

文章编号:1000-582X(2004)09-0115-04

超音流中菱形口射流及相互作用激波结构*

樊怀国

(重庆大学 动力工程学院, 重庆 400030)

摘要:基于在不同射流角(10° , 27.5° , 45° , 90°)和动量比下(0.1 MPa, 0.46 MPa)对音速次膨胀射流通过菱形口喷射到马赫5横穿主流的实验及圆形射流器的对比实验,研究了次膨胀射流与超音横穿主流相互作用流场。结果表明在低射流角和动压比下相互作用激波保持附着,脱体激波产生 λ 激波, λ 激波出现于高射流角、动压比下和圆形喷射器情况。射流外边界高度在射流进入主流过程中不断增加,而且在大射流角下较大。由于侧向扩展,羽流变窄,但圆形喷射器无此变化,接近喷射口的紊流卷吸结构大小随入射角增大,穿透量随喷射角和动压比的增加而增大,在近场圆形喷射器的穿透量超过菱形喷射器,但菱形喷射器的下游穿透量会超过圆形喷射器。

关键词:射流;横穿主流中的射流;相互作用激波;旋涡;混合

中图分类号:O 358

文献标识码:A

气体喷射到高速流在超音冲压发动机,导弹反作用控制,高超音飞行器表面冷却等应用中起着重要作用。超音冲压机燃烧室的性能取决于燃料与空气的均匀混合及有效的燃烧特性,但由于燃料与空气居留时间很短,要求燃料与空气迅速混合^[1]。另外,超音速流的可压缩性会减慢燃料与空气剪切层混合。在高马赫数下,推力界限相对小,要求总压损失降低为最小。高超音飞行器伴随着高滞止温度与表面传热,一般的气动表面要求热保护,可用冷却射流来实现。

对高速流中次膨胀射流的结构的研究已获得其流动结构。在喷射器前沿产生相互作用激波,如果压力过高,引起来流边界层分离,产生 λ 激波,进入主流后,射流经历 Prandtl 膨胀波,外边为桶形激波,一个垂直于射流路径的激波即马赫盘结束桶形激波将射流压力压缩到有效背压,在马赫盘下游形成反旋转涡对^[2-3],在喷射器下游产生尾涡,流动分离然后再附^[4]。研究表明反旋转涡对决定着平均和紊流场^[2],紊流运动能存在2个峰值,下游混合取决于反旋转涡对和小尺度紊流。

对射流喷射到横穿超音速流有了相当多的研究^[5]。80年代以前以分析、阴影法、注射气体浓度计,及比脱与锥静压管等实验为主。90年代以后,开始使

用光学的方法如米散射,激光多普勒速度仪(LDV)^[6]等。但紊流数据非常缺乏。对射流喷射到高超音流的研究非常稀少,流场数据也很少,高马赫数将减少混合。尖前缘射流器产生弱相互作用激波^[7-8],具有损失小,阻力低,分离较少的特点,而圆形射流器产生弓形激波,伴随较大的阻力。另外,有角度注射可以减少总压损失,增加推力势^[9]。多数射流口形状为圆形,菱形口喷射器尚较少应用于超音流。菱形口喷射器产生附着激波,附着激波降低总压损失,对超音冲压机而言即减小燃料喷射器阻力,较弱的附着激波使上游流动分离达到最小,从而减少表面传热。因此需对用于超音流中的菱形口射流及相互作用流动结构进行研究。

笔者对音速次膨胀射流通过菱形喷射器在不同射流角和动量比下喷射到马赫5横穿流场作了实验研究,同时,在同样条件下对圆形喷射器作了实验,采用米散射流动可视化、两色PIV(颗粒图像速度仪)、阴影图等实验方法,目的是获得超音流中菱形口射流流动结构和激波结构。

