

文章编号 :1001 - 2486(2004)06 - 0001 - 04

三维超声速开式空腔振荡特性研究*

侯中喜, 夏刚, 秦子增

(国防科技大学航天与材料工程学院, 湖南长沙 410073)

摘要 采用时间 3 阶、空间 5 阶的高精度、高分辨率格式, 对稳态来流条件下超声速开式空腔的非定常振荡特性进行数值研究。通过二维和三维空腔压力变化、声压级、振荡频率等参数的计算和分析表明: 空腔内存在典型的压力振荡, 振荡有近似的周期性, 且变化规律较复杂, 三维空腔对主振荡频率影响较小, 但振荡强度有较大的不同。

关键词 超声速复杂流场; 非定常开式空腔; WENO 格式

中图分类号 :V211.3 **文献标识码** :A

The Numerical Analysis of Oscillatory Characteristics in 3D Supersonic Open Cavity

HOU Zhong-xi, XIA Gang, QIN Zi-zeng

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

Abstract The unsteady oscillatory characteristics in supersonic cavity are numerically studied in the steady inflow condition. 5 order WENO scheme and 3 order Runge-Kutta algorithm are used. Through numerically calculating and analyzing the pressure changing procedure, sound pressure level, oscillatory frequency in 2D and 3D cavity, it shows that there is typical pressure oscillatory in cavity. The oscillatory has approximate cycle, but the law of cycle is very complex. 3D cavity exerts little effect on the main oscillatory frequency, but the oscillatory intensity is quite different in 2D and 3D.

Key words supersonic complex flowfield; unsteady open cavity; WENO scheme

超声速开式空腔一般指空腔短而深、流动特征是存在横跨空腔的剪切层, 空腔内、外通过自维持的剪切层振荡相互影响, 共生出脱落的涡、弱的非定常激波、膨胀波和压力波, 并且这些流动结构相互影响, 形成了复杂的流动状态。超声速开式空腔包括两类: 一类是被动产生的, 包括飞行器部件间的各种接缝、隐身和超声速巡航性能要求造成飞行器外挂物的内藏等; 另一类是主动设计的, 因为在超声速气动控制领域, 亚声速常用的突出装置会带来强的激波、严重的局部热应力和高阻力等问题, 但合理配置的开式空腔不会产生较强的激波和严重的局部热应力, 同时空腔内较强的旋涡可以沿流向将外界流体不断卷入, 提高了边界层同主流动能的交互, 增加流动的延迟时间, 且阻力增加得并不多, 被应用于混合增强、火焰保持^[7]、激波/边界层分离控制^[8]、边界层扰流器^[6]、推力矢量控制和热防护^[8]等领域。

实验表明, 超声速开式空腔内外存在着复杂的非定常流动, 涉及自激的压力振荡和周期性空腔内质量的增加和减少, 流场中包含非定常涡的生成、脱落和破裂, 包含湍流、激波以及声波之间的相互干扰, 存在严重的压力波动和强烈的噪声场。计算中要考虑高精度模拟各种尺度的光滑结构, 同时也要考虑光滑与非光滑结构的相互作用, 因此, 计算方法应具有高精度、高分辨率的特性。

空腔流动研究最早出现于 20 世纪 50 年代, 在 80 年代前^[1~3]主要集中在亚声速和跨声速范围内, 随着飞行器速度的进一步提高, 超声速空腔的数值模拟和实验研究也逐渐增多, 超声速空腔振荡影响的因素更多, 受数值方法和实验技术的局限, 对现象和机理的认识并不统一, 但采用喷流实现空

* 收稿日期 2004 - 04 - 10

基金项目: 国家部委基金资助项目(413130101)

作者简介: 侯中喜(1973—)男, 副教授, 博士。

腔主动控制的研究已经开始出现,90年代后^[6~10],随着实验显示技术的飞速发展和超声速计算气动声学方法的兴起,对空腔机理方面的研究和认识已取得了一些共识^[5~9],但空腔内旋涡、剪切层之间的能量传递、振荡产生和约束相关因素的作用机理还没有一致的解。随着隐身和超声速巡航飞行器的发展、超燃发动机中火焰稳定和混合增强的需求,超声速开式空腔的研究又进入了一个全新的阶段,同时,空腔的应用领域也大大扩展了,包括空腔的激波/边界层控制、推力矢量控制和减阻控制等方面。

