

DOI:10.16356/j.1005-2615.2024.04.011

低雷诺数翼型多目标优化设计研究

刘宇琪^{1,2}, 夏天宇^{1,2}, 董昊^{1,2,3}, 程克明^{1,2}

(1. 南京航空航天大学航空学院, 南京 210016;
2. 南京航空航天大学非定常空气动力学与流动控制工信部重点实验室, 南京 210016;
3. 南京航空航天大学航空航天结构力学及控制全国重点实验室, 南京 210016)

摘要: 为消除低雷诺数下对称翼型小迎角范围内的气动非线性现象, 基于高斯过程回归模型及 NSGA-II 多目标遗传算法并耦合 RANS 的数值方法建立了低雷诺数翼型优化设计程序, 以多个状态下小迎角范围内的平均巡航因子为目标函数开展翼型优化设计。结果表明: 优化翼型具有明显的几何凸起, 有效改变了分离泡的位置和类型, 进而显著改善翼型气动特性, $Re=4\times 10^4$ 时小迎角范围内的升力系数非线性现象基本消失。进一步分析发现优化翼型的凸起增强了壁面的对流影响和来流抵抗逆压梯度的能力, 进而改善了翼型的气动特性。

关键词: 低雷诺数; 气动非线性现象; 加点准则; 翼型多目标优化; 层流分离泡

中图分类号: V211 文献标志码: A 文章编号: 1005-2615(2024)04-0687-11

Multi-objective Optimization Design of Airfoil at Low Reynolds Number

LIU Yuqi^{1,2}, XIA Tianyu^{1,2}, DONG Hao^{1,2,3}, CHENG Keming^{1,2}

(1. College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China; 2. Key Laboratory of Unsteady Aerodynamics and Flow Control, Ministry of Industry and Information Technology, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China; 3. State Key Laboratory of Mechanics and Control for Aerospace Structures, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In order to eliminate the nonlinear aerodynamic behaviour of a symmetric airfoil within the low angles of attack at low Reynolds number, this paper establishes a low Reynolds number airfoil optimization design procedure based on Gaussian process regression model and NSGA-II multi-objective genetic algorithm coupled with RANS numerical method. Then this paper carries out the airfoil optimization design with the average cruise factor in the range of small angle of attack of multiple states as the objective function. The results show that the optimized airfoil exhibits pronounced geometric bump and effectively alters the position and type of the laminar separation bubble. The aerodynamic characteristics of the airfoil are significantly improved, and the nonlinear phenomenon of the lift coefficient within the small angle of attack range at $Re=4\times 10^4$ basically disappears. Further analysis reveals that the bump of the optimized airfoil enhances the convective influence of the wall, which enhances the resistance of the incoming flow to the upward pressure gradient, thus improving the airfoil aerodynamic characteristics.

Key words: low Reynolds number; aerodynamic nonlinear phenomena; infill criterion; multi-objective optimization of airfoil; laminar separation bubble

收稿日期: 2024-01-05; 修订日期: 2024-04-02

通信作者: 董昊, 男, 博士, 教授, 博士生导师, E-mail: donghao@nuaa.edu.cn。

引用格式: 刘宇琪, 夏天宇, 董昊, 等. 低雷诺数翼型多目标优化设计研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2024, 56(4): 687-697. LIU Yuqi, XIA Tianyu, DONG Hao, et al. Multi-objective optimization design of airfoil at low Reynolds number[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2024, 56(4): 687-697.

近年来高空长航时无人机凭借长航程和高空作业的优势而备受关注。这种无人机工作环境空气稀薄,密度低,导致这类飞行器在飞行状态下雷诺数较低,普遍在 $10^5 \sim 10^6$ 范围内^[1]。在低雷诺数飞行环境下,翼型的吸力侧常伴随流动分离,导致翼型气动特性变差并表现出不同于常规雷诺数下的气动特性^[2-3]。因此,需要针对低雷诺数下的典型气动特性开展相关研究,这对先进高空长航时无人机的气动设计具有重要意义。

高空环境下大气湍流度较低,导致翼面附面层稳定性较差,易发生层流分离,进而出现层流分离泡(Laminar separation bubble, LSB)结构。针对该结构,Horton^[4]提出了层流分离泡理论,详细描述了层流分离泡中的分离、转捩、再附等流动现象。Mueller等^[5]指出层流分离泡对低雷诺数下翼型的气动性能影响显著,会导致机翼出现非线性气动问题。其中一个典型现象是对称翼型在小迎角范围内升力系数呈非线性增长^[6],这对无人机的飞行控制极为不利。Selig等^[7]通过风洞试验发现在 $Re=4 \times 10^4 \sim 1 \times 10^5$ 范围内,对称翼型 0° 迎角附近升力系数的非线性现象是普遍存在的。为使低雷诺数下对称翼型小迎角范围内升力系数恢复线性增长,研究者开展了大量的研究。Selig等^[8]通过在翼型前缘引入声激励干扰有效缓解升力系数的非线性效应。金周等^[9]基于数值模拟探究了翼型局部振动的作用效果,发现一定的振动激励能有效抑制后缘层流分离泡的形成,从而消除了小迎角范围内的升力系数非线性效应。然而,这些研究都是引入外部激励能量来对流动结构进行控制,事实上直接通过翼型优化设计来改变翼面压力梯度,从而实现抑制非线性效应的方法则更为高效。此外,低雷诺数下的翼型对雷诺数十分敏感,翼型的气动特性随雷诺数变化差别很大,在考虑抑制非线性气动特性的同时也需考虑对其他雷诺数下气动特性的影响。针对上述问题,本文通过多目标优化方法对翼型进行优化设计,期望优化翼型能抑制典型雷诺数下翼型小迎角范围内的非线性效应,同时兼顾其他雷诺数下的翼型气动性能。

目前,翼型优化设计方法以代理模型优化^[10-11]为主。在优化设计中引入代理模型,能快速对设计空间中的任意点进行预测评估,可以免去优化过程中大量的CFD计算,显著提高优化效率。此外,代理模型还有较好的全局搜索能力以及并行优化能力,逐渐成为气动优化设计领域的前沿研究热点之一。在代理模型研究方面,已经发展了包括克里金^[12]、径向基函数^[13]、支持向量回归^[14]、神经网络^[15]在内的多种代理模型。本文综合考虑了代码

构建难易程度以及模型的预测能力,选择高斯过程回归(Gaussian processes regression, GPR)^[16]建立代理模型,其预测精度已得到验证^[17-18]。

因此,本文首先基于高斯过程回归模型辅助多目标遗传算法NSGA-II^[19]并与RANS数值方法耦合建立了低雷诺数翼型优化设计程序。之后,以多个状态下小迎角范围内的平均巡航因子为目标函数,开展了翼型的多目标气动优化设计研究,并对比分析了优化结果。

1 翼型优化方法

1.1 优化方法及验证

采用高斯过程回归辅助NSGA-II算法并耦合高可信度RANS计算方法建立低雷诺数翼型优化程序,整体优化流程如下:

(1)对初始外形进行参数化并确定变量的上下界形成设计空间,通过试验设计方法^[20]选择初始样本,并使用CFD程序计算气动数据,获得初始样本响应值;

(2)建立样本几何系数与气动数据的初始高斯过程回归模型;

