

第5章 基于CSMSL的混合仿真系统设计

按照CSMSL建模方法,以某连续、离散混合的防空反导仿真系统为例,从作战实体模型、作战过程模型以及防空反导作战效能评估方法3个方面给出该仿真系统的相关模型(对其中的业务逻辑进行补充,即实体类内部建模),然后生成防空反导应用系统的原型系统。

防空反导系统运行逻辑为:蓝方来袭导弹获得红方保卫要地信息并在仿真中初始化数枚导弹实体进行攻击,红方防空反导系统统筹信息,对其进行综合拦截。红方保卫要地向蓝方来袭导弹发送自身位置信息触发来袭导弹发射;发射后来袭导弹向红方雷达单元发送自身位置信息,雷达单元根据探测模型判断导弹是否能被侦察到,并立即将侦察到的来袭导弹信息发往红方指控中心;指控中心综合来袭导弹信息、保卫要地信息和火力单元信息,对来袭导弹进行威胁评估、威胁排序和目标分配;红方火力单元收到目标分配后进行杀伤概率计算,如果满足发射要求则向红方拦截导弹发送火力打击任务;红方拦截导弹在初始化后不断接收蓝方来袭导弹位置信息并通过比例导引法对目标进行跟踪拦截并使用脱靶量计算击中概率;在仿真中红方指控中心可以根据实际情况调整保卫要地、雷达单元和火力单元的数目和拓扑排布以应对不同的来袭目标分布。

下面分节介绍坐标系统的坐标系模型、蓝方来袭导弹的弹道模型、红方雷达单元对来袭导弹的探测模型、红方指挥控制系统和火力单元在收集到综合空情信息后的决策模型和红方发出的拦截导弹的比例导引模型。

5.1 坐标系及其变换

各实体的位置以及拦截弹和目标弹道的计算都要在一定的坐标系下进行,因此本节首先给出防空反导作战仿真系统所使用的坐标系,及各种坐标系之间的转换方法。

防空反导系统中一般会涉及三种坐标系模型,分别为经纬高坐标系模型、地心

地固坐标系模型和北天东模型,本书开发的防空反导系统使用到了前两种模型,并加入了来袭导弹的平面坐标模型。其中经纬高坐标系模型使用目标在地球上的经度、纬度和高度作为坐标,如图 5-1 所示 φ 为目标纬度值, λ 为目标经度值,高度值为目标离地球表面的距离;地心地固坐标系的原点为地球质心, Z 轴与地轴平行,指向北极; X 轴指向子午线与赤道交点; Y 轴垂直于 XOZ 平面,构成右手坐标系。如图 5-1 所示 X - Y - Z 为地心地固坐标系, a 为赤道半径, b 为极半径,即地球质心到南极和北极的距离, (x, y, z) 表示目标在地心地固坐标系下的坐标。

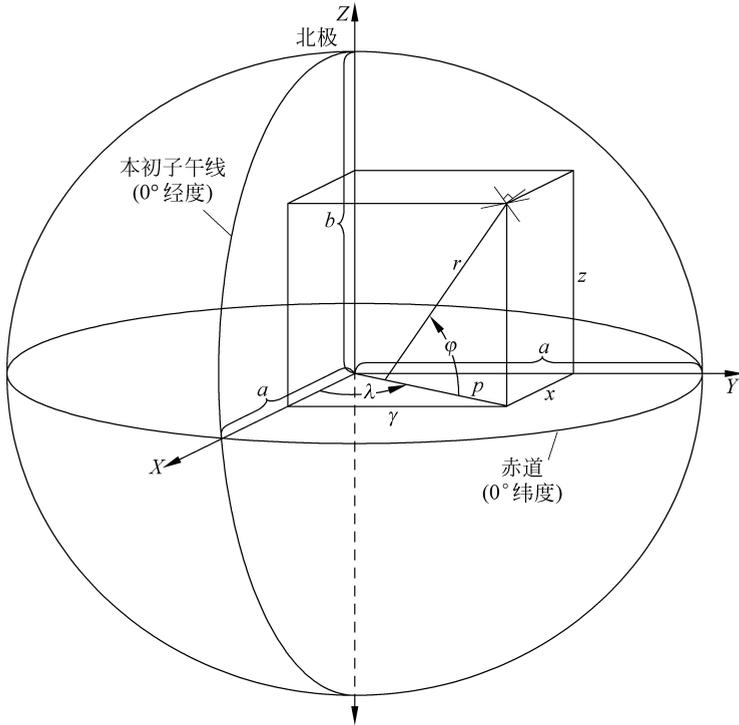


图 5-1 防空反导系统坐标系模型

5.1.1 三种坐标系

1. 经纬高坐标系 (Longitude, Latitude, Height, LLH)

经纬高坐标系即利用经度 λ 、纬度 φ 、高度 h 确定物体的位置。系统中要地、雷达、火力单元等实体的位置,以及来袭目标的发射点、落点,都用经纬高坐标系给出。

2. 地心地固坐标系 (Earth-Centered, Earth-Fixed, ECEF)

地心地固坐标系的原点为地球的质心; Z 轴与地轴平行,指向北极; X 轴指向子午线与赤道交点; Y 轴垂直于 XOZ 平面,构成右手坐标系,如图 5-2 所示。

ECEF 坐标系主要用于拦截弹及目标的弹道计算。

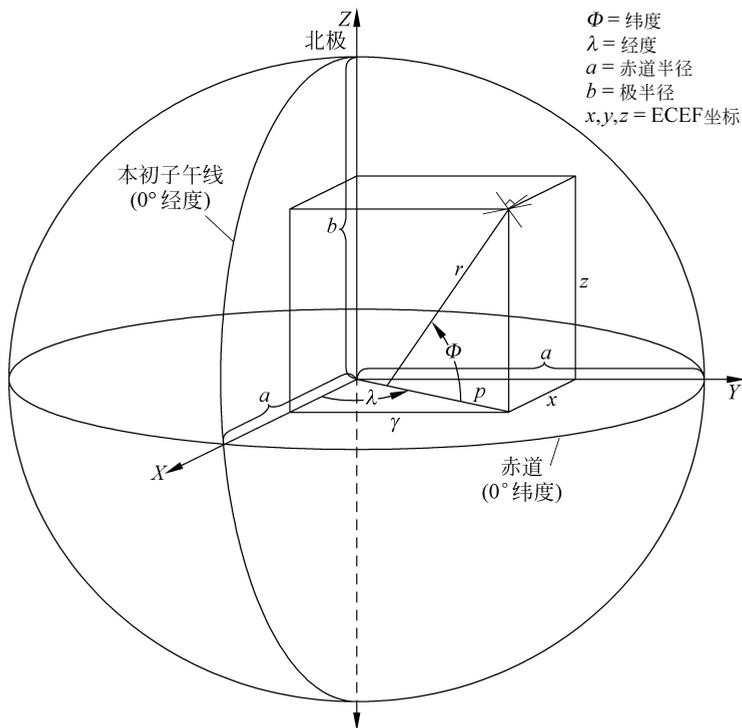


图 5-2 ECEF 坐标系

3. 北天东坐标系 (East, North, Up, ENU)

北天东坐标系的平面是地球某一点的切面,坐标原点即为切点,按照传统习惯, X 轴指向东, Y 轴指向北, Z 轴指向上,如图 5-3 所示。ENU 坐标系主要用于计算雷达探测范围、武器发射区、拦截区、杀伤区计算,及拦截弹制导律的计算。

5.1.2 三种坐标系之间的转换

1. LLH 到 ECEF

经纬高坐标 (λ, Φ, h) 到地心地固坐标 (X, Y, Z) 的转换公式如式(5-1)所示:

$$\begin{cases} X = (N(\Phi) + h) \cos\Phi \cos\lambda \\ Y = (N(\Phi) + h) \cos\Phi \sin\lambda \\ Z = (N(\Phi) (1 - e^2) + h) \sin\Phi \end{cases} \quad (5-1)$$

其中 $N(\Phi) = \frac{a}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2 \Phi}}$, a 是赤道半长轴, e 是赤道离心率, $e = \sqrt{2f - f^2}$ 。 a