1 设备与仪器

研究用一个高雷诺数、马赫5暂冲式风洞产生马

* 收稿日期:2004-04-17

作者简介:樊怀国(1966-),男,浙江安吉人,博士,主要从事流体力学及应用研究。

赫5横穿流动,自由流马赫数变化不超过2%,为避免空气中的氧气液化,进入风洞的空气通过加热器预加热。自由流条件列于表1中,其中 M 为自由流马赫数, p_i 为自由流总压, T_i 为自由流总温, p 为自由流压力, T 为自由流温度, Re/m 为单位雷诺数, δ 为边界层厚度。射流流动条件列于表2中,其中 δ 为射流角, P_j 为射流总压, C_D 为射流排放系数, p_j/p_∞ 为射流与主流压比, R 为射流与主流质量比, J 为射流与主流动量比, Δ/d 激波分离距离与射流出口直径比, y_p/d 为射流穿透量与射流出口直径比。试验段的横截面积为 $7.62\text{ cm} \times 7.62\text{ cm}$,长 26.7 cm 。试验段的两侧壁装有光学玻璃窗口用于光学测试。喷射器装在试验段的底部如图1所示。喷射器出口距试验段前沿 7.62 cm ,出口马赫数为1, $p_{ij} = 0.10 \pm 1.0\% \text{ MPa}, 0.46 \pm 3.0\% \text{ MPa}$, $T_{ij} = 295 \pm 3.0\text{ K}$,通过变化射流总压力改变射流与主流动量比。使用 15° 半顶角的菱形喷射器如图2所示,该半顶角的选定基于产生弱的或附着激波,以及侧壁激波反射效应在远场区。喷射器出口面积为 0.188 cm^2 ,有效直径 4.89 mm ,喷射气为空气。射流角 α 包括 $10^\circ, 27.5^\circ, 45^\circ, 90^\circ$ 。圆形喷射器直径 $4.89\text{ mm}, \alpha = 90^\circ$ 。

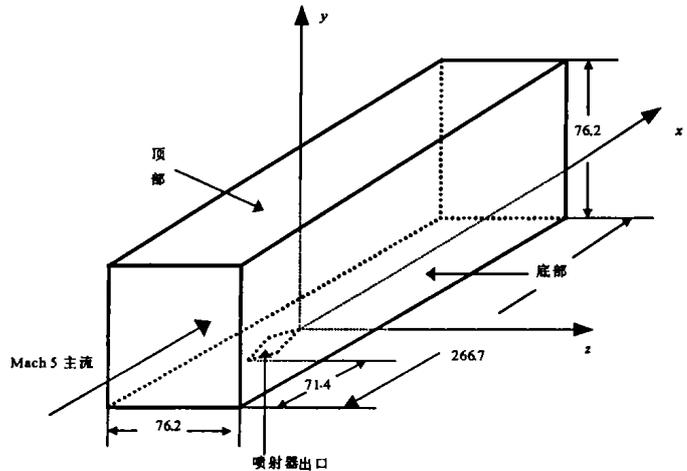


图1 射流器及风洞试验段座标 (mm)

表1 自由流条件

流动参数	参数值
M	$4.9 \pm 2.0\%$
p_i/MPa	$2.4 \pm 4.0\%$
T_i/K	$360 \pm 3\%$
p/kPa	5.1
T/K	61
$Re/m (\times 10^6)$	55
δ/mm	$7.6 \pm 7.0\%$

表2 射流条件

α	C_D	p_j/p_∞	R	J	y_p/d^b
10.0°	0.23	8.4	0.20	0.08	1.9
27.5°	0.41	9.7	0.39	0.16	2.6
45.0°	0.67	10.0	0.67	0.27	3.0
90.0°	0.94	10.3	0.97	0.40	3.4
90.0°a	0.98	10.3	1.03	0.42	3.3
10.0°	0.24	41.1	1.00	0.41	2.5
27.5°	0.41	45.5	1.87	0.76	3.5
45.0°	0.68	46.4	3.18	1.29	4.1
90.0°	0.91	46.7	4.29	1.74	4.7
90.0°a	0.90	47.3	4.27	1.73	4.8

a 圆形射流器, $b x/d = 7.5$

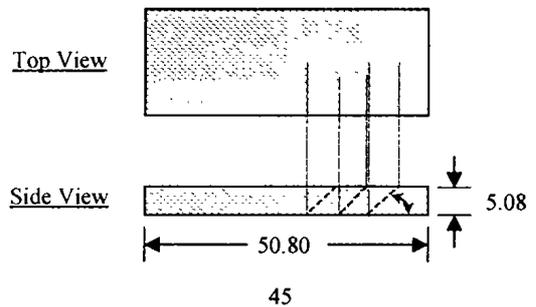


图2 菱形射流器形状 ($\alpha = 45^\circ$) (mm)

