

自由变形技术在 RAE2822 翼型优化设计中的应用*

陈立立, 郭正, 侯中喜

(国防科技大学空天科学学院, 湖南长沙 410073)

摘要:采用自由变形技术实现对 RAE2822 跨声速翼型表面的参数化,采用试验设计方法对设计参数进行计算流体力学数值模拟样本训练,最后采用 Kriging 代理模型和 MIGA、NLPQL 优化算法进行优化分析,将得到的优化变量进一步进行计算流体力学分析获得最后的优化结果。计算结果显示,自由变形参数化方法简单易行,可实现直接对网格的变形;优化的结果相比于原始翼型,升阻比增加了 57.2%,从而证明了本文方法的可行性和有效性。

关键词:RAE2822;自由变形;代理模型;升阻比;优化设计

中图分类号:TP211.3 **文献标志码:**A **文章编号:**1001-2486(2018)05-045-09

Application of free-form deformation technique for RAE2822 airfoil optimization design

CHEN Lili, GUO Zheng, HOU Zhongxi

(College of Aeronautics and Astronautics, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: FFD (free-form deformation) technique was applied to achieve the parameterization of RAE2822 transonic airfoil. Then the method of DoE (design of experiment) was used to obtain the sample values of design parameters by CFD (computational fluid dynamics) numerical simulation. Lastly, the optimization analysis was carried out by using the Kriging surrogate model and MIGA, NLPQL optimization algorithm. The CFD values with optimized design parameters were regarded as the final results. The results show that the FFD parametric method can directly realize deformation on airfoil mesh. Compared with original airfoil, the lift-to-drag ratio of optimized airfoil increases by 57.2%, therefore, the proposed method is feasible and effective.

Key words: RAE2822; free-form deformation; surrogate model; lift-to-drag ratio; optimization design

自由变形(Free-Form Deformation, FFD)方法由 Sederberg 和 Parry^[1]于 1986 年首次提出。在模型参数化方法中,FFD 和计算机辅助设计(Computer Aided Design, CAD)参数化法都具有高效率 and 普适性等优势^[2],得到了广泛应用。CAD 参数化可以实现较大范围的外形变化,但是 CAD 参数化对复杂外形的参数化依然比较困难。对于计算流体力学(Computational Fluid Dynamics, CFD)而言,外形参数化后还要进行网格的划分,这无疑增加了设计的流程和时间,虽然 FFD 技术只能实现较高质量的小范围到中等尺度网格变化,不太适合较大尺度的变形,但是 FFD 是在同一套网格上进行变形,有效减少了 CAD 参数化重建模和网格划分的工作量,在细致优化阶段相比于 CAD 参数化具有非常明显的优势,同时具有控制变量少的优势。文献[3-4]通过类型

函数(Class-Shape Transformation, CST)参数化的方法研究了 RAE2822 翼型的优化问题,可以有效提升翼型的升阻比。朱雄峰等^[5]采用动网格实现翼型的优化设计,增加了优化结果的鲁棒性和可信度。白俊强等^[6]采用 CST 参数化和径向基函数(Radial Basis Function, RBF)神经网络模型优化显著提高了 RAE2822 翼型的气动性能。陈颂等^[7-8]建立由翼型表面控制点位移反求各个 FFD 控制点位移的求解模式实现翼型参数化,优化结果显著减小了设计状态下的翼型阻力。王科雷等^[9]采用解析形状函数法对 RAE2822 翼型进行参数化建模,采用 Kriging 代理模型进行优化得到的翼型升阻比增加了约 31%。Kenway 等^[10]采用 FFD 方法实现了对 CRM(common research model)机翼的优化设计,取得了较好的优化结果。Koo 等^[11]运

* 收稿日期:2017-08-14

基金项目:湖南省研究生科研创新资助项目(CX2016B004)

作者简介:陈立立(1990—),男,陕西礼泉人,博士研究生,E-mail:724043509@qq.com;

郭正(通信作者),男,教授,博士,博士生导师,E-mail:guozheng@nudt.edu.cn

用 FFD 方法实现了对 RAE2822 翼型的多点优化设计,显示出了比传统单点优化设计更好的结果。

通过文献调研可以看出,翼型的优化设计方法较多,传统的类函数法进行参数化时,更易于控制翼型的局部参数,但是该优化过程包括翼型参数化、网格划分、数值求解等,有较多的重复性工作,而采用 FFD 方法可以直接实现对翼型网格的控制变形来实现参数化,变形后的网格可以直接进行数值分析,有效地提升翼型优化设计的效率。因此,本文选择 FFD 变形技术实现对翼型的参数化,在此基础上实现翼型的优化设计。

1 FFD 方法数学原理

在数学中,FFD 可以看作一个由 R^3 到 R^3 的映射 $X = F(x)$,其定义域是待变形的物体表面所包围的实体,其值域是变形后的物体。FFD 在进行网格变形时采用了非均匀有理 B 样条重构外形。FFD 能够通过建立任意形状变形(Arbitrary Shape Deformer, ASD)控制体对网格模型进行一个控制点到一组网格节点的映射。通过对控制点实施多种变形(包括笛卡尔坐标系和柱坐标系下的平移、旋转、缩放以及组合操作)实现控制点对网格节点的自由变形,变形后的几何体或者网格仍然能够保证 3 阶曲面连续性,从而保证网格质量。

在优化过程中,FFD 可以通过实现局部扰动的参数变化而不是外形整体的参数化来减少设计变量,设计参数就是各 FFD 控制点的位移:

$$r_n(v) = r_n^b + \Delta r_n(v)$$

式中, r_n^b 表示控制点 n 的基准位置, $\Delta r_n(v)$ 表示变形量。

基于 Bezier 曲面的 FFD 方法采用 Bernstein 基函数来定义位移求解模式。首先构造 ASD 控制体对待变形物体进行包围,并构造局部坐标系 $O' - STU$,如图 1 所示。其中 O' 是局部坐标系的

