

文章编号 1004-924X(2015)09-2645-11

弹道导弹中段突防弹道设计与验证

周启航^{1*}, 张刘², 霍明英¹, 齐乃明¹

(1. 哈尔滨工业大学 航天学院, 黑龙江 哈尔滨 150001;

2. 中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033)

摘要:针对中段多脉冲弹道规划及评价问题,提出了一种新的弹道设计及评价方法。借鉴轨迹规划中节点搜索及扩展的思想,将多脉冲弹道的脉冲点火点视为节点,建立了多脉冲机动变轨模型。基于该模型,对突防弹道进行了设计及优化。运用“博弈论”的思想,在考虑敌方防御系统的探测机理、性能及部署基础上将敌方预测弹道与实际弹道的差值作为评价函数,以尽量降低敌方预测弹道的精度。最后,设计了导弹突防效能地面验证平台以验证所设计弹道的突防效率与弹道评价方法的有效性。选取了一个例子进行分析及验证,结果表明:相比最省能量弹道,设计的导弹防御系统对突防弹道的预测误差提高了 5 到 15 倍,达到了 100~300 km,飞行时间缩短了 8.53%,而且规划时间不到 140 s。实验显示本文提出的弹道设计方法,能够在很短时间内规划出一条突防概率很高的弹道。

关键词:弹道导弹;多脉冲弹道;路径规划;遗传算法;卡尔曼滤波

中图分类号:TJ761.3;V472 文献标识码:A doi:10.3788/OPE.20152309.2645

Design and validation of ballistic missile midcourse penetration trajectory

ZHOU Qi-hang^{1*}, ZHANG Liu², HUO Ming-ying¹, QI Nai-ming¹

(1. College of Astronautics, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China;

2. Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics,

Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China)

* Corresponding author, E-mail:zhou0204022@126.com

Abstract: For the ballistic missile midcourse penetration trajectory, this paper presents a new trajectory design optimization and evaluation method. Based on search and extended node in trajectory planning, the pulse ignition point in a multi-pulse trajectory was taken as a node and a multi-pulse maneuvering orbital transfer model was established. According to the model, the penetration trajectory was designed and optimized. Then, by taken the detection mechanism, performance, deployment of the enemy defense system into account, the prediction error between enemy prediction trajectory and real trajectory was as the evaluation index of penetration trajectory to reduce the prediction accuracy of enemy missile based on “game theory”. Finally, a ground verification platform for missile penetration effectiveness was designed to verify the validity of the penetration efficiency and trajectory evaluation method for the designed trajectory. As compared with the minimum energy trajectory, the experimental results show that the prediction error of ballistic missile defense system

收稿日期:2015-04-09;修订日期:2015-06-04.

基金项目:国家自然科学基金资助项目(No. 61171189);上海航天科技创新基金资助项目(No. SAST201312)

has increased by 5 to 15 times, reached 100—300 km, flight time is shortened by 8.53%, and the planning time is less than 140 s. These results show that the trajectory design method proposed in this paper can plan a ballistic with very high penetration probability in a short time.

Key words: ballistic missile; multi-pulse ballistic trajectory; trajectory planning; genetic algorithm; Kalman filter

1 引言

弹道导弹中段机动突防是针对防御系统中段拦截的一种有效对抗措施^[1-4]。一般中远程弹道导弹的飞行时间为 12~45 min 不等,其中中段无动力飞行占总飞行时间的 90% 以上。在这段时间内进行拦截对导弹防御系统(下文称防御系统)来说性价比极高。因通过多批次多层次的拦截可大大降低突防导弹的突防概率。为了缩短导弹防御系统的预警时间,提高突防弹突防概率,科研工作者提出了很多理论与方法,譬如中段机动变轨、隐身导弹、高超音速滑翔弹、多弹头等^[5-8]。本文针对导弹中段机动变轨展开研究并进行了实验验证。

公开资料显示,美国学者最早系统地论述了如何利用脉冲改变弹道导弹射程及缩短导弹的预警时间^[9],但他们只考虑了从弹道最高点机动的特殊情况。以后,Erez 等人将其推广到任意两条相交弹道上^[10]。国内国防科技大学的高云普等人借鉴卫星多脉冲变轨思想,首先提出了在被动段利用多脉冲变轨来突防的方法,并从理论上对该方法进行了论证,给出了脉冲点火的条件^[11-12]。北京航空航天大学的张斌等人研究了点火时间、发动机工作时间对射程的影响^[16]。哈尔滨工业大学的高扬等人,在多脉冲弹道的研究基础上,从敌方探测误差的角度展开研究,推导出了多脉冲变轨方向及次数与敌方探测误差的关系^[17-18]。

公开资料显示,利用多脉冲进行机动变轨的理论不少,但是如何规划及优化多脉冲弹道的研究很少,甚至可以说基本没有。公开的研究成果都是借鉴卫星多脉冲变轨的轨道规划,而且也仅从突防导弹本身来评价和衡量其性能,譬如最省燃料、最短时间等^[19]。

针对上述情况,本文主要从 3 个方面对多脉冲弹道规划进行了研究。首先,借鉴无人机路径规划中节点扩展搜索思想将多脉冲弹道的每个脉

冲点火点视为节点,采用遗传算法与序列二次规划相结合的方法进行多脉冲弹道的设计与优化。其次,受“博弈论”思想的启发,将弹道导弹防御系统的探测机理、性能及部署情况的影响考虑进来,将变轨后的实际弹道与防御系统得出的预测弹道的差值(下文为预测误差)作为评价指标。最后,根据上述原理搭建了导弹突防效能地面验证平台,同时模拟多脉冲导弹的突防轨迹及防御系统的探测系统,对设计的机动弹道进行了验证与分析。

2 多脉冲机动变轨模型推导

为了简化研究对象,本文不考虑大气阻力及地球形状引起的 J2 摄动对中段弹道造成的影响。采取文献^[11-13]的坐标系建立方式,即以地球球心为原点,球心与被动段起始点的连线为 y 轴,过球心并且垂直 y 轴的直线为 x 轴,建立直角坐标系,同时以地球球心为原点,以 y 轴为极轴建立极坐标系。

