

引用格式:王伟柱,刘志国,王仕成,等.激光角度欺骗和高重频干扰效果仿真研究[J].电光与控制,2018,25(6):11-15. WANG W Z, LIU Z G, WANG S C, et al. Simulation research on effect of laser angle deception and high-repetition-frequency jamming[J]. Electronics Optics & Control, 2018, 25(6):11-15.

激光角度欺骗和高重频干扰效果仿真研究

王伟柱, 刘志国, 王仕成, 张帅, 刘硕
(火箭军工程大学,西安 710025)

摘要:为有效评估激光角度欺骗式、高重频欺骗式和高重频压制式3种有源干扰的干扰效果,以某过重力补偿比例制导导弹为研究对象,开展了3种有源干扰弹道仿真研究。重点建立了激光能量密度模型、激光大气透过率模型、比例导引头视场角关系模型、导引头能量跟踪模型、过重力补偿比例导引律生成模型和导弹控制律模型,结合导弹运动学与动力学方程将仿真系统构成闭环回路。而后,以干扰机布设方位、布设距离和干扰激光能量为仿真变量,实现了3种有源干扰的全弹道仿真。结果表明,侧向布设干扰机,适当增大干扰机的布设距离,增大干扰激光能量能增大脱靶量,可以取得较好的干扰效果。该仿真系统能够为光电对抗效能评估提供平台,为武器装备的战术使用提供参考。

关键词:弹道仿真;精确制导武器;激光干扰;数学建模;过重力补偿

中图分类号:V271.4;TN977 文献标志码:A doi:10.3969/j.issn.1671-637X.2018.06.003

Simulation Research on Effect of Laser Angle Deception and High-Repetition-Frequency Jamming

WANG Wei-zhu, LIU Zhi-guo, WANG Shi-cheng, ZHANG Shuai, LIU Shuo
(Rocket Force University of Engineering, Xi'an 710025, China)

Abstract: To effectively evaluate the effects of three kinds of active laser jamming modes of angle deception, high-repetition-frequency deception and high-repetition-frequency suppression, we made a ballistic simulation of the three jamming modes by taking a certain proportional guidance missile with over-gravity compensation as the research object. The main mathematical models were established, including the models of laser energy density, laser atmospheric transmittance, the view angle of seeker with proportion guidance, the seeker energy tracking, the seeker generating the proportional guidance law with over-gravity compensation, and missile control law, which constituted a closed-loop simulation system by using missile kinematic and dynamic equations. Then, the setting position and setting distance of jammer and the jamming laser energy were taken as simulation variables, and the full ballistic simulation of the three kinds of active laser jamming was completed. Simulation results show that: lateral setting of the jammer, the appropriate increasing of the setting distance and the increasing of the jamming energy can increase the miss distance and achieve a good jamming effect. The simulation system can provide a platform for the effect evaluation of electro-optical countermeasure and a reference for the tactical application of weapons.

Key words: trajectory simulation; precision-guided weapon; laser jamming; mathematical modeling; over-gravity compensation

0 引言

自20世纪60年代以来,精确制导武器以其成本

低、制导精度高、抗干扰能力强、作战效能显著而得到广泛应用^[1-2],其中,比例式激光精确制导武器尤为显著。与此同时,激光对抗中的激光有源干扰技术也逐渐成为各国研究的热点,主要包括激光角度欺骗干扰和高重频激光干扰^[3]。采用仿真方法对激光有源干扰效果进行评估验证,可以为武器装备的论证研发提供重要参考,也可为光电对抗武器的战术使用提供理论依据。目前,关于激光有源干扰仿真方面的研究多集

收稿日期:2017-07-06

修回日期:2017-07-25

基金项目:国家自然科学基金青年基金项目(61004128)

作者简介:王伟柱(1992—),男,安徽安庆人,硕士,研究方向为光电对抗技术。

中于干扰过程机理的分析^[4-6]和仿真研究^[7]。对于干扰效果的评估,必须将激光大气传输衰减过程、激光制导导弹运动和控制过程、导引头信号处理和导引过程、激光干扰过程统一到整个系统中开展全弹道仿真研究,才能与真实系统相符,得到可信的结论。

本文设计了激光有源干扰对抗仿真系统,仿真研究了激光角度欺骗式、激光高重频欺骗式和高重频压制式^[8]3种干扰方式对某过重力补偿比例制导导弹的干扰效果。基于搭建的干扰效能评估系统,以干扰机布设的不同方位和距离、不同干扰激光能量为仿真变量,以脱靶量为评估指标,量化研究了3种激光有源干扰的干扰效果。

