

周向布局对高负荷串列叶栅性能的影响

单树军¹, 侯安平^{1,2}, 李剑雄¹, 刘若阳¹, 张明明³

(1. 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;

2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191;

3. 北京工业大学 机械工程与应用电子技术学院, 北京 100124)

摘 要: 为研不同周向布局下串列叶栅各排性能变化的机理,按扩压因子大小分布设计了一系列串列叶栅,每组串列叶栅进行6种周向布局计算分析;而后对一组串列叶栅前后排叶片积叠轴分别进行了弯曲处理,研究沿展向非均匀周向布局对串列叶栅性能的影响。研究表明:周向布局可以改变叶栅通道扩张规律从而改变流场压力分布。随着周向偏距增大,前排负荷增加,后排负荷降低。增大周向偏距可减小串列叶栅前后排损失,T5算例中80%周向偏距方案相对原型损失减少51.3%。前排叶栅决定了串列叶栅可用攻角范围,并且随着周向偏距增大,串列叶栅的可用正攻角增加。随着周向偏距增大,后排叶片端区分离会减小。串列叶栅整体正弯减小14.5%的总压损失系数。采用单独前排反弯或者单独后排正弯分别减小了15.6%和55.2%的总压损失。

关 键 词: 串列叶栅; 总压损失; 流场特性; 流动分离; 弯叶片; 周向偏距

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Effects of percent pitch on performance of high load tandem cascade

SHAN Shujun¹, HOU Anping^{1,2}, LI Jianxiong¹,

LIU Ruoyang¹, ZHANG Mingming³

(1. 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;

2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China;

3. College of Mechanical Engineering and Applied Electronics Technology,
Beijing University of Technology, Beijing 100124, China)

Abstract: In order to investigate the mechanism of the forward and aft cascades performance changes at different percent pitches, a series of tandem cascades were designed according to Lieblein factor. The tandem cascades were simulated at six different percent pitches. On this basis, the forward and aft blade stacking lines of a tandem cascade were curved to analyze the influence of the spanwise non-uniform percent pitch on the performance of tandem cascade. The results showed that the expansion of cascade passage and pressure distribution changed with the variation of the percent pitches. The load of forward blade increased

收稿日期: 2016-11-16

基金项目: 国家自然科学基金面上项目(11290140); 国家自然科学基金青年基金(51306003)

作者简介: 单树军(1987—),男,博士,主要从事叶轮机械气动热力学研究。E-mail:shujunshan@126.com

引用格式: 单树军,侯安平,李剑雄,等. 周向布局对高负荷串列叶栅性能的影响[J]. 航空动力学报,2018,33(5):1193-1203. SHAN Shujun, HOU Anping, LI Jianxiong, et al. Effects of percent pitch on performance of high load tandem cascade[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(5): 1193-1203.

while the load of aft blade decreased with the rising percent pitch. Compared with original cascades, the total pressure loss coefficient decreased both at forward and aft blades, the total pressure loss coefficient of T5 blade decreased 51.3% at 80% percent pitch. The incidence angle range of tandem was influenced by forward cascades; the positive incidence angle range increased with rising percent pitch. Corner separation of aft cascades decreased while the percent pitch increased. The total pressure loss coefficient decreased 14.5% when the tandem cascades were positively curved. The total pressure loss coefficient decreased 15.6% and 55.2% when the forward blade was negatively curved or the aft blade was positively curved while the other blade kept straight.

Key words: tandem cascade; total pressure loss; flow field characteristic; flow separation; curved blade; percent pitch

随着压气机负荷的提升,流动更易分离,多种流动控制技术被应用在压气机设计之中。串列叶片和弯叶片技术是流动被动控制的两个研究热点。串列叶片具有负荷高、损失低的特点,研究人员对串列叶栅的原理、计算和优化设计等都做了相应工作。Sanger^[1]、Haut^[2]、Wu 等人^[3]对弦长比(C_{fb}/C_{ab})、叶型转角比($\varphi_{fb}/\varphi_{ab}$)、轴向周向偏距组合等进行了相关试验。Roy 等人^[4-6]率先采用可控扩散叶型进行低展弦比的串列叶栅设计研究,并在低速条件下进行试验验证。Sachmann 等人^[7]在高亚声速风洞(进口马赫数 $Ma_{in} = 0.83$)对小搭接量串列静子进行试验,通过改变安装角和周向偏距,发现当周向偏距大于 80% 时,总压损失最小,当周向偏距等于 50% 时,攻角范围最宽。Weber 等人^[8]设计并试验验证了一个 60° 转角, $Ma_{in} = 1.06$ 的串列静子。前排叶片跨声速,后排叶片亚声速,并且其稠度是前排叶片的 2 倍。Canon-Falla^[9]使用 FLUENT 软件进行了 NACA-65 串列叶型的不可压流计算,在周向偏距为 80% 位置时损失最小。Nezym 等人^[10]用数据分组处理方法(GMDH)对 Wu 等人^[3]的数据进行分析,得到了气动损失和弦长比、弯度比、等效稠度的关系。到了 21 世纪初, Hasegawa^[11]为冲压发动机设计了跨声速串列转子,试验中转子性能达到目标,但是常规静子损失过大,需要改进静子设计。近几年来,美国弗吉尼亚大学的 McGlumphy 等人^[12-14]以高压压气机出口级为背景对亚声串列叶栅进行了大量的研究,结果表明:串列叶栅可承受更高负荷,前排叶片和常规叶片性能相似,但对后排叶片性能的影响很大,前后排叶片周向、轴向的相对位置对串列叶栅设计点的性能至关重要。

国内向宏辉等人^[15]对某高负荷轴流风扇原型静子改型为串列静子并进行试验,改型静子总压损失系数降低了 19%,静压升提高了 3.1%,缓解了原叶型的流动堵塞现象。刘志刚等人^[16]对某亚声速串列叶栅进行试验,结果表明前排叶片的存在使得后排叶片流场受攻角变化的影响减弱,并使其在吸力面的马赫数峰值降低。李绍斌等人^[17]通过数值模拟研究了串列叶栅周向布局对压气机性能的影响,发现后排静子的周向位置可影响低能流体在叶栅中的分布。姚思楠^[18]计算了某风扇级串列叶栅周向轴向布局对性能影响,得到最佳位置时可提升 2.1% 的流量和 1.6% 的等熵效率。沈淳等^[19]研究了轴向相对位置对串列叶栅性能影响。

王仲奇教授的附面层迁移理论指出,叶片弯曲后在叶片力的作用下,叶片吸力面静压分布改变,从而影响附面层低能流体在吸力面端区的堆积。Bogod 等人^[20]在亚声速压气机中进行弯曲出口导叶研究,设计的正弯曲方案级效率提升 1.0%~1.5%,反弯曲叶片级效率提升 3%。Weingold 等人^[21]将三级压气机静叶改为弯曲叶片,提高了所有流量工况下等熵效率,并应用升力线模型对弯叶片作用机理进行了解释。李绍斌等人^[22]采用弯曲和局部修型对一具有 51° 叶型转角的环形扩压叶栅进行改型设计,降低了损失,控制了附面层发展。钟兢军^[23]对直叶栅、正倾斜、正反弯曲、S 型弯曲叶栅进行了试验研究,结果表明正弯曲叶片可显著降低端壁损失。张华良^[24]分析了不同弯角和叶栅转角下弯叶片作用效果,叶片正弯增强展向 C 型压力分布,叶片角区的流动具有由闭式分离向开式分离转化的趋势,叶片中部的流动具有由开式分离向闭式分离转化的趋势。

