

基于动网格的翼型设计优化*

朱雄峰, 郭 正, 侯中喜, 陈学孔

(国防科技大学 航天科学与工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘 要:针对传统基于代理模型的翼型优化的缺陷, 提出采用基于动网格的翼型优化; 针对基本 Hicks-Henne 方法后缘不光滑情况进行了改进; 采用自编程序实现动网格生成, 通过集成商业软件 Pointwise 和 CFD 计算软件 Fluent 完成边界条件生成和流场解算, 并实现上述程序和软件间的数据交互和自动化, 整个优化流程在 iSIGHT 平台下执行, 优化算例表明基于动网格的翼型优化方法能大幅提高翼型性能, 节省大量的重复性操作, 增加优化结果的鲁棒性和可信度, 是翼型优化中的一种有效方法。

关键词:无人机; 动网格; 翼型优化; CFD; 遗传算法

中图分类号: TP391.9 **文献标志码:** A **文章编号:** 1001-2486(2013)02-0001-06

Dynamic mesh based airfoil design optimization

ZHU Xiong-feng, GUO Zheng, HOU Zhong-xi, CHEN Xue-kong

(College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: According to the drawbacks of traditional surrogate model based airfoil optimization, dynamic mesh based airfoil design optimization was studied. Hicks-Henne parameterization method was improved against the drawbacks of unsmooth trailing edge, which was subsequently utilized for the construction of airfoil dynamic mesh. Commercial software Pointwise and Fluent were integrated by secondary development, which automates the adding boundary condition and CFD calculation. The data flows and work flows between commercial software and programs were realized under iSIGHT platform. An airfoil optimization case study shows that the method can significantly improve aerodynamic performance of airfoils, and save massive repeat operations, which is verified an effective and high efficient method of airfoil design optimization.

Key words: unmanned air vehicles; dynamic mesh; airfoil optimization; CFD; genetic algorithm

翼型设计是飞行器总体设计过程中的热点和核心研究内容, 尤其对于高空长航时无人飞行器如美国全球鹰等, 此类飞行器通常采用大展弦比平直机翼, 选择合适的翼型对于提高飞行器整体的气动性能更尤为重要。现有的翼型设计方法主要可以分为两类: 正向设计优化方法和反设计方法, 正向设计优化方法通过不断修改翼型的外形曲线得到最优的气动目标(升力系数、阻力系数、升阻比等); 反设计方法是首先给出翼型的气动参数分布情况, 通过翼型几何外形改变和流动方程的求解来逐步逼近该气动参数分布, 并得到满足要求的翼型^[1-5]。

本文基于正向设计优化方法实现翼型优化, 正向设计优化方法常采用基于代理模型的优化, 即参数化翼型后, 由试验设计得到若干设计样本, 并基于该样本点构造代理模型如 Kriging 模型或 RSM 模型, 优化算法驱动该代理模型得到最优的翼型^[6-7]。然而基于代理模型的优化其精度受样

本采集量大小的影响, 而样本采集量与翼型参数个数密切相关, 实际 CFD 操作和计算的困难直接限制了样本集的大小, 因此基于代理模型的翼型优化其精度和可信度需反复检验。本文采用优化算法直接驱动 CFD 仿真进行优化, 首先由优化器给出翼型参数生成翼型, 再在基准翼型的基础上生成动网格并添加边界条件, CFD 对上述网格进行流场解算, 得到优化目标提交给优化器, 优化器按其优化策略执行下一次迭代。上述所有过程均能实现全自动化。最终的结果是: 设计人员给定翼型参数和约束条件, 设定翼型优化目标, 启动该流程经过一段时间的迭代后即可得到优化的翼型。

1 总体流程

本文基于动网格翼型优化的基本流程主要由四个模块组成: 首先是动网格生成模块, 该模块由 C 语言编程实现, 模块的入口文件是 Hicks-Henne

* 收稿日期: 2012-09-30

基金项目: 国家 863 计划资助项目; 国防科技大学科研计划资助项目(JC12-01-05)

作者简介: 朱雄峰(1985—), 男, 广东韶关人, 博士研究生, E-mail: zhuxiong-feng@yeah.net;

