

# 垂直弹射系统弹射初始阶段内流场数值分析

赵雁鹏<sup>1</sup>, 王学智<sup>1</sup>, 刘少伟<sup>1</sup>, 张碧秀<sup>2</sup>

(1.空军工程大学防空反导学院,陕西西安,710051;2.93897部队,陕西西安,710077)

**摘要** 针对燃气活塞弹射装置在垂直发射系统中的应用,采用计算流体软件 Fluent 的源项法,用 UDF(用户自定义函数)编译来实现火药燃气的质量、动量、能量向高压室的注入,对弹射初始阶段高压室和低压室内燃气流场进行了数值分析,得出以下结论:高压室压力在破膜前快速上升,破膜后缓慢上升的趋势,在高压上下两端压力应力集中,低压室呈中间和两端压力应力集中现象,同时高压室形成的低速燃气经导管产生激波形成超声速燃气流撞击低压室,并分析了压力和速度对弹射装置的影响。计算结果表明,该方法能够较好地仿真弹射装置燃气流场的特性,为弹射装置优化设计和装药设计提供理论依据。

**关键词** 垂直弹射装置;燃气流场;数值分析

**DOI** 10.3969/j.issn.1009-3516.2014.04.002

**中图分类号** TJ768.2 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2014)04-0005-04

## A Numerical Analysis for the Initial Stage Inner Flow Field in Vertical Ejection System

ZHAO Yan-peng<sup>1</sup>, WANG Xue-zhi<sup>1</sup>, LIU Shao-wei<sup>1</sup>, ZHANG Bi-xiu<sup>2</sup>

(1. Air and Missile Defense College, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China;  
2. Unit of 93897, Xi'an 710077, China)

**Abstract:** In view of the application of jet piston ejection mechanism in vertical ejection system, the source item method and user defined function (UDF) technique of CFD fluent software are used to inject mass, momentum and energy of propellant gas into high pressure chamber, the jet flow field in the high pressure chamber and the low pressure chamber at the initial stage is analyzed numerically, the pressure and the velocity distribution and changes are obtained, and the influence on the ejection mechanism from the pressure and the velocity is analyzed. The computation results show that this method can well simulate the ejection mechanism characteristics of the inner flow field, and can provide a theoretical basis for ejection mechanism and propellant design.

**Key words:** vertical ejection mechanism; jet flow field; numerical analysis

垂直弹射技术目前已经成功应用于防空武器系统中<sup>[1-3]</sup>,与自力发射相比,具有结构简单、发射时间短、能量利用率高等优点。但是,弹射器中火药燃烧

产生的燃气必须保证导弹有足够的离筒速度,同时高温高压燃气会对弹射器及发射筒造成巨大冲击。因此研究火药燃烧规律、导弹运动规律、燃气流动规律、

收稿日期:2013-12-26

基金项目:航空科学基金资助项目(20130196004)

作者简介:赵雁鹏(1989-),男,河南郑州人,硕士生,主要从事兵器发射理论与技术。E-mail:843918848@qq.com

**引用格式:**赵雁鹏,王学智,刘少伟,等.垂直弹射系统弹射初始阶段内流场数值分析[J].空军工程大学学报:自然科学版,2014,15(4):5-8. ZHAO Yanpeng, WANG Xuezhizhi, LIU Shaowei, et al. A numerical analysis for the initial stage inner flow field in vertical ejection system [J]. Journal of air force engineering university: natural science edition, 2014, 15(4): 5-8.

