

基于不确定性的末制导初始参数优化设计方法*

张海瑞, 王浩, 王尧, 洪东跑, 卜奎晨
(中国运载火箭技术研究院, 北京 100076)

摘要:为量化无动力滑翔飞行器末制导初始参数不确定性的综合影响,提升飞行器落点精度,提出基于不确定性的末制导初始参数优化设计方法。面向飞行器末端高动态打击需求,采用落角约束下的滑模变结构导引律进行实时弹道成型,进而考虑末制导初始参数的不确定性。以落点有效毁伤半径概率和落点圆概率偏差为多优化目标,建立基于不确定性的末制导初始参数及制导律参数优化模型。针对这一不确定性优化模型,研究利用高效全局优化和蒙特卡洛方法,给出末制导初始参数及制导律参数的最优设计方案。仿真结果表明:该方法能显著提升落点精度,为方案设计阶段飞行器末制导交接点的选取提供决策支持。

关键词:末制导;多目标优化;不确定性优化;高效全局优化

中图分类号:TJ765.3 **文献标志码:**A **文章编号:**1001-2486(2019)06-033-06

Uncertainty-based design optimization of terminal guidance initial parameters

ZHANG Hairui, WANG Hao, WANG Yao, HONG Dongpao, BU Kuichen
(China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China)

Abstract: In order to quantify the influence of uncertainties in the terminal guidance initial parameters for unpowered gliding vehicle, an uncertainty-based design optimization method of terminal guidance initial parameters was developed to improve the accuracy of impact point. The sliding-mode variable structure control was used to predict trajectory of vehicle in real time to meet the requirements of high dynamic strike in the terminal stage of flight vehicle. In consideration of the uncertainties in the terminal guidance initial parameters, the optimization model of uncertainty-based terminal guidance initial parameters and guidance law parameters was built. The circular error probability and the probability of impact points in the effective damage radius were considered into the multiple-objective function. Effective global optimization and Monte Carlo method were used to obtain the optimum of initial parameters and guidance law parameters efficiently. It was shown that the accuracy of impact point is improved significantly, which can further provide decision support for the connection point of terminal guidance in the stage of vehicle conceptual design.

Keywords: terminal guidance; multi-objective optimization; uncertainty optimization; efficient global optimization

无动力滑翔飞行器进入末制导阶段的初始参数是影响其打击效果的关键因素之一^[1],不同的末制导初始参数可能会导致不同的弹道成型及落点分布结果。在这里,末制导初始参数定义为末制导交班点的状态参数。在实际飞行过程中,飞行器末制导初始参数,即末制导初始位置、初始速度、初始弹道倾角及初始航向角等,受到诸多不确定性因素的影响,往往表现出一定的不准确性或者波动性^[2],进而影响飞行器弹道成型及落点分布。因而,有必要考虑飞行器末制导初始参数不确定性的影响,开展基于不确定性的末制导初始参数优化设计研究。

在精确打击飞行器制导律等方面已有了大

量的研究^[3-4],而对不确定性影响下初始参数优化设计的研究较少。常规弹道飞行器在再入过程中全程采用末制导律,既有利于导引头工作,实现转末制导的平滑交接,又可克服再入过程的各种干扰。而对于新型高超声速临近空间飞行器来说,其一般采用中段制导+末制导方案,其末制导交班点的选择以及初始参数的波动性将会对末制导精度带来影响,本文针对此问题开展相关研究。

针对末制导初始参数不确定性的影响,常规方法通常采用蒙特卡洛方法对某一组初始参数方案进行随机模拟试验,经统计满足落点圆概率偏差(Circular Error Probability, CEP)要求即可,而

* 收稿日期:2018-08-08

基金项目:国家部委基金资助项目(6140244010216HT15001)

作者简介:张海瑞(1972-),男,福建漳州人,研究员,博士,E-mail:zhangcorrs@sohu.com

未能实现飞行器末制导初始参数的优化设计以及落点精度的提升。针对这一问题,本文提出基于不确定性的末制导初始参数优化设计方法,利用高效全局优化和蒙特卡洛方法给出末制导初始参数及其制导律参数的最优设计方案。

