

## 空空导弹用于舰载反导拦截的导引策略

周须峰

(中国空空导弹研究院,河南 洛阳 471009)

**摘要:** 新一代近距格斗空空导弹具有机动能力强、制导精度高的特点,可用于舰载垂直发射进行近程反导拦截作战。建立了垂直发射的三自由度弹道仿真数学模型,针对近距格斗空空导弹用于舰空反导拦截时初始段存在的探测与制导问题,提出了一种工程上易于实现的导引策略:利用目标方向信息,在探测线上构建随导弹移动的虚拟目标运动,用虚拟目标将垂直发射的导弹按比例导引律引向来袭目标,在弹目接近过程中,导引头完成对弱小目标的稳定截获并随即转入末制导段。最后对想定条件下的反导拦截进行了仿真分析,验证了该导引策略有效性。

**关键词:** 近距格斗空空导弹; 反导; 导引策略; 虚拟目标

**中图分类号:** V271.4      **文献标志码:** A      **文章编号:** 1671-637X(2014)01-0082-04

## Homing Strategy for a Short Range Dogfight AAM Used as Ship-Based Antimissile Missile

ZHOU Xu-feng

(China Airborne Missile Academy, Luoyang 471009, China)

**Abstract:** The new generation air-to-air missile for short range dogfight has the characteristics of high maneuverability and high guidance precision, which can be used as shipboard short range antimissile missile. A 3-DOF mathematical model of the vertical-launched missile was built up. In order to solve the problem of detection and guidance when a short range dogfight air-to-air missile is used to intercept anti-ship missile, a practical guidance method was proposed. Using the target direction information, a virtual target that moved on the detection line was introduced to guide the vertical-launched missile to fly to the target by the proportion guidance law. In approaching process, the IR seeker could capture the weak and small infrared target stably and then change to the terminal guidance state in time. Finally, an intercept simulation with the 3-DOF mathematical model illustrates the effectiveness of the guidance method.

**Key words:** short range dogfight air-to-air missile; anti-missile; guidance method; virtual target

### 0 引言

舰空导弹是水面舰艇编队防空反导作战使用的主要武器,而目前许多型号的舰空导弹都是由空空导弹发展而来<sup>[1]</sup>。新一代近距格斗空空导弹由于采用了推力矢量控制技术,使得飞行初始段的机动转弯能力大大提高,同时采用被动探测式红外成像导引头,使其具有抗干扰能力强、制导精度高等特点<sup>[2]</sup>,适合在水面舰艇上垂直发射,进行近程反导拦截作战。然而,红外型导弹对低空来袭反舰导弹的探测距离有限,初始段的探测与制导成为近距格斗空空导弹用于舰载反导的关

键。针对这一问题,本文提出基于虚拟目标的导引策略,并用三自由度模型对该导引策略进行了仿真分析。

### 1 垂直发射数学模型

舰空导弹垂直发射技术具有反应速度快、发射率高、360°全方位防御的优点,同时,发射装置安装在甲板下面,重心低,减少了军舰表面的突出物,提高了舰艇的隐身性和稳定性,因此,垂直发射成为新型舰艇防空导弹首选的发射方式<sup>[3-4]</sup>。本文在瞬时平衡假设条件下,考虑导弹自动驾驶仪动态特性,引入四元数来描述导弹速度方向,建立三自由度垂直发射弹道仿真数学模型。

#### 1.1 相对运动模型

忽略导引头的动力学延迟,认为导引头位标器可

以无误差地跟踪视线,地面坐标系内视线角速度 $\dot{q}_0$ 可以用导弹和目标的相对运动参数表示为

$$\dot{q}_0 = \frac{\mathbf{r}_{RO} \times \mathbf{v}_{RO}}{|\mathbf{r}_{RO}|} \quad (1)$$

