

封闭式发射管内燃气流场数值模拟^{*}

徐 强¹, 李 军², 廖光煊¹

(1. 中国科技大学 火灾科学国家重点实验室, 安徽 合肥 230026;

2. 南京理工大学 机械学院, 江苏 南京 210094)

摘 要: 针对密封盖未及时开启造成发射装置损坏的问题进行了数值模拟。数值模拟采用多组分含有限速率非平衡化学反应流动模型, 利用有限体积 TVD 数值格式求解方程组的对流项, 对于化学反应造成的源项则采用四阶龙格库塔求解。研究表明密封盖不及时开启会在弹管间隙中形成破坏性的流动结构, 在弹管间隙内存在着包含起始冲击波的激波振荡, 这是导致发射装置损坏的重要因素。

关键词: 导弹发射管; 喷管气流; 数值仿真

中图分类号: V553.1

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2002) 01-0045-04

Numerical simulation of exhausted flow field in closed launch tube

XU Qiang¹, LI Jun², LIAO Guang-xuan¹

(1. State Key Lab. of Fire Science, China Univ. of Science and Technology, Hefei 230026, China;

2. Coll. of Mechanics, Nanjing Univ. of Science and Technology, Nanjing 210094, China)

Abstract: Numerical simulation was conducted to study launching equipment damage caused by open delay of air-proof cover. The flow model of multiple constituents finite rate unsteady state chemical reaction was used in numerical simulation, and finite volume TVD scheme used in solving convection term of the equation group. The source term generated by chemical reaction was solved by four-order Runge-Kutta algorithm. Study result shows shock oscillation with initial shock wave would be caused by open delay of the cover, and this harmful flow structure would lead to serious damage to launch equipment.

Key words: Missile launch tube; Nozzle flow; Numerical simulation

1 引 言

火箭导弹武器系统常采用贮运管式发射装置以提高战时反应速度。发射管的两端安装有密封盖。实弹射击时, 由于密封盖开启不及时使发射管出现局部变形现象。文献[1]曾经对燃气回流与密封盖开启时间的关系进行了实验研究。文献[2]对密封盖未及时开启所形成的管内流动进行了实验分析。对燃气冲击密封盖造成的回流在弹管间隙中流动现象的数值模拟尚无报道。为了更好地把握被反射燃气进入弹管间隙后的流动结构, 有必要对此状态进行数值模拟。火箭、导弹燃气是由燃烧产物所组成的混合性气

体, 当这些组分处于高温、高压时, 彼此间存在一定的相互反应。组分间由于热力学特性的不同, 还存在相互间的扩散, 包括质量、动量及能量扩散。对真实燃气射流采用多组分含有限速率非平衡化学反应流动模型^[3], 利用有限体积 TVD 数值格式^[4~7]求解方程组对流项, 对于化学反应造成的源项则采用四阶龙格-库塔法求解, 其中化学动力学问题由 CHEMKIM^①软件包求解。

2 流动模型

以三组分系统为例(三组分以上系统情况可相应类推, 详细推导见参考文献[3]), 三维含有限速率非

^{*} 收稿日期: 2001-02-02; 修订日期: 2001-03-26。

作者简介: 徐 强 (1968—), 男, 博士, 工程师, 研究领域为瞬态流场实验与分析技术。

平衡化学反应流体流动的守恒型方程组为

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{F}(\mathbf{U})}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{G}(\mathbf{U})}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{H}(\mathbf{U})}{\partial z} = \mathbf{W}(\mathbf{U}) + \mathbf{S}(\mathbf{U}) + \mathbf{S}_\delta(\mathbf{U}) \quad (1)$$

