



CSTAM 2012-B03-0159

展向离散抽吸控制流动分离实验研究

郭辉，陈扬，王海文，刘子腾，淦述荣

北京航空航天大学航空科学与工程学院

流体力学教育部重点实验室（北京航空航天大学）

第七届全国流体力学学术会议

2012年11月12—14日 广西·桂林

展向离散抽吸控制流动分离实验研究¹⁾

郭辉^{*+, 2)}, 陈扬^{*+}, 王海文^{*+}, 刘子腾^{*+}, 淦述荣^{*+}

* (北京航空航天大学航空科学与工程学院流体力学研究所, 北京海淀区 100191)

+ (流体力学教育部重点实验室(北京航空航天大学), 北京海淀区 100191)

摘要 本文尝试展向离散抽吸方法对翼型模型流动分离的控制效果, 包括抽吸位置、抽吸量等参数的影响。实验在水洞中进行, 基于弦长的实验雷诺数 $Re=28000$, 攻角范围 $\alpha = -10^\circ \sim 40^\circ$ 。利用表面注入染色液方法判定分离点位置, 结合氢气时间线技术探索流动控制机理。实验结果表明展向离散抽吸方法对延缓流动分离有明显效果; 抽吸量大延迟流动分离的能力强; 弦向抽吸位置变化的影响反映在能够实现有效控制的攻角范围发生变化。流动控制机理实验揭示了展向离散抽吸延缓流动分离的三种不表现形式: 层流分离无再附、层流分离泡再附和直接转捩为湍流。

关键词 翼型模型, 流动分离, 流动控制, 流动显示

引言

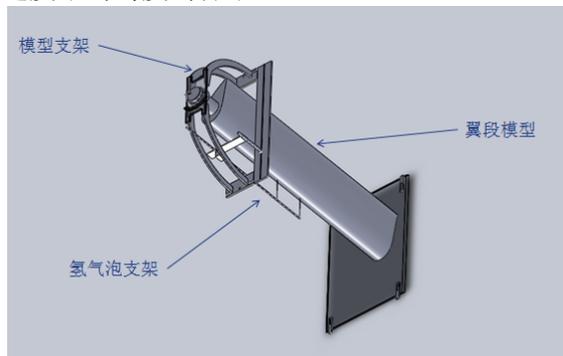
增升减阻流动控制研究的一个重要方向是大攻角流动分离控制, 通过流动控制手段使边界层流动尽早转捩成湍流, 以增强飞行器部件如机翼上表面流动抑制分离的能力。这类流动控制方法包括涡流发生器和粗糙元等形式^[1, 2]。

涡流发生器技术发展相对比较成熟, 其原理是能够生成一系列相邻反向旋转的流向涡, 从而增强边界层法向动量交换达到抑制流动分离的目的^[1]。粗糙元的作用机制更复杂些, 除了与涡流发生器一样生成反向旋转的流向涡外, 其下游进一步形成的条带结构(展向高/低速区交错排列)的发展对边界层发展的影响也会起作用^[2]。在我们以往开展的展向等间距抽吸控制边界层转捩的研究中发现, 展向离散抽吸与粗糙元一样, 也会生成同样的流向涡和条带结构^[3]。于是很自然想到展向离散抽吸应该也能够用于机翼的大攻角流动分离控制。而且与前两种方法相比, 其控制强度可以通过改变抽吸量进行调节。

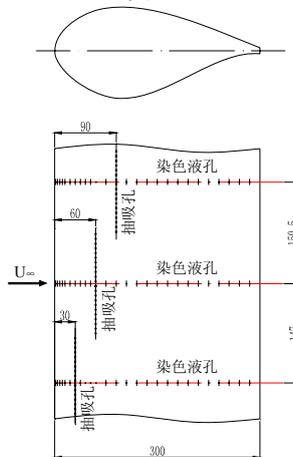
本文针对水洞中低 Re 数翼型流动, 通过染色液和氢气泡流动显示方法探讨展向等间距抽吸方法控制二维翼型模型上表面流动分离的效果和控制机制, 研究不同攻角状态下弦向抽吸位置和抽吸量对流动控制效果的影响。

1 实验装置和方法

实验在北京航空航天大学低速水洞中完成。水洞试验段尺寸 $1\text{m} \times 1.2\text{m} \times 16\text{m}$ (宽 \times 高 \times 长), 流速范围 $0.1 \sim 1\text{m/s}$, 湍流度和截面速度不均匀度均低于 0.5% 。



a. 实验装置



b. 抽吸孔和染色液孔分布
图1 实验装置和实验模型

1) 基金资助项目: 自然科学基金重点项目 (50836006)

