

基于 QPSO 的非壅塞固体冲压发动机 一体化优化

王 昭^{1,2}, 田小涛^{1,2}, 汤 祥^{1,2}, 黄 萌^{1,2}, 张 博^{1,2}, 陈俊屹^{1,2}

(1. 中国兵器工业集团有限公司 西安现代控制技术研究, 西安 710065;
2. 中国兵器工业集团有限公司 现代控制技术重点实验室, 西安 710065)

摘 要: 为了对非壅塞固体冲压发动机性能进行充分优化, 建立了相应的内外弹道一体化优化设计数学模型。首先构造了新的非壅塞固体冲压发动机性能预示框架。而后在此基础上, 采用量子粒子群优化方法 (quantum particle swarm optimization, QPSO), 以巡航段和无动力下降段的总射程为优化目标, 在满足推力约束的前提下, 对冲压发动机的喷管喉径、进气道入口和喉部面积以及飞行攻角进行一体化优化。仿真结果表明: 采用 QPSO 方法优化后的弹道射程较仅优化飞行攻角的方案提升 18.65%, 证明了一体化优化的有效性, 为非壅塞固体冲压发动机的设计提供了理论基础。

关 键 词: 非壅塞固体冲压发动机; 一体化优化; 弹道射程; 量子粒子群; 推力约束
中图分类号: V435.5 **文献标志码:** A

Integrated optimization of unchoked solid ramjet based on QPSO

WANG Zhao^{1,2}, TIAN Xiaotao^{1,2}, TANG Xiang^{1,2}, HUANG Meng^{1,2},
ZHANG Bo^{1,2}, CHEN Junyi^{1,2}

(1. Xi'an Modern Control Technology Research Institute,
China North Industries Group Corporation Limited, Xi'an 710065, China;
2. Key Laboratory for Modern Control Technology,
China North Industries Group Corporation Limited, Xi'an 710065, China)

Abstract: In order to fully optimize the performance of unchoked solid ramjet, the mathematical model of integrated optimization design of interior and exterior ballistics was established. Firstly, a new frame for performance prediction of unchoked solid ramjet was constructed. On this basis, quantum particle swarm optimization (QPSO) with the total range of cruise and unpowered descent stages taken as optimization targets was adopted to optimize the nozzle throat diameter, inlet area and inlet throat area, as well as the flight angle of attack of the ramjet under premise of satisfying the thrust constraint. The simulation results showed that the ballistic range optimized by QPSO method was 18.65% higher than that of the scheme merely optimizing the flight angle of attack, so the superiority of the integrated optimization was proved, providing a theoretical basis for the design of unchoked solid ramjet.

Keywords: unchoked solid ramjet; integrated optimization; ballistic range;
quantum particle swarm; thrust constraint

收稿日期: 2022-07-20

作者简介: 王昭(1992—), 男, 高级工程师, 博士, 主要从事人工智能在发动机中的应用研究。

通信作者: 黄萌(1985—), 男, 高级工程师, 博士, 主要从事冲压发动机方面的研究。E-mail: hotmoon2000@qq.com

引用格式: 王昭, 田小涛, 汤祥, 等. 基于 QPSO 的非壅塞固体冲压发动机一体化优化[J]. 航空动力学报, 2023, 38(8): 1865-1874. WANG Zhao, TIAN Xiaotao, TANG Xiang, et al. Integrated optimization of unchoked solid ramjet based on QPSO[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(8): 1865-1874.

冲压发动机可使导弹飞行全程都处于动力飞行,大大提高了导弹机动性,从而成为超声速战术导弹的首选动力装置^[1-4]。其中,对于非壅塞固体冲压发动机而言,当导弹的飞行高度、马赫数、攻角等参数发生变化时,进入补燃室的空气质量流量(下文简称流量)会随之发生变化,从而引起燃气发生器的燃气流量发生变化。因此,非壅塞固体冲压发动机无须任何调节装置便可以实现燃气流量自调节,并因该优势而得以广泛应用于小型导弹^[5]。

由于燃气流量自调节的特性,对于非壅塞固体冲压发动机而言,其性能不仅与发动机本身参数有关,而且亦取决于马赫数、高度和攻角等飞行参数。因此,对固体冲压发动机的性能优化必须建立在内外弹道一体化计算的基础上。近年来,相关学者在冲压发动机内外弹道一体化优化方面开展了大量工作。文献[6-8]采用高斯伪谱法实现液体冲压发动机导弹爬升段轨迹优化。文献[9]采用hp自适应伪谱法对吸气式超声速导弹的爬升段和巡航段进行了综合优化设计。文献[10]采用改进粒子群算法对液体冲压发动机导弹爬升段和巡航段轨迹进行优化。文献[11]针对氢燃料超燃冲压发动机采用hp自适应Radau伪谱法,以最大航程为优化目标,对超燃冲压动力高超声速飞行器定高和跳跃两种巡航方式的飞行特性进行了研究和分析。总之,相较于液体燃料冲压发动机和氢燃料冲压发动机导弹弹道设计优化的研究,对以固体冲压发动机为动力的导弹弹道优化所开展的研究工作较少。

文献[12]针对固体火箭冲压发动机,采用遗传算法与序列二次规划算法的组合优化方法,以最大射程为目标进行内外弹道一体化优化设计。罗文彩等^[13]采用多方法协作优化方法对非壅塞固体冲压发动机进行一体化优化设计时对其性能进行了预估。但是,前者的研究对象为壅塞固体冲压发动机。后者仅对弹道参数而没有对发动机本身的参数加以优化。

本文旨在对环形燃气发生器的非壅塞固体冲压发动机进行一体化优化,弹道参数和发动机本身参数均参与优化。考虑到弹道计算的方法已经成熟,那么需要解决的两个关键问题如下:

1) 性能预示。关于性能预示方法,对于非壅塞燃气发生器而言,其难点是如何计算燃气发生器压力,本文借鉴文献[5]的方法,通过引入突扩损失系数,利用补燃室压力来计算燃气发生器压

力。此外,固体冲压发动机性能预示方法大都需要得到进气道内正激波的具体位置后方能计算发动机推力^[14-18]。比如,文献[14]通过使进气道方向与喷管方向算出的两个燃烧室入口总压一致来确定进气道内正激波位置进而计算发动机性能。文献[15]通过不断迭代进气道内正激波位置直至收敛来预示发动机性能。本文提出一种新的性能预示框架,无须确定进气道内正激波的具体位置便能够获得发动机性能。

