

<http://bhxb.buaa.edu.cn> jbuaa@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0965

高超声速飞行器再入滑翔段在线制导

魏昊¹, 蔡光斌^{1,*}, 凡永华², 徐慧¹, 王晶³, 周卓成¹

(1. 火箭军工程大学 导弹工程学院, 西安 710025; 2. 西北工业大学 航天学院, 西安 710072;

3. 陆军步兵学院石家庄校区, 石家庄 050000)

摘 要: 针对高超声速飞行器再入滑翔段制导问题, 提出一种基于粒子群优化-鲸鱼算法的在线制导策略。考虑其约束模型与交班条件, 建立了过程约束与终端约束模型。为缩短轨迹生成时间, 减少算法计算量, 设计了一种能自动满足终端高度、路径角、航程约束的高度-剩余航程飞行剖面。基于阻力系数为常值的前提下, 推导了满足航程约束的速度数值解。利用上述模型, 设计了一种三参数寻优模型, 实现对终端条件的控制。为优化过程约束, 提出结合鲸鱼算法和粒子群优化算法的改进鲸鱼算法, 克服了粒子群算法易早熟收敛的缺点, 提高了求解效率, 满足了飞行过程中热流率最小的目标。而后通过将航迹分段的方法, 提出一种基于中间点的在线制导方法, 对纵向剖面进行在线更新, 从而满足终端约束。仿真结果表明, 所提方法能高效率的求解最优飞行轨迹。

关键词: 高超声速飞行器; 再入滑翔段; 在线制导; 改进的鲸鱼算法; 轨迹优化

中图分类号: V448.235

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2025)01-0183-10

现代防空反导系统在不断健全, 已经具备全天候、多维度、平台化、体系化的特点。防御手段也从动能直接碰撞式杀伤发展为激光、高功率微波等杀伤。因此, 传统的弹道导弹已经无法对具有强大防御能力的目标实施有效打击。高超声速滑翔飞行器(hypersonic glide vehicles, HGV)具有飞行速度快、突防能力强、飞行航程远等一系列特点, 成为各军事大国的重点研究方向。美国通过开展 X-51A 等验证项目, 在超燃冲压发动机等关键领域取得了重大进展。俄罗斯的“匕首”、“先锋”、“锆石”等高超声速导弹的研制成功, 也使其技术取得重大突破^[1-3]。

再入滑翔段是实现高超声速飞行器精确抵达目标的关键阶段。再入滑翔段可分为3段, 分别为初始下降段、滑翔段及末端能量管理端(terminal area energy management phase, TAEM)段。而要使 HGV 精确抵达目标, 必须要求 HGV 在滑翔段向末

端能量管理段准确交班, 满足 TAEM 段的各项状态约束^[4]。为满足交班约束, 需要优化飞行器再入轨迹。国内外学者对此理论已开展了大量研究。Elnagar^[5]和呼卫军^[6]等利用伪谱法将 HGV 再入段轨迹优化问题转化为最优控制的问题进行求解; 王涛等^[7]用预测校正制导法加模糊控制的方法, 实现了低负载的制导计算; 刘欣等^[8]将高度与速度相关联, 设计了基于高度-速度剖面的再入轨迹; 伍元培等^[9]研究了高超声速飞行器避障问题, 提出一种基于深度神经网络的实时轨迹优化方法; 冯林爽等^[10]利用基于粒子群优化(particle swarm optimization, PSO)算法和序列二次规划的混合优化算法, 在快速轨迹优化的同时提高最优轨迹的质量。

飞行器要安全进入 TAEM 段交接窗口, 就必须能够应对各种突发态势, 这就要求算法能实时生成滑翔段最优轨迹, 使该轨迹能满足过程约束来保证飞行器的安全、满足终端约束保证顺利转换到

收稿日期: 2022-12-03; 录用日期: 2023-04-04; 网络出版时间: 2023-05-06 10:44

网络出版地址: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230505.1052.002

基金项目: 国家自然科学基金(61773387)

*通信作者. E-mail: cgb0712@163.com

引用格式: 魏昊, 蔡光斌, 凡永华, 等. 高超声速飞行器再入滑翔段在线制导[J]. 北京航空航天大学学报, 2025, 51(1): 183-192.

WEI H, CAI G B, FAN Y H, et al. Online guidance for hypersonic vehicles in glide-reentry segment[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2025, 51(1): 183-192 (in Chinese).

TAME段。这对算法的搜索效率、快速收敛性都提出很高的要求。在现代群体智能优化算法中,将动物种群的行为映射为粒子的动作,较传统算法有简单易实现、高效率的特点^[11],如PSO算法、鲸鱼优化算法^[12-13](whale optimization algorithm, WOA)等,已经在轨迹优化、图像处理^[14]、特征选择^[15]等问题展现了其优越性。周宏宇等^[16]对粒子群进化进行了3次修改,提高了算法的搜索能力,在再入轨迹生成的问题上实现了与伪谱法相当的优化效果;李振华等^[17]提出一种新的随机梯度PSO算法,将梯度搜索的高效性和粒子群搜索的随机相结合,实现高超声速飞行器再入轨迹的快速优化,并且在优化速度、稳定性等方面均优于经典方法;徐慧等^[18]设计了一种基于WOA的高超声速飞行器轨迹优化算法,实现了全程红外辐射最小的再入轨迹优化任务。

本文为解决上述滑翔段终端高度、航程、路径角航向角约束,设计了一种高度与剩余航程为多项式函数关系的纵向飞行剖面。为满足终端速度约束,本文推导出了速度与剩余航程的函数解析表达式,为修正航向偏差,本文通过控制倾侧角的变化实现横向轨迹优化。设计的倾侧角控制算法可以追踪航向角偏差,在满足过程约束的同时,简化控制器设计。而后,利用本文提出的纵向剖面,能够用3个参数控制轨迹形状,将本问题转化为参数寻优问题。最后,提出一种基于WOA与PSO算法的PSO-WOA,能够克服PSO算法与WOA的缺点,尤其是PSO算法易早熟收敛、陷入局部最优的缺点,提高了搜索效率,缩短轨迹优化时间。

1 高超声速飞行器再入段模型建立

1.1 飞行器动力学模型

将飞行器简化为质点,视地球为标准圆球并忽略地球自转,建立高超声速飞行器再入段动力学模型^[19-21]:

$$\begin{cases} \frac{dV}{dt} = -D - g \sin \gamma \\ \frac{dy}{dt} = \frac{1}{V} \left[L \cos \sigma + \left(\frac{V^2}{r} - g \right) \cos \gamma \right] \\ \frac{d\psi}{dt} = \frac{1}{V} \left(\frac{L \sin \sigma}{\cos \gamma} + \frac{V^2}{r} \cos \gamma \sin \psi \tan \phi \right) \\ \frac{dr}{dt} = V \sin \gamma \\ \frac{d\theta}{dt} = \frac{V \cos \gamma \sin \psi}{r \cos \phi} \\ \frac{d\phi}{dt} = \frac{V \cos \gamma \cos \psi}{r} \end{cases} \quad (1)$$

