

翼型近尾迹流动的 PIV 研究 —运动学特性

北京航空航天大学 王光华* 刘宝杰 刘 涛 高 歌

【摘要】 利用在线式 PIV 系统 (Particle Image Velocimetry), 在低速风洞中对 NACA0012 翼型在雷诺数 2.39×10^5 , 0 和 4 攻角下的近尾迹流动进行了实验研究。实验结果表明, 在较高的雷诺数下翼型近尾迹流动是一种以旋涡的运动学和动力学特性为主导的湍流剪切流。在测量范围内, 翼型的尾缘处是近尾迹涡街的形成区; 尾缘后 0.5 倍弦长的区域存在类似于卡门涡街的有序结构, 是旋涡发展区域, 旋涡具有较好的稳定性; 距翼型尾缘 0.5 倍弦长至 1 倍弦长的区域, 是翼型近尾迹流动由有序走向无序区域, 旋涡开始破裂。翼型表面边界层对翼型近尾迹湍流剪切流的演化有重要影响。实验结果还给出了近尾迹流动的平均速度、湍流强度和剪切应变变化率, 以及速度脉动量的二阶关联量 $\overline{u'u'}$, $\overline{u'v'}$ 和 $\overline{v'v'}$ 的分布。

主题词: 翼型 湍流尾流 运动学

自由词: PIV

分类号: V211 O357

1 引言

在较高雷诺数下, 翼型尾流是一种典型的湍流剪切流, 其近尾迹是以旋涡流动为主导的流动现象。翼型的几何形状、翼型附面层的演化、流动的压缩性、流动的压力梯度和翼型尾缘的几何形状等, 对翼型的近尾迹的流动都有显著的影响。对翼型近尾迹流动的研究, 不但可以加深对翼型绕流的认识, 提出更有效的流动控制措施以提高翼型的气动性能; 而且由于翼型近尾迹流动是一种有代表性的湍流自由剪切流, 对其深入研究必然会促进对湍流剪切流的认识。

近年来随着实验手段和流动稳定性理论的发展, 对自由剪切流的研究取得了很大的进展, 发现了几种有效的自由剪切流的流动控制措施。但由于原有实验手段的限制, 以及线性流动稳定性理论的局限性, 阻碍了人们对湍流自由剪切流的进一步理解。

翼型近尾迹流动并不存在类似远尾迹的自相似性结构, 而且现有的研究结果很多是关于平板近尾迹的流动, 如 Chevray^[1] 和 Ramaprian^[2] 等。Hebbbar 在低速情况下用热线风速仪对零攻角对称翼型的尾流进行了详细的实验测量^[3], 其研究结果表明翼型尾流流动参数的显著变化是由于翼型表面边界层在刚脱离翼型尾缘后区域内的旋涡迅速相互作用所致; 并基于速度型将距翼型尾缘 50 倍动量厚度处 (对应 0.22 倍弦长) 作为翼型近尾迹 (壁剪切湍流) 和远尾迹 (自由剪切湍流) 的分界。Yao^[4] 利用 PIV 技术, 对弦长为 101.6 mm 的自然层流翼型在 18.1 m/s 的风速和 4.5 攻角的条件下的近尾迹流动进行了测量, 给出了翼型近尾迹流动所存

在的复杂流动结构图像。

本文利用在线式 PIV 系统, 在低速风洞中对 NACA 0012 翼型在雷诺数 2.39×10^5 , 0 和 4 攻角下的近尾迹 1 倍弦长区内的流动在 6 个流向位置上进行了测量。旨在研究翼型近尾迹湍流剪切流的统计特性和结构形态, 及其动力学机制, 如涡量的聚集、输运和演化, 旋涡的形成、发展和破裂, 以及各种流动结构之间的相互作用等。

