

低雷诺数下前缘形状耦合压力梯度 调控附面层机理研究

徐华锋^{1,2,3}, 王名扬^{1,2,3}, 赵胜丰^{1,2,3}, 韩戈^{1,2,3}, 罗乔丹^{1,2,3}

(1. 中国科学院工程热物理研究所, 100190, 北京; 2. 中国科学院大学航空宇航学院, 100049 北京;
3. 中国科学院轻型动力创新研究院, 100190, 北京)

摘要: 为深入了解低雷诺数下增压级正交叶片叶型表面的流动特性, 发展高效的附面层调控策略, 以高负荷增压级正交叶片某一截面处的叶型为研究对象, 通过高精度参数化方法对该叶型进行改性设计。利用数值模拟手段, 研究了低 Re ($Re=1.0\times 10^5$) 下层流分离及转捩对不同叶型的响应特性, 阐明了前缘形状及叶片压力梯度对典型增压级叶型附面层发展的调控机制。结果表明: 前缘压力尖峰和前加载压力梯度分布均能够有效抑制低 Re 下分离泡发展, 削弱近壁区回流强度, 将设计工况点叶型损失分别降低 12.4% 和 12.5%, 同时拓宽了低损失攻角范围; 前缘压力尖峰耦合前加载压力梯度分布同时继承了上述优点, 能够更大幅度地提升低雷诺数下叶型的气动性能。相比于原始叶型, 设计工况点叶型损失降低 18.9%。该研究结果为低 Re 下增压级叶型的气动设计和流动调控提供有益借鉴。

关键词: 低雷诺数; 增压级; 前缘压力尖峰; 载荷分布; 附面层

中图分类号: V231.3 **文献标志码:** A

DOI: 10.7652/xjtub202311020 **文章编号:** 0253-987X(2023)11-0206-11

Mechanism of Boundary Layer Control via the Superposition of Leading Edge Modification and Distribution of Pressure Gradients at a Low Reynolds Number

XU Huafeng^{1,2,3}, WANG Mingyang^{1,2,3}, ZHAO Shengfeng^{1,2,3}, HAN Ge^{1,2,3}, LUO Qiaodan^{1,2,3}

(1. Institute of Engineering Thermophysics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;
2. School of Aeronautics and Astronautics, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China;
3. Innovation Academy for Light-Duty Gas Turbine, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

Abstract: This paper aims to provide a comprehensive understanding of the flow characteristics of the orthogonal blade surface of the booster stage at a low Reynolds number, as well as develop efficient strategies for boundary layer control. To this end, a blade profile extracted from a certain section of the orthogonal blades used in a high-load booster stage is modified using a high-precision parameterization method. Then, numerical simulation is conducted to compare the laminar separation and transition processes under various blade geometry conditions at $Re=1.0\times 10^5$. The mechanisms by which the growth of boundary layers can be controlled through the leading edge and distribution of pressure gradients are explained. The results show that both the spike

near the leading edge and front-loaded pressure distribution can effectively suppress the growth of the laminar separation bubble at a low Reynolds number, thereby reducing the strength of reverse flow in the near-wall region. Compared to the baseline case, the profile loss is reduced by 12.4% and 12.5%, respectively. In addition, the incidence range of low flow losses is also extended. The superposition of the spike near the leading edge and front-loaded pressure distribution is found to be more effective in enhancing the aerodynamic performance of the blade, resulting in an 18.9% reduction in loss compared to the baseline case. These results provide valuable guidance for the design and flow control of blades in a booster stage operating at a low Reynolds number.

Keywords: low Reynolds number; booster stage; leading edge pressure peak; loading distribution; boundary layer

增压级作为航空发动机压缩系统的重要组成部分,具有叶尖切线速度低、负荷高、流道呈现负曲率的特点。在高空状态下,基于叶片弦长的特征雷诺数(Re)迅速降低,甚至处于临界值以下。此时,叶片表面层流区迅速扩展,层流边界层在强烈的逆压梯度作用下极易发生分离,转捩完成后诱导出层流分离泡,导致叶型损失显著增加,也严重制约压气机部件的效率和稳定裕度的提升。因此,亟需理解高空低 Re 环境下增压级叶型表面的分离、转捩特性,发展高效的设计方法及流动调控策略,最大限度地削弱低雷诺数效应对增压级叶型气动性能的不利影响。

自 20 世纪 60 年代以来,国内外科研人员对压气机叶型表面分离、转捩流动特征及调控策略开展了大量研究。Horton^[1]概述了低 Re 下叶片表面层流分离的流动机理,并提出了基于半经验的经典分离泡预测模型。Tselepidakis 等^[2]采用耦合转捩预测的 $k-\omega$ 湍流模型研究了某可控扩散叶型前缘的流动特性,表明叶片前缘发生层流分离,且分离泡随攻角增大而迅速增大。Leggett 等^[3]分别采用雷诺平均(RANS)和大涡模拟(LES)方法,预测低 Re 下 V103 叶型的气动损失,结果表明在设计工况下 RANS 和 LES 预测的结果基本一致,并且都可以捕捉到叶片表面的分离和转捩过程。Liu 等^[4]通过高保真直接数值模拟和实验研究,探讨了范围从 4.5×10^4 到 1.2×10^5 不同 Re 下,压气机叶片表面分离现象及其尾迹特征。结果显示,随着 Re 增加,叶片表面层流分离泡长度和厚度会减小,但叶片尾缘流动分离几乎不会受到 Re 影响。

在研究低 Re 叶片吸力面分离及转捩损失机理的基础上,研究人员随后开展了层流分离及转捩调控策略的研究,以期提升低 Re 下叶片的气动特性。具体包括:壁面粗糙度或绊线等壁面处理技术^[5-7],

壁面压力梯度调节、仿生学前缘设计等叶片修型方法^[8-9]以及壁面抽吸、局部变形面和等离子体合成射流激励等主动控制激励器策略^[10-12]。上述结果表明:当采用合理的流动调控策略重新组织叶片表面的层流分离及转捩特性时,有望显著提升低 Re 下压气机叶片的气动特性。

国内在低 Re 条件下压气机叶型流动特征及转捩调控的研究起步较晚,文献[13]叙述了压气机叶片的高空低雷诺数效应,文献[14-16]运用数值方法研究了低 Re 下叶片表面层流分离的调控策略,文献[17-18]对叶型进行优化设计,获得低 Re 下抗分离的新叶型。这些研究指出,有效控制叶型吸力面附面层发展是解决叶片低雷诺数效应问题的关键,在峰值 Ma 后,保持均匀的气流扩散、减小逆压梯度能够抑制分离泡的发展,提高叶片的抗分离能力。

总的来看,高空低 Re 效应会明显改变压气机内部流动损失特性,从而严重恶化压气机的气动效率和稳定工作裕度。已有研究表明,提升低 Re 下叶型性能的关键在于抑制叶片表面分离泡的生成和发展。叶片修型方法凭借结构简单、易于实现等优点,在流动控制中获得广泛应用。然而,已有的研究主要集中在单一的流动策略上,而对于耦合流动控制影响研究较少。此外在高 Re 下,前缘压力尖峰被视为一种不利的能量扰动导致附面层提前转捩,摩擦损失增大而增加叶型损失^[19-21]。在低 Re 下,为增强流体抗分离能力,通常利用壁面处理在局部产生较强扰动,促进近壁动量交换,因此前缘压力尖峰在低 Re 下能否作为有效转捩调控策略以及对叶片表面附面层的影响及机制尚未明晰,亟需进一步研究。

