

小孔漏气燃气弹射内弹道模型研究*

孙林¹, 陈浪^{1,2}, 强新伟³, 鲍福廷¹, 隋九龄³, 刘宗魁³

(1. 西北工业大学 燃烧、热结构与内流场重点实验室, 陕西 西安 710072;

2. 四川航天系统工程研究所, 四川 成都 610100;

3. 郑州机电工程研究所, 河南 郑州 450015)

摘要: 针对水下变深度导弹发射问题, 提出了通过调节小孔漏气量进而调节发射能量的水下变深度燃气弹射方案。针对该方案的内弹道计算问题: 通过三维模型数值仿真与零维模型理论计算的结果比对获取了燃气通过小孔的流量系数; 基于小孔流量系数和传统燃气弹射内弹道模型, 形成了小孔流动控制模型、低压室零维内弹道模型, 最终建立了小孔漏气燃气弹射装置内弹道模型。内弹道模型仿真与实验结果的比对结果表明, 该内弹道模型在上下低压室压强峰最大误差小于5%, 能满足工程计算精度要求; 同时基于该模型进行了内弹道调能研究, 结果表明通过调节小孔截面积可以有效的实现导弹变深度发射。

关键词: 燃气弹射; 变深度弹射; 内弹道调能; 小孔漏气; 水下发射

中图分类号: V435.14 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2022) 11-210826-06

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.210826

Internal Ballistic Model of Small Hole Leakage Gas Ejection Device

SUN Lin¹, CHEN Lang^{1,2}, QIANG Xin-wei³, BAO Fu-ting¹, SUI Jiu-ling³, LIU Zong-kui³

(1. Science and Technology on Combustion, Internal Flow and Thermo-Structure Laboratory, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Sichuan Aerospace Systems Engineering Research Institute, Chengdu 610100, China;

3. Zhengzhou Institute of Mechanical and Electrical Engineering, Zhengzhou 450015, China)

Abstract: Aiming at the underwater changeable-depth missile launch problem, an underwater variable depth gas ejection scheme by adjusting the air leakage of small hole and then adjusting the launch energy is proposed. Aiming at the problem of interior ballistic calculation of the scheme, the flux coefficient of gas passing through the small hole is obtained by comparing the results between three-dimensional model numerical simulation and zero dimensional model theoretical calculation. Based on the small hole flux coefficient and the traditional gas ejection interior ballistic model, the small hole flux control model and the zero dimensional interior ballistic model of the low pressure chamber are formed. Finally, the interior ballistic model of the small hole leakage gas ejection device is established. The comparison between the simulation and experiment results show that the maximum error of the interior ballistic model in the pressure peak of the low pressure chambers is less than 5%, which can meet the accuracy requirements of engineering calculation. At the same time, the internal ballistic energy regulation is studied based on the model. The results also show that the changeable-depth missile launch can be achieved effectively by adjusting the cross-sectional area of the small hole.

* 收稿日期: 2021-11-26; 修订日期: 2021-12-16。

通讯作者: 孙林, 博士, 助理研究员, 研究领域为固体火箭发动机设计和仿真。

引用格式: 孙林, 陈浪, 强新伟, 等. 小孔漏气燃气弹射内弹道模型研究[J]. 推进技术, 2022, 43(11):210826. (SUN Lin, CHEN Lang, QIANG Xin-wei, et al. Internal Ballistic Model of Small Hole Leakage Gas Ejection Device [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(11):210826.)

