

基于 NURBS 的扩压叶栅非对称前缘设计

杨冠华^{1,2}, 高丽敏^{1,2}, 王浩浩^{1,2}, 蔡明^{1,2}

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710129;

2. 西北工业大学 翼型、叶栅空气动力学国家级重点实验室, 西安 710129)

摘 要: 前缘对扩压叶栅叶型气动性能具有重要影响, 圆弧形或椭圆形前缘吸力面和压力面侧为对称形状, 未针对两侧流动差异进行不同设计。为进一步提升扩压叶栅气动性能, 发展了一种基于三次非均匀有理 B 样条(non-uniform rational B-splines, NURBS)曲线的非对称前缘设计方法, 在保证曲率连续的前提下, 实现吸、压力面两侧非对称的前缘构造。将设计方法应用于两圆弧形前缘叶型改型设计, 数值结果表明: 与原始叶型相比, 总压损失系数可分别降低 26.3% 和 23.5%, 提高了整体气动性能; 同时与对称曲率连续前缘相比, 在 51.83° 进口气流角下吸力峰强度降低 13.4%, 前缘转捩位置推后 4.6% 弦长, 在大进口气流角下具有更好的气动性能。

关 键 词: 扩压叶栅; 非对称前缘; 非均匀有理 B 样条; 曲率连续; 气动性能

中图分类号: V232.4

文献标志码: A

Asymmetric leading edge design of diffusion cascade based on NURBS

YANG Guanhua^{1,2}, GAO Limin^{1,2}, WANG Haohao^{1,2}, CAI Ming^{1,2}

(1. School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China;

2. National Key Laboratory of Science and Technology on Aerodynamic Design and Research,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China)

Abstract: Leading edge has an important influence on aerodynamic performance of diffusion cascade. No distinct designs were performed for two sides of symmetric circular and elliptical leading edge. In order to further improve the diffusion cascade aerodynamic performance, an asymmetric leading edge design method based on the 3rd-order non-uniform rational B-splines (NURBS) curve was developed, which realized the asymmetric leading edge shape while ensuring the continuous curvature. The design method was applied to two particular blades with circular leading edge. Numerical results showed that the total pressure loss coefficient could be reduced by 26.3% and 23.5%, respectively, compared with original blade profiles, and the overall aerodynamic performance was developed. At the inflow angle of 51.83°, compared with the symmetric curvature continuous leading edge blade, the leading edge suction peak intensity was reduced by 13.4%, and the leading edge transition onset was delayed by 4.6% chord length. The diffusion cascade overall aerodynamic performance was better with big inflow angle.

收稿日期: 2020-06-17

基金项目: 国家自然科学基金(51790512); 引智计划(BI7037); 民机专项

作者简介: 杨冠华(1994—), 男, 博士生, 主要研究方向为叶轮机械气动热力学。

引用格式: 杨冠华, 高丽敏, 王浩浩, 等. 基于 NURBS 的扩压叶栅非对称前缘设计[J]. 航空动力学报, 2021, 36(3): 655-663. YANG Guanhua, GAO Limin, WANG Haohao, et al. Asymmetric leading edge design of diffusion cascade based on NURBS[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(3): 655-663.

Key words: diffusion cascade; asymmetric leading edge; non-uniform rational B-splines; continuous curvature; aerodynamic performance

压气机是航空发动机的关键部件之一,叶片是压气机的基本组成单元,为提高压气机效率,叶型的气动性能非常值得关注。与其他部位相比,叶型前缘的形状直接影响附面层沿叶片表面的发展和下游流场结构,对叶型整体性能起到重要作用^[1-2]。传统叶型前缘多为圆弧形状,然而圆弧形前缘并非气动最优设计。2010年剑桥大学 Goodhand 等^[3]实验指出,圆弧形前缘曲率大且与叶身连接处曲率不连续,导致气流过度膨胀产生前缘吸力峰和分离泡,是造成叶型损失的主要根源之一。对前缘进行改型设计可调整曲率,削弱吸力峰,控制分离泡,减小叶型气动损失。椭圆前缘在一定程度上改善了附面层流动^[4],但存在与叶身连接处曲率不连续的问题,因此曲率连续前缘被提出。清华大学宋寅等^[5]将曲率连续前缘与椭圆前缘进行对比,可使攻角范围扩大 1.2° 。西北工业大学曾瑞慧^[6]对前缘进行曲率连续设计得到层流叶型,叶型表面在大攻角范围内维持层流流动。北京航空航天大学刘宝杰等^[7]以及哈尔滨工业大学 Cui 等^[8]也采用不同方法进行了曲率连续前缘的设计研究,结果均表示曲率连续前缘可使得吸力峰强度明显削弱,提高了叶型气动性能,但在进行设计时未特别关注吸力面与压力面两侧前缘的区别设计。

基于上下翼面流动不同,非对称前缘在翼型设计中已较多应用,对改善翼型失速具有显著作用^[9-10]。在压气机中,扩压叶栅叶型吸力面与压力面侧流动不同,前缘作为流动的起始位置,采取非对称的前缘设计也是有效的。北京航空航天大学陆宏志等^[11]从削弱吸力峰强度角度提出一种带平台圆弧形前缘,该前缘具有非对称特点,但未采取曲率连续设计,对叶型吸力峰控制效果略优于椭圆前缘,是一种被动的非对称前缘设计方法。针对叶型非对称前缘的主动设计方法,日本先进燃气发生器研究所^[12]通过对前缘中弧线吸力面侧叠加相对压力面侧更薄的厚度分布,实现非对称前缘设计,缓解了前缘流动加速效应,但未控制曲率连续。Goodhand^[13]进一步通过对中弧线调整以及两侧厚度叠加规律寻优,提出非对称前缘优化设计方法,扩展了叶型低损失工作范围,但设计变量较多且造型不够灵活。

