arXiv:2601.07744v1 [eess.SY] 12 Jan 2026

用于同时目标拦截的预定时间单发协同估计、制导与控制

Lohitvel Gopikannan Shashi Ranjan Kumar* AbhinavSinha †

摘要

本研究针对异构感知拓扑下对静止目标的协同同时拦截，提出了统一的非线性估计-制导-控制框架，其中各拦截器的感知能力并不相同。具体而言，只有部分智能体配备机载寻的器（已知情/配备寻的器的智能体），其余智能体（无寻的器智能体）则通过已知情智能体间接获取目标信息，并执行分布式协同制导以实现同时目标拦截。为解决由此产生的部分可观测性问题，采用预定义时间分布式观测器，通过与有向通信图中配备寻的器的邻居进行信息交换，确保无寻的器智能体的目标状态估计收敛。随后，采用一种适用于宽发射包线的改进剩余时间估计来设计分布式协同制导指令。该估计与预设时间一致性协议相结合，从而确保智能体的剩余时间值达到一致。观测器误差和剩余时间一致性误差收敛至零的时间上界均可设定为设计参数。此外，协同制导指令通过自动驾驶仪实现，拦截器由鸭舵操纵进行控制。相应的舵面偏转指令由预定时间收敛滑模控制律生成。这使自动驾驶仪能够在设计指定的时间内精确跟踪指令侧向加速度，同时保持整体设计的非奇异性。通过针对多种交战几何构型开展数值仿真，验证了理论保证，并证实了该方案的估计精度、协同拦截性能和自动驾驶仪响应。

关键词—协　　作估计-制导-控制、预设时间收敛、撞击时间、齐射制导　　e.

1 引言

现代制导系统的首要目标是在满足规定撞击时间等严格末端约束要求的同时，实现精确的目标拦截 [1–3]，和撞击角 [4–6]。尽管单拦截器交战已得到广泛研究，但其实际效能往往受固有限制的影响，包括寻的器视场受限、执行器饱和以及系统滞后。同时，先进的

*L. Gopikannan 和 S. R. Kumar 任职于印度孟买 Powai 的印度理工学院孟买分校航空航天工程系 Intelligent Systems and Control (ISaC) Lab，邮编 4000076。电子邮件：24m0023@iitb.ac.in，srk@aero.iitb.ac.in。

†A. Sinha 任职于美国俄亥俄州辛辛那提市辛辛那提大学航空航天工程与工程力学系 Guidance, Autonomy, Learning, and Control for Intelligent Systems (GALACxIS) Lab，邮编 45221。电子邮件：abhinav.sinha@uc.edu。

防御架构采用分层防护和近程武器系统等对抗措施，使单个攻击者突破防御的可能性极低。这些挑战凸显了协调多拦截器交战（通常称为齐射制导）的必要性，以克服传统一对一拦截的局限。

当代齐射策略大致分为非协同方法和协同方法。非协同方案依赖预先指定的撞击时间，且不进行信息交换，因此容易受到飞行过程中误差的影响，降低同时拦截的可能性。相比之下，协同方案利用拦截器之间的实时信息共享与协同，从而实现更优的同步性以及对不确定性的更强鲁棒性。例如，文献 [7] 提出了一种基于偏置比例导引（PN）的分布式协同制导律。在此基础上，文献 [8] 将撞击时间控制重新表述为距离跟踪问题。文献 [9] 通过改变导引增益来最小化剩余时间方差，但依赖全连接通信。该方法在文献 [10] 中扩展到了加速度约束情形，而文献 [11] 则引入了带终端约束的有限时间一致性；这些工作均考虑了无向网络。

文献 [12] 提出了仅需局部剩余时间估计的有限时间分布式控制律，从而减少了通信量；而文献 [13], 提出了一种滚动时域协同制导律，其中拦截器仅交换邻居数据，并求解局部有限时域优化问题。文献 [14, 15] 采用一种两阶段方案，依靠先对距离和航向实施分散式一致性、再进行比例导引，从而避免了显式的剩余时间估计。文献 [16], 将集中式和分布式形式下的局部制导与协同进行了融合。总体而言，策略 [12–16] 保证了无向网络中的一致性，但只能渐近地实现。这可能导致短时交战中的性能下降，因为对其进行严格控制可能并不充分。

文献 [17]提出了结合基于比例导引的剩余时间估计与超扭曲滑模控制的领导者–跟随者设计，以确保在航向误差较大时仍能有限时间收敛，从而实现对静止目标的同时拦截。然而，应考虑到领导者失效会危及任务。文献 [18] 针对同时目标拦截，基于次优有限时间状态依赖黎卡提方程（有限时间状态依赖黎卡提方程）开发了依赖剩余时间的制导律；然而，有限时间状态依赖黎卡提方程固有的次优性可能会限制其在高度动态交战场景中的性能。文献 [19], 提出了一种协同制导方法，在非线性框架内明确考虑了横向加速度约束，即使在航向误差较大时也能确保稳定性，并将适用范围扩展至有向网络和无向网络。然而，网络中的一致性只能渐近地实现。固定时间协同制导律，例如文献 [20–24], 中的方法，可通过确保一致性不受初始交战条件影响，克服上述工作所采用的渐近和有限时间方案的不足，从而保证可靠的制导精度。不过，这些方法往往依赖于偏大的控制器增益，而且每当需要改变一致性时间时，都必须重新调整其设计参数，这可能会限制实际应用的灵活性。为解决这一问题，文献 [25]针对拦截器集群提出了基于预设时间一致性的无领导者协同制导，

可在静止或机动目标以及无向动态拓扑下，实现可任意设定的剩余时间一致性和同时拦截。文献 [26] 提出了一种领导者–跟随者协同齐射制导律，该制导律通过任意时间一致性，在非线性运动学和自动驾驶仪滞后条件下，确保剩余时间的预设时间一致以及同时拦截。

上述大多数制导策略仅基于拦截器–目标交战的运动学特性进行设计，并假设拦截器能够瞬时实现任意指令加速度。该假设实际上忽略了拦截器控制回路的动力学特性，在非理想或快速变化的飞行条件下，尤其是在交战末段，可能导致性能显著下降。为解决这一局限，在制定实用制导策略时，必须考虑拦截器的动力学特性，以确保所提出的制导律在实际场景中仍然有效且可实施。对此， [27] 中的作者提出了一种采用滑模控制框架的拦截器制导–自动驾驶仪一体化回路，以实现鸭式舵控制拦截器的制导与飞行控制之间的无缝协同。该一体化设计的有效性通过多个末段拦截场景得到了验证。此外， [28] 中的研究采用了这种解耦制导–自动驾驶仪设计，通过协调鸭舵和尾舵面，利用预定义时间收敛滑模控制跟踪指令侧向加速度。仿真结果表明，该方法能够确保在规定时间内精确实现目标拦截。这种框架能够准确评估实时性能，包括执行机构限制、控制–制导耦合以及末段响应特性。

据作者所知，当代文献中报道的协同齐射制导策略（例如前述研究及其引用的参考文献）通常假设所有拦截器都能够获取完整的实时目标位置信息，以同步其拦截时间。然而在实践中，由于成本、有效载荷能力和能源资源等方面的限制，在每个拦截器上都配备机载导引头往往难以实现，尤其是在大规模交战中。此外，由于带宽、计算负载和机载电源有限，维持完整的双向通信通常也不切实际。因此，信息流具有非对称性的有向交互拓扑提供了一种有效的折中方案，能够同时确保协同效率以及现实齐射交战中的实际可行性。在交战持续时间较短的时间紧迫场景中，如何在这段短暂时间内实现拦截器之间拦截时间的一致至关重要，这也促使人们采用能够保证在可用时间窗口内实现同步的预定义时间一致性方法。同样，获得瞬时的自动驾驶仪响应对于实施协同制导指令至关重要，因此还进一步要求对跟踪误差收敛（指令输入与实际输入之间的差异）进行精确控制。

本文通过构建一种单次非线性协同估计-制导-控制框架，提出了同时目标拦截的新视角，以提高末段制导精度。该联合框架旨在通过统一设计，同时解决拦截

问题中的三个关键组成部分。所提出的框架将估计器、制导律和自动驾驶仪整合到一个连贯的架构中，并确保在预设时间内收敛，从而明确考虑了当代设计的性能局限：这些设计将上述方面分开处理，却未明确说明它们之间的相互作用、闭环稳定性保证或对末端精度造成的影响。下面总结本文的主要贡献。

在本文的研究中，只有部分拦截器配备了导引头，其余智能体则在没有直接目标测量的情况下运行。这些无导引头拦截器通过异构传感架构下的预定义时间分布式观测器重构所需的交战变量，该架构利用有向传感网络进行信息融合与局部协调。

随后，将估计状态用于协同同时拦截方案中。该方案采用改进的剩余时间估计，不依赖小航向角假设，因此在初始航向角误差较大时仍然有效；同时结合预定义时间一致性协议，即使目标可观测性存在异构性，也能保证同时拦截。这使拦截器的方位角能够覆盖完整的圆周范围，从而为实现同时拦截提供更大的灵活性。

此后，提出一种预定义时间收敛滑模控制律，用于生成拦截器的鸭翼偏转指令。该控制律可保证自动驾驶仪在设计者指定的调节时间内跟踪指令侧向加速度或协同制导指令，且不受初始条件影响。通过消除内环动力学中的滞后，所提出的方案确保自动驾驶仪不会降低整体系统响应性能，从而使拦截器能够近乎瞬时地实现制导律所要求的侧向加速度。

所提出的一次性非线性协同估计-制导-控制框架无需完全的传感冗余，支持分散式决策，并确保对必要变量的收敛进行严格控制。值得注意的是，所有收敛时间（无论是与估计误差动力学、一致性误差动力学还是自动驾驶仪跟踪误差相关的收敛时间）均为预定义时间稳定，即调节时间可预先明确设定为设计参数。

本文其余部分安排如下。第 2 节介绍预备知识，包括非线性交战运动学、拦截器动力学以及主要目标。第 3 节详细阐述所提出的一次性估计–制导–控制框架。第 4 节通过各种交战场景展示所提出框架的有效性。最后，第 5 节总结全文。

2 背景与问题表述

考虑一个多拦截器目标交战场景，其中有 N 个拦截器和一个静止目标，如 图1所示。 i^{th} 拦截器的速度为 V_{M_i}，而其相对于目标的距离和视线角（LOS角）分别为 r_i 和 θ_i。 i^{th} 拦截器的航迹角为 γ_{M_i} ，并且它由

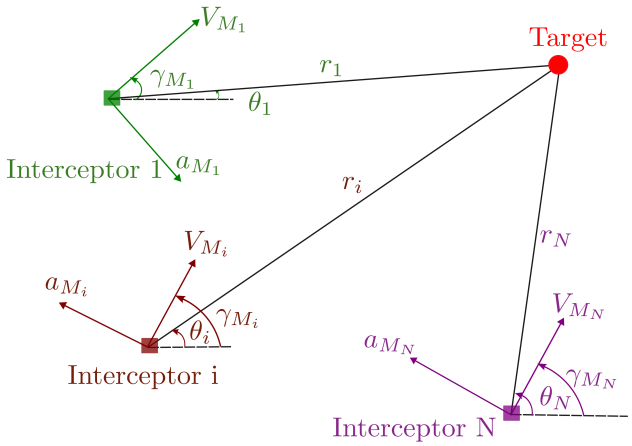


图1：协同多拦截器交战

其侧向加速度 a_{M_i} 控制。相对坐标系中的运动学交战方程为

$$\dot{r}_i = -V_{M_i}\cos\left(\gamma_{M_i} - \theta_i\right) = V_{r_i}, \tag{1a}$$

$$r_i\,\dot{\theta}_i = -V_{M_i}\sin\left(\gamma_{M_i} - \theta_i\right) = V_{\theta_i}, \tag{1b}$$

$$\dot{\gamma}_{M_i} = \frac{a_{M_i}}{V_{M_i}}, \tag{1c}$$

其中，V_{r_i} 和V_{θ_i} 分别表示沿视线方向和垂直于视线方向的相对速度分量。假设多拦截器集群通过共享网络交换必要的信息，该网络可用图进行建模。需要注意的是，多拦截器集群可能具有不同的感知与执行架构。

我们首先利用有向图 $\mathcal{S} = \{\mathrm{V}, \mathrm{E}\}$对感知拓扑进行建模，其中节点集 $\mathrm{V} = \{s_0, s_1, \ldots, s_N\}$由单个目标智能体 s_0和 N 个编号从 s_1 到 s_N 的拦截器智能体组成。有向边集 $\mathrm{E} \subseteq \mathrm{V} \times \mathrm{V}$ 编码了通信拓扑，其中边 $\varepsilon_{ij} \in \mathrm{E}$ 表示从智能体 s_i指向智能体 s_j的有向信息链路。对于每个节点 $s_i \in \mathrm{V}$，入邻居集M_i是所有满足 $\varepsilon_{ji} \in \mathrm{E}$ 的智能体 s_j的集合，即所有从其接收信息的智能体s_i 。当 $\mathrm{M}_i = \emptyset$ 时，智能体被归类为领导者；否则被归类为跟随者。在此设置中，目标智能体 s_0 作为唯一的领导者（发送信息但不接收信息），而所有拦截器智能体均作为跟随者。通信结构由邻接矩阵 $\mathrm{A} = [a_{ij}] \in \mathbb{R}^{(N+1)\times(N+1)}$表示，其中

$$a_{ij} = \begin{cases} 1, & \text{if } e_{ji} \in \mathcal{E} \\ 0, & \text{otherwise} \end{cases} \quad \text{and } a_{ii} = 0.$$

入度矩阵定义为 $\mathrm{D} = \mathrm{diag}\{d_0,\ d_1、\ \ldots\ldots、\ d_N\}$，其中每个元素 $d_i = \sum_{j=0}^{N} a_{ij}$表示指向节点 v_i的入边总数。相应的图拉普拉斯矩阵定义为 $\mathrm{L} = \mathrm{D} - \mathrm{A}$，而克罗内克

积 $\otimes$ 用于将标量图表示扩展至高维系统动力学。

假设1. 拦截器团队由两类不同的自主智能体组成：一类配备了机载寻的器，能够直接测量目标位置（信息已知/配备导引头的智能体）；另一类不具备此类感知能力，依靠通过有向感知图 $\mathcal{S}$ 在邻近智能体之间交换的局部信息来估计目标位置（无寻的器智能体）。

假设1 为所提出的协同集成估计与制导方法引入了一个多拦截器感知框架。所提出的框架明确考虑了拦截器网络中信息可用性的异质性，以促进拦截器之间的协同制导，同时也为本研究所讨论的协同拦截问题奠定了数学基础。

假设2 ([29])。 假设有向图 $\mathcal{S}$ 包含一棵以目标节点 s_0为根的有向生成树。则相应的拉普拉斯矩阵为

$$\mathcal{L} = \begin{bmatrix} 0 & \mathbf{0}_{1\times N} \\ \mathcal{L}_{TI} & \mathcal{L}_{II} \end{bmatrix}, \tag{2}$$

其中，$\mathcal{L}_{TI} \in \mathbb{R}^{N\times 1}$表示领导节点（目标）对每个跟随者（拦截器）的影响，$\mathcal{L}_{II} \in \mathbb{R}^{N\times N}$是跟随者子图的约化拉普拉斯矩阵。

引理*1*。L_{II}的所有特征值的实部均严格为正，满足 $0 < Re\{\lambda_1\} \le Re\{\lambda_2\} \le \cdots \le Re\{\lambda_N\}$。引理*2*（ [30]）。在假设*2*下，矩阵$L_{II}$可逆。定义$M := diag(\boldsymbol{\mu})$，其中 $\boldsymbol{\mu} = (L_{II}^{\top})^{-1}\mathbf{1}_N = [\mu_1, \ldots, \mu_N]^{\top}$。于是，我们有$M > 0$且$C(L_{II}) = ML_{II} + L_{II}^{\top}M > 0$。

令 $\mathscr{A}$ = (𝒱,E)表示执行图，用于表示协调拦截器之间制导指令的交互拓扑。这里， $\mathscr{V} = \{v_{1_a}, \ldots, v_{N_a}\}$仅由拦截器节点构成，$\mathrm{E} \subseteq \mathscr{V} \times \mathscr{V}$是有向边的集合，这些边不必与 $\mathcal{S}$重合。与感知图 $\mathcal{S}$不同，执行图 $\mathscr{A}$ 假设为无领导者 的强连通有向图。与 $\mathscr{A}$ 关联的拉普拉斯矩阵为L_I。注释 1。 选择不同的感知图和执行图可显著提高设计灵活性，使估计层和控制层能够独立调整，同时不损害整体协同与稳定性。这种模块化架构使感知策略能够根据信息可用性进行定制，同时由制导层确保剩余时间一致性和协同拦截。

引理*3*（ [31]）。考虑一个具有固定拓扑的智能体网络，该网络由强连通有向图 G 表示，其拉普拉斯矩阵为 L。令 $\hat{}$ L 表示底层无向图 $\hat{}G$（即 G 的镜像图）的拉普拉斯矩阵。则网络状态 $x(t)$ 满足 $x^{\top}Lx \ge \lambda_2(\hat{}G)\|x\|^2$，其中 $\lambda_2(\hat{}G)$ 是由 G 诱导的镜像图的费德勒特征值。

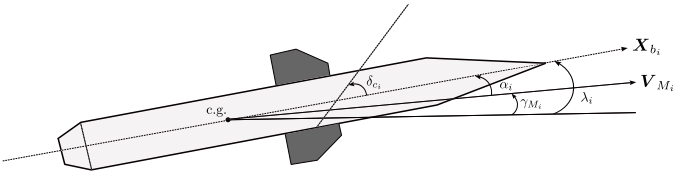


图 2: i^{th} 拦截器的平面动力学。

在本研究中，我们将 i^{th} 拦截器视为一种滚转稳定、侧滑转弯的十字形类型，其仅通过鸭式气动舵面进行控制，如图2所示。这种拦截器的平面（俯仰平面）动力学可用以下方程描述:

$$\dot{\alpha}_i = q_i - \frac{a_{M_i}^{ac}}{V_{M_i}} = q_i - \frac{L_{\alpha_i}^{\beta} k_{1_i}(\alpha_i) + L_{\delta_{c_i}} k_{2_i}(\alpha_i + \delta_{c_i})}{V_{M_i}}, \tag{3a}$$

$$\dot{\lambda}_i = q_i, \tag{3b}$$

$$q_i = M_{q_i} q_i + M_{\alpha_i}^{\beta} k_{3_i}(\alpha_i) + M_{\delta_{c_i}} k_{4_i}(\alpha_i + \delta_{c_i}), \tag{3c}$$

$$\dot{\delta}_{c_i} = \frac{\delta_{c_i}^{c} - \delta_{c_i}}{\tau_{c_i}}, \tag{3d}$$

其中，$L_{\alpha_i}^{\beta}$、 $L_{\delta_{c_i}}$表示升力系数，而M_{q_i}、 $M_{\alpha_i}^{\beta}$、 $M_{\delta_{c_i}}$表示俯仰力矩系数。在此公式中， α_i 和 λ_i 分别表示攻角和俯仰角，而 δ_{c_i} 表示鸭翼偏转。俯仰角速度为 q_i。为实现制导目标，由气动升力产生的实际侧向加速度$a_{M_i}^{ac}$必须精确跟踪来自（1c）的期望指令a_{M_i} 。

