

文章编号: 1000-8055(2023)06-1516-09

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20210618

基于多种群差分进化算法的火箭弹自力弹射 多目标约束优化设计

宋 健, 李 超, 余湖清, 蔡 蓓

(中国船舶集团有限公司 宜昌测试技术研究所, 湖北 宜昌 443000)

摘 要: 针对火箭弹自力弹射设计中降低低压室压强峰值与提高弹体出筒速度之间的矛盾, 开展自力弹射的优化设计工作。建立自力弹射发动机-低压室耦合内弹道求解模型, 并开展两种工况共 4 发实弹的验证试验; 提出融合多种差分策略的多种群差分进化算法, 并采用“剔除-补足”操作处理优化过程中的约束条件; 考虑自力弹射的实际设计约束, 以低压室压强峰值和弹体出筒速度为目标建立两目标约束优化模型, 并采用多种群差分进化算法进行优化计算。结果表明: 计算得到的 Pareto 前沿近似呈斜率不同的两段线性区间, 随低压室压强峰值增大, 相同压强增幅带来的出筒速度增量减小; 在 Pareto 前沿上均匀选取 12 个优化方案并采用逼近理想解排序法进行排序, 排序后得到的最终优化方案的低压室压强峰值降低 16.11%, 弹体出筒速度增加 54.55%, 自力弹射性能得到提升。

关 键 词: 火箭弹; 自力弹射; 内弹道模型; 多目标约束优化; 差分进化; 逼近理想解排序法 (TOPSIS)

中图分类号: V238; TJ02

文献标志码: A

Multi-objective constraint optimization design of rocket projectile self-ejection based on multi-population differential evolution algorithm

SONG Jian, LI Chao, SHE Huqing, CAI Qian

(Yichang Testing Technique Research Institute,

China State Shipbuilding Corporation Limited, Yichang Hubei 443000, China)

Abstract: In view of the contradiction between reducing the pressure peak in low pressure chamber and increasing the exit velocity of self-ejection, the optimization design of self-ejection was carried out. A motor-low pressure coupled internal ballistic solution model of self-ejection was developed, physical experiments of two working conditions with four rockets were carried out. The multi-population differential evolution algorithm using differential strategy was proposed, “eliminate-complement operation” was adopted to deal with the constraints in the optimization process. A two-objective self-ejection constraint optimization model was established with the peak of pressure in low pressure chamber and the exit velocity considering the actual constraints of self-ejection, and this optimization model was calculated by the multi-population differential evolution algorithm. Results showed that, the Pareto front was of two segments with different slopes approximately. With the increase of pressure peak of low pressure chamber, the same increment of pressure led to a smaller increment of exit velocity. Twelve schemes were evenly

收稿日期: 2021-10-29

基金项目: “十三五”预研课题(3020106070501)

作者简介: 宋健(1990—), 男, 博士生, 主要研究方向为发射装置总体优化设计。

通信作者: 蔡蓓(1971—), 男, 研究员, 博士, 主要研究方向为舰外无源光电对抗总体技术。E-mail: 13997656924@139.com

引用格式: 宋健, 李超, 余湖清, 等. 基于多种群差分进化算法的火箭弹自力弹射 多目标约束优化设计[J]. 航空动力学报, 2023, 38(6): 1516-1524. SONG Jian, LI Chao, SHE Huqing, et al. Multi-objective constraint optimization design of rocket projectile self-ejection based on multi-population differential evolution algorithm[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(6): 1516-1524.

selected in Pareto front and ranked by using technique for order preference by similarity to an ideal solution; the peak of pressure in low pressure chamber of the final optimized scheme of self-ejection decreased by 16.11%, the exit velocity of the final optimized scheme increased by 54.55%, and the performance of rocket projectile self-ejection had been improved.

Keywords: rocket projectile; self-ejection; interior ballistic;
multi-objective constraint optimization; differential evolution;
technique for order preference by similarity to an ideal solution (TOPSIS)

火箭弹自力弹射出筒过程中的燃气被限制在发射筒内,消除了尾焰的负面影响^[1],同时为弹体前进提供了额外动力。由于发动机自身即燃气发生器,所以称自力弹射,燃气的注入导致弹后筒内空间压强较高,但仍低于发动机压强,因此称为低压室^[2]。

低压室压强使出筒速度增加的同时,也提高了装置结构强度的设计要求。以降低装置受力和提高出筒速度为目标开展优化设计,对自力弹射的后续发展具有重要意义。差分进化(differential evolution, DE)算法目前已得到广泛研究,杨紫晴等^[3]将DE算法与协方差矩阵自适应进化策略进行集成,两者分别执行全局搜索及局部寻优,算法寻优能力得到提升。陈宗淦等^[4]针对DE算法在求解多峰优化模型时面临的多样性和收敛性问题,提出一种双层协同差分进化算法,改善了算法处理多峰优化的能力。Deng等^[5]提出了一种3种群DE算法,每次迭代过程中将父代种群分为3个种群,并为每个子群体配置不同的自适应控制参数,算法性能显著提高。Salgotra等^[6]将DE算法融入裸鼹鼠算法,并探索了不同的自适应变异策略,新算法的求解能力得到提升。

