

中断角度跟踪的战斗机机动控制方法

李飞^a, 俞利新^a, 于雷^b, 周中良^a

(空军工程大学, a. 航空航天工程学院, 西安 710038; b. 科研部, 西安 710051)

摘要: 基于跟踪雷达角度自动跟踪系统特性, 提出了战斗机中断雷达角度跟踪的机动轨迹控制策略。推导了跟踪雷达角度自动跟踪系统的系统传递函数, 研究了跟踪误差产生机理。以二维平面内导弹攻击为例, 分析了导弹与战斗机的二阶相对运动模型。在此基础上, 基于闭环反馈控制思想, 提出了战斗机通过机动实现角度拖引, 中断雷达角度跟踪的控制方法, 推导了战斗机的机动轨迹控制律, 给出了其解析形式。通过数值仿真, 分析了该方法的适用性, 为战斗机飞行员制定决策提供了依据。

关键词: 导弹规避; 角度自动跟踪; 角度拖引; 机动轨迹控制

中图分类号: V271.4 **文献标志码:** A **文章编号:** 1671-637X(2015)01-0048-06

A Fighter Maneuver Control Method for Radar Angle Tracking Interrupt

LI Fei^a, YU Li-xin^a, YU Lei^b, ZHOU Zhong-liang^a

(Air Force Engineering University, a. Aeronautics and Astronautics Engineering College, Xi'an 710038, China;

b. Scientific Research Department, Xi'an 710051, China)

Abstract: The maneuver trajectory control strategy that can interrupt the radar angle tracking loop was proposed based on the characteristics of auto angle tracking system. The transfer function of auto angle tracking system was developed, and the error production mechanism was studied. Taking the missile attacking on two-dimensional plane as example, the second order relative motion model of the missile and fighter was analyzed. And then, a fighter maneuver control method for interrupting the radar angle tracking loop through angle pull-off was put forward based on close-loop feedback control. An analytical form of maneuver trajectory control law was derived. The applicability of the method was analyzed through digital simulation. The results provide a reference for fighter pilots in decision making.

Key words: missile avoidance; auto angle tracking; angle tracking interrupt; maneuver trajectory control

0 引言

现代空战中, 精确制导武器已成为战斗机的最大威胁, 如何降低精确制导武器的命中概率, 提高战机的生存率是战斗机飞行员最为关心的问题。利用电子战措施破坏精确制导武器的信息获取通道是一种极为有效的策略^[1-2]; 文献[3]特别研究了针对导弹末制导雷达的干扰样式, 对灵巧噪声干扰、速度欺骗干扰、角闪烁干扰和有源诱饵欺骗干扰的作用机理和干扰效能进行了分析; 文献[4]对拖曳式诱饵的干扰机理进行了研究。而新一代导弹大都基于角度信息进行制导指令

的解算, 破坏其角度信息获取通道成为研究者们关注的重点。栗苹的科研团队特别对闪烁干扰的干扰机理、干扰实施策略、干扰效果等进行了全面深入的研究, 给出了具有工程意义的一些结论, 为下一步的作战实验提供了充足的依据^[5-7]; 文献[8]对闪烁干扰对于导引头天线的影响做了深入的分析和研究; 文献[9-12]对两点源角度拖引干扰从不同方面进行了研究, 分析了角度拖引的样式, 给出了角度拖引的实施方法, 实现了角度欺骗的目的, 其中, 文献[12]还提出了角度欺骗的效能评估方法。

但是随着导弹导引头抗干扰能力的增强, 各种抗干扰措施的使用, 电子战措施的实战效果受到了极大的限制。基于此, 本文通过对跟踪雷达角度伺服跟踪系统跟踪特性的研究, 提出一种通过战斗机机动措施

破坏跟踪雷达的角度信息获取通道,中断跟踪雷达角度跟踪的方法,使跟踪雷达进入搜索阶段,进而通过大机动措施使得导弹丢失目标,从而降低导弹的命中概率,达到提高我机生存率的目的。

1 自动角度跟踪系统

1.1 角度跟踪系统的作用与原理

雷达导引头角跟踪系统是雷达导引头的重要组成部分,它通过测量导弹与目标之间的视线角速度,完成对目标的跟踪,形成引导指令,使导弹可以准确地攻击目标^[13-14]。雷达导引头角跟踪系统(即天线伺服系统)由位置回路、速度回路和电流回路组成,其原理分别如图 1~图 3 所示^[15],其主要功能是根据来自载机雷达的目标角度指示信息实现导引系统天线角度预置,必要时实现对目标的角度搜索与跟踪;保持天线的空间稳定,消除弹体扰动对天线指向的影响。图 1 所示为方位跟踪系统,俯仰跟踪系统与其相似。校正与补偿环节是由计算机软件来实现的,主要完成位置调节器(PID 控制器)的功能。

