

DOI: 10.19416/j.cnki.1674-9804.2018.01.008

雷诺数对增升装置流动特性影响的计算研究 II ——缝道流动特性

Calculation Research on the Effect of Reynolds Number on the High Lift Device Flow Characteristics II —Slot Flow Characteristics

刘亦鹏¹ 陈莹¹ 高云海¹ 郭传亮¹ 焦仁山²/

LIU Yipeng¹ CHEN Ying¹ GAO Yunhai¹ GUO Chuanliang¹ JIAO Renshan²

(1. 上海飞机设计研究院, 上海 201210;

2. 中国航空工业空气动力研究院, 哈尔滨 150001)

(1. Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China;

2. Chinese Aerodynamics Research Institute of Aeronautics, Harbin 150001, China)

摘 要:

在 $1 \times 10^6 \sim 30 \times 10^6$ 的雷诺数范围内, 马赫数为 0.197 的情况下, 计算并分析了 NHLP-2D 多段翼型的缝道流动规律, 提出了依据缝道出口速度分布定义名义边界层厚度 δ/c 的方法。研究发现, δ/c 随雷诺数的增大而单调减小, 且减小速度随雷诺数的增大而明显减缓, 符合雷诺数对边界层的影响规律, 说明本文定义的 δ/c 可用于多段翼型边界层厚度的定量研究。对于缝翼缝道, 主翼壁面处的 δ/c 高于缝翼尾缘处的, 且二者随迎角的变化规律相反。襟翼缝道处于主翼的强下洗流场中, 襟翼上的 δ/c 随迎角几乎不变。当 $1 \times 10^6 \leq Re \leq 2 \times 10^6$ 时, 缝道边界层总厚度 δ_T/c 随雷诺数有明显的变化, 当 $Re \geq 3 \times 10^6$ 时, δ_T/c 随雷诺数的变化率减小。本文研究范围内, δ_T/c 都没有严格地进入雷诺数自准区。当 $Re \geq 15 \times 10^6$ 时, δ_T/c 随雷诺数接近线性变化趋势, 为雷诺数规律的外推提供了参考。

关键词: 增升装置; 缝道流动; 边界层; 雷诺数; 数值模拟

中图分类号: V224⁺.5

文献标识码: A

[Abstract] The slot flow characteristics of NHLP-2D multi-element airfoil was calculated and analysed within the Reynolds number range from 1×10^6 to 30×10^6 and Mach number 0.197. A nominal boundary layer thickness δ/c was defined according to the velocity distribution at the exit of slot. δ/c decreases monotonically as Reynolds number increases. And the decreasing rate of δ/c also decreases with Reynolds number which is in accordance with the effect of Reynolds number on boundary layer. The δ/c defined here can be used in the quantitative research on multi-element airfoil boundary layer thickness. For the slat slot, δ/c on main element is higher than that on slat trailing edge. And δ/c changes oppositely on the two region. The flow in flap slot is strongly affected by the down wash of main element. As a result, δ/c on flap hardly changes with incidence. At the range of $1 \times 10^6 \leq Re \leq 2 \times 10^6$, total boundary layer thickness δ_T/c changes significantly with Reynolds number. At the range of $Re \geq 3 \times 10^6$, δ_T/c decreases slowly with Reynolds number. Within the scope of current study, δ_T/c does not enter the prospective area of Reynolds number. The δ_T/c shows a linear reduction with Reynolds number as $Re \geq 15 \times 10^6$ which provides reference for extrapolation of Reynolds number effect.

[Keywords] high lift device; slot flow; boundary layer; Reynolds number; numerical simulation

[基金项目] 航空科学基金项目 (No. 20153240003)

0 引言

缝道参数设计是增升装置设计的关键技术之一,显著影响增升装置的性能^[1]。对于飞机制造商,风洞试验仍然是重要的缝道设计验证手段。风洞条件不能完全模拟实际飞行条件,除了风洞本身存在的各项干扰之外,最重要的区别在于风洞试验使用缩比模型,而绕缩比模型的流动形态与飞行中的真实流动形态必然存在某些不同^{[2]-[4]}。因此,风洞试验结果经过修正后,才能成为有价值的投入型号使用。

数据修正的重要问题是尺度效应。在多段翼流动条件下,如何修正,不仅取决于模型和风洞,更取决于缝道内的流动形态在风洞试验条件下与实际飞行条件下有何不同。对采用大展弦比、中小后掠角的民机,要求风洞试验 Re 数不低于 6×10^6 ,试验结果才是可信的^[5]。文献[3]发现,在雷诺数达到 10^7 量级时,升力系数及力矩系数的变化趋于平缓,而在 6×10^6 之前,增升装置的气动力对雷诺数影响十分敏感。

将大尺度增升装置等比缩小生成小尺度增升装置模型,由于尺度效应的存在,其缝道内的边界层并没有被等比缩小,进而扣除边界层厚度后的有效缝道参数没有等比缩小,小尺度模型没有做到缝道的等缩比模拟。因此,在这种试验条件下通过试验得到的最优缝道参数,在飞行条件下是否仍然为最优缝道参数,需要进一步的验证工作。

在风洞试验中,通常对小尺度模型缝道的 Gap 进行适度调整,以更好地模拟缝道有效宽度。虽然有不少学者已经进行了该方向的研究,但是在风洞试验中对如何调整小尺度增升装置的缝道并未建立相应的模拟准则,该方面亟待进一步研究。基于上述原因,即使在诸如 FL-09 之类的高雷诺数风洞中,仍然存在小尺度增升装置缝道参数模拟的问题。

综上,探索缝道流动的机理和规律,找出从试验到实际飞行的修正准则,无论是对提高风洞试验精度,还是对指导未来的大型飞机设计,都具有重要的实用意义和理论价值,并显著提高型号研制的经济效益。

另一方面,随着计算机技术和计算方法的迅速发展,目前的湍流模型在气动特性、压力分布和空间速度分布等方面的模拟都比较准确^[6],已经可以

通过数值模拟手段研究增升装置的流动情况,描述缝道流动细节。此外,相比于风洞试验,采用数值模拟手段,能够研究缝道参数的细微影响^[7]。本文将使用数值模拟方法,研究雷诺数对增升构型缝道流动参数的影响规律,为提高风洞试验模拟准确度提供参考依据。

1 研究对象

用于研究的多段翼型应当是接近真实飞机的翼型,其绕流应当较为复杂,包括流动分离、尾迹和边界层干扰等现象。基于这样的考虑,本文采用已被广泛研究的 NHLP-2D 翼型的 L1 T2 构型^[8]。该翼型在 BAC 风洞进行过试验,试验数据达到了较高的精度,广泛应用于验证计算。NHLP-2D 翼型如图 1 所示。



图 1 NHLP-2D 翼型

2 计算模型

本文采用商业 CFD 软件求解 NHLP-2D 翼型的绕流。控制方程使用二维可压缩雷诺平均 N-S 方程,使用有限体积法离散控制方程。已有文献表明,使用 SA 湍流模型^[10]计算 NHLP-2D 翼型绕流准确度较高。因此,本文湍流模型使用 SA 模型,离散格式为二阶迎风格式。翼型表面为无滑移绝热壁面条件,流场边界使用压力远场边界条件,本文远场边界选为 $60c$ 。翼型表面网格密度为 $0.2\% c$,翼型后缘厚度为 $0.7\% c \sim 1\% c$,网格密度为 $0.03\% c$ 。对于尾迹和汇流边界层的区域,采用了较为合理的扇形区域,如图 2 所示。

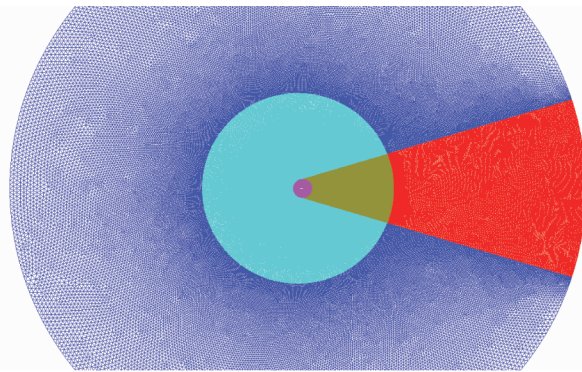


图 2 本文计算使用的网格划分

边界层布置 30 个节点,增长率 1.2,第一层网格高度由下式给出^[11]:

$$Y_{\text{init}} = \left(\frac{0.03}{Re^{0.2}} \right) / 1500.0 = 9.8 \times 10^{-7} \approx 1 \times 10^{-6} \text{ m} \quad (1)$$