和 f 均为常数,其中 $a = 6\,378\,137$, f 是赤道扁率, $1/f = 298.257\,223\,563$ 。

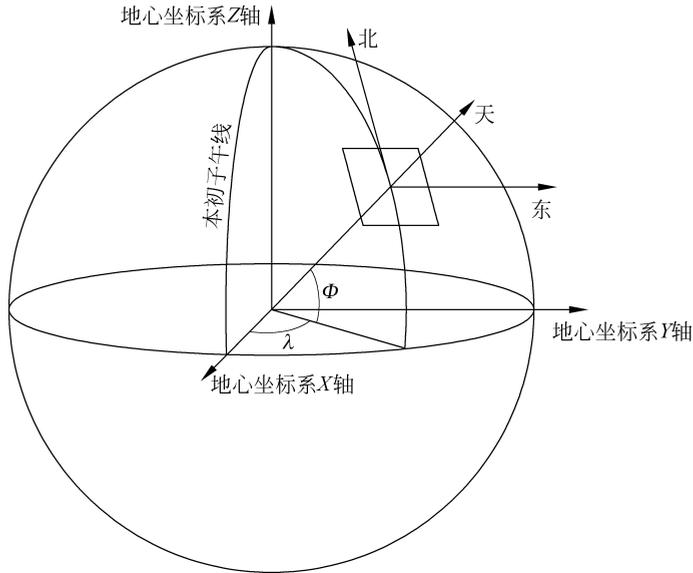


图 5-3 东北天(ENU)坐标系

2. ECEF 到 LLH

地心地固坐标 (X, Y, Z) 到经纬高坐标 (λ, Φ, h) 的转换公式如式(5-2)所示:

$$\lambda = \arctan\left(\frac{Y}{X}\right)$$

$$\Phi = \arctan\left(\frac{\tan\varphi}{(1-f)^2}\right)$$

$$h = |(X, Y, Z)| - a(1 - f \sin^2(\varphi)) - 0.5f^2(a / |(X, Y, Z)| - 0.25) \sin(2\varphi) \quad (5-2)$$

其中, $\varphi = \arctan\left(\frac{Z}{\sqrt{X^2 + Y^2}}\right)$, φ 是地心纬度, $|(X, Y, Z)|$ 表示向量 (X, Y, Z) 的模, a 和 f 的含义同上。

3. ECEF 到 ENU

在防空反导系统中经常要计算导弹相对于雷达的 ENU 坐标, 导弹由于要计算弹道, 它的位置一般是用 ECEF 坐标表示的, 因此需要将 ECEF 坐标转换成 ENU 坐标。一般已知条件是导弹的 ECEF 坐标 (X_p, Y_p, Z_p) 及雷达的 LLH 坐标 (Φ_r, λ_r, h_r) , 需要求导弹相对于雷达的 ENU 坐标 (x, y, z) 。

求解方法为: 先用式(5-1)求出雷达的 ECEF 坐标 (X_r, Y_r, Z_r) , 然后用式(5-3)求出导弹相对于雷达的 ENU 坐标。

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\sin\lambda_r & \cos\lambda_r & 0 \\ -\sin\Phi_r \cos\lambda_r & -\sin\Phi_r \sin\lambda_r & \cos\Phi_r \\ \cos\Phi_r \cos\lambda_r & \cos\Phi_r \sin\lambda_r & \sin\Phi_r \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_p - X_r \\ Y_p - Y_r \\ Z_p - Z_r \end{bmatrix} \quad (5-3)$$

4. ENU 到 ECEF

ENU 坐标转换到 ECEF 坐标的已知条件是 ENU 坐标 (x, y, z) 和 ENU 坐标原点的 LLH 坐标 (Φ, λ, h) , 转换如式(5-4)所示:

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\sin\lambda & -\sin\Phi \cos\lambda & \cos\Phi \cos\lambda \\ \cos\lambda & -\sin\Phi \sin\lambda & \cos\Phi \sin\lambda \\ 0 & \cos\Phi & \sin\Phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_r \\ Y_r \\ Z_r \end{bmatrix} \quad (5-4)$$

其中, (X_r, Y_r, Z_r) 是 ENU 坐标原点的 ECEF 坐标, 由它的 LLH 坐标计算得到。

5. LLH 与 ENU 之间的转换

LLH 与 ENU 之间的相互转换需要借助于 ECEF, 即将 LLH 或 ENU 先转换成 ECEF, 再进一步转换。

5.2 防空反导作战实体模型

防空反导作战涉及的实体包括来袭目标(EM)、防御单元(DU)、火力单元(BM)、防空武器指挥中心(CC, 含预警雷达), 以及被保卫要地(GT), 如图 5-4 所示。



图 5-4 防空反导作战参与实体

下面从模型参数和功能模块出发, 建立各实体的概念模型。

5.2.1 来袭目标弹道模型求解方法1

防空反导作战中的来袭目标有多种类型,例如弹道导弹、巡航导弹等,目前本系统的模型库中只包含战术弹道导弹,其他类型的导弹,用户可以自己开发,加入模型库。下面主要介绍战术弹道导弹在防空反导作战中的概念模型。

1. 模型参数及初始化

模型变量如表 5-1 所示。

表 5-1 来袭目标模型包含的变量

变 量	含 义
$F_pos(x_s, y_s, z_s), L_pos(x_e, y_e, z_e)$	来袭目标的发射点、落点坐标
$v_0(v_{0x}, v_{0y}, v_{0z})$	来袭目标的初始速度
$pos(x, y, z), v(v_x, v_y, v_z)$	来袭目标的位置和速度

初始化参数包括战术弹道导弹的发射点和落点坐标,发射点可任意给定,落点一般为要攻击的对象的位置。

2. 弹道计算

本系统中的战术弹道导弹的弹道计算采用不考虑地球自转的最小能量弹道^[53]计算方法,计算从发射点到落点的椭圆轨道弹道。

弹道计算过程为:根据给定的发射点和落点坐标,计算最小能量弹道的轨道根数,然后使用这些导弹根数计算任意时刻导弹的位置和速度。最小能量弹道是指在发射点和落点确定的情况下,导弹发射速度最小时对应的弹道,文献[52]给出了利用发射点和落点坐标求最小能量弹道轨道根数的方法。

轨道根数是二体运动的六个积分常数,它们可以唯一确定一个椭圆轨道的形状、大小及在空间中的位置。这六个积分常数是 a 、 e 、 i 、 Ω 、 ω 、 τ (见图 5-5),它们的含义是:

a ——椭圆轨道的半长轴;

e ——椭圆轨道的偏心率;

i ——轨道倾角;

Ω ——升交点赤经;

ω ——近地点中心角;

τ ——近地点时间。

文献[52]给出了计算轨道根数的详细公式,此处不再赘述。求出轨道根数后,即可计算导弹在任意时刻 t 的位置和速度。方法如下:

首先解开普勒方程

$$E - e \sin E = n(t - \tau) \quad (5-5)$$

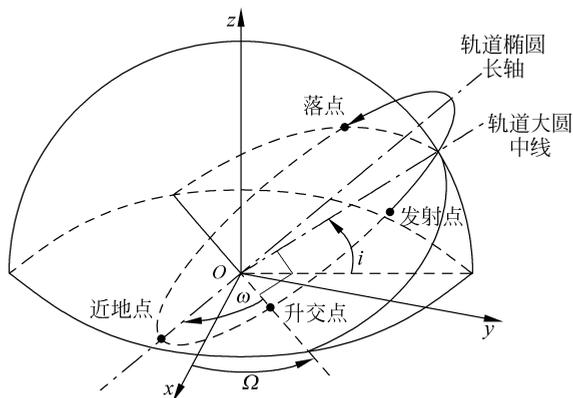


图 5-5 轨道根数的几何图形^[52]

求出 t 时刻的偏近点角 E 。其中, n 是轨道平均角速度, $n = \sqrt{\mu/a^3}$; μ 是地心引力常数 $\mu = 3.986\ 005e14$ 。

然后根据式(5-6)求导弹在时刻 t 的位置 r 和速度 v 。

$$\begin{cases} r = a(\cos E - e)\mathbf{P} + a\sqrt{1 - e^2}\sin E \cdot \mathbf{Q} \\ v = \frac{a^2 n}{r}(-\sin E \cdot \mathbf{P} + \sqrt{1 - e^2}\cos E \cdot \mathbf{Q}) \end{cases} \quad (5-6)$$

其中, \mathbf{P} 和 \mathbf{Q} 分别表示近地点和半通径方向的单位向量:

$$\begin{aligned} \mathbf{P} &= \begin{bmatrix} \cos \Omega \cos \omega - \sin \Omega \sin \omega \cos i \\ \sin \Omega \cos \omega + \cos \Omega \sin \omega \cos i \\ \sin \omega \sin i \end{bmatrix} \\ \mathbf{Q} &= \begin{bmatrix} -\cos \Omega \sin \omega - \sin \Omega \cos \omega \cos i \\ -\sin \Omega \sin \omega + \cos \Omega \cos \omega \cos i \\ \cos \omega \sin i \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (5-7)$$