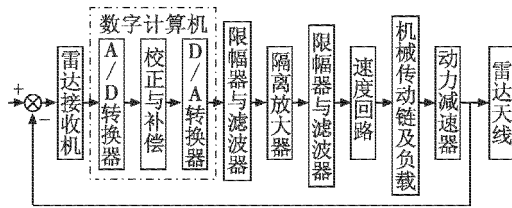


图 1 角度跟踪伺服系统原理框图

Fig. 1 Principle block diagram of angle tracking

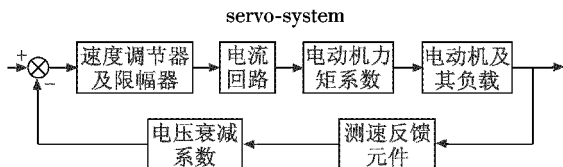


图 2 速度回路原理框图

Fig. 2 Principle block diagram of velocity loop

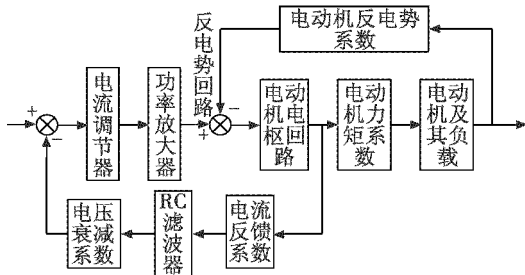


图 3 电流回路原理框图

Fig. 3 Principle block diagram of current loop

1.2 角跟踪系统的传递函数及误差特性分析

在图 1 中,雷达接收机完成了角度信号到电压信号的转换,相当于一个放大环节 K_R 。而 A/D 和 D/A

转换器完成的是模拟信号与数字信号的转换,也等同于一个放大环节,记为 K_{da} 。除此之外,限幅器、滤波器及隔离放大器同样可以认为是放大环节,记为 K_{ga} 。在不考虑机械传动链的结构谐振特性的情况下,可以认为机械传动链与负载的传递函数为 $K_i G(s) = 1$ (K_i 为传递系数)。考虑到校正与补偿环节主要完成的是位置调节器(PID 控制器)的功能,且导弹导引头的角跟踪伺服系统为二阶,则其传递函数应为

$$K_{dc} G_{dc}(s) = \frac{K_{dc}(1 + T_{dc}s)}{s} \quad (1)$$

式中: K_{dc} 为传递系数; T_{dc} 为微分系数。

动力减速器相当于一个积分环节,其传递函数为

$$K_i G_i(s) = \frac{K_i}{s} \quad (2)$$

式中, K_i 为传递系数。

对于图 3 的电流回路,电流调节器可以认为是比例系数为 1 的放大环节,功率放大器通常采用 PWM 放大器,为比例放大环节,记为 K_p 。电枢回路可以认为是一个惯性环节,其传递函数为

$$K_a G_a(s) = \frac{K_a}{1 + T_a s} \quad (3)$$

式中: T_a 为电机的电磁时间常数; K_a 为传递系数。

反电势系数、力矩系数、电压衰减系数和电流反馈系数分别用 $C_a, C_m, K_{\beta 2}$ 和 $K_{\beta 1}$ 表示。电机和负载相当于一个积分环节,记为 $1/J_s$ 。令 $T_m = J_s/C_a C_m K_a$, 表示电机带负载条件下的机电时间常数; $K_\beta = K_{\beta 1} K_{\beta 2} K_f$, 表示反电势系数。

考虑到 RC 滤波器为惯性环节,而对于一些跟踪伺服系统,其电流回路本身具有较好的动态特性,不需要 RC 滤波,为简化角跟踪伺服系统传递函数的推导,本文忽略 RC 滤波器,则电流回路的闭环传递函数为

$$K_{i\phi} G_{i\phi}(s) = \frac{K_p K_a T_m s}{T_m T_a s^2 + (K_p K_a T_m K_\beta + T_m + T_a)s + 1} \quad (4)$$

式中, $K_{i\phi}$ 为电流回路的传递系数。

考虑到 $K_p K_a T_m K_\beta \gg T_m + T_a$, 则上式可写为

$$K_{i\phi} G_{i\phi}(s) \approx \frac{K_p K_a T_m s}{T_m T_a s^2 + K_p K_a T_m K_\beta s + 1} = \frac{K_p K_a T_m s}{(K_p K_a T_m K_\beta s + 1) \left(1 + \frac{T_a}{K_p K_a K_\beta} s\right)} \quad (5)$$

由于 $K_p K_a T_m K_\beta$ 的数值较大,因此,由惯性环节 $1/(K_p K_a T_m K_\beta s + 1)$ 产生的相角滞后与纯微分环节 s 产生的 90° 的相角超前近似相消,则式(5)可以简化为

$$K_{i\phi} G_{i\phi}(s) = \frac{K_p K_a T_m}{\left(1 + \frac{T_a}{K_p K_a K_\beta} s\right)} \quad (6)$$

