

文章编号: 0258-1825(2005)02-0188-07

高超声速流动中侧向喷流干扰特性的实验研究

赵桂林, 彭辉, 胡亮, 张绵纯

(中国科学院力学研究所, 北京 100080)

摘要:在高超声速 ($M=6$) 流动中, 实验研究了侧向喷流的干扰特性, 并探讨了喷流压力、攻角、迎风侧及背风侧喷流对侧向喷流干扰特性的影响。结果表明, 在高超声速流动中, 随喷流压力增大, 喷流弓形激波与来流弓形激波相交, 喷流前的高压区增大, 而喷流后的低压区几乎不受影响, 喷流的控制效果加强。与迎风侧喷流相比, 背风侧喷流控制效果更好, 这一趋势随攻角的增大更加明显。

关键词:侧向喷流; 喷流控制; 干扰特性; 高超声速流动

中图分类号: V211.7 **文献标识码:** A

0 引言

侧向喷流控制是导弹常规气动控制外的一种有效控制方法。采用侧向喷流控制能提高导弹的快速反应能力, 减小导弹的气动控制面, 减轻导弹重量, 减小阻力, 简化防热设计, 并有利于导弹的隐身设计。

对导弹侧向喷流干扰特性的研究始于 60 年代中期^[1,2], 到了八十年代末期, 随着风洞实验技术、测试技术和计算机技术的进步以及 CFD 的日益成熟, 对侧向喷流控制机理的研究更加活跃, 开展了大量的研究工作, 取得一定的进展^[3-13]。但是, 侧向喷流与外部流动的干扰流场非常复杂, 而且受到多种因素的影响, 如喷流位置、喷流数量、喷流压力、攻角、来流马赫数等的影响, 因此, 需要对侧向喷流干扰特性进行更深入的研究。

本文是在高超声速 ($M=6$) 条件下研究侧向喷流的干扰特性, 探讨不同因素如攻角、喷流压力、迎风侧和背风侧喷流等对侧向喷流干扰特性的影响。在攻角分别为 0° 、 5° 和 10° 以及喷流压力分别为 5MPa、10MPa、15MPa 和 18MPa 条件下进行了实验, 在 5° 和 10° 攻角下, 进行了迎风侧和背风侧喷流实验。本文总结了实验结果, 分析了高超声速流动条件下侧向喷流的干扰特性, 给出了高超声速流动中侧向喷流与外部流动干扰流场的二维拓扑图, 探讨了不同因素对侧向喷流干扰特性的影响。

1 实验设备和实验模型

1.1 GJF 风洞

实验在中国科学院力学研究所的 GJF 风洞中进行的, 风洞 M 数范围为 3.5、4.0、5.0、6.0 和 7.0, 喷管出口直径 800 毫米, 攻角范围为 $-6^\circ \sim 30^\circ$ 。

1.2 实验模型

实验模型为锥—截锥模型 (图 1), 头锥长 117.8mm, 截锥长 383.2mm, 头锥角为 30° , 喷嘴位于弹体中部, 出口直径为 4mm, 离头锥顶部的距离为 271.5mm, 离截锥前部的距离为 153.7mm。喷嘴通过电磁阀与高压气源系统 (图 2) 连接, 电磁阀的开启时间约为 5ms ~ 8ms。由于模型是轴对称体, 所以测压点只分布在模型的一侧, 定义有喷嘴出口的轴向线为 0° 测压线, 从 0° 测压线开始, 分别取顺时针方向周向 45° 、 90° 、 135° 、 180° 轴向线为测压线, 模型上共有五条轴向测压线, 每条测压线上布置数量不等的测压点。

1.3 喷流高压气源系统

喷流高压气源系统 (图 2) 能够为在 GJF 风洞中进行的侧向喷流实验提供最高 20MPa 高压气, 并可根据需要进行不同气体的混合配置, 根据脉冲激波风洞的运行特点, 研制了喷流供气同步控制器, 使得喷

