多用途导弹引信及战斗部主要参数优化设计

杜 政 王朝志

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 针对目前多用途导弹对武装直升机单发杀伤概率建模中存在的不足,引入桨叶易损单元重要性因子的概念,运用蒙特卡罗方法和运动学原理采用新思路建立旋翼激光引信启动模型和战斗部对旋翼桨叶条件杀伤概率模型,为准确客观地分析多用途导弹对武装直升机目标的杀伤概率提供了必要的数学工具. 基于所建立的多用途导弹单发杀伤概率模型,对多用途导弹引信和战斗部主要参数进行多目标优化设计,优化结果明显改善了单枚多用途导弹对武装直升机的杀伤性能及引信和战斗部的参数设计.

关 键 词: 多用途导弹; 旋翼桨叶; 激光引信; 条件杀伤概率

中图分类号: TJ 761.1

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2012)08-1022-05

Main parameters of multi-purpose guided missile fuse and warhead optimization

Du Zheng Wang Chaozhi

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: For the current deficiencies of multi-purpose guided missile kill probability model against helicopter, the importance of vulnerability blade unit factors concept was introduced, laser fuse actuation model and warhead condition kill probability model of rotor blades were established by Monte Carlo method and kinetics theory with new ideas, which provided necessary mathematical tools for the accurate and objective analysis of multi-purpose guided missile kill probability against helicopter. Based on the establishment of multi-purpose guided missile kill probability model, the main parameters of multi-purpose guided missile fuse and warhead were optimized by multi-objective optimization. Results show that the single multi-purpose guided missile lethality performance and the parameters of fuse and war-head can improve significantly by the optimizing.

Key words: multi-purpose guided missile; rotor blades; laser fuse; condition kill probability

随着科学技术的不断发展,多用途导弹成为下一代导弹发展的一个重要的方向. 目前研究多用途导弹对武装直升机杀伤性能的方法主要有两种:一种是运用运动学原理,在建立导弹对直升机目标杀伤概率模型时忽略旋翼,重点计算导弹对直升机舱体的杀伤概率[1-2];另一种是将有限元方法与材料力学、动力学相结合,建立直升机旋翼碰撞模型,研究动能杆或其他形状的破片与旋翼直接碰撞时,旋翼桨叶力学特性的变化和毁伤效果评估[3-4].

本文综合上述两种方法的优点,提出了旋翼桨叶易损单元重要性因子概念,重点尝试采用新的思路建立武装直升机旋翼激光引信启动模型和战斗部对旋翼桨叶的条件杀伤概率模型,在保证较高的分析精度条件下,将多用途导弹对武装直升机单发杀伤概率模型系统化、简约化. 利用这组模型对某型号多用途导弹引信和战斗部主要参数进行优化设计.

收稿日期: 2011-07-14; **网络出版时间**: 2012-08-23 14:53

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20120823.1453.001.html

作者简介: 杜 政(1985-),男(蒙古族),辽宁朝阳人,博士生,duzheng622@163.com.

1　旋翼激光引信启动模型

采用工程简化的“触发线法”,将旋翼每片桨叶划分网格,选取网格中心作为桨叶的激光引信“触发点”. 在以引信中心为原点的弹体坐标系中,激光引信触发面方程[5]:

$$\left.\begin{aligned} & y^2 + z^2 = (x \cdot \tan\Omega_s)^2 \quad 0 \leqslant x \leqslant R_s\cos\Omega_s \\ & \mid \arctan(z/y) \mid \leqslant \varphi_s/2 \end{aligned}\right\} \tag{1}$$

式中,Ω_s 为激光引信倾角;R_s 为激光引信最大探测距离;φ_s 为激光引信视野角.

假设直升飞机在飞行过程之中 4 片桨叶处于同一平面内,导弹速度矢量与弹体轴重合,定义旋翼坐标系如图 1.

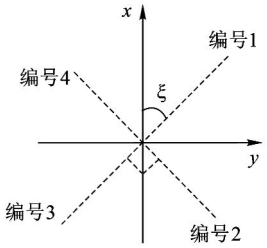


图 1　旋翼坐标系

设距离旋翼转轴最远的触发点触及触发面时刻,桨叶 1 与旋翼坐标系 x 轴夹角为 ξ,由桨叶位置的随机性以及 4 片桨叶的同性性可知,夹角 ξ 服从区间 0 ~ 90°的均匀分布.

