doi:10.11887/j.cn.202002016 http://journal.nudt.edu.cn

采用优化加点 Kriging 模型的助推火箭残骸安全区预示方法*

祝学军,卜奎晨,王 浩,高 峰,赵长见
(中国运载火箭技术研究院,北京 100076)

摘 要:建立火箭及其分离残骸弹道计算动力学模型,并采用四元数方法对姿态角解算进行处理。提出基于优化加点 Kriging 模型的安全区预示方法,结合 Monte Carlo 和 Kriging 代理模型的特点,给出安全区预示流程。以某型助推火箭残骸安全区计算为例,对提出的安全区预示方法进行仿真验证。仿真结果表明,提出的基于优化加点 Kriging 模型安全区预示方法与 Monte Carlo 方法相比,在不损失计算精度的前提下,具有更高的计算效率,满足快速迭代的工程需求;相比传统极限偏差叠加方法,可显著降低安全区覆盖面积,具有较强的工程应用价值。

关键词:助推火箭残骸;安全区预示;优化加点 Kriging 模型;计算效率
中图分类号:TJ760 **文献标志码**:A **文章编号**:1001-2486(2020)02-121-06

Prediction method for booster rocket's debris safety control zone based on infill-sampling Kriging model

ZHU Xuejun, *BU Kuichen*, *WANG Hao*, *GAO Feng*, *ZHAO Changjian*
(China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China)

Abstract: Dynamics model of the rocket and its debris were established, and the quaternion algorithm was used to compute the carrier attitude. A prediction method of safety control zone based on infill-sampling Kriging model was proposed, which combined the characteristics of Monte Carlo and Kriging surrogate models. Then a flow chart of prediction was provided furthermore, and one booster rocket's debris safety control zone was simulated. Simulation results show that, compared with the Monte Carlo method without losing computational accuracy, the proposed method has equivalent computational accuracy and higher computational efficiency; it can meet the rapid iteration requirement for engineering design. While compared with the conventional extreme deviation overlying method, it can reduce the area of safety control zone dramatically and has relatively good engineering application value.

Keywords: booster rocket's debris; prediction method for safety control zone; infill-sampling Kriging model; computational efficiency

飞行安全区,又称飞行安全控制区,是指火箭实际飞行时,可能使发射场、航迹区的人员、设施遭受损伤和破坏的区域[1]。根据火箭正常飞行或故障飞行情况,可将安全区划分为发射场安全区(或称为首区安全区)、子级残骸安全区、航区安全区及落区安全区。由于飞行安全区是火箭正常飞行时分离残骸或者异常飞行时的自毁残骸可能到达的区域,该散布区域大小与火箭性能和飞行环境密切相关,因此在进行安全区计算时需要考虑各种偏差和干扰的影响,如发动机性能偏差、结构质量偏差、气动偏差、大气偏差及风干扰等。

传统弹道式飞行器采用抛物线弹道,大部分弹道位于真空中,飞行器在大气层内飞行的时间较短,气动偏差、大气偏差及风干扰等因素对安全区范围影响相对较小,传统弹道式飞行器在进行飞行安全区计算时,往往采用几种主要偏差极限叠加的方法进行安全区计算,计算方法偏保守。由于我国经济不断发展,人员经营和活动范围不断扩大,航天发射可用区域不断缩小,导致发射场安全控制实施难度不断加大。传统极限偏差叠加的安全区计算方法因过于保守已不再适用。

相比传统弹道式飞行器,助推滑翔飞行器的助推火箭残骸在大气层中飞行的时间更长,受大气环境和气动力偏差的影响更严重,其分离残骸安全区范围显著增大,进一步加大了发射场安全控制实施难度,此外,还存在对发射时间选择等方面的需求,对安全区精细化设计需求更高。

国内外学者在飞行安全区精细化计算方面开展了较多的研究工作[2-4],并取得了一定的成果。文献[1]采用 Monte Carlo 方法进行了运载火箭残

* 收稿日期:2018-10-18
作者简介:祝学军(1962—),女,辽宁沈阳人,院士,硕士,硕士生导师,E-mail:zhuxj998@126.com

骸落区的计算,有效地减少了安全防范区域。文献[2]针对火箭在不同季节、不同月份发射的飞行包络开展了打靶仿真,用于确定发射时间。但由于偏差组合工况过多、仿真时间不充裕,无法满足使用的需求,为此采取了选取恶劣工况的方法来降低仿真次数。可见,Monte Carlo 方法将安全区范围、偏差项及发生概率建立了关系,是一种较为精细化的安全区计算方法,但当计算工况较多时,存在仿真时间过长的问题。国内外学者针对如何确定 Monte Carlo 方法打靶次数开展研究[5-6],并得出"对于一般的工程技术问题,打靶次数 3000 ~ 5000 即可满足工程精度要求"的结论。但由于存在需要单独施加偏差(如风干扰)及需对发射时间(不同季节、不同月份)进行选择等问题,打靶次数仍然会大量增加。为了进一步加快仿真速度,近年来在采用代理模型加速 Monte Carlo 打靶方面也有一定的研究,文献[7-8]分别针对 Kriging 模型开展了相关研究,并取得了一定的成果。

