

拦截机动目标的模糊变结构导引律

王华吉, 简金蕾, 雷虎民, 李炯, 邵雷

(空军工程大学防空反导学院, 西安 710051)

摘要: 为提高末制导导弹制导系统对目标机动的鲁棒性, 基于变结构控制理论设计了一种模糊变结构末导引律。首先, 利用变结构控制理论推导了一种变结构末导引律; 其次, 为削弱变结构末导引律的抖振, 增强导引律鲁棒性能, 通过多次仿真计算, 找到目标不同机动情况下的理想导引律参数, 再基于模糊控制理论, 根据加速度的估计值调整变结构导引律参数; 最后, 将所设计的模糊变结构末导引律与传统变结构导引律、比例导引律进行仿真对比, 结果表明, 模糊变结构导引律对目标机动具有较强鲁棒性。

关键词: 导弹; 导引律; 变结构控制; 抖振; 模糊控制

中图分类号: V271.4 **文献标志码:** A **文章编号:** 1671-637X(2014)10-0042-05

Fuzzy Variable Structure Guidance Law for Intercepting Maneuvering Targets

WANG Hua-ji, JIAN Jin-lei, LEI Hu-min, LI Jiong, SHAO Lei

(Institute of Air and Missile Defense, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China)

Abstract: In order to improve the robustness of missile guidance system to target maneuvering in the terminal guidance phase, a fuzzy variable structure guidance law was designed based on the variable structure control principle. Firstly, a variable structure guidance law was deduced through the theory of variable structure control. Then, the ideal guidance law parameters were found through simulations to reduce the chattering of guidance and enhance its robustness to target maneuvering. Moreover, the parameters of the guidance law were adjusted according to the target maneuver estimation by means of fuzzy control. At last, the designed terminal guidance law was compared with the traditional variable structure and proportional navigation guidance law. The simulation results show that designed guidance law has stronger robustness to target maneuvering.

Key words: missile; guidance law; variable structure control; chattering; fuzzy control

0 引言

拦截机动目标时, 比例导引律(PNG)会在末端出现较大的视线角速度, 当导弹可用过载较小时会产生较大脱靶量, 而最优导引律对目标加速度的估计误差和剩余飞行时间估计误差特别敏感, 所以鲁棒性差, 在工程中难以应用^[1]。变结构控制因具有抗干扰和抗参数摄动的特性, 在导引律设计中得到广泛应用。文献[2]选择以视线角速度为滑动模面, 将变结构控制应用到空空导弹拦截问题中, 设计了对不确定性具有鲁棒性的变结构导引律; 文献[3]提出了适用于拦截高

速大机动目标的自适应变结构导引律(ASMG), 证明了该导引律对外界干扰和参数摄动具有不变性, 为削弱抖振引入了高增益连续函数, 介绍了变结构导引律(VSG)智能化和模糊化的实现方法, 但没有分析导引律中的参数对制导性能的影响, 使得所设计的模糊变结构导引律(FVSG)缺乏理论依据。

本文分析了影响视线角速度的各个因素, 然后通过仿真计算得到不同机动下的次优导引律参数, 并以此为依据设计了模糊变结构控制器的规则, 实现了削弱抖振、提高系统鲁棒性的目的。

1 导弹-目标相对运动模型

为研究方便, 假设导弹在飞行过程中不发生滚转, 将导弹在三维空间中的运动解耦成纵向平面运动和侧向平面运动。由于侧向平面运动与纵向平面运动类

收稿日期: 2013-11-13 修回日期: 2013-12-23

基金项目: 航空科学基金(20130196004)

