

# 基于雷达导引头角度跟踪特性的战斗机机动控制方法

郝振兴, 杨柳, 罗继勋, 胡朝晖

(空军工程大学航空航天工程学院, 西安, 710038)

**摘要** 通过分析导弹导引头角度自动跟踪系统的跟踪特性,明确了跟踪误差产生机理及对跟踪系统的影响,提出了战斗机规避导弹攻击的机动控制目标。以二维平面内导弹攻击为例,建立了导弹与战斗机的相对追逃运动模型。基于动态逆理论,对中断导引头角度跟踪的机动控制方法进行分析,推导了战斗机的规避机动控制律。通过仿真验证了该方法的有效性。

**关键词** 规避机动;角度自动跟踪;跟踪误差;非线性动态逆

**DOI** 10.3969/j.issn.1009-3516.2015.03.011

**中图分类号** V271.4 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2015)03-0050-06

## An Evasive Maneuver Control Method Based on the Characteristics of Radar Angle Tracking System

HAO Zhenxing, YANG Liu, LUO Jixun, HU Zhao-hui

(Aeronautics and Astronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

**Abstract:** Optimal evasion from guided missiles is crucial for the subsistence of fighters in air combat. Based on the radar seeker system characteristics of automatic angle tracking system, the tracking error production mechanism is researched, and a maneuver control objective of avoiding the missile attack is put forward. Taking the missile attacking on two-dimensional plane for example, the pursuit-evasion models of the missile and the fighter are built up. And then, the analytical form of evasive maneuver control law is derived based on nonlinear dynamic inversion. The simulation results show that the effectiveness of the above designed method is verified

**Key words:** evasive maneuver; automatic angle tracking system; tracking error; nonlinear dynamic inversion

现代空战对抗中,规避来袭导弹攻击对于提高战斗机的生存能力,获取空战胜利具有重要意义<sup>[1]</sup>。目前,研究战斗机规避导弹攻击的机动控制方法主要是利用导弹制导系统的时间延迟、动力性能限制、存在导引盲区等不足之处<sup>[2]</sup>,来选取脱靶距离、拦截时间、接近速度、导弹控制能量、导弹导引头离轴角、

视线角速率等作为优化指标<sup>[3-5]</sup>,采取微分对策<sup>[6]</sup>、平均后退控制<sup>[7]</sup>,量子粒子群算法<sup>[8]</sup>、神经网络<sup>[9]</sup>等方法来寻优求解,从而得到战斗机的机动控制量和最优规避轨迹。

但是随着导弹性能的增强,上述机动控制方法的规避效果都受到了极大的限制。本文则在文献

收稿日期:2014-07-14

作者简介:郝振兴(1991—),男,河北唐山人,硕士生,主要从事航空武器系统设计与控制运用研究.E-mail:879070141@qq.com

**引用格式:**郝振兴,杨柳,罗继勋,等.基于雷达导引头角度跟踪特性的战斗机机动控制方法[J].空军工程大学学报:自然科学版,2015,16(3):50-55. HAO Zhenxing, YANG Liu, LUO Jixun, et al. An Evasive Maneuver Control Method Based on the Characteristics of Radar Angle Tracking System[J]. Journal of Air Force Engineering University: Natural Science Edition, 2015, 16(3): 50-55.

[10]的研究基础上,通过分析雷达主动弹跟踪目标过程中的角度信息处理系统的特性,研究其角度鉴别跟踪误差对导弹攻击制导的影响,据此提出一种破坏导弹导引头角度自动跟踪通道获取目标角度信息的机动控制方法,从而使得来袭导弹导引头不能稳定跟踪目标而转为搜索状态,为战斗机进一步通过机动摆脱导弹攻击创造条件,达到提高战斗机生存力的目的。

## 1 规避机动的依据

### 1.1 雷达导引头角度信息处理系统

主动式雷达导引头是第 4 代空空导弹的核心组件,当前世界各国主要装备的中远距空空导弹也都采用主动雷达制导<sup>[11]</sup>。导弹攻击目标过程中,其雷达导引头通过从目标辐射或反射到导弹上的电磁波中提取高精度的目标位置信息(距离、角度、速度),送至制导计算机,形成制导指令,控制导弹飞行直至准确的命中目标。其中角度信息的获取对于目标跟踪至关重要。