设 r_0 是导弹被动段起始点的极半径, v_0 是导弹在被动段起始点的速度, θ_0 是导弹在被动段起始点的弹道倾角,落地点为 (x_{if}, y_{if}, z_{if}) ,目标坐标为 (x_t, y_t, z_t) 。导弹在时刻 T 点火,最后到达落地点 (x_{if}, y_{if}, z_{if}) ,如图 1 所示^[11-15]。

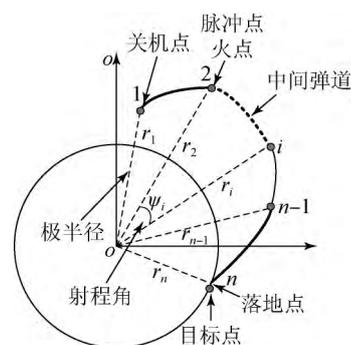


图 1 单脉冲变轨示意图

Fig. 1 Schematic of orbit diverting with single pulse

图中 1、 n 分别为起始点与落地点,中间的点为脉冲点火点, r 为这些点的极半径。借鉴无人机轨迹规划中节点扩展搜索的思想,可以将这些点视为轨迹规划节点,将点火间隔时间 t (射程角 ψ) 视为搜索步长。导弹脉冲点火时,速度增量为 Δv ,其与弹道平面的夹角为 γ_1 ,在弹道平面内的投影与 x -轴的夹角为 σ_1 ,落地点坐标为 (x_{if}, y_{if}, z_{if}) 。这样,根据轨迹规划中节点搜索扩展的思想就可将多脉冲弹道设计转变为一个变步长的轨迹规划问题。下面对轨迹规划模型进行分析,本文以间隔时间 t 为搜索步长。

2.1 参考弹道及坐标的建立

为了保证突袭导弹在机动后还能击中目标点 (x_t, y_t, z_t) ,本文选取同一关机点能击中目标的最省能量弹道为参考弹道。以地球球心为原点 o ,以地心与最省能量弹道关机点的连线为 y_0 轴,在最省能量弹道平面内取过地心且垂直 y_0 轴的直线为 x_0 轴, z_0 轴满足右手螺旋法则,建立参考坐标系 $o-x_0y_0z_0$ 。根据假设可得参考弹道在关机点的参数为:

$$Y_0(t_0) = [0, r_0, 0, v_r \cos \theta_r, v_r \sin \theta_r, 0] \quad (1)$$

式中: r_0 表示关机点到地心的距离, θ_r 表示弹道倾角。

求出参考弹道后,可以求得整个弹道的飞行时间 t_r 。本文根据防御系统的反映时间,合理规划点火次数。

本文假设在关机点突防弹道的能量参数等于最省能量弹道的能量参数。突防弹道在关机点与参考弹道的弹道倾角差值为 θ_c ,方位角差值为 η_c 。以地球球心 o 为原点,以地心与实际关机点的连线为 y_1 轴,在由关机点速度 v_0 与 y_1 轴确定平面内取过地心且垂直 y_1 轴的直线为 x_1 轴, z_1 轴满足右手螺旋法则,建立直角坐标系 $o-x_1y_1z_1$ 。根据上面描述可知 y_0 与 y_1 重合,两坐标系共原点,两坐标系的夹角为 η_c ,两者之间的转换关系式为:

$$\begin{bmatrix} x_1 \\ y_1 \\ z_1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \eta_c & 0 & -\sin \eta_c \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \eta_c & 0 & \cos \eta_c \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \end{bmatrix} = \mathbf{L}_0(\eta_c) \begin{bmatrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \end{bmatrix} \quad (2)$$

2.2 一次点火模型

根据初始关机点参数 $(x_0, y_0, z_0, \theta_0, v_0)$ 可得与弹道有关的轨道参数。

$$\begin{cases} v_{k1} = \frac{v_0^2 r_0}{\mu} \\ e_1 = \sqrt{1 + v_{k1}(v_{k1} - 2) \cos^2 \theta_0} \\ P_1 = r_0 v_{k1} \cos^2 \theta_0 \\ a_1 = \frac{P_1}{1 - e_1^2} \end{cases} \quad (3)$$

式中: v_{k1} 代表能量参数, e_1 代表离心率, P_1 代表半通径, a_1 代表长半轴。后文参数的物理意义与此类似,不再说明。

利用上面得到的椭圆弹道的轨道参数,结合开普勒运动方程可得,导弹在 t 时刻飞过的真近点角 Δf_1 及偏近角 E_t 。根据上面得到的轨道参数及动能守恒定理,可以得到关机后 t 时刻导弹的运动状态:

$$\begin{cases} r_{1t} = a(1 - e_1 \cos E_t) \\ v_{1t} = \sqrt{v_0^2 + \frac{2\mu}{r_{1t}} - \frac{2\mu}{r_0}} \\ \theta_{1t} = \arctan\left(\frac{e_1 \sin E_t}{\sqrt{1 - e_1^2}}\right) \end{cases} \quad (4)$$

式中: μ 代表地球引力常数, θ_{1t} 、 r_{1t} 、 v_{1t} 分别为 t 时刻导弹点火前的弹道倾角、极半径、速度。

根据式(3)、式(4)可以得出 t 时刻导弹的运动位置 (x_{1t}, y_{1t}, z_{1t}) 及速度 $(v_{x1t}, v_{y1t}, v_{z1t})$ 。

导弹在 t 时刻脉冲点火,速度增量 Δv 与弹道平面的夹角为 γ_1 ,在弹道平面内的投影与 x -轴的夹角为 σ_1 ,为了使每次点火都增加导弹射程,令 $-\frac{\pi}{2} \leq \gamma_1 \leq \frac{\pi}{2}$, $-\frac{\pi}{2} \leq \sigma_1 \leq \frac{\pi}{2}$ 。根据上面假设可以得出在导弹点火前坐标系下的表达式:

$$\begin{cases} v_{x1} = \Delta v_1 \cos \gamma_1 \cos \sigma_1 + v_{x1t} \\ v_{y1} = \Delta v_1 \cos \gamma_1 \sin \sigma_1 + v_{y1t} \\ v_{z1} = \Delta v_1 \sin \gamma_1 + v_{z1t} \end{cases} \quad (5)$$