(3)选择合适的加点准则^[12]对目标函数进行处理,并用NSGA-II算法求解加点准则确定的子优化问题,寻找更新代理模型所需要的新样本点;

(4)运行CFD程序计算新样本点的气动数据,获取真实响应值,并将结果作为新的样本数据添加至现有的样本集中,更新代理模型;

(5)重复步骤3、4直至满足优化收敛条件。

流程如图1所示。

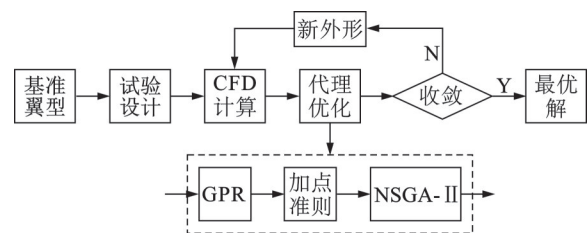


图1 低雷诺数翼型优化流程图

Fig.1 Framework of low Reynolds number airfoil optimization

基于常用的改善概率准则^[12](Probability of improvement, PI)和改善期望准则^[12](Expected improvement, EI)线性组合(即 $\lambda_1 PI + \lambda_2 EI$)构造了一种新的加点准则,通过 λ_1 和 λ_2 值在两者之间进行权衡,从而获得较好的全局优化能力以及较快的后期收敛速度。

为确定 λ_1 和 λ_2 的取值,以某一维函数为例,分别使用PI准则、EI准则以及组合加点准则进行10

次重复优化试验。该一维函数表达式为^[21]

$$y = (6x - 2)^2 \sin(12x - 4) \quad x \in [0, 1] \quad (1)$$

每次试验中,均以拉丁超立方^[20]生成 5 个初始样本点构建 GPR 模型,以 $\|y_{\text{new}} - y_{\text{best}}\| / |y_{\text{best}}| \leq 1 \times 10^{-5}$ 为收敛条件。在多次的重复试验中发现 λ_1 和 λ_2 分别取 0.25 和 0.75 时组合加点准则的收敛速度会得到提升,表 1 为不同加点准则 10 次重复试验的结果。

表 1 不同加点准则 10 次重复试验结果对比

Table 1 Comparison of results of ten replicate tests with different infill criterions

准则	PI	EI	0.25PI+0.75EI
平均加点次数	11.5	7.3	6.4
最优值均值	-6.02	-6.02	-6.02

从表 1 可以看出,3 种加点准则得到的最优值均值相同,但优化效率存在明显差别。相对来说,PI 准则的效率最低,而组合加点准则相较于 EI 准则优化效率有所提升。

图 2 为一次加点过程示意,从图中可以看出不论采用何种加点准则,在经过 5 轮加点之后代理模型在最优点附近都有较高的预测精度,其中 PI 准则得到的预测模型在最优点附近与真实函数拟合度较好的区域最小,其他两种加点准则得到的预测模型较为相似。此外,从图中也可以看出采用 EI 加点准则第 4 次寻找到的新样本点已经在最优点附近,但第 5 次加点的位置却远离了最优点,这意味着 EI 准则后期效率低下。组合加点准则同时保持了 EI 准则的全局探索能力和 PI 准则的局部发掘

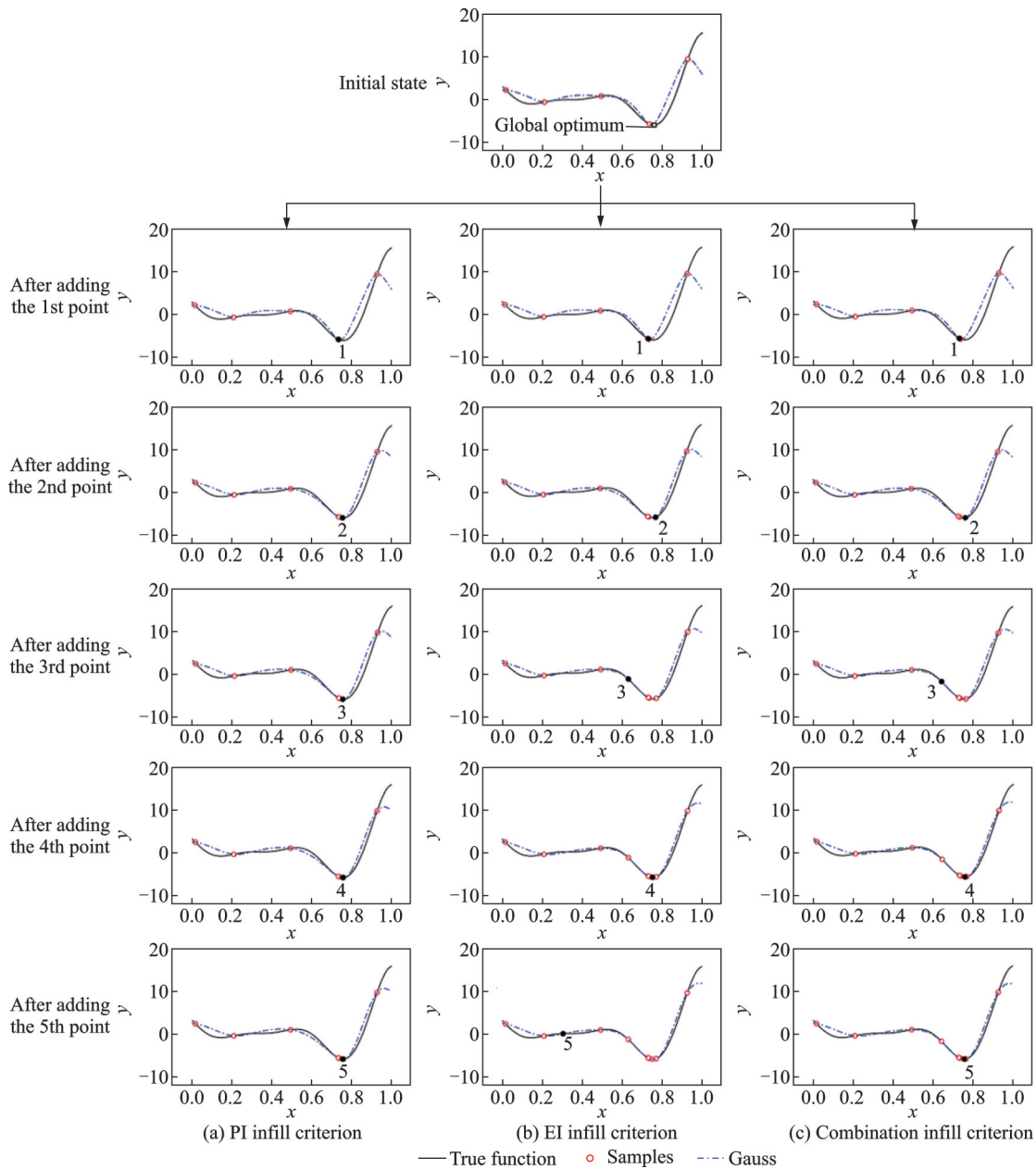


图 2 不同加点准则的某一次优化加点过程

Fig.2 A certain optimized addition process with different infill criterions

能力,其经过4轮加点就已经完全收敛,优化效率明显提升。

上述研究表明,组合加点准则是一种可以更好平衡全局探索和局部发掘的加点方法,有着较好的全局寻优能力以及较快的收敛速度。虽然从结果上来看,组合加点准则和单独使用PI准则和EI准则并无明显区别,但其所需要的加点次数更少。对于一般的优化问题而言,其样本点的真实函数值计算耗时少,因此组合加点准则的优势并不明显,但是对于气动优化设计问题而言,每一个样本点的计算都需要耗费大量的时间,尤其是当计算资源有限时,往往通过限制加点次数的方式终止优化,那么组合加点准则的优势就会被放大。因此,本文在后续的优化过程中采用组合加点准则。