图2中,电动力矩系数和电动机及其负载的传递函数与电流回路相同,速度调节器为有源超前-滞后网络,其传递函数应为

$$K_{dr}G_{dr}(s) = \frac{K_{dr}(1+T_{dr1}s)}{1+T_{dr2}s} \quad (7)$$

式中: K_{dr} 为超前-滞后网络的传递系数; $1/T_{dr1}$ 为超前转折频率; $1/T_{dr2}$ 为滞后转折频率。则速度回路的前向通道的传递函数为

$$G_v(s) = K_{dr}G_{dr}(s) \cdot K_{i\phi}G_{i\phi}(s) \cdot C_m \cdot \frac{1}{J_z s} = \frac{K_{dr}(1+T_{dr1}s)}{(1+T_{dr2}s)} \cdot \frac{K_p K_a T_m}{\left(1 + \frac{T_a}{K_p K_a K_\beta} s\right)} \cdot C_m \cdot \frac{1}{J_z s} = \frac{C_m K_{dr} K_p K_a T_m (1+T_{dr1}s)}{J_z s (1+T_{dr2}s) \left(1 + \frac{T_a}{K_p K_a K_\beta} s\right)} \quad (8)$$

考虑到 $\frac{T_a}{K_p K_a K_\beta} \ll T_{dr2}$,因此在不影响系统动态特性分析情况下,可以忽略惯性环节 $\frac{1}{1 + \frac{T_a}{K_p K_a K_\beta} s}$ 。则式

(8)可以写为

$$G_v(s) = \frac{C_m K_{dr} K_p K_a T_m (1+T_{dr1}s)}{J_z s (1+T_{dr2}s)} \quad (9)$$

电压衰减系数和测速反馈元件可以当成放大环节,分别用 K_G 和 K_F 表示。则反馈通道的反馈系数为

$$H_v(s) = K_F K_G \quad (10)$$

则速度回路的闭环传递函数为

$$\Phi_v(s) = \frac{G_v(s)}{1+G_v H_v} = \frac{C_m K_{dr} K_p K_a T_m (1+T_{dr1}s)}{J_z s (1+T_{dr2}s) + C_m K_{dr} K_p K_a T_m K_F K_G (1+T_{dr1}s)} \quad (11)$$

由图1进一步可得角跟踪回路的开环传递函数为

$$G(s)H(s) = K_R K_{da} K_{dc} K_{ga} K_i C_m K_{dr} K_p K_a T_m (1+T_{dr1}s) \Phi_v = \frac{K_R K_{da} K_{dc} K_{ga} K_i C_m K_{dr} K_p K_a T_m (1+T_{dr1}s)(1+T_{dr2}s)}{s^2 [J_z s (1+T_{dr2}s) + C_m K_{dr} K_p K_a T_m K_F K_G (1+T_{dr1}s)]} \quad (12)$$

分析式(12)可知,角跟踪伺服系统为二阶无静差系统,其对二阶输入有稳态误差,对三阶以上输入发散^[15]。若能够保证相对角度的三阶变化量不为零,即设角度回波信号形式为

$$\frac{\partial^3 \varphi_r}{\partial t^3} \neq 0 \quad (13)$$

则可以造成跟踪雷达角度自动跟踪系统产生误差,且该跟踪误差将不断积累增大。当跟踪误差达到角度跟踪波门时,则可使跟踪雷达中断角度跟踪,从而使得雷达进入搜索模式,使其无法准确获得目标的角度信息,这对于目前依靠角度信息进行制导指令解算的现代空

空导弹来讲是致命的,将会增大其制导误差,甚至造成导弹脱靶。

据此本文提出一种新的战斗机机动控制方法,以达到破坏跟踪雷达角度跟踪的目的。为简化问题,本文以水平面内导弹攻击为例,分析战机采用此策略规避导弹攻击的机动控制方法。

2 相对运动模型

导弹与战机的平面相对运动如图4所示。

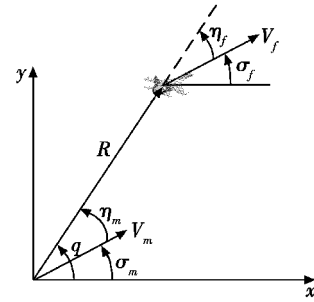


图4 导弹与战机的相对位置

Fig. 4 The relative position of missile and fighter

其运动方程为^[16]

$$\dot{R} = V_f \cos \eta_f - V_m \cos \eta_m \quad (14)$$

$$R \dot{q} = V_m \sin \eta_m - V_f \sin \eta_f \quad (15)$$

$$\eta_f = q - \sigma_f \quad (16)$$

$$\eta_m = q - \sigma_m \quad (17)$$

$$\dot{\eta}_f = \dot{q} - \dot{\sigma}_f \quad (18)$$

$$\dot{\eta}_m = \dot{q} - \dot{\sigma}_m \quad (19)$$

战机和导弹在平面内的运动模型为

$$\begin{cases} \dot{x}_f = V_f \cos \sigma_f \\ \dot{y}_f = V_f \sin \sigma_f \\ \dot{\sigma}_f = g n_{fc} / V_f \\ \dot{x}_m = V_m \cos \sigma_m \\ \dot{y}_m = V_m \sin \sigma_m \end{cases} \quad (20)$$

