

战斗机网络攻击指令引导控制方法

谢新辉¹, 于雷², 彭学军³, 周中良¹, 王珏¹

(1.空军工程大学航空航天工程学院,陕西西安,710038;2.空军工程大学科研部,陕西西安,710051;
3.中国白城兵器试验中心通信团,吉林白城,137001)

摘要 对战斗机网络攻击指令引导控制方法进行了研究。建立了导弹拦射攻击模型和导弹发射边界模型;以航向角和高度为引导指令建立网络指令引导解算模型;基于典型作战场景对上述模型进行仿真实验分析。仿真结果表明:不管针对非机动目标还是机动目标,采用网络攻击指令引导方法都能实现最大火力包线的战斗机网络攻击引导。

关键词 网络攻击指令引导;拦射攻击;航向;高度

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2015.01.004

中图分类号 V271.4⁺1 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2015)01-0014-05

A Research on the Control Method of Fighter Network Attack Command Guidance

XIE Xin-hui¹, YU Lei², PENG Xue-jun³, ZHOU Zhong-liang¹, WANG Jue¹

(1.Aeronautics and Astronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China; 2.Scientific Research Department, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China; 3.Communications Regiment of China Baicheng Ordnance Test Center, Baicheng 137001, China)

Abstract: The principle of network attack command guidance is that the combating network system is used to control a fighter to enter air release point by network command. The fighter network attack command guidance control method is studied in this paper. Firstly, an interdiction attack model and a missile launch boundary model are established. Secondly, a network command guidance calculating model is set up by taking the course angle and height as a guide instruction. Finally, the models described above are simulated based on a typical combat scene. The result shows that no matter what the target is, maneuver target or non-maneuver target, an optimal fire envelope curve of the fighter network attack guidance can be achieved by adopting the network attack command guide method.

Key words: network attack command guidance; interdiction attack; launch boundary; course angle; height

作为机械化战争产物的平台中心战,攻击方式单一,作战效率低下,无法适应信息化作战的需求^[1-2],而以信息网络为中心的网络中心战(Network Centric Warfare, NCW)是在信息化战争的需求

牵引和现代网络技术发展驱动下的产物^[3-4],必将成为未来战争发展的必然趋势^[5-7]。战斗机基于网络指令来解算相应的飞行控制指令进行航迹跟踪,不仅能够降低对战斗机平台的功能需求,而且便

收稿日期:2014-07-14

作者简介:谢新辉(1992-),男,江西抚州人,硕士生,主要从事航空火力指挥控制与战术引导研究.E-mail:hpxiexinhui@163.com

引用格式: 谢新辉,于雷,彭学军,等. 战斗机网络攻击指令引导控制方法[J]. 空军工程大学学报:自然科学版,2015,16(1):14-18. XIE Xin-hui, YU Lei, PENG Xuejun, et al. A Research on the Control Method of Fighter Network Attack Command Guidance[J]. Journal of Air Force Engineering University: Natural Science Edition, 2015, 16(1): 14-18.

于协调多架战斗机的攻击状态,有利于多架战斗机对目标进行网络化攻击。基于此,本文针对战斗机网络指令引导控制方法进行了研究。

1 网络攻击指令引导原理

网络攻击指令引导(Network Attack Command Guidance, NCG)原理是作战网络体系利用网络指令控制战斗机进入投弹点,其本质是消除航迹偏差。以 N 和 A 分别表示探测指控战斗机和武器发射战斗机, T 表示目标机。 N 为 A 提供攻击引导所需的航迹状态, A 根据当前航迹状态与 N 传递的引导指令所描述的航迹状态的偏差形成控制指令,通过消除航迹偏差达到 N 给定的航迹状态,如此反复,直至使 A 对 T 达成导弹发射条件。

根据作战需求,需要将 A 引导到 T 的导弹攻击区边界,并完成发射瞄准,以满足对 T 的导弹发射条件。为此, N 需要根据目标 T 的运动状态、导弹发射条件和战斗机 A 的运动状态解算 A 的期望航迹,并选择合适的参数来描述该期望航迹,将其作为引导指令传递给 A ,由 A 完成引导控制。

