

气相爆轰驱动二级轻气炮内弹道数值模拟¹⁾尚甲豪^{*,†} 邢好运^{*,†} 汪球^{*,2)} 李进平^{*} 赵伟^{*,†} 魏炳忱^{†,**}^{*}(中国科学院力学研究所高温气体动力学国家重点实验室, 北京 100190)[†](中国科学院大学工程科学学院, 北京 100049)^{**}(中国科学院力学研究所国家微重力实验室, 北京 100190)

摘要 二级轻气炮是超高速弹丸驱动技术中使用最广泛的技术之一,它在超高速气动物理现象及材料高速碰撞下力学性能的实验研究和验证方面起着不可或缺的作用.中国科学院力学研究所基于爆轰驱动方法研制了一座大型二级轻气炮,可弥补高压气体驱动能力有限和火药使用受限的不足.本文基于经过实验验证的准一维数值模拟方法,详细研究了该设备的内弹道动力学参数及发射性能,并探讨了不同发射方法及装填参数对设备性能的影响规律和机理.研究表明,氢氧爆轰驱动相比于高压气体驱动具有明显优势;不同爆轰驱动方式对弹丸发射性能影响较小,但其影响到整个设备的强度设计;对装填运行参数的研究表明增大爆轰段充气压力可以有效加强轻气炮发射性能,而活塞质量变化对发射速度的影响较为复杂,轻气炮实际运行中受设备设计指标及模型材料性能的限制,优化过程中需要同时调整 3 种参数以达到轻气炮最佳性能.

关键词 爆轰驱动, 轻气炮, 数值模拟, 发射性能, 内弹道

中图分类号: O355 文献标识码: A doi: 10.6052/0459-1879-21-437

NUMERICAL RESEARCH ON INTERIOR BALLISTICS OF THE TWO-STAGE LIGHT GAS GUN DRIVEN BY GASEOUS DETONATION¹⁾Shang Jiahao^{*,†} Xing Haoyun^{*,†} Wang Qiu^{*,2)} Li Jinping^{*} Zhao Wei^{*,†} Wei Bingchen^{†,**}^{*}(State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)[†](School of Engineer Science, University of Chinese Academy of Science, Beijing 100049, China)^{**}(Key Laboratory of Microgravity, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

Abstract Two-stage light gas gun is one of the most widely used equipment in hypervelocity projectile launching technology, which plays an important role in a various of engineering fields such as hypersonic aerodynamics and material mechanical in high velocity impact. A two-stage light gas gun driven by gaseous detonation was designed and constructed at Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, which eliminated the disadvantages like deficient driving capability of high-pressure gas and low maintainability of gunpower. A one-quasi-dimensional numerical method was used to investigate the interior ballistic process and launching performance of detonation driving mode and pressure gas mode, the effect that the change of ignition tube position has on light gas gun and the effect of various parameters on launching performance. The result showed that the launching performance of detonation driving was superior to that of high-pressure gas driving. The contrast of forward and backward detonation driving mode showed that the change of

2021-08-31 收稿, 2021-09-27 录用, 2021-09-28 网络版发表.

1) 国家自然科学基金资助项目 (12072352).

2) 汪球, 高级工程师, 主要研究方向: 高焓气动物理与应用. E-mail: wangqiu@imech.ac.cn

引用格式: 尚甲豪, 邢好运, 汪球, 李进平, 赵伟, 魏炳忱. 气相爆轰驱动二级轻气炮内弹道数值模拟. 力学学报, 2022, 54(3): 810-821

Shang Jiahao, Xing Haoyun, Wang Qiu, Li Jinping, Zhao Wei, Wei Bingchen. Numerical research on interior ballistics of the two-stage light gas gun driven by gaseous detonation. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2022, 54(3): 810-821

detonation driving mode had slight influence on launching performance, but the strength design of the whole equipment had to take into consideration the driving mode. The research of various loading parameters showed the increase of detonation tube filling pressure enhanced the launching performance, beside, piston mass had complex effect on launching velocity. But the design index of light gas gun and the material performance of piston and projectile restrict the adjusting range of loading parameters. Due to the limitation, the parameters should adjust together in order to optimize the launching performance during the practical process.

Key words detonation driver, light gas gun, numerical simulation, launching performance, interior ballistic

引言

二级轻气炮是一种利用气动过程将弹丸或模型加速的地面实验设备。自 1946 年 Crozier 设计制造第一台二级轻气炮以来^[1], 各国先后对二级轻气炮的设计和优化开展了广泛的研究, 并在世界范围内研制了一系列的二级轻气炮装置, 目前世界上最大的二级轻气炮 AEDC (Arnold Engineering Development Center) Range-G 可以将 10 kg 弹丸加速到 4 km/s^[2]。相较于其他类型的超高速发射装置, 二级轻气炮具有通用性强、技术成熟、成本低、能发射多种形状的实验模型等优点^[3], 目前, 被广泛应用于超高速气动物理现象、材料在高速碰撞下的力学性能、太空碎片防护、动能武器等研究领域^[4-9]。

对于二级轻气炮, 首级驱动方式是影响其性能的重要因素。当前采用的首级驱动方式主要有高压气体驱动、火药驱动、轻质气体燃烧驱动和气相爆轰驱动。高压气体驱动应用广泛, 世界上第一台轻气炮即采用高压气体驱动, 但这种驱动方式驱动能力有限, 常用于较低弹丸速度与能量需求的实验^[10]。火药可提高轻气炮的驱动能力, 通过爆燃来对驱动气体加温加压, 以此来产生推动活塞或弹丸所需的能量, 较为典型的应用如美国 Ames 实验室的二级轻气炮和中国空气动力研究与发展中心的 37 mm 口径二级轻气炮^[11-12], Ames 的 12.7 mm 口径二级轻气炮已可将 0.941 g 的模型发射至 9.46 km/s 的速度^[13]。研究人员对这种火药驱动方法的气体炮进行了大量研究, 并发展了相关的理论和数值方法^[7, 14-16], 但火药的运输、储存和使用要求较高, 同时, 污染及炮体的清洁又造成轻气炮运行效率低、实验成本高等问题。燃烧驱动利用低分子量可燃气体燃烧代替火药来产生高温、高压气体, 但其反应缓慢且难以控制, 在膛内也存在压力波动和炸膛等问题, 应用范围有限^[17]。

气相爆轰是一种快速的燃烧方式, 是激波与化学反应耦合的现象, 在前导激波压缩与加热下, 爆轰波后产物的压力与温度远高于初始状态, 化学能释放迅速, 它可以作为一种高性能的驱动方式。Bird^[18]提出将爆轰驱动应用于激波风洞和膨胀管, 并在国际上获得较为成功的应用, 如中国科学院力学研究所的 JF12 复现高超声速飞行条件激波风洞^[19]。随后, 爆轰驱动炮的概念也被提出^[20], Batchelor^[21]首先设计并制造了采用气体爆轰驱动的单级轻气炮并将弹丸加速到 3 km/s。Li 等^[22]研究了单级爆轰驱动轻气炮的内弹道过程并通过实验验证其可行性, 他还通过求解一维欧拉方程研究爆轰驱动的二级轻气炮性能。中国科学院力学研究所随后成功研制了基于气相爆轰驱动的二级轻气炮, 其设计指标可将质量 20 g 的弹丸发射至 6~8 km/s 的速度^[23]。

