文章编号:1674-7607(2026)01-0067-10 DOI:10.19805/j.cnki.jcspe.2026.240512

考虑动态失速特性的翼型气动外形优化研究

张 强[1], 常林森[1], 李 春[1,2], 岳敏楠[1,2], 张万福[1,2]
(1. 上海理工大学 能源与动力工程学院, 上海 200093;
2. 上海市动力工程多相流动与传热重点实验室, 上海 200093)

摘 要: 气动外形优化方法是提高翼型气动效率及缓解动态失速的重要手段,但此方法需要多次调用精确但耗时的计算流体力学(CFD)模拟,计算成本很高。提出了一种基于代理模型的优化方法替代CFD计算,从而开展翼型动态失速特性优化。通过高斯过程回归模型构建代理模型,采用加点准则的方式不断提高模型精度,利用归一化均方根误差对代理模型进行验证,并以S809翼型为研究对象,验证该优化框架的可行性。结果表明:与基准翼型相比,优化翼型的平均阻力系数和力矩系数分别降低了32.87%和23.74%,气动性能显著提高;气动外形的改变加速了吸力面近壁流动的速度恢复,减小了边界层厚度。

关键词: 翼型; 动态失速; 气动外形优化; 代理模型; 数值模拟
中图分类号:TK83 **文献标志码**:A **学科分类号**:470.10

Research on Aerodynamic Shape Optimization of Airfoils Considering Dynamic Stall Characteristics

ZHANG Qiang[1], *CHANG Linsen*[1], *LI Chun*[1,2], *YUE Minnan*[1,2], *ZHANG Wanfu*[1,2]
(1. School of Energy and Power Engineering, University of Shanghai for Science and Technology, Shanghai 200093, China; 2. Shanghai Key Laboratory of Multiphase Flow and Heat Transfer in Power Engineering, Shanghai 200093, China)

Abstract: Aerodynamic shape optimization methods are important means to enhance the aerodynamic efficiency of airfoils and alleviate dynamic stall, but require repeatedly invoking precise yet time-consuming computational fluid dynamics (CFD) simulations, resulting in high computational costs. An optimization method based on surrogate model was proposed to replace CFD calculations, thereby conducting optimization of dynamic stall characteristics of airfoils. The surrogate model was constructed using the Gaussian process regression model, and the accuracy of the model was continuously improved by adopting the point addition criterion. The surrogate model was verified using the normalized root mean square error, and the feasibility of the optimization framework was verified using the S809 airfoil as the research object. Results show that compared with the baseline airfoil, the average drag coefficient and moment coefficient of the optimized airfoil are reduced by 32.87% and 23.74%, respectively, the aerodynamic performence was significantly improved. And the change in the aerodynamic shape accelerates the velocity recovery of the suction surface near the wall and reduces the boundary layer thickness.

收稿日期:2024-08-13
基金项目:国家自然科学基金资助项目(52376204,52006148,52106262)
作者简介:张 强(1996—),男,新疆哈密人,硕士研究生. 研究方向为风力机空气动力学。
李 春(通信作者),男,教授,博导, E-mail:lichunusst@163.com。

Key words: airfoil; dynamic stall; aerodynamic shape optimization; surrogate model; numerical simulation

风能是一种环境效益高、储量丰富、绿色可持续的可再生能源[1],风电开发对于抑制全球变暖具有积极作用。根据全球风能理事会(GWEC)最新的风能行业报告预测,到 2024 年,全球陆上风电将超过 100 GW;到 2025 年,全球海上风电装机预计突破 25 GW[2]。作为一种清洁能源,预计在未来二十年,风能的开发利用将保持快速增长[3]。

近年来,为了降低度电成本,风力发电机额定功率不断增加,导致叶片几何尺寸不断增加[4]。风力机叶片通过旋转、俯仰、偏航等动态过程保持高升力,在此过程中叶片绕流流体高度非定常[5]。在此状态下,叶片容易出现动态失速现象,造成较大的升力损失和疲劳载荷,进而影响叶片气动效率和风能利用率[6]。因此,抑制叶片动态失速具有重要的理论意义和现实紧迫性。

为了抑制叶片动态失速,一般采用主动控制和被动控制 2 种方法来改善叶片的非定常状态。被动控制方法有涡流发生器[7]、空腔翼型[8]、前缘肋板[9]等;主动控制方法有合成射流[10]、动态尾缘襟翼[11]等。虽然这些方法对控制叶片动态失速均有较好的效果,但会增加叶片重量和安装控制系统,增加了叶片控制系统的复杂性。

气动外形优化技术是空气动力学研究的重要组成部分,在提升翼型气动特性方面被广泛应用[12]。但随着高精度计算流体力学(CFD)在优化流程中的应用,每次调用 CFD 对目标函数评估非常耗时。基于此,一种基于代理模型的优化方法被提出,以缓解计算负担和提高优化效率[13]。如赵欢等[14]建立了基于多项式混沌-Kriging 代理模型的优化方法,对直升机旋翼进行优化设计,该方法不仅提高了优化效率,而且能显著提升气动性能。陈晨铭等[15]通过结合神经网络代理模型和遗传算法,针对高原风对风力机翼型进行优化,使得升阻比提高 4.52%。喻伯平等[16]利用代理模型方法对直升机旋翼的动态失速特性进行优化,获得了升力系数更优的翼型。Liu 等[17]针对风力机翼型动态失速,提出了一种降阶模型来预测非定常气动力,通过与 CFD 模拟值进行对比发现,在失速工况下降阶模型仍有较高精度。Jing 等[18]结合 Kriging 模型和启发算法建立了考虑俯仰运动的翼型优化方法,结果显示流动分离状况得到抑制或延迟。

目前,针对风力机叶片运动引发的翼型动态失速问题的优化研究还较少。因此,本文利用基于代理模型的优化算法对翼型动态失速特性进行优化,通过建立高斯过程回归代理模型减少 CFD 评估次数,同时采用加点准则提高模型精度,结合全局优化算法对 1 个俯仰周期内的气动力进行优化,从而缓解了翼型表面流动分离和气动载荷波动。

