

文章编号: 1004-2486 (2002) 01-0018-04

超声速扩压器中激波串结构的数值模拟*

李桦, 范晓樯, 丁猛

(国防科技大学航天与材料工程学院, 湖南长沙 410073)

摘要: 通过求解由 BL 湍流模型封闭的二维、轴对称及三维雷诺平均 N-S 方程, 数值模拟了等截面超声速扩压器中由激波/附面层干扰诱导的复杂流场, 比较了二维直管、圆截面直管及三维矩形截面直管中的流场特性、激波串长度及压强恢复程度。在来流马赫数为 3.0 的二维直管计算中, 采用四步 Runge-Kutta 显式方法数值仿真了激波串自激振荡过程, 并与实验结果作了对比分析。

关键词: 超声速; 激波串; 数值仿真; 扩压器

中图分类号: V211.4 文献标识码: A

Numerical Simulation of the Shock Train Structure in the Supersonic Diffuser

LI Hua, FAN Xiao-qiang, DING Meng

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

Abstract: Complicated flow field of shock/boundary layer interaction in the supersonic diffuser is simulated by solving the Reynolds-averaged Navier-stokes equations in 2D, axisymmetric and 3D cases. The length of shock train, the distance of each shocks in it and the level of pressure recovered are compared with each case. Also, the oscillation phenomenon of the shock train is captured through Runge-Kutta method when the freestream mach number is 3 and the results are compared with experimental data.

Key words: supersonic; shock train; numerical simulation; diffuser

超声速扩压器的主要作用是在总压损失尽可能小的条件下将超声速气流减速至亚声速状态, 并提高扩压器出口静压, 以达到引射器设计所要求的高压条件。其另一作用是具有一定的反压承受能力, 当扩压器下游存在不稳定因素导致反压增加时, 扩压器能够隔离下游较大压强对入口的影响, 以避免在入口形成正激波导致总压大幅度损失, 进而导致扩压失败。在超声速风洞扩压段、吸气式发动机进气道隔离段以及气体激光器中均有功能类似的部件^[1]。通常情况下, 超声速扩压器由近似等截面直管构成, 截面形状为圆形或者矩形, 长度以能包含其内的激波串并且能将超声速气流减速至亚声速气流为准, 与入口截面参数存在着一定关系。入口截面的特征参数依具体情况不同常取为等效直径或者是入口高度。

1 数值求解方法

对于雷诺平均的二维、轴对称及三维 N-S 方程, 采用有限体积方法离散后^[2], 对无粘项采用了二阶精度的基于 Roe 平均的 OG-TVD 格式求解^[2], 对粘性项采用二阶中心差分, 对轴对称控制方程中的源项采取直接积分的方法。湍流的计算则采用了实现较为简单的 BL 代数湍流模型。

求解过程中为了避免矩阵求逆、提高收敛速度, 定常情况下采用了 LU-SGS 方法^[3]隐式迭代求解; 非定常情况采用经典的 Runge-Kutta 方法求解。入口边界提自由来流条件; 出口边界提压强条件 (若为超声速流动, 则无需解析边条, 数值边条采用一阶外推; 若为亚声速流动, 则指定出口反压, 其余状态参数一阶外推); 壁面提绝热、无滑移物面条件; 流动对称面 (线)、轴线提对称条件。

* 收稿日期: 2001-09-14

基金项目: 湖南省自然科学基金资助项目 (99JJY2005); 国防科大基础研究资助项目 (JC01-01-002)

作者简介: 李桦 (1962-), 男, 副教授, 博士。

2 超声速管流中的激波串结构

在超声速管道内流中,若不考虑激波与附面层干扰,将只产生一道正激波来完成从超声速到亚声速的转换。而在实际流动中,由于存在附面层,激波与附面层的相互作用改变了整个流场结构,当干扰强烈时,正激波与附面层相交的区域内出现分叉结构,气流在流动中呈现出减速-加速-再减速的状况,并形成激波串结构。对于管道中的激波串现象,早在20世纪50年代Neumann和Lustwerk等人在探索超声速风洞的设计中就已经有了试验观察结果^[4,5]。在随后的几十年中,国内外出现了不少针对超声速内流场中激波附面层干扰、激波串现象的实验、理论和数值研究^[1,6,7,8,9],对于激波串现象有了一定的认识。文献[8]对近年来所做的研究作了总结,文献[10]针对二维直管中的激波串结构作了较为详尽的数值仿真分析。

