

无人作战飞机对空自主攻击占位研究

罗畅^a, 黄长强^b, 蔡亚伟^b, 焦朋勃^b, 王勇^b

(空军工程大学, a. 防空反导学院, 西安 710051; b. 航空航天工程学院, 西安 710038)

摘要: 针对无人作战飞机(UCAV)对空自主攻击时存在攻击范围小、机动能力差、信息链路延迟的问题,设计了一种旨在提高攻击精度和提升整体作战效能的自主攻击方法。根据UCAV对空自主攻击的特点分别建立了UCAV和制导导弹的运动学、动力学模型。采用模式搜索法解算得到导弹可攻击区和不可逃逸区,并设计了导弹最佳发射位置。为精确到达导弹发射位置,采用滑模变结构导引方法设计了自主攻击占位过程并进行了数字仿真。仿真结果表明,UCAV能够在短时间内到达导弹发射位置并保持姿态稳定,进而对目标实施打击。

关键词: 无人作战飞机; 对空自主攻击; 最佳发射位置; 攻击占位; 滑模控制

中图分类号: V279 **文献标志码:** A **文章编号:** 1671-637X(2014)09-0019-07

On UCAV's Air-to-Air Autonomous Attack

LUO Chang^a, HUANG Chang-qiang^b, CAI Ya-wei^b, JIAO Peng-bo^b, WANG Yong^b

(Air Force Engineering University, a. College of Air and Missile Defense, Xi'an 710051, China;

b. Engineering College of Aeronautics and Astronautics, Xi'an 710038, China)

Abstract: In air-to-air autonomous attack, the Unmanned Combat Aerial Vehicles (UCAV) has the disadvantages of small attack zone, poor mobility, and time lag of information link. To solve the problems, an approach of autonomous attack was proposed aimed to improve attack precision and combat effectiveness. Kinematic and dynamic models of UCAV and the guided missile were formed based on the characteristics of air-to-air autonomous attack. The attack zone and no-escape zone were calculated out by using the pattern search algorithm, through which the optimum launch position was indicated. To arrive at the optimum launch position, sliding mode control was used to design the process of autonomous attacking occupation, which was simulated later. The simulation result demonstrates that UCAV can arrive at the optimum launch position in a short time with stable gesture, and attack the target effectively.

Key words: UCAV; air-to-air autonomous attack; optimum launch position; attacking occupation; sliding mode control

0 引言

现代无人作战飞机(UCAV)的发展方向是自动化、综合化和智能化^[1-3]。UCAV提供给地面操控员的信息复杂多样,仅仅依靠操控员来考虑众多因素,进而做出规划和决策,几乎是不可能的。同时,由于存在不可避免的信息链路延迟,实现人工操纵对目标实施攻击相当困难,也无法发挥出最佳的作战效能,因此,UCAV自主攻击研究得到了快速发展。但是,目前世

界上采用的大多是自主攻击的空对地、舰型UCAV^[4-6],空对空UCAV至今还处于试验研究阶段,要进一步实现UCAV对空作战,需要针对空中目标机动性强、易损程度高的特点发展对空自主攻击技术。

就现阶段而言,UCAV多采用大展弦比布局,虽然其不用考虑人的因素而承受较大过载,但是其空中机动性能仍然较差,同时,由于存在信息链路延迟,其反应灵敏度也不高。由此可见,目前UCAV的弱点突出表现为敏捷性机动能力较差,生存能力较低^[7-9]。在此条件下,发展UCAV对空自主攻击技术以增强其攻击精度,提升其作战效能具有重要的实际意义。

本文以低速条件下大展弦比布局的UCAV对敌方UCAV发射小型机载导弹实施自主攻击为背景,研究了UCAV对空中目标实施自主攻击时导弹发射位置的

收稿日期:2013-09-27

修回日期:2014-05-26

基金项目:航空科学基金(2010519016)

作者简介:罗畅(1988—),男,四川广安人,硕士生,研究方向为无人飞行器武器系统总体技术。

选取问题和基于滑模变结构的自主攻击占位问题。

1 UCAV 对空自主攻击过程建模

1.1 UCAV 对空自主攻击任务分析

无人机对空自主攻击任务可大致分为4个阶段:起飞、巡航阶段、目标状态估计及可攻击区解算阶段;自主攻击占位阶段和武器发射阶段。4个阶段分别对应于图1中的 $\widehat{A_1B}$ ($\widehat{A_2B}$)、 \widehat{BC} 、 \widehat{CD} 和 \widehat{DE} 。

