

多滑翔飞行器协同编队再入轨迹快速规划

南汶江, 闫循良*, 霍清华
(西北工业大学 航天学院, 陕西 西安 710072)

摘要:针对滑翔中段多飞行器协同编队轨迹规划问题,提出一种基于“协同集结-编队保持”策略的两段式协同编队轨迹规划方法。在协同集结段,设计了基于协调-执行双层架构的轨迹规划方法。其中,协调层包括时空能力边界预示、集结点信息解算与分配、集结点信息适应性修正三个模块,以在考虑飞行器调控能力情况下快速确定集结点信息;执行层则设计了一种考虑时空全状态约束的轨迹规划方法,以实现多飞行器高精度集结,进而为编队保持提供有利初始态势。在编队保持段,以虚拟高度和航向角为协调信息,设计了基于固定时间一致性的轨迹规划方法,从而实现长航程编队保持。仿真结果表明,所提轨迹规划方法具有良好的高精度协同集结能力、长航程编队保持能力与多任务适应能力。

关键词:再入协同编队;协同集结;编队保持;时空全状态约束

中图分类号:V448.2 **文献标志码:**A **文章编号:**1001-2486(2026)01-125-14

Rapid reentry trajectory planning of multi-gliding vehicles for coordinated formation

NAN Wenjiang, YAN Xunliang*, HUO Qinghua

(School of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: For the problem of trajectory planning for multi-vehicle collaborative formation in the gliding mid-flight phase, a two-phase cooperative formation trajectory planning method based on the "coordinated assembly and formation maintenance" strategy was proposed. In the coordinated assembly segment, a trajectory planning method based on a coordination-execution dual-layer framework was designed. The coordination layer included three modules: spatiotemporal capability boundary forecasting, rendezvous point information calculation and distribution, and adaptive correction of rendezvous point information, to quickly determine the rendezvous point information while considering the vehicles' control capabilities. The execution layer then designed a trajectory planning method considering space-time full state constraints to achieve high-precision assembly of multiple vehicles, providing a favorable initial situation for formation maintaining. In the formation maintenance segment, using virtual altitude and heading angle as coordination information, a trajectory planning method based on fixed-time consistency was designed to realize long-range formation maintenance. Simulation results show that the proposed trajectory planning method demonstrates excellent high-precision assembly capability, long-range formation maintaining ability, and adaptability to multiple tasks.

Keywords: reentry coordinated formation; coordinated assembly; formation maintenance; space-time full state constraints

多滑翔飞行器协同编队可克服单滑翔飞行器任务执行类型单一、易被干扰等不足,显著提升飞行器多任务执行能力与抗干扰能力,是实现协同探测、协同定位等任务的必要手段^[1-3]。然而,复杂多变的临空环境、高速欠驱动飞行特性以及黑障区内通信困难等问题使得滑翔飞行器难以实现严格的协同编队飞行^[4-5]。针对这一问题,通常

可将再入轨迹分为协同集结段(coordinated assembly segment, CAS)与编队保持段^[4](formation maintenance segment, FMS)。在协同集结飞行过程中,各飞行器利用气动力实现飞行时间与状态的主动调控,使其在集结点处趋于一致,从而形成有利编队态势;编队保持飞行过程中,各飞行器结合自身状态与协调信息生成编队指令,从而维持

收稿日期:2025-01-15

基金项目:国家自然科学基金资助项目(11602296);陕西省自然科学基金基础研究计划资助项目(2019JM-434);智控实验室开放基金资助项目(2023-ZKSYS-KF04-02)

第一作者:南汶江(2001—),男,河南洛阳人,硕士研究生,E-mail:wenjiang_n@mail.nwpu.edu.cn

***通信作者:**闫循良(1984—),男,山东济宁人,副研究员,博士,硕士生导师,E-mail:xly_nwpu@126.com

引用格式:南汶江,闫循良,霍清华.多滑翔飞行器协同编队再入轨迹快速规划[J].国防科技大学学报,2026,48(1):125-138.

Citation: NAN W J, YAN X L, HUO Q H. Rapid reentry trajectory planning of multi-gliding vehicles for coordinated formation[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2026, 48(1): 125-138.

编队构型直至任务交班。值得注意的是,集结点时空状态与编队构型等复杂约束条件的引入,使得欠驱动滑翔飞行器协同编队再入轨迹规划问题可行域极小、快速求解难度显著提升。因此,有必要开展面向集结与编队飞行的协同再入轨迹快速规划问题研究。

传统再入轨迹规划方法往往仅考虑部分终端状态约束^[6],鲜有同时考虑到到达时间、终端全状态要素约束^[7]。然而,协同集结轨迹规划的本质是一个考虑终端时空全状态约束的协同轨迹规划问题,传统方法因其考虑约束少或规划效率低而难以拓展至该类问题,轨迹优化方法则因初值敏感性和低收敛性无法应用于快速规划需求场景^[8],针对该问题,Liu 等^[9]提出了一种基于改进序列凸优化的轨迹规划方法,设置多个路径点并通过凸优化方法对轨迹进行更新,然而该方法对初始轨迹依赖性较强,难以确保能高效稳定收敛;Yu 等^[10]基于预测校正思想,提出了一种满足终端时间和角度约束的多段数值预测校正协同制导算法,然而所引入的平衡滑翔假设一定程度上限制了飞行器机动能力的发挥,缩小了终端时间与角度可调范围。此外,由于上述方法并未考虑集结点信息的求解,故难以将其直接应用于协同编队任务场景。

针对滑翔飞行器编队保持问题,部分学者基于一致性理论^[11-12]、多约束轨迹优化^[13]、控制理论^[14]和深度强化学习^[15]等方法,开展了相应的协同编队轨迹规划与制导问题研究。作为一致性理论的代表,水晓冰等^[11]通过参数优化获得各飞行器初始位置、滑翔攻角与编队航程最优解,并基于速度方向一致性策略实现了多滑翔飞行器的编队飞行;Zhang 等^[12]基于固定时间一致性理论设计了编队保持控制器,从而实现了多飞行器的编队飞行。为进一步提升编队轨迹的最优性,Zhang 等^[13]同时考虑过程、控制、终端状态与避碰避障约束,基于分布式模型预测控制方法完成了最优编队轨迹规划。针对在线应用需求,Zhang 等^[14]基于分层控制理论提出了一种具有全局有限时间收敛特性的编队控制方案,利用各飞行器纵、侧向相对位置信息生成编队指令,但由于未考虑过程约束,故难以直接应用于远航程、长时间的滑翔段全程轨迹规划或中制导问题。此外,胡砚洋等^[15]基于柔性动作评价(soft actor-critic, SAC)算法设计了基于集中式训练、分布式执行策略的智能集群控制方法,实现了基于深度强化学习的多滑翔飞行器的避障决策与协同编队。值得注意的是,上述四类方法均假设飞行器初始状态已具备基本

编队态势或仅考虑小范围初始状态偏差,其方法本身对于编队初始状态较为敏感。因此,上述方法主要用于解决编队构型形成后的控制与保持问题,或小初始状态偏差情况下的编队集结与保持问题,并未考虑非预期构型条件下的编队初始状态一致性收敛,且部分方法存在未考虑过程约束、难以快速求解等问题。

因此,面向滑翔协同编队任务需求,本文提出了一种基于“协同集结-编队保持”策略的两段式协同编队再入轨迹规划方法。该方法包括协同集结段轨迹规划与编队保持段轨迹规划。其中,协同集结段轨迹规划包含时空能力边界预示、集结点信息解算与分配、集结点信息适应性修正与集结轨迹规划四个模块,可实现集结点信息的自适应解算与集结轨迹的高精度快速规划;编队保持段轨迹规划则包含领航与协从飞行器轨迹规划两个模块,可实现长航程编队构型保持与编队轨迹规划。该方法在集结点信息解算环节有效考虑了飞行器调控能力边界,避免了集结点人为给定而导致的轨迹不可行情况,具有良好的可行性与安全性。最终,以 CAV-H 协同编队为例,验证了本文方法的多任务适应性及计算快速性。

1 协同编队问题描述

1.1 飞行方案

考虑协同编队任务需求,本文设计了协同集结与编队保持(coordinated assembly and formation maintenance, CAFM)飞行方案。

如图 1 所示,该方案将再入编队飞行分为初

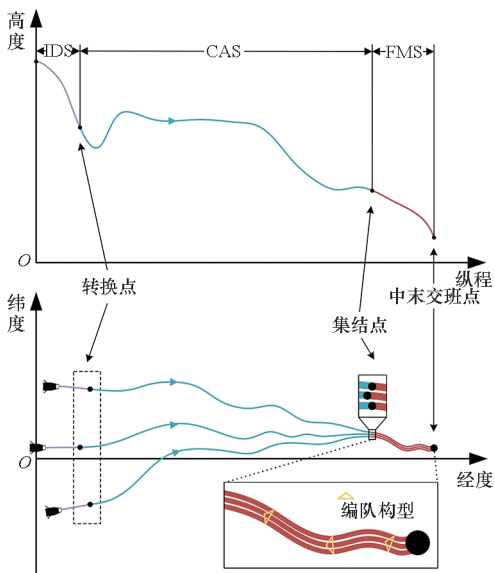


图 1 飞行方案示意图

Fig. 1 Flight plan schematic diagram

始下降段(initial descent segment, IDS)、协同集结段与编队保持段,并定义其分段点依次为转换点(transition point, TP)与集结点(rendezvous point, RP)。其中,IDS 气动力作用微弱,仅利用常值倾侧角进行开环控制,当飞行器所受升力足以支持其进行平稳的滑翔运动时,进入 CAS。CAS 飞行过程中,各飞行器利用气动力实现飞行时间与状态的主动调控,并在集结点处趋于一致,为后续编队飞行提供良好初始态势。FMS 飞行过程中,各飞行器结合自身状态与参考信息生成编队指令,从而维持编队构型直至导引头开机,即中末交班点。

