

文章编号: 1006-9941(2017)04-0282-09

膛口初始流场对火药燃气射流的影响

李子杰, 王浩

(南京理工大学能源与动力工程学院, 江苏 南京 210094)

摘要: 身管武器发射弹丸时, 初始流场对随后火药燃气射流的发展及弹丸的运动有较大的影响。为了分析初始流场对燃气射流结构以及弹丸运动的影响, 基于有限体积法, 采用分块网格划分的整体运动方法及 Realizable $k-\epsilon$ 湍流模型, 耦合内弹道过程及六自由度方程, 建立了含有初始流场和不含初始流场的两种二维轴对称膛口流场数值模拟模型。以 300 mm 平衡炮为例, 研究了 1730 $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$ 发射速度下的膛口流场特性。结果表明, 无初始流场时, 火药燃气波阵面近似为球形, 火药燃气无法追赶上弹丸。而在初始流场的干扰下, 膛口喷射出的燃气速度提高约 200 $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$, 燃气追赶并包围弹丸, 流场中最大压力降低一倍, 温度提高 1000 K 以上, 弹底压力降低约 1.3 MPa。

关键词: 燃气射流; 初始流场; 大口径超高速; 内弹道; 动网格, 冲击波

中图分类号: TJ55; V211.3

文献标志码: A

DOI: 10.11943/j.issn.1006-9941.2017.04.003

1 引言

对膛口流场的研究涉及气体动力学、气动声学等多个学科, 因此膛口流场的机理研究是一个具有挑战性的课题。在膛内火药燃气推动作用下, 加速运动的弹丸不断压缩弹前空气, 形成初始流场^[1-2]。高温高压火药燃气在弹丸出炮口后迅速喷出, 受到弹丸的阻碍并与初始流场融合, 在膛口处形成具有复杂波系的膛口流场^[3-4]。大口径高超速火炮膛口流场的有害扰动极其强烈, 但由于炮口焰、炮口烟、电磁干扰等的存在, 使得瞬态变化的膛口流场的激波结构很难测量和计算^[5]。

人们对膛口流场形成的发展机理、膛口冲击波场的分布规律、膛口气流对弹丸的后效作用等方面都有了较为清晰的认识^[6]。Love^[7]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。李鸿志^[8]等分析了膛口冲击波与射流的特征及形成机理, 提出了膛口冲击波的变能量、动球心的球形

物理模型, 并总结出膛口冲击波远场传播规律; 姜孝海^[9]等用基于 ALE 方程及动网格技术对 44 mm 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。江坤^[10]利用结构网格对 122 mm 车载火炮的膛口流场进行数值模拟, 对初速为 713 $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$ 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。代淑兰^[11]采用三维非定常化学反应流控制方程组对带制退器的 7.62 mm 口径、735 $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$ 初速的弹丸膛口燃烧流场进行了数值模拟, 清晰的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。郭泽庆^[12]等以 7.62 mm 弹道枪为研究对象, 基于 ALE 方程及分区结构贴体网格对膛口初始流场及后效期过程进行了试验分析。Jiang^[13]基于二维结构网格分别用 TVD 格式和耗散控制格式离散 Euler 方程, 对轴对称膛口流场进行了数值模拟, 考虑了圆柱形弹丸对流场的影响, 并分析了弹丸与膛口气流间的相互作用。张焕好^[14]基于三维 Euler 方程, 结合 Roe 格式与结构化动网格技术对含有制退器的 20 mm 枪炮膛口流场进行了数值模拟。

前人所研究的重点多为燃气流场的特性分析, 且多以 155 mm 口径以下, 1000 $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$ 以下初速的枪炮为研究对象。而对于 300 mm 大口径 1730 $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$ 超高速弹丸的初始流场对火药燃气射流结构的影响分析未见研究。本研究采用有限体积法并结合 Realizable $k-\epsilon$ 湍流模型, 使用结构动网格技术, 建立两种二维轴

收稿日期: 2016-08-31; 修回日期: 2016-11-10

基金项目: 国家自然科学基金项目(51305204)

作者简介: 李子杰(1990-)女, 博士研究生, 主要从事高超音速燃气射流的分析研究。e-mail: 806287197@qq.com

通信联系人: 王浩(1961-)男, 研究员, 博士生导师, 主要从事多项反应流体力学研究。e-mail: wanghao@mail.njust.edu.cn

对称数值仿真模型,研究超高速弹丸含初始流场和简化的不含初始流场情况下的火药燃气流场结构特性,得到了该发射条件下初始流场对火药燃气流场分布的影响,为大口径超高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 数值方法

2.1 控制方程

当不考虑外加热和彻体力的影响时,二维轴对称可压缩非定常 N-S 方程组为^[15-16]:

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial y} + \mathbf{Q} = \frac{1}{Re} \left(\frac{\partial \mathbf{F}_v}{\partial x} + \frac{1}{y^\sigma} \frac{\partial \mathbf{G}_v}{\partial y} + \mathbf{Q}_v \right) \quad (1)$$

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial y} + \mathbf{Q} = \frac{1}{Re} \left(\frac{\partial \mathbf{F}_v}{\partial x} + \frac{1}{y^\sigma} \frac{\partial \mathbf{G}_v}{\partial y} + \mathbf{Q}_v \right) \quad (2)$$

$$\mathbf{U} = [\rho \quad \rho u \quad \rho v \quad \rho e]^T \quad (3)$$

$$\mathbf{F} = [\rho u \quad \rho u^2 + p \quad \rho uv \quad (\rho e + p) u]^T \quad (4)$$

$$\mathbf{F}_v = [0 \quad \tau_{xx} \quad \tau_{xy} \quad u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + q_x]^T \quad (5)$$

$$\mathbf{G} = [\rho v \quad \rho uv \quad \rho v^2 + p \quad (\rho e + p) v]^T \quad (6)$$

$$\mathbf{G}_v = [0 \quad \tau_{yx} \quad \tau_{xy} \quad u\tau_{yx} + v\tau_{yy} + q_y]^T \quad (7)$$

$$\mathbf{Q} = \frac{\sigma}{y} [\rho v \quad \rho uv + p \quad \rho v^2 \quad ev + pv]^T \quad (8)$$

$$\mathbf{Q}_v = \frac{\sigma}{y} [0 \quad 0 \quad -\tau_{\theta\theta} \quad 0]^T \quad (9)$$

