

# 导弹导航信息辅助的单星红外探测定位算法

王黎光<sup>1</sup> 景占荣<sup>1</sup> 王玲玲<sup>2</sup>

(<sup>1</sup> 西北工业大学电子信息学院, 陕西 西安 710072)  
(<sup>2</sup> 西安北方光电有限公司, 陕西 西安 710043)

**摘要** 弹道导弹自身没有探测设备,无法获取拦截器的状态信息,不利于规避拦截。为解决导弹对拦截器的定位问题,提出基于天基跟踪与监视系统单星红外探测,辅助导弹自身导航信息对拦截器的定位算法。红外探测器探测到拦截器时,拦截器在测量视线上,拦截器采用逆轨拦截方法,也在导弹的弹道平面内,探测视线与弹道平面的交点就是大气层外动能拦截器(EKV)的位置。论证了星载红外探测器对拦截器的可探测性,阐述了定位算法的实现步骤,对导弹对抗时运用该算法对拦截器定位进行数值仿真,分析了定位误差及其成因。仿真结果表明,该算法可实现导弹对拦截器的定位。

**关键词** 探测器;定位算法;天基跟踪与监视系统;单星探测

**中图分类号** TN219 **文献标识码** A **doi**: 10.3788/CJL201138.s114003

## Localization Algorithm by the Detection of Single Satellite Infrared Detector with the Support of Missile Navigation Information

Wang Liguang<sup>1</sup> Jing Zhanrong<sup>1</sup> Wang Lingling<sup>2</sup>

(<sup>1</sup> School of Electronics and Information, Northwestern Polytechnical University, Xi'an, Shaanxi 710072, China)  
(<sup>2</sup> Xi'an Northern Photoelectric Co. Ltd., Xi'an, Shaanxi 710043, China)

**Abstract** It is a disadvantage for ballistic missile to escape interceptor having no detector to get information of interceptor. To resolve this problem, the algorithm to locate interceptor by the detection of space tracking and surveillance system (STSS) single infrared detector with the support of missile navigation information is proposed. If interceptor is captured by IR detector, it must locate in the line of sight from detector to interceptor. During the head-on interception, exoatmospheric kill vehicle (EKV) locates in the ballistic plane of penetration missile. The intersection point of detector measurement sight line and penetration missile's ballistic plane is the position of interceptor. The feasibility that STSS infrared sensor can detect the EKV is demonstrated. Then the algorithm implement approach is expatiated and the numeral simulation of the localization algorithm is carried out. Finally, the localization error and its reasons are analyzed. It is indicated that the algorithm can provide a method for missile to locate the position of interceptor.

**Key words** detectors; localization algorithm; space tracking and surveillance system; detection of single satellite

**OCIS codes** 040.3060; 280.4788; 040.1880

## 1 引言

大气层外动能拦截器(EKV)是美国地基拦截弹的弹头,在自由段对目标实施碰撞拦截。在导弹与EKV的对抗中,突防弹无法获取拦截器状态信息,而拦截器可通过导引头对突防弹实时测量,具有

信息获取优势,这是导弹对抗中突防弹的致命弱点,获取拦截器状态信息的方法,成为导弹突防研究的热点和难点。一些文献提出为突防弹安装导引头的设想,但弹道导弹载荷较大,增加探测设备会影响导弹原有布局并降低机动性,导引头还会增加导弹的

收稿日期: 2011-07-15; 收到修改稿日期: 2011-09-01

基金项目: 航天支撑技术基金(N7CH0004)资助课题。

作者简介: 王黎光(1974—),男,博士,主要从事导弹对抗仿真、制导与控制等方面的研究。E-mail: wlgpost@sina.com

运算负荷及控制复杂度。另一种思路是通过其他探测器得到拦截器状态信息后传输给突防弹,这种途径不影响导弹机动性也不会改变导弹原有结构。超视距雷达和天基红外系统的传感器都具备超远距探测能力,但雷达由于部署受地理位置制约,应用范围受到限制;红外定位通常采用双传感器定位,相比单传感器探测相对复杂<sup>[1]</sup>;星载红外探测器无法测距,只能进行角度测量,因此单个红外传感器无法对拦截器定位。虽然根据红外探测器捕获到的目标红外辐射能量,结合辐射的传播特性,可估算出目标距离,但估计精度较小<sup>[2~4]</sup>。

