

基于 NURBS 曲线的高亚音速压气机叶型参数化建模方法研究

李志捷¹, 邹积国², 王仕敏¹, 姜斌¹

(1. 哈尔滨工程大学 动力与能源工程学院, 黑龙江 哈尔滨 150001;

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: 具有良好灵活性的高精度叶型参数化建模方法对于压气机叶型设计和优化具有重要影响。本文研究了一种基于非有理 B 样条曲线理论 (NURBS) 曲线组和遗传算法的轴流压气机叶片参数化建模方法。该方法基于中弧线厚度叠加法, 采用两条三次七点 NURBS 曲线分别构造中弧线形状和厚度分布, 前尾缘采用双二次 NURBS 曲线, 通过多段曲线光滑拼接实现叶片造型。以压气机型线方差值最小作为目标函数, 利用遗传算法实现了叶型的参数化建模。通过数值模拟实验证明, 本文提出的参数化造型方法适用于高亚音速压气机叶型的参数化建模。

关键词: 压气机; 叶片造型; 参数化建模; NURBS 曲线; 遗传算法

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

DOI: 10.16146/j.cnki.rndlgc.2022.12.004

[引用本文格式] 李志捷, 邹积国, 王仕敏, 等. 基于 NURBS 曲线的高亚音速压气机叶型参数化建模方法研究[J]. 热能动力工程, 2022, 37(12): 29-37. LI Zhi-jie, ZOU Ji-guo, WANG Shi-min, et al. Research on parametric modeling method of high subsonic compressor blade profile based on NURBS curve[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2022, 37(12): 29-37.

Research on Parametric Modeling Method of High Subsonic Compressor Blade Profile based on NURBS Curve

LI Zhi-jie¹, ZOU Ji-guo², WANG Shi-min¹, JIANG Bin¹

(1. College of Power and Energy Engineering, Harbin Engineering University, Harbin, China, Post Code: 150001;

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

Abstract: The high-precision, flexible parametric modeling method for blade profile has an important impact on compressor blade design and optimization. In this paper, a parametric modeling method of axial compressor blade based on non-uniform rational B-spline (NURBS) curve group and genetic algorithm is studied. This method adopts the traditional mean camber thickness superposition method, using two three-time seven-point NURBS curves to construct the mean camber shape and thickness distribution respectively, and the anterior tailing edge adopts a double quadratic NURBS curve, and the blade shape is achieved through smooth splicing of multi-segment curves. Taking the minimum variance of the compressor spline as the objective function, the parametric modeling of the blade profile is realized by using genetic algorithms. Numerical simulation experiments show that the parametric modeling method proposed in this paper is applicable to the parametric modeling process of the blade profile of high subsonic compressor.

Key words: compressor, blade modeling, parametric modeling, NURBS curves, genetic algorithm

引 言

压气机是燃气轮机的重要组成部分,其气动性能水平对于燃气轮机整机性能提升产生重要影响。随着计算机性能的不不断提升以及自由型曲线曲面理论^[1]的提出,尤其是非有理 B 样条曲线理论(NURBS)的发展,使得几何模型的参数化方法不断丰富。

压气机叶型参数化造型设计方法获得学者的广泛关注。国内方面,余伟巍等人^[2]提出了一种基于离散数据点的变壁厚叶身参数化方法,通过 UG 平台实现了实时动态修改的效果,并在实际应用中得到有效验证。周创鑫等人^[3]在 Isight 平台上集成了贝塞尔曲面参数化程序并对压气机叶型进行优化,取得了很好的效果。彭铖等人^[4]从宏观角度分析了叶片参数化准则及基本要素,给出了一种新的轴流压气机叶片参数化方法,这种新的叶片参数化方法可适用于不同进口马赫数的压气机叶型设计,且具有简便、鲁棒和准确的特点。李艾挺等人^[5]采用三次 B 样条曲线插值方法对叶片中弧线进行光顺,通过更新后的中弧线和给定的叶片厚度得到新叶型,叶片的可变自由度高不依赖于特定的网格和求解器,具备一定的通用性。

国外方面,Schoes 等人^[6]由三次 B 样条构成吸力面和压力面型线,前缘和后缘做连续性处理,在吸力面使用了 5 个控制点,在压力面使用 4 个控制点,从而确保了较高的自由度。Sieverding 等人^[7]通过分段 Bezier 曲线定义中弧线和厚度分布,使用了较少的参数对叶型进行定义,以减少优化变量,降低优化工作的复杂度。Bruna 等人^[8]利用 NURBS 曲线对叶片各型面进行表征,进而实现叶型的自动优化。

几何模型参数化是压气机优化设计的前提,决定了优化变量的选取方式,显著影响对于来流高度敏感的高亚音速压气机叶型的优化结果。利用低次多项式、圆弧及贝塞尔曲线等函数表示中弧线和叶片厚度分布是目前常用的参数化方法^[9],虽然能实现对各种型线的有效控制,但是低阶函数控制变量

