

基于代理模型的高超声速飞行器 外形参数优化

衣春轮¹, 刘燕斌¹, 曹 瑞², 汤佳骏², 朱鸿绪², 何家皓¹

(1. 南京航空航天大学 航天学院, 南京 210016;

2. 南京航空航天大学 自动化学院, 南京 211106)

摘 要: 针对高超声速飞行器分析复杂且难度较大,提出了一种代理模型的构建方法,使用代理模型近似替代性能分析与优化过程中含有复杂学科耦合的机理模型。根据巡航任务需求,确定了优化目标为静态性能最优与模型差异最小。使用灵敏度分析的方法,建立了代理模型。将代理模型进行静态性能分析,并与机理模型配平结果进行了对比验证,发现两个模型的配平特性趋势是完全一致的,迎角的数值差不足3%,升降舵偏转角的数值差仅在前体下倾角较大时偏大,约为20%。基于构建的代理模型与优化的性能指标,对模型的外形参数进行了配平性能优化与间隙度量优化,并与机理模型的优化结果与优化效率进行对比,发现两者结果相差不足2%,但使用代理模型的优化效率提高了456%,证明了基于代理模型的优化可以在确保精度的基础上提高优化效率。

关 键 词: 高超声速飞行器; 代理模型; 模型对比; 外形参数优化; 间隙度量

中图分类号: V271.9

文献标志码: A

Shape parameters optimization of hypersonic vehicle based on surrogate model

YI Chunlun¹, LIU Yanbin¹, CAO Rui², TANG Jiajun²,
ZHU Hongxu², HE Jiahao¹

(1. College of Astronautics,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. College of Automation,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China)

Abstract: In view of the complexity and difficulty of hypersonic vehicle analysis, a surrogate model was proposed to approximate the true model with complex disciplinary coupling in the process of performance analysis and optimization. According to the requirements of cruise mission, the objective of optimization was to optimize the static and dynamic performance and minimize the model difference. By means of sensitivity analysis, the surrogate model was established. The static and dynamic performance analysis of the surrogate model was carried out, and the results of the true model were compared to verify the accuracy of the surrogate model. It was found that the trend of the trimming characteristics of the two mod-

收稿日期: 2019-03-01

基金项目: 南京航空航天大学研究生创新基地(实验室)开放基金(kfj20180311)

作者简介: 衣春轮(1995—),男,硕士生,研究方向为高超声速飞行器建模与优化。

引用格式: 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 Chunlun, LIU Yanbin, CAO Rui, et al. Shape parameters optimization of hypersonic vehicle based on surrogate model [J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(11): 2354-2365.

els was completely consistent, the difference of angle of attack was less than 3%, and the difference of elevator deflection angle was only about 20% when the lower angle of the front body was large. Based on the surrogate model and optimized performance index, the trimming performance optimization and gap metric optimization of the surrogate model's shape parameters were compared with the optimization results of the true model and the optimization efficiency. It was found that the difference between the two results was less than 2%, but the optimization efficiency using surrogate model was improved by 456%. It was proved that the optimization based on the surrogate model can improve the optimization efficiency without compromise of the accuracy.

Key words: hypersonic vehicle; surrogate model; model comparison; shape parameters optimization; gap metric

高超声速飞行器一般是指在大气层内飞行马赫数超过 5 的飞行器。本文主要研究的飞行器是以超燃冲压发动机为动力的吸气式高超声速巡航飞行器,该飞行器因为其性能可靠、成本较低的优点,越来越成为现在研究者研究的重点^[1]。虽然依旧存在很多挑战,但就目前美国宇航局的 X-43A 和在整个航天界中新的研究活动的成功,暗示着这种技术可能会对下一代飞行器产生深远的影响。2018 年以来,美俄与日本等国家也开始推进高超声速武器的发展,与此同时,美国也正在开展多种高超声速飞行器的方案与空天往返技术的探索。可见,高超声速飞行器的发展已是各个国家目前非常关心的热点^[2]。

尽管对高超声速飞行器的研究历史已超过 60 年,并且已经进行了大量的研究,但是目前仍然有许多难关需要克服。首先是高超声速飞行器存在大量的学科,而学科之间也存在着强烈的耦合^[3-4]。通过机理得到气动力、力矩和推力的形式不适合用于动力学特性分析与控制系统设计,这是因为:首先,在动力学分析过程中频繁调用机理模型,其时间成本是很显著的;其次,相比较于计算精度,概念设计阶段的动力学特性分析更加侧重于规律性的理解^[5]。所以,在机理模型的基础上需要进行进一步的简化,得到适用于动力学特性分析与控制系统设计的代理形式,对于飞行器的概念设计阶段是十分必要的。这种代理形式可以是稳定性导数和控制导数的形式、也可以是熟悉的多项式形式。但是,如何获取高效的解析形式是代理建模需要解决的核心问题,所构建的代理模型既可以反映高超声速飞行器力学特性的核心特性,同时也便于后续特性分析与优化设计^[6]。

目前,很多的关于外形结构的优化都用到了代理模型技术。文献[6]中给出了代理模型的发

展方向,并且已经开始运用到了航空航天中的优化问题。文献[7-8]给出了一种代理模型的构建方法,并如何运用到外形结构优化中。文献[9]中考虑到了实际中飞行器存在气动/结构的耦合问题,使用代理模型技术对飞行器的机翼进行了优化。可以看出,代理模型技术的使用方向,已经从原有的对模型的近似替代,进而发展为更深层的优化问题。

代理模型的发展早期可以追溯到 20 世纪 70 年代,当时为了对结构进行优化设计使用了多项式响应面;自 20 世纪 80 年代以来,随着多学科设计优化的发展,代理模型方法也成为研究多学科设计优化中重要的一环;后来,代理模型也逐渐应用于气动优化领域^[10]。随着代理模型方法的不断更新发展,目前使用较多的代理模型方法主要包括多项式回归,Kriging 模型,径向基函数,神经网络等多种代理模型方法。在飞行器建模与优化领域,随着各学科高可信度数值模拟技术的发展和现代优化算法的应用,代理模型技术已经越来越得到研究人员的重视,现在已经逐渐开始应用于飞行器模型简化,模型分析,气动、结构优化设计,飞行器外形设计,多学科设计优化等,并希望发展成为这些领域中至关重要的一环^[6]。

本文的目的是提出一种基于代理模型的高超声速飞行器外形参数优化方法。需要注意的是,本文出现的代理模型并不是基于优化目标与外形参数的代理模型,而是使用关于外形参数的表达式近似替代模型的气动力,通过简化模型耦合的方式,提高优化效率。之后,为了验证该方法具有普适性,选取具体的飞行器进行代理模型的构建与基于代理模型的优化。最后,将基于代理模型的外形参数优化与基于机理模型的外形参数优化进行对比,得出最终结论。

