



多排斜侧孔膛口制退器流场数值模拟

邱 明^{1*}, 谢 昊¹, 宋 杰¹, 陶宇翔¹, 廖振强^{1,2}

(1.南京理工大学 机械工程学院,江苏 南京 210094;2.苏州高博职业学院 机电工程学院,江苏 苏州 215163)

摘要:为精确计算某航炮多排斜侧孔膛口制退器制退效率,综合考虑弹丸对火药气体膨胀的阻碍作用和斜侧孔对气体的加速作用,进行膛口流场数值模拟。首先,对 30 mm 航炮进行两相流内弹道计算,得到弹丸到达膛口位置时的膛内气流状态;然后,建立膛口流场三维 N-S 方程,考虑弹丸与火药气体的作用,采用多面体网格静止区域和六面体结构网格运动区域相结合的三维动网格方法,对弹丸经过每排斜侧孔时火药气体三维瞬态流动进行数值模拟,并与不考虑弹丸运动的情况进行对比。结果表明:斜侧孔能导入膛内高压火药气体,并形成超声速气流且从斜后方喷出,从而产生较大的反后坐冲量,制退效率达到 38.4%;弹丸对火药气体膨胀存在阻碍作用,在斜侧孔处出现更强的锥形斜激波,从而使更多火药气体从斜侧孔喷出,增加反后坐冲量,因此,此类膛口制退器数值模拟中必须考虑弹丸运动。该研究为新型多排斜侧孔膛口制退器设计、航炮与飞机的动态匹配研究提供了参考。

关键词:航炮;制退器;斜侧孔;动网格;三维流场;制退效率

中图分类号:TJ385 **文献标志码:**A **文章编号:**1004-499X(2025)01-0121-08

Numerical Simulation of Flow Field of Muzzle Brake with Multi-row Oblique-side-holes

QIU Ming^{1*}, XIE Hao¹, SONG Jie¹, TAO Yuxiang¹, LIAO Zhenqiang^{1,2}

(1.School of Mechanical Engineering, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China;

2.School of Electromechanical Engineering, Suzhou Global Institute, Suzhou 215163, China)

Abstract: In order to accurately calculate the recoil efficiency of a certain aircraft gun with multi-row oblique-side-holes muzzle-brakes, the numerical simulation on muzzle flow-field was carried out, considering the effect of projectile on propellant gas expansion and the acceleration effect of oblique-side-holes on propellant gas. The correctness of this numerical simulation method was verified by comparing the numerical simulation results of the muzzle flow field of a 12.7mm weapon with experimental results. The two-phase-flow internal-ballistic model of 30 mm aircraft gun was calculated numerically, and the flow state in the bore while the projectile reaching the bore position was obtained under the initial condition. The three-dimensional N-S equations of the muzzle flow-field were established, taking into account the interaction between the projectile and the propellant gas. A three-dimensional moving-grid method combining a polyhedral mesh for the stationary region and a hexahedral structured mesh for the moving region was adopted to numerically simulate the three-dimensional transient flow of the propellant gas when the projectile passes through each row of oblique-side-holes, which was compared with the case without considering the projectile motion. The results show that the oblique-side-holes can introduce high-pressure propellant gas into the barrel and generate supersonic airflow from the oblique rear, thereby producing a large recoil impulse. The recoil efficiency reaches 38.4%. The projectile impedes the expansion of propellant gas, resulting in stronger conical oblique shock waves at the oblique-side-holes. As a result,

more propellant gas is ejected from the oblique-side-holes, increasing the recoil impulse. Therefore, projectile motion must be considered in numerical simulations of this type of muzzle brake. This research provides reference for the design of new multi-row oblique-side-holes muzzle-brakes and the dynamic matching between cannons and aircraft.

Key words: aircraft gun; muzzle brake; oblique side hole; dynamic mesh; three-dimensional flow field; recoil efficiency

膛口制退器是安装于武器膛口的气动力装置,因反后坐效果明显,且结构简单、易于安装,而成为目前应用最为广泛的反后坐装置之一^[1]。目前,航炮膛口制退器大多采用直孔设计,虽然能导出部分火药燃气,降低了武器向前总冲量,但是都没有充分借助这部分火药燃气向身管后方运动,以进一步降低后坐冲量。考虑到在武器身管上设计侧向后喷管,利用膛内火药燃气喷出的反作用力降低后坐冲量的稀疏波减后坐技术已获得成功应用^[2]。针对某 30 mm 航炮原有膛口制退器效率低,武器对飞机冲击大,影响飞行稳定性的问题^[3],本文提出一种多排斜侧孔膛口制退器,但该制退器内存在多排斜侧孔和中心弹孔组成的复杂三维结构,研究考虑弹丸运动的火药气体在制退器内三维瞬态流动特性,获得多排斜侧孔制退器效率精确计算方法,对于指导该航炮与飞机的匹配设计具有重要意义。

