



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： 基于预测校正与一致性的滑翔自主时空协同制导
作者： 朱建文，张远龙，王夏复，廖宇新
收稿日期： 2025-11-18
网络首发日期： 2026-04-17
引用格式： 朱建文，张远龙，王夏复，廖宇新. 基于预测校正与一致性的滑翔自主时空协同制导[J/OL]. 国防科技大学学报.
<https://link.cnki.net/urlid/43.1067.T.20260416.1923.002>



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。

doi: 10.11887/j.issn.1001-2486.25110034

基于预测校正与一致性的滑翔自主时空协同制导

朱建文¹, 张远龙^{2*}, 王夏复¹, 廖宇新³

(1.火箭军工程大学 导弹工程学院, 陕西 西安 710025; 2.国防科技大学 智能科学学院, 湖南 长沙 410073; 3.中南大学 自动化学院, 湖南 长沙 410083)

摘要: 本文针对多高超声速滑翔飞行器在复杂终端约束下的协同制导问题, 提出了一种融合单体预测校正与群体分布式一致性的协同制导方法。其核心创新在于构建了一个双层协同制导架构: 在单体制导层, 通过结合最优制导与预测校正策略, 实现了对终端位置、速度倾角、方位角及攻击时间的高精度一体化控制; 在群体协同层, 设计了以待飞时间为协调变量的分布式协同框架, 并综合考虑飞行器弹道特性与能力约束, 提出了基于一致性协议与均值法的协调变量自主更新算法, 从而实现了多飞行器在无中心节点条件下的自主时间同步与弹道协同。仿真验证表明, 该方法能够在强时空约束下, 使飞行器集群同时满足终端多约束并实现高精度时间与空间协同。

关键词: 滑翔飞行器, 协同制导, 时空约束, 预测校正, 分布式一致性

中图分类号: TP273, V47

文献标识码: A

Predictive-correction and consensus based autonomous spatio-temporal cooperative guidance for gliding vehiclesZHU Jianwen¹, ZHANG Yuanlong^{2*}, WANG Xiafu¹, LIAO Yuxin³

(1.School of Missile Engineering, Rocket Force University of Engineering, Xi'an 710025, China; 2.College of Intelligence Science and Technology, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China; 3.School of Automation, Central South University, Changsha 410083, China)

Abstract: This paper addressed the cooperative guidance problem for multiple hypersonic glide vehicles under complex terminal constraints and proposes a cooperative guidance method that integrates individual prediction-correction and group distributed consensus. The core innovation lies in constructing a two-layer cooperative guidance architecture. At the individual guidance layer, by combining optimal guidance with a prediction-correction strategy, high-precision integrated control over terminal position, flight path angle, azimuth angle, and impact time was achieved. At the group cooperation layer, a distributed cooperative framework with time-to-go as the coordination variable was designed. Considering the vehicles' trajectory characteristics and capability constraints, a coordination variable autonomous update algorithm based on consensus protocol and the mean method was proposed, thereby enabling autonomous time synchronization and trajectory coordination for multiple vehicles under leaderless conditions. Simulation results demonstrate that the proposed method can ensure the vehicle cluster simultaneously satisfies multiple terminal constraints and achieves high-precision time and space coordination under stringent spatiotemporal constraints.

Keywords: gliding vehicle; cooperative guidance; spatiotemporal constraints; prediction-correction; distributed consensus

收稿日期: 2025-11-18

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(92371203, 92271108)

第一作者: 朱建文(1987.11-), 男, 甘肃定西人, 副教授, 博士, 硕士生导师, Email: zhujianwen1117@163.com

通信作者: 张远龙(1989.07-), 男, 贵州都匀人, 副教授, 博士, 硕士生导师, Email: zhangyl_0728@163.com

引用格式: 朱建文, 张远龙, 王夏复, 等. 基于预测校正与一致性的滑翔自主时空协同制导[J]. 国防科技大学学报,

Citation: ZHU J W, ZHANG Y L, WANG X F, et al. Predictive-correction and consensus based autonomous spatio-temporal cooperative guidance for gliding vehicles[J]. Journal of National University of Defense Technology,

协同飞行要求多个飞行器通过信息共享构成一个功能互补的整体,实现单个飞行器无法完成的飞行目标。协同制导是协同飞行的核心,涉及飞行器单体的多约束制导以及群体的协调决策与控制^[1]。为进一步提升协同效能,要求飞行器群体在空间与时间层面都进行协同,即多飞行器以不同角度、相同的时间到达统一目标处^[2]。

飞行器单体的攻击时间与角度控制的制导(im-pact time and angle control guidance, ITACG)是实现时空协同制导的基础,任务是生成制导指令控制飞行器满足给定的时间与空间约束条件^[3]。时间协同制导律的设计核心在于飞行时间调整方法,现有调整方法大体上可以归结为两个方向:基于标准剖面的跟踪制导与满足时间约束的机动制导^[4]。在标准剖面跟踪制导中,首先离线设计满足过程约束与飞行任务的标准剖面,其次利用最优控制、滑模控制等先进控制方法实现剖面的在线跟踪,进而实现 ITACG 目标^[5]。当终端约束有调整时,标准剖面需要重新设计,降低了适应性。满足时间约束的机动制导实际是制导与机动飞行的融合,是当前主要的研究思路^[6]。该策略在制导的基础之上预测终端状态,根据终端状态偏差校正当前制导指令,通过机动飞行以实现时间或速度的控制^[7]。其中,对于长距离滑翔飞行而言,快速精准地预测终端状态直接影响着滑翔 ITACG 任务的实现,预测方法包含解析方法、数值积分方法以及基于深度神经网络的拟合方法^[8]。用于时间控制的机动飞行必然影响制导精度,因此如何协调二者之间的矛盾是 ITACG 的一项核心难题。为此,文献[9]提出了侧向机动的控制方法,即通过设计飞行器倾侧角反转逻辑来调整弹道的长度,进而调整飞行时间。另一种方法是建立剩余航程、时间与弹道参数的映射关系,进而调整弹道参数,改变飞行速度在不同方向上的分量,实现时间控制^[10]。文献[11]通过设计横平面粗略地调整了飞行器的再入飞行时间并限定时间区间,再对纵平面进行设计,将时间、距离约束表示为能量的表达式通过预测校正方法控制倾侧角。文献[12]将滑翔制导过程分为两个阶段,第一阶段调整倾侧角剖面实现攻击角度约束。第二阶段不改变倾侧角,维持攻击角度的同时调整攻角剖面在线改变速

度,进而修正时间误差。

飞行器群体的协调决策与控制是实现协同制导的核心。目前,协同制导问题包含协同制导结构设计^[13]、基于一致性理论的协同制导指令计算^[14]以及网络拓扑变换时的强鲁棒协同制导^[15]。Lyu 研究了时空协同制导方法,在视线方向设计分布式的时间协同制导律,在视线垂直方向设计了分布式的空间协同制导律,即终端角度控制项^[16]。针对速度时变条件下的三维再入制导问题,Tan 在侧平面内设计了双层的制导控制结构,综合利用动力学逆理论、动态面控制以及扩张状态观测器以解决不确定性,并以平均待飞距离为协调变量来实现协同飞行^[17]。

