

【武器装备】

# 基于移动目标运动预测的弹道导弹 被动段制导方法

杨 宁, 谭守林, 牛国华, 刘晓亮

(第二炮兵工程学院 603 教研室, 西安 710025)

**摘要:**针对弹道导弹打击海上慢速移动目标, 弹道再入段需要采用有效的制导方法以便确保打击精度的问题。对大型慢速移动目标位置进行实时跟踪预测, 对导弹被动段弹道落点进行弹道数值计算, 由移动目标预测点和弹道落点可求得两点之间距离与方向差异, 根据误差信号与控制函数关系求出比例导引系数, 然后对弹头实施有效控制, 以致最后导弹能准确命中目标。制导仿真结果表明, 模型方法可行, 制导精度高, 导引迭代收敛速度快。

**关键词:**弹道导弹; 落点预报; 移动目标预测; 被动段制导

**中图分类号:** TJ761.7

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1006-0707(2010)08-0007-04

随着科学技术的发展和战场环境的变化, 弹道导弹作战任务也呈现出多样化的特点。弹道导弹传统的制导方式是在导弹飞行的主动段对其进行制导, 被动段导弹做惯性飞行。要利用弹道导弹对海上大型慢速移动目标实施精确打击任务, 考虑到打击目标所具有的机动性, 要求对导弹被动段飞行也要进行导引控制, 从而使弹道导弹能够命中移动目标。

## 1 移动目标的运动预测

虽然海上慢速移动目标在中长时间内其运动具有很大的随机性, 但由于其体型很大, 转弯半径也比较大, 因而运动轨迹具有光滑性、连续性等特点。其在短时间内还是有一定规律可循的。所以通过分析海上慢速移动目标运动规律, 对海上慢速移动目标的运动进行一定精度的预测是可以实现的。假设通过某种侦测手段可以获取海上慢

速移动目标某些时刻的位置, 如表 1 所示。

由最近几次获取的位置通过拉格朗日插值外推的方法或曲线拟合预测导弹飞行过程中任意时刻目标的位置<sup>[1]</sup>。

但是, 由于海上慢速移动目标运动的随机性, 通过拉格朗日插值外推或曲线拟合预测的目标位置会存在误差, 特别是在侦测目标位置数量较少、间隔较大时, 移动目标的实际位置和预测位置可能相差很远, 如果按此时预测位置进行制导, 其肯定会对导弹制导造成较大误差。因此, 需要对目标预测位置进行修正。由于能够预测目标的大致位置, 所以在导弹飞行时, 可以通过弹载雷达对目标位置进行实时探测。探测时在目标预测位置附近进行搜索, 快速准确探测目标位置。将侦查预测的位置和雷达探测得到位置进行信息融合, 得出目标当前更为准确的位置, 进而修正插值或曲线拟合信息。最后根据导弹飞行时间, 通过插值或曲线拟合预测导弹落地时刻目标的位置。

表 1 慢速移动目标的位置

$t_i$	$t_{i+1}$	$t_{i+2}$	...	$t_{i+k}$	...
$(x_i, y_i)$	$(x_{i+1}, y_{i+1})$	$(x_{i+2}, y_{i+2})$	...	$(x_{i+k}, y_{i+k})$	...

## 2 基于多探测信息的被动段制导模型构建

基于移动目标预测制导方法与传统的利用标准弹道法的制导方法不同之处在于: 它不着眼于使实际弹道接近

标准弹道来消除落点偏差, 而是从当前的状态出发, 选择一条弹道, 使导弹落点与目标预测位置重合。当弹道导弹打击海上慢速移动目标时, 由于目标不断运动的特性, 无法选定一条标准弹道使实际弹道接近而命中目标, 而基于移动目标预测制导方法恰好不依赖于标准弹道, 它只需知

收稿日期: 2010-06-02

作者简介: 杨宁(1983—), 男, 硕士研究生, 主要从事飞行器设计方面的研究。

道当前弹头的状态及目标的位置,根据落点偏差进行制导,最终使弹头准确命中打击目标。

## 2.1 自由段预测制导模型

弹道导弹自由段较长,占全部弹道的80%~90%<sup>[2]</sup>,飞行时间也较长。如果在自由段不对导弹进行制导,目标在这段时间内可能已经运动了一段距离,再入制导时目标或许已超出再入机动能力的范围,从而使导弹无法达到作战要求。因此,为了提高打击精度需要引入中制导,即在导弹飞行自由段引入制导。又由测得的导弹的实时位置和速度参数,运用弹道理论对导弹落点进行预报。将导弹预报落点和目标预测位置进行比较,根据偏差形成制导指令,进而消除落点偏差。

