

DOI: 10.12382/bgxb.2025.0504



氢能炮射无人机精确内弹道模型研究与试验验证

张薇¹, 贾强², 卢炯彪³, 任杰^{1*}

(1.南京理工大学 机械工程学院, 江苏 南京 210094; 2.西北机电工程研究所, 陕西 咸阳 712099; 3.湖北三江航天江河化工科技有限公司, 湖北 宜昌 444200)

摘要: 针对传统火药发射技术在无人机集群作战中面临的成本高、污染重及火工品管控等问题, 提出基于氢能推进的炮射无人机技术并试验验证了其可行性。对比多种真实气体状态方程在特定温度及压强工况下的压缩因子, 表明 Peng-Robinson 方程可更准确描述氢能炮射无人机系统真实气体热力学特性。构建了考虑真实气体效应的精确内弹道理论模型, 分析在恒定初始压力和燃料配比条件下, 氮气含量对氢能系统发射性能的影响, 进而提出以空气替代纯氧作为氧化剂的优化方案, 显著提升了系统的内弹道性能并提高了经济性。建立控制阀喷嘴面积变化规律二元函数模型, 有效降低了无人机发射过程中的最大过载。研究结果为氢能炮射无人机内弹道性能优化及集群作战应用提供了关键技术支撑。

关键词: 无人机发射; 氢能燃爆; 真实气体效应; 优化设计

中图分类号: TJ012.1;TK91

文献标志码: A

Research and Experimental Validation of Precise Internal Ballistic Modeling for Hydrogen Gun-launched Unmanned Aerial Vehicles

ZHANG Wei¹, JIA Qiang², LU Jiongbiao³, REN Jie^{1*}

(1. School of Mechanical Engineering, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, Jiangsu, China; 2. Northwest Institute of Mechanical and Electrical Engineering, Xianyang 712099, Shaanxi, China; 3. Hubei Sanjiang Aerospace Jianghe Chemical Technology Co., Ltd., Yichang 444200, Hubei, China)

Abstract: Traditional gunpowder launching for unmanned aerial vehicle (UAV) clusters faced three problems: high cost, heavy pollution, and pyrotechnic control difficulties. To address these, we proposed a hydrogen-propelled gun-launched UAV technology. Experimental verification confirmed its feasibility. We compared compressibility factors of various real gas equations under specific temperature and pressure. The Peng-Robinson equation is more accurate in describing the real gas thermodynamic characteristics of hydrogen gun-launched UAV systems. An internal ballistic model incorporating real gas effects was constructed. This model analyzed nitrogen content's impact on launch performance at constant initial pressure and fuel ratios. Replacing pure oxygen with air as oxidizer was proposed. This optimization significantly improved internal ballistic performance while enhancing cost-effectiveness. A binary function model for control valve nozzle area variation was established. This effectively reduced maximum launch velocity overload during UAV ejection. These results provide key technical support for optimizing hydrogen gun-launched UAV systems and advancing cluster warfare applications.

收稿日期: 2025-06-13

基金项目: 国家自然科学基金项目(11902160)

*通信作者邮箱: renjie@njust.edu.cn

Keywords: UAV launch; hydrogen combustion and explosion; real gas effects; optimal design

0 引言

在现代信息化战争中,无人机凭借高精度打击、实时侦察及低成本高威胁等特性,已成为战场核心作战力量^[1]。当前主流的无人机弹射方式中,电磁弹射极易受电磁干扰、可靠性不足且成本较高^[2];压缩气体弹射^[3]单位体积储能低,效率低,难以满足高初速或大载荷需求^[4];燃气弹射虽能量密度远高于压缩气体,且能够快速响应和高频次发射,但以火药为工质,存在成本高昂、环境污染严重及火工品管控严苛等问题^[5],制约着无人机进行大规模发射。因此基于市场与技术需求,开发高效清洁的燃气弹射燃料已成为突破瓶颈的核心方向。

氢能凭借多重优势表现出作为替代燃料的强大潜力:其来源广泛、获取路径多元且不受资源分布局限;规模化后成本显著下降,使用门槛低;能量密度远超传统化石燃料,燃烧快、产物分子量低,适配弹射动力高效输出需求;燃烧产物仅为水,零碳排放契合绿色发展导向^[6]。该技术既能支撑我国无人机蜂群发射,也助力低空经济可持续发展,有望破解行业燃料性能与环保要求的矛盾难题。

在氢能驱动领域,国内外学者已开展相关探索。李翔等^[7]对氢氧燃烧高压高速发射技术问题进行了研究;Zhou等^[8]揭示了氢氧混合物在燃烧轻气炮内的火焰加速与爆轰转变机制;Signetti等^[9]建立了爆炸-结构耦合数值方法,用以评估氢气泄漏引发爆燃的风险;尚甲豪等^[10]系统研究了氢氧爆轰驱动的内弹道动力学特性;Tang等^[11]明确了气相爆轰炮中活塞摩擦的影响机制;Chen等^[12]、周正炜等^[13]利用优化算法推动了轻气炮装置的性能改进;胡天翔等^[14]剖析了初始条件对氢氧爆轰气体炮内弹道性能的影响。然而现有研究多聚焦于多级轻气炮首级驱动,在炮射无人机应用场景下存在关键技术空白:缺乏精确的内弹道数值模拟体系,未充分验证真实气体状态方程在氢能发射系统中的适用性,同时针对热载荷控制与发射性能协

同优化的系统性研究不足。

本文对比了PR、SRK以及维里三种真实气体状态方程在氢能热力学计算的适用精度,构建了考虑真实气体效应的精确氢能炮射无人机内弹道模型,并通过试验验证其准确性,同时系统开展了氧化剂种类、燃料与结构参数的优化选择,剖析了控制阀喷口面积变化对内弹道特性的影响规律,提出热载荷控制与发射性能协同优化方案。

1 氢能炮射无人机装置

氢能炮射无人机装置原理图如图1所示,主要由高压室、低压室、耐高温控制阀和无人机等部件组成。

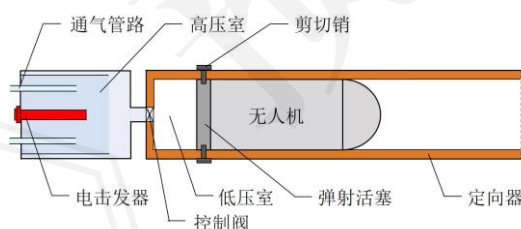


图1 氢能炮射无人机装置原理图

Fig. 1 Schematic diagram of a hydrogen gun-launched UAV device

该装置通过电击发器点火引燃氢氧燃料,使高压室温度和压力骤升。燃烧完成后,控制阀开启,高温燃气迅速膨胀至低压室。待低压室压力超过剪切销阈值时,机械约束失效,燃气推动无人机沿定向器加速运动。其中控制阀选用耐高温型阀体,适配氢氧燃烧的高温工作环境。