弹射器高低压室压力变化规律等问题十分重要。目前国内对弹射过程研究大多采用理论计算的方法,运用经典内弹道学理论对高、低压室压力变化规律和导弹运动规律进行计算<sup>[1]</sup>。理论计算方法无法得到高、低压室压力具体分布规律,计算存在一定误差。

## 1 模型建立

本文研究的弹射装置见文献[1],弹射过程分为3个阶段:①当接到发射命令后,点火装置点火,高压室达到装药燃烧条件后装药开始燃烧,直到压力达到膜片破裂值;②膜片破裂后,燃气进入导气管,然后进入作动筒,作动筒内的燃气压力作用在活塞承压面上,形成弹射力,直到达到导弹运动值;③弹射力通过活塞杆及后梁推动导弹在筒内向上运动,当活塞杆向上运动直至撞击到缓冲装置时,导弹与后梁分离,活塞停止运动,导弹继续在筒内运动直至出筒,弹射过程结束。本文主要针对第一阶段和第二阶段进行研究。

### 1.1 物理模型

所研究的弹射装置结构,具有严格的轴对称性,对高压室和低压室建立二维模型,模型如图1。

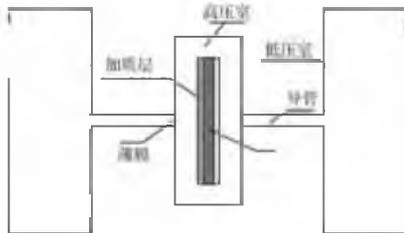


图1 弹射装置初始容积模型示意

Fig.1 A model for the ejection mechanism initial volume

对物理模型进行了如下假设:①由于点火过程非常短暂,计算中直接将实际点火装置产生的高温高压作为初始条件对高压室进行初始化;②火药燃烧时不考虑侵蚀效应,燃气流动看成是绝热过程;③计算过程中,认为火药的化学反应在火药源相加质的一薄层内进行,在燃烧室内各种气体组分的成分不再发生变化,燃烧气体服从理想气体方程;

### 1.2 网格划分

根据简化模型,利用 Gambit 软件建立二维模型并进行网格划分,共有 30 200 个单元。发射装置的高压室、低压室以及导管的网格见图2。按仿真模型结构规则选用四边形的结构化网格。高压室是火药柱反应产生大量燃气的地方,计算要求高,所以选择较密的结构化网格;而低压室对计算精度要求较低,则选择相对稀疏的网格;在导管与低压室相通

选择结构相对紧密的网格。

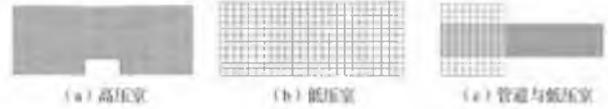


图2 弹射装置模型网格

Fig.2 Ejection mechanism model grid

### 1.3 数学模型

利用流体计算软件 Fluent 和 Ros-FDS 算法对药柱燃烧进行数值模拟。控制方程主要有非定常守恒 N-S 方程、RNG  $\kappa$ - $\epsilon$  湍流方程和装药燃速方程。

1) 守恒方程的通用形式<sup>[5]</sup>:

$$\frac{\partial(\rho\phi)}{\partial t} + \text{div}(\rho\mathbf{u}\phi) = \text{div}(\Gamma_{\phi}\text{grad}\phi) + S_{\phi} \quad (1)$$

式中从左到右分别对应的是时间项、对流项、扩散项和源项,通过将  $\phi$  赋值为不同的变量,并且取方程表达式右边的扩散系数和源项为对应变量的表达式,就可以得到连续方程、动量方程和能量方程。

2) 湍流方程<sup>[6]</sup>:

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k u_j)}{\partial x_j} = \\ \frac{\partial}{\partial x_j} [(\mu + \mu_t/\sigma_k) \frac{\partial k}{\partial x_j}] + \\ G_k + G_b - \rho\epsilon - Y_M + S_k \end{aligned} \quad (2)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho\epsilon)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho\epsilon u_j)}{\partial x_j} = \\ \frac{\partial}{\partial x_j} [(\mu + \mu_t/\sigma_{\epsilon}) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j}] + \\ C_{1\epsilon}\epsilon/k(G_k + C_{3\epsilon}G_b) - C_{2\epsilon}\rho\epsilon^2/k + S_{\epsilon} \end{aligned} \quad (3)$$

式(2)为湍动能方程,式(3)为湍流耗散方程。

3) 装药燃速方程:火药柱的燃速不仅取决于压强大小,而且与压强随时间的变化率有关。燃烧室在点火增压时,燃速要比相应压强下的稳态燃速略有增加,其经验公式如下:

$$r = ap^n \left[ 1 + \frac{k\lambda n}{c\rho_p (ap^n)^2} \frac{dp}{p dt} \right] \quad (4)$$

