

文章编号: 1000-8055(2007)10-1765-06

# 导弹垂直发射系统三维超声速射流的数值模拟

徐悦<sup>1</sup>, 张振鹏<sup>1</sup>, 田爱梅<sup>1</sup>, 陈小庆<sup>2</sup>

(1. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京, 100083;

2. 中国运载火箭研究院 总体设计部, 北京, 100076)

**摘 要:** 对导弹垂直发射系统(VLS, Vertical launching system)内的三维湍流流场进行了数值模拟. 采用了单元中心有限体积法和三阶迎风 TVD 差分格式离散 Navier-Stokes 方程, 采用双时间步和预处理过程提高计算收敛速度, 引入对角化的双时间 ADI 算法求解控制方程. 仿真结果准确地模拟了发射系统内的激波形成过程, 真实地反映出 VLS 中的复杂流动. 研究表明, 压力室底部射流中心的波后压强以大约 1 200 Hz 的频率振荡.

**关 键 词:** 航空、航天推进系统; VLS; 导弹; 射流; 激波; 双时间步格式; 预处理

**中图分类号:** V430

**文献标识码:** A

## Numerical simulation on three-dimension supersonic jet of missile vertical launching system

XU Yue<sup>1</sup>, ZHANG Zhen-peng<sup>1</sup>, TIAN Ai-mei<sup>1</sup>, CHEN Xiao-qing<sup>2</sup>

(1. School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

2. Institute of Chinese Launch Vehicle, Beijing 100076, China)

**Abstract:** The three-dimensional turbulent flow fields of missile Vertical launching system (VLS) are computed. Cell-centered finite-volume method and 3rd-order upwind spatial differencing with TVD option is applied for Navier-Stokes governing equations. Dual-time stepping and preconditioning procedure are utilized for improving the calculating convergence velocity. The diagonalized, dual-time ADI algorithm is employed to integrate the governing equations. Shock forming in the plenum chamber is simulated accurately. The complex flow pattern in Vertical Launching System was described veritably. The current studies show that the pressure of jet center at the bottom of plenum chamber oscillates with a frequency about 1200 Hz.

**Key words:** aerospace propulsion system; VLS; missile; jet flow; shock wave; dual-time stepping scheme; preconditioning

随着海战技术的发展,反舰武器的战斗性能显著增强,复杂的作战环境对舰载防空导弹的性能提出了更高的要求.舰载导弹垂直发射系统具有结构简单、可靠性高、雷达非同步工作和全方位发射等优点,是目前世界上最先进的舰载武器系统<sup>[1]</sup>.VLS 由安装在舰艇甲板下的一组发射箱组

成,见图 1.当导弹点火时,发动机燃气喷射进入发射箱下面的压力室中,射流冲击压力室底面后,转折进入垂直的排烟道排出.

导弹点火发射过程中,为了使发动机燃气能够安全排出发射系统,必须掌握发射系统内流场的特性.发动机燃气射流在发射箱内形成一个

收稿日期: 2006-09-19; 修订日期: 2007-01-26

作者简介:徐悦(1979-),男,辽宁沈阳人,博士生,主要从事导弹发射系统动力学研究.

含有激波的复杂流场,发射装置和导弹均处于高温高压的恶劣燃气环境中,采用试验测量方法成本高、精度低,而且很难获得相关的流场参数.基于计算流体力学(Computational Fluid Dynamics, CFD)的 VLS 燃气流场数值模拟<sup>[2-3]</sup>能够弥补试验的不足,但是在已经开展的数值研究中大部分采取把发射系统简化为柱坐标系下的二维模型,由于 VLS 燃气流场是典型的非对称三维湍流流场,因此这种简化方法不能真实模拟燃气流在发射系统内的流动状态.