2) 优化方法。粒子群优化算法(particle swarm optimization, PSO)由于具有参数较少、收敛迅速、全局搜索能力强等优点得以广泛应用^[19]。粒子群算法由于在迭代后期多样性减少的原因,会出现局部收敛的缺陷^[20]。孙俊等提出的量子粒子群算法(quantum particle swarm optimization, QPSO)^[21],不仅形式更为简单,而且增强了寻优能力。

综上所述,本文针对环形燃气发生器的非壅塞固体冲压发动机,提出了一种无须确定进气道内正激波的具体位置便能够获得发动机性能的方法。而后,在此基础上建立了导弹轨迹与发动机一体化优化设计数学模型,并采用QPSO算法实现冲压发动机导弹飞行轨迹与发动机一体化优化设计。

1 性能预示模型

本文以非壅塞环形燃气发生器固体冲压发动机为研究对象,图1为其截面示意图。其中,0截面为未受干扰的前方空气来流截面,1截面为进气道入口截面,2截面为进气道出口截面,3截面为补燃室出口亦即喷管入口截面,4截面为喷管喉部截面,5截面为喷管出口截面。需要强调的是,1截面是一次燃气与空气开始掺混截面,本文的固体燃料并没有直接接触空气通道,而是经过一次燃烧之后再注入补燃室。

发动机性能预示的核心是推力计算,根据文献[14],可知推力 F 为发动机出入口,即5截面与0截面的冲量差。

$$F = p_5 A_5 (1 + \gamma_t Ma_5^2) - p_0 A_0 \left(\frac{A_5}{A_0} + \gamma_a Ma_0^2 \right) \quad (1)$$

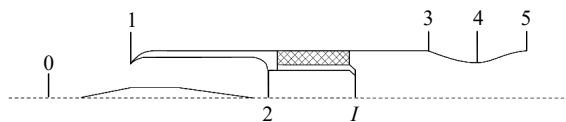


图1 非壅塞固体冲压发动机截面示意图

Fig. 1 Section diagram of unchoked solid ramjet

其中 p_5 为喷管出口静压, A_5 为喷管出口截面面积, Ma_5 为喷管出口马赫数, γ_f 为二次燃气比热比, p_0 为来流空气静压, A_0 为自由来流截面面积, Ma_0 为来流空气马赫数, γ_a 为空气比热比。

欲求得喷管出口静压, 须先求总压 p_{t5} , 其表达式为

$$p_{t5} = p_{t3} \pi_n \quad (2)$$

其中 p_{t3} 为补燃室出口亦即喷管入口总压, π_n 为喷管总压损失。本文不考虑喷管总压损失, 因而 $\pi_n = 1$ 。而后, 根据喷管喉部马赫数为 1 可得 Ma_3 。根据总静压之间的关系便可以得到喷管出口静压 p_5 。

综上所述, 获取推力的核心是求取补燃室出口参数。

1.1 补燃室出口参数计算

根据一维壅塞喷管流的理论^[22], 可知补燃室出口总压为

$$p_{t3} = \frac{(\dot{m}_a + \dot{m}_g) c^*}{A_4} \quad (3)$$

其中 $\dot{m}_g$ 为一次燃气流量, $\dot{m}_a$ 为来流空气流量, c^* 为喷管特征速度, A_4 为喷管喉部截面面积。本文中所考虑的药柱为侧燃方式, 则一次燃气流量为

$$\dot{m}_g = \rho_s \dot{r} S \quad (4)$$

其中 ρ_s 为药柱密度, S 为药柱燃烧面积, $\dot{r}$ 为药柱燃速, 其表达式为

$$\dot{r} = a p_g^n \quad (5)$$

其中 a 为燃速系数, n 为燃速指数, p_g 为燃气发生器压力。在本文中, 假定 p_g 如下求取:

$$p_g = \sigma_p p_3 \quad (6)$$

其中 p_3 为补燃室出口静压, σ_p 为压力突扩系数, 本文取 $\sigma_p = 1.3$ 。

式(3)中的喷管特征速度的表达式为

$$c^* = \frac{\sqrt{R_f T_{t3}}}{\Gamma} \quad (7)$$

其中 R_f 为二次燃气气体常数, Γ 为关于二次燃气比热比 γ_f 的气体动力学函数, 其表达式见文献^[22]。

此外, T_{t3} 为补燃室出口总温, 可按照式(8)计算^[23]:

$$T_{t3} = \eta_T (T_{t3(th)} - T_{t0}) + T_{t0} \quad (8)$$

其中 T_{t0} 为来流空气总温, $T_{t3(th)}$ 为理论绝热燃烧温

度, η_T 为燃烧效率, 此处取 0.8。至此, 尚未求出的物理量为二次燃气参数: $T_{t3(th)}$ 、 γ_f 和 R_f , 本文通过编写程序调用 CEA (chemical equilibrium with applications) 进行热力学计算来求取。需要说明的是, 考虑到压力对一次燃气组分和温度影响较小, 本文的一次燃气组分和温度是在 0.5 MPa 的压力下计算而得。此外, 一次燃气组分中的镁、铝成分往往导致 CEA 无法收敛, 本文暂忽略其对二次燃气计算的影响。而二次燃气参数的主要影响因素为^[15]: 燃空比 f , 补燃室出口静压 p_3 , 来流空气总温 T_{t0} 。

至此, 若要求得二次燃气参数, 尚未求出的物理量为补燃室出口静压 p_3 。根据喷管喉部马赫数为 1 可得 Ma_3 。而后, 通过总静压之间的关系可以得到补燃室出口静压 p_3 。

联立式(3)~式(8), 可以得到一个关于补燃室出口静压 p_3 的非线性方程, 可通过打靶法对其进行求解。假设一个补燃室出口静压 $(p_3)^j$, 通过式(6)便可以得到燃气发生器压力, 进而得到一次燃气参数, 之后通过 CEA 得到二次燃气参数, 而后根据式(3)得到一个新的补燃室出口总压, 继而得到静压 $(p_3)^{j+1}$, 然后不断循环迭代, 直至 $|(p_3)^{j+1} - (p_3)^j| / (p_3)^j < \varepsilon$, 收敛之后便可以得到补燃室出口参数, ε 为给定的小量误差。若出现打靶法无法收敛的情形, 可采用割线法或者二分法进行求解。