式(15)两端对时间 t 求导可得

$$\dot{R} \dot{q} + R \ddot{q} = (\dot{V}_m \sin \eta_m - \dot{V}_f \sin \eta_f) + (V_m \dot{\eta}_m \cos \eta_m - V_f \dot{\eta}_f \cos \eta_f) \quad (21)$$

若令 $\dot{q} = \omega$,将式(18)和式(19)代入式(21),简化可得

$$\begin{aligned} \dot{\omega} = & \{-2\dot{R}\omega + [\dot{V}_m \sin \eta_m - \dot{V}_f \sin \eta_f] + [-V_m \dot{\sigma}_m \cos \eta_m + \\ & V_f \dot{\sigma}_f \cos \eta_f]\} R^{-1} = \{-2\dot{R}\omega + [\dot{V}_m \sin \eta_m - \dot{V}_f \sin \eta_f] + \\ & [-n_{mc} \cos \eta_m + n_{fc} \cos \eta_f]\} R^{-1} \quad (22) \end{aligned}$$

式中: V_f, V_m 分别为战机和导弹的速度; σ_f, σ_m 分别为战机和导弹的航迹方位角; q 为视线角, ω 为视线角速率; R 为相对距离; n_{yc}, n_{mc} 分别为战机和导弹的侧向过载。

导弹目前大多采用比例导引,其导引律形式为

$$\dot{\sigma}_m = K \dot{q} = K \omega \quad (23)$$

式中, K 为导航比。则其侧向过载可描述为

$$n_{mc} = \frac{KV_m \omega}{g} \quad (24)$$

式中, g 为重力加速度。

3 控制指令解算

3.1 控制指令推导

导弹导引头角度伺服跟踪系统跟踪的是导弹速度方向与视线之间的夹角 η_m , 因此, 为了求解战机的控制指令, 需要研究 η_m 的二阶变化规律。

对式(19)两端关于时间 t 求导可得

$$\ddot{\eta}_m = \ddot{q} - \ddot{\sigma}_m = \dot{\omega} - \ddot{\sigma}_m = (1-K)\dot{\omega} \quad (25)$$

考虑到导弹在末端无动力, 同时忽略气动阻力, 则可以认为此时导弹的纵向加速度为 0, 同时认为战机的速度也不变, 即有

$$\dot{V}_m = \dot{V}_f \equiv 0 \quad (26)$$

将式(22)和(26)代入式(25)可得

$$\ddot{\eta}_m = (1-K) \{ -2\dot{R}\omega - n_{mc} \cos \eta_m + n_{fc} \cos \eta_f \} R^{-1} \quad (27)$$

为了使 η_m 的变化规律满足条件(13), 可以选择如下形式的角度变化指令, 即

$$\eta_{mT}(t) = c_0 \sin(\omega_0 t + \eta_{m0}) \quad (28)$$

式中: c_0, ω_0 为设定参数; η_{m0} 为初始偏角。

对上述函数求三阶导数, 可得到

$$\ddot{\eta}_{mT}(t) = -c_0 \omega_0^2 \sin(\omega_0 t + \eta_{m0}) \quad (29)$$

若 $c_0 \neq 0$, 即可保证其满足条件(13)。

在接下来的分析中, 不考虑具体的函数, 可表示为

$$\eta_{mT}(t) = f_T(t) \quad (30)$$

下面的任务就是控制战机, 使得 η_m 的变化与式(28)相同, 或者无限接近。若将式(27)看作控制对象, 以战机横向过载作为控制量, 则上述问题即为寻找战机的控制量 n_{fc} , 使得泛函取最小值为

$$J = \int_0^{t_f} [\eta_m(t) - \eta_{mT}(t)]^2 dt \quad (31)$$

定义误差函数

$$F(\eta_m, \eta_{mT}) = \eta_m(t) - \eta_{mT}(t) \quad (32)$$

则式(31)意味着

$$\lim_{t \rightarrow \infty} F(\eta_m, \eta_{mT}) = 0 \quad (33)$$

系统(27)的阶数为 2, 所以在反馈跟踪控制系统中, 其误差函数也必为二阶, 因此可以认为其误差函数满足以下偏微分方程^[17]

$$\frac{\partial^2 F}{\partial t^2} + \lambda_1 \frac{\partial F}{\partial t} + \lambda_0 F(\eta_m, \eta_{mT}) = 0 \quad (34)$$

式中, λ_0, λ_1 为任意正的已知数。

将式(32)代入式(34)可得

$$\ddot{\eta}_m(t) - \ddot{\eta}_{mT}(t) + \lambda_1 [\dot{\eta}_m(t) - \dot{\eta}_{mT}(t)] + \lambda_0 [\eta_m(t) - \eta_{mT}(t)] = 0 \quad (35)$$

