

大口径超高速平衡炮膛口流场特性分析*

李子杰, 陈健伟, 王 浩, 王 健

(南京理工大学 能源与动力工程学院, 江苏 南京 210094)

摘 要: 为了研究大口径超高速平衡炮的膛口流场特性, 基于有限体积法, 采用分块网格划分的整体运动处理方法, 结合结构动网格技术, 并采用N-S方程结合Realizable $k-\varepsilon$ 湍流模型, 建立了膛口流场二维轴对称数值仿真模型。以300mm平衡炮为例, 研究了1.72km/s, 794m/s两种速度下的膛口流场特性。计算结果对比表明: 1.72km/s初速的弹丸膛口流场与794m/s初速弹丸膛口流场结构相似, 但其射流结构更加明显, 流场结构整体略呈“狭长”状, 火药燃气速度达到2.5km/s, 但不能追赶并包围弹丸, 弹丸速度达到 $Ma=4.03$, 1.0ms时基本摆脱了流场对其运动的影响。而常规初速弹丸流场结构呈“圆球”状, 火药燃气对弹丸的影响较大, 作用时间大于超高速发射情况, 速度达到 $Ma=1.27$, 1.5ms时基本摆脱了流场对其运动的影响。

关键词: 大口径超高速;膛口流场;动网格;特性分析

中图分类号: V211

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2017) 05-0992-06

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2017.05.005

Characteristic Analysis of Muzzle Flow Fields Induced by Large Diameter Ultra-High Speed Balanced Gun

LI Zi-jie, CHEN Jian-wei, WANG Hao, WANG Jian

(Energy and Power Engineering School, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China)

Abstract: In order to study the flow field characteristics of large diameter ultra-high speed balance gun, a 2-D axisymmetric numerical simulation model was established based on the finite volume method, using the holistic movement of a partitioned mesh processing method, combining with the structured dynamic grid technique, and using navier-stokes equation with realizable $k-\varepsilon$ turbulence model. Taking the 300mm balanced gun as an example, the flow field characteristics of two different velocities which one is 1.72km/s and the other is 794m/s were researched. The calculation results show that the flow field of 1.72km/s is similar to that of 794m/s, but the structure is more obvious like “narrow” slightly as a whole. The powder gas velocity reaches 2.5km/s but it can not pursue and surround projectile. The projectile velocity reaches $Ma=4.03$, and gets rid of the influence of flow field at 1.0ms mostly. But the flow field structure of conventional velocity projectile is like a “ball”, the powder gas makes a greater impact on projectile and the function time is much longer than that of hypervelocity firing. The projectile velocity reaches $Ma=1.27$, and gets rid of the influence of flow field mostly at 1.5ms.

Key words: Large diameter ultra-high speed; Muzzle flow field; Dynamic mesh; Characteristic analysis

1 引 言

在影响射击精度的诸多因素中,膛口流场对弹丸的扰动是研究的重点和难点,而实验获得超短时

间内的流场数据比较困难,所以膛口的流场特性的计算分析具有十分重要的意义。膛口流场是非定常、带有强激波间断的复杂流场。弹丸在膛内火药燃气推动作用下加速向前运动,不断压缩弹前空气,

* 收稿日期: 2016-01-13; 修订日期: 2016-03-16。

基金项目: 国家自然科学基金项目 (51305204)。

作者简介: 李子杰, 女, 博士生, 研究领域为大口径超高速火炮流场特性分析。E-mail: 806287197@qq.com

形成弹前冲击波。同时火药燃气从弹丸与膛壁间隙中逸出,形成初始流场^[1]。当弹丸飞出炮口后,膛内高温高压燃气迅速释放,追赶并包围弹丸,形成波系结构复杂的膛口流场^[2]。大口径高超速火炮膛口流场的有害扰动极其强烈,对弹丸的稳定飞行影响较大。但由于其作用时间短,存在着炮口焰和炮口烟,通过试验获得该流场的规律比较困难。如何通过数值模拟分析大口径高超速火炮的膛口流场特性,对人员、试验设备、环境均具有十分重要的意义^[3]。

