

基于 Sobol' 灵敏度分析的火箭弹自力弹射 多目标约束优化 *

宋 健, 余湖清, 李 超, 蔡 蓓

(宜昌测试技术研究所, 湖北 宜昌 443000)

摘 要: 火箭弹自力弹射过程中燃气被限制在低压室内, 低压室压强使得出筒速度增加的同时也增大了发射装置受力。为完成自力弹射的多目标约束优化, 首先建立了发动机-低压室耦合内弹道模型, 开展实弹试验对模型进行了验证; 其次采用 Sobol' 全局灵敏度分析法, 以低压室压强峰值和弹体出筒速度为目标响应, 求得各设计参数的灵敏度数据; 最后以低压室压强峰值最小和弹体出筒速度最大为优化目标, 基于灵敏度数据建立自力弹射多目标约束优化模型, 采用 NSGA-II 算法进行求解。结果表明, 发动机装药量对低压室压强峰值及出筒速度的影响最为显著, 低压室初始长度对低压室压强峰值影响较大, 低压室开孔数量对弹体出筒速度影响较大; 在 Pareto 最优前沿上选取 10 个备选方案并采用逼近理想解排序法排序。相较于初始方案, 排序得到的最终优化方案的低压室压强峰值降低 13.41%, 弹体出筒速度增加 52.56%, 自力弹射性能得到提升。

关键词: Sobol' 法; 灵敏度分析; 火箭弹; 自力弹射; 约束优化

中图分类号: TJ714 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2022) 12-210833-09

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 210833

Multi-Object Constraint Optimization of Rocket Self-Ejection Based on Sobol' Sensitivity Analysis

SONG Jian, SHE Hu-qing, LI Chao, CAI Qian

(Yichang Testing Technique Research Institute, Yichang 443000, China)

Abstract: The exhaust plume is sealed in low pressure chamber during the process of rocket self-ejection, the pressure in low pressure chamber leads to an increase of the exit velocity and the force exert on the launcher. In order to complete the multi-object constraint optimization for self-ejection, firstly a motor and low pressure chamber coupled internal ballistic model was developed. The validity of interior ballistic model was verified by physical tests. Secondly sensitivity data of the main parameters aiming at the pressure peak of low pressure chamber and exit velocity was calculated by Sobol' global sensitivity analysis method. Finally the multi-object constraint optimization model with minimum pressure peak in low pressure chamber and maximum exit velocity was set up based on sensitivity data, the optimization model was calculated by NSGA-II. The results show that, the propellant mass has the greatest influence on pressure peak of low pressure chamber and rocket exit velocity, the initial length of low pressure chamber has the second largest influence on pressure peak of low pressure chamber,

* 收稿日期: 2021-12-01; 修订日期: 2022-01-14。

基金项目: “十三五” 海军武器装备预研课题 (3020106070501)。

作者简介: 宋 健, 博士生, 研究领域为舰载火箭弹新型发射技术。

通讯作者: 余湖清, 硕士, 研究员, 研究领域为水下作战系统总体设计。

引用格式: 宋 健, 余湖清, 李 超, 等. 基于 Sobol' 灵敏度分析的火箭弹自力弹射多目标约束优化[J]. 推进技术, 2022, 43(12): 210833. (SONG Jian, SHE Hu-qing, LI Chao, et al. Multi-Object Constraint Optimization of Rocket Self-Ejection Based on Sobol' Sensitivity Analysis[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(12): 210833.)

the number of hole on the wall of low pressure chamber has the second largest influence on exit velocity. Ten schemes were selected in Pareto front and ranked using technique for order preference by similarity to an ideal solution. Compared with the initial scheme, the peak of pressure in low pressure chamber of the final optimized scheme decrease 13.41%, the exit velocity of the final optimized scheme increase 52.56%, the performance of self-ejection has been improved.

Key words: Sobol' method; Sensitivity analysis; Rocket; Self-ejection; Constraint optimization

1 引言

火箭弹自力弹射出筒过程中燃气被限制在发射筒内直至弹体弹射出筒,可消除尾焰的负面影响^[1]。由于发动机自身就是燃气发生器,所以称自力弹射。燃气注入虽会导致弹后空间的压强升高,但仍低于发动机压强,因此称为低压室。

确定各设计参数的灵敏度数据并开展优化设计,对自力弹射技术的后续发展具有重要意义。目前灵敏度分析及优化设计在装备研制中已得到广泛应用,陈秉智等^[2]以总吸能量和接触力峰值为目标,使用 Sobol'法求得参数灵敏度,为后续的列车耐撞性优化提供参考。孙佳等^[3]提出了混合全局灵敏度分析法,得到影响某自动装填机构刚度的关键参数。富威等^[4]通过灵敏度分析确定了舰炮身管刚度优化模型的输入参数,优化后抗振性能得到提升。张博等^[5]将试验设计与遗传算法相结合对海-淡水泵开展优化设计,优化后泵的性能得到提升。李嘉等^[6]采用 SQP 算法对燃油离心泵开展多目标优化,优化后泵的效率及抗气蚀性能得到提高。夏露等^[7]基于全局灵敏度分析提出了分层优化方法,减少单次优化变量数目以加速收敛。朱美军等^[8]结合 NSGA-II 算法与代理模型开展了燃烧室凹腔构型的优化设计,可为凹腔结构的后续设计提供支撑。罗中峰等^[9]进行了某火炮弹丸在炮口状态的动态灵敏度分析,得到各参数对炮口弹丸状态的影响。