其中应力项为:

$$\left. \begin{aligned} \tau_{\theta\theta} &= \frac{2}{3} \mu \left(2 \frac{v}{y} - \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{\partial v}{\partial y} \right) \\ \tau_{xx} &= \frac{2}{3} \mu \left(2 \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{\partial v}{\partial y} - \frac{v}{y} \right) \\ \tau_{yy} &= \frac{2}{3} \mu \left(2 \frac{\partial v}{\partial y} - \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{v}{y} \right) \\ \tau_{xy} &= \tau_{yx} = \mu \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right) \end{aligned} \right\} \quad (10)$$

系数 σ 决定流动的类型,当 $\sigma=1$ 时,为二维轴对称流动模型,当 $\sigma=0$ 时,为二维平面流动模型^[11]。

其中, ρ 为气体密度, $\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$; u, v 分别为 x, y 方向的速度分量, $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$; e 为总能量, kJ , 其表达式为:

$$e = \frac{\rho}{\gamma - 1} + \frac{1}{2} \rho (u^2 + v^2), \quad \gamma \text{ 为气体比热比。} \quad Re \text{ 为雷诺数,}$$

$\tau_{\theta\theta}, \tau_{xx}, \tau_{yx}, \tau_{xy}$ 分别为不同方向的粘性力, N ; μ 为粘性系数,有层流粘性系数和湍流粘性系数组成。 q_x, q_y 为单位质量的体积加热率。

压力由理想气体方程给出,即:

$$p = (\gamma - 1) \left[\rho e - \frac{\rho}{2} (u^2 + v^2) \right] \quad (11)$$

2.2 湍流模型

本研究所采用的湍流模型为 Realizable $k-\varepsilon$ 模型^[17]。该模型比起标准 $k-\varepsilon$ 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:

$$\begin{aligned} \tau_{ij}^R &= -\overline{\rho u'_i u'_j} \\ &= \mu_t \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \frac{\partial U_i}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \rho k \delta_{ij} \end{aligned} \quad (12)$$

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

其中:

$$k = \frac{\overline{u'_i u'_j u'_j}}{2} \quad (13)$$

$$\varepsilon = \nu \frac{\partial u'_i}{\partial x_j} \left(\frac{\partial u'_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u'_j}{\partial x_i} \right) \quad (14)$$

其中 Reynolds 剪切应力的 Schwarz 不等式:

$$\overline{(u'_i u'_j)^2} \leq \overline{u_i^2 u_j^2} \quad (15)$$

3 边界条件与计算模型

3.1 网格划分

本研究涉及到两种计算模型,第一种计算域不考虑初始流场的影响,为弹丸从炮口处开始运动,如图 1a 所示。将整个计算域分为三个区域:弹后 I 区、弹前 II 区、及膛口周围流场 III 区。膛口周围流场区域长 13 m,宽 3 m。最小网格尺寸为 2 mm,位于膛口附近。计算域边界处网格相对稀疏。均采用结构化网格进行划分,共 10 万个网格,如图 1b 所示。

第二种计算域为弹丸自膛底运动出炮口整个过程,炮管总长 29.6 m,管壁厚度为 50 mm,如图 1c 所示。膛口周围流场区域与第一种模型相同,长 13 m,宽 3 m。最小网格尺寸为 2 mm,位于膛口附近。计算域边界处网格相对稀疏。共 28 万个网格,如图 1d 所示。

3.2 边界条件

不考虑初始流场的计算模型中,设定膛口处为压力入口边界条件,使用自编的 UDF 程序对入口压力进行设定,膛口周围流场边界为压力出口边界条件。设定身管、炮口为固壁边界条件,弹丸运动由六自由度程

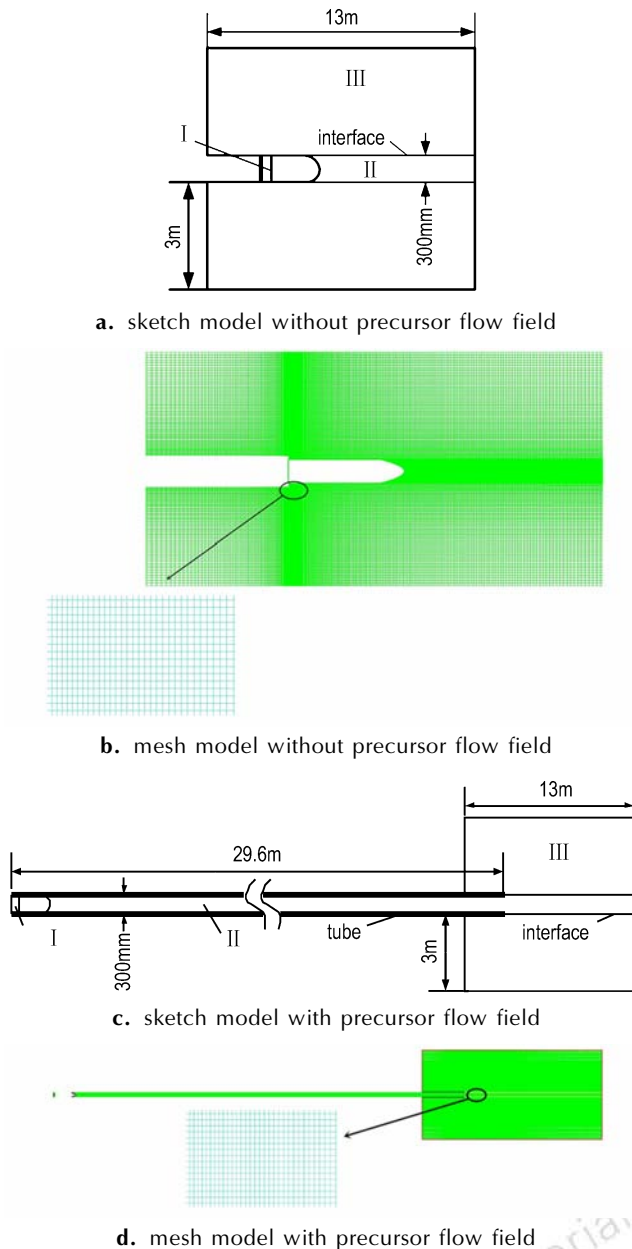


图1 计算模型示意图

Fig. 1 Schematic diagrams of calculation models

序控制, 设定对称轴为轴边界。壁面均假定为绝热, 壁面上温度为临近壁面网格点温度。身管外流场区域初始压力为 1.01×10^5 MPa, 初始温度为 300 K。

