

基于遗传算法的拦截器拦截弹道反设计

李新其, 李红霞, 张大巧

(第二炮兵工程大学, 陕西西安, 710025)

摘要 研究大气层外动能拦截器(EKV)拦截弹道的快速规划方法。在分析拦截弹拦截作战任务基础上,分析了陆基拦截弹(GBI)关机点处的位置、速度选择应该服从的主要约束条件;以拦截交会角最小为目标函数,建立了EKV拦截弹道反设计的优化模型,利用遗传算法和反向积分的方法搜索得到了EKV初始弹道6个弹道参数、3个约束条件的初始拦截弹道参数。仿真结果验证了本研究方法的正确性,亦表明在难以获得拦截弹真实弹道解算所需基础数据的情况下,采用本方法的工程反设计方法规划的EKV拦截弹道可在一定程度上接近真实弹道,能够满足导弹突防对抗仿真需要。

关键词 陆基拦截弹;大气层外动能拦截器;拦截弹道;反设计;遗传算法

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2015.01.008

中图分类号 V412.1 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2015)01-0032-05

Study on Inverse Design of Intercept Trajectory about Interceptor Based on Genetic Algorithm

LI Xin-qi, LI Hong-xia, ZHANG Da-qiao

(The Second Artillery Engineering College, Xi'an 710025, China)

Abstract: Due to the need of studying midcourse penetration counter simulation, the quick design method of intercept trajectory layout about Exoatmospheric Kill Vehicle(EKV) was researched. With analyzing the combat mission of interceptor. The main restric condition that the missile's place and speed should obey in the cutoff of Ground Based Interceptor (GBI) was gave out. Take the minimum of intercept rendezvous angle as objective function, the optimal model of inverse design of intercept trajectory about EKV is established. Finally, six trajectory parameters of EKV initial trajectory and GBI initial parameters of three restrict condition are got by genetic algorithm and reverse integral method. The correctness of the strdying method is proved by the result of simulation. The method of inverse design offers a new method for missile penetration counter simulation.

Key words: Ground-Based penetration; EKV (Exoatmospheric Kill Vehicle); Intercept Trajectory; Inverse Design; Genetic Algorithm

弹道中段已成为弹道导弹突防拦截对抗的主要阶段。在开展突防方案论证和突防技术、战术效能

评估分析等研究工作时,必然涉及到拦截弹性能分析及拦截弹道仿真^[1-2]。由于用于拦截弹弹道解算

收稿日期:2013-05-11

基金项目:国家自然科学基金资助项目(61304103)

作者简介:李新其(1975-),男,湖南娄底人,博士,主要从事导航制导与控制及导弹突防对抗仿真研究。E-mail:lixinqi@email.xxfw.zc

引用格式: 李新其,李红霞,张大巧. 基于遗传算法的拦截器拦截弹道反设计[J]. 空军工程大学学报:自然科学版,2015,16(1):32-36. LI Xin-qi, LI Hongxia, ZHANG Daqiao. Study on Inverse Design of Intercept Trajectory about Interceptor Based on Genetic Algorithm[J]. Journal of Air Force Engineering University: Natural Science Edition, 2015, 16(1): 32-36.

的基础数据很难获得,故采用工程反设计方法进行拦截器拦截弹道的设计就成了一种重要的替补手段。对于拦截弹性能分析与反设计方法的研究主要集中在对拦截器的总体参数、气动性能参数、推力变化规律、秒流量时间曲线及制导律的推导和确定上^[3-5]。实际上,对于弹道中段的突防拦截对抗仿真而言,完全可以选择 EKV (Exoatmospheric Kill Vehicle, EKV) 与助推火箭分离时刻做为其对抗起始时刻,某些对抗仿真关注的焦点甚至主要集中在 EKV 的末制导段内,因此,可能不需要对拦截弹的主动段(或初制导段)进行仿真,只要求 EKV 能够根据实际突防作战环境,快速规划出一条拦截弹道即可满足弹道中段某些突防对抗仿真研究的需要。本文正是出于这一应用背景,研究 EKV 拦截弹道的快速规划设计方法。