现有研究对串列技术和弯曲叶片分别进行了较详尽的研究,但针对串列叶片的弯曲造型相关研究则相对较少。本文首先分析了周向布局对串列叶栅前后排叶片负荷分配、可用攻角范围的影响及原因;然后在串列叶栅中应用弯曲叶片技术,设计了弯曲串列叶栅和沿径向变周向偏距串列叶栅多种方案,研究分析了叶片弯曲及串列两种技术耦合带来的叶栅性能变化规律及其作用机理。

1 物理模型与数值方法

1.1 叶型参数说明

串列叶栅几何定义如图 1 所示。本研究所有叶栅均采用单圆弧中弧线,最大挠度位置在 50%弦长位置;采用 NACA65 系列相对厚度分布,最大厚度为 10%弦长,最大厚度位置在 40%弦长处。图 1 中标示了叶栅弦长 C 、栅距 s 、前排叶栅尾缘到后排叶片前缘的间距 t 、进口气流角 β 、攻角 i 、落后角 δ 、水平距离 Δx ,下标 1、2 分别表示单列叶栅进、出口,下标 11、12 分别表示串列叶栅前排进、出口;21、22 分别表示串列叶栅后排进、出口,ab、fb 分别表示前、后排叶片。其中,串列叶栅等效参数和相对位置参数定义如下:等效弦长 $C_{\text{eff}} = (C_{\text{fa}} + C_{\text{ab}})/(1 + k_{\text{ao}})$;等效栅距 $s_{\text{eff}} = (1 - 0.5k_{\text{ao}})s$;等效稠度 $\sigma_{\text{eff}} = C_{\text{eff}}/s_{\text{eff}}$;轴向间距 $k_{\text{ao}} = \Delta x_1/\Delta x_2$;周向偏距 $k_{\text{pp}} = t/s$ 。

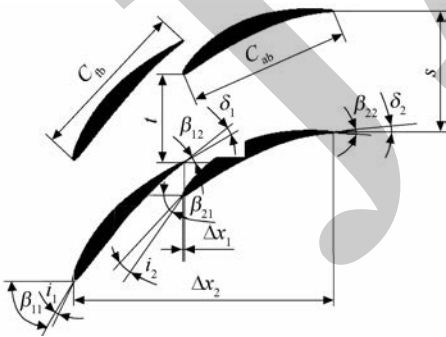


图 1 串列叶栅几何参数

Fig. 1 Geometrical parameters of tandem cascade

1.2 数值方法

本文采用 ANSYS 软件包中的 CFX 模块求解三维定常雷诺平均 Navier-Stokes 方程组,计算采用 2 阶精度的 SST(shear stress transport)湍流模型。边界条件设置为进口处给定总温、总压和进口气流角,出口边界给定平均出口静压。为提高计算精度,计算中设置参考压力为 101 325 Pa,进口总温给定 288.15 K,出口平均静压给定 0 Pa,

通过调试进口总压相对压力值,保证进口马赫数达到 0.6。叶片及端壁设定为绝热无滑移固壁。所有设计叶栅均在最小损失攻角下进行了数值模拟。

在计算域中叶栅进口延长 2 倍弦长,出口延长 3 倍弦长。数值模拟所需要的网格采用 NUMECA 软件包中的 AutoGrid 模块进行划分,采用 HOH 型网格,在叶栅前缘、尾缘及壁面附近进行加密,保证第 1 层网格节点满足 $y^+ < 1$ 。串列叶栅网格数为 1 121 610,单列叶栅网格数为 807 079。由于平面叶栅流动状况沿展向(即叶高方向)具有很好的对称性,在本文所研究的工况下,三维角区分离并未扩展到叶高中部。为节省计算资源,生成半叶高通道计算网格,叶高中部设置为对称边界,计算网格如图 2 所示。

为验证数值计算准确性,本文对庄表南等人^[25]试验测试的双圆弧叶栅进行造型和数值模拟,比较进口马赫数 $Ma_{\text{in}} = 0.6$ 时,总压损失系数(ω_c)的分布。从图 3 中可以看到计算值和试验值吻合较好,验证了数值方法的可靠性和准确性。

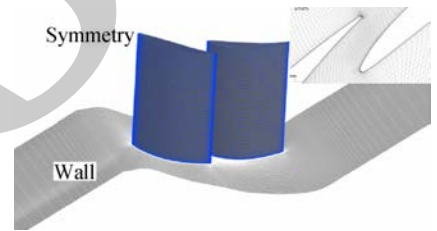


图 2 串列叶栅网格示意图

Fig. 2 Tandem cascade mesh

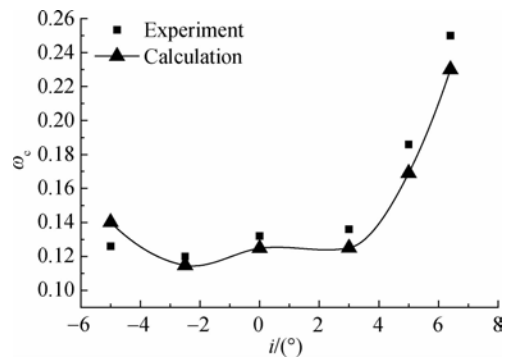


图 3 串列叶栅总压损失系数随攻角变化($Ma_{\text{in}} = 0.6$)

Fig. 3 Total pressure loss coefficient of tandem cascade versus incidence angle ($Ma_{\text{in}} = 0.6$)

2 周向布局对串列叶栅性能的影响

本节依照负荷大小设计了 7 套串列叶栅和对应的单列叶栅(扩压因子 $D = 0.72$ 时单列叶栅流

动恶化,舍弃这组单列叶栅),并进行了数值模拟,分析周向布局对串列叶栅性能的影响。

2.1 原型叶栅设计方案说明

基于 McGlumphy^[14]提出的设计方法:在不考虑前后排叶栅相互作用的假设下,给定前后排扩压因子 D ,据此求出前后排叶栅的气流角。参照文献[26]中的经验公式算出叶栅几何角 γ 。本文中按着 D 从小到大设计了相应的单列叶栅和串列叶栅。对应组的单列叶栅和串列叶栅 D 相同(仅仅是设计负荷相同,前后排负荷将随着周向布局的改变而变化)。单列叶栅弦长为 80 mm,稠度为 2,串列叶栅每排叶片弦长均为 40 mm,等效弦长为 80 mm,等效稠度为 2。单列叶栅和串列叶栅几何气动参数见表 1、表 2,表中下标 ov 代表全局参数。在本文研究中,每组叶栅轴向间距均为 0;选取了周向偏距 $k_{pp}=20\%, 50\%, 60\%, 70\%, 80\%, 90\%$ 六个周向相对位置进行计算分析。T1~T6 六组串列叶栅进口气流角 $\beta=60.0^\circ$,T7 串列叶栅进口气流角为 65.0° ,此外表 1 中给出了叶片转角 φ 。

