

# 结构参数耦合特性下的燃气弹射内弹道性能预示

程洪杰, 陈 力, 赵 媛, 邵亚军

(火箭军工程大学兵器发射理论与技术军队重点学科实验室, 西安, 710025)

**摘要** 现有文献分析结构参数对内弹道性能影响主要基于单一变量法, 未从全局考虑参数的耦合特性。建立了从内弹道反向设计方程到正向计算方程的一体化模型, 考虑结构参数耦合关系, 提出了内弹道设计方程的修正方法, 分析了以空间尺寸和时间 2 个维度为基准的内弹道性能变化规律。仿真结果表明: 设计方程推导中的简化造成了较大的截断误差, 对理想喉部截面积具有放大作用, 且随着低压室直径的增加, 放大作用越明显; 在设计的出筒速度、高压室工作压强下, 低压室直径和高度越小, 喉部截面积越小, 导弹受到的冲击荷载越大, 出筒时间越短; 通过选择合理的低压室尺寸能使低压室最大压强和导弹最大加速度任意可调。

**关键词** 燃气弹射; 一体化模型; 结构参数耦合; 耦合关系修正; 内弹道性能

**DOI** 10.3969/j.issn.1009-3516.2017.06.009

**中图分类号** TJ013.1 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2017)06-0052-06

## Performance Prediction of Gas-Ejection Interior Ballistic under Coupling Characteristic of Parameters

CHENG Hongjie, CHEN Li, ZHAO Yuan, SHAO Yajun

(Lab. of Armanent Launch Theory & Technology, Army Key Discipline, Rocket Forces University of Engineering, Xi'an 710025, China)

**Abstract:** Aimed at the problem that the existing literature to analysis influence of structure parameters on the interior ballistic performance is based on the single variable method on no consideration of the coupling relationship between the structure parameters, an integrated simulation model from the opposite design of internal ballistic equation to the positive calculation of interior ballistic equations is established, the coupling relationship between the structure parameters is considered, the modification method of interior ballistic design equation is put forward, and the variation law of interior ballistic performance based on the two dimensions of space dimension and time is analyzed. The simulation results indicate that design equations are derived in simplification causing the truncation errors and magnifying ideal throat area, and with the increase of low pressure chamber diameter the amplification becomes obviously. In designing a particular cylinder velocity and working pressure of high pressure chamber, the smaller the initial diameter and the height of the lower pressure chamber is, and the smaller the throat area is, and the greater the impact load of the missile is, and the shorter the movement time of the missile is. Choosing a reasonable size of the low-pressure chamber can make the maximum pressure of the low pressure chamber and the maximum acceleration missile arbitrarily adjustable.

**收稿日期:** 2017-05-26

**基金项目:** 国家自然科学基金(51475462)

**作者简介:** 程洪杰(1978—), 男, 山东菏泽人, 副教授, 博士, 主要从事导弹发射理论与技术方面的研究. E-mail: reader201@163.com

**引用格式:** 程洪杰, 陈力, 赵媛, 等. 结构参数耦合特性下的燃气弹射内弹道性能预示 [J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2017, 18(6): 52-57. CHENG Hongjie, CHEN Li, ZHAO Yuan, et al. Performance Prediction of Gas-Ejection Interior Ballistic under Coupling Characteristic of Parameters [J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2017, 18(6): 52-57.

**Key words:** integrated model; structural parameter coupling; coupling relation modification; interior ballistic performance

