



国防科技大学学报

Journal of National University of Defense Technology

ISSN 1001-2486, CN 43-1067/T

《国防科技大学学报》网络首发论文

题目：面向时间协同的高超声速滑翔飞行器集群再入轨迹规划
作者：陈顺毅，徐小平，刘双喜，黄伟，闫斌斌
收稿日期：2024-04-17
网络首发日期：2025-01-03
引用格式：陈顺毅，徐小平，刘双喜，黄伟，闫斌斌. 面向时间协同的高超声速滑翔飞行器集群再入轨迹规划[J/OL]. 国防科技大学学报.
<https://link.cnki.net/urlid/43.1067.t.20250103.0931.002>



网络首发：在编辑部工作流程中，稿件从录用到出版要经历录用定稿、排版定稿、整期汇编定稿等阶段。录用定稿指内容已经确定，且通过同行评议、主编终审同意刊用的稿件。排版定稿指录用定稿按照期刊特定版式（包括网络呈现版式）排版后的稿件，可暂不确定出版年、卷、期和页码。整期汇编定稿指出版年、卷、期、页码均已确定的印刷或数字出版的整期汇编稿件。录用定稿网络首发稿件内容必须符合《出版管理条例》和《期刊出版管理规定》的有关规定；学术研究成果具有创新性、科学性和先进性，符合编辑部对刊文的录用要求，不存在学术不端行为及其他侵权行为；稿件内容应基本符合国家有关书刊编辑、出版的技术标准，正确使用和统一规范语言文字、符号、数字、外文字母、法定计量单位及地图标注等。为确保录用定稿网络首发的严肃性，录用定稿一经发布，不得修改论文题目、作者、机构名称和学术内容，只可基于编辑规范进行少量文字的修改。

出版确认：纸质期刊编辑部通过与《中国学术期刊（光盘版）》电子杂志社有限公司签约，在《中国学术期刊（网络版）》出版传播平台上创办与纸质期刊内容一致的网络版，以单篇或整期出版形式，在印刷出版之前刊发论文的录用定稿、排版定稿、整期汇编定稿。因为《中国学术期刊（网络版）》是国家新闻出版广电总局批准的网络连续型出版物（ISSN 2096-4188，CN 11-6037/Z），所以签约期刊的网络版上网络首发论文视为正式出版。

面向时间协同的高超声速滑翔飞行器集群再入轨迹规划

陈顺毅^{1,2}, 徐小平³, 刘双喜^{1,4*}, 黄伟^{1,4}, 闫斌斌⁵

(1. 国防科技大学 空天科学学院, 湖南 长沙 410073; 2. 空天任务智能规划与仿真湖南省重点实验室, 湖南 长沙 410073; 3. 国防科技大学 前沿交叉学科学院, 湖南 长沙 410073; 4. 国防科技大学 高超声速技术实验室, 湖南 长沙 410073; 5. 西北工业大学 航天学院, 陕西 西安 710072)

摘要：从高超声速滑翔飞行器协同任务需求出发，针对复杂再入环境下的轨迹规划问题，提出了一种集群再入的协同轨迹规划方法。建立了飞行器集群的再入动力学模型，基于控制量与再入走廊约束设计了一种纵向轨迹控制方案，以减缓轨迹求解时的振荡问题，提高了轨迹求解的可行性。在此基础上，提出了两种协同形式下的轨迹规划方案，根据飞行器集群的任务需求及滑翔能力分析结果完成协同时间的决策，利用 hp 自适应伪谱法规划出满足禁飞区和时间约束的协同轨迹。仿真结果表明，所提方法在不同任务场景下均能规划出满足约束条件和协同时间的三维轨迹，对高超声速滑翔飞行器协同规划研究具有一定参考价值。

关键词：高超声速滑翔飞行器；协同轨迹规划；hp 自适应伪谱法；禁飞区规避；

中图分类号：V448.235 文献标识码：A

Time-coordinated re-entry trajectory planning for hypersonic glide vehicle cluster

CHEN Shunyi^{1,2}, XU Xiaoping³, LIU Shuangxi^{1,4*}, HUANG Wei^{1,4}, YAN Binbin⁵

(1. College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China; 2. Hunan Key Laboratory of Intelligent Planning and Simulation for Aerospace Missions, Changsha 410073, China; 3. College of Advanced Interdisciplinary Studies, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China; 4. Hypersonic Technology Laboratory, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China; 5. School of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Starting from the cooperative mission requirements of hypersonic gliding vehicles, a cooperative trajectory planning method for cluster re-entry was proposed to address the trajectory planning problem in complex re-entry environments. The re-entry dynamics of a cluster of vehicles was modelled, and a longitudinal trajectory control scheme was designed based on the control volume and re-entry corridor constraints. This approach aimed to mitigate the oscillation problem during trajectory calculation and improve the feasibility of trajectory solution. On this basis, a trajectory planning scheme under two forms of cooperation was proposed, which completed the decision of cooperative time according to the mission requirements and the gliding capability analysis results of the aircraft cluster, and utilized the hp adaptive pseudo-spectral algorithm to plan the cooperative trajectory that satisfies the no-fly zone and time constraints. Simulation results show that the proposed method can plan 3D trajectories that satisfy the specified constraints and coordinated time under different mission scenarios. This has significant reference value for the cooperative planning research of hypersonic glider vehicles.

Keywords: hypersonic glide vehicle; cooperative trajectory planning; hp adaptive pseudo-spectral algorithm; no-fly zone avoidance

高超声速滑翔飞行器是一种飞行速度超过 5 马赫的大升阻比滑翔飞行器，具备响应迅速、机动能力强等特点^[1-3]。但随着各国反导技术的快速发展^[4]，单个飞行器的生存能力出现下降，已无法

收稿日期：2024-04-17

基金项目：湖南省杰出青年基金资助项目（2021JJ10045）；智能博弈重点实验室创新工作站开放课题资助项目（ZBKF-24-01）

第一作者：陈顺毅（2000—），男，陕西西安人，硕士研究生，E-mail: chenshunyi1109@163.com

* 通信作者：刘双喜（1995—），男，陕西汉中人，助理研究员，博士，E-mail: lsxdouble@163.com

适应未来日益复杂的任务需求。因此，通过规划多个飞行器的再入时间和轨迹，实现时间、空间维度上的协同^[5]，是未来的发展形式。

目前，协同规划研究多集中在低速无人机和近程战术导弹。文献[6]通过设计单枚导弹在固定时间约束下的制导控制率（impact time control guidance, ITCG），实现了多弹同时到达预设点。文献[7]提出了一种两阶段制导律，在时间协同的基础上实现终端角度的协同。文献[8]提出了“领弹-从弹”的分布式协同制导架构，近年来的制导方法多基于这种架构。

相较于无人机编队和近程战术导弹，高超声速滑翔飞行器为一个欠驱动系统，面临着再入约束多、滑翔时间长、禁飞区规避等复杂的再入环境。因此，常采用“标称轨迹制导法^[9]”，“预测校正制导法^[10]”或基于轨迹优化算法实现飞行器协同。文献[9]通过引入机动系数减少标称轨迹的更新次数，提高了轨迹规划的速度。但该方法受航向角偏差走廊增大的影响，终端误差较大。文献[10]提出了一种基于自适应横程走廊的融合算法，但难以获得合理的协同时间范围，且无法满足终端角度的协同需求。因此，基于轨迹优化算法实现飞行器协同是目前的主要方法。