1.2 运动模型

假设地球为旋转球体,建立以能量为自变量的无量纲质心动力学模型:

$$\begin{cases} \dot{r}_i = -\frac{\sin\gamma_i}{D_i} \\ \dot{\lambda}_i = -\frac{\cos\gamma_i \sin\psi_i}{r_i D_i \cos\phi_i} \\ \dot{\phi}_i = -\frac{\cos\gamma_i \cos\psi_i}{r_i D_i} \\ \dot{\gamma}_i = -\frac{L_i \cos\sigma_i}{V_i^2 D_i} - \frac{(V_i^2 - 1/r_i) \cos\gamma_i}{r_i V_i^2 D_i} + C_{\gamma,i} + \bar{C}_{\gamma,i} \\ \dot{\psi}_i = -\frac{L_i \sin\sigma_i}{V_i^2 D_i \cos\gamma_i} - \frac{\cos\gamma_i \sin\psi_i \tan\phi_i}{r_i D_i} + C_{\psi,i} + \bar{C}_{\psi,i} \end{cases} \quad (1)$$

式中:下标 $i=1,2,\dots,N$ 为飞行器编号;飞行器位置矢量由地心距 r_i 、经度 λ_i 和纬度 ϕ_i 确定;速度矢量由速度 V_i 、当地弹道倾角 γ_i 和航向角 ψ_i 确定; σ_i 为倾侧角。由地球旋转引起的附加项 $C_{\gamma,i}$ 、 $C_{\psi,i}$ 、 $\bar{C}_{\gamma,i}$ 和 $\bar{C}_{\psi,i}$ 可参考文献[16], L_i 和 D_i 为升力和阻力加速度,即

$$\begin{cases} L_i = 0.5\rho_i V_i^2 R_e C_{L,i} S_{\text{ref},i}/m_i \\ D_i = 0.5\rho_i V_i^2 R_e C_{D,i} S_{\text{ref},i}/m_i \end{cases} \quad (2)$$

式中: R_e 为地球半径; $S_{\text{ref},i}$ 为参考面积; m_i 为质量; ρ_i 为大气密度,采用指数形式模型 $\rho_i = \rho_0 e^{-h_i/h_s}$ 进行计算, $h_i = r_i - R_e$ 为飞行高度, $\rho_0 = 1.225 \text{ kg/m}^3$, $h_s = 7\,200 \text{ m}$; $C_{L,i}$ 和 $C_{D,i}$ 为升力与阻力系数,均为马赫数 Ma_i 与攻角 α_i 的函数。

1.3 约束模型

1.3.1 单体飞行器约束

1) 过程约束。考虑到飞行器热防护和结构安全等,需要构建以下过程约束模型,主要包括热流密度 \dot{Q}_i 、动压 q_i 、过载 n_i 约束和准平衡滑翔条件,具体为

$$\begin{cases} \dot{Q}_i = k_Q \rho_i^{0.5} (V_i \sqrt{g_0 R_e})^{3.5} \leq \dot{Q}_{\max} \\ q_i = 0.5\rho_i (V_i \sqrt{g_0 R_e})^2 \leq q_{\max} \\ n_i = \sqrt{L_i^2 + D_i^2} \leq n_{\max} \\ L_i \cos\sigma_{\text{QEGC}} - 1/r_i^2 + V_i^2/r_i \geq 0 \end{cases} \quad (3)$$

式中, g_0 为海平面重力加速度, k_Q 为热流密度系数, \dot{Q}_{\max} 、 q_{\max} 和 n_{\max} 分别为相应的约束峰值, σ_{QEGC} 为准平衡滑翔倾侧角。其中,前三项约束为硬约束,而准平衡滑翔条件则为无须严格满足的软约束。为便于后续剖面设计,设第 i 枚飞行器的再入初始和终端能量分别为 $E_{0,i}$ 和 $E_{f,i}$,对能量 E_i 进行归一化处理,即

$$\bar{E}_i = (E_i - E_{0,i}) / (E_{f,i} - E_{0,i}) \quad (4)$$

可得初始和终端归一化能量分别为 $\bar{E}_{0,i} = 0$ 和 $\bar{E}_{f,i} = 1$ 。在此基础上,将式(3)转化为阻力加速度 D_i 关于归一化能量 \bar{E}_i 的函数关系式,分别对应 $D_{\dot{Q},i}(\bar{E}_i)$ 、 $D_{q,i}(\bar{E}_i)$ 、 $D_{n,i}(\bar{E}_i)$ 和 $D_{\text{QEGC},i}(\bar{E}_i)$,其具体形式可参考文献[17],则 $D-E$ 剖面再入走廊边界可由下式确定:

$$\begin{cases} D_{\text{up},i}(\bar{E}_i) = \min\{D_{\dot{Q},i}(\bar{E}_i), D_{q,i}(\bar{E}_i), D_{n,i}(\bar{E}_i)\} \\ D_{\text{low},i}(\bar{E}_i) = D_{\text{QEGC},i}(\bar{E}_i) \end{cases} \quad (5)$$

式中, $D_{\text{up},i}(\bar{E}_i)$ 、 $D_{\text{low},i}(\bar{E}_i)$ 分别为再入走廊上、下边界。因此,可将过程约束转化为阻力加速度约束。

$$D_{\text{low},i}(\bar{E}_i) \leq D_i(\bar{E}_i) \leq D_{\text{up},i}(\bar{E}_i) \quad (6)$$

2) 控制约束。根据飞行器控制机构的实际情况,控制约束旨在限制攻角 α_i 与倾侧角 σ_i 幅值,即

$$\begin{cases} \alpha_{\min} \leq \alpha_i \leq \alpha_{\max} \\ \sigma_{\min} \leq |\sigma_i| \leq \sigma_{\max} \end{cases} \quad (7)$$

式中, α_{\max} 、 α_{\min} 、 σ_{\max} 和 σ_{\min} 分别为 α_i 和 σ_i 的幅值上、下限。综合考虑热防护与航程需求,预设三段式线性攻角剖面如下:

$$\alpha_i = \begin{cases} \alpha_{\max}, & V_i \geq V_a \\ \frac{\alpha_{(L/D)\max} - \alpha_{\max}}{V_b - V_a} (V_i - V_a) + \alpha_{\max}, & V_b \leq V_i < V_a \\ \alpha_{(L/D)\max}, & V_i < V_b \end{cases} \quad (8)$$

式中, α_{\max} 、 $\alpha_{(L/D)\max}$ 分别为最大飞行攻角与最大升阻比攻角, V_a 、 V_b 为攻角剖面分段参数。

3) 终端约束。领航飞行器终端约束包括终端高度、速度、经度、纬度、当地弹道倾角和航向角误差约束,其具体形式如下:

$$\begin{cases} h_i(\tilde{E}_{f,i}) = h_{f,i}^* \\ V_i(\tilde{E}_{f,i}) = V_{f,i}^* \\ \lambda_i(\tilde{E}_{f,i}) = \lambda_{f,i}^* \\ \phi_i(\tilde{E}_{f,i}) = \phi_{f,i}^* \\ \gamma_i(\tilde{E}_{f,i}) = \gamma_{f,i}^* \\ |\psi_i(\tilde{E}_{f,i}) - \psi_{f,LOS,i}| \leq \Delta\psi_{f,i}^* \end{cases} \quad (9)$$

式中, $\psi_{f,LOS,i}$ 为终端视线角, $h_{f,i}^*$ 、 $V_{f,i}^*$ 、 $\lambda_{f,i}^*$ 、 $\phi_{f,i}^*$ 、 $\gamma_{f,i}^*$ 和 $\Delta\psi_{f,i}^*$ 为对应终端约束值。考虑到协从飞行器的主要飞行任务是维持编队构型,故不对其设置严格的终端约束。

1.3.2 集结编队约束

除基础的单体飞行器约束外,各飞行器在编队飞行过程中还需满足集结编队约束,主要包括集结点约束与编队过程约束,具体如下。

1) 集结点约束。为实现多滑翔飞行器高精度集结,各飞行器需满足如下集结点约束条件:

$$\begin{cases} h_i(\tilde{E}_{RP,i}) = h_{RP,i}^* \\ V_i(\tilde{E}_{RP,i}) = V_{RP,i}^* \\ \lambda_i(\tilde{E}_{RP,i}) = \lambda_{RP,i}^* \\ \phi_i(\tilde{E}_{RP,i}) = \phi_{RP,i}^* \\ \gamma_i(\tilde{E}_{RP,i}) = \gamma_{RP,i}^* \\ \psi_i(\tilde{E}_{RP,i}) = \psi_{RP,i}^* \\ |\psi_i(\tilde{E}_{RP,i}) - \psi_{RP,LOS,i}| \leq \Delta\psi_{RP,i}^* \\ t_i(\tilde{E}_{RP,i}) = t_{RP,i}^* \end{cases} \quad (10)$$

式中,下标 RP 代表集结点相关信息, $\tilde{E}_{RP,i}$ 为集结点处归一化能量, $\psi_{RP,LOS,i}$ 为集结点视线角, $h_{RP,i}^*$ 、 $V_{RP,i}^*$ 、 $\lambda_{RP,i}^*$ 、 $\phi_{RP,i}^*$ 、 $\gamma_{RP,i}^*$ 、 $\psi_{RP,i}^*$ 、 $\Delta\psi_{RP,i}^*$ 和 $t_{RP,i}^*$ 分别为集结状态对应约束值,其解算方法可参考 2.3.1 节。考虑到文章可读性与简洁性,本文不再对各飞行器集结点约束加以区分,统一用下标 RP 指代飞行器集结点约束。

2) 编队过程约束。在编队保持飞行过程中,考虑如下编队过程约束:

$$\begin{cases} \|\Delta V_i(\tilde{E}_{FMS,i})\| \leq \varepsilon_V \\ \|\Delta p_i(\tilde{E}_{FMS,i}) - \Delta p_i^*\| \leq \varepsilon_p \end{cases} \quad (11)$$

式中: $\tilde{E}_{FMS,i}$ 为编队保持段任意归一化能量; ΔV_i 和 Δp_i 分别为任意两飞行器间相对速度、位置矢量, Δp_i^* 为 Δp_i 期望值,由编队构型确定; ε_p 、 ε_V 分别为相对位置、速度矢量误差限。