式中: v_{x1} 、 v_{y1} 、 v_{z1} 为点火后导弹速度在点火前坐标系下的分量。

令点火后形成的新的弹道平面与原来弹道平面的夹角为 η_1 。以地心为原点 o ,以 o 与点火点的连线为 y -轴, x -轴在由 y -轴与点火后的速度 v_{1t} 决定的平面内,且与 y -轴垂直, z -轴满足右手法则,垂直于 oxy 平面,新的坐标系为 $o-x_2y_2z_2$ 。可知两坐标系的夹角为 $(\Delta f_1, \eta_1)$,从而得到坐标系 $o-x_1y_1z_1$ 与 $o-x_2y_2z_2$ 的转换矩阵 $\mathbf{L}_1(\Delta f_1, \eta_1)$ 。

根据式(5)及转换矩阵 $\mathbf{L}_1(\Delta f_1, \eta_1)$ 可得点火后导弹的弹道参数 $(x_2, y_2, z_2, v_{x_2}, v_{y_2}, v_{z_2}, \theta_2)$, θ_2

为点火后导弹的弹道倾角。将得到的 $(x_2, y_2, z_2, v_{x2}, v_{y2}, v_{z2}, \theta_2)$ 作为初始参数,采用前面的计算方法得出下一次点火前导弹在 $o-x_2y_2z_2$ 下的弹道参数。

2.3 多次点火模型

假设导弹每次点火前的飞行时间分别为 $t_1, t_2, t_3, \dots, t_n$, 这样就形成了由 $n+1$ 个弹道平面组成的多脉冲弹道。假设第 i 次点火前导弹的运动状态为 $(x_{i-1}, y_{i-1}, z_{i-1}, v_{x(i-1)}, v_{y(i-1)}, v_{z(i-1)}, \theta_{i-1})$, 脉冲点火的两个角度为 (γ_i, σ_i) 。按照前面推导的一次点火模型,可得点火后导弹的弹道参数在 $o-x_{i-1}y_{i-1}z_{i-1}$ 的投影为 $(x_i^-, y_i^-, z_i^-, v_{xi}^-, v_{yi}^-, v_{zi}^-, \theta_i^-)$, 并可得到 $o-x_{i-1}y_{i-1}z_{i-1}$ 坐标与 $o-x_iy_iz_i$ 的转换矩阵 $L_i(\Delta f_i, \eta_i)$ 。之后,可得点火后导弹的弹道参数在 $o-x_iz_i$ 下的投影 $(x_i, y_i, z_i, v_{xi}, v_{yi}, v_{zi}, \theta_i)$, 从而算出点火后弹道的轨道六根根数:

$$\begin{cases} v_{ki} = \frac{v_i^2 r_i}{\mu} \\ e_i = \sqrt{(1 + v_{ki}(v_{ki} - 2) \cos^2 \theta_0)} \\ P_i = r_0 v_{ki} \cos^2 \theta_i \\ a_i = \frac{P_r}{1 - e_i^2} \end{cases} \quad (6)$$

进一步可以得知飞行 t_{i+1} 后,导弹下一次点火前的弹道参数 $(x_{i+1}, y_{i+1}, z_{i+1}, v_{x(i+1)}, v_{y(i+1)}, v_{z(i+1)}, \theta_{i+1})$ 。以此类推,最后导弹经过多次变轨后击中目标的弹道参数为 (x_t, y_t, z_t) 。

这样,以脉冲点为搜索节点,依据步长 t_i 算出下一个扩展节点的位置,然后以下一个节点为基点再次搜索,最后规划出一条满足要求的弹道。

3 多脉冲机动弹道评价指标

现有的多脉冲轨道研究的优化指标通常为燃料最省即质量最小、时间最短或时间与燃料的多目标最优。但是现在弹道导弹的突防已经变成了一个体系对抗,即导弹攻击体系与导弹防御体系之间的一种“零和游戏”。因此,在设计中段突防弹道的时候不能单方面考虑我方进攻导弹的性能,还要考虑敌方导弹防御系统。本文运用“博弈论”思想,将敌方防御系统也纳入考虑范围。导弹防御系统的探测系统侦测到导弹的特征信号后,依据各种各样的模型完成导弹运动状态的估计及

t 时刻后导弹弹道的预测。在发射前,根据先验信息(情报收集、战损评估等),可以推断出防御系统的探测性能、距离、机理等信息,故通过有针对性的设计多脉冲突防弹道,可使敌方探测系统对突防导弹的预测弹道误差达到最大。

3.1 虚拟弹道法

为了简化研究,本文假设敌方探测系统能够获取我方导弹的运动状态。实际应用中可以根据不同的探测机理譬如预警卫星、预警雷达、红外探测器来设定产生含有不同测量误差的测量数据及预测弹道。因此,为了有效地评估与优化机动变轨弹道,本文借鉴“虚拟卫星法”的思想提出了“虚拟弹道法”。其核心思想是,假设每次脉冲点火后有一“虚拟导弹”沿着原有弹道继续飞行,其飞行轨迹为“虚拟弹道”。“虚拟弹道”表示导弹防御系统依据点火前的弹道数据对 t 时刻后弹道的预测。在下次点火或落地时刻,实际导弹与“虚拟导弹”的距离为 ΔR 。以 4 次点火为例,如图 2 所示,1、2、3、4 代表脉冲点火点,5 代表落地点,2'、3'、4'、5' 代表对应时刻“虚拟导弹”所处位置, R_1 、 R_2 、 R_3 、 R_4 表示实际导弹与“虚拟导弹”的距离。

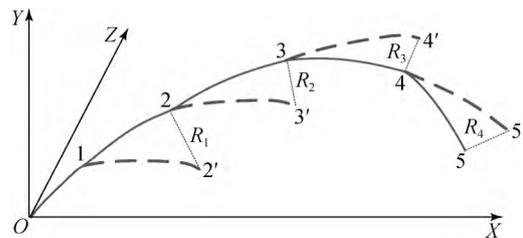


图 2 变轨弹道示意图

Fig. 2 Schematic of maneuvering trajectory

3.2 优化目标的选取

受现有脉冲火箭发动机性能的限制,导弹所携带的燃料与载荷是有限制的,在整个飞行过程中不可能进行无限次脉冲点火。此外在脉冲弹道规划中,希望初始弹道与最终弹道的距离越远越好,有时候根据打击目标的不同还需要导弹飞行时间越短越好。为了满足上述要求,需要合理规划导弹的多脉冲弹道,本文在文献[9]基础上,对目标优化函数做了改进,指标函数选取如下:

$$J = -w_1 \Delta R_1 - w_2 \Delta R_2 - w_3 \Delta R_3 - w_4 \Delta R_4 + w_5 T_t \quad (7)$$

