

## 空地导弹对防空雷达车的杀伤概率研究

傅修竹<sup>1</sup>, 方洋旺<sup>1</sup>, 刁兴华<sup>1</sup>, 付小飞<sup>2</sup>, 徐杰<sup>3</sup>

(1. 空军工程大学航空航天工程学院, 西安 710038; 2. 中国人民解放军94676部队, 上海 202178;  
3. 中国人民解放军94865部队, 杭州 310021)

**摘要:** 针对目前国内在空地导弹对复杂目标的杀伤概率方面研究的不足, 以及空地导弹靶试中对杀伤概率鉴定的迫切需求, 以空地导弹攻击某型防空导弹雷达车为例, 从目标的易损性、战斗部毁伤能力、目标模型、炸点和破片飞散模型以及综合杀伤概率5个方面构建了杀伤概率的评估模型。通过蒙特卡罗法仿真分析了 CEP 对杀伤概率的影响。仿真结果表明破片杀伤、冲击波杀伤以及综合杀伤概率与 CEP 的变化密切相关。

**关键词:** 空地导弹; 杀伤概率; 圆概率偏差; 雷达车

**中图分类号:** V271.4 **文献标志码:** A **文章编号:** 1671-637X(2014)10-0037-05

## Kill Probability of Air-to-Ground Missile Against Air Defense Radar Vehicle

FU Xiu-zhu<sup>1</sup>, FANG Yang-wang<sup>1</sup>, DIAO Xing-hua<sup>1</sup>, FU Xiao-fei<sup>2</sup>, XU Jie<sup>3</sup>

(1. Aeronautics and Astronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;  
2. No. 94676 Unit of PLA, Shanghai 202178, China; 3. No. 94865 Unit of PLA, Hangzhou 310021, China)

**Abstract:** The kill probability of air-to-ground missile against complex targets needs to be researched systematically, and it is an urgently needed project to evaluate the kill probability in missile shooting test. A method for kill probability evaluation was proposed by taking air-to-ground missile against air defense radar vehicle as an example. The model for evaluating the kill probability was constructed based on the following five aspects: target vulnerability, power of warhead, model of the target, models of explosion point and fragment flying, and the comprehensive kill probability. The impact of CEP on kill probability was analyzed through Monte Carlo simulation. The result shows that the kill probabilities of fragmentation and the shock wave, and the comprehensive kill probability, are all closely relative to the changing of CEP.

**Key words:** air-to-ground missile; kill probability; CEP; radar vehicle

### 0 引言

随着武器装备试验在武器研发过程中日益重要, 武器性能指标鉴定技术也不断发展。但目前国内对武器试验鉴定研究主要集中在制导精度、武器射程、系统可靠性等方面, 在杀伤概率评定方面的研究比较欠缺。基于此, 本文以某型防空导弹雷达车为典型目标研究了空地导弹对地面复杂目标的杀伤概率。

文献[1]分析了破片的遮挡效应模型, 但没有给出针对目标的坐标杀伤模型; 文献[2]只考虑了破片

对雷达天线阵面的毁伤, 而没有考虑对雷达车体重要构件的毁伤, 并且仿真中没有分析近炸引信和触发式引信对杀伤概率的不同影响。本文在以上文献的基础上, 提出综合杀伤概率评估方法, 建立了相应的模型并进行了仿真, 结果较好地验证了评估模型。

### 1 目标易损性分析

#### 1.1 毁伤等级定义

根据雷达系统工作原理、作战使命, 并参考国内外雷达毁伤评估研究的情况, 将雷达目标的毁伤划分为3个等级<sup>[2]</sup>: I级毁伤, 雷达被击毁, 完全丧失功能, 没有修复的价值; II级毁伤, 雷达基本丧失功能, 但修复后还能使用, 修复时间需要3~5天; III级毁伤, 雷达基本丧失功能, 短时间(数小时到1天)修复可恢复工作。

