

空地一体化多任务导弹攻击模式研究

李波, 崔四杰, 高晓光
(西北工业大学电子信息学院, 西安 710129)

摘要: 针对空空导弹多任务攻击的发展趋势, 提出了空地一体化火控攻击技术。在分析一体化火控攻击过程的基础上, 结合传统空空和空地导弹的导引方式, 建立了适用于空地一体化多任务的自适应攻击导引律; 结合导弹当前性能、弹目相对态势以及目标价值, 建立了基于 TOPSIS 的导弹任务切换决策算法, 以确定导弹攻击最佳目标。仿真结果表明, 采用给出的导引方法, 在导弹攻击目标过程中能够根据任务需求, 自适应地选择最佳导引方式, 完成对指定目标的攻击引导, 并能够在飞行过程中切换至最优攻击目标。

关键词: 多任务导弹; 空地一体化; 自适应导引律; 任务切换决策

中图分类号: V271.4; TJ765 **文献标志码:** A **文章编号:** 1671-637X(2014)12-0005-05

Research on Attack Mode of Air-Ground Integrated Multi-Tasking Missile

LI Bo, CUI Si-jie, GAO Xiao-guang
(College of Electronic Information, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China)

Abstract: According to development trend of air-to-air missiles to multi-tasking attack, we proposed an air-ground integrated fire control and attack technique. Analysis was made to the process of air-ground integrated combat. Then, an adaptive guidance law for missiles was established based on the traditional air-to-air and air-to-surface guidance modes, which is applicable to fire control of air-ground multi-tasking integrated combat. Taking the current performance of missiles, the relative situation between missiles and targets, and targets' value into consideration, a task-switching decision-making function was established based on the TOPSIS, to make the missile attack the optimal target. The simulation results show that with this guidance approach, the missile can adaptively select the optimum guidance mode in the attacking process, and complete the guidance to the specified target based on the mission requirements. It can also make the missile change the target in its flying process.

Key words: multi-tasking missile; air-ground integration; adaptive guidance law; task-switching decision making

0 引言

第四代战斗机的隐身性能要求其空战武器内埋挂装, 由于内埋弹舱容积有限, 因此, 要求其武器在有限挂弹数量下最大程度地满足载机作战任务需求。另外, 由于军费预算压力不断增加, 武器装备多用途的发展日趋迫切, 从而使空空导弹逐渐有多任务的发展趋势, 既可攻击空中目标, 又可攻击地面目标^[1]。美国雷神公司在扩充导弹用途方面做了许多工作, 如改造 AIM-9X 空空

导弹的软件使之能够执行空对地作战任务^[2], 并研究“T3”(三目标终结者)导弹项目——旨在打击飞机、巡航导弹和陆基雷达 3 种类型目标^[2-4], 而在国内, 目前尚未见到有关多任务导弹的相关研究。因此, 开展具有多任务攻击能力的空地一体化火控攻击技术研究具有重要意义。

本文在分析空地一体化火控攻击过程的基础上, 根据多任务攻击需求, 在传统空空导弹比例导引的基础上进行改进, 建立了适用于空地一体化火控攻击的自适应导引律。在导弹进行任务切换时, 可以通过目标威胁评估排序的方法确定导弹将要攻击的最佳目标。传统目标威胁评估排序方法仅单方面涉及空中或地面目标的态势^[5-8], 并未对空中和地面目标进行综合评估。逼近理想解排序法(TOPSIS)能够有效地求

收稿日期: 2014-01-16

修回日期: 2014-05-25

基金项目: 西北工业大学基础研究基金(JC2011); 航天技术支撑基金(2013-HT-XGD)

作者简介: 李波(1978—), 男, 山东泰安人, 副教授, 硕导, 研究方向为航空火力控制, 作战效能分析。

解多目标决策问题。本文综合考虑导弹当前性能、导弹与空中和地面各目标之间的相对态势以及目标价值,通过基于 TOPSIS 的任务切换决策算法,确定导弹的最佳攻击目标。

