



基于后效作用的图像末制导炮弹尾翼张开特性研究

蔡灿伟, 宁全利*, 邓海飞, 刘 闯, 许汝耀
(陆军炮兵防空兵学院, 安徽 合肥 230031)

摘要: 为准确分析图像末制导炮弹气缸张开式尾翼张开特性, 根据尾翼结构特点与作用原理, 研究了气缸充放气过程、活塞启动之后的运动过程与尾翼片转动过程, 并与末制导炮弹膛内过程和炮口后效过程相耦合量化, 构建了基于后效作用的尾翼动态张开模型, 基于该模型对某型图像末制导炮弹进行了数值仿真研究, 得到了尾翼张开到位前弹底与气缸内压力、弹丸运动速度与位移、活塞运动位移和尾翼片张开角度等随时间的变化规律。从最大膛压、弹丸炮口初速、尾翼张开到位时距炮口位置及其尾翼片张开角度的仿真与测试情况来看, 相对误差分别为 3.2%、0.7%、4.7% 和 5.7%, 仿真结果的可信度较高, 并且相关曲线与实际变化规律相一致, 验证了模型合理性。在此基础上, 从装备设计使用的角度分析了装药量和气孔直径的变化对图像末制导炮弹尾翼张开特性的影响规律, 给出了具体指导意见。研究成果可为图像末制导炮弹尾翼结构的优化设计、强度校核与工作异常机理分析以及其他新型气缸张开式尾翼弹的研制应用, 提供一定的理论基础与数据支撑。

关键词: 图像末制导炮弹; 气缸张开式尾翼; 后效作用; 动态张开; 数值模拟

中图分类号: TJ410.2; TJ413.6 **文献标志码:** A **文章编号:** 1004-499X(2025)01-0044-10

Study on Tail-fin Opening Characteristics of Image Terminal Guided Projectile Based on After-effect

CAI Canwei, NING Quanli*, DENG Haifei, LIU Chuang, XU Ruyao
(Army Academy of Artillery and Air Defense, Hefei 230031, China)

Abstract: In order to study the tail-fin opening characteristics of the image terminal-guided-projectile, according to the structure characteristics and action principle of tail-fin, the movement process of the piston after starting and the rotation process of tail-fin were studied, which were coupled with the bore process and the after-effect process of the terminal guided projectile. The numerical simulation was carried out for the certain image terminal-guided-projectile. The pressure of projectile base and cylinder, displacement and velocity of projectile, displacement of piston, opening angle of fin and gas resistance were obtained. The results show that the relative errors of maximum pressure on the base, muzzle velocity, tail opening position and tail-fin opening angle are 3.2%, 0.7%, 4.7% and 5.7% respectively, which are within the allowable range. The related simulation curves are consistent with the actual change law, verifying the rationality of the model. On this basis, the influence of charge and pore diameter on tail-fin opening characteristics of image terminal-guided-projectile was analyzed from the perspective of equipment production and firing use, and the specific guidance was given. The research results can provide theoretical and data support for structure optimization design, strength check and abnormal mechanism research of the tail structure of the image terminal-guided-projectile, and also provide reference for

development and use of other new-type cylinder-opening tail-fin projectiles.

Key words: image terminal-guidance-projectile; cylinder-opening tail-fin; after-effect; dynamic opening; numerical simulation

图像末制导炮弹是目前一种新型精确打击弹药,主要利用弹上光电、成像等敏感器件获取目标区域信息而形成制导指令,制导体制要求弹体出炮口后尽可能低速旋转,同时鉴于气缸张开式尾翼具有张开迅速、同步性好、作用可靠等优点,因此在设计研制时通常采用“滑动弹带+气缸张开式尾翼”稳定结构布局。滑动弹带主要是为了适配线膛火炮发射,通过其与身管内膛结构作用,降低弹体转速,以便更好实施制导控制;而弹丸空中稳定飞行,则主要是通过气缸张开式尾翼产生尾翼稳定力矩来实现。该尾翼结构复杂、工艺要求高,而且尾翼动态张开过程中与尾翼座会发生剧烈碰撞,故要求尾翼具有一定的刚度和强度,以保证尾翼结构的完好性和弹丸飞行姿态的收敛性。由此可见,研究尾翼张开过程、运动规律以及飞行强度,对于确保图像末制导炮弹的飞行稳定性、制导控制精度具有重要的现实意义。

受试验与测试条件的限制,气缸张开式尾翼完整张开过程很难真实获得,常采用理论与仿真的方法进行研究。文献[1~3]主要是对气缸膛内充放气过程和内部压力变化规律进行研究,较好分析了尾翼是否会在膛内张开的问题,但未对弹丸后效期、活塞启动之后气缸内压力变化规律以及尾翼张开运动规律进行研究,尤其是对弹体运动与尾翼张开运动的耦合研究较少。文献[4~6]基于不同的尾翼结构,将相关作用力静态加载到尾翼上,计算其飞行强度,但忽略了尾翼真实的动态张开过程。而目前针对图像末制导炮弹的研究,也多是关于弹载器件抗过载机理、图像信息传输与处理、制导控制等的研究^[7-9],而对飞行稳定性的研究相对较少,在研制试验过程中也出现过飞行稳定性问题,无法对其形成系统性指导。

考虑到图像末制导炮弹采用现有制式火炮和装药发射,其内弹道性能没有进行专门的设计,而尾翼张开过程与其发射过程互为影响。为此,对图像末制导炮弹尾翼张开过程进行分析,与其膛内与炮口后效过程相耦合量化,构建基于后效作用的尾翼动态张开模型,并分析主要影响因素对尾翼张开特性的变化规律,为图像末制导炮弹尾翼结构的优化设计、

强度校核与工作异常机理研究提供理论与方法支撑,同时也可对其他新型气缸张开式尾翼弹的研制应用提供借鉴和参考。

1 尾翼结构与张开过程力学环境描述

图像末制导炮弹尾翼结构如图1所示,主要由活塞、螺圈、尾翼座、销轴、尾翼片和气孔等组成,其底部空腔与尾翼座上的中间空腔构成气缸,整个装置安装于弹体尾部。

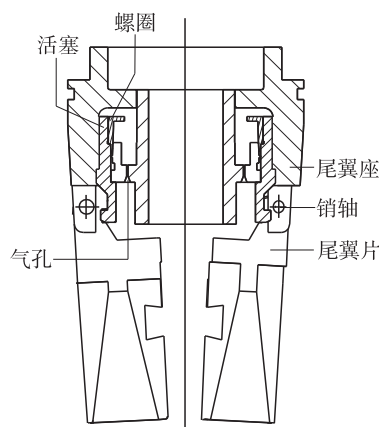


图1 气缸张开式尾翼结构示意图

Fig. 1 Structure diagram of cylinder expansion tail

发射前,螺圈上的剪切圈限制活塞不能移动,尾翼在膛内呈收拢状态;弹丸在膛内运动过程中,火药气体经气孔流入气缸,在气缸内部形成一定的压力;弹丸飞出炮口以后,气缸外部火药气体迅速泄压,当气缸内外压力差大于剪切圈抗力时,气缸活塞开始向弹尾方向运动,并同步带动尾翼向外张开;当螺圈被尾翼座卡紧限死时,活塞运动到位,尾翼成固定角度的张开状态。