较少,对于高亚音速叶型的描述能力不足,而高阶函数的控制变量缺少描述压气机特点的几何含义,只能通过不断增加控制点的数量来提高型线拟合精度,限制了其在叶型优化设计中的应用。

本文在参数化造型过程中采用少量的无量纲参数对中弧线与厚度分布曲线进行调节,这些无量纲参数不仅与 NURBS 曲线的控制点联系密切,而且其变化范围可以由叶型的几何参数直接控制,这样既灵活方便,又解决了参数化方法中少量控制点与叶型几何信息没有直接联系的问题。在无量纲参数的求解过程中引入遗传算法,使拟合曲线逐渐逼近中弧线与厚度分布曲线,得到无量纲参数的最优解,提高了叶型拟合精度。同时,采用 Python 语言以及集成开发平台 Pycharm 开发了一套参数化造型方法的程序,将叶型信息以离散点和参数数据的形式进行储存,又通过自编数据处理算法模块,增强了离散点数据与叶型几何参数数据的交互性,具有良好的工程应用价值。

1 NURBS 叶片造型方法

1.1 NURBS 曲线的定义

一条 k 次 NURBS 曲线可以定义为:

$$P(u) = \frac{\sum_{i=0}^n \omega_i d_i N_{i,k}(u)}{\sum_{i=0}^n \omega_i N_{i,k}(u)}, a \leq u \leq b \quad (1)$$

式中: $P(u)$ —曲线上的位置矢量; ω_i —权因子; d_i —控制点($i=0,1,\dots,n$)。

节点矢量为:

$$U = [u_0, u_1, \dots, u_i, \dots, u_{n+k+1}] \quad (2)$$

按照德布尔(De-Boor)递推公式得到 k 次 B 样条基函数。节点矢量的前 $k+1$ 项为 a ,后 $k+1$ 项为 b ,当规定型线必须通过首末控制点,并与控制多边形首末两边相切时, a 和 b 可以分别等于 0 和 1,且 $k+1$ 被定义为节点矢量的重复度,所有的权因子 $\omega_i > 0$ 。De-Boor 递推公式为^[10]:

$$N_{i,0}(u) = \begin{cases} 1, & u_i \leq u \leq u_{i+1} \\ 0, & \text{其他} \end{cases} \quad (3)$$

$$N_{i,k}(u) = \frac{u - u_i}{u_{i+k} - u_i} N_{i,k-1}(u) + \frac{u_{i+k+1} - u}{u_{i+k+1} - u_{i+1}} N_{i+1,k-1}(u)$$

(4)

NURBS 曲线方程还可以用有理分式形式表达:

$$P(u) = \sum_{i=0}^n d_i R_{i,k}(u)$$

(5)

式中: $R_{i,k}(u)$ ($i = 0, 1, \cdots, n$) 为 k 次有理基函数,具体形式为:

$$R_{i,k}(u) = \frac{\omega_i N_{i,k}(u)}{\sum_{i=0}^n \omega_i N_{i,k}(u)}$$

(6)

权因子 ω_i 与 $R_{i,k}(u)$ 的关系为:

$$R_{i,k}(u) = \begin{cases} 1, \omega_i = 1 \\ 0, \omega_i = 0, \omega_j = +\infty (j \neq i) \end{cases}$$

(7)

1.2 NURBS 处理叶型信息

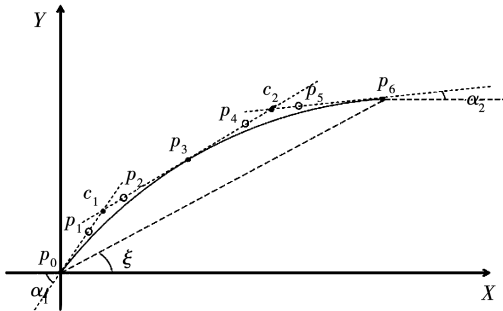
采用三次 NURBS 曲线拟合中弧线并构造厚度分布,将压气机几何参数转化为 NURBS 的特征参数。为了使参数化过程更加高效灵活,选取几个主要的几何参数:弦长 l 、几何进口角 α_1 、几何出口角 α_2 、安装角 ξ 、中弧线的最大挠度相对位置 $f_{\max}$ 及最大挠度相对值 m 、最大厚度相对位置 $C_{\max}$ 和最大厚度相对值 e 。表 1 给出了主要的叶型造型参数。

表 1 叶片造型主要参数列表

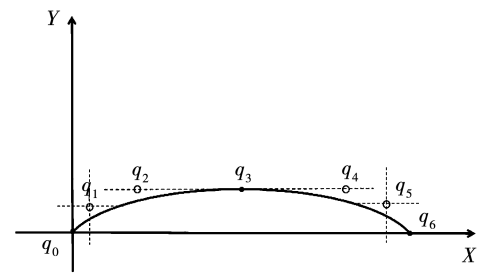
Tab.1 The list of key parameters of blade modeling

