

一种燃气发生器的变推力设计与仿真

付文娟, 曾庆轩, 李明愉

(北京理工大学 爆炸科学与技术国家重点实验室, 北京 100081)

摘要: 为了满足采用单一发射系统对不同重量不同初速导弹的发射要求, 设计了一套包含多根产气药柱、可自适应点火、可变推力的燃气驱动装置。首先, 根据驱动重量和速度要求, 初步设计产气药柱对其产气性能及其作用的可靠性进行实验, 为后续优化结构设计及仿真模拟提供依据; 其次, 采用数值仿真模拟的方法, 研究不同作用药柱个数、作用时间及弹体质量, 发射系统内部压强和弹体运动随时间的变化情况。仿真结果表明: 驱动条件相同, 弹体质量越重, 其在发射筒出口处的速度越小、所用时间也越长; 同一弹体, 作用药柱个数越多, 弹体在发射筒出口处的速度越大、所用时间也越短; 为防止作用药柱个数过多导致发射筒内压强过大, 采用时序控制装置对其进行时序控制, 从不同作用药柱的时序组合中获取最优方案。仿真及实验结果表明, 所设计的燃气发生器药柱燃烧性能好、可自适应点火、可为系统提供可变推力, 其设计基本合理。

关键词: 变推力驱动; 燃气发生器; 结构设计; 测试实验; 数值模拟

中图分类号: V421.4 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374(2019)06-0038-07

Variable thrust design and simulation of a gas generator

FU Wenjuan, ZENG Qingxuan, LI Mingyu

(State Key Laboratory of Explosion Science and Technology, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

Abstract: For meeting the launch requirements of a single launch system for missiles with different initial velocities and different weights, a set of gas generator with multiple gas-producing grains, adaptive ignition and variable thrust was designed. Firstly, according to the missile weight and its velocity requirements, the gas-producing grain was designed preliminarily. Its gas production performance and reliability were tested, providing the basis for the subsequent optimization of structural design and simulation. Then, a numerical simulation method was used to explore the changes of the missile weight, the grain number, the acting time, the internal pressure of launch system and the projectile movement with time. The simulation results show that if the driving conditions are same, the heavier the projectile is, the smaller the velocity is at the exit of the launch tube and the longer the time is. For the same projectile, the more the number of acting grains is, the faster the projectile is at the exit of the launch tube and the shorter the time it takes. In order to prevent the excessive pressure in the launch tube caused by the number of acting grains, the time sequence control device is used to control the time sequence, and the optimal scheme is obtained from the time sequence combination of different acting grains. Simulation and experimental

收稿日期: 2019-04-15; 修回日期: 2019-06-09

基金项目: 国家自然科学基金(11872013)

作者简介: 付文娟(1992—), 女, 硕士, 研究领域为弹射系统整体设计

results show that the designed gas generator grain has good combustion performance, adaptive ignition and variable thrust, and its design is basically reasonable.

Keywords: variable thrust drive; gas generator; structural design; verification test; numerical simulation

0 引言

弹射系统变推力驱动,是指对输入发射筒的燃气量进行调节,使给定质量的弹体在发射筒出口处达到要求的速度。常规弹体发射的推力技术主要包括固定能量发射、水冷却器能量调节技术和更改喷喉直径调节等^[1]。固定能量发射方案的动力系统具有结构简单的优点,然而由于其发射能量不变,故其调节能力较小,也不容易控制^[2];在水冷却器能量调节方案里,冷却器根据发射要求的不同,向燃气流中喷入不同质量的冷却水,其具有一定的调节能力但结构复杂^[3-5];更改喷喉直径调节方案需要在喷管处设计一个调节锥,通过调节喷喉通气面积的大小,进而控制燃气流量特性,虽然其调节能力较强,但增加了系统的复杂程度,降低了可靠性^[6-7]。