鸭式气动舵面被建模为时间常数为 τ_{c_i} 的一阶执行器，其鸭翼偏转指令为 $\delta_{c_i}^{c}$。 i^{th} 拦截器的气动升力与力矩特性由非线性函数 $k_{m_i}(\cdot)$、 $m = 1$、.....、4 描述，这些函数假设为光滑且有界，从而以兼顾真实性与解析可处理性的方式表征气动特性。尽管这些函数的确切形式未知，但假设其变化率有界，以确保气动力与力矩的变化符合物理实际。

注 2: 在时间紧迫的交战中，拦截器必须在短时间内就目标状态估计值和共同拦截时间达成一致。此外，为尽量减少任何延迟，自动驾驶仪响应也应尽可能接近瞬时响应。这促使人们采用预设时间方法，该方法可保证必要的误差收敛在用户指定的时间界内完成，而不受初始条件影响，从而实现精确的同时拦截。

定义 1 ([30])。 考虑动力系统

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = g(t, \mathbf{x}(t)), \quad t \in \mathbb{R}_+, \quad \mathbf{x}(0) = \mathbf{x}_0, \tag{4}$$

其中$\mathbf{x} \in \mathbb{R}^n$ 是状态向量， $g: \mathbb{R}_+ \times \mathbb{R}^n \to \mathbb{R}^n$ 是一个在时间上局部一致有界的非线性向量场

。若原点（4）是全局预设时间稳定的，则其全局一致有限时间稳定，且调节时间 T 可选为用户指定的有限常数。特别地，对于任意 $0 < T_p \le T_{\max} < \infty$，存在一个预设调节时间 T 使得 $T_p \le T \le T_{\max}$，$\forall \mathbf{x}_0 \in \mathbb{R}^n$，其中 T_p 表示物理可实现的最小收敛时间。

B在进一步展开之前，我们基于 [32]引入一个 s

$$f(t,t_c) = \begin{cases} \dfrac{t_c}{\pi}\sin\left(\dfrac{\pi}{t_c}t\right) + t - t_c, & 0 \le t < t_c, \\ 1, & t \ge t_c, \end{cases} \tag{5}$$

其导数可表示为

$$\dot{f}(t,t_c) = \begin{cases} \cos\left(\dfrac{\pi}{t_c}t\right) + 1, & 0 \le t < t_c, \\ 0, & t \ge t_c. \end{cases} \tag{6}$$

其中 t_c 为用户指定的时间。

注 3. 在本文中，我们采用式（5）中使用的三角整形函数，以确保闭环轨迹平滑且无奇异性地收敛。具体而言，由于 $f(t,t_c) < 0$ 且 $f(t,t_c) > 0$，其中$|f(t,t_c)|$对所有 $t \in [0,t_c)$均单调递减，并满足 $\lim_{t\to t_c^-} |\dot{f}(t,t_c)| = 0$。在后续分析中将证明，相应的控制律在整个有限收敛时域 $[0,t_c)$ 内始终保持连续、有界且定义良好。

引理 4（[30]）。设 $V(x(t), t) : D \times \mathbb{R}_+ \to \mathbb{R}$ 为连续可微函数，且 $D \subset \mathbb{R}^n$ 为包含原点的定义域。若存在实常数 $b > 0$，使得 $V(0, t) = 0$，且 $V(x(t), t) > 0 \in D \setminus \{0\}$，其中$\dot{V} \le -bV - 2\dfrac{\dot{\Theta}}{\Theta} V \in D$ 在 $[t_0, \infty)$ 上成立，则式（4）的原点是预设时间稳定的，其预设时间 T 由用户通过函数 $\Theta(t)$ 给定，并满足 $\dot{\Theta}(t)\,\Theta(t) > 0$。若 $D = \mathbb{R}^n$，则该系统的原点是全局预设时间稳定的，其预设时间由函数 $\Theta(t)$ 给出。此外，对于 $t \in [t_0, t_1)$，有

$$V(t) \le \Theta^{-2} \exp^{-b(t-t_0)} (\Theta(t_0))^2 V(t_0), \tag{7}$$

并且，对于 $t \in [t_1, \infty)$，有 $V(t) \equiv 0$。

现在，我们可以正式陈述本文所要解决的问题。

问题1. 在满足 假设1的条件下，设计一种单次非线性协同预设时间收敛联合估计—制导—控制架构，以实现对静止目标的同时拦截。

本质上，问题 1 将问题分解为相互衔接的子问题，以保证协同同时拦截。第一个子问题涉及设计一种预定义时间分布式估计器，在异构感知约束下重构目标状态

。随后，估计状态被用于制导子系统，该子系统通过在网络中对估计的剩余时间值施加预定义时间一致性，计算协同加速度指令。发出这些指令后，自动驾驶仪子系统必须确保足够快速的内环动力学，以几乎瞬时地跟踪这些协同制导指令，从而实现鸭翼偏转的预定义时间一致性，并保持在制导层面建立的整体同步。

3 协同单发估计-制导-控制框架

设计协同齐射制导律需要准确估计剩余时间，但在大多数场景中，通常难以获得其精确值。作为一种实用方法，通常采用启发式方法近似计算剩余时间，并假设拦截器始终在目标视线附近飞行。对于初始航向角较大的情况，这一小角度假设可能不成立。如 [17], 所示，可以得到 i^{th} 拦截器剩余时间的精细估计

$$t_{\text{go}_i} = \frac{r_i}{V_{M_i}} \left[1 + \frac{\sin^2 \sigma_i}{k_i} \right], \tag{8}$$

其中 $\sigma_i = \gamma_{M_i} - \theta_i$ 为前置角， $k_i = 4N_i - 2$，且 N_i 为大于 2 的常数。

引理5. 拦截器的剩余时间(8) 动力学相对于该 i^{th} 拦截器的侧向加速度具有一阶相对阶。

证明. 对式（8）关于时间求导并应用式（1），可得表达式

$$\dot{t}_{\text{go}_i} = -\cos\sigma_i - \frac{\sin^2\sigma_i \cos\sigma_i}{k_i} + \frac{\sin 2\sigma_i \sin\sigma_i}{k_i} + \frac{r_i a_{M_i} \sin 2\sigma_i}{k_i V_{M_i}^2} \tag{9}$$

由此可见，侧向加速度 a_{M_i} 出现在 t_{go_i}的一阶导数中。 □

在协同同时拦截中，用于调节交战持续时间（通过操纵（ a_{M_i} 8）） 的制导指令需要获取特定的交战变量，例如相对距离和前置角，这一点可由引理5看出。然而，如果部分拦截器未安装导引头，则并非所有拦截器始终都能获得这些变量。根据假设1，因此，无导引头拦截器必须在进行协同制导设计之前，先估计所需的交战参数。

令$\mathbf{p} = [x_T, y_T]^\top$ 表示目标在惯性坐标系中的位置向量，$\hat{\mathbf{p}}_i$ 表示 i^{th} 拦截器对$\mathbf{p}$ 的估计值。假设 $\boldsymbol{\varepsilon}_i$ 表示相应的拦截器间相对估计误差。那么， i^{th} 拦截器用于估计$\mathbf{p}$ 的规定时间分布式观测器（PTDO）为

$$\dot{\hat{\mathbf{p}}}_i(t) = -\left(\alpha - \beta\frac{\dot{f}(t,t_p)}{f(t,t_P)}\right)\boldsymbol{\varepsilon_i}, \tag{10}$$

其中， $\alpha \in \mathbb{R}_+$ 和 $\beta \geq \frac{2\lambda_{\max}}{\lambda_1}(\mathbf{M})$（$\mathbf{C}$）为设计参数，且

$$\boldsymbol{\varepsilon_i} = a_{i0}(\hat{\mathbf{p}}_i - \mathbf{p}) + \sum_{j=1}^{N} a_{ij}(\hat{\mathbf{p}}_i - \hat{\mathbf{p}}_j). \tag{11}$$

注释 4。配备导引头的智能体可获取目标的相对距离和方位测量，并将这些测量与通过惯性导航系统获得的自身位置相结合，从而准确确定惯性参考系中的目标位置（x_T， y_T），以用于后续任务。

定理 1（目标状态的分布式估计）。考虑（1）所描述的协同多拦截器目标交战场景，其中包含配备导引头和无导引头的智能体。若 i^{th} 拦截器在有向感知图 $\mathcal{S}$上采用分布式观测器（10），$\mathcal{S}$则其局部目标状态估计将在预设时间 t_p 内收敛至目标真实位置，而与初始估计无关，即：

$$\lim_{t \to t_p^-}(\hat{\mathbf{p}}_i(t) - \mathbf{p}(t)) = 0. \tag{12}$$

证明。记 $\hat{\mathbf{p}} = [\hat{\mathbf{p}}_1^\top, \ldots\ldots, \hat{\mathbf{p}}_N^\top]^\top$, $\boldsymbol{\varepsilon} = [\boldsymbol{\varepsilon}_1^\top, \ldots\ldots, \boldsymbol{\varepsilon}_N^\top]^\top$ 并令 i^{th}拦截器的估计误差为 $\tilde{\mathbf{p}}_i = \hat{\mathbf{p}}_i - \mathbf{p}$，使得 $\tilde{\mathbf{p}} = [\tilde{\mathbf{p}}_1^\top, \ldots\ldots, \tilde{\mathbf{p}}_N^\top]^\top$。于是，

$$\dot{\tilde{\mathbf{p}}} = -(\mathbf{I}_N \otimes \mathbf{I}_2)\left(\alpha - \beta\frac{\dot{f}(t,t_p)}{f(t,t_p)}\right)\boldsymbol{\varepsilon}. \tag{13}$$

由（11）可得 $\boldsymbol{\varepsilon} = (\mathcal{L}_{II} \otimes \mathbf{I}_2)\tilde{\mathbf{p}}$，其动力学变为

$$\dot{\boldsymbol{\varepsilon}} = -(\mathcal{L}_{II} \otimes \mathbf{I}_2)\left(\alpha - \beta\frac{\dot{f}(t,t_p)}{f(t,t_p)}\right)\boldsymbol{\varepsilon}. \tag{14}$$

现在定义辅助函数 $\Theta_p(t)$，使得

$$\Theta_p(t) = \frac{1}{f(t,t_p)}. \tag{15}$$

对（15）求导，得到：

$$\frac{\dot{\Theta}_p(t)}{\Theta_p(t)} = -\frac{\dot{f}(t,t_p)}{f(t,t_p)}, \tag{16}$$

其中，上述方程右端始终为正，因为比值 $\dot{f}(t,\ t_p)f(t,\ t_p) < 0\ \forall\ t \in [0, t_p)$。因此，以辅助函数表示的（14）可写为

$$\dot{\boldsymbol{\varepsilon}} = -(\mathcal{L}_{II} \otimes \mathbf{I}_2)\left(\alpha + \beta\frac{\dot{\Theta}_p(t)}{\Theta_p(t)}\right)\boldsymbol{\varepsilon}. \tag{17}$$

现在，考虑一个李雅普诺夫函数候选项

$$V_1 = \boldsymbol{\varepsilon}^\top(\mathbf{M} \otimes \mathbf{I}_2)\boldsymbol{\varepsilon}, \tag{18}$$

其时间导数为

$$\dot{V}_1 = 2\boldsymbol{\varepsilon}^\top(\mathbf{M} \otimes \mathbf{I}_2)\dot{\boldsymbol{\varepsilon}}. \tag{19}$$

由（17）可得

$$\dot{V}_1 = 2\boldsymbol{\varepsilon}^\top(\mathbf{M} \otimes \mathbf{I}_2)\Big[-(\mathcal{L}_{II} \otimes \mathbf{I}_2)\left(\alpha + \beta\frac{\dot{\Theta}_p(t)}{\Theta_p(t)}\right)\boldsymbol{\varepsilon}\Big] = -\left(\alpha + \beta\frac{\dot{\Theta}_p(t)}{\Theta_p(t)}\right)\boldsymbol{\varepsilon}^\top\big[(\mathbf{M}\mathcal{L}_{II} + \mathcal{L}_{II}^\top\mathbf{M}) \otimes \mathbf{I}_2\big]\boldsymbol{\varepsilon},$$

利用引理2中的结果可简化为

$$\dot{V}_1 = -\left(\alpha + \beta\frac{\dot{\Theta}_p(t)}{\Theta_p(t)}\right)\boldsymbol{\varepsilon}^\top(\mathbf{C} \otimes \mathbf{I}_2)\boldsymbol{\varepsilon}. \tag{20}$$

进一步利用瑞利不等式和引理3进行简化，可得

$$\dot{V}_1 \le -\alpha\lambda_1(\mathbf{C})\boldsymbol{\varepsilon}^\top\boldsymbol{\varepsilon} - \beta\frac{\dot{\Theta}_p(t)}{\Theta_p(t)}\lambda_1(\mathbf{C})\boldsymbol{\varepsilon}^\top\boldsymbol{\varepsilon} \le -\alpha\frac{\lambda_1(\mathbf{C})}{\lambda_{\max}(\mathbf{M})}V_1 - \beta\frac{\dot{\Theta}_p(t)}{\Theta_p(t)}\frac{\lambda_1(\mathbf{C})}{\lambda_{\max}(\mathbf{M})}V_1.$$

由于设计参数为 $\alpha \in \mathbb{R}_+$ 和 $\beta \ge {}^{2\lambda_{\max}}$（$\mathbf{M}$）$\lambda_1$（$\mathbf{C}$），（21）可表示为

$$\dot{V}_1 \le -\hat{\alpha}V_1 - 2\frac{\dot{\Theta}_p(t)}{\Theta_p(t)}V_1, \tag{21}$$

其中，$\hat{}\alpha = \alpha\ {}^{\lambda_1}(C)\ \lambda_{\max}(M) > 0$。根据引理 4，可得

$$\Theta_p(t)^2V_1(t) \le \exp(-\hat{\alpha}t)\,\Theta_p(0)^2V_1(0) = \frac{1}{(t_p)^2}\exp(-\hat{\alpha}t)\,V_1(0), \tag{22}$$

这进一步表明

$$\|\boldsymbol{\varepsilon}(t)\|_2^2 \le \frac{1}{\Theta_p(t)^2t_p^2}\exp\left(-\frac{\alpha\lambda_1(\mathbf{C})}{\lambda_{\max}(\mathbf{M})}t\right)\frac{\lambda_{\max}(\mathbf{M})}{\lambda_{\min}(\mathbf{M})}\|\boldsymbol{\varepsilon}(0)\|_2^2 \tag{23}$$

由此可得

$$\|\boldsymbol{\varepsilon}(t)\|_2 \leq \frac{|f(t,t_p)|}{t_p} \exp\left\{\left(-\frac{\alpha\lambda_1(\mathbf{C})}{2\lambda_{\max}(\mathbf{M})}\right)t\right\} \times \sqrt{\frac{\lambda_{\max}(\mathbf{M})}{\lambda_{\min}(\mathbf{M})}}\,\|\boldsymbol{\varepsilon}(0)\|_2 \tag{24}$$

然后

$$\|\tilde{\mathbf{p}}(t)\|_2 = \left\|(\mathcal{L}_{II}\otimes\mathbf{I}_2)^{-1}\boldsymbol{\varepsilon}(t)\right\|_2 \leq \left\|(\mathcal{L}_{II}\otimes\mathbf{I}_2)^{-1}\right\|_2 \|\boldsymbol{\varepsilon}(t)\|_2 \tag{25}$$

$$\leq \frac{|f(t,t_p)|}{t_p} \exp\left\{\left(-\frac{\alpha\lambda_1(\mathbf{C})}{2\lambda_{\max}(\mathbf{M})}\right)t\right\} \times \sqrt{\frac{\lambda_{\max}(\mathbf{M})}{\lambda_{\min}(\mathbf{M})}}\left\|(\mathcal{L}_{II}\otimes\mathbf{I}_2)^{-1}\right\|_2 \|\boldsymbol{\varepsilon}(0)\|_2, \tag{26}$$

由于 $|f(t,\ t_p)| \to 0$当 $t \to t_p^-$ 时，这基本上使我们得出

$$\lim_{t\to t_p^-} \|\tilde{\mathbf{p}}(t)\|_2 \to 0. \tag{27}$$

这基本意味着 $\lim_{t\to t_p^-}(\hat{}\mathbf{p}_i(t) - \mathbf{p}(t)) = 0$ 根据 引理 4 的结果，在区间 $[t_p,\infty)$内，估计的一致性得以保持，因为（18）对所有 $t \geq t_p$均恒等于零。证明完毕。 □

注 5. 回顾（14），其中右端的项 $\left(\alpha - \beta\dfrac{\dot{f}}{f}(t,\ t_p)(t,\ t_p)\right)\boldsymbol{\varepsilon}$ 决定了当$\boldsymbol{\varepsilon} \neq 0$时的误差动力学，即对于 $t < t_p$。根据三角不等式，显然有

$$\left\|\left(\alpha - \beta\frac{\dot{f}(t,t_p)}{f(t,t_p)}\right)\boldsymbol{\varepsilon}\right\|_2 \leq |\alpha|\,\|\boldsymbol{\varepsilon}(t)\|_2 + \left|\beta\frac{\dot{f}(t,t_p)}{f(t,t_P)}\right|\|\boldsymbol{\varepsilon}(t)\|_2. \tag{28}$$

由于 $\alpha > 0$ 且 $\beta \geq \dfrac{2\lambda_{\max}(\mathbf{M})}{\lambda_1(\mathbf{C})} > 0$，由（24）和（28）可得

$$\left\|\left(\alpha - \beta\frac{\dot{f}(t,t_p)}{f(t,t_p)}\right)\boldsymbol{\varepsilon}\right\|_2 \leq \frac{(\alpha|f(t,t_p)| + \beta|\dot{f}(t,t_p)|)}{t_p} \exp\left\{\left(-\frac{\alpha\lambda_1(\mathbf{C})}{2\lambda_{\max}(\mathbf{M})}\right)t\right\}\sqrt{\frac{\lambda_{\max}(\mathbf{M})}{\lambda_{\min}(\mathbf{M})}}\,\|\boldsymbol{\varepsilon}(0)\|_2. \tag{29}$$

由于 $|f(t,t_p)|$ 和 $|\dot{f}(t,t_p)|$ 在区间 $[0,t_p)$ 上均光滑、衰减且有界，由 (23) 和 (29) 可知，$\|\boldsymbol{\varepsilon}(t)\|_2 \in L_\infty$[1] 和 $\left\|\left(\alpha - \beta\dfrac{\dot{f}}{f}(t,t_p)(t,t_p)\right)\boldsymbol{\varepsilon}\right\|_2 \in L_\infty$ 在 $[0,t_p)$ 上成立，这验证了该控制作用项在此区间内一致有界。此外，根据引理 4，由于对所有 $t \geq t_p$ 一致性均得以保持，因此该项在 $[t_p,\infty)$ 上始终恒为零。