燃气弹射是一种利用固体火药迅速燃烧产生高压气体弹射导弹的发射方式,装置具有简单高效和减少弹体烧蚀的优点,被广泛应用于各种导弹发射<sup>[1]</sup>。Edquist<sup>[2]</sup>最早解算了热力学参数的变化规律、能量方程和运动方程,袁曾凤、谭大成等<sup>[3-4]</sup>建立和完善了燃气弹射零维内弹道经典理论。零维模型具有计算量小、计算速度快的优点<sup>[5]</sup>,且与二维轴对称模型计算结果相差不大<sup>[6]</sup>,因而被广泛应用于各种导弹的内弹道设计和计算<sup>[7-9]</sup>。刘赟等<sup>[10]</sup>以点火药量为变量分析了其对小型固体火箭发动机内弹道压力峰值的影响;王天辉等<sup>[11]</sup>以装药增面比为变量分析了其对燃气发生器头部压力的影响;白俊华和李悦等<sup>[12-13]</sup>分别以装药量、发射深度和喷喉截面积为变量分析了其对潜射导弹弹射内弹道性能的影响;谢伟等<sup>[14]</sup>分析了低压室初容、装药偏心等因素对内弹道特性的影响。

以上均是在装填条件不变前提下,研究控制单一变量来分析结构参数对内弹道性能的影响,并未从全局的角度分析参数耦合特性对内弹道的影响。本文从结构参数间的耦合关系入手,建立了从反向内弹道设计方程到正向计算方程的一体化仿真模型,提出了结构参数耦合关系的修正方法,并以此分析了低压室结构参数对内弹道性能的影响。

## 1 内弹道一体化计算模型

### 1.1 底推式燃气弹射装置物理模型

底推式燃气弹射器主要由燃气发生器、导流锥、发射筒、导弹尾罩和底座等支撑结构组成,几何模型见图1<sup>[15]</sup>。弹射的物理过程为:推进剂在燃气发生器中燃烧产生高压气体,经喷管加速进入发射筒内迅速建立压强,推动导弹向上运动。

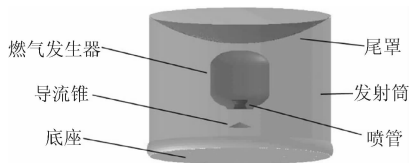


图1 底推式燃气弹射装置

Fig. 1 Bottom-push gas-rejection launcher

### 1.2 结构参数的耦合关系

#### 1.2.1 结构参数的确定

结构参数主要包括<sup>[4]</sup>:

1) 燃面面积  $A_b$ :

$$A_b = \frac{\varphi_{21} P_{eq}^{1-n} A_t}{\rho_p a C^*} \quad (1)$$

2) 燃气发生器体积  $V_1$ :  $V_1$  由装药体积  $V_p$  和初始自由容积  $V_{10}$  组成,  $V_1$  通过适当放大  $V_p$  来考虑, 根据经验取 1.3。

3) 喷管喉部截面积  $A_t$ :

$$A_t = \frac{\bar{P}_2 \left( V_{20} + \frac{1}{2} \frac{S_2^2 \bar{P}_2 t_k^2}{\varphi m} \right)}{\varphi_{21} K_0 \tau_2 \sqrt{RT_1 t_k}} \quad (2)$$

4) 低压室直径  $d$ : 由导弹直径和适配器压缩厚度相加决定。

5) 低压室高度  $h$ : 通常由低压室结构承压强度和空间尺寸限制共同决定。

式中具体符号含义见文献<sup>[4]</sup>。

#### 1.2.2 耦合关系的建立

以  $d$ 、 $h$ 、 $A_t$ 、 $A_b$  以及高压室平衡压强  $P_{eq}$  等结构参数作为输入集, 内弹道性能指标作为输出集。

对于特定型号导弹, 其质量及几何尺寸为已知, 出筒速度为设计的目标, 火药燃烧速度、高低压室壁面承压能力、导弹发射加速度允许值  $|a|$  为约束条件, 加上设计的  $P_{eq}$  和导弹出筒速度  $v_g$ , 可得 8 个约束方程, 1 个约束不等式。可提取如下数学关系:

$$\text{Input Sets } X_i = \{d, h, A_t, A_b, P_{eq}\}$$

$$\text{Out Sets } Q_i = \{P_{2\max}, t_k, v, a_{\max}, K_N\}$$

$$\text{Variable} = 10$$

$$\text{s. t. } \begin{cases} \text{Constraint Equation} = 8 \\ a \leq |a| \end{cases}$$