1 激光有源干扰系统仿真流程

激光有源干扰仿真系统可以分为3个模块,分别为激光大气传输模块、导引头信号处理与导引律生成模块以及导弹运动与控制模块。整个系统的仿真流程如图1所示。

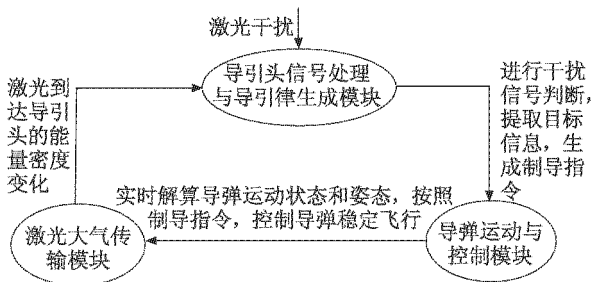


图1 激光有源干扰系统仿真流程图

Fig. 1 Diagram of active laser jamming system simulation

其中,激光大气传输模块主要包括激光能量密度模型和激光能量大气透过率模型,该模块用来仿真激光目标指示器或干扰机发射的激光信号到达导引头的传输过程;导引头信号处理与导引律生成模块是系统的核心模块,通过干扰导引头提取目标信息达到干扰的目的,其主要包括导引头视场角关系模型、导引头的能量跟踪模型和导引律生成模型,通过导引头接收的信号提取目标信息,根据导引律产生导引指令;导弹运动与控制模块包括导弹运动学与动力学模型、导弹控制律模型等,该模块用来模拟导弹飞行和控制过程,按照导引指令实现平稳飞行。整个系统实现干扰过程的闭环仿真,达到对3种方式干扰效果评估的目的。

2 各模块仿真模型

2.1 激光大气传输模块

激光在大气中传输时,能量密度随着传输距离不断衰减,在仿真时需要建立激光能量密度模型以便计算出导引头接收的激光能量,而与此同时,能量的大气

透过率也随空间位置的变化在实时地变化,因此该模块需要建立激光能量密度模型和大气透过率模型。

2.1.1 激光能量密度模型^[9]

激光制导信号或干扰信号在大气传输过程中,对于符合朗伯特性的大目标,导弹实际飞行时导引头入瞳处的激光能量密度为

$$\varepsilon = \frac{E\rho\tau_\lambda(l)\tau_\lambda(r)\cos\theta_1\cos\theta_2}{\pi r^2} \quad (1)$$

式中: E 为激光器系统输出能量; ρ 为目标反射率; l 为激光指示器与目标的距离; r 为弹目距离; $\tau_\lambda(l)$ 为照射光路大气透过率; $\tau_\lambda(r)$ 为接收光路大气透过率; θ_1 和 θ_2 分别为激光照射方向和导引头接收方向与目标反射平面法向的夹角。

2.1.2 激光大气透过率模型

对于水平均匀光程,激光大气透过率可以表示为 $\tau_\lambda(l) = \exp(-\mu_\lambda l)$,其中, μ_λ 为衰减系数。在无云雾天气下, μ_λ 主要受气溶胶散射影响,其大小为^[10]

$$\mu_\lambda = \left(\frac{3.912}{R_m}\right)\left(\frac{0.55}{\lambda}\right)^a \quad (2)$$

式中, R_m 为能见度,单位为 km,且

$$a = \begin{cases} 0 & R_m \leq 0.5 \\ R_m - 0.5 & 0.5 < R_m \leq 1 \\ 0.585R_m^{1/3} & 1 < R_m \leq 3 \\ 1.36 & 6 \leq R_m \leq 50 \\ 1.6 & R_m > 50 \end{cases} \quad (3)$$

2.2 导引头信号处理与导引律生成模块

导引头在提取目标位置和运动信息时,需要在视场角范围内对接收到的激光信号进行判断,而后将提取出的目标信息转化为导引律,因此该模块主要由以下3个模型组成。

2.2.1 比例导引头视场角关系模型

比例制导导弹在飞行时,导引头能否接收到制导信号或干扰信号主要受3个条件影响:1) 导弹的瞬时姿态角;2) 位标器的方位角;3) 导引头的视场角。只有当导弹瞬时姿态角、位标器方位角及导引头视场角之和满足大于或等于导引头与目标的视线角时,目标才可视。在纵向平面内视场关系(横向平面相同)如图2所示。