目前,改进的奥尔洛夫方法、斯鲁霍斯基方法、美国工程手册方法等半经验半理论制退器效率计算公式都是针对某一具体武器提出,普遍存在结果不统一、精度不高等问题。

随着计算机数值仿真技术的迅猛发展,基于气体动力学仿真(CFD)技术的膛口流场数值模拟成为研究膛口制退效率的重要方法。JIANG 等^[4]基于二维结构网格和 TVD 格式数值模拟了轴对称膛口流场;张焕好等^[5]采用基于三维非定常 Euler 方程并结合高精度 Roe 格式,对开腔式膛口制退器膛口流场进行了数值模拟。王仕松等^[6]采用结构动网格技术,基于二维非定常 Euler 方程进行了膛口流场数值模拟。张辉等^[7]不考虑弹丸运动,以经典内弹道计算获得初始条件,对某膛口制退器进行三维数值模拟。王美懿等^[8]基于有限体积法,对大口径平衡炮进行二维膛口流程仿真,并与试验图像对比,结果较为良好。肖俊波等^[9]基于制退器效率经典公式计算,研究了制退器与缓冲器匹配设计对后坐力的影响。在上述研究中膛口制退器大多为开腔式或

半开腔式等简单结构类型,同时关于弹丸、火药燃气和膛口装置之间相互作用机理的分析较少。

本文针对结构较复杂的多排斜侧孔膛口制退器,首先采用两相流弹道模型准确计算某航炮弹丸到达膛口位置时的膛内流场状态,然后采用三维 N-S 方程,结合动网格技术,对制退器内外三维流场进行数值模拟,得到火药燃气对制退器气动作用力随时间的变化规律;与不考虑弹丸运动时火药燃气经过每排斜侧孔时的流动状态进行对比,揭示该制退器中弹丸运动、中央弹孔和斜侧孔火药气体流动之间的作用机理,为该类型的制退器设计和优化提供一套有效的数值模拟方法,也为制退器与缓冲器的动态匹配研究奠定基础。

1 初始条件计算

初始条件的准确性对膛口制退器流场仿真结果影响很大。经典内弹道和均相流内弹道理论^[10]只能得到膛内平均参数,而两相流内弹道理论可揭示膛内任意时间与空间上气相与固相参量的变化规律和内弹道性能,因此得到越来越广泛的应用^[11-12]。

膛口流场仿真的初始条件采用如下方法获得:通过某 30 mm 航炮两相流内弹道数值计算,得到弹丸到达膛口过程中火药气体压力、速度变化规律(如图 1 所示),膛内温度取平均温度。

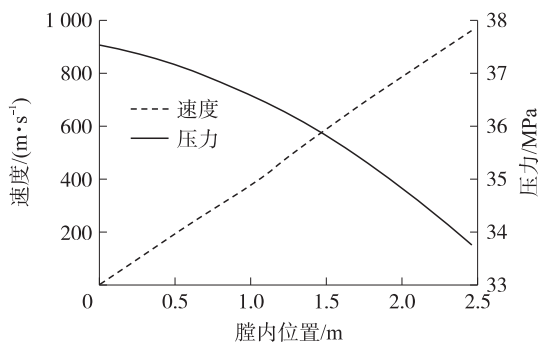


图 1 初始条件

Fig. 1 Initial conditions

2 膛口流场仿真方法与试验验证

采用 Fluent 软件开展流场的计算仿真分析,该软件由前处理器、求解器、后处理器三部分组成。为了验证本数值方法的可靠性与准确性,以 12.7 mm 口径的自动步枪为例进行实验验证。数值仿真得到后效期膛口火药气体流场的形成、发展、变化图像,并与高速摄影机组拍摄的膛口流场图像进行比较,如图 2~图 4 所示。

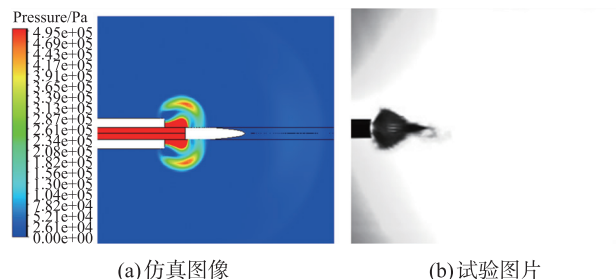


图 2 $t=2.69$ ms 时刻膛口流场

Fig. 2 Muzzle flow-field at $t=2.69$ ms

从图 2 可以看出,随着弹丸飞离膛口,膛内高温高压火药燃气迅速从膛口逸出,产生一个强爆炸火药燃气激波,并向前侧方发展传播,而弹前初始流场形成的阻力波远小于膛口冲击波,在火药燃气的冲击作用下,身管自由端附近的小涡流消失了,并且火药燃气迅速包围弹丸,但还没有超过弹丸。

