

空战对抗中面源红外诱饵干扰效能仿真

李韬锐, 童中翔, 黄鹤松, 王超哲, 李慎波

(空军工程大学 航空航天工程学院, 陕西 西安 710038)

摘要: 面源红外诱饵相比于传统的红外诱饵, 在燃烧速率、扩散范围、干扰效能等方面具有显著的优越性。考虑实验成本的经济性和测试干扰效能的效率, 提出了一种空战对抗中面源红外诱饵干扰效能的仿真思路。首先, 建立了导弹运动和导引头跟踪模型、飞机红外辐射模型, 作为空战对抗双方的假想; 其次, 建立了诱饵箔片的运动与燃烧模型, 以诱饵箔片为研究对象, 求解箔片表面温度分布, 并通过燃烧算法优化, 得到整体辐射特性; 最后, 通过改变面源诱饵的发射角度、高度、目标机速度等参数, 进行干扰成功率的仿真。仿真结果表明, 提出的效能评估思路可行有效, 与真实测试很接近, 达到面源诱饵干扰效能评估的要求。

关键词: 空战对抗; 面源红外诱饵; 干扰效能; 仿真评估

中图分类号: TN215 **文献标志码:** A **DOI:** 10.3788/IRLA201746.0904002

Jamming effectiveness simulation of surface source infrared decoy in air confrontation

Li Taorui, Tong Zhongxiang, Huang Hesong, Wang Chaozhe, Li Shenbo

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

Abstract: Compared with traditional infrared decoy, surface source infrared decoy has obvious superiority in burning rate, diffusion range, jamming effectiveness and so on. Considering the economy of cost and improvement of jamming effectiveness testing efficiency, a thought which can simulate the testing work was proposed based on air confrontation. Firstly, the models of missile movement, seeker tracking and aircraft infrared radiation were established, which were regarded as hypothesis of air confrontation both sides. Secondly, the motion and burning model of decoy foil was built. The decoy foil was taken as the researching object and solving foil surface temperature distribution. By optimizing combustion algorithm, the overall radiation characteristic was obtained. Finally, through changing factors, such as the launch angle, height of decoy and the speed of aircraft, jamming effectiveness was tested. It's resulted from simulation that the effectiveness evaluation thought close to the real scene is feasible and effective, meeting the demand of evaluation.

Key words: air confrontation; surface source infrared decoy; jamming effectiveness; simulation and evaluation

收稿日期: 2017-01-20; 修订日期: 2017-02-23

基金项目: 国家自然科学基金(61203134)

作者简介: 李韬锐(1993-), 男, 硕士生, 主要从事飞行器红外对抗仿真方面的研究。Email: 15596652671@163.com

导师简介: 童中翔(1958-), 男, 教授, 博士生导师, 博士, 主要从事飞行器设计、论证与红外对抗仿真等方面的研究。

Email: tzxkg@163.com

0 引言

红外空空导弹具有抗干扰能力强、命中率高的特点,被广泛应用于现代空战之中,成为空战中飞机的主要杀伤武器^[1]。随着空战形式的多样化,红外干扰技术日益成熟,逐步在空战对抗中展现优势。面源诱饵作为一种常用的、经济型的对抗红外空空导弹的手段,在空战对抗中广泛应用^[2]。面源诱饵由千余片箔片压制而成,当箔片发射出去后,迅速自燃,产生高温火焰,扩散完全后,在飞机尾部形成近似椭球状的箔片云。箔片云具有显著的热辐射特征,所产生的红外辐射强度远高于目标机本身的红外辐射强度,能有效干扰导引头视场内目标机红外图像的捕捉,提高目标机的生存力水平。

经济、快速、准确地评估空战对抗中面源诱饵的干扰效能,对把握空战态势显得至关重要。目前,国内的相关理论不够完善,仿真模型有待进一步优化。黄鹤松等^[3]建立了导弹识别、导引、控制和运动过程的数学模型,对面源诱饵不同释放数量下的导弹脱靶量和运动轨迹进行了仿真研究;胡一樊等^[4]分析了面源诱饵、飞机与跟踪器视线的位置关系,提出了关于机载面源诱饵干扰效果的评估方法;郭冰涛等^[5]对导引头的成像特征进行了建模,具体分析了面源诱饵作用后导引头的跟踪性能。文中以国家自然科学基金机载面源红外诱饵作用机理及干扰策略研究为依托,提出了一种空战对抗中面源诱饵干扰效能的仿真思路。建立了导弹、飞机和面源诱饵的数学模型,通过改变面源诱饵的发射角度、高度以及目标机的速度等参数,进行干扰效能的仿真,通过与实验数据进行对比,充分验证了评估思路的可行性,为下一步评估理论的完善,实验测试与验证步骤的制定与优化,提供前提与支撑。