在得到补燃室出口参数之后, 联立式(1)和式(2)便可以得到发动机推力。但该推力能否实现, 需要判断补燃室和进气道能否正常工作。首先, 通过计算进气道出口参数以考核补燃室的工作状态。

1.2 进气道出口参数计算

从进气道出口到补燃室出口, 在不考虑管壁剪切力的情况下, 利用动量守恒^[22]可得

$$X_3 (\dot{m}_a + \dot{m}_g) \sqrt{T_{t3}} Z(\lambda_3) = X_g \dot{m}_g \sqrt{T_{tg}} Z(\lambda_g) \cos \theta_g + X_2 \dot{m}_a \sqrt{T_{t2}} Z(\lambda_2) + F_n \quad (9)$$

其中 $X = \sqrt{\frac{\gamma+1}{2\gamma}} R$, γ 为比热比, R 为气体常数, T_{tg} 为一次燃气总温, θ_g 为一次燃气喷注与轴向夹角, λ 为速度因数, Z 为冲量函数。方程左侧项为补燃室出口气流冲量, 右侧第 1 项为一次燃气喷注气流冲量, 第 2 项为进气道出口气流冲量, 第 3 项 F_n 为管壁对侧面的法向力合力。此处着重描述法向

力的表达式,对于从 A_2 扩张到 A_3 的气流而言,其受环形管壁的法向力为

$$F_n = \int_{A_2}^{A_3} p \sin \theta dA \quad (10)$$

其中 θ 为管壁与轴向夹角。对于突扩而言, θ 为

90°,那么气流受环形管壁的法向力为

$$F_n = \int_{A_2}^{A_3} p dA = \frac{p_2 + p_3}{2} (A_3 - A_2) \quad (11)$$

假定 $T_{t2} = T_{t0}$,则联立式(9)~式(11)可得

$$Z(\lambda_2) = \frac{X_3 \sqrt{T_{t3}} Z(\lambda_3) (\dot{m}_a + \dot{m}_g) - X_g \dot{m}_g \sqrt{T_{tg}} Z(\lambda_g) \cos \theta_g - \frac{p_2 + p_3}{2} (A_3 - A_2)}{\dot{m}_a X_2 \sqrt{T_{t0}}} \quad (12)$$

考虑到一次燃气流量远小于空气流量,可忽略其对动量的贡献,则

$$Z(\lambda_2) = \frac{X_3 \sqrt{T_{t3}} Z(\lambda_3) (\dot{m}_a + \dot{m}_g) - \frac{p_2 + p_3}{2} (A_3 - A_2)}{\dot{m}_a X_2 \sqrt{T_{t0}}} \quad (13)$$

根据 $Z(\lambda)$ 和马赫数的关系^[22],便可得到进气道出口马赫数 Ma_2 。进气道出口总压 p_{t2} 的表达式见文献[14]。之后,根据总静压之间的关系便可得到进气道出口静压 p_2 。同理,求解式(13)亦须采用打靶法。需要说明的是,在迭代的过程中,若出现 $Z(\lambda_2) < 2$ 的非物理情形,那么迭代便无法进行,此时将其赋为2.1~2.2之间的随机数,继续利用打靶法循环,如能收敛则说明补燃室可正常工作,若循环999次仍不能收敛至 $Z(\lambda_2)$ 大于2的某个值,则说明补燃室无法正常工作。若补燃室能够正常工作,则可得确定进气道出口参数。而后,便要计算进气道是否能够正常工作。

1.3 进气道状态计算

进气道能否正常工作的具体判断方法如下:首先计算进气道喉部的流量函数 $q(\lambda_1)$,若出现 $q(\lambda_1) > 1$ 的非物理解,则说明进气道无法正常工作

作,推力为0。反之,则需判断进气道内正激波位置是否位于进气道喉部和出口之间。如果在两者之间,则进气道能够正常工作,输出之前计算的推力;否则,进气道亦无法正常工作,推力为0。通过文中第1.2节已由补燃室出口参数计算得到进气道出口马赫数 Ma_2 ,计算正激波位置分别位于进气道喉部和进气道出口时的进气道出口马赫数 Ma_2^l 和 Ma_2^r 。进气道模型参考文献[14]。

需要强调的是,如果在计算马赫数的过程中,出现流量函数 $q(\lambda_2) > 1$ 或者 $q(\lambda_2) > 1$ 的非物理情形,则推力为0;若无此情形,如果 $Ma_2^l < Ma_2 < Ma_2^r$,则正激波位置位于两个极限位置之间,进气道能够正常工作;否则无法正常工作。

1.4 性能计算流程

根据上述理论分析,本文所给出的性能计算框架无须确定进气道内正激波的具体位置便能够获得发动机性能。该框架包含两个主体内容:第一,求取补燃室出口参数,如图2所示;第二,判断补燃室和进气道能否正常工作,以确定发动机推力,如图3所示(图中 $U(2.1, 2.2)$ 表示赋值为2.1~2.2之间的随机数)。具体流程如下:

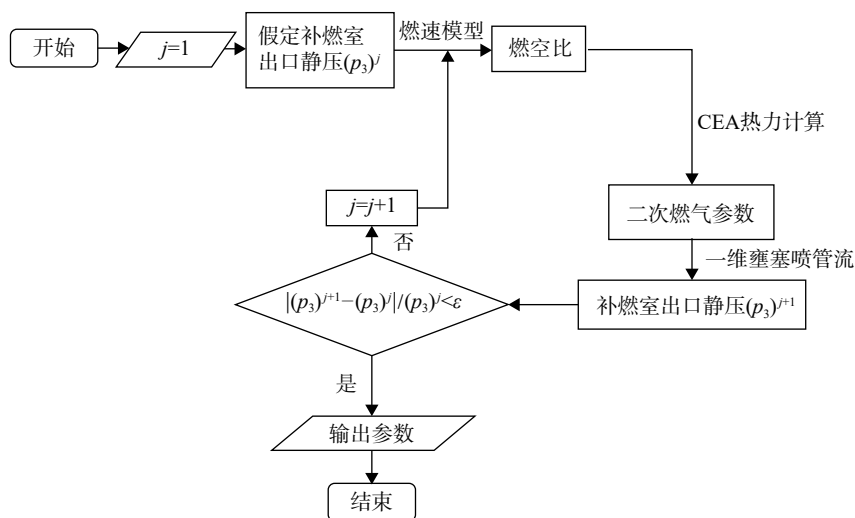


图2 补燃室出口参数求取流程图

Fig. 2 Flow chart for calculating outlet parameters of supplementary combustion chamber

