

双机编队空空导弹协同发射区模拟仿真分析

刁兴华 方洋旺 伍友利 付小飞

(空军工程大学 航空航天工程学院, 西安 710038) (中国人民解放军 94676 部队, 上海 202178)

摘 要: 对双机编队协同作战条件下的空空导弹发射区进行了仿真研究. 通过分析单机作战条件下空空导弹实际发射区的形成机理, 结合协同作战条件下空空导弹发射/制导方式, 得出协同发射区的定义; 建立导弹、目标和载机的运动模型, 分析了影响协同发射区的导弹、发射机及制导机约束条件, 采用黄金分割的方法搜索协同发射区的远界和近界, 对不同参数影响下的双机协同发射区进行了仿真实验. 仿真结果证实双机协同能有效扩大导弹允许发射区且协同发射区受制导机及导弹参数的影响.

关 键 词: 空空导弹; 允许发射区; 协同制导; 协同发射区; 黄金分割搜索方法

中图分类号: TJ 762

文献标识码: A 文章编号: 1001-5965(2014) 03-0370-07

Simulation analysis on air-to-air missile allowable launch envelope about cooperative air combat of multi-fighter formation

Diao Xinghua Fang Yangwang Wu Youli

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

Fu Xiaofei

(Unit 94676 of People's Liberation Army, Shanghai 202178, China)

Abstract: A method for calculating allowable launch envelope of air-to-air missile in multi-aircraft cooperative air warfare was researched. The mechanism of launch envelope of air-to-air missile was analyzed of single-aircraft in the actual case. Considering the mode of cooperative launch/guidance of air-to-air missile, the definition of cooperative launch envelope was conclude. Based on the target, missile and aircraft movement model and the constraints of cooperative launch envelope, the golden section-probability searching method was proposed to calculate the cooperative launch envelope, and some simulations were made to work out the parameters' affection in case of two fighters cooperatively attacking. Simulation results show that multi-aircraft cooperative guidance can enlarge the allowable launch envelope of missile obviously and the cooperative launch envelope was affected by the parameters of the guider and the missile.

Key words: air-to-air missile; allowable launch envelope; cooperative guidance; cooperative launch envelope; golden section-probability searching method

网络化作战条件下,多个平台通过信息网络连成一个整体,传统本机制导攻击模式可发展为 he 机制导攻击模式,能够有效改善中远程空空导弹的攻击条件及攻击范围.传统条件下的空空导弹发射区在计算过程中不用考虑友机协同的因素,其计算方法不能直接用于协同条件下空空导

弹发射区的计算,需进行改进.

目前,舰空导弹在协同条件下的相关问题已有一定研究成果^[1-2],而对空空导弹在协同条件下发射区的研究比较少.文献[3]分析了协同探测对目标 RCS 的影响,并考虑了协同友机间的约束条件,采用一维黄金分割法搜索导弹允许发射

区的包络,但仿真中在导弹发射之后再确定是否协同制导使得研究不具有一般性;文献[4]研究了网络化条件下空空导弹允许发射区的计算方法,该文献的仿真也是在导弹发射之后确定是否进行协同,且仿真的可行性不高。

本文在文献[3-4]工作的基础上作了改进,总结了协同发射区的定义;分析了影响协同发射区的因素,以及协同条件下空空导弹的发射/制导方式,将协同发射区看作单机发射/制导条件下空空导弹发射区的拓展;仿真模型采用导弹三自由度动力学方程计算,同时考虑导弹、发射机、协同制导友机因素,对编队作战条件下空空导弹的制导攻击过程进行仿真,得到协同发射区的近界和远界。为使本文的研究具有一般性,仿真同时考虑多种协同作战方式,即在本文所提约束条件下,只要有一种协同方式有效,则认为仿真有效。

1 空空导弹协同发射区概念

1.1 单平台空空导弹允许发射区

单平台空空导弹允许发射区是以攻击机作为参考,在满足一定攻击条件下,攻击机发射导弹能以一定的概率命中目标的目标初始位置的范围^[5-6]。其主要与导弹的性能、目标的运动状态和攻击机的运动状态有关。对于不同型号的导弹,发射区也不相同。

单平台空空导弹允许发射区以攻击机为中心,由远边界、近边界和侧边界围成。随目标攻击角的不同,计算出导弹能命中目标的最远点和最近点,即允许发射区的远边界和近边界。对于具有全向攻击能力的导弹,这些点围成一个圆形连通域。对于以定轴方式发射的空空导弹,其攻击区受最大可用过载等因素限制,形成攻击区的侧界^[7]。如图1所示的A区。