* 收稿日期: 2004-01-16; 修订日期: 2004-06-09.
作者简介: 赵桂林 (1965-), 男, 博士, 副研究员, 流体力学专业。

流高压气源供气与风洞运行、数据采集、纹影照像等同步。

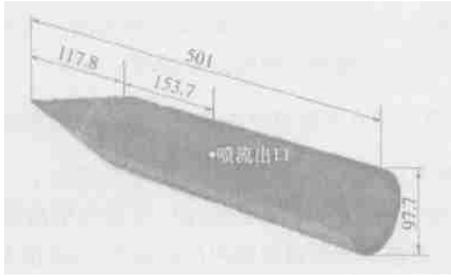


图 1 实验模型

Fig. 1 Experimental model

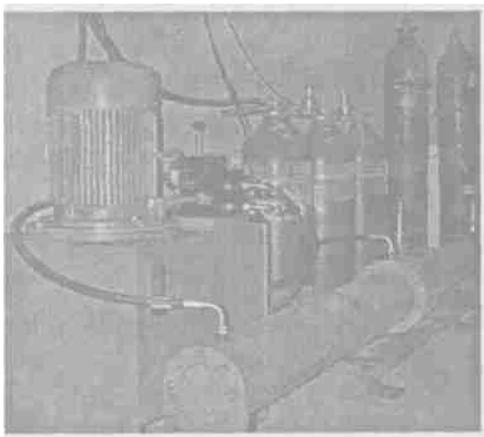


图 2 喷流高压气源系统

Fig. 2 High pressure gas supply system

2 实验结果

2.1 高超声速流动中侧向喷流的干扰特性

图 3 是高超声速流动中,攻角 $\alpha = 0^\circ$,无喷流 ($P_j = 0\text{MPa}$)和有喷流 ($P_j = 15\text{MPa}$)的纹影照片。由无喷流纹影照片可以看到来流弓形激波是非常对称的,说明力学所 GF 风洞实验流场均匀性很好,用于侧向喷流干扰特性的实验能够得到可靠的实验数据和结果。由图 3 中有喷流纹影照片,可以观察到来流弓形激波、喷流弓形激波、喷流前的分离区和激波以及喷流后的流动再附区,来流弓形激波与喷流弓形激波相交,合并为一个激波,这是侧向喷流与外部流动干扰流场中的主要流动结构。

图 4 中给出有喷流时 0° 、 45° 、 90° 、 135° 测压线和无喷流时 0° 测压线上的压力系数分布。比较无喷流和有喷流时 0° 测压线上压力系数分布发现,有喷流时,喷流前存在压力系数数值增大的区域,这是喷流前的高压分离区,喷流后首先是较小的压力系数值减小

区域,这是喷流尾迹在喷流后诱导的低压区,随后是压力系数稍有增大的区域,这是再压缩区域,即流动的再附区,这几个区域与纹影照片中观察到的相符。分析有喷流时 45° 、 90° 测压线上的压力系数分布可见,在 x/L 从 0.2 到 0.72 范围内,有喷流时两条测压线上的压力系数都大于无喷流时压力系数,其变化趋势是压力系数首先逐渐增大,然后逐渐减小,这是喷流的包裹作用造成的,表明喷流包裹作用影响到了 45° 和 90° 测压线,轴向范围直到弹体后部。无喷流与有喷流时 135° 测压线上的压力系数分布几乎相同,说明喷流的包裹作用没有影响到 135° 测压线。