考虑到遗传算法等人工智能决策技术在求解复杂非线性优化问题上具有传统优化方法无法比拟的优点^[6-7]。因此,本文拟考虑采用遗传算法研究 EKV 拦截弹道,工程反设计方法。

1 问题的描述

陆基拦截弹(Ground Based Interceptor, GBI)是一种只能在大气层外拦截并摧毁来袭远程弹道导弹的动能武器,由一个 3 级助推火箭, BV 和一个大气层外动能拦截器(EKV)组成^[8-9],其主要任务是通过助推火箭将 EKV 顺利送入预先设计好的拦截区域,使得 EKV 与助推火箭分离后,与拦截对象的零控脱靶量^[10]满足 EKV 拦截作战的条件要求。研究确定 EKV 与助推火箭分离后的初始拦截弹道,实质上是在满足零控脱靶量为零等基本要求的前提下,确定 EKV 与助推火箭分离时刻的速度(3 个分量)与坐标(3 个分量)6 个参数的值。

为此,建立地心大地直角坐标系,令 EKV 与助推火箭分离时刻为突防仿真对抗的起始时刻,记为 t_1 ; 该时刻 EKV 在该地心大地直角坐标系下的位置记为 (x_{EG}, y_{EG}, z_{EG}) , 速度记为 $(v_{xEG}, v_{yEG}, v_{zEG})$, 这 6 个参数就是进行 EKV 拦截弹道反设计需要推导的结果。下面通过对 GBI/EKV 拦截作战的分析,推导 GBI 关机点处的位置、速度选择应该服从的主要约束条件。

1.1 GBI 关机点处速度约束条件分析

GBI 关机点处速度选择的约束条件主要有 2 个: ①拦截过程, EKV 与突防弹基本处于突防弹的射击平面内。故 $(v_{xEG}, v_{yEG}, v_{zEG})$ 选择的第一约束条件是应能保证在经反向积分后获得的 GBI 关机点处速度

与突防弹的此时的速度基本保持在突防弹的射击平面内; ②GBI 关机点速度应不小于 7 km/s。

1.2 GBI 关机点处位置约束条件分析

GBI 关机点处位置选择的约束条件主要有 3 个: ①EKV 与突防弹头在拦截时刻二者在同一位置。故 (x_{EG}, y_{EG}, z_{EG}) 选择的第一约束条件是从 (x_{EG}, y_{EG}, z_{EG}) 开始自由飞行的 EKV 经过数分钟的自由飞行后, 应能在拦截时刻与突防弹头的位置重合; ②GBI 关机时刻距离突防弹应大于 5 000 km。GBI 关机点后, EKV 一般有 7~8 min 的自由飞行时间, 由于 EKV 速度达到 7 km/s, 而突防弹头的速度亦达到了数千米每秒, 故相对速度约为 13~15 km/s, 如果按 7 min 自由飞行时间计算, GBI 关机点处与突防弹头的相对距离约在 5 000 km; ③GBI 关机点的高程应大于 100 km。

1.3 EKV 零控脱靶量的约束

零控脱靶量是指 EKV 与突防弹头双方都没施加动力的情况, 双方飞行器所出现的最近距离。

按照 EKV 拦截作战的流程, 可知如果突防弹头不机动, 则零控脱靶量接近于 0。因此, 解决 EKV 零控脱靶量接近于 0 的方法是, 从某个预测的拦截点处开始, 至 EKV 与助推火箭分离(即 GBI 关机)时刻为止, 对 EKV 的自由飞行弹道进行反向积分, 就可获得 GBI 关机点处 EKV 的初始弹道的 6 个参数。