按该边界层网格策略,当马赫数 $M=0.197$,雷诺数 $Re=3.52 \times 10^6$,气流攻角 $\alpha=20.18^\circ$ 时,缝翼上 $y^+ < 0.4$,主翼 $y^+ < 0.25$,襟翼 $y^+ < 0.15$,边界层网格满足要求(y^+ 是无量纲距离,用于估计壁面附近边界层网格的高度, $y^+ = y \sqrt{\rho \tau_w} / \mu$, y 为第一层网格中心到壁面的距离, μ 为动力粘度, ρ 为密度, τ_w 为壁面剪切应力)。网格数量主要取决于尾迹区和表面网格密度,基于上述精细化的网格策略,网格数量接近 5×10^6 。在此网格参数下,计算残差收敛精度小于 10^{-7} 。

用于验证算例的边界条件根据表 1 所示试验条件确定,在该试验条件下的构型为 L1 T2 构型,试验使用的翼型基本弦长为 0.763 m ^[12]。

表 1 用于计算验证的 NHLP-2D 试验状态^[12]

试验 状态	缝翼 偏转	襟翼 偏转	来流速度 $U_0/\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$	动压 q/kPa	雷诺数 $Re (\times 10^{-6})$	攻角 α
1	25°	20°	67.0	2.75	3.52	4.01°
2	25°	20°	67.0	2.75	3.52	20.18°

3 计算模型验证

风洞试验中测量了垂直于翼型表面曲线的总压系数($C_{p_{\text{tot}}}$)分布,测量位置为位于主翼上的 x/c

$= 0.35$,位于襟翼上的 $x/c = 0.91$, $x/c = 1.066$ (50% 襟翼弦向), $x/c = 1.214$ (襟翼后缘),如图 3 所示。通过比较这些位置的总压系数分布,可以验证本文建立的计算模型在边界层内部区域的准度。

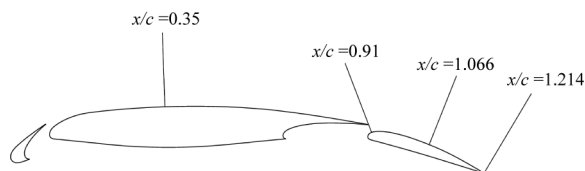
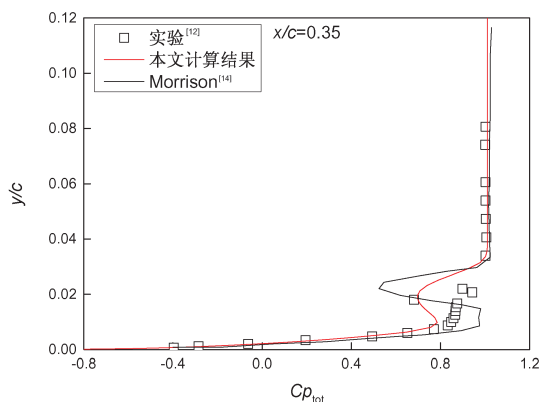


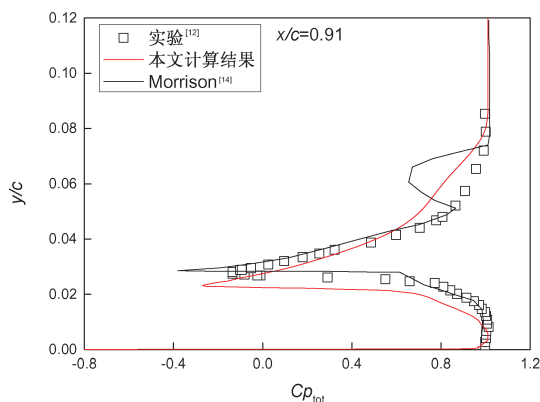
图 3 文献[12]中总压测量位置

图 4 ~ 图 5 分别给出了计算得到 $\alpha = 4.01^\circ$ 和 $\alpha = 20.18^\circ$ 时翼型表面 $C_{p_{\text{tot}}}$ 与试验结果、文献计算结果的对比。当 $\alpha = 4.01^\circ$ 时,在 4 个弦向位置上,文献[14]都预测了一个更强的缝翼尾迹,与试验结果偏差较大,而本文计算结果在 50% 的襟翼弦长处,缝翼尾迹基本消失,和试验结果更加吻合,说明本文的计算模型更好地预测了尾迹和边界层的混合过程。图 5 给出了与文献[13]计算结果的对比,综合比较,本文给出的缝翼尾迹、主翼边界层厚度、主翼尾迹略好于文献计算结果,更接近于试验值。在整个汇流边界层的外围,来流基本不受边界层和尾迹的干扰, $C_{p_{\text{tot}}}$ 应该趋近于 1,本研究结果和试验结果均体现了这一趋势,而文献计算结果与试验结果有一定偏差。

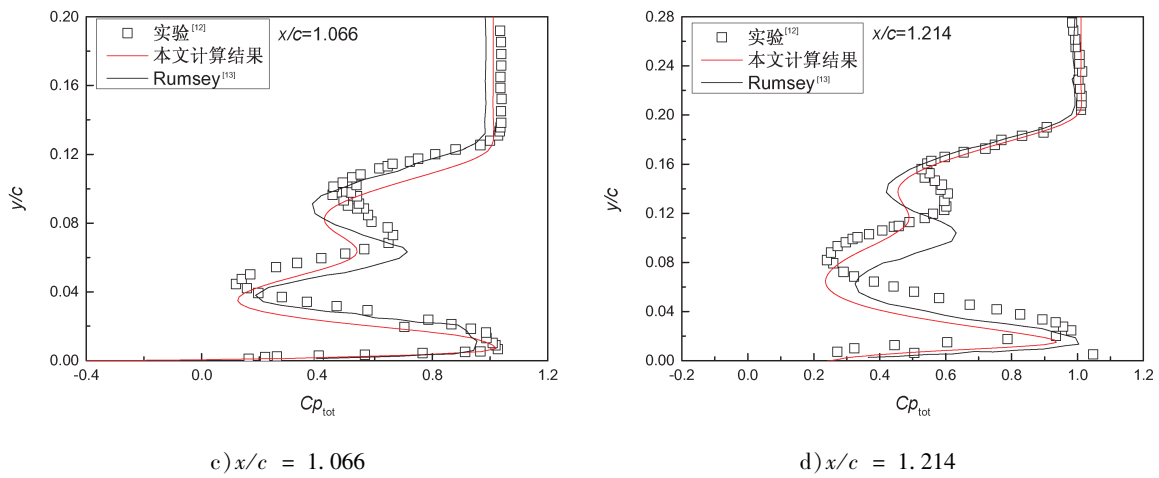
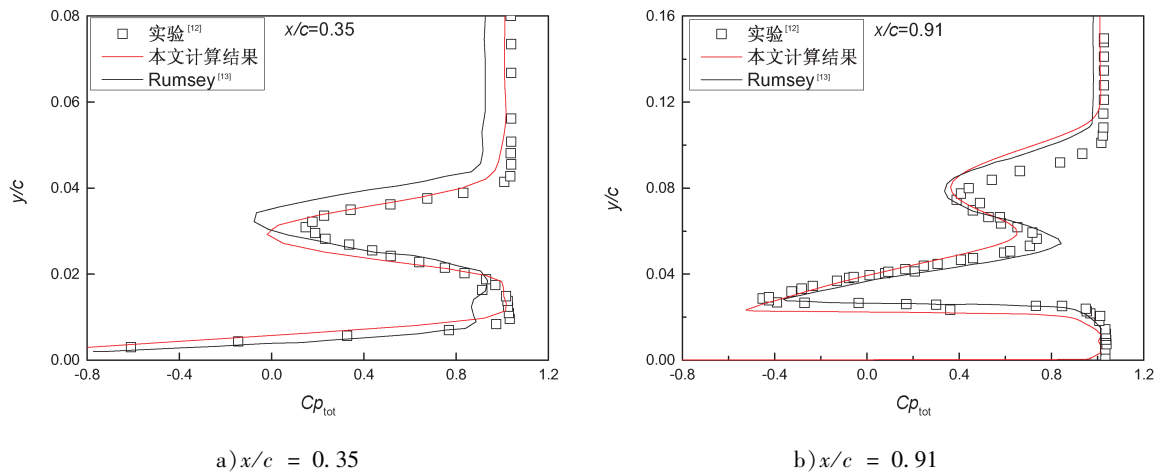
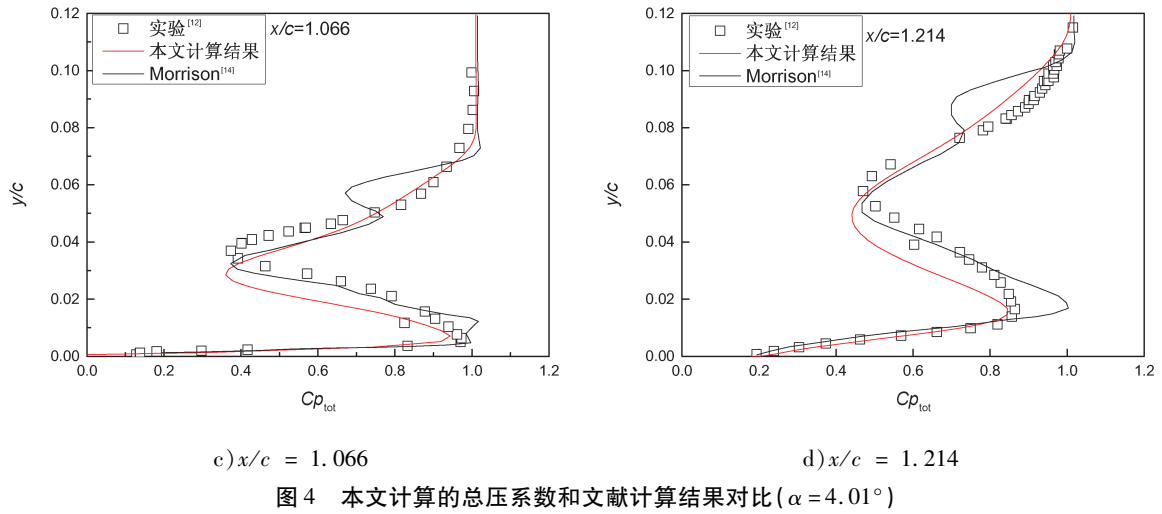
综上, $C_{p_{\text{tot}}}$ 曲线的对比分析表明,本文建立的数值模型可较为准确地预测边界层内的流动情况。



