

基于代理模型的制导子弹气动 外形优化设计

张孟阳^a, 陈志华^{a*}, 郑纯^b, 黄振贵^a

(南京理工大学 a.瞬态物理国家重点实验室 b.机械工程学院, 南京 210094)

摘要: **目的** 针对传统气动外形优化设计依赖于高精度仿真耗时过长的问题, 为有效提高气动优化设计的效率, 提出一种基于代理模型的气动外形优化方法。**方法** 以 12.7 mm 制导子弹为研究对象, 通过 CFD 仿真, 分析尾翼收缩段长度、弹底半径和尾翼收缩扩张段交界处半径对制导子弹飞行过程中阻力系数的影响。基于代理模型技术, 综合运用试验设计、参数化建模、CFD 技术和四阶响应面模型, 构建制导子弹气动外形优化设计代理模型, 以制导子弹飞行过程中的最小阻力系数为优化目标, 结合遗传算法对制导子弹外形参数进行优化。**结果** 对比四阶多项式响应面和 Kriging 模型建立的代理模型预测精度, 与测试样本点 CFD 仿真计算结果相比, 四阶响应面代理模型阻力系数预测值的平均误差为 0.386%。表明四阶响应面代理模型能够有效替代 CFD 仿真, 可用于预测不同外形参数下制导子弹的阻力系数。**结论** 相对于最初的制导子弹外形, 制导子弹的阻力系数下降了 14.59%, 有效减少子弹飞行过程中的能量损失和缩短了优化时长。该方法在保证精度的前提下, 减少了制导子弹的设计周期, 为相关工程应用与研究提供了一定的参考。

关键词: 制导子弹; 代理模型; 阻力系数; 优化设计; 气动外形; 计算流体力学

中图分类号: TJ411

文献标识码: A

文章编号: 1672-9242(2023)12-0102-09

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2023.12.013

Aerodynamic Shape Optimization Design of Guided Bullet Based on Surrogate Model

ZHANG Meng-yang^a, CHEN Zhi-hua^{a*}, ZHENG Chun^b, HUANG Zhen-gui^a

(a. Key Laboratory of Transient Physics, b. School of Mechanical Engineering, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China)

ABSTRACT: Aiming at the problem that the traditional aerodynamic shape optimization design relies on high-precision simulation and takes a long time, the work aims to propose an aerodynamic shape optimization method based on a surrogate model in order to effectively improve the efficiency of aerodynamic optimization design. The 12.7 mm guided bullet was taken as the research object. Through the CFD simulation of the guided bullet, the effect of the length of the tail contraction section, the radius of the bullet base, and the radius of the junction of the tail contraction expansion section on the drag coefficient of the guided bullet during flight were analyzed. Based on the surrogate model technology, the surrogate model of aerodynamic shape optimization design of guided bullet was constructed by experimental design, parametric modeling, CFD technology, and a fourth-order

收稿日期: 2023-07-13; 修订日期: 2023-10-25

Received: 2023-07-13; Revised: 2023-10-25

引文格式: 张孟阳, 陈志华, 郑纯, 等. 基于代理模型的制导子弹气动外形优化设计[J]. 装备环境工程, 2023, 20(12): 102-110.

ZHANG Meng-yang, CHEN Zhi-hua, ZHENG Chun, et al. Aerodynamic Shape Optimization Design of Guided Bullet Based on Surrogate Model[J]. Equipment Environmental Engineering, 2023, 20(12): 102-110.

*通信作者 (Corresponding author)

response surface model. The minimum drag coefficient during the flight of the guided bullet was taken as the optimization objective, and the genetic algorithm was used to optimize the shape parameters of the guided bullet. The prediction accuracy of the surrogate model established by the fourth-order polynomial response surface and the Kriging model was compared. Compared with the calculation results of the CFD simulation of the test sample points, the average error of the predicted value of the drag coefficient of the fourth-order response surface surrogate model was 0.386%, which indicated that the fourth-order response surface surrogate model could effectively replace the CFD simulation to predict the drag coefficient of guided projectile under different shape parameters. Compared with the initial shape of the guided bullet, the drag coefficient of the guided bullet is reduced by 14.59%, which effectively reduces the energy loss of the bullet during the flight and shortens the optimization time. This method reduces the design cycle of the guided bullet under the premise of ensuring accuracy and provides a certain reference for related engineering applications and research.

KEY WORDS: guided bullet; surrogate model; drag coefficient; optimization for design; aerodynamic shape; CFD

传统枪弹发射后,在重力和空气阻力的作用下无控飞行,远距离命中率相对较低^[1]。近年来,随着微电子技术、电子计算机、MEMS 技术(微机电系统)和光电转换等技术的发展,运用制导控制改变弹丸的飞行方向,引导其战斗部去打击远距离的目标,成为现代战争的趋势^[2-3]。因此,开展对制导子弹的优化设计研究具有重要意义。

目前,国内外对制导子弹开展了广泛的研究。Lawhorn 等^[4]设计了一种利用阀门开合调整弹丸飞行方向的制导子弹,由于弹丸在飞行中的存速能力和内部结构设计使其难以大规模制造。Barrett 等^[5]研究了一种利用压电陶瓷材料形变改变弹头偏转产生偏转力矩的一种管射式自适应枪弹 BLAM,尽管压电陶瓷的响应速度快,但其形变量微小,限制了压电陶瓷材料在制导子弹的使用范围。周磊等^[6]设计了一种灵巧枪弹,并通过风洞实验验证了数值方法的可行性,研究了尾翼尺寸的变化对弹丸气动特性的影响规律,为制导子弹外形设计提供了参考。吴志林等^[7]研究了尾翼式修正枪弹的飞行气动特性,比较了工程计算软件 Missile Datcom 和数值计算软件 FLUENT 对枪弹模型气动力计算结果的差异,但是该枪弹阻力系数偏大,尾翼式修正枪弹的外形设计有待改进。高炳龙等^[8]介绍了制导子弹尾翼控制的原理和结构模型,利用 Fluent 仿真结果对比分析了普通弹丸和可控弹丸气动力参数,为可控枪弹结构优化提供了依据。马诺等^[9]基于改进的正交试验方法,以升阻比最大为优化目标,对制导子弹的外形进行了优化设计,最大升阻比提升约 80%。孙世岩等^[10]通过参数化建模方法和高精度面元法气动特性预估的方法,并使用遗传算法为优化算法,构建了制导炮弹气动外形优化设计方法。赵璇等^[11]提出了一种滑翔制导炮弹鸭舵的气动外形优化方法,通过工程算法和 CFD 仿真,获得了气动参数,构建了 Co-Kriging 代理模型,利用遗传算法求得最优外形参数,与 CFD 仿真结果对比,平均误差为 1.94%。