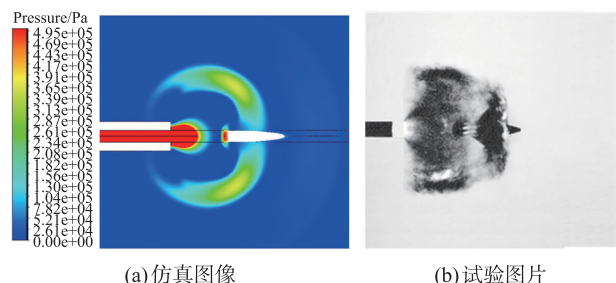


图 3 $t=2.74$ ms 时刻膛口流场

Fig. 3 Muzzle flow-field at $t=2.74$ ms

如图 3 所示,弹丸依旧向前加速运动,在 2.74 ms 时,可捕捉到成型的气体膨胀波,而弹前的阻力波对比火药的燃气基本不可见。火药气体向前运动追赶弹丸,由于弹丸初速高,火药气体不能包围弹丸,并且在火药燃气射流的作用下,在弹丸底部对气流产生压缩作用,形成明显的弹底激波。

如图 4 所示,当气体流出速度变慢时,弹丸的尾部激波、筒鼓形激波和马赫盘开始收缩。在 2.9 ms 时刻,弹头正在逐渐脱离火药气体的束缚,且主冲击

波已经和初始冲击波基本完全融合。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与空气接触发生复杂的变化,射流的结构更加明显。

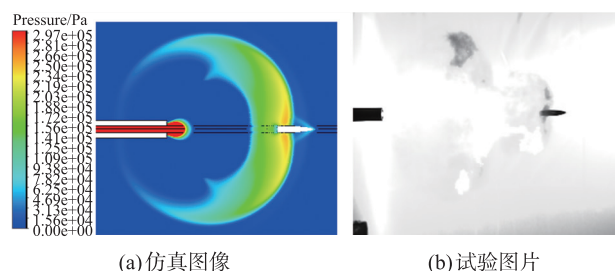


图 4 $t=2.9$ ms 时刻膛口流场

Fig. 4 Muzzle flow-field at $t=2.9$ ms

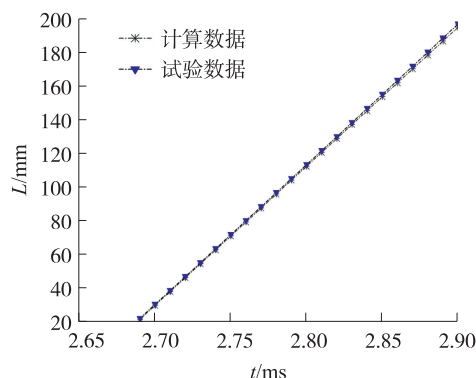


图 5 弹丸位移对比

Fig. 5 Comparison of projectile displacement

图 5 为通过仿真监测与试验测量的弹丸底端和膛口端面之间距离随时间的变化曲线。总体上,数值计算结果与试验结果的一致性较好。此外 Fluent 计算的数值图像能较好地描述膛口流场的膨胀波、弹底激波等典型射流情况,与试验结果较为吻合。说明本仿真方法能较为准确地反映实际的物理现象,为后续多排斜侧孔制退器流场数值模拟与分析奠定了基础。

3 多排斜侧孔膛口制退器三维流场仿真

3.1 制退器模型及网格划分

多排斜侧孔膛口制退器三维结构见图 6,其斜侧孔采用对称设计,共 5 排,每排 2 列,斜侧孔的倾角为 145° ,截面积为 432 mm^2 。

根据对称性,取该制退器 1/4 作为研究对象进行分析。考虑到 30 mm 航炮身管长度为 2 457 mm,因此设定炮口前方 1 000 mm,炮口后方 500 mm,直径为 1 000 mm 的圆柱形区域为膛外计算区域,且将

