

高超声速滑翔式飞行器摆动突防设计

罗 畅, 黄长强, 丁达理, 国海峰
(空军工程大学航空航天工程学院, 西安 710038)

摘 要:针对高超声速滑翔式飞行器突防导弹防御系统的问题,设计了一种基于威胁时间窗的摆动式机动突防方法,联合地基雷达、拦截导弹和HGV建立了毁伤概率模型。通过摆动式机动方法控制HGV暴露的RCS。运用极大极小值原理设计了最优突防弹道,使飞行器在所有威胁时间窗内毁伤概率的极大值取极小并进行了数字仿真。仿真结果表明,该方法在牺牲一定航程和航时的条件下能有效降低HGV突防过程中被毁伤的概率,增强其生存能力。

关键词:高超声速滑翔式飞行器; 导弹防御系统; 威胁时间窗; 极大极小; 毁伤概率; 摆动式突防

中图分类号: V277 **文献标志码:** A **文章编号:** 1671-637X(2013)07-0067-06

Design of Weaving Penetration for Hypersonic Glide Vehicle

LUO Chang, HUANG Changqiang, DING Dali, GUO Haifeng

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

Abstract: As to the strategy of penetration against the Missile-Defence-System for Hypersonic Glide Vehicle (HGV), an approach of lateral weaving maneuver based on threat time-window was proposed. A damage probability model was established based on the combination of radar, missile and HGV. The exposed Radar Cross Section (RCS) of HGV was controlled by lateral weaving maneuver. The optimal penetration trajectory was designed based on the minimax theory, which minimized the maximal damage probability of HGV for all the threat time-windows. Simulation was made, and the result demonstrated that this approach can reduce HGV's probability of being damaged, and improve its survivability during penetration effectively at the cost of more voyage and time.

Key words: hypersonic glide vehicle; missile-defence-system; threat time window; minimax; devastative probability; weaving penetration

0 引言

高超声速滑翔式飞行器(Hypersonic Glide Vehicle, HGV)可利用自身特殊的气动外形提供升力在临近空间进行马赫数大于5的无动力滑翔飞行,其特点是飞行速度快、突防概率高、毁伤威力大、作战效能高。但随着拦截技术的发展,导弹防御系统正逐步发展成为包括助推段、中段和末段三层防御并实行地基、海基、空基、天基拦截相结合的全方位拦截系统。其中,地基中段防御系统最为成熟。高超声速滑翔式飞行器巡航飞行段弹道较为平缓,容易被拦截^[1-4]。针对导弹防御系统的特点,设计HGV在巡航段的机动突防方法将成为突破导弹防御系统,实现精确打击远程目标的有效途径。

多约束条件下的高超声速滑翔式飞行器弹道优化问题一直是国内外研究的热点。大多数文献在研究突防弹道时,将飞行器看作质点,以燃油最省、航程最短,吸热量最小等指标作为优化目标,利用遗传算法、蚁群算法、Voronoi图等方法,在规避雷达探测范围的条件下达达到优化弹道的目的^[5-8]。文献[9]实现了一种摆动式机动的方法,但并未将其运用于突防弹道设计。

本文针对导弹防御系统中段拦截的特点,将HGV的横向机动过程与地基雷达的探测概率相结合,设计了一种摆动式机动突防方法。该方法解算得到的突防弹道使HGV在满足威胁时间窗要求的前提下毁伤概率的极大值取极小,取得了较好的突防效果。

1 系统模型的建立

1.1 导弹防御系统的简化模型

导弹防御系统主要由反导弹/飞行器武器,监视与跟踪系统,战斗管理和指挥、控制、通信和情报(BM/

收稿日期:2012-06-29 修回日期:2012-08-22

基金项目:航空科学基金(2010519016)

作者简介:罗 畅(1988—),男,四川广安人,硕士生,研究方向为无人飞行器武器系统总体技术。

C³I)系统组成(见图1)。其中:监视与跟踪系统负责探测和发现来袭导弹/飞行器,并追踪其飞行轨迹;拦截器用于识别并拦截摧毁来袭导弹/飞行器;战斗管理和指挥、控制、通信和情报(BM/C³I)系统则负责控制整个导弹防御系统的操作^[3-4]。