1 外形参数优化方案

鉴于高超声速飞行器模型本身的复杂性,如果直接对模型的外形参数进行优化,则迭代过程中每次计算气动力都需重新生成面元,这会使得优化的时间成本增加。本文将给出一种面向优化需求的外形设计方案,将计算气动力的部分使用代理模型替代。方案流程主要包括变外形参数的代理模型建立与基于代理模型的优化应用,如图 1 所示。

其中 $\theta=[\theta_1, \theta_2, \cdots, \theta_n]$, n 的值为外形参数的个数; $\Omega=\{[\Omega_{\min,1}, \Omega_{\max,1}], [\Omega_{\min,2}, \Omega_{\max,2}], \cdots, [\Omega_{\min,n}, \Omega_{\max,n}]\}$ 为每个外形参数变化范围的集合。

流程图主要分为两大模块:首先是变外形参数的代理模型的建立部分,具体的内容将在文中第 2 节展开,之后是代理模型的优化应用部分,具体的内容将在文中第 3 节展开。代理模型的建立可以简单地分为内环设计与外环设计,前者为固定外形参数下的代理模型构建,将气动力系数简化成为一个与飞行状态量和控制量相关的多项式;后者为参数改变时的代理模型构建,通过每一组外形参数下得到的气动表达式的每一项系数,得到每一项系数关于外形参数的表达式。为了确保代理模型的准确性,对其配平性能验证,观察其与机理模型的规律是否一致。模型的优化应用部分,主要是为了证明基于代理模型优化的优点,此外可以根据优化的结论与机理模型进行对比,进一步确保代理模型的准确性。下面给出方案流程图的具体步骤:

步骤 1:根据优化需求,对机理模型进行灵敏度分析,确定需要优化的外形参数。

步骤 2:确定外形参数的变化范围,并初始化外形参数。

步骤 3:更新外形参数,并生成该外形参数下的数据库,以此构建代理模型(表达式),并提取表达式中的各项数值。

步骤 4:判断外形参数是否已经遍历,如果未遍历,返回步骤 3;如果已遍历,跳转步骤 5。

步骤 5:外形参数作为自变量,表达式中的各项数值作为因变量,得到表达式中各项数值关于外形参数的表达式,以此作为变外形参数的代理模型。

步骤 6:将得到的代理模型与原有的机理模型进行配平性能验证,如果验证的规律不一致,则

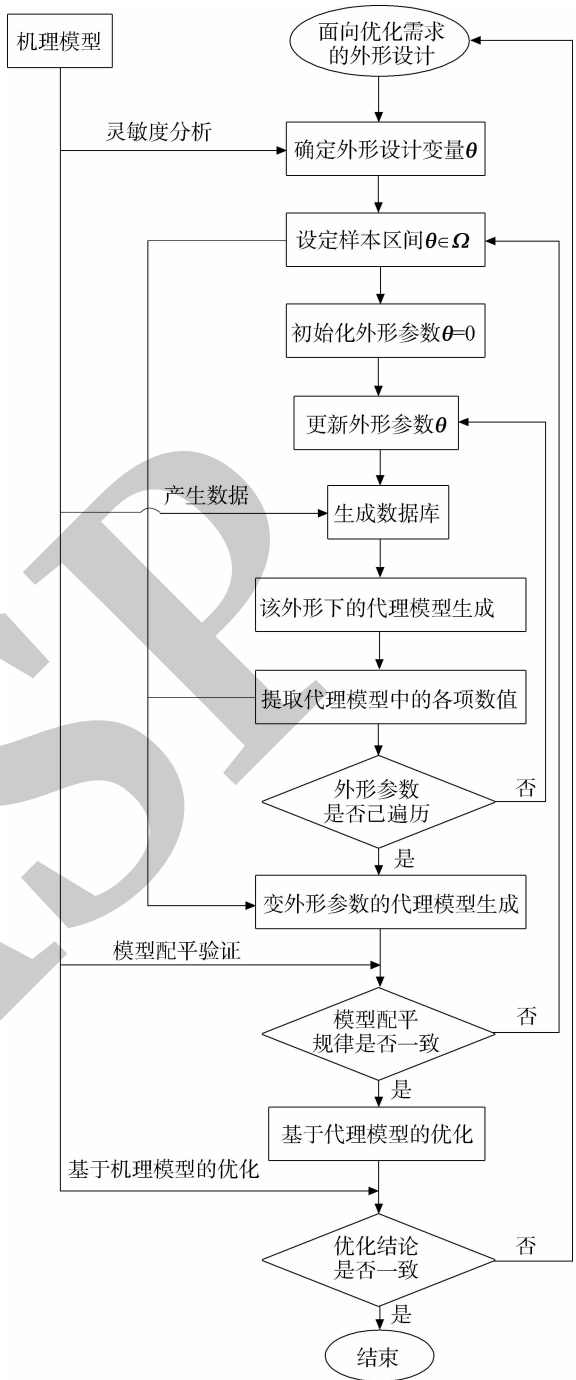


图 1 基于代理模型的外形优化方案
Fig. 1 Shape optimization scheme based on surrogate model

返回步骤 2,重新确定外形参数的变化范围;反之,则跳转步骤 7。

步骤 7:针对提出的优化目标,将得到的代理模型进行优化设计,观察得到的结论与机理模型是否一致,如果不一致,则返回步骤 1,重新选取优化目标;反之,结束进程,得到的参数即为最优的外形参数。

2 变外形参数的代理模型建立

为了验证提出方法的普适性,本小节将选取具体的飞行器模型,并定义为机理模型。机理模型可以比较准确地反映模型本身的动力学特性,但是机理模型本身存在学科耦合,计算量较大,不便于模型分析与参数优化。因此将机理模型进行简化,将气动力简化成为一个与飞行状态量、控制量以及外形参数相关的多项式。在模型分析与优化的过程中,使用这个多项式近似替代气动力。本文将这个多项式定义为代理模型^[5]。

2.1 飞行器模型

本文考虑了一般的以超燃冲压发动机为动力的高超声速飞行器纵向的 3 自由度非线性模型^[11]。具体的飞行器模型侧视图如图 2 所示,其中 CG 代表飞行器质心。

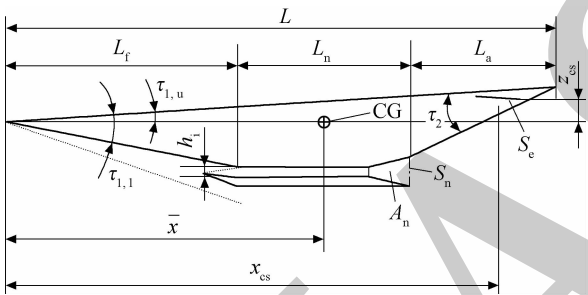


图 2 飞行器模型侧视图
Fig. 2 Side view of aircraft model

飞行器模型中的相关参数及对应数值如表 1 所示。

表 1 飞行器参数
Table 1 Vehicle Parameters

参数	符号
机身长度/m	L
前体长度/m	L_f
发动机长度/m	L_n
后体长度/m	L_a
上倾角/(°)	$\tau_{1,u}$
下倾角/(°)	$\tau_{1,l}$
后体角度/(°)	τ_2
进气道高度/m	h_1
喷管扩张比	A_n
参考面积/m ²	S
参考长度/m	c

