

DPIV 技术在高超声速通气模型内阻测量中的应用

黄湛 张江 宫建 李焱 王宏伟

(中国航空气动力技术研究院 100074 北京)

摘要: 针对高超声速通气模型内阻测量存在的误差大的问题, 首次采用 DPIV 技术和总压测量排架相结合的方法测量了超燃发动机尾喷管流场速度矢量和皮托压力分布, 间接获得了内流出口处平均马赫数和静压平均值, 从而实现了高超声速通气模型内阻测量。研究表明: DPIV 试验获得的粒子图像可以清楚地显示喷管出口位置内外流的分界面、内外流混合层的尾迹、通气模型外表面边界层; DPIV 试验获得的速度矢量场结果准确、精度高, 能够提供远远超出传统测量技术所能提供的流场信息。DPIV 技术作为一种有力的测量手段, 在高超声速飞行器研究中能够发挥重大的作用。

关键词: DPIV; 通气模型; 高超声速飞行器; 内阻测量

中图分类号: O357.5+4; O357.4+3 **文献标识码:** A **DOI:** 10.11776/cjam.31.02.A010

1 引言

典型的吸气式高超声速飞行器为了获得高升阻比的气动性能, 其发动机和机身需要进行高度一体化设计, 其机身前下表面是超燃发动机进气道前压缩面, 机身后下表面充当了发动机尾喷管的一部分^[1]。超燃发动机的进气道、内流道的流动状态及内流道气动特性对高超声速飞行器的气动力特性有着显著影响^[2-3]。为了研究气动力特性数据, 需要对高超声速飞行器进行大量的风洞试验研究。传统中对于带有吸气式发动机的飞行器是通过通气模型测力试验来完成的。但是对于高超声速飞行器, 尤其是超燃发动机内阻测量, 传统的试验方法一定的问题。

通气模型试验是研究发动机进气对飞行器气动特性影响的重要方法, 通过模拟进气道前面的流动, 从而确定模型的外流影响和气流通过进气道后

的动量变化^[4-5]。传统通气模型如图 1 所示。为了计算模型管道的内阻, 在管道出口安装有总压、静压测量管。通过测量内流出口处静压平均值和总压平均值, 依据动量定律得到内阻, 公式如下

$$\left\{ \begin{aligned} C_{Ain} &= \frac{X_{in}}{q_{\infty} S_r} \\ X_{in} &= \gamma Ma_{\infty} \overline{Ma}_e A_e \overline{P}_e \left[\frac{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} \overline{Ma}_e^2\right)^{1/2}}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma_{\infty}^2\right)^{1/2}} - \frac{\overline{Ma}_e}{Ma_{\infty}} \right] - \\ &\quad (\overline{P}_e - P_{\infty}) A_e \\ \overline{Ma}_e &= \left\{ \frac{2}{\gamma-1} \left[\left(\frac{\overline{P}_{e0}}{\overline{P}_e} \right)^{(\gamma-1)/\gamma} - 1 \right] \right\}^{1/2} \end{aligned} \right. \quad (1)$$

式中: γ 为比热比; \overline{Ma}_e 为内流出口平均马赫数; Ma_{∞} 为试验段来流马赫数; A_e 为内流出口横截面

积; S_r 为参考面积; $\overline{P_{e0}}$ 为内流出口总压平均值; $\overline{P_e}$ 为内流出口静压平均值; P_{∞} 为试验段来流静压; q_{∞} 为试验段来流动压; X_{in} 为通气模型内阻。

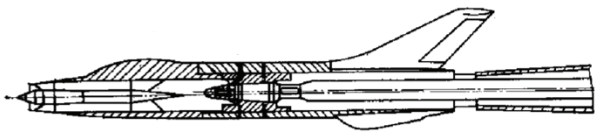


图1 传统通气模型示意图
Fig.1 Flowthrough model

本文针对高超声速通气模型内阻测量存在的误差大的问题, 首次采用 DPIV 技术和总压测量排架相结合的方法, 通过直接测量和间接计算, 获得内流出口处平均马赫数和内流出口处静压平均值, 从而实现高超声速通气模型的内阻测量。