a) $x/c = 0.35$



b) $x/c = 0.91$



4 计算结果分析

4.1 缝道流场分析及边界层问题

图 6 ~ 图 9 给出了当 $M = 0.197$, $Re = 3.52 \times 10^6$, α 分别为 4.01° 和 20.18° 时, NHLP-2D 翼型的缝翼和襟翼缝道流场。缝翼下表面产生了稳定分离涡, 涡心速度、马赫数较低。在缝道出口, 气流开始加速, 并在主翼表面速度 u 达到最高。总压系数 $C_{p_{tot}}$ 表明分离涡和缝翼尾迹区总压损失最大。在固壁表面, 随着边界层的发展, 总压损失沿流向开始增强。迎角增大使缝翼前缘流速增高, 压力系数 C_p 降低, 总压损失增大。迎角对缝翼内表面分离涡有明显影响, 涡尺度随迎角增大而减小, 气流经过缝翼壁面距离加长, 且速度型发生较大变化。因此,

迎角可能对缝翼缝道边界层分布产生较大影响。

Moitra^[11]指出, 对于复杂的多段翼流动, 提取边界层参数并非易事。计算边界层厚度的前提是估计边界层外部的无粘流速度, 由于边界层与无粘性区域在实际上并不能截然分开, 故不能精确地确定边界层的位置。针对单一边界层的理论分析方法很难应用于多段翼型, 因为后者的流动时常伴随多边界层和多尾迹区的相互作用, 二者的掺混使边界层的估计更加复杂。在缝道内部, u 、 C_p 和 $C_{p_{tot}}$ 分布都极度不均匀, 定义缝道内粘性底层以外势流区的主流速度 u_∞ 非常困难。因此, 难以使用 $0.99u_\infty$ 定义缝道内边界层位置, 通过分析贴近壁面区域的流动或许是一条解决途径。

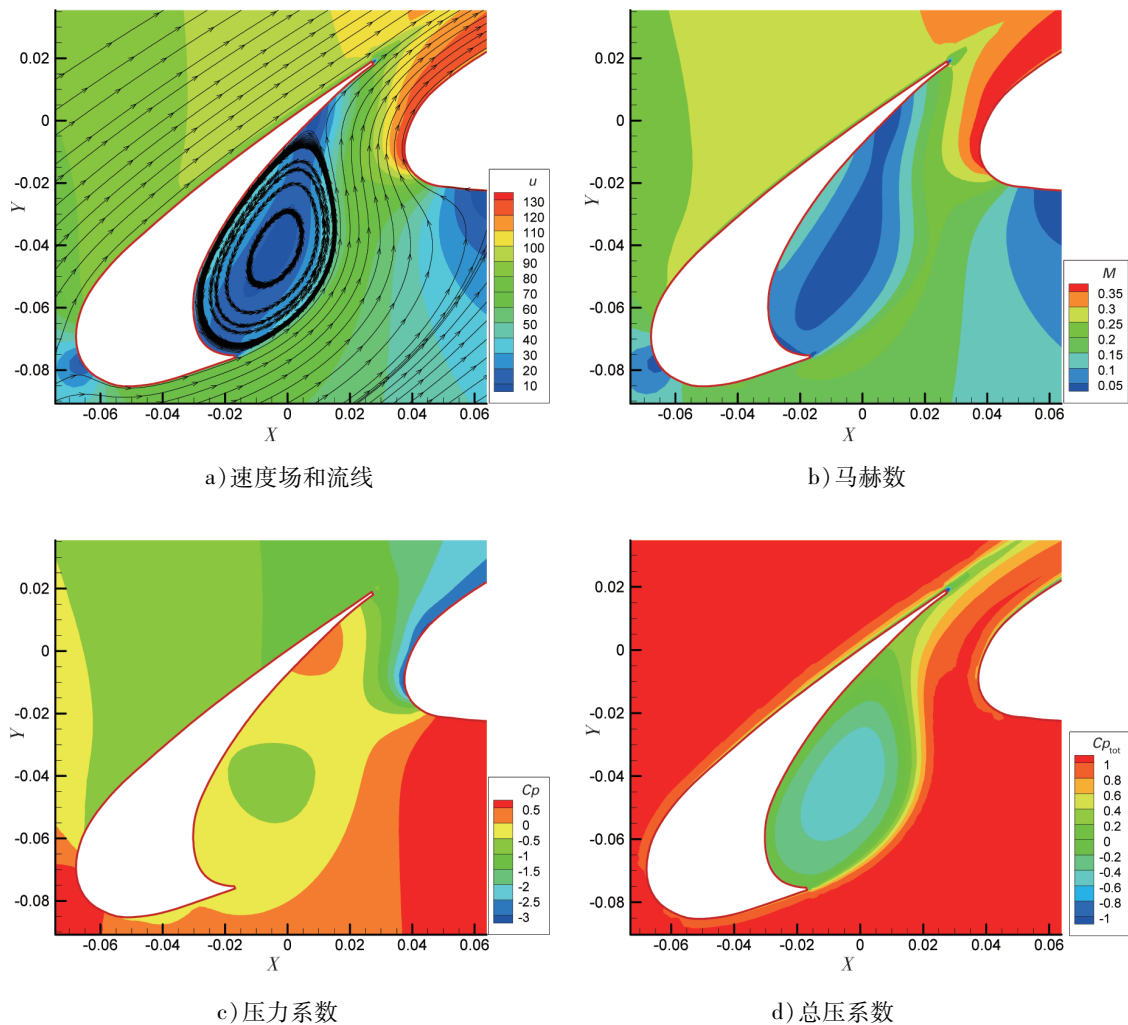
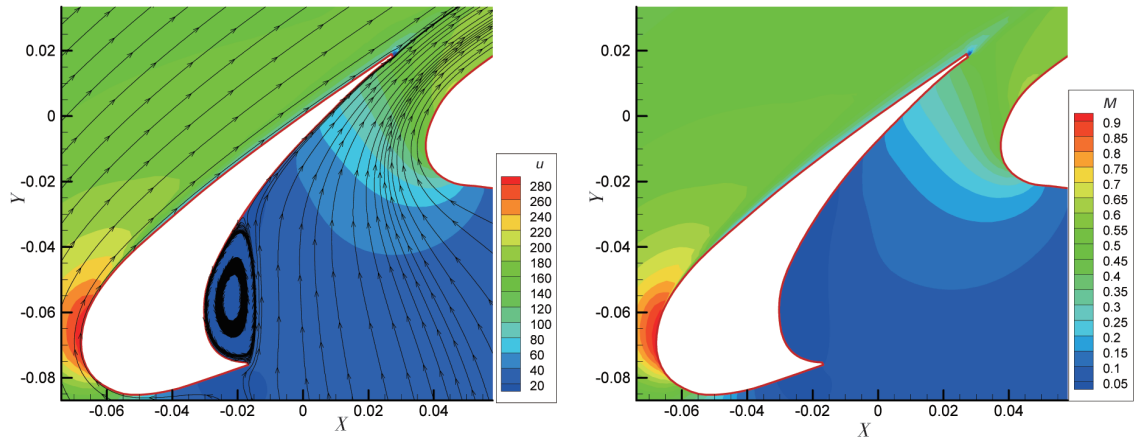
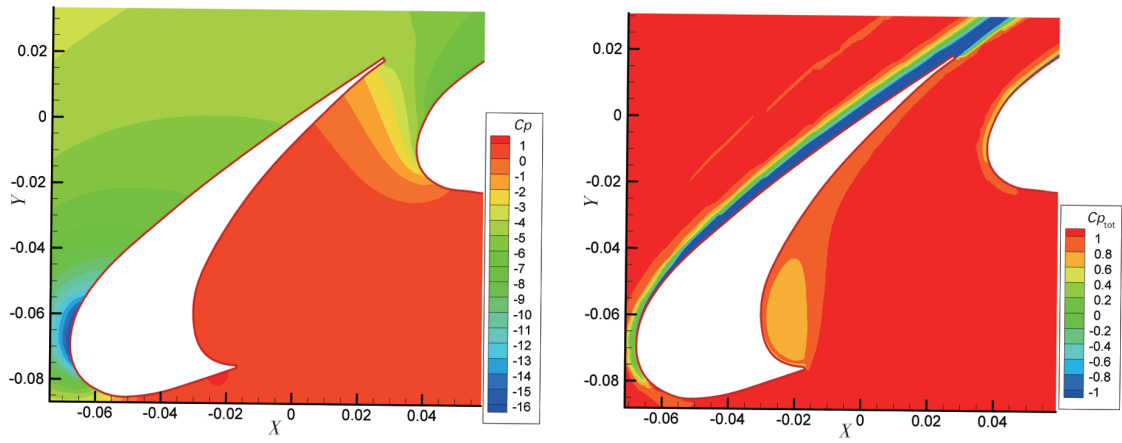


