

文章编号: 1000-8055(2026)08-20240784-12

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20240784

不同前缘形状对可变弯度导叶性能影响研究

尉洋¹, 于锦禄¹, 张小博¹, 康展恺², 林武军²

(1. 空军工程大学 航空工程学院, 西安 710038;

2. 空军工程大学 研究生院, 西安 710051)

摘 要: 为优化前缘提升可变弯度导叶气动性能, 将圆形前缘改为椭圆型前缘和曲率连续前缘, 通过数值模拟分析对比了不同前缘可变弯度导叶在不同工况下的性能, 结果表明改型前缘产生的前缘吸力峰强度更低, 使得叶片表面附面层流动状态更好, 从而降低总压损失。前缘形状的影响随着后叶转角角度的变化而变化, 小转角状态下, 改型前缘可有效增大低损失攻角范围; 大转角状态下, 改型前缘在正攻角状态下优化效果明显, 在来流攻角为 4° 时, 改型前缘导叶的总压损失最多降低32.6%, 负攻角状态则影响较小, 在来流攻角为 -4° 时最多降低9.9%。说明前缘改型可有效提升可变弯度导叶的性能。

关键词: 可变弯度导叶; 前缘形状; 气动性能; 附面层流动状态; 后叶转角

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Research on the effect of leading edge shape on the performance of variable inlet guide vanes

Yu Yang¹, Yu Jinlu¹, Zhang Xiaobo¹, Kang Zhankai², Lin Wujun²

(1. Aviation Engineering School, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;

2. Graduate School, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China)

Abstract: To optimize the aerodynamic performance of variable-camber guide vanes with leading-edge modifications, the circular leading edges were redesigned into elliptical and continuously curved leading edges. Numerical simulations were conducted to analyze and compare the performance of these modified vanes under various operating conditions. The results showed that the modified leading edges generated lower suction peak intensity on the leading edge, leading to better boundary layer flow and consequently lower total pressure loss. The impact of leading-edge shape varied with changes in the rear leaf deflection angle. At small deflection angles, the modified leading edge can effectively increase the range of low-loss attack angles. At large deflection angles, the optimization effect of the modified leading edge was significant at positive attack angles. The total pressure loss of the modified leading-edge guide vane was reduced by up to 32.6% at an incoming attack angle of 4° , while the effect was less impactful at negative attack angles, with a maximum reduction of 9.9% at an incoming attack angle of -4° . The results indicate that the modification of the leading edge can effectively enhance the performance of variable-camber guide vanes.

Keywords: variable inlet guide vane; leading-edge geometry; aerodynamic performance; boundary layer flow condition; rear leaf deflection angle

收稿日期: 2024-11-19

基金项目: 陕西省自然科学基金项目(2023-JC-QN-0590, 2023-JC-QN-0569)

作者简介: 尉洋(1990—), 男, 讲师, 硕士, 主要从事航空发动机气动热力计算及性能仿真研究工作。

通信作者: 张小博(1990—), 男, 讲师, 博士, 主要从事航空发动机气动热力计算及性能仿真研究工作。E-mail: 2316402743@qq.com

引用格式: 尉洋, 于锦禄, 张小博, 等. 不同前缘形状对可变弯度导叶性能影响研究[J]. 航空动力学报, 2026, 41(8): 20240784. Yu Yang, Yu Jinlu, Zhang Xiaobo, et al. Research on the effect of leading edge shape on the performance of variable inlet guide vanes[J]. Journal of Aerospace Power, 2026, 41(8): 20240784.

可变弯度导叶(variable inlet guide vanes, VIGV)作为一种用于调节航空发动机压气机的常见机构,被广泛采用。VIGV的关键作用是通过旋转轴调整后叶片的安装角度,进而改变下游转子的进气入射角,以扩大压气机的稳定工作范围,提高效率并增强抗变形能力。目前,大多数现代航空发动机采用 VIGV,这不仅提升了中低速性能^[1],还能有效调节推力^[2],因此当前主流航空发动机大都使用了 VIGV。当前随着航空发动机技术的不断提高,特别是变循环发动机概念的提出,要求 VIGV 能在转角变化很大的情况下仍能保持良好的性能,方昌德^[3]指出,VIGV 的设计是保证变循环发动机关键部件核心机驱动风扇级性能的关键技术之一。因此全方位深入挖掘 VIGV 性能是十分必要且有重要意义的。长期以来,研究者更多关注于 VIGV 导叶在流量调节、扩大压气机稳定工作范围^[4-5]的应用。对于 VIGV 性能方面的研究则多集中于缝道位置、结构形式等的影响。Boehle 等^[6]利用数值模拟手段分析了不同开缝位置对 VIGV 性能的影响。刘宝杰等^[7]研究了不同缝道形式对 VIGV 性能的影响,尉洋、王前等^[8-9]介绍了基于科恩达效应优化缝道形式进而提升 VIGV 性能的成功案例。

经过对已有公开文献的梳理,发现学者较少关注前叶特别是前叶前缘对 VIGV 性能的影响。压气机叶片前缘一般采用圆形以便于加工,而随着叶片设计加工技术的发展,众多实验与数值计算结果表明,椭圆型前缘能有效提升叶片的气动性能^[10],其作用机理在于改善前缘绕流的过度膨胀和突然压缩过程,改善叶表附面层的流动特性,消除了前缘较强的吸力峰,提高叶片气动性能。但椭圆前缘和叶型叶身连接处曲率通常不连续,也限制了叶片性能的进一步提升,针对于此,研究者又提出了曲率连续前缘。剑桥大学的 Goodhand 和 Miller^[11]通过优化叶型使前缘曲率连续的,优化后的叶片性能有了明显的提升。宋寅等^[12]基于三次 Bezier 曲线设计了曲率连续前缘叶片,通过数值仿真发现曲率连续型前缘对于前缘分离泡的产生和发展有明显的抑制作用,进而提高叶片性能,扩大可用攻角范围。施恒涛等^[13]基于多项式提出了一种的保证前缘曲率连续的叶型设计方法,对某跨声速级转子前缘进行改型设计,提高了其近失速点的绝热效率。赵天铭等^[14]则分析了曲率连续造型影响激波噪声的机理。辛建池

等^[15]研究者则通过数值和实验的方法发现设置槽道引导气流产生射流动量至吸力面侧分离区域能够一定程度上降低不同开度下导叶的出口总压损失。

梳理文献发现,研究者大多关注固定叶型前缘对其性能的影响,对于 VIGV 而言,其在不同工况条件下,其叶型几何会发生剧烈变化,叶片负荷水平也随之变化,在变几何变负荷条件下的 VIGV 前缘对 VIGV 性能的影响规律仍需要进一步探索和研究。基于此,本文以某压气机 VIGV 中部基元为研究对象,在原有圆形前缘的基础上,分别进行椭圆和曲率连续前缘改型设计,并利用数值模拟方法分析研究不同前缘形状 VIGV 在不同工况下的气动性能变化情况。

1 研究对象及数值模拟方法

1.1 研究对象概述

本文重点研究了某压气机 VIGV 的中部基元,该型压气机在典型相对转速下的进口 Ma 和后叶转折角度 α 如表 1 所示。随着压气机工作转速的降低,压气机后叶转角逐渐增大,进口马赫数逐渐降低,为全面分析不同前缘形状对 VIGV 性能的影响,本文既对比研究了不同后叶转角、不同来流 Ma 工况下前缘形状对 VIGV 性能的影响,也对比研究了典型工况下不同前缘形状的攻角特性。