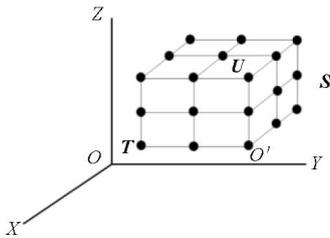


图 1 局部坐标系与控制体

Fig. 1 Local coordinates and control volume

原点, S, T, U 是轴矢量。笛卡尔坐标系 $O - XYZ$ 中任意一点 X 在局部坐标系中的坐标为 (s, t, u) :

$$X = X_0 + sS + tT + uU$$

式中, X_0 为局部坐标系的原点,

$$s = \frac{T \times U \cdot (X - X_0)}{T \times U \cdot S}$$
$$t = \frac{S \times U \cdot (X - X_0)}{S \times U \cdot T}$$
$$u = \frac{S \times T \cdot (X - X_0)}{S \times T \cdot U}$$

待变形的几何外形上每一个点在 FFD 控制体中的全局坐标为:

$$x(s, t, u) = \sum_{i=0}^l \sum_{j=0}^m \sum_{k=0}^n P_{i,j,k} B_l^i(s) B_m^j(t) B_n^k(u)$$
$$P_{i,j,k} = O' + \frac{i}{l}S + \frac{j}{m}T + \frac{k}{n}U$$

其中: $P_{i,j,k}$ 为控制点的全局坐标值; l, m, n 分别表示 FFD 控制体三个方向上的阶数; $B_l^i(s), B_m^j(t), B_n^k(u)$ 分别是 l, m, n 阶次的 Bernstein 基函数,

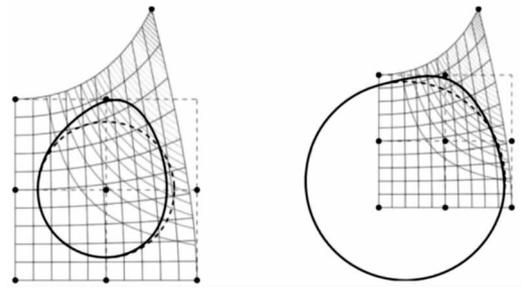
$$B_l^i(s) = \frac{l!}{i!(l-i)!} s^i (1-s)^{l-i}$$

$B_m^j(t), B_n^k(u)$ 与 $B_l^i(s)$ 类同,这里不再赘述。

当控制点 $P_{i,j,k}$ 变形到 $P'_{i,j,k}$, 变形后几何外形上每一个点的全局坐标变为:

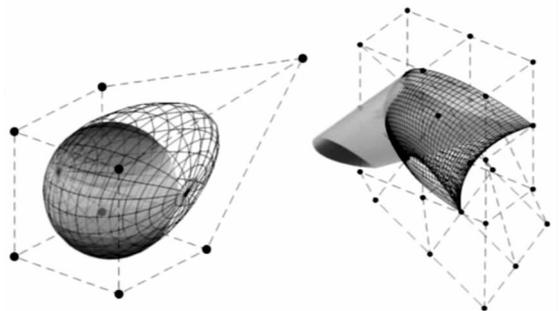
$$x'(s, t, u) = \sum_{i=0}^l \sum_{j=0}^m \sum_{k=0}^n P'_{i,j,k} B_l^i(s) B_m^j(t) B_n^k(u)$$

对控制体内所有的局部坐标通过控制点进行变换后就可以得到变形后的几何外形,图 2 展示了文献[12]中给出的变形示意图。



(a) 整体与局部的 FFD 变形^[12]

(a) The whole and local FFD deformation of circle^[12]



(b) 球体与机翼的 FFD 变形^[12]

(b) FFD deformation of sphere and wing^[12]

图 2 FFD 二维与三维变形示意图

Fig. 2 Two-dimension and three-dimension deformation schematic of FFD technique

2 计算方法与代理模型

本文计算程序基于求解二维定常雷诺平均的N-S方程,采用空间离散的有限体积法,利用SIMPLE算法求解流场,通量差分选择Roe-FDS格式,湍流模型选择SST $k-w$ 模型,空间离散格式采用二阶精度的迎风格式,采用Sutherland公式计算分子黏性系数,入口采用压力远场边界条件,出口采用压力出口边界条件。流体的控制方程为:

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial(E - E_v)}{\partial x} + \frac{\partial(F - F_v)}{\partial y} + \frac{\partial(G - G_v)}{\partial z} = 0$$

式中, Q 为单位体积的质量、动量和能量组成的流场变量, E 、 F 、 G 为无黏流通量, E_v 、 F_v 、 G_v 为黏性流通量。

2.1 SST $k-\omega$ 湍流模型

SST $k-\omega$ 湍流模型是在Menter提出的标准 $k-\omega$ 湍流模型的基础上发展起来的,其在更广泛的应用上优于 $k-\varepsilon$ 模型。该模型结合了 $k-\omega$ 湍流模型的优点,在近壁面的附面层采用 $k-\omega$ 湍流模型。由于 $k-\omega$ 模型对逆压梯度敏感,所以能够模拟较大分离运动。在附面层外面的流场中使用 $k-\varepsilon$ 湍流模型,能够有效地避免 $k-\omega$ 模型对自由来流敏感的缺点。因此,该模型能够较好地模拟中等分离流动。其控制方程为:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + \tilde{G}_k - Y_k + S_k$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \omega u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + G_\omega -$$

$$Y_\omega + D_\omega + S_\omega$$

湍流黏性系数 μ_t 通过 k 和 ω 来计算:

$$\mu_t = \frac{\rho k}{\omega} \frac{1}{\max \left[\frac{1}{\alpha^*}, \frac{SF_2}{a_1 \omega} \right]}$$