2 氢能炮射无人机内弹道模型

2.1 真实气体状态方程择优模型

采用SRK、PR及维里方程描述真实气体的状态特性,各方程的具体表达式如下。

1) Soave-Redlich-Kwong(SRK)方程^[15]:

$$\left\{ \begin{array}{l} P = \frac{RT}{V_m - b} - \frac{a_c \alpha(T_r, \omega)}{V_m(V_m + b)} \\ a_c = \frac{0.42747R^2T_c^2}{P_c} \\ \alpha(T_r, \omega) = \left[1 + m \left(1 - \sqrt{\frac{T}{T_c}} \right) \right]^2 \\ m = 0.480 + 1.574\omega - 0.176\omega^2 \\ b = 0.08664 \frac{RT_c}{P_c} \end{array} \right. \quad (1)$$

式中： P 为压力， V_m 为摩尔体积， R 为摩尔气体常数， T 为温度， a 、 b 为引力参数和斥力参数， T_c 为临界温度， P_c 为临界压力， ω 为偏心因子。

2) Peng-Robinson(PR)方程^[16]:

$$\left\{ \begin{array}{l} P = \frac{RT}{V_m - b} - \frac{a_c \alpha(T_r, \omega)}{V_m(V_m + b) + b(V_m - b)} \\ a_c = \frac{0.45724R^2T_c^2}{P_c} \\ \alpha(T_r, \omega) = \left[1 + \gamma \left(1 - \sqrt{\frac{T}{T_c}} \right) \right]^2 \\ \gamma = 0.37464 + 1.54226\omega - 0.26992\omega^2 \\ b = 0.07780 \frac{RT_c}{P_c} \end{array} \right. \quad (2)$$

3) 维里(Virial)方程^[17]:

$$Z = \frac{pV_m}{RT} = 1 + \frac{B}{V_m} + \frac{C}{V_m^2} \quad (3)$$

对应态维里系数及扩展参数为^[18]:

$$B_r = \frac{BP_c}{RT_c} = B_r^0(T_r) + \omega B_r^1(T_r) + \theta B_r^2(T_r) \quad (4)$$

$$\left\{ \begin{array}{l} B_r^0(T_r) = 0.13356 - \frac{0.30252}{T_r} - \frac{0.15668}{T_r^2} \\ \quad - \frac{0.00724}{T_r^3} - \frac{0.00022}{T_r^8} \\ B_r^1(T_r) = 0.17404 - \frac{0.15581}{T_r} + \frac{0.38183}{T_r^2} \\ \quad - \frac{0.44044}{T_r^3} - \frac{0.00541}{T_r^8} \\ B_r^2(T_r) = -\frac{1}{T_r^8} \end{array} \right. \quad (5)$$

$$C_r = \frac{CP_c^2}{(RT_c)^2} = C_r^0(T_r) + \omega C_r^1(T_r) + \theta C_r^2(T_r) \quad (6)$$

$$\left\{ \begin{array}{l} C_r^0(T_r) = 0.01407 + \frac{0.02432}{T_r^{2.8}} - \frac{0.00313}{T_r^{10.5}} \\ C_r^1(T_r) = -0.02676 + \frac{0.0177}{T_r^{2.8}} + \frac{0.04}{T_r^3} \\ \quad - \frac{0.003}{T_r^6} - \frac{0.00228}{T_r^{10.5}} \\ C_r^2(T_r) = -\frac{1}{T_r^{12.5}} \end{array} \right. \quad (7)$$

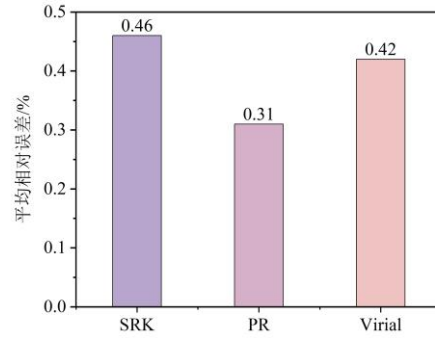
$$T_r = \frac{T}{T_c} \quad (8)$$

式中： B 、 C 分别为第二、三维里系数； θ 为经验参数，取0.003686。

气体压缩因子 Z 表示实际气体偏离理想气体特性的程度，其计算公式为：

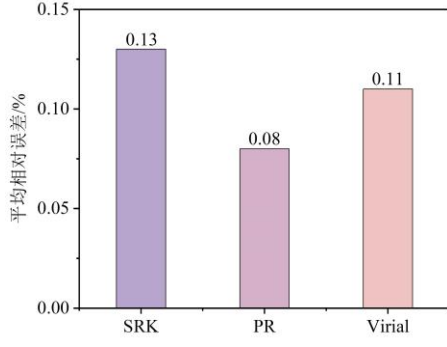
$$Z = \frac{PV}{nRT} = \frac{PV_m}{RT} \quad (9)$$

为筛选出最精确反映氢能系统真实气体热力学特性的状态方程，以氢氧燃烧生成的高温水蒸气为研究对象，计算SRK、PR及Virial方程在高、低压室特定压强与温度工况下的压缩因子，并与CoolProp数据库中基准数据进行对比分析。通过量化误差指标，绘制各方程对应的平均相对误差对比图，如图2所示。



(a) 高压室对应压缩因子对比

(a) Comparison of corresponding compression factors for high pressure chambers



(b) 低压室对应压缩因子对比

(b) Comparison of corresponding compression factors for low pressure chambers

图2 压缩因子平均相对误差对比

Fig. 2 Comparison of mean absolute error of compression factors

对图像数据的分析表明, Peng-Robinson 方程对应的平均相对误差最小, 预测精度最优。相较于 SRK 和 Virial 方程, 其压缩因子计算精度在高压室分别提高 32.6%和 26.2%, 在低压室分别提高 38.5%和 27.3%。结合文献^[19-20]可知, PR 方程在纯组分及混合体系中, 尤其在高压条件及近临界区优势显著, 这与本研究结论一致。

2.2 内弹道数学模型

为简化问题, 假设高低压室为完全刚性结构; 腔室内气体流动为准定常且等熵过程; 弹射过程为绝热膨胀做功, 忽略传热影响; 控制阀接收指令后瞬间开启。

1) 燃烧反应方程

基于氢氧反应总包模型 $2H_2 + O_2 \rightarrow 2H_2O$, 采用 Arrhenius 定理计算反应速率:

$$R_v = A c^2(H_2) c(O_2) \exp(-E_a / RT) \quad (10)$$

单位时间内反应释放的热量为:

$$\dot{Q} = R_v Q \quad (11)$$

式中: A 为指前因子, $c(H_2)$ 、 $c(O_2)$ 为反应物浓度, E_a 为表观活化能, T 为温度, Q 为反应燃烧热。

2) 热物性参数方程

根据热力学函数中的物态方程^[17]

$p = p(T, V)$, 当内能为 $U = U(T, V)$ 时, 有:

$$dU = \left(\frac{\partial U}{\partial T} \right)_V dT + \left(\frac{\partial U}{\partial V} \right)_T dV \quad (12)$$