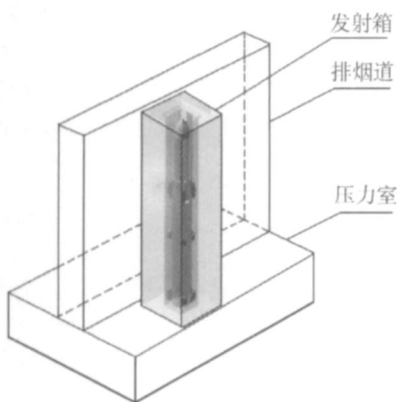


图 1 舰载导弹垂直发射系统

Fig. 1 Ship-based missile vertical launching system

本文采用单元中心有限体积法对导弹点火过程的 VLS 三维湍流流场进行了数值仿真.控制体界面通量采用三阶精度 TVD 格式,引入双时间步和预处理方法提高非定常计算的效率,湍流模型采用  $q\omega$  双方程湍流模型,离散的方程组采用对角化 ADI 算法求解.

1 仿真方法

1.1 N-S 控制方程组

根据火箭发动机喷射试验,把发动机燃气射流简化为粘性的可压缩理想气体,不考虑化学反应和热损失.三维直角坐标系下的非稳态时均 N-S 方程组可写成如下形式<sup>[4]</sup>:

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{E}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial z} = \mathbf{L}(\mathbf{U}_v) + \mathbf{H} \quad (1)$$

其中  $\mathbf{U} = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho H - p_t \\ \rho q \\ \rho \omega \end{pmatrix}$   $\mathbf{E} = \begin{pmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p_t \\ \rho uv \\ \rho uw \\ \rho Hu \\ \rho uq \\ \rho u\omega \end{pmatrix}$

$$\mathbf{F} = \begin{pmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ \rho v^2 + p_t \\ \rho vw \\ \rho Hv \\ \rho vq \\ \rho v\omega \end{pmatrix} \quad \mathbf{G} = \begin{pmatrix} \rho w \\ \rho uw \\ \rho w^2 + p_t \\ \rho wv \\ \rho Hw \\ \rho wq \\ \rho w\omega \end{pmatrix} \quad \mathbf{H} = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ S_q \\ S_\omega \end{pmatrix}$$

$$\mathbf{U}_v = (p_t, u, v, w, T, q, \omega, Y_i)^T$$

$$S_q = \frac{1}{2} \rho q \left[ C_\mu d_T S / \omega - \omega (1 + \xi^* F(M_t)) - \frac{2}{3} D \right]$$

$$S_\omega = \rho \left[ C_1 \left( C_\mu S - \frac{2}{3} D \omega \right) - (C_2 - \xi F(M_t)) \omega \right]$$

其中  $L$  为粘性扩散项算子,湍流模型采用了修正的  $q\omega$  双方程湍流模型,  $q$  和  $\omega$  分别为湍流速度 ( $q = \sqrt{k}$ ) 以及扩散率与湍流动能之比 ( $\omega = \varepsilon/k$ ),其它湍流参数可参考文献[5].

1.2 双时间步和预处理方法<sup>[6]</sup>

当求解低马赫数流动时,往往会因为对流通量雅各比矩阵的条件数较大使求解效率降低,因此采用预处理方法,在方程组左端添加一个虚拟时间导数项,虚拟时间项的预处理过程用矩阵  $\Gamma$  来表示,用于优化内部迭代收敛性能.广义坐标系下的双时间步预处理非定常 N-S 方程组如下

$$\Gamma \frac{\partial \mathbf{U}_v}{\partial \tau} + \frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{E}}{\partial \xi} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial \eta} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial \zeta} = \mathbf{Y}(\mathbf{U}_v) + \mathbf{H} \quad (2)$$

1.3 控制方程组的离散和求解

应用欧拉隐式离散,得到

$$\left( \Gamma + \frac{3\Delta\tau}{2\Delta t} \mathbf{P} + \Delta\tau \frac{\partial \mathbf{A}_v}{\partial \xi} + \Delta\tau \frac{\partial \mathbf{B}_v}{\partial \eta} + \Delta\tau \frac{\partial \mathbf{C}_v}{\partial \zeta} \right) \mathbf{U}_v^n = \mathbf{U}_v^{n-1} + \Delta\tau \left( \frac{3\mathbf{U}_v^{n-1} - 4\mathbf{U}_v^n + \mathbf{U}_v^{n+1}}{2\Delta t} + \mathbf{R}^k \right) \quad (3)$$

其中雅各比矩阵  $\mathbf{P} = \partial \mathbf{U} / \partial \mathbf{U}_v$ ,  $\mathbf{A}_v = \partial \mathbf{E} / \partial \mathbf{U}_v$ ,  $\mathbf{B}_v = \partial \mathbf{F} / \partial \mathbf{U}_v$ ,  $\mathbf{C}_v = \partial \mathbf{G} / \partial \mathbf{U}_v$ ,  $n$  为物理时间步长,  $k$  为虚拟时间步长.