在叶型设计中除中弧线叠加厚度外还有型线

直接构造方式,相对厚度叠加方法来说具有直观、造型灵活等优点,且易于控制几何边界条件实现曲率连续设计。本文发展了一种型线直接构造的叶型非对称前缘设计方法,通过调整两侧前缘设计空间,基于三次非均匀有理 B 样条(NURBS)曲线对前缘两侧型线进行分别直接构造,实现曲率连续的非对称前缘设计,并应用于可控扩散叶型与低负荷叶型,与原始叶型以及对称曲率连续叶型进行对比,验证非对称前缘设计方法的有效性。

1 前缘参数化方法

前缘型线进行参数化是非对称前缘设计的前提。传统圆弧或椭圆前缘形状简单,在进行设计时选定半径等几何参数即可。而更精细化的前缘型线设计要求更特殊的参数化方法,如采用 Bezier、形状函数变换技术(CST)等自由曲线参数化方法进行型线设计^[5-8]。NURBS^[14]参数化方法具有较强的表示自由曲线能力,其引入了控制点和权因子,通过调整控制点即可实现对型线局部修改而不影响其他部分,具有较大的灵活性,在叶型设计与优化方面具有明显的优势^[15-16],同时三次 NURBS 曲线具有曲率连续的性质,可保留曲率连续前缘的优势^[17],因此本文采用三次 NURBS 方法进行前缘型线的参数化,参数化方法如图 1 所示。

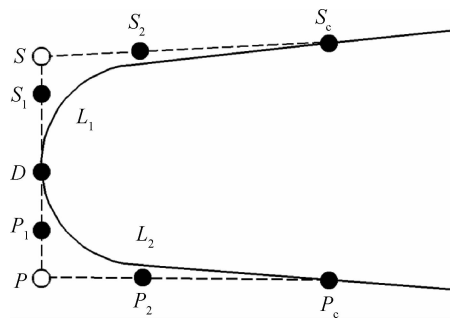


图1 前缘参数化示意图

Fig. 1 Parameterization method of leading edge

图 1 中 D 点是叶型前缘点,点 S_c 和 P_c 是叶型前缘分别与叶身吸力面和压力面的连接点,线 SS_c 与 PP_c 是叶身处的延伸线,分别与吸力面型线和压力面型线相切,线 SP 经过前缘点 D ,其方向设置为与叶型的几何进气角的方向垂直,并与 SS_c 和 PP_c 分别相交于 S 点和 P 点,点 S_1 、 S_2 、

P_1 、 P_2 分别为相应切线段上的可移动点。由点 D 、 S_1 、 S_2 、 S_c 四个点作为控制点可确定吸力面前缘 NURBS 曲线, 记为 L_1 。同理由点 D 、 P_1 、 P_2 、 P_c 四个点作为控制点可确定压力面前缘 NURBS 曲线, 记为 L_2 。从而实现吸、压力面两侧前缘不同设计, 三次 NURBS 曲线定义如下:

$$p(u) = \frac{\sum_{i=0}^n \omega_i d_i N_{i,3}(u)}{\sum_{i=0}^n \omega_i N_{i,3}(u)} \quad (1)$$

其中 ω_i 为权因子, 分别与控制点 d_i 相关, $N_{i,3}(u)$ 是由节点矢量 U 确定的三次 B 样条基函数, 由德布尔-考克斯递推公式来决定, 如下所示:

$$\begin{cases} N_{i,0} = \begin{cases} 1, & \text{若 } u_i \leq u \leq u_{i+1} \\ 0, & \text{其他} \end{cases} \\ N_{i,k}(u) = \frac{u - u_i}{u_{i+k} - u_i} N_{i,k-1}(u) + \frac{u_{i+k+1} - u}{u_{i+k+1} - u_{i+1}} N_{i+1,k-1}(u) \end{cases} \quad (2)$$

对 NURBS 曲线的调整可通过修改控制点、权因子以及节点矢量来实现。本文在进行前缘设计时, 令每个控制点在控制吸、压力面前缘曲线的作用地位一样, 取 $\omega_i = 1 (i = 0, 1, 2, 3)$ 。对于开式 NURBS 曲线, 为使曲线两端与控制多边形的首末两点相切, 常将节点矢量两端的重度度取为曲线次数加一, 故本文三次 NURBS 曲线中节点矢量为 $U = [0, 0, 0, 0, 1, 1, 1, 1]$ 。此时对前缘 NURBS 曲线的调整仅通过对控制点 d_i 的修改即可实现。本文采用三次 NURBS 参数化曲线可实现前缘型线内部的曲率连续, 以及与叶身连接处的一阶光滑过渡, 同时控制了设计变量数目, 确定了设计空间, 满足非对称前缘设计的几何条件, 进而适用于曲率连续的非对称前缘的设计。

2 非对称前缘设计方法

2.1 叶型前缘流动特点

Denton^[18] 研究提出叶型附面层的单位面积熵与当地附面层边缘速度立方成正比, 扩压叶栅吸力面表面气体流速更高, 因此可认为吸力面附面层产生的损失比压力面大。在已有的对大弯角高负荷叶型研究中, 均侧重吸力面附面层的发展, 而压力面附面层的发展对叶型损失影响小得多。前缘作为叶型表面附面层发展的起始位置, 影响到整个附面层的流动情况, 因此吸力面前缘相对压力面前缘来说更重要, 两侧前缘几何应该

有所区别。

前缘型线大曲率分布引起气流的过度膨胀从而引起较强的吸力峰分布, 气流从峰值点向主流水平恢复过程的强逆压梯度是引起前缘分离、前缘转捩乃至叶型性能降低的关键。压力面与吸力面相比附面层结构更为稳定, 流动受前缘吸力峰的影响相对较小, 因此削弱吸力面侧前缘的吸力峰强度更为关键。而对称曲率连续前缘将两侧进行同等处理, 在进行造型时, 两侧前缘型线可变化的设计空间一致, 故而限制了对吸力面侧前缘型线曲率大小的进一步控制, 以及对此侧吸力峰强度的继续削弱。