本文利用拦截器逆轨拦截<sup>[5,6]</sup>特点,通过天基跟踪与监视系统(STSS)单星红外探测,辅助导弹导航信息对拦截器进行定位,为导弹获取拦截器状态信息提供新的研究思路及实施方法。

## 2 STSS 对 EKV 的红外可探测性

STSS 星载探测器能否探测到 EKV 是算法能否应用的关键。STSS 系统是天基红外系统(SBIRS)的低轨道(SBIRS-Low)系统,由 24 颗低轨卫星组成,星载传感器主要包括红外捕获传感器、红外跟踪传感器和可见光传感器。红外跟踪传感器采用的长波红外(LWIR)能对中段飞行导弹等“冷体”进行跟踪。由于对着冷背景空间观测目标,可远距发现并跟踪目标。STSS 不仅可预警,还可超视距制导<sup>[7,8]</sup>。红外传感器理想作用距离可表示为<sup>[9]</sup>

$$R = \sqrt{\frac{AJ\tau_a\tau_0 D^*}{(A_d\Delta f)^{1/2}}}, \quad (1)$$

式中  $R$  为传感器与目标之间的距离,  $A$  为光学系统入射孔径面积;  $J$  为目标红外辐射强度;  $\tau_a$  为传感器至目标的大气红外透射率;  $\tau_0$  为传感器的红外光学透射率;  $D^*$  为探测器单位面积、单位带宽的探测度;  $A_d$  为探测器的有效面积;  $\Delta f$  为系统的噪声等效带宽。目标在波段  $[\lambda_1, \lambda_2]$  上的红外辐射强度  $J$  可表示为

$$J = d_s \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} M(\lambda)\epsilon_\lambda / \pi d\lambda, \quad (2)$$

式中  $M(\lambda)$  是黑体在波长  $\lambda$  处的光谱辐射通量密度,  $d_s$  是目标的红外辐射面积,由于目标通常不是绝对黑体,通常以灰体处理,  $\epsilon_\lambda$  是出射率,是无单位的常数。根据普朗克定律,  $M(\lambda)$  可表示为

$$M(\lambda) = \frac{2\pi hc^2}{\lambda^5} \frac{1}{\exp(hc/kT\lambda) - 1}, \quad (3)$$

式中  $h$  是普朗克常数,  $c$  是光在真空中的速度,  $k$  是玻耳兹曼常数。

理想作用距离是假设无噪声时的作用距离,目标的信噪比(SNR)大于红外系统正常工作所需的最小信噪比,即红外探测系统的灵敏度(SEN)时,才能探测到目标。红外探测系统最大探测距离和理想作用距离的关系为

$$R_{\max} = \frac{R}{\sqrt{f_{\text{SEN}}}}, \quad (4)$$

式中  $f_{\text{SEN}}$  是系统灵敏度。根据探测器参数,设置如下仿真条件:目标直径 1 m,长 1.5 m,根据文献<sup>[7]</sup>,目标出射率  $\epsilon_\lambda = 0.7$ ,大气红外透射率  $\tau_a = 0.8$ ,探测器光学红外透射率  $\tau_0 = 0.8$ ,探测概率 99.9% 时灵敏度  $f_{\text{SEN}} = 5.5$ ,系统噪声等效带宽  $\Delta f = 100$  Hz,探测器有效面积  $A_d = 30 \mu\text{m} \times 30 \mu\text{m}$ ,短波红外探测器的比探测率为  $D_{1\sim 3 \mu\text{m}}^* = 9 \times 10^{11} \text{ cm} \cdot \text{Hz}/\text{W}$ ,中波红外比探测率为  $D_{4.2\sim 6 \mu\text{m}}^* = 7.18 \times 10^{12} \text{ cm} \cdot \text{Hz}/\text{W}$ ,长波红外探测器的比探测率  $D_{6\sim 11 \mu\text{m}}^* = 7.18 \times 10^{13} \text{ cm} \cdot \text{Hz}/\text{W}$ ,  $D_{11\sim 16 \mu\text{m}}^* = 2.65 \times 10^{13} \text{ cm} \cdot \text{Hz}/\text{W}$ ,中段的温度约为 300 K。

