

越肩发射空空导弹发射条件

赵雨, 张斌, 李浩亮

(空军工程大学航空航天工程学院, 陕西 西安 710038)

摘要 越肩发射的使用是有条件的,只有在保证安全的前提下才能使用越肩发射导弹攻击尾后目标,因此,载机攻击时要考虑目标威胁。通过威胁因子法分析空战中威胁载机安全的几个因素,确定各因素在目标总的威胁中所占权值,为载机正确决策提供依据;简要阐述了航迹正切规避法,并说明了使用场合;提出了越肩发射空空导弹的发射时机,基本原则是既能保证载机处于目标威胁区域之外,还要确保目标处于载机导弹的全向攻击区之内。仿真结果表明:载机被目标尾追攻击时做出正确决策可以在保证自身安全的同时将其击落。

关键词 越肩发射;威胁因子法;航迹正切;发射时机

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2014.04.003

中图分类号 V212.1 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2014)04-0009-04

A Research on Launching Opportunity of Over-the-shoulder(OTS) Missile

ZHAO Yu,ZHANG Bin,LI Hao-liang

(Aeronautics and Astronautics Engineering College,Air Force Engineering University,Xi'an 710038,China)

Abstract: Firing of the OTS missile is conditional, and only by ensuring safety can a fighter use the OTS missile to attack the rear target. Therefore, while attacking the rear target the pilot of the fighter should also consider the target's threats to the fighter. Firstly, this paper analyzes several factors those threaten to fighter's safety by a threat-factor method to determine the proportion of each factor, and provides evidences for the pilot to make correct choices. The paper also briefly describes the path tangent avoidance method and illustrates the situations for adopting the method. And then the paper presents a launching opportunity of over the shoulder missile. The basic principle is to ensure that the fighter is beyond the target's threat while the target still can be hit by the OTS missile. The simulation results show that it is necessary for a pilot to make decisions under the enemy's threat, and simultaneously commanding the opportunity of launching over-the-shoulder missile is of great importance to winning the air combat.

Key words: over-the-shoulder; threat-factor method;tangent track;launching opportunity

下一代空空导弹的一个重要特性就是具备越肩发射能力^[1],导弹的攻击范围扩大到了以载机为中心的360°空间。先前的文献大都研究越肩发射火控原理和相关的技术,极少涉及到越肩发射空空导弹的战

术使用决策问题,比如类似文献[2]采用本机智能机动策略增大越肩发射截获区的方式,这类研究偏少。在实际的空战中要考虑很多因素,基于此,本文偏于战术层面研究越肩发射空空导弹使用问题。

收稿日期:2013-07-16

基金项目:航空科学基金资助项目(20095196012)

作者简介:赵雨(1989-),男,河南安阳人,硕士生,主要从事航空火力控制与电子综合研究.E-mail:374602855@qq.com

引用格式:赵雨,张斌,李浩亮.越肩发射空空导弹发射条件研究[J].空军工程大学学报:自然科学版,2014,15(4):9-12.ZHAO Yu,ZHANG Bin,LI Hao-liang.A research on launching opportunity of over-the-shoulder(OTS) missile[J].Journal of air force engineering university:natural science edition,2014,15(4):9-12.

先前的研究没有考虑目标的威胁,这是不合理的^[3]。本文假设载机在受到目标突袭后做机动但始终无法摆脱目标锁定的情况下飞行员如何进行战术决策,主要包括目标威胁因子分析和越肩发射时机确定,最终目的就是在保证自身安全的同时击落尾后目标。

1 空战过程中目标威胁分析

空战中为了保证载机的安全,必须考虑目标的威胁因素和威胁程度,即目标相对于载机的优势。本文选用威胁因子法进行空战态势评估,因为威胁因子法不仅考虑了目标自身,而且综合了载机状态和载机武器系统的性能^[4]。本文主要从角度威胁、目标距离威胁、目标速度威胁3方面来分析。