1 导弹运动及导引头跟踪模型

1.1 导弹运动模型

导弹飞行中的运动可分为随质心的运动和绕质心的转动两部分。导弹随质心的运动方程和绕质心的转动方程,都在导弹的航迹坐标系中进行求解。在求解过程中将导弹视为刚体,则导弹运动学方程简化为:

$$\begin{cases} m \frac{dV}{dt} = P \cos \alpha \cos \beta - X - mg \sin \theta \\ mV \frac{d\theta}{dt} = P \sin \alpha + Y - mg \cos \theta \\ mV \cos \theta \frac{d\varphi_c}{dt} = P \cos \alpha \sin \beta - Z \end{cases} \quad (1)$$

$$\begin{cases} \frac{dx}{dt} = V \cos \theta \cos \varphi_c \\ \frac{dy}{dt} = V \sin \theta \\ \frac{dz}{dt} = -V \cos \theta \sin \varphi_c \end{cases} \quad (2)$$

$$\begin{cases} \dot{\alpha} = \omega_x \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma \\ \dot{\varphi}_c = (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma) / \cos \alpha \\ \dot{\gamma} = \omega_x - \tan \alpha (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma) \end{cases} \quad (3)$$

式中: φ_c 为导弹导引头偏角; θ 为弹道轨迹倾角; α 为导弹攻角; γ 为导引头焦平面旋转角; P 为发动机的推力; β 为侧滑角; m 为导弹质量; ω_x 、 ω_y 、 ω_z 为导弹旋转角速度在三个坐标轴上的分量; X 、 Y 、 Z 为气动力在三个坐标轴上的分量。

1.2 导引头跟踪模型

导引头的工作回路分为角预置、角稳定和角跟踪三个工作回路。角预置回路实现飞行器中末制导转换时的视线引导。角稳定回路完成导引头在目标检测识别时弹体扰动的解耦,保持视线在惯性空间的稳定。角跟踪回路完成对目标视线跟踪,同时测量目标视线角速率^[6]。导引头跟踪模型如图 1 所示。

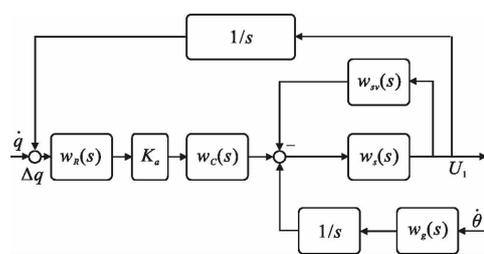


图 1 导引头跟踪框图

Fig.1 Tracking block diagram of seeker

在捷联安装方式下,角预置回路成为导引头角跟踪回路的内回路,通过角度运算的方式实现角跟踪和对角速度的解耦。捷联稳定状态时,导引头接收机处的输出与目标视线角速率成正比,受到弹体扰动的影响。可以通过配置参数,降低扰动的影响,达

到解耦的目的^[7]。

$w_R(s)$ 为导引头传感器模型; $w_C(s)$ 为导引头二维伺服系统校正网络模型; $w_S(s)$ 为导引头二维伺服系统模型; $w_N(s)$ 为导引头二维伺服系统负反馈模型; $w_g(s)$ 为两维速率陀螺模型; \dot{q} 为视线角速率; $\dot{\theta}$ 为弹体扰动。

2 飞机红外辐射模型

飞机的运动模型和导弹运动模型的建立思路十分相似,文中就不进行赘述,主要对飞机的辐射模型进行介绍。

飞机的红外辐射主要来源于飞机的尾喷口、尾焰及蒙皮,尾喷口对飞机的总体辐射强度贡献最大,尾焰次之,蒙皮最弱^[8]。

2.1 尾喷口辐射模型

将燃气在尾喷管处的流动视为一维等熵流动^[9],则尾喷口的温度为:

$$T_t = T_w \left(\frac{P_t}{P_w} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad (4)$$

式中: T_t 为尾喷口温度; T_w 为涡轮温度; γ 为气体比热,对于航空发动机取 1.3。工程计算中,涡轮喷气航空发动机,一般取 $P_t/P_w=0.5$;涡轮风扇航空发动机,一般取 $P_t/P_w=0.4$ 。则尾喷口红外辐射在 $\lambda_1 \sim \lambda_2$ 波段内的辐射强度为:

$$I_{t,\lambda_1-\lambda_2} = \frac{\varepsilon A_t}{\pi} \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} M_b(\lambda, T_t) d\lambda \quad (5)$$