式中: V 为速度; γ 为路径角; ψ 为航向角; σ 为倾侧

角; r 为地心距; θ 为经度; ϕ 为纬度; D 为阻力加速度; L 为升力加速度; g 为重力加速度。

D 和 L 计算式如下:

$$\begin{cases} L = \frac{\rho V^2 S C_L(\alpha, Ma)}{2m} \\ D = \frac{\rho V^2 S C_D(\alpha, Ma)}{2m} \end{cases} \quad (2)$$

式中: C_L 为升力系数; C_D 为阻力系数; S 为飞行器特征面积; α 为迎角; Ma 为马赫数; ρ 为大气密度,采用指数模型^[22]进行计算,即 $\rho = \rho_0 e^{-\beta h}$, ρ_0 为海平面大气密度, $\beta = 1/h_s$, h_s 为标高。

气动系数模型采用与迎角和马赫数相关的双变量二次模型^[23]:

$$\begin{cases} C_L = a_0 + a_1 Ma + a_2 Ma^2 + a_3 \alpha + a_4 \alpha^2 \\ C_D = b_0 + b_1 Ma + b_2 Ma^2 + b_3 \alpha + b_4 \alpha^2 \end{cases} \quad (3)$$

$$\begin{cases} [a_0, a_1, a_2, a_3, a_4]^T = [0.111\ 39, -0.019\ 871, \\ 0.000\ 416\ 1, 2.299\ 1, 1.229\ 2]^T \\ [b_0, b_1, b_2, b_3, b_4]^T = [0.236\ 42, -0.0242\ 1, \\ 0.000\ 708\ 9, -0.174\ 81, 2.725\ 1]^T \end{cases} \quad (4)$$

1.2 约束条件

为使飞行器安全到达目标,避免任务失败,在飞行过程中加入热流率、动压、过载3种过程约束:

$$\begin{cases} \dot{Q} = k_Q \sqrt{\rho} V^{3.15} \leq \dot{Q}_{\max} \\ q = \frac{1}{2} \rho V^2 \leq q_{\max} \\ n_L = \sqrt{L^2 + D^2} \leq n_{L\max} \end{cases} \quad (5)$$

式中: k_Q 为热流系数; \dot{Q}_{\max} 为最大热流率; q_{\max} 为最大动压; n_{\max} 为最大法向过载。

为顺利向末端能量管理段交班,将终端约束设置为

$$\begin{cases} V_f = V_e \\ \gamma_f = \gamma_e \\ h_f = h_e \\ R_{Lf} = R_{Le} \end{cases} \quad (6)$$

式中:下标 f 表示飞行器的实际终端状态;下标 e 表示期望状态。

2 飞行器弹道设计

2.1 纵向剖面设计

将飞行高度与剩余航程设计为高阶多项式函数关系:

$$h = b \ln f(R_L) = b \ln \sum_{i=1}^n (a_i R_L^{i-1}) \quad (7)$$

式中: a_i 为相关系数; b 为常数,本文取 $b = -1/\beta$; R_L 为剩余航程,其定义为当前位置到目标点的地面投影距离。

由式 (7) 仅对 $f(R_L)$ 求导可得

$$f'(R_L) = \sum_{i=2}^n (i-1)a_i R_L^{i-2} \quad (8)$$

$$f''(R_L) = \sum_{i=3}^n (i-2)(i-1)a_i R_L^{i-3} \quad (9)$$

由于 R_L 定义为当前位置到目标点的地面投影距离, 故有

$$\frac{dR_L}{dt} = -V \cos \gamma \cos \eta \quad (10)$$

式中: η 为航向角偏差; ψ_e 为当前点指向目标点的期望航向角。 ψ_e 和 η 表达式分别为

$$\begin{cases} \psi_e = \arccos\left(\frac{\sin \phi_e - \sin \phi \cos \nu}{\cos \phi \sin \nu}\right) \\ \nu = \arccos(\sin \phi_e \sin \phi + \cos \phi \cos \phi_e \cos(\theta_e - \theta)) \end{cases} \quad (11)$$

$$\eta = \psi_e - \psi \quad (12)$$

根据式 (1) 和式 (10) 可得

$$\frac{dh}{dR_L} = \frac{dr}{dR_L} = -\frac{\tan \gamma}{\cos \eta} \quad (13)$$

$$\frac{d^2 h}{dR_L^2} = \frac{\dot{\psi}_{R_L} \sin \gamma \sin \eta}{\cos \gamma \cos^2 \eta} - \frac{\dot{\gamma}_{R_L}}{\cos \zeta \cos^2 \gamma} \quad (14)$$

令 $k = d^2 h / dR_L^2$, 由式 (1) 可求得 $\dot{\psi}_{R_L}$ 、 $\dot{\gamma}_{R_L}$, 将其代入式 (14) 中, 可得

$$L = f(k, V, \sigma, \gamma, \eta, h, \psi, \phi) \quad (15)$$

由式 (15) 可知, 升力可以由 k 和飞行器当前状态量得出, 再由式 (2) 中升力加速度计算式, 即可用升力解析求得升力系数, 进而求得迎角。

因此, 为确定纵向飞行剖面, 需求出 k , 即式 (9) 中的 R_L 和相关系数 a_i 。 R_L 表达式为

$$R_L = vR_e \quad (16)$$

式中: R_e 为地球半径; v 的值由式 (11) 得出。

本文取 $n = 6$, 则需要利用 6 个方程来求解 a_i 。由式 (7)、式 (8) 和式 (13), 代入初始条件与终端条件可得

$$\begin{cases} h_0/b = \ln f(R_{L0}) \\ \frac{\tan \gamma_0}{b \cos \eta_0} = \frac{f'(R_{L0})}{f(R_{L0})} \end{cases} \quad (17)$$

$$\begin{cases} h_e/b = \ln f(R_{Le}) \\ \frac{\tan \gamma_e}{b \cos \eta_e} = \frac{f'(R_{Le})}{f(R_{Le})} \end{cases} \quad (18)$$

