

基于串列静子的高负荷风扇气动性能改善研究

周安宇, 杨 帅, 孙 鹏, 任 鹏

(中国航发沈阳发动机研究所, 辽宁 沈阳 110015)

摘要: 为了提高某高负荷风扇的性能, 针对其末级静子开展改型设计研究。采用串列静子方案改善原型单列静子分离严重、损失大、裕度低的问题, 并采用仿真与叶栅试验的方法分析了串列静子前后两排叶片间周向相对位置和轴向相对位置变化对设计状态与非设计状态下叶栅气动特性的影响。结果表明: 当串列静子两排叶片周向相对位置为 0.7、轴向相对位置为 0.065 时, 风扇具有较高的综合性能; 串列静子可有效提高风扇末级性能、拓宽稳定边界, 在 1.0 倍和 0.8 倍换算转速下, 喘振裕度分别提高 4.7% 和 8.6%, 设计点效率分别提高 1.4% 与 3.2%。

关键词: 高负荷风扇; 串列静子; 效率; 喘振裕度

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

DOI: 10.16146/j.cnki.rndlgc.2023.06.002

[引用本文格式] 周安宇, 杨 帅, 孙 鹏, 等. 基于串列静子的高负荷风扇气动性能改善研究[J]. 热能动力工程, 2023, 38(6): 11-19. ZHOU An-yu, YANG Shuai, SUN Peng, et al. Research on aerodynamic performance improvement of a high-load fan based on tandem stator[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2023, 38(6): 11-19.

Research on Aerodynamic Performance Improvement of a High-load Fan based on Tandem Stator

ZHOU An-yu, YANG Shuai, SUN Peng, REN Peng

(AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang, China, Post Code: 110015)

Abstract: In order to improve the performance of a high-load fan, a retrofit design study was carried out for its last stage stator. The tandem stator scheme was adopted to solve the problems of high loss and low margin caused by severe separation in the prototype single-row stator. The influence of circumferential and axial relative position changes of two rows of tandem stator blades on the aerodynamic characteristics of cascade in design and off-design states was analyzed by the method of simulation and cascade experiment. The results shows that when the circumferential relative position of two rows of tandem stator is 0.7 and the axial relative position is 0.065, the fan has higher comprehensive performance; tandem stator can effectively improve the performance and stable boundary of the last stage of the fan. The surge margin increases by 4.7% and 8.6% respectively, and the efficiency of design point increases by 1.4% and 3.2% respectively at 1.0 and 0.8 converted speed.

Key words: high-load fan, tandem stator, efficiency, surge margin

引言

船用燃气轮机和航空发动机向高效率、高端振裕度、低排放方向发展的迫切需要, 对风扇和压气机

的压比和效率提出了更加严苛的需求。这就导致压缩部件的负荷不断提高, 流场也更容易产生分离, 反而使压缩系统性能和裕度下降。因此, 研究可实现较大气流折转、低损失、宽攻角范围的先进叶型设计技术, 是实现风扇及压气机高负荷、高压比、高效率