公式中其他参数的具体含义可参考ANSYS FLUENT帮助文档^[13]。

2.2 Kriging 代理模型

Kriging模型是一种进行曲线插值和响应面近似的方法,最初用于地理统计学。20世纪80年代末,Sacks等^[14]研究了基于Kriging模型的计算机试验分析和设计(Design and Analysis of Computer Experiment, DACE)技术,将Kriging模型应用于确定性的计算数据的插值近似。由于Kriging模型具有无偏估计、非线性近似能力强等优点,近年来Kriging模型作为一种新型的响应面技术在工程优化领域得到了广泛关注。Kriging

模型不仅能给出对未知函数的预估值,还能给出预估值的误差估计,这是其区别于其他代理模型的显著特点^[15]。

Kriging模型由全局模型和局部偏差模型构成:

$$f(\mathbf{x}) = \mathbf{g}(\mathbf{x})^T \boldsymbol{\beta} + Z(\mathbf{x})$$

式中, $\mathbf{g}(\mathbf{x}) = [g_1(\mathbf{x}), g_2(\mathbf{x}), \dots, g_K(\mathbf{x})]$, $\boldsymbol{\beta} = [\beta_1, \beta_2, \dots, \beta_K]^T$, $Z(\mathbf{x})$ 为静态随机过程,其均值为零,协方差矩阵表明其局部偏离的程度,形式如下:

$$\text{Cov}[Z(\mathbf{x}^{(i)}), Z(\mathbf{x}^{(j)})] = \sigma^2 \mathbf{R}([R(\mathbf{x}^{(i)}), \mathbf{x}^{(j)}])$$

式中, $R(\mathbf{x}^{(i)}, \mathbf{x}^{(j)})$ 表示任意两个样本点 $\mathbf{x}^{(i)}$ 、 $\mathbf{x}^{(j)}$ 之间的相关函数, \mathbf{R} 是一个 $p \times p$ 的矩阵, $\mathbf{R}_{ij} = R(\mathbf{x}^{(i)}, \mathbf{x}^{(j)})$,这里常采用高斯相关函数:

$$R(x, y) = \exp \left[- \sum_{k=1}^n \theta_k |x_k - y_k|^2 \right]$$

相关函数确定后就可以建立 $f(\mathbf{x})$ 的近似响应 $s(\mathbf{x})$ 关于预测点 \mathbf{x} 的表达式:

$$s(\mathbf{x}) = \mathbf{g}^T(\mathbf{x}) \boldsymbol{\beta} + \mathbf{r}^T(\mathbf{x}) \mathbf{R}^{-1}(\mathbf{f} - \mathbf{G} \boldsymbol{\beta})$$

其中: $\mathbf{r}(\mathbf{x}) = [R(\mathbf{x}, \mathbf{x}^{(1)}), R(\mathbf{x}, \mathbf{x}^{(2)}), \dots, R(\mathbf{x}, \mathbf{x}^{(p)})]^T$ 表示观测点 \mathbf{x} 与 p 个样本点之间的相关性; $\mathbf{f} = [f(\mathbf{x}^{(1)}), f(\mathbf{x}^{(2)}), \dots, f(\mathbf{x}^{(p)})]^T$; \mathbf{G} 是一个 $p \times K$ 的矩阵:

$$\mathbf{G}_{ij} = g_j(\mathbf{x}^{(i)})$$

模型参数 $\boldsymbol{\beta}$ 通过广义最小二乘法估计得出:

$$\boldsymbol{\beta} = (\mathbf{G}^T \mathbf{R}^{-1} \mathbf{G})^{-1} \mathbf{G}^T \mathbf{R}^{-1} \mathbf{f}$$

方差 σ^2 的估计如下:

$$\sigma^2 = \frac{(\mathbf{f} - \mathbf{G} \boldsymbol{\beta})^T \mathbf{R}^{-1} (\mathbf{f} - \mathbf{G} \boldsymbol{\beta})}{p}$$

相关参数 θ_k 通过最大化如下关系式得到:

$$\max_{\theta_k > 0} \left(- \frac{p \ln(\sigma^2) + \ln |\mathbf{R}|}{2} \right)$$

求解上式的非线性无约束优化问题,可以得出最优插值的Kriging模型。

3 算法验证

选择RAE2822超临界翼型为研究对象,第一层网格厚度为 4×10^{-6} ,确保 $y^+ < 1$ 以适应湍流模型的要求,本文选择SST $k-\omega$ 湍流模型在FLUENT 17.0平台上进行数值分析,首先进行网格收敛性分析,并与实验结果^[16]进行对比分析。计算工况: $Ma = 0.73$,攻角 $\alpha = 3.19^\circ$, $Re = 6.5 \times 10^6$,来流湍流强度设为0.5%。采用CH构型的结构网格进行分析,来流区域长度为弦长的30倍,尾流区域长度为弦长的40倍。为了进行网格收敛性分析,共划分5套网格(G1~G5)进行研究,第一层网格采用相同的网格厚度。

壁面处的压力分布一般用压力系数进行对比:

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{0.5\rho v^2}$$

式中, p_∞ 表示来流压强, ρ 表示来流密度, v 表示来流速度。

表 1 给出了不同网格计算得到的气动参数, 其中 C_l 、 C_d 和 C_m 分别表示升力系数、阻力系数和俯仰力矩系数。可以看出, 网格规模对升力系数和阻力系数影响不大, 与实验数据相比, 升力系数的误差在 2.5%, 阻力系数误差约 23%, 阻力系数误差大的原因主要是 SST $k-\omega$ 湍流模型没有考虑转捩导致的摩擦阻计算偏大。图 3 给出了不同网格计算得到的压力系数分布, 横坐标采用弦长进行了无量纲处理, 5 种网格计算结果与实验结果吻合较好。总体来看, G1 ~ G5 网格基本达到收敛, 考虑需要网格变形和计算量, 本文选择 G3 网格作为翼型优化的基准网格。

表 1 网格收敛性分析

Tab. 1 Grid convergence study

网格	节点数	单元数	C_l /cts	C_d /cts	C_m
实验			80.3	168.0	-0.099
G1	330 × 160	107 200	82.3	206.3	-0.084 5
G2	384 × 180	135 720	82.2	206.4	-0.084 4
G3	440 × 200	168 000	82.3	207.1	-0.084 5
G4	530 × 250	252 500	82.5	207.9	-0.085 0
G5	600 × 280	319 200	82.6	209.4	-0.085 3

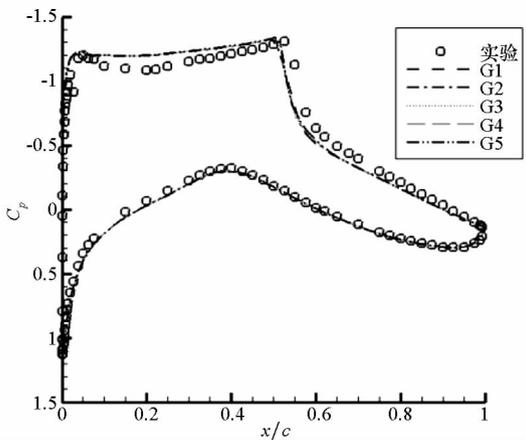


图 3 压力系数分布对比

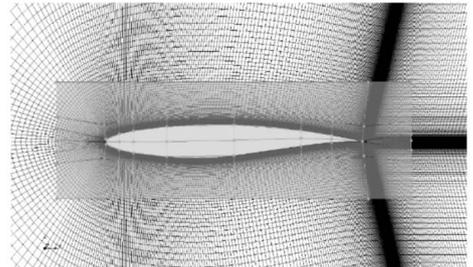
Fig. 3 Comparison of pressure coefficient distribution

4 RAE2822 翼型优化设计

4.1 网格生成与变形策略

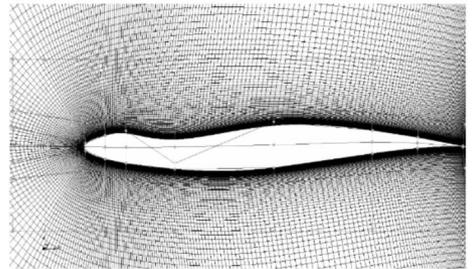
选择经典 RAE2822 翼型作为优化的研究对

象, 采用 ICEM 软件划分结构网格, 第一层网格厚度为 4×10^{-6} , 总网格量为 168 000, 首先将生成的 .mesh 网格文件导入 FLUENT 中进行边界条件和计算方法等设置, 然后保存为 .cas 文件, 导入 sculptor 软件实现网格变形, 局部变形示意如图 4 所示。



(a) 基准翼型

(a) Baseline airfoil



(b) 局部变形

(b) Local mesh deformation

图 4 RAE2822 翼型网格变形示意图

Fig. 4 Diagram of RAE2822 airfoil mesh deformation

基于 FFD 技术对翼型进行参数化建模, 在上表面和下表面分别选取 6 个控制点, 具体控制点的分布如表 2 所示。由于 RAE2822 是非对称翼型, 所以上下表面不采用统一变形。首先将翼型

表 2 翼型表面控制点分布

Tab. 2 Control points distribution of airfoil surface

控制点	x/m	y/m	$\Delta y/m$	下限	上限
upper_pt1	0.056	0.029	$\pm 0.005 9$	-0.015	0.015
upper_pt2	0.110	0.040	± 0.008	-0.02	0.02
upper_pt3	0.237	0.055	± 0.010	-0.025	0.025
upper_pt4	0.495	0.062	± 0.011	-0.03	0.03
upper_pt5	0.752	0.041	$\pm 0.005 6$	-0.014	0.014
upper_pt6	0.870	0.024	$\pm 0.002 8$	-0.008	0.008
down_pt1	0.056	-0.030	$\pm 0.005 9$	-0.015	0.015
down_pt2	0.110	-0.040	± 0.008	-0.02	0.02
down_pt3	0.237	-0.055	± 0.010	-0.025	0.025
down_pt4	0.495	-0.051	± 0.011	-0.03	0.03
down_pt5	0.752	-0.016	$\pm 0.005 6$	-0.014	0.014
down_pt6	0.870	-0.003	$\pm 0.002 8$	-0.008	0.008

的顶点和尾部汇合点固定不变,然后分别选取 5.6%、11.0%、23.7%、49.5%、75.2%、87.0% 弦向位置处的上下表面的控制点为控制变量,每一个控制点在 y 方向上的变化范围控制在当地翼型厚度的 10%,通过改变 ASD 区域控制节点的变化来实现不同位置处的翼型厚度的变化,这里通过平移方式改变控制点的位置,每一个控制点参数的变化如表 2 所示。

4.2 试验设计

试验设计(Design of Experiment, DoE)方法有很多种,常用的有完全随机设计、随机区组设计、交叉设计、析因设计、拉丁方设计、正交设计、嵌套设计、重复测量设计、裂区设计以及均匀设计等。