结合式 (17) 和式 (18), 可以构建 4 个方程, 因此, 还需构建 2 个方程来求解 a_i 。由式 (7), 将总剩余航程等分为 3 部分, 其对应的高度为待定值, 即

$$R_{Li} = R_{L0} - (R_{L0} - R_{Le})i/3 \quad i = 1, 2 \quad (19)$$

$$\begin{cases} h_1 = b \ln f(R_{L1}) \\ h_2 = b \ln f(R_{L2}) \end{cases} \quad (20)$$

$$\text{令 } c_0 = \frac{\tan \gamma_0}{b \cos \eta_0}, c_e = \frac{\tan \gamma_e}{b \cos \eta_e}, \text{ 整理式 (8)~式 (18)}$$

可得

$$C = \begin{bmatrix} R_{L0}^6 & R_{L0}^5 & \cdots & 1 \\ R_{L1}^6 & R_{L1}^5 & \cdots & 1 \\ R_{L2}^6 & R_{L2}^5 & \cdots & 1 \\ R_{Le}^6 & R_{Le}^5 & \cdots & 1 \\ c_0 R_E^6 + 6R_{L0}^5 & c_0 R_{L0}^5 + 5R_{L0}^4 & \cdots & c_0 \\ c_e R_{Le}^6 + 6R_{Le}^5 & c_e R_{Le}^5 + 5R_{Le}^4 & \cdots & c_e \end{bmatrix} \quad (21)$$

$$B = [e^{h_0/b}, e^{h_1/b}, e^{h_2/b}, e^{h_e/b}, 0, 0]^T \quad (22)$$

令 $X = [a_6, a_5, a_4, a_3, a_2, a_1]^T$, 可得

$$X = C^{-1}B \quad (23)$$

对于每组 $[h_1, h_2]$, 都对应着一种纵向飞行剖面。因此, 本文方法将轨迹优化问题转化为参数寻优问题。

2.2 横向剖面设计

为保证顺利到达目标点, 满足剩余航程约束, 同时修正航向角偏差, 本文设计了追踪航向角偏差 η 的倾侧角控制算法:

$$\sigma^i = \begin{cases} (1 - e^{-kt})(\sigma_{\max} \eta / \eta_{\max}) & |\sigma^{i-1}| \leq \sigma_{\max} \\ \sigma_{\max} & \sigma^{i-1} > \sigma_{\max} \\ -\sigma_{\max} & \sigma^{i-1} < -\sigma_{\max} \end{cases} \quad (24)$$

式中: σ^i 为当前时刻倾侧角; σ^{i-1} 为上一时刻倾侧角; $s = |\dot{\sigma}_{\text{set}} / \sigma_{\max}|$ 为常数。其中, 倾侧角变化率设定值 $\dot{\sigma}_{\text{set}} > 0$, 倾侧角最大值 $\sigma_{\max} > 0$ 。

由式 (24) 可得

$$|\dot{\sigma}_i| \leq s \frac{|\eta| \sigma_{\max}}{\eta_{\max}} \leq \dot{\sigma}_{\text{set}} \quad (25)$$

由此, 本文方法通过控制 $\dot{\sigma}_{\text{set}}$ 来控制倾侧角变化率, 进而满足过程约束与终端航程约束, 避免在倾侧角变化率较大时, 使动压、热流、过载超出安全范围; 在倾侧角变化率过小时, 使飞行器转弯过慢而错过目标点。只要找到合适的 $\dot{\sigma}_{\text{set}}$, 就可以保证飞行器既能快速的转弯到期望方向, 满足剩余航程约束及过程约束。另外, 倾侧角可导也使控制系统的设计更为简便。

2.3 优化参数设计

根据 2.1 节和 2.2 节设计的纵向剖面与横向剖面, 本文的设计变量为

$$O = [h_1, h_2, \dot{\sigma}_{\text{set}}]^T \quad (26)$$

将性能指标选取为

$$f_{\text{obj}} = \frac{\min(\dot{Q})}{\dot{Q}_{\max}} \quad (27)$$

此性能指标意义为, 在设计变量所确定的轨迹中, 使热流率的最大值尽量小。该指标既能使热流率达到最小的目标, 也可使动压、过载、热流率的变化更加平缓, 有利于满足过程约束。

3 改进的鲸鱼优化算法

3.1 鲸鱼优化算法

WOA 将每个粒子视作鲸鱼^[24],粒子的移动规律对应着鲸鱼的狩猎策略,分别为:包围猎物,螺旋更新位置,搜索猎物。

1) 包围猎物。发现当前最优解,各粒子向当前最优解对应的粒子前进:

$$D = |CX^*(t) - X(t)| \quad (28)$$

$$X(t+1) = X^*(t) - AD \quad (29)$$

式中: t 为迭代次数; $X^*(t)$ 为当前最优解; $X(t)$ 为当前粒子位置; D 为步长; A 和 C 计算如下:

$$\begin{cases} A = 2ar - a \\ C = 2r \end{cases} \quad (30)$$

其中: a 为收敛因子; r 为 $[0,1]$ 中的随机变量。 a 表达式为

$$a = 2 - \frac{2t}{t_{\text{MaxIter}}} \quad (31)$$

其中: t 为当前迭代次数; t_{MaxIter} 为最大迭代次数。随着迭代次数的增加, a 逐渐收敛到 0, 增强其局部挖掘能力。

2) 螺旋更新位置。在 $|A| \leq 1$ 时, 鲸鱼找到猎物, 部分会接近包围猎物, 部分会绕猎物螺旋运动, 将其轨迹抽象为粒子的位置更新, 其数学模型为

$$X(t+1) = \begin{cases} X^*(t) - AD & p < 0.5 \\ e^{bl} D \cos(2\pi l) + X^*(t) & p \geq 0.5 \end{cases} \quad (32)$$

式中: b 为常数; p 为 $[0,1]$ 之间的随机数; l 为 $[-1,1]$ 之间的随机数。

3) 搜索猎物。在 $|A| > 1$ 时, 粒子将进行全局搜索, 其模型如下:

$$X(t+1) = X_{\text{rand}} - A|CX_{\text{rand}} - X(t)| \quad (33)$$

式中: X_{rand} 为随机粒子位置变量, 粒子在全局进行随机搜索。

综上, WOA 先生成一组随机粒子, 将其最优解对应的粒子设为目前最优解, 而后根据 $|A|$ 的大小来判断进行全局搜索或局部开发。

3.2 基于粒子群算法的改进鲸鱼优化算法

由 WOA 可知, 粒子进行全局搜索还是局部开发取决于 $|A|$ 值, 而 $|A|$ 值又由参数 a 决定, 故首先对式 (31) 进行改进:

$$a = 2 \cos\left(\frac{\pi}{2} \cdot \frac{t}{t_{\text{MaxIter}}}\right) \quad (34)$$