式中: $M_b(\lambda, T_t)$ 为温度为 T_t 时的黑体光谱辐射通量密度。由普朗克定律算得黑体光谱辐射通量密度:

$$M_b(\lambda, T_t) = \varepsilon \frac{c_1}{\lambda^5} \frac{1}{e^{\frac{c_2}{\lambda T_t}} - 1} \quad (6)$$

式中: c_1, c_2 为辐射常数。

2.2 尾焰辐射模型

尾焰的形状由尾喷口向后方呈发散状,可分为初始段和主段两部分。核心区在初始段内,是呈三角形的恒温区,如图 2 三角形 ABC 所示,此部分温度最高,对尾焰的红外辐射的贡献最大。尾焰的分布呈轴对称图形,射线 AM, BN 是尾焰边界,与 OY 轴的夹角为 α , 在分析尾焰形状及红外辐射时只考虑上半部。

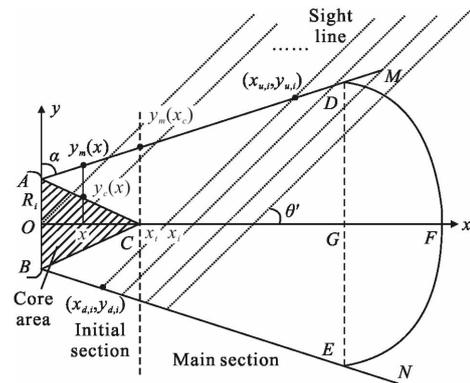


图 2 尾焰截面形状

Fig.2 Cross section shape of tail plume

(1) 初始段核心区形状和温度模型:

$$\begin{cases} 0 < x < x_c \\ 0 < y < y_c(x) \\ T = T_t \\ y_c(x) = R_t - \frac{R_t}{x_t} x \end{cases} \quad (7)$$

式中: T_t 为尾喷口温度。

(2) 初始段非核心区形状和温度模型:

$$\begin{cases} 0 < x < x_c \\ y_c(x) < y < y_m(x) \\ y_m(x) = R_t + x \cot \alpha \\ \frac{T_t - T}{T_t - T_a} = 1 - \frac{y_c(x) - y}{y_m(x) - y_c(x)} \end{cases} \quad (8)$$

式中: T_a 为大气温度。

(3) 主段形状和温度模型:

$$\begin{cases} x > x_c \\ 0 < y < y_m(x) \\ \frac{T_t - T}{T_t - T_a} = 1 - \left(\frac{y}{y_m(x)} \right)^{1.5} \\ T_m = \frac{1}{2} T_t \left[p + \left(p^2 - \frac{4}{n^2} \right)^{0.5} \right] \end{cases} \quad (9)$$

设穿过尾焰的视线有 m 条, 每一条视线平均分成 n 段, 第 i 条视线上的平均辐射亮度为:

$$L_{i,\lambda_1-\lambda_2} = \left[\sum_{j=1}^{n-1} (\varepsilon_{ij} \prod_{k=j+1}^n (1 - \alpha_{ik})) \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} M_b(\lambda, T_{ij}) d\lambda + \varepsilon_{in} \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} M_b(\lambda, T_{in}) d\lambda \right] / \pi \quad (10)$$

尾焰的平均辐射亮度:

$$L_{p,\lambda_1-\lambda_2} = \left(\sum_{i=1}^m L_{i,\lambda_1-\lambda_2} \right) / m \quad (11)$$

由视线方向上的辐射亮度可以求得尾焰的辐射强度:

$$I_{p,\lambda_1\sim\lambda_2}=L_{p,\lambda_1\sim\lambda_2}A_p \quad (12)$$

式中： A_p 为尾焰在视线上的投影面积。

2.3 蒙皮辐射模型

蒙皮的辐射主要是因为飞机蒙皮与空气的摩擦而产生,其辐射强度主要取决于飞行速度、大气密度和大气温度。蒙皮辐射的计算首先将飞机模型导入到 Fluent,算出飞机的温度场分布,需要注意的是对于驻点处需要进行网格加密处理以提高计算精度,然后将蒙皮划分为 n 块单位面元,由普朗克定律算得飞机蒙皮各面元的光谱辐射度^[10]:

$$M_{\lambda,ij}=\varepsilon\frac{c_1}{\lambda^5}\frac{1}{e^{c_2/\lambda T_{ij}}-1} \quad (13)$$