为设计一套结构简单、具有调节功能、实用性强的燃气驱动装置,本文调研了国内外燃气发生器的相关文献。王玲玲^[8]分别对管型装药、星型装药以及多种形状的组合装药固体火箭发动机的点火瞬态过程进行了二维轴对称数值分析。Iwakiri T等^[9]设计了一种用于约束装置的气体发生器组件,包括:气体发生器,与气体发生器壳体组装在一起的可调节气体流量的控制装置等结构。Dunaway等^[10-11]设计了一种带有高压室、膨胀室和降温、减少燃烧残渣装置的燃气发生器。Hanano T等^[12]发明了一种气体发生器,该燃气发生器具有圆柱形壳体,其一端连接有点火装置,另一端连接具有气体排出口的扩散器部分。秦新华等^[13]对燃气发生器的固定连接结构进行改进,增加了动力装置的可靠性。王鹏等^[14]对固体火箭发动机进行了总体优化设计。Alon Gany等^[15]对固体推进剂无喷嘴火箭发动机内部弹道学进行了理论及实验研究,并分析了恒定区域理想气体的准稳态一维流动,并对圆柱形推进剂进行了燃烧实验参数研究,研究表明推进剂的燃烧可以认为是均匀速率的燃烧。赵坚等^[16]采

用燃烧室加质、模型轴对称等方法对产气药柱进行了一维、二维、及三维的一体化计算,得到了双燃速内弹道性能和轴对称二维流场中燃气参数的分布。周哲等^[17]建立了推进剂燃烧的内弹道模型,对不同药柱数的推进剂和点火药的药量的推力-时间变化关系进行了仿真研究。

1 变推力驱动装置设计

1.1 设计要求

要求设计一套燃烧温度低、固体及污染腐蚀成分少、产气量大且输出推力可调的弹射系统动力装置,该动力装置为包含多根产气药柱的燃气发生器,其设计原理图如图1所示。以包含3根药柱的燃气发生器为例,药柱组件安装在安装板上,每根药柱都有一个点火器与之相连,点火器由时序控制装置控制其作用时序,从而控制燃气发生器里的产气药柱的作用个数和作用时间,调节燃气发生器的输出气体流量,进而调整弹体系统内部的推力。

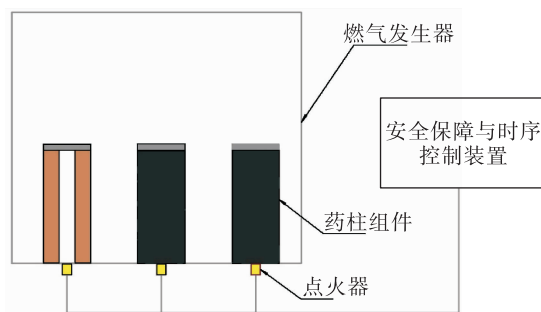


图1 燃气发生器装置设计原理图

Fig. 1 Design schematic of the gas generator

1.2 燃气发生器设计与仿真方法

由于FLUENT软件具有高效率的并行计算功能、强大的网格支持能力、自适应能力、计算速度快、稳定性好和精度高等优点,拥有动网格及变形网格等技术,可为用户提供二次开发接口 User-Defined (UDF),因此可广泛应用于火箭发射等领域^[18-19]。为解决边界运动的问题,本文采用基于压

强的耦合隐式算法、 k -epsilon 标准湍流模型、采用 UDF 接口对药柱燃烧加质、药柱内表面燃烧情况以及弹体运动情况进行二次开发,对不同情况下发射筒内压强和弹体的速度、位移等情况进行仿真模拟,探究燃气发生器的推力变化状况,为动力装置的整体设计及以后的弹射实验提供参考和依据。