弹道计算流程如图 5-6 所示,弹道示意如图 5-7 所示。

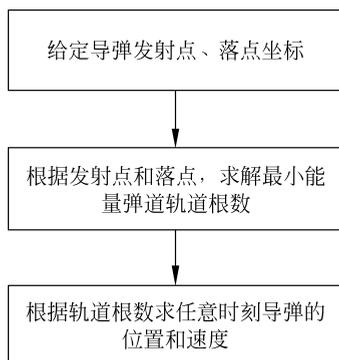


图 5-6 弹道计算流程

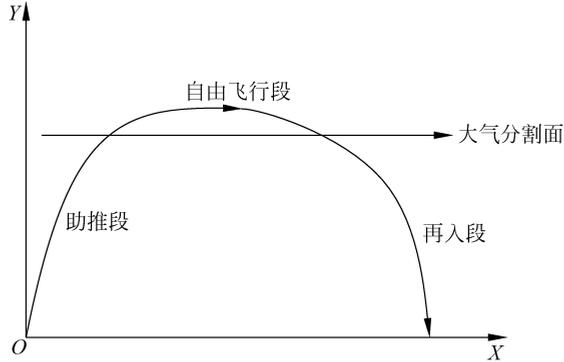


图 5-7 来袭导弹弹道示意

3. 进攻模式

导弹源按照预定时序或泊松过程发射导弹。

5.2.2 来袭目标弹道模型求解方法 2

假设导弹具有良好的气动稳定性,迎角和升力均为 0;假设大气是平静的,即风速为 0;假设发动机推力为常数,燃料消耗率为常数;假设导弹的飞行过程分为助推段、自由飞行段和再入段;假设大气分割面是一层很薄的高度确定的平面。根据以上假设,导弹弹道如图 5-7 所示,助推段导弹受到的力为沿速度方向的推力、与速度方向相反的空气阻力和垂直向下的重力,自由飞行段导弹受到的力只有垂直向下的重力,再入段导弹受到的力为与速度方向相反的空气阻力和垂直向下的重力。

导弹助推段的运动微分方程如式(5-8)所示,自由飞行段的运动方程如式(5-9)所示,再入段的运动微分方程如式(5-10)所示。

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{dv}{dt} = \frac{P - D}{m} - g \sin\gamma \\ \frac{d\gamma}{dt} = -\frac{g}{v} \cos\gamma \\ \frac{dm}{dt} = -\mu_P \\ \frac{dx}{dt} = v \cos\gamma \\ \frac{dy}{dt} = v \sin\gamma \end{array} \right. \quad (5-8)$$

$$\begin{cases} v_x = v_{x0} \\ v_y = v_{y0} - gt \\ x = v_x t \\ y = v_{y0} t - \frac{1}{2}gt^2 \end{cases} \quad (5-9)$$

$$\begin{cases} \frac{dv}{dt} = \frac{-D}{m_k} + g \sin\gamma \\ \frac{d\gamma}{dt} = -\frac{g}{v} \cos\gamma \\ \frac{dx}{dt} = v \cos\gamma \\ \frac{dy}{dt} = v \sin\gamma \end{cases} \quad (5-10)$$

其中 v 是速度, γ 是速度倾角, m 是质量, x 和 y 是地面坐标, P 是发动机推力, D 是空气阻力, g 是重力加速度, μ_P 是燃料流量, v_{x0} 是助推段结束时的水平速度, v_{y0} 是助推段结束时的垂直速度(方向向上), m_k 为导弹燃料用完后的质量。以下公式为补充关系。

$$h = y \quad (5-11)$$

$$D = C_D \rho v^2 S / 2 \quad (5-12)$$

$$C_D = C_D(Ma) = \begin{cases} 0.29 & Ma \leq 0.8 \\ Ma - 0.51 & 0.8 < Ma \leq 1.068 \\ 0.091 + 0.5/Ma & 1.068 < Ma \end{cases} \quad (5-13)$$

$$Ma = v/a \quad (5-14)$$

$$a = 20.05 \sqrt{T} \quad (5-15)$$

$$T/T_u = T(h)/T_u = \begin{cases} 288.15 - 0.0065h/h_u & h/h_u \leq 11000 \\ 216.65 & h/h_u > 11000 \end{cases} \quad (5-16)$$

$$\rho/\rho_u = \rho(h)/\rho_u = \begin{cases} 1.2250(1 - \frac{h/h_u}{44330.8})^{4.25588} & h/h_u \leq 11000 \\ 0.37204 \exp(-\frac{h/h_u - 11000}{6341.6}) & h/h_u > 11000 \end{cases} \quad (5-17)$$

$$\mu = \frac{m_0 - m_k}{t_{prop}} \quad (5-18)$$

$$\mu_P = \begin{cases} \mu & t \leq t_{prop} \\ 0 & t > t_{prop} \end{cases} \quad (5-19)$$

$$P = I_{sp} \mu_P \quad (5-20)$$

其中 h 是高度, C_D 是阻力系数, Ma 是马赫数, a 是声速, T 是空气温度, ρ 是空气密度, μ 是燃料流量, m_0 是导弹初始质量, t_{prop} 是发动机推进时间, I_{sp} 是比冲量, S

是导弹参考面积。

使用四阶 Runge-Kutta 法对以上方程进行求解,即可得到导弹在飞行过程中任意时刻的弹体坐标系坐标,再转化为经纬高坐标即可。四阶 Runge-Kutta 法用于模拟常微分方程解的常用迭代法,下一个值总是由现在的值加上时间间隔和一个估算的斜率的乘积决定,该斜率是 K_1 、 K_2 、 K_3 和 K_4 的加权平均,其中 K_1 为时间开始时的斜率, K_2 和 K_3 均为时间段中点的斜率, K_4 为时间段终点的斜率,计算公式如式(5-16)所示。

$$\begin{cases} x_{i+1} = x_i + \frac{h}{6}(K_1 + 2K_2 + 2K_3 + K_4) \\ K_1 = f(t_i, x_i) \\ K_2 = f(t_i + h/2, x_i + hK_1/2) \\ K_3 = f(t_i + h/2, x_i + hK_2/2) \\ K_4 = f(t_i + h, x_i + hK_3) \end{cases} \quad (5-21)$$

仿真中弹道计算流程如图 5-8 所示。首先根据导弹发射点和落点目标确定导弹行进平面,在平面内根据距离估算求解出发射角,根据发射角在二维平面内绘制出运行曲线,根据曲线点坐标映射导弹在三维空间的实时位置。

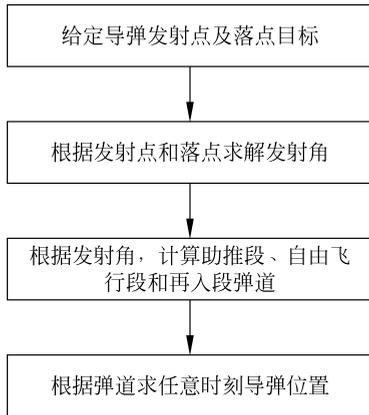


图 5-8 来袭导弹弹道计算方法

图 5-9 为在某次仿真中来袭导弹的运行弹道轨迹,有网格的球体代表地球,网格线代表经纬度线,左侧为导弹轨迹图。

5.2.3 预警雷达模型

预警雷达探测模型非常复杂,在战术运用仿真中只做雷达的功能性仿真,即不考虑雷达探测噪声模型,用解析式计算发现概率,然后用蒙特卡罗法对探测结果进行仿真。下面介绍一种采用雷达递降系数的雷达发现概率近似计算方法^[54]。

首先计算目标的相对距离 R ：

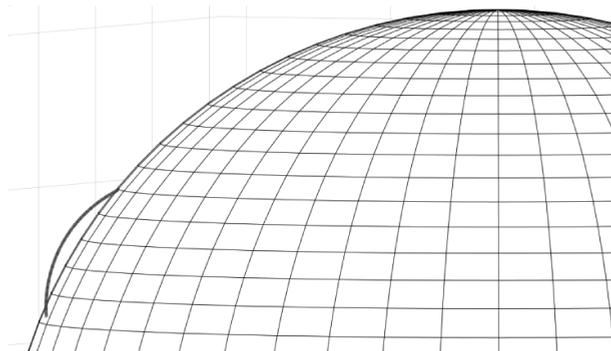


图 5-9 来袭导弹轨迹图

$$R = \frac{D}{kD_{\max}} \quad (5-22)$$

其中, k 是雷达递减系数(近似取 1.23), D_{\max} 是雷达最大有效探测距离, D 是目标距离。然后用下式计算雷达发现概率:

$$P_d = \begin{cases} 0.9 - R/8, & R < 0.8 \\ 2.0 - 1.5R, & 0.8 \leq R < 1.0 \\ 0, & R \geq 1.0 \end{cases} \quad (5-23)$$