1 翼型动态失速

以 S809 翼型为研究对象,使其绕气动中心 O(弦长四分之一位置)作周期性俯仰。图 1 为俯仰运动示意图。翼型俯仰运动规律由正弦函数指定:

$$\alpha(t)=\alpha_0+\alpha_1\sin(2\pi ft) \tag{1}$$

式中:$\alpha(t)$ 为瞬时攻角;α_0 为平均攻角;α_1 为振荡幅值;f 为振荡频率;t 为时间。

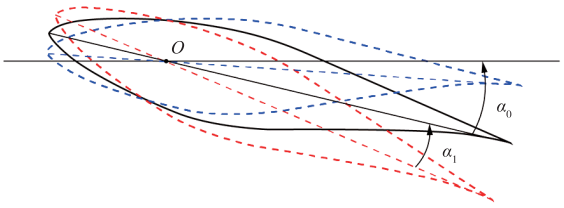


图 1 俯仰振荡运动示意

Fig. 1 Schematic of pitch oscillation motion

对于俯仰运动,缩减频率是一个非常重要的参数[19],其通常用来描述流体的非定常程度,由翼型的半弦长定义:

$$k=\frac{\omega c}{2U_\infty}=\frac{\pi fc}{U_\infty} \tag{2}$$

式中:k 为缩减频率;ω 为俯仰角速度;U_∞ 为无穷远来流速度;c 为翼型弦长。当 $k=0$ 时为稳定流动;当 $0<k\leqslant 0.05$ 时,流动被认为是准静态的,这个阶段的非定常效应很小,在某些问题上可以忽略;当 $k>0.05$ 时为非定常流动[20]。

非定常条件下,翼型俯仰到大攻角时流体在前缘分离发生动态失速,导致气动载荷剧烈波动。根据是否 $k>0.05$ 将动态失速分为轻度和深度失速。俄亥俄州立大学(OSU)风洞实验研究了多种动态失速工况,其中轻度和深度失速的运动参数和流动条件见表 1[21]。本文基于此实验数据对动态失速特性进行研究。

表 1　动态失速运动和流动参数

Tab. 1　Dynamic stall motion and flow parameters

参数	轻度失速	深度失速
α_0/(°)	14	
α_1/(°)	10	
f/Hz	0.6	1.8
k	0.026	0.077
Re	1×10^6	

2　翼型气动外形优化模型

翼型优化模型包括几何外形参数化表征，高斯过程回归代理模型建立，算法优化及代理模型验证。优化过程的不同步骤通过 Matlab 脚本调用不同模块实现。图 2 为翼型优化流程。

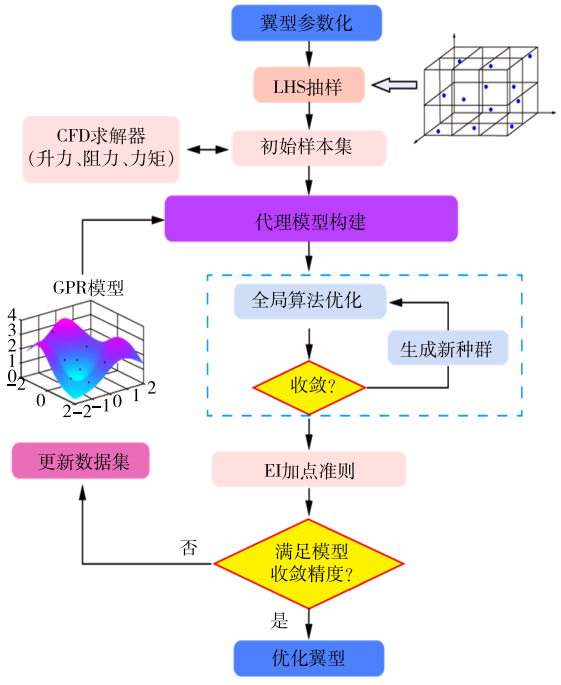


图 2　翼型优化流程

Fig. 2　Airfoil optimization process

首先，通过参数化方法获得翼型几何系数，作为构建设计空间的设计变量。其次，采用拉丁超立方抽样(Latin hypercube sampling，LHS)方法在设计空间获得初始样本。然后，将初始样本解析为翼型坐标点划分网格，使用 CFD 求解器计算气动力。随后，利用高斯过程回归构建翼型几何外形与气动力映射关系的代理模型，并采用加点准则提高模型精度。最后，通过全局优化算法得到最优解。

2.1　参数化方法

类函数/形状函数转换(class function/shape function transformation，CST)是一种鲁棒性高的翼型坐标参数化方法[22]。参数化公式可表示为

$$y=C(x)\cdot S(x)+x\cdot\Delta y_{te} \tag{3}$$

式中：x、y 为翼型表面坐标点；$C(x)$、$S(x)$分别为类函数和形函数；Δy_{te}为尾缘相对厚度，具体形式展开为

$$\begin{cases} y_{up}=C_{N_2}^{N_1}(x)S_{up}(x)+xy_{teup} \\ y_{lo}=C_{N_2}^{N_1}(x)S_{lo}(x)+xy_{telo} \end{cases} \tag{4}$$

式中：y_{teu}和y_{tel}为上、下表面翼型点的纵坐标；下标 up、lo 分别表示翼型上、下表面。

类函数定义为

$$C_{N_2}^{N_1}(x)=(x)^{N_1}(1-x)^{N_2} \tag{5}$$

式中：N_1、N_2的数值用于确定几何外形的类别。

上下表面形函数定义为

$$\begin{cases} S_{up}(x)=\sum_0^{n_{up}}A_{up}(i)\ B_{n_{up}}^{i}(x) \\ S_{lo}(x)=\sum_0^{n_{lo}}A_{lo}(i)B_{n_{lo}}^{i}(x) \end{cases} \tag{6}$$

式中：i 为多项式指数；n_{up}、n_{lo}为多项式阶数；B_n^i 为 Bernstein 多项式；A_{up}、A_{lo}为上、下表面形函数系数，其组成用于几何外形优化的设计变量。

对翼型上、下表面均采用 5 阶 Bernstein 多项式拟合坐标点，设计变量个数为 12，改变形函数系数可获得不同翼型的几何外形。

2.2　高斯过程回归代理模型的建立

2.2.1　拉丁超立方抽样方法

高斯过程回归模型的建立，需要一定数量的初始样本用于模型训练。为避免简单随机抽样以及减小样本数，采用 LHS 生成初始样本。此外，为确保 LHS 在采样过程中样本点分布更加均匀，利用最大最小距离准则对样本点的空间分布进行改进。要构建合理准确的代理模型，至少需要相当于设计变量三倍的样本[23]。为了提高初始代理模型的精度，本文使用比最小样本数更大的样本。因此，考虑到每次样本评估所需的时间，选取 200 个初始样本进行 CFD 计算。

2.2.2　高斯过程回归

高斯过程回归(Gaussian process regression，GPR)是一种基于贝叶斯回归的概率方法，对于小样本与强非线性问题建模精度高[24]。

若有样本集 $D=\{(\boldsymbol{x}_i,y_i)\,|\,i=1,2,\cdots,n\}$，其中 $\boldsymbol{x}_i$ 为样本点输入向量，y_i 为样本点输出。模型方程[25]可表示为

$$y_i=f(\boldsymbol{x}_i)+\varepsilon_i \tag{7}$$

式中：$\varepsilon_i\sim N(0,\sigma_n^2)$，是均值为 0，方差为$\sigma_n^2$，服从独立

同分布的高斯噪声。$f(\boldsymbol{x}_i)$表达了高斯过程，可表示为

$$f(\boldsymbol{x}_i)\sim G_{\mathrm{P}}(\mu(\boldsymbol{x}_i),\mathrm{cov}(\boldsymbol{x}_i,\boldsymbol{x}_i^{'})) \tag{8}$$

