

多段翼混合边界层改变对流场的影响研究

杨茵¹, 陈迎春², 李栋¹

(1. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

(2. 中国商用飞机有限公司 上海飞机设计研究院, 上海 201210)

摘要: 前缘缝翼尾流与主翼边界层混合的改变对主翼气动力具有重要影响。利用数值模拟手段, 通过在前缘缝翼尾缘添加一定动量系数的喷流, 改变前缘缝翼尾缘的尾流, 进而改变尾流与主翼边界层的混合状况。求解二维多段翼模型 30P30N 在各个不同喷流条件下的二维非定常流场, 结果表明: 提高前缘缝翼尾缘喷流的动量系数, 将使前缘缝翼尾流和主翼边界层混合开始点后移, 提高主翼上表面负压峰值和主翼升力; 混合开始点对主翼的负压峰值及升力均有一定的影响; 增大来流攻角会抑制前缘缝翼尾流和主翼边界层的混合。

关键词: 多段翼; 前缘缝翼尾流; 边界层; 动量系数; 喷流; 混合开始点

中图分类号: V211

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2016.01.005

Influence of Confluent Boundary Layer Changing for Multi-element Airfoils Flow Field

Yang Yin¹, Chen Yingchun², Li Dong¹

(1. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

(2. Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Commercial Aircraft Corporation of China, Ltd., Shanghai 201210, China)

Abstract: The influence of confluent boundary layer changing on aerodynamic force of the main element of multi-element airfoils is significant. In order to alter the mixing condition of slat wake and main element boundary layer, slat wake varies with different momentum coefficients jet which applied at the trailing edge of slat. Numerical computation is used for solving two dimensional unsteady flow of multi-element airfoils model 30P30N at different jet momentum coefficients. The numerical results indicate that: the onset location of the mixed flow by slat wake and main element boundary layer moves downstream along main element chordwise direction with the jet momentum coefficient increased, the suction peak of main element on upper surface is improved, and the main element lift is enhanced. Onset location of mixing has effect on suction peak and lift of main element. The mixing flow of slat wake and main element boundary layer is restrained by the increasing of the angle of attack.

Key words: multi-element airfoils; slat wake; boundary layer; momentum coefficient; jet; onset location of mixing

0 引言

在现今的流体力学研究中, 自由剪切层^[1-2]一直都备受关注, 尾流^[3-4]、混合流^[5-6]、射流^[7-8]等都

包含在自由剪切层的研究中。流体粘性效应使不同流速的流体之间发生动量交换, 从而产生剪切层。剪切层卷起形成涡, 造成流动混合, 同时使剪切层宽度增加。航空领域对剪切层的研究较多, 例如, 超音速混合问题^[9-10]、自由剪切层理论^[11-12]及其稳定性分析^[13-14]、飞机尾流问题^[15-16]等。

在多段翼的研究中, 前缘缝翼尾流与主翼边界层的混合问题十分复杂, 对翼面具有重要的影响,

因此得到了研究者的广泛关注。F. O. Thomas 等^[17]通过对多段翼的实验研究发现,前缘缝翼与主翼间的相互位置会影响前缘缝翼尾流和主翼边界层的混合,当主翼与前缘缝翼重叠较大时,前缘缝翼尾流与主翼边界层混合开始点会提前;前缘缝翼与主翼缝道宽度增大,会抑制前缘缝翼尾流与主翼边界层的混合,但当缝道宽度过大时,主翼上表面会形成大的分离泡并且升力下降。综上所述,缝道宽度、前缘缝翼与主翼的重叠量对前缘缝翼尾流和主翼边界层的混合具有重要影响。

多数通过改变缝道参数和前缘缝翼的相对位置来改变前缘缝翼尾流和主翼边界层的混合的研究,实际上改变的是前缘缝翼尾缘的尾流、缝道流动和主翼边界层,研究了不同流动的混合对主翼产生的影响。然而对于固定构型,前缘缝翼与主翼间的缝道流动、前缘缝翼尾流以及主翼边界层的流动是确定的,前缘缝翼尾流与主翼边界层的混合也是确定的。目前,关于前缘缝翼尾流与主翼边界层混合的改变对各个翼面及整个流场的影响,前缘缝翼尾流、缝道流动和主翼边界层的相互作用以及各自对翼面的影响却鲜有研究。而前缘缝翼尾缘处的流动对各个翼面均有一定的影响,如何控制前缘缝翼尾缘流动的发展显得尤为重要。