表 1 某压气机典型工况
Table 1 Typical working conditions of a compressor

压气机转速/%	后叶转角/(°)	进口马赫数
100	0	0.6
85	13	0.485
80	25	0.35

VIGV 的结构简图如图 1 所示,表 2 中给出了该 VIGV 基元部分几何参数在,其中, C 表示基元在后叶无转角情况下的弦长, b 表示 VIGV 基元栅距, τ 表示基元稠度, β_1 为进口几何角、 β_2 为出口几何角, $t_{\max}$ 表示最大相对厚度, e 代表最大相对厚度的弦向位置。本文研究的 VIGV 采用文献^[16]给出的无缝隙结构形式,这种无缝隙结构可以减小缝隙处的气流泄漏,降低泄漏流和主流的掺混损失。同时本文研究重点是前缘形状对 VIGV 性能的影响,因此为简化几何模型,方便数值模拟,在建立 VIGV 基元网格时,忽略前后叶之间缝隙的影响。

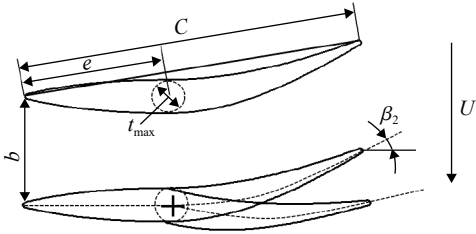


图 1 VIGV 几何结构示意图

Fig. 1 Schematic diagram of the geometric structure of VIGV

表 2 VIGV 几何参数

Table 2 Geometric parameters of VIGV

参数	数值
弦长 C/mm	146.1
栅距 b/mm	100.62
稠度 τ	1.452
进口几何角 $\beta_1/(\circ)$	0
出口几何角 $\beta_2/(\circ)$	-6.53
最大相对厚度 $t_{\max}$	0.06
最大厚度相对位置 e	0.41

不同后叶转角情况下的 VIGV 几何模型如图 2 所示, 在不同后叶转角情况下 VIGV 的弦长会发生变化, 为保持统一, 本文规定后叶转角 0° 工况下的弦长为 VIGV 基元弦长。由于本文研究的 VIGV 在后叶 0° 转角情况下是产生反预旋的叶型, 在后叶转动过程中后叶的实际吸力面位置会发生变化, 为保持一致, 规定以大转角状态下的实际吸力面为 VIGV 的吸力面。

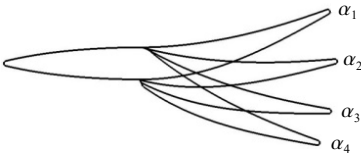


图 2 VIGV 后叶转动示意图

Fig. 2 Schematic diagram of the rear leaf rotation of VIGV

1.2 前缘改型设计

为详细分析比对不同前缘形状对 VIGV 性能的影响, 将原圆形前缘记为 Circle; 设计长短轴比分别为 1.5、2 和 3 的 3 种椭圆型前缘, 记为 Ellipse 1.5、Ellipse 2 和 Ellipse 3; 参照文献 [17] 给出的方法利用三阶 Bezier 曲线设计曲率连续前缘, 记为 Continuous curvature, 设计时要保证前缘点曲率大于 Ellipse 2。5 种不同前缘几何形状的对比如图 3 所示。需要说明的是, 该型 VIGV 前缘厚度仅占叶片弦长的 1.2%, 因此前缘改型对

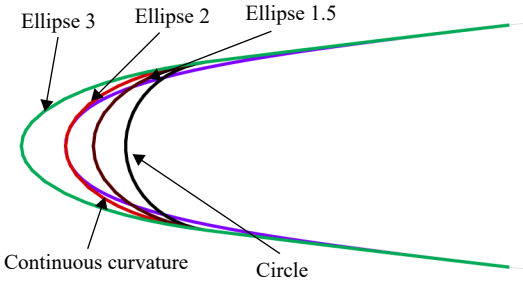


图 3 5 种前缘结构形式对比

Fig. 3 Comparison of five types of leading-edge structures

VIGV 弦长影响非常小, 可以忽略。

1.3 数值模拟方法及校验

本文数值仿真分析采用的是 ANSYS CFX 商业计算软件, 计算网格使用 NUMECA 软件自带的 Auto-Grid 5 功能包生成。计算域进口设置为上游距离叶片前缘 1.5 倍弦长处, 计算域出口设置为下游距离 0° 转角情况下尾缘 1.5 倍弦长处, 通过控制第 1 层网格厚度保证 $y^+ < 1$, 壁面网格膨胀比选定为 1.15。设定来流气流的总温为 288.15 K, 总压为 101 325 Pa, 根据计算需求给定不同的进口气流角, 出口边界条件给定出口流量以控制进口 Ma ; 叶型表面绝热无滑移, 湍流模型选用 SST 模型。

文献 [18-19] 采用与本文相似的数值模拟方法, 能较好的契合金型实验结果, 因此本文仅进行网格无关性验证。以 Circle 后叶转角 25° 为例进行计算, 首先设计了 4 套不同的网格, 网格的节点数依次为 95 127、399 299、544 767、1 032 995, 分别记为 Grid 1、Grid 2、Grid 3、Grid 4; 不同网格的计算结果如图 4 所示, 其中左纵标轴表示的总压损失系数, 为充分考虑掺混损失的影响, 计算参考面取尾缘后 0.5 倍弦长处(下同), 右纵坐标轴表示的是出口气流角, 单位是度, 横轴表示进口马赫数。

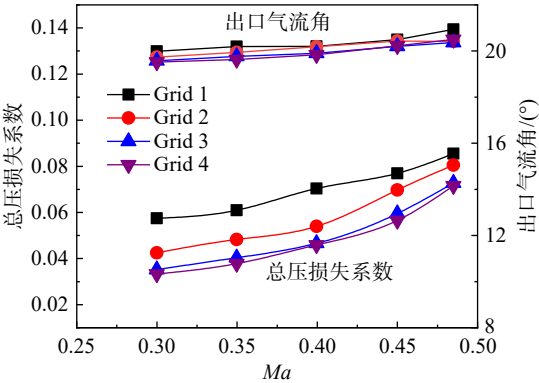


图 4 网格无关性分析

Fig. 4 Grid independence analysis

计算结果表明网格结点数量会对数值仿真结果产生一定的影响,但网格数量的增加到一定数量后不再变化,Grid 3 网格和 Grid 4 网格的数值模拟结果基本相同,因此亟需增加网格数量并不会对计算结果产生更大的影响,考虑计算效率以及成本,本文选择 Grid 3 为计算网格。

2 数值计算结果及讨论

2.1 前缘形状对 VIGV 的马赫数特性的影响

图 5 给出了保持进口气流角度为 0° 情况下,后叶转角分别为 0° 、 13° 、 25° 时,5 种前缘结构形式 VIGV 的总压损失系数随 Ma 的变化情况。从图中可知当后叶转角为 0° 和 13° 时,前缘形状对 VIGV 总压损失性能影响较小,但是在后叶转角为 25° 情况下影响较大,总体来看椭圆型前缘以及曲率连续前缘均能有效降低 VIGV 的总压损失,其中 Ellipse 3 在后叶转角 α 等于 25° ,来流 Ma 为 0.35 工况下,总压损失相较于 Circle 降低了 12.6%,性能提升效果明显。椭圆型前缘 VIGV 总压损失随长短轴比增大而减小,本文设计的 Continuous curvature 前缘 VIGV 性能介于 Ellipse 2 和 Ellipse 3 之间。