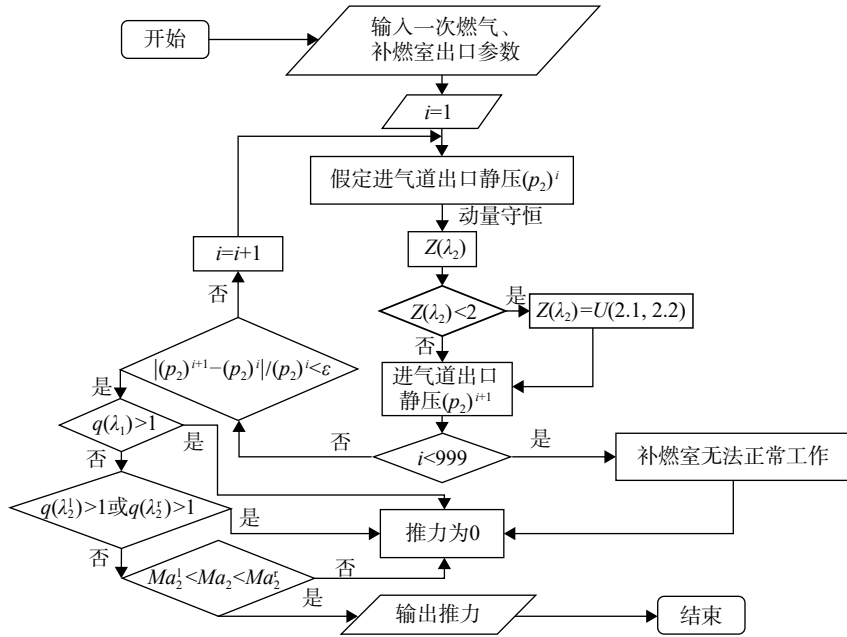


图 3 性能预示流程图

Fig. 3 Flow chart of performance prediction

1) 通过文中第 1.1 节的推导计算得到补燃室出口参数。此时,从理论上便可以计算发动机推力,但是要确认补燃室和进气道能否正常工作,如果能正常工作,则该推力有效,否则推力为 0。

2) 通过文中第 1.2 节中的动量守恒得到进气道出口参数,以判断补燃室能否正常工作。

3) 通过文中第 1.3 节中的方法进一步判断进气道能否正常工作。

2 弹道运动模型

将导弹视为质点,导弹的二维运动方程组如下^[24]:

$$\begin{cases} m \frac{dV}{dt} = F \cos \alpha - D - mg \sin \theta \\ mV \frac{d\theta}{dt} = F \sin \alpha + L - mg \cos \theta \\ \frac{dx}{dt} = V \cos \theta \\ \frac{dy}{dt} = V \sin \theta \\ \frac{dm}{dt} = -m_g \end{cases} \quad (14)$$

其中 V 为导弹速度, m 为导弹质量, t 为时间, g 为重力加速度, α 和 θ 分别为飞行攻角和弹道倾角, x 和 y 分别为水平距离和高度, D 和 L 分别为气动阻力和升力,由以下公式求取:

$$\begin{aligned} D &= \frac{1}{2} \rho V^2 C_D A_r \\ L &= \frac{1}{2} \rho V^2 C_L A_r \end{aligned} \quad (15)$$

式中 ρ 为密度, A_r 为参考面积, C_D 和 C_L 分别为气动阻力系数和升力系数,本文忽略进气道入口面积变化对气动系数的影响,通过对应马赫数和攻角进行 0 阶插值求得。

3 优化模型

3.1 优化变量

本文的目标是对非壅塞固体冲压发动机进行内外弹道一体化优化设计,结合性能预示模型和弹道运动模型,选取导弹飞行攻角 α 、发动机喷管喉部直径 d_t 、进气道入口面积 A_1 和喉部面积 A_{it} 为优化设计变量,对应的优化区间分别为 $[\alpha_{\min}, \alpha_{\max}]$ 、 $[d_{t,\min}, d_{t,\max}]$ 、 $[A_{1,\min}, A_{1,\max}]$ 和 $[A_{it,\min}, A_{it,\max}]$ 。

3.2 目标函数和约束条件

以冲压发动机为动力的导弹弹道设计优化的目标是使导弹由助推接力点进行不等高不等速巡航,在药量燃烧完之后进行无动力下降阶段。弹道优化的初始条件是给定的接力点位置、马赫数、弹道倾角和装药量;过程约束为巡航段推力不为 0。若以巡航段射程 L 为优化目标,则弹道优化的目标函数和约束条件的数学描述为

$$\begin{aligned} J &= \max L(t_{ce}) \\ \text{s.t. } x(0) &= 0, \quad y(0) = H_0, \quad V(0) = V_0, \quad (16) \\ \theta(0) &= \theta_0, \quad m_p(0) = m_0, \quad F(t_c) \neq 0 \end{aligned}$$

若以巡航段和无动力下降段的总射程为优化目标,则弹道优化的目标函数和约束条件的数学描述为

$$\begin{aligned} J &= \max L(t_{de}) \\ \text{s.t. } x(0) &= 0, \quad y(0) = H_0, \quad V(0) = V_0, \quad (17) \\ \theta(0) &= \theta_0, \quad m_p(0) = m_0, \quad F(t_c) \neq 0 \end{aligned}$$

其中下标c表示巡航,ce表示巡航段结束,de表示无动力下降段结束。 H_0 、 V_0 和 θ_0 分别为初始高度、速度和弹道倾角。 $m_p(0)$ 为初始时刻的推进剂质量, m_0 为冲压发动机的装药量。

3.3 QPSO 方法

在量子粒子群算法中,每个优化问题的解均为搜索空间中的一个粒子,每个粒子都有其位置及适应度值。基本的量子粒子群算法由以下 3 部分构成:

1) 初始化

假设在 θ 维的搜索空间中,种群由 λ 个粒子构成,第 λ 个粒子的位置为 $\Psi_\lambda = (\psi_{\lambda,1}, \psi_{\lambda,2}, \dots, \psi_{\lambda,\theta})$ 。为了合理限制粒子的运动范围,须设定粒子的位置区间 $[\psi_{\min}, \psi_{\max}]$ 。首先,对每个粒子而言,在位置区间内取 θ 个随机数,将其分别设为粒子的初始位置。