基于此背景,本文针对高负荷增压级下压流道内正交叶片某一截面处的叶型为研究对象,通过用形状函数变换(CST)^[22]造型方法进行改型设计,利

用数值模拟手段,研究了低 Re 下层流分离及转捩特性对不同叶型的响应规律,阐明了增压级典型叶型关键几何参数对附面层发展的调控机制,相关结果为适应于高空低 Re 流动条件的高负荷增压级先进叶型设计方法提供一定理论支撑。

1 数值计算方法

1.1 研究对象

本文研究对象为高负荷增压级下压流道正交叶片某一截面处的叶型(标注为叶型 A),设计进口马赫数(Ma)为 0.6,弦长为 26.9 mm。该基元级叶型如图 1 所示,其中 β_1 、 β_2 和 β_3 分别表示进、出口气流角和安装角, C_{ax} 和 s 分别表示轴向弦长和叶型栅距。该叶型部分几何和气动参数如表 1 所示。

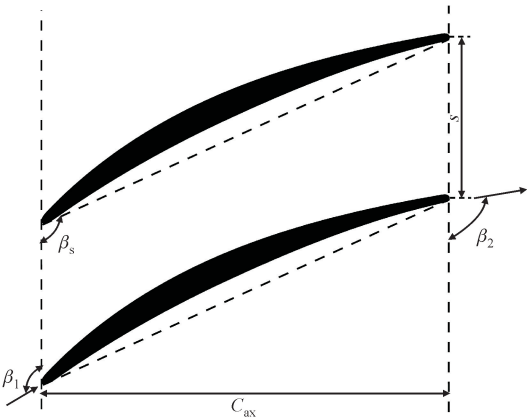


图 1 叶型 A 基元级示意图

Fig. 1 Cascade-A cascade parameters

表 1 叶型 A 的部分关键几何及气动参数

Table 1 Key geometry and aerodynamic parameters of cascade-A

设计参数	数值
弦长/mm	26.9
轴向弦长/mm	22.907
稠度	2.19
进口气流角/(°)	140.59
出口气流角/(°)	104.85
安装角/(°)	121.8
当量扩散因子	0.48
进口马赫数	0.6
进口雷诺数	1×10^5

在原始叶型 A 的基础上,在保证关键几何参数不变的前提下,通过利用 CST 方法进行型面优化。该方法由类别函数 $C(\varphi)$ 和形状函数 $S(\varphi)$ 相乘,再加上一个表示尾缘特征的函数来拟合叶片型线,即为

$$\xi(\varphi) = C(\varphi)S(\varphi) + \varphi\Delta\xi \tag{1}$$

式中: $\varphi = x/C$ 为叶片无量纲横坐标; $\xi(\varphi) = y/C$ 为叶片无量纲纵坐标; $\Delta\xi = \Delta y_{TE}/C$ 为叶片尾缘无量纲厚度, Δy_{TE} 为叶片尾缘厚度。类别函数 $C(\varphi)$ 一般定义为 $C(\varphi) = \varphi^{N_1} (1 - \varphi)^{N_2}$, N_1 、 N_2 为控制参数,用来定义叶片基本外形。形状函数 $S(\varphi)$ 一般采用 n 阶 Bernstein 多项式线性加权求和,即 $S(\varphi) =$

$$\sum_{r=0}^n A_r \frac{n!}{r!(n-r)!} (\varphi)^r (1 - \varphi)^{n-r}, A_r \text{ 为控制参数。}$$

本文综合考虑控制变量数目和拟合精度,形状函数选用 7 阶 Bernstein 多项式,最终叶片吸力面或压力面型线分别用如下函数拟合

$$\xi(\varphi) = [\varphi^{N_1} (1 - \varphi)^{N_2}] \cdot$$

$$[\sum_{r=0}^7 A_r (\varphi)^r (1 - \varphi)^{7-r}] + \varphi(\Delta y_{TE})/C \tag{2}$$

利用 CST 方法,将原始叶型载荷前移,获得叶型 B;引入前缘修正,获得了带有前缘压力尖峰叶型 C;将叶型 C 的载荷前移获得前缘压力尖峰耦合载荷梯度叶型 D。4 种基元级叶型示意、厚度分布和吸力面型线倾斜角变化分别如图 2~4 所示。可以看出,3 个变型叶型 B、C 和 D 的最大厚度有所减少,前加载叶型 B 的最大厚度位置向前移动了 17% 轴向弦长;带有前缘尖峰叶型 C 最大厚度位置基本保持不变;前缘尖峰耦合载荷梯度叶型 D 的厚度在 20%~60% 轴向弦长处有一段平台式分布特征,且均有一定幅度减小。两个前加载叶型 B 和 D 在 40% 轴向弦长前吸力面型线倾斜角降低幅度更大;前缘尖峰耦合载荷梯度叶型 D 在 30%~40% 轴向弦长处倾斜角保持相对平缓的分布,40%~80% 轴向弦长处倾斜角变化较为剧烈;叶型 C 倾斜角变化和原始叶型 A 类似,但前缘处倾斜角变化明显,前缘半径变大。

