

一种制导系统综合性能优化方法研究*

李迎博, 谭黎立, 梁卓, 王凯旋, 潘彦鹏

(中国运载火箭技术研究院 战术武器事业部, 北京 100076)

摘要:防空导弹的制导系统包含众多指标要素, 目前对制导系统的优化往往只针对某个特定指标, 但单个指标的最优并不代表综合性能最优, 甚至可能出现单个指标更优但系统综合性能下降的情况。因此需要建立综合性能与各指标之间的数学关系, 并寻找一种优化算法以同时满足综合性能优化和指标要素相关约束的需求。以“爱国者”-3防空导弹为研究目标, 建立了制导系统性能评估体系, 针对过程约束及目标函数, 使用一种单纯形与增广拉格朗日相结合的方法对制导系统进行优化。仿真结果表明, 该方法可有效提高制导系统的综合性能。

关键词:防空导弹; 制导系统; 系统优化; 单纯形法; 增广拉格朗日

doi:10.3969/j.issn.1009-086x.2022.03.006

中图分类号:TJ765.3 文献标志码:A 文章编号:1009-086X(2022)-03-0040-07

A Comprehensive Performance Optimization Method for Guidance System

LI Ying-bo, TAN Li-li, LIANG Zhuo, WANG Kai-xuan, PAN Yan-peng

(Tactical Weapon Division of China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China)

Abstract: The guidance system of air defense missile contains many index elements. The current optimization of the guidance system is often only for a specific index, but the optimization of a single index does not mean the optimal comprehensive performance, or even the situation that a single index is better but the comprehensive performance of the system decreases. Therefore, it is necessary to establish the mathematical relationship between comprehensive performance and each index, and find an optimization algorithm to meet the needs of comprehensive performance optimization and relevant constraints of index elements at the same time. Taking Patriot-3 air defense missile as the research goal, the performance evaluation system of guidance system is established. A combined simplex and augmented Lagrangian method is used to optimize the guidance system with respect to the process constraints and objective functions. The simulation results show that this method can effectively improve the comprehensive performance of the guidance system.

Keywords: air defense missile; guidance system; system optimization; simplex method; augmented Lagrange

* 收稿日期:2021-11-11;修回日期:2021-12-30

第一作者简介:李迎博(1988-),男,山东济宁人。工程师,硕士,主要研究方向为导航、制导与控制。

通信地址:100076 北京市丰台区东高地街道益丰园小区2号楼506 E-mail:2272liyingbo@163.com

0 引言

系统优化是指寻求一个最优方案,使所选取的对象指标能够最优地满足要求。对系统优化一般分为2步:首先建立问题的数学模型,选择变量、目标函数及约束条件;之后对模型进行分析研究,综合考虑优化对象特性、优化效率等诸多因素,选取合适的算法。

目前对防空导弹制导系统的优化往往只针对某个特定指标,如脱靶量、飞行时间等,但制导系统性能包含的要素众多,单个指标的最优并不代表综合性能最优,甚至可能出现单个指标更优但系统综合性能下降的情况。因此首先要建立制导系统综合性能评估指标体系,确定目标函数;之后设计制导律,并选取制导律中的关键参数作为优化变量;最后根据制导系统的特性选取优化算法,完成系统优化。

系统优化算法按照优化对象可分为如下几类^[1]:如果问题的最优解是随着时间的推移而变化的,则为动态优化问题,反之则为静态优化问题;如果所选取的目标或约束条件中的变量是非线性函数,则为非线性最优化问题,反之为线性最优化问题。制导系统优化是一个静态非线性优化问题,针对此类问题,常用的方法包括单纯形法、序列二次规划法、遗传算法^[1-3]等。但其与一般数学优化问题不同的是,制导系统存在众多的过程约束量。为此,本文设计了一种单纯形与增广拉格朗日相结合的方法,将过程约束与无约束优化算法融合,在完成系统优化的同时,保证过程约束的满足性。

综合上述,本文以“爱国者”-3防空导弹为研究

目标,建立了其制导系统性能评估体系,针对过程约束及目标函数,使用一种单纯形与增广拉格朗日相结合的方法对制导系统进行优化,仿真结果表明该方法可有效提高制导系统的综合性能。

