

文章编号:1000-6893(2008)02-0352-05

# 基于概率分析法的歼击机导引效能

马东立, 郑江安

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

## Fighter's Guidance Effectiveness Based on Probabilistic Method

Ma Dongli, Zheng Jiang'an

(School of Aeronautic Science and Technology, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

**摘 要:** 基于传统的概率分析法提出一种评估歼击机导引效能的方法。以发现距离作为整个导引阶段的随机变量,提出导引效能指标。将歼击机在水平面内的航向导引分为远距导引与近距导引,分别把导航站引起的导引误差、歼击机对目标的拦截角作为随机变量,分析歼击机进入机载雷达发现区和武器攻击区的情况。通过计算机载雷达的累积发现概率给出发现距离函数。最后以某型歼击机使用中程空空导弹拦截目标为例,计算歼击机向目标的成功导引概率、有效导引距离及有效导引角度,分析主要参数对导引概率的影响规律。该方法可应用于歼击机空战时导引概率的计算。

**关键词:** 歼击机; 导引效能; 概率分析法; 发现距离; 导引误差; 拦截角

**中图分类号:** V271.4      **文献标识码:** A

**Abstract:** A method of evaluating fighter's guidance effectiveness was given based on conventional probability analysis method. Indexes of guidance effectiveness were given by treating the detection distance as a random variable in whole guidance stage. The fighter's level direction guidance was divided into long-distance guidance and short-distance guidance. To analyse the situation that the fighter enters into the detection region of the airborne radar and the attack region of the weapon, the guidance error from guidance station was treated as a random variable. When the target is in the attack region of the weapon, the interception angle of fighter against target was regarded as a random variable. The function of the detection distance was given by calculating cumulative detection probability of the airborne radar. An example of a fighter intercepting a target using middle-distance air-to-air missile was given to calculate the successful guidance probability of fighter to target, the effective guidance distance and angle, to analyse rules of primary parameter's effect on guidance probability. The method can be used to solve the problem of guidance effectiveness of fighter in air battle.

**Key words:** fighter; guidance effectiveness; probabilistic method; detection distance; guidance error; interception angle

为评估歼击机的空战效能,通常将整个战斗过程划分为 3 个阶段:空中巡逻、远距导引与近距导引和实施射击。歼击机导引是根据指挥系统的导引指令或机载设备搜索目标所获得的信息(位置、速度、航向等),以给定的指标(成功率最大、时间最短或油耗最小等),自动将携带制导武器的战机导引到目标区域,为实施攻击提供必要的条件。

针对导引阶段,目前常采用计算机数字仿真方法研究,较少采用解析方法<sup>[1-6]</sup>。仿真方法尽管考虑因素周全,计算精度高,但耗时长,不够灵活,且武器性能、作战方法不能直接反映其对作战指标的影响关系。

概率分析法是一种评价飞机作战能力的常用

解析方法,它首先将一项任务划分为若干环节,然后对各个环节都进行衡量并定出标准,最后评价各环节的完成概率才能最终决定飞机的完成任务概率<sup>[7]</sup>。

本文采用概率分析法及概率论相关知识研究主要导引参数为随机变量的情况下,歼击机导引效能的指标和评估方法。

### 1 歼击机导引的效能指标

导引过程是一个较为复杂的过程,受很多因素的影响。假设歼击机在垂直面内与水平面内的导引误差相互独立,由于垂直面内的导引容易实现,故本文不考虑高度(或俯仰角)的影响,而只考虑方位角与距离的影响。于是得到基于概率分析法的歼击机导引效能指标为

收稿日期:2007-05-23; 修订日期:2007-11-26

通讯作者:马东立 E-mail:madonglibuaa@126.com

$$P_n = \int_{D_1}^{D_2} P_{dn}(D_d) f(D_d) dD_d \quad (1)$$

$$P_{dn} = P_{ln}(D_d) P_{sn}(D_d) \quad (2)$$

式中:  $P_{dn}$  为歼击机在水平面内按航向导引的概率;  $P_{ln}$  为歼击机在水平面内远距导引概率;  $P_{sn}$  为歼击机在水平面内近距导引概率;  $f(D_d)$  为发现距离的分布密度函数;  $D_1, D_2$  为发现距离的极值。