本文通过在前缘缝翼尾缘添加喷流的方式来改变前缘缝翼尾流,进而改变前缘缝翼尾流和主翼边界层的混合状况,通过分析主翼上表面速度型的改变,得到尾流和边界层的混合状况对主翼气动力的影响规律,为多段翼流动控制应用提供一定的参考。

1 数值模型及网格

选取一种常用的 McDonnell Douglas 襟翼模型 30P30N^[18],其前缘襟翼缝道参数 $\delta_s = -30^\circ$, $OL_s = -2.50\%c$, $G_s = 2.95\%c$;后缘襟翼缝道参数 $\delta_t = 30^\circ$, $OL_t = 0.25\%c$, $G_t = 0.89\%c$ 。定义前缘缝翼与后缘襟翼收起状态下的弦长为 c ,前缘缝翼与后缘襟翼下偏角均为 30° ,具体参数含义如图 1 所示。

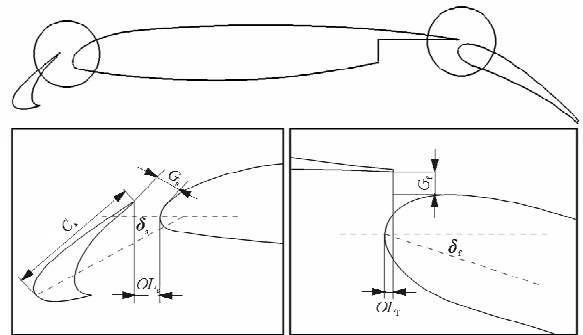


图 1 模型及参数示意图

Fig. 1 Schematic of model and parameters

对模型 30P30N 采用 C-H 型结构网格进行数值模拟,网格如图 2 所示。计算域为多段翼上下游 20 倍弦长,上下边界 15 倍弦长,网格总量约为 83 000,壁面第一层网格距离为 $1.0 \times 10^{-5}c$ 。

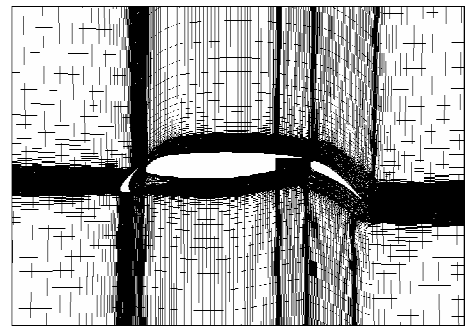


图 2 数值计算网格

Fig. 2 Schematic of numerical computational grid

2 数值方法验证

为了验证本文的数值计算结果是真实可靠的,采用有限体积法离散二维非定常雷诺平均 Navier-Stokes 方程,其中对流项采用二阶迎风格式,粘性项采用二阶中心差分格式,时间离散选用双时间方法,湍流模型选择剪切应力输运 (Shear Stress Transport, 简称 SST) $k-\omega$ 模型。物面选择无滑移边界条件,远场选用压力远场边界条件。数值验证和后续数值计算均在 $Ma=0.2$ 和 $Re=9.0 \times 10^6$ 的条件下进行,非定常数值计算时间步长选为 0.001。

数值计算结果与文献实验结果^[19]的比较如图 3 所示。

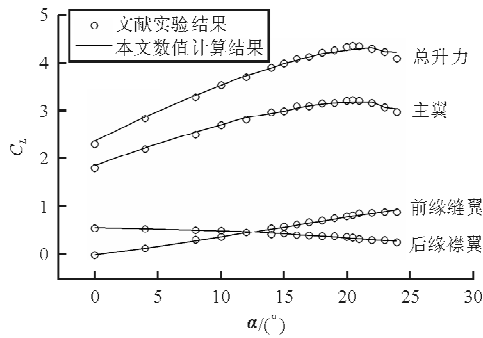


图3 升力系数数值计算结果与实验值比较
Fig. 3 Comparison of lift coefficients between calculation and experiment results

从图3可以看出:数值计算结果与实验值吻合得相对较好,前缘缝翼、后缘襟翼与实验值十分接近;主翼升力系数(C_L)在攻角(α)大于 19° 后,数值计算结果与实验值出现相对较大的差别,其原因是:①30P30N设计状态为着陆构型,攻角为 19° 左右,故攻角较大时,流动分离及非定常特性增强,使得数值计算结果误差变大;②攻角较大时,实验中的三维效应增强,也对实验结果造成了一定影响。