参数灵敏度分析及优化设计在各领域装备研制中取得了诸多成果,但目前关于火箭弹自力弹射的研究内容较少。为确定各参数对自力弹射设计指标的影响并进行优化设计,首先将建立发动机-低压室耦合内弹道模型并开展实弹发射实验,其次将结合 Sobol'全局灵敏度分析法,以低压室压强峰值及弹体出筒速度为响应指标开展灵敏度分析,最后将基于灵敏度数据建立自力弹射多目标约束优化模型并采用 NSGA-II 算法进行求解,结合逼近理想解排序法 (Technique for order preference by similarity to an ideal solution, TOPSIS) 对 Pareto 前沿上的备选方案进行排

序,为自力弹射后续设计提供技术指导及数据支撑。

2 自力弹射内弹道模型

自力弹射装置的组成如图 1 所示,采用管状推进剂,推进剂燃烧符合几何燃烧定律^[10],燃气状态方程采用诺贝尔-阿贝尔方程^[11],忽略弹体与发射筒之间缝隙的漏气,采用零维内弹道假设建立发动机-低压室耦合内弹道模型,并采用 4 阶龙格-库塔法编制自力弹射内弹道求解程序。

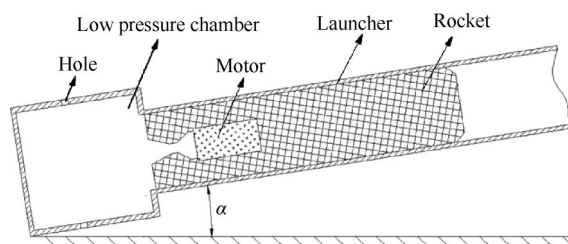


Fig. 1 Schematic diagram of self-ejection launcher

2.1 能量守恒方程

对某时间间隔 dt 内的自力弹射过程进行分析:推进剂燃烧生成能量 $c_v T_p \omega \delta \psi$; 发动机内储能增加 $c_v T_c \delta m_c$; 低压室开孔燃气带走能量 $n_h c_p T_l \delta m_h$; 低压室储能增加 $c_v T_l \delta m_l$; 发动机推力对外做功 $\delta W_e = F_r \delta l_r$; 低压室燃气压力对外做功 $\delta W_l = F_l \delta l_r$, 其中 l_r 为弹体位移。自力弹射系统的能量守恒方程为

$$c_v T_p \omega \frac{d\psi}{dt} - n_h c_p \frac{d(T_l m_h)}{dt} - \frac{dW_e}{dt} - \frac{dW_l}{dt} = c_v \frac{d(T_c m_c)}{dt} + c_v \frac{d(T_l m_l)}{dt} \quad (1)$$

式中 c_v, c_p 为燃气定容比热和定压比热; ω 为发动机总装药量, ψ 为相对燃烧质量; T_p 为推进剂定压燃烧温度; T_c 为发动机燃气平均温度; $m_c = \omega(\psi - \eta)$ 为发动机燃气质量, η 为喷管流出燃气的相对质量; T_l 为低压室燃气平均温度; n_h 为低压室开孔数; m_h 为单个开孔流出燃气质量; $m_l = \omega\eta - n_h m_h$ 为低压室燃气质量。

2.2 弹体运动方程

火箭弹自力弹射出筒的动力由发动机推力 $F_r =$

$p_e A_e + \dot{m}_t v_e$ 和低压室压强弹射力 $F_l = p_l A_{lb}$ 共同组成, 其中 p_e 、 v_e 及 A_e 分别为发动机喷管出口处的燃气压强、燃气流速及截面面积; $\dot{m}_t$ 为喷管的燃气质量流率; p_l 为低压室平均压强; A_{lb} 为弹体底部除喷口外的承压面积。以下文初始工况为例, 弹射过程中 F_r 及 F_l 的总冲量分别为 $103.43\text{N}\cdot\text{s}$ 和 $1952.14\text{N}\cdot\text{s}$, F_l 为自力弹射的主要动力。

试验弹总装药量 0.2828kg , 弹重 70kg , 前者约为后者的 4% , 因此忽略发射过程中弹体质量的变化, 将 m_t 视为常量, 弹体的运动方程为

$$\varphi m_r \dot{v}_r = p_e A_e + \dot{m}_t v_e + p_l A_{lb} - I \tag{2}$$

式中 φ 为次要功系数; m_r 为弹体质量; $\dot{v}_r$ 为弹体速度;

$$v_e = \left\{ \frac{2kRT_e}{k-1} \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right] \right\}^{0.5}$$
 为喷管出口的燃气速度

度^[12], k 为燃气绝热指数, R 为燃气气体常数, p_c 为发动机内燃气的平均压强; $I = p_s A_r + m_t g (\sin \alpha + \mu \cos \alpha)$, p_s 为大气压, A_r 为弹体截面面积, g 为重力加速度, μ 为摩擦系数, α 为自力弹射发射倾角。

2.3 低压室反压的影响

根据气动力学的相关知识, 当 p_l 小于发动机喷管的第二特征反压时, 喷管内流动将全部为超声速流动, p_l 的变化不会影响喷管内流动及发动机自推力 F_r , 第二特征反压的求解方程^[12]为

$$\left[\frac{p_{l2}}{p_c} \right]_{Ma_e > 1} = \left[\frac{\frac{2k}{k+1} Ma_e^2 - \frac{k-1}{k+1}}{\left(1 + \frac{k-1}{2} Ma_e^2 \right)^{\frac{k}{k-1}}} \right]_{Ma_e > 1} \tag{3}$$