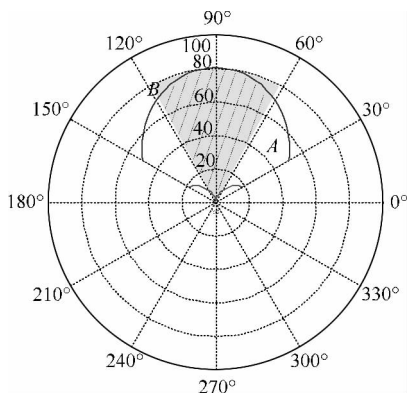


图1 空空导弹允许发射区及平台探测区(单位: km)

1.2 空空导弹发射条件

空空导弹发射的基本条件可归结为“知道目

标的位置”和“导弹有能力攻击到目标位置”^[4]。由此可以得到导弹形成发射条件的2个基本要素:①载机稳定跟踪并截获目标;②目标进入导弹允许发射区。其中,要素①与机载火控雷达的性能等有关,影响着载机能否“知道目标位置”;要素②只与导弹本身和发射环境等有关,影响着“导弹有能力攻击到目标位置”。

传统作战条件下,单平台探测能力制约了导弹允许发射区的充分发挥。如图1所示,A区为导弹允许发射区,B区为载机能够稳定跟踪并截获目标的区域,阴影区域为可构成发射条件的区域。

1.3 单平台空空导弹可用发射区

受发射/制导平台火控系统性能的制约,实际作战中,空空导弹的可用发射区比其允许发射区小。此外,在现代机载多目标攻击系统中,空空导弹一般采用第四代中距导弹,中制导采用惯性制导加指令修正,末段为主动雷达寻的制导。空空导弹的实际可用发射区还受到以下因素的制约:

1) 载机中制导。导弹发射后,载机要始终能够目标进行跟踪直到导弹中末制导交班。

2) 目标照射兼容^[7]。在超视距多目标攻击过程中,对被列入攻击程序的目标必须是照射兼容的,由所有重要目标决定雷达扫描中心。因此,飞机将被局限在希望的固定航线上。

多目标攻击状态下,空空导弹可用发射区在图1所示满足导弹发射条件的区域上还要有所削减,主要受影响的是发射区远界,对近界影响不大,因为在近界的距离上,基本能够达到中程导弹导引头的工作距离,导弹可以发射后不管。

通过多机编队的战术协同可以弥补单机的不足,达到取长补短的作用,使空空导弹的可用发射区最大化,充分发挥导弹性能,从而提高编队的作战效能。

1.4 协同条件下空空导弹发射/制导方式

协同作战条件下,传统单机发射/制导攻击模式发展为导弹载机和他机通过数据链相互协作^[8],实现载机发射、他机制导的攻击模式^[9]。

协同条件下空空导弹发射/制导方式有^[10-11]:

1) 他机提供目标信息,载机发射,他机制导。即空空导弹发射前,他机侦测和锁定目标,将目标数据传送给载机,协助载机完成导弹发射,导弹发射后,他机还需持续照射目标,并将目标更新信息传送给空空导弹。

2) 他机提供目标信息,载机发射,载机制导。即他机侦测和锁定目标,将目标数据传送给载机,

协助载机完成导弹发射,导弹发射后,载机继续对导弹制导直至命中目标。

3) 他机提供目标信息,载机发射,载机制导,他机接替制导。如果他机和载机的制导区域不能够完全覆盖空空导弹的整个中制导区域,在中制导开始阶段需要载机借助他机的目标信息对导弹进行中制导,直到导弹进入他机的制导区域,两机实现制导交接,之后由他机继续对导弹中制导。

1.5 多机编队空空导弹协同发射区

综上所述,多机编队空空导弹协同发射区是指在友机的协同下,满足一定攻击条件,载机发射导弹能以一定的概率命中目标的目标初始位置的范围。

本文所研究的协同发射区实质上是空空导弹的可用发射区,其包含载机自身能力所确定的可用发射区以及在友机的协同制导下“增大”的区域,是综合两机能力所确定的可用发射区。

2 空空导弹、目标、载机模型

2.1 空空导弹运动学方程

$$\left. \begin{aligned} \dot{x}_m &= v_m \cos \theta_m \cos \phi_m \\ \dot{y}_m &= v_m \sin \theta_m \\ \dot{z}_m &= -v_m \cos \theta_m \sin \phi_m \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

式中, x_m, y_m, z_m 为导弹在惯性坐标系的 3 个坐标; v_m, θ_m, ϕ_m 分别为导弹的速度、航迹俯仰角和航迹偏转角。

2.2 空空导弹动力学方程

导弹三自由度动力学方程为

$$\left. \begin{aligned} \dot{v}_m &= (P_m - Q_m)g/G_m - g \sin \theta_m \\ \dot{\theta}_m &= (n_{my} - \cos \theta)g/v_m \\ \dot{\phi}_m &= -n_{mz}g/(v_m \cos \theta_m) \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