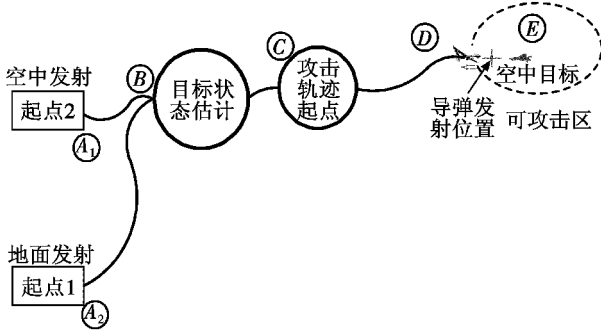


图1 自主攻击任务

Fig.1 Assignment of autonomous attack

起飞、巡航阶段,UCAV 根据战场环境和作战任务进行航迹规划及实时再规划;机载探测系统发现空中目标时,UCAV 跟踪系统向火力控制/飞行控制计算机提供目标信息,计算机估算出目标状态进而得到正确的导弹可攻击区;根据导弹发射条件、可攻击区、平台机动性能和敌方威胁等约束条件,通过导引控制方法将UCAV 导引到机载导弹发射位置,实现自主攻击占位;当武器管理系统满足发射条件时,发射制导武器。

1.2 UCAV 对空攻击模型的建立

UCAV 在三维空间内实施对目标自主攻击。为简化问题、便于设计控制器,将UCAV 与目标点的相对运动分解到纵向平面和侧向平面。纵向平面定义为连接飞行器与目标点直线所在的铅垂面;侧向平面定义为过飞行器与目标点且垂直于纵向平面的平面,见图2。

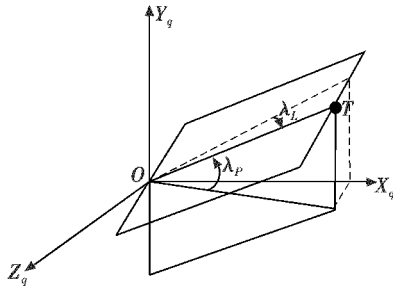


图2 相对运动平面示意图

Fig.2 Relative kinematic relation

图2中, λ_p 和 λ_l 分别为纵向视线角和侧向视线角。

在纵向平面内,UCAV 与导引目标点的相对运动

关系如图3所示。

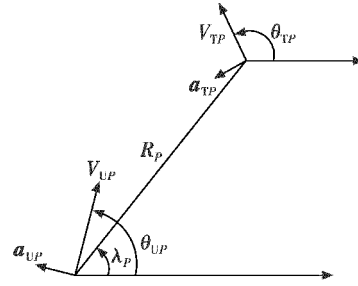


图3 纵向平面相对运动

Fig.3 Relative kinematic relation in vertical plane

图3中: R_p 表示两者在纵向平面内的相对距离; V_{TP} 、 V_{UP} 分别表示目标与UCAV在纵向平面的速度; a_{TP} 、 a_{UP} 分别表示目标与UCAV在纵向平面的法向加速度; θ_{TP} 和 θ_{UP} 为两者在纵向平面内的速度倾角。

由图3可得,UCAV 与目标点在纵向平面内的相对运动方程为

$$\begin{cases} \dot{R}_p = V_{TP} \cos(\theta_{TP} - \lambda_p) - V_{UP} \cos(\theta_{UP} - \lambda_p) \\ R_p \dot{\lambda}_p = V_{TP} \sin(\theta_{TP} - \lambda_p) - V_{UP} \sin(\theta_{UP} - \lambda_p) \\ \dot{\theta}_{UP} = a_{UP}/V_{UP} \\ \dot{\theta}_{TP} = a_{TP}/V_{TP} \end{cases} \quad (1)$$

与纵向平面内的相对运动类似,可以得到侧向平面内UCAV 与目标点的相对运动方程为

$$\begin{cases} \dot{R}_L = V_{TL} \cos(\theta_{TL} - \lambda_L) - V_{UL} \cos(\theta_{UL} - \lambda_L) \\ R_L \dot{\lambda}_L = V_{TL} \sin(\theta_{TL} - \lambda_L) - V_{UL} \sin(\theta_{UL} - \lambda_L) \\ \dot{\theta}_{UL} = a_{UL}/V_{UL} \\ \dot{\theta}_{TL} = a_{TL}/V_{TL} \end{cases} \quad (2)$$

本文中,制导导弹采用轴对称、低阻无旋弹。由于可攻击区解算的实质是弹道的生成过程,为缩短解算时间,制导导弹采用三自由度模型;再者,由于UCAV 有效载荷的限制,其机载空空导弹重量小、射程近,可攻击区范围很小,所以不考虑自然风对弹道的影响。其数学模型可描述为

$$\begin{cases} \dot{x}_m = v_m \cos \theta_m \cos \varphi_m \\ \dot{y}_m = v_m \cos \theta_m \sin \varphi_m \\ \dot{h}_m = v_m \sin \theta_m \\ \dot{v}_m = \frac{(P_m - D_m)}{m_m} - g \sin \theta_m \\ \dot{\theta}_m = \frac{(n_{my} - \cos \theta_m) g}{v_m} \\ \dot{\varphi}_m = \frac{n_{mz} g}{v_m \cos \theta_m} \end{cases} \quad (3)$$

式中: (x_m, y_m, h_m) 为导弹所处方位; v_m 、 θ_m 、 φ_m 分别为导弹的速度、弹道倾角和弹道偏角; P_m 、 D_m 分别为导弹所受推力和阻力; n_{my} 和 n_{mz} 分别为导弹在俯仰和偏航