1 综合性能指标体系与目标函数建立

影响防空导弹制导系统性能的因素有很多^[4-7],本文根据“爱国者”-3防空导弹的特性,选取技术指标满足性、制导算法能力、过程约束3类指标进行性能分解。

(1) 技术指标

技术指标直接关系到导弹的作战性能,与制导系统相关的内容见表1。

(2) 制导律性能

防空导弹的制导律一般分为中制导、中末交班规律及末制导3段,中制导负责将导弹导引至预测命中点,末制导直接导引导弹命中目标,中末交班规律负责二者之间的指令过渡。制导律性能包含的内容见表2。

(3) 过程约束

过程约束与飞行安全性、可靠性息息相关,本文选取飞行过载约束项。

制导系统性能评估指标体系如图1所示。

得到制导系统综合性能指标体系后,需完成综合性能评估,以建立目标函数。综合性能评估的方法由很多^[8-9],本文使用应用比较广泛的层次分析法^[10-12]进行底层指标权重计算,层次分析法计算流程见图2。

首先建立指标之间的判断矩阵,并计算得到底

表1 技术指标内容

Table 1 Contents of technical indicators

序号	指标名称	说明
1	推进剂消耗量	推进剂消耗量与制导规划的飞行轨迹直接关联
2	姿态程序角变化量	姿态程序角由制导系统给出,若过程变化过大,会增加控制难度
3	拦截点交会角	由于拦截点交会速度极大,为提高拦截精度,制导系统应尽量控制交会角度
4	飞行时间	飞行时间的长短由制导规划的飞行轨迹、速度决定。飞行时间越长,飞行过程中的风险也越大
5	拦截速度、拦截精度	拦截效果直接由速度、精度决定,也是制导设计的核心指标

表 2 制导律性能内容
Table 2 Performance of guidance law

序号	指标名称	说明
1	最大过载	最大过载由制导规划的过载指令决定,也是导弹必须考虑的技术指标
2	最大飞行航程、最大飞行高度	制导律的基本设计指标
3	适应目标机动的能力	目标在进行机动突防时,导弹制导律正确完成导引的能力
4	适应预测拦截点误差的能力	由于预测拦截点是实时仿真外推得到,因此存在一定的误差,制导律需适应这种误差
5	技术实现难易程度	制导律在软硬件上实现的复杂程度
6	制导律计算量	制导律最大单周期计算耗时

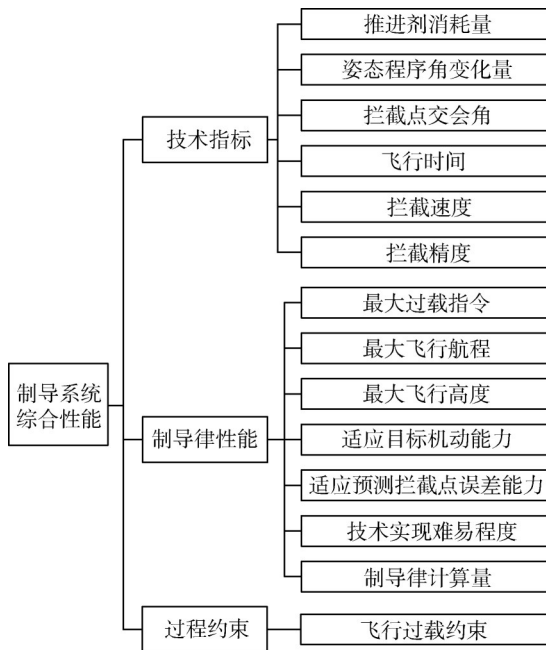


图 1 制导系统综合性能评估指标体系

Fig.1 Comprehensive performance evaluation index system of guidance system

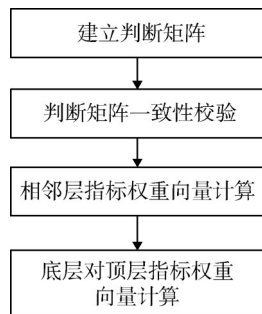


图 2 层次分析法计算流程

Fig.2 Calculation flow of analytic hierarchy process

层指标对顶层指标的相对权重向量为

$$p = [0.103\ 0, 0.047\ 8, 0.047\ 8, 0.025\ 9, 0.162\ 2, 0.091\ 8, 0.103\ 0, 0.025\ 7, 0.052\ 5, 0.052\ 5, 0.025\ 7, 0.085\ 0, 0.067\ 5, 0.109\ 5]^T.$$

