

文章编号: 2097-1974(2024)05-0048-08

DOI: 10.7654/j.issn.2097-1974.20240508

适应多射程与路径约束的再入预测校正制导

郭浩辰, 黄汉斌, 郭涛, 杨业
(北京航天自动控制研究所, 北京, 100854)

摘要: 针对存在不同分布的路径约束与不同航程需求的升力式飞行器再入飞行任务, 设计二次曲线形式的倾侧角剖面以增强飞行器的侧向机动能力, 通过预测校正的迭代过程修正倾侧角剖面以满足航程需求, 采用改进人工势场法设计侧向制导方法导引飞行器满足路径约束, 最后通过粒子群算法优化制导参数以获得性能最优的轨迹。仿真结果验证了该算法能够适应多种航程需求与路径约束且以较高精度满足终端约束。

关键词: 升力式飞行器; 路径约束; 预测校正制导; 人工势场; 粒子群优化

中图分类号: V448

文献标识码: A

Reentry Predictor-corrector Guidance Adapting to Multi Range and Path Constraints

GUO Haochen, HUANG Hanbin, GUO Tao, YANG Ye
(Beijing Aerospace Automatic Control Institute, Beijing, 100854)

Abstract: To address the reentry missions with different path constraints and range requirements, a conic based bank angle is designed to enhance the lateral maneuverability, and the predictor-corrector guidance method is used to revise the bank angle profile to satisfy the range requirements. The improved artificial potential field method is used to design the lateral guidance method to satisfy the path constraints. Finally, the guidance parameters are optimized by particle swarm optimization algorithm to obtain the trajectory with the best performance. Simulation results verify that the algorithm can adapt various range requirements and path constraints, and meet the terminal constraints with high accuracy.

Keywords: lifting vehicle; path constraints; predictor-corrector guidance; artificial potential field method; particle swarm optimization

0 引言

升力式飞行器是一种采用升力体式气动布局的飞行器, 由翼身融合体产生升力, 具有较大的升阻比(Lift-to-drag Ratio, L/D), 可以利用气动力进行远距离滑行^[1], 并且具有大范围机动的能力。升力式飞行器再入飞行过程仅依靠气动力控制飞行轨迹且飞行任务的射程多变, 除了需要满足动压、过载、热流等过程约束外, 还需要满足禁飞区、航路点等路径约束^[2-3]。

针对考虑路径约束的升力式飞行器再入制导问题, 文献[4]将再入飞行的过程约束与拟平衡滑翔约束转化为倾侧角走廊, 采用预测校正迭代得到满足航程的倾侧角剖面, 在侧向制导中通过飞行器与禁飞区的相对位置, 将禁飞区约束转化为航向角约束得到

倾侧角反转策略以规避禁飞区。文献[5]和文献[6]基于数值预测-校正制导方法得到倾侧角剖面, 在侧向使用人工势场法设计了倾侧角反转逻辑以规避禁飞区, 但均未考虑飞行器侧向机动对终端约束的影响以及算法对于不同航程的适应性。文献[7]将粒子群优化算法应用于升力式飞行器再入轨迹规划, 以最小能量控制为例, 将飞行器控制量参数化, 得出了满足多种航程需求的轨迹。

本文针对考虑路径约束的升力式飞行器再入制导问题, 设计二次曲线形式倾侧角剖面的预测校正制导方法以增强飞行器的侧向机动能力并满足航程需求, 在侧向采用基于改进人工势场的制导方法确定倾侧角反转策略以满足路径约束。最后, 通过粒子群优化算法对制导参数进行优化以提高轨迹性能并适应不同的

航程约束与不同路径约束。仿真结果表明该算法能够适应不同的航程约束与不同分布的路径约束且以较高精度满足终端高度、速度与位置约束。

1 问题描述

1.1 再入运动方程

假设地球为匀质圆球，考虑地球自转的影响，则升力式飞行器的三自由度无量纲运动微分方程为^[8]

$$\left\{ \begin{aligned} \frac{dr}{dt} &= v \sin \gamma \\ \frac{d\theta}{dt} &= \frac{v \cos \gamma \sin \psi}{r \cos \phi} \\ \frac{d\phi}{dt} &= \frac{v \cos \gamma \cos \psi}{r} \\ \frac{dv}{dt} &= -D - g \sin \gamma + \omega_e^2 r \cos \phi \sin \gamma \cos \phi - \\ &\quad \omega_e^2 r \cos \phi \cos \gamma \cos \psi \sin \phi \\ \frac{d\gamma}{dt} &= \frac{L \cos \sigma}{v} - \frac{g}{v} \cos \gamma + \frac{v}{r} \cos \gamma + \\ &\quad 2\omega_e \sin \psi \cos \phi + \omega_e^2 \frac{r}{v} \cos \phi \cos \gamma \cos \phi - \\ &\quad \omega_e^2 \frac{r}{v} \cos \phi \sin \gamma \cos \psi \sin \phi \\ \frac{d\psi}{dt} &= \frac{L \sin \sigma}{v \cos \gamma} + \frac{v}{r} \cos \gamma \sin \psi \tan \phi + \\ &\quad \frac{\omega_e^2 r}{v \cos \gamma} \sin \psi \sin \phi \cos \phi - \\ &\quad 2\omega_e (\tan \gamma \cos \psi \cos \phi - \sin \phi) \end{aligned} \right. \quad (1)$$