作为一种强的驱动方法, 爆轰驱动应用于轻气炮的能力已被验证, 爆轰产物为水, 也有易于管体清洁的优势。尽管如此, 爆轰驱动二级轻气炮的发射过程是较为复杂的, 涉及到爆轰驱动气体、活塞、轻气体(一般为氢气或氩气)和弹丸 4 者之间的相互作用关系, 其实验状态的调试和优化也涉及诸多发射参数。随着计算流体力学的不断发展以及计算机性能的不断提高, 研究者对轻气炮内弹道过程的数值计算也愈发重视, 它能够在不对设备硬件造成风险的情况下分析轻气炮内弹道动力学过程以及优化实验状态, 如 Groth 和 Gottlieb^[24]在模拟火药驱动二级轻气炮运行时, 分别采用准定常内弹道模型对火药燃烧气体进行计算, 采用非定常准一维可压缩流动模型来预测泵管中的轻气体和弹丸头部低压气体的运动, 其模拟结果和 DREV (defence research establishment valcartier) 250/150 mm 二级轻气炮的实验结果非常符合。对于高温、高压和存在易燃易爆气体运行条件下的爆轰驱动气体炮设备, 其内弹道动力学过程的数值模拟尤为重要, 而目前国内外关于气相

爆轰驱动二级轻气炮的实验设备本身较为有限, 其内弹道动力学过程也包含爆轰化学反应、气体流动、活塞和弹丸运动、能量耗散等复杂的物理化学现象, 详细内弹道规律的数值模拟仍然不足.

本文基于中国科学院力学研究所新研制的气相爆轰驱动二级轻气炮 DBR30, 采用数值模拟方法, 研究点火管处于爆轰管的不同位置、不同的驱动方式以及设备装填参数对二级轻气炮发射性能的影响, 并分析其不同驱动方式下二级轻气炮运行过程与设备运行的最高压力/温度, 给出设备内弹道规律, 为优化二级轻气炮实验装填参数、提高发射性能及设计实验方案提供理论指导.

1 实验设备

本文研究基于中国科学院力学研究所新研制的 DBR30 爆轰驱动二级轻气炮, 实验设备如图 1 所示, 位于力学所怀柔园区. 该设备主要由爆轰段、泵管、发射管和靶室等构成的, 各部分内部直径依次为 150 mm, 108 mm, 30 mm 和 1800 mm, 设备其他尺寸如示意图 2 所示; 其中膜片 I 的作用是将爆轰管和泵管分隔, 膜片 II 则是将泵管和发射管分隔, 这两种膜片均为“十字”凹槽钢膜片. 管体上安装有 100 kHz 压电传感器 (CY-YD-211), 记为 P1 至 P9, 如图 2 所示, 传感器坐标分别为 $x_1 = 8.21$ m, $x_2 =$



图 1 DBR30 二级轻气炮

Fig. 1 DBR30 two-stage light gas gun

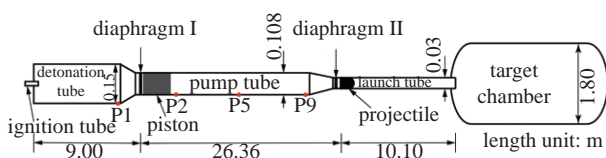


图 2 DBR30 二级轻气炮结构示意图 (单位: 米)

Fig. 2 Schematic diagram of DBR30 two-stage light gas gun (unit: m)

10.55 m, $x_3 = 12.65$ m, $x_4 = 18.65$ m, $x_5 = 24.65$ m, $x_6 = 28.25$ m, $x_7 = 28.54$ m, $x_8 = 30.54$ m 和 $x_9 = 30.83$ m.

轻气炮的发射管尺寸决定了发射模型的尺寸上限, DBR30 二级轻气炮的常用发射管内径为 30 mm, 但该设备同时具有内径为 7.62 mm, 16 mm 和 45 mm 的发射炮管, 可根据实验需要调整发射管尺寸. 发射过程开始时, 首先由点火管电火花放电, 点火管处形成高温射流传播至爆轰段点燃预混气体, 起爆预混可燃气体形成向下游稳定传播的爆轰波, 并在波后的高温高压爆轰产物中形成 Taylor 波, 爆轰波传播至膜片 I 处使膜片破裂, 进而推动泵管中活塞加速运动压缩轻质气体发射弹丸. 实验中, 爆轰段常采用氢氧混合气体, 泵管中则充入氢气.

DBR30 二级轻气炮在每次实验时能够动态测量泵管壁面压力、活塞速度以及弹丸速度, 其中活塞速度的测量是通过泵管上安装的压力传感器信息来推导, 弹丸的速度则是通过激光束遮断法或高速摄影技术来测量^[23].

2 物理模型和计算方法

2.1 控制方程

爆轰驱动二级轻气炮包含爆轰化学反应、气体流动、活塞和弹丸运动、能量耗散等复杂的物理化学现象, 通过求解非稳态轴对称 Navier-Stokes 方程和热传导方程将是一种合适的方法, 但其计算成本较高, 且爆轰波与主膜片之间的相互作用仍然难以评估, 因此, 本文采用准一维数值方法对气体流动及活塞运动进行数值分析, 其流动控制方程如下

$$A \frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial AF}{\partial x} - \frac{\partial A}{\partial x} H - S_c - S_w = 0 \quad (1)$$

其中, 状态矢量 $U = (\rho, \rho u, e, \rho \alpha, \rho \beta)^T$, 对流通量 $F = (\rho u, \rho u^2 + p, (e+p)u, \rho \alpha u, \rho \beta u)^T$, 化学反应源项 $S_c = (0, 0, 0, \omega_\alpha, \omega_\beta)^T$, 压力项 $H = (0, p, 0, 0, 0)^T$, $S_w = (0, \tau, q, 0, 0)^T$ 是壁面剪切以及热通量源项. 以上各项中, 气体状态参数有密度 ρ 、速度 u 、单位气体总能量 e 和压力 p , A 为管体截面积, τ 为壁面剪切应力, q 为壁面热通量.

对于氢氧爆轰, 本文的计算考虑了 8 种组分, 分别为 H_2 , O_2 , HO , H_2O , H_2O_2 , HO_2 , O 和 H . 本文采用 Sichel 等^[25] 提出的考虑多个组分的两阶段化学反应模型, 考虑了化学反应前后组分变化对爆轰的影响,

将多步复杂的化学反应简化成两个过程: 诱导过程和放热过程. α 和 β 为描述爆轰过程的两步化学反应模型所引入的过程参数, 分别表征诱导反应与放热反应, 对应的 ω_α 与 ω_β 分别为诱导反应与放热反应的反应速率, 其表达式如下

$$\left. \begin{aligned} \frac{d\alpha}{dt} &= \omega_\alpha \\ \frac{d\beta}{dt} &= \omega_\beta \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

式中 ω_α 和 ω_β 的详细表达式可参考文献 [25].

本文采用 Jiang^[26] 提出的频散可控耗散格式 (DCD) 作为计算格式, 该格式已在爆轰驱动激波管的数值模拟中得到运用^[27]. 相对于爆轰驱动激波风洞, 爆轰驱动轻气炮中存在运动的弹丸与活塞, 其边界处理方式与激波管不同. 将运动的活塞和弹丸作为方程 (1) 的移动边界条件, 以此考虑其对气流的影响. 活塞或弹丸的加速度由其质量和作用力获得, 由于活塞或弹丸的底部和前部的气体微团的加速度与活塞或弹丸相同, 因此, 在足够小的时间步长内, 活塞或弹丸对气体产生的扰动可认为是等熵过程, 沿着特征线方向的等熵过程及控制方程仍然成立, 以此来获得当地声速和压力, 其他的状态参量由状态方程获得. 确定了边界条件后, 方程 (1) 即可参考爆轰驱动激波管来进行求解.

