

DOI:10.11918/j.issn.0367-6234.201708060

双药室喷管气流反推减后坐机理

宋 杰,廖振强,李洪强,邱 明

(南京理工大学 机械工程学院,南京 210094)

摘 要:为解决发射高初速榴弹的榴弹机枪系统后坐力大的问题,提出了一种双药室拉瓦尔喷管气流反推减后坐技术.设计了适用于高速榴弹机枪系统的双药室拉瓦尔喷管减后坐装置,利用一维非定常流理论推导了双药室喷管低后坐武器的内弹道阶段和后效应阶段的气体动力学方程;将试验测得的压力峰值、弹丸初速及后坐力与仿真数值进行对比,验证建立的双药室喷管气流反推减后坐计算模型的正确合理性;计算双药室喷管低后坐武器后药室、前药室、导气室及喷管气室的压力,并分析压力参数随时间变化规律;对比分析双药室喷管武器与普通武器的膛压曲线、弹丸速度曲线,重点分析双药室喷管内气流压力、温度、密度和速度随时间变化曲线及在喷管内分布状况;探讨了后药室装药量、喷管导气孔直径及喷管内经对武器喷管反推力、喷管减后坐效率、弹丸初速等武器发射性能的影响.研究表明,在保持弹丸初速不变的情况下,合理匹配双药室减后坐结构参数,采用双药室喷管气流减后坐技术可实现武器低后坐发射的目的.

关键词:榴弹机枪系统;高初速;双药室;拉瓦尔喷管;减后坐;气流参数;建模与仿真

中图分类号: TJ012.1

文献标志码: A

文章编号: 0367-6234(2018)10-0079-09

Study on reducing recoil mechanism of jet gas with laval nozzles with double chamber

SONG Jie, LIAO Zhenqiang, LI Hongqiang, QIU Ming

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

Abstract: To solve the problem of overload-recoil when launching the high muzzle velocity grenade by grenade machine gun system (GMGS), a new effective technology of reducing the recoil force using laval nozzle device with double chambers is presented, and the device is designed and applied to the GMGS. Based on unsteady one-dimensional gas dynamic theory, the interior ballistic duration and after-effect period gas dynamics equations of the recoil device were derived. The rationality of the built mathematical model was validated by contrasting the test data and simulation results. The gas pressure of back chamber, front chamber, gas operated device and nozzle chamber was calculated and the variation laws were analyzed. The bore pressure and muzzle velocity of laval nozzle device with double chambers and conventional weapons were compared. The distribution of gas parameter in nozzle with time and the distribution of gas parameter in nozzle with position were selectively analyzed. The influence of launching performance of laval nozzle with double chambers were discussed. The results show that the GMGS can achieve low recoil launching by setting reasonable parameters of the laval nozzle device with double chambers, while the projectile velocity is unaffected.

Keywords: GMGS; high muzzle velocity; double chambers; laval nozzle; reducing recoil; gas parameter; modeling and simulation

榴弹机枪在现代战争中发展前景广阔,高初速、高精度、威力大、质量轻是未来榴弹机枪的发展趋势^[1-2]. 本文研究的榴弹机枪采用双药室喷管气流反推低后坐发射技术,具有弹丸初速高、威力大、后坐力小的特点. 文献[3-4]对采用软后坐技术的大口径枪械进行研究,较常规发射技术,软后坐技术大幅降低了武器的后坐力,但为了得到高效减后坐效

率带来首发预压困难、增加武器质量的问题. 文献[5-6]提出直接在膛内开孔利用火药燃气减后坐技术降低武器后坐力,但文献[5-6]提出的单药室喷管减后坐技术存在下述问题:获得高效的减后坐效率,喷管导气孔开孔位置必须靠近膛底,这样导致弹丸初速衰减严重;若取喷管导气孔开孔位置靠近膛口,虽然弹丸初速小幅下降,但喷管武器减后坐效果不佳. 文献[7-8]建立膨胀波枪炮发射过程的动力学模型,膨胀波减后坐技术有较高的减后坐效率、对弹丸初速影响较小,但结构复杂且膛尾打开时间对弹丸初速较敏感. 文献[9]利用制退器降低大口

收稿日期: 2017-08-17

基金项目: 国家自然科学基金(51676099)

作者简介: 宋 杰(1986—),男,博士,讲师;

廖振强(1950—),男,教授,博士生导师

通信作者: 廖振强, zqliao1013@126.com

径机枪后坐力,但获得高膛口制退效率必须具有较大装药量,本文研究的榴弹机枪装药量少,无法获得高效的制退效率。

为了克服上述研究不足,提出双药室喷管减后坐技术并应用于高初速榴弹发射器。为了进一步了解火药气流特征量在膛内和喷管内分布状况,建立双药室喷管数学模型。通过调整双药室结构参数,研究其对武器发射性能的影响规律,合理利用火药气体冲量,保证膛口初速几乎不变的前提下使武器获得高减后坐效率,降低武器后坐力。

1 双药室喷管减后坐计算模型

1.1 发射原理

基于双药室喷管减后坐技术的高初速榴弹机枪发射原理如图 1 所示。喷管为一个可伸缩管,作战时将喷管拉伸至射手身后,携行时将喷管缩回。

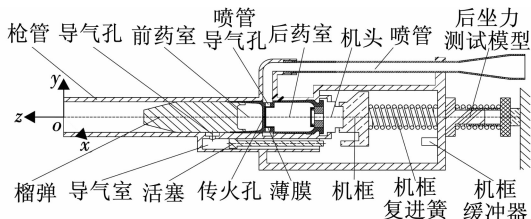


图 1 双药室喷管减后坐榴弹机枪发射原理

Fig. 1 Launching principle chart of laval nozzles with double chambers for GMGS

减后坐原理:后药室发射药被点燃,当后药室气体压力达到破膜压力时,一方面火药燃气通过传火孔进入前药室,点燃前药室发射药,另一方面火药燃气通过喷管导气孔进入喷管,经收敛-扩张管道加速后高速冲出喷管尾部,产生喷管反推力。

1.2 气体数学模型及基本假设

图 2 为双药室喷管气流数学计算模型,图中: p_1 、 T_1 、 ρ_1 分别为后药室气体平均压力、平均温度、平均密度; p_2 、 T_2 、 ρ_2 分别为收敛管道内气体压力、温度、密度; p_3 、 T_3 、 ρ_3 分别为膛内气体平均压力、平均温度、平均密度; p_4 、 T_4 、 ρ_4 分别为导气室内气体平均压力、平均温度、平均密度; p_d 、 T_d 、 ρ_d 分别为膛内导气孔处气体压力、温度、密度; p_D 、 T_D 、 ρ_D 分别为前药室底传火孔处气体压力、温度、密度; p_A 、 T_A 、 ρ_A 分别为喷管气室内气体平均压力、平均温度、平均密度。为了研究喷管内气体特征参数在不同位置处变化规律,截取 B~I 这 8 个位置。气体数学模型包括后药室燃烧模型、前药室燃烧的内弹道模型、后药室喷管气流计算模型、导气室计算模型、气室之间流量方程。