式中 r 为无量纲地心矢径； θ 、 ϕ 分别为飞行器当前位置的经度和纬度； v 为飞行器相对地面的无量纲速度； γ 为航迹倾角； ψ 为航向角，定义为飞行器速度方向与北向的夹角，以顺时针为正； m 为飞行器质量； σ 为倾侧角； L 、 D 分别为飞行器的无量纲升力加速度和阻力加速度，其计算公式为

$$L = \frac{C_L S_{\text{ref}} \rho (v v_c)^2}{2mg} \quad (2)$$

$$D = \frac{C_D S_{\text{ref}} \rho (v v_c)^2}{2mg} \quad (3)$$

式中 C_L 和 C_D 为升力系数和阻力系数，是关于攻角 α 与马赫数 Ma 的函数，可通过飞行器气动插值表获得； S_{ref} 为飞行器气动参考面积； ρ 为大气密度； v_c 为速度的无量纲参数， $v_c = \sqrt{g_0 R_0}$ 。

1.2 约束条件描述

升力式飞行器再入过程需要满足过程约束、拟平衡滑翔约束、终端约束、控制量约束以及路径约束。

过程约束主要包含热流约束、过载约束以及动压约束：

$$\dot{Q}_s = k_Q \sqrt{\rho} v^{3.15} \leq \dot{Q}_{s\text{max}} \quad (4)$$

$$n = \sqrt{L^2 + D^2} \leq n_{\text{max}} \quad (5)$$

$$q = \frac{1}{2} \rho V^2 \leq q_{\text{max}} \quad (6)$$

式中 $\dot{Q}_{s\text{max}}$ 为升力式飞行器驻点热流密度峰值； n_{max} 为最大过载； q_{max} 为最大动压。

拟平衡滑翔约束是为保证升力式飞行器再入过程稳定下降的“软约束”：

$$L \cos \sigma_{\text{QEGC}} + \left(v^2 - \frac{1}{r} \right) \frac{1}{r} = 0 \quad (7)$$

终端约束根据任务需求的不同会产生不同形式，为保证飞行器能够成功到达再入终点并进行下一阶段任务，本文主要考虑以下终端约束：

$$\left\{ \begin{aligned} \theta(t_f) &= \theta_f, \phi(t_f) = \phi_f \\ r(t_f) &= r_f \\ v(t_f) &= v_f \end{aligned} \right. \quad (8)$$

控制量约束是由于控制机构能力的限制而产生的约束，对于升力式飞行器，控制量一般取攻角和倾侧角，需要对这两个角的幅值和变化率进行限制：

$$\left\{ \begin{aligned} \alpha_{\min} &\leq |\alpha| \leq \alpha_{\max} \\ |\dot{\alpha}| &\leq |\dot{\alpha}|_{\max} \end{aligned} \right. \quad (9)$$

$$\left\{ \begin{aligned} \sigma_{\min} &\leq |\sigma| \leq \sigma_{\max} \\ |\dot{\sigma}| &\leq |\dot{\sigma}|_{\max} \end{aligned} \right. \quad (10)$$

航路点约束是飞行器为满足任务需求而需要飞过的位置，其表达式可描述为

$$|\theta(t_i) - \theta_a| \leq \varepsilon_\theta, |\phi(t_i) - \phi_a| \leq \varepsilon_\phi \quad (11)$$

式中 (θ_a, ϕ_a) 为航路点经纬度坐标； $(\theta(t_i), \phi(t_i))$ 为轨迹上最接近航路点的飞行器经纬度坐标。

禁飞区约束是由于地缘政治、敌方反导系统拦截等因素而不允许通过的区域。为规避风险，保证飞行安全，再入过程中飞行器需要对这些区域进行规避。本文将禁飞区约束描述为指定圆心和半径且高度为无穷的圆柱体，其表达式可描述为

$$(\theta(t_j) - \theta_j)^2 + (\phi(t_j) - \phi_j)^2 \geq R_j^2 \quad (12)$$

式中 (θ_j, ϕ_j) 为第 j 个禁飞区圆心的经纬度； R_j 为第 j 个禁飞区的半径。

2 制导算法

2.1 基于二次曲线的预测校正制导方法

传统预测-校正制导方法将倾侧角剖面设为一次函数形式，原理简单，终端倾侧角 σ_f 可根据终端高度、速度确定，仅需要根据航程需求迭代获得倾侧角剖面初值 σ_0 ，即各个时刻的倾侧角幅值仅由航程需求

决定。因此,若能改进倾侧角剖面,将倾侧角剖面的幅值由航程需求及侧向机动能力共同决定,即可提高飞行器在面对路径约束时的侧向机动能力。

本文采用二次函数形式的倾侧角剖面对预测-校正制导方法进行改进,该方法可以同时指定倾侧角剖面的初值 σ_0 与终端能量对应的倾侧角 σ_f ,其中 σ_f 选取为终端高度、终端速度约束下满足拟平衡滑翔条件的倾侧角,可以通过式(13)得到。

$$\sigma_f = \arccos\left(\frac{1 - r_f \cdot v_f^2}{r_f^2 \cdot L_f}\right) \quad (13)$$