优化算法的发展为其工程应用提供了理论基础,目前优化设计已被广泛应用于各型装备研制中,王治宇等^[7]建立了冲压发动机导弹的弹道优化模型,优化后导弹射程得到提高。姚琳等^[8]以气源容积为目标建立了两级提拉式单侧冷弹方案的优化模型,使装置机动性得到提高。陈力等^[9]基于燃气弹射响应面模型搭建了弹射的内弹道优化流程,优化了内弹道性能。曹林等^[10]建立了固体火箭发动机在两种推进模式下的内弹道优化模型,采用混合粒子群算法开展优化后火箭弹射程得到提高。朱军等^[11]提出了一种基于卫星几何分布和差分进化的选星算法,可实现双模导航场景中的快速选星功能。孙国轩等^[12]针对传统PID参数整定效率低的问题,利用差分进化算法

对PID(proportion integral differential)参数进行整定,减小了火力线控制误差。刘伟等^[13]建立了发动机机匣弧面不规则管路布局的优化模型,通过优化降低了管路振动应力。邵亚军等^[14]建立了某燃气-液压混合驱动起竖系统的内弹道模型,通过优化得到满足起竖动作要求的药柱结构。李仁凤等^[15]研究了两级喷管的喉径比对燃气蒸汽弹射内弹道的影响,当两级喉径比为1.46时尾罩压强差最小且发射稳定性最优。

DE算法的研究及其工程应用均已取得较多成果,但目前关于火箭弹自力弹射的研究较少。为完成自力弹射的优化设计,本文首先将建立自力弹射发动机-低压室耦合内弹道模型,并开展自力弹射实弹发射试验;其次将结合多种群差分进化算法,以低压室压强峰值最小及弹体出筒速度最大为目标建立优化模型;最后采用逼近理想解排序法(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,为自力弹射的后续发展提供理论指导及数据支撑。

1 求解模型及实弹试验

火箭弹自力弹射装置的组成如图1所示,图中 α 为发射倾角。采用管状推进剂,推进剂燃烧符合几何燃烧定律^[16],燃气状态方程采用诺贝尔-阿贝尔方程^[17],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自力弹射发动机-低压室耦合内弹道求解模型。

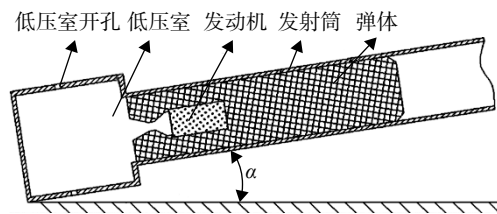


图1 自力弹射装置示意图

Fig. 1 Schematic diagram of self-ejection device

1.1 能量守恒方程

对某时间间隔 dt 内的微元过程进行分析:推进剂燃烧生成能量为 $c_V T_p \omega \delta\psi$;发动机内储能增加 $c_V T_c \delta m_c$;低压室开孔处燃气带走能量为 $n_h c_p T_l \delta m_h$;低压室储能增加 $c_V T_l \delta m_l$;发动机对外做功 $\delta W_c = F_r \delta l_r$;低压室对外做功 $\delta W_l = F_l \delta l_r$, δW_c 及 δW_l 共同推动弹体运动,即 $\delta W_c + \delta W_l = \varphi m_r v_r \delta v_r$,自力弹射系统的能量守恒方程为

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

式中 c_V 、 c_p 分别为燃气比定容热容和比定压热容, ω 为发动机的总装药质量, ψ 为推进剂的相对燃烧质量, η 为通过喷管流出燃气的相对质量, T_p 为推进剂定压燃烧温度, T_c 为发动机内燃气的平均温度, $m_c = \omega(\psi - \eta)$ 为发动机内燃气质量, T_l 为低压室内燃气的平均温度, n_h 为低压室开孔个数, m_h 为单个开孔流出燃气的质量, $m_l = \omega\eta - n_h m_h$ 为低压室内燃气质量, F_r 为发动机自推力, F_l 为低压室压强产生的弹射力, l_r 为弹体位移, φ 为次要功系数, m_r 为弹体质量, v_r 为弹体速度。

1.2 弹体运动方程

火箭弹自力弹射过程中,弹体运动是发动机自推力 $F_r = p_e S_e + \dot{m}_l v_e$ 和低压室压强弹射力 $F_l = p_l S_{rb}$ 共同做功的结果,其中 p_e 、 v_e 及 S_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, $\dot{m}_l$ 为喷管的燃气质量流率, p_l 为低压室平均压强, S_{rb} 为弹体底部除喷口外的环形承压面积。

试验弹的总装药质量为0.282 8 kg,弹体总质量为70 kg,前者约为后者的4‰,因此忽略推进剂燃烧导致的弹体质量变化,将 m_r 视为常数。考虑大气阻力、弹体自重及摩擦力,弹体的运动方程为

$$\varphi m_r \dot{v}_r = p_l S_{rb} + \dot{m}_l v_e + p_e S_e - I \quad (2)$$

式中 $v_e = \left\{ \frac{2\kappa R T_c}{\kappa - 1} \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right] \right\}^{0.5}$ 为喷管出口的燃气速度^[18], κ 为燃气绝热指数, R 为燃气气体常数, p_c 为发动机内平均压强, $I = p_s S_r + m_r g (\sin \alpha + \mu \cos \alpha)$ 为弹体的前进阻力, p_s 为大气压, S_r 为弹体截面面积, g 为重力加速度, μ 为摩擦因数, α 为发射倾角。

1.3 低压室反压影响

根据气体动力学相关知识,当低压室压强 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燃气流动及自推力 F_r ,求解第二特征反压的方程^[18]为