1.1 角度威胁因子

目标追逐载机时,双机空战角度关系见图1。

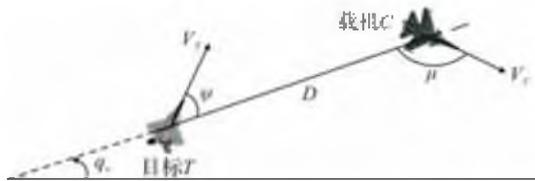


图1 空战角度关系

Fig.1 Angle relation of air combat

图1中, ψ 为目标进入角,即目标速度矢量与视线距的夹角,目标速度矢量逆时针转到视线距为正,反之为负; μ 为目标方位角,即载机速度矢量与视线距的夹角,载机速度矢量逆时针转到视线距为正,反之为负。规定: $0^\circ \leq |\psi| \leq 180^\circ, 0^\circ \leq |\mu| \leq 180^\circ$ 。

目标方位角、进入角不同,目标对载机的威胁程度有着明显不同,在某一目标方位角和进入角下目标威胁很高,而有些则很低^[5]。

据不同目标进入角对应目标不同威胁,将目标进入角分为5个区域。构造目标进入角威胁因子为:

$$T_\psi = \begin{cases} 0.1 - \frac{|\psi| - 85^\circ}{10(180^\circ - 85^\circ)}, & 85^\circ \leq |\psi| \\ 0.2 - \frac{|\psi| - \psi_{R_{\max}}}{10(85^\circ - \psi_{R_{\max}})}, & \psi_{R_{\max}} \leq |\psi| < 85^\circ \\ 0.3 - \frac{|\psi| - \psi_{M_{\max}}}{10(\psi_{R_{\max}} - \psi_{M_{\max}})}, & \psi_{M_{\max}} \leq |\psi| < \psi_{R_{\max}} \\ 0.8 - \frac{|\psi| - \psi_{MK_{\max}}}{10(\psi_{M_{\max}} - \psi_{MK_{\max}})}, & \psi_{MK_{\max}} \leq |\psi| < \psi_{M_{\max}} \\ 1 - \frac{|\psi|}{5\psi_{MK_{\max}}}, & 0 \leq |\psi| < \psi_{MK_{\max}} \end{cases} \quad (1)$$

式中: $\psi_{R_{\max}}$ 为目标雷达最大搜索方位角; $\psi_{M_{\max}}$ 为目标空空导弹最大离轴发射角; $\psi_{MK_{\max}}$ 为目标导弹不可逃逸区圆锥角。

目标方位角威胁因子为:

$$T_\mu = \begin{cases} e^{-|\psi - \mu|/(180^\circ/\pi)}, & 0^\circ \leq \psi < 90^\circ, (\mu < -\psi - 180^\circ, \mu = \mu + 360^\circ) \\ e^{-|\psi - \mu - 180^\circ|/(180^\circ/\pi)}, & 90^\circ \leq \psi < 180^\circ, (\mu < -360^\circ + \psi, \mu = \mu + 360^\circ) \\ e^{-|360^\circ + \psi - \mu|/(180^\circ/\pi)}, & -90^\circ \leq \psi < 0^\circ, (\mu > -\psi - 180^\circ, \mu = \mu - 360^\circ) \\ e^{-|\psi - \mu - 180^\circ|/(180^\circ/\pi)}, & -180^\circ \leq \psi < -90^\circ, (\mu > -360^\circ + \psi, \mu = \mu - 360^\circ) \end{cases} \quad (2)$$

目标角度威胁因子可用目标方位角威胁因子和进入角威胁因子表示为:

$$T_A = T_\psi \omega_\psi + T_\mu \omega_\mu \quad (3)$$

式中 ω_ψ, ω_μ 分别为目标方位角、进入角的权值,满足 $\omega_\psi + \omega_\mu = 1$ 且 $0 \leq \omega_\psi, \omega_\mu \leq 1$ 。