信息交互是实现协同飞行的前提,而飞行器的突发情况必然引起通信拓扑的变化。为此,Zhao 以待飞距离与航向角为协调变量,研究了基于一致性理论的协同制导方法,分析了一致性问题的收敛性,提出了通信拓扑切换条件下的协同制导策略^[18]。Sun 研究了基于非线性一致性的多智能体协同控制方法,将一致性问题转化为了最优控制问题,并在网络拓扑时变的条件下证明了系统的稳定性^[19]。文献[20]构建了智能体之间的网络拓扑切换规则,并以此为基础建立了故障条件下的多智能体系统一致性模型,解决了随机干扰以及时变非线性条件下的一致性稳定问题。

上述单体制导主要包含终端时间的控制以及基于剖面跟踪的终端时间与角度的同步控制,其对可变制导任务的适应性有待提升。另外,协同制导的研究主要集中在可变拓扑的一致性解算上,没有将滑翔飞行器速度快、约束多的飞行特性与一致性解算相结合。

本文研究终端角度与时间控制的分布式自适应协同制导问题。针对飞行器单体 ITACG 问题,综合利用多约束最优制导与预测校正方法,同步实现终端位置角度与时间控制。针对群体的时空一致协同制导问题,以待飞时间为协调变量,综合利用一致性与均值方法在线计算协调变量,并与单体 ITACG 结合,实现群体的协同制导。

1.滑翔协同制导模型构建

1.1 运动建模

考虑地球为旋转椭球,建立三自由度飞行器

运动模型^[2]。描述飞行器运动的位置信息包含地心距 r_i ，经度 λ_i ，纬度 ϕ_i ；速度信息包含相对于地球的速度 v_i ，速度倾角 θ_i ，以及基于正北方向顺时针旋转为正的方位角 σ_i 。对于无动力的高超声速飞行器而言，能够人为改变的力只有气动力。其中，气动升力的大小取决于攻角、马赫数、高度等飞行参数，方向由倾侧角决定。因此，滑翔制导的状态变量与控制量分别为：

$$\begin{cases} \mathbf{x}_i = \{v_i, \theta_i, \sigma_i, \lambda_i, \phi_i, r_i\} \\ \mathbf{u}_i = \{\alpha_i, v_i\} \end{cases} \quad (1)$$

对三自由度的制导而言，约束滑翔制导的任务就是实时计算控制量攻角 α_i 与倾侧角 v_i 。

1.2 过程与终端约束建模

由于高超声速飞行器控制能力有限，制导指令的最大值与最大变化率必然受到约束。

$$\begin{cases} \alpha_{\min} \leq \alpha_i \leq \alpha_{\max}, |\dot{\alpha}_i| \leq \dot{\alpha}_{\max} \\ v_{\min} \leq v_i \leq v_{\max}, |\dot{v}_i| \leq \dot{v}_{\max} \end{cases} \quad (2)$$

其中 α_{\min} 为攻角的最小与最大约束值， $\dot{\alpha}_{\max}$ 为最大攻角变化率。 v_{\min} 与 v_{\max} 为倾侧角的最小与最大约束值， \dot{v}_{\max} 为最大倾侧角变化率。滑翔段的制导任务是控制满足终端飞行时间 $t_{gf,i}^*$ 、速度倾角 $\theta_{gf,i}^*$ 、方位角 $\sigma_{gf,i}^*$ 、经度 $\lambda_{gf,i}^*$ 、纬度 $\phi_{gf,i}^*$ 以及高度 $h_{gf,i}^*$ 。终端约束 $\mathbf{x}_{f,i}^*$ 集合为

$$\mathbf{x}_{f,i}^* = \{t_{gf,i}^*, \theta_{gf,i}^*, \sigma_{gf,i}^*, \lambda_{gf,i}^*, \phi_{gf,i}^*, h_{gf,i}^*\} \quad (3)$$

1.3 滑翔协同制导难点分析

灵活多样的协同飞行任务、复杂多变的飞行环境、以及严苛的过程与终端约束条件为滑翔协同制导带来了巨大的挑战。具体为：

在单体制导方面。首先，为增强协同制导的适应性，要求滑翔制导尽量地不依赖标准轨迹，将全部制导指令计算在线实现。其次，无动力滑翔飞行器很难实现速度大小的实时控制，因此针对式(3)中的终端约束，终端时间控制只能在制导策略层面进行设计。

在群体协同方面，首先，针对飞行器有限的信息交互能力，要求协同制导降低通信复杂度，减小信息交互量。其次，式(2)中过程约束以及各成员飞行状态差异较大的客观因素，直接影响

协同制导中一致性计算时的收敛性，因此需要结合实际协同任务，优化协同指令的解算方式。

针对上述滑翔协同制导问题，提出基于预测校正与一致性的滑翔自主时空协同制导方法。首先是单体 ITACG，引入多约束最优制导，利用预测校正方法计算滑翔机动幅值、实现终端位置角度控制与时间控制的统一。其次是群体的时空一致协同制导，以待飞时间为协调变量构建双层协同制导结构，构建距离最小的分布式信息交互准则，综合利用一致性与均值法在线计算协调变量，实现群体的分布式协同制导。

2. 基于最优控制与预测校正的 ITACG

2.1 位置与角度控制的最优制导

在前期的研究中，基于准平衡滑翔条件，以需要过载为控制量，建立了能量损耗最小的性能指标，在纵向与侧向分别设计了能够满足终端经纬度、高度以及速度倾角约束的最优制导律，即纵向过载指令 $n_{gy,i}^*$ 为^[7-8]：

$$\begin{cases} n_{gy,i}^* = k_i (C_{h,i} L_{R,i} - C_{\theta,i}) + 1 \\ C_{h,i} = \frac{6((L_{R,i} - L_{gf,i})(\theta_{gf,i}^* + \theta_i) - 2h_i + 2h_{gf,i}^*)}{k_i^2 (L_{R,i} - L_{gf,i})^3} \\ C_{\theta,i} = \frac{2(L_{R,i} L_{gf,i} (\theta_i - \theta_{gf,i}^*) - L_{gf,i}^2 (2\theta_i + \theta_{gf,i}^*) + L_{R,i}^2 (2\theta_{gf,i}^* + \theta_i) + 3(L_{gf,i} + L_{R,i})(h_{gf,i}^* - h_i))}{k_i^2 (L_{R,i} - L_{gf,i})^3} \end{cases} \quad (4)$$