式中: ΔR 为相应时刻实际导弹与“虚拟弹道”的

距离; T_i 表示飞行时间; w_1, w_2, w_3, w_4, w_5 为权值,且都大于零。

在实际弹道规划中,权值 w 依据敌方防御系统探测系统部署情况及探测能力的强弱来调整。

4 遗传算法与序列二次规划对最佳机动点的寻优过程分析

本节主要对多脉冲机动弹道的轨迹优化问题进行数学描述,主要包括变量取值范围的限定、边界约束和路径约束等问题。然后以此为基础,利用遗传算法及序列二次规划混合算法寻找最优解。

4.1 多脉冲弹道优化问题的数学描述

4.1.1 优化变量的选取

本文将突防弹道与参考弹道在关机点的弹道倾角差值 θ_c 及方位角差值 η_c 、每段弹道的飞行时间 t_i 、脉冲作用方向 γ_i, σ_i 作为变量。其中: γ_i 为脉冲在弹道平面内投影与速度矢量的夹角, σ_i 为脉冲与弹道平面的夹角。这些参数作为优化变量,假设一共点火 n 次,则变量个数为 $3n+2$ 即:

$$\mathbf{o} = [\theta_c, \eta_c, t_1, \dots, t_n, \gamma_1, \dots, \gamma_n, \sigma_1, \dots, \sigma_n]. \quad (8)$$

4.1.2 变量取值范围

为了保证突防导弹不被导弹防御系统拦截,突防弹每隔一段时间就得变轨一次,由于导弹每次变轨前都需要时间进行姿态调节,以便下次脉冲点火,因此本文对脉冲间隔时间的取值范围做了如下要求:

$$60 \text{ s} \leq t_i \leq 300 \text{ s}. \quad (9)$$

速度增量 Δv 与弹道平面的夹角为 γ_1 ,其在弹道平面内的投影与 x -轴的夹角为 σ_1 ,为了使每次点火导弹的射程都增加,有:

$$-\frac{\pi}{2} \leq \gamma_i \leq \frac{\pi}{2} \quad -\frac{\pi}{2} \leq \sigma_i \leq \frac{\pi}{2}. \quad (10)$$

根据实际情况,在关机点多脉冲弹道与参考弹道的弹道倾角差值及方位角差值的取值范围为:

$$-\frac{\pi}{4} \leq \eta_c \leq \frac{\pi}{4} \quad -\frac{\pi}{6} \leq \theta_c \leq \frac{\pi}{6}. \quad (11)$$

4.1.3 边界约束

多脉冲弹道轨迹设计及优化问题中的边界约束为初始与终端约束,用 E_i 来代表边界约束。根据前面叙述有,初始约束与参考弹道的关机点参

数一致,即:

$$\mathbf{Y}_0(t_0) = [0, r_0, 0, v_r \cos \theta_r, v_r \sin \theta_r, 0]. \quad (12)$$

为了能击中目标,导弹最后要到达目标点 (x_t, y_t, z_t) ,所以终端约束为:

$$\mathbf{Y}_0(t_f) = [x_{if}, y_{if}, z_{if}, vx_{if}, vy_{if}, vz_{if}]. \quad (13)$$

4.1.4 路径约束

多脉冲弹道在最后一次点火后,会沿着惯性弹道飞行直至击中目标,从最后点火开始到击中目标,时间间隔为 T_f 。为了保证导弹在这段时间内不被防御系统拦截,其飞行时间需要小于防御系统的反应时间。综上所述,多脉冲弹道在飞行过程中的路径约束为:

$$\begin{cases} \sqrt{x_i^2 + y_i^2 + z_i^2} \geq R, \\ T_i \leq \tau \end{cases}, \quad (14)$$

式中: R 为地球半径。

4.2 基于遗传算法的初值生成

遗传算法是模仿生物进化的一种自适应的全局优化算法,其不需要初值就能获取全局最优解,但是搜索不确定性会导致其具有搜索盲目性,且效率很低。为了提高运算效率及计算精度,本文采取实数编码的方式对变量进行处理。每一个基因代表一组解,基因的长度就是解的长度,这样就省略了编码与解码的过程。

通常遗传算法只能处理无约束的最优化问题,然而本文研究的问题是一个有约束的非线性规划问题。因此优化目标函数不仅包含防御系统的预测误差还应包括根据约束得来的罚函数。本文不考虑轨迹终端速度,只考虑位置约束,即:

$$\begin{cases} C_1 = R - \sqrt{x_i^2 + y_i^2 + z_i^2} \leq 0 \\ C_2 = T_f - \tau \leq 0 \\ E_1 = x_t - x_{if} = 0 \\ E_2 = y_t - y_{if} = 0 \\ E_3 = z_t - z_{if} = 0 \end{cases}. \quad (15)$$

根据上文分析可得基于遗传算法优化问题的性能指标函数为:

$$J_{GA} = - \sum_{i=1}^n w_i R_i + w_{n+1} T + M \left[\sum_{i=1}^2 \max[0, C_i] + \sum_{i=1}^3 |E_i| \right], \quad (16)$$

其中: M 为惩罚系数。

根据前面所述,利用遗传算法可以初步获得一个全局最优解。

4.3 基于序列二次规划的最优解计算

序列二次规划是一种基于梯度的非线性规划问题求解方法,但是只能在提供初值的前提下在初值周围寻找一个局部最优解。将前面遗传算法得出的解作为初值,其变量取值、边界约束、路径约束与前面所述的遗传算法相同,得出的最终解即为最优多脉冲弹道的变量,将其代入前面推导的多脉冲弹道模型中,则可以得到一条多脉冲弹道。

