

高超声速滑翔飞行器全程总红外辐射最小的轨迹优化 (特邀)

徐 慧¹, 蔡光斌¹, 穆朝絮², 张艳红³, 李 欣¹

1. 火箭军工程大学 导弹工程学院, 陕西 西安 710025;
2. 天津大学 电气自动化与信息工程学院, 天津 300072;
3. 北京市海淀区清河大楼丁 7, 北京 100085)

摘 要: 为降低高超声速飞行器再入过程中, 产生的气动热辐射对红外探测窗口性能的影响, 从轨迹优化的角度, 以再入飞行全程驻点总红外辐射为目标函数, 提出了一种基于改进鲸鱼优化算法 (Whale Optimization Algorithm, WOA) 的高超声速飞行器轨迹优化算法。首先, 通过 Tent 混沌映射和控制因子余弦变化改进 WOA, 改进算法位置更新时的位置指向性, 增强算法全局搜索能力; 同时, 将再入轨迹优化问题转化为控制量剖面参数优化问题, 采用倾侧角一次翻转策略, 利用普朗克公式计算驻点红外辐射, 并设计目标函数, 利用阻力加速度再入走廊处理路径约束, 采用罚函数法将终端约束同目标函数相结合; 最后, 利用改进的 WOA 对设计的控制量剖面进行参数寻优, 获得使目标函数最优的解。仿真实验表明: 文中改进的 WOA 能够有效完成全程总红外辐射最小的再入轨迹优化任务, 全局搜索能力强, 且具有较好的鲁棒性。

关键词: 高超声速滑翔飞行器; 再入轨迹优化; 红外辐射; 改进鲸鱼算法; 蒙特卡洛仿真
中图分类号: V448.235 **文献标志码:** A **DOI:** 10.3788/IRLA20220194

Trajectory optimization of hypersonic glide vehicle with minimum total infrared radiation (*Invited*)

Xu Hui¹, Cai Guangbin¹, Mu Chaoxu², Zhang Yanhong³, Li Xin¹

1. College of Missile Engineering, Rocket Force University of Engineering, Xi'an 710025, China;
2. School of Electrical and Information Engineering, Tianjin University, Tianjin 300072, China;
3. Beijing Haidian Qinghe Building Ding 7, Beijing 100085, China)

Abstract: In order to reduce the influence of aerodynamic thermal radiation generated during the reentry process of hypersonic vehicle on the performance of infrared detection window, from the perspective of trajectory optimization, a trajectory optimization algorithm of hypersonic vehicle based on improved whale optimization algorithm was proposed with the total infrared radiation of reentry flight stagnation point as the objective function. Firstly, the Whale optimization algorithm was improved by Tent chaotic map and control factor chord change. The position directivity of the algorithm was improved when the position was updated, and the global search ability of the algorithm was enhanced. At the same time, the reentry trajectory optimization problem was transformed into the parameter optimization problem of the control profile, and a one-time reversal strategy of the inclination angle was proposed. The Planck formula was used to calculate the infrared radiation of the stagnation

收稿日期: 2022-01-10; 修订日期: 2022-02-25

基金项目: 国家自然科学基金 (61773387, 62022061)

作者简介: 徐慧, 男, 博士生, 主要从事高超声速飞行器再入轨迹优化、制导及智能控制方面的研究。

导师简介: 蔡光斌, 男, 副教授, 博士生导师, 主要从事高超声速飞行器轨迹优化、制导和控制方面的研究。

point, and the objective function was designed. The resistance acceleration was used to enter the corridor to deal with the path constraint. The penalty function method was used to combine the terminal constraint with the objective function. Finally, the improved Whale optimization algorithm was used to optimize the parameters of the designed control profile to obtain the optimal solution of the objective function. The simulation results showed that the improved whale algorithm can effectively complete the reentry trajectory optimization task with the minimum total infrared radiation, and has strong global search ability and good robustness.

Key words: hypersonic glide vehicle; reentry trajectory optimization; infrared radiation; improved whale optimization algorithm(IWOA); Monte Carlo simulation

0 引言

高超声速滑翔飞行器因具有飞行速度快、机动能力强等独特优势,引起了世界各国的热切关注^[1-2]。高超声速飞行器执行再入打击任务时,由于大气环境变化剧烈、飞行速度快,再入飞行处于高动态环境,飞行过程中高速来流会形成高温高压气体流场,带来的剧烈气动热辐射效应,不仅使得飞行器易被反高超拦截系统探测,还会导致飞行器红外探测窗口性能下降甚至饱和失效^[3-5]。

为降低高超声速飞行器气动热对红外探测窗口的影响,国内外学者采用液冷气冷及不断优化几何结构与位置的方式减弱气动热^[6],提出并发展了多种计算工具对气动热影响下的弹头光学探测窗口红外特性进行模拟研究^[7],以期在材料及结构上有改进措施,进而减少高超声速飞行器气动热影响。但上述方法仍存在一定的不足,一方面,探测窗口的结构优化及防护材料的研发测试,仍需要大量的工程实验及测试仿真完成;另一方面,由于执行任务时,高超声速滑翔飞行器可能存在滑翔跳跃的机动飞行模式,导致飞行过程中大气环境的变化比较剧烈,数值模拟气动热变化和实际飞行仍有一定的差距。实际上,飞行轨迹的不同,会影响飞行过程中气动热产生,从而间接影响探测窗口的性能。

高超声速滑翔飞行器再入过程具有强耦合、强参数不确定性等特点,是一种典型的非线性最优控制问题。因此,近年来,如何快速规划出一条安全且可靠的再入轨迹,成为高超声速滑翔飞行器研究领域内热点问题^[8]。高超声速滑翔飞行器再入机动飞行过程受到多种约束,常见的约束包括终端约束、状态量约束和控制量约束,以及关乎飞行器结构安全的必须满足的热流率、动压和过载等“硬约束”^[9]。

传统的解决此类轨迹优化问题的方法主要分为间接法和直接法^[10]。间接法主要依据庞德里亚金极大值原理,将高超再入轨迹优化问题转化为 Hamilton 两点边值问题进行求解。间接法求解精度高、速度快,但存在推导过程复杂、对初值敏感等问题。直接法通过离散方法将连续最优控制问题转化为非线性规划问题直接寻优。直接法求解轨迹优化问题,对初始值要求不严格,但是无法保证解的最优性,只能得到近似最优解^[11]。

近年来,从研究群体生物习性发展来的群智能优化算法,因具有较好的全局优化能力,吸引了飞行器的轨迹优化领域广大研究者的目光^[12-16]。Xu 等^[13]提出一种改进的麻雀优化算法(Sparrow Search Algorithm, SSA),为迭代求解提供一个较好的初值,在高超声速轨迹优化问题的求解方面取得较好的效果。Zhou 等^[14]采用一种改进的粒子群优化算法(Particle Swarm Optimization, PSO)求解高超声速飞行器制导问题。Li 等^[15]提出一种随机梯度 PSO 算法,结合阻力加速度再入飞行走廊,对高超声速飞行器再入飞行轨迹进行优化。程志刚等^[16]采用 Tent 映射策略,拓宽了初始化种群的多样性,提升了 PSO 算法的全局寻优能力。吴坤等^[17]改进了鲸鱼算法(Whale Optimization Algorithm, WOA),在保证算法收敛的同时,有效地提升了鲸鱼算法的全局搜索能力。黄清宝等^[18]采用余弦因子和多项式变异相结合的方法,改善了 WOA 算法易陷入局部最优的缺陷。虽然群智能算法在高超声速轨迹优化领域取得了一些进展,但当求解复杂约束问题时,群智能优化算法仍存在求解效率不高、早熟、易陷于局部最优解等问题^[13]。

针对上述问题,文中从轨迹优化的角度出发,为减小飞行过程中产生的气动热红外辐射对红外探测

窗口性能的影响,提出一种基于改进鲸鱼优化算法(Improved Whale Optimization Algorithm, IWOA)的再入飞行全程总红外辐射最小的轨迹优化方法。首先,通过 Tent 混沌映射进行种群初始化,将鲸鱼算法的控制参数进行余弦形式变化,联系历史最优位置改进位置更新搜索方向,增强算法全局搜索能力。之后,将 IWOA 用于优化攻角和倾侧角剖面设计,依据阻力加速度飞行走廊保证整个过程中始终满足路径约束,采用罚函数法处理终端约束。仿真实验表明文中算法能够得到一条精确且安全的再入轨迹,对比实验验证了文中采用的 IWOA 全局搜索能力得到了加强,蒙特卡洛仿真实验说明文中算法具有较好的鲁棒性。