T_{ij} 为选取的蒙皮面元的温度,由此可获得蒙皮任意面元的光谱辐射度。蒙皮视为朗伯辐射面,则蒙皮的辐射亮度 L 与观察角无关^[9],蒙皮在波长 $\lambda_1\sim\lambda_2$ 的辐射亮度为:

$$L=\frac{\int_{\lambda_1}^{\lambda_2}M_{\lambda}d\lambda}{\pi} \quad (14)$$

蒙皮的辐射强度为:

$$I_s=\sum_{i,j}\frac{\Delta A_{ij}\cos\theta_{ij}}{\pi}\int_{\lambda_1}^{\lambda_2}M_{\lambda,ij}d\lambda \quad (15)$$

式中: θ_{ij} 为视线与面元外法线之间的夹角; ΔA_{ij} 为面元面积。

3 面源诱饵模型

3.1 诱饵箔片运动模型

箔片扩散过程中只受气动力和重力的作用,考虑到箔片的对称性,其气动侧力可忽略不计^[11]。在航迹坐标系下建立诱饵箔片的动力学方程:

$$\begin{cases} m\frac{dV}{dt}=-X-mg\sin\theta \\ mV\frac{d\theta}{dt}=Y\cos\gamma_s-mg\cos\theta \\ mV\cos\theta\frac{d\psi_s}{dt}=-Y\sin\gamma_s \end{cases} \quad (16)$$

式中: θ 为箔片航迹俯仰角; γ_s 为速度滚转角; ψ_s 为航向角; m 为箔片质量; X 、 Y 为气动力。

箔片在空气中受力的示意图如图 3 所示,在箔片旋转过程中,所受力矩主要由升力产生。其力矩方程在速度坐标系表示为:

$$\begin{cases} J\omega=Y_a x_F \cos\alpha-M_d \\ J=mR^2/4 \end{cases} \quad (17)$$

式中: Y_a 为速度坐标系中的箔片升力; R 为箔片半

径; J 为转动惯量; ω 为角速度; M_d 为气动阻尼力矩; x_F 为气动中心距离箔片中心的距离。

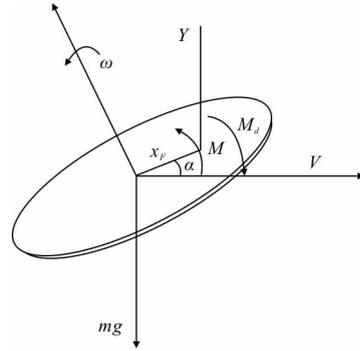


图 3 箔片受力示意图

Fig.3 Force schematic diagram of foil

3.2 诱饵箔片燃烧模型

箔片内部能量随时间的变化等于通过化学反应产生的热量加上箔片内部通过传导进行交换的热量,再减去通过对流和辐射与环境空气交换的热量^[2],表示为:

$$AL\rho C_p\frac{\partial T}{\partial t}=\int_0^z\Delta Hk(T)SCdz+AL\frac{\partial}{\partial z}\left(\lambda_e\frac{\partial T}{\partial z}\right)-Ah_a(T(L)-T_a)-A\sigma\varepsilon(T^4(L)-T_a^4) \quad (18)$$

式中: A 为箔片面积; ρ 为箔片密度; C_p 为比热容; ΔH 为反应焓; $k(T)$ 为温度 T 下的速度常数; S 为箔片比表面积; C 为氧气浓度; λ_e 为箔片有效热传导率; h_a 为箔片对流热交换系数,可表示为:

$$h_a=0.664\frac{Re^{\frac{1}{2}}Pr^{\frac{1}{3}}K_a}{L_f} \quad (19)$$

式中: Pr 为 Prandtl 数。

$$Pr=\frac{C_p\mu}{K_a} \quad (20)$$

假设箔片内部的热传导相对于其他热交换过程可以忽略,则能量平衡公式可以简化为:

$$AL\rho C_p\frac{\partial T}{\partial t}=A\int_0^z\Delta H\rho_s S k_s C(z)dz+Ah_a(T-T_a)-A\sigma\varepsilon(T^4-T_a^4) \quad (21)$$

积分求解得到稳定状态下箔片表面的温度解,解为下式的正根:

$$\frac{\Delta HD_k\phi\tanh(\phi)C(L,T)}{L}-h_a(T-T_a)-\sigma\varepsilon(T^4-T_a^4)=0 \quad (22)$$

