

碰撞自规避多弹分布式协同制导与控制

后德龙^{1†}, 陈彬², 王青¹, 孙雪娇³, 倪茂林⁴

(1. 北京航空航天大学飞行器控制一体化技术重点实验室, 北京 100191; 2. 北京宇航系统工程研究所, 北京 100080;
3. 北京航天微系统研究所, 北京 100094; 4. 北京控制工程研究所空间智能控制技术国家级重点实验室, 北京 100190)

摘要: 针对多枚导弹三维空间协同攻击机动目标情形, 提出一种碰撞自规避多弹分布式协同制导律及其实现方案. 基于可以测得的目标信息, 将目标视作领弹, 与参与协同攻击的多枚导弹形成“领弹-从弹”拓扑结构, 基于网络同步算法实现导弹对目标的协同攻击. 为了实现碰撞自规避, 当导弹与目标相距较远时, 采用带安全距离的同步算法. 当导弹与目标接近时, 取消该安全距离. 基于运动学关系, 将协同制导指令转化为速度、弹道倾角和弹道偏角指令. 针对指令的跟踪控制问题, 提出了一种基于改进微分器的抗干扰动态面控制方案. 将参数不确定和外部扰动均视为系统干扰, 采用改进微分器实现对该干扰的精确估计, 从而保证了闭环系统的跟踪性能. 仿真结果表明本文提出的控制器实现了对协同制导指令的精确跟踪, 整个方案实现了碰撞自规避协同攻击.

关键词: 协同制导; 碰撞自规避; 网络同步; 动态面控制; 改进微分器; 干扰抑制

中图分类号: TP273 文献标识码: A

Collision avoidance multi-missile distributed cooperative guidance and control

HOU De-long^{1†}, CHEN Bin², WANG Qing¹, SUN Xue-jiao³, NI Mao-lin⁴

(1. Science and Technology on Aircraft Control Laboratory, Beihang University, Beijing 100191, China;
2. Beijing Astronautics Systems Engineering Institute, Beijing 100080, China;
3. Beijing Aerospace Research Institute of Micro System, Beijing 100094, China;
4. National Laboratory of Space Intelligent Control, Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100190, China)

Abstract: A cooperative guidance law with collision avoidance and the realization scheme for a group of coordinated missiles attacking a maneuvering target in three-dimensional space are proposed. Based on the measurable information, the target is regarded as a leader in forming the “leader-follower” topological structure with all attacking missiles. A network synchronization algorithm is designed for coordinating the attack. To realize collision avoidance, the synchronization algorithm with a safe distance is adopted when the missiles and the target are far apart. The safe distance is then eliminated when they become close. Based on the kinematic relations, the cooperative guidance commands are transformed into commands of velocity, flight path angle and flight heading angle. In dealing with the tracking problem for these commands, we propose a disturbance rejection dynamic surface control scheme based on the improved differentiator which accurately estimates the total disturbance including the parameter uncertainty and the external disturbance. The simulation results show the precise tracking performance of the proposed controller and the complete realization of the collision avoidance cooperative attack.

Key words: coordinated attack; collision avoidance; network synchronization; dynamic surface control; improved differentiator; disturbance rejection

1 引言(Introduction)

多导弹协同对于实现饱和攻击, 提高打击效能具有重要的实际意义. 近年来国内外在多弹协同攻击领域的研究取得了一些成果^[1-11]. 文献[1]针对固定目标, 在比例导引的基础上提出了一种攻击时间可控的制导律(impact-time-control guidance, ITCG). 文献[2]将ITCG中的攻击时间作为协调变量, 提出了一种基

于协调变量的协同制导律. 文献[3]基于ITCG提出了一种双层协同制导结构, 上层通过一致性策略解算制导时间指令, 下层通过ITCG跟踪该指令, 实现了二维多弹协同攻击固定目标. 文献[4]提出一种协同比例导引律(cooperative proportional navigation, CPN), 通过改变比例导引导航比实现各枚导弹的剩余制导时间趋于相同的值, 该值为各个导弹剩余制导时间的平均

值. 文献[5]提出了一种针对固定目标撞击时间与角度受控的三维导引律. 该导引律对每个导弹指定相同且固定的制导时间, 通过几何方法实现指定时间攻击. 然而, 基于ITCG的协同制导方法及CPN方法对剩余制导时间的估计依赖较大, 而针对机动目标, 剩余制导时间很难估计. 考虑文献[5]给出的方法, 在目标机动情形下也无法给出一个合适的固定制导时间, 因此这些方法均难以扩展到机动目标情形. 文献[6-7]均采用“领弹-被领弹”结构实现多导弹分布式协同制导, 文献[8]将该方法拓展到机动目标情形, 在算法中用到了目标加速度在视线切向和法向的投影信息, 而在实际情况下较难获得. 针对机动目标的协同攻击, 文献[9-10]均基于最优控制理论提出了一种指定相对角度差的多导弹协同攻击制导律, 然而由于采用了线性化模型, 当视线角较大时, 协同攻击制导律将会存在较大误差甚至失效. 目前针对导弹协同攻击问题的研究结果还非常有限, 尤其是针对三维机动目标协同攻击问题. 本文基于网络同步原理提出了一种多导弹碰撞自规避三维位置同步算法实现协同制导, 通过运动学关系转化为速度、弹道倾角和弹道偏角指令. 采用动态逆控制解决了速度跟踪问题. 采用一种基于改进微分器的抗干扰动态面控制方案解决了弹道倾角和弹道偏角的跟踪问题. 动态面控制方法是一类广泛应用的控制算法^[12-15], 本文通过集成改进任意阶微分器改善了传统动态面方法. 任意阶微分器在文献[16]中被首次提出后, 在理论和应用方面均得到了广泛研究^[17-18]. 与干扰观测器^[19-24]相比, 微分器可以估计的信号更为广泛. 本文对任意阶微分器作了改进, 使其更适用于飞行控制. 本文的主要创新工作包括:

- 1) 提出了一种多导弹协同制导与控制实现的闭环系统结构;
- 2) 设计了一种带切换机制的碰撞自规避协同制导算法, 保证安全协同攻击;
- 3) 提出一种改进微分器, 通过改变边界层内特性, 改善了原微分器存在的颤振问题;
- 4) 结合改进微分器和动态面控制, 提出了一种抗干扰动态面控制方法, 解决了存在参数不确定和外部扰动下的精确跟踪问题.

2 协同攻击策略与实现(Cooperative attack strategy and realization)

2.1 碰撞自规避多导弹协同攻击策略(Collision avoidance cooperative attack strategy)

考虑目标的位置信息和速度信息可测量下的 n 枚导弹攻击一个机动目标的问题. 定义 n 枚参与攻击的导弹组成的有向网络为 $G = (V, E, A)$, 其中: 有限非空集 $V = \{v_1, v_2, \dots, v_n\}$ 表征图 G 的节点集, $E \subseteq V \times V$ 是图 G 的边集, 边记为 $e_{ij} = (v_i, v_j)$, $A = [a_{ij}]$

$\in \mathbb{R}^{n \times n}$ 是图 G 的邻接矩阵, 当节点 j 存在信息流向节点 i 时 $a_{ij} > 0 (i \neq j)$, 否则为0. 定义 $a_{ii} = 0$. 定义Laplac矩阵 $L = [l_{ij}] \in \mathbb{R}^{n \times n}$ 如下^[25]:

$$\begin{cases} l_{ij} = -a_{ij}, & i \neq j, \\ l_{ii} = \sum_{j=1, j \neq i}^n a_{ij}. \end{cases}$$

定义矩阵 $B = \text{diag}\{b_1, b_2, \dots, b_n\}$ 表征导弹能否获得目标信息的情况. $b_i > 0$ 为导弹 i 能获得目标的位置及速度信息, $b_i = 0$ 为导弹 i 不能获得目标的信息.

