

DOI: 10.12382/bgxb.2025.1154



电磁轨道炮弹道学若干问题的理论与实验研究

刘健, 顾本锋, 徐钢, 曾弘毅, 陈坤, 杨春霞, 栗保明*

(南京理工大学 瞬态物理全国重点实验室, 江苏 南京 210094)

摘要: 实现高初速条件下的高精度发射性能是电磁轨道发射技术的重要研究课题, 为了实现这些目标, 相比于常规火炮发射过程, 需要针对全新的科学问题开展研究, 其中包括: 1) 电枢挤进过程中初始接触的均匀一致性; 2) 内弹道一致性; 3) 膛内发射动力学; 4) 伴随电弧磁流体的膛口脱壳动力学; 5) 超高速飞行一致性; 6) 脉冲放电一致性。从弹道学角度开展理论及实验研究, 涵盖了包括起始弹道、内弹道、中间弹道、外弹道在内的整个发射过程。基于相关理论及关键技术, 设计了小口径电磁轨道炮发射系统, 配备了一体化射弹及高重复频率高精度脉冲电源系统。开展了电磁轨道炮发射实验, 实现了高精度发射性能。实验结果表明, 发射初速超过 2000m/s, 发射系统具备良好一致性, 炮口初速误差小于 5%。

关键词: 电磁发射; 脉冲功率源; 小口径电磁轨道炮; 弹道学; 超高速弹丸。

中图分类号: TJ866 **文献标志码:** A¹

Theoretical and Experimental Study of Several Issues of Electromagnetic Railgun

Ballistics

LIU Jian, GU Benfeng, XU Gang, ZENG Hongyi, CHEN Kun, YANG Chunxia, LI Baoming*

(National Key Laboratory of Transient Physics, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, Jiangsu, China)

Abstract: Achieving the high muzzle velocity and high precision in launching process is an important research subject for electromagnetic railgun, a direct-fire weapon. The launch process of launch process is different from that of conventional artillery. Therefore, some completely new scientific issues need to be investigated to achieve the research objective, including 1) the uniformity and consistency of initial contact between the armature and the rail during the engraving process of armature loading; 2) the interior ballistics consistency; 3) the in-bore launch dynamics; 4) the discarding sabot dynamics of muzzle with arc magnetic fluid; 5) the flight of hypervelocity projectile; and 6) the consistency of pulse discharge. This paper carries out theoretical and experimental research from the perspective of ballistics, covering the entire launching process, including initial ballistics, internal ballistics, intermediate ballistics, and external ballistics. A small-caliber electromagnetic railgun launch system is designed based on relevant theories and key technologies, which is equipped with an automatic loading system, a high repetition rate and high-precision pulsed power supply system, and an integrated launch package (ILP). The electromagnetic railgun launch experiments are conducted, and the high-precision launch performance is realized. The experimental results demonstrate that the muzzle velocity exceeds 2000m/s, the launch system has good consistency, and the muzzle velocity error is less than 5%.

Keywords: electromagnetic launch; pulsed power supply; small-caliber electromagnetic railgun; ballistics; hypervelocity projectile

图 1 电磁轨道发射系统示意图

0 引言

电磁轨道发射技术因其超高速投送能力和可控发射特性,在国防军事领域中展现出良好的应用前景^[1],受到广泛关注与研究。与传统火药推进发射方式相比,为了实现电磁轨道炮这一类直瞄武器高精度、高初速发射的目标,其弹道过程仍存在诸多关键科学问题亟待解决,这些科学问题贯穿了起始弹道、内弹道、中间弹道及外弹道等。因此,系统研究电磁轨道发射各弹道过程的动态特性、优化设计方法及实验验证,对提升电磁轨道炮的工程化应用水平具有重要理论意义和工程价值。

电磁轨道发射是一个涉及电-磁-热-力的多物理场复杂耦合过程。在内弹道方面,国内外研究人员围绕电磁轨道炮发射过程中转捩问题^[2]、速度趋肤效应^[3]、电磁场涡流分布、轨道抗烧蚀^[4]、滑动电接触^[5]、电枢磨损及枢轨间接接触过程的特性转变^[6]和发射动力学等问题进行了实验研究和理论计算。Watt^[7]等对发射初始阶段轨道表面损伤情况开展了研究实验;Deadrick^[8]等使用有限差法计算了磁扩散方程与热量扩散方程,得到了电磁轨道炮一维内弹道计算结果;Kerrisk^[9]基于磁扩散理论发展了轨道炮的二维模型,用有限差分方法计算出电磁场和电流密度分布等;Johnson^[10]等分析了轨道电阻以及温升对发射效率的影响;在外弹道方面,Hundertmark^[11]等通过建立电磁发射弹丸外弹道模型,并结合气动力以及气动热模型,仿真得到了 5 kg 电磁发射弹丸以射角 2°~80° 射击时的飞行弹道轨迹;在弹道测试技术方面,Li^[12]等针对发射过程多物理场瞬态测量、脉冲 X 光、高速摄像、三维重构成像等测试方法开展了深入研究,为内弹道、中间弹道、外弹道可视化研究提供了重要支撑。近 5 年来,国内各研究机构还在电磁防护技术、新型材料、在线监测等细分领域开展了研究,尽管上述研究在特定环节取得了一定成果。但从全弹道系统优化视角,特别是针对小口径电磁发射装置的全局性能提升,还需要建立涵盖内弹道、中间弹道、外弹道等的完整分析体系,以实现发射性能的系统提升。

电磁轨道发射装置示意图 1 所示。本文以 20mm 的小口径电磁轨道发射装置作为研究对象,通过小口径系统的易操作性,开展对电磁轨道炮弹道学共性问题的理论与实验研究,在各个阶段均建立对应的理论模型并提出优化设计方法。这些关键问题如下:

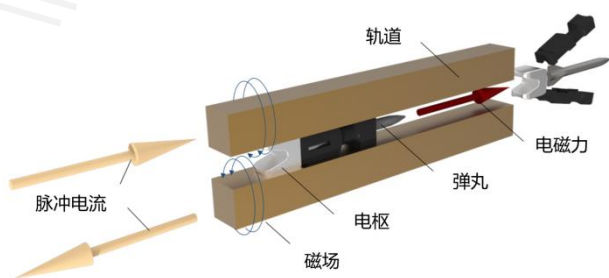


Fig.1 Electromagnetic launch system

1) 电枢装填过程中枢轨初始接触的均匀性和一致性。建立了弹塑性材料模型,用于分析电枢起始装填过程。通过计算材料物理性能和过盈量对接触状态的影响来优化电枢设计,保证枢轨接触状态良好,接触压力均匀分布,从而提高发射性能;

2) 考虑焦耳热、摩擦热、电磁力的综合作用以及多物理场特性之间的非线性效应,建立轨道炮机电耦合发射动力学模型,研究弹丸内弹道运动规律,利用实验结果验证模型的可行性;

3) 建立弹丸膛内运动的 6 自由度发射动力学模型。该模型可预测弹丸的运动轨迹、速度和加速度,从而为优化弹丸形状、质量分布和转动惯量提供理论参考;

4) 建立一体化弹丸在磁流体环境下的炮口脱壳动力学理论模型,包括弹托分离、弹丸姿态调整及在磁流体环境下的运动规律,用于预测弹丸在膛口的运动轨迹和姿态;

5) 提出超高速尾翼稳定低阻气动构型射弹设计,用于优化气动稳定性及弹道性能,通过超高速发射试验验证弹丸的外弹道飞行性能;

6) 脉冲电流一致性。考虑脉冲电流高重复频率作用下电流趋肤效应和热积聚效应引起的非线性时变特性,通过控制充电电压补偿系数,可以实现高精度的输出特性。

开展电磁轨道发射综合验证实验,实现高精度发射性能。

1 弹道理论建模及数值仿真

1.1 起始弹道

电枢在挤进膛内过程中可能会经历高应变率下的塑性变形甚至断裂损伤。接触面的接触压力 and 是否会发生断裂损伤都取决于材料的应力状态,所以必须采用合适的材料本构关系来准确描述和模拟电枢挤进膛内过程的非线性动力学行为。本文采用 Johnson-Cook 塑性模型作为电枢材料的非线性本构关系。Johnson-Cook 塑性模型在冲击动力学工程研究中具有广泛应用,可以描述材料在大应变、高应变率、高温下的塑性行为。Johnson-Cook 塑性模型中假设材料各向同性并采用 von-Mises 屈服准则,von-Mises 等效屈服应力定义为等效塑性应变、应变率和温度的函数,定义如下:

$$\sigma_{ys} = \left(\sigma_{ys0} + k(\epsilon_{pe})^n \right) \left(1 + C \log \left(\frac{\dot{\epsilon}_{pe}}{\dot{\epsilon}_0} \right) \right) \left(1 - T_h^m \right), \quad T_h = \frac{T - T_{ref}}{T_{me} - T_{ref}} \quad (1)$$