名称	叶型参数	
中弧线起点	横坐标 X	横坐标 Y
中弧线终点	安装角 ξ	弦长 l
最大挠度位置	相对位置 $f_{\max}$	相对值 m
几何进出口角	几何进口角 α_1	几何出口角 α_2
前尾缘相对厚度	前缘相对厚度 r_1	尾缘相对厚度 r_2
最大厚度位置	相对位置 $C_{\max}$	相对值 e

在这些主要造型参数的基础上,增加了 4 个无量纲参数式(8),厚度分布增加了 6 个无量纲参数式(9)对叶型线进行控制。增加无量纲参数的目的在于增加 NURBS 曲线的控制点,能够使 NURBS 曲线的局部调节更加灵活方便,从而增加了拟合叶型的自由度。无量纲参数的选取以及变化范围如图 1 所示。



(a) 中弧线控制点分布



(b) 厚度控制点分布

图 1 无量纲参数求解

Fig.1 Dimensionless parameter solution

由图 1(a)可知,若已知中弧线的前缘点,可根据安装角 ξ 和表 1 中参数弦长 l 求得尾缘点,分别作为 NURBS 拟合曲线两端的控制点 p_0 和 p_6 。由给定的几何进口角和几何出口角得到进出口方向线,确定控制点 p_1 与 p_5 的位置。将最大挠度点设为控制点 p_3 ,过此点做与弦线平行的直线,与进出口方向线交于 c_1 和 c_2 两点。控制点 p_1 在 p_0 与 c_1 确定的线段上运动,对线段 p_0c_1 的长度做归一化处理, p_1 的位置可通过无量纲参数的值来确定。确定中弧线控制点无量纲参数的本质是线段上的点与起点的距离与线段总距离的比值,因此无量纲参数的取值范围为 $0 \sim 1$ 。基于此方法可进一步确定 p_2, p_4, p_5 的位置(l 表示线段的长度):

$$\begin{cases} \lambda_1 = l_{p_0p_1}/l_{p_0c_1} \\ \lambda_2 = l_{c_1p_2}/l_{c_1p_3} \\ \lambda_3 = l_{p_3p_4}/l_{p_3c_2} \\ \lambda_4 = l_{c_2p_5}/l_{c_2p_6} \end{cases}$$

(8)

由图 1(b)可知,厚度分布控制点位置的确定同样要根据给定叶型参数先确定控制点 q_0, q_3 和 q_6 的位置。 q_3 是根据最大厚度信息确定的控制点, q_0 和 q_6 的位置要根据中弧线端点以及前尾缘相对厚度确

定, q_2 和 q_4 的纵坐标与 q_3 一致。式(9)为厚度分布的无量纲参数与 NURBS 拟合曲线控制点的关系(x 与 y 分别代表在 X 轴和 Y 轴方向的距离)。此方法生成中弧线与厚度分布后,可采用中弧线厚度叠加的方式生成压力面和吸力面的离散点坐标。

$$\begin{cases} \mu_1 = x_{q_0 q_2} / x_{q_0 q_3} \\ \mu_2 = x_{q_3 q_4} / x_{q_3 q_6} \\ \mu_3 = x_{q_0 q_1} / x_{q_0 q_2} \\ \mu_4 = y_{q_0 q_1} / y_{q_0 q_2} \\ \mu_5 = x_{q_4 q_5} / x_{q_4 q_6} \\ \mu_6 = y_{q_4 q_5} / y_{q_4 q_6} \end{cases} \quad (9)$$

当两段曲线存在一阶导数 G1 连续时,曲率方向一致,该连续性条件要求 b_{n-1} , b_n 及 b_{n+1} 3 点共线^[11],其中 b_{n-1} , b_n , b_{n+1} 为两条曲线的控制点(b_n 为重合点),其位置关系如图 2 所示。根据此原理就可以实现前尾缘的拟合及前尾缘与吸力面和压力面的拼接。