优化的拉丁超立方是通过控制拉丁超立方随机选取样本的过程使得设计空间更加均匀分布,具有更好的均衡性。因此,本文选用优化的拉丁超立方选取 120 个样本点进行分析。

4.3 翼型优化设计过程

选择 AIAA 气动研讨组提供的 RAE2822 翼型作为优化对象^[3](这里简化了对机翼面积的约束),优化状态: $Ma = 0.734, Re = 6.5 \times 10^6$ 。选择 $AoA = 3.217^\circ$ 作为优化攻角,采用 FFD 方法对翼型进行参数化,优化模型描述为:

$$\begin{aligned} & \min C_d \\ \text{s. t. } & \begin{cases} C_l = 0.824 \\ C_m \geq -0.092 \end{cases} \end{aligned}$$

选择 Kriging 代理模型进行拟合,选择指数基函数,采用多岛遗传算法(Multi-Island Genetic Algorithm, MIGA)和非线性序列二次规划法 NLPQL 梯度算法分别进行全局和局部优化,这里不直接将优化得到的气动参数作为优化结果,而是将优化得到的变形量作为优化结果,然后采用 CFD 计算得到数值结果,通过改变攻角得到优化问题的最终解。对于 MIGA,子群大小为 20,岛数为 30,遗传代数为 30,交叉因子为 0.95,变异率和迁移率都是 0.01。对于 NLPQL,迭代次数选为 40。本文通过将变形量作为优化结果,可以降低对代理模型的要求,同时得到的计算结果更加接近数值结果。图 5 给出了优化过程中样本数据获取流程,首先是试验设计出 120 组变参数,通过 run_sculptor.bat 文件运行网格变形软件 sculptor 脚本文件 RAE2822.def 实现对网格变形,然后进入下一个模块,通过 run_fluent.bat 运行 FLUENT 软件并调用.jou 日记文件修改计算参数并输出气动参数,再进入数据分析模块 calculator,依次循

环得到样本结果。整个过程都是在 ISIGHT 优化平台上自动完成的。根据样本结果得到代理模型,最后采用优化算法实现对模型的优化分析。

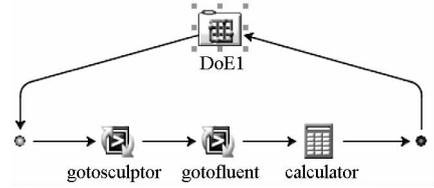


图 5 样本点计算流程图

Fig. 5 Framework of samples computation

4.3.1 样本误差分析

均方根误差(Root Mean Square Errors, RMSE)定义为:

$$RMSE = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^{N_v} (f_i - \hat{f}_i)^2}{N_v}}$$

式中, f_i 为检验点数值, \hat{f}_i 为检验点近似值, N_v 为检验点的个数。复相关系数 R^2 定义为:

$$R^2 = 1 - \frac{\sum_{i=1}^{N_v} (f_i - \hat{f}_i)^2}{\sum_{i=1}^{N_v} (f_i - \bar{f})^2}$$

复相关系数 R^2 的值在 0 和 1 之间,其值越大表明近似的精度越高, RMSE 其值越小表明近似的精度越高。表 3 给出了本文代理模型的误差,均方根误差均小于 0.1,复相关系数均大于 0.8,满足优化过程中的精度要求。

表 3 代理模型误差评估

Tab. 3 Error evaluation of surrogate model

代理模型	误差评估	C_l	C_d	C_m
Kriging	RMSE	0.078 0	0.073 3	0.056 8
	R^2	0.802 2	0.924 9	0.862 4

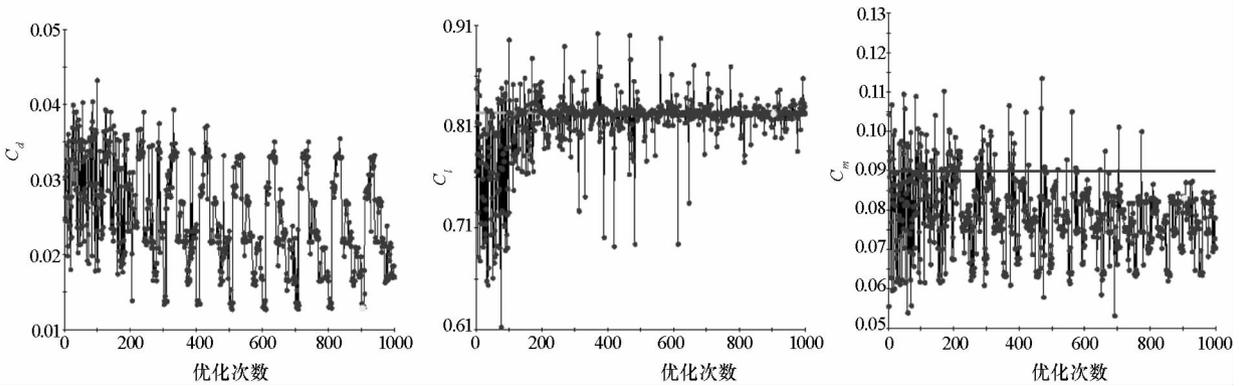
4.3.2 优化结果分析

在优化过程中首先采用 MIGA 进行全局优化,通过第一轮的全局优化缩小优化范围,将全局优化得到的结果作为第一轮优化的结果。由于全局优化很难得到最优结果,因此,本文又以全局优化的参数作为初始值,采用 NLPQL 梯度算法进行局部优化,将其得到的结果作为第二轮优化结果。整个优化过程得到的结果是设计变量的数值,不是最终的气动力。本文没有直接采取代理模型给出的优化气动参数,而是按照优化得到的变参数再次进行网格变形,对变形后的网格再进行 CFD