式中 Ma_e 为喷管出口燃气流的马赫数。

Ma_e 可通过式(3)求得(取 $Ma_e > 1$), 即

$$\frac{A_e}{A_t} = \frac{1}{Ma_e} \left[\frac{2}{k+1} \left(1 + \frac{k-1}{2} Ma_e^2 \right) \right]^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \tag{4}$$

式中 A_t 为喷管喉部面积。将 $p_l/p_c < [p_{l2}/p_c]$ 加入内弹道模型, 以判断低压室压强 p_l 是否会对喷管内的燃气流动及 F_r 产生影响。

2.4 实弹试验与数据对比

试验弹发动机燃气流量为 0.75kg/s , 装填双钴-2 推进剂 0.2828kg (装填长度 172mm , 外径 26.5mm , 内径 8mm 的管状药两根), 使用 2# 小粒黑火药 6g 作点火药, 弹体口径 172mm , 弹重 70kg , 弹长 1210mm , 发射筒长度 1700mm , 低压室内径 173mm 。用压强传感器记录低压室压强数据, 用高速摄像机记录弹体出筒

的运动信息, 图 2 为部分高速摄像照片。弹尾离开发射筒之前, 在发射装置后部空间未观察到尾焰, 自力弹射有效抑制了发射尾焰对装置后部空间的危害。



(a) Tail of rocket leave the launcher



(b) Rocket leave the launcher

Fig. 2 High-speed photograph of self-ejection process

开展两种工况的实弹试验: 工况 1 低压室初始长度 300mm , 低压室无开孔; 工况 2 低压室初始长度 300mm , 低压室开 $2 \times \phi 15\text{mm}$ 孔。各工况均发射 2 枚试验弹, 低压室压强峰值 $p_{l\max}$ 和弹体出筒速度 v_{r0} 的数据对比如表 1 所示, 低压室压强实测曲线与仿真曲线的对比如图 3 所示。

Table 1 Data comparison of test and simulation

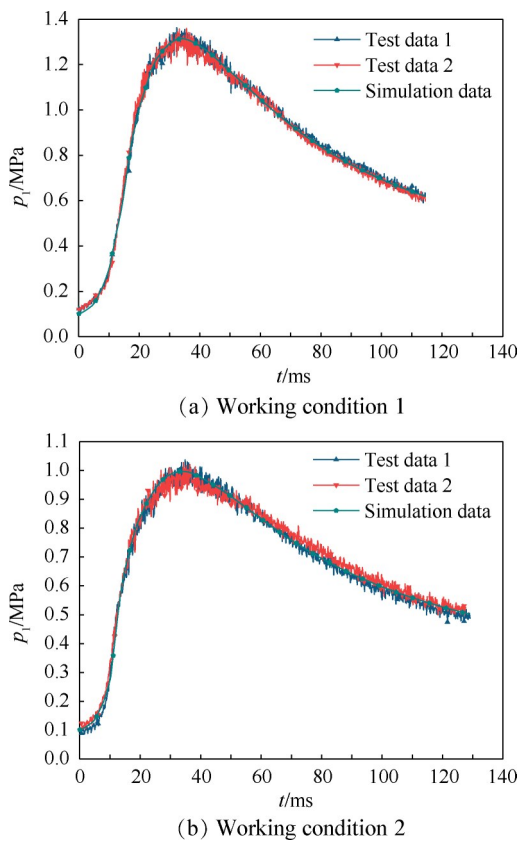
	$p_{l\max}/\text{MPa}$		$v_{r0}/(\text{m/s})$	
	Condition 1	Condition 2	Condition 1	Condition 2
Simulation data	1.31401	0.99663	29.56	25.79
Test data 1	1.35972	1.03679	28.49	24.94
Test data 2	1.36462	1.02708	28.17	25.32
Maximum error/%	3.85	4.03	4.700	3.295

由于试验过程中存在漏气, 压强较大时的实测数据存在较大波动; 自力弹射后期弹体已部分出筒, 漏气现象加剧使得实测数据波动加大。但结合表 1 及图 3 数据可知, 数值计算数据与实弹试验数据的一致性较好, 发动机-低压室耦合内弹道模型的有效性得到验证。

3 自力弹射参数灵敏度分析

3.1 Sobol' 灵敏度分析法

Sobol' 灵敏度分析法^[13]是由 Sobol' 提出的一种全局灵敏度分析方法, 该方法将待分析模型 $f(x)$ 分解为单参数函数和多参数函数构成的函数组合, 通过计算参数样本采样方差对模型响应总方差的影响, 来分析参数变化对模型响应的影响, Sobol' 法的基本思路如下^[14]:

Fig. 3 Data comparison of p_t - t

定义 $\Omega^n = \{x | 0 \leq x_i \leq 1; i = 1, 2, \dots, n\}$ 为 n 维输入参数 x 的取值空间, 将 $Y = f(x)$ 分解为单参数函数及多参数函数的组合, 即

$$f(x) = f_0 + \sum_{i=1}^n f_i(x_i) + \sum_{1 \leq i < j \leq n} f_{ij}(x_i, x_j) + \dots + f_{1,2,\dots,n}(x_1, x_2, \dots, x_n) \quad (5)$$

式中 f_0 为常量, 其他项对其所包含的任一参数的积分均为零, 即

$$\int_0^1 f_{i_1, i_2, \dots, i_s}(x_{i_1}, x_{i_2}, \dots, x_{i_s}) dx_{i_k} = 0, \quad 1 \leq k \leq s \quad (6)$$