其中各列向量的组成为

$$\mathbf{U} = \begin{bmatrix} \rho_1 \\ \rho_2 \\ \rho_3 \\ m \\ n \\ l \\ E \end{bmatrix}, \mathbf{F}(\mathbf{U}) = \begin{bmatrix} \rho_1 u \\ \rho_2 u \\ \rho_3 u \\ mu + p \\ nu \\ lu \\ (E + p)u \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{G}(\mathbf{U}) = \begin{bmatrix} \rho_1 v \\ \rho_2 v \\ \rho_3 v \\ mv \\ nw + p \\ lv \\ (E + p)v \end{bmatrix}, \mathbf{H}(\mathbf{U}) = \begin{bmatrix} \rho_1 w \\ \rho_2 w \\ \rho_3 w \\ mw \\ nw \\ lv + p \\ (E + p)w \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{S}_\delta(\mathbf{U}) = -\frac{\delta \mathbf{U}}{y} = \begin{bmatrix} \rho_1 \\ \rho_2 \\ \rho_3 \\ m \\ n \\ l \\ (E + p)/\rho \end{bmatrix}, \mathbf{W}(\mathbf{U}) = \begin{bmatrix} \dot{\omega}_1 \\ \dot{\omega}_2 \\ \dot{\omega}_3 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{S}(\mathbf{U}) = \begin{bmatrix} \frac{\partial(\rho_{1m} \frac{\partial Y_1}{\partial x})}{\partial x} + \frac{\partial(\rho_{1m} \frac{\partial Y_1}{\partial y})}{\partial y} \\ \frac{\partial(\rho_{2m} \frac{\partial Y_2}{\partial x})}{\partial x} + \frac{\partial(\rho_{2m} \frac{\partial Y_2}{\partial y})}{\partial y} \\ \frac{\partial(\rho_{3m} \frac{\partial Y_3}{\partial x})}{\partial x} + \frac{\partial(\rho_{3m} \frac{\partial Y_3}{\partial y})}{\partial y} \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

式中 ρ_i 为燃气组分 i 的密度; m, n, l 为燃气在 x, y, z 方向流动的动量, 相应 u, v, w 为燃气在 x, y, z 方向的流动速度; E 为燃气的总能量; p 为燃气的静压; $\dot{\omega}_i$ 为组分 i 由于化学反应造成的质量添加; Y_i 为组

分 i 的质量分数; D_{im} 为组分 i 相对于混合流的扩散系数; δ 为流动性质参数, $\delta=0$ 为平面流动; $\delta=1$ 为轴对称流动。

3 区域与边界条件

物理区域如图 1 所示, 物理区域由燃烧室、喷管、区域 1~5 组成。其中燃烧室、喷管和区域 3 组成了弹的底部区域部分, 区域 4 为弹管间隙, 即二次流产生的部位。区域 1, 2, 5 为弹底与密封盖间的间隙。

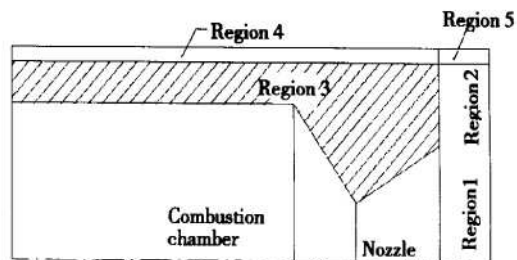


Fig. 1 Scheme of physical region

计算区域为区域 1, 2, 4, 5 以及喷管内靠近弹底附近的纵向两排网格 (主要是为了满足 5 点 TVD 数值格式的需要。为第二类网格类型), 区域 3 为非计算区域。考虑到研究的是弹管间隙内的二次流问题, 因此区域 4 内的纵向网格数为 40, 横向网格由右向左采用逐渐增大的等比尺寸, 为 90 个网格单元。区域 1 为横向 40, 纵向 50 的均匀网格。区域 2 相当于弹底的壁厚部分, 计算时在喷管与区域 2 的拐点处出现问题 (网格粗糙时出现密度为负的情况), 因此这一附近区域需要较密的网格设置, 同时为了节省有效的网格数, 区域 2 横向为 40, 纵向为由下向上逐渐变大的等比尺寸网格, 网格数为 30, 本文中为了清楚显示而进行了简化, 等比变化可见区域 4 所示。区域 5 的横、纵向网格由区域 2 和 4 共同决定。边界条件为:

(1) 燃烧室、喷管、区域 1 下方点画线为弹体及发射管的几何轴线, 认为是同轴的。最下面两排网格在纵向相对此轴线满足对称边界条件;

(2) 区域 1, 2, 5 的右边界、区域 2 的左边界、区域 4 的上下边界均为固壁反射条件;

(3) 区域 4 的左边界上的两排网格上的流动参数采用外推法获得;