考虑初始流场的计算模型中, 弹丸在膛内运动阶段由内弹道程序控制, 出膛口后由六自由度程序控制, 设定膛底为压力入口边界条件, 设定身管、炮口为固壁边界条件, 弹丸为移动固壁边界条件。

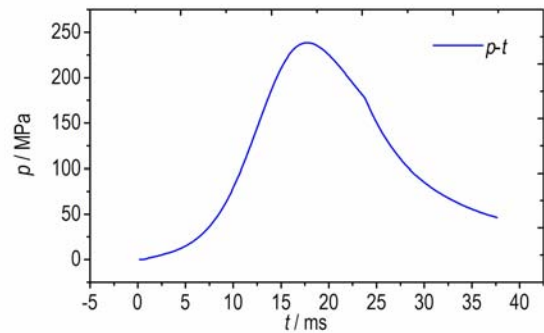
3.3 内弹道与后效期

以 300 mm 大口径超高速平衡炮为研究对象, 弹丸质量为 160 kg, 总装药量为 240 kg, 平衡体重 2000 kg, 图

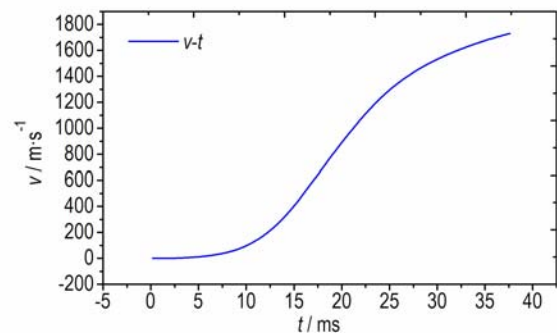
2a、图 2b 分别给出了内弹道过程的弹底压力和速度随时间的变化规律。弹丸炮口初速为 $1730.4 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$, 炮口压力为 46.34 MPa, 运动时间为 37.6 ms。

针对本算例, 后效期炮口压力随时间变化公式如下^[18-20]: $p = 46.3 \times 10^6 e^{-24.886t}$

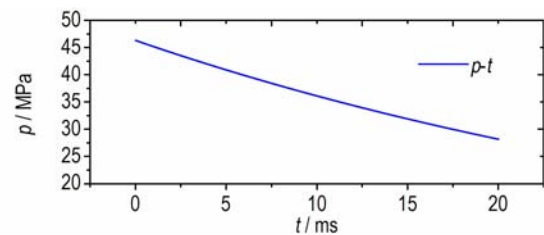
弹丸后效期的炮口压力随时间呈指数分布规律, 其压力分布如图 2c 所示。



a. pressure-time curve of projectile base for interior ballistic



b. velocity-time curve for interior ballistic



c. pressure-time curve in after-effect period

图2 内弹道计算参数分布曲线

Fig. 2 Interior ballistic calculation parameter distribution curves

3.4 网格无关性验证

对于网格收敛性测试, 本研究采用网格数为六十万的无初始流场模型作为对比, 以弹底压力为参考值, 如图 3 所示, 当两种不同网格数量下弹底压力相差很小时, 可以认为计算结果与网格无关, 由图 3 可以看出, 两者误差小于 1%, 由此可以认为本计算结果与网格无关。