当攻角为 16° 时,三个翼面压力分布的数值计算结果和实验结果对比如图4所示。

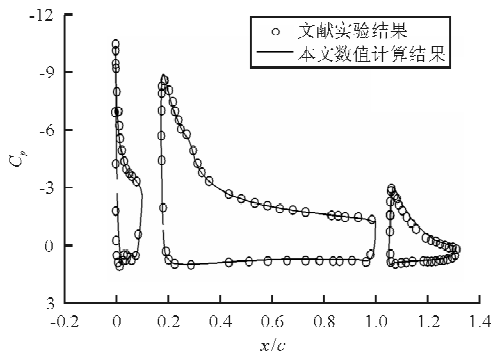


图4 压力系数数值计算结果与实验值比较($\alpha=16^\circ$)
Fig. 4 Comparison of pressure coefficients between calculation and experiment results($\alpha=16^\circ$)

从图4可以看出:数值计算结果与实验值吻合得比较好。

综上所述,升力系数和压力系数(C_p)的数值计算结果和实验值都吻合得很好,因此,可以认为数值方法的选择是合理的,本文的数值计算结果是可靠的,后续计算结果可信。

3 计算结果分析

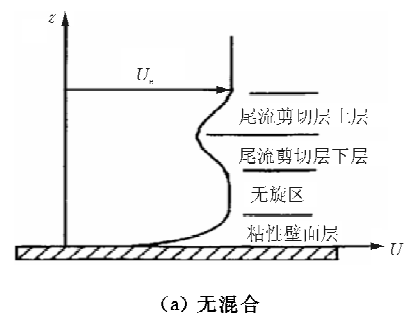
F. O. Thomas 等^[17]的研究表明,前缘缝翼尾流与主翼边界层的混合推迟有利于增加升力,过早混合会增强混合强度,增加壁面附近的动量损失,增加主翼表面的动量厚度和位移厚度,降低主翼表面压力峰值,减小升力。然而,文献^[17]的研究结果为不同构型下的混合状况,缝道流动和前缘缝翼尾流均发生了改变,因此对主翼气动力的改变不能完全归结于前缘缝翼尾流和主翼边界层的混合状况。本文通过改变前缘缝翼尾流来改变尾流和主翼边界层的混合状况,以此来确定前缘缝翼尾流和主翼边界层混合对主翼的影响。对于固定状态、固定构型的多段翼来说,其混合状态是一定的,因此可在前缘缝翼尾缘添加一定动量系数的喷流来改变前缘缝翼尾流。

在前缘缝翼尾缘添加喷流,通过改变喷流的动量系数来改变前缘缝翼尾流。动量系数为

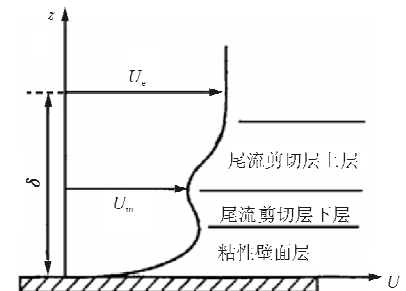
$$C_\mu = m v / (q_\infty S) \quad (1)$$

式中: m 为喷流质量流量; v 为喷流速度; q_∞ 为来流的动压; S 为机翼面积,二维情况下为翼型弦长。

对前缘缝翼尾流与主翼边界层的混合提出了四种不同的发展形态,如图5所示^[17]。



(a) 无混合



(b) 弱混合

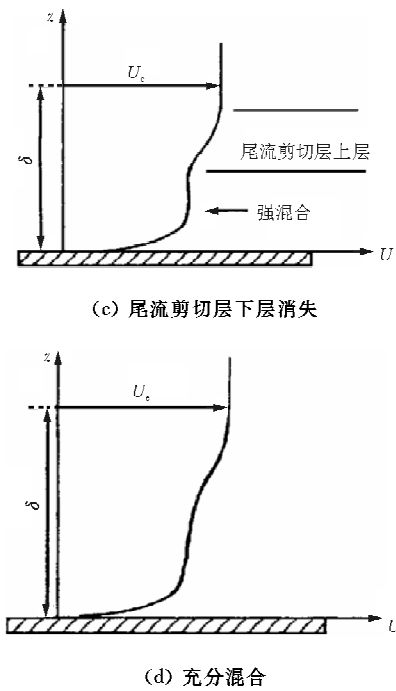


图 5 混合边界层示意图

Fig. 5 Schematic of confluent boundary layer

从图 5 可以看出:①当壁面粘性边界层与尾流两个粘性层之间存在势流时,边界层和前缘缝翼尾流尚未出现混合。主翼上表面流动的速度型可以分为尾流剪切层上层、尾流剪切层下层、无旋区和粘性边界层。②当尾流剪切下层与壁面边界层间的无旋区消失时,尾流和边界层开始混合,此时的混合为弱混合。对于混合的开始点,文献[17]认为应选取主翼上表面的某点,其速度型在壁面以上的 $dU/dz=0$ 点处的当地速度小于粘性层外当地速度,即 $\bar{U} < U_e$ 。③混合进一步发展,尾流剪切层下层消失,此时混合发展为强混合。④尾流和壁面边界层混合足够充分,使得速度损失随着到壁面距离的增加而逐渐减小,此时尾流和壁面边界层充分混合。