Sobol' 法用参数采样样本的总方差表示所有参数变化对模型响应的影响程度, 模型 $f(x)$ 的总方差为

$$D = \int_{\Omega^n} f^2(x) dx - f_0^2 \quad (7)$$

不同参数组合的偏方差可由式(5)右边各项计算得到

$$D_{i_1, i_2, \dots, i_s} = \int_0^1 \dots \int_0^1 f_{i_1, i_2, \dots, i_s}^2(x_{i_1}, x_{i_2}, \dots, x_{i_s}) dx_{i_1} dx_{i_2} \dots dx_{i_s} \quad (8)$$

式中 $1 \leq i_1 \leq \dots \leq i_s \leq n, i_s = 1, 2, \dots, n$ 。

对式(5)在整个计算域先平方后积分, 再由式(6)及式(8)得到

$$D = \sum_{i=1}^n D_i + \sum_{1 \leq i < j \leq n} D_{ij} + \dots + D_{1,2,\dots,n} \quad (9)$$

定义 $S_{i_1, i_2, \dots, i_s} = \frac{D_{i_1, i_2, \dots, i_s}}{D}$, 由式(8)及式(9)可知

$$\sum_{i=1}^n S_i + \sum_{1 \leq i < j \leq n} S_{ij} + \dots + S_{1,2,\dots,n} = 1 \quad (10)$$

式中 S_i 为参数 x_i 的一阶灵敏度数据, $S_{ij} (i \neq j)$ 为参数 x_i 及 x_j 的二阶灵敏度数据。参数 x_i 的总灵敏度 S_{ii} 为该参数各阶灵敏度之和, 可表示为 $S_{ii} = 1 - S_{-i}$, 其中 S_{-i} 为除参数 x_i 外所有设计参数对模型响应的灵敏度。本文基于 Sobol' 法, 采用文献[15]提出的基于蒙特卡洛法的灵敏度计算方法完成火箭弹自力弹射参数灵敏度计算。

3.2 自力弹射参数灵敏度

结合火箭弹自力弹射发动机-低压室耦合内弹道模型, 选择以下参数进行参数灵敏度分析: 发动机喉部直径 D_t , 药柱长度 L_p , 药柱数量 n_p , 发动机燃烧室长度 L_c , 喷管扩张比 R_n , 低压室初始长度 L_{i0} , 低压室筒径 D_l , 低压室开孔数量 n_h , 低压室开孔直径 D_h , 火箭弹质量 m_t , 发射筒长度 L_t , 各参数的取值范围如表 2 所示。药柱数量 n_p 对自力弹射内弹道的影响主要体现在对发动机容积、总装药量及燃气流量的影响。

Table 2 Value range of design parameters

Number	Parameter	Data range
1	D_t/mm	[10, 20]
2	L_p/mm	[160, 180]
3	n_p	[2, 6]
4	L_c/mm	[175, 200]
5	R_n	[3, 6]
6	L_{i0}/mm	[100, 500]
7	D_l/mm	[165, 195]
8	n_h	[1, 5]
9	D_h/mm	[5, 20]
10	m_t/kg	[40, 70]
11	L_t/mm	[1500, 2000]

Sobol' 全局灵敏度分析法的计算结果与采样样本规模有较大关系, 样本规模较小时难以体现参数变化对模型输出的真实影响。采用 Latin 超立方采样方法[16]对参数样本进行采样, 不同采样数目下各参数对低压室压强峰值 p_{imax} 的一阶灵敏度及全局灵敏度分别如图 4 及图 5 所示。

当样本采样规模达到 8000 时, 灵敏度数据趋于稳定, 不再随采样规模增加发生明显变化。以采样数目为 9000 的计算结果进行自力弹射设计参数对低压室压强峰值 p_{imax} 及弹体出筒速度 v_{t0} 的灵敏度分析, 此时各参数对 p_{imax} 和 v_{t0} 的一阶灵敏度数据及全局灵敏度数据如表 3 所示。