2) Email: guohui@buaa.edu.cn

实验模型采用中科院热物理所专门为风力机叶片设计的翼型，见图 1，最大厚度 45%。二维翼型模型弦长 300mm，展长 1.5m，竖直安装于水洞试验段中，攻角可调，实验装置如图 1a 所示。模型上表面抽吸孔和染色液孔分布见图 1b，对应三排染色液孔的抽吸位置分别为 10%、20%和 30%弦长。抽吸孔直径 2mm，间距 7mm。抽吸通过虹吸原理实现，试验中选取单个抽吸孔抽吸量分别为 2.62ml/s、1.64ml/s 和 0.81ml/s 三种情况进行测试。

实验采用表面染色液法观测表面流动分离现象，确定分离点位置；利用氢气泡时间线法观测边界层流动结构特性，检测边界层性态（层流、湍流或转捩）。

实验流速 $U_\infty=0.1\text{m/s}$ ，相应实验雷诺数 $Re=28000$ （基于弦长），实验攻角范围 $\alpha=-10^\circ \sim 40^\circ$ 。

2 实验结果和分析

2.1 基本流动

由于实验 Re 数低，在整个实验攻角范围内，未施加流动控制的机翼模型上表面基本流动表现为层流边界层分离且无再附。图 2 给出上表面基本流动典型显示结果。流动分离点（约 27%弦长处）上游染色线表现为沿流向光滑稳定的层流状态，当地氢气泡时间线俯视图和侧视图更能够直接反映出当地边界层的层流性质，见图 2，俯视图中时间线保持平行的直线，侧视图中时间线显示出层流典型的稳定的速度型特征。分离点下游分离区内表面染色线显示出明显的展向流动和回流；氢气泡时间线俯视图和侧视图也显示出分离区的回流特征。

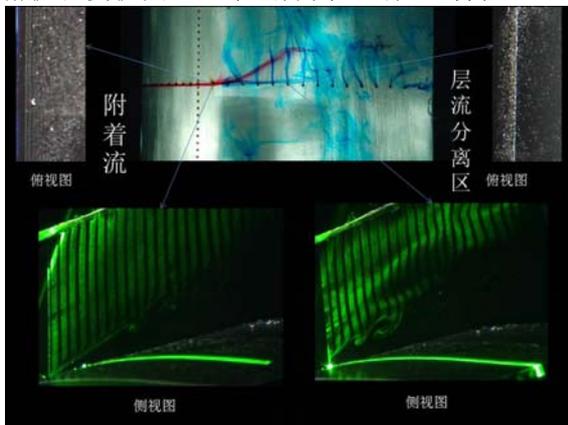


图 2 模型上表面典型流动 ($\alpha = 0^\circ$ ，流动方向从左右)

通过表面注入染色液方法很容易准确辨识分离点位置，如图 3 所示。图 4 给出三个展向观测位置的分离点随攻角的变化。由于是大厚度翼型层流流动，上表面分离比较严重，即便是在 $\alpha=-10^\circ$ ，分离点仍接近 40%弦长处。随着攻角增加，分离点逐渐向上游移动。各攻角下三个展向位置分离点位置差别不大，表明流动保持很好的二维性。

