

文章编号:1000-8055(2012)09-2041-07

非对称喷管超声速流场的 PIV 实验 与数值模拟

俞凯凯, 徐惊雷, 马 静

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 选取了跟随性能以及散射性能都上佳的二氧化钛粒子, 利用了粒子图像测速仪 (particle image velocimetry, PIV) 对不同落压比下的非对称喷管 (single expansion ramp nozzle, SERN) 流场进行了测量, 成功获取了相应流动结构, 以及沿程上壁面压力分布和速度场等。在测得的图像中, 可以清晰地观察到由于过膨胀产生的激波与膨胀波系, 并进一步获得出口速度分布。运用计算流体动力学数值模拟方法, 对实验状态下的非对称喷管进行了模拟。对比结果发现: PIV 实验测得流场结构能很好地与其吻合, 这互相验证了 CFD 计算和 PIV 实验的正确性及可靠性。

关 键 词: 非对称喷管; 粒子图像测速仪; 示踪粒子; 数值模拟; 过膨胀

中图分类号: O354; O353.5

文献标志码: A

PIV experimental study and numerical simulation of single expansion ramp nozzle supersonic flow field

YU Kai-kai, XU Jing-lei, MA Jing

(College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The experiment choose TiO_2 which had good following performance as well as scattering property. The flowfield of the single expansion ramp nozzle (SERN) under different pressure ratios was researched by particle image velocimetry (PIV) and numerical method. In the experiment, the structure of the flowfield, the pressure on the upper expansion wall, the velocity vector, and so on have been successfully obtained. From the processed images, the shock and expansion wave can be observed clearly, and the velocity at the outlet has been further analyzed. The experimental data agreed very well with the data from the computational fluid dynamics (CFD). Therefore, the accuracy and reliability of the PIV experiment and the CFD result were both validated.

Key words: single expansion ramp nozzle (SERN); particle image velocimetry (PIV); tracer particle; numerical simulation; over-expansion

在高超声速推进系统中, 喷管占有重要的地位。它处于整个推进系统的最后部位, 将燃烧室出口的高温高压气体进一步膨胀加速, 并加以控制,

来获得最佳的工作性能。除了满足气动性能的要求外, 喷管设计还必须注意其与飞行器机体的一体化。非对称喷管 (single expansion ramp nozzle,

收稿日期: 2011-10-18

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20120921.1251.017.html>

基金项目: 国家自然科学基金 (50876042, 90916032)

作者简介: 俞凯凯 (1988—), 男, 江苏启东人, 硕士生, 研究领域为实验流体力学。

简称 SERN)即是如此,它以飞行器的下表面作为膨胀面,在减轻飞行器质量的同时可以获得大膨胀比,而且在很大范围内,喷管有效的膨胀比会随着飞行工况的不同而进行自动调节^[1].另外高度一体化使得飞行器在巡航时的飞行阻力大大减小^[2].但是非对称的几何构型使得喷管在产生推力的同时,还会对不同工况下的升力和俯仰力矩产生影响,因此研究非对称喷管流场,获得其流场结构以及速度是非常重要的.

目前,虽然有许多流场测量手段可以运用到 SERN 的研究中,但是有的只能定性地反映流场结构,不能获得定量结果(比如纹影、阴影等^[3]);而在定量测试技术中,热线风速仪、皮托管、激光多普勒^[4]等都只能对单点进行测量,而且热线风速仪、皮托管等还会对流场产生影响.近年来粒子图像测速仪(particle image velocimetry, PIV)技术迅速发展,能在某一瞬态记录下大量空间点的速度分布信息,并可提供丰富的流场空间结构以及流动特性,具有整体测量、对流场无干扰、实验精度及分辨高等优点,是流动测量技术的一个重要里程碑^[5].经过多年的发展,二维 PIV 测量已经成为流场测试的新标准^[6].近年来将 PIV 运用到超/高超声速流场的测量中,已经成为了国际上研究的热点,其中会面临着诸多困难,比如示踪粒子的选择、跟随性能以及掺混技术,图像时间间隔的选择问题,以及光污染处理等等.而将 PIV 运用到 SERN 的研究中,从目前看来,除了本课题组的工作外,尚未见报道.