收稿日期: 2013-11-20

修回日期: 2013-11-29

基金项目: 国家自然科学基金(60874040)

作者简介: 傅修竹(1990—), 男, 四川阆中人, 硕士生, 研究方向为机载武器试验精度评估。

1.2 易损性参数

选取某型防空导弹雷达车 AN/MPQ-53 作为目标, 其长×宽×高为 5.6 m×2.6 m×2.5 m, 其破片易损性参数见表 1。

表 1 破片易损性参数

Table 1 Fragment vulnerability parameters

构件	中心坐标/m			尺寸/m			材料	等效硬铝厚度/mm
	X	Y	Z	A <sub>x</sub>	A <sub>y</sub>	A <sub>z</sub>		
方向机	0.00	2.30	-0.1	0.60	0.40	0.20	钢	10.0
高低机	0.00	1.65	0.00	0.36	0.85	0.35	钢	10.0
主控机	0.96	1.25	0.00	0.90	1.25	1.75	铝合金	10.0
整流器	-0.75	1.00	0.00	0.75	0.50	1.25	铝合金	15.0

2 战斗部毁伤能力评估模型

2.1 冲击波毁伤能力评估模型

对典型目标的爆破, 用  $P_1$  表示爆破作用产生的杀伤概率, 则

$$P_1 = \begin{cases} 1, & (\Delta P - P^*) \times (I - I^*) \geq K \\ 0, & (\Delta P - P^*) \times (I - I^*) < K \end{cases} \quad (1)$$

式中:  $\Delta P$  为空气冲击波阵面的超压值(单位为  $\text{kg}/\text{m}^2$ );  $I$  为空气冲击波的比冲值(单位为  $\text{kgs}/\text{m}^2$ );  $P^*$ 、 $I^*$ 、 $K$  为常数, 这 3 个常数见文献[3]。

因为破片飞散要消耗一部分能量, 空气冲击波阵面的超压值可根据经过修正的萨道夫斯基公式计算<sup>[4]</sup>

$$\Delta P = 0.926 \frac{W_0^{1/3}}{R} + 3.764 \left(\frac{W_0^{1/3}}{R}\right)^2 + 13.287 \left(\frac{W_0^{1/3}}{R}\right)^3 \quad (2)$$

式中:  $W_0$  为考虑装填系数后等效 TNT 当量的药量(单位为  $\text{kg}$ );  $R$  为距起爆中心的距离(单位为  $\text{m}$ );  $W_0$  的计算方法见文献[4]。

2.2 破片毁伤能力模型

2.2.1 单枚破片击穿硬铝的概率

单枚破片击穿硬铝的概率<sup>[5]</sup>  $P_e$  为

$$P_e = \begin{cases} 0, & E_b < 4.7 \\ 1 + 2.65e^{-0.3E_b} - 2.96e^{-0.14E_b}, & E_b \geq 4.7 \end{cases} \quad (3)$$

式中:  $E_b = 1.02 \times 10^{-4} m_e^{1/2} V_l^2/h$ ;  $m_e$  为单枚破片的质量(单位为  $\text{kg}$ );  $V_l$  为破片运动距离  $l$  后的速度;  $h$  为目标等效硬铝厚度(单位为  $\text{mm}$ )。

2.2.2 破片杀伤目标的概率

对于相控阵天线: 相控阵天线平板表面是均匀分布的馈元, 由于馈元设计的独立性, 一枚破片击穿天线平板时认为只能使一个馈元失效, 破片对天线的毁伤概率用雷达天线损失的面积(或馈元)来界定。

$$P_t = \begin{cases} 1, & N_y > N_{y2} \\ \frac{N_y - N_{y1}}{N_{y2} - N_{y1}}, & N_{y1} \leq N_y \leq N_{y2} \\ 0, & N_y < N_{y1} \end{cases} \quad (4)$$