国内外很早就有相关的研究,随着数值计算方法的发展和计算机性能的提高,对复杂膛口流场的计算有了进一步的研究^[4,5]。Love等通过实验和理论方法对轴对称自由射流进行了研究,分析了射流马赫数、喷管形状等因素对轴线上的膛口气流参数分布的影响^[6]。Carofano等^[7]采用二阶精度的TVD格式使得膛口冲击波场的计算精度有了较大的提高。江坤利用结构网格对122mm车载火炮的膛口流场进行数值模拟,对初速为713m/s的弹丸发射过程中的流动现象进行了分析,得到了较为可信的结果^[8]。马大为教授采用MUSCL差分格式对炮口流场进行了分析,得到了由空气冲击波和射流近场结构所组成的全流场流动图像^[9]。乐贵高等利用Osher格式及非结构网格对二、三维可压缩欧拉流动方程组对某型号火炮膛口气流现象进行分析和计算^[10]。Watanabe等分别采用二维和三维非稳态Euler方程,耦合运动区域网格法和FSA(Fortified Solution Algorithm)算法,对弹丸穿越前方激波所诱导的流场进行了数值模拟^[11]。Florio用二维轴对称N-S方程和 $k-\varepsilon$ 湍流模型对含有圆柱形弹丸的带有侧孔膛口装置的膛口流场进行了模拟,但对激波捕捉效果不好,结果与实验照片不能符合很好^[12]。姜孝海、李鸿志等用基于ALE方程及动网格技术对44mm口径弹丸由膛内到膛外直到飞离初始流场的整个过程进行数值模拟^[13]。代淑兰采用三维非定常化学反应流控制方程组对带制退器的7.62mm口径、735m/s初速的弹丸膛口燃烧流场进行了数值模拟,清晰地描述了膛口流场的发展过程结构和性质及弹丸与流场的相互影响^[14]。

前人所做的工作均基于155mm口径以下的火炮,多以常规初速或低速发射弹丸为研究对象,对于300mm大口径超高速弹丸膛口流场的研究鲜有研究。本文采用有限体积法,使用雷诺平均N-S方程并结合Realizable $k-\varepsilon$ 湍流模型,结合结构动网格技术,建立该膛口流场的二维轴对称数值仿真模型,以300mm口径平衡炮为例,研究了超高速与常规初速

下的膛口流场的流场特性,得到了不同初速下的膛口流场分布,并对结果进行了分析对比,为大口径高超速火炮的设计与试验提供理论指导,为深入研究奠定良好基础。

2 数学模型

2.1 基本假设

为了膛口流场数值模拟的需要,做了如下假设:(1)膛口火药气体形成的射流服从轴对称流动规律,对称轴与炮膛中轴线重合;(2)将火药气体与外界空气看成同一介质,忽略火药燃气多组分化学反应的影响,状态方程服从完全气体状态方程;(3)不考虑初始流场和气体中的传热现象和彻体力的影响^[15,16]。

2.2 控制方程

当不考虑外加热和彻体力的影响时,笛卡尔坐标系下的二维轴对称可压缩非定常的N-S方程组为

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial f}{\partial x} + \frac{\partial g}{\partial y} = \frac{1}{y} S$$

式中 Q 为守恒变矢量, f , g 分别为坐标方向的通量, S 为轴对称源项,具体表达式为

$$Q = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho e \end{bmatrix}$$

$$f = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p - \tau_{xx} \\ \rho uv - \tau_{xy} \\ (\rho e + p)u - u\tau_{xx} - v\tau_{xy} + q_x \end{bmatrix}$$

$$g = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho uv - \tau_{xy} \\ \rho v^2 + p - \tau_{yy} \\ (\rho e + p)v - u\tau_{xy} - v\tau_{yy} + q_y \end{bmatrix}$$

$$S = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho uv + \tau_{xy} \\ \rho v^2 + \tau_{yy} - \tau_{\theta\theta} \\ \rho(e + p)v + u\tau_{xy} + v\tau_{yy} - q_y \end{bmatrix}$$

其中应力项为

$$\left. \begin{aligned} \tau_{xx} &= \frac{2}{3}\mu\left(2\frac{\partial u}{\partial x} - \frac{\partial v}{\partial y} - \frac{v}{y}\right) \\ \tau_{yy} &= \frac{2}{3}\mu\left(2\frac{\partial v}{\partial y} - \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{v}{y}\right) \\ \tau_{xy} &= \mu\left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x}\right) = \tau_{yx} \\ \tau_{\theta\theta} &= \frac{2}{3}\mu\left(2\frac{v}{y} - \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{\partial v}{\partial y}\right) \end{aligned} \right\}$$