请注意，相对距离和视线角等变量可以根据 i^{th} 拦截器的局部估计值计算得出，这些估计值在 $t = t_p$后收敛至真实状态。为此，我们有

$$\hat{r}_i = \sqrt{(\hat{x}_{T_i} - x_{I_i})^2 + (\hat{y}_{T_i} - y_{I_i})^2},\quad \hat{\theta}_i = \tan^{-1}\frac{\hat{y}_{T_i} - y_{I_i}}{\hat{x}_{T_i} - x_{I_i}}. \tag{30}$$

[1]对于任意信号 $x(t)$，均有 $L_\infty := \{x(t) \mid x\colon\ \mathbb{R}_+ \to \mathbb{R},\ \sup_{t\in\mathbb{R}_+}|x(t)| < \infty\}$。

因此，相对运动方程（1）本质上是

$$\hat{V}_{r_i} = -V_{M_i}\cos(\gamma_{M\,i} - \hat{\theta}_i) = -V_{M_i}\cos\hat{\sigma}_i, \tag{31a}$$

$$\hat{V}_{\theta_i} = -V_{M_i}\sin(\gamma_{M\,i} - \hat{\theta}_i) = -V_{M_i}\sin\hat{\sigma}_i, \tag{31b}$$

定义 i^{th} 拦截器的共同拦截时间误差为

$$e_i = t_{\text{go}_i} - t_{\text{go}_d}, \tag{32}$$

其中，期望的共同拦截时间 t_{go_d} 在交战前并未给定，而是由拦截器在交战过程中通过协同收敛得到。还值得注意的是， t_{go_i} 值达成一致等价于 e_i达成一致，因为对于任意一对拦截器 $i\,j$，$t_{\text{go}_i} - t_{\text{go}_j} = e_i - e_j$，，。此外，每个 e_i也必须收敛至零，以确保实现协同齐射。以下定理给出了 i^{th} 拦截器的协同制导指令。

定理 2 (同时拦截的协同制导指令**).** 考虑式 (1)所示的协同多拦截器目标交战场景，其中包含配备导引头和无寻的器智能体，其剩余时间值由式 (8)估计。每个拦截器协同交换其制导指令，

$$a_{M_i} = V_{M_i}\dot{\hat{\theta}}_i + \frac{V_{M_i}^2 k_i\left(\cos\hat{\sigma}_i - 1\right)}{\hat{r}_i\sin 2\hat{\sigma}_i} + \frac{V_{M_i}^2\sin\hat{\sigma}_i}{2\hat{r}_i} + \frac{V_{M_i}^2 k_i}{\hat{r}_i\sin 2\hat{\sigma}_i}\left(-\zeta + \eta\frac{\dot{f}(t,t_e)}{f(t,t_e)}\right)\sum_{j=1}^{N}\left[\mathcal{L}_I\right]_{ij}e_j, \tag{33}$$

对于某些 $\zeta > 0$，$\eta \geq \dfrac{1}{\lambda_2}(\widehat{\mathscr{A}})$，在有向作用图 $\mathscr{A}$ 上建立群体一致性，使其剩余时间在预定义时间 $t_e > t_p$内达成一致。因此，拦截器将在交战过程中通过协同确定的时刻同时拦截静止目标。

证明。对（32）求导可得，$\dot{e}_i = \dot{t}_{\text{go}_i} + 1$。将（9）代入（32）中，对于 i^{th} 拦截器，可得

$$\dot{e}_i = 1 - \cos\sigma_i - \frac{\sin^2\sigma_i\cos\sigma_i}{k_i} + \frac{\sin 2\sigma_i\sin\sigma_i}{k_i} + \frac{r_i\sin 2\sigma_i}{k_i V_{M_i}^2}a_{M_i}. \tag{34}$$

将协同制导指令（33）代入（34）后，可得

$$\begin{aligned}\dot{e}_i = {} & 1 - \cos\sigma_i - \frac{\sin^2\sigma_i\cos\sigma_i}{k_i} + \frac{\sin 2\sigma_i\sin\sigma_i}{k_i} \\ & + \frac{r_i\sin 2\sigma_i}{k_i V_{M_i}^2}\left[V_{M_i}\dot{\hat{\theta}}_i + \frac{V_{M_i}^2 k_i\left(\cos\hat{\sigma}_i - 1\right)}{\hat{r}_i\sin 2\hat{\sigma}_i} + \frac{V_{M_i}^2\sin\hat{\sigma}_i}{2\hat{r}_i} + \frac{V_{M_i}^2 k_i}{\hat{r}_i\sin 2\hat{\sigma}_i}\left(-\zeta + \eta\frac{\dot{f}(t,t_e)}{f(t,t_e)}\right)\sum_{j=1}^{N}\left[\mathcal{L}_I\right]_{ij}e_j\right]\end{aligned} \tag{35}$$

令

$$F_i = 1 - \cos\sigma_i - \frac{\sin^2\sigma_i\cos\sigma_i}{k_i} + \frac{\sin 2\sigma_i \sin\sigma_i}{k_i},\ \hat{F}_i = 1 - \cos\hat{\sigma}_i - \frac{\sin^2\hat{\sigma}_i\cos\hat{\sigma}_i}{k_i} + \frac{\sin 2\hat{\sigma}_i \sin\hat{\sigma}_i}{k_i}$$
$$B_i = \frac{r_i \sin 2\sigma_i}{k_i V_{M_i}^2},\ \hat{B}_i = \frac{\hat{r}_i \sin 2\hat{\sigma}_i}{k_i V_{M_i}^2},\ u_{c_i} = \left(-\zeta + \eta\frac{\dot{f}(t,t_e)}{f(t,t_e)}\right)\sum_{j=1}^{N}[\mathcal{L}_I]_{ij}\, e_j,$$

我们可以将（35）写为

$$\dot{e}_i = F_i + B_i a_{M_i} = F_i + B_i\left(\frac{u_{ci} - \hat{F}_i}{\hat{B}_i}\right). \tag{36}$$

现在定义误差变量 $\tilde{F}_i = F_i - \hat{F}_i$ 和 $\tilde{B}_i = B_i - \hat{B}_i$，由此可将剩余时间误差动力学表示为

$$\dot{e}_i = F_i - \frac{B_i}{B_i - \tilde{B}_i}(F_i - \tilde{F}_i) + \frac{B_i}{B_i - \tilde{B}_i}u_{ci}. \tag{37}$$

定义 $\psi_i = \frac{B_i}{B_i}$ 和 $\Phi_i = \frac{F_i}{F_i}$，由定理 1 可得 $\lim_{t\to t_p}\psi_i \to 0$，$\lim_{t\to t_p}\Phi_i \to 0$，且

$$\dot{e}_i = F_i\frac{\Phi_i - \psi_i}{1 - \psi_i} + \frac{u_{ci}}{1 - \psi_i}. \tag{38}$$

为进一步简化符号表示，我们将变量写成紧凑的向量/矩阵形式。为此，定义

$$\mathbf{u}_c = [u_{c_1}\ \ u_{c_2}\ \ \cdots\ \ u_{c_N}]^\top = \left(-\zeta + \eta\frac{\dot{f}(t,t_e)}{f(t,t_e)}\right)\mathcal{L}_I(\mathcal{A})\mathbf{e} \tag{39}$$

其中 $\mathbf{e} = [e_1\ \ e_2\cdots\ \ e_N]^\top$。类似地，$\mathbf{\Phi} = [\Phi_1\cdots\ \Phi_N]^\top$、$\boldsymbol{\psi} = [\psi_1\cdots\ \psi_N]^\top$，且 $\mathbf{F} = \mathrm{diag}(F_1\cdots\ F_N)$。于是，还可得

$$\bar{\mathbf{D}}_{\boldsymbol{\psi}} = \left[\frac{\Phi_1 - \psi_1}{1 - \psi_1}\ \ \cdots\ \ \frac{\Phi_N - \psi_N}{1 - \psi_N}\right]^\top,\ \ \mathbf{D}_{\boldsymbol{\psi}} = \mathrm{diag}\left(\frac{1}{1 - \psi_1}\ \ \cdots\ \ \frac{1}{1 - \psi_N}\right), \tag{40}$$

由此可写为

$$\dot{\mathbf{e}} = \mathbf{F}\bar{\mathbf{D}}_{\boldsymbol{\psi}} + \mathbf{D}_{\boldsymbol{\psi}}\mathbf{u}_c. \tag{41}$$

考虑李雅普诺夫函数候选项 $V_2 = \frac{1}{2}\mathbf{e}^\top\mathbf{e}$，其时间导数为

$$\dot{V}_2 = \mathbf{e}^\top\dot{\mathbf{e}} = \mathbf{e}^\top\left(\mathbf{F}\bar{\mathbf{D}}_{\boldsymbol{\psi}} + \mathbf{D}_{\boldsymbol{\psi}}\mathbf{u}_c\right) = \mathbf{e}^\top\mathbf{F}\bar{\mathbf{D}}_{\boldsymbol{\psi}} + \mathbf{e}^\top\mathbf{D}_{\boldsymbol{\psi}}\left(-\zeta + \eta\frac{\dot{f}(t,t_e)}{f(t,t_e)}\right)\mathcal{L}_I\mathbf{e}. \tag{42}$$

现在，我们的目标是确定闭环误差动力学（41）的稳定性，也就是说，在观测器误差收敛之前，系统保持一致最终有界，同时仍能实现全局预定义时间稳定性。

由于缩放函数满足 $\dot{f}(t,\ t_e)\ f(t,\ t_e) < 0$ 对于 $t < t_e$，我们可以引入辅助函数 $\Theta_e(t) = \frac{1}{f\ t}(,\ t_e)$，对其关于时间求导可得 $\dot{\Theta}_e(t)\,\Theta_e(t) = -\dot{f}(t,\ t_e)\ f(t,\ t_e) > 0$。注意，$[\mathbf{D}_{\psi}]_{ii} = \frac{1}{1-\psi_i} = B_i\hat{}_{B_i} = r_i \sin 2\sigma_i\hat{}\, r_i \sin 2\hat{}\,\sigma_i > 0$。定义

$$d_{\min} \coloneqq \inf_{0\le s<t_p} [\mathbf{D}_{\psi}(s)]_{ii} > 0, \quad d_{\max} \coloneqq \sup_{0\le s<t_p} [\mathbf{D}_{\psi}(s)]_{ii}, \tag{43}$$

于是 $d_{\min}\mathbf{I} \le \mathbf{D}_{\psi} \le d_{\max}\mathbf{I}$。此外，$\lim_{t\to t_p} \mathbf{D}_{\psi} = \mathbf{I} \implies d_{\min} = d_{\max} = 1$。因此，

$$\begin{aligned}
\dot{V}_2 &\le \mathbf{e}^{\top}\mathbf{F}\bar{\mathbf{D}}_{\psi} - d_{\min}\mathbf{e}^{\top}\Big(\zeta + \eta\frac{\dot{\Theta}_e(t)}{\Theta_e(t)}\Big)\mathcal{L}_{\mathcal{I}}\mathbf{e} = \mathbf{e}^{\top}\mathbf{F}\bar{\mathbf{D}}_{\psi} - d_{\min}\zeta\,\mathbf{e}^{\top}\mathbf{e} - d_{\min}\eta\frac{\dot{\Theta}_e(t)}{\Theta_e(t)}\,\mathbf{e}^{\top}\mathcal{L}_{\mathcal{I}}\mathbf{e} \\
&\le \mathbf{e}^{\top}\mathbf{F}\mathbf{D}_{\psi}\,\mathbf{D}_{\Phi} - 2d_{\min}\zeta V_2 - 2d_{\min}\eta\frac{\dot{\Theta}_e(t)}{\Theta_e(t)}\lambda_2(\widehat{\mathscr{A}})V_2 \\
&\le d_{\min}\left[\frac{d_{\max}}{d_{\min}}\,\mathbf{e}^{\top}\mathbf{F}\mathbf{D}_{\Phi} - 2\zeta V_2 - 2\eta\frac{\dot{\Theta}_e(t)}{\Theta_e(t)}\lambda_2(\widehat{\mathscr{A}})V_2\right],
\end{aligned} \tag{44}$$

其中 $\mathbf{D}_{\Phi} = [\Phi_1 - \psi_1, \ldots\ldots,\ \ \Phi_N - \psi_N]^{\top}$。由于 $\eta \ge \frac{1}{\lambda_2}(\widehat{\mathscr{A}})$，令 $\hat{}\,\zeta = 2\zeta$ 可将（44）简化为

$$\dot{V}_2 \le d_{\min}\left[\frac{d_{\max}}{d_{\min}}\,\mathbf{e}^{\top}\mathbf{F}\mathbf{D}_{\Phi} - \hat{\zeta}V_2 - 2\frac{\dot{\Theta}_e(t)}{\Theta_e(t)}V_2\right]. \tag{45}$$

此后，注意到 $\|\mathbf{e}^{\top}\mathbf{F}\mathbf{D}_{\Phi}\|_2 \le \|\mathbf{e}\|_2\|\mathbf{F}\|_2\|\mathbf{D}_{\Phi}\|_2 \le \sqrt{\mathbf{e}^{\top}\mathbf{e}}\,\|\mathbf{F}\|_2\overline{\|\mathbf{D}_{\Phi}\|_2} = \sqrt{2V_2}\,\|\mathbf{F}\|_2\overline{\|\mathbf{D}_{\Phi}\|_2}$。将这些关系代入（45），可得

$$\dot{V}_2 \le d_{\min}\left[\frac{d_{\max}}{d_{\min}}\sqrt{2V_2}\,\|\mathbf{F}\|_2\|\mathbf{D}_{\Phi}\|_2 - \hat{\zeta}V_2 - 2\frac{\dot{\Theta}_e(t)}{\Theta_e(t)}V_2\right] \tag{46}$$

此外，定义 $\sqrt{V_2} = \xi$，$\kappa(t) = \frac{d_{\max}\|\mathbf{F}\|_2\|\ \ _{\Phi}\|_2\mathbf{D}}{\sqrt{2}-}$ 以及 $\upsilon(t) = \left(\hat{}\,\zeta + 2\frac{\dot{\Theta}_e(t)\Theta_e(t)}{}\right)\frac{d_{\min}}{2}$。利用这些关系简化（46），可得微分不等式，

$$\dot{\xi}(t) + \upsilon(t)\xi(t) \le \kappa(t). \tag{47}$$

由于（47）是关于 ξ 的一阶微分不等式，其解为

$$\begin{aligned}
\xi(t) &\le \exp\left\{-\int_0^t \upsilon(s)\,ds\right\}\xi(0) + \exp\left\{-\int_0^t \upsilon(s)\,ds\right\}\int_0^t \exp\left\{\int_o^{\tau}\upsilon(s)\,ds\right\}\kappa(\tau)\,d\tau \\
&= \exp\left\{-\int_0^t \upsilon(s)\,ds\right\}\xi(0) + \int_0^t \exp\left\{-\int_{\tau}^t \upsilon(s)\,ds\right\}\kappa(\tau)\,d\tau
\end{aligned} \tag{48}$$

化简后得到

$$\xi(t) \le \exp\left\{\frac{-\hat{\zeta} d_{\min} t}{2}\right\} \left(\left|\frac{\Theta_e(0)}{\Theta_e(t)}\right|\right)^{d_{\min}} \xi(0) + \frac{1}{(|\Theta_e(t)|)^{d_{\min}}} \int_0^t \exp\left\{\frac{-\hat{\zeta} d_{\min}(t-\tau)}{2}\right\} (|\Theta_e(\tau)|)^{d_{\min}} \kappa(\tau)\, d\tau. \tag{49}$$

根据设计，$(|\Theta_e(t)|)^{d_{\min}} \kappa(t)$ 是连续函数。因此，若将该项记作某个 $\omega(t)$，则可得$\omega(t) = (|\Theta_e(t)|)^{d_{\min}} \kappa(t) \le \omega_{\max}$。这一事实可用于进一步简化（49），得到

$$\begin{aligned}\xi(t) &\le \frac{1}{(|\Theta_e(t)|)^{d_{\min}}} \left(\exp\left\{\frac{-\hat{\zeta} d_{\min} t}{2}\right\} (|\Theta_e(0)|)^{d_{\min}} \xi(0) + \frac{2\omega_{\max}}{\hat{\zeta} d_{\min}} \left[1 - \exp\left\{\frac{-\hat{\zeta} d_{\min} t}{2}\right\}\right]\right) \\ &\le \frac{1}{(|\Theta_e(t)|)^{d_{\min}}} \left(\exp\left\{\frac{-\hat{\zeta} d_{\min} t}{2}\right\} (|\Theta_e(0)|)^{d_{\min}} \xi(0) + \frac{2\omega_{\max}}{\hat{\zeta} d_{\min}} \left[1 - \exp\left\{\frac{-\hat{\zeta} d_{\min} t_p}{2}\right\}\right]\right).\end{aligned} \tag{50}$$

回顾一下，$\|\mathbf{e}\|_2 = \sqrt{\mathbf{e}^\top \mathbf{e}} = \sqrt{2V_2} = \sqrt{2}\xi$。于是，由式（50）可得

$$\|\mathbf{e}(t)\|_2 \le \sqrt{2}\,(|f(t,t_e)|)^{d_{\min}} \left(\exp\left\{\frac{-\hat{\zeta} d_{\min} t}{2}\right\} \frac{\|\mathbf{e}(0)\|_2}{\sqrt{2}(t_e)^{d_{\min}}} + \frac{2\omega_{\max}}{\hat{\zeta} d_{\min}} \left[1 - \exp\left\{\frac{-\hat{\zeta} d_{\min} t_p}{2}\right\}\right]\right). \tag{51}$$

由于 $|f(t, t_e)|$ 单调递减，且 $d_{\min} > 0$ 和 $\hat{\zeta} > 0$ 对于 $t < t_p$，由式（51）可知，$\|e(t)\|_2$ 最终保持有界，并收敛到原点的一个紧邻域，该邻域的大小由用户选定的设计参数 $\hat{\zeta}$ 决定。

对于 $t \ge t_p$，根据定理 1 可直接得出 $\|\mathbf{D}_{\mathbf{\Phi}}\|_2 = 0$ 这意味着 $\kappa(t) = 0$ 且 $d_{\min} = d_{\max} = 1$。于是，式（48）可改写为

$$\xi(t) \le \exp\left\{-\left(\int_0^{t_p} \upsilon(s)\, ds + \int_{t_p}^t \upsilon(s)\, ds\right)\right\} \xi(0) + \int_0^{t_p} \exp\left\{-\int_\tau^t \upsilon(s)\, ds\right\} \kappa(\tau)\, d\tau, \tag{52}$$

可简化为

$$\begin{aligned}\xi(t) \le \exp&\left\{\frac{-\hat{\zeta} d_{\min} t_p}{2}\right\} \left|\frac{\Theta_e(0)}{\Theta_e(t_p)}\right|^{d_{\min}} \exp\left\{\frac{-\hat{\zeta}(t-t_p)}{2}\right\} \left|\frac{\Theta_e(t_p)}{\Theta_e(t)}\right| \xi(0) \\ &+ \frac{1}{(|\Theta_e(t)|)^{d_{\min}}} \int_0^{t_p} \exp\left\{\frac{-\hat{\zeta} d_{\min}(t-\tau)}{2}\right\} (|\Theta_e(\tau)|)^{d_{\min}} \kappa(\tau)\, d\tau.\end{aligned} \tag{53}$$