续表

参数	符号
质量/kg	m
转动惯量/(kg·m ²)	I_{yy}
推力矢量偏置/m	z_T
控制面轴向位置/m	x_{cs}
控制面位置/m	z_{cs}
质心轴向位置/m	$\bar{x}$

将飞行器的动力学方程组进行纵向解耦,以纵向动力学模型作为研究对象,包含两个控制量:升降舵偏转角 δ_e 和推力 T 。五个状态量:飞行速度 v 、航迹角 γ 、飞行高度 h 、迎角 α 和俯仰角速度 q 。

$$\left\{\begin{aligned}\dot{v} &= \frac{T \cos \alpha - D}{m} - g \sin \gamma \\ \dot{\gamma} &= \frac{L + T \sin \alpha}{m v} - \frac{g \cos \gamma}{v} \\ \dot{h} &= v \sin \gamma \\ \dot{\alpha} &= q - \dot{\gamma} \\ \dot{q} &= \frac{M_y}{I_{yy}}\end{aligned}\right. \quad (1)$$

其中 g 是重力加速度, m 是飞行器的质量, I_{yy} 表示飞行器沿 y 轴的转动惯量。各气动系数表达式分别为

$$\left\{\begin{aligned}L &= 0.5 \rho v^2 S C_L \\ D &= 0.5 \rho v^2 S C_D \\ T &= 0.5 \rho v^2 S_n C_T \\ M_y &= 0.5 \rho v^2 S c C_M\end{aligned}\right. \quad (2)$$

式中 ρ 表示当前高度对应的空气密度, S_n 为喷管面积, L 、 D 、 T 、 M_y 分别表示升力、阻力、推力与俯仰力矩, C_L 、 C_D 、 C_M 和 C_T 为气动力系数和推力系数^[7]。

2.2 灵敏度分析

灵敏度分析是研究与分析一个系统(或模型)的状态或输出变化对系统参数或周围条件变化的敏感程度的方法。通过筛选,判断输入变量对输出变量影响的优先级,从而减少构建代理模型时考虑的变量数量,使得模型的建立变得更加经济有效。下面简单介绍样本筛选中常用的莫里斯方法。

莫里斯方法简单地基于输入因子空间的导数平均值,根据灵敏度测量对每一个输入因子进行排序。在莫里斯设置中,每一个输入因子被离散为 p 个阶次,并且输入因子空间的每一步沿着对应的轨迹执行。每条轨迹对每个输入因子提供灵

敏度分析,称为基本效应 E_e 。轨迹 j 对因子 i 的基本效应为

$$E_{e_i}^{(j)} = \frac{1}{\Delta} [Y(X_1, \dots, X_{i-1}, X_i + \Delta, X_{i+1}, \dots, X_k) - Y(X_1, \dots, X_k)]$$

(3)

其中 $\Delta = p/[2(p-1)]$ 。点 $(X_1, \dots, X_k)$ 是输入因子空间中任意的点, $(X_1, \dots, X_{i-1}, X_i + \Delta, X_{i+1}, \dots, X_k)$ 为引入增量 Δ 后的点,但其仍在输入因子空间中(对于每个 $i=1, \dots, k$)。为了得到全局的灵敏度,要选择更多的轨迹,并计算每条轨迹 j 对应的基本效应平均值。因此,输入因子的灵敏度可以通过 μ^* 来进行排序

$$\mu_i^* = \frac{1}{r} \sum_{j=1}^r |E_{e_i}^{(j)}|$$

(4)

莫里斯方法适用于因子筛选,特别是复杂模型。当考虑计算成本的约束时,通过莫里斯方法进行初步分析能够显著提高筛选效率^[12]。

本文考虑的外形参数主要包括:升降舵面积,前体下倾角,前体上倾角,质心位置以及升降舵位置。考虑到不改变飞行器整体结构,暂时不考虑改变机身长度等参数。具体的灵敏度分析结果如表 2 所示。

表 2 灵敏度分析
Table 2 Sensitivity analysis

外形参数	$C_L/\%$	$C_D/\%$	$C_M/\%$
升降舵面积	9.48	4.55	12.47
前体下倾角	32.31	31.54	44.06
升降舵位置	0	0	35.67
质心位置	0	0	48.39
前体上倾角	18.23	6.15	3.7

表 2 中,将外形参数分别增加及减小基准模型的 20%,观察气动力系数的改变情况,并取平均值。基于以上的灵敏度分析方法,本文选取了两个外形参数作为优化对象:升降舵的面积 S_e 与前体下倾角 $\tau_{1,l}$ ^[13]。这两个外形参数对气动力系数的影响情况如图 3 所示。