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

式中 Ma_e 为喷管出口燃气流的马赫数。 Ma_e 可通过式(4)求得(取 $Ma_e > 1$),即

$$\frac{S_e}{S_t} = \frac{1}{Ma_e} \left[\frac{2}{\kappa+1} \left(1 + \frac{\kappa-1}{2} Ma_e^2 \right) \right]^{\frac{\kappa+1}{2(\kappa-1)}} \quad (4)$$

将 $\frac{p_l}{p_c} < \left(\frac{p_{l2}}{p_c} \right)_{Ma_e > 1}$ 加入内弹道模型,以判断 p_l 是否会影响发动机喷管内燃气流动及发动机自推力 F_r 。

1.4 实弹试验与数据对比

试验火箭弹发动机的设计流量为0.75 kg/s,装填双钴-2型推进剂质量为0.282 8 kg,使用2#小粒黑火药6 g作为点火药。试验弹口径为172 mm,弹质量为70 kg,弹长为1 210 mm,发射筒长为1 700 mm。用压力传感器记录发射过程中低压室内的压力数据,用高速摄像机记录发射过程中弹体的运动图像信息。图2为部分高速摄像照片,弹体尾部离开发射筒之前,筒口周围和发射装置后部未观察到尾焰,自力弹射有效抑制了发射尾焰对装置后部空间的危害。

开展两种工况的实弹试验:工况1 低压室初



(a) 火箭弹头部离开发射筒



(b) 火箭弹尾部离开发射筒



(c) 火箭弹飞离发射筒

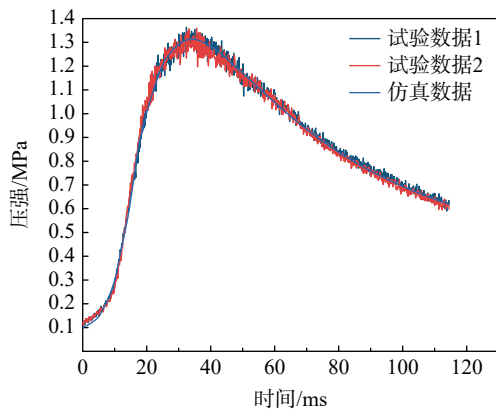
图2 火箭弹自力弹射高速摄像照片

Fig. 2 High-speed photograph of rocket projectile self-ejection

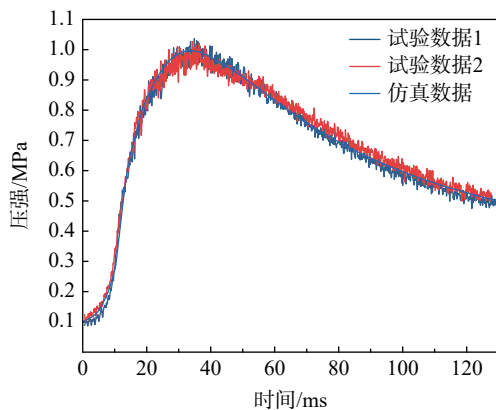
始长度为 300 mm, 低压室无开孔; 工况 2 低压室初始长度为 300 mm, 低压室开 $2 \times \phi 15$ mm 孔, 各工况均发射 2 枚实弹。低压室压强峰值 p_{imax} 和弹体出筒瞬间速度 v_{r0} 计算数据与试验数据的对比如表 1 所示, 低压室压强 p_i 随时间 t 变化曲线与仿真曲线的对比如图 3 所示。

表 1 实弹试验数据与计算数据对比
Table 1 Data comparison of livefiring experiment and calculation

参数	工况	计算结果	试验结果		最大误差/%
			实弹试验 1	实弹试验 2	
p_{imax} / MPa	1	1.314 01	1.359 72	1.364 62	3.85
	2	0.996 632	1.036 795	1.027 075	4.03
v_{r0} / (m/s)	1	29.56	28.49	28.17	4.7
	2	25.79	24.94	25.32	3.295



(a) 试验工况1低压室压强-时间曲线



(b) 试验工况2低压室压强-时间曲线

图 3 试验数据与仿真数据对比

Fig. 3 Data comparison of experiment and simulation

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。综

合表 1 及图 3 内容, 本文发动机-低压室耦合内弹道模型求得的数据与实测数据的一致性较好, 模型有效性得到验证。

2 多目标约束优化模型

2.1 多目标约束算法

不失一般性地, 将多目标优化问题描述为

$$\begin{aligned} \min f(\mathbf{X}) &= \{f_1(\mathbf{X}), f_2(\mathbf{X}), \dots, f_m(\mathbf{X})\} \\ \text{s.t. } x_i^l &\leq x_i \leq x_i^u \\ g(\mathbf{X}) &= \{g_1(\mathbf{X}), g_2(\mathbf{X}), \dots, g_n(\mathbf{X})\} \quad (5) \end{aligned}$$

式中 $\mathbf{X}$ 表示决策向量, x_i^l 与 x_i^u 分别表示第 i 维变量的下界与上界, $f_k(\mathbf{X})$ ($1 \leq k \leq m$) 为第 k 个目标变量, $g_j(\mathbf{X})$ ($1 \leq j \leq n$) 为第 j 个约束变量。

本文采用 Pareto 支配概念^[19] 处理多个优化目标间的相互关系, 多目标优化最终获得的是一个解集, 该解集满足以下两个要求^[20]:

1) 逼近性。解集在目标空间中与优化模型真实 Pareto 最优前沿的距离尽可能小。

2) 分布性。解集在目标空间的分布尽可能广, 其分布可以表示 Pareto 最优前沿的真实分布。

多目标优化过程中种群个体的密度度量采用 NSGA(nondominated sorting genetic algorithm)-II 算法提出的小生境技术^[21], 将个体进行非支配排序后, 边界个体赋予极大的距离值, 剩余个体的距离值为它与前后相邻个体目标值之差的绝对值之和。本文针对优化过程中的设计约束采用“剔除-补足”操作, 具体如图 4 所示。优化过程中, 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, 直到种群所有个体均满足约束条件, 且种群规模达到设定值。

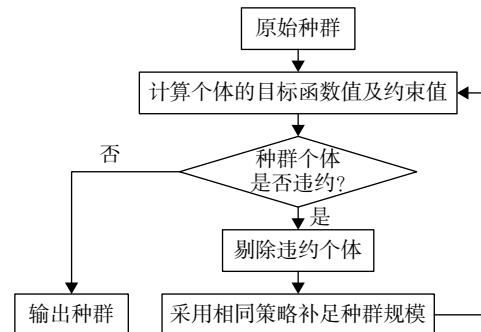


图 4 种群的“剔除-补足”操作

Fig. 4 “Eliminate-complement” operation of population

2.2 差分进化算法

DE 算法是由 Storn 和 Price 于 1995 年提出的一种进化算法^[22], 是基于种群进化的随机搜索算

法。设优化种群的规模为 N_p , 该算法的基本操作如下:

1) 生成 N_p 个维数为 D 的实数值参数向量, 将它们作为父代种群, 种群中的个体表示为 $\mathbf{x}_{i,G}$, 其中 $i = 1, 2, \dots, N_p$, i 表示个体在种群中的序列; G 表示进化代数; 在优化过程中种群规模 N_p 保持不变。

2) 对于每个目标向量 $\mathbf{x}_{i,G}$, 差分进化算法生成对应的变异向量的方式为

$$\mathbf{v}_{i,G+1} = \mathbf{x}_{r_1,G} + F \cdot (\mathbf{x}_{r_2,G} - \mathbf{x}_{r_3,G}) \quad (6)$$

式中序号 r_1 、 r_2 和 r_3 互不相同, 且与目标向量序号 i 也不同; F 为差分变异算子。

3) 在父代种群和变异种群之间引入交叉操作, 得到子代种群中的个体变为

$$\mathbf{u}_{i,G+1} = [\mathbf{u}_{1i,G+1} \quad \mathbf{u}_{2i,G+1} \quad \dots \quad \mathbf{u}_{Di,G+1}] \quad (7)$$

$$\mathbf{u}_{ji,G+1} = \begin{cases} \mathbf{v}_{ji,G+1} & \text{rand}(j) \leq C_r \text{ 或 } j = \text{randn}(i) \\ \mathbf{x}_{ji,G+1} & \text{其他} \end{cases}$$

$$i = 1, 2, \dots, N_p; j = 1, 2, \dots, D$$

式中 $\text{rand}(j)$ 表示产生 $[0,1]$ 之间随机产生的第 j 个估计值; $\text{randn}(i) \in (1, 2, \dots, D)$ 表示介于 1 和 D 之间的随机整数, 用它来保证子代个体 $\mathbf{u}_{i,G+1}$ 至少从变异个体 $\mathbf{v}_{i,G+1}$ 获得一个参数; C_r 为交叉算子。

4) 差分进化算法按照贪婪准则将子代个体与父代个体进行比较, 下一代种群中的所有个体都比当前种群的对应个体更佳或者至少一样好。

5) 令 $G=G+1$, 如果达到结束条件, 则输出最终种群, 否则回到操作 2。

操作 2 是一种局部搜索操作, 差分变异的基向量充当局部搜索中心, 差分向量决定局部搜索的方向和步长。文献 [22] 介绍了多种差分策略, 差分策略 DE/rand/1/bin (rand 表示基向量在种群中随机选择, 1 代表 1 个差分向量, bin 代表二项式交叉) 具有较好的多样性, 但损失了优秀个体的指导信息, 整体搜索效率较低; 差分策略 DE/best/1/bin (best 表示基向量选取当前种群的最优个体) 能充分发掘已有的优秀区域, 但导致基向量多样性缺失, 优化过程易早熟, 陷入局部最优。为充分发挥不同差分策略的优势, 本文提出多种种群策略, 各种种群采用不同差分策略执行优化操作。

2.3 多种种群多目标约束差分进化算法

多种种群多目标约束差分进化算法以差分进化

算法为基础, 两个规模为 N_p 的种群采取不同的差分策略进行计算, 满足指定条件时在两个种群间执行“干扰”操作, 算法的具体流程如下:

步骤 1 结合设计变量的取值范围得到种群规模为 N_p 的父代种群 1, 根据约束条件对父代种群进行合规化操作, 父代种群 1 复制得到父代种群 2。

步骤 2 父代种群 1 及父代种群 2 分别使用不同的差分策略计算得到变异种群 1 及变异种群 2。

步骤 3 根据设计约束剔除变异种群中的不合规个体; 使用对应的父代种群及差分策略补足变异种群, 直至变异种群的个体均满足约束且规模达到预设值。

步骤 4 满足预置条件, 执行变异种群 2 对变异种群 1 的“干扰”操作; 不满足则跳转到步骤 5。

步骤 5 变异种群 1 及变异种群 2 分别与各自父代种群进行交叉操作得到子代种群 1 及子代种群 2。

步骤 6 根据设计约束剔除子代种群的不合规个体; 使用相应的变异种群及父代种群执行交叉操作进行补足, 直至子代种群个体及规模满足要求。

步骤 7 将子代种群分别与各自的父代种群进行合并, 执行非支配排序操作后, 选取前 N_p 个体作为下一代父代种群。

步骤 8 优化代数达到预设值, 结束优化操作, 将父代种群 1 得到的最终种群输出作为最终优化种群; 代数未达到预设值, 跳转至步骤 2。

2.4 算法验证

选择 ZDT (Zitzler-Deb-Thiele)^[23] 系列测试函数中的 ZDT3、ZDT4 及 TNK (Tanaka) 函数^[24] 来检验算法的有效性; ZDT3 函数的 Pareto 前沿呈现非连续性, 但该问题的解集在变量空间内仍然连续; ZDT4 函数具有 21^9 个局部 Pareto 前沿面, 可测试算法处理多模态问题的能力; TNK 函数为多目标约束优化模型, 可检测算法处理约束优化问题的能力。验证案例的 $N_p=200$ 、 $G=300$, 采用本文算法计算得到各测试函数的 Pareto 前沿与其真实 Pareto 前沿的对比如图 5 所示, f_1 、 f_2 为测试函数的优化目标。本文算法准确捕捉到了各测试函数的真实 Pareto 前沿, 算法的有效性得到验证。

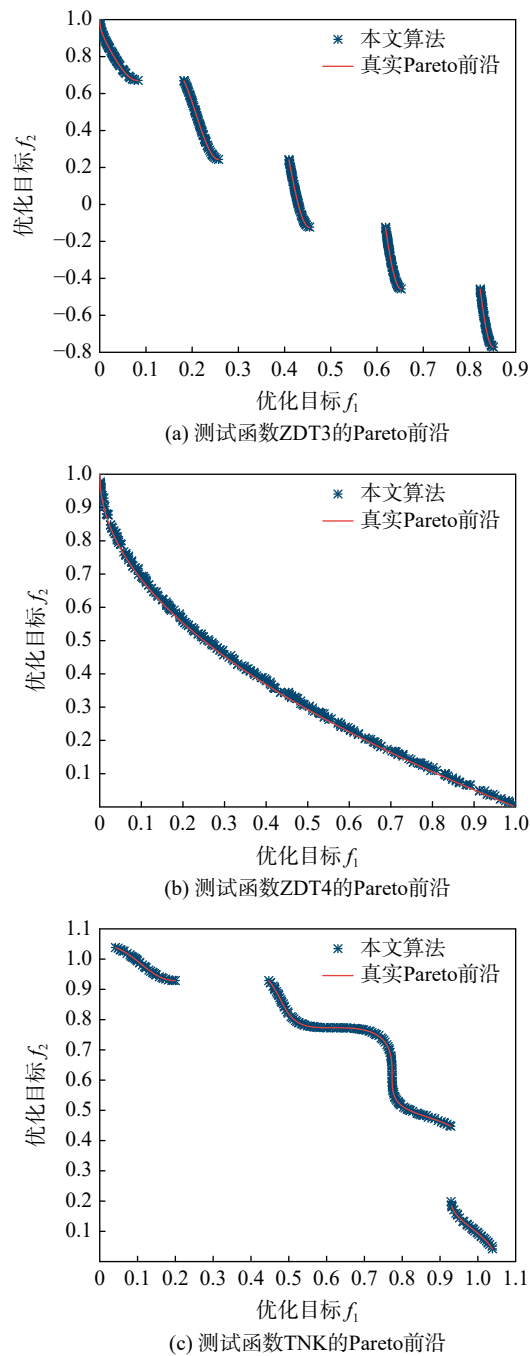


图 5 测试函数的 Pareto 前沿
Fig. 5 Pareto front of test function

3 优化结果与分析

3.1 自力弹射优化模型

结合自力弹射内弹道求解模型确定优化设计参数及各参数的取值范围,如表 2 所示。

火箭弹自力弹射设计过程中,弹体出筒速度 v_{r0} 以及低压室压强峰值 p_{lmax} 是两个重要指标,选择 v_{r0} 及 p_{lmax} 作为优化目标建立两目标约束优化模型

表 2 自力弹射优化设计参数

Table 2 Parameters of optimization model of self-ejection

序号	参数描述	取值范围	初始值
1	发动机喉部直径 D_t/mm	10~20	12.5
2	发动机喷管扩张比 R_n	3~6	4
3	推进剂长度 L_p/mm	160~180	170
4	推进剂数量 n_p	2~6	2
5	低压室开孔数量 n_h	1~6	2
6	低压室开孔直径 D_h/mm	5~20	15
7	燃烧室长度 L_c/mm	170~200	190
8	低压室直径 D_l/mm	165~195	173
9	低压室初始长度 L_{l0}/mm	100~500	300
10	发射筒长度 L_l/mm	1 500~2 000	1 700
11	火箭弹质量 m_t/kg	40~70	70

$$\begin{aligned} \min f(\mathbf{x}) &= \{f_1(\mathbf{x}) = p_{lmax}, f_2(\mathbf{x}) = -v_{r0}\} \\ \text{s.t. } g_1(\mathbf{x}) &= p_c \in [g_1^l, g_1^u] \\ g_2(\mathbf{x}) &= \frac{p_l}{p_c} \in [g_2^l, g_2^u] \end{aligned} \tag{8}$$

