

基于多项式的曲率连续前缘造型方法及应用

施恒涛¹, 刘宝杰^{1,2}, 于贤君^{1,2}

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;

2. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院

航空发动机气动热力国家级重点实验室, 北京 100191)

摘 要: 为了优化前缘(LE)形状以提高叶型气动性能,提出了一种基于多项式的曲率连续前缘造型方法。通过给定前缘和叶身交点处中弧线和厚度分布的各阶导数,保证形线曲率连续。前缘部分的长度和厚度分布的饱满性可根据设计需求指定。利用该方法对两个来流马赫数分别为 0.75 和 0.60 的亚声叶型进行前缘优化,数值计算表明:前缘优化后叶型的前缘吸力峰强度大幅降低,削弱了流动扩散造成的逆压梯度,不仅抑制了前缘分离泡的发展,而且避免附面层发生提前转捩,这两个因素使得前缘优化叶型在非设计工况的损失水平大幅降低,可用迎角范围比圆弧前缘叶型扩大了 3.1° 和 3.8° 。对某跨声速级的前缘亦采用该方法进行改进,转子和整级在近失速点的绝热效率提高了 0.7 和 1.1 个百分点,并提高了失速裕度。

关 键 词: 前缘形状; 多项式造型方法; 曲率连续; 吸力峰; 气动性能

中图分类号: V232.4

文献标志码: A

Polynomial-based continuous-curvature leading edge design method and its application

SHI Hengtao¹, LIU Baojie^{1,2}, YU Xianjun^{1,2}

(1. School of Energy and Power Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine Aero-thermodynamics, School of Energy and Power Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: To optimize the leading edge (LE) shape for improving airfoil aerodynamic performance, a polynomial based continuous-curvature LE design method was proposed. By specifying derivatives of camber-line and thickness distribution at the junction point, the continuous surface curvature was guaranteed. The length and the fullness of the LE portion could be specified according to design need. The method was used to optimize the LE portion of two subsonic airfoils with inlet Mach number of 0.75 and 0.60, respectively. Simulations indicated that the LE optimized airfoils had much lower suction spike strength, which decreased the gradient of adverse pressure caused by flow diffusion. Therefore, the LE separation bubble was suppressed and the premature transition of boundary-layer was avoided. Due to these two factors, the LE optimized airfoils had much lower loss level at off-design condi-

收稿日期:2019-07-27

基金项目:国家科技重大专项(2017-II-0001-0013)

作者简介:施恒涛(1990—),男,博士后,主要研究方向为轴流风扇/压气机气动设计。E-mail:HTShi@buaa.edu.cn

引用格式:施恒涛,刘宝杰,于贤君.基于多项式的曲率连续前缘造型方法及应用[J].航空动力学报,2020,35(2):397-409. SHI Hengtao, LIU Baojie, YU Xianjun. Polynomial-based continuous-curvature leading edge design method and its application [J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(2): 397-409.

tions and the useful operation range were increased by 3.1° and 3.8° compared with circular LE airfoil, respectively. The leading edge of a transonic compressor stage was also modified by this method, the increase of adiabatic efficiency for rotor and stage were 0.7 percent and 1.1 percent at near stall condition, respectively, with stall margin also extended.

Key words: leading edge shape; polynomial methodology; continuous-curvature; suction spike; aerodynamic performance

叶型作为压气机叶片基元,其气动性能对压气机的效率有重要影响^[1-2],因此,如何降低叶型损失水平,拓展可用迎角范围,一直是压气机叶型研究的重要方向^[2-3]。在研究者不断利用实验和理论方法开发新型叶型时,一部分学者对叶型前缘展开了研究。20 世纪 60 年代,Carter 系统的研究了前缘半径大小对叶型气动性能的影响,结果表明锋利的前缘(小半径)具有最宽的可用迎角范围^[4]。这项研究不仅证实了前缘吸力峰能够对叶型性能产生显著的影响,同时也表明具有内流特征的叶型与外流翼型的不同^[5]。1995 年,Wal-raevens 和 Cumpsty 在低速来流和平板叶型的条件下研究了前缘几何形状的影响,与圆弧前缘相比,椭圆形前缘(长短轴比 1.89 : 1)具有显著更低的前缘吸力峰强度,并且由于吸力峰强度的降低,附面层在经过前缘吸力峰后仍保持附着流动^[6]。2000 年后,北京航空航天大学的学者利用低速水洞研究了不同前缘楔形角的平板叶型,在相同半径的圆弧前缘下,增大前缘楔形角可以有效的抑制前缘流动分离^[7]。并提出了一种带平台的圆弧形前缘,对前缘流动分离的抑制能力不亚于椭圆形前缘(长短轴比 2 : 1)^[8]。2009 年,Wheeler 等人研究了来流有尾迹扰动情形下,前缘形状对附面层转捩的影响,与圆弧前缘相比,椭圆前缘(长短轴比 3 : 1)能够避免附面层的提前转捩^[9]。2010 年,剑桥大学的 Goodhand 和 Miller 在单级低速压气机静子上探究了前缘几何形状对叶表附面层转捩和三维角区分离的影响,结果表明,长短轴比为 3 : 1 的椭圆形前缘能够保持层流附着流动,而圆弧形前缘则造成前缘局部流动分离以及附面层转捩提前,使得叶型损失增加,近轮毂的分离区扩张,最终导致静子通道损失系数较椭圆前缘叶型增大了 41%^[10]。2011 年,美国海军学者 Elmstrom 等人利用 CFD 研究了亚声叶型前缘几何不规则性对气动性能的影响^[11]。结果表明,叶型前缘几何不规则性会引起叶型近前缘附近的叶表压力分布出现交替震荡的形式,

造成小规模的分流泡,并引起附面层的提前转捩^[11]。2011 年,剑桥大学的 Goodhand 和 Miller 详细研究了前缘吸力峰强度对叶型损失水平的影响,首次提出了尖峰扩散因子 D_{spike} 以定量衡量前缘吸力峰的强度^[12](参考图 1)。定义中的 u_{max} 和 u_{min} 分别为前缘吸力峰尖峰和谷点对应的叶表速度(由叶表压力系数 C_p 转换获得)。深入研究表明,通过优化前缘形状,可以降低前缘吸力峰引起的流动扩散强度,从而降低叶表附面层增长的程度,最终实现叶型损失水平的降低和可用迎角范围的拓宽^[12]。

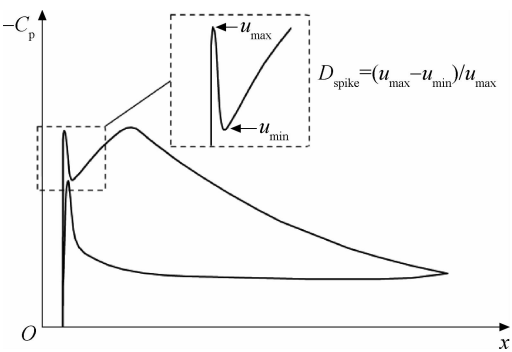


图 1 尖峰扩散因子的定义^[12]

Fig. 1 Definition of spike diffusion factor^[12]

在剑桥大学 Goodhand 和 Miller 的研究中,对前缘几何的优化方法来源于波音学者 Kulfan 提出的形状类别函数变换(class/shape transformation,CST)^[12-13],需要将原型前缘的厚度分布通过函数转换,在生成的空间中对厚度分布进行设计,然后再转换回几何造型空间^[12]。北京航空航天大学的学者在“CST”方法上进行改进,开发了改进的形状类别函数变换(MCST)前缘造型方法,消除了设计工况下的前缘速度尖峰,从而改善叶型的气动性能,研究还表明不同的形状函数对叶型的可用迎角范围有显著影响^[14]。清华大学的学者亦对叶型前缘形状展开了研究^[15-16],基于三次 Bezier 曲线提出了一种曲率连续前缘造型方法,仅需引入三个设计变量,利用该方法对亚声

速叶型前缘改型,能够有效的抑制前缘分离泡的形成和发展,拓宽可用迎角范围^[16]。此外,还有学者从计算机辅助设计的角度,利用几何 Hermite 插值对叶型曲率连续前缘造型方法进行了研究,亦实现了叶型气动性能的提高^[17]。