可以看出,现有的大部分文献研究制导子弹的气

动特性和控制方式,基于代理模型的气动外形优化多应用于导弹^[12]、机翼^[13]、高速列车^[14]和飞行器^[15-16]等的气动外形优化设计中,对制导子弹外形优化设计研究较少。传统的气动参数设计是一项非常困难和耗时的工作,通过对变量局部迭代进行优化分析,并且依赖于反复试验很难获得设计空间中真正的最优解^[17]。为了高效准确地进行制导子弹气动优化设计,将代理模型方法引入制导子弹气动外形优化中,能够在保证一定计算准确性的基础上,减少计算成本和缩短优化时间^[18]。

本文以 12.7 mm 制导子弹为对象,开展外形优化,研究制导子弹外形参数对阻力系数的影响。在设计空间内,采用优化拉丁超立方方法进行采样,运用 CATIA、ICEM CFD、FLUENT 和脚本程序实现对不同外形参数下制导子弹的模型建立、网格划分和数值仿真,记录采样点对应的阻力系数,建立代理模型。以制导子弹飞行过程中的最小阻力系数为优化目标,获取制导子弹最优的外形参数,相对于最初的制导子弹外形,有效地减少子弹飞行过程中的能量损失,为制导子弹研究和设计提供一定的参考。

1 基本理论及方法

1.1 计算方法

对于可压缩流,采用守恒控制方程来保证流场中参数的守恒^[19],本文采用雷诺平均 Navier-Stokes 方程(RANS):

$$\int_{\Omega(t)} \frac{\partial W}{\partial t} dV + \oint_{\partial\Omega(t)} F(W) dS = \oint_{\partial=\Omega(t)} F_v dS \quad (1)$$

式中: V 为控制体的体积; S 为控制边界; W 为守恒变量; $F(W)$ 为对流量; F_v 为黏性通量; $\Omega(t)$ 为控制体; $\partial\Omega(t)$ 为运动变形控制面。

对制导子弹的数值模拟选用基于涡黏假设的 Spalart-Allmaras 湍流模型, $S-A$ 湍流模型^[20]为单方程模型,其输运方程为:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \tilde{v}) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \tilde{v} u_i) = G_v + \frac{1}{\sigma_{\tilde{v}}} \left\{ \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \rho \tilde{v}) \frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j} \right] + G_{b2} \rho \left(\frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j} \right)^2 \right\} - Y_v + S_{\tilde{v}} \quad (2)$$

式中： \tilde{v} 为湍流运动黏性系数； $S_{\tilde{v}}$ 为源项； $G_v = c_{b1} \rho \tilde{v} \left(S + \frac{\tilde{v}}{\kappa^2 d^2} f_{v2} \right)$ 为生成项； Y_v 为湍流黏度减少项，具体 S - A 湍流模型可以参考文献[20]。

选择 Density Based 密度基求解器和高斯克林函数求梯度方法的求解可压缩流动。气体密度为理想气体，气体黏度满足 Sutherland 定律，边界条件采用压力远场，壁面为无滑移条件，方程的差分格式采用二阶迎风格式进行空间离散。

1.2 计算模型

制导子弹基本模型如图 1 所示，制导子弹总长 140 mm，最大直径为 12.7 mm，主要包括弹头、上弹体、下弹体和尾翼等部分。在来流马赫数 $Ma=2.0$ 、攻角 $\alpha=0^\circ$ 条件下进行 CFD 仿真。制导子弹计算域如图 2 所示。

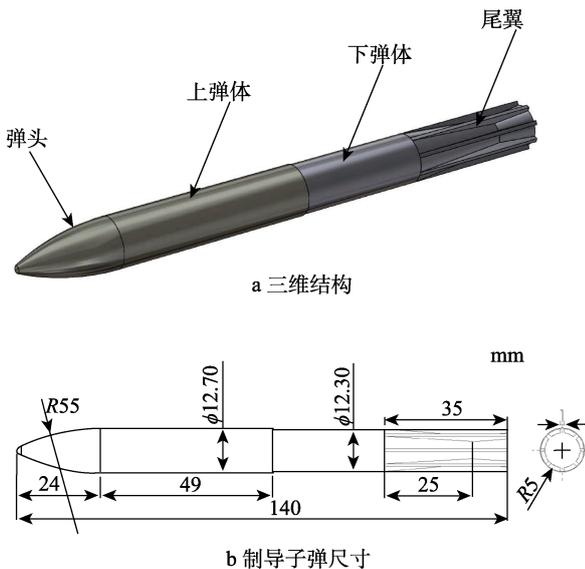


图 1 制导子弹基本模型

Fig.1 Basic model of guided bullet: a) three-dimensional structure; b) size of guided bullet

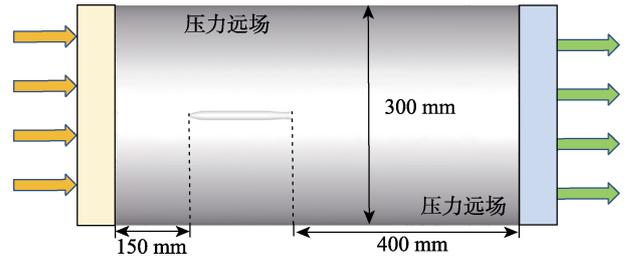


图 2 制导子弹计算域
Fig.2 Calculation domain of guided bullet

1.3 数值计算方法验证

选取国外 12.7 mm M33 弹丸^[21]为例进行 CFD 仿真，计算了弹丸在不同马赫数、 0° 攻角下的阻力系数，阻力系数随马赫数变化的情况见表 1。通过 CFD 仿真计算结果和文献实验值进行对比验证，CFD 仿真结果同文献[21]实验值未超过 10%，满足误差要求，证明该数值计算方法可适用于制导子弹的流场模拟。