其中，伪谱法^[11-12]因对初值不敏感，精度高的特点被国内外学者广泛应用。其原理是将最优控制问题离散成代数方程，进行非线性规划问题（nonlinear programming problem, NLP）求解。但随着约束增加，其易陷入局部最优，无法得到合理飞行轨迹。此外，凸优化和智能优化算法近年来也得到广泛应用。文献[13-14]采用凸优化算法进行滑翔段轨迹规划，考虑了信赖域约束与更新。这种方法收敛速度快，但不易搜索到最优解。文献[15-17]分别基于改进麻雀优化算法与粒子群算法进行再入轨迹规划。智能优化算法精确度虽然较高，但在复杂约下的规划时间长达一小时以上，难以应用于实际任务中。在单个飞行器轨迹规划的基础上，文献[18]加入时间约束实现终端协同到达，但其规划是在二维平面下进行的。文献[19]提出了一种三维轨迹协同策略，将飞行器间的距离作为优化指标，有效的避免了飞行中的碰撞问题。但该方法没有考虑其他路径约束，不符实际任务场景。文献[20]考虑了再入时的禁飞区约束，利用 Radua 伪谱法实现了终端角度和时间的协同，但该方法不易得到可行解。文献[21-22]从动力学模型入手，根据飞行器再入走廊构造纵向控制剖面，提高了可行解的规划速度。文献[23]从求解策

略出发，将协同规划问题转化为滑翔时间范围和到达时间确定两个子问题，利用凸优化算法完成滑翔段轨迹的快速规划，但未考虑禁飞区的约束。文献[24]提出了一种两阶段控制策略的轨迹快速规划方法，但双固定剖面的设计减少了协同轨迹可行解。上述文献对于协同轨迹规划研究具有一定参考价值，但主要存在以下两方面问题：

1) 多采用终端同时到达方案，对于其他协同方案并未考虑^[18-24]。同时，并未考虑多禁飞区约束对协同轨迹的影响^[21-23]，不符合真实任务场景。

2) 伪谱法^[11-12]、凸优化法^[13-14]、智能优化算法^[15-17]等在复杂约束条件下，存在振荡性强、不易得到最优解等缺点。为提高协同规划速度，相关研究常将攻角和倾侧角设为固定剖面^[21-22]，但双固定剖面的设计削弱了飞行器的机动能力。

针对现有研究不足，提出了一种面向时间协同的高超声速滑翔飞行器再入轨迹规划方法。首先，建立了飞行器集群的再入动力学模型，基于控制量与再入走廊约束设计了纵向轨迹控制方案。其次，提出了两种协同形式下的轨迹规划方案，根据飞行器集群的任务需求及滑翔能力分析结果完成协同时间的决策。然后，基于 hp 自适应伪谱法实现协同轨迹快速规划。最后，通过数值仿真对所提方法的有效性进行了验证。

1 飞行器集群再入问题描述

1.1 再入动力学模型

假设地球为旋转球体，滑翔飞行器协同再入时，集群中第 i 个成员的再入动力学模型为：

$$\left\{ \begin{aligned} \frac{dr_i}{dt} &= v_i \sin \gamma_i \\ \frac{d\lambda_i}{dt} &= \frac{v_i \cos \gamma_i \sin \psi_i}{r_i \cos \phi_i} \\ \frac{d\phi_i}{dt} &= \frac{v_i \cos \gamma_i \cos \psi_i}{r_i} \\ \frac{dv_i}{dt} &= -\frac{D_i}{m_i} - g_i \sin \gamma_i - \omega_e^2 r_i \cos \phi_i (\sin \gamma_i \cos \phi_i - \cos \gamma_i \sin \phi_i \cos \psi_i) \\ \frac{d\gamma_i}{dt} &= \frac{L_i \cos \sigma_i}{v_i m_i} - g_i \cos \gamma_i + \frac{v_i \cos \gamma_i}{r_i} + 2\omega_e \cos \phi_i \sin \psi_i + \frac{\omega_e^2 r_i}{v_i} \cos \phi_i (\cos \gamma_i \cos \phi_i + \sin \gamma_i \sin \phi_i \sin \psi_i) \\ \frac{d\psi_i}{dt} &= \frac{L_i \sin \sigma_i}{v_i m_i \cos \gamma_i} - 2\omega_e (\tan \gamma_i \cos \phi_i \cos \psi_i - \sin \phi_i) + \frac{v_i \cos \gamma_i \sin \psi_i \tan \phi_i}{r_i} + \frac{\omega_e^2 r}{v_i \cos \gamma_i} \sin \phi_i \cos \phi_i \sin \psi_i \end{aligned} \right. \quad (1)$$

式中: i 表示飞行器集群的序列号; r 为当前位置的地心距离, h 为飞行器距离当地水平面的距离, R_0 为地球半径; v 为飞行器速度; λ 和 ϕ 为飞行器当前位置的经度和纬度; γ 为飞行路径角; ψ 为飞行器的航向角; σ 为飞行器的倾侧角; ω_e 为地球自转角速度; L 与 D 为飞行器所受的升力和阻力, 其表达式为:

$$\begin{cases} L_i = \frac{1}{2} \rho v_i^2 S_{ref,i} C_{L,i} \\ D_i = \frac{1}{2} \rho v_i^2 S_{ref,i} C_{D,i} \end{cases} \quad (2)$$

式中: S_{ref} 为飞行器的参考面积; C_L 与 C_D 为升力系数与阻力系数; ρ 是大气密度, 其公式为:

$$\rho = \rho_0 \exp\left(-\frac{h}{h_s}\right) \quad (3)$$

式中: ρ_0 为海平面大气密度, 取值为 1.725 kg/m^3 ; h_s 定义为海平面高度, 取值为 6700 m 。

1.2 再入约束条件

高超声速滑翔飞行器再入时需严格满足飞行中的热流密度约束、动压约束、法向过载约束, 其方程如下所示:

$$\dot{Q}_i = K_Q \rho^{0.5} v_i^{3.15} \leq \dot{Q}_{\max} \quad (4)$$

$$q_i = \frac{1}{2} \rho v_i^2 \leq q_{\max} \quad (5)$$

$$n_{y,i} = \sqrt{\frac{L_i^2 + D_i^2}{mg}} \leq n_{y,\max} \quad (6)$$

式中: $K_Q = 7.6869 \times 10^{-5}$ 为热流密度系数, $\dot{Q}_{\max}$ 为驻点的最大热流密度; $q_{\max}$ 为飞行中所受动压的最大值; $n_{y,i}$ 为飞行器 i 的法向过载, $n_{y,\max}$ 为最大法向过载。