Key words: Gas ejection; Variable depth ejection; Internal ballistic energy modulation; Small hole leak; Underwater launch

1 引言

导弹作为远程精确火力打击武器,因其飞行速度快、打击精度高、突防能力强、毁伤效果好等特点,在现代战争中具有举足轻重的作用^[1]。导弹作为现代战争中最先进、最具威慑力的武器装备,是决定现代战争胜负的关键力量,同时也是维护国际战略稳定的中坚力量^[2]。导弹主要分为两种发射方式:热发射和冷发射。热发射也称自力发射,利用自身携带的固体或液体助推剂点火产生动力发射出筒。冷发射也称弹射,是依靠外加动力弹射出筒后导弹发动机点火发射的过程^[3]。

现在弹射技术已经日趋成熟,依靠系统简单、机动性强、反应快速、射程远等优点被各国用于各种战略导弹的发射,被广泛应用在鱼雷发射、地下井发射、陆基机动发射等方面^[4]。这种发射方式可使导弹在发动机点火前获得一定的初速度提升射程,且导弹装在发射筒内能改善贮存条件,目前已广泛应用于国内外不同类型的战略战术导弹的发射^[5]。而且弹射发射具有的这些优点也符合未来导弹发射方式机动、快速、隐蔽的发展方向,是未来发展的趋势之一^[6]。

针对水下变深度弹射^[7]需求,现有通过调节冷却水量的燃气蒸汽式能量调节技术^[8-9]、通过改变燃气喷管喉部通气面积的燃气发射动力调节技术^[10]、通过辅助燃气发生器点火时间控制的燃气发射能量调节技术^[11]和通过控制电磁推力的电磁弹射技术^[12]。以上方法的核心思想为,针对不同发射深度导弹冷发射能量需求的不同,调整能量供给量,实现深度不同发射能量不同,进而调节导弹发射弹道实现变深度发射。

本文针对变深度发射问题,提出了一种基于小孔漏气的变深度燃气弹射方案,对于该方案,传统的燃气弹射内弹道模型^[13-14]无法满足需要,本文主要介绍新建立的小孔流量模型、上低压室模型及整合的内弹道模型,并进行内弹道模型的精度分析与导弹变深度发射应用。

2 计算模型

针对小孔漏气变深度弹射系统的特点,在已有的传统燃气弹射内弹道模型的基础上加以改进,构

建上、下低压室内弹道模型及小孔流量模型。

2.1 小孔漏气弹射装置

为了实现对燃气弹射装置的内弹道能量调节及同一水下发射装置在不同深度时的发射应用,本文提出了一种基于小孔漏气的燃气弹射实验装置系统,该系统与传统弹射系统的区别在于采用环状隔板将弹射装置低压室分为了两个区域,隔板上周向等距分布有可调的小孔用于上下两个低压室的通气。具体装置简图见图1,2。