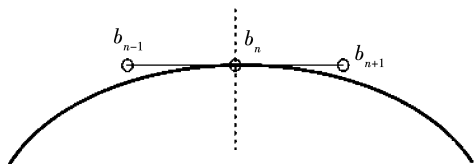


图 2 G1 连续的曲线控制点几何关系

Fig. 2 Geometric relationship of G1 continuous curve control points

根据图 2 中两条曲线的控制点位置关系,用 NURBS 曲线表示前尾缘的形状(类圆弧或类椭圆弧)。如图 3 所示。前尾缘相对厚度 r_1 和 r_2 已作为叶片造型主要参数在表 1 中给出,所以结合系数 a 和 b ,可确定 f_3 和 d_3 的位置。 d_3 与前缘点 P_1 在中弧线方向的距离为 ar_1 , f_3 与尾缘点 Q_1 在中弧线方向的距离为 br_2 (当 a 和 b 的值为 1 时,前尾缘为类圆弧;当 a 和 b 的值大于 1 时,前尾缘为类椭圆弧)。过 d_3 作与中弧线垂直的直线,分别交吸力面和压力面于 P_4 和 P_5 , $d_1 P_4$ 和 $d_2 P_5$ 分别为吸力面和压力面在 P_4 和 P_5 处的切线。为了使前缘形状对称,过 P_1 作平行于 $P_4 P_5$ 的直线,交 $d_1 P_4$ 的延长线于 P_2 ,交 $d_2 P_5$ 的延长线于 P_3 。 P_1 , P_2 和 P_4 为第 1 段前缘的 3 个控制点,

P_1 , P_3 和 P_5 为第 2 段前缘的 3 个控制点。此时,前缘、压力面与吸力面连接成的曲线满足 G1 连续。尾缘的造型原理与前缘基本一致,前、尾缘造型完毕后,与叶身进行相切连接,叶型造型过程完成。

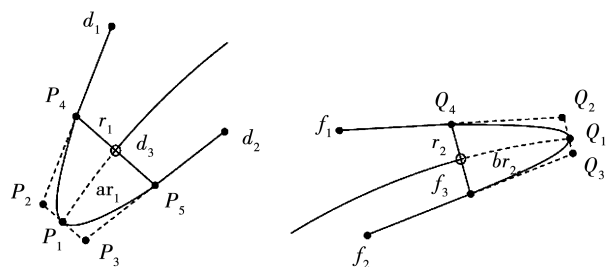


图 3 前、尾缘造型原理

Fig. 3 Modeling principle of leading and trailing edges

2 叶型的参数化方法

在叶栅气动优化过程中,参数化方法决定了设计空间,选择合适的参数化方法是数值优化过程中的关键步骤^[12]。本文的参数化方法则是基于优化的思想,采用遗传算法,选取造型方法中涉及的叶型参数以及无量纲参数作为优化变量,使拟合误差最小化。图 4 给出了参数化过程的流程图。

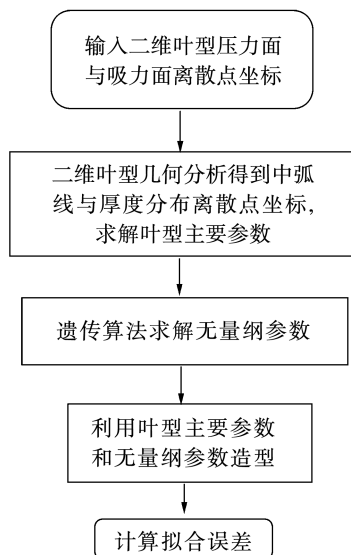


图 4 参数化流程图

Fig. 4 Parametric flow chart

2.1 叶型几何分析

参数化前要对给定的压力面和吸力面的离散点

坐标进行几何分析,求得中弧线和厚度分布的信息。偏置曲线是计算机辅助设计中常用的一种方法,本文基于偏置曲线原理^[13],通过自编程序实现叶型几何分析过程,具体原理如图 5 所示。

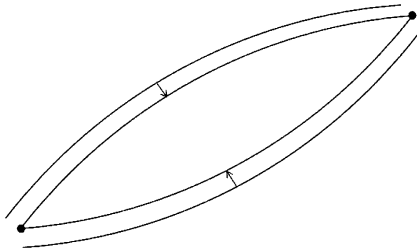


图 5 偏置曲线原理图

Fig.5 Schematic diagram of equal offset

如图 5 所示,分别做压力面和吸力面曲线的等距偏置曲线,偏置曲线会相交于两点。根据中弧线的定义可知,当对压力面和吸力面做无数条等距偏置曲线时,会产生更多的交点,而这些交点正是中弧线上的点。当得到中弧线的离散点坐标后,可求出厚度分布曲线,还可近似地求出几何进出口角和安装角,得到最大挠度的位置信息。根据厚度分布的离散点坐标可得到最大厚度的信息。

图 6 给出了输入的叶型压力面与吸力面型线(实线)和中弧线与厚度分布曲线的空间位置关系。横纵坐标分别代表叶型的轴向和周向位置。

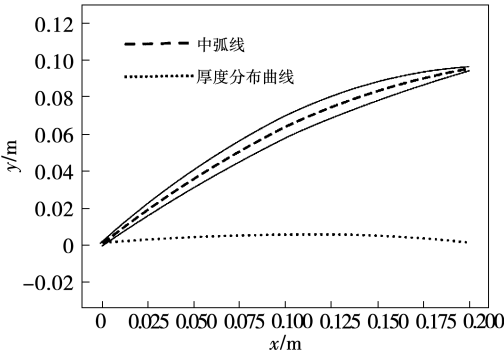


图 6 几何分析结果

Fig.6 Geometric analysis results

2.2 遗传算法求无量纲参数

为了能精确表达叶型的中弧线和厚度分布信息,除了进口角、出口角、安装角、最大挠度位置和最大厚度位置这些叶型的主要参数,还需求出造型方法中涉及的无量纲参数。因此,引入了遗传算法,采