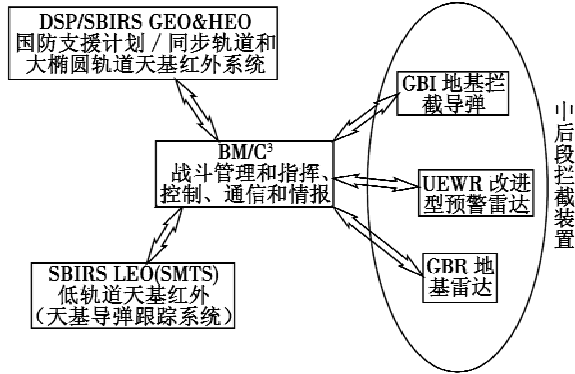


图1 导弹防御系统的组成结构示意图

Fig.1 Configuration of missile defence system

导弹防御系统是一个可以进行助推段、末助推段和中后段拦截的反导防御系统。助推段和末助推段拦截层由天基动能拦截弹和部署在地球同步轨道上的监视与跟踪卫星探测器组成,中后段拦截层由地基动能拦截弹和地基探测器组成。因此,针对高超声速滑翔飞行器巡航段突防则主要考虑预警雷达、地基雷达和地基拦截导弹的影响。

设 n 为飞行区域内地基雷达总数,第 i 个地基雷达成功跟踪到飞行器的概率为 P_{i1} ,则 P_{i1} 可近似表示为

$$P_{i1}(\sigma, R) = \frac{1}{1 + \left(\frac{c_2 R_i^4}{\sigma_i}\right)^{c_1}} \quad (1)$$

式中: R_i 为雷达探测跟踪距离; σ_i 为飞行器的雷达散射面积(RCS); c_1, c_2 为雷达性能常数。

对于多个地基雷达,因为各雷达噪声以热噪声为主且各雷达探测跟踪时多工作于不同时间段,使用不同频率,所以可假设各雷达间没有相互作用。总的探测跟踪概率可表示为

$$P_i = 1 - \prod_{i=1}^n (1 - P_{i1}) \quad (2)$$

式中, n 为飞行区域内地基雷达总数。

1.2 高超声速滑翔式飞行器巡航段模型

在接近目标区域的巡航飞行段,高超声速滑翔式飞行器弹道较为平缓,假设其作等高度飞行,则运动方程可简单描述为

$$\begin{cases} \dot{x} = v \cos \psi \\ \dot{y} = v \sin \psi \\ \dot{\psi} = u/v \\ |u| \leq U \end{cases} \quad (3)$$

式中: x, y 表征飞行器的位置;飞行器以速度 v 飞行,航

向偏角为 ψ ; 横向加速度为 u ; 最大横向加速度不可超过 U 。HGV 巡航段运动学量关系图如图2所示。

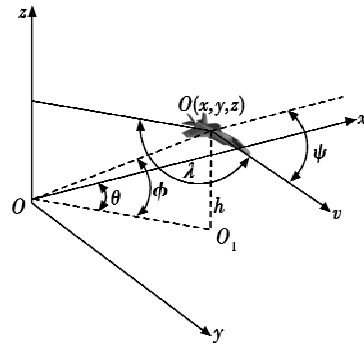


图2 HGV 巡航段运动学量关系图

Fig.2 Kinematic relation of cruising HGV

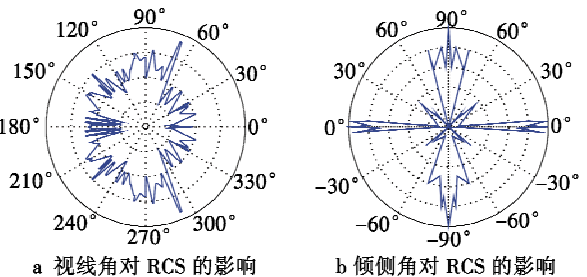
图2中, $\theta = \arctan(y/x)$, $\lambda = \theta - \psi + \pi$ 。雷达与飞行器间目标线仰角 ϕ 、飞行器倾侧角 ν , 计算为

