

超音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高温气体动力学重点实验室, 北京 100080)

摘要 在超音速流动中, 进行了侧向喷流干扰特性的实验研究, 研究了喷流压力、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, 随喷流压力增大, 喷流前的高压区向前扩展, 喷流的包裹作用加强. 有攻角时, 背风侧喷流前的高压区更大, 喷流包裹作用的影响区域前移, 喷流的控制效果更好, 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, 超音速流动, 实验研究

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, 同常规的气动舵面控制方法相比, 利用侧向喷流进行导弹的姿态和轨道控制有独特的优点, 首先, 采用侧向喷流控制能提高导弹的快速反应能力, 在飞行动压很小的低速和高空也能发挥很好的控制作用, 其次, 采用侧向喷流控制能减小导弹的气动控制面, 从而减轻导弹重量, 减小阻力, 简化防热设计, 并有利于导弹的隐身设计.

对侧向控制喷流与外流场干扰的研究始于 20 世纪 60 年代中期^[1,2], 到了 80 年代末, 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^[3~5], 取得一定的进展^[6~10]. 根据实验和数值研究总结出侧向喷流与外部流场干扰的作用机理为^[6]: (1) 喷流前高压区的影响. 喷流前形成了头激波, 随后是其它激波和膨胀波, 增大了表面压力, 这是有益的影响, 喷流前高压区越大, 喷流的控制效果越好. (2) 喷流诱导的尾迹在喷流后形成的低压区的影响. 喷流对来流就像一个障碍, 导致大范围的尾迹, 在喷流后形成了低压区, 产生了附加力, 对喷流控制效果起负作用, 喷流后低压区越大, 喷流的控制效果越差. (3) 喷流绕弹面的包裹作用的影响. 喷流影响到导弹侧面, 甚至影响到与喷流相对的无喷流一侧, 增加了无喷流一侧的表面压力, 这是无益甚至有害的影响. 这 3 个区域直接与侧向喷流的干扰特性及控制效率有关, 如何提高喷流前的高压区域, 降低喷流后诱导的尾

迹, 改善喷流包裹作用造成的表面压力不均匀性是开展侧向喷流干扰特性研究的目标, 这一干扰作用机理非常重要, 是探讨和分析侧向喷流干扰特性以及各种因素影响规律的理论基础.

本文是在超音速条件 ($Ma = 4$) 下实验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与外部流场干扰特性的影响. 进行的主要实验包括, 超音速 ($Ma = 4$) 时, 在攻角分别为 0° , 5° 和 10° 以及喷流压力分别为 5 MPa, 10 MPa 和 15 MPa 条件下进行了风洞实验. 在 5° 和 10° 攻角下, 分别进行了迎风侧和背风侧喷流实验. 本文总结了上述实验的结果, 分析了超音速流动条件下侧向喷流的干扰特性, 给出了侧向喷流与外部流动干扰流场的二维拓扑图, 总结了不同因素对超音速流动中侧向喷流干扰特性的影响.

1 实验设备和实验方案

1.1 GJF 风洞及测试系统

实验是在中国科学院力学研究所的 GJF 风洞中进行的, 风洞 Ma 数范围为 3.5, 4.0, 5.0, 6.0 和 7.0, 喷管出口直径 800 mm, 攻角范围为 $-6^\circ \leq \alpha \leq 30^\circ$. 风洞配备有 96 通道压力测量系统, 最高采样速率为 200 K, 分辨率为 12bit.

1.2 实验模型

实验模型为锥 - 截锥模型 (图 1), 头锥长 117.8 mm, 截锥长 383.2 mm, 头锥角为 30° , 喷嘴位于弹体中部, 出口直径为 4 mm, 离头锥顶部的距离为 271.5 mm, 离截锥前部的距离为 153.7 mm, 在喷

流位置处, 喷流出口直径与当地弹体直径 (79.91 mm) 的比值约为 0.05. 喷嘴通过高速电磁阀与高压气源系统连接, 高速电磁阀的开阀时间约为 5~8 ms. 由于模型是轴对称体, 所以测压点只分布在模型的一侧 (图 2), 喷口附近测压点之间的间隔为 5 mm, 模型上共有 53 个测压点. 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 $45^\circ, 90^\circ, 135^\circ, 180^\circ$ 轴向线为测压线, 模型上共有 5 条轴向测压线, 每条测压线上布置数量不等的测压点.