将其他参数用仅含变量  $d$ 、 $h$  来表示, 则由设计方程(1)、(2)及导弹运动方程可推导得:

$$\bar{P}_2 = \frac{2mv_g^2}{\pi d^2 l_m} \quad (3)$$

$$S_2 = \pi d^2 / 4, V_{20} = \pi d^2 h / 4 \quad (4)$$

$$t_k = \frac{4\partial mv_g t_g l_m}{2mv_g^2 - P_a \pi d^2 l_m - 4.8mgl_m} \quad (5)$$

式中符号意义见文献<sup>[4]</sup>。将方程(3)~(5)代入方程(1)和(2)中, 即可建立结构参数  $d$  和  $h$  与  $A_t$ 、 $A_b$  的耦合关系。

### 1.3 内弹道一体化计算模型

通过反向内弹道设计方程组建立了结构参数之间的耦合关系, 并以此作为自变量输入, 将正向高低压室内弹道方程组作为函数运算法则, 建立起结构参数与内弹道性能的映射关系, 即内弹道一体化计算模型, 从而分析在特定的  $v_g$  和  $P_{eq}$  下, 低压室尺寸变化对低压室压强  $P_2$  及导弹加速度  $a$  的影响。采

用先遍历  $h_i$ , 后遍历  $d_i$  的运算次序, 以  $d=d_2$  为终止条件, 运算流程见图 2。

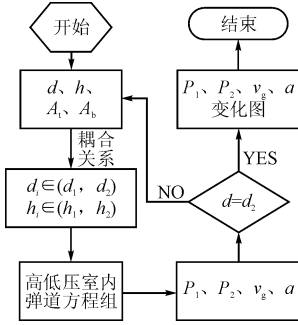


图2 一体化计算模型

Fig. 2 Integrated operating model

## 2 结构参数耦合关系的修正

传统内弹道设计方程的建立基于诸多假设, 工程上仅作为实际情况的估算, 还需多次试算进行调整, 直接用其推导出的结构参数耦合关系会存在较大误差, 基于这个出发点, 建立了耦合关系的修正模型。

### 2.1 内弹道设计中的简化

由文献[4]可知, 反向设计方程组的推导过程中进行了大量简化, 存在截断误差:

1) 取沿行程的平均压强  $\overline{P_{2l}}$  等于沿时间的平均压强  $\overline{P_{2t}}$ , 即:  $\overline{P_{2l}} = \overline{P_{2t}} = \overline{P_2}$ 。

2) 取低压室燃烧结束时刻的压强  $P_{2k}$  等于低压室平均压强  $\overline{P_2}$ , 即:  $P_{2k} = \overline{P_2}$ 。

3) 在式(2)推导过程中忽略了导弹开始运动的时刻  $t_s$  和  $2t_k t_s$ , 造成了燃烧结束时刻的导弹运动位移  $l_k$  比实际偏大。

4) 系数  $\partial, \varphi, \tau_2$  的选取带有主观估计, 与实际情况存在一定偏差。

5) 在式(1)推导过程中, 高压室温度  $T_1$  选取为定值, 而在实际情况中  $T_1$  是变化的, 并且  $\phi_{21}$  选取具有主观性。

### 2.2 耦合关系的修正方法

由 1.2.2 节的结构参数耦合关系不难得出:

$$A_b = \frac{P_{eq}^{1-n} \overline{P_2} \left( V_{20} + \frac{1}{2} \frac{S_2^2 \overline{P_2}}{\varphi n} (\partial t_g)^2 \right)}{\rho_p a C^* K_0 \tau_2 \sqrt{RT_1} \partial t_g} \quad (6)$$

在 2.1 节中 1)~4) 的简化均与低压室尺寸  $d, h$  有直接关系, 结合式(6)的形式, 所以可将  $A_i$  乘修正函数  $f(d, h)$  予以考虑修正; 而简化 5) 则决定了  $P_{eq}$  大小, 可将  $A_b$  乘常系数  $\xi$  予以修正。