根据比定容热容定义式、能态方程及比焓定义式, 有:

$$\left(\frac{\partial U}{\partial T} \right)_V = C_v \quad (13)$$

$$\left(\frac{\partial U}{\partial V} \right)_T = T \left(\frac{\partial p}{\partial T} \right)_V - p \quad (14)$$

$$H = U + pV \quad (15)$$

沿等温线对比体积 V 从 $V = \infty$ 至 V 积分得到:

$$\begin{cases} U = C_v T + T^2 \int_{\infty}^V \left(\frac{\partial(p/T)}{\partial T} \right)_V dV \\ H = C_v T + T^2 \int_{\infty}^V \left(\frac{\partial(p/T)}{\partial T} \right)_V dV + pV \end{cases} \quad (16)$$

经推导得到基于 PR 方程的比热力学能和比焓为:

$$\begin{cases} U = C_v T - 2.0778 R_g T_c \left[-(\gamma+1)^2 + \frac{(\gamma^2 + \gamma)}{T_c^{0.5}} T^{0.5} \right] \\ \quad \cdot \ln \left[\frac{V_m + 0.0778(1-\sqrt{2}) \frac{RT_c}{P_c}}{V_m + 0.0778(1+\sqrt{2}) \frac{RT_c}{P_c}} \right] \\ H = C_v T - 2.0778 R_g T_c \left[-(\gamma+1)^2 + \frac{(\gamma^2 + \gamma)}{T_c^{0.5}} T^{0.5} \right] \\ \quad \cdot \ln \left[\frac{V_m + 0.0778(1-\sqrt{2}) \frac{RT_c}{P_c}}{V_m + 0.0778(1+\sqrt{2}) \frac{RT_c}{P_c}} \right] + \frac{PV_m}{M} \end{cases} \quad (17)$$

式中: U 为比热力学能, V 为比体积, C_v 为比定容热容, M 为摩尔质量, H 为比焓, R_g 为气体常数。

3) 高低压室气体控制方程

根据质量方程、能量方程及 PR 状态方程, 推导高低压室数学模型如下^[21]:

$$\begin{cases} \frac{d}{dt}(\rho_h V_h) = -\dot{m} \\ \frac{d}{dt}(\rho_h V_h U_h) = -\dot{m} H_h \\ p_h = \frac{RT_h}{V_{mh} - b} - \frac{a}{V_{mh}(V_{mh} + b) + b(V_{mh} - b)} \\ \frac{d}{dt}(m_l) = \dot{m} \\ \frac{d}{dt}(m_l U_l) = \dot{m} H_l - p_l s_l \frac{dx}{dt} \\ p_l = \frac{RT_l}{V_{ml} - b} - \frac{a}{V_{ml}(V_{ml} + b) + b(V_{ml} - b)} + Pa \end{cases} \quad (18)$$

式中：下标 h 、 l 分别表示高、低压室， ρ 为气体密度， \dot{m} 为气体流量， s_l 为低压室面积。

4) 气体流量方程

高压室气体通过控制阀进入低压室，存在亚声速和声速两种流动情况，其质量流量方程为^[1]：

$$\dot{m} = \begin{cases} \mu_x \frac{p_h S}{\sqrt{R_g T_h}} \sqrt{\frac{2k}{k-1} \left[\left(\frac{p_l}{p_h} \right)^{\frac{2}{k}} - \left(\frac{p_l}{p_h} \right)^{\frac{k+1}{k}} \right]}, & \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}} < \frac{p_l}{p_h} < 1 \\ \mu_x \sqrt{k} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} p_h S / \sqrt{R_g T_c}, & \frac{p_l}{p_h} \leq \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}} \end{cases} \quad (19)$$

式中： μ_x 为流量修正系数，取 0.96， k 为绝热指数， S 为阀门喷口面积。

5) 无人机加速度方程

无人机在定向器内启动运动前，由剪切销实现可靠闭锁，需克服 9 kN 的闭锁力完成销体解脱方可顺利启动，且该剪切销为同批次取样加工，其剪切力误差控制在 $\pm 3\%$ 范围内，能够保障无人机发射初始阶段闭锁与解脱过程的稳定性和一致性^[22]。

无人机运动过程中受力主要包括重力、燃气推力、摩擦阻力及气动阻力等，为简化分析，引入质量虚拟系数 φ ($\varphi = 1.1$) 对摩擦阻力与气动阻力进行等效处理^[23]。

根据牛顿第二定律得：

① 低压室压强上升阶段

$$\frac{dv}{dt} = \begin{cases} 0, p_l < (\varphi m_{uav} g \sin \beta + 900g) / s_l + Pa \\ ((p_l - Pa)s_l - \varphi m_{uav} g \sin \beta) / m_{uav}, & (20) \\ p_l > (\varphi m_{uav} g \sin \beta + 900g) / s_l + Pa \end{cases}$$

② 低压室压强下降阶段

$$\frac{dv}{dt} = \begin{cases} 0, p_l < (\varphi m_{uav} g \sin \beta) / s_l + Pa \\ ((p_l - Pa)s_l - \varphi m_{uav} g \sin \beta) / m_{uav}, & (21) \\ p_l > (\varphi m_{uav} g \sin \beta) / s_l + Pa \end{cases}$$

式中： m_{uav} 为无人机质量， β 为发射角度。

采用四阶龙格-库塔法求解内弹道模型，得到高低压室的压力、温度及无人机运动过载、速度等参数变化，实现发射过程的动态模拟与关键参数分析。

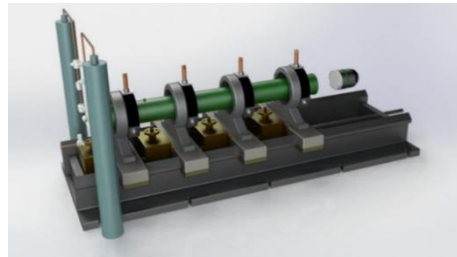
2.3 内弹道模型试验验证

基于表 1 试验参数，借助图 3 气体燃爆发射试验台及图 4 发射样机开展试验，对发射过程中高低压室的压强变化进行测量。高压室压强检测选用 FST800-211 工业通用型压力变送器，该传感器量程为 5 kpsi，测量精度为 0.5% FS；低压室采用 FST800-G3100 溅射式压力变送器，其量程为 300 psi，测量精度为 0.25% FS。

表 1 试验参数表

Table 1 Table of test parameters

参数	数值
无人机质量/kg	12
发射角度/ $^\circ$	0
氢气量/mol	0.35
高压室长度/mm	150
高压室半径/mm	38
低压室长度/mm	200
低压室半径/mm	70
初始温度/K	298
喷口半径/mm	1.5