1 落角约束滑模变结构导引律

滑模变结构控制系统具备较强的抗干扰和抗参数摄动特性,可以提高制导系统的适应性和稳健性,因此末制导采用落角约束下的滑模变结构导引律。在末制导打击过程中,飞行器的相对运动可以分解为俯冲平面运动和转弯平面运动两类,如图 1 所示,固定目标点位于坐标系原点 O , xyz 为目标点惯性坐标系, $x_s y_s z_s$ 为视线坐标系。定义目标点与飞行器的连线 OM 为视线,由视线方位角 λ_T 和视线高低角 λ_D 确定。根据俯冲平面的几何关系可知:

$$\begin{cases} \eta_D = \lambda_D + \gamma_D \\ \dot{R} = -V \cos \eta_D \\ R \dot{\lambda}_D = V \sin \eta_D \end{cases} \quad (1)$$

式中: γ_D ($\gamma_D < 0$) 为速度矢量在俯冲平面的投影与当地水平面的夹角; η_D 为速度矢量在俯冲平面的投影与视线之间的夹角; R 为相对距离; \dot{R} 为相对接近速度; $\dot{\lambda}_D$ 为俯冲平面内的视线角速度。

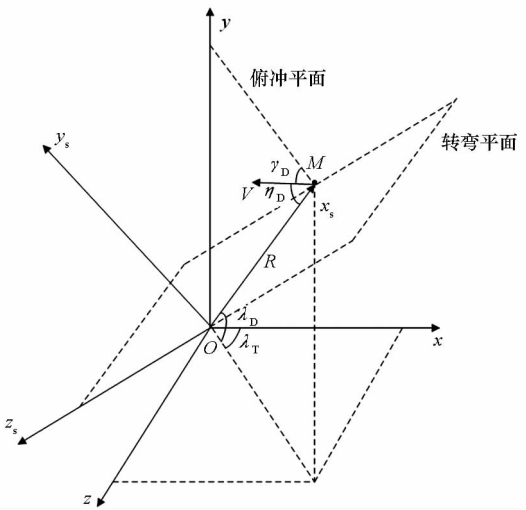


图 1 相对运动示意图

Fig. 1 Illustration of relative motion

采用落角约束的滑模变结构导引律作为俯冲平面的导引控制律,为保证较好的毁伤效果,终端落角约束为 $-\pi/2$ rad;采用比例导引作为转弯平面的导引控制律,故俯冲平面和转弯平面的导引控制律^[5-6]为:

$$\begin{cases} \dot{\gamma}_T = K_T \dot{\lambda}_T \cos \lambda_D \\ \dot{\gamma}_D = K_1 \dot{\lambda}_D + K_2 \frac{\dot{R}}{R} (\lambda_D + \gamma_{Dr}) \cdot \frac{S_D}{|S_D| + \delta} \\ S_D = \dot{\lambda}_D + K_D (\lambda_D + \gamma_{Dr}) \end{cases} \quad (2)$$

其中: K_D 为滑模控制系数; K_1, K_2 为控制参数; K_T 为转弯平面导引控制参数; S_D 为滑模开关函数; δ 为微小量,取为 0.01; γ_{Dr} 为终端时刻期望的弹道倾角,取为 $-\pi/2$ rad; $\dot{\gamma}_T$ 为转弯平面内的方位角速度; $\dot{\lambda}_T$ 为转弯平面内的视线角速度。

2 初始参数优化模型

在末制导高动态打击过程中,假设飞行器的控制变量为攻角 α 和倾斜角 φ ,同时忽略地球自转的影响,则飞行器的三自由度动力学方程组可由 6 个状态量和 2 个控制量表示。

$$\begin{cases} \frac{dv}{dt} = -\frac{D}{m} - g \sin \gamma \\ \frac{d\theta}{dt} = \frac{L \cos \varphi}{mv} - \frac{g \cos \theta}{v} \\ \frac{d\psi}{dt} = \frac{L \sin \varphi}{mv \cos \theta} \\ \frac{dx}{dt} = v \cos \theta \cos \psi \\ \frac{dy}{dt} = v \sin \theta \\ \frac{dz}{dt} = -v \cos \theta \sin \psi \end{cases} \quad (3)$$

其中: θ 为当地弹道倾角; ψ 为航向角; D 为阻力; L 为升力; g 为重力加速度。

$\dot{\theta}, \dot{\psi}$ 和 $\dot{\gamma}_D, \dot{\gamma}_T$ 的转换关系为:

$$\begin{bmatrix} \dot{\gamma}_S \\ \dot{\gamma}_T \\ \dot{\gamma}_D \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \lambda_D \cos \lambda_T & \sin \lambda_D & -\cos \lambda_D \sin \lambda_T \\ -\sin \lambda_D \cos \lambda_T & \cos \lambda_D & \sin \lambda_D \sin \lambda_T \\ \sin \lambda_T & 0 & \cos \lambda_T \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} -\dot{\theta} \sin \psi \\ \dot{\psi} \\ -\dot{\theta} \cos \psi \end{bmatrix} \quad (4)$$