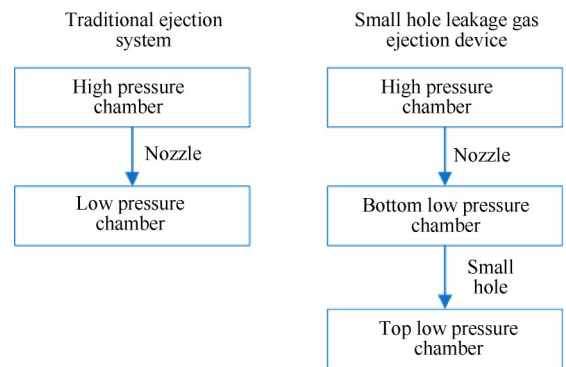


Fig. 1 System comparison

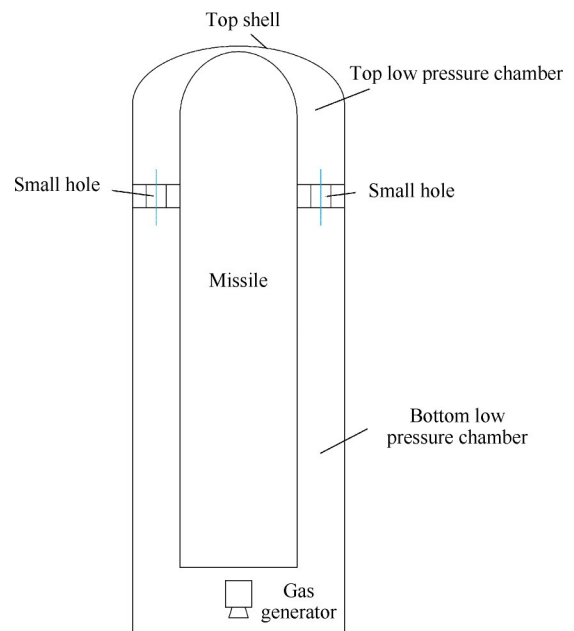


Fig. 2 Device diagram

装置具体工作原理如下:燃气发生器点火前上下低压室压强相同;点火后,燃气发生器产生高温高压燃气进入下低压室与空气混合,下低压室压强升高,下低压室的混合气体也开始通过小孔进入上低压室,上下低压室开始产生压差。由于导弹运动约

束装置的作用,上下低压室的压差大于重力及静摩擦力时导弹仍然保持静止,只有当上低压室压强升高至满足破膜条件(即上低压室压强大于外界水压加上破膜压强),顶部壳体破裂,信号触发导弹约束装置的爆炸螺栓解除约束,此时导弹开始运动,上低压室压强快速降低至环境压强,并且由于约束装置导弹会有一个较大的初始加速度。

在具体导弹发射应用条件下,在同一发射装置变发射深度时,通过调节小孔的通气面积可实现对破膜时间的调节和两个低压室内弹道的调能,从而实现针对不同发射深度的出筒速度的调整。

与传统燃气弹射系统相比,基于小孔漏气的新型燃气弹射系统创新性的实现了通过调节小孔截面积的内弹道调能及变深度发射,但是由于小孔导致燃气外流,能量利用率比传统弹射系统偏低。

2.2 内弹道模型

基于传统弹射内弹道模型^[15],添加小孔模型及上低压室模型,可获得基于小孔漏气的燃气弹射装置内弹道模型,其中高压室模型无变化此处不给出,仅仅给出两个低压室的内弹道模型(导弹为垂直发射)。

(1) 下低压室控制模型

顶部壳体破裂前

$$\left\{ \begin{aligned} T &= \frac{m_g c_{vg} T_g + m_a c_{va} T_a - \int_0^t G c_{vh} T_h dt}{m_g c_{vg} + m_a c_{va} - \int_0^t G c_{vh} dt} \\ p &= \frac{m_g R_g T_g + m_a R_a T_a - \int_0^t G R_h T_h dt}{V_b} \end{aligned} \right. \quad (1)$$

顶部壳体破裂后

$$\left\{ \begin{aligned} M v_{\text{acce}} &= pS - (Mg + p_a S + fMg) \\ T &= \frac{m_g c_{vg} T_g + m_a c_{va} T_a - \left(\frac{1}{2} M v^2 + \int_0^L fMgdL + \int_0^t G c_{vh} T_h dt \right)}{m_g c_{vg} + m_a c_{va} - \int_0^t G c_{vh} dt} \\ p &= \frac{m_g R_g T_g + m_a R_a T_a - \int_0^t G R_h T_h dt}{V_b + SL} \end{aligned} \right. \quad (2)$$

其中式(1)为式(2)的导弹运动前的定容简化形式,式(2)中方程一基于牛顿第二定律推导,用于求解导弹运动速度;方程二基于能量守恒定律推导,用于求解筒内温度;方程三基于理想气体状态方程推导,用于求解筒内压强。

(2) 上低压室控制模型

顶部壳体破裂前

$$\left\{ \begin{aligned} T &= \frac{m_a c_{va} T_a + \int_0^t G c_{vh} T_h dt}{m_a c_{va} + \int_0^t G c_{vh} dt} \\ p &= \frac{m_a R_a T_a + \int_0^t G R_h T_h dt}{V_t} \end{aligned} \right. \quad (3)$$