考虑到再入终端时间不固定,为了简化制导指令生成过程,引入能量概念,定义能量:

$$e = \frac{1}{r} - \frac{v^2}{2} \quad (14)$$

倾侧角初值 σ_0 可以根据不同航程需求或不同路径约束分布进行设计以调节整个倾侧角剖面的大小。二次函数形式的倾侧角剖面与能量相关的表达式为

$$|\sigma(e)| = Ae^2 + Be + C \quad (15)$$

由于 (e_0, σ_0) 与 (e_f, σ_f) 已知,则表达式中的参数 A, B 均与参数 C 相关,只需要通过校正迭代得出参数 C 的值,倾侧角剖面即可唯一确定。参数 A, B 的计算公式如下:

$$\begin{cases} A = \frac{\sigma_f - \sigma_0}{e_f(e_f - e_0)} + \frac{C - \sigma_0}{e_0 e_f} \\ B = \frac{\sigma_f - \sigma_0}{e_f - e_0} - A(e_f + e_0) \end{cases} \quad (16)$$

确定倾侧角剖面后,即可通过对如式(17)所示的简化飞行器纵向运动模型积分得到待飞航程 $S_{\text{logo}}(e_f)$ 。

$$\begin{cases} \frac{ds}{de} = -\frac{\cos \gamma}{rD} \\ \frac{dr}{de} = \frac{\sin \gamma}{D} \\ \frac{d\gamma}{de} = \left[L \cos \sigma + \left(v^2 - \frac{1}{r} \right) \frac{\cos \gamma}{r} \right] \frac{1}{Dv^2} \end{cases} \quad (17)$$

式中 $v = \sqrt{2(1/r - e)}$ 。

实际待飞航程 S_f^* 为飞行器当前位置与目标点的星下点的圆弧长度:

$$S_f^* = R_0 \arccos[\sin \phi \sin \phi_f + \cos \phi \cos \phi_f \cos(\theta_f - \theta)] \quad (18)$$

定义终端待飞航程偏差为

$$z(C) = S_{\text{logo}}(e_f) - S_f^* \quad (19)$$

利用迭代过程中前后两个周期的数据,由割线法可得:

$$C^{(k+1)} = C^{(k)} - \frac{C^{(k)} - C^{(k-1)}}{z(C^{(k)}) - z(C^{(k-1)})} z(C^{(k)}) \quad (20)$$

当前后两个周期得到的值满足式(21)时,结束迭代过程。

$$|C^{(k+1)} - C^{(k)}| \leq \varepsilon \quad (21)$$

校正得到的倾侧角剖面能够满足航程约束,但高度通常是震荡的,为满足拟平衡滑翔约束,使飞行器平稳下降,还需加入高度反馈:

$$L \cos(\sigma_{\text{cmd}}) = L \cos(\sigma_{\text{base}}) - k(\dot{h} - \dot{h}_{\text{ref}}) \quad (22)$$

式中 k 为增益系数; σ_{cmd} 为满足高度反馈的倾侧角; σ_{base} 为迭代计算得到的倾侧角; \dot{h} 为当前高度变化率; \dot{h}_{ref} 为参考高度变化率,可由拟平衡滑翔条件计算得到。由于飞行轨迹在再入飞行的初期震荡比较严重,后期震荡较小, k 可选取为关于速度的分段递减函数:

$$k = \begin{cases} k_0, & v_1 < v \leq v_0 \\ k_0 - \left(\frac{v_0 - v}{v_0 - v_1} \right) \cdot k_0, & v_2 \leq v \leq v_1 \\ 0, & v < v_2 \end{cases} \quad (23)$$

过程约束参考文献[9]的方法,对式(4)~(6)的 v 进行微分,加入参考高度变化率中。

2.2 基于改进人工势场的侧向制导方法

人工势场法规划的轨迹是连续可微的,该方法具有计算量小、规划速度快、实时性好等优点,在机械臂^[10]、无人车^[11]、无人机^[12]等领域得到了广泛的应用。该方法在环境中设计引力势场和斥力势场,飞行器受到的引力与斥力的合力作用决定下一步的飞行方向。

2.2.1 改进人工势场设计

传统的人工势场法中飞行器受到的引力大小与到目标点的距离成正比,因此当飞行器接近目标点时引力过小,可能是由于附近禁飞区的斥力作用导致飞行器只能在目标点附近徘徊而无法到达目标点,即目标不可达问题。本文人工势场的引力大小与飞行器到目标点的距离成反比,以确保飞行器对目标点的通过性,避免目标不可达问题的发生。改进的引力模型为

$$F_{\text{att}}^i(P) = \frac{k_{\text{att}}}{\|P - P_{wi}\| + c_1} \cdot n_{\text{att}}^i \quad (24)$$

式中 k_{att} 为引力势场增益系数; c_1 为避免目标点处的奇异值问题引入的一个正常数; P 为飞行器经纬度位置坐标, P_{wi} 为第 i 个航路点、目标点的经纬度, $\|P - P_{wi}\|$ 为飞行器与第 i 个航路点、目标点的距离,可根据式(18)计算。 n_{att}^i 为指向第 i 个航路点、目标点的单位向量:

$$n_{\text{att}}^i = [\sin \psi_{wi}, \cos \psi_{wi}]^T \quad (25)$$

式中 ψ_{wi} 为到目标点的视线角:

$$\psi_{wi} = \arctan \left[\frac{\sin(\vartheta_{wi} - \theta)}{\cos \phi \tan \varphi_{wi} - \sin \phi \cos(\vartheta_{wi} - \theta)} \right] \quad (26)$$