运行的有效途径。

串列静子叶片因具备大气流折转角、低损失的特点而受到国内外研究团队的关注。Saha 和 Roy 等人^[1-3]采用 CDA 叶型的单列静子叶栅和串列静子叶栅进行研究,通过试验发现,串列静子叶栅拥有更大的气流折转角和较大的攻角范围,轴向和周向相对位置对性能影响较大。Hoeger 等人^[4]和 Müller 等人^[5]对高马赫数串列静子叶型进行研究发现,串列叶片对流场分离的控制效果较单列叶片强。Falla^[6]采用 Fluent 软件对串列叶片进行了计算,分析不同周向与轴向相对位置下串列静子的性能。Railly^[7]通过试验对串列静子叶栅尾迹附面层进行了分析,得到相似的结论。Sanger^[8]研究了轴向相对位置和弯角比等参数对串列静子叶栅性能的影响。陶源等人^[9]将串列叶片从常规叶型替换为可控扩散叶型,总压损失降低,可用攻角范围拓宽。周正贵等人^[10]通过串列静子叶栅试验分析了叶栅尾迹平均速度分布规律和纵向紊流度。王掩刚等人^[11]通过对串列叶片优化及数值仿真分析得出,串列静子叶栅的静压升高于单列叶栅,弦长比和弯角比共同影响串列叶片的载荷和逆压梯度的分布。向宏辉等人^[12]开展高来流马赫数叶栅性能试验,虽然在高马赫数下流动损失均较大,但串列静子叶栅在抑制流动分离和降低损失上有明显优势。单树军等人^[13]着重分析了周向布局改变对高负荷串列静子叶栅损失、压比、扩散因子等性能参数的影响,总结了变化规律。魏巍等人^[14]将某小型涡轴发动机压气机静子改为串列静子,有效缓解了流场分离,提高了压气机的压比和效率。刘晓嘉等人^[15]对串列静子三维数值开展优化设计,改善静子轮毂区流场,且发现静子的改动对转子性能几乎无影响。

综上所述,国内外关于串列静子叶栅的研究已经很多,但将串列静子叶栅应用于压气机静子中需要考虑其复杂来流条件以及串列静子的端壁流动,相关的研究较少,且缺少非设计点的流动特性分析。本文以某两级高负荷风扇末级为研究对象,对末级静子进行串列改型,并针对不同周向与轴向相对位置的串列静子方案设计点与非设计点的流动特性进行分析,给出提升风扇末级性能和喘振裕度的串列静子方案,并完成串列扇形叶栅试验验证。

1 研究对象

本文研究的高负荷风扇的设计压比在 4 以上,原型末级静子叶片的气流折转角高于 45°,相较常规设计值偏高,且叶尖的气流折转角超过 60°;静子的扩散因子在 0.55 以上,叶根扩散因子更是达到 0.657,使得原型静子根部流场分离严重,风扇末级效率和喘振裕度较低。

图 1 为该风扇末级串列静子改进前后的子午面示意图。受中介机匣限制,从末级静子进口开始,风扇内外流路高度沿轴向呈下降趋势。图 2 为原型风扇静子进口气动参数无量纲化后的径向分布。由图 2 可知,轴向速度沿径向高度增加而减小,且靠近叶尖的轴向速度变化较为剧烈;相对马赫数分布基本沿径向高度呈线性变化,根部马赫数较高而尖部较小;进口气流角沿径向高度呈 C 型分布,叶根和叶尖进口气流角较大,而叶中较小。

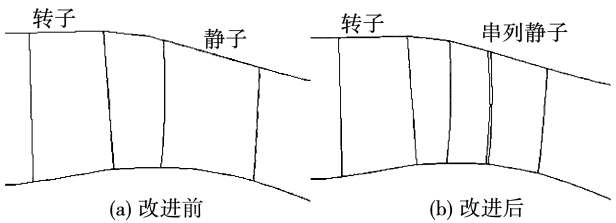


图 1 高负荷风扇末级子午视图

Fig. 1 Meridional view of the last stage of high-loaded fan

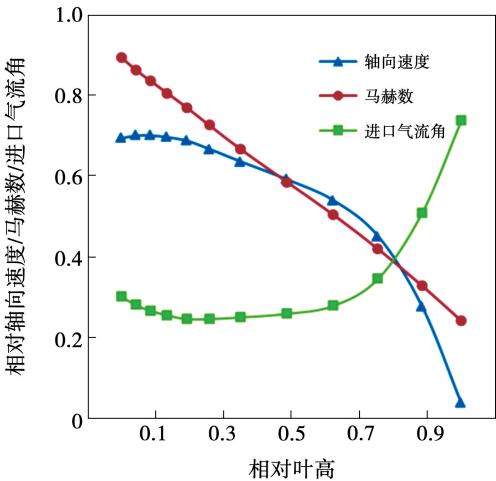


图 2 串列静子进口气动参数径向分布

Fig. 2 Aerodynamic parameter radial distribution at inlet of tandem stator

2 串列静子设计

由于串列静子叶片进口马赫数较高,并具有叶根较高、叶尖较低的特点,因此前、后叶片的中弧线采用前弯后平的分布形式,且尖部更倾向于前加载。由于进口马赫数范围基本一致,因此串列静子前、后叶片均采用 NACA-65 系列高亚音叶型厚度分布形式。