分别取目标温度为 200, 300, 400 K, 计算探测距离,仿真结果如图 1~3 所示。

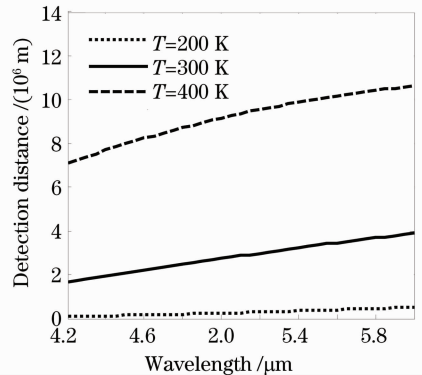


图 1 4.2~6  $\mu\text{m}$  波段探测距离

Fig. 1 Detection distance in 4.2~6  $\mu\text{m}$  wave band

从上述仿真可看出,自由段目标温度为 300 K 左右时,STSS 星载红外跟踪传感器探测距离 1800~35000 km,STSS 卫星在轨高度约 1600 km,且系统由 24 颗卫星组成,能保证系统对自由段目标的无盲点跟踪。

## 3 算法实现步骤

步骤 1:星载探测器测量到 EKV 的视线俯仰角和方位角,并转换到系统坐标系。

卫星测得视线在星载坐标系中俯仰角和方位角

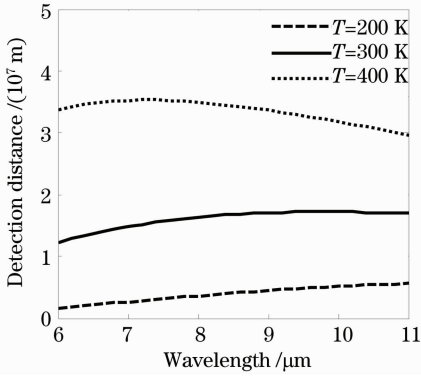


图2 6~11 μm 波段探测距离

Fig. 2 Detection distance in 6~11 μm wave band

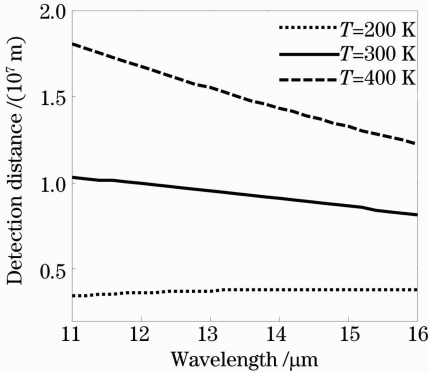


图3 11~16 μm 波段探测距离

Fig. 3 Detection distance in 11~16 μm wave band

分别为  $\phi_E, \theta_E$ , 由坐标变换得视线  $L_{S-E}$  在系统坐标系中的俯仰角  $\beta$  和方位角  $\alpha$ :

$$\begin{cases} \beta = \phi_E + \phi' \\ \alpha = \theta_E + \theta' \end{cases}, \quad (5)$$

式中  $\phi', \theta'$  分别是星载探测器基准线在系统坐标系中的俯仰角和偏航角。

步骤2: 根据突防弹的导航信息获取突防弹在系统坐标系的位置、速度和加速度信息, 根据插值计算使导航数据与星载探测数据同步。

步骤3: 求视线  $L_{S-E}$  在系统坐标系中的方程。

视线在系统坐标中单位方向向量为

$$e = (\cos \beta \cos \alpha \quad \cos \beta \sin \alpha \quad \sin \beta)^T, \quad (6)$$

设星载探测器在系统坐标系中为  $(x_s \quad y_s \quad z_s)$ ,  $L_{S-E}$  的直线方程为

$$\frac{x - x_s}{\cos \beta \cos \alpha} = \frac{y - y_s}{\cos \beta \sin \alpha} = \frac{z - z_s}{\sin \beta}, \quad (7)$$

步骤4: 计算突防弹的弹道平面方程。

突防弹在自由段运动时, 空气阻力可忽略, 如果不进行机动, 则只有地心引力的作用, 此时它在速度矢量和地球引力矢量所决定的平面内运动, 该平面就是弹道平面。突防弹的速度和位置信息可通过其