#### 2.2.1 修正函数 $f(d, h)$ 的求解

由经验可对低压室结构参数范围进行大致的估

计, 现取  $d \in (d_1, d_2), h \in (h_1, h_2), f_i(d_i, h_i) \in (f_1, f_2)$ 。对于特定的  $d, h, f_i(d_i, h_i)$ , 以  $d_0, h_0, f_0$  为步长,  $|v_g - v_0| < \text{tolerance}$  为终止条件, 采用循环迭代的方法筛选出  $f_i(d_i, h_i)$ , 用多项式最小二乘进行拟合, 得到修正函数  $f(d, h)$ 。求解流程见图 3。

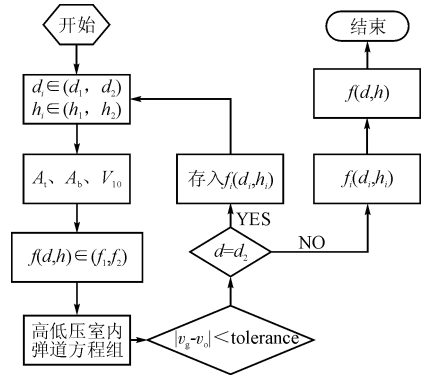


图3 修正函数  $f(d, h)$  求解流程

Fig. 3 Solution process of fixed function  $f(d, h)$

#### 2.2.2 修正系数 $\xi$ 的求解

由于修正系数  $\xi$  不随结构参数  $d, h$  而变化, 亦可以采用循环迭代的方法来筛选。以  $\xi$  作为自变量输入, 高压室平衡压强  $P_{eq}$  作为输出, 终止条件为  $|P_{eq} - P_{eq0}| < \text{tolerance}$ , 通过相同的求解流程进行迭代, 即可筛选出修正系数  $\xi$  的值。

## 3 数值仿真实例

### 3.1 修正量的求解

#### 3.1.1 修正函数 $f(d, h)$ 的求解

使用 MATLAB 求解高低压室内弹道方程组, 将其化简为一阶常微分方程组, 采用 4、5 阶 Runge-Kutta 算法。考虑到弹射器本身的结构尺寸要求,  $d$  取 1.5~2.7 m,  $h$  取 0.5~2.6 m。以  $d_0=0.05$  m,  $h_0=0.05$  m,  $f_0=0.002$  为步长,  $|v_g - v| < 0.1$  为终止条件进行循环迭代, 得到三维点图。图 4 为修正函数  $f(d, h)$  的三维点图。

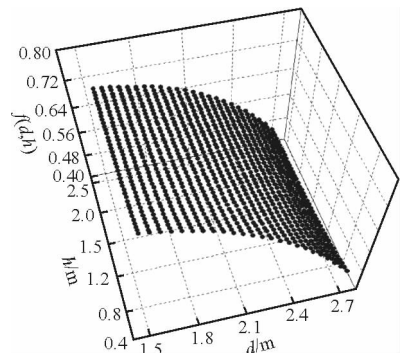


图4  $f(d, h)$  三维点图

Fig. 4 3-D point figure of  $f(d, h)$

图 4 说明这是多项式的曲面拟合问题,对 1~5 阶分别进行拟合试算,得到拟合优度参数,见表 1。

表 1 拟合优度表

Tab. 2 Goodness of fit

Polynomial Degree	SSE	R-square	Adjusted R-square	RMSE
Poly11	0.466	0.929 9	0.929 8	0.021 79
Poly22	0.008 853	0.998 7	0.998 7	0.003 009
Poly33	0.000 704	0.999 9	0.999 9	0.000 850 2
Poly44	0.000 461	0.999 9	0.999 9	0.000 69
Poly55	0.000 435	0.999 9	0.999 9	0.000 672 3