2 网络攻击下导弹发射边界模型

2.1 NCG 导弹拦截三维攻击模型

拦截发射是指导弹向预计的目标前置碰撞点发射,导弹速度矢量始终指向前置碰撞点,导引头偏离导弹纵轴指向目标,见图 1。

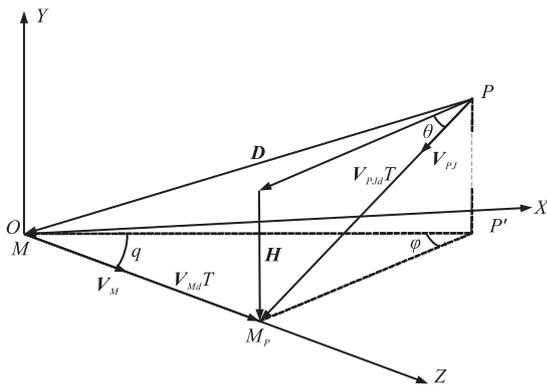


图 1 导弹拦截攻击矢量图

Fig.1 Missile interdiction attack vector diagram

M 和 P 分别表示目标的初始位置和导弹的发射位置, M_p 为导弹与目标的理想碰撞点,不妨设 M 与坐标系原点 O 重合, D 为 M 与 P 的距离矢量, q 为目标进入角, V_M 和 V_{PJ} 分别为目标运动的速度矢量和导弹发射的速度矢量, T_d 为预计的导弹飞行时间, H 为目标高差, θ 和 φ 分别为导弹发射的

俯仰提前角和方位提前角。且定义 $q \in [0, \pi], \varphi \in [0, \pi]$ 。

根据图 1 可得:

$$D + V_M T_d = V_{PJ} T_d \tag{1}$$

$$\theta = \arcsin\left(\frac{D_y}{V_{PJ} T_d}\right) \tag{2}$$

$$\varphi = \arcsin\left(\frac{V_M \sin q}{V_{PJ} \cos \theta}\right) \tag{3}$$

式中: D_y 为 D 在 $OXYZ$ 下 y 轴上的分量,可求得:

$$T_d = \frac{b + \sqrt{b^2 + D^2 (V_{PJ}^2 - V_M^2)}}{(V_{PJ}^2 - V_M^2)} \tag{4}$$

$$b = (D_x V_{M_x} + D_y V_{M_y} + D_z V_{M_z}) \tag{5}$$

T_d 需要根据导弹攻击目标的末速度要求进行选择。对于给定的导弹,在 T_d 给定的情况下,导弹的飞行距离 $D_m = V_{PJ} T_d$ 可以认为是确定的。因此,可以采用 D_m 来描述导弹的发射距离。需要指出的是 T_d 或者说 D_m 需要根据导弹的使用条件确定。

2.2 NCG 导弹起始发射边界

在目标位置和速度已知的情况下,对于特定导弹,给定预计的导弹飞行时间 T_d 就能求得相应的发射距离和发射提前角度。由于满足拦截攻击条件的解是不唯一的,在 T_d 后能到达 M_p 点的所有发射位置 $P_i (i=1, 2, \dots, n)$ (包括对应的发射提前角 φ_i) 都能满足发射条件,见图 2。

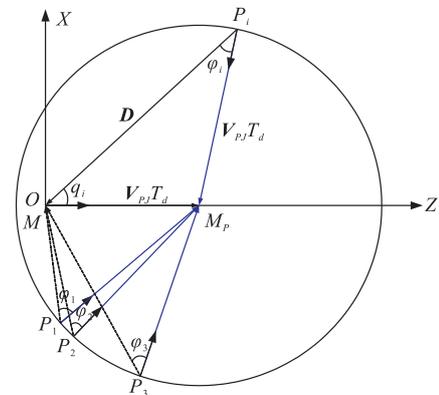


图 2 导弹拦截攻击的起始发射位置

Fig.2 Start emission position of missile interdiction

每个 P_i 对应一个确定的发射提前角 φ_i 。如果取 T_d 为满足导弹攻击目标需求的导弹最大可飞时间,则 P_i 就是导弹拦截攻击的起始点。在目标保持当前运动状态不变的前提下,只要在 P_i 按确定方向发射导弹,导弹以平均速度 V_{PJ} 沿直线飞行,经过时间 T_d 后,导弹在 M_p 和目标相遇。因此, P_i 分布于以 M_p 为圆心,以 $D_m = V_{PJ} T_d$ 为半径的圆上,该圆定义为导弹拦截攻击的起始发射边界,记为 S_I 。