另外,气动力系数对于飞行状态量以及控制量的灵敏度分析在文献[14]中已有论述,这里只给出具体的代理模型获取形式,具体内容将在文中第 2.3 节展开。

2.3 固定外形下的代理模型构建

根据文中第 2.2 节,固定外形下的代理模型建立作为变外形参数的内环设计,这一步的目的

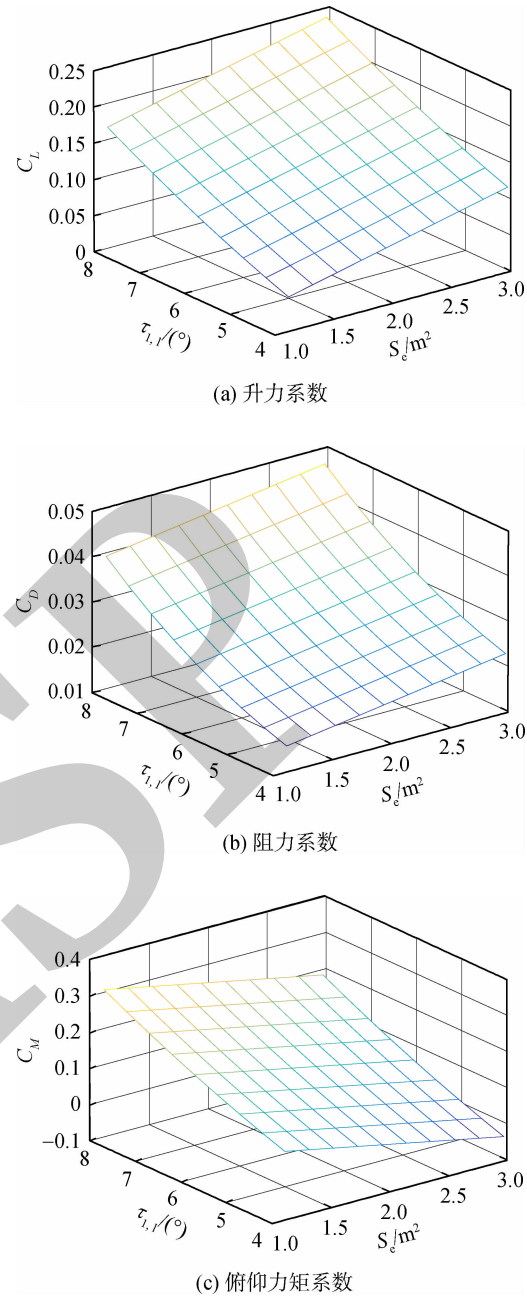


图 3 气动力系数随外形参数的变化情况
Fig. 3 Variation of aerodynamic coefficient with shape parameters

主要是确定气动力系数的表达式形式,并得到每一个外形参数下对应的表达式的各项数值,作为变外形参数的代理模型建立的基础。固定外形下的代理模型获取的基本流程如图 4 所示^[14]。

2.3.1 样本点设计

状态量与控制量的取样空间如表 3 所示。不难看出,数据库容量很大,如果取样点为样本空间内的全样本,那么计算耗费的时间会非常长,且效率很低。因此,构建代理模型首先要进行样本点设计。

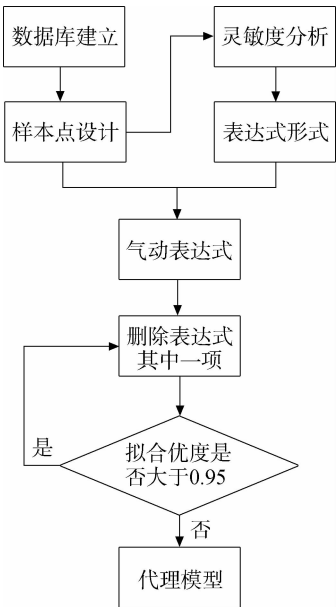


图 4 固定外形下的代理模型获取流程
Fig. 4 Establishment of surrogate model for fixed shape parameters

表 3 样本取样空间
Table 3 Sample space

参数	最小值	最大值
飞行高度 h/km	21	28
迎角 $\alpha/(\text{^\circ})$	-1	7
马赫数 Ma	5	11
升降舵偏转角 $\delta/(\text{^\circ})$	-15	15
燃油当量比 φ	0	1.2

比较常用的两个采样方法为均匀采样法和拉丁超方采样法。均匀采样顾名思义就是每间隔一段距离采样一次,数据之间间距相同,直至充满整个数据库如图 5(a)。拉丁超方采样的原理是将整个空间分为不同的维数,每一维又细分成不重叠的各区域,使每个区域有相同的概率,然后在每一维的每一个区域内抽取一点,再从已抽取的每一维中的点中抽取点,组成最后的采样点如图 5(b)。需要指出的是,在样本个数较小时,采用拉丁方采样法的结果往往接近于样本的均匀采样。本文采用的取样方法为均匀采样。

2.3.2 模型评价

代理建模的好坏需要一定的评判方法,基于最小二乘法拟合的代理模型采用拟合优度 R^2 作为评判标准,引入总平方和 S_{sst}

$$S_{\text{sst}} = \sum_{i=1}^n (y_i - \bar{y})^2 \tag{5}$$

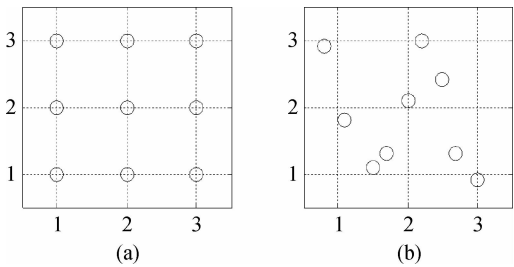


图 5 均匀采样与拉丁超方采样
Fig. 5 Uniform sampling and latin hypersquare sampling

回归平方和 S_{ssr}

$$S_{\text{ssr}} = \sum_{i=1}^n (\hat{y}_i - \bar{y})^2 \tag{6}$$

其中 $\hat{y}_i$ 表示拟合数据,回归平方和表示了自变量 x 对因变量 y 的影响。

残差平方和 S_{sse}

$$S_{\text{sse}} = \sum_{i=1}^n (y_i - \hat{y}_i)^2 \tag{7}$$

残差平方和反映了自变量 x 以外的因素对 y 的影响,三者之间关系为 $S_{\text{sst}} = S_{\text{sse}} + S_{\text{ssr}}$ 。定义拟合优度 R^2 为

$$R^2 = \frac{S_{\text{ssr}}}{S_{\text{sst}}} = 1 - \frac{S_{\text{sse}}}{S_{\text{sst}}} \tag{8}$$

拟合优度是判断代理模型建立合理性的重要依据, R^2 取值范围为 $[0, 1]$,数值越大说明拟合效果越好,自变量 x 对因变量 y 的解释程度越高,反之则拟合效果越差。

2.3.3 表达式形式确定

表达式形式的确定主要分为如下四个步骤:
第一,对数据库数据采用均匀采样获得样本点

$$\mathbf{x} = \begin{bmatrix} h_1 & Ma_1 & \alpha_1 & \cdots & C_{L,1} \\ h_2 & Ma_2 & \alpha_2 & \cdots & C_{L,2} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ h_n & Ma_n & \alpha_n & \cdots & C_{L,n} \end{bmatrix} \tag{9}$$

第二,将状态量和控制量两次及以下的形式和交叉形式全部列入气动表达式中

$$\begin{cases} C_L = \sigma_1 + \sigma_2 \alpha \cdots + \sigma_{n1} \alpha \delta_e + \cdots \sigma_{m1} \alpha^2 + \cdots \\ C_D = \sigma_3 + \sigma_4 \alpha \cdots + \sigma_{n2} \alpha \delta_e + \cdots \sigma_{m2} \alpha^2 + \cdots \\ C_M = \sigma_5 + \sigma_6 \alpha \cdots + \sigma_{n3} \alpha \delta_e + \cdots \sigma_{m3} \alpha^2 + \cdots \\ C_T = \sigma_7 + \sigma_8 \alpha \cdots + \sigma_{n4} \alpha \delta_e + \cdots \sigma_{m4} \alpha^2 + \cdots \end{cases} \tag{10}$$