表 1 中 SSE 为残差平方和, RMSE 为均方根误差,其值越小则拟合越好; R-square 为决定系数,用来表征拟合的优劣,正常取值范围为 [0, 1], 越接近 1, 表示方程对变量的解释能力越强,模型对数据的拟合越好<sup>[16]</sup>。其中:

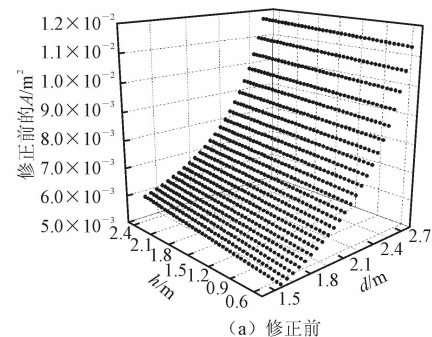
$$SSE = \sum_{i=1}^n \omega_i (z_i - \hat{z}_i)^2,$$

$$RMSE = \sqrt{MSE} = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \omega_i (z_i - \hat{z}_i)^2}$$

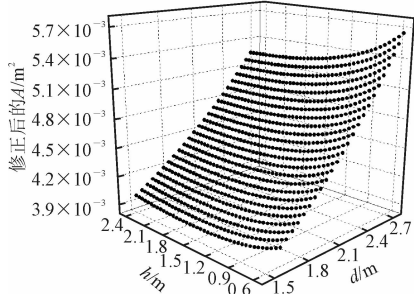
根据拟合优度的 4 项指标综合考虑,选择 Poly55, 经计算得:

$$f(d, h) = 0.380 3 + 1.326d - 0.342 7h - 1.241d^2 - 0.019 88dh + 0.283 2h^2 + 0.572 8d^3 + 0.038 78d^2h - 0.032 15dh^2 - 0.131 3h^3 - 0.135 9d^4 - 0.010 07d^3h + 0.006 249d^2h^2 + 0.008 013dh^3 + 0.033 07h^4 + 0.011 12d^5 + 0.002 252d^4h - 0.003 55d^3h^2 + 0.002 395d^2h^3 - 0.002 425dh^4 - 0.003 104h^5$$

图 5 分别为修正前、后的  $A_i$  三维点图。



(a) 修正前



(b) 修正后

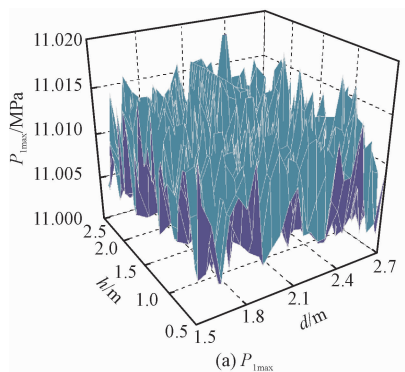
图 5  $A_i$  三维点图

Fig. 5 3-D point figure of  $A_i$

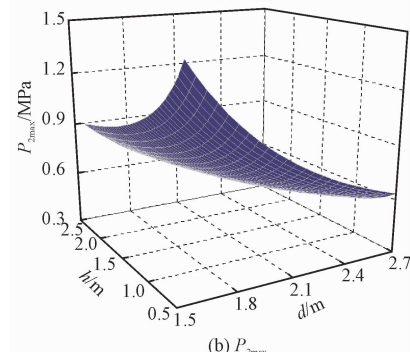
由于  $d$  变大,为维持特定的出筒速度,故增大  $A_i$  以减小低压室压强。修正后的  $A_i$  变小,说明内弹道设计方程中的简化对  $A_i$  有放大作用,使其偏离理想值。