为了进一步提高曲率连续前缘造型方法的易用性,本文提出了一种基于多项式函数的曲率连续前缘造型方法,形式简单且易于应用,容易移植到现有的叶型造型系统中。

1 基于多项式的曲率连续前缘造型方法

图 2 给出了本文提出的基于多项式的曲率连续前缘造型方法的示意图,其中 x 和 y 分别为弦长无量纲化的横、纵坐标。首先根据曲率连续的定义,利用泰勒级数,确定前缘部分中弧线弯角分布函数

$$\theta_{le}(x) = \theta_m(x_j) + \theta'_m(x_j) \cdot (x - x_j) + \theta''_m(x_j)/2 \cdot (x - x_j)^2, \quad x \in [x_j, x_s] \quad (1)$$

式中的项 $\theta_m(x_j)$ 、 $\theta'_m(x_j)$ 和 $\theta''_m(x_j)$ 为叶身中弧线弯角分布 $\theta_m(x)$ 在交接点 $x = x_j$ 处的 0~2 阶导数,对于给定的叶型,这些项均已知。 L 为前缘部分的长度。采用式(1)给出的前缘弯角分布函数,不仅能够保证交接点处的曲率连续,同时能够将叶身中弧线在交接点处的几何信息自然地延拓。为了使生成的前缘与常规圆弧形前缘终点位置基本相同,根据式(2)确定前缘中弧线终点位置

$$x_s = \left(-1 + \frac{t'_m(0)}{2}\right) \cdot \frac{t_m(0)}{2} \cdot \cos[\theta_m(0)] \quad (2)$$

式中的项 $t_m(0)$ 和 $\theta_m(0)$ 分别为叶身中弧线弯角和相对厚度分布在气动弦长初始点处的值,均为

已知量,因此 x_s 是确定的。前缘部分的长度 L 由设计者指定,故交接点坐标 x_j 亦可确定。在确定前缘中弧线弯角分布 $\theta_{le}(x)$ 后,通过积分即可确定前缘部分的中弧线函数

$$y_{le}(x) = y_m(x_j) + \int_{x_j}^x \tan\left[\theta_{le}(\eta) \cdot \frac{\pi}{180^\circ}\right] d\eta, \quad x \in [x_j, x_s] \quad (3)$$

对于厚度分布,在实际应用的基础上,归纳出了一种适用于前缘造型,基于多项式的相对厚度分布

$$t_{le}(x) = s_0 \cdot \sqrt{\frac{x - x_s}{L}} \cdot \left[1 + s_1 \left(1 - \frac{x - x_s}{L}\right) + s_2 \left(1 - \frac{x - x_s}{L}\right)^2 + S \left(1 - \frac{x - x_s}{L}\right)^3\right], \quad x \in [x_s, x_j] \quad (4)$$

根据叶型形线在交接点处曲率连续这一要求,可知前缘相对厚度分布函数 $t_{le}(x)$ 与叶身相对厚度分布 $t_m(x)$ 在交接点处的 0~2 阶导数连续(图 2(b))。对于给定的叶型,叶身厚度分布 $t_m(x)$ 在交接点处的几何信息是已知的,因此项 $t_m(x_j)$ 、 $t'_m(x_j)$ 和 $t''_m(x_j)$ 的值均为已知的。据此,可确定前缘相对厚度分布 $t_{le}(x)$ 中的各项系数

$$s_0 = t_m(x_j) \quad (5)$$

$$s_1 = \frac{1}{2} - \frac{t'_m(x_j)}{t_m(x_j)} \cdot L \quad (6)$$

$$s_2 = \frac{1}{2} \cdot \left[\frac{t''_m(x_j)}{t_m(x_j)} \cdot L^2 - \frac{t'_m(x_j)}{t_m(x_j)} \cdot L + \frac{3}{4}\right] \quad (7)$$

最后,将前缘相对厚度分布对称的叠加在中弧线的法向,即可确定前缘部分的形线,同时能够保证在与叶身的交接点处曲率连续(图 2(c))。式(4)中的参数 L 决定前缘部分的长度,参数 S 定义为形状系数,对前缘厚度分布的饱满性有显

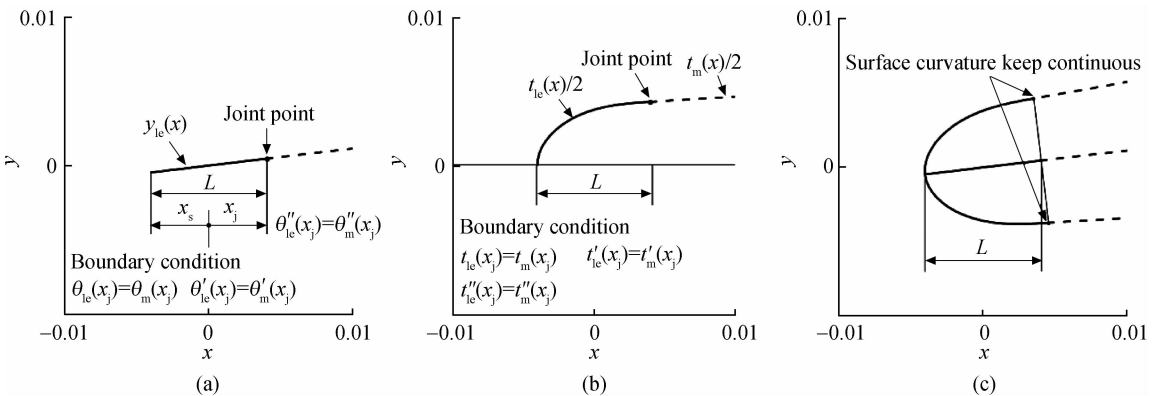


图 2 基于多项式的曲率连续前缘造型方法

Fig. 2 Schematic for polynomial-based continuous-curvature leading edge design method

著的影响。前缘造型方法中的可调参数和 S 具有明确几何意义,可根据不同叶型的设计需求合理确定,能够提高造型方法的设计自由度。

2 研究对象与数值方法

利用本文建立的曲率连续前缘造型方法,对两个典型的亚声压气机叶型的前缘部分进行改进,并探讨前缘几何变化对叶型气动性能的影响及流动机理。表 1 和图 3 给出了本文研究的亚声叶型的参数和流动示意图。Case 1 和 Case 2 叶型均为可控扩散叶型,设计来流马赫数 Ma_1 分别为 0.75 和 0.60,可以借此考察来流马赫数的影响。为了使研究结论具有一定的普适性,叶栅稠度、扩散因子水平(F_d)、最大相对厚度和前缘相对厚度均在常规范范围内选定。基准叶型的前缘形状采用圆弧和椭圆(长短轴比 2 : 1),均为常用的前缘形状。

表 1 基准叶型参数
Table 1 Baseline airfoil parameters

参数	Case 1	Case 2
来流马赫数 Ma_1	0.75	0.60
设计进/出口气流角 $\beta_{1d}/(^{\circ})$	50.0	45.0
稠度 σ	1.50	
设计点扩散因子 F_d	0.470	
弦长雷诺数 $Re_c/10^5$	7.2	8.6
叶型弯角 $\theta/(^{\circ})$	25.5	36.5
最大相对厚度 t_m	0.060	0.070
前缘相对厚度 t_1	0.010	0.014
前缘形状	圆弧/椭圆(长短轴比 2 : 1)	

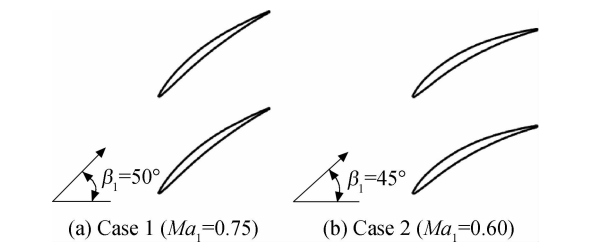


图 3 基准叶型几何

Fig. 3 Baseline airfoil geometry of Case 1 and Case 2

数值仿真采用 ANSYS CFX,基于稳态雷诺时均方法(RANS),采用高精度对流格式,SST (shear stress transport)湍流模型和先进的 $\gamma-Re_{\theta}$

转捩模型^[18-19],以利于准确的反映叶表附面层的发展过程。进口气流在叶型前缘平面的湍流强度 $I' = 1.5\%$,属于常规水平,以考虑自由流湍流强度对附面层转捩的影响^[20]。边界条件方面,进口处给定总温($T = 288.15\text{ K}$)、总压($p = 101\,325\text{ Pa}$)和气流角,出口处给定质量流量。数值收敛的标准为通量残差的连续平均值(RMS)低于 10^{-6} ,属于高精度收敛。

数值计算网格采用 HOH 拓扑结构,由软件 AutoGrid 5 生成^[21]。壁面网格高度均选定为 0.001 mm,壁面网格膨胀比选定为 1.10,可以保证壁面的 Y^+ 平均值小于 1.0,符合湍流模型的要求。