式中: σ_{ys} 为屈服应力; ϵ_{pe} 为等效塑性应变; $\dot{\epsilon}_{pe}$ 为等效塑性应变率; $\dot{\epsilon}_0$ 为参考应变率; T 为温度; T_{me} 为熔化温度; T_{ref} 为环境温度; T_h 为归一化温度; σ_{ys0} 为初始屈服应力; k 为刚度系数; C 为应变率强度

系数； m 为温度指数； n 为硬化指数。电枢材料选用 6061-T6 铝合金，其弹塑性模型参数如表 1 所示。

表 1 电枢材料弹塑性本构模型参数

parameters			
参数	数值	参数	数值
密度 $\rho_a /(\text{kg m}^{-3})$	2810	硬化指数 n	0.42
杨氏模量 E / GPa	71.7	应变率强度系数 C	0.002
泊松比 ν	0.33	参考应变率 $\dot{\epsilon}_0$	5×10^{-4}
初始屈服应力 $\sigma_{ys0} / \text{MPa}$	324.1	温度指数 m	1.34
刚度系数 k / MPa	113.8		

由于加工误差不同，导致电枢过盈量存在细微差别，通过仿真计算研究了电枢过盈量与初始接触压力分布、初始机械预紧力之间的关系，如图 2 所示。

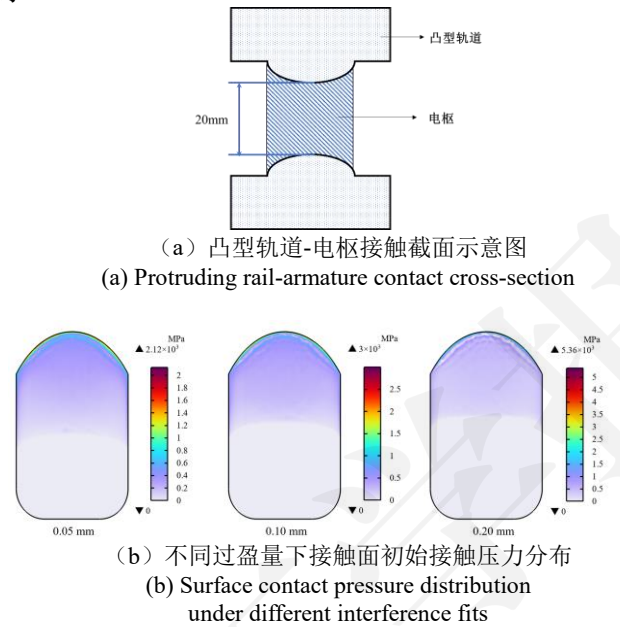


图 2 电枢过盈量与初始接触压力关系

Fig.2 The relationship between the armature interference fit and the initial contact pressure

凸型轨道-电枢接触截面如图 2 (a) 所示，不同过盈量的电枢装填完成后接触面初始接触压力分布如图 2 (b) 所示，由图可知，过盈量只会影响接触压力大小而不会改变接触压力分布模式，因此过盈量的变化几乎不会影响发射过程中的电磁扩散过程。

电枢装填完成后，机械预紧力和电枢内部最大应力与过盈量之间的关系如图 3 所示。分为 3 个阶段进行讨论：1) 电枢过盈量较小时 ($\leq 0.02 \text{ mm}$) 处于弹性变形阶段，此时材料仅发生可逆的弹性形变，Mises 应力随过盈量的增大呈线性增长，这是因为弹性阶段材料应力-应变关系遵循胡克定律，过盈量引起的接触压力均匀传递，应力变化与过盈量呈正比；2) 当过盈量超过 0.02 mm 时，电枢内部应力达到材料屈服极限，材料进入塑性变形阶段，此时初始预紧力受过盈量变化影响较小，材料因应变

硬化效应，仍能维持结构完整性，且初始预紧力受过盈量变化的影响较小，接触压力保持在合理区间，避免出现接触状态的剧烈变化；3) 当过盈量超过 0.15 mm 后，电枢进入局部塑性变形阶段，材料屈服后无法通过硬化效应抵消应力增长，电枢内部最大 Mises 应力会突破材料强度极限，导致电枢局部（如导电臂尾端、喉部等应力集中区）出现裂纹甚至断裂；同时，过度塑性变形会使电枢接触表面形态畸变，破坏初始接触压力的均匀分布模式，反而引发发射时的接触状态不稳定。其中，过盈量与 Mises 应力曲线出现跳跃的原因是电枢材料受力状态从弹性变形阶段过渡到塑性变形阶段，材料本构关系发生非线性转变。此时材料会发生不可逆的塑性流动，采用 Johnson-Cook 模型可考虑应变硬化效应，应力增长速率会显著放缓，与弹性阶段的线性增长形成明显差异，最终表现为 Mises 应力曲线的斜率突变。

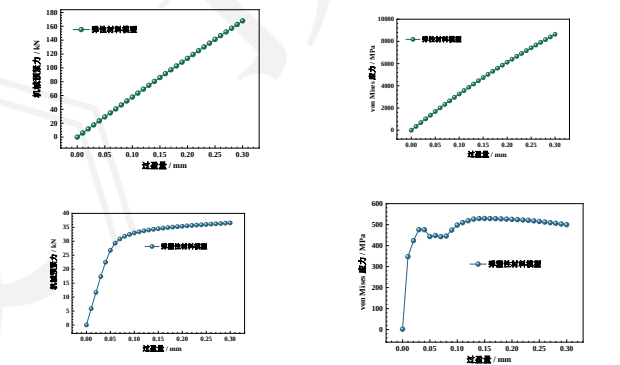


图 3 机械预紧力及电枢内部最大应力与电枢过盈量的关系曲线

Fig.3 The relationship among the mechanical preload force, the maximum stress inside the armature and the interference fit

若过盈量低于 0.02 mm ，弹性形变产生的初始机械预紧力不足，无法满足枢轨初始接触的均匀性要求：一方面，接触压力过小会导致枢轨接触面存在微观间隙，发射时电流易在间隙处击穿空气形成电弧，加剧焦耳热生成；另一方面，间隙导致电流密度分布不均，电磁推力出现局部波动，可能引发电枢膛内运动姿态偏移。因此， 0.02 mm 是保证无间隙接触、均匀电流分布的下限，低于该值则初始接触特性恶化，无法支撑稳定发射； 0.15 mm 是塑性变形可控、结构无损伤的上限，超过该值则电枢结构安全性丧失，无法满足连续发射的结构要求。

因此，为保证连续发射时弹道的一致性，电枢过盈量应该设计在 $0.02 \sim 0.15 \text{ mm}$ 范围之内，不会引发发射过程中电磁推力、弹丸运动姿态的显著波动，从而保证了发射精度。

1.2 内弹道

电磁发射属于低频场，导体中位移电流相比传导电流小得多，忽略位移电流后的 Maxwell 方程组即得到电磁发射枢轨的控制方程组如下所示：

$$\begin{cases} \nabla \times \mathbf{H} = \mathbf{J} \\ \nabla \times \mathbf{E} = -\frac{\partial \mathbf{B}}{\partial t} + \nabla \times (\mathbf{v} \times \mathbf{B}) \\ \nabla \cdot \mathbf{D} = \rho \\ \nabla \cdot \mathbf{B} = 0 \end{cases} \quad (2)$$

式中： $\mathbf{H}$ 为磁场强度矢量； $\mathbf{E}$ 为电场强度矢量； $\mathbf{B}$ 为磁感应强度矢量； $\mathbf{D}$ 为电位移矢量； $\mathbf{v}$ 为速度矢量； ρ 为自由电荷体密度； $\mathbf{J}$ 为电流密度矢量， $\mathbf{J} = \sigma \mathbf{E}$ ， σ 为材料电导率。

电枢运动过程中，同时受到洛伦兹力、摩擦力及气动阻力的共同作用，依据牛顿第二运动定律可得到动力学方程如下所示：

$$m_a \frac{d\mathbf{v}}{dt} = \frac{1}{2} \mathbf{L}_p' I^2 - \mathbf{F}_{\text{air}} - \mathbf{F}_f \quad (3)$$

式中： m_a 为电枢质量； $\mathbf{L}_p'$ 为轨道推进电感梯度，推进电感梯度一般与轨道的高频电感梯度相近，可以通过 Maxwell 高频涡流场仿真得到； I 为加载的激励电流； $\mathbf{F}_{\text{air}}$ 为空气阻力， $\mathbf{F}_f$ 为枢轨之间摩擦力。空气阻力 $\mathbf{F}_{\text{air}}$ 表达式如下：

$$\mathbf{F}_{\text{air}} = 0.5 C_D \rho_{\text{air}} A_w \mathbf{v}^2 \quad (4)$$