图 2 中,OBC 为引信触发面;δ 为武装直升机速度矢量与旋翼平面夹角;$\boldsymbol{v}_r$,$\boldsymbol{v}_t$,$\boldsymbol{v}_m$ 分别为目标相对导弹速度矢量、武装直升机速度矢量和导弹速度矢量;γ 为弹目交会角;Ω_s 为引信倾角,$OC \leqslant R_s$;t 为相邻桨叶距离旋翼转轴最远的触发点触及触发面的时间间隔,ω 为旋翼角速度;$l_{AC} = l_{DH}$ 为旋翼长.

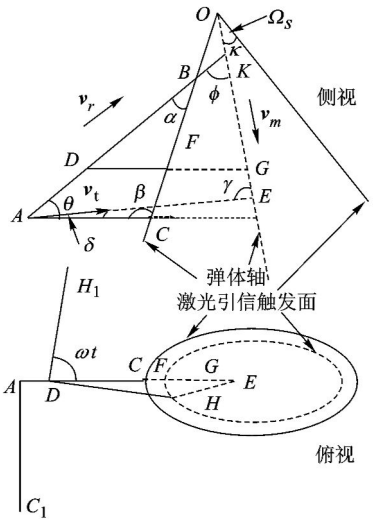


图 2　旋翼桨叶引信启动点几何关系计算简图

旋翼转轴端点在弹体坐标系中的运动轨迹为

$$\frac{(x - x_a)}{v_x} = \frac{(y - y_a)}{v_y} = \frac{(z - z_a)}{v_z} = T \tag{2}$$

式中,(x_a, y_a, z_a) 为旋翼转轴端点在弹体坐标系中的坐标分量;(v_x, v_y, v_z) 为目标相对导弹的速度矢量在弹体坐标系中的坐标分量;T 为旋翼转轴端点触及引信触发面的时间.

忽略桨叶旋转过程之中所产生的弯曲变形. 计算旋翼转轴端点运动轨迹与引信触发面的交点 (x_b, y_b, z_b),可得到旋翼转轴端点触及引信触发面的时间 T.

由图 2 计算得

$$\left.\begin{aligned} \varphi &= \arcsin[(v_t/v_r)\sin l_{AC}\gamma] \\ \theta &= \pi - \gamma - \varphi + \delta \\ \alpha &= \varphi - \Omega_s \\ \beta &= \pi - \theta - \alpha \\ l_{AB} &= l_{AC}(\sin\beta/\sin\alpha) \\ l_{AD} &= v_r t \\ l_{OB} &= \sqrt{x_b^2 + y_b^2 + z_b^2} \end{aligned}\right\} \tag{3}$$

由三角形性质得到

$$\left.\begin{aligned} l_{DF} &= [(l_{AB} - l_{AD})/l_{AB}] \cdot l_{AC} \\ l_{BC} &= \sqrt{l_{AB}^2 + l_{AC}^2 - 2l_{AB} \cdot l_{AC}\cos\theta} \\ l_{BF} &= (l_{DF}/l_{AC}) \cdot l_{BC} \\ l_{FG} &= [\sin\Omega_s/\sin(\beta - \Omega_s)] \cdot (l_{BF} + l_{OB}) \\ \sin\omega t &= \frac{l_{DH}^2 + (l_{DF} + l_{FG})^2 - l_{GH}^2}{2l_{DH}(l_{DF} + l_{FG})} \end{aligned}\right\} \tag{4}$$

由于旋翼叶片触发点两次触及触发面的时间间隔较短,所以近似有:$l_{GH} \approx l_{FG}$. 解方程组式(4),可以得到相邻桨叶距离旋翼转轴最远的触发点触及触发面的时间间隔 t. 则激光引信开始积累信号时刻为

$$t' = T - AB/v_r + t \cdot \kappa \tag{5}$$

式中,κ 为区间(0, 1)上的均匀分布随机数.

若引信在相对速度坐标系沿 x 轴距目标 L(L >0)处开始工作,则引信的启动点在目标相对坐标系中的位置为

$$\left.\begin{aligned} x &= -L + v_r(t' + \tau) \\ y &= \rho\cos\eta_\theta \\ z &= \rho\sin\eta_\theta \end{aligned}\right\} \tag{6}$$

式中,v_r 为弹目相对速度;ρ,η_θ 分别为导弹脱靶量、脱靶方位;τ 为平均引信延迟时间.

直升机舱体激光引信启动模型参见文献[5].

激光引信启动时刻桨叶1与旋翼坐标系 x 轴夹角变为 $\xi+\omega(t\cdot\kappa+\tau)$.