本文运用 PIV 技术,解决了在超声速 SERN 流场中 PIV 测量的主要难点,成功地测量了其在不同落压比下的流场,获得了过膨胀 SERN 的出口速度,给 SERN 的设计提供了宝贵的定量数据.对比实验中所获取的上壁面沿程压力,证明了实验的可靠性.随后分析了 PIV 测得的波系空间分布,并与计算流体力学计算所得的进行对比,说明了 PIV 实验结果的正确性及可靠性^[7],为后续进一步展开 SERN 的研究工作奠定了基础.

1 实验介绍

1.1 实验方案

来流气体总压最高 810 600 Pa,气体经过除油,除水,除尘以后,进入高压气罐.实验段出口气流经过真空阀后排入真空箱,实验中背压最低可维持在 30 397.5 Pa.

其中通过调节高压气罐出口阀门的开度就可以控制 SERN 实验中所需的落压比(R_{np}).除此之外高压气罐还可以作为稳压和粒子投放装置^[8].在超声速流场中,粒子的跟随性十分重要,特别是粒子经过激波后速度迟滞效应更加明显,这容易造成激波厚度增加,带来测量上的误差,因此需要粒子更小更轻.但是粒子太小会造成散射面积减小,粒子的散射能力减弱.因此在本实验之前进行了探索性实验,采用的粒子是定制的聚团二氧化钛粒子,在保证其具有足够散射能力的同时有相对较小的密度.实验分别对 50, 150, 500 nm 的粒子进行了研究,发现在 150 nm 级别的粒子表现最好,其松弛时间可从如下公式得到^[9]:

$$\tau_s = d_p^2 \frac{\rho_p}{18\mu}$$

从本次实验的相应数据中可以得到其松弛时间为 0.276 μ s.与之相对应的松弛长度在实验最大气流速度为 500 m/s 的条件下为 0.138 mm.

1.2 实验模型

本文中 SERN 模型喉道高度为 8 mm,宽度为 48.6 mm,出口高度为 64.22 mm,下唇板长 56 mm,上壁面是根据特征线法^[10]设计的,其设计落压比为 52,具体设计方法不再赘述.图 1 模型的实物图.为了开展 PIV 实验,在 SERN 模型的一侧用了高强度、高透光率的玻璃.此外 SERN 的下壁面也进行了处理,使得激光能照入喷管内.模型最终的安装图如图 2 所示.在真空箱的底板有一块光学玻璃,激光可以从这里导入并且照亮实验段.根据激光片光的性质,激光头安装在离模型 500 mm 的固定支架上^[11].实验中激光片光的厚度约为 1 mm.



图 1 SERN 模型

Fig. 1 Diagram of SERN model



图2 模型安装实物图

Fig. 2 Installation diagram of SERN model

2 非对称喷管数值模拟

2.1 数值模拟状态

本文采用 Fluent 进行了相应的数值模拟,主要是为了与 PIV 实验进行对比分析。喷管进口、出口以及延伸面上的边界条件分别取为压力进口、压力出口以及压力远场。为保证计算准确性,在喷管喉道、壁面附近、出现激波和剪切层等流动区域进行了网格加密,整个二维模型网格量在 7 万左右,其网格总量根据本课题组之前的经验是满足需求的,其上下壁面附面层的 Y^+ 小于 30,满足所选湍流模型的要求^[12]。所需的进口总压和出口静压等边界条件是实验测得的,定义落压比=进口总压/出口静压,其 5 个状态的落压比分别为 5.78, 6.82, 7.36, 7.86, 7.99。

2.2 数值模拟结果分析

图 3 为进口总压 291 955.0 Pa、出口静压 38 524.2 Pa 的马赫数云图。由于过膨胀,在出口处形成了 AC 和 BC 两道斜激波^[13]。气流经过斜激

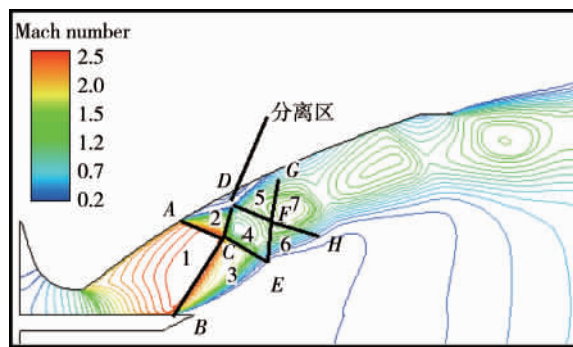


图3 落压比为 7.57 的马赫数云图

Fig. 3 Mach contour of SERN at nozzle pressure ratio ($R_{np}=7.57$)