为完成指定任务, 飞行器还需满足端点的高度、经纬度及终端的速度、角度要求。

$$\begin{cases} h_i(t_0) = h_{0,i} \\ \lambda_i(t_0) = \lambda_{0,i} \\ \phi_i(t_0) = \phi_{0,i} \\ h_i(t_f) = h_{f,i} \\ \lambda_i(t_f) = \lambda_{f,i} \\ \phi_i(t_f) = \phi_{f,i} \end{cases} \quad (7)$$

式中: t_0 为飞行器再入初始时刻; t_f 为飞行器的终端到达时间。

$$\begin{cases} \gamma_i(t_f) \geq \gamma_f \\ v_i(t_f) \geq v_f \end{cases} \quad (8)$$

式中: γ_f 和 v_f 为抵达终端时的角度和速度要求。

此外, 再入过程中需要规避对飞行安全构成威胁的区域。定义禁飞区为无限高的圆柱形区域, 其圆心位置和半径预先确定, 约束方程为:

$$\begin{cases} s = R_0 \arccos[\sin \phi \sin \phi_c + \cos \phi \cos \phi_c \cos(\lambda - \lambda_c)] \\ s \geq R_c \end{cases} \quad (9)$$

式中: s 为飞行轨迹上点 $P(\lambda, \phi)$ 到第 c 个禁飞区中心位置 $P(\lambda_c, \phi_c)$ 的大圆弧距离; $c=1, 2, \dots, C$, R_c 为禁飞区的半径, C 为禁飞区的总数; 当 s 大于半径 R_c 时, 认为满足对第 c 个禁飞区的规避。

2 面向时间约束的协同轨迹规划方法

2.1 纵向轨迹控制方案

纵向轨迹控制的目标是通过调整攻角和倾侧角, 实现协同轨迹的快速规划。为减少控制方案对滑翔飞行器机动能力的影响, 采用“固定攻角剖面+可控倾侧角”的控制方案。首先采用分段线性函数构建攻角控制剖面, 形式为:

$$\alpha = \begin{cases} \alpha_{ref1} & V \geq V_1 \\ (\alpha_{ref2} - \alpha_{ref1}) \frac{V - V_1}{V_2 - V_1} + \alpha_{ref1} & V_2 \leq V \leq V_1 \\ \alpha_{ref2} & V \leq V_2 \end{cases} \quad (10)$$

式中: α_{ref1} 和 α_{ref2} 为飞行器滑翔时的允许的较大攻角和最大升阻比攻角, 由飞行器气动特性确定; V_1 和 V_2 为给定值, 是剖面转折点的速度大小。

然后, 设计倾侧角为非固定剖面, 采用式(11)进行约束:

$$\begin{cases} \sigma_{\min} \leq \sigma \leq \sigma_{\max} \\ \dot{\sigma}_{\min} \leq \dot{\sigma} \leq \dot{\sigma}_{\max} \end{cases} \quad (11)$$

式中: $\sigma_{\max}$ 和 $\sigma_{\min}$ 为倾侧角允许的最大值和最小值; $\dot{\sigma}_{\max}$ 和 $\dot{\sigma}_{\min}$ 对应倾侧角速率变化的极值。

给定攻角和倾侧角控制方案后, 引入准平衡滑翔条件, 表达式如式(12)所示:

$$\frac{L}{m} \cos \sigma_{QEGC} - \left(g - \frac{v^2}{r}\right) \geq 0 \quad (12)$$

式中: σ_{QEGC} 取 0° 或正小值。

结合式(4)~(6)及式(12), 建立飞行器 i 的纵向高度控制方程以提高轨迹的规划速度。

$$\begin{cases} h_{\dot{Q},i} \geq 2h_s \ln\left(\frac{K_Q \rho^{0.5} v_i^{3.15}}{\dot{Q}_{\max}}\right) \\ h_{n_y,i} \geq h_s \ln\left(\frac{0.5 \rho v_i^2 S_{ref,i} \sqrt{C_{L,i}^2 + C_{D,i}^2}}{2n_{y,\max} mg}\right) \\ h_{q,i} \geq h_s \ln\left(\frac{\rho_0 v_i^2}{2q_{\max}}\right) \\ h_{QEGC,i} \leq h_s \ln\left(\frac{C_{L,i} \rho v_i^2 \cos \sigma_{QEGC}}{2m(g - v_i^2/r)}\right) \end{cases} \quad (13)$$

式中： $h_{\dot{Q},i}$ 、 $h_{n_y,i}$ 、 $h_{q,i}$ 、 $h_{QEGC,i}$ 分别对应飞行器 i 热流密度、法向过载、动压及准平衡滑翔约束的高度函数。

2.2 协同轨迹规划方案

2.2.1 协同时间的求解策略

针对不同场景下的协同任务需求，提出以下两种协同形式及对应的时间求解策略：

1) 多飞行器不同起始点同时再入，规避多个禁飞区后，在确定时间下同时到达任务区。

步骤 1：分析飞行器的滑翔能力，得到各飞行器的最长滑翔时间 $t_{\max,i}$ 和最短滑翔时间 $t_{\min,i}$ ；

步骤 2：通过式(14)确定飞行器集群的协同时间范围，根据具体作战需求选取协同时间；

$$t \in [t_{\min,1}, t_{\max,1}] \cap \dots \cap [t_{\min,i}, t_{\max,i}] \quad (14)$$

仿真中，协同时间 t 按式(15)计算：

$$t = \frac{\max(t_{\min,1}, \dots, t_{\min,i}) + \min(t_{\max,1}, \dots, t_{\max,i})}{2} \quad (15)$$

步骤 3：将时间约束指令发送至各子飞行器，在协同优化指标下进行轨迹规划。

2) 飞行器集群同起始点再入，通过控制各飞行器的滑翔时间实现序列到达。

步骤 1：分析各飞行器的滑翔能力，确定其最长滑翔时间 $t_{\max,i}$ 和最短滑翔时间 $t_{\min,i}$ ；

步骤 2：按集群中飞行器数量确定批次到达的间隔时间 Δt ，生成如式(16)所示的时间序列 t_i ：

$$\begin{cases} \Delta t = (t_{\max} - t_{\min}) / (n-1) \\ t_i = t_{\min} + i \cdot \Delta t \end{cases} \quad (16)$$

式中： $i=1,2,\dots,n$ ， n 为飞行器集群的数目。

步骤 3：将时间约束指令发送至各子飞行器，在协同优化指标下进行轨迹规划。

2.2.2 协同轨迹规划流程

根据协同任务需求，集群内各飞行器的协同轨迹规划流程如图 1 所示，规划流程可分为三步。首先，通过上层的协同时间决策模块对飞行器端点信息进行分析，确定各飞行器的滑翔段时间可