制退器的三维模型进行流体域抽取。以膛底中心点为坐标原点,炮口方向为 x 轴正方向。采用 SpaceClaim 建立制退器的三维流场模型网格划分,如图7所示。

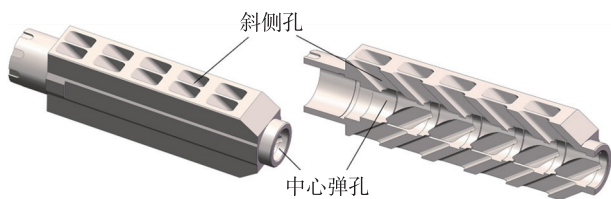


图6 多排斜侧孔膛口制退器三维模型

Fig. 6 Three-dimensional model of muzzle brake with multi-row oblique-side-holes

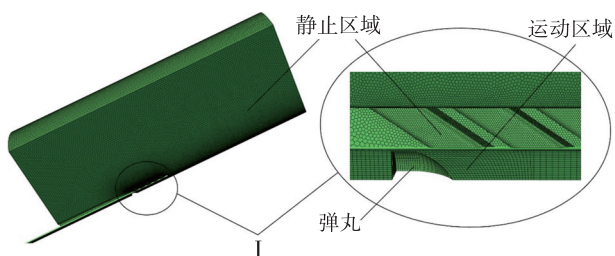


图7 考虑弹丸运动的计算域网格划分

Fig. 7 Computational domain meshing considering projectile motion

为了模拟弹丸运动,采用分块网格划分的区域整体运动处理方法。为了提升计算效率和精度,对流体域不变的静止区域采用 Fluent watertight^[13] 进行多面体网格划分,相对于六面体网格划分,其优点是方便划分三维复杂结构,网格数量较少且网格质量较高。由于弹丸运动,其前后流体区域是变化的,因此作为运动区域处理。三维动网格技术较复杂,为避免计算中出现负体积,采用动网格技术中的动态层变法,对运动区域采用六面体结构化网格划分。弹丸向前运动过程中,其前方网格不断消失,而后方网格不断增加。运动区域和静止区域之间通过 Interface 界面实现数据交换。弹丸运动造成的网格变形不会影响到静止区域,对于运动区域和静止区域边界,重合部分的数值通量由两侧对应的控制体求得,不重合部分处理为壁面。

3.2 制退器三维流场控制方程

弹丸在制退器内的运动过程中,实际情况应为伴有化学反应的火药气固两相流场。但考虑到弹丸到达膛口位置时,大部分火药固体已燃烧完,同时兼顾计算效率,因此做简化处理:将进入制退器内火药气体与膛外流场空气视为同一理想气体,忽略火药

的燃烧与化学反应。可压气体黏性流动的 N-S 方程在三维笛卡尔坐标系下可表示为

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w)}{\partial z} = 0 \quad (1)$$

$$\begin{cases} \frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho u u) = -\nabla p + \mu \nabla^2 u + (\nabla \cdot \sigma)_x \\ \frac{\partial(\rho v)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho u v) = -\nabla p + \mu \nabla^2 v + (\nabla \cdot \sigma)_y \\ \frac{\partial(\rho w)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho u w) = -\nabla p + \mu \nabla^2 w + (\nabla \cdot \sigma)_z \end{cases} \quad (2)$$

$$\frac{\partial(\rho e)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho u e) = -\nabla \cdot (\rho u) + \nabla \cdot (k \nabla T) + (\nabla \cdot q) \quad (3)$$

式中: ρ 为气体密度; u, v, w 分别为 x, y, z 方向上的速度分量; p 为压力; μ 为动力黏度; σ 为应力张量; k 为热传导系数; T 为温度; q 为热通量矢量; e 为总能量。

膛口流场是一个高雷诺数的湍流运动,火药气体的黏性力不可忽略,本文使用 $k-\varepsilon$ 模型。湍动能 k 和耗散率 ε 方程表达式为

$$\rho \frac{dk}{dt} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right] + G_k + G_b - \rho \varepsilon - Y_M \quad (4)$$

$$\rho \frac{d\varepsilon}{dt} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_i} \right] - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} (G_k + C_{3\varepsilon} G_b) \quad (5)$$

式中: G_k 为平均速度梯度产生的湍动能; G_b 为浮力产生的湍动能; Y_M 为湍流模型中的附加未知项,通常与湍流的耗散有关; $C_{1\varepsilon}, C_{2\varepsilon}, C_{3\varepsilon}$ 为模型常数。

层铺动网格控制方程为

$$h \geq (1 + \alpha_s) h_{\text{ideal}} \quad (6)$$

$$h \leq \alpha_c h_{\text{ideal}} \quad (7)$$

式中: h_{ideal} 为理想单元网格高度; α_s 为网格层的分割因子, α_c 为网格层的合并因子,本文所建立的湍流模型中,结合运动区域网格的大小,取 $\alpha_s = 0.4, \alpha_c = 0.2, h_{\text{ideal}} = 3 \text{ mm}$ 。

3.3 边界条件与参数设置

由于航炮初速小于 1000 m/s ,初始流场对制退器主流场影响较小,这里不予考虑^[14]。以弹底到达制退器为初始时刻,计算包括弹丸在制退器内的运动过程以及射出制退器后的整个后效期过程。根据 1.2 节两相流内弹道计算,得到弹丸到达制退器时刻膛内气体的压力、速度在身管内分布的情况,通过编写用户自定义函数,导入 Fluent 求解器,作为初始

条件。主要的边界条件包括:膛底、身管与制退器各孔表面的固壁边界条件,外流域的压力出口边界条件,静止区域和动态区域流场间数据传输的 Interface 交界面边界条件以及对称面边界条件等。

流场中弹丸运动模拟通过动网格并结合六自由度模型实现,弹丸初始速度由内弹道模型计算获得。为使计算能够更好收敛,可适当减小库朗数与松弛因子。计算中对膛底以及制退器所受轴向合力进行监测。计算开始后,为了能够更准确模拟制退器内流场,时间步长取 10^{-6} s。直到后效期结束后停止计算。

3.4 制退器三维流场仿真结果

图 8 和图 9 分别为不同时刻制退器三维流场压力等值线分布图和速度矢量分布图。从图 8 和图 9 可以看出,高温高压火药气体跟随弹丸进入制退器后,在经过第一组斜侧孔时,因空间增大而迅速膨胀,部分火药气体沿身管轴线向外偏转而进入斜侧孔,与斜侧孔的外侧壁碰撞后受到很大压缩,气流方向继续偏转,并沿斜侧孔加速向外形成超音速气流喷出,且存在涡流现象和很明显的速度分界现象。

