

文章编号: 1674-8190(XXXX)XX-001-11

基于 CoKriging 代理模型的低声爆优化设计

张汉琪, 徐悦, 钟敏, 李岩

(中国航空研究院, 北京 100012)

摘要: 准确预测并有效降低声爆水平是新一代绿色超声速民用飞机发展的关键问题之一。为了提高超声速民用飞机的低声爆优化设计效率, 基于 CoKriging 代理模型并结合快速声爆预测方法和高可信度声爆预测方法开发多可信度的低声爆优化设计程序; 将对 TU-144 模型的声爆预测结果与试验结果进行对比, 以验证两种预测方法的可靠性; 对某超声速民用飞机模型的机翼外形进行参数敏感性分析和优化设计。结果表明: 预测结果与试验结果吻合较好, 证明本文所提两种预测方法准确可信; 地面声爆史蒂文斯响度级对外翼半展长、外翼前缘后掠角、内翼半展长这三个参数较为敏感; 经过优化后地面声爆最大过压降低约 4Pa, 史蒂文斯响度级降低了 4.26dB; 与只使用高可信度样本数据的 Kriging 模型相比, CoKriging 模型融合了高、低可信度的样本数据, 在确保一定预测精度的情况下节省了约 43% 的时间成本。

关键词: 声爆; 代理模型; 超声速民用飞机; 多可信度; 优化设计

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.XXXX.XX.01

Optimal design for low-boom based on CoKriging surrogate model

ZHANG Hanqi, XU Yue, ZHONG Min, LI Yan

(Chinese Aeronautical Establishment, Beijing 100012, China)

Abstract: Accurately predicting and effectively reducing sonic boom levels is one of the key issues in the development of the new generation of green supersonic civil aircraft. In order to improve the efficiency of low-boom optimal design for supersonic civil aircraft, a multi-fidelity optimal design program for low-boom was developed based on the CoKriging surrogate model combined with fast sonic boom prediction method and high fidelity sonic boom prediction method. The sonic boom prediction results of the TU-144 model are basically consistent with the experimental results, verifying the reliability of the two prediction methods. A parameter sensitivity analysis and optimal design were conducted on the wing shape of a certain supersonic civil aircraft model. The results showed that Stevens' loudness level of the ground sonic boom was more sensitive to three parameters: the half span length of the outer wing, leading edge sweep angle of the outer wing, the half span length of the inner wing. After optimization, the maximum ground sonic boom overpressure was reduced by about 4Pa, and the Stevens' loudness level was reduced by 4.26dB. Compared with the Kriging model that only uses high fidelity sample data, the CoKriging model integrates high and low fidelity sample data, saving about 43% of time cost while ensuring a certain prediction accuracy.

Key words: sonic boom; surrogate model; supersonic civil aircraft; multi-fidelity; optimal design

收稿日期: 2023-12-22; 修回日期: 2024-03-25

通信作者: 张汉琪(1999-), 男, 硕士研究生。E-mail: 1549210108@qq.com

引用格式: 张汉琪, 徐悦, 钟敏, 等. 基于 CoKriging 代理模型的低声爆优化设计[J]. 航空工程进展, XXXX, XX(XX): 1-11.

ZHANG Hanqi, XU Yue, ZHONG Min, et al. Optimal design for low-boom based on CoKriging surrogate model[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, XXXX, XX(XX): 1-11. (in Chinese)

0 引言

超声速民用飞机是未来航空领域的重要发展方向之一,对国家航空事业具有重要意义。但超声速飞行中产生的声爆对人们的生活和环境有很大影响,第一代超声速民用飞机协和号便由于声爆水平过高等缺陷最终停飞。NASA制定了“N+X”代超声速民用飞机发展规划,其中对新一代超声速民用飞机的声爆水平做了严格限制^[1]。如何准确预测并有效降低声爆水平已成为新一代绿色超声速民用飞机发展的关键问题。

国际上从20世纪50年代开始系统研究声爆问题,发展了多种预测声爆的方法,目前预测声爆的方法可分为快速声爆预测方法和高可信度声爆预测方法两类。快速声爆预测方法包括Whitham修正线性化声爆预测方法^[2-3]、Carlson简化声爆预测方法^[4]、Thomas波形参数法^[5]。高可信度声爆预测方法目前主要采用的是基于CFD的近场声爆计算和基于广义Burgers方程远场传播算法相结合的计算方法^[6-7]。

低声爆优化设计是通过优化算法得到声爆水平较低的气动外形的方法。随着代理模型方法在飞行器设计领域越来越广泛的应用,许多研究人员也开始使用代理模型进行低声爆优化设计。王浩^[8]基于代理模型方法开展了超声速公务机的气动声爆耦合优化设计,对阻力系数和地面声爆PLdB进行了多目标优化设计;乔建领等^[9]基于Kriging代理模型发展了一种具有全局优化能力的低声爆优化设计方法,并应用于翼身组合体模型的低声爆优化设计,结果表明代理模型方法在低声爆优化设计中具有较好的应用潜力;马创等^[10]采用Kriging模型对某超声速飞行器开展了分层优化方法研究,提高了全局优化方法的优化效率。

由上述文献调研可知,作为一种全局优化算法,基于代理模型的优化方法在低声爆设计领域具有较大的应用潜力。但目前低声爆优化设计中普遍使用的是单一可信度的代理模型,需要相同来源的声爆预测样本。这样如果只使用快速声爆预测方法获取样本,代理模型的预测精度会有所欠缺;如果完全使用高可信度声爆预测方法获取样本,又会耗费大量的时间在CFD计算上。CoKriging模型是一种在高可信度样本获取较困难