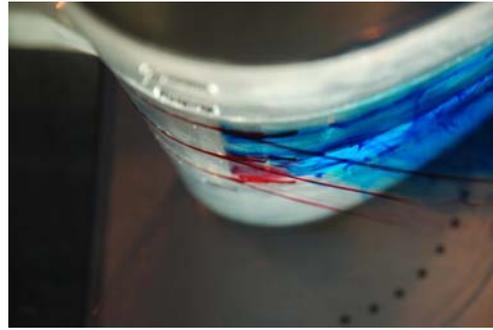


图 3 表面注入染色液方法显示的流动分离（流动方向从左向右）

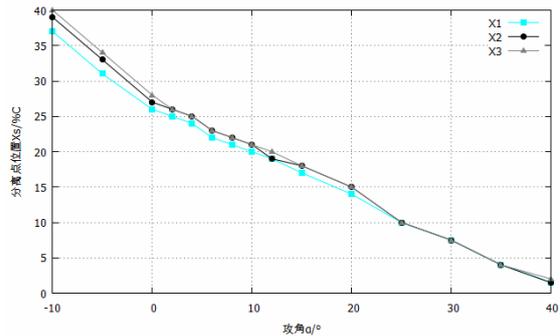


图 4 分离点随攻角变化（3 个展向位置）

2.2 展向离散抽吸的控制效果

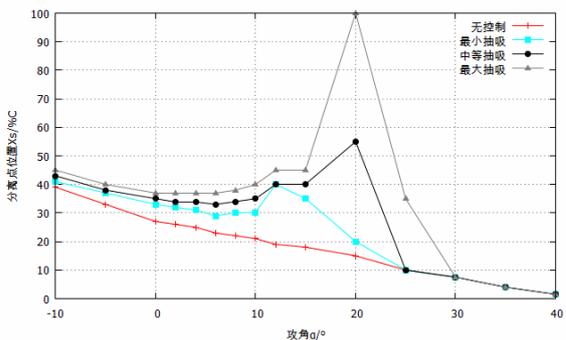
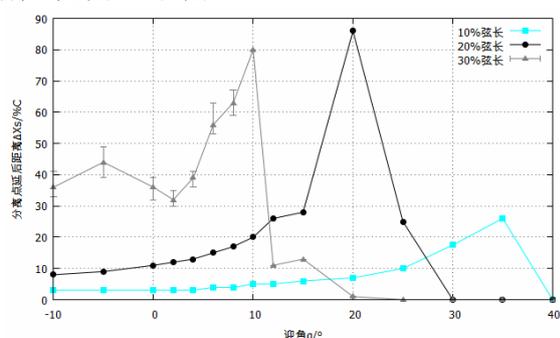


图 5 展向等间距抽吸的流动控制效果（包括不同抽吸强度的影响）

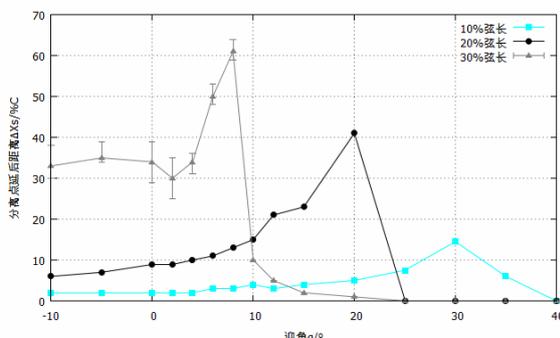
图 5 给出在 20%弦长处施加展向离散抽吸控制后，表面分离点位置的观测结果，包括不同抽量的影响，同时给出无控制时的结果便于比较分离点的变化。图中可以看出，攻角较小时，因为控制点位于分离点远上游距离过大，流动分离延迟效果不显著。攻角增加，分离点

逐渐前移接近抽吸位置，分离延迟作用逐渐增强。当攻角增至 $\alpha=20^\circ$ ，分离点达抽吸位置附近，小抽吸量情况（单孔 0.81ml/s ）控制效果达到最佳。随后攻角继续增大，抽吸位置位于分离区内逐渐远离分离点，延迟分离效果逐渐减弱，当攻角增至 $\alpha=25^\circ$ 后，已观测不到控制效果。抽吸量越大，延迟流动分离效果越显著。但在较大的两个抽吸量情况（单孔 1.64ml/s 和 2.62ml/s ）下，控制效果最好的情况发生在 $\alpha=20^\circ$ ，即抽吸位置已处于无控制时分离点下游的分离区里。这与最小抽吸量情况明显不同，其原因将在下一部分流动控制机理研究中给予揭示。

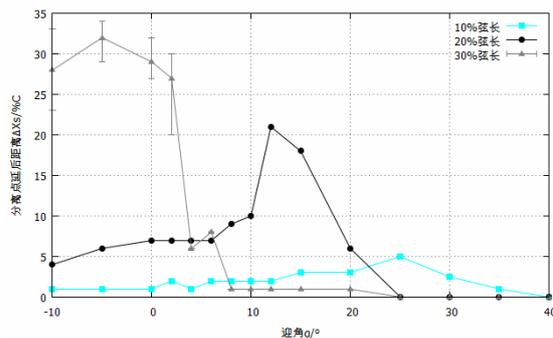
为了分析抽吸位置的影响，图 6 分别给出三个抽吸量保持不变条件下三个不同抽吸位置的流动分离控制效果。纵坐标为施加控制后分离点延迟距离经弦长无量纲化的值。从图 6a（最大抽吸量）中可以看出，不同抽吸位置的影响主要体现在能够实现控制作用的攻角范围发生变化，原因在于同一攻角下，控制效果主要取决于抽吸位置与无控制时分离点之间的相对位置和距离。在其它两个抽吸量条件下，抽吸位置影响规律与最大抽吸量情况无显著差别，见图 6b 和图 6c。