利用余弦函数来控制 a 的变化, 在前期 a 的变化率小, 有利于避免算法早熟, 增强全局搜索能力, 后

期 a 的变化率大, 增强局部开发能力。

WOA 有粒子随机性强、收敛速度快、算法鲁棒性强等优点, 但是仍有缺陷, 如对全局搜索不够, 对初始种群的依赖性高, 最优解精度低等。而 PSO 算法具有全局搜索能力强, 收敛精度高的特点。因此, 本文将 PSO 算法与改进 WOA 融合, 结合两者的优点, 同时提高全局搜索和局部开发能力。

1) PSO 算法。对于每个粒子, 赋予其位置和速度, 每个位置代表一个可能解, 速度则决定下次粒子移动到的位置, 设其种群数量为 N , 维度为 D , 粒子 i 的当前维度 $d \in [1, D]$, PSO 算法如下:

$$v_i^d(t+1) = \omega(t)v_i^d(t) + c_1r_1(p_i^d(t) - x_i^d(t)) + c_2r_2(g^d(t) - x_i^d(t)) \quad (35)$$

$$x_i^d(t+1) = x_i^d(t) + v_i^d(t+1) \quad (36)$$

式中: $i = [1, 2, \dots, N]$, $d = [1, 2, \dots, D]$; $\omega(t)$ 为惯性权重; 速率因子 $c_1 = c_2 = 2$; r_1 、 r_2 分别为 $[0,1]$ 内的随机数。粒子 i 当前最佳位置为 $p_i^d(t)$, 种群目前全局最优位置为 $g^d(t)$ 。 $p_i^d(t)$ 和 $g^d(t)$ 分别通过式 (37) 和式 (38) 得到:

$$p_i^d(t+1) = \begin{cases} p_i^d(t) & O_{\text{bj}}(x_i^d(t+1)) \geq O_{\text{bj}}(p_i^d(t)) \\ x_i^d(t+1) & O_{\text{bj}}(x_i^d(t+1)) < O_{\text{bj}}(p_i^d(t)) \end{cases} \quad (37)$$

$$g^d(t) = \min \{O_{\text{bj}}(p_1(t)), O_{\text{bj}}(p_2(t)), \dots, O_{\text{bj}}(p_N(t))\} \quad (38)$$

其中: O_{bj} 为计算粒子适应度的函数。

在本文中, 惯性权重 ω 设计为

$$\omega = (1 + 1.5e^{-2.6s})^{-1} \quad (39)$$

式中:

$$s = 1 - t/t_{\text{MaxIter}} \quad (40)$$

ω 的初值为 0.9, 终值为 0.4, 通过惯性权重的动态改变, 实现全局搜索和局部挖掘相协调, 提高搜索能力。

2) PSO-WOA。修改 WOA 的结构, 在粒子位置更新时, 引入 PSO 算法, 使粒子有相同的概率选择利用 PSO 算法或 WOA 来进行位置更新, 提高搜索效率, 其具体流程为: 首先, 生成随机种群, 计算 2 种算法的各项参数; 其次, 计算每个粒子的适应度, 得出目前最优解, 其他粒子根据目前最优解的位置, 通过概率 p 来选择根据 WOA 还是 PSO 来更新位置; 再次, 计算更新后各个粒子的适应度, 更新本次迭代的最优解; 最后, 判断目前迭代次数是否达到最大值, 如果是, 则跳出循环, 输出最优解, 否则继续上述过程。其具体流程如图 1 所示。

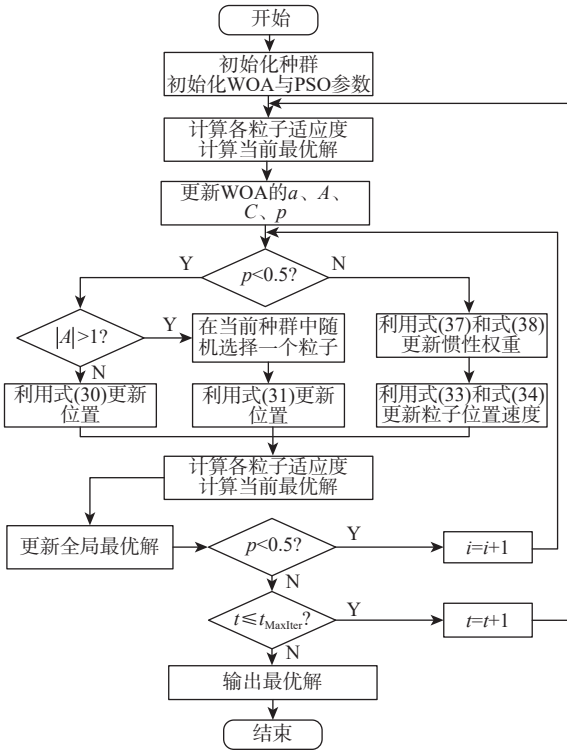


图 1 改进 WOA 流程

Fig. 1 Flow of improved WOA

4 飞行器在线制导方法

第 2 节所设计的飞行剖面,能自动满足高度、路径角、剩余航程的末端约束,但是对末速度没有相关设计。因此,本节推导了速度关于剩余航程的解析解,得到满足终端速度的剩余航程,而后提出一种基于中间点的在线制导方法,实现对剩余航程的控制,进而控制终端速度。

4.1 解析推导剩余航程与速度的关系

在滑翔段有 $D \gg g \sin \gamma$, 由式 (1) 和式 (2) 可得

$$\frac{dV}{dh} = \frac{dV}{dr} = \frac{-D - g \sin \gamma}{V \sin \gamma} = -V \frac{S \rho_0 e^{-\beta h} C_D}{2m\gamma} \quad (41)$$

$$\frac{dV}{V} = -\frac{C_D S \rho_0}{2m} \cdot \frac{e^{-\beta h} dh}{\gamma} \quad (42)$$

在准平衡滑翔段中, 设定 γ 和 η 很小, C_D 为常值, 由式 (1) 和式 (11) 可得

$$\frac{dr}{dR_L} = \frac{dh}{dR_L} = \frac{V \sin \gamma}{-V \cos \gamma \cos \eta} = -\gamma \quad (43)$$

由式 (42) 和式 (7) 可得

$$\int \frac{dV}{V} = \frac{C_D S \rho_0}{2m} \int \frac{e^{-\beta h} dh}{-\gamma} + q \quad (44)$$

将式 (11) 和式 (5) 代入式 (42) 可得

$$\ln V = \frac{C_D S \rho_0}{2m} \int f(R_L) dR_L + q \quad (45)$$

q 为常数, 求得

$$q = \ln V_0 - \frac{C_D S \rho_0}{2m} \sum_{i=1}^6 \frac{a_i}{i} R_L^i \quad (46)$$

