

# 一种改进的空空导弹三维变结构导引律

高小翔, 周德云, 周灿辉  
(西北工业大学, 西安 710129)

**摘要:**空空导弹采用变结构导引律攻击大机动目标时存在视线角速率易发散和变结构参数项不易确定等缺点。针对上述问题,在变结构控制理论的基础上,提出一种基于变指数趋近律的参数自适应变结构三维导引律,利用多输入多输出 RBF 神经网络对变结构参数项进行在线调整。仿真结果表明,该导引律能有效削弱变结构控制的抖振,进一步提高导引精度,具有很强的自适应能力和鲁棒性,满足空空导弹战术指标要求。

**关键词:**空空导弹;多输入多输出 RBF 神经网络;变结构导引律;三维导引;自适应调参  
**中图分类号:** V448 **文献标志码:** A **文章编号:** 1671-637X(2013)06-0012-04

## An Improved Three-Dimensional Variable Structure Guidance Law for Air-to-Air Missiles

GAO Xiaoxiang, ZHOU Deyun, ZHOU Canhui  
(Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China)

**Abstract:** Aiming at problems existed in air-to-air missile attacking highly maneuvering target with variable structure guidance law, such as the divergence of line-of-sight angular rate and indetermination of variable structure's parameters, a new 3-dimensional guidance law was designed based on varying exponential reaching law, which could adjust the variable structure parameters on line by using multi-input multi-output RBF neural network (RBFNN). The simulation results show that the new guidance law can effectively reduce the buffeting and improve the guidance accuracy. It has strong adaptive capability and robustness, and can meet the tactical requirements for air-to-air missiles.

**Key words:** air-to-air missile; multi-input multi-output RBF neural network; variable structure guidance law; three-dimensional guidance; adaptive parameter adjustment

### 0 引言

变结构导引律 (Variable Structure Guidance, VSG) 对外部干扰和参数摄动具有很强的鲁棒性,但其主要缺点是需要对目标机动性大小进行估计,以调整变结构趋近律的参数。若变结构参数项选取不合理,会加剧系统的抖动,从而影响导引精度<sup>[1-6]</sup>。文献[7]采用多输入单输出径向基神经网络 (RBF Neural Network, RBFNN) 对二维变结构导引律增益项进行调节,较好地解决了上述问题,但该文献未考虑变结构线性项的比例参数,且多输入单输出 RBFNN 应用于三维导引律时,不能保证系统的实时性,其应用具有一定的局

限性。

文中在三维变结构导引律的基础上,结合多输入多输出 RBFNN,设计了一种改进的三维变结构导引律 (Improved Variable Structure Guidance, IVSG)。仿真结果表明,该导引律能够有效削弱系统抖振,提高导引精度,并确保导引过程的实时性。

### 1 空空导弹一目标运动模型

设空空导弹与目标间的相对距离及速度在惯性坐标系中的分量分别为  $x_r, y_r, z_r$  和  $\dot{x}_r, \dot{y}_r, \dot{z}_r$ 。由图 1 可得到视线角及视线角速率为

$$q_\alpha = \arctan(y_r / \sqrt{x_r^2 + z_r^2}) \quad (1)$$

$$q_\beta = \arctan(-z_r / x_r) \quad (2)$$

$$\dot{q}_\alpha = \frac{(x_r^2 + z_r^2) \dot{y}_r - y_r (x_r \dot{x}_r + z_r \dot{z}_r)}{(x_r^2 + y_r^2 + z_r^2) \sqrt{x_r^2 + z_r^2}} \quad (3)$$

收稿日期:2012-05-26

修回日期:2012-06-13

基金项目:航空科学基金(20080553019)