1.2 距离威胁因子

追逐空战中,目标与载机之间的距离可划分为雷达搜索距离 D_R 、目标导弹最大发射距离 $D_{M_{\max}}$ 、导弹最小发射距离 $D_{M_{\min}}$ 、目标导弹不可逃逸区最大距离 $D_{MT_{\max}}$ 、导弹不可逃逸区最小距离 $D_{MT_{\min}}$ 。对应的距离威胁因子分别为:

$$T_D = \begin{cases} 0.183 9e^{-\frac{D - D_R}{D_R}}, & D \geq D_R \\ 0.5e^{-\frac{D - D_R}{D_R - D_{M_{\max}}}}, & D_{M_{\max}} \leq D < D_R \\ 2 - \frac{D - D_{MT_{\max}}}{D_{M_{\max}} - D_{MT_{\max}}}, & D_{MT_{\max}} \leq D < D_{M_{\max}} \\ 1, & D_{MT_{\min}} \leq D < D_{MT_{\max}} \\ 2 - \frac{D - D_{MT_{\min}}}{D_{M_{\min}} - D_{MT_{\min}}}, & D_{M_{\min}} \leq D < D_{MT_{\min}} \\ 0, & D < D_{M_{\min}} \end{cases} \quad (4)$$

1.3 速度威胁因子

载机被目标尾追时,如果速度对载机形成优势,则目标对载机的威胁程度将显著增大,在实际空战中必须考虑目标的速度威胁因子。目标的速度威胁因子为:

$$T_V = \begin{cases} 1, & 1.5V_C < V_T \\ -0.5 + \frac{V_T}{V_C}, & 0.6V_C \leq V_T \leq 1.5V_C \\ 0.1, & V_T < 0.6V_C \end{cases} \quad (5)$$

综合角度威胁因子、距离威胁因子和速度威胁因子,目标对载机的空战总威胁因子为:

$$T_G = T_A \omega_A + T_D \omega_D + T_V \omega_V \quad (6)$$

式中 $\omega_A, \omega_D, \omega_V$ 分别为角度威胁因子、距离威胁因子和速度威胁因子的权值^[6,7],满足 $\omega_A + \omega_D + \omega_V = 1$ 且 $0 \leq \omega_A, \omega_D, \omega_V \leq 1$ 。

根据目标对载机的威胁因子分析就可以判断目标对载机的威胁程度,飞行员可以由此决定是机动逃逸还是使用越肩发射导弹进行攻击。

2 越肩发射导弹使用时机

空战中载机采用机动规避的目的就是为了防止进入目标导弹的攻击区,同时还要想方设法使目标

进入越肩发射导弹的攻击区 S^* , 这就涉及到越肩发射导弹发射时机问题。空空导弹的攻击区和不可逃逸区是包含与被包含的关系, 即使载机进入了目标导弹的攻击区但还没进入不可逃逸区, 依然有很大机会生存下来并进行反击。

影响攻击区 S^* 的因素主要有目标方位角; 目标高低角; 敌我距离; 目标进入角以及目标速度 V_T [8-9]。假设目标和载机都在水平面内运动, 则 $\varphi = 0^\circ$, 而进入角以及目标速度对攻击区影响也不是很大, 所以本文选择敌我距离和 target 进入角作为判定是否可以使用越肩发射导弹的标志。

基于上述的分析, 本节确定越肩发射导弹的使用时机:

1) 当 $D_{M_{\max}} < D \leq D_R$ 且 $|\psi| \leq \psi_{R_{\max}}$, 在这个区域内目标已经发现载机, 随时可能锁定载机, 这时载机应采取相应的机动策略, 比如蛇形机动。

2) 当 $D_{MT_{\max}} < D \leq D_{M_{\max}}$ 且 $|\psi| \leq \psi_{M_{\max}}$, 这时载机已经进入目标导弹的攻击区, 目标随时会发射导弹, 载机此时应采取规避策略, 优先选择逃逸法规避, 但如果载机速度没有明显优势, 则应选择航向正切法进行规避, 待目标的位置满足 $S(\mu, D) \subset S^*$ 时, 就择机发射导弹。