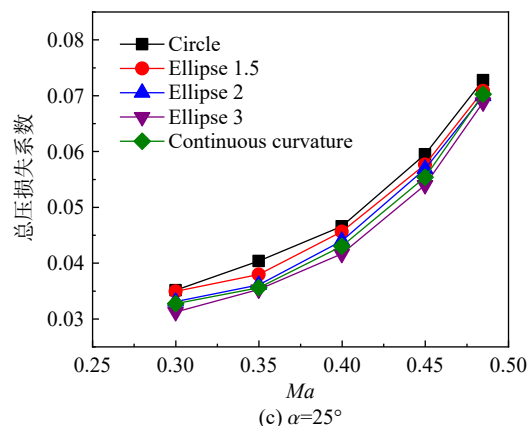
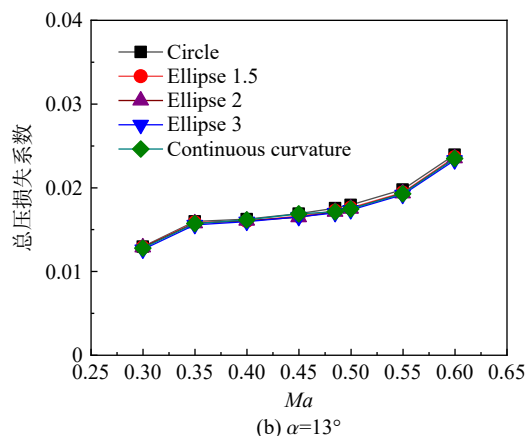
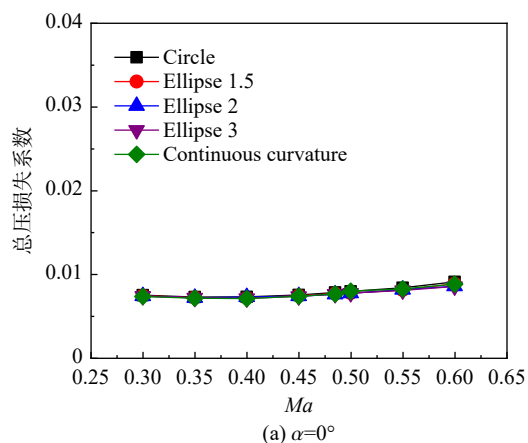


图 5 不同后叶转角情况下 VIGV 的总压损失对比

Fig. 5 Comparison of total pressure loss of VIGV under different rear leaf angles

2.2 前缘形状对 VIGV 的攻角特性的影响

VIGV 的理想工作条件是轴向进气,但是在航空发动机工作过程中,随着飞机做盘旋、转弯等机动动作时也会带来旋流畸变,使 VIGV 进口攻角发生变化,在 Ma 为 0.60 后叶转角 0° , Ma 为 0.485 后叶转角 13° , Ma 为 0.35 后叶转角 25° 的 3 种典型工况下,研究不同前缘结构 VIGV 的攻角特性,计算结果如图 6 所示。因为研究对象进口几何角为 0° ,所以对于该 VIGV 基元而言,进口气流角与攻角相等。

可以看出后叶转角对 VIGV 的攻角特性影响较大,椭圆形前缘与曲率连续前缘均能有效拓宽 VIGV 的可用攻角范围,降低大攻角状态下 VIGV 的总压损失。随长短轴比增大,椭圆型前缘 VIGV 总压损失逐渐减小。后叶无转角情况下,Continuous curvature 前缘的低损失攻角范围最大,Ellipse 2 和 Ellipse 3 次之,整体来看 Ellipse 3 的损失小于 Ellipse 2, Ellipse 1.5 和 Circle 低损失攻角范围相近,但 Ellipse 1.5 的总压损失总是小于 Circle。当后叶转角为 13° 时情况与后叶转角 0° 时相似,但 Continuous curvature 前缘和 Ellipse 2 和 Ellipse 3 性能几乎一致。当后叶转角 25° 时,Continuous curvature 前缘性能略差于 Ellipse 3,和 Ellipse 2 变化趋势相近,且相较于负攻角条件下前缘改型对正攻角条件下 VIGV 性能的提升效果显著更高。

2.3 小转角工况下前缘形状影响机理分析

首先对小转角工况下前缘形状对 VIGV 性能影响机理进行分析,后叶转角 0° 和 13° 可认为属于这种工况,此时前缘改型可以有效扩大 VIGV

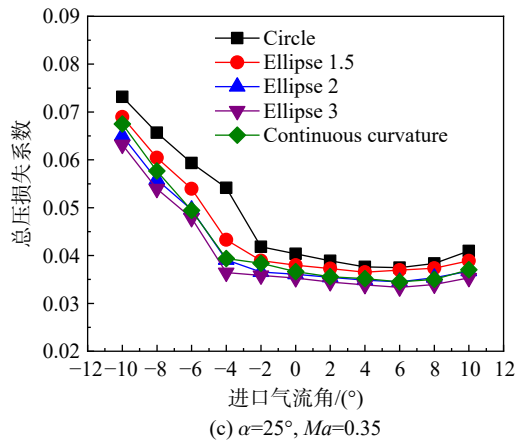
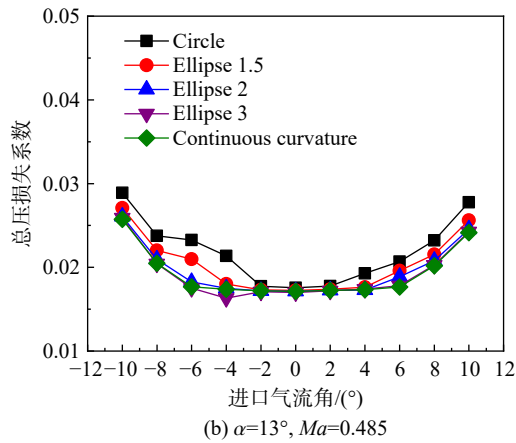
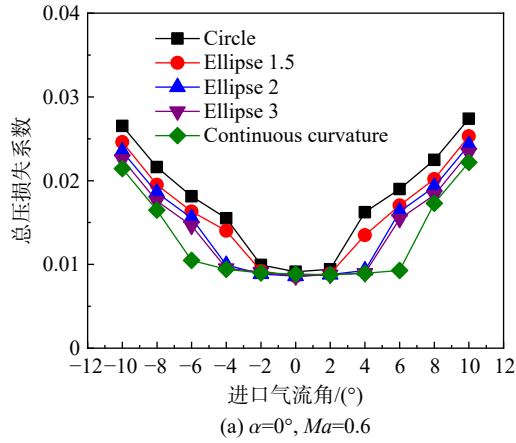