将式(19)和式(27)代入式(35)可得

$$(1-K) \{ -2\dot{R}\omega - n_{mc} \cos \eta_m + n_{fc} \cos \eta_f \} R^{-1} + \lambda_1 [(1-K)\omega - \dot{\eta}_{mT}(t)] + \lambda_0 [\eta_m(t) - \eta_{mT}(t)] - \ddot{\eta}_{mT}(t) = 0 \quad (36)$$

由式(36)可得

$$n_{fc} = \{ 2\dot{R}\omega + n_{mc} \cos \eta_m \} \arccos \eta_f - \frac{R \{ \lambda_1 [(1-K)\omega - \dot{\eta}_{mT}(t)] + \lambda_0 [\eta_m(t) - \eta_{mT}(t)] \}}{(1-K) \cos \eta_f} + \ddot{\eta}_{mT}(t) R(1-K)^{-1} \arccos \eta_f \quad (37)$$

考虑到战机的侧向过载 $n_{fc} \in [-n_{\max}, n_{\max}]$, 因此, 需要对指令表达式(37)进行修正, 即

$$n_{fc,e} = \begin{cases} n_{fc} & |n_{fc}| \leq n_{\max} \\ \text{sgn}(n_{fc}) n_{\max} & |n_{fc}| > n_{\max} \end{cases} \quad (38)$$

由式(38)可得到战机的控制指令, 但仍存在未知参数 λ_0, λ_1 , 下面讨论其解算方法。

3.2 参数求解

由二阶控制系统特性, 在不考虑初始误差的情况下, 考虑系统的稳定性和收敛性, 则系数 λ_0, λ_1 应满足条件

$$\begin{cases} \lambda_1 \geq 0 \\ \lambda_0 \geq 0 \\ \lambda_1 \geq 2\sqrt{\lambda_0} \end{cases} \quad (39)$$

求解式(34)可得

$$F(t) = C_1 e^{K_1 t} + C_2 e^{K_2 t} \quad (40)$$

式中: $K_1 = \frac{-\lambda_1 + \sqrt{\lambda_1^2 - 4\lambda_0}}{2}; K_2 = \frac{-\lambda_1 - \sqrt{\lambda_1^2 - 4\lambda_0}}{2};$

$$C_1 = \frac{-\lambda_1 + \sqrt{\lambda_1^2 - 4\lambda_0}}{2\sqrt{\lambda_1^2 - 4\lambda_0}}; C_2 = \frac{-\lambda_1 - \sqrt{\lambda_1^2 - 4\lambda_0}}{2\sqrt{\lambda_1^2 - 4\lambda_0}}.$$

式(39)保证了 K_1, K_2, C_1 和 C_2 的存在, 且 $K_1 < 0, K_2 < 0$, 从而确保了式(33)的成立。

将式(40)代入式(31)可得

$$J = \int_0^{t_f} (C_1^2 e^{2K_1 t} + 2C_1 C_2 e^{(K_1 + K_2)t} + C_2^2 e^{2K_2 t}) dt \quad (41)$$

对上式积分, 同时考虑到 t_f 为较长时间的过渡过程, 且 $K_1 < 0, K_2 < 0$, 则有

$$J = - \left(\frac{C_1^2}{2K_1} + \frac{2C_1 C_2}{K_1 + K_2} + \frac{C_2^2}{2K_2} \right) \quad (42)$$

则 J 可以写为 λ_0, λ_1 的函数

$$J = J(\lambda_0, \lambda_1) \quad (43)$$

J 在最小值点处应满足以下条件

$$\begin{cases} \frac{\partial J(\lambda_0, \lambda_1)}{\partial \lambda_0} = 0 \\ \frac{\partial J(\lambda_0, \lambda_1)}{\partial \lambda_1} = 0 \end{cases} \quad (44)$$

对于式(44),很难求得解析解,需要采用数值计算方法进行数值求解。本文采用内点法进行求解,在Matlab下编程计算可得到一组近似解为 $\lambda_0 = 73.97, \lambda_1 = 8.35$ 。

4 数值仿真

为了验证该控制策略的有效性,对其进行数值仿真。在仿真过程中,参照某导弹导引头的角度跟踪伺服系统,参数选取如表1所示。

表1 角度跟踪伺服系统参数表

Table 1 The parameters of angle tracking servo-system

参数名称	参数值	参数名称	参数值
K_R	1 000	K_i	0.001 8
K_{da}	0.006 4	K_{dr}	10
T_{da}	1/3	C_a	0.054
K_p	24.4	T_m	0.34
T_a	0.029	K_a	10/11
K_f	1	$K_{\beta 1}$	0.1
$K_{\beta 2}$	11.8	C_m	0.053
J_z	0.000 87	K_{dr}	193.42
$T_{\dot{\alpha}1}$	5/64	$T_{\dot{\alpha}2}$	25/7
K_G	0.088	K_F	0.19

将表1的参数代入式(12),进一步推导可得到角度跟踪伺服系统的闭环传递函数为

$$\Phi(s) = \frac{231.2s^2 + 3\ 652s + 8\ 876}{s^4 + 33.36s^3 + 665.9s^2 + 3\ 652s + 8\ 876} \quad (45)$$