用最优方法得到无量纲参数的最优解。遗传算法是一种全局优化方法,直接以目标函数值作为搜索信息,使用适应度函数值来度量个体的优良程度,不涉及对目标函数值进行求导的过程。遗传算法的目标函数基于最小二乘法的原理给出。若原数据离散点可以表示为 (x_i, y_i) ,则最小二乘法拟合就是寻找近似曲线 $y = \varphi(x)$ (此曲线即为 NURBS 拟合的曲线)使得在 x_i 处偏差的平方和最小,定义为:

$$\sum_{i=1}^n \delta_i^2 = \sum_{i=1}^n [\varphi(x_i) - y_i]^2$$

(10)

目标函数确定以后即可将中弧线与厚度分布的无量纲参数作为优化变量,设置初始种群与繁殖代数,直到求出最优的无量纲参数集,使得拟合误差最小。

2.3 计算实例

选择图 6 的某型压气机动叶截面数据作为测试参数化方法的模型,根据几何分析程序求得中弧线的离散点坐标后,将点集的首末端点作为 NURBS 拟合曲线的控制点 p_1 和 p_6 。参考图 1 的中弧线拟合曲线的控制点分布情况,则点集中到 p_1p_6 距离最大的点为 p_3 。其他无量纲参数的求解过程如图 7 所示。

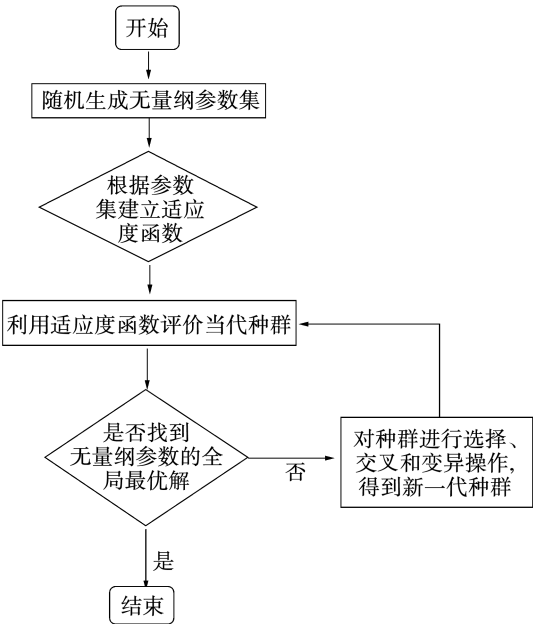


图 7 中弧线无量纲参数求解过程

Fig.7 Solving process of dimensionless parameters of mean camber

求解过程采用 18 位基因型,种群数量为 50,交叉概率为 0.95,变异概率为 0.005,繁殖代数 为 100。计算结果为:

$$\begin{cases} \lambda_1 = 0.773 \\ \lambda_2 = 0.895 \\ \lambda_3 = 0.452 \\ \lambda_4 = 0.447 \end{cases} \tag{11}$$

拟合误差为 3.13×10^{-6} ,满足精度要求。厚度分布拟合过程与中弧线的拟合过程类似,求解结果为:

$$\begin{cases} \mu_1 = 0.865 \\ \mu_2 = 0.421 \\ \mu_3 = 0.343 \\ \mu_4 = 0.679 \\ \mu_5 = 0.999 \\ \mu_6 = 0.984 \end{cases} \tag{12}$$

拟合误差为 1.18×10^{-6} ,同样满足精度要求。为了进一步验证计算结果的准确性,还需对中弧线厚度叠加得到拟合叶型。图 8 为二维参数化叶型与原叶型叶身压力面与吸力面对比。实线为初始叶型的压力面与吸力面的型线,虚线为拟合曲线得到的参数化叶型。对比可知,参数化方法能够较好地表达叶型特征,参数化拟合方法具有良好的精度和可靠性,适用于多种叶型的拟合过程。

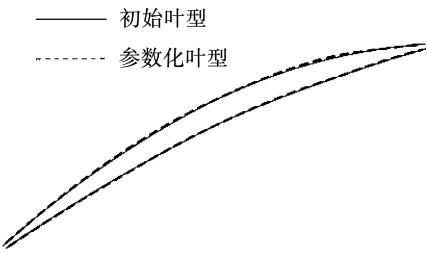


图 8 参数化叶型结果对比图

Fig. 8 Comparison of parameterized blade profile results

完成压力面和吸力面型线的参数化后,再对前尾缘型线进行参数化。传统的方法是得到压力面和吸力面的拟合曲线,再通过叶型几何分析得到前、尾缘半径后,直接用椭圆弧或圆弧作为拟合叶型的前