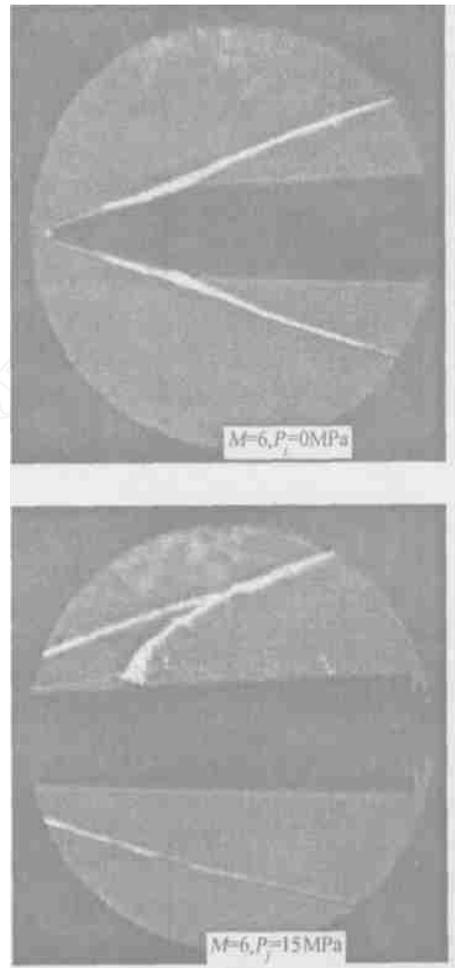


图 3 高超声速流动中无喷流和有喷流时的纹影照片

Fig. 3 Schlieren photographs with and without lateral jet in hypersonic flow

根据上述实验结果并参考相关文献,图 5 画出了高超声速流动中侧向喷流与外部流动干扰流场的二维拓扑图,正是各种激波和流动结构决定着侧向喷流的干扰特性。根据本文的实验结果并参考相关文献 [6,8] 总结的侧向喷流干扰特性和作用机理是,喷流

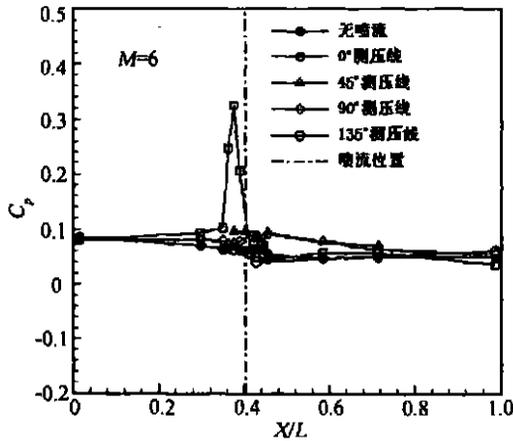


图4 不同测压线上的压力系数分布

Fig. 4 Distributions of pressure coefficients on different pressure measurement lines

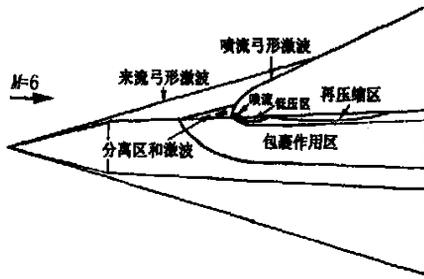


图5 高超声速流动中侧向喷流与外部流场干扰的拓扑图

Fig. 5 Topological map of the interactions of lateral jet with external flow in hypersonic flow

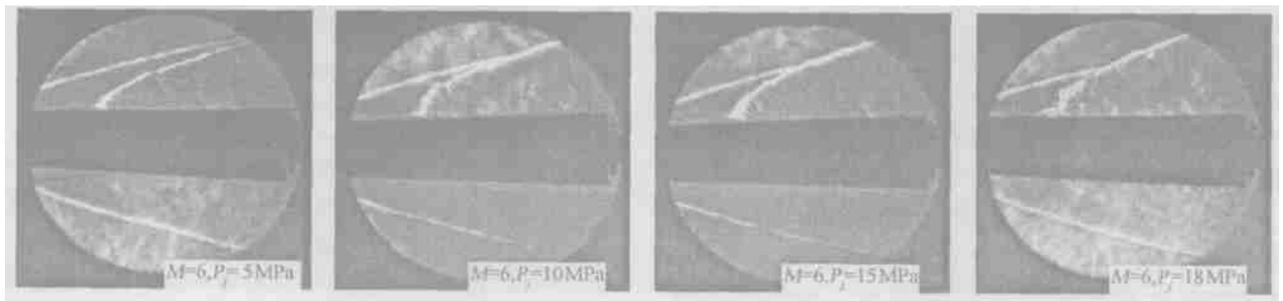
前产生的高压分离区和激波,增大了表面压力,这是有益的影响,喷流前的高压区越大,喷流的控制效果越好。喷流对来流就像一个障碍,诱导了大范围的尾迹,在喷流后形成了一个低压区,产生附加力,对喷流控制效果起有害作用,喷流后的低压区越大,喷流的控制效果越差。喷流前的高压分离区向导弹侧面发展,包裹在弹体上,造成表面压力分布不均匀,这种作