因此, 非对称前缘的设计思想, 就是在一定条件下可以牺牲压力面侧前缘的设计空间, 实现吸力面侧前缘的更优设计, 更好地控制吸力面侧前缘曲率变化, 从而更好控制叶型吸力面侧前缘的吸力峰强度, 消除前缘分离泡, 进而提升叶型的整体气动性能。

2.2 非对称前缘设计方法

非对称前缘的设计方法如图 2 所示, 原始对称前缘吸力面侧的控制线 $DS + SS_c$ 与压力面侧前缘的控制线 $DP + PP_c$ 对称, 长度一致, 如不进行调整, 设计结果仍为对称前缘。由于非对称前缘的设计思路是通过牺牲部分压力面前缘设计空间从而扩展吸力面前缘的设计空间, 因此将前缘点 D 向 P 点方向移动, 得到更接近压力面侧的 D_1 点。此时吸力面侧前缘控制线扩展为 $D_1S + SS_c$, 压力面侧前缘的控制线缩减为 $D_1P + PP_c$ 。为了避免叶型发生太大变形和不合理的变化, 在初步研究时, 将 D_1 点取为 DP 靠近 D 点 $1/3$ 处, 使得 $DD_1 = 1/3DP$, 从而扩展吸力面侧前缘的设计空间。由点 D_1 、 S_1 、 S_2 、 S_c 四个点作为非对称前缘吸力面侧 NURBS 曲线 L_1 控制点, 点 D_1 、 P_1 、 P_2 、 P_c 四个点作为非对称前缘压力面侧

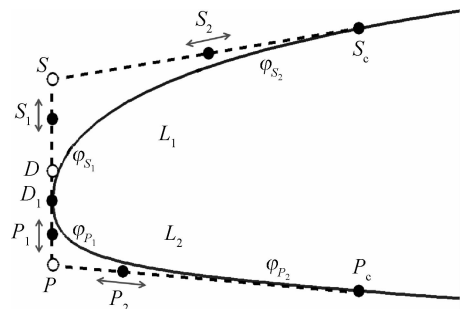


图 2 非对称前缘设计方法

Fig. 2 Asymmetric leading edge design method

NURBS 曲线 L_2 控制点。

在对非对称前缘进行设计时,设计变量为点 S_1 、 S_2 、 P_1 、 P_2 四个点的位置。为保证设计结果前缘曲线与叶身一阶光滑连续, S_1 、 S_2 、 P_1 、 P_2 四点需要限制在各自所在的控制线段上,因此可以将设计变量进行如下转化:

$$\varphi_{S_1} = \overline{D_1 S_1} / \overline{D_1 S} \tag{3}$$

$$\varphi_{S_2} = \overline{S_c S_2} / \overline{S_c S} \tag{4}$$

$$\varphi_{P_1} = \overline{D_1 P_1} / \overline{D_1 P} \tag{5}$$

$$\varphi_{P_2} = \overline{P_c P_2} / \overline{P_c P} \tag{6}$$

以 φ_{S_1} 、 φ_{S_2} 、 φ_{P_1} 、 φ_{P_2} 四个变量作为设计变量,变化区间为 $(0,1]$ 。通过改变设计变量的数值可以得到相应的控制点坐标,分别由相应的控制点坐标可以对应确定一组前缘 NURBS 曲线,即一组设计变量可以确定一组前缘形状。

为保证所设计的非对称前缘具有曲率连续的性质,要求点 D_1 处、前缘与叶身的连接点 S_c 和 P_c 处两侧型线曲率连续。其中曲率误差在 $\Delta\kappa/\kappa\leq 0.5\%$ 的范围内即认为曲线在端点位置曲率连续。选择能满足连续要求的设计结果,作为非对称前缘的设计结果,这样不仅满足非对称的设计思想,也满足前缘曲率的要求。非对称前缘设计流程如图 3 所示。

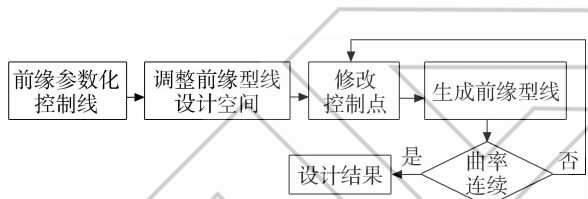


图 3 非对称前缘设计流程

Fig. 3 Asymmetric leading edge design process

3 非对称前缘设计应用

本文将基于 NURBS 方法的非对称前缘设计方法应用于扩压叶栅,对两个不同前缘半径的圆弧形前缘可控扩散叶型 A1 和低负荷叶型 A2 进行非对称前缘设计,叶型主要几何参数如表 1 所示。

图 4 展示了对两个叶型采用基于 NURBS 方法的非对称前缘设计结果。如图所示,与原始圆弧形前缘对比,非对称前缘满足前缘与叶身相连处的曲率连续,并且由于扩展了吸力侧面前缘型线的设计空间,得到了非对称的前缘结构。

图 5 进一步给出 A1、A2 两叶型在进行非对称前缘设计前后的前缘型线曲率分布对比,如图所示,相对弧长位置小于 0 为压力侧面前缘,大于

0 为吸力侧面前缘。圆弧形前缘的曲率为定值,与叶身连接处由于不连续而存在突变,且吸力侧面和压力侧面的曲率分布对称一致,具有较广的

表 1 叶型几何参数
Table 1 Parameters of blade profiles

参数	数值	
	A1 叶型	A2 叶型
前缘半径/mm	0.52	0.49
前缘楔形角/(°)	10.85	12.45
弦长/mm	69.94	56.73
栅距/mm	30.43	50.00
叶型弯角/(°)	39.61	28.00
几何进气角/(°)	45.83	44.00
几何出气角/(°)	6.22	16.00
安装角/(°)	26.58	32.00