本文结合 Monte Carlo 方法和代理模型的特点,提出了一种基于优化加点 Kriging 模型的助推火箭残骸安全区分析方法,为助推火箭残骸等安全区预示提供理论参考。

1 弹道计算模型

1.1 运动方程

火箭及分离残骸的弹道计算质心运动动力学方程和绕质心转动动力学方程[9]见式(1)和式(2)。

$$m\begin{bmatrix}\dot{V}_x\\ \dot{V}_y\\ \dot{V}_z\end{bmatrix}=\boldsymbol{G}_{\mathrm{B}}\begin{bmatrix}\boldsymbol{F}+X_{1\mathrm{c}}\\ Y_{1\mathrm{c}}+F'_{\mathrm{ky1}}\\ Z_{1\mathrm{c}}+F'_{\mathrm{kz1}}\end{bmatrix}+\boldsymbol{G}_{\mathrm{V}}\begin{bmatrix}\boldsymbol{X}\\ \boldsymbol{Y}\\ \boldsymbol{Z}\end{bmatrix}+m\begin{bmatrix}g_x\\ g_y\\ g_z\end{bmatrix}-m\begin{bmatrix}a_{\mathrm{ex}}\\ a_{\mathrm{ey}}\\ a_{\mathrm{ez}}\end{bmatrix}-m\begin{bmatrix}a_{\mathrm{kx}}\\ a_{\mathrm{ky}}\\ a_{\mathrm{kz}}\end{bmatrix}\tag{1}$$

$$\begin{bmatrix}I_{x1}&0&0\\0&I_{y1}&0\\0&0&I_{z1}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\dot{\omega}_{\mathrm{Tx1}}\\ \dot{\omega}_{\mathrm{Ty1}}\\ \dot{\omega}_{\mathrm{Tz1}}\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}(I_{z1}-I_{y1})\omega_{\mathrm{Tz1}}\omega_{\mathrm{Ty1}}\\ (I_{x1}-I_{z1})\omega_{\mathrm{Tx1}}\omega_{\mathrm{Tz1}}\\ (I_{y1}-I_{x1})\omega_{\mathrm{Ty1}}\omega_{\mathrm{Tx1}}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}0\\ \boldsymbol{M}_{y1\mathrm{st}}\\ \boldsymbol{M}_{z1\mathrm{st}}\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}\boldsymbol{M}_{x1\mathrm{d}}\\ \boldsymbol{M}_{y1\mathrm{d}}\\ \boldsymbol{M}_{z1\mathrm{d}}\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}\boldsymbol{M}_{x1\mathrm{c}}\\ \boldsymbol{M}_{y1\mathrm{c}}\\ \boldsymbol{M}_{z1\mathrm{c}}\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}\boldsymbol{M}'_{x1\mathrm{k}}\\ \boldsymbol{M}'_{y1\mathrm{k}}\\ \boldsymbol{M}'_{z1\mathrm{k}}\end{bmatrix}\tag{2}$$

式中,m 为质量,$\dot{V}_x$、$\dot{V}_y$、$\dot{V}_z$ 为发射系速度分量的导数,$X_{1\mathrm{c}}$、$Y_{1\mathrm{c}}$、$Z_{1\mathrm{c}}$、F'_{ky1}、F'_{kz1} 为弹体系控制力和附加哥氏力分量,$\boldsymbol{X}$、$\boldsymbol{Y}$、$\boldsymbol{Z}$ 为阻力、升力和侧向力,$\boldsymbol{G}_{\mathrm{B}}$、$\boldsymbol{G}_{\mathrm{V}}$ 为转换矩阵,g_x、g_y、g_z、a_{ex}、a_{ey}、a_{ez}、a_{kx}、a_{ky}、a_{kz} 分别为引力、离心力和哥氏力加速度分量,I_{x1}、I_{y1}、I_{z1} 为转动惯量,$\dot{\omega}_{\mathrm{Tx1}}$、$\dot{\omega}_{\mathrm{Ty1}}$、$\dot{\omega}_{\mathrm{Tz1}}$ 为转动角速度的导数,$\boldsymbol{M}_{y1\mathrm{st}}$、$\boldsymbol{M}_{z1\mathrm{st}}$ 为气动力矩,$\boldsymbol{M}_{x1\mathrm{d}}$、$\boldsymbol{M}_{y1\mathrm{d}}$、$\boldsymbol{M}_{z1\mathrm{d}}$ 为阻尼力矩,$\boldsymbol{M}_{x1\mathrm{c}}$、$\boldsymbol{M}_{y1\mathrm{c}}$、$\boldsymbol{M}_{z1\mathrm{c}}$ 为控制力矩,$\boldsymbol{M}'_{x1\mathrm{k}}$、$\boldsymbol{M}'_{y1\mathrm{k}}$、$\boldsymbol{M}'_{z1\mathrm{k}}$ 为附加哥氏力矩。