图1是采用前述方法对二维、轴对称、宽高比为3:2的矩形截面管道内激波串结构数值模拟结果的马赫数等值线(图1(c)所示截面为矩形截面管窄方向对称面),图2、3、4分别对应图1(a)、(b)、(c)中流动中心线上马赫数及静压分布。计算条件均为自由来流马赫数 $Ma_\infty = 2$,取入口半高 H (轴对称条件下取半径)为特征长度,来流雷诺数 $Re_\infty = 6.0 \times 10^6$,计算稳定时出口与入口压强之比分别为 $P_b/P_i = 4.4, 4.3$ 和 4.1 ,使得各种情况下第一道激波位置大致相同,以排除边界层厚度不同所带来的影响。从图中可以看出,在相同的条件下,各种截面的管道中表现为类似的激波串结构,伪激波区域长度与管口半高之比(L/H)由于截面形状的不同有所差异(依次为10.56, 8.4, 16.46),第一、二道激波的间距也存在着明显不同,分别为0.082, 0.051, 0.118。另外,第一道激波分叉点位置二维较三维(包括轴对称)更靠近中心线。分析其原因,三维情形下由于压缩效应较为明显,边界层的干扰比二维情形更加强烈,因此体现在三维条件下需要更大的正激波区对气流进行压缩。相应地,圆截面管中气流在各方向上均受到限制,再加速不够充分,则表现为激波间距、激波串长度比二维略短。然而,在宽高比为3:2的矩形截面管中情形有所不同,当气流受到第一道激波压缩后,气流可以朝着较宽的方向流动,有较大的再加速空间,因此,其伪激波长度、激波间距均比前二种情形偏大。

管道中的激波串随着马赫数的不同会表现为不同的结构。图5是引自文献[10]中对二维情形在不同马赫数条件下计算的流场结果。可以看到,当马赫数增加时,激波串中各道激波的距离也随着增加,进而整个伪激波区域相应增加,第一道激波由低马赫数的正激波逐渐变化为分叉激波形态,激波诱导的分离区由极小转变为较大范围,激波附面层的干扰随之变得更加强烈。

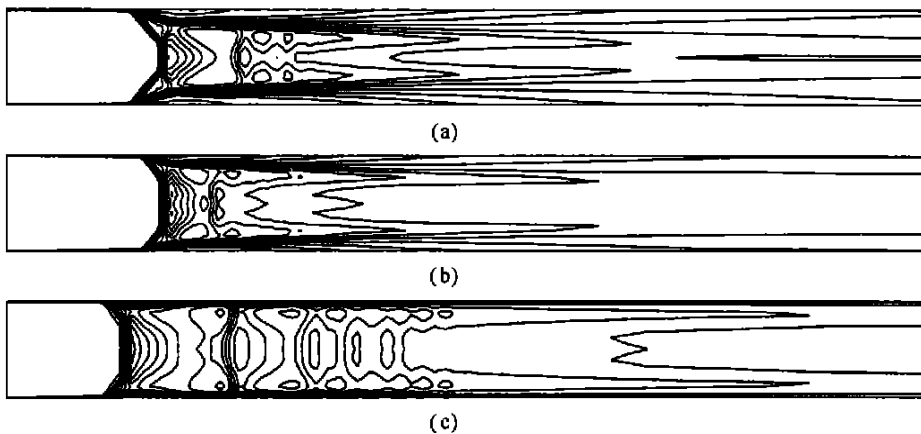


图1 马赫数等值线(由上至下分别为二维、轴对称、三维结果)

Fig. 1 Contour of mach number ((a): 2d (b): axi (c): 3d)

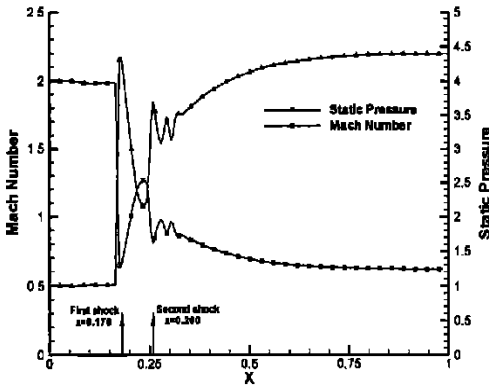


图 2 二维管中心线上马赫数、静压分布
Fig 2 Mach number and static pressure distribution along the centerline of 2D duct