4.4 优化流程

求解多脉冲机动变轨问题的优化流程如图 3 所示。

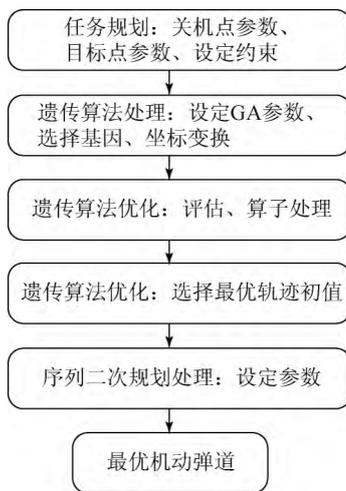


图 3 优化流程图

Fig. 3 Optimization flowchart

5 地面验证系统设计

真实的突防弹机动突防飞行具有大空间尺度和小时间尺度,其在几秒钟内的飞行距离可达几十公里,飞行速度可以达到每秒几公里,机动过载可以达到几个 g 甚至十几个 g ,这样的弹头机动飞行在实验室内很难进行。因此需要对真实的时空进行等效变换,将时间尺度延长,空间尺度缩小,分别达到几十秒和几米到几十米的范围,即“相似缩比原理”。这样突防弹的机动飞行就可以在实验室内的仿真平台上进行。本节对导弹突防效能模拟平台进行了设计及原理分析。

5.1 地面实验验证原理

通过物理仿真实验来验证本文提出方法的正确性,以更直观地考察突防弹道的突防能力。本文采用气悬浮模拟器作为实际物理仿真平台,用于模拟突防导弹的飞行弹道。为了能够在空间有限的物理仿真平台上形象直观地模拟弹道导弹的飞行弹道,需要将实际的时空变量进行缩比。

由于本文主要研究的是导弹多脉冲弹道对敌方预测误差的影响,所以本文只是模拟导弹的飞行弹道,而不模拟其飞行过程中的动力学。因此在模拟过程中需要关注的弹道参数为导弹的位置及飞行时长:

$$\begin{cases} x_g = k_x x_s \\ y_g = k_y y_s \\ z_g = k_z z_s \\ T_g = k_t T_s \end{cases}, \quad (17)$$

其中: x_g, y_g, z_g 为导弹在惯性地心坐标系中的坐标, x_s, y_s, z_s 为导弹模拟器特征发生器在模拟平台上的坐标。 $k_i (i = x, y, z, t)$ 表示两者之间的缩比关系,称为时空缩比系数。由于模拟器移动速度在 $0 \sim 0.1 \text{ m/s}$ 之间,因此需要选择合理的缩比系数。

在实验过程中,模拟器通过执行机构在平台表面模拟导弹在 $o-xz$ 面内运动,通过调节特征发生器的高度模拟导弹飞行高度的变化。这样就可通过特征发生器在空间位置模拟导弹的实际飞行位置。

测量系统测得特征发生器在空间中的坐标 x_s, y_s, z_s 后,乘以缩比系数就得出导弹在空间中的真实位置 x_g, y_g, z_g 。在得到导弹真实位置后,就可添加噪声来模拟探测系统的探测值。最后基于卡尔曼滤波得到探测系统对导弹位置的探测值。

5.2 地面实验验证

本文通过导弹突防效能模拟平台来验证本文提出的弹道优化设计方法,模拟平台如图 4 所示。平台由导弹模拟器、拦截弹模拟器、探测系统模拟系统、地面控制平台组成。其中导弹及拦截弹模拟器如图 5 所示,通过一系列姿态调节与喷气控制模拟来袭导弹及拦截导弹在某一个平面内的轨迹。



图 4 导弹突防效能模拟平台

Fig. 4 Simulation platform of missile penetration effectiveness

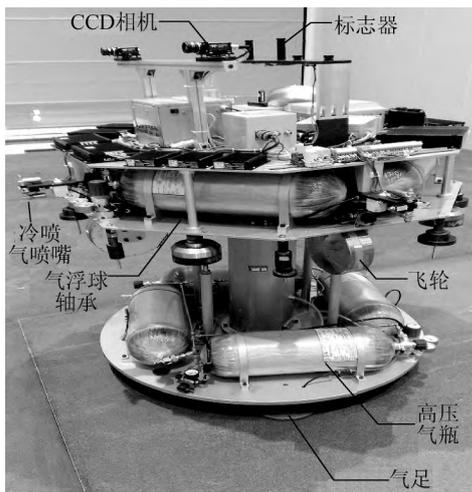


图 5 五自由度导弹模拟器

Fig. 5 Missile simulator with five degree freedoms

探测模拟系统由外部测量系统与导弹特征信号模拟器组成,如图 6 所示。外部测量系统用于

模拟敌方的导弹探测指挥系统,其由相机、多普勒仪、差分 GPS 组成。导弹模拟器上的特征发生器通过产生红外线、可见光波等来模拟导弹的特征信号。两者组合在一起可用于模拟导弹防御系统对来袭导弹的监测与测量^[20]。

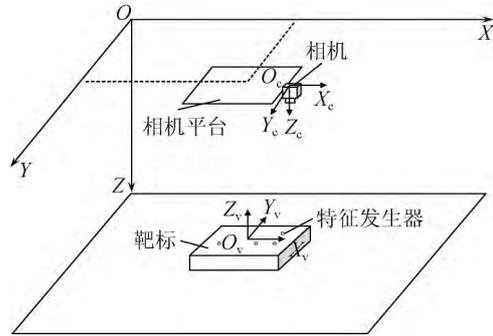


图 6 探测模拟系统组成示意图

Fig. 6 Schematic of external measurement system

5.3 敌方弹道预测模型

在探测模拟系统测得模拟导弹的运动轨迹后,将其导入模拟敌方指挥系统中。然后采用卡尔曼滤波对模拟导弹位置进行跟踪并预报 T 时刻后导弹的位置。本文采用最常用的 Singer 模型来估计导弹的机动飞行^[6-7]。

Singer 用一阶时间相关模型来表示导弹的机动,即:

$$\dot{a}(t) = -\alpha a(t) + w(t). \quad (18)$$

式中: α 表征目标机动特性参数, $w(t)$ 是均值为零、方差为 $2\alpha\sigma_a^2$ 的高斯白噪声。本文采取的 Singer 模型为:

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{6 \times 3} & & & & & \\ & \dots & & & & \\ & & & -\alpha_x & 0 & 0 \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & & 0 & -\alpha_y & 0 \\ & & & 0 & 0 & -\alpha_z \end{bmatrix} \mathbf{x}(t) + \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{6 \times 1} \\ 1 \\ 1 \\ 1 \end{bmatrix} w(t). \quad (19)$$

建立探测模型后,选用离散型卡尔曼滤波对突防导弹在 t_0 时刻的运动状态来估计 $\mathbf{x}(t_0)$,在估计出 $\mathbf{x}(t_0)$ 后,根据二体运动轨道动力学对 T 时刻后的导弹运动状态 $\mathbf{X}(t_0 + T)$ 进行预测。令 $z(t_0 + T)$ 为 $t = t_0 + T$ 时刻导弹实际飞行位置 $\mathbf{x}(t_0 + T)$ 与弹道预测值 $\mathbf{X}(t_0 + T)$ 的差值,即:

$$z(t_0 + T) = |\mathbf{x}(t_0 + T) - \mathbf{X}(t_0 + T)|. \quad (20)$$

6 多脉冲弹道设计优化及试验

本文选取文献[15]作为对比,假设某远程弹道导弹要打击距被动段起始点 4 666 km 远处的目标,每次脉冲点火速度的增量为 0.3 km/s,目标点坐标为 (298, 4 248. 213 4, 4 737. 166 9)。先利用能量最省弹道计算出关机点参数: $v_k = 5. 691 2$ km/s, $r_k = 6 490$ km, $\theta_k = 34. 507 70$ 。

本文采取四脉冲变轨方法,根据前面的分析可知一共有 14 个变量:

$$\mathbf{o} = [\theta_c, \eta_c, t_1, t_2, t_3, t_4, \gamma_1, \gamma_2, \gamma_3, \gamma_4, \sigma_1, \sigma_2, \sigma_3, \sigma_4]. \quad (21)$$

地面仿真模拟平台中探测模拟系统中的卡尔曼滤波参数见表 1,仿真优化计算机及地面模拟平台计算机的配置见表 2。

表 1 卡尔曼滤波参数
Tab.1 Parameters of Kalman filter

$ \Delta v / (m \cdot s^{-1})$	T/s	$a_i, i=x, y, z$	Q	R
300	240	0.05	$2a_i I_{3 \times 3}$	$2000 I_{3 \times 3}$

表 2 仿真电脑配置表

Tab.2 Configurations of simulation computer

类型	CPU	主频/GHz	仿真软件	操作系统	内存/G	硬盘/TB
仿真电脑	i7-3470	3.7	Matlab 2014a	Win 8.1	8	1
综控计算机	i7-2600	3.4	—	Win 7	4	1

6.1 仿真及试验验证算例

利用遗传算法及序列二次规划混合算法可得多脉冲弹道的最优变量如表 3。

表 3 最优解
Tab.3 Optimal solutions

点火顺序	时间/s	与弹道平面夹角 γ/rad	投影与 X 轴的夹角 σ/rad
1	142.83	-0.561 2	-1.149 5
2	434.646 6	1.570 2	-0.848 6
3	588.184 6	-1.054 5	-0.902 9
4	870.396 2	0.298 5	0.889 9

弹道倾角:0.272 3 方位角:0.114 8

单次遗传算法优化时间:28 s 单序列二次规划优化时间:0.014 s

遗传算法计算次数:10 次 遗传算法计算成功次数:7 次

遗传算法计算时间:137 s 序列二次规划优化时间:0.014 s

图 7 是根据优化结果得到的多脉冲弹道图,图 8 表示基于导弹突防效能模拟平台得到的模拟导弹的机动弹道及预测弹道。同理,图 10 表示模拟的参考弹道及其预测弹道。将得到的数据进行处理,可得图 9 所示的多脉冲弹道的预测误差及