最后使用蒙特卡罗法对探测结果进行仿真,即使用一个随机数 u 发生器产生一个随机数与 P_d 进行比较,如果 $u > P_d$,则目标被发现;如果 $u < P_d$,则目标没有被发现。

预警雷达目标探测仿真流程如图 5-10 所示。

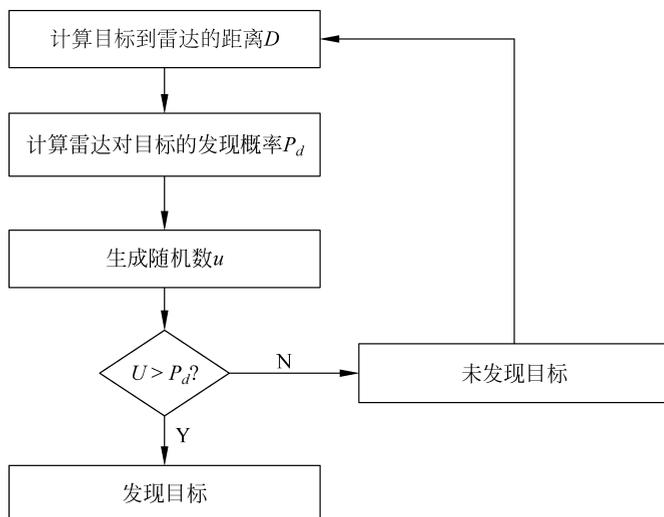


图 5-10 预警雷达目标探测仿真流程

5.2.4 防空武器系统火力单元模型

防空武器系统火力单元模型包括杀伤区模型、火力分配模型、拦截点预测模型、发射决策模型、制导模型、拦截弹模型、杀伤效果评估模型。

1. 防空武器系统的杀伤区模型

防空武器系统的部署、目标分配算法、火力分配算法等都依赖于防空武器系统的杀伤区、作战区、拦截区以及发射区。因此,在介绍防空武器系统其他功能模块之前,先简要介绍一下防空武器系统的杀伤区、作战区、拦截区、发射区及其相互关系。

1) 杀伤区

防空导弹武器系统的杀伤区是以地面参考坐标系表示的,它是指杀伤以某个给定速度作水平等速直线飞行的空中目标的概率不小于某个给定值的空间点的集合。杀伤空中目标的概率通常是指单发杀伤概率。

杀伤区采用地面参量坐标系。地面参量坐标系是以制导雷达或发射装置为坐标原点;以与空中目标飞行方向平行,且与目标飞行方向相反的坐标轴作为纵轴(通常用 OL 或 OS 表示);在地面上过 O 点且与纵轴垂直的坐标轴为横坐标,以 OP 表示;以过 O 点与 OL 、 OP 垂直的 OH 轴为垂直坐标轴所构成的坐标系。它的最大特点是: OL 轴随目标飞行方向变化而变化。杀伤区是一个复杂的立体图形,如图 5-11 所示。坐标 H 表示目标的飞行高度,坐标 P 表示目标飞行的航路捷径,坐标 L 用以计算杀伤区的纵深。目标在 OLP 平面上的投影点到坐标原点的连线与 OL 轴的夹角称为航路角,它在 $0^\circ \sim 180^\circ$ 变化。

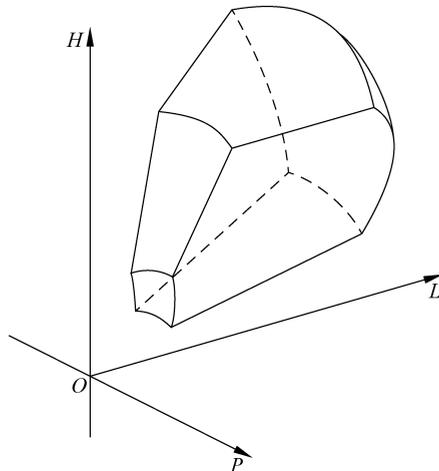


图 5-11 防空导弹武器系统的杀伤区

表征杀伤区的主要参数是高界、低界、近界和远界,近界又分为低近界、高近界和侧近界。杀伤区通常以过 HOL 的切面和垂直于 OH 轴的切面表示,前者称为

垂直杀伤区,后者称为水平杀伤区。

2) 作战区

防空导弹武器系统的作战区是以地面直角坐标系表示的,杀伤在等速直线飞行空中目标的概率不小于某一给定值的空间点的集合。地面坐标系的原点与地面参量坐标系一样, OY 轴垂直向上, OX 轴沿地面指向任意方向, OZ 轴按右手定则确定。

对于可以全向跟踪空中目标的制导雷达,且发射装置能与其配合发射(随动发射或垂直发射)的防空导弹武器系统的作战区是全方位作战区。在这种情况下,只要将杀伤区绕 OH 轴旋转 360° ,即构成作战区。

对于雷达不能进行方位随动的防空导弹武器系统(如“爱国者”),它的作战区决定于其制导雷达的监视和跟踪范围。在这种情况下,作战区的近界和远界与杀伤区相同,但其方位角的范围可能小于杀伤区航路角的范围。

防空导弹武器系统的作战区,反映了在实际防空:它所能掩护的空间范围。作为防区部署来说,它比杀伤区更为适用。它的缺点是,不能反映武器系统对拦截目标航路捷径和航路角的限制。

3) 拦截区

拦截区是杀伤区和作战区的重合部分。

对于能全方位跟踪空中目标,并能全方位随动或垂直发射的防空导弹武器系统,其拦截区和杀伤区完全相同。

对于不能全方位跟踪空中目标和(或)不能全方位随动发射的防空导弹武器系统,其拦截区常常小于发射区。例如,对于一个探测范围有限的防空导弹武器系统,它的作战区是一个固定的扇形区域,而其杀伤区随来袭目标的来袭方向不同而不同,因此,它们的重合部分,即拦截区,也会随来袭方向不同而不同。

4) 发射区

防空导弹武器系统的发射区是以地面参量坐标系表示的,保证导弹能拦截来袭目标所处空间点的集合。将拦截区的边界向空中目标飞行的反方向推移一个提前量,即形成发射区。对于不能全方位跟踪空中目标的防空导弹武器系统,还必须考虑作战区的限制。

以上介绍了防空导弹武器系统杀伤区、作战区、拦截区及发射区的概念。在本书构建的防空反导作战仿真系统中,为简化模型,假设防空导弹武器系统都具有全方位的作战区,在这种情况下,拦截区就等于杀伤区。因此,在后面的目标分配及火力分配算法中,主要考虑杀伤区。而发射区就是将杀伤区的边界向空中目标飞行的反方向推移一个提前量形成的。

2. 火力分配模型

防空导弹武器系统的火力单元一般包括若干发射架、一个跟踪照射雷达。跟踪照射雷达有若干目标通道,可同时锁定若干目标。当火力单元被分配了多个拦

截目标时,火力分配的任务是决定先射击哪个目标、由哪个发射架发射导弹以及采用哪种拦截方式。

(1) 火力分配的主要内容包括:按什么顺序拦截;对拦截的目标选择最佳可用发射架;发射架对制定目标的拦截方式和持续时间;射击弹药数量,弹药消耗和装填。

(2) 火力分配诸元:首先计算拦截目标通过有效发射区近界和远界的时间,这可作为拦截目标紧急程度的一个判断因素。其次计算单发杀伤概率。杀伤概率是目标高度、斜距以及航路捷径的函数,为保证实时性,可预先给定杀伤区内若干点的杀伤概率,其他点的杀伤概率可通过插值获得。

(3) 火力分配原则:首先考虑射击方式,即根据目标数量以及目标在发射区停留时间确定使用单发射击或连发射击,如果单发杀伤概率不能满足要求,则需要采用齐射方式。其次考虑射击次序,综合考虑拦截紧急程度(根据目标进出发射区的时间)和目标威胁度确定拦截次序。只有在优先级高的目标不能立即被拦截时,才能对威胁队列中威胁程度较低且能立即拦截的目标分配火力。