文中的创新性主要包括:

(1) 从再入轨迹优化的角度,提出一种全程总红外辐射最小的高超声速再入轨迹优化方法,减少飞行过程中气动热效应和红外辐射,进而降低对红外探测窗口性能的影响;

(2) 采用一种倾侧角一次翻转策略,使得再入飞行过程中,倾侧角只有一次翻转,减轻控制系统执行机构压力;

(3) 对 WOA 进行一定的改进,相较于 SSA、WOA 和 PSO 算法全局收敛性有了一定的改善。

1 再入轨迹优化问题模型

1.1 再入运动方程

高超声速滑翔飞行器再入运动方程如下:

$$\begin{cases} \dot{r} = Vsiny \\ \dot{\theta} = \frac{V\cos y \sin \psi}{r \cos \varphi} \\ \dot{\varphi} = \frac{V\cos y \cos \psi}{r} \\ \dot{V} = -D/m - gsiny \\ \dot{\gamma} = \frac{L\cos\sigma}{mV} - \frac{gr - V^2}{Vr} \cos y \\ \dot{\psi} = \frac{L\sin\sigma}{mV\cos y} + \frac{V}{r} \cos y \sin \psi \tan \varphi \end{cases} \quad (1)$$

式中: r 表示飞行器到地心相对距离; θ 、 φ 分别为当前经度和纬度; V 为飞行器相对地球速度; γ 、 ψ 分别为飞行路径角和航向角; L 和 D 分别为阻力和升力; σ 为倾侧角; m 为飞行器质量, g 为地球引力加速度。

阻力和升力计算方式如下:

$$\begin{cases} L = 0.5\rho V^2 C_L S_r \\ D = 0.5\rho V^2 C_D S_r \end{cases} \quad (2)$$

式中: ρ 为大气密度; $h = r - R$, R 为地球平均半径; S_r 为飞行器参考面积; C_L 和 C_D 分别为飞行器升力系数和阻力系数。

1.2 约束条件

高超声速飞行器再入机动飞行约束条件主要包括终端约束、控制量约束和过程约束。典型的过程约束包含热流率密度约束、动压约束和过载约束。

控制量包括攻角 α 和倾侧角 σ , 控制量约束记为:

$$\begin{cases} |\alpha| \leq \alpha_{\max} \\ |\sigma| \leq \sigma_{\max} \end{cases} \quad (3)$$

式中: 下标 \max 表示控制量的最大值。

高超声速再入轨迹优化目的是控制飞行器到达指定区域或者指定目标点,文中研究过程中终端约束记为:

$$\begin{cases} |r(t_f) - r_f| \leq \Delta r \\ |S(t_f) - S_f| \leq \Delta S \\ |V(t_f) - V_f| \leq \Delta V \end{cases} \quad (4)$$

式中: t_f 表示终端时刻,下标“ f ”表示终端时刻期望的状态值; Δr 、 ΔS 和 ΔV 分别指终端时刻高度、航程和速度的可接受误差。

过程约束可记为:

$$\begin{cases} N_l = \sqrt{L^2 + D^2}/m \leq N_{\max} \\ q = 0.5\rho V^2 \leq q_{\max} \\ \dot{Q} = K_Q \rho^{0.5} V^{3.15} \leq \dot{Q}_{\max} \end{cases} \quad (5)$$

式中: N_l 、 q 、 \dot{Q} 分别表示过载、动压、热流率密度; 下标 \max 表示对应约束的最大限值; $K_Q = 7.968 \times 10^{-5} \text{ Js}^2/(\text{m}^{3.5} \text{ kg}^{0.5})$ 为热流率常数。

此外,高超声速滑翔飞行器在滑翔段飞行时,还需要满足准平衡滑翔条件 (Quasi-Equilibrium Glide Condition, QEGC), 具体形式如下^[19]:

$$\frac{L}{m} \cos \sigma + \left(\frac{V^2}{r} - g \right) = 0 \quad (6)$$

1.3 目标函数

高超声速飞行器飞行速度快的特点,虽然有利于对目标的快速打击,但也会导致气动加热现象严重,从而使的飞行器在高超声速飞行过程中会产生较强的红外辐射。文中拟从轨迹优化的角度,设计一条全

过程中红外辐射特性最小的轨迹。

高超声速再入滑翔飞行器滑翔飞行过程中,其红外辐射源主要来自于自身蒙皮气动加热和对太阳光的反射辐射,但由于高速飞行产生的蒙皮气动热辐射远远超过对太阳的反射辐射,因此,分析高超声速滑翔飞行器时的红外特性主要考虑蒙皮加热产生的辐射。理想状态下,蒙皮的气动热带来的红外辐射可由其驻点温度来表征,驻点温度可由下式计算^[20]:

$$T_s(h) = T_0(h) [1 + a_0(\rho/\rho_1)^{0.5} Ma^2(h)] \quad (7)$$

式中: $T_s(h)$ 为当前飞行器表面温度; $T_0(h)$ 为高度 h 处的大气温度; $a_0 = 0.164$; ρ_1 为海拔 19 km 时对应的大气密度; $Ma(h)$ 为高度 h 处飞行器飞行马赫数,其计算公式为:

$$Ma(h) = \frac{V}{20.0468 \cdot (T_0)^{0.5}} \quad (8)$$

将飞行器看成一个黑体,由于普朗克公式能够适用于整个电磁波段的黑体辐射计算问题,因此,文中采用普朗克公式计算高超声速再入飞行器驻点的红外辐射强度,可近似表示为:

$$W_b = \frac{c_1}{\lambda^5} \cdot \frac{1}{e^{c_2/\lambda T_s} - 1} \quad (9)$$

式中: λ 为波长; $c_1 = 3.7418 \times 10^8 \text{ W} \cdot \text{m}^{-2} \cdot \mu\text{m}^4$; $c_2 = 14388 \mu\text{m} \cdot \text{K}$ 。

为了减少高超声速滑翔飞行器红外探测暴露的风险,从轨迹优化角度,设计文中目标函数为全程总红外辐射最小,记为:

$$\min J(\alpha, \sigma) = \int_{t_0}^{t_f} W_b dt \quad (10)$$

综上,高超声速再入轨迹优化问题是寻找最优的控制量变化剖面,以使得公式 (10) 为目标函数最小,同时满足公式 (1)~(6) 的约束。

2 改进鲸鱼优化算法 (IWOA)

WOA 是由 Mirjalili 等在 2016 年提出的,参考文献 [17] 指出,WOA 相较于其他常见优化算法在收敛性和全局性方面具有一定的优势。但与其他优化算法类似,面对复杂问题时,WOA 也会出现计算效率不高和可能陷入局部最优的问题。文中针对该类问题,对标准 WOA 进行改进,以增强面对复杂问题时的全局搜索能力。

2.1 鲸鱼优化算法 (WOA)