波后向对方偏斜,并在 C 点相遇,形成两道新的激波 CD 和 CE。气流在 4 区汇合,其中交界面为其滑移面。CE 和 CD 两道激波打到自由流边界上反射产生了膨胀波 DF 和 EF,因此在 F 点会再次形成膨胀波 FG 和 FH,随之产生了膨胀波与压缩波交替出现的“激波串”结构。由于存在闭式分离区、附面层与激波干扰^[14]等现象,流场结构更加复杂。

3 实验与数值模拟结果对比分析

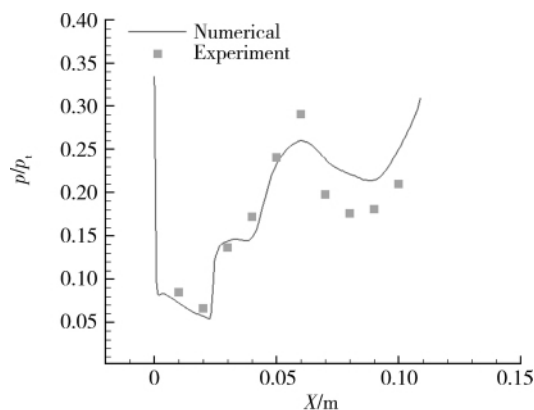
3.1 实验与数值模拟所得压力对比

本文的静压是由压力扫描阀 (PSI) 测得的,其精度为满量程的万分之五以内。图 4 分别是落压比为 5.78, 7.36, 7.99 数值模拟与实验的压力对比图。其中纵坐标为喷管上膨胀面静压相对于来流总压的无量纲值,横坐标为流向坐标,曲线代表数值模拟的结果,数据点是实验的结果。对比可以得到:在过膨胀程度最大的落压比为 5.78 时,喷管后部的几个静压值与数值模拟的结果有些差别,其他几个状态都能较好地吻合。其原因在于:落压比较小时喷管处于严重过膨胀,分离区附近存在着显著的非定常现象^[15],而现有的实验与计算结果并不能准确反映其动态特性,故与数值模拟有一定的差别。除此之外,在其他几个落压比状态下吻合程度很好,仅在 $X=0.08$ m 处计算与实验结果有比较明显的差别。从马赫数云图中可以观察到, $X=0.08$ m 正好是激波打在壁面的位置,推测是由于上游闭式分离区的非定常胀缩效应造成分离激波入射的位置发生前后振荡,而本文的模拟是定常条件下进行的,难以捕捉到这种压力波动。

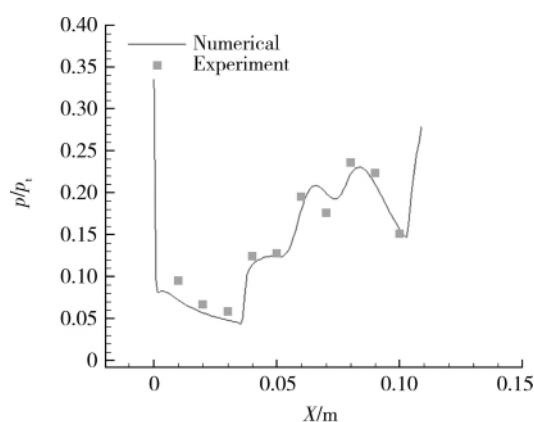
随着落压比增加,闭式分离区的位置将往后移动,分离区的尺寸将会减小,在落压比为 5.78 时,其分离区的起点大概在 $X=0.03$ m 处,而在落压比为 7.99 时,其位置已经移动到 $X=0.04$ m 之后了。而且在 $X=0.06 \sim 0.08$ m 之间,压力也不是单调下降,而是出现了压力的起伏波动,表明在此区间产生了激波串结构,并且随着落压比增加,激波的数量和强度相应地增加。总的来说,壁面压力的计算与实验结果吻合,证明了实验的可靠性,为后面计算与 PIV 实验结果的相互校核奠定了基础。