活塞或弹丸的运动满足牛顿运动定律, 方程如下

$$\frac{dv_p}{dt} = \frac{1}{m_p} [A_p(p_B - p_F) - F_f] \quad (3)$$

$$\frac{dx_p}{dt} = v_p \quad (4)$$

式中, v_p 为活塞速度, m_p 为活塞质量, A_p 为活塞截面积, p_B 为活塞底部压强, p_F 为活塞头部压强, F_f 为活塞与壁面的摩擦力, x_p 为活塞底部位置. 计算过程中, 假设活塞或弹丸的质量、长度和横截面积保持不变.

2.2 气体黏性与热传导

实际轻气炮运行时, 气体在管壁上形成的边界层中存在能量耗散, 这部分耗散没有在准一维控制方程中完整地体现, 因此需要在方程组中添加耗散项来模拟其效果. 数值模拟中, 在动量方程中添加壁面剪切应力, 在能量方程中添加壁面热通量. 剪应力由公式 $\tau = -0.5f\rho u|u|D$ 给出, 其中摩擦系数 f 为经典

管流的摩擦系数

$$\left. \begin{aligned} f &= f' \frac{T}{T'} \\ Re_{D'} &= \frac{\rho' u D}{\mu'} \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

$$\left. \begin{aligned} f' &= 0.049(Re_{D'})^{-0.2}, \quad Re_{D'} \geq 5507 \\ f' &= 0.00875, \quad 5507 \geq Re_{D'} \geq 1828 \\ f' &= \frac{16}{Re_{D'}}, \quad 1828 \geq Re_{D'} \end{aligned} \right\}$$

参考温度 $T' = 0.9T + 0.03M^2T + 0.46T_w$, 其中 T 为气体温度, T_w 为壁面温度, M 为马赫数, u 为速度, D 为管道内径, $Re_{D'}$ 为雷诺数, ρ' 与 μ' 也由参考温度求出

$$\left. \begin{aligned} \rho' &= \rho \frac{T}{T'} \\ \mu' &= \mu'(T', \rho') \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

气体除了与管壁摩擦产生的黏性耗散, 还存在热传导产生的能量耗散

$$q = h\pi D(T' - T_w) \quad (7)$$

$h = \rho C_p |u| St$ 为传热系数, Stanton 数由修正后的管流雷诺比拟给出 $St = f/8 \cdot Pr^{-2/3}$. Prandtl 数由下式计算^[28]

$$Pr = \frac{20\gamma}{39\gamma - 15} \quad (8)$$

式中 γ 为气体比热比. 混合气体的黏性系数与纯气体不同, 由下式给出^[29]

$$\mu = \mu_0 \left(\frac{T}{T_{ref}} \right)^n \quad (9)$$

式中 $n = 0.76$ (空气), $n = 0.83$ (爆轰气体).

2.3 活塞与管壁摩擦

活塞与管壁摩擦产生黏性耗散, 该耗散值的估算方法对于模拟结果有一定影响, 是二级轻气炮数值模拟方法的关注重点之一. Jacobs^[28] 在准一维的自由活塞激波管数值模拟中提出了活塞与管壁摩擦只与活塞头部或尾部的压力成正比的假设, 通过调整对应的摩擦系数, 实现对实际运行状况的模拟, 但这种假设理论支撑不足. VKI 的 Longshot 炮风洞的模拟使用了一种修正模型, 该模型基于物理模型考虑了惯性载荷对运动的影响^[30]. Groth 和 Gottlieb^[24] 提出了一种近似一维理想黏塑性模型, 考虑了活塞在锥形收缩喷管内的挤压, 采用半解析一维挤压模

型处理该问题,提高了计算效率.

本文采用 Tang 等^[23] 在 Longshot 模型基础上,考虑壁面上的摩擦后,提出的修正模型.该修正模型中,活塞的的轴向应力由两部分组成,运动气体在活塞两端的压力为静态应力,活塞运动中活塞两端的压差与加速度等效的压力组成动态应力,二者相加组成活塞运动中的轴向应力

$$\sigma_x = \min(p_B, p_F) + \frac{4F_{inertia}}{\pi D_p^2} \quad (10)$$

式中 $F_{inertia} = m_p a_p$ 为加速度转化来的惯性力, D_p 为活塞的直径.本文假设活塞为各向同性介质,活塞的应力应变关系可以由 Hook 定律得到

$$\varepsilon_r = \frac{1}{E} [\sigma_r - \nu(\sigma_\theta + \sigma_x)] \quad (11)$$

$$\varepsilon_\theta = \frac{1}{E} [\sigma_\theta - \nu(\sigma_r + \sigma_x)] \quad (12)$$

式中, E 为活塞材料杨氏模量, σ_r 为径向应力, σ_θ 为周向应力, ε_r 为径向应变, ε_θ 为周向应变.活塞与管壁为过盈配合,其径向应变可以认为是由管壁约束产生,活塞与管体之间的半径差为 Δr ,则径向应变与周向应变如下

$$\varepsilon_r = \frac{\partial u_r}{\partial r} \approx \frac{\Delta r}{R_p} = \frac{2\Delta r}{D_p} \quad (13)$$

$$\varepsilon_\theta = \frac{u_r}{r} + \frac{1}{r} \frac{\partial u_\theta}{\partial \theta} \approx \frac{\Delta r}{R_p} = \frac{2\Delta r}{D_p} \quad (14)$$

对应的活塞的径向应力应为活塞应变对应应力与活塞材料屈服应力 σ_{yield} 的较小值,则其径向应力为

$$\sigma_r = \min \left\{ \sigma_{yield}, \frac{2E\Delta r}{D_p(1-\nu)} + \frac{\nu}{1-\nu} \left[\min(p_B, p_F) + \frac{4F_{inertia}}{\pi D_p^2} \right] \right\} \quad (15)$$

作用在活塞的摩擦力则为 $F_f = \mu_f \sigma_r \pi D L_f$, L_f 为活塞与管壁摩擦的接触长度, μ_f 为摩擦系数.

DBR30 二级轻气炮实验使用的活塞材料中,和管体接触部分的材料为 PTFE,其泊松比为 0.4,与钢之间的滑动摩擦系数 μ_f 为 0.04 ~ 0.05,杨氏模量约为 0.5 GPa,屈服应力约为 20 MPa^[31].

2.4 网格无关性与程序验证

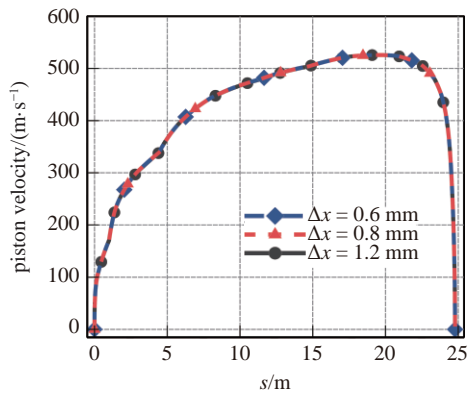
针对 3 组已在设备上开展过的实验结果来进行数值方法验证,实验参数如表 1 所示.弹丸速度是在距发射管出口 3320 mm 位置的光学玻璃处测量获得,初始气体温度为室温.另外需要说明的是,本文实验和计算中,泵管所充入的气体均为氢气,在后续表格中不再单独列举说明.

采用 3 组不同的网格间距 ($\Delta x = 1.2$ mm, $\Delta x = 0.8$ mm 和 $\Delta x = 0.6$ mm) 来对本文计算方法进行网格无关性说明.针对表 1 中的 Case 1,图 3 给出了 3 种不同网格间距下的活塞速度和模型底部压力分布,可以看出网格间距小于 0.8 mm 后计算结果基本不受网格间距的影响.本文后续研究中均以网格间距为 0.8 mm 开展.