雷达导引头的角度信息处理系统由测角系统和天线伺服系统组成,导引头借助测角系统测量目标反射或辐射信号的到达角,经过角鉴别得到角误差信息,然后送到导引头的天线伺服系统中,驱动天线朝减小角误差的方向转动,从而实现导引头对目标的精确跟踪。角度跟踪回路见图 1。

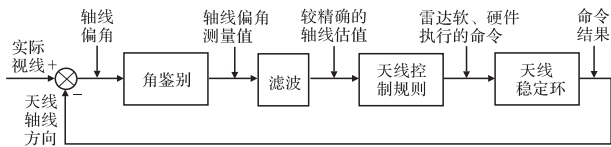


图 1 角度跟踪回路

Fig.1 Angle tracking loop

图 1 中角鉴别,即测量天线轴线对目标位置的偏角,得到角度误差。角跟踪环滤波器接收从角鉴别器传输来的近乎连续的轴线偏角数据流,由此得出视轴偏角、角速度和角加速度的最佳估值。天线控制规则的功能就是利用滤波估值产生天线转速命令,使天线视轴对准目标。天线稳定环则起着保证天线跟踪目标位置稳定性的作用。

雷达导引头角度信息处理系统通常与天线伺服系统密切相关,所以得到角度跟踪系统的典型框见图 2,角误差解调(接收)通道是主通道,具有陀螺反馈的驱动通道是反馈通道。

图 2 中,  $q(t)$ 、 $\theta(t)$  和  $e(t)$  分别为视线角、天线指向角和误差角;  $\zeta(t)$  为弹体扰动角速率;  $u(t)$  为比例于视线角速度的输出电压。

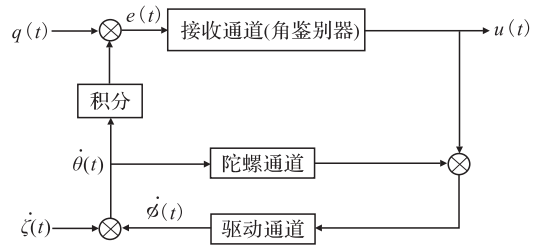


图 2 角度跟踪系统原理框图

Fig.2 Principle diagram of angle tracking system

### 1.2 雷达导引头角度跟踪系统的跟踪特性分析

根据雷达导引头角度跟踪原理分析可以看出接收通道进行跟踪误差鉴别是跟踪环路的关键环节,决定着跟踪环路的性能和精度。所以通过角度鉴别误差对角度跟踪系统的跟踪特性进行分析。角度跟踪系统是一个复合负反馈系统,首先由角度跟踪系统的典型框图得到跟踪系统的简化模型见图 3。

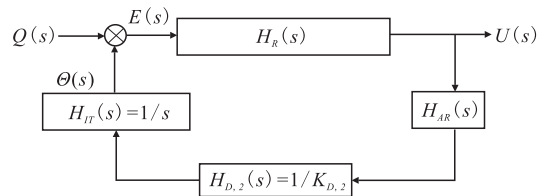


图 3 角度跟踪系统简化模型

Fig.3 The simplified model of angle tracking system

跟踪环路主通道,即接收通道(角鉴别器)的传递函数为:

$$H_R(s) = K_R W_R(s) = \frac{K_R}{T_R s + 1} u(t) \quad (1)$$

式中:  $K_R$  为解调系数;  $T_R$  为解调时常数。

反馈通道中的各传递函数表达式见文献[11]。经过推导得到角度跟踪系统的传递函数为:

$$U(s) = \frac{K_R}{T^2 s^2 + 2\xi T s + 1} s Q(s) \quad (2)$$

分析式(2)可以看出导引头角度跟踪系统属于典型的二阶控制系统,对于二阶输入有稳态误差,对于三阶及以上输入发散。也即是当该系统所跟踪的角度回波信号三阶变化量不为零时,二阶角度跟踪环路则会产生不断积累变大的跟踪误差,当该跟踪误差超出图 4 所示的角鉴别器的误差鉴别线性区域,也就是跟踪误差超过导引头的跟踪空域分裂门  $2\theta_0$  的一半时,就可以认为雷达导引头的自动角度跟踪状态将被迫中断,而转为搜索模式,从而导致导弹导引头无法获得准确的目标角度信息,这对于需要精确角度信息进行制导指令解算的空空导弹而言,将严重增大其制导误差。