2 实验设备和实验方案

2.1 实验设备简介

实验设备主要由低速风洞、PIV 系统和示踪粒子发生器等几部分组成^[5,6]。实验所用的直流式多功能低速风洞采用后部吸气方式, 稳定风速范围为 $10 \sim 80 \text{ m/s}$, 风洞的矩形切角闭口式实验段尺寸为 $0.56 \text{ m} \times 0.8 \text{ m} \times 1.5 \text{ m}$ 。以 HP3852S 数据采集/控制系统为核心, 以计算机为监控器的风洞测控系统, 通过专用的风洞控制采集和数据处理程序, 来实现风洞控制、数据采集和数据处理的自动化。

实验中所采用的在线式 PIV 系统如图 1 所示, 以脉冲式双 Nd:Yag 激光器为光源, 激光器的工作频率为 10 Hz , 可见光波长 532 nm , 每个脉冲能量 200 mJ , 脉冲宽度 9 ns 。在 CCD 的采集区域内, 激光片光的厚度小于 1.0 mm 。采用 RS-170 式互/自相关 CCD 作为图像记录系统, 其分辨率为 $768 \text{ 像素} \times 484 \text{ 像素}$, 采集速度 30 帧/秒 , 每两帧图像之间的最小时间间隔约为 $20 \mu\text{s}$ 。在图像处理中采用了互相关分析方法, PIV 系统的控制和分析软件为 TSI 公司 Windows NT 4.0 下的图像采集和后处理软件—Insight NT。

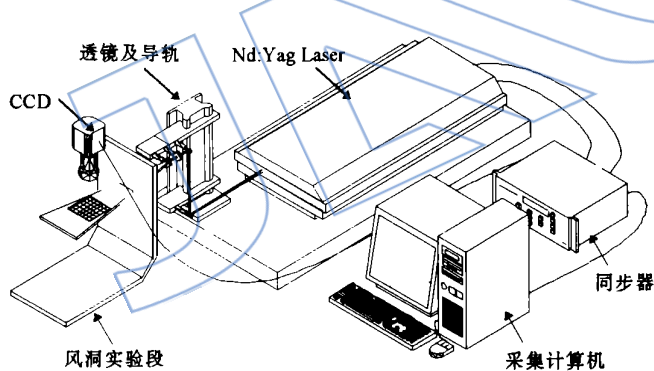


图 1 PIV 系统示意图

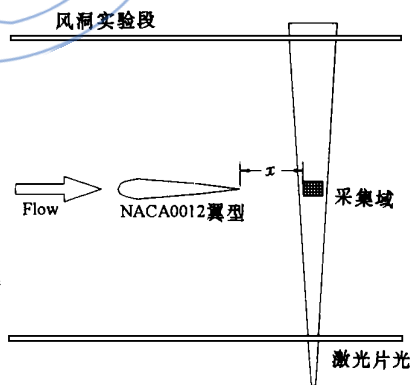


图 2 翼型近尾迹测量实验示意图

在运用 PIV 等激光系统进行流动测量时, 成功的示踪粒子产生与散播是获得理想测量结果的保障。本实验中所采用的 LZL 型粒子发生器是针对 PIV 测量合作开发的, 其基本原理是通过物料的蒸发冷凝产生粒子, 生成粒子直径约为 $0.6 \sim 1.2 \mu\text{m}$, 可以满足实验测量的需要。同时生成粒子具有无危害、不污染设备和良好的经济性等优点。实验中示踪粒子从风洞的入口处加入, 既保证了粒子在测量域内的均匀散播, 同时又不干扰流场。

2.2 实验方案

实验模型为标准的 NACA 0012 翼型, 弦长 250 mm , 展长 560 mm , 实验布置如图 2 所示。实验风速为 15 m/s , 对应的以弦长为特征长度的雷诺数为 2.39×10^5 。实验中 CCD 像素分辨

率为 $75.53\text{ }\mu\text{m/pixel}$, 采集区域的大小约为 $48.34\times36.25\text{ mm}^2$, 图像分析时查问域大小为 $64\text{ 像素}\times64\text{ 像素}$. 用于互相关分析的两帧图像的时间间隔为 $30\text{ }\mu\text{s}$, 每个工况所采集的图像均为 128 帧 .