2 战斗部对旋翼桨叶条件杀伤概率

2.1 桨叶易损单元的重要性因子

由于旋翼叶片不同位置损伤后所造成的毁伤效果不同,本文引入桨叶易损单元的重要性因子概念,定义桨叶易损单元的重要性因子 λ:当沿旋翼某一桨叶叶片展向的某一易损单元发生毁伤时,判定该桨叶叶片丧失工作能力的系数. 该因子与直升机旋翼的结构、材料以及易损单元沿旋翼叶片的展向位置有关,可以通过实验获得. 对桨叶展向的60个易损单元分别进行50次破坏后旋翼失稳实验,代表性位置的实验数据见表1.

表1 易损单元破坏后旋翼失稳实验数据

x_i/m	λ_{ij}	x_i/m	λ_{ij}	x_i/m	λ_{ij}
1.3	0.97	2.0	1.00	2.7	1.00
3.3	0.99	4.5	0.99	5.2	0.92
6.0	0.72	6.7	0.39	7.2	0.18

对实验数据采用最小二乘曲线拟合,采用函数原型:

$$\lambda_{ij}(x_i)=1-1/(1+\mathrm{e}^{-(ax_i+b)}) \tag{7}$$

式中,a,b 为拟合常数;x_i 为每片桨叶第 i 个易损单元沿桨叶展向距转轴的距离;$i=1,2,\cdots,N$ 为桨叶易损单元编号,N 为每片桨叶上易损单元数目,下同;$j=1,2,3,4$ 为4片桨叶编号. 下文以 λ_{ij} 代替 $\lambda_{ij}(x_i)$.

图3为AH-64武装直升机桨叶易损单元的重要性因子 λ 的拟合曲线,拟合求得参数 $a=1.796$,$b=-11.55$,即

$$\lambda_{ij}=\lambda_{ij}(x_i)=1-1/(1+\mathrm{e}^{-(1.796x_i-11.55)}) \tag{8}$$

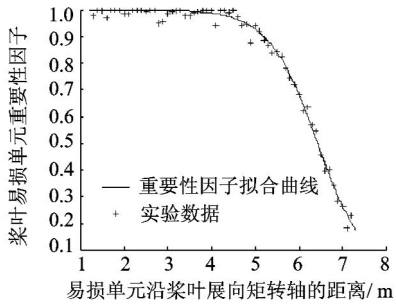


图3 桨叶易损单元的重要性因子 λ 拟合曲线

图3可以看出桨叶易损单元重要性因子 λ 随其沿桨叶展向距离的增加而减小,4.5 m之前基本保持在1左右,4.5 m之后明显开始递减. 这表明被摧毁的易损单元距离旋转中心越近,旋翼毁伤的概率就越大,战斗部杀伤旋翼的最佳起爆点应在旋翼转轴附近.

2.2 破片杀伤概率

战斗部破片飞散特性以及易损单元平均命中破片数计算参见文献[6]. 考虑破片的累积损伤效应,桨叶易损单元的破片杀伤概率 $P_{\mathrm{a},i}$ 通常采用阶梯杀伤概率,命中第 i 个易损单元的破片数 K_i 小于 n_i 时肯定不能损伤,大于 m_i 时必然损伤:

$$P_{\mathrm{a},i}(K_i)=\begin{cases}0 & K_i\leqslant n_i\\ (K_i-n_i)/(m_i-n_i) & n_i<K_i<m_i\\ 1 & K_i\geqslant m_i\end{cases} \tag{9}$$

式中,m_i 和 n_i 与桨叶易损单元在桨叶上的位置以及破片质量、破片着速有关;$i=1,2,\cdots,N$.

引入桨叶易损单元重要性因子后,桨叶的破片杀伤概率 P_{a} 可由相关理论推出:

$$P_{\mathrm{a}}=1-\prod_{i_1=1}^{N}(1-\lambda_{i_1}\cdot P_{\mathrm{a},i_1})\cdot\prod_{i_2=1}^{N}(1-\lambda_{i_2}\cdot P_{\mathrm{a},i_2})\cdot\prod_{i_3=1}^{N}(1-\lambda_{i_3}\cdot P_{\mathrm{a},i_3})\cdot\prod_{i_4=1}^{N}(1-\lambda_{i_4}\cdot P_{\mathrm{a},i_4}) \tag{10}$$

式中,$P_{\mathrm{a},i_1},P_{\mathrm{a},i_2},P_{\mathrm{a},i_3},P_{\mathrm{a},i_4}$ 分别为4片桨叶易损单元的破片杀伤概率;$\lambda_{i_1},\lambda_{i_2},\lambda_{i_3},\lambda_{i_4}$ 为桨叶易损单元的重要性因子,具体形式见式(8),下同.