在实际情况下,目标可能进行侧向机动,使得导弹拦截目标的飞行时间大于 T_d ,导致攻击失败。

因此,导弹拦射攻击的起始发射边界是实现导弹发射的必要条件而非充分条件。

2.3 NCG 导弹不可逃逸发射边界

在导弹的动力射程内,即使目标采用最大过载进行机动逃逸都难以摆脱导弹的攻击^[8]。空空导弹拦射攻击在尾追情况下具有最小的发射距离。假设目标在导弹发射的瞬间就开始向与于导弹来袭的反方向作逃逸机动,逃逸过载取为目标最大机动过载,且当目标机动到它的速度方向与导弹速度方向相同后,加速至最大速度沿直线作逃逸飞行,此时,导弹与目标构成尾追态势。将该条件下导弹能在最大飞行时间内拦截目标的发射距离称为不可逃逸发射距离,记为 D_N 。将对应的导弹发射位置的集合称为不可逃逸发射边界,记为 S_N ,见图 3。

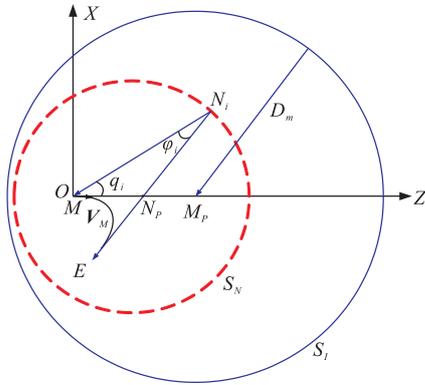


图 3 起始发射边界和不可逃逸发射边界

Fig.3 The launch boundary of initial and can't escape

N_i 为导弹的不可逃逸发射位置, N_p 为预计的发射碰撞点, φ_i 为基于目标作等速直线运动假设下的发射提前角, E 为导弹与目标的碰撞位置。

给定目标飞行速度 V_M 和机动过载 n_t , 目标转弯的角速度可表示为:

$$\omega = gn_t / V_M \quad (6)$$

式中: $g = 9.81 \text{ m/s}^{-2}$ 为重力加速度。

目标速度转到与导弹发射速度相同方向需要转过角度 $\pi - q_i - \varphi_i$, 不妨假设目标保持当前速度 V_M 以最大过载 $n_{t\max}$ 作转弯机动, 则转到所需速度方向的时间为:

$$T_{\min}^i = \frac{\pi - q_i - \varphi_i}{\omega_{\max}} = \frac{V_M (\pi - q_i - \varphi_i)}{gn_{t\max}} \quad (7)$$

$$\varphi_i = \arcsin((V_M \sin q_i) / V_{PJ}) \quad (8)$$

则可得:

$$T_{\min}^i = \frac{V_M (\pi - q_i - \arcsin((V_M \sin q_i) / V_{PJ}))}{gn_{t\max}} \quad (9)$$

则目标沿导弹发射方向的飞行时间为:

$$T_g^i = T_d - T_{\min}^i \quad (10)$$

目标机动转弯后,考虑目标的加速逃逸,则目标

在 T_g^i 内的飞行距离为:

$$D_{i2}^i = V_M T_a + \frac{1}{2} a_{\max} T_a^2 + V_{M\max} (T_g^i - T_a) \quad (11)$$

式中: a_{\max} 为目标的机动加速度; $V_{M\max}$ 为目标的飞行速度; T_a 为目标从当前速度加速到最大飞行速度的时间:

$$T_a = (V_{M\max} - V_M) / a_{\max} \quad (12)$$

不可逃逸发射距离为导弹动力射程的最大飞行距离减去目标最大飞行距离:

$$D_N^i = D_m - D_{i2}^i \quad (13)$$

$$D_m = V_{PJ} T_d \quad (14)$$

$$D_{i2}^i = D_{i1}^i + D_{i2}^i \quad (15)$$

$$D_{i1}^i = V_M T_a + 1/2 a_{\max} T_a^2 \quad (16)$$

$$D_{i2}^i = V_{M\max} \left(T_d - \frac{V_M (\pi - q_i - \arcsin((V_M \sin q_i) / V_{PJ}))}{gn_{t\max}} - T_a \right) \quad (17)$$

设置 $q_i \in [0, \pi]$ 进行循环计算,能得到不同 q_i 对应的 D_N^i , D_N^i 的集合即为水平面内导弹不可逃逸发射边界 S_N 。

3 NCG 网络引导指令解算

3.1 NCG 引导分析

在确定位置上,战斗机的航向角和高度可以准确描述其航迹状态,为此,选择航向角和高度 2 个参数为引导指令,由于 NCG 为有反馈的闭环过程。考虑到在较短时段内战斗机的速率变化不会太大,故本文不考虑对战斗机速率的控制,仅考虑对速度方向的控制。