2 实验方法

2.1 米散射流动可视化

瞬时米散射流动可视化图采用2个脉冲式Continuum Brand Surelite SL I - 10 Nd:NAG激光器,产生两束连贯的绿光(532 nm),绿光通过红色染液形成红色激光束。红绿光束通过两色分离器融合在一起,最终两束共位光束透过形成光片的光路进入试验段。红绿光的时间延迟用Stanford Research Systems Model DG535的四通道数字延迟脉冲生成器设为200 ns。这个两色系统可作瞬时速度测试^[8]。用Kodak DCS 460数字相机拍摄散射图。TSI 9306模型六通道雾化器生成橄榄油颗粒,直径为 $0.5 \sim 1.0\ \mu\text{m}$ 的颗粒的频响为 $60 \sim 220\text{ kHz}$ ^[10]。对于平均图,只用一束绿光,延长曝光时间,每张图是30个脉冲的平均,联接到微机上,通过Adobe Photoshop 4.0软件采集和显示图象。

2.2 阴影图

阴影图的光学系统由水银蒸气光源和形成平行光的凹镜组成,平行光通过试验段的两侧壁光学玻璃窗口投到银幕上形成阴影图。

3 实验结果和讨论

3.1 阴影图

阴影图如图 3 所示, 横穿流从右向左, 射流从底部向上, 附着相互作用激波情况如图 3 (b) $\alpha = 45^\circ, p_{ij} = 0.1 \text{ MPa}$ 情况, 开始于喷射器前沿的曲线为相互作用激波, 桶形激波依稀可见。对于脱体相互作用激波情况如图 3(c) $\alpha = 90^\circ, P_{ij} = 0.1 \text{ MPa}$, 由于脱体相互作用激波与来流边界层的相互作用, 产生 lambda 激波, 脱体与附着相互作用激波情况的区别在于存在 lambda 激波。对于 $\alpha = 10^\circ \sim 45^\circ, p_{ij} = 0.1 \text{ MPa}$, 见图 3(a) ~ (b), lambda 激波未出现, 即无上游分离, 激波角从 30° 增至 49° , 表明激波强度和总压损失随射流角增加, $\alpha = 90^\circ$ 圆形喷射器情况也存在 lambda 激波, 桶形激波见于 $\alpha = 45^\circ \sim 90^\circ$ 情况, 但未见于低角度情况, 因为小的排放系数, 桶形激波不强, 而且射流未穿出深入到自由流中, 因而桶形激波被边界层模糊。前沿激波角在 $p_{ij} = 0.46 \text{ MPa}$ 情况比 $p_{ij} = 0.1 \text{ MPa}$ 情况增加 $8^\circ \sim 13^\circ$, 桶形激波清楚可见, lambda 激波出现于 $\alpha = 45^\circ \sim 90^\circ$ 和圆形喷射器情况。

