

## 中距拦射空空导弹的中制导指令计算新方法

康志强, 寇英信, 李战武, 陈磊  
(空军工程大学航空航天工程学院, 西安 710038)

**摘要:**介绍了经典中距拦射空空导弹无线电修正指令的形成原理及存在的问题,并分析了原因。提出了变周期中制导指令的方式,并建立了基于目标当前统计模型的变周期指令模型,将目标运动状态预估值融入中制导指令,以中制导剩余时间估计为根据,改变中制导指令周期。仿真结果表明,改进的指令模型提高了导引头偏离角跟踪的效能并限制了截获时的目标指示角误差。

**关键词:**中距拦射导弹;中制导指令;变周期;当前统计模型

**中图分类号:**V271.4 **文献标志码:**A **文章编号:**1671-637X(2014)09-0095-04

## Mid-Guidance Instruction Calculation of Medium-Range Air-to-Air Intercept Missile

KANG Zhi-qiang, KOU Ying-xin, LI Zhan-wu, CHEN Lei

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

**Abstract:** The principle and the existing problems of radio amendment instruction consisted in the classical medium-range air-to-air intercept missile are described. Then a new method of variable period mid-guidance instruction is proposed. A variable period instruction model is established based on the Current Statistical Model (CSM) of target. The predicted target motion value is introduced into mid-guidance instruction, and the period of mid-guidance instruction is changed according to the estimated remaining time of mid-guidance. The simulation result indicates that the modified instruction model can improve the tracking efficiency of seeker and limit the error of target's designation angle in intercepting and capturing.

**Key words:** medium-range intercept missile; mid-guidance instruction; variable period; current statistical model

### 0 引言

中距拦射是一种典型的空空导弹发射制导的火控原理,也是歼击机、截击机较常使用的作战方式,其中制导过程起到了远距引导的关键作用。但是以往修正指令以固定周期向导弹传输,导弹与目标距离越近,目标在该周期内的机动所致其在导引头内的偏离角速度越大,容易造成逃离导引头视场,进而对中末角度截获造成影响。本文对中距拦射导弹的经典中制导指令形成方式进行了分析,提出了基于目标当前统计模型的变周期中制导指令计算方式,融入了目标运动预测的同时,根据预估弹目距离改变指令发送周期。仿真结果表明,变周期中制导指令可以有效地改善中制导的

导引精度,提高中末交接过程中的角度截获概率。

### 1 无线电修正指令原理

导弹中制导段的定义指的是从导弹发射到导引头截获目标这一段飞行阶段。在中制导过程中,由弹载惯导系统提供导弹自身位置、角度及其速度和加速度信息,并通过载机计算目标变化的相对位置、相对速度信息为导弹提供修正指令<sup>[1]</sup>,导弹即可机动转弯。中制导结束时,导弹雷达导引头是否能截获目标是导弹命中目标的重要前提<sup>[2]</sup>,而导引头能否截获目标完全取决于导弹中制导的精度。

载机发射中距拦射空空导弹前,火控计算机计算导弹攻击区、判定发射条件的同时,对是否发送无线电指令做出条件判定,即

$$T_{\text{FX}} = \frac{D_{\text{FS}} - 1.5D_{\text{JH}}}{\dot{D}} \geq 0 \quad (1)$$

式中:  $D_{FS}$  为导弹发射距离;  $T_{FX}$  为导弹中制导阶段惯性制导飞行时间;  $D_{IH}$  为雷达导引头天线截获目标距离。当条件满足时, 雷达天线位标器指向目标运动的提前位置, 提前角度为<sup>[3]</sup>

$$\begin{cases} \mathbf{v}_{DR} = \mathbf{v}_R + \frac{T_{FX}}{3} \boldsymbol{\omega}_{vM} \\ \boldsymbol{\mu}_{DR} = \boldsymbol{\mu}_R + \frac{T_{FX}}{3} \boldsymbol{\omega}_{\mu M} \end{cases} \quad (2)$$

式中,  $\boldsymbol{\omega}_{vM}$  和  $\boldsymbol{\omega}_{\mu M}$  为目标线方位角速度和俯仰角速度。当发动机点火时, 将偏离角和发射瞬间的距离矢量  $D$  和相对速度矢量  $V_{XD}$  在基准坐标系的投影装订在弹载计算机上。