进而给出弹道倾角和航向角的控制律:

$$\begin{cases} \dot{\theta} = -\dot{\gamma}_D / \cos(\lambda_T - \psi) \\ \dot{\psi} = [\dot{\gamma}_T - \dot{\gamma}_D \tan(\lambda_T - \psi) \sin \lambda_D] / \cos \lambda_D \end{cases} \quad (5)$$

给定末制导初始参数,利用落角约束的滑模变结构导引律及弹道动力学方程进行弹道成型。初始参数及制导律参数的选取直接影响了飞行器能否命中目标。在实际末制导交接班过程中,其状态参数受到诸多不确定性因素的影响,往往存

在一定的波动性。假设末制导初始状态参数在设计参数附近服从正态分布,即

$$v \sim N(\mu_v, \sigma_v^2), \theta \sim N(\mu_\theta, \sigma_\theta^2), \psi \sim N(\mu_\psi, \sigma_\psi^2) \\ x \sim N(\mu_x, \sigma_x^2), y \sim N(\mu_y, \sigma_y^2), z \sim N(\mu_z, \sigma_z^2)$$

其中: μ 为末制导初始设计标称参数; σ^2 为不确定性因素导致的方差。在某一组初始状态参数($v^*, \theta^*, \psi^*, x^*, y^*, z^*$)及给定制导律控制参数 K_1, K_2 条件下,落点与固定目标点的距离定义为 $R(v^*, \theta^*, \psi^*, x^*, y^*, z^*, K_1, K_2)$,进而在不确定性因素影响下,初始参数及制导律参数的优化模型可表示为:

$$\begin{cases} \text{find } \mu_v, \mu_\theta, \mu_x, \mu_y, K_1, K_2 \\ \min f_1 Pr\{R(v^*, \theta^*, \psi^*, x^*, y^*, z^*, K_1, K_2) > R_e\} + \\ f_2 CEP(v^*, \theta^*, \psi^*, x^*, y^*, z^*, K_1, K_2) \\ \text{s. t. } \mu_{vmin} \leq \mu_v \leq \mu_{vmax}, \mu_{\theta min} \leq \mu_\theta \leq \mu_{\theta max} \\ \mu_{xmin} \leq \mu_x \leq \mu_{xmax}, \mu_{ymin} \leq \mu_y \leq \mu_{ymax} \\ K_{1min} \leq K_1 \leq K_{1max}, K_{2min} \leq K_2 \leq K_{2max} \\ v^* \sim N(\mu_v, \sigma_v^2), \theta^* \sim N(\mu_\theta, \sigma_\theta^2), \psi^* \sim N(\hat{\mu}_\psi, \sigma_\psi^2) \\ x^* \sim N(\mu_x, \sigma_x^2), y^* \sim N(\mu_y, \sigma_y^2), z^* \sim N(\hat{\mu}_z, \sigma_z^2) \end{cases}$$

其中: $\mu_v, \mu_\theta, \mu_x, \mu_y$ 为设计变量标称参数; K_1, K_2 为制导律控制参数; $Pr(\cdot)$ 为某一区域的概率; $CEP(\cdot)$ 为落点的圆概率偏差; R_e 为有效毁伤半径; $v^*, \theta^*, \psi^*, x^*, y^*, z^*$ 为初始参数的某一实现。 $Pr\{R(v^*, \theta^*, \psi^*, x^*, y^*, z^*, K_1, K_2) > R_e\}$ 是在某一组初始状态参数及给定制导律控制参数条件下,落点在有效毁伤半径之外的概率,概率越小则表明当前初始状态参数及制导律参数的毁伤概率越大,作为表征毁伤效果的评估指标。 $CEP(v^*, \theta^*, \psi^*, x^*, y^*, z^*, K_1, K_2)$ 是在某一组初始状态参数及给定制导律控制参数条件下的圆概率偏差, CEP 越小则表明当前初始状态参数及制导律参数的落点精度越高,作为表征落点精度的评估指标。 f_1 和 f_2 是多目标优化函数的权重,通过对多目标的加权和作为新的目标函数,以此衡量不同目标之间的重要程度。

