

机动发射条件下助推滑翔导弹射击诸元快速解算*

何睿智¹,刘鲁华¹,汤国建¹,包为民^{1,2}

(1. 国防科技大学 航天科学与工程学院, 湖南 长沙 410073; 2. 中国航天科技集团公司, 北京 100048)

摘要:针对机动发射条件下助推滑翔导弹对全程弹道快速生成的迫切需求,在弹道设计中选取7个关键性控制量参数作为全程弹道射击诸元,并提出与之相对应的诸元解算算法。将全程弹道分为助推段、初始下降段、滑翔段和俯冲攻击段,在统一化运动模型描述的基础上,运用参数化迭代的思路,依次对不同飞行阶段诸元进行了快速求解,满足多种复杂约束条件。在全程诸元迭代解算模式的基础上,提出助推段沿用中心弹道诸元,仅对其他射击诸元进行重计算的部分诸元迭代解算模式。仿真结果表明:采用所提助推滑翔导弹射击诸元快速解算方法,可在大范围机动条件下对远距离地面固定目标进行快速精确打击。

关键词:助推滑翔导弹;机动发射;全程弹道;诸元解算

中图分类号:V448 文献标志码:A 文章编号:1001-2486(2017)04-056-06

Efficient method for firing data calculation of boost-glide missile in mobile condition

HE Ruizhi¹, LIU Luhua¹, TANG Guojian¹, BAO Weimin^{1,2}

(1. College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;
2. China Aerospace Science and Technology Corporation, Beijing 100048, China)

Abstract: Considering the urgent need of rapid trajectory generation of boost-glide missile in mobile condition, seven key parameters of control variables were selected as the firing data, and the corresponding iterative calculation algorithms were proposed. The full-range trajectory was divided into the boost phase, initial phase, glide phase and dive attack phase, all these flight phases were described in a unified dynamics model. Firing data in different phases were calculated rapidly one by one, and multiple constraints were satisfied strictly, with the help of the parameterized iterative algorithm. Furthermore, a partly recalculation mode which uses the firing data of the center trajectory in the boost phase and recalculates the others was proposed on the basis of the full mode. The simulation results indicate that this method can achieve a great performance in the quick attack to a ground stationary target in mobile condition.

Key words: boost-glide missile; mobile launch; full-range trajectory; calculation of firing data

现代战争中,作战反应能力直接影响导弹武器系统效能的发挥,甚至影响整个战争格局。缩短发射准备时间是提高导弹射前生存能力和打击效能的关键,尤其是在机动发射平台下要求根据当前发射点和目标点快速生成全程弹道,并对相关诸元进行快速准确求解,因此,解决机动条件下导弹射击诸元的快速解算问题显得尤为重要。

射击诸元是用来在发射前调整控制仪器和瞄准系统、在飞行中控制导弹运动状态的一组参数^[1],其定义以及求解算法具有很强的针对性,与导弹类型、制导控制算法有着密切的联系。对于传统的弹道导弹,射击诸元主要指飞行程序、关机泛函以及射击方位角,相关的诸元解算算法较

为成熟。例如,在诸元选取方面,文献[2-3]在对海基、陆基以及潜射弹道导弹发射平台特性和全程弹道特性的分析基础上,分别提出了包括发射方位角、最大转弯攻角、三级程序角速度等不同类型的发射诸元,并对诸元参数影响和误差分布进行了研究。在诸元快速性解算方面,文献[4]将并行计算算法应用到诸元解算中,有效缩短了计算时间;文献[5-6]则从计算算法本身着手,采用多项式拟合、弹道解析近似以及智能搜索等方法,实现了射击诸元的快速准确求解。对于近年来出现的新型助推滑翔导弹,研究重点主要集中在滑翔段弹道设计及制导算法,而对面向应用的诸元选取及诸元快速解算算法的研究相对

* 收稿日期:2016-09-15
基金项目:国家自然科学基金资助项目(11502289)
作者简介:何睿智(1990—),男,江西吉安人,博士研究生,E-mail: heruizhi_nudt@ sina. com;
汤国建(通信作者),男,教授,博士,博士生导师,E-mail: gjtang@ 263. net