计算得到箔片的峰值辐射强度 I_{peak} :

$$I_{peak}=\frac{\sigma\varepsilon(T^4-T_a^4)}{\pi} \quad (23)$$

3.3 面源诱饵燃烧优化算法

诱饵箔片表面的温度场和辐射强度求解完成后,采用动态规划法中的自底向上法求解思路,来解决面源诱饵整体辐射强度综合的优化问题。简要介绍自底向上动态规划法的求解思路为^[13]:

(1) 定义面源诱饵的数量规模。算法优化过程中,将箔片数量设为 1000 片。

(2) 将子问题最小的求解规模定义为单片诱饵箔片。3.2 节中对诱饵箔片进行了具体的求解,结果已经保存,可直接调用。

(3) 通过递归调用增加规模,所求解出来的“子问题”规模的温度场分布均被保存下来,可直接调用。相同类型的子问题只需求解一次,不用重复处理。直到子问题的规模与定义的初始规模相同时,算法终止,返回最终求解出来的温度场。

(4) 通过后期的运算转换,图像处理,生成面源诱饵在空间分布的灰度图像。

4 面源诱饵干扰效能仿真分析

面源红外诱饵干扰效能评估仿真的思路框图如图 4 所示,以此为基础,进行了面源红外诱饵发射的角度特性、高度特性和速度特性的仿真分析。

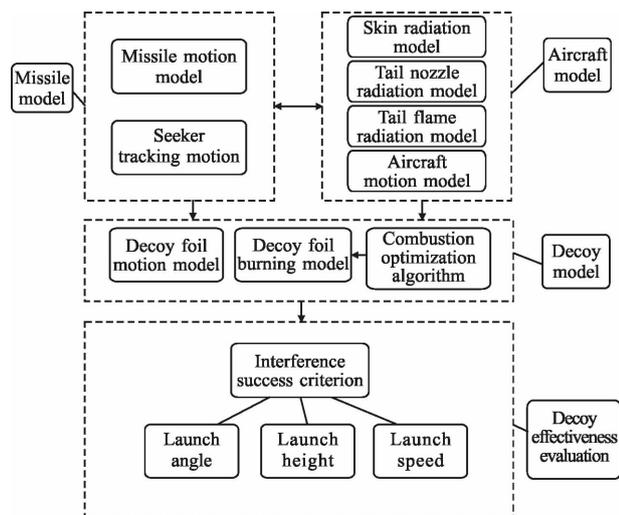


图 4 诱饵干扰效能评估思路

Fig.4 Thought of decoy jamming effectiveness evaluation

4.1 面源诱饵发射的角度特性

初始条件:目标机高度为 9000m,速度为 0.6Ma,平飞;导弹为某型三代红外空空导弹,距目标机8000m;以 10°、30°、45°、60°、75°、90°、120°、150°的角度,相对