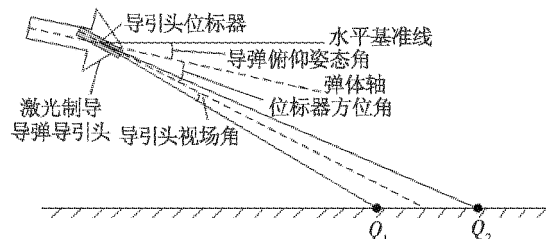


图2 导引头视场关系示意图

Fig. 2 The sketch map of view angle of seeker

假设在导弹飞行的某一个时刻导引头处于锁定跟踪阶段,激光制导导弹的瞬时俯仰姿态角为 ϑ ,位标器方位角为 θ_i ,导引头视场角设为 θ_s ,导弹位置坐标为 (x_b, y_b, z_b) ,目标位置坐标为 (x_t, y_t, z_t) ,目标在导弹视场范围 $Q_1 Q_2$ 时,需要满足的条件为

$$\vartheta + \theta_i - \theta_s \leq \arctan \frac{|y_b - y_t|}{\sqrt{(x_b - x_t)^2 + (z_b - z_t)^2}} \leq \vartheta + \theta_i + \theta_s \quad (4)$$

2.2.2 导引头能量跟踪模型

激光角度欺骗干扰在接收到制导信号和干扰信号后通常不跟踪其中的任何一个辐射源,而是跟踪它们的能量辐射中心,如图3中①所示;激光高重频欺骗式干扰主要是通过发射频率极高的干扰脉冲,致使导引头提取的全是干扰信号来达到干扰的目的,使导弹跟踪干扰目标,如图3中②所示;高重频压制式干扰使导引头提取不出有效信号,致使信号阻塞,导弹自由飞行,如图3中③所示。

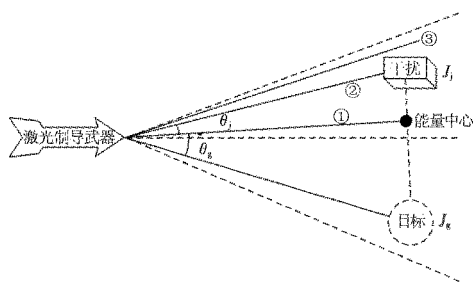


图3 导引头能量跟踪示意图

Fig.3 The sketch map of energy tracking of seeker

假设制导信号和干扰信号到达导引头的能量密度分别为 J_g 和 J_i ,真目标、能量中心和导引头夹角为 θ_g ,假目标、能量中心和导引头夹角为 θ_i ,则真目标与假目标对导引头的张角为 $\theta = \theta_g + \theta_i$,可以建立能量中心模型为

$$\begin{cases} \theta_g = \frac{J_i}{J_g + J_i} \theta \\ \theta_i = \frac{J_g}{J_g + J_i} \theta \end{cases} \quad (5)$$

根据真目标、干扰机和导弹的瞬时位置及运动状态,由以上模型可以得到导引头跟踪能量中心的位置和运动状态。

2.2.3 过重力补偿比例导引律模型

由导弹和目标位置信息,通过过重力比例导引律模型可以得到导弹过载信号,为导弹控制系统提供制导指令。过重力补偿比例导引是在闭环比例导引的基础上,增加重力补偿项,可以实现“抬高”弹道、增大落角、改善导弹的打击效果。

假设在某一个时刻导弹的瞬时位置为 $Q(X_m, Y_m, Z_m)$,目标的瞬时位置为 $T(X_t, Y_t, Z_t)$,根据比例导引

关系可得导弹和目标相对位置及位置变化率。

由弹目相对位置得到弹目视线倾角 θ_α 和偏角 θ_β 。对 $\theta_\alpha, \theta_\beta$ 求导可得视线角速率 $\dot{\theta}_\alpha$ 和 $\dot{\theta}_\beta$ 为

$$\begin{cases} \dot{\theta}_\alpha = \frac{[(X_t - X_m)^2 + (Z_t - Z_m)^2]V_y - (Y_t - Y_m)[(X_t - X_m)V_x + (Z_t - Z_m)V_z]}{R^2 \sqrt{(X_t - X_m)^2 + (Z_t - Z_m)^2}} \\ \dot{\theta}_\beta = \frac{V_x(Z_t - Z_m) - (X_t - X_m)V_z}{(X_t - X_m)^2 + (Z_t - Z_m)^2} \end{cases} \quad (6)$$