基本假设:

1) 火药燃烧规律按照皮奥波特定律^[10],将实际

燃烧过程进行简化,发射过程火药已燃尽,没有固相流动;

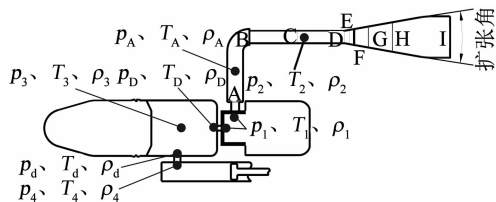


图 2 双药室喷管气流计算模型

Fig. 2 Numerical simulation model of recoilless structures bylaval nozzles with double chambers

2) 内弹道采用修正经典内弹道模型求解,通过次要功系数简化弹丸旋转运动功、弹丸沿膛线运动摩擦功、火药气体运动功等复杂计算;

3) 研究后效期时膛内气流以准定常流处理,膛内任意点气流密度随时间的变化率与该点的密度成正比,膛内气流平均参数按膛轴中点选定;

4) 对于导气装置中气流参数沿空间变化不大的情况,假定气流参数只随时间变化,将导气室内气流参数在空间取平均值^[11];

5) 由于喷管装置中具有较长的导气管,管内气体在管壁的摩擦、散热影响下,在管内各种复杂波系的作用下,气流参数沿管轴产生较大差别,喷管装置计算采用准一维非定常数学模型^[12]。

1.2.1 后药室燃烧模型

后药室燃烧模型为

$$\begin{cases} \frac{dZ_1}{dt} = \frac{p_1^n}{I_0}; \\ \frac{d\psi_1}{dt} = \begin{cases} \chi(1 + 2\lambda Z_1 + 3\mu Z_1^2) \frac{dZ_1}{dt}, & 0 \leq \psi_1 \leq 1; \\ 0, & \psi_1 > 1; \end{cases} \\ \frac{dp_1}{dt} = \frac{1}{V_1} \left(f\omega_1 \frac{d\psi}{dt} - e_{12}q_{12} - e_{13}q_{13} - \theta \frac{\delta Q_1}{dt} \right); \\ e_{12} = \begin{cases} c_p T_1, & p_1 \geq p_A; \\ c_p T_A, & p_A \geq p_1; \end{cases} \\ e_{13} = \begin{cases} c_p T_1, & p_1 \geq p_D; \\ c_p T_D, & p_D \geq p_1; \end{cases} \\ \frac{\delta Q_1}{dt} = \varepsilon p_1 (T_1 - T_{co}) S_1; \\ \rho_1 = \begin{cases} \frac{\omega_1 \psi_1 - \int_0^t q_{12} dt - \int_0^t q_{13} dt}{V_1 - \frac{\omega_1}{\delta} (1 - \psi_1) - \alpha \omega_1 \psi_1}, & 0 \leq \psi_1 \leq 1; \\ \frac{\omega_1 - \int_0^t q_{12} dt - \int_0^t q_{13} dt}{V_1 - \frac{\omega_1}{\delta} (1 - \psi_1) - \alpha \omega_1 \psi_1}, & \psi_1 > 1. \end{cases} \end{cases}$$

式中: Z_1 、 ψ_1 、 ω_1 分别为后药室火药相对厚度、后药室火药燃烧去的百分比、后药室装药量; χ 、 λ 、 μ 分别为火药药形系数; φ 、 I_0 、 n 分别为计算次要功系数、压力全冲量、多变指数; $\theta = \gamma - 1$ 、 γ 分别为绝热指数; f 、 δ 、 α 、 c_p 分别为火药力、火药密度、气体余容、火药气体比定压热容; V_1 、 S_1 分别为后药室初始容积与初始表面积; $\varepsilon = 41.9 (\text{J} \cdot \text{m}) / (\text{kg} \cdot \text{s} \cdot (^\circ))$; T_{c0} 为后药室壁面温度; e_{12} 、 q_{12} 、 e_{13} 、 q_{13} 、 δQ_1 分别为后药室向喷管流入气体比能量、后药室流入喷管流量、后药室向前药室流入的气体比能量、后药室流入前药室流量、后药室对外界散热。

1.2.2 前药室燃烧的内弹道模型

前药室燃烧的内弹道模型为

$$\left\{ \begin{aligned} \frac{dZ_3}{dt} &= \frac{p_3^n}{I_0}; \\ \frac{d\psi_3}{dt} &= \begin{cases} \chi(1 + 2\lambda Z_3 + 3\mu Z_3^2) \frac{dZ_3}{dt}, & 0 \leq \psi_3 \leq 1; \\ 0, & \psi_3 > 1; \end{cases} \\ \frac{dl}{dt} &= v; \\ \frac{dv}{dt} &= \frac{A_3 p_3}{\varphi m}; \\ \frac{dp_3}{dt} &= \begin{cases} \frac{1}{A_3(l + l_{\psi_3})} (f\omega_3 \frac{d\psi_3}{dt} + e_{13}q_{13} + \dots \\ - e_{34}q_{34} - v\theta\varphi m \frac{dv}{dt} - \theta \frac{\delta Q_3}{dt}), & 0 \leq l \leq L_0; \\ - \frac{\gamma\mu_k (A - C) \frac{n+1}{2(n+1)} p_3^{\frac{3n-1}{2n}}}{L_0} \sqrt{\frac{\gamma p_k^{\frac{1}{n}}}{\rho_k}}, & l > L_0; \end{cases} \\ p_d &= \left[A - C \left(\frac{L_d}{L_0} \right)^2 \right]^{\frac{n}{n-1}} p_3; \\ \rho_d &= \left[A - C \left(\frac{L_d}{L_0} \right)^2 \right]^{\frac{1}{n-1}} \rho_3; \\ p_D &= A^{\frac{n}{n-1}} p_3; \\ \rho_D &= A^{\frac{1}{n-1}} \rho_3; \\ l_{\psi_3} &= \frac{1}{A_3} \left[V_3 - \frac{\omega_3}{\delta} (1 - \psi_3) - \alpha \omega_3 \psi_3 \right]; \\ \frac{\delta Q_3}{dt} &= \varepsilon p_3 (T_3 - T_{10}) (S_3 + \pi d_0 l); \\ \rho_3 &= \begin{cases} \frac{\omega_3 \psi_3 + \int_0^l q_{13} dt - \int_0^l q_{34} dt}{A_3(l + l_{\psi_3})}, & 0 \leq \psi_3 \leq 1; \\ \frac{\omega_3 + \int_0^l q_{13} dt - \int_0^l q_{34} dt}{A_3(l + l_{\psi_3})}, & \psi_3 > 1. \end{cases} \end{aligned} \right.$$