从以上分析来看,图像末制导炮弹尾翼张开过程中的力学环境较为复杂。尾翼动态张开过程中,其活塞主要受到气缸内部气体压力、弹底处气体压力、螺圈阻力、尾翼片对活塞齿面的作用力以及由于弹体运动所引起的惯性力、重力等的作用;而尾翼片则主要受到活塞齿面对尾翼片的反向作用力、来自周围气体的阻力以及由于弹体运动所引起的惯性力、重力等的作用。这些力之间相互耦合,并与火炮

构造与弹丸气动特性、装药条件、尾翼结构尺寸等多方面因素有关。为分析尾翼动态张开规律,需对其中主要作用力进行量化分析,构建相关模型进行研究。

2 尾翼动态张开模型构建

2.1 物理模型

为简化问题,提出以下假设:

①火药膛内燃烧、弹丸膛内运动等过程服从经典内弹道理论基本假设,并采用拉格朗日假设来处理膛内压力分布,虽一定程度上简化了弹丸实际内弹道过程的复杂性,但可通过符合算法修正相关系数来减小其中的影响;

②由于弹丸发射时间很短,热传导或热辐射等所损失的火药气体能量很小,因此可将弹丸发射过程、气缸充放气过程看作绝热过程;

③由于是在极短的时间间隔内分析火药气体经气孔流进和流出气缸的情况,因此可近似将气缸充放气过程看成是定常的;

④弹丸出炮口以后,高温高压火药燃气从膛内急速膨胀排出,弹底压力近似呈指数规律衰减,服从斯鲁霍茨基基本假设,故采用斯鲁霍茨基经验公式来描述弹丸后效期内火药气体状态参数的变化规律;

⑤尾翼动态张开过程中,相较于气缸压力、弹体运动所引起的惯性力等,尾翼组件重力、尾翼结构内部各配合面的摩擦力很小,并且尾翼张开过程极短,故不考虑这些力的影响;

⑥尾翼动态张开过程极短,重力、气体阻力作用有限,故将弹丸在该过程中的运动近似看作直线运动,并进行处理。

2.2 数学模型

2.2.1 基本方程

在上述假设基础上,活塞和尾翼片受力情况如图 2 所示。根据牛顿运动和刚体定轴转动定律,建立气缸活塞运动和尾翼片转动方程。

1) 气缸活塞运动方程。

当气缸内外压力差大于剪切圈抗力时,活塞启动,并向弹底方向运动。在相关力的作用下,其运动方程式为^[10]

$$\begin{cases} (m_q + \Delta m_g) \frac{d^2 x}{dt^2} = p_q S_q - p_d S_d + \frac{p_d S_h q_g}{q} - E + F \\ v_h = \frac{dx}{dt} \end{cases} \quad (1)$$

式中: m_q, x, v_h 分别为气缸活塞的质量、运动位移和速度; Δm_g 为弹丸膛内运动某一时间内弹丸质量的增量; p_q, p_d 分别为气缸内压力和弹底压力; S_q, S_d, S_h 分别为气缸活塞在气室内部、气室外部的受力面积以及弹丸特征面积; q_g, q 分别为气缸活塞和弹丸的重力; E 为螺圈对气缸活塞运动的阻力函数,通常由静态试验测得螺圈阻力随行程的变化规律,并进行数据拟合得到; F 为尾翼片对气缸活塞齿面作用力的轴向分力。

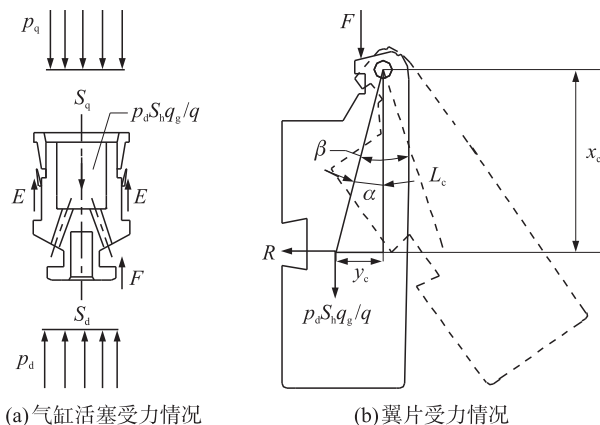


图 2 气缸活塞和尾翼片受力示意图

Fig. 2 Force diagram of cylinder piston and tail fin

2) 尾翼片转动方程。

活塞启动后,尾翼片同步张开。在相关力矩的作用下,其转动方程式为^[7]

$$\begin{cases} J \frac{d^2 \beta}{dt^2} = \frac{p_d S_h q_p L_c \sin(\alpha - \beta)}{q} - \frac{F d_0}{2} - F_R L_c \cos(\alpha - \beta) \\ \omega_w = \frac{d\beta}{dt} \end{cases} \quad (2)$$

式中: J, L_c 分别为尾翼片相对转动轴的转动惯量和尾翼片重心到转动轴中心的距离,并有 $L_c = \sqrt{x_c^2 + y_c^2}$, x_c 和 y_c 分别为 L_c 在弹轴和垂直弹轴方向的分量; β, α 分别为尾翼片某时刻转动的角度,以及其重心与转动轴中心连线和弹轴平行线之间的角度,并有关系式 $\alpha = \arctan(y_c/x_c)$, $\sin \alpha = y_c/L_c$, $\cos \alpha = x_c/L_c$ 成立; ω_w 为尾翼片转动角速度; d_0 为尾翼片齿形分度圆的直径; q_p 为尾翼片的重力;单个尾翼片所受气体阻力 $F_R = \frac{1}{2} \rho v^2 S'_w C_{xw}$, ρ 为气体密度, v 为弹丸飞行速度, S'_w 为尾翼片特征面积, C_{xw} 为气体阻力系数。