3. 拦截点预测模型

火力单元进行拦截点预测的目的是预测杀伤概率,从而进行发射决策及选择射击方式。由于导弹对目标的杀伤概率在空间中各点是不同的,因此预测拦截点后,可以预测火力单元对目标的杀伤概率。当预测杀伤概率不满足要求时,可以选择推迟发射,当杀伤概率满足要求时再进行发射;如果到最晚发射时间,杀伤概率还是不能满足要求,可以选择齐射、连射等射击方式,以提高杀伤概率,达到作战意图。

文献[60-61]中介绍了使用最大似然估计(Maximum Likelihood Estimation, MLE)、扩展卡尔曼滤波(Extended Kalman Filter, EKF)以及无迹卡尔曼滤波(Unscented Kalman Filter, UKF)方法预测拦截点,但原理较为复杂。本书使用简单的二分法来预测拦截点。具体方法为:

- (1) 假设当前时间为 t_r , 目标到达发射区近界时间为 t_1 ;
- (2) 令 $t_m = (t_r + t_1) / 2$;
- (3) 根据式(5-6)计算目标在 t_m 时刻的位置 POS_T ;
- (4) 计算拦截弹到达 POS_T 所用的时间 Δt

$$\Delta t = |POS_T| / \bar{v}_m \quad (5-24)$$

其中, \bar{v}_m 是拦截弹的平均速度。

- (5) 如果当前时间加 Δt 小于 t_m , 则令 $t_r = t_m$; 否则, 令 $t_1 = t_m$;

(6) 如果 $|t_r - t_1| < \epsilon$, 则 t_m 就是预测拦截的时间, 根据目标的弹道计算式(5-6)可以计算出此时目标的位置, 即为预测拦截点; 否则, 返回第(2)步。

4. 发射决策模型

发射决策模型就是火力单元根据预测拦截点的杀伤概率, 决定何时发射拦截

弹以及采用何种射击方式,以提高射击效能。

5. 三点法制导模型(拦截弹机动模型)

制导模块的作用是选择一种制导律,用以计算拦截弹在任意时刻的位置和速度。本书制导律采用三点法,其相对运动方程组如下:

$$\begin{cases} \frac{dR}{dt} = v \cos \eta \\ R \frac{d\epsilon}{dt} = -v \sin \eta \\ \epsilon = \theta + \eta \\ \frac{dR_T}{dt} = v_T \cos \eta_T \\ R_T \frac{d\epsilon_T}{dt} = -v_T \sin \eta_T \\ \epsilon_T = \theta_T + \eta_T \\ \epsilon = \epsilon_T \end{cases} \quad (5-25)$$

在方程组(5-25)中,目标运动参数 v_T 、 θ_T 以及导弹速度 v 的变化规律是已知的。方程组的求解可用数值积分法、图解法和解析法。在应用数值积分法解算方程组时,可先积分方程组式(5-25)中的第 4~6 式,求出目标运动参数 R_T 、 ϵ_T ; 然后积分其余方程,解出导弹运动参数 R 、 ϵ 、 η 、 θ 等。

6. 比例导引法制导模型(拦截弹机动模型)

导弹制导律的选择对导弹能否准确地对目标进行打击至关重要。在当前的战术导弹制导体系中,使用最广泛的仍然是古典制导律。追踪法、平行接近法和比例导引法是最常见的三种制导建模方法,追踪法的原理为导弹在飞向目标过程中速度方向始终指向目标,即速度角等于视线角,这种方法的优点是模型形象、建模简单,但缺点是导弹在拦截迎面而来的目标时会产生较大的过载,并且需要导弹速度大于目标速度;平行接近法的原理为导弹飞行过程中目标视线角不变,在这种情况下,导弹在飞行全程都不需要很大的过载,弹道平直,但平行接近法理论性太强,工程上实现起来很困难;比例导引法是自寻的导弹最常使用的导引律,这种导引律不但不会产生很大的过载,在工程上也能够实现,对不同特性的目标也有较强的适应能力。

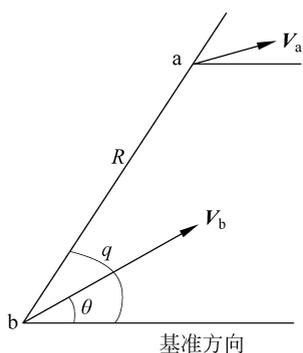


图 5-12 二维比例导引法示意图

平面比例导引法原理如图 5-12 所示,拦截导弹与来袭目标在同一平面内运动, a 为来袭目标, V_a 为目标速度向量, b 为拦截导弹, V_b 为拦截导弹速度矢量, R 为拦截导弹到来袭目标的距离, q 为目标视线角, θ 为拦截导弹速度方向与基准方向的

平面比例导引法原理如图 5-12 所示,拦截导弹与来袭目标在同一平面内运动, a 为来袭目标, V_a 为目标速度向量, b 为拦截导弹, V_b 为拦截导弹速度矢量, R 为拦截导弹到来袭目标的距离, q 为目标视线角, θ 为拦截导弹速度方向与基准方向的

夹角。比例导引法要求导弹速度向量的旋转角速度正比于目标视线的旋转角速度,即 $d\theta = Ndq$, N 为比例系数,称为导航比,比例导引法实现方便且弹道平直,导弹过载小,是防空反导仿真中最常用的导引模型。

本书开发的防空反导系统拦截导弹不在来袭目标的弹道平面内,所以考虑将二维比例导引法拓展到三维空间。三维空间比例导引法实现方法众多,本书仅提供一种可行方案。首先计算目标视线角的转动角速度,在某一时刻,拦截导弹获得来袭目标的位置信息和速度信息,以拦截导弹为球心拦截导弹到来袭目标的连线为半径画球,过来袭目标做此球的切面,计算来袭目标速度向量在此切面的投影,即为来袭目标绕拦截导弹运动的速度,使用此速度值除以球半径,即得到目标视线角的转动角速度;再考虑以拦截导弹目前速度向量与目标视线做平面,如图 5-13 所示,平面内拦截导弹速度方向绕拦截导弹

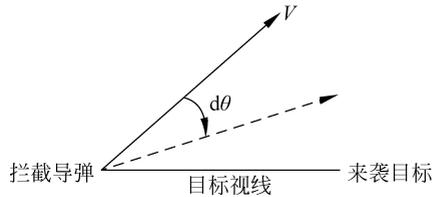


图 5-13 三维比例导引法中速度角的确定

目前位置点向目标视线转 dq 即得到拦截导弹新的速度方向,拦截速度大小为助推段匀加速飞行,助推段结束匀速飞行,在每个时刻单独算出。

图 5-14 为在拦截同一来袭目标时,拦截导弹使用追踪法和比例导引法的弹道对比。由于是三维空间弹道图,所以展现在平面上曲线会有一定程度的失真,左侧为来袭导弹的来袭方向,沿 5.1 节模型的曲线飞行,在仿真时间为 30.0s 时初始化,在飞行末端被锁定拦截;红方火力单元使用追踪法和比例导引法进行拦截,均于 493.0s 从火力位置发出,追踪法速度方向始终指向视线方向,如图 5-14 经过了一条较为弯曲的弹道击中目标,击中时间为 509.3s;使用比例导引法进行拦截的导弹弹道很平直,在仿真时间为 503.7s 时击中目标。经过以上对比,本书所开发的比例导引法模型算法正确并且有应用性。