式中, V_x, V_y 和 V_z 分别为弹目相对速度在发射坐标系下的投影。进而过重力补偿比例导引的横的、法向导引指令为

$$\begin{cases} n'_y = k_1 V_m \dot{\theta}_\beta + k_2 g \cos \vartheta \cos \gamma \\ n'_z = -k_1 V_m \dot{\theta}_\alpha \cos \theta_\beta - k_2 g \cos \vartheta \sin \gamma \end{cases} \quad (7)$$

式中: ϑ 为导弹俯仰姿态角; γ 为导弹滚动姿态角; α 为攻角; β 为侧滑角。

由坐标变换矩阵可以得到在发射坐标系下的三维过重力补偿比例导引加速度为

$$\begin{cases} n_y = k_1 V_m \dot{Q}_\beta (\cos \alpha \cos \gamma_v + \sin \alpha \sin \beta \sin \gamma_v) - \\ \quad k_1 V_m \dot{Q}_\beta \cos Q_\beta \cos \beta \sin \gamma_v + k_2 g \cos \vartheta \cos \gamma \\ n_z = k_1 V_m \dot{Q}_\beta (\cos \alpha \sin \gamma_v + \sin \alpha \sin \beta \cos \gamma_v) + \\ \quad k_1 V_m \dot{Q}_\alpha \cos Q_\beta \cos \beta \cos \gamma_v - k_2 g \cos \vartheta \sin \gamma \end{cases} \quad (8)$$

式中, γ_v 为速率滚转角。

2.3 导弹运动与控制模块

2.3.1 导弹运动学与动力学方程

由导弹在发射坐标系下所受力系数和力矩系数,可以得到导弹所受的力和力矩。导弹动力学方程为

$$\begin{cases} F_x = q_b S_r C_x + P - mg \sin \vartheta \\ F_y = q_b S_r C_y - mg \cos \vartheta \cos \gamma \\ F_z = q_b S_r C_z + mg \cos \vartheta \sin \gamma \end{cases} \quad (9)$$

力矩方程为

$$\begin{cases} M_x = q_b S_r LC_{mx} \\ M_y = q_b S_r LC_{my} \\ M_z = q_b S_r LC_{mz} \end{cases} \quad (10)$$

式中: q_b 为动压头; S_r 为导弹的特征面积; P 为发动机推力; L 为导弹的特征长度; C_x, C_y 和 C_z 为力系数; C_{mx}, C_{my} 和 C_{mz} 为力矩系数,经插值获得。

由导弹动力学和运动学方程可以得到导弹的速度和角速度。导弹质心运动方程为

$$m \begin{pmatrix} \frac{dv_x}{dt} + \omega_y V_z - \omega_z V_y \\ \frac{dv_y}{dt} + \omega_z V_x - \omega_x V_z \\ \frac{dv_z}{dt} + \omega_x V_y - \omega_y V_x \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{pmatrix} \quad (11)$$

式中： v_x, v_y 和 v_z 分别为导弹速度在坐标轴 3 个方向的投影； ω_x, ω_y 和 ω_z 分别为导弹滚转角速度、偏航角速度和俯仰角速度。

由导弹所受的力矩得到绕质心运动方程为

$$\begin{cases} M_x = J_x \frac{d\omega_x}{dt} + (J_z - J_y)\omega_y\omega_z \\ M_y = J_y \frac{d\omega_y}{dt} + (J_x - J_z)\omega_x\omega_z \\ M_z = J_z \frac{d\omega_z}{dt} + (J_y - J_x)\omega_x\omega_y \end{cases} \quad (12)$$

式中， J_x, J_y 和 J_z 分别为导弹在坐标轴 3 个方向的转动惯量。由导弹的转动角速度和弹体欧拉方程解算出导弹瞬姿态，由导弹运动学方程解算出导弹位置。

2.3.2 导弹控制律模型

由于激光导引头的四象限探测器通过各象限的偏差信号实现对目标信息的获取，因此滚动通道的最佳状态为滚动角保持 0° ，且与俯仰、偏航通道控制系统的设计有所不同。为保证各通道在姿态调整过程中无静差，舵偏角在姿态调整中有更高的精度，需要采用积分形式的控制规律。但积分形式的调节存在延时，在控制律设计时引入角速度信号，此外，为实现舵面先于舵角的偏离，还需要引入角加速度信号。导弹各通道控制律模型设计为

$$\begin{cases} \Delta\delta_x = K_{\gamma_1} \int \Delta\gamma dt + K_{\gamma_2} \Delta\gamma + K_{\gamma_3} \Delta\dot{\gamma} \\ \Delta\delta_y = K_{\psi_1} \int (n_x - a_x) dt + K_{\psi_2} \Delta\psi + K_{\psi_3} \Delta\dot{\psi} \\ \Delta\delta_z = K_{\vartheta_1} \int (n_y - a_y) dt + K_{\vartheta_2} \Delta\vartheta + K_{\vartheta_3} \Delta\dot{\vartheta} \end{cases} \quad (13)$$