传统人工势场法中斥力方向为背离禁飞区圆心指向飞行器, 这可能会导致飞行器在某一时刻受到的引力与斥力的合力为零, 没有驱动力使飞行器进行下一步的轨迹规划, 即局部极小值问题。本文对斥力模型进行改进, 使斥力与引力的夹角小于 90° 以避免局部极小值问题。改进的斥力模型可表示为

$$F_{rep}^j(P) = \begin{cases} k_\infty, & \|P - P_{Nj}\| < R_{Nj} \\ F_{rep1}^j(P) + F_{rep2}^j(P), & R_{Nj} \leq \|P - P_{Nj}\| \leq \rho_{Nj}, \psi \in \psi_{NT} \\ 0, & \|P - P_{Nj}\| > \rho_{Nj} \\ 0, & \psi \notin \psi_{NT} \end{cases} \quad (27)$$

式中 P_{Nj} 为第 j 个禁飞区圆心的经纬度坐标; $\|P - P_{Nj}\|$ 为飞行器到第 j 个禁飞区圆心的距离; R_{Nj} 为第 j 个禁飞区的半径; ρ_{Nj} 为第 j 个禁飞区斥力势场影响范围。

为保证轨迹性能, 设计斥力走廊, 当飞行器的航向角位于该走廊中时, 斥力才发生作用。其中 ψ 是飞行器的航向角, ψ_{NT} 为斥力走廊宽度, 设为 10° , 斥力走廊示意图1所示。

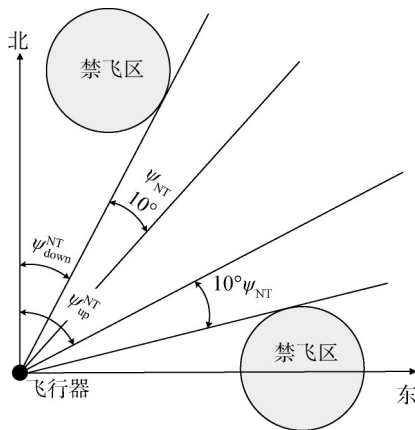


图1 斥力走廊

Fig.1 The repulsive force corridor

式 (27) 中, 飞行器受到的斥力分量 F_{rep2}^j 方向为背离禁飞区圆心与飞行器方向垂直; 斥力分量 F_{rep1}^j 方向指向目标点, 该分量使任意时刻斥力与引力的夹角都小于 90° , 从而解决局部极小值问题。

当 $\phi \leq \varphi_{Nj}$ 时, F_{rep1}^j 可由式 (28) 计算:

$$F_{rep1}^j(P) = k_{rep} \left(\frac{1}{\|P - P_{Nj}\|} - \frac{1}{\rho_{Nj}} \right) \cdot \frac{1}{\|P - P_{Nj}\|^2} \cdot \|P - P_T\|^l \cdot \left(\frac{10}{\psi - \psi_{down}^{NT}} \right) \cdot \mathbf{n}_{rep1}^j \quad (28)$$

当 $\phi > \varphi_{Nj}$ 时, F_{rep1}^j 可由式 (29) 计算:

$$F_{rep1}^j(P) = k_{rep} \left(\frac{1}{\|P - P_{Nj}\|} - \frac{1}{\rho_{Nj}} \right) \cdot \frac{1}{\|P - P_{Nj}\|^2} \cdot \|P - P_T\|^l \cdot \left(\frac{10}{\psi_{up}^{NT} - \psi} \right) \cdot \mathbf{n}_{rep1}^j \quad (29)$$

式 (27) 中 F_{rep2}^j 可由式 (30) 计算:

$$F_{rep2}^j(P) = \frac{l}{2} k_{rep} \left(\frac{1}{\|P - P_{Nj}\|} - \frac{1}{\rho_{Nj}} \right)^2 \cdot \|P - P_T\|^{l-1} \cdot \mathbf{n}_{rep2}^j \quad (30)$$

式中 k_{rep} 为斥力势场增益系数; $\|P - P_T\|$ 为飞行器到目标点的距离, 可通过式 (27) 计算; l 为斥力修正因子; \mathbf{n}_{rep1}^j 为与背离禁飞区圆心与飞行器方向垂直的单位向量; \mathbf{n}_{rep2}^j 为指向目标点的单位向量:

$$\begin{cases} \mathbf{n}_{rep1}^j = [\sin \psi_{Nj}, \cos \psi_{Nj}]^T \\ \mathbf{n}_{rep2}^j = [\sin \psi_T, \cos \psi_T]^T \end{cases} \quad (31)$$

式中 ψ_{Nj} 为第 j 个禁飞区对飞行器的斥力与正北方向的夹角:

$$\psi_{Nj} = \tan^{-1} \left[\frac{\sin(\vartheta_{Nj} - \theta)}{\cos \phi \tan \varphi_{Nj} - \sin \phi \cos(\vartheta_{Nj} - \theta)} \right] \pm \frac{\pi}{2} \quad (32)$$