(a) 试验台原理图

(a) Test stand schematic diagram



(b) 试验台实物图

(b) Test stand physical diagram

图 3 气体燃爆发射试验台

Fig. 3 Gas explosion emission test stand



(a) 发射样机原理图

(a) Transmitter prototype schematic diagram



(b) 发射样机实物图

(b) Transmitter prototype physical diagram

图 4 发射样机

Fig. 4 Transmitter prototype

气体燃爆试验台由点火装置、气动系统、试验发射筒以及测试系统四部分组成。

将高低压室压强试验测试结果与内弹道模型计算结果进行对比，如图 5 和图 6 所示。

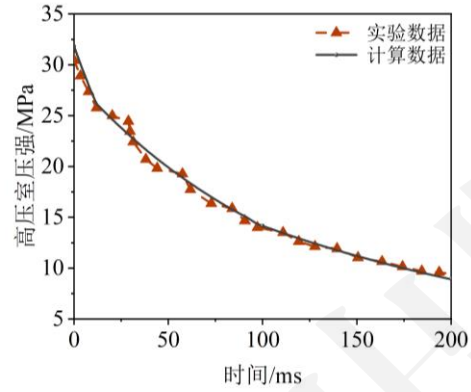


图 5 高压室压强曲线

Fig. 5 High pressure chamber pressure curves

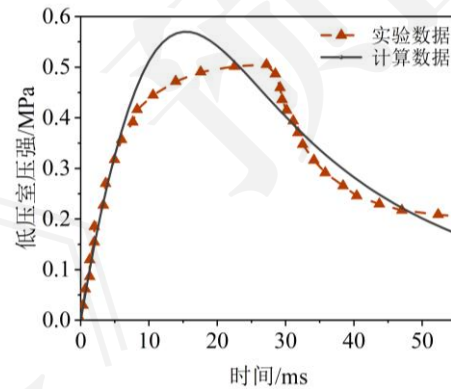


图 6 低压室压强曲线

Fig. 6 Low pressure chamber pressure curves

通过分析压强对比曲线，可以发现计算数据与试验数据的变化趋势一致，数值上虽存在一定的误差，但基本控制在 10%以内。考虑误差是由于腔室热交换、装置泄漏及喷口设计偏差等实际因素造成。研究结果有效验证了内弹道模型的可靠性与准确性。

3 氢能炮射无人机关键参数优化分析

将内弹道模型应用于无人机质量 60 kg，发射角度 10°，定向器口径 128 mm、长度 3 m 的工况，寻找满足最大过载不大于 80 g、发射速度 45~55 m/s 条件下的关键参数最优解。

3.1 氧化剂优选研究

系统中高压氢气通过控制阀和管路注入，氧化剂可从纯氧与空气中选择。当选用纯氧时，腔室产物仅为水蒸气单一气体；而选用空气时，考虑到占比 78.08%的氮气对混合气体热物性的影响，内弹道计算需要基于水蒸气与氮气的混合气体展开。单一气体热物性参数如表 2 所示，混合气体参数通过加权平均法计算。计算公式为：

$$X_{mix} = \sum_i y_i X_i \quad (22)$$

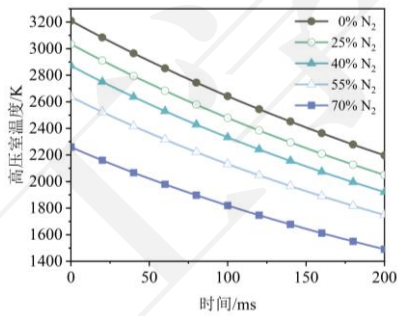
式中： i 表示水蒸气和氮气， y_i 为组分摩尔分数， X_i 为单一气体各项参数。

表 2 气体热物性参数

物理量	水蒸气	氮气
临界温度/K	647.1	126.2
临界压强/MPa	22.064	3.39
偏心因子	0.344	0.037

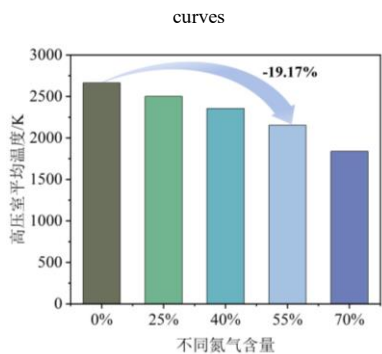
为分析氮气含量对系统性能的影响，进而筛选出最优氧气供给方案，设定氢氧气体化学计量配比为 2:1，氢气充气压力恒定为 1 MPa，针对氮气摩尔分数分别为 0%、25%、40%、55%和 70%几种发射工况开展对比模拟。

图 7、图 8 的高低压室温度数据显示，随着氮气含量的增加，高低压室平均温度呈下降趋势。其中空气工况（55% N₂）较纯氧工况（0% N₂），高压室平均温度降低 19.17%，低压室平均温度降低 11.22%，这表明氮气的稀释作用有效降低了燃烧产物的热载荷，减弱了对火箭炮膛壁的烧蚀损伤，对延长氢能炮射装置的使用寿命具有积极意义。



(a) 氮气含量-高压室温度关系曲线

(a) N₂ content-high pressure chamber temperature relationship



(a) 氮气含量-高压室平均温度柱状图

(a) N₂ content-high pressure chamber average temperature

(b) 氮气含量-高压室平均温度柱状图

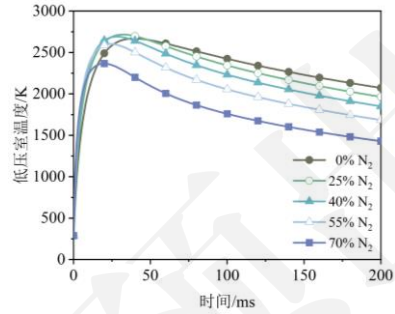
(b) N₂ content-high pressure chamber average temperature

histogram

图 7 氮气含量对高压室温度的影响

Fig. 7 Effect of N₂ content on high pressure chamber

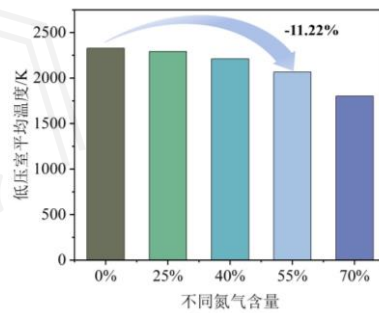
temperature



(a) 氮气含量-低压室温度关系曲线

(a) N₂ content-low pressure chamber temperature relationship

curves



(b) 氮气含量-低压室平均温度柱状图

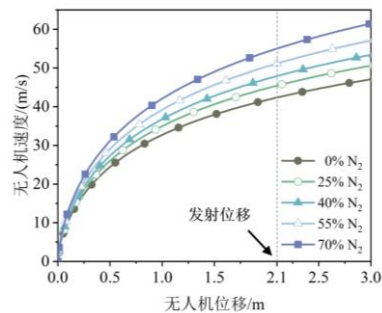
(b) N₂ content-low pressure chamber average temperature

histogram

图 8 氮气含量对低压室温度的影响

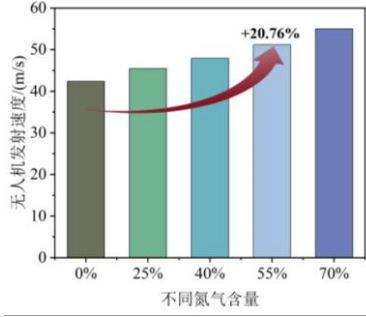
Fig. 8 Effect of N₂ content on low pressure chamber

temperature



(a) 氮气含量-无人机速度关系曲线

(a) N₂ content-UAV velocity relationship curves



(b) 氮气含量-无人机发射速度柱状图

(b) N₂ content-UAV velocity histogram

图 9 氮气含量对无人机速度的影响

Fig. 9 Effect of N₂ content on UAV velocity

综上所述,采用空气作为氧化剂的方案可以在平衡热防护与发射性能方面表现更优。

3.2 基于多参数优化的组合设计

为实现无人机发射过程中最大过载最小化、发射速度最大化的目标,选取氢气和空气为燃料,针对内弹道模型开展氢气量、高低压室总长、高压室长度及喷口半径四个参数的优化。

拟采用遗传算法(GA)与序列二次规划法(SQP)协同优化策略,该方法充分融合 GA 的全局搜索能力和 SQP 快速高精度的局部优化特性,能够高效处理复杂非线性多约束优化问题,显著提升解的精度与鲁棒性^[24]。