作者简介:高小翔(1988—),女,河南洛阳人,硕士,研究方向为先进航空火力控制技术。

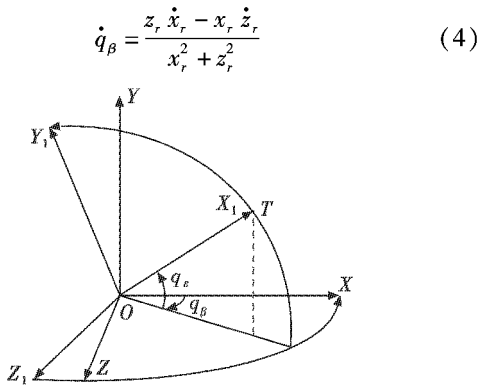


图1 空间几何关系示意图

Fig. 1 Spatial geometric relationship sketch map

图1中:  $OXYZ$  为惯性系;  $OX_1Y_1Z_1$  为视线坐标系。

为了研究导引规律,选取某一时间段  $\Delta t$  起始时刻的视线坐标系作为导引过程空空导弹一目标相对运动的参考系,在  $\Delta t$  内此参考系仅随导弹平动。因此,导引过程中的相对运动可解耦成俯仰通道  $OX_1Y_1$  和水平通道  $OX_1Z_1$  内的运动。

对于水平通道,设时间段  $\Delta t$  内,视线偏角的增量为  $\tilde{q}_\beta$ ,则

$$\sin \tilde{q}_\beta(t) = \tilde{z}_1(t) / (R(t) \cos q_e) \quad (5)$$

式中:  $\tilde{z}_1$  为时间段视线参考系  $o\tilde{z}_1$  轴上的相对位移;  $R(t)$  为导弹与目标的相对距离。若  $\Delta t$  充分小,则  $\tilde{q}_\beta(t)$  是一个很小的增量,因此

$$\tilde{q}_\beta(t) = \tilde{z}_1(t) / (R(t) \cos q_e) \quad (6)$$

对式(6)关于时间  $t$  求二阶导数有

$$\ddot{\tilde{q}}_\beta(t) = -\frac{2\dot{R}_1(t)}{R_1(t)} \dot{\tilde{q}}_\beta(t) - \frac{\ddot{R}_1(t)}{R_1(t)} \tilde{q}_\beta(t) + \frac{\ddot{\tilde{z}}_1(t)}{R_1(t)} \quad (7)$$

式中

$$\dot{\tilde{q}}_\beta(t) = -\frac{\dot{R}_1(t)}{R_1(t)} \tilde{q}_\beta(t) + \frac{\dot{\tilde{z}}_1(t)}{R_1(t)} \quad (8)$$

$$\ddot{\tilde{z}}_1(t) = -a_{mz_1}(t) + a_{tz_1}(t) \quad (9)$$

$$R_1(t) = R(t) \cos q_e \quad (10)$$

式中,  $a_{mz_1}(t)$  和  $a_{tz_1}(t)$  分别代表空空导弹和目标机动加速度在  $o\tilde{z}_1$  上的分量。

设状态变量  $x_1 = \tilde{q}_\beta(t)$ ,  $x_2 = \dot{\tilde{q}}_\beta(t)$ , 则有

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -\frac{\dot{R}_1(t)}{R_1(t)} & -\frac{2\dot{R}_1(t)}{R_1(t)} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{bmatrix} + \\ &\begin{bmatrix} 0 \\ -\frac{1}{R_1(t)} \end{bmatrix} a_{mz_1}(t) + \begin{bmatrix} 0 \\ \frac{1}{R_1(t)} \end{bmatrix} a_{tz_1}(t) \end{aligned} \quad (11)$$

同理,对于俯仰通道,设状态变量  $x_3 = \tilde{q}_e(t)$ ,  $x_4 = \dot{\tilde{q}}_e(t)$ , 用同样的方法可以推导出如下表达式<sup>[8]</sup>。

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \dot{x}_3 \\ \dot{x}_4 \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -\frac{\dot{R}(t)}{R(t)} & -\frac{2\dot{R}(t)}{R(t)} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_3 \\ x_4 \end{bmatrix} + \\ &\begin{bmatrix} 0 \\ -\frac{1}{R(t)} \end{bmatrix} a_{my_1}(t) + \begin{bmatrix} 0 \\ \frac{1}{R(t)} \end{bmatrix} a_{ty_1}(t) \end{aligned} \quad (12)$$

## 2 改进的三维变结构导引律模型

### 2.1 变结构趋近律研究

文献[9]提出的传统指数趋近律为

$$\dot{s} = -ks - \xi \text{sgn}(s) \quad k > 0, \xi > 0 \quad (13)$$

该指数趋近律可以缩短系统到达滑模时间,同时可使运动点到达滑模面时的速度较小,改善系统正常运动阶段的动态品质,但指数趋近律的切换为带状,系统在切换中向原点运动时,不能趋近于原点,而是位于原点附近的抖振,此高频抖振增加了控制器的负担。为了保证系统状态能够到达滑模,而且在到达滑模的过程中有优良特性,对式(13)中的指数趋近律进行改进,设计能有效削弱抖振的自适应滑模趋近律,如下。