调范围。之后，根据协同时间求解策略确定飞行器集群的到达时间或到达序列。最后，时间决策模块将时间指令传递给各飞行器，在协同时间约束下进行轨迹规划问题的求解。

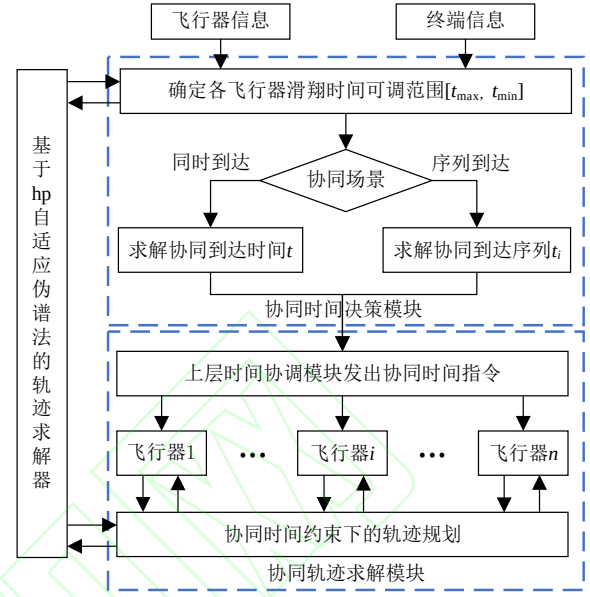


图 1 协同轨迹规划流程

Fig.1 Planning flow chart for cooperative trajectory

2.2.3 轨迹规划模型建立

依据图 1 的规划流程，将协同规划问题转换为 2 个子规划问题进行求解，即 P_1 ：滑翔段最长、最短飞行时间的规划问题； P_2 ：协同时间约束下的轨迹规划问题。轨迹规划的模型描述如下：

$$\begin{cases} P_1: \min J = t_f \text{ or } -t_f \\ \text{subject to: Eq. (1)} \\ x(t_0) = [\lambda_0, \phi_0, h_0, \gamma_0, \psi_0] \\ x(t_f) = [\lambda_f, \phi_f, h_f, \gamma_f, \psi_f] \\ \sigma_{\min} \leq u(t) \leq \sigma_{\max} \\ \dot{\sigma}_{\min} \leq u(t) \leq \dot{\sigma}_{\max} \\ h(t) \geq R_0 + \max\{h_Q, h_{n_y}, h_q\} \end{cases} \quad (17)$$

$$\begin{cases} P_2: \min J_{\text{cooperation}} = w_1 I_1 + w_2 I_2 + w_3 I_3 + \dots + w_i I_i \\ \text{subject to: Eq. (1)} \\ x_i(t_0) = [\lambda_{0,i}, \phi_{0,i}, h_{0,i}, \gamma_{0,i}, \psi_{0,i}] \\ x_i(t_f) = [\lambda_{f,i}, \phi_{f,i}, h_{f,i}, \gamma_{f,i}, \psi_{f,i}] \\ \sigma_{i,\max} \leq u_i(t) \leq \sigma_{i,\min} \\ \dot{\sigma}_{i,\min} \leq u_i(t) \leq \dot{\sigma}_{i,\max} \\ h_i(t) \geq R_0 + \max\{h_{Q,i}, h_{n_y,i}, h_{q,i}\} \end{cases} \quad (18)$$

式中： $J_{\text{cooperation}}$ 为协同优化指标； w_i 为第 i 架飞行器规划时所占权重； I 为待优化参数，如终端速度 v_f 、终端航向角 ψ_f 等。

2.3 时间约束下的协同轨迹规划

针对上述轨迹规划模型,采用 hp 自适应伪谱法进行轨迹规划,将有限维的最优控制问题离散化,转化为非线性规划问题求解。

2.3.1 最优控制问题离散化

离散化步骤如下所示:

1) 时域变换

将轨迹规划的时间 $[t_0, t_f]$ 划分为 k 个子区间,即 $t_0 < t_1 < \dots < t_k = t_f$, 通过式(19)将 $t \in [t_{k-1}, t_k]$ 转换到 $\tau \in [-1, 1]$ 。

$$\tau = \frac{2t - (t_{k-1} + t_k)}{t_k - t_{k-1}} \quad (19)$$

2) 状态变量和控制变量离散

采用 LGR (Legendre-Gauss-Radau) 配点, 构造 N_k 阶 Legendre 多项式 $L_i(\tau) (\tau = 1, \dots, N_k + 1)$, 其中 $(\tau_1^k, \dots, \tau_{N_k}^k)$ 为第 k 个子区间的配点个数。

$$L_i(\tau) = \prod_{j=1, j \neq i}^{N_k+1} \frac{\tau - \tau_j}{\tau_i - \tau_j} \quad (20)$$

离散后的状态变量为:

$$x^{(k)}(\tau) \approx X^{(k)}(\tau) = \sum_{j=0}^{N_k} X_j^{(k)} L_j^{(j)}(\tau) \quad (21)$$

离散后的控制变量为:

$$u^{(k)}(\tau) \approx U^{(k)}(\tau) = \sum_{j=0}^{N_k} U_j^{(k)} L_j^{(j)}(\tau) \quad (22)$$

3) 动力学微分方程离散

对离散后的状态变量微分, 可得:

$$\frac{dX^{(k)}(\tau)}{dt} = \sum_{j=0}^{N_k} X_j^{(k)} \dot{L}_j^{(j)}(\tau) = \sum_{i=0}^K D_{ij}^{(k)} X_j^{(k)} \quad (23)$$

式中: $D_{ij}^{(k)}$ 为第 k 个子区间的微分矩阵。

$$D_{ij} = \begin{cases} \frac{(1+\tau_i)\dot{P}_K(\tau_k) + P_K(\tau_i)}{(\tau_i - \tau_j)[(1+\tau_i)\dot{P}_K(\tau_i) + \dot{P}_K(\tau_i)]}, j \neq i \\ \frac{(1+\tau_j)\ddot{P}_K(\tau_j) + 2\dot{P}_K(\tau_j)}{2[(1+\tau_j)\dot{P}_K(\tau_i) + P_K(\tau_i)]}, j = i \end{cases} \quad (24)$$

4) 约束条件和性能指标离散

过程约束离散为:

$$C^{(k)}(X_i^{(k)}, U_i^{(k)}) \leq 0 \quad (25)$$

边界约束离散为:

$$\phi(X_1^{(1)}, t_0, X_{N_k+1}^{(K)}, t_K) = 0 \quad (26)$$

性能指标函数离散为:

$$J = \Phi(X_0, t_0, X_f, t_f) + \frac{t_f - t_0}{2} \sum_{i=1}^K \omega_k G(X(\tau_k), U(\tau_k), \tau_k; t_0, t_f) \quad (27)$$

式中: Φ 为非积分项, G 为被积分项, ω_k 为第 k 个配点的权重。

2.3.2 hp 自适应求解策略

为提高非线性规划问题求解精度,采用 hp 自适应求解策略。设定每个区间的误差界限为 ε_d , 若第 k 个区间的最大误差 $\varepsilon_{k, \max}$ 大于误差界限 ε_d 时,则需要进一步细化网格。网格细化的方法包含两种:增加 Legendre 多项式阶数或增加子区间数量。进行网格细化时,网格内第 i 个状态变量曲率为:

$$\kappa_i^k \kappa(\tau) = \frac{|\ddot{X}_i^k(\tau)|}{\left\{1 + [\dot{X}_i^k(\tau)]^2\right\}^{3/2}} \quad (28)$$

