

文章编号: 1001-2486 (2001) 01-0015-04

等截面隔离段中激波串结构的数值模拟*

丁 猛, 李 桦, 范晓樯

(国防科技大学航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘 要: 采用二阶 TVD 格式的有限体积法耦合 Baldwin-Lomax 代数湍流模型求解雷诺平均 Navier-stokes 方程, 数值模拟了二维矩形等截面隔离段中的流动现象, 很好地模拟出由激波/附面层干扰所形成的复杂的激波串流场结构。计算结果与国外有关文献的结果进行了比较。

关键词: 数值模拟; 有限体积法; 隔离段; 激波串

中图分类号: V211.4 文献标识码: A

Numerical Simulation of Shock Train in a Constant Area Isolator

DING Meng, LI Hua, FAN Xiao-qiang

(College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: A finite volume method is used to simulate the shock train flows in a generic two-dimensional constant area isolator. Isolator is an important components of Dual-Mode scramjet. The interaction between a normal shock wave and a boundary layer along a wall surface in isolator compressible flows causes a very complicated flow. The interaction region including a shock train and a mixing region in it is referred to as "pseudo-shock". The finite volume method is used to solve the 2D Reynolds-averaged Navier-Stokes equation coupling the Baldwin-Lomax zero-equation turbulence model. In the numerical procedure, LUSGS method and TVD scheme are used. The numerical results simulate commendably the topology structure of the flows.

Key words: numerical simulation; finite volume method; isolator; shock train

航空航天事业的发展, 对新型超音速/高超音速空气推进系统的性能提出了更高的要求。在诸多面临的气动性能因素中, 对于内流场激波/附面层干扰现象的理解十分重要。诸如超燃发动机进气道、隔离段, 超音速喷管等部件流场都涉及此类问题。

隔离段是双模态发动机的重要部件, 它通常是一个等截面 (或近似等截面) 的管道。它有两个重要的作用: 一个是隔离 (或最小化) 进气道和燃烧室间的相互干扰, 以提供进气道一个较宽的连续工作范围; 另一个是把超音速来流减速为亚音速流动, 以提供亚燃模式下亚音速燃烧所需的流速与压力条件。隔离段的性能直接影响到发动机的工作稳定性和进气道的性能^[2]。对于它的流场研究有重要的意义。

在隔离段流场中, 为实现进气道喉部压力和燃烧室反压的匹配, 若不考虑激波与附面层干扰, 流场中只产生一道正激波 (厚度为分子平均自由程量级) 来完成从超音速入口到亚音速出口的流动转化。而在实际流动中, 激波与附面层相互作用, 在强干扰下, 正激波与附面层相交区域内出现分叉结构并形成“伪激波”结构。“伪激波”结构包括激波串结构与紧随其后的混合段。这时, 在激波与附面层相交处, 壁面附面层分离, 引起主流截面收敛, 以致初始正激波波后的中心区亚音速主流加速至音速, 此后附面层再附着, 中心区主流超音速膨胀直到形成第二道激波, 这样, 最终形成激波串结构。在激波串结构后, 流动并不是全部的亚音速流动而是超音速—亚音速混合流, 它们将在无激波作用下继续增压减速至完全亚音速 (如果管道足够长)^[1]。

当前, 有关内流场干扰现象的数值研究还较少, 而且对内流场激波/附面层干扰形成的激波串结构的数值模拟是计算流体力学中最具有挑战性的课题之一^[1]。本文针对隔离段内“伪激波”结构进行数值模拟, 采用有限体积法、隐式 LU 数值求解方法和 TVD 格式解雷诺平均 Navier-Stokes 方程, 湍流