本文的目标为针对多弹协同攻击机动目标问题提出一种碰撞自规避分布式协同制导律及其实现方案. 图1给出了本文所提方案的总体框架图. 其中: 下标 i 表示第 i 个导弹; $\dot{x}_i, \dot{y}_i, \dot{z}_i$ 为导弹由同步算法给出的导弹3个方向的速度指令; $V_i^{\text{ref}0}, \theta_i^{\text{ref}0}, \psi_{V_i}^{\text{ref}0}$ 为导弹的总速度、弹道倾角及弹道偏角跟踪指令名义值; $V_i, \theta_i, \psi_{V_i}$ 为总速度、弹道倾角及弹道偏角实际值; δ 和 P 分别为弹道角和速度回路控制变量.

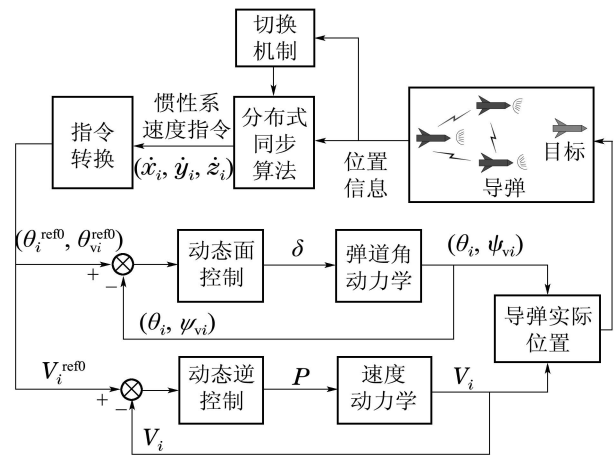


图1 多弹协同制导与控制系统结构

Fig. 1 Architecture of multi-missiles cooperative guidance and control system

由于目标的位置和速度信息可测, 因此可将其看作一枚领弹, 与 n 枚参与攻击的导弹组成“领弹-从弹”的异构网络拓扑. 各枚导弹通过网络通信获得其他有通信连接的导弹位置信息, 且部分导弹能获得目标的信息. 为了实现安全协同攻击, 本文提出一种带有切换机制的碰撞自规避网络同步协调算法. 该算法给出了每枚导弹在惯性坐标系下的3个方向速度分量指令, 通过运动学关系将3个速度分量指令转化为总速度、弹道倾角和弹道偏角指令. 总速度指令通过动态逆控制实现跟踪, 两个弹道角度指令采用相同的动态面控制方法实现跟踪.

本文以定理形式给出如下协同攻击同步算法.

定理1 假设一个多导弹组成的固定拓扑结构 $G = (V, E, A)$, 每个导弹3个位置通道分别采用如下

分布式网络同步策略:

$$\dot{x}_i = \sum_{j=1}^n l_{ij}[x_j(t) - x_i(t)] + b_i[x_T(t) - x_i(t)] + \dot{x}_T(t), \quad (1)$$

$$\begin{cases} \dot{y}_i = \sum_{j=1}^n l_{ij}[y_j(t) - y_i(t) - y_{ji}] + b_i[y_T(t) - y_i(t) - y_{Ti}] + \dot{y}_T(t), & \Delta > \Delta_0, \\ \dot{y}_i = \sum_{j=1}^n l_{ij}[y_j(t) - y_i(t)] + b_i[y_T(t) - y_i(t)] + \dot{y}_T(t), & \Delta \leq \Delta_0, \end{cases} \quad (2)$$

$$\begin{cases} \dot{z}_i = \sum_{j=1}^n l_{ij}[z_j(t) - z_i(t) - z_{ji}] + b_i[z_T(t) - z_i(t) - z_{Ti}] + \dot{z}_T(t), & \Delta > \Delta_0, \\ \dot{z}_i = \sum_{j=1}^n l_{ij}[z_j(t) - z_i(t)] + b_i[z_T(t) - z_i(t)] + \dot{z}_T(t), & \Delta \leq \Delta_0. \end{cases} \quad (3)$$

若通信拓扑结构及加权系数的选择使得矩阵 $H = L - B$ 是Hurwitz的, 则可以实现所有导弹位置收敛于目标位置 (x_T, y_T, z_T) 并实现在弹目 x 方向距离满足 $\Delta > \Delta_0$ 时导弹之间碰撞自规避. 其中: 下标 $i = 1, 2, \dots, n$ 表示第 i 个导弹; (x_i, y_i, z_i) 为导弹的位置; (x_T, y_T, z_T) 为目标的位置; $\dot{x}_T, \dot{y}_T, \dot{z}_T$ 为目标3个通道的速度; $\Delta = \sqrt{\sum_{i=1}^n [x_T(t) - x_i(t)]^2}$ 为各导弹与目标在 x 方向的距离表征; Δ_0 为正的常数; $\lambda_{\max}(\cdot)$ 为矩阵的最大特征值; y_{ji}, z_{ji} 为导弹 j 与导弹 i 之间的预设安全距离, y_{Ti}, z_{Ti} 为目标和导弹 i 之间在 y, z 方向的预设安全距离.

证 分别进行 x, y, z 3个方向的证明.

1) x 方向: 在协同过程中, x 方向始终采用式(1)的协同策略, 变换形式得到

$$\dot{x}_i(t) = \sum_{j=1}^n l_{ij}[(x_j(t) - x_T(t)) - (x_i(t) - x_T(t))] - b_i[x_i(t) - x_T(t)] + \dot{x}_T(t). \quad (4)$$

定义参与协同攻击的导弹 i 与目标 T 之间 x 方向状态误差 $e_{xi}(t) = x_i(t) - x_T(t)$, 则式(4)可以表达为

$$\dot{e}_{xi}(t) = \sum_{j=1}^n l_{ij}[e_{xj}(t) - e_{xi}(t)] - b_i e_{xi}(t). \quad (5)$$

定义

$$e_x = [e_{x1} \ e_{x2} \ \dots \ e_{xn}]^T,$$

将式(5)表示为矩阵形式如下:

$$\dot{e}_x(t) = (L - B)e_x(t).$$

因此当满足 $L - B$ 阵Hurwitz时, $t \rightarrow \infty$ 时状态误差 $e_x(t) \rightarrow 0$, 即可实现导弹 x 方向位置与目标 x 方向位

置趋于同步.

2) y 方向和 z 方向: 这两个方向的协同分为两个阶段实现, 证明过程相同, 以 y 方向为例说明.

Step 1 当 $\Delta > \Delta_0$, 即导弹与目标 x 方向相距较远时, 采用如下协调策略:

$$\dot{y}_i(t) = \sum_{j=1}^n l_{ij}[y_j(t) - y_i(t) - y_{ji}] + b_i[y_T(t) - y_i(t) - y_{Ti}] + \dot{y}_T(t). \quad (6)$$

变换形式如下:

$$\dot{y}_i(t) = \sum_{j=1}^n l_{ij}[(y_j(t) - y_T(t) - y_{jT}) - (y_i(t) - y_T(t) - y_{iT})] - b_i[y_i(t) - y_T(t) - y_{iT}] + \dot{y}_T(t). \quad (7)$$

定义导弹 i 与目标 T 之间 y 方向带有预设安全距离的状态误差

$$e_{yi}^1(t) = y_i(t) - y_T(t) - y_{iT},$$

则式(7)可以转化为

$$\dot{e}_{yi}^1(t) = \sum_{j=1}^n l_{ij}[e_{yj}^1(t) - e_{yi}^1(t)] - b_i e_{yi}^1(t). \quad (8)$$

定义 $e_y^1 = [e_{y1}^1 \ e_{y2}^1 \ \dots \ e_{yn}^1]^T$, 将式(7)表达为矩阵形式:

$$\dot{e}_y^1(t) = (L - B)e_y^1(t). \quad (9)$$

因此当 $L - B$ 阵Hurwitz时, $t \rightarrow \infty$ 时, 状态误差 $e_y^1(t) \rightarrow 0$, 即可实现导弹位置与目标位置趋于预设安全距离, 保证了碰撞自规避.

Step 2 当 $\Delta \leq \Delta_0$ 时, 即3个导弹与目标在 x 方向比较接近时, 导弹 y 方向协调策略进行切换, 采用与 x 方向相同的协调策略, 从而导弹 i 与目标 T 之间 y 方向状态误差 $e_{yi}(t) = y_i(t) - y_T(t) \rightarrow 0$, 即实现导弹位置协同到目标位置, 从而实现了多导弹同时攻击目标.