质心运动学方程见式(3)。

$$\begin{bmatrix}\dot{x}\\ \dot{y}\\ \dot{z}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}V_x\\ V_y\\ V_z\end{bmatrix}\tag{3}$$

式中,x、y、z 为发射系位置分量,V_x、V_y、V_z 为发射系速度分量。

为防止姿态角解算出现奇异问题,采用四元数方法进行姿态角解算处理。基于四元数的绕质心转动运动学方程见式(4)和式(5)。

$$\begin{bmatrix}\dot{q}_0\\ \dot{q}_1\\ \dot{q}_2\\ \dot{q}_3\end{bmatrix}=\frac{1}{2}\begin{bmatrix}0&-\omega_{\mathrm{Tx1}}&-\omega_{\mathrm{Ty1}}&-\omega_{\mathrm{Tz1}}\\ \omega_{\mathrm{Tx1}}&0&-\omega_{\mathrm{Tz1}}&-\omega_{\mathrm{Ty1}}\\ \omega_{\mathrm{Ty1}}&-\omega_{\mathrm{Tz1}}&0&\omega_{\mathrm{Tx1}}\\ \omega_{\mathrm{Tz1}}&\omega_{\mathrm{Ty1}}&-\omega_{\mathrm{Tx1}}&0\end{bmatrix}\begin{bmatrix}q_0\\ q_1\\ q_2\\ q_3\end{bmatrix}\tag{4}$$

$$\begin{cases}\sin\psi_{\mathrm{T}}=-2(q_3q_1-q_0q_2)\\ \tan\varphi_{\mathrm{T}}=\dfrac{2(q_1q_2+q_0q_3)}{q_0^2+q_1^2-q_2^2-q_3^2}\\ \tan\gamma_{\mathrm{T}}=\dfrac{2(q_2q_3+q_0q_1)}{q_0^2-q_1^2-q_2^2+q_3^2}\end{cases}\tag{5}$$

式中,q_0、q_1、q_2、q_3 为四元数,φ_{T}、ψ_{T}、γ_{T} 为姿态角。

1.2 主要偏差情况

在针对助推火箭残骸散布区域等进行安全区计算时,需要考虑助推段发动机性能偏差、质量特性偏差、气动系数偏差、大气偏差(温度、密度、压强)、风干扰等不确定干扰因素,同时考虑残骸飞行段的气动系数偏差、大气偏差及风干扰等不确定干扰因素。干扰因素的分布规律依赖于统计数据,一般可以认为发动机性能偏差、质量特性偏差、气动系数偏差、大气偏差等服从高斯分布,记为:

$$\Delta X_n\sim\mathrm{N}(\mu,\sigma_n^2),n=1,2,\cdots\tag{6}$$

发动机性能偏差一般包括发动机推力偏斜、发动机工作时间偏差、推力偏差和总冲偏差等。

风干扰一般取为常值项,风速大小 V_{W} 随飞行高度变化,计算公式见式(7)。由于风向或射向的不确定性,通常按照顺风、逆风、左侧风、右侧风四个工况分别施加并针对其他偏差项进行模拟打靶分析[3]。

$$V_{\mathrm{W}}=f(h) \tag{7}$$

2　安全区预示方法

2.1　安全区预示模型

在不确定性干扰因素的影响下,工程上残骸安全区范围通常假设为某一矩形区域,由纵向最远距离 $\varepsilon_{y\max}$、纵向最近距离 $\varepsilon_{y\min}$、横向最远距离 $\varepsilon_{x\max}$、横向最近距离 $\varepsilon_{x\min}$ 构成。结合助推火箭及分离残骸弹道运动方程,综合考虑分离残骸运动过程中的不确定性因素影响,假设分离残骸运动的某一组不确定性干扰因素为 $\boldsymbol{P}_i=[\boldsymbol{P}_{i1},\boldsymbol{P}_{i2},\cdots,\boldsymbol{P}_{in}]^{\mathrm{T}}$,残骸落点距离发射点的纵向距离为 $\boldsymbol{Y}(\boldsymbol{P}_i)$,横向偏移距离为 $\boldsymbol{X}(\boldsymbol{P}_i)$。则残骸安全区预示模型如式(8)所示:

$$\begin{cases} find & \varepsilon_{y\max},\varepsilon_{y\min},\varepsilon_{x\max},\varepsilon_{x\min} \\ \text{s. t.} & Pr(\boldsymbol{Y}(\boldsymbol{P})>\varepsilon_{y\max})=P_{fy1} \\ & Pr(\boldsymbol{Y}(\boldsymbol{P})<\varepsilon_{y\min})=P_{fy2} \\ & Pr(\boldsymbol{X}(\boldsymbol{P})>\varepsilon_{x\max})=P_{fx1} \\ & Pr(\boldsymbol{X}(\boldsymbol{P})<\varepsilon_{x\min})=P_{fx2} \end{cases} \tag{8}$$