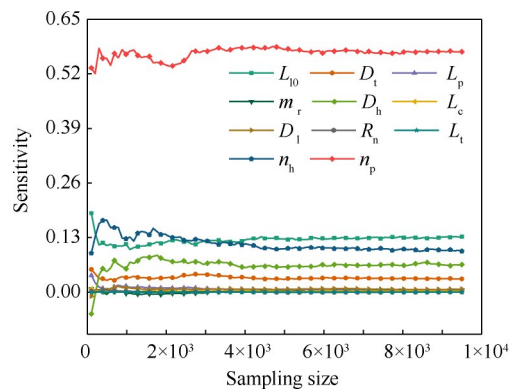


Fig. 4 1th sensitivity of p_{lmax} of different sampling size

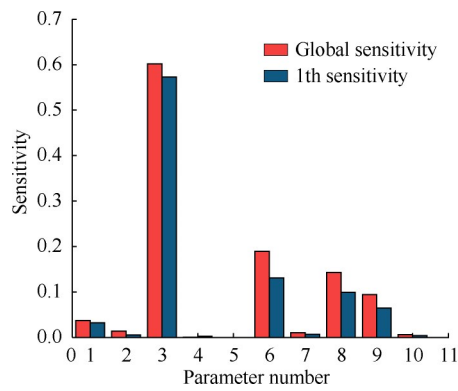


Fig. 6 Sensitivity of parameters to p_{lmax}

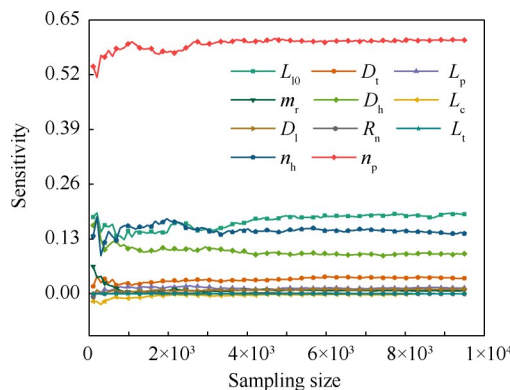


Fig. 5 Global sensitivity of p_{lmax} of different sampling size

	1th sensitivity		Global sensitivity	
	p_{lmax}	v_{r0}	p_{lmax}	v_{r0}
D_t	0.032301	0.088867	0.037655	0.088266
L_p	0.005491	0.005517	0.013954	0.007771
n_p	0.573386	0.671242	0.602053	0.678925
L_c	0.002623	0.000839	0.000440	0.000910
R_n	0.000236	0.000359	0.000070	0.000589
L_{l0}	0.131294	0.000557	0.189719	0.008355
D_l	0.006761	0.000163	0.010566	0.000819
n_h	0.099341	0.071552	0.142931	0.084158
D_h	0.065145	0.049915	0.094381	0.060297
m_r	0.004171	0.078293	0.006472	0.081602
L_t	0.000000	0.013975	0.000000	0.013752

3.3 参数对 p_{lmax} 的灵敏度分析

结合表 3 各设计参数对 p_{lmax} 的灵敏度数据绘制灵敏度直方图,如图 6 所示。

分析灵敏度数据可知,在本文的参数取值范围内,参数 n_p, L_{l0}, n_h, D_h 对于低压室压强峰值 p_{lmax} 的影响较为显著,且全局灵敏度均大于一阶灵敏度,表明与其他参数间的相互作用对 p_{lmax} 的影响明显;参数 D_l, L_p, D_l, m_r 对 p_{lmax} 的影响较小;参数 L_c, R_n, L_t 对 p_{lmax} 的影响十分微弱。

由低压室燃气状态方程 $p_l V_l = m_l R T_l$ 可知, p_l 与低压室容积 $V_l = V_{l0} + l_r S_r - \alpha(\omega \eta - n_h m_h)$ 成反比,与低压室燃气质量 $m_l = \omega \eta - n_h m_h$ 成正比。参数 L_{l0} 通过低压室初始容积 V_{l0} 对 p_{lmax} 产生影响;参数 n_p, n_h 及 D_h 通过影响低压室内燃气质量 m_l 进而对 p_{lmax} 产生影响;发射筒长度 L_t 改变后,不会对低压室压强 p_l 的变化过程产生影响,因此其对 p_{lmax} 的灵敏度数据为 0。

参数 n_p 对低压室压强峰值 p_{lmax} 的灵敏度数据最大,为降低对发动机结构强度的设计要求, n_p 应选择较小值;为降低对发射装置结构强度的设计要求,需要降低 p_{lmax} ,结合灵敏度数据可知,应在设计范围内选择较大的 L_{l0}, n_h, D_h 。

3.4 参数对 v_{r0} 的灵敏度分析

结合表 3 各设计参数对 v_{r0} 的灵敏度数据绘制灵敏度直方图,如图 7 所示。

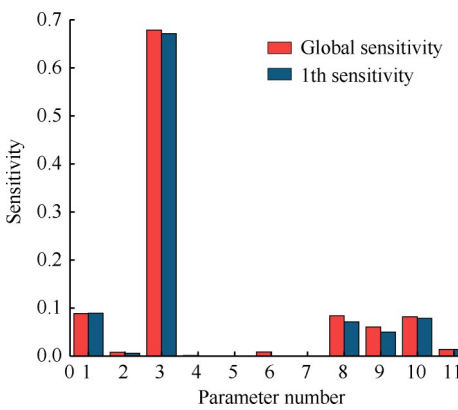


Fig. 7 Sensitivity of parameters to v_{r0}

分析灵敏度数据可知,在本文的参数取值范围内,参数 $D_t, n_p, n_h, D_h, m_r, L_t$ 对于弹体出筒速度 v_{r0} 的影响较大,且其全局灵敏度均大于一阶灵敏度,表明与其他参数间的相互作用对 v_{r0} 的影响明显;参数 $L_p, L_c, R_n, L_{l0}, D_l$ 对于 v_{r0} 的影响较弱。

对弹体自力弹射出筒的全过程使用动量定理： $m_r v_{r0} = I_d$ ， I_d 为出筒过程中弹体所受总冲量。出筒速度 v_{r0} 与总冲量 I_d 成正比，与弹体质量 m_r 成反比，所以 m_r 对 v_{r0} 的灵敏度较高；总冲量 $I_d = \bar{F}_{d1} t_e$ ， $\bar{F}_{d1}$ 为自力弹射出筒过程中弹体受力对时间的均值， t_e 为弹体自力弹射出筒的总时间。 $\bar{F}_{d1}$ 改变后，弹体在筒内加速度的改变会引起出筒时间 t_e 的反向改变。

参数 L_{10} 通过低压室初始容积 V_{10} 对 p_1 产生影响，进而影响 $\bar{F}_{d1}$ ，但 t_e 产生的反向变化与 $\bar{F}_{d1}$ 的变化幅度相当，因此尽管 L_{10} 对 $p_{1\max}$ 及 $\bar{F}_{d1}$ 影响较大，但其对 v_{r0} 的影响较小；参数 n_p, D_1, n_h, D_h 通过低压室燃气质量 m_1 对 p_1 产生影响，进而影响 $\bar{F}_{d1}$ ，且给 $\bar{F}_{d1}$ 带来的变化幅度要大于 t_e 的反向变化，所以 n_p, D_1, n_h, D_h 对 v_{r0} 的影响较大； L_1 的改变不会影响 p_1 的建立过程，但是会对 t_e 产生影响，所以 L_1 的改变对 v_{r0} 有一定影响。