方向上的过载; m_m 为导弹质量; g 为重力加速度。

2 导弹发射位置的选取

2.1 可攻击区解算方法及流程

UCAV 在对空中目标实施自主攻击时,其自身也相应地受到威胁,要在机动能力较弱的条件下提高自身的生存能力,则需对打击精度提出更高的要求。同时,由于UCAV载弹量小,饱和攻击能力弱,要顺利完成对空中目标的打击任务,精确的机载武器可攻击区解算必不可少。因此,在解算可攻击区时,本文采用具有较高精度的模式搜索法搜索导弹可攻击距离^[10]。设 $f(x)$ 表示在符合约束条件下制导导弹相对于目标的距离。图4所示为可攻击距离的计算流程。

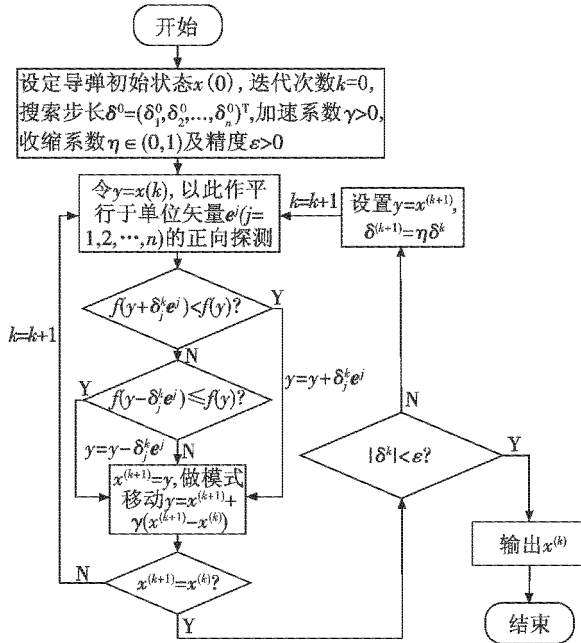


图4 模式搜索法流程图

Fig.4 Flow chart of pattern search

在解算导弹可攻击区的过程中,涉及到内外两个循环。内循环是在确定的目标进入角 σ 下,利用模式搜索法搜索最大(最小)可攻击距离;外循环则是目标进入角的循环,是根据目标进入角步长 $\Delta\sigma$ 在整个目标进入角范围 $(0 \sim 2\pi)$ 内计算若干最大(最小)可攻击距离。最后,通过插值或者拟合的方法将不同目标进入角下的最大(最小)可攻击距离连成光滑曲线,则可以得到UCAV机载导弹对飞行目标的可攻击区。

可攻击区的具体计算流程如图5所示。

假设导弹发射离轴角为 0° ,发射时的初始重量为 22 kg ,发射初速 v_{m0} 相当于 0.7 个马赫数;弹上燃料秒流量 $c_m = 1.5\text{ kg/s}$,发动机工作时间 $t_0 = 10\text{ s}$,平均推力 $\bar{P} = 3500\text{ N}$;舵机延迟时间 $\tau = 0.02\text{ s}$;弹上导引头最大视场角 $q_{\max} = 60^\circ$,最大跟踪角速率限制在 $\omega_{\max} = 20$

$(^\circ)/\text{s}$;导弹可用过载 $n_k = 20g$;弹上引信远解时间 $t_d = 0.5\text{ s}$,引信作用距离小于 50 m ,且要求弹目相对速度大于 300 m/s ;导弹最小可控飞行速度为 200 m/s ,弹上最大供电时间为 60 s ;战斗部最大杀伤半径取 5 m 。同时,假设目标无法向过载且速度 V_T 相当于 0.7 个马赫数并保持不变。取作战高度 $H = 6\text{ km}$,得到UCAV机载空空导弹可攻击区,如图6所示。

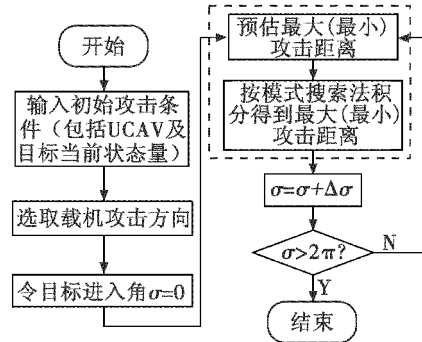


图5 可攻击区计算流程图

Fig.5 Flow chart of calculation for attack zone

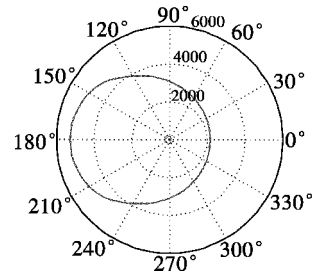


图6 目标无机动条件下导弹可攻击区

Fig.6 Attack zone of missile when the target is not in maneuvering

2.2 不可逃逸区的解算

本文分别计算目标以最大法向过载向左机动、向右机动,以及无法向过载直线运动3种情况。取三者可攻击区外边界的最小值为不可逃逸区的外边界,取三者内边界的最大值为不可逃逸区的内边界,表示为

$$R_{\max}^{\text{不可逃逸}} = \min\{R_{\max}(n_{T\max}), R_{\max}(-n_{T\max}), R_{\max}(0)\} \quad (4)$$

$$R_{\min}^{\text{不可逃逸}} = \max\{R_{\min}(n_{T\max}), R_{\min}(-n_{T\max}), R_{\min}(0)\} \quad (5)$$