用称为喷流的包裹作用,是无益甚至有害的作用。上述侧向喷流与外部流动干扰流场的拓扑图和喷流干扰特性及作用机理非常重要,是分析高超声速流动中侧向喷流干扰特性及影响因素的理论基础。

2.2 喷流压力变化对侧向喷流干扰特性的影响

图6是高超声速流动中不同喷流压力下的纹影照片,喷流压力为 $P_j = 5\text{MPa}$ 时,喷流弓形激波与来流弓形激波在纹影照像窗内没有相交,喷流压力增大到 $P_j = 10\text{MPa}$,喷流弓形激波与来流弓形激波相交、合并为一个激波,喷流压力进一步增大到 $P_j = 15\text{MPa}$ 和 $P_j = 18\text{MPa}$ 时,喷流弓形激波与来流弓形激波的相交点逐渐前移,合并后的激波的激波角增大,保持喷流弓形激波的方向,可见,随喷流压力增大,侧向喷流与外部流动干扰流场发生变化。而且,随着喷流压力的增大,喷流突起高度增大,喷流前的高压分离区向前、向外扩展,高压区范围增大,分离激波增强,说明随喷流压力增大,侧向喷流的控制效果更好。

图7是高超声速流动中, 0° 攻角下,不同喷流压力时不同测压线上的表面压力系数分布。图7(a)是 0° 测压线上的压力系数分布,可见随喷流压力的增大,喷流前的高压区域向前扩展,高压区范围增大,最高压力值增大,而喷流后低压区域的变化则不明显,说明随着喷流压力的增大,喷流的控制效果更好。图7(b)、图7(c)分别是 45° 和 90° 测压线上的压力系数分布,这两个图说明喷流的包裹作用和影响范围。由图7(c)可见,与无喷流结果相比,有喷流时 90° 测压线上的压力系数都增大,说明喷流的包裹作用影响到了 90° 测压线位置处,而随着喷流压力的增大,这条测压线上的压力系数变化不大,说明随喷流压力的增大,喷流包裹作用的影响几乎不变。图7(d)是 135° 测压线上的压力系数分布,压力系数几乎不随喷流压力的

图6 不同喷流压力时的纹影照片 ($M=6, \alpha=0^\circ$)Fig. 6 Schlieren photographs for different jet pressures ($M=6, \alpha=0^\circ$)