式中：$\boldsymbol{x}_i^{'}$为输入空间中的另一个向量。协方差函数用于计算 2 个向量间的相似度。

高斯过程由均值 $\mu(\boldsymbol{x}_i)$和协方差函数 $\mathrm{cov}(\boldsymbol{x}_i,\boldsymbol{x}_i^{'})$确定，具体定义为

$$\mu(\boldsymbol{x}_i)=E(f(\boldsymbol{x}_i)) \tag{9}$$

$$\mathrm{cov}(\boldsymbol{x}_i,\boldsymbol{x}'_i)=E[f(\boldsymbol{x}_i)-\mu(\boldsymbol{x}_i)(f(\boldsymbol{x}'_i))-\mu(\boldsymbol{x}'_i))] \tag{10}$$

无噪声项时，输出值 $f(\boldsymbol{x}_i)$的先验分布是 $f(\boldsymbol{x}_i)\sim G_{\mathrm{P}}(0,\mathrm{cov})$。对于测试集$\boldsymbol{x}_i^*$，根据$y_i$的先验分布建立训练集输出与测试集输出 y_i^* 之间的联合高斯先验分布：

$$\begin{bmatrix}y_i\\ y_i^*\end{bmatrix}\sim G_{\mathrm{P}}\left(0,\begin{bmatrix}\mathrm{cov}(\boldsymbol{x}_i,\boldsymbol{x}_i) & \mathrm{cov}(\boldsymbol{x}_i,\boldsymbol{x}_i^*)\\ \mathrm{cov}(\boldsymbol{x}_i,\boldsymbol{x}_i^*) & \mathrm{cov}(\boldsymbol{x}_i^*,\boldsymbol{x}_i^*)\end{bmatrix}\right) \tag{11}$$

式中：$\mathrm{cov}(\boldsymbol{x}_i,\boldsymbol{x}_i)$为 $n\times n$ 阶对称正定的协方差矩阵；$\mathrm{cov}(\boldsymbol{x}_i,\boldsymbol{x}_i^*)$为测试与训练输入样本间的协方差矩阵；$\mathrm{cov}(\boldsymbol{x}_i^*,\boldsymbol{x}_i^*)$为测试集样本间的协方差矩阵。

当 $\boldsymbol{x}_i$与训练样本集 D 已知时，由后验概率公式计算得到 $\boldsymbol{x}_i^*$ 对应的 y_i^*。

$$y_i^*\mid\boldsymbol{x}_i^*,\mathrm{D}\sim G_{\mathrm{P}}(\mu_{y_i^*},\sum\nolimits_{y_i^*}) \tag{12}$$

其中，

$$\mu_{y_i^*}=\mathrm{cov}(\boldsymbol{x}_i^*,\boldsymbol{x}_i)(\mathrm{cov}(\boldsymbol{x}_i^*,\boldsymbol{x}_i^*)+\sigma_n^2\boldsymbol{I})^{-1}y_i \tag{13}$$

$$\sum\nolimits_{y_i^*}=\mathrm{cov}(\boldsymbol{x}_i^*,\boldsymbol{x}_i)-\mathrm{cov}(\boldsymbol{x}_i^*,\boldsymbol{x}_i)(\mathrm{cov}(\boldsymbol{x}_i^*,\boldsymbol{x}_i^*)+\sigma_n^2\boldsymbol{I})^{-1}\mathrm{cov}(\boldsymbol{x}_i,\boldsymbol{x}_i^*) \tag{14}$$

式中：$\boldsymbol{I}$为单位向量。

后验分布的均值 $\mu_{y_i^*}$ 和方差 $\sum_{y_i^*}$ 的计算需要求解 4 个协方差，又称为核函数。

边缘概率 $p(y_i^*\mid\boldsymbol{x}_i^*)$是 GPR 计算中的重要参数，其定义为

$$p(y_i^*\mid\boldsymbol{x}_i^*)=\mathrm{N}(0,\mathrm{cov}(\boldsymbol{x}_i,\boldsymbol{x}_i)+\sigma_n^2\boldsymbol{I}) \tag{15}$$

用极大似然法求解超参数：

$$L(\theta)=-\ln p(y_i\mid\boldsymbol{x}_i)=\frac{1}{2}y_i{}^{\mathrm{T}}C^{-1}y_i+\frac{1}{2}\ln|C|+\frac{n}{2}\ln 2\pi \tag{16}$$

式中：L 为负对数似然函数，$C=\mathrm{cov}(\boldsymbol{x}_i,\boldsymbol{x}_i)+\sigma_n^2\boldsymbol{I}$，$|C|$为 C 的行列式。超参数 θ 的求解通过无约束非线性优化算法实现。

2.2.3 加点准则

利用有限样本数据构建的 GPR 模型精度较低，在模型某些位置的预测结果与真实值相比误差较大。通过加点准则在设计空间中添加样本，可以提高代理模型的精度。本文采用 Jones[26] 提出的期望改进(expectation improvement，EI)加点准则。

EI 准则的原理是：由于 GPR 模型预测结果 $\hat{y}(x)$服从高斯分布，即 $\hat{y}(\boldsymbol{x})\in\mathrm{N}[\bar{y}(\boldsymbol{x}),s^2]$。因此，期望改进函数 $E(\boldsymbol{I}(\boldsymbol{x}))$可以用均值 $\bar{y}(\boldsymbol{x})$和方差s^2计算，数学公式如下：

$$E(\boldsymbol{I}(\boldsymbol{x}))=\int_0^{+\infty}\boldsymbol{I}(\boldsymbol{x})\cdot\boldsymbol{\phi}(\boldsymbol{I}(\boldsymbol{x}))\mathrm{d}\boldsymbol{I}=\begin{cases}(y_{\min}-\bar{y})\Phi(\dfrac{y_{\min}-\bar{y}}{s})+s\phi(\dfrac{y_{\min}-\bar{y}}{s}), & s>0\\ 0, & s=0\end{cases} \tag{17}$$