式中, $\mathbf{r}_{RO}$ 、 $\mathbf{v}_{RO}$ 分别为地面坐标系内的弹目相对位置和速度矢量。

### 1.2 自动驾驶仪模型

导弹自动驾驶仪的动态特性是影响制导精度的主要因素之一,为了更准确地描述导弹的动态响应特性,将自动驾驶仪简化为二阶动态环节<sup>[5-6]</sup>,指令过载作为自动驾驶仪的输入,实际过载作为输出,模型为

$$y(s) = \frac{1}{T^2 s^2 + 2T\zeta s + 1} u(s) \quad (2)$$

式中,参数 $T$ 、 $\zeta$ 随导弹飞行高度和速度变化。

### 1.3 导引律模型

采用比例导引,在弹体坐标系内垂直于弹体的指令加速度 $\mathbf{a}_{y1}$ 、 $\mathbf{a}_{z1}$ 可以表示为

$$\begin{cases} \mathbf{a}_{y1} = N \cdot V_r \cdot \dot{q}_{y1} + g_{y1} \\ \mathbf{a}_{z1} = -N \cdot V_r \cdot \dot{q}_{z1} + g_{z1} \end{cases} \quad (3)$$

式中: $\dot{q}_{y1}$ 、 $\dot{q}_{z1}$ 分别为视线角速度在弹体系 $y_1$ 、 $z_1$ 方向的分量; $g_{y1}$ 、 $g_{z1}$ 分别为弹体系 $y_1$ 、 $z_1$ 方向的重力补偿系数。

### 1.4 速度方向的四元数表示

为避免用弹道偏角、弹道倾角表示的导弹运动方程在垂直发射时出现奇异问题,引入四元数描述导弹速度方向。速度方向的四元数初值可以表示为

$$\begin{cases} q_0 = \cos \psi_0 \cos \theta_0 \\ q_1 = \sin \psi_0 \sin \theta_0 \\ q_2 = \sin \psi_0 \cos \theta_0 \\ q_3 = \cos \psi_0 \sin \theta_0 \end{cases} \quad (4)$$

式中, $\psi_0$ 、 $\theta_0$ 分别为初始弹道偏角和弹道倾角。

导弹运动过程中,速度矢量绕垂直于速度矢量和加速度矢量构成的平面法向量进行转动,转动角速度 $\boldsymbol{\omega}_0$ 可以用导弹在地面系的速度矢量 $\mathbf{v}_0$ 和加速度矢量 $\mathbf{a}_0$ 表示为

$$\boldsymbol{\omega}_0 = \frac{\mathbf{v}_0 \times \mathbf{a}_0}{|\mathbf{v}_0|^2 + \lambda} \quad (5)$$

式中, $\lambda$ 是一个小量,目的是为了避开程序中出现除零错误。因此,描述导弹速度方向的四元数运动方程可以用分量形式表示为

$$\begin{cases} \dot{q}_0 = \frac{1}{2}(-\omega_{x0}q_1 - \omega_{y0}q_2 - \omega_{z0}q_3) \\ \dot{q}_1 = \frac{1}{2}(\omega_{x0}q_0 + \omega_{y0}q_3 - \omega_{z0}q_2) \\ \dot{q}_2 = \frac{1}{2}(\omega_{y0}q_0 + \omega_{z0}q_1 - \omega_{x0}q_3) \\ \dot{q}_3 = \frac{1}{2}(-\omega_{z0}q_0 + \omega_{x0}q_2 - \omega_{y0}q_1) \end{cases} \quad (6)$$

以四元数表示的地面坐标系到弹道坐标系的变化矩阵为<sup>[7]</sup>

$$\mathbf{T}_{20}(Q) = \begin{bmatrix} q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 & 2(q_3q_0 + q_1q_2) & 2(q_1q_3 - q_0q_2) \\ 2(q_1q_2 - q_0q_3) & q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 & 2(q_1q_0 + q_3q_2) \\ 2(q_1q_3 + q_0q_2) & 2(q_2q_3 - q_0q_1) & q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 \end{bmatrix} \quad (7)$$

### 1.5 导弹运动模型

导弹在地面坐标系内的运动方程可以表示为

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{r}}_{M0} = \mathbf{v}_{M0} \\ \dot{\mathbf{v}}_{M0} = \mathbf{a}_{M0} \end{cases} \quad (8)$$

式中, $\mathbf{r}_{M0}$ 、 $\mathbf{v}_{M0}$ 、 $\mathbf{a}_{M0}$ 分别为导弹在地面坐标系的位置、速度和加速度矢量。