WOA 是通过模拟自然界鲸鱼群的捕食方式构造出的一种种群智能优化方法。捕食过程可简单分为三步:包围猎物、气泡网攻击和寻找猎物。

三个环节分别按照各自的规则进行更新^[16]。

包围猎物环节中,其他鲸鱼根据最佳的鲸鱼位置进行更新,进一步包围猎物,更新规则如下:

$$M(t+1) = M^*(t) - b \cdot D \quad (11)$$

$$D = |c \cdot M^*(t) - M(t)| \quad (12)$$

式中: $M(t)$ 表示第 t 次迭代时鲸鱼的位置; $M^*(t)$ 是当前全局最佳位置; b, c 为步长系数,能够控制向最佳位置移动的步长,分别表示为:

$$b = 2a \cdot \xi_1 - a \quad (13)$$

$$c = 2\xi_1 \quad (14)$$

式中: ξ_1 为 $[0, 1]$ 中的随机向量; $a = 2(1 - t/T)$, T 为最大迭代次数。

气泡网攻击环节中,鲸鱼吐出气泡以对数螺旋线的方式靠近猎物,更新规则如下:

$$M(t+1) = D \cdot e^{d\xi_2} \cdot \cos(2\pi\xi_2) + M^*(t) \quad (15)$$

式中: d 为常数; ξ_2 为 $[0, 1]$ 中的随机向量。

搜寻猎物阶段,鲸鱼随机选择其他鲸鱼位置进行觅食,进行全局搜索,更新规则如下:

$$M(t+1) = M_r(t) - b \cdot D \quad (16)$$

$$D = |c \cdot M_r(t) - M(t)| \quad (17)$$

式中: $M_r(t)$ 表示当前迭代次数下的鲸鱼种群中随机选择某一个体位置作为更新靠近的目标位置。

2.2 改进后的鲸鱼优化算法

针对 WOA 存在的易陷入局部最优的问题,文中提出了一种改进的 WOA,在保证收敛速度的同时,增强 WOA 的全局搜索能力。在参考文献 [16-18] 工作的启发下,文中的改进思路主要分三个方面: (1) 种群初始化阶段,通过 Tent 混沌序列和反向学习策略 (Opposition-based Learning, OBL) 进行种群初始化; (2) 包围猎物环节通过控制参数 a 的余弦变化,控制搜索步长; (3) 搜寻猎物阶段,选取前两个历史最优解,使得鲸鱼位置更新快速指向潜在最优解。

首先,种群初始化阶段,生成 Tent 混沌序列计算方式如下:

$$p_{k+1} = \begin{cases} 2p_k, & p_k < 0.5 \\ 2(1-p_k), & p_k \geq 0.5 \end{cases} \quad (18)$$

式中：“ k ”指的是变量的第 k 维， $k = 1$ 时； p_1 是 $[0, 1]$ 内的随机量。将混沌序列映射到解空间得到混沌种群，计算如下：

$$M_k^p = B_{lk} + p_k \cdot (B_{uk} - B_{lk}) \quad (19)$$

式中：上标“ p ”指由混沌序列 p 映射得到的值； M_k^p 指鲸鱼个体第 k 维位置上的取值； B_{uk} 和 B_{lk} 分别指第 k 维上解空间的上限和下限。将混沌序列映射得到的种群记为 U^p ，则可利用反向策略生成种群 U^o ， U^o 种个体位置计算如下：

$$M_k^o = B_{lk} + (B_{uk} - M_k^p) \quad (20)$$

式中： M_k^o 表示反向种群第 k 个维位置上的取值。设初始化种群大小为 N ，将 U^p 和 U^o 种群合并，计算适应度并排序。应用精英策略取出适应度最好的 N 个鲸鱼位置组成算法的初始化种群，记为 U_0 。

通过分析公式 (11)、(13) 与 (16)，可知，控制参数 a 的变化能够影响算法全局搜索与局部搜索的能力，在种群迭代初期，需要 a 尽量大保持较好的全局搜索能力，在迭代后期，需要 a 尽快减小进行局部搜索，使得算法快速收敛至最优解。原算法中 a 线性减小，对于高维解空间搜索时，易陷入局部最优，因此参考文献 [18]，对控制参数 a 进行余弦变化的改进，计算形式如下：

$$a = 2 \cdot \cos\left(\frac{\pi \cdot t}{T}\right) \quad (21)$$

分析可知，在迭代前期， a 缓慢减小全局搜索充分，算法后期能够快速收敛，专注局部搜索。

搜寻猎物阶段，WOA 随机选取其他鲸鱼位置最为更新目标，但是这种随机搜索方式在算法后期不利于快速寻优，因此考虑联系当前状态最优解与其他次优解，按照适应度大小排序，选取适应度最优的前两个鲸鱼位置，用于搜寻猎物阶段的位置更新，由公式 (16)、(17) 得到鲸鱼位置更新：

$$M(t+1) = M_c(t) - b \cdot |c \cdot M_c(t) - M(t)| \quad (22)$$

$$M_c(t) = \frac{f(M^F(t))}{G(t)} \cdot M^F(t) + \frac{f(M^S(t))}{G(t)} \cdot M^S(t) \quad (23)$$

$$G(t) = f(M^F(t)) + f(M^S(t)) \quad (24)$$

式中： $M^F(t)$ 和 $M^S(t)$ 分别为鲸鱼最优位置及次优位置； f 指在当前位置上的适应度。图 1 所示为 IWOA 流程图。

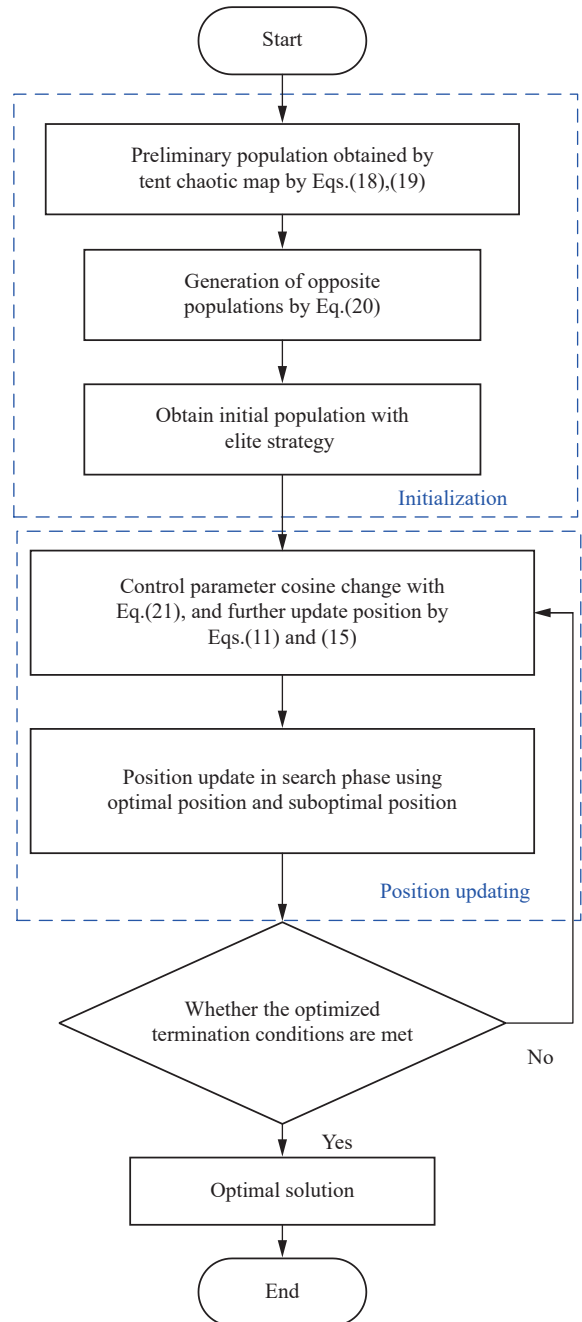


图 1 IWOA 流程图

Fig.1 IWOA flow chart

3 基于 IWOA 的总红外辐射最小的再入轨迹优化

文中从轨迹优化的角度，提出一种使得全程总红外辐射最小的轨迹优化算法，进而达到削弱气动热辐射效应对红外探测窗口性能的影响。高超声速飞行器再入轨迹优化问题目的是在找到一条满足各种飞行约束且使得目标函数最优的飞行轨迹，整个问题解

决范式是求解攻角剖面 and 倾侧角剖面。文中首先将其攻角剖面 and 倾侧角剖面求解转换成参数优化问题,进而采用 IWOA 进行优化求解。

3.1 攻角剖面设计

文中进行研究时将攻角剖面设计为速度相关的线性分段函数,具体形式如下:

$$\alpha = \begin{cases} \alpha_{\max}, & V_1 < V \leq V_0 \\ \frac{(\alpha_r - \alpha_{\max})}{(V_2 - V_1)} \cdot (V - V_1) + \alpha_{\max}, & V_2 < V \leq V_1 \\ \alpha_r, & V_f < V \leq V_2 \end{cases} \quad (25)$$