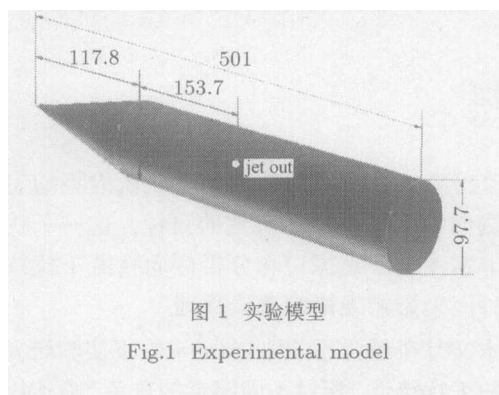


图 1 实验模型

Fig.1 Experimental model

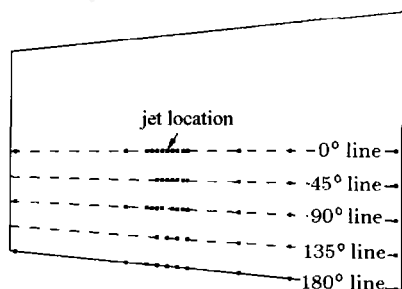


图 2 测压点分布图

Fig.2 Sketch map of pressure survey points

1.3 喷流高压气源系统

中科院力学所为开展侧向喷流干扰控制实验研究研制了高压气源系统, 该系统能够为在 GJF 风洞中进行的侧向喷流实验提供最高 20 MPa 的高压气, 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, 研制了喷流同步控制器, 使得喷流与风洞运行、数据采集、纹影照像等同步.

2 实验结果

2.1 超音速流动中侧向喷流干扰特性

图 3 是无喷流和有喷流时的纹影照片. 无喷流 ($P_j = 0$ MPa) 时, 超音速来流在模型头锥上就从层流发展为完全湍流, 来流弓形激波是对称的, 说明 GJF 风洞流场的均匀性很好. 观察有喷流时的纹影

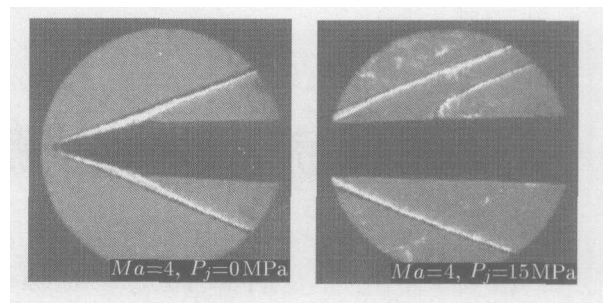


图 3 超音速流动中无喷流与有喷流时的纹影照片

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

照片, 可以清楚地看到来流弓形激波和喷流弓形激波, 这两个激波没有相交.

图 4 是无喷流和有喷流 ($P_j = 15$ MPa) 时, $0^\circ, 45^\circ, 90^\circ$ 测压线上的压力系数分布, 其中无喷流时只给出了 0° 测压线上的压力系数分布, 因为模型是轴对称体, 在 0° 攻角下的均匀流场中, 几条测压线上的压力系数分布几乎是相同的. 观察有喷流时 0° 测压线上的压力系数分布发现, 喷流前存在压力系数值增大区域, 这就是喷流前的高压分离区, 而喷流后则存在压力系数值减小的区域, 这就是喷流尾迹在喷流后诱导的低压区. 观察有喷流时 45° 测压线上的压力系数分布可见, X/L 在 0.37~0.58 范围内, 存在压力系数大于无喷流时压力系数的区域, 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, 45° 测压线上压力系数的变化也表明了喷流包裹作用的影响范围. 比较无喷流与有喷流时 90° 测压线上的压力系数分布可见, 两者几乎相同, 说明喷流的包裹作用没有影响到 90° 测压线.