时采用低可信度样本进行辅助预测的多可信度代理模型,能够在保证一定精度的前提下,显著提高代理模型的效率^[11]。刘璟等^[12]采用CoKriging代理模型对飞行器中的尾喷管进行了多目标优化设计,相比Kriging模型节省了62%的时间成本;郭峰^[13]将CoKriging代理模型应用到压气机叶栅的气动优化中,明显提高了叶栅的优化设计效率。

本文使用高可信度声爆预测方法和快速声爆预测方法获取高、低可信度的样本数据,以地面声爆史蒂文斯响度级^[14]为目标函数建立相应的CoKriging代理模型,对某超声速民用飞机模型的机翼进行低声爆优化设计,并分析目标函数对不同参数的敏感性;同时将只使用高可信度样本数据的Kriging模型作为对照,比较两种代理模型的优化效果和时间成本。

1 声爆预测方法

1.1 快速声爆预测方法

对声爆的预测可分为近场和远场两个阶段进行。使用Whitham修正线性化声爆预测方法进行近场声爆信号的快速预测^[2-3],该方法是基于超声速线性化理论推导出的声爆预测方法,引入 F 函数来描述物体对周围流动扰动的强弱,并根据 F 函数计算近场的过压信号。文献^[15]给出了该方法主要的计算公式,其中,近场过压信号的计算公式为

$$\frac{\Delta p}{p_\infty} = \frac{\gamma Ma^2}{\sqrt{2Br}} F(y) \quad (1)$$

式中: Δp 为过压值; p_∞ 为未受扰动的压强; γ 为大气比热比,一般取1.4; Ma 为来流马赫数; $B = \sqrt{Ma^2 - 1}$; r 为过压位置到飞机轴线的距离; y 为特征线相关的参数。

F 函数的计算公式为

$$F(y) = \frac{1}{2\pi} \int_0^y \frac{S''(x) dx}{\sqrt{y-x}} \quad (2)$$

式中: $S''(x)$ 为轴向 x 位置马赫锥所截等效截面积的二阶导数。

求得近场过压信号后,使用基于广义Burgers方程的传播算法将近场声爆信号传播到地面(远场)^[7],得到地面声爆信号。对时域的地面声爆信号进行快速傅里叶变换,计算得到史蒂文斯响度

级(PLdB)作为衡量地面声爆水平的指标。

1.2 高可信度声爆预测方法

高可信度的近场声爆预测一般采用 CFD 方法,通过求解三维 RANS/Euler 方程^[16]获取近场过压信号,其控制方程为

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \nabla \cdot F_I + \nabla \cdot F_V = 0 \quad (3)$$

式中: F_I 为无黏通量矩阵; F_V 为有黏通量矩阵,若忽略有黏通量矩阵,控制方程退化为 Euler 方程。

为准确捕捉近场过压信号,通常将网格的计算域设计为马赫锥构型,使得网格线与来流方向的夹角等于马赫角。

计算得到近场过压信号后,同样基于广义 Burgers 方程获取地面声爆信号,并计算地面声爆 PLdB 值以衡量地面声爆水平。

1.3 算例验证

根据快速声爆预测方法和高可信度声爆预测方法开发了相应的计算程序,并选取超声速民用飞机 TU-144 模型作为声爆预测算例进行验证。模型示意图如图 1 所示。

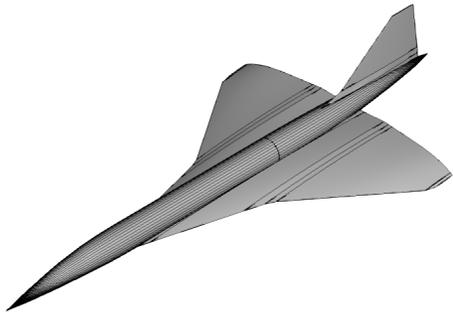


图 1 TU-144 模型
Fig. 1 Tu-144 model

该模型机身长度 $l=63.7$ m,半模参考面积为 253.5 m²,计算状态为马赫数 $Ma=2.0$ 、巡航高度为 $18\,593$ m、攻角为 0° ,在模型正下方距离 $h=1.0l$ 处计算近场声爆信号,如图 2 所示。

使用快速声爆预测方法和高可信度预测方法计算得到的近场声爆信号与试验结果的对比如图 3 所示,可以看出:两种方法的计算结果在波形的基本趋势上与试验结果均吻合得很好,只在尾激

波处存在微小的差别。将两种方法计算得到的近场声爆信号和试验结果基于广义 Burgers 方程传播到地面。

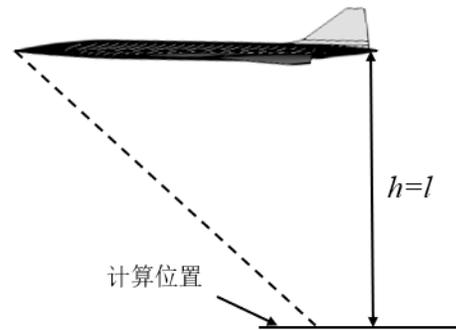


图 2 TU-144 模型近场声爆信号计算位置
Fig. 2 Near-field sonic boom signal calculation position of Tu-144 model

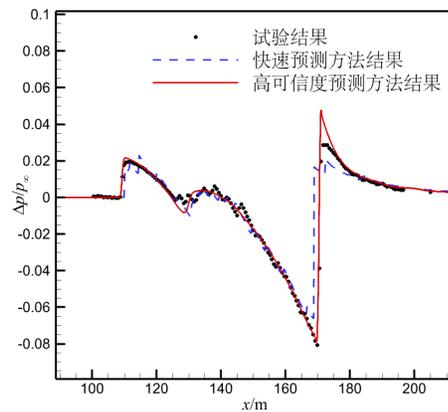


图 3 近场声爆信号计算结果与试验结果对比
Fig. 3 Comparison between calculated and experimental results of near-field sonic boom signals