不同的喷流对前缘缝翼尾流的改变不同,为了得到不同的尾流,改变前缘缝翼尾缘的喷流动量系数,选择分别添加的动量系数为 0.008 78、0.035 13和 0.079 04,并保持喷流的方向为喷口法线方向。

未添加喷流时,不同攻角下,主翼上表面各个站点的速度型如图 6 所示,虚线表示 $U/U_e=1, U_e$ 为粘性外层的当地速度。

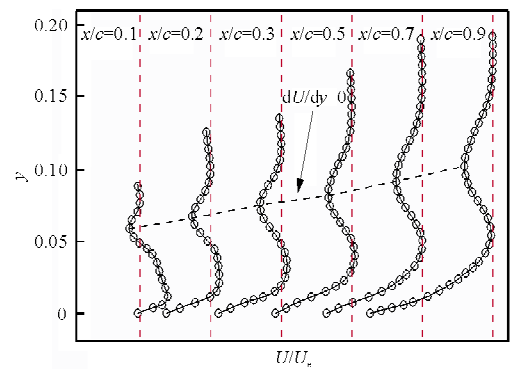
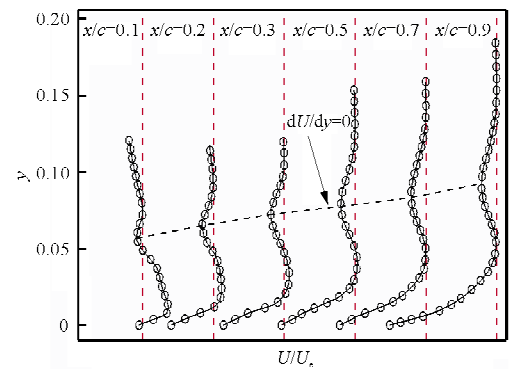
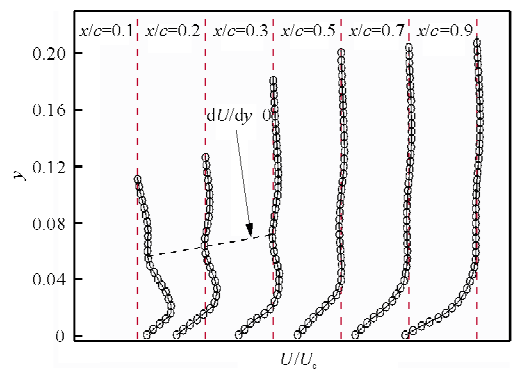
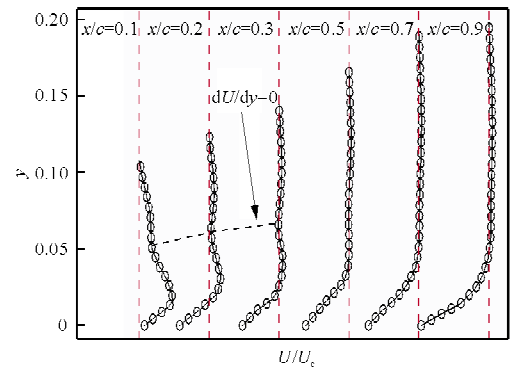


图 6 主翼上表面的速度型($C_\mu=0$)

Fig. 6 Velocity type of upper surface of the wing($C_\mu=0$)

从图6可以看出:在来流攻角为 8° 的条件下,前缘缝翼尾流与主翼边界层的混合从 $0.5c$ 处已经开始,且在 $0.7c$ 处开始强混合,到 $0.9c$ 处已经充分混合了;然而,随着攻角的增加,主翼边界层和前缘缝翼尾缘的混合状况也在发生变化,主翼上表面粘性层以外的流动逐渐远离翼型表面,从而影响前缘缝翼尾流和边界层的混合;攻角的增加推迟了混合开始点,降低了主翼上表面中后部分的混合程度,使之不再出现充分混合的状态。