受力分析如图2所示。飞行器在人工势场中受到的合力为

$$F_\Sigma(P) = F_{att}^i(P) + \sum_{j=1}^N F_{rep}^j(P) \quad (33)$$

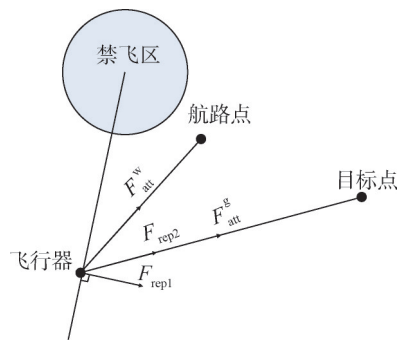


图2 受力分析

Fig.2 The force analysis

2.2.2 倾侧角反转逻辑设计

将飞行器受到的合力方向与正北方向的夹角作为参考航向角, 飞行器参考航向角为

$$\psi^* = \angle F_\Sigma \quad (34)$$

定义航向角走廊宽度为 $\Delta\psi$ ，航向角走廊与倾侧角反转策略参考文献 [13]。

2.3 基于粒子群的制导参数优化方法

基于二次曲线的预测-校正制导方法可以通过设计倾侧角剖面初值调整飞行器的侧向机动能力与终端精度，人工势场参数与航向角走廊宽度会影响倾侧角反转策略。因此，制导参数的设计会改变飞行器的侧向机动能力与终端状态的精度，对轨迹性能有至关重要的影响。为获得性能更优的轨迹，需要对制导参数进行优化。

2.3.1 轨迹性能评估及适应度函数设计

同时考虑航程需求及路径约束，从纵向、侧向两个方面对轨迹性能进行评估。纵向指标包括终端位置、终端高度，侧向指标包括飞行器距离禁飞区、航路点的距离。其表达式为

$$f(s) = \omega_1 \frac{|l(s) - l_{PT}|}{l_{PT}} + \omega_2 \frac{|h(s) - h_{PT}|}{h_{PT}} + \omega_3 \sum_{j=1}^m \frac{1}{m} b_{Nz}^j(s) + \omega_4 \sum_{i=1}^n \frac{d_{WP}^i(s)}{nR_{WP}^i} \quad (35)$$

式中 ω_i 为各项性能指标的权重； s 为轨迹的一个可行解； l 为轨迹长度， l_{PT} 为飞行器初始状态到终端状态之间欧氏距离； h 为飞行器的终端高度； h_{PT} 为终端需求的高度； b_{Nz} 为飞行器与各个禁飞区的距离关系； d_{WP}^i 为飞行器轨迹与第 i 个航路点的最小距离。

$b_{Nz}(s)$ 的表达式为

$$b_{Nz}^j(s) = \begin{cases} \frac{(d_{Nz}^j(s) - d_{safe}) + \frac{(R_{Nz}^j)^2}{d_{Nz}^j(s) - d_{safe}}}{2R_{Nz}^j}, & d_{Nz}^j(s) \geq R_{Nz}^j \\ \infty, & (s) < R_{Nz}^j \end{cases} \quad (36)$$

式中 $d_{Nz}^j(s)$ 为飞行器轨迹到第 j 个禁飞区圆心的最短距离，可通过式 (35) 计算得到； d_{safe} 为设定的正常数，为飞行器距离禁飞区的边缘的理想安全距离。当且仅当 $d_{Nz}^j(s) = R_{Nz}^j + d_{safe}$ 时， $b_{Nz}^j(s)$ 取到最小值 1。

2.3.2 算法实现

基于粒子群的制导参数优化算法的流程如下：

- 粒子群算法的各参数初始化设置；
- 设计倾侧角初值 σ_0 、航向角走廊宽度 $\Delta\psi$ 、引力系数 K_{att} 、斥力系数 K_{rep} 的搜索空间，并完成粒子群的随机分布；
- 采用第 2.1 节的预测校正制导方法以及第 2.2 节的侧向制导方法得到粒子群中每个个体对应的轨迹；
- 根据适应度函数评估轨迹性能，并记录当前

每个个体的最优位置以及整个粒子群中最优个体的位置；

e) 根据粒子群的粒子移动规则，更新粒子群中每个个体的位置；

f) 重复 c，开始迭代；

g) 若达到最大迭代次数或全局最优个体长时间未更新，停止迭代，得到最优参数。

3 仿真分析

飞行器模型采用 CAV-H 模型，其主要参数为：飞行器质量 $m = 907.2 \text{ kg}$ ，气动参考面积 $S = 0.4893 \text{ m}^2$ 。大气密度简化为 $\rho = \rho_0 e^{-\beta \cdot h}$ ($\rho_0 = 1.225$, $\beta = 1/7200.1$)。过程约束设为：动压约束 $q_{max} = 150 \text{ kPa}$ ，过载约束 $n_{max} = 3.0g$ ，热流约束 $\dot{Q}_{s,max} = 1000 \text{ kW/m}^2$ 。控制量倾侧角的大小上界被设定为 $|\sigma| \leq 90^\circ$ ，倾侧角反向速度小于 $30^\circ/\text{s}$ 。