表 1 M33 弹丸在 CFD 仿真计算值与文献[21]实验值的对比

Tab.1 Comparison of CFD simulation value and experimental value of M33 bullet in Reference [21]

马赫数	文献实验值 (C_d)	数值计算值 (C_d)	误差/%
0.89	0.129	0.134	3.87
0.98	0.263	0.272	3.42
1.06	0.357	0.364	1.96
1.24	0.365	0.374	2.45
1.53	0.338	0.342	1.18
1.99	0.314	0.322	2.54
2.66	0.288	0.282	2.08

1.4 代理模型

由于在优化过程中反复迭代高精度气动仿真需要消耗大量计算成本，代理模型是通过对制导子弹外形参数作为输入参数 $S=[x^{(1)} \ x^{(2)} \ \dots \ x^{(N_s)}]^T$ - 仿真结果为输出结果 $Y=[y^{(1)} \ y^{(2)} \ \dots \ y^{(N_s)}]^T$ (N_s 为训练样本数量) 进行拟合得到新的数学模型，能够代替高精度模型的气动仿真分析结果，能够有效降低计算时间和计算成本，其大致的构建过程如图 3 所示。

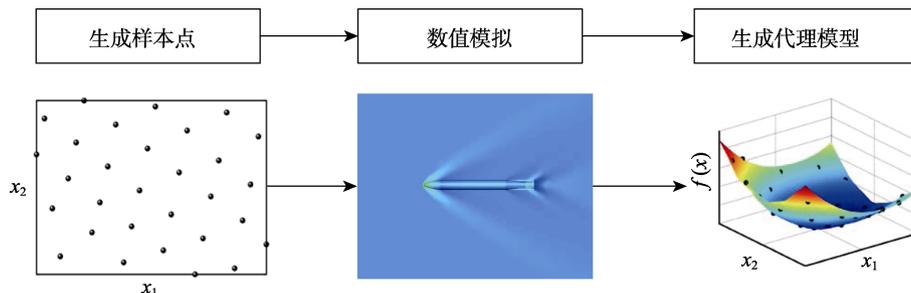


图 3 代理模型构造过程

Fig.3 Construction process of surrogate model

1.4.1 试验设计

拉丁超立方方法 (Latin Hypercube Sampling, LHS) 通过随机方式在设计空间内生成均匀的样本点, 具有不稳定性, 不能保证试验点每次都能均匀布满整个设计空间。为此, 在 LHS 的基础上进行了改进与优化, 提出了优化拉丁超立方方法^[22] (Optimized Latin Hypercube Sampling, OLHS), 可以更有效地选择试验点, 以保证对设计空间的全面覆盖, 并减少可能的偏差或误差。采用 LHS 与 OLHS 得到的二因子设计空间分布如图 4 所示。可以看出, 采用 OLHS 得到的试验样本点在设计空间中分布得更加均匀。针对制导子弹尾部外形参数, 在设计空间内采用优化拉丁超立方方法进行采样, 用较少的试验点获得更好的拟合精度, 能够从设计变量的设计区间进行均匀采样。

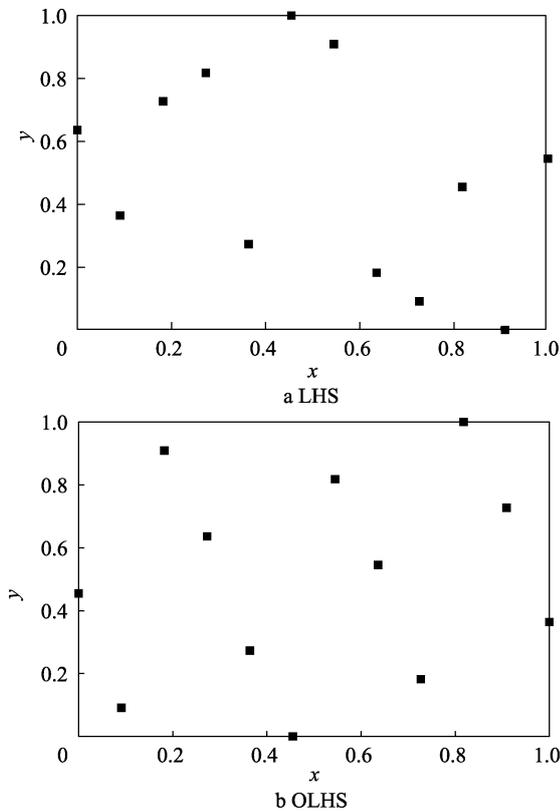


图 4 2 种试验设计方法的二因子设计空间分布
Fig.4 Two-factor design space distribution of two experimental design methods

1.4.2 多项式响应面模型

多项式响应面 (Polynomial Response Surface, PRS) 模型^[23]将数理统计和试验设计相结合, 对选择的试验点进行求解, 通过相关约束, 构造变量和优化目标之间的全局近似。响应面模型结构简单, 计算量小, 且模型曲线光滑和能够更好地反映设计变量在设计空间的非线性, 在工程优化中应用较为广泛。响应面模型的表达式:

$$\hat{y}(x) = \beta_0 + \sum_{i=1}^m \beta_i \cdot x_i + \sum_{i=1}^m \sum_{j \geq i}^m \beta_{ij} \cdot x_i x_j + \dots \quad (3)$$

式中: x_i 为 m 个自变量 x 中的第 i 个变量, β_0 、 β_i 和 β_{ij} 是未知参数。

将式 (3) 写成矩阵形式:

$$\hat{y}(x) = \mathbf{X}\boldsymbol{\beta} \quad (4)$$

式中:

$$\mathbf{X} = [1 \quad v_1(x) \quad v_2(x) \quad \dots \quad v_{N_{\text{Prs}}}(x)] \quad (5)$$

若 $N_{\text{Prs}} \leq N_S - 1$, 式(4)中的 $\boldsymbol{\beta}$ 可以利用最小二乘估计 (Least Squares Estimation, LSE) 方法得到:

$$\boldsymbol{\beta} = [\beta_0 \quad \beta_1 \quad \dots \quad \beta_{N_{\text{Prs}}}]^T = (\mathbf{U}^T \mathbf{U})^{-1} \mathbf{U}^T \mathbf{Y} \quad (6)$$

$$\mathbf{U} = \begin{bmatrix} 1 & v_1(x^{(1)}) & \dots & v_{N_{\text{Prs}}}(x^{(1)}) \\ 1 & v_1(x^{(2)}) & \dots & v_{N_{\text{Prs}}}(x^{(2)}) \\ \vdots & \vdots & & \vdots \\ 1 & v_1(x^{(N_S)}) & \dots & v_{N_{\text{Prs}}}(x^{(N_S)}) \end{bmatrix}_{N_S \times (N_{\text{Prs}}+1)} \quad (7)$$