约束 $g_1(\mathbf{x})$ 限制发动机工作压强 p_c 在一定范围内,保证推进剂正常燃烧,同时限制发动机工作压强的最大值,以降低对发动机结构强度的设计要求;约束 $g_2(\mathbf{x})$ 限制低压室压强 p_l 与燃烧室压强 p_c 的比值在一定范围内,确保背压不超过喷管的第三特征反压,确保发动机正常工作。

3.2 自力弹射优化数据

自力弹射优化模型的基本参数设置如下:种群规模 N_p 为 200;总进化代数 G 为 300;差分因子 F 取 0.6;交叉因子 C_r 取 0.4。结合火箭弹自力弹射优化模型,采用多种群多目标约束差分进化算法求得的 Pareto 前沿如图 6 所示,低压室压强峰值 p_{lmax} 与弹体出筒速度 v_{r0} 近似呈斜率不同的两个线性区间。

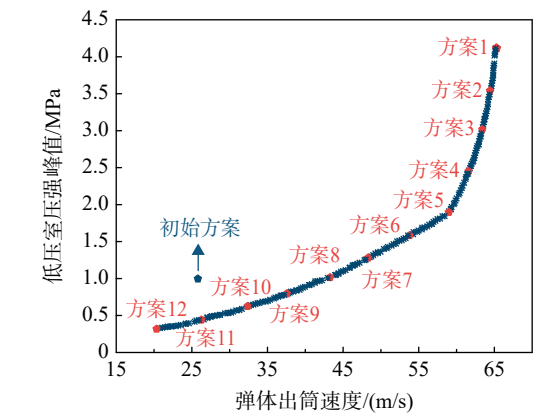


图 6 火箭弹自力弹射优化得到的 Pareto 前沿
Fig. 6 Pareto front of rocket projectile self-ejection optimization

对火箭弹自力弹射出筒过程使用动量定理, 弹体在筒内所受总冲量 $I_d = \bar{F}_{d1} t_e$, $\bar{F}_{d1}$ 为弹体出筒过程中总受力对时间的均值, t_e 为自力弹射出筒的总时间。由文中第 1.2 节弹体运动方程可知 p_{lmax} 的增长会使得 $\bar{F}_{d1}$ 的峰值 $\bar{F}_{d1max}$ 增加, 但同时出筒时间 t_e 会减小。当 p_{lmax} 较小时, p_{lmax} 增加给 $\bar{F}_{d1max}$ 带来的正面影响大于 t_e 减小的负面影响, 在 Pareto 前沿上表现为 v_{r0} 随 p_{lmax} 快速增长; 当 p_{lmax} 数值较大时, p_{lmax} 增加给 $\bar{F}_{d1max}$ 带来的正面影响逐渐减小, 在 Pareto 前沿上表现为 v_{r0} 随 p_{lmax} 缓慢增长。

在 Pareto 前沿上均匀选取 12 个备选方案, 通过自力弹射内弹道模型计算得到的低压室压强 p_l 及弹体速度 v_r 数据分别如图 7 及图 8 所示。

Pareto 前沿上不同备选方案的内弹道特性曲线差异较大, 各自代表着不同的设计倾向。为了直观地给出最终优化方案, 将低压室压强峰值 p_{lmax} 的权重设置为 0.6, 弹体出筒速度 v_{r0} 的权重设置为 0.4, 针对在 Pareto 前沿上选取的 12 个备选方案, 采用 TOPSIS 法^[25] 进行排序, 得到的排序结果如表 3 所示。

3.3 自力弹射优化结果分析

结合表 3 数据选择方案 9 作为自力弹射最终的优化方案, 该方案各设计参数的取值如表 4 所示。

自力弹射优化方案与初始方案的主要设计指标对比如表 5 所示, 其中 p_c 为发动机工作压强, $\dot{m}_t$ 为喷管的燃气质量流率, t_e 为弹体自力弹射出筒时间, L_a 为自力弹射发射装置的总长度。