1.4 EKV 初始拦截弹道反设计的基本思路

EKV 在 GBI 关机点处的参数可以通过对拦截点进行弹道反向积分而获得, 因此, 将在 GBI 关机点处搜索满足要求的速度与坐标 6 个参数的值, 改为在拦截点处搜索满足要求的 6 个参数。具体思路是: 对 EKV 自由飞行段弹道进行反向积分, 获得 GBI 关机点的 6 个弹道参数, 判断 EKV 在关机点处能否能够满足 1.1 节和 1.2 节中的约束条件要求, 如果满足各方面约束条件, 那么可以判断 EKV 在拦截点处所选择的 6 个弹道参数是合理的; 否则, 就必须对拦截点处的 6 个弹道参数进行重新设计, 并进行反向积分, 再次判断关机点处 EKV 是否满足上述约束条件, 直到搜索到满意的拦截点处 EKV 的 6 个弹道参数。

2 EKV 的质心运动学模型

由于在进行 EKV 初始拦截弹道设计时, 需要对 EKV 自由段弹道进行反向积分, 因此, 需要建立 EKV 在自由段飞行时的质心运动学模型。考虑到突防与拦截对抗环境处于大气层外(>100 km), 其

大气密度很小,可以忽略气动力及力矩对 EKV/突防弹头运动的影响;故飞行器在大气层外运动时,所受外力主要有地球引力 G 和柯氏惯性力 F_c 。由于轨迹坐标系下建立的描述 EKV 运动的微分方程形式简洁,因此,本文考虑先在 EKV 弹道坐标系下建立描述其质心运动的动力学方程。

令 EKV 与助推火箭分离时刻其相对于发射系下的速度为 V_{Ix0} 、 V_{Iy0} 、 V_{Iz0} ,弹道倾角为 θ_{I0} ,弹道偏角为 σ_{I0} ,则其运动状态为:

$$\begin{cases} V_I(t) = V_{I0} - \int_0^t g \left(\frac{x_I}{r_I} \cos\theta_I + \frac{R+y_I}{r_I} \sin\theta_I \right) dt \\ \theta_I(t) = \theta_{I0} + \int_0^t 2\omega \cos B_I \sin A_I + \\ g \left(\frac{x_I}{r_I} \sin\theta_I - \frac{R+y_I}{r_I} \cos\theta_I \right) \\ \frac{1}{V_I} dt \\ \sigma_I(t) = \sigma_{I0} + \int_0^t g \sigma_I \sin\theta_I \frac{R+y_I}{r_I V_I} + \\ 2(\omega \cos B_I \cos A_I \sin\theta_I - \omega \sin B_I \cos\theta_I) dt \end{cases} \quad (1)$$

式中: $g = \frac{fM}{r^2}$, $fM = 3.986\ 005 \times 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2$; $\omega = 7.292\ 115 \times 10^{-5} \text{ /s}$; R 为平均地球半径, $R = 6\ 371 \text{ km}$,分离点处弹道倾角 θ_{I0} 和弹道偏角 σ_{I0} 与速度 V_{Ix} 、 V_{Iy} 、 V_{Iz} 之间的关系式为:

$$\begin{cases} \sin\theta_{I0} = V_{Iy0} / \sqrt{V_{Ix0}^2 + V_{Iy0}^2} \\ \sin\sigma_{I0} = -V_{Iz0} / V_{I0} \end{cases} \quad (2)$$

$$V_{I0} = \sqrt{V_{Ix0}^2 + V_{Iy0}^2 + V_{Iz0}^2} \quad (3)$$

再将 EKV 弹道坐标系转换成 EKV 发射坐标系下建立描述飞行器在大气层外自由飞行的 6 自由度模型。令 EKV 与助推火箭分离时刻在发射系下的位置为 x_{I0} 、 y_{I0} 、 z_{I0} ,在发射系下的速度为 V_{Ix} 、 V_{Iy} 、 V_{Iz} ,则其运动状态为:

$$\begin{bmatrix} V_{Ix} \\ V_{Iy} \\ V_{Iz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} V_I \cos\theta_I \\ V_I \sin\theta_I \\ -V_I \sigma_I \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$\begin{cases} x_I(t) = x_{I0} + \int_0^t V_I(t) \cos\theta_I(t) dt \\ y_I(t) = y_{I0} + \int_0^t V_I(t) \sin\theta_I(t) dt \\ z_I(t) = z_{I0} - \int_0^t V_I(t) \sigma_I(t) dt \end{cases} \quad (5)$$