将前缘缝翼尾缘添加喷流的动量系数提高为 0.00878 ,对比不同攻角下,主翼上表面的速度型如图7所示。

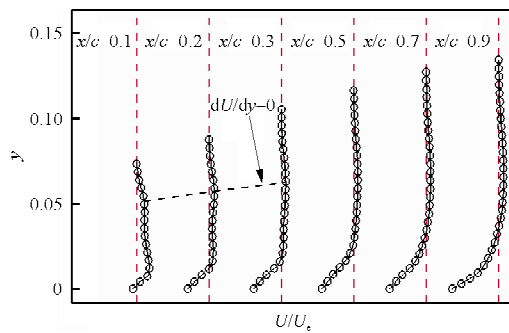
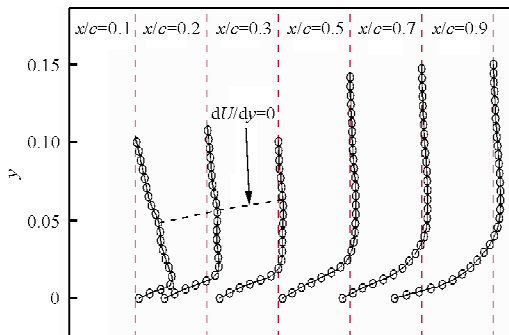
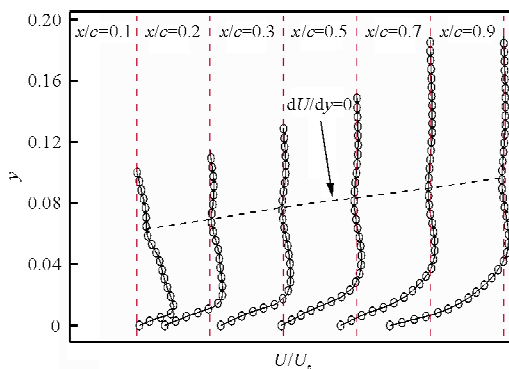
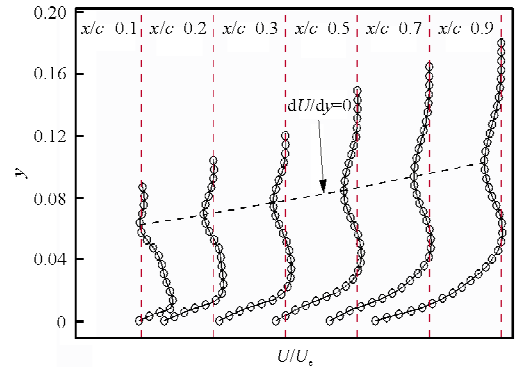
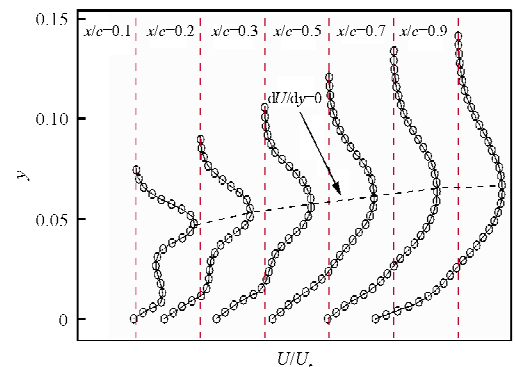
(a) $\alpha=8^\circ$ (b) $\alpha=12^\circ$ (c) $\alpha=16^\circ$ (d) $\alpha=20^\circ$ 图7 主翼上表面的速度型($C_\mu=0.00878$)

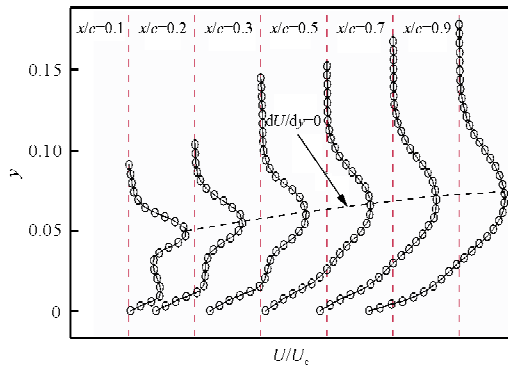
Fig.7 Velocity type of upper surface of the wing

($C_\mu=0.00878$)