图 6 典型工况下 VIGV 性能对比

Fig. 6 Comparison of VIGV performance under typical operating conditions

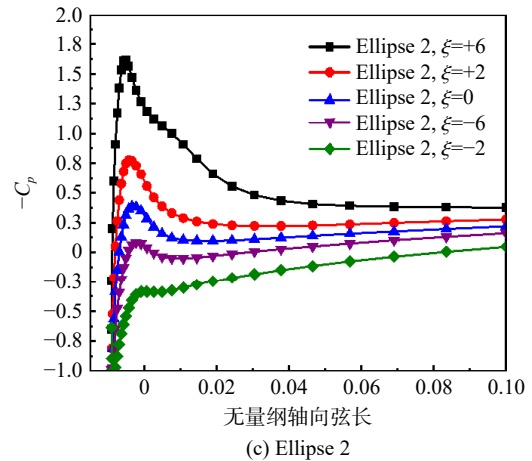
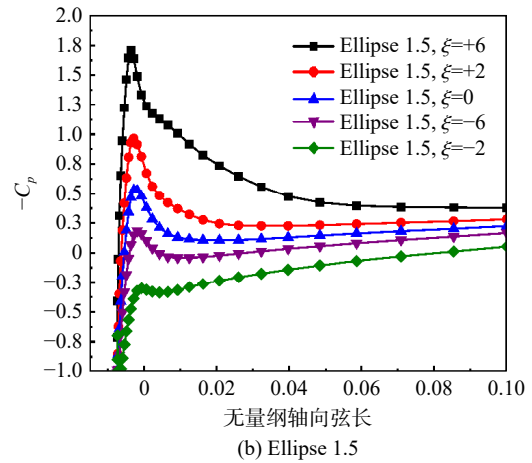
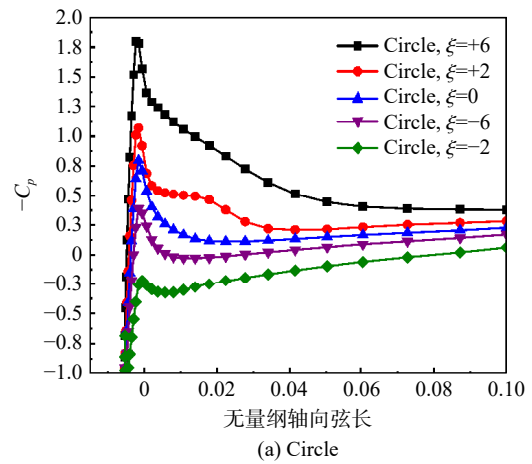
的可用攻角范围,但在来流角度较小时对 VIGV 性能基本无影响。由于此时叶型整体弯角较小,转轴处几何突变也不是很明显,因此 VIGV 性能主要取决于前缘流动状态。

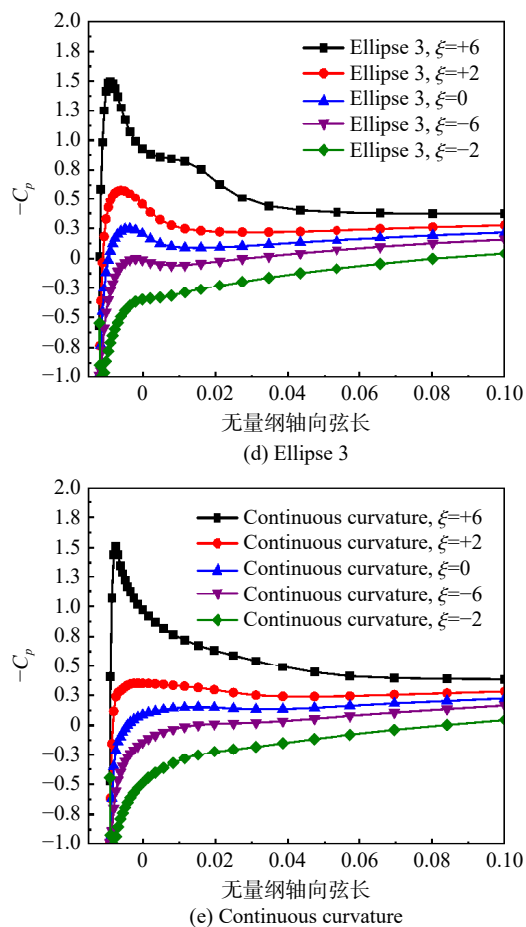
图 7 给出了后叶转角为 0° 情况下,不同前缘结构 VIGV 叶片吸力面前段的表面压力系数 C_p 随来流角度的变化情况,横轴为无量纲轴向弦长,图例中的数值 ξ 表示来流攻角(下同); C_p 由式(1)求得,其中 p 表示当地静压, p_1^* 表示计算域进口总

压, p_1 表示计算域进口静压。

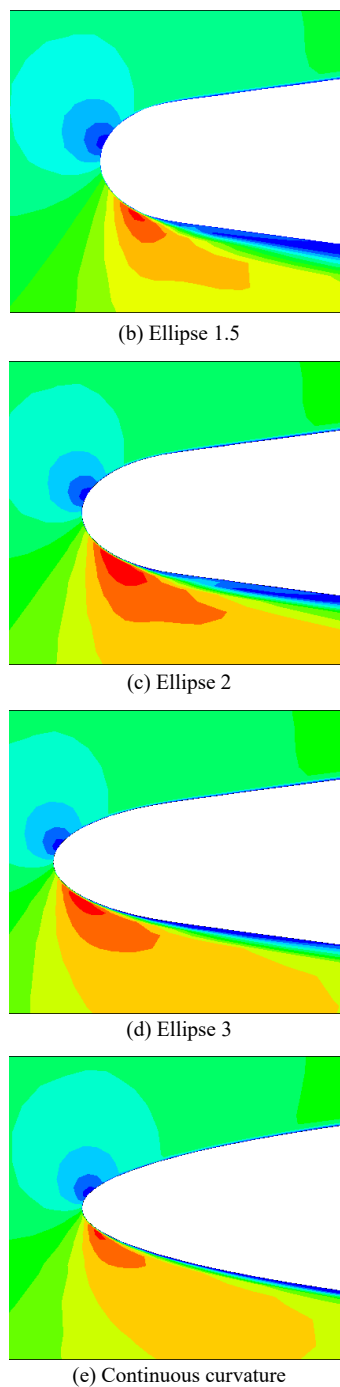
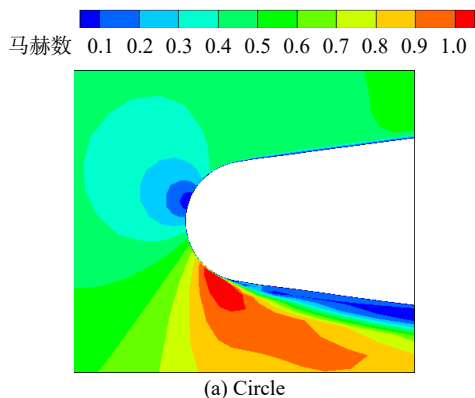
$$C_p = \frac{p - p_1}{p_1^* - p_1} \quad (1)$$

分析图 7,可以发现,随着气流攻角由负向正值变化,前缘吸力峰逐渐随之增大,进而导致分离损失增加,使得总压损失增大,前缘形状并不影响 VIGV 吸力峰随攻角的变化规律。但不同前缘形状 VIGV 在相同攻角条件下的吸力峰强度差别较大。当来流攻角较小时 Continuous curvature 前缘基本消除了前缘吸力峰,椭圆型前缘的吸力



图 7 $\alpha=0^\circ$ 情况下不同前缘 C_p 对比Fig. 7 Comparison of C_p for different leading edges under $\alpha=0^\circ$

峰也有所减弱,且随着长短轴比增大而减小。当来流攻角较大时, Continuous curvature 前缘吸力峰增加较快,攻角为 6° 时, Continuous curvature 前缘吸力峰强度已与 Ellipse 3 相近了。压力尖峰的提高,会增加尖峰后逆压梯度,诱导前缘附面层趋于分离,从而使总压损失增大。图 8 给后叶转角为零时,来流 Ma 为 0.60,气流来流攻角为 6° 工况下前缘附近的马赫数云图,可以看出 Circle 的吸力面前缘分离区域较大,椭圆前缘的分离区域

图 8 $Ma=0.60, \alpha=0^\circ$ 工况下马赫数云图Fig. 8 Mach number contour map under condition $Ma=0.60, \alpha=0^\circ$