跟踪指令按式(28)选取,其参数为: $c_0 = 1.6, \omega_0 = 0.1\pi, \eta_{m0} = 0$ 。

战机的横侧向过载限制 $n_{max} = 5$,角度波门取为 3° 。初始位置参数根据不同的态势有所不同,分别如表2和表3所示。

表2 尾后攻击初始参数

Table 2 The initial parameter of stern attack

战机		导弹	
x_f/m	14 095	x_m/m	0
y_f/m	5 130	y_m/m	0
$V_f/(m \cdot s^{-1})$	400	$V_m/(m \cdot s^{-1})$	1 200
$\sigma_f/(\circ)$	50	$\sigma_m/(\circ)$	20

表3 迎头攻击初始参数

Table 3 The initial parameter of heading attack

战机		导弹	
x_f/m	14 095	x_m/m	0
y_f/m	5 130	y_m/m	0
$V_f/(m \cdot s^{-1})$	400	$V_m/(m \cdot s^{-1})$	1 200
$\sigma_f/(\circ)$	220	$\sigma_m/(\circ)$	20

为了验证该策略的适用范围,分别对尾后攻击和

迎头攻击两种情况进行数值仿真。

4.1 尾后攻击

仿真初始参数如表2所示,仿真结果如图5~图8所示。

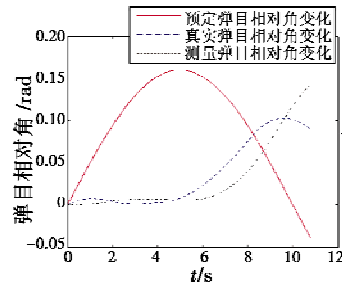


图5 导弹视线相对角指令、真实相对角和跟踪相对角
Fig. 5 The missile LOS angle command, real relative angle and tracking angle

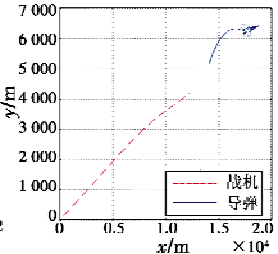


图6 导弹与战机的相对轨迹
Fig. 6 The relative trajectory of missile and fighter

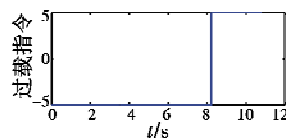


图7 战机的横向过载指令
Fig. 7 The lateral overload command of fighter

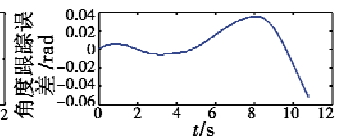


图8 自动角度跟踪系统的跟踪误差
Fig. 8 The tracking error of auto angle tracking system

4.2 迎头攻击

仿真初始参数如表3所示,仿真结果如图9~图12所示。

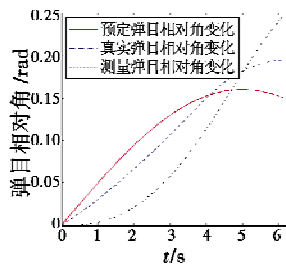


图9 导弹-视线相对角指令、真实相对角和跟踪相对角
Fig. 9 The missile LOS angle command, real relative angle and tracking angle

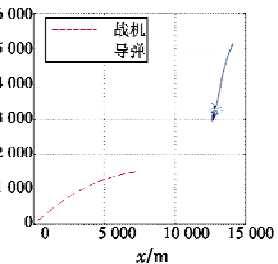


图10 导弹与战机的相对轨迹
Fig. 10 The relative trajectory of missile and fighter

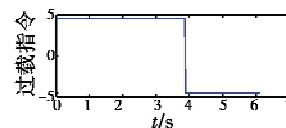


图11 战机的横向过载指令
Fig. 11 The lateral overload command of fighter

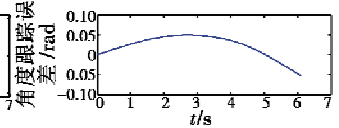


图12 自动角度跟踪系统的跟踪误差
Fig. 12 The tracking error of auto angle tracking system

4.3 仿真结果分析

由仿真结果可以看出,通过控制战机的横向过载,可以在导弹攻击的过程中实现对导弹的角度拖引,中断跟踪雷达的角度跟踪。由图7和图11可以看出,战机的横向过载从一个极限值转到另一个极限值,这是因为战机的横向过载受到了限制,其所能达到的最大机动小于指令机动。由图5和图9可以看出,真实的导弹-视线相对角与相对角指令之间存在滞后,且尾后攻击时的滞后时间大于迎头攻击时的滞后时间,因此,尾后攻击时达到指定效果的时间大于迎头攻击时的时间。

