

超声速和高超声速横向喷流数值模拟

邓有奇¹, 吴晓军², 郑 鸣², 周乃春²

(1 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083

2 中国空气动力研究与发展中心, 四川 绵阳 621000)

摘 要: 为了解横向喷流的干扰影响和喷口附近的流场结构, 采用分块对接网格和“O”型网格技术, 数值求解 N-S 方程来模拟超声速和高超声速流场中横向喷流的干扰流场。对两种尖拱弹身外形的超声速和高超声速喷流干扰流场进行了数值计算, 计算结果与风洞实验数据吻合一致。在此基础上, 开展了某型导弹多喷构型干扰流场的数值模拟, 得出一些横向喷流数值模拟的结论。

关键词: 横向喷流⁺; 流动分布; 数值仿真; 有限体积法

中图分类号: V211.15 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2005) 05-0417-04

Numerical simulation of supersonic and hypersonic jet interactions

DENG You-qí¹, WU Xiao-jun², ZHENG Ming², ZHOU Naichun²

(1 School of Aeronautics Science and Technology, Beijing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China

2 China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract In order to understand the effects of lateral jet interaction and the structure of the flow field nearby the jet nozzle, the lateral jet interaction in supersonic and hypersonic flow was simulated numerically by solving the N-S equation with multiblock point matched grids and “O” type grid generation technique. The numerical simulation of the lateral jet interaction for finned bodies in the supersonic and hypersonic flow was performed. It is shown that the computational results are in good agreement with the experimental data. Based on this, numerical simulation of the jets interaction form missile is also presented. Some conclusions are made from the numerical simulation.

Key words Lateral jet interaction⁺; Flow distribution; Numerical simulation; Finite volume method

1 引 言

横向喷流与外部来流的干扰流场相当复杂, 流场内出现弓形激波、再附激波和分离涡等复杂的物理现象。文献 [1, 2] 采用重叠网格技术, 分别对尖拱弹身和导弹构型的超声速横向喷流干扰流场进行了数值模拟, 并与风洞实验结果进行了比较。文献 [3, 4] 采用分区网格技术, 对导弹构型的超声速横向喷流干扰流场进行了数值模拟。文献 [5, 6] 对导弹构型的超声速横向喷流进行了实验研究。文献 [7, 8] 对高超声速横向喷流干扰流场进行了数值模拟研究。

本文用有限体积方法求解可压缩 N-S 方程, 多块对接的网格生成技术, 数值模拟横向喷流干扰流场,

计算结果与国外实验值^[5-6]进行比较分析, 二者吻合较好, 表明本方法可较准确刻画喷流干扰引起的分离流动。在此基础上, 开展了某导弹构型单喷口、串联 5 喷口、并联 4 列 20 喷口等多喷干扰流场的数值模拟。

2 数值方法

2.1 控制方程

采用一般曲线坐标系下的 N-S 方程:

$$\frac{\partial Q}{\partial \tau} + \frac{\partial F}{\partial \xi} + \frac{\partial G}{\partial \eta} + \frac{\partial H}{\partial \zeta} = \frac{1}{Re} \left(\frac{\partial F_v}{\partial \xi} + \frac{\partial G_v}{\partial \eta} + \frac{\partial H_v}{\partial \zeta} \right) \quad (1)$$

式中 Q 表示守恒变量矢量, F , G 和 H 表示无粘通矢量, F_v , G_v 和 H_v 表示粘性通矢量。

采用 LU-SGS 算法求解。RHS 中的粘性项采用

* 收稿日期: 2004-05-26 修订日期: 2004-10-22

作者简介: 邓有奇 (1963-), 男, 博士生, 研究领域为计算流体力学。Email: cardeddyq@vip.sina.com

通常的中心差分离散, 对流项按 MUSCL 方法, 将网格节点上的 W 值外插至网格单元边界处, 再在边界处分裂矢通量^[9]。采用迎风偏置格式, 则

$$\begin{aligned} W_{i+1/2}^+ &= W_{i+1} - (1/4)((1-k)\Delta_+ + (1+k)\Delta_-)_{i+1} \\ W_{i+1/2}^- &= W_i + (1/4)((1-k)\Delta_- + (1+k)\Delta_+)_{i+1} \\ \text{一般 } k &= 1/3 \end{aligned} \quad (2)$$