数值模拟,从而得到最后的优化构型和气动参数。图 6 给出了两轮优化过程的收敛曲线。

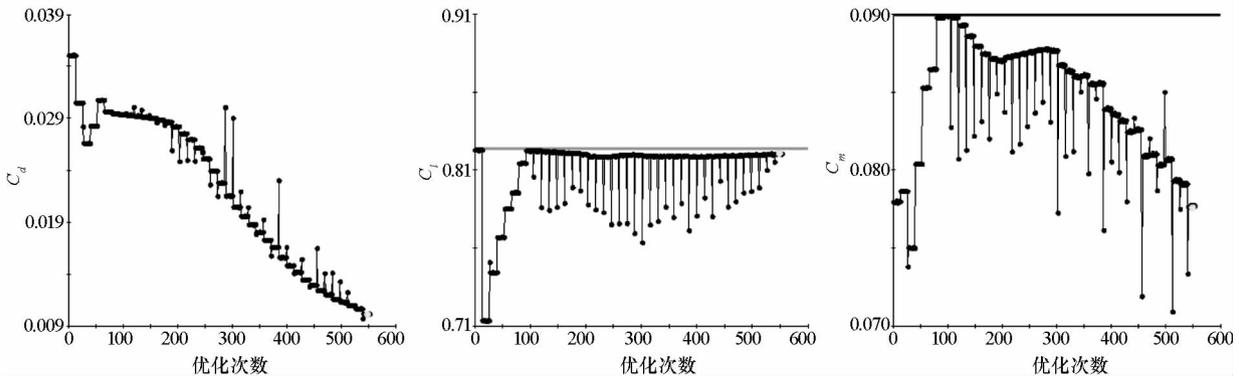
表 4 给出了通过两轮优化得到的翼型表面控制点的参数,图 7 给出了基准翼型和两轮优化得到的翼型对比图。分析数据点和图 7 可知,第一轮优化得到的上表面参数和第二轮优化得到的结果比较接近,上表面翼型前半部分在原有基础上向下凹,上表面翼型 3/4 区域略有上凸。前半部分下凹有助于减弱激波强度从而降低波阻;根据伯努利原理,后半部分上凸可以增加波后空气流过翼型的速度从而达到提高升力的目的。另外,也可以看出下表面第一轮

优化和第二轮优化得到的结果差异较大。第一轮优化后下表面的前半部分先是下凸然后在弦向 10% 的位置开始上凹,直到 50% 位置后与基准翼型基本保持一致;第二轮优化后下表面先是下凸,在弦向 30% 位置开始上凹,直到 70% 位置后与基准翼型基本保持一致。原因可能是上表面前半部分下凹导致的下表面下凸来满足升力需求。下表面后部分的两种优化结果一个是先上凹再下凸,另一个是先下凸再上凹,最终都能保持优化模型中对升力的约束要求,因此,也可以得出结论:对于翼型的优化,结果可能并不是唯一的,不同的网格变形途径也可以得到相近的优化结果。



(a) 第一轮优化收敛曲线(MIGA)

(a) Convergence graph of the 1st round optimization by MIGA



(b) 第二轮优化收敛曲线(NLPQL)

(b) Convergence graph of the 2nd round optimization by NLPQL

图 6 两轮优化过程曲线

Fig. 6 Convergence graph of two rounds optimization

表 4 两次优化得到的变参数优化结果

Tab. 4 Optimized parameters values of two rounds

	upper_pt1	upper_pt2	upper_pt3	upper_pt4	upper_pt5	upper_pt6
第一轮	-0.010 6	-0.018 2	-0.011 8	0.000 2	0.013 3	-0.004
第二轮	-0.009 2	-0.013 2	-0.013 7	-0.000 1	0.012 9	-0.000 8
	down_pt1	down_pt2	down_pt3	down_pt4	down_pt5	down_pt6
第一轮	-0.010 2	-0.008 8	0.019 1	-0.003 8	0.001 9	0.007 8
第二轮	-0.009 5	-0.002 9	-0.018 2	0.024 7	-0.008 1	-0.001 0

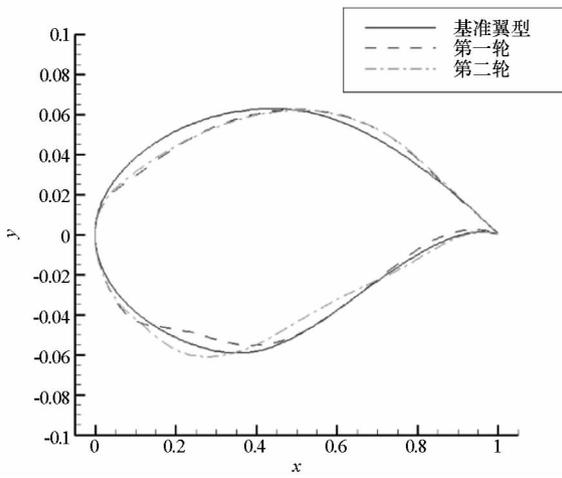


图 7 基准翼型和两轮优化的翼型对比图

Fig. 7 Comparison of baseline airfoil and optimized airfoil

表 5 和表 6 分别给出了两轮优化后得到的气动参数,其中 K 为升阻比, $K = C_l/C_d$ 。由于在优化过程中固定了基本翼型的优化攻角,优化结果是基于代理模型得到的,代理模型有一定误差,该攻角下得到的真实气动参数并不一定会满足优化模型中的约束条件,因此这里只把优化得到的网格变形参数作为最终的优化结果,因为对于同一代理模型,变参数对应的数值在趋势上能够反映优化结果的方向。最后将两轮得到的优化参数对基准翼型再进行变形,通过 CFD 在