式中： C_D 是迎风阻力系数， ρ_{air} 是空气密度， A_w 是迎风面积。电枢尾翼上的接触压力 $\mathbf{F}_c$ 和摩擦阻力 $\mathbf{F}_f$ 表达式分别如下：

$$\begin{cases} \mathbf{F}_c = \mathbf{F}_{\text{me}} + \mathbf{F}_{\text{EM}} = \frac{E_a E_r \alpha}{h_t E_a + D_r E_r} \mathbf{A}_c + \frac{1}{2} \gamma \mathbf{L}_p' I^2 \\ \mathbf{F}_f = \mu \mathbf{F}_c = [\mu_d + (\mu_s - \mu_d) e^{-\zeta v}] \mathbf{F}_c \end{cases} \quad (5)$$

式中： $\mathbf{F}_{\text{me}}$ 为过盈力； $\mathbf{F}_{\text{EM}}$ 为电磁压力； E_a 为电枢弹性模量； E_r 为轨道弹性模量； α 为电枢单边过盈量； h_t 为轨道高度； D_r 为轨道炮口径； A_c 为枢轨接触面积； γ 为比例系数； μ 为摩擦系数， $\mu = \mu_d + (\mu_s - \mu_d) e^{-\zeta v}$ ； μ_d 为动摩擦系数； μ_s 为静摩擦系数； ζ 为速度衰减系数。

电枢高速运动过程中，枢轨电阻率随枢轨温度和电枢物态发生变化，导致枢轨界面电流密度发生变化。假设电枢不气化，电阻率随温度和密度变化关系如式(6)所示，其中 $\eta = 1/\sigma$ 。

$$\begin{cases} \eta_s = (c_1 + c_2 \theta^{c_3})_c (v/v_0)^{2\gamma-1}, & \theta_{\text{room}} \leq \theta \leq T_m \\ \eta_l = k e^{0.69 h_f^2 / T_m} (\eta_s)_{T_m} (\theta/T_m)^{c_4}, & T_m \leq \theta \end{cases} \quad (6)$$

式中： c_1 ， c_2 ， c_3 ， c_4 均为 Burgess 模型中的常数，具体数值与材料种类相关； γ 为格鲁尼森参数； h_f^a 为电枢潜热。 η_s 和 η_l 分别为固态金属电阻率和液态金属电阻率； θ_r 为热力学温度； v_0 为常温常压参考比容； θ_{room} 为参考温度。

激励电流曲线如图 4 所示。随着电枢运动速度的增大，此时激励电流从上升沿过渡到平顶阶段，枢轨接触表面上的热量急剧增加，枢轨接触表面出现熔化。在没有内部热源的情况下，枢轨接触表面上的温度场可由非定常热传导方程确定：

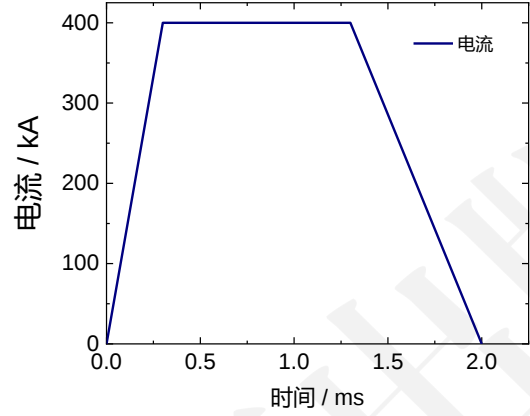


图 4 激励电流曲线

Fig.4 Excitation current curve

$$\rho_{\text{cont}} c_{\text{cont}} \frac{\partial T}{\partial t} - \nabla^2 k_{\text{cont}} T = \frac{J^2}{\sigma_{\text{cont}}} + \mu P_{\text{cont}} v \quad (7)$$

式中： ρ_{cont} 为接触表面密度； c_{cont} 为接触表面比热容； k_{cont} 为接触表面热导率； σ_{cont} 为接触面电导率，综合了接触电阻与导体本体的等效电导率； P_{cont} 为接触压强； v 为电枢运动速度。发射器相关参数如表 2 所示。

表 2 发射器相关参数

Table2 Launching parameters

参数	数值
轨道密度 $\rho_r / (\text{kg} \cdot \text{m}^{-3})$	8900
轨道热导率 $k_r / (\text{W} \cdot \text{m}^{-1} \cdot \text{K}^{-1})$	401
电枢热导率 $k_a / (\text{W} \cdot \text{m}^{-1} \cdot \text{K}^{-1})$	237
轨道初始电导率 $\sigma_r / (\Omega^{-1} \cdot \text{m}^{-1})$	5.71×10^7
电枢初始电导率 $\sigma_a / (\Omega^{-1} \cdot \text{m}^{-1})$	3.53×10^7
轨道相对磁导率 μ_r	0.9999912
电枢相对磁导率 μ_a	1.0002
轨道比热容 $c_r / (\text{J} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1})$	385
电枢比热容 $c_a / (\text{J} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1})$	880
动摩擦系数 μ_d	0.06
静摩擦系数 μ_s	0.27
位移 L / m	2.0

基于初始装填所获得的良好接触状态，除电枢头部外，其余枢轨接触表面上枢轨间均具有良好初始接触特性，由此在内弹道仿真中假设接触状态理想。计算得到的电枢速度位移曲线如图 5 所示，电枢出膛速度为 2117 m/s。电流下降沿阶段，电枢速度趋于平缓。

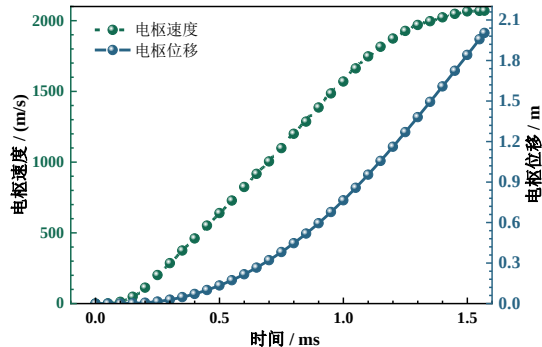


图5 电枢运动速度及位移仿真曲线

Fig.5 The simulated curves of armature velocity and displacement

凸轨道的结构设计可以明显增加枢轨接触表面处的接触面积和导电性能^[13-14]，并且电枢边缘处的平滑处理分散了电枢表面的电流集中。由图6可知，枢轨接触表面上电流密度在两侧、导电臂末端中部以及喉部较大。随着上升沿阶段的结束，电流分布趋于稳定，喉部电流密度下降。

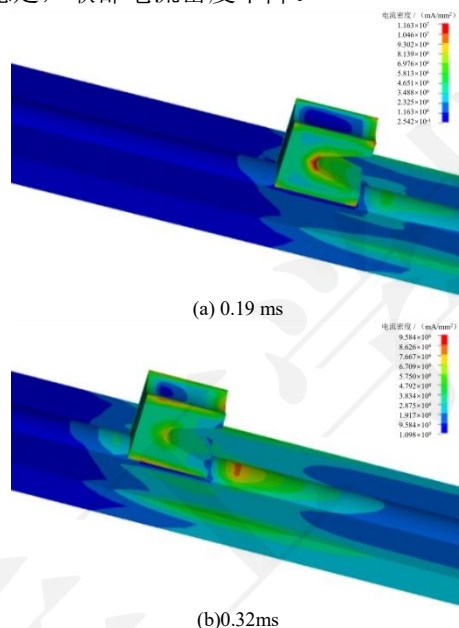


图6 电枢及轨道电流分布

Fig.6 The current distribution in the armature and rail

电枢运动过程中，电流密度主要集中在轨道表面，而向内部扩散速度较慢。并且轨道表面会粘附一层液铝，高温液铝的热量也会在瞬间传导至轨道表面。这2个因素共同导致轨道表面温度急剧增大，但轨道内部温度却较低。由此仅考虑电枢温升变化，热量在电枢喉部和尾翼积聚速度较快，电枢尾翼在0.2996 ms即达到液相线即开始熔化，如图7所示。此时电流到达峰值，随着速度的增加，电枢温度将继续增大，在不考虑电枢熔化磨损的情况下，在电流平顶阶段电枢温度将持续上升，直至达到气化温度^[15-16]。

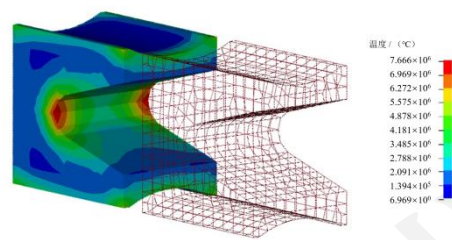


图7 电枢尾翼后缘开始熔化

Fig.7 The armature tail beginning to melt

随着电枢运动速度的增大，接触表面温度继续升高，电枢局部电导率下降到稳定值。此时电枢在电磁力的作用下紧贴轨道，电枢导电臂向外扩张，喉部随着温度上升而逐渐软化。如图8所示，在0.8 ms时刻，电枢接触表面温度峰值为1195 °C，在电枢导电臂后缘形成U形高温区域。