参数 n_p 对出筒速度 v_{r0} 的灵敏度最大，为降低对发动机结构强度的设计要求， n_p 应选择较小值；低压室燃气质量 m_1 变化给 v_{r0} 带来的影响要大于低压室初始容积 V_{10} ；为提高出筒速度 v_{r0} ，应在设计范围内选择较大的 D_1, L_1 ，同时控制弹体质量 m_r 及低压室开孔数目 n_h 及开孔直径 D_h 。

4 基于灵敏度分析的优化设计

4.1 自力弹射多目标约束优化模型

为降低自力弹射优化的设计空间维度，提高求解效率，基于自力弹射的参数灵敏度数据，选择如下参数作为自力弹射优化的设计变量：喷管喉部直径 D_1 ，药柱数量 n_p ，低压室初始长度 L_{10} ，开孔数量 n_h ，开孔直径 D_h ，弹体质量 m_r ，各参数的取值范围及初值如表 4 所示。其他设计参数的取值如下：药柱长度 $L_p = 172\text{mm}$ ，燃烧室长度 $L_c = 190\text{mm}$ ，喷管扩张比 $R_n = 4$ ，低压室筒径 $D_1 = 173\text{mm}$ ，发射筒长度 $L_1 = 1700\text{mm}$ 。

Table 4 Parameters of optimization

Number	Parameter	Data range	Initial value
1	D_1/mm	[10, 20]	12.5
2	n_p	[2, 6]	2
3	L_{10}/mm	[100, 500]	300
4	n_h	[1, 5]	2
5	D_h/mm	[5, 20]	15
6	m_r/kg	[40, 70]	70

火箭弹自力弹射优化设计过程中，弹体出筒速度 v_{r0} 以及低压室压强峰值 $p_{1\max}$ 是两个重要的设计指标，结合内弹道数据可知二者负相关，以 $p_{1\max}$ 最小及

v_{r0} 最大作为优化目标，采用 Pareto 支配概念^[17]处理多个优化目标之间的相互制约关系，同时结合实际的设计约束建立自力弹射多目标约束优化模型

$$\begin{aligned} \min f(x) &= \{f_1(x) = p_{1\max}, f_2(x) = -v_{r0}\} \\ \text{s.t. } g_1(x) &= p_c \in [g_1^L, g_1^U] \\ g_2(x) &= (p_1/p_c) \in [g_2^L, g_2^U] \end{aligned}$$

约束 $g_1(x)$ 限制发动机工作压强 p_c 在一定范围内，保证推进剂在自力弹射过程中正常燃烧，同时限制 p_c 的最大值，以降低对发动机结构强度的设计要求；约束 $g_2(x)$ 限制低压室压强 p_1 与发动机压强 p_c 的比值在一定范围内，确保发动机工作背压 p_1 不超过喷管的第三特征反压，保证发动机正常工作。

结合自力弹射多目标约束优化模型，采用 NSGA-II 算法^[18-19]进行求解。为满足设计约束，对优化过程中的每一个种群执行合规化操作，该操作的具体流程如图 8 所示：结合设计约束剔除种群中的违约个体，之后采用相同的种群生成策略将种群补足并再次剔除违约个体，直到种群所有个体均满足约束条件，且规模达到设定值。

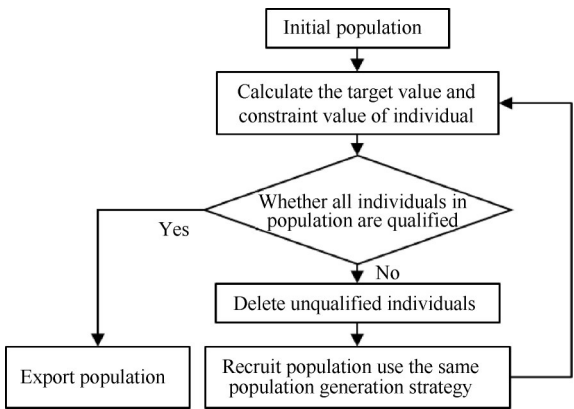


Fig. 8 Compliance operation of population

4.2 自力弹射优化数据分析

火箭弹自力弹射优化模型的基本参数设置如下：种群规模 NP 为 200；总进化代数 G 为 300。结合自力弹射优化模型，采用 NSGA-II 算法，求得的 Pareto 最优前沿如图 9 所示。

计算得到的 Pareto 前沿近似呈斜率不同的两段线性区间：随 $p_{1\max}$ 增长，相同 $p_{1\max}$ 增量带来的 v_{r0} 增量减小。在 Pareto 前沿上选取 10 个备选方案，各方案的弹射力 $F_1 = p_1 \times S_{th}$ 如图 10 所示。

随弹射力 F_1 增加，到达峰值 $F_{1\max}$ 的时刻 $t_{1\max}$ 提前且总出筒时间 t_e 缩短。各备选方案在 $t_{1\max}$ 前后时段内 F_1 的冲量 I_{11} 及 I_{12} 如表 5 所示（变化率为方案 n 相对于方案 $n-1$ 的冲量变化， $n=2 \cdots 10$ ）。