假定底层指标评价值为 w_i , 则评价向量

$$w = [w_1, w_2, w_3, w_4, w_5, w_6, w_7, w_8, w_9, w_{10}, w_{11}, w_{12}, w_{13}, w_{14}].$$

由此可得到目标函数表达式为

$$f = w \cdot p. \tag{1}$$

2 制导律设计与优化变量确定

前文中已经提到,防空导弹制导律分为中制导、中末交班规律和末制导 3 部分,具体制导律设计如下。

(1) 中制导律

中制导导引的目标为预测拦截点,本文提供一种基于零脱靶量的导引律,它的目的是使导弹与预测拦截点的相对距离趋于 0。

假设导弹与目标在发惯系下的位置分别为 $x_m, y_m, z_m, x_t, y_t, z_t$, 设计算法为

$$\begin{aligned} a_{yc} &= \frac{N_{M1} |\Delta \dot{x}|}{\Delta x} (\Delta \dot{y} + \frac{|\Delta \dot{x}|}{\Delta x} \Delta y), \\ a_{zc} &= \frac{N_{M2} |\Delta \dot{x}|}{\Delta x} (\Delta \dot{z} + \frac{|\Delta \dot{x}|}{\Delta x} \Delta z), \end{aligned} \tag{2}$$

式中: $\Delta x = x_t - x_m, \Delta y = y_t - y_m, \Delta z = z_t - z_m; \Delta \dot{x} = \dot{x}_t - \dot{x}_m, \Delta \dot{y} = \dot{y}_t - \dot{y}_m, \Delta \dot{z} = \dot{z}_t - \dot{z}_m; N_{M1}, N_{M2}$ 为比例常数; a_{yc}, a_{zc} 为导弹加速度指令。

(2) 末制导律

末制导律采用比例导引,设计算法为

$$\begin{aligned} a_{vc} &= N_{E1} V_M \dot{q}_V, \\ a_{hc} &= N_{E2} V_M \cos \theta \cdot \dot{q}_H, \end{aligned} \tag{3}$$

式中:

$$q_v = \arcsin \frac{y_t - y_m}{R} = \arcsin \frac{\Delta y}{R},$$

$$q_H = \arctan \frac{z_t - z_m}{x_t - x_m} = \arctan \frac{\Delta z}{\Delta x};$$

$$\dot{q}_v = \frac{\Delta \dot{y} \cdot R - \Delta y \cdot \dot{R}}{R^2 \cos q_v},$$

$$\dot{q}_H = \frac{\Delta x \cdot \Delta \dot{z} - \Delta z \cdot \Delta \dot{x}}{\Delta x^2 + \Delta z^2};$$

$$R = \sqrt{(x_t - x_m)^2 + (y_t - y_m)^2 + (z_t - z_m)^2};$$

N_{E1}, N_{E2} 为比例常数; a_{vc}, a_{hc} 为导弹加速度指令。

(3) 中末交班规律

中末交班规律用于中末制导指令之间的过渡, 设计算法为

$$a_c = \begin{cases} a_{em}, & R > R_0, \\ ka_{cl} + (1-k)a_{em}, & R_0 - R_d \leq R \leq R_0, \\ a_{cl}, & R < R_0 - R_d, \end{cases} \quad (4)$$

$$k = \frac{R_0 - R}{R_d},$$

式中: a_{em}, a_{cl} 分别为中段和末段制导指令; R_0 为中制导距离; R_d 为中末交班距离。

由上文可以看出, 三段制导律中, 需要优化确定的参数为 4 个比例常数 $N_{M1}, N_{M2}, N_{E1}, N_{E2}$ 及中末交班距离 R_d , 因此选取上述 5 个参数组成优化变量向量 $\mathbf{u} = [N_{M1} \ N_{M2} \ N_{E1} \ N_{E2} \ R_d]$ 。