1 空地一体化火控攻击

在空地一体化作战过程中,需要实时地综合整个战场信息,进行态势评估,做出最优决策,控制导弹飞向所要攻击的目标,并能够在导弹飞行中途实现任务切换,灵活地完成不同作战任务。

根据导弹的多任务攻击需要,空地一体化火控攻击过程包括导弹发射前阶段和导弹发射后阶段:在导弹发射前阶段,根据导弹数据和目标数据判定导弹是否满足发射条件,并由目标类型确定相应的导引律,针对空/地目标相应地采用攻击空中/地面目标导引律;在导弹发射后的飞行过程中,战场指挥系统根据战场当前的综合态势,在合适的时机对该导弹发出任务切换指令,此时,通过任务切换决策以确定导弹所要切换的最优攻击目标,并将相关信息反馈给指挥系统以便指挥系统查询和指挥控制,在导弹切换攻击目标时,需要根据目标和导弹的信息确定导弹下一时刻所采用的导引律。

具体流程如图1所示。

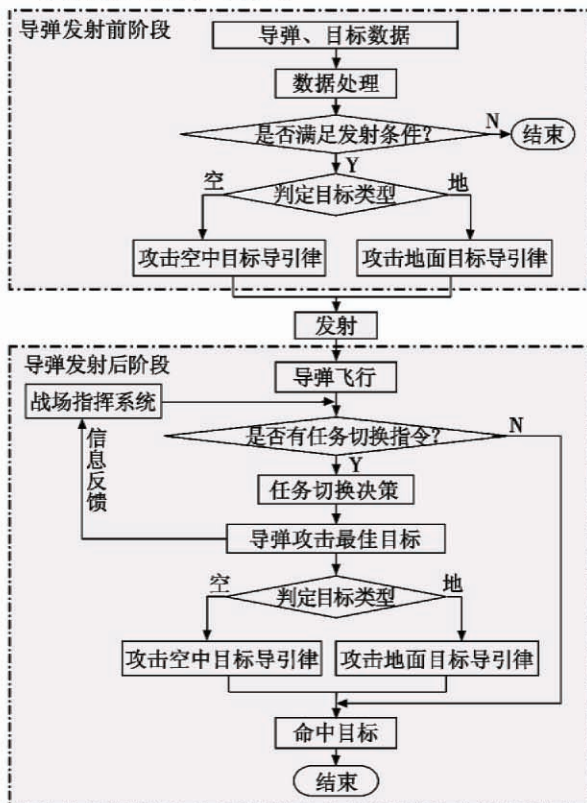


图1 导弹空地一体化火控攻击流程图

Fig.1 The process of missile fire control in air-ground integrated combat

由图1知,要实现导弹空地一体化火控攻击,需要解决两个关键问题:1)建立适用于空地一体化多任务的攻击导引律;2)建立合适的任务切换决策算法,使导弹能够实现最佳的任务切换。

2 导弹空地一体化攻击导引律

传统的空空导弹采用比例导引律,能够较好地完成攻击空中目标的任务。但是,在攻击地面目标时,比例导引律将导致导弹飞行高度过早下降,空气阻力增大,导弹速度迅速减小,缩短了导弹的攻击范围,并且导弹命中目标时的进入角会偏小,影响对地面目标的毁伤效果。因此,本文基于比例导引律加以改进,使得导弹对于空中目标和地面目标都具有较理想的命中效果。

2.1 攻击空中目标导引律

导弹攻击空中目标时,采用三维空间的比例导引律^[9],所需法向过载表示为

$$N_r = K(\alpha) \cdot \omega \times v \cdot \frac{1}{g} + \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中: ω 表示目标瞄准线的角速度矢量; v 表示导弹的速度矢量; g 表示重力加速度; $K(\alpha)$ 表示比例导引系数,其大小与导弹速度矢量和目标瞄准线矢量之间的夹角 α 有关。

$$K(\alpha) = \begin{cases} K_1 & \alpha \geq \frac{\pi}{2} \\ K_2 & 0 \leq \alpha < \frac{\pi}{2} \end{cases} \quad (2)$$