式中: $\lambda/c\rho_p$  为推进剂的热扩散系数; $ap^n$  为稳态时的燃速; $a$  为常数与火药性质有关, $p$  为燃烧室压力, $n$  为推进剂燃速压力指数; $k$  为经验常数值 0.68。

### 1.4 用户自定义函数

火药实际燃烧是一个极其复杂的化学过程,本文在模拟药柱的燃烧时,利用 Gambit 软件在火药柱表面定义一层很薄的加质层,让燃烧化学反应都在这层薄壁中进行,只考虑化学反应的最终结果,即生成高温的燃烧产物。利用 Fluent 计算软件的源项法<sup>[7-10]</sup>,通过用户自定义函数(UDF)的编译实现高温燃气的质量、动量和能量向燃烧室的注入。在药柱被点燃之前, $\dot{m}$ 、 $\dot{m}v$  和  $\dot{m}h$  均为零;点燃后,分别为:

$$\text{质量源项 } \dot{m} = \rho_p r A \quad (5) \quad \text{动量源项 } \dot{m}v = \rho_p r A v \quad (6)$$

$$\text{能量源项 } \dot{m}h = \rho_p r A c_p T_g \quad (7)$$

### 1.5 初始条件和边界条件定义

初始条件:高压室压强为 4.53 MPa,温度为 3 100 K;破膜压力为 7.02 MPa,当薄膜被打开之后,对导管和低压室进行初始化,导管和低压室的初始条件与外部环境相同,即压强为 101 325 Pa,温度为 300 K。

边界条件:整个外部区域设置为绝热壁面;火药为固体区域;加质层为内部区域;第 1 阶段,低压室和导管处于抑制状态不参与计算,达到破膜压力后,变为激活状态;薄膜在第 1 阶段中设置为壁面边界条件,第 2 阶段中设置为内部区域。计算时间:步长为  $1 \times 10^{-6}$  s,总计算时间为 4.6 ms。

## 2 仿真结果及分析

### 2.1 第 1 阶段仿真结果及分析

图 3 为 1.4 ms 时高压室压力分布云图。1.4 ms 时还没有达到破膜压力,弹射处于第 1 阶段。高压室内流场的压力分布存在明显的层状结构。火药柱在燃烧过程中产生高温高压燃气,燃气向两边壁面运动,当到达壁面后将向上下两端运动,形成高压室两端压力集中现象。

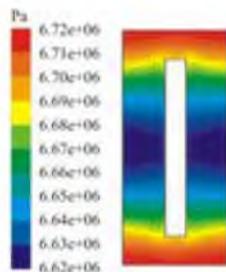


图 3 1.4 ms 时高压室压力分布云图  
Fig.3 High pressure chamber pressure (Pa) distribution nephogram at 1.4 ms

图 4 为 1.4 ms 时高压室部分速度矢量分布图,可以看出火药柱表面产生大量气体,燃气以较高的速度向两边壁面运动,撞击到两侧壁面后向上下两方面折转,当撞击到上下 2 个壁面时又发生折转,于是在火药柱顶端附近形成旋涡结构。这就是造成高压室上下两端压强较高的原因。

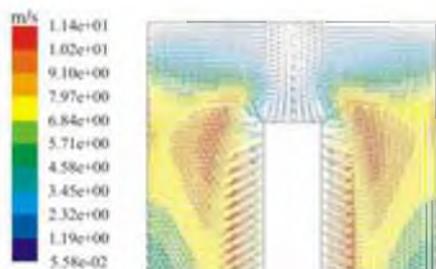


图 4 1.4 ms 时高压室速度(m/s)矢量分布  
Fig.4 High pressure chamber velocity (m/s) vector distribution at 1.4 ms