包括了粘性项和源项的残差表示为

$$\mathbf{R}^k = \frac{\partial \mathbf{E}^k}{\partial \xi} + \frac{\partial \mathbf{F}^k}{\partial \eta} + \frac{\partial \mathbf{G}^k}{\partial \zeta} - \mathbf{Y}(\mathbf{U}_v)^k - \mathbf{H}^k \quad (4)$$

式(3)的求解是对一个块七对角矩阵系统求逆的过程,计算量很大.选择 ADI 因式分解方法<sup>[6]</sup>近似地对式(3)的左边项求逆,这种块三对角求逆方法比块七对角求逆有更高的效率.

把虚拟时间导数项和物理时间导数项进行合

并得到

$$S = \Gamma + \frac{3}{2} \frac{\Delta \tau}{\Delta t} P$$

执行 ADI 近似因式分解,得到

$$S \left[ I + \Delta \tau S^{-1} \frac{\partial A_v}{\partial \xi} \right] \left[ I + \Delta \tau S^{-1} \frac{\partial B_v}{\partial \eta} \right] \times$$
  
$$\left[ I + \Delta \tau S^{-1} \frac{\partial C_v}{\partial \zeta} \right]$$
  
$$\Delta U_v = - \Delta \tau \left( \frac{3U^k - 4U^n + U^{n-1}}{2\Delta t} + R^k \right) \quad (5)$$

使用对角化处理<sup>[8]</sup> 进一步提高计算效率,把矩阵  $S^{-1}A_v$ ,  $S^{-1}B_v$  和  $S^{-1}C_v$  进行对角化得到

$$S^{-1}A_v = M_\xi \Lambda_\xi M_\xi^{-1}$$
  
$$S^{-1}B_v = M_\eta \Lambda_\eta M_\eta^{-1}$$
  
$$S^{-1}C_v = M_\zeta \Lambda_\zeta M_\zeta^{-1}$$

其中  $M_\xi$ ,  $M_\eta$  和  $M_\zeta$  是矩阵的右特征向量矩阵,  $M_\xi^{-1}$ ,  $M_\eta^{-1}$  和  $M_\zeta^{-1}$  是左特征向量矩阵,  $\Lambda_\xi$ ,  $\Lambda_\eta$  和  $\Lambda_\zeta$  是分别包含  $S^{-1}A_v$ ,  $S^{-1}B_v$  和  $S^{-1}C_v$  的特征值的对角化矩阵. 通过特征向量矩阵的分解得到

$$SM_\xi \left[ I + \Delta \tau \frac{\partial \Lambda_\xi}{\partial \xi} \right] M_\xi^{-1} M_\eta \left[ I + \Delta \tau \frac{\partial \Lambda_\eta}{\partial \eta} \right]$$
  
$$M_\eta^{-1} M_\zeta \left[ I + \Delta \tau \frac{\partial \Lambda_\zeta}{\partial \zeta} \right] M_\zeta^{-1} \Delta U_v =$$
  
$$- \Delta \tau \left( \frac{3U^k - 4U^n + U^{n-1}}{2\Delta t} + R^k \right) \quad (6)$$

采用追赶法求解出  $\Delta U_v = U_v^{k+1} - U_v^k$ .

2 数值模拟结果与分析

2.1 算例验证

首先对文献[9]中的 VLS 射流流场进行了二维轴对称数值仿真,并将计算结果和实验数据进行了对比. 采用与导弹形状一致的圆形发射箱近似实际的矩形发射箱,假设弹体和发射箱的几何轴线是同轴的,在此基础上对发射系统内流场进行轴对称简化<sup>[9]</sup>. 图 2 为该流场的物理区域和网格划分,其中  $S_{in}$  是发动机喷管的出口;  $S_{out}$  为排烟道出口,其余边界均为发射箱内壁面.