2) 适应度计算

针对弹道约束,适应度函数选为

$$J_1 = \begin{cases} \frac{c_L}{J}, & \forall t \in t_c \quad F(t) \neq 0 \\ c_F, & \exists t \in t_c \quad F(t) = 0 \end{cases} \quad (18)$$

其中 c_L 和 c_F 都是常数,本文中 c_L 取为 2×10^5 , c_F 取为 10, c_F 用以表征推力在弹道计算过程中的异常,则弹道优化问题转换为无约束优化问题。

3) 位置更新

在每一次迭代中,粒子通过对比个体历史最优值 q_i 和全局最优值 q_g 来不断更新自己的位置。粒子个体历史最优值为 $q_i = (q_{i,1}, q_{i,2}, \dots, q_{i,\theta})$,全局最优值为 $q_g = (q_{g,1}, q_{g,2}, \dots, q_{g,\theta})$,则其迭代公式为^[25]

$$\psi_{\lambda,\omega}^{(\gamma+1)} = \begin{cases} \mu_{\lambda,\omega}^{(\gamma)} - \ln\left(\frac{1}{u}\right) \delta_{\lambda,\omega}^{(\gamma)} & r > 0.5 \\ \mu_{\lambda,\omega}^{(\gamma)} + \ln\left(\frac{1}{u}\right) \delta_{\lambda,\omega}^{(\gamma)} & r < 0.5 \end{cases} \quad (19)$$

其中 $\psi_{\lambda,\omega}^{(\gamma)}$ 为第 γ 个迭代步时粒子 λ 在维度 ω 的进化位置。此外, $\mu_{\lambda,\omega}^{(\gamma)} = \frac{\xi_a q_{\lambda,\omega}^{(\gamma)} + \xi_b q_{g,\omega}^{(\gamma)}}{\xi_a + \xi_b}$, $\delta_{\lambda,\omega}^{(\gamma)} = |\mu_{\lambda,\omega}^{(\gamma)} - \psi_{\lambda,\omega}^{(\gamma)}|$ 。 $\mu_{\lambda,\omega}$ 和 $\delta_{\lambda,\omega}$ 分别表示进化中心项和离散控制项。 $\mu_{\lambda,\omega}$ 为粒子的期望位置, $\delta_{\lambda,\omega}$ 为粒子分布方差的大小。随着迭代的进行, $\delta_{\lambda,\omega}^{(\gamma)}$ 将减小到 0,粒子位置将收敛于 $\mu_{\lambda,\omega}$ 。 ξ_a 、 ξ_b 、 u 和 r 均为 $(0,1)$ 之间均匀分布的随机数。

3.4 一体化优化算法

综上所述,基于 QPSO 的非壅塞固体冲压发动机一体化流程如图 4 所示。以冲压发动机导弹的攻角、喷管喉径、进气道入口和喉部面积为优化设计变量,以巡航段射程为优化目标,应用 QPSO 算法对优化设计变量进行寻优。寻优的每一次迭代过程中,需要调用性能预示模型和弹道运动模型。通过不断迭代调整优化设计变量,实现内外弹道一体化优化设计。

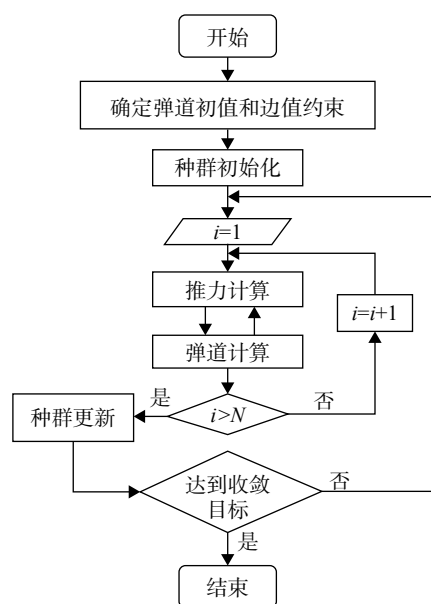


图 4 一体化优化流程图

Fig. 4 Flow chart of integrated optimization

4 算例及分析

为了对上述非壅塞固体冲压发动机一体化优化算法进行检验,本节给出一个设计实例。主要计算条件为:接点高度为 16 km,弹道倾角为 1° ,马赫数为 2.8。设计变量巡航段攻角的约束为 $1^\circ \leq \alpha \leq 6^\circ$,无动力下降段攻角的约束为 $0^\circ \leq \alpha \leq 12^\circ$ 。本文对喷管喉径、进气道入口和喉部面积以进气道出口面积进行无量纲化。喷管喉径约

束为 $1.33 \leq d_i \leq 1.67$, 进气道入口面积约束为 $0.88 \leq A_{i1} \leq 1.33$, 进气道喉部面积约束为 $0.53 \leq A_{it} \leq 0.80$ 。此外, 飞行力学模型采用欧拉方法进行计算, 为了计算精确, 时间步长如下取值:

$$dt = \begin{cases} 1 \text{ s} & m_p \geq 0.3 \text{ kg} \\ 0.1 \text{ s} & 0.1 \text{ kg} \leq m_p < 0.3 \text{ kg} \\ 0.05 \text{ s} & 0.05 \text{ kg} \leq m_p < 0.1 \text{ kg} \\ 0.01 \text{ s} & m_p < 0.05 \text{ kg} \end{cases} \quad (20)$$

根据上述仿真条件, 本文首先以巡航段射程为优化目标, 采用量子粒子群方法来优化巡航过程中的喷管喉径、飞行攻角、进气道入口和喉部面积以获得最大射程。粒子群数目取 300, 最大迭代次数取 10, 其所对应的适应度收敛曲线如图 5 所示。可以看到, 适应度值已基本收敛。为了验证一体化优化的有效性, 本文考察了仅优化飞行攻角的方案以资对比。为了便于说明, 前者记为方案 1, 后者记为方案 2。需要说明的是, 由于方案 2 仅优化飞行攻角一个维度, 所以粒子群数目取为 30。需要强调的是, 对于方案 2 而言, 首先, 针对设计点性能要求和气动参数, 通过固体火箭冲压发动机设计流程^[26]得到一个发动机的初始方案。而后, 根据宽域飞行的需求, 对相关参数进行数轮人工迭代而得到方案 2 中的发动机参数。