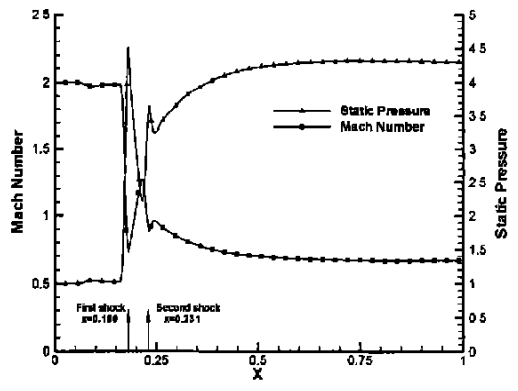


图 3 轴对称直管中心线上马赫数、静压分布
Fig. 3 Mach number and static pressure distribution along the centerline of the axisymmetric duct

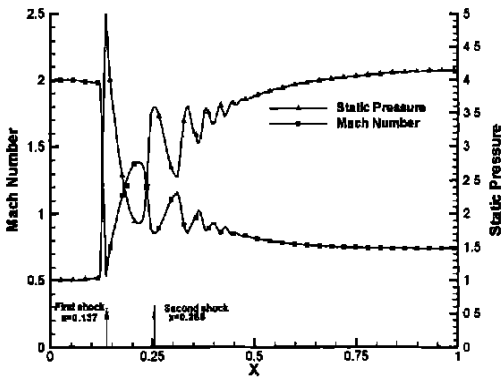


图 4 三维矩形直管中心线上马赫数、静压分布
Fig 4 Mach number and static pressure distribution along the centerline of the 3D duct

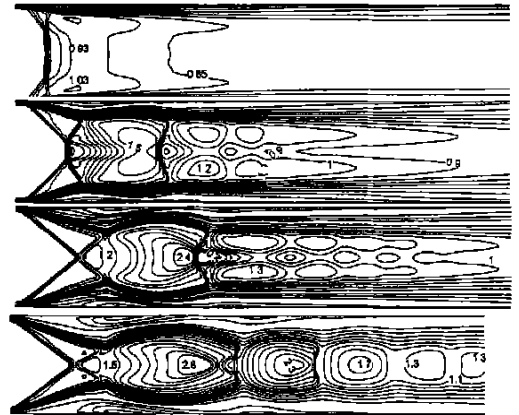


图 5 马赫数等值线 (由上至下 $Ma = 1.5, 2.0, 2.5, 3.0$)
Fig. 5 Mach contours at $Ma = 1.5, 2.0, 2.5, 3.0$

3 激波串在管道中的自激振荡现象

在马赫数大于 3.0 时，我们观察到了激波串的自激振荡现象。关于激波串在管道中的自激振荡现象，国内外所做的研究不多，也没有见过数值模拟的报道，其形成机理尚不清楚。有人认为是来流的湍流波动导致了自激振荡现象，也有人认为是激波诱导的分离不稳定性所导致。为了能够较为精确地再现这一非定常过程，采用时间具有二阶精度的 4 步 Runge-Kutta 显式方法在不同马赫数下对二维直管做了计算。图 6 (a) 是引自文献 [8] 的实验结果，图中曲线描述了管道中各道激波位置随时间的变化情况，可以看出激波串在管道中的位置是极不稳定的，各道激波表现出的振荡基本一致，其振荡频率可以分为低频和高频两个层次，分别为 10Hz 和 100Hz 的量级。图 6 (b) 是计算过程中第一道激波与入口截面距离随时间的变化历程。由于缺少文献 [8] 所引用的原始文献，其具体实验数据不详，因此仅作粗略比较说明。从图中可以看出，数值方法所捕捉到的激波串自激振荡频率为 10Hz 的量级，远低于实验结果表现出的 100Hz 的频率。对于这样的结果，我们认为原因可以从以下两点进行分析：

一是采用湍流模型模拟湍流的真实性。就目前的计算机水平采取湍流模型的方法来模拟湍流是较为现实的。从国内外近年来对湍流模型的研究情况看来，不同的湍流模型对不同的流场和不同的求解格式、求解方法其结果存在着较大差异。在众多的湍流模型中如何选取一种适合流场具体情况的湍流模型显得至关重要。本文计算所采取的 BL 湍流模型是比较简单的代数湍流模型，对于内流场和分离