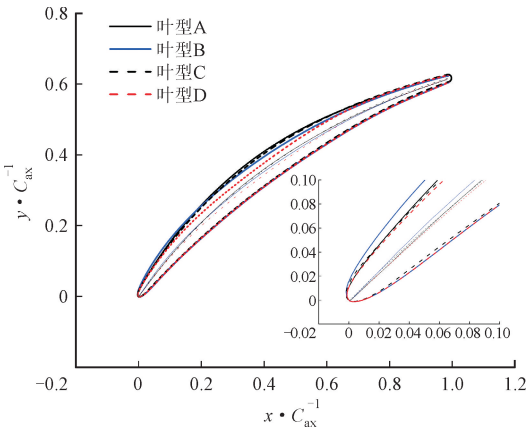


图 2 4 种基元级叶型示意图

Fig. 2 Four types of cascade diagrams

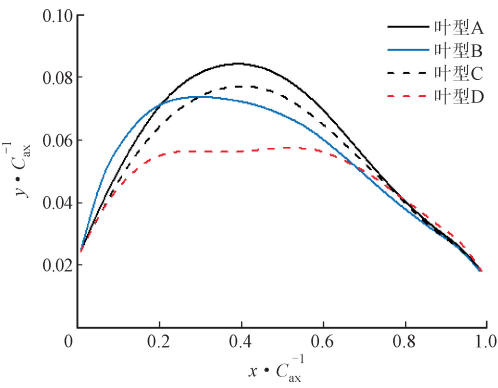


图 3 4 种叶型厚度分布的对比

Fig. 3 Comparison of thickness distribution of four cascades

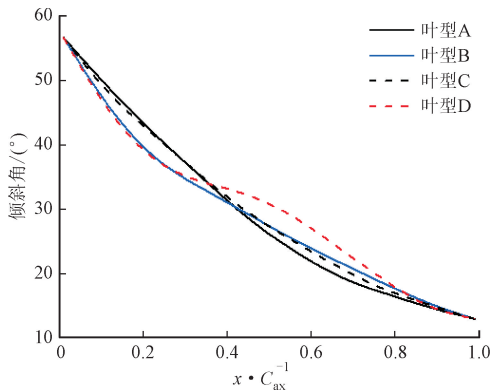


图 4 4 种叶型吸力面型线倾斜角分布

Fig. 4 Inclination angle distribution of suction surface of four cascades

1.2 数值计算方法

本文采用 CFX 软件进行数值计算,选取耦合转捩 $\gamma-Re_\theta$ 模型的 SST $k-\omega$ 湍流模型,计算域进口位于叶片上游 1.5 倍轴向弦长处,给定总温、总压和气流角;出口位于叶片下游 2 倍轴向弦长处,给定平均静压。叶片表面给定绝热无滑移边界,计算域周向和展向给定周期性边界条件。计算网格为 Auto-Grid5 生成 O4H 结构化网格拓扑,近壁面网格尺度加密处理,保证 $y^+ \leq 1$,经网格无关校核(见图 5)确定单层网格数约为 5 万,计算网格如图 6 所示。

1.3 数值计算结果校核

为验证本文数值计算方法的可靠性,利用文献已有实验数据的 V103 叶型进行数值校核。V103 叶型作为典型高亚声速压气机叶型,设计进口 $Ma=0.67$,在低雷诺数下表现为层流分离转换模式^[23],与本文研究的叶型来流进口马赫数为 0.6 相近。采用与 1.2 节完全相同的计算参数设置,计算和实验获得的 $Re=1.5 \times 10^5$ 下叶片表面等熵 $Ma(Ma_{isen})$ 分布如图 7 所示。

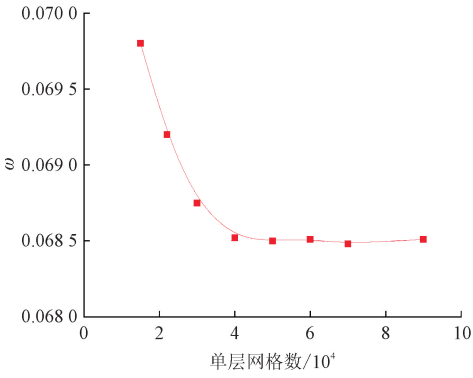


图 5 网格无关性验证

Fig. 5 Mesh independency study

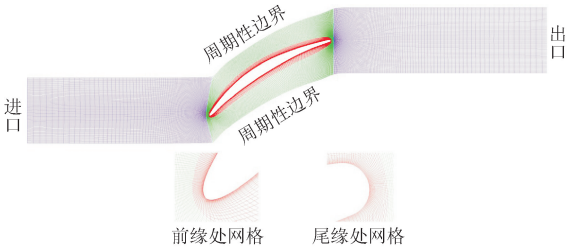


图 6 计算域网格示意图

Fig. 6 The grid for calculation

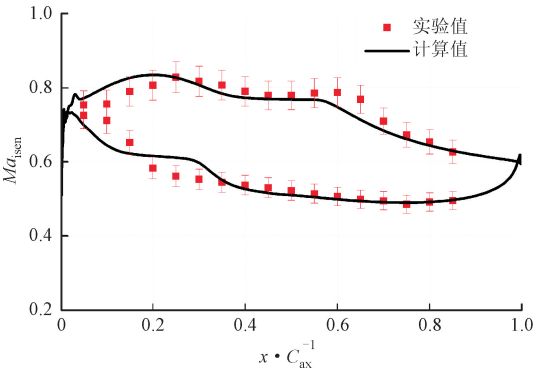


图 7 V103 叶型等熵 Ma 数值计算和实验结果对比

Fig. 7 Experimental and numerical results of Ma distribution for V103 cascade

整体来看, $Re=1.5 \times 10^5$ 下计算获得的叶片表面等熵 Ma 的分布和实验结果吻合较好,特别是数值计算准确捕捉到了叶片吸力面 40%~60% 轴向弦长处的“平台式”载荷分布,表明本文采用的数值计算方法成功预测了低 Re 下叶片表面层流分离泡的尺寸和位置。因此,说明本文的数值计算方法在预测低 Re 下压气机叶片分离、转捩特性方面具有很高可信度。

2 结果分析与讨论

2.1 叶型变化攻角-总压性能分析

本文在来流进口马赫数为 0.6、雷诺数为 1.0×10^5 、湍流度为 3.8% 的条件下,以处在下压流道中高负荷增压级正交叶片某一截面处的叶型为原始叶型,采用 CST 方法进行改型设计,通过对平面叶栅开展数值研究,获得叶型变化前、后的气动性能特性。

图 8 定量衡量了叶型变化前、后的叶型攻角 i 特性。其中,总压损失定义如下

$$\omega = \frac{P_{01} - P_{02}}{P_{01} - P_1} \tag{3}$$

式中: P_{01} 、 P_{02} 分别表示计算域进、出口总压; P_1 表示计算域进口静压。由图 8 可以看出,改型后的 3 种叶型 B、C、D 的总压损失均低于原始叶型 A,低总压损失攻角范围明显增大,尤其是前缘尖峰耦合载荷梯度叶型 D 的负攻角范围的性能得到大幅度提升。相比于原始叶型,设计工况下 3 种改型叶型损失分别降低了 12.4%、12.5% 和 18.9%。

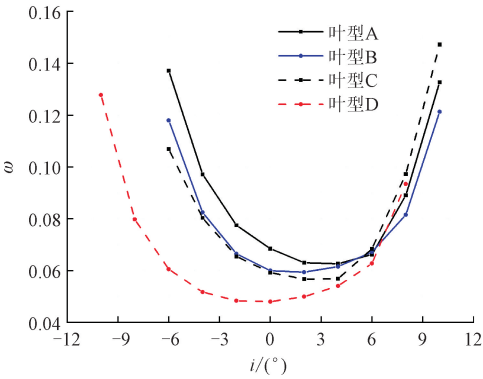


图 8 4 种叶型的攻角特性

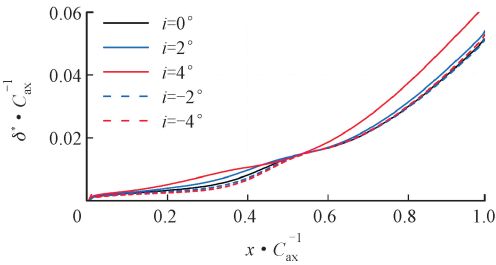
Fig. 8 Incidence characteristic of four cascades

图 9 分别给出了 4 种叶型在 0° 、 $\pm 2^\circ$ 、 $\pm 4^\circ$ 攻角下的吸力面位移厚度沿流向分布图。位移厚度定义^[24]如下

