究. 通过萘升华流动显示技术以及热线测量边界层速度的方法, 研究了不同吸气量条件下 HLFC 对后掠翼转捩位置以及流动稳定性的影响. 实验结果表明: 无吸气的情况下, 转捩出现在 $x/c \approx 0.4$, 标准和两倍抽吸量条件下, 转捩位置可以达到 80% 弦长位置(最小压力点下游). HLFC 方法可以减弱后掠翼边界层平均流的扭曲, 降低扰动之间的非线性作用, 减小不稳定扰动波的能量, 延迟转捩获得更大的层流区.

关 键 词: 混合层流控制; 流动稳定性; 转捩; 萘升华; 热线

中图分类号: V211.4

文献标识码: A

Experimental investigation of HLFC mechanism on swept wing

WANG Fei¹, Eriqitai¹, WANG Qiang¹, GUO Hui², SU Pei-ran¹

(1. School of Jet Propulsion,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. School of Aeronautic Science and Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Hybrid laminar flow control (HLFC) experiments were conducted in the low-turbulence wind tunnel on a NACA64A-204 swept airfoil. Naphthalene sublimation flow visualization technology and hot-wire measurement method were taken to examine the effects of suction quantities on transition location and hydrodynamic stability. Experimental results show that transition location occurs at $x/c \approx 0.4$ in the non-suction case, and transition location can reach 80% of chord length (behind the minimum pressure point) in both standard and twice suction quantities. The HLFC methods can reduce the distortion of the velocity profile, bring down the nonlinear interaction among the disturbances, decrease the energy of dominated perturbation, and delay transition to achieve larger laminar flow region.

Key words: hybrid laminar flow control; hydrodynamic stability; transition; naphthalene sublimation; hot-wire

采用一定的控制措施延迟边界层转捩, 使飞行器表面保持大面积层流区的技术称为层流控制技术. 摩擦阻力可占亚声速运输机总阻力的 50%, 而层流的阻力比相同雷诺数湍流的阻力要小 90%^[1]. 层流控制技术是非常有效的减小摩擦阻力的措施^[2-3]. 实际应用中, 常用的层流控制方

法是通过吸气和压力梯度来控制. 具体的措施包括自然层流(natural laminar flow, 简称 NLF)控制、层流控制(laminar flow control, 简称 LFC)、混合层流控制(hybrid laminar flow control, 简称 HLFC)、微尺度粗糙元(micron-sized roughness)层流控制等^[4-5].

收稿日期: 2010-01-18; 修订日期: 2010-03-04

作者简介: 王菲(1981-), 男, 辽宁沈阳人, 博士生, 主要从事层流控制流动稳定性数值计算及实验研究.

NLF 方法主要应用于小后掠角机翼,而 LFC 需要全翼面吸气,吸气量大、系统较复杂.在吸收了 NLF 和 LFC 技术优点的基础上,波音公司的 Gratzner L B 提出了 HLFC 方法.该方法仅在机翼前缘附近吸气、其他的区域采用合理的压力分布的方法来实现层流控制. HLFC 方法具有吸气量小、吸气系统较简单、保持良好机翼气动性能等优势,是针对后掠翼层流控制的有效并且实用的方法^[6]. Dassault 公司利用 Falcon50 飞机进行了 HLFC 飞行实验,探索 45° 后掠翼 HLFC 方法的可行性^[7],波音公司利用 Boeing757 飞行实验进行了 HLFC 的效果验证实验^[8]. 这些实验都证明了 HLFC 技术在延迟转捩和减阻方面的可行性和实用性.为了解决飞行实验中的一些不确定性问题、掌握 HLFC 技术,波音公司在 Langley 研究中心还进行了 HLFC 的风洞实验,但是实验的结果并没有公开.

详细测量边界层流场信息有利于理解后掠翼 HLFC 方法边界层转捩机制,而目前这方面的风洞实验较少.本文采用蔡升华和边界层热线测量方法,在低湍流度风洞中,研究 HLFC 方法对边界层转捩的影响,利用速度分布、脉动速度均方根、功率谱分析等方法研究 HLFC 方法边界层横流波(CF(cross flow)波)的变化规律及其延迟转捩的机制.