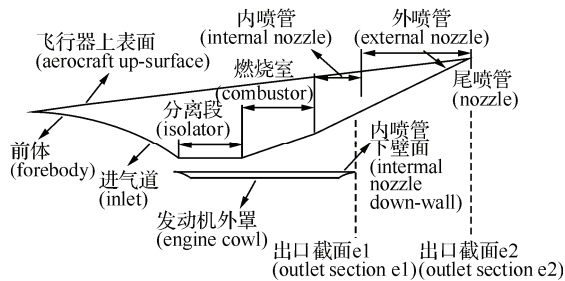


图2 高超声速通气模型
Fig.2 Flowthrough model of hypersonic

2 高超声速通气模型 DPIV 内阻测量原理

高超声速通气模型如图2所示, 超燃发动机和机身融为一体, 机身前下表面是超燃发动机进气道前压缩面, 机身后下表面是发动机尾喷管的一部分, 为膨胀型面, 与传统通气模型相比, 测力试验存在一些难点: ①受尾喷管膨胀型面的影响, 内流在出口处不是均匀和同一方向的, 在出口截面 e1 或 e2 面要正确测量内流参数相当困难; ②在 e2 面, 内流在下表面和外流没有物理上的分界面, 很难准确分辨并测量此处内流的流动参数; ③高超通气模型试验一般是通过尾支撑方式进行风洞试验, 该方式会严重地破坏外喷管部分气流的流态, 气流中存在压缩波和分离区域, 速度场复杂且不均匀, 导致喷管出口处内流流动参数更加难以测量, 对飞行器气动力的模拟构成新的干扰; ④高超通气模型试验中, 测压耙的总压、静压测量点不重合, 而且较少, 通过其平均值计算复杂流场的流量或动量误差大。鉴于此, 高超通气模型试验中, 通常的实验方法中事先扣除内阻的工作非常困难, 有必要探索新的实验

测量方法。

从式(1)可知, 来流马赫数 Ma_{∞} 和来流静压 P_{∞} 是已知的, 只要得到内流出口处平均马赫数 $\overline{Ma_e}$ 和静压平均值 $\overline{P_e}$, 即可计算出高超声速通气模型内阻 X_{in} 。内流出口处平均马赫数 $\overline{Ma_e}$ 、总压平均值 $\overline{P_{e0}}$ 、静压平均值 $\overline{P_e}$ 需要测量和计算。

高马赫数条件下, 超燃发动机尾喷管流场的静压值很低, 流场方向不均匀, 静压排架测量对气流方向敏感, 且存在很大的误差, 总压测量精度对气流方向的敏感性比静压低, 可以使用总压测量排架^[5]。超声速流场中, 总压探管测出的皮托压力 P_t 不是来流总压, 而是正激波后的总压。皮托压力 P_t 与尾喷管流场的静压 P_e 存在如下关系式

$$\frac{P_t}{P_e} = \left(\frac{2\gamma}{\gamma+1} Ma_e^2 - \frac{\gamma-1}{\gamma+1} \right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \left(\frac{(\gamma+1)Ma_e^2}{2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (2)$$

式中: Ma_e 为尾喷管流场马赫数, 其平均值为尾喷管流场平均马赫数 $\overline{Ma_e}$ 。由此式可看出, 若测得 Ma_e 和 P_t , 即可算出 P_e , 从而得到静压平均值 $\overline{P_e}$ 。

对于超燃发动机尾喷管流场, 流场总压 P_{e0} 可以采用总压探管测出的皮托压力 P_t 和马赫数 Ma_e 计算得出, 三者的关系式为

$$\frac{P_t}{P_{e0}} = \left(\frac{2\gamma}{\gamma+1} Ma_e^2 - \frac{\gamma-1}{\gamma+1} \right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \left(\frac{(\gamma+1)Ma_e^2}{(\gamma-1)Ma_e^2 + 2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (3)$$

马赫数 Ma_e 通过测量流场速度 V 来获得, 在总温 T_0 恒定的情况下, 马赫数 Ma_e 、速度 V 、总温 T_0 的关系为

$$Ma_e = \frac{V}{C} = \frac{V}{\sqrt{\gamma R \left(T_0 - \frac{(\gamma-1)V^2}{2\gamma R} \right)}} \quad (4)$$

从以上分析来看, 皮托压力 P_t 可通过总压探管测出, 静压 P_e 、总压 P_{e0} 、马赫数 Ma_e 也可以计算出来, 重要的是流场速度 V 的测量。目前高超声速流场的测量方法有很多种, 如热线、LDV、DPIV 等。热线与 LDV 是单点测量技术, 能提供整场测量结果的只有 DPIV 技术^[6-7]。