地面声爆信号的对比情况如图 4 所示,可以看出:两种方法计算的地面声爆信号与试验结果均吻合得较好,只在由机翼和尾翼产生的激波处存在差异。其中快速声爆预测方法计算的地面声爆史蒂文斯响度级为 102.01 dB,高可信度声爆预测方法计算的地面声爆为 102.29 dB,试验结果为 102.67 dB,相差在 1 dB 以内,而高可信度声爆预测方法的预测值更接近试验结果。表明这两种声爆预测方法可靠性较好,在建立 CoKriging 代理模型时可用于获取低可信度及高可信度的样本数据。

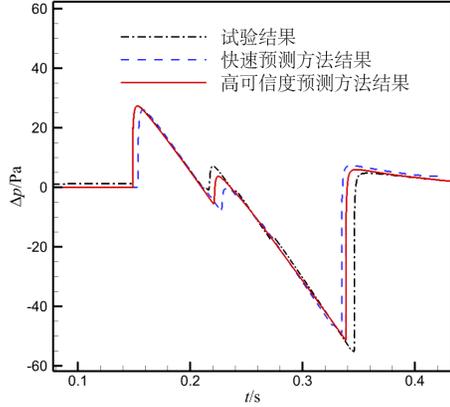


图4 地面声爆信号计算结果与试验结果对比

Fig. 4 Comparison between calculated and experimental results of ground sonic boom signals

2 CoKriging代理模型

代理模型是一种使用有限的样本数据建立的近似模型,可在分析和优化过程中“代替”相对耗时的物理分析模型。Kriging模型是较常用的一类代理模型^[11]。由于样本点的数量直接影响了代理模型的预测精度,而高可信度的声爆预测又非常耗时,使得高精度声爆预测代理模型的建模效率较低。

CoKriging代理模型是Kriging模型的多可信度扩展版,可通过少量的高可信度样本和大量容易获取的低可信度样本来构建^[17-18],能够在保证一定精度的情况下,减少建立代理模型的时间成本。现结合文献[12]和文献[19]简单介绍CoKriging模型的构建方法:

对于有 m 个设计变量的问题,分别抽取高、低可信度样本:

$$\begin{cases} \mathbf{X}_e = [\mathbf{x}_e^{(1)} \mathbf{x}_e^{(2)} \cdots \mathbf{x}_e^{(n_e)}]^T \\ \mathbf{X}_c = [\mathbf{x}_c^{(1)} \mathbf{x}_c^{(2)} \cdots \mathbf{x}_c^{(n_c)}]^T \end{cases} \quad (4)$$

式中:下标“e”和“c”分别表示样本的高、低可信度; n 表示样本数(假设 $n_e < n_c$)。

高、低可信度样本对应的响应值为

$$\begin{cases} \mathbf{y}_e = [y_e^{(1)} y_e^{(2)} \cdots y_e^{(n_e)}]^T \\ \mathbf{y}_c = [y_c^{(1)} y_c^{(2)} \cdots y_c^{(n_c)}]^T \end{cases} \quad (5)$$

设高斯随机过程 $Z_e(\cdot)$ 和 $Z_c(\cdot)$ 分别表示高、低可信度数据的特性,则有

$$Z_e(x) = \rho Z_c(x) + Z_d(x) \quad (6)$$

式中: ρ 为超参数; $Z_d(x)$ 为 $Z_e(x)$ 和 $\rho Z_c(x)$ 之间

的差。

定义高、低可信度数据的差值向量

$$\mathbf{d} = \mathbf{y}_e - \rho \mathbf{y}_c(\mathbf{X}_e) \quad (7)$$

式中: $\mathbf{y}_c(\mathbf{X}_e)$ 为点 \mathbf{X}_e 处低可信度模型的值。

CoKriging模型的协方差矩阵可表示为

$$\mathbf{C} = \begin{bmatrix} \sigma_c^2 \mathbf{R}_c(\mathbf{X}_e, \mathbf{X}_e) & \rho \sigma_c^2 \mathbf{R}_c(\mathbf{X}_e, \mathbf{X}_e) \\ \rho \sigma_c^2 \mathbf{R}_c(\mathbf{X}_e, \mathbf{X}_e) & \rho^2 \sigma_c^2 \mathbf{R}_c(\mathbf{X}_e, \mathbf{X}_e) + \sigma_d^2 \mathbf{R}_d(\mathbf{X}_e, \mathbf{X}_e) \end{bmatrix} \quad (8)$$

式中: σ_c^2 和 σ_d^2 分别为随机变量 $y_c(x)$ 和 $d(x)$ 的均方差; \mathbf{R}_e 和 \mathbf{R}_c 分别为高、低可信度的协方差矩阵。

当相关函数选择“高斯指数模型”时,样本点的相关函数可表示为

$$R_{ij} = \exp\left(-\sum_{k=1}^m \theta_k \|x_k^{(j)} - x_k^{(i)}\|^{\rho_k}\right) \quad (9)$$

CoKriging代理模型有两种不同的相关函数,需对超参数 θ_c 、 θ_d 、 ρ_c 、 ρ_d 和 ρ 进行估计。假设两种可信度的数据相互独立, θ_c 和 ρ_c 的估计与标准Kriging的方法相同,而 θ_d 、 ρ_d 和 ρ 可采用与标准Kriging类似的数值优化方法来进行估计。

CoKriging模型在未知点 x^* 处的预估值可表示为

$$\hat{y}_e(x^*) = \hat{\mu} + \mathbf{c}^T \mathbf{C}^{-1} (\mathbf{y} - \mathbf{1} \hat{\mu}) \quad (10)$$

式中, $\hat{\mu}$ 为 $y_e(x)$ 的均值:

$$\hat{\mu} = \frac{\mathbf{1}^T \mathbf{C}^{-1} \mathbf{y}}{\mathbf{1}^T \mathbf{C}^{-1} \mathbf{1}} \quad (11)$$