$$\phi = \arctan(z/\sqrt{x^2 + y^2}) \quad (4)$$

$$\nu = \arctan(u/g) \quad (5)$$

式中: z 表示飞行器高度; g 为重力加速度。

HGV 的雷达散射面积与其相对于雷达的视线角以及倾侧角相关^[10], 如图3所示。



a 视线角对 RCS 的影响 b 倾侧角对 RCS 的影响

图3 影响 RCS 的相关因素

Fig.3 Related factors of RCS

HGV 头部及尾部 RCS 较小, 两侧、背部及腹部 RCS 较大。因此可以使 HGV 在突防过程中做适当的机动, 减小其 RCS 以达到减小其被地基雷达探测到的概率的目的。

本文在计算 HGV 的 RCS 时将其等效为一个椭球体。给出 RCS 近似表达式

$$\sigma(\lambda, \phi, \nu) = \frac{\pi a^2 b^2 c^2}{(a^2 \sin^2 \lambda_e \cos^2 \nu_e + b^2 \sin^2 \lambda_e \sin^2 \nu_e + c^2 \cos^2 \lambda_e)^2} \quad (6)$$

式中, $\lambda_e = \arccos[\cos \phi \cos \lambda]$; $\nu_e = \nu - \arctan[\tan \phi / \sin \lambda]$; a, b, c 分别为椭球体 3 个方向的半轴长度。

1.3 毁伤概率模型

设 HGV 在整个突防过程中的存活概率为 P_s , 则 $P_s = 1 - P_k P_{k/h}$ 。其中: P_k 为 HGV 被击中的概率; $P_{k/h}$ 为 HGV 被击中条件下毁伤的概率。

本文中假设 $P_{k/h} = 1$, 所以 HGV 被毁伤的概率可表示为

$$P_k = P_k P_{k/h} = P_k \quad (7)$$

在不考虑其他因素的条件下, P_k 的上限即为 HGV 被地基雷达探测到的概率 P_i 。减小 P_i 的值即可达到降低毁伤概率、提高存活概率的目的。

2 基于威胁时间窗的摆动式机动突防弹道设计

2.1 摆动式机动突防的实现

摆动式机动的实现问题可以简单描述为:根据所需摆动式机动弹道的关键参数(一般为机动幅值和机动频率)求解迎角、倾侧角等控制量。前提是要保持飞行器在纵向平面的稳定性并且满足动压、过载以及气动加热等约束条件。

设飞行器机动起始、终止位置分别为: $A(x_0, y_0, z_0), B(x_f, y_f, z_f)$ 。建立坐标系 $Oxyz$, 其中: z 轴沿地心矢方向, 向上为正; x 轴与 z 轴垂直, 指向机动终止位置 B ; y 轴与 x 轴和 z 轴构成右手坐标系。

摆动式机动如图 4 所示。

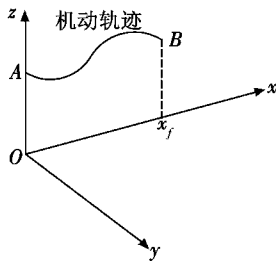


图 4 摆动式机动示意图

Fig. 4 Lateral weaving maneuver

摆动式机动弹道可以有多种形式。以按正弦规律变化为例,如图 4 所示,侧向机动距离可表示为

$$y = y_0 + l_y \sin(\omega x + \omega_0) \quad (8)$$

式中: y_0 为初始值; ω 为机动频率; l_y 为机动幅值; ω_0 为初始相位角; x 为当前位置在 x 轴方向上的大小。本文中令 y_0, ω_0 均为 0。

假设速度矢量偏离 xOz 平面的角度为小量,则

$$\begin{cases} \dot{x} \approx v \\ \dot{z} \approx -D/m \end{cases} \quad (9)$$

式中: v 为飞行器速度大小; D 为飞行器所受阻力大小。

对式(8)求关于时间的二次微分得到 y 轴方向的横向过载

$$n_y = \ddot{y} = \frac{l_y}{g} \left(-\omega \frac{D}{m} \cos(\omega x) - (\omega v)^2 \sin(\omega x) \right) \quad (10)$$