定义第 k 个区间的最大曲率和平均曲率为 $\kappa_{\max}^k$ 和 $\bar{\kappa}^k$, 得到曲率比值 η 为:

$$\eta = \frac{\kappa_{\max}^k}{\bar{\kappa}^k} \quad (29)$$

当 $\eta < \varepsilon_{k, \max}$ 时,增加多项式的阶数 P , 否则,通过增加配点数来减小误差。

协同轨迹规划时采用的 hp 自适应伪谱法流程如图 2 所示, 具体求解步骤如下。

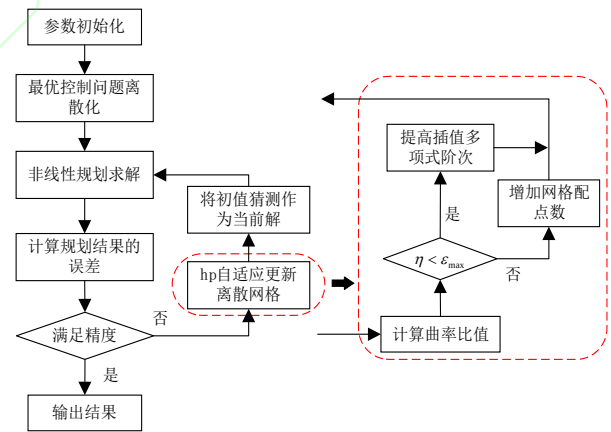


图 2 hp 自适应伪谱法流程图

Fig.2 Flow chart of hp adaptive pseudo-spectral algorithm

步骤 1: 输入约束条件、优化目标函数, 进行参数初始化, 给定初始猜测值;

步骤 2: 最优控制问题离散化, 进行非线性规划问题求解;

步骤 3: 计算非线性规划的误差结果, 并与预设精度对比。若满足要求, 则输出结果, 否则进入 hp 自适应更新;

步骤 4: hp 自适应更新时, 计算当前曲率比值 η , 若 η 小于最大曲率, 则增加多项式的阶数, 否则增加配点个数;

步骤 5: 网格更新后, 将初值猜测作为当前解, 转入步骤 3, 直到满足预定精度, 输出结果。

3 仿真结果与分析

以 3 个高超声速滑翔飞行器组成的集群为例, 在 2 种不同的协同再入场景下进行仿真验证。采用 CAV-H 飞行器^[25]的参数, 该飞行器质量为 907.2 kg, 参考面积为 0.4839 m²。根据其气动特性设定 α_{ref1} 和 α_{ref2} 为 30° 和 10°, V_1 和 V_2 设定为 5200 m/s 和 2500 m/s。倾侧角 σ 的控制范围为 $\pm 80^\circ$, $|\dot{\sigma}| \leq 5(^{\circ})/s$ 。再入过程约束 $= \dot{Q}_{max}$ 、 q_{max} 、 $n_{y,max}$ 分别取值为 $4.5 \times 10^6 W/m^2$ 、 $3 \times 10^5 Pa$ 和 5 g。

3.1 飞行器集群不同起始点协同再入

飞行器集群从 3 处相距 1000 km 以上的地点同时再入, 经协同轨迹规划, 在期望时间和角度抵达目标区域。飞行器再入初始状态如表 1 所示, 终端约束如表 2 所示, 禁飞区约束如表 3 所示。

表 1 飞行器再入初始状态

Tab.1 Initial re-entry state of aircraft					
飞行器	速度 /(m/s)	航向 角/ (°)	路径 角/ (°)	再入 点/(°)	高度 /km
1	7000	80	0	(1E, 28N)	80
2	7000	70	0	(0E, 0N)	80
3	7000	81	0	(0E, 15N)	80

表 2 飞行器终端约束

Tab.2 Terminal constraints of aircraft			
终端约束	飞行器 1	飞行器 2	飞行器 3
高度误差/m	± 150		
速度/(m/s)	600 ~ 1200		
目标区/(°)	$(145E \pm 0.2, 13.5N \pm 0.2)$		
路径角/(°)	0		
航向角/(°)	100 ± 1	45 ± 1	135 ± 1

表 3 禁飞区约束

Tab.3 No-fly zone constraints			
禁飞区	中心纬度/ (°)	中心点经 度/(°)	半径/km
1	100	13	330

2	65	10	330
3	77	27	330

首先分析集群的滑翔能力, 得到各飞行器的滑翔时间可调范围为 267 s、347 s、282 s。其中, 最短和最长时间滑翔轨迹的地面投影如图 3~5 所示, 可以发现, 飞行器通过调节横向机动距离实现了滑翔时间的大范围调节。

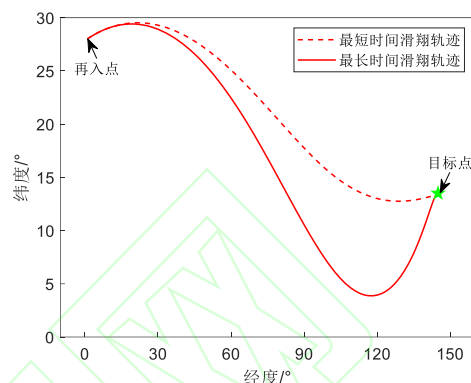


图 3 飞行器 1 轨迹地面投影

Fig.3 Ground track of the trajectory of aircraft 1

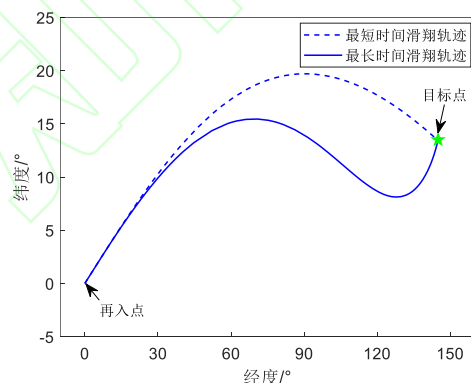


图 4 飞行器 2 轨迹地面投影

Fig.4 Ground track of the trajectory of aircraft 2

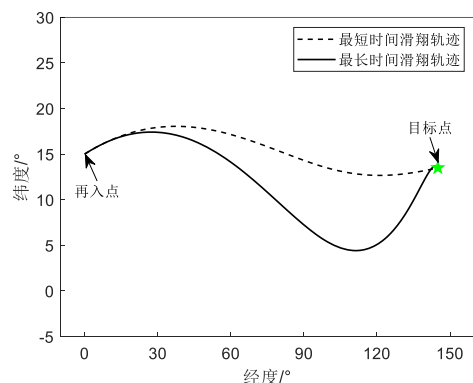
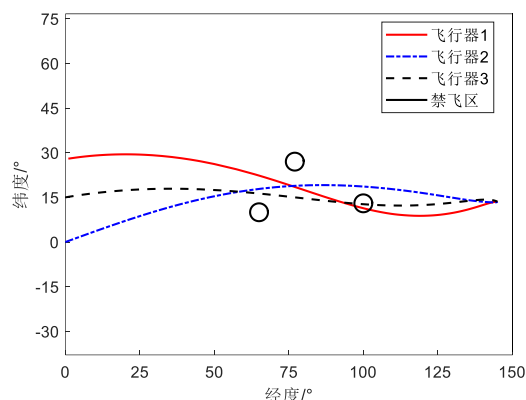