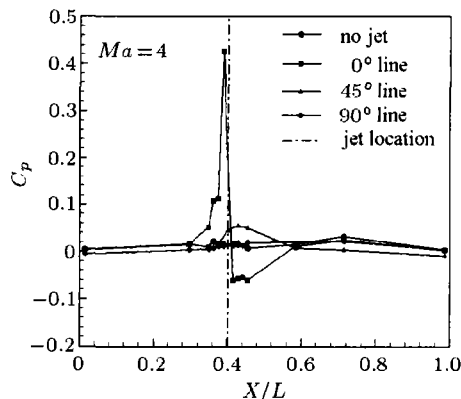


图 4 不同测压线上的压力系数分布

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

综合上述结果并参考相关文献，图 5 给出了超音速流动中侧向喷流与外部流动干扰流场的二维拓扑图。这一侧向喷流与外部流动干扰流场的拓扑图以及前言中介绍的侧向喷流干扰作用机理是分析侧向喷流干扰特性影响因素的基础。

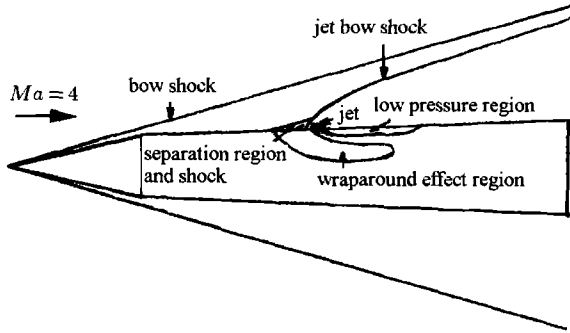


图 5 超音速流动中侧向喷流与外部流场干扰的拓扑图
Fig.5 Topological map of the interactions of lateral jet with external flow in supersonic flow

2.2 超音速流动中，不同喷流压力对侧向喷流干扰特性的影响

图 6 是不同喷流压力下的纹影照片。由图 6 可见，喷流压力增大，喷流的突起高度增大，喷流弓形激波更加靠近来流弓形激波，但两条激波没有相交，而且，与喷流压力成倍增大相比，喷流突起高度的增加量较小，这是因为在来流速度和喷流出口速度不变的情况下，喷流突起高度与喷流压力比 $(P_j/P_\infty)^{1/2}$ 有关。

图 7(a) 是 0° 攻角下，不同喷流压力时 0° 测压线上压力系数分布。由图 7(a) 可见，随喷流压力增大，喷流前的高压区域向前扩展，最大压力系数值增大，这是有益的影响，而喷流后压力系数低于无喷流时压力系数的低压区，却不随喷流压力的增大而变化，说明随喷流压力增大，喷流的控制效果更好。

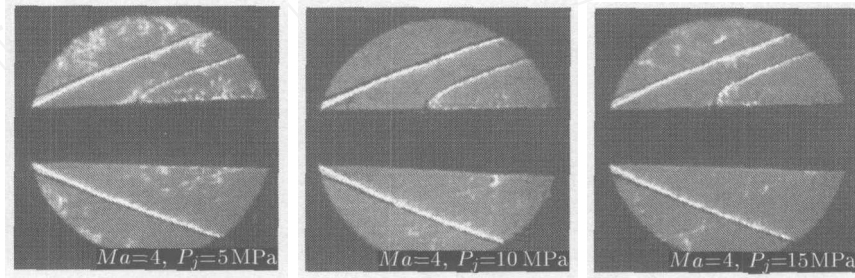


图 6 不同喷流压力时的纹影照片
Fig.6 Schlieren photographs for different jet pressures

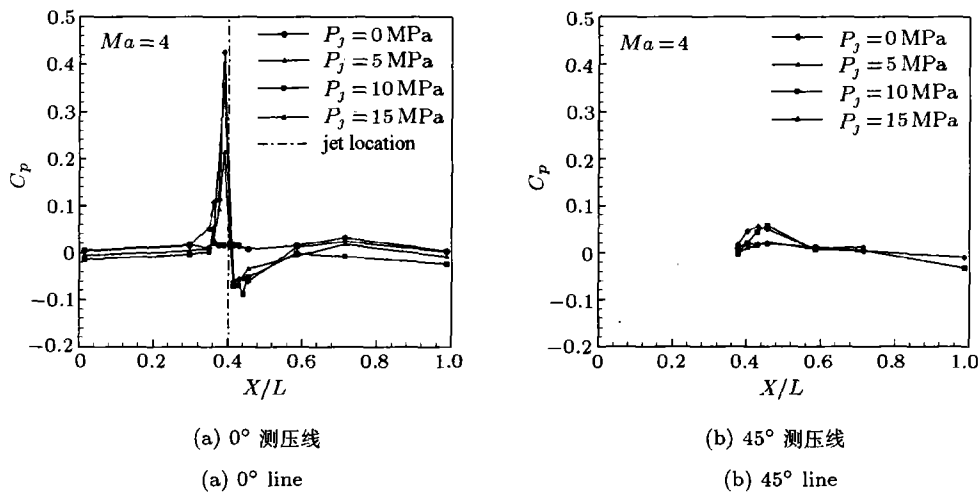
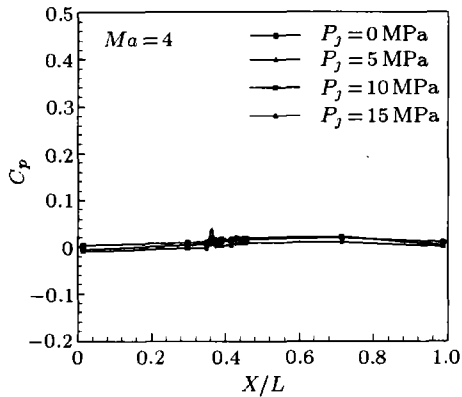