假设 $|n_{T\max}| = 3g$,对不可逃逸区进行计算仿真,结果如图7所示。

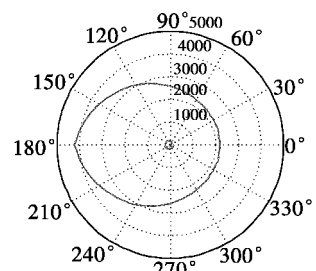


图7 不可逃逸区

Fig.7 No-escape zone

2.3 UCAV 机载导弹最佳发射位置

UCAV 在对空中目标实施自主攻击时,应尽量满足以下几个条件:

- 1) 避开敌机火控雷达的探测范围;
- 2) 在考虑目标机动能力的前提下,导弹命中目标的概率尽可能大;
- 3) 距离目标尽可能远,即尽可能做到先敌发现,先敌攻击。

假设目标机机载火控雷达探测方位角范围为 $\pm 45^\circ$ 。为满足以上攻击条件,结合导弹可攻击区和目标不可逃逸区相关结论,选择 UCAV 机载导弹最佳发射位置如图 8 所示。

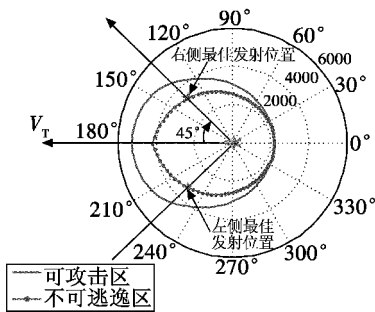


图 8 UCAV 机载导弹最佳发射位置

Fig. 8 The optimum launch position for guided missile

图 8 给出了相对于目标左侧以及目标右侧, UCAV 机载导弹的最佳发射位置。两处导弹发射点均位于目标不可逃逸区远边界上, UCAV 在这两个位置上指向目标发射空空导弹时,不论目标在作战高度平面内做何种机动,导弹均能有效将其毁伤。具体选择哪一个发射位置对敌机进行攻击取决于 UCAV 探测到目标时其相对于目标的方向。

3 基于滑模变结构的自主攻击占位过程

UCAV 在对空中目标实施自主攻击时,要求其利用敌机机载多普勒雷达下视条件下所固有的杂波盲区,以负高度差接敌,随后迅速机动到机载导弹最佳发射位置发射空空导弹对目标进行打击。具体过程如图 9 所示。

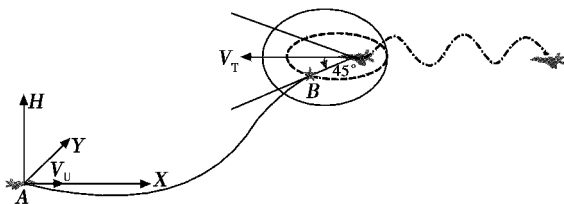


图 9 UCAV 导引过程示意图

Fig. 9 Diagram of guidance process

为此,分别在纵向平面和侧向平面设计滑模变结构导引律^[11]以完成快速、精确的自主攻击占位过程。

3.1 导引终端约束分析

UCAV 发射机载导弹时的姿态角约束是关于俯仰角 ϑ 以及偏航角 ψ 的约束关系。在导引末端, $\vartheta = \theta_{UP} + \alpha$, $\psi = \theta_{UL} + \beta$ 。此时, $\alpha \approx 0$, $\beta \approx 0$, 所以 $\vartheta \approx \theta_{UP}$ 且 $\psi \approx \theta_{UL}$ 。假设 ϑ_q 和 ψ_q 分别为期望末端俯仰角和偏航角, 即

$$\begin{cases} \vartheta_q \approx \theta_{UP} |_{t_{go}=0} = \theta_{qp} \\ R_P |_{t_{go}=0} = 0 \end{cases} \quad (6)$$

$$\begin{cases} \psi_q \approx \theta_{UL} |_{t_{go}=0} = \theta_{ql} \\ R_L |_{t_{go}=0} = 0 \end{cases} \quad (7)$$

式(6)和式(7)中各数学符号意义由几何关系图 3 给出。

按照 UCAV 导引终端约束条件有

$$\theta_{qp} = 0 \quad (8)$$

$$\theta_{ql} = \theta_{iql} \pm 135^\circ \quad (9)$$

式(9)中, θ_{iql} 表示目标在导引结束时刻的速度偏角。

UCAV 在向目标位置运动过程中,要求其过载尽可能小,飞行路径尽量平直。因此希望其导引视线角速度 $\dot{\lambda}$ 尽快趋近于零, 即

$$\begin{cases} \dot{\lambda}_p = 0 \\ \dot{\lambda}_l = 0 \end{cases} \quad (10)$$