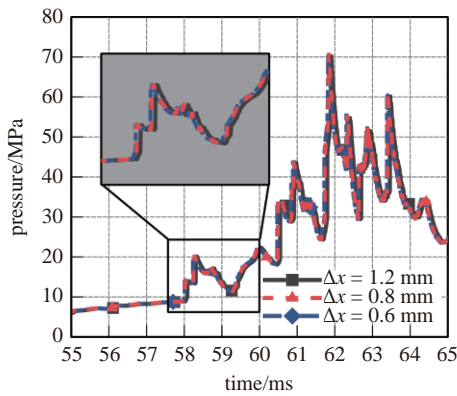
表 1 DBR30 二级轻气炮实验和计算工况

Table 1 DBR30 conditions in the experiment and simulation

	Parameter	Case 1	Case 2	Case 3
detonation tube	mixture ratio	H ₂ :O ₂ = 3:1	H ₂ :O ₂ = 3:1	H ₂ :O ₂ = 3:1
	pressure/MPa	2.2	1.5	1.8
pump tube	pressure/MPa	0.6	0.8	0.6
	piston mass/kg	10.56	10.44	10.47
	rupturing pressure/MPa	45	45	45
launch tube	projectile mass/g	24	19	24
projectile velocity	experimental/(m·s ⁻¹)	4107	2459	3374
	numerical/(m·s ⁻¹)	4143	2850	3659



(a) 活塞速度分布
(a) Piston velocity distributions

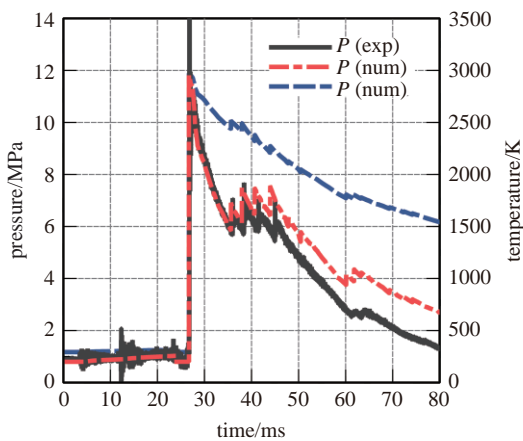


(b) 模型底部压力
(b) Projectile bottom pressure histories

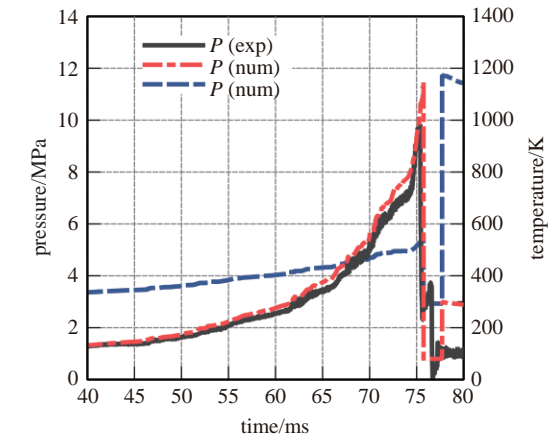
图 3 网格无关性研究

Fig. 3 Grid independence studies

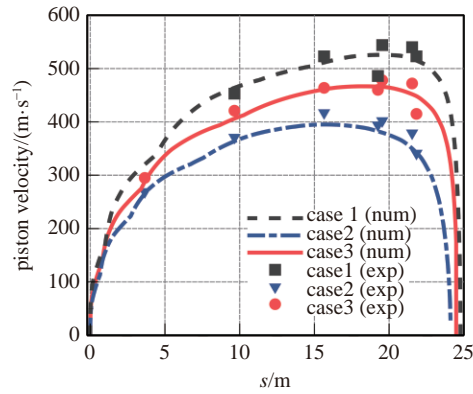
为了验证上述物理模型, 表 1 给出了弹丸发射速度的实验结果与对应的数值模拟结果, 可以看出数值模拟得到的发射速度与实际发射速度误差在 15.9% 以内, 该误差可能是由活塞在加工公差变化导致摩擦力变化、在收缩段内被挤压带来的能量损失、膜片破膜压力的变化导致. 图 4(a) 和图 4(b) 为



(a) P3点压力和温度曲线 (工况 2)
(a) P3 pressure and temperature histories for Case 2



(b) P9 点压力和温度曲线 (工况 2)
(b) P9 pressure and temperature histories for Case 2



(c) 活塞速度分布 (工况 1, 2, 3)
(c) Piston velocity distributions for Cases 1, 2, 3

图 4 数值和实验结果对比

Fig. 4 Comparison of numerical and experimental results

工况 2 运行过程中, 泵管表面传感器 P3 和 P9 得到的压力曲线与数值模拟得到的压力曲线, 需要说明的是, 测试初期, 计算压力和实验吻合良好, 随着测试时间的增长, 两者偏差增大, 其原因是高温气体超出压电传感器的使用温度范围, 影响其测量精度. 本文采用的 CY-YD-211 型压电传感器的工作温度范围为 $-40\text{ }^{\circ}\text{C} \sim 150\text{ }^{\circ}\text{C}$, 而由图 4(a) 可知 P3 传感器会长时间工作在 $1000\text{ K} \sim 3000\text{ K}$ 的高温气体中, P9 传感器在测试后期工作温度也超过了 1000 K , 均超出了其使用温度范围, 影响测量精度. 图 4(c) 为工况 1, 2, 3 活塞运行过程模拟结果与实验测到的活塞速度, 其中实验中的活塞速度是由压力信号推导, 存在一定的读数偏差而引起速度的测量偏差. 计算和实验获得的活塞速度吻合较好. 因此, 可以认为本文的计算方法对爆轰驱动二级轻气炮中气体运动过程和活塞运行过程的模拟是可靠的.

3 结果与讨论

本文选取基于一组 DBR30 轻气炮典型的运行参数来开展不同驱动方式、装填参数对运行状态影响的对比, 如表 2 所示, 通过改变特定的参数来研究其影响规律.

表 2 二级轻气炮数值模拟参数

Table 2 Two-stage light gas gun operation condition in the simulation

Parameter		Case 4
detonation tube	mixture ratio	$H_2 : O_2 = 3 : 1$
	pressure/MPa	2.0
pump tube	pressure/MPa	0.8
	piston mass/kg	10.44
	rupturing pressure/MPa	45
launch tube	projectile mass/g	24

3.1 不同驱动方式对设备性能影响

爆轰作为一种热效率接近等容燃烧的高效燃烧组织方式, 利用反应释放的化学能, 爆轰驱动可以以较低的充气压力实现与高压气体相同的模型发射能力, 且由于爆轰驱动不需要高压气体释放装置, 因此爆轰驱动的轻气炮结构更为简单、易于维护. 但爆轰波是激波与燃烧的强耦合, 反应产生的高压带来了安全隐患. 因此, 对轻气炮不同驱动方式进行模拟, 从而分析各种驱动方式的运行特点.

3.1.1 爆轰驱动与压缩气体驱动

压缩气体驱动的二级轻气炮第一级通常采用的工作气体是空气. 通过压气机将工作气体压缩至第一级的驱动段, 当气体达到预设的压力后, 轻气炮通过释放装置释放压缩气体, 通过膨胀气体将活塞推动压缩泵管中的轻质气体, 从而压破第二级膜片发射模型. 爆轰驱动与其不同之处为第一级采用爆轰波后高压气体产物驱动活塞, 其可以在较低的充气压力下, 利用反应释放的化学能提高驱动能力.