其中 $L_{R,i}$ 为初始位置到当前位置的射程，变量 $k_i = \frac{g_0}{v_i^2} \approx \frac{g}{v_i^2}$ ， $L_{gf,i}$ 为滑翔段总射程。 $C_{h,i}$ 与 $C_{\theta,i}$ 为最优制导系数。以过载 $n_{gz,i}^*$ 为表征的侧向最优制导律为^[7-8]：

$$n_{gz,i}^* = \frac{v_i}{g_0} \left[-4\dot{\sigma}_{LOS,i} - 2 \frac{(\sigma_{LOS,i} - \sigma_{gf,i}^*)}{\hat{T}_{gf,i}} \right] \quad (5)$$

其中 $\hat{T}_{gf,i}$ 为待飞时间的预测值，将在后续时间预测与控制中给出。 $\sigma_{LOS,i}$ 与 $\dot{\sigma}_{LOS,i}$ 为正北方向顺时针旋转为正的视线方位角及其变化率，二者皆可基于飞行器当前状态与终端约束计算获得。

$$\begin{cases} \sigma_{LOS,i} = \arctan \left(\frac{\sin(\lambda_{gf,i}^* - \lambda_i)}{\cos \phi_i \tan \phi_{gf,i}^* - \sin \phi_i \cos(\lambda_{gf,i}^* - \lambda_i)} \right) \\ \dot{\sigma}_{LOS,i} = \frac{v_i \sin(\sigma_i - \sigma_{LOS,i})}{L_{gf,i} - L_i} \end{cases} \quad (6)$$

式(4)与(5)中的最优过载指令 $n_{gy,i}^*$ 与 $n_{gz,i}^*$ 共

同组成了终端角度控制的制导律(impact angle control guidance, IACG)。

2.2 基于解析预测的机动过载大小计算

上述以速度损耗最小为性能指标的最优制导能够获得终端最大速度以及最短飞行时间,因此本节在最优制导的基础之上,通过侧向机动飞行以实现终端时间控制。本节采用解析预测方法计算机动幅值,定义飞行器的待飞射程 $L_{Rg,i}$ 为:

$$L_{Rg,i} = L_{gf,i} - L_t \quad (7)$$

待飞射程与射程变化率、待飞时间存在以下关系:

$$\begin{cases} \dot{L}_{R,i} = v_i \cos \theta_i \\ \ddot{L}_{R,i} = \dot{v}_i \cos \theta_i - v_i \dot{\theta}_i \sin \theta_i \\ L_{Rg,i} = \dot{L}_{R,i} \hat{T}_{gf,i} + \frac{1}{2} \ddot{L}_{R,i} \hat{T}_{gf,i}^2 \end{cases} \quad (8)$$

求解上述方程中的第三式,则预测待飞时间 $\hat{T}_{gf,i}$ 可计算为:

$$\hat{T}_{gf,i} = \frac{-\dot{L}_{R,i} + \sqrt{\dot{L}_{R,i}^2 + 2\ddot{L}_{R,i}L_{Rg,i}}}{\ddot{L}_{R,i}} \quad (9)$$

式(9)考虑了速度变化律,因此更加适用于滑翔制导的终端时间预测。根据给定的终端时间约束,可计算期望待飞时间 $T_{gor,i}$ 为:

$$T_{gor,i} = t_{gf,i}^* - t_{c,i} \quad (10)$$

$t_{c,i}$ 为当前飞行时间,其中初始飞行时刻定义为零。定义系数 $k_{g,i}$ 为期望待飞时间 $T_{gor,i}$ 与预测值 $\hat{T}_{gf,i}$ 的比值。

$$k_{g,i} = \frac{T_{gor,i}}{\hat{T}_{gf,i}} \quad (11)$$

在最优制导律的作用下,滑翔制导所产生的能量损耗为最小,其飞行时间也为最短,即 $k_{g,i} \geq 1$ 。因此,终端时间控制是通过增加飞行过程中的速度损耗,将实际飞行时间延长至给定的约束值。满足终端时间约束的阻力加速度为:

$$A_{Dr,i} = k_{g,i} A_{Dc,i} \quad (12)$$

其中 $A_{Dc,i}$ 为当前阻力加速度, $A_{Dr,i}$ 为终端时间控制需要的阻力加速度。基于阻力系数 $\bar{C}_{D,i}$, $A_{Dr,i}$ 以及飞行状态,可通过反插值求解攻角 $\alpha_{Dr,i}$:

$$\alpha_{Dr,i} = f_{\bar{C}_{D,i}}^{-1} \left(\frac{2m_i}{\rho_i v_i^2 S_{m,i}}, A_{Dr,i} \right) \quad (13)$$

式中 m_i 为飞行器质量, ρ_i 为大气密度, $S_{m,i}$ 为参考面积, $f_{\bar{C}_{D,i}}^{-1}$ 表示基于气动系数 $\bar{C}_{D,i}$ 的反插值计算。在无偏差条件下,攻角 $\alpha_{Dr,i}$ 可直接用于终端时间控制。但是,气动系数必然存在偏差,因此基于标称气动系数获得的攻角 $\alpha_{Dr,i}$ 将影响制导精度。为此,本文利用实际的阻力加速度对气动系数进行校正,利用校正后的值 $\hat{C}_{D,i}$ 反解攻角以提升制导鲁棒性与精度。

$$\begin{cases} \hat{C}_{D,i} = \frac{2m_i A_{Dr,i}}{\rho_i v_i^2 S_{m,i}} \\ \alpha_{Dr,i}^* = f_{\bar{C}_{D,i}}^{-1} \left(\frac{2m_i}{\rho_i v_i^2 S_{m,i}}, A_{Dr,i} \right) \end{cases} \quad (14)$$

攻角 $\alpha_{Dr,i}^*$ 可直接用于控制终端时间。但是这种单一改变攻角的方式必然影响滑翔弹道特性以及位置与角度的制导精度。因此,为同时满足终端位置、角度与时间约束,需要将时间控制的攻角 $\alpha_{Dr,i}^*$ 与原最优制导律相结合,获得滑翔制导的总过载。

$$N_{total,i} = \frac{\rho_i v_i^2 S_{m,i} C_{L,i} (\alpha_{Dr,i}^*, v_i)}{2m_i g_0} \quad (15)$$

根据时间控制策略,终端时间控制的侧向机动主要体现在侧向。因此,纵向制导指令仍为式(4)中的最优过载指令,而侧向过载大小需要调整为:

$$n_{gst,i} = \sqrt{N_{total,i}^2 - n_{y,i}^{*2}} \quad (16)$$

2.3 时间控制的机动方向决策

式(16)已给出了用于终端时间控制的过载指令的大小,其另一关键因素是侧向过载的符号,即机动方向需要确定。时间控制的前提是满足终端位置约束,即将航向误差 $\Delta\sigma_i = \sigma_i - \sigma_{LOS,i}$ 控制在一定范围内。为保证终端制导精度,并减少倾侧角翻转次数,论文提出基于航向误差走廊的侧向过载符号确定方法,走廊形式如图1所示。