2 协同编队轨迹规划方法

2.1 算法框架

基于前述飞行方案,本节设计了如图 2 所示

的协同编队算法框架,共包括 IDS、CAS 与 FMS 轨迹规划三部分内容。

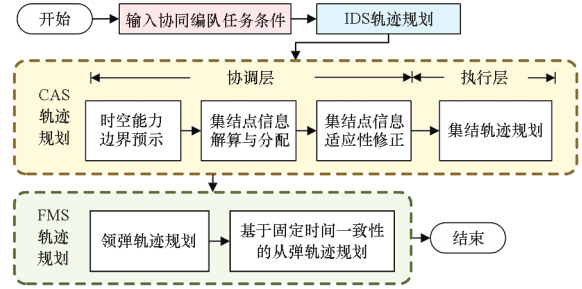


图 2 协同编队轨迹规划方法框架

Fig. 2 Framework of collaborative formation trajectory planning method

在 IDS 轨迹规划部分,采用常值倾侧角策略对飞行器进行开环控制,当阻力加速度大于给定阈值 D_{TP} 时,认为飞行器转入协同集结飞行阶段。

在 CAS 轨迹规划部分,设计了基于协调-执行双层架构的集结轨迹规划方法。其中,协调层包括时空能力边界预示、集结点信息解算与分配、集结点信息适应性修正三个模块。首先,通过时空能力边界预示方法,对各飞行器集结点达到时间、航向角可调范围进行快速预测;在此基础上,综合考虑各飞行器时空调节能力与编队任务需求,通过集结点信息解算与分配模块确定集结点状态约束值;最后通过集结点信息适应性修正方法对集结点信息进行迭代修正,以提升编队成功率。执行层则设计了一种考虑时空全状态约束的集结轨迹规划算法,以接收集结点信息并实现多飞行器高精度集结,为编队保持提供有利初始条件。

在 FMS 轨迹规划部分,设计了基于领-从协同架构和固定时间一致性理论的轨迹规划方法。其中,领航飞行器采用前述轨迹规划算法快速生成编队保持段轨迹;各协从飞行器则将邻近可通信飞行器的虚拟高度、航向角作为参考信息,通过固定时间一致性控制算法生成编队指令,以长时间维持编队构型,从而实现编队轨迹规划。

2.2 时空全状态约束轨迹规划基础算法

本节给出一种满足时空全状态约束的再入轨迹快速规划方法,以作为后续 CAS 轨迹规划与 FMS 领航飞行器轨迹规划的基础算法。该方法包含纵向规划、侧向规划及轨迹迭代修正三个模块。考虑到本节所提方法以单体滑翔飞行器为研究对象,为便于文章阅读,在方法设计时省略下标 i 。

2.2.1 纵向规划

(1) 阻力加速度剖面参数化设计

图 3 为 $D-E$ 剖面示意,如图中灰色虚线所

示,为便于阻力加速度剖面设计,利用三次多项式曲线对原始走廊上下边界进行分段拟合处理,并在各段间引入三次多项式曲线进行过渡,从而得到平滑、解析的预处理边界 \hat{D}_{up} 和 \hat{D}_{low} 。

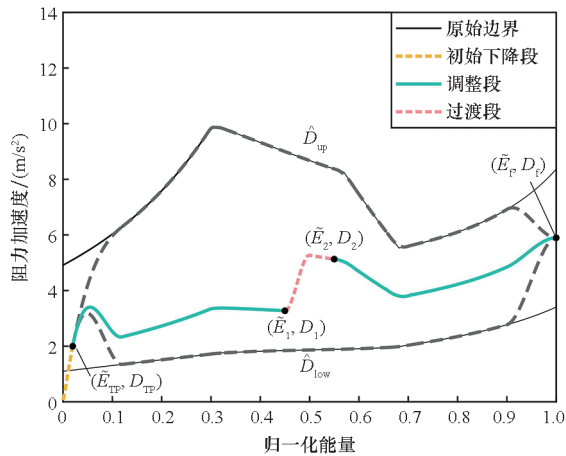


图3 $D-E$ 剖面示意图

Fig. 3 $D-E$ profile schematic diagram

在此基础上,为满足转换点与终端高度、速度、当地弹道倾角约束,可将其转化为相应的阻力加速度及其导数约束。以终端约束转化为例,为满足终端高度、速度和当地弹道倾角约束,可将终端阻力加速度 D_f^* 及其导数 \dot{D}_f^* 设计为

$$\begin{cases} D_f^* = 0.5\rho(h_f^*)(V_f^*)^2 R_c C_D (Ma_f^*, \alpha_f^*) S_{ref}/m \\ \dot{D}_f^* = \left. \frac{dD}{d\bar{E}} \right|_{\bar{E}=\bar{E}_f} = \left(\frac{dD}{dr} \frac{dr}{d\bar{E}} + \frac{dD}{dV} \frac{dV}{d\bar{E}} \right) \Big|_{\bar{E}=\bar{E}_f} = \\ \left[\frac{\sin\gamma_f^*}{h_s} + \frac{2D_f^*}{(V_f^*)^2} \right] (E_f - E_0) \end{cases} \quad (12)$$

式中,终端马赫数 Ma_f^* 为关于 h_f^* 和 V_f^* 的函数。在此基础上,在阻力加速度剖面内,利用三次多项式曲线将转换点、终端点与走廊边界进行平滑过渡,以同时满足两点处阻力加速度及其导数约束^[18]。

综合考虑飞行时间、航程、终端高度、速度及当地弹道倾角约束满足情况与剖面连续性,设计 $D_{ref}(\bar{E})$ 为

$$D_{ref}(\bar{E}) = \begin{cases} k_1 \hat{D}_{low}(\bar{E}) + (1-k_1) \hat{D}_{up}(\bar{E}), & \bar{E}_{TP} \leq \bar{E} \leq \bar{E}_1 \\ A_1 \bar{E}^3 + B_1 \bar{E}^2 + C_1 \bar{E} + D_1, & \bar{E}_1 < \bar{E} \leq \bar{E}_2 \\ k_2 \hat{D}_{low}(\bar{E}) + (1-k_2) \hat{D}_{up}(\bar{E}), & \bar{E}_2 < \bar{E} \leq \bar{E}_f \end{cases} \quad (13)$$

式中, $k_1, k_2 \in [0, 1]$ 为剖面参数, \bar{E}_{TP} 为转换点归一化能量, \bar{E}_j ($j=1, 2$) 为分段点归一化能量。 $[\bar{E}_{TP}, \bar{E}_1]$ 与 $[\bar{E}_2, \bar{E}_f]$ 为调整段, $(\bar{E}_1, \bar{E}_2]$ 为过渡段,其多项式系数可通过左右端点阻力加速度及

其一阶导数予以确定。

(2) 参数校正与剖面跟踪

为提升航程 S 和飞行时间 t 预测效率,本节参考文献[19]给出一种航程与时间解析预测算法。

假设归一化能量区间 $[\bar{E}_a, \bar{E}_b]$ 内, $\bar{D}(\bar{E})$ 与 \bar{E} 满足三次函数关系:

$$\bar{D}(\bar{E}) = \beta_3 \bar{E}^3 + \beta_2 \bar{E}^2 + \beta_1 \bar{E} + \beta_0 \quad (14)$$

则航程与飞行时间解析预测函数为

$$\begin{cases} S(\bar{E}_a, \bar{E}_b) = \sum_{w: \beta_3 w^3 + \beta_2 w^2 + \beta_1 w + \beta_0 = 0} \frac{\Delta E \ln(\bar{E}_b - w/\bar{E}_a - w)}{3\beta_3 w^2 + 2\beta_2 w + \beta_1} \\ t(\bar{E}_a, \bar{E}_b) = \sum_{w: p_3 w^6 + p_2 w^4 + p_1 w^2 + p_0 = 0} \frac{\ln(\bar{E}_b - w/\bar{E}_a - w)}{6\beta_3 w^5 + 4\beta_2 w^3 + 2\beta_1 w} \end{cases} \quad (15)$$

式中, $p_0 = \beta_3/u_1^3$, $p_1 = \beta_2/u_1^2 - 3u_2\beta_3/u_1^3$, $p_2 = 3u_2^2\beta_3/u_1^3 - 2u_2\beta_2/u_1^2$, $p_3 = u_1^2\beta_2/u_1^2 - u_2^3\beta_3/u_1^3 - \beta_1 u_2/u_1 + \beta_0$, $u_1 = 2\Delta E$, $u_2 = 2(E_0 + 1)$ 。一旦确定 $D_{ref}(\bar{E})$,即可通过式(15)计算得到全剖面 S, t 预测值。

综合式(13)、式(15)可知,在能量区间确定情况下, S, t 仅为 k_1, k_2 的函数。因此,可通过引入航程、飞行时间等式约束,利用双参数牛顿迭代法对 k_1, k_2 进行迭代求解^[18],从而完成考虑地球自转影响的参考阻力加速度剖面设计。在此基础上,结合剖面跟踪算法^[17]即可生成倾侧角幅值指令与纵向轨迹参数,以同时满足过程、终端高度、速度、当地弹道倾角、航程和时间约束。

2.2.2 侧向规划

(1) 双阶段倾侧反转自适应规划

为同时满足终端位置、航向角与航向角误差约束,本节设计了基于航向调整/保持的双阶段倾侧反转自适应规划方法。如图4所示,该方法以倾侧反转时机 \bar{E}_f 为轨迹分段点,将侧向轨迹分为航向调整段(heading adjustment segment, HAS)与航向保持段(heading maintenance segment, HMS),以分别实现大范围机动航向调整、航向保持与终端位置修正两个功能。

航向调整段通过单次倾侧角反转调整飞行器与目标相对位置关系,使其完成航向的大范围调整与对准,即视线角 ψ_{LOS} 逐步逼近终端航向角期望值 ψ_f^* 。其中可通过引入终端航向角等式约束来构建非线性方程,并利用牛顿迭代法对 \bar{E}_f 进行求解。航向保持段则基于航向角误差走廊方法,控制航向角逐渐趋于终端视线角 ψ_{LOS} 与 ψ_f^* ,以实现位置精度修正和角度微调。其中航向角误差

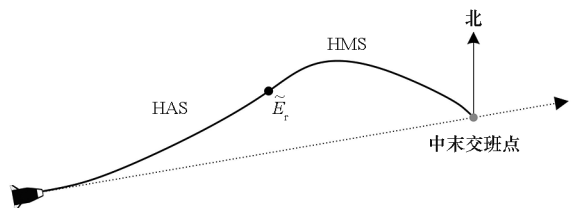


图 4 双阶段倾侧反转自适应规划示意图

Fig. 4 Schematic of two-stage sideslip reversal adaptive planning

走廊边界可预设关于速度的三段式线性函数。

$$\Delta\psi_b(V) =$$

$$\begin{cases} \Delta\psi_{b\max}, & V \geq V_c \\ \frac{\Delta\psi_{b\min} - \Delta\psi_{b\max}}{V_d - V_c} (V - V_c) + \Delta\psi_{b\min}, & V_d \leq V < V_c \\ \Delta\psi_{b\min}, & V < V_d \end{cases} \quad (16)$$