侯中喜(通信作者), 男, 教授, 博士生导师, E-mail: cn_hzx@sina.com

翼型参数化方法的参数描述文件 Hicks.dat, 出口文件是依据 Hicks-Henne 参数化方法变形后的 Plot3D 格式网格文件 OutMesh.x, 同时还需要辅助文件: 翼型初始网格的 Plot3D 文件 inMesh.x; 第二个模块是边界条件生成模块, 该模块通过对商业软件 Pointwise 二次开发实现, 其入口文件是上一个模块的出口文件即 Plot3D 格式网格文件, 出口文件是加入边界条件可直接用于 CFD 计算的 CAE 文件 Airfoil.cas, 同时该模块还需要辅助文件: Pointwise 的 Glyph2 边界条件脚本文件 *.glf; 第三个模块是流场解算模块, 该模块通过对商业软件 Fluent 的二次开发实现, 该模块的入口文件是上一个模块的出口文件即 Airfoil.cas 文件, 出口文件是升力系数和阻力系数的迭代历史文件即 cl-history 和 cd-history; 第四个模块是优化集成模块, 该模块采用的是商业集成平台 iSIGHT, 该模块的目标文件是上一个模块的出口文件即流场计算结果, 并形成优化目标, 参数文件是第一个模块的 Hicks-Henne 翼型参数文件, 并以该文件作为优化变量的输出。总的说: 该设计流程是由优化集成模块向动网格生成模块提供网格变形方向, 动网格生成模块再向边界条件生成模块提供变形后的网格, 边界条件生成模块向流场解算模块提供可用于 CFD 计算的 CAE 文件, 流场解算模块最终将计算结果提交到优化模块。图 1 所示是总体流程示意图。

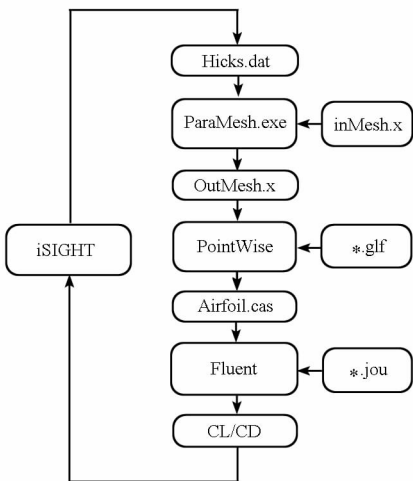


图 1 总体流程

Fig. 1 The overall process

2 动网格过程

本文对翼型进行优化, 优化的基准是现有的标准翼型如 NACA 系列翼型, 往往优化过程中翼型外形变化范围较小, 因此可以采用同一网格拓

扑结构进行描述。本文的动网格过程需要设计者提供一个初始网格, 动网格程序依据该初始网格和翼型外形参数的变化扰动生成变形后的网格。

2.1 翼型参数化

翼型参数化是将翼型的几何外形用连续光滑的数学函数描述, 常用的翼型参数化方法有 Hicks-Henne 形函数方法、正交基函数法、CST 方法、Bezier 曲线参数化方法、PARSEC 参数化方法等。上述参数化方法中, Hicks-Henne 形函数方法是小扰动方法, 即在基准翼型上叠加小扰动函数得到新的翼型, 该方法天然适用于本文基于基准翼型的动网格方法^[8-10]。

Hicks-Henne 翼型的形状由基准翼型和扰动形函数的线性叠加决定。翼型用基准翼型、形函数及其系数定义^[11]。一般选用的是 Hicks-Henne 形函数

$$f_k(x) = \begin{cases} x^{0.25}(1-x)e^{-20x} & (k=1) \\ \sin^3(\pi x^{e(k)}) & (k \geq 2) \end{cases} \quad (1)$$

式中, $e(k) = \ln 0.5 / \ln x_k$, $0 \leq x_k \leq 1$ 。取 x_k ($k=1, 2, 3, 4, 5, 6$) 分别为 0.15, 0.3, 0.45, 0.6, 0.75, 0.9 以形函数的系数作为设计变量, 与基准翼型一起确定新翼型形状, 并且选用 12 个设计变量 $D = [a_1, \dots, a_{12}]$ 表示翼型的坐标如下式