选用FON^[19]问题对所建立的优化程序进行有效性检验。FON问题是一个含有3个设计变量的寻找目标函数最小值的无约束多目标优化问题,其目标函数的数学描述为

$$\begin{cases} f_1(\mathbf{x}) = 1 - \exp\left[-\sum_{i=1}^3 \left(x_i - \frac{1}{\sqrt{3}}\right)^2\right] \\ f_2(\mathbf{x}) = 1 - \exp\left[-\sum_{i=1}^3 \left(x_i + \frac{1}{\sqrt{3}}\right)^2\right] \end{cases} \quad (2)$$

变量的范围为 $x_1, x_2, x_3 \in [-4, 4]$,该问题的最优解为 $x_1 = x_2 = x_3 \in [-1/\sqrt{3}, 1/\sqrt{3}]$ 。

分别使用多目标遗传算法NSGA-II和基于GPR的多目标代理优化算法进行优化。使用多目标遗传算法进行直接优化时,种群规模设置为120,最大进化代数设置为200。使用基于GPR的多目标代理优化算法时,分别采用EI加点准则与组合加点准则;在使用NSGA-II寻找代理模型上的Pareto解集时,种群规模设置为40,最大进化代数为40;经过3轮加点后终止优化。上述优化过程重复10次。

图3为某一次优化得到的Pareto前沿与真实多目标前沿的对比。从图中可以看出,不同方法得到的Pareto前沿与真实的多目标前沿拟合较好,Pareto解集中解的个数较多且解的均匀性较好。基于GPR的代理优化方法与直接多目标结果较为接近,但计算量却天差地别,前者计算真实函数值的次数不超过120次,后者却计算了24000次真实函数值。这表明本文所使用的基于GPR的代理优化方法在拥有较高计算精度的同时能大幅度减少优化过程中计算真实函数的次数,显著减少了计算

资源的消耗。此外,EI准则和组合加点准则的结果亦有区别,从图3可以看出,使用组合加点准则的代理优化得到的Pareto前沿与真实多目标前沿重合度更高,这意味着在同样的优化终止条件下,组合加点准则寻找到的最优解更加接近真实的全局最优解。

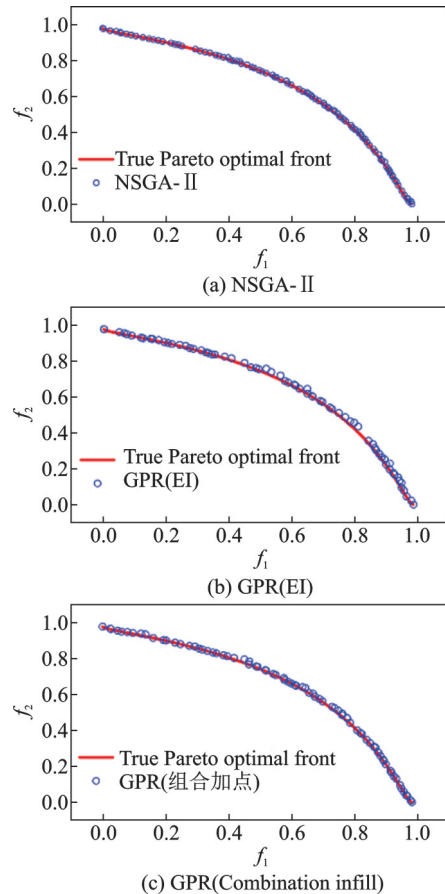


图3 不同优化方法得到的FON问题的多目标Pareto解集
Fig.3 Multi-objective Pareto solution sets for the FON problem obtained by different optimization methods

上述结果验证了所建立的基于GPR优化方法的准确性,同时进一步说明了组合加点准则相较于单独使用EI准则的优越性。

1.2 数值模拟方法及验证

数值模拟基于有限体积法求解不可压缩雷诺平均Navier-Stokes方程,时间推进采用LU-SGS隐式格式,无黏项离散采用二阶迎风格式,黏性项离散采用二阶中心差分方法,采用四方程的Transition-SST湍流模型实现控制方程的封闭。

二维翼型模型采用SD8020翼型,计算网格模型为C形的结构化网格(图4),网格前后远场分别为25倍和50倍弦长。为验证计算网格的无关性,生成3套不同密度的网格,具体参数见表2,3套网格的第一层网格高度均能保证 $y^+ \approx 1$ 。

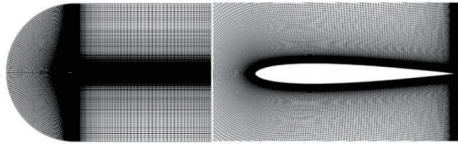


图4 SD8020模型网格划分
Fig.4 SD8020 model meshing

表 2 SD8020翼型计算网格参数

Table 2 Mesh parameters of SD8020 airfoil

网格	壁面节点数	第一层网格高度/m	单元数
1	300	1.25×10^{-5}	50 000
2	400	1.00×10^{-5}	120 000
3	500	0.75×10^{-5}	180 000

数值模拟选取基于弦长的雷诺数 $Re=4 \times 10^4$, 时间步长设置为 $\Delta t=0.000 2$ 。数值模拟结果与文献提供的风洞实验数据^[7]进行对比,如图5(a)所示。从图5(a)中可以看出,在所研究的迎角范围内,网格2和网格3的升力系数 C_L 结果吻合较好,与实验结果一致,而网格1的结果则有所不同。图5(b)为网格2在基于弦长的雷诺数 $Re=1 \times 10^5$ 时数值模拟结果与风洞实验数据的比较,可以看出数值模拟结果与风洞实验数据吻合较好。因此选取网格2进行后续的仿真,其在本研究的迎角范围内能准确反映翼型升力系数的变化关系。