由此, 可得速度与剩余航程关系如下:

$$V = V_0 \exp \left\{ \frac{C_D S \rho_0}{2m} \left[\sum_{i=1}^6 \frac{a_i}{i} (R_L^i - R_{L0}^i) \right] \right\} \quad (47)$$

由式 (47) 可知, 速度仅与剩余航程相关, 因此, 可以通过控制剩余航程来控制末速度。

4.2 基于剩余航程的制导方法

航程由起点与目标点坐标决定, 若要控制剩余航程, 重点在于使飞行器进行横向机动。本文给出中间点的定义: 飞行器在向目标飞行过程中, 先向中间点飞行, 再向目标点飞行, 其总航程等于需要速度对应的剩余航程。

1) 中间点的选择。设起点为 g_0 , 中间点为 g_m , 终点为 g_e , 令 g_0 到 g_m 的航程为期望剩余航程 R_{Le} 的一半。由式 (11) 可知:

$$\begin{cases} v_{0m} = \arccos(\sin \phi_m \sin \phi_0 + \cos \phi_0 \cos \phi_m \cos(\theta_m - \theta_0)) \\ \psi_{0m} = \arccos\left(\frac{\sin \phi_m - \sin \phi_0 \cos v_{0m}}{\cos \phi_0 \sin v_{0m}}\right) \end{cases} \quad (48)$$

ψ_{0m} 为飞行器由起始点面向中间点的航向角, 由式 (47) 及球面三角定理可求得中间点坐标为

$$\begin{cases} \psi_{0m} = \psi_{0e} + \arccos(R_{0e}/R_{Le}) \\ v_{0m} = R_{Le}/2R_e \\ \theta_m = \arccos\left(\frac{-\sin \phi_0 \sin \phi_m + \cos v_{0m}}{\cos \phi_0 \cos \phi_m}\right) + \theta_0 \\ \phi_m = \arcsin(\sin \phi_0 \cos v_{0m} + \cos \psi_{0m} \sin v_{0m} \cos \phi_0) \end{cases} \quad (49)$$

式中: θ_m 表示中间点的经度; ϕ_m 表示中间点的纬度。

2) 在线制导方法。首先, 进行误差分析, 在求解期望剩余航程中, 式 (47) 将气动参数 C_D 视作常数, 会造成计算误差; 由于剩余航程初期较大, 所以根据式 (7)~式 (23) 得到的 a_i 会很小, 会增大计算误差的影响, 给纵向飞行剖面带来误差; 另外, 在虚拟目标点的选择上, 该方法忽略了飞行器转弯所带来的航程增量, 从而造成实际航程大于期望航程, 造成终端速度偏小。

基于上述误差, 需对飞行轨迹进行在线更新, 减小误差, 保证终端速度达到要求。

对于期望剩余航程和纵向剖面误差, 本文通过每 10 s 解算一次相关参数 a_i 与 C_D , 来更新飞行剖面、减小期望剩余航程误差。对于实际剩余航程误差, 本文通过式 (48) 和式 (49) 在线更新虚拟目标点, 使实际剩余航程不断逼近期望剩余航程来减小

终端速度误差。

在线制导算法的流程如图2所示。

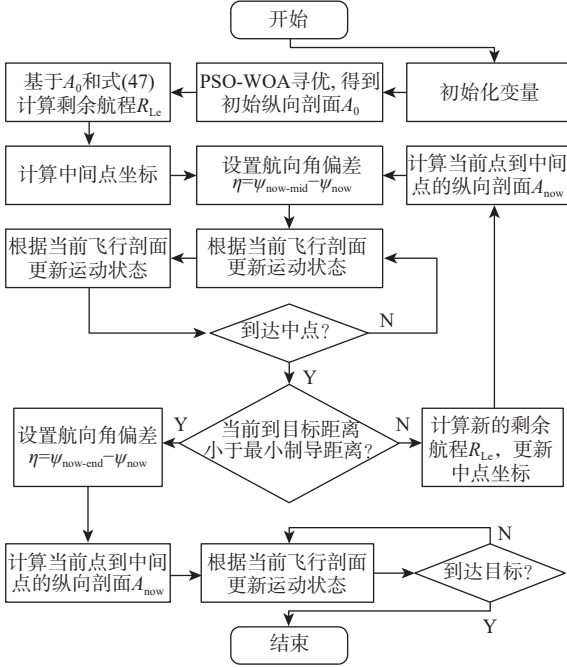


图2 在线制导算法的流程

Fig. 2 Flow of online guidance algorithm

在线制导算法伪代码如下。

初始化飞行器参数。

利用 PSO-WOA 计算初始纵向飞行剖面 A_0 。

利用式 (47) 计算 R_{Le} 。

计算中间点坐标

while $R_{now-end} > R_{set}$ do

$\eta = \psi_{now-mid} - \psi_{now}$

更新飞行状态

if $R_{now-mid} < R_{set}$ then

if $R_{now-end} < R_{set}$ then

$\eta = \psi_{now-end} - \psi_{now}$

更新当前飞行剖面 A_{now}

end

计算剩余航程 R_{Le} 及中间点坐标

利用 A_0 更新 A_{now}

end

end

while $R_{now-end} < R_{set}$ do

更新飞行状态

if $R_{now-end} < R_{min}$ then

输出最优飞行轨迹

end

end

在上述伪代码中, $R_{now-end}$ 和 $R_{now-mid}$ 分别为当前位置到目标点 g_e 和中间点 g_m 的剩余航程, $\psi_{now-mid}$ 和 $\psi_{now-end}$ 分别为当前位置指向中点和目标点的航向

角, A_{now} 为当前位置到中间点的飞行剖面, R_{Le} 为期望剩余航程, R_{set} 和 R_{min} 为剩余航程门限值, 用来判断当前是否接近或到达目标点。

该方法通过引入中间点、在线更新纵向剖面的办法, 在飞行轨迹最优的情况下, 增加了飞行器的抗干扰能力, 并能使得速度终端约束得以满足。

5 仿真分析

仿真初始参数如表1所示, 其中, 数值形式为“初始值|终端值”。设过程约束 $\dot{Q}_{max} = 9 \times 10^5 \text{ W/m}^2$, $q = 5 \times 10^4 \text{ Pa}$, $n_L = 3.5$, $\sigma_{max} = 50^\circ$ 。飞行器质量 $m = 900 \text{ kg}$, 特征面积 $S = 2.0 \text{ m}^2$ 。终点设置为 (E 115°, N 40°)。在 PSO-WOA 里, 设种群数量 $N = 50$, 最大迭代次数 $t_{MaxIter} = 20$ 。