本文中, 对比了充气压力为 20 MPa 的压缩气体驱动与充气压力为 2 MPa 的爆轰驱动的驱动能力, 其中压缩气体轻气炮的工作气体选择空气与氢气, 如表 3 所示, 泵管参数和表 2 相同.

由表 3 可知, 爆轰驱动在与压缩气体驱动的充气压力相差一个数量级的情况下, 3 种工况模型速

表 3 压缩气体/爆轰驱动计算工况

Table 3 Operation condition for light gas gun driven by high pressure gas and detonation

Parameter	Case 5	Case 6	Case 7
driving tube gas composition	$3H_2 + O_2$	H_2	air
driving tube pressure/MPa	2	20	20
numerical projectile velocity /($m \cdot s^{-1}$)	3277	3426	2967

度接近, 其中压缩空气的发射速度最低, 压缩氢气的发射速度最高, 而爆轰驱动的发射速度介于二者之间. 图 5 为 3 种工况下活塞的内弹道过程, 其中压缩气体驱动的活塞速度变化平滑, 而爆轰驱动的活塞速度存在阶段性的加速度变化. 压缩氢气的活塞最大速度约为 530 m/s, 高于压缩空气与爆轰气体, 这与其模型发射速度最高相对应, 由于氢气分子量低, 在其膨胀过程中加速自身所用能量少, 因此膨胀相同体积, 氢气可以将更多的能量用于加速活塞, 从而具有最高的活塞速度. 通过模拟可以看出, 在充气压力相差一个数量级的情况下, 爆轰气体的模型发射速度低于氢气 4.3% 而高于空气 10.4%, 考虑到将氢气压缩到高压状态下的成本较高且存在安全隐患, 而空气驱动需要提高一个数量级的充气压力才能与爆轰气体驱动能力相当, 并且爆轰驱动不需要释放装置而带来的结构简化, 可以认为爆轰驱动是一种成本低廉、简便高效的轻气炮驱动方式.

图 5 相应的给出了活塞运动过程中底部压力, 爆轰驱动情况下, 会存在激波在活塞底部与驱动段末端来回反射, 进而导致活塞加速度多次突变, 而压

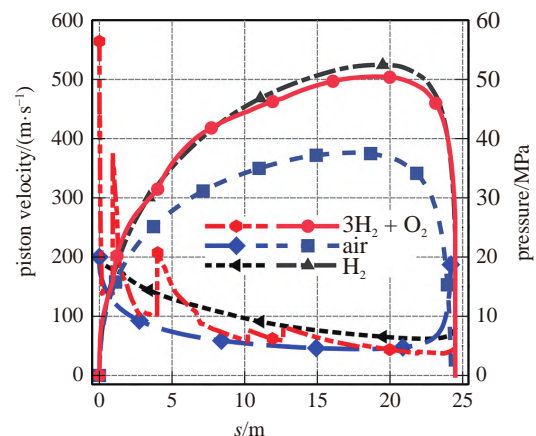


图 5 活塞速度\底部压力分布 (工况 5, 6, 7)

Fig. 5 Piston velocity distributions and bottom pressure for Cases 5, 6, 7

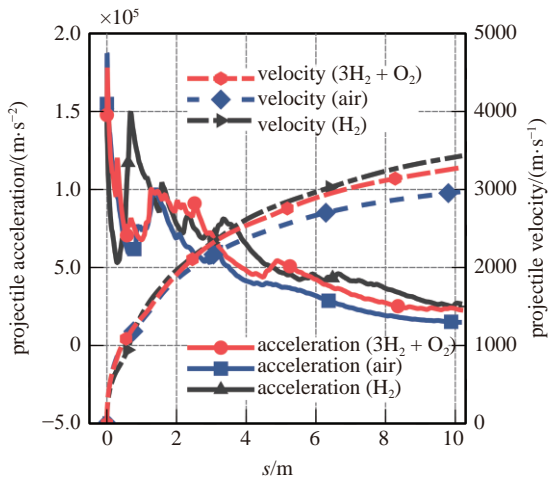


图 6 模型加速度 (工况 5, 6, 7)
Fig. 6 Acceleration histories of projectile under Cases 5, 6, 7

缩气体驱动中仅存在膨胀波作用, 活塞尾部压力不存在阶段性变化. 图 6 表明不同驱动方式下模型速度和加速度变化, 膜片 II 破膜后, 激波在活塞头部和模型尾部间多次来回反射, 导致模型加速度阶段性变化, 模型在运行约 5 m 后, 激波减弱且气体膨胀, 导致模型加速度缓慢降低, 但模型速度仍在增加.

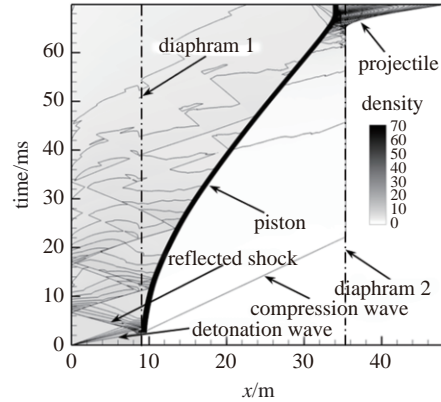
3.1.2 爆轰驱动方式对设备运行过程影响

力学研究所 DBR30 二级轻气炮与国内其他类似的爆轰驱动轻气炮均采用了正向爆轰驱动, 即点火装置在驱动段的尾部点燃可燃气体, 产生的爆轰波运动方向与活塞运动方向一致. 与之相对的反向爆轰的点火位置在第一级膜片附近, 其点燃的爆轰波传播方向与活塞运动方向相反. 本文数值模拟中, 采用表 2 的运行参数, 研究正向和反向爆轰驱动对二级轻气炮性能和设备的影响.

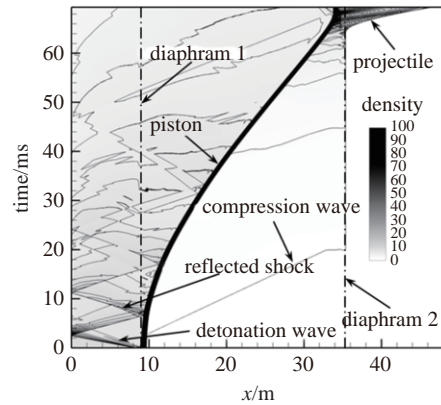
图 7 为两种不同爆轰驱动方式的波系图. 可以看出, 由于点火位置不同, 两种工况下爆轰波运行方向相反, 但产生的激波均多次在活塞底部与弹丸底部反射. 这种激波的反射会对入射的端面产生较强的冲击, 由图 8 可以看出, 反向爆轰与正向爆轰在爆轰管中气体反应的过程中, 反射产生的最大压力接近, 但由于反射位置的不同, 反向爆轰的最大压力出现在爆轰管末端处, 而正向爆轰的最大压力出现在轻气炮第一级膜片处, 而最大压力均对应于爆轰波在端面的反射, 这种最大爆轰波反射产生的最高压力分布影响到设备强度校核以及结构设计优化.