图 5 为薄膜处压力随时间的变化曲线,可以看出压力从 4.5 MPa 快速升至 7.0 MPa,在 1.557 ms 时达到破膜压力。

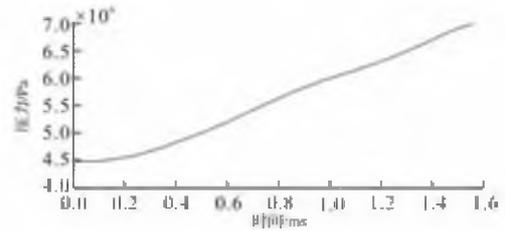


图 5 破膜前薄膜处压力随时间变化规律  
Fig.5 The stress variation law with time before the rupture

### 2.2 第 2 阶段仿真结果及分析

图 6 为 2.5 ms 时弹射装置压力分布云图。此时燃气已经破膜进入低压室,弹射处于第 2 阶段,当上端面还没有达到可以使导弹运动的压力时,整个装置处于定容燃烧状态。由图可以看出高压室的压力基本相同,这是由于火药一直在产生气体,而且产生气体的速度要大于流出的速度,所以高压室的压力处于上升状态,但是上升变慢。燃气传到低压室撞击壁面形成撞击激波,于是在低压室外侧壁面中部产生高压,随着燃气向两端运动,在低压上下两端面形成高压。

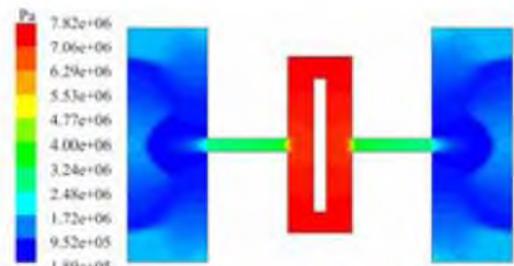


图 6 2.5 ms 弹射装置压力(Pa)分布云  
Fig.6 Ejection mechanism pressure (Pa) distribution nephogram at 2.5 ms

图 7 为破膜前后薄膜处压力随时间变化曲线,从图中可以看出,破膜后高压室压力上升速度变慢。

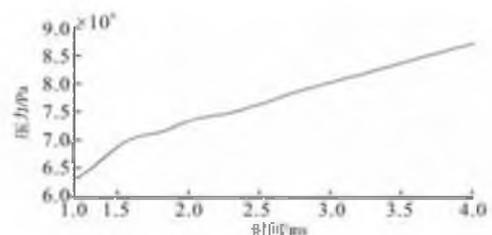


图 7 破膜前后薄膜处压力随时间变化曲线  
Fig.7 The stress variation law with time around the rupture

图 8 为 2.5 ms 时弹射装置速度矢量图。高压室燃气进入低压室,在管道和低压室产生超音速燃气,而高压室则是低速燃气。这是由于火药柱不断产生燃气,高压室燃气速度较低。高压室压力远远

高于低压室,在向外传递的过程中形成超音速燃气,燃气遇到低压室壁面向上下折转,遇到上下壁面又要折转,于是在低压室上下壁面处形成旋涡。

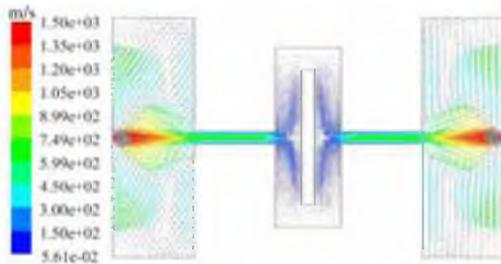


图8 2.5 ms时弹射装置速度(m/s)矢量分布  
Fig.8 Ejection mechanism velocity  
(m/s) vector distribution at 2.5 ms

图9为左低压室左侧壁面压力分布情况,由于高速燃气对低压室壁面冲击,壁面压力呈现中间和两边压力较高的分布规律。

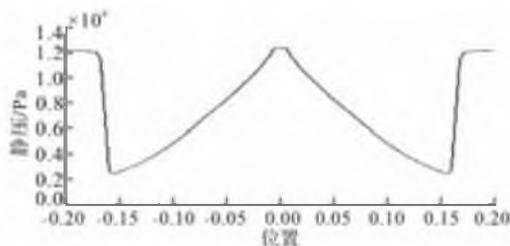


图9 左低压室左侧壁面压力分布  
Fig.9 left wall of left low pressure chamber  
pressure distribution