3.2 PIV 原始图像

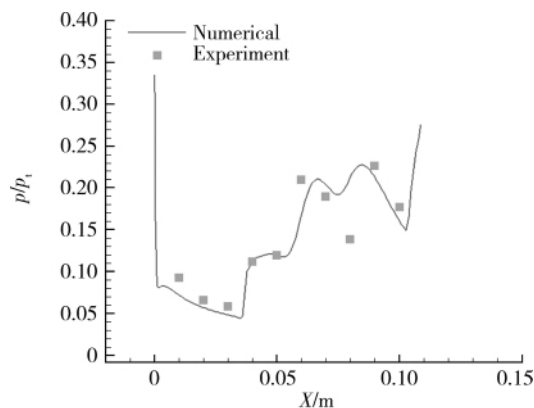
图 5 是落压比为 7.99 中 PIV 所拍摄到的一张图像,图中的白色颗粒就是示踪粒子。主流区的



(a) 落压比为5.78



(b) 落压比为7.36



(c) 落压比为7.99

图 4 不同落压比的扩张段上壁面压力曲线

Fig. 4 Ramp static pressure distributions

示踪粒子体积分数分布相对较大,其他区域很小.示踪粒子在主流区分布也并不均匀,这是由于出口气流激波串造成的^[16],这也是超声速流场 PIV 测量中普遍存在的难题之一.由于扩张段壁面反光以及侧板玻璃积尘等原因,喷管喉道至其出口的粒子图像没有按照原计划采集到,这将在后续的工作中进一步改进.

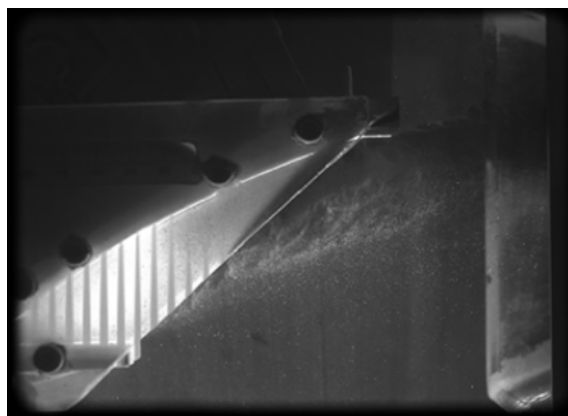


图 5 PIV 拍摄到的某一图像

Fig. 5 Image from the PIV camera

3.3 PIV 实验图像处理结果分析

在所获得的原始图中选取质量较好的进行互相关处理,然后再进行平均就可以获得整个流场的平均速度云图.图 6~图 10 是 5 个状态的实验平均速度云图与模拟结果的对比,图中不同的颜色代表了不同的喷管出口流场的平均速度(单位为 m/s),可见激波串的位置一致,实验与计算所得的图像能较好地吻合.另外还可以看到激波从喷管上壁面处开始,一直到主流的中心轴线处.随后发生了斜激波的相交,当它们到达了自由流边界及上侧板处,由于压力的不同,形成了膨胀波,气流通过膨胀波加速减压,又会在下游形成斜激波,这个过程将会继续下去,从而形成典型的激波串.尽管由于 PIV 视场大小有限,并不能观察到全部流场,但是在数值模拟的马赫云图中 PIV 图像中仍然能看到下一道激波的形成及位置信息.总之,PIV 实验所测得的平均流场结构与 Flunt 模拟的一致. PIV 实验获得最高速度和 CFD 计算得到最高速度的相对误差非常小,这得益于示踪粒子的选择,无论在跟随性以及散射能力方面都表现非常优秀.在主流区外的低速区内由于粒子体积分数等原因有一定的误差.总的来说,PIV 测量 SERN 出口流场是可行的.