图 6 缝翼缝道流场 ($M = 0.197$, $Re = 3.52 \times 10^6$, $\alpha = 4.01^\circ$)



a) 速度场和流线

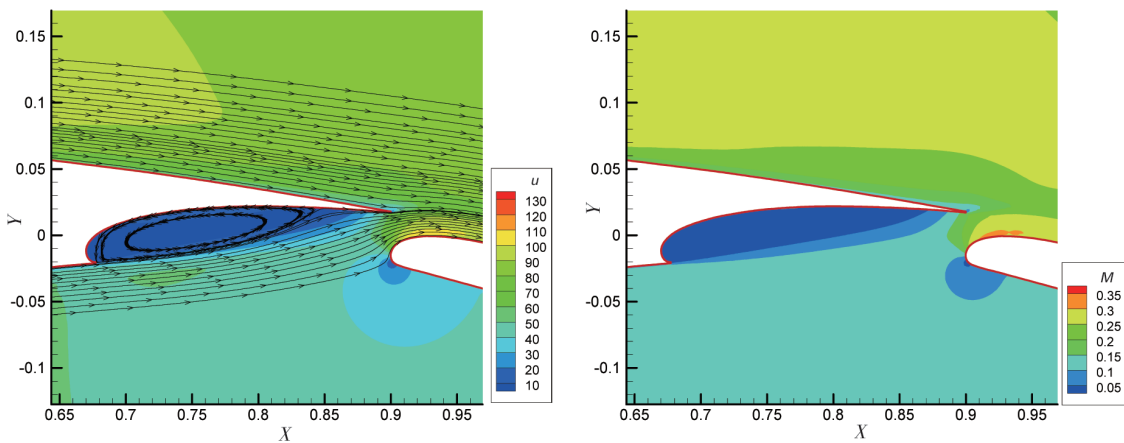
b) 马赫数



c) 压力系数

d) 总压系数

图 7 缝翼缝道流场 ($M=0.197, Re=3.52 \times 10^6, \alpha=20.18^\circ$)



a) 速度场和流线

b) 马赫数

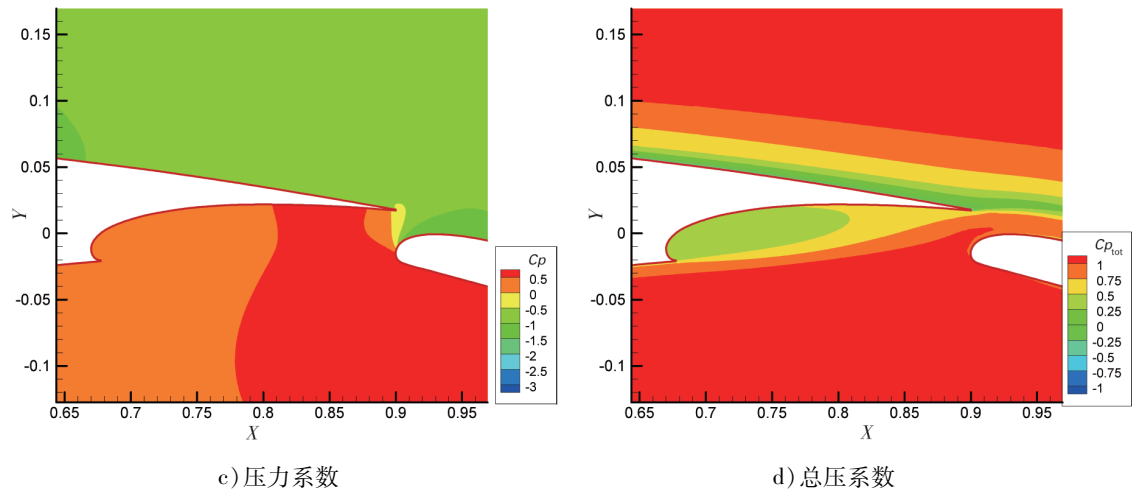


图 8 襟翼缝道流场 ($M=0.197, Re=3.52 \times 10^6, \alpha=4.01^\circ$)