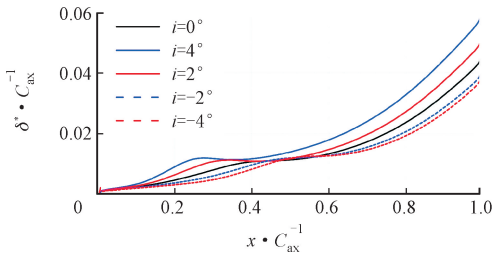
$$\delta^* = \int_0^{\delta} \left(1 - \frac{\rho u_x}{\rho_E u_E}\right) dx \tag{4}$$

式中: δ 代表边界层名义厚度; ρ 、 u 分别代表密度和速度;下标 E 代表主流。位移厚度 δ^* 在一定程度上反映了层流分离及转捩特性导致边界层迅速增长而诱发的堵塞效果。可以看出 4 种叶型的位移厚度沿流向缓慢增长,且攻角越大,位移厚度增长越快。在不同攻角下,叶型 A 和叶型 C 在 40% ~ 60% 轴向弦

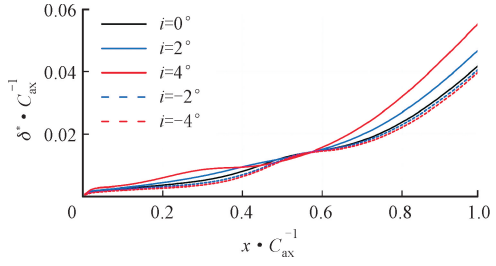
长处位移厚度达到局部峰值;叶型 B 和叶型 D 在不同攻角下位移厚度局部峰值前移至 25% ~ 40% 轴向弦长处。上述结果表明,前缘形状和压力梯度对叶片表面的分离及转捩特性均有显著的调控效果。



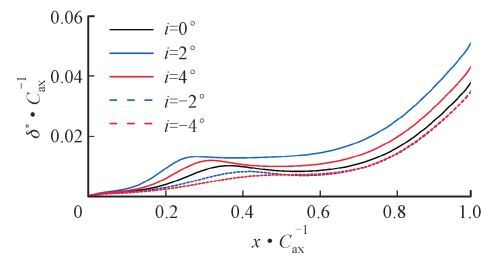
(a) 叶型 A



(b) 叶型 B



(c) 叶型 C



(d) 叶型 D

图 9 不同攻角下叶片表面边界层位移厚度分布

Fig. 9 Displacement thickness distribution of boundary layer on blade surface under different incidence

图 10 分别给出了 4 种叶型在 0° 、 $\pm 2^\circ$ 、 $\pm 4^\circ$ 攻角下的吸力面动量厚度沿流向分布。动量厚度定义如下

$$\theta = \int_0^{\delta} \left(1 - \frac{u_x}{u_E}\right) \frac{\rho u_x}{\rho_E u_E} dy \tag{5}$$

动量厚度一定程度上反映叶型损失的大小,且动量厚度急剧增大的位置近似认为是转捩位置。

4 种叶型动量厚度分布结果进一步证明了转捩特性对前缘形状和压力梯度较为敏感,且转捩完成后,湍流区动量厚度增长速率也存在一定差异,从而影响整体气动损失水平。具体来说,原始叶型 A 和叶型 C 在不同攻角下,尾缘处 θ 变化不大,而叶型 B 和叶型 D 在不同攻角下,尾缘处 θ 随攻角的减小而减小。

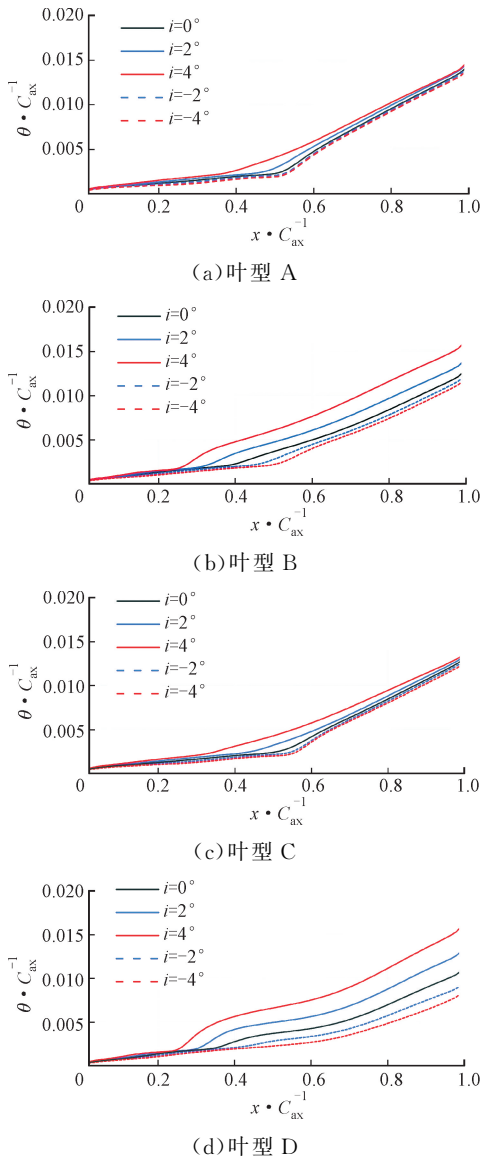


图 10 不同攻角下叶片表面边界层动量厚度分布
Fig. 10 Momentum thickness distribution of boundary layer on blade surface under different incidence

2.2 前缘形状对附面层发展的调控机制

叶片吸力面转捩位置直接决定了分离泡的结构和边界层增长速率。高 Re 下,叶片表面分离尺度较小,湍流区黏性耗散对叶型损失有决定性影响。此时,前缘压力尖峰通常由于触发转捩提前而显著增加湍流区黏性损失,最终恶化压气机性能。但是,

低 Re 条件下,层流区迅速扩展,层流分离尺度(或分离泡大小)则成为叶型损失产生的主导因素。此时,前缘压力尖峰在前缘局部产生较强扰动,加强高低速区动量交换,触发转捩提前而抑制分离泡发展,有望降低气动损失。

图 11 对比了 4 种叶型吸力面载荷分布。可以看出,当引入前缘尖峰后,吸力面“平台式”载荷区的位置及大小表现出显著差异,表明分离及转捩特性发生明显改变。

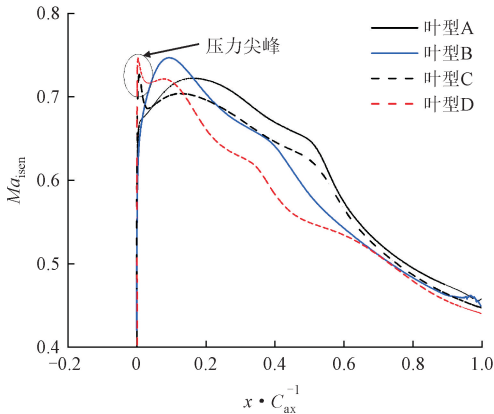


图 11 $i=0^\circ$ 时吸力面等熵 Ma 分布
Fig. 11 Suction surface isentropic Ma distribution under $i=0^\circ$