较少。

本文以助推滑翔导弹为研究对象,针对机动发射条件下发射诸元的快速求解需求,选取了7个关键性参数作为发射诸元,并提出了相匹配的诸元解算算法。

1 问题建模

1.1 运动方程

助推-滑翔导弹全程弹道分为有动力的助推段和无动力的初始下降段、滑翔段和俯冲攻击段,为方便对状态量 $\mathbf{X} = [v, \theta, \sigma, \phi, \lambda, r]^T$ 进行统一描述,在半速度坐标系下构建全程弹道的统一化运动模型。

$$\begin{cases} \dot{v} = \frac{P_{xh}}{m} - \frac{\rho v^2 S_m C_D}{2m} + g'_e \sin\theta + g_{\omega e} (\cos\sigma \cos\theta \cos\phi + \sin\theta \sin\phi) + \omega_e^2 r (\cos^2\phi \sin\theta - \cos\phi \sin\phi \cos\sigma \cos\theta) \\ \dot{\theta} = \frac{P_{yh}}{mv} + \frac{\rho v^2 S_m C_L \cos\psi}{2mv} - \frac{\rho v^2 S_m C_Z \sin\psi}{2mv} + \frac{g'_e \cos\theta}{v} - 2\omega_e \sin\sigma \cos\phi + \frac{v \cos\theta}{r} + \frac{g_{\omega e}}{v} (\cos\theta \sin\phi - \cos\sigma \sin\theta \cos\phi) + \frac{\omega_e^2 r}{v} (\cos\phi \sin\phi \cos\sigma \sin\theta + \cos^2\phi \cos\theta) \\ \dot{\sigma} = -\frac{P_{zh}}{mv \cos\theta} - \frac{\rho v^2 S_m C_L \sin\psi}{2mv \cos\theta} - \frac{\rho v^2 S_m C_Z \cos\psi}{2mv \cos\theta} - \frac{g_{\omega e} \sin\sigma \cos\phi}{v \cos\theta} + \frac{\omega_e^2 r (\cos\phi \sin\phi \sin\sigma)}{v \cos\theta} + \frac{v \tan\phi \cos\theta \sin\sigma}{r} - 2\omega_e (\sin\phi - \cos\sigma \tan\theta \cos\phi) \\ \dot{\phi} = \frac{v \cos\theta \cos\sigma}{r} \\ \dot{\lambda} = -\frac{v \cos\theta \sin\sigma}{r \cos\phi} \\ \dot{r} = v \sin\theta \end{cases} \quad (1)$$

其中: v 为飞行器相对地球的速度; θ 为速度倾角; σ 为航迹偏航角,定义为飞行器速度在当地水平面的投影与北向夹角,顺时针为正; λ 和 ϕ 分别为经度和地心纬度; r 为地心距; P_{xh}, P_{yh}, P_{zh} 为推力在速度系中的分量; m 为飞行器质量; S 为参考面积; ω_e 为地球旋转角速度; $g'_e, g_{\omega e}$ 分别为地球引力加速度在地心矢径方向和地球旋转角速度方向的分量; C_D, C_L, C_Z 分别为阻力系数、升力系数以及侧力系数。在火箭助推段,调整量为俯仰角 ϕ 和偏航角 ψ ;而在无动力飞行段,采用的是倾斜转弯(Bank-To-Turn, BTT)模式,控制变量为攻角 α 和

倾侧角 v 。

1.2 约束条件

典型的过程约束主要包括驻点热流密度约束、动压约束以及过载约束。热流密度约束是为防止气动热烧蚀破坏,动压约束则为防止空气舵铰链力矩过大,而过载约束则主要为防止飞行器结构性破坏。

$$\begin{cases} \dot{Q} = k \rho^{0.5} V^{3.15} \leq \dot{Q}_{\max} \\ q = \rho V^2 / 2 \leq q_{\max} \\ n = \sqrt{L^2 + D^2} / g_0 \leq n_{\max} \end{cases} \quad (2)$$