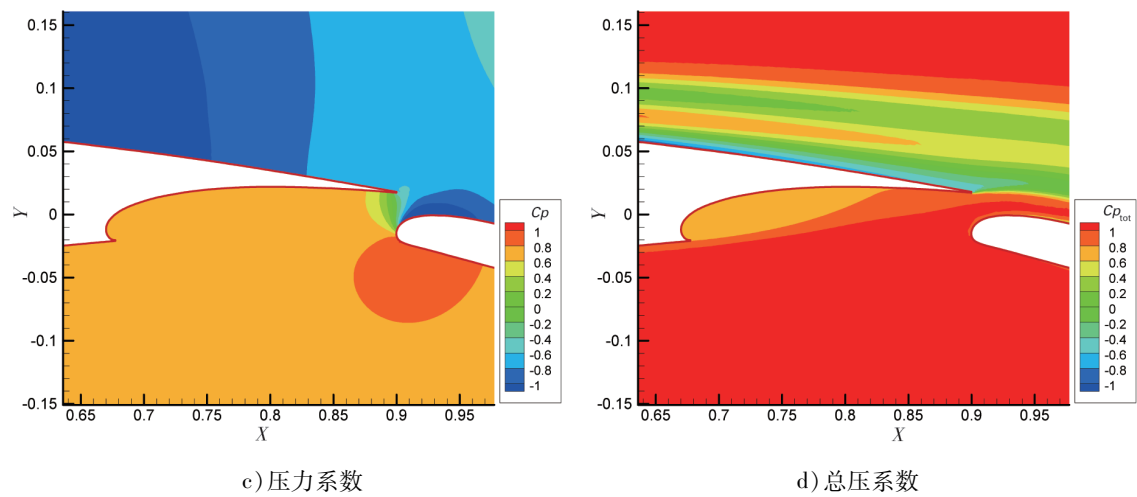
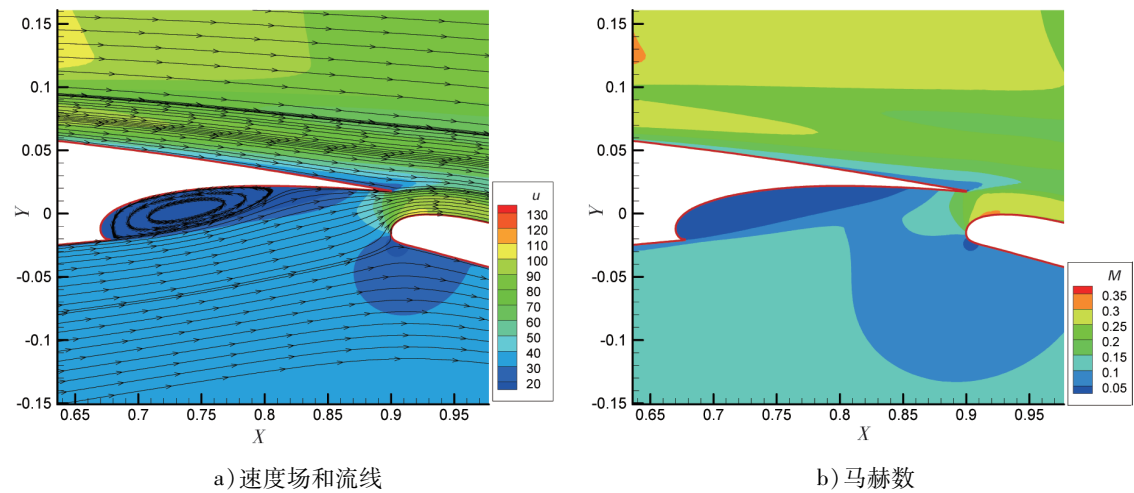


图 9 襟翼缝道流场 ($M=0.197, Re=3.52 \times 10^6, \alpha=20.18^\circ$)

4.2 缝道出口速度型研究

基于上述分析,本节通过研究缝道出口速度型随雷诺数的变化,分析缝道流动的边界层特性,缝翼和襟翼缝道出口位置如图 10 所示,出口剖面均垂直于当地翼面并通过尾缘。计算均在 $M=0.197$ 的条件下进行, Re 研究范围为 $1 \times 10^6 \sim 30 \times 10^6$ 。

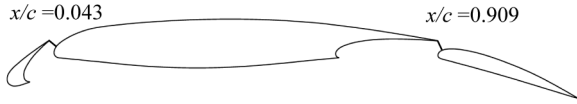
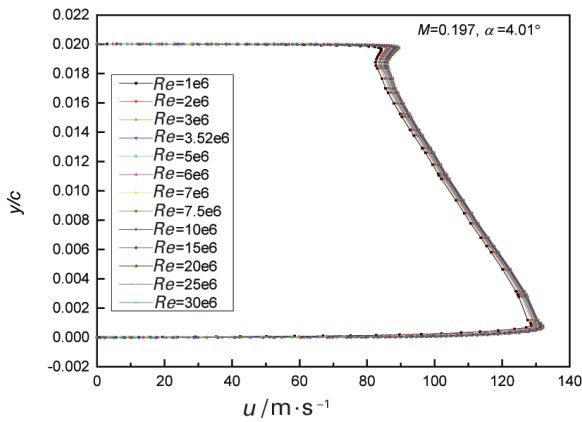
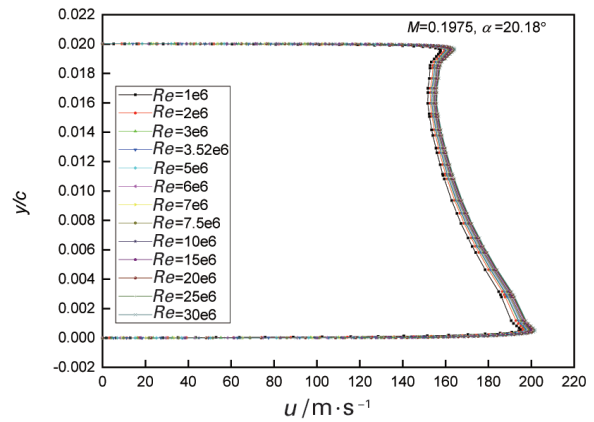


图 10 缝翼和襟翼缝道出口位置

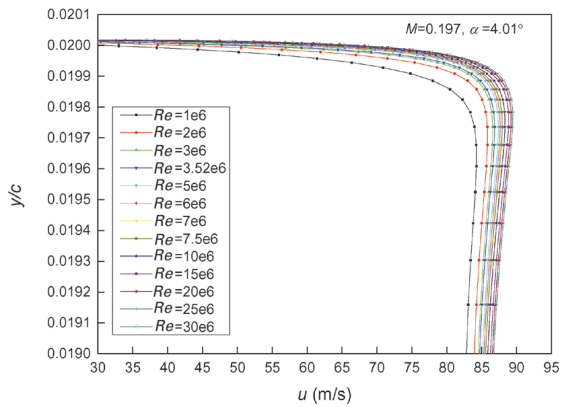
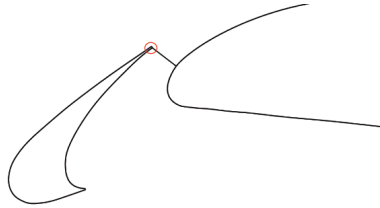


a) $\alpha = 4.01^\circ$

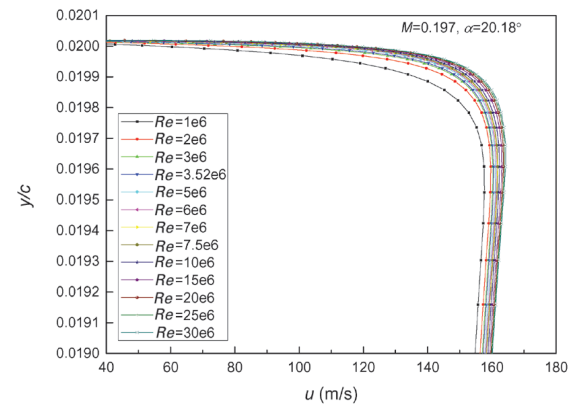


b) $\alpha = 20.18^\circ$

图 11 缝翼缝道出口速度分布 ($M=0.197$)



a) $\alpha = 4.01^\circ$



b) $\alpha = 20.18^\circ$

图 12 缝翼缝道出口缝翼后缘附近速度分布 ($M=0.197$)

图 11 ~ 图 16 给出了 $\alpha = 4.01^\circ$ 和 $\alpha = 20.18^\circ$ 时,在不同雷诺数下,缝翼和襟翼缝道出口处的速度分布。通过图 11 和图 14 给出的宏观速度分布可以看出,在近壁区,速度沿 y 方向(翼型表面法向)梯度极大,而离开壁面一定距离后,速度梯度迅速减小,说明缝道内存在明显的边界层区域和主流区域,这为定义边界层厚度提供了可能。主流区域中,速度随 y 方向的增大而减小,近缝翼和主翼尾缘处速度较低,近主翼前缘和襟翼前缘处速度较高。