以包含 3 根药柱的燃气发生器为例,根据弹射系统药柱及其他各部件的实际尺寸,构建的三维简化模型如图 2 所示,仿真模型部分参数如表 1 所示。

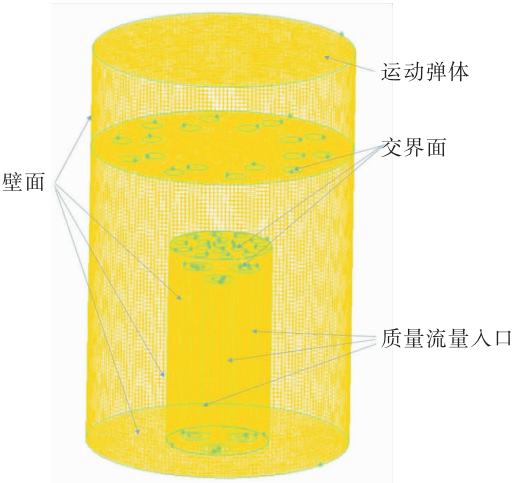


图 2 弹射系统仿真模型
Fig. 2 Simulation model of the launch system

表 1 弹射系统部分装置尺寸
Tab. 1 Parameters of the launch system

参数	直径	单位:mm
		长度
药柱内径	20	260
药柱外径	40	260
燃气发生器	150	280
发射筒	386	5 300

- 弹射系统仿真模型基本假设为:
- 1)弹射系统内部的燃气气体为理想气体;
 - 2)燃气发生剂在整个反应过程中为固态,不考虑相变影响;
 - 3)各材料的物性参数为常量,不随温度变化;
 - 4)忽略装药、壳体等的烧蚀情况;
 - 5)燃气流动是等熵的,不计摩擦及黏性损失;
 - 6)燃气为冻结气体,流动过程中不发生化学

- 反应;
- 7)弹体简化为一有质量的壁面;
 - 8)弹体运动过程的摩擦力设为 0.3 个重力值;
 - 9)弹体顶部压强为恒值,即大气压强。
- 弹射系统仿真模型边界条件:
- 单根药柱质量入口边界质量通量

$$M = \frac{\rho_s S_s r}{S_s} = \rho_s r \tag{1}$$

式中 r 为产气药剂燃烧速度。一般来说,药剂的燃速与药剂本身参数及药柱内燃烧压强有关,燃烧公式可表示为:① $r = a + bp$;② $r = a \cdot p^n$;③ $1/r = a/p + b/p^{(1/3)}$,经比较,②中指数式燃速公式拟合得到的残差最小,③次之,①中的线性燃速拟合得到的残差最大,说明用指数式来描述燃气发生器产气药剂的燃速规律较为合理^[20-21]。

移动及变形边界:随着药柱的燃烧,其内部空间逐渐变大,故质量入口边界设置为动边界,与其相连的左、右侧壁面为变形边界。随着发射筒内压强的上升,弹体会随之运动,故弹体壁面为运动边界,且弹体在运动过程中具有与发射筒内压强相关的加速度。同时,发射筒侧壁面为变形边界。

interface 边界:药柱与燃气发生器,燃气发生器与发射筒等空间内重合边界设为 interface 边界。

1. 2. 1 仿真模型所用药剂设计

为达到弹射系统驱动装置对产气药剂低温、低污染、燃速可调的要求,联合在此方面具有深入研究的湖北航天化学技术研究所,为本研究开发了一种燃烧温度、压强指数及固体残渣等都较低的燃气发生剂作为动力能源材料^[22-23],其燃烧性能参数如表 2 所示。

表 2 药剂燃烧性能
Tab. 2 Combustion performance of grain

参数	测试结果
密度/($\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$)	1 660
空压燃烧温度/K	1 220
特征速度/($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$)	1 120
燃速/($\text{mm} \cdot \text{s}^{-1}$)	15 ~ 40
压强指数	0.23 ~ 0.5
产气量/($\text{L} \cdot \text{kg}^{-1}$)	974

经计算,药剂燃烧后的物质主要成分如下(单位 mol):

H_2 :12.43; H_2O :6.40; HCl :2.64; N_2 :9.14; NH_3 :0.005; CO :4.53; CO_2 :6.49; CH_4 :1.77; FeCl_2 :0.03; Fe_2Cl_4 :0.004; KC :3.45; KFeO :0.27,污染腐蚀成分所占百分比为 5.6%,固体成分所占百分比为 8%。

在仿真模型中药柱燃烧产生的混合气体视为具有相同物化特性的理想气体,其性能参数如表 3 所示。

表 3 气体参数
Tab. 3 Gas parameters

气体特性	数值
摩尔质量/($\text{g} \cdot \text{mol}^{-1}$)	25
热熔/($\text{J} \cdot (\text{kg} \cdot \text{K})^{-1}$)	1 800
热导率/($\text{W} \cdot (\text{m} \cdot \text{K})^{-1}$)	0.07
黏性系数/($\text{kg} \cdot (\text{m} \cdot \text{s})^{-1}$)	1.36×10^{-5}

1.2.2 药柱尺寸设计与燃烧测试

弹射系统产气药柱尺寸设计如图 3 所示,为测试药柱的燃烧状况及其配套组件强度设计是否合理,便于后续深化设计及整体仿真,故进行药柱燃烧实验,实验所用直列式点火器^[24-25]是国家重点实验室为本研究制作,该种点火器作用迅速、安全性好、可靠性高。实验前后的实验装置如图 4 所示,由图 4 可知,实验后,堵盖打开,壳体等配套组件完好,壳体内部基本无残渣,这说明产气药剂的性能良好、燃烧室及配套组件的结构设计基本合理,可进行下一步多药柱设计与实验。