表 1 单列叶栅几何气动参数

Table 1 Geometric and aerodynamic parameters of single cascades

叶栅 编号	$\beta_1/(^\circ)$	$\gamma_1/(^\circ)$	$\gamma_2/(^\circ)$	$\varphi/(^\circ)$	D
S1	60	52.6	36.4	16.2	0.42
S2	60	53.3	31.6	21.7	0.48
S3	60	54.0	26.2	27.8	0.52
S4	60	55.0	19.5	35.5	0.57
S5	60	56.1	10.9	45.2	0.62
S6	60	57.7	-1.0	58.7	0.67

表 2 串列叶栅几何气动参数

Table 2 Geometric and aerodynamic parameters of tandem cascades

叶栅 编号	$\gamma_{11}/(^\circ)$	$\gamma_{12}/(^\circ)$	D_{fb}	$\gamma_{21}/(^\circ)$	$\gamma_{22}/(^\circ)$	D_{ab}	D_{ov}
T1	58.0	47.1	0.29	51	36.9	0.29	0.42
T2	58.8	44.7	0.33	50.4	32.0	0.33	0.48
T3	59.6	42.1	0.37	49.7	26.4	0.37	0.52
T4	60.5	39.2	0.41	49.1	19.5	0.41	0.57
T5	61.6	35.7	0.46	48.2	10.5	0.46	0.62
T6	63.0	31.4	0.51	47.2	-1.3	0.51	0.67
T7	69.2	37.4	0.55	54.3	8.10	0.55	0.72

2.2 串列叶栅设计点性能分析

2.2.1 周向布局对损失的影响

本节研究不同负荷下周向布局对串列叶栅的气动性能的影响。采用 D 和尾迹动量厚度比(ω_p)分别作为叶片载荷和损失参数的指标。 D 采用简化公式

$$D = \left(1 - \frac{\cos\beta_{11}}{\cos\beta_{22}}\right) + \left[\frac{\cos\beta_{11}(\tan\beta_{11} - \tan\beta_{22})}{2\sigma_{\text{eff}}}\right]$$

(1)

尾迹动量厚度比定义如式(2),式中 θ^* 为动量尾迹厚度。

$$\omega_p = \frac{\theta^*}{C_{\text{eff}}} \approx \omega_c \frac{\cos\beta_{22}}{2\sigma_{\text{eff}}} \left(\frac{\cos\beta_{22}}{\cos\beta_{11}}\right)^2$$

(2)

ω_c 是质量平均总压损失系数,定义如下:

$$\omega_c = \frac{p_{0,11} - p_{0,22}}{p_{0,11} - p_{11}}$$

(3)

周向偏距(k_{pp})直接影响串列叶栅前后叶片所形成的狭缝通道,是影响串列叶栅性能的最重要参数。图 4 展示了不同负荷下 k_{pp} 对尾迹动量厚度比的影响。单列叶栅数值模拟结果和 NACA 65-(A₁₀)-系列叶栅的试验数据^[26]趋势相同,一定程度上证明了计算的准确性。当 D 较低时,前后叶片分离较小, k_{pp} 影响较小,串列叶栅布局带来的收益并不明显。随着 D 增加, k_{pp} 的影响逐渐增加。结果显示,当 $D>0.65$ 时, $k_{pp}\leq 50\%$ 布局的串列叶栅损失开始急剧增加。当 $D>0.7$ 时, $k_{pp}\leq 60\%$ 布局的串列叶栅损失开始急剧增加。但是当 k_{pp} 值更大后,其对损失的影响将不再明显。在每个负荷下均存在周向偏距的临界位置,当 k_{pp} 高于此值时,叶栅损失变化很小。随负荷提升,该临界值

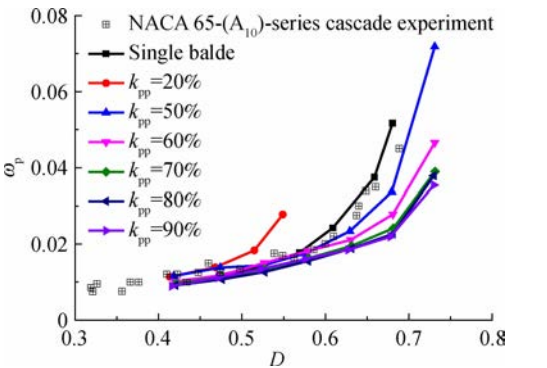


图 4 设计点单列叶栅和串列叶栅性能对比
($Ma_{11}=0.6$, 50% 叶高, $k_{so}=0$)

Fig. 4 Comparison of performance between single cascades and tandem cascades at design point
($Ma_{11}=0.6$, 50% span, $k_{so}=0$)

增加。仅从损失的角度考虑,最佳 k_{pp} 值范围在 70%~90% 之间。通过优化周向布局,可以提升串列叶栅的负荷能力,降低损失。

2.2.2 周向布局对前后排压比的影响

串列叶栅的周向布局影响着前后排叶片的扩压能力和损失。为研究串列叶栅内部性能变化规律,规定后排叶片额线所在展向平面为前排叶栅出口和后排叶栅进口,以此分析前后叶片(T1FB、T3FB、T5FB 表示 T1、T3、T5 叶栅的前排叶片; T1AB、T3AB、T5AB 表示 T1、T3、T5 叶栅的后排叶片),串列叶栅(T1OV、T3OV、T5OV 表示 T1、T3、T5 整排串列叶栅)性能随 k_{pp} 的变化规律,并以单列叶栅性能作为对照。从图 5 中可以看到当静压升 π 较小时,如 T1、T3 叶栅,在计算所涉及到的周向布局范围内,其性能都要优于单列叶栅。当负荷较大时, $k_{pp}=20\%$ 布局下串列叶栅反而会对叶栅性能有所恶化。但在 $k_{pp}>50\%$ 后,串列叶栅压升收益会逐渐显现。随着 k_{pp} 增大,前排叶片扩压能力逐渐增加,后排叶片扩压能力逐渐降低,在 $k_{pp}>80\%$ 后,变化趋势趋于平缓。综合考虑串列叶栅损失、增压能力和试件加工方便性, k_{pp} 选在 80% 附近较优。

为了进一步了解扩压能力随 k_{pp} 值的变化机理,本节选取 T5 系列叶栅观察其表面等熵马赫数(Ma_{is})分布规律,同时以单列叶栅 S5(黑线表示)和单独计算的串列叶栅前排叶片(黑色虚线表示,去除后排叶栅后进行计算)作为对照。等熵马赫数定义如式(4)所示,式中 κ 为等熵指数。

$$Ma_{is} = \sqrt{\frac{2}{\kappa - 1} \left[\left(\frac{p_0^*}{p} \right)^{\frac{\kappa - 1}{\kappa}} - 1 \right]} \tag{4}$$