需要指出的是, 虽然在上述证明过程中 $t \rightarrow \infty$ 时导弹才能实现误差趋于0, 但是在实际实现时, 可以通过选择Laplace矩阵的系数调节收敛速度. 另外, 当导弹与目标的距离在一定范围内时即可完成攻击任务.

特别地, 考虑 $\Delta > \Delta_0$ 时, 导弹与目标之间的距离较远, 导弹和目标不会发生碰撞, 不会影响协同攻击, 因此导弹和目标之间的预设安全距离 y_{iT}, z_{iT} ($i = 1, \dots, n$) 可以取为0, 而不会影响上述证明过程.

本节采用式(1)–(3)的分布式网络同步算法完成多导弹带有碰撞规避的协同攻击, 得到了完成同步所需要的导弹3个速度分量信息.

2.2 协同攻击策略的实现(Realization of the cooperative attack strategy)

第2.1小节基于网络同步算法给出了碰撞自规避

多导弹协同攻击策略,为了实现协同攻击策略需要参与攻击的导弹跟踪式(1)–(3)给出的惯性坐标系下3个方向的速度,即每枚导弹3个方向速度的参考指令为 $V_{xi} = \dot{x}_i, V_{yi} = \dot{y}_i, V_{zi} = \dot{z}_i$.

导弹*i*在惯性坐标系下3个方向的速度与总速度、弹道倾角、弹道偏角之间具有如下的运动学关系:

$$\begin{cases} V_{xi} = V_i \cos \theta_i \cos \psi_{Vi}, \\ V_{yi} = V_i \sin \theta_i, \\ V_{zi} = -V_i \cos \theta_i \sin \psi_{Vi}, \end{cases} \quad (10)$$

其中 V_i, θ_i 及 ψ_{Vi} 分别为导弹的总速度、弹道倾角及弹道偏角.

基于式(10)给出的运动学关系,则可将式(1)–(3)给出的3个方向的速度指令转化为导弹总速度,弹道倾角及弹道偏角的指令,表示如下:

$$\begin{cases} V_i^{\text{ref}0} = \sqrt{(V_{xi})^2 + (V_{yi})^2 + (V_{zi})^2}, \\ \theta_i^{\text{ref}0} = \arctan\left(\frac{V_{yi}}{\sqrt{(V_{xi})^2 + (V_{zi})^2}}\right), \\ \psi_{Vi}^{\text{ref}0} = \arctan\left(-\frac{V_{zi}}{V_{xi}}\right). \end{cases} \quad (11)$$

通过式(11),导弹的协同攻击问题转化为导弹总速度、弹道倾角及弹道偏角指令信号的跟踪问题.上式

中,右上角符号“0”表征理想指令,为了获得信号的导数值,实际指令由理想指令通过指令滤波器给出.

3 控制器设计及稳定性分析(Controller design and stability analysis)

通过网络同步算法和运动学方程变换,给出了总速度、弹道倾角及弹道偏角的指令,控制器设计的目的是为了实现对给定指令的跟踪.考虑到导弹一般为轴对称结构,俯仰方向(*y*方向)和偏航方向(*z*方向)对称,可以采用相同的控制器,因此下面仅给出弹道倾角和总速度回路的设计方法.为了方便起见,以下将总速度简称为速度.

图2给出了本文所采用的控制方案,速度回路采用动态逆进行控制,弹道倾角回路采用动态面控制,其中: $\theta^{\text{ref}}, \psi_V^{\text{ref}}$ 为弹道倾角和弹道偏角指令,由 $\theta^{\text{ref}0}$ 和 $\psi_V^{\text{ref}0}$ 经过指令滤波器得到; $\varphi^{\text{ref}}, q^{\text{ref}}$ 为弹道倾角回路控制中的虚拟控制指令,分别为俯仰角和俯仰角速率指令; $\psi^{\text{ref}}, r^{\text{ref}}$ 为弹道偏角回路控制中的虚拟控制指令,分别为偏航角和偏航角速率指令; δ_q 和 δ_r 分别为俯仰和偏航控制舵偏; $V, \theta, \varphi, q, \psi_V, \psi, r$ 分别为速度、弹道倾角、俯仰角、俯仰角速率、弹道偏角、偏航角和偏航角速率.由于各个导弹采用相同的控制器,在下面的书写中省略导弹序号*i*.

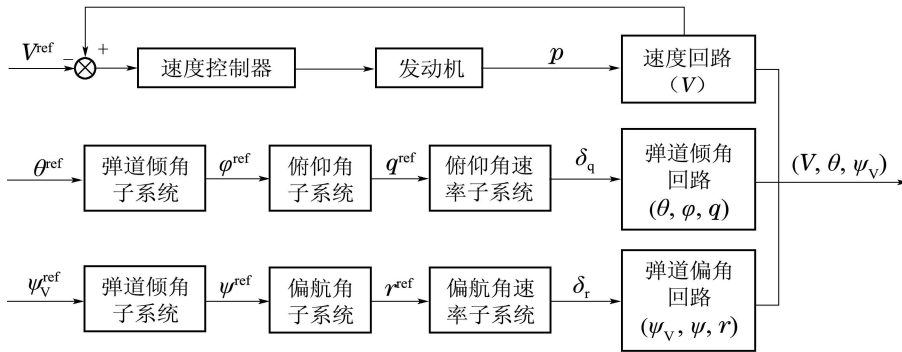


图2 控制器结构

Fig. 2 Architecture of controller

3.1 弹道倾角回路控制方案(Control scheme for flight path angle loop)

考虑到在飞行控制问题中,有两类问题对于闭环控制系统的性能影响较大,一是参数不确定问题,二是外部干扰问题.针对这两类问题,本文提出一种基于改进微分器的抗干扰动态方面方法,将其应用在弹道倾角回路的控制器设计上.

3.1.1 弹道倾角回路动力学模型(Dynamic model for flight path angle loop)

考虑外部干扰的弹道倾角回路动力学方程为

$$\begin{cases} \dot{\theta} = \frac{1}{\bar{m}V} [P \sin \alpha + \bar{q}_0 S \bar{C}_{Y\alpha} \alpha + \bar{q}_0 S \bar{C}_{Y\delta_q} \delta_q - \bar{m}g \cos \theta] + d'_1, \\ \alpha = \varphi - \theta, \\ \dot{\varphi} = q, \\ \dot{q} = \frac{\bar{q}_0 S c}{\bar{J}_z} (\bar{C}_{mz}^{\alpha^2} \alpha^2 + \bar{C}_{mz}^{\alpha} \alpha) + \frac{\bar{q}_0 S c \bar{C}_{mz}^{\delta_q}}{\bar{J}_z} \delta_q + d'_3, \end{cases} \quad (12)$$

其中: α 为迎角; \bar{m} 为导弹质量; \bar{q}_0 为动压; S 为导弹参考面积; c 为参考长度; \bar{J}_z 为绕弹体*z*轴的转动惯

量; $\bar{C}_{Y\alpha}, \bar{C}_{Y\delta_q}, \bar{C}_{mz}^{\alpha^2}, \bar{C}_{mz}^{\alpha}, \bar{C}_{mz}^{\delta_q}$ 为气动力和力矩系数; d_1^1, d_3^1 为有界未知外部干扰. 取 $x = [x_1 \ x_2 \ x_3]^T = [\theta \ \varphi \ q]^T$, 将动力学方程(12)表达为如下严反馈形式:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = f_{10} - g_1 x_1 + g_1 x_2 + d_1, \\ \dot{x}_2 = x_3, \\ \dot{x}_3 = f_3 + g_3 \delta_q + d_3, \end{cases} \quad (13)$$