式中, $\Delta\psi_b(V)$ 为航向角误差走廊宽度, $\Delta\psi_{b\max}$ 与 $\Delta\psi_{b\min}$ 分别为最大、最小航向角误差走廊宽度, V_c 、 V_d 为预设分段常值速度。

(2) 倾侧反转逻辑

在 $\bar{E}_{TP} \leq \bar{E} \leq \bar{E}_r$ 情况下, 倾侧角符号可由下式确定:

$$\text{sgn}(\sigma) = \text{sgn}(\sigma_0) \quad (17)$$

式中, σ_0 为初始倾侧角, 其符号 $\text{sgn}(\sigma_0) = -\text{sgn}(\psi_f^* - \psi_0)$, ψ_0 为初始航向角。

在 $\bar{E}_r < \bar{E} < \bar{E}_f$ 情况下, 倾侧角符号可由下式确定:

$$\text{sgn}(\sigma^j) = \begin{cases} -1, & \Delta\psi \geq \Delta\psi_b(V) \\ \text{sgn}(\sigma^{j-1}), & -\Delta\psi_b(V) < \Delta\psi < \Delta\psi_b(V) \\ 1, & \Delta\psi \leq -\Delta\psi_b(V) \end{cases} \quad (18)$$

式中, $\text{sgn}(\sigma^{j-1})$ 为前一时刻倾侧角符号。

2.2.3 轨迹迭代修正

为提升轨迹规划精度, 本文借鉴 EAGLE 算法^[20]思想, 引入基于航程与时间误差的轨迹迭代修正策略; 同时, 为减少轨迹修正次数, 利用机动系数 P_r 对大圆弧航程 R_c 进行修正。最终得到轨迹规划算法流程如图 5 所示, 其基本步骤如下。

步骤 1: 令 $j = 0$, $S_j^* = P_r R_c$, $t_j^* = t_f^*$, 其中, S_j^* 与 t_j^* 为第 j 次轨迹迭代修正的目标航程与飞行时间, 并定义 ε_s 为终端目标航程误差限。

步骤 2: 根据航程、飞行时间约束要求, 对剖面参数进行迭代校正, 进而完成参考阻力加速度剖面的设计。

步骤 3: 利用跟踪算法对参考阻力加速度剖

面进行跟踪, 并获取纵向轨迹参数、倾侧角幅值指令及飞行时间 t_j 。

步骤 4: 根据终端位置及航向角约束, 利用侧向降阶运动模型^[17]快速迭代求解倾侧角反转点 \bar{E}_r , 从而得到侧向轨迹参数、倾侧角符号指令、轨迹终端位置与飞行轨迹长度 S_j 。

步骤 5: 更新目标航程与目标飞行时间。

步骤 6: 若满足终端航程约束, 则输出飞行轨迹, 否则令 $j = j + 1$, 并执行步骤 2 ~ 5。

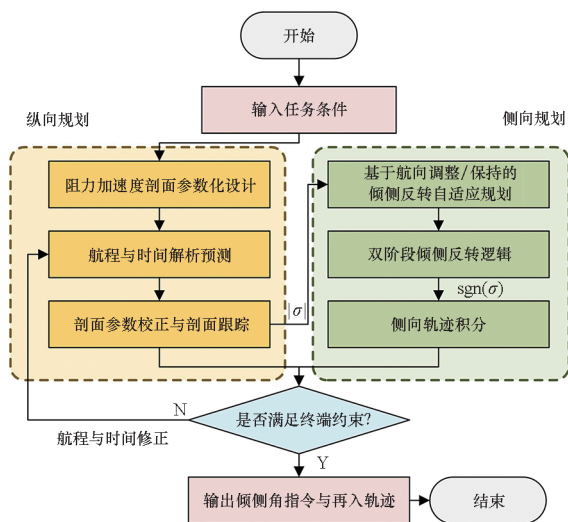


图 5 滑翔段轨迹规划算法流程图

Fig. 5 Flowchart of glide phase trajectory planning algorithm

综上所述, 所提方法可生成满足终端约束形式如式(10)的再入轨迹。而针对终端约束形式如式(9)的轨迹规划问题, 可将本节方法做如下简化: 将 $D_{\text{ref}}(\bar{E})$ 简化为单参数形式, 采用航向角误差走廊侧向规划方法, 并仅对航程误差进行修正。

2.3 协同集结与编队保持轨迹规划

根据前文所述飞行方案, 再入轨迹包括 IDS、CAS 与 FMS 三段。由于 IDS 轨迹规划方法较为成熟, 本节重点介绍 CAS 与 FMS 轨迹规划方法。

2.3.1 CAS 轨迹规划

CAS 采用协调-执行双层架构, 其中协调层包括时空能力边界预示、集结点信息解算与分配、集结点信息适应性修正三个模块, 执行层则仅包括集结轨迹规划模块。

(1) 时空能力边界预示

本文选定各飞行器集结时间 $t_{\text{RP},i}$ 与航向角 $\psi_{\text{RP},i}$ 可调范围表征其飞行能力, 其预示方法如下。

1) 时间可调范围快速预示。由 2.2.1 节内容可知, S 、 t 仅为 k_1 、 k_2 的函数, 即任意一组 k_1 、 k_2 均

有一组 S, t 与之对应。同时,当飞行器沿走廊上边界飞行时,其轨迹对应航程与飞行时间最短情况,即 $(S_{\min}, t_{\min}) = (S, t) |_{k_1=0, k_2=0}$; 反之,当沿走廊下边界飞行时,其轨迹对应航程与飞行时间最长情况,此时有 $(S_{\max}, t_{\max}) = (S, t) |_{k_1=1, k_2=1}$ 。因此可通过遍历 k_1, k_2 的方法,利用式(15)快速获得各飞行器 S 与 t 可调范围。时间与航程可调范围如图6所示, S 与 t 可调范围近似为一个菱形^[19]。因此,在目标航程确定情况下, t 的可调范围简化为一条平行于时间轴的直线,该直线与菱形边界的交点,即可视为各飞行器集结时间可调范围 $[t_{\text{RPmin}, i}, t_{\text{RPmax}, i}]$ 。

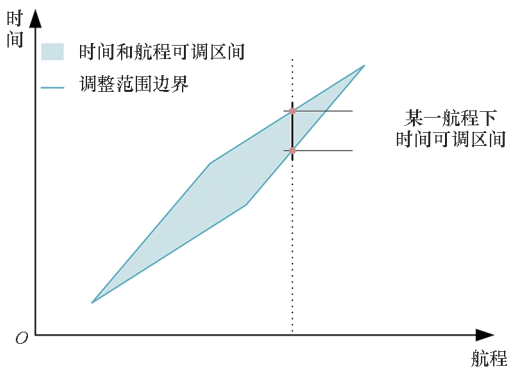


图6 时间与航程可调范围

Fig. 6 Adjustable interval of time and range

2) 航向角可调范围快速预示。由2.2.2节内容可知, \bar{E}_r 相较于 \bar{E}_0 的视线角改变量 $\Delta\psi_{\text{LOS}, 0r} = |\psi_{\text{LOS}}(\bar{E}_r) - \psi_{\text{LOS}}(\bar{E}_0)|$ 取决于 \bar{E}_r 大小。 \bar{E}_r 越大, 表明飞行器沿某一方向的侧向机动时间越长, 对应横向距离越大, 视线角的改变量越大, 故 $\Delta\psi_{\text{LOS}, 0r}$ 为关于 \bar{E}_r 的单调函数。因此, 对于 $D_{\text{ref}}(\bar{E})$ 和集结点位置确定的再入飞行轨迹而言, 存在如下两种极限情况: ①当 $\text{sgn}(\sigma_0) < 0$ 且 $\bar{E}_r = \bar{E}_{r, \max}$ 时, $\psi(\bar{E}_r)$ 达到最大值 $\psi_{\max, i}$; ②当 $\text{sgn}(\sigma_0) > 0$ 且 $\bar{E}_r = \bar{E}_{r, \max}$ 时, $\psi(\bar{E}_r)$ 达到最小值 $\psi_{\min, i}$ 。至此, 即可获得集结点位置确定情况下的航向角可调范围 $[\psi_{\text{RPmin}, i}, \psi_{\text{RPmax}, i}]$ 。

(2) 集结点信息解算与分配

集结点约束设计是 CAS 与 FMS 的关键衔接点, 直接决定了集结段轨迹规划的可行性和编队保持的效果。本文选定集结点飞行时间 t_{RP} 与全状态向量 $\mathbf{x}_{\text{RP}} = [h_{\text{RP}}, \lambda_{\text{RP}}, \phi_{\text{RP}}, V_{\text{RP}}, \gamma_{\text{RP}}, \psi_{\text{RP}}]$ 作为集结点信息, 并通过如下方法解算。

1) $\lambda_{\text{RP}}, \phi_{\text{RP}}$ 解算方法。考虑到集结点位置选取与编队距离、各飞行器再入点及终端点的相对位置相关。因此, 首先设定终端点 $T(\lambda_f, \phi_f)$ 相对各飞行器再入点的球面方位角为 A_i^0 , 则其方位角

平均值为

$$\bar{A}^0 = \sum_{i=1}^N A_i^0 \quad (19)$$

将 \bar{A}^0 作为集结点相对于终端点 T 的球面方位角 A_{RP} , 即 $A_{\text{RP}} = \bar{A}^0$ 。设 FMS 的期望航程为 S_{FMS} , 则可根据 $S_{\text{FMS}}, A_{\text{RP}}$ 及 T 点经、纬度确定集结点经、纬度。

$$\begin{cases} \lambda_{\text{RP}} = \arcsin[\sin A_{\text{RP}} \sin(S_{\text{FMS}}/R_e) / \cos \phi_f] + \lambda_f \\ \phi_{\text{RP}} = \arcsin[\cos A_{\text{RP}} \sin(S_{\text{FMS}}/R_e) \cos \phi_f + \cos(S_{\text{FMS}}/R_e) \sin \phi_f] \end{cases} \quad (20)$$