最后,为方便计算与突防弹之间的脱靶量及拦截交会角,还需要将 EKV 的运动状态转换到地心大地直角坐标系下进行描述。令 EKV 发射系的天文经度为 λ_{TI} ,天文纬度为 B_{TI} ,天文瞄准方位角为 A_{TI} ,发射点的地心大地坐标为 (x_{0I}, y_{0I}, z_{0I}) ,则 EKV 发射系下坐标 (x_I, y_I, z_I) 在地心大地直角坐

标系下的坐标 (x_{SI}, y_{SI}, z_{SI}) 可根据文献[11]中有关公式推算得出。

3 拦截弹的初始拦截弹道模型

采用遗传算法进行拦截器拦截弹道反设计的基本思路是:由于 EKV 在与助推火箭分离后,即被送入了无控拦截流形弹道,能实现对突防弹头的点对点拦截。故以拦截点处突防弹头的位置为 EKV 进行反向积分的初始值,经过数分钟的反向积分后,得到 GBI 关机点处位置与速度的 6 个参数,再用遗传算法搜索满足上述约束条件的 $(v_{xEG}, v_{yEG}, v_{zEG})$ 和 (x_{EG}, y_{EG}, z_{EG}) 值。

对速度进行反向积分时,将 g 和 ω 置为负值;对位置进行反向积分时,应注意将积分号前取负值。

另外,根据前文的分析,知 EKV 与突防弹头拦截时刻的交会角度是很小的。因此,将两者的交会角取为目标函数。交会角的计算公式为:

$$\cos\gamma_{MI} = \frac{|v_{xIp1}v_{xMp1} + v_{yIp1}v_{yMp1} + v_{zIp1}v_{zMp1}|}{\sqrt{v_{xIp1}^2 + v_{yIp1}^2 + v_{zIp1}^2} \sqrt{v_{xMp1}^2 + v_{yMp1}^2 + v_{zMp1}^2}} \quad (6)$$

式中: γ_{MI} 为交会角; $(v_{xMp1}, v_{yMp1}, v_{zMp1})$ 、 $(v_{xIp1}, v_{yIp1}, v_{zIp1})$ 分别为突防弹头和 EKV 在拦截点处(令为 p_1)速度在地心大地直角坐标系下的速度分量。最后得到拦截弹道反设计的初始拦截弹道模型。目标函数为:

$$J = \min \gamma_{MI} \quad (7)$$

使 J 最小的终端约束条件为:

$$\begin{cases} \sqrt{v_{Ix0}^2 + v_{Iy0}^2 + v_{Iz0}^2} \geq V_{I0} \\ \sqrt{x_{I0}^2 + (y_{I0} + R)^2 + z_{I0}^2} - R \geq H_{I0} \\ \sqrt{(x_{SI0} - x_{SM0})^2 + (y_{SI0} - y_{SM0})^2 + (z_{SI0} - z_{SM0})^2} \geq S_{IM0} \end{cases} \quad (8)$$

式中: $(x_{SI0}, y_{SI0}, z_{SI0})$ 为发射坐标下 GBI 关机点位置 (x_I, y_I, z_I) 在地心大地直角坐标系对应的坐标; $(x_{SM0}, y_{SM0}, z_{SM0})$ 为同一时刻突防弹头在地心大地直角坐标系下的坐标; V_{I0} 、 H_{I0} 、 S_{IM0} 分别为 GBI 关机点时刻的速度、高程及与突防弹的距离,分别取 7 km/s 、 100 km 和 $5\ 000 \text{ km}$ 。