考虑到子午面下压特征,静子根部更容易产生流动分离,因此静子积叠采用弓形造型,推迟分离,从而扩大稳定性裕度。由于后叶片弯角更大,附面层更厚,因此采用更大的偏移量。串列静子两排叶片的积叠线如图 3 所示。

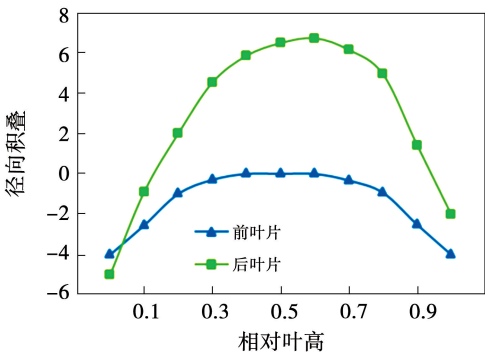


图 3 串列静子积叠径向分布

Fig.3 Stacking radial distribution of tandem stator

将单排静子叶片改为串列静子设计后的气流折转角及扩散因子径向分布如图 4 和图 5 所示。

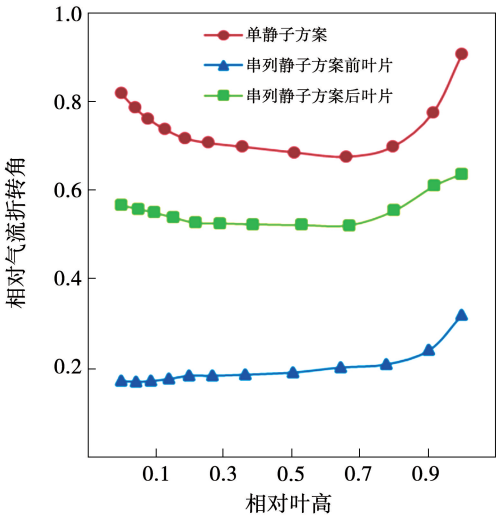


图 4 气流折转角径向分布

Fig.4 Radial distribution of air flow turning angle

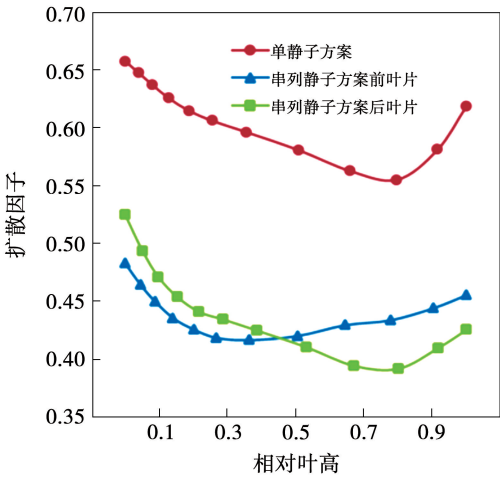


图 5 扩散因子径向分布

Fig.5 Radial distribution of diffusing factor

由图 4 可知,前、后排静子的气流折转角均大幅降低,前排相对气流折转角位于 0.4 以下,后排的相对气流折转角不高于 0.65,对应气流折转角不超过 45°。由图 5 可知,串列静子前排叶片的扩散因子均保持在 0.5 以下,后叶片除了根部超过 0.5 外,其余叶高处均保持在 0.5 以下。改进设计后,串列静子前、后叶片的扩散因子与气流折转角均位于常规风扇/压气机叶片气动参数设计范围内。