3) 气缸活塞与尾翼片联系方程。

根据气缸活塞与尾翼片渐开线齿形啮合原理,尾翼片分度圆上转动弧长等于活塞移动距离,即有尾翼片某时刻转动的角度 $\beta = 2x/d_0$ 。

对 β 进行两次微分,则 $\frac{d^2\beta}{dt^2} = \frac{2d^2x}{d_0 dt^2}$, 将关系式代

入式(2),尾翼片转动方程变为

$$\frac{4J}{d_0} \frac{d^2x}{dt^2} = \frac{2p_d S_h q_p L_c \sin(\alpha - \beta)}{d_0 q} - F - \frac{2RL_c \cos(\alpha - \beta)}{d_0}$$

将上式与式(1)相加后,得到气缸活塞与尾翼片联合方程:

$$\left(m_q + \Delta m_g + \frac{4J_0}{d_0} \right) \frac{d^2x}{dt^2} = p_q S_q - p_d S_d + G - Z \quad (3)$$

式中:惯性项 $G = \frac{p_d S_h q_g}{q} + \frac{2p_d S_h q_p L_c \sin(\alpha - \beta)}{d_0 q}$;阻力项

$$Z = E + \frac{2RL_c \cos(\alpha - \beta)}{d_0}。$$

从所建方程式来看,要想获得活塞运动与尾翼片转动规律,需补充弹底处与气缸内部气体的状态变化方程和弹丸运动方程。

2.2.2 补充方程

1) 弹底处气体状态变化与弹丸运动方程。

① 膛内时期。

当弹丸处于膛内运动阶段时,根据经典内弹道理论,得到弹底处气体压力、密度等状态参数变化与弹丸方程^[11-16]:

$$\begin{cases} S_h p_d \left(1 + \frac{\omega}{3\varphi_1 m} \right) (l_\psi + l) = f\omega\psi - \frac{\theta}{2} \varphi (m + \Delta m_g) v^2 \\ \frac{dv}{dt} = \frac{S_h p_d - S_h p_f}{\varphi_1 (m + \Delta m_g)} \\ v = \frac{dl}{dt} \\ \rho_d = \frac{2p_d \left(1 + \frac{\omega}{3\varphi_1 m} \right) \omega\psi}{2f\omega\psi - \varphi\theta (m + \Delta m_g) v^2} \\ \psi = \begin{cases} \chi z (1 + \lambda z + \mu z^2) & z < 1 \\ \chi_s \frac{z}{z_k} \left(1 + \lambda_s \frac{z}{z_k} \right) & 1 \leq z < z_k \\ 1 & z \geq z_k \end{cases} \\ \frac{dz}{dt} = \begin{cases} \frac{u_1}{e_1} p^n & z < z_k \\ 0 & z \geq z_k \end{cases} \end{cases} \quad (4)$$

式中: p_d 、 ρ_d 分别为弹底处火药气体压力和密度; p_f 为弹前空气压力,且有 $p_f = p_0 \left(1 + \frac{Ma^2 (k+1)k}{4} + kMa \sqrt{1 + \left(\frac{k+1}{4} \right)^2 Ma^2} \right)$, p_0 为大气压; $\theta = k-1$, k 为气体比热比; ω 为装药量; φ_1 为阻力系数; m 为弹丸质量; l 为弹丸膛内运动行程; l_ψ 为药室自由容积缩径长; f 为火药力; ψ 为火药相对已燃质量; φ 为次要功计算系数; z 为火药相对已燃厚度; χ , λ , μ 为火药分裂前的形状特征量; z_k 为火药分裂后药粒全部燃尽时的相对已燃厚度; χ_s , λ_s 为火药分裂后的形状特征量; n , u_1 为火药燃速系数; e_1 为火药厚度参量。

② 后效期。

弹丸飞出炮口后,膛内气体高速喷出,形成异常复杂的膛口流场,弹底压力呈指数规律衰减。为简化问题,常采用斯鲁霍茨基经验公式来描述后效期弹底处气体状态参数变化,具体如下^[17]:

$$\begin{cases} p_d = p_g e^{-\alpha' t} \\ \rho_d = \rho_g e^{-\frac{\alpha' t}{k}} \\ T_d = T_g e^{-\frac{(k-1)\alpha' t}{k}} \\ \ln \left(\frac{p_g}{p_0} \right) \\ \alpha' = \frac{\ln \left(\frac{p_g}{p_0} \right)}{t_h} \\ t_h = \frac{l_h}{v_g} \\ l_h = \beta' \frac{\omega}{m} D \end{cases} \quad (5)$$

式中: T_d 为后效期气体温度; p_g , ρ_g 和 T_g 分别为弹丸出炮口时膛内气体的压力、密度和温度; α' 为衰减系数,表示弹底气体压力衰减的快慢; t_h 为后效期总时长; l_h 为火药气体对弹丸作用的后效距离; β' 为经验系数,通常取值范围为 52~89.5。

在上述力的作用下,出炮口后弹丸运动速度 v 变化规律为

$$\frac{dv}{dt} = \frac{p_d S_h - p_f S_h}{m} \quad (6)$$

2) 气缸内气体状态参数变化方程。

① 活塞未启动前。

当气缸内外压差小于剪切圈抗力时,活塞被限制不能移动,气缸容积不变。根据小孔流动理论,对气缸充放气过程进行分析,可建立气缸内气体状态参数变化方程^[18]:

$$\begin{cases}
 \frac{dp_q}{dt} = \frac{kQp_d}{V_q\rho_d} \\
 \frac{d\rho_q}{dt} = \frac{Q}{V_q} \\
 Q = \begin{cases} n_0u_kS_k\left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}}\sqrt{kp_d\rho_d} & 0 \leq p_q < \frac{p_d}{\bar{p}_{cr}} \\ n_0u_kS_k\left\{\frac{2kp_d\rho_d}{k-1}\left[\left(\frac{p_q}{p_d}\right)^{\frac{2}{k}} - \left(\frac{p_q}{p_d}\right)^{\frac{k+1}{k}}\right]\right\}^{\frac{1}{2}} & \frac{p_d}{\bar{p}_{cr}} \leq p_q < p_d \\ -n_0u_kS_k\left\{\frac{2kp_q\rho_q}{k-1}\left[\left(\frac{p_d}{p_q}\right)^{\frac{2}{k}} - \left(\frac{p_d}{p_q}\right)^{\frac{k+1}{k}}\right]\right\}^{\frac{1}{2}} & p_d \leq p_q < \bar{p}_{cr}p_d \\ -n_0u_kS_k\left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}}\sqrt{kp_q\rho_q} & \bar{p}_{cr}p_d \leq p_q \end{cases} \\
 \bar{p}_{cr} = \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k}{k-1}}
 \end{cases} \quad (7)$$