1.4.3 Kriging 代理模型

Kriging 代理模型通过现有的样本信息, 来模拟和预测设计变量和响应值之间的未知信息, Kriging 模型为^[24]:

$$y(x) = f^T(x)\boldsymbol{\beta} + z(x) \quad (8)$$

式中: $y(x)$ 为模型的响应值; $f^T(x) = [f_1(x) \quad f_2(x) \quad \dots \quad f_n(x)]^T$ 为样本点的多项式回归组合; $\boldsymbol{\beta} = [\beta_1, \beta_2, \dots, \beta_n]$ 为回归系数的最小二乘估计; n 为设计变量的数量; $z(x)$ 为随机模型部分。其均值为 0, 方差为 σ^2 , 协方差为:

$$\text{cov}[z(x_i), z(x_j)] = \sigma^2 R(\theta, x_i, x_j) \quad (9)$$

式中: $R(\theta, x_i, x_j)$ 表示在设计空间 2 个变量 x_i 和 x_j 之间的相关性^[25]。

$$R(\theta, x_i, x_j) = \prod_{k=1}^N R_k(\theta_k, x_k^{(i)}, x_k^{(j)}) = \prod_{k=1}^N R_k(\theta_k, d_k) \quad (10)$$

式中: $\theta = [\theta_1 \quad \theta_2 \quad \dots \quad \theta_N]^T$; θ_k 为相关性系数; $d_k = x_k^{(i)} - x_k^{(j)}$; $k = 1, 2, \dots, N$ 。 N 为设计参数的数量。目前, Kriging 模型比较常用的相关函数为高斯函数 (Gauss), 具体形式为

$$R_k(\theta_k, d_k) = \exp(-\theta_k |d_k|^2) \quad (11)$$

2 制导子弹外形参数对阻力系数影响

制导子弹的阻力主要受到弹头与弹底之间以及收缩段与扩张段之间压差的影响。当交界处半径增大时, 扩张段的坡度变得更缓, 从而减小了弹头与弹底以及收缩段与扩张段之间的压差, 最终导致气动阻力的减小。适度的交界处半径和坡度可以实现最小阻力效果。弹头与弹底以及收缩段与扩张段之间的压力分

布不同，它们之间的压差构成了枪弹阻力的一部分，而弹头与弹底产生的压差则构成另一部分阻力。外形优化变量如图5所示。

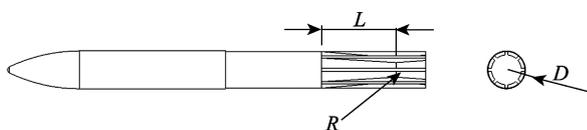


图5 制导子弹尾翼部分的外形设计变量
Fig.5 Shape design variables of the tail part of guided bullet

为探究制导子弹外形参数对气动特性的影响，利用控制变量法筛选部分外形参数进行优化设计，研究外形参数变化对阻力系数的影响。保持制导子弹总长不变，弹尾部恒定长度为35 mm，优化变量为制导子弹尾翼部分收缩段长度(L)、交界处半径(R)和弹底半径(D)，它们的取值范围分别为5~30 mm、2~4 mm、4.1~6.35 mm。

2.1 收缩段长度对阻力系数的影响

制导子弹阻力系数随收缩段长度的变化情况如图6所示。由图6可知，阻力系数随着收缩段的长度增加先减小、后增大，变化曲线为开口向上的抛物线，存在最优的阻力系数对应的尺寸。

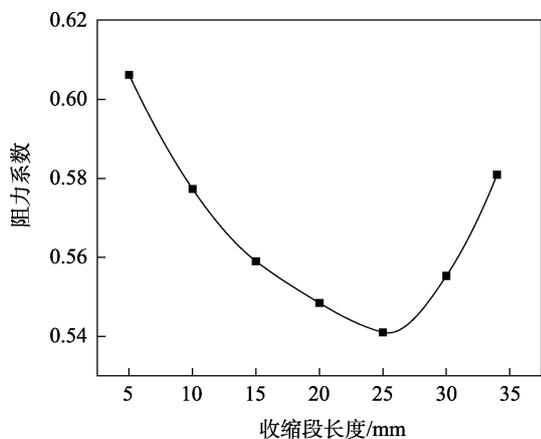


图6 制导子弹阻力系数随收缩段长度的变化
Fig.6 The change of the drag coefficient of the guided bullet with the length of the contraction section

2.2 尾翼交界处半径对阻力系数的影响

对交界处半径依次改变0.5 mm得到新的制导子弹外形，计算阻力系数变化情况。由于考虑到在交界处需要布置传动轴等控制尾舵偏转的部件，因此交界处的半径不能太小。考虑到制导子弹尾舵的控制效果，交界处的半径也不能太大，需要控制交界处半径尺寸控制在一定范围内。制导子弹阻力系数随尾翼收缩段与扩张段交界处半径的变化如图7所示。可以看出，随着尾翼交界处半径的增大，制导子弹的阻力系数逐渐减小。

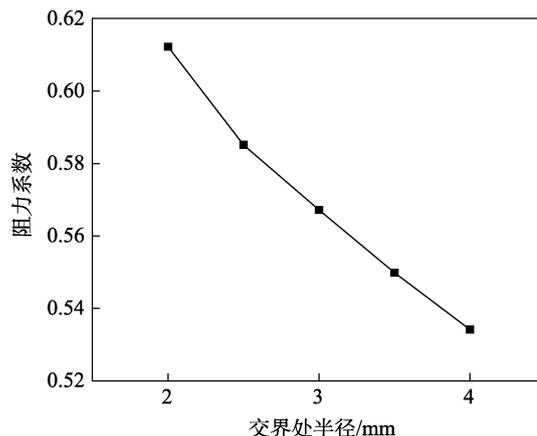


图7 制导子弹阻力系数随交界处半径的变化
Fig.7 Variation of drag coefficient of guided projectile with radius at the junction