式中: V_0 为再入时刻的速度; α_{\max} 为攻角的最大值; α_r 为最大升阻比对应的攻角值; V_1 和 V_2 为算法优化设计攻角剖面相关的参数。再入飞行初期,高超声速滑翔飞行器高度较高,大气稀薄,受到气动力较小,为保证稳定飞行,需尽快进入滑翔飞行段,因此初始阶段,攻角要尽可能大,故选择攻角最大值作为初始值。高升阻比的特性给高超声速飞行器带来了较好的机动能力,故最终阶段选用最大升阻比对应的攻角值。

3.2 倾侧角剖面设计

高超声速滑翔飞行器再入飞行过程可分为初始再入段和准平衡滑翔段。准平衡滑翔段飞行以热流率、动压、过载等路径约束和准平衡滑翔条件为边界构成再入飞行走廊,文中研究沿用作者前期工作,采用阻力加速度-速度再入走廊,阻力加速度记为 a_D ,走廊边界具体形式如下:

$$\begin{cases} a_D \leq \min \left\{ \frac{\dot{Q}_{\max} S_r C_D \rho^{0.5}}{2K_Q m V^{1.15}}, \frac{q_{\max} S_r C_D}{m}, \frac{N_{\max} g_0 D^2}{\sqrt{(L^2 + D^2)}} \right\} \\ a_D \geq \frac{D}{L} \cdot \left(g - \frac{V^2}{r} \right) \end{cases} \quad (26)$$

为快速求解倾侧角剖面,文中受参考文献 [14] 启发,设计出一种倾侧角一次翻转剖面,具体形式如下:

$$\sigma = \begin{cases} \sigma_p, t \leq t_{QECC} \\ \sigma_p \cdot \frac{S}{S_{QECC}}, t > t_{QECC} \end{cases} \quad (27)$$

式中: σ_p 为初始再入段飞行时的倾侧角; S 为当前时刻航向角偏差; t_{QECC} 和 S_{QECC} 分别为由初始再入段到准平衡滑翔段转换点时刻和航向角偏差。

初始再入段过程大气稀薄,气动控制力作用有限,因此,此段飞行过程倾侧角大小可设为是一个常值 σ_0 ,直至到达准平衡滑翔段的转换点。则初始再入段飞行的倾侧角 σ_p 计算形式如下:

$$\sigma_p = \text{sign}(\sigma_0) \cdot \sigma_0 \quad (28)$$

式中: $\text{sign}(\sigma_0)$ 为再入初始时刻的倾侧角符号,可由下式确定:

$$\text{sign}(\sigma_0) = -\text{sign}(\zeta_0) \quad (29)$$

式中: ζ_0 为初始再入时刻,航向角与到目标点视线方向的偏差, $\zeta_0 = \psi_0 - \psi_{los}$, ψ_0 为再入时刻航向角, ψ_{los} 为目标点视线方位角,计算形式如下:

$$\tan \psi_{los} = \frac{\sin(\theta_f - \theta)}{\cos \varphi \tan \varphi_f - \sin \varphi \cos(\theta_f - \theta)} \quad (30)$$

式中: θ_f 和 φ_f 分别为目标点的经度、纬度。因此,初始再入段倾侧角取值结合攻角剖面 and 初始时刻状态量,不断积分计算集合得到初始再入段轨迹,直至进入阻力加速度-速度再入走廊,到达准平衡滑翔段飞行,即可得到此时转换点时刻 t_{QECC} 和航向角偏差 S_{QECC} 。初始再入段到准平衡滑翔段的转换点,转换条件为:

$$\left| \frac{dr}{dV} - \left(\frac{dr}{dV} \right)_{QECC} \right| < \delta_1 \quad (31)$$

式中: δ_1 为小量常值。由公式 (1) 和 (6) 可得:

$$\begin{cases} \frac{dr}{dV} = \frac{V \sin \gamma}{-D/m - g \sin \gamma} \\ \left(\frac{dr}{dV} \right)_{QECC} = \frac{C_L S_r \cos \sigma_0 \rho V + 2mV/r}{mV^2/r^2 + \rho V^2 C_L S_r \cos \sigma_c / 2h_s} \end{cases} \quad (32)$$

综上,在倾侧角剖面中设计了一个参数 σ_0 ,通过不断的积分迭代即可求得每一时刻的状态量和控制量。

3.3 终端约束处理

文中采用罚函数方法处理终端约束,根据终端约束允许误差进行罚函数的设置,则目标函数公式 (7) 可转换为:

$$\min \tilde{J}(\alpha, \sigma) = \int_0^{t_f} W_b dt + w_1 b_r + w_2 b_S + w_3 b_V \quad (33)$$

式中: w_1, w_2, w_3 为相关约束的惩罚因子; b_r, b_S 和 b_V 由公式 (4) 转化可得:

$$\begin{cases} b_r = \begin{cases} 0, & |r(t_f) - r_f| \leq \Delta r \\ \frac{|r(t_f) - r_f|}{1000}, & |r(t_f) - r_f| > \Delta r \end{cases} \\ b_S = \begin{cases} 0, & |S(t_f) - S_f| \leq \Delta S \\ \frac{|S(t_f) - S_f|}{1000}, & |S(t_f) - S_f| > \Delta S \end{cases} \\ b_V = \begin{cases} 0, & |V(t_f) - V_f| \leq \Delta V \\ \frac{|V(t_f) - V_f|}{1000}, & |V(t_f) - V_f| > \Delta V \end{cases} \end{cases} \quad (34)$$

由此可以看出,文中在考虑终端约束时设置了一

定的容许误差,即对终端约束进行一定的松弛,当终端误差小于可接受误差时,约束误差项记为零;当大于可接受误差时,则将其变成一个惩罚项加入目标函数。

综上,高超声速再入轨迹优化问题转化成一各参数优化问题,可以采用文中出的 IWOA 进行寻优求解。

4 仿真算例及结果分析

文中求解高超声速再入轨迹优化问题时,共计设计 V_1 、 V_2 、 σ_0 三个参数,采用 IWOA 对进行优化,得到满足任务目标的攻角剖面 and 倾侧角剖面。文中进行三个仿真算例验证文中提出算法的有效性:

(1) 使用 IWOA 进行再入轨迹优化任务,验证文

中算法解决再入轨迹优化问题有效性。(2) 使用 IWOA 进行再入轨迹优化任务,并与原始 SSA、PSO 和 WOA 进行对比。(3) 进行 300 次蒙特卡洛打靶仿真实验,验证文中算法的鲁棒性。

4.1 多场景再入轨迹优化仿真

文中以全程总红外辐射最小为目标函数进行再入轨迹优化仿真实验,采用 CAV-H 模型进行算法验证,飞行器气动系数模型采用考虑攻角及速度幂指数多项式形式^[21],飞行器参考质量 907.2 kg,参考横截面积为 0.484 m²,终端约束允许误差量分别为: $\Delta r = 1\ 000\text{ m}$, $\Delta S = 10\text{ km}$, $\Delta V = 100\text{ m/s}$ 。本节实验设置约束条件和设计的三个参数约束范围如表 1 所示。IWOA 种群数量设为 30,最大迭代次数为 20。

表 1 仿真场景参数

Tab.1 Simulation scene parameters

State	Initial condition	Terminal constraint	Other parameters	Value
r/km	60	25	$\dot{Q}_{\max}/\text{kW}/\text{m}^{-2}$	1 200
$\theta/(\text{°})$	120	160	q_{\max}/kPa	400
$\varphi/(\text{°})$	40	65	n_{\max}	6
$V/\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$	5000	1200	$V_1/\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$	[4 000, 4 800]
$\gamma/(\text{°})$	-1	-	$V_2/\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$	[1 800, 4 000]
$\psi/(\text{°})$	40	-	$ \sigma_0 /(\text{°})$	[0, 80]

图 2~图 9 分别展示了文中算法再入轨迹优化的结果。图 2~图 4 分别展示了高度、经纬度和速度的变化情况,可以看出文中算法能够制导飞行器精确到达目标点,高度、速度、航程误差分别为 1.13 m、

1.24 m/s 和 73.26 m。均满足允许终端高度误差。图 5 所示为所得轨迹能够顺利进入阻力加速度再入走廊,表明了考虑了飞行器结构性能的前提下,飞行轨迹能够满足路径约束,确保飞行安全。图 6~图 7 分别展示