上述优化模型旨在通过考虑末制导初始状态参数不确定性影响,在初始参数设计空间及制导律控制参数设计空间中追求飞行器落点在有效毁伤半径概率较大、圆概率偏差较小时的最优设计参数,进而为方案设计阶段末制导交班点的选取提供决策支持。在方案设计阶段假设末制导初始航向角均值 $\hat{\mu}_\psi$ 取为 $-\pi$,初始横程均值 $\hat{\mu}_z$ 取为0,从而构建方案设计阶段飞行器末制导初始参数及制导律参数优化模型。

3 高效全局优化

针对这一优化模型,利用蒙特卡洛方法计算落点在有效毁伤半径的概率,若采用传统优化方法求解优化模型,调用弹道成型模型的次数将会急剧增加,导致求解效率较低,难以满足快速设计迭代的工程需求。针对这一问题,提出采用高效全局优化(Efficient Global Optimization, EGO)方法^[7-8]求解该概率优化问题。作为序列近似优化方法^[9]之一,EGO方法结合了全局优化算法与代理模型的特点,具有很高的效率和精度,其关键在于求解期望改善函数(Expected Improvement Function, EIF)。

在优化设计空间中选取一定数量的训练样本点,记为训练样本点集 $\tilde{X} = (\tilde{\mu}_x, \tilde{\mu}_y, \tilde{\mu}_v, \tilde{\mu}_\theta, \tilde{K}_1, \tilde{K}_2)$,利用蒙特卡洛方法分别求解不同初始参数方案落点在有效毁伤半径之外的概率 $P_f(\tilde{X})$ 以及落点的圆概率偏差 $CEP(\tilde{X})$ 。由于概率 $P_f(\tilde{X})$ 仅在0和1之间,为避免代理模型预测概率超出可行范围,将落点在有效毁伤半径之外的概率转化为其对应分位点的形式,故优化模型的目标函数表述为:

$$\beta = f_1 \Phi^{-1}(P_f(\tilde{X})) + f_2 CEP(\tilde{X}) \quad (6)$$

式中, $\Phi(\cdot)$ 为标准正态概率分布函数, f_1 和 f_2 为权重因子。记飞行器末制导初始参数及制导律参数为 $X = (\mu_x, \mu_y, \mu_v, \mu_\theta, K_1, K_2)$,结合弹道动力学模型的特点,采用二阶多项式回归模型,利用Kriging代理模型将优化模型的目标函数表达为式(7)的形式^[10]。

$$\hat{\beta}(X) = f^T(X)\eta + z(X) \quad (7)$$

式中, $f(X)$ 为回归函数, η 为回归系数, $z(X)$ 为高斯修正过程。根据Kriging代理模型的特点,Kriging模型对于未知点 X 的预测目标值服从如下Gaussian分布:

$$\hat{\beta}(X) \sim N[\mu_{\hat{\beta}}(X), \sigma_{\hat{\beta}}^2(X)] \quad (8)$$

式中,均值 $\mu_{\hat{\beta}}(X)$ 和方差 $\sigma_{\hat{\beta}}^2(X)$ 如式(9)和式(10)所示^[11]。

$$\mu_{\hat{\beta}}(X) = f^T(X)\hat{\eta} + r^T(X)R^{-1}(\beta - F\hat{\eta}) \quad (9)$$

$$\sigma_{\hat{\beta}}^2(X) = \sigma^2 - [f^T(X) \quad r^T(X)] \begin{bmatrix} \mathbf{0} & F^T \\ F & R \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} f(X) \\ r(X) \end{bmatrix} \quad (10)$$

其中: F 是 $f(X)$ 的向量; $r(X) = [R(X, \tilde{X}_1), \dots, R(X, \tilde{X}_N)]$ 是未知点 X 和当前训练样本点集 \tilde{X} 之间的相关函数向量; R 为相关矩阵。

当前训练点集 \tilde{X} 中的最优设计方案记为 X^* , 其对应的目标值为 $\beta(X^*)$ 。针对某一未知设计方案 X , Kriging 模型提供了一个预测目标值 $\hat{\beta}(X)$, 由于 $\hat{\beta}(X)$ 并非 $\beta(X)$ 的真实值, 故 $\hat{\beta}(X)$ 存在低于 $\beta(X^*)$ 的可能, 定义如下指标度量这种可能。

$$R(X) = \max(\beta(X^*) - \hat{\beta}(X), 0) \quad (11)$$

式中, $R(X)$ 越大, 则未知方案 X 的真实目标值 $\beta(X)$ 优于 $\beta(X^*)$ 的可能性越大。由于 $\hat{\beta}(X)$ 是随机变量, $R(X)$ 也是随机变量, 定义 $R(X)$ 的概率平均为期望改善函数^[8]:

$$EIF(X) \equiv E(R(X)) = \int_{-\infty}^{\infty} R(X)f(R(X))dR \quad (12)$$

式中, $E(\cdot)$ 为函数的期望, $f(\cdot)$ 为函数的概率密度函数。进一步, 对预测目标值 $\hat{\beta}(X)$ 的分布进行积分, 期望改善函数可以表示为:

$$EIF(X) = \int_{-\infty}^{\beta(X^*)} [\beta(X^*) - \beta(X)]f(\hat{\beta}(X))d\beta \quad (13)$$