图 6 展示了不同周向偏距下叶栅表面等熵马赫数分布, $\bar{z}$ 表示叶栅轴向相对位置。 $k_{pp}=20\%$ 布局下,前排叶片吸力面距离后排叶片压力面较近,相对于独立叶栅,承受额外的逆压梯度,当设计叶栅负荷较小时,该逆压梯度不大,对叶栅影响较小。但是当设计叶栅负荷较大时,该逆压梯度较大,则前排叶片尾部更易分离,其分离尾迹流向后排压力面,恶化后排流动。前排叶片压力面和前后排叶片吸力面共同形成了扩张-收敛-扩张通道,降低了前排压力面减速增压的能力,进而形成了图 6 中所示的鸭嘴型等熵马赫数分布。其他周向偏距下,前排吸力面分布规律接近一致,而压力面分布规律差别较大。与独立前叶片相比,当 $k_{pp}>60\%$ 后,串列叶栅前排叶片压力面后会继续扩压,且随着 k_{pp} 增大,扩压能力增强,但静压升幅值增长越来越小。图 7 展示了不同周向布局下串列叶栅狭缝通道,当 k_{pp} 相对较小时,流向狭缝

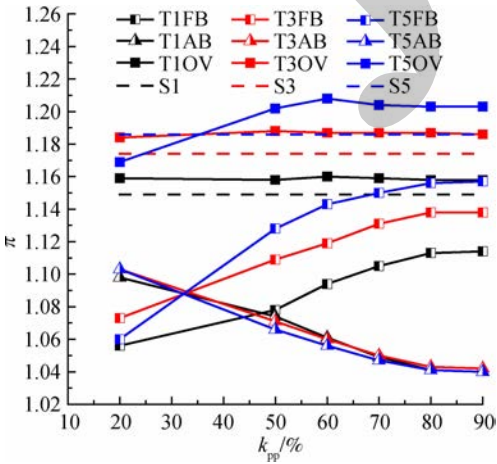


图 5 不同周向偏距下静压升(50%叶高,设计点)
Fig. 5 Static pressure rise at different percent pitches (50% span, design point)

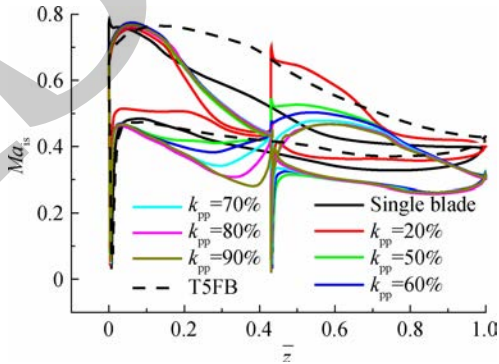


图 6 不同周向偏距下等熵马赫数
($Ma_{11}=0.6$, 50%叶高,设计点)
Fig. 6 Isentropic Mach number at different percent pitches ($Ma_{11}=0.6$, 50% span, design point)

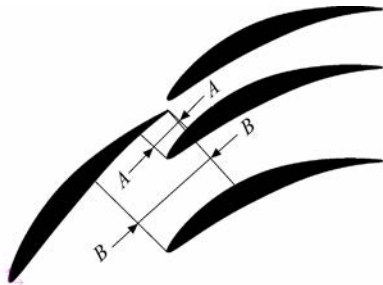


图 7 不同周向偏距下串列叶栅狭缝示意图
Fig. 7 Example of tandem cascade gaps at different percent pitches

较长,如 A-A,受后排叶片吸力面的影响,前排叶片压力面静压减小,而因为后排叶片深入到前排流道中,此时气流尚未完成在前排的转折扩压便进入到后排流动中,因此后排叶片工作在正攻角下并且前排扩压要小于独立叶栅。当 k_{pp} 较大时,串联叶栅整体通道持续扩张,如 B-B,使得前排叶片压力面能持续增压,直到流入狭缝中,开始急剧

增速降压。额外的诱导环量和狭缝中的加速流动使得前排叶片扩压能力提升, D 增大。不同周向布局下流动状态如图 8 所示, $k_{pp}=20\%$ 时,前排吸力面尾迹进入狭缝中,恶化了后排的流动。 $k_{pp}=60\%$ 时后排叶片吸力面加速区域对前排压力面的影响范围比 $k_{pp}=80\%$ 时更大。因此 $k_{pp}=60\%$ 时前排压力面相对更早的增速减压。

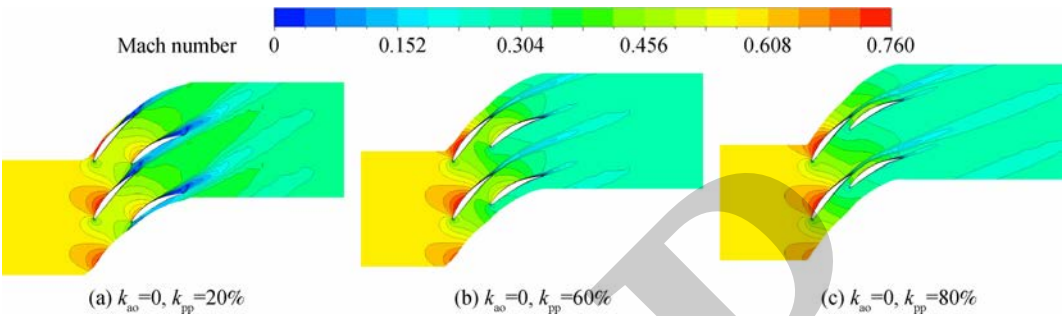


图 8 T5 马赫数云图(50% 叶高,设计点)
Fig. 8 T5 Mach number contours (50% span, design point)

2. 2. 3 前后排叶片扩压因子和损失随周向偏距变化规律

当周向偏距改变时,前后排叶栅的负荷也随之变化。为研究不同周向布局下串联叶栅前后排负荷和损失变化规律,本节分析了各排叶片 D 和 ω_p 变化关系,如图 9 所示。计算串联叶栅整体损失时,使用串联叶栅进口动压;为了便于和单列叶栅性能进行对比,串联叶栅前后排损失的计算统一使用前排进口动压。同一周向偏距下的不同叶栅按 D 大小依次用实线连接;不同周向偏距下同一串联叶栅用虚线连接,用以显示周向偏距对负荷影响。图中标出了叶栅的编号。

从图 9 中可以发现随着 k_{pp} 增大,同一串联叶栅前排叶片 D 增大,后排叶片 D 减小。根据 D 定义,式(5)可变形为式(6),其中 w 表示相对速度, w_θ 表示相对速度的周向分量, σ 表示稠度。

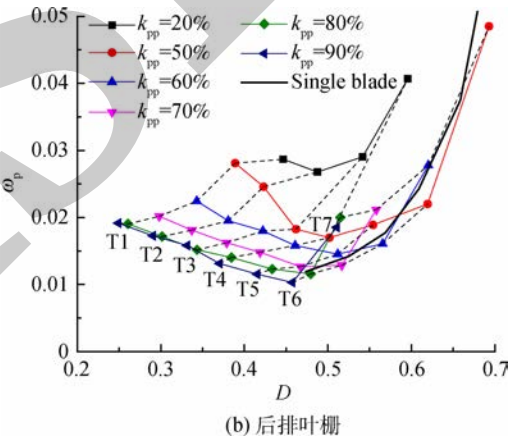


图 9 串联叶栅前后排叶片 Lieblein 图(50%叶高,设计点)
Fig. 9 Lieblein chart of forward blades and aft blades of tandem cascade (50% span, design point)

$$D = \left(1 - \frac{w_{22}}{w_{11}}\right) + \left(\frac{w_{\theta,11} - w_{\theta,22}}{2\sigma_{\text{eff}} w_{11}}\right) \tag{5}$$