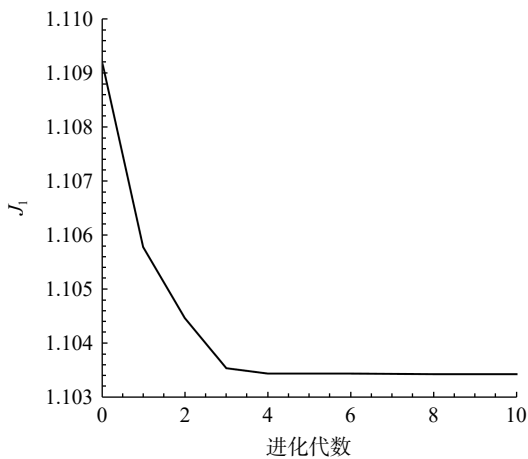


图 5 求解收敛过程

Fig. 5 Solution convergence process

表 1 所示为两种方案优化得到的设计变量及巡航终端飞行参数。图 6 所示为巡航弹道曲线, 图 7~图 9 所示为推力、马赫数和弹道倾角随时间变化曲线。其中, 推力、飞行时间、射程和高度数据均按方案 1 的参数进行无量纲化。显然, 在飞行过程中, 推力是满足非零约束的。换言之,

表 1 方案 1 和 2 优化结果对比

Table 1 Comparison of optimization results between scheme 1 and 2

参数	数值	
	方案 1	方案 2
飞行攻角/(°)	6	6
喷管喉径	1.56	1.50
进气道入口面积	0.88	1.17
进气道喉部面积	0.68	0.65
飞行时间	1.0	0.908 5
射程	1.0	0.951 9
终端高度	0.083 4	0.090 9
终端马赫数	2.88	3.21

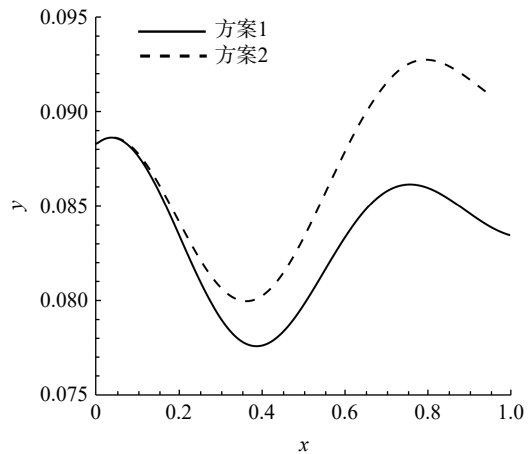


图 6 方案 1 和 2 所对应的弹道曲线

Fig. 6 The corresponding ballistic curve of scheme 1 and 2

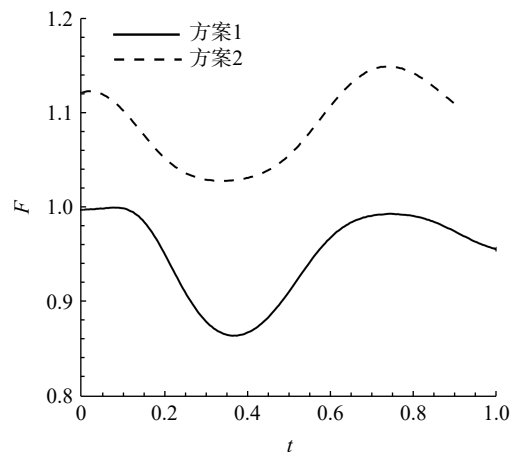


图 7 方案 1 和 2 所对应的推力随时间变化曲线

Fig. 7 The corresponding variation of thrust with time of scheme 1 and 2

无论是方案 1 还是方案 2, 发动机都能够正常工作。再者, 由于方案 1 为内外弹道一体化优化, 所

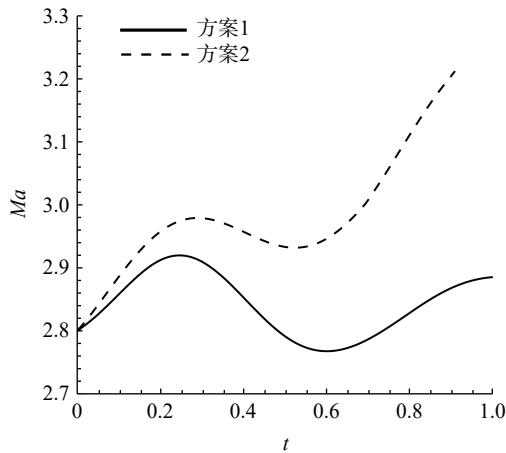


图8 方案1和2所对应的飞行马赫数随时间变化曲线

Fig. 8 The corresponding variation of flight Mach number with time of scheme 1 and 2

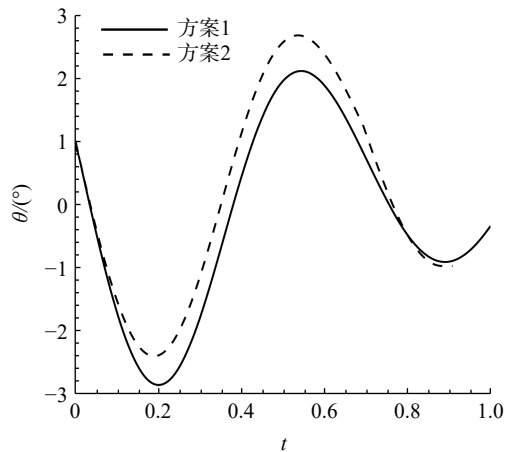


图9 方案1和2所对应的弹道倾角随时间变化曲线

Fig. 9 The corresponding variation of flight path angle with time of scheme 1 and 2

以其射程较方案2提升了5.1%。究其原因,主要是前者的进气道入口面积小于后者,导致空气来流流量变小,由式(4)可知,补燃室出口总压变小,进而引起推力较小,推进剂燃速降低,从而飞行时间增加、射程变远。但也正是由于方案1的推力小于方案2,所以前者在巡航结束后的高度和马赫数小于后者。而对于无动力下降段而言,巡航结束后的高度和马赫数越高,则下降段的射程越远。因此,仅以巡航段射程为目标对发动机性能进行优化是不全面的。