式中: Z_3 、 ψ_3 、 ω_3 分别为前药室火药相对厚度、前药室火药燃烧去的百分比、前药室装药量; l_{ψ_3} 、 V_3 、 A_3 、 S_3 、 L_0 、 L_d 分别为前药室自由容积缩径长、前药室初始容积、线膛横截面积、膛内初始表面积、枪管长度、导气孔距膛底距离; l 、 v 、 d_0 、 m 分别为弹丸的行程、速度、直径及质量; T_d 、 T_{10} 分别为膛内导气孔处气流温度、枪管壁面温度; p_k 、 ρ_k 分别为膛口气流压力、膛口气流密度; e_{34} 、 q_{34} 、 δQ_3 、 μ_k 分别为枪膛向导气室流入的气体比能量、导气孔处流入导气室的流量、枪管内气流对外界散热、膛口气流流量系数; p_k 、 ρ_k 、 A 、 C 计算参考文献[13]。

1.2.3 后药室喷管气流计算模型

后药室喷管气流计算模型为

$$\left\{ \begin{aligned} \frac{\partial W}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} &= B, \\ W &= \begin{bmatrix} \rho_2 \\ \rho_2 v_2 \\ \rho_2 \left(\frac{R}{\gamma - 1} + \frac{v_2^2}{2} \right) \end{bmatrix}, \\ F &= \begin{bmatrix} \rho_2 v_2 \\ \rho_2 v_2^2 + p_2 \\ \rho_2 \left(\frac{R}{\gamma - 1} + \frac{v_2^2}{2} \right) v_2 + p_2 v_2 \end{bmatrix}, \\ B &= \begin{bmatrix} -\frac{\rho_2 v_2}{A_2} \frac{dA_2}{dx} \\ -\frac{\rho_2 v_2^2}{A_2} \frac{dA_2}{dx} - \rho_2 Z_f \\ \rho_2 \frac{\delta Q_2}{dt} - \left[\rho_2 \left(\frac{R}{\gamma - 1} + \frac{v_2^2}{2} \right) v_2 + p_2 v_2 \right] \frac{1}{A_2} \frac{dA_2}{dx} \end{bmatrix}. \end{aligned} \right.$$

式中: v_2 、 A_2 、 Z_f 分别为喷管内气流速度、管道截面积、表征管壁的摩擦; D_h 、 λ_f 、 T_{10} 分别为管道内径、气体摩擦系数、喷管管壁温度; δQ_2 为管壁对管内气体的散热量; Z_f 、 δQ_2 计算参考文献[14]。

1.2.4 导气室计算模型

导气室计算模型为

$$\left\{ \begin{aligned} \frac{dp_4}{dt} &= \frac{q_{34} - q_{40} - \rho_4 A_h v_h}{V_4 + A_h x_h}, \\ \frac{dp_4}{dt} &= \frac{\gamma - 1}{V_4 + A_h x_h} \left[-\frac{\delta Q_4}{dt} + e_{34}q_{34} - e_{40}q_{40} - \frac{\gamma p_4 A_h v_h}{\gamma - 1} \right], \\ \frac{\delta Q_4}{dt} &= \varepsilon p_4 (T_4 - T_{q0}) (S_4 + \pi d_h x_h), \\ \frac{dv_h}{dt} &= \frac{1}{m_h} (p_4 - p_0) A_h - K_c x_h - P_c - R_c, \\ \frac{dx_h}{dt} &= v_h. \end{aligned} \right.$$

式中: p_0 为大气压力; A_h 、 V_4 、 S_4 、 d_h 分别为活塞横截面积、导气室初始容积、导气室初始表面积、活塞筒名义直径; v_h 、 x_h 分别为活塞速度、活塞位移; m_h 、 M_c 、 K_c 、 P_c 、 R_c 分别为活塞质量、机框组件质量、机框复进簧刚度、机框复进簧预压力、机框与活塞所受摩擦阻力; δQ_4 、 q_{40} 、 e_{40} 分别为导气室气流对外界散热、导气室漏气流量、从导气室间隙漏出的单位质量气体所具有的能量。

1.2.5 气室之间流量方程

气室之间流量方程为

$$q_{12} = \begin{cases} \frac{\pi d_{12}^2 \mu_{12}}{4} \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \sqrt{\gamma p_1 \rho_1}, & p_A \leq \zeta p_1; \\ \frac{\pi d_{12}^2 \mu_{12}}{4} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} p_1 \rho_1 \left[\left(\frac{p_A}{p_1} \right)^{\frac{2}{\gamma}} - \left(\frac{p_A}{p_1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma}} \right]}, & \zeta p_1 < p_A < p_1; \\ -\frac{\pi d_{12}^2 \mu_{12}}{4} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} p_A \rho_A \left[\left(\frac{p_1}{p_A} \right)^{\frac{2}{\gamma}} - \left(\frac{p_1}{p_A} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma}} \right]}, & \zeta p_A < p_1 < p_A; \\ -\frac{\pi d_{12}^2 \mu_{12}}{4} \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \sqrt{\gamma p_A \rho_A}, & p_1 \leq \zeta p_A. \end{cases}$$

$$q_{13} = \begin{cases} \frac{\pi d_{13}^2 \mu_{13}}{4} \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \sqrt{\gamma p_1 \rho_1}, & p_D \leq \zeta p_1; \\ \frac{\pi d_{13}^2 \mu_{13}}{4} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} p_1 \rho_1 \left[\left(\frac{p_D}{p_1} \right)^{\frac{2}{\gamma}} - \left(\frac{p_D}{p_1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma}} \right]}, & \zeta p_1 < p_D < p_1; \\ -\frac{\pi d_{13}^2 \mu_{13}}{4} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} p_D \rho_D \left[\left(\frac{p_1}{p_D} \right)^{\frac{2}{\gamma}} - \left(\frac{p_1}{p_D} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma}} \right]}, & \zeta p_D < p_1 < p_D; \\ -\frac{\pi d_{13}^2 \mu_{13}}{4} \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \sqrt{\gamma p_D \rho_D}, & p_1 \leq \zeta p_D. \end{cases}$$

式中: ζ 为临界压力比; μ_{12} 、 μ_{13} 、 μ_{34} 、 μ_{40} 分别为喷管导气孔处流量系数、传火孔处流量系数、导气孔处流量系数、活塞处漏气系数; d_p 、 d_{13} 、 d 分别为喷管导气孔直径、传火孔直径、导气孔直径; q_{34} 、 q_{40} 计算参考文献[15]。