4 仿真分析

假设突防弹在头体分离后不久,部署于目标点附近的导弹拦截系统的 GBI 拦截弹在预警系统的支持下开始准备起飞拦截,并计划在高程 757.769 km 处的 p_1 点实施拦截。表 1 是进行仿真的基础起算数据表。

表 1 拦截点处突防弹与 EKV 基本参数

Tab.1 Basic parameters at the intercept point of penetration warhead and EKV

突防弹头与 EKV 在 p_1 点处运动参数在不同坐标系下的描述		速度/($m \cdot s^{-1}$)	位置/m
p_1 点处突防弹速度与位置在突防弹发射坐标系下的数据	X	4 325.38	4 312 137.76
	Y	-3 831.61	-697 184.25
	Z	301.75	180 518.21
p_1 点处突防弹速度与位置在地心大地直角坐标系下的数据	X_s	3 465.48	460 626.07
	Y_s	-209.67	7 081 347.11
	Z_s	-4 629.01	679 482.26
p_1 点处 EKV 速度与位置在地心大地直角坐标系下的数据	X_s	待确定	460 626.07
	Y_s	待确定	708 1347.11
	Z_s	待确定	679 482.26

遗传算法的参数设计为:最大遗传代数取 200 代,变量维数取为 3,种群数目取为 20,每个变量的编码长度取为 15,交叉概率取为 0.7,变异概率取为 0.1。利用本文所建模型进行编程计算,得到最终的计算结果见图 1~7。

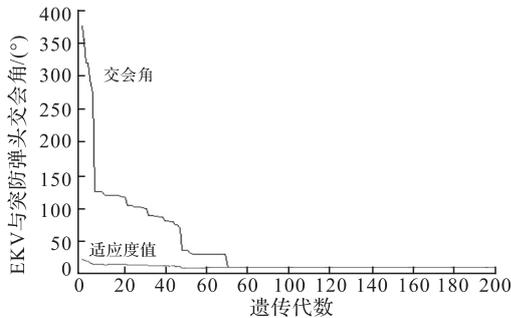


图 1 EKV 交会角与遗传代数关系图
Fig.1 Relation of EKV meeting angle and inherited algebra

从图 1 可以看出,当遗传至第 70 代时,交会角度就已经较好的收敛了。此后,随着遗传代数的增加,EKV 与突防弹头的交会角尽管仍在收敛,但收敛的幅度极小。实际上,交会角的精度只要控制在 0.1° 就足够了;因此,取交会角为 6.35° 。

EKV 与助推火箭分离时刻飞行高程与遗传代数的关系见图 2。由图可知,在 GBI 关机时刻高程收敛性较好,在遗传到第 40 代时就可满足要求。在这里,EKV 与助推火箭分离时刻的飞行高程最终结果计算值为 347.34 km。

GBI 关机时刻 EKV 与突防弹头的相对距离随遗传代数的变化关系见图 3。EKV 在 GBI 关机时刻与突防弹头相对距离最终收敛于 5 565.737 km 处,满足仿真对抗的需要。

图 4~6 是 EKV 速度在地心大地直角坐标系下 3 轴方向上的 v_{xIp_1} 、 v_{yIp_1} 、 v_{zIp_1} 分量随进化代数的变化图。

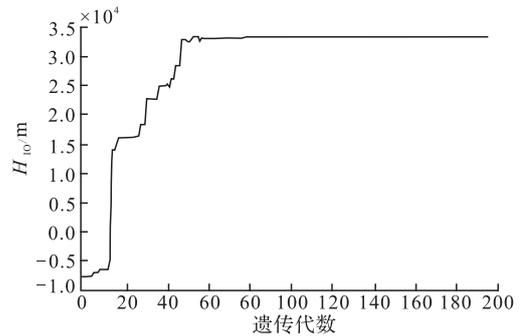


图 2 GBI 关机时刻高程与遗传代数的关系图
Fig.2 Relation of the height of the GBI shutdown time and inherited algebra