2.3 冲击波毁伤概率

作用在桨叶易损单元上的冲击波超压值和比冲值的计算参见文献[7]. 将桨叶冲击波毁伤分为"超压-比冲"作用毁伤和"弯曲-剪切"作用毁伤.

对于"超压-比冲"作用,桨叶第 i 个易损单元的毁伤概率可以表示为

$$P_{\mathrm{bc},i}=\begin{cases}1 & \Delta P_i\geqslant\Delta P^*,I_i\geqslant I^*,D_i\geqslant K\\ 0 & \Delta P_i<\Delta P^*\ \text{或}\ I_i<I^*\ \text{或}\ D_i<K\end{cases} \tag{11}$$

式中,$\Delta P_i,I_i$ 为冲击波作用在第 i 个易损单元上的超压和比冲;$\Delta P^*,I^*$ 为目标达到破坏时冲击波阵面的临界超压与临界比冲;$D_i=(\Delta P_i-\Delta P^*)\cdot(I_i-I^*)$;$K=\alpha(\Delta P^*/2+I^*/2)^{\beta}$,$\alpha,\beta$ 与桨叶材料和破坏等级有关,可通过实验获得.

则桨叶的冲击波"超压-比冲"作用毁伤概率为

$$P_{\mathrm{bc}} = 1 - \prod_{i_1=1}^{N}(1-\lambda_{i_1}\cdot P_{\mathrm{bc},i_1})\cdot \prod_{i_2=1}^{N}(1-\lambda_{i_2}\cdot P_{\mathrm{bc},i_2})\cdot \prod_{i_3=1}^{N}(1-\lambda_{i_3}\cdot P_{\mathrm{bc},i_3})\cdot \prod_{i_4=1}^{N}(1-\lambda_{i_4}\cdot P_{\mathrm{bc},i_4}) \tag{12}$$

式中,P_{bc,i_1},P_{bc,i_2},P_{bc,i_3},P_{bc,i_4}分别为 4 片桨叶的冲击波“超压-比冲”作用毁伤概率.

桨叶第 i 个易损单元冲击波“弯曲-剪切”作用毁伤概率为

$$P_{\mathrm{bs},i} = \begin{cases} 1 & \sigma_{\max,i} > [\sigma] \text{ 或 } \tau_{\max,i} > [\sigma]/2 \text{ 或 } \sigma_{r_3,i} > [\sigma] \\ 0 & \sigma_{\max,i} \leqslant [\sigma],\tau_{\max,i} \leqslant [\sigma]/2,\sigma_{r_3,i} \leqslant [\sigma] \end{cases} \tag{13}$$

式中,$[\sigma]$为材料的许用应力.

则桨叶的冲击波“弯曲-剪切”作用毁伤概率为

$$P_{\mathrm{bs}} = 1 - \prod_{i_1=1}^{N}(1-\lambda_{i_1}\cdot P_{\mathrm{bs},i_1})\cdot \prod_{i_2=1}^{N}(1-\lambda_{i_2}\cdot P_{\mathrm{bs},i_2})\cdot \prod_{i_3=1}^{N}(1-\lambda_{i_3}\cdot P_{\mathrm{bs},i_3})\cdot \prod_{i_4=1}^{N}(1-\lambda_{i_4}\cdot P_{\mathrm{bs},i_4}) \tag{14}$$

式中,P_{bs,i_1},P_{bs,i_2},P_{bs,i_3},P_{bs,i_4}分别为 4 片桨叶的冲击波“弯曲-剪切”作用毁伤概率.

桨叶冲击波作用的坐标杀伤概率 P_{b} 可以综合为

$$P_{\mathrm{b}} = 1 - (1-P_{\mathrm{bc}})(1-P_{\mathrm{bs}}) \tag{15}$$

2.4　弹体与桨叶碰撞杀伤概率

在某些弹目交会条件下,弹体会与旋翼叶片直接碰撞. 旋翼桨叶发生断裂时所消耗的冲击能量 E_v 为

$$E_v = aK \times S' \tag{16}$$

式中,aK 为桨叶材料的冲击值,由实验获得;S'为桨叶的横截面积.