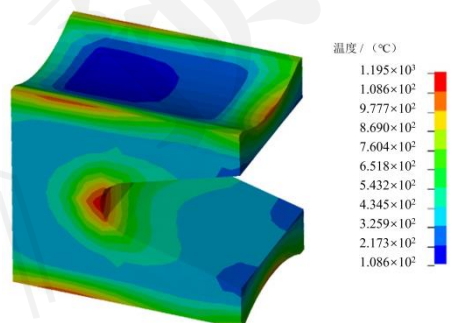


图8 0.8 ms时刻电枢表面温度分布

Fig.8 The temperature distribution of armature surface at 0.8ms

电流平顶后期，枢轨间接触状态转变为固-液-固接触^[17-19]，在不考虑磨损的情况下，电枢边缘处已经全部达到熔化温度。实际情况中，由于粘滞力的作用，熔化区域将大片粘连在轨道上形成沉积层，同时接触表面上出现固-液分层。固体接触表面上由于摩擦热和焦耳热的共同作用导致固体区域进一步减小，最终枢轨间转化为全膜接触^[20-21]。

电枢熔化磨损对连续发射性能的影响主要体现在轨道寿命衰减与发射一致性恶化2个方面：电枢高速运动中，枢轨接触表面因焦耳热（电流密度集中区域如喉部、导电臂末端）与摩擦热的叠加，温度急剧升高，熔化的液铝会粘附在轨道表面形成沉积层。连续发射时，该沉积层会随发射次数累积，导致轨道表面粗糙度增大，后续发射中电枢与轨道的摩擦系数异常波动，加剧轨道表面的机械磨损；此外，沉积层的导电性远低于轨道本体，导致枢轨接触电阻增大，进一步加剧焦耳热生成，形成“熔化-沉积-磨损-生热”的恶性循环，最终导致轨道表面出现沟槽、烧蚀坑，缩短轨道使用寿命；发射一致性依赖于“电流输出稳定性-枢轨接触状态-弹丸运动规律”的协同，而电枢熔化磨损会破坏这一协同关系。熔化磨损导致电枢接触表面形态不规则（如尾翼局部缺失、喉部软化变形），使后续发射中枢轨初始接触压力分布偏离设计的均匀状态，进而引发电流密度集中区域转移，导致电磁推力波动。同时，

磨损导致电枢有效质量与受力面积变化,使炮口初速误差超出设计阈值。主要通过 1) 通过优化电枢材料与结构设计,抑制熔化诱因,延缓熔化起始时间。减少电流密度集中导致的局部过热;2) 控制发射过程热量产生,减少磨损累积。将局部热量快速传递至轨道本体,避免温度超过材料液相线;3) 电枢装填精度控制等措施予以控制。

1.3 膛内发射动力学

为研究一体化弹丸(Integrated Launch Package, ILP)在膛内发射过程中的作用机制与内在的规律,建立了 ILP 膛内六自由度(6DOF)发射动力学模型,考虑了等效电磁力、摩擦力、重力和碰撞力等作用,对 ILP 膛内运动开展了发射动力学仿真,进而获得了 ILP 膛内运动规律。为 ILP 膛内运动及起始扰动计算分析与测试提供理论参考。

电磁轨道发射装置及 ILP 截面示意图如图 9 所示,其中 ILP 包括弹体、弹托以及电枢。对 ILP 及其在膛内的运动情况作出如下假设:发射器水平放置,ILP 所受到外力为电磁推力、空气阻力、重力及内膛与 ILP 前定心部及后定心部碰撞产生的轴向摩擦阻力、径向压力等作用力,不考虑 ILP 周围环境温度和摩擦升温的影响^[22-24]。

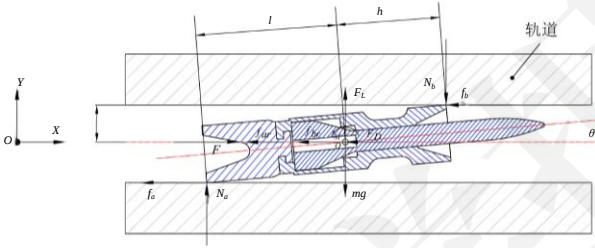


图 9 膛内 ILP 中心截面示意图

Fig.9 Schematic diagram of the center cross-section of ILP in the bore

将 ILP 在上下轨道约束下的运动简化为平面三自由度即 2 个平动自由度和一个转动自由度。定义如下的参考: ILP 的质心位置 O 为发射系统坐标系 OXY 的原点; X 轴沿 2 条轨道的中心轴线切线方向,且指向炮口方向为正; Y 轴则通过原点 O 且与 X 轴垂直。同时,定义弹轴坐标系 $O\xi\eta$, 其中 ξ 轴沿 ILP 的轴线方向,且指向弹尖方向为正。 l 为 ILP 的质心与后定心处之间的轴向距离, h 为 ILP 的质心与前定心处之间的轴向距离, θ 为偏航角。ILP 在膛内运动时的振动转动则是由弹轴坐标系 $O\xi\eta$ 相对于发射系统坐标系 OXY 的摆动来进行描述和建模的。ILP 的 2 个平动自由度的运动学方程如下所示:

$$\begin{cases} m_{ILP}\ddot{x} = F - f_{ar} - f_a - f_{br} - f_b - F_D, & x \text{ axis} \\ m_{ILP}\ddot{y} = N_a - N_b - m_{ILP}g + F_L, & y \text{ axis} \end{cases} \quad (8)$$

式中: m_{ILP} 为 ILP 总质量; $x, \dot{x}, \ddot{x}$ 分别为 ILP 轴向位移、速度和加速度; F 为 ILP 所受的电磁推进力; f_a 为由于反作用力导致的存在 (ILP 与导轨之间点接触) 而产生于后部电枢与轨道之间的摩擦力; f_{ar}

为由于均匀压缩导致而产生的 ILP 后定心处与轨道之间的摩擦力; f_{br} 为由于均匀压缩导致而产生的 ILP 的前定心处和轨道之间的摩擦力; f_b 为由于反作用力导致的存在而产生的 ILP 前定心处和导轨之间的摩擦力; F_D 为轴向空气阻力或阻力; F_L 为法向空气阻力或升力; $y, \dot{y}, \ddot{y}$ 为 ILP 的法向位移、速度和加速度; N_a 为 ILP 的后定心处的法向反作用力; N_b 为 ILP 的前定心处的法向反作用力; g 为重力加速度。

依据惯性力矩定律,再令假设偏航角 θ 为锐角,若 ILP 法向移动距离为 y , 此时 ILP 便会受到如上各力的作用, 并且偏航角与法向移动距离存在如下关系式:

$$y = l \cdot \sin \theta \quad (9)$$

惯性力矩的运动控制方程如下所示:

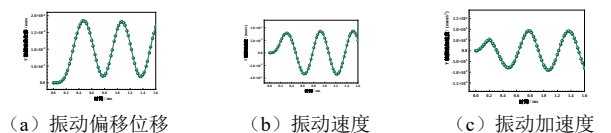
$$\begin{aligned} I_p \ddot{\theta} = & y \cdot (F - f_{ar} - f_{br}) - N_a \cdot l_a - N_b \cdot l_b \\ & - f_a \cdot \left(\frac{\theta}{|\theta|} \cdot R + y \right) + f_b \cdot \left(\frac{\theta}{|\theta|} \cdot R - y \right) + M \end{aligned} \quad (10)$$

式中: $\theta, \dot{\theta}, \ddot{\theta}$ 分别为 ILP 的偏航角 (即 X 轴与 ILP 中心轴线之间的夹角)、偏航角速度以及偏航角加速度; I_p 为 ILP 的横向惯性矩; M 为 ILP 的空气阻力矩; l_a 和 l_b 分别为 N_a 和 N_b 到质心的距离; R 为 2 条电磁发射导轨在 XOY 面上的有效孔径的半径。

在实际应用中,轨道间隙处于动态变化过程,从而导致姿态偏差。一方面,轨道振动会在瞬时形成动态间隙,这些间隙会直接改变 ILP 与轨道的接触状态,影响摩擦力与电磁力的传递。另一方面,轨道与炮架的装配、轨道自身的直线度加工均存在误差,随着连续发射中的热膨胀、焦耳热,会导致轨道温度升高、长度膨胀)也会使间隙动态变化。

轨道振动是导致 ILP 姿态偏差 (如偏航角、振动偏移量) 的关键因素。当电枢施加电磁推力时,轨道会产生类似悬臂梁的弯曲振动,该振动直接传递至 ILP,影响其膛内运动一致性。因此,为了研究轨道振动对弹丸姿态的干扰,通过合理简化剥离次要因素,聚焦 ILP 膛内运动的核心影响因素,将轨道简化为悬臂梁结构,避免因引入轨道与炮架的复杂连接细节 (如螺栓紧固刚度、炮架变形) 导致模型过度复杂,实现关键规律提取与工程应用指导的平衡。