令 L 为飞行器升力大小, ν 为倾侧角,根据倾侧角定义

$$(L/m) \cdot \sin \nu = n_y g \quad (11)$$

至此,飞行器倾侧角以及横向过载均与 x 轴方向上的飞行距离联系起来。

为保持飞行器在纵向平面的稳定性,需要调整迎角以抵消由于侧向机动所带来的升力变化(L 变为

$L \cos \nu$)。设地心距为 r ,此时倾侧角应满足

$$(L/m) \cdot \cos \nu = g - v^2/r \quad (12)$$

结合式(11)可知倾侧角的变化规律为

$$\nu = \arctan \left(\frac{n_y g}{g - v^2/r} \right) \quad (13)$$

为使摆动式机动满足动压、过载以及气动加热等约束条件,则需根据各约束条件所允许的上限值解算出相应的迎角-速度飞行走廊^[9],确定迎角取值。

2.2 威胁时间窗

在地基拦截导弹发射之前,地基雷达需要时间 T_{resp} 跟踪并锁定目标。拦截导弹发射后,在其飞行时间段 T_{fo} ,地基雷达仍然需要持续跟踪目标。 T_{resp} 取决于雷达的性能, T_{fo} 则由拦截导弹的速度 v_m 和两者的相对距离 R_i 决定: $T_{foi} = R_i/v_m; T_{fo} = \min_i T_{foi}$ 。

定义威胁时间窗 $T = T_{\text{resp}} + T_{fo}$ 。如果在威胁时间窗内,地基雷达丢失了目标,则必须重新跟踪并发射地基拦截导弹。那么,地基拦截导弹要在时间点 t 成功毁伤 HGV,地基雷达则必须在时间段 $[t - T, t]$ 内对 HGV 保持持续跟踪状态。本文中 T 视为一常量。

突防过程的流程如图 5 所示。

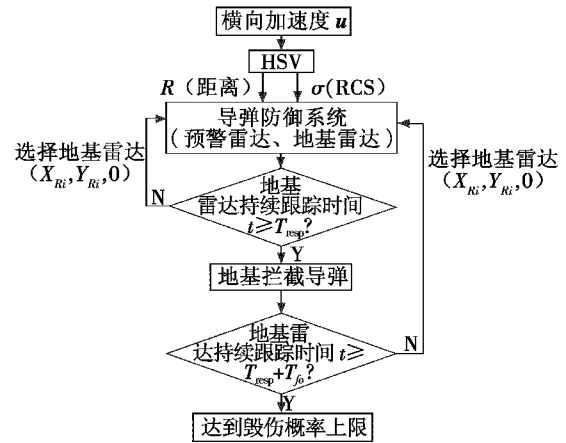


图 5 突防过程流程图

Fig. 5 Flow chart of penetration

在突防的整个过程中, HGV 将经历多个威胁时间窗,而要达到成功突防的目的则要求在每个威胁时间窗内毁伤概率尽可能小。

假设 HGV 经历的威胁时间窗总数为 m ,第 i 个威胁时间窗内毁伤概率的上限表示为

$$P_{\text{kup}i}(u) = \frac{1}{T} \int_{t-T}^t P_i(\tau) d\tau \quad (14)$$

式中, u 为飞行器横向加速度,作为控制量隐含于 P_i 中。

在突防过程中,提高 HGV 的存活概率不在于使其在所有威胁时间窗内毁伤概率降低到某一个值,而在于使 HGV 在毁伤概率最大的那个威胁时间窗内能够成功突防。取所有威胁时间窗中毁伤概率上限的极大

值 $P_{knp}(u) = \max_{1 \leq i \leq m} \{P_{knp_i}(u)\}$, 则要求设计突防弹道使得 $P_{knp}(u)$ 取到极小值, 即 $\min_{|u| \leq U} P_{knp}(u)$ 。

极大极小问题^[10]是指: $\min_{x \in X} \xi(x); \xi(x) = \max_{1 \leq i \leq m} \{f_i(x)\}$ 。 $X = \{x | g_j(x) \leq 0, j = 1, 2, \dots, p\}$ 为约束条件。 $f_i: X \subset \mathbf{R}^n \rightarrow \mathbf{R} (i = 1, 2, \dots, m)$ 为定义在 \mathbf{R}^n 上的一组实值函数, $x = (x_1, x_2, \dots, x_n)^T \in X$ 。