人工势场参数为：斥力修正因子 $l = 2$ ，禁飞区斥力的最大影响范围 $\rho_N = 1500 \text{ km}$ 。

粒子群算法中的粒子个数 $n = 12$ ，最大迭代轮次设为 60 轮，若群体最优个体超过 20 轮未改变则停止迭代。

在初始下降段，本文以一常值倾侧角飞行，该方法能够最大程度减小热流约束^[14]。当飞行器满足拟平衡滑翔条件时，进入滑翔段。

攻角剖面为式 (37) 中关于马赫数的函数，在初始下降段，选取大攻角飞行以减小气动加热；当飞行速度、高度降低，热流密度不是主要制约因素时，采用最大升阻比攻角飞行，以满足航程要求。攻角剖面为

$$\alpha = \begin{cases} 25^\circ, & Ma \geq 16 \\ 25^\circ - 2.9(16 - Ma)^\circ, & 11 < Ma < 16 \\ 10.5^\circ, & Ma \leq 11 \end{cases} \quad (37)$$

任务 1 的初始状态与终端约束见表 1，路径约束分布见表 2，经粒子群算法迭代，任务 1 的最优制导参数为：引力系数 $k_{att} = 83.37$ ，斥力系数 $k_{rep} = 85.09$ ，航向角走廊宽度 $\Delta\psi = 4.65^\circ$ ，倾侧角剖面初值 $\sigma_0 = 55.89^\circ$ 。仿真结果如图 3~4 所示。

表 1 任务 1 的初始状态与终端约束

Tab.1 The initial state and terminal constraints of task 1

参数	h/km	$\theta/(\circ)$	$\phi/(\circ)$	$v/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	$\gamma/(\circ)$	$\psi/(\circ)$
初始状态	80	10	-20	7100	-1	60
终端要求	20	85	25	1800	—	—

表2 任务1的路径约束分布

Tab.2 The path constraints of task 1

参数	$\theta/(\circ)$	$\varphi/(\circ)$	R/km
禁飞区1	50	4.5	300
禁飞区2	60	9	300
禁飞区3	70	6.5	300
航路点1	60	5	50
航路点2	80	19	50

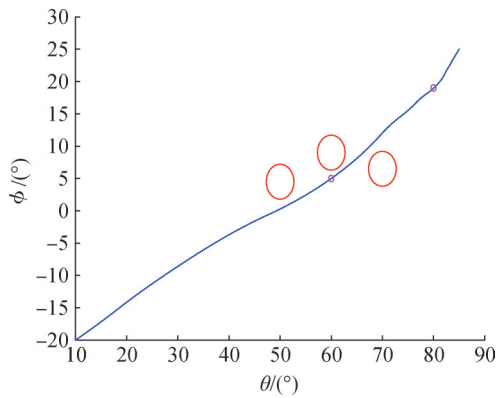


图3 经纬度

Fig.3 The longitude and latitude

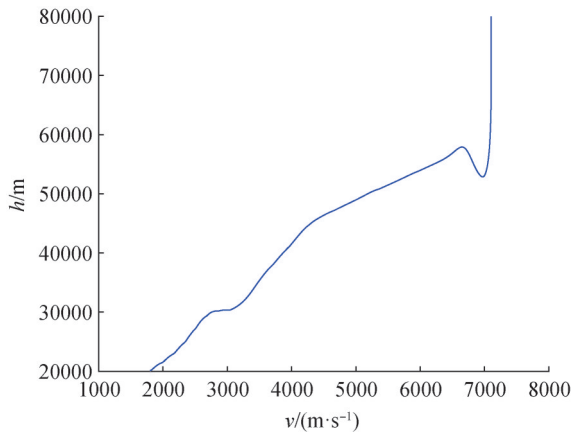


图4 高度-速度

Fig.4 The altitude-velocity

从仿真结果及终端状态可以看出：飞行器高度下降平滑且能够成功规避设定的禁飞区，设定的航路点的通过精度也较高，满足了路径约束的限制。飞行终端高度误差为0.082 km，终端速度误差为0.88 m/s，终端位置为(85.053°, 25.047°)，误差为7.48 km，纵向指标均达到较高精度。飞行器轨迹与3个禁飞区边缘的最短距离分别为136.1 km、84.9 km、171.3 km，均保持在安全距离范围，与2个航路点圆心的距离分别为965 m、1.15 km，通过航路点的精度较高。

图5中的黑色曲线为传统的基于线性倾侧角剖面的预测校正制导方法，并在侧向采用本文的基于改进

人工势场的侧向制导方法。由图5可以看出，本文提出的制导方法能够增强飞行器的侧向机动能力并改善轨迹性能。

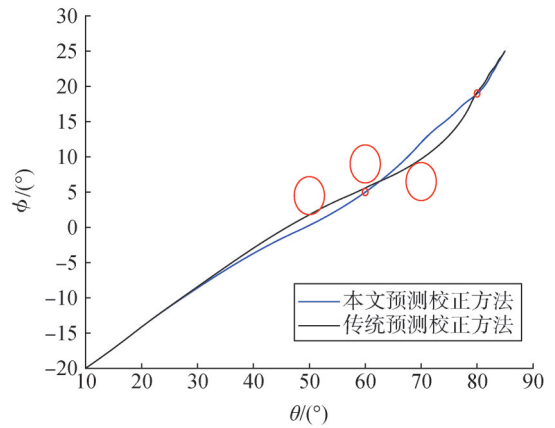


图5 飞行轨迹对比

Fig.5 Comparison of the trajectories

任务2的初始状态与终端约束不变，如表1所示，路径约束分布如表3所示。经粒子群优化得到的参数为：引力系数 $k_{att} = 86.49$ ，斥力系数 $k_{rep} = 36.48$ ，航向角走廊宽度 $\Delta\psi = 3.37^\circ$ ，倾侧角剖面初值 $\sigma_0 = 48.63^\circ$ 。仿真结果如图6~7所示。