式中:$Pr(\cdot)$ 表示残骸落入某一区域的概率;$\boldsymbol{P}$ 表示所有组不确定性干扰因素;P_{fy1},P_{fy2},P_{fx1},P_{fx2} 为对应的目标失效概率。残骸安全区预示问题的物理意义在于高效寻找安全区域的阈值 $\varepsilon_{y\max}$,$\varepsilon_{y\min}$,$\varepsilon_{x\max}$,$\varepsilon_{x\min}$,使得残骸落在该阈值之外的概率等于给定的目标失效概率 P_{fy1},P_{fy2},P_{fx1},P_{fx2},从而确定残骸安全区域。

针对这一模型,常规的 Monte Carlo 方法需针对所有不确定干扰因素进行大量的打靶分析,对残骸落点结果进行统计,确定安全区域的阈值,给出满足目标失效概率要求的安全区域范围,这一方法体现了概率设计思想,符合实际物理意义,此外 Monte Carlo 方法具有非侵入性和无偏性,能够给出精确的安全区预示范围。然而,Monte Carlo 方法需要大量调用弹道仿真模型,导致计算效率较低,时间成本较高,难以满足快速设计迭代的工程需求。针对这一问题,本文提出了一种基于优化加点 Kriging 模型的安全区预示方法,结合 Monte Carlo 和代理模型的特点,通过序列优化加点策略自适应更新代理模型,直至满足收敛条件,进而结合 Monte Carlo 方法高效完成概率安全区分析计算。

2.2　Kriging 模型

为保证训练样本点集的均匀性,采用拉丁超立方抽样方法在分离残骸干扰因素空间中选取一定数量的训练样本点,记训练样本点为 $\tilde{\boldsymbol{P}}=[\tilde{\boldsymbol{P}}_1,\tilde{\boldsymbol{P}}_2,\cdots,\tilde{\boldsymbol{P}}_{N_{\mathrm{T}}}]^{\mathrm{T}}$,$N_{\mathrm{T}}$ 为训练样本点的数量。通过分离残骸的运动方程计算不同分离残骸干扰因素条件下的落点分布 $[\tilde{\boldsymbol{X}},\tilde{\boldsymbol{Y}}]$,以残骸纵向距离 $\boldsymbol{Y}$ 为例,根据 Kriging 模型将残骸落点纵向距离表达为如下形式[10]:

$$\hat{\boldsymbol{Y}}(\boldsymbol{P})=\boldsymbol{f}^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{P})\boldsymbol{\beta}+\boldsymbol{z}(\boldsymbol{P}) \tag{9}$$

式中,$\boldsymbol{f}(\boldsymbol{P})=[f_1(\boldsymbol{P}),f_2(\boldsymbol{P}),\cdots,f_n(\boldsymbol{P})]^{\mathrm{T}}$ 为回归基函数,$\boldsymbol{\beta}=[\beta_1,\beta_2,\cdots,\beta_n]^{\mathrm{T}}$ 为回归系数,$\boldsymbol{f}^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{P})\boldsymbol{\beta}$ 项对真实模型进行全局性近似。$\boldsymbol{z}(\boldsymbol{P})$ 为服从高斯分布 $\mathrm{N}(0,\sigma^2)$ 的随机过程,两个训练样本点 $\boldsymbol{P}_i$ 和 $\boldsymbol{P}_j$ 之间的协方差定义为:

$$Cov[\boldsymbol{z}(\boldsymbol{P}_i),\boldsymbol{z}(\boldsymbol{P}_j)]=\sigma^2R(\boldsymbol{P}_i,\boldsymbol{P}_j),i,j=1,\cdots,N_{\mathrm{T}} \tag{10}$$

式中,$R(\boldsymbol{P}_i,\boldsymbol{P}_j)$ 为相关函数,表征 $\boldsymbol{P}_i$ 和 $\boldsymbol{P}_j$ 之间的空间相关性,本文选取服从高斯分布的相关函数[11]。

利用对数似然函数,分别对式(9)的回归系数 $\boldsymbol{\beta}$ 及式(10)中的方差 σ^2 求导,给出两者的极大似然估计:

$$\hat{\boldsymbol{\beta}}=(\boldsymbol{F}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{R}^{-1}\boldsymbol{F})^{-1}\boldsymbol{F}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{R}^{-1}\tilde{\boldsymbol{Y}} \tag{11}$$

$$\hat{\sigma}^2=\frac{1}{N_{\mathrm{T}}}(\tilde{\boldsymbol{Y}}-\boldsymbol{F}\hat{\boldsymbol{\beta}})^{\mathrm{T}}\boldsymbol{R}^{-1}(\tilde{\boldsymbol{Y}}-\boldsymbol{F}\hat{\boldsymbol{\beta}}) \tag{12}$$