式中, P_m, Q_m 为导弹的推力和空气阻力; G_m 为导弹的重量; n_{my}, n_{mz} 为导弹在俯仰方向和偏航方向的转弯控制过载。

P_m, Q_m 和 G_m 的变化规律为

$$P_m = \begin{cases} \bar{P} & t \leq t_0 \\ 0 & t > t_0 \end{cases} \quad (3)$$

$$Q_m = \frac{1}{2} \rho v_m^2 S_m C_{xm} \quad (4)$$

$$G_m = \begin{cases} G_0 - G_{\text{sec}} \cdot t & t \leq t_0 \\ G_0 - G_{\text{sec}} \cdot t_0 & t > t_0 \end{cases} \quad (5)$$

式中, ρ 为大气密度; C_{xm} 为导弹阻力系数; G_0 为导弹发射重量; G_{sec} 为燃料秒流量。

2.3 目标运动方程

$$\left. \begin{aligned} \dot{x}_t &= v_t \cos \theta_t \cos \phi_t \\ \dot{y}_t &= v_t \sin \theta_t \\ \dot{z}_t &= -v_t \cos \theta_t \sin \phi_t \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

$$\left. \begin{aligned} \dot{v}_t &= n_{tx}g \\ \dot{\theta}_t &= n_{ty}g/v_t \\ \dot{\phi}_t &= n_{tz}g/(v_t \cos \theta_t) \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

式中, x_t, y_t, z_t 为目标在惯性坐标系的位置; v_t, θ_t, ϕ_t 为目标的速度、航迹俯仰角和航迹偏转角; n_{tx} 为目标的纵向控制过载; n_{ty}, n_{tz} 为目标偏航和俯仰方向的转弯控制过载。

2.4 载机运动方程

载机运动方程与目标运动方程相同。

$$\left. \begin{aligned} \dot{x}_p &= v_p \cos \theta_p \cos \phi_p \\ \dot{y}_p &= v_p \sin \theta_p \\ \dot{z}_p &= -v_p \cos \theta_p \sin \phi_p \end{aligned} \right\} \quad (8)$$

$$\left. \begin{aligned} \dot{v}_p &= n_{px}g \\ \dot{\theta}_p &= n_{py}g/v_p \\ \dot{\phi}_p &= n_{pz}g/(v_p \cos \theta_p) \end{aligned} \right\} \quad (9)$$

式中, x_p, y_p, z_p 为载机在惯性坐标系的位置; v_p, θ_p, ϕ_p 为载机的速度、航迹俯仰角和航迹偏转角; n_{px} 为载机的纵向控制过载; n_{py}, n_{pz} 为载机偏航和俯仰方向的转弯控制过载。

2.5 相对运动参数方程

分别建立目标-导弹、目标-制导机和导弹-制导机视线坐标系运动模型。

以目标-导弹相对运动为例,设目标相对导弹的位置矢量为 r_{mt} ,它在惯性坐标系上可以用 $(r_{mtx}, r_{mty}, r_{mtz})$ 或 $(r_{mt}, q_{mt\beta}, q_{mt\epsilon})$ 表示,于是:

$$\left. \begin{aligned} r_{mtx} &= x_t - x_m \\ r_{mty} &= y_t - y_m \\ r_{mtz} &= z_t - z_m \end{aligned} \right\} \quad (10)$$

$$\left. \begin{aligned} r_{mt} &= \sqrt{r_{mtx}^2 + r_{mty}^2 + r_{mtz}^2} \\ q_{mt\beta} &= \arctan(-r_{mtz}/r_{mtx}) \\ q_{mt\epsilon} &= \arcsin(r_{mty}/\sqrt{r_{mtx}^2 + r_{mtz}^2}) \end{aligned} \right\} \quad (11)$$

它们对时间的导数为

$$\left. \begin{aligned} \dot{r}_{mtx} &= \dot{x}_t - \dot{x}_m \\ \dot{r}_{mty} &= \dot{y}_t - \dot{y}_m \\ \dot{r}_{mtz} &= \dot{z}_t - \dot{z}_m \end{aligned} \right\} \quad (12)$$

$$\left. \begin{aligned} \dot{r}_{mt} &= (r_{mtx}\dot{r}_{mtx} + r_{mty}\dot{r}_{mty} + r_{mtz}\dot{r}_{mtz})/r_{mt} \\ \dot{q}_{mt\beta} &= (\dot{r}_{mtx}r_{mtz} - r_{mtx}\dot{r}_{mtz})/(r_{mtx}^2 + r_{mtz}^2) \\ \dot{q}_{mt\epsilon} &= \frac{\dot{r}_{mty}(r_{mt}^2 - r_{mty}^2) - r_{mty}(r_{mtx}\dot{r}_{mtx} + r_{mtz}\dot{r}_{mtz})}{r_{mt}^2 \times \sqrt{r_{mtx}^2 + r_{mtz}^2}} \end{aligned} \right\} \quad (13)$$