式中, $K_1 > K_2$ 。

当所需法向过载 $\|N_r\|$ 大于导弹自身的最大过载 N_{max} 时,不改变导弹所需法向过载的方向,对其大小进行限制,则修正后的导弹法向过载为

$$N'_r = \min(N_{max}, \|N_r\|) \cdot N_r^0 \quad (3)$$

式中, N_r^0 表示法向过载的方向矢量。

2.2 攻击地面目标导引律

当导弹攻击地面目标时,为了使得导弹命中目标时具有较大的进入角和攻击速度,达到理想的攻击效果,在比例导引律基础上加以改进,采用分段导引法,分为调整段和比例导引段。

1)调整段。导弹在调整段的所需法向过载在速度坐标系下计算,然后转换到惯性坐标系。所需法向过载的算式为

$$\begin{cases} N_{v,y} = \cos \theta + K_3 \cdot (\varphi_{Demand} - \theta + \varphi) \\ N_{v,z} = -K_4 \cdot \|\dot{D}\| \cdot \omega_{vy} \end{cases} \quad (4)$$

式中: θ 为导弹速度爬升角; K_3, K_4 为控制系数; φ_{Demand} 为控制角度; φ 为目标瞄准线与水平面的夹角; $\|\dot{D}\|$ 为导弹与目标之间距离的变化率; ω_{vy} 为目标瞄准线的角

速度在速度坐标系 Y 方向上的分量。

设计算得到的导弹所需法向过载为 N_{temp} , 考虑导弹最大过载限制, 则在速度坐标系下的导弹法向过载为

$$N_{r,v} = \min(N_{max}, \|N_{temp}\|) \cdot N_{temp}^0 \quad (5)$$

最后得到在惯性坐标系下的法向过载为

$$N_r = A_{v,g}^T N_{r,v} \quad (6)$$

式中, $A_{v,g}$ 为惯性坐标系转到速度坐标系的转换矩阵。

2) 比例导引段。导弹进入比例导引段时, 采用与攻击空中目标相同的比例导引律方式。

3) 调整段到比例导引段的切换条件。导弹在攻击地面目标过程中, 从调整段到比例导引段的切换条件为

$$I = \begin{cases} I_0 & \varphi < \varphi_0 \text{ 或者 } D > D_{switch} \\ I_1 & \text{其他} \end{cases} \quad (7)$$

式中: I 为导引方式标志; I_0 表示调整段; I_1 表示比例导引段; φ 为弹目连线与水平面的夹角; φ_0 为指定角度; D 为弹目距离; D_{switch} 为指定切换距离。

在导弹攻击过程中, 应根据目标类型动态选择最合适的导引律以实现最佳攻击效果(见图 1)。

3 任务切换决策

当导弹在飞行过程中接收到由战场指挥系统发出的任务切换指令时, 需要决策选取下一时刻的最佳攻击目标。任务切换决策体系如图 2 所示。

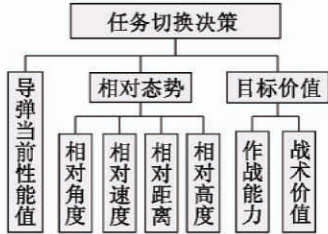


图 2 任务切换决策函数体系图

Fig. 2 Decision function system for task switching

3.1 导弹当前性能值

导弹在飞行途中的性能状态与导弹已飞行时间 t , 导弹当前飞行速率 v 等有关。则导弹的当前性能值为

$$S_M = S_M(t, v) = a_1 T_t(t) + a_2 T_v(v) \quad (8)$$

式中: $T_t(t)$, $T_v(v)$ 分别为导弹当前已飞行时间 t , 当前飞行速率 v 的函数; a_i ($i=1, 2$) 为加权系数 ($a_i > 0$ 且 $a_1 + a_2 = 1$), 由于导弹已飞行时间相对于导弹当前飞行速度而言, 更能够体现导弹性能的损耗及当前性能, 故宜取 $a_1 > a_2$ 。导弹已飞行时间 t 越大, 导弹的当前性能值 S_M 越小; 导弹当前飞行速率 v 越大, S_M 越大。综合考虑导弹的推力作用时间 t_1 , 导弹的有效飞行时间 t_s 以及导弹的最大飞行速率 v_{max} , 可得到 $T_t(t)$, $T_v(v)$ 的表达式分别为