此外, 一定概率条件下的有效导引距离与有效导引角度也可作为歼击机导引的效能指标。

本文采用机载雷达发现目标时刻载机的状态来评估歼击机的远距导引效能; 采用发射导弹时刻载机的状态来评估歼击机的近距导引效能。因此, 导引是否成功取决于是否发生了如下事件: ①在地面(或空中)雷达的导引下, 机载雷达能够发现目标; ②在机载雷达的导引下, 载机作适当的机动飞行进入导弹发射区, 且导引头能够发现目标, 导弹作适当的机动飞行可以击毁目标。

## 2 歼击机成功进行导引的概率模型

### 2.1 歼击机成功进行远距导引的概率模型

由于导航站的导引误差歼击机将在一定区域内接近目标, 这个区域由最大线性误差确定, 而线性误差是一随机量, 分布律为  $y = \varphi(x)$ 。已知发现距离  $D_d$ 、机载雷达半视角  $\theta$  及目标绝对速度方向与歼击机相对目标速度方向之间的夹角  $\alpha$ , 就可以确定歼击机发现目标的区域  $[x_1, x_2]$ , 如图 1 所示<sup>[8]</sup>。

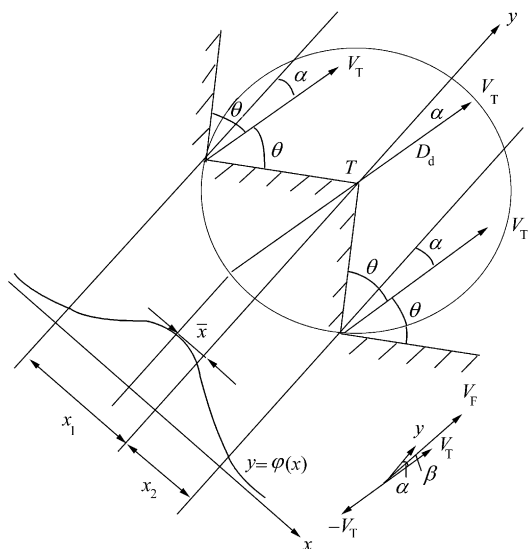


图 1 歼击机后半球进入机载雷达发现区示意图

Fig. 1 Fighter enters into detection region of airborne radar in back hemisphere

把歼击机导引到这个区域的概率表示为

$$P_{ln}(D_d, \alpha) = \int_{x_1}^{x_2} \varphi(x) dx \quad (3)$$

式中:  $x$  为垂直于载机与目标相对速度方向上的误差;  $x_1, x_2$  为  $x$  的极值, 并且有

$x_1 = -D_d \sin(\theta + \alpha), x_2 = D_d \sin(\theta - \alpha)$ , 且当  $\alpha = 0$  (尾随或迎头) 时,  $x_1 = -x_2 = -D_d \sin \theta$ 。

如果导引误差服从正态分布规律, 即

$$\varphi(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma_x} \exp\left[-\frac{(x - \bar{x})^2}{2\sigma_x^2}\right] \quad (4)$$

式中:  $\bar{x}$  为地面导航站的导引误差(散布中心相对目标中心的偏移量)的数学期望,  $\bar{x} = -D_d \sin \alpha$ ;  $\sigma_x$  为导引误差的均方差。再由载机与目标的相对运动得到

$$\alpha = \beta + \arcsin[\sin(\pi - \beta)V_T/V_F] \quad (5)$$

式中:  $\beta$  为载机的拦截角(载机速度方向与目标速度方向的夹角, 如图 1 所示), 那么由概率论可得歼击机成功进行远距导引的概率为

$$P_{ln}(D_d, \alpha) = P_{ln}(D_d, \beta) = \Phi\left(\frac{x_2 - \bar{x}}{\sigma_x}\right) - \Phi\left(\frac{x_1 - \bar{x}}{\sigma_x}\right) \quad (6)$$