同样,目标-制导机视线坐标系中位置矢量 r_{pt} 可用 $(r_{ptx} \ r_{pty} \ r_{ptz})$ 或 $(r_{pt} \ \varphi_{pt\epsilon} \ \varphi_{pt\beta})$ 表示,导弹-制导机视线坐标系中位置矢量 r_{pm} 可用 $(r_{pmx} \ r_{pmy} \ r_{pmz})$ 或 $(r_{pm} \ \varphi_{pm\epsilon} \ \varphi_{pm\beta})$ 表示. 详细的运动参数可参照目标-导弹相对运动方程,在此不再赘述.

2.6 导引方法和模型改进

本文采用比例导引法. 设视线转率为 \dot{q}_{mt} , 比例导引法即是控制导弹的速度 v 的方向变化,使其与视线转率成比例^[12],即

$$\dot{\theta}_m = K \dot{q}_{mt} \quad (14)$$

式中 K 为导引系数(一般取 3~5),可以为常数或变量; $\dot{\theta}_m$ 为导弹速度方向变化率.

弹上导引头视线跟踪最大角速度限制:

$$\dot{q}_{mt} = \begin{cases} \omega_{\max} \operatorname{sgn}(\dot{q}_{mt}) & |\dot{q}_{mt}| \geq \omega_{\max} \\ \dot{q}_{mt} & \text{其他} \end{cases} \quad (15)$$

弹上舵机在发动机工作之后才开始运作,在 $t \leq t_0$ 时(t_0 为发动机工作时间)控制过载为 0,即

$$\bar{n}_1 = \begin{cases} 0 & t \leq t_0 \\ v_m \dot{q}_{mt} K/g & t \geq t_0 \end{cases} \quad (16)$$

弹上过载要受最大过载的限制,当需用过载(\bar{n}_1)大于可用过载(n_k)时,取为最大值.

$$\bar{n} = \begin{cases} \bar{n}_1 & |\bar{n}_1| \leq n_k \\ n_k \operatorname{sgn}(\bar{n}_1) & |\bar{n}_1| > n_k \end{cases} \quad (17)$$

考虑舵机的延迟性^[3],则

$$\dot{n} = (\bar{n} - n_{i-1})/\tau \quad \tau = 20 \sim 30 \text{ ms} \quad (18)$$

式中, n_{i-1} 表示前一时刻的过载; τ 为系统反应时间,则当前时刻过载 n_i 为

$$n_i = n_{i-1} + \dot{n} \times \Delta t \quad (19)$$

式中 Δt 为仿真步长.

3 空空导弹协同发射区约束条件

综上所述,影响协同发射区的因素主要有 3 个方面: ①导弹自身在攻击目标的过程中所受到的约束条件^[13]; ②载机火控系统对导弹发射区的约束^[14-15]; ③他机在对导弹协同制导过程中,不同的态势、运动状态对协同发射区的约束^[7]. 其中②和③可概括为制导机约束.

3.1 导弹约束条件

导弹击中目标可定义为: $r < e$ 并且 $t > t_v$. 其中 e 为允许的脱靶量, t_v 为导弹引信解除保险时间.

攻击过程中,导弹需满足的自身约束条件有:

1) 高度限制,空空导弹的飞行高度 y_m 一般不得高于 25 km,同时不能小于 200 m. 即

$$200 \text{ m} \leq y_m \leq 25 \text{ 000 m} \quad (20)$$

2) 中末制导交班以及末制导段导弹导引头动态视场角限制. 若动态视场角超过导弹速度前置角就会丢失目标. 即

$$\left. \begin{aligned} |q_{mt\epsilon} - \theta_m| &\leq \varphi_{H1\max} \\ |q_{mt\beta} - \varphi_m| &\leq \varphi_{H2\max} \end{aligned} \right\} \quad (21)$$

3) 最小飞行速度限制,当导弹飞行速度 v_m 小于一定值 v_{\min} 时,不够提供导弹的升力,此时导弹失控. 即

$$\left. \begin{aligned} |v_m| &> v_{\min} \\ t &> t_0 \end{aligned} \right\} \quad (22)$$

4) 导弹可控飞行时间的限制,当飞行时间 t 大于可控时间 t_c 时,导弹失控. 即

$$t \leq t_c \quad (23)$$

5) 引信最小遇靶相对速度限制. 当弹目距离 $r_{mt} = 300 \sim 400 \text{ m}$,遇靶速度 v_{mt} 小于一定值 v_{\min} 时,引信无法正常工作. 即

$$\left. \begin{aligned} r_{mt} &< R_{mt} \\ v_{mt} &\geq v_{\min} \end{aligned} \right\} \quad (24)$$