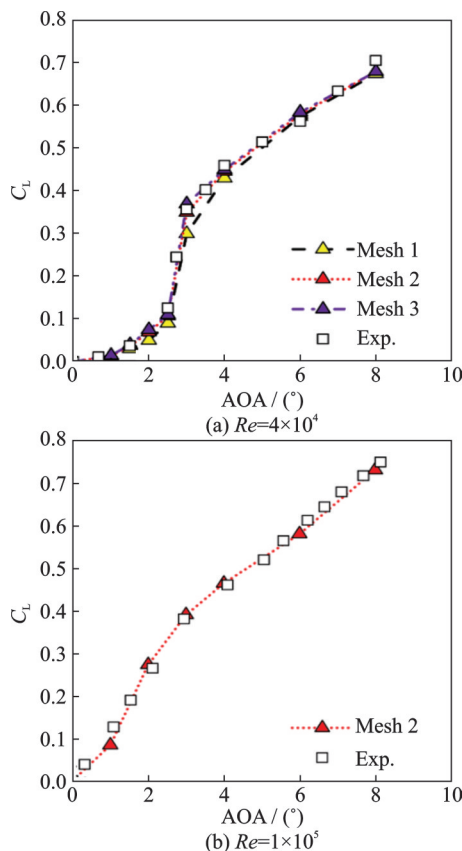


图5 模拟结果与实验结果对比

Fig.5 Comparison of the lift between simulation results and experimental results

2 翼型优化设计及结果分析

图5表明SD8020翼型在 $Re=4 \times 10^4$ 和 1×10^5 两种雷诺数下表现出不同的气动特性。在 $Re=4 \times 10^4$ 时,翼型在小迎角范围内存在典型的气动力非线性现象。当雷诺数增加到 1×10^5 时小迎角范围内的升力非线性已经完全消失。因此,基于基准翼型在低雷诺数下不同的气动表现,寻找可以补偿不同雷诺数下翼型气动性能的几何形状,抑制 $Re=4 \times 10^4$ 时小迎角范围内的非线性现象,同时兼顾 $Re=1 \times 10^5$ 时翼型的气动特性。

2.1 优化问题描述

在不同雷诺数下进行翼型多目标优化设计,翼型优化问题的数学表达如下

$$\max \Phi(x) = [\phi_1(x), \phi_2(x)] \quad (3)$$

式中: $\phi_1(x)$ 和 $\phi_2(x)$ 分别为 $Re=4 \times 10^4$ 和 $Re=1 \times 10^5$ 时小迎角范围内巡航因子的平均值,具体表达式为

$$\phi_i(x) = \left[(C_L^{1.5}/C_D)_1 + (C_L^{1.5}/C_D)_2 + (C_L^{1.5}/C_D)_3 \right]_i \quad i = 1, 2 \quad (4)$$

基于前文中所建立的优化程序求解上述优化问题。使用Hicks-Henne型函数^[22]进行翼型参数化工作,通过在基准翼型上翼面叠加局部扰动控制翼型形状。为保证新翼型形状连续光滑过渡,局部扰动的定义如下

$$y = A \sin^6(\pi x_b^{0.5}) \quad (5)$$

式中: x_b 为局部扰动到翼型前缘的距离, A 为扰动的幅值。 x_b 、 A 均为相对弦长的单位化值。

在开始优化前,使用拉丁超立方采样在设计空间内生成50个初始样本点。在使用NSGA-II进行子优化时,种群规模取40。经历6轮迭代优化后满足收敛条件,结束优化。整个优化过程共计算了220个样本点(重复的样本点被剔除),最终得到包含40个最优解的多目标解集,通过权衡比较,选择出优化翼型进行后续研究。

2.2 优化结果分析

图6为优化翼型与基准翼型的几何对比,从图中可以看出优化翼型在翼型中部有明显凸起。与

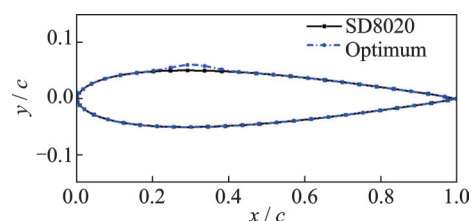


图6 优化翼型与基准翼型的几何对比

Fig.6 Shape of baseline and optimum airfoils

基准翼型相比,优化翼型的目标函数 $\phi_1(x)$ 提升 97.26%, 目标函数 $\phi_2(x)$ 减小了 1.41%。

表 3 和图 7 为优化翼型与基准翼型 $Re=4 \times 10^4$ 与 $Re=1 \times 10^5$ 时小迎角范围内气动力系数对比。 $Re=4 \times 10^4$ 时,在 $1^\circ \sim 3^\circ$ 迎角状态下的升力系数分别增加 1 341.91%、321.93% 和 6.97%,小迎角范围内的升力系数非线性现象基本消失。 $Re=1 \times 10^5$ 时,在 $1^\circ \sim 3^\circ$ 迎角状态下的升力系数分别增加 136.26%、2.49% 和 -6.82%,升力系数仍保持线性增长。这表明,优化翼型能显著改善雷诺数变化时翼型气动特性的不一致性,抑制了低雷诺数下

表 3 优化翼型与基准翼型气动力系数

Table 3 Aerodynamic coefficients of optimum airfoil and basic airfoil

翼型	AOA/ (°)	$Re=1 \times 10^4$		$Re=1 \times 10^5$	
		C_L	C_D	C_L	C_D
SD8020	1	0.013 6	0.019 1	0.083 7	0.014 3
	2	0.069 3	0.021 8	0.272 8	0.014 1
	3	0.350 0	0.024 9	0.389 9	0.014 6
Optimum	1	0.196 1	0.022 9	0.197 7	0.015 3
	2	0.292 4	0.026 2	0.279 6	0.015 9
	3	0.374 4	0.027 3	0.363 3	0.016 8

小迎角范围内的气动力非线性效应。

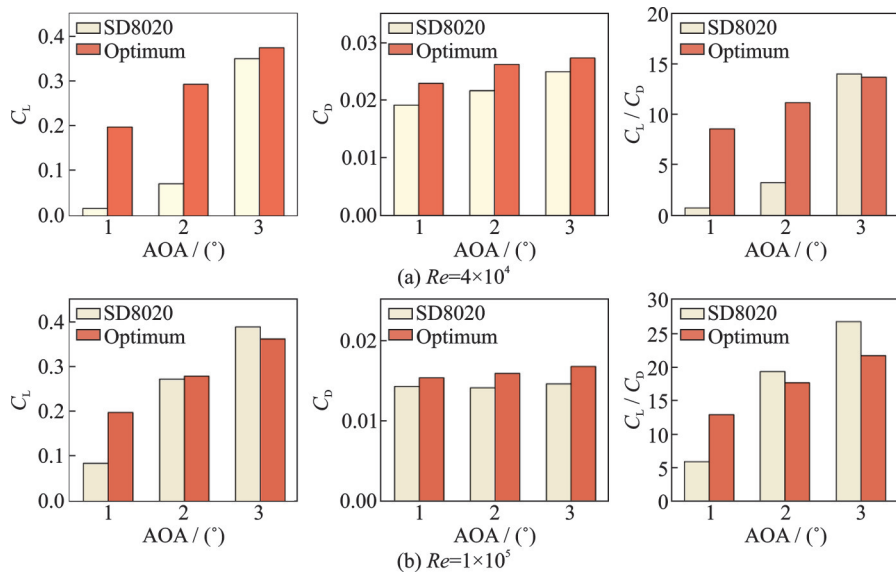


图 7 优化翼型与基准翼型气动力对比

Fig.7 Comparison of aerodynamic force between optimum airfoil and basic airfoil

图 8 为 $Re=4 \times 10^4$ 、 $AOA=1^\circ \sim 3^\circ$ 迎角状态下基准翼型和优化翼型的时均化速度云图。从图 8(a)