$$T_t(t) = \begin{cases} 1 - \xi \cdot \frac{t}{t_1} & 0 \leq t \leq t_1 \\ (1 - \xi) \cdot \frac{t - t_s}{t_1 - t_s} & t_1 < t \leq t_s \end{cases} \quad (9)$$

$$T_v(v) = \frac{v}{v_{max}} \quad (10)$$

式中, ξ ($0 < \xi < 1$) 为权重系数。

另外, 考虑到地面目标与空中目标相比而言, 地面目标的机动性较小, 导弹攻击地面目标时所需的性能参数也相对较小。故, 对导弹当前性能值 S_M 进行修正

$$S'_M = \begin{cases} S_M & \text{攻击空中目标} \\ S_M + \sigma & \text{攻击地面目标} \end{cases} \quad (11)$$

式中, σ 为导弹攻击地面目标时的性能补偿值。

3.2 相对态势

由图 2 知, 导弹与目标之间的相对态势包括弹目相对角度、相对速度、相对距离、相对高度等因素。弹目之间的相对角度越小、相对速度越大、相对高度越小, 则导弹攻击目标时所需的机动能力越小, 对导弹命中目标越有利。

1) 相对角度指数为

$$S_q = 1 - \frac{|q|}{180} \quad (12)$$

式中, q 为导弹速度矢量与目标线之间的方位夹角。

2) 相对速度指数为

$$S_v = \frac{v - v_t}{v_{max} - \min v_t} \quad (13)$$

式中: v, v_t 分别为导弹和目标的速率; v_{max} 为导弹最大飞行速率; $\min v_t$ 为当前所有参与决策目标中的最小速率。

3) 相对距离指数为

$$S_d = \begin{cases} 1 - \frac{D}{D_{max}} & 0 < D < D_{max} \\ 0 & D > D_{max} \end{cases} \quad (14)$$

式中, D_{max} 为导弹当前状态下的最大攻击距离。

4) 相对高度指数为

$$S_h = \exp\left\{-\left[\frac{H - H_t}{\max(H_{max}, \max H_t) - \min H_t}\right]^2\right\} \quad (15)$$

式中: H, H_t 分别为导弹和目标的高度; H_{max} 为导弹的最大飞行高度; $\max H_t, \min H_t$ 分别为当前所有参与决策目标中的最大、最小高度。

3.3 目标价值

目标价值因素与目标的火力、探测能力、作战意图和目标在敌方阵容中的战术价值等因素相关。目标的火力、探测能力等通常可以归纳为目标的作战能力 S_p ($S_p \in [0, 1]$), 由专业机构进行评定。目标的作战意图和在敌方阵容中的战术价值等可归纳为目标的战术

价值 $S_R (S_R \in [0, 1])$, 由指挥系统指定。

3.4 指标权重确定

为了克服主观赋权法带来的不确定性和盲目性, 本文采用客观赋权法确定指标权重。

根据上文论述, 设 $X = \{x_1, x_2, \dots, x_n\}$ 为所有参与决策的目标的集合(决策方案集), 指标集为 $P = \{S_M, S_q, S_v, S_d, S_h, S_p, S_R\}$, 指标权重向量为 $w = (w_1, w_2, \dots, w_7)$, $\sum_{i=1}^7 w_i = 1, w_i \geq 0, i = 1, \dots, 7$ 。记决策矩阵为 $A = [a_{ij}]_{n \times 7}$, 其中, a_{ij} 表示目标 x_i 对应于指标 P_j 的指标值。由上文知, $a_{ij} \in [0, 1]$, 则不需再将矩阵 A 进行规范化。