压力由理想气体方程给出,即

$$p = (\gamma - 1) \left[\rho e - \frac{\rho}{2} (u^2 + v^2) \right]$$

式中 ρ 为气体密度; u, v 分别为 x, y 方向的速度分量; e 为总能量, 其表达式为

$$e = \frac{p}{\gamma - 1} + \frac{1}{2} \rho (u^2 + v^2)$$

式中 γ 为气体比热比。 μ 为层流粘性系数。 $\tau_{xx}, \tau_{yx}, \tau_{yy}, \tau_{\theta\theta}$ 分别为不同方向的粘性力; k 为热导率, q_x, q_y 为单位质量的体积加热率^[10]。

2.3 湍流模型

本文所利用的湍流模型为 Realizable $k-\varepsilon$ 模型。该比起标准 $k-\varepsilon$ 模型有两个主要的不同点。(1) Realizable $k-\varepsilon$ 模型为湍流粘性增加了一个公式; (2) 为耗散率增加了新的传输方程。

引入 Boussinesq 的线性涡粘假设, 雷诺应力表达式为

$$\tau_{ij}^R = -\overline{\rho u_i u_j} = \mu_t \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \frac{\partial U_i}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \rho k \delta_{ij}$$

不同的涡粘模型, 其涡粘系数 μ_t 不尽相同, $k-\varepsilon$ 模型中 $\mu_t = f(\frac{\rho k^2}{\varepsilon})$

其中

$$k = \frac{\overline{u_i u_j}}{2}$$

$$\varepsilon = v \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right)$$

Realizable $k-\varepsilon$ 模型中法相正应力 $\overline{u_i u_j} > 0$, 关于 Reynolds 剪切应力的 Schwarz 不等式为

$$(\overline{u_i u_j})^2 \leq \overline{u_i^2} \overline{u_j^2}$$

3 动网格与算法验证

3.1 动网格与边界条件

为了处理计算过程中由于弹丸运动所引起的网格变化, 需要采用动网格技术。动网格算法主要用来计算内部网格节点的调节, 有三种算法: 铺层法、弹性光顺法和局部重构法。铺层过程包含了边界上网格的生成和消失, 该算法会根据计算区域的扩张或收缩来相应的生成网格或合并(消除)网格。使用弹簧光顺法, 节点之间的连接属性不变, 没有节点的生成和消除, 节点的数量和连接关系保持不变, 只能被压缩或者被拉伸。使用局部重构法, 当网格的扭曲率和尺寸超过用户指定的标准时, 局部网格节点和体网格就会增加或消除。

由于本文中考虑到弹丸只沿一个方向做平移运

动, 所以采用铺层法即可实现对弹丸运动的模拟。铺层法中需要对网格的分割因子和合并因子进行设定。由于弹丸的运动, 使得弹后网格随弹丸沿 x 轴向前平移, 靠近膛底的一层网格被拉长, 网格边长为 h_s , 网格超出计算域边界部分被截断, 靠近计算域边界的一层网格长度为 h_c , 假设给定的理想网格尺寸为 h_i , 当新生成的网格尺寸满足 $h \geq (1 + c_s)h_i$ 时, 网格被分割成两个, 当网格尺寸满足 $h \geq c_c h_i$ 时, 网格将合并为一个网格。本算例中取

$$h_i = 2\text{mm}, c_s = 0.4, c_c = 0.1$$

对复杂流场进行模拟时, 很多情况下很难生成单块高质量结构网格, 此时可以采用分区拼接网格的方法进行处理。将整个计算域分为三个区域: 弹前、弹后、及膛口周围流场区域。计算区域总长 10m, 宽 4m, 最小网格尺寸 1mm, 共二十七万个网格, 图 1 给出了计算模型的示意图。图 2 给出了弹丸已出炮口时的计算区域中的网格分布。计算域中, 设定身管、炮口为固壁边界条件, 弹丸为移动固壁边界, 加载六自由度 UDF 程序控制其运动, 膛底设为压力入口边界条件, 计算域边界为压力出口边界条件。壁面均假定为绝热, 壁面上温度为临近壁面网格点温度。