### 3.1.2 修正系数 $\xi$ 的求解

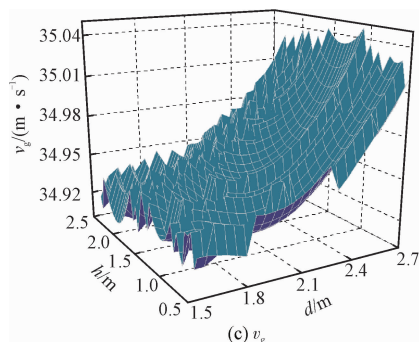
方法同上,以平衡压强  $P_{eq} = 11$  MPa 为目标,误差限值为 0.1,可筛选出  $\xi = 1.013$ ,见图 6,  $P_{1max}$  变化呈现波动状态,波动范围为 11.00~11.02 MPa,满足精度要求。



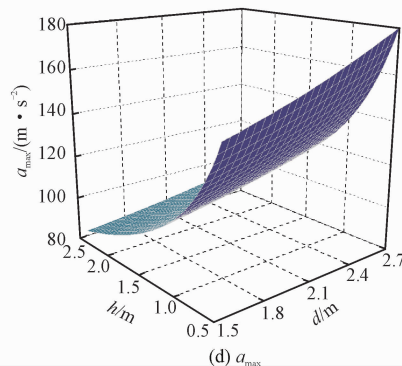
(a)  $P_{1max}$



(b)  $P_{2max}$



(c)  $v_g$



(d)  $a_{max}$

图 6 内弹道性能参数随低压室尺寸空间变化趋势

Fig. 6 Trend of space change of interior ballistic performance with the size of low pressure chamber

### 3.2 仿真计算结果

#### 3.2.1 随空间维度变化的仿真

将修正函数  $f(d, h)$  和  $\xi$  代入内弹道设计与计算一体化数学模型中, 取  $d \in (1.55, 2.7)$ ,  $h \in (0.5, 2.6)$  分别为自变量, 取对应的高压室最大压强  $P_{1\max}$ 、低压室最大压强  $P_{2\max}$ 、出筒速度  $v_g$  以及最大加速度  $a_{\max}$  为因变量, 空间变化趋势见图 6。

图 6 中,  $P_{1\max}$  变化呈现波动状态, 这是由于  $P_1$  和  $T_1$  在弹射过程中均为动态变化的量, 秒流量大小与  $P_1$ 、 $T_1$  及  $A_t$  有关, 压强大时, 秒流量也大, 压强会出小幅度下降; 压强小时, 流出燃气质量相应变少, 压强出现回升, 所以平衡压强中的“平衡”为动态平衡。此外, 由于修正函数  $f(d, h)$  的拟合存在微小误差, 导致  $A_t$  存在误差, 所以亦会导致压强峰值的波动和偏离。

随着  $d$  和  $h$  的减小, 低压室最大压强呈现上升趋势, 这有可能会引起对导弹冲击过载;  $d$  的增加导致了弹底承压面积变大, 进而导弹加速度增加, 所以导弹出筒速度会相应增加; 随着  $h$  的减小, 燃气在更小的容积实现填充, 如果  $d$  不变, 导弹最大加速度会出现大幅度上升。

#### 3.2.2 随时间维度变化的仿真

为了使问题在时间维度得到体现, 现根据变化范围均匀选取 4 组低压室尺寸进行对比, 工况 1:  $d = 1.6 \text{ m}$ ,  $h = 0.5 \text{ m}$ ; 工况 2:  $d = 1.6 \text{ m}$ ,  $h = 1.5 \text{ m}$ ; 工况 3:  $d = 2.1 \text{ m}$ ,  $h = 1.5 \text{ m}$ ; 工况 4:  $d = 2.6 \text{ m}$ ,  $h = 2.5 \text{ m}$ 。图 7 分别为 4 种工况的  $P_1$ 、 $P_2$ 、 $v_g$  和  $a$  随时间变化图。