3 优化方法确定

前文提到, 制导系统优化是一个静态非线性优化问题, 常用的算法包括单纯形法、序列二次规划法、遗传算法。其中, 单纯形法逻辑简单、收敛速度极快, 因此应用较为广泛。

单纯形法主要原理为在 n (n 为优化变量个数) 维空间形成由 $n+1$ 个顶点的多面体, 然后比较各个顶点的函数值, 经过反射、扩大、缩小等逻辑操作, 去掉其中的最坏点而代之以新点, 即构成一个新的单纯形, 用这样的方法逼近极小点。该方法缺点是效率会随着优化变量个数增多而下降, 但本文中选取的制导系统优化变量个数为 5 个, 相对较少, 因此本文采用单纯形法作为优化搜索算法。

单纯形均为无约束搜索算法, 而制导系统的优化变量取值及过程量均存在约束, 针对此问题, 本文使用增广拉格朗日法^[3]将有约束问题转换为无约

束问题。增广拉格朗日法同时综合了拉格朗日乘子法和惩罚函数法, 即在原目标函数中引入拉格朗日乘子及惩罚项, 从而将约束满足情况与优化目标融合, 最终得到符合约束的最优目标函数。

首先, 给出算法几个核心函数的计算公式:

(1) 目标函数

$$A = f - \sum_{i=1}^m \lambda_i h_i + \frac{1}{2} \sum_{i=1}^m \beta_i^{(k)} h_i^2,$$

式中: f 为目标函数; h_i 为约束项差值; m 为约束项个数; $\lambda_i, \beta_i^{(k)}$ 为系数; k 为迭代次数。

(2) 中心点

$$X_c = \frac{1}{n} \sum_{i=0}^n X_i,$$

式中: X_i 为单纯形顶点。

(3) 反射点

$$X_{r2} = X_{rc} + 0.5(X_{rc} - X_{r1}),$$

式中: X_{rc} 为反射中心点; X_{r1}, X_{r2} 为反射前后的点。

(4) 扩大

$$X_{k2} = X_{kc} + 1.5(X_{kc} - X_{k1}),$$

式中: X_{kc} 为扩大中心点; X_{k1}, X_{k2} 为扩大前后的点。

(5) 缩小

$$X_{s3} = X_{s2} + 0.5(X_{s1} - X_{s2}),$$

式中: X_{s1} 分别为起点; X_{s2}, X_{s3} 为缩小前后的终点。

(6) 系数更新

系数更新规则为 $\lambda_i^{(k+1)} = \lambda_i^{(k)} - \beta_i^{(k)} h_i(X_c^k), \beta_i^{k+1} = \beta_i^k + 0.05$, 更新之后, 得到具体算法流程见图 3。

