

# 二元混压超声速进气道三维流动数值分析<sup>\*</sup>

王国辉, 李进贤, 蔡体敏

(西北工业大学 航天工程学院, 陕西 西安 710072)

**摘 要:** 按照 MacCormack 时间分裂方法, 应用 NND 格式、对流迎风矢通量分裂 (AUSM) 技术和 Baldwin-Lomax 混合长度代数湍流模型, 对贴体坐标系下三维雷诺平均 N-S 方程进行有限差分离散。数值计算了均匀来流和非均匀来流条件下二元混压超声速进气道三维湍流流动状态, 分析了该进气道主要性能参数随出口反压、来流马赫数、导弹工作高度及飞行攻角的变化特性, 为深入研究进气道性能提供了一定辅助手段。

**关键词:** 超声速进气道; 混合压缩式进气道; 数值模拟; NND 格式; 矢通量分裂

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2001) 02-0118-04

## Numerical analysis on three-dimensional flow in 2-D mixed-compression supersonic inlet

WANG Guo-hui LI Jin-xian CAI Ti-min

(Coll. of Astronautics, Northwestern Polytechnical Univ., Xi'an 710072, China)

**Abstract:** Three-dimensional turbulent flows in a 2-D mixed-compression supersonic intake of an A-A missile were simulated numerically under uniform and non-uniform coming flow condition. On the base of the MacCormack time splitting method, NND scheme, Advection Upstream Splitting Method (AUSM) and the Baldwin-Lomax turbulent model were applied to discrete the Reynold average Navier-Stokes equation in three-dimensional generalized coordinates with finite difference. And then, the variations of primary performance parameters of this supersonic intake with the flight Mach number, the flying altitude, attack-angle of the missile and the back pressure of the outlet were analyzed, which might be useful to study the supersonic intake deeply.

**Key words:** Supersonic inlet; Mixed compression inlet; Numerical simulation; NND scheme; Vector splitting

### 1 引言

二元进气道由于侧壁的介绍, 导致其实际流动具有很强的三维性。同时, 在对二元进气道侧壁面结构进行精确设计的过程中, 有必要了解侧壁上压强和温度等参数的分布。所以, 对其流动展开三维数值模拟具有实际意义。我们曾经对一弹用二元混压超声速进气道二维流动进行过数值研究<sup>[1]</sup>, 得出一些基本结论。本文将沿用原来的算法, 即 NND 格式耦合对流迎风矢通量分裂技术 (AUSM), 但将其推广至三维贴体坐标系中, 模拟均匀来流和绕弹体非均匀来流条件下多种流动状态。

### 2 计算模型及离散方法

可压流动守恒型雷诺平均 N-S 方程在三维贴体坐标系中可以写成如下形式

$$\frac{\partial \hat{U}}{\partial \tau} + \frac{\partial \hat{E}}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{F}}{\partial \eta} + \frac{\partial \hat{G}}{\partial \zeta} = \frac{\partial \hat{E}_v}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{F}_v}{\partial \eta} + \frac{\partial \hat{G}_v}{\partial \zeta} \quad (1)$$

式中  $\hat{U} = J^{-1}(\rho, \rho u, \rho v, \rho w, \rho e)^T$ ,  $\hat{E}$ ,  $\hat{F}$  和  $\hat{G}$  为矢通量,  $\hat{E}_v$ ,  $\hat{F}_v$  和  $\hat{G}_v$  为粘通量。计算中使用完全气体状态方程封闭模型。湍流粘性系数由修正的 Baldwin-Lomax 混合长度代数湍流模型<sup>[2]</sup>确定。

本文采用 Liou Meng-Sing 提出的对流迎风矢通量分裂方法<sup>[3]</sup> (Advection Upstream Splitting Method, AUSM), 并根据 MacCormack 时间分裂思想, 将方程 (1) 写成三个一维序列, 即

$$\frac{\partial \hat{U}}{\partial t} + \frac{\partial \hat{E}}{\partial \xi} = \frac{\partial \hat{E}_v}{\partial \xi}, \quad \frac{\partial \hat{U}}{\partial t} + \frac{\partial \hat{F}}{\partial \eta} = \frac{\partial \hat{F}_v}{\partial \eta} \quad \text{和} \quad \frac{\partial \hat{U}}{\partial t} + \frac{\partial \hat{G}}{\partial \zeta} = \frac{\partial \hat{G}_v}{\partial \zeta}。$$