在上述仿真过程中,没有考虑战机速度的变化,事实上,战机的速度对于中断角度跟踪的时间是有影响的。图13反映了不同战机速度下,战机实施中断雷达角度跟踪机动的时间变化情况。由图13可以看出,随着战机速度的增大,弹目相对速度变小,战机实施中断雷达角度跟踪机动的时间也就越小。

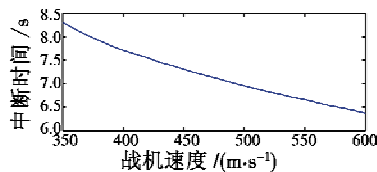


图13 中断角度跟踪的时间随战机速度的变化

Fig. 13 The interrupt time vs. fighter velocity

另外,通过战斗机机动实现中断角度跟踪是通过不断增加角度伺服系统的跟踪误差实现的,即利用了误差的累积效应,因此,该方法具有时间上的限制。当导弹与战机的距离较近时,战机利用该策略无法实现中断角度跟踪的目的。

5 结论

1) 本文提出的机动轨迹控制方法是基于跟踪雷达的角度自动跟踪系统自身的系统特性进行推导得到的,利用了跟踪雷达物理上的弱点,因此具有较强的适应性;2) 仿真结果表明,该方法能够降低角度跟踪通道获取目标信息的能力,实现角度拖引;3) 本文所提方法具有适用范围,机动角度拖引策略的成功实施有时间上的限制,即导弹和战机间的距离大于一定值时,该策略才能有效;4) 本文针对平面对抗给出了相应的机动控制方法,对于三维空间机动轨迹控制,有待进一步研究。另外,战机的控制量只选取了横侧向过载,在下一步的工作中,需要针对多控制量进行研究。

参考文献

[1] CAO Y, GAO X, FANG W H, et al. A deceptive jamming method against MMW monopulse radar [C]//International

Conference on Microwave Technology and Computational Electromagnetics, 2009:482-485.

- [2] NERI F. Anti-monopulse jamming techniques [C]//Proceedings of the SBMO/IEEE MTT-s International Microwave and Optoelectronics Conference, 2001:45-50.
- [3] 江舸. 针对末制导雷达干扰的干扰样式研究[D]. 成都: 电子科技大学, 2007. (JIANG G. Research on jamming method for jamming guided radar [D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2007.)
- [4] 姬晓琳. 拖曳式诱饵干扰机理研究[D]. 西安: 西安电子科技大学, 2007. (JI X L. Research on towed decoy jamming mechanism [D]. Xi'an: Xidian University, 2007.)
- [5] 栗苹, 耿小明, 闫晓鹏, 等. 闪烁干扰条件下视线角变化研究[J]. 北京理工大学学报, 2010, 30(2):145-148. (LI P, GENG X M, YAN X P, et al. Research on two-plane formation line-of-sight angle under blinking jamming [J]. Transactions of Beijing Institute of Technology, 2010, 30(2):145-148.)
- [6] 栗苹, 耿小明, 闫晓鹏. 同步闪烁干扰对雷达导引头天线伺服系统的影响[J]. 兵工学报, 2010, 31(5):558-561. (LI P, GENG X M, YAN X P. The influence of synchronous blinking jamming on radar seeker antenna servo system [J]. Acta Armamentar, 2010, 31(5):558-561.)
- [7] 栗苹, 范科, 王建涛, 等. 一种新的同步相关闪烁干扰的实现方法[J]. 北京理工大学学报, 2007, 27(9):820-823. (LI P, FAN K, WANG J T, et al. A novel realization of synchronized non-coherent blinking jamming [J]. Transactions of Beijing Institute of Technology, 2007, 27(9):820-823.)
- [8] WANG J T, GENG X M, ZHANG D. Analysis on influence of synchronous blinking jamming to radar seeker antenna [C]//The 4th International Conference on Wireless Communications, Networking and Mobile Computing, 2008:1-4.
- [9] QI X H, JIN T, JIN M, et al. Coherent dual point sources deceive semiaactive monopulse radar seeker technology [C]//Proceedings of International Conference on Radar, CIE'06, 2006:1-4.
- [10] SONG L Z, QIAO X L, MENG X D. Study on the angle glint suppression technology for high resolution dual polarization radar seeker [C]//Proceedings of ICSP04 7th International Conference on Signal Processing, 2004:2057-2060.
- [11] 施龙飞, 李艳斌, 葛蕾, 等. 两点源角度拖引干扰方法研究[J]. 电波科学学报, 2011, 26(2):238-244. (SHI L F, LI Y B, GE L, et al. Angle pull-off jamming method based on the two-spot model [J]. Chinese Journal of Radio Science, 2011, 26(2):238-244.)
- [12] ZHU Y, WANG Z L, GAO Q N, et al. An effects evaluation method for angle deception jamming [C]//The 1st