如图 11 所示的参考弹道的预测误差。表 4 为多脉冲弹道与参考弹道的弹道参数对比结果。

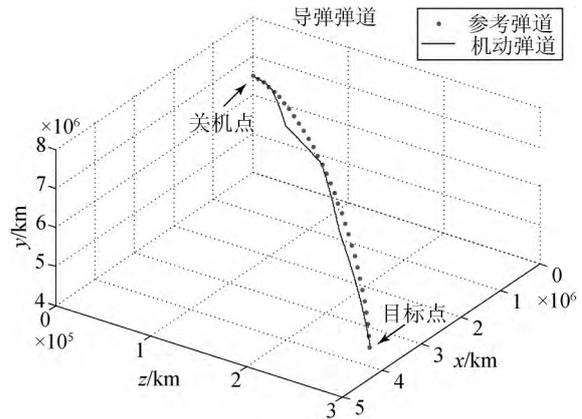


图 7 变轨弹道仿真示意图

Fig. 7 Simulation schematic of ballistic trajectory with orbit transfer

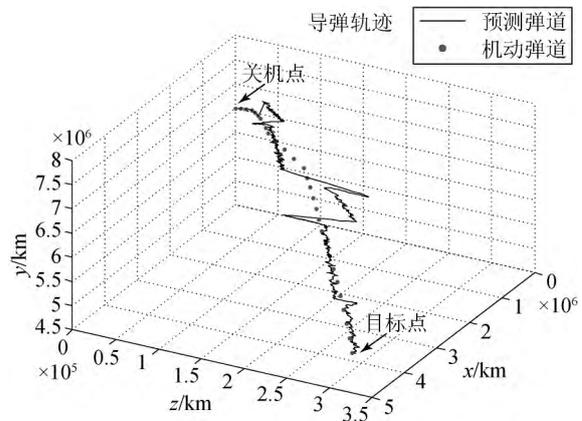


图 8 导弹弹道预测示意图

Fig. 8 Prediction schematic of ballistic missile

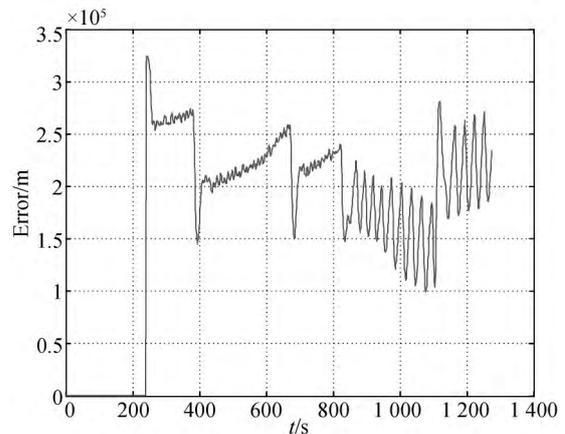


图 9 弹道预测误差

Fig. 9 Prediction error of ballistic trajectory

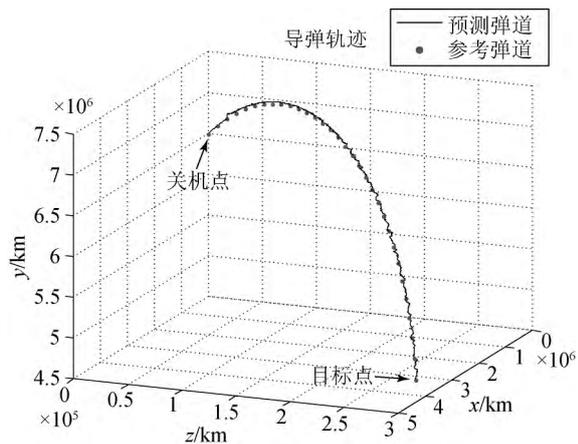


图 10 参考弹道预测示意图

Fig. 10 Prediction schematic of reference ballistic trajectory

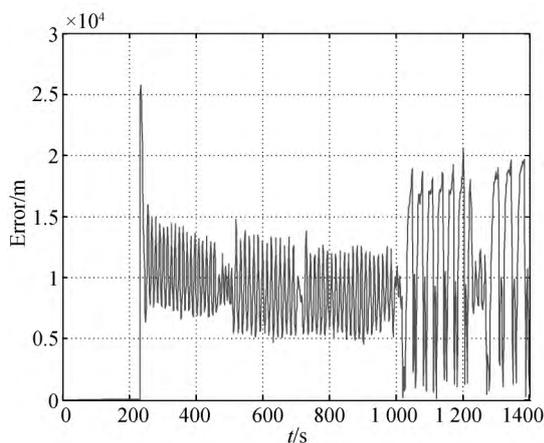


图 11 参考弹道预测误差

Fig. 11 Prediction errors of reference ballistic trajectory

表 4 参考弹道和机动弹道的参数对比

Tab. 4 Comparison of parameters for ballistic trajectories

序号	飞行时间/s (最省能量弹道燃料为基准)	燃料比	弹道预测误差/m
参考	1 427	1	$1 \times 10^4 \sim 2 \times 10^4$
机动	1 307	1.2	$1 \times 10^5 \sim 3 \times 10^5$

参考文献:

[1] 张跃, 储海荣. 增益调度自动驾驶仪结构特点与变轨迹飞行控制[J]. 光学精密工程, 2012, 20(7): 1595-1602.
ZHANG Y, CHU H R. Structural characteristics of gain scheduling autopilot for transfer trajectory con-

6.2 试验结果分析

通过以上实验结果可以看出, 利用本文提出的方法可以在不到 140 s 的时间内规划出一条最优多脉冲弹道, 使敌方探测系统的预测误差为 100~250 km。这说明利用本文方法可以在每次发射导弹前根据不同目标及敌方防御系统的不同情况快速规划出最优弹道。规划出的多脉冲弹道由 5 段圆弧组成, 而不再是一条传统的椭圆弹道。图 7、8 为根据地面仿真模拟平台数据处理得到的导弹模拟轨迹及预测弹道。可以看出相比参考弹道而言, 机动弹道的预测弹道在实际弹道附近有激烈振荡, 这说明导弹脉冲点火对敌方防御系统的预测弹道会产生影响。图 9 为预测弹道与实际弹道差值随时间的变化关系, 可以看出, 由机动造成的预测误差能达到 100~250 km, 远远超出了现有拦截弹的机动范围。通过对比参考弹道及多脉冲机动弹道可以看出, 通过多脉冲弹道可以将敌方导弹预测系统的预测误差提高 5~10 倍, 而且相比参考弹道, 其飞行时间缩短了 8.53%。

7 结论

本文将多脉冲弹道点火点视为路径规划节点, 从而利用无人机轨迹规划中的节点搜索扩展方法来优化设计弹道, 使多脉冲弹道设计简单、方便。在优化设计中, 将敌方预测弹道与实际弹道的差值作为评价函数, 从而能够尽量降低敌方预测弹道的精度。最后依据上面原理设计了地面导弹突防效能仿真平台, 对本文所提方法进行了验证。实验结果表明: 本文提出的中段突防方法可使敌方探测系统的预测误差达到 100~300 km, 相比不采用机动飞行的弹道, 预测误差提高了 5~15 倍, 而且飞行时间缩短了 8.53%, 能在 140 s 内规划出一条最优弹道。

trol [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2012, 20(7): 1595-1602. (in Chinese)
[2] 孟凡坤, 吴楠, 牛朝阳. 机动弹道对抗导弹防御系统的效能分析[J]. 飞行器测控学报, 2014, 33(5): 399-405.
MENG F K, WU N, NIU ZH Y. Effectiveness of maneuvering trajectory against missile defense systems [J]. *Journal of Spacecraft TT & C Technol-*