$$\Delta_+ = \min \text{mod}(\Delta_+, \Delta_-)_i$$

$$\Delta_- = \min \text{mod}(\Delta_-, \Delta_+)_{i+1}$$

$$(\Delta_+)_i = W_{i+1} - W_i, (\Delta_-)_i = W_i - W_{i-1}$$

2.2 边界条件

远场边界条件: 亚声速远场边界利用一维流的特征关系来处理; 超声速远场边界中, 入流边界用来流值, 出流边界用内流场值外推得到。

物面边界条件: 采用无滑移条件。

喷口边界条件: 模拟喷流与来流的总压比、总温比和喷流出口马赫数。

块边界: 块间为内边界, 其处理详见文献[10]。

2.3 网格生成

为了精确模拟喷口截面形状的复杂几何外形, 本文采用分块对接网格技术, 将复杂计算流场分为若干个子区域, 然后对每个子区域分别建立网格, 生成高质量的贴体计算网格。通过将喷口分为几个子区域, 然后用“O”型网格将喷口包住, 这样即可以精确地模拟喷口的边界形状, 又可以保证较好的网格质量, 还能方便灵活地生成高质量多喷构型网格, 如图 1 所示。

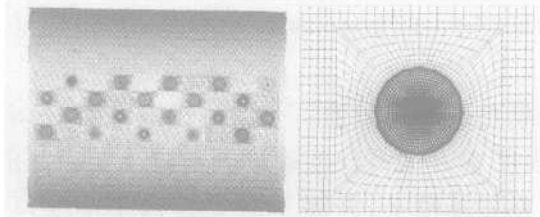


Fig 1 Computational grid near nozzle exit

3 计算结果与分析

为了验证数值计算结果的可靠性, 首先对两种外形超声速和高超声速喷流干扰流场进行了数值模拟, 给出了流场局部细节的压力分布比较, 以及全弹喷流干扰力放大因子和压心变化与国外实验值^[5,6]和数值计算结果^[1,2]的比较。最后, 对某导弹多喷构型超声速喷流干扰流场进行了数值模拟, 给出了单喷口、串联喷口和并联喷口压力分布的比较分析。如下计算结果均为层流状态。

3.1 外形 A 计算

数值模拟的几何外形是尖拱+圆柱体, 计算的物理外形的几何尺寸为尖拱体 $L_1/D = 4$, 圆柱体 $L_2/D = 4.3$ 。模型的喷口中心位于尖拱与圆柱体连接处下游 $0.5D$ ($D = 50\text{mm}$), 圆形喷口截面直径为 8mm , 喷流气体为压缩空气, 详细几何参数及实验数据见参考文献[5]。

来流条件: $M_\infty = 3.33$, $T_{0\infty} = 271\text{K}$, $p_{0\infty} = 1.15\text{MPa}$, $Re = 4.23 \times 10^6$ 。

喷流条件: $M_j = 1.00$, $T_{0j} = 512.2\text{K}$, $p_{0j} = 5.5\text{MPa}$ 。

当高压横喷气体喷入流场时, 可将喷流当成在流动中的阻碍物, 超声速来流在喷口上游受到喷流阻碍, 在喷口上方形成弓形激波, 这道脱体的弓形激波使喷口前的压力剧烈增加, 使扰动通过边界层向上游传播, 在喷口上游表面产生回流区和一个类似楔形分离区, 而分离区又会阻碍来流, 形成较弱的分离激波, 并使表面压力增加, 回流区内边界层分离包含两个相互反向旋转的分离涡, 如图 2 第一个位于喷口前方, 尺度与第二个相比很小, 逆时针旋转, 被喷流加强; 第二个位于第一个的前方, 以顺时针旋转, 并且与外流和第一个分离涡相互干扰。

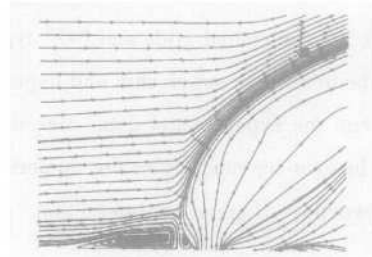


Fig 2 Vortex structure near the nozzle

图 3 是实验结果^[5]与数值计算结果在对称面压力分布比较曲线, 数值模拟可以较为准确地模拟超声速喷流干扰现象, 在分离激波、弓形激波的强度和位置, 分离区范围的大小及波后压力与实验值取得较好的一致性, 但数值计算结果在弹体后段的再压缩激波位置与实验结果有一定差别。

3.2 外形 B 计算

计算物理问题的几何外形由尖拱头部柱段弹身和四片“X”型尾舵组成, 柱段弹身直径为 50mm , 喷口直径 5mm , 数值模拟的攻角范围为 $-10^\circ \sim 10^\circ$, 计算时采用与实验状态完全一致, 详细的几何参数及试验数据见参考文献[6]。

喷流干扰放大因子 $K = (F_j + F_{ij})/F_j$, 式中 F_j , F_{ij} 分别为喷流发动机推力和喷流引起的法向干扰力。

图 4 显示喷流干扰力放大因子在马赫数为 4.5 和 8.0 时随攻角 α 变化比较曲线, 图 5 显示喷流干扰引起压心变化在马赫数为 4.5 和 8.0 时随攻角变化比较曲线, 数值计算结果和文献 [11] 结果与实验数据^[6]吻合较好, 但在马赫数为 8.0 时有一定差别。