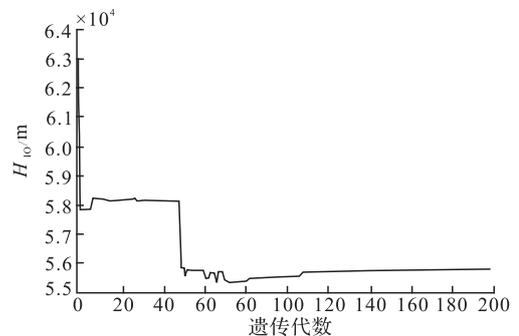


图 3 GBI 关机时双方相对距离与遗传代数变化图
Fig.3 Changing of the relative distance of the GBI shutdown time and inherited algebra

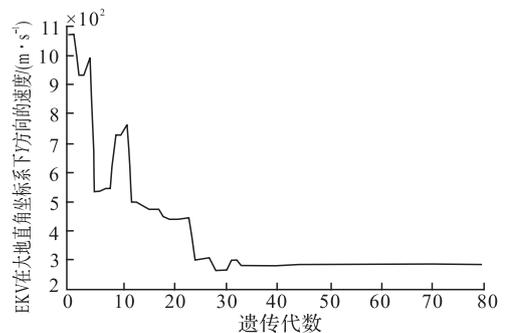


图 4 v_{yIp_1} 随遗传代数变化图
Fig.4 Changing of v_{yIp_1} with inherited algebra

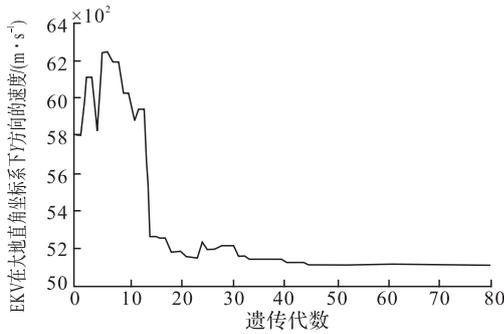


图 5 v_{zlp1} 随遗传代数变化图

Fig.5 Changing of v_{zlp1} with inherited algebra

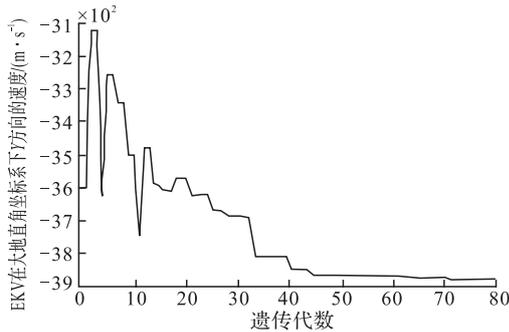


图 6 v_{xlp1} 随遗传代数变化图

Fig.6 Changing of v_{xlp1} with inherited algebra

从图 4~6 可知,EKV 在大地直角坐标系下的 v_{xlp1} 、 v_{y1p1} 、 v_{zlp1} 在进化至第 80 代时,就已经稳定地收敛了。图 7 是 EKV 自由段的三维飞行弹道图。

