

超音速流动中侧向喷流干扰特性的数值模拟

闻 洁

赵桂林

胡 亮

彭 辉

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083)

(中国科学院 力学研究所, 北京 100080)

摘 要: 通过与实验结果的比较验证 Fluent 软件可以用于超音速流动中侧向喷流干扰特性数值研究. 使用 Fluent 软件对超音速流动中不同喷流压力和攻角下侧向喷流干扰特性进行的数值研究表明, 超音速流动中, 随喷流压力和负攻角增大, 喷流前的高压区明显增大, 喷流的控制效果更好. 喷流包裹作用的影响范围在 90° 弹面内. 喷流压力增大, 喷流包裹作用加强, 影响范围增大.

关 键 词: 喷流干扰; 超音速流动; 数值模拟

中图分类号: O 354

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2005)06-0690-06

Numerical simulation on lateral jet interaction in supersonic flows

Wen Jie

(School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083 China)

Zhao Guilin Hu Liang Peng Hui

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

Abstract: It was validated that Fluent can be used in numerical simulation on lateral jet interaction by comparing with the experimental results. Using Fluent, the lateral jet characteristics at different jet pressures and different angles of attack in supersonic flows is numerically investigated. The results indicate that in supersonic flows, with increasing of jet pressures, the high pressure region before lateral jet enlarged, and the wraparound effect strengthened. In the cases of angles of attack, comparing to windward side jet, the high pressure region before the leeward side jet enlarged, the jet wraparound effect in the region of leeward side moved forward, and the control of leeward side jet was more effective. The affected regions of wraparound effect is confined in regions from 0° to 90° on missile surface.

Key words: jet interaction; supersonic flow; numerical simulation

高机动性和快速响应能力是先进拦截导弹的重要性能指标, 侧向喷流干扰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式相比, 采用侧向喷流进行导弹姿态、轨道控制有独特的优点, 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 20 世纪 60 年代中期^[1,2], 到了 80 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(Computational Fluid Dynamics)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^[3~9]. 但是, 侧向喷流与外部流动的干扰流场非常复杂, 包含有激波/边界层干扰、激波/激波干扰、分离流动和旋涡等复杂流动现象, 并且这一复杂的干扰流场受到多种影响的因素, 如喷流位置、喷流数量、喷流压力、攻角、来流马赫数等的影响, 由于侧向喷流与外部流动的干扰流场决定着侧向喷流的控制特性, 因此, 弄清干扰流场的流动结构并研究其影响因素

对新型拦截导弹的设计和研制具有十分重要的意义.

本文使用 Fluent 软件对超音速流动中的几种实验工况进行数值模拟, 通过模拟结果与实验结果的比较, 验证 Fluent 用于侧向喷流干扰特性研究的能力及准确性, 探讨 Fluent 软件作为参数优化和细致研究工具的可能性. 使用 Fluent 软件数值研究了超音速流动 ($Ma = 4$) 中, 不同喷流压力和攻角条件下侧向喷流的干扰特性, 总结了数值研究结果.

1 模型、计算网格和计算技术

1.1 模型

模型为锥-截锥模型, 头锥长为 117.8 mm, 截锥长 $L = 383.2$ 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. 图 1 是截锥展开图, 并定义有喷嘴出口的轴向线为 0° 测压线, 其余的依次为 45° 线、 90° 线、 135° 线和 180° 线. 实验时每条测压线上布置数量不等的测压点. 数据处理时, 取轴向方向为 X , 截锥的起点为 $X = 0$, 用截锥长度 L 对 X 进行无量纲化.

实验在中国科学院力学研究所 GJF 风洞中进行, 选取的对比实验工况是 $Ma = 4$, 喷流压力 $P_j = 10$ MPa, 攻角分别为 $\alpha = 0^\circ, +5^\circ$ 和 -10° , 定义迎风侧喷流时 α 为正, 背风侧喷流时 α 为负.