式中:  $N_y$  为天线损失馈元数;  $N_{y1}$  为天线未被毁伤时可损失的最大馈元数(Ⅲ级毁伤,  $N_{y1} = 569$ );  $N_{y2}$  为天线被毁伤时损失的最小馈元数(Ⅲ级毁伤,  $N_{y2} = 1706$ )。

对于雷达车体: 在破片击穿雷达车体后, 可能对安装在车体内的电子元器件产生毁伤, 与馈元的相对独立性不同, 某个关键部件的毁伤可能使整个雷达系统陷入瘫痪, 而破片击穿车体后命中关键部件的概率与关键部件在车体内的布置有关, 破片命中关键部件后对关键部件的毁伤又与关键部件的易损面积有关, 因此, 单枚破片对雷达的毁伤概率为

$$P_{1s} = P_{s1c} P_{1k} P_e \quad (5)$$

式中:  $P_e$  为单枚破片击穿车体的概率;  $P_{1k}$  为单枚破片命中关键部件的概率;  $P_{s1c}$  为破片命中关键部件后对关键部件毁伤的概率。

破片对雷达车体的毁伤概率为

$$P_c = 1 - e^{-nP_{1s}} \quad (6)$$

式中,  $n$  为命中目标的破片数。

由此可得破片对爱国者雷达车的杀伤概率为

$$P_2 = 1 - (1 - P_t)(1 - P_c) \quad (7)$$

3 杀伤概率模型

3.1 弹目交汇模型

依据文献[1]建立坐标系: 雷达车体坐标系  $O_c X_c Y_c Z_c$ , 天线坐标系  $O_x X_y Z_y$ , 制导坐标系  $O_z X_z Y_z Z_z$ , 并补充建立战斗部坐标系  $O_b X_b Y_b Z_b$ 。各坐标系具体坐标含义见文献[1]。弹目交汇见图 1。

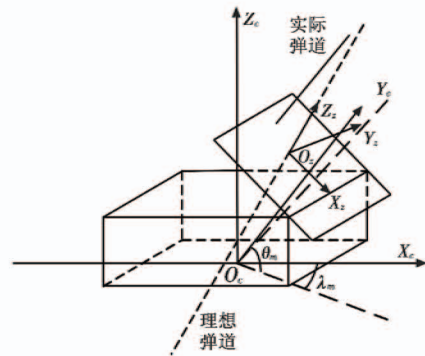


图 1 弹目交汇

Fig. 1 The target and missile intersection

在雷达车体坐标系中, 雷达车体可以用一个正交平行 6 面体来描述, 其方程为

$$\begin{cases} -L/2 \leq x_c \leq L/2 \\ -W/2 \leq y_c \leq W/2 \\ 0 \leq z_c \leq H \end{cases} \quad (8)$$

式中:  $L = 5.6 \text{ m}$ , 为雷达车体长;  $H = 2.5 \text{ m}$ , 为雷达车高;  $W = 2.6 \text{ m}$ , 为雷达车宽。

在天线坐标系中,将天线阵面看作一个没有厚度的矩形平板,其方程为

$$\begin{cases} -1.4 \leq x_r \leq 3 \\ -1.45 \leq y_r \leq 1.45 \\ z_r = 0 \end{cases} \quad (9)$$

天线坐标系原点在雷达车体坐标系中的坐标为 (2.5, 0, 3.5), 天线安装角为 67.5°。

天线坐标系与雷达车体坐标系的转换为

$$\begin{bmatrix} x_c \\ y_c \\ z_c \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 2.5 \\ 0 \\ 3.5 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \cos \phi_0 & 0 & -\sin \phi_0 \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \phi_0 & 0 & \cos \phi_0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_r \\ y_r \\ z_r \end{bmatrix} \quad (10)$$

天线平面在雷达车体坐标系下的取值范围为:  $1.96 \leq x_c \leq 3.65, -1.45 \leq y_c \leq 1.45, 0.73 \leq z_c \leq 4.79$ 。