小范围变攻角计算得到更加精确的优化数值结果。如表 5 和表 6 所示,对优化后的翼型试算攻角 3° 的气动参数,如果升力小于 0.824,增加一定量的攻角增值计算得到升力大于 0.824 对应的攻角,然后依次通过线性差值得到更加接近升力约束对应的攻角,该攻角与其对应的气动参数作为最终的优化结果。通过分析可知,第一轮优化得到的升阻比提高了约 50.4%,俯仰力矩系数大于 -0.092 ,满足优化约束条件;第二轮优化得到的升阻比提高了约 57.2%,俯仰力矩系数也满足优化约束条件。因此,本文得到的优化结果满足优化要求,优化后的翼型升阻比得到了明显的提高。

图 8 给出了优化前后的翼型表面压力系数对比图,图 9 给出了优化前后的翼型压力云图,结合图 8 和图 9 可以看出,优化后的翼型上表面前缘出现了比基准翼型更低的压力区域,整体压力沿弦向呈现逐渐降低的趋势,而基准翼型是在 50% 弦向位置处出现了明显的压力升高,可以看出优化后的上表面压缩波程度更弱。第一轮优化后的下表面翼型出现了两个低压区域,第二轮优化的结果低压区域介于第一轮优化的两个低压区域之间,总体压力分布相似,这与前文分析的结论相似。总体来看,优化后的翼型主要是通过减弱压缩波来达到降低阻力提高升阻比的目的。

表 5 第一轮优化后的气动参数

Tab. 5 Aerodynamic coefficients after the 1st round optimization

气动参数	攻角 α				
	基准(3.217 3°)	3°	3.19°	3.075°	3.061°
C_l	0.824	0.80	0.860 9	0.829 4	0.824
C_d	0.020 78	0.014 8	0.014 3	0.013 8	0.013 8
C_m	-0.084 0	-0.092 5	-0.090 5	-0.090 4	-0.090 7
K	39.7	54.1	60.2	60.1	59.7

表 6 第二轮优化后的气动参数

Tab. 6 Aerodynamic coefficients after the 2nd round optimization

气动参数	攻角 α				
	基准(3.217 3°)	3°	3.19°	3.075°	3.11°
C_l	0.824	0.793 8	0.842 8	0.815 6	0.824
C_d	0.020 78	0.013 3	0.013 8	0.013 1	0.013 2
C_m	-0.084 0	-0.089 3	-0.088	-0.088 2	-0.087 9
K	39.7	59.7	61.1	62.3	62.4

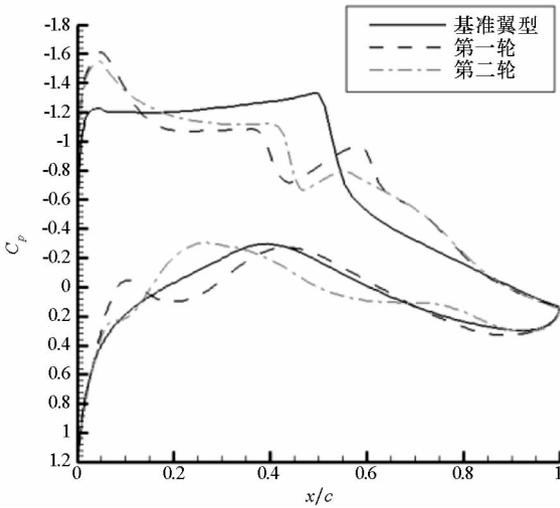
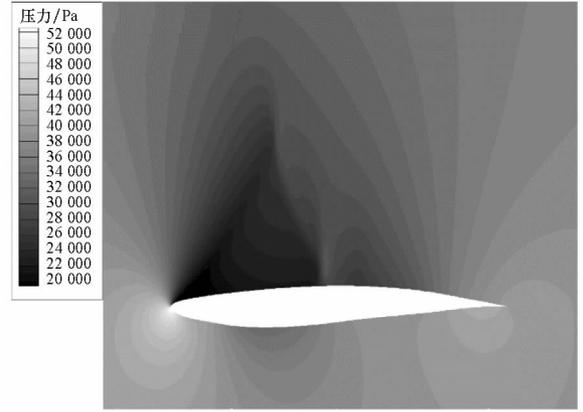


图 8 基准翼型和两轮优化的翼型表面压力系数对比
Fig. 8 Comparison of pressure coefficient between baseline airfoil and optimized airfoil



(c) 第二轮优化的翼型压力云图
(c) Pressure contour of the 2nd round optimized airfoil

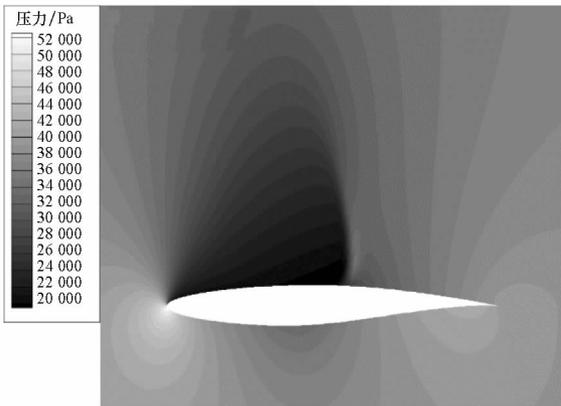
图 9 基准翼型和两轮优化的翼型压力云图对比
Fig. 9 Comparison of pressure contour between baseline airfoil and optimized airfoil