表3 任务2的路径约束分布

Tab.3 The path constraints of task 2

参数	$\theta/(\circ)$	$\varphi/(\circ)$	R/km
禁飞区1	40	8	300
禁飞区2	50	7	300
禁飞区3	70	20	300
航路点1	50	13.5	50
航路点2	70	25	50

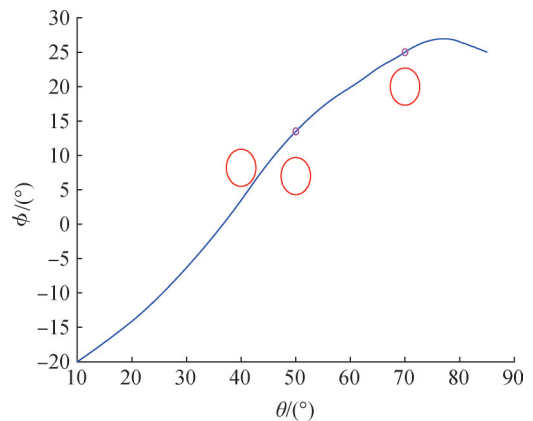


图6 经纬度

Fig.6 The longitude and latitude

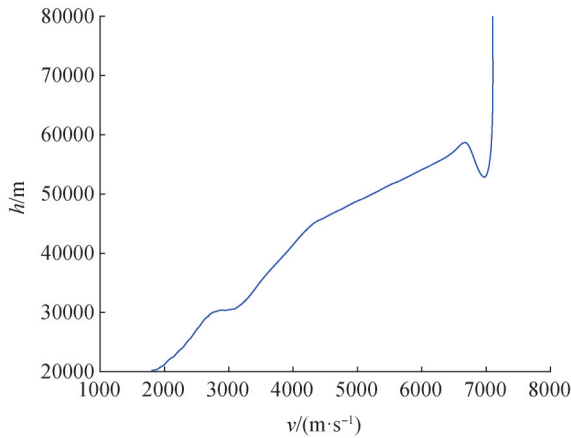


图7 高度-速度

Fig.7 The altitude- velocity

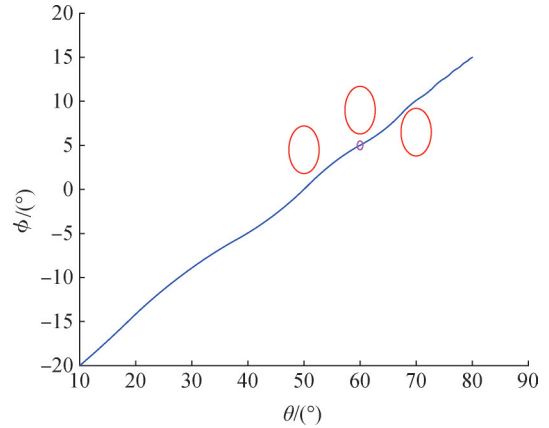


图8 经纬度

Fig.8 The longitude and latitude

从仿真结果及终端状态可以看出，飞行器成功规避设定的禁飞区，航路点的通过精度也较高。飞行终端高度误差为0.104 km，终端速度误差为1.5 m/s，终端位置为(85.059°, 25.029°)，误差为6.81 km，纵向指标的精度较高。与3个禁飞区边缘的最短距离分别为34.4 km、238.8 km、192.9 km，除与禁飞区1的距离较近外，其余均保持在安全距离范围，与航路点圆心的距离分别为1.34 m、60.8 m，对航路点的通过精度高。

任务3的初始状态和终端约束如表4所示，路径约束为表2去除航路点2，经粒子群优化得到的参数为：引力系数 $k_{att} = 113.25$ ，斥力系数 $k_{rep} = 88.15$ ，航向角走廊宽度 $\Delta\psi = 5.97^\circ$ ，倾侧角剖面初值 $\sigma_0 = 76.18^\circ$ ，仿真结果如图8~9所示。

从仿真结果及终端状态可以看出：飞行器满足不同终端约束且成功规避设定的禁飞区，航路点的通过精度也较高。飞行终端高度误差为0.019 km，终端速度误差为0.97 m/s，终端位置为(80.064°, 20.017°)，误差为7.13 km，纵向指标的精度较高。轨迹与3个禁飞区边缘的最短距离分别为124.9 km、117.5 km、52.8 km，均保持在安全距离范围，与航路点圆心的距离为102.1 m，对航路点的通过精度高。

表4 任务3的初始状态与终端约束

Tab.4 The initial state and terminal constraints of task3

参数	h/km	$\theta/(\text{°})$	$\phi/(\text{°})$	$v/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	$\gamma/(\text{°})$	$\psi/(\text{°})$
初始状态	80	10	-20	7100	-1	60
终端要求	20	80	15	1800	—	—