## 2 虚拟目标导引策略

对于超低空掠海飞行目标,舰载雷达由于受海面杂波和多路径效应的干扰,无法准确获得目标位置信息<sup>[8]</sup>,但可借助舰上的红外或电视探测装置进行辅助探测与跟踪,获得较准确的目标方向信息。随着反舰导弹飞行速度的不断提高,留给近程反导拦截的时间越来越短,而迎头拦截来袭目标时,目标的红外辐射特性较弱,导引头难以远距离截获目标,这就要求导弹具备射后截获能力,另外,垂直发射方式也决定了导弹必须采取发射后截获目标的作战模式,因此,发射后如何引导导弹飞向目标并可靠地截获目标成为拦截成功的前提。

### 2.1 导引策略

考虑仅有目标方向信息和空空导弹通常采用过载控制模式的实际情况,可采取以下导引策略解决拦截初始段的探测与制导问题:在弹道初始段引入一个虚拟目标,利用目标方向信息构建虚拟目标的运动,用虚拟目标将垂直发射的导弹按比例导引律引向来袭目标,待导弹飞近真实目标并稳定截获目标后,随即转入拦截真正的来袭目标。

为此,可设计一个在舰载探测装置与真实目标连线上运动的虚拟目标。虚拟目标沿着目标探测线向真实目标方向运动,导弹导引头指向虚拟目标并按比例导引律追踪虚拟目标,但保持虚拟目标与导弹的距离为固定值,在该距离下导引头能稳定截获目标且导弹具有足够的机动拦截能力,当虚拟目标沿探测线运动时必将与真实目标交会,此时,导弹将探测到并锁定真实目标。导引示意图如图1所示(铅垂平面内)。虚拟目标沿着探测线从 $P_{tr0}$ 运动到 $P_{tr2}$ 时,目标也从 $P_{t0}$ 飞行到了点 $P_{t2}$ ,两点重合,此时导弹位于点 $P_{m2}$ ,弹目距离为设定的固定值,导引头可以探测并锁定目标,导弹在此点转入自主跟踪真实目标。

实现上述导引只需要在导弹发射后将舰载探测装置的位置和探测线方位角传送给导弹,即可在弹载计

算机内根据自身的位置计算虚拟目标的位置。另外,在保证导弹具有足够机动能力的前提下,只要缩短虚拟目标与导弹之间的距离,上述导引策略可以确保导弹最终能探测并稳定截获目标,因此,适用于迎头拦截红外辐射较弱的来袭反舰导弹。

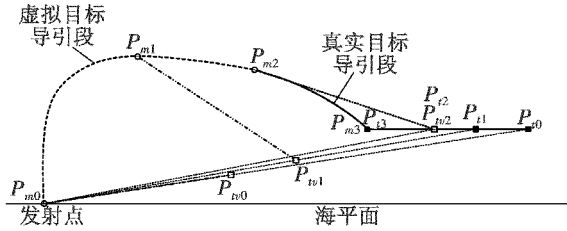


图1 反导拦截导引策略示意图

Fig.1 The guidance method for antimissile

### 2.2 虚拟目标的运动模型

依据上述导引策略可建立虚拟目标运动数学模型。由于近程拦截时间很短,可忽略水面舰艇的自身运动,将发射点作为原点,建立地面坐标系。在此坐标系内,目标的方向信息可以用高低角  $\theta_s$  和方位角  $\psi_s$  表示,以目标探测线为  $x_s$  轴建立探测坐标系,那么导弹在探测坐标系内的坐标为

$$\begin{bmatrix} x_{ms} \\ y_{ms} \\ z_{ms} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \theta_s \cos \psi_s & \sin \theta_s & -\cos \theta_s \sin \psi_s \\ -\sin \theta_s \cos \psi_s & \cos \theta_s & \sin \theta_s \sin \psi_s \\ \sin \psi_s & 0 & \cos \psi_s \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_{m0} \\ y_{m0} \\ z_{m0} \end{bmatrix} \quad (9)$$

设导弹对来袭目标的探测距离为  $D$ ,虚拟目标位于目标探测线上,并时刻与导弹保持距离  $D$ ,根据几何关系,虚拟目标在探测坐标系  $x_s$  轴的位置可以表示为

$$x_{ts} = x_{ms} + \sqrt{D^2 - y_{ms}^2 - z_{ms}^2} \quad (10)$$

因此,虚拟目标在地面坐标系内的坐标分量可表示为

$$\begin{bmatrix} x_{t0} \\ y_{t0} \\ z_{t0} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \theta_s \cos \psi_s & -\sin \theta_s \cos \psi_s & \sin \psi_s \\ \sin \theta_s & \cos \theta_s & 0 \\ -\cos \theta_s \sin \psi_s & \sin \theta_s \sin \psi_s & \cos \psi_s \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_{ts} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (11)$$