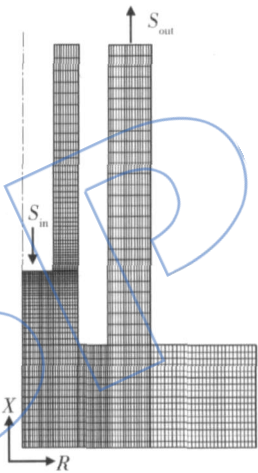


图 2 轴对称发射系统网格划分

Fig. 2 Grids of axisymmetric VLS

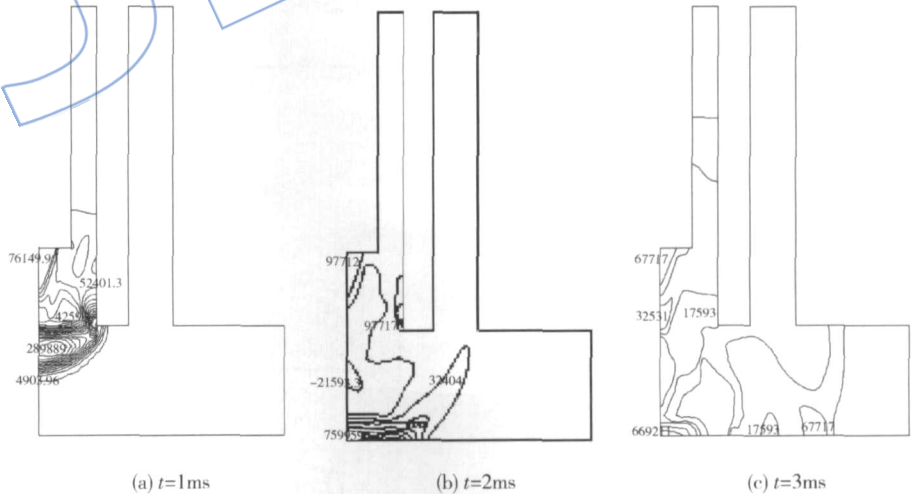


图 3 当  $t = 1\text{ ms}$ ,  $t = 2\text{ ms}$  和  $t = 3\text{ ms}$  时的压强分布

Fig. 3 Pressure contours when  $t = 1\text{ ms}$ ,  $t = 2\text{ ms}$  and  $t = 3\text{ ms}$

图 3 分别为  $t = 1\text{ ms}$ ,  $t = 2\text{ ms}$  和  $t = 3\text{ ms}$  时计算得到的压强等值线,图中给出的压强分布以及激波的形成过程和文献[9]的计算结果基本一致. 压力室底部正对发动机轴线的射流中心压强

的平均计算值  $1\,036\,052\text{ N} \cdot \text{m}^{-2}$  以及实验测量平均值  $1\,060\,172\text{ N} \cdot \text{m}^{-2}$ ,二者的相对误差为  $2.28\%$ ,可见计算值和测量值是相当吻合的.

2.2 VLS 三维瞬态流场仿真计算

三维 VLS 的计算区域包括了压力室、矩形排烟道以及部分发射箱, 喷管出口以上的发射箱中的燃气速度比较低, 对发射系统内的流动影响非常小, 因此忽略了这个低流速区域, 与喷管出口在同一平面内的发射箱区域用虚拟壁面代替. 压力室简化为矩形结构, 忽略了压力室的导流装置等内部结构, 这样仍然能够保留燃气射流流动的主要特性. 根据 VLS 的  $4 \times 2$  共 8 组发射箱组成一个发射单元的结构特点, 需要考虑发射箱在 A 和 B 两种发射位置下的流场特性.

以 A 发射位置为例, 计算区域共划分为 43 个网格块. 网格块 1-33 为压力室; 网格块 34-38 为排烟道; 网格块 39-43 为发射箱部分. 采用文献 [10] 提供的参数作为计算的已知条件,  $S_{in}$  为发动机喷管出口即超声速入口边界, 马赫数、温度、压强和湍流参数均假设为确定的均匀流, 马赫数为 2.8, 温度 1 796 K, 静压 0.17 MPa 以及相应的湍流边界条件.  $S_{out}$  出口边界为亚声速的排烟道出口, 给定出口压强为大气压强, 其他出口边界参数由外推得到. 发射箱内壁面以及虚拟壁面边界均取无滑移绝热条件. 将 A 位置的发射箱部分沿  $X$  方向平移至合适位置, 即可模拟 B 发射位置的发射工况. 流场初始状态假设为发动机燃气开始射出喷管的瞬时, 因此假设整个流场的初始压强  $p = 0.1 \text{ MPa}$ , 初始温度  $T = 293 \text{ K}$ , 整个流场无流动, 因此  $u = v = w = 0 \text{ m/s}$ .