图 5 飞行器 3 轨迹地面投影

Fig.5 Ground track of the trajectory of aircraft 3

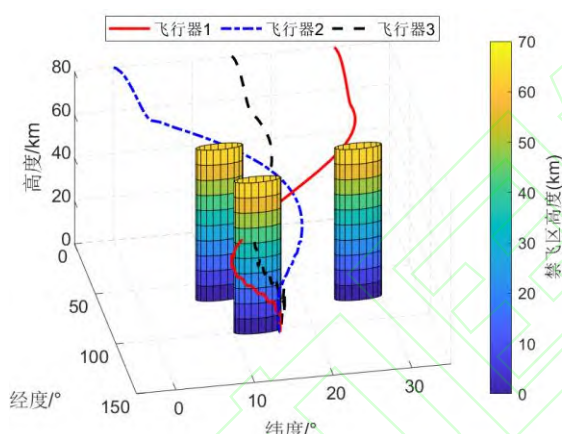
之后, 根据时间求解策略选取集群到达的协同时间为 3280 s。为保证末制导段的打击效果, 协同规划时以最大末速度 v_f 为优化指标, 各飞行器的权重 w_i 取为 1/3。

最终得到图 6~7 所示的面向时间约束下的协同轨迹规划结果。其中，图 7 是考虑复杂禁飞区规避的协同规划结果，相较于图 6 中未考虑禁飞区规避的场景，三个飞行器通过施加横向机动规避了多个禁飞区最终到达目标点，有效的提高了飞行器集群的生存能力。



(a) 轨迹地面投影

(a) Ground track of trajectory

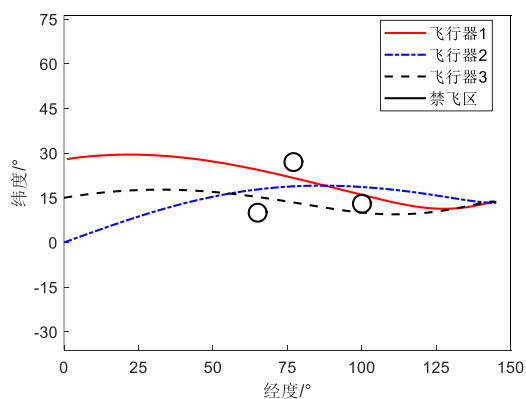


(b) 三维轨迹图

(b) Three-dimensional graph of trajectory

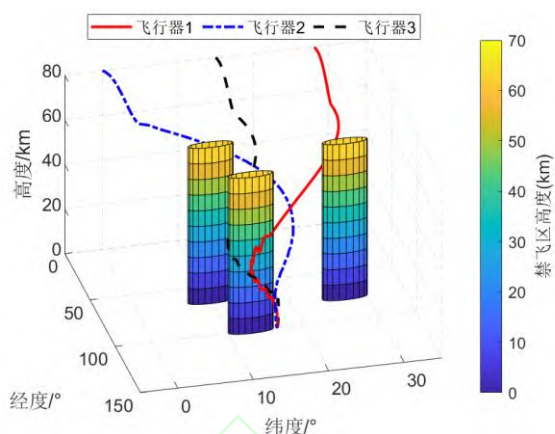
图 6 不考虑禁飞区规避的协同轨迹

Fig.6 Cooperative trajectory without considering no-fly zone



(a) 轨迹地面投影

(a) Ground track of trajectory



(b) 三维轨迹图

(b) Three-dimensional graph of trajectory

图 7 考虑禁飞区规避的协同轨迹

Fig.7 Cooperative trajectory considering no-fly zone

表 4 为考虑禁飞区规避下的协同轨迹终端状态。可以发现，最大高度误差为 123.12 m，最大到达时间误差为 2.71 s，终端状态满足协同要求。

表 4 协同轨迹终端状态

Tab.4 Terminal state of cooperative trajectory

终端参数	飞行器 1	飞行器 2	飞行器 3
高度误差/m	3.80	20.72	123.12
速度/(m/s)	777.46	1200.00	1167.03
经度/(°)	144.99	144.97	144.98
纬度/(°)	13.50	13.47	13.51
到达时间/s	3278.53	3282.71	3278.67
航向角/(°)	99.64	45.00	130.11

3.2 飞行器集群同起始点再入序列到达

飞行器集群从同一地点连续再入（3 个飞行器在短时间内连续再入，相较于较长的滑翔时间，可近似认为同时再入），以时间序列的形式批次到达终端目标，仿真始条件如表 5 所示：

表 5 仿真初始条件

Tab.5 Initial conditions for simulation

初始参数	再入点	目标点
高度/km	65	20±0.15
速度/(m/s)	6000	1500 ~ 2500
经度/(°)	102	155±0.2
纬度/(°)	28	50±0.2
航向角/(°)	90	90±30

飞行路径角/
(°) -1 -0.5±1

根据 2.2.1 节中的协同时间求解策略,计算出飞行器集群序列到达的时间为 1291 s、1427 s、1563 s。各飞行器在对应时间约束下得到的轨迹规划结果如图 8~图 11,终端状态如表 6 所示,可以看出终端误差均小于设定的阈值,满足协同要求。

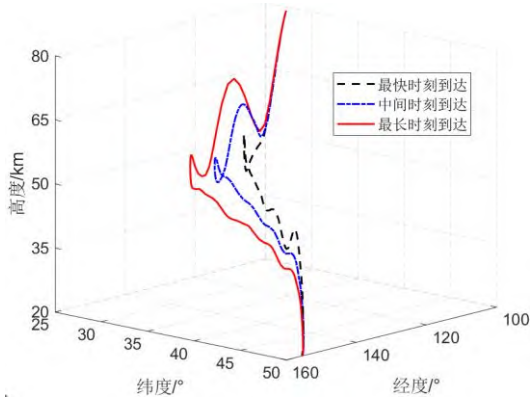


图 8 序列到达三维轨迹

Fig.8 Three-dimensional trajectory of sequence arrival

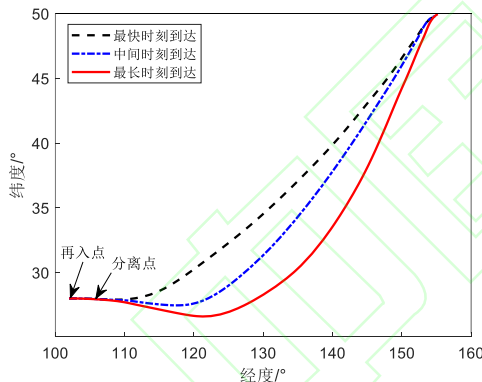


图 9 序列到达轨迹地面投影

Fig.9 Ground track of sequenced arrival trajectory

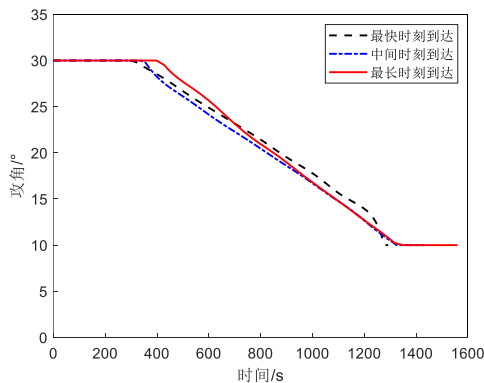
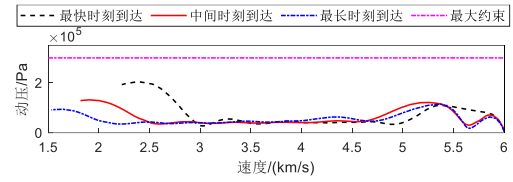