式中：Φ 和 ϕ 分别为累积分布函数和概率密度函数；$y_{\min}$为目标函数的最小值；$\boldsymbol{I}(\boldsymbol{x})$为改进量。

$$\boldsymbol{I}(\boldsymbol{x})=y_{\min}-\bar{y}(\boldsymbol{x}) \tag{18}$$

利用全局优化算法搜索设计空间，获得函数 $E(\boldsymbol{I}(\boldsymbol{x}))$的最大值，将此样本点加入初始样本集重新构建代理模型以不断提高模型精度。

2.2.4 代理模型验证

代理模型的精度通过归一化的均方根误差(normalized root mean square error，NRMSE)来验证。NRMSE 的计算式为

$$e_{\mathrm{NRMSE}}=\frac{\sqrt{\dfrac{1}{n_t}\sum\limits_{i=1}^{n_t}(Y_t^i-\hat{Y}_t^i)^2}}{(Y_{\max}-Y_{\min})_{\mathrm{initial}}} \tag{19}$$

其中，e_{NRMSE}为 NRMSE 误差；Y_t^i和$\hat{Y}_t^i$分别表示 CFD 模拟结果和代理模型预测值；n_t 为测试样本的个数。分母$(Y_{\max}-Y_{\min})_{\mathrm{initial}}$表示初始样本数据集中最大响应值 $Y_{\max}$与最小响应值 $Y_{\min}$之差。代理模型的可接受标准为 $e_{\mathrm{NRMSE}}\leqslant 3\%$。

3 数值模型

3.1 网格划分与边界条件

使用 ICEM 软件生成计算域网格，均为四面体单元组成的结构化网格。图 3 为整个计算域和局部网格细节。将计算域划分为外流域和旋转域，通过 UDF 程序实现旋转域翼型俯仰。计算域尺寸为 50×75c，旋转域半径为 2c(c 为翼型弦长)。来流方向为速度入口，尾流方向为压力出口。对翼型边界层网格进行细化，以更好地捕捉动态失速期间边界层中产生的复杂流动。边界层网格第一层高度设置为 0.01 mm，以保证 y^+ 近似等于 1。

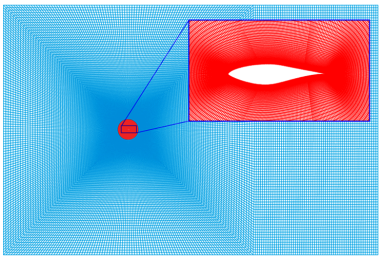


图 3　翼型网格分布

Fig. 3　Airfoil mesh distribution

3.2　风洞实验结果对比

采用 Fluent 19.2 对非稳态雷诺平均 N-S 方程进行求解。Simplec 算法用于压力-速度耦合求解。非定常条件下，时间步长为 2×10^{-4}，内部迭代 30 次。湍流模型选择对自由剪切流和适度分离流精度较高的 SST k-ω 模型[27]。

为验证数值模拟的精度，对比了 OSU 风洞的叶片动态失速实验数据[21]。通过 CFD 方法计算了 6 个俯仰周期的气动系数，并选取最后一个周期进行验证。图 4 给出了 S809 翼型在不同缩减频率下的 CFD 计算结果，并与风洞实验数据进行对比。

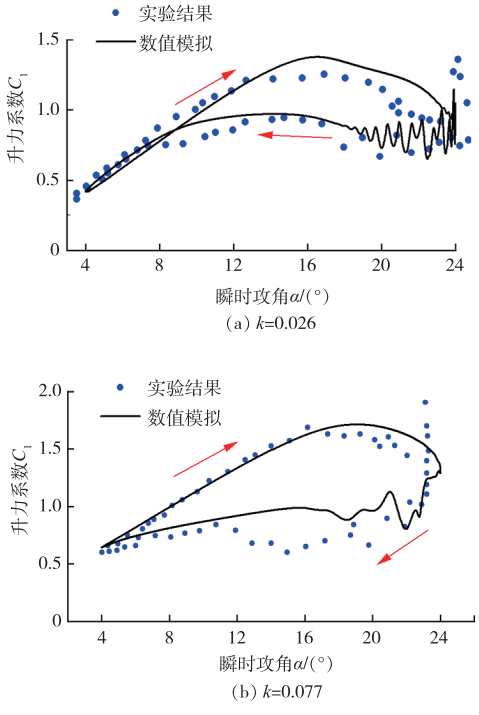


图 4　不同缩减频率下计算值与实验值对比

Fig. 4　Comparison of calculated and experimental values under different reduction frequencies

由图 4(a)可知，当 k=0.026 时，翼型轻度失速下的升力系数与实验结果吻合良好。由图 4(b)可知，当 k=0.077 时，翼型深度失速时上仰阶段与实验结果吻合良好，而在下俯阶段偏差较大。下俯阶段是流体流动分离再附着的过程[28]，仅通过二维非定常 CFD 计算难以满足计算精度。虽然二维模拟不足以准确描述流动的所有细节，但仍获得了大部分流动特征[16]。考虑优化设计的时间成本，二维数值模拟是本研究中评估翼型动态失速的一种可行选择。

4　结果与分析

4.1　代理模型建模过程

流动分离引发的动态失速会在翼型前缘形成动态失速涡，引起阻力和力矩的剧烈变化。可通过抑制阻力和力矩系数的突然发散，来延迟动态失速。因此，优化目标是在一个振荡周期内减小阻力和力矩系数。优化目标 $F(\boldsymbol{x})$ 和约束如下：

$$F(\boldsymbol{x})=\min\left[0.6\left(\frac{1}{N}\sum_{i=1}^{N}|C_{di}|\right)+0.4\left(\frac{1}{N}\sum_{i=1}^{N}|c_{mi}|\right)\right] \tag{20}$$

$$\text{s.t}\begin{cases}0.85T_{\max}^{0}\leqslant T_{\max}\leqslant 1.15T_{\max}^{0}\\ \sum_{i=1}^{N}|C_{di}|\leqslant\sum_{i=1}^{N}|C_{di}^{0}|\\ \sum_{i=1}^{N}|C_{mi}|\leqslant\sum_{i=1}^{N}|C_{mi}^{0}|\\ \sum_{i=1}^{N}|C_{li}|\geqslant\sum_{i=1}^{N}|C_{li}^{0}|\end{cases} \tag{21}$$

式中：C_l、C_d 和 C_m 分别为升力系数、阻力系数和力矩系数；N 为 1 个振荡周期内不同时刻监测的气动力个数，N 的取值取决于仿真时间步长和总周期时间。计算一个俯仰振荡周期内的平均升力、阻力和力矩系数。$T_{\max}$ 为翼型最大厚度，上标 0 表示基准翼型。

图 5 给出了加点过程中代理模型目标函数的 NRMSE 收敛过程。采用 260 个样本点(200 个初始样本和 60 个填充样本)，可以看出代理模型目标函数的 NRMSE 减小到 2.61%。