其中 σ 为表达式各项系数,下标为对应某一项的系数值。

第三,将采样点代入气动表达式中,采用最小二乘法对气动表达式进行拟合,得到多项式系数

$$\begin{cases} \sigma_{C_L} = [\sigma_{C_L,1} & \sigma_{C_L,2} & \cdots & \sigma_{C_L,n}] \\ \sigma_{C_D} = [\sigma_{C_D,1} & \sigma_{C_D,2} & \cdots & \sigma_{C_D,n}] \\ \sigma_{C_M} = [\sigma_{C_M,1} & \sigma_{C_M,2} & \cdots & \sigma_{C_M,n}] \\ \sigma_{C_T} = [\sigma_{C_T,1} & \sigma_{C_T,2} & \cdots & \sigma_{C_T,n}] \end{cases} \quad (11)$$

第四,依次去掉模型的各项系数,并计算拟合优度,只保留最少项数的同时保证拟合优度达到 0.95 以上。

2.3.4 代理模型建立

最终得到的气动拟合表达式如式(12)所示

$$\begin{aligned} C_L &= C_{L\alpha}^0 \alpha + C_{L\delta_e}^0 \delta_e + C_L^0 \\ C_D &= C_D^0 \alpha^2 + C_D^1 \alpha + C_D^2 \delta_e^2 + C_D^3 \delta_e^2 + C_D^4 \delta_e + C_D^5 \\ C_M &= C_M^0 \alpha^2 + C_M^1 \alpha + C_M^2 \delta_e + C_M^3 \end{aligned} \quad (12)$$

气动表达式的拟合优度如表 4 所示。

表 4 各气动力系数拟合优度

Table 4 Goodness of fit for aerodynamic coefficients

气动力系数	C_L	C_D	C_M
拟合优度	0.9702	0.9576	0.9617

由于每一组外形参数都会对应着一组表达式各项数值,因此在这里不进行一一列举,只在文中第 2.4 节中给出变外形参数的表达式各项数据。

2.4 变外形参数下的代理模型构建

基于文中第 2.3 节固定外形参数下的代理模型构建,本小节将在气动力系数中新加入两个外形参数变量,升降舵的面积 S_e 与前体下倾角 $\tau_{1,1}$ 。具体的外形参数变化范围如表 5 所示。

表 5 外形参数取样空间

Table 5 Sampling space for shape parameters

参数	最小值	最大值
前体下倾角/(°)	4.2	8.2
升降舵面积/m ²	1	3

最终得到的气动拟合表达式如式(13)所示

$$\begin{aligned} C_L &= C_L^0(S_e, \tau_{1,1}) + C_L^1(S_e, \tau_{1,1}) \alpha + C_L^2(S_e) \delta_e \\ C_D &= C_D^0(S_e, \tau_{1,1}) + C_D^1(S_e, \tau_{1,1}) \alpha^2 + \\ &\quad C_D^2(S_e, \tau_{1,1}) \alpha + C_D^3(S_e, \tau_{1,1}) \alpha \delta_e + \\ &\quad C_D^4(S_e) \delta_e^2 + C_D^5(S_e, \tau_{1,1}) \delta_e \\ C_M &= C_M^0(S_e, \tau_{1,1}) + C_M^1(S_e, \tau_{1,1}) \alpha^2 + \\ &\quad C_M^2(S_e, \tau_{1,1}) \alpha + C_M^3(S_e) \delta_e \end{aligned} \quad (13)$$

表达式中各项的系数如表 6 所示。根据代理模型的形式不难看出,外形参数的改变会影响气动力系数,且升降舵的面积对气动力系数的影响为一次关系,而前体下倾角对气动力系数中的迎角项和常数项为二次关系,但是前体下倾角的改变对气动力系数中的升降舵偏转项无影响。

表 6 气动力表达式各项系数

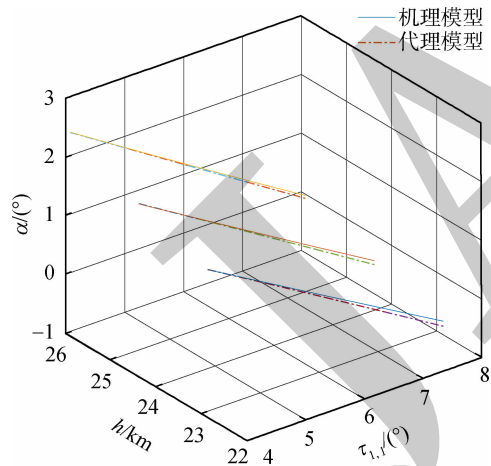
Table 6 Coefficients of aerodynamic expression

气动力系数	各项系数	表达式
C_L	$C_L^0(S_e, \tau_{1,1})$	$-0.13 - 0.0001415S_e + 0.006656\tau_{1,1} + 0.001681\tau_{1,1}^2$
	$C_L^1(S_e, \tau_{1,1})$	$2.666 + 0.1627S_e + 0.1732\tau_{1,1} - 0.001545\tau_{1,1}^2$
	$C_L^2(S_e)$	$0.147S_e$
C_D	$C_D^0(S_e, \tau_{1,1})$	$0.01724 - 0.001025S_e - 0.003247\tau_{1,1} + 0.0008757\tau_{1,1}^2$
	$C_D^1(S_e, \tau_{1,1})$	$3.458 + 0.2177S_e + 0.4348\tau_{1,1} - 0.01076\tau_{1,1}^2$
	$C_D^2(S_e, \tau_{1,1})$	$-0.2711 - 0.0005981S_e + 0.01723\tau_{1,1} + 0.007307\tau_{1,1}^2$
	$C_D^3(S_e, \tau_{1,1})$	$0.3754S_e$
	$C_D^4(S_e)$	$0.1755S_e$
	$C_D^5(S_e, \tau_{1,1})$	$-0.0008S_e$
C_M	$C_M^0(S_e, \tau_{1,1})$	$0.04094 + 0.000784S_e + 0.01681\tau_{1,1} + 0.002557\tau_{1,1}^2$
	$C_M^1(S_e, \tau_{1,1})$	$6.607 - 0.1434S_e + 0.4172\tau_{1,1} - 0.02747\tau_{1,1}^2$
	$C_M^2(S_e, \tau_{1,1})$	$1.57 - 0.2772S_e + 0.2734\tau_{1,1} + 0.004004\tau_{1,1}^2$
	$C_M^3(S_e)$	$-0.2599S_e$