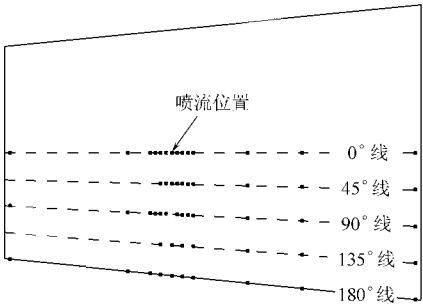


图 1 截锥展开图及测压线定义

1.2 计算网格

计算网格使用 Gambit 生成. 由于侧向喷流与外部流动的干扰流场非常复杂, 包含有多种激波结构, 因此根据对干扰流场中激波位置和模型结构的分析, 生成网格时进行了局部加密, 如喷流位置、贴体位置等都进行了网格加密. 为了更好的控制网格质量, 满足计算精度的需要, 计算网格采用的是以六面体网格为主的混合网格. 由于模型是轴对称体, 因此计算时使用半体网格. 生成的计算网格见图 2, 网格数为 $30 \times 50 \times 210$.

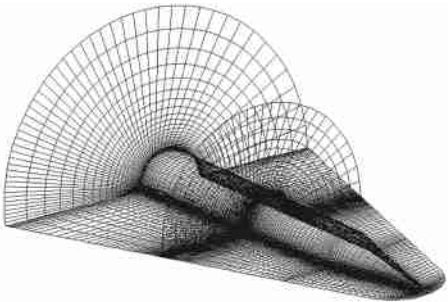


图 2 计算网格

1.3 计算技术

数值模拟使用的是 Fluent 软件, 采用层流模型, 外边界条件给定为自由流压力远场条件, 根据风洞实验工况设置来流静压、静温、马赫数, 喷流使用压力进口边界条件, 给定总压、静压、总温, 来流和喷流气体均使用空气和真实气体模型, 壁面条件使用绝热壁面. 计算开始时, 将整个流场预设为来流参数, 为了让计算收敛, 首先使用无粘流进行迭代, 然后再使用层流模型. 计算中首先使用小库朗数迭代使其不发散, 然后再使用大库朗数加速收敛.

2 实验验证

本节主要讨论 Fluent 软件用于侧向喷流干扰特性数值研究的实验验证.

2.1 $Ma = 4, P_j = 10$ MPa, $\alpha = 0^\circ$

图 3 中给出了实验纹影照片 (图 3a) 与数值模拟的轴对称面以及导弹表面密度云图 (图 3b), 密度云图中各种激波位置与纹影照片吻合得较好, 而且密度云图中显示出了轴对称面内喷流前后的流动变化情况, 这对了解侧向喷流干扰流场的细节很有帮助. 图 3c 表明 0° 线上数值模拟的静压值 P 与实验结果吻合得比较好, 选择 0° 线是因为干扰流场中 0° 线上的流动情况最复杂, 包含喷流前高压分离区、喷流、喷流后低压区和再压缩区等复杂流动, 比较结果可以说明 Fluent 软件数值模拟复杂流动的能力. 图 3 说明这种工况下 Fluent 软件能够比较好地模拟侧向喷流的干扰流场.

2.2 $Ma = 4, P_j = 10$ MPa, $\alpha = +5^\circ$, 迎风侧喷流

图 4a 给出了 α 为 $+5^\circ$, 迎风侧喷流时数值模拟的 0° 线上 P 值与实验结果, 通过比较表明计算值与实验结果吻合得比较好, 数值模拟结果比较准确地反应出了当地流场的基本特性, 要注意的是数值模拟结果中喷流前高压区的范围比实验值的要小.