根据上述导弹导引头角度跟踪系统特性分析,得到战斗机规避导弹攻击的机动控制目标为确保相对角度的三阶变化量不为 0,即导引头测得的目标

角度回波信号  $\varphi_r$  具有下面的形式:

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

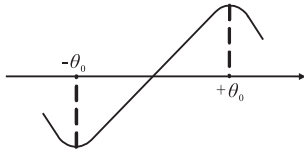


图4 角误差曲线

Fig.4 The curve of angle tracking error

## 2 导弹-战斗机相对运动模型建立

为了简化问题,作如下假设:①导弹和战斗机均视为质点,导弹采用比例导引律制导;②忽略气动阻力,导弹和战斗机的纵向加速度为0;③战斗机的空间机动可分解为水平和俯仰2个互相垂直的平面来研究,在中远距空空导弹来袭的态势下,忽略导弹和目标之间的高差,只考虑在水平面内导弹攻击情况下的战斗机规避机动控制方法。

导弹-战斗机平面相对运动关系见图5。

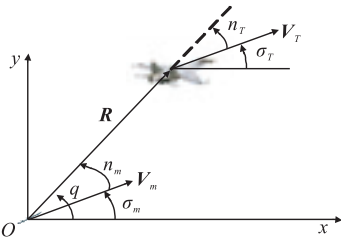


图5 导弹与战斗机的相对位置

Fig.5 The relative position of missile and fighter

图5中,  $V_T, V_m$  分别为战斗机和导弹的速度矢量;  $R$  代表导弹到战斗机的距离矢量;  $\sigma_T, \sigma_m$  分别为战斗机和导弹的航迹方位角;  $\eta_T, \eta_m$  分别为战斗机和导弹的速度矢量前置角;  $q$  为弹目视线角。

导弹与战斗机的相对距离可由二者的即时位置坐标  $(x_m, y_m)$  和  $(x_T, y_T)$  确定。可以表示为:

$$|\vec{R}| = \sqrt{(x_T - x_m)^2 + (y_T - y_m)^2} \quad (4)$$

建立导弹和战斗机的相对运动模型如下:

$$\dot{R} = V_T \cos \eta_T - V_m \cos \eta_m \quad (5)$$

$$R \dot{q} = V_m \sin \eta_m - V_T \sin \eta_T \quad (6)$$

$$q = \eta_T + \sigma_T = \eta_m + \sigma_m \quad (7)$$

令  $\omega = \dot{q}, V_m = \dot{R}$ , 分别为目标视线旋转角速度和导弹与战斗机的接近速度。

导弹采用比例导引,导航比为  $K$ , 导引律表达式如下:

$$\dot{\sigma}_m = K \dot{q} = K \omega \quad (8)$$

导弹侧向过载可表示为:

$$n_{mc} = \frac{KV_m \omega}{g} \quad (9)$$

## 3 基于非线性动态逆方法的规避机动控制律设计

### 3.1 非线性动态逆方法简介

利用非线性动态逆方法设计战斗机机动控制律可以实现规避轨迹与控制的一体化优化<sup>[12]</sup>。动态逆方法,本质上是将一个系统的非线性部分通过引入一个适当的非线性输入来加以抵消,并用一个期望的动态模型来代替。动态逆方法研究的控制对象用如下所示的微分方程组来描述:

$$\dot{x}(t) = f(x) + g(x)u \quad (10)$$

$$y(t) = h(x) \quad (11)$$

式中:状态变量  $x(t) \in \mathbf{R}^n$ ; 系统输入  $u(t) \in \mathbf{R}^m$ ; 系统输出  $y(t) \in \mathbf{R}^p$ 。

假设对于所有的  $x$  取值,  $g(x)$  均为可逆的,则为了使控制对象的输出  $y(t)$  跟踪指定轨迹,可以构造合适的控制信号  $u_c(t)$ , 以产生期望的动态输出  $y_{des}(t)$ 。动态逆控制律形式可以表示为:

$$u_c(t) = G^{-1}(x)(\dot{y}_{des}(t) - F(x)) \quad (12)$$

控制器设计的任务就是构造一个合适的控制信号  $u_c(t)$ , 以得到如下所示的期望动态输出  $y_{des}(t)$ :

$$y_{des}(t) = K(y_c(t), y_{meas}(t)) \quad (13)$$

式中:  $K$  代表控制器符号,期望控制输出信号  $y_c$  和获得的实际测量信号  $y_{meas}$  分别为控制器的输入。非线性动态逆控制方案见图6。