其中: k 为常数,其取值与飞行器相关; g_0 为海平面引力系数; L 和 D 分别为升力加速度和阻力加速度。

控制量约束也是过程约束条件的一部分,主要包括攻角、侧滑角以及倾侧角的幅值和变化率约束,即 $\alpha \in [\alpha_{\min}, \alpha_{\max}]$, $\beta \in [\beta_{\min}, \beta_{\max}]$, $v \in [v_{\min}, v_{\max}]$, $\dot{\alpha} \leq \dot{\alpha}_{\max}$, $\dot{\beta} \leq \dot{\beta}_{\max}$, $\dot{v} \leq \dot{v}_{\max}$ 。

终端约束主要指箭器分离点的高度、速度、速度倾角以及方位角偏差约束,即 $h_1 = h_1^*$, $v_1 = v_1^*$, $\theta_1 = 0^\circ$, $\Delta\sigma = 0^\circ$ 。

无动力飞行段终端约束主要指落点位置约束,即 $\lambda_f = \lambda_f^*$, $\phi_f = \phi_f^*$ 。

2 弹道分段策略及诸元选取

将全程弹道分为助推段、初始下降段、滑翔段以及俯冲攻击段进行研究,重点针对机动发射条件下弹道诸元解算的快速性需求,选取了7个关键性弹道诸元,如图1所示。

在助推段,将俯仰角设计为以时间为自变量的程序角形式,并采用三级火箭串联助推模式实现助推段终端箭器分离点约束条件,弹道诸元选取为发射方位角 A 、最大负攻角 α_m 以及三级俯仰角变化率 $\dot{\phi}_3$ 。在初始下降段,采用定攻角剖面及常值倾侧角模式,通过对常值倾侧角 v_2 的迭代,在满足过程约束的前提下实现起滑点高度要求,常值倾侧角 v_2 为该段弹道诸元。在滑翔段,基于加速度剖面规划的思路,在定攻角剖面的前提下,将 $D-V$ 剖面设计为二次曲线的形式,取 $(v_0 + v_f)/2$ 点处的阻力加速度值 D_e 作为滑翔段弹道设计诸元,可根据滑翔段设计航程解析求解。在俯冲攻击段,采用序列二次规划方法对常值攻角 α_4 和常值倾侧角 v_4 进行快速求解。

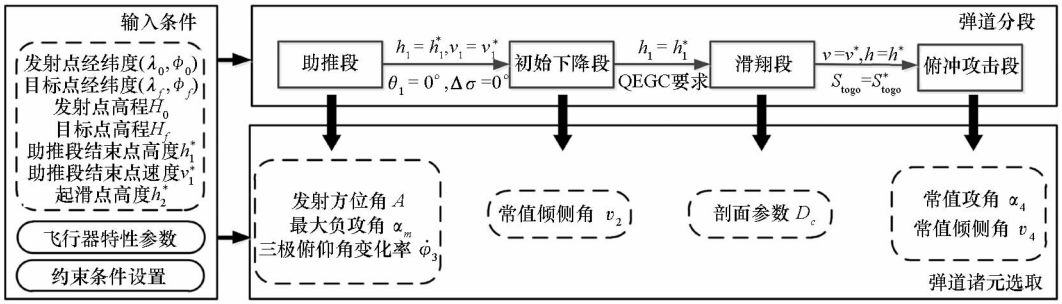


图 1 弹道分段及发射诸元选取

Fig. 1 Trajectory segmentation and firing data selection

3 诸元解算算法

3.1 助推段

助推段的飞行任务是将滑翔飞行器按要求推送至箭器分离点,分离点约束条件包括高度、速度、速度倾角以及速度方位角。俯仰程序角设计为如式(3)所示形式。

一、二级飞行程序:

$$\varphi(t) = \begin{cases} 90^\circ & 0 \leq t \leq t_{11} \\ \alpha(t) + \theta(t) & t_{11} < t \leq t_{12} \\ \theta(t) & t_{12} < t \leq t_{21} \\ \varphi(t_{21}) & t_{21} < t \leq t_{2k} \end{cases} \quad (3)$$