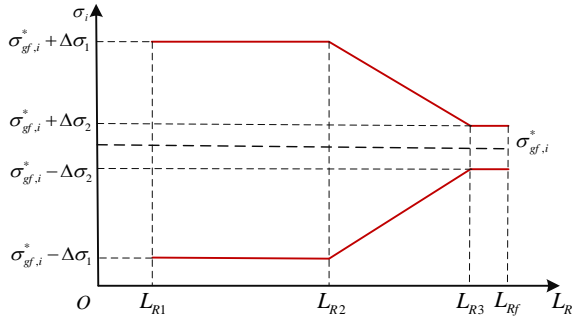


图.1 航向误差走廊

Fig 1 Heading error corridor

图 1 中, $L_{R1}, L_{R2}, L_{R3}, L_{Rf}$ 分别为走廊的射程节点, $\Delta\sigma_1$ 和 $\Delta\sigma_2$ 分别为走廊边界值, 上述参数皆为人为设定。记 $\Delta\sigma_{\max}(L_{R,i})$ 为航向误差的阈值, 则走廊边界值可描述为分段线性函数:

$$\Delta\sigma_{\max}(L_{R,i}) = \begin{cases} \Delta\sigma_1 & L_{R1} < L_{R,i} < L_{R2} \\ \Delta\sigma_1 + \frac{\Delta\sigma_2 - \Delta\sigma_1}{L_{R3} - L_{R2}}(L_{R,i} - L_{R2}) & L_{R2} < L_{R,i} < L_{R3} \\ \Delta\sigma_2 & L_{R,i} > L_{R3} \end{cases} \quad (17)$$

航向误差走廊设计的物理意义是: 当飞行器与目标距离较远时, 误差范围选取较大以减小过载指令符号与倾侧角的翻转次数; 随着飞行器不断接近目标, 误差范围也线性减小, 并保持在较小的值以保证终端位置精度。

终端时间控制的侧向过载符号确定逻辑为: 当 $\Delta\sigma_i$ 位于误差走廊内时, 保持侧向过载符号不变; 当 $\Delta\sigma_i$ 超出误差走廊上边界时, 符号为负以减小航向误差; 反之, 当 $\Delta\sigma_i$ 超出误差走廊下边界时, 侧向过载指令为正。即

$$\text{sign}(n_{gz,i}) = \begin{cases} -1 & \Delta\sigma_i > \Delta\sigma_{\max} \\ 1 & \Delta\sigma_i < -\Delta\sigma_{\max} \\ \text{sign}(n_{gz0,i}) & \Delta\sigma_i \in [-\Delta\sigma_{\max}, \Delta\sigma_{\max}] \end{cases} \quad (18)$$

其中, $n_{gz0,i}$ 为上一制导周期侧向过载指令值。

当期望待飞时间 $T_{gor,i}$ 大于预测待飞时间 $\hat{T}_{gf,i}$ 时, 采用时间控制的制导律; 当 $T_{gor,i}$ 小于 $\hat{T}_{gf,i}$ 时, 飞行器采用最优制导律。因此, 侧向过载指令为:

$$n_{gz,i} = \begin{cases} n_{gz,i}^* & \hat{T}_{gf,i} \geq T_{gor,i} \\ \sqrt{N_{\text{total}}^2 - n_{gy,i}^{*2}} \cdot \text{sign}(n_{gz0,i}) & \hat{T}_{gf,i} < T_{gor,i} \end{cases} \quad (19)$$

制导律(19)包含了实现角度与位置控制的最优制导指令 $n_{gz,i}^*$, 实现时间控制的机动过载大小

$\sqrt{N_{\text{total}}^2 - n_{gy,i}^{*2}}$, 以及能够控制航向误差的机动方

向 $\text{sign}(n_{gz,i})$ 。式(4)中的纵向最优过载指令 $n_{gy,i}^*$ 与式(19)中的侧向过载指令 $n_{gz,i}$, 共同构成了滑翔段的 ITACG 律。

3. 分布式自主时空协同制导

自主协同制导要求飞行器之间进行实时信息交互, 并在线计算协同制导指令^[15]。为此, 论文设计双层协同制导结构如图 2 所示, 其中底层导引控制为飞行器本体的 ITACG, 上层的为到达时间的协调控制。上层的协同制导根据群体相互交互的运动信息在线计算协调变量, 并将其输入至底层的 ITACG 中, 生成制导指令。

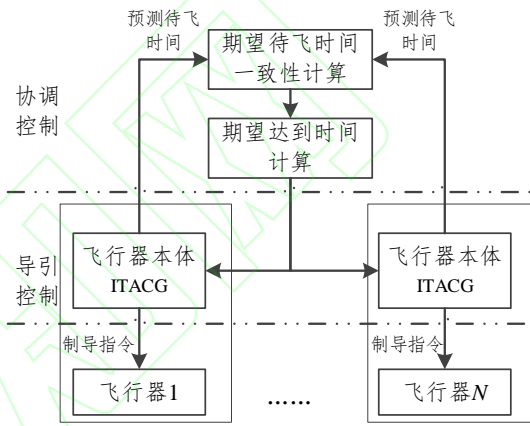


图 2 双层协同制导结构

Fig 2 Dual-layer cooperative guidance

根据时间与空间一致的协同制导任务, 以待飞时间预测值为交互信息, 进而利用一致性方法在线计算协调变量。基于一致性理论, 飞行器 i 的期望待飞时间的微分为:

$$\dot{T}_{gor0,i} = -\sum_{j=1}^N k_i a_{ij} (\hat{T}_{gf,i} - \hat{T}_{gf,j}) \quad i=1,2,\dots,N \quad (20)$$

其中 $a_{ij} \in \{0,1\}$ 表示飞行器 i 与 j 的通信情况, 通信拓扑由 Kruskal 算法在线优化获得, 优化指标为群体通信距离最小^[21]; $k_i > 0$ 为一致性解算的增益系数。根据式(20)中的微分方程, 采用矩形法计算飞行器 i 的期望待飞时间 $T_{gor0,i}$ 为:

$$T_{gor0,i} = \hat{T}_{go,i} - \sum_{j=1}^N k_i a_{ij}^* (\hat{T}_{gf,i} - \hat{T}_{gf,j}) \cdot \Delta t \quad i=1,2,\dots,N \quad (21)$$

其中 Δt 为制导周期。在飞行器 i 的制导过程中, 预测自身的待飞时间 $\hat{T}_{gf,i}$, 获取飞行器 j 的待飞时间预测值 $\hat{T}_{gf,j}$ 。在理论上, 可以直接将 $T_{gor0,i}$ 输入到式(11)与(19)中, 生成协同制导指令。然而, 当各成员的飞行状态差异较大时, 由于飞行速度

快、约束多、控制能力有限，因此一致性解算时协调变量的收敛速率将被减缓。另外，当协调变量发生大幅度变化时，必然引起制导指令的震荡。因此，在式(21)中一致性解算的基础上，进一步采用均值计算期望的待飞时间 $T_{gor,i}$ 。

$$T_{gor,i} = \frac{T_{gor0,i} + \sum_{j=1}^{N_i} T_{gor0,j}}{1 + N_i} \quad (22)$$