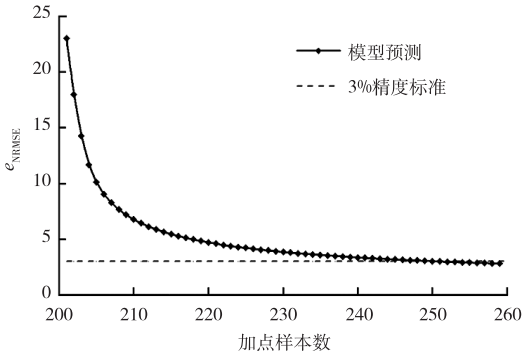


图 5　代理模型目标函数 NRMSE 的变化

Fig. 5　Variation of NRMSE by surrogate model objective function

4.2 气动力分析

图 6 比较了基准翼型(S809)和优化翼型(Opt_809)之间的几何外形。可以看出,与基准翼型相比,优化翼型上表面厚度增加,下表面厚度减少,前缘半径增大。表 2 为二者气动力参数对比。由表 2 可知,优化翼型的平均阻力系数与平均力矩系数显著降低,其中平均阻力系数减小 32.87%,平均力矩系数也减少 23.74%,该优化方法同时也保证了升力系数不降低。

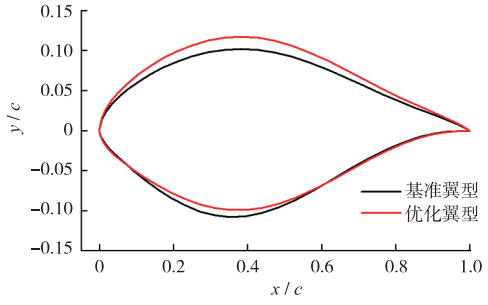


图 6 S809 和 Opt_809 气动外形对比

Fig. 6 Comparison of aerodynamic profiles of S809 and Opt_809

表 2 S809 和 Opt_809 气动力参数对比

Tab. 2 Comparison of S809 and Opt_809 aerodynamic parameters

参数	S809	Opt_809	变化率/%
平均升力系数	1.092 6	1.125 4	3.00
平均阻力系数	0.121 1	0.081 3	−32.87
平均力矩系数	0.077 1	0.058 8	−23.74

S809 和 Opt_809 在一个振荡周期内的气动系数如图 7 所示。升力、阻力和俯仰力矩系数的优化设计对延迟翼型动态失速有较好的效果。从图 7(a)可以看出,S809 在下俯阶段的升力系数由于动态失速而急剧降低。与 S809 相比,Opt_809 虽然在上仰阶段的升力系数有所降低,但提高了下俯阶段的升力系数。从图 7(b)可以看出,在 $\alpha>14°$后,上仰阶段阻力系数明显减小,有效抑制了阻力急剧增大。力矩系数的正负代表翼型扭转方向,且数值越接近零越好。本文将绕气动中心逆时针方向定义为正方向。图 7(c)中,Opt_809 的力矩系数在大攻角下保持稳定,避免了突然变化和振荡,从而延缓了动态失速。

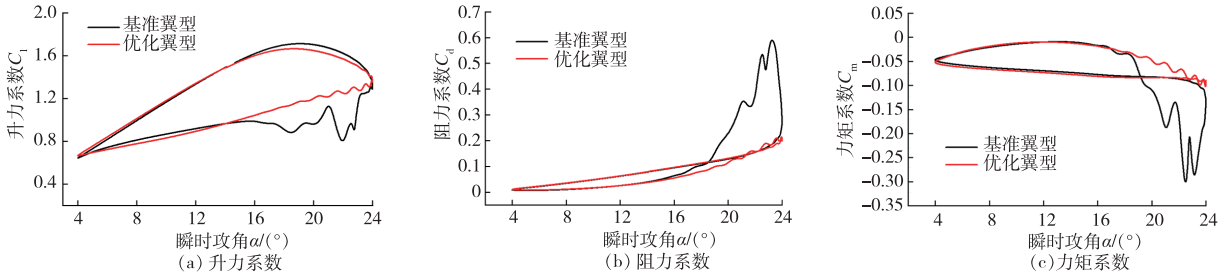


图 7 基准翼型与优化翼型气动力参数迟滞回环对比

Fig. 7 Comparison of hysteresis loops between baseline and optimized airfoil aerodynamic parameters

翼型的气动力特性可以结合振荡运动中的升力和阻力系数来评估[29]。一般通过无因次形式的法向力系数(C_N)和切向力系数(C_T)表示,定义如下:

$$\begin{cases} C_N = C_l\cos\alpha + C_d\sin\alpha \\ C_T = C_l\sin\alpha - C_d - \cos\alpha \end{cases} \tag{21}$$

基准翼型和优化翼型的 C_N 和 C_T 计算结果如图 8 所示。在下俯过程中,基准翼型的 C_N 和 C_T 在 $16<\alpha<24$ 处表现出强烈的振荡。该区域的气动力不能保持稳定,其原因是严重的流动分离。尤其是 C_T,甚至在较大的区域显示负值。

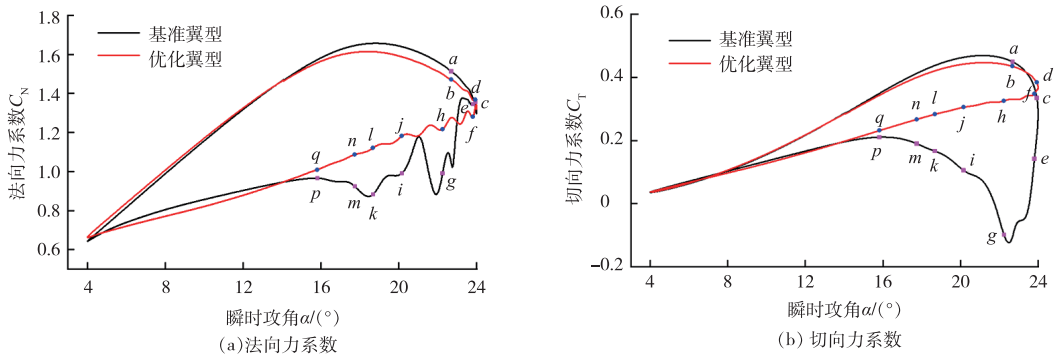


图 8 基准翼型与优化翼型力系数迟滞回环对比

Fig. 8 Comparison of force coefficient hysteresis loops between baseline and optimized airfoil

4.3　流场结构分析

为更全面地了解翼型动态失速的流动物理特性，并获得优化翼型对动态失速的抑制效果。因此，对于 S809 和 Opt_809，选取连续变化的 $\alpha\sim q$ 共 16 个点（见图 8）的瞬态流场结构进行研究。