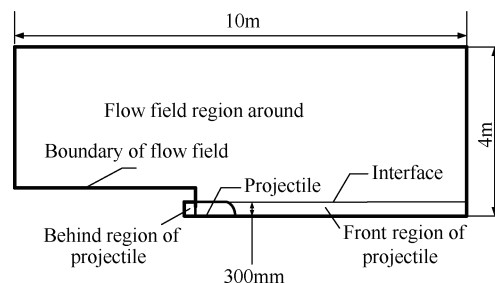


Fig. 1 Calculation model

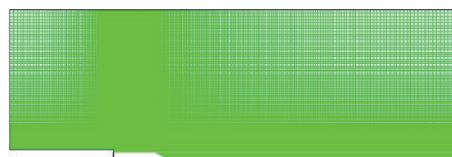


Fig. 2 Mesh generation of projectile moving out of the chamber mouth

3.2 计算方法数值验证

本文采用结构动网格技术, 结合分块网格划分的整体运动处理方法, 对 300mm 大口径 1.72km/s 超高速弹丸的膛口流场进行模拟, 并用 794m/s 常规初速进行对比。

图 3 显示了前人耦合大位移动边界及非结构网格模拟某大口径火炮膛口流场的计算结果^[17]。由于口径、弹丸形状、初始条件等不同, 本文所采用的方

法得到的常规初速膛口流场数值结果与其相似,证明了本文数值方法的可靠性。

4 结果分析与对比

4.1 不同初速下膛口流场的对比分析

本文主要对300mm大口径超高速平衡炮的发射过程进行了数值模拟,并以相同口径常规初速的弹丸发射过程进行对比。弹丸质量为160kg,初始温度为2200K,高初速为1.72km/s,炮口压力为50.2MPa。作为对比的常规初速为794m/s,炮口压力为28.4MPa。膛口外流场区域初始压力为101.325kPa,初始温度为300K。

根据膛口流场数值仿真条件,得到了大口径超高速平衡炮膛口流场的数值模拟结果。弹丸在一定压力下向前加速运动,压缩弹前空气,形成了弹前冲击波。当弹丸飞离炮口后,膛内火药燃气迅速流出,在炮口处高度欠膨胀,迅速推动周围空气,伴随着涡流等现象的发生,形成了波系复杂的膛口流场。

为了清晰地描述1.72km/s,794m/s初速下弹丸膛口流场的形成和发展,给出了两种初速弹丸相同时

刻下的压力等值线图,如图4(a)~(f),图5(a)~(f)所示。

火药气体从炮口流出迅速膨胀,形成冲击波,弹丸底部形成了弹底激波,这是因为喷射出的火药气体射流大于弹丸的速度。由于初始流场主漩涡的作用,膛口冲击波波阵面在主漩涡环的中心处出现褶皱,弹底激波在膛口冲击波的作用下进一步加强并阻碍马赫盘的生长。

随着弹底激波的作用越来越弱,马赫盘逐渐增大,炮口冲击波追赶初始激波,瓶状激波不断扩大,膛口冲击波不断向远处传播并衰减。弹丸侧面形成了起始于弹丸头部并脱离弹丸侧面向外延伸的剪切层,随着火药燃气持续喷出空气接触发生复杂的变化,射流的结构更加明显。随着弹丸向前运动,逐渐摆脱火药气体对其的影响,炮口形成了由冠状冲击波、弹底激波、反射激波、马赫盘构成的多层次激波、间断面相互叠加的完整波系。