1 控制方程和数值方法

1.1 雷诺平均的 NS 方程

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{E}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial z} = \frac{\partial \mathbf{E}_v}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{F}_v}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{G}_v}{\partial z}$$

湍流模型采用 B-L 模型,相关方程和其中物理量意义参见文献 [5]。

1.2 高精度、高分辨率 DRP 优化的 WENO 格式

WENO 格式是在 ENO 格式的基础之上构造的,它通过选择性地对 ENO 重构值进行加权处理,以在光滑区满足更高阶的计算要求,而在间断区保持原有的 ENO 性质。DRP 格式的基本思想是格式参数使得相对于网格尺度较小波长的短波有高的分辨率。

1.3 时间项的处理方法

采用具有 TVD 性质的 3 阶 Runge-Kutta 算法,如对于时间为 m 阶的格式。

$$u^{(i)} = \sum_{k=0}^{i-1} [\alpha_{ik} u^{(k)} + \Delta t \beta_{ik} L(u^{(k)})] \quad (i = 1, \dots, m)$$

其中 3 阶具体参数参见文献 [5]。

2 计算及分析

2.1 声压级计算公式

空腔内存在着由于压力振荡引起的噪声场,其声压级 L_p (Sound Pressure Level) 采用下式定义,对应的单位是分贝数:

$$L_p = 10 \lg(\bar{p}^2 / p_o^2)$$

式中,基准声压 p_o 为 2×10^{-5} Pa。

2.2 空腔流动计算条件

本文计算了空腔长深比为 $L/D = 3$ 的二维和三维情况下开式空腔的流动,空腔长度为 L ,深度为 D ,对应的雷诺数为 1.93×10^6 ,来流马赫数 $Ma_\infty = 2.0$ 。二维空腔内的网格数是 80×50 ,空腔外的网格数为 163×67 ,壁面处网格采用了加密处理,空腔后缘长度取深度 D 的 5 倍。

空腔固壁采用无滑移绝热条件;入口处给定来流条件,在边界层范围内通过估算的速度型给定;出口采用无反射边界条件;上边界采用外推的方法。由于流动的非定常特性,初始条件较难直接给出,因此采用首先插值给出初场,然后计算经过 10 个特征时间流动基本进入较为稳定的循环,此时的流动参数作为初场。

2.3 实验检验

为了检验程序计算的可靠性,对比文献 [1] 给出有实验数据的算例进行了计算,具体的条件为 $L/D = 2$, $Ma_\infty = 2.0$, $Re_\theta = 3.69 \times 10^4$, $\theta = 0.979$ 。在空腔底部壁面 $x/L = 2/3$ 处,实验测定的频率约为 23 kHz, SPL 为 164.41 dB,该空腔曾在 Kaufman 实验室进行过详细的实验研究。文献采用了双薄层 N-S 方程和 B-L 湍流模型。算例计算经过了 71 个特征时间周期,整个运行时间在 Cray 90 机器上为 212 h,经过 6 个周期计算后,结果为 $x/L = 2/3$ 处的频率为 26.2 kHz, SPL 是 167.54 dB。

通过计算得出,空腔底部 $x/L = 2/3$ 处的频率为 25.3 kHz, SPL 是 163.2 dB,计算结果同实验相比,对振荡的声压估计得较好,频率上较为接近,较文献的计算结果有一定的改进。

2.4 二维空腔流动的分析

超声速开式空腔在定常来流和边界条件下,产生了明显的非定常压力脉动,不同时刻、不同位置处波系的分布各不相同,较为复杂。图1中(a)、(b)分别给出了 T_1 、 T_2 时刻长深比为3的空腔压力等值线图。图2(a)给出了 3×1 空腔内底部中心处压力脉动图,图2(b)给出了空腔内后缘壁面中心处压力脉动图,这里 T_1 、 T_2 是一个近似周期内的不同时刻。