顶部壳体破裂后

当顶部壳体两侧压强差达到破膜压强时,顶部壳体破裂,此时假定上低压室压强以直线规律快速降低至外界压强,所需时间实验测定约为0.04s。

式(1)~(3)中 M 为导弹质量; v_{acce} 为导弹加速度; p 为低压室压强; S 为导弹底面积; g 为重力加速度; p_a 为导弹顶部压强(在导弹运动前为上低压室压强,运动后为外界压强); f 为发射筒滑轨摩擦系数; T 为低压室温度; m_g, c_{vg}, T_g, R_g 为流入燃气的质量、比热、温度、气体常数; m_a, c_{va}, T_a, R_a 为原有空气的质量、比热、温度、气体常数; v 为导弹速度; L 为导弹位移; t 为时间; G 为小孔流量; c_{vh}, T_h, R_h 为流经小孔气体的比热、温度、气体常数; V_t, V_b 为上、下低压室初始自由容积。

2.3 小孔流量模型

在小孔漏气燃气弹射装置内,通过带有小孔的圆环形隔板实现对低压室的分隔,由于上下两侧压强差,小孔内存在流动,以下基于数值仿真及理想拉法尔喷管流量公式,给出流经小孔的燃气流量的计算模型及流量系数。

理想情况下,对于小孔工作状态可视为微型的喷管,对于通过小孔流出低压室的燃气量可以按下式^[16]计算

$$G = \begin{cases} \phi \frac{p_b A}{\sqrt{RT_b}} \sqrt{\frac{2k}{k-1} \left[\left(\frac{p_t}{p_b} \right)^{\frac{2}{k}} - \left(\frac{p_t}{p_b} \right)^{\frac{k+1}{k}} \right]}, & \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}} \leq \frac{p_t}{p_b} \leq 1 \\ \phi \sqrt{k} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \frac{p_b A}{\sqrt{RT_b}}, & \frac{p_t}{p_b} < \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}} \end{cases} \quad (4)$$

式中 p_b 为下低压室压强; p_t 为上低压室压强; T_b 为下低压室温度; k 为气体比热比; R 为气体常数; A 为小孔截面积; ϕ 为小孔流量系数。

2.4 小孔流量仿真

本文仿真目的是验证稳定流动状态下小孔秒流量的仿真结果与理论计算结果的差异,获取小孔的流量系数,仿真条件设置为:稳态求解、标准 $k-\varepsilon$ 湍流

模型,收敛算法为半隐式PISO算法;入口为压强入口边界,工况不同边界条件有所变化,具体见表1;出口为压强出口边界,每次仿真均为101kPa,300K;壁面设置为标准壁面函数的绝热壁面。

针对小孔进行稳态仿真计算,每例迭代2000次,计算结果见表1。

由以上结果可知,对于隔板上小孔而言,其流量系数在0.79~0.84,且小孔深度越浅(2.5~20mm),直径越小(2.5~20mm),流量系数越大。

2.5 流量系数假设

以上仿真结果针对的是稳态工况下燃气通过小孔的情况,实际实验时由于弹射装置低压室的三维空间尺度,燃气在进入低压室后,小孔内测压强无法立刻达到下低压室的平均压强。

为了在零维情况下更好地模拟实际燃气弹射过程,依据实验结果,假定在小孔两侧压强差较低时(燃气一开始进入发射筒时)流量系数较小,在两侧压强差较高时流量系数趋于理想计算值。小孔流量系数拟合方程为

$$\phi = \phi_0 \times \left(1 - \frac{1}{n^{(p_0/p_1 - 1)}}\right) \quad (5)$$

式中 ϕ_0 为流动稳定时流量系数; n 为流量系数衰减参数。

3 模型验证与应用

依据传统弹射系统内弹道模型^[15],对其添加小孔流量模型构建基于小孔漏气的燃气弹射内弹道模型,并进行模型验证与变深度弹射应用研究。

3.1 模型验证

本文模型验证算例采用齿轮形装药,燃面逐渐增大,计算深度与实验一致为7.4m。

在基于小孔漏气的燃气弹射内弹道模型的基础上进行零维内弹道计算,计算结果与实验结果进行了比对(对曲线进行了归一化处理)。其中,下低压室的压强曲线见图3,压强峰数值误差、压强峰值点对应时刻误差见表2,上低压室相应内容分别见图4,表3。