尾缘型线^[14]。这种方法简单方便,在不考虑前尾缘形状对叶型性能影响的情况下,能够满足叶型的参数化造型需求。利用图 3 的方法在完成压力面和吸力面的参数化造型后,直接用两条三点二次的 NURBS 曲线生成前、尾缘型线,有利于后期改变控制点位置调节前、尾缘形状。

3 参数化叶型数值模拟

3.1 模型介绍

为了确定参数化造型过程是在基本不改变叶型性能的前提下进行的,还需对两组原始叶型和参数化叶型进行数值模拟。因此,选择某型压气机的第 1 级动叶 R1 和第 5 级静叶 S5 的中间截面进行验证。首先对比参数化造型前后叶型的攻角特性曲线,其次对两组原始叶型的离散点坐标进行几何分析,得到叶型主要特性参数和无量纲参数,无量纲参数统一取小数点后 3 位。两种叶型的参数如表 2 所示。

表 2 叶型几何参数与无量纲参数

Tab. 2 Geometric parameters and dimensionless parameters of blade profile

参数	R1	S5
弦长/mm	169.01	56.12
栅距/mm	155.6	56.79
几何进口角/(°)	54.07	-43.99
几何出口角/(°)	35.92	-19.66
安装角/(°)	46.35	-31.59
λ_1	0.679	0.675
λ_2	0.004	0.580
λ_3	0.608	0.126
λ_4	0.471	0.179
μ_1	0.674	0.670
μ_2	0.070	0.041
μ_3	0.533	0.562
μ_4	0.384	0.758
μ_5	0.778	0.862
μ_6	0.633	0.784

通过叶型的基本参数和无量纲参数即可得到参数化叶型,初始叶型与参数化叶型的对比如图 9 所示。其中实线为原叶型型线,前尾缘形状为椭圆形,

虚线为拟合叶型的型线,前尾缘型线为双二次 NURBS 曲线。整个叶型的拟合误差小于 10^{-6} ,满足工程要求。

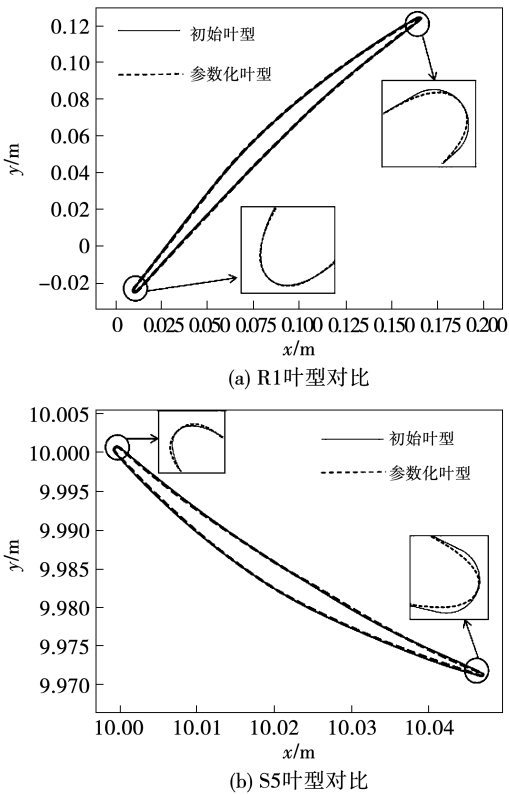


图 9 初始叶型与参数化叶型对比图

Fig.9 Comparison of initial profile and parameterized profile

3.2 网格划分与边界条件

利用 NUMECA 软件的 Autogrid5 模块进行网格划分,为了满足流场充分发展的要求,叶片表面边界层第 1 层网格高度为 1×10^{-6} m。经网格无关性验证,网格数选为 33 166,网格划分如图 10 所示。

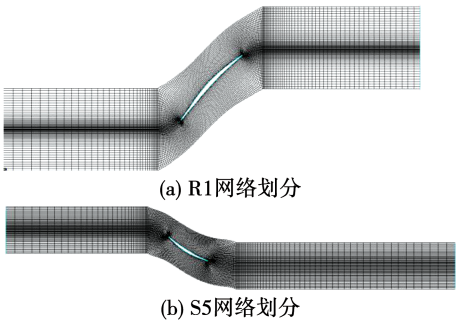


图 10 叶型网格划分

Fig.10 Blade mesh division

流场计算采用 ANSYS 的 CFX 模块,湍流模型根据高亚音速叶型仿真中常用的选取方式^[15],最终选择 SST 模型。由于考虑流场转捩,所以加入 Gamma-Theta 转捩模型,差分格式采用高精度格式,壁面以及叶片表面设置为无滑移壁面。给定出口背压 101 325 Pa,进口总温 300 K,调节进口总压,保证 R1 的进口马赫数约为 0.8,S5 的进口马赫数约为 0.7,进口湍流度设置为 5%。