之间形成一道很强的锥形斜激波(图 8(a)),经过锥形斜激波后火药气流速度明显降低(图 9(a)),说明锥形斜激波对气流存在阻滞作用,从而有利于更多火药进入斜侧孔。

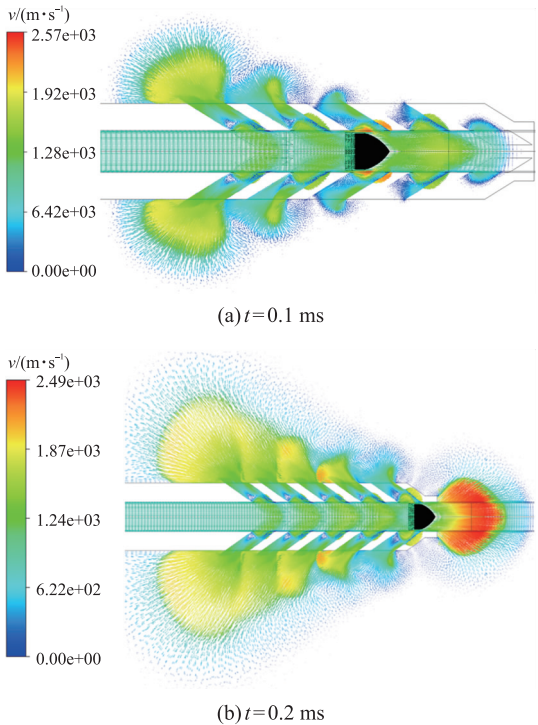


图 9 速度矢量分布
Fig. 9 Velocity vector distribution

与第一组斜侧孔类似,弹丸经过第二、三、四组斜侧孔时,在每组斜侧孔之间都会形成锥形斜激波,随着火药气体经过每道锥形斜激波时速度和压力的下降,锥形斜激波强度也依次降低(图 8(b)和图 9(b)),当弹丸经过第五组斜侧孔时,已无明显的强激波形成。总体上看,膛口制退器外流场呈锥形分布,在第一组斜侧孔口部形成的超声速流场和压力等值线范围最广,其他组斜侧孔口部则逐渐减弱,说明从第一组斜侧孔内导出的火药气体最多,气流膨胀加速也最为充分,因此其产生的反后坐冲量也最大。

另外,从图 8(b)和图 9(b)还可以看出,弹丸在运动过程中会压缩弹前空气,使其加速膨胀流出制退器中央弹孔,并形成膛口冲击波和弹头激波。

4 考虑弹丸运动的制退器对比分析

4.1 流场分析

在 0.1 ms 时刻,是、否考虑弹丸运动的制退器流场分布对比图如图 10 所示。

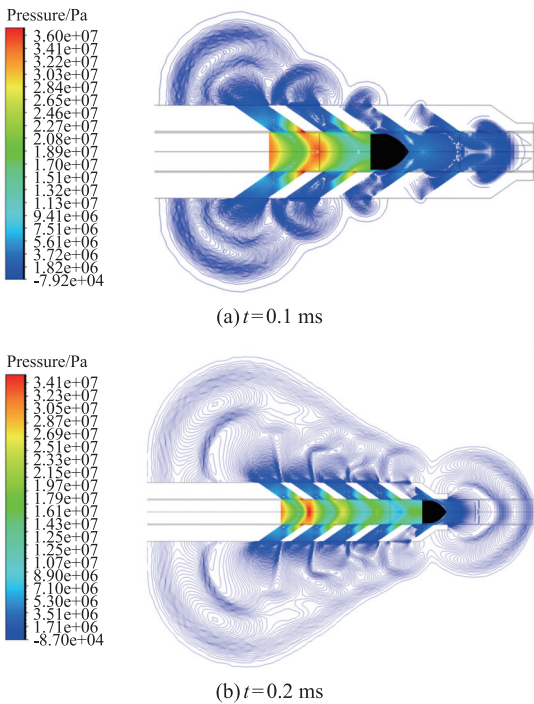


图 8 压力等值线分布
Fig. 8 Pressure contour distribution

由于受到弹丸底部阻挡作用,更多的火药气体发生偏转而进入斜侧孔,在斜侧孔的外侧壁处进一步压缩,逐渐在中心弹孔内对称的两斜侧孔外侧壁

由图 10 可知,是、否考虑弹丸运动的制退器内、外流场都差异很大;相对于不考虑弹丸运动,考虑弹丸运动时,在第一组和第二组斜侧孔处形成的锥形斜激波强度更强(图 10(a)),因此对火药气体在中央弹孔内流动的阻碍作用也更明显;第一组斜侧孔口部形成的超声速流场和压力等值线范围更广,说明有更多的火药气体从第一组斜侧孔喷出。另一方面,不考虑弹丸运动时,由于无弹丸的阻碍作用,因此火药气体在中央弹孔中的膨胀更迅速,气流速度明显更大(图 10(b)),更多的火药气体从中央弹孔流出。