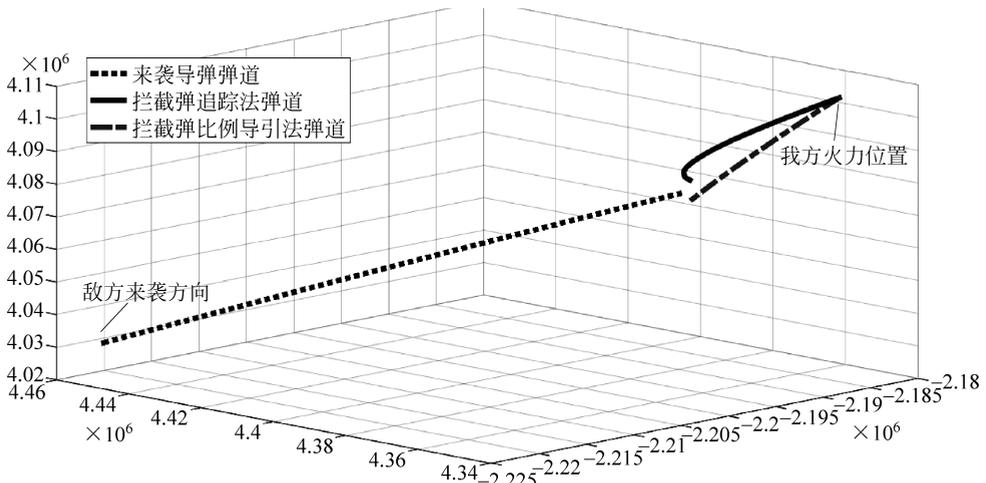


图 5-14 拦截导弹使用追踪法和比例导引法弹道对比

拦截导弹在使用比例导引法接近来袭目标后,还需要建立击中概率模型。一般导弹击中目标的条件为导弹进入了其近炸引信的引爆区或直接击中了目标,由于本书的仿真系统是离散的,且导弹运动速度较快,坐标位置数值的数量级较高,所以极近距离击中目标的可能性较低,必须建立单发击中模型,以模拟是否能够对目标进行拦截。击中模型考虑利用脱靶量计算,这里的脱靶量是指拦截导弹在其整个弹道上距离来袭目标的最小值,这是一个理想数值,仿真中当拦截弹距离目标小于某临界值后的第一次距离增加视为到达脱靶量点,脱靶量与击中概率的关系可以用一个简单的分段函数式(5-26)来表示,其中 R 是脱靶量, D_{\min} 为最小弹目距离, D_{\max} 为最大弹目距离,可根据实际情况进行设定,脱靶量小于最小弹目距离时可以认为拦截导弹一定可以利用爆炸冲量和炸弹碎片对来袭目标进行毁伤,脱靶量大于最大弹目距离时拦截导弹会自行炸毁,不影响来袭目标。

$$P = \begin{cases} 1, & R \leq D_{\min} \\ \frac{D_{\max} - R}{D_{\max} - D_{\min}}, & D_{\min} < R < D_{\max} \\ 0, & R \geq D_{\max} \end{cases} \quad (5-26)$$

最后,与雷达单元探测目标模型原理相似,利用生成随机数的方法进行结果输出,当 $0 \sim 1$ 的随机数不小于 P 时认为目标被拦截,否则认为拦截失败,判断击中的流程图如图 5-15 所示。

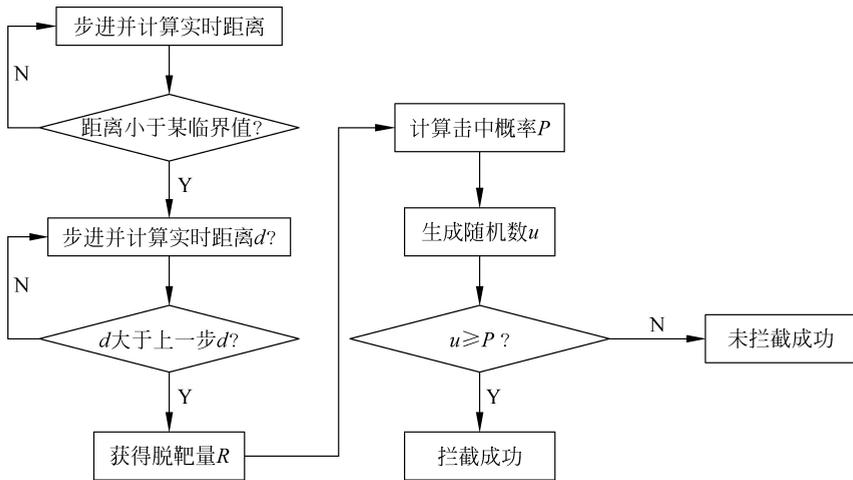


图 5-15 判断是否拦截成功流程

7. 杀伤效果评估模型

杀伤效果评估主要是利用脱靶量计算拦截弹对目标的杀伤概率,然后使用随机数判断目标是否被击中。脱靶量与杀伤概率的关系可以用一个简单的分段函数表示,如式(5-27)所示,其中 R 是脱靶量, D_{\min} 和 D_{\max} 是弹目距离,可根据实际情

况进行设定。

$$P = \begin{cases} 1, & R \leq D_{\min} \\ \frac{D_{\max} - R}{D_{\max} - D_{\min}}, & D_{\min} < R < D_{\max} \\ 0, & R \geq D_{\max} \end{cases} \quad (5-27)$$

5.2.5 防空武器系统指挥中心模型

防空武器系统指挥中心的任务主要是对预警雷达探测到的目标进行威胁评估和排序,然后进行目标分配,将目标合理地分配给各火力单元。

1. 目标威胁评估模型

(1) 构成威胁的条件包括:首先是目标飞近要地,其次是目标对要地的航路捷径不大于临界航路捷径。

(2) 威胁评估的要素包括:目标对要地的航路捷径(若有多个要地,则取最小航路捷径)、航路捷径最小的要地的重要程度、来袭目标类型和目标到达要地的剩余时间。

(3) 威胁值计算方法。

假设上述威胁评估要素分别为 x_1, x_2, x_3, x_4 , 其中 x_1, x_4 是定量要素, x_2, x_3 是定性要素,为了计算威胁值,需要将 x_2, x_3 量化。要地的重要程度可以根据不同等级,赋予不同数值,数值越大表示越重要。目标类型也可以用数值表示,数值越大表示威胁越大,一般战术弹道导弹 > 巡航导弹 > 歼轰机 > 武装直升机。

计算威胁值时,首先要对上述威胁评估要素进行归一化处理。对 x_1, x_4 做如下归一化处理:

$$r = \frac{x_{\max} - x}{x_{\max} - x_{\min}} \quad (5-28)$$

对 x_2, x_3 做如下归一化处理:

$$r = \frac{x - x_{\min}}{x_{\max} - x_{\min}} \quad (5-29)$$

其中, x_{\max}, x_{\min} 分别表示所有目标中该要素的最大值和最小值。

威胁值 P 的计算公式如下

$$P = w_1 r_1 + w_2 r_2 + w_3 r_3 + w_4 r_4 \quad (5-30)$$

其中, w_i 表示各要素的权重, $w_1 + w_2 + w_3 + w_4 = 1$, 对于权值 w_i 的确定,文献[56]介绍了三种方法:专家法、二项系数加权法和相对比较法,本书为了简化模

型,取 $w_i = \frac{1}{4}$ 。

(4) 威胁排序的准则。

求出各目标的威胁值后,需要对目标进行威胁排序,形成待拦截队列,它是目

标分配的依据。目标威胁排序的准则如下^[58]：首先，上级指定拦截的目标排在最前面，同时指定多个目标则按目标威胁值排序；其次，按威胁值排序，威胁值大的排在前面；最后，同威胁值的目标，按照目标到达火力单元发射区的时间（目标未进入发射区）或目标到达要地的时间（目标已进入发射区）进行排序，时间小的排在前面。

以上就是指挥中心威胁评估的概念模型，需要指出的是，随着作战的进行，目标的位置、速度及数量等都是动态变化的，一旦威胁评估的要素发生变化，指挥中心就要重新进行威胁评估。

2. 目标分配模型

目标分配的任务是按照目标的威胁排序将目标分配给合适的火力单元进行拦截，以实现某一效能指标。这里的效能指标一般是指防空导弹武器系统的射击效能，用式(5-31)表示^[59]：

$$\max Z = \sum_{i=1}^M \sum_{j=1}^N W_{sj} X_{ij} P_{ij}(H_i, R_i, P_{Hi}) \quad (5-31)$$

其中， M 是火力单元个数； N 是目标个数； W_{sj} 是第 j 个目标的威胁系数； X_{ij} 是火力单元 i 对目标 j 是否进行射击的指示数，1 代表进行了设计，0 代表没有进行设计； $P_{ij}(H_i, R_i, P_{Hi})$ 表示火力单元 i 对目标 j 单次射击杀伤概率。

从式(5-31)可以看出，要使射击效能达到最大，应将目标分配给对它的杀伤概率 P_{ij} 最大的火力单元进行射击。杀伤概率 P_{ij} 是目标高度 H_i 、航路捷径 P_{Hi} 以及目标距火力单元的距离 R_i 的函数。本书中为使模型简化，仅考虑杀伤概率与目标航路捷径的关系，航路捷径越小则杀伤概率越大。为使射击效能达到最大，除考虑杀伤概率外，还要考虑多种因素以及火力单元的设计约束条件等。下面分别进行介绍。