实验测量主要是在翼型的近尾迹区内完成的, 采集域沿流向分别设置在翼型尾缘以及距翼型尾缘距离分别为 $0.1, 0.3, 0.5, 0.7$ 和 1.0 倍弦长的 6 个流向位置, 并对 0 和 4 攻角两种情况进行了对比实验, 实验结果编号如表 1 所示.

表 1 翼型实验结果编号 (X 为采集域距翼型尾缘距离, C 为翼型弦长)

X/C	0	0.1	0.3	0.5	0.7	1.0
攻角 0°	A0-00	A0-01	A0-03	A0-05	A0-07	A0-10
攻角 4°	A4-00	A4-01	A4-03	A4-05	A4-07	A4-10

3 实验结果分析和讨论

3.1 实验数据的统计分析

下面以 0 攻角情况下距翼型尾缘 0.3 倍弦长处的统计结果 (如图 3 所示) 来说明翼型近

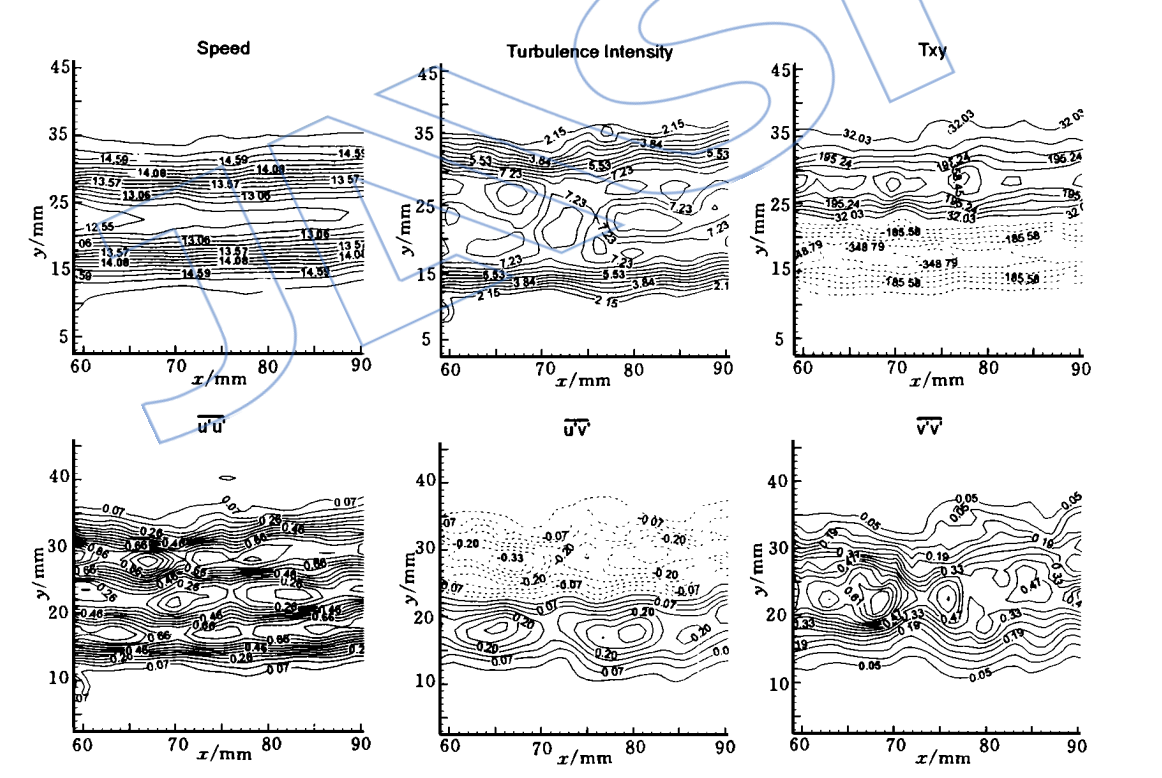


图 3 工况 A0-03 的一些统计量分布

尾迹湍流剪切流的平均速度 (Speed)、湍流强度 (Turbulence-Intensity) 和剪切应变变化率 T_{xy} , 以及速度脉动量的二阶关联量 $u'u', u'v'$ 和 $v'v'$ 分布情况. 其中湍流强度和剪切应变变化

率的定义如下:

$$\text{湍流强度} = \frac{\overline{(1/2)(\overline{u'^2} \overline{v'^2})}}{U_\infty} \times 100\% \quad , \quad \text{剪切应变变化率} = \frac{\partial}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial y}$$