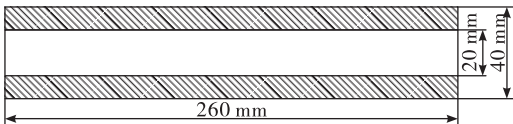


图 3 药柱尺寸
Fig. 3 Grain parameter

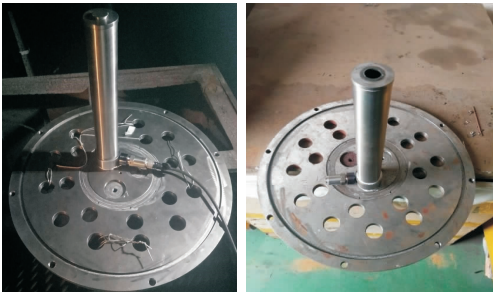


图 4 药柱燃烧实验装置
Fig. 4 Experimental device of grain combustion

1.2.3 多燃烧室药柱设计与独立性测试

为达到弹射系统变推力的目的,设计燃气发生器包含多个可独立作用的燃烧室,每个燃烧室里的药柱配备一个直列式点火器,每个点火器都由时序控制装置控制其点火时间。测试实验以包含 3 个燃烧室的燃气发生器为例,测试容器如图 5 所示。测试实验中仅使一个点火器点火,点燃与其相连的燃烧室产气药柱,观察另外装填的 2 个燃烧室的情况。经观测,实验结束后在 3 根装药中,被点燃的那根药柱成功作用,另外 2 个燃烧室装药并未被其影响,燃烧室外壳和堵盖等组件亦都保存完好,具体情况如图 6 所示。由此可知,燃气发生器里的多根药柱拥有独立作用的能力,可通过调整控制装置控制不同药柱的作用时序,达到变推力输出的目的。

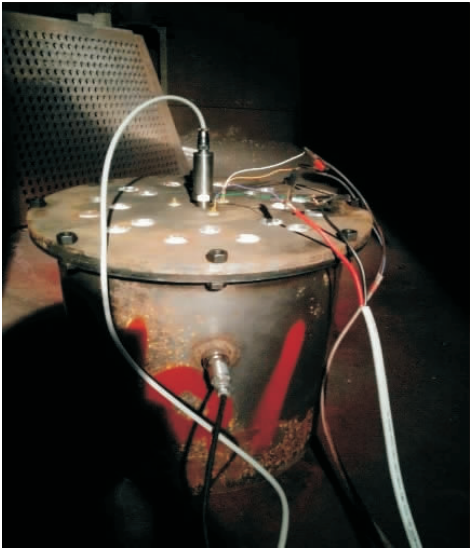


图 5 多药柱独立性测试容器
Fig. 5 Test container of multi-grains independence



图 6 多药柱独立性测试实验的药柱情况
Fig. 6 Grain situation in the independence test of multi-grains

2 弹射系统仿真结果与分析

以包含 3 个独立燃烧室的燃气发生器为动力装置的弹射系统为例,通过调整 3 个燃烧室的作用状况,可以实现不同情况下的发射要求。下面就两种药柱作用情况进行讨论,分别是单个燃烧室药柱作用,多个燃烧室药柱联合作用。

2.1 单燃烧室作用

取弹体质量分别为 600 kg、800 kg 以及 1 000 kg,分析弹体底部压强、弹体速度、弹体位移随时间的变化情况。其中,仿真所得压强为发射筒内靠近弹体处所测面平均压强。由图 7 可知,当单个燃烧室作用时,随着弹体质量的增加,发射筒内靠近弹体底部处的压强峰值逐渐增大,但达到峰值的时间却在后移,相同时刻弹体的速度反而减小,且弹体质量越大,其在发射筒出口处的速度越小,到达发射筒出口处的时间也越长。