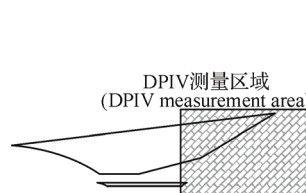


图3 DPIV 对尾喷管内流出口测量示意图
Fig.3 Sketch of DPIV measurement

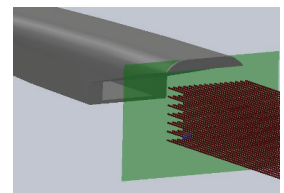


图4 总压测量排架对尾喷管内流出口测量示意图
Fig.4 Sketch of total pressure measurement

基于此, 可以将 DPIV 技术和总压测量排架相结合, 测量超燃发动机尾喷管流场 V (图 3) 和皮托压力 P_1 (图 4), 依据总温 T_0 恒定条件, 由式(4)获得尾喷管出口马赫数 Ma_e , 再由式(2)和式(3)获得尾喷管出口静压 P_e 和总压 P_{e0} 。通过加权平均可获得静压平均值 $\overline{P_e}$ 和总压平均值 $\overline{P_{e0}}$, 由式(1)中平均马赫数计算表达式获得平均马赫数 $\overline{Ma_e}$, 利用式(1)中内阻计算公式获得高超通气模型测力实验内阻值。

3 验证试验设备与条件

提出高超声速飞行器 DPIV 通气模型内阻测量方法后, 采用 DPIV 系统和总压测量排架对一高超声速通气模型进行流场测量试验, 验证 DPIV 内阻测量方法。本文主要叙述采用 DPIV 技术进行的超音速流场观测实验部分。

3.1 DPIV 系统

DPIV 是数字式粒子图像测速(Digital Particle Image Velocimetry)的英文简写, 其突破了传统单点测速和流动显示技术的局限, 可同时非接触地测量一个二维运动流场截面上的速度分布, 有较高的精确度, 能全面反映测量区域的流动概况。验证试验所采用的 DPIV 系统(图 5)包括激光光源、图像采集、同步控制和图像处理等子系统。激光光源子系统选用 YAG 双曝光激光器作为照明光源, 采用调 Q 技术, 最大脉冲能量为 350mJ, 工作频率为 1~10Hz, 脉冲宽度为 6~8ns, 激光器出光孔处装有导光臂, 集成片光源; 图像采集子系统主要由跨帧数字相机、图像采集板和计算机组成, 相机图像分辨率为 2048×2048; 同步控制子系统为一台延时信号发生器, 其作为同步控制器, 可同时输出 6 路延时信号, 格式为标准 TTL 信号格式, 控制激光器和 CCD 同步工作, 延时精度为 0.25ns, 软件控制; 图像处理子系统采用目前国际流行 DPIV 技术原理及算法编写而成。DPIV 技术采用变形窗口技术和子像元算法, 其测量精度可达到 1%。



图 5 DPIV 系统
Fig.5 The DPIV system

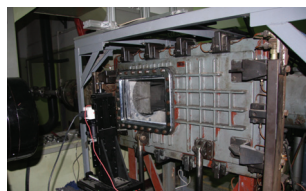


图 6 FD-03 风洞实验段
Fig.6 FD-03 wind tunnel

3.2 试验设备、模型及试验条件

试验在 FD-03 风洞(图 6)上进行, 喷管马赫数为 5, 出口截面 170mm×170mm, 试验区校测马赫数 Ma 为 4.98, 标准偏差 σ_{Ma} 为 0.020。试验段上部有圆形观察窗, 两侧开有矩形观察窗。验证试验的来流总压为 1.167~1.33MPa, 来流总温为 280.85~287.65K, 基于来流的单位雷诺数为 $0.503 \times 10^6 \sim 0.576 \times 10^6 \text{m}^{-1}$ 。试验模型是根据试验段的尺寸设计的缩比模型, 安装在试验段中, 通过位于支臂和底座的销子孔的配合来改变攻角。