定义辅助变量 $\chi = \exp\left\{\frac{-\hat{\zeta} d_{\min} t_p}{2}\right\} \frac{|\Theta_e(0)|^{d_{\min}}}{|\Theta_e(t_p)|^{d_{\min}-1}} > 0$。则上式可表示为

$$\xi(t) \le \exp\left\{\frac{-\hat{\zeta}(t-t_p)}{2}\right\} \frac{\chi \xi(0)}{|\Theta_e(t)|} + \frac{2\omega_{\max}}{\hat{\zeta} d_{\min} |\Theta_e(t)|^{d_{\min}}} \left[-\exp\left\{\frac{-\hat{\zeta} d_{\min} t}{2}\right\} + \exp\left\{\frac{-\hat{\zeta} d_{\min}(t-t_p)}{2}\right\}\right], \tag{54}$$

可进一步简化为

$$\|\mathbf{e}(t)\|_2 \le \sqrt{2}\left(\exp\left\{\frac{-\hat{\zeta}(t-t_p)}{2}\right\}\frac{\chi|f(t,t_e)|\|\mathbf{e}(0)\|_2}{\sqrt{2}} + \frac{2\omega_{\max}|f(t,t_e)|^{d_{\min}}}{\hat{\zeta}d_{\min}}\left[-\exp\left\{\frac{-\hat{\zeta}d_{\min}t}{2}\right\} + \exp\left\{\frac{-\hat{\zeta}d_{\min}(t-t_p)}{2}\right\}\right]\right). \tag{55}$$

由（55）可知，当 $\tilde{\mathbf{p}}$ 在（12）中消失后，剩余时间误差（32）会持续衰减并最终消失，因为 $V_2(t) \equiv 0$ 当 $t \to t_e^-$时。结合引理 4，可得闭环（剩余时间）误差动力学是全局预定义时间稳定的。

这实质上意味着，所有拦截器的剩余时间误差都将在用户选定的预定义时间内消失。此后，各拦截器的剩余时间将达到一致并不断减少。因此，拦截器将达到所需轨迹，从而同时拦截目标。□

注 6：与注 5类似，可以直接证明，误差调节分量 $\mathbf{u_c}$ 在区间 $[0, t_e)$ 内始终有界，并且在 $t = t_e$时剩余时间达到一致后，$\mathbf{u_c}$ 此后始终为零。

尽管控制律在分母中包含估计量 $\hat{r}_i$ 和 $\hat{r}_i \sin 2\hat{\sigma}_i$，即使这些估计值瞬间趋近于零，它们也不会保持为零，除非相应的真实值也为零。由于 $r_i = 0$ 仅在最终拦截时间时成立，因此不会导致控制需求无界。对项 $\hat{r}_i\sin(2\hat{\sigma}_i)$也有类似的观察；该项可能表明，在 $\hat{\sigma}_i = 0$ 和 $\hat{\sigma}_i = \pi/2$ 处控制效能可能丧失。然而，后文的分析证实，系统在这两点均保持可控。文献 [4] 中的先前结果进一步表明，$\hat{\sigma}_i = \pi/2$ 不是稳定平衡点，且系统在此处可控，而 $\hat{\sigma}_i = 0$ 对应于稳定构型。

观测器动力学与误差调节控制分量共同作用，使上述估计量远离零值，防止其任意趋近于零。因此，控制输入在整个交战过程中始终保持良定义，不会出现发散行为。事实上，a_{M_i} 平滑地减小，并在接近拦截时趋于零，后续分析将对此加以证明。

现在，我们考察在剩余时间达到一致 $t = t_e$之后前置角的变化特性。由于观测器状态在 $t = t_p < t_e$时收敛到其真实值，因此在后续分析中可将估计量视为实际变量。根据 [17, 33], 的结果可以推断，若 $\sigma_i(t_e) \neq 0$，则 $r_i = 0 \implies \sigma_i = 0$ 在二维和三维情形下均成立。此外，与 [17, 33], 中的结果类似，所提出的协同制导指令（33）也可修改为

$$a_{M_i} = V_{M_i}\dot{\hat{\theta}}_i + \frac{V_{M_i}^2 k_i(\cos\hat{\sigma}_i - 1)}{\hat{r}_i|\sin 2\hat{\sigma}_i|} + \frac{V_{M_i}^2\sin\hat{\sigma}_i}{2\hat{r}_i} + \frac{V_{M_i}^2 k_i}{\hat{r}_i|\sin 2\hat{\sigma}_i|}\left(-\zeta + \eta\frac{\dot{f}(t,t_e)}{f(t,t_e)}\right)\sum_{j=1}^{N}[\mathcal{L}_I]_{ij}\, e_j, \tag{56}$$

以涵盖在完整圆周范围内从任意航向角进行的拦截（$-\pi$，π]。证明留待后文，因为它

与定理 2的证明类似。

还显然的是，在 (33) 或 (56) 条件下， σ_i 在末段趋于零。请注意，在实现剩余飞行时间一致后， i^{th} 拦截器的加速度为

$$a_{M_i} = V_{M_i}\dot{\hat{\theta}}_i + \frac{V_{M_i}^2 k_i\,(\cos\hat{\sigma}_i - 1)}{\hat{r}_i|\sin 2\hat{\sigma}_i|} + \frac{V_{M_i}^2 \sin\hat{\sigma}_i}{2\hat{r}_i}, \tag{57}$$

由此得到前置角 σ_i 的闭环动力学如下：

$$\dot{\sigma}_i = \frac{V_{M_i} k_i\,(\cos\sigma_i - 1)}{r_i|\sin 2\sigma_i|} + \frac{V_{M_i}\sin\sigma_i}{2r_i} = \frac{V_{M_i}}{2r_i}\left[-\frac{k_i\sin(\sigma_i/2)}{\cos(\sigma_i/2)|\cos\sigma_i|} + \sin\sigma_i\right] \tag{58}$$

因为在实现剩余飞行时间一致之前，观测器误差也已消失。由于 $\frac{V_{M_i}}{2r_i} > 0$ 和 $k_i > 2$, 很容易验证该项

$$\left[-\frac{k_i\sin(\sigma_i/2)}{\cos(\sigma_i/2)|\cos\sigma_i|} + \sin\sigma_i\right] < 0 \tag{59}$$

对于 $\sigma_i \in (-\pi,\ \pi)$。这实质上意味着，一旦实现剩余飞行时间一致，前置角就会始终减小。此外，由于所有拦截器均沿碰撞三角形对齐，前置角在接近拦截时会变小（注意此时仍有 $r \neq 0$ ），因此在末段，利用小角度假设可写为

$$\dot{\sigma}_i \cong \frac{V_{M_i}\sigma_i}{2r_i},\quad \dot{r}_i \cong -V_{M_i}. \tag{60}$$

由此，根据 (60) 可知， $\frac{d\sigma_i}{dr_i} = -\frac{\sigma_i}{2r_i}$ 导致 $r_i = r_i(t_e)\left(\frac{\sigma_i(t_e)}{\sigma_i}\right)^2$。等价地，对于任意满足 $r_i(t_e) > 0$ 且 $\sigma_i^2(t_e) \neq 0$ 的初始条件， $r_i\,\sigma_i^2 = r_i(t_e)\ \sigma_i^2(t_e) > 0$。因此，在近似式 (60) 的有效范围内，由于 $r_i\sigma_i^2$始终严格为正，状态 $\sigma_i = 0$ 无法从任何非零初始前置角在有限正距离处到达。换言之，简化末段动力学 (60) 迫使轨迹沿着 (r_i, σ_i) 平面中的一维不变流形演化；沿该流形，前置角单调减小，但对于任意 $r_i > 0$都不会达到零。从物理上看，这与剩余飞行时间一致后拦截器保持在碰撞三角形上（或其附近）的事实相符，因此，随着 $r_i \to 0$， σ_i 变小，并且在拦截时（当 $r_i = 0$）恰好有 $\sigma_i = 0$ 。(r_i, σ_i) 平面中的撞击状态 (0, 0) 不在小角度近似 (60) 的精确适用范围内。因此，不变量 $r_i\sigma_i^2 =$ （常数）应理解为描述渐近接近拦截的过程，而非撞击状态本身。

这些推论也证实了所提出指令（56）的非奇异性，因为 $\sigma_i \neq 0$ 除非 $r_i = 0$ ，前提是初始前置角均不为零。对于完整目标信息的情况，若 $\sigma_i(0) = 0$，则 i^{th} 拦截器只有在剩余飞行时间一致性使所有其他拦截器也沿相似轨迹飞行时，才能采取直线轨迹。在这种情况下，无需机动，且 a_{M_i} 恒为零。排除这一病态

情况后，（56）的非奇异性，以及由此得到的（33），在定理 2中均得以保证。

至此，闭环预设时间稳定估计–制导策略已得到严格推导。随后，我们将设计一个动力学由（3）给出的自动驾驶仪，以确保拦截器的实际响应能够通过控制系统生成的适当鸭翼偏转指令，准确跟踪指令侧向加速度。

理想情况下，拦截器自动驾驶仪引入的滞后应尽可能小，使实际侧向加速度几乎瞬时地紧随制导系统发出的指令加速度。换言之，自动驾驶仪应使拦截器能够在没有明显延迟的情况下实现期望的加速度响应。因此，采用预设时间颇具优势，因为它能够在设计阶段明确指定收敛时间，同时使其不受初始条件影响。这种设计也与我们此前构建的估计与制导框架相一致。

引理 6. *i^{th} 拦截器所实现的侧向加速度 $a_{M_i}^{ac}$ 相对于其鸭翼偏转指令的相对阶为一。*

证明。 根据（3a）， i^{th} 拦截器的侧向加速度为

$$a_{M_i}^{ac} = L_{\alpha_i}^{\beta} k_{1_i}(\alpha_i) + L_{\delta_{c_i}} k_{2_i}(\alpha_i + \delta_{c_i}), \tag{61}$$

其时间导数为

$$\dot{a}_{M_i}^{ac} = L_{\alpha_i}^{\beta} k'_{1_i}(\alpha_i)\dot{\alpha}_i + L_{\delta_{c_i}} k'_{2_i}(\alpha_i + \delta_{c_i})(\dot{\alpha}_i + \dot{\delta}_{c_i}). \tag{62}$$

将（3a）和（3d）代入上述表达式，可得

$$\dot{a}_{M_i}^{ac} = \left[L_{\alpha_i}^{\beta} k'_{1_i}(\alpha_i) + L_{\delta_{c_i}} k'_{2_i}(\alpha_i + \delta_{c_i})\right]\left(q_i - \frac{a_{M_i}^{ac}}{V_i}\right) - \frac{L_{\delta_{c_i}}}{\tau_{c_i}} k'_{2_i}(\alpha_i + \delta_{c_i})\delta_{c_i} + \frac{L_{\delta_{c_i}}}{\tau_{c_i}} k'_{2_i}(\alpha_i + \delta_{c_i})\delta_{c_i}^{c}, \tag{63}$$

这表明，指令鸭翼偏转出现在 $a_{M_i}^{ac}$的一阶导数中。 □

对于 i^{th} 拦截器，将侧向加速度的跟踪误差定义为

$$s_i = a_{M_i}^{ac} - a_{M_i}. \tag{64}$$

假设指令加速度（即期望加速度 a_{M_i}）没有突变，则 a_{M_i}可视为有界不确定性。因此，对于某个有限值Υ，有 $|\dot{a}_{M_i}| \leq \Upsilon < \infty$。

定理 3. 考虑 i^{th} 由（3）描述的拦截器动力学。若鸭翼偏转指令设计为 i^{th}，则拦截器自动驾驶仪可在预设时间内跟踪指令加速度 t_a。

$$\delta_{c_i}^{c} = -\frac{\left[L_{\alpha_i}^{\beta} k'_{1_i}(\alpha_i) + L_{\delta_{c_i}} k'_{2_i}\left(\alpha_i + \delta_{c_i}\right)\right]\left(q_i - \frac{a_{M_i}^{ac}}{V_i}\right) - \frac{L_{\delta_{c_i}}}{\tau_{c_i}} k'_{2_i}\left(\alpha_i + \delta_{c_i}\right)\delta_{c_i} + \left(\rho_1 - \rho_2 \frac{\dot{f}(t,t_a)}{f(t,t_a)}\right) s_i + \triangle\ \mathrm{sign}(s_i)}{\frac{L_{\delta_{c_i}}}{\tau_{c_i}} k'_{2_i}\left(\alpha_i + \delta_{c_i}\right)}, \tag{65}$$

对于某些$\triangle \geq \Upsilon$、 $\rho_1 > 0$ 和 $\rho_2 \geq 2$。

证明。对式（64）关于时间求导，并将式（63）代入其中，可得

$$\dot{s}_i = \left[L_{\alpha_i}^{\beta} k'_{1_i}(\alpha_i) + L_{\delta_{c_i}} k'_{2_i}\left(\alpha_i + \delta_{c_i}\right)\right]\left(q_i - \frac{a_{M_i}^{ac}}{V_i}\right) - \frac{L_{\delta_{c_i}}}{\tau_{c_i}} k'_{2_i}\left(\alpha_i + \delta_{c_i}\right)\delta_{c_i} + \frac{L_{\delta_{c_i}}}{\tau_{c_i}} k'_{2_i}\left(\alpha_i + \delta_{c_i}\right)\delta_{c_i}^{c} - \dot{a}_{M_i}. \tag{66}$$

将式（65）代入式（66），闭环跟踪误差动力学变为

$$\dot{s}_i = -\left(\rho_1 - \rho_2 \frac{\dot{f}(t,t_a)}{f(t,t_a)}\right) s_i - \triangle\ \mathrm{sign}(s_i) - \dot{a}_{M_i}. \tag{67}$$

考虑李雅普诺夫函数　　候选函数 $V_3 = |s_i|$，并对其关于时间求导，可得

$$\begin{aligned}
\dot{V}_3 = \dot{s}_i\ \mathrm{sign}(s_i) &= -\left(\rho_1 - \rho_2 \frac{\dot{f}(t,t_a)}{f(t,t_a)}\right)|s_i| - \triangle - \dot{a}_{M_i}\mathrm{sign}(s_i) \\
&\leq -\left(\rho_1 - \rho_2 \frac{\dot{f}(t,t_a)}{f(t,t_a)}\right)|s_i| - \triangle + |\dot{a}_{M_i}| \\
&\leq -\left(\rho_1 - \rho_2 \frac{\dot{f}V(t,t_a)}{f(t,t_a)}\right)|s_i| - (\triangle - \Upsilon).
\end{aligned} \tag{68}$$

由注 3 可知，缩放函数满足 $\dot{f}(t,t_a)\, f(t,t_a) < 0$（对 $t < t_a$），因此我们可以引入辅助函数 $\Theta_a(t) = \frac{1}{f(t,t_a)}$，对其求导可得 $\dot{\Theta}_a(t)\,\Theta_a(t) = -\dot{f}(t,t_a)\, f(t,t_a) > 0$。据此可将式 (68) 简化为

$$\dot{V}_3 \leq -\rho_1|s_i| - \rho_2 \frac{\dot{\Theta}_a(t,t_a)}{\Theta_a(t,t_a)}|s_i|. \tag{69}$$

令设计参数为 $\rho_1 > 0$ 和 $\rho_2 \geq 2$，则（69）可表示为

$$\dot{V}_3 \leq -\rho_1 V_3 - 2\frac{\dot{\Theta}_a(t,t_a)}{\Theta_a(t,t_a)} V_3, \tag{70}$$

其中，引理 4 的结果可用于求解（70），得到

$$\Theta_a^2(t) V_3(t) \leq \exp(-\rho_1 t)\Theta_a^2(0) V_3(0), \tag{71}$$

由此得到

$$|s_i(t)| \le \frac{f(t,t_a)^2}{t_p^2}\exp(-\rho_1 t)|s_i(0)|. \tag{72}$$

这意味着 s_i 将在 $t \to t_a^-$收敛至零，进而意味着拦截器自动驾驶仪会在预定义时间 t_a内跟踪指令加速度。

□

注释 7。 (65)中的分母始终非零，因为 $L_{\delta_{c_i}}$ 和 τ_{c_i} 都是严格非零常数，且 k_{2_i} 由一种在工作范围内不为零的有界非线性函数定义，这是 [27,28]中常用的做法。因此，所提出的鸭翼偏转指令始终定义良好。

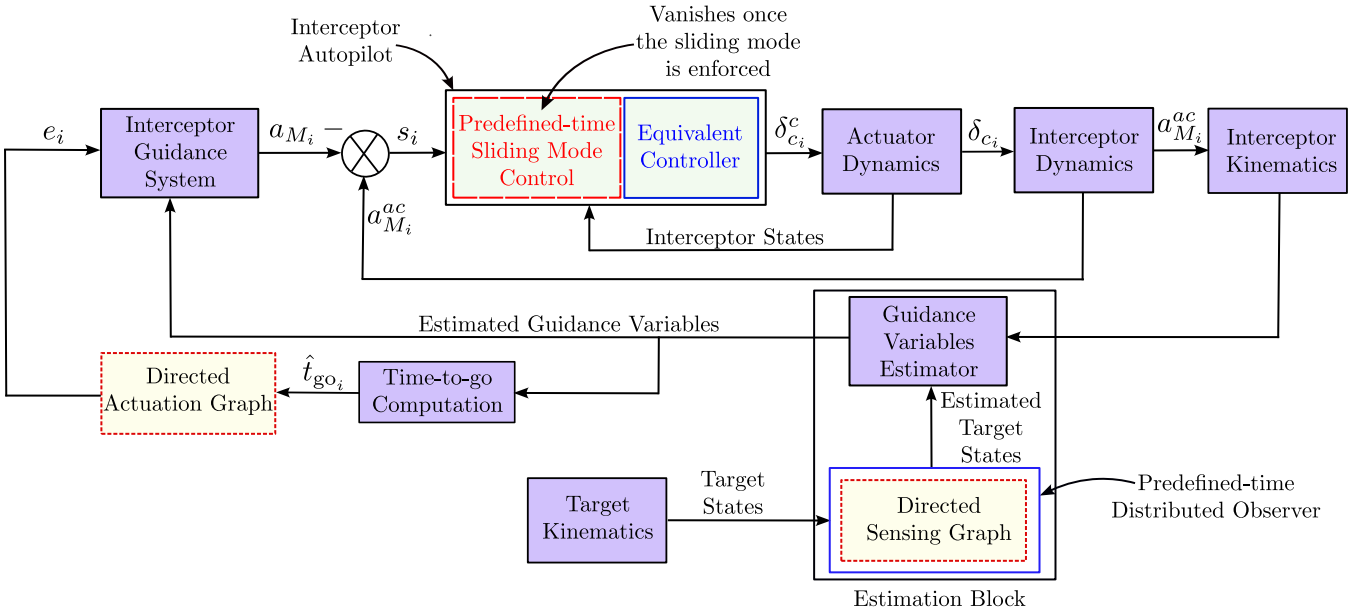


图3：所提出的面向i^{th} 拦截器的一次性非线性协同估计–制导–控制框架示意图。

拦截器的整体设计示意图如 i^{th} 拦截器的整体设计示意图如图3所示。该架构由两个相互关联的部分组成。第一部分介绍估计-制导方案的设计：首先，利用在有向感知图上运行的预定义时间分布式观测器估计目标状态。随后，结合这些估计得到的目标状态与拦截器运动学，估计所需的制导变量并确定相应的剩余时间。各拦截器通过有向作用图协同确定期望拦截时间，并利用相应的剩余时间误差以及相关的估计制导变量构造校正控制，使剩余时间误差在用户指定的时间内收敛至零。该校正分量与标称控制输入相结合，产生所需的侧向加速度 a_{M_i}，从而实现同步拦截。