目标机以 30 m/s 的速度发射面源诱饵。仿真 2000 次,统计导弹未击中目标机的概率。

图 5~13 分别为诱饵发射角度为 45°、60°、75°时的灰度图像以及诱饵发射后在尾后和侧向的灰度图像。

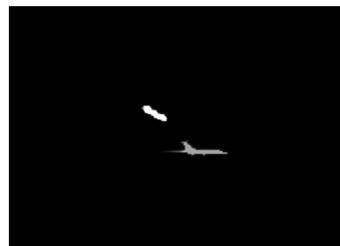


图 5 45°灰度图像

Fig.5 45° gray image

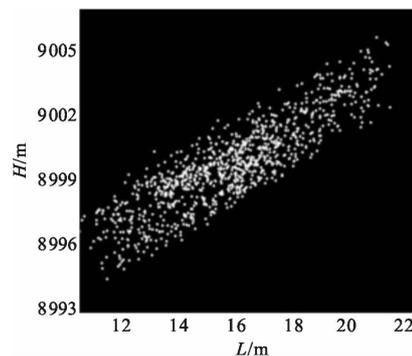


图 6 45°侧向灰度图

Fig.6 45° lateral gray image

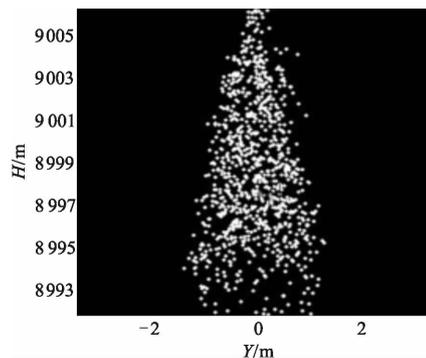


图 7 45°尾后灰度图

Fig.7 45° caudal gray image

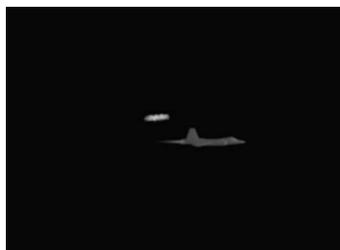


图 8 60°灰度图像

Fig.8 60° gray image

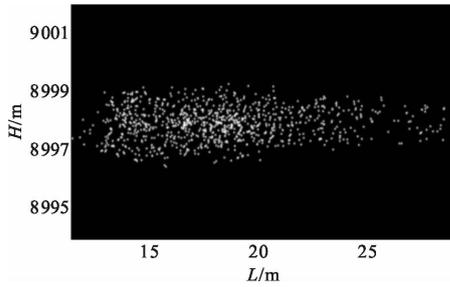


图 9 60°侧向灰度图
Fig.9 60° lateral gray image

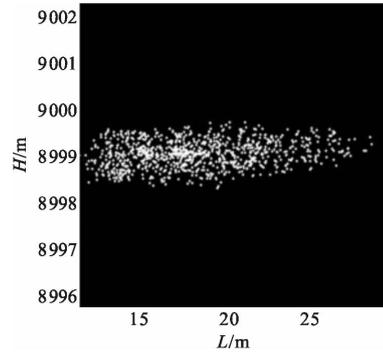


图 13 75°尾后灰度图
Fig.13 75° caudal gray image

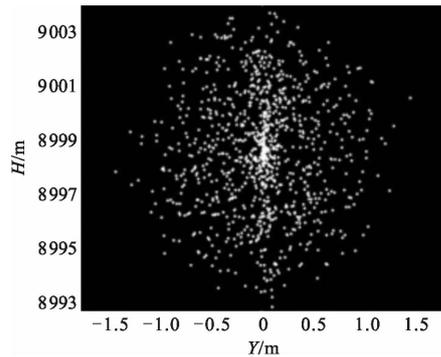


图 10 60°尾后灰度图
Fig.10 60° caudal gray image



图 11 75°灰度图像
Fig.11 75° gray image

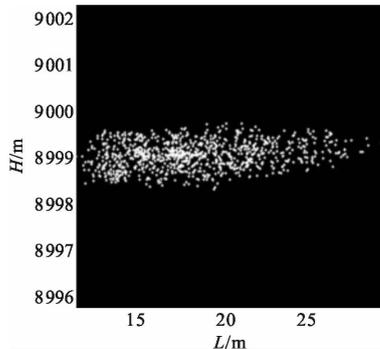


图 12 75°侧向灰度图
Fig.12 75° lateral gray image

由仿真的灰度图像可以看出，面源诱饵最终的扩散形状基本呈椭球形，能有效地遮挡飞机尾部，达到了预期的遮挡目的。面源诱饵角度特性曲线如图 14 所

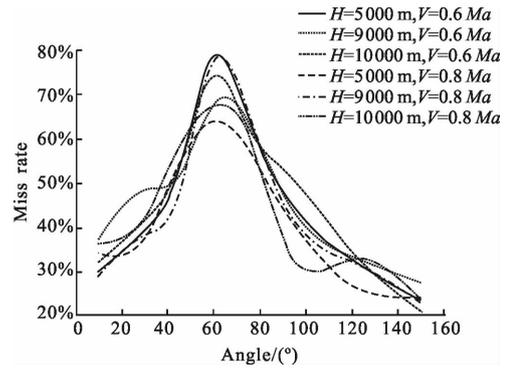


图 14 面源诱饵角度特性曲线

Fig.14 Angle characteristics curve of surface source decoy

示，通过仿真曲线可知，随着面源诱饵发射角度的增加，导弹未击中目标的概率先增加后减小，面源诱饵干扰效果最佳的角度为 60°~75°，原因在于当面源诱饵的发射角度处于最佳区间时，诱饵箔片扩散充分，燃烧完全，在飞机尾后呈现的遮挡区域，辐射亮度均匀，能在导弹视场内形成有效的干扰区域。当发射角度较大或较小时，存在较大误差，主要来源于飞机表面气流扰动的干扰，仿真结果与实验情况基本吻合。

4.2 面源诱饵发射的高度和速度特性

初始条件：面源诱饵发射高度分别为 5 000、9 000、10 000 m；目标机飞行速度为 0.6 Ma 和 0.8 Ma，平飞；分别以 30°、45°、60°、90°的角度发射面源诱饵；其余条件不变。仿真 2 000 次，具体统计结果如表 1~6 所示。