中可以看出, 1° 和 2° 迎角状态下基准翼型的时均流场结构大致相同,时均化流动结构特点是在翼型

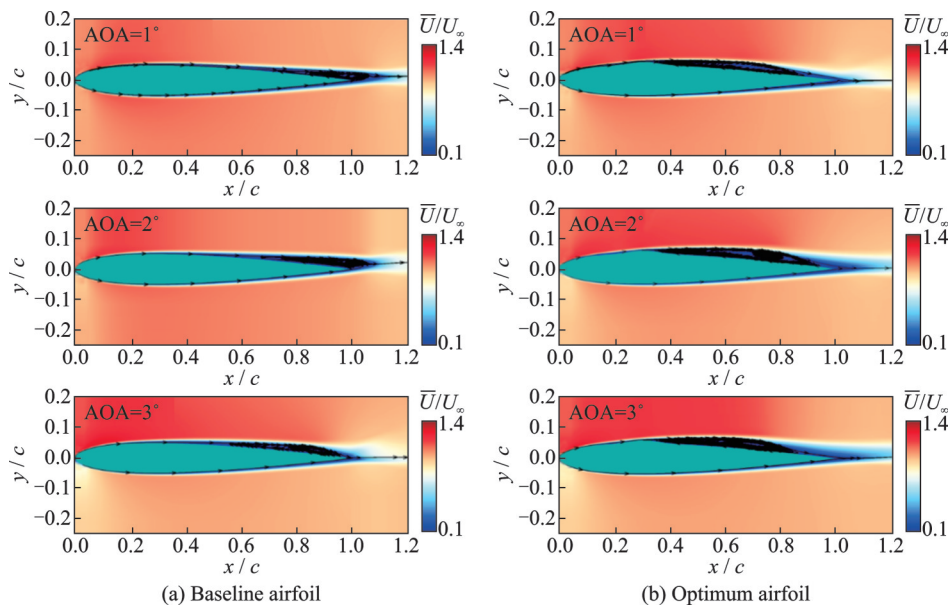


图 8 $Re=4 \times 10^4$ 、 $AOA=1^\circ \sim 3^\circ$ 基准翼型与优化翼型的时均化速度云图

Fig.8 Time-averaged streamwise velocity fields of baseline airfoil and optimum airfoil when $Re=4 \times 10^4$ and $AOA=1^\circ \sim 3^\circ$

中后部发生流动分离之后没有形成再附,翼型后缘上方始终存在时均化的主分离涡。这种位于翼型后缘的“棒槌型”层流分离泡也称之为后缘层流分离泡(Trailing-edge laminar separation bubble, T-LSB)。迎角增加到 3° 后,时均流动结构发生明显改变,主涡结构向前移动,上表面出现时均的再附点,时均层流分离泡的形状表现为翼型上表面的一个凸状结构,这与经典的长层流分离泡(Long laminar separation bubble, L-LSB)的结构一致。从图 8(b)中可以看出, $Re=4\times 10^4$, $AOA=1^\circ\sim 3^\circ$ 时优化翼型的时均化流场结构较为相似。对比基准翼型发现优化翼型的时均流场结构发生了显著改变,翼型表面的凸起有效改变了分离泡的位置和尺寸。 1° 和 2° 迎角状态下的后缘层流分离泡消失,凸起下游出现时均的经典长层流分离泡,其再附位

置分别位于 $0.905c$ 和 $0.986c$ 。 3° 迎角时,相较于基准翼型,优化翼型的分离位置、再附位置都前移,分离泡长度变短,分离泡的厚度增加。

图 9 为 $Re=1\times 10^5$ 、 $AOA=1^\circ\sim 3^\circ$ 迎角状态下基准翼型和优化翼型的时均化速度云图。从图 9(a)中可以看出,从 $Re=4\times 10^4$ 增长到 $Re=1\times 10^5$ 后, $1^\circ\sim 3^\circ$ 迎角的时均流场结构较为相似,上表面存在时均层流分离泡的再附点,时均层流分离泡的形状表现为翼型上表面的一个凸状结构,为经典长层流分离泡。图 9(b)表明 $Re=1\times 10^5$, $AOA=1^\circ\sim 3^\circ$ 时优化翼型的时均化流场结构较为相似。对比基准翼型发现优化翼型的时均流场结构发生了显著改变,翼型表面的凸起有效改变了分离泡的位置和尺寸。相较于基准翼型,优化翼型吸力侧的经典长层流分离泡转变为凸起下游的短分离泡。

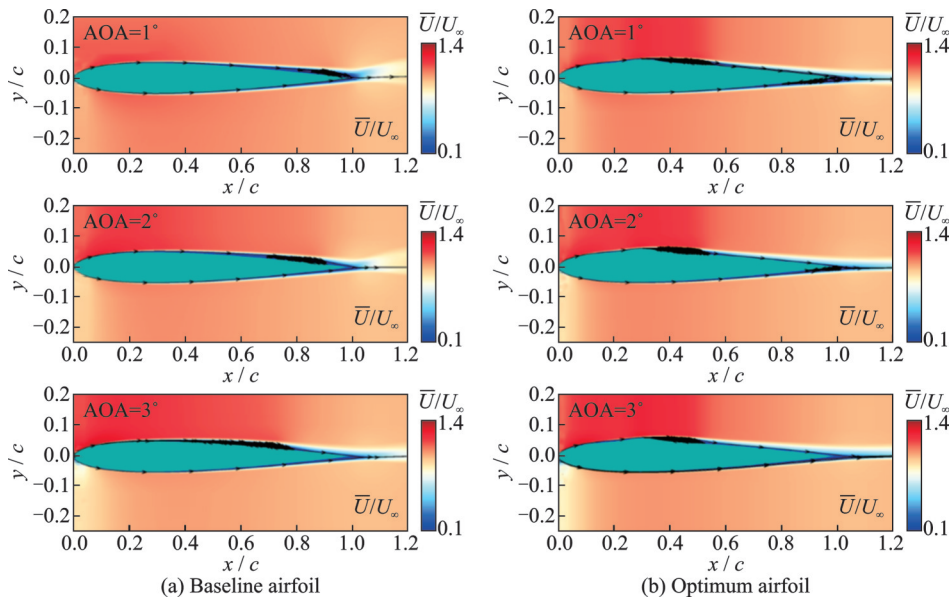


图 9 $Re=1\times 10^5$, $AOA=1^\circ\sim 3^\circ$ 基准翼型与优化翼型的时均化速度云图

Fig.9 Time-averaged streamwise velocity fields of baseline airfoil and optimum airfoil when $Re=1\times 10^5$ and $AOA=1^\circ\sim 3^\circ$

图 10 为 $Re=4\times 10^4$ 、 $AOA=1^\circ\sim 3^\circ$ 时基准翼型与优化翼型表面压力分布对比。 1° 和 2° 迎角时,基准翼型的表面压力分布相似,此时翼型的前缘吸力峰值较小,吸力峰之后压力开始缓慢恢复,在恢

复过程中并未出现明显的压力平台区,在 $x/c=0.3$ 附近上下翼面的压力系数开始趋于一致。与基准翼型相比,优化翼型的前缘吸力峰更大,前缘吸力峰之后压力恢复更加迅速,在凸起上游吸力侧压力