对第一个一维序列而言, 其对流项  $\hat{E}$  可以按 AUSM 方

\* 收稿日期: 2000-01-21; 修订日期: 2000-08-11。

作者简介: 王国辉 (1974—), 男, 博士生, 研究领域为火箭发动机内流动数值研究。

法分裂为  $\hat{E}^+$  和  $\hat{E}^-$  两项, 然后按照二阶 NND 格式<sup>[4]</sup>离散  $\hat{E}$ , 按照一阶前差离散时间项, 按照二阶中心差分格式离散粘性项。令  $L_{\xi}(\Delta t_{\xi})$  为描述整个过程的逼近算子, 记为

$$U_{i,j,k}^* = L_{\xi}(\Delta t_{\xi}) \hat{U}_{i,j,k}^n \tag{3}$$

即  $U_{i,j,k}^* = \hat{U}_{i,j,k}^n - \frac{\Delta t_{\xi}}{\Delta \xi}(H_{(i+1/2),j,k}^n - H_{(i-1/2),j,k}^n) + \frac{\Delta t_{\xi}}{2\Delta \xi}(\hat{E}_{v(i+1),j,k}^n - \hat{E}_{v(i-1),j,k}^n)$ , 其中  $H$  为 NND 离散算子。类似可以定义求解第二个和第三个一维序列的逼近算子  $L_{\eta}(\Delta t_{\eta})$  和  $L_{\zeta}(\Delta t_{\zeta})$ 。然后利用算子  $L_{\xi}(\Delta t_{\xi})$ ,  $L_{\eta}(\Delta t_{\eta})$ ,  $L_{\zeta}(\Delta t_{\zeta})$  构造出逼近方程(1)的二阶精度差分格式

$$U_{i,j,k}^{n+1} = L_{\zeta}\left[\frac{\Delta t_{\zeta}}{2}\right]L_{\eta}\left[\frac{\Delta t_{\eta}}{2}\right]L_{\xi}(\Delta t_{\xi})L_{\eta}\left[\frac{\Delta t_{\eta}}{2}\right]L_{\zeta}\left[\frac{\Delta t_{\zeta}}{2}\right]U_{i,j,k}^n \tag{4}$$

这一格式的截断误差为  $O(\Delta t^2, \Delta \xi^2, \Delta \eta^2, \Delta \zeta^2)$ , 即时间和空间均具有二阶精度。

边界条件处理: 对称面按镜面反射法处理, 其余边界处理方法参见文献[1]。

3 分析与讨论

本文设计了封口马赫数为 2.5 的二元混压超声速进气道。使用 TTM 法生成计算网格(120 × 30 × 30), 并在固体壁面附近进行了加密处理。

应用上述算法研究了均匀来流条件下出口反压、来流马赫数及飞行高度对进气道流动结构的影响, 模拟了腹部进气道在导弹攻角发生变化时的流动结构, 并计算了各工况下进气道的流量系数及总压恢复系数, 结果如表 1 所示。

Table 1 Coefficient of massflow and recovery of total pressure in different state

| Flight altitude/<br>km | Oncoming Mach number | Back pressure/<br>MPa | Uniform oncoming flow | Flight attack angle/<br>(°) | Coefficient of mass flow | Recovery coefficient of total pressure |
|------------------------|----------------------|-----------------------|-----------------------|-----------------------------|--------------------------|----------------------------------------|
| 10                     | 2.5                  | 0.25                  | ✓                     |                             | 0.636 123                | 0.568 867                              |
| 10                     | 2.5                  | 0.3                   | ✓                     |                             | 0.575 665                | 0.674 543                              |
| 10                     | 2.5                  | 0.35                  | ✓                     |                             | 0.170 772                | 0.772 548                              |
| 10                     | 3.0                  | 0.3                   | ✓                     |                             | 1.0                      | 0.334 816                              |
| 10                     | 3.5                  | 0.3                   | ✓                     |                             | 1.0                      | 0.166 176                              |
| 5                      | 2.5                  | 0.3                   | ✓                     |                             | 0.610 409                | 0.369 434                              |
| 15                     | 2.5                  | 0.3                   | ✓                     |                             | 0.458 895                | 0.988                                  |
| 10                     | 2.5                  | 0.3                   |                       | 0                           | 1.0                      | 0.610 181                              |
| 10                     | 2.5                  | 0.3                   |                       | 3                           | 1.0                      | 0.605 261                              |
| 10                     | 2.5                  | 0.3                   |                       | 5                           | 1.0                      | 0.610 653                              |
| 10                     | 2.5                  | 0.3                   |                       | 6                           | 1.0                      | 0.617 2                                |