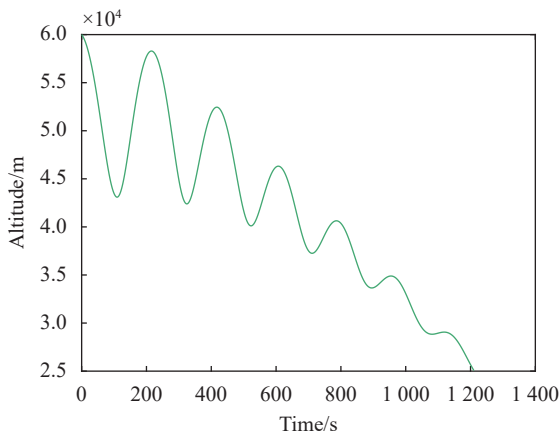


图 2 高度随时间变化

Fig.2 Time history of the height

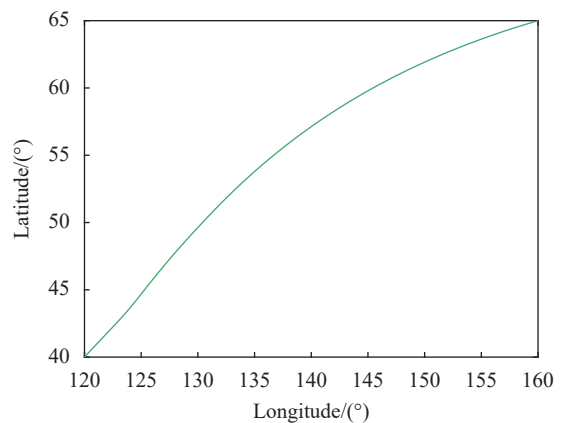


图 3 经度纬度变化

Fig.3 Histories of the longitude and latitude

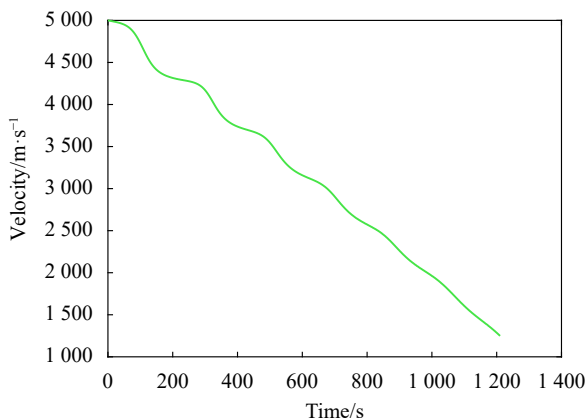


图 4 速度随时间变化

Fig.4 Time history of the velocity

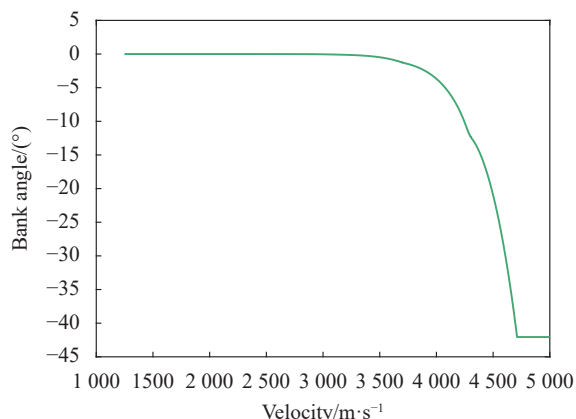


图 7 倾侧角随时间变化

Fig.7 Time histories of the bank angle

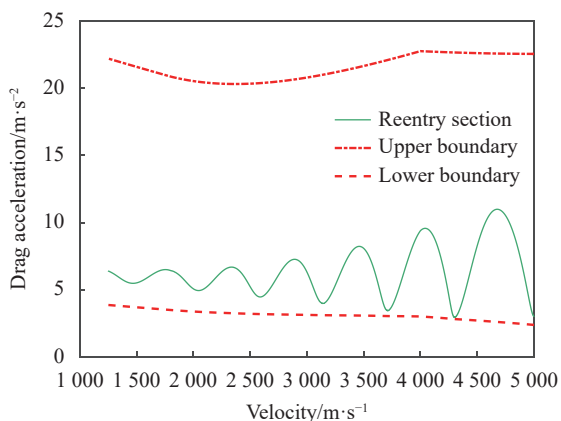


图 5 阻力加速度再入走廊

Fig.5 Resistance acceleration reentry corridor

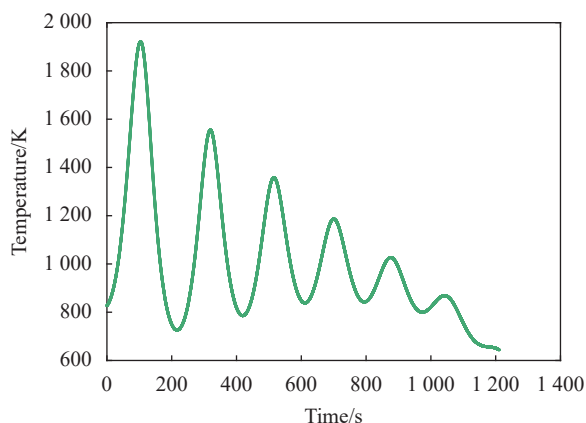


图 8 驻点温度随时间变化

Fig.8 Time histories of temperature on stagnation point

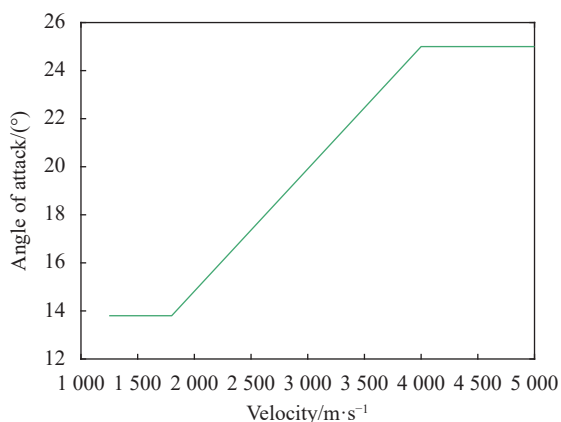


图 6 攻角随时间变化

Fig.6 Time histories of the AOA

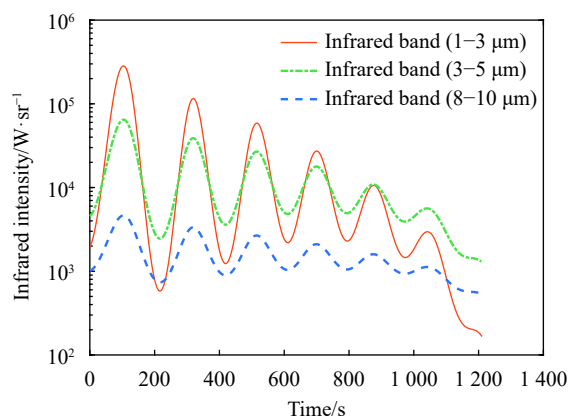


图 9 红外辐射强度随时间变化

Fig.9 Time histories of the infrared radiation

了实验场景下控制量的变化,攻角速度剖面的变化符合所设计的分段线性函数的变化;倾侧角翻转次数较少,且只有一次翻转到之后迅速趋于稳定值,证明文

中所设计的倾侧角一次翻转策略的有效性,对控制系统及执行机构具有参考意义。

图 8 所示为再入飞行过程中飞行器表面驻点温

度的变化,飞行过程中最大温度为 1921.39 K。图 9 所示为飞行过程中三种典型红外波段辐射曲线,分析可知,飞行器跳跃滑翔过程中,弹道波谷时,温度急剧升高,辐射强度迅速增强,即辐射强度与气动热产生的温度成正比,辐射强度波峰与弹道波谷重合。初始再入时,飞行速度大,短波的辐射强度远高于中长波,飞行后期时,短波的辐射强度迅速下降,中长波辐射更为剧烈。

表 2 所示为该算法得到的参数优化结果,切换速度和倾侧角取值均满足算法设置的上下限范围;以短波为例,再入飞行全过程的总红外辐射强度为 29560.64 kW/sr。