3.2 NCG 网络引导指令解算模型

设由 N 为 A 解算引导指令,并以周期 T_g 向 A 传递引导指令, A 根据 N 的引导指令控制其飞行状态直至达到给定的导弹发射边界,给出 t_k 时刻战斗机引导矢量图见图 4。

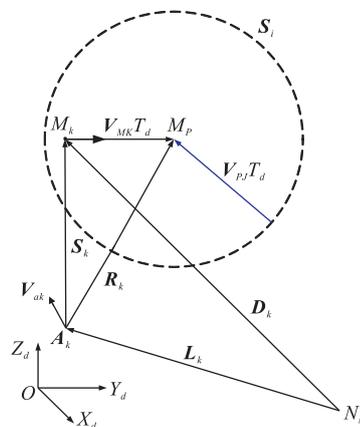


图 4 网络指令引导的矢量图

Fig.4 The vector diagram of network command guidance

图中 A_k 、 N_k 和 M_k 分别为 t_k 时刻 A、N 和 M 的空间位置, \mathbf{V}_{A_k} 和 \mathbf{V}_{M_k} 分别为 A 和 M 当前的速度矢量, M_P 为当前条件下的拦截碰撞点, \mathbf{S}_k 为 A_k 到 M_k 的距离向量, \mathbf{R}_k 为 A_k 到 M_P 的距离向量, \mathbf{D}_k 为 N_k 到 M_k 的距离向量。并假设战斗机迎角和侧滑角均为 0, 忽略风和重力等环境因素对战斗机引导的影响。

设 N 获得 A 的位置(经度、纬度和高度) $\mathbf{E}_{A_k}(\lambda_a, L_a, H_a)$, 而 N 根据其导航系统能获得自身的地理位置 $\mathbf{E}_{N_k}(\lambda_n, L_n, H_n)$, 则 A 和 N 在 $O_d X_d Y_d Z_d$ 中的位置 \mathbf{P}_{A_k} 和 \mathbf{P}_{N_k} 分别为:

$$\mathbf{P}_{A_k} = \begin{bmatrix} x_{ak} \\ y_{ak} \\ z_{ak} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (R_e^a + H_a) \cos L_a \cos \lambda_a \\ (R_e^a + H_a) \cos L_a \sin \lambda_a \\ (R_e^a (1 - e^2) + H_a) \sin L_a \end{bmatrix} \quad (18)$$

$$\mathbf{P}_{N_k} = \begin{bmatrix} x_{nk} \\ y_{nk} \\ z_{nk} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (R_e^n + H_n) \cos L_n \cos \lambda_n \\ (R_e^n + H_n) \cos L_n \sin \lambda_n \\ (R_e^n (1 - e^2) + H_n) \sin L_n \end{bmatrix} \quad (19)$$

式中: $R_e^i (i = a, n)$ 为 A 和 N 所在位置的卯酉圈的曲率半径。根据 \mathbf{P}_{A_k} 和 \mathbf{P}_{N_k} , N 即可求得 L_k 为:

$$\mathbf{L}_k = \begin{bmatrix} L_{kx} \\ L_{ky} \\ L_{kz} \end{bmatrix} = \mathbf{P}_{A_k} - \mathbf{P}_{N_k} \quad (20)$$

N 可以得到 t_k 时刻 $O_d X_d Y_d Z_d$ 系下 M 的位置 \mathbf{X}_{M_k} 和速度 \mathbf{V}_{M_k} , 分别记为 $\mathbf{X}_{M_k} = [x_{mk}, y_{mk}, z_{mk}]^T$ 和 $\mathbf{V}_{M_k} = [v_{xmk}, v_{ymk}, v_{zmk}]^T$, 则 \mathbf{D}_k 可表示为:

$$\mathbf{D}_k = [D_{kx}, D_{ky}, D_{kz}] = \mathbf{X}_{M_k} - \mathbf{P}_{N_k} \quad (21)$$

根据图 4 得:

$$\mathbf{S}_k = \mathbf{D}_k - \mathbf{L}_k = \mathbf{X}_{M_k} - \mathbf{P}_{A_k} \quad (22)$$

$$\mathbf{R}_k = \mathbf{S}_k + \mathbf{V}_{M_k} \cdot T_d = \mathbf{X}_{M_k} - \mathbf{P}_{A_k} + \mathbf{V}_{M_k} \cdot T_d \quad (23)$$