三维网格见图 4 所示, 采用了块匹配的六面体结构化网格. 在发射箱及弹体的壁面处都进行了适当的网格加密; 喷管出口处进行适当调整, 使网格尽量正交. 计算过程中在发射箱、压力室和排烟道的多个拐点处容易得到非物理温度, 因此相应提高了这些位置的网格密度. 在流速较低的排烟道位置网格较粗.

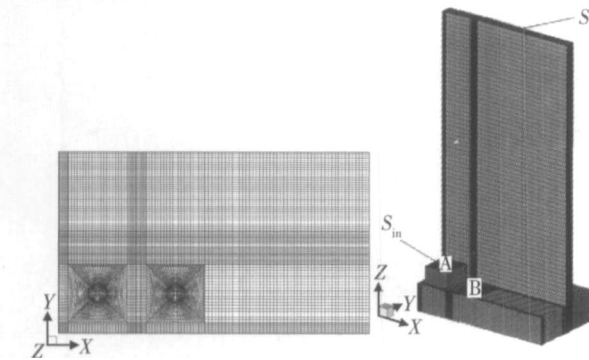


图 4 三维 VLS 流场网格划分

Fig. 4 Grids of three-dimension VLS flow

图 5 为 A 发射位置在  $t = 2 \text{ ms}$  时不同剖面位置的马赫数等高线分布图. 从这些图中可以看出, 发动机射流离开喷管后迅速向压力室内膨胀, 冲击到压力室的底面上形成马赫盘, 波后气流在压差作用下沿着底面向周围加速膨胀, 形成了复杂的燃气流动区域. 靠近射流的壁面阻碍了超声速的燃气流而形成激波, 然后转向横向和垂直方向流动. 此时射流以及马赫盘都受到近壁面燃气的挤压而向反方向偏移, 见图 5(a)(c). 在压力室底面即  $XY$  平面内, 能够看出射流马赫盘波后气流冲击壁面产生的激波. 图 6 为导弹在 B 发射位置  $t = 3 \text{ ms}$  时各个剖面的相对压强等高线, 由于受到的壁面阻碍要比 A 发射位置的小很多, 因此马赫盘的偏移并不明显. 图 6(d) 表明一部分燃气已经进入排气道, 向出口方向进行扇形膨胀.