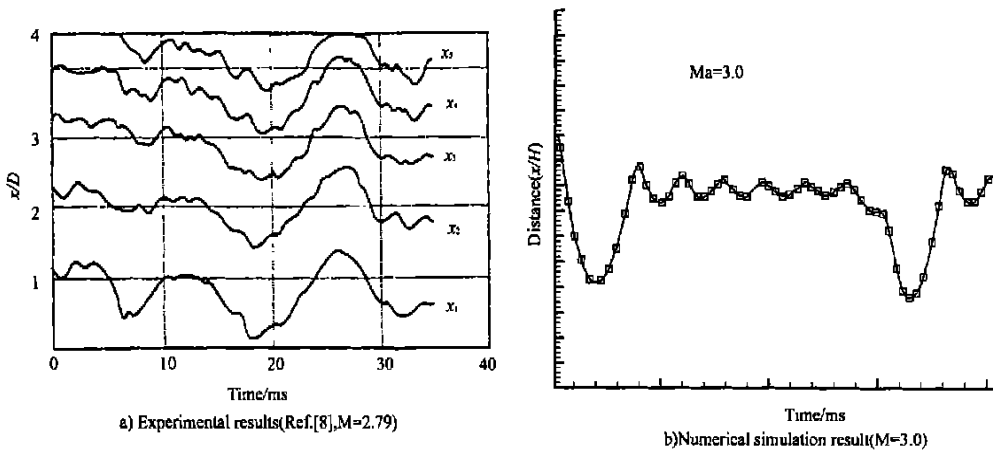


图6 二维直管中激波串自激振荡现象结果比较

Fig. 6 Oscillation of shock train with time in constant area 2D duct

区的计算存在着一定困难。当马赫数较大时分离十分严重，而分离的不稳定性又很有可能是激波串自激振荡产生的原因，因此采取其它能够较为准确模拟分离区湍流流场的模型作计算比较是很有必要的。另外，采用湍流模型的方式模拟湍流流场尤其是具有复杂激波附面层干扰、分离的非正常湍流流场本身存在着一定的缺陷，对于激波串自激振荡这种强非正常过程的模拟则更加缺乏可信性。

二是所采用的计算方法基于雷诺平均的 N-S 方程，虽然其时间平均尺度很小，远小于在实验中所观察到的高频振荡的尺度，但在这一时间尺度下正好平均了湍流的脉动特性，如果分离的不稳定性是由于湍流脉动所导致的话，那么在物理上的高频振荡现象就有可能因为 N-S 方程中的时间平均而在数值模拟中消失。

超声速管流中激波串自激振荡现象的物理形成机理是值得探索的问题，其数值模拟方法也值得探讨。

4 结论

本文采用数值方法模拟了超声速扩压器中的激波串结构及其自激振荡现象，研究比较了二维、轴对称及三维矩形截面管道中激波串结构的异同，结果表明二维与三维情形下激波串长度、激波间距存在着一定差异，在工程设计中扩压器的长度不能简单地从二维结果加以考虑，应针对截面具体形状适当地考虑三维效应影响。高马赫数条件下，激波串在管道中会发生自激振荡，其数值模拟方法尚需探讨。

参考文献:

- [1] D. Om, M. E. Childs. An Experimental Investigation of Multiple Shock Wave/Turbulent Boundary Layer Interactions in a Circular Duct [R]. AIAA paper 83-1744, 1983.
- [2] Chakravarthy S L. High resolution formulations for the NS equations [R]. N89-17824, 1989.
- [3] Seokkwan Yoon, Antony Jameson. Lower-Upper Symmetric-Gauss-Seidel Method for the Euler and Navier-Stokes equations [J]. AIAA JOURNAL, 26(9).
- [4] Neumann E P, Lustwerk F. Supersonic diffusers for wind tunnels [J]. J Appl Mech, 1949, 16(2): 195-202.
- [5] Neumann E P, Lustwerk F. High Efficiency Supersonic Diffusers [J], J Aeronaut Sci, 1951, 18(6): 369-374.
- [6] D. Om, M. E. Childs. Multiple Transonic shock-wave / turbulent boundary-layer interaction in a Circular duct [J]. AIAA Journal, 1985, 23(5): 707-714.
- [7] Carroll B F, Lopez-Fernandez P A, Dutton J C. Computations and experiments for a multiple normal shock/boundary-layer interaction [J]. J Propulsion Power 1993; 9(3): 405-411.
- [8] Kazuyasu M, Yoshiaki M, Heun-Dong K. Shock train and pseudo-shock phenomena in internal in internal gas flows [J]. Progress in Aerospace Sciences, 1999, 35: 33-100.
- [9] 丁猛, 李桦, 范晓楠. 等截面隔离段中激波串结构的数值模拟 [J]. 国防科技大学学报, 2000, 23(1): 15-18.
- [10] 丁猛. 超声速/高超声速进气道⁴隔离段流场的数值模拟 [D]. 长沙: 国防科技大学, 2001.