导弹发射后, 如果目标和预计运动状况一样, 即匀速直线运动, 那么火控计算机在假设条件  $V_M = \text{const}$  下预测的目标坐标, 就会和弹载计算机和弹载惯性导航系统在基准系下计算的坐标一致, 同时雷达位标器也指向正确的截获位置。当目标机动时, 目标运动位置会与预测位置出现偏差, 机载雷达探测到实际目标速度和预测目标速度之间的速度误差  $\Delta V$ , 实际目标距离和预测距离之间的距离误差  $\Delta L$ , 编码后形成无线电指令发送给导弹。导弹根据惯导计算出的自身位置重新计算截获位置, 并以此调整导引头位标器的偏离角, 导弹控制系统将根据中制导导引律控制导弹沿正确航线飞向目标。

## 2 当前统计模型

当前统计模型 (Current Statistical Model, CSM), 采用修正的瑞利分布来描述机动加速度的统计特性。当目标正以某一加速度机动时, 下一时刻的加速度取值是有限的, 且只能在“当前”加速度的邻域内, 该模型的本质是非零均值时间相关模型, 与传统的 Singer 模型相比, 它更为真实地反映目标机动范围的强度变化<sup>[4]</sup>。

令  $\mathbf{X}(k) = [x \quad \dot{x} \quad \ddot{x} \quad y \quad \dot{y} \quad \ddot{y}]$ , 表示目标状态, 其中,  $(x, y)$ 、 $(\dot{x}, \dot{y})$  和  $(\ddot{x}, \ddot{y})$  分别表示目标在  $k$  时刻的位置、速度和加速度信息。CSM 算法将目标的状态转移方程建模为<sup>[5]</sup>

$$\mathbf{X}(k+1) = \mathbf{F}_{\text{CSM}}(k) \mathbf{X}(k) + \mathbf{G}(k) \bar{\mathbf{a}}(k) + \mathbf{V}(k) \quad (3)$$

式中:  $\bar{\mathbf{a}}(k) = [\bar{a}_x(k) \quad \bar{a}_y(k)]$ , 为机动加速度的均值;  $\mathbf{F}_{\text{CSM}}(k)$  和  $\mathbf{G}(k)$  分别为状态转移矩阵和输入控制矩阵, 且

$$\mathbf{F}_{\text{CSM}}(k) = \begin{bmatrix} \mathbf{F} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{F} \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$\mathbf{G}(k) = \begin{bmatrix} \mathbf{G} & \mathbf{0}_{3 \times 1} \\ \mathbf{0}_{3 \times 1} & \mathbf{G} \end{bmatrix} \quad (5)$$

式中,  $\mathbf{0}_{3 \times 3}$  和  $\mathbf{0}_{3 \times 1}$  为零矩阵。而

$$\mathbf{F} = e^{AT} = \begin{bmatrix} 1 & T & (\alpha T - 1 + e^{-\alpha T})/\alpha^2 \\ 0 & 1 & (1 - e^{-\alpha T})/\alpha \\ 0 & 0 & e^{-\alpha T} \end{bmatrix} \quad (6)$$

$$\mathbf{G} = \begin{bmatrix} [-T + \alpha T^2/2 + (1 - e^{-\alpha T})/\alpha]/\alpha \\ T - (1 - e^{-\alpha T})/\alpha \\ 1 - e^{-\alpha T} \end{bmatrix} \quad (7)$$

式中:  $T$  为采样间隔;  $\alpha$  为机动频率, 其典型值为大气扰动  $\alpha_1 = 1$ , 慢速转弯  $\alpha_2 = \frac{1}{60}$ , 逃避机动  $\alpha_3 = \frac{1}{20}$ 。离散时间过程噪声  $V(k)$  具有协方差

$$\mathbf{Q}(k) = \begin{bmatrix} \mathbf{Q}_x & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{Q}_y \end{bmatrix} \quad (8)$$

$$\mathbf{Q}_x = 2\alpha\sigma_{ax}^2 \begin{bmatrix} q_{11} & q_{12} & q_{13} \\ q_{12} & q_{22} & q_{23} \\ q_{13} & q_{23} & q_{33} \end{bmatrix} \quad (9)$$

$$\mathbf{Q}_y = 2\alpha\sigma_{ay}^2 \begin{bmatrix} q_{11} & q_{12} & q_{13} \\ q_{12} & q_{22} & q_{23} \\ q_{13} & q_{23} & q_{33} \end{bmatrix} \quad (10)$$