其中 N_i 为与飞行器 i 通信的成员总数。由于滑翔飞行器只能在最优飞行时间的基础上进行时间延长控制，当某成员的待飞时间与剩余飞行器存在明显差异时，必然导致群体中若干飞行器的机动幅度过大，进而影响群体的飞行性能。因此，在协同飞行中，根据 M_i 的期望待飞时间 $T_{gor,i}$ 与预测待飞时间 $\hat{T}_{gf,i}$ ，增加主动控制策略：

1)当 $k_1 * \hat{T}_{gf,i} < T_{gor,i}, k_1 > 1$ 时，表明 M_i 的预测待飞时间明显短于剩余飞行器， M_i 需要进行大幅度的机动飞行；

2)当 $k_2 * \hat{T}_{gf,i} > T_{gor,i}, k_2 < 1$ 时，表明 M_i 的预测待飞时间明显长于剩余飞行器，导致剩余飞行器需要进行大幅度机动飞行；

出现上述两种情况时，需要将 M_i 与其余飞行器独立，不参与一致性计算。主动控制策略的目的是将预测待飞时间存在明显差异的飞行器排除在一致性解算之外，保证在多约束条件下滑翔ITACG的可求解性。至此，将 $T_{gor,i}$ 输入到式(11)与(19)中，通过需要过载解算攻角与倾侧角指令^[7]，便可实现协同制导任务。

4. 仿真分析与验证

为验证时空协同制导算法的有效性，论文首先对滑翔单体的ITACG性能进行仿真测试，其次对群体协同制导方法进行验证。

4.1 单体ITACG基本性能验证

设置滑翔段初始参数：速度为4000m/s，速度倾角为1.5°，经度为120°，纬度为31.2°，高度为50km，初始方位角为78°。过程约束：最大攻角20°，最大攻角变化率5(°/s)，最大倾侧角为70°，最大倾侧角变化率20(°/s)。设置终端参数：经度为145°，纬度为33°，高度为30km，

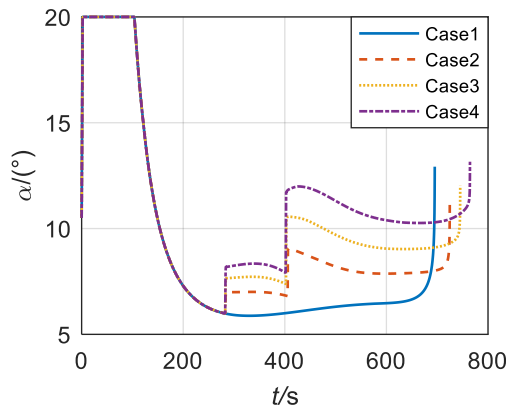
速度倾角为0°，速度方位角为90°。

论文设置不同终端时间约束，仿真结果如表1所示，由仿真结果可知终端时间误差在2s以内，位置误差均小于3m，速度倾角误差也为0.1°，方位角误差小于0.01°。当时间约束为820s时，剧烈的机动飞行降低了制导精度。因此，由时间无控的695.15s与最长飞行时间800s可知，终端时间控制的幅度约为15%。因此，在滑翔ITACG过程中，添加对终端时间的主动控制策略：在线预测待飞时间 $\hat{T}_{gf,i}$ ，与期望待飞时间 $T_{gor,i}$ 相对比，当 $1.15 * \hat{T}_{gf,i} < T_{gor,i}$ 时，表明飞行器的机动能力达到极限，此时限定 $T_{gor,i} = 1.15 * \hat{T}_{gf,i}$ ，以保证滑翔ITACG可实现。

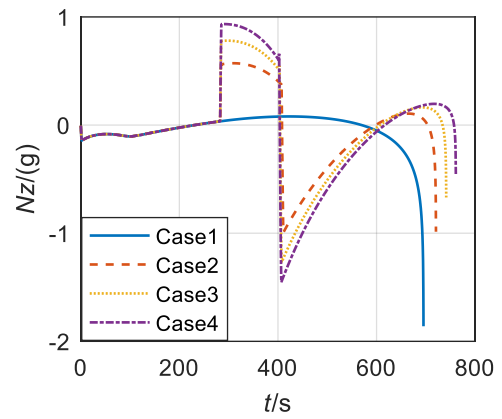
表1 滑翔ITACG仿真结果
Tab. 1 Simulation results of gliding ITACG

工况	时间约束/s	终端时间/s	位置偏差/m	方位角/(°)	速度倾角/(°)
Case1	无控	695.19	0.803	90.008	-0.001
Case2	720	720.79	2.266	90.006	-0.002
Case3	740	741.03	0.956	90.008	-0.063
Case4	760	761.52	2.613	90.005	0.002
Case5	780	780.55	1.318	90.004	0.001
Case6	800	800.54	0.548	90.002	0.001
Case7	820	821.06	7.243	90.145	-0.205
Case8	830	830.07	158.160	89.238	-1.754

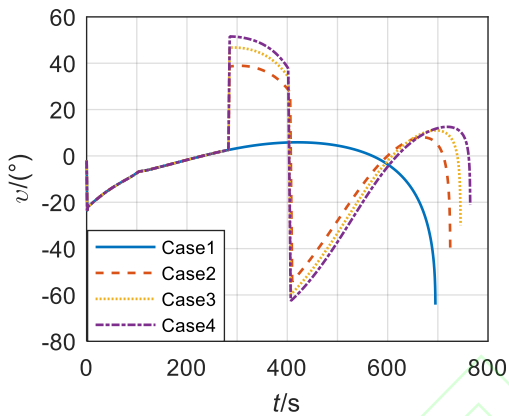
图3给出了前四组弹道曲线。在滑翔过程中，飞行器通过侧向机动控制到达时间，时间越长则机动幅度越大。侧向机动是对原最优制导的修正，其必然导致攻角与倾侧角发生改变，进而改变了整个飞行弹道。由于过载受气动力的影响很大，而气动力由角度指令决定。在终端时间启控以及翻转时刻，飞行器以最大能力进行角度变化。因此。过载在角度指令突变时，出现了小幅度震荡，其余时间都是平缓变化。另外，由于本文对直接影响气动力大小的攻角进行了严格限制，因此过载未出现饱和情况。