结合导引终端约束条件可以得到导引终端视线角

$$\begin{cases} \lambda_{qp} = \theta_{qp} = 0 \\ \lambda_{ql} = \arctan \frac{\left(V_{TL} + \frac{\sqrt{2}}{2} V_{UL} \right) \sin \theta_{iql} - \frac{\sqrt{2}}{2} V_{UL} \cos \theta_{iql}}{\left(V_{TL} + \frac{\sqrt{2}}{2} V_{UL} \right) \cos \theta_{iql} + \frac{\sqrt{2}}{2} V_{UL} \sin \theta_{iql}} \end{cases} \quad (11)$$

$$\begin{cases} \lambda_{qp} = \theta_{qp} = 0 \\ \lambda_{ql} = \arctan \frac{\left(V_{TL} + \frac{\sqrt{2}}{2} V_{UL} \right) \sin \theta_{iql} + \frac{\sqrt{2}}{2} V_{UL} \cos \theta_{iql}}{\left(V_{TL} + \frac{\sqrt{2}}{2} V_{UL} \right) \cos \theta_{iql} - \frac{\sqrt{2}}{2} V_{UL} \sin \theta_{iql}} \end{cases} \quad (12)$$

式(11)和式(12)分别表示 UCAV 从目标速度方向的左侧和右侧飞向目标的情况。

3.2 基于滑模变结构的导引律设计

根据导引终端约束条件以及零导引误差的要求,在纵向平面内取状态变量为

$$\begin{cases} x_1 = \lambda_p - \lambda_{qp} \\ x_2 = \dot{\lambda}_p \\ x_3 = \theta_{UP} \end{cases} \quad (13)$$

式中, λ_p 、 λ_{qp} 和 θ_{UP} 分别为纵向平面内 UCAV 视线角、导引终端视线角和速度倾角。由式(1)所描述的 UCAV 当前位置与其机载导弹最佳发射位置在纵向平面内的相对运动关系,可以得到纵向平面内导引系统状态方程为

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \\ \dot{x}_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & -\frac{2\dot{R}_p}{R_p} & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ -\frac{\cos(\theta_{UP} - \lambda_p)}{R_p} \\ 1/V_{UP} \end{bmatrix} \mathbf{a}_{UP} + \begin{bmatrix} 0 \\ \frac{\cos(\theta_{TP} - \lambda_p)}{R_p} \\ 0 \end{bmatrix} \mathbf{a}_{TP} \quad (14)$$

在此设计滑模面 $S = c_1 x_1 + c_2 x_2 + c_3 x_3$, 选取滑模参数 $c_1 = k_1, c_2 = 1, c_3 = 0$, 此时滑模面可表示为

$$S = k_1 x_1 + x_2 = k_1(\lambda_p - \lambda_{gp}) + \dot{\lambda}_p \quad (15)$$

式中, $k_1 > 0$ 为一常量。

对切换函数 S 求导有

$$\begin{aligned} \dot{S} = & -\frac{2\dot{R}_p}{R_p} x_2 - \frac{\cos(\theta_{UP} - \lambda_p)}{R_p} \mathbf{a}_{UP} + \\ & \frac{\cos(\theta_{TP} - \lambda_p)}{R_p} \mathbf{a}_{TP} + k_1 x_2 \end{aligned} \quad (16)$$

构造自适应趋近律

$$\dot{S} = -k_2 \frac{|\dot{R}_p|}{R_p} S - \frac{\zeta}{R_p} \text{sgn}(S) \quad (17)$$

式中, $k_2 > 0, \zeta > 0$, 均为常量。

自适应趋近律使得系统状态轨迹在相位平面内趋近滑模面的速度随UCAV与导引目标点之间距离的减小而迅速增大, 确保UCAV导引系统进入滑模面, 实现导引目的。

为了更好地利用UCAV的隐身特性, 其在接敌过程中一般利用敌机机载多普勒雷达下视条件下所固有的杂波盲区, 以负高度差接敌。敌机在未发现UCAV的情况下进行突击, 不会做大过载机动动作。相应地, UCAV导引目标点的法向加速度 \mathbf{a}_{TP} 必为一有界小量。将 \mathbf{a}_{TP} 看作系统干扰, 并令 $|\mathbf{a}_{TP} \cos(\theta_{TP} - \lambda_p)| \leq |\mathbf{a}_{TP}| \leq A_{TP}$, 其中, A_{TP} 为UCAV导引过程中目标的最大法向过载值。此时, 联立式(16)和式(17)可得导引控制量为

$$\begin{aligned} \mathbf{a}_{UP} = & \frac{1}{\cos(\theta_{UP} - \lambda_p)} [(2 + k_2) |\dot{R}_p| + k_1 R_p] x_2 + \\ & \frac{k_1 k_2 |\dot{R}_p|}{\cos(\theta_{UP} - \lambda_p)} x_1 + \frac{\zeta'}{\cos(\theta_{UP} - \lambda_p)} \text{sgn}(S) \end{aligned} \quad (18)$$