明显减弱,而随着前缘长短轴比增加而减小, Continuous curvature 前缘在此工况下前缘吸力面流动组织显著优于其他前缘形状。

图 9 给出了后叶转角为 $\alpha=0^\circ$, 来流 Ma 为 0.60, 来流攻角为 6° 工况下, 前叶的附面层参数分布情况, 其中点划线表示吸力面变化情况, 散点表示压力面变化情况; 图 9(a) 表示附面层总压损失系数的发展情况, 图 9(b) 给出了附面层动量损

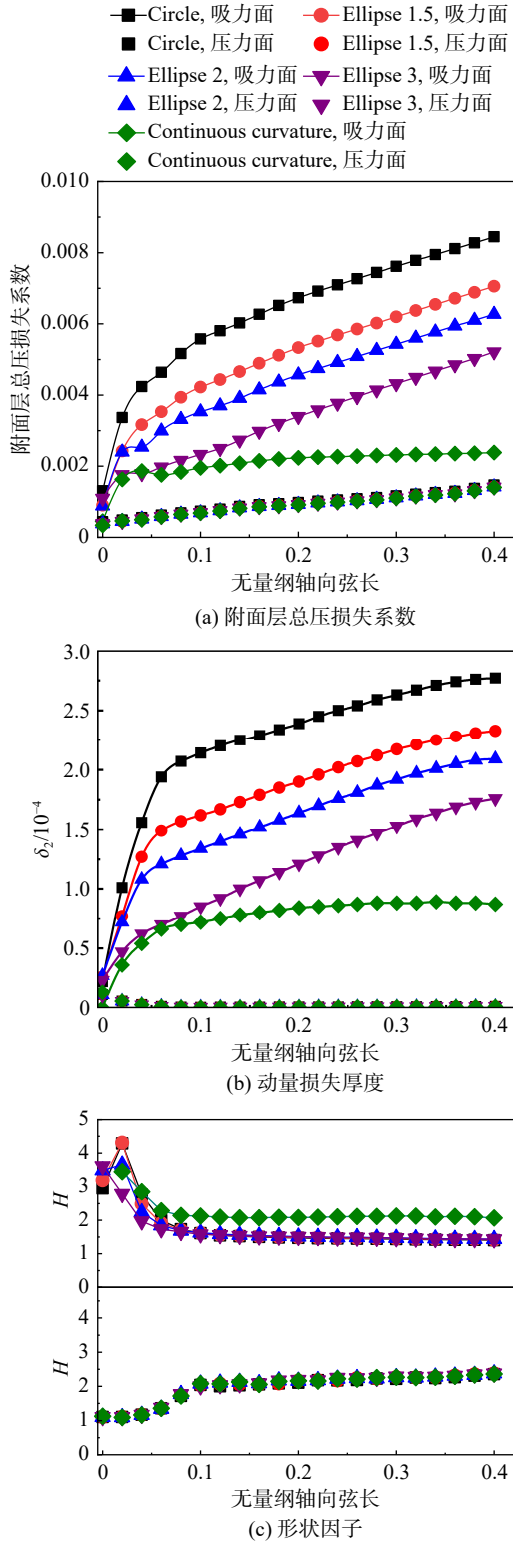


图 9 $Ma=0.6$, $\alpha=0^\circ$ 工况下来流攻角为 6° 时前叶附面层参数对比

Fig. 9 Comparison of boundary layer parameters for the front vane when $Ma=0.6$, $\alpha=0^\circ$ and the incoming flow attack angle is 6°

失厚度的发展情况, 图 9(c) 则给出了形状因子的发展情况。其中动量损失厚度的物理意义是指由

于边界层的存在损失了厚度为 δ_2 的非黏性流体的动量, 其定义式如式(2)所示, 其中 u 表示当地气流速度, U_e 表示边界层外部主流速度, 形状因子 H 是指边界层排移厚度和动量损失厚度的比值, 其定义式如式(3)所示, 其中 δ_1 即指边界层的排移厚度, 其表示由于黏性作用, 边界层向外偏移了 δ_1 距离。

$$\delta_2 = \int_0^\infty \frac{u}{U_e} \left(1 - \frac{u}{U_e}\right) dy \quad (2)$$

$$H = \frac{\delta_2}{\delta_1} \quad (3)$$

其中附面层总压损失系数定义式参见文献[2], 计算式如式(4)所示。其实际是表征了附面层内部总压损失的大小。

$$\omega_{bl} = \frac{(p_1^* - p_{bl}^*) \cdot \dot{m}_{bl}}{(p_1^* - p_1) \cdot \dot{m}_t} \quad (4)$$

其中 $\dot{m}_{bl}$ 表示附面层内空气流量, $\dot{m}_t$ 表示整个叶栅通道内的空气总流量, p_{bl}^* 表示附面层内平均总压, δ_2 表示动量损失厚度, H 表示形状因子。

从图 9 中可以看出, 来流攻角为正时, 不同前缘结构形式 VIGV 前缘附面层呈现不同的发展态势。就吸力面而言, Continuous curvature 前缘的总压损失增长最慢, Ellipse 3 次之, Circle 增长最快, 动量损失厚度也呈现相同的变化趋势; 形状因子则呈现了先增大, 后降低, 再基本不变特点; 吸力面前缘附面层形状因子迅速变小正对应吸力峰位置, 也是附面层总压损失快速增长区, 而在 10% 弦长位置之后, 形状因子变化不大, 附面层总压损失也处于平缓增长的状态, 同时, Continuous curvature 前缘附面层形状因子明显大于其他前缘形状, 因此其抗分离能力更强。对于压力面, 前缘结构形式的变化则基本无影响。当来流攻角为大的负攻角时, 由于后叶转角较小, 叶片流动变化情况与大的正攻角相似。

图 10 给出了后叶转角为 0° 时, 来流 Ma 为 0.60, 气流角为 0° 工况下, 前叶的附面层参数分布情况, 可以看出在来流攻角较小时, 前缘结构形式改变对 VIGV 前缘附面层参数影响不大, 进而导致 VIGV 性能对前缘结构形式变化不敏感, 整体性能变化不大。