\mathbf{c} 为未知点 x^* 与已知样本点之间协方差的列向量:

$$\mathbf{c} = \begin{bmatrix} \rho \hat{\sigma}_c^2 \mathbf{R}_c(\mathbf{X}_e, x^*) \\ \rho \hat{\sigma}_c^2 \mathbf{R}_c(\mathbf{X}_e, x^*) + \hat{\sigma}_d^2 \mathbf{R}_d(\mathbf{X}_e, x^*) \end{bmatrix} \quad (12)$$

预估值的均方差估计可表示为

$$\hat{s}(x^*) = \rho^2 \hat{\sigma}_c^2 + \hat{\sigma}_d^2 - \mathbf{c}^T \mathbf{C}^{-1} \mathbf{c} \quad (13)$$

3 代理优化流程

基于CoKriging代理模型并结合快速声爆预测方法和高可信度声爆预测方法开发了超声速民用飞机的低声爆优化程序,其优化流程如图5所示。对于一个有 m 个设计变量的飞机模型,首先确定抽样方案,为了兼顾样本点分布的均匀性和优化效率,采用拉丁超立方抽样法(LHS)分别生成低可信度和高可信度样本点集。使用第1节中

的快速声爆预测方法和高可信度声爆预测方法求解样本点集的响应值,即地面声爆的 PLdB 值。

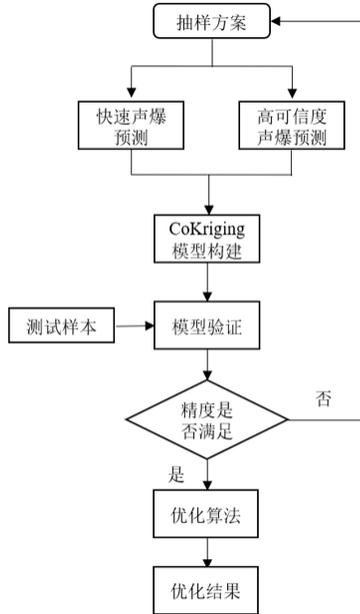


图5 多可信度低声爆优化流程

Fig. 5 Multi-fidelity optimization process for low-boom

测试样本点集同样采用 LHS 方法进行抽取。使用平均相对误差 (Mean Relative Error, MRE) 来检验代理模型的精度, MRE 的定义为

$$MRE = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \frac{|\hat{y}_i - y_i|}{y_i} \quad (14)$$

式中: n 为测试样本点的个数; \hat{y}_i 为在第 i 个测试样本点上代理模型的预测值; y_i 为在第 i 个测试样本点上高可信度声爆预测方法的预测值。

代理模型的精度满足要求后,使用 MATLAB 中的全局搜索算法 (GlobalSearch) 对设计变量进行寻优,最终得到优化后的低声爆构型。

4 低声爆优化算例

对某超声速民用飞机模型进行低声爆优化设计,其初始外形如图 6 所示。

该模型机身长度 $l=49$ m,机翼面积为 158.2 m^2 ,计算状态为马赫数 $Ma=1.6$ 、巡航高度为 18 km、攻角为 2.1° ,近场声爆信号的计算位置在模型正下方距离 $h=3.0l$ 处,如图 7 所示。

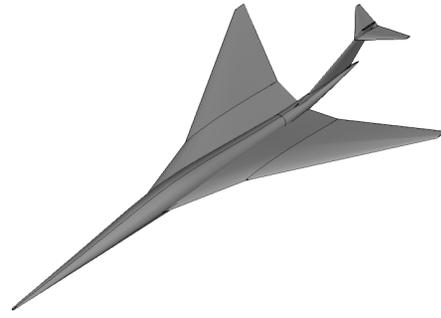


图6 某超声速民用飞机模型

Fig. 6 A certain supersonic civil aircraft model

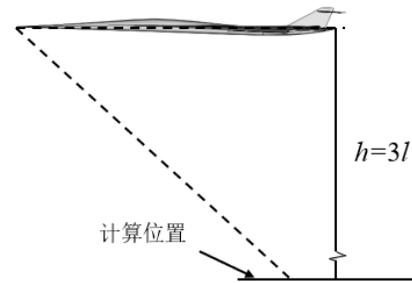


图7 某超声速民用飞机模型近场声爆信号计算位置

Fig. 7 Near-field sonic boom signal calculation position of a certain supersonic civil aircraft model

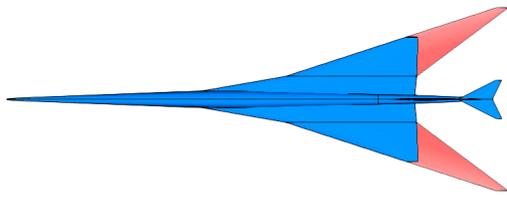
4.1 参数敏感性分析

对该模型的机翼进行优化,优化变量包括外翼半展长、翼梢弦长、外翼前缘后掠角、外翼上反角、内翼半展长及内翼上反角共六个设计变量^[20],分别设为 V_1 、 V_2 、 V_3 、 V_4 、 V_5 、 V_6 。首先进行参数敏感性分析,保持其他参数不变,只在一定范围内改变单个设计参数的值。参数敏感性分析的取值范围如表 1 所示。每个设计参数取 5 个不同的值,使用快速声爆预测方法计算地面声爆 PLdB 值的变化情况。单个设计参数变化的示意图如图 8 所示,单个设计参数变化对声爆的影响如图 9 所示。