6) 引信解锁时间限制,当弹目接近时,设剩余时间 t_{left} 小于引信解锁时间 t_v 时易脱靶. 即

$$\left. \begin{aligned} r_{mt} &< R_{mt} \\ t_{\text{left}} &\geq t_v \end{aligned} \right\} \quad (25)$$

7) 战斗部有效起爆区限制,此时的视线角 q_{mt} 不大于 90° . 即

$$\left. \begin{aligned} r_{mt} &< R_{mt} \\ |q_{mt}| &\leq \frac{\pi}{2} \end{aligned} \right\} \quad (26)$$

3.2 载机约束条件

由 1.2 节及 1.3 节的分析可知,载机对空空导弹发射区的约束主要有:

1) 载机火控雷达的探测距离 $R_{pt\max}$ 、探测角度 φ_R 限制. 仿真开始时,目标如果处于机载火控雷达的探测距离及探测角度之外,则不计算. 即

$$\left. \begin{aligned} |q_{pt\beta}(1) - \phi_p| &\leq \varphi_{R1\max} \\ |q_{pt\epsilon}(1) - \theta_p| &\leq \varphi_{R2\max} \\ r_{pt}(1) &\leq R_{pt\max} \end{aligned} \right\} \quad (27)$$

2) 多目标攻击状态下的载机中制导约束. 仿真过程中,如果目标不在当前机载雷达扫描中心所确定的扫描范围内,则停止计算. 即

$$\left. \begin{aligned} |q_{pt\beta}(k) - \phi_p| &\leq \varphi_{R1\max} \\ |q_{pt\epsilon}(k) - \theta_p| &\leq \varphi_{R2\max} \\ r_{pt}(k) &> R_{pt\max} \end{aligned} \right\} \quad (28)$$

3.3 他机约束条件

他机负责对导弹制导或接替制导,除满足

3.2节所述载机约束外,还应当满足以下约束:

1) 协同制导的作战飞机之间的距离 r_{pp} 不能大于最大通信距离,否则数据不能有效传递.即

$$r_{pp} \leq R_{ppmax} \quad (29)$$

2) 制导约束.现代战争中,挂载的中/远程空空导弹常采用惯性制导+指令修正中制导和主动雷达末制导,指令一般通过雷达旁瓣或数据链传输,导弹通过尾部的直波接收天线或数据链接收系统接收并分析指令^[15-16].

制导约束主要包括2个方面:

① 导弹处于他机的制导区域内,包括他机制导区域角度 φ_{G1max} φ_{G2max} ,制导指令所能发送的最大距离 R_{Gmax} .即

$$\left. \begin{aligned} |q_{pm\beta}(k) - \phi_p| &\leq \varphi_{G1max} \\ |q_{pm\epsilon}(k) - \theta_p| &\leq \varphi_{G2max} \\ r_{pm} &\leq R_{Gmax} \end{aligned} \right\} \quad (30)$$

② 他机的位置应该落在导弹指令接收天线的角度范围之内 φ_{M1max} φ_{M2max} .即

$$\left. \begin{aligned} |q_{pm\beta}(k) - \phi_m| &\leq \varphi_{M1max} \\ |q_{pm\epsilon}(k) - \theta_m| &\leq \varphi_{M2max} \end{aligned} \right\} \quad (31)$$

3) 当导弹进入末制导后威胁到编队中其他平台(相对速度小于0,距离小于0.5 km)时,认为发射失败.即

$$\dot{r}_{pm} \geq 0 \mid r_{pm} \geq 500 \quad (32)$$

4 仿真分析

4.1 仿真流程

为了快速有效地求解协同发射区的边界包络,需要对编队周围目标的位置进行搜索^[17],即通过仿真打靶验证:当目标初始位置在某一点时,导弹最终是否能够以一定概率击中目标.本文以导弹发射载机为坐标原点建立极坐标系,采用一维搜索中的黄金分割法^[18-19]对导弹攻击近距离边界和远距离边界分别进行搜索.

协同发射区远界搜索流程如图2所示.

首先,确定目标位置相对载机的方向,找到最大初始距离范围 $[a_0, b_0]$,计算黄金分割点 $R_g = a_0 + 0.618 \times (b_0 - a_0)$;然后以分割点位置为目标的目标的初始位置进行仿真,根据第3节中所述约束条件判断导弹是否命中目标,如命中,令 $a_i = R_g$, $b_i = b_{i-1}$;如不命中,令 $a_i = a_{i-1}$, $b_i = R_g$;重新循环计算,直至求出满足约束条件的边界为止.距离找到之后改变目标方位角(俯仰角),直到将载机可探测角度搜索完毕;最后,所记录的 b_i 值便是发射区的最远值.