记理想点为 $v^+ = (v_1^+, v_2^+, \dots, v_7^+)$, 其中, 定义 $v_j^+ = \max_i a_{ij}, j = 1, 2, \dots, 7$ 。目标 x_i 各指标值与理想点之间的距离 d_i 的算式为

$$d_i = \sum_{j=1}^7 (a_{ij} - v_j^+)^2 w_j^2 \quad (16)$$

一般地, 若某个目标与理想点越靠近, 说明该目标越优, 导弹优先选择该目标作为下一时刻的攻击对象; 反之, 若某个目标与理想点越远, 则该目标越差。权重向量的选取应使所有目标的评价值与理想点之间的总偏差最小, 考虑到各个目标是公平竞争的, 不存在任何偏好关系, 则得下列约束优化问题

$$\min D(w) = \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^7 (a_{ij} - v_j^+)^2 w_j^2 \quad (17)$$

$$\text{s. t.} \quad \sum_{j=1}^7 w_j = 1, w_j \geq 0, j = 1, 2, \dots, 7。$$

构造 Lagrange 函数

$$L(\lambda, w) = \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^7 (a_{ij} - v_j^+)^2 w_j^2 + \lambda \left(\sum_{j=1}^7 w_j - 1 \right) \quad (18)$$

令 $\partial L(\lambda, w) / \partial w_j = 0, \partial L(\lambda, w) / \partial \lambda = 0$, 解得

$$w_j = \frac{1}{\left[\sum_{i=1}^n \frac{1}{\sum_{i=1}^n (a_{ij} - v_j^+)^2} \right] \left[\sum_{i=1}^n (a_{ij} - v_j^+)^2 \right]} \quad j = 1, 2, \dots, 7。 \quad (19)$$

3.5 任务切换决策算法

下面给出基于 TOPSIS 的任务切换决策算法, 通过该决策算法, 使得导弹在需要切换目标时能够选择最优目标进行攻击, 具体步骤如下所述:

1) 构造目标决策矩阵 $A = [a_{ij}]_{n \times 7}$, 其中 a_{ij} 表示目标 x_i 对应于指标 P_j 的指标值;

2) 利用式(19)求得各个指标权重 w_j ;

3) 求每个目标 $x_i = (a_{i1}, a_{i2}, \dots, a_{i7})$ 与正理想点 $v^+ = (v_1^+, v_2^+, \dots, v_7^+)$ 之间的距离 d_i^+ , 及与负理想点 $v^- = (v_1^-, v_2^-, \dots, v_7^-)$ 之间的距离 d_i^- , 其中 $v_j^+ = \max_i a_{ij}, v_j^- = \min_i a_{ij}, j = 1, 2, \dots, 7$;

4) 计算每个目标对理想点的贴近度 $c_i = \frac{d_i^-}{d_i^- + d_i^+}$, 将 c_i 进行大小排序, c_i 越大, 则目标 x_i 越优。

4 仿真与分析

实验1 导弹导引律验证。

初始条件: 导弹发射高度 5000 m; 导弹发射速率 280 m/s; $N_{\max} = 40$; 初始空中目标高度 5000 m, 速度 200 m/s 做匀速直线运动; 导弹飞行 5000 m 后切换到地面目标, 地面目标位置 (80000 m, 100 m, 0 m), 地面目标静止。

图3给出了攻击地面目标时, 分别采用分段导引方式(实线)和纯比例导引方式(虚线)的弹道对比图, 命中目标时的相关参数如表1所示。

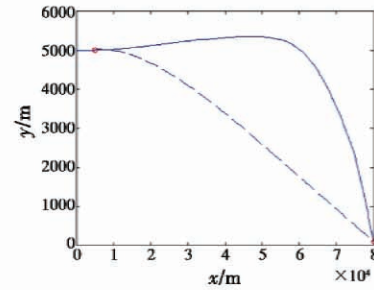


图3 空地任务切换后不同导引方式的弹道

Fig. 3 Trajectory of different guidance modes after task switching

表1 不同导引方式对比

Table 1 Comparison of different guidance modes

	命中时间/s	命中进入角/(°)	末速率/(m · s ⁻¹)
分段导引	144.20	24.6323	125.8931
纯比例导引	157.35	4.7729	96.7937