本节采用的数值方法已有类似文献使用,与叶型实验结果符合很好^[22-23],但为了确定合适的网格节点数 N 并作进一步验证(表 2),在此利用具有实验数据、设计来流马赫数为 0.62 的可控扩散叶型 MAN-GHH-1S1 叶型对本文数值方法进行了验证^[24]。表 3 给出了三个典型工况(P1、P2、P3)下数值计算和实验的来流马赫数 Ma_1 、来流气流角 β_1 、子午密流比 V 和弦长雷诺数 Re_c ,相应的计算结果在表 4 中给出。由表中可见,Grid 4 计算准确度最好,Grid 4 计算的叶型出口气流角 β_2 、静压比 p_t 以及总压损失系数 ω 都非常近实验值,平均相对误差在 2.5% 以内。对于叶表等熵马赫数,除了在大迎角工况叶型中部附近外,数值计算的叶表等熵马赫数 Ma_{is} 沿相对轴向弦长 x/c_{ax} 的分布在大部分位置均与实验值符合良好(图 4)。此外,以本文 Case 1 叶型为例,图 5 表明网格密度达到 Grid 3 的水平时,即达到网格无关性水平,且网格密度的增加有助于更精确地捕捉前缘尖峰形状(图 5),因此最终采用的网格为 Grid 4(图中吸力面为 SS,压力面为 PS)。

表 2 网格 Grid 1~Grid 4 的参数
Table 2 Topology parameters of Grid 1—Grid 4

拓扑参数	Grid 1	Grid 2	Grid 3	Grid 4
流向节点数	373	425	477	533
叶表流向节点数	105	149	193	241
切向节点数	57	73	97	113
O 网格法向节点数	21	33	45	57
总网格节点数 N/K	122	196	304	421

表 3 数值方法校验:实验和数值计算的叶型工况参数

Table 3 Numerical method verification: airfoil operation parameters of experiment and calculation

参数	P1		P2		P3	
	实验	计算	实验	计算	实验	计算
Ma_1	0.618	0.618	0.618	0.618	0.618	0.618
$\beta_1/(^{\circ})$	43	43	47	47	51	51
V	1.091	1.100	1.102	1.100	1.114	1.100
$Re_c/10^5$	8.59	8.57	8.41	8.57	8.63	8.57

表 4 数值方法校验:实验和数值计算的叶型气动性能

Table 4 Numerical method verification: experimental and calculated airfoil aerodynamic performances

工况	$\beta_2/(^{\circ})$	p_r	ω	工况	$\beta_2/(^{\circ})$	p_r	ω	工况	$\beta_2/(^{\circ})$	p_r	ω
实验	20.18	1.095	0.232	实验	20.20	1.122	0.186	实验	20.89	1.146	0.176
Grid 1	20.73	1.087	0.269	Grid 1	20.71	1.120	0.211	Grid 1	20.92	1.150	0.186
P1 Grid 2	20.67	1.087	0.259	P2 Grid 2	20.66	1.120	0.205	P3 Grid 2	20.82	1.150	0.176
Grid 3	20.64	1.088	0.255	Grid 3	20.64	1.121	0.201	Grid 3	20.79	1.151	0.174
Grid 4	20.62	1.087	0.249	Grid 4	20.62	1.121	0.198	Grid 4	20.77	1.151	0.172

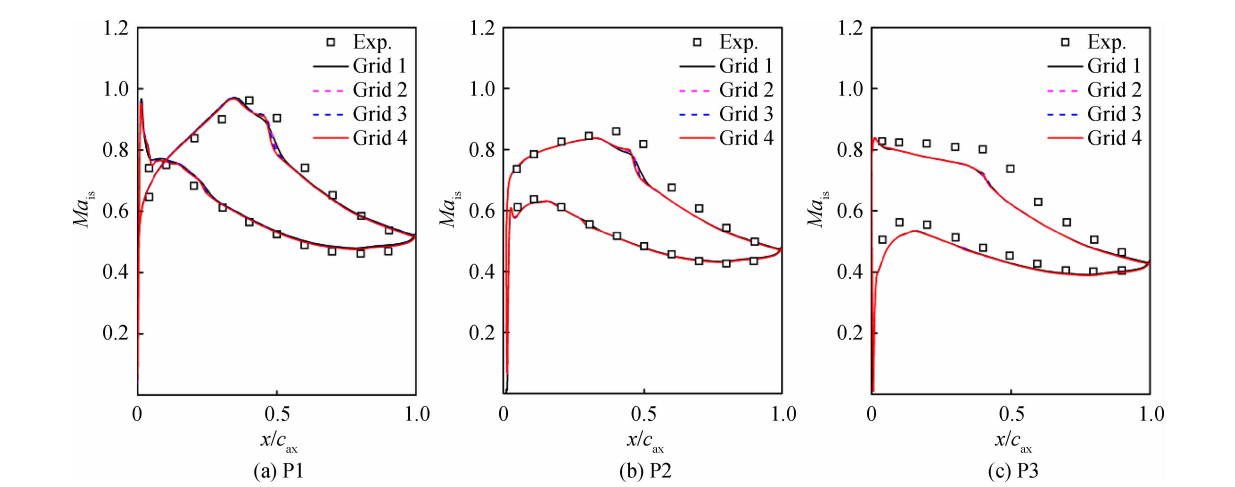


图 4 数值方法校验:叶表等熵马赫数

Fig. 4 Numerical method verification: surface isentropic Mach number

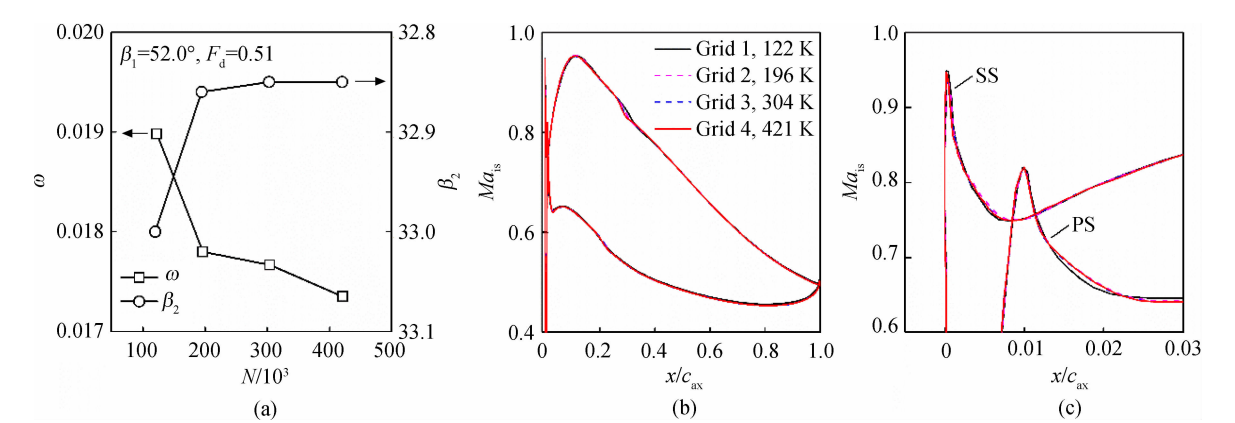


图 5 网格无关性验证

Fig. 5 Grid independency study

3 前缘改型对亚声叶型性能的影响

3.1 前缘改型对叶型损失水平的影响

图 6 给出了基准叶型和前缘改型叶型局部半厚度 $T(X)$ 和无量纲曲率 C_n 沿弦长 X 的分布。根据实际应用结果,前缘改型的长度选定为 $L=2t_1$,既能够充分发挥前缘改型的效果,亦控制了对叶表形线的影响范围。调节前缘形状系数 S 分别为 0.10、0.0 和 -0.10,获得了前缘改型叶型 LEMod 1~LEMod 3(图 6)。由图中可见,该方法能够保证形线曲率连续、光滑变化,避免了圆弧和椭圆前缘在交接点处的曲率突变(curvature kink)。此外,随着形状系数 S 的降低,前缘形状变得更加尖锐。

利用前述校验过的流动求解器和网格,对基准和前缘改型叶型进行数值计算。由图 7 可见,前缘改型能够大幅降低叶型在远离设计工况时的总压损失水平,从而显著扩大可用迎角范围。以 LEMod 2 为例,对于 Case 1,与圆弧前缘叶型相比,曲率连续前缘叶型 LEMod 2 的可用迎角范围在正/负迎角方向分别拓宽了 1.7° 和 1.3° 。对于 Case 2,前缘优化效果更好,与圆弧前缘叶型相比,LEMod 2 的可用迎角范围在正/负迎角方向分别拓宽了 2.4° 和 1.4° 。此外,曲率连续前缘向尖锐的方向变化(形状系数 S 降低)可以提高前