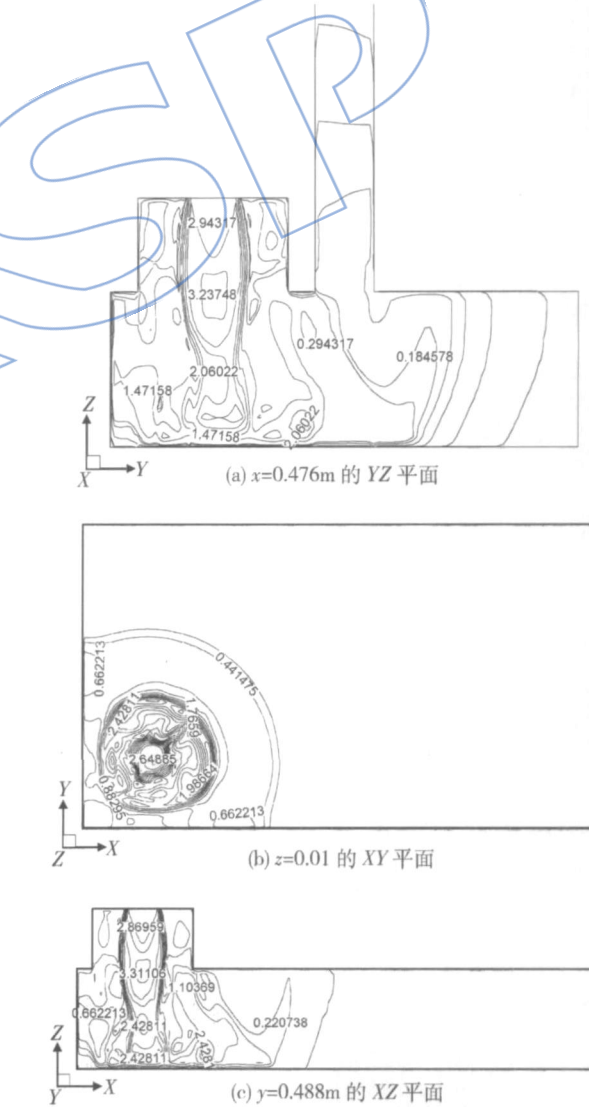


图 5 A 发射位置  $t = 2 \text{ ms}$  时的马赫数分布

Fig. 5 March number contours of launch situation A ( $t = 2 \text{ ms}$ )

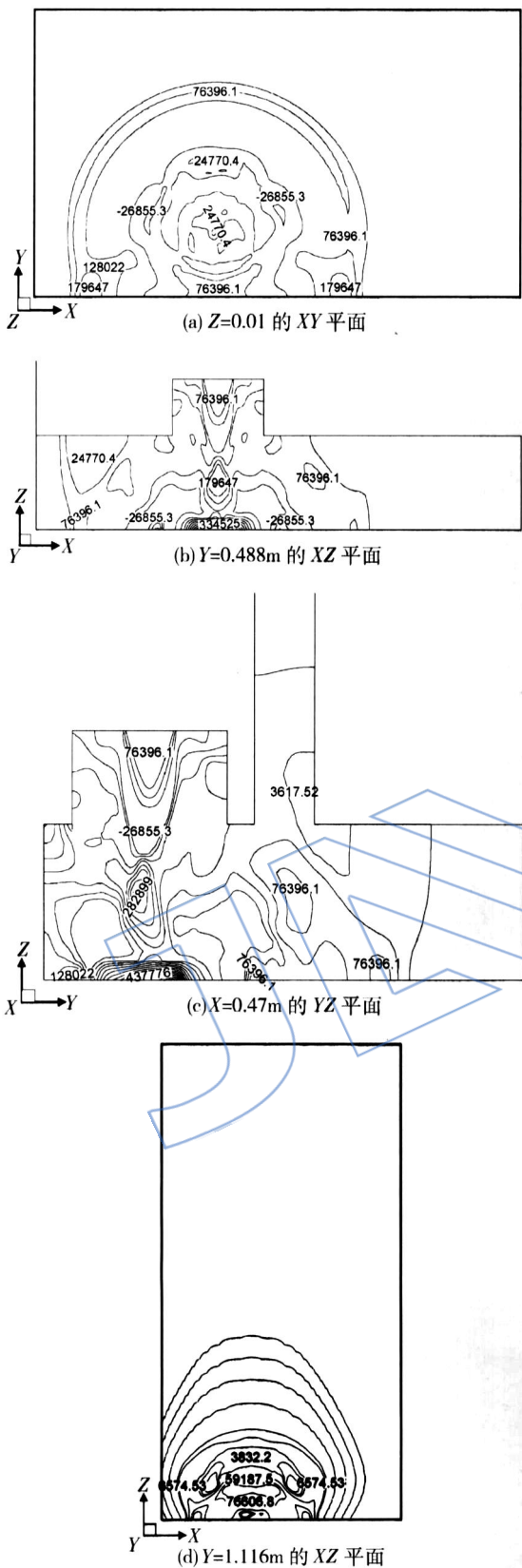


图 6 B 发射位置在  $t=3\text{ ms}$  时的压强等值线

Fig. 6 Pressure contours of launch situation B ( $t=3\text{ ms}$ )

图 7(a) 为 100 ms 内压力室底部正对发动机轴线的射流中心压强随时间变化的曲线,该压强

为冲击射流形成的正冲激波后压强,该压强曲线表明波后压强是很不稳定的. 采用 Butterworth 低通滤波法,通过 FFT 变换对 40~50 ms 之间的压强曲线进行降噪处理,图 7(b) 中给出了在不同截止频率下的滤波曲线,结果表明在 1 200 Hz 的截止频率下,滤波后压强曲线基本保持不变,因此可判断射流中心在压力室底面上的波后压强是以约 1 200 Hz 左右的频率振荡,波系保持动态的稳定. 一般发生机械故障的频率范围是 1 000~10 000 Hz,因此在导弹发射过程中应该使电子器件等设备的工作频率尽量远离发射系统内流场的波系振荡频率范围.