图 7 不同喷流压力时表面压力系数分布
Fig.7 Distributions of pressure coefficient for different jet pressures



(c) 90° 测压线

(c) 90° line

图 7 不同喷流压力时表面压力系数分布 (续)

Fig.7 Distributions of pressure coefficient for different jet pressures (continued)

图 7(b) 和图 7(c) 分别是 0° 攻角下, 不同喷流压力时, 45° 和 90° 测压线上压力系数分布, 由这两个图分析喷流的包裹作用及其影响范围. 由图 8(b) 可见, 喷流压力为 $P_j = 5 \text{ MPa}$ 时, 与无喷流相比, 45° 测压线上的压力系数分布几乎不变, 说明喷流的包裹作用没有影响到 45° 测压线位置处. 喷流压力增大到 10 MPa 时, X/L 在 0.37 ~ 0.58 范围内, 出现了压力增大的区域, 这是喷流包裹作用的影响造成的. 喷流压力进一步增大, 喷流包裹作用的影响范围在轴向方向上几乎不变, 但对应的压力系数值有所增大, 说明喷流的包裹作用有所加强. 由图 7(c)

可见, 与无喷流情况相比, 3 种喷流压力下, 90° 测压线上压力系数均没有显著改变, 可见喷流的包裹作用均没有影响到 90° 测压线位置, 说明喷流包裹作用的影响范围只在 90° 弹面以内. 综合上述结果表明, 喷流压力较小时, 喷流的包裹作用影响范围较小, 只在 1/4 弹面上, 随喷流压力增大, 喷流包裹作用的加强, 影响范围扩展到 45° 测压线位置处, 喷流压力进一步增大, 喷流包裹作用的影响范围在轴向方向上几乎不变, 但作用有所加强.

2.3 超音速流动中, 迎风侧和背风侧喷流对侧向喷流干扰特性的影响

图 8 是 5° 和 10° 攻角时迎风侧和背风侧喷流的纹影照片, 0° 攻角时纹影照片见图 6. 由图 8 中无喷流纹影照片可见, 有攻角时, 迎风侧和背风侧来流弓形激波不同, 迎风侧激波强, 激波角小, 背风侧激波弱, 激波角大, 因此背风侧和迎风侧的流动速度和压力分布不同. 比较图 8 中相同攻角下迎风侧和背风侧喷流的纹影照片可以看出, 迎风侧喷流弓形激波更靠近来流弓形激波, 这是由于迎风侧激波角小造成的. 与迎风侧喷流相比, 背风侧喷流的突起高度更大, 穿透力更强, 这是由于侧向喷流垂直于弹体表面, 在有攻角条件下, 喷流不垂直于来流, 有正弦损失影响, 而且, 在一定的攻角下, 迎风侧和背风侧的压力分布不同, 迎风侧喷流压力比 (P_j/P_∞) 小于背风侧压力比, 因此, 背风侧喷流穿透力更强. 同时, 与迎风侧喷流相比, 背风侧喷流前的高压分离区沿