作者简介: 王华吉(1988—), 男, 陕西渭南人, 硕士生, 研究方向为飞行器制导与控制。

似,本文仅针对纵向平面拦截情况进行分析。纵向平面的弹目相对运动关系如图 1 所示^[4]。

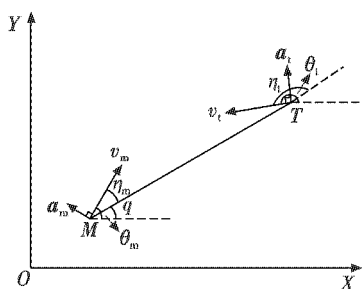


图 1 弹目相对运动关系

Fig.1 Missile-target relative geometry relation

由图 1 可得弹目相对运动学模型为

$$\dot{R} = v_t \cos \eta_t - v_m \cos \eta_m \quad (1)$$

$$\dot{q} = \frac{1}{R} (-v_t \sin \eta_t + v_m \sin \eta_m) \quad (2)$$

$$\dot{\theta}_m = \frac{a_m}{v_m} \quad (3)$$

$$\dot{\theta}_t = \frac{a_t}{v_t} \quad (4)$$

式中: θ_m, θ_t 分别为导弹和目标的弹道倾角, $\theta_m = q - \eta_m$, $\theta_t = q - \eta_t$, η_m, η_t 分别为导弹和目标的视线角, q 为弹目视线角; v_m, v_t 分别为导弹与目标的速度; a_m, a_t 分别为导弹与目标的法向加速度,它们都垂直于各自的速度方向,不改变速度的大小; R 为弹目标相对距离。

假设:导弹和目标的控制力与各自的速度垂直,因此速度大小不变,仅方向改变;制导系统中控制回路的时间常数远小于导引回路的时间常数,可忽略不计。

式(2)对时间求导,并将式(1)、(3)、(4)代入得

$$\ddot{q} = \frac{1}{R} (-2\dot{R}\dot{q} - a_m \cos \eta_m + a_t \cos \eta_t) \quad (5)$$

令 $x_1 = q, x_2 = \dot{q}$, 将式(5)转化成状态方程

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & -a \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ -b \end{bmatrix} u + \begin{bmatrix} 0 \\ b \end{bmatrix} f \quad (6)$$

式中: $a = 2\dot{R}/R; b = 1/R; u = a_m \cos(q - \theta_m)$, 为控制项; $f = a_t \cos(q - \theta_t)$, 为目标加速度项。

2 变结构导引律(VSG)设计

为使制导系统对参数摄动和外界干扰具有鲁棒性,采用变结构控制理论设计导引律。

2.1 变结构导引律推导

为使导弹准确命中目标,根据准平行接近原理,在拦截过程中希望 \dot{q} 趋近于零^[5]。因此选取变结构平面为

$$s = \dot{q} = x_2 \quad (7)$$

为保证系统状态能到达变结构且到达的过程中有优良的动态特性,本文采用趋近律方式推导导引律。

由于式(6)所示系统为时变系统,所以构造了对时变参数具有自适应能力的变结构趋近律,即

$$\dot{s} = -\frac{k|\dot{R}|}{R}s - \frac{\varepsilon}{R} \text{sgn}(s), \quad k > 0, \varepsilon > 0 \quad (8)$$

自适应的含义体现在:当 R 较大时,适当放慢趋近变结构的速率;当 $R \rightarrow 0$ 时,则使趋近率迅速增加确保 \dot{q} 不发散,以保证导弹有很高的命中精度,同时也可以有效地削弱抖动。

将式(7)、(8)代入式(6)可得变结构导引律为

$$u = (k+2)|\dot{R}|s + \varepsilon \text{sgn}(s) + f \quad (9)$$

式(9)为导弹在拦截过程中纵向平面的加速度指令,式中, f 为目标加速度项,由于 f 在实际中无法得到确切值,将其视为干扰项,由于变结构导引律对参数摄动和干扰有完全的自适应性,所以可以简化为

$$u = (k+2)|\dot{R}|s + \varepsilon \text{sgn}(s) \quad (10)$$

2.2 稳定性分析

根据 Lyapunov 第二法推导系统的稳定条件,令 $V = x_2^2/2$, 显然它是正定的,对 V 进行求导,由式(6)和式(10)可得

$$\dot{V} = x_2 \dot{x}_2 = -\frac{k|\dot{R}|}{R}x_2^2 - \frac{\varepsilon \text{sgn}(x_2) - f}{R}x_2 \quad (11)$$

由式(11)可知,只要选取

$$k > 0, \quad \varepsilon > |f| \quad (12)$$

就可保证 $\dot{V} < 0$, 当 $t \rightarrow \infty$ 时, $V \rightarrow 0$, 则 $\dot{q} \rightarrow 0$, 系统是全局稳定。式(12)是系统稳定的充分条件,并非必要条件。