3.3 示踪粒子和粒子播发器

跨声速、超声速风洞 DPIV 实验对示踪粒子的要求是: 粒子在流体中应有合适的浓度以获得连续的时间和空间信息; 示踪粒子要具有良好的跟随性, 足够小, 密度与流体密度接近; 粒子无毒、无腐蚀、无磨蚀, 化学性质稳定; 实验条件下散射足够的光强使检测器得到满意的信噪比^[8-10]。本次试验采用的示踪粒子为固体粉末, 粒径为 40nm、60nm、90nm 三种。尽管固体粉末的密度远大于空气的密度, 但由于粒径非常微小(纳米级), 在主要承受 Stokes 力的条件下, 固体粉末的响应时间非常短暂, 跟随性非常好。实验中, 通过在进气管道上焊接三个粒子播发接头, 采用高压气将示踪粒子注入主气流中充分掺混(图 7)。



图 7 示踪粒子注入主气流
Fig.7 Injection of tracer particle



图 8 纳米示踪粒子发生器
Fig.8 Nano tracer particle generator

粒子发生器是 DPIV 实验的重要设备, 依靠它所产生的示踪粒子, 才能获得粒子图像, 提取流场的运动信息。试验采用的粒子发生器(图 8)里布置四个缝式喷嘴, 高压空气周向喷出, 带动周围的纳米粒子经三个剪切出口喷出。

3.4 试验布置与过程

图 9 为通气模型 DPIV 内阻测量方法验证试验布置图。CCD 相机与激光器布置在风洞实验段两侧, 导光臂延伸到风洞试验段的上方, 激光片光经试验段上方的观察窗入射到风洞内, 照亮掺混有纳

米示踪粒子的实验区域, 通过 CCD 相机同步进行拍摄。本次试验测量的是模型尾喷管出口流场的速度分布。实验前先将一块校正板布置于实验区域, 通过 CCD 相机拍摄, 确定测量区域大小及像素与校正板尺寸的比例关系。由来流总温 T_0 和马赫数 Ma_∞ 确定实验区域大致流速, 依据像素所代表的实际尺寸, 确定激光片光脉冲曝光间距。示踪粒子在实验前要放入烘干箱进行 12 小时烘干, 实验时先开启粒子播发器, 后运行风洞, 在风洞中利用 CCD 相机拍摄。实验采用的光学镜头为 Nikon200mm/F4D, 实验马赫数为 4.98, 激光片光厚度为 1mm, 曝光间距为 300ns, 拍摄区域大小为 54mm, 试验模型的攻角分别为 0° 和 4° 。为消除模型反射光的影响, 相机上安装了窄带滤色片($532 \pm 5\text{nm}$), 在模型上还涂抹了荧光染料。

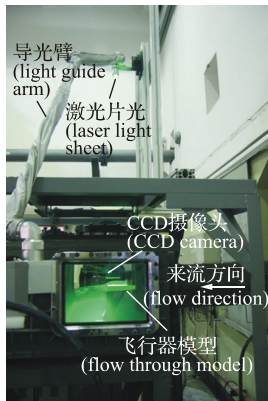


图9 试验布置图

Fig.9 Experiment schematic view

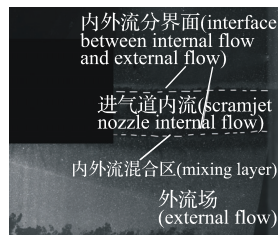


图10 尾喷管出口处内外流分界面确定

Fig.10 Interface of internal and external flow

4 实验结果与分析验证

4.1 尾喷管出口处内外流分界面的确定

高超声速飞行器通气模型实验中, 要准确测量通气模型内阻, 就必须准确分辨内流与外流之间的边界。在尾喷管流场, 内流与外流会发生剪切混合, 外流会在高超声速飞行器外表面上形成附面层, 内流也会在超燃发动机内表面形成附面层, 内外附面层会在尾喷管流场中发生剪切混合, 由于附面层中的示踪粒子浓度较低, 因此形成一条明显的尾迹, 以尾迹为分界面可以确定内流的动量计算区域(图 10)。