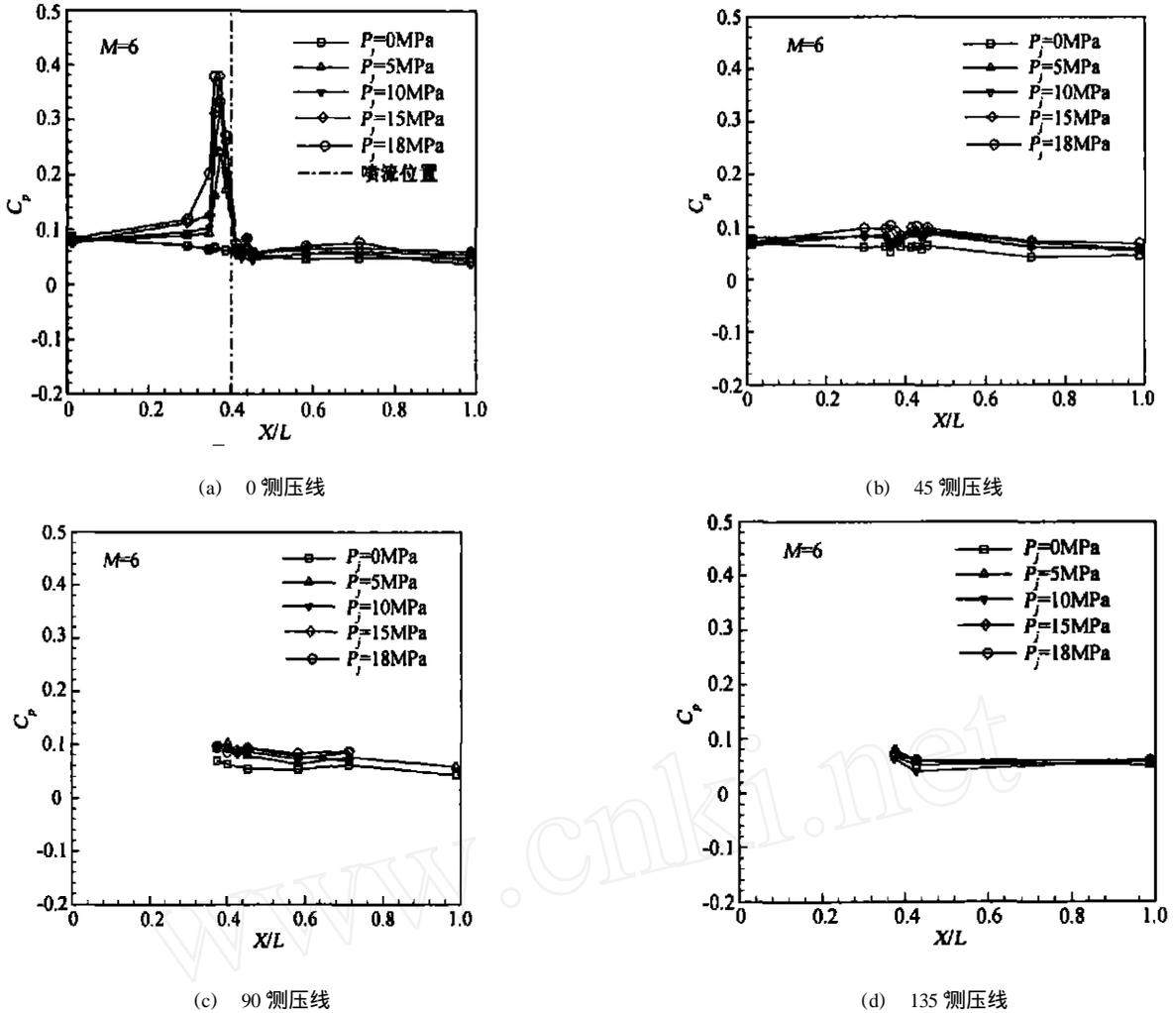


图 7 不同喷流压力时表面压力系数分布

Fig. 7 Distributions of pressure coefficient for different jet pressures

变化而变化,说明在实验的喷流压力范围内,侧向喷流的包裹作用没有影响到 135° 测压线位置处。上述结果说明,高超声速流动中,喷流包裹作用的影响范围在轴向直到弹体后部,周向在 135° 弹面以内,喷流压力变化对喷流包裹作用的影响范围和强度几乎没有影响。

2.3 迎风侧和背风侧喷流的干扰特性

图 8 是分别为攻角 5° 和 10° 下,无喷流、迎风侧喷流、背风侧喷流的纹影照片,喷流压力为 $P_j = 10\text{MPa}$ 。由图 6 和图 8 中无喷流纹影照片可见,0° 攻角时,迎风侧和背风侧的来流弓形激波相同,来流流场是对称的,在一定攻角下,迎风侧和背风侧的来流弓形激波不同,迎风侧激波角较小,激波较强,背风侧激波角较大,激波强度较弱,这将导致迎风侧和背风侧喷流的干扰特性不同。比较图 8 中相同攻角下迎风侧和背

风侧的纹影照片可见,迎风侧与背风侧来流弓形激波相对于喷流弓形激波的位置不同,迎风侧来流弓形激波与喷流弓形激波相交,合并为一个激波,合并后激波的激波角基本上与喷流弓形激波的激波角相同,对背风侧喷流,虽然喷流突起高度明显增大,但来流弓形激波与喷流弓形激波的相交点明显后移。上述流态说明迎风侧与背风侧喷流与外部流动的干扰流场不同,喷流的干扰特性不同。比较相同攻角下背风侧和迎风侧喷流时的纹影照片可以看到,背风侧与迎风侧喷流前的高压分离区明显不同,迎风侧喷流前的高压区较小,而背风侧喷流的突起高度明显较大,喷流前高压分离区显著向前、向外扩展,高压区范围明显较大,由于喷流前高压区是有益的影响区域,因此,背风侧喷流的控制效果更好。