从实验1仿真结果可以看出, 采用本文给出的导引方式, 导弹能够完成从空空任务到空地任务的转换。导弹在攻击地面目标时, 如果距离目标较远, 相对于纯比例导引, 采用本文给出的分段导引方式能够更好地命中地面目标, 命中时间短, 具有较理想的命中进入角, 且导弹末速率较大。

实验2 导弹空地一体化攻击过程仿真。

实验条件: 导弹发射高度 10000 m, 导弹发射速率 280 m/s, $N_{\max} = 40$; 初始地面目标高度 100 m, 地面目标静止; 空中目标做匀速直线运动; 导弹的最大飞行速率为 1300 m/s, 导弹最大飞行高度为 12000 m, 导弹推力可作用时间为 30 s, 导弹有效飞行时间为 200 s。设 $\xi = 0.6, a_1 = 0.7, a_2 = 0.3, \sigma = 0.15$ 。

在导弹已飞行 20 s 后, 指挥系统发出任务切换指令, 此时导弹的当前飞行速率为 1300 m/s, 导弹当前飞行高度为 8723 m, 则 $S_M = 0.72$ 。

表 2 给出导弹对战场上 6 个目标的各属性值。

表 2 导弹飞行过程中切换目标的属性值

Table 2 Value of different target in task switching

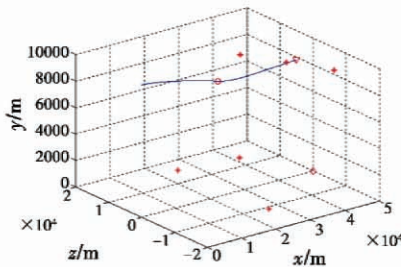
目标 ID 和类型	S_M	$q/(^\circ)$	$v_r/(m \cdot s^{-1})$	D/km	D_{max}/km	H_i/m	S_R	S_P
1(空)	0.72	15	220	20	40	8000	0.75	0.9
2(空)	0.72	-20	300	17	28	8500	0.9	0.85
3(地)	0.87	80	50	15	22	100	0.8	0.93
4(空)	0.72	100	280	27	19	7000	0.85	0.7
5(地)	0.87	-70	30	12	24	100	0.8	0.62
6(地)	0.87	35	60	23	27	100	0.7	0.8

决策矩阵为

$$A = \begin{bmatrix} 0.72 & 0.92 & 0.85 & 0.5 & 0.9963 & 0.75 & 0.9 \\ 0.72 & 0.89 & 0.79 & 0.39 & 0.9996 & 0.9 & 0.85 \\ 0.87 & 0.56 & 0.98 & 0.32 & 0.5915 & 0.8 & 0.93 \\ 0.72 & 0.44 & 0.80 & 0 & 0.9793 & 0.85 & 0.7 \\ 0.87 & 0.61 & 1 & 0.5 & 0.5915 & 0.8 & 0.62 \\ 0.87 & 0.81 & 0.97 & 0.15 & 0.5915 & 0.7 & 0.8 \end{bmatrix} \quad (20)$$

则理想点 $v^+ = (0.87, 0.92, 1, 0.5, 0.9996, 0.9, 0.9)$, 由式 (19) 解得各指标权重值为 $(0.2199, 0.0834, 0.1740, 0.0885, 0.0808, 0.1960, 0.1574)$ 。正负理想点分别为 $v^+ = (0.87, 0.92, 1, 0.5, 0.9996, 0.9, 0.9)$, $v^- = (0.72, 0.44, 0.79, 0, 0.5915, 0.7, 0.62)$, 计算每个目标对理想点的贴近度得 $c_1 = 0.6160, c_2 = 0.6139, c_3 = 0.5971, c_4 = 0.3496, c_5 = 0.5245, c_6 = 0.5018$ 。于是 $c_1 > c_2 > c_3 > c_5 > c_6 > c_4$, 即目标 1 对理想点的贴近度最大, 为导弹下一时刻的最佳攻击目标。则导弹在下一时刻攻击目标 1, 并通过判定目标 1 是空中目标来判定导弹采用对空攻击导引律。