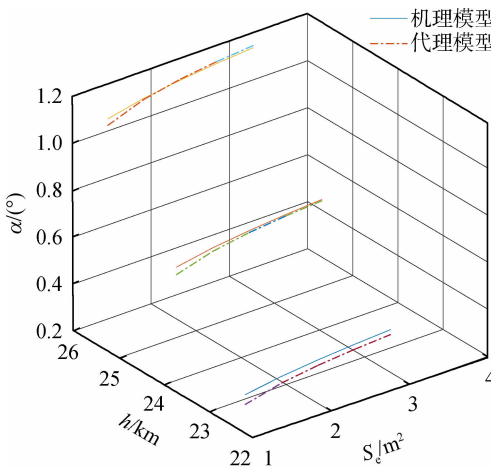
2.5 模型配平验证

在得到变外形参数的代理模型之后,出于对模型精度的考虑,需要对模型进行再一次验证,确保构建的代理模型可以替代机理模型进行参数优化与分析。因此在这里,通过将代理模型与机理模型进行配平特性对比,验证得到的代理模型的准确性^[15-16]。具体的验证包括不同外形参数下配平迎角、升降舵偏转角、燃油当量比与零极点的验证,由于篇幅原因,只展示了配平迎角与升降舵偏转角的验证情况,如图 6 所示。

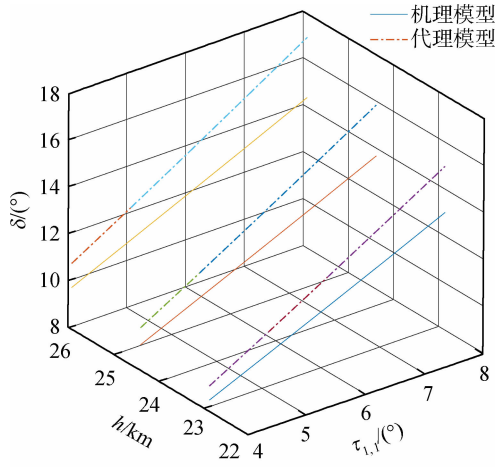
通过对机理模型与代理模型配平特性的对比不难看出,两个模型的配平特性趋势是完全一致的,且在部分情况下数值基本吻合。在某些情况下,数值的差距会在 20% 左右,未给出的燃油当量比的误差在 15% 左右,零极点的误差值在 5% 以内。产生误差的主要原因是代理模型的表达式形式不够复杂,拟合优度只确保在 0.95 以上,在二次拟合的过程中依旧会产生误差。验证的结果虽然在正常误差范围内,但之后的研究可以在模型精度



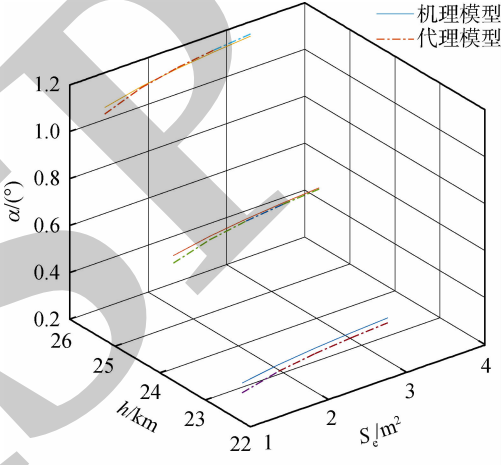
(a) 配平迎角随前体下倾角的变化



(b) 配平迎角随升降舵面积的变化



(c) 配平舵偏随前体下倾角的变化



(d) 配平舵偏随升降舵面积的变化

图 6 机理模型与代理模型的配平特性对比

Fig. 6 Comparison of trimming characteristics between true model and surrogate model

上进一步改善。因此,在优化设计中完全可以用上述的变外形参数的代理模型替代原来的机理模型。

3 基于代理模型的外形优化

本节将讨论本文所考虑的高超声速飞行器的优化问题。目标主要有两个:在考虑一些相对简单的优化时,模型产生的最优解以及对应的本体参数情况;如何使用间隙度量来设计便于控制的飞行器^[17]。文献[13]中给出了基于机理模型的配平性能优化与间隙度量优化,虽然可以得到最优解,但是计算效率不高。文献[18]中给出了具体的间隙度量应用到高超声速飞行器中的包线划分,并提出了优化性能指标。本节将介绍优化过程中需要的设计变量与具体的优化过程。

3.1 设计变量

基于文中第 2 节引入的两个外形参数变量,

本节优化的主要设计变量显而易见：

- 1) 升降舵面积 S_e :变化范围为 $[0.74, 2.32]$ m^2 (标称值为 1.58m^2)。
- 2) 前体下倾角 $\tau_{1,1}$:变化范围为 $[4.2, 8.2]^\circ$ (标称值为 6.2°)。

其中,标称值为文献[11]给出的具体飞行器模型的外形参数,通过标称的外形参数对应的配平性能与优化后的配平性能进行对比,可以看出性能优化的优劣。

3.2 优化过程简述

- 飞行器参数的配平优化过程可分为以下几步：
- 1) 选择目标函数,如配平迎角、升阻比、燃油当量比等。
- 2) 选择需要优化的参数,本文中为舵面大小

- 与前体下倾角。
- 3) 选择特定的飞行条件对飞行器进行配平 (马赫数为 8,飞行高度为 26 km)。
- 4) 使用得到的配平值对目标函数进行评估。
- 5) 重复步骤 2)~步骤 4),直到获取最佳的值。

3.3 配平优化结果

表 7 展示了在马赫数为 8、高度为 26 km 的飞行条件下,通过优化外形参数得到的单目标配平优化结果,包括配平攻角,配平升降舵偏转角,配平燃油当量比,配平升阻比以及不稳定零极点比值。表 8 展示了每一个单变量配平优化结果对应的外形参数。表 9 展示了与前两个表格优化目标对应的动力学特性结果^[12]。

表 7 单目标配平优化结果
Table 7 Single-objective trimming optimization results

优化目标	配平攻角/ $^\circ$	配平舵偏/ $^\circ$	配平燃油当量比	配平升阻比
配平攻角最小	0.0075	20.5811	0.7578	1.8301
配平舵偏最小	2.5170	6.3431	0.2448	5.0452
配平燃油当量比最小	2.5170	6.3431	0.2448	5.0452
配平升阻比最大	2.5170	6.3431	0.2448	5.0452
不稳定零极点比最大	2.5170	6.3431	0.2448	5.0452
标称值	1.3414	11.8811	0.4114	3.0701

表 8 优化目标对应的外形参数
Table 8 Shape parameters corresponding to optimized objectives

优化目标	升降舵面积/ m^2	前体下倾角/ $^\circ$	优化目标	升降舵面积/ m^2	前体下倾角/ $^\circ$
配平攻角最小	1.02	7.8	配平升阻比最大	2.32	4.2
配平舵偏最小	2.32	4.2	不稳定零极点比最大	2.32	4.2
配平燃油当量比最小	2.32	4.2	标称值	1.58	6.2

表 9 优化目标对应的动力学特性
Table 9 Dynamics characteristics corresponding to optimized objectives

优化目标	不稳定极点	不稳定零点	不稳定零极点比
配平攻角最小	1.8827	3.6901	1.9600
配平舵偏最小	1.1929	3.3426	2.8021
配平燃油当量比最小	1.1929	3.3426	2.8021
配平升阻比最大	1.1929	3.3426	2.8021
不稳定零极点比最大	1.1929	3.3426	2.8021
标称值	1.5745	3.5075	2.2277