式中: Q 为某时刻气孔的流量, V_q 为气缸容积, S_k 为气孔横截面积, n_0 为气孔数量, u_k 为气孔流量系数, $\bar{p}_{cr}$ 为临界压力比值。

② 活塞启动后。

当气缸内外压差大于剪切圈抗力时, 剪切圈被切断, 活塞启动并向弹底方向运动, 气缸容积随之逐渐变大, 气缸处于放气阶段, 此时气缸内气体状态参数变化方程为

$$\begin{cases}
 \frac{dp_q}{dt} = \frac{kQp_q - p_q\rho_qS_q\dot{x}}{\rho_q(V_q + S_qx)} \\
 \frac{d\rho_q}{dt} = \frac{Q - \rho_qS_q\dot{x}}{V_q + S_qx} \\
 Q = \begin{cases} n_0u_1S_k\left\{\frac{2kp_q\rho_q}{k-1}\left[\left(\frac{p_d}{p_q}\right)^{\frac{2}{k}} - \left(\frac{p_d}{p_q}\right)^{\frac{k+1}{k}}\right]\right\}^{\frac{1}{2}} & p_d \leq p_q < \bar{p}_{cr}p_d \\ n_0u_1S_k\left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}}\sqrt{kp_q\rho_q} & \bar{p}_{cr}p_d \leq p_q \end{cases} \\
 \bar{p}_{cr} = \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k}{k-1}}
 \end{cases} \quad (8)$$

式中: x 和 $\dot{x}$ 分别为活塞运动行程和速度。

式(1)~式(8)组成的方程组, 即为基于后效作用的图像末制导炮弹尾翼动态张开模型。

3 尾翼动态张开模型分析

3.1 模型可解性分析

在所建的模型当中, 共有 x 、 β 、 p_d 、 ρ_d 、 v 、 p_q 、 ρ_q 、 t

等十余个变量, 8 组方程式, 均为常微分方程和代数方程, 内含有与变量相同数量的等式, 模型可解。若以时间 t 为自变量, 即可计算出活塞运动位移、尾翼片张开角度等随时间的变化规律。而对于含代数方程组的常微分方程组, 目前主要采用四阶龙格-库塔法来进行求解^[19-23]。

3.2 影响因素的定性分析

从所建模型来看, 图像末制导炮弹尾翼动态张开过程主要受气孔直径、装药量、弹丸质量等多个因素的影响, 其中任一个因素变化均会使活塞运动与尾翼片转动特性发生改变, 有时甚至会因气缸内压力异常而导致尾翼无法正常展开, 影响弹丸空中飞行稳定性。例如:

①其他条件不变, 气孔直径越大, 单位时间内流入气缸内火药气体的量越大, 气缸内压力上升得越快, 当气缸内最大压力大于剪切圈抗力时, 尾翼在膛内提前张开而磨损, 轻则影响弹丸空中飞行稳定性, 重则导致掉弹;

②其他条件不变, 装药量越小, 火药总能量小, 膛内火药燃烧得慢、膛压上升也慢, 从而导致单位时间内流入气缸内火药气体的量少, 弹丸出炮口后气缸内外最大压力差有可能小于剪切圈抗力而无法正展开, 导致掉弹;

③其他条件不变, 适配相同口径火炮发射, 即使尾翼结构相同, 但弹丸质量不同, 则弹丸惯性不同, 从而会导致其内弹道性能与尾翼张开特性发生变化, 也需进行专门的优化设计。

4 模型仿真与验证

4.1 模型仿真

为定量分析弹丸内弹道性能及其尾翼动态张开特性, 给定火炮内膛构造参数及弹丸诸元、装药条件以及气缸张开式尾翼结构尺寸等参数, 通过编程进行数值仿真, 部分仿真计算参数如表 1 所示。

表 1 部分仿真计算参数

Table 1 Partial simulation calculation parameters

p_0/MPa	$f/(\text{kJ}\cdot\text{kg}^{-1})$	k	m/kg	n_0	S_h/mm^2
30	950	1.25	52.8	2	188.6

在该条件下, 仿真得到尾翼张开到位前弹底压力、气缸内压力、弹丸运动速度与位移以及气缸活塞运动位移、尾翼片张开角度随时间的变化规律, 如图 3~图 7 所示。

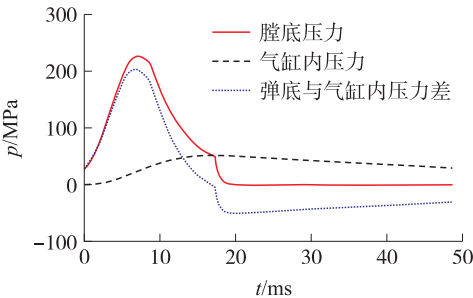


图 3 尾翼张开到位前弹底及气缸内压力随时间变化曲线
Fig. 3 Variation curve of base and cylinder pressure with time before tail sheet opening in place

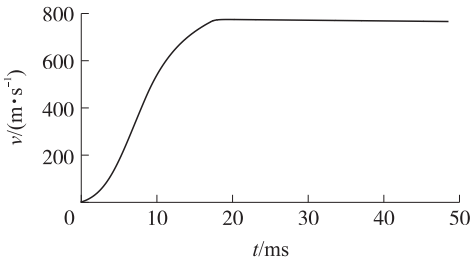


图 4 尾翼张开到位前弹丸速度随时间变化曲线
Fig. 4 Variation curve of projectile velocity with time before tail sheet opening in place

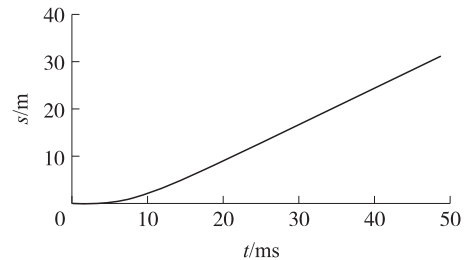


图 5 尾翼张开到位前弹丸位移随时间变化曲线
Fig. 5 Variation curve of projectile displacement with time before tail sheet opening in place