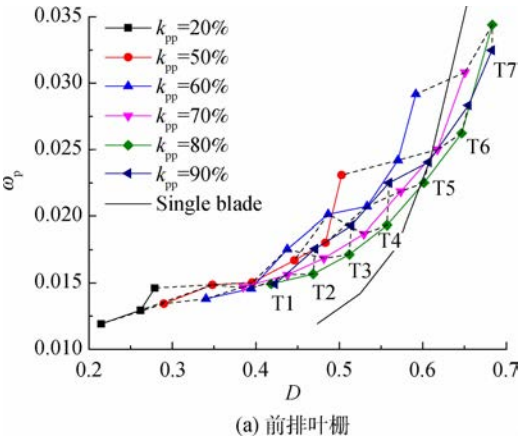
$$D = 1 - \left(1 + \frac{\sin\beta_2}{2\sigma}\right)\frac{w_2}{w_1} + \frac{\sin\beta_1}{2\sigma} \tag{6}$$

由于前排来流可压,静子中总温不变,因此临界声速不变,叶栅进出口速度由速度系数 λ 表示。则前排叶栅 D 公式可以变形为

$$D = 1 - \left(1 + \frac{\sin\beta_{12}}{2\sigma}\right)\frac{\lambda_{12}}{\lambda_{11}} + \frac{\sin\beta_{11}}{2\sigma} \tag{7}$$

当 k_{pp} 增大时,前排叶片分离减小,出口落后角减小,有效流通面积增大,速度减小,而进口的速度角度不变,因此 D 增大。

而后排流道马赫数较低,近似认为流动不可



(a) 前排叶栅

压,气体在叶栅轴向进出口速度相同,则后排叶栅 D 公式可以变形为

$$D = 1 - \left(1 + \frac{\sin \beta_{22}}{2\sigma}\right) \frac{\cos \beta_{21}}{\cos \beta_{22}} + \frac{\sin \beta_{21}}{2\sigma} \quad (8)$$

当 k_{pp} 增大时,后排叶栅前缘更靠近前出口。后排的进口气流角减小(图 6 反映了这一变化规律),而出口气流角变化相对较小,因此 D 减小。

前排叶栅损失缓慢增加,当 $D>0.6$ 时, $k_{pp}=70\%,80\%,90\%$ 布局下串列叶栅 ω_p 小于单列叶栅。显然前排叶栅可以承受更高的负荷。因为后排叶栅并非工作在最小损失攻角下,前排尾迹在后排通道中掺混,所以后排损失增大。当 k_{pp} 在 50% 左右时,后排叶片受前排影响较小,因此其 $D-\omega_p$ 规律近似单排叶片。在串列叶栅总负荷较大时,若 k_{pp} 较大,前排负担较大负荷,前排尾迹损失增加,导致后排在较小的 D 下就会增大损失。考虑到前后排叶片的相互作用,前排叶片比相应单列叶片负荷能力更高。因此在设计中,应该减小前排负荷,增大后排负荷。

2.3 周向布局对串列叶栅攻角特性的影响

选取 $k_{pp}=50\%,80\%$ 布局下的串列叶栅 T5 (分别标记为 50%PP T5、80%PP T5),单列叶栅 S5, T5 前排叶栅(T5FB),进行串列、单列叶栅攻角(i)特性研究。从图 10 中可以看到,串列叶栅落后角(δ)均小于单列叶栅;串列叶栅最低总压损失系数小于单列叶栅,仅为后者的 49.8%。以小于最小总压损失系数 2 倍所对应的攻角范围为可用攻角,在此组算例中,单列叶栅可用攻角是

14.8°; 50%PP T5 串列叶栅可用攻角是 11.0°, 80%PP T5 串列叶栅可用攻角为 12.4°,T5FB 可用攻角是 11.8°。相对于独立前排叶栅 T5FB 而言,T5 拓展了正攻角下可用范围:一方面是因为前排尾缘处压力梯度更小,利于减小前排分离;另一方面是因为在前排叶栅攻角较大时,后排叶栅依然工作在损失较小的攻角下。因此整体叶栅可以在更大攻角范围内保持相对较小的损失。

3 弯曲叶片对串列叶栅性能的影响

根据前文研究发现,增加串列叶栅周向偏距可以提升叶栅性能,但是会增加前排负荷。前排负荷如果超过临界值将会导致流动分离。因此在本节研究中针对串列叶栅引入弯曲叶片技术,以改善叶片表面压力分布结构,控制流动分离。

3.1 弯曲叶栅设计方案

基于前文结论,减小前排叶片负荷,重新设计了一组串列叶栅,其参数如表 3 所示,研究弯叶片对串列叶栅性能的影响。原始叶栅积叠轴为直线,弯曲叶栅方案中积叠轴采用抛物线。本文考虑了只有前排叶片弯曲、只有后排叶片弯曲和前后排叶片同时弯曲多种情况,进行表 4 所示的方案设计。

表 3 串列叶栅几何气动参数

Table 3 Geometric and aerodynamic parameters of tandem cascade						
$\beta_{11}/(^{\circ})$	$\gamma_{11}/(^{\circ})$	$\gamma_{12}/(^{\circ})$	$\varphi_{fb}/(^{\circ})$	$\gamma_{21}/(^{\circ})$	$\gamma_{22}/(^{\circ})$	$\varphi_{ab}/(^{\circ})$
56	51.4	35.0	16.4	42.3	-5.0	47.3

表 4 弯曲叶片设计列表

Table 4 Design scheme of curved blades		
方案	叶型	叶片编号
串列叶栅前排叶片弯曲	反弯	FB70%N20%
		FB80%N10%
串列叶栅后排叶片弯曲	正弯	AB70%P20%
	反弯	AB80%P10%
		AB70%N20%
		AB80%N10%
串列叶栅前后排叶片均弯曲	正弯	OV70%P20%
	反弯	OV80%P10%
		OV70%N20%
		OV80%N10%
串列叶栅直叶片	直叶片	70%PP
		80%PP
		90%PP

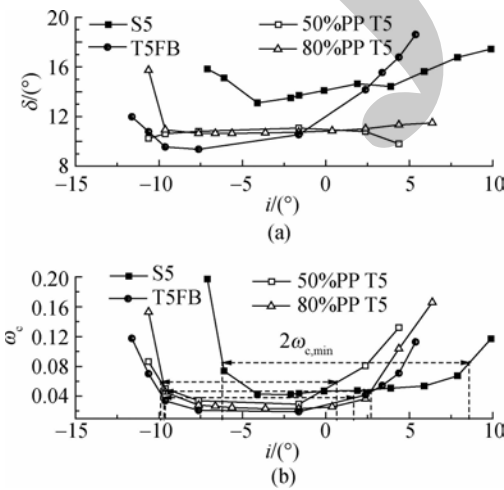


图 10 单列叶栅和串列叶栅攻角特性图
($Ma_{11}=0.6, 50\%$ 叶高)