4 仿真验证

本文以“爱国者”-3 防空导弹为研究对象, 依据其公开的尺寸、质量^[13-15]及部分个人估算的参数, 进行仿真验证。具体内容如下。

(1) “爱国者”-3 导弹仿真初始配置参数

仿真使用的初始配置参数见表 3。

(2) 约束确定

选取的约束包括: 所选取的 5 个优化变量取值约束及仿真过程中最大动压约束 P_{\max} 。

(3) 目标函数确定

目标函数见表达式(1), 其中 p_i 已在本文得到, w_i 通过专家采用百分制打分得到。打分规则见表 4。

(4) 初值确定

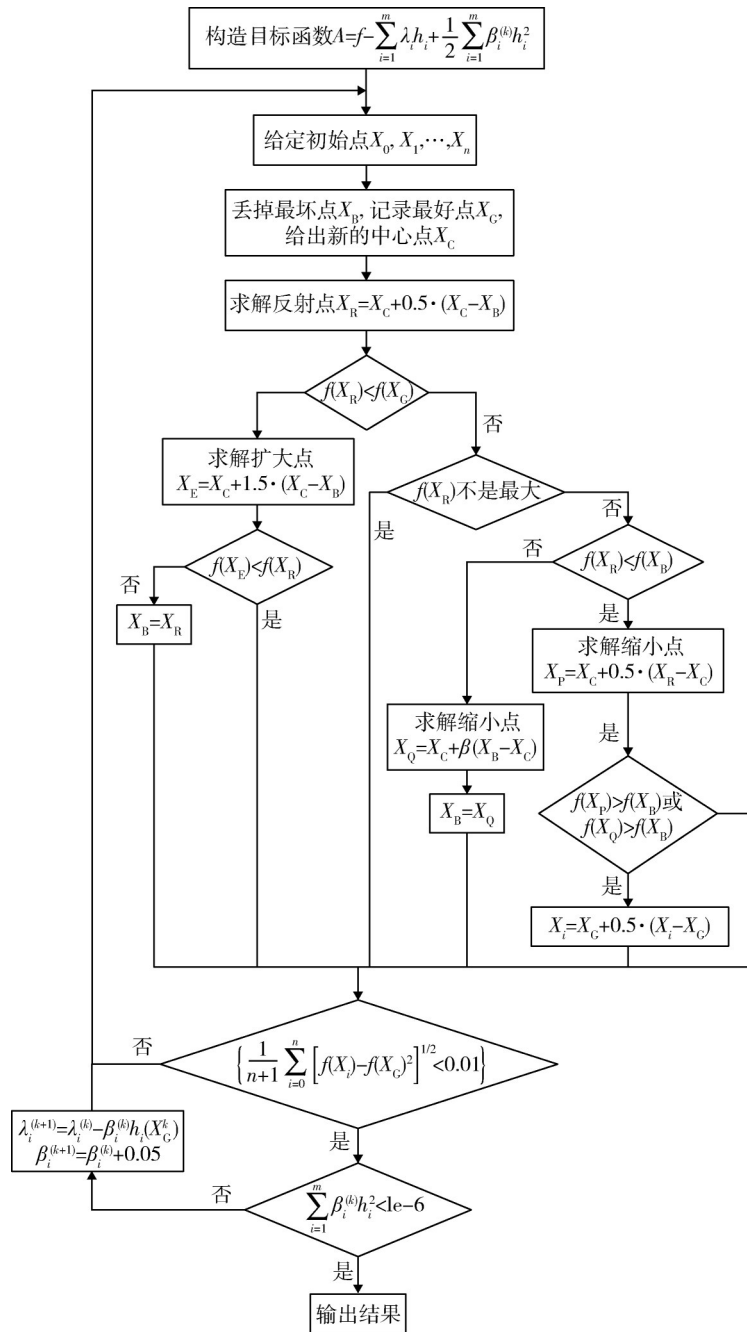


图3 优化算法计算流程

Fig.3 Calculation flow of optimization algorithm

给所选取的优化变量赋初值,结果如下:

$$N_{E1} = N_{E2} = N_{M1} = N_{M2} = 4,$$

$$R_d = 4000,$$

$$P_{\max} = 5 \times 10^6.$$

(5) 仿真算例设计

建立“爱国者”-3 防空导弹的六自由度仿真模型及目标的三自由度机动模型。其中目标模型设

置 10 条不同工况,结果如表 5 所示。

由表 5 可见,10 条工况的优化后的综合性能均得到明显提高。以目标 1 为例,给出收敛过程中综合性能值变化情况见表 6。

以目标 1 为例,给出优化前后的防空导弹弹道曲线如图 4 所示。

表3 “爱国者”-3导弹仿真初始配置参数

Table 3 Initial configuration parameters of Patriot-3 missile simulation

序号	条件名称	数值
1	起飞质量/kg	320
2	关机质量/kg	140
3	初始速度/(m·s ⁻¹)	26.5
4	初始俯仰角/(°)	38.0
5	初始偏航角/(°)	0
6	初始滚转角/(°)	0
7	发动机比冲	255
8	发动机工作时间/s	12
9	发动机喷口面积/m ²	0.018 62
10	末制导作用距离/m	12 000