式中, 变结构增益 $\zeta' \geq A_{TP}$, 用以补偿系统干扰 \mathbf{a}_{TP} 的影响。

将式(18)代入式(16)有

$$\dot{S} = -k_2 \frac{|\dot{R}_p|}{R_p} S - \frac{\zeta'}{R_p} \text{sgn}(S) + \frac{\cos(\theta_{TP} - \lambda_p)}{R_p} \mathbf{a}_{TP} \quad (19)$$

选取李亚普诺夫函数

$$V = \frac{1}{2} S^2 \quad (20)$$

则

$$\dot{V} = -k_2 \frac{|\dot{R}_p|}{R_p} S^2 - \frac{(\zeta' |S| - \mathbf{a}_{TP} \cos(\theta_{TP} - \lambda_p) S)}{R_p} \leq 0 \quad (21)$$

因此, UCAV 导引系统稳定且系统在有限时间内可以到达滑模面。

在侧向平面内仍以导引视线角误差、导引视线角速率和UCAV速度偏角为状态变量进行导引律设计

$$\begin{cases} x_1' = \lambda_L - \lambda_{gl} \\ x_2' = \dot{\lambda}_L \\ x_3' = \theta_{UL} \end{cases} \quad (22)$$

同样, 运用滑模变结构控制方法可以得到侧向平面内UCAV导引控制量为

$$\begin{aligned} \mathbf{a}_{UL} = & \frac{1}{\cos(\theta_{UL} - \lambda_L)} [(2 + k_2') |\dot{R}_L| + k_1' R_L] x_2' + \\ & \frac{k_1' k_2' |\dot{R}_L|}{\cos(\theta_{UL} - \lambda_L)} x_1' + \frac{\zeta''}{\cos(\theta_{UL} - \lambda_L)} \text{sgn}(S) \end{aligned} \quad (23)$$

4 仿真分析

4.1 仿真初始条件

假设敌机于高度 $H_T = 6 \text{ km}$ 处做等高度“S”型机动, 飞行速度 V_T 相当于 0.7 个马赫数, 法向加速度 $\mathbf{a}_T = 10 \text{sgn}(\sin(\omega_T t + \pi/2))$, 其中, $\omega_T = \pi/5$ 。根据2节结论可知, UCAV 导引目标点, 即导弹最佳发射位置始终位于敌机前方 3500 m 处, 与敌机速度成 45° 夹角, 即图 10 中的 B 点或 C 点。同时, 假设UCAV以速度 V_U 相当于 0.7 个马赫数、负高度差 $\Delta H = -1 \text{ km}$, 沿水平方向迎头接敌。UCAV与敌机初始水平距离为 20 km, 且其与敌机位于同一纵向平面内, 具体几何关系如图 10 所示。

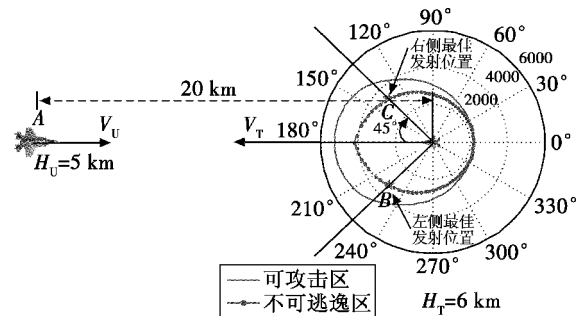


图 10 仿真初始条件

Fig. 10 Initial condition for simulation

4.2 仿真结果及分析

分别采用滑模变结构的导引控制方法(SMC)和比例导引法(PNM)在纵向平面内对UCAV导引过程进行仿真, 仿真结束条件为 $|R_p| \leq 5 \text{ m}$ 。在仿真过程中, 当选择滑动模态参数 $k_1 = 0.5$ 、控制增益系数 $k_2 = 5$ 、趋近率系数 $\zeta = 15$ 时, 系统具有较为理想的性能。仿真结果如图 11 ~ 图 15 所示。

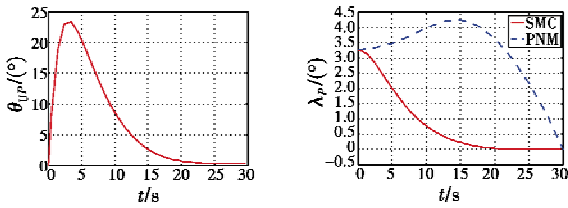


图 11 速度倾角变化过程 图 12 视线角的变化过程
Fig. 11 Change of path angle Fig. 12 Change of LOS

图 11 中,UCAV 速度倾角在第 25 s 左右收敛到 0, 并使得 UCAV 保持在与敌机等高水平面内运动。

图 12 和图 13 对比了滑模变结构导引律与比例导引律分别对 UCAV 导引过程的影响,当采用带有末端视线角约束的比例导引律设计 UCAV 纵向平面的导引过程时,为使得 UCAV 满足末端速度倾角约束 $\theta_p = \lambda_p = 0$,以指向敌机发射导弹,UCAV 的末端视线角速率不为 0。这将不便于 UCAV 调整攻击姿态,而错失攻击时机;当采用带有末端视线角约束的滑模变结构导引律时,UCAV 导引视线角的变化较平缓,且在进入滑模面后收敛到 0,其视线角速率在导引初始阶段变化较大,但是随后即平缓进入滑模面并收敛到 0,这将有效弥补 UCAV 存在信息链路延迟的缺陷,使得 UCAV 能够准确地调整攻击姿态,对空中目标实施自主攻击。