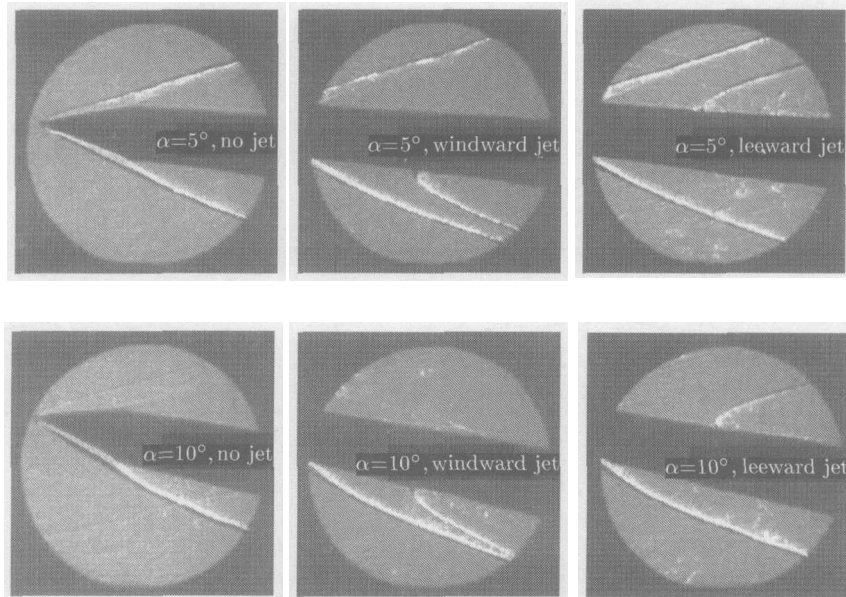
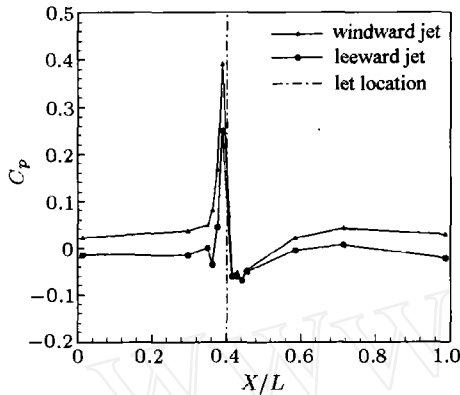


图 8 5° 和 10° 攻角下迎风侧和背风侧喷流的纹影照片

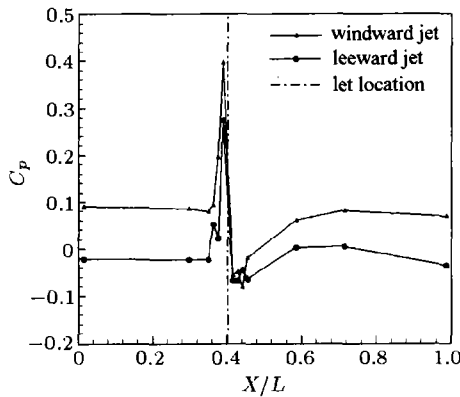
Fig.8 Schlieren photographs for no-jet, windward side jet and leeward side jet at 5° and 10° angles-of-attack

弹面向前扩展,影响范围更大,分离激波更强,说明背风侧喷流的控制效果更好.

图 9(a)和图 9(b)分别是 5° 和 10° 攻角下,迎风侧与背风侧喷流时 0° 测压线上压力系数分布的对比.由图 9 可见,迎风侧压力系数明显大于背风侧压力系数.比较迎风侧与背风侧喷流时的实验结果可见,迎风侧喷流时,喷流前高压区减小,喷流后低压区增大,而背风侧喷流前的高压区增大,喷流后的低压区减小,说明背风侧喷流的控制效果更好.



(a) $\alpha = 5^\circ$



(b) $\alpha = 10^\circ$

图 9 迎风侧与背风侧喷流时 0° 测压线上压力系数分布的对比
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

2.4 超音速流动中,攻角变化对侧向喷流干扰特性的影响

比较图 8 中不同攻角下迎风侧喷流时的纹影照片,攻角增大,迎风侧来流弓形激波的激波角减小,激波强度加强,激波后压力系数增大,从而造成喷流压力比减小,喷流的穿透力减弱,可见,随攻角的增大,迎风侧喷流的控制效果减弱.比较图 8 中不同

攻角下背风侧喷流时的纹影照片得到,攻角增大,背风侧来流弓形激波的激波角增大,激波强度减弱,激波后压力系数减小,造成喷流压力比增大,喷流的穿透力增强,可见,随攻角增大,背风侧喷流的控制效果增强.