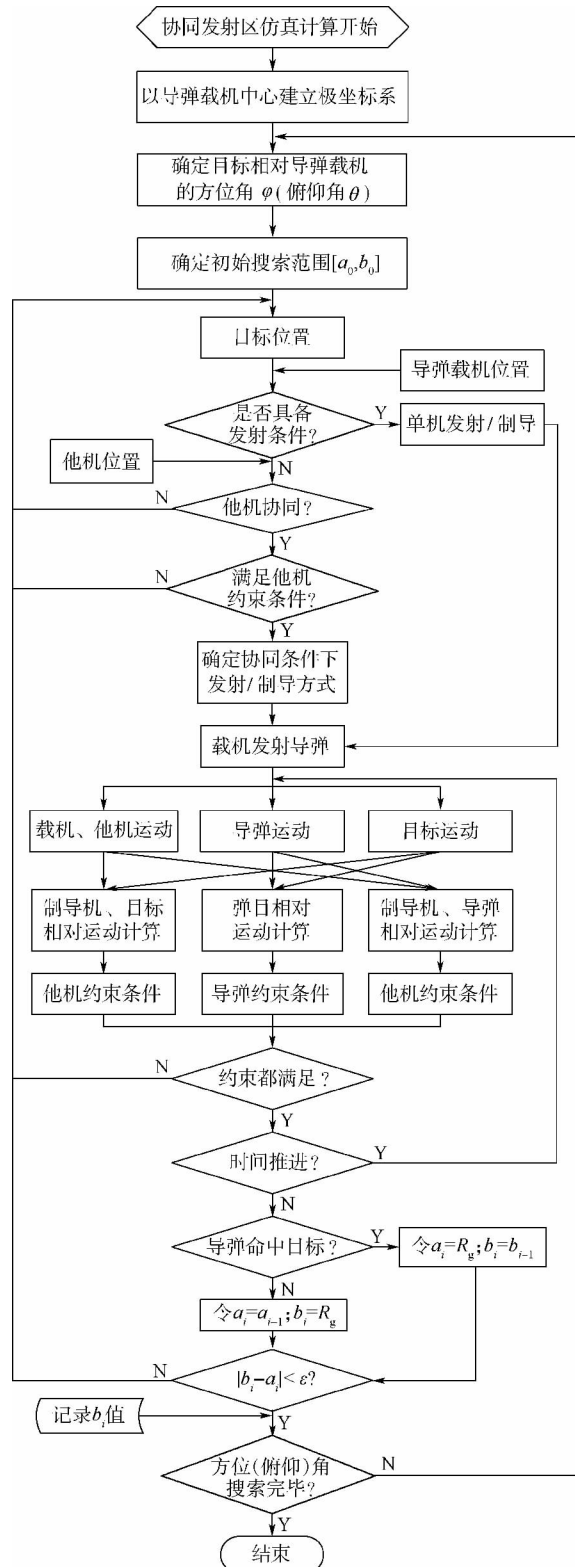


图2 协同发射区远界搜索流程图

近界搜索与远界搜索类似,只是在迭代中若导弹成功击中目标,则令 $a_i = a_{i-1}$, $b_i = R_g$;否则令 $a_i = R_g$, $b_i = b_{i-1}$.

双机协同是多机协同的基本单位,是多机协同发射/制导的基本模式.本文对双机协同的情况进行研究.为研究方便,协同制导对制导精度以及中末制导交班的影响本文做了简化处理.

4.2 结果及分析

设定仿真试验初始参数如下: 引用某型导弹的气动参数, 导引头截获距离 $D_{0p} = 15 \text{ km}$. 目标作匀速直线飞行, 速度为相应高度的 $1.2 Ma$, 航向 180° (以正北向为基准). 长机、僚机飞行速度都为相应高度的 $2.5 Ma$, 航向 0° , 与目标迎头飞行, 两机并行飞行, 机间相距 20 km ; 设长机、僚机的性能参数相同, 机载雷达跟踪截获区域的角度为 80° , 最远距离为 80 km .

仿真远界初始搜索范围 $a_0 = 0 \text{ km}$ $b_0 = 90 \text{ km}$, 近界初始搜索范围 $a_0 = 0 \text{ km}$ $b_0 = 40 \text{ km}$.

仿真 1: 单机发射/制导(见图 3).