式中, $\beta(\cdot)$ 为代理模型 $\hat{\beta}(X)$ 的某一实现。进而, 利用 Kriging 预测值 $\hat{\beta}(X)$ 服从 Gaussian 分布的特性, 推导期望改善函数为 L :

$$\begin{aligned} EIF(X) &= \int_{-\infty}^{\beta(X^*)} [\beta(X^*) - \beta(X)]\phi\left(\frac{\beta(X^*) - \mu_{\hat{\beta}}(X)}{\sigma_{\hat{\beta}}(X)}\right)d\beta \\ &= [\beta(X^*) - \mu_{\hat{\beta}}(X)]\Phi\left(\frac{\beta(X^*) - \mu_{\hat{\beta}}(X)}{\sigma_{\hat{\beta}}(X)}\right) + \\ &\quad \sigma_{\hat{\beta}}(X)\phi\left(\frac{\beta(X^*) - \mu_{\hat{\beta}}(X)}{\sigma_{\hat{\beta}}(X)}\right) \end{aligned} \quad (14)$$

式中, $\phi(\cdot)$ 为标准正态概率密度函数。期望改善函数的第一项为当前训练样本点集 \tilde{X} 中最小值 $\beta(X^*)$ 与点 X 的预测目标值均值 $\mu_{\hat{\beta}}(X)$ 之间的差值, 若预测目标值均值 $\mu_{\hat{\beta}}(X)$ 小于当前最优值 $\beta(X^*)$, 此时期望改善函数较大; 第二项, 当预测点 X 具有较大的不确定性时, 其预测均方根 $\sigma_{\hat{\beta}}(X)$ 较大, 此时期望改善函数较大。进而, 采用全局优化算法 DIRECT 作为优化求解器, 利用代理模型在设计空间中搜索期望改善函数最大的点作为新增训练点, 序贯加点, 直至期望改善函数的最大值小于给定阈值 ε , 判定收敛。

4 仿真结果分析

以某一通用航空飞行器 (Common Aero Vehicle, CAV) 构型开展飞行器末制导初始参数优化设计, 飞行器质量为 907.18 kg, 气动参考面积为 0.483 87 m², 飞行器有效毁伤半径为 5 m。

计算过程中滑模变结构控制参数 $K_D = 3, K_T = 3$ 。弹道成型计算中, 控制量约束为: $-20^\circ \leq \alpha \leq 30^\circ$, $-60^\circ \leq \varphi \leq 60^\circ$ 。考虑末制导初始参数存在一定的不确定性, 假设各个初始状态误差服从正态分布, 则飞行器优化设计空间及不确定性因素标准差见表 1、表 2, 权重因子 $f_1 = f_2 = 0.5$ 。

表 1 飞行器优化设计空间

Tab. 1 Optimization design space of aircraft

优化设计空间	下界	上界
初始纵程均值 μ_x/m	35 000	45 000
初始高程均值 μ_y/m	25 000	32 000
初始速度均值 $\mu_v/(m/s)$	1200	2500
初始弹道倾角均值 $\mu_\theta/(\circ)$	-30	-10
制导律控制参数 K_1	-10	-2
制导律控制参数 K_2	-3	3

表 2 飞行器不确定性因素标准差

Tab. 1 Standard deviation of uncertain factors of aircraft

不确定性因素标准差	值
初始纵程标准差 σ_x/m	500
初始高程标准差 σ_y/m	200
初始横程标准差 σ_z/m	100
初始速度标准差 $\sigma_v/(m/s)$	100
初始弹道倾角标准差 $\sigma_\theta/(\circ)$	0.3
初始航向角标准差 $\sigma_\psi/(\circ)$	2