对于后叶转角为 13° 条件下 VIGV 性能进行分析, 可以得到相同的结论, 这里不再赘述。

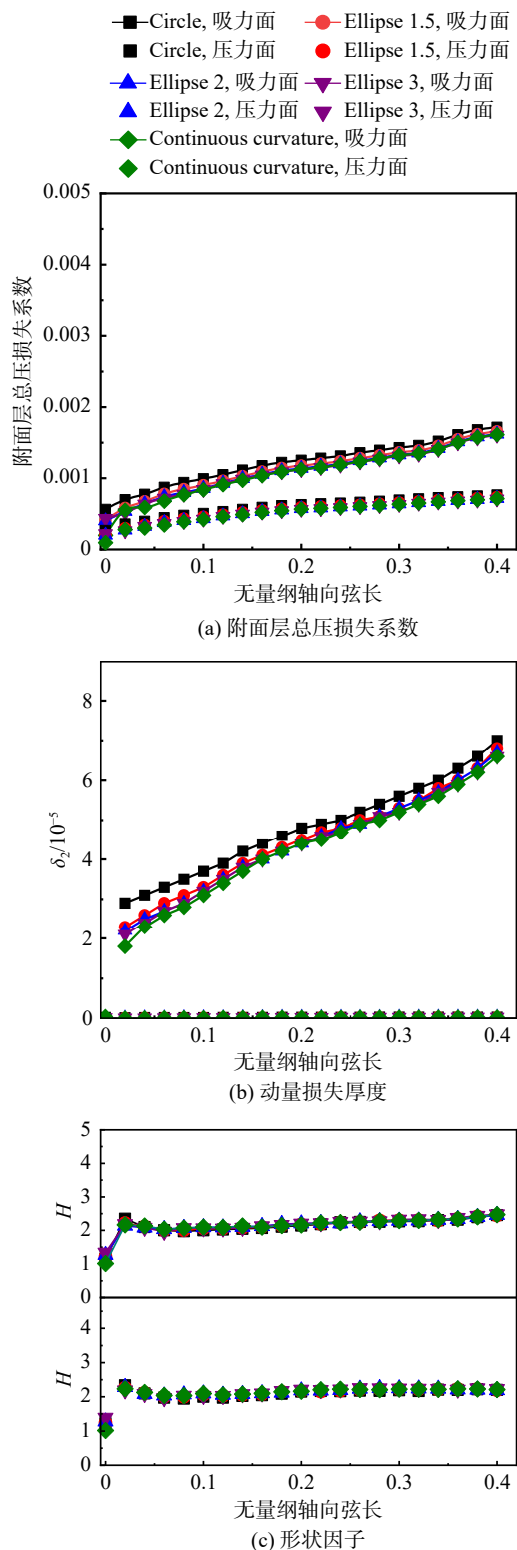


图 10 来流 $Ma=0.6$, $\alpha=0^\circ$ 条件下来流攻角为 0° 时前叶附面层参数对比

Fig. 10 Comparison of boundary layer parameters for the front vane when $Ma=0.6$, $\alpha=0^\circ$ and the incoming flow attack angle is 0°

2.4 大转角工况下 VIGV 的攻角特性分析

VIGV 后叶可绕转轴转动, 随着转角的增大,

由于流道突变, 后叶前缘的吸力峰会急速增大, 图 11(a) 给出了 Circle 前缘 VIGV 在后叶转角为 25° , 来流 Ma 为 0.485 工况下, 叶片表面静压升系数随进口气流攻角的变化情况, 可以看出此时转轴处吸力峰的大小已经与大攻角状态下前缘的吸力峰大小相似, 这对 VIGV 的性能产生较大的影响, 图 11(b) 给出了相同工况下, 总压损失沿流程的变化情况, 其中纵坐标无量纲参数, 表示该位置截面的总压损失与参考面的比值, 图中虚线表示转轴位置, 从图中可以看出, 在转轴位置之前总压损失变化相对比较平缓, 在转轴之后, 总压损失急剧增大, 随后又趋于平缓, 相较于小转角情况, 大转角情况下 VIGV 性能变化呈现明显的不同特征, 其作用机理并不相同。

Denton^[20] 指出对于静子叶片, 总温保持不变, 则熵增实际上只取决于总压的变化。因此对于静子叶片或者叶栅流动, 总压损失可以被认为等同于熵增。图 12 给出了 Circle 前缘 VIGV 在后叶

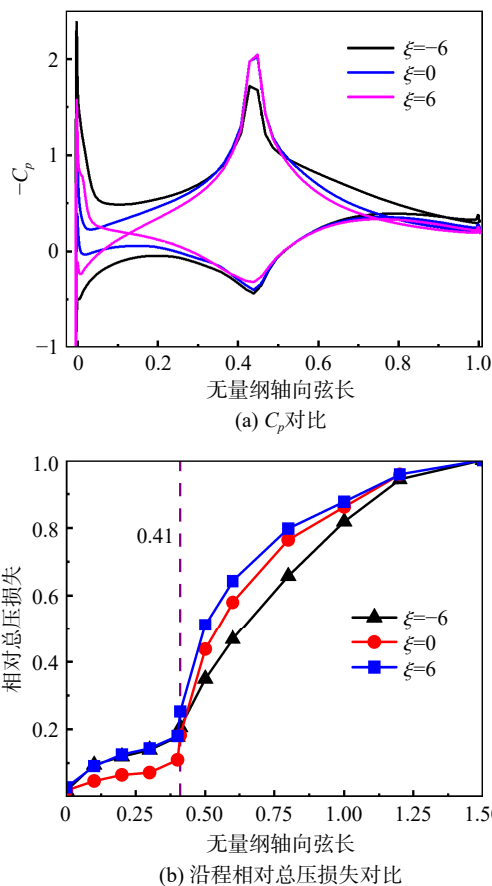


图 11 来流 $Ma=0.485$, $\alpha=25^\circ$ 情况下, 圆形前缘 VIGV 不同来流攻角工况下流动状态对比

Fig. 11 Comparison of flow states under different angles of attack for a circular leading edge VIGV with incoming flow $Ma=0.485$, $\alpha=25^\circ$

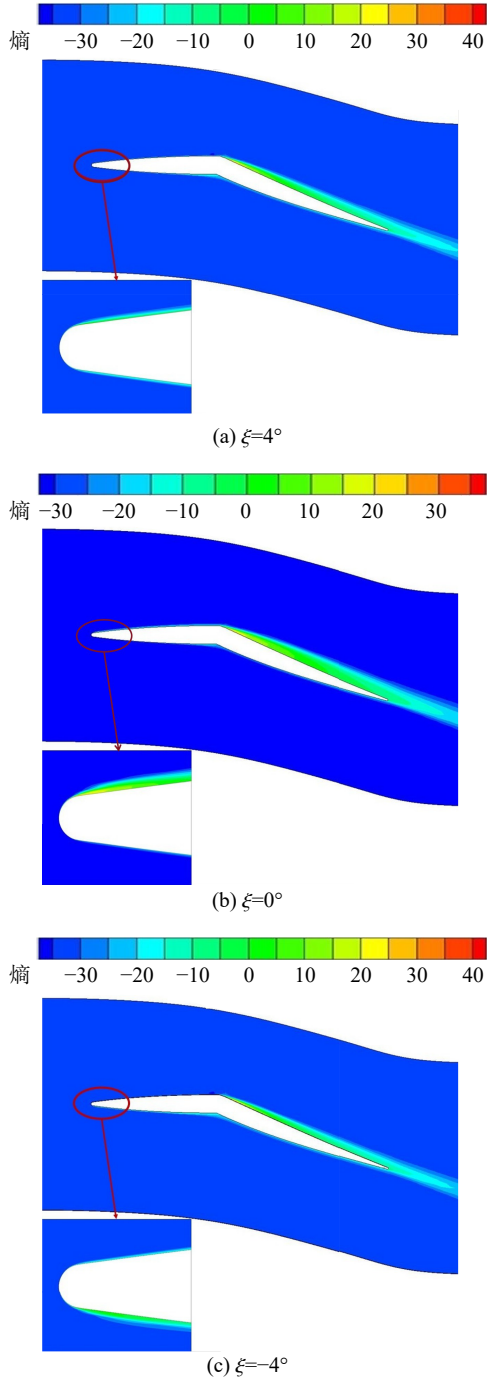


图 12 后叶转角 α 为 25° , Ma 为 0.35 不同来流攻角工况下熵增云图

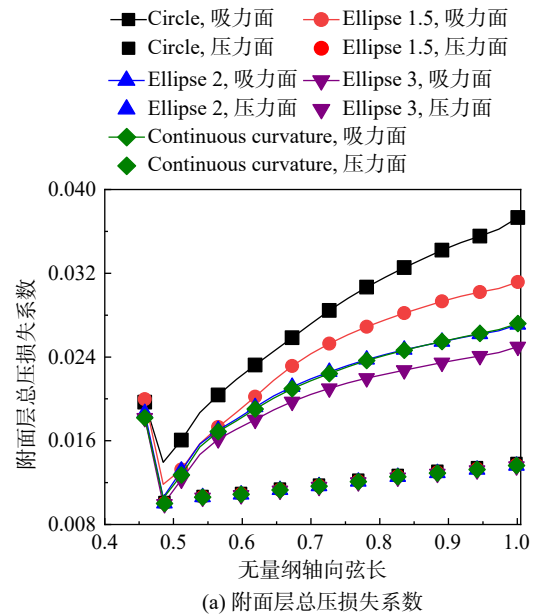
Fig. 12 Entropy increase contour map under different incoming flow attack angles when the back vane rotation angle α is 25° Ma is 0.3