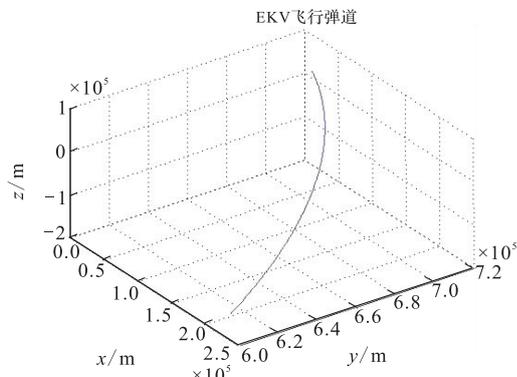


图 7 EKV 飞行弹道三维图

Fig.7 3D of EKV flight trajectory

经计算,如果突防弹头在中段飞行时不进行机动规避,EKV 将以 0.057 8 m 的脱靶量在离地 757 769.16 m 的高空成功实施拦截。可见,本文采用遗传算法设计的 EKV 拦截弹道基本上是可信的。

5 结语

本文采用工程反设计方法研究了 EKV 拦截弹道的设计方法。该方法能够满足 EKV 拦截作战对脱靶量和制导控制精度要求,且计算量小,使用起来简单方便。在无法确切获得 EKV 实际飞行弹道的

情况下,EKV 拦截弹道的这种工程反设计方法为导弹突防对抗仿真提供了一条新的思路。

参考文献(References):

[1] Cave D R. Systems Effectiveness Analysis Tool for Evaluating Guided Interceptors [R]. AIAA 1994-0210.

[2] Horn D, Colvert P, Scrip B. THAAD Integrated System Effectiveness Simulation (TISES) [R]. AIAA 1997-3522.

[3] 罗珊. 弹道导弹反拦截机动变轨突防技术研究[D]. 西安:西北工业大学,2006.

LUO Shan. Research of the Penetration by Ballistic Missile's Maneuver Change Trajectory When is Intercepted [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2006. (in Chinese)

[4] 张磊. 弹道导弹突防问题的研究[D]. 北京:北京航空航天大学,2002..

ZHANG Lei. Research of Penetration Problems of the Ballistic Missile [D]. Beijing: Beihang University of Aeronautics and Astronautics, 2002. (in Chinese)

[5] 王祖尧, 吴启星, 焦绍球. 拦截弹性能分析与反设计方法研究[J]. 弹箭与制导学报, 2006, 26(4): 103-106.

WANG Zuyao, WU Qixing, JIAO Shaoqiu. The Analytical Methods of Mimetic Designment of Antimissile Interceptor [J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2006, 26(4): 103-106. (in Chinese)

[6] Kennedy J, Eberhart R C. Particle Swarm Optimization [C]//Proceedings of IEEE Conference on Neural Networks. Perth, Australia: IEEE Press, 1995: 1942-1948.

[7] 周明, 孙树栋. 遗传算法原理及应用[M]. 北京: 国防工业出版社, 1999.

ZHOU Ming, SUN Shudong. Theory and Apply of the Inherited Algorithm [M]. Beijing: The Press of National Defense Industry, 1999. (in Chinese)

[8] 董汉权, 陆铭华. 针对国家导弹防御系统突防措施研究[J]. 现代防御技术, 2004, 32(3): 15-18.

DONG Hanquan, LU Minghua. The Research of Penetration Measure Aiming at the National Missile Defense System [J]. Modern Defense Technology, 2004, 32(3): 15-18. (in Chinese)

[9] Brett Newman. Exo-Atmospheric Intercepts Using Zero Effort Miss Steering for Midcourse Guidance [C]//Proceedings of the AAS/AIAA Spaceflight Mechanics Meeting. Pasadena, CA: AIAA press, 1993: 415 - 433.

[10] 袁俊. 反弹道导弹的作战过程及其总体技术[J]. 中国航天, 2000(10): 36-39.

YUAN Jun. Combat Process and General Technical of Anti-ballistic missile [J]. Aerospace China, 2000 (10): 36-39. (in Chinese)

[11] 张毅, 肖龙旭, 王顺宏. 弹道导弹弹道学[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 2005.

ZHANG Yi, XIAO Longxu, WANG Shunhong. Ballistics of Ballistic Missile [M]. Changsha: the Press of National University of Defense Technology, 2005. (in Chinese)

(编辑: 田新华)