图 12 给出了 $i=0^\circ$ 时叶型 A 和叶型 C 吸力面壁面摩擦系数 C_f 分布情况,表 2 给出了层流分离点 (x_s)和湍流再附点位置(x_r)。可以看出,层流分离点位置几乎不受前缘压力尖峰的影响,而湍流再附着点由于前缘压力尖峰的存在而向叶片前缘移动,即前缘压力尖峰的存在减小了层流分离泡的长度。对比叶型 A 和叶型 C 可以看出,吸力面层流分离泡(Laminar Separation Bubbles, LSB)长度 L_{LSB} 减少了接近 10% 轴向弦长。显然,在低雷诺数下,前缘压力尖峰可以有效地抑制层流分离泡的发展,减小流动损失。

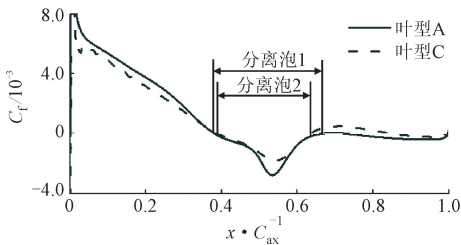


图 12 $i=0^\circ$ 时吸力面壁面摩擦系数 C_f 分布
Fig. 12 Skin friction coefficient distribution under $i=0^\circ$

表 2 叶型吸力面层流分离泡结构

Table 2 Structure of LSB on the suction surface of cascade

叶型	$(x_s \cdot C_{ax}^{-1})/\%$	$(x_r \cdot C_{ax}^{-1})/\%$	$(L_{LSB} \cdot C_{ax}^{-1})/\%$
叶型 A	38.3	66.1	27.8
叶型 C	38.7	63.2	24.5

为进一步分析前缘压力尖峰对分离泡发展的调控机理,图 13 给出了 $i=0^\circ$ 时两种叶型吸力面近壁区速度场分布,其中 u_{in} 为进口速度,虚线为形状因子 H_{12} 分布。形状因子 H_{12} 为边界层位移厚度和

动量厚度的比值,反映了边界层速度型分布, Walker^[25] 把 $H_{12}=3.7$ 作为压气机叶片表面流动分离的判断准则。可以看出, 0° 攻角下峰值位置近似表示分离泡最大厚度位置(也即是转捩位置),且 H_{12} 峰值越大,分离泡越厚,近壁区回流越强。对比发现:前缘压力尖峰在设计攻角 ($i=0^\circ$) 下明显减小了 H_{12} 峰值,对应的分离泡最大厚度也相应减小,这进一步证明前缘压力尖峰能够有效调控附面层转捩特性,从而削弱层流分离尺度,减小气动损失。

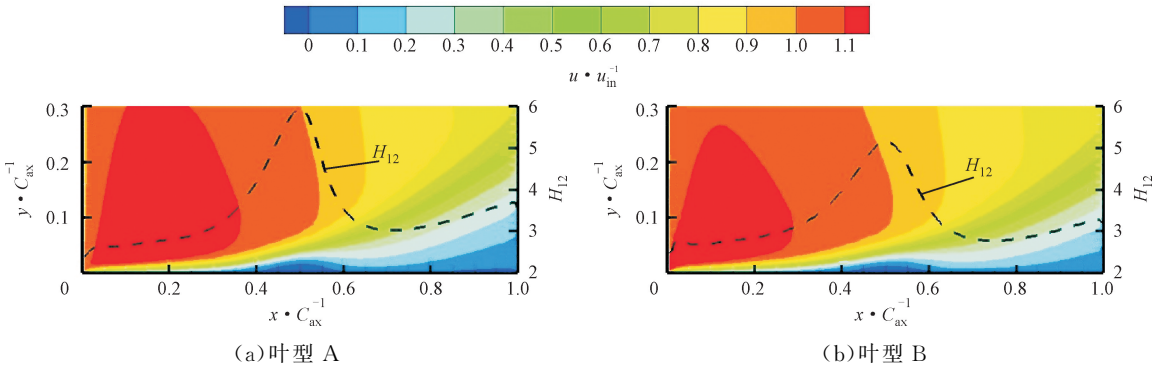
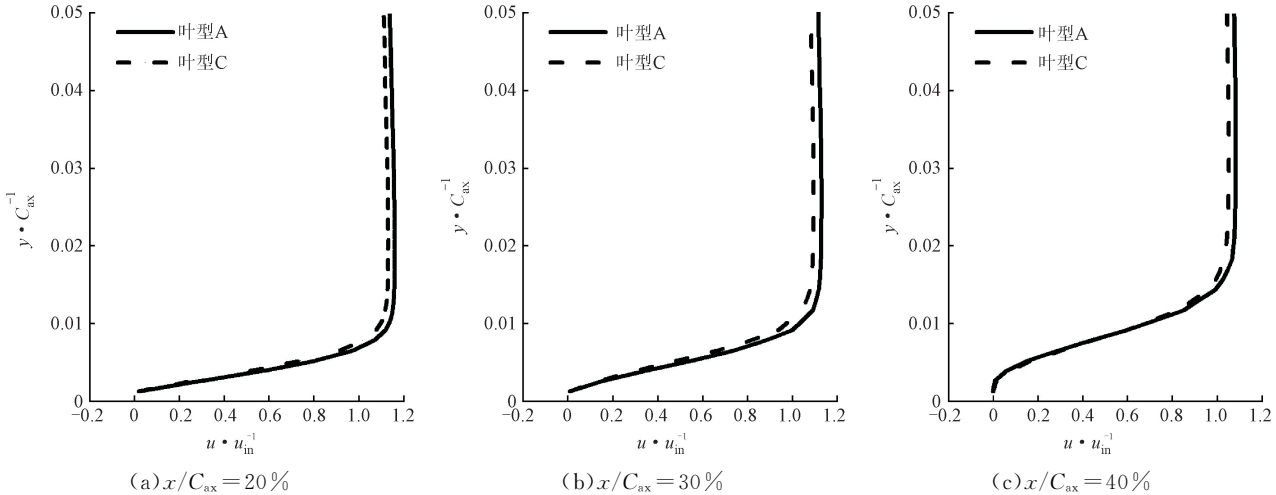


图 13 $i=0^\circ$ 时叶型吸力面近壁面速度分布云图

Fig. 13 Velocity contours near the wall of suction side of cascade under $i=0^\circ$

图 14 给出了 $i=0^\circ$ 叶型吸力面流向沿 20%~70% 轴向弦长处边界层速度型分布。可以看出,在分离之前 ($x/C_{ax}=30\%$),边界层内速度型发展平缓,厚度较薄。随着气流向下游发展,进入逆压区域,边界层动量迅速减少,开始出现流动分离。在 $x/C_{ax}=40\%$ 处,叶型 A 和叶型 C 边界层速度型上扬挤压主流,形成更加饱满的速度型,发展出分离剪切层。结合图 13 可以看出,此时边界层内部形成分

离泡结构,在其后部出现回流现象,加大了流动掺混损失。在 70% 轴向弦长处,叶型 A 和叶型 C 速度型呈现典型的湍流边界层特征,表明转捩完成。对比来看,在 $x/C_{ax}=40\%$ 位置上游,叶型 A 和叶型 C 边界层速度分布相似。但是,当转捩完成后 ($x/C_{ax}=50\%$),引入的前缘压力尖峰能够通过抑制分离泡的发展,延缓边界层增长,湍流区各流向位置处边界层厚度减小,降低气动损失,这和上文结论一致。