* 收稿日期: 2000-09-20
基金项目: 湖南省自然科学基金资助项目 (99JJY2005)
作者简介: 丁猛 (1974-), 男, 硕士生。

模型为 Baldwin-Lomax 模型。

1 控制方程及其离散

本文采用的控制方程为二维雷诺平均的 Navier-Stokes 方程,其离散方法为有限体积法。有限体积的基本思想是将计算区域划分为若干个控制体单元,在每个单元内通量守恒(在二维情况下,单元为面元),因而将守恒方程写成积分形式:

$$\int_s \frac{\partial Q}{\partial t} dS + \int_{\Gamma} (\mathbf{F}_i - \mathbf{F}_v) \cdot \mathbf{n} dl = 0 \quad (1)$$

$$Q = [\rho, \rho u, \rho v, e]^T \quad \mathbf{F}_i = E_i \cdot \mathbf{i} + G_i \cdot \mathbf{j} \quad \mathbf{F}_v = E_v \cdot \mathbf{i} + G_v \cdot \mathbf{j}$$

其中, Q 为守恒变量矢量, \mathbf{F}_i 为无粘通量矢量, \mathbf{F}_v 为粘性通量矢量, \mathbf{n} 为单元边界曲线的外法向单位矢量。方程(1)可离散为:

$$\frac{\partial}{\partial t} (QS) + \sum_i \mathbf{F}_i \cdot \mathbf{n} dl = \sum_i \mathbf{F}_v \cdot \mathbf{n} dl \quad (2)$$

则控制体单元的 $(m+1/2)$ 界面 $(m=i, j)$ 上的通量可近似为:

$$(\mathbf{F}_i \cdot \mathbf{n} dl)_{m+1/2} = \hat{f}_{m+1/2}^i = (E_i n_\xi + G_i n_\eta)_{m+1/2}$$

$$(\mathbf{F}_v \cdot \mathbf{n} dl)_{m+1/2} = \hat{f}_{m+1/2}^v = (E_v n_\xi + G_v n_\eta)_{m+1/2}$$

(n_ξ, n_η) 为 \mathbf{n} 的分量, 方程(2)可写成:

$$\frac{\partial}{\partial t} (QS)_{i,j} + (\hat{f}_{i+1/2}^i - \hat{f}_{i-1/2}^i + \hat{f}_{j+1/2}^j - \hat{f}_{j-1/2}^j) = (\hat{f}_{i+1/2}^v - \hat{f}_{i-1/2}^v + \hat{f}_{j+1/2}^v - \hat{f}_{j-1/2}^v)$$

2 数值方法与边界条件

2.1 数值格式

在计算中,对粘性项采用中心差分,对无粘项离散采用了二阶精度的基于 Roe 平均的 OC-TVD 格式,其数值通量表达式为:

$$\tilde{f}_{m+1/2}^i = \frac{1}{2} [\hat{f}^i(Q_{m+1/2}^R) + \hat{f}^i(Q_{m+1/2}^L) - R_{m+1/2} | \Pi_{m+1/2} | L_{m+1/2}] \quad (3)$$

其中 $m+1/2$ 界面左、右两边的状态参数 $Q_{m+1/2}^L, Q_{m+1/2}^R$ 由基于 Roe 平均的 OC-TVD 格式得到^[3]。

2.2 求解方法

为提高收敛速度,我们采用 LU-SCS^[4] 求解方程。LU-SCS 方法先后在两个方向上递推求解,避免了矩阵求逆,大大减少了计算量。其最终表达式为:

$$\begin{aligned} [A_{i,j}/\Delta t + \rho(A_{i,j}) + \rho(B_{i,j})] \delta Q_{i,j}^* &= A_{i-1/2,j}^{n+} \delta Q_{i-1,j}^* + B_{i-1/2,j}^{n+} \delta Q_{i,j-1}^* + RHS_i + RHS_v \\ [A_{i,j}/\Delta t + \rho(A_{i,j}) + \rho(B_{i,j})] \delta Q_{i,j} &= -A_{i+1/2,j}^{n-} \delta Q_{i+1,j} - B_{i+1/2,j}^{n+} \delta Q_{i,j+1} \\ &+ [A_{i,j}/\Delta t + \rho(A_{i,j}) + \rho(B_{i,j})] \delta Q_{i,j}^* \\ Q_{i,j}^{n+1} &= Q_{i,j}^n + \delta Q_{i,j} \end{aligned} \quad (4)$$

