

三维低雷诺数叶片参数化方法研究

张书义¹, 杨波¹, 任兰学², 王琦²

(1. 上海交通大学机械与动力工程学院, 上海 200240; 2. 中国船舶集团有限公司第七〇三研究所, 黑龙江 哈尔滨 150078)

摘要: 叶片参数化是叶轮机械气动优化过程中十分重要的一个环节, 它决定着叶片的气动优化空间。传统叶片是通过叶片几何或特征来实现参数化, 很少利用气动参数来实现。为了解决该问题, 提出一种基于气动参数的三维叶片参数化方法, 该方法通过经验公式将气动参数引入叶片参数化过程, 并利用几个重要截面中的两条重要特征曲线(中弧线和厚度分布曲线)实现叶片重构。通过对实际叶片进行参数化可以发现: 参数化后叶片与原始叶片之间的几何相对误差最大不超过0.01; 两者表面压力系数变化趋势基本一致。因此, 该方法不仅能够准确描述三维叶片形状, 还将气动参数直接设置为优化控制变量, 从而有利于优化效率的提高。

关键词: 参数化; 叶片; 气动参数; 特征曲线

中图分类号: TK474.8⁺11

文献标识码: A

DOI: 10.16146/j.cnki.rndlge.2021.10.015

[引用本文格式] 张书义, 杨波, 任兰学, 等. 三维低雷诺数叶片参数化方法研究[J]. 热能动力工程, 2021, 36(10): 113-118. ZHANG Shu-yi, YANG Bo, REN Lan-xue, et al. The study of the parameterization method applied to three-dimensional low Reynolds number blade[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2021, 36(10): 113-118.

The Study of the Parameterization Method Applied to Three-Dimensional Low Reynolds Number Blade

ZHANG Shu-yi¹, YANG Bo¹, REN Lan-xue², WANG Qi²

(1. School of Mechanical Engineering, Shanghai Jiao Tong University, Shanghai, China, Post Code: 200240;

2. No. 703 Research Institute of CSSC, Harbin, China, Post Code: 150078)

Abstract: Blade parameterization is a very important procedure in the aerodynamic optimization process of turbomachinery, which determines the aerodynamic optimization space of blades. Traditional blades are parameterized and realized by the blade geometry or the characteristics and rarely by aerodynamic parameters. To solve this problem, a three-dimensional blade parameterization method based on aerodynamic parameters is proposed. In this method, the aerodynamic parameters are introduced into the process of blade parameterization by empirical formula, and two important characteristic curves, such as the camber curve and the thickness distribution curve in several key sections are used to realize the blade reconstruction. Through the parameterization of the actual blade, it can be found that the maximum geometric relative error between the parameterized blade and the original blade is less than 0.01. The variation trend of surface pressure coefficient of two blades is almost the same. Therefore, this method can not only accurately describe the three-dimensional blade shape, but also directly set the aerodynamic parameter as the control variable of optimization, which is conducive to the improvement of optimization efficiency.

Key words: parameterization; blade; aerodynamic parameter; characteristic curves

收稿日期: 2021-04-19; 修订日期: 2021-05-28

基金项目: 工信部重大专项基础研究项目(2017-II-0006-0019)

Fund-supported Project: Major Special Basic Research Project of the Ministry of Industry and Information Technology(2017-II-0006-0019)

作者简介: 张书义(1990-), 男, 山东德州人, 上海交通大学博士研究生。

通讯作者: 杨波(1967-), 男, 上海人, 上海交通大学教授。

引 言

轴流压气机和涡轮作为发动机的核心,其气动性能主要是由大大小小的叶片所决定,因此叶片气动设计在航空发动机设计过程中占有重要地位^[1]。随着计算流体力学和计算机计算资源的不断发展,气动优化设计方法被广泛应用到叶片气动设计中。而作为优化方法中重要的一环,叶片参数化不仅直接影响叶片的气动性能,同时决定了叶片优化设计的空间。