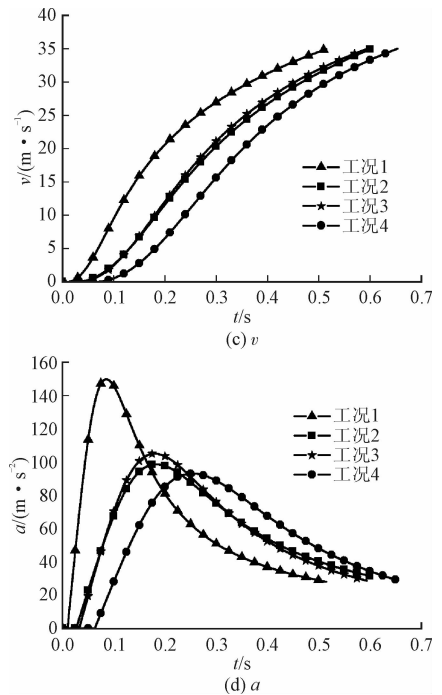
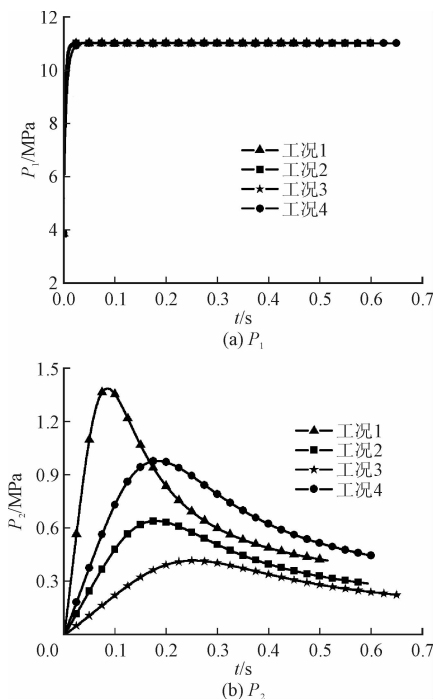


图 7 4 种工况下内弹道性的参数随时间变化趋势  
Fig. 7 The trend of time change of interior ballistic performance under 4 kinds of working conditions

由图可知, 4 组仿真数据的高压室前期压强上升速率有微小偏差, 这是由于随着  $d$  和  $h$  的增加,  $A_t$  相应增加, 燃气秒流量亦相应增加, 导致了压强上升段速率不一致。随着  $d$  和  $h$  越小, 低压室压强上升速度越快且压强峰值越大, 导弹受到的冲击荷载越大, 低压室结强度负担也越重。

导弹速度变化更加趋于平滑, 出筒的时间变长。  $a_{\max}$  呈递减趋势, 当  $d$  和  $h$  较小时, 加速度变化剧烈, 导弹冲击大, 不合理的低压室尺寸会使导弹过载而损坏弹上仪器; 而  $d$  和  $h$  较大时, 加速度变化平缓, 导弹运动平稳。

## 4 结语

本文针对传统内弹道分析基于单一变量法的缺陷, 首先利用反向内弹道设计方程建立结构参数的耦合关系, 并与正向内弹道计算方程对接, 形成了内弹道设计与性能计算一体化模型; 然后基于设计方程中的大量简化造成的截断误差, 提出了设计方程的修正方法, 并给出了修正量  $f_i(d_i, h_i)$  和  $\xi$  的求解流程框图, 对  $f_i(d_i, h_i)$  进行了函数拟合; 最后, 用误差修正后的一体化模型建立了结构参数的约束条件, 并得到了以低压室直径和高度为变量的内弹道性能在空间上的预示, 并结合时间维度的 4 组工况给予了机理分析。结果表明, 内弹道设计与性能计算一体化模型达到了较好的预示效果, 为后期弹射