图 10 是攻角变化对 0° 测压线上压力系数分布的影响.由图 10 可见,在迎风侧,随攻角增大,表面压力系数急剧增大,而在背风侧,随攻角增大,表面压力系数变化不显著.迎风侧喷流时,随攻角增大,喷流前的高压区域有所减小,而喷流后的低压区域明显向后扩展,低压区影响范围增大,说明随攻角的增大,迎风侧喷流的控制效果减弱.背风侧喷流时,随攻角增大,喷流前的高压区域向前扩展,高压区增大,喷流后的低压区则变化不大,说明随攻角增大,背风侧喷流的控制效果增强.

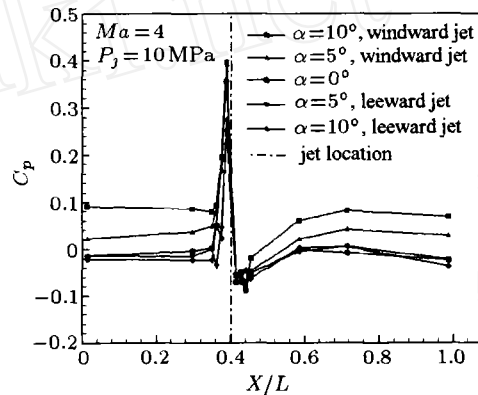


图 10 攻角变化对 0° 测压线上压力系数分布的影响
Fig.10 Effects of changes of angle-of-attack on the distributions of pressure coefficient on 0° pressure measurement line

3 结 论

(1) 超音速流动中,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没有相交,喷流前的高压区和喷流后的低压区都很明显,喷流包裹作用的影响范围只在 90° 弹面以内.

(2) 超音速流动中,随喷流压力加大,喷流前的高压区域向前扩展,有益的高压区增大,喷流后的低压区域几乎不受喷流压力变化的影响,喷流压力增大,喷流的控制效果加强.

(3) 超音速流动中,与迎风侧喷流相比,背风侧喷流的穿透力更强,喷流前的高压区更大,喷流后的低压区稍有减小,背风侧喷流的控制效果更好.

(4) 超音速流动中, 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 FW, Zuboski EE. A study of the interaction of Gaseous jet from transverse slots with supersonic external flows. *AIAA J*, 1968, 6: 205~212
- 2 Gillman BG. Control jet investigation. *J of Spacecraft and Rockets*, 1971, 8(4): 334~339
- 3 Yeneriz MA, Davis JS, Cooper GK, et al. Comparison of calculation and experiment for a lateral jet from a hypersonic cross-flow. AIAA Paper, 89-2548, 1989
- 4 Chamberlain R. Control jet interaction flowfield analysis. AIAA Paper, 90-2099, 1990
- 5 Weatherly D, McDonugh J. Performance comparisons of Navier-Stokes codes for simulation three-dimensional hypersonic crossflow/jet interaction. AIAA Paper, 91-2096, 1991
- 6 Srivastava B. Lateral jet control of a supersonic missile: computational and experimental comparisons. *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 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 of Spacecraft and Rockets*, 1998, 35(3): 296~302
- 9 Schinichro Takashi, Etsuroh Sentoh. Sidejet aerodynamic interaction effect of the missile. II—Prediction of interaction effect by the force measurement. AIAA Paper, 98-4346, 1998
- 10 Kontis KJ, Stollery L. Control effectiveness of a jet-slender body combination at hypersonic missile. *J of Spacecraft and Rockets*, 1997, 34(6): 762~768

EXPERIMENTAL INVESTIGATIONS OF LATERAL JET INTERACTIONS IN SUPERSONIC FLOWS

Zhao Guilin Peng Hui Hu Liang Zhang Mianchun

(Laboratory for High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080, China)

Abstract Experimental investigation of the lateral jet interaction have been performed in supersonic flows 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 with increasing of jet pressures, the high pressure region before lateral jet extended forward, and the wraparound effect strengthened. In the case of angle of attacks, the high pressure region before the leeward side jet enlarged, the region of jet wraparound effect moving forward, and the jet interaction control was more effective.

Key words jet interaction, jet control, jet interaction characteristics, supersonic flow, experimental study

Received 6 January 2004, revised 22 July 2004.