1 实验设备及研究方法

HLFC 实验在北京航空航天大学流体力学教育部重点实验室 D4 风洞中进行. D4 风洞是一座低速、低湍流度、低噪声回流风洞,湍流度 $T_u \leq 0.08\%$,实验段口径为 $1.5\text{ m} \times 1.5\text{ m}$.

实验模型采用 NACA64A-204 翼型的后掠翼模型,弦长 0.848 m ,展长 2.1 m (图 1 和图 2). 吸气区位于模型上表面中部的前缘附近,包括三个独立的吸气腔,从前缘开始,长度分别为弦长的 2% 、 3% 和 5% . 为了达到 HLFC 的效果,前缘需要排布大量的小直径吸气孔. 吸气孔总数目约为 28300 个,孔直径为 0.06 mm ,间距为 0.6 mm ,采用激光加工. 吸气孔分别与三个吸气腔相连,可以分别控制每个吸气腔的吸气流量(图 3).

吸气流量由吸气系数确定. 吸气系数的定义为 $C_q = \rho_w u_w / \rho_\infty u_\infty$,其中下标 w 表示壁面吸气参数. 吸气系数的选择与实验条件、吸气孔的位置等有关. 在前缘区域,由于不稳定波尤其是 CF 波增长较快,因此在第一、二腔采用较大的吸气量来

抑制扰动的成长. 通过以往的研究确定了实验的标准吸气系数为 $C_{q1} = 1.0 \times 10^{-3}$, 1, 2, 3 区(从前到后)的吸气系数比为 $C_{q1} : C_{q2} : C_{q3} = 4 : 4 : 1$.