$$y_{up} = y_{up0} + \sum_{k=1}^{k=6} a_k f_k(x) \quad (2)$$

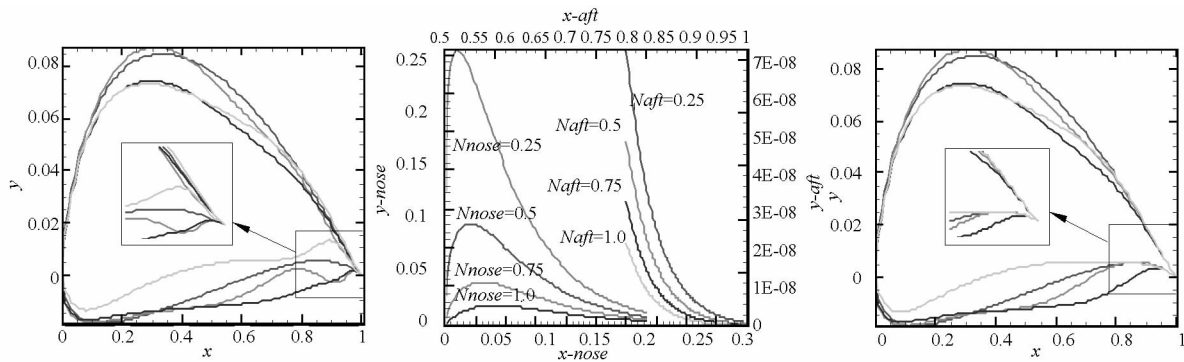
$$y_{low} = y_{low0} + \sum_{k=1}^{k=6} a_{k+6} f_k(x)$$

式中: y_{up}, y_{low} 分别为新翼型的上、下表面纵坐标; y_{up0}, y_{low0} 分别为基准翼型的上、下表面纵坐标; k, a 分别为控制翼型形状的参数个数和系数。12 个设计变量的取值范围不超过 ± 0.01 。如图 2(a) 所示是由拉丁超立方随机生成 4 组设计变量得到的 Hicks-Henne 翼型曲线。

由图 2(a) 中可以看出 Hicks-Henne 翼型后缘并不光滑且出现了拐点, 这显然不符合翼型设计的物理需求, 为解决该问题引入扰动函数 $\varphi(x) = x^{Nnose} \cdot (1-x)^{Naft}$, 并附加扰动增益函数得 $\varphi(x) = x^{Nnose} \cdot (1-x)^{Naft} \cdot e^{-20x}$, 其中 $Nnose$ 为控制前沿的扰动量参数, $Naft$ 控制翼型后缘扰动量参数, 由图 2(b) 可以看出扰动函数的扰动增益与 $Nnose$ 和 $Naft$ 负相关, 为使该扰动函数对翼型前缘影响较小而对翼型后缘影响较大, 选择 $Nnose = 0.75$, $Naft = 0.1$, 将该形函数代替原始 Hicks-Henne 形函数中 $k=6$ 项, 得到新的 Hicks-Henne 形函数如

式(3)。采用图 2(a) 所述相同的 4 组拉丁超立方设计变量得到新的 Hicks-Henne 翼型曲线如图 2(c), 图中可以看出改进后翼型后缘较原始曲线较为平滑。

$$f_k(x) = \begin{cases} x^{0.25}(1-x)e^{-20x} & (k=1) \\ \sin^3(\pi x^{e^{(k)}}) & (2 \leq k \leq 5) \\ x^{0.75} \cdot (1-x)^{0.1} \cdot e^{-20x} & (k=6) \end{cases} \quad (3)$$



(a) 原始 Hicks-Henne 翼型曲线 (b) 扰动函数增益随参数变化 (c) 改进后 Hicks-Henne 翼型曲线

图 2 Hicks-Henne 改进示意图

Fig. 2 Improvement of Hicks-Henne parameterization

2.2 初始网格的生成

由于初始网格用于动网格生成的基准, 要确保初始网格具有良好的鲁棒性, 需要在能描述流场情况下网格拓扑结构尽可能简单, 网格正交性良好等。现有适于翼型流场计算的结构网格拓扑类型有 O 型网格、C 型网格、H 型网格等, 如图 3 所示, 上述网格中 O 型网格拓扑结构简单且正交性良好, 因此是较优的选择。本文使用商业软件 Pointwise 生成初始网格。