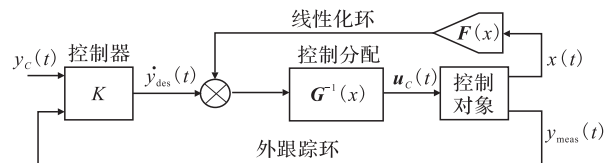


图6 非线性动态逆控制方案

Fig.6 Control block of nonlinear dynamic inversion

根据文献[13]得到构建期望动态输出  $y_{des}(t)$  信号的步骤如下:

第1步 定义误差函数为:

$$e(t) = y_c(t) - y_{meas}(t) \quad (14)$$

第2步 把式(14)各项对时间求导,得到:

$$\dot{y}_{meas}(t) = \dot{y}_c(t) - \dot{e}(t) \quad (15)$$

第3步 设计控制器  $K$ , 使误差  $e(t)$  趋为0,

同时保证式(16)所描述的系统满足渐进稳定,即:

$$\dot{e}(t) = -Ke(t) \quad (16)$$

**第4步** 在系统存在完美动态逆的情况下,系统输出能够跟随期望的动态信号,即  $\dot{y}_{\text{meas}}(t) = \dot{y}_{\text{des}}(t)$ 。所以得到信号  $\dot{y}_{\text{des}}(t)$  的最终表达式为:

$$\dot{y}_{\text{des}}(t) = \dot{y}_c(t) + Ke(t) \quad (17)$$

文中所设计机动控制律所需的控制信号  $u_c(t)$  是在上述构建步骤中,通过设计控制器  $K$  的过程求取的。

### 3.2 基于非线性动态逆的规避机动控制器

战斗机规避导弹攻击的机动控制目标就是要使导弹在跟踪战斗机过程中其速度矢量前置角  $\eta_m$  的三阶导数不为0。针对的控制对象为导弹和战斗机的相对运动模型,所以在设计动态逆控制器过程中,令  $y_{\text{des}}(t) = \eta_m$ , 则期望动态输出信号  $\dot{y}_{\text{des}}(t)$  不为零即是控制目标。

$\eta_m$  的表达式由式(7)中的  $\eta_m$  对时间求导得:

$$\dot{\eta}_m = \dot{q} - \dot{\sigma}_m = \dot{\omega} - \dot{\sigma}_m = (1-K)\dot{\omega} \quad (18)$$

又由式(6)2端对时间求导并化简可得:

$$\dot{\omega} = -\frac{2R\dot{\omega}}{R} + [\dot{V}_m \sin \eta_m - \dot{V}_T \sin \eta_T] R^{-1} - \frac{\cos \eta_m}{R} n_{mc} + \frac{\cos \eta_T}{R} n_{Tc} \quad (19)$$

所以将式(19)代入式(18),并考虑导弹和战斗机纵向加速度为0的假设可得:

$$\dot{\eta}_m = (1-K)(-2R\dot{\omega} - n_{mc} \cos \eta_m + n_{Tc} \cos \eta_T) R^{-1} \quad (20)$$

式中:  $n_{Tc}$  为战斗机的横向过载,也就是要构造的机动控制器的控制信号  $u_c(t)$ 。

下面的任务就是根据3.1节提到的构造期望的动态输出  $\dot{y}_{\text{des}}(t) = \dot{\eta}_m \neq 0$  的步骤,来推导出满足要求的控制信号  $n_{Tc}$ 。

根据式(14)定义误差函数,其中实际测量信号  $y_{\text{meas}} = \eta_m(t)$ , 期望控制输出信号  $y_c$  为:

$$y_c = \eta_{mC}(t) = c_0 \sin(\omega_0 t + \eta_{m0}) \quad (21)$$

式中:  $c_0, \omega_0$  为设定参数;  $\eta_{m0}$  为初始偏角。

则有:

$$e(t) = F(\eta_{mC}, \eta_m) = \eta_{mC}(t) - \eta_m(t) \quad (22)$$

对误差函数求导过程中,考虑  $y_{\text{des}}(t) = \eta_m$  为二阶系统,则在反馈跟踪控制系统中,误差函数  $F(\eta_{mC}, \eta_m)$  也为二阶,可以由以下偏微分方程进行描述:

$$\frac{\partial^2 F}{\partial t^2} + \lambda_1 \frac{\partial F}{\partial t} + \lambda_0 F(\eta_{mC}, \eta_m) = 0 \quad (23)$$