3.3 数值模拟结果分析

图 11(a)为叶型 R1 的攻角特性曲线。由图可知,在 -2° 攻角下,叶型的总压损失系数最小。负攻角时,总压损失系数的变化幅度较大。图 11(b)为叶型 S5 的攻角特性曲线。由图可知,在 -2° 攻角下,叶型的总压损失系数最小,且参数化叶型与初始叶型的总压损失系数相差较小。正攻角时,总压损失系数的变化幅度较大。两组初始叶型和参数化叶型的攻角特性曲线变化趋势一致。

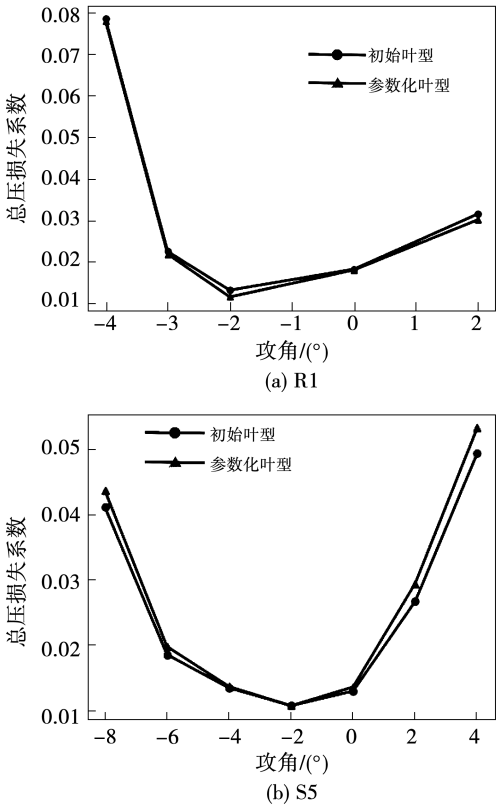


图 11 攻角特性曲线

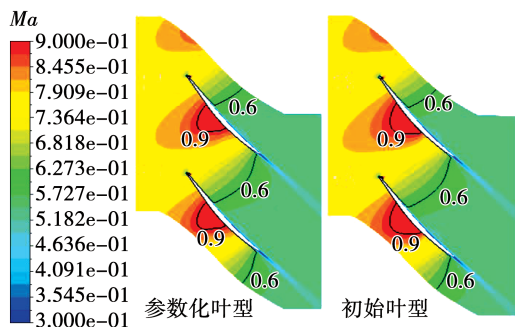
Fig.11 Angle of attack characteristic curve

R1 叶型的 -2° 攻角下的流场和 S5 叶型的 $+4^\circ$

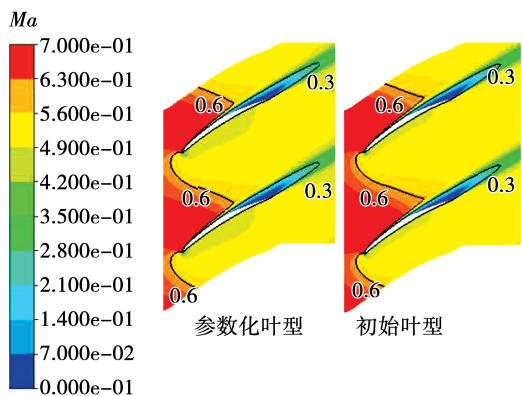
攻角下的流场对比如图 12 所示。两组叶型的初始叶型和参数化叶型前缘分离情况基本一致,尾迹变化具有细微差别。

参考文献:

- [1] 朱心雄. 自由曲线曲面造型技术[M]. 北京: 科学出版社, 2000.
ZHU Xin-xiong. Free curve and surface modeling technology[M]. Beijing: Science Press, 2000.
- [2] 余伟巍, 宋玉旺, 席 平. 基于离散数据点的变壁厚叶身参数化设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2008, 34(11): 1319–1322.
YU Wei-wei, SONG Yu-wang, XI Ping. Parametric design of variational-wall-thickness blade body based on discrete data[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 34(11): 1319–1322.
- [3] 周创鑫, 成金鑫, 黄 松, 等. 基于贝塞尔曲面参数化方法的 1.5 级高负荷轴流压气机气动优化[J]. 航空动力学报, 2021, 36(4): 673–686.
ZHOU Chuang-xin, CHENG Jin-xin, HUANG Song, et al. Aerodynamic optimization of 1.5-stage highly loaded axial compressor through Bezier surface parameterization method[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(4): 673–686.
- [4] 彭 铨, 李 强, 杨金广, 等. 一种新的轴流压气机叶片参数化方法[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2020, 33(2): 34–38, 62.
PENG Cheng, LI Qiang, YANG Jin-guang, et al. A new parameterization method for axial compressor blades[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2020, 33(2): 34–38, 62.
- [5] 李艾挺, 朱阳历, 李 文, 等. 三维叶轮机叶片黏性反问题设计改进方法[J]. 航空动力学报, 2019, 34(6): 1380–1388.
LI Ai-ting, ZHU Yang-li, LI Wen, et al. Improved viscous inverse design method for three-dimensional turbomachinery blades[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(6): 1380–1388.
- [6] SCHNOES M, NICKE E. A database of optimal airfoils for axial compressor through flow design[J]. Journal of Turbomachinery, 2016, 139(5): 051008.1–051008.9.
- [7] SIEVERDING F, RIBI B, CASEY M, et al. Design of industrial axial compressor blade sections for optimal range and performance[R]. ASME GT2003–38036, 2003.
- [8] BRUNA D, CRAVERO C. Modeling the aerodynamic performance of modern axial flow compressor profiles: a correlative approach using current CFD technology[C]//AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2006.
- [9] 周正贵. 压气机叶片自动优化设计[J]. 航空动力学报, 2002