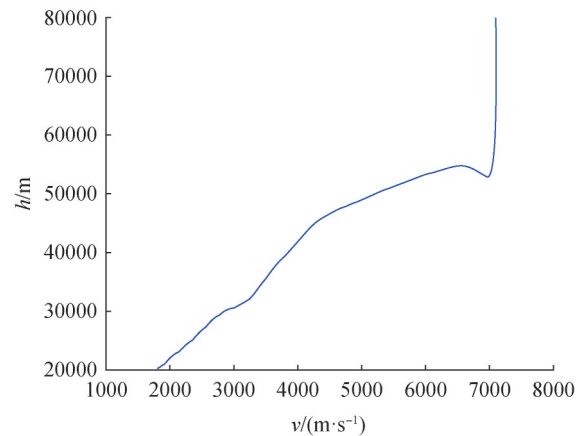


图9 高度-速度

Fig.9 The altitude- velocity

4 结束语

本文针对升力式飞行器再入过程的不同路径约束与不同航程需求的任务，设计了基于二次曲线的倾侧角剖面，在侧向制导引入了改进人工势场法，用粒子群优化算法对制导参数进行优化。仿真结果表明，本文提出的制导方法能够提高飞行器的侧向机动能力，能够适应多种任务需求，制导精度较高。

参 考 文 献

- [1] DAVIES L, ROE P L, STOLLERY J L, et al. Configuration design for high lift re-entry[C]. San Diego: AIAA 10th Aerospace Sciences Meeting, 1972.
- [2] YOUSSEF H, CHOWDHRY R S. Predictor-corrector entry guidance for reusable launch vehicles[C]. Quebec: Guidance, Navigation, and Control Conference, Montreal, 2001.
- [3] NONWEILER T R F. The control and stability of hypersonic aircraft: an analysis of the criteria associated with hypersonic flight

- above the stratosphere[J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 1959, 31(11): 322-329.
- [4] 王青, 莫华东, 吴振东, 等. 考虑禁飞圆的高超声速飞行器再入预测制导[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2015, 47(2): 104-109.
WANG Qing, MO Huadong, WU Zhendong, et al. Predictive reentry guidance for hypersonic vehicles considering no-fly zone[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2015, 47(2): 104-109.
- [5] 王子瑶, 唐胜景, 郭杰, 等. 多路径约束下的高超声速滑翔飞行器再入制导[J]. 导弹与航天运载技术, 2020(3): 61-67.
WANG Ziyao, TANG Shengjing, GUO Jie, et al. Reentry guidance for hypersonic glide vehicle with multiple path constraints[J]. Missiles and Space Vehicles, 2020(3): 61-67.
- [6] LI Zhenhua, SUN Xiangdong, HU Chen, et al. Neural network based online predictive guidance for high lifting vehicles[J]. Aerospace Science and Technology, 2018(82-83): 149-160.
- [7] 谢富强, 吴浩, 唐玲玲, 等. 基于粒子群算法的飞行器再入轨迹优化[J]. 计算机技术与自动化, 2008, 27(4): 72-75.
XIE Fuqiang, WU Hao, TANG Lingling, et al. Design of vehicle reentry trajectory optimization based on particle swarm optimization algorithm[J]. Computing Technology and Automation, 2008, 27(4): 72-75.
- [8] 黄汉斌, 梁禄扬, 杨业. 基于阻力加速度倒数剖面的再入轨迹规划与制导方法[J]. 航空学报, 2018, 39(12): 3225-3235.
HUANG Hanbin, LIANG Luyang, YANG Ye. Reentry trajectory planning and guidance method based on inverse drag acceleration[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(12): 3225-3235.
- [9] LU P. Entry guidance: a unified method[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2014, 37(3): 713-728.
- [10] 谢龙, 刘山. 基于改进势场法的机械臂动态避障规划[J]. 控制理论与应用, 2018, 35(9): 1239-1249.
- XIE Long, LIU Shan. Dynamic obstacle-avoiding motion planning for manipulator based on improved artificial potential field[J]. Control Theory & Applications, 2018, 35(9): 1239-1249.
- [11] HUANG Yanjun, DING Haitao, ZHANG Yubiao, et al. A motion planning and tracking framework for autonomous vehicles based on artificial potential field elaborated resistance network approach[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2020, 67(2): 1376-1386.
- [12] 吕永申, 刘力嘉, 杨雪榕, 等. 人工势场与虚拟结构相结合的无人机集群编队控制[J]. 飞行力学, 2019, 37(3): 43-47.
LYU Yongshen, LIU Lijia, YANG Xuerong, et al. Formation control of UAV swarm combining artificial potential field and virtual structure[J]. Flight Dynamics, 2019, 37(3): 43-47.
- [13] GUO Haochen, YANG Ye, HUANG Hanbin. Reentry trajectory planning and guidance method with no-fly zone constraints[C]. Kunming: 2021 China Automation Congress, 2021.
- [14] 徐明亮, 陈克俊, 刘鲁华, 等. 高超声速飞行器准平衡滑翔自适应制导方法[J]. 中国科学: 技术科学, 2012, 42(4): 378-387.
XU Mingliang, CHEN Kejun, LIU Luhua, et al. Quasi-equilibrium glide adaptive guidance for hypersonic vehicles[J]. Scientia Sinica (Technologica), 2012, 42(4): 378-387.

作者简介

郭浩辰 (1998—), 男, 硕士研究生, 主要研究方向为飞行器制导与控制。

黄汉斌 (1993—), 男, 工程师, 主要研究方向为飞行器制导与控制。

郭涛 (1983—), 男, 博士, 高级工程师, 主要研究方向为飞行器制导与控制。

杨业 (1977—), 男, 博士后, 研究员, 主要研究方向为飞行器制导与控制。