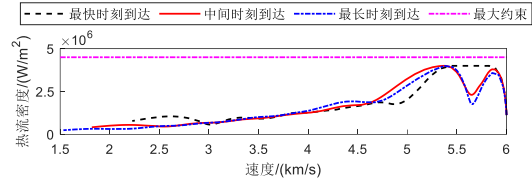
图 10 攻角剖面

Fig.10 Angle of attack profile



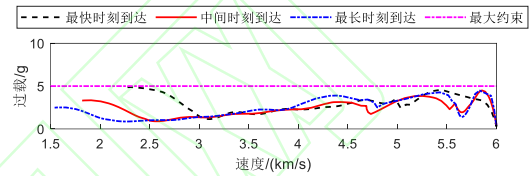
(a) 动压-滑翔速度变化曲线

(a) Dynamic pressure - gliding speed variation curve



(b) 热流密度-滑翔速度变化曲线

(b) Heat flux density - gliding speed variation curve



(c) 过载-滑翔速度变化曲线

(c) Overload - gliding speed variation curve

图 11 滑翔段所受的过程约束

Fig.11 Process constraint during glide phase

表 6 序列到达终端状态

Tab.6 Terminal state of sequential arrive

终端参数	飞行器 1	飞行器 2	飞行器 3
高度误差/m	105.71	84.34	86.73
速度/(m/s)	1532.64	1818.93	2226.61
经度/(°)	155.10	154.81	154.86
纬度/(°)	49.96	49.80	49.99
航向角/(°)	69.00	80.21	89.00
路径角/(°)	-1.50	-1.43	-1.01

从图 8~9 可以看出,飞行器集群再入后迅速下降,并在初始下降段结束后分离,最终实现终端的序列到达。其中,最快到达飞行器的轨迹较平滑,地面投影直接指向目标点。最长时刻到达的飞行器为实现序列到达,在纵向平面内呈周期性跳跃,且通过大范围的横向机动来增加滑翔时间。而中间时刻到达的飞行器,则不需要进行较大的横向机动,其轨迹在纵向平面内小幅跳跃。

图 10 为设计的攻角剖面,飞行器再入初始阶段采用 30° 大攻角飞行,以实现快速下降;滑翔中段,攻角呈现线性变化;末段则采用 10° 的大升阻比攻角飞行,而倾侧角则采用可控优化量以

提高飞行器的机动能力。图 11 为飞行器滑翔时所受的过程约束，再入初始阶段热流约束是影响轨迹的主要因素，而后动压和法向过载约束成为主要影响因素。同时，图 12~13 表明本文所采用的纵向轨迹控制方案，相较于同时控制攻角和倾侧角变化速率的方案，轨迹规划耗时得到较大的缩减。而相较于同时构造攻角和倾侧角固定剖面的方案，所提方法保证了飞行器集群的滑翔能力。在满足复杂再入环境约束和协同任务需求的前提下，滑翔时间可调范围增加了 21.43%。

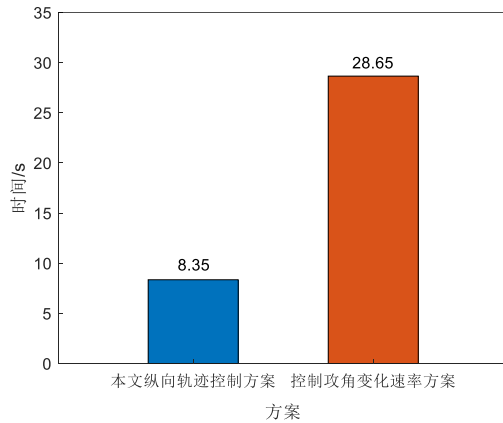


图 12 不同纵向轨迹控制方案的协同规划时间对比

Fig.12 Comparison of cooperative planning time for different longitudinal trajectory control schemes

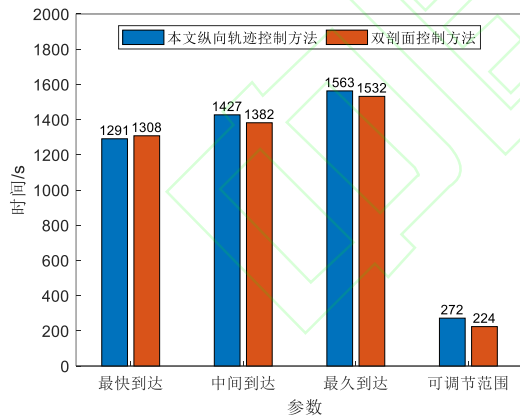


图 13 不同方案下滑翔时间对比结果

Fig.13 Comparison results of gliding time under different schemes

4 结论

1) 针对高超声速飞行器集群协同任务需求，提出了一种面向时间协同的轨迹规划方法。设计了一种纵向轨迹控制方案，提出了两种协同形式下的轨迹规划方案，解决了给定期望时间约束下

的多飞行器轨迹规划问题。

2) 面向真实任务场景，考虑了复杂再入环境约束和禁飞区规避场景。对飞行器的滑翔能力与时间调节范围进行分析，以满足不同的协同需求。

3) 通过两种协同再入场景下的仿真，验证了所提方法的有效性。本文方法在提高协同轨迹规划速度的同时，保证了各飞行器具有较强的机动能力。

参考文献(References)

- [1] 张远, 黄旭, 路坤锋, 等. 高超声速飞行器控制技术研究与展望[J]. 宇航学报, 2022, 43(7): 866-879. ZHANG Y, HUANG X, LU K F, et al. Research progress and prospect of the hypersonic flight vehicle control technology[J]. Journal of Astronautics, 2022, 43(7): 866-879.(in Chinese)
- [2] 吴楠, 王锋, 赵敏, 等. 高超声速滑翔再入飞行器的可达区快速预测[J]. 国防科技大学学报, 2021, 43(1): 1-6. WU N, WANG F, ZHAO M, et al. Fast prediction for footprint of hypersonic glide reentry vehicle[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2021, 43(1): 1-6.(in Chinese)
- [3] LIU S X, YAN B B, HUANG W, et al. Current status and prospects of terminal guidance laws for intercepting hypersonic vehicles in near space: a review[J]. Journal of Zhejiang University: Science A, 2023, 24(5): 387-403.
- [4] 赵良玉, 雍恩米, 王波兰. 反临近空间高超声速飞行器若干研究进展[J]. 宇航学报, 2020, 41(10): 1239-1250. ZHAO L Y, YONG E M, WANG B L. Some achievements on interception of near space hypersonic vehicles[J]. Journal of Astronautics, 2020, 41(10): 1239-1250.(in Chinese)
- [5] XU X P, YAN X T, YANG W Y, et al. Algorithms and applications of intelligent swarm cooperative control: a comprehensive survey[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2022, 135: 100869.
- [6] JEON I S, LEE J I, TAHK M J. Homing guidance law for cooperative attack of multiple missiles[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2010, 33(1): 275-280.
- [7] 唐杨, 祝小平, 周洲, 等. 一种基于攻击时间和角度控制的协同制导方法[J]. 航空学报, 2022, 43(1): 324844. TANG Y, ZHU X P, ZHOU Z, et al. Cooperative guidance method based on impact time and angle control[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(1): 324844.(in Chinese)