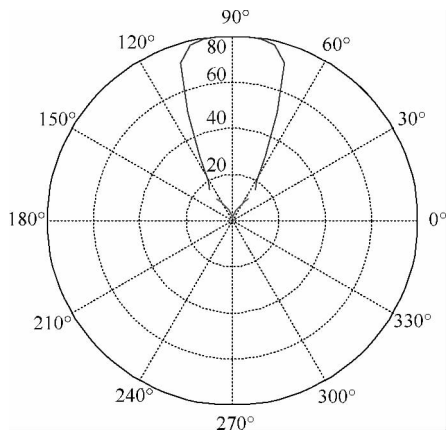


图 3 迎头状态下单机发射/制导弹发射区(单位: km)

仿真结果证实了 1.3 节的分析, 与图 1 相比, 多目标攻击条件下, 空空导弹的实际发射区有所削减。

仿真 2: 双机编队协同发射/制导(见图 4)。

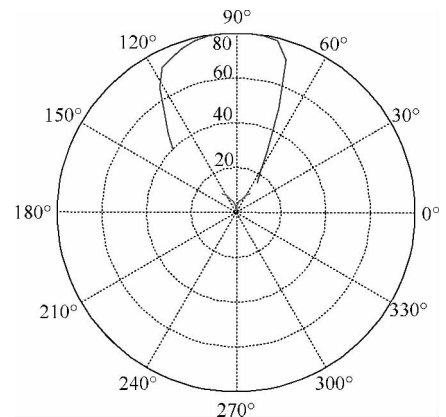


图 4 双机协同发射区 1(单位: km)

影响协同发射区的制导机参数主要有: 机载雷达探测角度 δ_l 、探测距离 d_l ; 制导区域的角度 δ_g 、制导最大距离 d_g ; 导弹指令接收天线接收范围角度 δ_r 。如图 2 所示, δ_l 及 d_l 对协同发射区的影响是显然的, 下面主要对其他几个参数对协同发射区的影响进行仿真分析。

1) $\delta_g = 360^\circ$ $d_g = 80 \text{ km}$ $\delta_r = 360^\circ$ 。

与图 3 相比, 由于他机位于导弹载机左侧, 图 4 左侧可发射区域增大。该组仿真参数的设置实质上是对载机制导能力和导弹接收指令的能力不做约束, 在当前态势下, 协同发射区应达到最大。

2) $\delta_g = 120^\circ$ $d_g = 80 \text{ km}$ $\delta_r = 360^\circ$ 。

对比图 4, $\delta_g = 120^\circ$ 时, 图 5 协同发射区左侧有小部分缺失。如果 δ_g 进一步减小, 协同发射区的左侧及右侧均会缩减。仿真表明, 其他条件不变, $\delta_g \geq 150^\circ$ δ_g 的改变不会影响协同发射区。

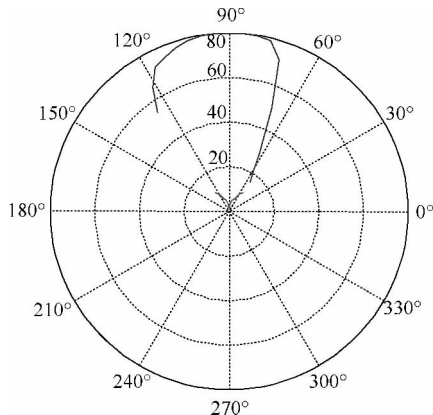


图 5 双机协同发射区 2(单位: km)

3) $\delta_g = 120^\circ$ $d_g = 80 \text{ km}$ $\delta_r = 120^\circ$ 。

对比图 4, δ_g 减小使得图 6 中发射区左侧角度范围减小, δ_r 减小使得协同发射区左侧边界部分区域的远界减小, 即由于 δ_g 及 δ_r 受限, 导致满足约束条件的区域减小。

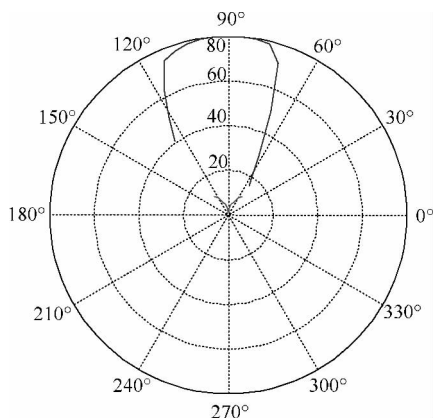


图 6 双机协同发射区 3(单位: km)

5 结 论

对仿真结果进行分析, 可得到以下结论:

1) 双机协同作战条件下的导弹发射区明显大于单机作战的导弹发射区;

2) 协同发射区并不简单是导弹自身允许发射区与双机可跟踪截获目标区域的交集, 而是在此基础上受各种约束条件的限制有所减小;

3) 协同发射区的边界与制导机、目标的运动状态及协同的双机的编队形式有关;

4) 在一定的态势下,协同发射区的大小受编队载机自身的制导能力及导弹接收指令能力限制.