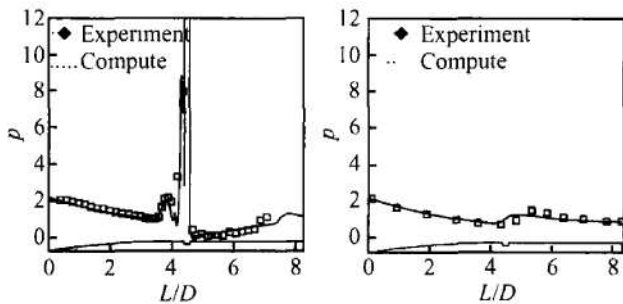


Fig 3 Longitudinal pressure distribution along the 0° and 180° ray ($\alpha = 0^\circ$)

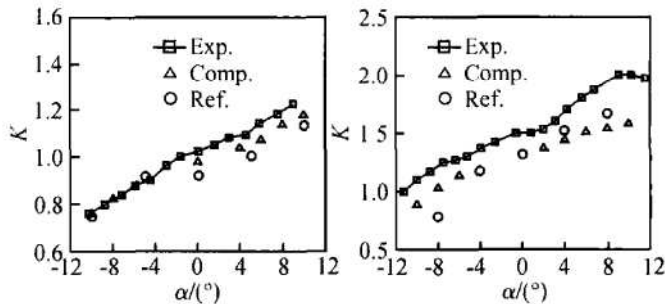


Fig 4 Force amplification factor and angle of attack ($Ma = 4.5$ and 8.0)

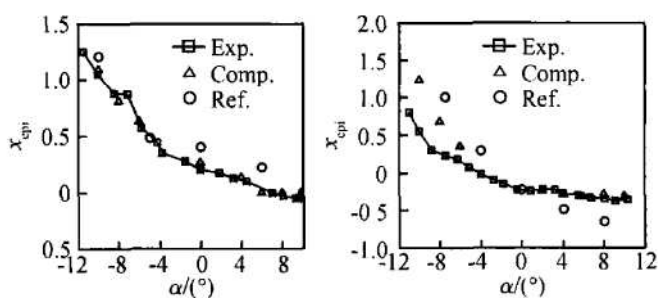


Fig 5 Center of pressure and angle of attack ($Ma = 4.5$ and 8.0)

3.3 外形 C 计算

为实现对目标的全方位高机动拦截, 通常采用多喷控制技术。计算物理问题的几何外形由尖拱头部柱段弹身和四片“X”型尾舵组成, 柱段弹身为多喷构型。

来流马赫数为 3 喷口构型有: 单喷口、串联 5 喷口、并联 4 列 20 喷口, 各喷口喷流条件一致。图 6 7 中 1 表示行号, $a \sim e$ 表示同一行内的喷管前后位置,

a 最前, e 表示最后, Roll = 45° 表示“X”型尾舵。

图 6 给出了同一子午线内的 1 个喷管 (1c) 和 5 个喷管 (1a ~ e) 与无喷时, 导弹对称面压力分布的比较。同一子午线内 1 个喷管 (1c) 和 5 个喷管 (1a ~ e) 的喷口前端喷流干扰引起的高压区范围变化很小, 而喷口下游背风面低压区范围有较大的变化。图 7 给出了串行排列不同喷管个数对喷流干扰放大因子随攻角变化的曲线。

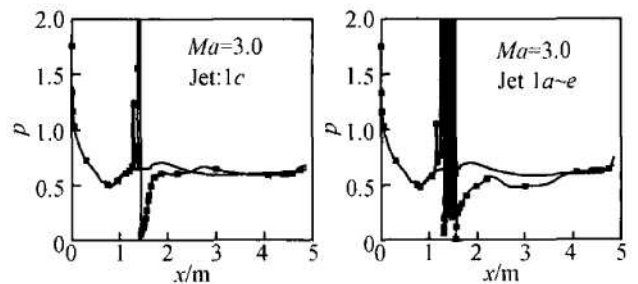


Fig 6 Longitudinal pressure distribution ($\alpha = 10^\circ$)

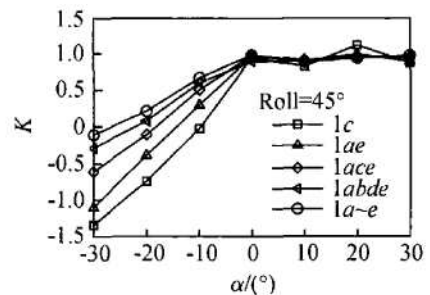


Fig 7 Force amplification factor and angle of attack

图 8 给出一条子午线上一个喷管、5 个喷管和 4 条子午线上 20 个喷管弹身表面压力云图和流线图, 20 个喷口前端的高压区明显比 5 个喷口前端的高压区增大。这是因为喷流发动机并行排列时, 喷流与喷流之间的相互干扰增强了对来流的堵塞效应, 使喷管上游的高压区加大, 扩大了高压回流区范围。