压强峰数值及对应时刻的误差均小于5%,在可接受范围以内。

3.2 模型验证结果分析

以上计算结果与实验结果的对比表明:

(1)在给定合理的误差系数的基础上,计算模型在针对目标弹射系统的计算上具有较好的精度,能模拟该燃气弹射系统的实验过程。

(2)由于系统分为两个低压室且导弹运动受上低压室控制,弹射起始运动时间比一般弹射系统会有一定延时。

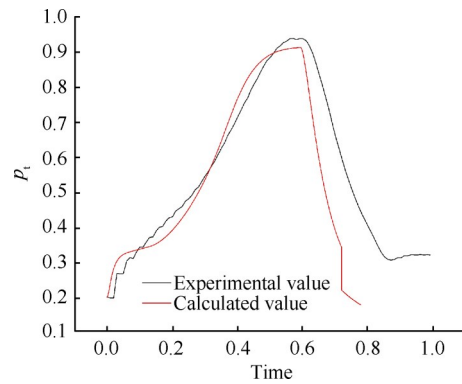


Fig. 3 Results comparison of bottom low pressure chamber

(3)由于上低压室的顶部壳体破裂问题,在膜裂后小孔漏气的秒流量会骤增,下低压室压强增长速率会降低,整个弹射过程,下低压室压强曲线二阶数起始阶段大于0,顶部壳体破裂后即小于0。

Table 1 Simulation result of small hole flux

Inlet total pressure/kPa	Inlet total temperature/K	Hole diameter/mm	Hole depth/mm	Theoretical flux/(g/s)	Simulated flux/(g/s)	Flux coefficient
1000	1000	5.0	20.0	25	20	0.80
750	1000	5.0	20.0	19	15	0.79
500	1000	5.0	20.0	12	10	0.83
1000	1000	5.0	40.0	25	20	0.80
500	1000	10.0	20.0	50	42	0.84
200	500	10.0	20.0	28	23	0.82
1000	1000	20.0	2.5	401	337	0.84
1000	1000	20.0	10.0	401	331	0.83
1000	1000	20.0	40.0	401	333	0.83
1000	1000	10.0	2.5	100	84	0.84
1000	1000	10.0	10.0	100	83	0.83
1000	1000	2.5	2.5	6	5	0.83
1000	1000	2.5	5.0	6	5	0.83

Table 2 Error of bottom low pressure chamber

Item	Experimental value	Calculated value	Error/%
Maximum pressure/kPa	469	456	2.8
Corresponding time/s	0.590	0.593	0.5

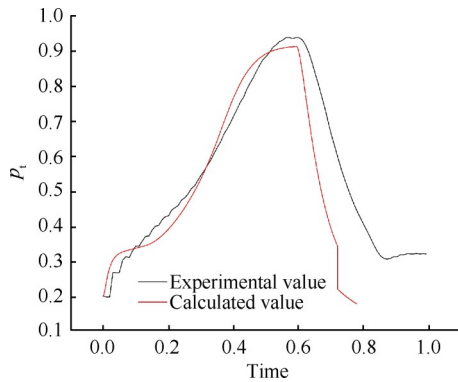


Fig. 4 Results comparison of top low pressure chamber

Table 3 Error of top low pressure chamber

Item	Experimental value	Calculated value	Error/%
Maximum pressure/kPa	260	261	0.4
Corresponding time/s	0.370	0.357	3.5

(4) 由于小孔造成的下低压室能量的损失,下低压室压强曲线仅仅存在单一压强峰,且压强无稳定段,与传统弹射装置有所差异。

3.3 变深度弹射仿真

变深度弹射即模型在内弹道调能上的应用,通过调整装置结构设置,在水下发射位置上下变化时,能满足发射的指标要求;在发射装置深度上升时,一般而言需求的出筒速度随之降低^[17]。