2.3 弹底半径对阻力系数的影响

制导子弹阻力系数随弹底半径的变化如图8所示。可以看出，阻力系数随弹底半径的增大而增大。

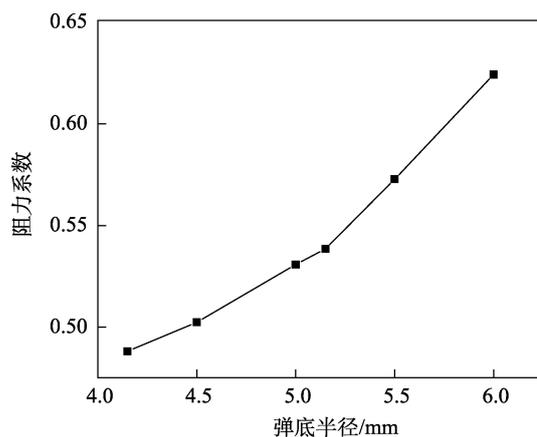


图8 制导子弹阻力系数随弹底半径的变化
Fig.8 The change of the drag coefficient of the guided projectile with the radius of the projectile base

3 制导子弹外形优化设计

3.1 优化框架

以最小阻力系数为优化目标，制导子弹的外形优化数学模型可以表述为式(12)。

$$\begin{cases} \min f(X) = C_d \\ \text{s.t. } 5 \leq L \leq 30 \\ \quad 2 \leq R \leq 4 \\ \quad 4.1 \leq D \leq 6.35 \end{cases} \quad (12)$$

式中： $f(X)$ 为目标函数； X 为制导子弹外形参数优化变量， $X=[L, D, R]^T$ ；s.t.为优化变量的尺寸约束。

基于代理模型的制导子弹气动外形优化设计流程如图9所示，主要步骤如下：

- 1) 使用最优拉丁超立方 (OLHS) 试验设计方法对设计空间 (外形参数) 进行采样, 得到一定数量的设计变量样本点。
- 2) 通过 CFD 数值模拟的方法计算步骤 1) 中设计变量样本点对应的阻力系数。
- 3) 基于步骤 2) 中的初始样本点, 建立初始代理模型, 初步得到阻力系数与外形参数之间的函数关系。
- 4) 基于当前的代理模型, 以最小阻力系数为优化目标, 运用遗传算法对制导子弹气动优化代理模型进行寻优, 以得到当前设计空间中阻力系数的最优解。
- 5) 阻力系数优化结果是否满足收敛准则, 如果满足, 则整个优化过程结束, 当前的寻优结果即为最终结果, 否则, 执行步骤 6)。
- 6) 反复执行步骤 4) ~5), 直到满足。

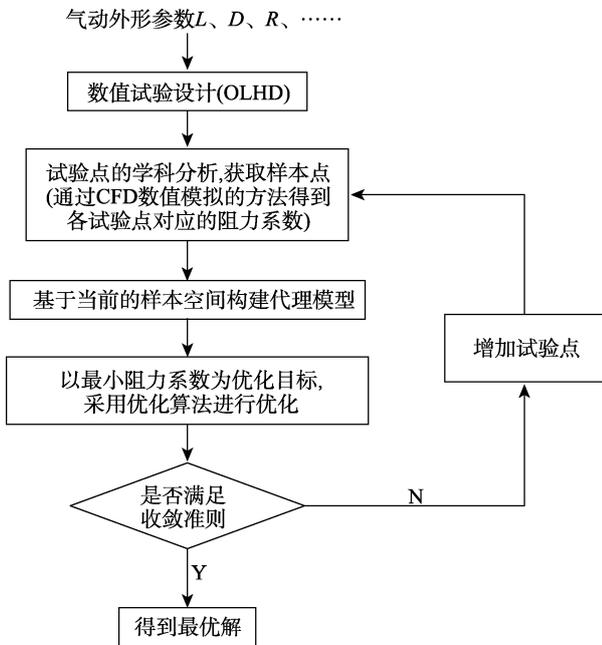


图 9 基于代理模型的优化设计流程

Fig.9 Optimization design process based on surrogate model

3.2 初始训练样本空间

各试验点对应的阻力系数计算流程如图 10 所示。其中, CATIA.catvbs 为 CATIA 中的宏命令录制功能将记录模型参数的改变以及模型的更新过程, 然后执行脚本程序可实现对模型自动改变, ICEM_CFD.rpl 为记录网格划分步骤, FLUENT.jou 为 FLUENT 将一系列命令以代码的方式写到脚本中, FLUENT 读入之后会根据命令自动操作。计算步骤如下:

- 1) 通过三维建模软件 CATIA 中 CATIA.catvbs 和脚本程序自动实现对 CATIA 建立的制导子弹三维模型的更新。
- 2) 通过程序驱动命令流文件 ICEM_CFD.rpl, 实

现制导子弹网格的自动划分。

3) 通过程序驱动命令流文件 FLUENT.jou, 实现制导子弹阻力系数的计算。

4) 反复执行步骤 1) ~3), 直到所有的试验点均完成计算。

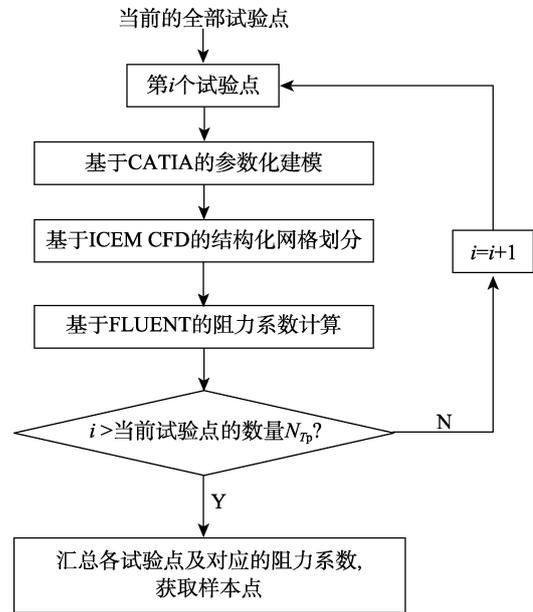


图 10 试验点阻力系数计算流程

Fig.10 Test point resistance coefficient calculation process

采用最优拉丁超立方 (OLHS) 试验设计方法对优化变量 L 、 D 和 R 进行了 20 个试验点的采样, 作为建立代理模型的初始样本点, 另外选取其中 4 个试验点作为验证代理模型精度的检验点。通过程序驱动制导子弹三维模型更新脚本程序 CATIA.catvbs、网格的自动划分脚本程序 ICEM.rpl 和阻力系数计算脚本程序 FLUENT.jou 仿真得到了各试验点对应制导子弹外形的阻力系数, 由不同外形尺寸对应的阻力系数 C_d , 生成初始训练样本空间, 如表 2 所示。