1) 目标分配诸元

在指挥中心进行目标分配时，首先要知道目标相对于各火力单元的一些参数，作为目标分配的依据，这些参数称为目标分配诸元。目标分配诸元包括：目标的航路捷径、目标导弹发射区远界时间、目标到达发射区近界时间以及目标在杀伤区内停留的时间。

2) 火力单元射击约束

火力单元拦截目标的约束条件包括：首先是空间约束，即目标航路捷径不超过火力单元的最大允许值，目标高度在火力单元可射击范围内；其次是物质约束条件，指发射架上的导弹剩余情况，没有导弹时不能分配目标，考虑导弹装填时间；最后是发射时间约束，设第 j 个目标到达火力单元发射区远界的时间是 t_{j1} ，到达发射区近界的时间是 t_{j2} ，火力单元发射导弹的时间是 t_{lj} ，则应满足下列条件：

$$\begin{cases} t_{j1} \leq t_{lj} \leq t_{j2} \\ |t_{lj} - t_{lk}| \geq t_z \quad (k \neq j) \end{cases} \quad (5-32)$$

式(5-32)中 t_{fk} 表示火力单元对第 k 个目标发射导弹的时间, t_e 表示火力单元的火力转移时间。

3) 目标分配原则

目标分配时按优先次序分别满足: 指挥员指定的分配方案、目标航路捷径最小的火力单元和满足射击约束条件的火力单元。

5.2.6 被保卫要地模型

由于本书的防空反导作战仿真系统主要针对点防空系统, 不考虑要地的面积、形状等因素, 因此, 被保卫要地模型参数只包含要地的坐标位置以及要地的重要程度。

5.3 防空反导作战过程模型

5.3.1 防空反导作战过程逻辑框图

防空反导作战仿真是时间排定型仿真, 这使得目标、探测器、武器系统动态过程可以按系统诸元反应时间可靠地重现, 同时还可以实现模型随机过程, 例如, 探测发现概率、导弹杀伤概率, 可用蒙特卡罗法求解多次仿真的平均值。

防空反导作战过程是错综复杂的, 必须将其分解、简化、抽象、加工, 按照各实体的基本动作和时序, 建造防空反导作战过程的逻辑框图, 如图 5-16 所示^[51], 这是防空反导作战仿真系统的核心内容, 其中的各个功能模块在 5.2 节实体模型中已经介绍过。

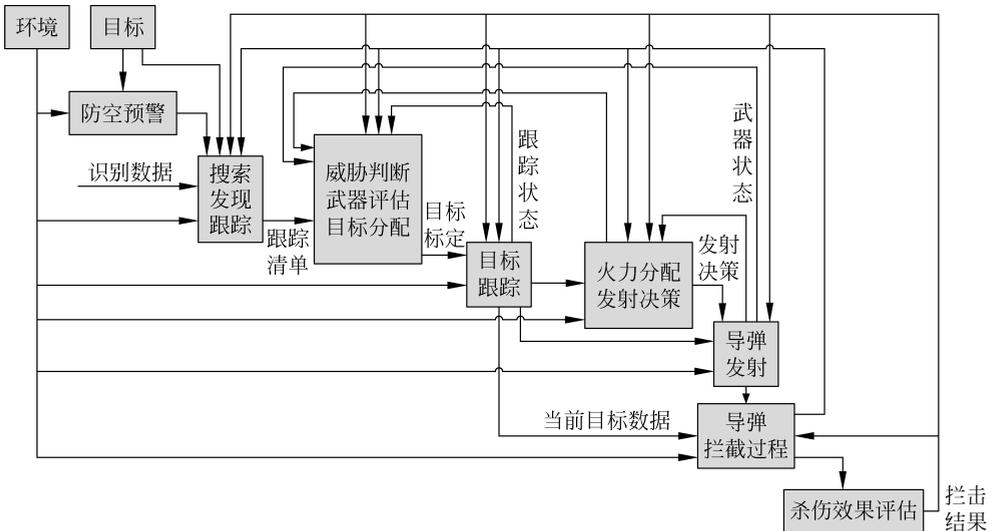


图 5-16 防空反导作战过程逻辑框图

5.3.2 系统的输入/输出参数

1. 仿真参数输入

防空反导作战仿真初始化参数输入的数据量比较大,根据需求和方便使用,采用初始化参数加载或人机交互两种方式实现。

1) 仿真背景想定参数

首先是防空武器阵地配置参数,包括:防空武器火力配系中的武器种类、各类武器火力单元数、阵地坐标、占地面积;各类防空武器火力单元的基本配置;须保卫要地的坐标、占地面积、数量、重要等级;防空区内安全走廊及发射禁区的坐标和范围;战场地理环境特征参数(如遮蔽物、遮蔽范围、坐标等)、气候环境(白昼、黑夜、陆上、海上、风速、风向、温度、湿度、能见度、海情)等。

其次是目标特征参数,包括:来袭目标类型、雷达反射截面积、易损性、隐身性、载弹量、干扰手段;目标编队方式、小编队数、批次数、各批次间隔、编队间隔、目标流强度、各批次进入时序、航路数、航路的概率分布、进入防空区的航向角、高度、速度、机动目标的航迹节点坐标位置及机动过载等。

2) 防空导弹武器的主要性能参数

防空导弹武器的主要性能参数主要包括各类防空导弹的杀伤空域图;各类防空武器系统的射击辅助时间和发射时间。其中,射击辅助时间包括雷达探测扫描周期和导弹加电准备时间;发射时间包括设备调转时间、再装填时间、拦击结果评估时间等项的上下限值及其概率分布。

防空导弹武器的主要性能参数还包括各类雷达性能参数:作战空域、探测与跟踪多目标能力,对有源、无源干扰的识别概率等。

以及各类防空武器系统可靠性参数:战斗准备可靠性参数,战斗工作可靠性参数及各类武器的作战使用情况参数;目标通道数、导弹通道数,发射架调转范围等。

2. 仿真参数输出

仿真过程和仿真结果参数表示方法有多种形式,具体视仿真目的和需要而定。

1) 仿真过程状态参数输出

来袭目标行为状态:进入防区、退出防区、被射击、已毁等。

防空火力状态:有任务、无任务、完好、被毁、弹已耗尽;发射架或其他设备工作状态,已占用的目标通道数、火力通道数,须保卫要地完好和损伤状况等。

2) 一次仿真结果输出

一次仿真结果输出包括各类防空武器耗弹数、各类武器射击次数、总的射击目

标数、击毁目标数、射击概率、击毁概率、各类防空武器被毁数、须保卫要地被毁数或被毁率等。

3) 多次仿真统计结果输出

多次仿真统计结果输出主要是仿真次数及以下各参数的均值与方差：各类武器耗弹数，耗弹总数，射击目标数，击毁目标数，击毁概率，各类防空武器射击率、击毁率，防空武器阵地被毁率，须保卫要地被毁率等。

5.4 防空反导系统效能评估方法

防空反导系统的效能是指系统在特定的一组条件下完成给定任务的程度^[59]。效能评估包括两个基本问题，即确定效能准则和建立效能计算模型。效能评估是防空反导系统中非常重要的研究课题，这是因为防空反导系统的优化组合、优化部署，防空反导系统对目标的威胁评估和指挥中心的软件设计以及防空反导系统对新式防空兵器的需求分析，都涉及防空反导系统的效能。它们或者以达到最高效能为目标，或者以达到给定效能为约束条件。因此，防空反导系统效能评估方法合理与否，不仅影响到能否正确运用防空导弹体系，而且影响到未来防空兵器的发展方向是否正确。

5.4.1 效能准则

效能准则是对效能的量度方法，它是评价所有同类系统完成同类任务的共同量度标准，以比较系统优劣。根据效能的定义，效能准则必须满足以下几个条件：能够正确表达任务的量度、能与系统的主要性能指标发生联系和便于计算模型的建立。

系统根据作战任务的不同，可以提出多种效能准则。效能准则主要有以下两种类型。

“是-非”型：完成某种战斗任务，其目的在于获得某个预定的结果，如杀伤全部来袭目标，杀伤来袭目标数不小于某个规定值等。作战的结果只可能是达到了预定的结果，或未达到预定结果，而不可能处于两者之间。因此，这类作战行动的效能准则应当是完成战斗任务的概率。

“大-小”型：完成某种战斗任务，其目的不是要求获得某个预定结果，而是要求使敌方造成的损失最大，或使我方受到的损失最小。在这种情况下，效能准则应当是敌方受损程度的数学期望或我方不被杀伤的数学期望。