第二部分讨论内控制回路。由于拦截器的动力学和执行机构限制，指令侧向加速度 a_{M_i} 无法瞬时施加。自动驾驶仪调节鸭舵控制

面，使其跟踪期望的侧向加速度 a_{M_i}。自动驾驶仪在每一时刻利用跟踪误差 s_i 生成鸭翼偏转指令 $\delta_{c_i}^{c}$，该指令传递至执行器动力学，随后施加到拦截器上，产生所需的气动力与力矩，从而使 s_i 趋于零，并引导拦截器沿期望的碰撞轨迹飞行。

4 性能评估

本节对所提出的策略进行性能评估。首先，在各种交战场景下考察估计–制导架构的有效性。随后，对一次性非线性协同估计–制导–控制框架进行评估，以展示其整体性能。

4.1 使用空间偏置拦截器的协同齐射

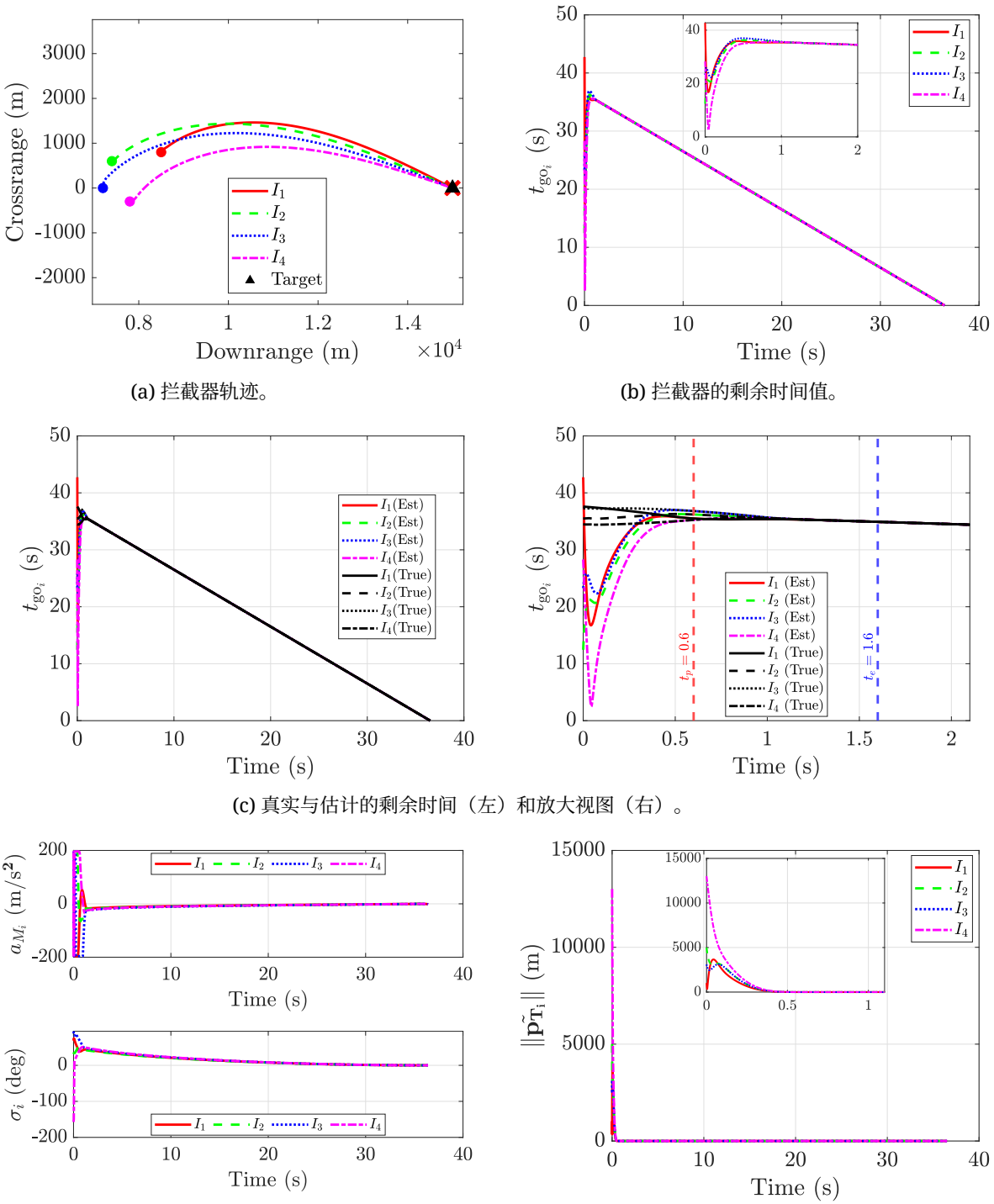


(a) 感知图 $\mathcal{S}$　　(b) 执行图 $\mathcal{A}$

图 4：拦截器通信拓扑

通过一个包含一个静止目标和四个拦截器（I_1–I_4）的仿真场景，展示了所提方法的有效性。其中，只有 I_1 配备导引头，能够直接测量目标位置，其余拦截器均无导引头，并根据感知拓扑$\mathcal{S}$ 进行信息共享，该拓扑见图 4a；执行图 $\mathcal{A}$ 见图 4b，拦截器通过该图交换剩余时间信息。值得注意的是，尽管当前案例中，执行拓扑和感知拓扑里的拦截器通信链路相同，但所提出的策略本质上也适用于通信链路配置不同的情况，这将在后续分析中展示。在下文的所有图中，拦截器的发射位置以圆形标记表示，拦截点以叉号标记表示，目标位置以黑色三角形标记表示。

静止目标位于 (15000，0) 米处。拦截器的速度分别为 $\begin{bmatrix}190 & 220 & 230 & 210\end{bmatrix}$ 米/秒，初始航向角分别为 $\begin{bmatrix}65^\circ & 25^\circ & 85^\circ & 15^\circ\end{bmatrix}$。假设拦截器的空间位置分别为$\begin{bmatrix}(8.5，\ 0.8) & (7.4，\ 0.6) & (7.2，\ 0) & (7.8，\ -0.3)\end{bmatrix}$ 千米。每个拦截器均受执行器约束限制，最大可实现的侧向加速度为



(a) 拦截器轨迹。

(b) 拦截器的剩余时间值。

(c) 真实与估计的剩余时间（左）和放大视图（右）。

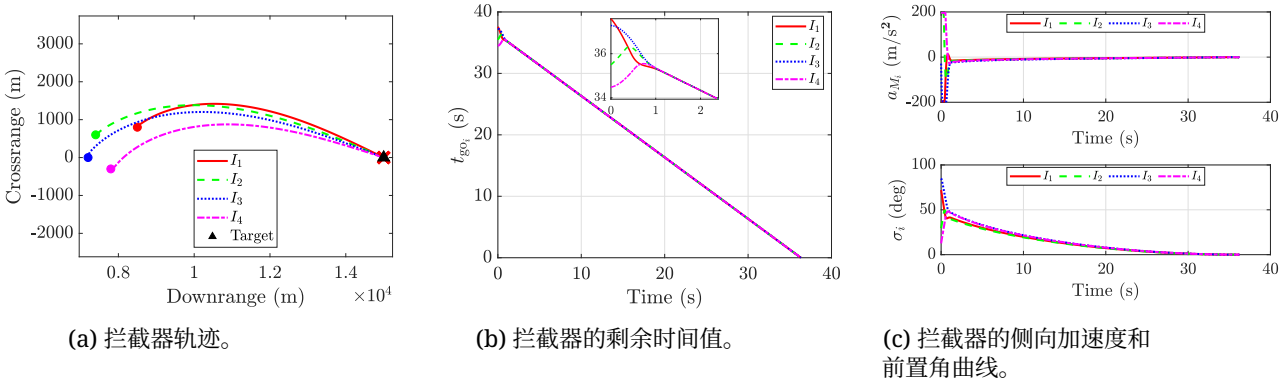
(d) 拦截器的侧向加速度和前置角曲线。

(e) 目标的状态估计误差。

图5：典型情况下所提方法的性能评估。

maxi20 g，其中 g 为重力加速度。

根据目标真实位置，初始剩余时间估计为 $\left[37.\ 59\ 35.\ 49\ 37.\ 28\ 34.\ 48\right]$ 秒。拦截器维护的目标初始位置估计为 $\left[(15.\ 96,\ 0.\ 34)\ (10,\ 0.\ 1)\ (12,\ -0.\ 8)\ (2,\ 0.\ 5)\right]\times$



(a) 拦截器轨迹。 (b) 拦截器的剩余时间值。 (c) 拦截器的侧向加速度和前置角曲线。

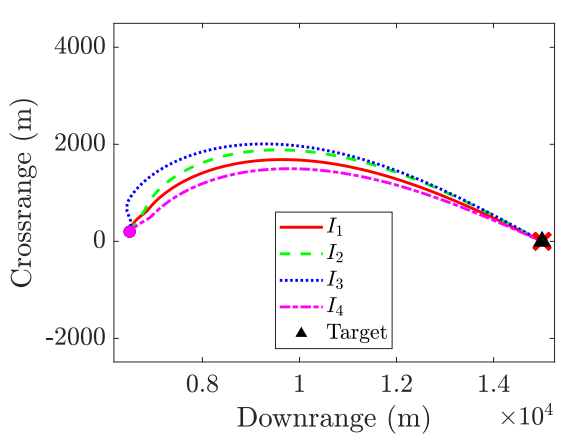
图6：对 所有拦截器均可获得目标信息时所提出的策略的比较 s

10^3 米，由此得到相应的初始剩余时间估计为 $\left[42.47\ 12.45\ 23.26\ 28.30\right]$ 秒。观测器和控制器增益根据前述分析所确立的设计准则进行选取。此外，预设的观测器收敛时间取为 $t_p = 0.6$ 秒，一致性时间设定为 $t_e = 1.6$ 秒。执行器约束限制了时间尺度增益的增长，并且与所选控制器增益共同决定了可实现的最小收敛时间。我们注意到，这一方面仍有待进一步研究。参数 N 固定为 3。

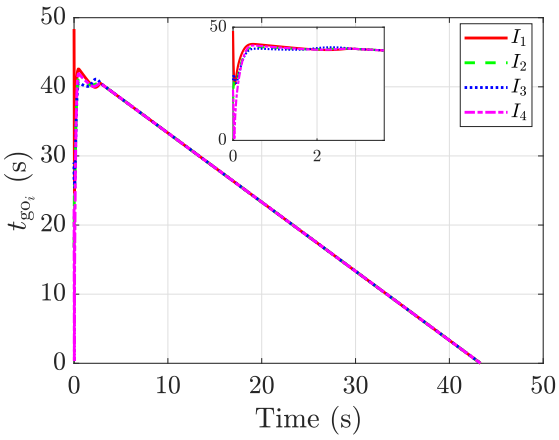
图5 展示了静止目标拦截场景。尽管信息不完整，拦截器仍在 36.51 s 时完成协同同时拦截。拦截器从不同的初始位置出发（图5a），其中仅有 I_1 能够直接获取目标位置。其他无导引头的拦截器则通过与I_1 的交互，依据感知拓扑 $\mathcal{S}$以分布式方式估计目标位置。如图5b 和图5c所示，这种信息不对称并未妨碍协同，因为拦截器在规定的收敛时间 $t_e = 1.6$ s 内就共同剩余时间达成一致，从而形成同时拦截所需的几何构型。相应的侧向加速度和前置角如图5d所示。显然，在就剩余时间达成一致之前，前置角会出现波动，侧向加速度需求也相对较大。然而，一旦观测器误差在预设时间 $t_p = 0.6$ s 内收敛至零（图5e），并在 $t_e = 1.6$ s 时就剩余时间达成一致，前置角和侧向加速度都会稳定下来，并在接近拦截时趋近于零。

图6 展示了所有拦截器均配备寻的器时，即所有拦截器都能获得完整目标信息时，拦截器在 36.33 s 对目标实施同时拦截的情况。从图6b可以明显看出，智能体在远早于 t_e的时刻便实现了剩余时间一致。此外，图6c 显示，全信息情形下没有明显波动，而信息不完整情形下，由于观测器动力学的瞬态行为，初期会出现波动；观测器收敛后，这些波动便逐渐消退，系统行为也趋于稳定。

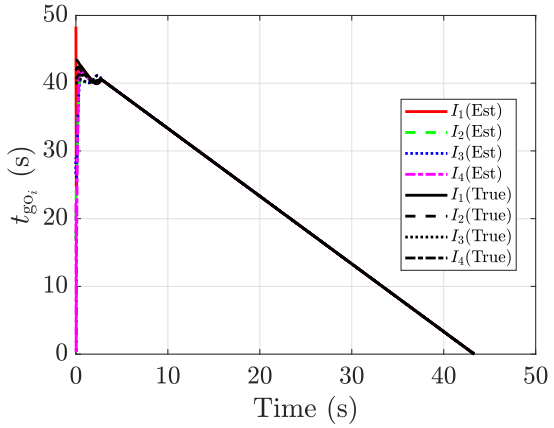
值得注意的是，即使在信息不完整的情况下，所实现的拦截时间也几乎与

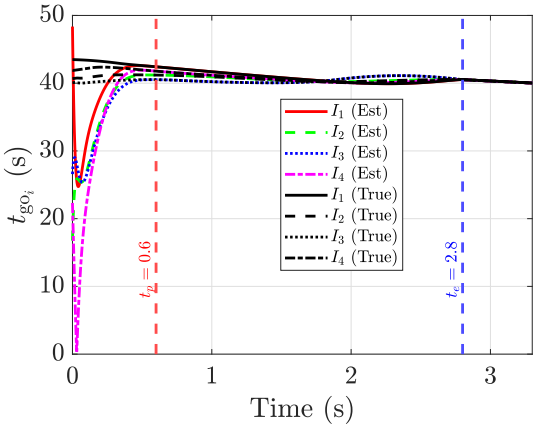


(a) 拦截器轨迹。

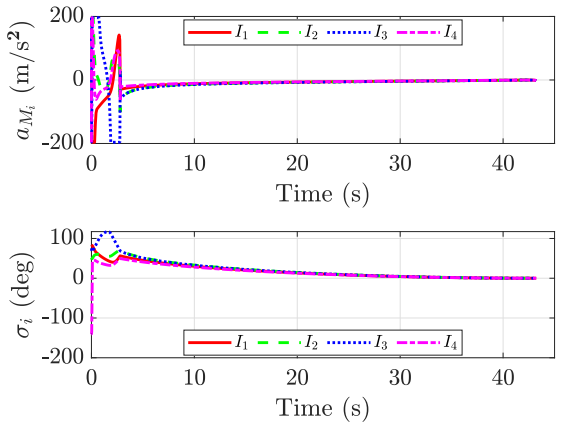


(b) 拦截器的剩余时间值。

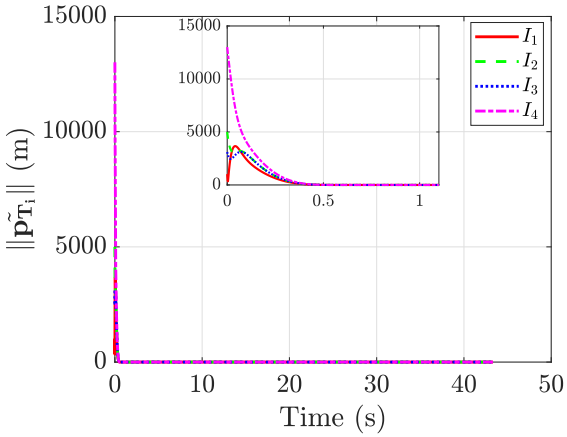




(c) 真实与估计的剩余时间（左）及放大视图（右）



(d) 拦截器的侧向加速度和前置角轮廓。



(e) 目标状态估计误差。

图7: 不同交战几何条件下所提方法的性能评估 s.