3) 当 $D \leq D_{MT_{\max}}$ 且 $|\psi| \leq \psi_{M_{\max}}$, 载机已经进入了目标导弹的不可逃逸区, 此时载机应该做大过载机动或增大速度尽快离开不可逃逸区, 并且满足 $S(\mu, D) \subset S^*$ 时, 发射导弹。

3 空战中载机机动规避引导方法

在目标距载机较近时宜采用航迹正切法, 这种方法的实质是使目标保持在与自己航线垂直的方向上, 即目标的方位角为:

$$\mu = \begin{cases} \pi/2, & 0^\circ < \psi \leq 180^\circ \\ -\pi/2, & -180^\circ < \psi \leq 0^\circ \end{cases} \quad (7)$$

为了保持上面的运动学控制律, 载机的需用控制过载为:

$$n_P = \frac{V_C(V_C \operatorname{sgn}(\psi_0) + V_T \sin \psi)}{gD} \quad (8)$$

式中 $\operatorname{sgn}(\psi_0) = \begin{cases} 1, \psi_0 > 0 \\ -1, \psi_0 < 0 \end{cases}$, ψ_0 为目标初始进入角。

4 仿真分析

4.1 目标威胁因子仿真分析

假设 $\psi_{R_{\max}} = 60^\circ$, $\psi_{M_{\max}} = 30^\circ$, $\psi_{MK_{\max}} = 25^\circ$; $D_R = 120 \text{ km}$, $D_{M_{\max}} = 40 \text{ km}$, $D_{MT_{\max}} = 30 \text{ km}$, $D_{MT_{\min}}$

$= 10 \text{ km}$, $D_{M_{\min}} = 1.5 \text{ km}$; 通过层次分析法确定各个权值系数为 $w_\Psi = 0.354$, $w_\mu = 0.646$; $w_A = 0.424$, $w_D = 0.514$, $w_V = 0.062$; 载机速度 $V_C = 250 \text{ m/s}$; 目标速度 $V_T = 300 \text{ m/s}$; 敌我之间距离 $D = 30 \text{ km}$ 。仿真结果见图 2~图 3。

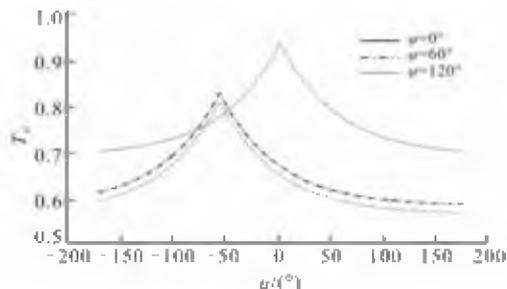


图2 总威胁因子随目标方位角的变化

Fig.2 Final threatening factor varies with target's azimuth

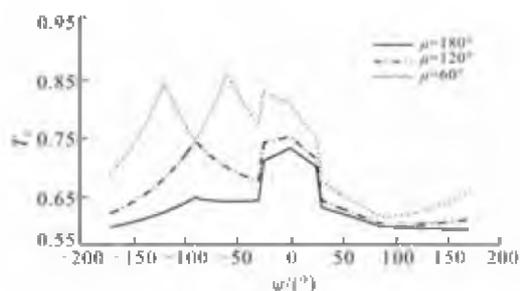


图3 总威胁因子随目标进入角的变化

Fig.3 Final threatening factor varies with target's entrance

由图 3 和图 4 可知, 目标的威胁因子与目标方位角和目标进入角有明显关系, 进入角 ($\psi \geq 0^\circ$) 保持不变方位角增大时, 总威胁因子先增大, 再减小; 方位角 ($\mu \geq 0^\circ$) 保持不变进入角增大时, 总威胁因子先增大, 后保持, 再增大, 最后减小。两张图中变化曲线都有一个峰值, 说明目标在某一角度对载机的威胁最大, 这是符合实际情况的。