2.3 削弱抖振设计

变结构控制在本质上不连续的开关特性将会引起系统的抖振,削弱抖振的方法很多,本文采用高增益连续函数 $\dot{q}(t)/(|\dot{q}(t)| + \delta)$ 代替符号函数 $\text{sgn}(s)$, 实现准滑动模态控制^[6-7], 即在边界层外采用正常的变结构控制,在边界层内采用连续状态反馈控制,旨在削弱抖振的影响。其中, δ 是很小的正常数。则经过光滑处理的变结构导引律为

$$u = (k+2)|\dot{R}|s + \varepsilon \frac{s(t)}{|s(t)| + \delta} \quad (13)$$

3 导引律参数的优化选择

变结构导引律中的参数包括趋近律系数 k 、切换项增益 ε 以及常数 δ 。但从实际应用出发,不能只限于条件式(12),必须对制导参数进行寻优,以获取更好的制导性能。

将式(13)代入式(5)得

$$\ddot{q} + \frac{K|\dot{R}|}{R}\dot{q} = \frac{a_t \cos \eta_t}{R} - \frac{\varepsilon \frac{\dot{q}}{|\dot{q}| + \delta} \cos \eta_m}{R} \quad (14)$$

式(14)是 q 的二阶微分方程,其中, $K=(k+2)\cos\eta_m-2$,式(14)的右边由目标加速度项以及变结构导引律的补偿项组成,随着目标加速度的变化, k 、 ε 、 δ 必须及时有效调整才能抵消目标机动造成的视线角的变化^[8]。由于变结构导引律由比例项和补偿项组成,所以 k 的选取和比例导引相同,故令 $k+2=4$;开关项系数 ε 的大小也代表着到达变结构面的速率;由准滑动模式控制原理可知,常数 δ 代表着连续化函数接近 $\text{sgn}(s)$ 的程度。

为研究 ε 和 δ 对制导性能的影响,主要研究其对脱靶量、需用过载和视线角速度的影响。假设目标法向加速度为 $5g$,调整 ε 和 δ 会得到比较理想的拦截效果。本文通过仿真计算的方法进行研究。 ε 分别选取(1,10,50,100), δ 分别选取(0.0001,0.001,0.01,0.1),得到导弹法向过载曲线如图2所示,视线角速度曲线如图3所示。

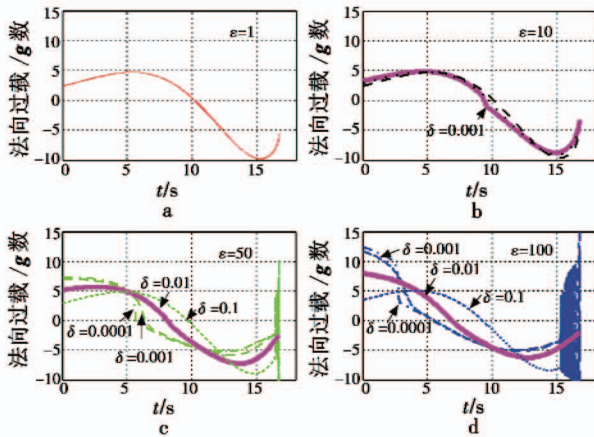


图2 ε 、 δ 变化对导弹法向过载的影响

Fig. 2 Effect of ε and δ on the missile's normal overload

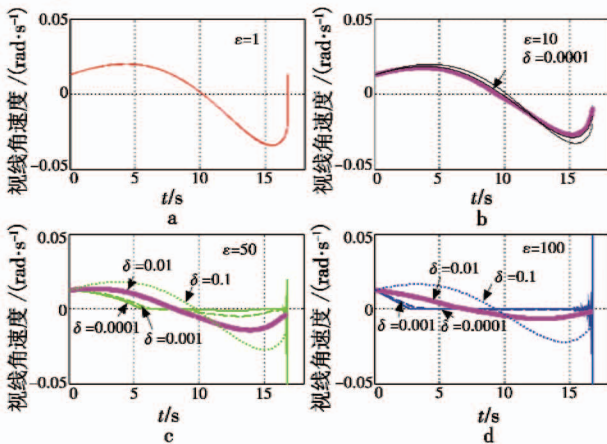


图3 ε 、 δ 变化对导弹视线角速度的影响

Fig. 3 Effect of ε and δ on the missile's line-of-sight rate

由图2和图3可知,当 ε 不变, δ 变小时,初始的最大需用过载变大,末端的最大需用过载变小,视线角速度收敛变快,但当 δ 过小时过载会发生突变,导弹可能

无法提供所需的过载而脱靶,同时视线角速度也会发生抖振。综合考虑过载曲线和视线角速度,折中选择 δ 的值。

当 δ 不变, ε 变大时,初始的最大需用过载变大,末端的最大需用过载变小,过载曲线的光滑度下降,视线角速度收敛越快,效果越好;但当 ε 过大时,过载和视线角速度都会发生抖振, ε 越大抖振越明显。需要综合考虑来选择 ε 的值。图中加粗的实线是本组4条线中效果最好的。图2a、图3a中,由于随着 δ 的变化曲线变化不大,所以没有参考价值。