a. 单孔抽吸量 2.62ml/s



b. 单孔抽吸量 1.64ml/s



c. 单孔抽吸量 0.81ml/s

图 6 不同抽吸位置的影响

2.3 展向离散抽吸控制作用机理

本部分选取抽吸位于 20% 弦长、抽吸量 2.62ml/s 情况，进一步开展了控制机理研究。通过氢气泡时间线法（包括俯视和侧视）结合表面注入染色液法，揭示出展向离散抽吸控制流动分离作用的三种不同形式。

a. 层流分离无再附

此形式发生在 $\alpha \leq 10^\circ$ 范围，图 7a 给出典型流动形态 ($\alpha=0^\circ$)。其特征表现为分离点（约 38% 弦长处）上游的流动为典型层流，氢气泡时间线俯视和侧视图分别显示出典型的具有条带特征的层流流动和层流速度型特性；分离点下游氢气泡时间线俯视和侧视图显示出分离区回流形态。

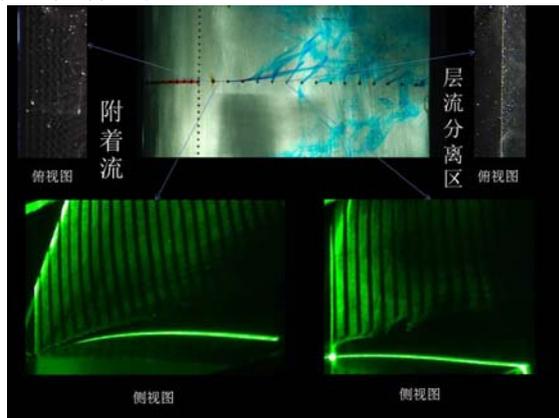
b. 层流分离泡再附

此形式发生在 $\alpha=12^\circ \sim 14^\circ$ ，图 7b 给出典型流动形态 ($\alpha=12^\circ$)。其特征与前一种形式相比，相同之处在于分离点（约 45% 弦长处）上游的流动是层流流动，如图 7b 中 27% 弦长处氢气泡时间线俯视和侧视图结果显示；分离点下游后氢气泡时间线俯视和侧视图（50% 弦长处）也显示出分离区内回流形态。不同之处在于下分离区下游流动发生再附，图中 80% 弦长处氢气泡俯视和侧视图显示出当地流动是具有湍流特征的附着流动，而不再是分离区流动。

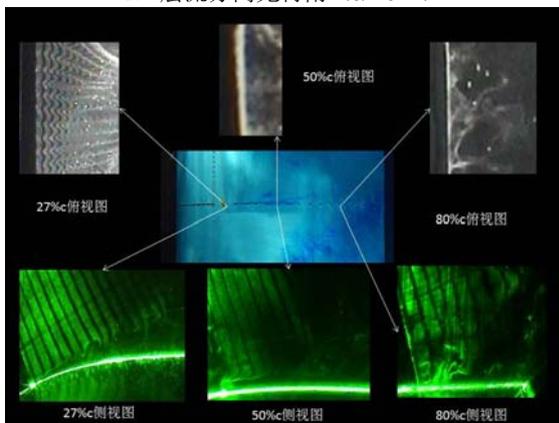
c. 直接转捩成湍流

此形式发生在 $\alpha=20^\circ$ ，图 7c 给出典型流动形态。27%、50% 和 80% 弦长处氢气泡时间线俯视和侧视图分别显示出边界层发展过程中的典型流态：具有条带特征的层流和流动紊流化转捩到湍流。值得注意的是在整个过程中一直没有发现流动分离现象，即便在很下游的

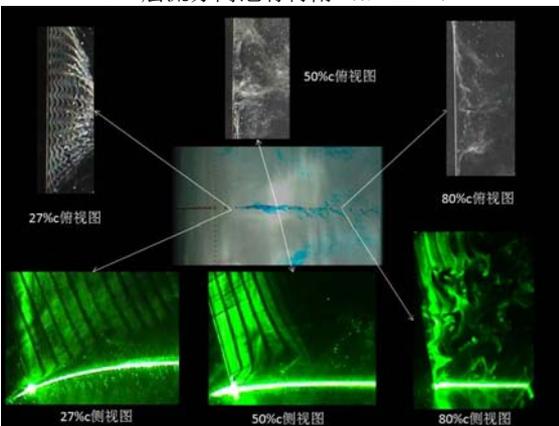
80%处弦长处，显示的仍是具有湍流边界层特征的附着流动。



a. 层流分离无再附 ($\alpha=0^\circ$)



b. 层流分离泡有再附 ($\alpha=12^\circ$)



c. 层流直接转捩成湍流 ($\alpha=20^\circ$)