- ogy, 2014, 33(5):399-405. (in Chinese)
- [3] 李士刚, 张力争. 弹道导弹突防措施分析[J]. 指挥控制与仿真, 2014, 36(6):73-76.
LI SH G, ZHANG L ZH. Analysis on penetration strategies for ballistic missile [J]. *Command Control and Simulation*, 2014, 36(6):73-76. (in Chinese)
- [4] 杨雪榕, 范丽. 基于平行试验方法的导弹突防效能评估[C]. 中国指挥与控制学会, 2014, 4.
YANG X R, FAN L. Missile penetration effectiveness evaluation method based parallel test [C]. *China Institute of Command and Control*, 2014, 4. (in Chinese)
- [5] 张洪倩. 基于高斯伪谱法的弹道优化设计与实现[D]. 南京: 南京理工大学, 2014.
ZHANG H Q. *Design and implementation of optimization based on Gaussian trajectory pseudo spectrum* [D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2014. (in Chinese)
- [6] 宋亚飞, 高峰, 文科, 等. 天基对地打击武器发展综述[J]. 飞船导弹, 2011(2):44-49.
SONG Y, GAO F, WEN K, et al.. Development of space-based weapons for ground combat summary [J]. *Cruise Missile*, 2011(2):44-49. (in Chinese)
- [7] 赵瑞安. 轨道弹道导弹的概念[J]. 固体火箭技术, 2009, 32(5):473-477.
ZHANG R A. Concept of orbital ballistic missiles [J]. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2009, 32(5):473-477. (in Chinese)
- [8] 白瑜亮, 崔乃刚, 吕世良. 水下运载器纵向轨迹自适应跟踪控制[J]. 光学 精密工程, 2013, 21(7):1719-1726.
BAI Y L, CUI N G, LV SH L. Adaptive tracking control of longitudinal trajectory for underwater vehicle [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2013, 21(7):1719-1726. (in Chinese)
- [9] GILLIS M P III. Optimal Mid-Course Modication of Ballistic Missile Trajectories [S]. *Air Force Inst. of Technology Report*, AD-A019333, Wright-Patterson Air Force Base, OH, 1975.
- [10] DRUCKMANN E, BEN-ASHER J Z. Optimal in-flight trajectory modifications for ballistic missiles and free rockets[J]. *Journal of Guidance Control and Dynamics*, 2012, 35(2):462-470.
- [11] 张广明, 高普云, 冯志刚, 等. 基于脉冲点火弹头平面机动的被动弹道设计[J]. 弹道学报, 2009, 21(2):53-57.
ZHANG G M, GAO P Y, FENG ZH G, et al.. Design of trajectory of the maneuver of warhead in a plane based on impulse firing in the passive curve [J]. *Journal of Ballistics*, 2009, 21(2):53-57. (in Chinese)
- [12] 张广明, 高普云, 唐乾刚. 弹道导弹在被动段突防的脉冲式异面变轨方法[J]. 宇航学报, 2008, 29(1):89-94.
ZHANG G M, GAO P Y, TANG Q G. The method of the impulse trajectory in a different plane for the ballistic missile penetrating missile defense system in the passive ballistic curve [J]. *Journal of Aerospace*, 2008, 29(1):89-94. (in Chinese)
- [13] 张广明, 高普云, 唐乾刚, 等. 弹道导弹在被动段突防的平面脉冲式变轨方法[J]. 弹道学报, 2008, 20(3):83-86, 96.
ZHANG G M, GAO P Y, TANG Q G, et al.. The method of the impulse trajectory transfer in a plane for the ballistic missile breaking through a defense line in the passive ballistic curve [J]. *Journal of Ballistics*, 2008, 20(3):83-86, 96. (in Chinese)
- [14] 高普云, 张广明, 唐乾刚, 等. 弹道导弹在被动段突防的脉冲式轴向加速方法[J]. 宇航学报, 2008, 29(4):1126-1130, 1136.
GAO P Y, ZHANG G M, TANG Q G, et al.. The method of increasing velocity along its original velocity direction by the impulse firing for the ballistic missile to penetrate the antimissile system in the passive ballistic curve [J]. *Journal of Aerospace*, 2008, 29(4):1126-1130, 1136. (in Chinese)
- [15] 高普云, 张广明, 冯志刚, 等. 基于脉冲点火弹头空间机动的被动段弹道设计方法和数值仿真[J]. 宇航学报, 2009, 30(3):884-913.
GAO P Y, ZHANG G M, FENG ZH G, et al.. The method of the trajectory design and numerical simulation of the missile maneuvers in space based on the impulse firing in the passive curve [J]. *Journal of Aerospace*, 2009, 30(3):884-913. (in Chinese)
- [16] 张斌, 任军学, 王一白, 等. 弹道导弹在被动段轴向加速变轨弹道设计与优化[J]. 北京航空航天大学学报, 2010, 36(6):650-653.
ZHANG B, REN J X, WANG Y B, et al.. Ballistic missile acceleration maneuver trajectory design and optimization in the passive axial [J]. *Journal of Beihang University*, 2010, 36(6):650-653. (in Chinese)

- [17] GUO Y, YAO Y, WANG S C, *et al.*. Maneuver control strategies to maximize prediction errors in ballistic middle phase [J]. *Journal of Guidance Control and Dynamics*, 2013,36(4):1225-1234.
- [18] GUO Y, YAO Y, WANG S. Maneuver strategy of evader considering detection system in ballistic middle phase [C]. *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, 08-11 August 2011, Portland, Oregon.
- [19] 冯令兵,葛致磊,李宪强,等. 弹道导弹被动段最优脉冲变轨方法[J]. *指挥控制与仿真*,2014,36(2):114-117.
- FENG L B,GE ZH L,LI X Q,*et al.*. A study on the ballistic missile's optimal impulse orbit transfer in the passive ballistic curve [J]. *Command Control and Simulation*, 2014,36(2):114-117. (in Chinese)
- [20] 李秀明,黄战华,朱猛. 扩展光束型激光多普勒速度测量系统[J]. *光学精密工程*,2013,21(5):1102-1109.
- LI X M,HUANG ZH H, ZHU M. Differential laser Doppler system with expanded beams for velocity measurement [J]. *Opt. Precision Eng.*,2013,21(5):1102-1109. (in Chinese)

作者简介:



周啟航(1987—),男,湖北天门人,博士研究生,2010年于沈阳航空航天大学获得学士学位,2012年于哈尔滨工业大学获得硕士学位,主要从事弹道导弹中段机动变轨突防方面的研究。E-mail:zhou0204022@126.com

导师简介:



齐乃明(1962—),男,黑龙江哈尔滨人,教授,博士生导师,1984年、1990年、2001年于哈尔滨工业大学分别获得学士、硕士、博士学位,主要从事航天器飞行动力学控制与仿真,超精、超低温润滑与支撑,月球车系统设计与自主导航控制技术等三个领域的研究工作。E-mail:qinmok@163.com

(版权所有 未经许可 不得转载)