水平通道,趋近律为

$$\dot{s}_1 = -k_1 s_1 | \dot{R}_1(t) | / R_1(t) - \xi_1 s_1^2 \text{sgn}(s_1) \quad (14)$$

俯仰通道,趋近律为

$$\dot{s}_2 = -k_2 s_2 | \dot{R}(t) | / R(t) - \xi_2 s_2^2 \text{sgn}(s_2) \quad (15)$$

式(14)~式(15)中,  $k_1, k_2, \xi_1, \xi_2$  均大于零。

由式(14)可得

$$s_1 \dot{s}_1 = -k_1 s_2^2 | \dot{R}_1(t) | / R_1(t) - \xi_1 s_1^2 | s_1 | < 0 \quad (16)$$

同理  $s_2 \dot{s}_2 < 0$ , 故式(14)和式(15)满足滑模到达条件。当  $R(t)$  和  $R_1(t)$  较大时,所设计的趋近律能适当放慢趋近滑模的速率;当  $R(t), R_1(t) \rightarrow 0$  时,趋近律速率迅速增加,确保  $\dot{\tilde{q}}_e$  和  $\dot{\tilde{q}}_\beta$  不发散,使导弹具有很高的命中精度。趋近律中引入  $s_1^2$  和  $s_2^2$  具有如下优点:导弹制导过程中,误差较大时,  $s_1^2$  和  $s_2^2$  相应也较大,此时趋近速率较快,随着控制器对系统误差的调节,系统的误差变小,此时系统趋于平衡,  $s_1^2$  和  $s_2^2$  相应变小,在平衡位置系统的抖振也将变小,起到了抑制系统抖振的作用。

### 2.2 变结构导引律设计

根据平行接近原理,希望  $\dot{\tilde{q}}_\beta(t)$ ,  $\dot{\tilde{q}}_e(t)$  在导引过程中趋于零。因此,水平通道选取滑动模态为

$$s_1 = R_1(t) \dot{\tilde{q}}_\beta(t) = R(t) \cos q_e \dot{\tilde{q}}_\beta(t) \quad (17)$$

俯仰通道选取滑动模态为

$$s_2 = R(t) \dot{\tilde{q}}_\beta(t) \quad (18)$$

由于水平和俯仰通道 VSG 的推导过程类似,本文仅以水平通道 VSG 推导为例。

将式(17)代入式(14)中,得到

$$R_1(t) \dot{x}_2 = -(k_1 |\dot{R}_1(t)| - \dot{R}_1(t))x_2 - \xi_1 s_1^2 \text{sgn}(s_1) \quad (19)$$

结合式(11)有

$$a_{mz_1}(t) = (k_1 + 1) |\dot{R}_1(t)| x_2 - \ddot{R}_1(t) x_1 + \xi_1 s_1^2 \text{sgn}(s_1) + a_{z_1}(t) \quad (20)$$

目标加速度分量  $a_{z_1}(t)$  很难估计,可将其视为外部干扰,而在选取变结构增益项  $\xi_1$  时加以考虑,补偿掉  $a_{z_1}(t)$  的影响。则式(20)变为

$$a_{mz_1}(t) = (k_1 + 1) |\dot{R}_1(t)| x_2 - \ddot{R}_1(t) x_1 + \xi_1 s_1^2 \text{sgn}(s_1) \quad (21)$$

取 Lyapunov 函数为  $V = x_2^2/2$ , 并将其相对时间求导,结合式(11)有

$$\dot{V} = x_2 \left( -\frac{\ddot{R}_1}{R_1} x_1 - \frac{2\dot{R}_1}{R_1} x_2 - \frac{a_{mz_1}}{R_1} + \frac{a_{z_1}}{R_1} \right) \quad (22)$$

将式(21)代入式(22)得到

$$\dot{V} = \frac{(k_1 - 1) \dot{R}_1}{R_1} x_2^2 - \frac{(\xi_1 s_1^2 \text{sgn}(s_1) - a_{z_1})}{R_1} x_2 \quad (23)$$