4.2 速度场测量结果

图 11、图 13 分别为 CCD 相机拍摄的 $\alpha=0^\circ$ 和

$Ma_\infty=4.98$ 、 $\alpha=4^\circ$ 和 $Ma_\infty=4.98$ 时的一对纳米示踪粒子图片, 曝光间距为 300ns。图像清晰地显示了尾喷管出口处流场的流动结构。由于湍流边界层的影响, 内流与外流在离开尾喷管后经过一段距离开始掺混, 内流与外流的界限分明。从速度矢量场分布(图 12、图 14)可见, 尾喷管出口处流场中心区域是高速区域(内流), 向上下两侧扩展为低速区域, 再向外侧扩展就进入高速区域(外流)。由于进气道入口处压缩波的影响, 内流的粒子浓度要比外流的粒子浓度低很多。图 11、图 13 的模型下方都存在一条明亮的粒子带(图 13 更明显), 这是由于通气模型背风面存在比较厚的附面层, 进入附面层的粒子较少所致。从速度场的分布来看, 当 $\alpha=4^\circ$ 、 $Ma_\infty=4.98$ 时, 尾喷管的出口流速相对较小, 这是由于在此工况下, 进气道入口溢流减少, 来流转角增大, 斜激波效应增强, 波后马赫数降低较多。

4.3 内阻测量结果

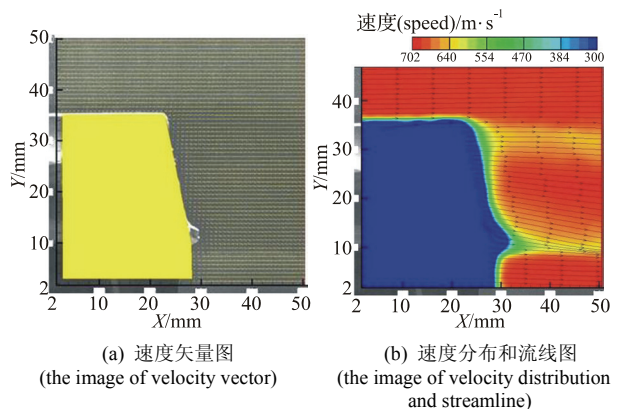
由来流总温已知, 根据 DPIV 测量得到的速度场, 由式(4)可得尾喷管出口马赫数分布云图(图 15), 继而可以得到尾喷管出口气流马赫数分布(图 16)。



(a) 第一次激光脉冲示踪粒子图像 (the image of first pulse) (b) 第二次激光脉冲示踪粒子图像 (the image of second pulse)

图 11 $\alpha=0^\circ$ 、 $Ma_\infty=4.98$ 时一对示踪粒子图像

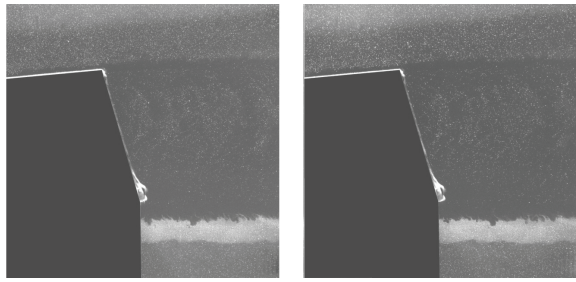
Fig.11 A pair of tracer particle image of $\alpha=0^\circ$, $Ma_\infty=4.98$



(a) 速度矢量图 (the image of velocity vector) (b) 速度分布和流线图 (the image of velocity distribution and streamline)

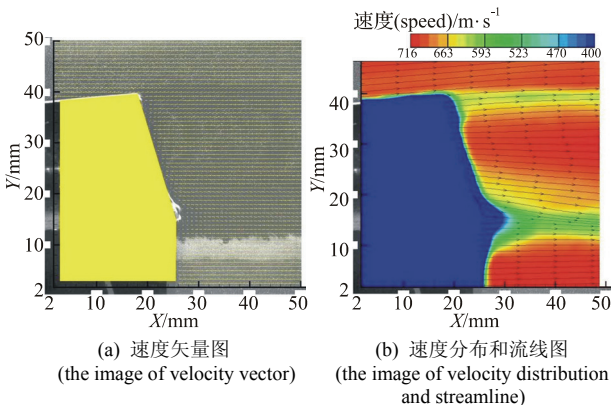
图 12 $\alpha=0^\circ$ 、 $Ma_\infty=4.98$ 时尾喷管出口速度矢量分布图、速度分布和流线图

Fig.12 Velocity vector, velocity distribution, streamlines image of $\alpha=0^\circ$, $Ma_\infty=4.98$