目标函数的一个主要特征是, 即使每个 $f_i(x)$ 都具有连续偏导数, 目标函数在使两个以上的函数等于 $\xi(x)$ 的那些点处往往不可微。因此 Minimax 问题属于不可微优化。

本文所研究的内容属于带约束的非线性 Minimax 问题, 用公式表述为

$$\min_{|u| \leq U} \max_{1 \leq i \leq m} \frac{1}{T} \int_{t_i-T}^{t_i} P_i(\tau) d\tau \quad (15)$$

由式(1)做 P_i 与 R, σ 的关系图如图 6~图 7 所示。

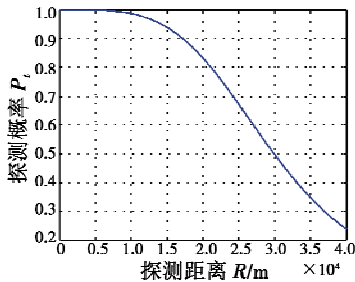


图 6 探测概率与探测距离的关系

Fig. 6 Relationship of explorative probability and distance

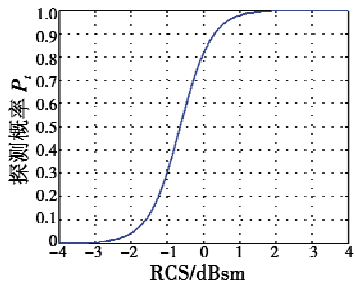


图 7 探测概率与飞行器 RCS 的关系

Fig. 7 Relationship of explorative probability and RCS

图 6、图 7 证实了 HGV 在威胁时间窗内做摆卧式机动的可行性。在探测距离一定的条件下 HGV 的 RCS 对地基雷达探测概率有显著的影响。因此, 在短时间内可以利用 HGV 的机动飞行来控制其 RCS 大小, 降低其被地基雷达探测跟踪到的概率以实现较好的突防效果。

3 仿真分析

3.1 HGV 突防单个地基雷达

假设地基雷达处于位置 $O(0 \text{ km}, 0 \text{ km})$, 最大探测距离为 150 km。HGV 初始位置位于 $A(-150 \text{ km}, -150 \text{ km})$, 目标点位于 $B(150 \text{ km}, 150 \text{ km})$ 。HGV 的最大横向加速度 $|U| = 5g$, 初始航向偏角为 $\psi_0 = \pi/6$,

巡航高度为 25 km, 巡航马赫数为 8, 巡航总时间 $T_M \leq 3 \text{ min}$ 。利用时间窗理论设计突防弹道, 设威胁时间窗 $T = 12 \text{ s}$, 仿真结果如图 8~图 9 所示。