图 9 给出了 S809 和 Opt_809 在一个俯仰周期内不同攻角下的压力云图和前缘局部放大图。其中↑表示上仰阶段，↓表示下俯阶段。对比图 9(a)、图 9(c)和图 9(b)、图 9(d)可知，S809 和 Opt_809 的压力面和吸力面表面压力分布差异不大。在翼型下俯过程中，从 α=23.81°、22.24°、20.15°和 18.67°的压力云图可以看出，由于流动分离，S809 前缘的负压区域明显减小（如图 9(e)、图 9(g)、图 9(i)、图 9(k)、图 9(m)）。这就使得翼型无法保持足够的升力。对于 Opt_809，吸力面前缘半径的增加使翼型在振荡运动中抑制了吸力面负压的快速耗散，保持了有利的前缘压差（如图 9(f)、图 9(h)、图 9(j)、图 9(l)和图 9(n)）。与 S809 相比，当运动到 α = 15.80°时，Opt_809 对前缘压差的增强作用减弱，这是因为随着攻角的减小，翼型表面流体重新附着在吸力前缘，几何外形的改变对气动力的影响逐渐变小。

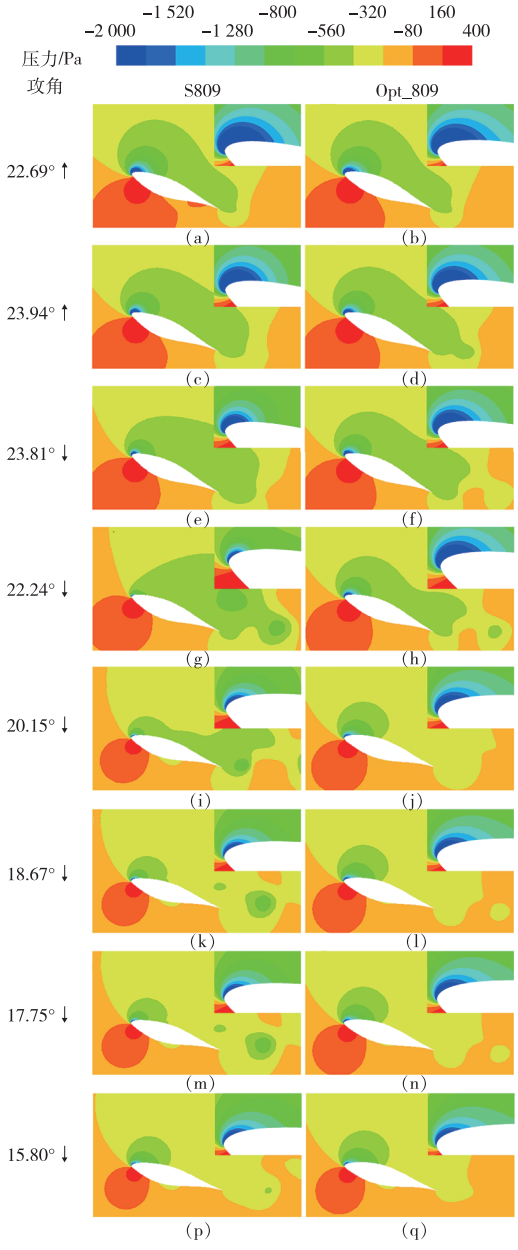


图 9　俯仰过程中 S809 和 Opt_809 的压力云图

Fig. 9　Pressure contours of S809 and Opt_809 in one oscillation cycle

4.4　边界层速度分析

动态失速以翼型前缘涡的发展为特征，可以很好地反映在边界层流动中。因此，研究边界层速度梯度对分析优化后的翼型气动性能具有重要意义。故对吸力面速度梯度进行了量化，并对不同振荡角下边界层的归一化速度进行了监测。监测线分别在 x/c 取 25%、50%、75%、100%位置布置，如图 10 所示。每条监测线上有 200 个点，用于获取不同边界层法向距离处（y/c）的速度。

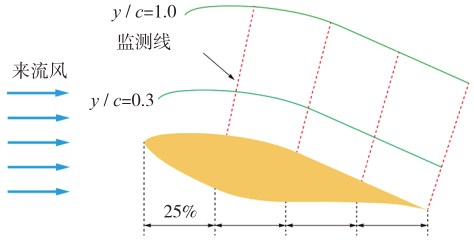


图 10　S809 翼型边界层监测线位置分布

Fig. 10　Distribution of boundary layer monitoring lines for S809 airfoil

图 11 为 α 在 22.69°（↑）、23.94°（↑）、22.24°（↓）和 20.15°（↓）处的归一化边界层速度分布图，其中 u 为边界层速度。这些角度反映了流动分离再附着是一个连续变化的过程。

当 α = 22.69°（↑）时，基准翼型（S809）和优化翼型（Opt_809）的边界层速度剖面几乎相同。从前缘到尾缘，边界层厚度（速度从 0 m/s 恢复至远场速度的 99%所需的法向距离）越来越大。图 11(d)中速度曲线呈现 S 型，这是因为流动分离使得尾缘处存在反向流动，使得速度剖线先减小后增大。

当 α = 23.94°（↑）时，优化翼型改善了近壁流动和远场流动之间的速度混合。尽管边界层流动的速度混合的法向距离减小，但近壁流动无法抵抗反向流动（如图 11(h)）。

当 α = 22.24°（↓）时，基准翼型由于剧烈的流动分离使得前缘的流动再附着过程被显著延缓（见图 11(i)和图 11(j)）。气动外形的改变显著加速了

近壁流动的速度恢复，优化翼型在 $x/c=25\%$ 和 50% 时近壁的速度动量几乎没有损失，这使得边界层厚度分别减小了 0.3 和 0.2。基准翼型在 $x/c=75\%$ 处呈现出反向流动(图 11(k))，优化翼型边界层的流动分离得到了抑制，克服了高逆压梯度。在图 11(l)中，在 $x/c=100\%$ 时，基准翼型的速度曲线在 $0<y/c<0.4$ 和 $0.4<y/c<1.2$ 呈现 2 个 S 型，这说明尾缘在不同法向距离有 2 次逆流。且边界层逆流速度 $u/U_\infty<-1.0$，这是一个大的分离涡。不幸的是，基准翼型无法恢复远场速度直到 $y/c=1.0$，这导致翼型气动性能显著恶化。优化翼型在 $x/c=100\%$ 处显著抑制了逆流，逆流速度最小仅为 $u/U_\infty=-0.1$，并在 $y/c=0.4$ 处恢复远场速度。