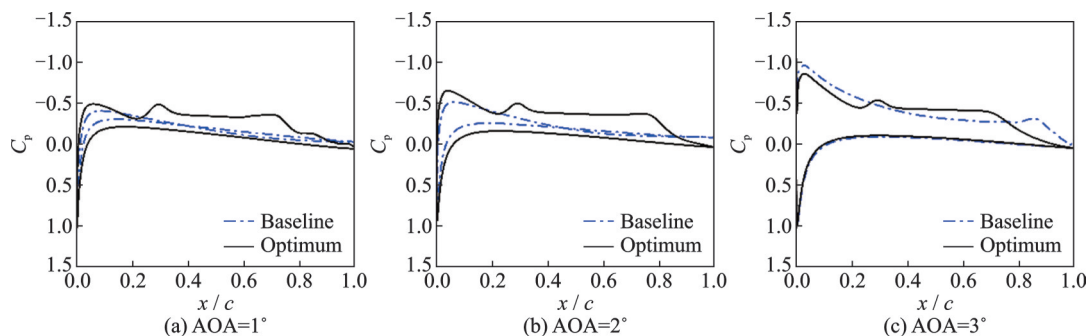


图 10 $Re=4\times 10^4$, $AOA=1^\circ\sim 3^\circ$ 时基准翼型与优化翼型的表面压力分布对比

Fig.10 Time-averaged pressure distribution of baseline airfoil and optimum airfoil when $Re=4\times 10^4$ and $AOA=1^\circ\sim 3^\circ$

再次开始减小,形成第二个吸力峰,之后缓慢恢复。由于凸起下游存在长层流分离泡,因此压力分布曲线存在一个较长的压力平台区,平台区之后压力快速恢复。当迎角增加到 3° 后,基准翼型的前缘吸力峰值显著增加,翼型中部存在明显的压力平台区域,在平台区域下游,压力迅速恢复。翼型中部压力几乎恒定不变的区域意味着经典长层流分离泡的存在。此时,相较于基准翼型,优化翼型的前缘吸力峰减小,虽然凸起位置仍存在第二吸力峰,但此时的平台区变短,平台区之后的压力恢复更加迅速。

图11为 $Re=1\times 10^5$ 、 $AOA=1^\circ\sim 3^\circ$ 时基准翼型与优化翼型表面压力分布对比。迎角为 1° 时翼型前缘吸力峰值较小,吸力峰之后压力缓慢恢复,在 $x/c=0.5$ 附近上下翼面的压力趋于一致,在 $x/c=0.7$ 以后,上翼面的压力几乎恒定不变,意

味着层流分离泡的存在;下翼面的压力分布恢复,上下翼面的压力分布不再趋于一致。相较于基准翼型,优化翼型的前缘吸力峰值明显增大,吸力峰之后的压力恢复更加迅速,在凸起位置存在第二吸力峰。凸起下游的压力平台区域较短,这表明层流分离泡的长度减小。迎角增加到 2° 后,基准翼型的前缘吸力峰值增加,翼型中部上下翼面的压力分布不再接近,但与 1° 迎角状态相比,压力分布形态并未发生显著改变。此时,相较于基准翼型,优化翼型的前缘吸力峰值并未显著增加,前缘吸力峰之后压力恢复速度加快。在凸起位置仍存在第二吸力峰,凸起下游仍为短层流分离泡。压力平台区之后压力恢复更加迅速,在 $0.55c$ 附近优化翼型的上翼面压力已经明显大于基准翼型的壁面压力。迎角增加到 3° 后,基准翼型和优化翼型的压力分布与 2° 迎角相似,仅在数值上有差别,而形状并未发生改变。

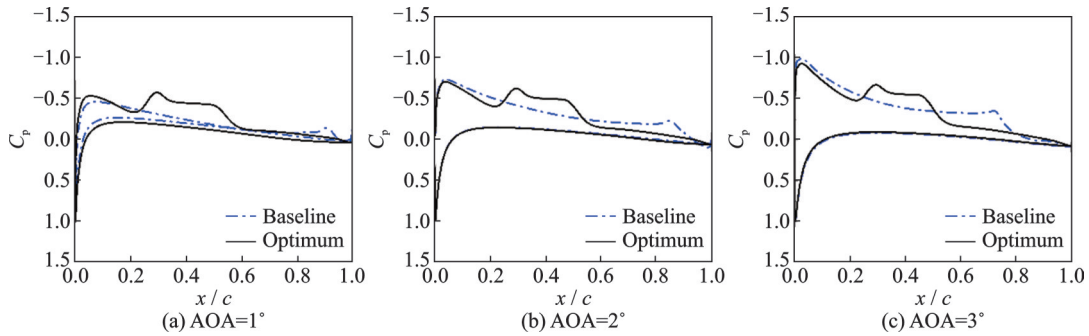


图11 $Re=1\times 10^5$, $AOA=1^\circ\sim 3^\circ$ 时基准翼型与优化翼型的表面压力分布对比

Fig.11 Time-averaged pressure distribution of baseline airfoil and optimum airfoil when $Re=1\times 10^5$ and $AOA=1^\circ\sim 3^\circ$

上述结果表明,对于基准翼型,当 $Re=4\times 10^4$ 时,迎角从 $AOA=2^\circ$ 增加到 $AOA=3^\circ$,层流分离泡结构发生改变,翼型表面压力分布形状产生突变,导致翼型升力系数突变。当 $Re=1\times 10^5$ 时,迎角从 $AOA=2^\circ$ 增加到 $AOA=3^\circ$,层流分离泡结构未发生改变,翼型表面的压力分布形状相似,因此翼型升力系数未发生突变。而优化翼型表面的几何凸起有效改变了分离泡的位置和类型,不同迎角状态下的压力分布形态相似,因此,翼型的升力系数不存在突变,随迎角增加恢复线性增长。为进一步说明不同压力分布形状的物理机制,下面以 $Re=4\times 10^4$ 时的结果为例,通过从流向控制方程推导出压力梯度方程的方法^[23],分析影响压力分布的关键因素。

在本研究中,认为流场不可压缩,密度 ρ 为常数,则沿 x 方向的流动控制方程为

$$\begin{cases} \frac{\partial u}{\partial x} = 0 \\ \rho \frac{\partial u}{\partial t} + \rho \frac{\partial(uv)}{\partial y} = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial x} \tau_{xx} + \frac{\partial}{\partial y} \tau_{xy} \end{cases} \quad (6)$$

式中 τ_{xx} 、 τ_{xy} 分别表示法向应力与切应力,其表达式为

$$\begin{cases} \tau_{xx} = 2\mu \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{2}{3} \mu \left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} \right) \\ \tau_{xy} = \mu \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right) \end{cases} \quad (7)$$

则式(6)可化简为

$$\frac{\partial p}{\partial x} = \mu \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\mu}{3} \frac{\partial^2 v}{\partial x \partial y} - \rho \frac{\partial u}{\partial t} - \rho \frac{\partial(uv)}{\partial y} \quad (8)$$

考虑二维下的时间平均量,雷诺平均形式的流向压力梯度方程为

$$\frac{\partial \bar{p}}{\partial x} = \mu \frac{\partial^2 \bar{u}}{\partial y^2} + \frac{\mu}{3} \frac{\partial^2 \bar{v}}{\partial x \partial y} - \rho \frac{\partial(\overline{uv})}{\partial y} \quad (9)$$