叶片参数化的目的主要有两个:一是用较少的参数精确地描述叶片几何形状;二是在气动优化过程中快速重构新的叶片几何形状^[2]。目前已发表的参数化方法有很多,主要分成两类:构造法和变形法^[3]。构造法是通过函数曲线描述叶型的压力面和吸力面,常见的此类方法有多项式参数化^[4]、B-Spline 参数化^[5]、Bezier 参数化^[6]和 NURBS 参数化^[7]等。由于这类方法在参数化的过程中,需要控制的变量较多,易导致优化过程中出现维度灾难。变形参数化方法是针对现有的叶片进行扰动而得到新的叶片^[3]。根据扰动形式,可细分为几何扰动方法和特征扰动方法。几何扰动是将扰动基函数叠加到已有叶型两侧型线上,常见方法有 Hicks-Henne Bump Functions 方法^[8]、Radial Basis Function 方法^[9]、Bezier Surface Function 方法^[2]和 FFD 方法^[10]等。特征扰动法是提取已有叶片几何特征,然后利用几何特征实现重构。其中,最常用的成型方法是将厚度分布叠加到中弧线形成叶型,然后通过积叠线实现叶型积叠。陈乃兴采用多项式方法,通过几何特征构造中弧线、厚度分布曲线和积叠线以实现叶片参数化^[4]。Andrea Arnone 等人^[11]采用 Beizer 函数曲线重构 3 条特征曲线实现叶片的参数化。Koini 等人^[12]提出用非均匀有理 B 样条曲线(NURBS)构造中弧线和厚度分布曲线实现叶型成型。相较于几何扰动方法,特征扰动方法可将几何特征与叶片优化关联起来,在优化过程中可利用以往的设计经验快速设计出性能最优的叶片。

在叶片气动优化过程中,气动参数常作为气流边界条件参与优化,每次优化迭代叶片形状都会发生改变且具有随机性。为了使叶片的变形在优化过程具有针对性,基于特征扰动方法,提出一种新三维

低雷诺数叶片参数化方法。将气动参数取代部分几何特征,通过 NURBS 函数描述中弧线和厚度分布曲线以参数化几个关键截面来实现叶片参数化。该方法不仅可以利用气动参数实现叶片几何重构,又能使叶片变形在优化过程中与叶片气动性能相关联。

1 低雷诺数三维叶片参数化方法

叶片参数化本质是叶片三要素(几何、特征和参数)相互转化的过程。几何是叶片形状的离散描述,一般由若干离散点坐标构成;特征是叶片几何特征的描述,如叶型前后缘半径 R_1 和 R_2 、前后缘角 β_1 和 β_2 、厚度梯度角 α_1 和 α_2 、最大挠度位置(C_x 和 C_y)、最大厚度位置(T_x 和 T_y)和弦长 L 等(如图 1 所示);参数是叶片几何连续描述的控制变量,比如叶型参数化控制曲线的控制点。基于已有叶片进行几何特征提取,利用部分特征和气动参数对叶片进行参数化。

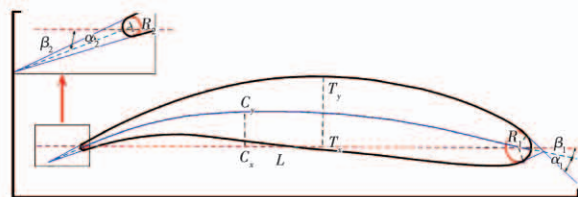


图 1 叶型几何特征

Fig. 1 Geometric characters of airfoil

1.1 特征提取

为提取叶片特征,叶片几何被拆解为不同截面叶型几何。基于商用建模软件 UG NX10,对不同截面叶型几何进行特征提取。首先,将截面叶型二维离散点导入 UG,如图 2 所示,找出前后缘距离最大的两点(两点直线距离作为叶型弦长 L),以此为界将离散点分为吸力面点集和压力面点集;然后,利用 B-Spline 样条曲线将两组点集分别进行连接形成吸力面型线和压力面型线,并在两型线之间构造多个内切圆,如图 3 所示;最后,输出不同内切圆的半径和圆心坐标。



图 2 叶型离散几何点

Fig. 2 Discrete geometric points of airfoil

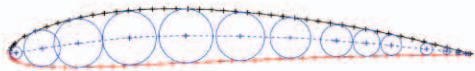


图 3 叶型型线及其内切圆

Fig. 3 Airfoil profile and tangential circles

将内切圆半径和圆心坐标导入到 MATLAB 软件中,采用三阶 B-Spline 样条曲线拟合圆心点坐标作为中弧线,如图 4(a) 所示;以内切圆半径为纵坐标拟合出厚度分布曲线,如图 4(b) 所示。基于这两条特征曲线,提取前后缘角 β_1 和 β_2 、厚度梯度角 α_1 和 α_2 、最大挠度位置 (C_x 和 C_y) 和最大厚度位置 (T_x 和 T_y),同时也可以得到叶型前后缘半径 R_1 和 R_2 。