假设 $\psi = 30^\circ$; $\mu = 180^\circ$; $D = 30 \text{ km}$, 其他条件不变。仿真结果见图 4。

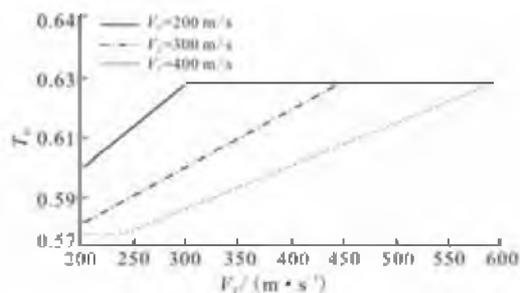


图4 总威胁因子随目标速度的变化

Fig.4 Final threatening factor varies with target's speed

由图 4 可以看出, 载机速度不变时, 目标的速度越大, 威胁程度就越大; 目标速度不变时, 载机速度越大, 目标威胁程度就越小; 目标速度增大到一定程度, 载机速度对威胁因子就没影响了。

假设其他条件不变, $V_C = 300 \text{ m/s}$; $V_T = 400$

m/s。仿真结果见图5。

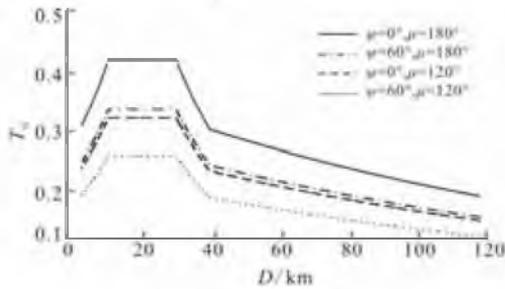


图5 总威胁因子随相对距离的变化

Fig.5 Final threatening factor varies with distance

由图5可以看出敌我距离减小时目标总威胁因子不断增大,到30~10 km距离时保持不变,过了10 km威胁又减小,这是因为载机已经出了目标导弹的不可逃逸区,目标导弹命中率下降。

通过对角度威胁因子、距离威胁因子和速度威胁因子的仿真分析,可以总结出目标角度威胁、速度威胁和距离威胁等因素对载机的威胁程度,从而为飞行员做出正确决策提供参考,比如是采取转向还是加大油门。

4.2 航迹正切法仿真分析

假设载机初始位置 $x_{C_0} = 0$ km, $y_{C_0} = 0$ km, 载机为原点, 载机初始速度 $V_{C_0} = 200$ m/s, 载机加速度 $a_C = 20$ m/s²。目标初始位置 $x_{T_0} = -60$ km, $y_{T_0} = -20$ km, 目标初始速度 $V_{T_0} = 250$ m/s, 目标加速度 $a_T = 30$ m/s², 目标以比例导引法沿着攻击曲线飞行, 比例系数 $K_T = 2$; 目标初始航向角 $\varphi_{T_0} = 0^\circ$ 。则两机的运动轨迹及法向过载见图6~图7。

由两图可以看出, 载机采用航迹正切法进行规避要做出很大的机动动作, 承受比较大的法向过载, 目标以比例导引法跟踪载机, 承受的过载相应较小, 运动轨迹也比较平滑。可见, 这种规避方法适合于机动性能较好的战机, 但这种方法只能持续很短时间, 如果不能甩掉目标, 载机还是会进入目标导弹的不可逃逸区, 这时载机应使用逃逸法规避, 尽最大努力生存。