弹体与桨叶碰撞杀伤概率 P_{dy}为

$$P_{\mathrm{dy}} = \begin{cases} 1 & E > E_v \\ E/E_v & E \leqslant E_v \end{cases} \tag{17}$$

式中,E 为弹体与旋翼桨叶易损单元撞击时刻的总动能.

由以上分析可知,蒙特卡洛方法第 i 次抽样的目标条件杀伤概率 $P_{K,i}$为

$$P_{K,i} = 1 - (1-P_{\mathrm{a},i})(1-P_{\mathrm{b},i})\cdot(1-P_{\mathrm{dy},i})(1-P_{\mathrm{T},i}) \tag{18}$$

式中,$P_{\mathrm{a},i}$,$P_{\mathrm{b},i}$,$P_{\mathrm{dy},i}$分别按式(10)、式(15)和式(17)计算;$P_{\mathrm{T},i}$为直升机舱体条件杀伤概率,计算参见文献[1-2];若导弹直接命中目标,$P_{K,i}=1$.

综合上述模型,推出单发导弹对典型目标的杀伤概率为

$$P_K = \sum_{i=1}^{N} P_{K,i} \Big/ N \tag{19}$$

式中,N 为抽样总数.

3　引信及战斗部主要参数优化

采用自适应 Kriging 代理模型序列优化算法,以单发导弹的杀伤概率 P 以及战斗部质量 M 两个函数作为优化目标,采用理想点与权重系数的复合型目标函数 F_{fitness}:

$$F_{\mathrm{fitness}} = A \times (1-P) + B \times M \tag{20}$$

式中,A,B 分别为单发杀伤概率和战斗部质量的权重系数,本文取 $A=10$,$B=0.1$.

设导弹速度与弹轴方向一致,导弹脱靶量$\rho \sim N(8.0\text{ m},1.0\text{ m})$,脱靶方位 $\eta_\theta \sim N(74.5°,33°)$;导弹速度 v_{m} 为 450 m/s,武装直升机速度 v_{t} 为 103 m/s,水平面内飞行.

选取引信设计变量为引信倾角 φ_{s}、平均引信延迟时间 τ,战斗部设计变量为装填系数 K_α,破片数量 N,单枚破片质量 m,静态破片飞散角 φ_α 以及静态破片飞散方向角 φ_β. 所选取设计变量约束范围见表 2.

表 2　设计变量约束范围

名称	φ_{s}/(°)	τ/ms	K_α	N	m/g	φ_α/(°)	φ_β/(°)
约束范围	[45,90]	[0,20]	[0.3,0.8]	[400,2 500]	[2,10]	[15,50]	[50,100]

某型号多用途导弹引信及战斗部参数初步设计见表 3. 初步设计中该型号导弹单发杀伤概率为 0.862 1,战斗部质量为 12.50 kg.

表 3　某型号多用途导弹初步设计参数值

名称	φ_{s}/(°)	τ/ms	K_α	N	m/g	φ_α/(°)	φ_β/(°)
参数值	80	8	0.52	2000	3.0	40	85

采用自适应 Kriging 代理模型序列优化算法对该型号多用途导弹重新进行优化设计,单发杀伤概率优化过程如图 4.

图 5、图 6 分别为导弹单发杀伤概率和战斗部质量与初始样本的比较结果. 优化后最优单发杀伤概率为 0.975 7,相应的战斗部质量 11.95 kg,

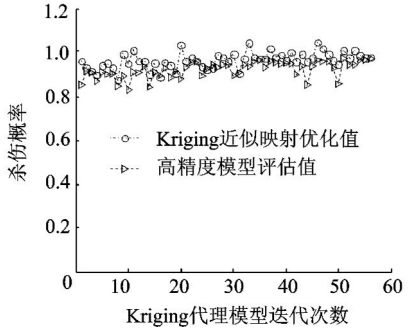


图 4 Kriging 代理模型更新迭代过程

相应的导弹设计变量值见表 4.

对比表 3 和表 4,可以发现:优化后战斗部质量减小4.4%,单发导弹的杀伤概率提高13.17%,优化效果明显;战斗部装填系数 K_a 由原设计0.52改变为 0.68,这表明直升机的旋翼对爆破型战斗部更为敏感;战斗部破片总数 N 由原来的 2 000 枚减至 450 枚,单枚破片质量 m 由原来的 3.0 g 增加至 8.5 g,静态破片飞散角 φ_a 由原来的 40°减小至 22.5°. 破片静态飞散角的减小在一定程度上抵消了由破片数量减小所带来的破片密度的降低,但单枚破片的动能却大大增加,这直接提高了单枚破片的侵彻能力.