式中:  $\Phi(x)$  为标准正态分布函数。

### 2.2 歼击机成功进行近距导引的概率模型

近距导引过程中拦截角  $\beta$  是一个随机变量。拦截角的数值与导引方法、目标飞行条件、歼击机及其武器装备的性能等条件有关, 对于每一组条件都对应地存在着一个最合理的拦截角  $m_\beta$ 。在对歼击机进行近距导引时总是力图实现  $m_\beta$ , 此时歼击机不需作任何机动动作就可飞到发射曲线, 如图 2 中的直线  $AB'C$ 。此时, 近距导引概率可表示为

$$P_{sn}(D_d) = \int_{\beta_1}^{\beta_2} \rho(\beta) d\beta \quad (7)$$

此时式(1)表示为

$$P_n = \int_{D_1}^{D_2} f(D_d) \left[ \int_{\beta_1}^{\beta_2} P_{ln}(D_d, \beta) \rho(\beta) d\beta \right] dD_d \quad (8)$$

式中:  $\rho(\beta)$  为拦截角的分布密度函数, 正态分布时为  $\rho(\beta) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma_\beta} \exp\left(-\frac{(\beta - m_\beta)^2}{2\sigma_\beta^2}\right)$ ;  $m_\beta$  为拦截角的数学期望,  $m_\beta = \psi_T - \psi_{Fp}$ , 后半球攻击时有  $0 < \psi_T < \pi/2, \psi_T$  为发现目标时刻目标的前置角,  $\psi_{Fp}$  为发现目标时刻载机的前置角;  $\sigma_\beta$  为拦截角的均方差;  $\beta_1, \beta_2$  为拦截角的极值,  $\beta_1 = -\Delta\phi_{F1} + m_\beta$ ,

$\beta_2 = +\Delta\phi_{F2} + m_\beta$ ,  $\Delta\phi_{F2}$  和  $\Delta\phi_{F1}$  为歼击机成功实现  
 近距导引时可能增加或减小的航向角的绝对值。

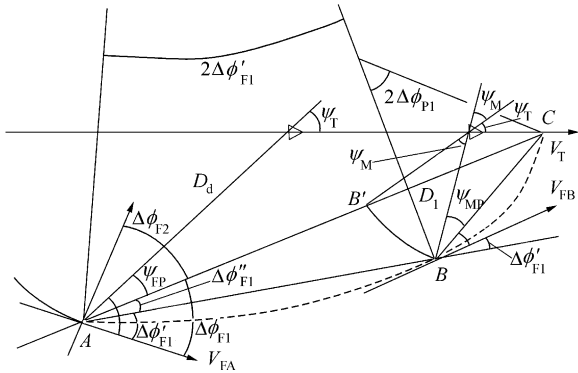


图 2 歼击机后半球进入机载武器攻击区示意图  
 Fig.2 Fighter enters into attack region of airborne  
 weapon in back hemisphere

为了计算歼击机的近距导引概率和确定  $\sigma_\beta$ ,  
 此值取决于地面和机载控制设备的性能和所实施  
 导引方法下飞机的运动动态特性。

假设目标匀速直线飞行,歼击机采用直接逼  
 近法从后半球进行左转弯拦截。在 A 点发现目  
 标, B 点发射导弹, C 点导弹与目标相遇, B' 点为  
 载机在理想拦截情况下的等效点。这样,通过载  
 机与导弹的机动可以消除的航向偏差角表示为

$$\Delta\phi_{F1} = \min \{ (\theta - \psi_{FP}), \Delta\phi_{F1} \} \quad (9)$$

$$\Delta\phi_{F1} = \Delta\phi'_{F1} \left( 1 + \frac{V_M t_M}{V_F t_F + V_M t_M} \right) + \Delta\phi_{M1} \frac{V_M t_M}{V_F t_F + V_M t_M} \quad (10)$$