式中,  $\sigma_{ax}^2$  和  $\sigma_{ay}^2$  分别为  $x$  方向和  $y$  方向的机动加速度方差, 且

$$\sigma_{ax}^2 = \begin{cases} \frac{(4-\pi)}{\pi} [a_{x\text{max}} - \bar{a}_x(k)]^2, \bar{a}_x(k) \geq 0 \\ \frac{(4-\pi)}{\pi} [a_{x\text{min}} + \bar{a}_x(k)]^2, \bar{a}_x(k) < 0 \end{cases} \quad (11)$$

$$\sigma_{ay}^2 = \begin{cases} \frac{(4-\pi)}{\pi} [a_{y\text{max}} - \bar{a}_y(k)]^2, \bar{a}_y(k) \geq 0 \\ \frac{(4-\pi)}{\pi} [a_{y\text{min}} + \bar{a}_y(k)]^2, \bar{a}_y(k) < 0 \end{cases} \quad (12)$$

式中:  $a_{x\text{max}}$  和  $a_{x\text{min}}$  分别为目标在  $x$  坐标方向所能达到的最大正、负加速度;  $a_{y\text{max}}$  和  $a_{y\text{min}}$  代表目标在  $y$  轴方向的最大正、负加速度;  $\mathbf{Q}_x$  和  $\mathbf{Q}_y$  中的其他参数参见文献[6]。

## 3 变周期指令模型

机载火控雷达以固定周期向导弹发送无线电指令, 在两个指令之间的周期内, 目标的机动动作可能会增加目标线与雷达位标器指向的夹角, 尤其在导弹接近导引头截获位置的一段时间内, 可能导致最终无法截获目标, 所以提出了变周期中制导指令模型。首先, 由于载机和导弹之间为单向数据链, 载机火控计算机无法获得导弹与截获点的距离和剩余时间, 因此, 首先估算弹目距离和剩余飞行时间, 然后在目标当前统计模型的基础上建立变周期指令模型。

发射导弹前, 火控计算机预计中制导时间  $T_{FX}^0$ 。假

设在  $k$  时刻导弹处于  $O$  点, 经过  $T_k$  时间后导弹飞行至  $M$  点, 接收下一条指令  $(\Delta L, \Delta V)$ , 载机同时根据目标的运动变化估算导弹中制导剩余时间

$$T_{FX}^{k+1} = T_{FX}^k - T_k + \frac{\Delta L}{\bar{V}} \cdot K\alpha \quad (13)$$

式中:  $T_{FX}^k$  代表发送第  $k$  个指令时估计的剩余中制导时间;  $T_k$  为第  $k$  时刻发送中制导指令的周期;  $\Delta L$  为第  $k$  时刻的指令内容;  $\bar{V}$  为目标运动平均速度;  $K$  为机动比例系数;  $\alpha$  为机动频率。

机载火控系统根据估计的中制导剩余时间, 通过区间划分建立中制导变周期指令模型

$$T_k = \begin{cases} T_0, & T_{FX}^k \in (T_{FX}^0/2, T_{FX}^0] \\ T_0/2, & T_{FX}^k \in (T_{FX}^0/4, T_{FX}^0/2] \\ T_0/4, & T_{FX}^k \leq T_{FX}^0/4 \end{cases} \quad (14)$$

根据式(14)确定指令周期后, 在指令周期的基础上建立目标运动当前统计模型, 获得目标运动的估计值, 得到中制导修正指令。然后根据式(15)修正导引头偏离角提前量, 完成整个中制导精确引导。

$$u_{DR} = \begin{cases} u_R + \frac{T_{FX}^k}{3} \omega_{uM}, & T_k = T_0 \\ u_R + \frac{T_{FX}^k}{6} \omega_{uM}, & T_k = T_0/2 \\ u_R + \frac{T_{FX}^k}{12} \omega_{uM}, & T_k = T_0/4 \end{cases} \quad (15)$$