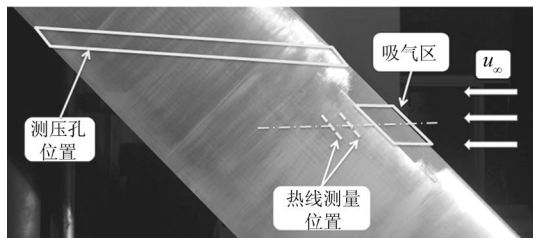


图1 NACA64A-204 后掠翼模型及测量点分布

Fig. 1 NACA64A-204 swept wing and position of test point

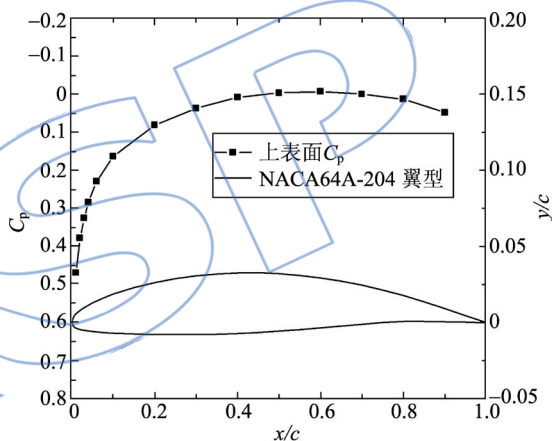


图2 翼型剖面 and 实验条件下测得的上表面 C_p 分布

Fig. 2 Airfoil and upper surface C_p distribution for test conditions

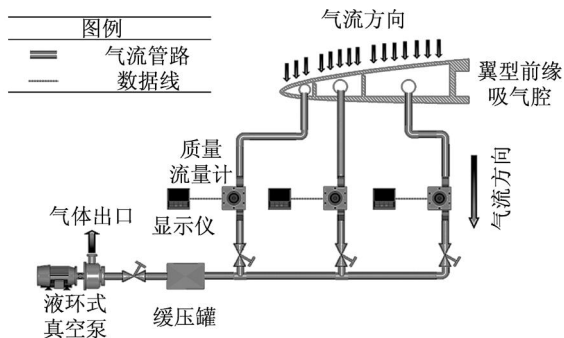


图3 吸气系统示意图

Fig. 3 Suction system

在上翼面布置 15 个测压孔,为避免测压孔对下游的影响,与流向成 15° 夹角(图 1). 通过 Model9816 智能压力扫描阀采集实验压力数据,

实验中测得的压力系数 C_p 分布见图 2. 模型垂直安装在风洞实验段,后掠角为 45° ,攻角为 -6° ,这样可以得到利于横流产生的压力分布,并且抑制 T-S (Tollmien-Schlichting) 波的发展,有利于进行 HLC 技术的研究. 风洞实验段气流速度为 33.3 m/s ,弦长雷诺数 $Re=1.9\times10^6$.

在边界层内部由于后掠和弦向压力梯度的共同作用产生了垂直于无黏流线的速度分量,使该速度剖面存在拐点,并且导致横流不稳定. 在低湍流度飞行环境特性下,横流不稳定会导致定常涡的出现,涡轴方向近似沿着无黏流线展向排列^[9-10]. 实验包括两部分:第一部分是萘升华实验;第二部分是边界层热线测量实验. 萘升华流动显示技术是利用萘的易升华特性,将萘溶于丙酮溶液并均匀的喷涂于机翼模型表面,使模型表面附着一层均匀的白色粉状萘晶体. 由于转捩点前后气流对壁面的剪切力变化很大,因此模型表面湍流区流动会使萘升华速度加快并消失,从而在层流和湍流之间形成了明显的边界^[11]. 热线采集及标定系统采用 DENTEC 公司的产品,边界层热线探针安装在支架上并固定在三维电控组合位移台,联机控制步进电机的移动,位移精度可以达到 $1/800\text{ mm}$. 热线测量点分别为 20% 和 30% 弦长位置,展向测点中心与吸气区的中心一致. 热线采样时间为 2 s ,采样频率为 2000 Hz .

2 实验结果与分析

2.1 萘升华流动显示

图 4 为实验条件下无吸气和标准吸气情况的萘升华照片. 流动从右至左,前缘和尾缘位置在图中标出. 湍流边界层区域的萘全部升华,显示为暗色区域,明暗区域的分界线为转捩位置. 可以观察到在无吸气条件下,转捩点平均位置 $x/c\approx0.4$ (图 4(a)). 图 4(b) 采用标准吸气量来控制,转捩位置达到约 80% 的弦长,在最小压力点 ($x/c=0.6$) 的下游. 从图 4(a) (b) 中可以看出在接近转捩的位置有明显的 7 mm 间距的条纹. 这是由于边界层内部由于壁面剪切在展向方向产生扭曲,产生横流定常涡,将低-高动量的流动掺混,而高动量的流动进入边界层底层加速了萘的升华,因此萘条纹可以表示出定常涡的间隔. 值得注意的是,近前缘区域不是湍流区,而是为了防止阻塞吸气孔,前缘部分没有喷涂萘. 另外在实验过程中由于前缘壁面剪切力稍强,因此上游的萘也会先升华一部分. 当局部扰动快速增长,会出现楔形湍流区,称之为湍流楔. 当一系列的湍流楔出现的时候就发生转捩. 采用两倍标准吸气量,现象与标准吸气量类似,只是萘涂层的条带结构不明显,说明边界层的扭曲被削弱,而转捩位置则延长到了 85% 的弦长.