当 $\alpha=20.15°(\downarrow)$ 时，一方面，优化翼型的近壁流动速度更大，可有效地给边界层注入能量。这使得边界层厚度变小。另一方面，尽管基准翼型的边界层速度恢复慢，但其远场速度较优化翼型在 $x/c=50\%$ 和 75%(图 11(n)和图 11(p))处更大。在 $x/c=100\%$ 处，从前缘传递到尾缘的高动量流体几乎成功控制了逆流(图 11(q))。

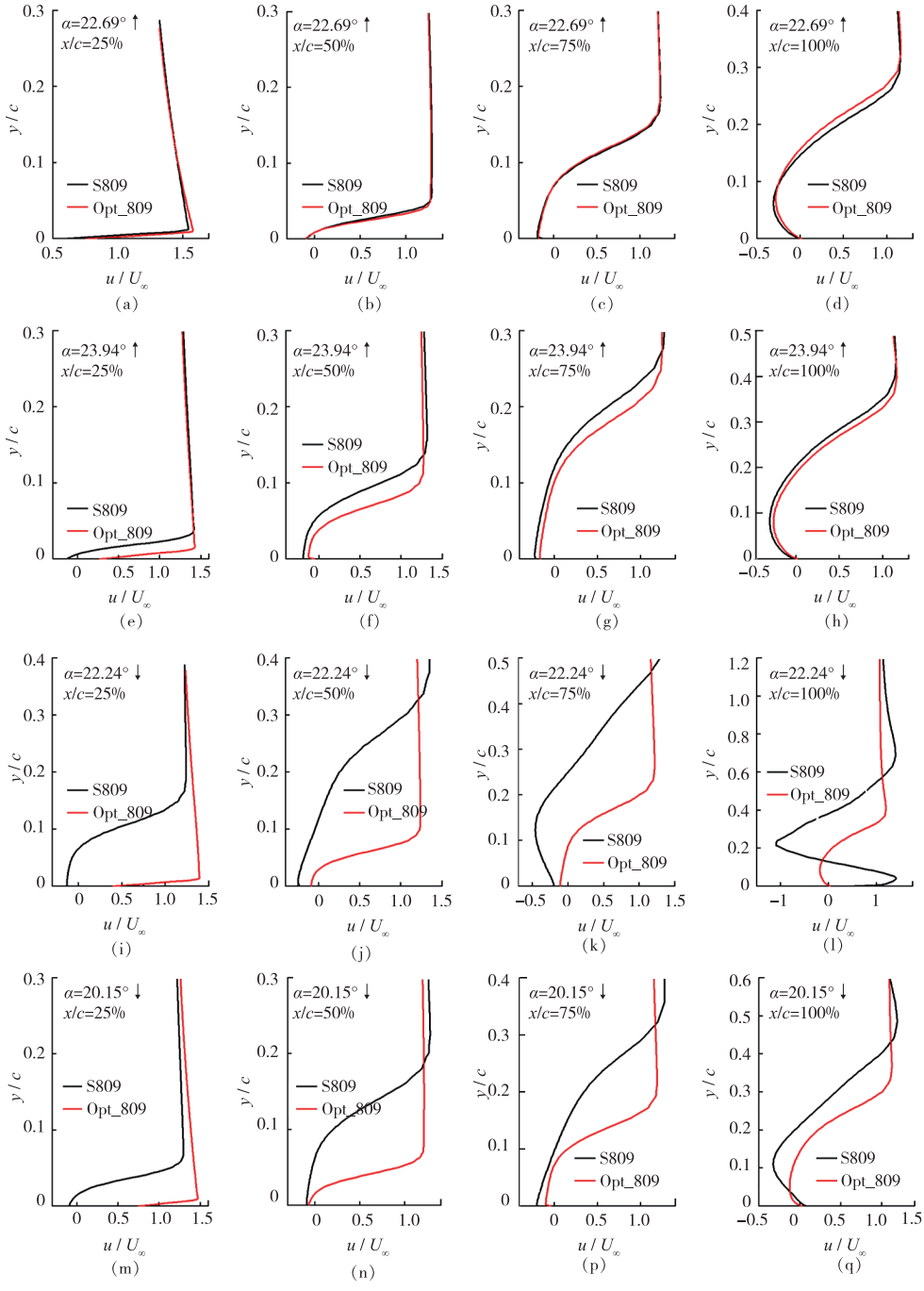


图 11 不同攻角及弦长位置下的边界层速度分布

Fig. 11 Boundary layer velocity distribution at different angles of attack and chord length positions

总体而言，在一个俯仰循环中，优化翼型增强了边界层的速度动量，加速了近壁流动以克服逆速度梯度。边界层厚度的减小抑制了逆流，显著抑制了翼型动态失速。

5　结论

（1）与基准翼型（S809）相比，优化翼型（Opt_809）前缘半径和吸力面厚度更大，压力面厚度减小。优化翼型有效抑制了动态失速，减小了下俯阶段的气动力振荡。

（2）与基准翼型相比，优化后翼型的平均阻力系数和力矩系数分别降低了 32.87％和 23.74％，且平均升力系数增大。因此，该优化方法显著改善了翼型的动态失速特性。

（3）基准翼型在下俯期间存在显著的压力扩散。优化翼型通过抑制从尾缘到前缘的反向流动的增长和传播，在动态俯仰期间保持了有利的前缘压力差。

（4）动态失速导致基准翼型在吸力面前缘的速度恢复被显著延迟。优化翼型气动外形的改变改善了近壁和远场流体的混合，加速了近壁流动的速度恢复，从而减小了边界层厚度。

参考文献：

[1] 李春，叶舟，高伟，等. 现代陆海风力机计算与仿真[M]. 上海：上海科学技术出版社，2012.

[2] LEE J，ZHAO Feng. Global wind report 2022[R]. Brussels，Belgium：Global Wind Energy Council，2022.

[3] LI Li，LIN Jian，WU Nianyuan，et al. Review and outlook on the international renewable energy development[J]. Energy and Built Environment，2022，3(2)：139-157.

[4] YAO Shulong，CHETAN M，GRIFFITH D T，et al. Aero-structural design and optimization of 50 MW wind turbine with over 250-m blades[J]. Wind Engineering，2022，46(1)：273-295.

[5] CHEN Jincheng，WANG Feng，STELSON K A. A mathematical approach to minimizing the cost of energy for large utility wind turbines[J]. Applied Energy，2018，228：1413-1422.

[6] 李羽，柳灿，连波，等. 基于强迫振动和自由振动的风力机翼型涡激振动数值研究[J]. 动力工程学报，2024，44(2)：270-276.
LI Yu，LIU Can，LIAN Bo，et al. Numerical study on vortex-induced vibration of wind turbine airfoil via prescribed vibration and free vibration[J]. Journal of Chinese Society of Power Engineering，2024，44(2)：270-276.