2) $V_{\text{RP}}, h_{\text{RP}}, \gamma_{\text{RP}}$ 解算方法。假设各飞行器集结点处阻力加速度与升阻比分别为 $D_{\text{RP}, i}, (L/D)_{\text{RP}, i}$, 考虑到 FMS 的轨迹较为平稳, 各飞行器的攻角、速度大小基本一致, 故将其升阻比近似视为常数 $(L/D)_{\text{RP}}$, 则根据编队段的航程需求, 结合航程估算公式^[21]得

$$S_{\text{FMS}} = 0.5 R_e (L/D)_{\text{RP}} \ln[(g_0 R_e - V_f^2) / (g_0 R_e - V_{\text{RP}}^2)] \quad (21)$$

可得 $V_{\text{RP}} = \sqrt{g_0 R_e - (g_0 R_e - V_f^2) / e^{2S_{\text{FMS}} / [R_e (L/D)_{\text{RP}}]}}$ 。在此基础上, 可利用2.2节所提算法构造一条近似轨迹, 并截取待飞航程 $S_{\text{logo}} = S_{\text{FMS}}$ 情况下的能量 E_{RP} , 结合能量表达式与密度指数模型即可解算集结点高度:

$$h_{\text{RP}} = h_s \ln\left(\frac{\rho_0 V_{\text{RP}}^2 S_{\text{ref}} C_D}{2 D_{\text{RP}}}\right) \quad (22)$$

同时为增强编队航程能力, 令 γ_{RP} 等于平衡滑翔航迹角 γ_{QEGC} , 则有

$$\gamma_{\text{RP}} = \gamma_{\text{QEGC}} = -D_{\text{RP}} \left(\frac{1}{a_1} + \frac{1}{a_2} \right) \quad (23)$$

式中, D_{RP} 为集结点处阻力加速度; a_1 和 a_2 具体表达式可参考文献[22]。

3) t_{RP} 解算方法。以多个滑翔飞行器同时再入, 且对同一终端位置进行集结编队为例进行分析。确定集结点位置后, 可利用本节所提算法预测各飞行器集结点处时间可调范围 $[t_{\text{RPmin}, i}, t_{\text{RPmax}, i}]$ 。为确保所设计协调飞行时间 t_{RP} 真实存在, 即各飞行器时间可调范围存在交集, 应使各飞行器距离集结点的初始航程大致相等, 从而可通过下式确定 t_{RP} 可调范围:

$$\begin{cases} t_{\text{RP}} \in [t_{\min}, t_{\max}] \\ t_{\min} = \max_{1 \leq i \leq N} \{t_{\text{RPmin}, i}\} \\ t_{\max} = \min_{1 \leq i \leq N} \{t_{\text{RPmax}, i}\} \end{cases} \quad (24)$$

在实际任务中, 编队集结成功率往往是执行任务首要考虑的指标。因此, 选取可行协调飞行时间范围中间值作为协调飞行时间, 即

$$t_{RP} = (t_{\min} + t_{\max})/2 \quad (25)$$

若各飞行器时间可调范围 $[t_{RP\min,i}, t_{RP\max,i}]$ 无交集,即集结飞行时间 t_{RP} 不存在,则可通过调节各飞行器再入时间的方法使得式(25)成立。

4) ψ_{RP} 解算方法。利用本节所提算法,快速预示得到各飞行器到达集结点的航向角可调范围为 $[\psi_{RP\min,i}, \psi_{RP\max,i}]$ 。取其交集为 $[\psi_{RP\min}, \psi_{RP\max}]$ 。考虑 FMS 的航向可调能力,则 ψ_{RP} 需满足约束 $[A_{RP} - \Delta\psi_{b\max}, A_{RP} + \Delta\psi_{b\max}]$ 。因此, ψ_{RP} 可调范围可通过下式确定:

$$[\psi_{\min}, \psi_{\max}] = [A_{RP} - \Delta\psi_{b\max}, A_{RP} + \Delta\psi_{b\max}] \cap [\psi_{RP\min}, \psi_{RP\max}] \quad (26)$$

为提升轨迹规划算法的收敛性, ψ_{RP} 可进一步取为 $[\psi_{\min}, \psi_{\max}]$ 中间值,即

$$\psi_{RP} = (\psi_{\min} + \psi_{\max})/2 \quad (27)$$

若各飞行器航向角可调范围 $[\psi_{RP\min,i}, \psi_{RP\max,i}]$ 无交集或 ψ_{RP} 无法满足约束 $[A_{RP} - \Delta\psi_{b\max}, A_{RP} + \Delta\psi_{b\max}]$,即协调航向角 ψ_{RP} 不存在,则可令协调航向角为

$$\psi_{RP} = \sum_{i=1}^N (\psi_{RP\min,i} + \psi_{RP\max,i}) / (2N) \quad (28)$$

并通过后续集结点信息适应性修正方法对其加以迭代修正,进而使得式(27)成立。

(3) 集结点信息适应性修正

若仅采用前述开环方法确定集结点信息会导致 A_{RP} 与 ψ_{RP} 偏差过大,从而使得编队飞行无法到达期望终端位置。因此,为提升协同编队轨迹规划成功率,本文采用迭代修正的方法调整 A_{RP} ,从而实现对接点信息的自适应搜索。具体方法为:通过本节所提方法解算得到集结点信息,令 $A_{RP,j+1} = \psi_{RP,j+1}$,并不断重复上述步骤,直至满足截止条件 $|\psi_{RP,j} - A_{RP,j}| \leq \varepsilon_{\psi}$,其中 j 为迭代次数, ε_{ψ} 为航向角误差限。

集结点约束信息闭环修正如图 7 所示,通过上述迭代修正方法,即可实现对集结点信息的自适应搜索。其中, RP_1, RP_2, RP_3 指闭环修正过程中不断更新的集结点示意。

(4) 集结轨迹规划

在得到集结点信息基础上,将其作为式(10)集结点约束,并利用 2.2 节所提轨迹规划算法即可实现各飞行器 CAS 轨迹规划,以在集结点处形成有利编队初始态势,提升编队规划的成功率。

2.3.2 FMS 轨迹规划

考虑到固定时间一致性理论^[23]已经得到了较为长足的发展与应用,故本节直接应用相关理论进行 FMS 协从飞行器轨迹规划。

完成协同集结后,各协从飞行器可根据邻近

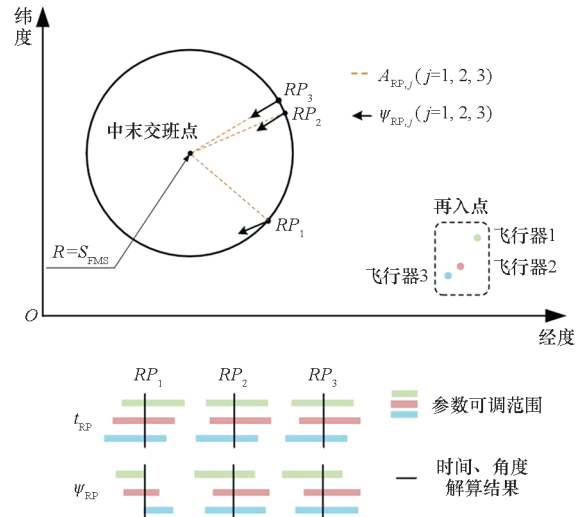


图 7 集结点约束信息闭环修正示意图

Fig. 7 Constraint information closed-loop correction for rendezvous point

可通信飞行器状态信息,通过固定时间一致性理论实现编队保持与 FMS 轨迹规划,同时满足各项过程约束。综合考虑实际飞行过程中状态测量难度与物理意义,本节选取虚拟高度 $\bar{h}_i = h_i + \Delta h_i$ 与航向角 ψ_i 分别作为纵、侧向协调变量,其中 Δh_i 为由编队构型决定的期望相对高度。当虚拟高度一致时,有 $\bar{h}_i = \bar{h}_j$ 与 $h_i - h_j = \Delta h_i - \Delta h_j$,即飞行器 i 与飞行器 j 间维持高度方向距离为 $\Delta h_i - \Delta h_j$ 。

首先,对于纵向平面,考虑虚拟高度关于时间的一、二阶导数如下:

$$\begin{cases} \dot{\bar{h}}_i = V_i \cos \gamma_i \\ \ddot{\bar{h}}_i = -D_i \cos \gamma_i - g_i + L_i \cos \sigma_i \cos \gamma_i \end{cases} \quad (29)$$

在此基础上,应用二阶固定时间一致性理论^[23],设计虚拟控制输入为

$$\begin{aligned} u_{\bar{h}_i} = & -K_{h1} \sum_{j=1}^N a_{ij} (\bar{h}_i - \bar{h}_j)^{(1-\frac{c}{d})} - K_{h1} \sum_{j=1}^N a_{ij} (\bar{h}_i - \bar{h}_j)^{(1+\frac{c}{d})} - \\ & K_{h2} \sum_{j=1}^N a_{ij} (\dot{\bar{h}}_i - \dot{\bar{h}}_j)^{(\frac{d-c}{d+c})} - K_{h2} \sum_{j=1}^N a_{ij} (\dot{\bar{h}}_i - \dot{\bar{h}}_j)^{(\frac{d+c}{d-c})} \end{aligned} \quad (30)$$

式中: $K_{h1}, K_{h2} > 0$ 为控制增益; a_{ij} 为通信拓扑图的加权邻接矩阵 A 的第 i 行第 j 列的元素; $c = 2n_1$, $d = 2n_2 + 1$, n_1, n_2 为正整数。在控制律式(30)作用下,各飞行器 \bar{h}_i 与 $\dot{\bar{h}}_i$ 可达成渐进一致,从而形成纵向编队。结合式(29)可得,各飞行器实际控制输入攻角 α_i 与倾侧角 σ_i 应满足方程 $\ddot{\bar{h}}_i = u_{\bar{h}_i}$ 。求解上述方程可得需用升力纵向分量为

$$(L_i \cos \sigma_i)_c = (u_{\bar{h}_i} + D_i \cos \gamma_i + g_i) / \cos \gamma_i \quad (31)$$

其次,对于侧向平面,考虑航向角关于时间的

一阶导数如下:

$$\dot{\psi}_i = (L_i \sin \sigma_i) / (V_i \cos \gamma_i) \tag{32}$$

在此基础上,应用一阶固定时间一致性理论^[23],设计虚拟控制输入为

$$u_{\psi_i} = -K_{\psi} \sum_{j=1}^N a_{ij}(\psi_i - \psi_j)^{(1-\frac{a}{b})} - K_{\psi} \sum_{j=1}^N a_{ij}(\psi_i - \psi_j)^{(1+\frac{a}{b})} \tag{33}$$