对于多参数弹射内弹道优化陈力等^[18]已做过相关工作,本文优化目标参数单一,在已建立的计算模型的基础上,通过基于二分法^[19]的寻优方法,即可在不同深度与出筒速度的条件下,实现小孔截面积寻优,从而应用于变深度发射的情景。

表 4 给出发射深度与出筒速度同时变化的小孔截面积寻优结果,并同时给出对应出筒时间:

Table 4 Result of small hole area and discharge time

Condition	Launch depth/m	Discharge speed/(m/s)	Hole area/mm ²	Discharge time/s
Experimental condition	7.4	20.4	236	0.718
Conditions 2	6.0	20.0	287	0.715
Conditions 3	4.0	18.0	497	0.727
Conditions 4	2.0	16.0	690	0.747
Conditions 5	0.0	15.0	775	0.758

为更明了地观察小孔截面积及发射深度的变化对模型计算结果的影响,绘制对应的结果曲线如下。其中图 5~7 分别为不同发射深度条件下的导弹运动速度-时间曲线、下低压室压强-时间曲线、上低压室压强-时间曲线。

3.4 变深度弹射结果分析

表 4 和图 5~7 的结果表明:

(1) 针对基于小孔漏气的导弹燃气弹射系统,本模型实现了同一弹射系统变深度、出筒速度的发射内弹道计算。

(2) 随着对出筒速度和深度的降低,小孔截面积需要不断增大,且顶部壳体破裂需要的上低压室压强降低;此时同一时刻进入上低压室的高温气体流量增大,上低压室压强的数值和增加速度都有所增加;二者导致顶部壳体破裂时间提前,导弹起始运动时间提前。

(3) 随着小孔截面积增大,下低压室损失燃气量增多,导弹的起始加速度及运动过程加速度都有一定降低,但由于起始运动时间提前且需求的出筒速度降低,出筒时间基本保持不变。

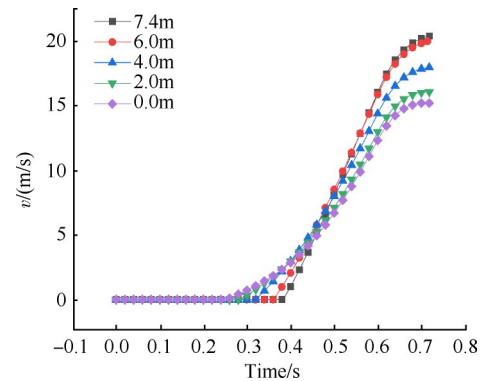


Fig. 5 Missile speed in variable depth

(4) 随着发射深度降低,小孔截面积增大,在发射深度低于 4m 时,下低压室在顶部壳体破裂后压强曲线出现骤降复又上升的现象。这是由于小孔截面积过大,当顶部壳体破裂后小孔两侧压强差骤

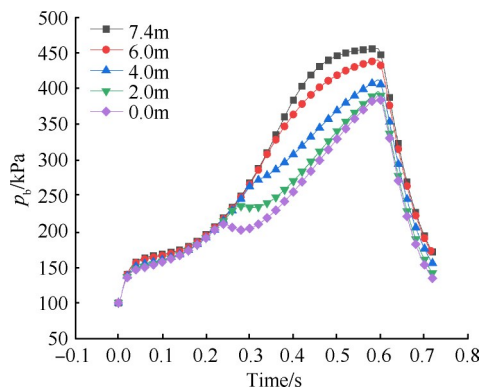


Fig. 6 Pressure of bottom chamber in variable depth

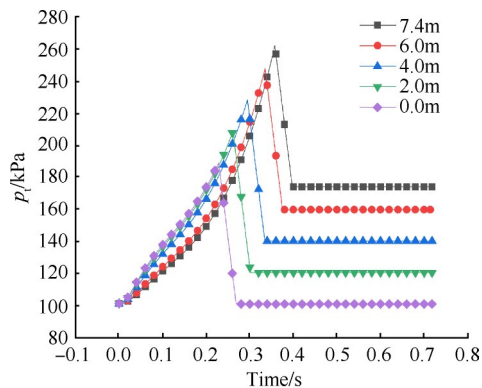


Fig. 7 Pressure of top chamber in variable depth

升,导致气体流量大于对应时刻燃气发生器产生的燃气流量;而弹射装药药形为齿轮形,燃气发生器压强不断升高,流量不断增大,导致进入下低压室的燃气流量复又高于小孔损失的流量,压强复又上升。