1.3 减后坐效率及喷管反推力计算

计算武器减后坐效率是评测武器减后坐装置好坏的依据,喷管反推力则反映喷管气流对武器作用效果,是武器系统动力学仿真的基础载荷之一。

通过对比有、无双药室喷管装置的武器后坐动量,可将双药室武器的喷管减后坐效率定义为

$$\begin{cases} \eta_{pg} = \frac{I_0(p) - [I_{pg}(p_3) - I_{pg}(F_{pg})]}{I_0(p)}, \\ I_0(p) = \int_0^{t_n} p(t_i) A_3 dt, \\ I_{pg}(p_3) = \int_0^{t_n} p_3(t_i) A_3 dt, \\ I_{pg}(F_{pg}) = \int_0^{t_n} F_{pg}(t_i) dt. \end{cases}$$

式中: $I_0(p)$ 为无双药室喷管武器膛内平均压力气体冲量; $I_{pg}(p_3)$ 为双药室喷管武器膛内平均压力气体冲量; $I_{pg}(F_{pg})$ 为双药室喷管武器喷管反推力冲量。

喷管气流反推力随时间变化曲线通过气体数学模型及基本假设编程计算,程序中计算按下式计算:

$$F_{pg}(t_{i+1}) = F_{pg}(t_i) + p_2(t_i, L_j) \cdot [A_2(j) - A_2(j-1)].$$

式中: $F_{pg}(t_i)$ 为 t_i 时刻喷管气流反推力; $p_2(t_i, L_j)$ 为 t_i 时刻喷管截面位于 L_j 位置处喷管气流压力; $A_2(j)$ 为喷管截面位于 L_j 位置处喷管截面积。

2 模型验证及仿真结果分析

2.1 模型验证

表1为双药室喷管武器预置参数.对气体数学模型及基本假设方程组通过 Matlab 进行编程计算,得到单发武器系统射击的后药室平均压力曲线、喷管气室压力曲线、膛内平均压力曲线、导气室压力曲线,如图3所示。

表 1 双药室喷管装置预置参数

Tab. 1 Preset parameters of with laval nozzles double chamber

L_p/mm	w_1/g	w_3/g	d_p/mm	d_h/mm	KZJ/($^{\circ}$)
640	16	5	12	14	17

注: L_p 为喷管长度;KZJ为喷管扩张角。

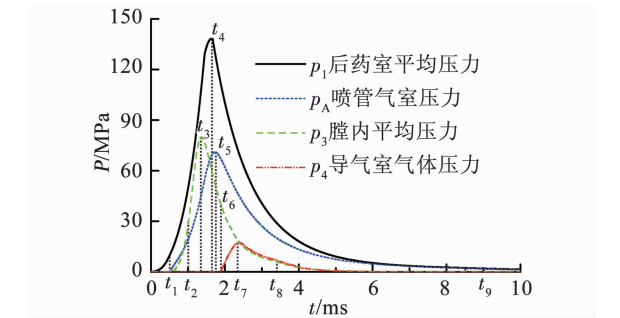


图 3 双药室喷管气体压力曲线

Fig. 3 Curves of gas chamber pressure for laval nozzles with double chambers

由图3可知:当 $t = (0 \sim 0.51)$ ms 时后药室火药处于定容燃烧阶段,可看成密闭爆发器模型;当 $t_1 = 0.51$ ms 时后药室气体压力达到破膜压力 10 MPa,后药室气体分别进入喷管气室、前药室;当

$t_2 = 1.02\text{ ms}$ 时前药室气体压力达到弹丸启动压力 30 MPa, 弹丸开始挤进膛线, 此刻后药室气体压力达到 50.8 MPa, 而喷管气室压力达到 19.9 MPa, 武器总体受力方向向后; 当 $t_3 = 1.37\text{ ms}$ 时前药室气体压力达到最大膛压 79.9 MPa; 当 $t_4 = 1.64\text{ ms}$ 时后药室气体达到最大压力 138.3 MPa; 当 $t_5 = 1.73\text{ ms}$ 时喷管气室达到最大压力 71.1 MPa; $t_6 = 1.89\text{ ms}$ 时弹丸经过导气孔, 膛内部分火药气体经导气孔进入导气室; 当 $t_7 = 2.40\text{ ms}$ 时导气室内压力达到最大值 17.3 MPa; 当 $t_8 = 3.39\text{ ms}$ 时内弹道时期结束开始进入后效期, 膛内平均压力曲线开始出现拐点, 此时弹丸膛口速度为 313.6 m/s; 当 $t_9 = 8.50\text{ ms}$ 时后药室气体压力降至 0.5 MPa。

试验方法: 将双药室喷管低后坐武器通过夹具安装于试验滑移架上, 滑移架可在试验固定架座沿枪管轴线方向自由移动。试验过程时, 枪身后坐带动滑移架尾端挤压电传感器。力传感信号通过 DWE-43 微型多功能数据采集器采集, 由奥地利公司分析软件 DEWESoft-DSA 得出后坐力测试数据。通过天幕靶测得弹丸初速, 膛压传感器测量后药室平均压力、喷管气室压力、前药室平均压力和导气室压力。图 4 为天幕靶和高速摄影捕捉榴弹击发瞬间试验图。图 5 为试验测得的武器后坐力 F_{hz} 曲线。

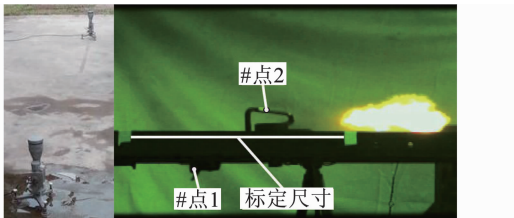


图 4 天幕靶及高速摄影采集武器击发瞬间试验图
Fig. 4 Speed-measuring sky screen target and capture screen of firing by high-speed photography

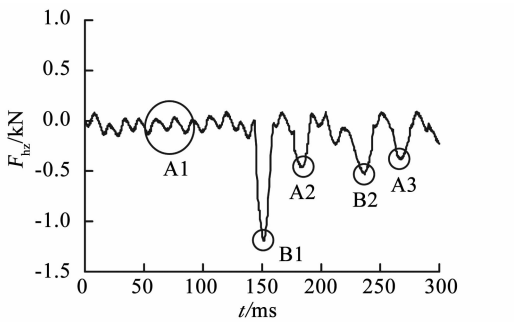


图 5 后坐力曲线
Fig. 5 Curves of recoil

从表 2 可以看出压力参数、弹丸初速和后坐力的仿真值与试验值相对误差在 10% 范围内, 表明建立的双药室后喷装置数学模型是可信的, 计算的后药室平均压力、喷管气室压力、前药室平均压力及弹