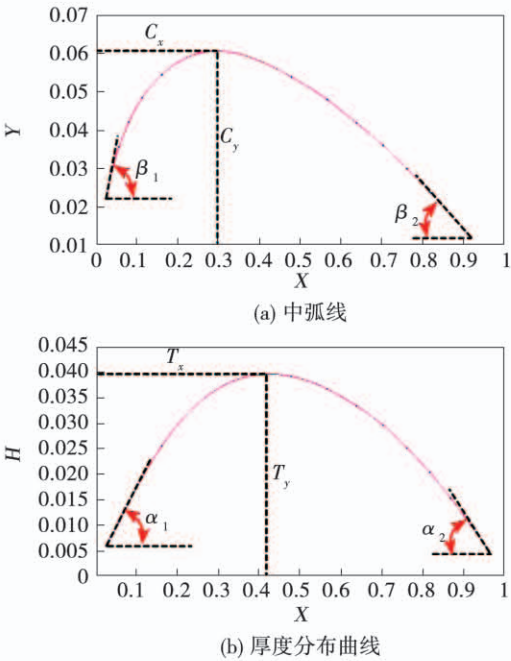


图 4 特征曲线

Fig. 4 Character curves

1.2 参数化方法

由于叶片是由若干截面叶型积叠而成,因此叶片参数化通常可用多截面叶型和积叠线参数化所代替。基于已有叶片几何特征,提出一种新的参数化方法。该方法主要是选择几个重要截面叶型进行参数化,并利用中弧线最大挠度点实现积叠线参数化。由于叶型可由中弧线和厚度分布曲线相互叠加得到,且能用几何特征实现叶型变形,故叶型参数化方法围绕这两条特征曲线(中弧线、厚度分布曲线)展开。采用具有良好复杂几何设计能力的二阶非均匀

有理 B 样条(NURBS)函数(式(1))重构两条特征曲线和积叠线,实现叶片参数化。

$$\begin{cases} C(u_j) = \frac{\sum_{i=0}^2 B_{2,i}(u_j) \omega_i Q_i}{\sum_{i=0}^2 B_{2,i} \omega_i(u_j)} \\ B_{2,i}(u) = \frac{2!}{i!(2-i)!} u^i (1-u)^{2-i} \end{cases} \quad (1)$$

式中: u_j —节点; $C(u)$ —NURBS 连续曲线点; $B_{2,i}(u)$ —伯恩斯坦函数; ω_i —权重系数 ($\omega_0 = 1, \omega_2 = 1, \omega_1 = \omega$); Q_i —控制点。

采用两条二阶 NURBS 曲线构造中弧线,且两条 NURBS 曲线分别由图 5 所示的 5 个控制点 ($p_0, p_1, p_2, p_0^*, p_1^*, p_2^*$) 控制。利用弦长 L 、前后缘角 β_1 和 β_2 、最大挠度点位置 (C_x, C_y) 5 个叶型几何特征求解控制点坐标。为保证两个 NURBS 函数在点 p_2 处的连续性,要求两条直线 $p_1 p_2$ 和 $p_0^* p_1^*$ 在该点共线。

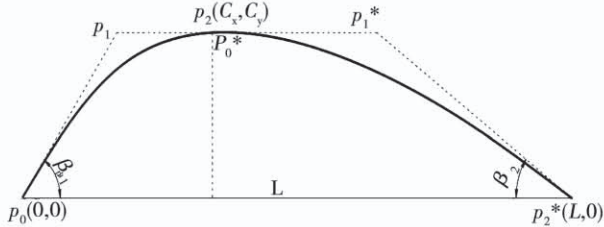


图 5 中弧线参数化

Fig. 5 Camber curve parameterization

控制点坐标为:

$$\begin{bmatrix} p_0 \\ p_1 \\ p_2(p_0^*) \\ p_1^* \\ p_2^* \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (0,0) \\ \left(\frac{C_y}{\tan(\beta_1)}, C_x\right) \\ (C_x, C_y) \\ \left(L - \frac{C_y}{\tan(\beta_2)} C_y\right) \\ (L,0) \end{bmatrix} \quad (2)$$