缘优化效果,对于 Case 1 和 Case 2,当形状系数 S 从 0.1 降低至 -0.1,可用迎角范围拓展幅度分别提高了 0.9° 和 1.4° 。

3.2 正/负迎角工况气动性能优化的机理

由图 8 可见,前缘改型对尖峰扩散因子 D_{spike} 的影响主要体现在两点:首先,前缘改型拓宽了无前缘吸力峰的工作范围。对于 Case 1 和 Case 2,前缘改型叶型 LEMod 1($S=0.1$)的无前缘吸力峰工作范围比圆弧叶型分别提高了 3° 和 5° 。其次,对正迎角工况,前缘改型能够大幅降低尖峰扩散因子的水平。对于 Case 1($\beta_1=55^\circ$)和 Case 2($\beta_2=52^\circ$),前缘改型叶型 LEMod 1 的前缘尖峰扩散因子 D_{spike} 比圆弧前缘叶型分别降低了 0.096 和 0.116。此外,曲率连续前缘向尖锐的方向变化(形状系数 S 降低)能够进一步降低尖峰扩散因子。

尖峰扩散因子的变化会影响附面层的发展过程,最终将对叶型气动性能产生重要影响。以 Case 1 叶型在正迎角工况($i=2.5^\circ$)为例进行分析,图 9 给出了各叶型前缘附近的马赫数云图,图 10 给出了叶表压力系数 $-C_p$ 和吸力面(SS)的附面层相对动量厚度 δ^*/c ,摩擦系数 C_f 和形状因子 H_b 沿叶表的分布。综合图 9 和图 10 可见,对圆弧前缘叶型,由于尖峰扩散因子水平高($D_{\text{spike}}=0.283$),尖峰后形成的高逆压梯度造成了前缘

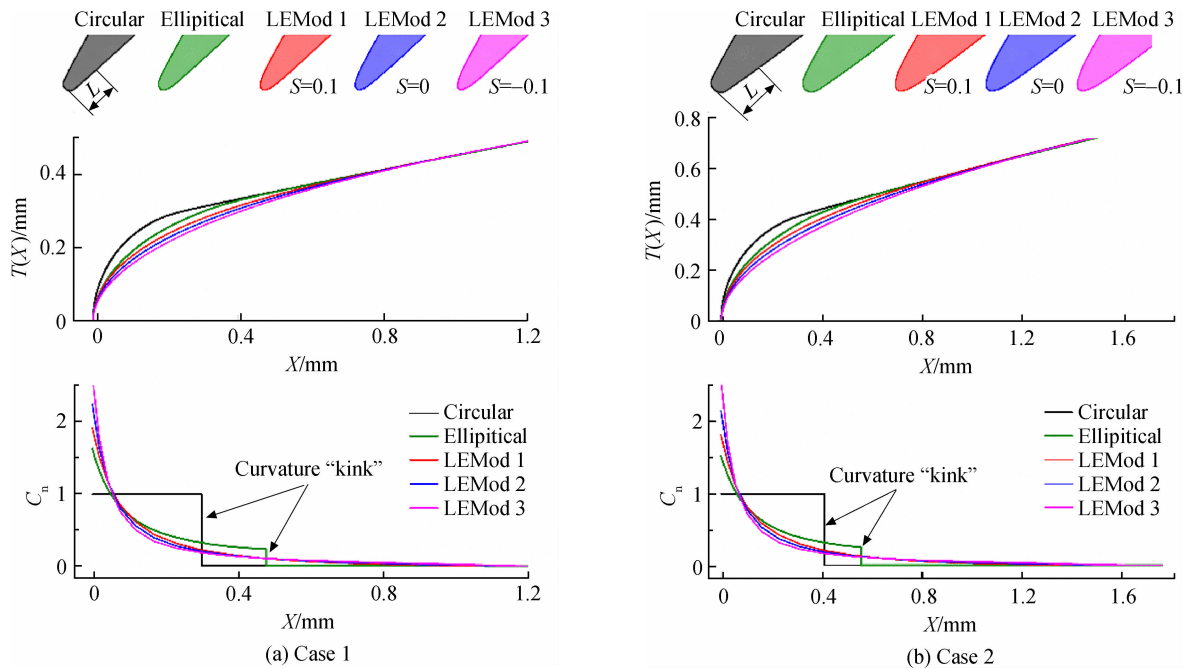


图 6 基准叶型和前缘改型叶型的局部厚度和无量纲曲率分布

Fig. 6 Local thickness and normalized curvature distributions of baseline and LE optimized airfoils

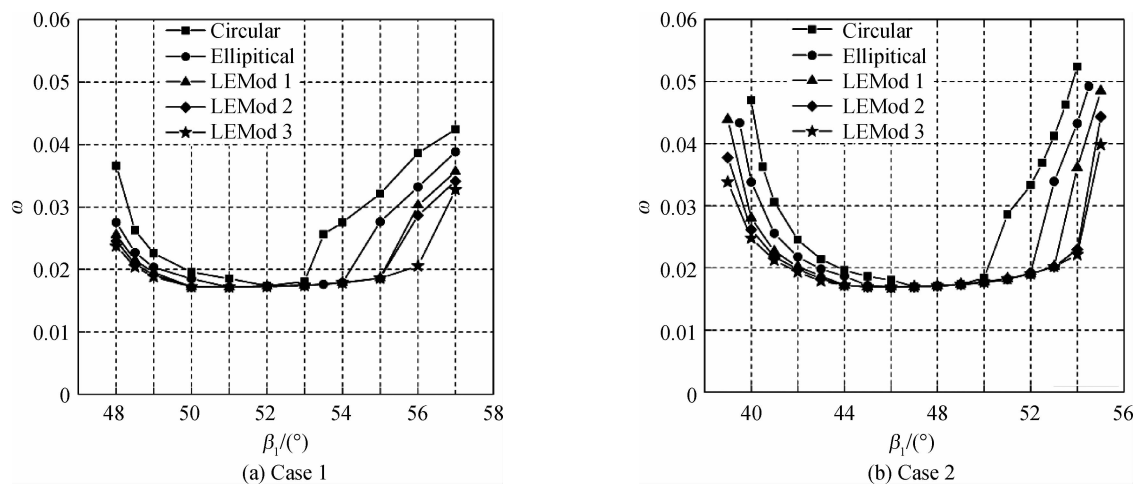


图 7 基准叶型和前缘改型叶型的总压损失系数曲线

Fig. 7 Total pressure loss coefficient curves of baseline and LE optimized airfoils

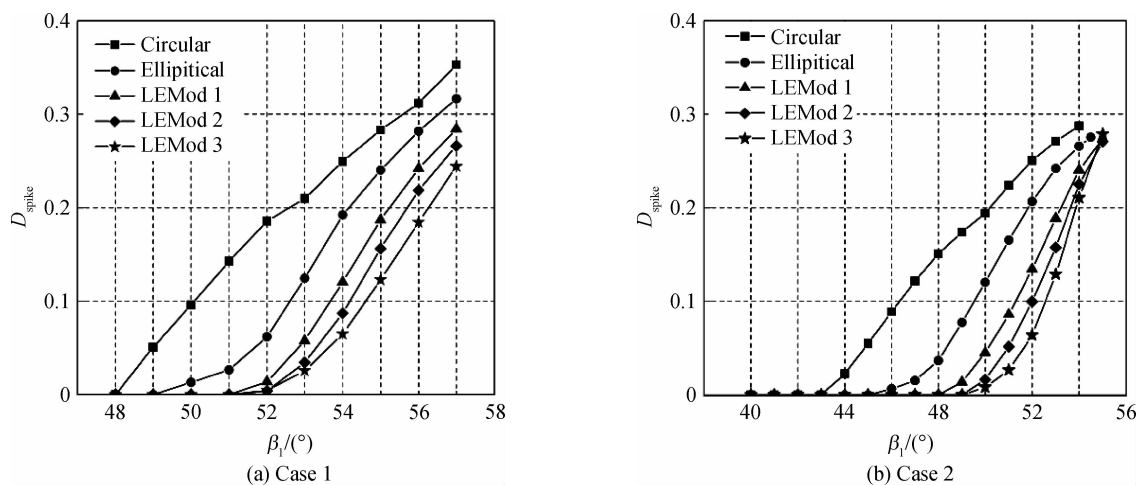


图 8 基准叶型和前缘改型叶型的尖峰扩散因子随进口气流角的变化

Fig. 8 Variation of spike diffusion factor with inflow angle of baseline and LE optimized airfoils