### 3.2 炸点坐标模型

选择雷达天线中心作为导弹的瞄准点,将导弹的末弹道近似看作直线弹道,且忽略攻角和侧滑角,认为导弹弹轴与速度方向一致,这样导弹末弹道方程由攻击角度和制导误差所决定。攻击角度由末弹道的方位角和高低角确定。高低角和方位角的选取依据 AN/MPQ-53 雷达的天线扫描范围确定,方位角  $\lambda \in [-63^\circ, 63^\circ]$ , 高低角  $\theta \in [15^\circ, 87^\circ]$ , 制导误差服从正态分布,其参数由 CEP(公式中用  $R_{CEP}$  表示) 确定,横向和纵向的标准偏差为:  $\sigma_x = \sigma_y = R_{CEP}/1.1774^{[6]}$ 。

假设高低角和方位角均为服从正态分布的随机变量,对其进行随机抽样,得到弹道的方向为

$$J = \{ \cos \lambda \cos \theta, \cos \lambda \sin \theta, \sin \lambda \} \quad (11)$$

在制导平面内随机抽取落点

$$\begin{cases} x = x_0 \sigma_x \\ y = y_0 \sigma_y \end{cases} \quad (12)$$

式中,  $x_0, y_0$  为标准正态分布随机数。

制导坐标系向雷达车体坐标系的转换矩阵为

$$L_{ZC} = \begin{bmatrix} \sin \theta & \cos \theta \sin \lambda & \cos \theta \cos \lambda \\ \cos \lambda & -\sin \theta \cos \lambda & -\sin \theta \sin \lambda \\ 0 & \cos \lambda & -\sin \lambda \end{bmatrix} \quad (13)$$

则经过坐标转换得到目标坐标系中拦截点坐标为

$$\begin{bmatrix} x_c \\ y_c \\ z_c \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 2.5 \\ 0 \\ 3.5 \end{bmatrix} + L_{ZC} \begin{bmatrix} x \\ y \\ 0 \end{bmatrix} \quad (14)$$

从而可以得到随机弹道方程为

$$\frac{x - x_c}{\cos \lambda \cos \theta} = \frac{y - y_c}{\cos \lambda \sin \theta} = \frac{z - z_c}{\sin \lambda} \quad (15)$$

由弹道方程,结合引信启动规律就可以得到随机炸点坐标,对于触发引信,炸点为弹道方程与目标的交点或  $z = 0$ ; 对于近炸引信,  $z = H_b$  (炸高)。

### 3.3 破片飞散模型

给定近炸引信起爆高度  $z_j$ , 根据弹道方程可以得到起爆点坐标

$$\begin{bmatrix} x_j \\ y_j \\ z_j \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_c \\ y_c \\ z_c \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \lambda \\ \sin \theta \cos \lambda \\ \sin \lambda \end{bmatrix} t_j \quad (16)$$

式中,  $t_j = (z_j - z_c) / \sin \lambda$ 。

战斗部坐标系与制导坐标系在  $z$  轴上方向相反,其转换矩阵为

$$L_{zb} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} \quad (17)$$

对破片的飞散方向进行适当简化,将破片飞散角划分为 8 等分,将破片飞散一周划为 90 等分。

战斗部坐标系下破片飞散直线模型见图 2。

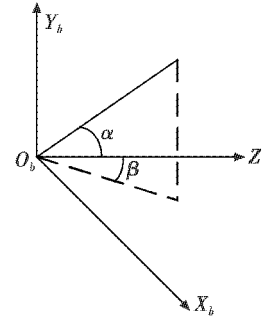


图 2 破片飞散模型

Fig. 2 Fragments scattering model

$$\frac{x_d}{-\sin \alpha \sin \beta} = \frac{y_d}{\sin \alpha \cos \beta} = \frac{z_d}{\cos \alpha} \quad (18)$$

则在战斗部坐标系下破片的运动方向为

$$J_p = \{ -\sin \alpha \sin \beta; \sin \alpha \cos \beta; \cos \alpha \} \quad (19)$$