式中:  $\Delta\phi'_{F1}$  为载机在近距导引过程中可以消除的  
 误差,  $\Delta\phi'_{F1} = \frac{V_F t_F}{2R_F}$ ;  $R_F$  为歼击机的盘旋半径,  $R_F = \frac{V_F^2}{g \sqrt{n_F^2 - 1}}$ ;  $t_F$  为当歼击机与目标之间的距离为  
 $D_1$  时歼击机的飞行时间,  $t_F = \frac{D_d - D_1}{V_{FT}}$ ;  $V_{FT}$  为载机  
 相对目标的速度  $V_{FT} = V_F \cos \psi_{FP} - V_T \cos \psi_T$  [9]。

导弹在射击过程中依靠自身的机动能消除的  
 极限航向角偏差表示为

$$\Delta\phi_{M1} = \min \{ (\theta_M - \psi_{Mh}), \Delta\phi_{M1} \}$$

$$\Delta\phi_{M1} = \frac{V_M t_M}{2R_M}$$

式中:  $\theta_M$  为导引头半视角;  $R_M$  为导弹盘旋半径  
 $R_M = \frac{V_M^2}{g \sqrt{n_M^2 - 1}}$ ;  $t_M$  为导弹飞行时间,  $t_M = \frac{D_1}{V_{MT}}$ ;  
 $V_{MT}$  为导弹相对目标的速度,  $V_{MT} = V_M \cos \psi_{Mp} - V_T \cos(\psi_T + \psi_M)$ ;  $\psi_{Mp}$  为发射导弹时刻载机(或导

弹)的前置角;  $\psi_T + \psi_M$  为发射导弹时刻目标的前  
 置角 [9]。

当  $\pi/2 < \psi_T < \pi$  时,即为歼击机从前半球拦  
 截目标的情况。

### 2.3 歼击机发现距离函数

由于大气状态、目标散射特性、方位角等因素  
 的动态变化,实际上歼击机的发现距离也是一个  
 随机变量。因此,在整个导引阶段都应考虑发现  
 距离的影响,此时式(8)表示为

$$P_n = \int_{D_1}^{D_2} \left[ \int_{\beta_1}^{\beta_2} P_{in}(D_d, \beta) \rho(\beta) d\beta \right] dF(D_d) \quad (11)$$

$$dF(D_d) = f(D_d) dD_d \quad (12)$$

式中:  $D_2 = D_{dmax}$  为机载雷达的最大发现距离(瞬  
 时发现概率 50% 所对应的距离),  $D_1 = D_{dmin}$  为导  
 弹的最小发射距离;  $F(D_d) = 1 - \prod_{i=0}^n [1 - P(D_{di})]$  为从  $D_{dmax}$  到  $D_d$  之间的累积发现概率;  $n$  为  
 搜索次数;  $P(D_{di})$  为机载雷达的瞬时发现概率,表示为

$$P(D_{di}) = F_{fa}^{\frac{1}{1+K_P(D_{di})}} \quad (13)$$

式中:  $K_P(D_{di})$  为单个信号接收的能量与接收机  
 噪声功率谱密度的比值,表示为

$$K_P(D_{di}) = \frac{P_{pu} \tau_{pu} G_i^2 \sigma_T \lambda^2 F^2(\varphi)}{(4\pi)^3 D_d^4 (C + N_0)} \times 10^{-0.2\alpha D_{di}} \quad (14)$$

式中:  $F_{fa}$  为虚警概率;  $P_{pu} \tau_{pu}$  为脉冲宽度内机载雷  
 达辐射的能量;  $G_i$  为天线作用的方向系数;  $\lambda$  为波  
 长;  $\sigma_T$  为目标的雷达散射截面;  $F(\varphi)$  为方向图传  
 播因子(只考虑方位角的影响);  $C$  为杂波的功率  
 谱密度;  $N_0$  为接收机自身噪声的功率谱密度;  $\alpha$   
 为实际环境中电磁波的衰减系数。