丸初速是正确合理的。由图 5 可知: B1 处波峰为武器射击过程中最大后坐力 (1 192.0 N), 主要由于弹丸击发后枪身后坐造成的; B2 处波峰 (533.2 N) 主要由于机框后坐到位撞击机匣造成; A1 处小波峰测试过程中干扰信号造成; A2、A3 处波峰为武器射击过程中滑移架座自身振荡撞击压力传感器所致。

表 2 压力参数、弹丸初速和后坐力					
Tab. 2 The pressure parameters, muzzle velocity and recoil					
误差分析	p_1/MPa	p_A/MPa	p_3/MPa	$v_0/(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	F_{hz}/N
仿真值	138.3	71.1	79.9	313.6	1 279.5
试验值	135.0	65.0	78.0	316.7	1 192.0
相对误差	2.4%	8.6%	2.4%	1.0%	7.3%

2.2 有、无双药室后喷装置武器发射性能对比

为了解采取双药室后喷减后坐装置武器与普通武器的发射性能的区别, 分别对两种武器的内弹道及后效期进行数值计算, 得到膛压曲线、导气室压力曲线和弹丸速度曲线, 如图 6、7 所示。前药室火药在后药室压力达到破膜压力 ($t_1 = 0.51\text{ ms}$) 时才开始燃烧, 为了更直观区别两种武器压力曲线、速度曲线差别, 将普通武器的膛压曲线、导气室压力曲线、速度曲线分别延时 $\Delta t = 0.51\text{ ms}$ 得到对应的压力曲线。

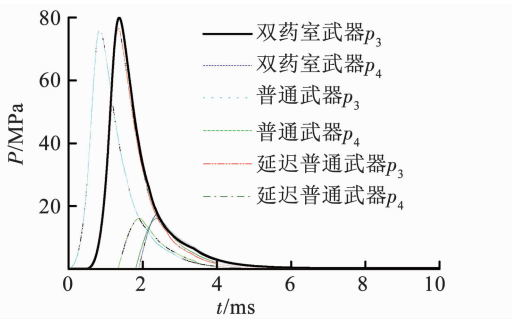


图 6 膛压曲线和导气室压力曲线
Fig. 6 Bore pressure and gas chamber pressure

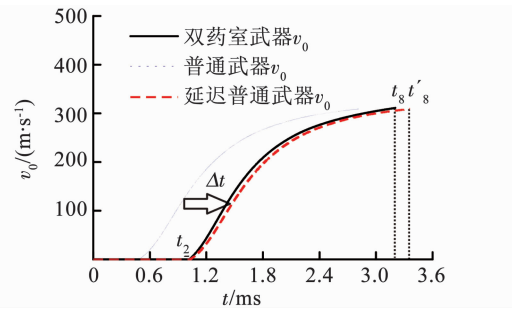


图 7 弹丸速度时间曲线
Fig. 7 Curves of velocity

由图 6 可知, 延迟普通武器的最大膛压值为 76.6 MPa, 略小于双药室武器的最大膛压值 79.9 MPa, 主要由于双药室武器后药室气体压力大

于前药室压力,部分后药室火药燃气进入前药室;双药室武器膛压曲线达到最大膛压后衰减更平缓,结合图 3,主要由于在弹丸膛内运动期间后药室压力始终大于前药室压力,气流一直保持向前药室流入状态. 双药室武器导气室压力曲线起始时刻早于普通武器的导气室压力曲线起始时刻,由于双药室武器膛内压力对弹丸做功多,弹丸速度大,故到达导气孔时间短. 由图 7 可知,双药室武器弹丸膛口速度值为 313.6 m/s,略大于普通武器弹丸膛口速度值 309 m/s. 将图 6 中膛压曲线对时间积分,再与枪膛截面积相乘,得 $I_0(p) = 67.59 \text{ N} \cdot \text{s}$, $I_{pg}(p_3) = 68.43 \text{ N} \cdot \text{s}$;将后药室装药量 $w_1 = 16 \text{ g}$ 对应的喷管反推力对时间积分,得 $I_{pg}(F_{pg}) = 23.85 \text{ N} \cdot \text{s}$. 将上述结果代入喷管减后坐效率公式得 $\eta_{pg} = 34\%$. 可见采用双药室喷管减后坐技术的武器,对武器弹丸初速影响不大,制退效率高.

2.3 发射过程数值仿真结果及分析

2.3.1 双药室后喷装置气流参数随时间变化曲线

图 8 为双药室导气管内流场状态参量在不同位置处随时间变化的曲线. 整体来说,喷管气流温度、喷管气流速度受压强间断面影响较大,相应的变化曲线出现激增现象,而喷管气流压力曲线、喷管气流密度曲线随时间变化过度较平滑.

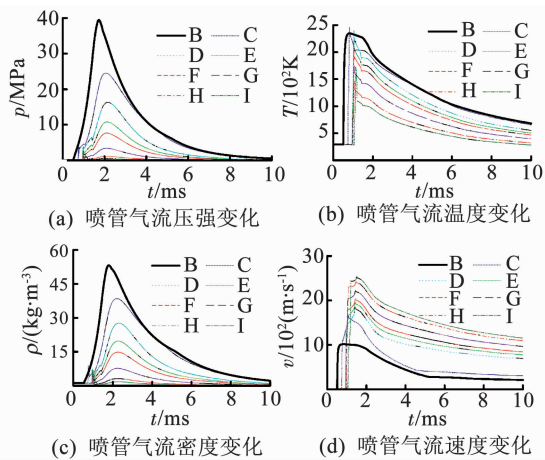


图 8 喷管气流参数随时间变化曲线

Fig. 8 Distribution of gas parameter with time

由图 8(a)可知,喷管截面距离喷管起始点 B 越近,喷管截面处达到气流压力峰值越大,气流压力峰值出现在 $t = (1.73 \sim 2.13) \text{ ms}$ 附近,而后迅速衰减;喷管截面位于最小截面 D 左侧(靠近喷管起始点)时,喷管截面距离喷管起始点越近,气流压力峰值出现时刻越早,压力波向喷管右侧传播;喷管截面位于最小截面 D 右侧(靠近喷管出口)时,距离喷管起始点越近,气流压力峰值越滞后,压力波向喷管左侧传播;喷管起始点在整个发射过程中气流压力变

化剧烈,而喷管出口处 I 在整个发射过程中气流压力变化平缓.

由图 8(b)可知,喷管截面位于喷管起始点 B 时,气流温度变化曲线较平滑,主要在建模时将喷管入口处作为一个有初始容积的气室考虑,将 B 处气流参数作为喷管计算的初始边界条件,并没有考虑压强间断面的影响;喷管截面位于喷管起始点 B 与喷管最小截面 D 之间,越靠近喷管 D 处喷管气流温度峰值越高;喷管截面位于截面 D 与喷口 I 之间,越靠近喷管出口 I 处喷管气流温度峰值越低.