对式(9)右侧的3项进行化简,得

$$\mu \frac{\partial^2 \bar{u}}{\partial y^2} = \mu \frac{\partial^2}{\partial y^2} (\bar{u} + u') = \mu \frac{\partial^2 \bar{u}}{\partial y^2} \quad (10)$$

$$\frac{\mu}{3} \frac{\partial^2 \bar{v}}{\partial x \partial y} = \frac{\mu}{3} \frac{\partial^2}{\partial x \partial y} (\overline{v + v'}) = \frac{\mu}{3} \frac{\partial^2 \bar{v}}{\partial x \partial y} \quad (11)$$

$$-\rho \frac{\partial(\bar{u}\bar{v})}{\partial y} = -\rho \frac{\partial}{\partial y} (\overline{u + u'})(\overline{v + v'}) =$$

$$-\rho \frac{\partial(\bar{u}\bar{v})}{\partial y} - \rho \frac{\partial \overline{u'v'}}{\partial y} \quad (12)$$

将式(10~12)代入式(9)得

$$\frac{\partial \bar{p}}{\partial x} = \mu \frac{\partial^2 \bar{u}}{\partial y^2} + \frac{\mu}{3} \frac{\partial^2 \bar{v}}{\partial x \partial y} - \rho \frac{\partial(\bar{u}\bar{v})}{\partial y} - \rho \frac{\partial \overline{u'v'}}{\partial y} \quad (13)$$

式(13)中右边 4 项依次为第一黏性扩散项、第二黏性扩散项、对流项以及雷诺应力项。图 12 为

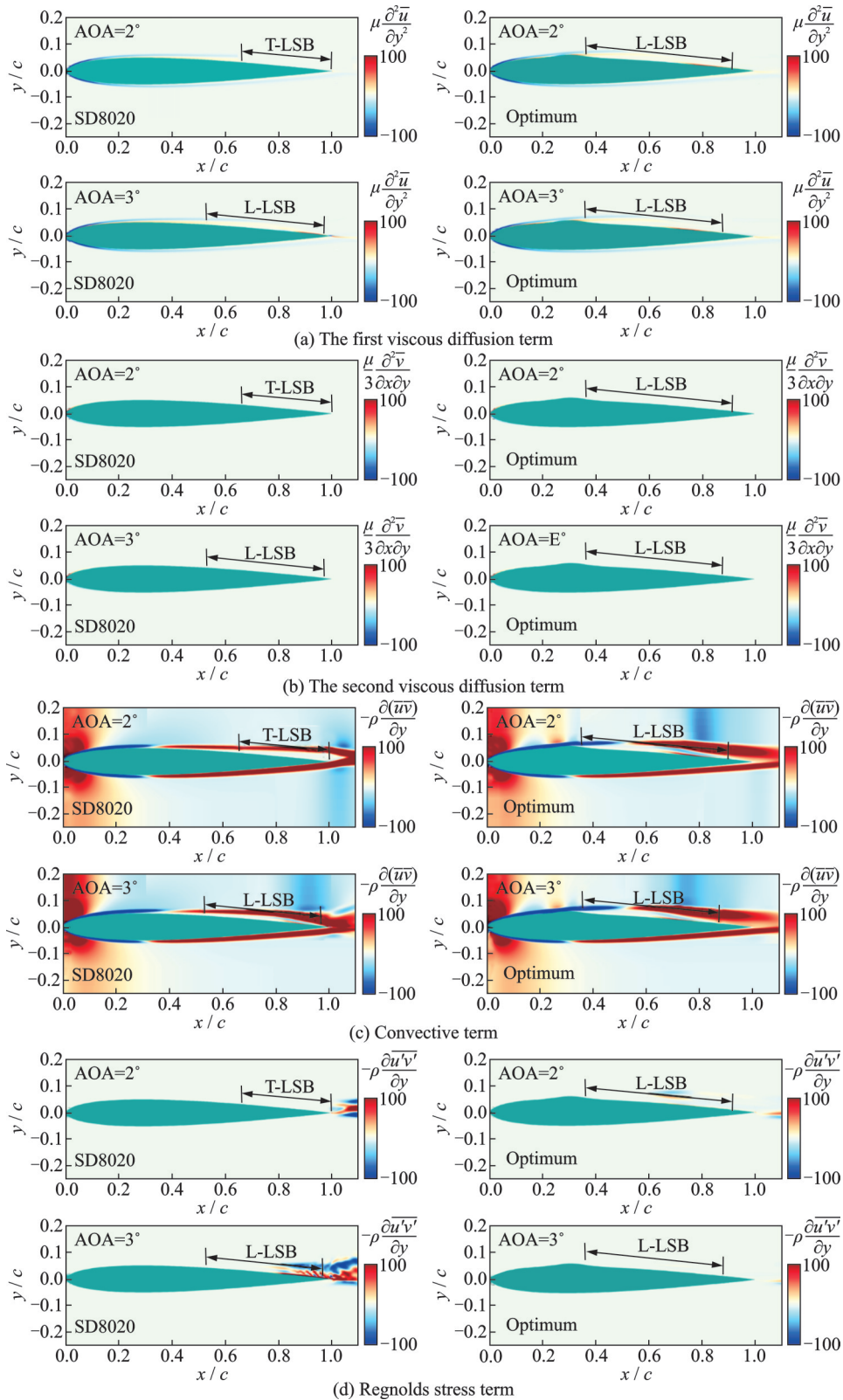


图 12 式(13)右侧各项的近壁面分布云图

Fig.12 Near-wall distribution of the items on the right-hand side of Eq.(13)

翼型迎角 $AOA=2^\circ\sim 3^\circ$ 范围内,式(13)右侧项在近壁面流场中的分布云图。从图12中可以看出,在层流分离泡的稳定区域内,只有第一黏性扩散项直接作用于近壁面,其余项在近壁面的影响有限。因此,气流的黏性扩散效应是促使分离泡稳定区域压力恢复(即 $\partial \bar{p}/\partial x \geq 0$)的主要因素。

$AOA=2^\circ$ 时,基准翼型后缘存在后缘层流分离泡,分离泡内部近似为“空腔”结构,在“空腔”内部,无论气流黏性扩散项还是其他项都几乎可以忽略不计,因此其壁面的压力分布在气流黏性扩散作用下逐渐恢复后趋于稳定($\partial \bar{p}/\partial x = 0$)。增大迎角至 3° ,基准翼型上表面的分离泡转变为经典长层流分离泡,分离泡内气流的黏性扩散效应促使稳定区域内壁面压力恢复。随着黏性扩散效应的减弱,其他项在近壁面的大小并未出现增大,因此在壁面压力分布中出现压力平台区。在长层流分离泡的下游(即分离泡内的不稳定区域),近壁面的黏性扩散效应显著增大,而对流项和雷诺应力项在远离壁面的位置增大,并未直接作用于壁面,壁面压力的快速恢复主要源自于黏性扩散效应的急剧增大。