3.3 制导子弹阻力系数代理模型的构建

从一阶响应面模型到四阶的响应面模型的表达式:

$$y = a + \sum_i^t b_i x_i \quad (13)$$

$$y = a + \sum_i^t b_i x_i + \sum_{i=1}^t c_{ii} x_i^2 + \sum_{i=1}^t \sum_{i < j}^t d_{ij} x_i x_j \quad (14)$$

$$y = a + \sum_i^t b_i x_i + \sum_{i=1}^t c_{ii} x_i^2 + \sum_{i=1}^t \sum_{i < j}^t d_{ij} x_i x_j + \sum_{i=1}^t e_{ii} x_i^3 \quad (15)$$

$$y = a + \sum_i^t b_i x_i + \sum_{i=1}^t c_{ii} x_i^2 + \sum_{i=1}^t \sum_{i < j}^t d_{ij} x_i x_j + \sum_{i=1}^t e_{ii} x_i^3 + \sum_{i=1}^t f_{ii} x_i^4 \quad (16)$$

式中: $x_i (i=1, 2, \dots, t)$ 表示设计变量, 基于最小二

表2 初始训练样本
Tab.2 Initial training samples

序号	L/mm	R/mm	D/mm	C _d
1	6.32	3.89	4.69	0.579 28
2	23.42	2.00	5.76	0.709 93
3	5.00	3.58	5.64	0.650 51
4	20.79	2.11	4.81	0.580 08
5	10.26	3.05	5.05	0.611 35
6	30.00	2.53	5.17	0.578 16
7	11.58	2.32	4.34	0.584 21
8	22.11	4.00	4.57	0.492 09
9	27.37	2.84	6.11	0.674 68
10	18.16	3.16	4.46	0.539 50
11	15.53	3.79	5.28	0.576 71
12	26.05	2.63	4.22	0.518 95
13	19.47	2.95	5.52	0.622 26
14	7.63	2.74	5.99	0.716 01
15	24.74	3.68	5.88	0.624 18
16	8.95	3.26	4.10	0.562 81
17	28.68	3.37	4.93	0.535 52
18	14.21	3.47	6.23	0.680 58
19	16.84	2.42	6.35	0.766 60
20	12.89	2.21	5.40	0.657 57

乘法, 可以获得估计的回归系数, 即 a 、 b_i 、 c_{ii} 、 e_{ii} 、 f_{ii} 、 d_{ij} 、 $x_i x_j$ 表示双参数相互作用的交叉项, 而高阶项表示非线性特征。

根据初始训练样本建立响应面代理模型, 选出 4 个样本点作为测试样本点, 对比一阶响应面到四阶响应面, 构建代理模型的误差分析, 如表 3 所示。可以看出, 四阶响应面代理模型对于制导子弹外形优化的精度更好。

表3 不同阶数响应面模型的误差分析对比
Tab.3 Error analysis and comparison of different order response surface models

阶数	平均误差	均方差	复相关系数 (R^2)
一阶	0.398 74	0.477 47	0
二阶	0.085 86	0.117 78	0.897 5
三阶	0.046 44	0.059 16	0.972 83
四阶	0.016 88	0.018 62	0.997 71

以求解最小化残差平方和来拟合模型参数, 最终得到的四阶响应面模型的表达式:

$$\begin{aligned} \hat{C}_d = & 0.627\ 643 - 0.001\ 084\ 2L^2 + 0.008\ 919\ 9R^2 + \\ & 0.000\ 925\ 8LD - 0.018\ 219\ RD + 0.000\ 052\ 29L^3 + \\ & 0.001\ 503\ 6D^3 - 8.100\ 83 \times 10^{-7} L^4 \end{aligned} \quad (17)$$

对拟合的四阶多项式响应面模型进行评估, 得到四阶响应面模型的相关系数 $R^2=0.997$ 。

3.4 优化结果分析

根据初始训练样本数据建立响应面代理模型和 Kriging 代理模型, 对比四阶响应面代理模型预测值 \hat{C}_d 和 Kriging 代理模型预测值 \tilde{C}_d 与高精度 CFD 仿真计算结果 C_d 之间的误差, 选取 5 个点 (与构建代理模型不同的样本点) 作为检验样本, 对高精度 CFD 仿真值和代理模型预测值进行对比, 结果如表 4 所示。对比四阶响应面代理模型和 Kriging 代理模型对制导子弹阻力系数的预测, 相较于 CFD 仿真计算结果, 其预测结果差距不大。四阶响应面代理模型的预测误差最大为 0.86%, 最小为 0.09%, 平均误差为 0.386%; Kriging 代理模型预测误差最大为 2.67%, 最小为 0.52%, 平均误差为 1.288%。这表明本文建立的代理模型能够替代 CFD 仿真对制导子弹进行阻力系数进行预测。

表4 四阶响应面构建代理模型预测值和
高精度仿真值对比

Tab.4 Comparison of the predicted value of the surrogate model constructed by the fourth-order response surface and the high-precision simulation value

序号	L/mm	R/mm	D/mm	C _d	\hat{C}_d	\tilde{C}_d
1	25	3.7	5.00	0.540 13	0.539 32	0.536 31
2	15	3.6	5.70	0.619 09	0.618 52	0.625 22
3	27	4.0	4.50	0.502 68	0.500 21	0.508 05
4	22	3.5	4.50	0.522 71	0.520 87	0.520 00
5	25	4.0	5.15	0.541 37	0.546 03	0.555 84