其中, $t_{11}, t_{12}, t_{21}, t_{2k}$ 分别为垂直起飞段结束时间、负攻角转弯段结束时间、重力转弯段结束时间以及定轴飞行段结束时间。一、二级分离时刻保持较短时间的常值定轴飞行,攻角 $\alpha(t)$ 的表达式为:

$$\alpha(t) = -\alpha_m \sin^2 f(t) \quad (4)$$

$$f(t) = \frac{\pi(t - t_{11})}{K(t_{12} - t) + (t - t_{11})}$$

其中, $K=0.5$ 为攻角转弯参数。

三级飞程序序:

$$\varphi(t) = \begin{cases} \varphi(t_{2k}) & t_{2k} \leq t < t_{2k} + \Delta t_{2k} \\ \varphi(t_{2k}) - \dot{\varphi}_3(t - t_{2k} - \Delta t_{2k}) & t_{2k} + \Delta t_{2k} \leq t < t_{3k} - \Delta t_{3k} \\ \varphi(t_{3k} - \Delta t_{3k}) & t_{3k} - \Delta t_{3k} \leq t < t_{3k} \end{cases} \quad (5)$$

其中, $\dot{\varphi}_3$ 为常值俯仰角变化率, t_{3k} 为三级关机时刻。值得注意的是,由于采用了统一化运动模型,俯仰程序角最终是以程序攻角的形式来体现的。

将上述设计参数中最为敏感且对弹道特性影响较大的三个参数:发射方位角 A 、最大负攻角 α_m 以及三级俯仰角变化率 $\dot{\varphi}_3$ 作为助推段弹道诸元进行设计求解。为尽量减短机动发射时弹道诸元的解算时间,且考虑到滑翔飞行器在无动力飞

行段具有极强的侧向机动调整能力,将 A 直接取为连接初始点和目标点的大圆弧与正北向的夹角,仅对 α_m 和 $\dot{\varphi}_3$ 进行迭代求解。由此引入的射面偏差,将在后续无动力飞行段进行修正,相关参数求解方式为:

$$\begin{bmatrix} \alpha_m^{(k+1)} \\ \dot{\varphi}_3^{(k+1)} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \alpha_m^{(k)} \\ \dot{\varphi}_3^{(k)} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{\partial h}{\partial \alpha_m^{(k)}} & \frac{\partial h}{\partial \dot{\varphi}_3^{(k)}} \\ \frac{\partial v}{\partial \alpha_m^{(k)}} & \frac{\partial v}{\partial \dot{\varphi}_3^{(k)}} \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} h_1^* - h^{(k)} \\ v_1^* - v^{(k)} \end{bmatrix} \quad (6)$$

3.2 初始下降段

在定攻角剖面的基础上,对常值倾侧角 v_2 进行迭代,以满足终端起滑点需求。

$$L \cos v + v^2/r - g = 0 \quad (7)$$

通常情况下该平衡滑翔条件用式(8)代替。

$$\left| \frac{dr}{dv} - \left(\frac{dr}{dv} \right)_{\text{QEGC}} \right| < \delta \quad (8)$$

其中, δ 为常值小量, dr/dv 为当前状态下地心矢径对速度的导数, $(dr/dv)_{\text{QEGC}}$ 表示 dr/dv 在标准起滑点的数值,由准平衡滑翔条件获得。

$$\frac{dr}{dv} = \frac{v \sin \gamma}{-D - g \sin \gamma}$$

$$\left(\frac{dr}{dv} \right)_{\text{QEGC}} = \frac{SC_L \cos \sigma_{\text{QEGC}} \rho v + 2mv/r}{mw^2/r^2 + \rho v^2 SC_L \cos \sigma_{\text{QEGC}} / (2h_s)}$$

以平衡滑翔条件作为仿真终止条件,以终端预设高度 h_2^* 作为迭代目标,对常值倾侧角进行迭代。

$$v_2^{(i+1)} = v_2^{(i)} - \frac{v_2^{(i)} - v_2^{(i-1)}}{h^{(i)} - h^{(i-1)}} (h^{(i)} - h_2^*) \quad (9)$$