通过分析可知,当 ε 在50~100之间, δ 在0.001~0.01之间时,有可能会得到更好的制导参数。为了进一步优化参数,获得更好的制导性能, ε 分别选取(50,60,70,80,90,100), δ 分别选取(0.001,0.003,0.005,0.007,0.009,0.01),采用相同的方法进行分析对比得到,当 $\varepsilon=90$ 、 $\delta=0.003$ 时的视线角速度曲线效果最好,而且脱靶量最小,由此得到目标机动为 $5g$ 时较优的导引律参数,但必须强调,这里的参数并不是最优的,而是相对最优。重复上面的步骤,获得目标机动 a_t 估计值分别取(0,g,2g,3g,4g,6g)时 ε 和 δ 的值,结果如表1所示。

表1 目标不同机动情况下优化所得的 ε 和 δ 的值

Table 1 ε and δ 's optimization value under different target maneuvering

导引律参数	目标机动估计值						
	0	1	2	3	4	5	6
ε	1	10	30	60	80	90	110
δ	0.001	0.001	0.001	0.001	0.001	0.003	0.003

仿真表明,当目标加速度方向相反时,优化出的参数保持不变。由于在制导律实际设计中,目标机动是实时估算出来的,并且精度是有限的,所以不能对目标机动准确地估计就会影响制导精度。下面分析估计误差对制导性能的影响。

4 模糊变结构导引律(FVSG)设计

上文只是根据目标在不同机动情况下得到次优的导引律参数 ε 和 δ ,并没有将其应用到变结构导引律设计中。实际当中目标机动加速度往往是时变的,如果不调整参数就会引起视线角速度的抖振。因此需要先对目标加速度进行估计,然后利用模糊控制技术来调整导引律参数 ε 和 δ 。

4.1 目标机动加速度的估计

利用解析重构法^[9]求得 a_t 近似估计值为

$$\hat{a}_t = a_m + 2\dot{R}\dot{q} - \dot{R}(t_f - t)\ddot{q} \quad (15)$$

4.2 模糊控制器的设计

选择模糊控制器输入变量为目标加速度的估计值 \hat{a}_t ,输出变量是变结构导引律的开关项系数 ε 和系数

δ 。将估计值 \hat{a}_i 乘以量化因子 k_a ，进行量化处理，得到模糊化输入变量 \tilde{a}_i ，其论域 F 为 $\{-6, -5, -4, -3, -2, -1, 0, 1, 2, 3, 4, 5, 6\}$ ，根据最大隶属函数原则确定输入变量所在论域。语言输入变量为 $\{NB, NM, NS, ZE, PS, PM, PB\}$ ，各个符号分别表示“负大”、“负中”、“负小”、“零”、“正小”、“正中”和“正大”，选用三角形函数确定隶属函数。由于有两个输出变量，所以语言输出变量分别为 $\{VS, SM, ME, BG\}$ 和 $\{SM, BG\}$ ，4 个符号分别表示“非常小”、“小”、“中”、“大”。

4.3 模糊规则的确定

根据表 1 可以设计模糊控制规则^[10]如表 2 所示。

表 2 模糊控制规则

Table 2 Fuzzy control rules

输入/输出变量	语言输入/输出变量						
\hat{a}_i	NB	NM	NS	ZE	PS	PM	PB
$\tilde{\varepsilon}$	BG	ME	SM	VS	SM	ME	BG
$\tilde{\delta}$	BG	VS	VS	VS	VS	VS	BG

用平均加权法把模糊量化变量 $\tilde{\varepsilon}$ 和 $\tilde{\delta}$ 清晰化，再乘以比例因子 k_ε 、 k_δ 得到精确量 ε 和 δ ，把参数 ε 和 δ 代入 VSG 中得到 FVSG。