不同点火位置对应的爆轰波传播方向改变主要影响了活塞的加速过程, 图 8(b) 表明由于点火位置

的改变, 活塞加速中激波在活塞底部反射的时机发生了改变, 正向传播的爆轰波在模型底部反射产生了最强烈的冲击波, 底部压力约为反向爆轰破膜压力的 1.7 倍, 但爆轰驱动方式改变对活塞最大速度与减速过程影响较小. 正向爆轰驱动模拟结果中模型



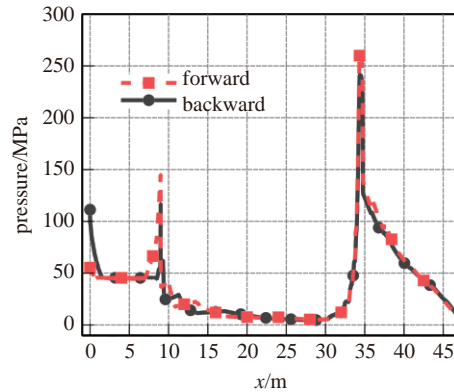
(a) 正向爆轰驱动
(a) Forward detonation driving mode



(b) 反向爆轰驱动
(b) Backward detonation driving mode

图 7 爆轰驱动二级轻气炮内弹道密度云图

Fig. 7 Density diagrams of interior ballistic processes in the two-stage light gas gun driven by detonation



(a) 设备沿程最大压力
(a) Max pressure at different positions along the facility

图 8 不同爆轰驱动模式下压力曲线

Fig. 8 Max pressure for different detonation driving mode

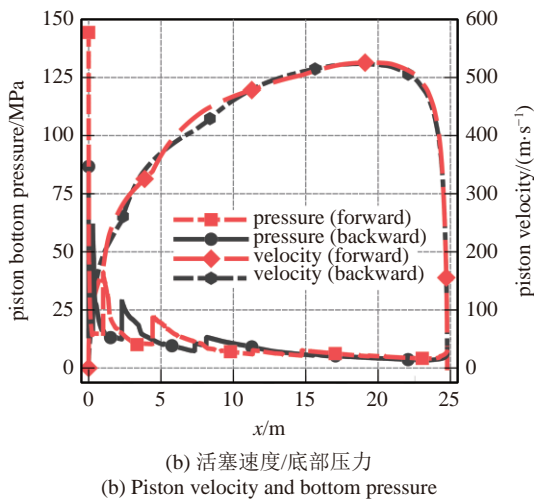


图 8 不同爆轰驱动模式下压力曲线(续)

Fig. 8 Max pressure for different detonation driving mode (continued)

发射速度为 4023.4 m/s, 反向爆轰的模型驱动能力低于正向爆轰驱动, 其模型发射速度为 3597.5 m/s.

采用正向爆轰驱动对膜片的剪切可通过双点火来解决^[32], 但反向爆轰对爆轰段末端的冲击则对设备损伤严重, 而风洞一般是串接卸爆段来解决这个问题, 这将进一步导致驱动能力的下降, 同时串接的卸爆段也增加了设备系统的复杂性. 考虑到两者在轻气炮中的驱动性能差别, 实际的设备设计和使用中, 一般采用正向爆轰驱动来运行.

3.2 设备运行参数对二级轻气炮影响

对于一门实际中的二级轻气炮, 其发射性能受到了设备设计参数的影响, 因此需要对特定的设备参数进行数值模拟以指导其实验工况的设计. 针对现有设备, 在设计允许的范围内改变不同的设备参数, 如爆轰段充气压力与混合比、泵管充气压力、活塞重量, 开展模拟研究各参数对发射性能的影响,

对安全设计、模型材料的限制, 从而优化实验的工况设置.

3.2.1 爆轰段充气压力与混合

二级轻气炮设计的目的为利用低速活塞压缩轻质气体从而将模型加速至超高速, 这是由于常规的压缩气体或常见可燃气、火药的燃烧产物分子量较大而声速低, 直接用于加速模型的速度上限远低于轻质气体, 采用被压缩至高温高压的轻质气体则可实现更高的发射速度. 而设计需要的活塞速度上限远低于模型, 因此可以采用分子量较大的气体推动活塞. 利用爆轰气体产物推动活塞运动过程中, 可燃气体充气压力与混合比为可改变的参数, 这两种参数的改变均会改变推动活塞的气体压力, 对活塞的运行过程产生影响, 从而影响模型最终的速度.

表 4 为改变可燃气体混合比例后二级轻气炮的模拟结果, 可以看出氢氧混合比 2:1 时活塞的速度最高, 这是因为在此状态下可燃气体完全反应, 释放的化学能最多. 从表 4 也可以看出, 爆轰段气体混合比例的改变对发射性能影响也较为有限, 相同充气压力下不同混合气体的模型发射速度最大也仅相差 8.8%, 这可以通过少量增加充气压力补足, 保持一致的充气比例也简化了整个设备的充气准备过程.

增大充气压力, 会增加活塞的最高速度, 弹丸的发射速度也会随之增加, 如图 9 所示, 这是因为增加充气压力后, 气体释放的化学能增加, 从而将活塞加速至更高的速度, 轻质气体的压缩比增加, 模型的发射速度也增加. 可以看出增加爆轰段的气体量可以有效增加模型的发射速度, 但轻气炮的实际运行过程中活塞最大速度、设备最大承压均受到限制, 单纯增加充气压力可能加速设备的损耗、甚至带来安

表 4 爆轰段混合比工况

Table 4 Operation condition for various detonation tube gas mixture ratio

Parameter	Case 8	Case 9	Case 10	Case 5	Case 11
mixture ratio	H ₂ : O ₂ : N ₂ = 2 : 1 : 2	H ₂ : O ₂ = 1 : 1	H ₂ : O ₂ = 2 : 1	H ₂ : O ₂ = 3 : 1	H ₂ : O ₂ = 4 : 1
pressure/MPa	2	2	2	2	2
density/(kg·m ⁻³)	14.96	13.82	9.76	7.73	6.51
products pressure/MPa	35.7	37.6	40.4	39.7	37.6
piston/(m·s ⁻¹)	465	481	491	487	469
projectile/(m·s ⁻¹)	3085	3201	3362	3296	3138

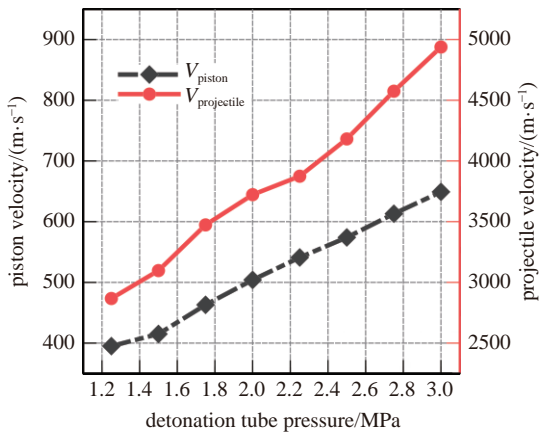


图 9 不同爆轰段充气压力活塞/模型最大速度

Fig. 9 Max piston and projectile velocity for various detonation tube pressure

全风险, 因此除了调整爆轰段充气压力外, 应当考虑其他因素对于轻气炮发射能力的影响.

3.2.2 泵管充气压力与活塞质量

二级轻气炮的模型发射性能与泵管中轻质气体的被压缩程度相关, 提高轻质气体的被压缩程度以提高模型的发射速度是提升轻气炮性能的常见方式. 活塞速度作为反应轻质气体压缩速率的重要指标, 活塞速度的增加可以有效提高模型底部的压力从而将模型加速至更高的发射速度. 通过调整泵管充气压力与活塞质量可以在保持驱动段状态不变时调整活塞速度, 从而优化二级轻气炮的发射性能. 下面对这两种参数对活塞速度与发射性能的影响规律开展研究.

