

# 战术弹道导弹再入段机动突防仿真研究

付明刚, 李为民

(空军工程大学 导弹学院, 陕西 三原 713800)

**摘要:**研究了战术弹道导弹(TBM)再入段采用机动突防方式时攻防对抗的有关问题。通过构建攻防对抗仿真系统,较为系统地研究和探讨了TBM再入点参数对其突防能力的影响和防御系统如何提高拦截效率的技术途径。

**关键词:**战术弹道导弹;机动突防;仿真

**中图分类号:**V249.1 **文献标识码:**A **文章编号:**1009-3516(2000)03-0034-05

TBM再入段典型突防技术手段有多弹头技术、机动变轨飞行技术、反识别技术、假弹头(诱饵)技术等。对于在大气层内飞行的TBM来说,由于大气的作用,多弹头是一种有效的突防技术,但诱饵和箔条都将被大气过滤出去,起不到突防的效果。当采用多弹头技术不可能的时候,一种简单而有效的对抗手段就是使弹头进行机动,这既是我们分析的结果,也为实战所证明。

鉴于此,本文重点研究了战术弹道导弹(TBM)再入段采用机动突防方式时攻防对抗的有关问题。首先建立了TBM再入段机动突防模型,然后以某型反导防御系统为例构建了拦截系统模型,并在此基础上建立了攻防对抗仿真系统。通过大量仿真试验的结果分析,研究和探讨了TBM弹头的再入点参数对突防能力的影响。

## 1 TBM再入段机动突防模型设计

战术弹道导弹的空间运动包括质心运动和绕质心运动两部分。利用战术弹道导弹空间运动的动力学原理可以分别建立相应的动力学方程,与反映空间速度关系的运动方程、空间姿态角关系的几何方程以及控制方程联立,求解微分方程组可以得到战术弹道导弹在各个时刻的运动参数,包括位置参数、速度参数和空间姿态角。本文只建立了战术弹道导弹的再入段机动变轨飞行的弹道模型。

再入大气层内的战术弹头假设是普通的十字型飞行器,具有一些结构的不对称,在稳定的大气环境中弹头的非对称性将在弹体坐标系中产生一个非零的攻角,由此产生一个升力:

$$L = \frac{1}{2} \rho(h) v^2 S C_L \quad (1)$$

同时大气产生的阻力为 
$$D = \frac{1}{2} \rho(h) v^2 S C_D \quad (2)$$

式中, $\rho(h)$ ——大气密度函数; $v$ ——弹头飞行速度; $S$ ——弹头等效最大翼展面积;

$C_L$ ——弹头升力系数; $C_D$ ——弹头阻力系数。

横向的不对称将产生一个滚动力矩,使弹头产生瞬间滚动速率:

$$\bar{\omega} + b \cdot \rho(h) \cdot v \cdot \bar{\omega} = c \cdot \rho(h) \cdot v^2 \quad (3)$$

式中参数**b**和**c**是:

$$b = -0.25 \cdot S \cdot d^2 \cdot C_{\pi} / I_{zz} > 0 \quad (4)$$

收稿日期:2000-02-17

基金项目:中国工程物理研究院科学技术基金资助项目(970642)

作者简介:付明刚(1975-),男,安徽淮南人,硕士,主要从事反战术弹道导弹的研究。

$$c = 0.5 \cdot S \cdot d \cdot C_{rp} / I_{xx} \tag{5}$$

$b$  是滚动中气动阻尼的度量;  $c$  是反对称的“滚动不对称”的度量;  $C_{rp}$  是滚动阻尼系数 ( $< 0$ );  $I_{xx}$  是滚动惯性矩。战术弹道导弹的滚动角  $\varphi$  从给定的初始条件  $\varphi_0$  通过积分  $\dot{\varphi}$  获得:

$$\dot{\varphi} = \bar{\omega} + \chi \cdot \sin\gamma \tag{6}$$

式中,  $\chi$  和  $\gamma$  分别为弹道倾角和弹道偏角。

任何一种 TBM 的特点在于弹道系数:

$$\beta = M / SC_D \tag{7}$$

该公式确定了大气层内的加速度, 在非零纵倾攻角下的升力阻力比为

$$\lambda = C_L / C_D \tag{8}$$

$\lambda$  和  $b, c$  都是表征弹头纵向非对称性的量。

没有推力时, 战术弹头的质点仿真模型只有 3 个输入数据: 气动力  $L$  和  $D$  及滚动角  $\varphi$ 。战术弹头的质点仿真模型为:

$$\begin{aligned} M \cdot \frac{dV}{dt} &= -D - Mg \cdot \sin\gamma \\ M \cdot V \cdot \frac{d\gamma}{dt} &= L \cdot \cos\varphi - Mg \cdot \cos\gamma \\ M \cdot V \cdot \frac{d\chi}{dt} &= \frac{L \cdot \sin\varphi}{\cos\gamma} \end{aligned} \tag{9}$$

在迪卡尔坐标系内弹头的位置由下式确定:

$$\begin{aligned} \frac{dx}{dt} &= V \cdot \cos\gamma \cdot \cos\chi \\ \frac{dy}{dt} &= V \cdot \sin\gamma \\ \frac{dz}{dt} &= -V \cdot \cos\gamma \cdot \sin\chi \end{aligned} \tag{10}$$

## 2 拦截系统模型设计

我们以某型地空导弹武器系统为例, 构建了拦截系统的数学模型。该模型由一系列子模型组成, 包括雷达探测与跟踪目标模型、武器的火控与瞄准模型、拦截弹弹道模型、拦截效果评估模型等。

### 2.1 雷达探测与跟踪目标模型

在拦截 TBM 的过程中, 雷达的有效探测和跟踪非常关键, 是保证拦截成功的前提。因此, 必须建立准确的数学模型。在本文对雷达进行了功能性仿真, 同时考虑了雷达测量噪声模型, 得到了雷达探测与跟踪目标模型。

#### 2.1.1 雷达作用范围模型

雷达的作用范围主要取决于雷达自身性能, 由以下性能参数决定: 雷达最大发现距离、最小发现距离、最大扫描高低角范围、最大扫描方位角范围, 以此性能参数为依据, 把雷达作用范围抽象为比较规则的空间区域, 其水平剖面如图 1 所示, 垂直剖面如图 2 所示。

#### 2.1.2 雷达发现目标模型

TBM 进入雷达的作用范围后, 雷达并不能立即发现, 而是要经历一个过程。雷达发射机发射信号, 接收机接收经目标反射的包含杂波干扰的信号, 根据此信号检测有无目标存在。仿真中, 可采用两种方法判断雷达是否发现目标。第一种方法是: 根据雷达距离方程求出信杂比

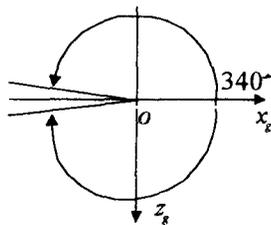


图 1 雷达作用范围水平剖面图

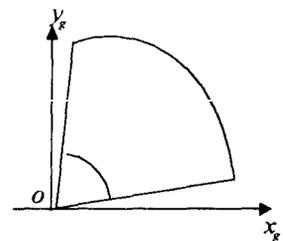


图 2 雷达作用范围垂直剖面图

$S_N$ , 将信杂比与检测门限  $L$  相比较, 若  $S_N > L$ , 则认为雷达发现目标, 否则, 推进仿真时钟, 继续判断。

$S_N$  的计算公式为:

$$S_N = (R_0/R)^4$$

式中  $R$  是目标距离,  $R_0$  是信噪比为 1 时的雷达距离。

### 2.1.3 雷达测轨误差模型

当某个目标被发现后, 就产生该目标的位置信息, 即该目标相对于雷达站的斜距、方位角等。雷达探测是有误差的, 因此需要建立一个该雷达的误差模型。由该误差模型产生偏差量, 并将这些偏差量加到理论目标位置上, 形成目标量测信息。