具体流程如图1所示。

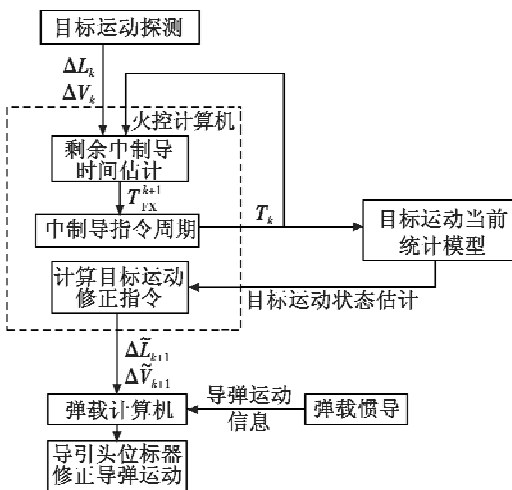


图1 改进中制导指令计算流程

Fig.1 Flow chart of the modified instruct calculation

### 4 仿真结果

为了对改进的中制导指令和传统指令的计算方法进行比较, 下文进行了同条件下的导弹中制导仿真, 通过比较导弹接收指令前一刻导引头偏离角误差来凸显两者的指令引导效果。

设定目标初始位置为  $(36 \text{ km}, 36 \text{ km})$ , 并做半径为  $5 \text{ km}$  的等速圆弧机动; 载机发射导弹位置为  $(0 \text{ m}, 0 \text{ m})$ , 初始速度为  $370 \text{ m/s}$ , 且中距拦射导弹的导引头截获距离设为  $15 \text{ km}$ , 初始指令周期为  $2 \text{ s}$ , 导弹飞行仿真步长为  $0.1 \text{ s}$ , 忽略导弹操纵机构的延时性和弹载惯导系统的测量误差。仿真结果目标与导弹几何位置见图2。

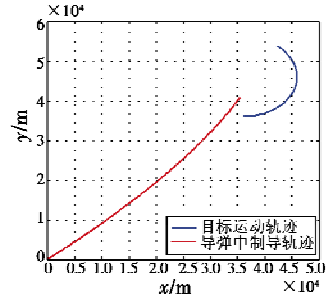


图2 导弹中制导飞行轨迹

Fig.2 Flight track of missile mid-guidance

改进的中制导指令计算方法提出变周期的指令方式和目标运动估计, 旨在改善导弹飞行过程中导引头的偏离误差。比较两种方法中导弹接收指令前一刻的导引头偏离误差, 结果如图3、图4所示。

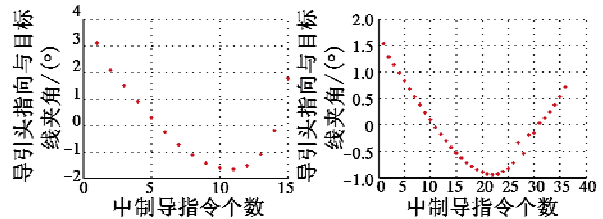


图3 传统修正指令的导引头修正误差

Fig.3 Seeker's amendment error of traditional revision instructions

图4 改进修正指令的导引头修正误差

Fig.4 Seeker's amendment error of improved revision instructions

从图中比较横坐标可以看出, 同样的仿真条件下, 改进指令模型中制导时间内的指令个数比传统模型多一倍多, 同时比较纵坐标也可以看出, 改进指令模型在接收中制导指令时刻的导引头偏离误差比传统模型的导引头偏离误差小将近50%, 这表明改进中制导指令方法中目标运动的估计对导引头偏离控制起到了有效的改善作用。另外, 在导弹截获瞬间即  $15 \text{ km}$  处时, 传统指令控制下的导引头截获目标指示角误差为  $4.3^\circ$ , 而变周期中制导指令修正的导引头截获目标指示角误差仅为  $1.07^\circ$ , 所以改进的指令方法在目标大机动情况下可以一定程度地提高目标截获概率。图3和图4中均存在一个极小值点, 这是由于目标的机动规律对于导引头偏转控制有着相似的影响, 而在图4中第27个指令时出现的角度跳跃, 是由于此时刻为指令周期变化的衔接时刻, 而导引头偏转角度也跟随周期变化而发生跃变,

所以此刻导引头偏转误差角出现大的跳变。

## 5 结束语

中远距空空导弹的中制导过程,除了载机发送无线电指令外,还需精确弹载惯导系统计算的导弹位置、姿态信息,这同样影响着导弹中制导精度和截获概率。本文从载机发送中制导修正指令的角度提出变周期中制导信息与基于目标当前统计模型的运动估计相结合的中制导修正指令形成方法。仿真结果表明,该方法有效改善中制导的导引精度,提高导引头的跟踪、截获性能。

### 参 考 文 献

- [1] 侯振乾,杨军,凡国龙. 中远程导弹最优中制导律设计[J]. 计算机仿真, 2011, 28(7): 71-74.  
HOU Z Q, YANG J, FAN G L. Design of optimal mid-course guidance law for anti-radar missile[J]. Computer Simulation, 2011, 28(7): 71-74.
- [2] 赵志伟,张安,夏庆军,等. 中远程空空导弹目标截获概率仿真计算[J]. 火力指挥与控制, 2011, 36(10): 160-164.  
ZHAO Z W, ZHANG A, XIA Q J, et al. Simulated com-

putation of target-acquisition probability of intermediate-long-range air-to-air missile[J]. Fire Control & Command Control, 2011, 36(10): 160-164.