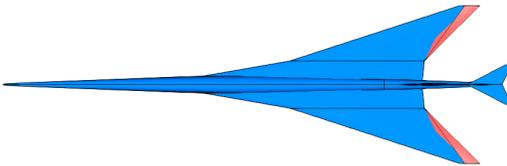
表1 参数敏感性分析取值范围

Table 1 The range of values for parameter sensitivity analysis

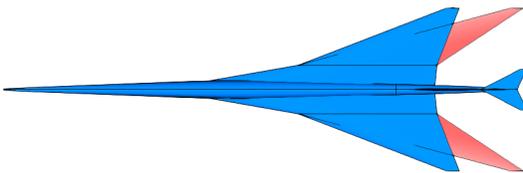
外形参数	取值范围
外翼半展长/m	4~7
翼梢弦长/m	0.5~2.0
外翼前缘后掠角/(°)	69~75
外翼上反角/(°)	6~10
内翼半展长/m	1.5~2.5
内翼上反角/(°)	10~14



(a) 改变外翼半展长



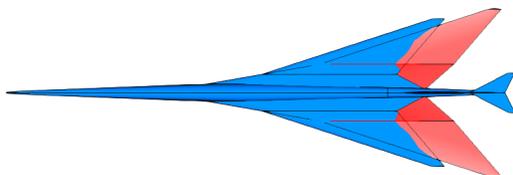
(b) 改变翼梢弦长



(c) 改变外翼前缘后掠角



(d) 改变外翼上反角

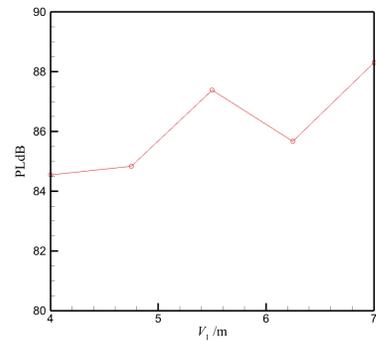


(e) 改变内翼半展长

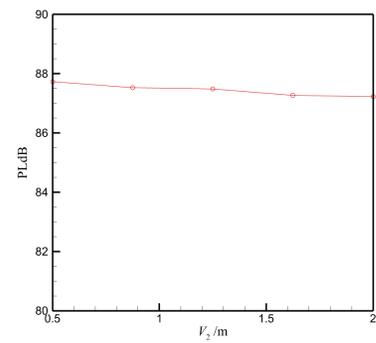


(f) 改变内翼上反角

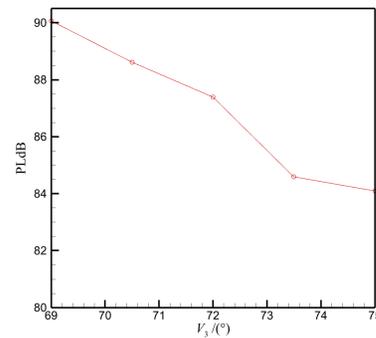
图 8 单个设计参数变化示意图
Fig. 8 Schematic diagram of individual design parameter changes



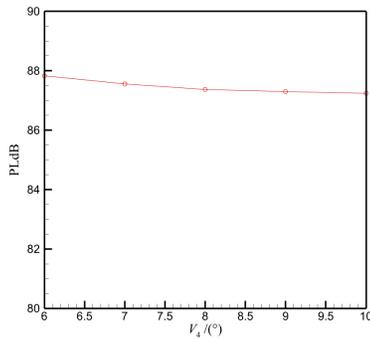
(a) 改变外翼半展长



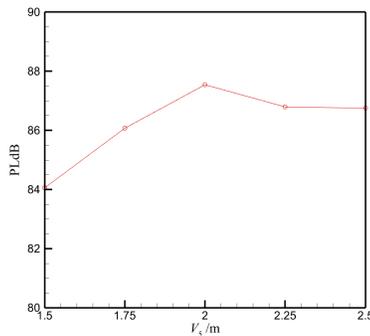
(b) 改变翼梢弦长



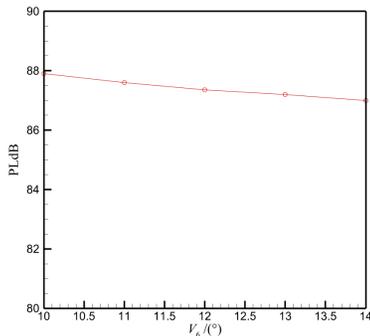
(c) 改变外翼前缘后掠角



(d) 改变外翼上反角



(e) 改变内翼半展长



(f) 改变内翼上反角

图9 单个设计参数变化对声爆的影响
Fig. 9 The impact of individual design parameter changes on sonic boom

可以看到,该优化算例中地面声爆的史蒂文斯响度级(PLdB)对翼梢弦长、外翼上反角、内翼上反角这三个参数不敏感,对外翼半展长、外翼前缘后掠角、内翼半展长这三个参数较为敏感。在一定取值范围内,PLdB值随翼梢弦长、外翼前缘后

掠角、外翼上反角及内翼上反角的增大而减小,随着内翼半展长的增大呈现先增大后减小的趋势,随着外翼半展长的增大呈现先增大、减小又增大的趋势。

4.2 优化过程

优化时对机翼面积进行约束^[21],以地面声爆 PLdB 值最小为优化目标。变量寻优范围如表 2 所示。

表2 变量寻优范围
Table 2 Variable optimization range

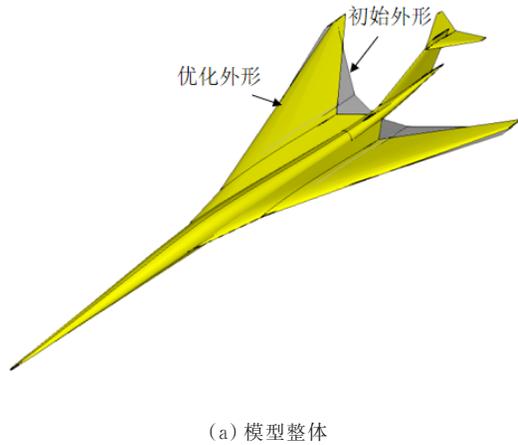
外形参数	优化范围
外翼半展长/m	5~6
翼梢弦长/m	1.0~1.5
外翼前缘后掠角/(°)	70~74
外翼上反角/(°)	7~9
内翼半展长/m	1.5~2.5
内翼上反角/(°)	11~13
机翼面积/m ²	140~170