5 结论

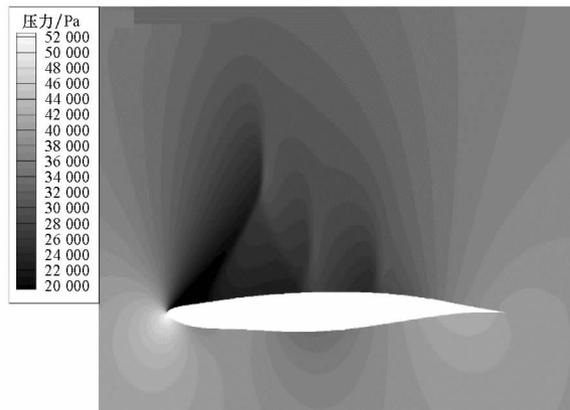
1) 提出采用 FFD 技术实现直接对网格变形进行参数化的新方法, 相比于传统的参数化方法更加直接, 减去了网格划分的过程, 节约了分析时间。

2) 采用 Kriging 代理模型进行翼型优化, 将变参数作为优化结果进行第二次数值计算使得优化结果更加精确, 最终优化的升阻比提高了约 57.2%, 优化效果明显, 证明了本文方法的可行性。

3) 通过搭建 ISIGHT 优化平台, 实现自动调用不同分析软件的计算过程, 整个过程完全自动化, 提高了优化分析的效率。



(a) 基准翼型压力云图
(a) Pressure contour of baseline airfoil



(b) 第一轮优化的翼型压力云图
(b) Pressure contour of the 1st round optimized airfoil

参考文献 (References)

- [1] Sederberg T W, Parry S R. Free-form deformation of solid geometric models[J]. ACM SIGGRAPH Computer Graphics, 1986, 20(4): 151 - 160.
- [2] Samareh J A. Aerodynamic shape optimization based on free-form deformation [C]//Proceedings of 10th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, 2004.
- [3] Zhang Y, Han Z H, Shi L X, et al. Multi-round surrogate-based optimization for benchmark aerodynamic design problems[C]//Proceedings of 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2016.
- [4] 王迅, 蔡晋生, 屈崑, 等. 基于改进 CST 参数化方法和转捩模型的翼型优化设计[J]. 航空学报, 2015, 36(2): 449 - 461.
WANG Xun, CAI Jinsheng, QU Kun, et al. Airfoil optimization based on improved CST parametric method and transition model[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(2): 449 - 461. (in Chinese)
- [5] 朱雄峰, 郭正, 侯中喜, 等. 基于动网格的翼型设计优化[J]. 国防科技大学学报, 2013, 35(2): 1 - 6.
ZHU Xiong-feng, GUO Zheng, HOU Zhong-xi, et al. Dynamic mesh based airfoil design optimization[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2013, 35(2): 1 - 6. (in Chinese)
- [6] 白俊强, 王波, 孙智伟, 等. 超临界翼型稳健型优化设计研究[J]. 空气动力学学报, 2011, 29(4): 459 - 463.

- BAI Junqiang, WANG Bo, SUN Zhiwei, et al. The research of robust supercritical airfoil design optimization [J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2011, 29 (4): 459 - 463. (in Chinese)
- [7] 陈颂, 白俊强, 华俊, 等. 直接操作 FFD 技术在翼型气动优化设计中的应用[J]. *航空计算技术*, 2013, 43(1): 40 - 43.
- CHEN Song, BAI Junqiang, HUA Jun, et al. Application of direct manipulated FFD technique in airfoil aerodynamic optimization[J]. *Aeronautical Computing Technique*, 2013, 43(1): 40 - 43. (in Chinese)
- [8] 陈颂, 白俊强, 孙智伟, 等. 基于 DFFD 技术的翼型气动优化设计[J]. *航空学报*, 2014, 35(3): 695 - 705.
- CHEN Song, BAI Junqiang, SUN Zhiwei, et al. Aerodynamic optimization design of airfoil using DFFD technique [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2014, 35(3): 695 - 705. (in Chinese)
- [9] 王科雷, 周洲, 许晓平, 等. 超临界翼型低雷诺数流动分析及优化设计 [J]. *航空学报*, 2015, 36 (10): 3275 - 3283.
- WANG Kelei, ZHOU Zhou, XU Xiaoping, et al. Flow characteristics analysis and optimization design of supercritical airfoil at low Reynolds number [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2015, 36 (10): 3275 - 3283. (in Chinese)
- [10] Kenway G K W, Martins J R R A. Multipoint aerodynamic shape optimization investigations of the common research model wing[J]. *AIAA Journal*, 2016, 54(1): 113 - 128.
- [11] Koo D, Zingg D W. Progress in aerodynamic shape optimization based on the Reynolds-averaged Navier-Stokes equations [C]//*Proceedings of 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 2016.
- [12] Söbester A, Forrester A I J. *Aircraft aerodynamic design: geometry and optimization*[M]. United Kingdom: John Wiley & Sons, Ltd, 2014.
- [13] Fluent A. *ANSYS FLUENT 17.0 user's guide*[M]. USA: ANSYS, Inc, 2016.
- [14] Sacks J, Welch W J, Mitchell T J, et al. Design and analysis of computer experiments [J]. *Statistical Science*, 1989, 4(4): 409 - 423.
- [15] 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)
- [16] Cook P H, McDonald M A, Firmin M C P. Aerofoil RAE 2822; pressure distributions, and boundary layer and wake measurements [R]. *Experimental Data Base for Computer Program Assessment, AGARD Report AR 138*, 1977.