(4) 喷管内右边界附近两排网格在考虑喷管扩张角的情况下, 计算过程中各流动参数的值假定保持不变, 其值来源于发动机的内流动计算。

计算网格如图2所示。参与迭代计算的区域为区域1, 2, 4, 5。

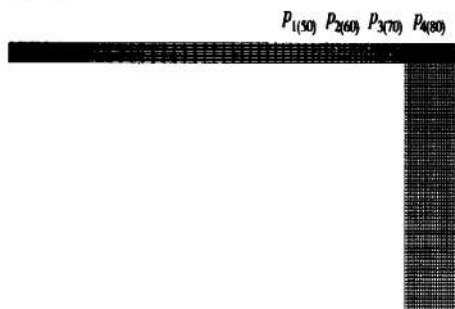


Fig. 2 Scheme of calculation region

4 数值模拟结果与分析

发动机的无量纲化参数为: 压力 $p = 3.188$, 密度 $\rho = 0.48253$, 喷管出口截面处燃气在三个方向上的流动速度 u, v 和 w 根据马赫数由程序自动计算, 燃气比热比 $\gamma = 1.21$ 。此时外部环境参数为常温、常压的空气, 发动机内滞止状态的燃气经由喷管流动, 在喷口截面形成超声速燃气射流。此时喷口截面处的燃气压力与外部环境(静止大气)压力之比约为 3.5, 燃气射流的马赫数为 2.4。通过程序运算得出发射管内燃气流动的数值模拟结果。

对于欠膨胀射流来说, 燃气射流流出喷口截面时, 气流将进一步膨胀, 膨胀的程度应视流动通道的情况而定。当喷口扩张角很小或者为零时, 射流的膨胀角可以达到 90° (因为喷管存在壁厚)。随着时间的推进, 射流的膨胀沿喷口截面的外壁面沿径向向外继续。图3与图4显示了沿发射管上壁面、弹管间隙和喷口截面外发动机的壁面压力随时间(N 为 50 个计算步长)的变化。其中沿发射管上壁面坐标结点为 1~90, 弹管间隙处坐标结点为 91~130, 喷口截面外第一排坐标结点为 131~160。为了分析的需要, 将原本呈 90° 的坐标放置在一条直线上。图3和图4的纵坐标为无量纲压力, 横坐标为结点位置坐标。

由图3可知, 当射流沿径向膨胀至弹管间隙处时, 气流的流动面积进一步地增大, 膨胀得以继续进行。此时膨胀波经过的区域压力下降到 0.75 以下。再结合图4, $N = 9, N = 15$ 时间步时, 由于膨胀造成的压力减小达到最小(接近于 0.5)。

由于弹管间隙的间隙量相对于其长度尺寸非常小, 膨胀波的传递产生了困难, 传递的速度非常慢, 从 $N = 15$ 到 $N = 60$ 的时间范围内波的前沿(向左为前方)始终在结点 70 左右。

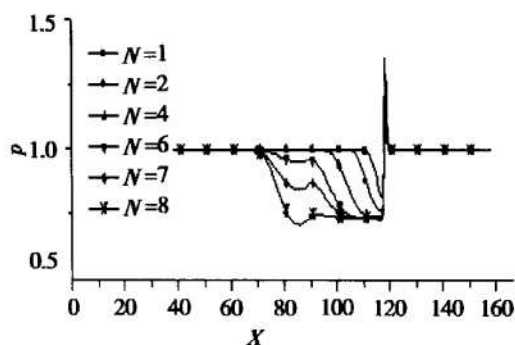


Fig. 3 Pressure-time history outside nozzle section

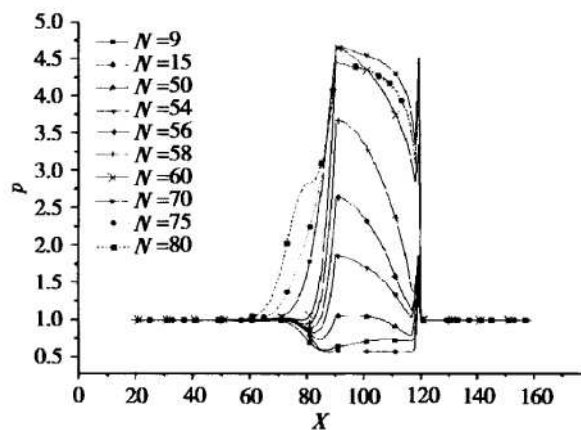


Fig. 4 Pressure-time history outside nozzle section

$N = 50$ 时间步以后, 压力在较短的时间内迅速增大 ($N = 50 \sim 60$)。造成这一现象的原因主要是: 燃气射流冲击外部大气介质 ($N = 0$ 开始) 进而形成起始冲击波, 经过一定时间的传递, 该波的前沿传递到弹管间隙附近并且作用于间隙内的燃气流动。由于起始冲击波的压力较环境压力要大得多, 原本较低的压力得到回升。随着这一进程的继续, 间隙内的燃气被进一步压缩, 形成压力梯度、产生激波。 $N = 60$ 到 $N = 70$ 时间内, 激波的强度不再增强(压力峰值不再增加), 但是激波开始向前推进。随后, 推进速度加快, 激波强度减弱, 波阵面产生阶梯状, 在空气阻力和粘性的作用下, 激波衰减。因此, 弹管间隙内燃气的流动处于膨胀波、激波的相互作用下, 压力在一定的范围内变化。