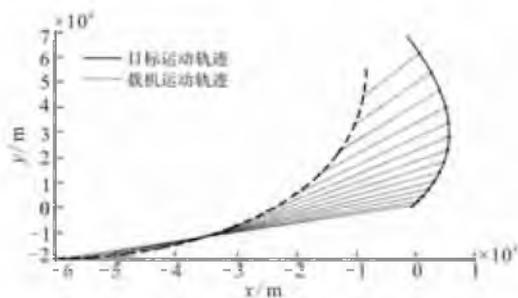


图6 载机采用航迹正切法规避

Fig.6 Elusion by tangent target's track

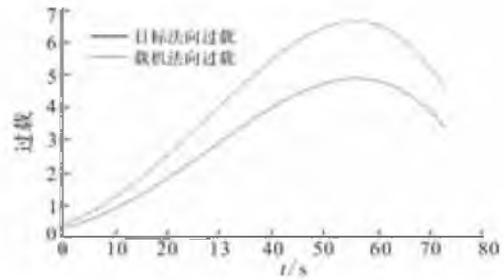


图7 双机法向过载变化

Fig.7 Vertical over loading of both sides

4.3 越肩发射空空导弹发射时机仿真分析

假设载机 $x_{C_0} = 0$ km, $y_{C_0} = 0$ km, 载机为原点; $\varphi_{C_0} = 1^\circ$; $V_{C_0} = 200$ m/s, 刚开始匀速直线飞行, 目标锁定载机后以 $a_C = 20$ m/s² 机动飞行。目标初始位置 $x_{T_0} = -100$ km, $y_{T_0} = -20$ km; $\varphi_{T_0} = 5^\circ$; $V_{T_0} = 250$ m/s, 目标刚开始也是匀速直线飞行, 在 $D = 80$ km 时打开雷达搜索载机, 边机动边扫描, $D = 60$ km 锁定载机之后以 $a_T = 30$ m/s² 加速度沿着比例导引攻击曲线飞行直至载机进入其导弹射程, 目标导弹在目标尾后的最大发射距离 $R_T = 38$ km; 其他条件如 4.1 节假设内容。规定: 当 $D < 40$ km, $|\mu| > 30^\circ$ 时认为目标进入载机导弹的攻击区。仿真结果见图8。

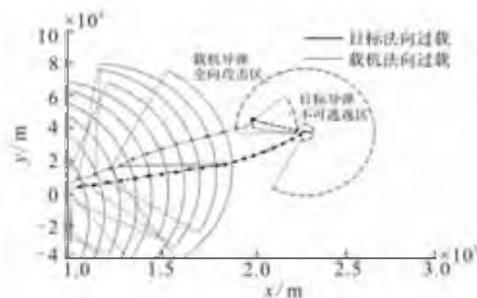


图8 载机使用越肩发射空空导弹

Fig.8 Missile's firing through OTS

图8中, 目标首先边蛇形机动边开雷达搜索载机, 目标锁定载机后开始以比例导引法跟踪载机, 载机采用航向正切法进行规避。可以看出载机由于采取了正确的规避策略诱使目标进入载机导弹的全向攻击区 S^* , 同时又处于目标导弹的不可逃逸区之外, 载机发射导弹后首先引导导弹转弯, 待导弹截获目标, 然后载机采用逃逸法退出作战空域, 越肩发射过程的局部放大图见图9。

整个反追逐空战过程结束, 由于载机正确掌握越肩发射导弹的使用时机, 使载机的生存概率大大提升, 同时又可以达到歼灭目标的目的。

(下转第55页)

united configurations on adaptive spatial-temporal processing for airborne surveillance radar system [C]//International conference on signal processing (ICSP'93). Beijing: [s.n.], 1993: 23-27.

- [8] 张西川, 张永顺, 王永良, 等. 机载MIMO雷达空时二维建模及特性分析[J]. 空军工程大学学报: 自然科学版, 2010, 11(5): 35-38.

ZHANG Xichuan, ZHANG Yongshun, WANG Yongliang, et al. Model and clutter characteristic analysis for airborne MIMO radar[J]. Journal of air force engineering university: natural science edition, 2010, 11(5): 35-38. (in Chinese)

- [9] 杨晓超, 刘宏伟, 王勇, 等. 一种两级机载MIMO雷达

空时自适应处理方法[J]. 电子与信息学报, 2012, 34(5): 1102-1108.

YANG Xiaochao, LIU Hongwei, WANG Yong, et al. A novel two-stage space-time adaptive processing method for airborne MIMO radar[J]. Journal of electronics & information technology, 2012, 34(5): 1102-1108. (in Chinese)

- [10] 张贝贝, 严家明. 一种空时自适应处理的降维矩阵改进算法[J]. 探测与控制学报, 2010, 32(6): 37-41.