高效全局优化初始阶段采用全因子采样方案对初始参数设计空间进行等密度采样, 从而构建初始代理模型。结合蒙特卡洛方法完成飞行器末制导初始参数优化设计, 通过 448 次序贯加点, 高效全局优化方法达到收敛条件, 收敛过程如图 2 所示。从整体趋势而言, 随着迭代次数的增加, EIF 逐渐减小且最终收敛, 收敛阈值 ε 取 1×10^{-4} 。在收敛过程中, 存在多处突变的“跳点”, 对于这些“跳点”, EIF 第二项的贡献远大于第一项的贡献, 即此时的“跳点”具有较大的不确定性, 从而需要探索未知设计空间, 避免陷入局部最优。

优化前飞行器末制导初始参数及制导律控制参数选取 $\mu_x = 40\ 000\ m, \mu_y = 30\ 000\ m, \mu_v = 1800\ m/s, \mu_\theta = -21^\circ, K_1 = -5, K_2 = -2$ 。利用蒙特卡洛方法完成优化前初始参数及制导律参数的落点分布仿真, 经过 5000 次随机试验落点分布情况如图 3 所示。此时飞行器落点在有效毁伤半径内的概率为 75.48%, 圆概率偏差精度为 4.12 m。优化后飞行器末制导初始参数及制导律控制参数

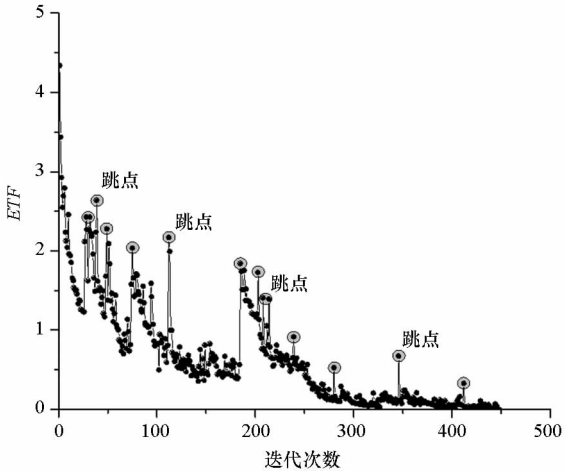


图2 高效全局优化 EIF 收敛历史

Fig.2 Convergence history of EIF of effective global optimization

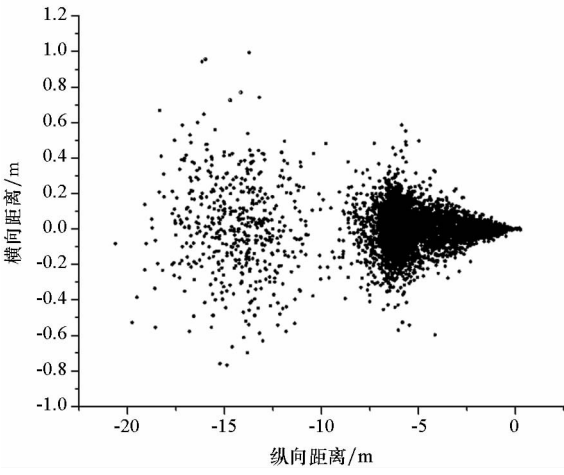


图3 优化前飞行器落点分布情况

Fig.3 Impact point distribution of flight vehicle before optimization

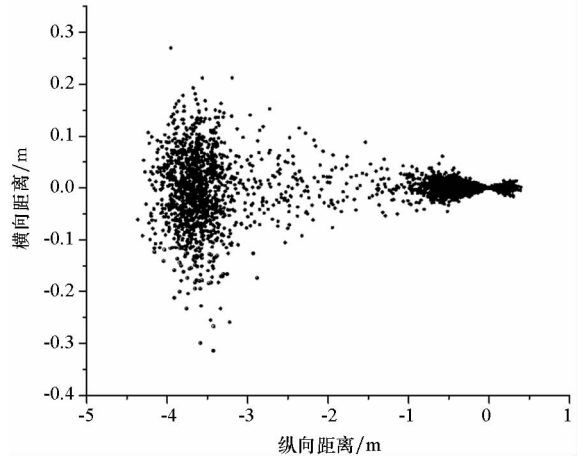


图4 优化后飞行器落点分布情况

Fig.4 Impact point distribution of flight vehicle after optimization

经过仿真对比,在初始参数不确定性及制导律参数的影响下,优化前的落点散布区域较大,而优化后的落点则全部分布在有效毁伤半径内,且大部分落点都集中在目标点附近区域。进一步,选取优化后的末制导初始参数,考虑初始参数不确定性的影响,选取 100 条符合打击条件的弹道曲线簇,如图 5~7 所示。