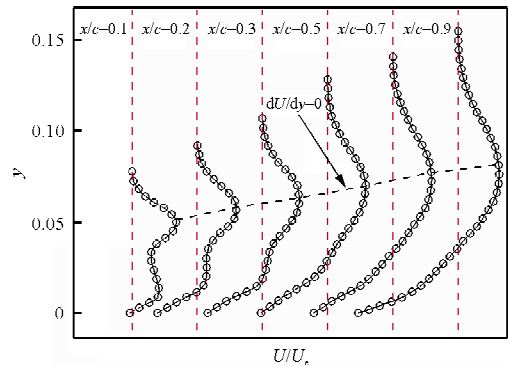
从图7可以看出:当攻角较小时,前缘缝翼尾流发生变化,由不添加喷流时的阻力型^[20]尾流转变为推力型^[20]尾流;在攻角分别为 8° 和 12° 的条件下,尾流为推力型尾流,在 $0.3c$ 后发生混合并迅速发展,在 $0.5c$ 处已充分混合;随着攻角的继续增加,喷流对前缘缝翼尾流的改变逐渐减小,促进混合的功效也逐渐下降,当攻角为 20° 时,已不会出现充分混合的状态。前缘缝翼尾缘喷流速度与缝道间的相对速度,对前缘缝翼尾流和主翼边界层的混合具有一定的影响,相对速度越小,混合就越容易。

进一步提高前缘缝翼尾缘喷流的动量系数,将喷流速度提高近一倍,则不同攻角下主翼上表面的速度型如图8所示。

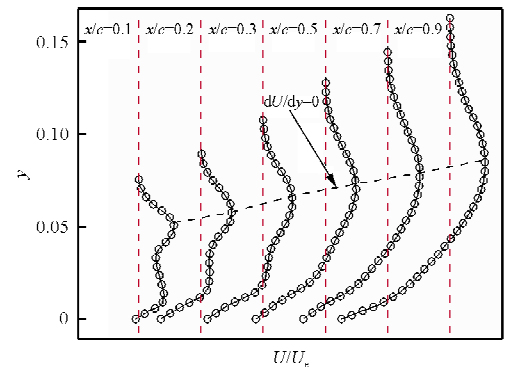
(a) $\alpha=8^\circ$



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



(c) $\alpha=18^\circ$



(d) $\alpha=20^\circ$

图 8 主翼上表面的速度型($C_\mu=0.03513$)

Fig. 8 Velocity type of upper surface of the wing ($C_\mu=0.03513$)

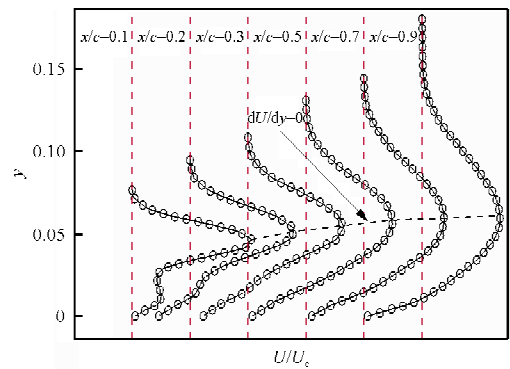
从图 8(a)可以看出:在 $0.5c$ 处尾流下部的剪切层与缝道流动已经完全混合,但尚未与主翼边界层完全混合。

从图 8(c)~图 8(d)可以看出:随着攻角的增加,主翼边界层和前缘缝翼尾流之间的流动在壁面法线方向仍存在较大梯度,主翼边界层与前缘缝翼

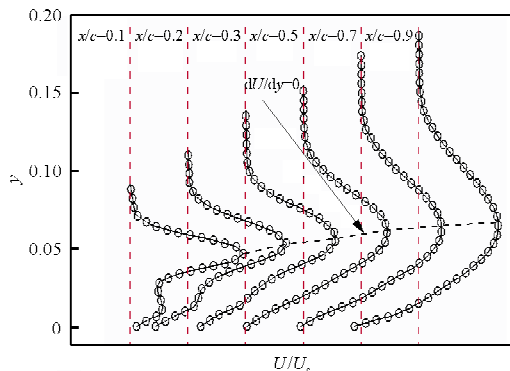
尾流无法完全混合。

与不添加喷流时的情况相同,随着攻角的增大,前缘缝翼尾流与主翼边界层混合被抑制。由可压缩流动的混合分析可知,可压缩混合随着对流马赫数^[21]的提高而变得困难,故可推断,提高喷流动量流量,不仅可以推迟混合开始位置,还能够抑制尾流和边界层的充分混合。

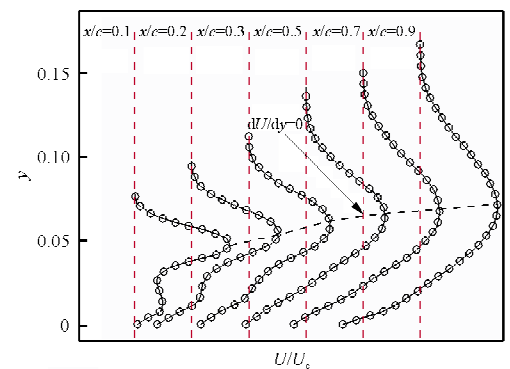
继续提高前缘缝翼尾缘喷流的动量系数至 0.07904 ,得到不同攻角下主翼上表面的速度型如图 9 所示。