设某一时刻目标的实际位置为  $(X, Y, Z)$ , 由于测轨误差的存在, 雷达得到的目标的位置信息为另一点  $(X', Y', Z')$ 。雷达的测轨误差服从均值为 0、方差为  $\sigma^2$  正态分布, 在雷达每次探测中, 仿真产生三个均值为 0、方差为  $\sigma^2$  的随机数  $x', y', z'$ , 则有:

$$\begin{cases} X' = X + x' \\ Y' = Y + y' \\ Z' = Z + z' \end{cases}$$

根据正态分布,  $x'$  的概率密度为

$$f(x') = \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma} e^{-\frac{x'^2}{2\sigma^2}}$$

随机数  $x'$  产生的方法为

$$x' = \sigma \left( \sum_{i=1}^{11} rnd_i - 6 \right)$$

其中  $rnd_i$  为  $(0, 1)$  之间均匀分布的随机数。

## 2.2 武器的火控与瞄准模型

武器的火控与瞄准模型包括拦截可行性模型和目标的优化分配准则。拦截可行性模型中包括以下几个方面的内容: 估计目标进入火力单元杀伤区的可能性、预测当前发射的遭遇点、计算目标的射击诸元(到发射区远、近界的时间和航路捷径等)。总之, 目标优化分配是一个动态过程, 随威胁排序和拦截优先级排序的变化, 目标优化分配方案不断更新。当某批目标到达分配始线(近似为发射区远界)时, 该批目标立即被分配。当拦截优先级排序中出现新目标并已越过分配始线时, 应立即分配。对目标的分配终线应近似在发射区近界处。

### 2.3 拦截弹弹道模型

采用比例导引法, 拦截弹空间比例导引法数学模型的建立过程如下:

传统的比例导引规律是在假定追踪器和目标速度为常值且目标不机动的前提下得到的。实际上, 目标不可能精确地保持等速飞行, 按比例导引法制导的导弹总是作空间运动。因此, 在仿真中, 必须建立按比例导引法时导弹的空间运动方程。

经过推导, 空间比例导引法公式为:

$$\begin{cases} \dot{\theta}_c = \frac{K_\epsilon}{\cos(\varphi_c - \beta_m)} \epsilon_m \\ \dot{\varphi}_c = K_\eta \beta_m + \frac{K_\epsilon \text{tg} \epsilon_m \sin(\varphi_c - \beta_m)}{\cos(\varphi_c - \beta_m)} \dot{\epsilon}_m \end{cases}$$

在近似的情况下, 可取:

$$\begin{cases} \theta_c = K \epsilon_m \\ \varphi_c = K \beta_m \end{cases}$$

因此, 若已知导弹飞行速度  $v$  的变化规律, 解上述方程组, 即可得到按比例导引法的理想弹道。导弹的速度  $v$  由飞行中作用在导弹上的力来确定, 导弹的速度方程为:

$$m \frac{dv}{dt} = P \cos \alpha \cos \beta - C_x \frac{\rho v^2}{2} S - G \sin \theta_c$$

式中:  $P$ ——发动机推力,  $\alpha$ ——迎角,  $\beta$ ——侧滑角。

导弹的质量方程:

$$G = G_s - \int_{t_0}^t G_{acc} dt$$

式中： $G_s$ ——导弹的总重； $G_{acc}$ ——导弹燃料的秒消耗量。

### 2.4 脱靶量计算模型

脱靶量是指拦截弹在接近目标的过程中弹目间的最小距离。产生脱靶量的原因是按比例引导时理想弹道要求的法向加速度大于导弹所能达到的法向速度值而使导弹丧失控制。在仿真中，实时计算拦截弹的法向过载，达到最大值时令拦截弹按最大过载运动，经积分即可得到脱靶量。脱靶量是评价拦截效果的重要依据。

### 2.5 拦截效果评估模型

拦截效果评估是一个复杂的过程，受时间和能力的限制，本文中采用的方法比较简单：由仿真得出拦截弹的脱靶量  $\rho$ ，将此脱靶量与拦截系统最大允许脱靶量  $\rho_{esp}$  进行比较，如果  $\rho < \rho_{esp}$ ，则拦截成功，否则拦截失败。