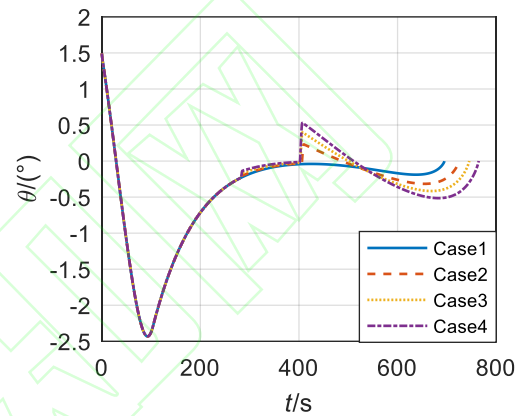
(a) 攻角
(a) Angle of attack



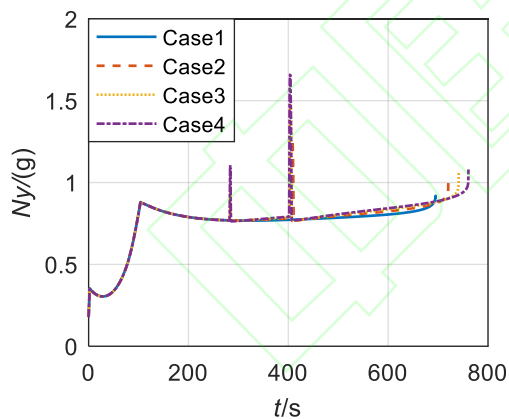
(d) 侧向过载
(d) Lateral overload



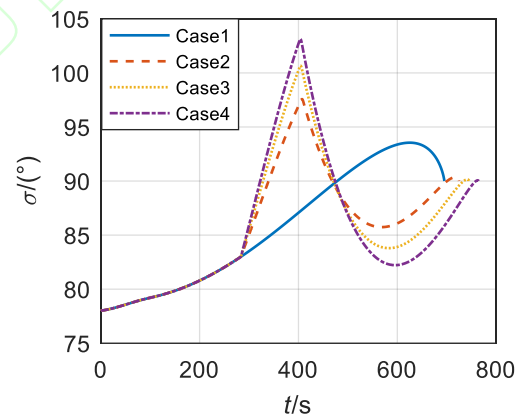
(b) 倾侧角
(b) Bank angle



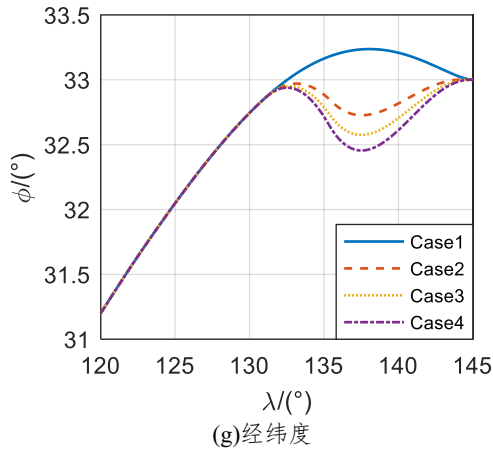
(e) 速度倾角
(e) Velocity inclination



(c) 纵向过载
(c) Longitudinal overload



(f) 速度方位角
(f) Velocity azimuth



(g) Longitude and latitude
图3 滑翔 ITACG 弹道曲线

Fig. 3 Trajectory curves of gliding ITACG

4.2 群体时空协同制导性能验证

进一步验证协同制导方法的性能,设置协同制导场景为:飞行器以不同状态为初始条件,最终以不同的方位角、相同的速度倾角与时间到达同一目标处。目标经度为 145° , 纬度为 33° , 速度倾角为 0° 。其中,作为协调变量的待飞时间由式(21)在线计算获得。由 4.1 节可知,在终端时间无控的基础之上,增加时间控制后,飞行时间的延长幅度约为 15%, 因此设置 $k_1=1.15$, $k_2=0.85$ 。飞行器初始状态如表 2 所示。

表 2 飞行器集群初始运动状态

Tab. 2 Initial states of the vehicle cluster

成员编号	速度/(m/s)	速度倾角/(°)	方位角/(°)	经度/(°)	纬度/(°)	高度/m
M1	4000	1.5	78	120.00	31.20	50000
M2	3800	1	79	120.40	30.80	51700
M3	4010	0	81	119.30	30.40	49000
M4	4015	-0.5	77	120.50	30.00	50500
M5	3990	-1	80	119.40	29.50	49500
M6	3920	0	81	121.20	29.00	51500

滑翔段无协同制导结果如表 3 所示,协同制导的仿真结果如表 4 与图 4 所示。由表 3 可知,无协同制导时的最大终端时间间隔达到了 67s。在图 4 中,终端时间导致攻角与倾侧角均出现了变化,而时间控制需要进行侧向机动飞行,因此倾侧角与侧向过载在正负交替变化。由于滑翔飞行器只能进行时间延长的控制,机动幅度与时间延长程度成正比关系。因此,飞行器 M1 和 M4 的侧向机动的幅值也最大,以充分延长飞行时间,最终达到时间同步的目的。相反,无协同时的 M3 和 M5 飞行时间最长,导致其在协同时的机动幅值最小,机动开始最晚,且攻角也最小,以

尽量减小速度损耗并缩短飞行时间。对比表 3 与表 4 中的制导结果可知,协同制导对终端位置、速度倾角与方位角的影响很小,并可最大到达时间间隔控制在 0.8s 以内,验证了时空协同制导方法的有效性。

表 3 无协同制导终端结果

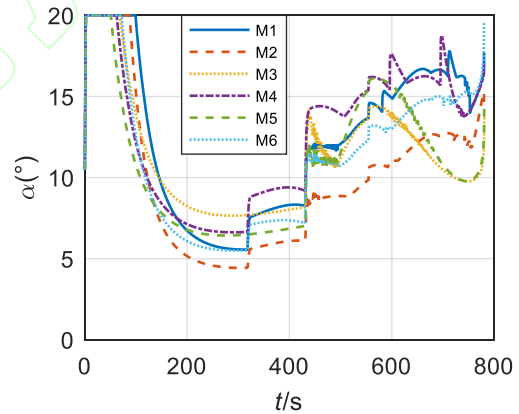
Tab. 3 Terminal states of uncooperative guidance

成员编号	到达时间/s	位置误差/m	终端速度倾角/(°)	方位角约束/(°)	实际终端方位角/(°)
M1	696.88	3.163	0.001	100	100.007
M2	709.85	0.055	-0.001	96	96.007
M3	765.92	0.624	-0.001	92	92.005
M4	702.94	1.676	-0.002	88	88.006
M5	763.13	1.661	-0.001	84	84.006
M6	706.80	1.577	-0.006	80	80.006

表 4 滑翔时空协同制导终端结果

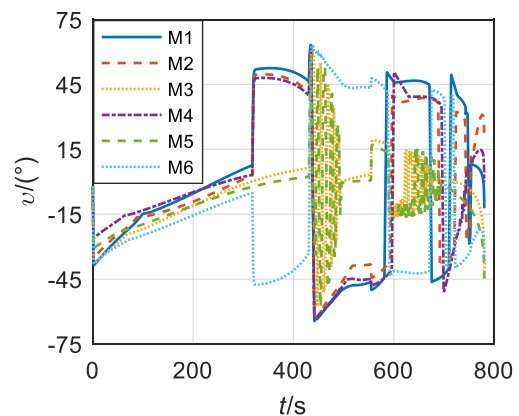
Tab. 4 Terminal states of gliding cooperative guidance