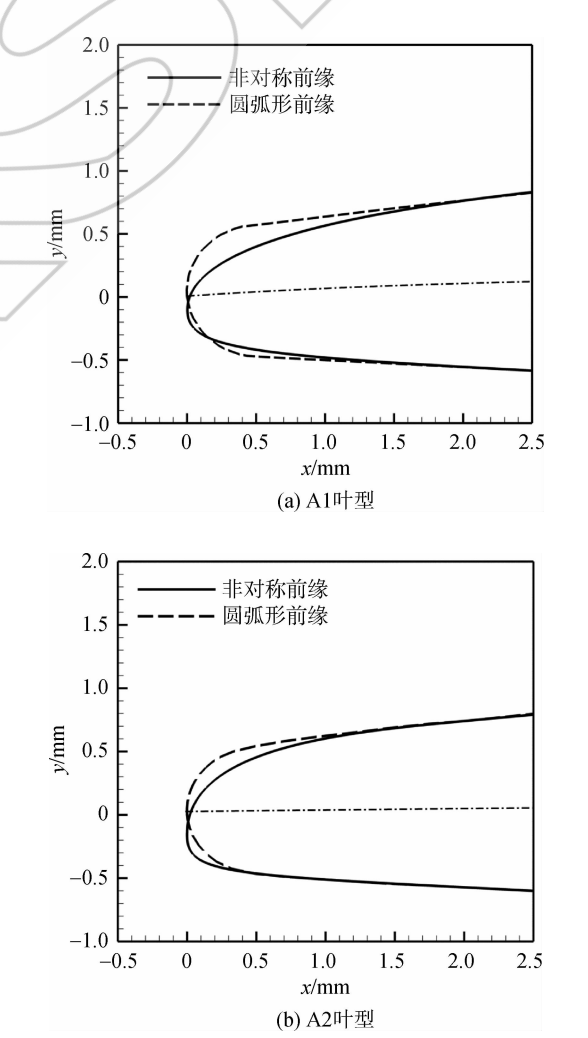


图 4 前缘型线对比

Fig. 4 Contrast of leading edge curves

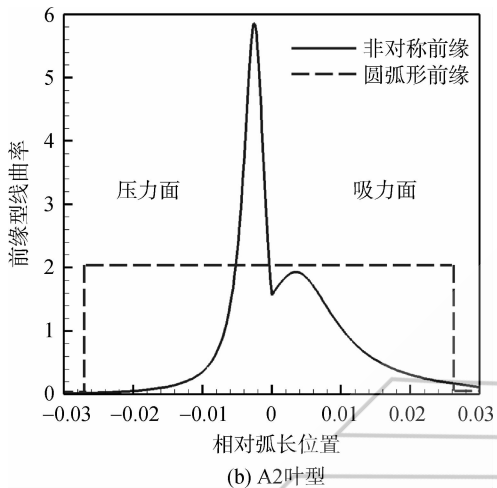
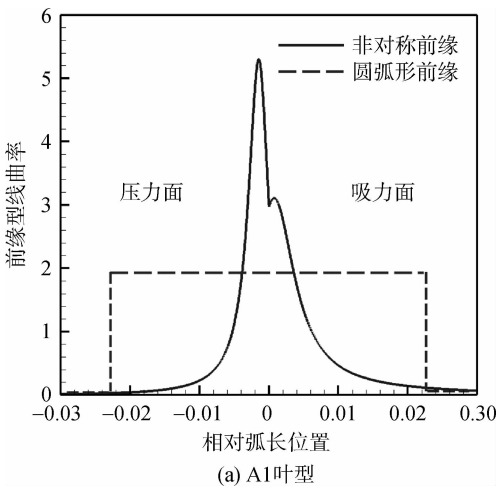


图 5 前缘型线曲率对比

Fig. 5 Contrast of leading edge curve curvatures

大曲率分布范围。而非对称前缘设计所得叶型,既实现了前缘与叶身连接处的曲率连续,缩减了型线大曲率分布的范围,同时由于两侧前缘进行非对称设计,牺牲部分压力面侧前缘的设计空间,更好地控制了吸力面侧前缘型线的曲率分布。

4 非对称前缘叶型数值研究

4.1 数值研究方法

为研究本文基于 NURBS 方法的非对称前缘设计效果,对所设计非对称前缘和原始前缘叶型进行了进一步的数值研究。

由于叶型前缘的形状对叶片表面附面层流态尤其是层流附面层向湍流附面层的转捩过程具有重要影响,因此本文数值模拟方法采用了耦合 $\gamma-Re_\theta$ 转捩模型^[19-20] 的 shear stress transfer(SST)湍流模型,该模型对于转捩位置具有较好的捕捉能力,在扩压叶栅附面层流态发展研究中得到成熟应用^[5,8]。

本文基于 ANSYS 软件的 CFX 模块,应用耦合 $\gamma-Re_\theta$ 转捩模型的 SST 湍流模型,对 A1 和 A2 原始叶型与所设计的非对称前缘叶型进行二维数值计算。网格拓扑结构为 O4H 结构,近壁面网格尺度大小为 1×10^{-6} m,保证壁面 y^+ 值小于 1。对于附面层转捩与分离流动的捕捉,叶片周围计算域的 O 网格对计算结果及准确性的影响较大,因此针对 O 网格内法向和流向方向的网格进行无关性验证,如图 6 所示。最终选择网格法向增长率为 1.1,流向节点数为 401,从而保证附面层内网格数量足够精确捕捉叶片表面的转捩过程,网格结点总数为 192 538。计算域网格如图 7 所示。计算边界条件如表 2 所示,通过调节出口流量实现对进口马赫数控制。