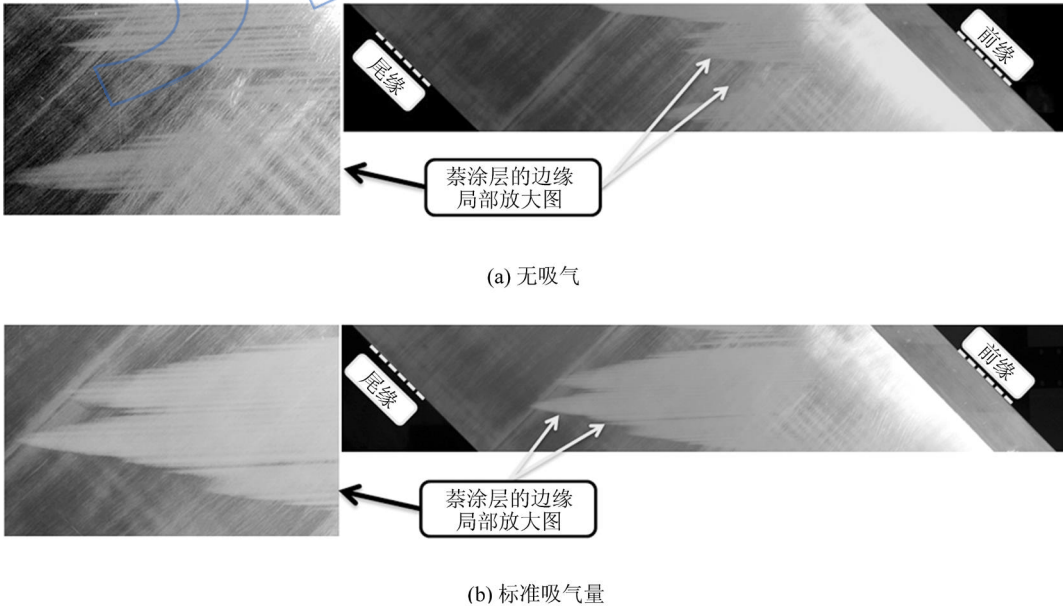


图 4 萘升华流动显示

Fig. 4 Naphthalene sublimation flow visualization

2.2 边界层热线测量

蔡升华实验的结果发现两倍标准吸气量的控制效果更好,因此边界层热线测量实验着重于两倍标准吸气量的流向速度分布.测点位置分别在 $x/c=0.2$ 和 0.3 ,每个弦向位置测量 16 个展向点,展向点之间相隔 1 mm.每个速度型,法向测量了 40~70 个不同高度位置的流向速度.图 5 和图 6 所示分别为无吸气和两倍标准吸气量条件下,

展向分布速度剖面以及平均速度剖面.

距离壁面 0.4 mm 左右为热线测量空白区,而该区域为边界层底层 25 %厚度位置,其速度型满足线性分布,因此近壁面采用线性拟合的速度分布.可以看出流动向下游传递的过程中,边界层被扭曲得更严重,速度脉动也更强烈.图 6 可以看出,吸气条件下同一弦向位置速度型重合度很高,说明边界层内速度扰动被明显的抑制了.

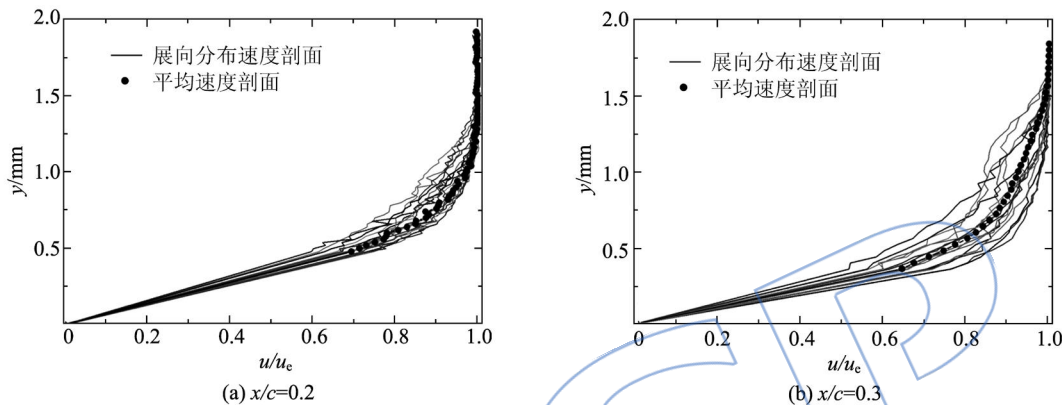


图 5 无吸气条件下,展向分布速度剖面 and 平均速度剖面

Fig. 5 Span wise array of the profiles and average of the profiles with non-suction