在运用滑模变结构导引律仿真 UCAV 导引过程中,导引控制量为法向加速度,图 14 表示为法向过载。

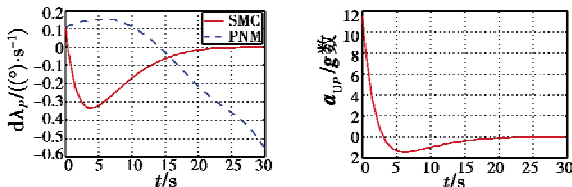


图 13 视线角速率的变化过程 图 14 过载变化曲线
Fig. 13 Change of the rate for LOS Fig. 14 Trajectory of overload

图中,UCAV 法向过载在导引初始阶段取值较大,充分利用了 UCAV 可承受过载较大的特点,从而使系统状态平稳进入滑模面。随后,UCAV 法向过载平稳过渡到 0,使得 UCAV 在导引末端姿态稳定。

UCAV 在纵向平面内的运动轨迹如图 15 所示。

采用滑模变结构的导引控制方法在侧向平面内对 UCAV 导引过程进行仿真,仿真结束条件为 $|R_L| \leq 5$ m。在仿真过程中,当选择滑动模态参数 $k_1' = 0.2$,控制器参数 $k_2' = 4, \zeta' = 14$ 时,系统具有较为理想的性能。仿真结果如图 16 ~ 图 18 所示。

图 16 中,侧向平面内,导引初始阶段 UCAV 的速度偏角 θ_{ψ} 迅速达到负向最大值 -80° ,随后平滑过渡到导引末端约束值 $\theta_{\psi} = 45^\circ$ 。

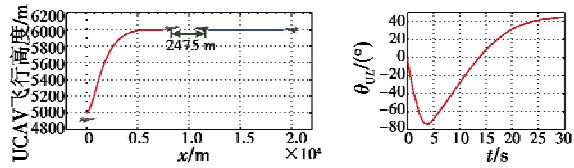


图 15 纵向平面内运动轨迹 图 16 速度偏角的变化过程
Fig. 15 Trajectory in vertical plane Fig. 16 Change of azimuth angle

侧向平面内,UCAV 导引过程中导引控制量为法向加速度,图 17 表示为法向过载。图中,UCAV 法向过载在导引初始阶段取值较大,这是为了使系统状态平稳进入滑模面,随后,UCAV 法向过载平稳过渡到 0。

UCAV 在侧向平面内的运动轨迹如图 18 所示。

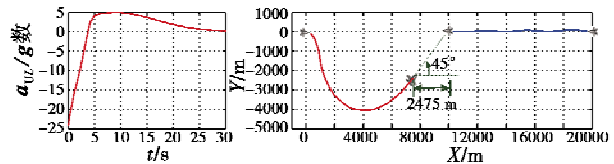


图 17 过载变化曲线 图 18 侧向平面内运动轨迹
Fig. 17 Trajectory of overload Fig. 18 Trajectory in lateral plane

结合 UCAV 在纵向平面的运动轨迹和其在侧向平面的运动轨迹,可以得到三维空间内 UCAV 的导引过程如图 19 所示。

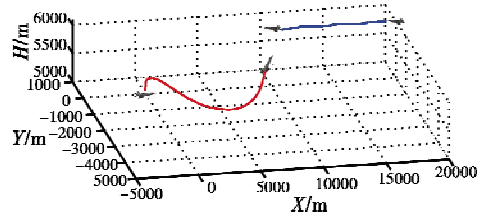


图 19 三维空间内运动轨迹
Fig. 19 Trajectory in space

采用滑模变结构导引控制方法完成自主攻击占位过程的性能参数如表 1 所示。

表 1 自主攻击占位性能参数
Table 1 Parameters of autonomous attack

参数	占位时间/s	末端俯仰角/(°)	末端偏航角/(°)
取值	29.8	0.06	45

由表 1 可知,UCAV 能够在 30 s 内到达导弹最佳发射位置并保持飞行姿态稳定,满足导弹发射条件,进而对目标实施打击。

5 结论

本文将 UCAV 对空自主攻击过程作为一个整体加以考虑,研究了一种有效的自主攻击方法。在 UCAV 载弹量小、饱和攻击能力弱的条件下,运用模式搜索法解算得到了导弹可攻击区和不可逃逸区,并据此设计了导弹最佳发射位置。为满足 UCAV 自主攻击占位的

精度要求,以提升UCAV对空作战效能,设计了滑模变结构导引律并对自主攻击占位过程进行了仿真。仿真结果表明,滑模变结构导引方法能够在短时间内导引UCAV到达导弹发射位置并保持姿态稳定。