为准确描述厚度分布曲线,将该曲线分为前缘、中间和尾缘 3 部分。前缘部分由 1 条二阶 NURBS 曲线描述,中间部分由两条二阶 NURBS 曲线描述,后缘部分由 1 条二阶 NURBS 曲线描述。4 条 NURBS 曲线分别由如图 6 的 9 个控制点 ($p_0', p_1', p_2', p_3', p_4', p_5', p_6', p_7', p_8'$) 控制,这些控制点由 7 个叶型几何特征计算得到,其中几何特征主要包括前后缘半径 R_1, R_2 、弦长 L 、前后缘厚度梯度角 α_1, α_2 和

最大厚度点位置 (T_x, T_y) 。厚度分布曲线与中弧线一样,也要求连接点连续,因此,过 3 点 p_2', p_4', p_6' 的直线也要保持共线。

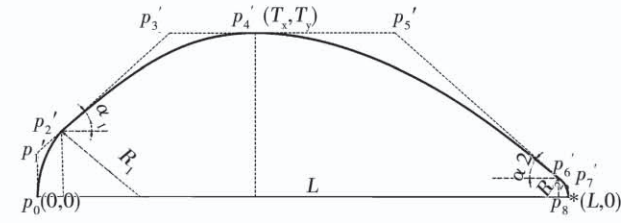


图 6 厚度分布曲线参数化

Fig.6 Thickness distribution curve parameterization

厚度分布曲线控制点坐标为:

$$\begin{bmatrix} p_0' \\ p_1' \\ p_2' \\ p_3' \\ p_4' \\ p_5' \\ p_6' \\ p_7' \\ p_8' \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (0,0) \\ (0, R_1 \cos(\alpha_1) - R_1 \tan(\alpha_1) \cdot (1 - \sin(\alpha_1))) \\ (R_1 (1 - \sin(\alpha_1)), R_1 \cos(\alpha_1)) \\ (((T_y - R_1 \cos(\alpha_1)) / \tan(\alpha_1) + R_1 \cdot (1 - \sin(\alpha_1))), T_y) \\ (T_x, T_y) \\ (L - (T_y - R_2 \cos(\alpha_2)) / \tan(\alpha_2) - R_2 (1 - \sin(\alpha_2)), T_y) \\ (L - R_2 (1 - \sin(\alpha_2)), R_2 \cos(\alpha_2)) \\ (L, R_2 \cos(\alpha_2) - R_2 \tan(\alpha_2) \cdot (1 - \sin(\alpha_2))) \\ (L, 0) \end{bmatrix} \quad (3)$$

重要截面叶型中弧线的最大挠度点在叶型参数化之前被提取出来,一方面其可以参与叶型参数化,另一方面其也可用于参数化叶片积叠线,每个挠度点的径向坐标保持不变,其轴向(X轴)和周向(Y轴)坐标可用两条 NURBS 函数曲线表示。图 7 为积叠线参数化, (C_x, C_y) 为最大挠度点坐标, α_{11} (α_{22}) 为几何偏角,实线为积叠线,虚线为 NURBS 函数曲线。

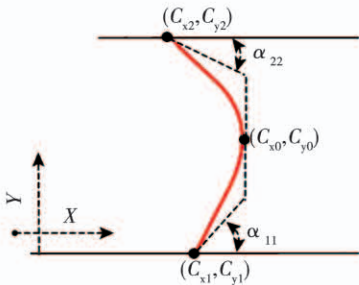


图 7 积叠线曲线参数化

Fig.7 Stacking line parameterization

为了将气动参数与叶片参数化相关联,一个新的叶片参数化方法被提出来,其结合了平面叶栅设计中的相关经验公式。由于这些相关公式只适用于低雷诺数叶片,该叶型参数化方法目前只适用于低雷诺数叶片。对于一个特定的平面叶栅,假定气流沿初始叶型中弧线前缘点切线方向进气且方向保持不变,此时冲角的变化 Δi 等于叶栅进口几何角的变化。由进口几何角的定义可以看出,随着进口几何角的变化,中弧线前缘曲线的斜率也随之变化,说明冲角的变化对前缘角的修正值 β_1' 有间接的影响。其关系式为:

$$\beta_1' = \beta_1 - \Delta i \quad (4)$$

同时,冲角的变化也会对落后角产生影响。为了确定落后角,利用 Howell 关于平面叶栅的落后角半经验公式^[13]以及冲角和落后角的定义公式,经推导得到式(5)。根据式(5),再给定几何特征(进口气流角 γ_1 、出口气流角 γ_2 、最大挠度的横坐标 C_x 、冲角 i 和稠度 τ),可以求出出口几何角 β_{2A} ,此时修正的后缘角 β_2' 可通过初始后缘角 β_2 和出口几何角的变化得到(式(6))。但在式(5)的关系中,叶栅的稠度 τ 和出口气流角 γ_2 无法确定。为了解决这一问题,引入了与叶栅稠度、进口气流角和出口气流角有关的扩压因子作为约束。该系数可以用来控制叶栅的气动载荷。扩压因子的定义为式(7),对于给定的叶片,其扩压因子和稠度是已知的。因此,在优化过程中,图 5 所示的前后缘角不再是自变量,而是依赖于冲角。因此,叶型参数化的控制变量为 $C_x, C_y, T_x, T_y, R_1, R_2, \alpha_1, \alpha_2$ 和 i 。

$$(\beta_{2A} - \gamma_2) = [0.23(2C_x)^2 - 0.002\gamma_2 + 0.18] \cdot (\beta_{2A} - i - \gamma_1) \left(\frac{1}{\tau} \right)^{0.5} \quad (5)$$

$$\beta_2' = \beta_2 - \Delta\beta_{2A} \quad (6)$$

$$D = \left(1 - \frac{\sin\gamma_1}{\sin\gamma_2} \right) + \frac{\sin\gamma_1}{2\tau} (\text{ctg}\gamma_1 - \text{ctg}\gamma_2) \quad (7)$$

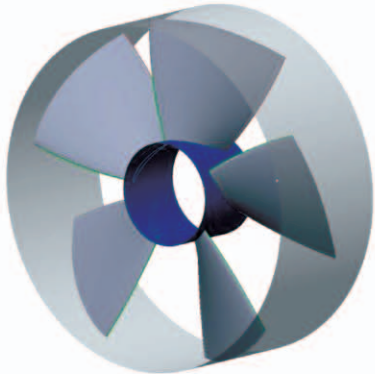
2 方法验证

为验证该参数化方法的可行性,对多款低速轴流风机叶片进行了参数化,限于篇幅,只选择了一款轴流低速风机叶片 D350 参数化进行展示,如图 8 所示。该叶片由若干截面叶型积叠而成,从中选取 3 个重要叶型截面(轮毂面、中间截面和叶顶截面)和积叠线进行参数化,然后从两个方面对参数化后叶片和初始叶片进行分析,即叶片几何误差分析和

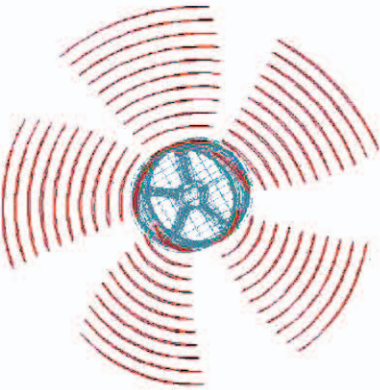
气动性能分析。通过参数化方法,可得叶片 D350 的参数化原始控制变量,如表 1 所示。

表 1 叶片 D350 参数化原始控制变量
Tab. 1 Blade D350 parameterization original control variables

控制截面	冲角 $i/(^{\circ})$	前缘半径 R_1	后缘半径 R_2	最大挠度点 (C_x, C_y)	最大厚度点 (T_x, T_y)	前缘梯度角 α_1	后缘梯度角 α_2
轮毂截面 $R=52$	9.51	1.23	0.42	(34.23,5.60)	(21.93,3.01)	28.85	3.56
中间截面 $R=113.5$	0	0.58	0.42	(55.31,6.19)	(40.15,2.55)	24.37	1.75
叶顶截面 $R=175$	1.31	0.50	0.42	(67.01,6.37)	(50.99,2.12)	13.72	1.00