根据表 7~表 9,在已知的外形参数约束下,当飞行器模型的升降舵面积取得最大值、前体下倾角取得最小值时,模型的配平升阻比最大且燃油当量比最小,为总体性能最佳,且不稳定零极点比也在此时取得最大值,便于控制器的设计。

3.4 间隙度量优化

文中第 3.3 节针对飞行条件为马赫数为 8、高度为 26 km 进行单点配平优化分析,本节将对飞行器整个飞行段的巡航点进行模型差异分析,目的是在确定已知的外形参数单点配平最优的情况下,是否可以保证整个包线内模型差异很小,甚至最小。模型差异越小,则控制器设计就会越简单。因此在本节引入间隙度量这个概念。

间隙度量是一种不同于范数度量的系统度量概念,最先由 Hausdorf 提出,随后 Zames 和 El-Sakkary 利用间隙度量建立了在保证闭环系统稳定下所能容许的最大不确定度量化指标。并且 El-Sakkary 的研究显示,相对于基于范数的度量指标,间隙度量更适合用来衡量两个线性系统之间的差异大小,因而适合作为评价线性系统差异的指标^[17]。

首先简单介绍一下间隙度量的计算方法。令 φ, ψ 为 Banach 空间中的两个封闭线性子空间,则 Banach 空间 φ, ψ 的有向间隙为

$$\delta(\varphi, \psi) = \sup_{u \in B_\varphi} \inf_{y \in \psi} \|x - y\| \tag{14}$$

式中 B_φ 为 φ 中的单位球集合,表示为

$$B_\varphi = \{u \in \varphi: \|u\| = 1\} \tag{15}$$

在此基础上,给出两个子空间间隙度量的公式

$$\delta = \max(\delta(\varphi, \psi), \delta(\psi, \varphi)) \tag{16}$$

在飞行器设计领域,由于飞行器巡航时飞行条件变化较大,考虑到任务需求的巡航过程,高度与马赫数的变化范围会变化很大。鉴于高度与马赫数的变化情况,模型如果产生很大的差异,那么控制器的设计将会异常艰难。因此,在飞行器外形设计初期将巡航时的模型差异性能进行考虑是必要的。基于间隙度量理论,本节首先将线性空间模型表示为高度、马赫数的函数^[18]

$$\begin{cases} \dot{x} = A(h, Ma)x + B(h, Ma)u \\ y = C(h, Ma)x + D(h, Ma)u \end{cases} \tag{17}$$

其中 x 为状态变量; y 为输出变量; u 为输入变量; 状态矩阵 A 、 B 以及输入矩阵 C 、 D 会随着高度与马赫数而发生变化。

其传递函数为 $P(s) = C(sE - A)^{-1}B + D, E$ 为单位阵,其中 s 为复变量。若 P_1 和 P_2 为两系统的传递函数,则这两个系统之间的间隙可以利用算子的间隙表示为

$$\delta_{12}(P_1, P_2) = \delta_{12}(G(P_1), G(P_2)) =$$

$$\| \Pi_{G(P_1)}, \Pi_{G(P_2)} \| = \inf_{Q \in H_\infty} \left\| \begin{bmatrix} M_1 \\ N_1 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} M_2 \\ N_2 \end{bmatrix} Q \right\|_\infty \tag{18}$$

$$\delta(P_1, P_2) = \max(\delta_{12}(P_1, P_2), \delta_{21}(P_2, P_1)) \tag{19}$$

其中 $(M_1, N_1), (M_2, N_2)$ 分别表示线性传递函数 P_1, P_2 的左互质分解; Q 为任意 Hilbert 矩阵。

根据间隙度量的定义,两个模型之间的间隔 δ 的取值范围为 $[0, 1]$, δ 的值越接近于 0, 则说明两个模型之间的差异越小; δ 的值越接近于 1, 则两个模型之间的差异越大。因此,可以通过优化 δ 的值来获取模型之间的最小差异。

基于以上的间隙度量理论,选取 17 个巡航点,如图 7 所示。

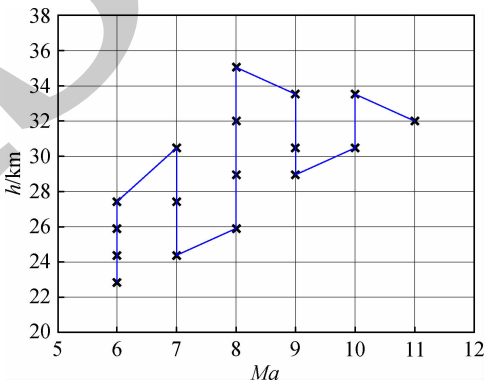


图 7 用于间隙度量计算的定向巡航点集

Fig. 7 Directed set of level flight operating points for cumulative gap calculation

分别计算相邻两个巡航点之间的间隙度量,具体的优化条件如下^[6, 14]:

$$J = \min_{S_z} \sum_{i=1}^z g_i \tag{20}$$

其中 g_i 为第 i 个巡航点与第 $i + 1$ 个巡航点之间的间隙度量; z 为需要计算的间隙度量数目,此处为 16。具体的优化结果如图 8 所示。

从图 8 中选取关键的数据,包括标称值对应的间隙度量值、全局最优解对应的外形参数值、局部次优解对应的外形参数值。并根据图中的外形参数值通过机理模型求得对应的间隙度量值,具体结果如表 10 所示。

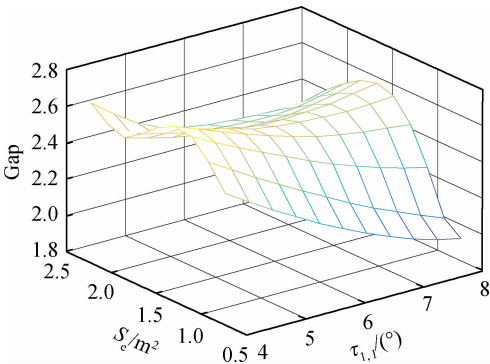


图 8 所有的外形参数对应的间隙度量值(代理)
Fig. 8 Gap metrics corresponding to shape parameters
(surrogate model)

表 10 间隙度量优化的最优值
Table 10 Optimal value of gap metric optimization

参数	标称值	局部最优值	全局最优值
升降舵面积/ m^2	1.58	2.23	0.74
前体下倾角/ $^\circ$	6.2	6.8	8
间隙度量(代理)	2.591	2.417	1.898
间隙度量(机理)	2.637	2.489	1.967