其中:

$$\begin{aligned} f_{10} &= -g \cos \theta / V, \quad g_1 = g_{10} + \bar{q}_0 S \bar{C}_{Y\alpha} / (\bar{m} V), \\ g_{10} &= P / (\bar{m} V), \quad f_3 = \frac{\bar{q}_0 S c}{\bar{J}_z} (\bar{C}_{mz}^{\alpha^2} \alpha^2 + \bar{C}_{mz}^{\alpha} \alpha), \\ g_3 &= \frac{\bar{q}_0 S c \bar{C}_{mz}^{\delta_q}}{\bar{J}_z}; \end{aligned}$$

d_1 为包含 δ_q 引起的气动力, 参数不确定和外部干扰的总和, d_3 为参数不确定和外部干扰的总和.

$$\begin{cases} \dot{z}_0 = v_0 = \begin{cases} z_1 - \kappa_0 |z_0 - g_0(t)|^{\frac{n}{n+1}} \text{sgn}(z_0 - g_0(t)), & |z_0 - g_0(t)| > \delta_0, \\ z_1 - \kappa_0 (z_0 - g_0(t)) / \delta_0^{\frac{1}{n+1}}, & |z_0 - g_0(t)| \leq \delta_0, \end{cases} \\ \dot{z}_i = v_i = \begin{cases} z_{i+1} - \kappa_i |z_i - v_{i-1}|^{\frac{n-i}{n-i+1}} \text{sgn}(z_i - v_{i-1}), & |z_i - v_{i-1}| > \delta_i, \\ z_{i+1} - \kappa_i |z_i - v_{i-1}| / \delta_i^{\frac{1}{n-i+1}}, & |z_i - v_{i-1}| \leq \delta_i, \end{cases} \\ i = 1, \dots, n-1, \\ \dot{z}_n = \begin{cases} -\kappa_n \text{sgn}(z_n - v_{n-1}), & |z_n - v_{n-1}| > \delta_n, \\ -\kappa_n (z_n - v_{n-1}) / \delta_n, & |z_n - v_{n-1}| \leq \delta_n, \end{cases} \end{cases} \quad (14)$$

其中: $\delta_i, \kappa_i (i = 0, 1, \dots, n)$ 为设计常数; z_i 为微分器状态; $v_j, j = 0, 1, \dots, n-1$ 为状态微分. 上述改进微分器主要改变了原微分器各个状态方程在原点附近的特性, 将在原点处具有无穷大斜率改变为固定斜率, 从而改善了原微分器的颤振特性. 由于边界层外的特性没有改变, 因此在 κ_i 取得足够大的情况, 经过有限时间后能实现如下收敛特性:

$$|z_i - g_0^{(i)}| \leq \delta_i. \quad (15)$$

在下文中, 采用 $D_n^i(g_0)$ 表示上述微分器的状态 z_i , 即表示采用上述微分器对 g_0 第 i 阶导数的估计.

3.1.3 弹道倾角回路控制器设计(Controller design for flight path angle loop)

采用如下步骤设计动态面控制器:

Step 1 定义误差 $z_1 = x_1 - \theta^{\text{ref}}$, 其中 θ^{ref} 表示通过指令滤波器之后的弹道倾角指令, 则 z_1 的动力学方程如下:

$$\dot{z}_1 = f_{10} - g_1 x_1 + g_1 x_2 - \dot{\theta}^{\text{ref}} + d_1. \quad (16)$$

定义如下参考系统:

针对系统(13)中的干扰作以下假设:

假设 1 存在已知常数 $n_i, \Gamma_i^+ > 0$ 使得系统(13)中的干扰 $d_i (i = 1, 3)$ 及其导数满足

$$\begin{aligned} d_i(t) &\in C^{n_i}, \\ \left| \frac{d^{n_i}}{dt^{n_i}} d_i(t) \right| &\leq \Gamma_i^+, \end{aligned}$$

其中 C^{n_i} 表示前 n_i 阶导数连续的函数组成的集合.

3.1.2 改进微分器(Improved differentiator)

文献[16]提出了一种任意阶精确微分器, 该微分器能够在有限时间内实现对已知函数导数的精确估计, 然而在误差收敛到较小的范围内时, 符号函数将使得微分器状态出现颤振, 对此本文提出一种修改形式的微分器. 假设 $g_0(t)$ 为待微分函数, 存在正常数 Γ_{g_0}, n 使得 $|g_0^{(n)}(t)| \leq \Gamma_{g_0}$, 则改进微分器定义如下:

$$\dot{\hat{x}}_1 = f_{10} - g_1 x_1 + g_1 x_2. \quad (17)$$

由式(17)及式(13)可知 $d_1 = \dot{\hat{x}}_1$, 其中 $\hat{x}_1 = x_1 - \hat{x}_1$. 采用改进微分器实现对干扰 d_1 的估计, 从而

$$\hat{d}_1 = D_{n_1}^1(\hat{x}_1). \quad (18)$$

选择 x_2 作为虚拟控制变量, 设计该步名义虚拟控制值 $x_2^{\text{ref}0}$ 满足如下等式:

$$g_1 x_2^{\text{ref}0} = -k_1 z_1 - f_{10} + g_1 x_1 + \dot{\theta}^{\text{ref}} - \hat{d}_1. \quad (19)$$

为了避免虚拟控制量复杂的求导计算和对解析模型的依赖, 采用如下形式的一阶指令滤波器实现对 $x_2^{\text{ref}0}$ 的跟踪和指令导数的计算:

$$\dot{x}_2^{\text{ref}} = -T_1(x_2^{\text{ref}} - x_2^{\text{ref}0}), \quad (20)$$

其中: T_1 为滤波器时间常数, T_1 应该取较大的值以保证快速的跟踪效果.

Step 2 定义跟踪误差 $z_2 = x_2 - x_2^{\text{ref}}$, 则 z_2 的动力学方程如下:

$$\dot{z}_2 = x_3 - \dot{x}_2^{\text{ref}}. \quad (21)$$

选择 x_3 作为虚拟控制变量, 设计该步名义虚拟

控制值 $x_3^{\text{ref}0}$ 满足如下等式:

$$x_3^{\text{ref}0} = -k_2 z_2 + \dot{x}_2^{\text{ref}} - g_1 z_1, \quad (22)$$

其中 k_2 为正常数. 同样以指令滤波器计算虚拟控制变量导数, 指令滤波器方程为

$$\dot{x}_3^{\text{ref}} = -T_2(x_3^{\text{ref}} - x_3^{\text{ref}0}), \quad (23)$$

其中 T_2 为滤波器时间常数.

Step 3 定义跟踪误差 $z_3 = x_3 - x_3^{\text{ref}}$, 则 z_3 的动力学方程如下:

$$\dot{z}_3 = f_3 + g_3 \delta_q - \dot{x}_3^{\text{ref}} + d_3. \quad (24)$$

与步骤1类似, 定义参考系统

$$\dot{\hat{x}}_3 = f_3 + g_3 \delta_q. \quad (25)$$

定义 $\tilde{x}_3 = x_3 - \hat{x}_3$, 采用改进微分器得到 d_3 估计值为

$$\hat{d}_3 = D_{n_3}^1(\tilde{x}_3). \quad (26)$$

选择 δ_q 为控制输入, 设计 δ_q 满足以下等式:

$$g_3 \delta_q = -k_3 z_3 - f_3 - z_2 + \dot{x}_3^{\text{ref}} - \hat{d}_3. \quad (27)$$

3.1.4 弹道倾角回路稳定性分析(Stability analysis for flight path angle loop)

定义指令滤波器带来的对虚拟控制指令的改变为

$$\varepsilon_1 = x_2^{\text{ref}} - x_2^{\text{ref}0}, \quad \varepsilon_2 = x_3^{\text{ref}} - x_3^{\text{ref}0}.$$

定义Lyapunov函数为

$$V = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^3 z_i^2 + \frac{1}{2} \sum_{j=1}^2 \varepsilon_j^2. \quad (28)$$

以如下定理形式给出弹道倾角回路的稳定性分析结果.

定理 2 考虑存在参数不确定和外部干扰的弹道倾角回路(13), 通过虚拟控制量(19)(22)和实际控制输入(27)控制, 采用干扰估计(18)和(26), 并且干扰满足假设1, 则在 $V(0) \leq p$ 的情况下, p 为任意给定的正数, 闭环系统对给定弹道倾角指令的跟踪误差有界稳定, 并且可以通过参数的选择使得跟踪误差足够小.