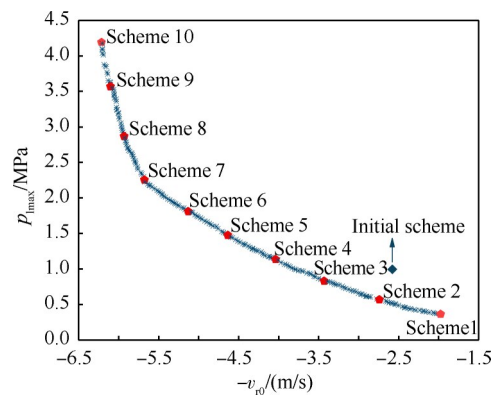


Fig. 9 Pareto front of self-ejection optimization

由方案 1~7,弹射力 F_1 及其峰值 F_{lmax} 不断增长,尽管 t_{lmax} 及 t_e 均有减小,但弹射力数值增长给冲量带来的正向影响大于力作用时间减小的负面影响,因此冲量 I_{11} 及 I_{12} 均保持正增长,在 Pareto 前沿上表现为 v_0 随 p_{lmax} 增加而快速增长;由方案 7~10,尽管弹射力 F_1 及其峰值 F_{lmax} 保持增长,但力作用时间减小带来的负面影响已经较大,冲量 I_{11} 及 I_{12} 的增幅均有所收窄,同时有负增长出现,在 Pareto 前沿上表现为 v_0 随 p_{lmax} 增

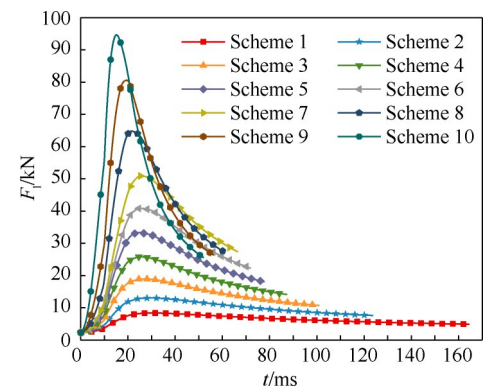


Fig. 10 F_1 of different scheme of Pareto front

加而缓慢增长。自力弹射设计中,通过增加弹射力 F_1 来提高出筒速度 v_0 的增益是有限的,同时 F_1 增加也增大了装置所受后坐力,将提高对发射装置结构强度的设计要求。

为更加直观地利用 Pareto 最优前沿数据指导自力弹射设计,将 p_{lmax} 的权重设置为 0.6, v_0 的权重设置为 0.4,采用 TOPSIS 法对选取的 10 个备选方案进行排序,得到的排序结果如表 6 所示。

Table 5 Impulse of F_1 before and after F_{lmax}

Scheme	$I_{11}/(N \cdot s)$	Change rate/%	$I_{12}/(N \cdot s)$	Change rate/%
1	173.69	—	847.83	—
2	244.45	40.74	935.43	10.33
3	280.13	14.60	1073.29	14.74
4	347.21	23.95	1198.16	11.63
5	414.94	19.51	1332.26	11.19
6	517.87	24.81	1451.28	8.93
7	641.08	23.79	1572.07	8.32
8	633.07	-1.25	1701.03	8.20
9	729.05	15.16	1687.96	-0.77
10	657.10	-9.87	1817.87	7.70

Table 6 TOPSIS ranking result of the optimization schemes

	Optimization target value		Standardization target value		Euclidean distance from the positive ideal solution	Euclidean distance from the negative ideal solution	Evaluation indicator	Ranking result
	p_{lmax}/MPa	$v_0/(m/s)$	p_{lmax}	v_0				
1	0.3640	19.752	0.050735	0.130007	0.111601	0.319954	0.7413	4
2	0.5688	27.408	0.079280	0.180399	0.093035	0.303497	0.7654	2
3	0.8287	34.302	0.115505	0.225775	0.082960	0.283691	0.7737	1
4	1.1355	40.373	0.158267	0.265735	0.086298	0.261141	0.7516	3
5	1.4757	46.348	0.205684	0.305062	0.101844	0.237540	0.6999	5
6	1.8085	51.586	0.252070	0.339539	0.123957	0.216070	0.6355	6
7	2.2541	56.770	0.314179	0.373660	0.158698	0.188961	0.5435	7
8	2.8687	59.314	0.399842	0.390404	0.209597	0.151846	0.4201	8
9	3.5677	61.016	0.497269	0.401607	0.267937	0.120458	0.3101	9
10	4.1899	62.141	0.583992	0.409011	0.319954	0.111602	0.2586	10

根据表 6 的排序结果,选取备选方案 3 作为最终优化方案,该方案的设计参数及内弹道主要数据分别如表 7 及表 8 所示。表 8 中的 I_t 为自力弹射出筒过程中弹体所受弹射力 F_t 的总冲量, I_r 为弹体所受发动机推力 F_r 的总冲量。

相对于初始方案,火箭弹自力弹射优化方案的低压室初始长度 L_{i0} 增大、低压室开孔数量增多且孔

径增大,因此低压室压强 p_i 显著下降,峰值 $p_{i\max}$ 降幅为 13.41%, p_i 下降导致弹射力 F_t 减小,同时由于出筒总时间 t_e 缩短,因此弹射力 F_t 的总冲量 I_t 减小 30.57%;但优化方案发动机喷管的燃气质量流率增大明显,发动机推力 F_r 相应增大, F_r 的总冲量 I_r 增大 284.82%,同时由于弹体质量 m_r 减小,最终优化方案的弹体出筒速度 v_{i0} 显著增大,增幅为 52.56%。

Table 7 Parameters of final optimization scheme

Parameter	D_i/mm	n_p	L_{i0}/mm	n_h	D_h/mm	m_r/kg
Value	14	4	497.8	5	19.8	40.02

Table 8 Indicator comparison of initial scheme and optimization scheme

Parameter	Initial scheme	Optimization scheme	Change rate/%
$p_{i\max}/\text{MPa}$	0.9570	0.8287	-13.41
$v_{i0}/(\text{m/s})$	24.450	37.302	52.56
p_c/MPa	7.85	15.04	91.59
$\dot{m}_r/(\text{kg/s})$	0.78	1.80	130.77
t_e/ms	133.4	101.0	-24.29
$I_t/(\text{N}\cdot\text{s})$	1952.14	1355.31	-30.57
$I_r/(\text{N}\cdot\text{s})$	103.43	398.02	284.82