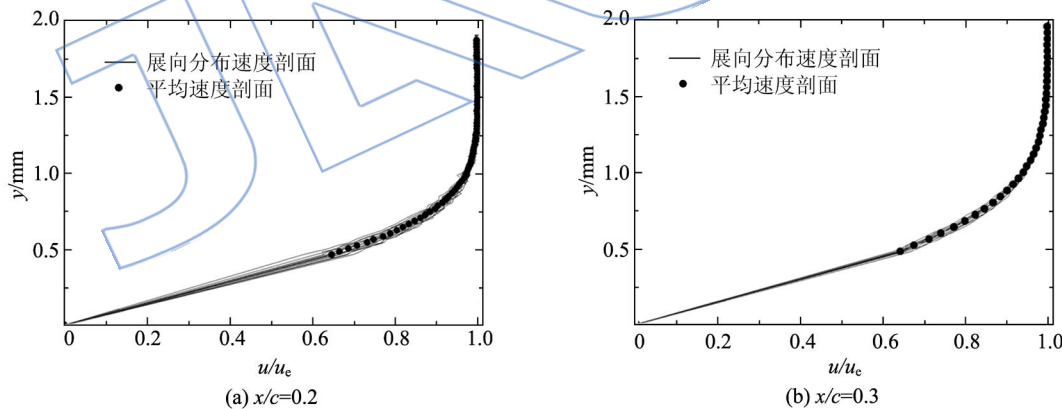


图 6 两倍标准吸气量条件下,展向分布速度剖面 and 平均速度剖面

Fig. 6 Span wise array of the profiles and average of the profiles with twice suction quantities

图 7 为 $x/c=0.2$ 和 0.3 位置无吸气和两倍标准吸气量条件下的平均速度对比图.在无吸气条件下, $x/c=0.2$ 位置边界层已经开始发生扭曲,在 $x/c=0.3$ 时,速度剖面被扭曲两次.由于吸气的作用,使边界层厚度变薄,同时也使速度型变得饱满,并且速度曲线的扭曲程度被减弱了.

图 8 和图 9 分别是不同弦向位置边界层内无量纲速度等值线图.流动方向是流入纸面的,而定常涡的旋转方向是右手系.从图中可以看到,无

吸气时,边界层速度分布存在明显的扭曲,30 %位置边界层速度比 20 %弦长位置扭曲的更严重(图 8).图 8(b)位于(a)的下游,而其流向涡的分布则更加不均匀,这与国外的一些实验研究是一致的^[12].值得注意的是图 8(a)可以较清楚的分辨出 4 mm 左右间距的横流涡,而由于展向不均匀性使得图 8(b)中的横流涡间距不容易识别,因此需要采用功率谱分析的方式更进一步的研究.从图 9 可以看出前缘吸气有效的抑制了边界层扭曲.

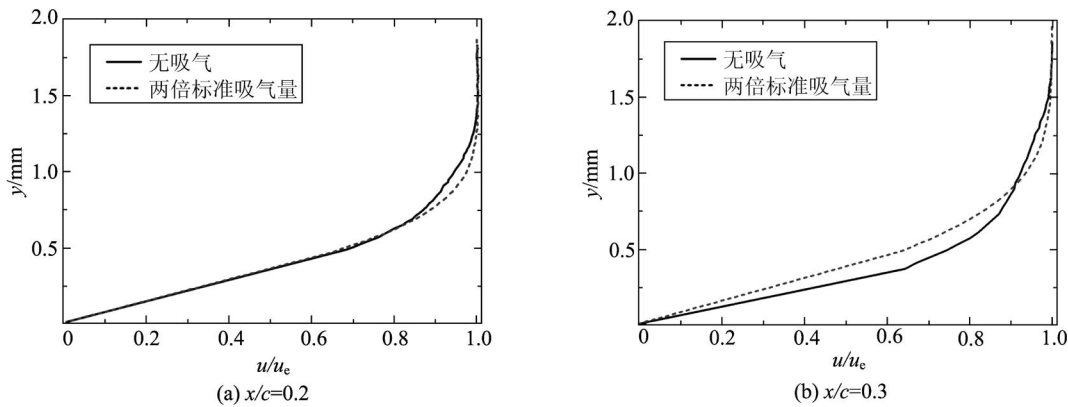


图 7 无吸气和两倍标准吸气量展向分布平均速度对比图

Fig. 7 Span wise average of the profiles with non-suction and twice suction quantities