式中,$\boldsymbol{F}=[\boldsymbol{f}(\boldsymbol{P}_1),\boldsymbol{f}(\boldsymbol{P}_2),\cdots,\boldsymbol{f}(\boldsymbol{P}_{N_{\mathrm{T}}})]^{\mathrm{T}}$ 是 $\boldsymbol{f}(\boldsymbol{x})$ 的向量,$\tilde{\boldsymbol{Y}}$ 是训练样本点对应的分离残骸纵向距离结果向量,$\boldsymbol{R}$ 为相关矩阵,表达式为:

$$\boldsymbol{R}=\begin{bmatrix} 1 & R(\boldsymbol{P}_1,\boldsymbol{P}_2) & \cdots & R(\boldsymbol{P}_1,\boldsymbol{P}_{N_{\mathrm{T}}}) \\ R(\boldsymbol{P}_2,\boldsymbol{P}_1) & 1 & \cdots & R(\boldsymbol{P}_2,\boldsymbol{P}_{N_{\mathrm{T}}}) \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ R(\boldsymbol{P}_{N_{\mathrm{T}}},\boldsymbol{P}_1) & R(\boldsymbol{P}_{N_{\mathrm{T}}},\boldsymbol{P}_2) & \cdots & 1 \end{bmatrix} \tag{13}$$

进而,针对某一组不确定性干扰因素 $\boldsymbol{P}_i$,Kriging 模型在给出预测值的同时,还可以进一步给出预测值的预估标准差,服从如下高斯分布:

$$\hat{\boldsymbol{Y}}(\boldsymbol{P})\sim\mathrm{N}(\mu_y(\boldsymbol{P}),\sigma_y^2(\boldsymbol{P})) \tag{14}$$

2.3　优化加点 Kriging 策略

为了进一步提高安全区域分析计算的求解效率,提出了一种基于优化加点 Kriging 模型的高效概率安全区预示方法。以求解纵向最远阈值 $\varepsilon_{y\max}$ 为例,根据识别的分离残骸干扰因素分布类型及其分布参数,在整个随机概率空间选取一定数量的 Monte Carlo 样本点集 P_{MC},结合纵向最远阈值的目标失效概率 P_{fy1},为保证样本点集 P_{MC} 的

相关系数不大于 0.05，Monte Carlo 样本点数量 N_{MC} 满足如下条件：

$$\sqrt{\frac{1-P_{fy1}}{N_{MC}P_{fy1}}} \leqslant 0.05 \tag{15}$$

在构建初始代理模型的基础上，利用 Kriging 代理模型快速求解纵向最远阈值 $\hat{\varepsilon}_{y\max}$，见式(16)。

$$\begin{cases} find & \hat{\varepsilon}_{y\max} \\ \text{s.t.} & Pr(\hat{\boldsymbol{Y}}(P_{MC}) > \hat{\varepsilon}_{y\max}) = P_{fy1} \end{cases} \tag{16}$$

进而，在 Monte Carlo 样本点集 P_{MC} 中，选取当前纵向最远阈值 $\hat{\varepsilon}_{y\max}$ 条件下分类失效概率最大的样本点作为序贯新增训练点。根据 Kriging 模型服从高斯分布的特性，若 Kriging 预测值大于当前纵向最远阈值，即 $\mu_y(\boldsymbol{P}) > \hat{\varepsilon}_{y\max}$，则分类失效概率可以表示为：

$$\pi_1 = \Phi\left(\frac{0 - |\mu_y(\boldsymbol{P}) - \hat{\varepsilon}_{y\max}|}{\sigma_y(\boldsymbol{P})}\right) \tag{17}$$

若 Kriging 预测值小于当前纵向最远阈值，即 $\mu_y(\boldsymbol{P}) < \hat{\varepsilon}_{y\max}$，则分类失效概率可以表示为：

$$\begin{aligned} \pi_2 &= 1 - \Phi\left(\frac{0 + |\mu_y(\boldsymbol{P}) - \hat{\varepsilon}_{y\max}|}{\sigma_y(\boldsymbol{P})}\right) \\ &= \Phi\left(-\frac{|\mu_y(\boldsymbol{P}) - \hat{\varepsilon}_{y\max}|}{\sigma_y(\boldsymbol{P})}\right) \end{aligned} \tag{18}$$

综上所述，分类失效概率可以表达为如下形式：

$$\pi_{\text{error}} = \Phi(-U),\ U = \frac{|\mu_y(\boldsymbol{P}) - \hat{\varepsilon}_{y\max}|}{\sigma_y(\boldsymbol{P})} \tag{19}$$