将 \mathbf{R}_k 转换到 A 所在的地理坐标系有:

$$\mathbf{R}_k^a = [x_e \ y_e \ z_e]^T = T_{e,d}(\lambda_a, L_a) \mathbf{R}_k \quad (24)$$

式中: \mathbf{R}_k^a 为战斗机 A 的引导矢量; $T_{e,d}(\lambda_a, L_a)$ 为地球坐标系到 A 所在地理坐标系的转换矩阵。

定义航向角 $\psi_G \in [0, 2\pi]$, 且以逆时针为正, 可得战斗机当前应飞航向角为:

$$\psi_G = \begin{cases} \arccos\left(\frac{x_e}{\sqrt{x_e^2 + z_e^2}}\right), & z_e \leq 0 \\ 2\pi - \arccos\left(\frac{x_e}{\sqrt{x_e^2 + z_e^2}}\right), & z_e > 0 \end{cases} \quad (25)$$

战斗机当前的应飞高度为:

$$H_G = y_e \quad (26)$$

N 将解算得到的 ψ_G 和 H_G 传递给 A, A 根据自身当前的航向角和高度来计算航向叫偏差和高度偏差, 并通过偏差修正完成引导控制。由于 N 向 A 传递的引导指令 $\Pi = \{\psi_G, H_G\}$ 是战斗机在当地地理

坐标下的航向角和高度, 而非某个基准坐标系, 因此, 非常有利于战斗机的操纵控制。

4 仿真分析

基于给定的作战场景进行仿真。仿真初始条件设置为: A 的初始位置为 $(110.102^\circ, 60.524^\circ, 10 \text{ km})$, 初始速度为 $v_a = 360 \text{ m/s}$, 初始航向角为 $\psi_a = 295^\circ$ 。M 的初始位置为 $(111.812^\circ, 61.525^\circ, 10 \text{ km})$, 初始速度为 $v_m = 340 \text{ m/s}$, 初始航向角为 $\psi_m = 102^\circ$ 。导弹预计飞行时间取为 $T_d = 46 \text{ s}$ 。指令传递周期取为 $\Delta T = 1 \text{ s}$, 分别设置目标不机动和目标机动 2 种情况进行仿真。为便于分析, 以引导起始位置为原点建立“北-天-东”地理坐标系(NUE), 在 NUE 中画出目标和战斗机的轨迹。