ZHANG Beibei, YAN Jiaming. An improved STAP algorithm based on dimension reduction[J]. Journal of detection & control, 2010, 32(6): 37-41. (in Chinese)

(编辑: 田新华)

(上接第12页)

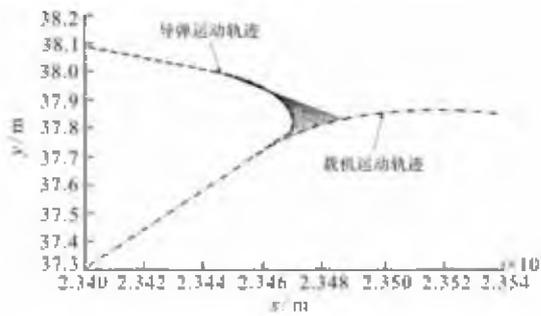


图9 越肩发射过程放大图

Fig.9 Amplificatory course of OTS

5 结语

本文重点放在了越肩发射火控技术的战术使用层面,对越肩发射的整个过程进行了简要描述和仿真。分析了空战中目标对载机的威胁因素,经过仿真明确了不同因素的威胁程度,为飞行员提供正确决策;阐述了航迹正切规避法,明确了使用条件;最后提出了越肩发射导弹的使用时机,仿真结果表明了把握好导弹发射时机既可以消灭敌人,又可以保存自己。

参考文献(References):

- [1] Innocenti M, Thukral A. Simultaneous reaction jet and aerodynamic control of missile systems [C]//AIAA guidance navigation and control conference. Monterey, CA: AIAA press, 1993: 347-354.

- [2] 高劲松, 邹庆元, 陈哨东. 采用本机智能机动策略增大越肩发射截获区[J]. 系统仿真学报, 2007, 19(13): 2948-2950.

GAO Jinsong, ZOU Qingyuan, CHEN Shaodong. Improving-capture zone of OTS through adopting intelligent maneuver strategy for own plane [J]. Journal of system simulation, 2007, 19(13): 2948-2950. (in Chinese)

- [3] 高劲松, 陈哨东. 越肩发射系列研究对航空火控技术的推动[J]. 航空科学技术, 2010, 25(3): 45-47.

GAO Jinsong, CHEN Shaodong. Promoting airborne fire control technology through study on OTS [J]. Aeronautical science & technology, 2010, 25(3): 45-47. (in Chinese)

- [4] 董彦非, 郭基联, 张恒喜. 多机空战目标威胁评估算法[J]. 火力与指挥控制, 2002, 27(4): 73-76.

DONG Yanfei, GUO Jilian, ZHANG Hengxi. Threat assessment for multi-aircraft-air combat [J]. Fire control & command control, 2002, 27(4): 73-76. (in Chinese)

- [5] 高永, 向锦武. 一种新的超视距空战威胁评估非参量法模型[J]. 系统仿真学报, 2006, 18(9): 2570-2573.

GAO Yong, XIANG Jinwu. A new assessment model of beyond-visual-range air combat threat [J]. Journal of system simulation, 2006, 18(9): 2570-2573. (in Chinese)

- [6] Woosung Park, Chang-Kyung Ryoo. A new practical guidance law for a guided projectile [R]. AIAA 2011-6249.

- [7] 李浩亮, 张斌, 左星星. 基于波束引导的空空导弹越肩发射制导律研究[J]. 飞行力学, 2013, 31(2): 130-134.

LI Haoliang, ZHANG Bin, ZUO Xingxing. Research on guidance law for the over-the-shoulder air-to-air missile based on beams [J]. Flight dynamics, 2013, 31(2): 130-134. (in Chinese)

- [8] Cloutier J R, Stansbery D T. All-aspect acceleration-limited homing guidance [C]//Proceedings of the AIAA guidance navigation and control conference. [S.l.]: AIAA press, 1999: 11-13.

- [9] Anisi D A. On-line trajectory planning for aerial vehicles: a safe approach with guaranteed task completion [R]. AIAA 2006-6107.

(编辑: 田新华)