## 3 攻防对抗仿真系统构建及仿真结果分析

### 3.1 攻防对抗仿真系统的构建

基于上述模型设计的 TBM 弹头突防仿真系统的逻辑结构示意图如图 3 所示。系统采用模块化结构，Visual C++5.0 开发。人机界面采用窗口形式，具有良好的人机交互功能，运动过程中的重要状态和数据实时显示。

表 1 弹头原始数据

$V_0$	$b$	$c$	$\gamma_0$	$\lambda$	$\beta$
2.2km/s	0.004m <sup>2</sup> /kg	3.3×10 <sup>-6</sup> m/kg	40°	2.8	5 000kg/m <sup>2</sup>

### 3.2 仿真结果分析

我们结合上面给出的战术弹头突防仿真模型和表 1 拟设的弹头原始数据，通过计算机仿真，研究分析了战术弹头各种不同参数( $\lambda$ 、 $b$ 、 $c$ )和初始条件( $V_0$ 、 $\gamma_0$ )对突防效果的影响。

假设弹头再入高度为 150km，依据表 1 中给出的数据，战术弹头的速度和滚动速率在 40km 以下时随高度变化而变化，如图 4 所示。

#### 3.2.1 滚动参数分析

战术弹头的滚动速率是由参数  $b$  和  $c$  唯一地决定。 $b$  的值影响滚动速率达到最大值的高度，如图 5 所示。而对于给定的  $b$  值来说，在任何实际高度的滚动速率都正比于  $c$  值。

保持  $b$  值不变，仿真分析滚动速率对拦截平均脱靶距离的影响。图 6 给出了平均脱靶距离随滚动速率的变化关系。

仿真分析发现，改变弹头的升力/阻力比  $\lambda$ ，对拦截弹的拦截效果产生较大的影响。由图 7 可以看出， $\lambda$  越大，拦截弹的脱靶距离越大。这说明  $\lambda$  越大，弹头就能执行较大的法向加速度，因而其机动能力也就越强。

#### 3.2.2 初始滚动角对突防效果的影响

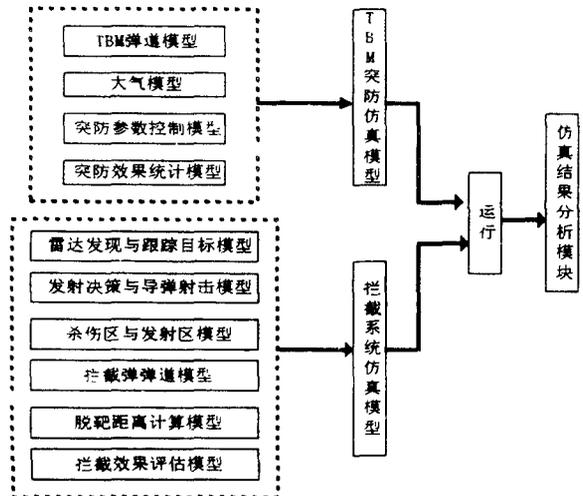


图 3 弹头突防仿真系统逻辑结构示意图

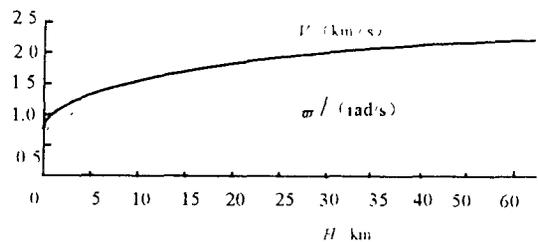


图 4 弹头的速度和滚动速率曲线

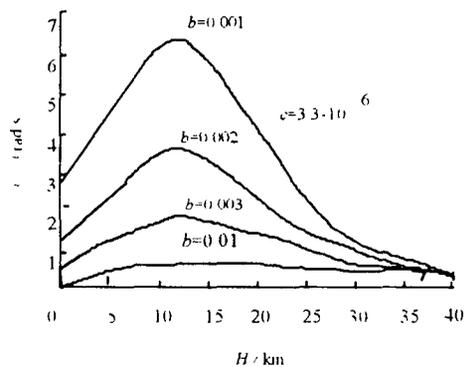


图 5 不同  $b$  值的滚动速率曲线

通过仿真发现,战术弹头的机动突防效果不仅仅只依赖于弹头的机动性和滚动速率,也依赖于弹头的再入初始滚动角 $\varphi_0$ 。拦截弹的脱靶距离对 $\varphi_0$ 非常敏感,通过初始滚动角在 $0^\circ\sim 360^\circ$ 等分取值设定,拦截弹的脱靶距离将会产生周期性的变化,其变化曲线见图8所示。