图 1 给出了 5 km 高空, 来流马赫数为 2.5, 进气道出口反压为 0.3 MPa 情况下数值计算结果。由图 1 可见, 进气道楔面两道转折角引发的激波在进气道外罩唇口前相交, 外罩唇口激波与进气道下壁面附面层相互作用, 造成附面层分离, 使进气道有效通道面积减小。这与二维计算结果相一致。由图 2 可见, 进气道侧壁附面层对流动影响十分显著, 这将严重影响进气道性能品质。在 3, 4 两图的比较中可见, 进气道对称面上流动结构与二维结果明显不同。二维计算中结尾正激波出现点偏后, 这主要是由于计算中没有摄入侧壁附面层影响所致。由此看来, 三维计算较二维计算而言, 更加贴近物理本质。计算可给出进气道侧壁上的压强分布, 为侧壁结构强度设计提供一定参考依据。

本文对这一进气道 11 种工况进行了数值模拟(结果见表 1), 均匀来流条件下进气道主要性能参数随出口反压、来流马赫数、导弹工作高度的变化关系与二维数值研究结果<sup>[1]</sup>基本一致, 只是计算中所得总压恢复系数和流量系数较二维结果整体偏低, 这主要是由于虑及侧壁效应所致。非均匀来流条件下的计算结果表明, 当导弹飞行攻角发生变化(0°~ 6°)时内外流场耦合计算所得进气道内流动结构相互变化不大(见图 5), 但进气道流量系数比同马赫数均匀来流情况有所增加。另外随导弹飞行攻角的增加, 进气道总压恢复系数有所波动, 呈先减小后增加趋势。这说明在 0°~ 6°攻角范围内二元进气道具有良好的攻角特性, 体现了导弹弹体的预压缩作用。