为了进一步改善发动机性能,需要以巡航段和无动力下降段的总射程为优化目标进行一体化优化。无动力下降段的时间步长取为0.1 s。采用量子粒子群方法来优化喷管喉径、进气道入口、

喉部面积以及巡航段和无动力段的飞行攻角以获得最大射程。此外,本文考察了仅优化巡航段和无动力段飞行攻角的方案以资对比。为了便于说明,前者记为方案3,后者记为方案4。

表2所示为两种方案优化得到的设计变量及飞行参数。图10所示为弹道曲线,图11~图12所示为推力和马赫数随时间变化曲线。其中,推力、飞行时间、射程和高度数据均按方案3的参数进行无量纲化。由于方案3为内外弹道一体化优化,所以其射程较方案4提升了18.65%,充分显示了该方法的优越性。究其原因,主要是由于在巡航段结束时,虽然方案3的飞行时间和射程

表2 方案3和4优化结果对比

Table 2 Comparison of optimization results between scheme 3 and 4

参数	数值	
	方案1	方案2
巡航段飞行攻角/(°)	6.0	6.0
无动力下降段飞行攻角/(°)	12.0	8.86
喷管喉径	1.33	1.50
进气道入口面积	1.33	1.17
进气道喉部面积	0.54	0.65
飞行时间	1.0	0.881 0
射程	1.0	0.842 8
终端马赫数	0.46	0.55
巡航段工作时间	0.218 2	0.254 3
巡航段结束射程	0.376 3	0.395 7
巡航段结束高度	0.050 2	0.037 8
巡航段结束马赫数	3.71	3.21

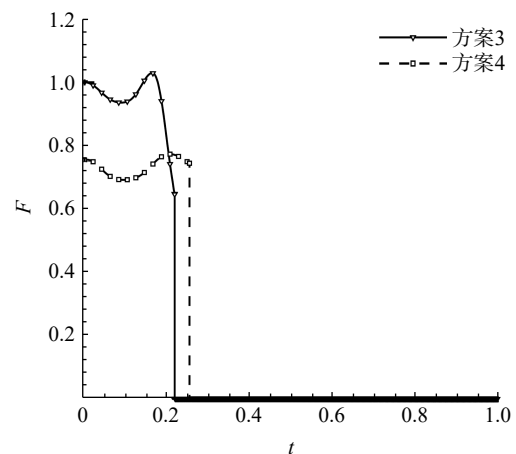


图10 方案3和4所对应的弹道曲线

Fig. 10 The corresponding ballistic curve of scheme 3 and 4

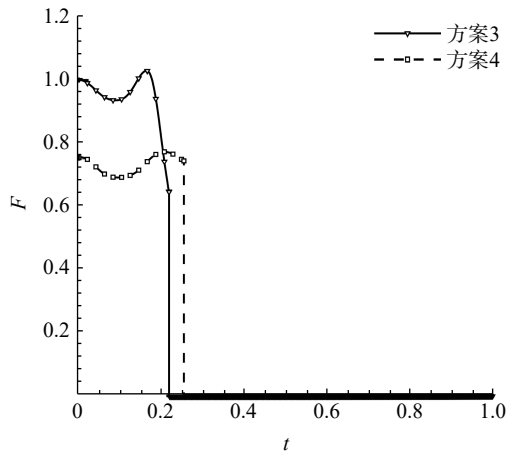


图 11 方案 3 和 4 所对应的推力随时间变化曲线

Fig. 11 The corresponding variation of thrust with time of scheme 3 and 4

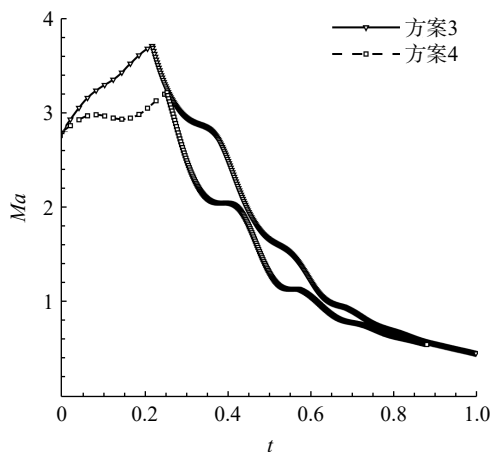


图 12 方案 3 和 4 所对应的飞行马赫数随时间变化曲线

Fig. 12 The corresponding variation of flight Mach number with time of scheme 3 and 4

均小于方案 4, 但是马赫数和高度均大于方案 4, 从而为无动力下降段创造了良好的条件。

5 结 论

本文提出了基于量子粒子群优化非壅塞固体冲压发动机的一体化优化设计方法, 得出了以下结论:

1) 针对传统性能预估方法需要反复迭代确定进气道内正激波位置从而导致计算效率下降的问题, 提出了新的性能预估框架, 简化了计算过程, 无须得到正激波的具体位置便可以获取发动机推力。

2) 在新的性能预示框架的基础上, 以巡航段和无动力下降段的总射程为优化目标, 选取喷管喉部直径、飞行攻角、进气道入口和喉部面积等

典型的内外弹道参数进行优化设计。而后通过仿真实验表明: 采用 QPSO 方法优化后的弹道能够满足推力约束条件, 且射程较仅优化飞行攻角的方案提升了 18.65%, 证明了该方法的有效性。

3) 下一步可用能量守恒方程来求取非壅塞燃气发生器压力, 从而进一步提升冲压发动机的性能预示能力。

参考文献:

- [1] 方丁酉, 张为华, 杨涛. 固体火箭发动机内弹道学[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1997.
- [2] 胡建新, 张为华, 夏智勋, 等. 冲压推进技术[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 2013.
- [3] 刘兴洲. 飞航导弹动力装置: 上[M]. 北京: 宇航出版社, 1992.
- [4] 刘兴洲. 飞航导弹动力装置: 下[M]. 北京: 宇航出版社, 1992.
- [5] 方丁酉, 夏智勋, 张伟, 等. 非壅塞固体火箭冲压发动机自适应调节特性[J]. 弹道学报, 2000, 12(4): 31-34.
FANG Dingyou, XIA Zhixun, ZHANG Wei, et al. The adaptive control characteristics of unchoked solid rocket ramjet engine[J]. Journal of Ballistics, 2000, 12(4): 31-34. (in Chinese)
- [6] 施雨阳, 万自明, 徐敏. 冲压发动机导弹爬升轨迹/发动机一体优化设计[J]. 计算机仿真, 2013, 30(10): 138-142.
SHI Yuyang, WAN Ziming, XU Min. Integrate optimization design of climb trajectory and motor for ramjet powered missile[J]. Computer Simulation, 2013, 30(10): 138-142. (in Chinese)
- [7] YANG S, CUI T, HAO X. Trajectory optimization for ramjet-powered vehicle in ascent phase via the Gauss pseudo spectral method [J]. Aerospace Science and Technology, 2017, 67: 88-95.
- [8] 杨志红, 徐宝华, 姚德清. 基于高斯伪谱法的吸气式高超声速飞行器爬升弹道优化研究[J]. 导航定位与授时, 2018, 5(3): 35-40.
YANG Zhihong, XU Baohua, YAO Deqing. Research on climbing trajectory optimization of air-breathing hypersonic vehicle based on Gauss pseudo spectral method[J]. Navigation Positioning and Timing, 2018, 5(3): 35-40. (in Chinese)
- [9] 明超, 孙瑞胜, 梁卓, 等. 吸气式超声速导弹弹道优化设计与分析[J]. 固体火箭技术, 2016, 39(6): 833-838.
MING Chao, SUN Ruisheng, LIANG Zhuo, et al. Trajectory optimization design and analysis for air-breathing supersonic missile[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2016, 39(6): 833-838. (in Chinese)
- [10] 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)
- [11] 张帆, 张会强. 超燃冲压动力高超声速飞行器巡航弹道分析[J]. 宇航学报, 2017, 38(8): 797-806.
ZHANG Fan, ZHANG Huiqiang. Cruise trajectory analysis of scramjet-powered hypersonic vehicle[J]. Journal of Astronautics, 2017, 38(8): 797-806. (in Chinese)
- [12] 张磊扬, 孙振华, 贺永杰. 固冲发动机导弹方案弹道设计与优化[J]. 弹箭与制导学报, 2016, 36(3): 90-93.
ZHANG Leiyang, SUN Zhenhua, HE Yongjie. Solid ramjet pow-

- ered missile project trajectory design and optimization[J]. *Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance*, 2016, 36(3): 90-93. (in Chinese)
- [13] 罗文彩, 罗世彬, 王振国. 基于多方法协作优化方法的非壅塞式固体火箭冲压发动机导弹一体化优化设计[J]. *国防科技大学学报*, 2003, 25(2): 14-18.
LUO Wencai, LUO Shibin, WANG Zhenguo. Multimethod collaborative optimization algorithm applied to integral optimal design of missile propelled by unchoked solid rocket ramjet[J]. *Journal of National University of Defense Technology*, 2003, 25(2): 14-18. (in Chinese)
- [14] 吉秋平. 弹用固体燃料冲压发动机性能研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2006.
JI Qiuping. Research on performance of solid fuel ramjet for missile[D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2006. (in Chinese)
- [15] 谢爱元, 武晓松, 于栋梁. 固体燃料冲压发动机性能预示[J]. *推进技术*, 2014, 35(1): 8-14.
XIE Aiyuan, WU Xiaosong, YU Dongliang. Prediction model of performance for solid fuel ramjet[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2014, 35(1): 8-14. (in Chinese)
- [16] 蒋波. 固体燃料冲压增程弹内外弹道一体化计算研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2009.
JIANG Bo. Integrated calculation of internal and external ballistic of solid fuel ramjet for extended range projectile[D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2009. (in Chinese)
- [17] 于栋梁. 固体燃料冲压增程弹弹道特性研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2013.
YU Dongliang. Study on ballistic characteristics of solid fuel ramjet for extended range projectile[D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2013. (in Chinese)
- [18] 李琦. 增程固体燃料冲压发动机的性能分析[D]. 南京: 南京理工大学, 2007.
LI Qi. Performance analysis of extended range solid fuel ramjet[D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2007. (in Chinese)
- [19] 陈昭明, 邹劲松, 王伟, 等. 改进粒子群神经网络融合有限元分析的铸锻双控动态成型多目标优化[EB/OL]. [2021-04-29]. <https://doi.org/10.13229/j.cnki.jdxbgxb20210108>.
CHEN Zhaoming, ZOU Jinsong, WANG Wei, et al. Multi-objective optimization of casting-forging dynamic forming based on improved particle swarm neural network and finite element analysis [EB/OL]. [2021-04-29]. <https://doi.org/10.13229/j.cnki.jdxbgxb20210108>. (in Chinese)
- [20] 王永华, 杨欣毅, 李本威, 等. 基于免疫粒子群算法的涡扇发动机性能仿真[J]. *机械工程学报*, 2013, 49(12): 153-160.
WANG Yonghua, YANG Xinyi, LI Benwei, et al. Immune particle swarm optimization algorithm for turbo-fan engine performance simulation[J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2013, 49(12): 153-160. (in Chinese)
- [21] SUN Jun, FANG Wei, WU Xiaojun, et al. Quantum-behaved particle swarm optimization: analysis of individual particle behavior and parameter selection[J]. *Evolutionary Computation*, 2012, 20(3): 349-393.
- [22] 王新月. 气体动力学基础[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2006.
- [23] 向敏. 固体燃料冲压增程炮弹工作过程仿真及性能分析研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2006.
XIANG Min. Working process simulation and performance analysis for solid fuel ramjet projectile[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2006. (in Chinese)
- [24] 尚腾, 谷良贤, 赵吉松, 等. 冲压发动机导弹爬升轨迹与推力调节规律优化[J]. *飞行力学*, 2012, 30(3): 280-283.
SHANG Teng, GU Liangxian, ZHAO Jisong, et al. Integrated optimum design for ramjet missile climb trajectory and thrust regulation[J]. *Flight Dynamics*, 2012, 30(3): 280-283. (in Chinese)
- [25] 王利锋, 白瑞林. 求解约束优化问题的一种新方法: 基于量子粒子群优化算法[J]. *计算机工程与应用*, 2005, 34: 124-126.
WANG Lifeng, BAI Ruilin. A new method for solving constrained optimization problems based on particle swarm optimization with quantum behavior[J]. *Computer Engineering and Applications*, 2005, 34: 124-126. (in Chinese)
- [26] 鲍福廷, 黄熙君, 张振鹏, 等. 固体火箭冲压组合发动机[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2006.

(编辑: 秦理曼)