成员编号	到达时间/s	位置误差/m	终端速度倾角/(°)	方位角约束/(°)	实际终端方位角/(°)
M1	780.693	0.252	0.001	100	100.003
M2	780.214	1.839	-0.001	96	96.002
M3	780.982	1.736	0.001	92	92.006
M4	780.275	0.770	0.001	88	88.002
M5	780.707	2.032	0.001	84	84.006
M6	780.317	1.385	-0.006	80	80.007



(a) 攻角

(a) Angle of attack



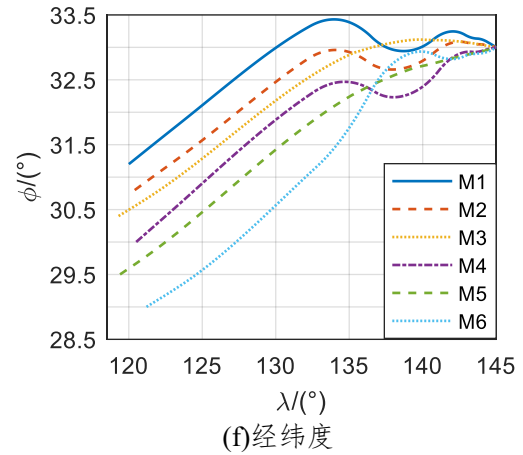
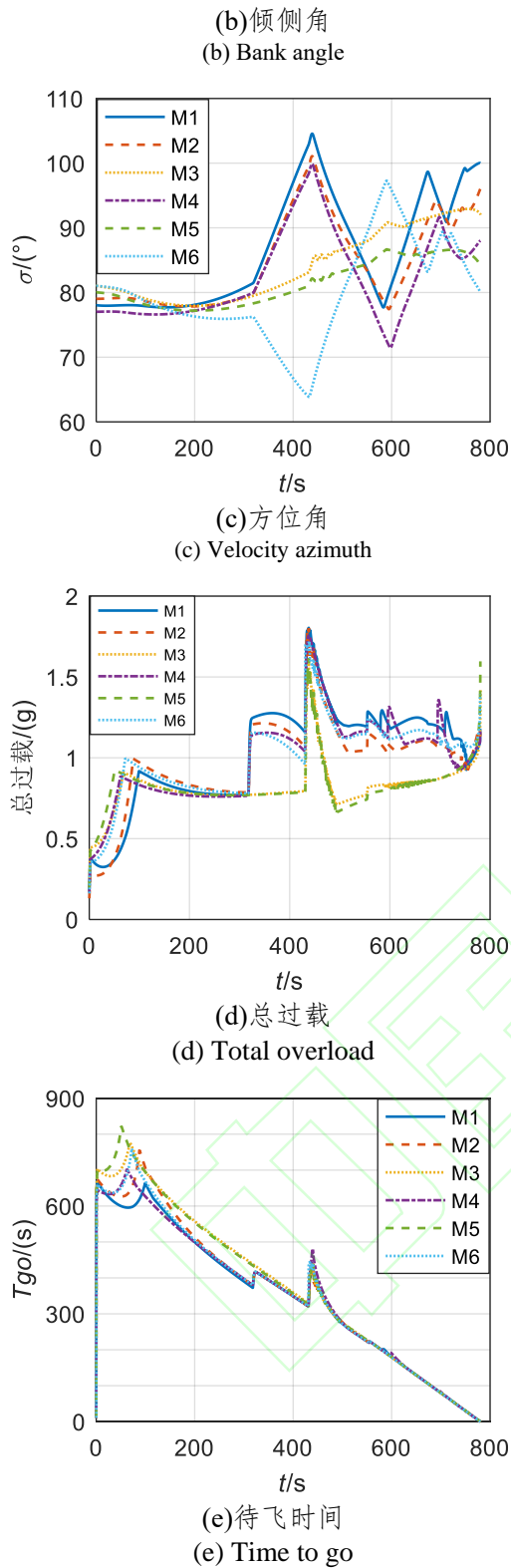


图 4 滑翔时空协同制导弹道曲线

Fig. 4 Trajectory curves of gliding cooperative guidance
4.3 协同制导鲁棒性能验证

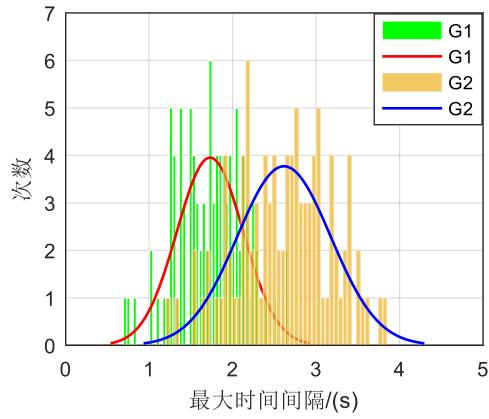
利用模拟打靶方法对制导方法鲁棒性进行仿真验证,在弹道仿真中对大气密度与气动系数分别增加均值为零、标准差为 $3\sigma=15\%$ 的随机偏差。设置风速在 20-80m/s、风向在以正北方向为基准的 $0-360^\circ$ 范围内随机变化^[22]。固定终端方位角约束为 90° ,其余条件与上一节完全相同。分别利用本文方法(G1)与文献[2]制导方法(G2)生成制导指令。

利用 $\Delta t_{f \max} = t_{gf, \max} - t_{gf, \min}$ 表示单次打靶 M1-M6 的最大时间间隔, \bar{P}_f 、 $\bar{\theta}_{gf}$ 与 $\bar{\sigma}_{gf}$ 分别表示单次打靶 M1-M6 的平均位置误差、速度倾角以及方位角。100 次模拟打靶的终端参数统计特性与分布如表 5 与图 5 所示。由计算结果可知, G1 的最大终端时间间隔在 2.1s 以内, 平均位置误差在 3m 以内, 平均速度倾角误差小于 0.005° , 平均速度方位角误差小于 0.007° 。对比两种制导方法的统计特性可知, 本文的制导方法在制导精度上具有优势, 尤其是时间控制精度。

