

文章编号:1000-582X(2004)08-0109-04

菱形口的射流在超音主流中的流场表面结构*

樊怀国

(重庆大学 动力工程学院,重庆 400030)

摘要:在不同射流角(10° , 27.5° , 45° , 90°)和射流总压下(0.1 MPa, 0.46 MPa)对音速射流通过 15° 半角菱形口喷射到马赫5横穿主流的实验及圆形喷射器的对比实验,研究了具有菱形喷口的射流用于超音主流的相互作用流场。通过表面油流动可视化和表面压力敏感涂料的方法,得到了流场的表面结构。结果表明相互作用激波的状态(附着与离体)基于射流入射角和喷射压力,在高射流角和低喷射压力下相互作用激波保持附着,前沿相互作用激波角随射流角增加而增加。对离体激波情况,马蹄涡延展到上游,最高表面压力与马蹄涡相关,上游峰值压力随喷射压力的增加而增加。 90° 圆形喷射器与 90° 菱形喷射器有类似表面结构,但在给定的射流总压下其峰值压力较后者高,而且激波分离距离较大。

关键词:菱形喷射器;横穿主流中的射流;相互作用激波;旋涡

中图分类号: O358

文献标识码: A

气体喷射到超音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,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的混合。在高马赫数下,因推力界限较小,还要求总压损失降低到最小。射流与超音主流的相互作用比低速主流情况复杂,因此需对射流喷射到超音流的相互作用流场,以及各种旋涡包括羽流中的反旋涡对进行研究。

已发展了不同的燃料喷射模式如平壁和曲面以促进燃料与空气的混合等性能^[2]。喷射器几何也会影响燃烧室的性能,尖前缘喷射器产生弱的附着相互作用激波^[3-4],具有损失小,阻力低,分离较少的特点,而圆形喷射器产生弓形激波,伴随着较大的阻力。此外,有角度喷射可以减少总压损失,增加推力势^[5]。

已有对射流喷射到横穿超音速、高马赫数流的研究非常少,流场数据也很缺乏。对次膨胀射流垂直喷射到超音流的很多研究已获得其流动结构^[2]。在喷射器前沿产生弓形相互作用激波^[6],如果来流边界层厚度与射流直径之比等于或大于1的尺度,边界层会分离,产生 λ 激波^[7],在相互作用激波与射流之

间形成马蹄涡^[8]。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^[7],将射流压力压缩到有效背压,该背压是喷射器周围的平均压力,马赫盘下游形成反旋转涡对^[6],在喷射器下游产生尾涡,流动分离然后再附^[8]。

多数喷射器出口形状为圆形,菱形口喷射器尚未见用于超音流中。菱形口喷射器产生附着激波,而附着激波产生较小的总压损失,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。

在此对菱形喷口的音速次膨胀射流喷射到马赫5横穿流动,在不同射流角和射流总压下作了流场实验研究,同时,在同样条件下对射流角为 90° 的圆形喷射器作了实验。实验采用表面油流动可视化、表面压力敏感涂料的方法,目的是获得具有菱形喷口的射流在超音流中的相互作用流场的表面结构。

1 实验装置

用一个高雷诺数、马赫5暂冲式风洞产生马赫5横穿主流,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。

* 收稿日期:2004-03-12

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

自由流、射流流动条件分别列于表1、表2中。试验段的横截面积为7.62 cm × 7.62 cm,长26.7cm。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, $p_{ij} = 0.10 \pm 1.0\%$ MPa, $0.46 \pm 3.0\%$ MPa, $T_{ij} = 295 \pm 3.0$ K,通过变化射流总压力改变射流与主流动量比。不同入射角的喷射器的排放系数通过喷射到真空容器中测量得到。15°半顶角的菱形喷射器如图2所示,选该半顶角是要产生弱的或附着激波,以及使侧壁激波反射到远场区。喷射器出口面积为0.188 cm²,有效直径 d 为4.89 mm,喷射气体为空气。射流角 α 包括10°, 27.5°, 45°, 90°。圆形喷射器直径 d 为4.89 mm, α 为90°。