3.4 喷管出口速度场

图 11 是 PIV 实验获得的喷管出口的速度分布图.以上膨胀面出口位置为横坐标 0 点,用喷管喉道高度 D 做无量纲化;纵坐标以最大速度 $V_{\max}$ 做无量纲化.从图中可以得知,速度先增加后减小.在上侧板上方基本为 0,这部分都是环境流,基本没有速度;随后通过射流剪切层后速度迅速增加,在经过一道膨胀波后,速度再次增大,并且

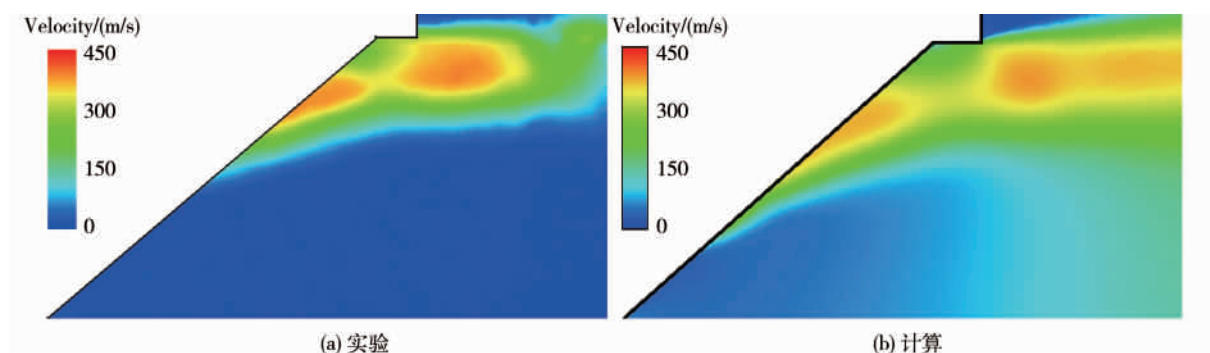


图 6 落压比为 5.78 实验与计算的喷管出口速度云图

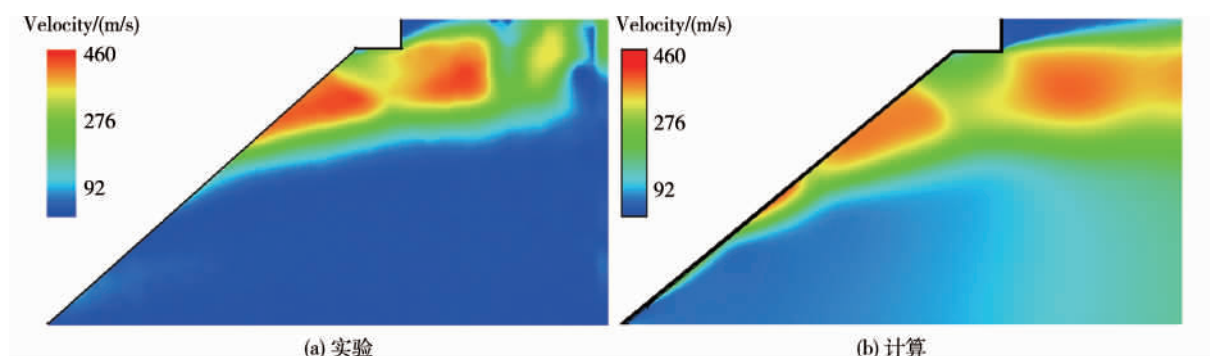
Fig. 6 Experimental and computational velocity contours of SERN outlet at $R_{np}=5.78$ 

图 7 落压比为 6.82 实验与计算的喷管出口速度云图

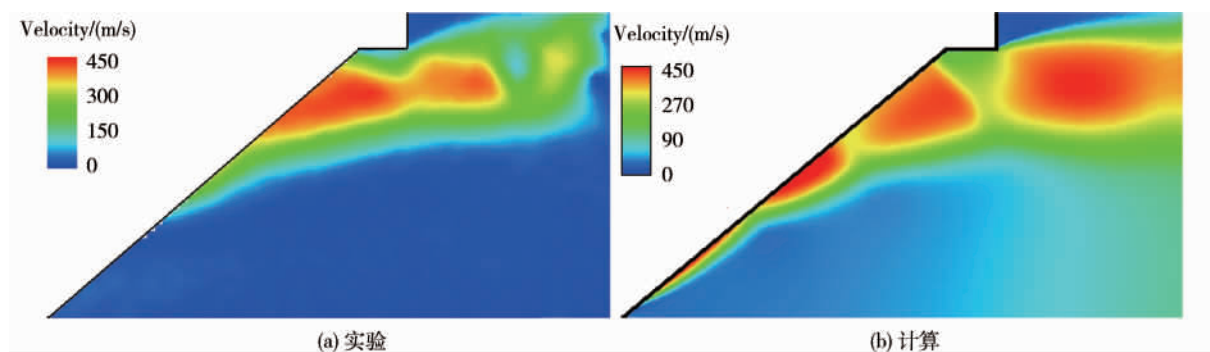
Fig. 7 Experimental and computational velocity contours of SERN outlet at $R_{np}=6.82$ 