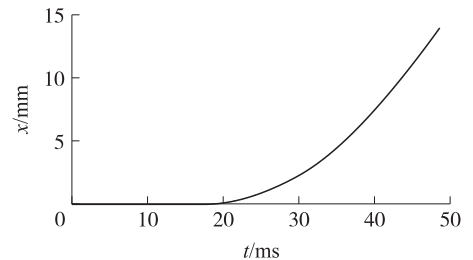


图 6 尾翼张开到位前活塞运动位移随时间变化曲线
Fig. 6 Variation curve of piston displacement with time before tail sheet opening in place

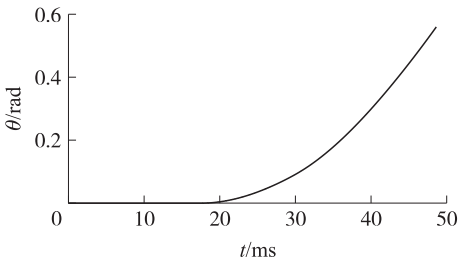


图 7 尾翼张开到位前尾翼片张开角度随时间变化曲线
Fig. 7 Variation curve of piston displacement with time before tail sheet opening in place

从图 3~图 7 所示的仿真结果来看,图像末制导炮弹在该条件下射击时,气缸内部气体压力不断升高,当弹丸膛内运动 16.81 ms 后,气缸内部气体压力开始大于弹底处气体压力,由充气转为放气;当在膛内运动 17.27 ms 后,弹丸以 765.3 m/s 的速度飞出炮口,此时气缸内压力与弹底压力的差值为 3.2 MPa,但该压力差值远小于剪切圈的抗力,活塞被剪切圈锁定而尾翼呈合拢状态;尔后,膛内高压气体从炮口高速喷出并膨胀,致使弹底压力急速衰减,而气缸由于向外放气,其内压力也有降低,但减小的幅度远小于弹底压力,故气缸内外压力差短时间内快速增大;当弹丸运动 17.42 ms 后,气缸内外压力差达到剪切圈抗力 (14.5 MPa),剪切圈被切断,气缸活塞在内部气体压力的推动下开始向弹尾方向运动,并同步带动尾翼片张开;31.22 ms 之后尾翼片张开到位,此时弹丸距离炮口 24.2 m,弹丸速度为 764.6 m/s,而活塞则运动了 14.0 mm,尾翼张开到位时尾翼片张开的角度为 0.56 rad。从气缸整个张开过程来看,仿真得到的弹底压力、气缸内压力等的变化规律符合弹丸实际射击过程的一般规律,满足尾翼设计要求。

4.2 模型验证

基于上述条件,对高速摄像装置拍摄弹丸出膛后的运动及尾翼张开情况进行判读,并结合铜柱测量的火炮膛压,对模型进行合理性验证。试验测试与仿真计算结果对比如表 2 所示。表中, p_{tm} 为最大膛压,仿真计算的 p_{tm} 由弹底压力按拉格朗日条件下膛压分布函数间接推算而来; v_q, l_q, θ_0 分别为尾翼张开到位时弹丸的运动速度、距炮口的位置及其尾翼张开的角度。

表 2 试验与仿真对比情况表

Table 2 Comparison of test and simulation

p_{tm}/MPa		$\Delta p_{\text{tm}}/\%$	p_{dm}/MPa		$\Delta p_{\text{dm}}/\%$	$v_0/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$		$\Delta v_0/\%$	l_q/MPa		$\Delta l_q/\%$	θ_0		$\Delta\theta_0/\%$
试验	仿真		试验	仿真		试验	仿真		试验	仿真		试验	仿真	
260.0	251.7	3.2	233.5	226.1	3.2	760.0	765.3	0.7	25.4	24.2	4.7	0.52	0.56	5.7

从试验测试与仿真计算结果对比情况来看,弹底最大压力、弹丸炮口初速、尾翼片张开到位时距炮口的位置及其尾翼张开角度的相对误差分别为 3.2%,0.7%,4.7%和 5.7%。误差来源主要包括:铜柱测压器本身的测量误差、高速摄像判读误差以及建模简化假设所引入的模型误差等。从相对误差的幅值来看,均在许可范围之内,说明所建模型合理、结果可信,能一定程度反映出图像末制导炮弹发射流场及其气缸张开式尾翼张开的基本特性。

5 不同因素变化对图像末制导炮弹尾翼张开特性的影响

为实现空中飞行稳定和末端精确打击,要求图像末制导炮弹气缸内压力不能过大,也不能太小。气缸内压力过大,会带来结构强度问题,或因气缸内外压力差过大导致尾翼在膛内提前张开;气缸内压力过小,会导致膛外气缸内外压力差过小而无法切断剪切圈,活塞不能移动,尾翼片也无法同步张开。从所建模型来看,装药量和气孔直径是影响其尾翼能否正常开展的两个主要因素。因此,在上述仿真基础上,主要分析装药量、气孔直径的变化对气缸内压力、活塞运动位移及尾翼片张开角度的影响。

5.1 装药量变化的影响分析

火炮射击时,一般通过变换装药号来调整火力的覆盖范围,从而实现战术机动。图像末制导炮弹采用制式火炮发射,设计要求其能适用不同装药号射击。不同的装药号,一般对应不同的装药量,有时发射装药的形状也会发生变化。为研究装药量变化对图像末制导炮弹尾翼张开特性的影响规律,以上述 4.1 中装药号为基准,通过变换装药改变装药量,将装药量 ω_0 降为 ω_1 ,这两种装药实际上对应图像末制导炮弹尾翼最大和最小装药工况条件。为方便分析,前者记为大装药,后者记为小装药,这两种装药情况下除装药量不同之外,装药的形状也发生了变化,具体仿真结果如图 8~图 10、表 3 所示。

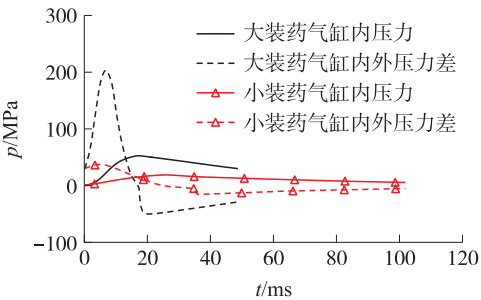


图 8 不同装药下气缸内压力随时间变化曲线

Fig. 8 Variation curve of pressure with time in cylinder under different charges

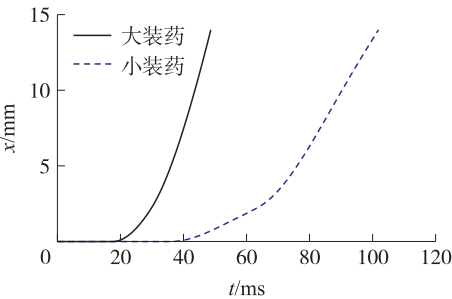


图 9 不同装药下活塞运动位移随时间变化曲线

Fig. 9 Variation curve of piston displacement with time under different charges

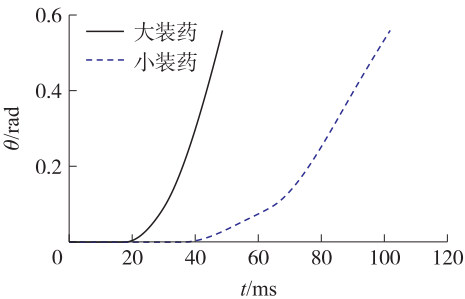


图 10 不同装药下尾翼片张开角度随时间变化曲线

Fig. 10 Variation curve of tail fin opening angle with time under different charges