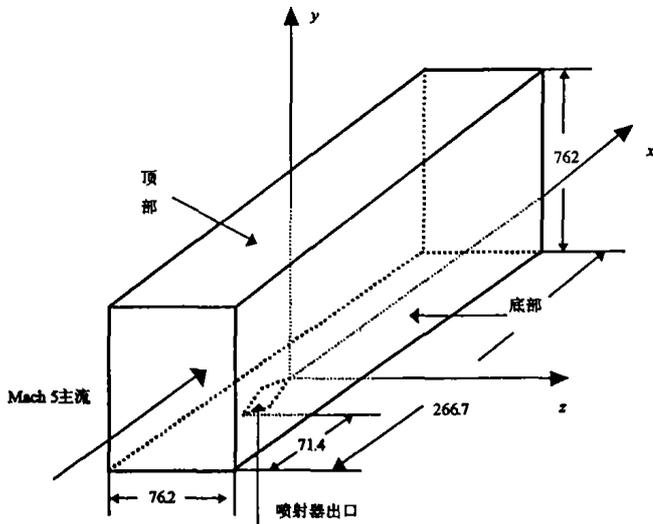


图1 喷射器及风洞试验段座标 (mm)

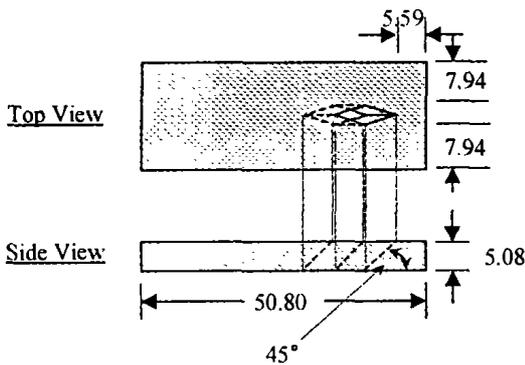


图2 菱形喷射器形状 ($\alpha = 45^\circ$, mm)

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	Δ/d^2
10.0°	0.23	8.4	0.20	0.08	AS
27.5°	0.41	9.7	0.39	0.16	AS
45.0°	0.67	10.0	0.67	0.27	AS
90.0°	0.94	10.3	0.97	0.40	0.86
90.0° ¹	0.98	10.3	1.03	0.42	1.30
10.0°	0.24	41.1	1.00	0.41	AS
27.5°	0.41	45.5	1.87	0.76	AS
45.0°	0.68	46.4	3.18	1.29	0.51
90.0°	0.91	46.7	4.29	1.74	1.30
90.0° ¹	0.90	47.3	4.27	1.73	2.90

注:¹圆形喷射器, ²AS = 附着激波

2 实验方法

2.1 表面油流动可视化

Dow Corning Brand200 的流体 (运动粘性系数 1000 μStokes 中等粘度线性聚合物) 用于表面油流动可视化。先将 Day-Glo 彩色 T-15 发光桔红色荧光颜料与此流体混合,然后将形成的混合物涂于试验段的底部,通过顶部光学有机玻璃板用紫外线照射。气流形成的表面油流动图用 Kodak DCS 460 数字相机拍摄,该相机具有高的分辨率 (3060 × 2036 pixel),采用 Nikon90 50 mm 棱镜,相机联接到微机上,通过 Adobe Photoshop 4.0 软件获取和显示图象。

2.2 压力敏感涂料

使用 ISSIUni-FIB 压力敏感涂料,涂料包括两部分:氧气可穿过的粘接剂和对氧气敏感的探测分子,敏感涂料被喷涂于风洞试验段底部,涂料在 65 °C 下被烘干 30 min,以减少温度敏感性到 0.4%/°C。涂料用两束 0.25 W 蓝光 (464 nm) 照射,发光输出 (650 nm) 用 Pixelvision SpectraVideo 16-bit CCD 相机获得,敏感涂料的压力校正基于 Stern-Volmer 关系,压力表示为光强的函数。

3 实验结果和讨论

3.1 表面油流动可视化

从表面油流动可视化图 (见图3),可观察到两类表面结构,附着相互作用激波和离体相互作用激波,横穿流方向从左到右,射流方向从纸面向外。对于附着相互作用激波情况 (如图3(b), $\alpha = 45^\circ$, $P_{ij} = 0.1$ MPa),从左向右第一个特点是围绕射流口的油堆积线 (边界层分离线^[8]),此线附着于喷射器前沿,在靠近喷射器的区域与相互作用激波重合,在下游该激波减弱而接近马赫波,因而不与分离线重合。这已在