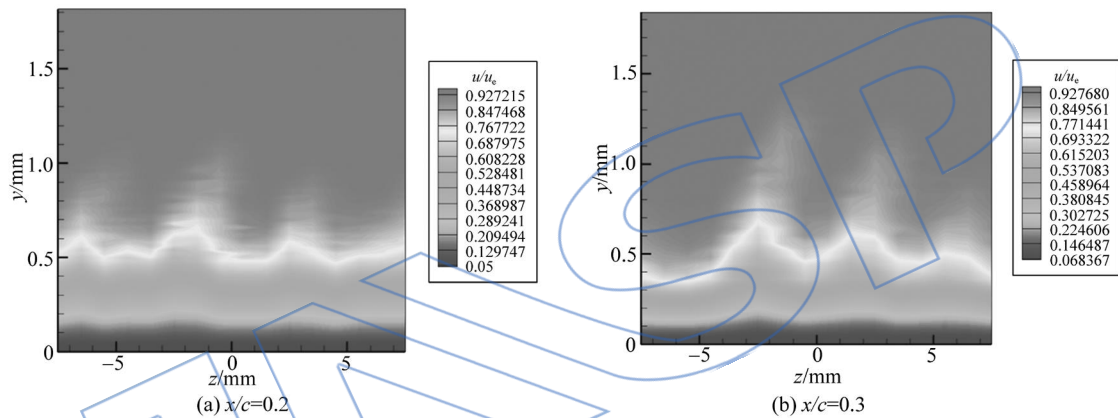


图 8 无吸气条件流向速度剖面

Fig. 8 Stream wise velocity contours with non-suction

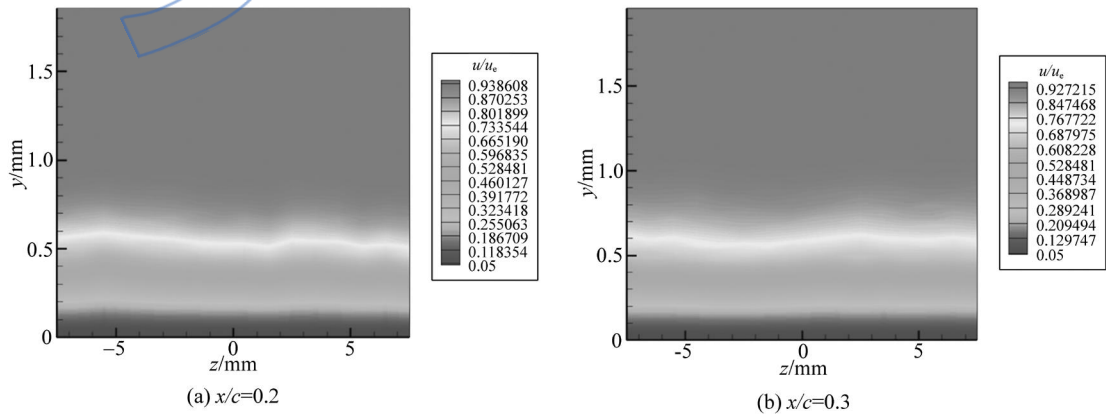


图 9 两倍标准吸气量流向速度剖面

Fig. 9 Stream wise velocity contours with twice suction quantities

通过求解展向所有速度型扰动速度的均方根 (RMS), 得到总扰动模态分布, 图 10 为总扰动均方根的四阶多项式拟合曲线. 在无吸气的情况下, $x/c=0.2$ 时最大扰动出现在 $y\approx 0.5\text{ mm}$ 处, 扰动