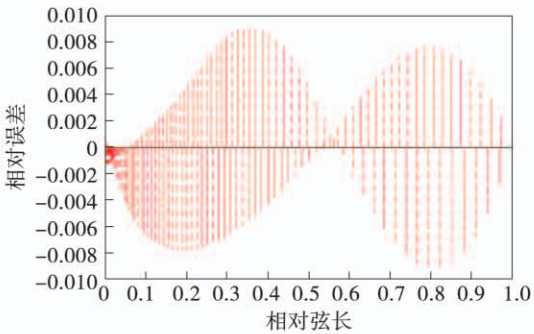
(a) 风机模型



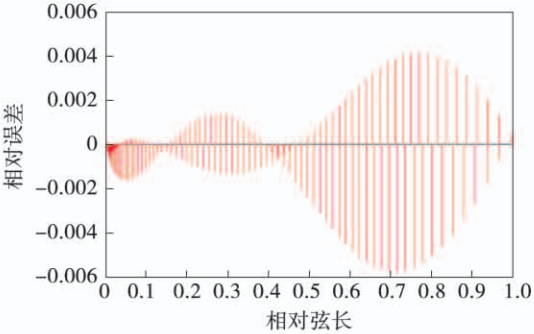
(b) 多截面叶型

图 8 叶片 D350
Fig. 8 Blade D350

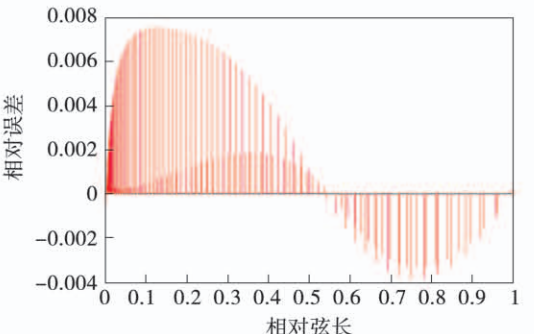
基于表 1 中的 D350 参数化原始控制变量,利用提出的参数化方法生成新的叶片。为了量化参数化后叶片与原始叶片在几何上的差别,分别对两叶片的 3 个重要截面叶型进行了几何误差分析。几何误差分析指的是优化叶型与原始叶型上、下型线在 y 方向的相对误差。将三维截面投影到二维平面上,在相同横坐标下,图 9 展示了 3 个重要截面叶型在纵坐标方向的相对几何误差。分析几何误差图可知,参数化后叶片与原始叶片之间的几何相对误差最大不超过 0.01,小于实际工程中可接受的最小相对误差 0.03。故可认为,该参数化方法能够相对准确的参数化原始叶片。



(a) 轮毂截面型线在 y 方向的相对误差



(b) 中间截面型线在 y 方向的相对误差



(c) 叶顶截面型线在 y 方向的相对误差

图 9 相对几何误差比较

Fig. 9 Comparison of relative geometric errors

为了分析参数化后叶片与原始叶片在气动性能上的差别,采用 CFD 商用软件 CFX 相同工况下对两叶片进行了分析。采用 TURBOGRID 网格划分软件将风机叶片划成 H 型拓扑网格,如图 11 所示。选择 SA 模型作为湍流模型,进口边界条件设置为总温 $t=27\text{ }^{\circ}\text{C}$ 和总压 $P_{\text{total}}=101\text{ }325\text{ Pa}$,出口边界条

件为质量流量 $Q_m = 0.25 \text{ kg/s}$, 转速为 890 r/min 。

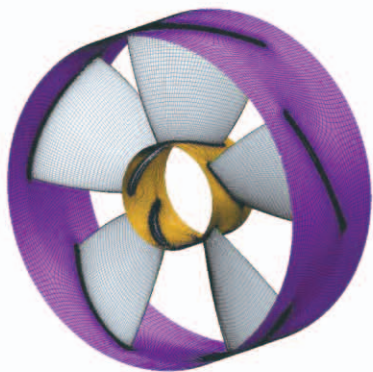


图 10 风机叶片网格
Fig. 10 Mesh of fan blade

在相同气流环境下,通过表面压力系数,对参数化后叶片和初始叶片 3 个重要截面的叶型分别进行气动分析。从图 11 可以看出,参数化后叶片 3 个重要截面的表面压力系数与初始叶片 3 个截面的表面压力系数变化趋势基本一致,只有在前缘部分有些差别,但误差尚在可接受范围之内,故认为两个叶片的气动性能一样。