图7 展向离散抽吸控制效果的三种形式(流动方向从左向右)

至此，我们能够对展向离散抽吸控制流动分离的机制及其规律(见图5)形成一个较为系统的认识：展向离散抽吸形成一系列相邻反向旋转的流向涡^[3]，能够促进边界层法向动量交换，进而增强层流边界层抑制分离的能力。同时流向涡对的诱导作用在下游形成条带，当抽吸量足够大将形成不稳定条带，激发转捩，

而小抽吸量形成的稳定条带却具有抑制转捩的作用^[3]。在本文的实验结果中：

小抽吸量(单孔 0.81ml/s)展向离散抽吸不足以引发边界层转捩，但其形成的流向涡仍能够起到延缓层流边界层分离的目的。且抽吸位置与无控制时分离点位置越接近效果越好。

大抽吸量情况要复杂得多。攻角较小时，上表面逆压梯度小，本文中最大抽吸量仍不足以导致转捩发生，施加控制后流动仍保持层流分离，与小抽吸量情况相同。直到攻角增大到 $\alpha=12^\circ$ ，逆压梯度足够大，在较大抽吸量(如单孔 1.64ml/s 和 2.62ml/s)作用下引起分离剪切层转捩成湍流后再附，形成分离泡。这种机制导致延迟流动分离的能力进一步增强。最强的控制效果发生在 $\alpha=20^\circ$ ，此时逆压梯度的进一步增强，使得在较大抽吸量(1.64ml/s 和 2.62ml/s)抽吸作用下边界层直接转捩成湍流，而不再出现层流分离。这种控制结果导致流动抑制分离的能力最强，图5中显示出最大抽吸量条件下，附着流动能够一直保持到模型后缘而不发生分离。

3 结 论

本文探讨了一种新的主动控制技术-展向离散抽吸用于二维翼型模型流动分离控制的效果，主要结论：

1. 展向离散抽吸方法对翼型模型大攻角上表面流动分离起到明显的抑制效果；
2. 抽吸量增大延缓流动分离的能力增强。抽吸弦向位置的变化主要会影响到能够实现有效控制的攻角范围。
3. 实验观测到展向离散抽吸延迟流动分离作用的三种不同表现形式：层流分离无再附、层流分离泡再附和直接转捩为湍流。第三种类型出现时控制效果最显著，第二种类型次之，第一种类型相对最弱。

参考文献

- 1 Lin JC. Review of research on low profile vortex generators to control boundary layer separation. Progress in Aerospace Sciences, 2002, 8: 389-420
- 2 Pujals G, Depardon G, Cossu C. Drag reduction of a 3D bluff body using coherent streamwise streaks. Experiments of Fluids, 2010, 49:1085 - 1094

VISUALIZATION STUDY ON FLOW SEPARATION CONTROL BY USING A SPANWISE ALIGNED SUCTION ARRAY

Guo Hui^{1,2} Chen Yang^{1,2} Wang Haiwen^{1,2} Liu Ziteng^{1,2} Gan Shurong^{1,2}

(1 School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

(2 Key Laboratory of Fluid Mechanics (Beihang University), Ministry of Education, Beijing 100191, China)

Abstract A new flow separation delay method, a spanwise aligned suction array, was tested on an airfoil model in a water tunnel. The test Reynolds number was 28000 and the angle of attack ranged from -10° to 40° . Dye method was used to obtain the flow separation location, and hydrogen-bubble timeline technique was used to reveal the flow control mechanisms. The results show that flow separation on lee side of the airfoil is obviously delayed after the suction is applied. The delay effect is enhanced by increasing the suction flow rate. Change of chordwise location of the suction causes the variation of angle of attack range where the separation delay effect occurs evidently. Concerning the flow control mechanisms, three types of flow feature are observed when the suction is applied, i.e. laminar flow separation without reattachment, laminar separation bubble and laminar-turbulent transition.

Key words airfoil, flow separation, flow control, flow visualization