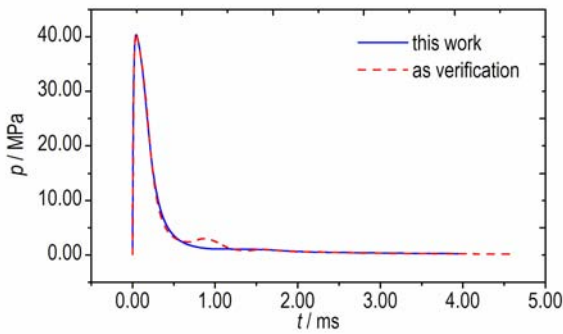


图3 作为网格无关性验证的弹底压力-时间曲线

Fig.3 Pressure-time curves of projectile base for grid convergence tests

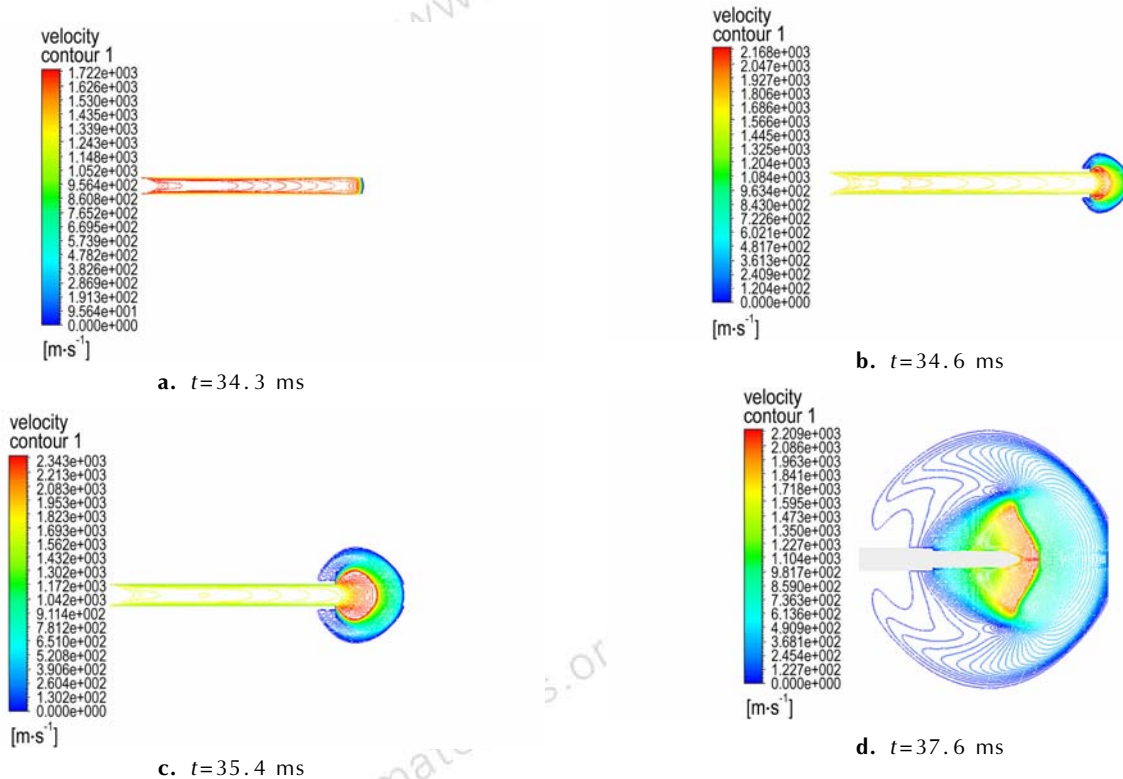


图4 超高速弹丸初始流场速度等值线图

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

随着弹丸运动出炮口,弹后高温高压火药气体迅速喷出,形成了复杂而强烈的火药气体射流结构,图5a~图5d和图6a~图6d分别给出了无初始流场和有初始流场情况下的火药燃气射流波系结构。

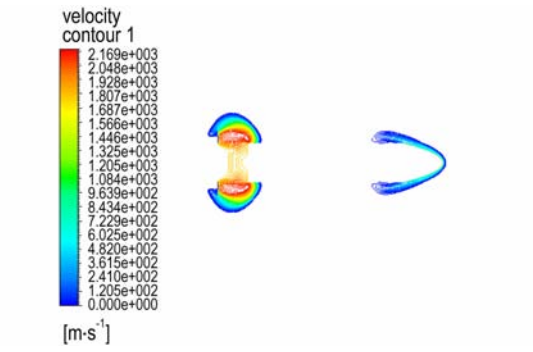
高温高压火药气体首先从弹尾周围逸出,向侧前方迅速发展传播,由图5a~图5d所示,当无初始流场扰动时,火药燃气流场波阵面近似为球形,火药气体不能追赶并超越弹丸,火药燃气刚喷出时速度约为

4 结果分析

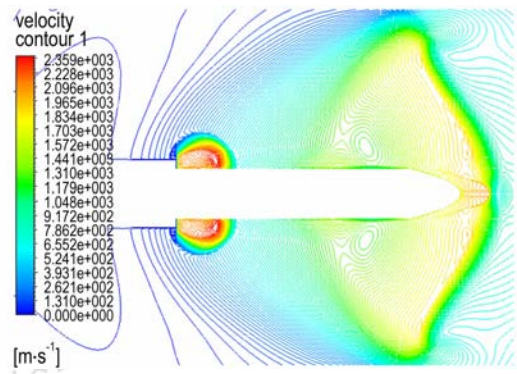
4.1 初始流场对燃气射流的影响分析

模拟结果基于对有无初始流场的对比上,图4a~图4d显示了高超音速弹丸初始流场的形成过程。弹丸在膛内推动弹前空气,形成了一系列压缩波,压缩波不断向炮口方向传播。随着弹丸的加速运动,弹前空气被挤出炮口形成初始流场。当弹前空气被压缩流出膛口后,气体迅速膨胀,压力降低,速度增大,并向周围传播。弹丸的圆柱部运动出炮口时,弹前气体全部被压出,被压缩的空气向前传播使得后方压力降低,周围空气流向该区域。

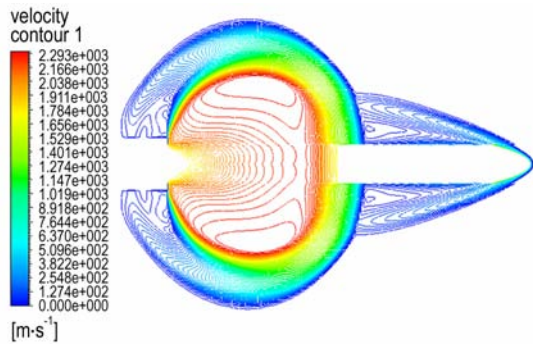
$2169 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ 。弹丸侧面形成了明显的起始于弹丸头部脱离弹丸侧面向外延伸的剪切层。因为炮口喷射出的气体速度大于弹丸的运动速度,弹丸底部形成了清晰的弹底激波。弹底激波在膛口冲击波的作用下进一步加强并阻碍马赫盘的生成,随着弹底激波的作用越来越弱,马赫盘逐渐增大,瓶状激波不断扩大,膛口冲击波不断向远处传播并衰减。炮口形成了由冠状冲击波、弹底激波、马赫盘等构成的完整波系。