优化模型采用无量纲目标函数,并约束高压室密度上限,表达式为:

$$f(x) = \min\left(\frac{A_{\max}}{100} - \frac{v_l}{55} + \frac{\rho_{ch}}{80}\right) \quad (23)$$

输入参数范围与约束条件为:

$$\text{s.t.} \begin{cases} 0.1 \leq n_{H_2} \leq 4.0 \\ 100 \leq L \leq 1300 \\ 10 \leq x_{v_1} \leq 500 \\ 3 \leq dr \leq 100 \\ \rho_{ch} \leq 40 \\ A_{\max} \leq 100 \\ 50 \leq v_l \leq 55 \\ 80 \leq t_l \leq 180 \end{cases} \quad (24)$$

式中: n_{H_2} 为氢气量, mol; L 为高低压室总

长度, mm; x_{v_1} 为高压室长度, mm; dr 为

喷口半径, mm; ρ_{ch} 为高压室初始密度, kg/m³; A_{\max} 为无人机最大过载, g; v_l 为无人机发射速度, m/s; t_l 为无人机发射时间, ms。

通过优化算法在参数范围内的多轮迭代计算,得到氢气量、高低压室总长、高压室长度及喷口半径的参数优化结果,如表 3 所示。

表 3 参数组合取值表

Table 3 parameter combination values

参数	取值
氢气量/mol	1.80
高低压室总长度/mm	892
高压室长度/mm	423
喷口半径/mm	6.00

为验证优化结果的可靠性,以四参数取值范围为研究区间,通过 DOE 模块采用最优拉丁超立方抽样法,选取 30 组样本点。图 10 样本取样散点图的结果表明,样本点在参数区间内均匀分布,具备良好的抽样代表性。

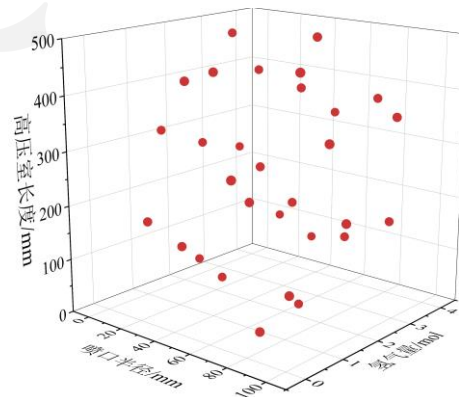


图 10 样本取样散点图

Fig. 10 Graph of sample sampling scatter

将 30 组样本点逐一代入内弹道模型,分别求解各样本点对应的无人机最大过载与发射速度,对全部计算结果求取算术平均值后,与表 3 中的优化结果开展定量对比,得到表 4 计算均值与优化结果对比表。

表 4 计算均值与优化结果对比表

Table 4 Comparison table of calculated mean values and optimization results

	v_l (m/s)	A_{\max} /g	v_l/A_{\max}
样本计算均值	57.85	215.71	0.27
优化数据	50.12	94.44	0.53

表 4 的对比数据显示, 基于优化参数组合得到的发射速度与最大过载比值, 相较 30 组样本计算均值提升幅度达 96.3%, 充分验证了表 3 中优化参数组合的有效性, 可对氢能炮射无人机内弹道的核心性能指标实现显著优化。

3.3 控制阀喷口面积优化设计

图 11 为基于表 3 优化参数得到的低压室压强与无人机过载曲线, 分析发现模型中存在低压室压强后期下降过快、过载偏大等问题。拟采用控制阀喷口面积动态控制策略, 将气体流通面积设为有关阀门全开时间和时间幂次项的二元函数, 如式(25)(25)、(26)(26)所示。在保持最大喷口面积恒定的前提下, 对阀门全开时间及时间幂次项进行多方案设定^[25]。

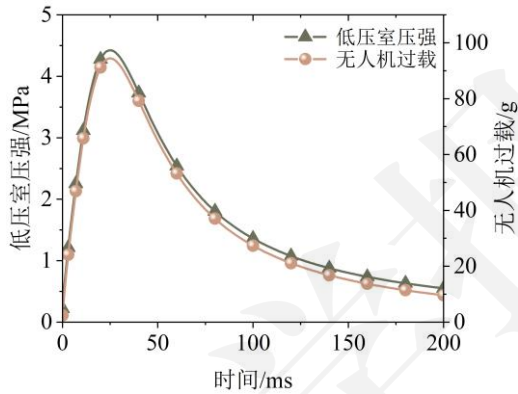


图 11 低压室压强与无人机过载曲线

Fig. 11 Low pressure chamber pressure and UAV overload curves

$$At = \pi \cdot dr^2 \quad (25)$$

$$S = \frac{At}{t_{all}^{ci}} t^{ci} \quad (26)$$

式中: At 为控制阀最大喷口面积, t_{all} 为阀门全开时间, ci 为时间幂次项。

3.3.1 阀门参数影响分析

1) 阀门全开时间

为实现精准的定量分析, 时间幂次项固定为 1, 并以等差数列形式设置阀门全开时间的变化区间, 取值范围为 10~160 ms, 具体参数配置详见表 5。

表 5 不同阀门全开时间工况

Table 5 Different valve full open time working conditions

工况	1	2	3	4	5	6
全开时间/ms	10	40	70	100	130	160

图 12 展示了不同阀门全开时间工况下的无人机过载曲线, 结果表明, 随着阀门全开时间的增加, 过载曲线逐渐趋于平缓, 且最大过载值呈下降趋势。图 13 的速度曲线表明, 阀门全开时间与无人机速度呈负相关性, 其延长导致研究时间内速度增长速率降低。

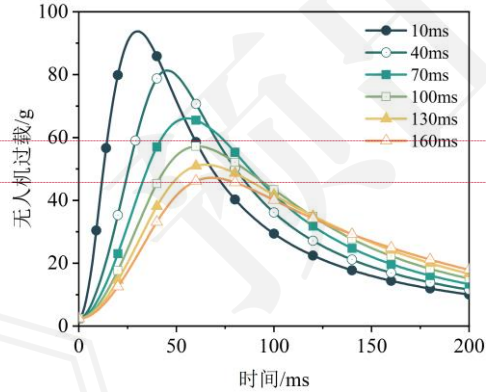


图 12 不同阀门全开时间工况下无人机过载曲线

Fig. 12 UAV overload curves under different valve full open time working conditions