式中: $K_{\psi} > 0$ 为控制增益; $a = 2n_1, b = 2n_2 + 1, n_1、n_2$ 为正整数。同理,在控制律式(33)作用下,各飞行器 ψ_i 可达成渐进一致,从而形成侧向编队。结合式(32)可得,各飞行器实际控制输入攻角 α_i 与倾侧角 σ_i 还应满足方程 $\dot{\psi}_i = u_{\psi_i}$ 。求解上述方程可得需用升力侧向分量为

$$(L_i \sin \sigma_i)_c = u_{\psi_i} V_i \cos \gamma_i \tag{34}$$

最后,根据再入滑翔固有性质,飞行器实际控制输入可由下式给出:

$$\begin{cases} L_i = \text{sgn}(L_i \cos \sigma_i)_c \sqrt{(L_i \sin \sigma_i)_c^2 + (L_i \cos \sigma_i)_c^2} \\ \alpha_i = C_L^{-1} [2m_i L_i / (\rho_i V_i^2 S_{\text{ref},i})] \\ \sigma_i = \arctan[(L_i \sin \sigma_i)_c / (L_i \cos \sigma_i)_c] \end{cases} \tag{35}$$

将上式计算所得 α_i 与 σ_i 代入式(1)进行数值积分即可获得协从飞行器 FMS 轨迹。

3 仿真分析

3.1 仿真条件

以美国通用飞行器 CAV-H^[24] 为模型开展多种编队构型情况下的协同编队轨迹规划仿真。设置飞行器 1 为领航飞行器,其余飞行器为协从飞行器。各飞行器初始状态为 $h_0 = 75 \text{ km}, V_0 = 6\,500 \text{ m/s}, \gamma_0 = -0.1^\circ, \psi_0$ 指向集结点;领航飞行器终端状态约束为 $h_f^* = 20 \text{ km}, V_f^* = 1\,500 \text{ m/s}, \gamma_f^* = -2.5^\circ$ 。过程约束为 $\dot{Q}_{\text{max}} = 1\,600 \text{ kW/m}^2、q_{\text{max}} = 100 \text{ kPa}$ 和 $n_{\text{max}} = 3$;攻角相关参数设置为 $\alpha_{\text{min}} = 5^\circ, \alpha_{\text{max}} = 20^\circ, \alpha_{(L/D)\text{max}} = 10^\circ$;倾侧角约束为 $\sigma_{\text{min}} = 0^\circ, \sigma_{\text{max}} = 80^\circ$ 。航向角走廊宽度设置为 $\Delta\psi_{\text{bmax}} = 15^\circ, \Delta\psi_{\text{bmin}} = 2^\circ$;编队过程约束为 $\varepsilon_p =$

$1\% \times S_{\text{FMS}}, \varepsilon_v = 5\% \times (V_{\text{RP}} - V_f^*)$ 。控制增益设置为 $K_{h_1} = 1.2, K_{h_2} = 0.2, K_{\psi} = 0.4$ 。其他控制参数设置为 $a = c = 2, b = d = 51$ 。所有仿真均在搭载 Intel Core i7-8700 3.20 GHz Intel 处理器的台式机上完成,仿真环境为 Visual Studio 2019 平台。

3.2 同高度平面内集结与编队仿真

本节开展多滑翔飞行器同高度平面内协同编队轨迹规划仿真,以验证所提飞行方案与算法的可行性与快速性。设置飞行器数量 $N = 4$,各飞行器间通信拓扑如图 8 所示。设置编队构型为水平平面内边长 50 km 的菱形,编队保持段航程 $S_{\text{FMS}} = 900 \text{ km}$,各飞行器初始和终端位置约束如表 1 所示,其他约束条件与 3.1 节一致。

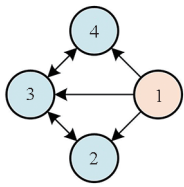


图 8 同高度平面内编队任务通信拓扑
Fig.8 Formation mission communication topology in the same altitude plane

表 1 同高度平面内编队任务各飞行器初始和终端位置
Tab.1 Initial and terminal positions of each aircraft for formation mission in the same altitude plane

约束类型	飞行器	$\lambda/(^\circ)$	$\phi/(^\circ)$
初始位置	1	0	0
	2	0	2
	3	0	4
	4	0	0
终端位置	1	70	0

基于所提集结点信息解算方法得到集结点信息如下: $h_{\text{RP}} = 35.30 \text{ km}, \lambda_{\text{RP}} = 61.17^\circ, \phi_{\text{RP}} = 0.80^\circ, V_{\text{RP}} = 3\,303.1 \text{ m/s}, \psi_{\text{RP}} = 97.6^\circ, \gamma_{\text{RP}} = -0.57^\circ, t_{\text{RP}} = 1\,130.95 \text{ s}$ 。在此基础上,基于所提算法进行编队集结与保持轨迹规划仿真,所得仿真结果如表 2 与图 9 所示。

表 2 同高度平面内编队任务各飞行器集结点与终端状态偏差
Tab.2 RP and terminal states' deviations of each aircraft for formation missions in the same altitude plane

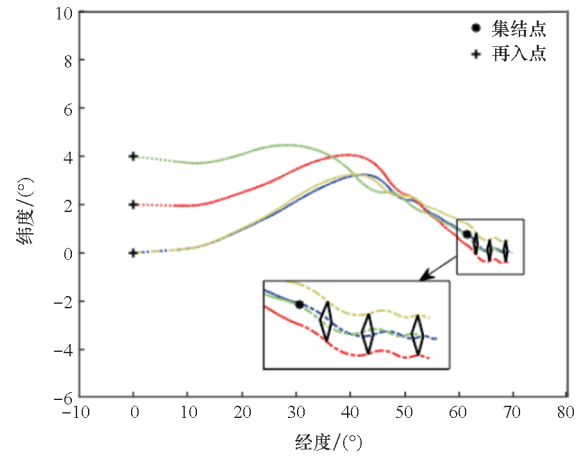
偏差类型	飞行器	$ \Delta s /\text{km}$	$ \Delta h /\text{km}$	$ \Delta V /(\text{m/s})$	$ \Delta \gamma /(^\circ)$	$ \Delta \psi /(^\circ)$	$ \Delta t /\text{s}$
集结点状态	1	0.231	0.014	0.621	0.035	0.708	0.010
	2	0.091	0.078	0.660	0.073	1.657	0.042
	3	0.261	0.066	0.639	0.075	0.759	0.040
	4	0.154	0.051	0.051	0.071	1.833	0.036
终端状态	1	0.259	0.020	0.374	0.072		

表 2 给出了各飞行器集结点状态偏差和领航飞行器终端状态偏差。其中,各飞行器集结点状态偏差均较小,集结点距离偏差 $|\Delta s|$ 小于 300 m,高度偏差小于 150 m,速度偏差小于 1 m/s,当地弹道倾角偏差小于 0.1° ,航向角偏差小于 2° ,时间误差小于 0.05 s,验证了所提集结轨迹规划算法的精度和可行性,可为后续编队保持提供良好初始态势;领航飞行器终端距离偏差为 259 m,高度偏差为 20 m,速度偏差为 0.374 m/s,当地弹道倾角偏差为 0.072° ,验证了编队保持段领航飞行器轨迹规划算法的有效性。此外,编队过程中最大相对距离误差约为 3.4 km,最大相对速度误差为 9.1 m/s,均满足编队过程约束。

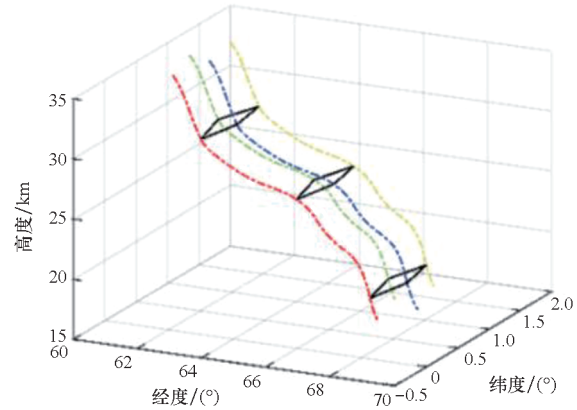
图 9 则进一步给出了各飞行器轨迹曲线和全段状态曲线,其中,蓝色、红色、绿色、黄色曲线分别表示飞行器 1~4,点线、实线与点划线分别代表初始下降段、协同集结段与编队保持段。由图 9(a)~(d)可知,各飞行器全状态均能够在 t_{RF} 时刻收敛至期望集结点附近,从而形成良好的编

队态势。由图 9(a)~(b)可知,各飞行器集结于指定位置,且能够在编队保持段维持编队构型,直至领航飞行器准确抵达终端位置。由图 9(c)~(d)可知,各协从飞行器在编队保持段的高度、航向角基本保持一致,保持时间约 370 s。图 9(e)~(f)则给出了各飞行器攻角与倾侧角曲线,由图可知,所提算法可综合调控倾侧角和攻角指令,以实现倾侧反转情况下的高度与航向角高精度跟踪。上述结果表明,所提编队轨迹规划算法具有较高集结精度与终端精度,同时能够维持长距离编队构型保持飞行。

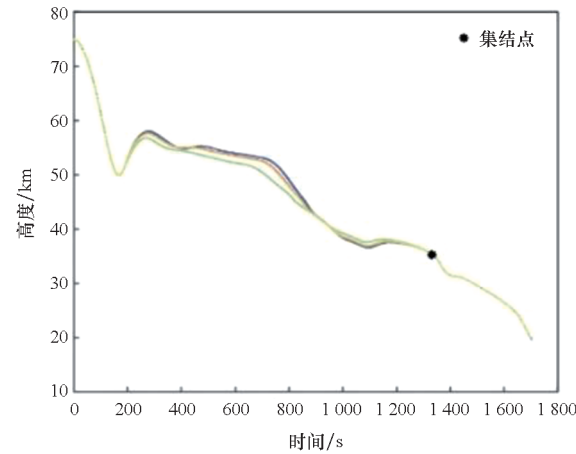
此外,该算例中集结点信息解算耗时约 0.282 s,领航飞行器轨迹规划计算耗时 1.021 s,协从飞行器轨迹规划计算耗时分别为 0.858 s、0.855 s、0.862 s,每架飞行器每百千米平均轨迹规划计算耗时小于 0.01 s,表明所提算法的实时性较好,能够满足大规模拓展与分布式部署等任务需求。上述仿真结果表明,所提协同编队再入轨迹规划方法能够有效实现多飞行器编队集结与保持,具有较高的规划精度和实时性。