对于目标与载机以任何方向进行平飞的情  
 况,有下列判别方法:当机载雷达使用高重频 PD  
 雷达时认为,只有当目标在歼击机前半球迎飞或  
 后半球飞离时,信号处于无杂波区,即  $C=0$ ,其他  
 方向目标则处在杂波区,即  $C>0$  [10]。

### 3 算例与分析

根据以上公式计算歼击机的导引效能指标,  
 原始数据如下:

歼击机速度为 400 m/s,导弹发射时刻载机  
 的最大过载为 5,机载雷达体制为 PD 雷达,半视  
 角为  $60^\circ$ ;携带的中程导弹的最大速度为  $3.5 Ma$ ,

最大过载为 30,最小发射距离为 0.3 km,导引头半视角为 50°。目标以 200 m/s 的速度作匀速直线运动,RCS 为 3 m<sup>2</sup>。

(1) 当上述飞机携带中程空空导弹从后半球 45°拦截目标时,结果如图 3 所示。

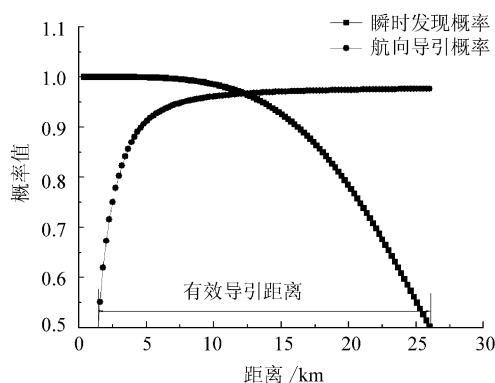


图 3 距离对瞬时发现概率与航向导引概率的影响  
Fig. 3 Distance's effects on instantaneous detection probability and direction guidance probability

从图 3 可知:机载雷达瞬时发现概率在 26 km 处大于 0.5,并随着距离的减小逐渐增加到 1。载机的航向导引概率在一定距离内保持较高值 0.9 以上,在 0.3~1.5 km 内概率较小。原因是距离小于 1.5 km 时,载机的机动性能有限,不能满足导引要求。

当距离大于 26 km 时,航向导引的概率值较高,但瞬时发现概率低于 0.5;当距离小于 1.5 km 时,瞬时发现概率较高,但航向导引概率低于 0.5。如果取概率值 0.5 作为评估标准,那么有效导引的距离区间为 1.5~26 km(后半球)。

成功导引的概率值为 98.01%,成功率较高,原因是航向导引概率较高,且相对距离小于 26 km 时的机载雷达累积发现概率亦较高。

(2) 当歼击机使用中程空空导弹从不同方位角拦截目标时(即目标前置角变化),有如下结果:

从图 4 可知:概率分布曲线呈轴对称图形,因为歼击机的探测能力与机动能力左右对称。正前方与正后方的导引概率均较高,两侧较低,原因是当载机位于目标两侧时,受机动能力限制来不及转弯。