图 8 落压比为 7.36 实验与计算的喷管出口速度云图

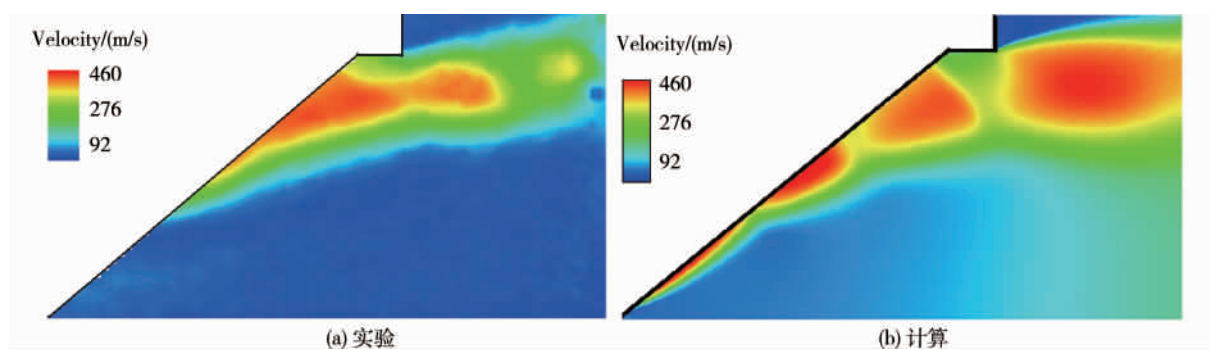
Fig. 8 Experimental and computational velocity contours of SERN outlet at $R_{np}=7.36$ 

图 9 落压比为 7.86 实验与计算的喷管出口速度云图

Fig. 9 Experimental and computational velocity contours of SERN outlet at $R_{np}=7.86$

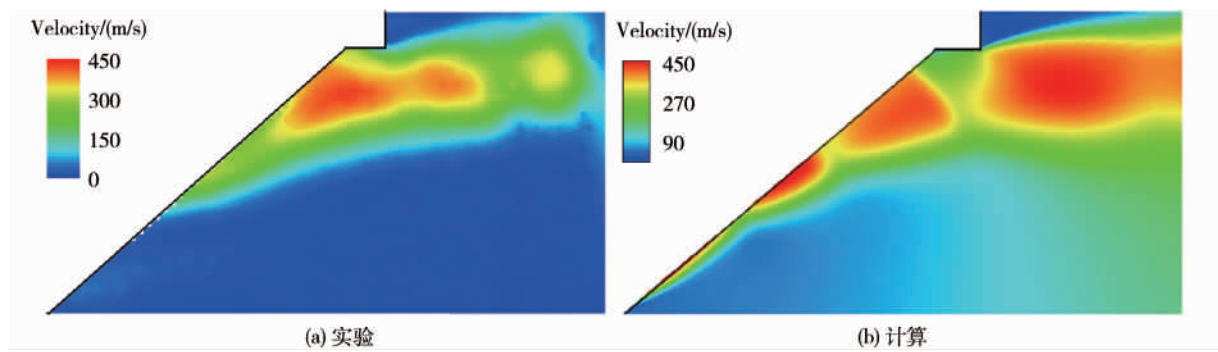


图 10 落压比为 7.99 实验与计算的喷管出口速度云图

Fig. 10 Experimental and computational velocity contours of SERN outlet at $R_{np}=7.99$

基本不变;然后再经过射流剪切层后速度迅速减小,直到自由流区,其速度减小至 0. 从中可以得知膨胀区域在上侧板下方 $0.5D$ 附近,这与图 6~图 10 中观察到的膨胀区域相吻合.