式中，U 为学习函数，在 Monte Carlo 样本点集 P_{MC} 中，选取 U 函数最小值对应的样本点作为序贯新增训练点，自适应更新代理模型后，再次求解纵向最远阈值 $\hat{\varepsilon}_{y\max}$，序贯加点，直至收敛。

若在当前纵向最远阈值 $\hat{\varepsilon}_{y\max}$ 条件下，U 函数的最小值大于 2 时，所有 Monte Carlo 样本点 P_{MC} 的分类最大失效概率仅为 $\Phi(-2) \approx 0.022\ 8$，即任意一个样本点分类失效的概率均低于 0.022 8，若此时判定收敛，即可确定纵向最远阈值为 $\varepsilon_{y\max}$。

2.4 安全区预示流程

基于优化加点 Kriging 模型的安全区预示方法流程图如图 1 所示。

同理根据上述方法，可以确定纵向最近距离阈值 $\varepsilon_{y\min}$、横向最远距离阈值 $\varepsilon_{x\max}$ 和横向最近距离阈值 $\varepsilon_{x\min}$，从而给出子级残骸概率安全区。

3 实例分析

以某型助推火箭子级残骸安全区计算为例，对提出的基于优化加点 Kriging 模型安全区预示方法进行仿真验证。子级残骸主要参数如表 1 所示，子级残骸分离时刻及飞行过程中主要偏差量分布规律如表 2 所示，为简便起见，不考虑风的影响。

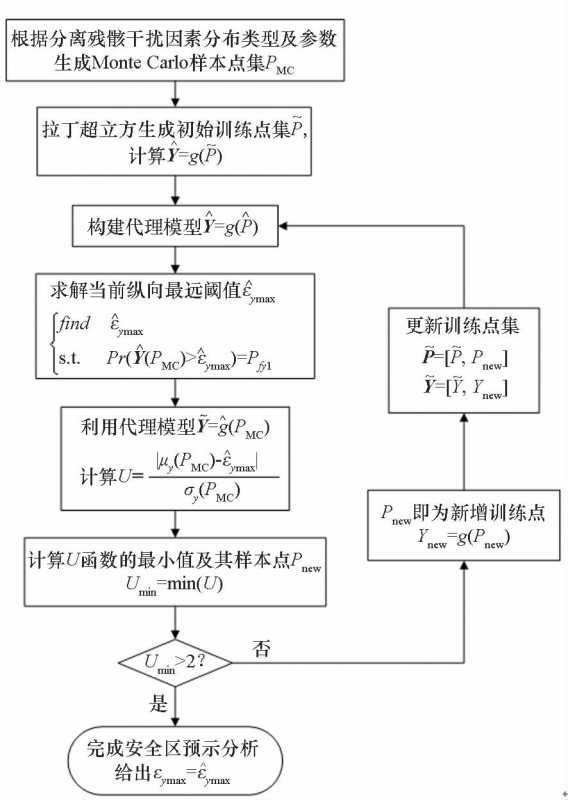


图 1 基于优化加点 Kriging 模型的安全区预示流程图

Fig. 1 Flow chart of prediction method for safety control zone based on infill-sampling Kriging model

表 1 子级残骸主要参数

Tab. 1 Main parameters of booster rocket's debris

参数	参数取值
质量/kg	3000
参考面积/m^2	1.5
分离点高度/km	40
分离点速度/(m/s)	2500
分离点弹道倾角/(°)	20
分离点弹道偏角/(°)	0

表 2 子级残骸主要偏差的分布规律

Tab. 2 Distribution regularity of booster rocket's debris

参数	分布规律
分离点速度偏差/(m/s)	N(0,50)
分离点弹道偏差倾角/(°)	N(0,0.5)
分离点弹道偏差偏角/(°)	N(0,0.3)
轴向力系数偏差	N(0,0.1)
法向力系数偏差	N(0,0.1)

3.1　与 Monte Carlo 方法对比分析

为了验证基于优化加点 Kriging 模型的安全区预示方法的快速性和准确性,首先采用 Monte Carlo 方法开展助推火箭残骸落点统计分析。取目标失效概率为 $P_{fy1} = P_{fy2} = P_{fx1} = P_{fx2} = 0.01$,为保证 Monte Carlo 采样点集相关系数小于 0.05,根据式(15)计算出样本点个数约为 40 000,则选取打靶次数为 40 000 对助推火箭残骸安全区进行统计。同时,取相同的目标失效概率,采用基于优化加点 Kriging 模型的安全区预示方法进行助推火箭残骸落点统计,两种方法对应的统计结果对比情况见表 3。

表 3　两种方法计算结果对比

Tab. 3　Prediction result of two different methods

安全区	Monte Carlo 方法预示结果	本文算法预示结果	相对误差
ε_{ymin}	115.3 km	115.5 km	0.17%
ε_{ymax}	154.3 km	154.0 km	0.19%
ε_{xmin}	0.39 km	0.39 km	0.0%
ε_{xmax}	0.75 km	0.75 km	0.0%
总分析次数	40 000	765	