为了验证所采用数值方法的有效性,本文将实验结果与计算结果进行对比。图 8 所示为 A1 叶型在进口马赫数为 0.5、攻角为 2.5° 下出口总

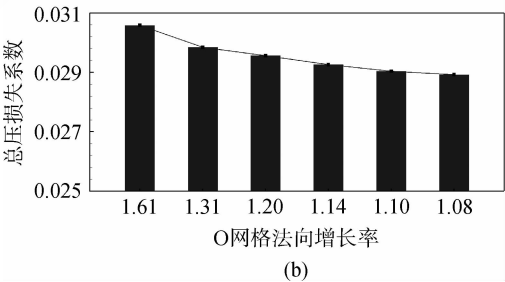
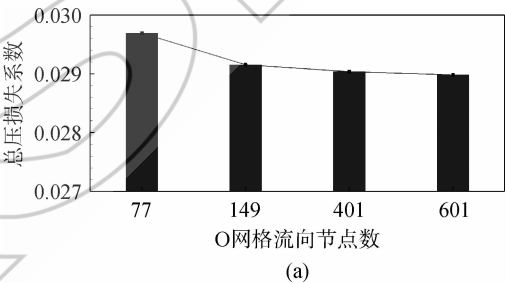


图 6 网格无关性验证

Fig. 6 Mesh-independent verification

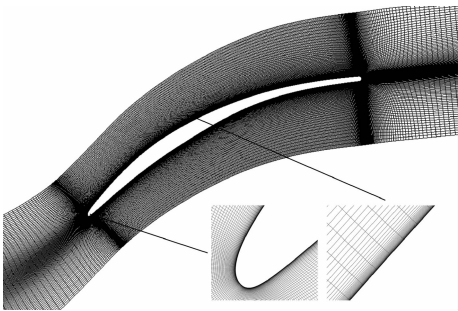


图 7 计算域网格划分

Fig. 7 Computation domain mesh

表 2 计算边界条件

Table 2 Numerical boundary conditions

边界条件	数值	
	A1 叶型	A2 叶型
进口马赫数	0.7	0.5
进口气流角/(°)	45.83~51.83	41~49
进口总温/K	310	
进口总压/kPa	110	
进口湍流度/%	5	

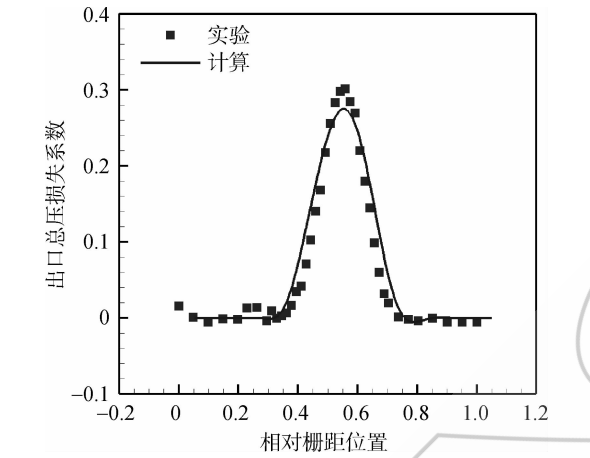


图 8 出口总压损失系数对比

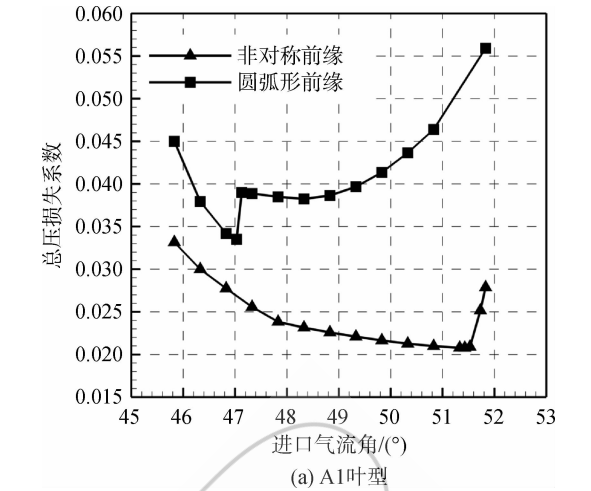
Fig. 8 Contrast of exit total pressure loss coefficients

压损失系数沿栅距方向分布对比,可以看出本文采用的数值方法具有可靠性。此外通过前期与剪敏液晶测量实验对比,可较好预测附面层转捩与分离位置^[21]。

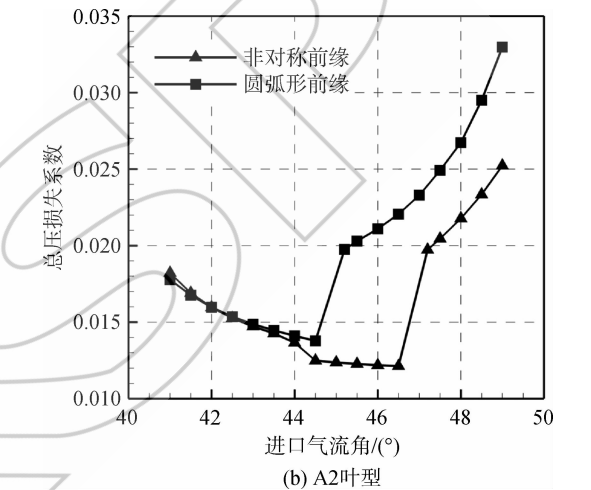
4.2 非对称前缘叶型气动特性

图 9 给出了 A1 叶型和 A2 叶型的非对称前缘叶型与原始圆弧形前缘叶型的总压损失系数随进口气流角的变化特性曲线。对于 A1 叶型,与圆弧形前缘叶型相比,非对称前缘叶型的总压损失系数在整个计算进口气流角范围内均明显降低,在进口气流角 45.83°工况下降低 26.3%,在进口气流角 50.83°工况下降低 54.8%,在大进口气流角下总压损失降幅更明显。对于 A2 叶型,与圆弧形前缘叶型相比,非对称前缘叶型在低于 42°进口气流角下总压损失略高,但差别较小;随着进口气流角增大,非对称前缘的总压损失明显降低,在 49°进口气流角下总压损失系数降低 23.5%。