表 1 初始高度 5 000 m, 速度 0.6 Ma

Tab.1 Initial height of 5 000 m, speed of 0.6 Ma

Launch angle/(°)	30	45	60	90
Miss target/times	785	1 062	1 567	963
Miss probability in simulation	39.3%	53.1%	78.4%	48.2%
Miss probability in reality	≥36%	≥50%	≥72%	≥45%
Error	9.2%	6.2%	8.9%	7.1%

表 2 初始高度 9 000 m, 速度 0.6 Ma

Tab.2 Initial height of 9 000 m, speed of 0.6 Ma

Launch angle/(°)	30	45	60	90
Miss target/times	967	1 029	1 356	953
Miss probability in simulation	48.4%	51.5%	67.8%	47.7%
Miss probability in reality	≥45%	≥48%	≥63%	≥44%
Error	7.4%	7.3%	7.6%	8.4%

表 3 初始高度 10 000 m, 速度 0.6 Ma

Tab.3 Initial height of 10 000 m, speed of 0.6 Ma

Launch angle/(°)	30	45	60	90
Miss target/times	829	1 074	1 482	1 063
Miss probability in simulation	41.5%	53.7%	74.1%	53.2%
Miss probability in reality	≥38%	≥50%	≥68%	≥50%
Error	9.2%	7.4%	8.9%	6.3%

表 4 初始高度 5 000 m, 速度 0.8 Ma

Tab.4 Initial height of 5 000 m, speed of 0.8 Ma

Launch angle/(°)	30	45	60	90
Miss target/times	763	954	1 543	924
Miss probability in simulation	38.2%	47.7%	77.2%	46.2%
Miss probability in reality	≥35%	≥45%	≥72%	≥43%
Error	9.1%	6%	7.2%	7.4%

表 5 初始高度 9 000 m, 速度 0.8 Ma

Tab.5 Initial height of 9000 m, speed of 0.8 Ma

Launch angle/(°)	30	45	60	90
Miss target/times	756	1 086	1 277	895
Miss probability in simulation	37.8%	54.3%	63.9%	44.8%
Miss probability in reality	≥35%	≥52%	≥60%	≥42%
Error	8%	4.4%	6.4%	6.7%

表 6 初始高度 10 000 m, 速度 0.8 Ma

Tab.6 Initial height of 10 000 m, speed of 0.8 Ma

Launch angle/(°)	30	45	60	90
Miss target/times	846	1 153	1 346	751
Miss probability in simulation	42.3%	57.7%	67.3%	37.6%
Miss probability in reality	≥40%	≥53%	≥64%	≥35%
Error	5.8%	8.9%	5.2%	7.4%

由仿真曲线和统计的数据表可以看出, 随着高度的增加, 面源干扰成功的概率稍有增加, 在低空时, 空气密度大, 面源诱饵箔片扩散和燃烧比较充分, 但气流扰动影响较为明显; 在高空中, 空气密度小, 扩散和燃烧速率相对缓慢, 但气流扰动影响相对较小。故当飞机飞行高度发生改变时, 要结合具体的外部环境, 调整发射角度, 保证面源诱饵的最佳干扰效能。

随着目标机飞行速度的改变, 面源诱饵发射的初速度也随之改变, 当飞行速度增加时, 面源诱饵的干扰成功率稍有下降, 主要原因在于当目标机相对于面源诱饵箔片的扩散变化速率较大时, 诱饵箔片未完全扩散和充分燃烧, 目标机飞出了面源诱饵的有效干扰区域, 降低了干扰成功率, 但随着目标机飞行速度的增大, 也为目标机进行动作规避提供了可能性。

5 结 论

文中提出了一种空战对抗中面源诱饵干扰效能的仿真思路, 思路框图如图 4 所示。建立了导弹运动和导引头跟踪模型, 飞机红外辐射模型, 面源诱饵箔

片运动及燃烧相关数学模型,模拟空战对抗对象,通过改变面源诱饵发射的角度、高度以及速度,进行面源诱饵干扰效能的仿真分析。仿真结果表明:面源诱饵的发射角度对干扰效能影响较为显著,在 $60^{\circ}\sim 75^{\circ}$ 区间内干扰效果最佳;面源诱饵的发射高度、目标机飞行的初速度对干扰效能影响较小,但在真实算例中也不可忽视。与真实场景进行对比,充分验证了所提出的基于空战对抗的面源诱饵干扰效能评估思路的可行性与有效性,达到了预期的目的,为下一步具体环节的算法优化提供了理论基础。