5 结 论

本文开展了火箭弹自力弹射参数灵敏度分析及多目标约束优化的相关工作,得到结论如下:

(1) 参数 n_p, L_{i0}, n_h, D_h 对于低压室压强峰值 $p_{i\max}$ 的影响较为显著,为降低对发射装置结构强度的设计要求需要减小 $p_{i\max}$,应在设计范围内选择较大的 L_{i0}, n_h, D_h 。

(2) 参数 $D_i, n_p, n_h, D_h, m_r, L_i$ 对弹体出筒速度 v_{i0} 的影响较为显著,为提高 v_{i0} 应在设计范围内选择较大的 D_i, L_i ,同时降低 n_h, D_h 及 m_r ;自力弹射过程中低压室燃气质量 m_i 的变化给 v_{i0} 带来的影响要大于低压室初始容积 V_{i0} 。

(3) 采用 TOPSIS 排序法对自力弹射多目标约束优化 Pareto 前沿上的备选方案进行排序。相较于初始方案,排序得到的最终优化方案的低压室压强峰值 $p_{i\max}$ 下降 13.41%,弹体出筒速度 v_{i0} 增大 52.56%,自力弹射性能得到提升。

致 谢:感谢“十三五”海军武器装备预研课题的资助。

参考文献

[1] 金 薄. 小型导弹舰面发射尾焰的安全性和干涉性分析[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2015.
[2] 陈秉智, 汪驹畅. 基于 Sobol' 法的轨道车辆前端吸能

结构灵敏度分析[J]. 铁道学报, 2020, 42(3): 63-68.
[3] 孙 佳, 陈光宋, 钱林方, 等. 自动装填机构刚度混合全局灵敏度分析[J]. 南京理工大学学报, 2019, 43(2): 135-140.
[4] 富 威, 吴 琼, 崔运山, 等. 舰炮身管的抗振性能优化研究[J]. 兵工学报, 2019, 40(2): 234-242.
[5] 张 博, 张 萍, 郭 旭, 等. 基于试验设计-遗传算法的船用柴油机冷却系统多目标优化[J]. 推进技术, 2020, 41(11): 2518-2529. (ZHANG Bo, ZHANG Ping, GUO Xu, et al. Multi-Objective Optimization of Marine Diesel Engine Cooling System Based on DOE-GA [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(11): 2518-2529.)
[6] 李 嘉, 李华聪, 王万成, 等. 燃油离心泵多目标优化设计及仿真分析[J]. 推进技术, 2021, 42(3): 666-674. (LI Jia, LI Hua-cong, WANG Wan-cheng, et al. Multi-Objective Optimization Design and Simulation for Fuel Centrifugal Pump [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(3): 666-674.)
[7] 夏 露, 杨梅花, 李 朗, 等. 基于全局灵敏度分析方法的气动设计研究[J]. 西北工业大学学报, 2018, 36(1): 49-56.
[8] 朱美军, 辜天来, 张 帅, 等. 三维超声速燃烧室凹腔构型的优化设计及参数分析[J]. 推进技术, 2018, 39(8): 1780-1789. (ZHU Mei-jun, GU Tian-lai, ZHANG Shuai, et al. Optimization and Parameter Analy-

- sis of Cavity in a Three-Dimensional Supersonic Combustor[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(8): 1780-1789.)
- [9] 罗中峰, 管小荣, 徐亚栋, 等. 某火炮弹丸在炮口状态的动态灵敏度分析[J]. *兵工学报*, 2017, 38(12): 2328-2336.
- [10] 金志明. 枪炮内弹道学[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2004.
- [11] 谭大成. 弹射内弹道学[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2015.
- [12] 武晓松, 陈军, 王栋. 固体火箭发动机气体动力学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2016.
- [13] Sobol I M. Global Sensitivity Indices for Nonlinear Mathematical Models and Their Monte Carlo Estimates [J]. *Mathematics and Computers in Simulation*, 2001, 55(1): 271-280.
- [14] Sobol I M. Sensitivity Analysis for Nonlinear Mathematical Models [J]. *Mathematical Modeling and Computational Experiment*, 1993, 1(1): 407-414.
- [15] Saltelli A. Sensitivity Analysis in Practice: A Guide to Assessing Scientific Models[M]. Chichester: John Wiley & Sons, 2004.
- [16] Helton J C, Davis F J. Latin Hypercube Sampling and the Propagation of Uncertainty in Analyses of Complex Systems [J]. *Reliability Engineering & System Safety*, 2003, 81(1): 23-69.
- [17] Kalyanmoy Deb. Multi-Objective Optimization Using Evolutionary Algorithm [M]. New York: John Wiley & Sons, 2001.
- [18] Yang Y, Cao L, Wang C, et al. Multi-Objective Process Parameters Optimization of Hot-Wire Laser Welding Using Ensemble of Metamodels and NSGA-II[J]. *Robotics and Computer-Integrated Manufacturing*, 2018, 53(10): 141-152.
- [19] Deb K, Pratap A, Agarwal S, et al. A Fast and Elitist Multi-Objective Genetic Algorithm: NSGA-II[J]. *IEEE Transactions on Evolutionary Computation*, 2002, 6(2): 182-197.

(编辑:梅 瑛)