与原始圆弧形前缘相比,非对称前缘一方面与叶身连接处曲率连续过渡,从而控制前缘流动分离,减小分离泡;另一方面吸力面前缘型线曲率



(a) A1叶型



(b) A2叶型

图 9 总压损失系数曲线对比

Fig. 9 Contrast of total pressure loss coefficient

整体减小,缓解前缘加速流动并减弱前缘绕流的过度膨胀效应,从而大幅削弱吸力峰强度,减小前缘附近附面层逆压梯度,并抑制前缘转捩发生,因此非对称前缘叶型总压损失总体小于原始圆弧形前缘叶型,在大进口气流角下具有更好气动性能。与 A1 叶型相比,A2 原始圆弧形前缘叶型前缘半径小且楔形角大,前缘吸力峰相对较弱,因此采用非对称前缘设计后的性能改善幅度低于 A1 叶型,但是在大进口气流角下仍有明显作用。

此外可明显看出,对于所有叶型,总压损失系数均在一定进口气流角下突然增大,这一现象为临界转捩现象,即叶型在该临界工况下开始出现前缘转捩^[22]。对于 A1 叶型,非对称前缘叶型在 51.53°进口气流角出现临界转捩,相对于圆弧形前缘叶型推迟了 4.5°;对于 A2 叶型,非对称前缘叶型在 47.2°进口气流角出现临界转捩,相对于圆弧形前缘叶型推迟了 2°,这意味着非对称前缘对前缘转捩发生具有抑制作用,可在更大进口气

流角范围内维持前缘附面层的层流状态,降低叶型表面摩阻损失。

总体而言,对原始圆弧形前缘叶型进行基于 NURBS 的非对称前缘设计后叶型的气动性能明显优于原始叶型,显著降低了总压损失,并推迟了临界转换发生。通过减小压力面侧前缘设计空间,扩展吸力面侧前缘设计空间的非对称前缘的设计理论是可行并且有效的。

4.3 对称曲率连续前缘对比

本文所发展的非对称前缘设计方法,在实现前缘曲率连续设计的基础上,对吸力面与压力面两侧前缘实现非对称设计。为了探究非对称设计的作用,排除曲率是否连续的影响,本文对 A1 叶型的对称曲率连续前缘和非对称前缘叶型进行了进一步的数值研究,前缘型线对比如图 10 所示。

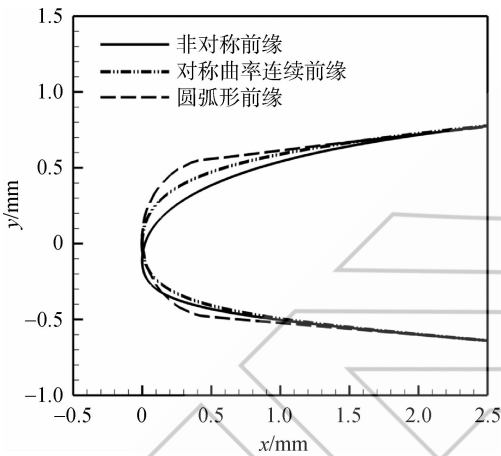


图 10 前缘型线对比

Fig. 10 Contrast of leading edge curves

采用文中第 4.1 节数值方法,对非对称前缘和对称曲率连续前缘两叶型在进口马赫数为 0.7 下的气动性能进行数值计算,并进行分析。图 11 给出了在进口马赫数为 0.7 下,非对称前缘叶型与对称曲率连续前缘叶型的总压损失系数随进口气流角的变化特性曲线。

在进口气流角小于 47.83°时,非对称前缘叶型的总压损失系数略高于对称曲率连续前缘叶型,然而在大进口气流角工况下,非对称前缘叶型总压损失明显减小,在 51.83°进口气流角下,总压损失系数可降低 20.9%,同时临界转角增大 0.9°。从整个进口气流角范围来看,非对称前缘叶型的总压损失低于对称曲率连续前缘叶型,并且具有更宽广的工作范围。

非对称前缘通过一定条件下牺牲压力面前缘

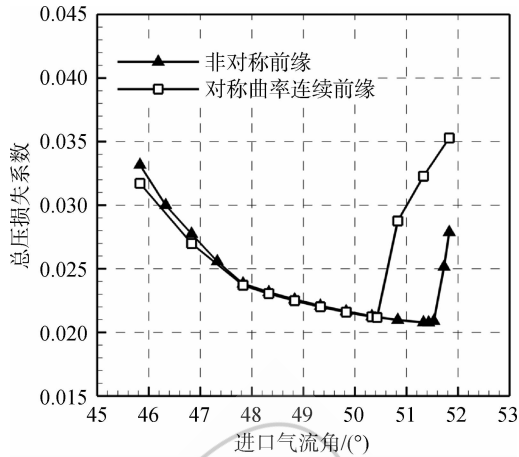


图 11 A1 叶型总压损失系数曲线对比

Fig. 11 Contrast of A1 airfoil total pressure loss coefficients

设计空间以实现吸力面前缘型线更优设计,故与对称曲率连续前缘相比,压力面侧前缘型线曲率相对更大,使得该侧前缘流动过度膨胀效应变强,且吸力峰强度随着进口气流角降低而增大,因此在小进口气流角下,非对称前缘叶型总压损失高于对称曲率连续前缘,然而,由于与吸力面相比压力面侧附面层流动对前缘的敏感性相对较低,且压力面附面层发展对叶型总压损失影响较小,因此在小进口气流角下非对称前缘叶型总压损失仅略低于对称曲率连续前缘叶型。

当进口气流角在 47.83°~50.53°之间时,来流处于设计攻角附近,两叶型总压损失分布基本一致。对于满足曲率连续前缘叶型,在一定攻角范围内总压损失对前缘形状不敏感,前缘非对称的设计不会对设计工况附近性能带来影响。