导弹垂直发射到达安全高度后,按比例导引律对虚拟目标进行追踪拦截,导引头光轴指向虚拟目标,并在附近区域搜索目标,只要舰载探测装置能够给出真实目标的方向信息,虚拟目标将引导导弹飞向真实目标,弥补导引头探测、识别性能的不足,一旦导引头探测并跟踪到真实目标,导弹将使用导引头测量的目标视线信息按比例导引律拦截来袭目标。

### 3 仿真实例分析

利用1小节建立的三自由度垂直发射数学模型,按本文提出的导引策略,对舰载垂直发射反导拦截过程进行仿真分析。

以舰载导弹发射点为原点,建立地面坐标系,反舰

导弹飞行高度 50 m,速度 500 m/s,沿 X 轴进行 10g 的水平 S 形机动突防,当反舰导弹位于点 [5000 m, 50 m, -100 m] 时,速度矢量为 [-500 m, 0, 0],此时发射导弹进行拦截。设定导弹对该目标的稳定探测距离  $D$  为 2000 m。

仿真结果:拦截时间为 5.09 s,脱靶量为 2.28 m。导弹、目标及虚拟目标在地面坐标系内的运动轨迹如图 2 和图 3 所示。

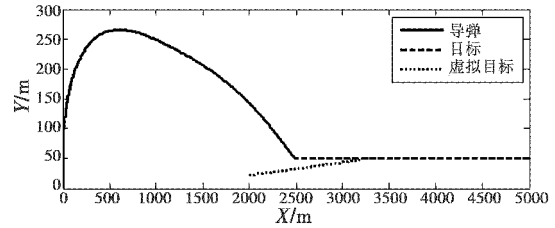


图2 铅垂面内运动轨迹

Fig.2 Trajectories in the vertical plane

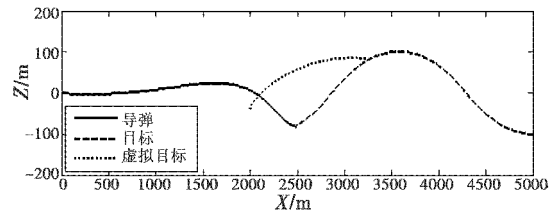


图3 水平面内运动轨迹

Fig.3 Trajectories in the horizontal plane

导弹发射后,虚拟目标在舰艇对真实目标的探测线上运动,并保持与导弹距离始终为  $D$ ;在导弹发射后 3.52 s,导弹速度为 834 m/s,虚拟目标与真实目标重合,导弹与真实目标的距离为 2000 m,达到导弹对该目标的稳定探测距离,此时导弹截获并跟踪真实目标。假设导弹导引头光轴始终指向并追踪虚拟目标,仿真得到光轴与弹目连线的夹角  $\varphi$  及弹目真实距离  $D_t$  随时间变化曲线,如图 4 所示。

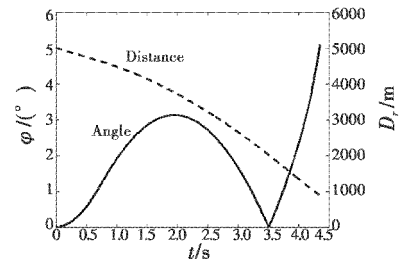


图4 导引头光轴与弹目连线的夹角/弹目距离

Fig.4 Angle between the optical axis and missile-target line, and missile-target distance

图4可以看出,在弹目距离 2000 m 时,光轴与弹目连线夹角为  $0^\circ$ ,目标位于导引头视场中心,若假设真实导弹的导引头半视场角为  $2^\circ$ ,那么,在弹目距离由 2812 m 接近到 1427 m 的过程中,目标始终位于导引头的视

场范围内,一旦在此距离范围内接收的目标红外辐射能量足够,导引头即可截获并跟踪真实目标,因此,实际导弹对真实目标的截获概率很大,而且设置更小的稳定探测距离  $D$ ,可以截获辐射强度更弱的目标。