对于优化翼型,气流的黏性扩散效应依旧是促使分离泡中稳定区域内壁面压力恢复(即 $\partial \bar{p}/\partial x \geq 0$)的主要因素。在迎角 $AOA=2^\circ$ 状态, $x/c=0.3\sim 0.4$ 之间的气流黏性扩散效应持续作用于壁面,而其他项可以忽略不计,导致翼型表面压力分布在该范围内一直处于恢复状态。在 $x/c=0.4$ 附近,黏性扩散效应开始减弱,其他项在近壁面的大小并未出现增大,因此在壁面压力分布中出现压力平台区。在 $x/c=0.8$ 附近,对流效应增强,并开始作用于壁面。在对流效应的影响下,促进了分离流的重新附着,吸力侧的压力逐渐恢复。 $AOA=3^\circ$ 时类似,因此不再赘述。

此外,优化翼型的几何凸起会显著改变对流项的分布。从图12中可以看出,在翼型前缘,对流项是式(13)右边4项中的主导项。对于优化翼型而言,气流在流经凸起上游时会经历短暂的加速过程,这促使对流项的影响区域扩大。在对流项的主导下,翼型上表面的顺压梯度($\partial \bar{p}/\partial x \leq 0$)区域显著扩大,翼型抵抗逆压梯度的能力显著提升。

3 结 论

针对低雷诺数下SD8020翼型的气动力非线性现象,基于高斯过程回归模型和多目标遗传算法NSGA-II并耦合RANS的数值方法建立了低雷诺数翼型优化设计程序,对SD8020翼型进行了多目标优化设计研究,得到如下结论:

(1)通过FON问题验证了本文建立的优化程序,结果表明其具有好的全局寻优能力,优化质量和收敛速度得到提高。

(2)基于SD8020在 $Re=4\times 10^4$ 和 1×10^5 两种雷诺数下的不同气动特性,使用所建立的优化程序开展了低雷诺数下翼型的多目标优化设计。结果表明,优化翼型具有明显的几何凸起,有效改变了分离泡的位置和类型;低雷诺数下翼型的气动特性显著改善, $Re=4\times 10^4$ 时小迎角范围内的升力系数非线性现象基本消失。

(3)通过从流向控制方程推导出压力梯度方程的方法,揭示了翼型壁面附近的黏性扩散效应是引起壁面压力迅速恢复的主导因素。而优化翼型表面的几何凸起影响了翼型表面的对流效应,增强了来流抵抗逆压梯度的能力。

参考文献:

- [1] HASSANALIAN M, ABDELKEFI A. Classifications, applications, and design challenges of drones: A review[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2017, 91: 99-131.
- [2] LEE H, LEE D J. Low Reynolds number effects on aerodynamic loads of a small scale wind turbine[J]. Renewable Energy, 2020, 154: 1283-1293.
- [3] DONG H, LIU S C, GENG X, et al. A note on flow characterization of the FX63-137 airfoil at low Reynolds number using oil-film interferometry technique [J]. Physics of Fluids, 2018, 30(10): 101701.
- [4] HORTON H P. Laminar separation bubbles in two and three dimensional incompressible flow[D]. Mile End: Queen Mary University of London, 1968.
- [5] MUELLER T J, DELAURIER J D. Aerodynamics of small vehicles[J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 2003, 35(1): 89-111.
- [6] 朱志斌, 刘强, 白鹏. 低雷诺数翼型层流分离现象大涡模拟方法[J]. 空气动力学学报, 2019, 37(6): 915-923.
ZHU Zhibin, LIU Qiang, BAI Peng. Large eddy simulation method for the laminar separation phenomenon on low Reynolds number airfoils[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2019, 37(6): 915-923.
- [7] SELIG M, GUGLIELMO J J, BROEREN A P, et al. Summary of low-speed airfoil data[M].[S.l.]: Sorartech, 1995.
- [8] SELIG M, GUGLIELMO J, BROERN A, et al. Experiments on airfoils at low Reynolds numbers[C]// Proceedings of the 34th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit.[S.l.]: AIAA, 1996: 62.
- [9] 金周, 夏天宇, 董昊. 低雷诺数下翼型表面局部振动控制研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2023, 55(4):

- 676-685.
- JIN Zhou, XIA Tianyu, DONG Hao. Investigation on local vibration control of airfoil at low Reynolds number[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2023, 55(4): 676-685.
- [10] 龙腾, 刘建, WANG G Gary, 等. 基于计算试验设计与代理模型的飞行器近似优化策略探讨[J]. *机械工程学报*, 2016, 52(14): 79-105.
- LONG Teng, LIU Jiang, WANG G Gary, et al. Discuss on approximate optimization strategies using design of computer experiments and metamodels for flight vehicle design[J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2016, 52(14): 79-105.
- [11] 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): 30-70.
- 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): 30-70.
- [12] 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.
- [13] LI Z, SHOEMAKER C A. Hyper-parameter optimization for deep learning by surrogate-based model with weighted distance exploration[C]//*Proceedings of 2021 IEEE Congress on Evolutionary Computation (CEC)*. [S.l.]: IEEE, 2021: 917-925.
- [14] SHI M, LV L, SUN W, et al. A multi-fidelity surrogate model based on support vector regression[J]. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 2020, 61: 2363-2375.
- [15] GHAZI Y, ALHAZMI N, TEZAUER R, et al. Training a neural-network-based surrogate model for aerodynamic optimisation using a Gaussian process[J]. *International Journal of Computational Fluid Dynamics*, 2022, 36(7): 538-554.
- [16] PALAR P S, ZAKARIA K, ZUHAL L R, et al. Gaussian processes and support vector regression for uncertainty quantification in aerodynamics[C]//*Proceedings of AIAA Scitech 2021 Forum*. [S.l.]: AIAA, 2021: 0181.
- [17] 常林森, 张倩莹, 郭雪岩. 基于高斯过程回归和遗传算法的翼型优化设计[J]. *航空动力学报*, 2021, 36(11): 2306-2316.
- CHANG Linsen, ZHANG Qianying, GUO Xueyan. Airfoil optimization design based on Gaussian process regression and genetic algorithm[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2021, 36(11): 2306-2316.
- [18] 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 Tingwei, MO Shaochang, XIE Fangfang, 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.
- [19] DEB K, PRATAP A, AGARWAK S, et al. A fast and elitist multiobjective genetic algorithm: *NASA-II* [J]. *IEEE Transactions on Evolutionary Computation*, 2002, 6(2): 182-197.
- [20] GIUNTA A, WOJTKIEWICZ S, ELDRED M. Overview of modern design of experiments methods for computational simulations[C]//*Proceedings of the 41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. [S.l.]: AIAA, 2003: 649.
- [21] FORRESTER A I J, KEANE A J. Recent advances in surrogate-based optimization[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2009, 45(1/2/3): 50-79.
- [22] 胡义, 韩吉昂, 钱薪伟, 等. 不同造型方法下鼓包参数对跨声速压气机叶栅性能的影响[J]. *大连海事大学学报*, 2021, 47(2): 83-104.
- HU Yi, HAN Ji'ang, QIAN Xinwei, et al. Influence of bump parameters on the performance of a transonic compressor cascade under different bump configuration method[J]. *Journal of Dalian Maritime University*, 2021, 47(2): 83-104.
- [23] XIA T Y, DONG H, WU J, et al. The nonlinear lift coefficient characteristics and active flow control of a symmetrical airfoil at a low Reynolds number[J]. *Physics of Fluids*, 2022, 34(11): 113602.

(编辑:夏道家)