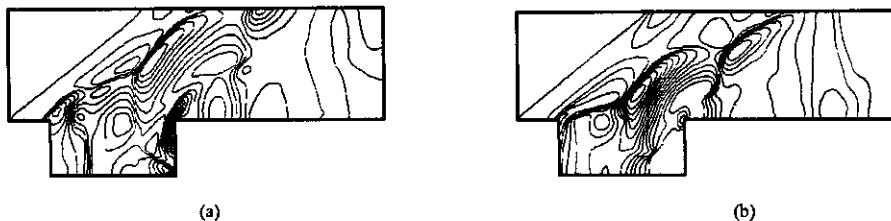


图1 开式空腔不同时刻压力等值线图

Fig.1 Pressure contour of open cavity at different time

从图2可以看出,空腔中压力波动较大,最小的压力为0.12(压力的单位为采用 $\rho_\infty u_\infty^2$ 无因次化的值),而最大的压力达到0.29,但其时平均压力仅为0.1976,与来流的0.18相差不大,而空腔后壁压力脉动变化的幅度更高达5倍多,因此在空腔设计时一定要考虑压力振荡对结构的破坏作用,不能按平均压力值来分析问题。

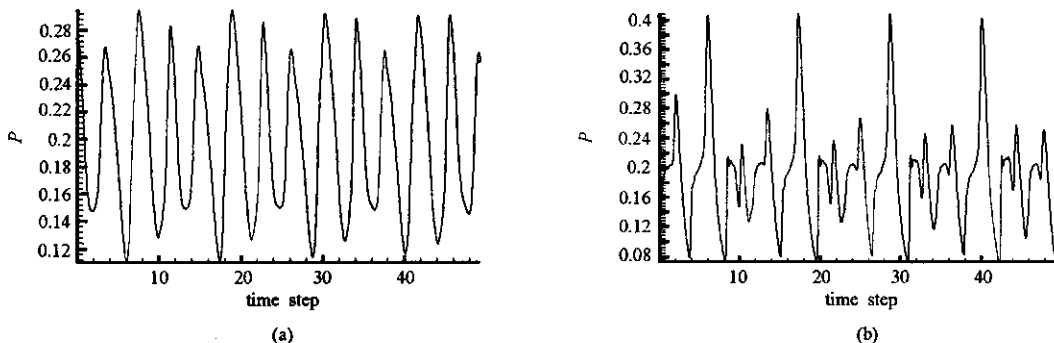


图2 二维 3×1 空腔内底部中心处压力脉动图

Fig.2 2D 3×1 open cavity pressure oscillatory at center of bottom

2.5 三维超声速开式空腔的流场分析

分析三维 3×1 空腔的流动特征,其他参数均与二维情况相同,只是在 Z 方向有了一宽度,数值等于深度 D 。图3给出了 T_n 时刻三维空腔的压力等值面,表1给出了同二维流动特征的比较。由计算结果可知:三维空腔内压力脉动的特性与二维基本相同(如脉动主频率),但脉动压力的振荡激烈程度要小于二维,如图4和表1所示,因此,声压强度也低于二维空腔。由于三维空腔内部同外部流动主要是通过剪切层和空腔内外的涡相互耦合,受空腔内平行于来流方向 Z 壁面的限制,空腔内的参数分布沿 Z 向变化不明显,而空腔外的三维特性较为明显,在工程应用中应该注意空腔外的三维特征。