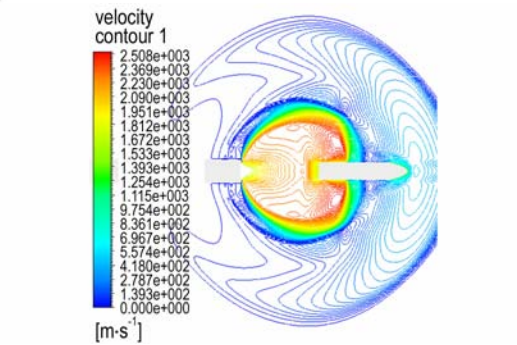
a. $t=0.134$ ms



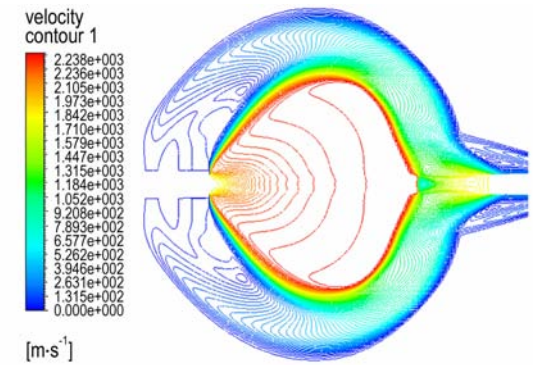
a. $t=0.134$ ms



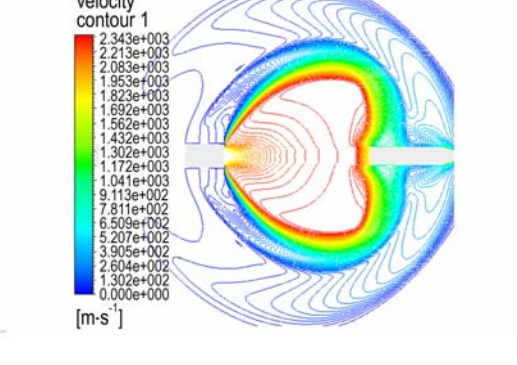
b. $t=0.754$ ms



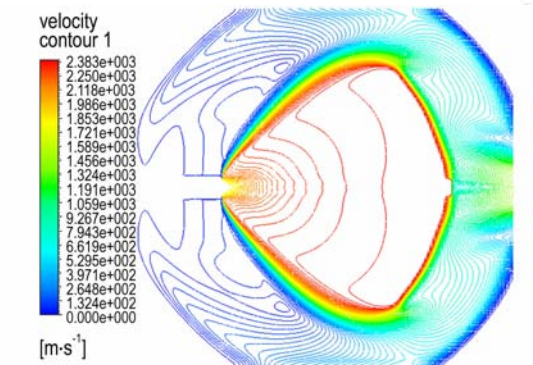
b. $t=0.754$ ms



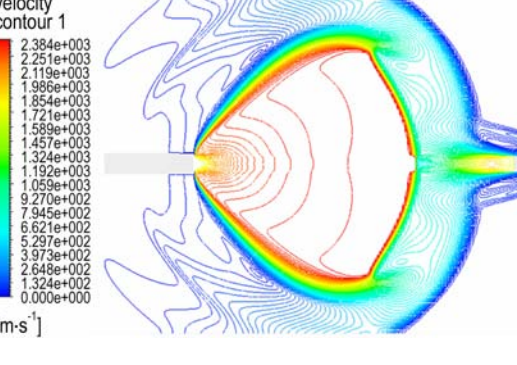
c. $t=1.410$ ms



c. $t=1.410$ ms



d. $t=3.973$ ms



d. $t=3.973$ ms

图5 无初始流场条件下燃气射流速度等值线图
Fig.5 Velocity contour of the combustion gas jet flow without precursor flow field

图6 有初始流场条件下燃气射流速度等值线图
Fig.6 Velocity contour of the combustion gas jet flow with precursor flow field

由图 6a ~ 图 6d 可以看出有初始流场的火药燃气流场结构与无初始流场影响下的燃气流场结构明显不同。火药燃气推动炮口周围已被初始流场扰动过的空气,形成了炮口冲击波。在炮口初始流场的影响下,火药燃气追赶并超越弹丸,在弹体周围形成了复杂的火药燃气团,火药燃气刚喷出膛口时速度约为 $2359 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$,比无初始流场影响下的速度提高约 $200 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ 。随着弹丸的运动,弹丸逐渐摆脱了火药气体对其的包围。随着弹丸的运动,弹底激波的作用越来越弱,马赫盘逐渐增大,瓶状激波不断扩大,膛口冲击波不断向远处传播并衰减,同样形成了由冠状冲击波、弹底激波、马赫盘等构成的完整波系。

在初始流场的干扰下,火药燃气流场的各参数也明显不同。图 7 给出了计算模型中监测点的分布状况,其坐标分布见表 1。为了研究无初始流场干扰下和有初始流场干扰下的火药燃气流场参数变化,在弹前膛口周围处监测了四个点的压力和温度变化,表 2 给出了监测点在有初始流场和无初始流场情况下的最大压力和最大温度。

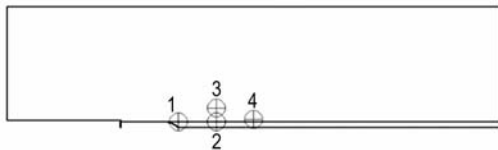


图 7 监测点分布情况

Fig.7 The distribution of monitoring points

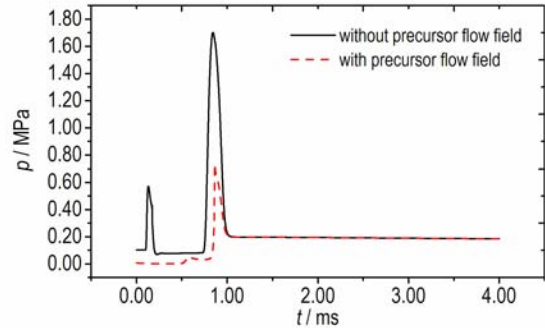
表 1 监测点的坐标分布

Table 1 The distribution of monitoring points

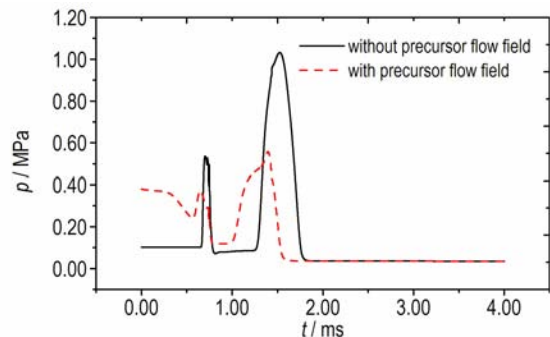
monitor point	1	2	3	4
coordinates (x/mm, y/mm)	(1000,150)	(2000,150)	(2000,500)	(3000,200)