$$\text{其中 } RHS_i = \tilde{f}_{i+1/2}^i - \tilde{f}_{i-1/2}^i + \tilde{f}_{j+1/2}^j - \tilde{f}_{j-1/2}^j \quad RHS_v = \hat{f}_{i+1/2}^v - \hat{f}_{i-1/2}^v + \hat{f}_{j+1/2}^v - \hat{f}_{j-1/2}^v$$

$$A^\pm = [A + \rho(A)]/2 \quad B^\pm = [B + \rho(B)]/2$$

A, B 为矢通量的 Jacobian 矩阵, $\rho(A_{i,j}), \rho(B_{i,j})$ 为 A, B 的最大特征值。

2.3 计算区域

计算区域为二维等截面矩形管道。考虑到流场上下对称,取下半个区域为计算区域,其长高比为 20:1。网格数为 501×51 。

2.4 边界条件

入口处指定为来流状态,且附面层厚度为零。在出口处,判定当地流动:若为超音速流动,则无需解析边界条件,数值边界条件采用一阶外推;若为亚音速流动,则指定出口反压,其余状态参数一

阶外推。对下壁面提绝热、无滑移物面条件。对称面提对称条件： $v = 0, \frac{\partial P}{\partial n} = \frac{\partial T}{\partial n} = \frac{\partial u}{\partial n} = 0$ 。