如果取概率值 0.5 作为评估标准,那么有效导引的角度区间为:前半球 117°~+243°,后半球 0°~+67°与 293°~360°。

(3) 各个参数对导引概率的影响分析

① 机载雷达半视角  $\theta$  为 45°时导引概率有最大值,有效导引角度范围亦较宽,如图 5。

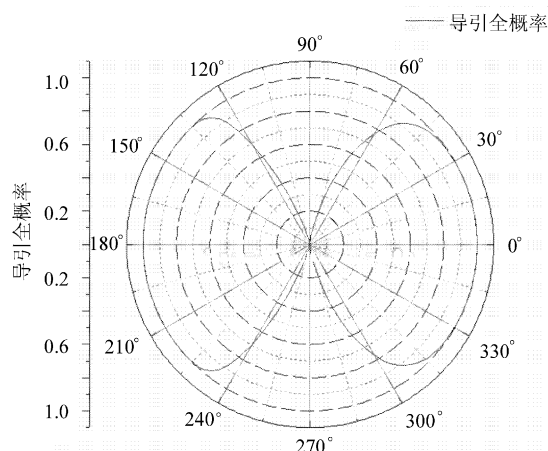


图 4 目标前置角对导引全概率的影响  
Fig. 4 Heading angle's effects on guidance probability

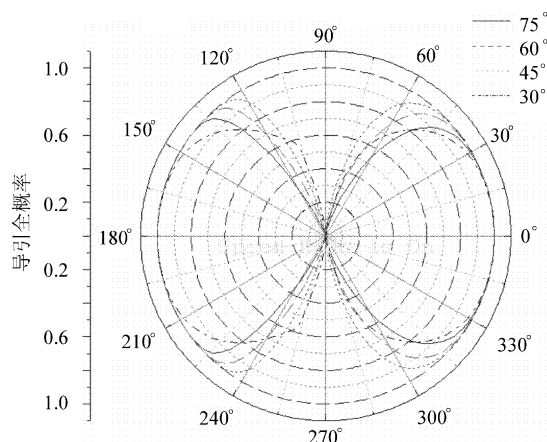


图 5 雷达半视角对导引全概率的影响  
Fig. 5 Half visual angle's effects on guidance probability

原因是  $\theta$  较大时,由式(9)可知  $\Delta\phi_{F1}$  也要相应变大, $\beta$  亦增加,这减小了  $\rho(\beta)$ ,由式(7)可知近距导引概率减小; $\beta$  增大的同时,由式(5)可知夹角  $\alpha$  相应变大,从而增加了  $\varphi(x)$ ,这使得远距导引概率增加,故导引全概率存在极值。在实际应用中,如果  $\theta$  可调节,应在远距导引阶段使  $\theta$  不小于 45°,发现目标后减小  $\theta$ ,以获得更大的导引概率。这与实际操作相符。

② 歼击机速度  $V_F$  约在 260m/s 时导引效能最大,有效导引角度范围亦较宽,如图 6。

原因是当  $V_F$  大于此速度时,歼击机完成有效导引的时间减小,来不及做机动动作就已飞离目标;当  $V_F$  小于此速度时, $\Delta\phi'_{F1}$  减小,由式(10)可知,载机可以消除的航向偏差角减小,再者,载机离目标的距离较远,发现概率亦较小。在后半球攻击时速度  $V_F$  的影响更明显,原因是后半球载

机与目标的相对速度较小, 载机速度微小的变化即可引起导引概率很大的偏差。

③ 导引概率随着地面导航站导引误差的均方差  $\sigma_x$ 、载机的拦截角均方差  $\sigma_\beta$  的增加而减小。其他参数对导引概率影响较小。

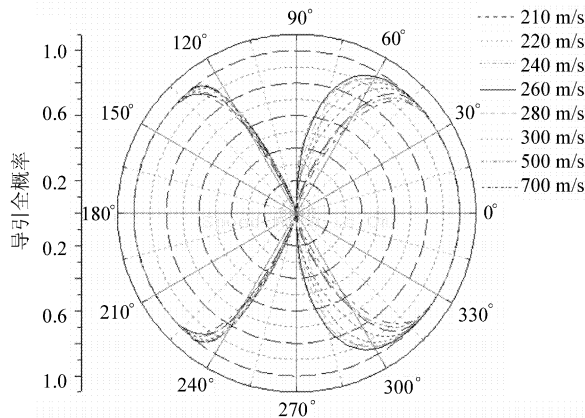


图6 载机速度对导引全概率的影响

Fig. 6 Fighter velocity's effects on guidance probability

## 4 结论

(1) 给出一种评估歼击机导引效能的方法, 此方法将歼击机的导引误差在水平面内与在垂直面内分开, 同时将歼击机在水平面内的导引按距离分为远距导引与近距导引; 远距导引效能由发现目标瞬间载机与目标的相对位置确定; 近距导引效能由发射武器瞬间载机与目标的相对位置确定。