综上,文中提出的基于 IWOA 高超声速飞行器再入轨迹优化方法能够得到一条精确且安全的满足飞行任务的轨迹,经分析知,飞行过程中,红外辐射强度峰值与弹道波谷重合,辐射强度与气动热产生的温度

表 2 四种算法优化结果

Tab.2 Optimization results of four algorithms

Variable	$V_1/m \cdot s^{-1}$	$V_2/m \cdot s^{-1}$	$ \sigma_0 /(^\circ)$	$J(u)/kW \cdot sr^{-1}$
Value	4000.01	1800.21	41.48	29560.64

成正比,最大温度、最大辐射强度及总辐射强度对高超声速再入飞行器的工业设计具有参考意义。

4.2 多种优化算法对比实验

以 4.1 节中实验参数设置为例,分别进行基于 IWOA、WOA、SSA、PSO 轨迹优化仿真实验,采用再入走廊方法处理路程约束,罚函数方法处理三个终端约束,将四种算法得到结果进行对比。

表 3 所示为四种优化算法进行仿真得到的设计参数值和目标函数值。可以发现,四种算法得到设计参数值都能够满足上下限约束,文中算法得到的目标函数值为最优,说明了文中算法的全局寻优能力更强。

表 3 四种算法优化结果

Tab.3 Simulation results of four algorithms

Algorithms	$V_1/m \cdot s^{-1}$	$V_2/m \cdot s^{-1}$	$ \sigma_0 /(^\circ)$	$J(u)/kW \cdot sr^{-1}$
IWOA	4000.01	1800.21	41.48	29560.64
WOA	4063.99	1951.63	45.47	34563.88
SSA	4000.52	1800.89	43.54	31268.92
PSO	4135.48	1895.52	47.94	38287.97

图 10~图 12 分别展示了四种算法得到高度、经度和速度的变化,四种优化算法的高度、速度、航

程均能满足终端约束,但由图可知,IWOA 算法的到的高度、速度和经纬度更接近设定的目标值,说明文

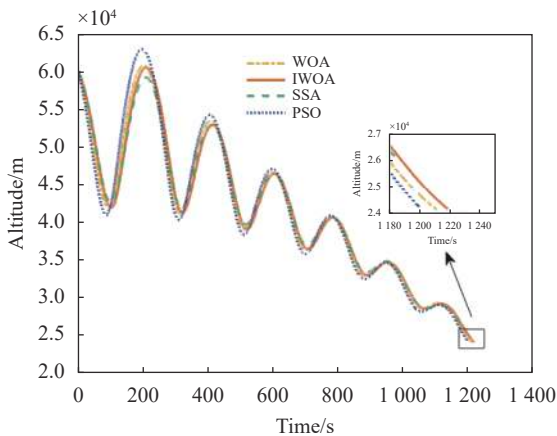


图 10 高度随时间变化

Fig.10 Time histories of the altitude

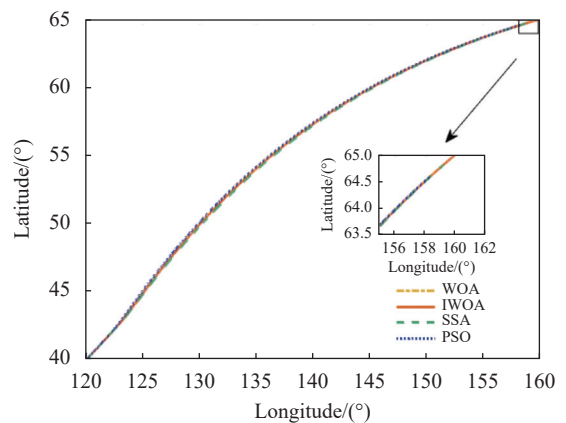


图 11 经度和纬度变化

Fig.11 Histories of the longitude and latitude

中算法得到的轨迹相较于对比算法更加精确。图 13 展现四种算法所得轨迹均能进入再入走廊,说明四种方法得到的轨迹均能够满足路径约束,保证了再入飞行过程的安全顺利。图 14~图 15 分别展现了攻角和

倾侧角随时间的变化,控制量变化趋势均符合文中提出的轨迹优化算法框架的设计要求。

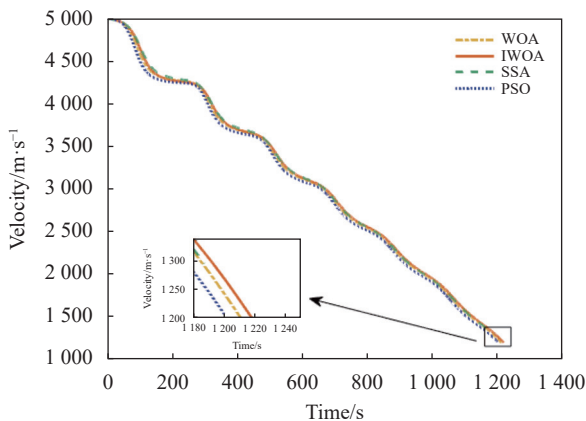


图 12 速度随时间变化

Fig.12 Time histories of the velocity

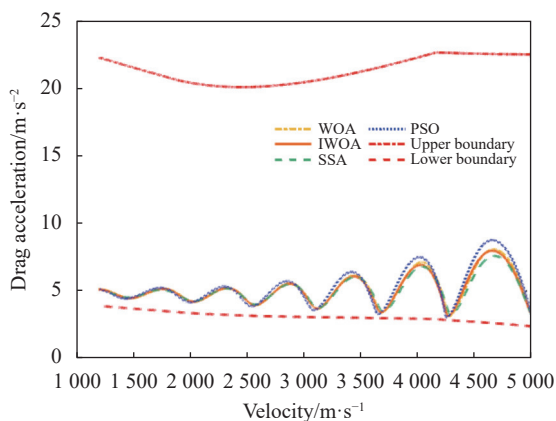


图 13 阻力加速度再入走廊

Fig.13 Resistance acceleration reentry corridor

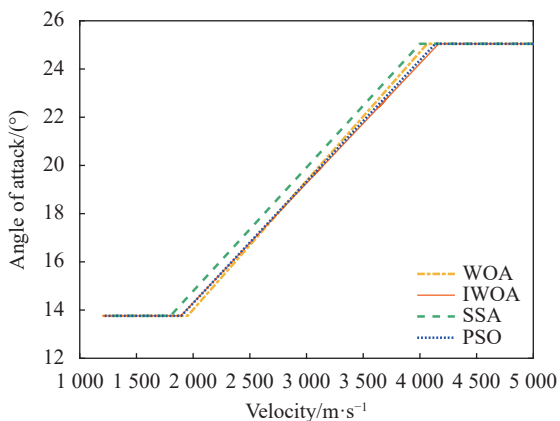


图 14 攻角随速度变化

Fig.14 Velocity histories of the AOA

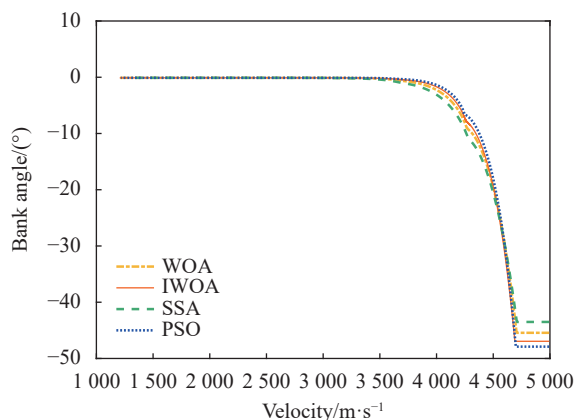


图 15 倾侧角随速度变化

Fig.15 Velocity histories of the bank angle

图 16 所示为四种算法得到的飞行器驻点温度变化情况,图 17 以短波为例,展现了四种算法得到再入飞行辐射曲线,可知 IWOA 得到的飞行轨迹温度峰值最小,对应的全程总辐射强度也最小,相较于 PSO、WOA、SSA 分别减小 23.4%、14.5% 和 5.5%,符合表 3 中再入飞行全过程 IWOA 算法轨迹总红外辐射最小的结果。表 4 所示为四种算法的终端误差、温度峰值和辐射强度峰值的比较,可以看出文中算法结果相较于对比算法终端误差更小,温度峰值和辐射峰值更低。