仿真条件 1: 目标作匀速直线运动。

仿真结果见图 5~7, 图 5 中的 * 和 □ 分别为战斗机、目标的起始位置和终点位置。

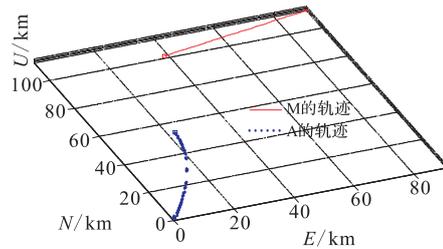


图 5 攻击指令引导的轨迹

Fig.5 The track of attack command guidance

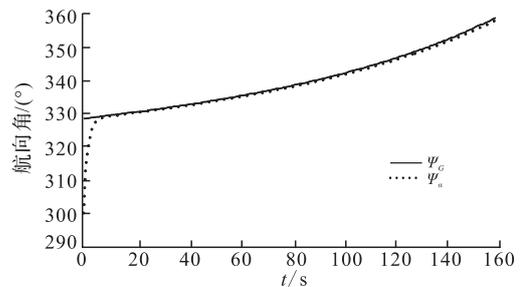


图 6 航向角指令跟踪曲线

Fig.6 The curve of course angle command tracking

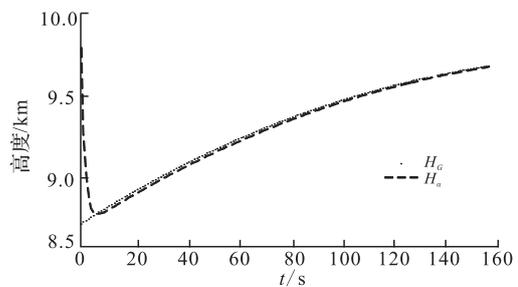


图 7 高度指令跟踪曲线

Fig.7 The curve of height command tracking

仿真得到战斗机引导时间为 158 s, 从仿真结

果看出,战斗机通过对网络引导指令进行跟踪, ϕ_G 和 H_G 变化非常平稳,说明指令引导可操纵性良好。

仿真条件 2:目标以 $2g$ 过载作水平蛇形机动。

保持其他仿真条件不变,令目标作蛇形机动,得到仿真结果见图 8~10,图 8 中的 * 和 \square 分别表示战斗机、目标的起始位置和终点位置。

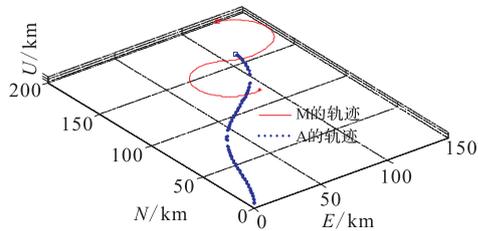


图 8 攻击指令引导的轨迹

Fig.8 The track of attack command guidance

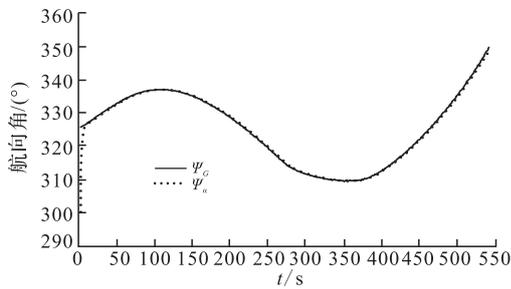


图 9 航向角指令跟踪曲线

Fig.9 The curve of course angle command tracking

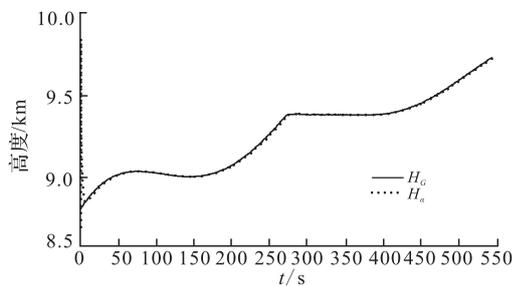


图 10 高度指令跟踪曲线

Fig.10 The curve of height command tracking

仿真得到战斗机引导时间为 621 s,在目标机动的情况下,通过指令跟踪, $\Delta\phi_a$ 和 ΔH_a 迅速减小,由于受到目标机动影响, ϕ_G 和 H_G 变化较大,但是其变化非常平滑,说明指令引导的可操纵性良好,引导过程中 $\Delta\phi_a$ 和 ΔH_a 有一定的波动,但波动幅度很小,引导终端 $\Delta\phi_a$ 和 ΔH_a 分别为 0.55° 和 12 m。

5 结论

1)由于采用角度和高度作为引导指令,目标的机动对引导指令的影响很小,整个引导过程战斗机的机动过载非常小,即使在目标作大机动的情况下,战斗机的引导轨迹仍然非常平滑,引导指令的可操纵性良好。

2)引导终端存在一定的航向角跟踪误差和高度跟踪误差,如果指令引导过程采用近实时信息传递,则理论上不会产生引导误差。

参考文献(References):

- [1] 赵滨江.论网络中心战[M].北京:解放军出版社,2004. ZHAO Binjiang. Taking About Network-centric Warfare[M]. Beijing: PLA Publishing House, 2004. (in Chinese)
- [2] 王钰洁.网络中心战概念及其网络体系结构研究[D].西安:电子科技大学,2006. WANG Yujie. Research on Network-centric Warfare and Network Architecture[D]. Xi'an: The University of Electronic Science and Technology, 2006. (in Chinese)
- [3] Cebrowskirthur K. Network-Centric Warfare: Its Origin and Future[M]. New York: United States Naval Institute Proceedings, 1998.
- [4] 梁炎.网络中心战的实施与应用分析[M].北京:国防工业出版社,2011. LIANG Yan. Implement of Network-centric Warfare and Application Analysis[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2011. (in Chinese)
- [5] Ronald O'Rourke. Navy Network-centric Warfare Concept: Key Programs and Issues for Congress [R]. Washington: Congressional Research Service, 2005.
- [6] Alberts David S, Garstka John J, Stein Frederick P. Network Centric Warfare: Developing and Leveraging Information Superiority[M]. 2nd Edition. Washington: CCRP, 1999.
- [7] James Moffat. Complexity Theory and Network Centric Warfare[M]. Washington: CCRP, 2003.
- [8] 吕长起.中远距空空导弹不可逃逸发射区远界的一种计算方法[J].航空兵器,2008,10(5):3-8. LÜ Changqi. A Calculation Method for the Far Boundary of Non-Escaped Zone of Medium-range and Long-range Air-to-air Missile[J]. Aero Weaponry, 2008, 10(5):3-8. (in Chinese)

(编辑:田新华)