均方根值达到 0.05; $x/c=0.3$ 时最大扰动更接近壁面 ($y\approx 0.3\text{ mm}$), 扰动均方根值则达到 0.09. 值得注意的是在 30 % 弦长位置处, 曲线出现了两个突起, 这表示扰动模态之间的非线性相互作用已

经出现.采用前缘吸气之后, $x/c=0.2$ 位置处,扰动均方根的振幅减小到0.03,峰值法向位置也更靠近壁面;而 $x/c=0.3$ 位置处,不但扰动均方根的振幅减小到0.02以下,曲线的双凸结构也消失了,说明扰动的非线性影响被有效的抑制了. $x/c=0.2$ 位置吸气之后的最大值要大于 $x/c=0.3$ 位置,这是由于前缘吸气会带来额外的扰动,而这些扰动都是稳定的,因此在向下游传递的时候这些扰动便衰减了.

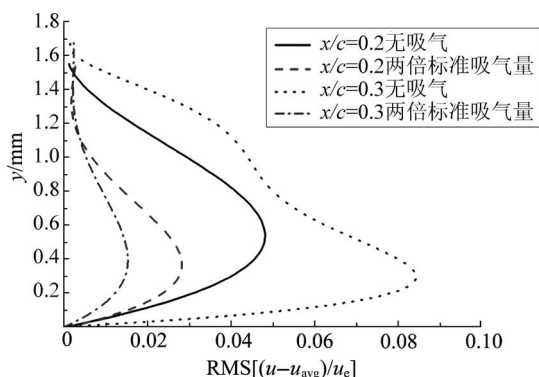
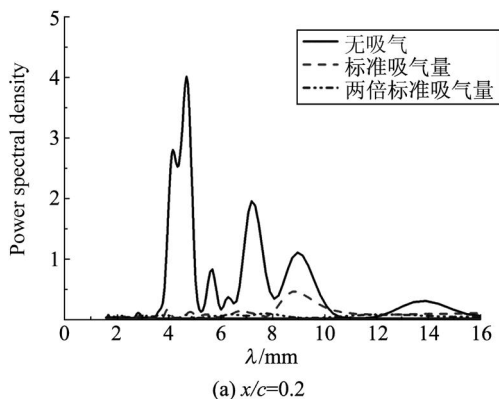


图10 无吸气和两倍标准吸气量横流模态图

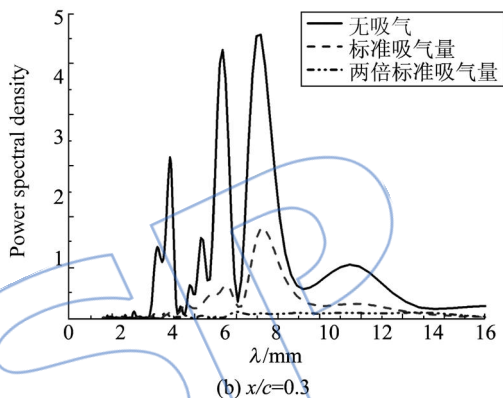
Fig. 10 Crossflow mode shapes with non-suction and twice suction quantities

为了研究扰动波的频谱特性,在最大扰动位置,沿展向70 mm距离内平均布置128个测点.图11为 $x/c=0.2$ 和0.3处的功率谱密度分布图.横坐标为展向波长 λ ,纵坐标为功率谱密度(PSD).从图中可以看到,在无吸气的条件下,边界层中存在不同波长的扰动.其中4.5,7 mm和9 mm波长的扰动波是主要的扰动波.

随着扰动波向下游传递,三个波长的波都迅速的增长,但增长速度并不一样.在 $x/c=0.2$ 位置时4.5 mm扰动占主导地位,提供了最主要的扰动能量,这与图8(a)测量的横流涡间距结果基本一致;而在 $x/c=0.3$ 位置时,7 mm以及9 mm波的模式迅速增长,并且超过了4.5 mm扰动波的功率谱密度,成为该位置扰动的主要模式.从图11可以看出,前缘吸气充分抑制了扰动波的能量增长,采用标准吸气量可以将不稳定扰动波的功率谱密度大大降低,而对于4.5 mm波长,前缘吸气几乎将扰动波能量全部消除.尽管标准吸气对9 mm扰动波的抑制作用比其他波长的抑制作用小,但是加大到两倍标准吸气量,9 mm波的峰值也消失了.值得注意的一点是,吸气只是抑制扰动波的振幅,而并没有改变不稳定波的波长.