其中: h 为满足平衡滑翔条件时刻的实际高度; h_2^* 为预设高度,其数值应根据热流密度需求合理选择。

3.3 滑翔段

考虑不同航程需求以及机动发射任务背景,将 $D-V$ 剖面设计为二次曲线形式,如图 2 所示。

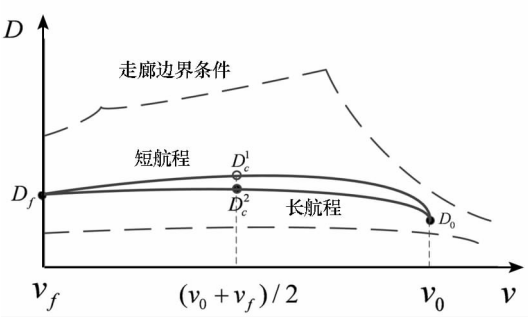


图2 阻力加速度剖面设计

Fig. 2 Design of the drag acceleration profile

通过调整剖面参数 D_c 实现不同航程飞行任务,令剖面形式 $D(v) = av^2 + bv + c$,则有:

$$\begin{cases} a = \frac{2(D_0 - 2D_c + D_f)}{(v_0 - v_f)^2} \\ b = -\frac{D_0v_0 + 3D_0v_f - 4D_cv_0 - 4D_cv_f + 3D_fv_0 + D_fv_f}{(v_0 - v_f)^2} \\ c = \frac{D_0v_0v_f + D_0v_f^2 - 4D_cv_0v_f + D_fv_0^2 + D_fv_0v_f}{(v_0 - v_f)^2} \end{cases} \quad (10)$$

由此,可建立滑翔段剖面参数 D_c 与对应航程 S 之间的函数关系。

$$S = - \int_{v_0}^{v_f} \frac{v}{av^2 + bv + c} dv \quad (11)$$

令滑翔段待设计航程为 S^* ,结合式(10)和式(11),对剖面参数 D_c 进行求解。

$$D_c^{i+1} = D_c^i + \mu \frac{S^* - S^i}{K'} \quad (12)$$

其中, $K' = \left. \frac{\partial S^i}{\partial D_c} \right|_{D_c = D_c^i}$ 可用求差法获得, μ 为松弛因子。

在构建二次曲线形式的 $D - V$ 参考剖面后,采用文献[7]中的剖面跟踪方法以及侧向方位角误差走廊,完成滑翔段三维弹道的生成。

3.4 俯冲攻击段

通过设定滑翔段和俯冲段交接班点的待飞航程 S_{logo}^* ,来保证俯冲攻击段足够的飞行能力且满足多种过程约束条件。基于常值攻角和常值倾侧角假设,采用翻转下压的攻击模式对地面固定目标进行打击。整个俯冲攻击段弹道设计和参数解算问题转化为一个双参数最优解问题,如图3所示。

待优化变量为常值攻角 α_4 和常值倾侧角 σ_4 ,指标函数 J 定义为实际落点和目标点之间的球面距离。



图3 双参数最优化求解问题

Fig. 3 Optimization problem with two parameters

$$J = R \cdot \arccos[\sin\phi_f \sin\phi + \cos\phi_f \cos\phi \cos(\lambda_f - \lambda)] \quad (13)$$

其中, R 为地球半径, λ_f 为目标点经度, ϕ_f 为目标点纬度, λ 为实际落点经度, ϕ 为实际落点纬度。采用计算效率相对较高的序列二次规划算法^[8]对该最优化问题进行直接求解。