Fig. 10 Incidence angle character of the single cascade and tandem cascade ($Ma_{11}=0.6, 50\%$ span)

表中第 1 个数字表示叶中相对位置 k_{pp} ,第 2 个数字表示叶端 k_{pp} 相对叶中偏移量,其中偏移 10% 对应的端部弯角 7.6° (与竖直方向夹角),偏移 20% 对应端部弯角 15.9° ;P 表示为正弯,N 表示为反弯。OV 表示前后叶片均采用弯造型,FB、AB 分别表示只有前排、后排叶栅采用弯造型。同时本节计算了 $k_{pp}=70\%,80\%,90\%$ 三种布局下直叶栅的性能,标记为 70% PP、80% PP、90% PP。

3.2 弯曲串列叶栅设计点分析

表 5 展示了设计点下各组叶栅性能,从中可以发现,采用曲线积叠轴的叶栅静压升变化不大,总压损失系数变化较明显。前后排叶栅均采用弯曲积叠轴方案中,正弯叶栅性能优于反弯叶栅和直叶栅。单独前排反弯和单独后排正弯叶栅性能也优于直叶栅。

表 5 弯曲叶片气动性能

Table 5 Performance of curved blades

叶栅 编号	对原型		总压损 失系数	对原型	
	静压升	串列叶栅 变化率/%		串列叶栅	变化率/%
AB70%P20%	1.151	2.68	0.04043	—55.18	
AB80%P10%	1.152	0.09	0.03893	—5.78	
AB70%N20%	1.096	—2.23	0.10880	20.61	
AB80%N10%	1.124	—2.35	0.08026	94.24	
FB70%N20%	1.119	—0.18	0.07612	—15.62	
FB80%N10%	1.151	0.00	0.03909	—5.40	
OV70%P20%	1.132	0.98	0.07711	—14.52	
OV80%P10%	1.152	0.09	0.04121	—0.27	
OV70%N20%	1.118	—0.27	0.09681	7.32	
OV80%N10%	1.148	—0.26	0.04219	2.11	
70%PP	1.121		0.09021		
80%PP	1.151		0.04132		

图 11 展示了串列叶栅沿轴向质量平均总压损失系数的变化规律。从中可以发现,AB70% P20%、FB80% N10%、AB80% P10%、OV80% N10%、OV80% P10%、80% PP 六组方案损失较小且主要损失发生在 $\bar{z}=1.25$ 内,此后损失增长平缓,表明这 6 种方案中,吸力面流动分离较小,尾缘脱落涡强度不大,栅后流动的三维效应较小,流动很快趋于均匀。其他方案的总压损失在 $\bar{z}=2.0$ 之后才趋于平缓。

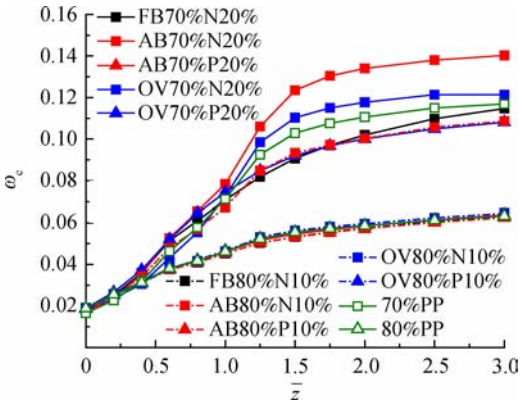


图 11 串列叶栅质量平均总压损失系数沿轴向分布规律
Fig. 11 Mass-average total pressure loss coefficient of tandem cascades along the axial

3.3 弯曲串列叶栅流谱分析

本节从极限流线谱的分布分析附面层的迁移方向及分离状态的变化。各组方案中压力面的流动均附着良好,没有明显的分离流动,流线整体有向两个端区扩张的趋势。 k_{pp} 增大,叶片正弯可以削弱压力面流线扩张的趋势,而叶片反弯则增强流线的扩张趋势。

各组方案吸力面的极限流线谱如图 12 所示。周向偏距增大,可以延后前后排叶片轴向分离位置,减小展向分离范围。图 13 是叶片在 97.5% 叶高前后排交界处的轴向流速 V_z 分布, $\bar{x}$ 表示一个栅距内的相对位置。从中可以看到,对于 $k_{pp}=70\%$ 方案,狭缝内速度甚至要高于 $k_{pp}=80\%$ 方案。并非此时流动更优,而是由于前排吸力面尾缘有大的分离,图中速度负值区表明了主流的大部分通道被尾迹分离堵塞。 $k_{pp}=80\%$ 方案主流区流动良好。对于正弯串列叶栅,叶片力使得端区近吸力面处堆积的低能流体被迁移到中部主流区,改善端区流动,恶化中部区域流动。对于串列正弯叶栅,由于前排端区流动得到改善,尾迹减小,因此后排端区在本身正弯和前排尾迹减小的双重影响下,端区流动也得到了改善。而串列反弯叶栅在端区低速流堆积,后排受到前排尾迹影响,流动更加恶化。

当串列叶栅前后排叶片积叠方向不同时,叶片的正反弯和叶栅间狭缝的变化将产生叠加效应。本文设计了单独前排叶片反弯和单独后排叶片正反弯 6 种案例。从吸力面流线和总压损失图中可以看到,单独前排反弯和单独后排正弯均可以提升叶片性能,改善端区流动。相关研究表明:单列叶栅正弯可以减小端区的负荷,相应会增