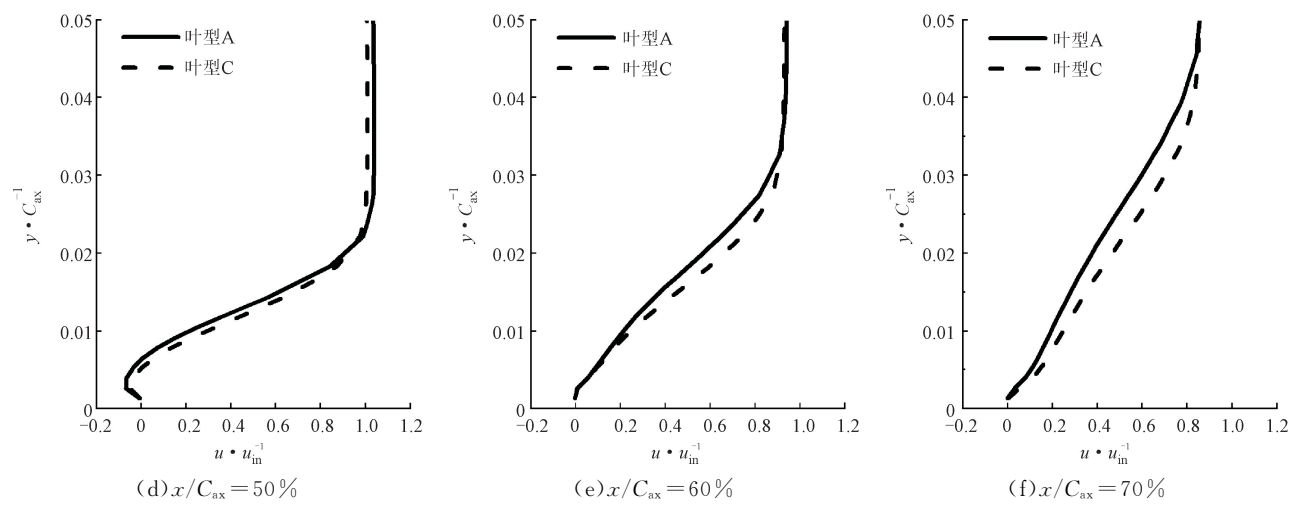


图 14 $i=0^\circ$ 时吸力面沿不同流向位置近壁面速度型分布
Fig. 14 Velocity profiles of different streamwise locations under $i=0^\circ$

图 15 给出了 $i=-4^\circ$ 和 $i=4^\circ$ 两种叶型吸力面近壁区速度分布云图。可以看出,在非设计攻角下,带有前缘压力尖峰叶型 C 的分离泡增长幅度均小于叶型 A,近壁低能回流大幅减小,且分离泡下游湍流区边界层增长更为缓慢,明显减小了尾缘流动堵

塞和掺混损失。上述结果表明:当通过合理设计前缘形状,所引入的前缘压力尖峰能够在设计和非设计攻角下,有效调控叶片表面转捩特性,抑制分离泡发展,消弱甚至消除尾缘大尺度流动分离,降低气动损失,从而更加适应于低 Re 流动条件。

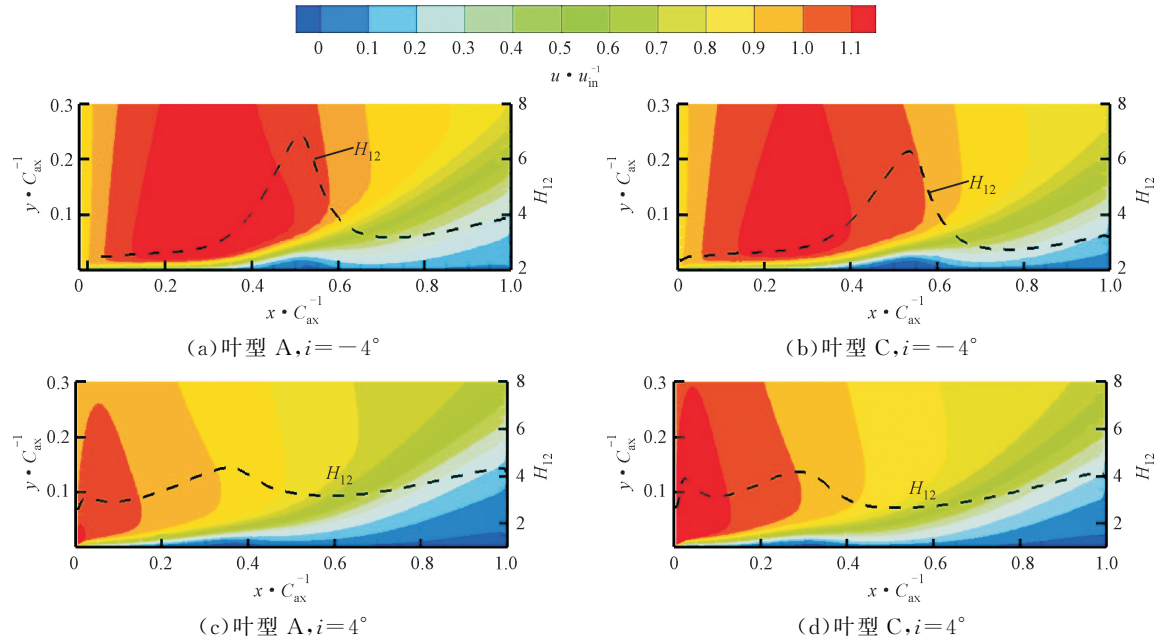
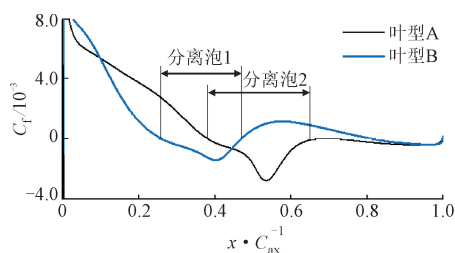
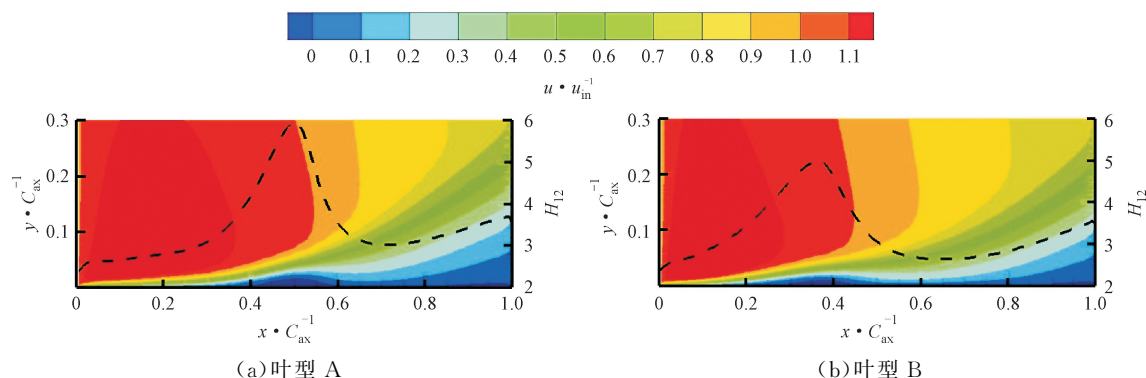
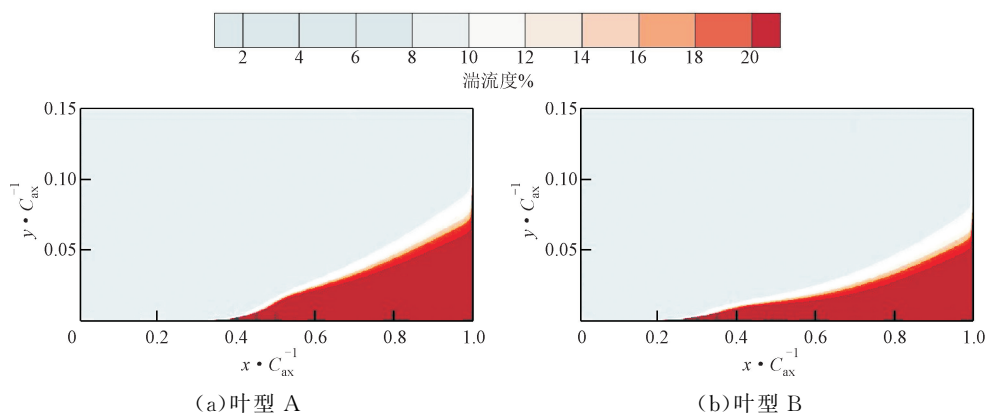