表1 仿真初始条件

Table 1 Initial conditions of simulation

任务	初始位置/(°)	高度/km	速度/(m·s ⁻¹)	路径角/(°)
1	(E 90, N 50)	60 30	5 500 1 100	-1 -1
2	(E 90, N 50)	55 30	5 250 950	0 -1
3	(E 90, N 45)	50 30	5 000 800	-1 0
4	(E 90, N 45)	45 30	4 750 650	0 0

仿真结果如图3~图10所示。

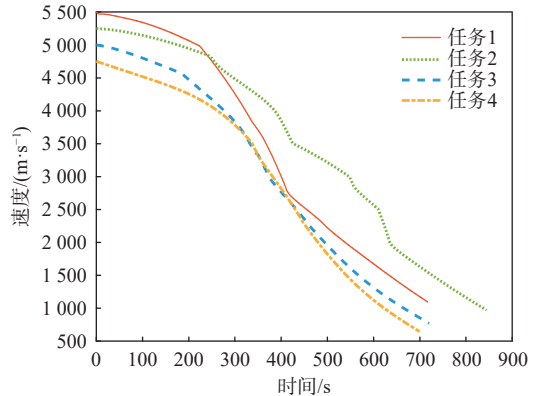


图3 速度-时间曲线

Fig. 3 Velocity-time curve

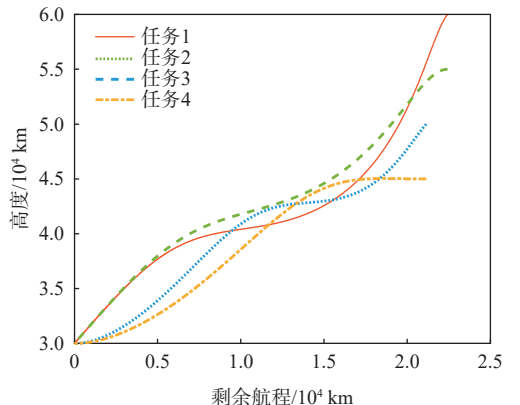


图4 高度-剩余航程曲线

Fig. 4 Height-remaining range curve

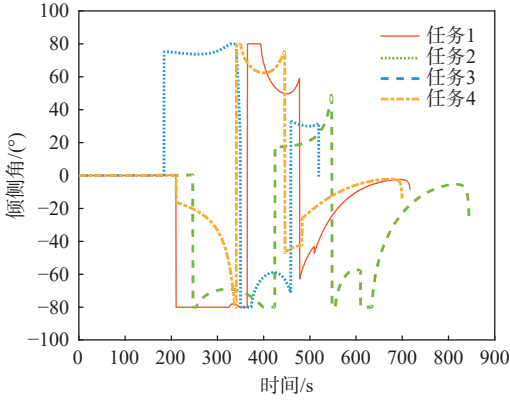


图 5 倾侧角-时间曲线

Fig. 5 Angle of heel-time curve

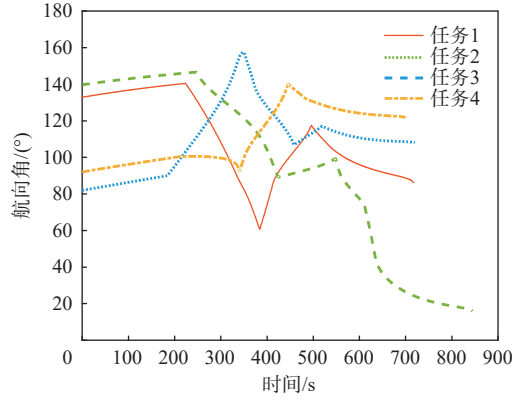


图 8 航向角-时间曲线

Fig. 8 Course angle-time curve

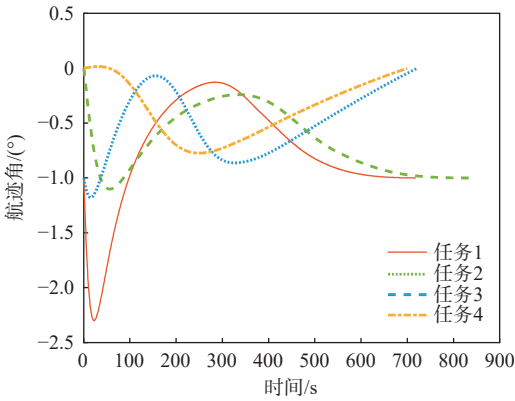


图 6 航迹角-时间曲线

Fig. 6 Path angle-time curve

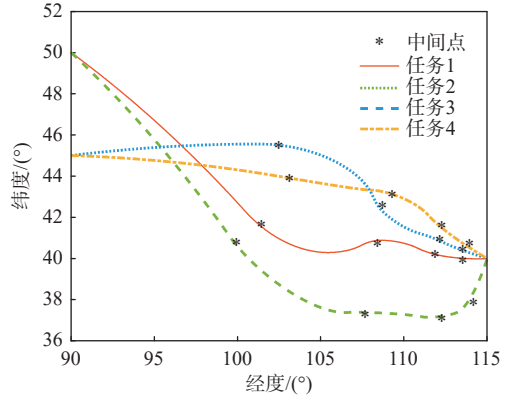


图 9 二维航迹图

Fig. 9 Two-dimensional trajectory map

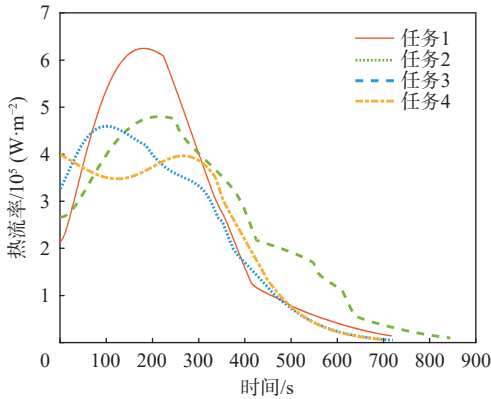


图 7 热流率-时间曲线

Fig. 7 Heat flow rate-time curve

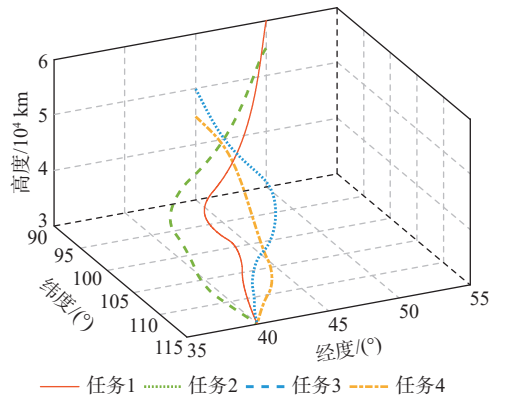


图 10 三维航迹图

Fig. 10 Three-dimensional trajectory map

表 2 仿真结果

Table 2 Simulation result

任务	$ \Delta V /(m \cdot s^{-1})$	$ \Delta \gamma /(\circ)$	$ \Delta h /km$	$ \Delta R_L /km$
1	4.17	3.62×10^{-5}	4.70×10^{-2}	2.69
2	21.92	2.07×10^{-6}	3.40×10^{-2}	1.94
3	29.64	6.58×10^{-5}	1.11×10^{-2}	1.39
4	17.20	2.64×10^{-5}	1.83×10^{-3}	0.89