显而易见,在升降舵面积取得最小值与前体下倾角取得最大值时,模型的差异最小。但鉴于文中第 3.3 节给出的结论,当升降舵面积变小且前体下倾角增大时,模型的配平性能会变差。因此综合考虑该点的性能,虽然可以取得模型差异的最小值,但是配平性能却不符合要求,不宜选为最优点。所以表 9 中进一步给出局部最优值,在该外形参数下,模型的差异比标称值小,且配平性能也较标称点好。在本文暂不考虑多目标优化的情况下,该点是优于标称点的。

表格的最后给出了机理模型的间隙度量值,通过与代理模型得到的间隙度量值进行对比,确定了代理模型与机理模型的优化结果基本一致,进一步验证了变外形参数的代理模型的准确性。并且通过观察 MATLAB 仿真时间,发现基于机理模型的参数优化所需时间约 2 h,而基于代理模型的参数优化只需 0.36 h。得出结论,基于代理模型的优化效率明显高于机理模型的优化效率。

4 结 论

本文介绍了一种基于代理模型的高超声速飞行器外形参数优化方法,通过对不同外形参数下的数据拟合,得到了一种可以近似替代原有机理模型的代理模型。然后根据代理模型进行模型性

能分析,验证了代理模型与机理模型性能的一致性。通过遍历所有外形参数下的模型配平性能与基于间隙度量的模型差异,选出了最优的配置点作为外形参数的最佳设计点。通过实际仿真,证明基于代理模型的优化方法可以在保证模型精度的基础上提高计算效率。

下一步的研究重点主要为以下几点:

- 1) 考虑模型的弹性模态,分析忽略弹性模态对模型性能的影响程度。
- 2) 通过提高代理模型表达式的复杂程度,从而提高模型精度。
- 3) 增加设计变量,如发动机进气道高度、质心位置等。
- 4) 不仅仅对单点的配平性能进行优化,扩展为一条给定轨迹的优化。

参考文献:

[1] 张丽静,刘东升,于存贵,等.高超声速飞行器[J].航空兵器,2010(2):13-16.
ZHANG Lijing,LIU Dongsheng,YU Cungui,et al. Hypersonic aircraft[J]. Aero Weaponry,2010(2):13-16. (in Chinese)

[2] 张灿,林旭斌,胡冬冬,等.2018 年国外高超声速飞行器技术发展综述[J].飞航导弹,2019(2):1-5,15.
ZHANG Can,LIN Xubin,HU Dongdong,et al. Overview of overseas hypersonic vehicle technology development in 2018[J]. Winged Missiles Journal,2019(2):1-5,15. (in Chinese)

[3] MARSHALL L,CORPENING G,SHERRILL R. A chief engineer's view of the NASA X-43A scramjet flight test [R]. AIAA 2005-3332,2005.

[4] 焦子涵,邓帆,范宇,等.吸气式高超声速飞行器前体/进气道一体化设计与试验[J].航空动力学报,2017,32(1):168-176.
JIAO Zihan,DENG Fan,FAN Yu,et al. Integrated design and test of forebody/inlet for air-breathing hypersonic vehicle[J]. Journal of Aerospace Power,2017,32(1):168-176. (in Chinese)

[5] 文豪,陈柏屹,刘燕斌,等.面向控制的高超声速飞行器推进系统代理建模[J].飞行力学,2017,35(5):75-78.
WEN Hao,CHEN Boyi,LIU Yanbin,et al. Control-oriented surrogate modeling for propulsion system of hypersonic vehicles[J]. Flight Dynamics,2017,35(5):75-78. (in Chinese)

[6] 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 review of recent progress[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2016,37(11):3197-3225. (in Chinese)

[7] ROBINSON T D, ELDRED M S, WILLCOX K E, et al. Surrogate-based optimization using multifidelity models with variable parameterization and corrected space mapping[J]. *AIAA Journal*, 2008, 46(11): 2814-2822.

[8] 郭述臻, 昂海松, 蔡红明. 一种自适应抽样的代理模型构建及其在复材结构优化中的应用[J]. *复合材料学报*, 2018, 35(8): 2084-2094.

GUO Shuzhen, ANG Haison, CAI Hongming. Construction of an adaptive sampling surrogate model and application in composite material structure optimization[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2018, 35(8): 2084-2094. (in Chinese)

[9] 李育超, 齐婵颖, 高通锋. 基于 Kriging 代理模型的运输机机翼多学科优化设计[J]. *航空科学技术*, 2018, 29(3): 20-24.

LI Yuchao, QI Chanying, GAO Tongfeng. Multi-disciplinary optimization of transport aircraft wing based on Kriging surrogate model[J]. *Aeronautical Science and Technology*, 2018, 29(3): 20-24. (in Chinese)

[10] KOZIEL S, CIAURRI D E, LEIFSSON L. Surrogate-Based Methods[M]// KOZIEL S, YANG Xinshe. *Computational Optimization, Methods and Algorithms*. Berlin, Heidelberg: Springer, 2011: 33-59.

[11] PARKER J T, SERRANI A, YURKOVICH S, et al. Control-oriented modeling of an air-breathing hypersonic vehicle[J]. *Journal of Guidance Control and Dynamics*, 2007, 30(3): 856-869.

[12] QUEIPO N V, HAFTKA R T, WEI S, et al. Surrogate-based analysis and optimization[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2005, 41(1): 1-28.

[13] DICKESON J, RODRIGUEZ A, SRIDHARAN S, et al. Control-relevant modeling, analysis, and design for scram-jet-powered hypersonic vehicles [R]. AIAA 2009-7287, 2009.

[14] 李昱辉. 高超声速飞行器控制一体化设计中的模型分析方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.

LI Yuhui. Model analysis methods for control integrated design of hypersonic vehicles [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018. (in Chinese)

[15] 刘克龙, 姚卫星, 穆雪峰. 基于 Kriging 代理模型的结构形状优化方法研究[J]. *计算力学学报*, 2006, 23(3): 344-347.

LIU Kelong, YAO Weixing, MU Xuefeng. A method of structural shape optimization based on Kriging model[J]. *Chinese Journal of Computational Mechanics*, 2006, 23(3): 344-347. (in Chinese)

[16] DICKESON J, RODRIGUEZ A, SRIDHARAN S, et al. Elevator sizing, placement, and control-relevant tradeoffs for hypersonic vehicles[R]. AIAA 2010-8339, 2010.

[17] CANTONI M. Gap metric performance bounds for linear feedback systems[R]. IEEE 99CH36304, 1999.

[18] 何超凡, 杨凌宇, 李鑫, 等. 基于间隙度量的高超声速飞行器包线定量划分[J]. *北京航空航天大学学报*, 2014, 40(9): 1250-1255.

HE Chaofan, YANG Lingyu, LI Xin, et al. Flight envelope quantitative division of hypersonic vehicle based on gap metric[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2014, 40(9): 1250-1255. (in Chinese)

(编辑: 李岩梅、张 雪)