进行坐标转换后可得到破片在车体坐标系下的运动直线方程为

$$\begin{bmatrix} x_i \\ y_i \\ z_i \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_j \\ y_j \\ z_j \end{bmatrix} + L_{zb} L_{ZC} J_p t_i \quad (20)$$

通过判断破片运动直线与目标表面是否有交点来确定破片是否击中目标,将目标分为 6 个表面,分别为天线表面和 5 个车体表面。将各平面方程与破片运动直线方程联立求解,可以得出交点坐标以及破片运动直线与各表面的夹角  $\phi_p$ 。记  $L_{to} = [L_{to1}; L_{to2}; L_{to3}] = L_{zb} \cdot L_{ZC} \cdot J_p$ , 对于天线平面有

$$\begin{cases} t_i = (9.541 - x_j \tan \phi_0 - z_j) / (L_{to1} \tan \phi_0 + L_{to3}) \\ \sin \phi_p = |L_{to1} \tan \phi_0 + L_{to3}| / (\sqrt{L_{to1}^2 + L_{to2}^2 + L_{to3}^2} \cdot \sqrt{(\tan \phi_0)^2 + 1}) \end{cases} \quad (21)$$

对于  $x$  平面,若其方程为  $x = x_0$ ,则有

$$\begin{cases} t_r = (x_0 - x_j) / L_{r01} \\ \sin \phi_p = |L_{r01}| / \sqrt{L_{r01}^2 + L_{r02}^2 + L_{r03}^2} \end{cases} \quad (22)$$

同理可得  $y$  平面和  $z$  平面的坐标及夹角模型。

### 3.4 杀伤概率模型

#### 1) 直接命中杀伤概率<sup>[7-10]</sup>。

对于每一次蒙特卡罗抽样,如果随机弹道与目标的任一易损面有交点,则认为毁伤概率为  $P_3 = 1$ 。

通过判断弹道直线与目标表面是否有交点来确定破片是否击中目标,将各表面方程与弹道直线方程联立求解,可以得出交点坐标,计算方法同 3.3 节。

#### 2) 冲击波杀伤概率。

依据 2.1 节模型计算,根据方位角和高低角的限制范围,只考虑对天线阵前表面的毁伤。

#### 3) 破片杀伤概率。

依据 2.2 节模型计算,可以得到  $P_2$ 。

#### 4) 综合杀伤概率。

综合毁伤概率为

$$P_k = 1 - (1 - P_1)(1 - P_2)(1 - P_3) \quad (23)$$

若为近炸引信,则不考虑直接命中目标概率,令  $P_3 = 0$ 。

## 4 仿真分析

### 4.1 仿真参数设置

选用文献[3]的结果:小破片为 515 m/s,大破片为 403 m/s,导弹速度为 500 m/s。另外,选取雷达车底面距离地面的距离为 1.5 m,导弹末速度 500 m/s,单枚破片命中车体关键部件的概率  $P_{1k} = 0.2$  (即关键部件面积占车体暴露面积的 20%) 和破片命中关键部件后对关键部件毁伤的概率  $P_{s1c} = 0.05$  (即毁伤关键部件需要 20 枚破片),末弹道高低角和方位角在 3.2 节中的范围内随机变化,进行蒙特卡罗仿真。

### 4.2 仿真分析

由于影响毁伤概率的参数很多,选取 CEP 作为典型重要变量来研究杀伤概率,CEP 在 0 ~ 10 内取值,其步长为 1,在每一个 CEP 值下进行 1000 次仿真并绘图,在仿真中,研究了冲击波条件下 CEP 对天线、车体以及总的毁伤概率的影响,研究了破片下 CEP 对天线、车体以及总的毁伤概率的影响,仿真结果见图 3 和图 4。

通过对图 3 和图 4 的分析比较可以得出以下结论:1)总的毁伤概率随 CEP 的增大而减小;2)对于近炸引信式战斗部,冲击波造成的毁伤是主要影响因素;3)对于触发引信式战斗部,冲击波和直接命中造成的毁伤是主要影响因素。