ILP 在膛内运动过程中振动偏移量、振动速度、振动加速度、振动角速度的仿真结果如图 10、图 11 所示。当 ILP 与轨道之间间隙从 0 mm 增加到 0.4 mm 时, ILP 的振动速度及振动角速度逐渐增大,同时 ILP 的起始扰动量不会随着 ILP 与轨道之间间隙的增大而增大。可通过提高轨道加工精度 (降低初始间隙)、设计轨道预紧机构 (抵消动态间隙) 等措施,减少间隙对 ILP 运动的干扰。



(a) Vibration deviation (b) Vibration velocity (c) Vibration acceleration

图 10 ILP 振动偏移量、振动速度、振动加速度、振动角速度
随时间变化情况 (沿 Y 轴)

Fig.10 The variation curve of the maximum Y-axis vibration of
ILP over time

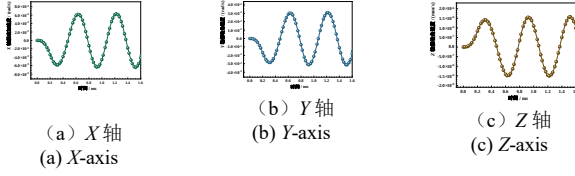


图 11 ILP 振动角速度随时间变化曲线

Fig.11 The variation curve of the vibration angular velocity of
ILP over time

1.4 中间弹道

ILP 在磁流体环境下的炮口脱壳过程非常复杂, 本文基于磁流体动力学及一体化弹丸的脱壳动力学建立了炮口脱壳动力学理论模型, 动量方程如下所示:

$$\frac{\partial(\rho \mathbf{v}_i)}{\partial t} + \text{div}(\rho \mathbf{v}_i \cdot \vec{\mathbf{u}}) = \text{div}(\mu \cdot \text{grad} \mathbf{v}_i) - \frac{\partial \mathbf{p}}{\partial t} + \mathbf{S}_i - \nabla \cdot \vec{\boldsymbol{\sigma}} \quad (11)$$

式中: $\mathbf{v}_i$ 为笛卡尔坐标系下的速度项; $\vec{\boldsymbol{\sigma}}$ 为应力张量; $\mathbf{S}_i$ 为体积力, $\mathbf{S}_i = \vec{\mathbf{J}} \times \vec{\mathbf{B}}$; $\mathbf{p}$ 为流体静压; $\vec{\boldsymbol{\sigma}}$ 的定义如下:

$$\vec{\boldsymbol{\sigma}} = -\mu(\nabla \vec{\mathbf{u}} + \nabla \vec{\mathbf{u}}^T) - 2(\mu_c - \mu) \cdot \nabla \vec{\mathbf{u}} \cdot \mathbf{I} \quad (12)$$

式中: $\mathbf{I}$ 为单位矩阵; μ 和 μ_c 为满足正约束的不可压缩及可压缩黏度系数, 且满足 $\mu > 0$, $\mu_c > \frac{2}{3}\mu$ 。

能量方程如下所示:

$$\frac{\partial(\rho T)}{\partial t} + \text{div}(\rho T \cdot \vec{\mathbf{u}}) = \text{div}(\lambda \cdot \text{grad} T) - \frac{\partial \mathbf{p}}{\partial t} + \mathbf{S}_T - \frac{\vec{\boldsymbol{\sigma}}}{\nabla \vec{\mathbf{u}}} \quad (13)$$

$$\nabla \vec{\boldsymbol{\sigma}} = -\mu \cdot \Delta \vec{\mathbf{u}} - 2(\mu_c - \mu) \cdot \nabla(\nabla \vec{\mathbf{u}}) \quad (14)$$

式中: $\mathbf{S}_T$ 为热辐射项。 $\mathbf{S}_T$ 的定义如下所示:

$$\mathbf{S}_T = \frac{\vec{\mathbf{J}}^2}{\sigma} - 4\pi \varepsilon_n + \frac{5}{2} \cdot \frac{k_B}{e \cdot c_p} \cdot (\vec{\mathbf{J}} \cdot \text{grad} T) \quad (15)$$

式中: σ 为等离子体电导率; ε_n 为热辐射参数; k_B 为玻尔兹曼常数; c_p 为定压比热容。

质量方程如下所示:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \text{div}(\rho \cdot \vec{\mathbf{u}}) = 0 \quad (16)$$

式中: λ 为热传导系数。

弹体动量矩表达式如下所示:

$$\vec{\mathbf{M}}_i = \frac{d\vec{\mathbf{L}}}{dt} = \frac{\delta \vec{\mathbf{L}}}{\delta t} + \vec{\boldsymbol{\omega}}_i \times \vec{\mathbf{L}} \quad (17)$$

式中: $\vec{\mathbf{L}}$ 为弹体转动动量矩矢量; $\vec{\mathbf{M}}_i$ 为弹丸外力矩矢量; $\vec{\boldsymbol{\omega}}_i$ 为弹丸出膛时的转动角速度。

弹托相对自身质心 O_i 的绝对动量矩 $\vec{\mathbf{K}}_{O_i}$ 表达式如下:

$$\vec{\mathbf{K}}_{O_i} = \mathbf{J}_{O_i} \cdot \vec{\boldsymbol{\omega}}_i \quad (18)$$

式中: $\mathbf{J}_{O_i}$ 为弹托相对 O_i 的转动惯量矩阵; $\vec{\boldsymbol{\omega}}_i$ 为弹托绝对角速度。

基于活动矩心动量矩定理得到弹托转动方程如下:

$$\frac{d}{dt} \vec{\mathbf{K}}_{O_i} = \vec{\mathbf{M}}_i - \vec{\gamma}_{C_i} \times (m_i \cdot \vec{\gamma}_{O_i}) \quad (19)$$

式中: $\vec{\gamma}_{C_i}$ 为弹托质心相对于 O_i 的位置矢量; $\vec{\gamma}_{O_i}$ 为活动矩心的加速度矢量; m_i 为弹托质量。

1.5 外弹道

本文开展了射弹气动力计算, 除力矩定义的参考坐标系为射弹体轴系, 假定原点位于射弹参考重心, X 轴指向射弹头部, Y 轴指射弹右侧, Z 轴指向射弹下侧。升力和阻力定义的参考坐标系是风轴系, 升力垂直于飞行方向向上为正, 阻力平行于飞行方向向后为正。动压 q 、升力系数 C_L 、阻力系数 C_D 、滚转力矩系数 C_R 、俯仰力矩系数 C_m 、偏航力矩系数 C_n 、侧力系数 C_Y 定义分别如下所示:

$$\left\{ \begin{array}{l} q = \frac{1}{2} \rho_\infty U_\infty^2 \\ C_L = \frac{L}{q \cdot S} \\ C_D = \frac{D}{q \cdot S} \\ C_R = \frac{R}{q \cdot S \cdot b} \\ C_m = \frac{M}{q \cdot S \cdot c} \\ C_n = \frac{N}{q \cdot S \cdot b} \\ C_Y = \frac{Y}{q \cdot S} \end{array} \right. \quad (20)$$

式中: ρ_∞ 为来流密度; U_∞ 为来流速度; L 为升力; S 为射弹参考面积; D 为阻力; c 为射弹参考长度; R 为滚转力矩; M 为俯仰力矩; b 为射弹全展长; N 为偏航力矩; Y 为侧力; K 为升阻比; 力矩参考点为重心。

用于数值模拟的射弹流场计算域网格为结构网格和边界层四面体非结构网格的混合网格, 射弹壁面附近加边界层网格, Y^+ 为 1~5 范围, 网格单元总数为 700 万左右。计算域外边界距离射弹的 10 倍体长以上^[25]。射弹体周围近网格如图 12 所示。

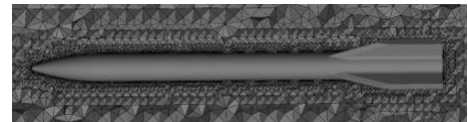
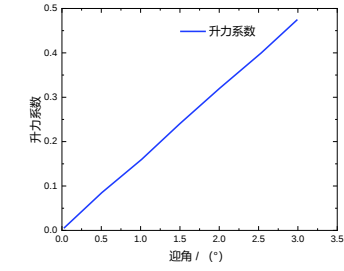


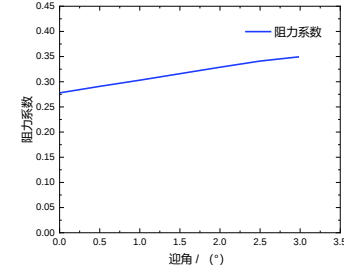
图 12 射弹构型周围网格

Fig.12 The grid around the projectile

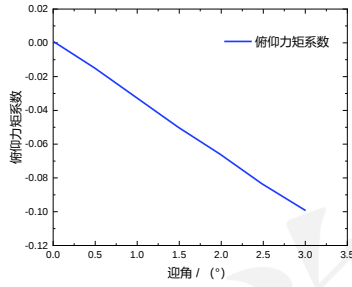
射弹全弹是静稳定的, 稳定裕度约为 21.5%。
图 12 分别给出了不同迎角下的气动特性曲线。