自身的导航信息获得。设突防弹的速度矢量为

$$v_m = (v_{mx} \quad v_{my} \quad v_{mz})^T, \quad (8)$$

地心引力矢量为

$$G = -r_m = (-x_m, -y_m, -z_m)^T, \quad (9)$$

式中  $(x_m, y_m, z_m)^T$  为突防弹位置向量。 $v_m$  与  $G$  所确定平面的法向量为

$$v \times G = \begin{pmatrix} i & j & k \\ v_x & v_y & v_z \\ G_x & G_y & G_z \end{pmatrix} = (a \quad b \quad c), \quad (10)$$

式中  $a = v_{my}G_z - v_{mz}G_y$ ,  $b = v_{mz}G_x - v_{mx}G_z$ ,  $c = v_{mx}G_y - v_{my}G_x$ 。

弹道平面的点法式方程为

$$a(x - x_m) + b(y - y_m) + c(z - z_m) = 0, \quad (11)$$

步骤5: 视线方程与弹道平面方程联立求解。

EKV 采用逆轨拦截, 所以 EKV 必在弹道平面内。卫星到 EKV 视线方程与突防弹弹道平面的交点, 就是 EKV 的位置。联立(7)式和(11)式, 得

$$\begin{cases} \frac{x - x_s}{\cos \beta \cos \alpha} = \frac{y - y_s}{\cos \beta \sin \alpha} = \frac{z - z_s}{\sin \beta} \\ a(x - x_m) + b(y - y_m) + c(z - z_m) = 0 \end{cases}, \quad (12)$$

(12)式的解就是 EKV 位置  $(x_E \quad y_E \quad z_E)^T$ 。

步骤6: 对位置信息微分得到 EKV 速度, 表示为

$$v_E = \begin{pmatrix} v_{Ex} \\ v_{Ey} \\ v_{Ez} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \dot{x}_E \\ \dot{y}_E \\ \dot{z}_E \end{pmatrix}. \quad (13)$$

步骤7: 刷新数据, 回到步骤1。

星载探测数据和导航数据都不断变化, 同步刷新数据循环算法步骤, 得到下一时刻 EKV 的定位数据。

## 4 算法仿真及定位误差分析

突防时拦截器由导引律得到的数据为真实值, 由算法得到的数据为估计值, 两者之差为定位误差。

仿真条件: EKV 拦截开始点  $(0, 0, 0)$ , 初速度  $(6000, 0, 0)$ , 比例导引系数  $K = 3$ , 饱和加速度:  $40 \text{ m/s}^2$ 。突防弹初始点  $(-100000, 300, 500)$ , 初速度  $(-4000, 0, 0)$ ; STSS 星载探测器位置:  $(50000, 200000, 0)$ , 红外跟踪传感器角分辨率:  $40 \mu\text{rad}$ , 信噪比 SNR 为  $4.77 \text{ dB}$ 。

从仿真条件看, 目标距拦截器约  $100 \text{ km}$ , 接近速度  $10 \text{ km/s}$ , 对抗时间约  $10 \text{ s}$ ; 星载探测器距 EKV 约  $2000 \text{ km}$ , 初始靶平面偏移为  $y = 300 \text{ m}$ ,

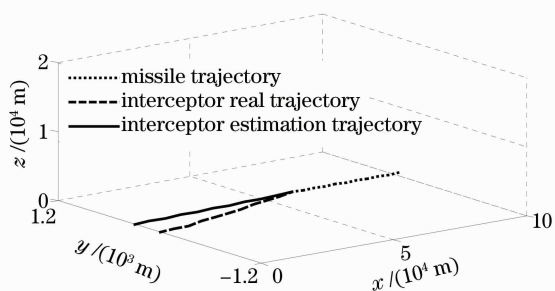


图 4 定位算法仿真

Fig. 4 Simulation of localization algorithm

$z=500$  m。图 4 是对抗双方轨迹及定位算法得到的拦截器轨迹,从仿真结果可看出:最初定位误差约 300 m,EKV 距突防弹越近误差越小,最终误差几乎为 0。这是因为定位算法假设 EKV 处于突防平面,实际拦截时,EKV 越接近目标,到突防平面的距离越小,定位误差越小。仿真算例中脱靶量 0.0241 m,在拦截结束时,EKV 几乎处于突防平面,所以误差几乎为 0。