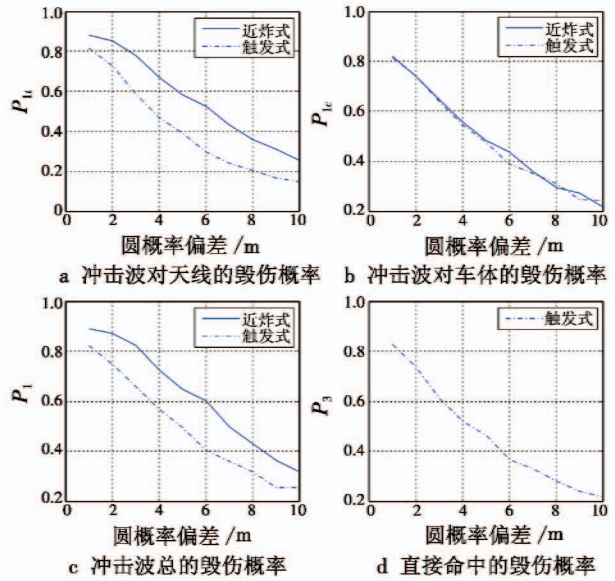


图 3 冲击波毁伤概率随 CEP 的变化

Fig. 3 The anti-shock damage probability vs CEP

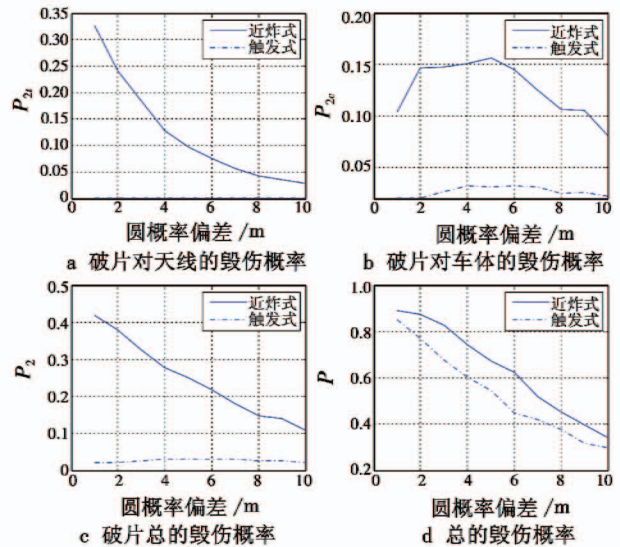


图 4 破片毁伤概率随 CEP 的变化

Fig. 4 The fragmentation damage probability vs CEP

## 5 结语

本文首先通过分析典型目标雷达的易损性以及冲击波和破片杀伤毁伤能力,建立目标坐标交汇模型、炸点坐标模型、破片飞散模型以及综合杀伤概率模型,再用 Matlab 仿真计算,分析了制导精度、引信起爆方式、毁伤效应方式等对杀伤概率的影响。仿真结果较好地表明了各影响因素对杀伤概率的影响。如何结合小子样靶试得到制导精度,进而得到杀伤概率,将是下一步的研究方向。