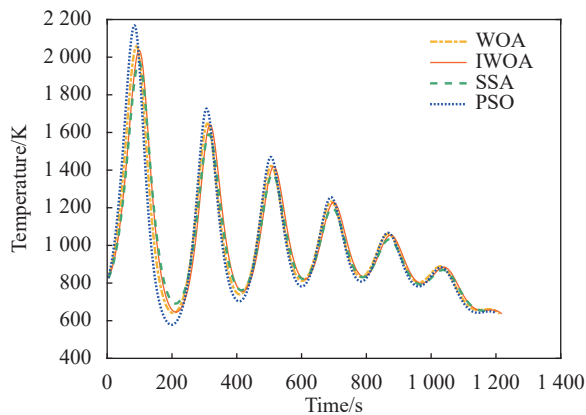


图 16 驻点温度随时间变化

Fig.16 Time histories of temperature on stagnation point

综上,图 10~图 17 展现了文中设计的轨迹优化算法框架,即参数化设计分段攻角剖面 and 倾侧角一次翻转剖面,对常见的群智能优化算法具有一定的适应性,且文中给出的 IWOA 具有更强的全局寻优能力,

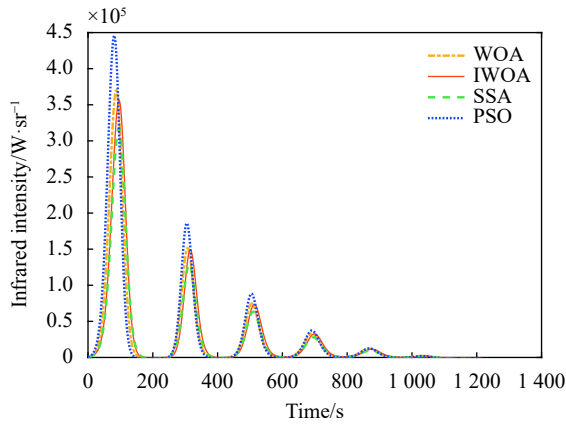


图 17 红外辐射强度随时间变化

Fig.17 Time histories of the infrared radiation intensity

表 4 优化结果比较

Tab.4 Comparison of optimization results

Terminal errors	IWOA	WOA	SSA	PSO
Altitude/km	0.077	0.84	1.12	0.74
Velocity/m·s ⁻¹	0.008 6	0.24	97.56	10.50
Longitude/(°)	0.30	0.72	0.86	1.70
Latitude/(°)	0.07	0.19	0.21	0.42
Peak temperature/K	1921.37	2061.98	1977.75	2173.41
Peak radiation/kW·sr ⁻¹	283.32	368.04	316.12	442.79

得到的再入轨迹更加精确。

4.3 蒙特卡洛仿真实验

考虑在初始条件存在扰动情况下进行再入轨迹优化实验仿真,验证文中提出轨迹优化算法的鲁棒性。参考文献 [22] 设置初始条件扰动数值如表 5 所示。实验约束设置同 4.1 节中实验设置,进行 300 次蒙特卡洛打靶实验。

图 18~图 23 所示为 300 次的蒙特卡洛仿真实验得到的结果,由图 18~图 19 可知,在初始六个状态量

表 5 蒙特卡洛仿真扰动因素设置

Tab.5 Disturbances in the Monte Carlo

Disturbance	3σ values
Altitude/m	200
Longitude/(°)	1
latitude/(°)	1
Velocity/m·s ⁻¹	100
Flight path angle/(°)	0.2
Head angle/(°)	0.2

存在一定扰动的情况下,300 次打靶实验得到的高度、速度能够满足终端约束误差精度,图 20 表明文中算法能够克服初始状态扰动带来的影响,准确到达目标点,结合表 6 中所示的终端速度、高度、经度、纬度误差分析,可表明文中算法能够克服初始条件扰动圆满完成打击任务。图 21 所示为倾侧角随速度变化情况,可知 300 次拉偏实验倾侧角变化能够保持一致,全部只进行了一次翻转,验证了文中提出的倾侧角一次翻转策略的有效性和稳定性。图 22 和图 23 分别展示了打靶实验得到的驻点温度和红外辐射的变化情况,结合表 6 所示的温度及辐射数据分析,300 次蒙特卡洛实验中,温度峰值最大为 2213.6 K,以短波为例的辐射峰值最大为 471.73 kW/sr,平均总辐射为 31592.07 kW/sr,这些数据可为高超声速再入飞行器

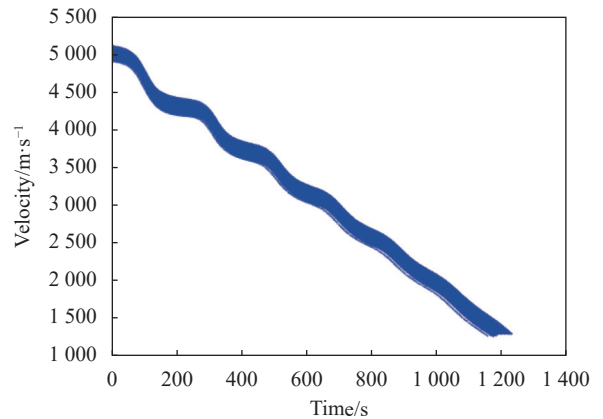


图 18 速度随时间变化

Fig.18 Time histories of the velocity

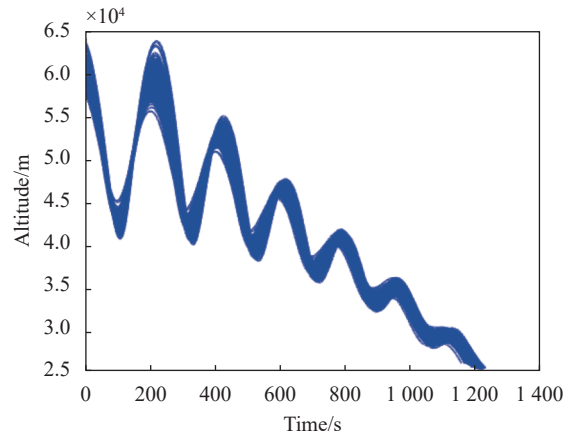


图 19 高度随时间变化

Fig.19 Time histories of the altitude

热防护设计、红外探测窗口结构设计甚至反高超声速飞行器探测系统的设计提供一定的参考价值。

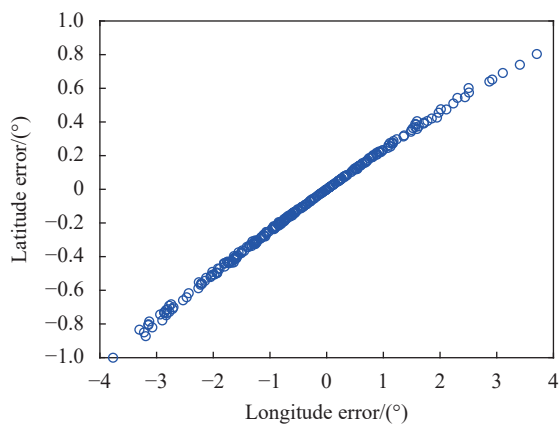


图 20 终端经度和纬度误差

Fig.20 Terminal errors of longitude and latitude

表 6 蒙特卡洛仿真结果

Tab.6 Simulation results of the Monte Carlo

Terminal error	Maximum value	Average value	Standard deviation
Altitude/km	0.99	0.71	0.21
Velocity/m·s ⁻¹	99.99	94.88	9.68
Longitude/(°)	3.71	1.12	0.42
Latitude/(°)	1.00	0.23	0.20
Peak temperature/K	2213.60	1962.54	178.02
Peak radiation/kW·sr ⁻¹	471.73	314.34	52.20
Total radiation/kW·sr ⁻¹	40278.91	31592.07	3516.83