由图 8(c)可以看出喷管气流密度曲线变化趋势与喷管气流压力曲线变化趋势相同,喷管截面位置越靠近喷管喷口,管内气流密度越小.

由图 8(d)可知,喷管截面越靠近喷管喷口,管内气流速度峰值越大,且峰值出现的时间逐渐滞后,表明管内气流速度一直处于加速状态;在整个射击过程中,管内气流速度激增至最大值而后缓慢衰减.

2.3.2 双药室后喷装置气流参数随位置分布曲线

图 9 为双药室后喷导气管内流场状态参量在喷管内分布曲线.

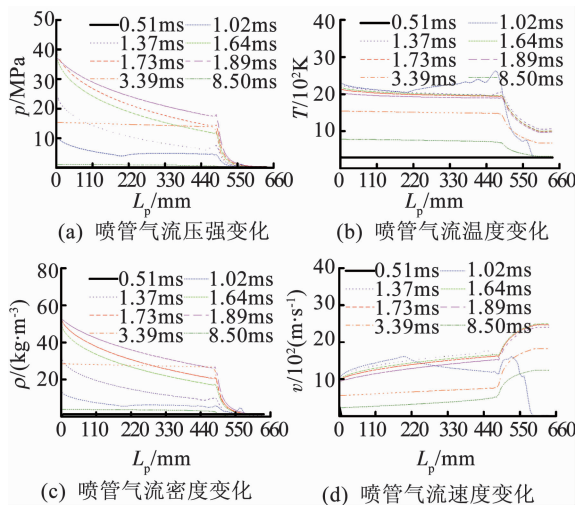


图 9 喷管气流参数随喷管位置分布曲线

Fig. 9 Distribution of gas parameter with position

由图 9(a)可知,当 $t = (0.51 \sim 1.02) \text{ ms}$ 时,火药燃气进入喷管,喷管左侧压力高于右侧压力,压力波在喷管内逐渐向喷管口部传播,且随着时间增大,喷管内气体压力逐渐增大,但压力波未完全传至喷管口部;当 $t = (1.02 \sim 1.73) \text{ ms}$ 时,由于喷管气室气体压力逐渐增大直至达到压力峰值,喷管内呈现喷管两侧压力差增大趋势,当压力波传至喷管喉径 D 处后,喷管截面开始扩张,管内气流压力迅速衰减;当 $t = (1.73 \sim 3.39) \text{ ms}$ 时,随着时间增加,由于喷管气室压力降低,喷管两侧压力差逐渐缩小,当弹丸出膛口 ($t = 3.39 \text{ ms}$) 时喷管两侧压力差几乎为

0; 当 $t = (3.39 \sim 8.50)$ ms 时, 随着时间增加, 喷管内气流压力总体下降。

由图 9(b) 可知, 当 $t = (0.51 \sim 1.02)$ ms 时, 火药燃气刚进入喷管气室, 喷管内温度保持常温不变, 当喷管气室气体进入喷管, 靠近喷管起始位置喷管气流温度迅速升至温度峰值, 且随着时间推移喷管内的气流温度逐渐升高; 当 $t = (1.02 \sim 1.73)$ ms 时, 喷管气流温度在喷管内分布几乎保持不变, 靠近喷管左侧的气流温度略高于右侧气流温度, 喷管气流经过喷管最小截面 D 处后气流温度迅速下降, 气流经扩张管后气流温度以一恒温向后坐方向喷出; 当 $t = (1.73 \sim 8.50)$ ms 时, 气流温度在喷管内左侧温度高于右侧温度, 且随时间增大喷管内气流温度逐渐降低, 喷管两侧温度差变小。

由图 9(c) 可以看出, 当 $t = (0.51 \sim 1.02)$ ms 时, 当火药气体流入喷管, 在管内气流密度左侧大于右侧, 但压力波未传至处密度保持不变; 当 $t = (1.02 \sim 1.73)$ ms 时, 喷管截面距喷管起始点越近, 喷管截面处气流密度越大, 当喷管气流经过截面 D 后密度迅速变小, 且随时间增大进入喷管内火药燃气增多, 喷管内气流密度增大; 当 $t = (1.73 \sim 1.89)$ ms 时, 喷管内气流密度在喷管起始点处密度相同, 喷管最小截面处气流密度随时间增大而增大; 当 $t = (1.89 \sim 3.39)$ ms 时, 喷管最小截面处气流密度在上述时间段保持不变, 喷管在起始点处喷管气流密度随时间增大而减小; 当 $t = (3.39 \sim 8.50)$ ms 时, 喷管气流密度在最小截面左侧时几乎保持相同, 喷管气流密度在最小截面右侧随喷管扩张急剧降低。

由图 9(d) 可知, 当 $t = (0.51 \sim 1.02)$ ms 时, 喷管气流还未冲出导气管, 但气流速度随压力波到达喷管位置增大而增大; 当 $t = (1.02 \sim 1.73)$ ms 时, 喷管气流在最小截面 D 处左侧时, 管内气流速度缓慢增大, 但经过 D 处进入扩张管后, 管内气流速度骤增经扩张管加速后以恒速向后喷出; 当 $t = (1.73 \sim 8.50)$ ms 时, 喷管内气流速度任一截面随时间增加而降低, 喷管在此时间段内气流加速度减小。

3 双药室喷管参数对发射性能影响

喷管减后坐武器利用向后坐方向喷出火药气体动量降低后坐力, 提高火药气体流量及增大火药气体速度可以增大喷管气流反推力 (F_{pg})、提高武器减后坐效率 (η_{pg})。 本文将从后药室装药量 (ω_1)、喷管导气孔直径 (d_p)、喷管内径 (D_h) 3 个方面研究对武器发射性能的影响。

3.1 后药室装药量对发射性能影响分析

由图 10 可知, 随着 ω_1 增大, 后药室火药燃气达

到破膜压力时间缩短, 越早进入喷管及前药室, F_{pg} 作用时间越早; F_{pg} 峰值随着 ω_1 增大而增大, 对武器反后坐冲量越大. 由表 3 可知: 增大 ω_1 , 故后药室气体压力增大, 流入喷管及前药室气体流量增大, F_{pg} 冲量增大, 前药室气体压力冲量增大, 弹丸出膛口速度增大; $\omega_1 = 16$ g 的 F_{pg} 峰值是 $\omega_1 = 12$ g 的 1.48 倍; ω_1 由 12 g 增加至 16 g, η_{pg} 提升了 32.1%, 而 v_0 提升 0.8%, 可见增加 ω_1 对于前药室内弹道的改变可以忽略不计, 但是大大提升了武器的 η_{pg} 。