图 9 分别是 5° 和 10° 攻角下,迎风侧与背风侧喷流时 0° 测压线上的压力系数分布。由图可见,相同

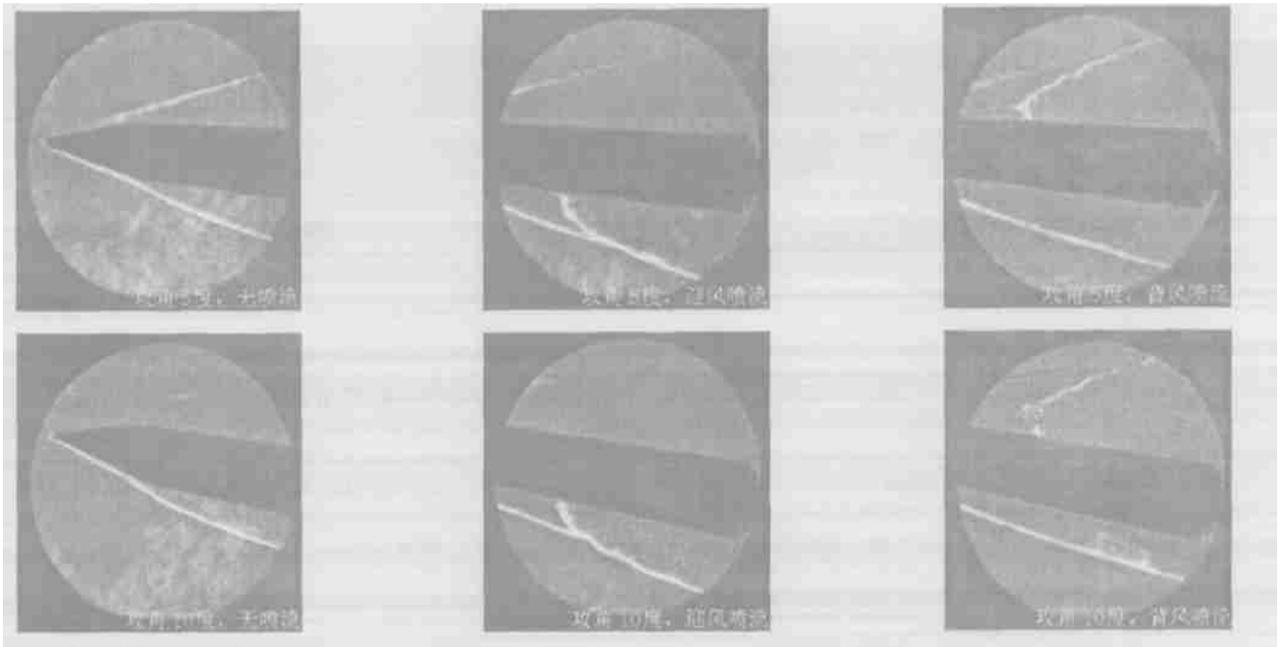


图8 5和10攻角下无喷流、迎风侧及背风侧喷流的纹影照片

Fig. 8 Schlieren photographs for no-jet, windward side jet and leeward side jet at 5° and 10° angles-of-attack