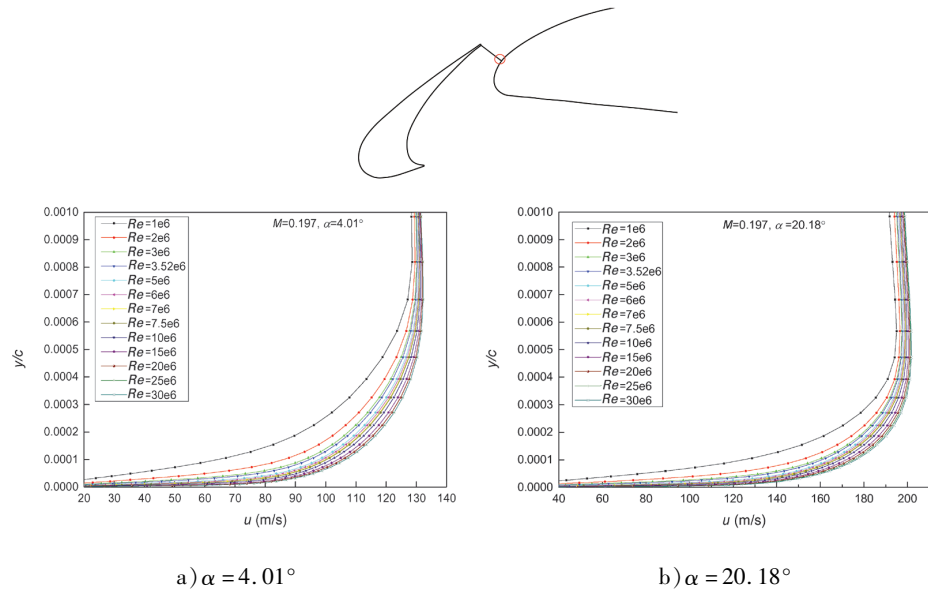


图 13 缝翼缝道出口主翼前缘附近速度分布 ($M = 0.197$)

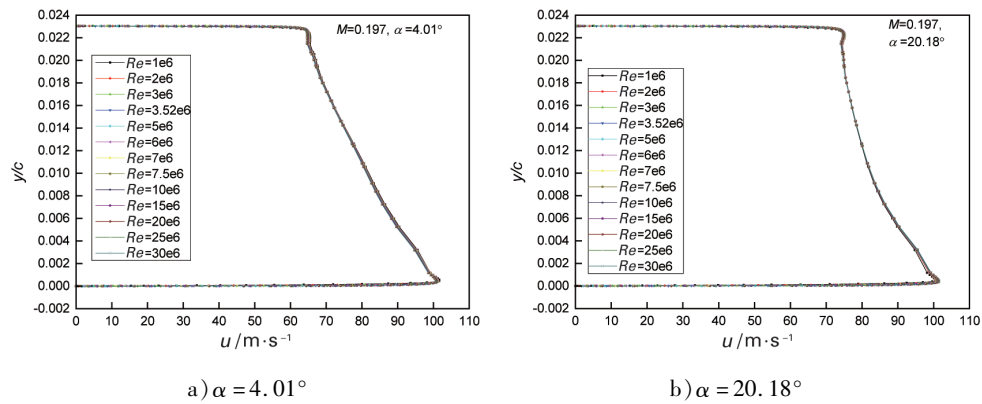


图 14 襟翼缝道出口速度分布 ($M = 0.197$)

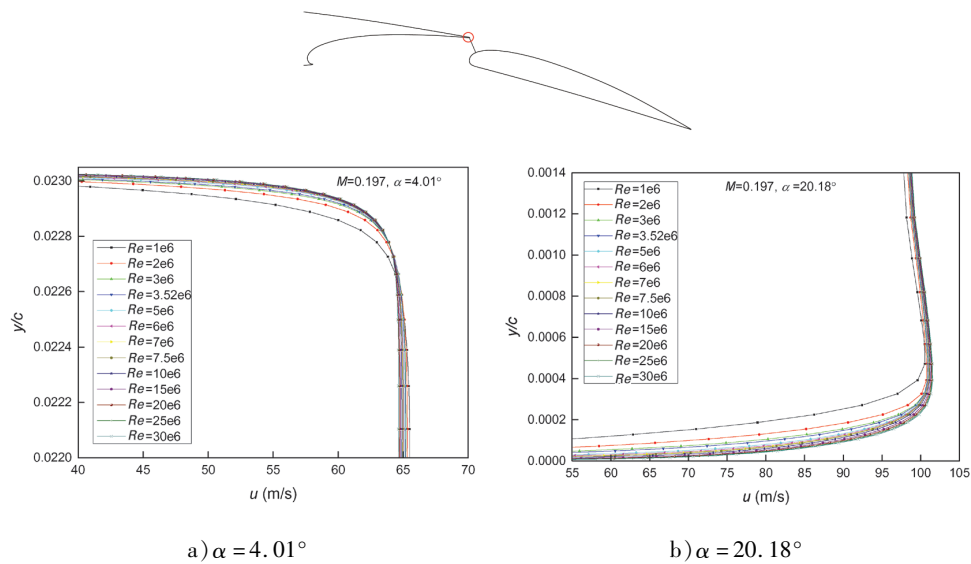
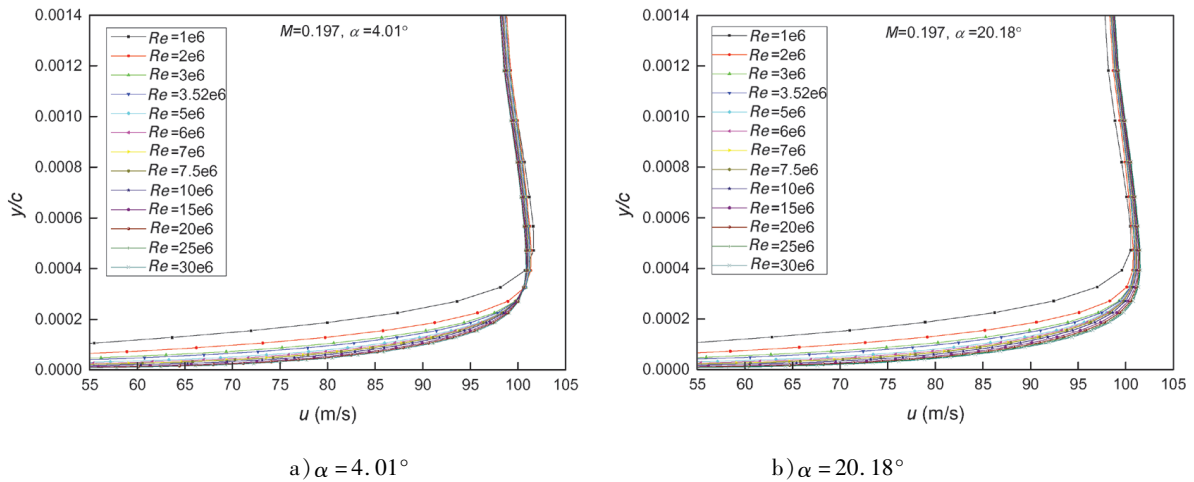


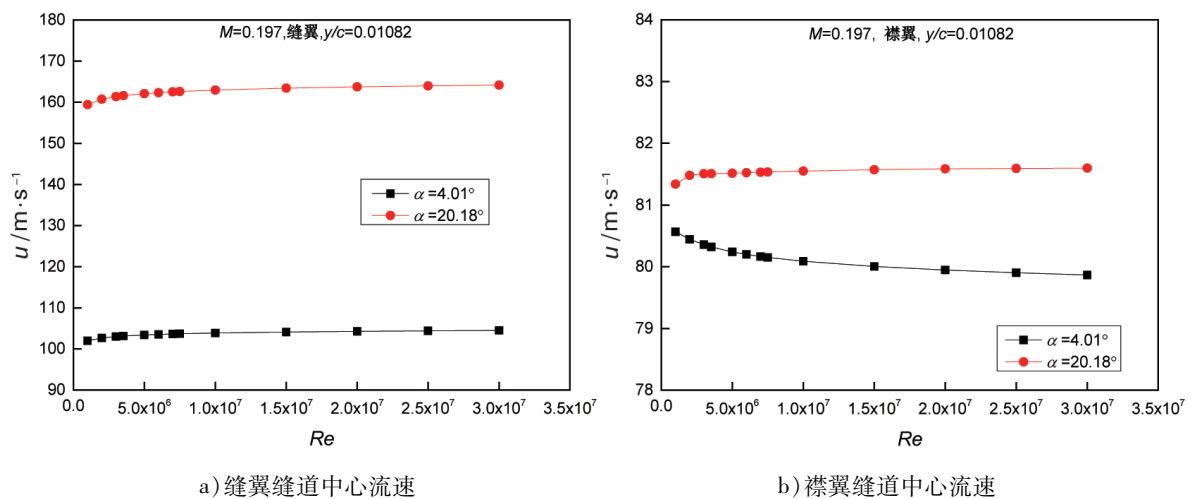
图 15 襟翼缝道出口处主翼后缘附近速度和总压系数分布 ($M = 0.197$)