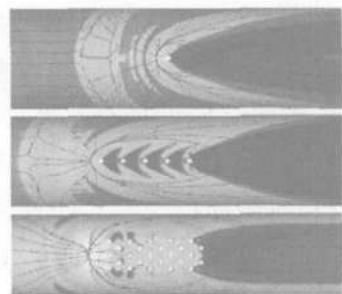


Fig 8 Pressure contours and stream line of body surface ($\alpha = 10^\circ$)

(4) 由于该模型在任一发动机飞行状态下均需基于某些发动机测量参数实施优化, 因此模型计算时间较长, 为此发展更优的优化方法尤为重要。

(5) 由于实际发动机空中飞行时能够测得的参数十分有限, 应用本模型与方法时, 宜代入实际发动机空中测量参数对部件特性参数进行优化; 随着发动机空中测量参数的减少, 所获得的模拟结果的精度也有所降低。

参考文献:

- [1] Stamatis A, Mathioudakis K, Berios G, et al Jet engine fault detection with discrete operation points gas path analysis[J]. *Journal of Engineering for Power*, 1991: 1043~1048
- [2] Sieros G, Stamatis A, Mathioudakis K, et al Jet engine

component maps for performance modeling and diagnosis [J]. *Journal of Engineering for Power*, 1997: 665~ 674

- [3] Stamatis A, Mathioudakis K, Papailiou K D. Adaptive simulation of gas turbine performance[J]. *Journal of Engineering for Power*, 1990: 168~ 175
- [4] Chappell M A, McLaughlin P W, Chappell M A. Advanced turbine engine simulation technique development and application to testing[R]. *AAIA* 86-1731.
- [5] Jack D M. On-design and off-design aircraft engine cycle analysis computer program [M]. *AAIA Education Series* 1990
- [6] 薛覆中. 工程最优化技术 [M]. 天津: 天津大学出版社, 1988

(编辑: 朱立影)

(上接第 419 页)

4 结 论

(1) 数值计算结果和实验数据在流场细节及总体气动力的比较分析表明, 两者一致性较好, 证实了该数值模拟结果的可靠性, 说明在横向喷流控制设计中, 可有效地使用 CFD 分析方法与风洞实验进行相互验证。

(2) 横向喷流的干扰流场复杂, 不同喷口的组合产生不同的喷流干扰。喷流发动机串行排列, 喷流与喷流之间的相互干扰对喷口最前端高压区域影响较小, 但会增加起缩小作用的喷口最后端低压区范围。喷流发动机并行排列, 喷流与喷流之间的相互干扰对喷口最前端高压区域影响较大, 会增大高压回流区范围。

参考文献:

- [1] Mary Jane Graham, Paul Weinacht Numerical investigation of supersonic jet interaction for axisymmetric bodies[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2000: 37(5).
- [2] Mary Jane Graham, Paul Weinacht Julius Brandeis Numerical investigation of supersonic jet interaction for finned bodies[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2002: 39(3).
- [3] Ebrahim Houshang B. Numerical simulation of transient jet-interaction phenomenology in a supersonic freestream

[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2000: 37(6).

- [4] Srivastava B. Asymmetric divert jet performance of supersonic missile computational and experiment comparisons [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1999: 36(5)
- [5] Julius Brandeis Jacob Gill Experiment investigation of slide jet steering for supersonic and hypersonic missiles [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1996: 33(3).
- [6] Julius Brandeis Jacob Gill Experiment investigation of supersonic and hypersonic jet interaction on missile configurations[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1998: 35(3).
- [7] 刘 君, 杨彦广, 徐春光. 横向喷流与高超声速主流干扰流场数值模拟 [C]. 第十二届全国高超声速气动力(热)学术交流会议文集, 2003
- [8] 周伟江, 马汉东, 杨云军, 等. 横向喷流与弹体高超声速绕流干扰流场特性数值模拟 [C]. 第十二届全国高超声速气动力(热)学术交流会议文集, 2003
- [9] 朱自强, 吴子牛, 李 津, 等. 应用计算流体力学 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1998
- [10] 邓有奇, 郑 鸣, 周乃春, 等. 飞行器复杂外形流场 NS 方程数值模拟 [J]. *空气动力学学报*, 2003: 21(2).
- [11] Mary Jane Graham. A numerical investigation of supersonic jet interaction for finned bodies[R]. *AAIA* 2000-0768

(编辑: 梅 瑛)