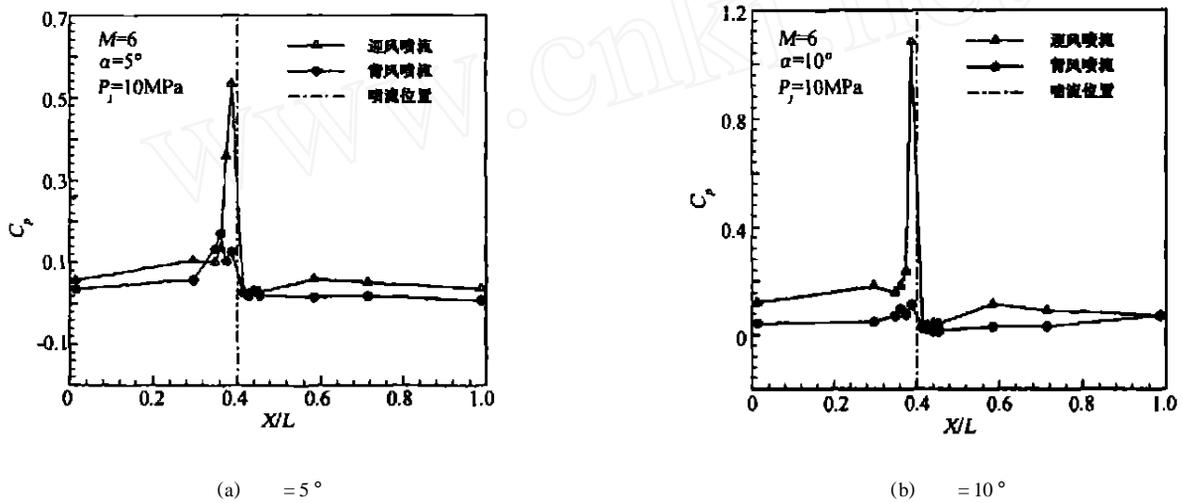


图9 相同攻角下迎风侧和背风侧喷流时0°测压线上压力系数分布

Fig. 9 Distributions of pressure coefficient on 0° pressure measurement line for windward side jet and leeward side jet at the same angle-of-attack

攻角下,迎风侧压力系数明显大于背风侧压力系数,与迎风侧喷流相比,背风侧喷流前高压区显著向前扩展,范围明显增大,最大压力系数值减小,而喷流后几乎不存在低压区,测量结果再次证明与迎风侧喷流相比,背风侧喷流的控制效果更好。

2.4 攻角变化对侧向喷流干扰特性的影响

由图8中不同攻角下的纹影照片可见,对迎风侧喷流,随攻角的增大,喷流前的高压区变化不大,但由于来流弓形激波的激波角减小,喷流弓形激波与来流

弓形激波的相交点明显前移,相交后的弓形激波方向改变,改变了整个喷流与来流的干扰流场,导致喷流干扰特性的变化。对背风侧喷流,随攻角的增大,喷流的突起高度显著增大,喷流前的高压分离区明显向前、向外扩展,高压区明显增大,喷流弓形激波与来流弓形激波的相交点明显后移,在10°攻角时,纹影照像窗中已经看不到相交点。

图10是攻角变化对0°测压线上压力系数分布的影响。由图可见,对迎风侧喷流,随攻角的增大,喷流前的高压区域稍有减小,最大压力系数值明显增大,

喷流后的低压区域向后扩展,范围增大,说明对迎风侧喷流,随攻角增大,喷流的控制效果减弱。对背风侧喷流,攻角增大时,喷流前的高压区域向前扩展,影响范围增大,最大压力系数减小,喷流后的低压区域变化不大,说明对背风侧喷流,随攻角的增大,喷流的控制效果更好。

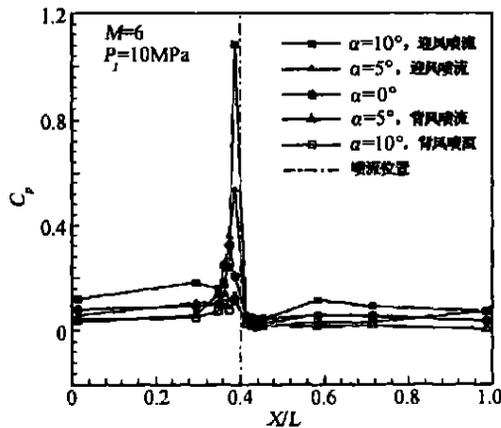


图10 攻角变化对 0° 测压线上压力系数分布的影响

Fig. 10 Effects of changes of angle-of-attack on the distributions of pressure coefficient on 0° pressure measurement line

3 结论

(1) 高超声速流动中,侧向喷流与外部流动的干扰流场中喷流弓形激波与来流弓形激波相交,合并为一个激波,喷流前形成了高压分离区和激波,喷流后存在喷流诱导的低压区,喷流包裹作用的影响范围超过了 90° 弹面,这些区域决定着侧向喷流的干扰特性。

(2) 高超声速流动中,随喷流压力的增大,喷流前的高压分离区向前、向外扩展,高压区影响范围增大,分离激波强度增大,而喷流后低压区的的变化不明显。随喷流压力的增大,侧向喷流的控制效果更好。

(3) 高超声速流动中,与迎风侧喷流相比,背风侧喷流前高压分离区显著向前、向外扩展,喷流突起高度明显增大,喷流后的低压区有所减小。与迎风侧喷流相比,背风侧喷流的控制效率更好。