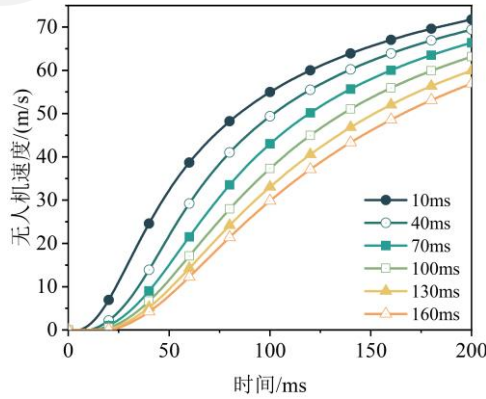


图 13 不同阀门全开时间工况下无人机速度曲线

Fig. 13 UAV velocity curves under different valve full open time working conditions

2) 时间幂次项

固定阀门全开时间为 80 ms, 由于时间幂次项在 0~1 区间与大于 1 区间的变化特性存在差异, 需对其进行分段设置, 如表 6 所示。

表 6 不同时间幂次项工况

Table 6 Different temporal power term working conditions

工况	1	2	3	4	5	6
----	---	---	---	---	---	---

带格式的: 检
带格式的: 检

图 14 所示的不同时间幂次项工况下的无人机过载曲线表明：当时间幂次项处于 0~1 区间时，随着数值增大，过载曲线趋于平缓且最大过载值降低；而当幂次项超过 1 时，过载曲线呈现陡峭上升趋势，最大过载值随之增大。从整体而言，时间幂次项增加导致无人机过载响应出现明显延迟。

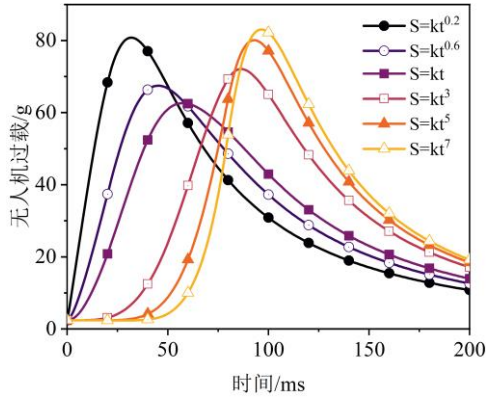


图 14 不同时间幂次项工况下无人机过载曲线
Fig. 14 UAV overload curves under different temporal power term working conditions

由图 15 速度曲线可知，当时间幂次项在 0~1 区间时，曲线随幂次项增大渐趋平缓，最大速度值递减；幂次项大于 1 后，曲线斜率增加，但因响应延迟，研究时间内最大速度仍持续降低。

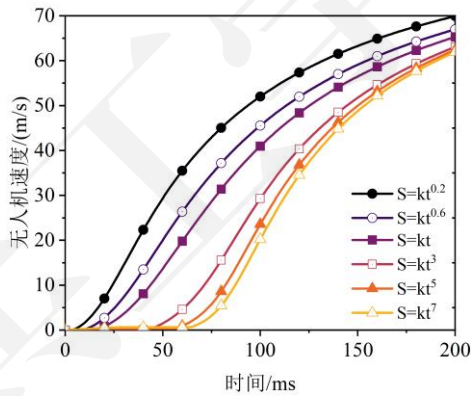


图 15 不同时间幂次项工况下无人机速度曲线
Fig. 15 UAV velocity curves under different temporal power term working conditions

3.3.2 阀门参数组合最优选择

为实现阀门参数组合的最优配置，达成最大过载最小化与发射速度最大化的双重目标，拟采用遗传算法（GA），针对阀门全开时间与时间幂次项开展全局寻优搜索。

遗传算法的目标函数为：

$$f(x) = \min \left(\frac{A_{\max}}{v_l} \right) \quad (27)$$

各参数取值范围及约束条件为：

$$s.t. \begin{cases} 10 \leq t_{all} \leq 150 \\ 0 \leq ci \leq 10 \\ A_{\max} \leq 80 \\ 45 \leq v_l \leq 50 \\ 80 \leq t_l \leq 180 \\ a_{ms} \geq 10 \end{cases} \quad (28)$$

式中： a_{ms} 为 40 ms 时的无人机过载，g。

通过遗传算法多代迭代优化，计算过程实现稳定收敛，获得表 7 阀门参数全局最优解。

表 7 最优阀门参数取值表

Table 7 Optimal valve parameters

参数	取值
阀门全开时间/ms	79
时间幂次项	1.29

3.3.3 优化效果对比与分析

将最优阀门参数代入内弹道模型，喷口面积实现图 16 所示变化，进而得到氢能炮射装置热力学参数及无人机特性优化前后对比曲线。

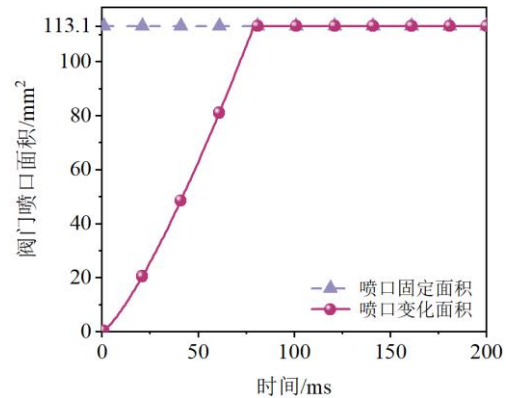
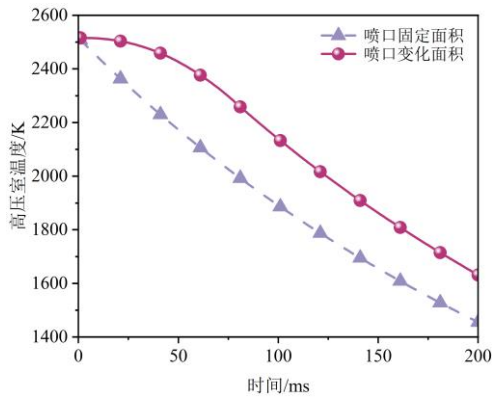


图 16 阀门喷口面积对比曲线

Fig. 16 Valve orifice area comparison curves

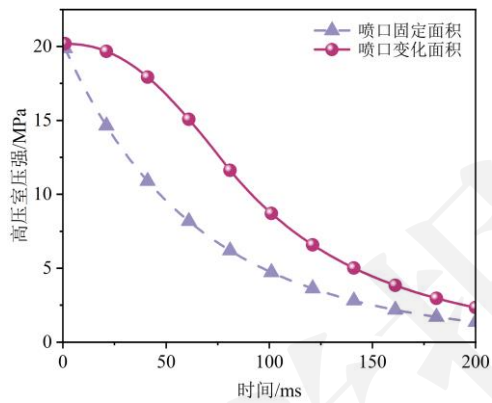
图 17 的高压室对比曲线显示，优化后的温度与压强曲线下降速率呈现先减缓后加快的趋势。根据热力学第一定律，高压室向低压室供气过程中，气体质量流失且膨胀对外做功，导致内能降低，进而引起温度与压强的下降。在 0~50 ms 区间，较小的喷口面积限制了气体流量，延缓了温度与压强的