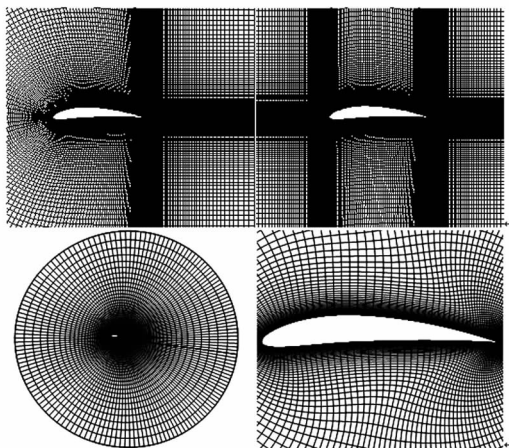


图 3 网格拓扑结构示意图

Fig. 3 Diagrams of grid topology

2.3 网格变形

由于翼型优化过程中, 网格形变量较小, 且网格拓扑结构不发生变化, 因此采用简单可靠的线性插值实现网格的变形。具体过程是以初始翼型网格文件 Plot3D 格式文件为基准, 根据 Hicks-Henne 网格变形方法, 将壁面边界网格位移直接叠加 Hicks-Henne 扰动量如式(2) 得到新

的壁面位置; 同时将 Hicks-Henne 扰动量平均分散到 O 型网格的径向方向。

设 O 型网格计算空间为 $\xi - \eta, \xi_i = \text{const}$ 的为一条从翼型表面到远场的网格线。 $\Delta\eta_j$ 为该网格线上 (ξ_i, η_j) 和 $(\xi_i, \eta_{j-1}), j = 1, 2, \dots, n$ 的网格长度, 设在翼型表面 (ξ_i, η_0) 产生扰动量 δ_i , 则该网格线上新的网格坐标生成为

$$\begin{cases} \eta'_0 = \eta_0 + \delta_i \\ \eta'_j = \eta'_{j-1} + \Delta\eta_j \left(1 + \frac{\delta_i}{\sum_{j=1}^n \Delta\eta_j} \right), \quad j = 1, 2, \dots, n \end{cases} \quad (4)$$

图 4 所示是采用上述动网格方法生成的网格, 可以看出在小变形范围内该方法能满足需求的。

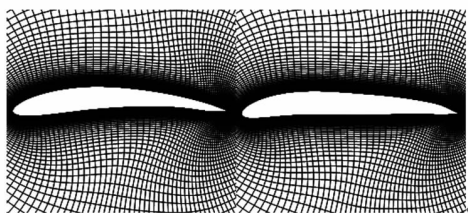


图 4 动网格示意图

Fig. 4 Diagrams of dynamic mesh

3 PointWise 自动化

网格 Plot3D 格式文件还不能直接用于 CFD 流场计算, 必须首先添加流场边界条件, 对于本文 O 型网格翼型, 其边界条件有两个: 一是壁面边界条件设为 wall, 此外是远场边界条件设为 pressure-far-field。本文采用 Pointwise 软件给网格

加入边界条件,由于翼型优化是一个自动优化过程,不能通过手动添加边界条件,需要编写一段 Pointwise 脚本语言 Glyph2 实现边界条件设置过程的自动化,Glyph2 是 tcl 程序语言的扩展,它可用于控制 Pointwise 应用程序的操作命令和实体,能自动实现全部 CFD 网格的生成过程。

需要指出的是,按如下 Menu/Script/Begin Journaling 可以录制出一段加边界条件的 Glyph2 脚本草稿,为实现程序的简洁和脚本执行的可靠性,可将该草稿中冗余的语法删除,得到精炼的脚本程序,同时 Pointwise 设置边界条件的自动化过程可采用如下的批处理命令:

```
" $ pointwise _ home _ path \ Pointwise \
PointwiseV16.04R1\win32\bin\tclsh. exe"
"$ work_home_path \ * . glf".
```