4 仿真算例及结果分析

采用文献[9]中助推器模型参数以及 CAV - H 无动力滑翔飞行器模型^[10],对前述弹道设计及诸元解算算法的正确性、收敛性进行仿真验证。机动发射区域定义为以 $(111.4^\circ, 38.5^\circ)$ 为中心,以 880 km 为边长的正方形区域。为避免奇异,初始时刻速度倾角设置为 89.9° ,目标点选取为 $(190^\circ, 40^\circ)$ 。攻角剖面采用前期 20° 大攻角飞行,后逐步过渡到 10° 最大升阻比攻角的形式,驻点热流密度、动压以及过载等过程约束条件设置为 $\dot{Q}_{\max} = 1500 \text{ kW/m}^2$, $q_{\max} = 100 \text{ kPa}$, $n_{\max} = 3g$ 。各飞行阶段之间的交接班点条件设置如下:弹道最高点高度 $h_1^* = 90 \text{ km}$ 、速度 $v_1^* = 6500 \text{ m/s}$;起滑点高度 $h_2^* = 52 \text{ km}$;滑翔段终端高度 $h^* = 30 \text{ km}$ 、速度 $v^* = 2500 \text{ m/s}$,待飞航程 $S_{\text{logo}}^* = 135 \text{ km}$ 。

4.1 全程诸元迭代解算模式

在机动发射区域内选取 200 个随机发射点,对同一地面固定目标进行垂直打击。利用上述弹道诸元解算算法,对每条助推滑翔导弹全程弹道的弹道诸元进行重计算,对比分析机动区域内不同弹道的弹道诸元以及弹道特性,如图4~7所示。

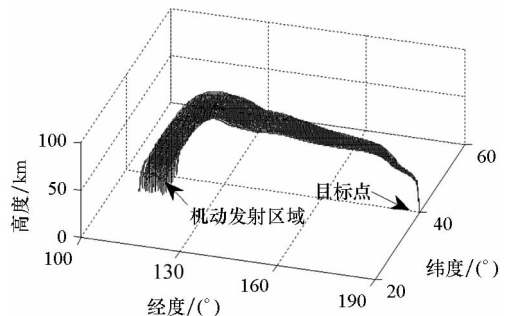


图4 三维全程弹道

Fig. 4 Three dimensional trajectory

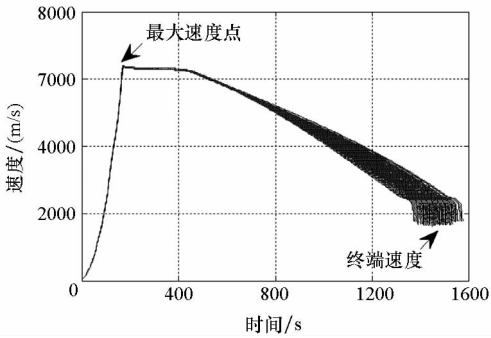


图 5 速度变化曲线
Fig. 5 Changes of velocity

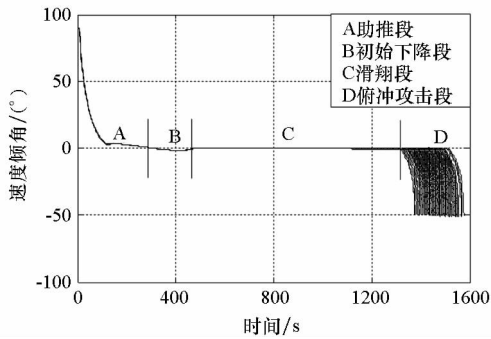


图 6 速度倾角变化曲线
Fig. 6 Changes of path angle

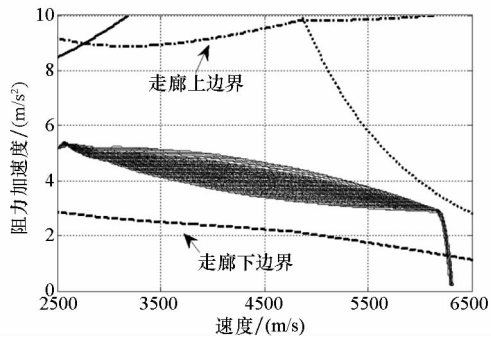


图 7 走廊内实际 D - V 剖面
Fig. 7 Actual D - V profile in the reentry corridor

从仿真结果图可以看出,利用所提出的全程弹道诸元定义及解算算法,可快速解算 200 条不同发射点、不同航程的全程弹道,实现机动发射条件下对固定目标点进行精确打击的任务需求。图 4 表示的是全程弹道三维视图,从图 4 中可以看到,全程弹道分为助推段、初始下降段、滑翔段以及俯冲攻击段,各段之间的交接点过渡平缓。滑翔段时间占整个全程弹道的 65% 左右,为主要飞行阶段,且弹道形式平滑,满足平衡滑翔条件。图 5 和图 6 为全程弹道的速度、速度倾角变化曲线,箭器分离点飞行器速度最高,超过 6000 m/s,速度倾角变化曲线则直观地反映了各个飞行阶段状态,包括 90° 垂直起飞,逐渐转弯达到 0° 箭器分