下降进程；当时间超过 50 ms，喷口面积扩大使气体流量增加，温度与压强下降速率随之加快。



(a) 高压室温度对比曲线

(a) High pressure chamber temperature comparison curves



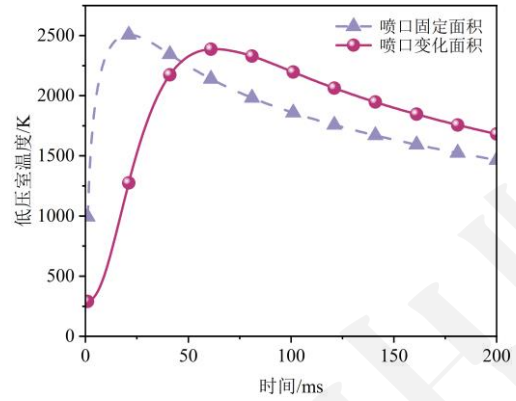
(b) 高压室压强对比曲线

(b) High pressure chamber pressure comparison curves

图 17 高压室对比曲线

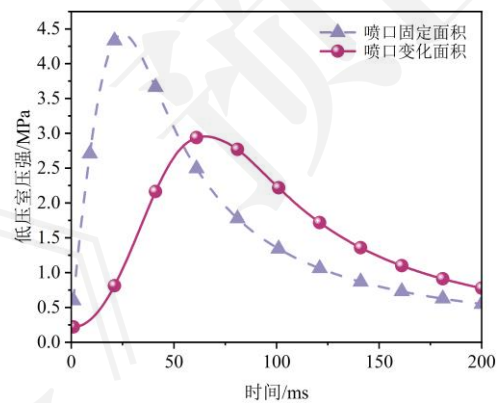
Fig. 17 High pressure chamber comparison curves

图 18 的低压室对比曲线表明，优化后的曲线变化更平缓且峰值延迟出现。初始阶段，高压气体高速注入引发剧烈分子碰撞，导致低压室内能骤增；随着剪切失效，无人机在活塞驱动下加速运动，系统能量需同时转化为无人机动能、克服容积扩张及阻力做功，促使温度与压强下降。由于优化后初期喷口面积较小、气体流量不足，温升与压增速率减缓，同时无人机运动造成的容积扩大及压差降低，使低压室压强峰值较优化前下降 85.09%。



(a) 低压室温度对比曲线

(a) Low pressure chamber temperature comparison curves



(b) 低压室压强对比曲线

(b) Low pressure chamber pressure comparison curves

图 18 低压室对比曲线

Fig. 18 Low pressure chamber comparison curves

依据图 19 的流量曲线分析，优化后气体流量呈现先升后降的变化特征：初期因喷口面积较小，气体流量处于较低水平；中期喷口面积扩大促使流量快速攀升至峰值；后期随着高低压室压差缩小及燃气量减少，流量逐渐下降。

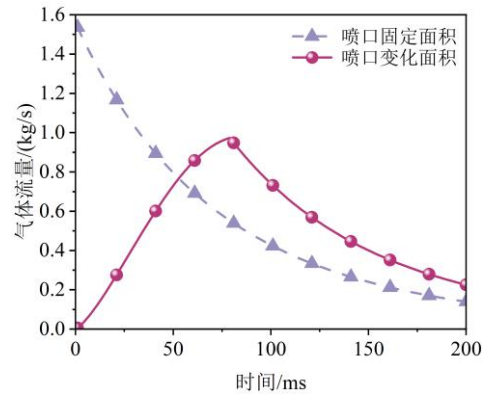
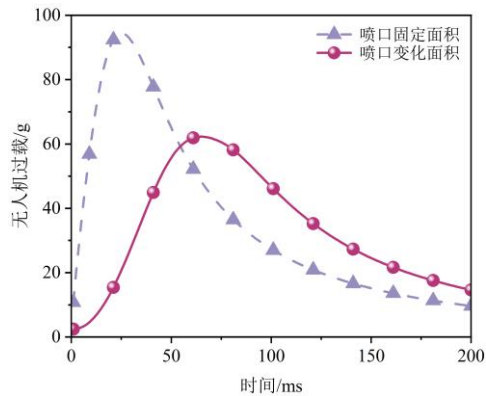


图 19 气体流量对比曲线

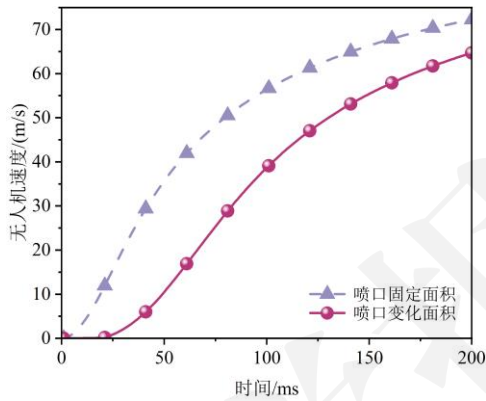
Fig. 19 Gas flow comparison curves

结合图 20 无人机特性曲线可知, 优化后无人机最大过载较优化前降低 31.07%。速度曲线的启动时间明显延迟, 上升速率减慢。



(a) 无人机过载对比曲线

(a) UAV overload comparison curves



(b) 无人机速度对比曲线

(b) UAV velocity comparison curves

图 20 无人机特性对比曲线

Fig. 20 UAV characteristics comparison curves

4 结论

本文围绕氢能炮射无人机精确内弹道模型展开研究, 重点探究了气体状态方程选型、氧化剂优选及关键参数协同优化对系统性能的影响, 所得主要结论如下:

1) Peng-Robinson 方程能更准确描述氢能炮射无人机系统真实气体特性, 相较于 SRK 和 Virial 方程, 其压缩因子计算精度在高压室分别提高 32.6%和 26.2%, 在低压室分别提高 38.5%和 27.3%, 为内弹道模型的气体状态参数计算提供了更精确的理论基础。

2) 引入氮气稀释的空气作为氧化剂, 可使高低压室平均温度分别降低 19.17%和 11.22%, 显著减轻炮膛烧蚀现象, 同时使无人机发射速度提升 23.98%, 实现了性能与可

靠性的协同提升。

3) 采用遗传算法与序列二次规划法协同优化, 获得氢气量、高低压室长度等参数的优化组合, 并验证了优化结果的有效性, 实现了发射速度最大化与最大过载最小化的双重约束目标。

4) 通过建立控制阀喷口面积变化规律二元函数模型并结合遗传算法优化, 成功将低压室最大压强降低 85.09%, 无人机最大过载减少 31.07%, 提高了系统运行的稳定性。