防空效能准则和射击效能准则是防空反导系统的通用准则。防空效能准则是指以保卫地(水)面目标任务的完成程度作为效能量度的效能准则；射击效能准则是以杀伤空中目标任务完成程度作为效能量度的效能准则。

5.4.2 效能计算

本书中的防空反导系统主要以地面点目标作为保护对象。所谓点目标,是指一枚空袭导弹就可能将其摧毁的地面目标,如一座大楼、一架桥梁或单艘军舰等。为了简化模型,本书假设导弹只要击中目标就可将其摧毁,即来袭导弹对地面点目标的杀伤概率为1。这样,本书建立的防空反导系统的防空效能就是未被来袭导弹击中的要地的重要程度之和。防空反导系统的射击效能是其对目标的拦截率,即被拦截的目标与目标总数的比值。下面以某次作战想定为例分析红蓝双方可能采取的对抗策略。

1. 作战想定设计

下面使用以上介绍的系统模型建立实际攻防对抗模型,有以下假设:

首先,攻击导弹和拦截导弹均看作是质点运动;导弹能瞬时完成对运动的控制。

其次,如图 5-17 所示,敌方指挥中心(EC)分别要攻击我方保卫要地(GT1~GT4),用六芒星表示,我方火力防御单元有(DU1~DU4),用三角形表示;EC 发射的导弹速度为(1.0km/s),DU 发射的导弹速度为(1.2km/s)。

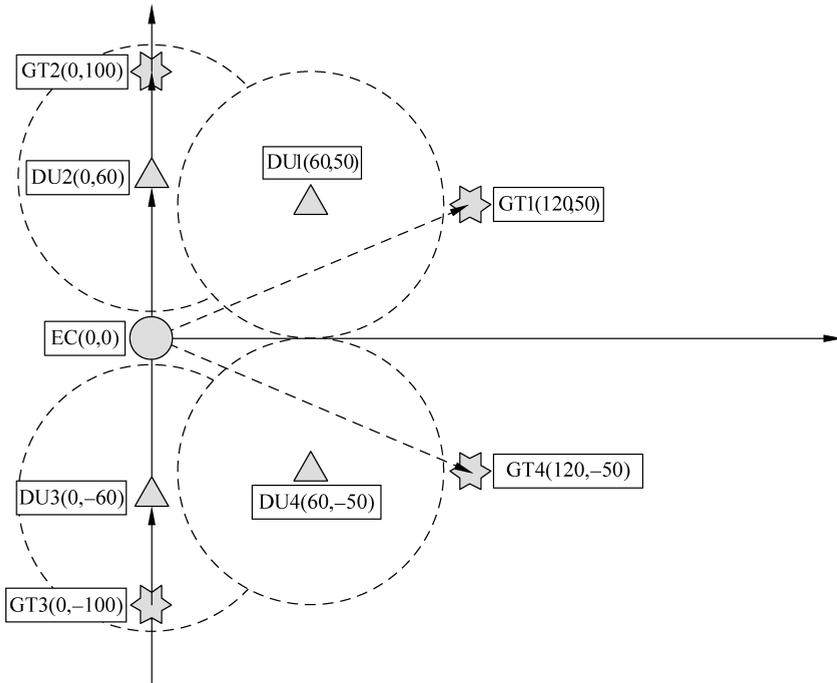


图 5-17 作战想定 1(防御单元(DU)的不同位置安排会产生不同的防御效果)

最后,EC的策略是每隔固定时间向每个我方保卫要地(GT)各发射一枚导弹,直到向每个GT发射10枚导弹为止。

2. 作战策略分析

根据以上作战想定设计,控制不同的仿真变量,可以得到不同的仿真结果,以下是对这些仿真结果的展示和分析,并对作战双方给出各自的高效作战策略。

1) 蓝方指挥中心(EC)的攻击策略分析

根据表5-2所示的仿真实验结果,可以得到以下结论。

表5-2 蓝方指挥中心(EC)在选择不同攻击间隔时的作战结果

攻击间隔/s	GT1 被打次数/DU1 发射拦截导弹数目	GT2 /DU2	GT3/DU3	GT4/DU4
1	8/3	5/8	5/8	8/3
10	8/6	4/10	4/10	8/6
15	7/10	0/10	0/10	7/10
20	6/10	0/10	0/10	6/10
50	0/10	0/10	0/10	0/10

首先,EC的攻击间隔不宜太长但也不宜太短。若攻击间隔太长,则会给DU足够的时间拦截攻击导弹;若攻击间隔太短有以下4方面的缺点。

(1) 打击效果不会得到明显增强(如攻击间隔为1s和10s时攻击效果基本相同)。

(2) 攻击导弹在空中排布过于密集,会增加拦截成功率。

(3) 如果空中正在飞行的攻击导弹数量足以摧毁目标(但还未打击成功),而EC仍得到GT未摧毁的消息,会继续向GT发射导弹,这样会导致导弹的浪费。

(4) 稍长的攻击间隔使EC在攻击效果差不多的情况下骗得DU发射更多的无效拦截导弹(即拦截失败),如表5-2所示,间隔为1s时DU共发射22枚拦截导弹,间隔为10s时DU共发射32枚拦截导弹,而这两种策略的打击效果相差不大。

其次,如果EC可以大概估计出DU的位置,最好在选择EC位置时使EC-GT所成直线与DU-GT所成直线的夹角(锐角)越大越好,当DU2位于GT2和EC的连接线段上使得GT2避开了所有的攻击。

最后,在实际打击任务中还可能要在着重打击重要程度高的GT和着重打击成功率高的GT之间权衡。

2) 红方指挥中心(CC)的防御策略分析

红方策略选择主要包括导引策略和DU排布策略。在5.2.4节中制导模型已经提到采用比例接近法的导引策略要远优于采用追踪法的导引策略;下面对DU

的排布策略进行分析。图 5-18 和图 5-19 为两种不同的 DU 位置安排,并与图 5-17 共同比较。

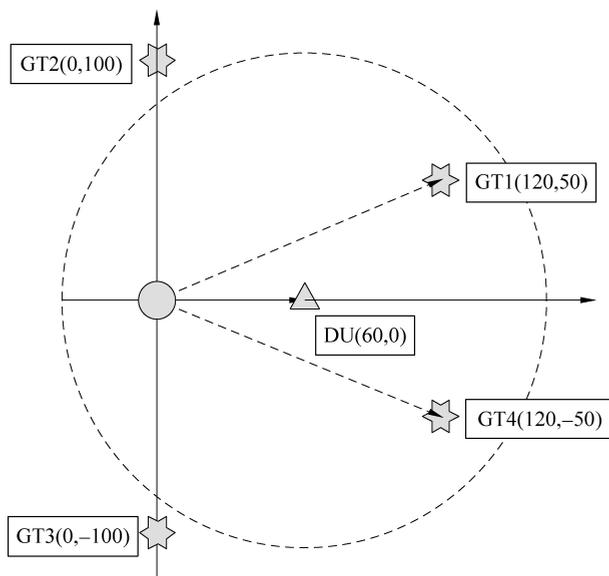


图 5-18 作战想定 2

(1) 使用图 5-17 的 DU 排布,各 GT 被打击的次数分别为 8、4、4、8,DU 发射的拦截导弹数目为 32,拦截成功率为 50%。

(2) 使用图 5-18 的 DU 排布,各 GT 被打击的次数为 9、10、10、10,DU 发射的拦截导弹数目为 10,拦截成功率为 10%;这种防守策略最差,尤其是当 GT 的分布非常分散时,很可能因为 DU 在等待一个时间非常久的拦截任务导致错过其他更紧迫的拦截任务。

(3) 使用图 5-19 的 DU 排布,各 GT 被打击的次数为 2、2、2、2,DU 发射的拦截导弹数目为 32,拦截成功率为 100%;这种防守策略是将 DU 置于与 GT 一样的位置,实验表明,当 DU 的侦测范围为降低到 20 以下时,DU 可以拦截到 EC 发射的全部 40 枚导弹,但如果侦测范围太小,则拦截位置会离 GT 位置很近,实际拦截中会对 GT 造成影响。

(4) 实际拦截中 DU 的拦截决策也会影响拦截效果,需要在优先拦截威胁最高的攻击导弹和优先拦截成功率最高的攻击导弹之间权衡。

以上分析均在 DU 发射的拦截导弹速度比攻击导弹速度快 20%的前提下进行,实际上提高拦截导弹的速度可以在很大程度上优化拦截效果。