采用 LHS 方法抽取 30 个高可信度样本点和 150 个低可信度样本点,分别使用高可信度声爆预测方法和快速声爆预测方法计算样本点响应值,建立 CoKriging 代理模型。本文可接受的代理模型精度要求为 $MRE < 0.5\%$,在 10 个测试样本点上验证并满足了精度要求。优化前后的机翼参数如表 3 所示。

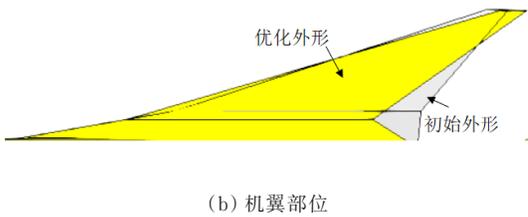
表3 优化前后的机翼参数
Table 3 Wing parameters before and after optimization

外形参数	初始外形	优化外形
外翼半展长/m	5.50	5.94
翼梢弦长/m	1.24	1.45
外翼前缘后掠角/(°)	72.00	73.73
外翼上反角/(°)	8.0	9.0
内翼半展长/m	2.04	1.57
内翼上反角/(°)	12.0	12.8
机翼面积/m ²	158.2	148.2

优化后的飞机外形与初始外形的对比如图 10 所示。



(a) 模型整体



(b) 机翼部位

图 10 优化前后的飞机外形对比
Fig. 10 Comparison of aircraft shape before and after optimization

可以看出,优化后的内翼半展长有所减小,而翼梢弦长、外翼前缘后掠角、外翼半展长、外翼上反角、内翼上反角这五个参数相对增大。优化前后飞机正下方近场声爆信号的对比如图 11 所示。优化前后的地面声爆信号对比如图 12 所示。对比结果表明,优化后的地面最大过压降低了约 4 Pa。计算得到地面声爆信号的史蒂文斯响度级为 82.45 dB,与初始外形 (86.71 dB) 相比降低了 4.26 dB。

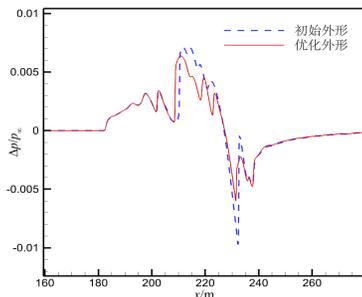


图 11 优化前后近场声爆信号对比
Fig. 11 Comparison of near field sonic boom signals before and after optimization

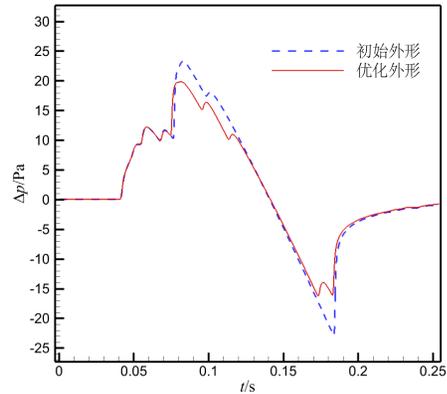
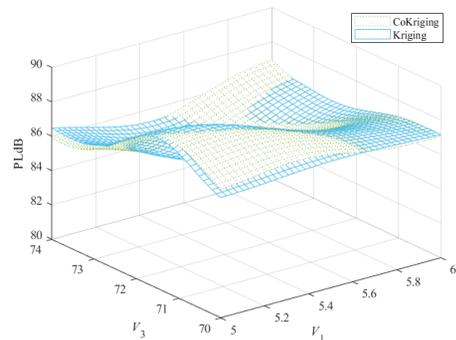


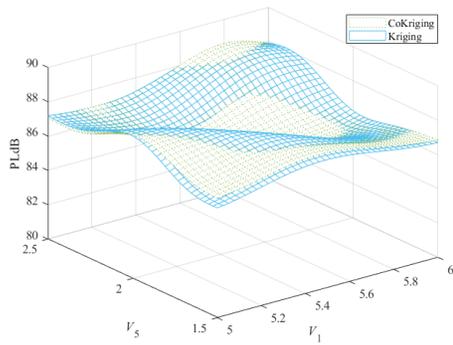
图 12 优化前后地面声爆信号对比
Fig. 12 Comparison of ground sonic boom signals before and after optimization

4.3 CoKriging 模型与 Kriging 模型的比较

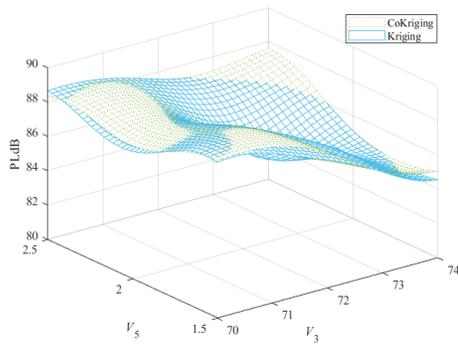
为进一步研究 CoKriging 模型在低声爆优化中的优化效果和优化效率,采用 Kriging 模型对 4.2 中的算例进行优化来作为对照。