由于导弹俯仰角  $|q_\epsilon| < \frac{1}{2}\pi$ ,  $\cos q_\epsilon > 0$ ,  $R(t) > 0$ , 由式(17)可得

$$\text{sgn}(s_1) = \text{sgn}(\dot{\tilde{q}}_\beta(t)) = \text{sgn}(x_2) \quad (24)$$

将式(24)代入式(23)中,可得

$$\dot{V} = \frac{(k_1 - 1) \dot{R}_1}{R_1} x_2^2 - \frac{\xi_1 s_1^2 |x_2| - a_{z_1} x_2}{R_1} \quad (25)$$

由  $\dot{R}_1(t) < 0$ , 当  $k_1 > 1$  且  $\xi_1 s_1^2 > |a_{z_1}|$  时,  $\dot{V} < 0$ , 系统稳定, 视线角速率  $\dot{\tilde{q}}_\beta(t) \rightarrow 0$ 。在导引过程中,  $\dot{R}_1(t)$  变化较小, 且 VSG 对系统参数摄动具有鲁棒性, 所以可认为  $\dot{R}_1(t)$  为常量。同时, 为了削弱系统抖振, 将符号函数用饱和函数代替。综上所述, 水平通道的 VSG 为

$$a_{mz_1} = (k_1 + 1) |\dot{R}_1| \dot{\tilde{q}}_\beta(t) + \xi_1 \frac{R_1^2 \dot{\tilde{q}}_\beta^3(t)}{|\dot{\tilde{q}}_\beta(t)| + \delta_1} \quad (26)$$

同理可得, 俯仰通道的 VSG 为

$$a_{my_1} = (k_2 + 1) |\dot{R}| \dot{q}_\epsilon(t) + \xi_2 \frac{R^2 \dot{q}_\epsilon^3(t)}{|\dot{q}_\epsilon(t)| + \delta_2} \quad (27)$$

### 2.3 改进的基于 RBFNN 自适应调参变结构控制器

在导引过程中, 变结构导引律的参数项  $\xi, k$  决定着系统的抗干扰能力和抖振大小。由于外界干扰不能准确测量, 常将该参数项设为固定值, 但这种控制会引起滑模面产生偏差, 继而会引起系统的抖振。针对变结构导引律参数项不易确定的缺点, 本文采用多输入多输出 RBFNN 对导引律的参数项  $\xi, k$  进行在线自适应调节。

控制策略为在水平通道和俯仰通道分别设计 RBFNN, 以水平为例, 将水平通道滑模面及其导数作为 RBFNN 的输入变量, 输出量分别为水平通道变结构导引律的参数项。设 RBFNN 的输入变量  $\mathbf{x} = [s_1 \quad \dot{s}_1]^T$ , 输出的绝对值为参数项  $\boldsymbol{\lambda}_1 = [\xi_1 \quad k_1]^T$ 。令

$$\boldsymbol{\lambda}_1 = |\rho \mathbf{w}_i^T \mathbf{h}_j(\mathbf{x})|, \quad i=1, \dots, 4 \quad (28)$$

式中:  $\mathbf{w}_i$  为 RBFNN 的网络权值;  $\rho$  为修正值, 当  $\boldsymbol{\lambda}_1$  为  $\xi_1$  时,  $\rho = 1$ ; 当  $\boldsymbol{\lambda}_1$  为  $k_1$  时,  $\rho = 5$ 。

$$h_j(\mathbf{x}) = \exp(-\|\mathbf{x} - \mathbf{c}_j\|^2/b_j^2), \quad j=1, \dots, m \quad (29)$$

定义误差

$$e = \dot{q} - \dot{q}_d \quad (30)$$

式中,  $\dot{q}_d$  为水平期望视线角速率。在导引过程中, 希望视线角速率越小越好, 故令  $\dot{q}_d = 0$ , 由式(30)可得  $e = \dot{q}$ , 因此, 神经网络性能指标函数为

$$E = 0.5 (\dot{q} - \dot{q}_d)^2 = 0.5 e^2 = 0.5 \dot{q}^2 \quad (31)$$

由梯度下降法可得网络权值的学习算法为<sup>[10]</sup>

$$\begin{aligned} \Delta \mathbf{w}_i = -\eta \frac{\partial E}{\partial \mathbf{w}_i} = -\eta e \frac{\partial e}{\partial \boldsymbol{\lambda}_i} \frac{\partial \boldsymbol{\lambda}_i}{\partial \mathbf{w}_i} \approx \\ -\eta \dot{q} \text{sgn}(\dot{q}) \frac{\partial \dot{q}}{\partial u} \frac{\partial \boldsymbol{\lambda}_i}{\partial \boldsymbol{\lambda}_i} \frac{\partial \boldsymbol{\lambda}_i}{\partial \mathbf{w}_i} \end{aligned} \quad (32)$$