参考文献

- [1] 黄长强,曹林平,翁兴伟,等.无人作战飞机精确打击技术[M].北京:国防工业出版社,2011.
HUANG C Q, CAO L P, WENG X W, et al. Accurate attacking technology of UCAV[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2011.
- [2] 魏瑞轩,李学仁.无人机系统及作战使用[M].北京:国防工业出版社,2009.
WEI R X, LI X R. System and combat usage of UAV[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2009.
- [3] 王重秋,李锋,张靖.无人作战飞机系统综述[J].电光与控制,2004,11(4):41-45.
WANG C Q, LI F, ZHANG J. Overview of UCAV system[J]. Electronics Optics & Control, 2004, 11(4):41-45.
- [4] OGREN P, BACKLUND A, HARRYSON T. Autonomous UCAV strike missions using behavior control Lyapunov functions[C]//AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, 2006, AIAA 2006-6197.
- [5] 施蓉花.无人机自主飞行控制和自主攻击研究[D].南京:南京航空航天大学,2008.
SHI R H. UAV autonomous flight control and autonomous attack[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008.
- [6] 陈志伟.无人机空战攻防一体化自主攻击决策研究[D].南京:南京航空航天大学,2011.
CHEN Z W. UAV air-to-air integrated attack and defense autonomous attack decision[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011.
- [7] ERKAN S, KANDEMIR M, GIRER G. Advanced task assignment for unmanned combat aerial vehicles targeting cost efficiency and survivability[C]//AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2008, AIAA 2008-873.
- [8] 魏小丰,高晓光.攻防对抗的无人作战飞机效能评估系统[J].火力与指挥控制,2008,33(4):23-26.
WEI X F, GAO X G. UCAV effectiveness evaluation system based on offense-defense countermeasure[J]. Fire Control and Command Control, 2008, 33(4):23-26.
- [9] 宁全利,汪卫华,张益兴.提高无人机装备作战效能方法研究[J].航空兵器,2003,3:44-45,48.
NING Q L, WANG W H, ZHANG Y X. Study on improving the UAV operation effectiveness[J]. Aviation Weapon, 2003, 3:44-45, 48.
- [10] 张煜,王楠,陈璟,等.空地多目标攻击中制导炸弹可投放区计算研究[J].兵工学报,2011,32(12):1474-1480.
ZHANG Y, WANG N, CHEN J, et al. Air-to-ground multi-target attack based calculation of guided bomb's release zone[J]. Journal of Armament and Engineering, 2011, 32(12):1474-1480.
- [11] 周隆亮,周德云,李兆强.基于变结构导引律的UCAV自主轨迹控制[J].火力与指挥控制,2012,37(9):42-44.
ZHOU L L, ZHOU D Y, LI Z Q. Autonomous trajectory control for UCAV based on variable structure guidance law[J]. Fire Control & Command Control, 2012, 37(9):42-44.
- (上接第18页)
- ZHU B L, ZHU R C, XIONG X F. Combat aircraft effectiveness evaluation[M]. 2nd ed. Beijing: Aviation Industry Press, 2006:101-107.
- [4] 李相民,张安,张斌.压制性干扰对地面警戒雷达的效能影响分析[J].电光与控制,2006,13(1):1-4.
LI X M, ZHANG A, ZHANG B. Influences of oppressive jam on effectiveness of ground early warning radar[J]. Electronics Optics & Control, 2006, 13(1):1-4.
- [5] 金虎兵,李政杰.雷达抗有源压制性干扰综合效能评估[J].电视技术,2008,48(10):55-58.
JIN H B, LI Z J. Comprehensive evaluation on the effectiveness of radar against active blanket jamming[J]. Telecommunication Engineering, 2008, 48(10):55-58.
- [6] 黄仁全,李为民,王春阳,等.无源雷达系统探测与定位能力分析[J].空军工程大学学报:自然科学版,2013,14(1):25-29.
HUANG R Q, LI W M, WANG C Y, et al. Research on the detecting and locating capability of the passive radar system[J]. Journal of Air Force Engineering University; Natural Science Edition, 2013, 14(1):25-29.
- [7] 申俊杰.凝视型红外成像探测系统的作用距离分析与验证[J].电脑知识与技术,2009,5(26):7553-7555.
SHEN J J. Analysis and validation of operating range of staring IR imaging detecting system[J]. Computer Knowledge and Technology, 2009, 5(26):7553-7555.
- [8] 李京,杨根源.动态贝叶斯网络用于雷达遮盖干扰效果评估[J].电子信息对抗技术,2012,27(2):55-59.
LI J, YANG G Y. Dynamic Bayesian network for radar masking jamming effectiveness assessment[J]. Electronic Warfare Technology, 2012, 27(2):55-59.
- [9] 方洋旺,伍友利,方斌.机载导弹武器系统作战效能评估[M].北京:国防工业出版社,2010:53-55.
FANG Y W, WU Y L, FANG B. Combat effectiveness evaluation of airborne missile weapon system[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2010:53-55.
- [10] 薄涛.格斗空战行为建模技术研究[D].长沙:国防科学技术大学,2002.
BO T. Study the dogfight behavior modeling technology[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2002.