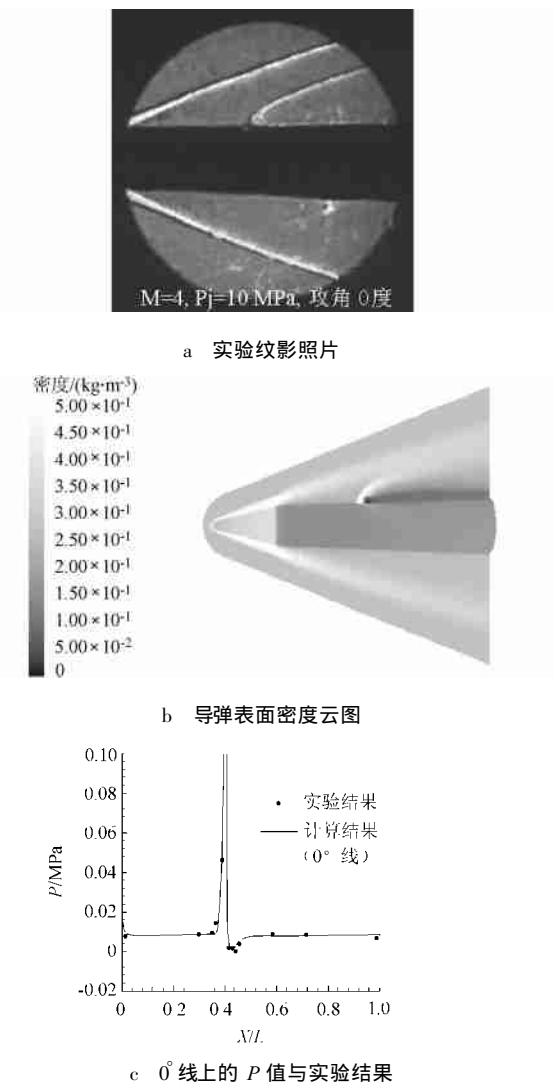


图3 实验与数值模拟结果的比较
($Ma=4$ $P_j=10\text{MPa}$ $\alpha=0^\circ$)

2.3 $Ma=4$, $P_j=10\text{MPa}$, $\alpha=-10^\circ$, 背风侧喷流

图4b给出了 α 为 -10° ,背风侧喷流时数值模拟的 0° 线上 P 值与实验结果,对比表明数值模拟的 0° 线上 P 值与实验结果吻合得比较好,尤其比较准确地模拟出了喷流前的高压区,要注意的是数值模拟的喷流后低压区和再压缩区的压力值比实验值要小。

3种工况的比较表明了Fluent软件比较好地模拟了侧向喷流干扰流场的主要特征,验证了Fluent软件用于数值研究侧向喷流干扰特性的能力和准确性,说明Fluent软件可以作为侧向喷流干扰流场研究的重要辅助工具。要注意的是,在正攻角即迎风侧喷流时,数值模拟的喷流前高压区的影响范围比实验结果要小,而在负攻角即背风侧喷流时,模拟的喷流后低压区和再压缩区的压力值比实验值要低。

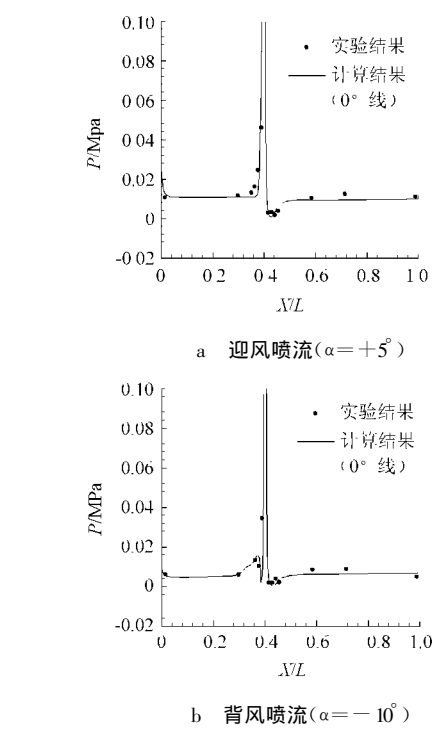


图4 实验与数值模拟结果的比较($Ma=4$ $P_j=10\text{MPa}$)