弹丸以1.72km/s超高速发射时,从炮口喷出的火药燃气最高达到2.5km/s,弹后燃气试图追赶弹丸,但由于初速高,尽管燃气速度高于弹丸,也未能追赶

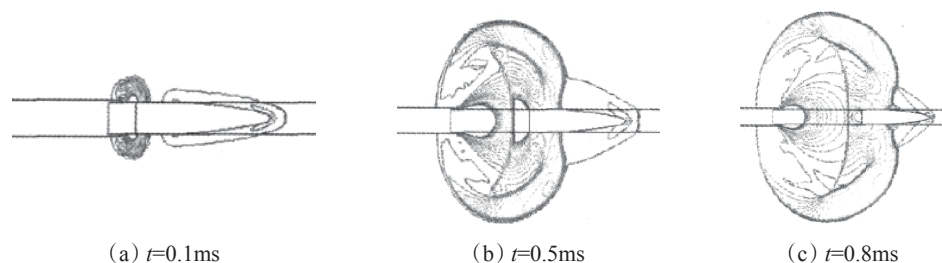


Fig. 3 Pressure muzzle flow field of a projectile simulated by predecessor

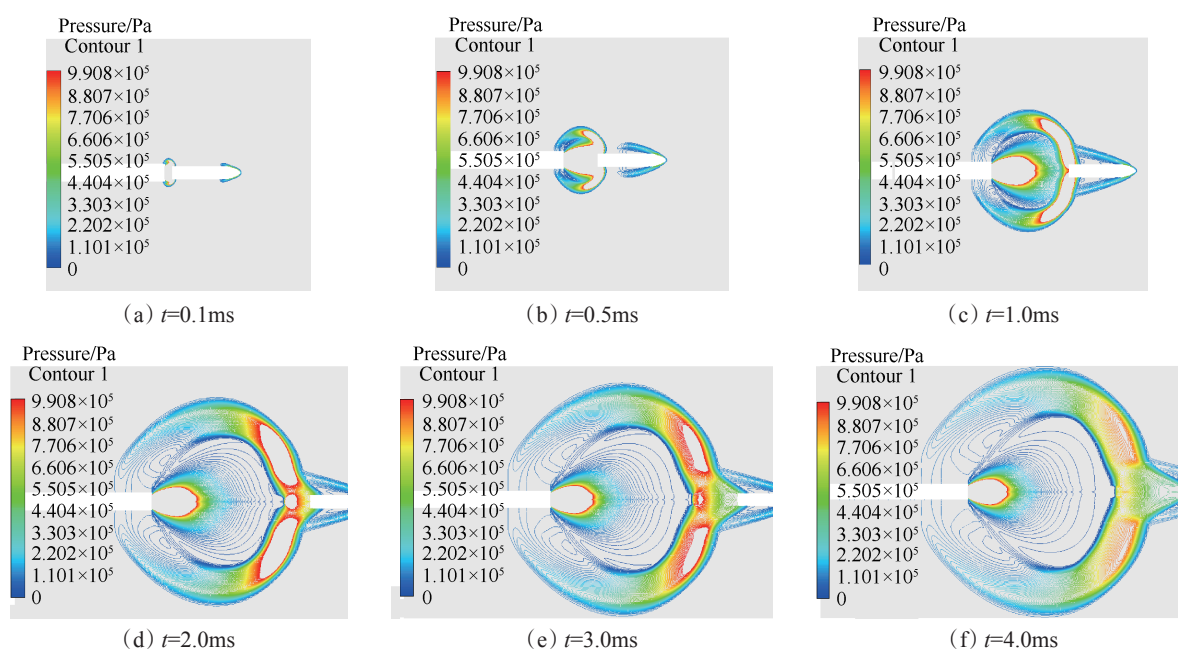


Fig. 4 Pressure contour of the hyper-velocity projectile flow field

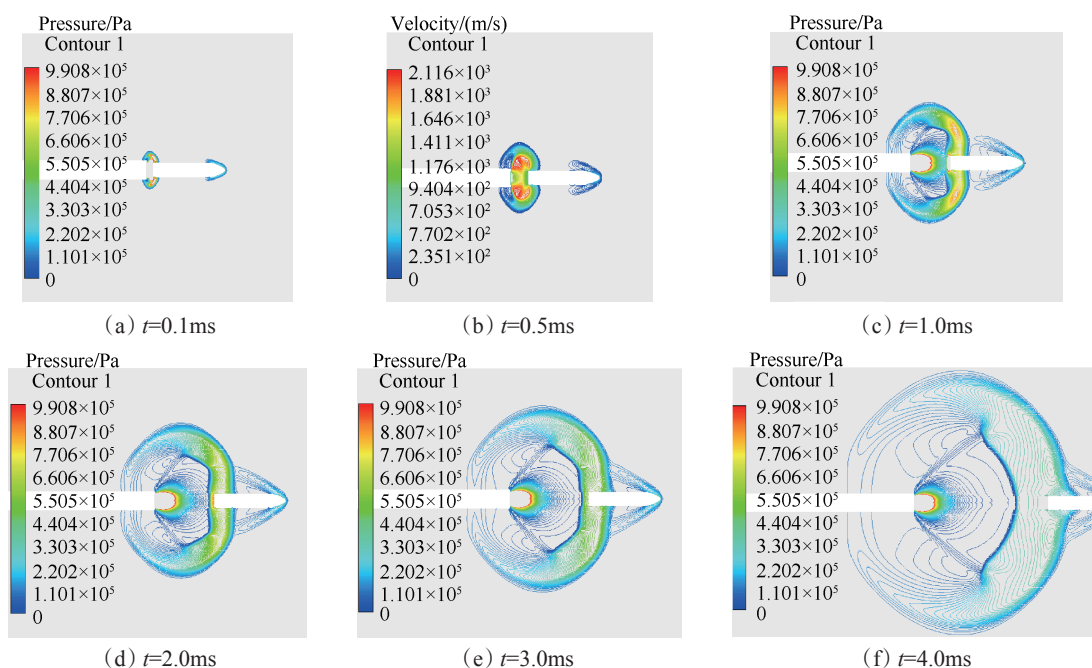


Fig. 5 Pressure contour of the conventional velocity projectile flow field

并包围弹丸,随着弹丸的运动逐渐摆脱了火药气体对其的影响。弹底激波更加明显,波系结构相比之下略呈“狭长”状。

弹丸以 794m/s 的常规初速发射时,火药燃气最高可达 2.28km/s,并迅速膨胀追赶弹丸,弹丸对流场的发展影响加大,且影响时间较长,阻碍着马赫盘的生长,随着弹丸继续向前运动,对马赫盘的影响越来越小,火药气体一直追赶并试图包围弹丸,对弹丸的影响较大,作用时间较长。