压力敏感涂料表面压力图中证实了。第 2 条线为围绕射流的马蹄涡,第 3 是由于主流上洗产生于喷射器尾沿的两条尾涡线^[8],这两条尾涡线之间的是再附线。离体相互作用激波情况的表面结构(如图 3(c), $\alpha = 90^\circ$, $P_j = 0.46$ MPa),类似于附着相互作用激波情况,差别在于相互作用激波是离体的,马蹄涡更加明显且延展到上游。 $\alpha = 90^\circ$ 圆形喷射器(如图 3(d))与 $\alpha = 90^\circ$ 菱形喷射器(如图 3(c))有类似表面结构,但激波分离距离较大,尾涡线间的角度较小。前沿相互作用激波的状态(附着与离体)取决于射流入射角与喷射压力,对于低喷射压力 $P_j = 0.1$ MPa, $\alpha = 10^\circ \sim 45^\circ$ (如图 3(a ~ b)),前沿相互作用激波是附着的,前沿相互作用激波角从 35° 增到 52° ,此增加是由于排放系数及质量通量随射流角增加。对于 $P_j = 0.46$ MPa 的高喷射压力情况, $\alpha = 10^\circ$, 27.5° 的激波是附着的,由于高的穿透和阻碍,前沿相互作用激波角比相应低喷射压力情况大 10° ,而对于 $\alpha = 45^\circ$, $P_j = 0.46$ MPa 情况(图 3(b)),激波是离体的,尾区范围在横向更宽,尾涡线扩展到下游,马蹄涡伸展到上游。对离体相互作用激波情况,从正激波大的侧向范围及激波离体距离知,高喷射压力情况的激波强度比低喷射压力情况大,这是由于在高喷射压力膨胀程度更大,产生增加的阻碍和穿透。

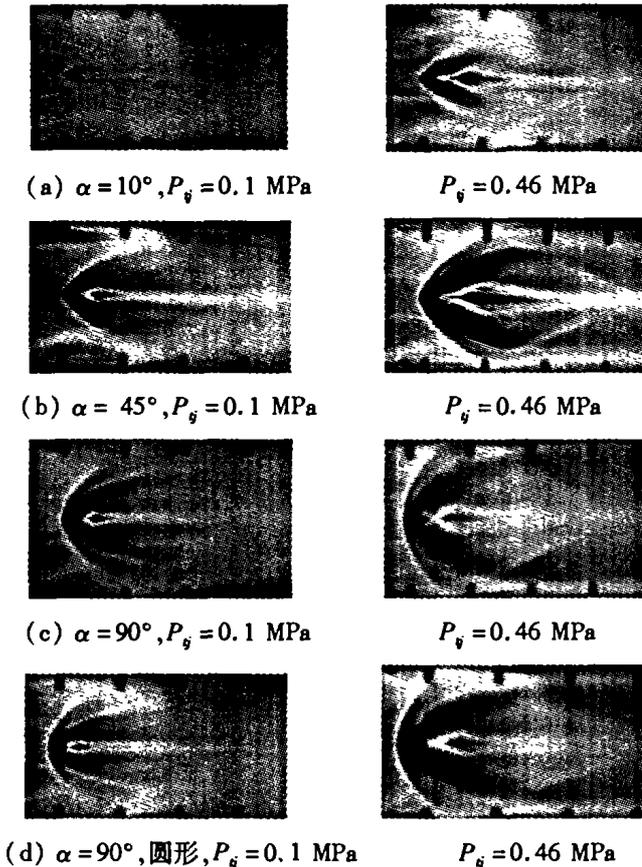


图 3 表面油流动可视化图

3.2 压力敏感涂料表面压力图

3 种情况的压力敏感涂料表面压力如图 4 所示,压力分布反映了油流动图的表面结构,而且表明对于 $\alpha = 45^\circ$, $P_j = 0.1$ MPa (图 4(a)) 前沿相互作用激波是附着的,穿过激波压力比增加约 2.3,当流动绕射流经过膨胀波时,压力减小到低的尾区压力 $p/p_\infty \approx 0.3$ 。图 4(b) 为 $\alpha = 90^\circ$, $P_j = 0.46$ MPa 的情况,激波是离体的,围绕喷射器的马蹄涡是主要的高压结构,峰值压比为 4.2,尾区压比为 0.3。圆形喷射器的表面压力场(如图 4(c)) 类似于 $\alpha = 90^\circ$ 菱形喷射器,然而激波分离距离增加,当 $P_j = 0.46$ MPa 时,圆形喷射器的峰值压比为 4.9,尾区最小压比为 0.15。