3 结果与分析

在以下结果说明与分析中，下标涵义如下： i 表示入口处， u 表示第一道激波波前处， w 表示物面处， c 表示中心线处， b 表示出口处， ρ 表示驻点。

流场参数： $Ma_i = 1.8, P_0/P_i = 3.0, Re_l = 5.5 \times 10^5, T_0 = 296K$

图 1、2 是物面和中心线的压力与马赫数分布图。图 3、4 分别是流场的压力等值线、马赫数等值

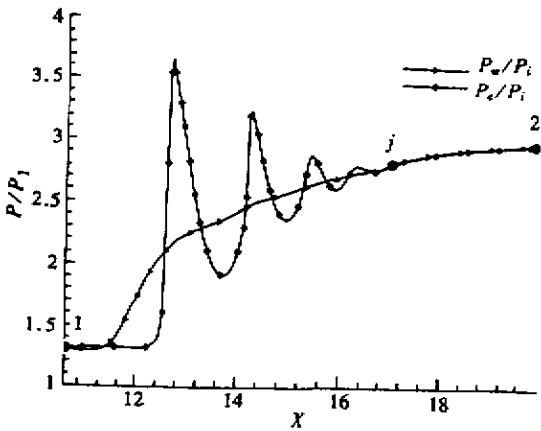


图 1 物面压力与中心线压力

Fig.1 Wall pressure & centerline pressure

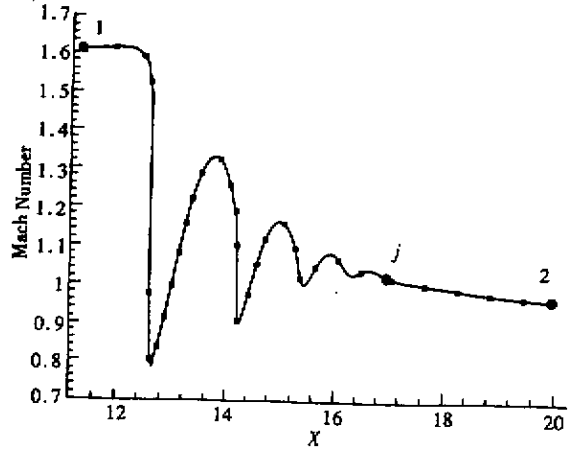


图 2 中心线马赫数

Fig.2 Centerline Mach number

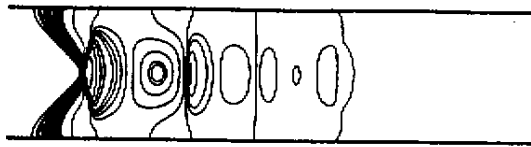


图 3 压力等值线

Fig.3 Pressure contours

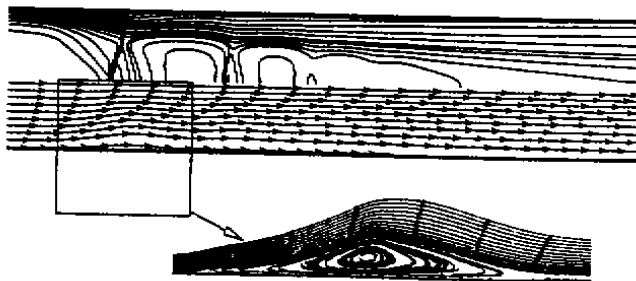


图 4 马赫数等值线与速度矢量

Fig.4 Mach number contours & velocity vector

线和速度矢量图。从图 1~2 可看出整个典型的伪激波结构：从 1 点到 j 点为激波串结构，紧随其后从 j 点到 2 点为混合段。而且由图 3~4 可清晰看出在第一道分叉正激波后，由于激波与附面层的强干扰

造成附面层分离并且其厚度迅速增厚, 其后的激波强度逐渐减弱, 激波间距也逐渐减小。图4还对第一道激波与附面层干扰处的速度矢量进行了局部放大, 从而可以清晰地体现出激波与附面层强干扰所诱导的附面层分离。

图5将本文的计算结果与Pei Lin的计算结果^[5]作了比较, 可以说我们非常好地模拟出了整个流场拓扑结构, 结果与文献结果也符合得较好。只是在第一道激波的位置上有所不同(我们的计算位置略靠前), 并导致了波前状态略微不同。分析其原因我们认为是由湍流模型的选取造成的。对于内流激波/附面层干扰问题的数值模拟, 湍流模型是一个关键因素^[1]。文献中, Pei Lin在分离区采用的是backflow模型, 而我们采用的是通用的Baldwin-Lomax模型。通过计算表明Baldwin-Lomax模型对于有较大分离区的流场计算效果不理想。

4 结论

本文发展了隐式LU + TVD有限体积算法, 它能够捕捉到复杂的激波系, 具有较高的激波分辨率, 而且迭代收敛较快。利用该方法成功地捕捉到隔离段内激波的反射、相交、激波/附面层的干扰、分离现象, 数值模拟了隔离段内的“伪激波”结构。

本文采用的Baldwin-Lomax代数湍流模型不适用于有较大分离区的流动, 今后对于类似问题, 需要选择更合适的湍流模型。

参考文献:

- [1] Kazuyasu M, Yoshiaki M, Heuy-Dong K. Shock train and pseudo-shock phenomena in internal in internal gas flows [J]. Progress in Aerospace Sciences 35 (1999): 33-100.
- [2] Saied Emami. Experimental investigation of inlet-combustor isolator for a dual-mode scramjet at a mach number of 4 [R]. N95-28343.
- [3] Chakravarthy S L. High resolution formulations for the NS equations [R]. N89-17824.
- [4] Seokkwan Yoon, Antony Jameson. Lower-Upper Symmetric-Gauss-Seidel Method for the Euler and Navier-Stokes equations [J]. AIAA JOURNAL 26 (9).
- [5] Pei Lin, G V R Rao, George M O'connor. Numerical analysis of normal shock train in a constant area isolator [J]. AIAA-91-2162.

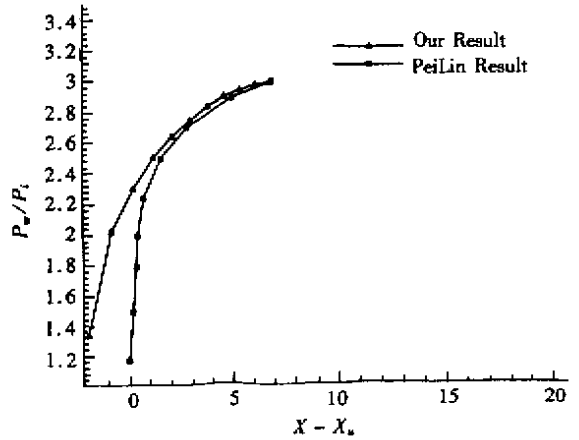


图5 计算结果比较

Fig.5 Comparison of computational results