从图 11 可以看出, 四阶响应面代理模型与 Kriging 代理模型对样本点的预测结果趋势和仿真计算趋势相同。相较于 Kriging 代理模型和四阶响应面代理模型误差, 在第 2 个与第 5 个样本点处, 四阶响应面代理模型的预测误差小于 Kriging 代理模型。因此, 在建立的四阶响应面代理模型的基础上, 通过遗传算法对目标函数寻找阻力系数最小值, 制导子弹外形参数优化前后的外形尺寸参数见表 5。

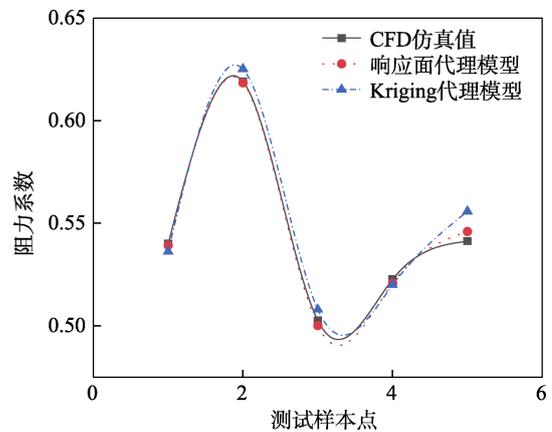


图 11 代理模型预测值和仿真值对比
Fig.11 Comparison between the predicted value and the simulation value of the surrogate model

表 5 制导子弹外形参数优化结果

Tab.5 Shape parameter optimization results of guidedbullet

	L/mm	R/mm	D/mm	C_d
初始方案	20.00	3.50	5.00	0.581 59
优化方案	26.85	3.48	4.25	0.496 75
变化率/%	34.30	0.57	15.00	14.59

对优化方案运用 CFD 仿真, 验证其阻力系数的准确性, 阻力系数仿真值为 0.494 57, 阻力系数误差为 0.44%, 说明优化结果能够满足对制导子弹气动外形设计预测精度。制导子弹初始弹形与最优弹形 xoz 截面压力云图对比如图 12 所示。

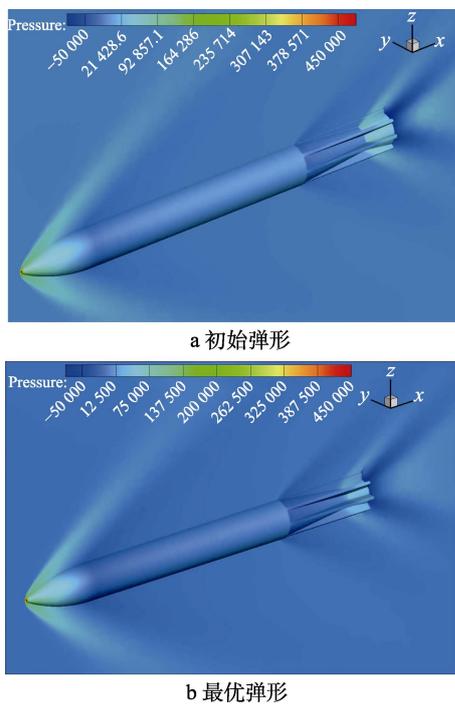


图 12 初始弹形和最优弹形 xoz 截面压力对比
Fig.12 Comparison of xoz cross-section pressure of initial bullet shape and optimal bullet shape xoz cross-section pressure: a) initial bullet shape; b) optimal bullet shape

4 结论

本文以 12.7 mm 制导子弹为研究对象, 通过对制导子弹在来流马赫数 $Ma=2.0$ 、 0° 攻角进行 CFD 仿真, 分析尾翼收缩段长度、弹底半径和尾翼交界处半径对制导子弹飞行过程中阻力系数的影响。基于代理模型技术, 综合运用试验设计、参数化建模、CFD 技术和四阶响应面模型构建制导子弹气动外形优化设计代理模型, 结合遗传算法对制导子弹进行外形参数优化设计。得到如下主要结论:

1) 制导子弹的阻力系数随尾翼收缩段长度的增加先增大、后减小, 收缩扩张段交界处半径和阻力系数变化近似为负相关性, 弹底半径和阻力系数变化近

似为正相关。

2) 对比四阶响应面模型和 Kriging 模型构建的代理模型, 四阶响应面代理模型的预测值与 CFD 仿真的误差最大为 0.86%, 最小为 0.09%, 平均误差为 0.386%, Kriging 代理模型预测误差的平均误差为 1.288%。四阶响应面模型预测误差小于 Kriging 模型, 建立的四阶响应面代理模型能够替代 CFD 仿真, 用于预测不同外形参数下制导子弹的阻力系数。

3) 相对于最初的制导子弹外形, 制导子弹的阻力系数降低了 14.59%。对优化得到的气动外形进行 FLUENT 数值仿真, 仿真所得的数据与通过四阶响应面代理模型得到结果的偏差为 0.44%, 验证了代理模型在制导子弹优化设计的可信度。

参考文献:

- [1] 吴志林, 徐万和, 徐诚, 等. 枪弹新概念——“有控枪弹”及其关键技术[J]. 轻兵器, 2000(1): 14-15.
WU Z L, XU W H, XU C, et al. New Concept of Bullets—“Controlled Bullets” and Its Key Technologies[J]. Small Arms, 2000(1): 14-15.
- [2] 刘延友. 某制导枪弹结构设计及其气动特性分析[D]. 南京: 南京理工大学, 2014.
LIU Y Y. Structural Design and Aerodynamic Characteristics Analysis of a Guided Bullet[D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2014.
- [3] 魏泽宇, 冯秀莲, 刘山, 等. 制导子弹的发展现状与关键技术[J]. 飞航导弹, 2015(10): 38-42.
WEI Z Y, FENG X L, LIU S, et al. Development Status and Key Technologies of Guided Bullets[J]. Aerodynamic Missile Journal, 2015(10): 38-42.
- [4] LAWHORN W S, CLINKENBEARD I L. Small Caliber Guided Projectile[Z]. Google Patents. 1985.
- [5] BARRETT R. Invention and Evaluation of the Barrel Launched Adaptive Munition (BLAM)[R]. Final Report for USAF Contract No F-49620-93-C-0063, USAF Wright Laboratory Flight Vehicles Branch, 1995.
- [6] 周磊, 李忠新, 杨海波, 等. 一种新型灵巧枪弹的气动特性研究[J]. 兵工学报, 2019, 40(4): 744-752.
ZHOU L, LI Z X, YANG H B, et al. Research on Aerodynamics of a Novel Smart Bullet[J]. Acta Armamentarii, 2019, 40(4): 744-752.
- [7] 吴志林, 袁钰. 尾翼式修正枪弹气动力计算研究[J]. 弹箭与制导学报, 2014, 34(2): 127-130.
WU Z L, YUAN Y. The Study on Aerodynamics Evaluation of Winged Guided Bullet[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2014, 34(2): 127-130.
- [8] 高炳龙. 基于 FLUENT 的可控枪弹弹丸气动力参数计算仿真[D]. 太原: 中北大学, 2014.
GAO B L. Analysis and Simulation of Aerodynamic Parameter of Controllable Bullet on FLUENT[D]. Taiyuan: North University of China, 2014.
- [9] MA N, LI M N, LI X Z, et al. Aerodynamic Optimal De-