4 Fluent 自动化

Fluent 是通用流场解算器,将上一节的输出文件 CAE 文件进行 CFD 仿真,得到对应变形后翼型的升力系数、阻力系数、升阻比等。与 Pointwise 类似,由于优化过程需要流场计算自动化,不能通过手动设置解算条件。为实现商业软件 Fluent 的自动化,通常可以通过 Menu/File/Write/Start Journal 或者 Menu/File/Write/Start Transcript 两种方式录制一段脚本,在解算过程中加载该脚本即可自动执行计算。然而上述两种方式在设置过程中均要打开设置 GUI 界面,一方面运行效率较低,此外可能由于操作人员对 Windows 操作干预了 GUI,使自动化过程中断。本文通过编写 FLUENT 6.3 Text Command 命令行,执行效率高且设置过程无需辅助 GUI,缺点是不能自动生成该命令行,初始设置需要尝试多次才能设置成功。Fluent 自动化运行使用如下的批处理命令:

```
"$ Fluent_home_path
\Fluent. Inc \ntbin\ntx86\fluent. exe" 2d -i * . jou
```

5 iSIGHT 集成

本文翼型优化是以 Hicks-Henne 参数为优化变量,以升阻比最大为优化目标的单目标优化问题,其优化问题定义如式(5)。该优化是一个典型的基于软件集成的离散优化问题,常用 iSIGHT 集成软件实现以上各软件的集成优化。

find: $Hick_i$

max: K (5)

s. t. $\{-0.01 < Hick_i < 0.01, i = 1, 2, \dots, 12\}$

iSIGHT 软件平台由 Engineous Software 公司开发,是目前国际上最强大的综合性计算机辅助工程(CAE)软件之一。iSIGHT 将数字技术、推理技术和设计探索技术有效融合,并把大量的需要人工完成的工作由软件实现自动化处理,从而代替工程设计者进行重复性的、易出错的数字处理和设计处理工作。

优化集成过程如图 5 所示,其中 ParaMesh 是动网格模块,Pointwise 是加边界条件模块,Fluent 是流场解算模块,Cl/Cd 是计算升阻比,Save History 是后处理模块,将 CFD 计算结果归档保存并调用 Tecplot 脚本自动执行图形后处理,AirfoilOptimal 是优化器模块。

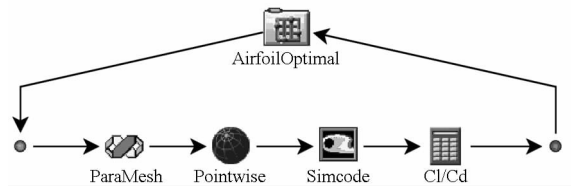


图 5 优化集成过程

Fig. 5 Integration process

6 优化算例

本算例以低空长航时太阳能飞行器为研究对象,该飞行器的翼面布局为大展弦比平直机翼,翼剖面采用相同的翼型,为提高飞行器的升阻特性,本文采用前述方法对机翼的基准翼型进行设计优化。基准翼型为 NACA 6412 翼型,飞行环境为海平面 2° 攻角;初始网格为 O 型结构网格,网格量为 33698 个网格;Fluent 求解器为 Spalart-Allmaras;其余飞行条件设置如表 1。

表 1 飞行条件设置

Tab. 1 Flight conditions

参数	数值	单位
密度 ρ	1.225	kg/m ³
特征长度 L	1	m
速度 v	20	m/s
动力粘性系数 μ	1.78938e-005	—
雷诺数 Re	1.3692e+006	—
当地气压 P	101325	Pa
当地声速 a	340.294	m/s
马赫数 Ma	0.05877	—

6.1 试验设计

为探索所有 12 个设计参数对整体升阻比的灵敏度。若某个设计变量对目标的灵敏度影响甚小,则可将其剔除,以减小优化规模,首先采样

100 个拉丁超立方样本进行试验设计,结果如图 6 所示,由图 6 可以看出第 12 个 Hicks-Henne 参数(即式(2)所述参数 a_{12})对翼型升阻比影响最大,而第 7 个 Hicks-Henne 参数(即式(2)所述参数 a_7)对升阻比影响最小,但所有上述参数中没有灵敏度足够小的参数以至于能被忽略,因此后续优化过程中应将上述 12 个参数都列入优化的参数选项中。