将式(22)代入上式可得:

$$\ddot{\eta}_{mC}(t) - \ddot{\eta}_m(t) + \lambda_1 [\dot{\eta}_{mC}(t) - \dot{\eta}_m(t)] + \lambda_0 [\eta_{mC}(t) - \eta_m(t)] = 0 \quad (24)$$

再将式(7)和式(18)代入上式得:

$$\ddot{\eta}_{mC}(t) - (1-K)(-2R\dot{\omega} - n_{mc} \cos \eta_m + n_{Tc} \cos \eta_T) R^{-1} + \lambda_1 [\dot{\eta}_{mC}(t) - (1-K)\dot{\omega}] + \lambda_0 [\eta_{mC}(t) - \eta_m(t)] = 0 \quad (25)$$

由式(25)化简可得:

$$n_{Tc} = [\dot{\eta}_{mC}(t) R (1-K)^{-1} + (2R\dot{\omega} + n_{mc} \cos \eta_m)] \cos^{-1} \eta_T + \frac{R \{ \lambda_1 [\dot{\eta}_{mC}(t) - (1-K)\dot{\omega}] + \lambda_0 [\eta_{mC}(t) - \eta_m(t)] \}}{(1-K) \cos \eta_T} \quad (26)$$

上式中涉及的未知参数  $\lambda_0, \lambda_1$  通过设计控制器  $K$  的过程进行求解。则要使式(22)表示的误差趋于0,同时保证式(23)所描述的系统满足渐进稳定。系数  $\lambda_0, \lambda_1$  应满足如下条件:

$$\begin{cases} \lambda_0 \geq 0 \\ \lambda_1 \geq 2\sqrt{\lambda_0} \end{cases} \quad (27)$$

然后根据文献[19]提到的参数求解方法选取如下形式的关于未知参数  $\lambda_0, \lambda_1$  的泛函:

$$J = J(\lambda_0, \lambda_1) = \int_{t_0}^{t_f} [\eta_{mC}(t) - \eta_m(t)]^2 dt \quad (28)$$

在整个控制过程中,从初始时刻  $t_0$  到终端时刻  $t_f$  使上述泛函取最小,  $J$  在最小值点处根据式(29)求得  $\lambda_0, \lambda_1$ , 即:

$$\begin{cases} \frac{\partial J(\lambda_0, \lambda_1)}{\partial \lambda_0} = 0 \\ \frac{\partial J(\lambda_0, \lambda_1)}{\partial \lambda_1} = 0 \end{cases} \quad (29)$$

由式(26)和式(29)便得到了战斗机的横向过载控制指令,考虑到战斗机的过载还受到约束条件  $n_{Tc} \in [-n_{T\max}, n_{T\max}]$  的限制,因此,最终经过修正的战斗机控制指令表示如下:

$$n_{Tc} = \begin{cases} n_{Tc} & , |n_{Tc}| \leq n_{T\max} \\ \text{sign}(n_{Tc}) n_{T\max} & , |n_{Tc}| \geq n_{T\max} \end{cases} \quad (30)$$

## 4 仿真分析

仿真采用的某型雷达制导空空导弹的主要参数如下:最大飞行时间为30 s,最大过载为35 g,导航比  $K=3$ ,导引头的跟踪空域分裂门为  $2\theta_0=6^\circ$ 。战斗机的主要参数为最大横向过载  $n_{T\max}=5.5 g$ 。

另外按照式(21)所选取的期望控制输出信号的参

数为:  $c_0 = 16, \omega_0 = 0.1\pi, \eta_{m0} = 0$ 。解算得到的控制指令中的参数分别为:  $\lambda_0 = 0.1 \text{ s}^{-1}, \lambda_1 = 0.1 \text{ s}^{-2}$ 。