5 仿真实验

为验证本文所设计的导引律，将其与变结构导引律和比例导引律(PNG)在相同条件下进行仿真比较。仿真条件为：导弹速度 $v_m = 800$ m/s，并保持不变，初始弹道倾角 $\theta_m = \pi/5$ ，初始位置 (X_m, Y_m) 为 $(0$ m, 0 m)，导弹的最大法向过载为 $15g$ ；目标速度为 $v_t = 200$ m/s，并保持不变，目标初始弹道倾角 $\theta_t = \pi/3$ ，初始位置 (X_t, Y_t) 为 $(10000$ m, 10000 m)，目标做加速度为 $5g$ 的圆弧形机动。

在相同条件下对目标进行拦截，将 FVSG 与 PNG、VSG 进行比较，如图 4 ~ 图 6 所示，最终的拦截效果如表 3 所示(由于 VSG 发生抖振，所以脱靶)，其中，PNG 的加速度指令为 $A_c = k\dot{q}|\dot{R}|$ ， $k=4$ ，总的消耗能量为 $E = \int_0^{t_f} |a| dt$ 。

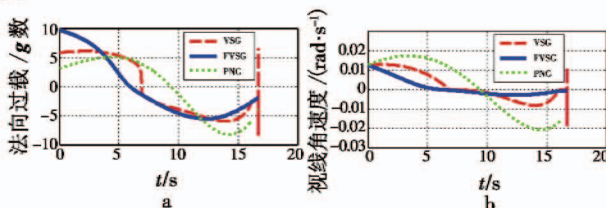


图 4 目标不机动情况下 VSG、FVSG 和 PNG 的过载和视线角速度

Fig. 4 Overload and LOS rate of VSG, FVSG and PNG when target is not in maneuvering

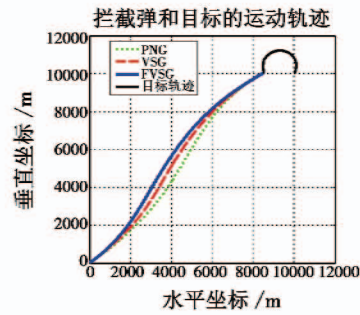


图 5 导弹拦截轨迹对比

Fig. 5 Comparison of missile's engagement trajectories

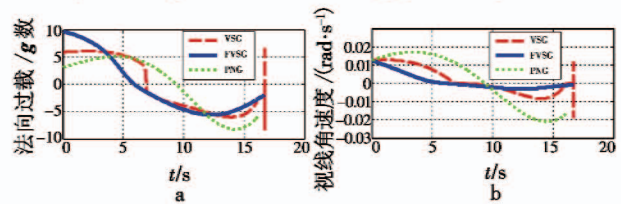


图 6 目标机动情况下 VSG、FVSG 和 PNG 的过载和视线角速度

Fig. 6 Overload and LOS rate of VSG, FVSG and PNG when target is in maneuvering

目标机动的估计值如图 7 所示。

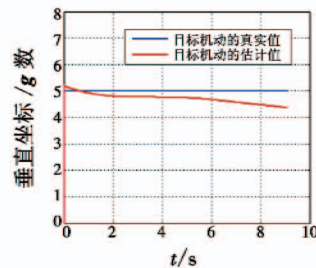


图 7 目标机动的估计值

Fig. 7 The estimation of target maneuvering

表 3 PNG 和 FVSG 的制导性能

Table 3 Guidance effect of PNG and FVSG

导引律	脱靶量/m	拦截时间/s	消耗能量/($m \cdot s^{-1}$)
PNG	0.640	16.721	753.232
FVSG	0.079	16.730	754.887

在拦截非机动目标时，由图 4 可知，VSG 出现抖振现象，FVSG 的视线角速度相对于 PNG 有较好的收敛效果。

在拦截机动目标时，由图 5 可知，与 PNG、VSG 相比，FVSG 的弹道最为平滑。由图 6 可知，FVSG 能够根据目标加速度估计值有效调整导引律参数 ε 和 δ ，与 VSG 相比，它明显削弱了抖振，视线角速度收敛较快。由表 3 可知，虽然 FVSG 的拦截时间、消耗的能量与 PNG 基本相当，但脱靶量明显减小。由图 7 可知，利用解析重构法对目标机动进行估计，估计效果一般。但由于 VSG 对参数摄动和外界干扰具有不变性，所以估计误差对制导性能的影响不大。