(a) 升力系数
(a) Basic lift coefficient



(b) 阻力系数
(b) Basic drag coefficient



(c) 俯仰力矩系数
(c) Pitching moment coefficient

图 13 射弹气动特性曲线

Fig.13 Aerodynamic characteristic curve of projectile

外弹道飞行仿真模型基于质点动力学建模理论^[26], 公式如下所示:

$$\begin{aligned} m \frac{dV}{dt} &= -mg \sin \theta - qSC_D \\ mV \frac{d\theta}{dt} &= -mg \cos \theta + qSC_L \cos \gamma_v - qSC_Y \sin \gamma_v \\ -mV \cos \theta \frac{d\psi_v}{dt} &= L \sin \gamma_v + Y \cos \gamma_v \\ \frac{dx}{dt} &= V \cos \theta \cos \psi_v \\ \frac{dy}{dt} &= -V \cos \theta \sin \psi_v \\ \frac{dh}{dt} &= V \sin \theta \end{aligned} \quad (21)$$

式中: x 为射程; y 为偏航距离; h 为高度; (x, y, h) 为射弹在地面坐标系中的位置; V 为射弹飞行速度, θ 为弹道倾角; ψ_v 为弹道偏角; γ_v 为速度滚转角; m 为弹药质量; g 为重力加速度; C_L, C_D, C_Y 为射弹无量纲气动系数。基于三维质点动力学仿真框架, 利用射弹气动力数据, 以及质量、重心、转动惯量等

数据, 建立射弹外弹道飞行仿真模型。验证超高速尾翼稳定低阻气动构型的基本性能, 如气动稳定性、初速与弹道倾角的关联性, 通过固定水平射击姿态、排除风场干扰等简化条件, 分析弹丸气动系数与初速对弹道的影响, 避免多变量叠加导致规律难以剥离。

在发射初速 2000 m/s 条件下对 100 m 射距的目标进行水平射击仿真, 图 14 为外弹道飞行速度和对目标射角特性曲线, 由图可知 100 m 射距飞行时间约为 0.052 秒, 飞行末速约为 1950 m/s, 飞行过程的弹道倾角基本不变。

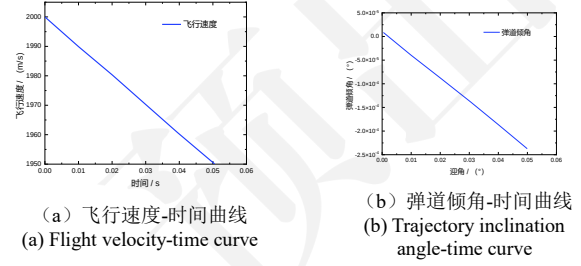


图 14. 飞行速度、弹道倾角与时间的关系曲线

Fig.14 Relationship curves of flight speed, trajectory inclination angle and time

考虑射弹的初速误差 3%, 弹形气动系数误差为 5%, 弹丸质量误差 6%, 弹托分离引起的角度误差 0.65 密位, 采用 COESA 风扰动模型, 进行 100 次蒙特卡洛打靶仿真, 如图 15 所示, 计算得到密集度高度和横向偏差均在 0.25 米之内。验证了该气动构型的稳定性。后期研究将进一步开展外弹道仿真, 进一步考虑横风、环境温度等工况对弹道精度的影响。

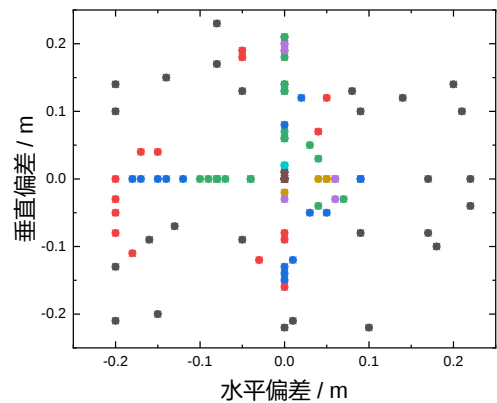


图 15100 米射距蒙特卡洛打靶仿真

Fig.15 Monte Carlo shooting simulation of 100 meters distance

2 弹道特性实验与讨论

2.1 脉冲电流一致性实验

脉冲电源用于在毫秒范围内向发射器输出脉冲电流，并由几个脉冲成形单元（PFU）组成^[27]。PFU 的拓扑结构如图 16 所示，每个典型的单元模块由脉冲电容器、脉冲成形电感、晶闸管（SCR）、续流二极管和充电/泄放开关组成^[28-29]。

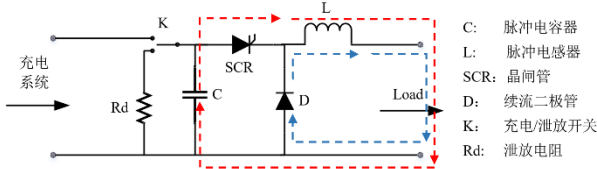


图 16 PFU 电路拓扑图

Fig.16 Circuit topology of PFU

不考虑由于连接母线、电感器、输出电缆和负载中的导体非线性和趋肤效应引起的误差，该阶段峰值电流 $i_{\max}$ 可近似表示为欠阻尼震荡形式，具体表达式如下所示：

$$i_{\max} = U \sqrt{\frac{C}{L_1}} e^{\frac{-\alpha}{\omega_0^2 - \alpha^2} \arctan\left(\frac{\sqrt{\omega_0^2 - \alpha^2}}{\alpha}\right)} \quad (22)$$

$$\omega_0^2 = \frac{1}{L_1 C}, \quad \alpha = \frac{R_1}{2L_1}$$

式中： L_1 为回路总电感值； R_1 为回路总电阻值； C 为电容值； U 为充电电压； ω_0 为阻尼震荡频率； α 为衰减系数。

由式 (22) 可知，输出电流与充电电压成正比，同时与放电回路中的电阻、电感值有关，研究表明，在实际放电过程中，由于连接母线、电感器、输出电缆和负载中的导体非线性和趋肤效应带来的附加分布参数，导致实际输出的电流与根据标称值计算获得的参数存在差异^[30]。这些分布参数与器件制造水平、导电连接件形状、电缆长度都相关联，且不同时刻随频率的改变，其数值也不相同，因此对这些分布参数建立模型求解十分困难。这些分布参数还会导致非理想情况出现，例如电容器反向电压加大，半导体器件恢复时间变长等^[31]。

除此之外，在连发过程中，尽管热管理可有效地将系统温度控制在工作范围内，但连续放电仍然会不可避免地带来温度升高，由于温度积累的热效应叠加，进一步导致了这种差异的未知性。导致使用固定参数的模型在连发条件下将不再准确。以一个典型的连续重复放电 10 次的脉冲电源模块放电试验波形为例，其中电容值 4400μF，电感值 28μH，充电电压 9.5 kV，单次的充电电压和放电电流的如图 17 所示。图 18 给出了连续重复放电 10 次的电压和电流变化趋势，可以看到，尽管由于充电电压存在波动导致的随机误差，放电电流清晰地呈现出下

降的趋势，第 1 次放电与第 10 次放电电流峰值相差达到 1.6kA。

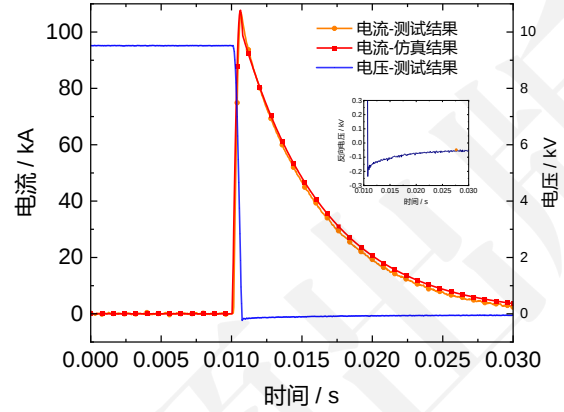


图 17 PFU 放电特性曲线

Fig.17 Discharge characyrctic curve of PFU

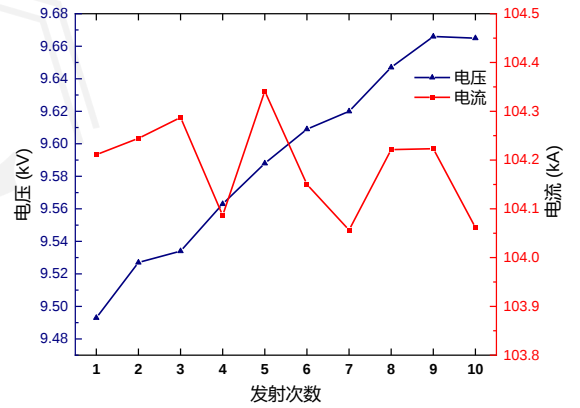


图 18 10 次重频连发放电的电压与电流峰值

Fig.18 Voltage and peak current of 10 repetitive discharges

为了排除充电电压随机误差的因素影响，我们

用特征系数 $K = \frac{i_{\max}}{U} = \sqrt{\frac{C}{L_1}} e^{\frac{-\alpha}{\omega_0^2 - \alpha^2} \arctan\left(\frac{\sqrt{\omega_0^2 - \alpha^2}}{\alpha}\right)}$ 的变化来表征电路的放电一致性， K 的值取决于电路中的分布参数。