仿真数据分析如表 2 和表 3 所示, 其中, $|\Delta V|$ 、 $|\Delta \gamma|$ 、 $|\Delta h|$ 、 $|\Delta R_L|$ 分别为期望值与实际值之差的绝对值。

由仿真结果图 3~图 10 可知, 在 4 种情况下, 各项状态参数均能满足过程约束, 且终端值均在于期望值附近。由表 2 可知, 在不同的状态下, 终端路径角、高度、剩余航程约束均能得到满足, 验证了本文设计的纵向飞行剖面的有效性。由表 3 可知, 在 4 种情况下, 速度的相对误差平均值为 2.26%,

路径角的相对误差平均值为 0.003 3%, 高度的相对误差平均值为 0.078 3%, 待飞航程的相对误差平均

表3 终端约束相对误差

Table 3 Relative error of terminal constraint

任务	相对误差/%			
	ΔV	$\Delta\gamma$	Δh	ΔR_L
1	0.38	0.003 6	0.16	0.120
2	2.31	0.000 21	0.11	0.086
3	3.71	0.006 6	0.037	0.066
4	2.64	0.002 6	0.006 1	0.042

值为 0.078 5%, 各状态量的相对误差很小, 均在允许误差范围之内。

另外, 为验证 PSO-WOA 的高效率与优越性, 现将 PSO 算法、WOA、PSO-WOA 的寻优效果和计算效率进行比较。

设 3 种寻优算法的初始状态为: 种群数量 $N = 100$, 迭代次数 $t_{\text{MaxIter}} = 5$, 飞行器初始状态为任务 1 所对应状态, 仿真结果如图 11 和表 4 所示。

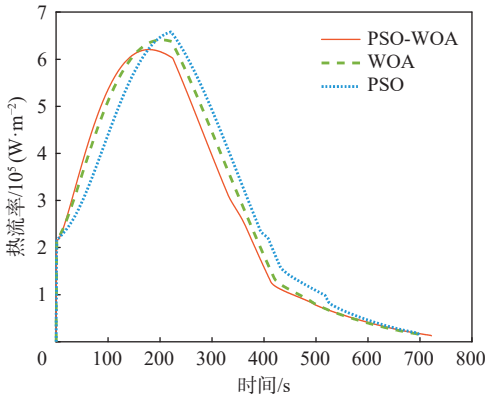


图 11 3 种智能算法的热流率时间曲线

Fig. 11 Heat flow rate-time curves of three intelligent algorithms

由图 11 和表 4 可知, 在种群数量和迭代次数相同的情况下, 采用 PSO-WOA 的热流率最大值小于其他 2 种优化算法; 对于飞行器终端误差, 除速度误差项外, PSO-WOA 的其余终端误差均小于 WOA 和 PSO 算法, 表明相较于 PSO 算法和 WOA, PSO-WOA 寻优效果更好, 计算效率更高。

表 4 3 种智能算法的仿真结果

Table 4 Simulation results of three intelligent algorithms

算法	$ \Delta V /(m \cdot s^{-1})$	$ \Delta\gamma /(^\circ)$	$ \Delta h /km$	$ \Delta R_L /km$
PSO-WOA	16.28	1.48×10^{-6}	1.21×10^{-3}	0.56
WOA	35.43	1.66×10^{-6}	2.36×10^{-2}	0.98
PSO	11.41	1.17×10^{-5}	2.15×10^{-2}	1.23

6 结论

1) 本文设计了一种新型纵向飞行剖面, 使飞行器终端路径角、高度、剩余航程能够自然的满足期望值。

2) 推导得出了满足剩余航程约束的速度解析解, 提出基于中间点的在线制导方法, 并利用其控制剩余航程, 使得末速度能够满足终端约束。经过以上模型的建立与求解, 所有终端约束能够做到自动满足。利用本文推导的纵向飞行剖面, 将复杂的轨迹优化问题转化为三参数寻优问题。

3) 设计了一种 PSO-WOA 算法进行寻优, 通过引入选择因子 p , 使粒子随机选择 PSO 或 WOA 进行位置更新。对比结果表明, 其寻优性能与效率均优于原始 WOA 与基本 PSO 算法。

从整个仿真结果来看, 本文方法, 在不同的场景下均能满足过程约束与终端约束, 其精度足以满足由再入滑翔段向 TAME 段交班。

参考文献 (References)

- [1] 李帆, 张云飞, 李航宇, 等. 2021 年世界防空反导综述及对我国发展的启示[J]. 战术导弹技术, 2022(3): 34-39.
LI F, ZHANG Y F, LI H Y, et al. Review of world air and missile defense in 2021 and the enlightenment to China's development[J]. Tactical Missile Technology, 2022(3): 34-39(in Chinese).
- [2] 张灿, 王铁鹏, 叶蕾. 国外近十年高超声速飞行器技术发展综述[J]. 战术导弹技术, 2020(6): 81-86.
ZHANG C, WANG Y P, YE L. Summary of the technological development of overseas hypersonics in the past ten years[J]. Tactical Missile Technology, 2020(6): 81-86(in Chinese).
- [3] 陈冰, 郑勇, 章后甜, 等. 临近空间高超声速飞行器导航技术发展综述[J]. 飞航导弹, 2021(12): 57-62.
CHEN B, ZHENG Y, ZHANG H T, et al. Overview of the development of navigation technology for hypersonic vehicles in near space[J]. Aerodynamic Missile Journal, 2021(12): 57-62(in Chinese).
- [4] 吴了泥. 可重复使用运载器亚轨道再入段制导与控制技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.
WU L N. Research on guidance and control technology of sub-orbital reentry phase of reusable launch vehicle[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009(in Chinese).
- [5] ELNAGAR G N, KAZEMI M A. Pseudospectral Chebyshev optimal control of constrained nonlinear dynamical systems[J]. Computational Optimization and Applications, 1998, 11(2): 195-217.
- [6] 呼卫军, 周军, 常晶, 等. RLV 应急再入轨迹规划问题的动态伪谱法求解[J]. 宇航学报, 2015, 36(11): 1255-1261.
HU W J, ZHOU J, CHANG J, et al. Emergency reentry trajectory planning for reusable launch vehicle based on dynamic Gauss pseudo-spectral[J]. Journal of Astronautics, 2015, 36(11): 1255-1261(in Chinese).
- [7] WANG T, ZHANG H B, ZENG L, et al. A robust predictor-corrector entry guidance[J]. Aerospace Science and Technology, 2017, 66: 103-111.
- [8] 刘欣, 李建林, 葛健全, 等. 滑翔式飞行器再入弹道设计[J]. 弹箭与制导学报, 2011, 31(6): 161-164.
LIU X, LI J L, GE J Q, et al. Reentry trajectory design for glide-reentry vehicle[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and

Guidance, 2011, 31(6): 161-164(in Chinese).