式中： $\Delta\dot{\gamma}, \Delta\dot{\psi}$ 和 $\Delta\dot{\vartheta}$ 为姿态角变化率； a_x 和 a_y 为导弹实际加速度； n_x 和 n_y 为制导系统给出的导引指令；增益系数 $K_{\gamma_1}, K_{\gamma_2}, K_{\gamma_3}, K_{\psi_1}, K_{\psi_2}, K_{\psi_3}, K_{\vartheta_1}, K_{\vartheta_2}$ 和 K_{ϑ_3} 通过插值获得。

由等效舵偏，经过 4 个“×”型配置舵机的实际解算和 2.3.1 节中风洞气动插值，解算出导弹所受的力和力矩大小，构成导弹制导控制闭环回路，实时解算导弹位置和状态信息。

3 干扰仿真实验

3.1 仿真实验

根据搭建的激光有源干扰仿真系统，通过设置不同的干扰变量，实现对 3 种干扰效果的仿真评估。分别以干扰激光能量大小、干扰机布设方位、干扰机布设距离为仿真变量，开展以下 4 组仿真实验。

实验 1 将干扰和制导激光初始能量设置为相等，

将激光干扰机布设在距离目标位置 500 m 处(见图 4 中①)。

实验 2 将干扰和制导激光初始能量设置为相等，将激光干扰机布设在距离目标位置 300 m 处(见图 4 中②)。

实验 3 将干扰和制导激光初始能量设置为相等，将激光干扰机布设在距离目标位置 500 m 处且垂直 OA (见图 4 中③)。

实验 4 将干扰激光能量初值设置为制导激光初始能量的 3 倍，将激光干扰机布设在距离目标位置 500 m 处(见图 4 中①)。

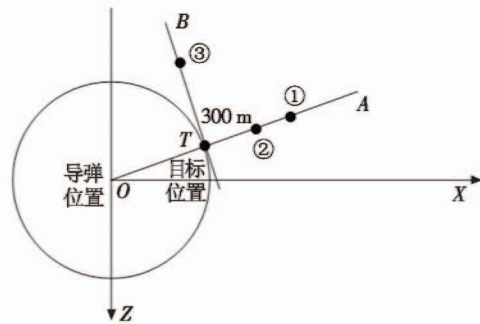


图 4 干扰机布设位置示意图

Fig. 4 The sketch map of setting position of jammer

在进行干扰仿真时，激光导引头探测阈值设为 $\varepsilon = 3000 \text{ fJ/cm}^2$ ，视场角范围大小为 $\pm 5^\circ$ ，激光目标指示器发出的初始激光能量为 150 mJ，导弹在空中的初始发射位置为(0 m, 2000 m, 0 m)，目标在发射系下的初始位置为(3000 m, 0 m, -400 m)，且目标的运动速度为(15 m/s, 0 m/s, -15 m/s)，仿真解算步长设为 0.001 s，系数 k_1 设为 5, k_2 设为 1.3，制导信号更新频率为 20 Hz。假设干扰机与目标运动同步，即干扰机的运动速度为(15 m/s, 0 m/s, -15 m/s)。

实验 1 中 3 种干扰方式弹道仿真如图 5 所示。

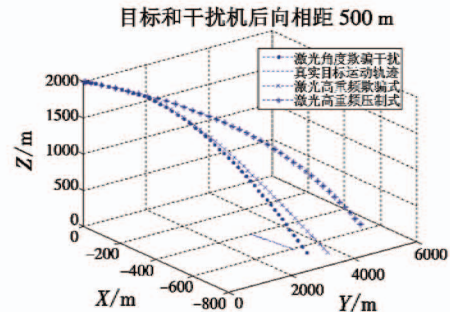


图 5 仿真实验 1 弹道仿真

Fig. 5 The ballistic simulation results of Experiment 1

依次进行实验 1 至实验 4 的弹道仿真，得出 3 种干扰方式脱靶量对比分析结果，如表 1 所示。

表1 激光干扰仿真实验脱靶量对比分析表

Table 1 The results of miss distance m

	实验1	实验2	实验3	实验4
无干扰	1.71	1.72	1.71	1.71
角度欺骗	107.4	81.7	256.7	342.6
高重频欺骗式	500.3	299.8	496.6	501.1
高重频压制式	2 227.1	2 232.5	2 230.6	2 229.8