证 对 V 沿轨迹求导得

$$\dot{V} = \sum_{i=1}^3 z_i \dot{z}_i + \sum_{j=1}^2 \varepsilon_j \dot{\varepsilon}_j. \quad (29)$$

将 $x_2 = z_2 + \varepsilon_1 + x_2^{\text{ref}0}$, $x_3 = z_3 + \varepsilon_2 + x_3^{\text{ref}0}$ 及虚拟变量代入计算闭环系统3个跟踪误差的导数, 得到

$$\dot{z}_1 = -k_1 z_1 + g_1 z_2 + g_1 \varepsilon_1 + d_1 - \hat{d}_1. \quad (30)$$

$$\dot{z}_2 = -k_2 z_2 - g_1 z_1 + z_3 + \varepsilon_2, \quad (31)$$

$$\dot{z}_3 = -k_3 z_3 - z_2 + d_3 - \hat{d}_3. \quad (32)$$

将 $\dot{z}_1, \dot{z}_2, \dot{z}_3$ 的方程代入式(29), 得到

$$\begin{aligned} \dot{V} = & z_1(-k_1 z_1 + g_1 z_2 + g_1 \varepsilon_1 + d_1 - \hat{d}_1) + \\ & z_2(-k_2 z_2 - g_1 z_1 + z_3 + \varepsilon_2) + \\ & z_3(-k_3 z_3 - z_2 + d_3 - \hat{d}_3) + \sum_{j=1}^2 \varepsilon_j \dot{\varepsilon}_j = \\ & -k_1 z_1^2 - k_2 z_2^2 - k_3 z_3^2 + z_1 g_1 \varepsilon_1 + z_2 \varepsilon_2 + \\ & z_1(d_1 - \hat{d}_1) + z_3(d_3 - \hat{d}_3) + \sum_{j=1}^2 \varepsilon_j \dot{\varepsilon}_j. \end{aligned} \quad (33)$$

由Young不等式, 存在以下关系:

$$z_1 g_1 \varepsilon_1 \leq \frac{1}{2} z_1^2 + \frac{1}{2} g_1^2 \varepsilon_1^2,$$

$$z_2 \varepsilon_2 \leq \frac{1}{2} z_2^2 + \frac{1}{2} \varepsilon_2^2,$$

$$z_1(d_1 - \hat{d}_1) \leq \frac{1}{2} z_1^2 + \frac{1}{2}(d_1 - \hat{d}_1)^2,$$

$$z_3(d_3 - \hat{d}_3) \leq \frac{1}{2} z_3^2 + \frac{1}{2}(d_3 - \hat{d}_3)^2.$$

将上述不等式代入式(33)可以得到

$$\begin{aligned} \dot{V} \leq & -(k_1 - 1)z_1^2 - (k_2 - \frac{1}{2})z_2^2 - (k_3 - \frac{1}{2})z_3^2 + \\ & \frac{1}{2}g_1^2\varepsilon_1^2 + \frac{1}{2}\varepsilon_2^2 + \frac{1}{2}(d_1 - \hat{d}_1)^2 + \\ & \frac{1}{2}(d_3 - \hat{d}_3)^2 + \sum_{j=1}^2 \varepsilon_j \dot{\varepsilon}_j. \end{aligned}$$

由第2.1.2节的分析可知, 经过有限的时间, 估计误差收敛至边界层内, 即

$$|d_1 - \hat{d}_1| \leq \delta_{11}, \quad |d_3 - \hat{d}_3| \leq \delta_{31},$$

其中: δ_{11} 和 δ_{31} 均是设计常数, 下标中的第1个数字为干扰的序号. 从而可以进一步简化Lyapunov函数导数为

$$\begin{aligned} \dot{V} \leq & -(k_1 - 1)z_1^2 - (k_2 - \frac{1}{2})z_2^2 - (k_3 - \frac{1}{2})z_3^2 + \\ & \frac{1}{2}g_1^2\varepsilon_1^2 + \frac{1}{2}\varepsilon_2^2 + \frac{1}{2}\delta_{11}^2 + \frac{1}{2}\delta_{31}^2 + \sum_{j=1}^2 \varepsilon_j \dot{\varepsilon}_j. \end{aligned}$$

由 z_1 的定义可以得到

$$x_1 = z_1 + \theta^{\text{ref}}, \quad (34)$$

且由 $x_2 = z_2 + x_2^{\text{ref}}, x_3 = z_3 + x_3^{\text{ref}}$ 可以得到

$$\begin{aligned} x_2 = & z_2 + \varepsilon_1 + \frac{1}{g_1}[-k_1 z_1 - f_{10} + g_1(z_1 + \\ & \theta^{\text{ref}}) + \dot{\theta}^{\text{ref}} - \hat{d}_1], \end{aligned} \quad (35)$$

$$x_3 = z_3 + \varepsilon_2 - k_2 z_2 + \dot{x}_2^{\text{ref}} - g_1 z_1. \quad (36)$$

由于改进微分器的每个状态的导数均为连续函数, 因此 $\dot{\hat{d}}_1$ 和 \hat{d}_1 均连续, 且 \hat{d}_1 为 $\tilde{x}_1 = x_1 - \hat{x}_1$ 的函数, \hat{x}_1

为 x_1, x_2 的函数, 结合式(34)–(36)可以得到, 存在连续函数 ζ_l 满足

$$x_l = \zeta_l(z_i, \varepsilon_j, \theta^{\text{ref}}, \dot{\theta}^{\text{ref}}), \quad (37)$$

其中: $i = 2, 3, j = 1, 2, l = 1, 2$. 由式(30)和(32)可以得到存在连续函数 ζ_l 满足

$$\dot{z}_l = \zeta_l(z_i, \varepsilon_j, \theta^{\text{ref}}, \dot{\theta}^{\text{ref}}). \quad (38)$$

由式(19), 且考虑到 g_1 仅与速度 V 有关, 而 V 的变化较慢, 其带来的影响相对于角度可以忽略, 可以得到

$$x_2^{\text{ref}0} = \frac{1}{g_1}[-k_1 z_1 - f_{10} + g_1 x_1 + \dot{\theta}^{\text{ref}} - \hat{d}_1], \quad (39)$$

$$\dot{x}_2^{\text{ref}0} = \frac{1}{g_1}[-k_1 \dot{z}_1 - f_{10} + g_1 \dot{x}_1 + \ddot{\theta}^{\text{ref}} - \dot{\hat{d}}_1]. \quad (40)$$

由式(22)可以得到

$$x_3^{\text{ref}0} = -k_2 z_2 + \dot{x}_2^{\text{ref}} - g_1 z_1, \quad (41)$$

$$\dot{x}_3^{\text{ref}0} = -k_2 \dot{z}_2 + \ddot{x}_2^{\text{ref}} - g_1 \dot{z}_1. \quad (42)$$

由 \dot{d}_1 连续, 并结合式(37)–(42)可以得出结论, 存在函数 χ_1, χ_2 满足如下等式:

$$\dot{x}_2^{\text{ref}0} = \chi_1(z_i, \varepsilon_j, \theta^{\text{ref}}, \dot{\theta}^{\text{ref}}),$$

$$\dot{x}_3^{\text{ref}0} = \chi_2(z_i, \varepsilon_j, \theta^{\text{ref}}, \dot{\theta}^{\text{ref}}).$$

由 $\varepsilon_1, \varepsilon_2$ 的定义可得

$$\dot{\varepsilon}_1 = -T_1 \varepsilon_1 - \chi_1(z_i, \varepsilon_j, \theta^{\text{ref}}, \dot{\theta}^{\text{ref}}), \quad (43)$$

$$\dot{\varepsilon}_2 = -T_2 \varepsilon_2 - \chi_2(z_i, \varepsilon_j, \theta^{\text{ref}}, \dot{\theta}^{\text{ref}}). \quad (44)$$