- [9] 伍元培, 王阳, 赵爱红, 等. 基于深度学习网络的高超声速飞行器避障轨迹规划方法[J]. 战术导弹技术, 2022(1): 53-59.
WU Y P, WANG Y, ZHAO A H, et al. Obstacle avoidance trajectory planning of hypersonic vehicle based on deep learning network[J]. Tactical Missile Technology, 2022(1): 53-59(in Chinese).
- [10] 冯林爽, 刘磊, 王永骥. 基于 PSO 和 SQP 混合优化算法的高超声速飞行器轨迹优化[C]/第 27 届中国控制与决策会议论文集. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2015: 1527-1531.
FENG L S, LIU L, WANG Y J. Hypersonic vehicle trajectory optimization based on PSO and SQP hybrid optimization algorithm [C]/Proceedings of the 27th China Control and Decision Making Conference. Beijing: Beihang University Press, 2015: 1527-1531(in Chinese).
- [11] 高岳林, 杨钦文, 王晓峰, 等. 新型群体智能优化算法综述[J]. 郑州大学学报(工学版), 2022(3): 21-30.
GAO Y L, YANG Q W, WANG X F, et al. Overview of new swarm intelligence optimization algorithms[J]. Journal of Zhengzhou University (Engineering Edition), 2022(3): 21-30(in Chinese).
- [12] 黄清宝, 李俊兴, 宋春宁, 等. 基于余弦控制因子和多项式变异的鲸鱼优化算法[J]. 控制与决策, 2020, 35(3): 559-568.
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).
- [13] SAAFAN M M, EL-GENDY E M. IWOSSA: An improved whale optimization salp swarm algorithm for solving optimization problems[J]. Expert Systems with Applications, 2021, 176: 114901.
- [14] ABD ELAZIZ M, LU S F, HE S B. A multi-leader whale optimization algorithm for global optimization and image segmentation[J]. Expert Systems with Applications, 2021, 175: 114841.
- [15] AGRAWAL R K, KAUR B, SHARMA S. Quantum based whale optimization algorithm for wrapper feature selection[J]. Applied Soft Computing, 2020, 89: 106092.
- [16] ZHOU H Y, WANG X G, CUI N G. A novel reentry trajectory generation method using improved particle swarm optimization[J]. IEEE Transactions on Vehicular Technology, 2019, 68(4): 3212-3223.
- [17] LI Z H, HU C, DING C B, et al. Stochastic gradient particle swarm optimization based entry trajectory rapid planning for hypersonic glide vehicles[J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 76: 176-186.
- [18] 徐慧, 蔡光斌, 穆朝絮, 等. 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)[J]. 红外与激光工程, 2022, 51(4): 3788.
XU H, CAI G B, MU Z X, et al. Trajectory optimization of hypersonic glide vehicle with minimum total infrared radiation (Invited) [J]. Infrared and Laser Engineering, 2022, 51(4): 3788(in Chinese).
- [19] 周宏宇, 王小刚, 赵亚丽, 等. 空天飞行器返回滑翔段在线制导方法[J]. 宇航学报, 2021, 42(2): 175-184.
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): 175-184(in Chinese).
- [20] ZHANG W Q, CHEN W C, YU W B. Entry guidance for high-L/D hypersonic vehicle based on drag-vs-energy profile[J]. ISA Transactions, 2018, 83: 176-188.
- [21] 周宏宇. 组合动力可重复使用运载器三维轨迹优化与在线制导方法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2019.
ZHOU H Y. Research on 3D trajectory optimization and online guidance method of combined power reusable launch vehicle[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2019(in Chinese).
- [22] HAMEED A S, BINDU G R. Single segment approach and landing guidance and control for an unpowered reusable launch vehicle[J]. Aerospace Science and Technology, 2021, 115: 106777.
- [23] 徐慧, 蔡光斌, 张胜修. 高超声速滑翔飞行器再入气动系数改进拟合模型[J]. 宇航学报, 2021, 42(9): 1139-1149.
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): 1139-1149(in Chinese).
- [24] MIRJALILI S, LEWIS A. The whale optimization algorithm[J]. Advances in Engineering Software, 2016, 95: 51-67.

Online guidance for hypersonic vehicles in glide-reentry segment

WEI Hao¹, CAI Guangbin^{1,*}, FAN Yonghua², XU Hui¹, WANG Jing³, ZHOU Zhuocheng¹

(1. College of Missile Engineering, Rocket Force University of Engineering, Xi'an 710025, China;

2. Aviation College, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

3. Shijiazhuang Campus, The Army Infantry College of PLA, Shijiazhuang 050000, China)

Abstract: In view of the guidance problem of the hypersonic vehicles in the glide-reentry segment, an online guidance strategy based on improved particle swarm optimization and whale algorithm was proposed. By considering its constraint model and shift conditions, a process constraint and terminal constraint model were established. To shorten the trajectory generation time and reduce the calculation amount of the algorithm, a height-range flight profile that could automatically meet the constraints of terminal height, path angle, and range was designed. Based on the premise that the drag coefficient is a constant value, a numerical solution of velocity that satisfied the range constraint was derived. Based on the above model, a three-parameter optimization model was designed to realize the control of the terminal conditions. To optimize the process constraints, an improved whale algorithm combining the whale algorithm and particle swarm optimization algorithm was proposed to overcome the shortcoming of precocious convergence of the particle swarm optimization algorithm, improve the solution efficiency, and minimize the heat flow rate during the flight. Then, through the method of segmenting the trajectory, an online guidance method based on the mid-point was proposed to update the longitudinal profile online to meet the terminal constraints. The simulation results show that the proposed method can efficiently solve the optimal flight trajectory.

Keywords: hypersonic vehicles; glide-reentry segment; online guidance; improved whale algorithm; trajectory optimization