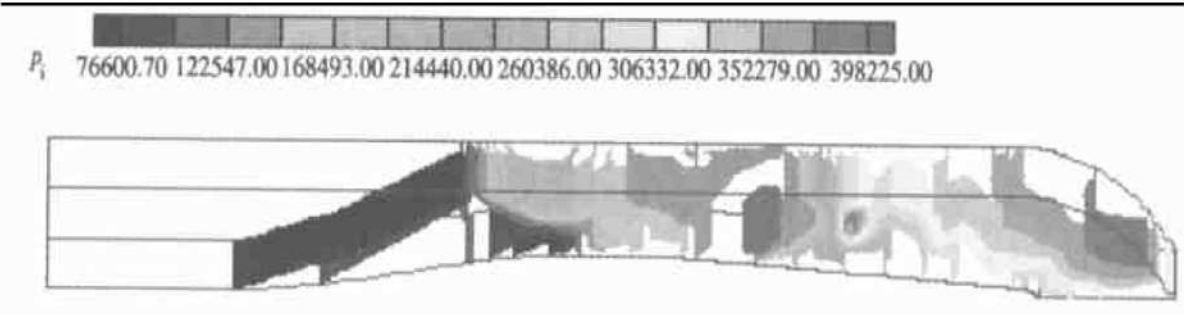


Fig. 1 Pressure contour

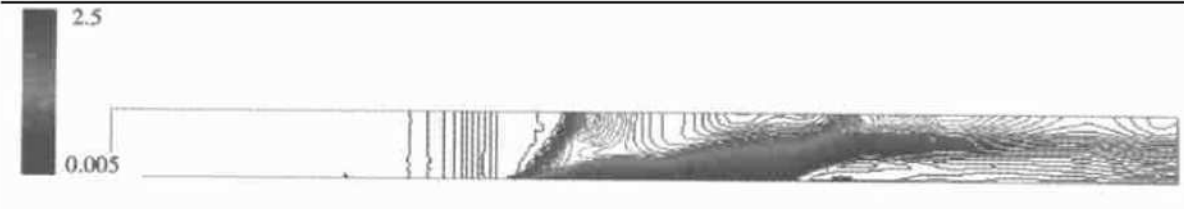


Fig. 2 Mach contour on the  $j = 15$  section

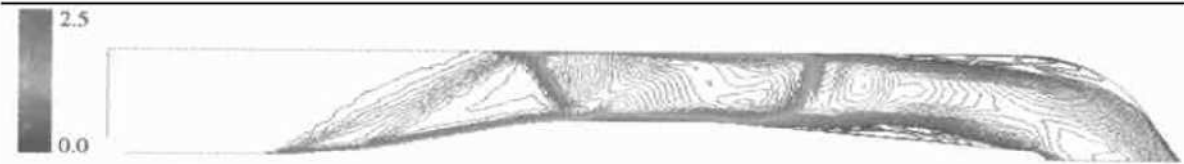


Fig. 3 Mach contour on the symmetry section



Fig. 4 Mach contour from 2-D calculation

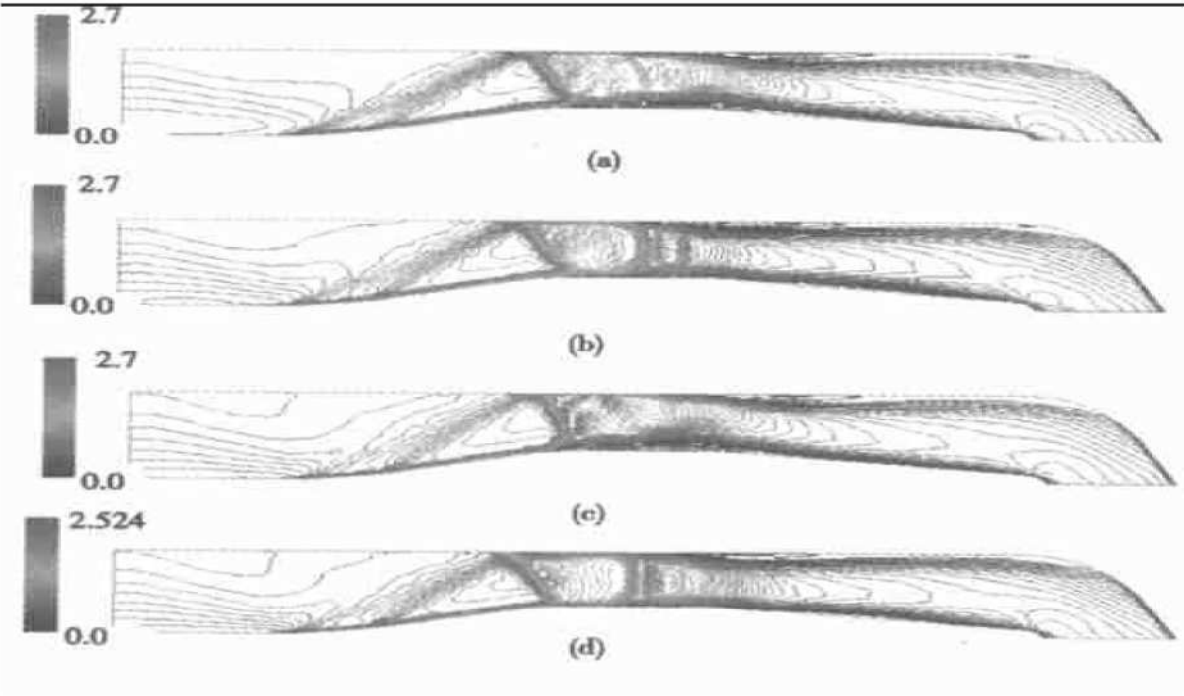


Fig. 5 Mach contour on the symmetry section of intake( $H = 10\text{km}$ ,  $Ma = 2.5$ ,  $p_b = 0.30\text{ MPa}$ )

(a)  $0^\circ$  attack angle, (b)  $3^\circ$  attack angle, (c)  $5^\circ$  attack angle, (d)  $6^\circ$  attack angle

## 4 结 论

采用三维方法计算二元超声速进气道内气体流动更加贴近真实流动情况,且可以提供主流截面及侧壁面上的流动参数分布等信息,这为深入分析进气道的流动参数及优化进气道型面结构提供了一定的辅助手段和参考依据。需要指出的是,三维计算需要耗费大量机时。另外,对本文计算所用进气道进行实验研究,并在此基础上对本文的算法进行校验将是我們下一步的工作。

### 参考文献:

- [1] 王国辉,李进贤,蔡体敏.空空导弹用二元混压超声速进

气道数值研究[J],推进技术,2000,21(4).