因此, 由等式(43)–(44)可以推出Lyapunov函数的导数满足

$$\begin{aligned} \dot{V} \leq & -(k_1 - 1)z_1^2 - (k_2 - \frac{1}{2})z_2^2 - (k_3 - \frac{1}{2})z_3^2 + \\ & \frac{1}{2}g_1^2\varepsilon_1^2 + \frac{1}{2}\varepsilon_2^2 + \frac{1}{2}\delta_{11}^2 + \frac{1}{2}\delta_{31}^2 - T_1\varepsilon_1^2 - \\ & \varepsilon_1\chi_1 - T_2\varepsilon_2^2 - \varepsilon_2\chi_2. \end{aligned} \quad (45)$$

设计 θ^{ref} 由 $\theta^{\text{ref}0}$ 通过一个二阶滤波器获得, $\theta^{\text{ref}0}$ 由同步算法获得, 同步算法的收敛性保证了 $\theta^{\text{ref}0}$ 的有界性, 从而可以得到, 存在一个正数 K_0 使得 θ^{ref} 及其一阶和二阶导数属于如下紧集:

$$A := \{(\theta^{\text{ref}}, \dot{\theta}^{\text{ref}}, \ddot{\theta}^{\text{ref}}) : (\theta^{\text{ref}})^2 + (\dot{\theta}^{\text{ref}})^2 + (\ddot{\theta}^{\text{ref}})^2 \leq K_0\}.$$

定义如下紧集:

$$B := \{(z_i, \varepsilon_j) : \frac{1}{2} \sum_{i=1}^3 z_i^2 + \frac{1}{2} \sum_{j=1}^2 \varepsilon_j^2 \leq p\},$$

其中: p 为正的常数; A 和 B 分别为 \mathbb{R}^3 和 \mathbb{R}^5 上的一个紧集, 因此 $A \times B$ 是 \mathbb{R}^8 上的一个紧集, 则在 $A \times B$ 上 $|\chi_1|$ 和 $|\chi_2|$ 分别存在一个最大值 M_{χ_1} 和 M_{χ_2} . 同样由

Young不等式可以得到以下关系:

$$-\varepsilon_1\chi_1 \leq |\varepsilon_1|M_{\chi_1} \leq (\varepsilon_1^2 M_{\chi_1}^2 / (2\varepsilon_{10}) + \varepsilon_{10}/2), \quad (46)$$

$$-\varepsilon_2\chi_2 \leq |\varepsilon_2|M_{\chi_2} \leq (\varepsilon_2^2 M_{\chi_2}^2 / (2\varepsilon_{20}) + \varepsilon_{20}/2), \quad (47)$$

其中 ε_{10} 和 ε_{20} 为任意正常数. 假设 $|g_1|$ 的最大值为 M_g , 考虑式(46)–(47), 则式(45)可以变为

$$\begin{aligned} \dot{V} \leq & -(k_1 - 1)z_1^2 - (k_2 - \frac{1}{2})z_2^2 - (k_3 - \frac{1}{2})z_3^2 - \\ & (T_1 - \frac{1}{2}M_g^2 - \frac{M_{\chi_1}^2}{2\varepsilon_{10}})\varepsilon_1^2 - (T_2 - \frac{1}{2} - \\ & \frac{M_{\chi_2}^2}{2\varepsilon_{20}})\varepsilon_2^2 + \frac{\varepsilon_{10}}{2} + \frac{\varepsilon_{20}}{2} + \frac{1}{2}\delta_{11}^2 + \frac{1}{2}\delta_{31}^2. \end{aligned}$$

选取

$$k_1 > 1 + \alpha_0, \quad k_2 > \frac{1}{2} + \alpha_0, \quad k_3 > \frac{1}{2} + \alpha_0,$$

$$T_1 \geq \frac{1}{2}M_g^2 + \frac{M_{\chi_1}^2}{2\varepsilon_{10}} + \alpha_0,$$

$$T_2 \geq \frac{1}{2} + \frac{M_{\chi_2}^2}{2\varepsilon_{20}} + \alpha_0,$$

其中 α_0 为正的常数.

$$\text{定义 } \varepsilon_a = \frac{\varepsilon_{10}}{2} + \frac{\varepsilon_{20}}{2} + \frac{1}{2}\delta_{11}^2 + \frac{1}{2}\delta_{31}^2, \text{ 则可得到}$$

$$\dot{V} \leq -2\alpha_0 V + \varepsilon_a. \quad (48)$$

如果选择 $\alpha_0 > \frac{\varepsilon_a}{2p}$, 则在 $V = p$ 的边界上 $\dot{V} < 0$. 从而可以得出结论, 当在初始时刻满足 $V(0) \leq p$, 则 $V(t) \leq p, \forall t \geq 0$, 即 $A \times B$ 的边界为一个不变集, 因此闭环系统有界稳定. 解式(48)可以得到

$$0 \leq V(t) \leq \frac{\varepsilon_a}{2\alpha_0} + (V(0) - \frac{\varepsilon_a}{2\alpha_0})e^{-2\alpha_0 t}, \quad (49)$$

则有

$$\lim_{t \rightarrow \infty} V(t) \leq \frac{\varepsilon_a}{2\alpha_0}. \quad (50)$$

从式(50)可以看出, 最终的Lyapunov函数值与干扰估计误差和指令滤波器带来的虚拟控制变量的改变有关, 体现为干扰抑制的形式, 通过合理的选取参数可以保证跟踪误差足够小, 从而完成了证明.

3.2 速度回路控制方案设计(Control scheme for velocity loop)

速度子系统动力学方程为

$$\dot{V} = \frac{P \cos \alpha - D}{m} - g \sin \theta,$$

其中 D 为阻力. 将其表达为如下形式:

$$\dot{V} = f_v + g_v P, \quad (51)$$

其中: $f_v = -(\frac{D}{m} + g \sin \theta)$, $g_v = \cos \frac{\alpha}{m}$. 定义 $\tilde{V} =$

$V - V^{\text{ref}}$, 设计速度回路控制器为

$$P^{\text{ref}} = g_v^{-1}[-k_v \tilde{V} - f_v + \dot{V}_d], \quad (52)$$

其中: k_v 是一个设计常数, 定义Lyapunov函数为 $V_v = \frac{1}{2} \tilde{V}^2$, 则容易证明速度回路的稳定性.

4 仿真验证(Simulation validation)

考虑3枚导弹对机动目标的三维协同攻击问题, 要求3枚导弹同时攻击目标同时避免在飞行过程中相互之间发生碰撞. 目标初始位置在(0, 0, 2000)(单位: m, 以下同), 以速度350 m/s机动飞行, 3枚导弹从不同位置出发, 初始速度均为500 m/s, 导弹的通信拓扑如图3所示, 其中将目标看作领弹, 从而可以和部分导弹进行通信. 定义矩阵

$$L_1 = \begin{bmatrix} -0.028 & 0.028 & 0 \\ 0.028 & -0.056 & 0.028 \\ 0.028 & 0.028 & -0.056 \end{bmatrix},$$

$$B_1 = \text{diag}\{0.21, 0.21, 0\}.$$

在仿真中: $L = \xi(t)L_1$, $B = \xi(t)B_1$, 其中 $\xi(t) > 0$ ($\forall t > 0$) 为时变因子, 用于保证初始时刻得到的速度, 弹道倾角和弹道偏角的指令不会过大而引起执行机构饱和. 上述矩阵能保证 $\lambda_{\max}(L - B) < 0$. 选择 $\Delta_0 = 100\sqrt{3}$ m, 导弹和目标之间 y_{iT} , z_{iT} 均取为 0, 3个导弹之间的 y_{ij} 和 z_{ij} ($i = 1, 2, 3, j = 1, 2, 3$) 构成一个边长为60 m的等边三角形, 并设定当导弹和目标之间的距离小于10 m时导弹引爆, 攻击结束.