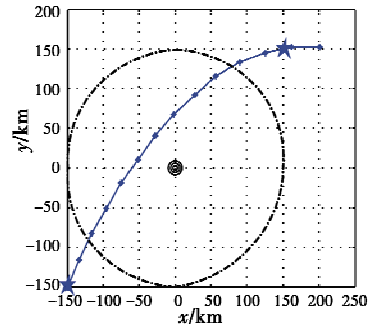


图 8 以航向偏角为自变量设计的突防弹道

Fig. 8 Trajectory of penetration based on heading angle

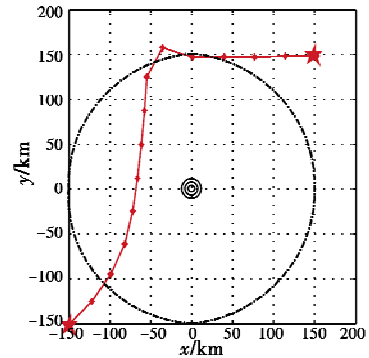


图 9 结合飞行器横向机动设计的突防弹道

Fig. 9 Trajectory of penetration based on lateral maneuver

由图 8 所示的突防弹道解算得到 HGV 被探测到的概率的极大值 $P_{1knp}(u)$ 为 0.9871。由图 9 所示的机动突防弹道解算得到 HGV 被探测到的概率的极大值 $P_{2knp}(u)$ 为 0.1651。图 8 中仅仅是以改变航向偏角的方式使 $P_{knp}(u)$ 达到最小, 并没有考虑到 HGV 的 RCS 对探测概率的影响, 整个突防过程中飞行器倾侧角 ν 为 0。图 9 中将 HGV 被探测到的概率通过其 RCS 与飞行器的横向机动联系起来, 通过改变横向加速度 u 来改变倾侧角 ν 和视线角 λ , 得到了较好的突防效果。两种突防弹道的对比图如图 10 所示。

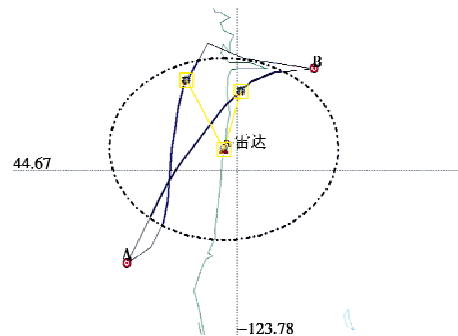


图 10 两种突防弹道的对比图

Fig. 10 Contrast of two trajectories

对两种突防弹道的运动学参数进行比较, 如图 11~

图 14 所示。

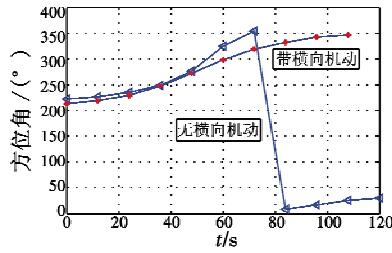


图 11 方位角对比图

Fig. 11 Contrast of aspect angle

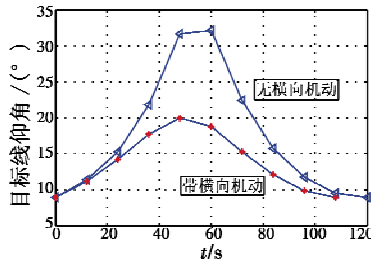


图 12 仰角对比图

Fig. 12 Contrast of elevation angle

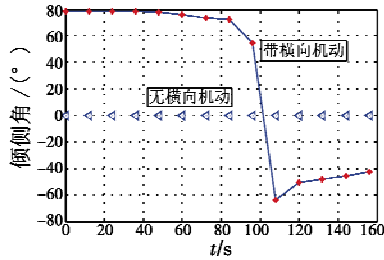


图 13 倾侧角对比图

Fig. 13 Contrast of bank angle

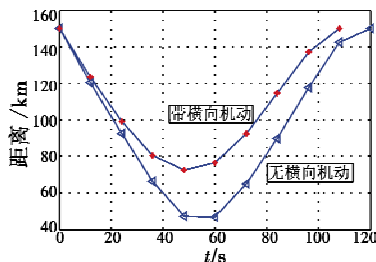


图 14 距离对比图

Fig. 14 Contrast of distance

由图 3、图 11 ~ 图 14 可知,虽然两种突防弹道与地基雷达之间的距离并无较大的差异,但相对于不考虑横向机动的情况,经极大极小值原理设计的机动突防弹道中 HGV 的 RCS 很小且暴露时间很短,使得 $P_{2kp}(u)$ 取值仅为 0.1651,从而达到了预期的突防效果。由两种突防弹道得到各性能参数如表 1 所示。

表 1 两种突防弹道性能参数

Table 1 Parameters of two trajectories

参数	航时/s	航程/km	毁伤概率 上限	存活概率 下限
无摆动式机动突防	156	491.4	0.9871	0.0129
摆动式机动突防	168	529.2	0.1651	0.8349