(a) R1 流场分布对比图



(b) S5 攻角特性曲线

图 12 流场分布图

Fig. 12 Flow field distribution

4 结 论

通过对两组初始叶型和参数化叶型进行数值模拟和流场分析可以得到以下结论:

(1) 通过少量的无量纲参数可以灵活地控制 NURBS 曲线的控制点, 使拟合曲线逼近中弧线与厚度分布曲线, 经过中弧线厚度叠加生成的拟合叶型与初始叶型的误差精度满足工程需求。

(2) 通过对初始叶型和参数化叶型的攻角特性曲线进行对比发现, 曲线趋势保持一致。符合不改变叶型性能的参数化造型方法的目标。

(3) 本文提出的参数化造型方法适用于高亚音速速叶型的设计过程中, 能够精确表达叶型的特征参数, 且不改变叶型的流场分布。

(3);305 – 308.

ZHOU Zheng-gui. Automatic design optimization of compressor blades[J]. Journal of Aerospace Power,2002(3):305 – 308.

[10] 施法中. 计算机辅助几何设计与非均匀有理 B 样条曲线 [M]. 北京:高等教育出版社,2013.

SHI Fa-zhong. Computer aided geometric design and non-uniform rational B-spline curve [M]. Beijing: Higher Education Press,2013.

[11] DUNCAN M. Applied geometry for computer graphics and CAD [M]. Berlin:Springer,2005.

[12] 韩瑞雪,陈 榴,戴 韧. 轴流压气机的类/形函数表示方法及气动优化[J]. 热能动力工程,2020,35(3):58 – 67.

HAN Rui-xue,CHEN Liu,DAI Ren. Design and optimization of axial compressor airfoils by using class/shape function transformation[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2020,35(3):58 – 67.

[13] MAEKAWA T. An overview of offset curves and surfaces[J]. Computer-Aided Design,1999,31(3):165 – 173.

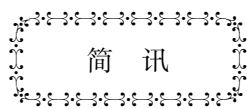
[14] 宋 寅,顾春伟. 曲率连续的压气机叶片前缘设计方法[J]. 推进技术,2013,34(11):1474 – 1481.

SONG Yin,GU Chun-wei. Continuous curvature leading edge of compressor blading[J]. Journal of Propulsion Technology,2013, 34(11):1474 – 1481.

[15] 陶船斯嘉,杜 鑫,丁 骏,等. 最大厚度位置对高亚音轴流压气机叶型设计的影响[J]. 热能动力工程,2022,37(1):65 – 72.

TAO Chuan-sijia,DU Xin,DING Jun,et al. Effect of maximum thickness location on high subsonic axial compressor airfoil design [J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power,2022, 37(1):65 – 72.

(姜雪梅 编辑)



简 讯

罗罗公司和阿尔德公司合作实现燃料净零排放目标

罗罗公司 (Rolls-Royce) 与清洁技术和绿色燃油生产领域的阿尔德燃料公司 (Alder Fuels) 签署了一份合作备忘录,以进一步测试 Alder 燃料公司使用其绿色燃油专利技术生产的可持续航空燃料 (SAF) 的性能和适用性,这是罗罗公司在可持续航空燃料领域迈向商业化的关键阶段。

阿尔德燃料公司利用现有的生物和石油精炼基础设施,将可再生的草类、森林和农业废物等可持续的生物资源制成低碳的 Alder 绿色燃油 (AGC),最后转化成 SAF,该工艺是与美国能源部的国家可再生能源实验室密切合作开发的,与化石基喷气发动机燃料相比,可以减少超过 80% 的温室气体排放。通过与阿尔德燃料公司的合作,罗罗公司正朝着净零燃料的目标迈出下一步,并致力于支持联合国“净零排放全球竞赛”的目标,即到 2030 年实现整个航空行业使用 10% 的 SAF。

(孙嘉忆摘译自 <https://www.rolls-royce.com>)