器结构的优化设计奠定了理论基础,具有重要的工程意义。

### 参考文献(References):

- [1] 姜毅, 史少岩, 牛钰森, 等. 发射气体动力学 [M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2015.  
JIANG Y, SHI S Y, NIU Y S, et al. Emission of Gas Dynamics [M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2015. (in Chinese)
- [2] EDQUIST C T. Prediction of the Launch Pulse for Gas-generator-launched Missiles [J]. Journal of Propulsion & Power, 1990, 6(6): 705-712.
- [3] 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.  
YUAN Z F. Rocket Missile Interior Ballistics [M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 1987. (in Chinese)
- [4] 谭大成. 弹射内弹道学 [M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2015.  
TAN D C. Ejection of Interior Ballistics [M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2015. (in Chinese)
- [5] 谭大成, 苗佩云. 弹射器低压室二维内弹道模型及数值研究 [J]. 弹箭与制导学报, 2006, 26(4): 224-226.  
TAN D C, MIAO P Y. Two-dimensional Interior-ballistic Model and Numerical Research on Low-Pressure Chamber of Catapult [J]. Journal of Projectiles Rockets Missiles & Guidance, 2006, 26(4): 224-226. (in Chinese)
- [6] CHENG C, Zhang X. Numerical Modeling and Investigation of Two-phase Reactive Flow in a High-low Pressure Chambers System [J]. Applied Thermal Engineering, 2016, 99: 244-252.
- [7] QI Q, CHEN Q G. Submarine-launched Cruise Missile Ejecting Launch Simulation and Research [C]// International Conference on Electronic and Mechanical Engineering and Information Technology, Emeit 2011, Harbin, Hei-longjiang, China, 12-14 August, 2011: 4542-4545.
- [8] LIU Y Q, XI A M, Liu H F. Numerical Study of Interior Trajectory of Missile Ejection Based on Mechanics [J]. Advanced Materials Research, 2012, 485: 616-619.
- [9] LIU Y, XI A, LIU H et al. An Interior Ballistic Simulation of the Gas-steam Missile Ejection [C]// Wase International Conference on Information Engineering. IEEE Computer Society, 2010: 235-237.
- [10] 刘赞, 王浩, 陶如意, 等. 点火药量对小型固体火箭发动机内弹道影响 [J]. 含能材料, 2013, 21(1): 75-79.  
LIU Y, WANG H, TAO R Y, et al. Impact of Ignition Dose on Interior Ballistic of Small Solid Rocket Motor [J]. Chinese Journal of Energetic Materials, 2013, 21(1): 75-79. (in Chinese)
- [11] 王天辉, 陈庆贵, 何超. 燃气发生器内弹道设计计算 [J]. 现代防御技术, 2014, 42(2): 56-60.  
WANG T H, CHEN Q G, HE C, et al. Design and Computation of Interior Ballistic for Gas Generator [J]. Modern Defence Technology, 2014, 42(2): 56-60. (in Chinese)
- [12] 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.  
BAI J H, HU C B. Interior Ballistic Research of No Cooling Power System [J]. Journal of North-western Polytechnical University, 2012, 30(6): 892-897. (in Chinese)
- [13] 李悦, 周儒荣. 燃气发生器喷喉面积对导弹发射动力的影响 [J]. 南京航空航天大学学报, 2004, 36(3): 353-357.  
LI Y, ZHOU R R. Influence of Gas Generator Nozzle Throat Area on Missile Launch Power [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2004, 36(3): 353-357. (in Chinese)
- [14] 谢伟, 王汉平. 提拉式弹射内弹道特性的影响因素分析 [J]. 固体火箭技术, 2016, 39(1): 146-150.  
XIE W, WANG H P. Influential Factors Analysis on Interior Ballistic Performance of Lift-draw Ejecting Device [J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2016, 39(1): 146-150. (in Chinese)
- [15] 李仁凤, 乐贵高, 马大为, 等. 壁面障碍物对燃气弹射流场和内弹道的影响 [J]. 固体火箭技术, 2016, 39(3): 444-450.  
LI R F, LE G G, MA D W, et al. Influence of Tubewall Obstacles on Flow Field of Gas-ejection and Internal Trajectory [J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2016, 39(3): 444-450. (in Chinese)
- [16] VAMOS C, CRACIUM M. Polynomial Fitting [M]// Automatic Trend Estimation. Springer Netherlands, 2012: 31-42.

(编辑: 徐敏)