#### 4 结论

通过上述仿真与分析可以看出,本文提出的导引策略在理论上可以实现导弹发射后对弱小目标的探测与截获,适用于红外近距离格斗导弹对辐射强度较弱的低空掠海飞行目标的拦截,且工程上易于实现,为舰载垂直发射反导拦截时的初始段探测与制导问题提供了一种解决思路。

#### 参考文献

- [1] 李红民. 空空导弹派生为面空导弹系统展望[J]. 航空科学技术,2006(1):31-34.  
LI H M. Development trend of surface to air missile system derived form air to air missile[J]. Aeronautical Science and Technology, 2006(1):31-34.
- [2] 樊会涛,刘代军. 红外近距离格斗空空导弹发展展望[J]. 红外与激光工程,2005,34(5):564-568.  
FAN H T, LIU D J. Development trends of short-range dog-fight IR air to air missile[J]. Infrared and Laser Engineering, 2005, 34(5):564-568.
- [3] 高华军,黄友谊. 舰空导弹垂直发射系统及关键技术[J]. 海军航空工程学院学报,2003,18(2):222-224.  
GAO H J, HUANG Y Y. The vertical launch system of ship-to-air missile and its key technology[J]. Journal of Naval Aeronautical Engineering Institute, 2003, 18(2):222-224.
- [4] 张杨,黄建军. 垂直发射系统是未来海战中的重要装备[J]. 现代防御技术,2008,36(4):46-50.  
ZHANG Y, HUANG J J. Vertical launch systems will be major equipment in the future sea warfare[J]. Modern Defence Technology, 2008, 36(4):46-50.
- [5] BROCHU R, LESTAGE R. Three-degree-of-freedom(DOF) missile trajectory simulation model and comparative study with a high fidelity 6DOF model[R]. Defense R & D Department, Canada, 2003.
- [6] 曲萍萍,周荻. 考虑导弹自动驾驶仪二阶动态特性的三维导引律[J]. 航空学报,2011,32(11):2096-2105.  
QU P P, ZHOU D. Three-dimensional guidance law accounting for second-order dynamics of missile autopilot[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(11):2096-2105.
- [7] 袁子怀,钱杏芳. 有控飞行力学与计算机仿真[M]. 北京:国防工业出版社,2001:48-50.  
YUAN Z H, QIAN X F. Control flight mechanics and computer simulation[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2001:48-50.
- [8] 王振全,欧阳中辉. 末端舰空导弹武器系统战场环境分析[J]. 舰船电子工程,2009,29(10):180-183.  
WANG Z Q, OUYANG Z H. Analysis on the battlefield environment to the terminal ship-to-air missile weapon system[J]. Ship Electronic Engineering, 2009, 29(10):180-183.
- [9] 邱道尹,张文静,顾波,等. 帧差法在运动目标实时跟踪中的应用[J]. 华北水利水电学院学报,2009,30(3):45-46.  
QIU D Y, ZHANG W J, GU B, et al. Application of frame difference methods in real-time moving target tracking[J]. Journal of North China Institute of Water Conservancy and Hydroelectric Power, 2009, 30(3):45-46.
- [10] 董春利,董育宁,刘杰. 基于粒子滤波和GVF-Snake的目标跟踪算法[J]. 仪器仪表学报,2009,30(4):828-833.  
DONG C L, DONG Y N, LIU J. Object tracking algorithm based on particle filtering and GVF-Snake[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2009, 30(4):828-833.
- (上接第81页)
- ZHOU W B, BO Y M. A angle-tracking system of moving object based on adaptive gate[J]. Control and Automation Publication Group, 2008, 24(30):295-297.
- [6] KASS M, WITKIN A, TERZOPOULOS D. Snakes: Active contour models[J]. International Journal on Computer Vision, 1988, 1(4):321-331.
- [7] XU C Y, PRINCE J L. Snakes, shapes, and gradient vector flow[J]. IEEE Transactions on Image Processing, 1998, 7(3):359-369.
- [8] 翁木云,谢宇昕. 一种改进的自适应质心跟踪算法[J]. 空军工程大学学报:自然科学版,2009,10(2):81-85.  
WENG M Y, XIE Y X. An improved adaptive centroid tracking algorithm[J]. Journal of Air Force Engineering