参考文献:

- [1] Li Chuanliang, Tong Zhongxiang, Zhao Daowen. Research on methods of countermine infrared imaging air-to-air missile [J]. *Laser & Infrared*, 2011, 41(12): 1355-1359. (in Chinese)
李传良, 童中翔, 赵道文. 对抗红外成像空空制导弹的措施研究[J]. 激光与红外, 2011, 41(12): 1355-1359.
- [2] Li Bingrong, Liu Feng, Wang Xinxin. The image simulation of the IR decoy countermeasuring IR guidance missile [J]. *Electro-optic Warfare & Radar Passive Countermeasures*, 2003, 2: 15-17. (in Chinese)
李炳荣, 刘锋, 王欣欣. 红外诱饵对抗红外制导导弹的成像仿真[J]. 光电对抗与无源干扰, 2003, 2: 15-17.
- [3] Huang Hesong, Tong Zhongxiang, Li Jianxun, et al. Functional simulation of infrared air-to-air missiles based on combat assessment [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2015, 44(3): 803-809. (in Chinese)
黄鹤松, 童中翔, 李建勋, 等. 基于空战评估的红外空空导弹功能仿真[J]. 红外与激光工程, 2015, 44(3): 803-809.
- [4] Hu Yifan, Song Bifeng, Wang Xu, et al. Method of evaluating the effect of airborne infrared decoy [J]. *Infrared Technology*, 2009, 31(3): 136-140. (in Chinese)
胡一繁, 宋笔锋, 王旭, 等. 机载红外诱饵弹干扰效果评估方法[J]. 红外技术, 2009, 31(3): 136-140.
- [5] Guo Bingtao, Wang Xiaorui, Wang Xiaobing, et al. Analysis of imaging features and track-ing performance of seeker after decoys jam-ming[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2015, 44(7): 2027-2033. (in Chinese)
郭冰涛, 王晓蕊, 王小兵, 等. 诱饵弹作用后导引头成像特征建模及跟踪性能分析[J]. 红外与激光工程, 2015, 44(7): 2027-2033.
- [6] He Guojing, Zhang Jianqi. Virtual IR imaging guiding system model [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2004, 33(4): 338-342. (in Chinese)
何国经, 张建奇. 红外成像制导系统虚拟样机 [J]. 红外与激光工程, 2004, 33(4): 338-342.
- [7] Chen Cheng, Shi Jing, Fei Jindong. Mathematics modeling and simulation technology for staring IR imaging guiding system [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2007, 36(1): 18-22. (in Chinese)
陈澄, 石静, 费锦东. 凝视红外成像制导系统数学建模与仿真技术[J]. 红外与激光工程, 2007, 36(1): 18-22.
- [8] Wang Chaozhe, Tong Zhongxiang, Li Jianxun, et al. Calculation method for fighter-plane's infrared radiation as point source target[J]. *Infrared Technology*, 2012, 11: 666-671. (in Chinese)
王超哲, 童中翔, 李建勋, 等. 战斗机红外点源目标特性计算方法[J]. 红外技术, 2012, 11: 666-671.
- [9] Mao Xia, Hu Haiyong, Huang Kang, et al. Calculation method for air plane IR radiation and atmospheric transmittance [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2009, 35(10): 1228-1231. (in Chinese)
毛峡, 胡海勇, 黄康, 等. 飞机红外辐射及大气透过率计算方法 [J]. 北京航空航天大学学报, 2009, 35(10): 1228-1231.
- [10] Zhang Ke. Study on infrared radiation image generation technology of aircraft [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010. (in Chinese)
张可. 飞行器蒙皮红外辐射图像生成技术研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010.
- [11] Chen Tingnan. Aircraft Flight Performance Quality and Control [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2007: 24-26. (in Chinese)
陈廷楠. 飞机飞行性能品质与控制[M]. 北京: 国防工业出版社, 2007: 24-26.
- [12] Caroline K Wilhram. Combustion model for pyrophoric metal foils [J]. *Propellants Explosives Pyrotechnics*, 2003, 28(6): 296-300.
- [13] Cormen T H, Leiserson C E, Rivest R L, et al. Introduction to Algorithms [M]. 3rd ed. Translated by Yin Jianping, Xu Yun, Wang Gang, et al. Beijing: Mechanical Industry Press, 2015: 206-209. (in Chinese)
Cormen T H, Leiserson C E, Rivest R L, 等. 算法导论 [M]. 第3版, 殷建平, 徐云, 王刚, 等译. 北京: 机械工业出版社, 2015: 206-209.