转角为 25° , Ma 为 0.35 工况下的熵增云图, 从图中可以看出在后叶转角较大的工况下, 其总压损失主要产生于后叶吸力面, 后叶压力面产生的损失较小。后叶吸力面总压损失激增一方面是转轴处的几何突变引起的, 另一方面也与前叶吸力面的流动状态相关, 实际上后叶吸力面近壁面的流

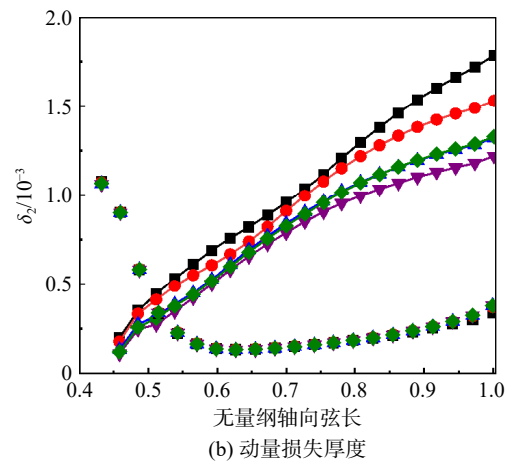
管是大幅扩张的, 随着来流气流攻角由负到正, 前叶吸力面流动组织变差, 进而导致后叶吸力面气流流动恶化, 总压损失增大。后叶压力面虽然也受到前叶压力面流动状态的影响, 但由于后叶压力面近壁面是大幅收缩的, 这有利于后叶压力面近壁面气流的流动组织, 因此, 虽然随着来流气流攻角由正到负, 前叶压力面流动组织变差, 但对于后叶压力面的气流流动影响较小。最终导致在后叶大转角工况下 VIGV 的总压损失在正攻角范围内随攻角增大而增大, 而在负攻角范围内则基本无变化。

2.5 大转角工况下前缘形状影响机理分析

如文中第 2.4 节所述, 在大转角状态下 VIGV 性能决定于后叶吸力面的流动状态。由于前叶固定不动, 前缘形状改变对 VIGV 性能的影响与小转角状态下并无差别, 因此着重对后叶流动状态进行分析。图 13 给出了后叶转角为 25° 时, 来流 Ma 为 0.35, 来流攻角为 4° 工况下, 后叶的附面层



(a) 附面层总压损失系数



(b) 动量损失厚度

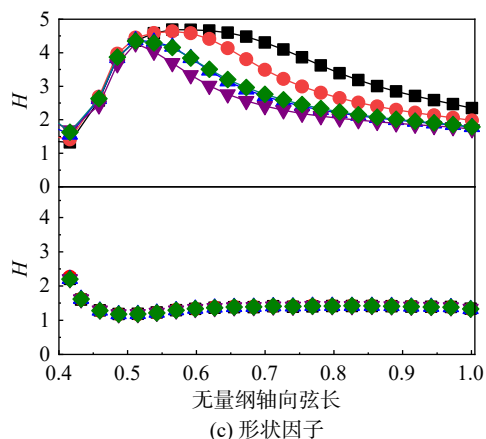


图 13 来流 $Ma=0.35$, $\alpha=25^\circ$ 条件下来流攻角为 4° 时后叶附面层参数对比

Fig. 13 Comparison of boundary layer parameters for the back vane when $Ma=0.35$, $\alpha=25^\circ$ and the incoming flow attack angle is 4°

参数分布情况, 图 14 给出了后叶转角为 25° 时, 来流 Ma 为 0.35, 来流攻角为 -4° 工况下, 后叶的附面层参数分布情况。

在大转角状态下, 当来流攻角为 4° 时, 前缘形状的改变会对前叶吸力面产生较大的影响, 且由于流道的几何突变, 影响会在后叶被放大, 从图 13 中可以看出, Circle 后叶吸力面的附面层总压损失及动量损失厚度明显高于改型前缘, 附面层形状因子也相对较大。整体来看 Ellipse 3 后叶吸力面附面层流动组织最佳, Ellipse 2 与 Continuous curvature 几乎一致, Circle 最差。而后叶压力面附面层的流动状态则几乎无差别, 且总压损失

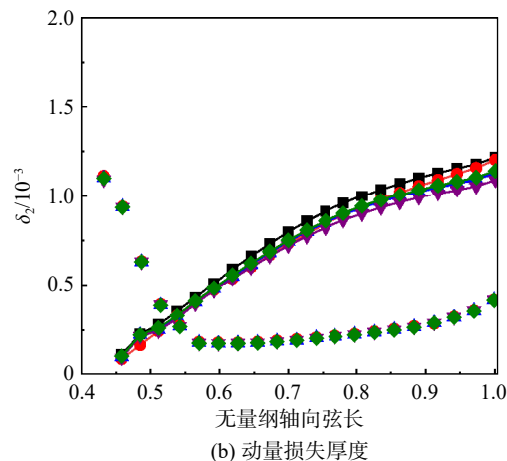
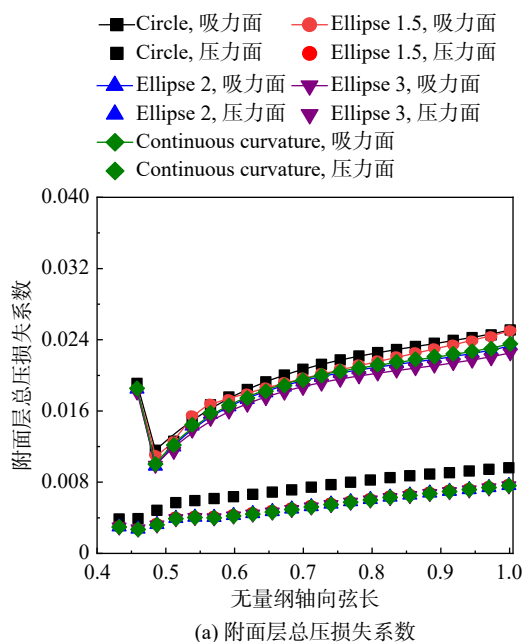


图 14 来流 $Ma=0.35$, $\alpha=25^\circ$ 条件下来流攻角为 -4° 时后叶附面层参数对比

Fig. 14 Comparison of boundary layer parameters for the back vane when $Ma=0.35$, $\alpha=25^\circ$ and the incoming flow attack angle is -4°

相对较小, 因此在此工况下, 相较于 Circle, Ellipse 3 的总压损失降低了 32.6%, Ellipse 2 降低了 27.8%, Continuous curvature 降低了 27.2%, Ellipse 1.5 仅降低了 20.0%。