在 0 攻角情况下, 湍流强度和速度脉动量的二阶关联量 $\overline{u'u'}$ 和 $\overline{v'v'}$ 关于尾迹中心线对称, $\overline{u'u'}$ 表现为对称于尾迹中心线的双峰值分布, 峰值位于距尾迹中心线 25% 尾迹宽度处, 在自由流处量值最小, 尾迹中心线处次之; 而湍流强度和 $\overline{v'v'}$ 为单峰值分布, 量值由尾迹中心线向自由流逐渐减小。剪切应变变化率 T_{xy} 和速度脉动量的二阶关联量 $\overline{u'v'}$ 关于尾迹中心线反对称, T_{xy} 和 $\overline{u'v'}$ 符号相反, 如在以顺时针旋涡为主导的尾迹上半部区域内, T_{xy} 为正, $\overline{u'v'}$ 为负。由 T_{xy} 的定义可知, 在尾迹区域内其量值主要由 $\partial u / \partial y$ 决定, 即正的 $\partial u / \partial y$ 对应于负的 $\overline{u'v'}$ 值。 T_{xy} 和 $\overline{u'v'}$ 绝对量峰值均位于距尾迹中心线 25% 尾迹宽度处, 这也表明此处为尾迹速度型的拐点, 即此处尾迹流动是不稳定的。

对比 0 攻角不同流向位置的统计结果, 还可发现沿流向翼型尾迹的宽度变厚; 湍流强度、剪切应变变化率以及速度脉动量的二阶关联量 $\overline{u'u'}$, $\overline{u'v'}$ 和 $\overline{v'v'}$ 绝对量值沿流向减小。

3. 2 瞬时速度场结构分析

在实验中, 翼型湍流尾流不但是指尾流本身为湍流运动状态, 而且还指翼型边界层在尾缘之前已发展为湍流边界层。关于湍流剪切流的结构特征、发展和演变、稳定性分析等研究, 目前还主要依靠实验手段。由于篇幅所限, 在下面的分析中, 只给出 4 攻角情况下的有代表性的实验结果^[6]。