参考文献

- [1] LU Z, WANG Z, YAO S, et al. Theoretical and experimental studies on the interior ballistic of large UAV ejection based on trifluoromethane phase transition [J]. *Scientific Reports*, 2025, 15(1): 4794.
- [2] 庞欢, 王道成, 石东阳, 等. 折叠翼无人机集群发射装置设计与仿真 [J]. *机械科学与技术*, 2023, 42(5): 679-686.
PANG H, WANG D C, SHI D Y, et al. Design and simulation of folding-wing UAV cluster launch device [J]. *Mechanical Science and Technology*, 2023, 42(5): 679-686. (in Chinese)
- [3] 张奉林, 董轶昊, 辛建社, 等. 基于粒子群的小型无人机低过载压缩空气发射参数选择和优化算法 [J]. *兵工学报*, 2025, 46(2): 206-221.
ZHANG F L, DONG Y H, XIN J S, et al. Parameter selection and optimization algorithm for low-overload compressed air launch of small UAVs based on particle swarm [J]. *Acta Armamentarii*, 2025, 46(2): 206-221. (in Chinese)
- [4] 刘夏, 许剑, 李笑宇, 等. 气动弹射系统研究进展 [J]. *航空学报*, 2024, 45(22): 030123.
LIU X, XU J, LI X Y, et al. Research progress on pneumatic catapult systems [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2024, 45(22): 030123. (in Chinese)
- [5] 姚琳, 马大为, 马吴宁, 等. 两级提拉式单侧弹射装置内弹道建模与优化 [J]. *兵工学报*, 2017, 38(3): 466-475.
YAO L, MA D W, MA W N, et al. Interior ballistic modeling and optimization of a two-stage pull-type unilateral ejection device [J]. *Acta Armamentarii*, 2017, 38(3): 466-475. (in Chinese)

- [6] LUO J, LIANG X, LIANG X, et al. A review of hydrogen dual-fuel combustion characteristics and emission properties [J]. *Journal of the Energy Institute*, 2026, 124: 102420.
- [7] 李翔, 彭松江, 牛志鹏, 等. 氢氧燃烧高压高速发射技术问题研究 [J]. *舰船科学技术*, 2024, 46(5): 180-184.
LI X, PENG S J, NIU Z P, et al. Research on technical issues of high-pressure and high-speed launch technology based on hydrogen-oxygen combustion [J]. *Ship Science and Technology*, 2024, 46(5): 180-184. (in Chinese)
- [8] ZHOU F, LIU N, ZHANG X Y, et al. 1D study of the detonation phenomenon and its influence on the interior ballistics of the combustion light gas gun [J]. *Defence Technology*, 2020, 16(2): 341-347.
- [9] SIGNETTI S, KLOMFASS A, RIEDEL W, et al. Simulation of blast propagation and structural effects of accidental hydrogen-air-mixture explosion in a two-stage light-gas gun laboratory for hypervelocity impact experiments [J]. *Journal of Loss Prevention in the Process Industries*, 2023, 85: 105138.
- [10] 尚甲豪, 邢好运, 汪球, 等. 气相爆轰驱动二级轻气炮内弹道数值模拟 [J]. *力学学报*, 2022, 54(3): 810-821.
SHANG J H, XING H Y, WANG Q, et al. Numerical simulation of interior ballistics of a gas-phase detonation-driven two-stage light gas gun [J]. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2022, 54(3): 810-821. (in Chinese)
- [11] TANG W, WANG Q, WEI B, et al. Performance and modeling of a two-stage light gas gun driven by gaseous detonation [J]. *Applied Sciences-Basel*, 2020, 10(12): 4383.
- [12] CHEN Y, LU X. Quasi-1D numerical analysis and Bayesian optimization of two-stage light gas gun operational parameters [J]. *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering*, 2024, 46(12): 697.
- [13] 周正炜, 张文星, 陈雷, 等. 燃烧轻气炮发射过程数值模拟与优化 [J]. *兵工自动化*, 2023, 42(1): 61-64.
ZHOU Z W, ZHANG W X, CHEN L, et al. Numerical simulation and optimization of launch process of combustion light gas gun [J]. *Ordnance Industry Automation*, 2023, 42(1): 61-64. (in Chinese)
- [14] 胡天翔, 张庆明, 薛一江, 等. 初始条件对氢氧爆轰气体炮内弹道性能的影响规律 [J]. *高压物理学报*, 2021, 35(6): 61-70.
HU T X, ZHANG Q M, XUE Y J, et al. Influence of initial conditions on interior ballistic performance of hydrogen-oxygen detonation gas gun [J]. *Chinese Journal of High Pressure Physics*, 2021, 35(6): 61-70. (in Chinese)
- [15] BERTUCCO A, FERMEGLIA M. 50 years of Soave Equation of State (SRK): A source of inspiration for chemical engineers [J]. *Fluid Phase Equilibria*, 2023, 566: 113678.
- [16] REN J, ZHONG J, YAO L, et al. Experimental investigation and theoretical modelling of a high-pressure pneumatic catapult considering dynamic leakage and convection [J]. *Entropy*, 2020, 22(9): 1010.
- [17] 谢磊, 高钦和, 邵亚军. 高压空气弹射器内弹道弹射性能优化设计 [J]. *计算机仿真*, 2017, 34(10): 10-16.
XIE L, GAO Q H, SHAO Y J. Optimal design of interior ballistic ejection performance for high-pressure air ejector [J]. *Computer Simulation*, 2017, 34(10): 10-16. (in Chinese)
- [18] MENG L, DUAN Y Y, LI L. Correlations for second and third virial coefficients of pure fluids [J]. *Fluid Phase Equilibria*, 2004, 226: 109-120.
- [19] PENG D Y, ROBINSON D B. A new two-constant equation of state [J]. *Industrial & Engineering Chemistry Fundamentals*, 2002, 15(1): 59-64.
- [20] LOPEZ-ECHEVERRY J S, REIF-ACHERMAN S, ARAUJO-LOPEZ E. Peng-Robinson equation of state: 40 years through cubics [J]. *Fluid Phase Equilibria*, 2017, 447: 39-71.
- [21] 王雪琴, 马吴宁, 马大为, 等. 考虑泄漏的无杆式高压气动弹射器内弹道精确建模及试验 [J]. *兵工学报*, 2023, 44(7): 1867-1880.

- WANG X Q, MA W N, MA D W, et al. Accurate interior ballistic modeling and experimental study of rodless high-pressure pneumatic catapult considering leakage [J]. *Acta Armamentarii*, 2023, 44(7): 1867-1880. (in Chinese)
- [22] 刘刚. 气动发射式高层建筑灭火炮研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2012.
- LIU G. Research on pneumatic launch type high-rise building fire extinguishing gun[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2012. (in Chinese)
- [23] 李博平, 李国庆, 张笈玮, 等. 压缩空气弹射系统内弹道特性 [J]. *兵工学报*, 2021, 42(12): 2606-2616.
- LI B P, LI G Q, ZHANG J W, et al. Interior ballistic characteristics of compressed air ejection system [J]. *Acta Armamentarii*, 2021, 42(12): 2606-2616. (in Chinese)
- [24] SUN C, ZHANG P, WANG F, et al. Simultaneous reconstruction of temperature-dependent optical and thermophysical parameters of insulation material by the GA-SQP/SQP technique [J]. *Infrared Physics & Technology*, 2022, 126: 104332.
- [25] WANG J, LI T, ZHANG Z, et al. Effect of valve on ballistic performance in supercritical CO₂ pneumatic launch [J]. *Journal of CO₂ Utilization*, 2023, 75: 102580.