在大进口气流角下,吸力面侧前缘分离进一步加剧,吸力峰强度随进口气流角增大而增大,前缘流动进一步恶化并对下游产生较大影响。通过非对称的前缘设计,吸力面侧前缘型线曲率分布相对于对称曲率连续前缘更加缓和。图 12 给出两种叶型吸力面侧前缘曲率分布对比,由前缘点到 A 点,非对称前缘的曲率大于对称曲率连续前缘,但范围较小;随后由 A 点到 B 点的更大范围内,非对称前缘曲率小于对称曲率连续前缘。本文提出的非对称前缘设计方法,通过牺牲部分压力面侧前缘型线设计空间扩大了吸力面侧前缘范围,更好地控制住吸力面前缘曲率分布,减小大曲率型线范围。

由于进一步控制了大曲率型线范围,在大进口气流角下,非对称前缘设计在曲率连续设计的

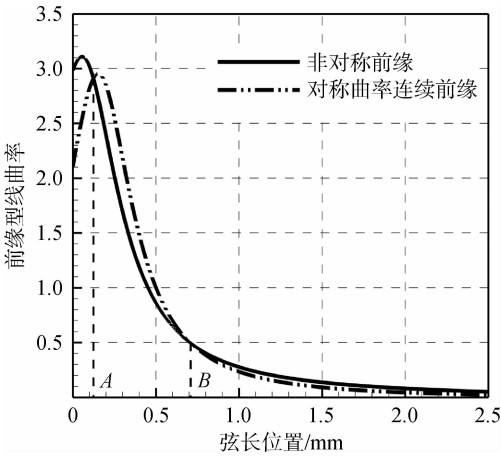


图 12 吸力面前缘曲率对比

Fig. 12 Curvature contrast of suction leading edge

基础上,更进一步削弱吸力峰强度。图 13 给出了两种前缘 A1 叶型在 51.83° 进口气流角下表面静压系数分布对比,静压系数 C_p 由式(7)给出,式中 p_1^* 为进口总压; p 为当地静压; p_1 为进口静压。

$$C_p = \frac{p_1^* - p}{p_1^* - p_1} \quad (7)$$

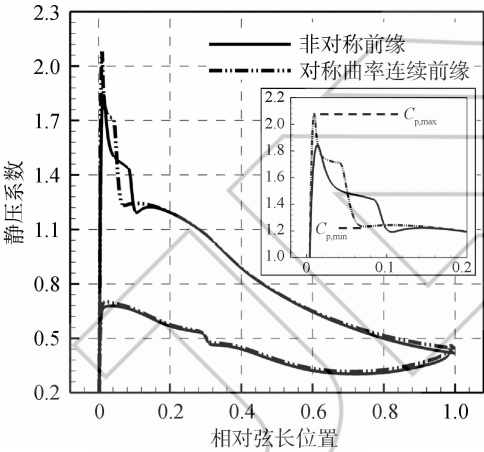


图 13 表面静压系数分布图

Fig. 13 Distribution of surface static pressure coefficient

两种前缘叶型主体部分静压系数 C_p 分布基本一致,在前缘附近区域有明显差异。在两种叶型前缘附近,都出现了静压系数突然升高又急剧下降的吸力峰分布特性,借鉴 Goodhand 等^[3] 在叶型前缘流动细节分析中提出一种新的性能标准,定义吸力峰强度 D_{spike} 。

$$D_{\text{spike}} = \frac{C_{p,\text{max}} - C_{p,\text{min}}}{C_{p,\text{max}}} \quad (8)$$

式中下标 max、min 分别表示最大值和最小值。

非对称前缘叶型的吸力峰强度明显低于对称曲率连续前缘叶型,相对降低 13.4%,在曲率连

续前缘的基础上进一步控制了吸力峰强度。静压系数的平台分布表示了前缘分离转换过程,非对称前缘附面层的分离转换发生位置比对称曲率连续前缘推后 4.6% 弦长。与对称曲率连续前缘相比,采用非对称前缘设计可更进一步削弱前缘吸力峰强度,推迟前缘转换发生,在大进口气流角和宽工作范围下具有更好的气动性能。

A2 叶型进口马赫数为 0.5 下非对称前缘与对称曲率连续前缘叶型总压损失系数随进口气流角的变化特性如图 14 所示。与 A1 叶型相同,在小进口气流角下,非对称前缘叶型的总压损失系数略高于对称曲率连续前缘叶型,但在大进口气流角下,非对称前缘叶型损失明显减小,同时临界转捩角增大。在整个进口气流角范围来看,非对称前缘叶型的总压损失低于对称曲率连续前缘叶型,并且具有更宽广的工作范围。通过对可控扩散叶型 A1 与低负荷叶型 A2 的应用对比可知,本文所发展的非对称前缘设计方法具有较好的普适性。

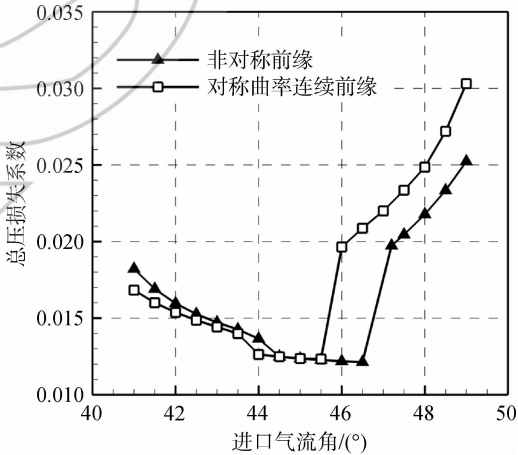


图 14 A2 叶型总压损失系数曲线对比

Fig. 14 Contrast of A2 airfoil total pressure loss coefficients

5 结 论

1) 本文提出一种基于三次 NURBS 曲线的扩压叶栅非对称前缘设计方法,通过扩展吸力面侧前缘设计空间,可在满足曲率连续的前提下,实现对叶型前缘非对称的改型设计。