### 2.1.1 自由段导弹落点预报方法

弹道导弹再入段射程时在整个被动段射程中所占比例甚小,因此可以近似地将再入段看作是自由段弹道的延续,故可以利用椭圆弹道理论进行落点预报<sup>[2]</sup>。

由椭圆弹道理论可知,根据导弹主动段关机点参数 $r_k, V_k, \Theta_k$ ,可以计算出被动段椭圆弹道的几何参数 $a, b, P, e$ ,将 $a, e, r_k$ 代入式(1)可解得关机点偏近点角 $E_k$ 。

$$r = a(1 - e \cos E) \quad (1)$$

将 $E_k, t_k$ 代入式(2)开普勒方程可算得导弹飞经地点的时间 $t_p$ 。

$$M = E - e \sin E \quad (2)$$

其中: $M = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}}(t - t_p)$ ;  $\mu$ 为地球引力常数。

根据给定的时刻 $t$ 及算得的 $e, t_p$ ,反解开普勒方程,得到对应 $t$ 时刻的偏近点角 $E(t)$ ;由式(2)可求出 $t$ 时刻的运动参数 $r(t)$ ,当 $r(t) = R$ 时,即椭圆弹道与地球表面相交,为导弹着地点,将 $r$ 在大地坐标系下分解即得导弹落点经纬度。

引入中制导后的导弹在被动段上任一点都可以看作是关机点,假设该点以后不再制导,按照椭圆弹道飞行,都可以用上述方法计算出导弹落点。

另外,在弹道导弹自由飞行段,还可以采用雷达中制导的方法,即利用雷达高度表在真空段三点测高和一点测斜的制导方法,该方法具有较强的抗干扰能力,当考虑地球为均质圆球时,关机后的自由段飞行轨迹是一个椭圆。可以由自由段上3个时刻 $t_1, t_2, t_3$ 对应的导弹矢径 $r_1, r_2, r_3$ 算出椭圆参数,只需将 $r = R$ 代入即可求得落点对应的射程,从而算出导弹的纵向偏差。设地面有一特征点 $A'$ ,在自由飞行的某一时刻 $t_p$ 对改点测量斜距 $l_p$ 便能计算出轨道倾角 $i$ ,进而确定出横向偏差<sup>[3]</sup>。

为了提高制导精度,将上述2种方法进行数据融合,得出当前状态下导弹的落点和落点偏差,为及时修正落点偏差提供基础。

### 2.1.2 自由段预测制导方法

根据上述方法实时计算出导弹落点,将落点与海上慢速移动目标的预测位置进行比较,利用二者偏差形成制导指令,通过伺服机构控制弹上冲量发动机,调整导弹运动状态,利用导弹新的状态参数生成新的椭圆弹道,解算弹

道得到新的落点位置,同时预测导弹落地时目标的新位置,然后重复上述过程,逐步减小落点偏差,直到自由段结束。其流程如图1所示。

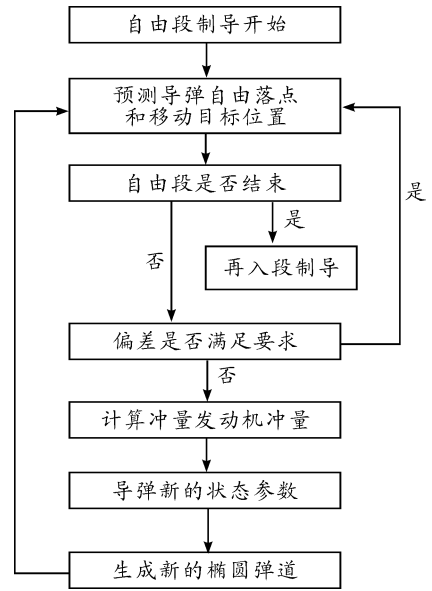


图1 自由段预测制导流程

由于被动段采用椭圆弹道理论来计算,所以假设导弹在真空中飞行,仅受地球引力影响。所以通过冲量发动机给导弹质心一个冲量,改变导弹当前运动速度,从而修正导弹落点。我们首先假定:冲量是瞬间加上的,导弹速度改变也是瞬间完成的。冲量大小和方向的计算方法如下:

#### 1) 冲量方向确定

若 $\Delta j > 0$ ,即 $j - \vec{j} > 0$ ,为了准确命中目标,冲量的方向应与 $j$ 轴反向,即 $I_j$ 为负值;若 $\Delta j < 0$ ,冲量的方向应与 $j$ 轴同向,即 $I_j$ 为正值,其中 $j = x, z$ 。

#### 2) 冲量大小确定

经过导弹落点预报和海上慢速移动目标位置预测,可以得出二者偏差,由步骤1)可知 $I_j(j = x, z)$ 的正负,也就是说搜索的方向已确定,由于弹道校正时间间隔较小,在此间隔内目标机动距离与射程相比是小量,也就是说 $I_j$ 是小量,因而采用变步长搜索法能够很快确定 $I_j$ 的大小。由 $I_j$ 可以求出 $\Delta V_j$ ,其中 $\Delta V_j = \frac{I_j}{m}$ , $m$ 为弹头质量。将新的状态参数带入椭圆弹道求出落点,然后执行步骤1),如此循环迭代,直到纵向偏差和横向偏差在所允许的范围内。至此,完成一个校正时间间隔内的调整。

由于导弹自由段飞行时间较长,而弹载冲量发动机燃料有限,因而不可能进行实时制导。而慢速移动目标在较短时间内运动范围不大,因而也没必要对导弹实时制导。所以要确定合适的中制导时间间隔。间隔时间应以满足制导要求和节省燃料为指标,必要时可以构造一个评价函数,在制导精度和燃料消耗之间找一个平衡点。

## 2.2 再入段预测制导模型

导弹再入时必然受到空气动力的影响,因而再入段可

以利用空气舵的变化为导弹提供控制动力,改变导弹空气舵的舵偏角来调整导弹姿态,进而改变导弹再入弹道,从而使导弹能够准确命中移动目标。

### 2.2.1 再入段导弹落点预报方法

因弹道导弹再入段的射程较小,飞行时间也较短,可假设地球为一个质量分布均匀的圆球体,即引力场为一有心场,且导弹在再入过程中仅受地球引力和空气动力的作用,则由刚体动力学可知,导弹相对地面发射坐标系的质心动力学方程、绕质心运动方程、运动学方程分别由式(3),式(4)和式(5)构成<sup>[2-3]</sup>。根据导弹再入运动微分方程和弹上运动参数实时解算导弹的再入弹道,得到导弹的预测落点。

### 2.2.2 再入段预测制导方法<sup>[4-7]</sup>

通过上述方法预报导弹再入段落点,将导弹预报落点与海上慢速移动目标预测位置进行比较,利用二者偏差 $\Delta H$ 和 $\Delta L$ 产生制导信号,通过调整舵偏角改变再入攻角和侧滑角从而改变再入轨迹,进而消除落点偏差,其流程如图2所示。

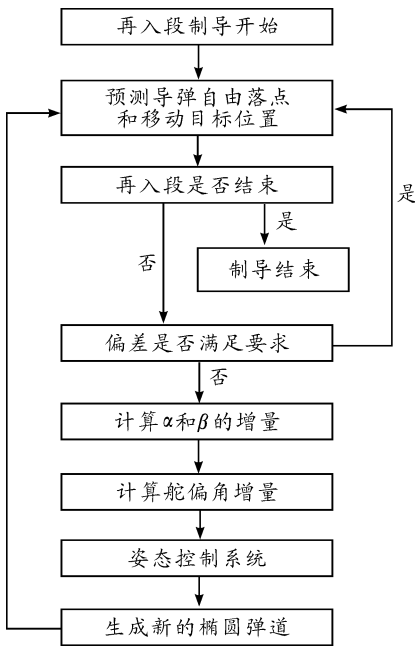


图2 再入段预测制导流程

$$\begin{bmatrix} I_{x1} \frac{dw_{x1}}{dt} \\ I_{y1} \frac{dw_{y1}}{dt} \\ I_{z1} \frac{dw_{z1}}{dt} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} (I_{z1} - I_{y1}) w_{z1} w_{y1} \\ (I_{x1} - I_{z1}) w_{x1} w_{z1} \\ (I_{y1} - I_{x1}) w_{y1} w_{x1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ m_{y1st} q S_M l_k \\ m_{z1st} q S_M l_k \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} m_{x1}^{\bar{w}} q S_M l_k \bar{w}_{x1} \\ m_{y1}^{\bar{w}} q S_M l_k \bar{w}_{y1} \\ m_{z1}^{\bar{w}} q S_M l_k \bar{w}_{z1} \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} V_x \\ V_y \\ V_z \end{bmatrix} \quad (5)$$