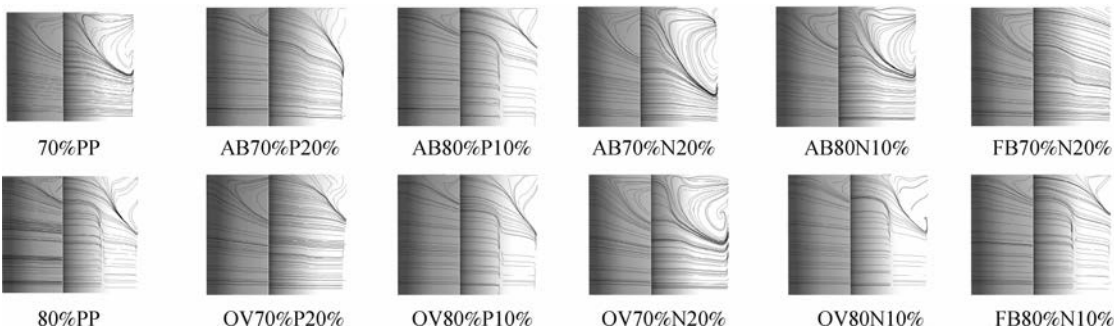


图 12 吸力面极限流线图

Fig. 12 Limiting streamlines of the suction side

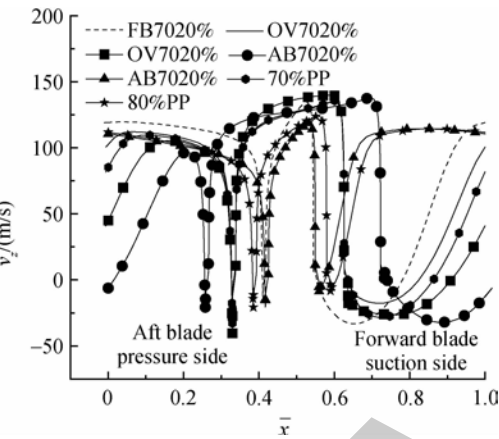
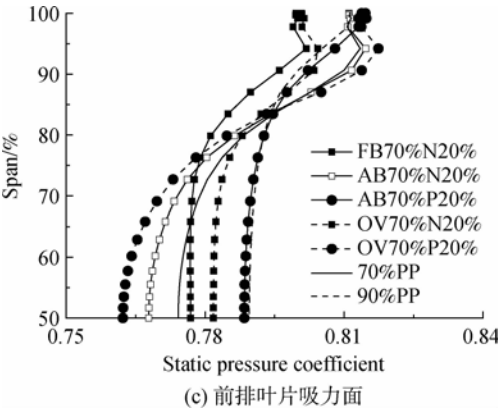
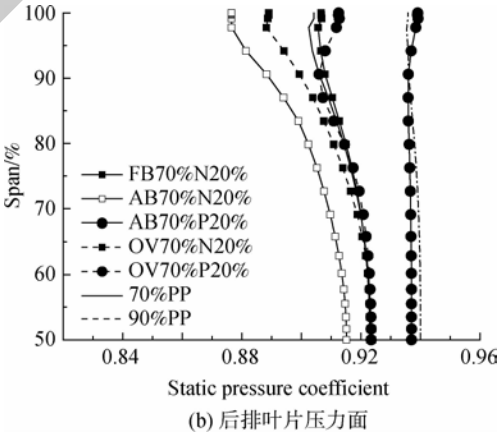
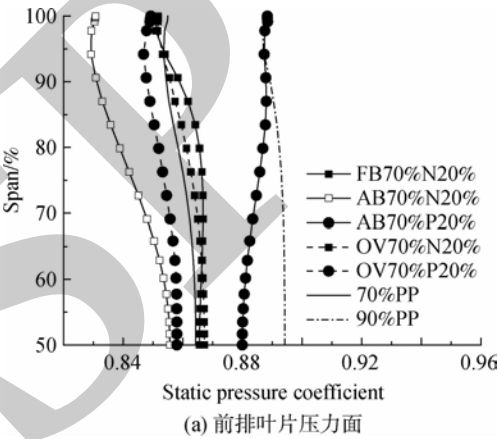


图 13 交界面 97.5% 叶高处轴向速度分布

Fig. 13 Axial velocity at the interface of 97.5% span

C 型分布,正弯设计则可以减弱此效应。



大中部的负荷^[25]。对于串列叶栅,采用单独后排叶片正弯,一方面减小端区负荷,另一方面端部周向偏距增大,可进一步降低负荷,减小损失,两种效应叠加之下,前排竖直后排正弯的串列叶栅性能较优。相关研究表明:单列叶栅反弯时,端区负荷变化不大^[25]。对于串列叶栅,采用前排反弯,在不显著增大端区负荷的同时,可以增加端区的周向偏距,从而降低后排的负荷和损失。

3.4 弯曲串列叶栅展向参数分布

型面静压的展向分布决定了叶片表面附面层的展向迁移,对叶栅损失影响最大的是叶栅喉部以后的静压分布。因此本文的展向静压系数分布取自各自 60% 轴向弦长位置附近。静压系数 C_p 定义如式(9)所示,当地静压 p 除以总压 p^* 。

$$C_p = p/p^* \tag{9}$$

本节以基于 $k_{pp}=70\%$ 方案改型的各个方案结果为例,分析各参数对展向静压系数分布的影响规律。图 14 显示,各种方案中串列叶栅压力面静压系数整体上呈反 C 型分布,这种压力分布,导致附面层从叶中迁移到端区,在流谱上表现为压力面流线向端区收敛。叶型反弯加剧了压力面的反

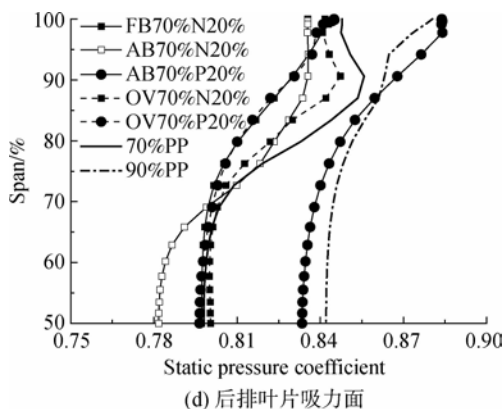


图14 弯曲叶片对串列叶栅展向静压系数分布的影响

Fig. 14 Effect of curved blade on span-wise static pressure coefficient on tandem cascades

串列叶栅吸力面静压系数整体上呈C型分布,两端压力高,中间压力低。这种压力分布导致附面层中端区迁移到叶中,在流谱上表现为吸力面流线向叶中收敛。受到叶片弯曲和周向间距双重影响,吸力面静压系数分布规律较为复杂。总体来讲,叶栅反弯有利于减小静压系数的C型分布。但在AB70%N20%算例中,叶栅反弯设计使得端部周向偏距变为50%,导致端部出现较大分离堵塞,叶中流动加速,从而进一步降低了叶中静压,加剧了静压系数的C型分布。总体来讲,叶栅正弯有利于增加吸力面的C型分布。但在AB70%P20%算例中,单独后排叶栅正弯反而同时减小了前排和后排的静压系数C型分布。这是由于端部轴向偏距变为90%,降低了后排端部的负荷,减小了分离,使得主流流通面积增大,速度降低,相应的静压升高,其静压系数分布与90%PP方案近似。

图15给出了叶栅出口60%弦长处落后角沿

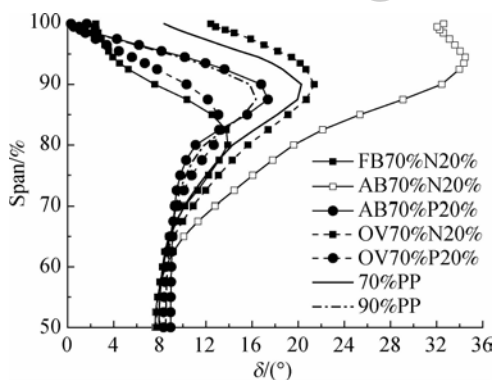


图15 叶片落后角沿展向分布

Fig. 15 Deviation angle distribution of blades on span-wise

展向分布规律。叶栅采取正弯和单独前排反弯都可减小近端壁处的落后角,增加气流转折能力。这也说明采用如上方案可减小端区分离。

4 结 论

本文研究了周向布局对串列叶栅前后排叶片负荷分配、可用攻角范围变化的影响和作用机理,并分析了叶片弯曲及串列耦合技术设计下的叶栅特性,主要结论如下:

1) 高负荷下,随着串列叶栅周向偏距增大,流动损失降低,压升提高;前排负荷提升,后排负荷下降,因此在设计中应控制前排负荷,避免此作用使得前排叶栅负荷过大而导致其分离。后排叶栅进口气流角随串列叶栅进口攻角变化较小;在前排叶栅攻角较大时,后排叶栅依然可以工作在损失较小的攻角下,因此串列叶栅可以在更大攻角范围内保持相对较小的损失。随着周向偏距的增大串列叶栅的可用正攻角范围增加。