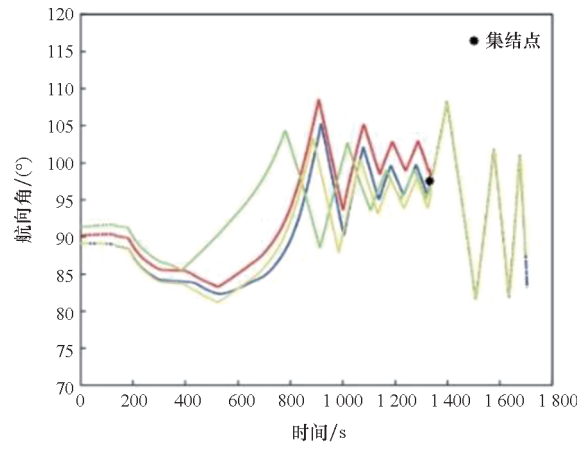
(a) 地面轨迹
(a) Ground trajectory



(b) 编队保持段轨迹
(b) FMS trajectory



(c) 高度-时间曲线
(c) Altitude-velocity curve



(d) 航向角-时间曲线
(d) Heading angle-time curve

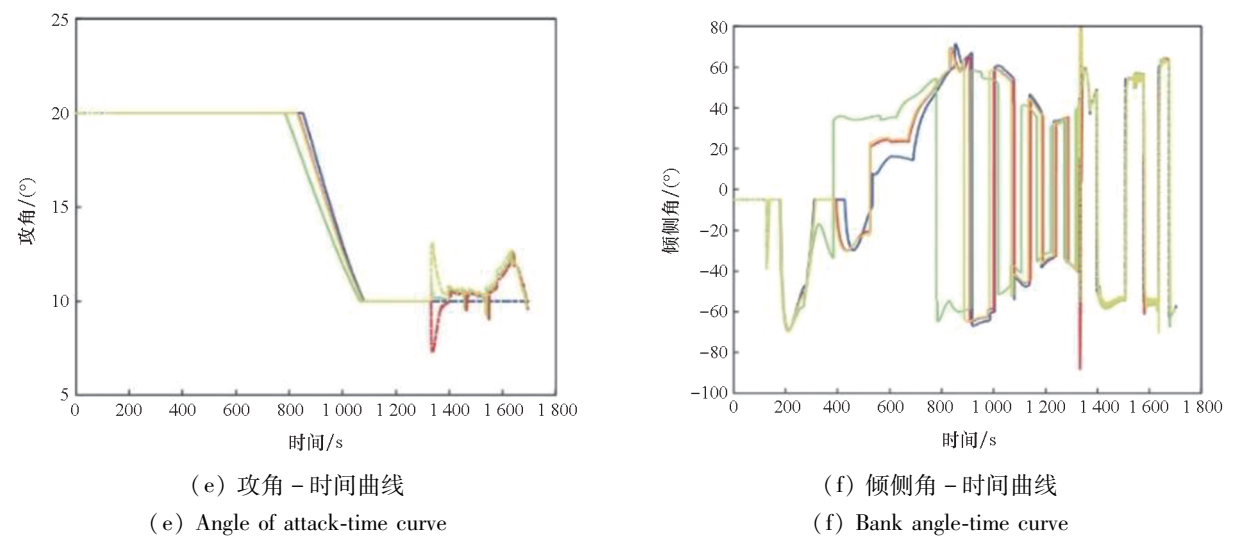


图 9 水平平面内集结编队仿真结果曲线

Fig. 9 Simulation result curves of rendezvous formation in horizontal plane

3.3 铅垂平面内集结与编队仿真

为进一步验证所提算法的多任务适应性,本节针对铅垂平面内编队任务情况开展仿真验证。设置飞行器数量 $N = 3$,各飞行器间通信拓扑如图 10 所示。设置编队构型为铅垂平面底边长 50 km、高 3 km 的等腰三角形。编队保持段航程 $S_{\text{FMS}} = 1\,000\text{ km}$,各飞行器初始和终端位置约束如表 3 所示,其他约束条件与 3.1 节一致。

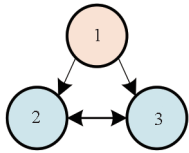


图 10 铅垂平面内编队任务通信拓扑

Fig. 10 Formation mission communication topology in vertical plane

基于所提集结点信息解算方法得到集结点信息如下: $h_{\text{RP}} = 35.69\text{ km}$, $\lambda_{\text{RP}} = 50.87^\circ$, $\phi_{\text{RP}} = 2.44^\circ$, $V_{\text{RP}} = 3\,432.53\text{ m/s}$, $\psi_{\text{RP}} = 103.59^\circ$, $\gamma_{\text{RP}} = -0.52^\circ$, $t_{\text{RP}} = 1\,104.29\text{ s}$ 。在此基础上,基于所提算法进行编队集结与保持轨迹规划仿真,所得仿真结果如表 4 与图 11 所示。

表 3 铅垂平面内编队任务各飞行器初始和终端位置

Tab. 3 Initial and terminal positions of each aircraft for formation missions in vertical plane

约束类型	飞行器	$\lambda/(^\circ)$	$\phi/(^\circ)$
初始位置	1	0	0
	2	0	3
	3	0	-3
终端位置	1	60	0

表 4 给出了各飞行器集结点状态偏差与领航飞行器终端状态偏差。其中,各飞行器协同集结点状态偏差均较小,集结点距离偏差小于 250 m,高度偏差小于 100 m,速度偏差小于 0.5 m/s,当地弹道倾角偏差小于 0.1° ,航向角偏差小于 1.5° ,时间误差小于 0.05 s,验证了所提集结轨迹规划算法的精度和可行性,可为后续编队保持提供良好初始态势;领航飞行器轨迹终端状态偏差同样较小,其中距离偏差为 259 m,高度偏差为 55 m,速度偏差为 0.289 m/s,当地弹道倾角偏差为 0.078° ,能够较好地满足各项终端约束。此外,编队飞行过程中最大相对距离偏差为 8.71 km,最大相对速度偏差为 85.3 m/s,均满足编队过程约束。

表 4 铅垂平面内编队任务各飞行器集结点与编队终端偏差

Tab. 4 RP and formation terminal states' deviations of each aircraft for formation missions in vertical plane

偏差类型	飞行器	$ \Delta s /\text{km}$	$ \Delta h /\text{km}$	$ \Delta V /(\text{m/s})$	$ \Delta \gamma /(^\circ)$	$ \Delta \psi /(^\circ)$	$ \Delta t /\text{s}$
集结点状态	1	0.197	0.019	0.352	0.034	1.452	0.002
	2	0.228	0.051	0.438	0.027	0.152	0.017
	3	0.105	0.062	0.276	0.016	0.688	0.021
终端状态	1	0.259	0.055	0.289	0.078		

图 11 则进一步给出了各飞行器轨迹曲线和全段状态曲线,其中,蓝色、红色、绿色曲线分别表示飞行器 1~3,点线、实线与点划线分别代表初始下降段、协同集结段与编队保持段。由图 11(a)~(b)可知,在不同高度平面内集结编队情况下,各飞行器仍能实现编队前高精度集结,并在编队保持段维持基本编队构型。由图 11(c)、图 11(e)可知,各协从飞行器能够与领航飞行器维持一定高度差,并保持航向角基本一致,从而形成不同高度平面内编队飞行,保持时间约 420 s。图 11(d)则展示了各飞行器速度曲线,分析可知,各飞行器在编队保持段能够基本维持速度大小一致。以上结果表明,所提协同编队轨迹规划方法可适用于不同平面内的编队集结与构型保持,具有较好的适应性、可扩展性。