2) 基于发展的非对称前缘设计方法,对两叶型完成前缘改型设计,与原始叶型相比,在大进口气流角下总压损失系数可分别降低 26.3% 和 23.5%,在小进口气流角下总压损失系数几乎不变,提高了叶型整体气动性能,扩展了工作范围。

3) 与对称曲率连续前缘相比,所设计非对称前缘进一步缩小大曲率型线范围,在 51.83° 大进口气流角下吸力峰强度降低 13.4%,前缘转捩位置推后 4.6%弦长,在大进口气流角和宽工作范围下具有更好的气动性能。

参考文献:

- [1] LEIBFRIED D, SCHIRRMACHER A, BARTELMANN M, et al. The effect of leading-edge geometry on wake interactions in compressors[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2009, 131(4): 1769-1779.
- [2] ZHANG W, ZOU Z, YE J. Leading-edge redesign of a turbomachinery blade and its effect on aerodynamic performance[J]. *Applied Energy*, 2012, 93(5): 655-667.
- [3] GOODHAND M N, MILLER R J. Compressor leading edge spikes: a new performance criterion[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2010, 132(2): 394-399.
- [4] WALRAEVENS R E, CUMPSTY N A. Leading edge separation bubbles on turbomachine blades[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1995, 117(1): 115-125.
- [5] 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 Chunwei. Continuous curvature leading edge of compressor blade[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2013, 34(11): 1474-1481. (in Chinese)
- [6] 曾瑞慧. 压气机层流叶型设计方法研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2017.
ZENG Ruihui. Study on design method of the compressor laminar blade profile[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2017. (in Chinese)
- [7] 刘宝杰, 袁春香, 于贤君. 前缘形状对可控扩散叶型性能影响[J]. *推进技术*, 2013, 34(7): 890-897.
LIU Baojie, YUAN Chunxiang, YU Xianjun. Effects of leading-edge geometry on aerodynamic performance in controlled diffusion airfoil[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2013, 34(7): 890-897. (in Chinese)
- [8] CUI Tao, WANG Songtao, TANG Xiaolei, et al. Effect of leading-edge optimization on the loss characteristics in a low-pressure turbine linear cascade[J]. *Journal of Thermal Science*, 2019, 28(5): 886-904.
- [9] GONZALEZ H, WINKELMANN A. An experimental study of droop leading edge modifications on high and low aspect ratio wings up to 50 deg angle of attack[R]. AIAA-93-3496-CP, 1993.
- [10] 卢天宇, 吴小胜. 翼型前缘变形对动态失速效应影响的数值计算[J]. *航空学报*, 2014, 35(4): 986-994.
LU Tianyu, WU Xiaosheng. Numerical calculation effects of deforming leading edge on airfoil dynamic stall control[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2014, 35(4): 986-994. (in Chinese)
- [11] 陆宏志, 徐力平. 压气机叶片的带平台圆弧形前缘[J]. *推进技术*, 2003, 24(6): 532-536.
LU Hongzhi, XU Liping. Circular leading edge with a flat for compressor blades[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2003, 24(6): 532-536. (in Chinese)
- [12] Senshin Zairyo Riyou Gas Jienereeta Kenkyusho. Blade for compressor: Japan, JP6884796[P]. 1997-09-30.
- [13] GOODHAND M N. Compressor leading edges[D]. Cambridge, UK: Cambridge University, 2010.
- [14] PIEGL L A, TILLER W. The NURBS book[M]. Berlin: Springer, 1997.
- [15] 王录, 刘海清, 张宏武, 等. 基于 NURBS 曲线的轴流透平叶片气动数值优化[J]. *航空动力学报*, 2012, 27(5): 74-80.
WANG Lu, LIU Haiqing, ZHANG Hongwu, et al. Numerical aerodynamic optimization of axial turbomachinery blades based on NURBS[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2012, 27(5): 74-80. (in Chinese)
- [16] 杨小东, 刘波, 张国臣, 等. 基于人工蜂群算法与 NURBS 的吸附式叶型优化设计[J]. *航空动力学报*, 2014, 29(8): 1855-1862.
YANG Xiaodong, LIU Bo, ZHANG Guochen, et al. Optimization of aspirated airfoil based on artificial bee colony algorithm and NURBS[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2014, 29(8): 1855-1862. (in Chinese)
- [17] 施法中. 计算机辅助几何设计与非均匀有理 B 样条[M]. 北京: 高等教育出版社, 2001.
- [18] DENTON J D. Loss mechanisms in turbomachines[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1993, 115(4): 621-656.
- [19] MENTER F R, LANGTRY R B, LIKKI S R, et al. A correlation-based transition model using local variables: Part I model formulation[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2006, 128(3): 413-422.
- [20] LANGTRY R B, MENTER F R, LIKKI S R, et al. A correlation-based transition model using local variables: Part II test cases and industrial applications[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2006, 128(3): 423-434.
- [21] 杨冠华, 高丽敏, 赵磊, 等. 非对称前缘对扩压叶栅气动性能影响研究[J]. *工程热物理学报*, 2020, 41(10): 2431-2436.
YANG Guanhua, GAO Limin, ZHAO Lei, et al. Effect of asymmetric leading edge on aerodynamic performance of diffusion cascade[J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2020, 41(10): 2431-2436. (in Chinese)
- [22] 曾瑞慧, 高丽敏, 杨冠华, 等. 层流叶片在压气机中的应用研究[J]. *工程热物理学报*, 2017, 38(11): 2348-2356.
ZENG Ruihui, GAO Limin, YANG Guanhua, et al. Application research of laminar blade in compressor[J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2017, 38(11): 2348-2356. (in Chinese)