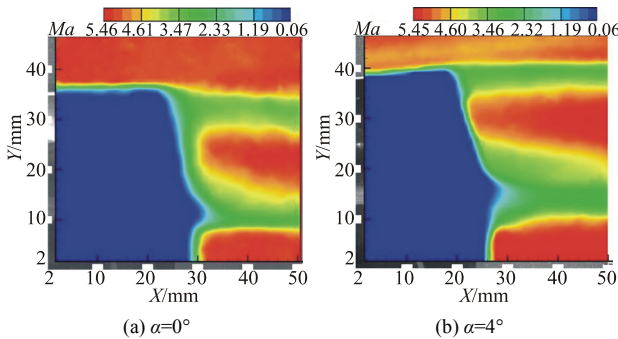
(a) 第一次激光脉冲示踪粒子图像 (the image of first pulse) (b) 第二次激光脉冲示踪粒子图像 (the image of second pulse)

图13 $\alpha=4^\circ$ 、 $Ma_\infty=4.98$ 时一对示踪粒子图像
Fig.13 A pair of tracer particle image of $\alpha=4^\circ$, $Ma_\infty=4.98$

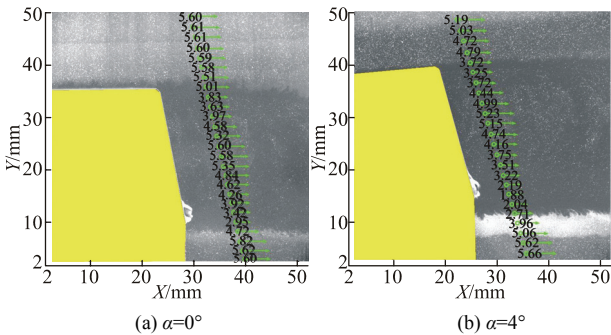


(a) 速度矢量图 (the image of velocity vector) (b) 速度分布和流线图 (the image of velocity distribution and streamline)

图14 $\alpha=4^\circ$ 、 $Ma_\infty=4.98$ 时尾喷管出口速度矢量分布图、速度分布和流线图
Fig.14 Velocity vector, velocity distribution, streamlines image of $\alpha=4^\circ$, $Ma_\infty=4.98$



(a) $\alpha=0^\circ$ (b) $\alpha=4^\circ$
图15 $\alpha=0^\circ$ 和 $\alpha=4^\circ$ 时尾喷管出口马赫数云图($Ma_\infty=4.98$)
Fig.15 Mach numbers contour of $\alpha=0^\circ$, $\alpha=4^\circ$ ($Ma_\infty=4.98$)



(a) $\alpha=0^\circ$ (b) $\alpha=4^\circ$
图16 $\alpha=0^\circ$ 和 $\alpha=4^\circ$ 时尾喷管出口马赫数分布($Ma_\infty=4.98$)
Fig.16 Mach numbers distribution of $\alpha=0^\circ$, $\alpha=4^\circ$ ($Ma_\infty=4.98$)

依据总压测量排架测量得到的尾喷管出口皮托压力 P_t 分布, 结合尾喷管出口气流马赫数分布,

由式(2)可得尾喷管出口静压 P_e 分布, 经过平均可获得尾喷管出口静压平均值 \bar{P}_e 和皮托压力平均值 \bar{P}_t , 再根据式(2)可得尾喷管出口平均马赫数 \bar{Ma}_e 。

最终得到 $\alpha=0^\circ$ 和 $\alpha=4^\circ$ 时尾喷管出口平均马赫数 Ma_e 分别为 4.5 和 4.0, 静压平均值 \bar{P}_e 分别为 9.704kPa 和 13.344kPa, 再根据来流条件计算出内阻, 计算参数取值和计算结果如表 1 所示。内阻系数 C_{Ain} 在 $\alpha=0^\circ$ 和 $\alpha=4^\circ$ 时分别为 0.0859 和 0.075329。

表1 $\alpha=0^\circ$ 和 $\alpha=4^\circ$ 时内阻测量结果($Ma_\infty=4.98$)
Tab.1 Internal drag measurement result of $\alpha=0^\circ$, $\alpha=4^\circ$ ($Ma_\infty=4.98$)

α	Ma_∞	Ma_e	\bar{P}_e /kPa	X_{in} /N	C_{Ain}
0°	4.98	4.5	9.704	11.21	0.0859
4°	4.98	4.0	13.344	14.23	0.075329