#### 1) $\Delta\alpha_i$ 和 $\Delta\beta_i$ 正负性确定

假设弹头是静稳定的,则有:

a) 若  $\Delta x_i > 0$ , 即  $x_i - \tilde{x}_i > 0$ , 也即在发射坐标系中,导弹落点在海上慢速移动目标预测点前面,应增大攻角  $\alpha_{i-1}$ , 即  $\Delta\alpha_i > 0$ ;

b) 若  $\Delta x_i < 0$ , 即  $x_i - \tilde{x}_i < 0$ , 也即在发射坐标系中,导弹落点在海上慢速移动目标预测点后面,应减小攻角  $\alpha_{i-1}$ , 即  $\Delta\alpha_i < 0$ ;

c) 若  $\Delta z_i > 0$ , 即  $z_i - \tilde{z}_i > 0$ , 也即在发射坐标系中,导弹落点在海上慢速移动目标预测点右侧,应增大侧滑角  $\beta_{i-1}$ , 即  $\Delta\beta_i > 0$ ;

d) 若  $\Delta z_i < 0$ , 即  $z_i - \tilde{z}_i < 0$ , 也即在发射坐标系中,导弹落点在海上慢速移动目标预测点左侧,为了准确命中目标,应减小侧滑角  $\beta_{i-1}$ , 即  $\Delta\beta_i < 0$ 。

#### 2) $\Delta\alpha_i$ 和 $\Delta\beta_i$ 大小的确定

确定攻角  $\Delta\alpha_i$  和侧滑角  $\Delta\beta_i$  大小的确定方法较多,本文采用变步长搜索法。经过导弹落点预测和海上慢速移动目标位置预测,可以得出二者偏差,由步骤1)可知  $\Delta\alpha_i$  和  $\Delta\beta_i$  的正负,也就说搜索的方向已确定,在弹道校正时间间隔内,目标机动距离与射程相比是小量,  $\Delta\alpha_i$  和  $\Delta\beta_i$  也是小量,因而采用变步长搜索法能够很快确定  $\Delta\alpha_i$  和  $\Delta\beta_i$  的大小。将新的状态参数带入再入弹道求出落点,然后进行步骤1),如此循环迭代,直到纵向偏差和横向偏差在所允许的范围。至此,完成一个校正时间间隔内的调整。

## 3 弹道仿真与结果分析

为了验证所建模型及制导方法的有效性,以某型弹道导弹为例进行六自由度被动段弹道仿真计算。仿真条件:① 武器为某型号导弹;② 假设主动段关机点参数地心距为  $r_k$ , 速度为  $V_k$ , 弹道倾角为  $\theta_k$ , 海上某慢速移动目标此时在发射坐标系的位置为  $(x_0, y_0, z_0)$ ;③ 干扰模型自由段不考虑干扰,再入段干扰为随机干扰;④ 机动目标的运动模型为匀速运动、短时间匀速运动和随机运动叠加而成,海上慢速移动目标的最大速度为35节。在自由段以纵向偏差为例进行仿真计算,结果如表2所示。

$$\begin{bmatrix} \frac{dv_x}{dt} \\ \frac{dv_y}{dt} \\ \frac{dv_z}{dt} \end{bmatrix} = \frac{G_V}{m} \begin{bmatrix} -X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} + \frac{g'_r}{r} \begin{bmatrix} x + R_{0x} \\ y + R_{0y} \\ z + R_{0z} \end{bmatrix} + \frac{g_{\omega e}}{\omega_e} \begin{bmatrix} \omega_{ex} \\ \omega_{ey} \\ \omega_{ez} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x + R_{0x} \\ y + R_{0y} \\ z + R_{0z} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} b_{11} & b_{12} & b_{13} \\ b_{21} & b_{22} & b_{23} \\ b_{31} & b_{32} & b_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \end{bmatrix} \quad (3)$$