3. 2. 1 工况 A0- 01 和 A4- 01

距尾缘 16 mm 至 46 mm ($0.1 < X/C < 0.2$) 的近尾迹区内 4 攻角测量结果如图 4 所示,

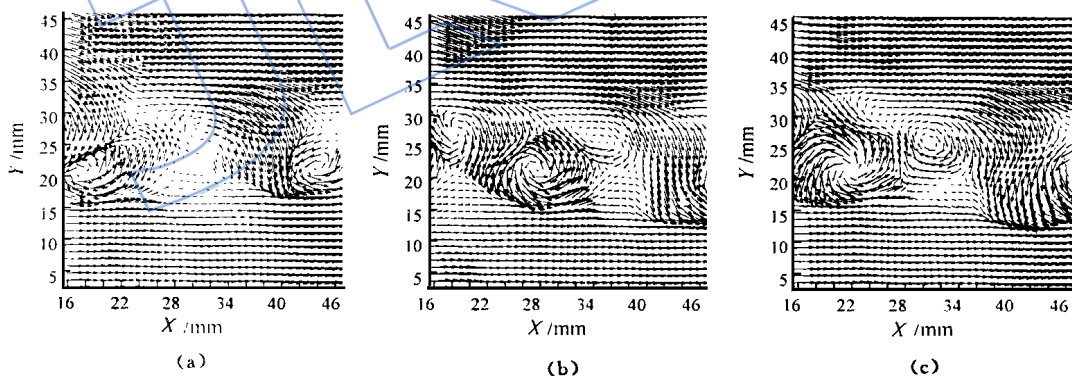


图 4 工况 A4- 01 的相对瞬态速度场

在该区的流动结构分析中采用沿流向以 $0.8 U_e$ 迁移的参考系。在翼型的近尾缘区域中, 存在类似卡门涡街的交替排列的涡系结构。位于上部的涡为顺时针旋转, 位于下部的涡为逆时针旋转, 由于涡的这种排列形式使得翼型湍流尾流在整体上呈现为波状。在距翼型尾缘非常近的此区域中, 旋涡不但具有鲜明的集中涡形态, 而且已经交替排列起来, 这表明在翼型尾缘处应存在着一种较强的动力学机制, 决定了翼型近尾缘处涡街的形成。因此利用这种动力学机制, 在尾缘处实施恰当的控制, 不但可以有效地控制翼型湍流尾流, 而且可以显著地改变

翼型的气动性能。而 0° 攻角的翼型近尾缘的流动, 其旋涡的尺度和强度较弱, 并更易受到翼型边界层的影响。

3. 2. 2 工况 A0- 05 和 A4- 05

距尾缘 122 mm 至 155 mm ($0.5 < X/C < 0.6$) 尾迹区内 4° 攻角测量结果如图 5 所示, 在

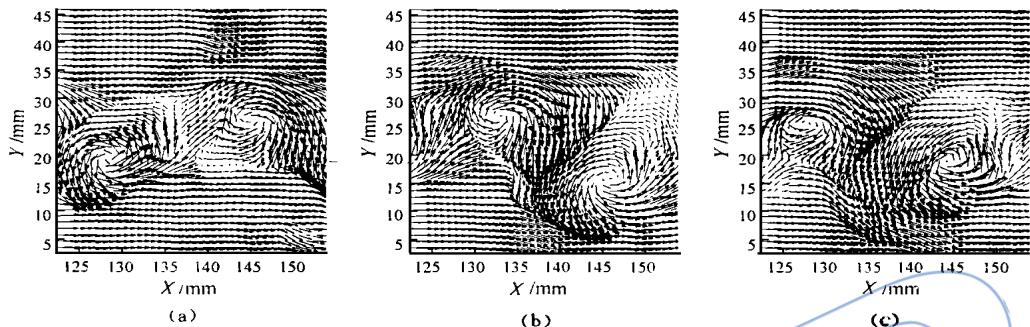


图 5 工况 A4- 05 瞬态相对速度场

该区的流动结构分析中采用沿流向以 $0.9 U_e$ 迁移的参考系。与近尾缘及一倍弦长处测量结果相比, 该区内涡的尺度更大, 排列更规则, 这表明从翼型尾缘到此处应是尾流中涡的发展区。另外在测量结果中未观察到涡的合并现象, 因此翼型湍流尾流中涡的发展应主要是通过旋涡对主流卷吸作用来实现的, 而不是通过旋涡间的合并作用。旋涡的诱导作用, 使旋涡周围的主流被携带进入和穿越尾迹, 从而使尾迹两侧的主流发生联系, 进行动量、质量和能量的交换。其相互间作用的结果, 使尾迹内涡迁移的速度和尺度沿流向不断增加, 表现为尾迹速度的恢复和尾迹宽度的增加。相比之下, 0° 攻角情况下此区域中旋涡已经开始发生破裂。