全信息情形下的拦截时间相同，从而证明了所提出策略的有效性。此外，由于感知职责仅分配给一部分拦截器，即只有少数智能体配备了寻的器，因此所提出的框架在保持相近性能的同时，兼具资源效率和成本效益。

4.2 共址拦截器协同齐射

为进一步评估所提方法的有效性，图7展示了这样一种情形：交战几何关系使拦截器共址于(7.5,0.2) km。此时，其速度设为$\begin{bmatrix}215 & 220 & 230 & 210\end{bmatrix}$ m/s，初始航向角分别为 $\begin{bmatrix}85^\circ & 45^\circ & 65^\circ & 35^\circ\end{bmatrix}$。目标初始位置估计、最大可实现横向加速度、观测器增益、控制器增益和观测器收敛时间均保持不变。一致性时间 t_e 设为2.8 s。

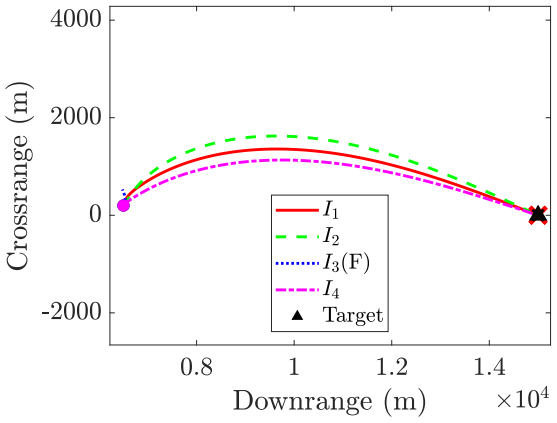
初始真实剩余飞行时间为 [43.484 40.670 40.068 41.910] s。根据位置估计，初始剩余时间值为 [48.358 16.757 26.579 22.320] s。图7展示了拦截器从同一位置以不同航向角发射，并于43.3 s实现协同同时拦截的情形。相应的拦截器轨迹见图7a。剩余时间估计的变化过程如图7b所示，其在 $t_e = 2.8$ s内达到一致。侧向加速度和前置角如图7d所示，观测器误差在 $t_p = 0.6$ s内收敛至零的情况如图7e所示。与前一种情形类似，在剩余时间达到一致之前，前置角会出现波动，且侧向加速度需求仍然较大。在 $t_e = 2.8$ s达到一致后，末段的前置角和侧向加速度需求均逐渐减小至零。



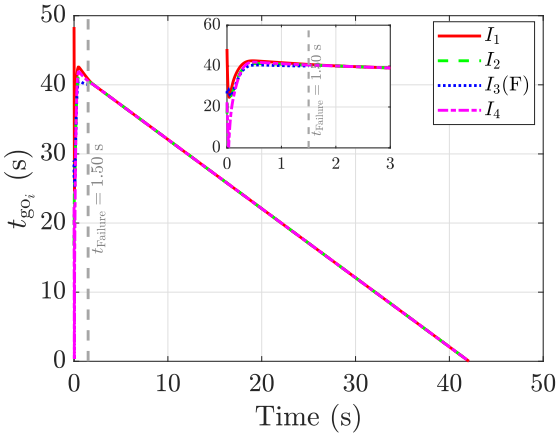
(a) 感知图 $\mathcal{S}$　　(b) 执行图 $\mathcal{A}$

Fi图 8：拦截器3在 t=1.5 s 时失效时的拦截器通信拓扑。

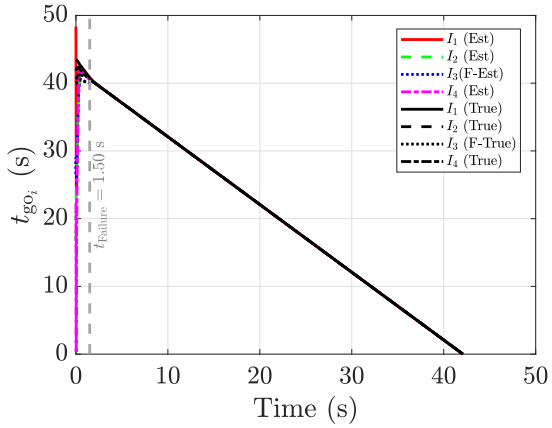
考虑这样一种场景：在相同的交战条件下，拦截器3因意外机载硬件故障或执行机构失效等原因，于 $t = 1$时失效。相应的感知和执行拓扑如图8所示，其中虚线表示因智能体故障而失效的通信链路。从图9可以看出，只要目标在感知图中保留一棵生成树 $\mathcal{S}$ ，且执行图 $\mathcal{A}$ 保持强连通，其余智能体仍能在约42.1秒时实现同时拦截。这验证了所提出的策略应对智能体故障的有效性和鲁棒性。

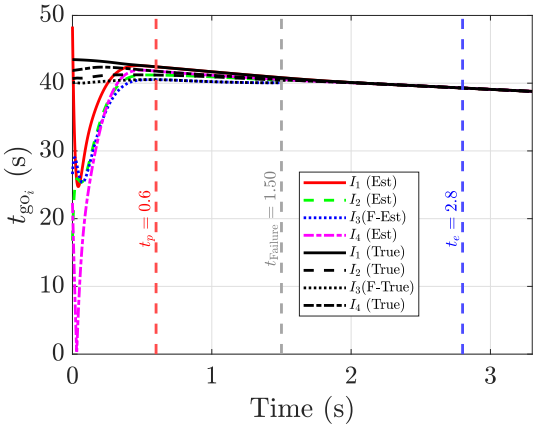


(a) 拦截器轨迹。

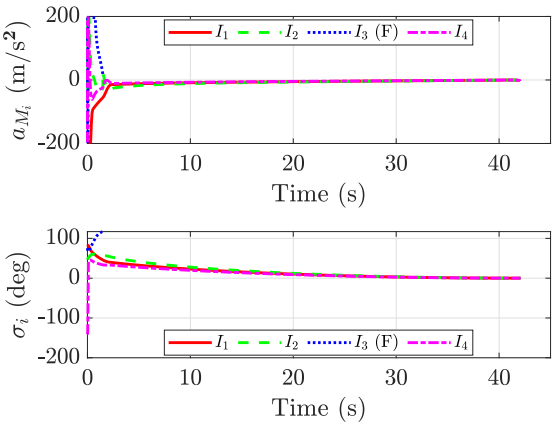


(b) 拦截器的剩余时间值。

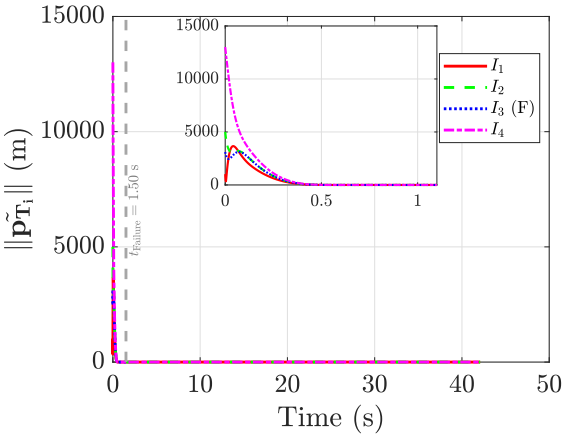




(c) 真实与估计的剩余时间（左）及放大视图（右）。



(d) 拦截器的侧向加速度和前置角曲线文件。



(e) 目标状态估计误差。

图9：拦截器3失效时所提出的策略的性能评估。

4.3 大量拦截器的协同齐射

为评估所提出的框架在涉及多个配备导引头的拦截器以及由协作智能体构成的扩展网络的场景中的有效性，考虑一个由一个目标和六个



(a) 感知图 $\mathcal{S}$　　(b) 执行图 $\mathcal{A}$

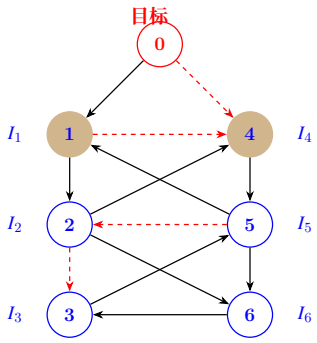
图10：拦截器通信拓扑。

拦截器（记为 I_1 至 I_6）。其中，拦截器 I_1 和 I_4 配备了机载寻的器，可直接测量目标状态；其余拦截器未配备寻的器，仅依靠网络化信息交换。

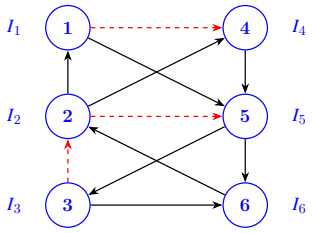
该交战的感知拓扑如图10a所示，相应的执行图如图10b所示。与图10中先前展示的情形不同，当前场景中感知拓扑和执行拓扑均采用了不同的通信链路。$\begin{bmatrix}190 & 220 & 230 & 210 & 200 & 215\end{bmatrix}$ m/s 和 $\begin{bmatrix}45^\circ & 20^\circ & 35^\circ & 15^\circ & 20^\circ & 25^\circ\end{bmatrix}$ 分别为拦截器的初始发射速度和航向角。其发射坐标为 [(8.5, 8) (7.4, 6) (7.2, 0) (7.8, −0.3) (8, 0.2) (7.6, −0.4)] km。目标的初始位置、最大可实现横向加速度、控制器以及观测器收敛时间均假定与前一情形相同。观测器和控制器增益根据设计要求选取。

与前面的情况类似，观测器的目标初始位置估计是任意选取的，因此剩余时间估计分别为 [36.610、35.250、35.029、34.813、35.000、34.419] s，而对应的真实初始剩余时间值分别为 [41.545、12.352、22.915、12.213、15.482、22.794] s。图 12 展示了大量拦截器在 35.18 s 实现协同同时拦截的交战场景。相应的拦截器轨迹见图 12a。图 12b 展示了剩余时间估计收敛并在 $t_e = 2.8$ s 达成一致的过程。相关的侧向加速度指令和前置角曲线见图 12d，而图 12e 显示观测器误差在 $t_p = 0.6$ s 内收敛至零。与前述场景一致，前置角为进行轨迹修正而出现明显波动，且在剩余时间达成一致之前，侧向加速度需求仍相对较高。在 $t_e = 2.8$ s 达成一致后，前置角和侧向加速度指令均呈现出与此前观察到的相似趋势。

考虑这样一种情形：拦截器4的寻的器在 $t = 0.5$ s时发生故障，原因可能包括视线丢失、环境因素导致的传感器饱和或机载硬件故障，而拦截器本身仍可正常工作。此外，考虑图11中虚线所示的链路故障，这些故障可能由间歇性通信中断、环境扰动或暂时性的信道劣化引起。



(a) 感知图 $\mathcal{S}$



(b) 执行图 $\mathcal{A}$

图11：在 $t = 0.5$ s 时，寻的器故障和多重链路故障后的拦截器通信拓扑。

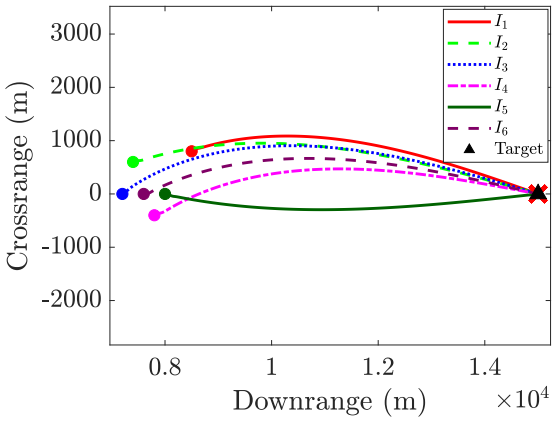
交战条件保持不变，但观测器收敛时间增加至 $t_p = 1.2$ s。如图13所示，尽管发生寻的器和链路故障，所有智能体仍在约35.55 s时实现协同同时拦截，尽管一台配备导引头的拦截器已失效。此外，如图13e所示，所有智能体的观测器误差均收敛至零，证明了所提出的框架是有效的。这些结果彰显了所提出框架的优势。只要目标在感知图中维持一棵生成树 $\mathcal{S}$ ，且执行图 $\mathcal{A}$ 保持强连通，即使存在寻的器和链路故障，协同状态估计仍然可靠，从而确保实现协同同时拦截。

值得注意的是，所提出的策略的一项优势在于其对配备导引头的智能体发生故障具有固有的鲁棒性。与 [34], 中提出的领导者–跟随者拓扑不同，后者仅由单个领导者拦截器提供目标状态信息，其故障可能危及整个任务；所提出的框架将感知能力分布在多个拦截器上。这种冗余确保即使一个或多个配备导引头的智能体发生故障，其余拦截器仍可通过协同估计重建目标状态。因此，拦截任务得以持续进行，体现了该策略对配备导引头的智能体故障的韧性。

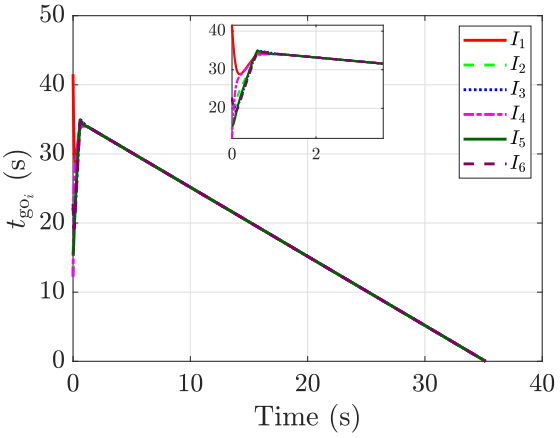
4.4 采用测试输入时的自动驾驶仪性能

图14展示了拦截器自动驾驶仪在各种测试输入下的性能。图14。预设调节时间 t_a 设为1 s。第一种情况下，将周期为5 s的方波作为指令输入提供给自动驾驶仪，随后输入周期相同的余弦波。所提出的自动驾驶仪架构能够确保准确跟踪这两种测试信号，并在0.5 s内实现精确收敛，即几乎瞬时收敛，从而证实了所考虑控制器具备预定义时间收敛能力。

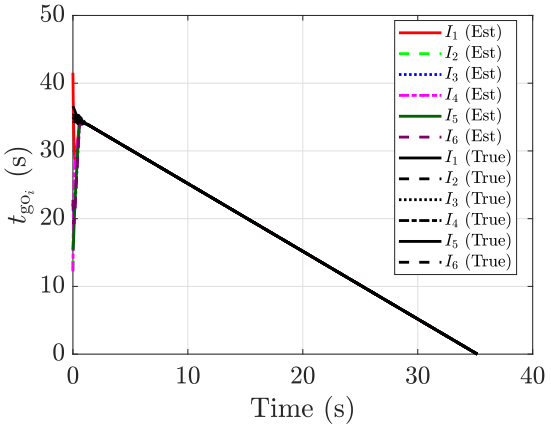
两种测试输入对应的状态、攻角、俯仰角速度和操纵面偏转变化如图14所示。从图14e和图14f可以观察到，鸭翼偏转出现了初始高频振荡，且其幅值随时间逐渐减小。对于正弦输入，这些振荡会在 $t = 2.5$秒内平稳衰减；而对于方波输入，高频分量

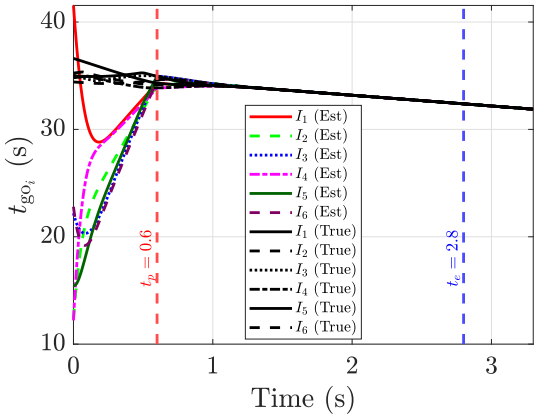


(a) 拦截器的轨迹。

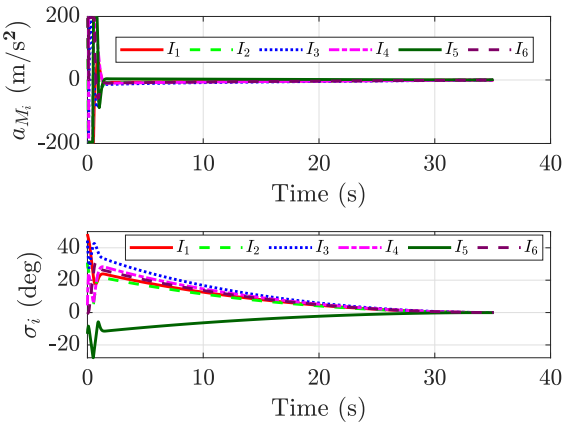


(b) 拦截器的剩余时间值。

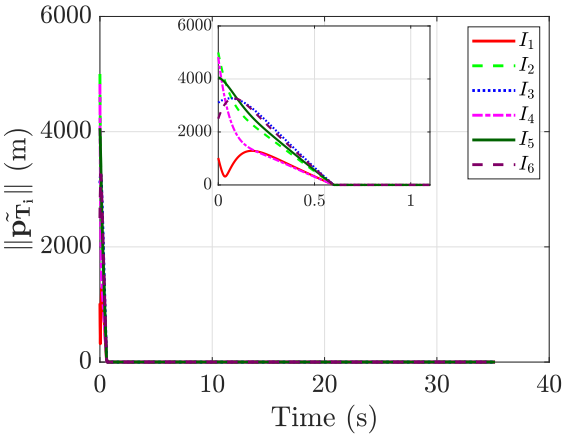




(c) 真实与估计的剩余时间（左）及放大视图（右）。



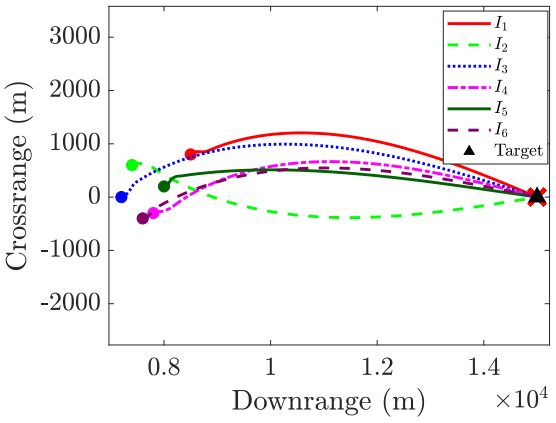
(d) 拦截器的侧向加速度和前置角曲-线。



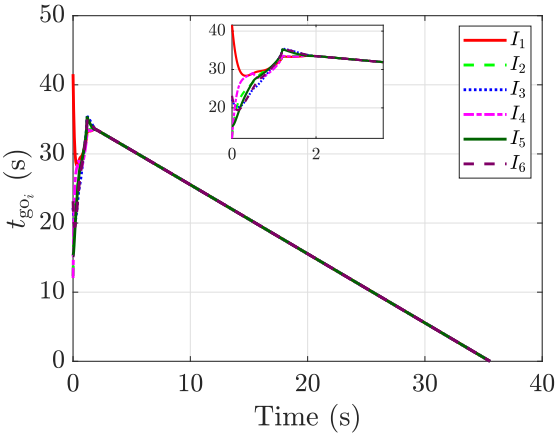
(e) 目标状态估计误差。

图 12：所提方法的性能 在增加拦截器数量的情况下进行评估 .