图 10 展示了不同泵管充气压力下活塞的运动过程, 可以看出泵管充气压力主要影响了活塞运行的最大速度与活塞停止位置. 当充气压力下降时, 相

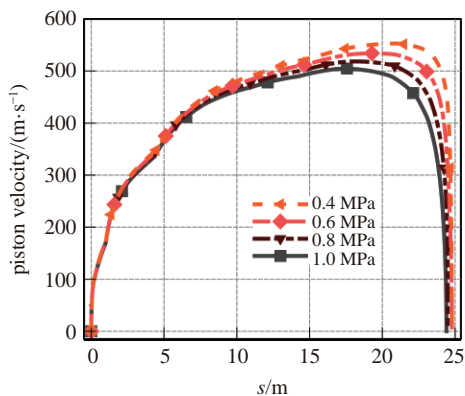


图 10 不同泵管充气压力下活塞速度

Fig. 10 Piston velocity history for various pump tube pressure

同的活塞行程对应的泵管平均压力降低, 因此阻碍活塞运动的头部压力也随之降低, 对应的活塞速度则增加, 随着充气压力由 1 MPa 下降至 0.4 MPa, 活塞的最大速度由 504.7 m/s 增加至 552.3 m/s. 更高的活塞速度使得轻质气体的压缩程度更高, 从而提升了第二级模型的发射能力, 但从图 10 也可以看出泵管压力对活塞速度的影响程度有限.

图 11 给出了活塞质量对于活塞速度的影响. 活塞质量的变化导致了不同活塞行程对应的活塞加速度变化, 质量越大的活塞使其加速就越困难, 对应的活塞速度越低. 模拟结果中, 3 kg 的活塞对应的最大速度达到了 863.0 m/s, 而 15 kg 对应的活塞最大速度为 395.7 m/s. 模拟结果中活塞最大速度对应的动能的变化在 9% 以内, 近似保持不变.

活塞质量对于发射能力的影响由图 12 可以看出, 活塞质量由 2 kg 增加至 15 kg, 发射速度降低了

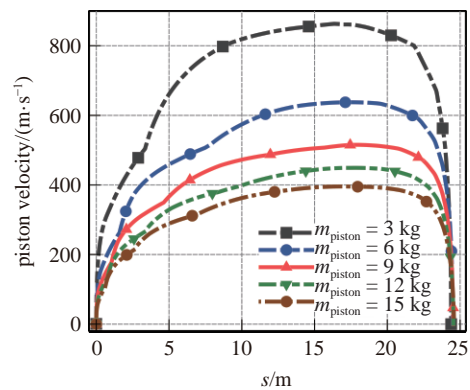


图 11 不同活塞质量下的活塞速度

Fig. 11 Piston velocity histories for various piston mass

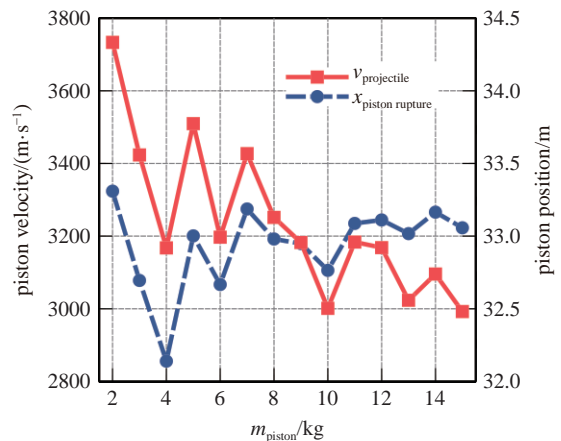


图 12 不同活塞质量下模型速度与膜片 II 破膜时活塞位置

Fig. 12 Projectile velocity and piston position while diaphragm II rupturing with various piston mass

21.7%。随着活塞质量的增加,模型发射速度整体呈现下降趋势,但并不是单调下降。轻气炮的发射性能直接由模型底部压强决定,而实际运行中膜片Ⅱ处压力并不是随着气体的压缩逐渐上升的,而是由于泵管气体中激波反射出现脉动,如图13(a)所示。在膜片破裂前,随着气体压缩程度的增加,激波反射的峰值也逐渐增加,当发射压强大于膜片破膜压力后膜片破裂,与之对应的活塞在膜片破膜时的位置也不断变化,如图11所示。膜片破裂后,模型底部的压力又决定了它的加速运动过程,而泵管的氢气存在于运动的活塞和运动的模型之间,且存在复杂的激波波系运动,激波在活塞前部和模型底部之间来回反射,从图13(a)破膜后的压力震荡曲线即可反映激波的动态反射过程,复杂的波系运动影响模型的运动轨迹。当然,这种波系运动对于模型速度的影响就受到多种因素的共同影响,如活塞破膜位置、泵管压力、膜片Ⅱ破膜压力等。因此,活塞质量对于模

型速度的影响较为复杂,需要针对工况来具体分析其弹道特性,但总体而言,随着活塞质量的增加,弹丸速度是呈现下降趋势。

对于实际的模型发射过程,除了关注模型最终的发射速度,模型的加速度和与之相关的内部应力也是实验关注的重点,而这与模型底部压强相关。由图13(b)可以看出轻质量活塞由于速度较高,使得模型底部的最大压强大幅增加,2 kg 活塞对应的模型底部最大压强为133.1 MPa,为模型底部平均压强的5.36倍,增大活塞质量则可以有效降低模型压强以及其与平均压强的比值,活塞质量为13 kg时模型底部的压力降为平均压力的2.73倍,约为45.1 MPa。降低最大压力与平均压力的比值可以在相似的发射性能下得到更加平稳的模型加速过程,这在发射过程中可以有效保护模型,同时通过调节活塞质量的控制模型加速度也可以拓展轻气炮的实验用途。

4 结论

本文通过数值模拟方法研究了不同驱动方式的二级轻气炮的内弹道过程与性能,同时研究了采取正向爆轰驱动的二级轻气炮不同参数对其性能的影响并分析原因,结论如下:

(1) 正向爆轰驱动在相同工况下的模型发射速度高于反向爆轰驱动,而反向爆轰由于爆轰波在驱动段底端的反射会对设备产生冲击,需要在设计时加以考虑。正向爆轰与压缩气体驱动轻气炮的对比则验证了其发射性能强的优点,爆轰驱动二级轻气炮驱动段充入2 MPa 氢氧混合气体后的发射性能高于20 MPa 的压缩空气,相对于驱动段充气20 MPa 氢气也仅降低4.3%;

(2) 对不同参数的数值模拟研究表明增加驱动段充气压力可以有效增加二级炮发射速度,而改变驱动段可燃气体充气比例发现充气比例为 $H_2 : O_2 = 2 : 1$ 时二级炮发射性能最佳。由于泵管气体复杂的波系运动过程,发射速度随活塞质量变化的规律则较为复杂,虽然爆轰充气压力的调整就可以改变模型发射性能,但单一参数对轻气炮性能的优化受设备设计指标以及活塞、模型材料的限制,一般采用爆轰管充气压力、泵管充气压力、活塞质量3个参数相互匹配优化来实现设计目标。