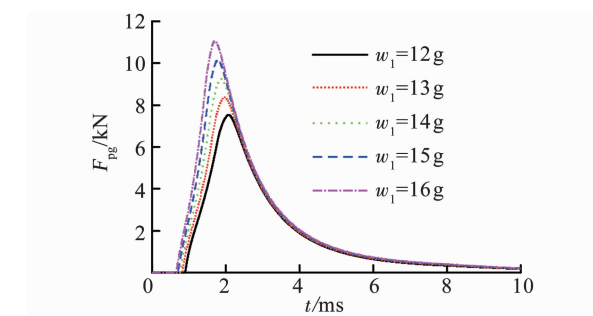


图 10 后药室装药量对喷管反推力影响

Fig. 10 Impact of back charge mass on thrust of nozzle

表 3 后药室装药量对武器性能参数影响

Tab. 3 Impact of back charge mass on performance parameters

w_1/g	$\text{Max}(F_{pg})/\text{kN}$	$I(F_{pg})/(\text{N} \cdot \text{s})$	$I(p_3)/(\text{N} \cdot \text{s})$	$v_0/(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	$\eta_{pg}/\%$
12	7.38	17.80	67.98	311.1	25.76
13	8.24	19.31	68.12	311.8	27.79
14	9.12	20.82	68.20	312.4	29.90
15	10.02	22.33	68.34	313.0	31.93
16	10.94	23.85	68.43	313.6	34.04

3.2 喷管导气孔直径对发射性能影响分析

由图 11 可知, 随着 d_p 由 6 mm 增大至 14 mm, F_{pg} 峰值逐渐增大, 结合表 5, F_{pg} 峰值在 $d_p = 12$ mm 时是 d_p 为 6 mm 时的 3.16 倍, 增加幅度较大. 由表 4 可知, 随着 d_p 增大, 后药室火药流入喷管流量增大, F_{pg} 冲量增大; 当 F_{pg} 达到峰值后开始衰减时, d_p 越小, 后药室火药气体进入喷管流量变小, 后药室压力越大, 进入前药室气体流量增多, 所以前药室气体冲量越大, v_0 越高; d_p 由 6 mm 增加 2.3 倍至 14 mm, 武器 η_{pg} 提升了 42.9%, v_0 下降了 4.2%。

3.3 喷管内径对发射性能影响分析

由图 12 可知, D_h 越大, 导气管内聚集的火药燃气的能力越大, 单位时间内经喷管加速的火药燃气越多, F_{pg} 越大, 反后坐冲量越大, 且 F_{pg} 峰值在 $D_h = (6 \sim 12)$ mm 范围内较敏感. 由表 5 可知, 当 D_h 由 6 mm 增加至 14 mm, F_{pg} 冲量增加了 46%, 前药室膛内气体压力冲量减小了 2%, v_0 降低了 2.3%, 武器

η_{pg} 提升了 32.1%.

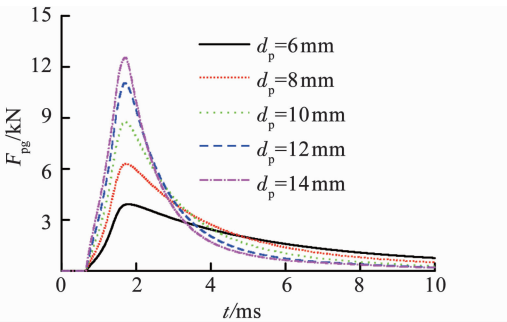


图 11 喷管导气孔直径对喷管反推力影响

Fig. 11 Impact of gas port diameter on thrust of nozzle

表 4 喷管导气孔直径对武器性能参数影响

Tab. 4 Impact of gas port diameter on performance parameters

d_p/mm	$\text{Max}(F_{pg})/\text{kN}$	$I(F_{pg})/(\text{N}\cdot\text{s})$	$I(p_3)/(\text{N}\cdot\text{s})$	$v_0/(\text{m/s})$	$\eta_{pg}/\%$
6	3.91	19.36	70.30	323.8	24.63
8	6.27	22.30	69.67	320.4	29.92
10	8.71	23.45	69.06	317.1	32.52
12	10.94	23.85	68.43	313.6	34.04
14	12.37	24.02	67.82	310.2	35.20

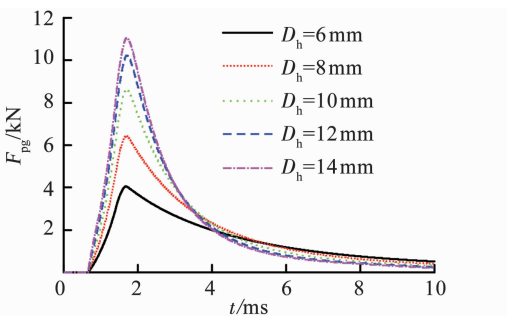


图 12 喷管内径对喷管反推力影响

Fig. 12 Impact of inside diameter on thrust of nozzle

表 5 喷管内径对武器性能参数影响

Tab. 5 Impact of inside diameter on performance parameters

D_h/mm	$\text{Max}(F_{pg})/\text{kN}$	$I(F_{pg})/(\text{N}\cdot\text{s})$	$I(p_3)/(\text{N}\cdot\text{s})$	$v_0/(\text{m/s})$	$\eta_{pg}/\%$
6	4.03	16.34	69.80	321.1	20.91
8	6.38	20.08	69.46	319.2	26.94
10	8.54	22.11	69.13	317.4	30.43
12	10.13	23.23	68.78	315.5	32.61
14	10.94	23.85	68.43	313.6	34.04

4 结 论

1) 利用火药气体能量提出一种新型双药室减后坐装置,对设计的双药室减后坐方案进行实弹射击试验, v_0 达到 316.7 m/s 时武器 $\text{Max}(F_{pg})$ 仅为

1 192 N.

2) 将计算得到双药室喷管低后坐武器的 $\text{Max}(p_1)$ 、 $\text{Max}(p_A)$ 、 $\text{Max}(p_3)$ 、 v_0 、 $\text{Max}(F_{pg})$ 与对应的试验结果进行对比,仿真值相对试验值误差在 8.6% 范围内,表明建立的计算模型是正确合理的. 本文采用的双药室减后坐装置传火特性:在 0.51 ms 前,后药室处于定容燃烧;在 0.51 ms 时刻, p_1 达到铝膜破膜压力 10 MPa,后药室火药经过传火孔同时进入前药室和喷管气室;在 1.02 ms 时刻, p_3 达到弹丸启动压力 30 MPa,此时武器总体受力方向向后;在 1.64 ms 时在后药室位置处武器承受火药最大压力,压力峰值为 138.3 MPa;火药燃烧直至后期结束持续时间为 8.5 ms 左右.