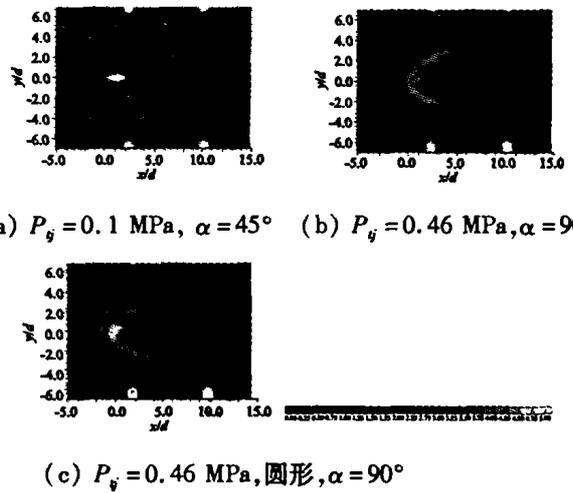


图 4 压力敏感涂料表面压力 (p/p_∞)

4 结论

研究采用了表面油流动可视化和表面压力敏感涂料的方法,在不同入射角和 2 个射流总压条件下对气体通过菱形喷射器到高雷诺数、马赫 5 主流进行了的流场实验研究,还包括一个圆形喷射器的对比实验。从获得的相互作用流场的表面结构信息,可知:

相互作用激波的状态(附着与离体)基于射流角和射流压力,在高射流角和低喷射压力下激波仍保持附着,前沿相互作用激波角随射流角增加而增加,激波角在高喷射压力下比低压力下大。对离体激波情况,尾区范围在横向更宽,尾涡线扩展到下游,马蹄涡更加明显且延展到上游,最高表面压力与马蹄涡相关,上游峰值压力随喷射压力的增加而增加。 90° 圆形喷射器与 90° 菱形喷射器有类似表面结构,尾涡线间的角度较小。在给定射流总压下,圆形比菱形喷射器产生较大的峰值压力,而且激波分离距离较大。

符号表

C_D 为排放系数; d 为有效直径, mm; J 为 $\rho_j u_j^2 / \rho_\infty u_\infty^2$; M

为马赫数; p 为压力, Pa; R 为 $\rho_j u_j / \rho_\infty u_\infty$; Re/m 为单位米雷诺数; T 为温度, K; u 为速度, m/s; α 为相对于 x 轴的射流入射角; Δ 为激波离体距离, mm; δ 为边界层厚度, mm; ρ 为密度, kg/m^3 ;下标: ∞ 为自由流; j 为射流; t 为滞止条件

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.
- [2] SCHEITZ 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, 807 - 837.
- [3] BARBER M, SCHEITZ 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.
- [4] 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.
- [5] 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.
- [6] MCCANN G J, BOWERSOX R D W. Experimental investigation of supersonic gaseous injection into a supersonic freestream[J]. AIAA Journal, 1996, 34:317 - 323.
- [7] SCHEITZ J A, BILLIG F S. Penetration of gaseous jets injected into a supersonic stream[J]. Journal of Spacecraft, 1966, (3):1 658 - 1 665.
- [8] 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.

Surface structure of the flow field of the jet with diamond orifice in a supersonic flow

FAN Huai-guo

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

Abstract: The jet interaction flow field of the sonic air injection through 15(half-angle diamond shaped orifices at different incidence angles (10° , 27.5° , 45° and 90°) and total pressures (0.10 MPa and 0.46 MPa) into a Mach 5.0 freestream was studied experimentally. A 90° circular injector, with the same exit port area and total pressures, was examined for comparison. The surface flow structure was derived via surface oil flow visualization and pressure sensitive paint (PSP). The results indicate that attachment of the jet interaction shock wave depends on both incidence angle and injection pressure, the interaction shock wave retains attached at larger incidence angle and lower injection pressure. The leading edge shock angle increase with incidence angle. For the detached cases, the horseshoe vortices reach further upstream, the highest surface pressures are associated with the horseshoe vortex. The upstream peak pressures for the detached cases increase with increasing injection pressure. The surface flow field for the 90° circular injector contains the similar structure as for the 90° diamond injector. But for a given total pressures, the 90° circular injector produces larger peak pressures than did the 90° diamond injector, and the shock standoff distance is larger than that for the latter.

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

(编辑 陈移峰)