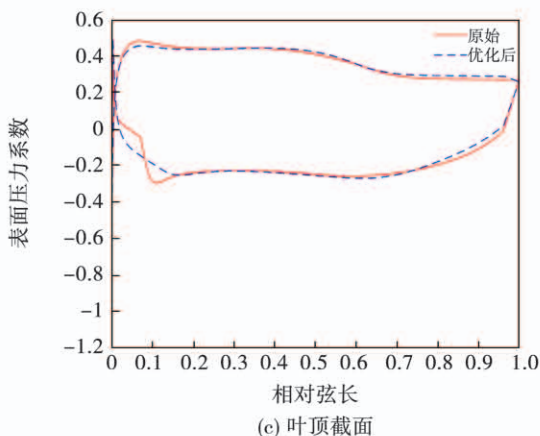
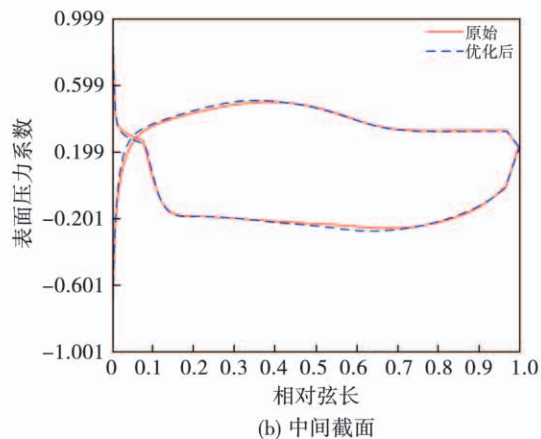
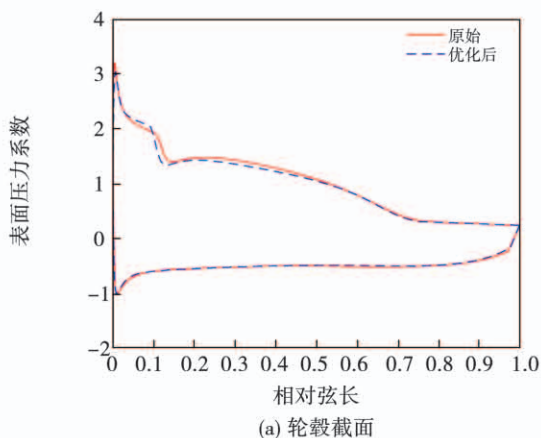


图 11 表面压力系数比较

Fig. 11 Comparison of surface pressure coefficients

3 结 论

结合低雷诺数叶栅的设计经验公式提出了一种新的参数化方法,该方法将气动参数(冲角)引入到叶片参数化过程。该方法将优化过程中的气动参数与叶片的几何相关联,有助于提高后期优化效率。

通过对实际叶片 D350 进行参数化研究,参数化后重构的叶片,无论在几何结构和气动性能上与原始叶片差距甚微,故可认为该三维低雷诺数叶片参数化方法是有效的。

参考文献:

- [1] VICTOR E G, DAVID I D. Impact of geometric variability on axial compressor performance[J]. Journal of Turbomachinery, 2003, 125 (4): 1199 - 1213.
- [2] LI Z, ZHENG X. Review of design optimization methods for turbomachinery aerodynamics [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2017, 93(8): 1 - 23.
- [3] DOMINIC A M, NIGEL J T, RENDALL T, et al. Review of aerofoil parameterisation methods for aerodynamic shape optimisation[C]. 53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2015, AIAA, 2015 - 0761.
- [4] CHEN N, ZHANG H, NING F, et al. An effective turbine blade parameterization and aerodynamic optimization procedure using an improved response surface method[C]//ASME Turbo Expo 2006: Power for Land, Sea, and Air, 2006.
- [5] CHAO S M, WHANG J W, CHOU C H, et al. Optimization of a total internal reflection lens by using a hybrid Taguchi-simulated annealing algorithm[J], Optical Review, 2014, 21(2): 153 - 161.