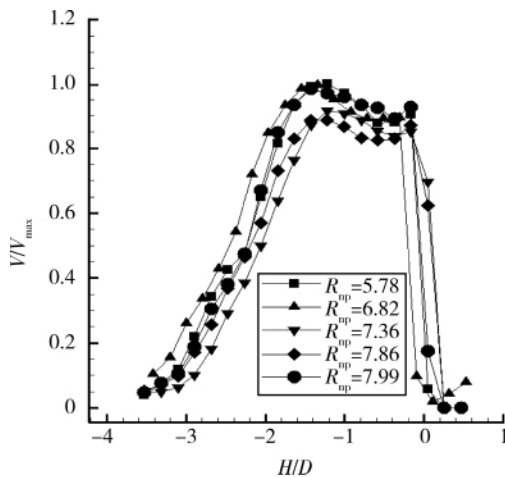


图 11 实验喷管出口速度分布曲线

Fig. 11 Experimental velocity distribution at SERN outlet

4 结 论

本文解决了将 PIV 运用到 SERN 流场测量中的主要难点,选取了合适的示踪粒子,成功地测量到 SERN 出口速度分布. PIV 实验结果与经过校核的计算结果是相互吻合的,验证了 PIV 运用在 SERN 研究中是正确的和可靠的. 为本课题组后续对 SERN 深入研究奠定了基础.

参考文献:

[1] 马钊. 非对称大膨胀比喷管的实验研究与数值模拟[D]. 南京:南京航空航天大学,2008.

MA Zhao. The experiment and numerical study of single expansion ramp nozzle[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008. (in Chinese)

- [2] Capone F J. The nonaxisymmetric nozzle-it is for real[R]. AIAA-1979-1810, 1979.
- [3] Settles G S. Schlieren and shadowgraph techniques: visualizing phenomena in transparent media [M]. New York: Springer Press, 2001.
- [4] Estruch D, Lawson N J, Garry K P. Application of optical measurement techniques to supersonic and hypersonic aerospace flows[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2009, 22(4): 383-395.
- [5] Raffel M, Willert C, Wereley S, et al. Particle image velocimetry: a practical guide [M]. New York: Springer Press, 2007.
- [6] 盛森芝, 徐月亭, 袁辉靖. 近十年来流动测量技术的新发展[J]. 力学与实践, 2002, 24(5): 1-15.
SHENG Senzhi, XU Yueting, YUAN Huijing. New development in the technology of flow measurement over the last decade[J]. Mechanics and Engineering, 1998, 24(5): 1-15. (in Chinese)
- [7] Goyne C P, McDaniel J C, Krauss R H, et al. Velocity measurement in a dual-mode supersonic combustor using particle image velocimetry [R]. AIAA Paper 2001-1761, 2001.
- [8] Melling A. Tracer particles and seeding for particle image velocimetry [J]. Measurement Science and Technology, 1997, 8(12): 1406-1416.
- [9] Van Der Draai R K. Application of PIV in (local) supersonic flows in DNW wind tunnels [R]. AIAA 2005-4082, 2005.
- [10] Zucrow M J, Hoffman J D. Gas dynamics[M]. New York: Wiley, 1976-1977.
- [11] TSI Incorporated. PIV reference manual[M]. USA: TSI Incorporated, 2003.
- [12] 李念, 张堃元, 徐惊雷. 二维非对称喷管数值模拟与验证[J]. 航空动力学报, 2004, 19(6): 802-805.
LI Nian, ZHANG Kunyuan, XU Jinglei. Simulation and

- experiment validation of a two dimensional asymmetric ramp nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(6): 802-805. (in Chinese)
- [13] 梁德旺. 流体力学基础[M]. 北京: 航空工业出版社, 1998.
- [14] Anderson J D, Jr. Hypersonic and high temperature gas dynamics[M]. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc., 2000.
- [15] Zill A. Flow separation in rectangular over-expanded supersonic nozzles[R]. Reno, NV, USA; 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2006.
- [16] Humble R A, Scarano F, Van Oudheusden B W, et al. PIV measurements of a shock wave/turbulent boundary layer interaction[R]. Lisbon, Portugal; 13th Int. Symp. on Applications of Laser Techniques to Fluid Mechanics, Paper No. 1033, 2006.