式中:  $i=1, 2, 3, 4$ ,  $\mathbf{w}_{1,2}$  为调节增益  $\xi$  的初始权值,  $\mathbf{w}_{3,4}$  为调节比例项  $k$  的初始权值;  $\eta$  为网络学习速率,  $\eta \in (0, 1)$ 。

在导引过程中,  $\dot{q}$  的值与控制量  $u$  成正比, 则有

$$\text{sgn}(\partial \dot{q} / \partial u) = 1 \quad (33)$$

由式(26)、式(27)可知

$$\partial u / \partial \boldsymbol{\lambda}_i = \text{sgn}(\dot{q}) \quad (34)$$

由式(28)、式(29)可知

$$\partial \boldsymbol{\lambda}_i / \partial \mathbf{w}_i = h_j(\mathbf{x}) \text{sgn}(\mathbf{w}_i^T \mathbf{h}_j(\mathbf{x})) \quad (35)$$

因此有

$$\Delta \mathbf{w}_i = -\eta \dot{q} \text{sgn}(\dot{q}) h_j(\mathbf{x}) \text{sgn}(\mathbf{w}_i^T \mathbf{h}_j(\mathbf{x})) \quad (36)$$

综上所述, 网络权值的学习算法为

$$\mathbf{w}_i(t) = \mathbf{w}_i(t-1) + \Delta \mathbf{w}_i(t) + \phi [\mathbf{w}_i(t) - \mathbf{w}_i(t-1)] \quad (37)$$

式中,  $\phi$  为惯性系数,  $\phi \in (0, 1)$ 。

俯仰通道 RBFNN 设计和水平通道相似, 在此不再赘述。

### 3 仿真结果分析

设空空导弹初始速度  $v = 400$  m/s, 初始欧拉角  $\theta_0 = 10^\circ$ ,  $\psi_0 = 5^\circ$ , 初始位置为  $O(0.8, 1, 0.8)$  (单位为 km)。目标初始速度  $v_T = 300$  m/s, 初始位置为  $T(10, 2, 12)$  (单位为 km), 且目标做螺旋规避机动。IVSG

的RBFNN参数选为  $w_{1,2}(i) = 0, w_{3,4} = [0.703; -0.41; 0.31; -0.141; 0.431; -0.18; -0.31; 0.061; -0.201; 1]; c(ki) = 1, k = 1, 2, \dots, 4; b(i) = 10, i = 1, 2, \dots, 10$ 。