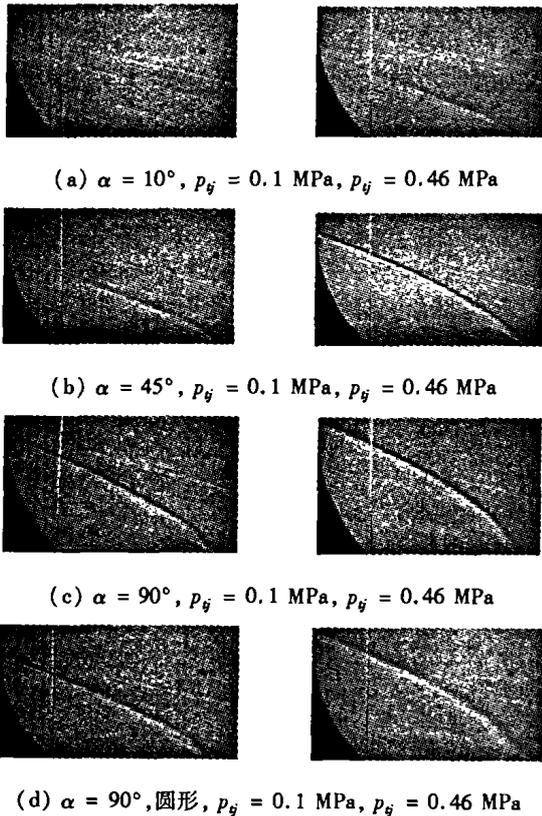


图 3 不同射流角下的阴影图

3.2 米散射图

图 4 为瞬时米散射图, 瞬时米散射图表明射流流中存在大尺度紊流结构, 接近喷射口的紊流结构大小随射流角增大, 因为每运行一次风洞, 只记录了一

张图, 所以只获得瞬时速度向量图, 它显示射流从射流入射角转向主流的过程, 低射流角的转向过程比高射流角的快。平均米散射图 (如图 5) 显示了射流上边界即羽流在横穿流中的穿透量, 外边界高度在射流进入主流过程中不断增加, 而且在大射流角下较大。由于侧向扩展, 羽流变窄, 但圆形喷射器无此现象。得到了 $x/d < 7.5$ 的最大穿透量, 射流边缘的参差不齐导致穿透量数据的分散, 从接近射流出口的 ± 0.1 到下游测量极限的 ± 0.2 。不同的穿透次方关联已提出来^[11-12], 对于马赫 5 流中的音速射流的总的穿透次方关联形式可表示为 $y_p/d = f_p(\xi), \xi = J_{eff}^m(x/d)^n, J_{eff} = J \sin \alpha$, 如图 6, 菱形与圆形喷射器数据用单一的曲线可较好的关联, 其中 m 分别为 0.15 和 0.26, 而 $n = 0.33$, 这与低马赫数流的数据是一致的^[12]。对圆形喷射器, $f_p(\xi)$ 为直线, $y_p/d = 1.93\xi + 0.40$, 非零截距反映了羽流膨胀到上游, 对于菱形喷射器, 及 $\xi > 1$, $f_p(\xi)$ 在实验误差范围内是线性的, 斜率为 2.65, 对 $\xi < 1$, 数据低于线性趋势, 用双曲线来拟合数据, $y_p/d = [1 + (2.65\xi)^2]^{1/2} - 1$ 。在 $x/d = 7.5$ 的穿透量测试结果列于表中, 当 α 从 10° 增到 90° , 在 $p_{ij} = 0.1 \text{ MPa}$ 和 0.46 MPa 情况下, 菱形喷射器的穿透量分别增加 70% 和 90%。对于给定入射角, 从 $p_{ij} = 0.1 \text{ MPa}$ 到 0.46 MPa , 穿透量增加 30%, 圆形喷射器增加 50%。比较菱形与圆形喷射器, $x/d = 7.5$ 的穿透量基本上相同, 对于 $x/d < 7.5$, 圆形喷射器穿透量超过菱形, 但菱形喷射器的羽流轨迹斜率比圆形的高 30%, 因而下游穿透量会超过圆形喷射器。