4.2 流场对弹丸运动影响的对比分析

图 5(a), (b) 是两种初速的弹底压力随时间的变化曲线以及马赫数随时间变化的曲线。角标 1 代表超高速的参量,角标 2 代表常规初速的参量。

在相同口径及弹丸质量下,超高速发射下的膛口压力达到 50.2MPa,而常规初速的炮口压力为 28.4MPa。由图 6 对比可以看出,膛口流场对超高速弹丸的作用时间小于常规初速弹丸,弹底压力在短时间内迅速衰减,弹底压力将很快小于弹前阻力。超高速弹丸在 1.0ms 时的弹底压力基本为零,而常规初速在 1.5ms 时才摆脱燃气射流的影响。超高速弹丸的速度变化相对较大,常规初速的速度变化较为平缓。由于刚运动出炮口时的弹底合力大于弹前阻力,所以两种弹丸的速度均稍有增加。随着时间的变化,弹丸继续向前运动,弹前阻力逐渐大于弹底合力,弹丸将做减速运动。超高速弹丸的最大马赫数达到了 4.03,而常规初速弹丸的最大马赫数为 1.27。

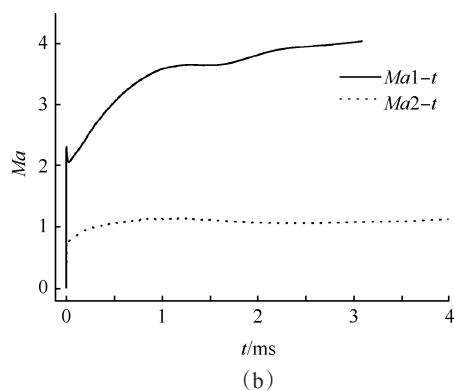
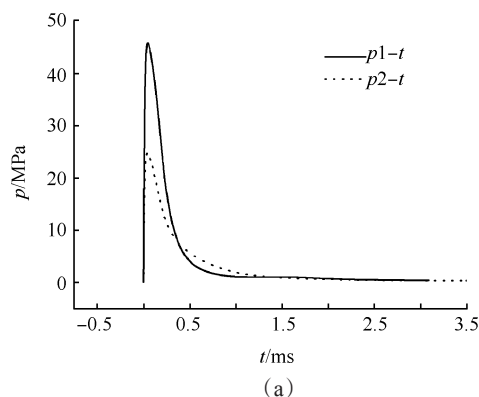


Fig. 6 Total pressure-time curve out of the muzzle

5 结论

本文基于有限体积法,采用分块动网格技术,对大口径高超速平衡炮弹丸发射过程进行数值模拟,对比分析不同发射速度下膛口流场结构生成原理及

波系结构,得到以下一些结论:

(1) 基于有限体积法,采用分块划分的结构动网格技术处理复杂的边界运动是可行的,该方法网格质量高,运算速度快,精度高,有效避免因边界运动导致的负体积现象。

(2) 两种不同发射速度下炮口均形成了由冠状冲击波、弹底激波、反射激波、马赫盘构成的多层次激波、间断面相互叠加的完整波系。但1.72km/s超高速流场结构整体略呈“狭长”状,而常规初速弹丸流场结构呈“圆球”状。

(3) 大口径超高速弹丸炮口燃气速度可达到2.5km/s,但不能追赶并包围弹丸,仅能追赶至弹丸尾部。

(4) 火药燃气对超高速弹丸作用时间较短,弹丸更迅速地摆脱了流场对其运动的影响。

参考文献:

- [1] 尤国钊,许厚谦,杨启仁. 中间弹道学[M]. 北京:国防工业出版社,2003.
- [2] 张 辉,谭俊杰,催东明. 带膛口装置的流场数值模拟[J]. 火炮发射与控制学报,2007,(2): 48-51.
- [3] 苏晓鹏,钱林方,戴劲松. 带炮口装置时某火炮膛口流场数值仿真[J]. 计算机仿真学报,2009,26(9): 15-18.
- [4] 何 枫,谢峻石,郝鹏飞,等. 应用S-A模型的自由射流和冲击射流数值模拟[J]. 推进技术,2001,22(1): 43-46. (HE Feng, XIE Jun-shi, HAO Peng-fei, et al. Computation of Axisymmetric Jet Flow with Spalart-Allmaras Turbulence Model[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2001, 22(1): 43-46.)
- [5] 何 枫,谢峻石,姚朝晖. 超声速欠膨胀冲击射流的数值模拟[J]. 推进技术,2002,23(2): 96-99. (HE Feng, XIE Jun-shi, YAO Zhao-hui. Numerical Simulation Under-Expanded Supersonic Impinging Jet [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2002, 23(2): 96-99.)
- [6] M S E, E G R, S F K. Interaction of Gun Exhaust Flow-Fields[J]. *AIAA Journal*, 1984, 22(4): 516-517.
- [7] Schmidt E M, Fansler K S, Shear D P. Trajectory Perturbations of Fin-Stabilized Projectile Due to Muzzle Blast[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1977, 14(6): 339-344.
- [8] 江 坤,王 浩. 基于动网格技术的膛口流场数值模拟[J]. 火炮发射与控制学报,2010,(3): 1-4.
- [9] 姜孝海,范宝春,李鸿志. 基于ALE方程的动网格膛口流场数值研究[J]. 计算力学学报,2008,25(4): 563-567.
- [10] 王仕松,郑 坚,贾长治,等. 带制退器的膛口流场数值模拟[J]. 火力与指挥控制学报,2011,36(2): 148-151.
- [11] Florio L A. Effect of Vent Opening Area and Arrangement on Gas Flow Field as Gas Propelled Cylinder Exits a Flow Tube[J]. *Meccanica*, 2009, 45(4): 475-501.
- [12] Watanabe R, Fujii K, Higashino F. Three-Dimensional Flow Computation around a Projectile Overtaking a Preceding Shock Wave [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1998, 35(5): 619-625.
- [13] 姜孝海,李鸿志,范宝春,等. 基于ALE方程及嵌入网格法的膛口流场数值模拟[J]. 兵工学报,2007,28(12): 1512-1515.
- [14] 代淑兰,许厚谦,肖忠良. 带制退器的膛口燃烧流场并行数值模拟[J]. 弹道学报,2009,21(4): 84-87.
- [15] 孙得川,蔡体敏. 超声速流动中横向射流流场的影响参数[J]. 推进技术,2001,22(2): 147-150. (SUN De-chuan, CAI Ti-min. Effecting Parameters of Supersonic Flow Field with Secondary Injection[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2001, 22(2): 147-150.)
- [16] 蔡国飙,王慧玉. 固体火箭发动机燃烧室三维流场数值模拟[J]. 推进技术,1995,(5): 59-64. (CAI Guo-biao, Wang Hui-yu. Numeirical Simulation of 3-D Flow Field of Solid Rocket Motor Chamber[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1995, (5): 59-64.)
- [17] 方举鹏,李 强,赵君官,等. 含运动弹丸的大口径火炮膛口流场模拟[J]. 机械工程与自动化学报,2011,167(4): 61-66.

(编辑:史亚红)