表4 指标打分规则

Table 4 Index scoring rules

序号	考核指标	得分	说明
1	$0 < \frac{Y}{X} < 10\%$	100	
2	$10\% \leq \frac{Y}{X} < 30\%$	90	若指标越小越好,则X为标准值(战
3	$30\% \leq \frac{Y}{X} < 50\%$	80	标相关值),Y为底
4	$50\% \leq \frac{Y}{X} < 70\%$	70	层指标仿真结果;
5	$70\% \leq \frac{Y}{X} < 90\%$	60	若指标越大越好,
6	$90\% \leq \frac{Y}{X} \leq 1$	50	则Y为标准值(战
7	$\frac{Y}{X} > 1$	0	标相关值),X为底

表5 优化前后综合性能对比情况

Table 5 Comparison of comprehensive performance before and after optimization

工况序号	优化前 综合性能值	优化后 综合性能值	收敛所用步数
目标1	63.34	79.28	8
目标2	68.35	84.45	10
目标3	72.12	87.17	8
目标4	59.31	75.12	6
目标5	63.57	80.72	12
目标6	65.95	78.65	7
目标7	65.24	81.05	7
目标8	70.52	74.94	14
目标9	61.33	82.56	10
目标10	65.48	84.83	8

表6 综合性能收敛情况

Table 6 Convergence of comprehensive performance

序号	综合性能值	序号	综合性能值
1	63.34	5	77.68
2	68.22	6	79.26
3	73.47	7	79.28
4	75.53	8	79.28

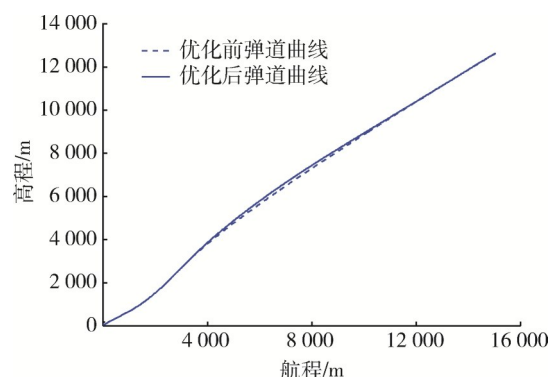


图4 前后的弹道曲线

Fig. 4 Trajectory curve before and after optimization

综合仿真结果可知,在同一制导律下,通过对制导律参数的优化,改善了制导综合性能底层参数指标,在未显著改变弹道形态的前提下,给综合性能指标带来了较为明显的改变;优化过程中算法收敛迅速,收敛后的结果较优化前改善明显。证明了本文指标体系及优化算法的合理性。

5 结束语

本文以“爱国者”-3防空导弹为研究目标,首先建立了制导系统性能评估体系,针对过程约束及目标函数,使用一种单纯形与增广拉格朗日相结合的方法对制导系统进行优化,仿真结果表明该方法可有效提高制导系统的综合性能。

参考文献:

[1] 陈卫东. 工程优化方法[M]. 哈尔滨:哈尔滨工程大学出版社,2006.
CHEN Wei-dong. Engineering Optimization Method [M]. Harbin: Harbin Institute of Technology Press, 2006.

[2] 赵春明,何清华,刘博,等. 遗传算法在防空导弹火力优化分配中的应用[J]. 现代防御技术,2007,2(1):