本文以导弹导引头的角度跟踪误差超过导引头跟踪空域分裂门的一半为仿真截止条件,当达到此条件时,即认为导弹的角度跟踪系统中断跟踪,转为搜索状态。为了验证文中所研究的机动控制律的有效性,对导弹迎头和尾追攻击 2 种情况数值仿真。

迎头攻击时,导弹与战斗机的初始参数见表 1。

表 1 迎头攻击初始参数

Tab.1 The initial parameter of heading attack

	$x/\text{km}$	$y/\text{km}$	$V/(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	$\sigma/(\text{°})$
导弹	0	0	1 200	20
战斗机	20	20	400	240

仿真结果见图 7~图 9。

尾追攻击时下,导弹与战斗机的初始参数见表 2。

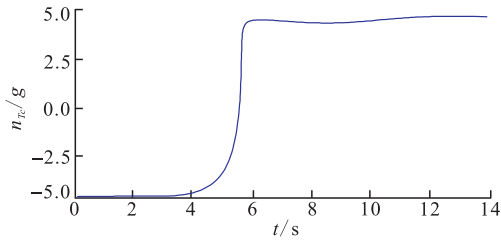


图 7 战斗机的横向指令过载

Fig.7 The relative trajectory of missile and fighter

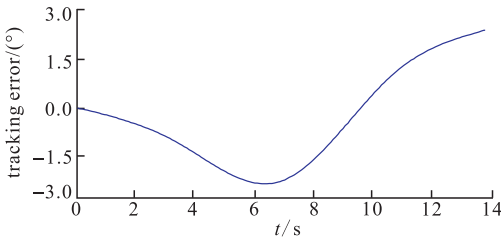


图 8 自动角度跟踪系统的跟踪误差

Fig.8 The lateral overload command of fighter

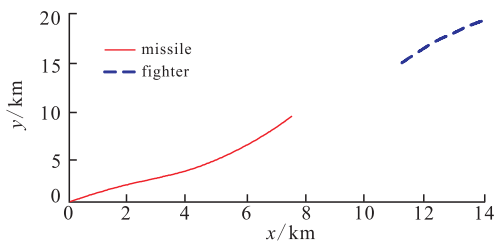


图 9 导弹与战斗机的相对轨迹

Fig.9 The tracking error of auto angle tracking system

表 2 尾追攻击初始参数

Tab.2 The initial parameter of stern attack

	$x/\text{km}$	$y/\text{km}$	$V/(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	$\sigma/(\text{°})$
导弹	0	0	1 200	20
战斗机	8	9	400	10

仿真结果见图 10~图 12。

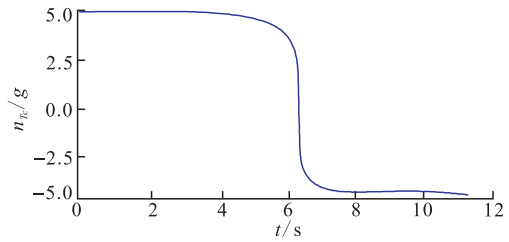


图 10 战斗机的横向指令过载

Fig.10 The relative trajectory of missile and fighter

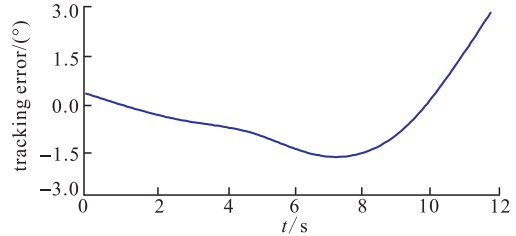


图 11 自动角度跟踪系统的跟踪误差

Fig.11 The lateral overload command of fighter

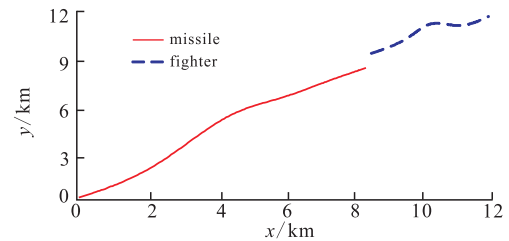


图 12 导弹与战斗机的相对轨迹

Fig.12 The tracking error of auto angle tracking system

由迎头和尾追攻击情况下的仿真结果可以看出,通过控制战斗机的横向过载,可以使得导弹导引头的自动角度跟踪系统的跟踪误差超过其跟踪空域分裂门的一半,使得其角度跟踪状态被迫中断。由图 7 和图 10 可以看出,为了实现该本文提出的机动方法,战斗机在控制过程中伴随着横向过载的极限变化,这是因为战斗机的横向过载受到限制,其所能达到的最大机动小于指令机动。