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



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



(c) $\alpha=16^\circ$

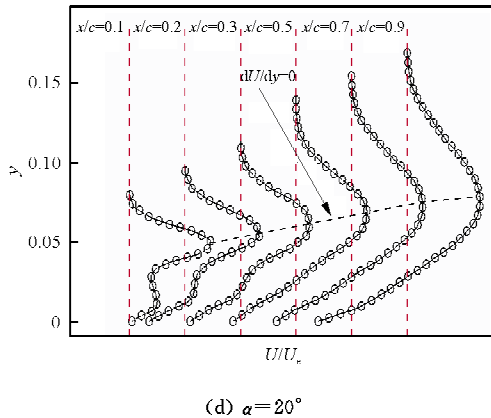


图9 主翼上表面的速度型($C_{\mu}=0.079\ 04$)

Fig. 9 Velocity type of upper surface of the wing
($C_{\mu}=0.079\ 04$)

从图9可以看出:在 $x/c=0.5$ 之后,由于喷流速度的增加,前缘缝翼尾流与主翼边界层之间流体的法向速度梯度进一步增加,前缘缝翼尾流与边界层的混合更加困难。这进一步佐证了之前的推论,即喷流动量系数增加,可以抑制前缘缝翼与主翼边界层的混合。

边界层混合提前,使得壁面的气动力系数发生相应的变化。不同喷流动量系数下,主翼压力系数曲线如图10所示。

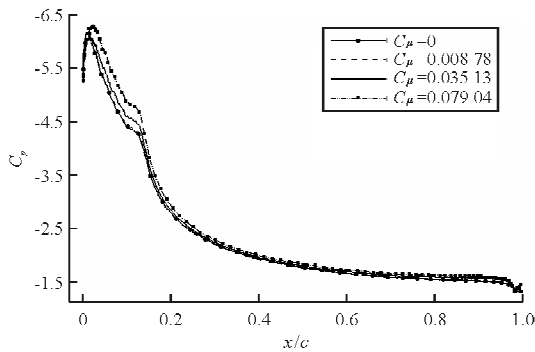


图10 不同喷流动量系数下主翼压力系数($\alpha=8^\circ$)

Fig. 10 Main element pressure coefficient at different momentum coefficients($\alpha=8^\circ$)

从图10可以看出:提高前缘缝翼尾缘喷流的动量系数,会提高主翼上表面的压力系数,且随着喷流动量系数的增加,主翼前缘负压峰值增大,主翼上表面压力增加。

不同喷流动量系数下,主翼升力系数曲线如图11所示。

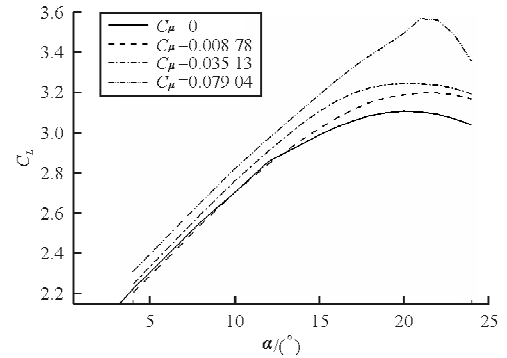


图11 不同喷流动量系数下主翼升力系数

Fig. 11 Main element lift coefficient at different momentum coefficients

从图11可以看出:提高前缘缝翼尾缘喷流的动量系数,主翼升力随之增大。

4 结论

(1) 随着攻角的增大,前缘缝翼尾流和主翼边界层混合开始点后移,充分混合点也相应地沿主翼弦向后移。

(2) 在前缘缝翼尾缘添加喷流后,会改变前缘缝翼尾流和主翼边界层的混合状况。当添加的喷流动量系数较小时,能够提前前缘缝翼尾流和主翼边界层的混合开始点,并促进二者充分混合;提高喷流动量系数,会推迟混合开始点,抑制前缘缝翼尾流和主翼边界层的充分混合。