3. 2. 3 工况 A0- 10 和 A4- 10

距尾缘 225 mm 至 256 mm ($0.9 < X/C < 1.0$) 尾迹区内 4° 攻角的测量结果如图 6 所示,

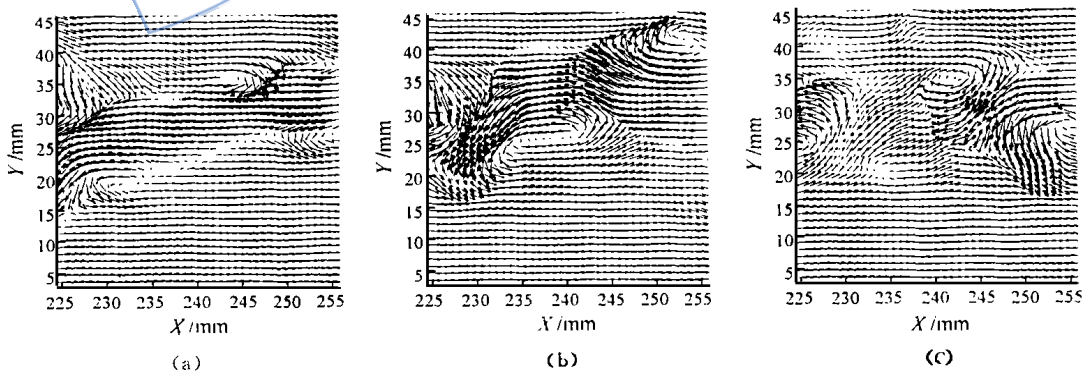


图 6 工况 A4- 10 瞬态速度场

在该区的流动结构分析中采用了沿流向以 $0.95 U_e$ 迁移的参考系, 这也表明了尾迹中涡向下迁移的速度在不断提高。与近尾缘和 0.5 倍弦长处的测量结果相比, 该区内的旋涡此时已

经破碎, 涡街形态不再存在。集中涡的破碎表现为螺旋状散开, 将所携带的流体抛向四周, 涡核膨胀并进一步被拉伸, 旋涡破碎后使流动趋向更加均匀。因此在距翼型尾缘 0.5 倍到 1.0 倍弦长的区域内, 应是翼型湍流尾流中涡的分裂和消亡区, 也是湍流尾流由有序走向无序的区域。相比之下, 在 0 的测量结果中, 涡破碎更彻底, 流动更均匀。

4 结 论

本文利用在线式 PIV 系统, 在低速风洞中对 NACA 0012 翼型在雷诺数 2.39×10^5 , 0 和 4 攻角下的近尾迹 1 倍弦长区内的流动进行了测量。实验结果表明, 在较高的雷诺数下翼型近尾迹流动是一种以旋涡的运动学和动力学特性为主导的湍流剪切流。

(1) 在 0 攻角情况下, 湍流强度和速度脉动量的二阶关联量 $\overline{u'u'}$ 和 $\overline{v'v'}$ 关于尾迹中心线对称, $\overline{u'u'}$ 表现为对称于尾迹中心线的双峰值分布, 峰值位于距尾迹中心线 25% 尾迹宽度处; 湍流强度和 $\overline{v'v'}$ 为单峰值分布, 峰值位于尾迹中心线处。剪切应变变化率 T_{xy} 和速度脉动量的二阶关联量 $\overline{u'v'}$ 关于尾迹中心线反对称, 且符号相反。 T_{xy} 和 $\overline{u'v'}$ 绝对量峰值均位于距尾迹中心线 25% 尾迹宽度处。