层流分离泡,并发生了附面层转捩,分离后再附的附面层为湍流附面层。对于椭圆前缘叶型,尖峰扩散因子 D_{spike} 降低至 0.240,尖峰扩散因子 D_{spike} 的降低表明吸力峰造成的流动扩散程度下降,即尖峰后的逆压梯度水平下降,因此前缘附面层分离强度减小,使得前缘附面层动量厚度较圆弧叶型有一定程度的降低(图 10(b)),但是在前缘附近仍发生了附面层转捩(图 10(a)和图 10(c)),总体而言,由于前缘分离泡规模的减小,椭圆前缘叶型的总压损失系数较圆弧前缘叶型降低了 13.9%。对于曲率连续前缘 LEMod 2,尖峰扩散因子 D_{spike} 进一步降低至 0.156,尖峰后的逆压梯度水平进一步降低,不仅前缘附面层不再形成分离泡,且吸力面附面层在经过前缘吸力峰后仍能保持层流状态,直至相对弦长为 19.6%处开始转

捩(图 10),由于避免了提前转捩,吸力面前部附面层的增长速度进一步降低。这两项因素使得 LEMod 2 叶型的总压损失系数较圆弧前缘叶型降低了 42.0%。对于 LEMod 3,尽管尖峰扩散因子 D_{spike} 继续下降至 0.123,但是 LEMod 3 的附面层状态和变化过程与 LEMod 2 非常接近,总压损失系数亦非常接近。

对于负迎角工况($i = -4.0^\circ$),由图 11 可见,前缘吸力峰出现在压力面,压力面的叶表等熵马赫数在前缘尖峰后单调减速至近尾缘处,在前缘附近不存在谷点(图 12),这与正迎角工况吸力面的流动有显著的不同。由于尖峰后持续减速造成的逆压梯度,基准叶型和前缘改型叶型在吸力峰后均形成了局部分离泡,并发生附面层转捩。虽然各叶型压力面附面层性质没有本质区别,但是

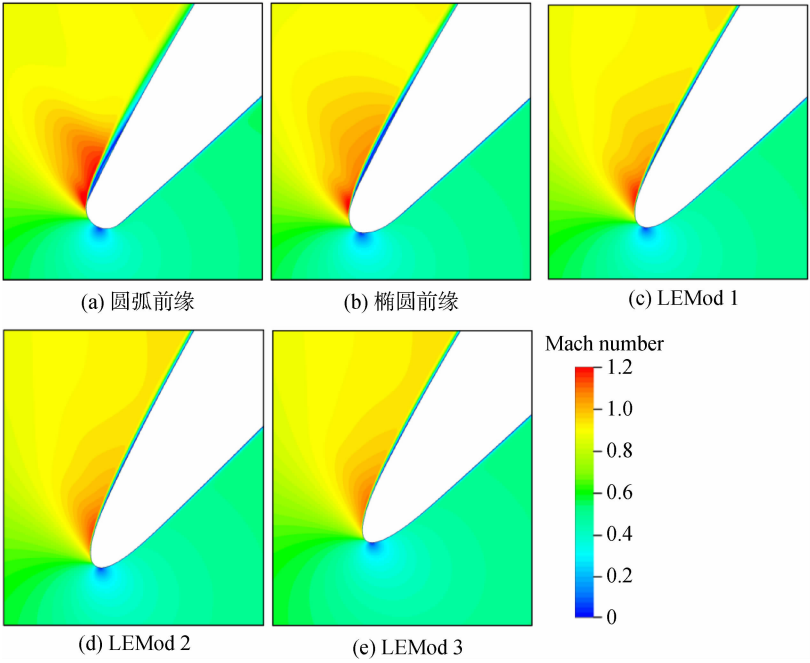


图 9 各叶型在正迎角 $i=2.5^\circ$ 前缘马赫数云图 (Case 1, $\beta_1=55^\circ$)

Fig. 9 Mach number contours around LE at positive incidence $i=2.5^\circ$ (Case 1, $\beta_1=55^\circ$)

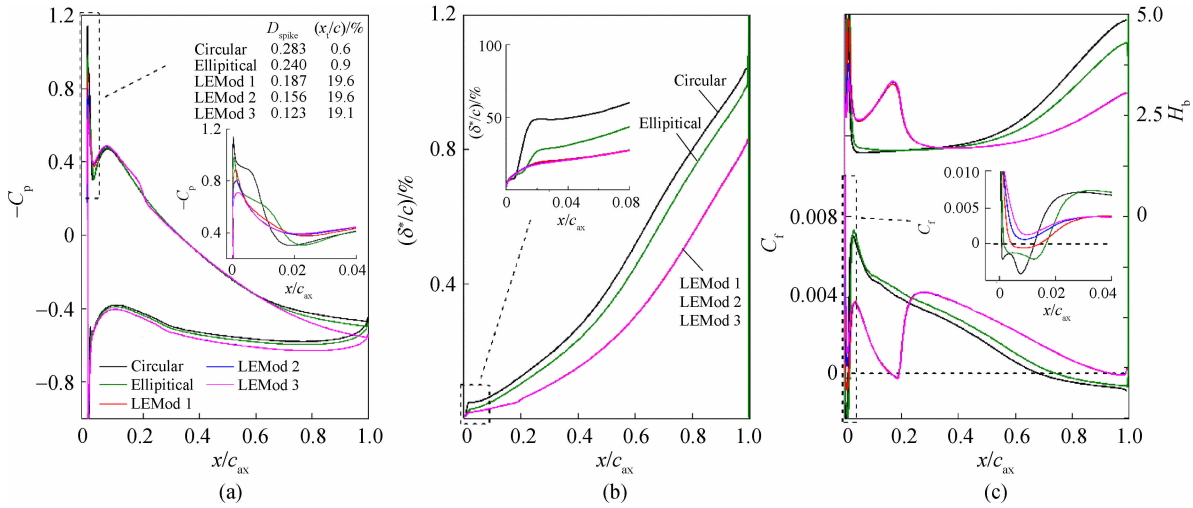


图 10 各叶型在正迎角 $i=2.5^\circ$ 的叶表压力系数和吸力面附面层参数分布

Fig. 10 Surface pressure coefficient and suction surface boundary-layer parameters at positive incidence $i=2.5^\circ$

通过前缘改型,从圆弧前缘叶型到前缘改型叶型 LEMod 3,压力面的前缘尖峰压力系数由 1.27 逐渐降低至 0.92(图 12(a)),这使得尖峰后的流动扩散造成的逆压梯度水平逐渐降低,因此,前缘分离泡的规模减小(图 11),附面层在尖峰后的增长速度逐渐降低(图 12(b)),由此降低了尾缘处的附面层厚度,最终实现了总压损失系数的降低。与圆弧和椭圆前缘叶型相比,曲率连续前缘 LEMod 2 的总压损失系数分别降低了 20.5%和

8.1%。此外,随着形状系数 S 的降低,尖峰速度进一步降低,压力面附面层更薄,故总压损失系数更低。

总体而言,利用本文提出的基于多项式的曲率连续前缘造型方法进行前缘几何改进,能够降低叶型在非设计工况的前缘吸力峰强度,抑制前缘分离泡的形成和附面层的提前转捩,从而降低叶型在非设计工况的损失水平,扩大可用迎角范围。