为确保代理模型精度,使用 LHS 方法抽取 75 个样本点,仅使用高可信度声爆预测方法计算响应值,其他条件保持不变。Kriging 模型分别在子空间 $\{V_1, V_3\}$ 、 $\{V_1, V_5\}$ 、 $\{V_3, V_5\}$ 上预测值的响应面与 CoKriging 模型的对比如图 13 所示, V_1 、 V_3 、 V_5 分别代表外翼半展长、外翼前缘后掠角以及内翼半展长这三个较敏感的设计变量。可以看出,CoKriging 模型预测值的响应面与 Kriging 模型的响应面吻合良好。计算得到 Kriging 模型与测试样本的平均相对误差 MRE 为 0.19%, CoKriging 模型的 MRE 为 0.40%,均满足 $MRE < 0.5\%$ 的精度要求。表明 CoKriging 模型能够用大量的低可信度样本数据辅助少量的高可信度样本数据进行预测,并保证了一定的预测精度。

(a) $\{V_1, V_3\}$



(b) $\{V_1, V_5\}$



(c) $\{V_3, V_5\}$

图 13 CoKriging 与 Kriging 模型在子空间上的响应面
Fig. 13 Response surfaces of CoKriging and Kriging models in subspaces

Kriging 和 CoKriging 优化结果的飞机正下方 3 倍机身长度处近场声爆信号对比如图 14 所示, Kriging 和 CoKriging 优化结果的地面声爆信号对比如图 15 所示。可以看出:CoKriging 模型优化结果的近场声爆信号及地面声爆信号与只使用高可信度样本数据的 Kriging 模型优化结果基本一致。

Kriging 模型的优化结果与 CoKriging 模型的对比情况如表 4 所示。Kriging 模型优化结果的地面声爆史蒂文斯响度级为 82.40 dB, CoKriging 模型为 82.45 dB, 两者非常接近。在时间成本方面, 绝大部分时间是花费在样本点响应值的计算上, 其中每个低可信度样本点耗时约 0.5 h, 每个高可信度样本点耗时约 6 h。Kriging 模型的优化方法共耗时约 450 h, CoKriging 模型的优化方法耗时约 255 h。CoKriging 模型相比 Kriging 模型在时间成本上节省了约 43 %。

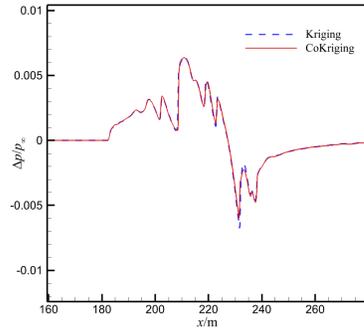


图 14 Kriging 和 CoKriging 模型优化结果近场声爆信号对比
Fig. 14 Comparison of near-field sonic boom signals optimized by Kriging and CoKriging model

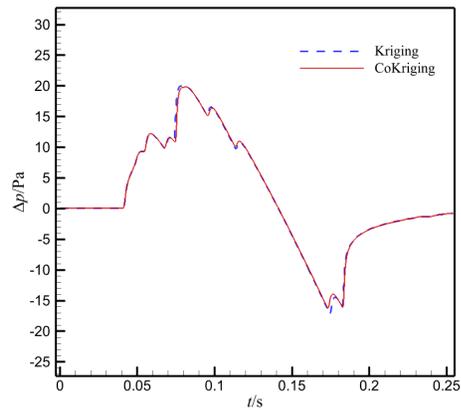


图 15 Kriging 和 CoKriging 模型优化结果地面声爆信号对比
Fig. 15 Comparison of ground sonic boom signals optimized by Kriging and CoKriging model

表 4 Kriging 优化结果与 CoKriging 结果对比
Table 4 Comparison of optimization results based on Kriging and CoKriging model

对比项	Kriging	CoKriging
外翼半展长/m	5.92	5.94
翼梢弦长/m	1.44	1.45
外翼前缘后掠角/(°)	73.82	73.73
外翼上反角/(°)	9.0	9.0
内翼半展长/m	1.60	1.57
内翼上反角/(°)	12.9	12.8
机翼面积/m ²	148.9	148.2
Obj:PLdB	82.40	82.45
时间成本/h	450	255

5 结 论

1) 声爆计算程序对 TU-144 模型的计算结果与试验结果吻合良好,验证了程序的正确性,能够用于建立 CoKriging 代理模型。

2) 某超声速民用飞机模型的地面声爆史蒂文斯响度级对翼梢弦长、外翼上反角、内翼上反角的变化敏感性较弱,对外翼半展长、外翼前缘后掠角、内翼半展长的变化敏感性较明显。

3) 对外翼半展长、翼梢弦长、外翼前缘后掠角、外翼上反角、内翼半展长及内翼上反角这六个变量基于 CoKriging 代理模型进行了优化设计,优化后的地面声爆最大过压降低约 4 Pa,史蒂文斯响度级降低了 4.26 dB,与 Kriging 模型的优化结果高度一致。

4) CoKriging 模型的构建融合了高、低可信度的样本数据,相比只使用高可信度样本数据的 Kriging 模型,在确保一定预测精度的情况下节省了约 43% 的时间成本。