虽然当前研究是针对力学所DBR30爆轰驱动二级轻气炮,但本文的物理模型、计算方法、内弹

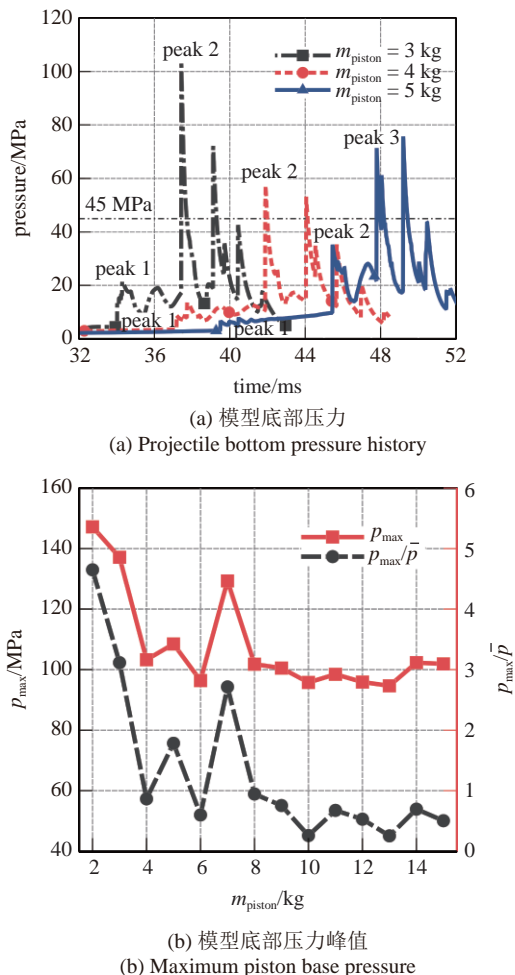


图13 不同活塞质量下的模型底部压力

Fig. 13 Projectile base pressure for various piston mass

道规律对于其他气体炮, 尤其是爆轰驱动的气体炮, 也有较强的参考和指导意义。

参 考 文 献

- Crozier WD, Hume W. High-velocity, light-gas gun. *Journal of Applied Physics*, 1957, 28(8): 892-894
- Carver D, Campbell LL, Roebuck B. Large-scale, hypervelocity, high-fidelity interceptor lethality development in AEDC's range G. *International Journal of Impact Engineering*, 2008, 35(12): 1459-1464
- 王金贵. 气体炮原理与技术. 北京: 国防工业出版社, 2001 (Wang Jingui. Principle and Technology of Gas Gun. Beijing: National Defense Industry Press, 2001 (in Chinese))
- Canning TN, Seiff A, James CS. Ballistic-range technology. AGARD Report, 1970
- Lukasiewicz J. Experimental Methods of Hypersonics. New York: M. Dekker, 1973
- Reda DC. Correlation of nosetip boundary-layer transition data measured in ballistics-range experiments. *AIAA Journal*, 1981, 19(4): 329-339
- Strawa AW, Chapman GT, Canning TN, et al. Ballistic range and aerothermodynamic testing. *Journal of Aircraft*, 1991, 28(7): 443-449
- Chapman G. The ballistic range—its role and future in aerothermodynamic testing. *AIAA Paper 92-3996*, 1992
- Lu F, Marren D. Advanced hypersonic test facilities//American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, VA, 2002: 138
- 林俊德. 非火药驱动的二级轻气炮的发射参数分析. 爆炸与冲击, 1995, 15(3): 229-240 (Lin Junde. An analysis of launching parameters for a two-stage light gas gun not driven by powder. *Explosion Shock Waves*, 1995, 15(3): 229-240 (in Chinese))
- Bogdanoff DW. Optimization study of the Ames 0.5" two-stage light gas gun. *International Journal of Impact Engineering*, 1997, 20(1): 131-142
- 黄洁, 梁世昌, 李海燕等. 二级轻气炮发射过程内弹道数值计算研究. 空气动力学学报, 2013, 31(5): 657-661 (Huang Jie, Liang Shichang, Li Haiyan, et al. Numerical research on interior ballistics of the launch process of two-stage light gas gun. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2013, 31(5): 657-661 (in Chinese))
- 王东方, 肖伟科, 庞宝君. NASA 二级轻气炮设备简介. 实验流体力学, 2014, 28(4): 99-104 (Wang Dongfang, Xiao Weike, Pang Baojun. A brief introduction on NASA's two stage light gas gun. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2014, 28(4): 99-104 (in Chinese))
- Charters AC. Development of the high-velocity gas-dynamics gun. *International Journal of Impact Engineering*, 1987, 5(1): 181-203
- Bogdanoff DW, Miller RJ. New higher-order Godunov code for modelling performance of two-stage light gas guns. NASA TM 110363, 1995
- 梁世昌, 黄洁, 李毅. 二级轻气炮内弹道数值计算研究. 气体物理, 2012, 7(4): 80-84 (Liang Shichang, Huang Jie, Li Yi, et al. Numerical research on interior ballistics of two-stage light-gas gun. *Physics of Gases*, 2012, 7(4): 80-84 (in Chinese))
- Kruczynski D, Massey D, Milligan R, et al. Combustion light gas gun technology demonstration. Manassas: UTRON Inc, ADA462130, 2007
- Bird GA. A note on combustion driven shock tubes. *AGARD Report 1957*: 146
- 姜宗林, 李进平, 胡宗民等. 高超声速飞行复现风洞理论与方法. 力学学报, 2018, 50(6): 1283-1291 (Jiang Zonglin, Li Jinping, Hu Zongmin, et al. Shock tunnel theory and methods for duplicating hypersonic flight conditions. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2018, 50(6): 1283-1291 (in Chinese))
- Presles HN, Bauer P. Detonation products gun. *Review of Scientific Instruments*, 1983, 54(11): 1511-1512
- Batchelor, PL. Development of a gaseous detonation driven hypervelocity launcher. [Master Thesis]. Montreal: University McGill, 2010
- Li JP, Chen H, Zhang SZ, et al. A gasdynamic gun driven by gaseous detonation. *Review of Scientific Instruments*. 2016, 87(1): 15112
- Tang WQ, Wang Q, Li JW, et al. Performance and modeling of a two-stage light gas gun driven by gaseous detonation. *Applied Sciences*, 2020, 10(12): 4383
- Groth CPT, Gottlieb JJ. Numerical study of two-stage light-gas hypervelocity projectile launchers. University of Toronto Institute for Aerospace Studies, UTIAS Report, No. 327, 1988
- Sichel M, Tonello NA, Oran ES, et al. A two-step kinetics model for numerical simulation of explosions and detonations in H₂-O₂ mixtures. *Proceedings of the Royal Society A: Mathematical Physical and Engineering Sciences*, 2002, 458(2017): 49-82
- Jiang ZL. Dispersion conditions for non-oscillatory shock capturing schemes and its applications. *Computational Fluid Dynamics Journal*, 1995, 2(4): 137-150
- 李进平, 姜宗林, 陈宏等. 激波管双爆轰驱动段性能的数值模拟研究. 力学学报, 2007, 39(3): 343-349 (Li Jinping, Jiang Zonglin, Chen Hong, et al. Numerical study on backward-forward double-detonation driver for high enthalpy shock tubes. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2007, 39(3): 343-349 (in Chinese))
- Jacobs PA. Quasi-one-dimensional modeling of a free-piston shock tunnel. *AIAA Journal*, 1994, 32(1): 137-145
- Chue RSM, Tsai CY, Bakos RJ. Driver gas contamination in a detonation-driven reflected-shock tunnel. *Shock Waves*, 2003, 13: 367-380
- Grossir G, Ilich Z, Chazot O. Modeling of the VKI longshot gun tunnel compression process using a quasi-1D approach. *AIAA Paper 2017-3985*, 2017
- Ebnasajjad S. Expanded PTFE Applications Handbook: Technology, Manufacturing and Applications. New York: William Andrew, 2016
- Wang Q, Luo K, Li JW, et al. Investigation of dual ignition for a detonation driven shock tunnel in forward driving mode. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2020, 33(5): 1468-1475