- [8] 于江龙, 董希旺, 李清东, 等. 拦截机动目标的分布式协同围捕制导方法[J]. 航空学报, 2022, 43(9): 325817.
YU J L, DONG X W, LI Q D, et al. Distributed cooperative encirclement hunting guidance method for intercepting maneuvering target[J]. Acta Astronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(9): 325817.(in Chinese)
- [9] 乔浩, 李新国, 常武权. 考虑机动系数的标准轨迹再入制导方法[J]. 宇航学报, 2020, 41(2): 206-214.
QIAO H, LI X G, CHANG W Q. Reentry guidance method considering maneuver coefficient[J]. Journal of Astronautics, 2020, 41(2): 206-214.(in Chinese)
- [10] 贺杨超, 李炯, 邵雷, 等. 基于自适应横程走廊的再入滑翔飞行器改进预测校正算法[J]. 系统工程与电子技术, 2024, 46(2): 692-702.
HE Y C, LI J, SHAO L, et al. Improved predictor-corrector algorithm of reentry gliding vehicle based on adaptive cross-range corridor[J]. Systems Engineering and Electronics, 2024, 46(2): 692-702.(in Chinese)
- [11] 李广华, 张洪波, 谢愈, 等. 飞行性能评估主导参数选择方法[J]. 飞行力学, 2012, 30(2): 160-162.
LI G H, ZHANG H B, XIE Y, et al. Dominant parameters selection method for flight performance evaluation[J]. Flight Dynamics, 2012, 30(2): 160-162.(in Chinese)
- [12] 李兆亭, 周祥, 张洪波, 等. 基于伪谱法的再入可达域影响因素分析[J]. 上海交通大学学报, 2022, 56(11): 1470-1478.
LI Z T, ZHOU X, ZHANG H B, et al. Analysis of entry footprint based on pseudospectral method[J]. Journal of Shanghai Jiao Tong University, 2022, 56(11): 1470-1478.(in Chinese)
- [13] WANG Z B, GRANT M J. Constrained trajectory optimization for planetary entry via sequential convex programming[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2017, 40(10): 2603-2615.
- [14] 宗群, 李智禹, 叶林奇, 等. 变信赖域序列凸规划RLV再入轨迹在线重构[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2020, 52(3): 147-155.
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): 147-155.(in Chinese)
- [15] 徐慧, 蔡光斌, 崔亚龙, 等. 高超声速滑翔飞行器再入轨迹优化[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2023, 55(4): 44-55.
XU H, CAI G B, CUI Y L, et al. Reentry trajectory optimization method of hypersonic glide vehicle[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2023, 55(4): 44-55.(in Chinese)
- [16] 周宏宇, 王小刚, 单永志, 等. 基于改进粒子群算法的飞行器协同轨迹规划[J]. 自动化学报, 2022, 48(11): 2670-2676.
ZHOU H Y, WANG X G, SHAN Y Z, et al. Synergistic path planning for multiple vehicles based on an improved particle swarm optimization method[J]. Acta Automatica Sinica, 2022, 48(11): 2670-2676.(in Chinese)
- [17] 刘云昊, 邓亦敏, 段海滨, 等. 基于飞蛾信息素寻偶机制的无人机集群协同搜索[J]. 国防科技大学学报, 2022, 44(4): 22-31.
LIU Y H, DENG Y M, DUAN H B, et al. Unmanned aerial vehicle swarm cooperative search based on moth pheromone courtship mechanism[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2022, 44(4): 22-31.(in Chinese)
- [18] 马培蓓, 纪军, 范作娥. 考虑战场环境约束的多导弹协同任务规划[J]. 电光与控制, 2010, 17(8): 5-10.
MA P B, JI J, FAN Z E. Cooperative mission planning of multi-missile with battlefield environment constraint[J]. Electronics Optics & Control, 2010, 17(8): 5-10.(in Chinese)
- [19] 郑多, 韩煜, 鲁天宇, 等. 考虑避碰与任务分配的多飞行器协同制导技术[J]. 系统工程与电子技术, 2023, 45(9): 2873-2883.
ZHENG D, HAN Y, LU T Y, et al. Multi aircraft cooperative guidance technology considering collision avoidance constraint task allocation[J]. Systems Engineering and Electronics, 2023, 45(9): 2873-2883.(in Chinese)
- [20] 许强强, 葛健全, 杨涛, 等. 面向突防的多导弹协同弹道规划方法[J]. 中国惯性技术学报, 2018, 26(4): 524-530.
XU Q Q, GE J Q, YANG T, et al. Cooperative trajectory planning for penetration of multiple missiles[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2018, 26(4): 524-530.(in Chinese)
- [21] 姜鹏, 郭栋, 韩亮, 等. 多飞行器再入段时间协同弹道规划方法[J]. 航空学报, 2020, 41(增刊 1): 723776.
JIANG P, GUO D, HAN L, et al. Trajectory optimization for cooperative reentry of multiple hypersonic glide vehicle[J]. Acta Astronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(Suppl 1): 723776.(in Chinese)
- [22] 王新宇, 梁学智, 施锐, 等. 高超声速滑翔飞行器协同轨迹规划方法[J]. 航空兵器, 2022, 29(5): 1-10.
WANG X Y, LIANG X Z, SHI R, et al. Collaborative trajectory planning method for hypersonic glide vehicle[J]. Aero Weaponry, 2022, 29(5): 1-10.(in Chinese)
- [23] 刘哲, 陆浩然, 郑伟, 等. 多滑翔飞行器时间协同轨迹快速规划[J]. 航空学报, 2021, 42(11): 524497.
LIU Z, LU H R, ZHENG W, et al. Rapid time-coordination trajectory planning method for multi-glide

- vehicles[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2021, 42(11): 524497.(in Chinese)
- [24] YU J L, DONG X W, LI Q D, et al. Cooperative guidance strategy for multiple hypersonic gliding vehicles system[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2020, 33(3): 990-1005.
- [25] LIU P, LIU H, CHEN T Y, et al. Gaussian distribution-based control vector parameterization method for constrained hypersonic vehicle reentry trajectory optimization[J]. *Journal of Aerospace Engineering*, 2023, 36(6): 04023075.