- [3] 周志刚. 航空综合火力控制原理[M]. 北京:国防工业出版社, 2008.  
ZHOU Z G. Aviation integrated fire control principle[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2008.
- [4] 钱华明,陈亮,满国晶,等. 基于当前统计模型的机动目标自适应跟踪算法[J]. 系统工程与电子技术, 2011, 33(10): 2154-2158.  
QIAN H M, CHEN L, MAN G J, et al. Adaptive tracking algorithm of maneuvering targets based on current statistical model[J]. Systems Engineering and Electronics, 2011, 33(10): 2154-2158.
- [5] 谭顺成,王国宏,王娜,等. 改进的交互式当前统计模型算法[J]. 电光与控制, 2011, 18(4): 21-25.  
TAN S C, WANG G H, WANG N, et al. An improved interacting current statistical model algorithm[J]. Electronics Optics & Control, 2011, 18(4): 21-25.
- [6] 周宏仁,敬忠良,王培德. 机动目标跟踪[M]. 北京:国防工业出版社, 1991.  
ZHOU H R, JING Z L, WANG P D. Maneuvering target tracking[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1991.

(上接第 48 页)

增加的计算复杂度就越高,占用的系统资源越多,引起的时间延迟也就越长,故应用该改进算法时,应根据情况来选择时滞步长。

## 5 结束语

基于机动目标的精确跟踪问题,本文提出了一种针对马尔可夫转移系统的次优滤波方法——固定时滞平滑算法。算法以交互多模型为框架,通过引入包含状态当前值及状态滞后值的增广矩阵,适时地将滤波过程与平滑过程有机结合起来;利用平滑的滞后状态和过去时刻的量测值对时滞模型概率进行估算。仿真结果表明,通过对时滞步长的调整,可以合理地提高跟踪精度。当选取较小步长时,可以增加较小的计算复杂度和存储空间为代价,较大程度地提高跟踪精度和减少处理数据所需时间,故该算法也适用于机载实时计算。

### 参 考 文 献

- [1] 韩崇昭,朱洪艳,段战胜. 多源信息融合[M]. 北京:清华大学出版社, 2006.  
HAN C Z, ZHU H Y, DUAN Z S. Multi-source information fusion[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2006.
- [2] 卢晓,王伟. 时滞线性系统 Kalman 滤波[J]. 中国科学 E 辑:信息科学, 2006, 36(4): 437-448.  
LU X, WANG W. Kalman filtering in linear system with

time delay[J]. Science in China Series E: Information Sciences, 2006, 36(4): 437-448.

- [3] 许娟娟,张天平,裔扬. 随机时滞马尔可夫跳变非线性系统的鲁棒耗散控制[J]. 东南大学学报:自然科学版, 2010, 40(s1): 198-205.  
XU L J, ZHANG T P, YI Y. Robust dissipative control for uncertain stochastic systems with Markovian switching and time-varying delay[J]. Journal of Southeast University: Natural Science Edition, 2010, 40(s1): 198-205.
- [4] 孙敏慧,邹云,徐胜元. 马尔可夫切换系统的鲁棒  $H_\infty$  控制[J]. 控制与决策, 2005, 20(12): 1370-1373, 1378.  
SUN M H, ZOU Y, XU S Y. Robust  $H_\infty$  control for Markov jump linear systems[J]. Control and Decision, 2005, 20(12): 1370-1373, 1378.
- [5] BLOM H A P, BAR-SHALOM Y. The interacting multiple model algorithm for systems with Markovian switching coefficients[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 1988, 33(8): 780-783.
- [6] HELMICK R E, BLAIR W D, HOFFMAN S A. One-step fixed-lag smoothers for Markovian switching systems[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 1996, 41(7): 1051-1056.
- [7] NARENDRA K S, BALAKRISHNAN J. Adaptive control using multiple models[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 1997, 42(2): 171-187.
- [8] BAR-SHALOM Y, LI X R. Estimation and tracking principles, techniques and software[M]. Norwood, MA: Artech House, 1993.