离点;在初始下降段速度倾角先减小,后逐渐拉升;满足起滑点需求后进入平衡滑翔段,速度倾角保持为小量;当达到俯冲下压起始点后,飞行器翻转,进行俯冲攻击,到达目标点时速度倾角值约为 -50°。图 7 显示的是再入走廊内不同弹道的实际 D - V 剖面情况,可以看出 200 条不同条件下的全程弹道均满足再入走廊要求,且航程越短的弹道 D - V 剖面越靠走廊上侧,即阻力加速度越大。

对发射点分别为正方形发射区域中心点和四个顶点的 5 条全程弹道诸元进行记录,见表 1。

表 1 典型弹道射击诸元解算结果

Tab. 1 Results of typical firing data

	中心 弹道	弹道 1	弹道 2	弹道 3	弹道 4
发射方位角 $A/(^{\circ})$	61.42	61.79	65.49	60.68	58.03
最大负攻角 $\alpha_m/(^{\circ})$	12.65	12.54	12.54	12.67	12.53
俯仰角变化率 $\dot{\varphi}_3/((^{\circ})/s)$	0.056	0.066	0.064	0.058	0.068
常值倾侧角 $v_2/(^{\circ})$	0.00	0.00	-13.67	0.00	-12.88
剖面参数 $D_c/(m/s^2)$	4.141	3.947	5.011	4.292	3.435
常值攻角 $\alpha_4/(^{\circ})$	5.55	5.64	5.20	5.43	4.50
常值倾侧角 $v_4/(^{\circ})$	-130.6	-129.3	-137.9	-133.4	-159.9

在机动发射条件下,主要通过滑翔段航程调整来实现全程弹道的不同航程需求;而在其他飞行阶段,飞行任务及求解目标基本不变,即:助推段主要为满足终端箭器分离点的高度、速度、速度倾角约束;初始下降段为满足起滑点平衡滑翔需求;俯冲段为在 2500 m/s 速度、30 km 高度以及 135 km 航程的预设条件下,实现对固定目标的打击。

4.2 部分诸元迭代解算模式

为进一步提高机动发射条件下助推滑翔导弹弹道诸元的求解速度,提出了部分诸元迭代解算模式,即在机动发射条件下,直接采用中心弹道对应的助推段诸元,而在其他飞行阶段的弹道诸元求解过程中将中心弹道的弹道诸元作为迭代初值,进行部分诸元迭代解算。利用与 4.1 节相同

的仿真条件,验证该方案的可行性,如图8所示。

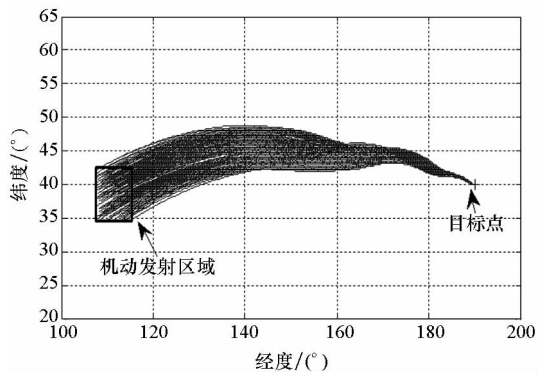


图8 部分诸元迭代解算模式下全程弹道地面投影
Fig. 8 Ground trace of full-range trajectory under part iteration mode