从图5和表1可以得出以下结论。

1) 3种干扰方式均可有效实现干扰。但相比于激光角度欺骗式干扰,高重频欺骗式干扰可能会将导弹引向干扰方向,对干扰机造成损害;激光高重频压制式干扰阻塞激光导引头的信号提取过程,使导弹自由飞行,干扰效果最好。

2) 对于激光角度欺骗干扰,干扰机布设距离、布设方位和激光干扰能量大小都会影响干扰效果。对比实验1和实验4,增大干扰能量能够增大导弹的脱靶量;对比实验1和实验3,相比于纵向设置干扰机,侧向设置干扰效果更好;对比实验1和实验2,适当地增大干扰机与目标的距离(不超过有效干扰范围),可以增大脱靶量。

3.2 干扰效果分析

3种激光有源干扰通过主动干扰激光制导武器,使其制导精度降低、脱靶量增大。激光角度欺骗干扰成功实现干扰的条件是预警设备成功识别和复制制导脉冲信号并发出能量较大的超前干扰信号,所以干扰能量是影响干扰效果的主要因素,其他因素还有大气透过率、真假目标反射率、激光编码方式、预警设备解码时间、干扰信号超前时间、导引头视场角和能量阈值、干扰机布设方位、距离等;激光高重频干扰通过发射频率极高的脉冲信号干扰导引头信号提取,达到“以假乱真”的目的,因此影响高重频干扰效果的因素主要有干扰信号频率、干扰激光能量、导引头视场角范围和能量探测阈值、时间波门宽度、干扰机布设方位、距离等。

对3个仿真变量实际分析可知,激光能量密度与传播的距离有很大关系,后向布设明显增大了激光传输距离,因此后向布设干扰机不如侧向布设效果好;同一方位上,适当增大干扰机布设距离可以增大绝对脱靶量,这主要是因为同一方位增大布设距离使激光

传输距离增幅小;增大激光能量初值可以增强干扰信号的能量,进行信号处理时,导引头将能量大的干扰信号误判为制导信号,导致脱靶量增大。

4 结束语

本文通过建立激光有源对抗各个环节的仿真模型,设计并完成了基于某过重力补偿比例制导导弹的激光有源干扰仿真系统。该系统可以配置不同的干扰参数、导弹飞行参数和干扰方式,实现3种激光有源干扰方式的全弹道仿真。基于该仿真平台,研究并分析了3种干扰方式的干扰效果,仿真实验基本达到预期的效果。本文的研究成果可以为激光有源干扰装备的战术运用和效能评估提供一定的参考,为后续开展激光有源干扰方面的研究奠定基础。

参考文献

- [1] 魏文俭. 激光制导光电对抗半实物仿真关键技术与系统研究[D]. 长沙:国防科学技术大学,2010.
- [2] 张腾飞,张合新,惠俊军,等. 激光制导武器发展及应用概述[J]. 电光与控制,2015,22(10):62-66.
- [3] 蒋耀庭,杨杰,周晓松. 激光干扰技术及发展现状[J]. 红外与激光工程,2001,30(5):387-390.
- [4] 王云萍,张海洋,郑星元,等. 高重频激光对激光导引头的干扰机理实验研究[J]. 北京理工大学学报,2014,34(8):858-863.
- [5] 童忠诚,孙晓泉,杨希伟,等. 激光制导武器高重频干扰技术仿真研究[J]. 弹道学报,2008,20(1):106-110.
- [6] 刑晖,雷萍,刘灵,等. 激光有源欺骗干扰效果的数学模型的分析[J]. 光电技术应用,2006,21(3):20-23.
- [7] 臧永强,刘志国,王仕成,等. 激光角度欺骗干扰的数学仿真[J]. 红外与激光工程,2012,41(12):3234-3240.
- [8] 朱陈成,聂劲松,童忠诚. 高重频激光干扰模式的分析[J]. 红外与激光工程,2009,38(6):1060-1063.
- [9] 党红恩,李浩,赵尔平,等. 激光干扰成像制导导弹研究[J]. 电光与控制,2016,23(3):41-44.
- [10] 臧永强,王仕成,刘志国,等. 1.064 μm 激光制导半实物仿真大气衰减模型研究[J]. 电光与控制,2012,19(9):17-22.