图 16 襟翼缝道出口处襟翼前缘附近速度分布 ($M=0.197$)

在缝翼缝道的主流区域,雷诺数对主流速度有明显的影 响,在两种迎角下,主流速度均随雷诺数的增大而单调增大,如图 11 所示。对于襟翼缝道,雷诺数对主流速度影响较缝翼缝道小,且在两种迎角下,雷诺数对主流速度的影响规律相反(如图 14 所示),这可能源于边界层向主流区发展的流动的差异。对比图 16 中两种迎角下的近壁区速度分布,在襟翼前缘处, $\alpha = 4.01^\circ$ 时,边界层以外的主流速度随雷诺数增加而减小;当 $\alpha = 20.18^\circ$ 时,边界层以外的主流速度随雷诺数增加而增加。

为了量化雷诺数对主流速度的影响,图 17 给出了缝道中心流速随雷诺数的变化规律。对于缝翼

和襟翼缝道,中心流速均随雷诺数单调变化,且雷诺数越大,中心流速变化率越小,这是一种典型的雷诺数效应。缝翼缝道处于多段翼型流场的上游,迎角对缝道流动有明显的影 响,对比图 6、图 7 中的流线,可以看出增大迎角使缝翼缝道内流线曲率减小,中心区域流速随迎角增加而明显增大,两种迎角下速度差量为 $57.4 \text{ m/s} \sim 59.7 \text{ m/s}$ (图 17 a))。而襟翼缝道处于主翼产生的强下洗流场中,在两种迎角下,襟翼前缘处迎角和缝道内流线分布变化很小(如图 8、图 9 所示),导致中心区域流速增加较小,两种迎角下速度差量为 $0.8 \text{ m/s} \sim 1.7 \text{ m/s}$ (图 17 b)),比缝翼主流速度差量小一个量级。

图 17 缝道出口中心速度随 Re 变化规律 ($M=0.197$)

4.3 名义边界层高度研究

当地边界层以外的主流速度随雷诺数、迎角和当地高度的变化均发生变化,故不能使用统一的标准进行所有位置边界层的划分。因此,需要在壁面附近观察速度分布,研究雷诺数的影响。为了量化边界层厚度随雷诺数的变化规律,在速度梯度明显减弱的主流区域,可以选择曲线的速度极值 u_{\max} ,以该极值作为当地边界层以外主流速度。然后,以 u_{\max} 的 99% 定义一个名义边界层

高度。图 18 给出了缝翼缝道出口处缝翼尾缘壁面附近的速度分布曲线,以及以上述方法定义的名义边界层位置,如图中 $0.99u_{\max}$ 曲线所示,可以此为准研究边界层厚度随雷诺数的变化规律。使用同样的方法,可以得到所有缝道出口壁面附近名义边界层的位置。再根据 $0.99u_{\max}$ 曲线与壁面的相对位置,可计算出当地名义边界层厚度 δ/c (其中 δ 为边界层高度, c 为翼型弦长) 如图 19 所示。

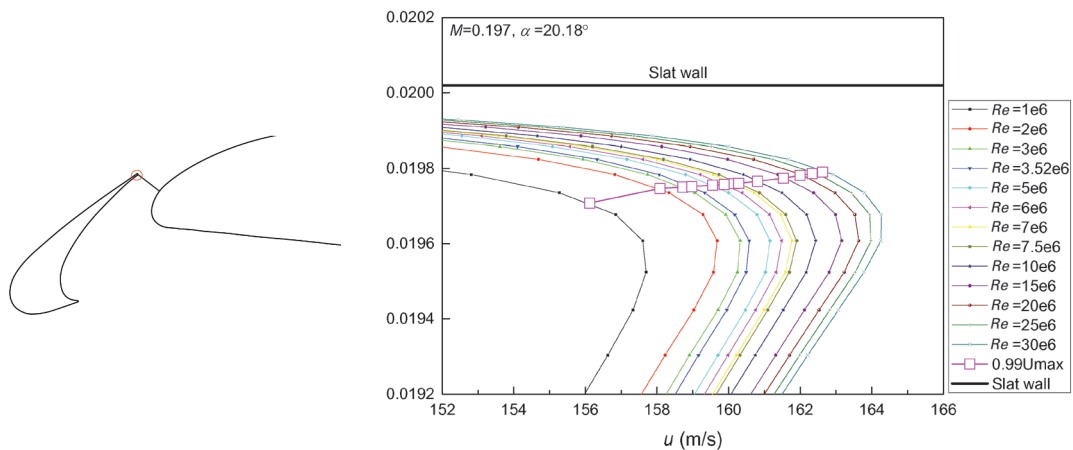


图 18 缝翼缝道出口缝翼后缘附近使用 $0.99u_{\max}$ 定义的名义边界层位置 ($\alpha = 20.18^\circ$)

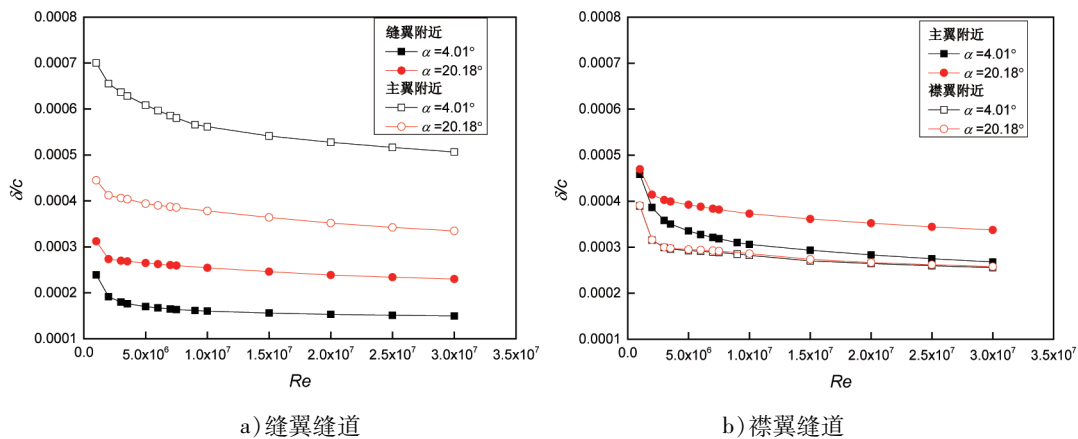


图 19 缝道出口使用 $0.99u_{\max}$ 定义的名义边界层厚度

图 19 给出的名义边界层分布表明,对于所有位置的 δ/c ,均随雷诺数的增大而单调减小,且减小速度随雷诺数的增大而明显减缓,这些特征都符合雷诺数对真实边界层的影响规律。因此,本文定义的名义边界层厚度,可以反映边界层随雷诺数的变化规律。对于图 19 a) 所示的缝翼缝道,主翼上的 δ/c 高于缝翼尾缘处的,且二者随迎角的变化规律相

反。对于图 19 b) 襟翼缝道,由于襟翼上驻点位置随迎角几乎不变(如图 8、图 9 所示),同时两种迎角下襟翼上压力分布也相近(如《雷诺数对增升装置流动特性影响的计算研究——I 气动力特性和汇流边界层》中图 10、图 11 所示),因此襟翼上的 δ/c 随迎角的增大非常小。主翼尾缘附近的 δ/c 也随迎角的增大而增大,且随雷诺数的变化量大于襟翼上

的,这可能与襟翼舱内的涡尺度随迎角、雷诺数的变化有关(如图 8、图 9 所示)。

将各缝道出口壁面处的 δ/c 分别进行累加,可以得到缝道出口名义边界层的总厚度 δ_T/c ,总厚度的定义可为增升装置的风洞试验模拟提供参考依据。图 20 给出了两种迎角下的缝翼和襟翼缝道的 δ_T/c 。所有曲线都呈现出了雷诺数的影响规律,在目前的研究范围内,都没有严格地进入雷诺数自准区,即 δ_T/c 随雷诺数的增大不再变化。缝翼缝道内, δ_T/c 随迎角的增大而减小,而襟翼相反。当 $1 \times$