表 3 不同装药下的仿真结果

Table 3 Simulation results under different charges

类别	p_{dm}/MPa	p_{qm}/MPa	$\Delta p_k/\text{MPa}$	$v_0/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	t_q/ms	l_q/m
大装药	226.1	52.7	3.2	765.3	31.22	24.2
小装药	42.5	18.6	5.0	333.7	66.26	22.3

从仿真结果来看,两种极限装药工况下尾翼均能在膛外正常展开,说明图像末制导炮弹尾翼结构合理,满足设计要求。但当装药由大装药调整为小装药时,膛内弹底最大压力 p_{dm} 由 226.1 MPa 减小为 42.5 MPa,膛内气缸内最大压力 p_{qm} 由 52.7 MPa 减小为 18.6 MPa,膛内气缸内外最大压力差 Δp_k 由 3.2 MPa 增大为 5.0 MPa,弹丸炮口初速 v_0 由 765.3 m/s 减小为 333.7 m/s,尾翼从开始张开到张开到位时所用时间 t_q 由 31.23 ms(尾翼开始张开时刻为 17.42 ms,尾翼张开到位时刻为 48.64 ms)增大为 66.26 ms(尾翼开始张开时刻为 35.57 ms,张开到位时刻为 101.83 ms),尾翼张开到位时距炮口位置 l_q 由 24.2 m 减小为 22.3 m。由此可以看出,装药量越小,尾翼张开过程所需时间越长,尾翼张开到位时离炮口越近,其主要是因为:装药量小,气缸内压力上升慢,弹丸出炮口时气缸内压力小,致使膛外气缸内外压力差相对减小,因而活塞运动、尾翼张开也就慢;装药量小,弹丸炮口初速小,因而尾翼张开到位时弹丸运动的距离相对也较小。

5.2 气孔直径变化的影响分析

受加工工艺的限制,气孔直径的不一致性很难避免;此外,膛内高温高压火药气体流经气孔表面时也会对气孔产生烧蚀磨损,使气孔直径扩大。为研究气孔直径 d_k 变化对图像末制导炮弹尾翼张开特性的影响规律,以上述 4.1 中气孔直径 d_0 为基准,将气孔直径增加到 2 mm,其他条件不变,仿真结果如图 11~图 13、表 4 所示。

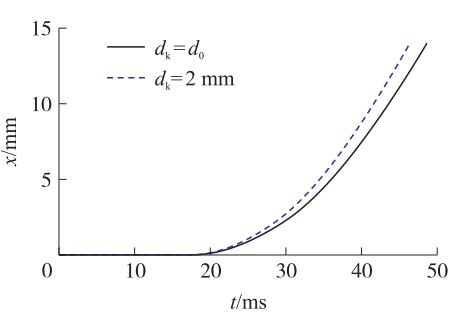


图 12 不同气孔直径下活塞运动位移随时间变化曲线
Fig. 12 Variation curve of piston displacement with time under different pore diameters

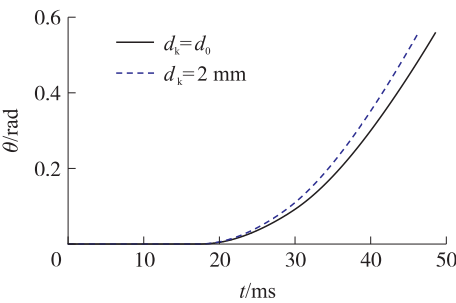


图 13 不同气孔直径下尾翼片张开角度随时间变化曲线
Fig. 13 Variation curve of tail fin opening angle with time under different pore diameters

从仿真结果看,当气孔直径由 d_0 增至 2 mm 时, p_{qm} 由 52.7 MPa 增大为 62.9 MPa, Δp_k 由 3.2 MPa 增大为 12.4 MPa, t_q 由 31.22 ms(尾翼开始张开时刻为 17.42 ms,尾翼张开到位时刻为 48.64 ms)减小为 29.09 ms(尾翼开始张开时刻为 17.30 ms,张开到位时刻为 46.39 ms), l_q 由 24.2 m 减小为 21.1 m。由此可以看出,气孔直径越大,尾翼张开过程所需时间越短,尾翼张开到位时离炮口越近,而膛内弹底最大压力略微增大、弹丸炮口初速略微减小,主要是因为:气孔直径大,由于充放气流入到气缸内的气体质量增加而使弹丸质量改变量略有增加,但相比弹丸质量很小,因而膛内弹底最大压力、炮口初速近乎不变;气孔直径大,气缸内压力上升快,弹丸出炮口时气缸内压力大,致使膛外气缸内外压力差相对增大,故活塞运动、尾翼张开也就快,而炮口初速接近,在较短的时间内弹丸运动的距离也短。

6 结束语

基于图像末制导炮弹尾翼结构特点与作用原理,对气缸充放气过程、活塞启动之后的运动过程、尾翼片转动过程以及弹丸膛内和炮口后效过程进行了耦合量化,构建了基于后效作用的尾翼动态张开

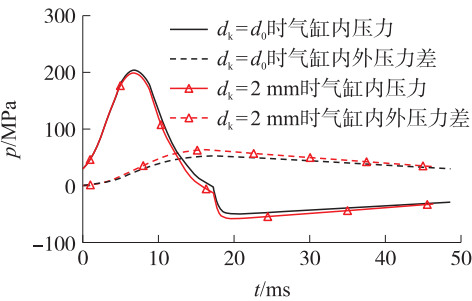


图 11 不同气孔直径下气缸内压力随时间变化曲线
Fig. 11 Variation curve of pressure with time in cylinder under different pore diameters