3) 分析喷管气流参数随时间变化规律:温度、速度受压强间断面影响较大,相应的变化曲线出现激增现象,而压力、密度随时间变化过度较平滑;温度与速度曲线变化趋势相同,而压力与密度曲线变化趋势相同. 分析喷管气流参数在喷管内分布状况:当压力波未传至喉径时,气流参数(压力、温度、密度)在喷管左侧时大于右侧,而气流速度在喷管右侧小于左侧;当压力波传至喉径时,喷管气流参数(压力、温度、密度)急剧衰减,而气流被加速从喷管口部高速喷出.

4) 增加 ω_1 、扩大 d_p 和 D_h 可以增大 F_{pg} 、提升 η_{pg} . ω_1 在 (12 ~ 16) g 范围内增加时, η_{pg} 增幅显著; d_p 和 D_h 在 (6 ~ 14) mm 范围内增大时,对提升 η_{pg} 越来越不显著.

参考文献

[1]王晨阳. 春风不度玉门关? —OICW 的现状与未来[J]. 军事文摘, 2016 (19): 40
WANG Chenyang. The spring breeze is not the yumen pass? -The current situation and future of OICW [J]. Military Digest, 2016(19): 40

[2]宋杰. 榴弹机枪系统低后坐发射技术研究[D]. 南京:南京理工大学, 2017
SONG Jie. Studyon low recoil lauching technology of grenade machine gun system[D]. Nanjing: Nanjing University of Science & Technology, 2017

[3]KANG K J, GIMM H I. Numerical and experimental studies on the dynamic behaviors of a gun that uses the soft recoil system[J]. Journal of Mechanical Science and Technology, 2012, 26(7):2167. DOI:10.1007/s12206-012-0538-9

[4]宋杰, 廖振强, 李佳圣, 等. 导气与枪管浮动混合式自动机动力学特性研究[J]. 兵工学报, 2014, 35(6): 753. DOI:10.3969/j.issn.1000-1093.2014.06.001
SONG Jie, LIAO Zhenqiang, LI Jiasheng, et al. Dynamics characteristics of automatic mechanism for gas operated and floating barrel operated automatic action[J]. Acta Armamentaria, 2014, 35(6):753. DOI:10.3969/j.issn.1000-1093.2014.06.001

[5]金永灿. 机枪减后坐研究与动力学仿真分析[D]. 南京:南京理工大学, 2016
JIN Yongcan. Research on reduce recoil and simulation of dynamics characteristic of machine gun system [D]. Nanjing: Nanjing University of Science & Technology, 2016

[6]咸东鹏, 廖振强, 李洪强, 等. 双孔式拉瓦尔喷管减后坐结构效能分析[J]. 弹道学报, 2013, 25(1): 99. DOI:10.3969/j. issn. 1004-499X. 2013. 01. 021.
XIAN Dongpeng, LIAO Zhenqiang, LI Hongqiang, et al. Performance analysis of two-hole recoilless structure with laval nozzles [J]. Journal of Ballistics, 2013, 25(1): 99. DOI:10.3969/j. issn. 1004-499X. 2013. 01. 021

[7]张帆, 廖振强, 刘国鑫, 等. 膨胀波枪炮发射性能若干影响因素的研究[J]. 兵工学报, 2008, 29(1): 23. DOI:10.3321/j. issn: 1000-1093. 2008. 01. 006
ZHANG Fan, LIAO Zhenqiang, LIU Guoxin, et al. Study of influence factors on launching performance of rarefaction wave gun [J]. Acta Armamentarii, 2008, 29(1): 23. DOI: 10.3321/j. issn: 1000-1093. 2008. 01. 006

[8]王颖泽, 张小兵. 膨胀波火炮发射性能计算分析[J]. 高压物理学报, 2009, 23(6): 433. DOI:10.3969/j. issn. 1000-5773. 2009. 06. 006
WANG Yingze, ZHANG Xiaobing. Numerical analysis on launch property of rarefaction wave gun [J]. Chinese Journal of High Pressure Physics, 2009, 23(6): 433. DOI:10.3969/j. issn. 1000-5773. 2009. 06. 006

[9]陆野, 周克栋, 赫雷, 等. 膛口制退器效率对某新型全枪浮动原理大口径机枪的影响研究[J]. 兵工学报, 2016, 37(9): 1585. DOI:10.3969/j. issn. 1000-1093. 2016. 09. 005
LU Ye, ZHOU Kedong, HE Lei, et al. Research on influence of muzzle brake efficiency on a new large caliber machine gun based on floating principle[J]. Acta Armamentaria, 2016, 37(9): 1585. DOI:10.3969/j. issn. 1000-1093. 2016. 09. 005

[10]张小兵. 枪炮内弹道学[M]. 北京:北京理工大学出版社, 2014
ZHANG Xiaobing. Interior ballistics of guns[M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2014

[11]廖振强, 邱明. 自动武器气体动力学[M]. 北京:国防工业出版社, 2015
LIAO Zhenqiang, QIU Ming. Gas dynamics of automatic weapons [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2015

[12]李玉军, 朱春波, 包钢, 等. 气动系统管路流场计算中边界条件的处理分析[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2000, 32(4): 96. DOI:10.3321/j. issn: 0367-6234. 2000. 04. 029
LI Yujun, ZHU Chunbo, BAO Gang, et al. Analysis of boundary conditions for calculation of flow field in pneumatic system tubes [J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2000, 32(4): 96. DOI:10.3321/j. issn: 0367-6234. 2000. 04. 029

[13]廖振强, 王涛, 余世海. 武器气体动力学数值计算方法[M]. 北京:国防工业出版社, 2005
LIAO Zhenqiang, WAN Tao, YU Shihai. Gas dynamics of automatic weapons[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2005

[14]肖俊波, 杨国来, 李洪强, 等. 身管武器时延式喷管减后坐动力学建模仿真[J]. 兵工学报, 2017, 38(10): 1909. DOI:10.3969/j. issn. 1000-1093. 2017. 10. 005
XIAO Junbo, YANG Guolai, LI Hongqiang, et al. Dynamics modeling and simulation of recoil reduction of automatic weapon by time-delay nozzle device[J]. Acta Armamentaria, 2017, 38(10): 1909. DOI:10.3969 /j. issn. 1000-1093. 2017. 10. 005

[15]华洪良, 廖振强, 宋杰, 等. 喷管气流反推技术在改善机枪射击精度中的应用[J]. 兵工学报, 2015, 36(12): 2241. DOI: 10.3969/j. issn. 1000-1093. 2015. 12. 005
HUA Hongliang, LIAO Zhenqiang, SONG Jie, et al. The application of reverse jet gas technology in improving firing accuracy of a machine gun system[J]. Acta Armamentaria, 2015, 36(12): 2241. DOI:10.3969/j. issn. 1000-1093. 2015. 12. 005

(编辑 张 红)