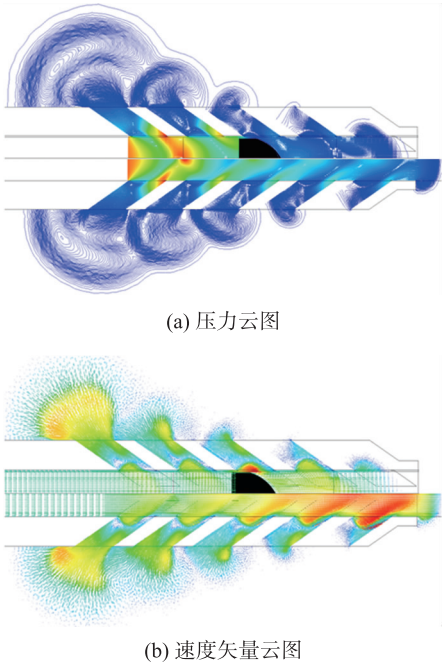


图 10 有弹丸(上半部)和无弹丸(下半部)流场分布
Fig. 10 Flow field distribution with projectile(the upper half) and without projectile(the lower half)

4.2 受力分析

根据膛口制退器流场压力云图,结合制退器壁面压力监测,可得是、否考虑弹丸运动的制退器斜侧孔轴向受力,如图 11 所示。

由图 11 可知,不考虑弹丸运动时,膛内高温高压火药气体进入制退器后,短时间之内迅速膨胀加速,在第 13 μs 时火药气体到达第一斜侧孔,并高速冲击斜侧孔前斜壁面,使得第一斜侧孔轴向受力迅速上升;同时大部分火药气体通过中央弹孔继续向前流动,分别在第 31 μs 、48 μs 、66 μs 、85 μs 到达后 4 组斜侧孔,使得这些斜侧孔的轴向受力都迅速增加,5 组斜侧孔的最大轴向力分别为 4 741 N、

3 849 N、2 931 N、2 280 N、1 799 N,但后 3 组斜侧孔轴向受力达到最大后会小幅度降低,这是部分火药气体作用在斜侧孔后侧壁上导致的。在考虑弹丸运动时,弹丸进入膛口制退器瞬间,膛内火药气体基本被弹丸底部封闭阻挡,由于弹丸运动速度远小于火药气体膨胀速度,因此,相对于不考虑弹丸运动,火药气体到达各斜侧孔的时刻稍晚,分别在第 20 μs 、64 μs 、102 μs 、148 μs 和 190 μs 依次到达各个斜侧孔,且由于弹丸作用,火药气体从斜侧孔喷出量较多,因此,5 个斜侧孔的最大轴向力分别为 7 460 N、5 606 N、4 579 N、3 734 N、3 045 N,都高于不考虑弹丸运动时各孔所受轴向力。由于制退器中心弹孔直径比弹丸直径略大,少量火药气体从弹丸与中心弹孔的缝隙中向外高速流出,同时弹丸运动会产生向前的激波,这会使弹丸底部在经过每个斜侧孔之前,该斜侧孔制退力有小幅上升。

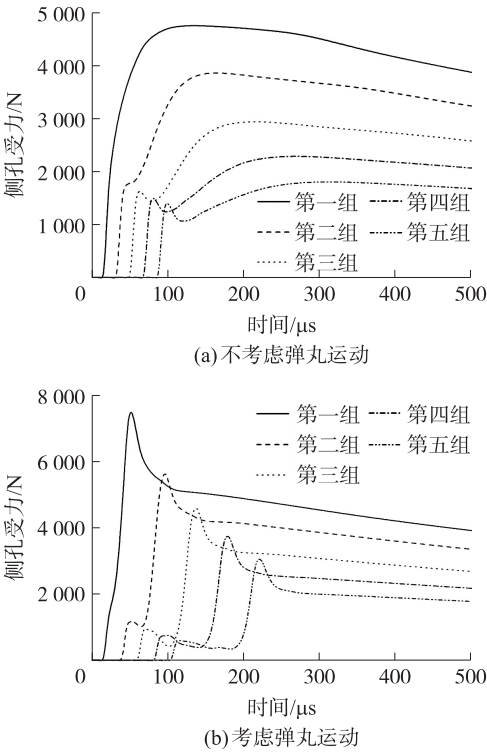


图 11 制退器斜侧孔轴向受力
Fig. 11 Axial force on the oblique-side-hole of brake

图 12 给出了是、否考虑弹丸运动下制退器的制退力(即所有斜侧孔所受轴向合力)对比图。

图中 5 个波峰点 A、B、C、D、E 点分别是第一、二、三、四、五组斜侧孔达到最大受力点的时刻。随着弹丸进入膛口制退器,在 20 μs 时弹丸底部到达第一组斜侧孔,部分火药气体流入第一组斜侧孔,经