表 4 不同气孔直径下的仿真结果

Table 4 Simulation results under different pore diameters

	p_{dm}/MPa	p_{qm}/MPa	$\Delta p_k/\text{MPa}$	$v_0/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	t_q/ms	l_q/m
$d_k = d_0$	226.1	52.7	3.2	765.3	31.22	24.2
$d_k = 2 \text{ mm}$	226.2	62.9	12.4	765.2	29.09	21.1

模型,并以某型图像末制导炮弹为例进行了模型合理性验证。从仿真结果来看,计算精度较高,一定程度表明所建模型合理可行。对模型进行仿真解算,不仅可得到活塞运动与尾翼片转动特性,还可得到尾翼整个张开过程中弹底与气缸内压力、弹丸运动位移、弹丸因气缸充放气而引起的质量变化量等随时间的变化规律。

基于所建模型,从装备设计使用的角度重点分析了装药量和尾翼气孔直径的变化对气缸内压力、活塞运动与尾翼片转动特性的影响。仿真结果表明,其他条件不变,若装药量或气孔直径增大,均会使气缸内最大压力增大而使膛外气缸内外压力差相对增大,进而尾翼膛外动态张开过程所需时间变短;但两者也有不同,主要表现在:装药量增大,相同时刻膛内弹底压力增大的幅度要比气缸内压力大,如由大号装药变为小号装药,膛内弹底压力峰值由226.1 MPa减小为42.5 MPa,减小比例为81.2%,而膛内气缸内压力峰值由52.7 MPa减小为18.6 MPa,减小比例为64.7%;而气孔直径增大,膛内弹底压力近乎不变,但气缸内压力和膛内气缸内外压力差上升明显,如气孔直径增加到2 mm,气缸内压力峰值由52.7 MPa增大到62.9 MPa,增加了19.4%,膛内气缸内外压力差峰值由3.2 MPa增大到12.4 MPa,增加了287.5%,并且其值很接近剪切圈的抗力。从这一点分析来看,若尾翼结构尺寸设置合理并保持一定,无论装药量如何变化,仍可保证尾翼在膛内一直处于合拢状态,但可能会因气缸内压力过大而使其强度遭到破坏,或因气缸内外压力差过小无法切断剪切圈而使尾翼无法正常张开,进而影响弹丸空中飞行的稳定性;而对于制式药号或一定质量的发射装药,气孔直径选择不当或者在高温高压火药气体蚀蚀磨损的作用下其直径扩大,也可能使气缸内压力异常而导致尾翼在膛内提前张开而损坏,从而使弹丸空中飞行稳定性受到影响。因此,在设计研制过程中,一定要注意合理选择尾翼的结构尺寸和材料,并对气孔表面进行抗烧蚀特殊化热处理。

参考文献

- [1] 任明,曾稼,陈江,等. 气缸式尾翼气缸内压力及影响因素分析[J]. 兵器装备工程学报,2020,41(12):237-241.
REN Ming, ZENG Jia, CHEN Jiang, et al. Cylinder pressure analysis of cylinder-open fin[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2020, 41(12): 93-97. (in Chinese)
- [2] 焦志刚,王频,邱浩. 气缸式尾翼弹发射过程气缸压力变化规律数值仿真[J]. 沈阳理工大学学报,2016,35(2):65-69.
JIAO Zhigang, WANG Pin, QIU Hao. Cylinder pressure analysis of cylinder-open fin on launch process[J]. Journal of Shenyang Ligong University, 2016, 35(2): 65-69. (in Chinese)
- [3] 蔡灿伟,张玉荣,陶辰立,等. 制导炮弹尾翼膛内工作异常现象分析[J]. 火炮发射与控制学报,2014,35(2):55-60.
CAI Canwei, ZHANG Yurong, TAO Chenli, et al. Abnormal phenomenon analysis of fins' work in bore for the guided projectile by gun[J]. Journal of Gun Launch & Control, 2014, 35(2): 55-60. (in Chinese)
- [4] 汤傲,戴劲松,王茂森,等. 小口径尾翼弹膛口流场数值模拟[J]. 兵器装备工程学报,2021,42(6):34-37.
TANG Ao, DAI Jinsong, WANG Maosen, et al. Numerical simulation of muzzle flow field of small caliber fin-stabilized projectile[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2021, 42(6): 34-37. (in Chinese)
- [5] 晁伟召. 温度对折叠尾翼可靠性的影响分析[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2019.
CHAO Weizhao. Effect of temperature on reliability of folding wing[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2019. (in Chinese)
- [6] 孙冲. 张开式尾翼膛口流场三维数值模拟研究[D]. 沈阳:沈阳理工大学,2016.
SUN Chong. Research on the muzzle flow field with the fin-stabilized opening device through the three-dimensional numerical simulation[D]. Shenyang: Shenyang University of Science & Technology, 2016. (in Chinese)
- [7] 钱立志,蒋滨安,郭佳晖. 信息化炮弹抗高过载设计方法[J]. 兵工学报,2023,44(5):1310-1320.
QIAN Lizhi, JIANG Binan, GUO Jiahui. Anti-high-overload design method of information projectile[J]. Acta Armamentarii, 2023, 44(5): 1310-1320. (in Chinese)
- [8] 杨传栋,钱立志,薛松,等. 图像末自寻的弹药目标检测方法综述[J]. 兵工学报,2022,43(10):2687-2704.
YANG Chuandong, QIAN Lizhi, XUE Song, et al. Review on target detection of image homing ammunition[J]. Acta Armamentarii, 2022, 43(10): 2687-2704. (in Chinese)
- [9] 郭佳晖,田宗浩,蒋滨安,等. 考虑弹目速度时变的攻击角约束终端滑模导引律[J]. 战术导弹技术,2021(5):87-93.
GUO Jiahui, TIAN Zonghao, JIANG Binan, et al. Terminal sliding mode guidance law with impact angle constraint considering time-varying velocity of missile and target[J]. Tactical Missile Technology, 2021(5): 87-93. (in Chinese)
- [10] 陈佩银,杨永刚,薛再清,等. 子弹稳定装置翼片动态张开过程研究[J]. 导弹与航天运载技术,2019(1):24-35.
CHEN Peiyin, YANG Yonggang, XUE Zaiqing, et al. Research on key technologies of naval gun intelligent ammunition[J]. Missiles and Space Vehicles, 2019(1): 24-35. (in Chinese)
- [11] 汤傲. 某特殊发射过程动态特性分析[D]. 南京:南京理工大学,2019.
TANG Ao. Dynamic characteristic analysis of a special launching process[D]. Nanjing: Nanjing University of Science & Technology, 2019. (in Chinese)
- [12] 袁永润,马国鹭,陈万华,等. 基于压力损失的轻气炮内弹道建模及