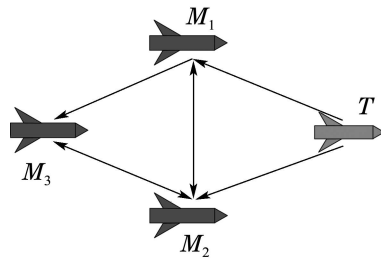


图3 多导弹通信拓扑

Fig. 3 Communication topology of multi-missiles

弹道倾角回路和弹道偏角回路的控制器系数相同, 选择为

$$k_1 = 1.2, k_2 = 1.5, k_3 = 1.8, T_1 = T_2 = 5.$$

在仿真考虑将气动参数的偏差取为25%, 将质量及转动惯性的偏差取为10%, 同时考虑前述设计中归为干扰的 δ_q 引起的气动力, 并加入外部风干扰, 将这些量均视为系统干扰并采用改进微分器进行精确估计. 改进微分器的阶次 n_i 均选择为3, 两个微分器的系数选择相同, 选择为 $\kappa_0 = \kappa_1 = \kappa_2 = 20, \kappa_3 = 10$,

$\delta_0 = 0.01, \delta_1 = \delta_2 = 0.005, \delta_3 = 0.002$. 速度回路的反馈增益选择为 $k_v = 0.6$.

表1中给出了各个导弹的初始位置及协同攻击时间.

表1 导弹初始位置及协同攻击时间

Table 1 Initial position of missiles and cooperative attack time

导弹	初始位置/m	协同时间/s
M_1	(-6000, 1000, 2500)	42.13
M_2	(-8000, 1800, 1000)	42.13
M_3	(-10000, -500, 200)	42.13

图4为3个导弹与目标的三维飞行轨迹. 图5为导弹轨迹在 $y-z$ 平面的投影. 以导弹 M_2 为例给出的3个通道速度跟踪曲线, 弹道倾角跟踪曲线, y 方向控制舵偏曲线及干扰估计曲线分别如图6-9所示.

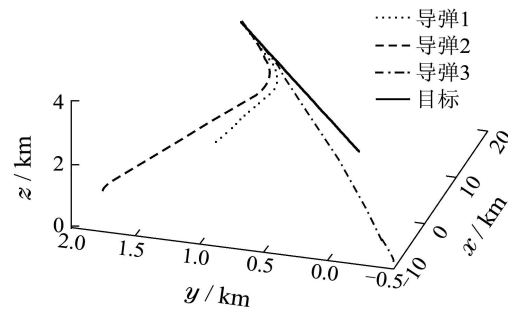


图4 导弹及目标的三维飞行轨迹

Fig. 4 Trajectories of missiles and target

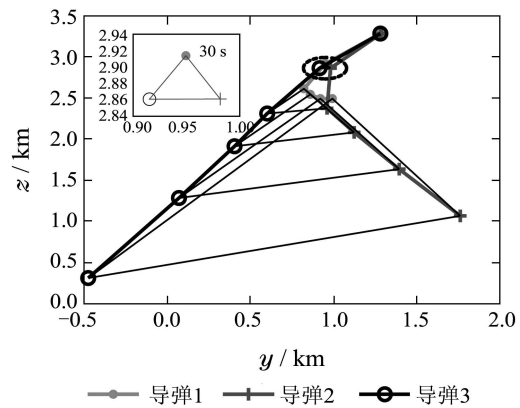
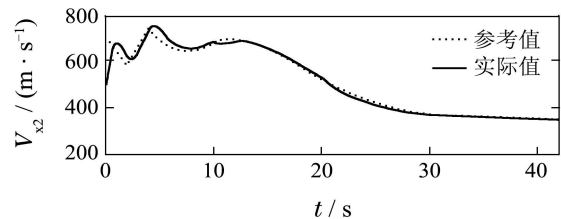


图5 导弹轨迹 $y-z$ 平面投影

Fig. 5 Projection of missile trajectories in $y-z$ plane



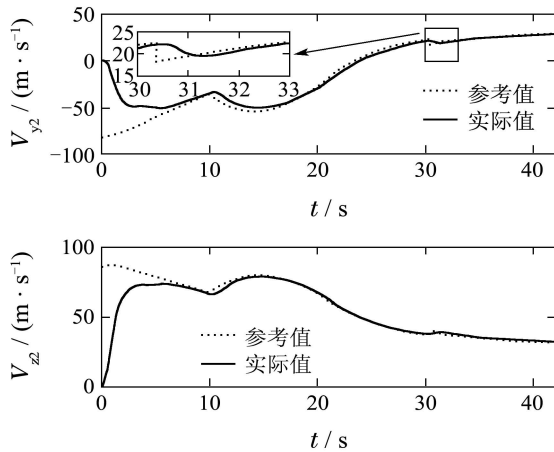


图6 导弹 M_2 速度跟踪曲线

Fig. 6 Velocity tracking curve of M_2

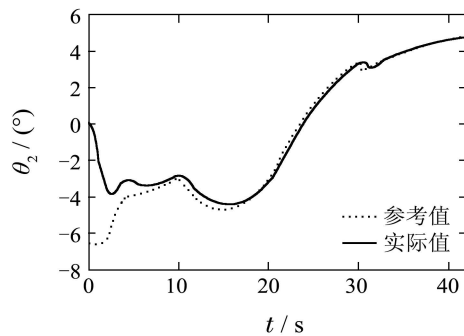


图7 导弹 M_2 弹道倾角跟踪曲线

Fig. 7 Flight path angle tracking curve of M_2

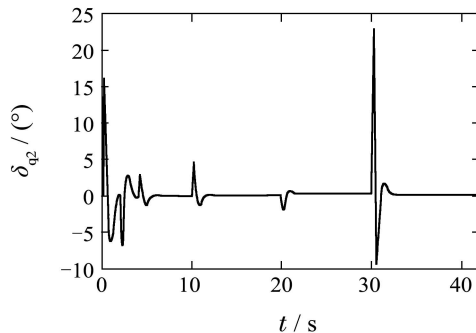


图8 导弹 M_2 的 y 方向控制舵偏曲线

Fig. 8 Rudder deflection curve in y direction of M_2

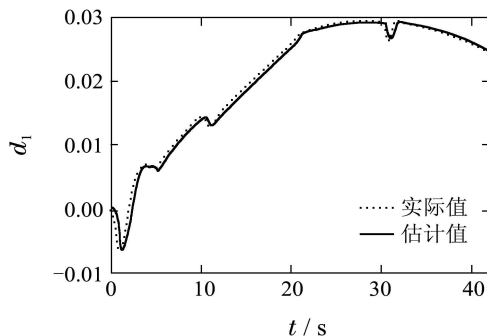


图9 导弹 M_2 的 d_1 估计曲线

Fig. 9 d_1 Estimation of M_2

由图4的飞行轨迹显然可见3枚导弹实现了三维机动目标的协同攻击,并可以看出在发起攻击前,3枚导弹实现了碰撞规避.图5为3枚导弹的轨迹在 $y-z$ 平面投影内的投影,并给出了30s的放大图.从图中可以看出,导弹在30s收敛到了安全距离,形成一个等边三角形.导弹在30.37s时发生了切换,即 Δ_0 达到了 $100\sqrt{3}$ m,取消了安全距离,并在42.13s时实现了协同攻击.图6为网络同步协调策略给出的导弹 M_2 的3个方向速度分量指令及跟踪效果曲线,从结果看本文设计的控制器实现了对3个方向速度指令的精确跟踪,局部放大图验证了导弹的指令在30.37s时发生了切换,之后控制器仍然能够实现指令的精确跟踪.图7为弹道倾角的跟踪曲线,图8为 y 方向的控制舵偏曲线,图9为 d_1 的估计曲线.从仿真结果看,改进微分器实现了对干扰值的精确估计,整个闭环控制系统实现了对协同算法指令的跟踪,继而使得导弹能够完成了碰撞自规避协同攻击的任务.