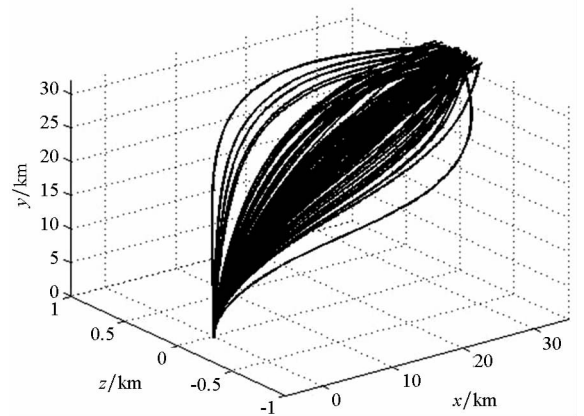


图5 优化后的弹道曲线簇

Fig.5 Trajectory curves after optimization

选取为 $\mu_x^* = 35\ 000\ \text{m}$, $\mu_y^* = 32\ 000\ \text{m}$, $\mu_v^* = 1200\ \text{m/s}$, $\mu_\theta^* = -29^\circ$, $K_1^* = -2.73$, $K_2^* = -0.92$ 。利用蒙特卡洛方法完成优化后初始参数落点分布仿真,经过 5000 次随机试验后落点分布情况如图 4 所示。此时飞行器落点在有效毁伤半径内的概率达到了 100%,圆概率偏差精度达到了 0.32 m,飞行器落点的精度和飞行器落在有效毁伤半径内的概率得到了显著提升。图 3~4 中落点分布的离散性与滑模变结构导引律密切相关,式(2)滑模开关函数项的阶跃性导致落点分布呈现一定的离散性。通过优化前后初始参数的对比,优化后初始位置参数的视线高低角 λ_D 更大,初始速度更低,在合适的初始弹道倾角及制导律控制参数条件下,落点精度更高,这也符合工程实际的认知,从而验证了上述方法的正确性和可行性。

通过上述仿真,末制导初始参数的不确定性对弹道成型及落点分布影响显著,不同的末制导初始参数会导致不同的弹道成型及落点分布结果,在这里,末制导初始参数定义为末制导接班的状态参数。通常,在考虑末制导初始参数不确定性的条件下,末制导初始位置的视线高低角越大,初始速度越低,在合适的初始弹道倾角及制导律控制参数条件下,其落点在有效毁伤半径内的概率越大,落点精度越高。因而选取合适的末制导初始参数及制导律控制参数可以显著提升飞行器落点精度,提高落在有效毁伤半径内的概率,实现飞行器末制导接班的精细化设计。