### 参考文献

[1] 徐文亮,吴俊斌,何春,等. 破片杀伤型战斗部对典型

- 雷达目标的毁伤研究[J]. 战术导弹技术, 2009, 11(4):26-30.
- XU W L, WU J B, HE C, et al. Study of fragmentation warhead damage to typical radar target[J]. Tactical Missile Technology, 2009, 11(4):26-30.
- [2] 罗宇, 黄风雷, 刘彦. 反辐射导弹对某型雷达目标毁伤能力的评估[J]. 弹箭与制导学报, 2005, 25(1):139-141.
- LUO Y, HUANG F L, LIU Y. Damaging evaluation of anti-radiation missile against typical radar target[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2005, 25(1):139-141.
- [3] 彭征明, 李芸芝, 罗小明. 反辐射导弹毁伤能力评估研究[J]. 装备指挥技术学院学报, 2005, 16(3):10-13.
- PENG Z M, LI Y Z, LUO X M. Research on evaluation of the damage capacity of anti-radiation missile[J]. Journal of the Academy of Equipment Command & Technology, 2005, 16(3):10-13.
- [4] 刘领先, 张文凯, 罗花锋, 等. 触发引信反辐射导弹毁伤概率研究[J]. 兵工自动化, 2012, 31(6):1-3.
- LIU L X, ZHANG W K, LUO H F, et al. Research on the kill probability of anti-radiation missile with contact fuse[J]. Ordnance Industry Automation, 2012, 31(6):1-3.
- [5] 方洋旺. 机载导弹武器系统作战效能评估[M]. 北京: 国防工业出版社, 2010.
- FANG Y W. Operational effectiveness analysis of airborne missile weapon system[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2010.
- [6] 谷良贤, 温炳恒. 导弹总体设计原理[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2004.
- GU L X, WEN B H. Missile general design principles[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2004.
- [7] 傅常海, 黄柯棣, 童丽, 等. 导弹战斗部对复杂目标毁伤效能评估研究综述[J]. 系统仿真学报, 2009, 21(19):5971-5976.
- FU C H, HUANG K D, TONG L, et al. Assess damage effectiveness for warhead to complex targets[J]. Journal of System Simulation, 2009, 21(19):5971-5976.
- [8] 傅修竹, 方洋旺, 杨鹏飞, 等. 空地导弹落点精度评估系统的研究[J]. 空军工程大学学报, 2013, 15(4):52-56.
- FU X Z, FANG Y W, YANG P F, et al. The research of air-to-ground missile accuracy evaluation system of the fall points[J]. Journal of Air Force Engineering University, 2013, 15(4):52-56.
- [9] GUNTHER A, ARMIN D, STEPHAN S. Channel estimation for OFDM systems with multiple transmit antennas by exploiting the properties of the discrete fourier transform[C]//PIMRC2003, 2003:7-10.
- [10] BAKER W E, SMITH J H, WINNER W A. Vulnerability/lethality modeling of armored combat vehicle-status and recommendations [R]. AD-A261691, USA: AD, 1993.
- (上接第 36 页)
- [9] WINIEWSKI R. Linear time-varying approach to satellite attitude control using only magnetic actuation[J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2000, 23(4). doi:10.2514/2.4609.
- [10] WISNIEWSKI R, BLANKE M. Fully magnetic attitude control for spacecraft subject to gradient[J]. Automatica, 1999, 35(7):1201-1214.
- [11] HAO D, SHENG T, CHEN X Q. Small satellite magnetism control for velocity damping[C]//The Second International Conference on Digital Manufacturing & Automation, 2011:1105-1110.
- [12] HERVAS J R, REYHANOGLU M, DRAKUNOV S V. Three-axis magnetic attitude control algorithms for small satellites in the presence of noise[C]//The 12th International Conference on Control, Automation and Systems (ICCAS), 2012:17-21.
- [13] REYHANOGLU M, HERVAS J R. Magnetic attitude control design for small satellites via slowly-varying systems theory[C]//IECON 38th Annual Conference on IEEE Industrial Electronics Society, 2012:25-28.
- [14] INAMORI T, SAKO N, NAKASUKA S. Magnetic dipole moment estimation and compensation for an accurate attitude control in nano-satellite missions[J]. Acta Astronautica, 2011, 68(11):2038-2046.
- [15] 张锐, 谢祥华, 张静. 基于主动磁控制的微小卫星姿态控制[J]. 宇航学报, 2009, 30(1):193-197.
- ZHANG R, XIE X H, ZHANG J. Attitude control of micro-satellite based on active magnetic control algorithm[J]. Journal of Astronautics, 2009, 30(1):193-197.