由表 3 可见,本文提出的基于优化加点 Kriging 模型的安全区预示方法与 Monte Carlo 方法相比,预示结果相对误差小于 0.2%,具有较高的计算精度,且分析次数大大降低,具有较高的计算效率。

3.2　与极限偏差叠加方法对比分析

采用传统的极限偏差叠加方法,对助推火箭残骸分离时刻的相关偏差及残骸气动力系数偏差等进行极限偏差组合,计算出来的纵向最近距离 ε_{ymin} 为 100 434.8 m,纵向最远距离 ε_{ymax} 为 271 834.848 m,横向最近距离 ε_{xmin} 为 243.995 m,横向最远距离 ε_{xmax} 为 2214.77 m。对应的安全区预示范围与基于优化加点 Kriging 模型的安全区预示结果(失效概率阈值 0.000 1)对比情况见图 2。

从图 2 可以看出,采用基于优化加点 Kriging 模型的安全区预示方法计算的安全区范围远远小于传统极限偏差叠加方法的安全区计算结果,前者面积仅仅是后者的 13%,可大大降低发射场安全控制实施的难度。

此外,通过改变目标失效概率,可实现安全区的精细化预示,为发射场实施安全控制分级管理提供理论和数据支撑。图 3 中给出了失效概率阈值分别为 0.1、0.01 和 0.000 1 的助推火箭残骸安全区预示范围,对应的助推火箭残骸落点在该区域内的概率分别在 60%、96% 和 99.96% 以上。

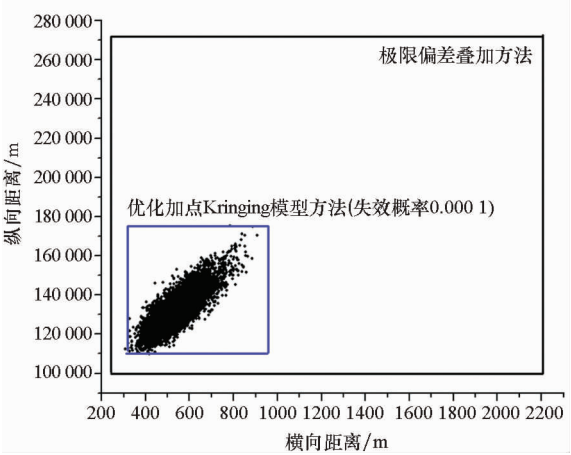


图 2　优化加点 Kriging 模型方法与极限偏差叠加法对比

Fig. 2　Prediction result of infill-sampling Kriging model and conventional extreme deviation overlying method

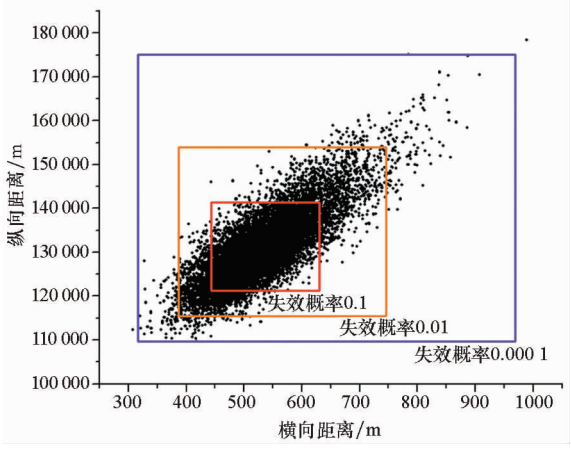


图 3　不同失效概率对应的安全区预示结果

Fig. 3　Safety control zone prediction result under different failure probabilities

4　结论

本文的主要研究工作和结论如下:

1)建立火箭及其分离残骸弹道计算动力学模型,并采用四元数方法对姿态角解算进行处理;

2)提出基于优化加点 Kriging 模型的安全区预示方法,结合 Monte Carlo 和 Kriging 代理模型的特点,给出安全区预示流程;

3)以某型助推火箭残骸安全区计算为例进行仿真验证。结果表明,基于优化加点 Kriging 模型安全区预示方法具有较高的准确性和高效性,满足快速迭代的工程需求,相比传统极限偏差叠加方法,可显著降低安全区覆盖面积,具有较强的工程应用价值。

参考文献(References)

[1] 王明海, 刘新学, 康建斌. 导弹飞行安全区确定[J]. 飞行力学, 1999(1): 77 – 80.
WANG Minghai, LIU Xinxue, KANG Jianbin. Determination of flight safety zone of missile [J]. Flight Dynamics, 1999(1): 77 – 80. (in Chinese)

[2] 肖松春, 宋建英, 安学刚. 基于蒙特卡洛方法的运载火箭残骸落区划定[J]. 装备指挥技术学院学报, 2010, 21(4): 66 – 70.
XIAO Songchun, SONG Jianying, AN Xuegang. Describing area of level point of rocket's debris based on Monte-Carlo method[J]. Journal of the Academy of Equipment Command & Technology, 2010, 21(4): 66 – 70. (in Chinese)

[3] Merry C, Tarpley A, Beaty J, et al. Ares I-X range safety trajectory analyses and independent validation and verification[C]// AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, 2011.