参考文献 (References)

- [1] 聂心东,姜文志,刘兵.空舰协同制导下舰空导弹杀伤区低界研究[J].电光与控制,2009,16(6):24-27
Nie Xindong, Jiang Wenzhi, Liu Bing. Study on low boundary of ship-to-air missile killing zone based on coordinated guidance [J]. Electronics Optics & Control, 2009, 16(6): 24-27 (in Chinese)
- [2] 聂心东,帅鹏,姜文志.舰舰协同制导下舰空导弹水平杀伤区研究[J].指挥控制与仿真,2009,31(3):29-31
Nie Xindong, Shuai Peng, Jiang Wenzhi. Study of ship-to-air missile horizontal launch envelopes guided by ship-by-ship [J]. Command Control & Simulation, 2009, 31(3): 29-31 (in Chinese)
- [3] 张平,方洋旺,乔治军,等.超视距空空导弹协同允许发射区解算方法[J].电光与控制,2012,19(3):12-16
Zhang Ping, Fang Yangwang, Qiao Zhijun, et al. A method for calculating allowable launch envelope of over-the-horizon air-to-air missile [J]. Electronics Optics & Control, 2012, 19(3): 12-16 (in Chinese)
- [4] 寇英信,付昭旺,冯国强,等.网络瞄准下空空导弹允许发射区模拟仿真分析[J].空军工程大学学报:自然科学版,2012,13(2):24-28
Kou Yingxin, Fu Zhaowang, Feng Guoqiang, et al. Simulation analysis on air-to-air missile allowable launch envelope in networked targeting [J]. Journal of Air Force Engineering University: Natural Science Edition, 2012, 13(2): 24-28 (in Chinese)
- [5] Dhar A, Ghose D. Capture region for a realistic TPN guidance law [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1993, 29(3): 995-1003
- [6] Ghose D. Capture region for true proportional navigation guidance with nonzero miss-distance [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1994, 17(3): 627-628
- [7] 周志刚.航空综合火力控制原理[M].北京:国防工业出版社,2008:252-259
Zhou Zhigang. Aviation integrated fire control system [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2008: 252-259 (in Chinese)
- [8] Kumar V, Leonard N, Morse A S. Cooperative control [M]. New York: Springer-Verlag, 2003
- [9] 肖冰松,方洋旺,胡诗国,等.多机空战协同制导决策方法[J].系统工程与电子技术,2009,31(3):610-612
Xiao Bingsong, Fang Yangwang, Hu Shiguo, et al. Decision methods of cooperative guidance for multi-aircraft air combat [J]. Systems Engineering and Electronics, 2009, 31(3): 610-612 (in Chinese)
- [10] Fax J A, Murray R M. Information flow and cooperative control of vehicle formations [J]. IEEE Trans on Automatic Control, 2004, 49(9): 1465-1476
- [11] 张斌,黄俊,寇英信,等.双机合作下远程空空导弹攻击技术[J].火力与指挥控制,2009,34(5):92-94
Zhang Bin, Huang Jun, Kou Yingxin, et al. Research on technology of long-range air-to-air missile attacking by two cooperative fighters [J]. Fire Control & Command Control, 2009, 34(5): 92-94 (in Chinese)
- [12] Siouris G M. Missile guidance and control systems [M]. New York: Springer-Verlag, 2004
- [13] Fleeman E L. Tactical missile design [M]. [S. l.]: American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc, 2001
- [14] Acevedo R A. Valued information at the right time (VIRT) and the navy's cooperative engagement capability (CEC) -a win/win proposition [D]. Monterey: Naval Postgraduate School, 2006
- [15] 刘志华,季海波.数据链技术在战术武器中的应用方案研究[J].航天控制,2009,27(3):61-64
Liu Zhihua, Ji Haibo. Study of application project of data link technologies in tactical weapons [J]. Aerospace Control, 2009, 27(3): 61-64 (in Chinese)
- [16] 郑志伟.空空导弹系统概论[M].北京:兵器工业出版社,1997
Zheng Zhiwei. Air to air missile system [M]. Beijing: Weapon Industry Press, 1997 (in Chinese)
- [17] 张平,方洋旺,金冲,等.空空导弹攻击区实时解算的新方法[J].弹道学报,2010,22(4):11-14
Zhang Ping, Fang Yangwang, Jin Chong, et al. A new method of real-time calculation about air-to-air missile launch envelopes [J]. Journal of Ballistics, 2010, 22(4): 11-14 (in Chinese)
- [18] 陈宝林.最优化理论与算法[M].北京:清华大学出版社,2007
Chen Baolin. The theory and algorithms of optimization [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2007 (in Chinese)
- [19] Karelaiti J, Virtanen K, Raivio T. Near-optimal missile avoidance trajectories via receding horizon control [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2007, 30(5): 1287-1298