表2 自由段制导仿真结果

初始偏差/m	修正次数 $n$	修正后偏差/m
2 000	无效	无效
1 000	10	46.74
500	5	-38.02
200	3	33.45
100	2	25.66

对以上结果进行分析,可得:

1) 自由段飞行时间较长,可以修正的次数也较多,修正后的落点误差能够满足再入段制导的起算要求。

2) 在冲量发动机推力一定的条件下,落点偏差越小,修正次数越少;落点偏差一定的条件下,冲量发动机推力越大修正次数越少。

3) 修正后的精度与初始偏差和修正次数有关。

在再入段以纵向偏差修正攻角为例进行仿真,结果如表3所示。

表3 再入段制导仿真结果

初始偏差/m	修正次数 $n$	修正后偏差/m
5 000	无效	无效
2 000	21	-26.25
1 000	15	21.10
500	8	15.65
200	3	-11.44
100	2	7.28

对以上结果进行分析,可得:

1) 在自由段修正后满足再入要求的情况下,经过再入段修正,修正后的落点误差能够满足打击要求。

2) 落点偏差越小,修正次数越少。

3) 修正后的精度与初始偏差和修正次数有关。

## 4 结束语

针对弹道导弹打击海上慢速移动目标问题,提出了基于移动目标预测的弹道导弹被动段制导方法,并进行了初步探讨。这种制导方法,不依赖于标准弹道,而是从弹头当前状态和目标点的实时位置出发,根据导弹当前弹道的理论落点与目标点预测的位置偏差来选择弹道。文中构建了基于移动目标预测的自由段和再入段制导模型,并对预测制导模型进行了弹道仿真。由仿真结果可知,这种制导方法提高了制导精度,较好地修正了落点偏差,能够满足打击海上慢速移动目标的制导精度要求。

## 参考文献:

- [1] 李新其,毕义明,李红霞. 海上机动目标的运动预测模型及精度分析[J]. 火力与指挥控制,2005,30(4): 35-37.
- [2] 张毅,杨辉耀,李俊莉. 弹道导弹弹道学[M]. 长沙:国防科技大学出版社,1998.
- [3] 王永刚,刘新学. 地地导弹制导原理与方法[Z]. 西安:第二炮兵工程学院,2002.
- [4] 赵汉元. 再入飞行力学与制导[M]. 长沙:国防科技大学出版社,1997.
- [5] 张金槐. 远程火箭精度分析与评估[M]. 长沙:国防科技大学出版社,1995.
- [6] 刘巩,罗绪涛,梁晓庚,等. 大离轴发射空空导弹初制导律[J]. 四川兵工学报,2010(3):31-33.
- [7] 崔松,韩裕生,姚翎. 飞航式空地武器末制导性能分析[J]. 兵工自动化,2009(8):18-20.
- [8] 高桂清,向进,董承博. 基于遗传算法的常规弹道导弹火力分配[J]. 四川兵工学报,2009,30(11):9-11.

(责任编辑 周江川)

(上接第6页)

从系统诊断流程图中可以更加清晰地看到3种Agent间的相互协作关系,每种Agent都处于特定的环境中,以完成不同的工作,这突出了多Agent系统的社会性、智能性和高效性的特点。

## 5 结束语

Agent技术的应用为某型车载导弹的故障诊断开辟了一条新的道路。由于每个Agent都是一个独立的实体,因此具有高度的模块化结构,对于软件上的实现更加明确。应用Agent技术实现的诊断系统充分体现了其智能性和高效性,易于维护,同时便于和其他诊断方法集成,使故障诊断能朝着更加智能化的方向发展。

## 参考文献:

- [1] 杨军,冯振声,黄考利,等. 装备智能故障诊断技术[M]. 北京:国防工业出版社,2004.
- [2] 王汝传,徐小龙,黄海平. 智能AGENT及其在信息网络中的应用[M]. 北京:北京邮电大学出版社,2006.
- [3] 王仲生. 智能故障诊断与容错控制[M]. 西安:西北工业大学出版社,2005.
- [4] Wooldridge M, Jennings N R. Intelligent Agents: Theory and Practice[J]. Knowledge Engineering Review, 1995, 10(2):115-152.

(责任编辑 周江川)