当来流攻角为 -4° 时, 前缘形状的改变主要影响前叶压力面, 而对吸力面影响较小, 因而前缘形状改变对后叶吸力面附面层的流动状态的影响相较于正攻角状态小了很多, 但损失大小顺序不变。而压力面的流动由于转角处流道的收缩, 对附面层流动有助益作用, 动量损失厚度有一个先快速下降后缓慢增加的过程, 相应附面层形状因子也有一个快速下降后大致不变的过程, 因此附面层总压损失增长缓慢, 且不同前缘形状影响不大, 仅 Circle 略有提升。因此在此工况下与 Circle 相比, Ellipse 3 的总压损失降低了 9.9%, Ellipse 2 降低了 7.3%, Continuous curvature 降低了 6.5%, Ellipse 1.5 仅降低了 2.9%, 远小于 4° 来流攻角条件下前缘改型对 VIGV 性能的提升作用。



3 结 论

本文利用数值模拟方法考查了不同前缘形状对 VIGV 的性能的影响,得到了以下结论。

1) 当后叶转角较大或来流攻角较大时前缘形状对 VIGV 性能有较大的影响,椭圆形前缘及曲率连续前缘能有效降低 VIGV 总压损失,整体来看椭圆型前缘 VIGV 性能随椭圆长短轴比增大而提升,曲率连续前缘介于长短轴比为 3 和长短轴比为 2 的椭圆型前缘之间。

2) 在后叶小转角状态下,由于转轴处流道变化不明显,流动变化不剧烈, VIGV 性能决定于前叶流动组织情况,在大攻角状态下椭圆形前缘及曲率连续前缘能有效降低 VIGV 前缘吸力峰,改善附面层流动,降低总压损失,增大可用攻角范围。

3) 在后叶大转角状态下,前缘形状改变对 VIGV 前叶表面附面层流动影响与小转角状态相同,但是由于转轴处流道变化剧烈,后叶吸力面流动恶化,会放大后叶吸力面前缘的变化情况,因此在大的正攻角状态下改型前缘与原型前缘在前叶吸力面的差距会进一步拉大,因此改型前缘改善效果明显,而在大的负攻角状态下则由于前叶吸力面附面层差别不大,相差较大的压力面附面层由于转角处流道的收缩而趋于一致,因此,大的负攻角状态下改型前缘改善效果较小。

参考文献:

- [1] 刘波, 张国臣, 巫骁雄, 等. 可调弯度进口导叶在对转压气机中的应用[J]. *航空动力学报*, 2015, 30(5): 1184-1191.
Liu Bo, Zhang Guochen, Wu Xiaoxiong, et al. Application of variable-camber inlet guide vanes in counter-rotating compressor[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2015, 30(5): 1184-1191. (in Chinese)
- [2] Reed V L, Schneider P W. Part-span variable inlet guide vanes for V/STOL fan thrust modulation[J]. *Journal of Aircraft*, 1982, 19(1): 52-57.
- [3] 方昌德. 变循环发动机[J]. *燃气涡轮试验与研究*, 2004, 17(3): 1-5.
Fang Changde. Variable cycle engines[J]. *Gas Turbine Experiment and Research*, 2004, 17(3): 1-5. (in Chinese)
- [4] Rajesh E, Roy B. Numerical study of variable camber inlet guide vane on low speed axial compressor[C]//Proceedings of the ASME 2015 Gas Turbine India Conference. ASME 2015 Gas Turbine India Conference, Hyderabad, India; ASME, 2016: V001T01A022.
- [5] 周莉, 刘东, 王占学. 进口导叶形式对核心机驱动风扇级的影响[J]. *航空动力学报*, 2018, 33(7): 1676-1684.
Zhou Li, Liu Dong, Wang Zhanxue. Influence of inlet guide vanes type on core driven fan stage[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2018, 33(7): 1676-1684. (in Chinese)
- [6] Boehle M, Cagna M, Itter L. Compressible flow in inlet guide vanes with mechanical flaps[C]//ASME Turbo Expo 2004: Power for Land, Sea, and Air. Vienna, Austria: ASME, 2008: 341-349.
- [7] 刘宝杰, 尉洋, 于贤君. 可变弯度导叶不同缝隙结构形式特性分析[J]. *工程热物理学报*, 2018, 39(5): 960-969.
Liu Baojie, Yu Yang, Yu Xianjun. Analysis of characteristic of different slot forms for variable camber inlet guide vane[J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2018, 39(5): 960-969. (in Chinese)
- [8] 尉洋, 刘宝杰, 于贤君. 可变弯度导叶缝道优化设计及分析[J]. *推进技术*, 2021, 42(2): 281-289.
Yu Yang, Liu Baojie, Yu Xianjun. Optimization design and analysis of variable inlet guide vane's slot form[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(2): 281-289. (in Chinese)
- [9] 王前, 胡骏, 屠宝锋, 等. 核心机驱动风扇级可变弯度导叶设计方法[J]. *推进技术*, 2016, 37(10): 1855-1859.
Wang Qian, Hu Jun, Tu Baofeng, et al. Method of variable camber inlet guide vanes design on core driven fan stage[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2016, 37(10): 1855-1859. (in Chinese)
- [10] 段末. 椭圆形前缘对压气机静叶性能影响的研究[D]. 大连: 大连海事大学, 2018.
Duan Lei. Effect of elliptical leading edge on the aerodynamic performance of compressor static blade[D]. Dalian: Dalian Maritime University, 2018. (in Chinese)
- [11] Goodhand M N, Miller R J. Compressor leading edge spikes: a new performance criterion[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2011, 133(2): 021006.
- [12] 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)
- [13] 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. (in Chinese)
- [14] 赵天铭, 侯杰莹, 柳阳威. 曲率连续造型方法对激波噪声的影响机理[J]. *北京航空航天大学学报*, 2023, 49(4): 922-931.
Zhao Tianming, Hou Jiexuan, Liu Yangwei. Influence mechanism of continuous curvature shaping method on buzz-saw noise[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2023, 49(4): 922-931. (in Chinese)
- [15] 辛建池, 刘向阳, 田志涛, 等. 前缘开槽对可调导叶气动性能的影响[J]. *哈尔滨工程大学学报*, 2024, 45(7): 1338-1345.
Xin Jianchi, Liu Xiangyang, Tian Zhitao, et al. Effect of leading edge slotting on aerodynamic performance of variable inlet guide vanes[J]. *Journal of Harbin Engineering University*, 2024, 45(7): 1338-1345. (in Chinese)
- [16] 雷鹏, 金东海, 桂幸民. 前后可调弯度导叶在高负荷风扇中的应用[J]. *航空动力学报*, 2019, 34(1): 177-188.
Lei Peng, Jin Donghai, Gui Xingmin. Application of variable inlet guide vane with adjustable front and back vane parts in highly loaded fan[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2019, 34(1): 177-188. (in Chinese)
- [17] De Boor C, Höllig K, Sabin M. High accuracy geometric Hermite interpolation[J]. *Computer Aided Geometric Design*, 1987, 4(4): 220-238.

- 269-278.
- [18] 刘宝杰, 徐晓斌, 于贤君, 等. CDA 叶型前缘流动的实验和数值研究[J]. 工程热物理学报, 2019, 40(8): 1767-1774.
- Liu Baojie, Xu Xiaobin, Yu Xianjun, et al. Experimental and numerical investigation on the flow near the leading-edge of controlled diffusion airfoil[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2019, 40(8): 1767-1774. (in Chinese)
- [19] 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.
- [20] Denton J D. The 1993 IGTI scholar lecture: loss mechanisms in turbomachines[J]. [Journal of Turbomachinery](#), 1993, 115(4): 621-656.

(编辑: 张 雪)