[4] 张意国. 基于子级运动模态预示的安全控制区设计方法研究[D]. 北京: 中国航天科技集团公司第一研究院, 2017.
ZHANG Yiguo. Researches on the range safety of booster based on flight mode prediction [D]. Beijing: the First Academy of China Aerospace Science and Technology Corporation, 2017. (in Chinese)

[5] 段楠, 薛会民, 潘越. 用蒙特卡洛法计算可靠度时模拟次数的选择[J]. 煤矿机械, 2002(3): 13 – 14.
DUAN Nan, XUE Huimin, PAN Yue. A method for determining the number realizations in the calculation of reliability by Monte Carlo simulation method[J]. Coal Mine Machinery, 2002(3): 13 – 14. (in Chinese)

[6] 周渊. 关于蒙特卡罗模拟抽样方法的研究[J]. 强度与环境, 1997(3): 14 – 18, 33.
ZHOU Yuan. Research on Monte Carlo simulation sampling method [J]. Structure & Environment Engineering, 1997(3): 14 – 18, 33. (in Chinese)

[7] 佟操, 孙志礼, 杨丽, 等. 一种基于 Kriging 和 Monte Carlo 的主动学习可靠度算法[J]. 航空学报, 2015, 36(9): 2992 – 3001.
TONG Cao, SUN Zhili, YANG Li, et al. An active learning reliability method based on Kriging and Monte Carlo[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(9): 2992 – 3001. (in Chinese)

[8] Song C, Yang X D, Song W P. Multi-infill strategy for Kriging models used in variable fidelity optimization [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2018, 31(3): 448 – 456.

[9] 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, 1999.
ZHANG Yi, YANG Huiyao, LI Junli. The trajectory of ballistic missile [M]. Changsha: National University of Defense Technology Press, 1999. (in Chinese)

[10] 何星星, 廖瑛. 基于 Kriging 模型的环形桁架可展天线结构参数优化方法[J]. 国防科技大学学报, 2012, 34(6): 111 – 115.
HE Xingxing, LIAO Ying. Parameters optimization algorithm for ring truss deployable antenna structures based on Kriging model [J]. Journal of National University of Defense Technology, 2012, 34(6): 111 – 115. (in Chinese)

[11] 韩忠华. Kriging 模型及代理优化算法研究进展[J]. 航空学报, 2016, 37(11): 3197 – 3225.
HAN Zhonghua. Kriging surrogate model and its application to design optimization: a view of recent progress [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(11): 3197 – 3225. (in Chinese)

(上接第 113 页)

[10] Wu Z J, Nassar S A, Yang X J. Nonlinear deformation behavior of bolted flanges under tensile, torsional, and bending loads[J]. Journal of Pressure Vessel Technology, 2014, 136(6): 145 – 153.

[11] Chen Y, Gao Q, Guan Z. Self-loosening failure analysis of bolt joints under vibration considering the tightening Process[J]. Shock and Vibration, 2017, 2017(2): 1 – 15.

[12] Van-Long H, Jean-Pierre J, Jean-François D. Behaviour of bolted flange joints in tubular structures under monotonic, repeated and fatigue loadings I: experimental tests [J]. Journal of Constructional Steel Research, 2013, 85: 1 – 11.

[13] Prinz G S, Nussbaumer A, Borges L, et al. Experimental testing and simulation of bolted beam-column connections having thick extended endplates and multiple bolts per row[J]. Engineering Structures, 2014, 59: 434 – 447.

[14] 石亦平, 周玉蓉. ABAQUS 有限元分析实例详解[M]. 北京: 机械工业出版社, 2006.
SHI Yiping, ZHOU Yurong. Detailed explanation of finite element analysis example in ABAQUS[M]. Beijing: China Machine Press, 2006. (in Chinese)

[15] 庄茁. 基于 ABAQUS 的有限元分析和应用[M]. 北京: 清华大学出版社, 2009.
ZHUANG Zhuo. Finite element analysis and application based on ABAQUS[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2009. (in Chinese)

[16] 曹奇, 成艾国, 周泽, 等. 汽车座椅安全带固定点强度试验仿真模型改进[J]. 中国机械工程, 2012, 23(14): 1707 – 1711.
CAO Qi, CHENG Aiguo, ZHOU Ze, et al. Simulation model improvement of vehicle seatbelt anchorage strength [J]. Journal of China Mechanical Engineering, 2012, 23(14): 1707 – 1711. (in Chinese)