图 4、图 5 分别给出了整个攻击过程的弹道曲线和法向过载曲线。导弹初始攻击地面静止目标, 导弹只需做较小机动; 当导弹切换为空中目标时, 导弹需做较大机动, 故导弹法向过载在切换目标时刻突然变大, 但小于导弹限制法向过载, 最终命中目标。



◇: 初始地面目标; ○: 导弹接收到任务切换指令时刻的位置; ※: 目标 1-6; △: 命中目标 1 时刻的位置

图 4 导弹空地一体化攻击弹道曲线

Fig.4 Ballistic curve of missile in air-ground integrated combat

实验 2 仿真结果表明, 通过本文的任务切换决策算法, 可以使得导弹在需要切换攻击目标时, 能够选取最优攻击目标, 并验证了本文攻击导引律以及空地一体化多任务导弹攻击模型的正确性和合理性。

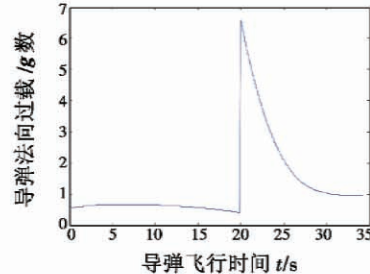


图 5 导弹法向过载曲线

Fig.5 Curve of missile normal overload

5 结论

通过分析空地一体化火控攻击的过程, 在空空导弹比例导引律的基础上进行改进, 建立了适用于空地一体化火控攻击的自适应导引律, 在导弹接收到任务切换指令后, 通过任务切换决策算法做出最优决策, 可以实现导弹发射前以及发射后在空空和空地任务之间的切换, 完成对指定目标的攻击, 提高导弹对目标的毁伤效果和导弹武器资源的利用率。

参考文献

- [1] 石怀林, 武卫兵. 空空导弹未来发展的新动向[J]. 国防科技, 2009(2): 17-19.
SHI H L, WU W B. The future development trends of air-to-air missiles[J]. National Defense Science & Technology, 2009(2): 17-19.
- [2] 任森, 王秀萍. 2010 年国外空空导弹发展综述[J]. 航空兵器, 2011(2): 17-33.
REN M, WANG X P. Overview on foreign air-to-air missiles development in 2010[J]. Aero Weaponry, 2011(2): 17-33.
- [3] TRIMBE S. Raytheon adapts sidewinder for air-to-ground role[Z]. Flight International, 2009.
- [4] KELLER J. Raytheon to design advanced air-to-air missile with multi-mode seeker for manned aircraft and UAVs [EB/OL]. [2014-01-15]. <http://www.militaryaerospace.com/articles/print/volume-21/issue-12/news>.
- [5] 代进进, 李相民, 江华, 等. 编队对地攻击威胁评估方法研究[J]. 海军航空工程学院学报, 2007, 22(4): 497-500.
DAI J J, LI X M, JIANG H, et al. Research on method of threat evaluation for formation air-to-ground combat[J]. Journal of Naval Aeronautical Engineering Institute, 2007, 22(4): 497-500.

展式应用,采用扩大单个告警探头的探测视场来减少探头个数,减少整机体积。随着大面阵红外探测阵列的发展,单机超大空域凝视红外告警无疑是代表着发展方向的实用技术,世界各军事强国将大视角凝视红外成像技术作为红外告警系统的攻关重点。近年来,视角达 135° 甚至 180° 的超广角红外镜头初露头角,以此为基础的超大空域凝视告警系统也将逐步走向实用。

采用多传感器融合技术,用双色或多色无源导弹逼近告警系统替代现有的红外或紫外导弹告警系统,将多波段信息进行融合,大大提高设备的探测距离、降低告警设备的虚警率,从而提高对抗敌方装备的成功率,是定向红外对抗系统发展的必然趋势。