2) 增大周向偏距,可以减小端区分离,改善展向静压分布。串列叶栅前后排均正弯有利于减小端区分离,对后排叶栅作用尤其明显。串列叶栅前后排采用不同积叠规律时,其性能受到叶片力和周向偏距的耦合作用,其中周向偏距影响更显著,因此采用单独前排反弯或者单独后排正弯都将提升叶栅性能。

3) 周向偏距增加,将会减小吸力面静压C型分布;叶片正弯增加吸力面静压C型分布,反弯则会减小其分布。其中周向偏距对静压分布影响更大。因此串列叶栅在采用叶片弯曲时,应首先考虑增加端部周向偏距的方案。叶片弯曲对压力面静压分布影响不大。

参考文献:

- [1] SANGER N L. Analytical study of the effects of geometric changes on the flow characteristics of tandem-bladed compressor stators[R]. NASA TN D-6264, 1971.
- [2] HAUT R C. Experimental study of tandem blades for rotor blade usage in a single stage axial flow compressor [M]. Knoxville, US: University of Tennessee, 1975.
- [3] WU Guochuan, ZHUANG Bionan, GUO Bingheng. Experimental investigation of tandem blade cascades with double-circular arc profiles[R]. ASME Paper 85-IGT-94, 1985.
- [4] ROY B, SAHA U K. Experimental analysis of controlled diffusion compressor cascades with single and tandem airfoils[R]. ASME Paper 95-CTP-41, 1995.
- [5] ROY B, SAHA U K. High diffusion cascades for axial flow compressor applications[C]// Proceedings of 15th Canadi-

- an Congress of Applied Mechanics. Victoria, Canada; University of Victoria, 1995; 356-363, 1995
- [6] ROY B, SAHA U K. On the application of variable camber blading in axial flow fans and compressors[R]. ASME Paper 96-TA-58, 1996.
- [7] SACHMANN J, FOTTNER L. Highly loaded tandem compressor cascade with variable camber and stagger[R]. ASME Paper 93-GT-235, 1993.
- [8] WEBER A, STEINERT W. Design, optimization, and analysis of a high-turning transonic tandem compressor cascade [R]. ASME Paper 97-GT-412, 1997.
- [9] CANON-FALLA G A. Numerical investigation of the flow in tandem compressor cascades[D]. Vienna, Austria; Vienna University of Technology, 2004.
- [10] NEZYM V Y, POLUPAN G P. A new statistical-based correlation for the compressor tandem cascade parameters effects on the loss coefficient[R]. ASME Paper GT2007-27245, 2007.
- [11] HASEGAWA H. Development of highly loaded fan with tandem cascade[R]. AIAA-2003-1065, 2003.
- [12] MCGLUMPHY J, NG W F, WELLBORN S R. Numerical investigation of tandem airfoils for subsonic axial-flow tandem compressor blades[R]. ASME Paper GT-2007-43929, 2007.
- [13] MCGLUMPHY J, NG W F, WELLBORN S R, et al. 3D numerical investigation of tandem airfoils for a core compressor rotor[J]. Journal of Turbomachinery, 2010, 132(3): 281-291.
- [14] MCGLUMPHY J. Numerical investigation of subsonic axial-flow tandem airfoils for a core compressor rotor[D]. Blacksburg, Virginia, US: Virginia Polytechnic Institute and State University, 2008.
- [15] 向宏辉, 葛宁, 侯敏杰, 等. 高来流马赫数单列叶栅改串列叶栅性能对比试验[J]. 航空动力学报, 2016, 31(11): 2757-2764.
- XIANG Honghui, GE Ning, HOU Minjie, et al. Performance contrast experiment of prototype single cascade and redesign tandem cascade at high inlet Mach number[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(11): 2757-2764. (in Chinese)
- [16] 刘志刚, 梁俊, 凌代军, 等. 串列叶栅流场特性的试验与数值模拟[J]. 热能动力工程, 2013, 28(5): 449-454.
- LIU Zhigang, LIANG Jun, LING Daijun, et al. Experimental and numerical investigations for flow field characteristic of tandem cascade[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2013, 28(5): 449-454. (in Chinese)
- [17] 李绍斌, 王松涛, 冯国泰, 等. 串列叶栅后排静叶周向位置对压气机性能影响的数值研究[J]. 工程热物理学报, 2004, 25(6): 943-945.
- LI Shaobin, WANG Songtao, FENG Guotai, et al. Numerical investigation on the compressor performances under different circumferential positions of the rear blades of tandem stator[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2004, 25(6): 943-945. (in Chinese)
- [18] 姚思楠. 串列叶栅对跨音速风扇性能的影响[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2012.
- YAO Sinan. Effect of tandem cascade on performance of transonic fan[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2012. (in Chinese)
- [19] 沈淳, 滕金芳. 轴向相对位置对串列叶栅气动性能影响的数值研究[J]. 科学技术与工程, 2013, 13(5): 1238-1241.
- SHEN Chun, TENG Jinfang. Numerical investigation of axial displacement effect on tandem cascade[J]. Science Technology and Engineering, 2013, 13(5): 1238-1241. (in Chinese)
- [20] BOGOD A B, KIMASOV Y I, MITROKHIN V I, et al. Direct and inverted calculation of 2D axisymmetric and 3D flows in axial compressor blade rows[J]. Revue Francaise de Mecanique, 1992, 4(2): 351-359.
- [21] WEINGOLD H D, NEUBERT R J, BEHLKE R F, et al. Bowed stators: an example of CFD applied to improve multistage compressor efficiency[J]. Journal of Turbomachinery, 1997, 119(2): 161-168.
- [22] 李绍斌, 苏杰先, 王仲奇. 大折转角弯曲静叶在高负荷压气机改型设计中的应用[J]. 推进技术, 2007, 28(1): 26-31.
- LI Shaobin, SU Jiexian, WANG Zhongqi. Application of high-turning bowed compressor stator for redesign of a highly loaded fan stage[J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(1): 26-31. (in Chinese)
- [23] 钟兢军. 弯曲叶片控制扩压叶栅二次流动的实验研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 1995.
- ZHONG Jingjun. An experimental investigation by using curved blade to control secondary flow in compressor cascade[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 1995. (in Chinese)
- [24] 张华良. 采用叶片弯/掠及附面层抽吸控制扩压叶栅内涡结构的研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2007.
- ZHANG Hualiang. Investigation on application of dihedral/swept blade and boundary layer suction to control vortex configuration in compressor cascades[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2007. (in Chinese)
- [25] 庄表南, 郭秉衡. 高亚音速压气机静子串列叶栅试验研究[J]. 航空动力学报, 1986, 1(1): 37-40.
- ZHUANG Biaonan, GUO Bingheng. Experimental investigation on compressor stator tandem cascades at high subsonic speed[J]. Journal of Aerospace Power, 1986, 1(1): 37-40. (in Chinese)
- [26] CENTER L, JOHNSON I A, BULLOCK R O. Aerodynamic design of axial-flow compressors: Volume 1[M]. Washington DC: National Aeronautics and Space Administration, 1965.