(2) 在所测量的范围内, 翼型近尾迹湍流具有比较复杂的流动形态和涡结构: 翼型的尾缘处是其近尾迹涡街的形成区; 尾缘后 0.5 倍弦长的区域存在类似于卡门涡街的有序结构, 是旋涡发展区域, 旋涡具有较好的稳定性; 距翼型尾缘 0.5 倍弦长至 1 倍弦长的区域, 是翼型近尾迹流动由有序走向无序区域, 旋涡开始破裂。涡破碎时首先呈现出螺旋状, 向四周抛射流体, 旋涡破碎后可以形成新的、尺度较小的涡。

(3) 翼型湍流尾流中涡的发展主要是通过旋涡对主流的卷吸作用, 而不是通过旋涡间的合并。通过旋涡的诱导作用, 旋涡周围的主流将被携带进入和穿越尾迹, 可以使尾迹两侧的主流发生联系。主流与尾迹相互作用的结果, 是使涡迁移速度和尺度增加, 表现为尾迹速度的恢复和尾迹宽度的增加。翼型表面边界层对翼型近尾迹湍流剪切流的演化有重要影响。

参 考 文 献

- 1 Chevray R. And Kovaszny L S G. Turbulence Measurements in the Wake of a Thin Flat Plane. AIAA J. 1969, (7): 1641– 1643
- 2 Ramaprian B R, Patel V C, Sastry M S. The Symmetric Turbulent Wake of a Flat Plane", AIAA J. 1982, 20: 1228 – 1235
- 3 Hebbar K S. Mean and Turbulence Measurements in the Boundary Layer and Wake of a Symmetric Airfoil. Exp. Fluids 1986, (4): 214– 222
- 4 Yao C and Paschal K. PIV Measurement of Airfoil Wake- Flow Turbulence Statistics and Turbulent Structures. AIAA – 94– 0085, 1994
- 5 刘宝杰, 王光华, 袁辉靖, 高歌. PIV 在低速风洞中的应用. 流体力学实验与测量, 1998, 12 (2): 55– 63
- 6 王光华. 湍流剪切流研究和子波分析应用: [硕士论文]. 北京航空航天大学, 1998

(责任编辑 杨再荣)

FULL- LENGTH PAPERS

DSMC PARALLEL NUMERICAL SIMULATION ON VACUUM PLUME

Cai Guobiao, Liu Shijian, Wang Huiyu, Zhuang Fenggan

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

ABSTRACT The DSMC (Direct Simulation Monte- Carlo) computer code of a small nozzle vacuum plume was reformed. The computation showed that parallel computing could greatly accelerate computation, shorten computing time and enlarge computing scale. The parallel computation results accorded well with the sequential computation results. An example of DSMC parallel computation was also completed successfully for a vacuum plume and the computation results agreed well with theoretical analysis. The sequential computation won't be able to cope with this task.

Key Words Nozzle plume Numerical simulation Monte- Carlo method

A PIV STUDY OF NEAR WAKE FLOW OF AIRFOIL PART I - KINEMATIC CHARACTERISTICS

Wang Guanghua, Liu Baojie, Liu Tao, Gao Ge

(4th Dept. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

ABSTRACT Detailed 2D velocity fields obtained from on- line PIV (Particle Image Velocimetry) measurements in a low speed wind tunnel are used to investigate flow structures in the turbulent near wake flow of a NACA0012 airfoil. The Reynolds number on chord length is 2.39×10^5 , the angles of attack are 0° and 4° . The experimental results indicate that the turbulent near wake flow is dominated by the dynamic and kinematic characteristics of vortices at relatively high Reynolds number. According to the flow structures identified from instantaneous velocity fields, the vortex street is created at the airfoil tail region. Structures in the vortex developing region (within 0.5 chord length) are similar to those for the Karman vortex street and structures in the vortex break- up and dissipation region (between 0.5 and 1.0 chord length) change from organized to non- organized. The results also show that the boundary layer of the airfoil affects the structures in the near wake flow. The fields of mean velocity, turbulence intensity, strain rate and correlation coefficients of EM- BED Equation are also obtained.

Key Words Airfoil Wakes Kinematics