6 结 论

本文设计了纵向平面变结构导引律,首先,为了削弱 VSG 的抖振问题,引入高增益连续函数;其次,分析了导引律参数 ε 和 δ 对制导性能的影响;然后,通过仿真对 ε 和 δ 进行寻优,得到目标不同机动情况下的理想导引律参数 ε 和 δ ,以此为依据制定了模糊规则,设计出 FVSG。仿真结果表明,基于模糊控制理论的变结构导引律有效地削弱了抖振,减小了脱靶量,提高了制导系统的鲁棒性和制导精度。

参 考 文 献

- [1] 顾文锦,赵红超,杨智勇. 变结构控制在导弹制导中的应用综述[J]. 飞行力学,2005,23(1):1-4.
GU W J, ZHAO H C, YANG Z Y. Application of variable structure control in missiles guidance[J]. Flight Dynamics, 2005, 23(1):1-4.
- [2] BRIERLEY S D, LONGCHAMP R. Application of sliding mode control to air-air interception problem [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1990, 26(2):306-325.
- [3] 周荻. 寻的导弹新型导引规律[M]. 北京:国防工业出版社,2002:8-29.
ZHOU D. New guidance laws for homing missiles [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2002:8-29.
- [4] 周池军,雷虎民,叶继坤. 一种拦截机动目标的最优中制导律设计[J]. 弹道学报,2012,24(3):49-53.
ZHOU C J, LEI H M, YE J K. Design of an optimal mid-course guidance law for intercepting maneuvering target [J]. Journal of Ballistics, 2012, 24(3):49-53.
- [5] 任义元,袁建平,方群. 空空导弹变结构末制导律研究[J]. 计算机仿真,2009,29(10):25-29.
REN Y Y, YUAN J P, FANG Q. A study of terminal variable structure guidance law of air-to-air missile[J]. Computer Simulation, 2009, 29(10):25-29.
- [6] 刘金琨. 滑模变结构控制 Matlab 仿真[M]. 北京:清华大学出版社,2005:44-45.
LIU J K. Matlab simulation for sliding mode control[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2005:44-45.
- [7] 齐小斌,刁海南,张金鹏,等. 一种适用于拦截高速目标的末段导引律[J]. 指挥控制与仿真,2012,34(2):101-104.
QI X B, DIAO H N, ZHANG J P, et al. A terminal guidance law for intercepting hypersonic target[J]. Command Control & Simulation, 2012, 34(2):101-104.
- [8] 闫斌斌,黄新文,闫杰. 针对目标机动的变结构制导参数设计[J]. 西北工业大学学报,2009,27(4):499-502.
YAN B B, HUANG X W, YAN J. Improving variable structure guidance law to make it effective against highly maneuvering target[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2009, 27(4):499-502.
- [9] 贝茨 C J. 攻击机动目标的最优制导规律[M]. 北京:宇航出版社,1989.
BATES C J. The optimal guidance law against maneuvering targets [M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 1989.
- [10] 刘永善,刘藻珍,李兰村. 攻击机动目标的被动寻的模糊变结构制导律研究[J]. 系统工程与电子技术,2007,29(2):254-258.
LIU Y S, LIU Z Z, LI L C. Research on fuzzy variable structure guidance law for passive homing missiles against maneuvering targets[J]. Systems Engineering and Electronics, 2007, 29(2):254-258.
- [11] 谷向东,童中翔,郭辉,等. IAHP 和熵权相结合的 TOPSIS 法的空战目标威胁评估[J]. 火力与指挥控制,2012,37(1):69-72.
GU X D, TONG Z X, GUO H, et al. Target threat assessment for air combat based on TOPSIS combining by IAHP and entropy weight[J]. Fire Control & Command Control, 2012, 37(1):69-72.
- [12] 徐玖平,吴巍. 多属性决策的理论与方法[M]. 北京:清华大学出版社,2006.
XU J P, WU W. Multiple attribute decision making theory and methods [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2006.
- [13] 徐泽水. 不确定多属性决策方法及应用[M]. 北京:清华大学出版社,2004.
XU Z S. Uncertain multiple attribute decision making: Methods and application [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2004.

(上接第 9 页)

欢 迎 投 稿 欢 迎 刊 登 广 告