(4) 高超声速流动中,随攻角增大,迎风侧喷流的控制效果减弱,背风侧喷流的控制效果加强。

参 考 文 献:

- [1] SPAID F W, ZUBOSKI E E. Study of the interaction of gaseous jet from transverse slots with supersonic external flows [J], *AIAA J.*, 1968, 6(2):205-212.
- [2] GILLMAN B G. Control jet investigation [J], *J. of Spacecraft and Rockets*, 1971, 8(4):334-339.
- [3] YENERIZMA, DAVIS J S, COOPER G K, et al. Comparison of calculation and experiment for a lateral jet from a hypersonic cross-flow [R], AIAA Paper 89-2548, July 1989.
- [4] HSIEH T, WARDLAW A B. Numerical simulation of cross Jet in hypersonic flow over a biconic body [R], AIAA Paper 94-0165, Jan. 1994.
- [5] WEATHERLY D, MCDONOUGH J. Performance comparisons of Navier-Stokes codes for simulation three-dimensional hypersonic crossflow/jet interaction [R], AIAA-Paper 91-2096, 1991.
- [6] SRIVASTAVA B. Lateral jet control of a supersonic missile: Computational and experimental comparisons [J], *J. of Spacecraft and Rockets*, 1998, 35(2):140-146.
- [7] SRIVASTAVA B. Aerodynamic performance of supersonic missile body - and wing tip - mounted lateral jets [J]. *J. of Spacecraft and Rockets*, 1998, 35(3):278-286.
- [8] BRANDEIS J, GILL J. Experimental investigation of super- and hypersonic jet interaction on missile configurations [J], *J. of Spacecraft and Rockets*, 1998, 35(3):296-302.
- [9] SCHINICHO T, ETSUROH S. A sidejet aerodynamics interaction effect of the missile. I - Estimation of missile sidejet interaction force by modeling in pressure field [R], AIAA Paper 98-4273, 1998.
- [10] SCHINICHO T, ETSUROH S. Sidejet aerodynamic interaction effect of the missile. II - Prediction of interaction effect by the force measurement [R], AIAA Paper 98-4346, 1998.
- [11] KONTIS K, J. STOLLERY L. Control effectiveness of a jet-slender body combination at hypersonic missile [J], *J. of Spacecraft and Rockets*, 1997, 34(6):762-768.
- [12] GRAMHAM M J, WEINACHT P. Numerical investigation of supersonic jet interaction for axisymmetric bodies [J], *J. of Spacecraft and Rockets*, 2000, 37(5):675-683.
- [13] CASSEL L A. Applying jet interaction technology [J], *J. of Spacecraft and Rockets*, 2003, 40(4):523-537.

Experimental investigations of lateral jet interaction in hypersonic flows

ZHAO Gui-lin , PENG Hui , HU Liang , ZHANG Mian-chun

(Institute of Mechanics , Chinese Academy of Sciences , Beijing 100080 , China)

Abstract : Experimental investigations of the lateral jet interaction have been performed in hypersonic flows ($M = 6$) to study the effects of jet pressures , angle of attacks , leeward side jet or windward side jet on the jet interaction characteristics. The results indicated that the interaction flowfields of the lateral jet in hypersonic flows included the high pressure region and shock waves before the lateral jet , the low pressure region induced by the jet after the lateral jet and the wraparound effect region , these regions determined the interaction characteristics of the lateral jet. In hypersonic flow , with increasing of jet pressures , the jet bow shock intersected with the freestream bow shock , the high pressure region before lateral jet extended forward , but the low pressure region almost unchanged , so the jet interaction control were enhanced. In the case of angle of attacks , the high pressure region before the leeward jets enlarged , and the jet interaction control of leeward jet was more effective than the windward jets.

Key words : lateral jet ; jet control ; jet interaction ; hypersonic flow

(上接第 182 页)

Mach reflection to regular reflection is very close to the experimental data. The numerical results also show that the angle () of triple-point trajectory mainly depends on wedge angle () and is not sensitive to variation of the initial pressure P_0 . In addition , the detailed cellular structures are also simulated to demonstrate the evolution of multi-wave front structure of a detonation wave and the mechanism of the formation of triple-point when a detonation front reflects over a wedge.

Key words : detonation wave ; wedge ; cell ; soot ; detailed chemically reacting model