(a) $x/c=0.2$



(b) $x/c=0.3$

图11 无吸气和两倍标准吸气量扰动波功率谱密度对比

Fig. 11 Power spectral density with non-suction and twice suction quantities

3 结 论

在低湍流度风洞中针对NACA64A-204翼型模型,后掠角为 45° ,攻角为 -6° , $Re=1.9 \times 10^6$ 条件下进行了HLFC实验研究.通过HLFC方法抑制后掠翼边界层扰动波的增长并延迟其转捩位置,主要结论如下:

1) 蔡升华结果表明,HLFC方法可以显著延迟转捩,扩大层流区的范围.在无吸气的情况下,转捩位置出现在 $x/c \approx 0.4$,标准抽吸量条件下,转捩位置可以达到80%弦长位置(最小压力点($x/c=0.6$)下游),两倍标准吸气量的条件下可以保持85%的层流区.

2) 热线测量边界层速度场结果显示,采用前缘吸气,20%和30%弦长位置的边界层速度脉动减小,平均速度剖面扭曲被减弱,说明HLFC方法能有效控制后掠翼边界层中的CF波的增长.

3) 受扰动的非线性影响, $x/c=0.3$ 处扰动速度均方根分布图出现双凸结构,前缘吸气可以减小扰动均方根的振幅,并且消除双凸结构,说明

HLFC方法可以有效的降低扰动之间的非线性作用。

4) 无吸气情况下边界层中存在不同波长的扰动,标准和两倍标准吸气量都可以大幅减小主要扰动波(4.5,7 mm 以及 9 mm 波长)的能量,增加吸气量能够加强对边界层扰动的抑制。

参考文献:

- [1] 周恒,赵耕夫. 流动稳定性[M]. 北京:国防工业出版社, 2004:226.
ZHOU Heng, ZHAO Gengfu. Hydrodynamic stability [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2004:226. (in Chinese)
- [2] Green J E. Laminar flow control —back to the future[R]. AIAA 2008-3738, 2008.
- [3] Saric W S, Carpenter A L, Reed H L. Laminar flow control flight tests for swept wings: strategies for LFC[C]// 38th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, Seattle, Washington: AIAA, 2008.
- [4] 额日其太,沈遐龄,刘火星,等. 飞机层流控制技术及其在大型运输机上的应用[C]// 大型飞机关键技术高层论坛暨中国航空学会 2007 年年会. 深圳:中国航空学会, 2007.
- [5] Poll D I A. Laminar flow control for aircraft —lessons from the past and prospects for the future [R]. AIAA-2000-2540, 2000.
- [6] Atkin C. Performance trade-off studies for a retrofit hybrid laminar flow control system[R]. AIAA-2004-2215, 2004.
- [7] Bulgubure C, Arnal D. Dassault falcon 50 laminar flow flight demonstrator[R]. DGL R-Bericht 92-01-003, 1992.
- [8] Collier F S J R. An overview of recent subsonic laminar flow control flight experiments[R]. AIAA-93-2987, 1993.
- [9] Saric W S. Stability and transition of three-dimensional boundary layers [J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 2003, 35: 413-440.
- [10] Reibert M S, Saric W S. Review of swept-wing transition [R]. AIAA-1997-1816, 1997.
- [11] 中国人民解放军总装备部军事训练教材编辑工作委员会. 流动显示技术[M]. 北京:国防工业出版社, 2002.
- [12] Deyhle H, Hoehler G, Bippes H. Experimental investigation of instability wave propagation in a three-dimensional boundary-layer flow [J]. AIAA Journal, 1993, 31 (4): 637-645.