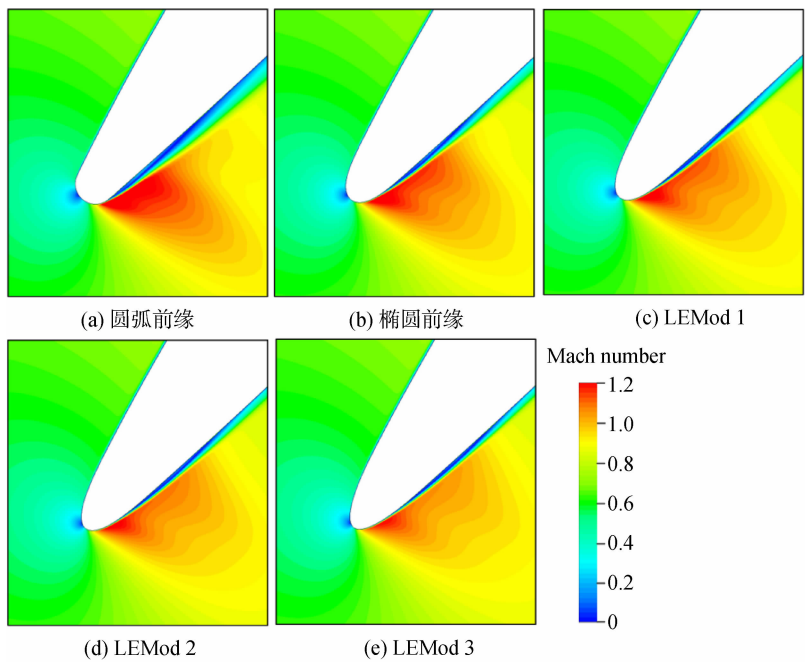


图 11 各叶型在负迎角 $i = -4.0^\circ$ 前缘马赫数云图 (Case 1, $\beta_1 = 48.5^\circ$)

Fig. 11 Mach number contours around LE at negative incidence $i = -4.0^\circ$ (Case 1, $\beta_1 = 48.5^\circ$)

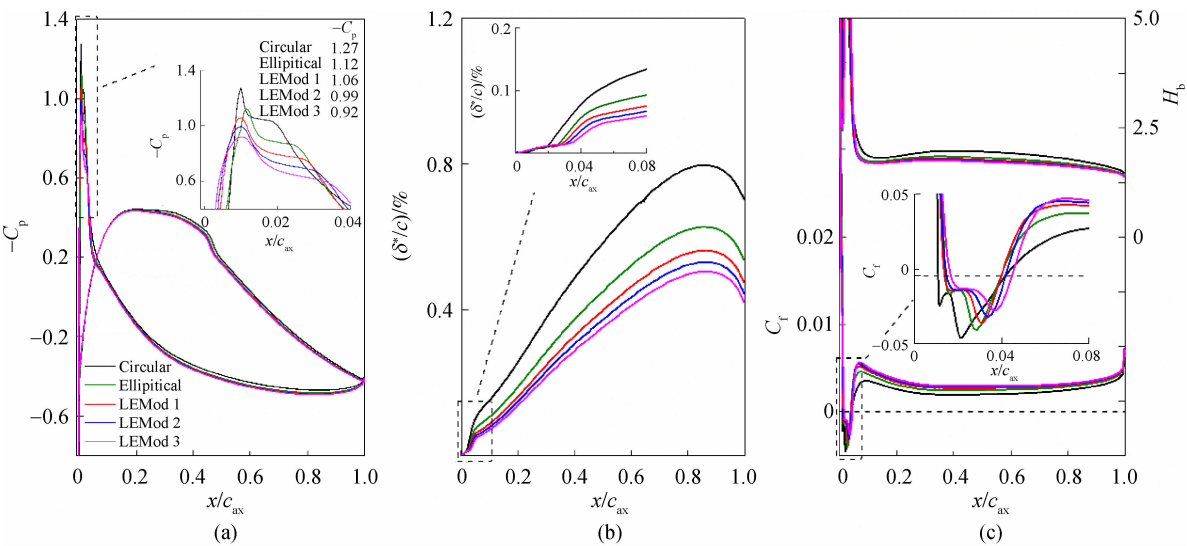


图 12 各叶型在负迎角 $i = -4.0^\circ$ 的叶表压力系数和压力面附面层参数分布 (Case 1, $\beta_1 = 48.5^\circ$)

Fig. 12 Surface pressure coefficient and pressure surface boundary-layer parameters at negative incidence $i = -4.0^\circ$ (Case 1, $\beta_1 = 48.5^\circ$)

3.3 临界尖峰扩散因子 $D_{\text{spike}}^{\text{Cr}}$

文中第 3.2 节的分析指出,在正迎角工况 ($i = 2.5^\circ$),尽管 LEMod 3 的尖峰扩散因子 D_{spike} 较 LEMod 2 进一步下降至 0.123,但是附面层状态和变化过程以及最终的总压损失系数与 LEMod 2 均非常接近。这表明当尖峰扩散因子 D_{spike} 低于一定水平时,继续降低尖峰扩散因子对吸力面附面层的影响是非常有限的。这实际上从侧面反映了临界尖峰扩散因子的存在。为了证实

这一点,并明确临界尖峰扩散因子的具体值,图 13 给出了 Case 1 和 Case 2 各叶型的吸力面附面层转捩位置随尖峰扩散因子的变化曲线。由图中可见,尽管各叶型的前缘几何不同,但是在尖峰扩散因子 $D_{\text{spike}} = 0.20$ 附近,吸力面附面层转捩位置 x_1/c 突跃至叶型前缘,层流附面层段消失。据此,可以认为吸力面附面层在前缘转捩的临界尖峰扩散因子 $D_{\text{spike}}^{\text{Cr}} = 0.20$ 。这一结论与剑桥大学 Goodhand 和 Miller 的研究结果相似^[12]。

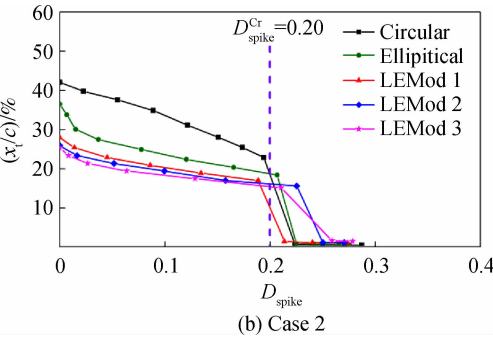
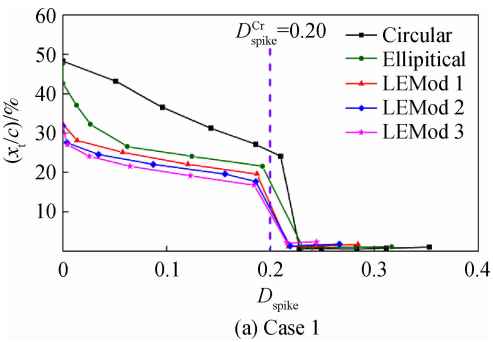


图 13 吸力面附面层转捩位置随尖峰扩散因子的变化
Fig. 13 Variation of suction surface boundary-layer transition location with spike diffusion factor

4 前缘改型对跨声速级性能的影响

为了探究前缘改型对跨声速级气动性能的影响,利用上述基于多项式的曲率连续前缘造型方法,对某跨声速级的转子和静子叶片前缘进行了改进设计。在数值计算方面,采用广泛应用的叶轮机械计算软件 Numeca 9.3,具体设置为稳态雷诺时均方法(RANS),Spalart-Allmaras(SA)一方程湍流模型,采用当地时间步和多重网格加速收敛技术。进口为标准大气条件(总温 $T=288.15$ K、总压 $p=101325$ Pa),轴向进气,出口采用径向平衡方式。数值计算网格同样由 AutoGrid5 生成,HOH 拓扑结构,单转子和整级的节点数分别为 190.7 万和 232.0 万,转子叶尖间隙为 0.5 mm。本节的数值方法已有众多文献使用^[25-27],这里利用具有详细实验数据的高性能跨声转子 NASA Rotor 67 对本节采用的数值方法进行校验,计算网格节点总数为 200.8 万,叶尖间隙根据实验设置为 1 mm。Numeca 计算的堵塞流量 m_c 为 34.40 kg/s,与实验值 34.78 kg/s 接近,由图 14 可见,设计点(DP)的总压比 π 和绝热效率 η 均与实验结果相近,亦正确计算出了转子气动性能随流量变化的趋势以及流量裕度,但近失速点计算的效率和压比略低于实验值。流场分析表明差异