参 考 文 献

- [1] WELGE H, NELSON C, BONET J. Supersonic vehicle systems for the 2020 to 2035 timeframe. AIAA-2010-4930 [R]. Reston: AIAA, 2010.
- [2] WHITHAM G. The flow pattern of a supersonic project [J]. Communications on Pure and Applied Mathematics, 1952, 5(3): 301-347.
- [3] WALKDEN F. The shock pattern of a wing-body combination, far from the flight path [J]. Aeronautical Quarterly, 1958, IX(2): 164-194.
- [4] CARLSON W H. Simplified sonic boom prediction: NASA TP-1122 [R]. Hampton, VA: NASA, 1978.
- [5] THOMAS L C. Extrapolation of sonic boom pressure signatures by the waveform parameter method: NASA TN D-6832 [R]. Washington, DC: NASA, 1972.
- [6] 徐悦, 宋万强. 典型低音爆构型的近场音爆计算研究 [J]. 航空科学技术, 2016(7): 12-16.
XU Yue, SONG Wanqiang. Near field sonic boom calculation on typical LSB configurations [J]. Aeronautical Science & Technology, 2016(7): 12-16. (in Chinese)
- [7] 乔建领, 韩忠华, 丁玉临, 等. 基于广义 Burgers 方程的超声速客机远场声爆高精度预测方法 [J]. 空气动力学学报, 2019(4): 663-674.
QIAO Jianling, HAN Zhonghua, DING Yulin, et al. Sonic boom prediction method for supersonic transports based on augmented Burgers equation [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2019(4): 663-674. (in Chinese)
- [8] 王浩. 超声速公务机气动声爆耦合优化设计探索 [C]// 第六届中国航空科学技术大会论文集. 乌镇: 中国航空学会, 2023: 6.
WANG Hao. Exploration of aerodynamic sonic-boom coupled optimization design of supersonic business jet [C]// Proceedings of the 6th China Aeronautical Science and Technology Conference. Wuzhen: Chinese Society of Aeronautics and Astronautics, 2023: 6. (in Chinese)
- [9] 乔建领, 韩忠华, 宋文萍. 基于代理模型的高效全局低音爆优化设计方法 [J]. 航空学报, 2018, 39(5): 121736.
QIAO Jianling, HAN Zhonghua, SONG Wenping. An efficient surrogate-based global optimization for low sonic boom design [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(5): 121736. (in Chinese)
- [10] 马创, 黄江涛, 舒博文, 等. 超声速低声爆布局分层优化方法 [J]. 航空工程进展, 2023, 14(2): 35-43.
MA Chuang, HUANG Jiangtao, SHU Bowen, et al. Hierarchical optimization method of supersonic low sonic boom configuration [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2023, 14(2): 35-43. (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 review of recent progress [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(11): 3197-3225. (in Chinese)
- [12] 刘璟, 边泉, 徐冠峰, 等. 基于多可信度代理模型的尾喷管优化设计 [J]. 航空工程进展, 2022, 13(6): 29-39.
LIU Jing, BIAN Xiao, XU Guanfeng, et al. Optimal design of nozzle based on multi-fidelity surrogate model [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2022, 13(6): 29-39. (in Chinese)
- [13] 郭峰. Co-Kriging 代理模型在压气机叶栅气动优化中的应用研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2019.
GUO Feng. Application study of Co-Kriging surrogate model in compressor cascade aerodynamic optimization [D]. Harbin: Harbin institute of technology, 2019. (in Chinese)
- [14] 王宇航, 徐悦. 史蒂文斯响度在超声速民机低声爆设计中的应用 [J]. 空气动力学学报, 2019, 37(4): 683-689.
WANG Yuhang, XU Yue. Application of Stevens' loudness in low-boom design of supersonic civil aircraft [J]. Acta Aerodynamica sinica, 2019, 37(4): 683-689. (in Chinese)
- [15] 张力文, 宋文萍, 韩忠华, 等. 声爆产生、传播和抑制机理研究进展 [J]. 航空学报, 2022, 43: 625649.

- ZHANG Liwen, SONG Wenping, HAN Zhonghua, et al. Recent progress of sonic boom generation, propagation, and mitigation mechanism[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2022, 43: 625649. (in Chinese)
- [16] 瞿丽霞, 徐悦, 韩硕, 等. 典型声爆研究模型近场预测统计量化分析评估[J]. *航空科学技术*, 2021, 32(4): 14-21.
- QU Lixia, XU Yue, Han Shuo, et al. Quantitative statistical analysis of near field sonic boom prediction on typical research models [J]. *Aeronautical Science & Technology*, 2021, 32(4): 14-21. (in Chinese)
- [17] 黄礼铿, 高正红, 张德虎. 基于变可信度代理模型的气动优化[J]. *空气动力学学报*, 2013, 31(6): 783-788.
- HUANG Likeng, GAO Zhenghong, ZHANG Dehu. Aerodynamic optimization based on multi-fidelity surrogate [J]. *Acta Aerodynamica sinica*, 2013, 31(6): 783-788. (in Chinese)
- [18] 韩忠华, 许晨舟, 乔建领, 等. 基于代理模型的高效全局气动优化设计方法研究进展[J]. *航空学报*, 2020, 41(5): 623344.
- HAN Zhonghua, XU Chenzhou, QIAO Jianling, et al. Recent Progress of efficient global aerodynamic shape optimization using surrogate-based approach [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2020, 41(5): 623344. (in Chinese)
- [19] FORRESTER I J, SOBESTER A, KEANE A J. Multi-fidelity optimization via surrogate modelling[J]. *Proceedings of the Royal Society a: Mathematical, Physical and Engineering Sciences*, 2007, 463: 3251-3269.
- [20] 苏冯念, 钟萍, 曾慧, 等. 低声爆超声速飞机气动布局技术研究进展[J]. *航空工程进展*, 2023, 14(4): 18-30.
- SU Fengnian, ZHONG Ping, ZENG Hui, et al. Research progress of aerodynamic configuration technology of low sonic boom supersonic aircraft [J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2023, 14(4): 18-30. (in Chinese)
- [21] 郝璇, 苏诚, 刘芳, 等. 超声速飞行器低声爆气动布局优化设计研究[J]. *空气动力学学报*, 2018, 36(2): 327-333.
- HAO Xuan, SU Cheng, LIU Fang, et al. Optimization design research on low sonic boom configuration for supersonic transport [J]. *Acta Aerodynamica sinica*, 2018, 36(2): 327-333. (in Chinese)

(编辑:马文静)