从仿真结果可以看出,在部分诸元迭代解算模式下,同样可对200条全程弹道进行快速求解,且由于在助推段不对弹道诸元进行迭代计算,在后续飞行阶段以中心弹道诸元作为迭代初值,极大地缩短了机动发射条件下诸元求解时间,能够实现较大机动范围内任意发射点至目标点的弹道诸元求解以及全程弹道的快速生成,在战场实战环境下具有重大的应用前景。与此同时,必须意识到部分诸元迭代解算模式还存在一些不足,例如,由于助推段弹道诸元不进行重计算,箭器分离点的高度、速度存在一定范围的不确定性,虽然该不确定性可由后续飞行段逐步迭代修正,但对飞行器制导控制系统而言仍存在一定的隐患,因此,在后续研究中将重点针对这一问题进行完善。

5 结论

本文以助推滑翔飞行器为对象,针对机动发射这一特殊任务需求,提出了一套完整的全程弹道诸元及诸元快速解算算法,通过研究得出以下结论:

- 1)通过对所提出的7个弹道诸元的调整,可实现机动发射条件下不同航程的全程弹道,对地面固定目标点进行精确打击;
- 2)采用全程诸元迭代解算模式,需根据发射点位置、目标点位置以及不同飞行阶段的交接班点状态进行相关参数的迭代求解,通过将中心点弹道诸元作为迭代初值并引入松弛因子,有效提高了机动发射条件下迭代算法的适应性和收敛性;

3)采用部分诸元迭代解算模式,可在全程诸元迭代解算的基础上,进一步降低诸元计算准备时间,有效提高其战场适应性,但在一定程度上增加了箭器分离点的高度和速度不确定性。

参考文献 (References)

[1] 钱山. 弹道导弹变点机动射击诸元快速计算方法研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2006.
QIAN Shan. The research of efficient method for firing data calculation of ballistic missiles in mobile condition [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2006. (in Chinese)

[2] 郝佳新, 丁振国, 陈克俊. 弹道导弹基本诸元的快速装计算法研究[J]. 计算机仿真, 2008, 25(4): 25-29.
HAO Jiaxin, DING Zhenguo, CHEN Kejun. An effective algorithm for calculating basic firing data of ballistic missiles[J]. Computer Simulation, 2008, 25(4): 25-29. (in Chinese)

[3] 雍恩米, 唐国金. 基于摄动制导的弹道导弹发射诸元的仿真算法[J]. 系统仿真学报, 2005, 17(5): 1048-1051.
YONG Enmi, TANG Guojin. A method of computing basic firing data of ballistic missiles based on disturbance guidance law [J]. Journal of System Simulation, 2005, 17(5): 1048-1051. (in Chinese)

[4] 徐晓东, 赵建亭, 许春雷. 弹道导弹诸元与弹道并行计算方法[J]. 火力与指挥控制, 2014, 39(2): 166-172.
XU Xiaodong, ZHAO Jianting, XU Chunlei. The application of parallel technology in ballistic data and trajectory calculation[J]. Fire Control & Command Control, 2014, 39(2): 166-172. (in Chinese)

[5] 郑伟, 汤国建. 弹道导弹自由段解算的等高约束解析解[J]. 宇航学报, 2007, 28(2): 269-272.
ZHENG Wei, TANG Guojian. Control restricted analytical solution for free flight trajectory[J]. Journal of Astronautics, 2007, 28(2): 269-272. (in Chinese)

[6] 韦文书, 荆武兴, 高长生. 机动发射的弹道导弹飞行诸元的快速计算[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2012, 44(11): 7-12.
WEI Wenshu, JING Wuxing, GAO Changsheng. A rapid method for flight program design of the ballistic missile launched on mobile platform[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2012, 44(11): 7-12. (in Chinese)

[7] Harpold J C, Graves C A, Jr. Shuttle entry guidance[J]. Journal of the Astronautical Sciences, 1978, 27(3): 239-268.

[8] Schmid C, Biegler L T. Quadratic programming methods for reduced hessian SQP [J]. Computers & Chemical Engineering, 1994, 18(9): 817-832.

[9] Abrahamson M J. Boost through reentry trajectory planning for maneuvering reentry vehicles [D]. US: Massachusetts Institute of Technology, 2006.

[10] Phillips T H. A common aero vehicle (CAV) model, description, and employment guide[R]. Schafer Corporation for AFRL and AFSPC, 2003.