2.2 多个燃烧室联合作用

取弹重为 600 kg,当燃烧室作用个数为 n ($n = 1, 2, 3$) 时,分析多个燃烧室药柱同时作用弹体底部压强、弹体速度、弹体位移随时间的变化情况。如图 8 所示,随着燃烧室作用个数的增加,发射筒内靠近弹体底部处的压强峰值逐渐增大,达到峰值的时间也在前移,相同时刻弹体的速度亦随之增加,且作用个数越多,弹体在发射筒出口处的速度越大,其到达发射筒出口处的时间也越短。

然而随着燃烧室数量的增加,发射筒内的压强亦会随之增加到超过发射筒可承受的范围,对发射筒及弹射系统内其他相连部件造成损害,故需对燃烧室的作用时序进行调整。以下面 5 种不同的作用

时序为例,分析不同的时序组合对弹体底部压强、弹体速度、弹体位移等的影响,其中 t_1, t_2, t_3 分别为每个燃烧室药柱开始燃烧的时间,5 种组合可表示为:a: $t_1 = t_2 = t_3 = 0$ s; b: $t_1 = 0, t_2 = 0.1$ s, $t_3 = 0.2$ s; c: $t_1 = 0$ s, $t_2 = 0.15$ s, $t_3 = 0.2$ s; d: $t_1 = 0$ s, $t_2 = t_3 = 0.2$ s; e: $t_1 = t_2 = 0$ s, $t_3 = 0.2$ s。仿真结果如图 9 所示。a 种组合为 3 个燃烧室同时作用,发射筒内的压强只有一个高峰,且其峰值为所有组合中的最高值,约为 1.18 MPa; b 种组合后 2 个燃烧室里的药柱与第一个燃烧室药柱的作用时间间隔都为 0.1 s,此种情况下发射筒内的压强也只有一个高峰,但在其峰值左右压强较为平稳,其峰值约为 0.77 MPa; c 种组合后 2 个燃烧室药柱与第一个燃烧室药柱作用时间间隔分别为 0.15 s 和 0.2 s,此种情况下发射筒内的压强亦只有一个高峰,其峰值约为 0.82 MPa; d 种组合后 2 个燃烧室药柱与第一个燃烧室药柱作用时间间隔都为 0.2 s,发射筒内的压强拥有 2 个高峰,且 2 个峰值俱为 0.63 MPa 左右,2 个峰值之间的压强波动较为平稳,这种情况下对发射筒内壁结构影响最小,其安全性与可靠性也最高; e 种组合为前 2 个燃烧室药柱同时作用,第 3 个燃烧室药柱与其间隔时间为 0.2 s,此种情况与 a 种组合情况类似,发射筒内的压强也只有一个高峰,且其峰值仅次于 a 种组合的峰值,约为 0.9 MPa。

故在所有组合中, a 种和 e 种组合发射筒内的压强峰值较高,弹体到达发射筒出口处的速度也较大,所用时间亦较短; b 种和 d 种组合压强波动情况较平稳,弹体到达发射筒出口处的速度较小,所用时间较长; c 种组合的情况介于上述两者之间。可根据不同的发射要求,灵活地选择各种适合的组合进行发射。

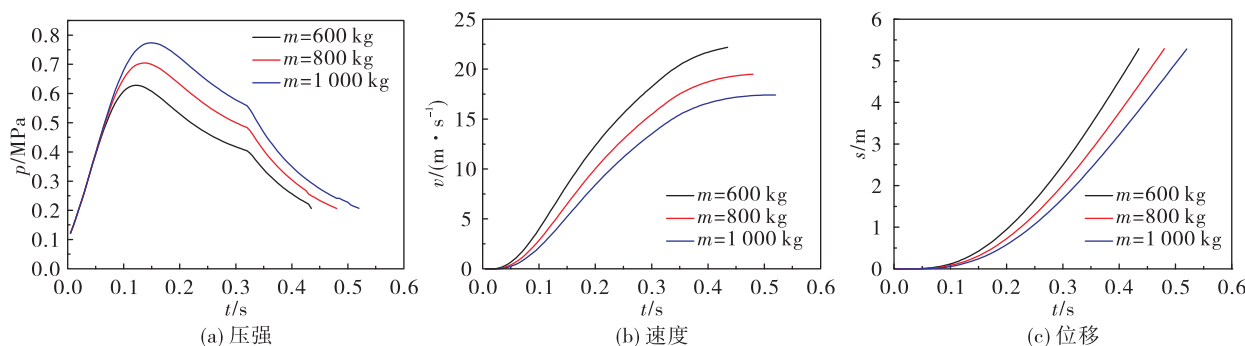


图 7 单根药柱作用于不同质量弹体仿真所得曲线

Fig. 7 Simulation curves of a single grain acting on different projectile weights