经过大量的仿真试验,得出如下结论:(1)改变弹头的结构不对称系数(增大 $b$ 值或减小 $c$ 值),可以显著提高战术弹道导弹的突防能力。(2)改变弹头的气动系数(增大弹头的升阻比 $\lambda$ ),可以提高战术弹道导弹的突防能力。(3)拦截弹的脱靶距离对战术弹道导弹再入初始滚动角的大小非常敏感,战术弹道导弹可以调整初始滚动角以提高它的突防能力。(4)提高再入速度、增大再入角也可以增强突防能力。(5)随着遭到拦截的高度的降低,战术弹道导弹突防能力显著增强。

#### 4 结束语

通过改变弹头的气动力系数和弹头的结构不对称系数,可以达到预期的机动性能,有效地突破防御系统的拦截。因此机动突防是TBM弹头的一种有效突防模式。通过对TBM的弹道设计,增大再入角和提高再入速度可进一步增强其突防能力。

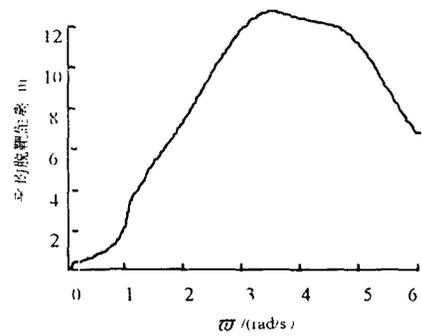


图6 平均脱靶距离随滚动速率曲线的变化关系

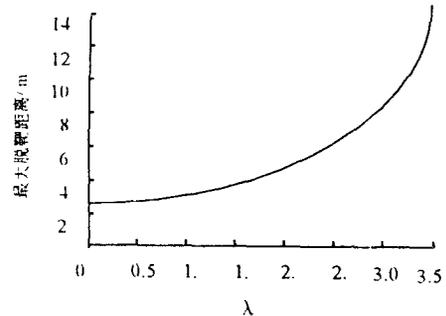


图7 最大脱靶距离随 $\lambda$ 变化的曲线

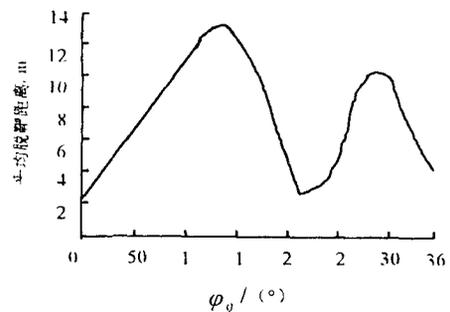


图8 初始滚动角对脱靶距离的影响

#### 参 考 文 献

- [1] 汪民乐. 战略导弹突防仿真模型[J]. 系统工程与电子技术, 1996, 18(9): 33 - 37
- [2] 温美娟, 刘谭军. 反战术弹道导弹(ATBM)防御系统指挥决策模型研究[J]. 现代防御技术, 1997, 2(2): 9 - 20.
- [3] 史小平, 马克茂, 王子才. 逆轨拦截战术弹道导弹的分析[J]. 系统工程与电子技术, 1998, 20(4): 18 - 22.

### Simulation Research of Reentry Mobile Penetration of TBM

FU Ming-gang, LI Wei-min

(The Missile Institute, AFEU., Sanyuan 713800, China)

**Abstract:** In this paper, some problem of attack-defense rivalry is studied when TBM adopts mobile penetration flight on reentry segment. Through constructing attack-defense rivalry simulation system, we studied and discussed systematically the effect of reentry parameters to penetrability and technological measures of how to enhance intercept efficiency.

**Key words:** TBM(tactical ballistic missile); mobile penetration; simulation