3.4 同高度平面内蒙特卡罗仿真

为验证所提算法在存在初始再入位置偏差情况下的多任务适应性,以 3.2 节算例为例,进行 100 次蒙特卡罗打靶仿真。表 5 给出了初始再入位置

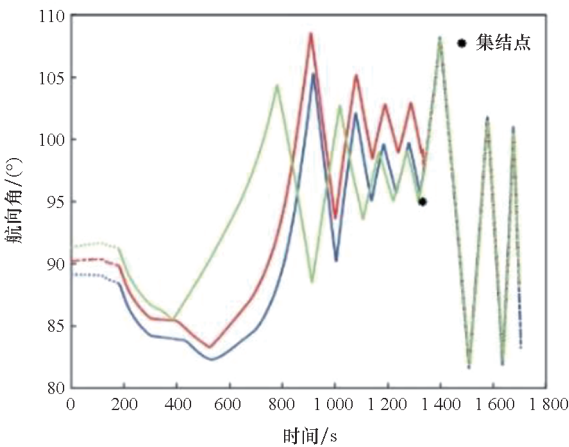
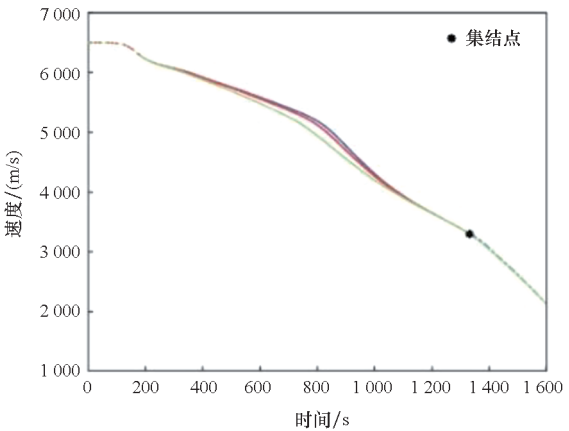
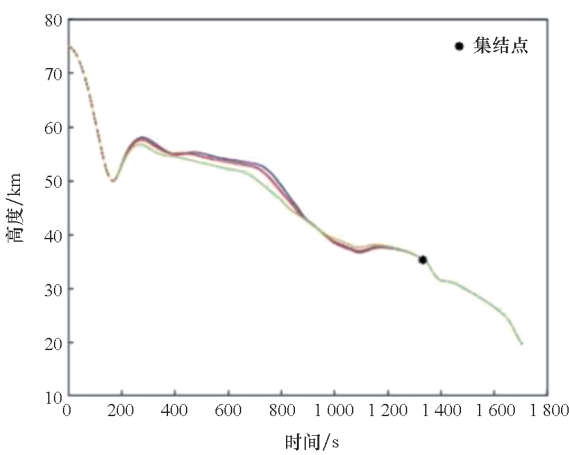
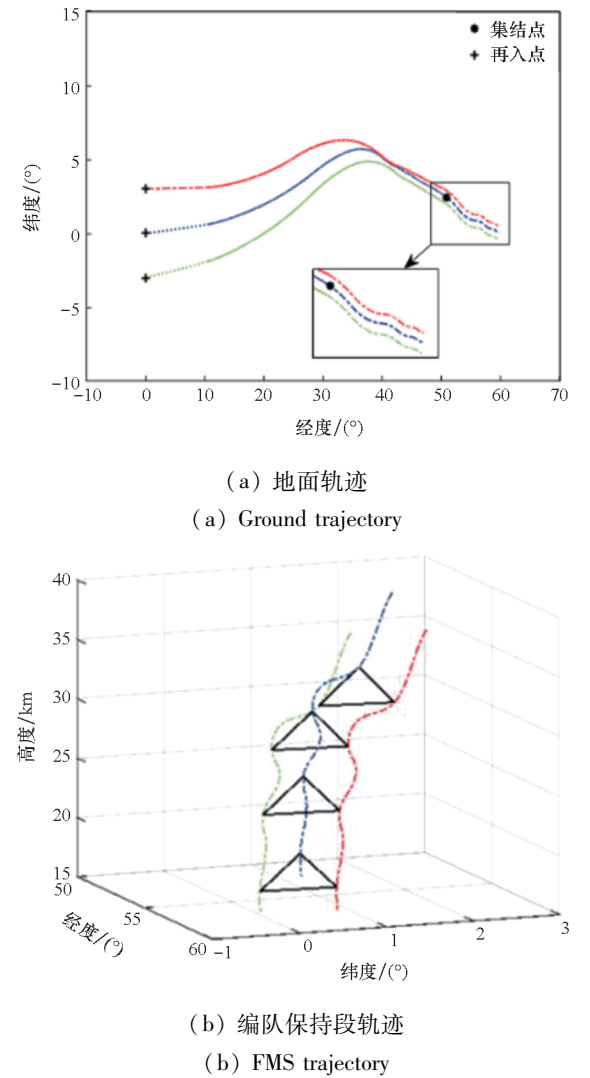


图 11 铅垂平面内集结编队仿真结果曲线

Fig. 11 Simulation result curves of rendezvous formation in vertical plane

参数拉偏条件,过程参数和终端参数散布如表 6 所示,其中 ΔS_f 为终端位置偏差, ΔV_{\max} 、 ΔS_{\max} 分别为编队保持段各飞行器间最大速度和位置偏差。

表 5 参数拉偏设置
Tab.5 Parameter offset settings

不确定参数	分布类型	3 倍标准差
λ_0	高斯	0.5°
ϕ_0	高斯	0.5°
h_0	高斯	300 m

表 6 过程与终端参数偏差
Tab.6 Process and terminal parameters deviations

指标	$\Delta S_t/\text{km}$	$\Delta V_{\max}/(\text{m/s})$	$\Delta S_{\max}/\text{km}$
均值	0.328	27.684	4.684
标准差	0.051	18.287	2.696

由表 6 可知,终端位置偏差、飞行过程中最大速度偏差和位置偏差均较小。仿真结果表明,本文所提方法在存在初始再入位置偏差情况下仍具有较好的多任务适应性。

4 结论

针对再入滑翔飞行器协同编队问题,提出了一种基于“协同集结-编队保持”策略的两段式协同再入轨迹规划方法。相关结论如下:

1) 本文方法提出了“协同集结-编队保持”飞行方案与集结编队算法框架。该框架有效考虑了非预期构型条件下的编队集结过程,实现了各飞行器集结点时空全状态的一致性收敛,可为编队保持提供良好的初始态势。

2) 与现有人工划分集结点的方法相比,所提方法将飞行器时间、角度可调范围预示内嵌至集结点迭代修正环节,设计了基于自适应迭代的集结点信息解算、分配与修正方法,更大程度地发挥了飞行器调节能力,有效提升了协同编队飞行成功率与安全性。

3) 与现有在相同高度平面内协同编队飞行的方法相比,所提方法以虚拟高度、航向角为协调信息,并基于固定时间一致性原理生成编队保持段轨迹。一方面,在一定程度上解除了对各飞行器纵向运动的限制,使其能够在不同高度平面内维持基本编队构型;另一方面,受滑翔飞行器能量不可逆特性影响,在长距离、非等高平面的协同编队任务中,会产生一定的编队构型偏差。

参考文献 (References)

[1] XIA W J, WANG P C, YAN X L, et al. Rapid and near-analytical planning method for entry trajectory under time and full-state constraints[J]. Aerospace, 2024, 11(7): 580.

[2] 陈顺毅, 徐小平, 刘双喜, 等. 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, 2025. (2025-01-03) [2025-01-15]. <https://link.cnki.net/urlid/43.1067.t.20250103.0931.002>.
CHEN S Y, XU X P, LIU S X, et al. Time-coordinated re-entry trajectory planning for hypersonic glide vehicle cluster[J/OL]. Journal of National University of Defense Technology, 2025. (2025-01-03) [2025-01-15]. <https://link.cnki.net/urlid/43.1067.t.20250103.0931.002>. (in Chinese)

[3] GUO D, LIANG Z X, JIANG P, et al. Weapon-target assignment for multi-to-multi interception with grouping constraint[J]. IEEE Access, 2019, 7: 34838-34849.

[4] YU W B, YAO Y Z, CHEN W C. Analytical cooperative entry guidance for rendezvous and formation flight[J]. Acta Astronautica, 2020, 171: 118-138.

[5] GIANCASPERO V F, SHARMA V, LAUR J, et al. 3D ray tracing solver for communication blackout analysis in atmospheric entry missions [J]. Computer Physics Communications, 2023, 286: 108663.

[6] YU W B, CHEN W C, JIANG Z G, et al. Analytical entry guidance based on pseudo-aerodynamic profiles [J]. Aerospace Science and Technology, 2017, 66: 315-331.

[7] LIANG Z X, LYU C, ZHU S Y. Lateral entry guidance with terminal time constraint[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2023, 59(3): 2544-2553.

[8] LIU X F, SHEN Z J, LU P. Entry trajectory optimization by second-order cone programming [J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2016, 39(2): 227-241.

[9] LIU Z, ZHENG W, WANG Y D, et al. A cooperative guidance method for multi-hypersonic vehicles based on convex optimization [C]//Proceedings of 2020 Chinese Automation Congress (CAC), 2020: 2251-2256.

[10] 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.

[11] 水晓冰, 王晓芳, 林平, 等. 高超声速飞行器编队控制方法[J]. 战术导弹技术, 2020(5): 139-148.
SHUI X B, WANG X F, LIN P, et al. A formation control method of multiple hypersonic missiles[J]. Tactical Missile Technology, 2020(5): 139-148. (in Chinese)

[12] ZHANG Z, LUO Y F, QU Y H. Distributed formation keeping control for multiple hypersonic gliding vehicles based on fixed-time consensus theory[C]//Proceedings of 2023 6th International Symposium on Autonomous Systems (ISAS), 2023: 1-6.

[13] ZHANG Z, LUO Y F, QU Y H. Distributed formation control with obstacle and collision avoidance for hypersonic gliding vehicles subject to multiple constraints [J]. International Journal of Aerospace Engineering, 2023, 2023 (1): 9973653.

[14] ZHANG Y, WANG X, TANG S J. A globally fixed-time solution of distributed formation control for multiple hypersonic gliding vehicles [J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 98: 105643.

[15] 胡砚洋, 何凡, 白成超. 高超声速飞行器末制导段协同避障决策方法[J]. 兵工学报, 2024, 45(9): 3147–3160.
HU Y Y, HE F, BAI C C. Cooperative obstacle avoidance decision method for the terminal guidance phase of hypersonic vehicles[J]. Acta Armamentarii, 2024, 45(9): 3147–3160. (in Chinese)

[16] GUO J, WU X Z, TANG S J. Autonomous gliding entry guidance with geographic constraints[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2015, 28(5): 1343–1354.

[17] XIE Y, LIU L H, TANG G J, et al. Highly constrained entry trajectory generation[J]. Acta Astronautica, 2013, 88: 44–60.

[18] 南汶江, 闫循良, 杨宇轩, 等. 考虑时间约束的纵侧向综合调控再入滑翔轨迹快速规划[J]. 兵工学报, 2025, 46(3): 240154.
NAN W J, YAN X L, YANG Y X, et al. Rapid planning of longitudinal-lateral comprehensive control reentry gliding trajectory considering time constraints [J]. Acta Armamentarii, 2025, 46(3): 240154. (in Chinese)

[19] 王培臣, 闫循良, 南汶江, 等. 考虑时间约束的近解析滑翔轨迹快速规划方法[J]. 兵工学报, 2024, 45(7): 2294–2305.
WANG P C, YAN X L, NAN W J, et al. A rapid and near analytic planning method for gliding trajectory under time constraints[J]. Acta Armamentarii, 2024, 45(7): 2294–2305. (in Chinese)

[20] SARAF A, LEAVITT J A, CHEN D T, et al. Design and evaluation of an acceleration guidance algorithm for entry[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2004, 41(6): 986–996.

[21] 韩嘉俊, 王小虎, 郝昀, 等. 带有时间约束的再入滑翔轨迹设计[J]. 宇航学报, 2020, 41(4): 438–446.
HAN J J, WANG X H, HAO Y, et al. Reentry trajectory planning with flight time constraints [J]. Journal of Astronautics, 2020, 41(4): 438–446. (in Chinese)

[22] YU W B, CHEN W C. Guidance scheme for glide range maximization of a hypersonic vehicle [C]//Proceedings of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, 2011.

[23] YANG Z C, ZHENG S Q, LIU F, et al. Adaptive output feedback control for fractional-order multi-agent systems[J]. ISA Transactions, 2020, 96: 195–209.

[24] PHILIPS T H. A common aero vehicle (CAV) model, description, and employment guide [Z]. Arlington, VA: Schafer Corporation for AFRL and AFSPC, 2003.