- sign of Guided Bullets Based on Improved Orthogonal Test[C]// 2020 3rd International Conference on Unmanned Systems (ICUS). Harbin: IEEE, 2020.
- [10] 孙世岩, 梁伟阁, 陈俊丞. 适合概念设计的制导炮弹气动外形优化方法[J]. 海军工程大学学报, 2020, 32(2): 81-86.
SUN S Y, LIANG W G, CHEN J C. An Aerodynamic Shape Optimization Method for Projectile Conceptual Design[J]. Journal of Naval University of Engineering, 2020, 32(2): 81-86.
- [11] 赵璇, 常思江, 倪旖. 滑翔制导炮弹鸭舵的气动外形快速优化研究[J]. 航空兵器, 2021, 28(5): 99-105.
ZHAO X, CHANG S J, NI Y. Research on the Rapid Aerodynamic Shape Optimization of Canards of Gliding Guided Projectile[J]. Aero Weaponry, 2021, 28(5): 99-105.
- [12] PENG K, HU F, WANG D H, et al. Grid Fins Shape Design of a Launch Vehicle Based on Sequential Approximation Optimization[J]. Advances in Space Research, 2018, 62(7): 1863-1878.
- [13] 季廷炜, 莫邵昌, 谢芳芳, 等. 基于高斯过程回归的机翼/短舱一体化气动优化[J]. 浙江大学学报(工学版), 2023, 57(3): 632-642.
JI T W, MO S C, XIE F F, et al. Integrated Aerodynamic Optimization of Wing/Nacelle Based on Gaussian Process Regression[J]. Journal of Zhejiang University (Engineering Science), 2023, 57(3): 632-642.
- [14] 戴志远, 李田, 张卫华, 等. 基于混合加点 Kriging 代理模型的高速列车头型气动多目标优化[J/OL]. 西南交通大学学报, 2022: 1-9. <https://xnjdxs.swjtu.edu.cn/cn/article/doi/10.3969/j.issn.0258-2724.20220218>
DAI Zhi-yuan, LI Tian, ZHANG Wei-hua, et al. Multi-Objective Aerodynamic Optimization on the Head Shape of High-Speed Train Using Kriging Surrogate Model with Hybrid Infill Criterion[J/OL]. Journal of Southwest Jiaotong University, 2022: 1-9. <https://xnjdxs.swjtu.edu.cn/cn/article/doi/10.3969/j.issn.0258-2724.20220218>
- [15] 张海瑞, 秦梦, 周国峰, 等. 基于气动-弹道一体化模型的飞行器外形优化设计[J]. 国防科技大学学报, 2021, 43(1): 27-32.
ZHANG H R, QIN M, ZHOU G F, et al. Shape Optimization Design for Vehicles Based on Aerodynamic and Trajectory Integrated Model[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2021, 43(1): 27-32.
- [16] 衣春轮, 刘燕斌, 曹瑞, 等. 基于代理模型的高超声速飞行器外形参数优化[J]. 航空动力学报, 2019, 34(11): 2354-2365.
YI C L, LIU Y B, CAO R, et al. Shape Parameters Optimization of Hypersonic Vehicle Based on Surrogate Model[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(11): 2354-2365.
- [17] WU P, YUAN W Y, JI L L, et al. Missile Aerodynamic Shape Optimization Design Using Deep Neural Networks[J]. Aerospace Science and Technology, 2022, 126: 107640.
- [18] 赵强, 陈志华. 基于近似模型的空心弹气动外形数值优化[J]. 空气动力学学报, 2017, 35(3): 408-414.
ZHAO Q, CHEN Z H. Numerical Optimization of Aerodynamic Configuration of a Hollow Projectile Based on the Approximation Model[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2017, 35(3): 408-414.
- [19] CAI H M. Virtual Flight Simulation of a Dual Rotor Micro Air Vehicle[J]. International Journal of Computational Fluid Dynamics, 2015, 29(2): 192-198.
- [20] SPALART P, ALLMARAS S. A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows[C]// Proceedings of the 30th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Virginia: AIAA, 1992.
- [21] MCCOY R. Modern Exterior Ballistics: The Launch and Flight Dynamics of Symmetric Projectiles[M]. Atglen: Schiffer Pub, 1999.
- [22] QUEIPO N V, HAFTKA R T, SHYY W, et al. Surrogate-Based Analysis and Optimization[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2005, 41(1): 1-28.
- [23] BROWAND F, MCCALLEN R, ROSS J. The Aerodynamics of Heavy Vehicles II: Trucks, Buses, and Trains[M]. Heidelberg: Springer, 2009: 197-211.
- [24] 孟凡念, 张子琦, 苏晓龙, 等. 基于Kriging代理模型的离心通风机叶片优化[J]. 液压与气动, 2023, 47(5): 85-91.
MENG F N, ZHANG Z Q, SU X L, et al. Centrifugal Fan Blade Optimization Based on Kriging Surrogate Model[J]. Chinese Hydraulics & Pneumatics, 2023, 47(5): 85-91.
- [25] 刘峰, 王萌, 田震, 等. 基于响应面并行子空间设计的载人潜水器优化[J]. 哈尔滨工程大学学报, 2023, 44(5): 734-742.
LIU F, WANG M, TIAN Z, et al. Optimization of Manned Submersibles Based on the Concurrent Subspace Design of Response Surface[J]. Journal of Harbin Engineering University, 2023, 44(5): 734-742.

责任编辑: 刘世忠