由图 19 可知， K 值呈现出近似线性下降的趋势。注意到在第 9、第 10 发时 K 值出现了平台段，这表明脉冲电流激励产生的热量与热管理系统带走的热量近似达到热平衡，分布参数得到了稳定控制。利用最小二乘法 (LSM) 对前 10 发试验中获得的 $K(n)$ 进行拟合，得到：

$$K(n) = -0.2254n + 10.989 (n \leq 10) \quad (23)$$

式中： $K(n)$ 表示第 n 次放电过程的特征系数。为了保证放电过程的一致性，提出了通过充电电压动态调整补偿的方法，即每次充电前对设定的充电电压进行调整，第 n 次充电电压设定值为 $U_s(n) = T \times U_s(1)$ ，

其中 T 为补偿系数, $T = K(1)/K(n)$ 。

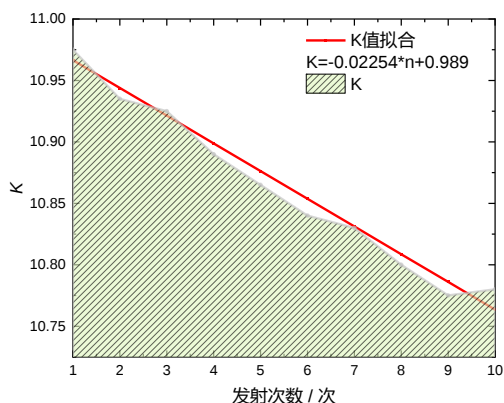


图 19 K 值呈线性下降趋势

Fig. 19 A linear downward trend of K in the repetition-rate

基于补偿算法对每次充电电压进行修正, 并在实际充电电压与设定值之间加入 3% 的随机误差项, 获得充电电压设定值、输出电流值的仿真结果如图 20 所示。由图可知, 输出电流最大值和最小值分别为 104.245 kA 和 104.15 kA, 误差小于 2%。

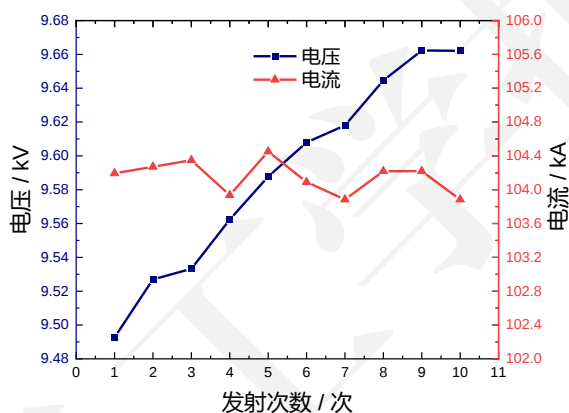


图 20 带补偿系数的重频脉冲放电结果

Fig. 20 Repetitive pulse discharge results with compensation coefficient

2.2 发射实验

开展了小口径电磁轨道炮综合验证实验, 其中发射器长度 2 m, 弹丸为一体化射弹, 上下轨道间距 20 mm。为保证装填的一致性及稳定性, 利用自动装弹系统进行装填; 使用专门研制的带有热管理系统的脉冲电源系统平台, 储能量达到 800 kJ, 能够生成灵活可调的脉冲电流波形; 使用恒流充电系统为脉冲电源充电, 利用固定发射台架开展发射试验, 实验系统组成示意图如图 21 所示。

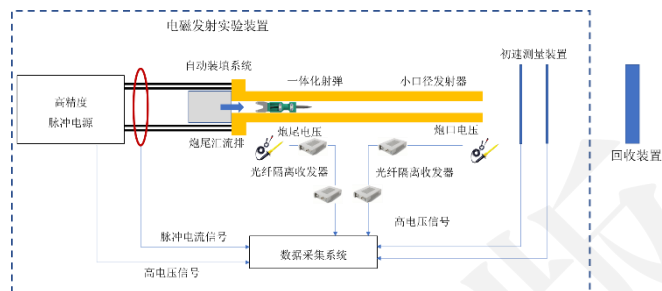


图 21 实验系统组成示意图

Fig. 21 Schematic diagram of experimental system

利用 Rogowski 线圈测量脉冲电流, 如图 22(a) 所示, 利用高压探头测量充放电电压, 如图 22(b) 所示, 利用光纤隔离放大仪进行隔离, 避免地回路干扰, 如图 22(c) 所示。炮口初速利用炮口附近设置的速度测量装置进行采集, 并在距离炮口 100 m 处观察终点目标的弹丸分布情况。



(a) Rogowski 线圈
(a) Rogowski coil



(b) 高压探针
(b) High voltage probe



(c) 光纤隔离放大仪
(c) Optical fiber isolation amplifier

图 22 实验中使用的传感器

Fig. 22 The sensors used in the experiment

开展了 10 次发射实验, 利用相对或然误差表征发射一致性:

$$\rho = \frac{0.6745 \times \sigma_i}{\bar{x}_i}$$

$$\sigma_i = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x}_i)^2}{n-1}}$$

$$\bar{x}_i = \frac{\sum_{i=1}^n x_i}{n}$$
(24)

式中: $n=10$; i 代表第几次发射实验; σ_i 为标准差; x_i 和 $\bar{x}_i$ 分别为第 i 次的实验值和平均值; ρ 为相对或然误差, 电流波形如图 23 所示, 由图可知, 电流最大值及最小值分别为 400.9kA、397kA, 由此得到电流相对或然误差约为 2.8‰。炮口初速最大值及最小值分别为 2073 m/s、2036 m/s, 由此得到炮口初速的相对或然误差约为 4.2‰。

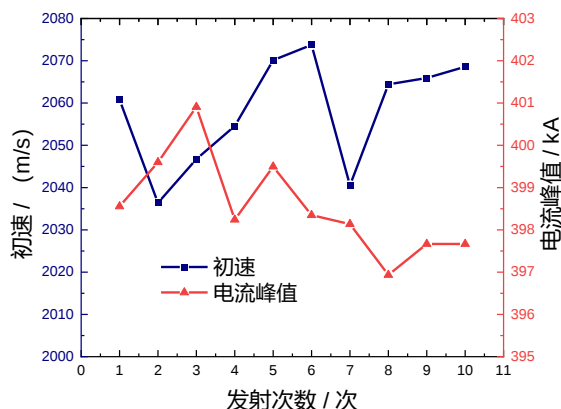


图 23 多次发射实验的速度和放电电流峰值

Fig. 23 The velocity and peak current of multiple launch experiments

在 100m 射击距离上, 记录了弹体着靶的数据, 如图 24 所示。测量结果显示 R50 达到了 18cm。

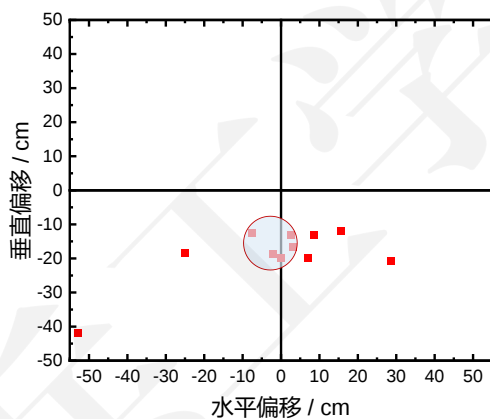


图 24 100 m 立靶密集度散布图

Fig.24 100m shooting dispersion diagram

3 结论

为了实现电磁轨道炮高初速条件下高精度、高重频发射性能, 本文针对相比于常规火炮发射而言的若干新问题, 以全弹道视角开展了理论与实验研究, 以 20 mm 小口径电磁轨道炮为研究对象, 避免了大口径系统实验的高成本与高复杂度, 又能聚焦核心科学问题建立理论模型、验证技术方案, 其理

论模型、技术方法、规律结论等研究成果具备跨口径的通用性与工程指导性。主要结论如下:

1) 建立了电枢装填弹塑性分析模型并明确了过盈量设计范围。针对电枢装填过程中枢轨初始接触均匀性问题, 采用 Johnson-Cook 塑性模型描述电枢材料在高应变率、高温下的非线性本构关系, 通过仿真揭示了电枢过盈量与初始接触压力、机械预紧力及内部应力的关联, 明确电枢过盈量应控制在 0.02~0.15 mm 范围, 可保证接触状态良好且避免电枢断裂, 为电枢结构优化提供了理论依据。