5) 采用多波段、高效率、环境适应性强的新型红外激光器技术^[12-13]。

定向红外对抗系统进一步发展的关键还在于高效的干扰源。激光作为一种功率很高的光源,能够干扰、致盲或破坏敌方的传感器,激光技术显然成为定向红外对抗系统的关键技术之一。激光定向红外对抗系统利用激光能量集中、高亮度、高定向性、高干扰性、快速性等特点,易于将产生的干扰能量聚焦在红外导引头上,对导弹实施干扰、致盲或硬破坏,且只需很少的能量,这可大大提高干扰信号比,降低红外探测器的工作距离和目标识别能力,甚至使其暂时失效,从而达到破坏导弹精确打击,保护载机平台安全的目的。

激光器的小型化是机载定向红外系统轻量化、满足装机空间要求的必然选择,这也是国外定向红外对抗系统普遍小巧的重要原因。

4 结束语

本文对机载定向红外对抗系统研制的最新情况和今后的技术发展趋势进行了分析研究,希望对机载定

向红外系统的研制和技术发展有所帮助。

参 考 文 献

- [1] RAFAILOV M K. Ultra-fast laser IR countermeasures[J]. Proceedings of SPIE, 2013, 7325:1-7.
 - [2] SAHINGIL M C, ASLAN M S. Determining the flare dispensing program effectiveness against conical-scan and spin-scan reticle systems via Gaussian mixture models[J]. Proceedings of SPIE, 2013, 8752:1-15.
 - [3] BAE T W, KIM B I, KIM Y C, et al. Jamming effect analysis of infrared reticle seeker for directed infrared countermeasures[J]. Infrared Physics & Technology, 2012, 55: 431-441.
 - [4] BAE T W, ZHANG F, KWEON I S. Edge directional 2D LMS filter for infrared small target detection[J]. Infrared Physics & Technology, 2012, 55:137-145.
 - [5] RAFAILOV M K. Ultrafast bandgap photonics for IR directional countermeasures and low observables[J]. Proceedings of SPIE, 2011, 8039:1-7.
 - [6] CIRCMdatasheet[Z]. <http://www.northropgrumman.com>.
 - [7] Boldstroke[Z]. <http://www.baesystems.com>.
 - [8] Jane's Electro-optical system[Z]. 2011-2012.
 - [9] Body_Miysis_DIRCM[Z]. <http://www.selex-es.com>.
 - [10] MUSIC_C-MUSIC[Z]. <http://www.elbitsystems.com/elop>.
 - [11] Miras[Z]. <http://www.thalesgroup.com/land-joint>.
 - [12] GERHARDS M. High energy and narrow bandwidth mid IR nanosecond laser system[J]. Optics Communications, 2004, 241:493-497.
 - [13] ZAFRANI N, SACKS Z, GREENSTEIN S, et al. Forty years of lasers at ELOP-Elbit systems[J]. Optical Engineering, 2010, 49:1-12.
-
- (上接第9页)
- [6] 周林, 娄寿春, 赵杰. 基于 MADM 的威胁评估排序模型[J]. 系统工程与电子技术, 2001, 23(1):18-19.
ZHOU L, LOU S C, ZHAO J. Model of menace assess ordering based on MADM[J]. Systems Engineering and Electronics, 2001, 23(1):18-19.
 - [7] 金庭, 陈璟. 协同空对地攻击中的目标分配方法[J]. 计算机仿真, 2008, 25(11):40-43.
JIN T, CHEN J. Target allocation in cooperative air-to-ground attacking[J]. Computer Simulation, 2008, 25(11):40-43.
 - [8] 张涛, 周中良, 苟新禹, 等. 基于信息熵和 TOPSIS 法的目标威胁评估及排序[J]. 电光与控制, 2012, 19(11):35-38.
ZHANG T, ZHOU Z L, GOU X Y, et al. Threat assessment and sorting of aerial targets based on information entropy and TOPSIS method[J]. Electronics Optics & Control, 2012, 19(11):35-38.
 - [9] 李波, 高晓光. 单机多目标火力/电子战攻击综合决策[J]. 系统工程与电子技术, 2008, 30(5):872-875.
LI B, GAO X G. Integrated decision of fire and electronic warfare in single to multiple attack[J]. Systems Engineering and Electronics, 2008, 30(5):872-875.