- 49-55.
- ZHAO Chun-ming, HE Qing-hua, LIU Bo, et al. GA Used in Firepower Optimizing Allocation of Antiaircraft Missile[J]. *Modern Defence Technology*, 2007, 2(1): 49-55.
- [3] 乔楠. 多位移等式约束拓扑优化方法与应用研究[D]. 北京:中国科学院大学, 2019.
- QIAO Nan. Research on Multi Shift Equality Constrained Topology Optimization Method and Application [D]. Beijing: Master's Thesis of Chinese Academy of Sciences, 2019.
- [4] 宋贵宝, 吉礼超, 刘冬, 等. 防空导弹制导系统综合效能评估指标体系研究[J]. *战术导弹技术*, 2009, 9(5): 43-47.
- SONG Gui-bao, JI Li-chao, LIU Dong, et al. Research on Comprehensive Effectiveness Evaluation Criteria System of Guidance and Control System of Anti-aircraft Missile [J]. *Tactical Missile Technology*, 2009, 9(5): 43-47.
- [5] 吉礼超, 尤春涛, 彭瑾. 防空导弹制导系统综合效能评估[J]. *舰船电子工程*, 2009, 29(9):14-17.
- JI Li-chao, YOU Chun-tao, PENG Jin, et al. Comprehensive Effectiveness Evaluation of Guidance and Control System of Anti-aircraft Missile[J]. *Ship Electronic Engineering*, 2009, 29(9): 14-17.
- [6] 李大建, 王凤山. 地空导弹总体性能多层次灰色评价[J]. *中国管理科学*, 2004, 12(5): 107-110.
- LI Da-jian, WANG Feng-shan. The Multilevel Gray Evaluation of Total-property of the Ground-to-Air Missile [J]. *Chinese Journal of Management Science*, 2004, 12(5): 107-110.
- [7] 马卫华. 高超声速飞行器制导与控制性能评估方法[J]. *航天控制*, 2012, 8(4): 7-12.
- MA Wei-hua. Research on Evaluation Method of Guidance and Control Performance for Hypersonic Vehicle [J]. *Aerospace Control*, 2012, 8(4): 7-12.
- [8] 陈衍泰, 陈国宏, 李美娟. 综合评价方法分类及研究进展[J]. *管理科学学报*, 2004, 7(2): 69-79.
- CHEN Yan-tai, CHEN Guo-hong, LI Mei-juan. Classification & Research Advancement of Comprehensive Evaluation Methods [J]. *Journal of Management Sciences in China*, 2004, 7(2): 69-79.
- [9] 苏为华. 多指标综合评价理论与方法[M]. 北京: 中国物价出版社, 2001.
- SU Wei-hua. Theory and Method of Multi Index Comprehensive Evaluation [M]. Beijing: China Price Publishing House, 2001.
- [10] 孙海涛, 熊鹰, 谢海燕, 等. 层次分析法在潜艇总体性能评估中的应用与改进[J]. *中国舰船研究*, 2009, 4(6): 38-42.
- SUN Hai-tao, XIONG Ying, XIE Hai-yan, et al. Analytic Hierarchy Process in the Assessment of Submarine Overall Performance [J]. *Chinese Journal of Ship Research*, 2009, 4(6): 38-42.
- [11] 骆正清, 杨善林. 层次分析法中几种标度的比较[J]. *系统工程理论与实践*, 2004(9):51-60.
- LUO Zheng-qing, YANG Shan-lin. Comparative Study on Several Scales in AHP [J]. *Systems Engineering-theory & Practice*, 2004(9):51-60.
- [12] 张吉军. 区间数多指标决策问题的模糊层次分析法[J]. *工业工程与管理*, 2003(6): 20-23.
- ZHANG Ji-jun. Fuzzy AHP in Multiple Attribute Decision Making with Interval Numbers [J]. *Industrial Engineering and Management*, 2003(6): 20-23.
- [13] 陈万春, 聂蓉梅, 刘佳琪, 等. PAC-3爱国者拦截弹末制导精度仿真研究[J]. *飞航导弹*, 1999(7):57-62.
- CHEN Wan-chun, NIE Rong-mei, LIU Jia-qi, et al. Simulation Study on Terminal Guidance Accuracy of PAC-3 Interceptor [J]. *Winged Missile*, 1999(7): 57-62.
- [14] 蔡朝林, 谢建华. “爱国者”导弹制导控制系统优缺点剖析[J]. *现代防御技术*, 1997(4):19-23.
- CAI Chao-lin, XIE Jian-hua. Analysis of Advantages and Disadvantages of Patriot Missile Guidance and Control System [J]. *Modern Defence Technology*, 1997(4):19-23.
- [15] 徐彤. 爱国者PAC-3防空系统分析[D]. 西安: 西安电子科技大学, 2014.
- XU Tong. Analysis of Patriot PAC-3 Air Defense System [D]. Xi'an: Master's Thesis of Xi'an University of Electronic Science and Technology, 2014.