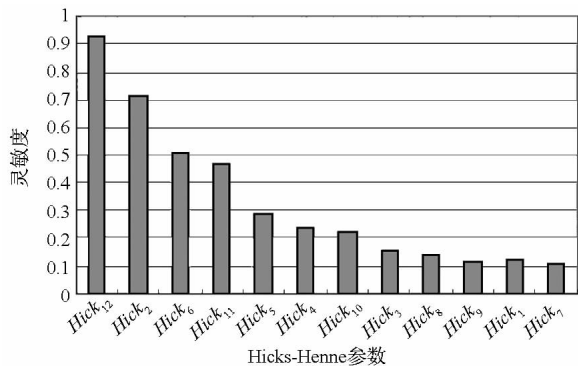


图 6 参数灵敏度分析

Fig. 6 Sensitivities of parameters

6.2 全局优化

设置 AirfoilOptimal 的优化方法选择为多岛遗传算法 (multi-island GA), 初始种群 (sub-population size) 为 10、迭代次数 (number of generations) 为 100, 考虑到上述优化流程是一个串行过程, 不能并行计算, 因此选择岛数 (number of islands) 为 1。由此可以看出总的迭代次数为 1000 次。本算例总的计算时间比为 25 : 38 : 58。图 7 所示为升阻比历史记录, 图中可以看出在优化过程中升阻比总的趋势是增大的, 且在 500 次迭代后升阻比逐渐趋于最优。在该优化过程中 866 次迭代得到了最优的升阻比。表 2 所示是对应最优升阻比翼型的 Hicks-Henne 参数, 表 3 所示是初始翼型和优化后翼型的升力系数、阻力系数、升阻比的对比, 由表格可以看出优化后翼型比初始翼型升阻比提高 7.9%。

表 2 最优 Hicks-Henne 参数

Tab. 2 Optimal Hicks-Henne parameters

参数	数值	参数	数值
$Hick_1$	0.00825	$Hick_7$	-0.00129
$Hick_2$	0.004787	$Hick_8$	0.004161
$Hick_3$	0.008506	$Hick_9$	0.004237
$Hick_4$	-0.00010	$Hick_{10}$	0.004959
$Hick_5$	0.004904	$Hick_{11}$	-0.00246
$Hick_6$	0.007081	$Hick_{12}$	0.009582

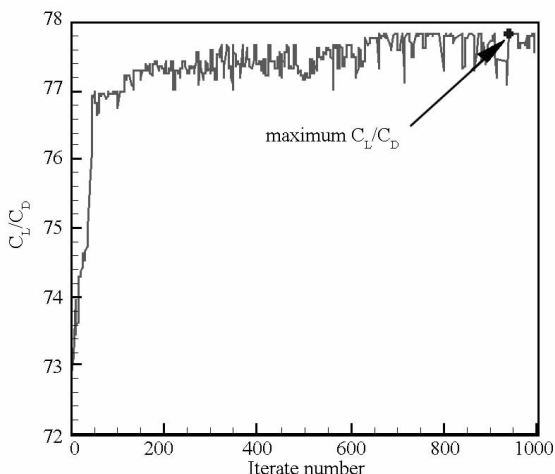


图 7 优化历史曲线

Fig. 7 History of lift-drag ratio

表 3 优化结果对比

Tab. 3 Comparison of initial and optimized airfoil

参数	初始翼型数值	优化后翼型数值
升力系数 C_L	0.88372	0.95587
阻力系数 C_D	0.01225	0.01228
升阻比 K	72.11171	77.83303
升阻比提高		7.9%

图 8 所示是初始翼型和优化后翼型曲线对比图, 由图中可以看出优化后翼型弯度增加、厚度减小、后缘变得更弯, 这些变化也满足气体动力学关于翼型升力的描述, 即翼型的弯度曲线提供主要升力。

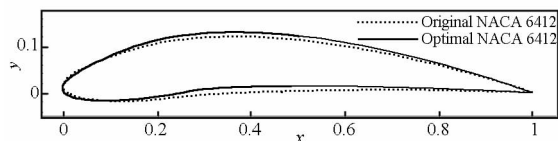


图 8 优化前后翼型曲线对比

Fig. 8 Comparison of initial airfoil curve and optimized airfoil curve

图 9 所示是初始翼型和优化后翼型流场压力分布、 x 向速度分量。

7 结论

本文以 NACA 系列等标准翼型为翼型优化基准, 通过对初始网格的线性插值得到新翼型的网格, 使用网格生成软件 Pointwise 对新网格自动增加边界条件, 自动化地调用 Fluent 进行流场解算并完成相应的后处理, 其中包含多个自编程序和商业软件之间的自动化和数据通信, 整个流程在 iSIGHT 平台的支持下完成。相比传统的基于代理模型的翼型优化, 本文优化过程可以减少大量人工采集样本点的时间, 将重复性的工作交由