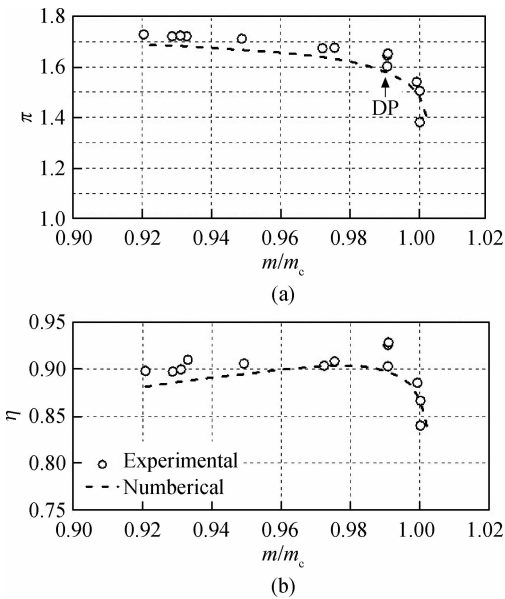


图 14 三维计算数值方法校验
Fig. 14 Three-dimensional numerical method verification

主要是数值计算的附面层比实验测量的更厚,导致总压损失略高造成的,与其他研究者指出的原因一致^[27]。

本节改进的跨声速级为 2010 年后设计,转子叶片中上部属于跨声速流动(图 15),采用定制跨声叶型,转子中下部和静子为亚声速流动,采用可控扩散叶型,前缘部分均为常用的圆弧型前缘,数值计算的单转子峰值效率为 0.943,整级峰值效率达到了 0.924。图 15 和图 16 分别给出了跨声速压气机的几何对比以及叶片在设计工况的进口马赫数沿相对叶高 R 的分布。在前缘优化过程中,前缘改型的长度选定为 $L=2t_1$,形状系数均选定为 $S=0$ 。

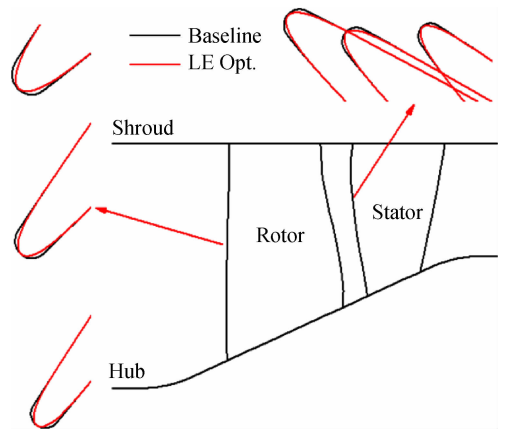


图 15 跨声速级的子午视图和部分叶型前缘几何对比
Fig. 15 Meridian view and comparison of partial airfoil LE geometry for transonic stage

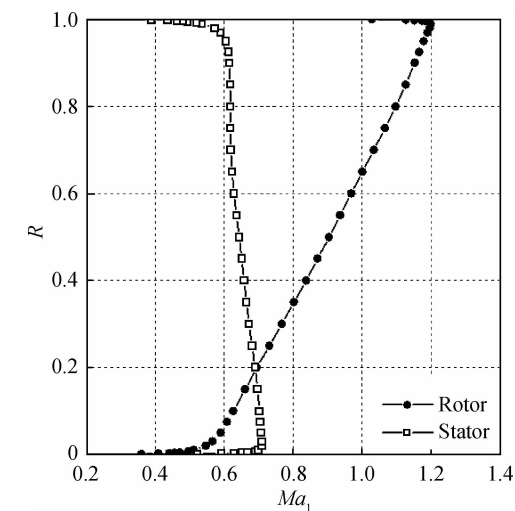


图 16 跨声转子和静子在设计工况的进口马赫数
Fig. 16 Inlet Mach number of transonic rotor and stator at design point

图 17 给出了近失速点(NS)的原型和前缘优化(图中记为 LE Opt.)叶片的局部叶表压力系数分布,由图中可见,前缘优化后的吸力峰高度显著降低,根据前述分析,这有利于削弱吸力面附面层

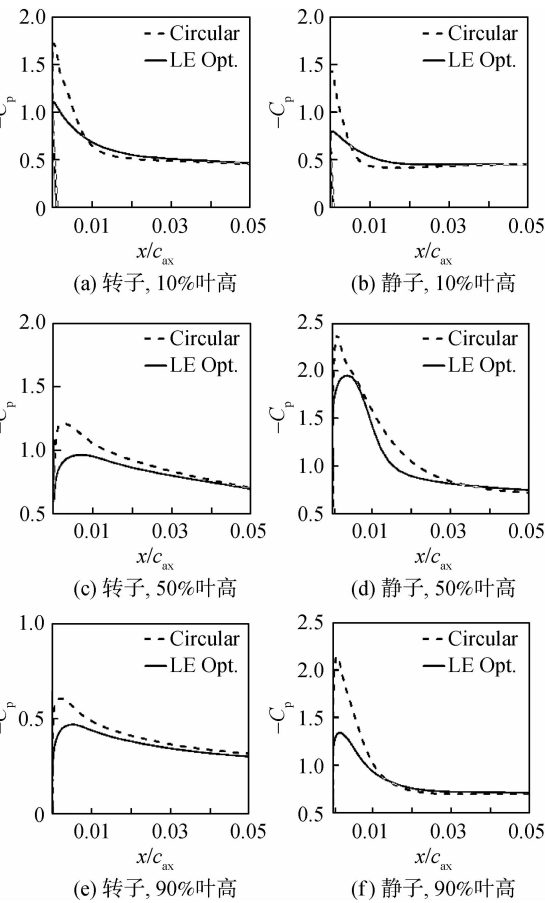


图 17 近失速点转子和静子前缘附近的叶表压力系数
Fig. 17 Surface pressure coefficient around LE portion of rotor and stator at NS

的增长程度,实现总压损失水平的降低。由图 18 和图 19 可见,前缘优化对跨声转子和亚声静子均有效果,在相对叶高 $R=0.2\sim1.0$ 范围内,跨声转子的绝热效率平均提高了 0.6 个百分点,静子叶片的总压损失系数则降低了 0.8 个百分点。可见本文提出的前缘造型方法对实际三维流动环境中的跨声和亚声叶型均是适用的。

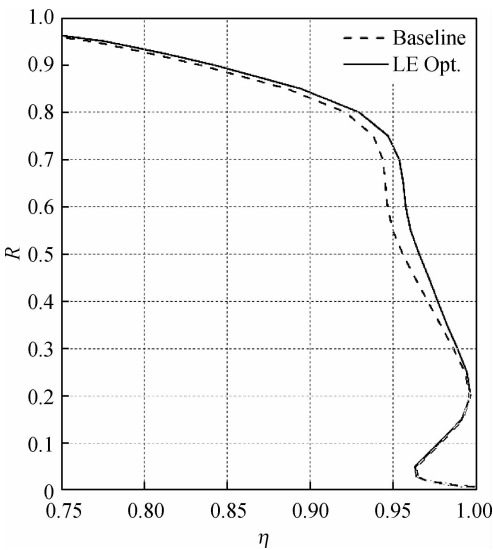


图 18 前缘改进对跨声转子绝热效率的影响(近失速点)
Fig. 18 Influence of LE optimization on adiabatic efficiency of transonic rotor (NS)

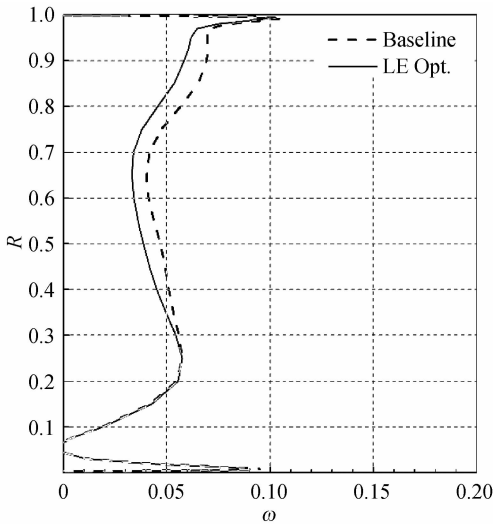


图 19 前缘改进对静子总压损失系数的影响(近失速点)
Fig. 19 Influence of LE optimization on total pressure loss coefficient of stator (NS)

图 20 给出了前缘改进前后转子绝热效率随相对流量 m/m_d 变化的曲线。对于单转子,前缘优化叶片的峰值效率和近失速效率较基准转子分

别提高了 0.3 和 0.7 个百分点。整级工况下的气动性能收益进一步增加,前缘优化后整级的峰值效率和近失速效率较基准分别提高了 0.5 和 1.1 个百分点(图 20),最大压比亦提高了 0.6 个百分点,即失速裕度略有提高(图 21)。

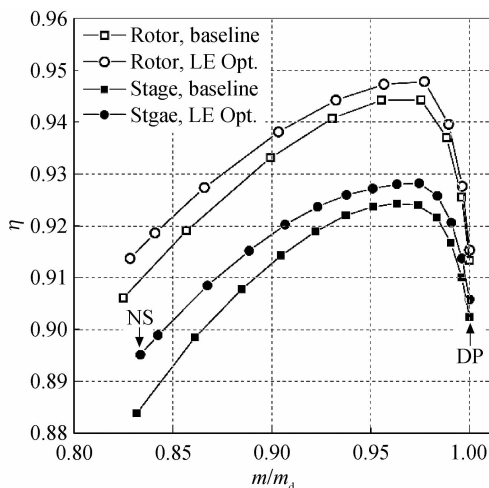


图 20 前缘优化对单转子和整级绝热效率的影响
Fig. 20 Influence of LE optimization on adiabatic efficiency of rotor and overall stage