图 15 $i=-4^\circ$ 和 $i=4^\circ$ 时两种叶型吸力面近壁区速度分布云图
Fig. 15 Velocity contours near the wall of suction side of two cascades under $i=-4^\circ$ and $i=4^\circ$

2.3 压力梯度对附面层发展的调控机制

除了引入前缘尖峰外,通过合理调整叶片压力梯度,也有望控制叶片表面分离、转捩过程,降低叶型气动损失。本文在进行叶型表面压力梯度分布调整时,将 0° 攻角时吸力面峰值 Ma 位置前移至 8% 轴向弦长处(见图 11),获得前加载叶型 B。详细对比了叶型 A 和叶型 B 两种叶型表面分离、转捩特

性,明晰压力梯度分布对附面层发展的调控机制。
图 16 给出了 $i=0^\circ$ 时吸力面壁面摩擦系数 C_f 分布情况。可以看出,叶型 B 在 $x/C_{ax}=25.6\%$ 轴向位置处发生层流分离,在 $x/C_{ax}=46.5\%$ 位置处发生湍流再附,相比于原始叶型 A,前加载叶型表面分离泡长度减小 $6.9\%C_{ax}$ 。这表明:叶型压力梯度前移能够有效抑制分离泡发展,进而影响气动损失大小。

图 16 $i=0^\circ$ 时吸力面壁面摩擦系数 C_f 分布Fig. 16 Skin friction coefficient distribution under $i=0^\circ$ 图 17 $i=0^\circ$ 时两种叶型吸力面近壁区速度分布云图Fig. 17 Velocity contours near the wall of suction side of two cascades under $i=0^\circ$ 图 18 $i=0^\circ$ 时两种叶型近壁区湍流度分布云图Fig. 18 Turbulence level distribution contours near the wall of two cascades under $i=0^\circ$

上述研究结果表明,前缘压力尖峰和前加载压力梯度均能调控转捩进程,从而降低叶型气动损失。同时可以注意到,在负攻角条件下,原始叶型吸力面分离泡尺度较大,当通过前缘压力尖峰或载荷前移抑制吸力面分离泡发展时,能显著改善叶型气动性能。但是,随着正攻角逐渐增大,叶片吸力面速度峰值 Ma 前移,分离泡尺度逐渐减小乃至消失。因此,较大正攻角下通过前缘压力尖峰或载荷前移来抑制分离泡发展,从而降低损失的效果不明显,甚至当正

图 17 给出了 $i=0^\circ$ 两种叶型吸力面近壁区速度分布云图。可以看出,前加载叶型 B 吸力面分离泡位置前移,分离泡长度和最大厚度均有所降低,对应的 H_{12} 峰值减小。另外,从图 18 中湍流度分布云图可知,在转捩完成后,分离泡下游的高湍流区域也显著缩小,表明湍流区黏性耗散也有所降低。因此,前加载压力梯度分布能够同时减小分离泡内部转捩损失和湍流区黏性耗散损失,从而显著提升低 Re 下叶型气动性能。

攻角下分离泡被完全消除后,前加载压力梯度分布有可能导致尾缘附近出现湍流分离,叶型损失迅速增大,从而限制了正攻角失速范围的提升。

为探究前缘压力尖峰与前加载压力梯度对转捩特性及气动损失的耦合调控作用,将带有前缘压力尖峰的叶型 C 载荷进一步前移,获得叶型 D。图 19 给出了前缘压力尖峰耦合前加载叶型 D 在不同攻角下吸力面近壁区速度分布云图。可以看出,在不同攻角下前缘压力尖峰耦合前加载叶型 D 吸力面 H_{12} 均保

持较低水平,且转捩位置进一步前移,对应的分离泡长度和最大厚度也进一步较小。这表明,前缘压力尖峰耦合前加载叶型 D 继承了前缘压力尖峰和载荷前

移带来的气动优势,能够更大幅度地提升低雷诺数下叶型的气动性能。该结果能够为低 Re 下增压级下压流道典型正交叶型设计提供有益借鉴。

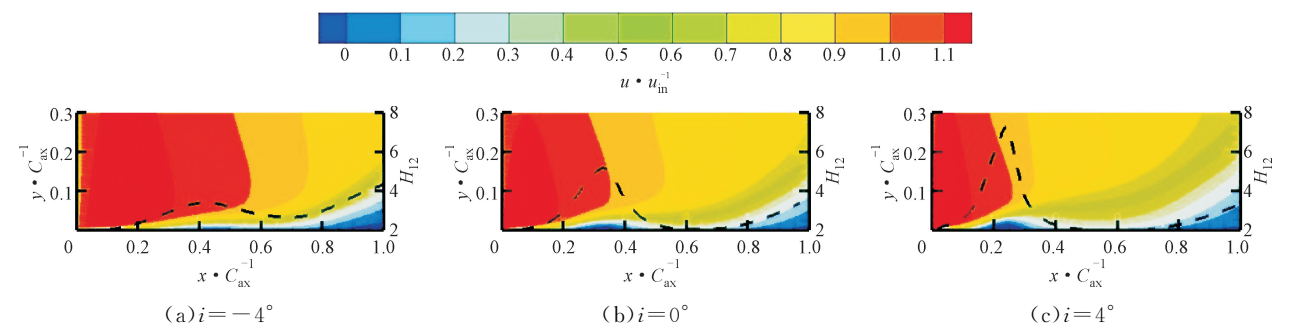


图 19 叶型 D 在不同攻角下吸力面近壁区速度分布云图

Fig. 19 Velocity contours near the wall of suction side of cascade-D under different incidence