图 8a ~ 图 8d 和图 9a ~ 图 9d 给出了有无初始流场情况下的监测点压力和温度的对比曲线。由图 8 可以看出,四个监测点的最大压力随膛口距离的增加而减小。对于监测点 1,有初始流场扰动情况下的初始压力比无初始流场扰动情况下的初始压力低,而监测点 2、3 正好相反。这是因为监测点 1 位于膨胀波影响的区域内,膨胀波的影响使得此处的压力低于环境压力。而监测点 2、3 位于压缩波影响的区域内,压缩波使得此处压力高于环境压力。而此时监测点 4 位于初始流场没有影响到的区域内,所以有无初始流场扰动情况下的初始压力相同。值得注意的是,有初始流场

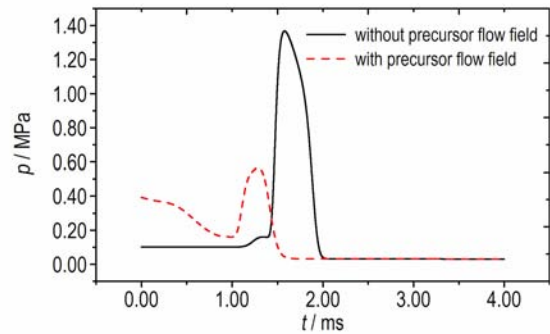
扰动情况下的最大压力低于无初始流场扰动情况下的最大压力,这是因为初始流场推动了膛口前方空气,形成了负压,因此当火药燃气射流传播至此,有初始流场扰动的最大压力低于无初始流场扰动下的最大压力。



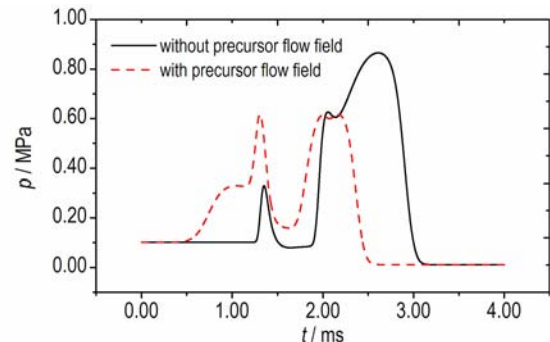
a. monitor point 1



b. monitor point 2



c. monitor point 3



d. monitor point 4

图 8 有无初始流场的监测点压力对比

Fig.8 Comparison of the pressure of monitor points with and without precursor flow field

表 2 有无初始流场的最大压力和温度对比

Table 2 The maximum pressure and temperature comparison with and without precursor flow field

monitor point	coordinates (x/mm, y/mm)	maximum pressure/MPa		maximum temperature/K	
		without precursor flow field	with precursor flow field	without precursor flow field	with precursor flow field
1	(1000,150)	1.700	0.739	2143.92	3475.66
2	(2000,150)	1.032	0.558	2120.75	2950.51
3	(2000,500)	1.367	0.565	1141.20	2152.86
4	(3000,200)	0.865	0.616	1246.51	1747.75

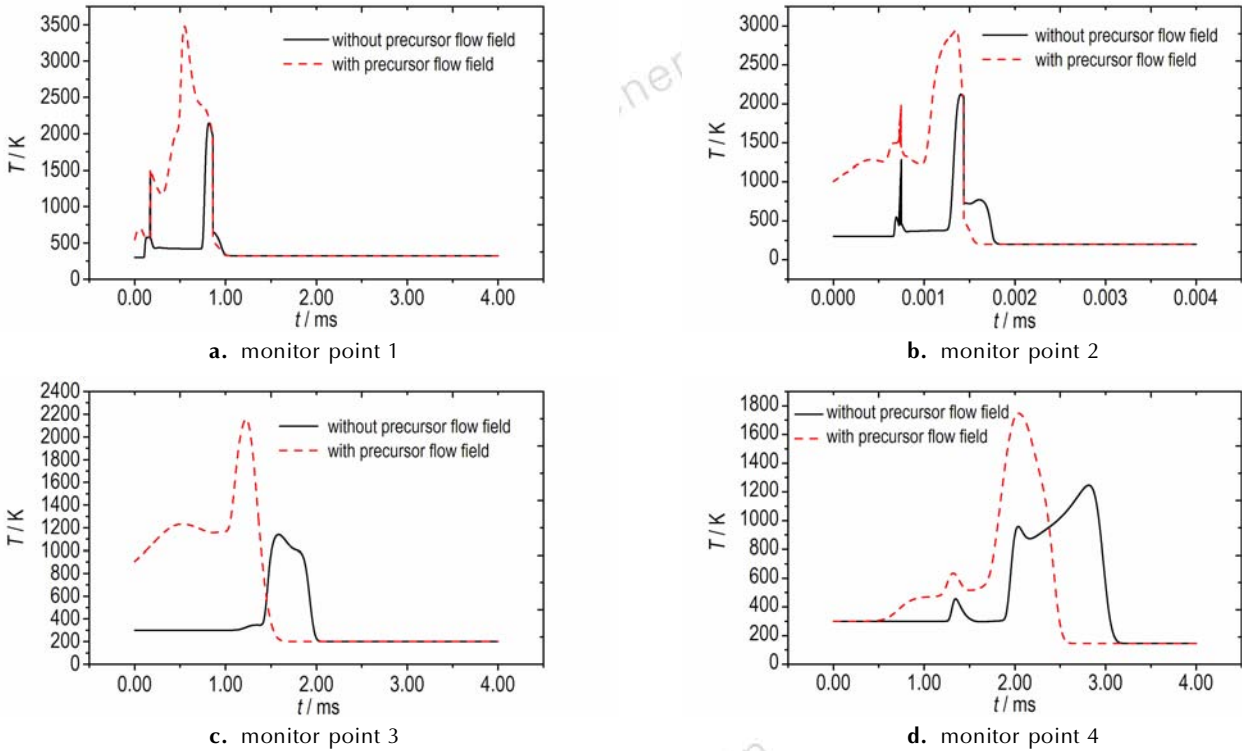


图 9 有无初始流场的监测点温度对比

Fig.9 Comparison of the temperature of monitor points with and without precursor flow field