3 侧向喷流干扰特性的数值研究

侧向喷流与外部流场的干扰流场中有3个重要区域决定着侧向喷流的干扰特性,包括:①喷流前高压区.②喷流诱导的尾迹在喷流后形成的低压区.③喷流绕弹面的包裹作用区域.这3个区域直接与侧向喷流的干扰特性有关,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,也是探讨和分析侧向喷流干扰特性以及各种因素影响规律重要依据。

本节使用Fluent软件数值研究了超音速流动($Ma=4$)中不同 P_j 和 α 下侧向喷流的干扰特性,其中 P_j 分别为0 MPa(无喷流),5 MPa,10 MPa,15 MPa, α 分别为 $+10^\circ$, $+5^\circ$, 0° , -5° , -10° ,定义迎风侧喷流时 α 为正,背风侧喷流时 α 为负。

3.1 不同 P_j 时侧向喷流的干扰特性

图5是超音速流动中,不同 P_j 下,轴对称面和导弹表面的密度云图,表明了喷流与外部流动干扰流场中主要流动结构随 P_j 的变化情况.随 P_j 增大,喷流突起高度增大,喷流弓形激波的激波角增大,与来流弓形激波逐渐靠近,到 $P_j=15\text{MPa}$ 时(图5d),两个弓形激波几乎相交.随 P_j 增大,喷流后形成低压区的增大明显,在轴向方向影响范围有所增大,低压区后的再压缩区在垂直于导弹表面的方向上向外扩展.可见, P_j 不同,侧

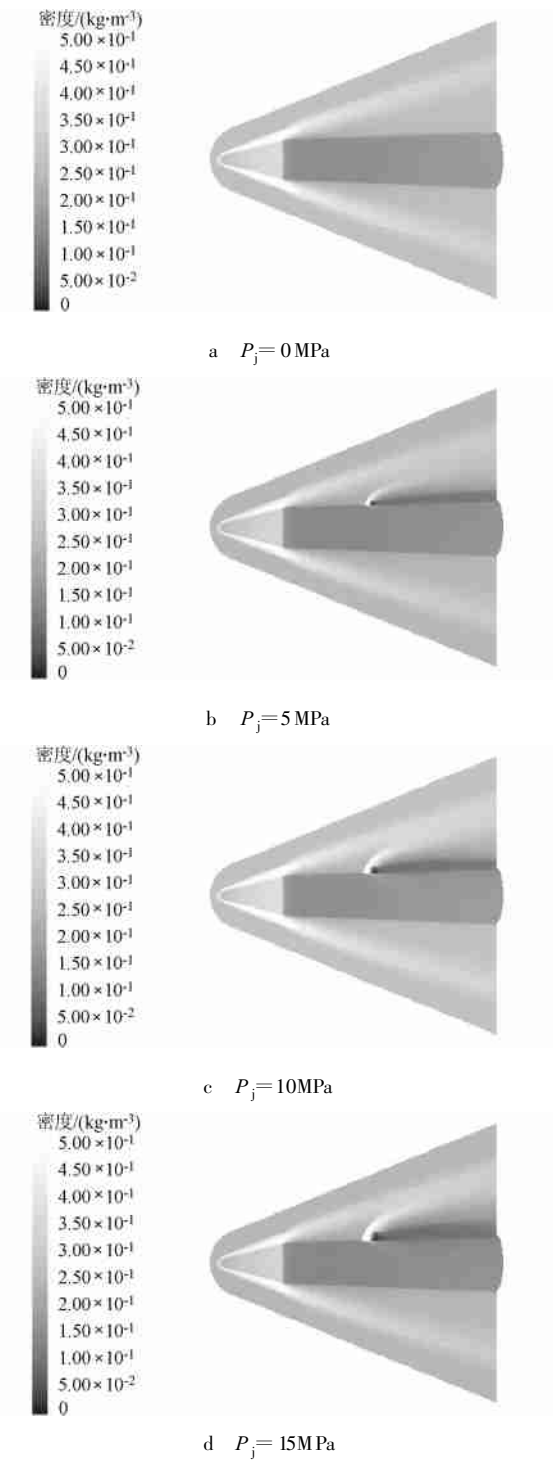


图 5 不同 P_j 下轴对称面的密度云图($Ma=4$, $\alpha=0^\circ$)