4 结论

本文针对基于小孔漏气的导弹燃气弹射系统进行了研究,主要结论如下:

(1)对小孔漏气流量进行了稳态仿真工作,结果表明小孔的流量系数为0.79~0.84。

(2)基于新内弹道模型,在给定误差系数条件下对发射过程进行了零维内弹道仿真。对比实验结果表明,特征点最大误差小于5%,证明了新提出的内弹道模型在针对新型燃气弹射实验装置计算时的合理性。

(3)基于新内弹道模型,针对水下变深度发射工况及内弹道调能应用进行了计算。结果表明:随着导弹发射深度及出筒速度的降低,需要增大小孔截面积,且出筒时间变化较小;通过调节小孔截面积可以有效的实现弹射装置内弹道调能。

参考文献

[1] 范金龙,武健,夏维. 国外弹道导弹的发展现状

与关键技术[J]. 飞航导弹, 2016(4): 38-43.

[2] 刘敏华,俞启东,陈升泽,等. 关于未来导弹战形态及创新设计的研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2018(1): 1-6.

[3] Pelto J H. Submarine Steam Generator Missile Ejection System[P]. US: 7451680, 2008-11-18.

[4] 程洪杰,陈力,林睿. 弹道导弹燃气弹射技术[J]. 弹箭与制导学报, 2017, 37(4): 109-112.

[5] 张义忠,赵世平,蔡民. 美国D5导弹发射系统的技术特点分析[J]. 舰船科学技术, 2011, 33(S1): 148-151.

[6] 李广裕. 战略导弹弹射技术的发展[J]. 国外导弹与航天运载器, 1990(7): 38-49.

[7] 李建林,王瑞臣,李伟刚,等. 潜射导弹变深度弹射技术综述[J]. 飞航导弹, 2019(7): 69-73.

[8] 马俊. 变深度燃气-蒸汽发射系统动力性能研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2015.

[9] Olmsted G S, Rosno G W. Variable Energy Missile Eject System[P]. US: 443601, 1984-03-13.

[10] 李悦,周儒荣. 导弹变深度发射动力调节技术研究[J]. 南京理工大学学报(自然科学版), 2003(2): 127-131.

[11] 申鹏,吴新跃,安晨亮. 基于能量调节动力系统的变深度冷发射技术[J]. 导弹与航天运载技术, 2016(2): 72-76.

[12] 苏子舟,张涛,张博,等. 导弹电磁弹射技术综述[J]. 飞航导弹, 2016(8): 28-32.

[13] 袁曾凤. 火箭导弹弹射内弹道学[M]. 北京: 北京工业学院出版社, 1987: 49-120.

[14] Edquist C T. Prediction of the Launch Pulse for Gas-Generator-Launched Missiles[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2015, 6(6): 705-712.

[15] 谭大成. 弹射内弹道学[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2015.

[16] 王新月. 气体动力学基础[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2006.

[17] 何小英,彭雪明,王惠军. 基于多燃气动力的水下变深度发射内弹道[J]. 弹道学报, 2019, 31(2): 14-18.

[18] 陈力,程洪杰,赵媛,等. 导弹燃气弹射内弹道多目标优化设计[J]. 推进技术, 2018, 39(12): 2651-2659. (CHEN Li, CHENG Hong-jie, ZHAO Yuan, et al. Multi-Objective Combination Optimization Design of Missile Gas-Ejection Internal Ballistic[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(12): 2651-2659.)

[19] 李庆扬. 数值分析[M]. 北京: 清华大学出版社, 2008.

(编辑:朱立影)