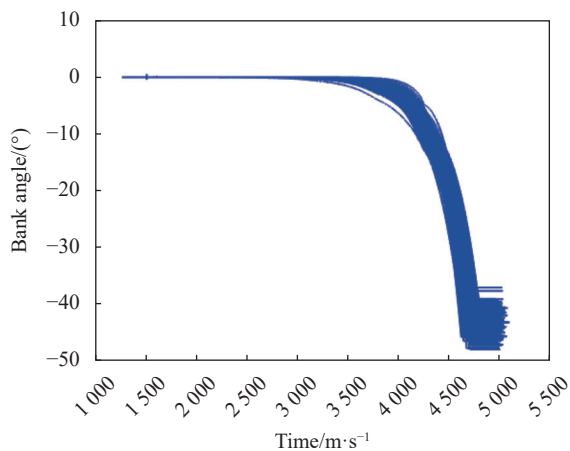


图 21 倾侧角随速度变化

Fig.21 Velocity histories of the bank angle

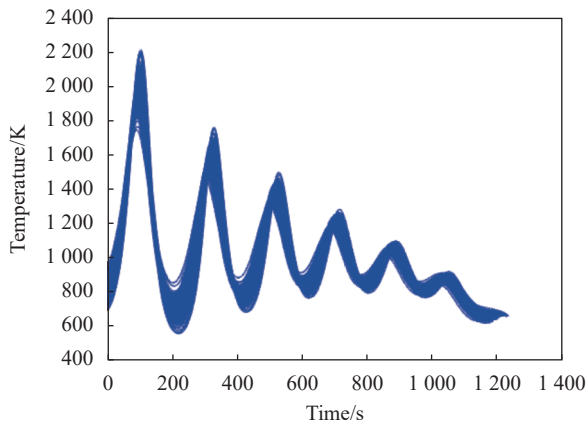


图 22 驻点温度随时间变化

Fig.22 Time histories of temperature on stagnation point

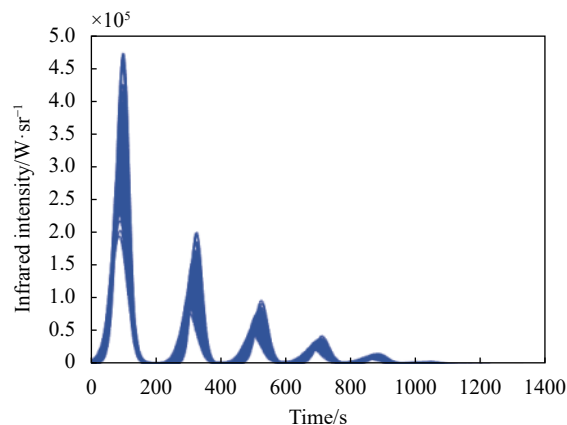


图 23 红外辐射强度随时间变化

Fig.23 Time histories of the infrared radiation intensity

综上,文中提出的基于 IWOA 的高超声速飞行器全程红总外辐射最小再入轨迹优化算法,在初始状态扰动条件下能够准确完成再入任务,且具有一定的鲁棒性。

5 结 论

文中从轨迹优化的角度,设计了一条全程总红外辐射最小的再入轨迹,以减轻高动态场景下高超声速再入飞行产生的气动热效应对红外探测窗口性能带来的影响。将再入轨迹优化问题转化为攻角剖面 and 倾侧角剖面参数化设计问题,采用改进鲸鱼智能优化算法对控制量剖面进行优化,仿真实验表明,文中所提方法在不同实验场景下能够得到精确且安全的轨迹,相比于 SSA、WOA 和 PSO 算法,全程总红外辐射最多降低 23.5%。轨迹优化过程中采用了一种倾侧角

一次翻转的思路,优化得到的倾侧角剖面的翻转次数只有一次,对高超声速滑翔飞行器的工业设计具有一定的参考价值。初始条件扰动的蒙特卡洛仿真实验结果表明,文中提出的基于IWOA的全程总红外辐射最小的高超声速滑翔飞行器再入轨迹优化算法具有较好的鲁棒性。

参考文献:

- [1] Tian B L, Li Z Y, Wu S Y, et al. Reentry trajectory optimization, guidance and control methods for reusable launch vehicles review [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2020, 41(11): 624972. (in Chinese)
- [2] Zhang Y L, Xie Y. Review of trajectory planning and guidance methods for gliding vehicles [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2020, 41(1): 45. (in Chinese)
- [3] Wang Y H, Wang Q, Gao L, et al. Aero-thermo-radiation of a hypersonic vehicle [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2013, 42(6): 1399-1403. (in Chinese)
- [4] Li Y H, Hu H Y, Wang Q. Radiative transmission property of infrared window in hypersonic vehicle [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2020, 49(4): 0404002. (in Chinese)
- [5] Wang Y H, Wang Q, Zhang B C, et al. Experiment of the thermo-radiation characteristic of infrared window of hypersonic vehicles [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2015, 44(6): 1716-1720. (in Chinese)
- [6] Zhang K, Chen Z G, Zhao Y Y. Dome protecting technologies for overseas high-velocity guided missiles [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2013, 42(1): 154-158. (in Chinese)
- [7] Tan H P, Xia X L, Liu L H. Numerical Calculation on Infrared Radiative Properties and Transfer Calculating Thermal Radiation [M]. Harbin: Harbin Institute of Technology Press, 2006. (in Chinese)
- [8] Li J, Jiang Z Y. Online trajectory planning algorithm for hypersonic glide re-entry problem [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2020, 46(3): 579. (in Chinese)
- [9] Zong Q, Li Z Y, Ye L Q, et al. Variable trust region sequential convex programming for RLV online reentry trajectory reconstruction [J]. *Journal of Harbin Institute of Technology*, 2020, 52(3): 147. (in Chinese)
- [10] Gao Y, Cai G B, Zhang S X, et al. Reentry maneuver guidance for hypersonic glide vehicles under multiple no-fly zones [J]. *Journal of Ordnance Equipment Engineering*, 2019, 40(8): 32. (in Chinese)
- [11] Gong Z F, Liu G, Song R, et al. Reentry tracking control of hypersonic vehicle with fly zone constraints [J]. *Journal of National University of Defense Technology*, 2020, 42(1): 66. (in Chinese)
- [12] Li X Q, Ma R, Zhang S, et al. Improved design of ant colony algorithm and its application in path planning [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2020, 41(S2): 724381. (in Chinese)
- [13] Xu H, Cai G B, Zhang S X, et al. Hypersonic reentry optimization by using improved sparrow search algorithm and control parametrization method [J]. *Advance in Space Research*, 2022, 69(6): 2512-2514.
- [14] Zhou H Y, Wang X G, Bai B, et al. Reentry guidance with constrained impact for hypersonic weapon by novel particle swarm optimization [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2018, 78(6): 205.
- [15] Li Z H, Hu C, Ding C, et al. Stochastic gradient particle swarm optimization based entry trajectory rapid planning for hypersonic glide vehicles [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2018, 76(5): 176.
- [16] Cheng Z, Zhang L Q, Li X L, et al. Chaotic hybrid particle swarm optimization algorithm based on Tent map [J]. *Systems Engineering and Electronics*, 2007, 29(1): 103-106. (in Chinese)
- [17] Wu K, Tan X C. Path planning of UAV based on improved whale optimization algorithm [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2020, 41(S2): 724286. (in Chinese)
- [18] Huang Q B, Li J X, Song C N, et al. Whale optimization algorithm based on cosine control factor and polynomial mutation [J]. *Control and Decision*, 2020, 35(3): 559-568. (in Chinese)
- [19] Gao Y, Cai G B, Xu H, et al. Reentry maneuver guidance of hypersonic glide vehicle under virtual multi-tentacle detection [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2021, 41(11): 623703. (in Chinese)
- [20] Liu T Y, Liu H, Zou J. Modified calculation of dynamic infrared radiation for hypersonic reentry target [J]. *Laser and Infrared*, 2021, 51(3): 328-332. (in Chinese)
- [21] Xu H, Cai G B, Zhang S X. Modified aerodynamic coefficient fitting models of hypersonic gliding vehicle in reentry phase [J]. *Journal of Astronautics*, 2021, 42(9): 1139. (in Chinese)
- [22] Zhou H Y, Wang X G, Zhao Y L, et al. Online guidance for aerospace vehicle in return-gliding phase [J]. *Journal of Astronautics*, 2021, 42(2): 175. (in Chinese)