- [9] 张宇卓,李宇成,李洪兴. 模糊推理的变权综合算法及其构造的模糊系统响应能力分析[J]. 模糊系统与数学,2006,20(6):66-71. (ZHANG Y Z, LI Y C, LI H X. Variable weighted synthesis method for fuzzy inference and analysis of response ability of the constructed fuzzy systems [J]. Fuzzy Systems and Mathematics, 2006, 20(6):66-71.)
- [10] 李德清,李洪兴. 状态变权向量的性质与构造[J]. 北京师范大学学报:自然科学版,2002,38(4):455-461. (LI D Q, LI H X. The properties and construction of state variable weight vectors [J]. Journal of Beijing Normal University: Natural Science, 2002, 38(4):455-461.)
- [11] 曹可劲,江汉,赵宗贵. 一种基于变权理论的空中目标威胁估计方法[J]. 解放军理工大学学报:自然科学版,2006,7(1):32-35. (CAO K J, JIANG H, ZHAO Z G. Air threat assessment based on variable weight theory [J]. Journal of PLA University of Science and Technology: Natural Science Edition, 2006, 7(1):32-35.)
- [12] 孙一杰,曾静,杨先德. 基于变权重的多因子来袭导弹威胁评估[J]. 舰船电子工程,2010,30(7):45-48. (SUN Y J, ZENG J, YANG X D. Multi-factors evaluation of threat for striking missile based on variable weight [J]. Ship Electronic Engineering, 2010, 30(7):45-48.)
- [13] 郑昌文,严平,丁明跃,等. 飞行器航迹规划[M]. 北京:国防工业出版社,2008. (ZHENG C W, YAN P, DING M Y, et al. Route planning for air vehicles [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2008.)
- [14] 胡中华,赵敏,姚敏. 无人机三维航路规划技术研究及发展趋势[J]. 计测技术,2009,29(6):6-9. (HU Z H, ZHAO M, YAO M. Research and development trend of 3-D route planning for UAV [J]. Metrology & Measurement Technology, 2009, 29(6):6-9.)
- [15] DUAN H B, YU Y X, ZHANG X Y, et al. Three-dimension path planning for UCAV using hybrid meta-heuristic ACO-DE algorithm [J]. Simulation Modeling Practice and Theory, 2010, 18(8):1104-1115.
- [16] 苏海军,杨煜普,王宇嘉. 微分进化算法的研究综述[J]. 系统工程与电子技术,2008,30(9):1793-1797. (SU H J, YANG Y P, WANG Y J. Research on differential evolution algorithm: a survey [J]. Systems Engineering and Electronics, 2008, 30(9):1793-1797.)
- [17] STORN R. System design by constraint adaptation and differential evolution [J]. IEEE Transactions on Evolutionary Computation, 1999, 3(1):22-34.

(上接第 47 页)

- tems with interval time-varying delay [J]. Automatica, 2008, 44(10):2680-2685.
- [7] ZHANG T, LI Y C, LIU G J. Robust stabilization of uncertain systems with interval time-varying state and input delays [J]. International Journal of Systems Science, 2009, 40(1):11-20.
- [8] 王新梅,裴海龙. 一类区间时变输入时滞与状态时滞线性系统的稳定性研究[J]. 控制与决策,2009,24(10):1549-1554. (WANG X M, PEI H L. Stabilization analysis of interval time-varying state and input delays systems [J]. Control and Decision, 2009, 24(10):1549-1554.)
- [9] SHAO H Y. New delay-dependent stability criterion for systems with interval delay [J]. Automatica, 2009, 45(3):744-749.
- [10] CHEN P, DONG Y, TIAN Y C. New approach on robust delay-dependent H^∞ control for uncertain T-S fuzzy systems with interval time-varying delay [J]. IEEE Transactions on Fuzzy Systems, 2009, 17(4):890-900.
- [11] 李涛,张合新,孙鹏. 含区间时变时滞的线性不确定系统鲁棒稳定性新判据[J]. 控制与决策,2010,25(6):953-957. (LI T, ZHANG H X, SUN P. New robust stability criteria for uncertain linear systems with interval time-varying delay [J]. Control and Decision, 2010, 25(6):953-957.)
- [12] PARK P G, KO J W, JEONG C K. Reciprocally convex approach to stability of systems with time-varying delays [J]. Automatica, 2011, 47(1):235-238.

(上接第 53 页)

- International Conference on Information Science and Engineering (ICISE), 2009:4708-4711.
- [13] 王小漠,张光义. 雷达与探测[M]. 2版. 北京:国防工业出版社,2008. (WANG X M, ZHANG G Y. Radar and detection [M]. 2nd ed. Beijing: National Defense Industry Press, 2008.)
- [14] 高烽. 雷达导引头概论[M]. 北京:电子工业出版社,2010. (GAO F. Conspectus of radar seeker [M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2010.)
- [15] 夏福梯. 防空导弹制导雷达伺服系统[M]. 北京:宇航出版社,1996. (XIA F T. Guidance radar servosystem of air defence missile [M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 1996.)
- [16] SIOURIS G M. Missile guidance and control systems [M]. Berlin: Springer, 2004.
- [17] KATSUHIKO O. Modern control engineering [M]. 5th ed. Englewood Cliffs: Prentice Hall, 2009.