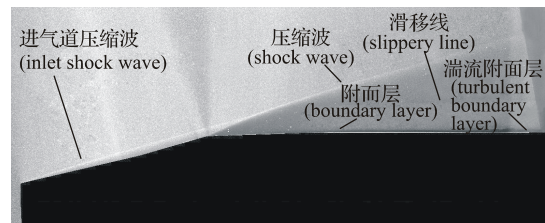


图17 $\alpha=0^\circ$ 、 $Ma_\infty=4.98$ 时模型前部流动显示图像(模型倒装)
Fig.17 Flow structure visualization of model fore-body of $\alpha=0^\circ$, $Ma_\infty=4.98$

4.4 DPIV 技术对高超声速流场结构的显示作用

试验中还发现 DPIV 技术能清晰显示高超声速流场结构。图 17 为 $Ma_\infty=4.98$ 、 $\alpha=0^\circ$ 情况下模型前部流动显示图像, 模型前缘处由于超音速气流作压缩性偏转流动, 产生第一道斜激波(进气道压缩波); 在模型头部下缘处由于存在一凸台(图像中为上缘), 产生第二道斜激波; 两个斜激波相交, 形成一道新的斜激波, 在两道斜激波相交处还引出一条滑移线; 激波后的超声速流体在模型下表面(图像中为上表面)相作用形成层流附面层, 随后又转捩发展为湍流附面层。

5 结束语

本文探索了一种新的高超声速通气模型内阻测量技术, 即利用 DPIV 技术测量内流出口流场, 并与总压测量排架相结合, 间接获得了内流出口处平均马赫数和静压平均值, 从而实现了高超声速通气模型内阻测量。本技术解决了由于通气模型内流出口气流参数测量困难所导致的内阻误差大的问题。通过验证试验, 得到了内阻测量结果。

由 DPIV 实验获得的示踪粒子图像可以清楚地观测到尾喷管出口位置内外流的分界面及通气模型外表面边界层、内外流混合层的尾迹,这对于内流测量计算域的确定非常有利。

DPIV 技术可以获取高超声速流场,并清晰地显示高超声速流场结构,所获得的流场信息能满足尾喷管内流出口测量的需要。本次试验中 DPIV 技术在高超声速风洞中的成功应用表明 DPIV 技术是高超声速飞行器研究中的一种有力的测量手段。

参 考 文 献 (References)

- [1] Small W J, Weidner J P, Johnston P J. Scramjet nozzle design and analysis as applied to a highly integrated hypersonic research airplane, NASA TN D-8334[R]. Washington DC: NASA, 1976.
- [2] Holland S D, Woods W C, Englund W C. Hyper-X research vehicle experimental aerodynamics test program overview[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2001, 38(6): 11-12.
- [3] Englund W C, Holland S D, Cockrell C E, et al. Aerodynamic database development for the Hyper-X airframe integrated scramjet propulsion experiments[C]//Proceedings of the 18th AIAA Applied Aerodynamics Conference. Denver, Colorado: AIAA, 2000: AIAA 2000-4006.
- [4] 范洁川. 风洞试验手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2002. (Fan Jiechuan. Handbook of wind tunnel test[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2002 (in Chinese)).
- [5] 程厚梅. 风洞实验干扰与修正[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003. (Cheng Houmei. Interference and correction on wind tunnel testing[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2003(in Chinese)).
- [6] Adrian R J. Particle imagine techniques for experimental fluid mechanics[J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 1991, 23: 261-304.
- [7] 田立丰, 易仕和, 赵玉新, 等. 超声速光学头罩流场的 PIV 研究[J]. 实验流体力学, 2010, 24(1): 26-29. (Tian Lifeng, Yi Shihe, Zhao Yuxin, et al. PIV study of supersonic flow around an optical bow cap[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2010, 24(1): 26-29 (in Chinese)).
- [8] Sahoo D, Desai P, Smits A. Experimental investigation of helium injection in a hypersonic turbulent boundary layer[C]//Proceedings of the 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Orlando, Florida: AIAA, 2010: AIAA 2010-1559.
- [9] Van Der Draai R K, Van Schinkel R, Telesca A, et al. Application of PIV in (local) supersonic flows in DNW wind tunnels[C]//Proceedings of the 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Tucson, Arizona: AIAA, 2005: AIAA 2005-4082.
- [10] Haertig J, Havermann M, Ray C, et al. PIV measurements in Mach 3.5 and 4.5 shock tunnel flow[C]//Proceedings of the 39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, Nevada: AIAA, 2001: AIAA 2001-0699.