(2) 通过计算可得到歼击机向目标的有效导引距离区间与有效导引角度区间以及成功导引概率, 计算结果较好地反应了歼击机及机载武器的作战性能, 证明评估模型可应用于实际。

(3) 歼击机导引效能取决于多种因素: 飞机的性能 ( $V_F, n_F, \sigma_\beta$ ), 机载雷达的性能 ( $\theta$  及式(14)中的多个参数), 机载武器的性能 ( $V_M, n_M, \theta_M, D_{\min}$ ) 及地面导引设备的性能 ( $\sigma_x$ ), 其中机载雷达半视场角  $\theta$  和载机速度  $V_F$  对导引概率的影响较大。

## 参 考 文 献

- [1] 于雷, 李言俊, 欧建军. 现代战机最佳导引算法研究[J]. 航空学报, 2006, 27(2): 314-317.  
Yu Lei, Li Yanjun, Ou Jianjun. Research of optimal guidance algorithm for modern fighter[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2006, 27(2): 314-317. (in Chinese)
- [2] 吴文海, 沈春林, 耿昌茂, 等. 导引控制延时对追踪捕获性能影响的研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2004, 36(1): 67-71.  
Wu Wenhai, Shen Chunlin, Geng Changmao, et al. Study on time-delay effect on capture capability of pursuit-control[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2004, 36(1): 67-71. (in Chinese)
- [3] 杨春泉, 倪世宏, 吴文海. 现代战机的导引及其控制律仿真研究[J]. 系统仿真学报, 2003, 15(7): 999-1001.  
Yang Chunquan, Ni Shihong, Wu Wenhai. Guidance of modern fighter and simulation and study on its control law[J]. Journal of System Simulation, 2003, 15(7): 999-1001. (in Chinese)
- [4] 鞠传文, 杨秀珍. 某型歼击机远距导航效能的计算[J]. 光电与控制, 2002, 9(2): 22-25.  
Ju Chuanwen, Yang Xiuzhen. Computation on long-distance navigation effectiveness for fighters[J]. Electronics Optics and Control, 2002, 9(2): 22-25. (in Chinese)
- [5] 胡朝晖, 汪浩生, 李东文. 歼击机近距导引效能评估[J]. 光电与控制, 2001, 1(3): 1-7.  
Hu Zhaohui, Wang Haosheng, Li Dongwei. Evaluation on efficiency of short-distance navigation of fighter plane[J]. Electronics Optics and Control, 2001, 1(3): 1-7. (in Chinese)
- [6] 萧昌美, 张福恩, 尔联结. 拦截机动目标的模糊导引律研究[J]. 航空学报, 1998, 19(3): 299-304.  
Xiao Changmei, Zhang Fuen, Er Lianjie. Fuzzy guidance law for intercepting maneuvering target[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1998, 19(3): 299-304. (in Chinese)
- [7] 朱宝莲, 朱荣昌, 熊笑非. 作战飞机效能评估[M]. 北京: 航空工业出版社, 1993: 91-92.  
Zhu Baoli, Zhu Rongchang, Xiong Xiaofei. Effectiveness evaluation of battleplanes[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1993: 91-92. (in Chinese)
- [8] Гусейнов А. Б. Эффективность Комплексов ЛА [М]. Москва: Издательство МАИ, 1985.
- [9] Болховитинов О. В., Иванов В. В., Новожилов А. А. Боевые Авиационные Комплексы и Их Эффективность [М]. Москва: ВВИА, 1999.
- [10] 酆能敬. 预警机系统导论[M]. 北京: 国防工业出版社, 1998: 97.  
Li Nengjing. Early warning aircraft system theory[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 1998: 97. (in Chinese)

### 作者简介:

马东立(1966—) 男, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 飞行器总体设计、隐身设计、效能评估、无人机技术。

Tel: 010-82317494

E-mail: madonglibuaa@126.com

郑江安(1981—) 男, 博士研究生。主要研究方向: 飞行器效能评估。

Tel: 010-82338635

E-mail: zhengjiangan@ase.buaa.edu.cn

(责任编辑: 李铁柏)