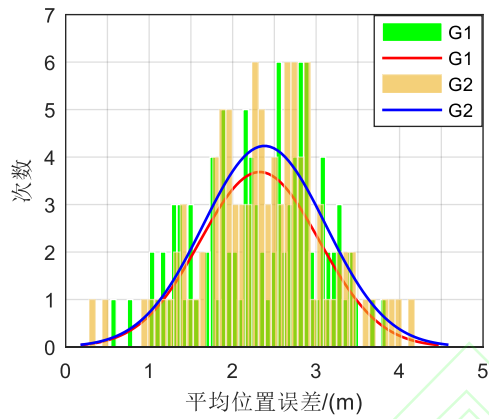
表 5 协同制导随机打靶终端参数统计特性

Tab. 5 Statistical characteristics of simulated target shooting

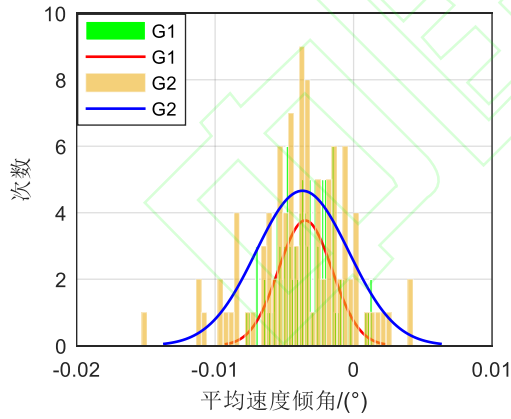
制导方法	统计项	$\Delta t_{f \max} /s$	\bar{P}_f /m	$\bar{\theta}_{gf} /(^{\circ})$	$\bar{\sigma}_{gf} /(^{\circ})$
G1	均值	1.7297	2.3253	-0.0035	90.0071
	均方差	0.3976	0.7144	0.0019	0.0021
G2	均值	2.6153	2.3815	-0.0037	90.0072
	均方差	0.5606	0.7348	0.0034	0.0028



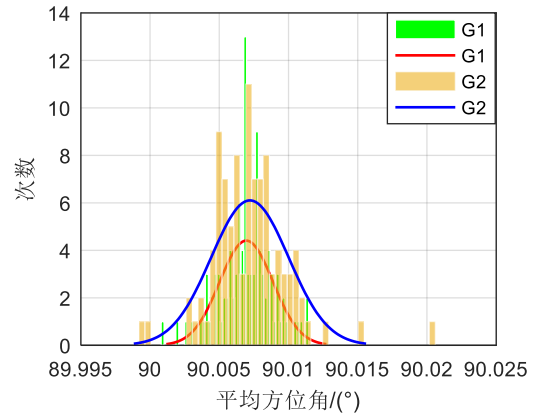
(a) 最大时间间隔
(a) Maximum time interval



(b) 平均位置误差
(b) Average position error



(c) 平均速度倾角
(c) Average velocity inclination



(d) 平均速度方位角
(d) Average velocity azimuth

图 5 模拟打靶终端状态分布
Fig. 5 Terminal state distributions of simulated target shooting

5. 总结

论文研究了滑翔时空一致协同制导方法,包括基于最优制导与解析预测校正的单体 ITACG 方法,以及基于分布式一致性的群体协同制导策略。通过研究,得出以下结论:

(1) 在单体制导层,将预测校正策略嵌入最优制导框架,实现了终端位置、角度与时间约束的一体化高精度满足,有效解决了欠驱动滑翔飞行器在无动力调节条件下的时空协同控制难题。

(2) 在群体协同层,设计了以待飞时间为协调变量的分布式一致性协同机制,结合弹道特性与能力约束,实现了多飞行器在无中心条件下的自主时间同步与弹道协同。

本研究为高超声速滑翔飞行器的分布式协同制导提供了一种结构清晰、可扩展的理论框架,推动了多约束条件下协同制导从时间协同向时空一体协同的理论发展。需要指出的是,协同过程中为满足时间约束而引入的侧向机动,会对终端位置与角度精度产生耦合影响。因此,如何在多约束间进行更优权衡,并进一步拓展终端方位角的可适应范围,是未来研究中值得深入探索的方向。

参考文献

- [1]吕金虎,于江龙,董希旺. 飞行器集群协同制导新进展[J]. 自动化学报, 2025, 51(4): 727-743.
- [2]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.
- [3]Tang J. C., Zuo. Z. Y. Cooperative circular guidance of

- multiple missiles: A practical prescribed-time consensus approach. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2023, 46(9): 1799-1813.
- [4]王培臣, 闫循良, 南汶江, 李新国. 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
- [5]Liang Z., Yu J., Ren Z., Li Q., Trajectory Planning for Cooperative Flight of Two Hypersonic Entry Vehicles[C], AIAA 2017-2251.
- [6]Tang Y, Zhu X P, Zhou Z, et al. Two-phase guidance law for impact time control under physical constraints[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2020, 33(11): 2946-2958.
- [7]Zhu J W, Zhang H, Zhao S B, et al. Multi-constrained Intelligent Gliding Guidance via Optimal Control and DQN[J], *SCIENCE CHINA Information Sciences*, 2023, 66,132202:1-16.
- [8]朱建文. 助推滑翔飞行器自适应全程制导方法研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2016.
- [9]Cheng L, Jiang F H, Wang Z B, et al. Multi- constrained real-time entry guidance using deep neural networks [J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2021, 57(1): 325 -340.
- [10]Jia S, Wang X, Li F, et al. Distributed analytical formation control and cooperative guidance for gliding vehicles[J]. *International Journal of Aerospace Engineering*, 2020: 1-14.
- [11]Li Z, He B, Wang M, et al. Time-coordination entry guidance for multi-hypersonic vehicles[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 89: 123-135.
- [12]Yan X, Lyu S. A two-side cooperative interception guidance law for active air defense with a relative time-to-go deviation[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2020, 100: 105787.
- [13]Zhai J P, Yang J Y. An integrated cooperative guidance design for target assignment and simultaneous attack on multiple targets[J]. *International Journal of Control*, 2024, 97(10): 2175-2188
- [14]Zhu J W, Su D L, Sun H F, et al. Autonomous Cooperative Guidance Based on Distributed Consensus and Self-management[J], *Journal of Aerospace Engineering*. 2021, 235(14) 1968-1980.
- [15]刘飞, 董希旺, 化永朝, 于江龙, 任章. 基于多联盟非合作博弈纳什均衡搜索的集群对抗方法[J]. *指挥与控制学报*, 2023, 9(6): 673-682.
- [16]Lyu T., Guo Y., Li C., et al. Multiple missiles cooperative guidance with simultaneous attack requirement under directed topologies[J]. *Aerospace Science and Technology* 2019, 89: 100-110.
- [17]Tan M H, Shen H. Three-dimensional cooperative game guidance law for a leader-follower system with impact angles constraint[J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2024, 60(1): 405-420
- [18]Zhao Q., Dong X., Liang Z. et al. Distributed cooperative guidance for multiple missiles with fixed and switching communication topologies[J], *Chinese Journal of Aeronautics*, 2017, 30(4): 1570-1581.
- [19]Sun F., Turkoglu K., Nonlinear consensus strategies for multi-agent networks under switching topologies: Real-time receding horizon approach[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 87: 323-330.
- [20]Sui X., Yang Y., Zhang S., Leader-following consensus of multi-agent systems with randomly varying nonlinearities and stochastic disturbances under directed switching topologies [J]. *Physica A*, 2019, 525: 524-534.
- [21]庞博文. 有限信息条件下飞行器集群拓扑优化与协同制导[D]. 西安: 西安电子科技大学, 2023.
- [22]Cobleigh B. R. Development of the X-33 aerodynamic uncertainty model[R]. NASA/TP-1998-206544, 1998.