$10^6 \leq Re \leq 2 \times 10^6$ 时, δ_T/c 随雷诺数有明显的变化;当 $Re \geq 3 \times 10^6$ 时, δ_T/c 随雷诺数的增大平缓减小;当 $Re > 15 \times 10^6$ 时, δ_T/c 随雷诺数接近线性变化趋势;为雷诺数规律的外推提供了参考。当 Re 从 1×10^6 增大至 30×10^6 时,襟翼缝道边界层总厚度的变化量 $\Delta\delta_T/c$ 大于缝翼缝道,且 $\Delta\delta_T/c$ 随攻角的增大而减小。对于缝翼缝道: $\alpha = 4.01^\circ$ 时, $\Delta\delta_T/c = 2.84\text{E-}04$; $\alpha = 20.18^\circ$ 时, $\Delta\delta_T/c = 1.92\text{E-}04$ 。对于襟翼缝道: $\alpha = 4.01^\circ$ 时, $\Delta\delta_T/c = 3.25\text{E-}04$; $\alpha = 20.18^\circ$ 时, $\Delta\delta_T/c = 2.65\text{E-}04$ 。

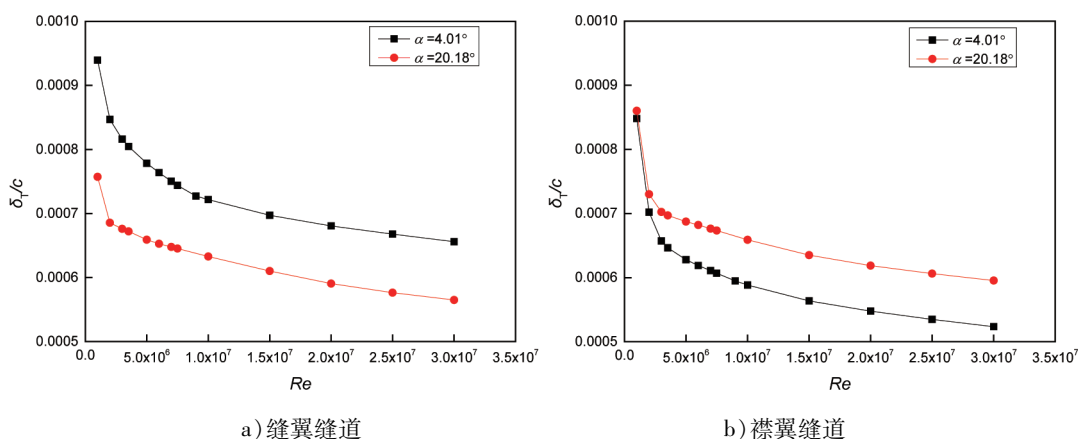


图 20 缝道出口名义边界层总厚度

通过上面的研究可以看出,缝道内的流动特性是较为复杂的,受到雷诺数和迎角的影响。且在不同的情况下,雷诺数和迎角对不同物理量的影响规律也不相同,有时甚至相反(如图 17 b)、图 19 a)),有时几乎没有影响(如图 19 b))。因此,对于缝道流动规律,还应在多个迎角、缝道参数下详细研究雷诺数影响规律,分析参数敏感性,进而总结雷诺数对缝道边界层影响的规律。

5 结论

本文计算了 NHLP-2D 翼型 L1 T2 构型在 $M = 0.197$ 、 $\alpha = 4.01^\circ$ 和 $\alpha = 20.18^\circ$ 时,雷诺数对流动特性的影响规律,雷诺数范围为 $1 \times 10^6 \sim 30 \times 10^6$ 。分析了缝道内的主流速度、近壁面速度分布随迎角和雷诺数的变化规律,提出了依据缝道出口速度分布定义名义边界层 δ/c 的定量研究方法,主要结论为:

1) 雷诺数对缝道主流速度有明显的影响。缝翼缝道主流速度均随雷诺数的增大而单调增大,襟翼缝道主流速度受雷诺数的影响明显减小。迎角对缝翼缝道主流速度影响较大,而襟翼缝道处于主

翼产生的强下洗流场中,导致迎角对襟翼缝道主流速度影响很小。

2) 名义边界层厚度 δ/c 均随雷诺数的增大而单调减小,且减小速率随雷诺数的增大而明显减缓,符合雷诺数对边界层的影响规律, δ/c 可用于边界层厚度的定量研究。对于缝翼缝道,主翼上的 δ/c 高于缝翼尾缘处的,且二者随迎角的变化规律相反。对于襟翼缝道,襟翼上的 δ/c 随迎角的增大量非常小。

3) 在本文研究范围内,总厚度 δ_T/c 都没有严格地进入雷诺数自准区。当 $Re \leq 3 \times 10^6$ 时, δ_T/c 随雷诺数的变化率减小。当 $Re \geq 15 \times 10^6$ 时, δ_T/c 随雷诺数接近线性变化趋势,为雷诺数规律的外推提供了参考。

参考文献:

- [1] 黄中杰,陈迎春,张彬乾,李亚林,褚胡冰. 多段翼型后缘襟翼缝道参数影响研究[J]. 机械科学与技术,2012,31(1): 4-9.
- [2] 张弓. 多段翼型缝道流动的相似准则研究[D]. 西安:西北工业大学,2007.

- [3] 李中武,梁益华. 增升装置低速流动特性的雷诺数效应计算研究[J]. 飞行力学,2014,32(1): 10-14.
- [4] MURAYAMA Mitsuhiro, YOKOKAWA Yuzuru, TANAKA K, et al. Numerical Simulation of Half-Span Aircraft Model with High-Lift Devices in Wind Tunnel [C]// AIAA-2008-0333,2008.
- [5] 巴玉龙,白峰. 雷诺数对大型客机低速气动特性影响的试验研究[J]. 民用飞机设计与研究,2016,(1): 45-47 + 88.
- [6] RUMSEY C L, YING S X. Prediction of High Lift: Review of Present CFD Capability [J]. Progress in Aerospace Science, 2002,38 (2):145 -180.
- [7] 秦绪国,刘沛清,屈秋林,彭国辉. 缝道参数对多段翼型气动性能的影响[J]. 北京航空航天大学学报,2011,37(2): 193-196.
- [8] IAN G Fejtek. CFD 96 Computer Code Validation Challenge—Multiple Element Airfoil[C]. CFD96, the Forth Annual Conference of the CFD Society of Canada, 1996.
- [9] 刘亦鹏,高云海,王继明,郭传亮,焦仁山. 雷诺数对增升装置流动特性影响的计算研究 I——气动力特性和汇流边界层[J]. 民用飞机设计与研究,2017(02):29-39.
- [10] SPALART P, ALLMARAS S. A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows [C]// Technical Report AIAA-1992-0439, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992.
- [11] MOITRA Anutosh. Issues in 2-D high-lift CFD analysis: A Review [C]// AIAA 2003-4072, 2003.
- [12] BURT M. A Selection of Experimental Test Cases for the Validation of CFD Codes: Chapter 5-Summaries of the Test Cases [R]. AGARD-AR-303, 1994: 55-133.
- [13] RUMSEY Christopher L, GATSKI Thoms B, YING Susan X, BERTELROD Arild. Prediction of High-Lift Flows Using Turbulent Closure Models [C]// AIAA 97-2260, 1997.
- [14] MORRISON Joseph H. Numerical Study of Turbulence Model Predictions for the MD 30P/30N and NHLP-2D Three-Element Highlift Configurations [R]. NASA Langley Technical Report Server, 1998.

作者简介

刘亦鹏 男,博士,高级工程师。主要研究方向:数值风洞技术;E-mail: 17301691030@163.com。

陈莹 女,博士,高级工程师。主要研究方向:风洞试验及气动数据修正分析;E-mail: chenying2@comac.cc

高云海 男,硕士,高级工程师。主要研究方向:数值风洞技术;E-mail: gaoyunhai@comac.cc

郭传亮 男,硕士,高级工程师。主要研究方向:风洞试验及气动数据修正分析;E-mail: guochuanliang@comac.cc

焦仁山 男,硕士,高级工程师。主要研究方向:风洞试验技术;E-mail: caria_jiao@126.com