过扩张段的减压加速喷出之后,第一组斜侧孔的制退力迅速上升,直到 51 μs 时达到峰值 7 460 N,由于弹头激波的影响对后面侧孔有一定的冲击影响,此时制退器的总制退力到达 A 点为 8 621 N。随着弹丸向前运动,后部空间变大,压力降低,第一组斜侧孔制退力也逐渐减小,总制退力会有略微下降。随后,子弹继续向前,弹丸底部在第 64 μs 经过第二组斜侧孔,同样第二组斜侧孔制退力迅速提高,直到 96 μs 时达到峰值 5 606 N,此时制退器的总制退力到达点 B 为 12 168 N,随后弹丸分别经过第三、第四、第五组斜侧孔,制退力的变化情况与经过第一组、第二组斜侧孔类似,分别在第 137 μs、第 179 μs 和第 221 μs 时达到峰值,此时制退器的总制退力分别到达 C、D、E 峰值点,分别为 14 845 N、16 527 N、17 748 N。从制退力的图像可以看出,有弹丸条件下气体在制退器的充分发展为 220 μs,最大制退力为 17 748 N。无弹丸条件下,气体在制退器的充分发展为 210 ms,最大制退力为 15 287 N。随着弹丸飞离制退器,弹丸对火药气体不再影响,此时有、无弹丸条件下的制退器下降趋势基本保存一致。

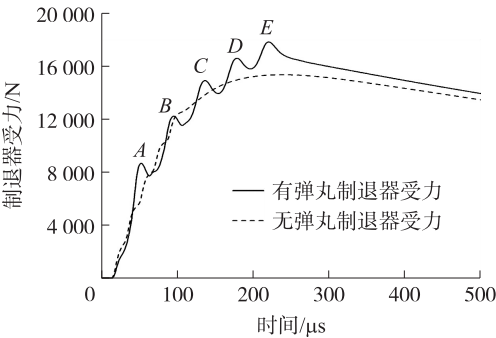


图 12 是、否考虑弹丸运动制退器的制退力对比
Fig. 12 Comparison of braking force considering the projectile motion or not

4.3 制退器效率计算

目前,常用制退器吸收能量的多少来评定制退器效率,因为武器后坐能量是设计武器时的一个很重要的指标。但武器后坐动量是守恒的,对于大型火炮等大口径身管武器,由于武器本身质量较大,因此增加的制退器质量对武器后坐能量影响不大;但对于自动武器、小口径火炮等本身质量较小的身管武器,膛口制退器质量的增加会使后坐能量有较大幅度的减少。因此,采用能量法来描述制退效率是不合适的。本文研究的小口径航炮制退器质量相对于后坐部分质量较大,因此,采用动量效率^[15]来评

定制退器的作用。
由于制退器只在后效期内起作用,设弹丸出膛时刻的后坐冲量为 I_0 ,未安装膛口制退器后效期内膛底受力随时间的变化为 F_b ,安装膛口制退器后制退器受力随时间的变化为 F_z ,所以制退器的效率为

$$\eta_z = \frac{\int F_z dt}{I_0 + \int F_b dt}$$

(8)

通过计算可得,考虑弹丸对制退力影响时的制退效率为 38.4%;不考虑弹丸对制退力影响时的制退效率为 37.4%。

同时,将每一组斜侧孔受力对时间进行积分,可以计算不同斜侧孔对制退效率的贡献,如表 1 所示。

表 1 斜侧孔对制退力的贡献度

Table 2 Contribution of side holes to braking force

斜侧孔	考虑弹丸的贡献度/%	不考虑弹丸的贡献度/%
第一组	29	29.2
第二组	24.2	24
第三组	19.1	19
第四组	15.3	15.3
第五组	12.4	12.5

以上分析了是、否考虑弹丸运动下斜侧孔受力对整个制退器的贡献程度,可知,在考虑弹丸时,各斜侧孔的轴向受力均较大,总制退力也同比例增大,所以是、否考虑弹丸运动对各斜侧孔的贡献度基本一致。越靠近炮口的斜侧孔所贡献的制退力越大,侧排孔数增加会增大制退力,但制退力的增量会逐渐变小,并且增加斜侧孔数量会增加制退器的长度与质量。

5 结束语

采用了一种膛口流场数值计算方法,基于两相流内弹道计算结果,以弹丸到达膛口位置时的膛内火药气体状态参数作为初始条件,建立膛口流场 N-S 方程,基于动网格技术,考虑后效期内弹丸与高速高压火药气体的相互作用。以 12.7 mm 口径枪为载体进行数值仿真,并与试验中高速摄影机机组捕捉的膛口流场图像进行比较,结果较为吻合。表明此套仿真方法具有较好的可靠性与准确性。
针对某 30 mm 航炮,设计了一种新型多排斜侧孔膛口制退器,基于本文提出的流场仿真方法,对弹丸经过每排斜侧孔时火药气体三维瞬态流动状态进

行数值模拟。结果表明,斜侧孔能导入膛内高压火药气体,并形成超声速气流,从斜后方喷出,从而产生较大的反后坐冲量,达到降低武器后坐冲量的目的。同时,数值结果描述了膛口流场的形成、发展、变化过程,得到了制退力随时间的变化规律,从而能较为精确计算出该制退器的制退效率。