3 结 论

本文以高负荷增压级下压流道内正交叶片某一截面处的叶型为研究对象,通过高精度参数化方法对原始叶型进行改型设计,获得适合 3 套不同几何构型的增压级叶型。利用数值计算方法对比了低 Re 下不同叶型的附面层发展特性,阐明了低 Re 下前缘压力尖峰耦合压力梯度对转捩及损失的调控机制,主要结论如下。

- (1)低雷诺数下引入前缘压力尖峰能够在不引起前缘流动分离的情况下,增强分离泡近壁区动量交换,从而诱发转捩提前,减小分离泡尺寸,降低了分离泡内部回流强度,相比于原型,设计点叶型总压损失降低 12.4%。
- (2)在低雷诺数下,叶型载荷前移不仅能够通过促使转捩提前发生来抑制分离泡发展,降低分离泡内回流强度和转捩过程带来的损失,也能延缓湍流边界层增长,降低湍流区黏性损失,使得叶型总压损失降低了 12.5%,从而大幅提升低雷诺数下叶片气动性能。
- (3)前缘压力尖峰耦合前加载叶型同时继承了上述优点,能够更为显著地触发转捩提前,更大幅度地延缓边界层增长,叶型总压损失下降了 18.9%,同时拓宽了低损失攻角范围,更进一步提升低雷诺数下叶型的气动性能。

参考文献:

[1] HORTON H P. A semi-empirical theory for the growth and bursting of laminar separation bubbles [D]. London, UK: Queen Mary College University of London, 1967.

[2] TSELEPIDAKIS D P, KIM S E. Modeling and prediction of the laminar leading-edge separation and transition in a blade-cascade flow [C]//ASME 1996 International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exhibition. New York, NY, USA: ASME, 1996: V001T01A105.

[3] LEGGETT J, PRIEBE S, SHABBIR A, et al. Loss prediction in an axial compressor cascade at off-design incidences with free stream disturbances using large eddy simulation [J]. Journal of Turbomachinery, 2018, 140(7): 071005.

[4] LIU Qiang, AGER W, HALL C, et al. Low Reynolds number effects on the separation and wake of a compressor blade [J]. Journal of Turbomachinery, 2022, 144(10): 101008.

[5] ZHOU Ying, WANG Z J. Effects of surface roughness on separated and transitional flows over a wing [J]. AIAA Journal, 2012, 50(3): 593-609.

[6] ZHANG Xuefeng, HODSON H. Combined effects of surface trips and unsteady wakes on the boundary layer development of an ultra-high-lift LP turbine blade [J]. Journal of Turbomachinery, 2005, 127(3): 479-488.

[7] 王名扬, 李紫良, 卢新根, 等. 低雷诺数下粗糙度对高亚声速压气机叶型气动性能的影响 [J]. 推进技术, 2020, 41(7): 1510-1519.

[8] SATTA F, SIMONI D, UBALDI M, et al. Loading distribution effects on separated flow transition of ultra-high-lift turbine blades [J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(7): 1510-1519.

- and Power, 2014, 30(3): 845-856.
- [9] WANG Zhenyu, ZHUANG Mei. Leading-edge serrations for performance improvement on a vertical-axis wind turbine at low tip-speed-ratios [J]. Applied Energy, 2017, 208: 1184-1197.
- [10] SUDHI A, ELHAM A, BADRYA C. Coupled boundary-layer suction and airfoil optimization for hybrid laminar flow control [J]. AIAA Journal, 2021, 59(12): 5158-5173.
- [11] THILL C, ETCHES J, BOND I, et al. Morphing skins [J]. The Aeronautical Journal, 2008, 112 (1129): 117-139.
- [12] ZONG Haohua, KOTSONIS M. Formation, evolution and scaling of plasma synthetic jets [J]. Journal of Fluid Mechanics, 2018, 837: 147-181.
- [13] 赵峰, 桂幸民. 低雷诺数效应对某可控扩散叶型性能的影响 [J]. 航空动力学报, 2006, 21(2): 285-289.
ZHAO Feng, GUI Xingmin. The low Reynolds number effects on the performance of some controlled diffusion airfoils [J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(2): 285-289.
- [14] 刘太秋, 黄洪波, 杜辉. 压气机低雷诺数叶型设计技术研究 [J]. 航空发动机, 2006, 32(2): 26-30.
LIU Taiqiu, HUANG Hongbo, DU Hui. Compressor airfoil design for low Reynolds number [J]. Aero-engine, 2006, 32(2): 26-30.
- [15] 刘波, 侯为民, 项效镭. 高空低雷诺数二维抗分离叶型研究 [J]. 西北工业大学学报, 2008, 26(6): 703-706.
LIU Bo, HOU Weimin, XIANG Xiaorong. Exploring new ideas and new methods in 2D fan/compressor cascade profile optimization design for low Reynolds number and high altitude [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2008, 26(6): 703-706.
- [16] 王名扬, 赵胜丰, 李紫良, 等. 低雷诺数下高亚声速压气机叶型流动损失机理研究 [J]. 推进技术, 2020, 41(5): 1046-1054.
WANG Mingyang, ZHAO Shengfeng, LI Ziliang, et al. Flow and loss mechanism of high subsonic compressor airfoil under low Reynolds number conditions [J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(5): 1046-1054.
- [17] 李俊, 刘波, 杨小东, 等. 高空低雷诺数吸附式压气机叶型耦合优化设计 [J]. 航空动力学报, 2016, 31(2): 503-512.
LI Jun, LIU Bo, YANG Xiaodong, et al. Coupling optimization design for aspirated compressor airfoil with low Reynolds number in high altitude [J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(2): 503-512.
- [18] 黄松, 阳诚武, 韩戈, 等. 采用鲸鱼算法的可控扩散叶型优化设计 [J]. 西安交通大学学报, 2020, 54(3): 49-57.
HUANG Song, YANG Chengwu, HAN Ge, et al. Optimal design of a controlled diffusion airfoil with the whale algorithm [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2020, 54(3): 49-57.
- [19] GOODHAND M N, MILLER R J. The impact of real geometries on three-dimensional separations in compressors [J]. Journal of Turbomachinery, 2012, 134(2): 021007.
- [20] 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.
- [21] VOLINO R J. Passive flow control on low-pressure turbine airfoils [C]//ASME Turbo Expo 2003, colloated with the 2003 International Joint Power Generation Conference. New York, NY, USA: ASME, 2003: 833-844.
- [22] KULFAN B M. Universal parametric geometry representation method [J]. Journal of Aircraft, 2008, 45 (1): 142-158.
- [23] BOESE M, FOTTNER L. Effects of riblets on the loss behavior of a highly loaded compressor cascade [C]//ASME Turbo Expo 2002: Power for Land, Sea, and Air. New York, NY, USA: ASME, 2002: 743-750.
- [24] GREITZER E M, TAN C S, GRAF M B. Internal flow: concepts and applications [M]. Cambridge, UK: Cambridge University Press, 2007.
- [25] WALKER G J. Observations of separated laminar flow on axial compressor blading [C]//ASME 1975 International Gas Turbine Conference and Products Show. New York, NY, USA: ASME, 1975: V01BT02A001.

(编辑 杜秀杰)