- 仿真分析[J]. 火炮发射与控制学报,2022,43(16):15-20.
- YUAN Yongrun, MA Guolu, CHEN Wanhua, et al. Interior ballistic modeling and simulation analysis of a light gas gun based on pressure loss [J]. Journal of Gun Launch & Control, 2022, 43(16):15-20. (in Chinese)
- [13] 齐竹昌,张鹏飞,柴劲,等. 制导炮弹膛内转速特性建模及仿真研究[J]. 弹箭与制导学报,2021,41(6):44-52.
- QI Zhuchang, ZHANG Pengfei, CHAI Jin, et al. Research of in-bore rotational speed model and simulation for guidance projectile[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2021,41(6):44-52. (in Chinese)
- [14] HE X J, CHAO L. Study on optimization of interior ballistic performance of cased telescoped ammunition based on improved firefly algorithm[J]. Propellants, Explosives, Pyrotechnics, 2023, 48(2):202200254.
- [15] HU X L, XIA D X, ZHANG Y R, et al. Research on the interior ballistic design of a low impact ejection explosive bolt[J]. Journal of Physics: Conference Series, 2023, 2460:012061.
- [16] 郭昭蔚,梁林,魏锦. 弹丸膛内发射全过程仿真方法研究[J]. 计算机仿真,2022,39(11):16-21.
- GUO Zhaowei, LIANG Lin, WEI jin. Simulation of whole process of projectile firing in gun bore [J]. Computer Simulation, 2022, 39(11):16-21. (in Chinese)
- [17] 缪伟,尹强,钱林方. 火炮后效期火药气体流空过程的近似计算方法[J]. 兵工学报,2021,42(7):1381-1391.
- MIU Wei, YING Qiang, QIAN Linfang. An approximate calculation method for ejection of propellant gas during after-effect period of artillery [J]. Acta Armamentarii, 2021, 42(7):1381-1391. (in Chinese)
- [18] 廖欢欢,张海波,熊勇,等. 高低压室发射弹丸内弹道仿真与试验研究[J]. 弹道学报,2023,34(4):45-51.
- LIAO Huanhuan, ZHANG Haibo, XIONG Yong, et al. Simulation and experimental study on interior ballistics of projectiles launched with high-low pressure chamber [J]. Journal of Ballistics, 2023, 34(4):45-51. (in Chinese)
- [19] 熊佳敏,陆欣. 发射药冲击破碎对埋头弹装药燃烧和内弹道性能影响的数值模拟[J]. 火炸药学报,2023,46(4):352-360.
- XIONG Jiamin, LU Xin. Numerical simulation of the effect of impact crushing of propellant grains on the combustion and internal ballistic of the CTA [J]. Chinese Journal of Explosives & Propellants, 2023, 46(4):352-360. (in Chinese)
- [20] TAN C, WEI S H, YAO W J, et al. Numerical simulation of motion process of a projectile with sliding driving band in bore [J]. Journal of Physics: Conference Series, 2023, 2460:012057.
- [21] 蒋俊君,陆欣. 烧蚀磨损理论下多参数变化对火炮内弹道性能的影响分析[J]. 弹道学报,2021,33(4):45-50.
- JIANG Junjun, LU Xin. Analysis of influence of multiple parameters on internal ballistic performance of gun under ablative wear theory [J]. Journal of Ballistics, 2021, 33(4):45-50. (in Chinese)
- [22] 王克,张领科,王戴思源. 基于火炮膛内气固两相流的热散失模型数值仿[J]. 弹道学报,2023,35(1):69-75.
- WANG Ke, ZHANG Lingke, WANG Daisiyuan. Numerical simulation of heat loss model based on gas-solid two-phase flows in a gun bore [J]. Journal of Ballistics, 2023, 35(1):69-75. (in Chinese)
- [23] 张小兵,薛涛. 内弹道学发展与展望[J]. 南京理工大学学报,2023,47(4):446-460.
- ZHANG Xiaobing, XUE Tao. Developments and prospects of interior ballistics [J]. Journal of Nanjing University of Science and Technology, 2023, 47(4):446-460. (in Chinese)
- ~~~~~
- (上接第 19 页)
- [21] 张世健,白桥栋,韩家祥,等. 富氢燃气旋转爆轰波传播特性实验研究[J]. 推进技术,2022,43(10):327-337.
- ZHANG Shijian, BAI Qiaodong, HAN Jiaxiang, et al. Experimental study on propagation characteristics of rotating detonation wave of hydrogen-rich gas [J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(10):327-337. (in Chinese)
- [22] HAN J, BAI Q, ZHANG S, et al. Experimental study on propagation mode of rotating detonation wave with cracked kerosene gas and ambient temperature air [J]. Physics Fluids, 2022, 34(7):075127.
- [23] BAI Q D, HAN J X, QIU H, et al. Study on initiation characteristics of rotating detonation by auto-initiation and pre-detonation method with high-temperature hydrogen gas [J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2023, 49:450-461.
- [24] BAI Q D, HAN J X, ZHANG S J, et al. Experimental study on the auto-initiation of rotating detonation with high-temperature hydrogen-rich gas [J]. Physics of Fluids, 2023, 35(4):045121.
- [25] ZHOU S, MA H, ZHOU C, et al. Experimental research on the propagation process of rotating detonation wave with a gaseous hydrocarbon mixture fuel [J]. Acta Astronautica, 2021, 179:1-10.
- [26] XIA Z J, LUAN M Y, LIN X Y, et al. Numerical simulation of wave mode transition in rotating detonation engine with OpenFOAM [J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2020, 45(38):19989-19995.
- [27] 葛高杨,马元,侯世卓,等. 当量比对汽油燃料两相旋转爆轰发动机工作特性影响实验研究[J]. 爆炸与冲击,2021,41(11):24-35.
- GE Gaoyang, MA Yuan, HOU Shizhuo, et al. Experimental study on the effect of equivalent ratio on working characteristics of gasoline fuel two-phase rotating detonation engine [J]. Explosion and Shock Waves, 2021, 41(11):24-35. (in Chinese)
- [28] PENG L, WANG D, WU X, et al. Ignition experiment with automotive spark on rotating detonation engine [J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2015, 40(26):8465-8474.
- [29] WANG Y H, WANG J P. Effect of equivalence ratio on the velocity of rotating detonation [J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2015, 40(25):7949-7955.
- [30] LI B, WU Y, WENG C, et al. Influence of equivalence ratio on the propagation characteristics of rotating detonation wave [J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2018, 93:366-378.