向喷流干扰流场的流动结构变化。

图 6 分别是超音速流动中, 不同 P_j 下弹体表面 0° 线、 45° 线、 90° 线上 P 值轴向分布, 其中, 0° 线静压分布用于分析喷流前高压区、喷流后低压区及再压缩区的变化情况, 45° 线、 90° 线 P 值分布用于分析弹面上喷流包裹作用的影响范围。由图 6a 可见, 随 P_j 增大, 喷流前高压区的压力值明显增大, 影响范围向前扩展, 喷流后低压区则向后扩

展, 影响范围也有所增大, 比较喷流前、后的压力变化情况, 喷流前高压区的压力增大更加明显, 由于喷流前高压区对侧向喷流的控制效果起有益的影响, 而喷流后的低压区则起相反的作用, 因此, 随 P_j 的增大, 喷流的控制效果更好。

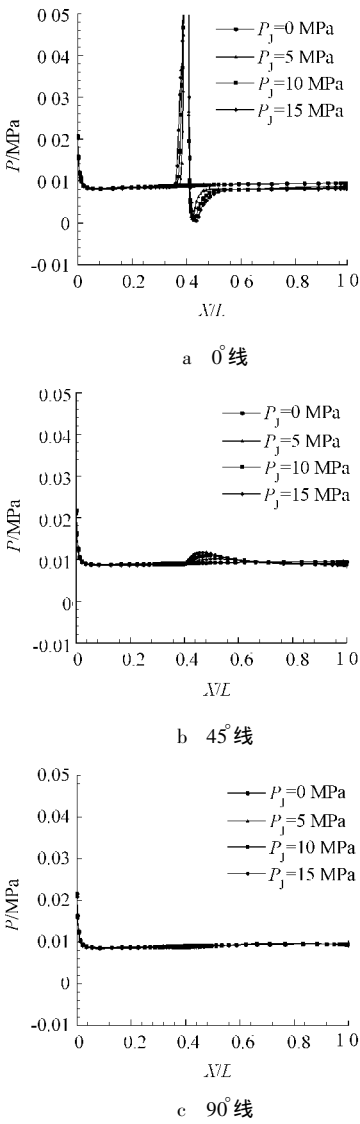


图 6 不同 P_j 下弹体表面上的 P 值轴向分布
($Ma=4$, $\alpha=0^\circ$)

图 6b 和图 6c 表明了侧向喷流包裹作用的影响范围。由图 6b 可见, 导弹表面 45° 线上压力分布有一个明显的凸起部分, 这是喷流包裹作用的影响造成的, 说明喷流包裹作用影响到了 45° 线。随 P_j 的增大, 45° 线上压力分布的凸起部分压力值增大, 且向前扩展, 说明随 P_j 增大, 喷流的包裹作用加强, 影响范围扩大。图 6c 中几种 P_j 下 90° 线上的压力分布几乎相同, 没有出现压力值明显变化部分, 说明侧向喷流的包裹作用没有影响到 90° 线, 即在超音速流动中, 喷流包裹作用的影响范围

在 90° 弹面以内。

3.2 不同 α 下侧向喷流的干扰特性

图 7 是超音速流动中, 不同 α 下, 轴对称面和导弹表面的密度云图, 其中正攻角为迎风侧喷流, 负攻角为背风侧喷流。比较图 7a, 图 7b, 图 7c, 在正攻角即迎风侧喷流时, 由于来流弓形激波的激波角减小, 激波后压力增大, 造成喷流突起高度减小, 喷流弓形激波激波角减小, 并与来流弓形激波合并为更强的激波, 来流弓形激波后的高压力影响到喷流前的高压区, 使得其影响范围减小, 喷流后的低压区也减小, 但压力值却增大, 这一趋势随正攻角的增大更加明显。