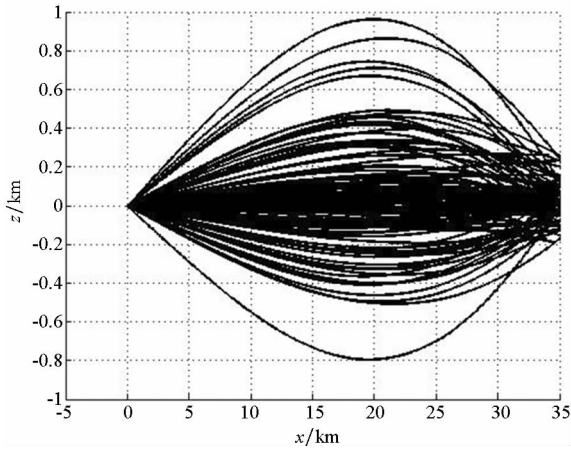


图 6 优化后 xz 平面弹道曲线簇

Fig.6 Trajectory curves in the xz plane after optimization

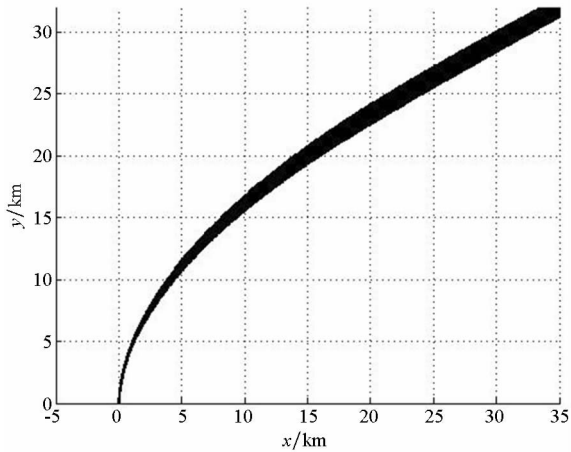


图 7 优化后 xy 平面弹道曲线簇

Fig.7 Trajectory curves in the xy plane after optimization

5 结论

本文以无动力滑翔飞行器末制导交接班设计为研究对象,基于末端打击需求,采用落角约束下的滑模变结构导引律进行实时弹道成型。通过考虑飞行器末制导初始参数不确定性的影响,建立了基于不确定性的飞行器末制导初始参数及制导律参数优化模型。进而,针对这一模型,提出了基于高效全局优化和蒙特卡洛方法的末制导初始参数及制导律参数优化设计方法。通常,在末制导初始参数不确定性的影响下,初始位置的视线高低角越大,初始速度越低,在合适的初始弹道倾角及制导律控制参数条件下,可实现落点在有效毁伤半径内的概率和落点精度的同步提升。新方法实现了初始参数标称值及制导参数的综合优化,提升了末制导初始参数及制导律参数优化设计的精度,为飞行器末制导交接班的精细化设计提供决策支持。

参考文献 (References)

[1] 冯必鸣, 聂万胜, 李柯. 制导动能弹最优初始参数计算方法研究[J]. 弹箭与制导学报, 2014, 34(1): 51-55.
FENG Biming, NIE Wansheng, LI Ke. Research on initial parameters optimization algorithm for guided kinetic energy projectiles[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2014, 34(1): 51-55. (in Chinese)

[2] 聂万胜, 冯必鸣, 李柯. 高速远程精确打击飞行器方案设计方法与应用[M]. 北京: 国防工业出版社, 2014: 52-66.
NIE Wansheng, FENG Biming, LI Ke. Method and application of high speed long-range precision strike vehicle[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2014: 52-66. (in Chinese)

[3] 杨靖, 王旭刚, 王中原, 等. 考虑自动驾驶仪动态特性和攻击角约束的鲁棒末制导律[J]. 兵工学报, 2017, 38(5): 900-909.
YANG Jing, WANG Xugang, WANG Zhongyuan, et al. Robust terminal guidance law with autopilot lag and impact angle constraints[J]. Acta Armamentarii, 2017, 38(5): 900-909. (in Chinese)

[4] 田源, 任章. 大气层外动能拦截器末段导引规律设计[J]. 宇航学报, 2009, 30(2): 474-480.
TIAN Yuan, REN Zhang. Design of guidance law for exoatmospheric interceptor during its terminal course[J]. Journal of Astronautics, 2009, 30(2): 474-480. (in Chinese)

[5] 冯必鸣, 聂万胜, 李柯. 再入飞行器多约束预测-修正末导引律研究[J]. 弹道学报, 2013, 25(1): 5-9, 31.
FENG Biming, NIE Wansheng, LI Ke. Research on predictor-corrector terminal guidance law of reentry vehicle with multiple constraints[J]. Journal of Ballistics, 2013, 25(1): 5-9, 31. (in Chinese)

[6] 晁涛, 王松艳, 杨明. 带角度约束的倾斜转弯飞行器制导律设计[J]. 弹道学报, 2014, 26(1): 56-60, 102.
CHAO Tao, WANG Songyan, YANG Ming. Terminal guidance law with impact angle constraint for BTT vehicle[J]. Journal of Ballistics, 2014, 26(1): 56-60, 102. (in Chinese)

[7] Jones D, Schonlau M, Welch W J. Efficient global optimization of expensive black-box functions[J]. Journal of Global Optimization, 1998, 13(4): 455-492.

[8] Barron J B, Michael S E, Sankaran M, et al. Efficient global surrogate modeling for reliability-based design optimization[J]. Journal of Mechanical Design, 2013, 135: 011009.

[9] 彭科, 胡凡, 张为华, 等. 序列近似优化方法及其在火箭外形快速设计中的应用[J]. 国防科技大学学报, 2016, 38(1): 129-136.
PENG Ke, HU Fan, ZHANG Weihua, et al. Sequential approximate optimization method and its application in rapid design of rocket shape[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2016, 38(1): 129-136. (in Chinese)

[10] Currin C, Mitchell T, Morris M D, et al. Bayesian prediction of deterministic functions, with applications to the design and analysis of computer experiments[J]. Journal of the American Statistical Association, 1991, 86(416): 953-963.

[11] Sacks J, Schiller S B, Welch W J. Design for computer experiments[J]. Technometrics, 1989, 31(1): 41-47.