### 5 结语

本文根据战斗机进行中远距空战对抗的现实需要,提出了一种基于雷达导引头角度跟踪特性的规避机动控制方法。通过对雷达导引头角度跟踪系统的分析,得到战斗机规避导弹攻击的机动控制目标,然后利用非线性动态逆方法设计了战斗机的规避机动控制律。仿真结果表明,战斗机采取此机动方法,能够实现中断导弹导引头角度跟踪的目的,从而影响导弹的精确制导能力,提高战斗机的生存能力。

但是通过仿真结果也可以看出,来袭导弹雷达导引头的跟踪误差是随着时间逐渐积累的,当战机与导弹相距较近时采取该机动方法将来不及破坏导

引头的跟踪状态,因此,在下一步的工作中,将重点考虑以下方面:分析该机动方法的适用范围及边界条件,为飞行员提供有效的战术依据;研究三维空间机动方法,增强战斗机规避导弹攻击的效果。

#### 参考文献(References):

- [1] Ball R E. The Fundamentals of Aircraft Survivability Analysis and Design [M]. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2003.
- [2] Remzi A, Altılar D T. Modeling Evasion Tactics of A Fighter Against Missile in Three Dimension [R]. AIAA-2006-6604, 2006.
- [3] Singh L. Autonomous Missile Avoidance Using Non-linear Model Predictive Control [C]//Proceedings of the AIAA Guidance Navigations and Control Conference and Exhibit, [S.l]: AIAA Press, 2004: 1-15.
- [4] Karelähti J, Virtanen K, Raivio T. Near-optimal Missile Avoidance Trajectories Viareceding Horizon Control [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2007, 30(5): 1287-1298.
- [5] Imado F, Kuroda T. Engagement Tactics for Two Missiles Against an Optimally Maneuvering aircraft [J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2011, 34(2): 574-582.
- [6] 王长青,史晓丽,王新民,等.基于LQ微分对策的最优规避策略与决策算法 [J]. 计算机仿真, 2008, 25(9): 74-78.  
WANG Changqing, SHI Xiaoli, WANG Xinmin, et al. Optimal Evasion Strategies Based on LQ Differential Games [J]. Computer Simulation, 2008, 25(9): 74-78. (in Chinese)
- [7] Karelähti J, Virtanen K, Raivio T. Near-optimal Missile Avoidance Trajectories via Receding Horizon Control [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2007, 30(5): 1287-1298.
- [8] Xiaoping W, Qinying L, Xinming Dong. Aircraft Evasive Maneuver Trajectory Optimization based on QP-SO [C]//2010 International Congress on Ultra Modern Telecommunications and Control Systems and Workshops (ICUMT), 2010: 416-420.
- [9] Jung B, Kim K S, Kim Y. Guidance Law for Evasive Aircraft Maneuvers Using Artificial Intelligence [R]. AIAA 2003-5552, 2003.
- [10] 李飞,俞利新,王龙,等.中断雷达距离跟踪的战斗机机动控制方法 [J]. 北京航空航天大学学报, 2014, 40(4): 467-472.  
LI Fei, YU Lixin, WANG long, et al. Fighter Maneuver Control Method of Rader Range Tracking Interrupt [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 40(4): 467-472. (in Chinese)
- [11] 高峰. 雷达导引头概论 [M]. 北京: 电子工业出版社, 2010.  
GAO Feng. Conspectus of Radar Seeker [M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2010. (in Chinese)
- [12] 龙晋伟,潘文俊,王立新. 战斗机动态逆控制律对比研究 [J]. 飞行力学, 2013, 31(4): 297-300.  
LONG Jinwei, PAN Wenjun, WANG Lixin. A Comparison of Nonlinear Dynamics Inversion Control Law Designs for A Fighter Aircraft [J]. Flight Dynamics, 2013, 31(4): 297-300. (in Chinese)
- [13] Stevens B, Lewis F. Aircraft Control and Simulation [M]. New York: Wiley Press, 2003.

(编辑:田新华)