仿真对比如图2~图6及表1所示。

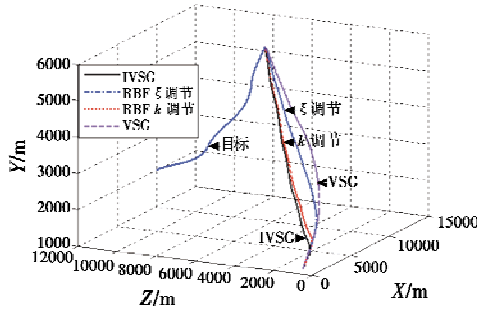


图2 导弹攻击目标轨迹图

Fig.2 Tracks of missile and target

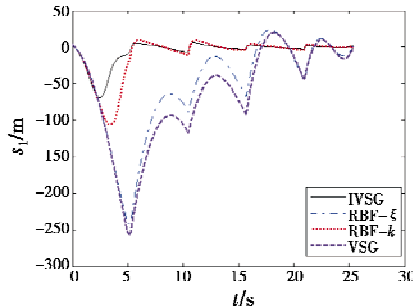


图3 水平通道滑模变化曲线

Fig.3 Sliding mode curve of horizontal channel

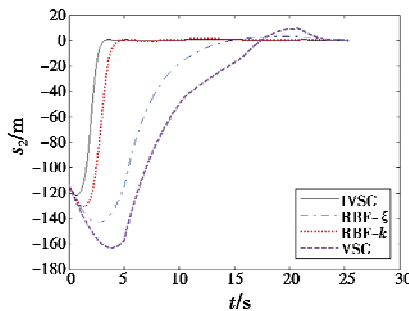


图4 俯仰通道滑模变化曲线

Fig.4 Sliding mode curve of vertical channel

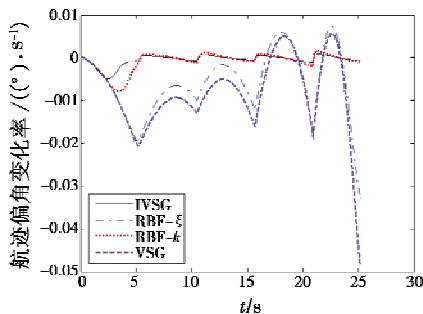


图5 航迹偏角变化曲线

Fig.5 Curve of flight path azimuth angular rate

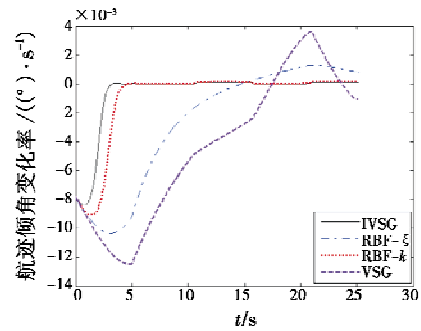


图6 航迹倾角变化曲线

Fig.6 Curve of flight path elevater angular rate

表1 仿真实验对比数据

Table 1 Simulation result contrast

导引律	攻击时间/s	脱靶量/m	参数设置
VSG	25.39	0.8202	$k_{1,2} = 4, \xi_{1,2} = 0.01$
RBF-k	25.315	0.3412	$\xi_1 = \xi_2 = 0.01$
RBF-ξ	25.373	0.5106	$k_1 = k_2 = 4$
IVSG	25.303	0.2203	自适应调节

由以上仿真结果可知:文中设计的IVSG在空空导弹攻击机动目标时弹道平直,航迹角变化率相对平缓,滑模面在较短时间内趋于零值附近,能有效抑制系统抖振,导弹抗干扰能力和导引精度明显提高。从参数项k调节与ξ调节对比可知,参数k的合理选取能加快系统到达滑模运动的时间,使系统具有较好的鲁棒性,从而使弹道相对平直。

### 4 结论

本文将空空导弹一目标追击问题的三维运动关系解耦成水平和俯仰通道,分别设计了变结构导引律,利用多输入多输出RBFNN对变结构参数项在线调节,结合变结构控制方法,设计了一种改进的空空导弹三维变结构导引律。仿真结果表明,基于多输入多输出RBFNN自适应调参的三维变结构导引律能更有效地降低系统抖振,提高导弹的攻击精度,具备有效性、实时性和良好的鲁棒性。

### 参考文献

- [1] 李兆强,周德云,顾潮琪.基于模型参考的无抖振离散变结构导引律研究[J].系统工程与电子技术,2009,31(10):2426-2428.
- [2] 王宝林,左斌.攻击大机动目标的导弹运动跟踪平滑导引律研究[J].火箭与制导学报,2008,28(2):41-44.
- [3] 李兆强,周德云.一种攻击机动目标的变结构导引律研究[J].火力与指挥控制,2009,34(5):109-124.
- [4] LEE J I, JEON I S, TAHK M J. Guidance law to control impact time and angle[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2007, 43(1):301-309.