5 结论(Conclusions)

针对多枚导弹三维空间协同攻击机动目标的情形,提出了一种带碰撞规避的分布式协同制导律及其实现方案.针对协同制导指令的跟踪,采用动态逆控制设计了速度回路控制器;考虑存在不确定和外部扰动的影响,提出了一种基于改进微分器的动态面控制方法,设计了弹道倾角和弹道偏角回路控制器.仿真结果表明,该协同攻击制导律具有良好的性能,在导弹与目标较远时,导弹逐渐趋于预设的安全距离.当导弹与目标较近时,安全距离取消,实现协同攻击.所提出的控制方案实现了协同制导律给出的指令的精确跟踪,保证了协同制导律的实现.

参考文献(References):

- [1] JEON I S, LEE J I, TAHK M J. Impact-time-control guidance law for anti-ship missiles [J]. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 2006, 14(2): 260 – 266.
- [2] 赵世钰, 周锐. 基于协调变量的多导弹协同制导 [J]. *航空学报*, 2008, 29(6): 1605 – 1611.
(ZHAO Shiyu, ZHOU Rui. Cooperative guidance for multi-missiles using cooperative variables [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2008, 29(6): 1605 – 1611.)
- [3] ZHAO S Y, ZHOU R. Cooperative guidance for multimissile salvo attack [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2008, 21(6): 533 – 539.
- [4] JEON I S, LEE J I, TAHK M J. Homing guidance law for cooperative attack of multiple missiles [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2010, 33(1): 275 – 280.
- [5] 张友根, 张友安. 控制撞击时间与角度的三维导引律: 一种两阶段控制方法 [J]. *控制理论与应用*, 2010, 27(10): 1429 – 1434.
(ZHANG Yougen, ZHANG You'an. Three-dimensional guidance law to control impact time and impact angle: a two-stage control approach [J]. *Control Theory & Applications*, 2010, 27(10): 1429 – 1434.)

- [6] 邹丽, 丁全心, 周锐. 异构多导弹网络化分布式协同制导方法 [J]. 北京航空航天大学学报, 2010, 36(12): 1432 – 1435.
(ZOU Li, DING Quanxin, ZHOU Rui. Distributed cooperative guidance for multiple heterogeneous networked missiles [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2010, 36(12): 1432 – 1435.)
- [7] 张友安, 马国欣, 王兴平. 多导弹时间协同制导: 一种领弹-被领弹策略 [J]. 航空学报, 2009, 30(6): 1109 – 1118.
(ZHANG You'an, MA Guoxin, WANG Xingping. Time-cooperative guidance for multi-missiles: a leader-follower strategy [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2009, 30(6): 1109 – 1118.)
- [8] 孙雪娇, 周锐, 吴江, 等. 攻击机动目标的多弹分布式协同制导律 [J]. 北京航空航天大学学报, 2013, 39(10): 1403 – 1407.
(SUN Xuejiao, ZHOU Rui, WU Jiang, et al. Distributed cooperative guidance law for multi-missiles attacking maneuver aim [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2013, 39(10): 1403 – 1407.)
- [9] SHAFERMAN V, SHIMA T. Cooperative optimal guidance laws for imposing a relative intercept angle [C] // *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*. Minneapolis, Minnesota: AIAA, 2012: AIAA-2012-4909.
- [10] SHAFERMAN V, SHIMA T. Linear quadratic guidance laws for imposing a terminal intercept angle [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2008, 31(5): 1400 – 1412.
- [11] SHAFERMAN V, OSHMAN Y. Cooperative interception in a multi-missile engagement [C] // *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*. Chicago, Illinois: AIAA, 2009: AIAA-2009-5783.
- [12] 王昊, 王丹, 彭周华, 等. 多自主船协同路径跟踪的自适应动态面控制 [J]. 控制理论与应用, 2013, 30(5): 637 – 643.
(WANG Hao, WANG Dan, PENG Zhouhua, et al. Adaptive dynamic surface control for cooperative path following of multiple autonomous surface vessels [J]. *Control Theory & Applications*, 2013, 30(5): 637 – 643.)
- [13] ALMEIDA J, SILVESTRE C, PASCOAL A. Cooperative control of multiple surface vessels in the presence of ocean currents and parametric model uncertainty [J]. *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, 2010, 20(17): 1549 – 1565.
- [14] 郭军, 董新民, 王龙. 自主空中加油时变质量无人作战飞行非线性控制 [J]. 控制理论与应用, 2012, 29(5): 571 – 579.
(GUO Jun, DONG Xinmin, WANG Long. Nonlinear control for unmanned combat air vehicle with time-varying mass in autonomous aerial refueling [J]. *Control Theory & Applications*, 2012, 29(5): 571 – 579.)
- [15] SONG M C, LIN Y. A robust output-feedback adaptive dynamic surface control for linear system with input disturbance [J]. *Journal of Control Theory and Applications*, 2013, 11(2): 261 – 267.
- [16] LEVANT A. High-order sliding modes: differentiation and output-feedback control [J]. *International Journal of Control*, 2003, 76(9/10): 924 – 941.
- [17] LEVANT A, SHTESSEL Y B, SHKOLNIKOV I A, et al. Guidance and control of missile interceptor using second-order sliding modes [J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2009, 45(1): 110 – 124.
- [18] YANG J, LI S H, SU J Y, et al. Continuous nonsingular terminal sliding mode control for systems with mismatched disturbances [J]. *Automatica*, 2013, 49(7): 2287 – 2291.
- [19] 刘霞, 黄琦, 陈勇. 不确定遥操作系统带干扰观测器的自适应控制 [J]. 控制理论与应用, 2012, 29(5): 681 – 687.
(LIU Xia, HUANG Qi, CHEN Yong. Adaptive control with disturbance observer for uncertain teleoperation systems [J]. *Control Theory & Applications*, 2012, 29(5): 681 – 687.)
- [20] YANG J, LI S H, SUN C Y, et al. Nonlinear-disturbance-observer-based robust flight control for airbreathing hypersonic vehicles [J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2013, 49(2): 1263 – 1275.
- [21] LI S H, SUN H B, SUN C Y. Composite controller design for an airbreathing hypersonic vehicle [J]. *Proceedings of IMechE, Part I: Journal of Systems and Control Engineering*, 2012, 226(5): 651 – 664.
- [22] XIA Y Q, ZHU Z, FU M Y, et al. Attitude tracking of rigid spacecraft with bounded disturbances [J]. *IEEE Transactions on Industrial Electronic*, 2011, 58(2): 647 – 659.
- [23] 张强, 吴庆宪, 姜长生, 等. 考虑执行器动态和输入受限的近空间飞行器鲁棒可重构跟踪控制 [J]. 控制理论与应用, 2012, 29(10): 1263 – 1271.
(ZHANG Qiang, WU Qingxian, JIANG Changsheng, et al. Robust reconfigurable tracking control of near space vehicle with actuator dynamic and input constraints [J]. *Control Theory & Applications*, 2012, 29(10): 1263 – 1271.)
- [24] 贺跃帮, 裴海龙, 周洪波, 等. 干扰下的无人直升机自适应反步法鲁棒跟踪控制 [J]. 控制理论与应用, 2013, 30(7): 834 – 843.
(HE Yuebang, PEI Hailong, ZHOU Hongbo, et al. Adaptive backstepping-based robust tracking control of unmanned helicopters with disturbances [J]. *Control Theory & Applications*, 2013, 30(7): 834 – 843.)
- [25] GODSIL C, ROYLE G F. *Algebraic Graph Theory* [M]. New York: Springer-Verlag, 2001.

作者简介:

后德龙 (1988-), 男, 博士研究生, 目前研究方向为飞行器制导与控制, E-mail: dlh8855@163.com;

陈彬 (1975-), 男, 高级工程师, 主要研究方向为飞行器制导与控制系统设计、飞行器总体设计, E-mail: chen_rock@aliyun.com.

王青 (1968-), 女, 教授, 博士生导师, 主要研究方向为飞行器制导与控制、控制系统故障诊断, E-mail: buaa_wangqing@126.com;

孙雪娇 (1990-), 女, 硕士, 目前研究方向为飞行器制导与控制, E-mail: sunxuejiaomars@126.com;

倪茂林 (1963-), 男, 研究员, 主要研究方向为智能鲁棒控制、卫星姿态与轨道控制和飞行控制, E-mail: nimaolin@cast.cn.