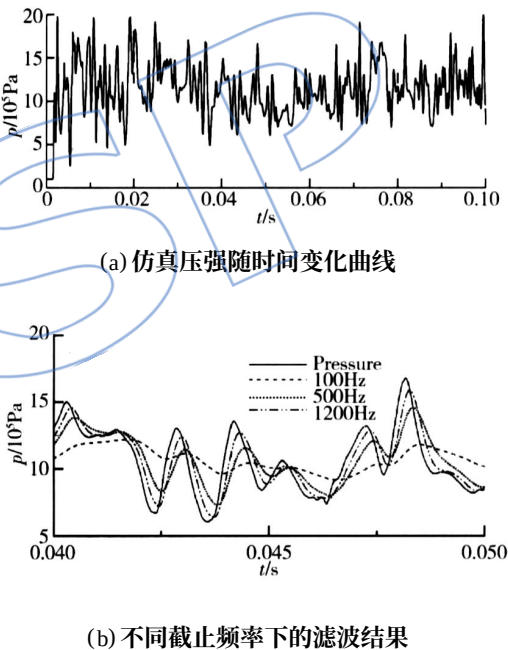


图 7 压力室底部射流中心压强随时间变化曲线

Fig. 7 Pressure contours of jet center at the bottom of plenum chamber

### 3 结 论

对导弹发射过程中发射系统内的超声速冲击射流流场进行了三维数值仿真,将燃气在发射箱、压力室和排烟道中的流动结合起来,真实模拟了发射系统内的燃气流动以及激波形成过程. 仿真结果表明,压力室内存在着冲击射流引起的激波振荡,这种激波振荡有可能威胁到发射系统的安全工作.

在 VLS 的设计初期对发射系统燃气流场进行 CFD 仿真,能够给结构设计提供丰富的参考依据,保证了导弹垂直发射过程的安全性.

## 参考文献:

- [ 1 ] Kulesz J J. MK 41 vertical launching system fleet application [J]. Naval Engineers Journal ,1985 ,97(4) :174-184.
- [ 2 ] Yagla J J ,Anderson L P. Internal ballistics and missile launch environment for the vertical Launching system[R]. AIAA Paper 1982-0855.
- [ 3 ] York B J , Sinha N , Dash S M. Navier-Stokes simulation of plume/ vertical launching system Interaction flowfields [R]. AIAA Paper 92-0839.
- [ 4 ] Douglas A S. Numerical study of unsteadiness in non-reacting and reacting mixing layers [D]. Pennsylvania: the Pennsylvania State University , the Graduate School , Department of Mechanical Engineering ,1999.
- [ 5 ] Coakley T J , Huang P G. Turbulence modeling methods for high speed Flows[R]. AIAA87-0286.
- [ 6 ] Coakley T J , Huang P G. Turbulence modeling for high speed flows[R]. AIAA Paper 92-0436.
- [ 7 ] Venkateswaran S , Charles L M. Dual time-stepping and preconditioning for unsteady computations [R]. AIAA95-0078.
- [ 8 ] Pulliam T H , Chaussee D S. A diagonal from of an Implicit approximate factorization algorithm[J]. Journal of Computational Physics , 1981 ,39 :347-363.
- [ 9 ] 王革,廖伦鹏,杨道伟,等. 导弹垂直发射中二次流场计算[J]. 宇航学报,1995 ,16(4) :59-65.  
WANG Ge ,L IAO Lunpeng , YANG Daowei ,et al. A numerical calculation of secondary flow 's flowfield for the missile vertical launching system[J]. Journal of Astronautics ,1995 ,16(4) :59-65.
- [ 10 ] 郜冶. 舰载导弹垂直发射燃气排导装置的流动和动力特性 [D]. 西安:西北工业大学 ,1995.