该定位误差包括算法设计误差及测量误差导致

的定位误差。算法假设 EKV 在突防平面内,实际 EKV 只是接近突防平面,使算法存在设计误差,EKV 通过导引不断接近突防平面,该误差越来越小。探测器测角误差导致视线产生偏差,俯仰及偏航角误差服从正态分布<sup>[10]</sup>,EKV 在系统坐标中位置误差向量为

$$\Delta \mathbf{r} = \mathbf{r} - \hat{\mathbf{r}}, \quad (14)$$

式中  $\mathbf{r}$  是探测器到 EKV 实际向量, $\hat{\mathbf{r}}$  是算法得到的估计向量,距离误差向量  $\Delta \mathbf{r}$  用极坐标表示为

$$\Delta \mathbf{r} = \|\mathbf{r}\|(\beta + n_\beta, \alpha + n_\alpha) - \|\hat{\mathbf{r}}\|(\beta, \alpha), \quad (15)$$

式中  $\|\Delta \mathbf{r}\|$  是算法定位误差, $n_\beta, n_\alpha$  分别是 EKV 实际位置与估算位置的俯仰及偏航角误差,服从零均值,标准差为  $\sigma_\beta$  及  $\sigma_\alpha$  的正态分布,标准差与探测器的分辨率成正比,与信噪比  $R_{SN}$  成反比<sup>[11,12]</sup>:

$$\sigma_\beta = \frac{\Delta\beta}{R_{SN}}, \quad \sigma_\alpha = \frac{\Delta\alpha}{R_{SN}}, \quad (16)$$

式中  $\Delta\beta, \Delta\alpha$  分别为俯仰及偏航方向角度分辨率。由于  $\sigma_\beta, \sigma_\alpha$  很小且  $\|\mathbf{r}\|$  远大于  $\|\Delta \mathbf{r}\|$ ,故  $\|\mathbf{r}\| \approx \|\hat{\mathbf{r}}\|$ 。定位误差分解表示如图 5 所示。

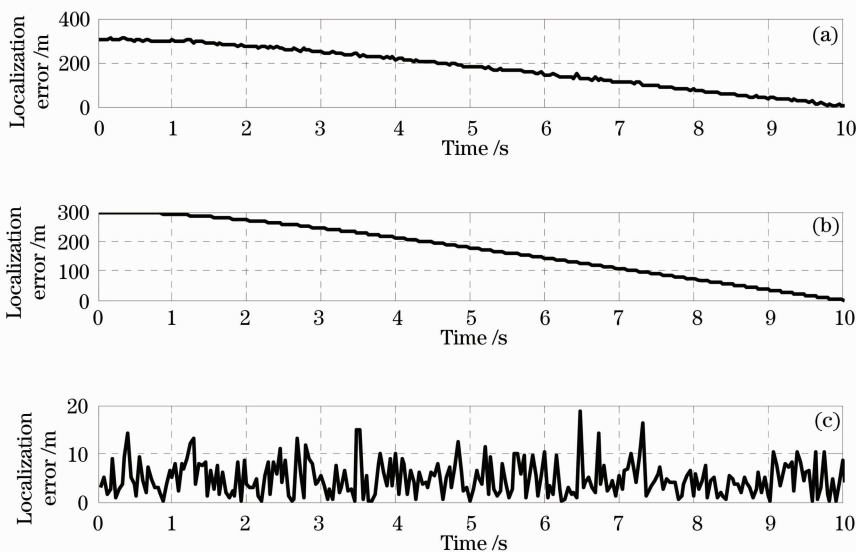


图 5 定位误差分布。(a)总定位误差;(b)算法设计引起的定位误差;(c)测角误差引起的定位误差

Fig. 5 Distribution of localization error. (a) Total localization errors; (b) localization error caused by algorithm;

(c) localization error caused by angle measurement error

从图 5 可以看出,算法设计误差决定了定位误差的走势,STSS 测角误差使定位精度在算法设计误差的基础上以很小的幅度波动,在上述算例中,波动的均值约 5 m,80%幅值分布在 0~10 m 之间。