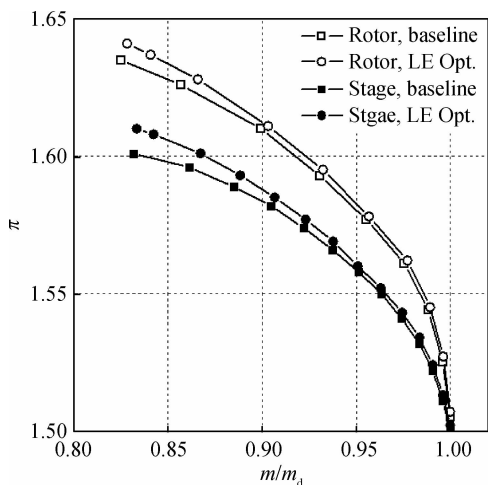


图 21 前缘优化对单转子和整级总压比的影响
Fig. 21 Influence of LE optimization on total pressure ratio of rotor and overall stage

5 结 论

本文提出了一种基于多项式的曲率连续前缘造型方法,并应用于亚声速叶型和跨声速级前缘部分的改进,并探究了相关流动机理。关键结论如下:

1) 利用本文提出的基于多项式的曲率连续前缘造型方法对两个亚声可控扩散叶型 Case 1

和 Case 2 前缘进行改进,降低了叶型在非设计工况的总压损失水平,可用迎角范围比圆弧前缘叶型扩大了 3.1° 和 3.8° 。曲率连续前缘向更尖锐的方向变化可以提高前缘优化效果,当形状系数 S 从 0.1 降低至 -0.1,可用迎角范围拓展幅度分别提高了 0.9° 和 1.4° 。

2) 前缘改型优化气动性能的主要流动机理是通过降低尖峰扩散因子 D_{spike} 水平,由此降低尖峰后附面层的逆压梯度水平,抑制前缘分离泡的出现和发展,并避免附面层发生提前转捩,最终降低附面层的增长速度,实现叶型总压损失水平的降低。

3) 对于亚声速叶型,为了扩大可用迎角范围,前缘改型应当在尽量宽的迎角范围内保持尖峰扩散因子低于附面层提前转捩的临界值 $D_{\text{spike}}^{\text{Cr}} = 0.20$ 。

4) 对跨声速级进行前缘改进后,降低了跨声和亚声叶片基元的前缘吸力峰的强度,从而降低吸力面附面层的增长程度,使得单转子和整级在近失速点的绝热效率分别提高了 0.7 和 1.1 个百分点,最大压比亦提高了 0.6 个百分点。

参考文献:

- [1] WADIA A R, WOLF D P, HAASER F G. Aerodynamic design and testing of an axial flow compressor with pressure ratio of 23.3:1 for the LM25001 gas turbine[J]. Journal of Turbomachinery, 2002, 124(4): 331-340.
- [2] RECHTER H, STEINERT W, LEHMANN K. Comparison of controlled diffusion airfoils with conventional NACA 65 airfoils developed for stator blade application in a multistage axial compressor[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1985, 107: 494-498.
- [3] BIOLLO R, BENINI E. Recent advances in transonic axial compressor aerodynamics[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2013, 56: 1-18.
- [4] CARTER A D S. Blade profiles for axial-flow fans, pumps, compressors, etc. [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, 1961, 175(1): 775-806.
- [5] GOODHAND M N. Compressor leading edge[D]. Cambridge, UK: Cambridge University, 2010.
- [6] WALRAEVENS R E, CUMPSTY N A. Leading edge separation bubbles on turbomachinery blades[J]. Journal of Turbomachinery, 1995, 117(1): 115-125.
- [7] 陆宏志, 吴洋洲, 陆利蓬, 等. 压气机叶片前缘楔形角对前缘分离泡的影响[J]. 工程热物理学报, 2002, 23(5): 569-572.
- LU Hongzhi, WU Yangzhou, LU Lipeng, et al. The influence of the compressor blade leading edge wedge angle on the leading edge separation bubble[J]. Journal of Engi-

neering Thermophysics, 2002, 23 (5): 569-572. (in Chinese)

[8] 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)

[9] WHEELER A P S,SOFIA A,MILLER R J. The effect of leading-edge geometry on wake interactions in compressors [J]. Journal of Turbomachinery, 2009, 131(4):041013. 1-041013. 8.

[10] GOODHAND M N,MILLER R J. The impact of real geometries on three-dimensional separations in compressors [C] // Proceedings of ASME Turbomachinery Technical Conference and Exposition:Power for Land,Sea,and Air. Glasgow,UK; ASME,2010:129-138.

[11] ELMSTROM M E, MILLSAPS K T, Hobson GV, et al. Impact of nonuniform leading edge coatings on the aerodynamic performance of compressor airfoils[J]. Journal of Turbomachinery, 2011, 133(4):041004. 1-041004. 9.

[12] GOODHAND M N, MILLER R J. Compressor leading edge spikes: a new performance criterion[J]. Journal of Turbomachinery, 2011, 133(2):021006. 1-021006. 8.

[13] KULFAN B M. A universal geometry representation method:“CST”[C]//Proceedings of the 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, US: AIAA, 2007.

[14] 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)

[15] 宋寅,顾春伟. 叶片前缘形状对压气机气动性能的影响[J]. 工程热物理学报, 2013, 34(6):1051-1054.

SONG Yin, GU Chunwei. Effect of leading edge shape on the aerodynamic performance of compressor[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2013, 34 (6): 1051-1054. (in Chinese)

[16] 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 blading [J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(11):1474-1481. (in Chinese)

[17] 杨炯,宁涛,席平. 前缘点曲率可控的曲率连续前缘几何设计[J]. 计算机辅助设计与图形学学报, 2016, 28(7):1195-1200.

YANG Jiong, NING Tao, XI Ping. Geometric design of leading edge with specified curvature at leading edge point [J]. Journal of Computer-Aided Design and Computer Graphics, 2016, 28(7):1195-1200. (in Chinese)

[18] LANGTRY R B, MENTER F R. Transition modeling for general CFD applications in aeronautics[R]. AIAA 2005-522, 2005.

[19] MENTER F R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications [J]. AIAA Journal, 1994, 32(8):1598-1605.

[20] SPALART P R, RUMSEY C L. Effective inflow conditions for turbulence models in aerodynamic calculations [J]. AIAA Journal, 2007, 45(10):2544-2553.

[21] DENER C, HIRSCH C. IGG-an interactive 3D surface modelling and grid generation system[R]. AIAA-92-0073, 1992.

[22] SHI Hengtao, LIU Baojie, YU Xianjun. Criteria for designing low-loss and wide operation range variable inlet guide vanes[J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 80: 177-191.

[23] BARTHMES S, HANDEL D, NIEHUIS R. 2D investigation of the flow through a symmetric variable inlet guide vane: Part 2 numerical analysis [R]. AIAA 2013-3683, 2013.

[24] STEINERT W, EISENBERG B, STARKEN H. Design and testing of a controlled diffusion airfoil cascade for industrial axial flow compressor application [J]. Journal of Turbomachinery, 1991, 113(4):583-590.

[25] 任平,朱芳,赵连会. 跨音轴流压气机气动设计与数值优化[J]. 动力工程学报, 2015, 35(5):373-379.

RENG Ping, ZHU Fang, ZHAO Lianhui. Aerodynamic design and numerical optimization of a transonic axial flow compressor[J]. Journal of Chinese Society of Power Engineering, 2015, 35(5):373-379. (in Chinese)

[26] 金东海,桂幸民. 某涡扇发动机多级高负荷风扇/压气机气动性能数值模拟[J]. 航空动力学报, 2011, 26(5):1059-1065.

JIN Donghai, GUI Xingmin. Numerical simulation of highly loaded multi-stage fan/compressor of a turbofan engine [J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(5):1059-1065. (in Chinese)

[27] HAN Le, YUAN Wei, WANG Yanrong. Influence of tip leakage flow and ejection on stall mechanism in a transonic tandem rotor [J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 77:499-509.

(编辑:张 雪)