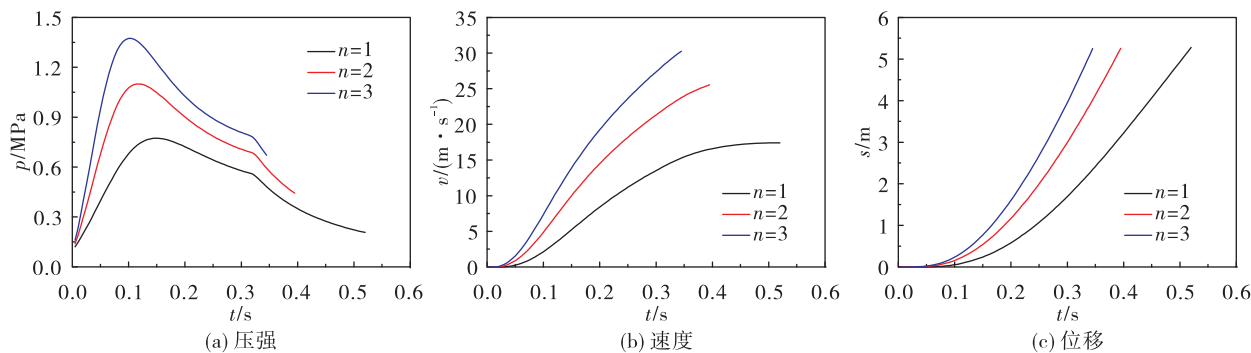


图8 同一弹体多药柱同时作用仿真所得曲线

Fig. 8 Simulation curves of a specific projectile acted by multi-grains

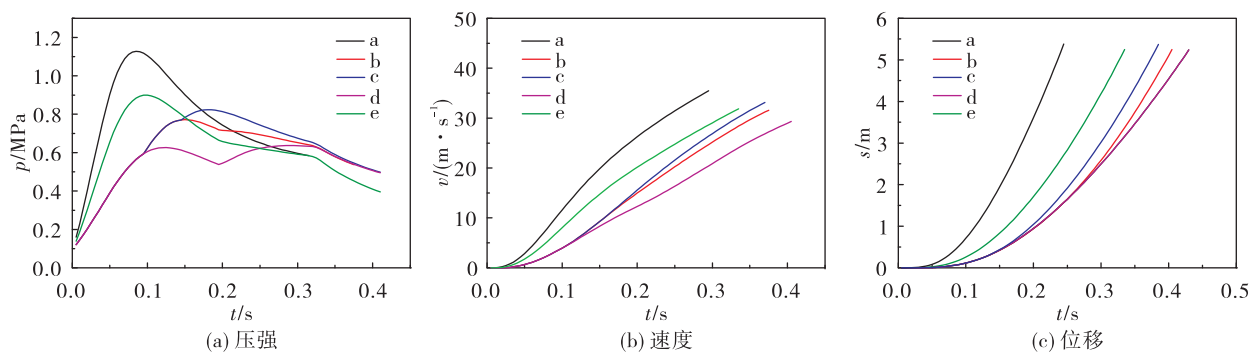


图9 同一弹体三根药柱不同作用时序仿真所得曲线

Fig. 9 Simulation curves of a specific projectile acted by three columns with different action sequences

3 结语

由实验及仿真结果可知,本燃气发生器所用药剂燃烧性能良好,结构简单,调控简易,各燃烧室可单独作用,可为弹射系统提供所需推力。通过对弹体质量、装药数量以及其作用时序的调整,可以调节发射筒内部压强、弹体的出口速度和到达发射筒出口所用的时间,合适的装药数量和作用时序可为弹体提供适当的推力和出口速度。这种变推力发射技术极大地减少了发射前的准备工作,增加了发射系统的实用性,提高了作用装置的安全性与可靠性,可广泛地应用于实战。

参考文献:

- [1] 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.
- [2] 白俊华, 胡春波. 无冷却式发射动力系统的内弹道研究[J]. 西北工业大学学报, 2012, 30(6): 892-897.
- [3] 陈庆贵, 齐强, 王海洋, 等. 潜射导弹发射内弹道仿真研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2011(6): 40-42.
- [4] 陈庆贵, 齐强, 朱保义. 某型导弹发射内弹道数值仿真[J]. 海军航空工程学院学报, 2010, 25(5): 501-504.
- [5] 陈庆贵, 齐强, 周源, 等. 发射动力系统内弹道优化设计计算[J]. 舰船科学技术, 2011, 33(5): 91-93, 97.
- [6] 何坤. 锥阀式燃气流量调节系统设计与实验研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2017.
- [7] 鲍文, 牛文玉, 陈林泉, 等. 固体火箭冲压发动机燃气发生器及燃气流量调节阀建模及仿真[J]. 固体火箭技术, 2008, 31(6): 569-574.
- [8] 王玲玲. 固体火箭发动机点火过程数值分析[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2008.
- [9] IWAKIRI T. Gas generator assembly; US 8567819 B2[P]. 2013-10-29.
- [10] DUNAWAY J D, GARBE D J, SAMPSON W P, et al. Gas generators, launch tubes including gas generators and related systems and methods; US 8967046 B2[P]. 2015-03-03.
- [11] DUNAWAY J D, GARBE D J, SAMPSON W P, et al.

- Gas generators, launch tubes including gas generators and related systems and methods; US 0131070 A1 [P]. 2017-03-28.
- [12] HANANO T, YAMAZAKI M. Gas generator; US 10046727 B2 [P]. 2018-08-14.
- [13] 秦新华, 叶力华, 周塞塞, 等. 燃气发生器固定连接结构可靠性改进设计[J]. 火箭推进, 2014, 40(6): 31-36.
- QIN X H, YE L H, ZHOU S S, et al. Reliability improvement of fixed connection structure of gas generator [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2014, 40(6): 31-36.
- [14] 王鹏, 李旭昌, 徐颖军. 固体火箭发动机总体优化设计[J]. 火箭推进, 2007, 33(4): 16-19.
- WANG P, LI X C, XU Y J. The optimal design of solid rocket motors [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2007, 33(4): 16-19.
- [15] GANY A, AHARON I. Internal ballistics considerations of nozzleless rocket motors [J]. Journal of Propulsion and Power, 1999, 15(6): 866-873.
- [16] 赵坚, 张振鹏. 串装双燃速药柱发动机的内流场计算[J]. 推进技术, 2001, 22(4): 315-318.
- [17] 周哲, 王国平, 芮筱亭, 等. 固体脉冲推力器内弹道仿真与优化设计[J]. 弹道学报, 2016, 28(1): 8-13.
- [18] 徐学文, 牟俊林, 任建存, 等. 固体火箭发动机喷管瞬态流场特性分析[J]. 火箭推进, 2015, 41(5): 49-53.
- XU X W, MU J L, REN J C, et al. The analyses of transient flow-field characteristics in the nozzle of SRM [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2015, 41(5): 49-53.
- [19] 杨乐, 余贞勇, 何景轩. 基于 FLUENT 的固体火箭发动机点火瞬态内流场仿真影响因素分析[J]. 固体火箭技术, 2011, 34(4): 474-477.
- [20] 唐金兰, 刘佩进. 固体火箭发动机原理[M]. 北京: 国防工业出版社, 2013.
- [21] 乔宏, 伊寅, 李洪伟, 等. 固体火箭发动机水下应用时的燃速特性分析[J]. 火箭推进, 2008, 34(6): 23-26.
- QIAO H, YI Y, LI H W, et al. Identification of burning rate of propellant for solid rocket motor underwater [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2008, 34(6): 23-26.
- [22] 湖北航天化学技术研究所. 一种燃气发生剂药柱: CN201310200885.5 [P]. 2013-08-28.
- [23] 湖北航天化学技术研究所. 一种低燃温低残渣型燃气发生剂及其制备方法: CN201711419551.1 [P]. 2018-06-19.
- [24] LV J, ZENG Q X, LI M Y. Metal foil gap switch and its electrical properties [J]. Review of Scientific Instruments, 2013, 84(4): 045101.
- [25] ZENG Q X, LV J, LI M Y. Note: The influence of exploding foil shape on energy deposition [J]. Review of Scientific Instruments, 2013, 84(6): 066105.

(编辑: 马 杰)