## 5 结 论

研究了导弹对拦截器的定位问题,提出 STSS

单星红外探测结合突防弹导航信息对 EKV 定位算法。计算了探测器对自由段飞行目标的探测距离,结果表明 STSS 星载探测器能够对拦截器进行测量,通过对抗想定,对定位算法进行数值仿真并分析了定位误差及其成因。结果表明,导弹能够用该算法在对抗过程中对拦截器进行定位及测速,算法虽然有设计误差,但随着拦截器不断接近目标,算法设

计误差越来越小,STSS 测角误差几乎不会影响定位精度。该算法结合逆轨拦截及导弹运动的特点并充分利用导弹自身信息,简化了探测条件,便于工程实现,为导弹获取拦截器状态信息提供新的研究思路及实施方法。

### 参 考 文 献

- 1 Z. M. Djurovic, B. D. Kovacevic, G. D. Dikic. Target tracking with two passive infrared non-imaging sensors [J]. *Signal Processing*, 2009, **3**(3): 177~188
- 2 A. Goto, Y. Omura, N. Shidara. Unface-trace feasibility for IR-based position-sensing devices [J]. *Journal IEEE Sensor*, 2009, **9**(10): 1262~1269
- 3 Wu Youli, Fang Yangwang, Cai Wenxin *et al.*. New algorithm research on distance estimation of infrared system[J]. *J. System Simulation*, 2008, **20**(20): 5610~5612,5616  
伍友利, 方洋旺, 蔡文新等. 一种新的红外系统距离估计算法研究[J]. *系统仿真学报*, 2008, **20**(20): 5610~5612,5616
- 4 Wang Gang, Yu Bingxi. Approach to estimate infrared point-target detection range against sky background based on contrast [J]. *Opt. & Precision Engng.*, 2002, **10**(3): 276~280  
王 刚, 禹秉熙. 基于对比度的空中红外点目标探测距离估计方法[J]. *光学精密工程*, 2002, **10**(3): 276~280
- 5 Duan Junhong, Gao Xiaoguang. A new and effective method for evaluating pregnable area of kinetic kill vehicle(KKV) successful head-on interception of high-speed target [J]. *J. Northwest Polytechnical University*, 2009, **27**(6): 838~845  
端军红, 高晓光. 动能拦截器逆轨拦截时攻击区的一种估算方法[J]. *西北工业大学学报*, 2009, **27**(6): 838~845
- 6 Chen Jianxiang, Lu Zhenlin. Research on counter parallel intercepting tactical ballistics missile (TBM) [J]. *Systems Engineering and Electronics*, 1998, **20**(4): 20~24,44  
陈建祥, 陆镇麟. 逆轨拦截战术弹道导弹的分析[J]. *系统工程与电子技术*, 1998, **20**(4): 20~24,44
- 7 Li Dun, Zhou Yiyu, Lu Tongguang *et al.*. Surveillance and tracking of ballistic missile with space early warning system[J]. *Systems Engineering and Electronics*, 2002, **24**(3): 52~56  
李 盾, 周一宇, 吕彤光等. 空间预警系统对弹道导弹的监视与跟踪[J]. *系统工程与电子技术*, 2002, **24**(3): 52~56
- 8 Liu Tao, Jiang Weidong, Liu Yongxiang *et al.*. Analysis for detectability and discrimination technology of space tracking and surveillance system[J]. *Systems Engineer ing and Electronics*, 2009, **31**(2): 399~402  
刘 涛, 姜卫东, 刘永祥等. 天基跟踪与监视系统探测性能与识别技术分析[J]. *系统工程与电子技术*, 2009, **31**(2): 399~402
- 9 M. S. Ab-Rahman, M. R. Hassan. Lock-on range of infrared heat seeker missile [C]. *International Conference on Electrical Engineering and Informatics*, 2009, **2**: 472~477
- 10 M. O'Connor, L. Smith, L. Cheung. Airborne infrared sensor calibration[C]. *IEEE National Telesystems Conference*, 1994, 43
- 11 T. Beth, M. Grasal, D. E. Lazic *et al.*. Probability density function of the line-of-sight angle error [C]. *IEEE International Symposium on Information Theory*, 1997, 308
- 12 J. F. Johnson, T. S. Lomheim. Focal-plane signal and noise model-CTIA ROIC[J]. *IEEE Transactions on Electron Devices*, 2009, **56**(11): 2506~2515

栏目编辑:殷建芳