结合图5可以更清楚地说明这一点。 P_1, P_2, P_3, P_4 为发射管壁面上由左至右分布的特征点(如图2所示, 对应结点分别为 50, 60, 70, 80)。由于 P_1, P_2 点相对位于较左边, 在一定的时间范围内 ($N \leq 120$) 压力只在较小的范围内变化(0.98~1.01), 主要是膨胀波的作用。

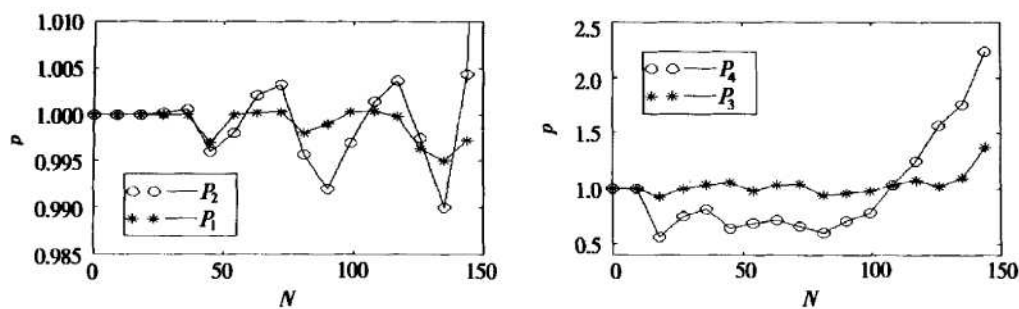


Fig. 5 Pressure-time history of typical point

P_4 点比较靠近喷口截面, 它所感受到的来自燃气流或起始冲击波所带来的压力变化较早、较复杂。在 $N=110$ 以前显示出来的主压是负压, 这主要是负压的幅值较大, 使得很小的正压显示不出来, 它们与 P_1, P_2 点有着相同的变化规律。当 $N>110$ 以后, 起始冲击波的作用开始起主导作用。压力快速增大, 曲线变得陡峭, 这正是激波的特性。

P_3 点的位置介于 P_1, P_2 和 P_4 之间, 对冲击波的反应时间也介于它们之间, 在 $N=130$ 以后感受到起始冲击波的影响。

5 小 结

封闭式发射管密封盖未及时开启时弹管间隙内存在着较复杂的流动结构, 在密封盖开启之前由它反射的燃气流在有限的弹管间隙内不断积累推进。数值模拟结果进一步说明了此时在弹管间隙内存在着燃气回流引起的含有起始冲击波的激波振荡。这些都是引起采用贮运管(箱)的火箭导弹发射系统发射时受损的重要因素。在开盖机构的设计中应考虑到开盖与发射的时序, 进而避免燃气回流在弹管间隙中形成具有破坏性的流动结构。

参考文献:

[1] 徐 强, 李开明, 张福祥, 等. 封闭式导弹发射箱内燃气

流场特性实验研究[J]. 弹道学报, 1995(2).

[2] 徐 强, 廖光焯, 李 军. 导弹发射管内燃气流场的实验分析[J]. 推进技术, 2001, 22(5).

[3] 李 军. 火箭导弹真实燃气射流流场的数值模拟及其应用[D]. 南京: 南京理工大学, 1995. 10.

[4] Ishii R, Fujimoto H, Hatta N, et al. Experimental and numerical analysis of circular pulse jets[J]. *Journal of Fluid Mechanics*. 1999, (392): 129~153.

[5] Kim Jangwoo, Namba Masanobu. Thermal cooking in three-dimensional scramjet engine models[J]. *Transactions of the Japan Society for Aeronautical & Space Sciences*. 1999, 41(134): 155~162.

[6] Kitamura Siro, Iwamoto Junjiro. Numerical analysis of supersonic impinging jet[J]. *Transactions of the Japan Society for Aeronautical & Space Sciences* 1998, 41(132): 57~64.

[7] Yamamoto S, Kano Sh, Daiguji H. Efficient CFD approach for simulating unsteady hypersonic shock-shock interference flows[J]. *Computers & Fluids*. 1998, 27(5, 6): 571~580.

[8] Robert J Kee, James A Miller, Thomas H Jefferson. Chemkin ④ a general purpose, problem independent, transportable, fortran chemical kinetics code package[R]. SAND80-8003, Sandia National Laboratories, Livermore.

(编辑: 盛汉泉)