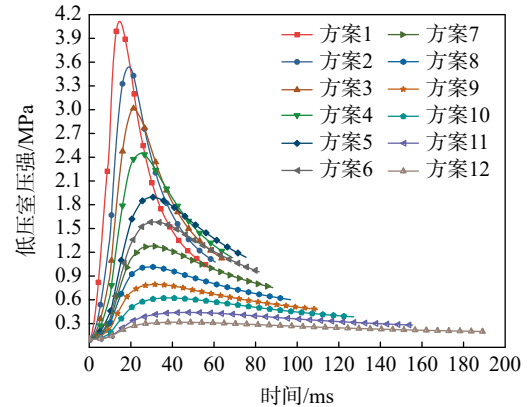


图 7 Pareto 前沿不同方案的低压室压强

Fig. 7 p_l of different scheme on Pareto front

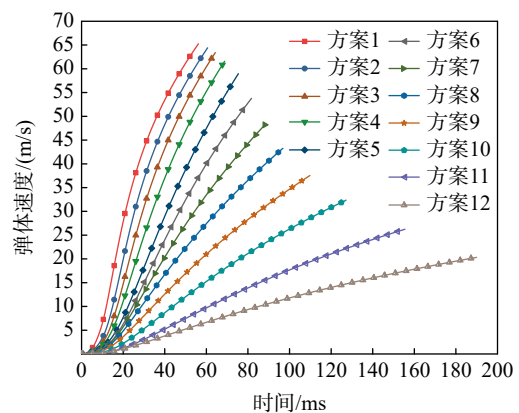


图 8 Pareto 前沿不同方案的弹体速度

Fig. 8 v_r of different scheme on Pareto front

火箭弹自力弹射优化方案的喷管燃气质量流率增加明显, 导致注入低压室的燃气量增多, 但由于低压室初始长度延长同时低压室开孔数量增

表 3 自力弹射优化方案 TOPSIS 排序结果

Table 3 TOPSIS ranking result of the self-ejection optimization schemes

序号	优化目标值		规范后优化目标		与正理想解的 欧氏距离	与负理想解的 欧氏距离	方案评价指标	排序结果
	p_{lmax}/MPa	$v_{r0}/(\text{m/s})$	p_{lmax}	v_{r0}				
1	4.115	65.269	0.334 083	0.149 868	0.308 347	0.103 203	0.250 8	12
2	3.538	64.411	0.287 238	0.147 898	0.261 509	0.111 546	0.299 0	11
3	3.016	63.395	0.244 859	0.145 565	0.219 165	0.133 198	0.378 0	10
4	2.450	61.585	0.198 907	0.141 409	0.173 377	0.165 072	0.487 8	9
5	1.896	58.965	0.153 929	0.135 393	0.129 008	0.200 818	0.608 9	8
6	1.583	53.725	0.128 518	0.123 361	0.106 145	0.219 406	0.674 0	7
7	1.275	48.297	0.103 513	0.110 897	0.086 994	0.239 349	0.733 5	6
8	1.015	43.267	0.082 404	0.099 348	0.075 918	0.257 133	0.772 1	3
9	0.794	37.549	0.064 462	0.086 221	0.074 503	0.272 507	0.785 3	1
10	0.623	32.358	0.050 579	0.074 299	0.079 548	0.284 847	0.781 7	2
11	0.439	26.244	0.035 641	0.060 260	0.090 153	0.298 751	0.768 2	4
12	0.317	20.323	0.025 736	0.046 665	0.103 203	0.308 347	0.749 2	5

表4 自力弹射优化方案的参数

Table 4 Parameters of self-ejection optimization scheme

参数	数值
D_t/mm	14.4
R_n	4.89
L_p/mm	180
n_p	4
n_h	5
D_h/mm	19.4
L_c/mm	200
D_l/mm	200
L_{10}/mm	500
L_t/mm	1 997.4
m_r/kg	40.01

表5 初始方案与优化方案指标对比

Table 5 Indicator comparison of initial scheme and optimization scheme

参数	初始方案	优化方案	变化率/%
$p_{l\max}/\text{MPa}$	0.946 7	0.794 2	-16.11
$v_{r0}/(\text{m/s})$	24.296	37.55	54.55
p_c/MPa	7.5	14.5	93.33
$\dot{m}_t/(\text{kg/s})$	0.75	1.85	146.67
t_c/ms	134.2	109.8	-18.18
L_a/mm	2 000	2 497.4	24.87

多且孔径增大,因此优化方案的低压室压强 p_l 不升反降,峰值 $p_{l\max}$ 的降幅为16.11%。 p_l 的下降导致弹体所受弹射力 F_l 减小,且由表5可知弹体在筒内运动时间 t_c 缩短,因此弹体自力弹射出筒过程中所受的总冲量减小;但发射筒长度 L_t 的延长增加了推力做功的总位移,同时由于弹体质量 m_r 的减小,所以优化方案的弹体出筒速度 v_{r0} 显著提高,增幅为54.55%。

4 结 论

本文建立了自力弹射发动机-低压室耦合内弹道模型并开展了自力弹射实弹发射试验,以低压室压强峰值 $p_{l\max}$ 和弹体出筒速度 v_{r0} 为目标建立优化模型,采用多种群多目标约束差分进化算法开展优化计算,主要结论如下:

1) 自力弹射内弹道模型的计算数据与实测数据的一致性较好,模型有效性得到验证;多种群多目标约束差分进化算法计算得到了各测试函数的真实 Pareto 前沿,算法有效性得到验证。

2) 优化得到的自力弹射 Pareto 最优前沿近似呈斜率不同的两段线性区间,当 $p_{l\max}$ 较小时, v_{r0} 随 $p_{l\max}$ 的增长快速增加;当 $p_{l\max}$ 增长到一定值后,随 $p_{l\max}$ 增长, v_{r0} 的增长速度减小。

3) 相较于初始方案,采用 TOPSIS 排序法得到的自力弹射优化方案的低压室压强峰值 $p_{l\max}$ 下降16.11%,弹体出筒速度 v_{r0} 增加54.55%,自力弹射性能得到提升。