所设计的摆动式机动突防弹道中,飞行器以较大

的航时和航程换取了较小的毁伤概率和较大的存活概率。

3.2 HGV 突防多个地基雷达

假设有两台地基雷达,最大探测距离均为 150 km。两者独立工作,分别处于位置 $O_1(0 \text{ km}, 0 \text{ km})$ 、 $O_2(0 \text{ km}, 200 \text{ km})$ 。HGV 的最大横向加速度 $|U| = 5g$,初始位置位于 $A(-200 \text{ km}, 0 \text{ km})$,目标点位于 $B(200 \text{ km}, 200 \text{ km})$ 。HGV 初始航向偏角为 $\psi_0 = \pi/6$,于 25 km 高度巡航,巡航马赫数保持为 8,巡航总时间 $T_M \leq 5 \text{ min}$ 。

以 $j \in \{1, 2\}$ 编号两台地基雷达,则飞行威胁时间窗可表述为

$$\min_{|u| \leq U} \max_{1 \leq i \leq m} \max_{j \in \{1, 2\}} \frac{1}{T} \int_{t_i-T}^{t_i} P_j(\tau) d\tau \quad (16)$$

式中, P_j 表示 HGV 被第 j 台地基雷达探测到的概率。取 $T = 12 \text{ s}$,仿真结果如图 15 ~ 图 16 所示。

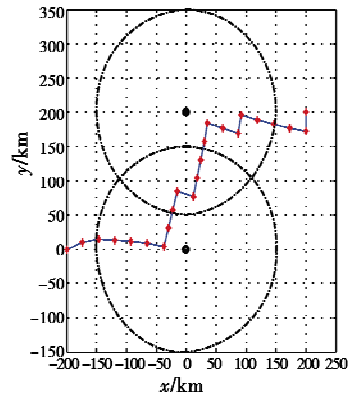


图 15 结合飞行器横向机动设计的突防弹道

Fig. 15 Trajectory of penetration based on lateral maneuver

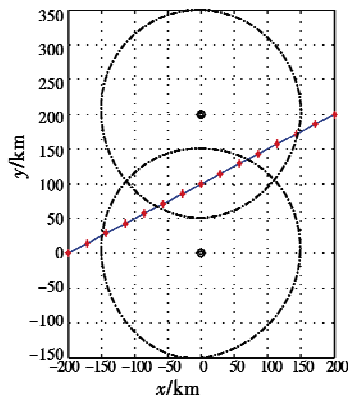


图 16 以航向偏角为自变量设计的突防弹道

Fig. 16 Trajectory of penetration based on heading angle

图 15 表明,结合飞行器横向机动设计的突防弹道中,飞行器机头或机尾在绝大多数时间段始终指向地基雷达,在需要改变航向时均以一定的倾侧角面对地基雷达,使得两台地基雷达对其探测概率均很小以实现较好的突防效果。整个突防过程中, $\max_{1 \leq i \leq m} \max_{j \in \{1, 2\}} \frac{1}{T} \int_{t_i-T}^{t_i} P_j(\tau) d\tau$ 仅为 0.0978。图 16 中,飞行器仅以航向角

作为优化变量,没有将飞行器的机动与地基雷达的探测概率相结合,致使飞行器长时间暴露较大的RCS值,

$\max_{i \leq i \leq m} \max_{j \in [1,2]} \frac{1}{T} \int_{t_i-T}^{t_i} P_y(\tau) d\tau$ 达到 0.9466,无法满足威胁时间窗的要求。

4 结论

本文利用导弹防御系统威胁时间窗将HGV、地基雷达和拦截导弹联系起来加以考虑,建立毁伤概率模型,并认为提升HGV生存概率的关键在于毁伤概率最大的威胁时间窗。在实现HGV摆动式机动的前提下实时改变HGV的RCS以使毁伤概率在所有威胁时间窗内的极大值极小化。仿真分析表明,所设计的机动突防弹道取得了较好的突防效果,使HGV的生存能力得到提高。

参考文献

- [1] 雍恩米. 高超声速滑翔式再入飞行器轨迹优化与指导方法研究[D]. 长沙:国防科学技术大学,2008.
- [2] 陈小庆,侯中喜,刘建霞. 高超声速滑翔飞行器弹道特性分析[J]. 导弹与航天运载技术,2011(2):5-9.
- [3] 刘兴. 防空防天信息系统及其一体化技术[M]. 北京:国防工业出版社,2009.