比较图 7c, 图 7d, 图 7e, 在负攻角即背风侧喷流时, 来流弓形激波的激波角增大, 激波后压力减小, 导致侧向喷流的突起高度增大, 并向前倾斜, 造成喷流前高压区明显增大, 喷流后的低压区也增大, 但压力值却减小, 且低压区后的再压缩区域垂直于弹面向外扩展, 喷流与外部流动的干扰流场变化较大, 这一趋势随着负攻角的增大也更加明显。

图 8 是超音速流动中, 不同 α 下弹面上不同位置处 P 的轴向分布。

图 8a 是不同 α 下 0° 线上的压力分布, 对正攻角即迎风侧喷流情况, 随正攻角增大, 喷流前的高压区减小, 喷流后的低压区减小, 但相对压力值却明显增大, 喷流的控制效果减弱。对负攻角即背风侧喷流情况, 随着负攻角的增大, 喷流前高压区的范围明显向前扩展, 最大压力值逐渐减小, 喷流后低压区逐渐向后扩展, 范围有所增大, 相对压力值减小, 喷流的控制效果好。

图 8a 的结果表明, 背风侧喷流比迎风侧喷流的控制效果要好, 随正攻角的增大, 喷流的控制效果减弱, 随负攻角的增大, 喷流的控制效果更好。

图 8b 和图 8c 可以分析不同 α 下侧向喷流包裹作用的影响范围。

在不同攻角下, 45° 线上压力分布曲线都出现了局部压力增大的区域, 这就是喷流包裹作用造成, 说明喷流的包裹作用影响到了 45° 线处, 随 α 由正向负逐渐变化, 喷流包裹作用的影响范围逐渐前移, 压力增大值逐渐减小, 表明随负攻角的增大, 喷流包裹作用的影响范围前移, 影响程度减弱。