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.
JIN Bo. The safety and interference analysis of plume in small missile launch from ship surface[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2015. (in Chinese)
- [2] 牛钰森. 自弹式发射内弹道流场特性研究[D]. 北京: 北京理工大学, 2016.
NIU Yusen. Research on internal ballistic flow field characteristics of self-eject launch[D]. Beijing: Beijing Institute of Technology, 2016. (in Chinese)
- [3] 杨紫晴, 姚加林, 伍国华, 等. 集成协方差矩阵自适应进化策略与差分进化的优化算法[J]. 控制理论与应用, 2021, 38(10): 1493-1502.
YANG Ziqing, YAO Jialin, WU Guohua, et al. Ensemble optimization algorithm from covariance matrix adaptive evolution strategy and differential evolution[J]. Control Theory and Application, 2021, 38(10): 1493-1502. (in Chinese)
- [4] 陈宗淦, 詹志辉. 面向多峰优化问题的双层协同差分进化算法[J]. 计算机学报, 2021, 44(9): 1806-1823.
CHEN Zonggan, ZHAN Zhihui. Two-layer collaborative differential evolution algorithm for multimodal optimization problems[J]. Chinese Journal of Computers, 2021, 44(9): 1806-1823. (in Chinese)
- [5] DENG Libao, LI Chunlei, HAN Rongqing, et al. TPDE: a tri-population differential evolution based on zonal-constraint stepped division mechanism and multiple adaptive guided mutation strategies[J]. Information Science, 2021, 575: 22-40.
- [6] SALGOTRA R, SINGH U, SINGH G, et al. A self-adaptive hybridized differential evolution naked mole-rat algorithm for engineering optimization problems[J]. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 2021, 383: 113916.1-113916.37.
- [7] 王治宇, 李高春, 韩永恒, 等. 冲压发动机导弹爬升段和巡航段轨迹优化[J]. 航空动力学报, 2021, 36(5): 1103-1112.
WANG Zhiyu, LI Gaochun, HAN Yongheng, et al. Ascent and cruise trajectory optimization for ramjet powered missile[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(5): 1103-1112. (in Chinese)
- [8] 姚琳, 马大为, 马吴宁, 等. 两级提拉式单侧弹射装置内弹道建模与优化[J]. 兵工学报, 2017, 38(3): 466-475.
YAO Lin, MA Dawei, MA Wuning, et al. Interior ballistics modeling and optimization of one-side ejection device with two-step cylinder[J]. Acta Armamentarii, 2017, 38(3): 466-475. (in Chinese)
- [9] 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 Hongjie, 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. (in Chinese)
- [10] 曹林, 孟吉红, 范匆, 等. 基于混合粒子群优化算法的火箭弹内弹道优化设计[J]. 弹道学报, 2021, 33(3): 57-62.
CAO Lin, MENG Jihong, FAN Cong, et al. Interior ballistic optimization for uncontrolled rocket projectile based on hybrid particle swarm optimization algorithm[J]. Journal of Ballistics, 2021, 33(3): 57-62. (in Chinese)
- [11] 朱军, 许士杰, 李凯. 基于几何分布和差分进化的双模导航选星算法[J]. 北京邮电大学学报, 2021, 44(3): 9-14.
ZHU Jun, XU Shijie, LI Kai. Dual-mode navigation satellite selection algorithm based on differential evolution and geometry[J]. Journal of Beijing University of Posts and Telecommunications, 2021, 44(3): 9-14. (in Chinese)
- [12] 孙国轩, 宫新宇, 时岩, 等. 基于差分进化算法的自行高炮随动系统PID参数整定[J]. 兵工学报, 2021, 42(5): 903-912.
SUN Guoxuan, GONG Xinyu, SHI Yan, et al. PID parameter tuning of self-propelled antiaircraft gun servo system based on differential evolution algorithm[J]. Acta Armamentarii, 2021, 42(5): 903-912. (in Chinese)
- [13] 刘伟, 朱宏彦, 赵玉杰, 等. 发动机机匣弧面不规则管路的布局参数多目标优化设计[J]. 航空动力学报, 2021, 36(1): 148-156.
LIU Wei, ZHU Hongyan, ZHAO Yujie, et al. Multi-objective optimization design of layouts parameters for irregular pipeline on engine case[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(1): 148-156. (in Chinese)
- [14] 邵亚军, 张炜, 高钦和, 等. 燃气-液压混合驱动大惯量起竖系统内弹道建模与参数优化[J]. 推进技术, 2018, 39(4): 751-759.
SHAO Yajun, ZHANG Wei, GAO Qinhe, et al. Interior ballistics modeling and parameters optimization of erecting system with large inertia based on hybrid drive of gas and hydraulics[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(4): 751-759. (in Chinese)
- [15] 李仁凤, 陈帅, 胡晓磊. 两级喷管喉径比对燃气蒸汽弹射参数的影响[J]. 航空动力学报, 2019, 34(11): 2458-2465.
LI Renfeng, CHEN Shuai, HU Xiaolei. Influence of throat diameter ratio of two-stage nozzle on gas-steam ejection parameters[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(11): 2458-2465. (in Chinese)
- [16] 金志明. 枪炮内弹道学[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2004.
- [17] 谭大成. 弹射内弹道学[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2015.
- [18] 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.
- [19] DEB K. Multi-objective optimization using evolutionary algorithm [M]. New York: John Wiley and Sons, 2001.
- [20] ZITZLER E, THIELE L. Multi-objective evolutionary algorithms: a comparative case study and the strength pareto approach[J]. IEEE Transactions on Evolutionary Computation, 1999, 3(4): 257-271.
- [21] 刘臻. 多目标优化进化算法及应用研究[D]. 天津: 天津大学, 2009.
LIU Liu. Research on evolution multi-objective optimization algorithms[D]. Tianjin: Tianjin University, 2009. (in Chinese)
- [22] STORN R, PRICE K. Differential evolution: a simple and efficient adaptive scheme for global optimization over continuous spaces[R]. ICSI Technical Report TR-95-012, 1995.
- [23] 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.
- [24] ABBASS H A, SARKER R. The pareto differential evolution algorithm[J]. International Journal on Artificial Intelligence Tools, 2002, 11(4): 531-552.
- [25] ASSARI A, MAHESHAND T M, ASSARI E. Role of public participation in sustainability of historical city: usage of TOPSIS method[J]. Indian Journal of Science and Technology, 2012, 5(3): 2289-2294.

(编辑: 王碧琚)