### 3 结论

本文针对弹射装置具体模型,得到了弹射初始过程中各部分的压力分布云图和速度矢量图,准确地描述了弹射装置所处的状态,并得出以下结论:点火后高压室压力迅速增大,压力最高值出现在上下壁面,破膜后高压室压强上升速度变慢;破膜后低压室缓慢升压,超音速燃气通过导管直接撞击低压室壁面,形成激波,低压室压力呈现由中间高向上下两边先降低后升高的分布规律;

#### 参考文献(References):

- [1] 袁曾凤.火箭导弹弹射内弹道学[M].北京:北京工业学院出版社.1987.  
YUAN Zengfeng. The rocket missile ejection interior ballistics [M]. Beijing: Beijing industrial institute publishing house. 1987. (in Chinese)
- [2] Wang J, Zhou L, Lei H M. Forecast model and algorithm on hit point of ground-to-air missile and aerial target[J]. Journal of system simulation, 2009, 21(1): 80-83.
- [3] 周峰,周德云.基于UML的防空导弹武器系统效能评估[J].系统仿真学报, 2006, 18(5): 1089-1092.
- [4] ZHOU Feng, ZHOU Deyun. Assessment for surface-to-air missile weapon system effectiveness based on UML[J]. Acta simulata systematica sinica, 2006, 18(5): 1089-1092. (in Chinese)
- [4] 全建禄,刘少伟,王洁.某型战术导弹弹射器的仿真研究[J].战术导弹技术, 2005(1): 63-65.  
TONG Jianlu, LIU Shaowei, WANG Jie. The model simulation of ejecting device of certain tactical missile[J]. Tactical missile technology, 2005(1): 63-65. (in Chinese)
- [5] 刘少伟,关娇,王伟.燃气射流对多联装导弹发射箱前盖影响[J].空军工程大学学报:自然科学版, 2013, 14(2): 32-36.  
LIU Shaowei, GUAN Jiao, WANG Wei. Research on jet flow effecting former lid of the missile launch box[J]. Journal of air force engineering university: natural science edition, 2013, 14(2): 32-36. (in Chinese)
- [6] 贺征,顾璇,郜冶.星形装药发动机点火过程数值分析[J].弹箭与制导学报, 2009, 29(4): 157-160.  
HE Zheng, GU Xuan, GAO Ye. Numerical analysis of ignition process for star shaped charge motor[J]. Journal of projectiles, rockets, missiles and guidance, 2009, 29(4): 157-160. (in Chinese)
- [7] 郜冶,刘平安,胡伟.长通道固体火箭发动机点火瞬态数值分析[J].哈尔滨工程大学学报, 2011, 32(8): 988-991.  
GAO Ye, LIU Ping'an, HU Wei. Numerical analysis of long passage SRM at ignition transient[J]. Journal of harbin engineering university, 2011, 32(8): 988-991. (in Chinese)
- [8] Christensen D E. Multiple rocket launcher characteristics and simulation technique[R]. ADA 025379, 1976.
- [9] 孟亮,田发林,周长省.阶梯装药固体火箭发动机点火内流场特性研究[J].弹箭与制导学报, 2010, 30(5): 127-130.  
MENG Liang, TIAN Falin, ZHOU Changsheng. The study on ignition interior flow field characteristics of ladder shaped propellant solid rocket motor[J]. Journal of projectiles, rockets, missiles and guidance, 2010, 30(5): 127-130. (in Chinese)
- [10] 杨乐,余贞勇,何景轩.基于Fluent的固体火箭发动机点火瞬态内流场仿真影响因素分析[J].固体火箭技术, 2011, 34(4): 474-477.  
YANG Le, YU Zhenyong, HE Jingxuan. A Fluent analysis of influencing factors for SRM inner flow field simulation at ignition[J]. Journal of solid rocket technology, 2011, 34(4): 474-477. (in Chinese)

(编辑:徐敏)