图 8c 中 90° 线的压力分布中观察不到压力值明显变化的部分, 说明喷流包裹作用没有影响到 90° 线。可见超音速流动中, 在实验工况下, 喷流包

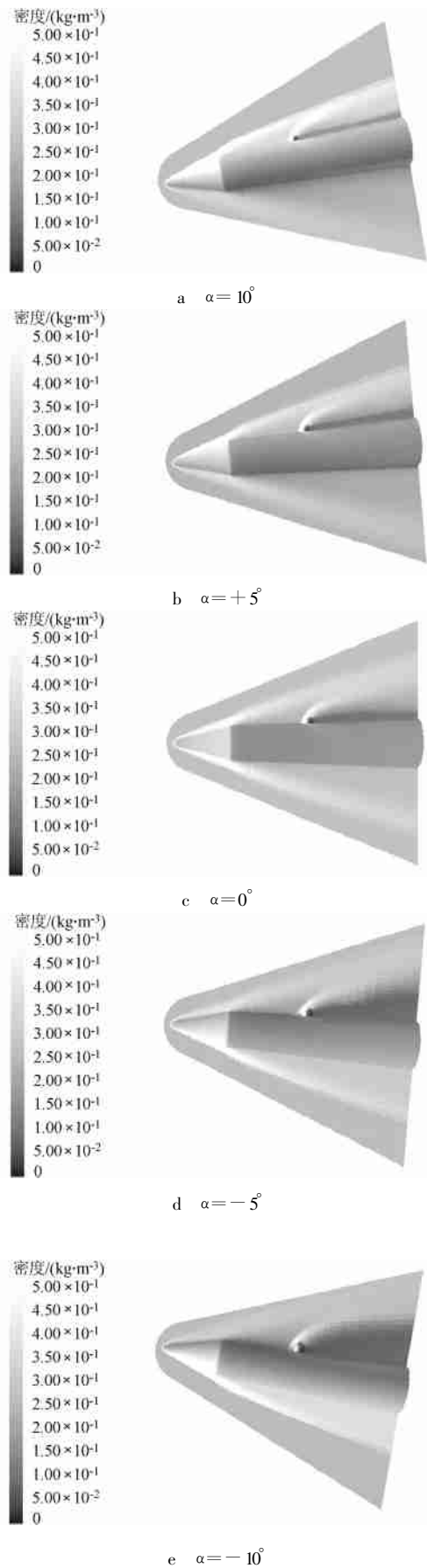


图 7 不同 α 下轴对称面的密度云图
($Ma=4$, $P_j=10\text{MPa}$)

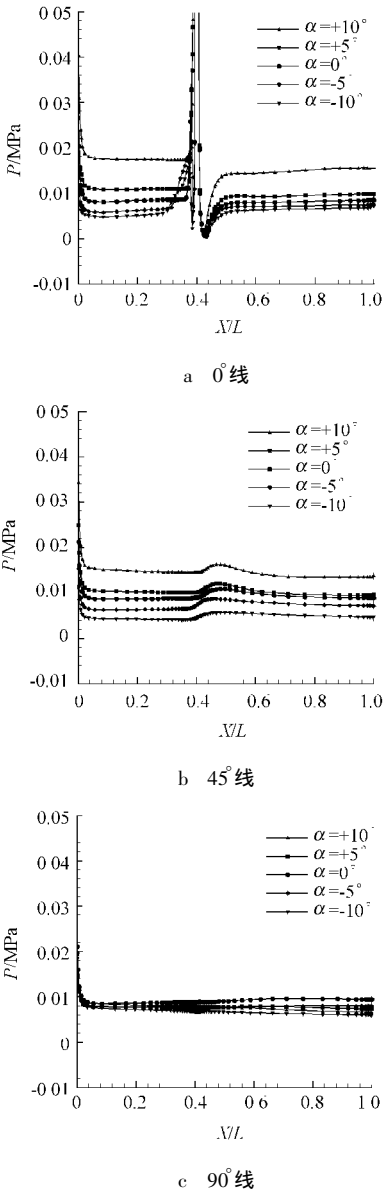


图 8 不同 α 下弹体表面上的 P 值轴向分布
($Ma=4$, $P_j=10\text{MPa}$)

裹作用的影响范围在 90° 弹面以内.

4 结 论

通过与风洞实验结果的对比, 验证了 Fluent 软件用于超音速流动中侧向喷流干扰特性数值研

究的能力和准确性. 使用 Fluent 软件数值研究了超音速流动中不同喷流压力 and 不同攻角下侧向喷流的干扰特性, 结果表明:

- 1) Fluent 软件能够用于超音速流动中侧向喷流干扰特性的数值研究, 作为实验研究的重要补充技术, 能够得到有益的结果.
- 2) 超音速流动中, 背风侧喷流比迎风侧喷流的控制效果要好, 随正攻角的增大, 喷流的控制效果减弱, 随负攻角的增大, 喷流的控制效果加强.
- 3) 超音速流动中, 随喷流压力的增大, 喷流包裹作用加强, 影响范围扩大. 随负攻角的增大, 喷流包裹作用减弱, 影响范围前移. 喷流包裹作用的影响范围都在 90° 弹面以内.

参考文献 (References)

[1] Spaid F W, Zuboski E E. Study of the interaction of gaseous jet from transverse slots with supersonic external flow[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] Yeneriz M A, 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, 1989

[4] Hsieh T, Wardlaw A B. Numerical simulation of cross jet in hypersonic flow over a biconic body[R] . AIAA Paper 94-0165, 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] 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

[8] 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

[9] Cassel L A. Applying jet interaction technology[J] . J of Spacecraft and Rockets, 2003, 40(4): 523~537