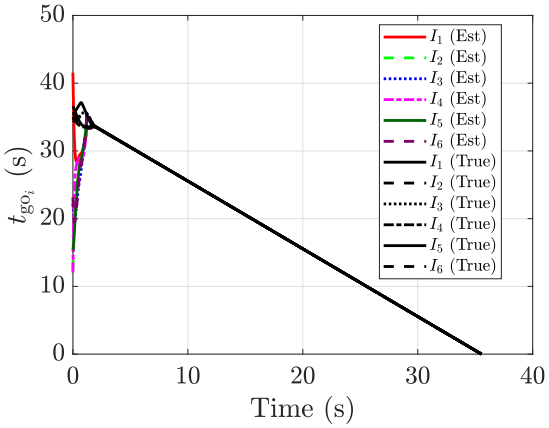
会周期性地重新出现，这与信号的不连续性相符（在本例中，即期望加速度值突然变化，a_M^d）。这些高频瞬态主要源于自动驾驶仪控制律在初始响应期间快速采取的纠正措施。此外，部分振荡可能是由常微分方程求解器引入的数值误差导致的，尤其是在积分快速变化动力学时。

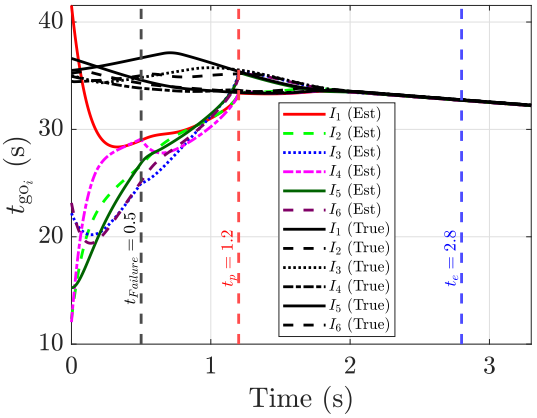


(a) 拦截器轨迹。

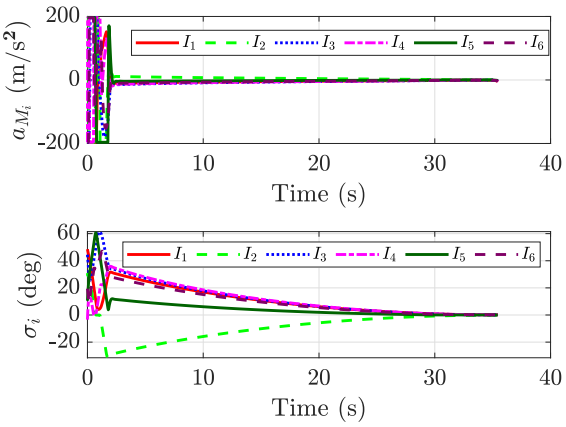


(b) 拦截器的剩余时间值。

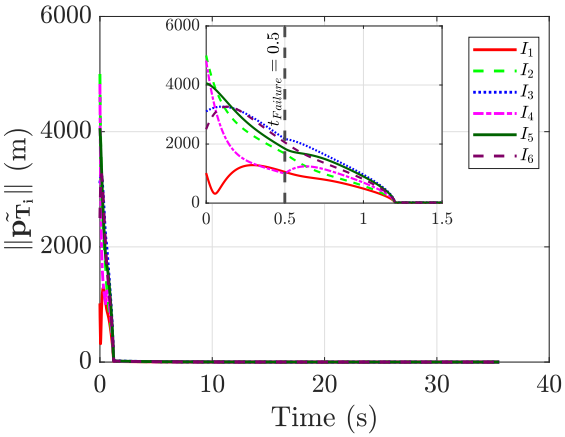




(c) 真实与估计的剩余时间（左）及放大视图（右）。



(d) 拦截器的侧向加速度和前置角剖面文件。

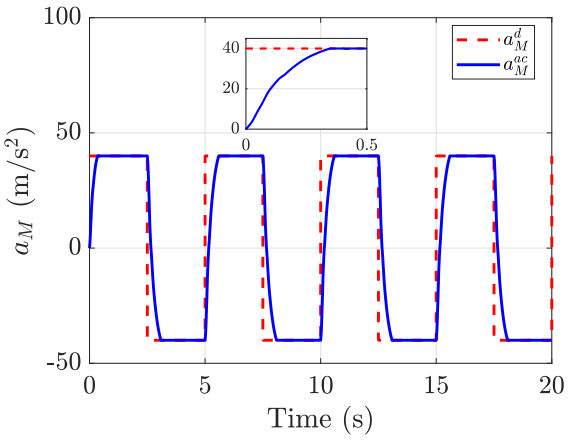


(e) 目标状态估计误差。

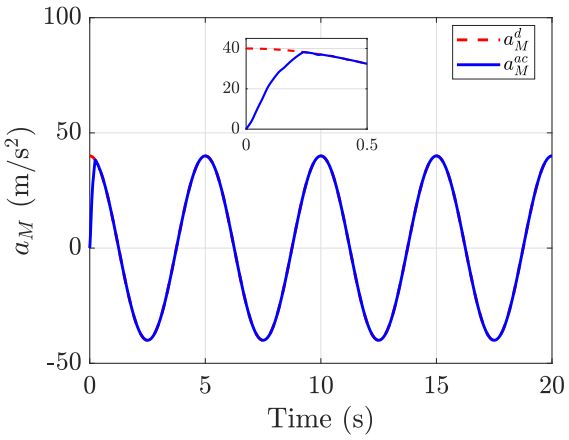
图13: 所提出的策略在遭遇寻的器和链路故障时的性能评估 s.

4.5 实际指令输入下的自动驾驶仪性能

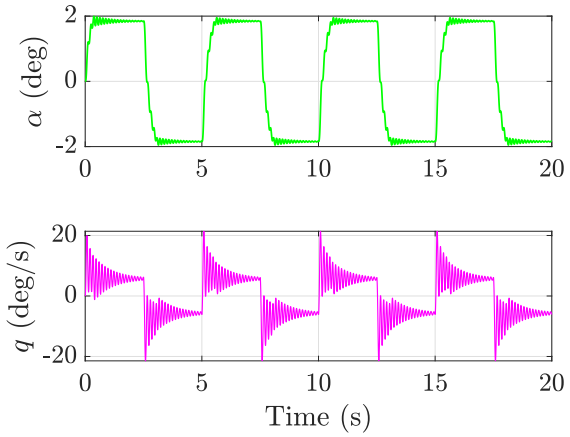
至此，所提出的估计–制导框架的有效性已得到验证。为进一步证实其实际适用性，现将拦截器的自动驾驶仪动力学纳入其中，并评估



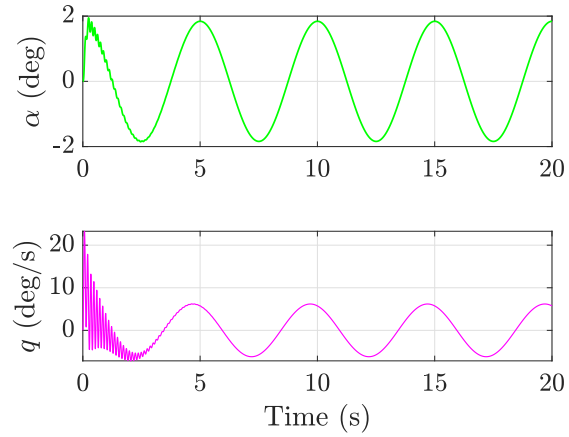
(a) 方波测试输入。



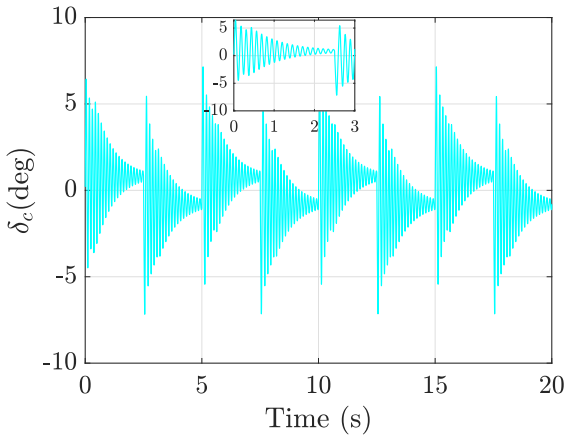
(b) 正弦测试输入。



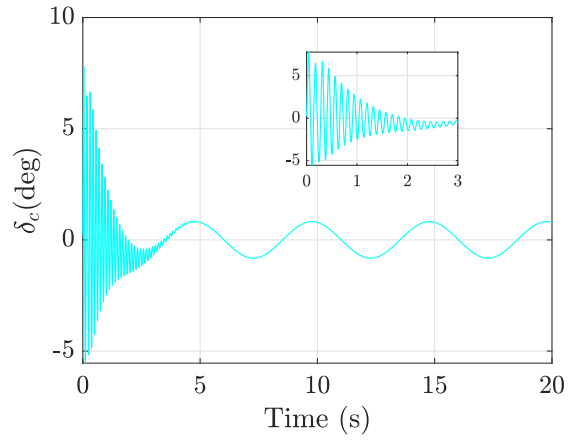
(c) 攻角和俯仰角速度（方波输入）。



(d) 攻角和俯仰角速度（正弦输入）。



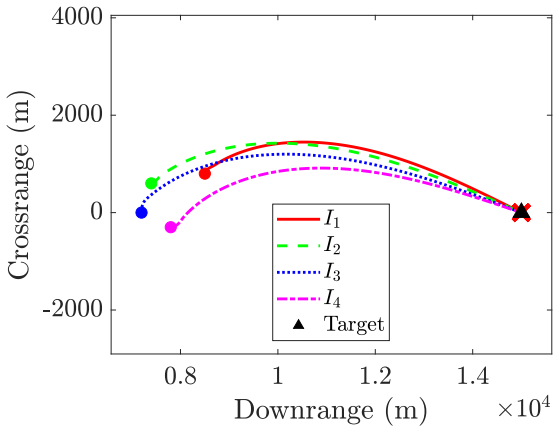
(e) 鸭翼偏转（方波输入）



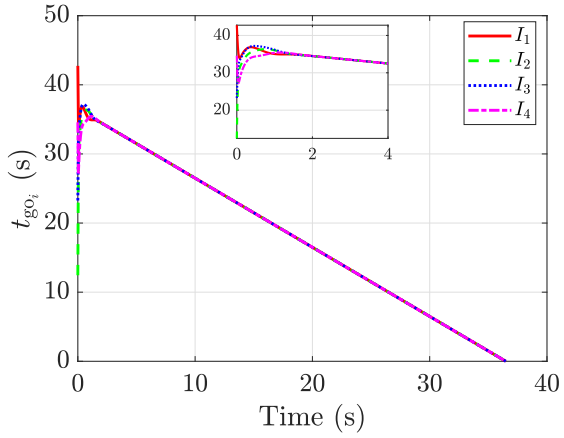
(f) 鸭翼偏转（正弦输入）。

图14：拦截器自动驾驶仪对方波和正弦测试输入的性能。

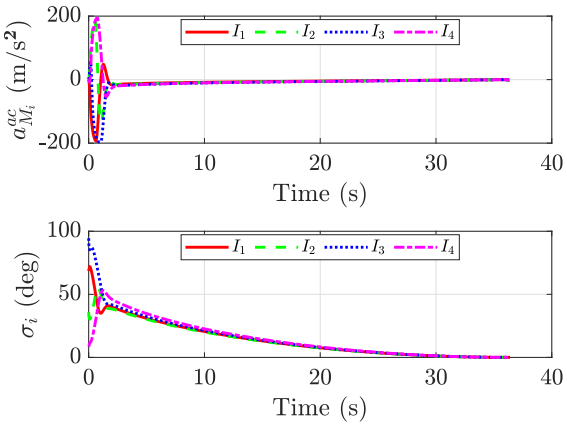
所有拦截器从同一初始位置发射时，完整估计–制导–控制架构的性能。假设函数 k_{m_i}（对所有 $m = 1, \ldots, 4$）均采用带有适当边界层的双曲正切函数。升力系数和力矩系数取自 [27]。



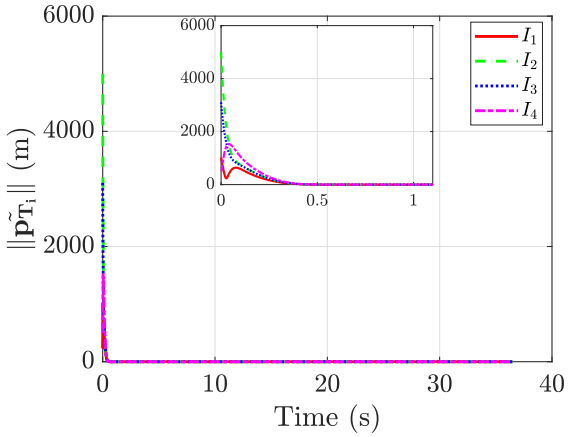
（a）拦截器轨迹。



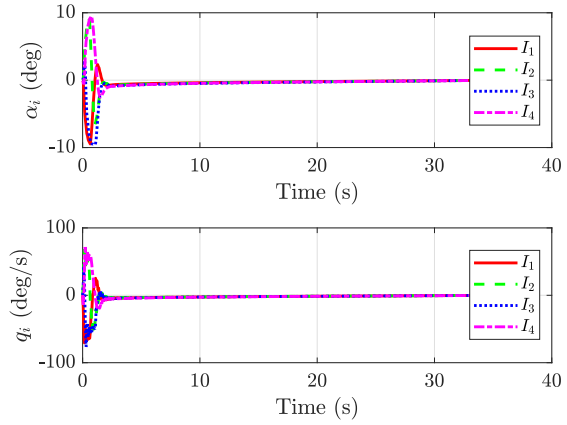
（b）拦截器的剩余时间值。



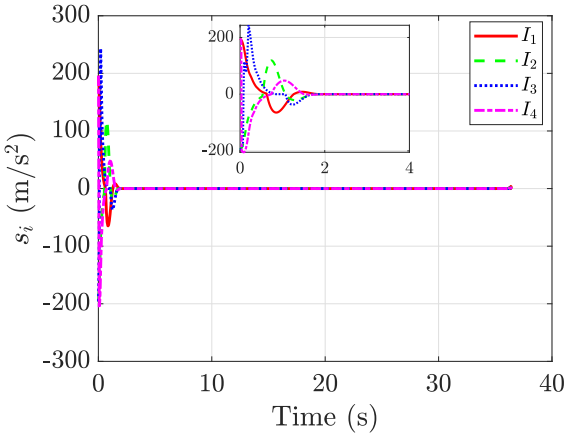
（c）拦截器的侧向加速度和前置角曲线。



（d）目标状态估计误差。



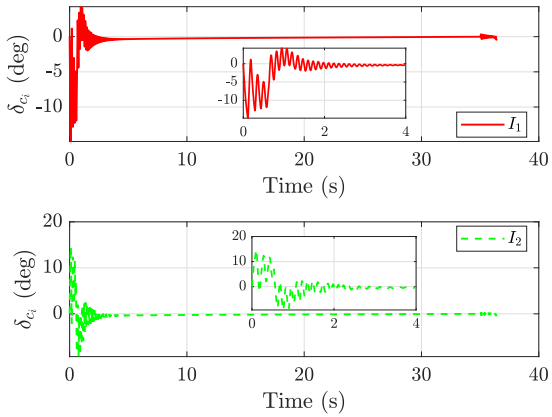
（e）拦截器的俯仰角速度和攻角。



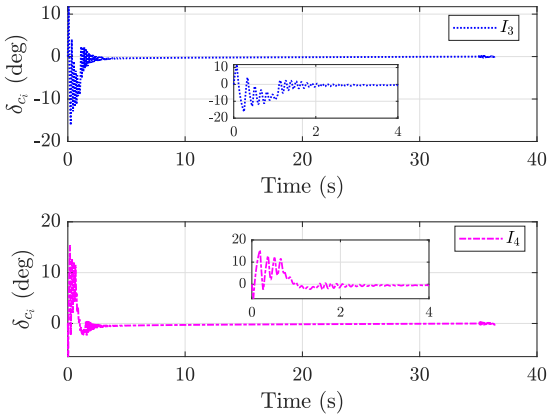
（f）拦截器的跟踪误差。

图15：性能　所提出的组合式估计—制导—控制架构的评估　e.

受物理限制，最大鸭翼偏转限定为 20°。所有拦截器的鸭翼作动器时间常数均设为 $\tau_{c_i} = 0.1$ s。观测器收敛时间预先设定为 $t_p = 0.6$ s，而一致性控制器的设计目标是在 $t_e = 4.5$ s 内实现收敛。此外，自动驾驶仪动力学



(g) 鸭翼偏转（I_1 和 I_2）。



(h) 鸭翼偏转（I_3 和 I_4）。

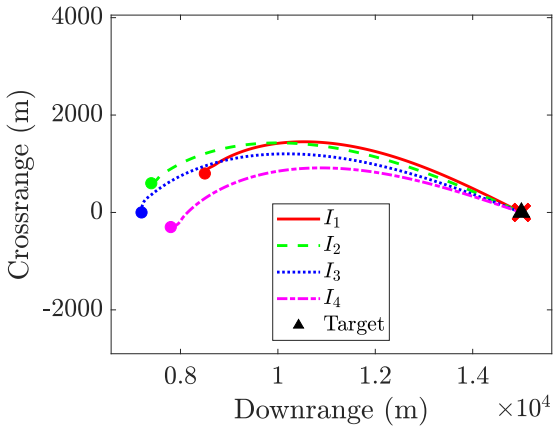
图15（续）。

假设在 $t_a = 2$ s 内达到稳定，从而确保所有控制层协调一致地运行。

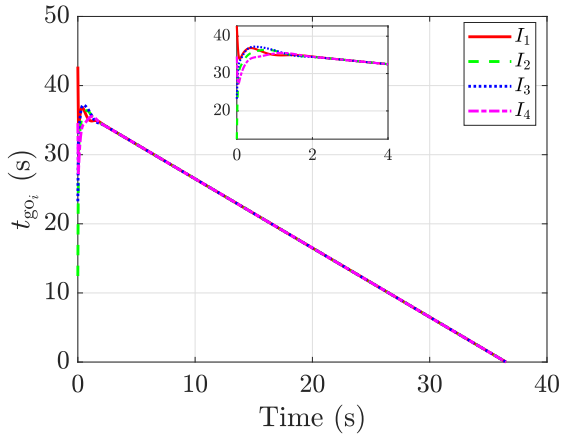
在此情况下，对所提出的联合估计-制导设计进行了性能验证，结果如 图15所示。拦截器从同一位置发射，初始航向角各不相同，并于 36。48 s 实现协同同时拦截。相应的拦截器轨迹如 图15a所示，而剩余时间估计收敛至一致的过程则显示在 $t_e = 2$。5 s 内，如 图15b所示。鸭翼偏转产生的侧向加速度及相应的前置角见 图15c，观测器误差在 $t_p = 0$。6 s 内收敛至零的情况如 图15d所示。侧向加速度和前置角表现出与先前案例相似的行为。相应的攻角和俯仰角速度变化如 图15e所示。拦截器相应的鸭翼偏转如图15g 和图15h所示。可以观察到，控制输入在初始阶段出现振荡，其振幅约在 $t = 2$ s 时显著减小，远早于用户指定的 t_e。

通过与文献 [27]中所报告的有限时间自动驾驶仪进行对比研究，评估所提出自动驾驶仪设计的有效性。需要指出的是，所考虑的情形对应于最坏情况交战条件，其特征是较大的初始航向角误差以及真实目标位置存在显著不确定性，从而确保验证具有严格性和实质意义。这些不利的初始条件对自动驾驶仪性能和鲁棒性提出了严峻要求，进而对其收敛性和稳定性特性进行了严格评估。众所周知，预定义时间控制相较于有限时间控制的关键优势之一，天然地体现在其收敛行为上。具体而言，有限时间自动驾驶仪的收敛时间取决于初始条件，通常需要频繁调节控制器参数以实现期望的性能。然而，所提出的单次策略内置了预定义时间收敛特性，并保证必要变量在用户指定的时间内收敛，而与初始条件无关。因此，自动驾驶仪能够准确跟踪指令输入，从而实现可预测且可靠的跟踪行为。为确保比较公平且具有实际意义，文献 [27] 中所述的有限时间自动驾驶仪经过调节，使其收敛时间

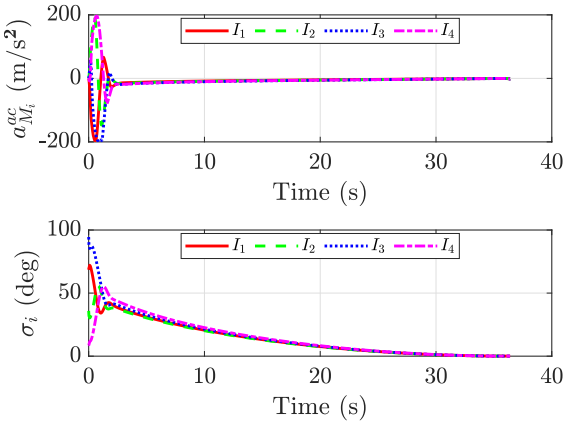
设定为 $t_a = 2$ s。此外，为确保比较的一致性，与估计和制导子系统相对应的收敛时间保持与前一案例中所采用的时间相同。