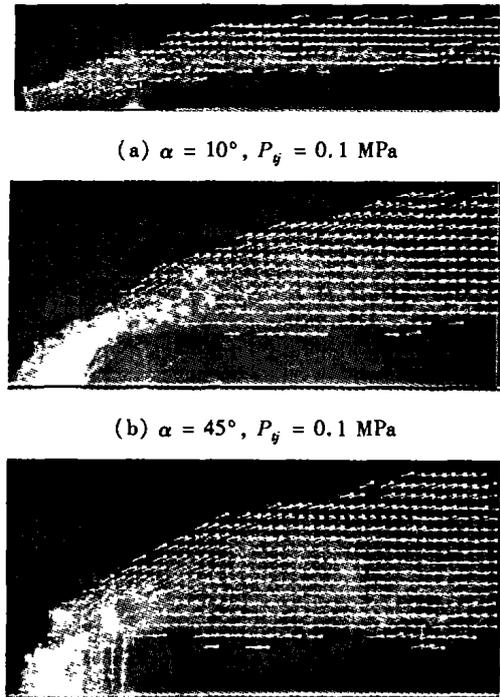


图 4 瞬时米散射图

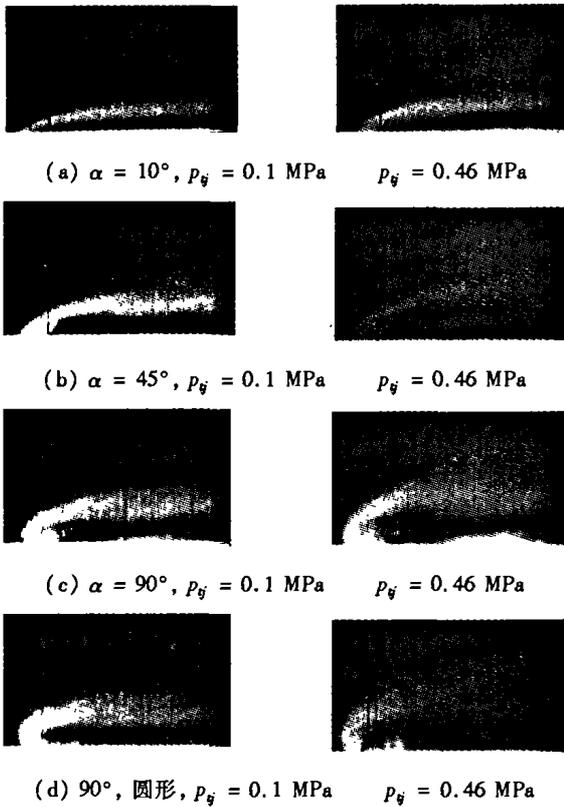


图5 平均米散射图

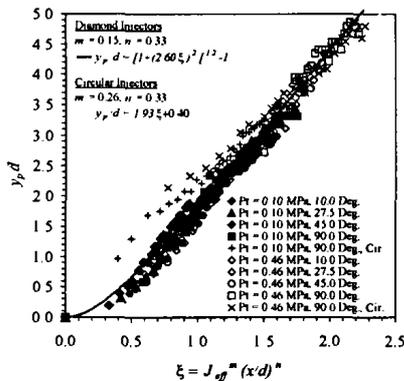


图6 穿透量数据及次方关联式

4 结论

在低射流角和动压比下相互作用激波保持附着，脱体激波产生 lambda 激波，lambda 激波出现于高射流角和动压比下和圆形喷射器情况，桶形激波见于高射流角情况。射流外边界高度在射流进入主流过程中不断增加，而且在大射流角下较大。由于侧向扩展，羽流变窄，但对圆形喷射器无此变化，接近喷射口的紊流结构大小随入射角增大，穿透量随喷射角和动压比的增加而增大，在近场圆形喷射器的穿透量超过菱形喷射器，菱形喷射器的下游穿透量会超过圆形喷射器。在近场 $x/d < 7.5$ ，推出中心线穿透关联式 $y_p/d = f_p(\xi)$ ， $\xi = J_{eff}^m (x/d)^n$ ， f_p 对菱形是双曲型，对圆形是直线。

参考文献:

[1] WEBER R, MCKAY J. Analysis of Ramjet Engines Using Supersonic Combustion [R]. Washington DC: National Aeronautics and Space Administration, 1958. NACA TN-4 386.

[2] MCCANN G J, BOWERSOX R D W. Experimental Investigation of Supersonic Gaseous Injection into a Supersonic Freestream[J]. AIAA Journal, 1996, 34:317 - 323.

[3] SCHETZ J A, BILLIG F S. Penetration of Gaseous Jets Injected into a Supersonic Stream[J]. Journal of Spacecraft, 1966,(3):1 658 - 1 665.

[4] CHENAULT L, BERAN P, BOWERSOX R. Second - Order Reynolds Stress Turbulence Modeling of Three - Dimensional Oblique Supersonic Injection [J]. AIAA Journal, 1999, 37(10):1 257 - 1 269.