[7] ZHU Chengyong，FENG Yi，SHEN Xiang，et al. Effects of the height and chordwise installation of the vane-type vortex generators on the unsteady aerodynamics of a wind turbine airfoil undergoing dynamic stall[J]. Energy，2023，266：126418.

[8] 李根，缪维跑，李春，等. 尾缘主动式凹槽-襟翼垂直轴风力机气动性能研究[J]. 动力工程学报，2021，41(6)：511-518.
LI Gen，MIAO Weipao，LI Chun，et al. Aerodynamic performance of a vertical axis wind turbine with active dimple-flaps at the trailing edge[J]. Journal of Chinese Society of Power Engineering，2021，41(6)：511-518.

[9] WANG Haipeng，JIANG Xiao，CHAO Yun，et al. Effects of leading edge slat on flow separation and aerodynamic performance of wind turbine[J]. Energy，2019，182：988-998.

[10] LIU Jiaqi，CHEN Rongqian，QIU Ruofan，et al. Study on dynamic stall control of rotor airfoil based on coflow jet[J]. International Journal of Aerospace Engineering，2020，2020(1)：8845924.

[11] 季康，李春，阳君，等. 尾缘襟翼动态气动特性与控制策略研究[J]. 太阳能学报，2017，38(7)：1912-1920.
JI Kang，LI Chun，YANG Jun，et al. Research on dynamic aerodynamic performance and flow control of airfoil with flap[J]. Acta Energiae Solaris Sinica，2017，38(7)：1912-1920.

[12] 邬晓敬，张伟伟，肖华，等. 一种基于响应面的翼型鲁棒优化设计方法[J]. 工程力学，2015，32(2)：250-256.
WU Xiaojing，ZHANG Weiwei，XIAO Hua，et al. A robust aerodynamic design for airfoil based on response surface method[J]. Engineering Mechanics，2015，32(2)：250-256.

[13] HAN Zhonghua，XU Chenzhou，ZHANG Liang，et al. Efficient aerodynamic shape optimization using variable-fidelity surrogate models and multilevel computational grids[J]. Chinese Journal of Aeronautics，2020，33(1)：31-47.

[14] 赵欢，高正红，夏露. 基于新型多可信度代理模型的多目标优化方法[J]. 航空学报，2023，44(6)：126962.
ZHAO Huan，GAO Zhenghong，XIA Lu. Novel multi-fidelity surrogate model assisted many-objective optimization method[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica，2023，44(6)：126962.

[15] 陈晨铭，郭雪岩，常林森. 基于 BP 神经网络代理模型的翼型优化及领域自适应研究[J]. 动力工程学

报，2022，42(7)：657-663.
CHEN Chenming，GUO Xueyan，CHANG Linsen. Research on airfoil optimization and domain adaptation based on BP neural network surrogate model[J]. Journal of Chinese Society of Power Engineering，2022，42(7)：657-663.

[16] 喻伯平，李高华，谢亮，等. 基于代理模型的旋翼翼型动态失速优化设计[J]. 浙江大学学报(工学版)，2020，54(4)：833-842.
YU Boping，LI Gaohua，XIE Liang，et al. Dynamic stall optimization design of rotor airfoil based on surrogate model[J]. Journal of Zhejiang University (Engineering Science)，2020，54(4)：833-842.

[17] LIU Pengyin，YU Guohua，ZHU Xiaocheng，et al. Unsteady aerodynamic prediction for dynamic stall of wind turbine airfoils with the reduced order modeling [J]. Renewable Energy，2014，69：402-409.

[18] JING Simeng，ZHAO Qijun，ZHAO Guoqing，et al. Multi-objective airfoil optimization under unsteady-freestream dynamic stall conditions[J]. Journal of Aircraft，2023，60(2)：293-309.

[19] GHARALI K，JOHNSON D A. Numerical modeling of an S809 airfoil under dynamic stall，erosion and high reduced frequencies[J]. Applied Energy，2012，93：45-52.

[20] BUTTERFIELD C P，SIMMS D，HUYER S. Recent results from data analysis of dynamic stall on wind turbine blades[R]. Golden，CO，USA：National Renewable Energy Laboratory，1992.

[21] RAMSAY R F，HOFFMANN M J，GREGOREK G M. Effects of grit roughness and pitch oscillations on the S809 airfoil[R]. Golden，CO，USA：National Renewable Energy Laboratory，1995.

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

[23] SHI Lei，YANG R J，ZHU Ping. A method for selecting surrogate models in crashworthiness optimization[J]. Structural and Multidisciplinary Optimization，2012，46(2)：159-170.

[24] LIO W H，LI Ang，MENG Fanzhong. Real-time rotor effective wind speed estimation using Gaussian process regression and Kalman filtering[J]. Renewable Energy，2021，169：670-686.

[25] RASMUSSEN C E，WILLIAMS C K I. Gaussian processes for machine learning[M]. Cambridge，MA，USA：MIT Press，2006.

[26] JONES D R，SCHONLAU M，WELCH W J. Efficient global optimization of expensive black-box functions[J]. Journal of Global Optimization，1998，13(4)：455-492.

[27] BELAMADI R，DJEMILI A，ILINCA A，et al. Aerodynamic performance analysis of slotted airfoils for application to wind turbine blades[J]. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics，2016，151：79-99.

[28] CORKE T C，THOMAS F O. Dynamic stall in pitching airfoils：aerodynamic damping and compressibility effects[J]. Annual Review of Fluid Mechanics，2015，47：479-505.

[29] ZHONG Junwei，LI Jingyin，GUO Penghua，et al. Dynamic stall control on a vertical axis wind turbine aerofoil using leading-edge rod[J]. Energy，2019，174：246-260.

(上接第 66 页)

ZHAO Liang，LI Ying，ZHU Xiaojing，et al. Numerical analysis of structure parameter effects of a centrifugal nozzle on the spray characteristics[J]. Journal of Engineering Thermophysics，2019，40(1)：156-163.

[13] 邱贵霞，侯力，易宗礼，等. 离心喷嘴喷口结构参数对雾化性能的影响分析[J]. 推进技术，2020，41(12)：2782-2789.
QIU Guixia，HOU Li，YI Zongli，et al. Effects of structure parameters of centrifugal nozzle on atomization performance[J]. Journal of Propulsion Technology，2020，41(12)：2782-2789.

[14] 付文锋，蔡泽萍，王蓝婧，等. 旋流结构参数对压力旋流喷嘴雾化特性影响的数值模拟[J]. 华北电力大学学报，2025，52(1)：126-134.
FU Wenfeng，CAI Zeping，WANG Lanjing，et al. Numerical simulation of influence of swirl structure parameters on atomization characteristics of pressure swirl nozzle[J]. Journal of North China Electric Power University，2025，52(1)：126-134.