- [8] 吴杰,陈继祥,陈邓安,等. 舰炮制导炮弹的关键技术研究[J]. 兵工自动化,2011,30(3):8-10.
- [9] 桂秋阳,邱志明. 大口径舰炮图像配准方式射击精度仿真[J]. 系统仿真学报,2006,18(s2):989-991.
- [10] 沈岩. 美国光电侦察系统的发展动向与分析[J]. 舰船电子工程,2011,31(7):14-18,22.
- [11] 邢坤. 基于可见光遥感图像的典型目标识别关键技术研究及其系统实现[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2010.
- [12] 高贵,计科峰,匡纲要,等. 一种 SAR 图像机动目标检测与分析方法[J]. 中国图象图形学报,2005,10(12):1517-1522.
- [13] 陈旭光. 卫星遥感图像中机场区域的识别方法研究[D]. 南京:南京理工大学,2006.
- [14] 张恒. 无人机平台运动目标检测与跟踪及其视觉辅助着陆系统研究[D]. 长沙:国防科技大学,2008.
- [15] 贺英政,曹延杰,吴杰,等. 无人机辅助照射下舰炮制导炮弹对岸攻击效能评估[J]. 兵工自动化,2008,27(11):13-14,28.
- [16] 胡献君,王航宇,李卉,等. 电视侦察效力的演化仿真优化研究[J]. 火力与指挥控制,2011,36(9):93-95.
- [17] 程远航. 无人机航空遥感图像动态拼接技术的研究[D]. 沈阳:东北大学,2008.
- [18] 曾国强. 舰炮制导炮弹发展趋势研究[J]. 机械管理开发,2009,24(6):44-46.
- [19] 王冬梅,代文让,张永涛. 信息化弹药的研究现状及发展趋势[J]. 兵工自动化,2010,31(s2):144-148.
- [20] 汪德虎,黄义,孙续文. 舰炮对岸信息化制导弹药及作战运用[J]. 飞航导弹,2011(2):37-40.
- [21] 吴杰. 外军舰炮制导炮弹发展现状及对我军的启示[J]. 国防技术基础,2010(1):51-53.
- [22] 黄义,汪德虎,王连柱,等. 红外制导技术在舰炮制导炮弹中的应用分析[J]. 红外技术,2010,32(7):424-427.
- [23] 骆克猛,钱立志,陶声详,等. 基于 Linux 的图像制导弹药视频采集处理系统[J]. 火力与指挥控制,2009,34(3):105-108.
- [24] 王虎帮,钱立志,陶声祥,等. Linux 下某型制导弹目标跟踪并行算法[J]. 火力与指挥控制,2009,34(4):60-62.
- [25] 沈晔青. 精确制导中的图像匹配和跟踪算法研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2007.
- [26] 罗寰,冯国强. 遗传算法在电视制导导弹目标图像处理研究中的应用[J]. 火箭与制导学报,2006,26(s1):294-296.
- [27] 秦大云. 电视制导目标跟踪系统的研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2007.
- [28] 任炜,王溢之,赵磊. 海军编队作战岸上目标毁伤效果评估研究[J]. 舰船电子工程,2008,28(5):59-61.
- [29] 马波,周成平,姜联堂,等. 基于图像分析的机场打击效果自动评估研究[J]. 华中科技大学学报:自然科学版,2004,32(6):13-15.
- [30] 吴建华. 遥感图像中港口识别与毁伤分析研究[D]. 南京:南京理工大学,2005.
- [31] 孙曼利. 基于高分辨率图像的机场区域检测和毁伤识别研究[D]. 南京:南京理工大学,2007.
- [32] 费智婷,周朝阳,岑小峰,等. 机场跑道毁伤效果评估系统研究[J]. 指挥控制与仿真,2012,34(1):66-69.
- [33] 曹海梅. 遥感图像中水上桥梁目标识别与毁伤分析研究[D]. 南京:南京理工大学,2005.
- [34] 陈和彬,许腾,陈敏. 基于舰载无人机的舰船毁伤评估信息获取问题研究[J]. 舰船电子工程,2010,30(3):33-35.

(上接第 15 页)

- [5] 刘国琴,陈谋,姜长生. 基于神经网络的导弹变结构制导律[J]. 电光与控制,2009,16(4):42-46.
- [6] ZHOU Di, MU Chundi, LING Qiang, et al. Optimal sliding-mode guidance of a homing-missile [C]//Proceeding of the 38th Conference on Decision and Control, Phoenix, USA, 19-99, 12:5131-5136.
- [7] 李士勇,章钱. 基于 RBF 网络增益自适应调节的滑模制导律[J]. 测试技术学报,2009,23(6):471-476.
- [8] 周获. 寻的导弹新型导引律[M]. 北京:国防工业出版社,2002.
- [9] 高为炳. 变结构控制理论基础[M]. 北京:科学出版社,1990.
- [10] 刘金琨. 滑模变结构控制 MATLAB 仿真[M]. 北京:清华大学出版社,2005.