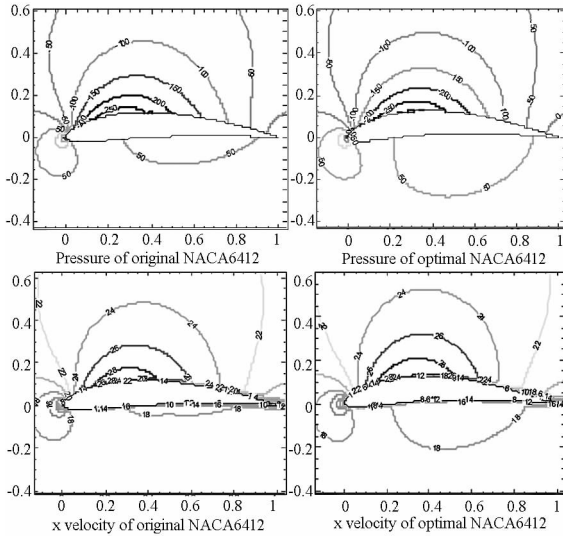


图 9 优化前后翼型表面压力和速度分布

Fig. 9 Comparison of aerodynamics between initial airfoil and optimized airfoil

软件机器人 iSIGHT 完成,使设计人员能更集中精力于提高 CFD 计算精度的工作上。该优化过程流程清晰,优化结果可信度高,是翼型优化的一个有效的方法。

参考文献 (References)

[1] Oyama A. Multidisciplinary optimization of transonic wing design based on evolutionary algorithms coupled with CFD solver[C]//European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering, Barcelona, 2000.

[2] Gopalarathnam A, Selig M S. Low-speed natural-laminar-flow airfoils; case study in inverse airfoil design [J]. Journal of Aircraft, 2001, 38(1): 57 - 63.

[3] Shahrokhi A, Jahangirian A. Airfoil shape parameterization for optimum Navier-Stokes design with genetic algorithm [J]. Aerospace Science and Technology, 2007: 443 - 450.

[4] Oyama A, Obayashi S, Nakamura T. Real-coded adaptive range genetic algorithm applied to transonic wing optimization [J]. Applied Soft Computing, 2001: 179 - 187.

[5] 杜刚,陈江,曹人靖. 基于 iSIGHT 的风力机翼型优化设计平台[J]. 太阳能学报, 2010, 31(7): 891 - 895.
DU Gang, CHEN Jiang, CAO RenJing. A optimization design platform for wing turbine airfoil based on iSIGHT [J]. ACTA Energae Solaris Sinica, 2010, 31(7): 891 - 895. (in Chinese)

[6] 段焰辉,蔡晋生,刘秋洪. 基于代理模型方法的翼型优化设计[J]. 航空学报, 2010, 32(4): 617 - 627.
DUAN Yanhui, CAI Jinsheng, LIU QiuHong. Surrogate model based optimization for airfoil design [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 32(4): 617 - 627. (in Chinese)

[7] 据亚平,张楚华. 基于人工神经网络与遗传算法的风力机翼型优化设计方法[J]. 中国电机工程学报, 2009, 29(20): 106 - 111.
JU Yaping, ZHANG Chuhua. Optimal design method for wind turbine airfoil based on artificial neural network model [J]. Proceedings of the CSEE, 2009, 29(20): 106 - 111. (in Chinese)

[8] Hicks R, Henne P A. Wing design by numerical optimization [C]// Proceedings of AIAA Aircraft Sysetems & Technology Meeting, Seattle, Washington, 1977.

[9] Kulfan B M. Universal parametric geometry representation method [J]. Journal of Aircraft, 2008, 45(1): 142 - 158.

[10] Derksen R W, Rogalsky T. Bezier-PARSEC: An optimized aerofoil parameterization for design [J]. Advances in Engineering Software, 2010: 923 - 930.

[11] 廖炎平,刘莉,龙腾. 几种翼型参数化方法研究[J]. 弹箭与制导学报, 2011, 31(3): 160 - 164.
LIAO Yanping, LIU Li, LONG Teng. The research on some parameterized methods for airfoil [J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2011, 31(3): 160 - 164. (in Chinese)