- [4] 孙连山,杨晋辉. 导弹防御系统[M]. 北京:航空工业出版社,2004.
- [5] STARKEY R, RANKINS F, PINES D. Coupled waverider/trajectory optimization for hypersonic cruise[C]//The 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit 10-13 January 2005, Reno, Nevada, 10. 2514/6. 2005-530.
- [6] CHUANG C H, MORIMOTO H. Optimal periodic cruise for a hypersonic vehicle with constraints[C]//AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, San Diego, CA, 29-31 July, 1996. 10. 2514/6. 1996-3876.
- [7] GRANT M J, CLARK I G, BRAUN R D. Rapid simultaneous hypersonic aerodynamic and trajectory optimization using variational methods [C]//AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, Portland, Oregon, 08-11 August, 2011, 10. 2514 / 6. 2011- 6640.
- [8] SZCZERBA R J. Robust algorithm for real-time route planning [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2000, 36(3):869-878.
- [9] 谢愈,刘鲁华,汤国建,等. 高超声速滑翔飞行器摆动式机动突防弹道设计[J]. 航空学报,2011,32(12):2174-2181.
- [10] 王若鹏. 极大极小问题的数值解法[D]. 西安:西北大学,2002.

(上接第44页)

下对目标潜艇实施打击。假设A、B已经飞到指定海域附近,A通过吊放声纳测得敌方潜艇相对于自己的距离为2 km,方位为正北150°。A通过雷达测到B相对于自己的距离为1 km,方位为正北60°。B现在要对目标潜艇实施打击,如果打击对目标定位的距离要求为5 km之内,精度的要求为测距精度100 m,方位精度5°。问此时实施打击是否可行?

3.2 仿真

根据应用场景,可得 $d_1 = 1000, c_1 = \pi/3, d_2 = 2000, c_2 = 5\pi/6, \delta_{d_{声纳}} = 50, \delta_{c_{声纳}} = 2.5\pi/180, \delta_{d_{雷达}} = 40, \delta_{c_{雷达}} = 0.25\pi/180$,代入到式(6)、式(7)可解得目标相对于僚机的距离和方位: $d_x = 2.236 \text{ km}; c_x = \arctan(-0.0103455); M = \begin{bmatrix} -0.9982 & -133.97 \\ 0.059915 & -2232.1 \end{bmatrix}; N = \begin{bmatrix} -0.86603 & -1000 & -0.5 & 866.03 \\ 0.5 & 1732.1 & -0.86603 & -500 \end{bmatrix}$ 。代入到式(12)可解得定位精度 $\delta_d = 68.17 \text{ m}, \delta_c = 2.15^\circ$ 。

由于 $2.236 < 5$ 和 $68.17 < 100$,且 $2.15 < 5$,因此此时可以实施打击。

4 结论

本文主要讨论了反潜战中通过舰载双机协同定位

对敌方潜艇实施定位和打击的方法以及误差估计问题。通过建立矢量方程、欧拉方程给出了反潜双机协同定位过程中绝对定位和相对定位的方法;通过建立全微分方程并结合统计学方法,给出了两种情况下的误差估计的计算表达式,巧妙地解决了反潜战中通过长机和僚机对潜艇进行协同打击的问题。最后,结合实际应用给出了协同定位及其误差的应用场景,对于反潜战具有重要的指导意义。

参考文献

- [1] 曹晨. 预警机——信息化战争的空中帅府[M]. 北京:电子工业出版社,2009.
- [2] 朱剑辉,方洋旺,张平. 双机协同定位误差分析的研究[J]. 电光与控制,2012,19(6):21-25.
- [3] 王祖典. 航空反潜战与反潜武器[J]. 航空兵器,2007(1):6-9.
- [4] 蹇明裕,丁红岩,王甲兴. 直升机双机协同飞行投雷研究[J]. 舰船电子工程,2010,(2):29-31.
- [5] XU W. An accurate algebraic solution for moving source location using TDOA and FDOA measurements [C]//IEEE Transaction on Signal Processing, 2004, 52(9):2453-2463.
- [6] 李洪梅,陈培龙. 三维多站测向交叉定位算法及精度分析[J]. 指挥控制与仿真,2007,28(4):54-59.