表 4 最优设计参数值

名称	φ_s/(°)	τ/ms	K_α	N	m/g	φ_α/(°)	φ_β/(°)
最优值	73	4.5	0.68	450	8.5	22.5	74

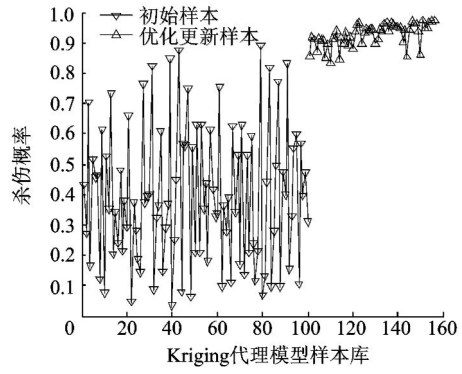


图 5 杀伤概率优化结果与初始样本对比

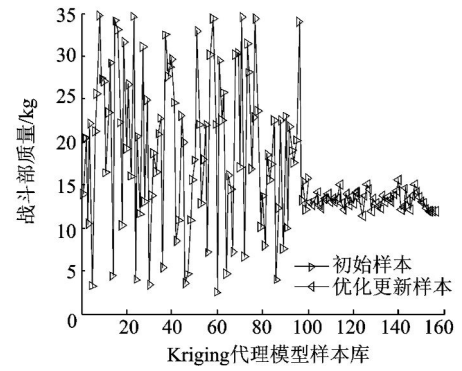


图 6 战斗部质量优化结果与初始样本对比

4 结 论

采用新思路建立了旋翼激光引信启动模型和战斗部对旋翼的条件杀伤概率模型,在计算战斗部对旋翼的条件杀伤概率时引入桨叶重要性因子,使计算结果与理论分析结果更加吻合,为多用途导弹对武装直升机目标的威力评估以及初步设计提供了更为精确的数学工具.

优化采用理想点与权重系数相结合的目标函数形式,突出单发杀伤概率的首要地位,使该弹杀伤性能较优化前提升 13.17%,战斗部质量降低 4.4%,其中装填系数、破片数量、破片质量变化明显. 这表明采用高爆战斗部并配以少量较小飞散角的大质量破片攻击武装直升机,其杀伤效果要优于战斗部质量相近的破片杀伤型战斗部.

参考文献(References)

[1] 徐文旭,宋振铎,张更宇,等. 多用途导弹战斗部对武装直升机终点毁伤建模及仿真[J]. 兵工学报,2007,28(6):671 - 676
Xu Wenxu, Song Zhenduo, Zhang Gengyu, et al. Research on terminal damage model and simulation of multi-purpose guided missile warhead attacking onhelicopter[J]. Acta Armamentarii, 2007,28(6):671 - 676(in Chinese)

[2] 牛冰,谷良贤,龚春林. 破片战斗部对武装直升机目标的威力评估[J]. 弹道学报,2011,23(1):68 - 71
Niu Bing, Gu Liangxian, Gong Chunlin. Assessment of lethality of fragment warhead to armed-helicopter[J]. Joumal of Ballistics, 2011,23(1):68 - 71(in Chinese)

[3] Srinivas J, Murthy B S N, Yang S H. Damage prediction of rotating blades using displacement residuals[J]. Journal of Sound and Vibration, 2008,316(1 - 5):25 - 31

[4] Pawar P M, Ganguli R. On the effect of progressive damage on composite helicopter rotor system behavior[J]. Composite Structures, 2007,78(3):410 - 423

[5] 金光军,王朝志,陈万春. 激光引信启动点的简化计算模型[J]. 战术导弹技术,2008(2):67—70
Jin Guangjun, Wang Chaozhi, Chen Wanchun. Simplified computation model of actuation point of laser fuze[J]. Tactical Missile Technology, 2008(2):67 - 70(in Chinese)

[6] 李廷杰. 导弹武器系统的效能及其分析[M]. 北京:国防工业出版社,2000:188 - 210
Li Tingjie. Effectiveness analysis for missile weapon systems [M]. Beijing: National Defence Industrial Press, 2000: 188 - 210(in Chinese)

[7] 过崇伟,郑时镜,郭振华. 有翼导弹系统分析与设计[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2002:52 - 55
Guo Chongwei, Zheng Shijing, Guo Zhenhua. Analysis and design for winged missile system[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2002:52 - 55(in Chinese)

(编 辑:张 嵘)