(3) 混合开始点对主翼上表面的负压峰值影响较大,推迟前缘缝翼尾流与主翼边界层的混合开始点,能够提高主翼上表面的负压峰值,提高主翼升力。

参考文献

- [1] Youn H Oh. Calculation of compressible turbulent free shear layers[J]. AIAA Journal, 1974, 12(3): 401-403.
- [2] Davies P O A L. Turbulence structure in free shear layers [J]. AIAA Journal, 1966, 4(11): 1971-1978.
- [3] Patel V C, Ghen H C. Turbulent wake of a flat plate[J]. AIAA Journal, 1987, 25(8): 1078-1085.
- [4] Chang K C, Bui M N, Cebeci T, et al. The calculation of turbulent wakes [J]. AIAA Journal, 1986, 24(2): 200-201.
- [5] Antonis E Kourounis, Demosthenes D Papailiou, Panagiotis Koutmos. Turbulent boundary layer-wake interaction study [J]. Progress in Fluid Flow Research: Turbulence and Applied MIID, 1998: 191-208.

- [6] Susan X Ying, Frank W Spaid, Catherine B McGinley, et al. Investigation of confluent boundary layers in high-lift flows[J]. *Journal of Aircraft*, 1999, 36(3): 550-562.
- [7] Wang F C, Lundgren T S. Structure of turbulent jets and wakes[J]. *AIAA Journal*, 1975, 13(5): 561-565.
- [8] Ibraheem AlQadi, Mahmood Khalid, Salah Hafez. Airfoil performance studies with a trailing edge jet flap[J]. *Canadian Aeronautics and Space Journal*, 2014, 60(2): 23-35.
- [9] 刘君, 高树椿. 超声速自由剪切层流动的数值模拟和理论分析[J]. *空气动力学学报*, 1995, 13(2): 152-158.
Liu Jun, Gao Shuchun. Numerical study on supersonic free shear layers[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 1995, 13(2): 152-158. (in Chinese)
- [10] Otto Zeman. Similarity in supersonic mixing layers[J]. *AIAA Journal*, 1992, 30(5): 1277-1283.
- [11] 刘君. 二维可压缩自由剪切层的理论分析[J]. *空气动力学学报*, 2005, 23(3): 322-325.
Liu Jun. Theoretical analyses on compressible free shear layer[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2005, 23(3): 322-325. (in Chinese)
- [12] 潘宏禄, 史可天, 马汉东. 可压缩自由剪切流混合转换大涡模拟[J]. *计算力学学报*, 2009, 26(5): 745-750.
Pan Honglu, Shi Ketian, Ma Handong. An analysis of transition coherent structures in convective Mach number 0.4 compressible free shear flow[J]. *Chinese Journal of Computational Mechanics*, 2009, 26(5): 745-750. (in Chinese)
- [13] Mei Zhuang, Toshi Kubota, Paul E Dimotakis. Instability of inviscid, compressible free shear layers[J]. *AIAA Journal*, 1990, 28(10): 1728-1733.
- [14] Tang W, Komerath N, Sankar L. Numerical simulation of the growth of instabilities in supersonic free shear layers [C]. *27th Aerospace Sciences Meeting*, Reno, Nevada, 1989.
- [15] 黄烁桥, 申功析, Robert Konrath, 等. 飞机尾流控制的 SPIV 实验研究[J]. *实验流体力学*, 2009, 23(1): 18-22.
Huang Shuoqiao, Shen Gongxin, Robert Konrath, et al. Experimental study of SPIV on controlling wake vortex[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2009, 23(1): 18-22. (in Chinese)
- [16] Wade H Bailey Jr, Thomas A Durham. Aircraft wake investigation[J]. *Journal of Aircraft*, 1981, 18(2): 67-68.
- [17] Thomas F O, Nelson R C, Liu X. Experimental investigation of the confluent boundary layer of a high-lift system [J]. *AIAA Journal*, 2000, 38(6): 978-988.
- [18] Christopher L Rumsey, Susan X Ying. Prediction of high lift: review of present CFD capability[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2002, 38(2): 145-180.
- [19] Chin V D, Peter D W, Spaid F W, et al. Flowfield measurements about a multi-element airfoil at high Reynolds numbers[R]. *AIAA-93-3137*, 1993.
- [20] Jones K D, Dohring C M, Platzer M P. Wake structures behind plunging airfoils: a comparison of numerical and experimental results[R]. *AIAA-96-0078*, 1996.
- [21] Slessor M D, Zhuang M, Dimotakis P E. Turbulent shear-layer mixing: growth-rate compressibility scaling[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2000, 414: 35-45.

作者简介:

杨茵(1985—),女,博士研究生。主要研究方向:计算流体力学。

陈迎春(1961—),男,博士,教授。主要研究方向:飞机总体气动设计。

李栋(1970—),男,博士,教授。主要研究方向:计算流体力学、实验流体力学、设计空气动力学。

(编辑:马文静)