针对是、否考虑弹丸运动,进行了对比研究,得到了考虑弹丸运动的流场发展规律和弹丸运动对制退效率的影响机理。弹丸的存在使得斜侧孔处出现更强的锥形斜激波,对气流产生阻滞作用,从而使更多火药气体从斜侧孔喷出,而使得反后坐冲量增加,因此,此类制退器的膛口流场数值模拟中必须考虑弹丸运动。计算结果表明,考虑弹丸运动的制退效率为 38.4%,与试验结果吻合较好。该研究为带有多排斜侧孔膛口制退器制退效率高精度计算提供了参考。

参考文献

- [1] 邱明,宋杰,廖振强,等. 武器火药燃气能量利用新原理与新技术[M]. 北京:国防工业出版社,2022.
- QIU Ming, SONG Jie, LIAO Zhenqiang, et al. New principles and technologies for energy utilization of weapon propellant gas [M]. Beijing: Defense Industry Press, 2022. (in Chinese)
- [2] QIU M, GUO F, SONG J, et al Recoil reduction design of gas-controlled side-jet gun based on bifurcated two-phase flow model[J]. Journal of Mechanical Science and Technology, 2023, 37(4): 1845-1857.
- [3] 查建平,陈英华,朱帅. 航炮冲击波作用下的直升机模拟台架数值仿真[J]. 应用力学学报, 2022, 39(4): 627-632.
- ZHA Jianping, CHEN Yinghua, ZHU Shuai. Numerical simulation of helicopter simulation bench under the action of aircraft gun shock wave [J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2022, 39(4): 627-632. (in Chinese)
- [4] JIANG Z, HUANG Y. Shocked flows induced by supersonic projectiles moving in tubes [J]. Computers & Fluids, 2004, 33(7): 953-966.
- [5] ZHANG H H, CHEN Z H. Investigations on the exterior flow field and the efficiency of the muzzle brake [J]. Journal of Mechanical Science and Technology, 2013, 27(1): 95-101.
- [6] 王仕松,郑坚. 带制退器的膛口流场数值模拟[J]. 火力与指挥控制, 2011, 36(2): 148-151.
- WANG Shisong, ZHENG Jian. Numerical simulation of muzzle flow field with muzzle brake [J]. Firepower and Command and Control, 2011, 36(2): 148-151. (in Chinese)
- [7] 张辉,谭俊杰. 基于 CFD 的炮口制退器效率计算[J]. 弹道学报, 2009, 21(2): 74-77.
- ZHANG Hui, TAN Junjie. Calculation of muzzle brake efficiency based on CFD [J]. Journal of Ballistics, 2009, 21(2): 74-77. (in Chinese)
- [8] 王美懿,王浩. 超大口径平衡炮膛口流场数值仿真与流动特性分析[J]. 火炮发射与控制学报, 2017, 38(2): 15-19.
- WANG Meiyi, WANG Hao. Numerical simulation of muzzle flow field and flow characteristics analysis of super-large caliber balanced gun [J]. Journal of Gun Launch and Control, 2017, 38(2): 15-19. (in Chinese)
- [9] 肖俊波,杨国来. 膛口制退器与缓冲器匹配对后坐力的影响[J]. 弹道学报, 2017, 29(4): 86-92.
- XIAO Junbo, YANG Guolai. Effect of muzzle brake and buffer matching on recoil force [J]. Journal of Ballistics, 2017, 29(4): 86-92. (in Chinese)
- [10] 张小兵,金志明. 枪炮内弹道学[M]. 北京:北京理工大学出版社, 2014.
- ZHANG Xiaobing, JIN Zhiming. Gun interior ballistics [M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2014. (in Chinese)
- [11] SI P, QIU M. Recoil reduction method of gun with lateral nozzle controlled by electromagnetic valve [J]. Journal of Physics: Conference Series, 2021, 1748(5): 052022.
- [12] QIU M, SI P. Recoil reduction method of gun with side to rear jet controlled by piston motion [J]. Symmetry, 2021, 13(3): 396.
- [13] 胡坤. ANSYS ICEM CFD 工程实例详解[M]. 北京:人民邮电出版社, 2022.
- HU Kun. ANSYS CFD engineering examples detailed explanation [M]. Beijing: Posts and Telecom Press, 2022. (in Chinese)
- [14] 黄欢. 炮口制退器的炮口流场数值模拟与分析研究[D]. 南京:南京理工大学, 2013.
- HUANG Huan. Numerical simulation and analysis of muzzle flow field in muzzle brake [D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2013. (in Chinese)
- [15] 司鹏,邱明,廖振强,等. 考虑活塞回复的侧向后喷武器两相流数值模拟[J]. 爆炸与冲击, 2021, 41(8): 122-135.
- SI Peng, QIU Ming, LIAO Zhenqiang, et al. Numerical simulation of two-phase flow in a side spray gun considering piston reset motion [J]. Explosion and Shock, 2021, 41(8): 125-138. (in Chinese)