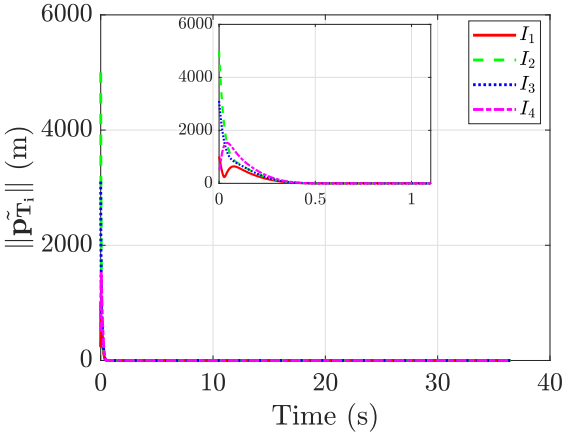
(a) 拦截器轨迹。



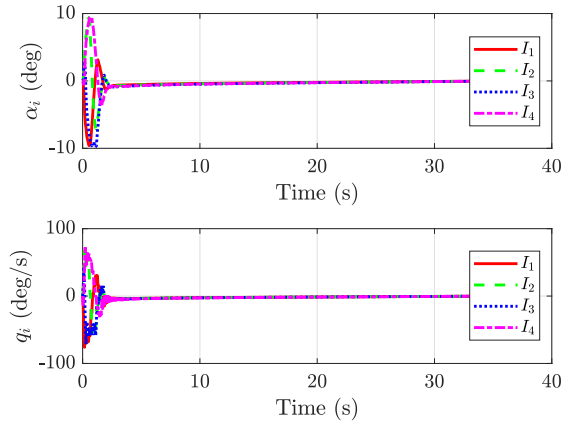
(b) 拦截器的剩余时间值。



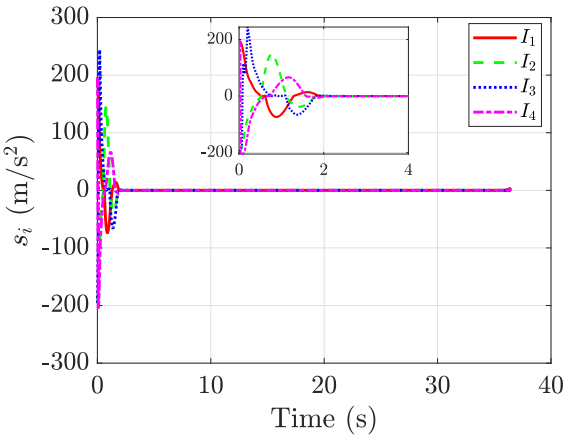
(c) 拦截器的侧向加速度和前置角曲线。



(d) 目标状态估计误差。



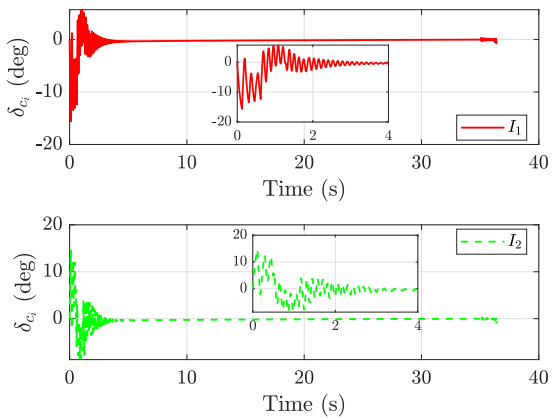
(e) 拦截器的俯仰角速度和攻角。



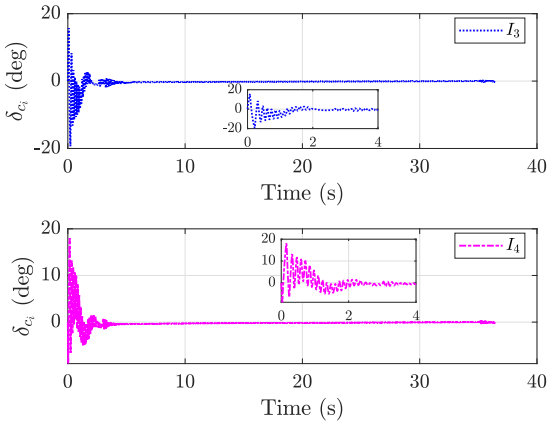
(f) 拦截器的跟踪误差。

图16：每　　种方法的对比：所提出的自动驾驶仪与有限时间自动驾驶仪在 [27]中的对比。

图16 展示了　　比较情景中，所有拦截器均在 t实现同时拦截　　=



(g) 鸭翼偏转（I_1 和 I_2）。



(h) 鸭翼偏转（I_3 和 I_4）。

图16：所提出的自动驾驶仪与有限时间自动驾驶仪的性能比较，见 [27] （续）。

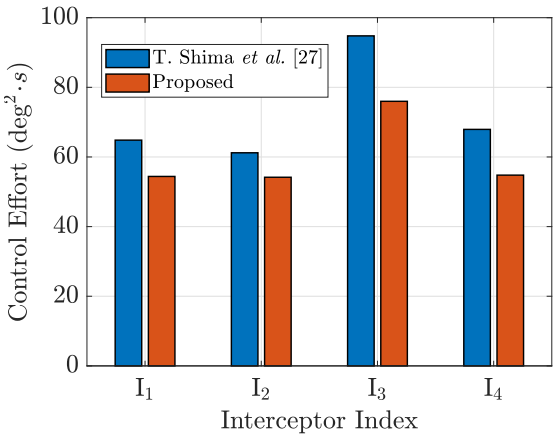
36。51 s。需要指出的是，拦截时间与所提出的策略相同，因为有限时间自动驾驶仪的收敛时间经过调整，与所提出方法预先设定的收敛时间相匹配。相应的拦截器轨迹如图16a所示。剩余时间估计的变化情况如 $t = 2$。8 s 内达到一致，见图16b。所得侧向加速度指令和前置角历程见图16c，其变化趋势与此前情景中的观察结果一致。观测器估计误差在 $t_p = 0$。6 s 内收敛至零的情况如图16d所示。此外，攻角和俯仰角速度的时间历程见图16e，拦截器相应的鸭翼偏转曲线见图16g 和16h。将自动驾驶仪的收敛时间调整为 $t_a = 2$ s 后，鸭翼偏转呈现出相近的瞬态响应。具体而言，控制输入初始时呈振荡状态，振幅逐渐衰减，并在约 $t = 2$。2 s 时趋于稳定，此时仍处于收敛时间 t_e之内。此外，由于所有控制层均采用统一的收敛时间，两种方法的性能看起来相近。因此，有必要进行定量评估，以实现有意义的比较评估，例如比较基于控制能量的性能指标。

表1：所提出的策略与 [2] 中的策略的控制力度（度 [27]）比较。

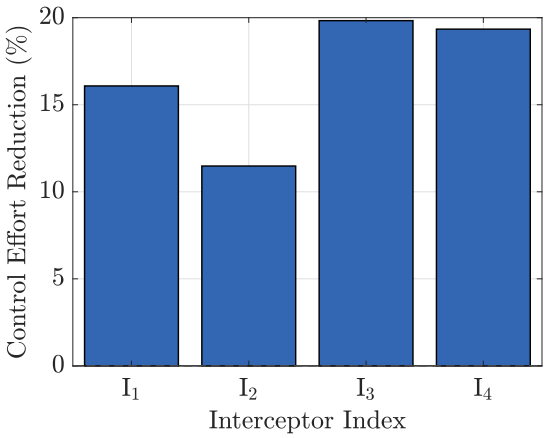
拦截器	**所提出的策略**	**T. Shima等 [27]**
J_1	54.4090	64.8340
J_2	54.1757	61.2017
J_3	75.9851	94.7799
J_4	54.7839	67.9214
$J = \sum_{i=1}^{N} J_i$	**239.3537**	**288.7370**

每个拦截器的控制力度按 $J_i = \int_0^{t_f} \delta_{c_i}^2(t)\, dt$ 进行评估，其中 t_f 表示拦截时间。此外，我们还比较了定义为 $J = \sum_{i=1}^{N} J_i$ 的联合控制能量，它能更全面、更具代表性地衡量整体效能。

相应的个体控制力度和联合控制力度数值汇总于表1，而图17a 则展示了



（a）绝对控制力度对比。



（b）控制力度的降低百分比。

图17：所提出的策略与 [27] 中策略的控制力度对比

各拦截器控制力度的直观对比。从表1可以看出，与 [27]中提出的有限时间自动驾驶仪相比，所提出的自动驾驶仪使联合控制能量降低了约17%。此外，图17b展示了各拦截器控制力度相应的百分比降幅；可以看到，所有拦截器的降幅均稳定在10%–20%之间。在协同交战场景中，个体和联合控制力度均有所降低，这一优势尤为显著，因为它能够降低执行器利用率、提高能源效率，并增强整体控制架构的鲁棒性。这表明，即使在缺乏完整状态信息的情况下，所提出的自动驾驶仪也能在预定时间内实现更快、更可靠的跟踪，同时所需控制力度相对较小。

因此，从大量仿真研究中可以推断，尽管仅有部分拦截器配备机载导引头这一固有限制，所提出的单次预设时间估计–制导–控制架构仍实现了与文献中所报告策略相当的性能；即使在最坏情况交战条件下，包括较大的初始航向角误差和显著的初始目标位置估计误差，该架构依然如此，而文献中的策略通常假设能够持续获得完整目标信息。这一优势源于将估计器、制导律和自动驾驶仪嵌入一个具有预设时间收敛特性的统一框架，从而克服了传统设计的局限。传统设计往往将这些组件彼此独立地处理，且通常无法明确刻画它们之间的相互作用、闭环稳定性特性及其对末端精度的影响。此外，观测到的个体控制力度和联合控制能量均有所降低，反映出控制效率的提升，并直接转化为更低的执行机构使用率、更低的能源消耗以及更有利的资源与成本影响。此外，通过智能体间信息共享，分布式观测器能够在发生导引头故障时实现同时拦截，从而增强运行鲁棒性。这不同于文献中的许多现有策略，后者高度依赖持续获取真实目标信息，因此在导引头故障发生时无法保证协同拦截。从实际应用角度来看，这一能力对于受干扰或感知能力下降的环境十分有益，例如电子对抗场景或

部分传感器中断的情况；在此类环境中，利用有限感知资源维持协同任务成功至关重要。

因此，所提出的一次性框架非常适用于资源受限的协同拦截应用，例如无人机集群或分布式防御平台。在这些场景中，感知可用性、机载电源和执行器耐久性方面的限制，要求制导与控制方案具备高效、鲁棒和可扩展等特性。所提出的框架能够在这些实际约束下维持协同拦截性能，凸显了其适用于现实部署的优势，能够满足对经济高效、节能、韧性强且可扩展的协同制导与控制架构的需求。

5 结论

本文提出了一种统一的一次性非线性估计–制导–控制框架，用于在异构感知条件下实现对静止目标的协同同时拦截。针对由配备导引头和无导引头拦截器组成的混合编队，所提出的方法采用预设时间分布式观测器，通过有向信息交换，解决了部分可观测性带来的挑战，并保证为无信息智能体准确重构目标状态。改进的剩余飞行时间估计与预设时间一致性协议相结合，确保所有拦截器在设计者指定的时间界限内实现撞击时间同步，从而即使在宽发射包线下也能实现精确协同拦截。此外，采用预设时间滑模控制律的鸭式布局自动驾驶仪能够准确跟踪分布式制导指令，同时确保非奇异性并满足严格的收敛约束。针对多种交战几何构型的仿真结果验证了理论保证，展现出较高的估计精度、协调拦截性能和快速的自动驾驶仪响应。此外，分布式且预设时间收敛的设计对智能体故障、通信链路故障和导引头故障均表现出鲁棒性，即使感知或连通性条件恶化，仍能完成协同拦截任务。总之，所提出的框架为异构感知条件下的协同制导提供了一种可靠、可扩展且具有韧性的解决方案。

参考文献

[1] D. Cho、H. J. Kim 和 M.-J. Tahk，《用于命中时间控制的非奇异滑模制导》，《制导、控制与动力学杂志》，第39卷，第1期，第61–68页，2016年。

[2] R. Tekin、K. S. Erer 和 F. Holzapfel，《变速度下通过视线角整形实现的自适应命中时间控制》，《制导、控制与动力学杂志》，第40卷，第12期，第3247–3255页，2017年。

[3] S. R. Kumar 和 D. Mukherjee，“针对机动目标的终端时间约束非线性拦截策略”，《制导、控制与动力学杂志》，第 44 卷，第 1 期，第 200–209 页，2021 年。

[4] S. R. Kumar、S.Rao 和 D. Ghose，“具有末端角度约束的全向拦截器滑模制导与控制”，《制导、控制与动力学杂志》，第 35 卷，第 4 期，第 1230–1246 页，2012 年。[5] C.-K. Ryoo、H. Cho 和 M.-J. Tahk，“具有末端撞击角约束的最优制导律”，《制导、控制与动力学杂志》，第 28 卷，第 4 期，第 724–732 页，2005 年。[6] X. Liu、Z. Shen 和 P. Lu，“受约束撞击的制导增益闭环优化”，《制导、控制与动力学杂志》，第 40 卷，第 2 期，第 453–460 页，2017 年。[7] Y. Zhang、X. Wang 和 H. Wu，“多枚反舰导弹齐射攻击的分布式协同制导律”，《中国航空学报》，第 28 卷，第 5 期，第 1438–1450 页，2015 年。[8] Q. Zhu、X. Wang 和 Q. Lin，“多导弹协同攻击的基于一致性的撞击时间控制制导律”，*Kybernetika*，第 53 卷，第 4 期，第 563–577 页，2017 年。[9] I.-S. Jeon、J.-I. Lee 和 M.-J. Tahk，“多导弹协同攻击的寻的制导律”，《制导、控制与动力学杂志》，第 33 卷，第 1 期，第 275–280 页，2010 年。

[10] D. Hou、Q. Wang、X. Sun 和 C. Dong，“具有加速度饱和约束的多导弹有限时间协同制导律”，《*IET*控制理论与应用》，第 9 卷，第 10 期，第 1525–1535 页，2015 年。

[11] B. Li、D. Lin 和 H. Wang，“基于图论的有限时间收敛协同制导律”，*Optik*，第127卷，第21期，第10180–10188页，2016年。[12] J. Zhou 和 J. Yang，“多导弹协同同时攻击的分布式制导律设计”，《制导、控制与动力学杂志》，第39卷，第10期，第2439–2447页，2016年。[13] J.Zhao 和R. Zhou，“基于滚动时域控制的分布式三维协同制导”，《中国航空学报》，第29卷，第4期，第972–983页，2016年。[14] S. He、W. Wang、D. Lin 和 H. Lei，“基于一致性的两阶段齐射攻击制导”，*IEEE* 航空航天与电子系统汇刊，第54卷，第3期，第1555–1566页，2018年。[15] S. He、M. Kim、T. Song 和 D. Lin，“考虑通信延迟的三维齐射攻击制导”，《航空航天科学与技术》，第73卷，第1–9页，2018年。[16] Z. Shiyu 和 Z. Rui，“多导弹齐射攻击的协同制导”，《中国航空学报》，第21卷，第6期，第533–539页，2008年。[17] A. Sinha 和 S. R. Kumar，“基于超扭曲控制的领导者–跟随者方法协同齐射制导”，*IEEE* 航空航天与电子系统汇刊，第56卷，第5期，第3556–3565页，2020年。[18] R. V. Nanavati、S. R. Kumar 和 A. Maity，“静止目标的非线性同时拦截制导策略”，《制导、控制与动力学杂志》，第43卷，第1期，第154–161页，2020年。

[19] S. R. Kumar 和 D.Mukherjee，“针对静止目标且具有有界侧向加速度的协同齐射”，载于*2025*年美国控制会议（*ACC*），第3091–3096页，2025年。[20] G. Li、Y. Wu 和 P. Xu，“用于同时到达的自适应容错协同制导律”，《航空航天科学与技术》，第82–83卷，第243–251页，2018年。[21] Z. Chen、W. Chen、X. Liu 和 J. Cheng，“具有撞击角约束的同时攻击三维固定时间鲁棒协同制导律”，《航空航天科学与技术》，第110卷，文章编号106523，2021年。[22] A. Sinha、S. R. Kumar 和 D. Mukherjee，“基于撞击时间制导的协同齐射主动飞机防御”，《*IEEE*控制系统快报》，第5卷，第5期，第1573–1578页，2021年。[23] G. Li、Y. Wu 和 P. Xu，“用于同时到达且具有输入时延的固定时间协同制导律”，《国际控制杂志》，第94卷，第6期，第1664–1673页，2021年。[24] A. Sinha、S. R. Kumar 和 D. Mukherjee，“三智能体时间约束协同追逃”，《智能与机器人系统杂志》，第104卷，第2期，文章编号28，2022年。

[25] A. Sinha 和 S.R.Kumar，《通过固定和切换网络上的预设时间一致实现合作目标捕获》，《航空航天科学与技术》，第 127 卷，文章编号 107686，2022 年。

[26] R. S. Pal、S. R. Kumar 和 D. Mukherjee，“自由任意时间一致性协同齐射制导：基于领导者–跟随者网络”，载于美国控制会议，第 4936–4941 页，2023 年。[27] T. Shima、M. Idan 和 O. M. Golan，“用于一体化导弹自动驾驶仪制导的滑模控制”，《制导、控制与动力学杂志》，第 29 卷，第 2 期，第 250–260 页，2006 年。[28] A. Sinha、S. R. Kumar 和 D. Mukherjee，“采用偏置追踪的非奇异撞击时间制导与控制”，《航空航天科学与技术》，第 115 卷，文章编号 106776，2021 年。[29] Y. Dong 和 Z. Chen，“具有网络约束的不确定欧拉–拉格朗日系统固定时间同步”，《自动化》，第 146 卷，文章编号 110571，2022 年。[30] Y. Wang、Y. Song、D. J. Hill 和 M. Krstic，“网络化多智能体系统的预设时间一致性与包容控制”，《IEEE控制论汇刊》，第 49 卷，第 4 期，第 1138–1147 页，2019 年。[31] R. Olfati-Saber 和 R. Murray，“具有切换拓扑和时间延迟的智能体网络中的一致性问题”，《IEEE自动控制汇刊》，第 49 卷，第 9 期，第 1520–1533 页，2004 年。[32] R. Tang、K. Shao、B. Liang 和F. Xu，“具有精确收敛时间的三角型滑模控制”，《*IEEE*控制系统快报》，第 6 卷，第 2389–2394 页，2022 年。[33] A. Sinha、S. R.Kumar 和 D.Mukherjee，“具有末端时间约束的宽发射包线三维制导”，《制导、控制与动力学杂志》，第 44 卷，第 2 期，第 343–359 页，2021 年。

[34] G. Li、Q. Tang、Z. Zuo、Y. Wu 和 J. L¨u，“针对机动目标的领航-跟随飞行器韧性协同制导”，*IEEE* 航空航天与电子系统汇刊，第 61 卷，第3期，第 6310– 6324 页，2025 年。