2) 构建了多物理场耦合的内弹道动力学模型。考虑焦耳热、摩擦热、电磁力的综合作用及多物理场非线性效应, 建立了电磁轨道炮机电耦合发射动力学模型, 同时建立了弹丸膛内 6 自由度发射动力学模型, 可预测弹丸运动轨迹、速度、加速度及应力应变分布, 为无转捩及切削轨道炮结构设计、弹丸形状与质量分布优化提供参考。

3) 提出了磁流体环境下的炮口脱壳动力学模型。基于磁流体动力学与一体化弹丸脱壳动力学, 建立了包含动量方程、能量方程、质量方程及弹芯与弹托动量矩关系的炮口脱壳理论模型, 可分析弹托分离、弹丸姿态调整及磁流体环境下的运动规律, 为 ILP 设计提供理论支撑。

4) 设计了超高速尾翼稳定低阻气动构型射弹并验证外弹道性能。提出了超高速尾翼稳定低阻气动构型射弹设计方案, 基于三维质点动力学建立了外弹道飞行仿真模型, 结合蒙特卡洛打靶仿真分析密集度, 验证了该构型射弹在 2000 m/s 初速下具有良好的气动稳定性、弹道一致性及终点密集度 (100 m 射距高度和横向偏差均在 0.25 米内)。

5) 提出了脉冲电流一致性控制方法。针对高重复频率下脉冲电流趋肤效应与热积聚效应导致的非线性时变问题, 引入特征系数 K 表征电路放电一致性, 通过最小二乘法拟合 K 值变化规律, 提出充电电压动态补偿策略, 实现脉冲电流输出相对或然误差小于 2‰, 保证电流输出高精度一致性。

6) 研发了小口径电磁轨道炮实验系统并实现了高精度发射。设计了 20 mm 小口径电磁轨道炮发射系统, 配备、800 kJ 储能量热管理脉冲电源系统及一体化射弹, 开展了 10 次发射实验, 实现炮口初速超 2000 m/s, 输出电流相对或然误差不超过 3‰, 初速误差不超过 5‰, 验证了系统的高精度发射性能, 为提高电磁轨道炮直瞄发射一致性、提高工程化应用水平提供了理论与实验支撑。

参考文献 (References)

- [1] HUNDERTMARK S, VINCENT G, SCHUBERT F, et al. The NGL-60 railgun[J]. IEEE Transactions on Plasma Science, 2019, 47(7):3327-3330.
- [2] BARBER J P, BAUER D P, JAMISON K, et al. A survey of armature transition mechanisms[J]. IEEE Transactions on Magnetics, 2003, 39(1): 47-51.

-
- [3] GU B F, LI H Y, LI B M. An internal ballistic model of electromagnetic railgun based on PFN coupled with multi-physical field and experimental validation[J]. Defence Technology, 2024, 32(2):254-261.
- [4] XIE H B, YANG H Y, YU J ,et al. Research progress on advanced rail materials for electromagnetic railgun technology[J].Defence Technology, 2021, 17(2): 429-439.
- [5] ZHU CY, LI BM. Analysis of sliding electric contact characteristics in augmented railgun based on the combination of contact resistance and sliding friction coefficient [J]. Defence Technology, 2020, 16(4): 747-752.
- [6] ZHANG H Y, GU B F, LI B M, et al. Numerical simulation and experimental study on the characteristics of armature wear and contact process of small caliber railgun[J]. Defence Technology, 2025, 49(7):180-191.
- [7] Watt T, Stefani F .Experimental and computational investigation of root-radius melting in C-shaped solid armatures[J].IEEE Transactions on Magnetics, 2005, 41(1):442-447.DOI:10.1109/TMAG.2004.838977.
- [8] Deadrick FJ, Hawket RS and Scudder JD. MAGRAC - a railgun simulation program[J]. IEEE transaction on magnetics, 1982,18(1):94-104.
- [9] Kerrisk JF. Electrical and thermal modeling of railguns[J]. IEEE transaction on magnetics, 1984, 20(2):399-402.
- [10]Johnson DE, Bauer DP. The effect of rail resistance on railgun efficiency[J]. IEEE transaction on magnetics,1989,25(1):271-276.
- [11]Hundertmark S, Lancelle D .A Scenario for a Future European Shipboard Railgun[J].IEEE Transactions on Plasma Science, 2015, 43(5):1194-1197.DOI:10.1109/TPS.2015.2403863.
- [12]Li B M , Lin Q H .Analysis and discussion on launching mechanism and tactical electromagnetic railgun technology[J].Defence Technology, 2018.DOI:CNKI:SUN:BAXY.0.2018-05-022.
- [13]ZHANG B, KOU Y, JIN K. Dynamic behavior of beam with an elastic foundation under the extended moving load for electromagnetic launch rail-structure[J]. Journal of Sound and Vibration, 2025, 596:118756.
- [14]ZHANG B, KOU Y, JIN K, et al. A multi-field coupling model for the magnetic-thermal-structural analysis in the electromagnetic rail launch[J]. Journal of Magnetism and Magnetic Materials, 2021, 519:167495.
- [15]FENG D, HE J J, CHEN L X, et al. Simulations on Arc Surfaced C-Shaped Armatures for Round-Like Bore Railguns[J]. IEEE Transactions on Plasma Science, 2013, 41(5):1467-1474.
- [16]LI YH, SHEN F, GÜLER M A, et al. Modeling multi-physics electrical contact on rough surfaces considering elastic-plastic deformation[J]. International Journal of Mechanical Sciences, 2024, 269:109066.
- [17]CHEN L X, XU X, WANG Z J, et al. Melting distribution of armature in electromagnetic rail launcher[J]. IEEE Transactions on Plasma Science, 2023, 51(1): 234-242.
- [18] YAO J M, XIA S G, CHEN L X, et al. Hydrodynamic Lubrication of a Liquid Conducting Film Controlled by Magnetic Pressure at Rail-Armature Interface[J]. IEEE Transactions on Plasma Science, 2018, 46(4): 1035-1039.
- [19] LIAO G W, WANG W, WANG B, et al. Transient mixed-lubrication and contact behavior analysis of metal liquid film under magneto-thermal effect[J]. International Journal of Mechanical Sciences, 2024, 271: 109142.
- [20] YANG Y X, DAI K R, YIN Q, et al. In-Bore dynamic measurement and mechanism analysis of multi-physics environment for electromagnetic railguns[J]. IEEE Access, 2021, 9: 16999-17010.
- [21]HILDENBRAND D J, RAPKA J R, LONG B J. Computer modeling and prediction of solid armature contact wear and transitioning in electromagnetic guns[J]. IEEE Transactions on Magnetics, 1997, 33(1): 74-79.
- [22] MOHANAN S, GOPALAPILLAI R. Trajectory predictions of new lift separation sabots[J]. Defence Technology, 2021, 17(4): 1361-1373.
- [23]YIN Q, ZHANG H, LI H J, et al. Analysis of in-bore magnetic field in C-shaped armature railguns[J]. Defence Technology, 2019, 15(1):83-88.
- [24]DENG H M, WANG Y, YAN Z M. Study on the influence of armature on the efficiency of reluctance accelerator[J]. Defence Technology, 2022, 18(2):293-304.
- [25]SHEN J, FAN S B, JI Y X, et al. Aerodynamics analysis of a hypersonic electromagnetic gun launched projectile[J]. Defence Technology, 2020, 16(4): 753-761.
- [26] QIAN L F, CHEN G S, TONG M H, et al. General design principle of artillery for firing accuracy[J]. Defence Technology, 2022, 18(12): 2125-2140.
- [27] SPAHN E, STERZELMEIER K, GAUTHIERBC, et al.50 kJ ultra-compact pulsed-power supply unit for active protection launcher systems[C]//Proceedings of the 2008 14th Symposium on Electromagnetic Launch Technology.Victoria, Canada: IEEE, 2008: 1-5.
- [28]LIEBFRIED O, BROMMER V, SCHARNHOLZ S, et al. Refurbishment of a 30MJ pulsed power supply for pulsed power applications[J]. IEEE Transactions on Plasma

Science, 2013, 41(5): 1285 -1289.

- [29] YANG K S, KIM S H, LEE B, et al. Electromagnetic launch experiments using a 4.8 MJ pulsed power supply[J].IEEE Transactions on Plasma Science, 2014,43(5): 1358-1361.
- [30]FRIDMAN E, MEDVEDEV M V. Skin Effect in coaxial conductors of pulse facilities[J].IEEE Transactions on Plasma Science, 2020, 48(2):482-490.
- [31] FRIDMAN B E. Skin Parameter of Massive Conductors and Transients in Electrical Circuits of Pulsed Power Facilities[J].IEEE Transactions on Plasma Science, 2018, 46(10): 3273 -3278.