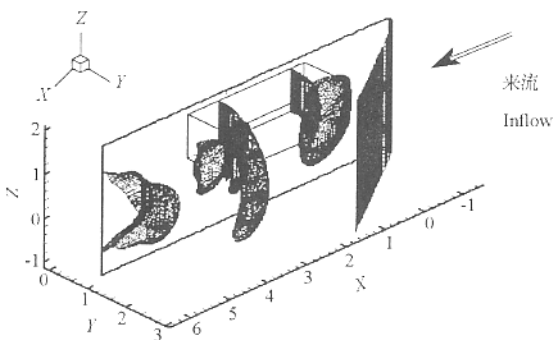


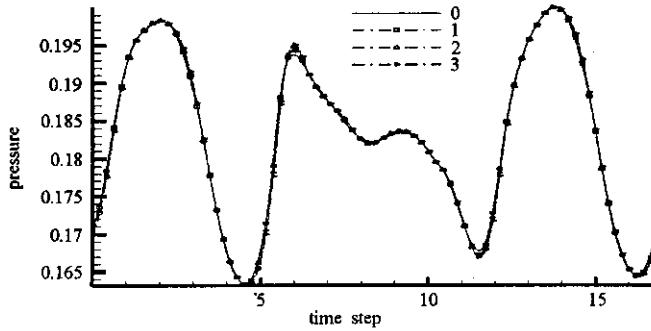
图3 T_n 时刻三维 3×1 空腔压力等值面

Fig.3 Pressure contour of 3D 3×1 open cavity at T_n time

表1 二维、三维空腔流动振荡参数表

Tab.1 Oscillatory parameters of 2D,3D cavity flowfield

结构形式	三维 3×1		二维 3×1	
位置(site)	底面中心点	后壁中心点	底部中心	后壁中心
平均压力	0.18242	0.18263	0.19759	0.19006
声压级 L_p	168.896	174.907	183.309	185.333

图4 三维 3×1 空腔底部垂直于 X 方向中心线上的压力脉动图Fig.4 Pressure contour of open cavity at different time (3×1 cavity)

3 结论

(1) 来流平行于三维空腔 Z 向壁面时,压力脉动周期同相应的二维情况是基本一致的,由此可以初步推断,振荡引起的机理主要是流向流动结构的形成及同空腔结构相互作用引起的,这对进一步的研究有指导作用;

(2) 空腔在稳态来流条件下产生了复杂的非定常的压力脉动,三维开式空腔的压力振荡特性较相应的二维空腔有明显的减弱,声压强度和平均压力都小于二维空腔,因此,在应用中需要了解空腔的三维特性;

(3) 三维空腔内、外通过剪切层的耦合,形成了复杂的三维流动结构,空腔内压力的变化沿垂直于流动的方向并不明显,空腔外的三维特性较为显著。

由于超声速开式空腔的流动极为复杂,仍有许多问题需要分析,如空腔内波、涡相互作用的机理,来流方向变化对空腔流动的影响等,都有待进一步的研究。

参考文献:

- [1] Tam C J. Algebraic Turbulence Model Simulations of Supersonic Open-cavity Flow Physics [J]. AIAA Journal ,1996 ,34(1).
- [2] Shih S H , Hamed A. Unsteady Supersonic Cavity Flow Simulations Using Coupled $k-\epsilon$ and Navier-Stokes Equations [J]. AIAA Journal , 1994 ,32(10).
- [3] Unalms O H , et al. Planar Laser Imaging of High Speed Cavity Flow Dynamics [R]. AIAA Paper 98 -0776 ,1998.
- [4] Wang Z J ,Chen R F. Optimized Weighted Essentially Non-oscillatory Schemes for Linear Waves with Discontinuity [J]. JCP ,2001 , 174.
- [5] 侯中喜. 超声速复杂流场并行数值模拟及高阶格式研究 [D]. 国防科技大学博士学位论文,2000.
- [6] Robert C M. Characteristics of Compressible Shear Layer over a Cavity [J]. AIAA Journal ,2001 ,39(3).
- [7] Adela B Y , Ronald K H. Cavity Flame-holders for Ignition and Flame Stabilization in Scramjets : An Overview [J]. Journal of Propulsion and Power ,2001 ,17(4).
- [8] Karman G , et al. The Year in Review-fluid Dynamics [J]. Aerospace America ,2001 ,(12).
- [9] Braurle R A , et al. Hybrid Simulation Approach for Cavity flows : Blending , Algorithm , and Boundary Treatment Issues [J]. AIAA Journal 2003 ,41(8).
- [10] Poggie J , et al. Large-scale Structures in a Compressible Mixing Layer over a Cavity [J]. AIAA J ,2003 ,41(12).