[5] SCHETZ J A, THOMAS R H, BILLIG F S. Mixing of Transverse Jets and Wall Jets in Supersonic Flow[A]. Separated Flows and Jets. IUTAM Symposium [C]. Berlin: Springer - Verlag, 1990.

[6] SANTIAGO J G, DUTTON J C. (1995). Velocity Measurements for a Sonic Underexpanded Traverse Jet into a Supersonic Flow[A]. AIAA Paper, 95 - 0525.

[7] BARBER M, SCHETZ J, ROE L. Normal Sonic Helium Injection Through a Wedge - Shaped Orifice into a Supersonic Flow[J]. Propulsion and Power, 1997, 13(2):257 - 263.

[8] FAN H, BOWERSOX R. Gaseous Injection through Diamond Orifices at Various Incidence Angles into a Hypersonic Freestream[A]. 39th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit[C]. Reston, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2001, AIAA Paper 2001 - 1050.

[9] MCCLINTON C. The Effects of Injection Angle on the Interaction Between Sonic Secondary Jets and a Supersonic Freestream[R]. Washington DC: National Aeronautics and Space Administration, 1972. NASA TN D - 6669.

[10] BOWERSOX R. Combined Laser Doppler Velocimetry and Cross - Wire Anemometry Analysis for Supersonic Turbulent Flow [J]. AIAA Journal, 1996, 34(11):2 269 - 2 275.

[11] ZUKOWSKI E, SPAID F. Secondary Injection of Gases into a Supersonic Flow[J]. AIAA Journal, 1964, 2(10):1 697 - 1 705.

[12] GRUBER M, NEJAD A, CHEN T, DUTTON C. Mixing and Penetration Studies of Sonic Jets in a Mach 2 Freestream[J]. Propulsion and Power, 1995, 11(2):315 - 323.

Tests with Controlled Net Mean Stress Equaling Constant of an Remolded Unsaturated Loess

FANG Xiang-wei, CHEN Zheng-han, SHEN Chun-ni

(Department of Military Civil Engineering, Logistical Engineering University, Chongqing 400041, China)

Abstract: The disruption, yield and water content change of a remolded unsaturated loess is studied during the course of shear tests with controlled net mean stress equaling constant. Two types of density's triaxial drained shear tests with controlled net mean stress and suction equaling constants are conducted. The test results show that the disruption stress increases with suction. A new method to identify the field stress under triaxial drained shear tests with controlled net mean stress equaling constants is suggested, and the shape of loading-collapse yield curve are similar in $q-s$ plane and in $p-s$ plane. The soil-water characteristic curve is dependent on deviatoric stress, and the soil-water characteristic curve including water content, suction, net mean stress and deviatoric stress is proposed.

Key words: unsaturated soil; shear; deviatoric stress; yield; soil-water characteristic curve

(编辑 姚 飞)

(上接第 118 页)

Jet with Diamond Port and Interaction Shock Structure in a Supersonic Flow

FAN Huai-guo

(College of Power Engineering, Chongqing University, Chongqing 400030, China)

Abstract: The sonic air injection through diamond shaped orifices at different incidence angles (10, 27.5, 45 and 90°) and total pressures (0.10 and 0.46 MPa) in a Mach 5.0 freestream is studied experimentally. A 90° circular injector, with the same exit port area and total pressures, is examined for comparison. The objective of the present study was to obtain the jet flow and shock structure using shadowgraph photography, Mie-scattering flow visualization. The results indicate that the interaction shock wave retained attaches at smaller incidence angle and lower injection pressure. The detached shock creates lambda shock, and lambda shocks are presented at higher incidence angle cases and circular injector. The height of the jet outer edge increases during the jet turning into the main flow, and is larger at larger jet incidence angles. The jet plume narrows due to the plume spreading more in the lateral direction, and is absent for the circular injector. The entrainment size is observed to increase with increasing incidence angle. The penetration increases at larger incidence angles and higher jet momentum ratios. The penetration for the circular injectors exceed that of the 90° diamond injectors in the near field. The downstream penetration for the 90° diamond injectors exceeds that of the circular injectors.

Key words: diamond injector; jet in cross flow; interaction shock wave; vortices; mixing

(编辑 陈移峰)