图 10 为初始流场的温度等值线图。由图 10 可以看出,经初始流场扰动过的弹前空气的温度分布有了明显的变化,无初始流场下的膛外温度为室温 300 K,而有初始流场的膛外温度一般在 1000 ~ 1500 K 左右。因此,经初始流场扰动过的膛口前方温度高于没有初始流场扰动过的温度。

4.2 初始流场对弹丸运动的影响

由于初始流场的存在,使得弹丸出炮口前的流场区域已经受到复杂的干扰,火药燃气对弹丸底部的作用也受到了影响。图 11a 和图 11b 分别给出了无初始流场和有初始流场情况下的弹底压力和马赫数分布情况。

由图 11 可以看出,无初始流场时后效期弹底最

大压力为 40.3 MPa,有初始流场情况下为 38.9 MPa。无初始流场情况下,弹底马赫数最高达到 4.13,在初

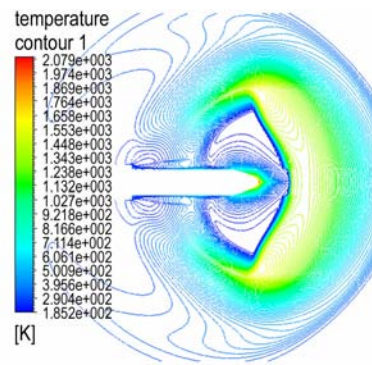


图 10 初始流场温度等值线图

Fig.10 Temperature contour of the precursor flow field

始流场的影响下,弹底马赫数出现波动,最大马赫数为4.09。

初始流场波系强度较弱,与火药燃气流场相差一个数量级,但初始流场的存在影响了火药燃气对弹丸的作用,使得弹底压力减小,马赫数减小。

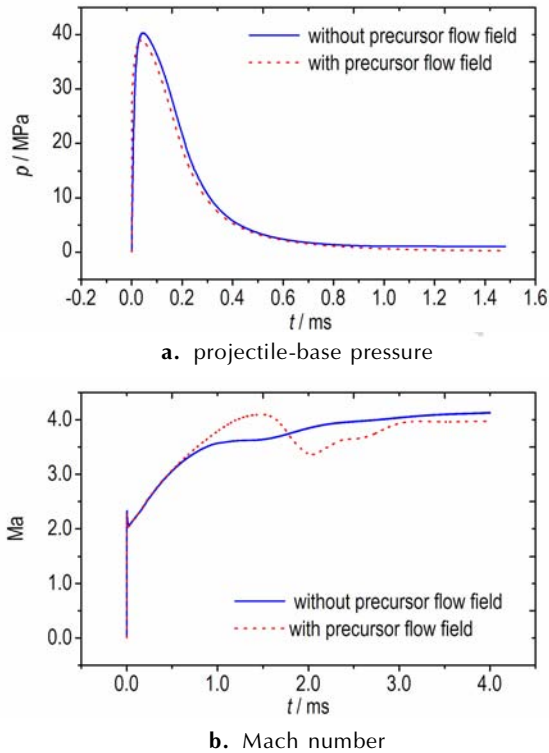


图 11 有无初始流场弹底压力和马赫数分布

Fig. 11 The projectile-base pressure and Mach number distribution with and without precursor flow field

5 结 论

针对 300 mm 大口径 $1730 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ 超高速平衡炮,建立两种数学模型,探讨了无初始流场和有初始流场下火药燃气流场的异同,以及初始流场的存在对弹丸运动的影响。本研究编写内弹道程序控制弹丸在膛内的运动,编写后效期程序对炮口压力进行设定、编写六自由度程序控制弹丸在膛外的运动。

(1) 当没有初始流场影响时,火药燃气射流呈球状,燃气不能追赶上弹丸。而在初始流场的影响下,火药燃气可以追赶上弹丸,但由于初速高,并不能超越并包围弹丸。

(2) 初始流场的存在使得火药燃气刚喷出膛口时的速度增高。

(3) 初始流场的干扰使得燃气射流的最大压力降

低近一倍,温度增加 1000 K 以上,弹底压力和弹丸马赫数稍有减小。

参考文献:

- [1] 余文杰,余永刚. 环状喷口对底排尾部流场影响的数值模拟[J]. 含能材料, 2014, 22(3): 318-324.
YU Wen-jie, YU Yong-gang. Numerical simulation on effects of annular jet in base flow of base bleed[J]. *Chinese Journal of Energetic Materials (Hanneng Cailiao)*, 2014, 22(3): 318-324.
- [2] WANG Jiang-feng, WU Yi-zhao. Parallel computation of 3-d hypersonic flows on unstructured hybrid meshes[J]. *Transactions of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2015, 22(3): 300-305.
- [3] 张辉,谭俊杰,催东明. 高速弹丸穿越不同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.
ZHANG Hui, TAN Jun-jie, CUI Dong-ming. Numerical simulation method of flow field with muzzle attachments [J]. *Journal of Gun Launch & Control*, 2007, (2): 48-51.
- [4] Rehman H, Chung H, Joung T, et al. CFD analysis of sound pressure in tank gun muzzle silencer[J]. *J Cent South Univ Technol*, 2011, (18): 2015-2020.
- [5] 马大为,乐贵高,余世海. 膨胀不足超音速自由射流的数值模拟[J]. 计算物理学报, 1994, 11(3): 362-366.
MA Da-wei, LE Gui-gao, YU Shi-hai. Numerical simulation of under expanded supersonic free-jet flow [J]. *Chinese Journal of Computational Physics*, 1994, 11(3): 362-366.
- [6] 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.
WANG Shi-song, ZHENG Jian, JIA Chang-zhi, et al. Numerical simulation of muzzle blast flow field with muzzle brake [J]. *Fire Control & Command Control*, 2011, 36(2): 148-151.
- [7] Love E S. Initial inclination of the mixing boundary separating an exhausting supersonic jet from a supersonic ambient stream [J]. *Ugeskrift for Laeger*, 1999, 161(36): 5038-5039.
- [8] 李鸿志,刘晓利. 膛口变能量冲击波特性分析—弹道初始参量的影响[J]. 兵工学报, 1993 (3): 17-21.
LI Hong-zhi, LIU Xiao-li. An analysis on the characteristics of Variable energy blast wave at the muzzle—the influence of ballistics initial parameters [J]. *Acta Armamentarii*, 1993 (3): 17-21.
- [9] JIANG Xian-hai, CHEN Zhi-hua, FAN Bao-chun, et al. Numerical simulation of blast flow fields induced by a high-speed projectile [J]. *Shock Waves*, 2008 (18): 205-212.
- [10] 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.
JIANG Kun, WANG Hao. Numerical simulation of muzzle flow field based on dynamic meshing technique [J]. *Journal of Gun Launch & Control*, 2010(3): 1-4.
- [11] 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.
DAI Shu-lan, XU Hou-qian, XIAO Zhong-liang. Numerical simulation of gun muzzle flow field including movable boundary [J]. *Journal of Ballistics*, 2009, 21(4): 84-87.
- [12] 郭则庆,王杨,姜孝海,等. 膛口初始流场对火药燃气流场影响的数值研究[J]. 兵工学报, 2012, 33(6): 663-668.
GUO Ze-qing, WANG Yang, JIANG Xiao-hai, et al. Numerical study on effects of precursor flow on muzzle propellant flow field [J]. *Acta Armamentarii*, 2012, 33(6): 663-668.

- [13] 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.
SU Xiao-peng, QIAN Lin-fang, DAI Jin-song. Muzzle flow field simulation of gun with a muzzle attachment [J]. *Computer Simulation*, 2009, 26(9): 15-18.
- [14] 张焕好, 陈志华, 姜孝海, 等. 高速弹丸穿越不同制退器时的膛口流场波系结构研究[J]. 兵工学报, 2012, 33(5): 623-629.
ZHANG Huan-hao, CHEN Zhi-hua, JIANG Xiao-hai, et al. Investigation on the blast wave structures of a high-speed projectile flying through different muzzle brakes [J]. *Acta Armamentarii*, 2012, 33(5): 563-567.
- [15] 刘昕, 姜宗林, 王春, 等. 欠膨胀超声速流不稳定性机理的数值研究[J]. 力学学报, 2008, 40(5): 577-584.
LIU Xin, JIANG Zong-lin, WANG Chun, et al. Simulation study of supersonic flow instability mechanism [J]. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2008, 40(5): 577-584.
- [16] ZHANG Huan-hao, CHEN Zhi-hua, JIANG Xiao-hai, et al. Investigations on the exterior flow field and the efficiency of the muzzle brake [J]. *Journal of Mechanical Science and Technology*, 2013, 27(2): 95-101.
- [17] 郭则庆, 姜孝海, 王杨. 后效期火药燃气加速弹丸的数值研究[J]. 高压物理学报, 2012, 26(5): 564-570.
GUO Ze-qing, JIANG Xiao-hai, WANG Yang. Numerical investigations on acceleration of projectile in post-effect period [J]. *Chinese Journal of High Pressure Physics*, 2012, 26(5): 564-570.
- [18] 高树滋, 赵润祥, 马大为. 火炮计算流体力学[M]. 北京: 兵器工业出版社, 1995: 165-172.
- [19] 陶如意, 孙继兵, 黄明, 等. 高低压室平衡炮内弹道数值模拟及试验研究[J]. 南京理工大学学报, 2006, 30(4): 478-485.
TAO Ru-yi, SUN Ji-bing, HUANG Ming, et al. Interior ballistics numerical simulation and experiment of balance gun with low and high pressure chamber [J]. *Journal of Nanjing University of Science and Technology*, 2006, 30(4): 478-485.
- [20] 张博孜, 王浩, 王珊珊, 等. 大口径平衡炮内弹道一维两相流建模与仿真[J]. 弹道学报, 2014, 26(1): 17-21.
ZHANG Bo-zi, WANG Hao, WANG Shan-shan, et al. One-dimensional two-phase flow modeling and simulation for interior ballistics of large-caliber davis gun [J]. *Journal of Ballistics*, 2014, 26(1): 17-21.

Effect of Precursor Flow Field of Muzzle on the Combustion Gas Jet Flow of Gun Propellant

LI Zi-jie, WANG Hao

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

Abstract: When the projectile was launched by a barrel weapon, the precursor flow field had greater impact on the development of combustion gas flow of subsequent propellant and the movement of projectile. To analyze the effect of precursor flow field on the structure of combustion gas jet and movement of projectiles, based on the finite volume method, two different 2-d axisymmetric numerical models with and without the precursor flow field were established using the Whole Zone Movement Method for block grid division and Realizable $k-\varepsilon$ turbulence Model and coupling the interior ballistic process and the Six-DOF equations. Taking the 300 mm counter-mass propelling gun as example, the muzzle flow field characteristics at the ejection speed of $1730 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ were studied. The results show that when there is no precursor flow field, the wavefront of propellant combustion gas is approximately spherical, and the propellant combustion gas is unable to catch up with the projectile. But under the interference of precursor flow field, the ejecting velocity of propellant combustion gas increases by about $200 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$, and the combustion gas catches up with and surrounds the projectile, the maximum pressure in the flow field decreases by a half, the temperature increases by more than 1000 K and the projectile base pressure decreases by about 1.3 MPa.

Key words: combustion gas jet; precursor flow field; large-caliber hyper-velocity; Interior ballistic; dynamic mesh; shock wave

CLC number: TJ55; V211.3

Document code: A

DOI: 10.11943/j.issn.1006-9941.2017.04.003