- [2] 陈乃兴,郑小清,周倩.跨音速单转子压气机三维流场的数值计算[J],航空动力学报,1995,10(2).
- [3] Liou Meng-Sing, Christopher J, Steffen J R. A new flux splitting scheme[J]. Journal of Computational Physics, 1993, 107: 23~39.
- [4] 张涵信.无波动无自由参数的耗散差分格式[J].空气动力学学报,1988,6(2).

(编辑:王居信)

(上接第107页)

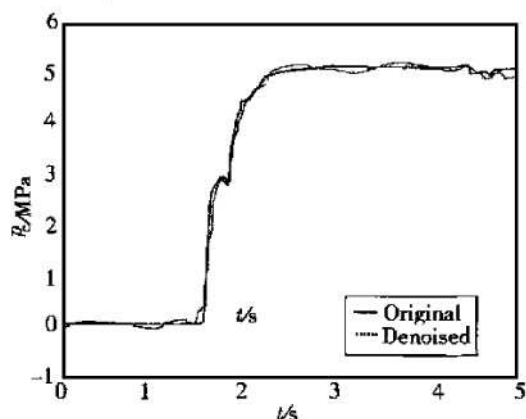


Fig. 3 Comparative analysis of thruster pressure  $p_c$

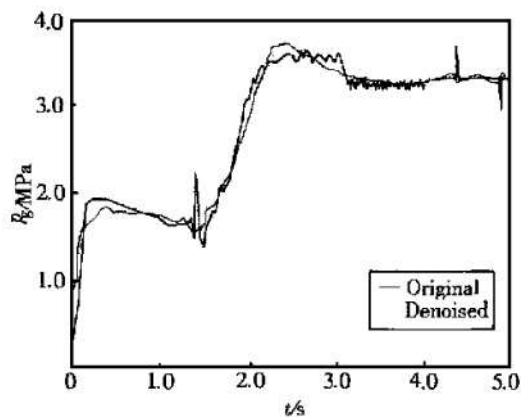


Fig. 4 Comparative analysis of gas generator pressure  $p_g$

(4) 通过小波分析能够将动态数据分解为反映过程“低频”特性的近似分量和反映“高频”特性的细节分量,因此通过逐级观察近似分量的变化趋势,就能判断出系统参数的变化趋势,而不会受到“高频”分量的干扰。利用这一特点就能够比较准确地对发动机状态和性能进行判断,从而可以有效地防止误判关机事件的发生;

(5) 液体火箭发动机动态数据中的“高频”分量反映了来自系统内外的各种扰动,对其在各个尺度的信息进行分析 and 判断,就能够对发动机动态过程的异常状态和故障进行有效的监测。

### 参考文献:

- [1] 杨尔辅,张振鹏,刘国球.小波分析及其在推进系统健康监控中的应用[J],推进技术,1997,18(1):73~78.

- [2] 刘贵忠,邸双亮.小波分析及其应用[M].西安:西安电子科技大学出版社,1992.
- [3] Mallat S G. A theory for multiresolution signal decomposition: the wavelet representation[J], IEEE Trans. on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 1989, 11(7): 674-693.
- [4] Mallat S G, Hwang W L. Singularity detection and processing with wavelets[J]. IEEE Trans. on Information Theory, 1992, 38(2): 617-643.
- [5] 杨宗凯.小波去噪及其在信号检测中的应用[J],华中理工大学学报,1997,25(2):1~4.
- [6] 陈章位,路甬祥.信号奇异性检测理论及其应用[J],振动工程学报,1997,10(2):147-155.
- [7] Donoho D L. Denoising by soft-thresholding[J], IEEE Trans. on Information Theory, 1995, 41(3): 613-627.

(编辑:王居信)