3 串列静子对风扇末级流场和性能的影响

3.1 数值仿真方法

采用 NUMECA 商业软件针对改型后的风扇末级开展三维数值仿真分析。网格采用 IGG/Auto Grid 划分 HOH 多块结构化网格,第 1 层网格高度为 3×10^{-6} m,总网格数 340 万个,如图 6 所示。所生成网格的最小偏斜角为 16.5°,最大高宽比为 702,最大膨胀比为 4.2,最大展向角度偏差为 34.2°,网格质量较好。对当前网格分别加密至 680 万和 1 020 万进行网格无关性验证。随着网格数量的增加,仿真计算结果的流量略微增加、总压恢复系数略有降低,但均与原网格方案差异较小,具体数值见表 1。其中,流量最大变化量为 0.08%,相对总压恢复系数最大差值为 0.000 3。网格数量的增加对三维仿真结果影响较小,340 万网格数量符合开展研究的条件。

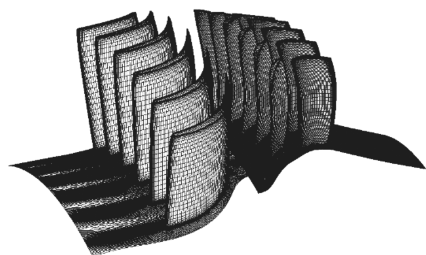


图 6 串列静子网格示意图
Fig.6 3D grid of tandem stator

表 1 网格无关性验证
Tab.1 Grid independence verification

网格数量/万	流量/kg·s ⁻¹	相对总压恢复系数
340	37.13	0.964 7
680	37.15	0.964 5
1 020	37.16	0.964 4

采用相同的网格设置并分别采用 Spalart-Allmaras(S-A)湍流模型与 k-epsilon($k-\varepsilon$)湍流模型对已取得部件试验结果的某单级风扇进行验证。单级风扇三维仿真特性与试验特性对比如图 7 所示,部件试验录取了 0.9,0.95 与 1.0 倍换算转速下的完整特性,因此对上述 3 个转速进行三维仿真计算比较。

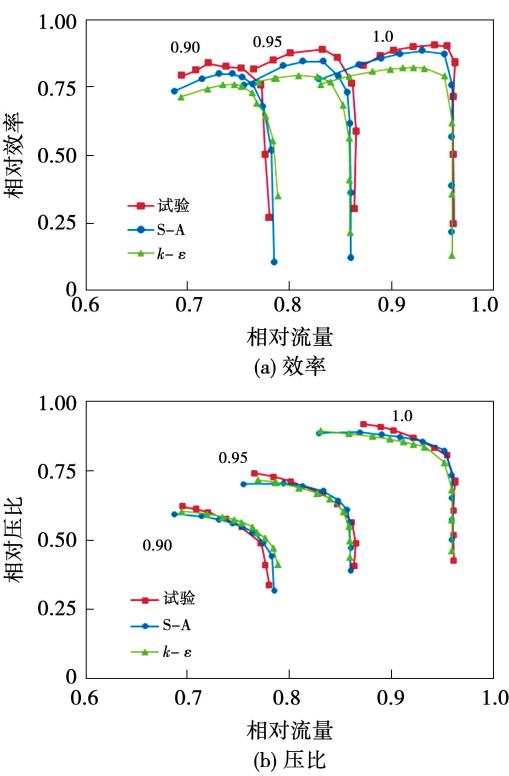


图 7 单级风扇特性线
Fig.7 Characteristic lines of a single-stage fan

由图 7 可知,两套湍流模型计算的端点压比较为相近,S-A 湍流模型计算的流量和效率与试验结果更为接近,准确性较高,因此选用 S-A 湍流模型。三维网格的计算边界条件为进口轴向进气,给定进口总温与进口总压,通过改变转速与出口背压调整工作点状态。计算采用空间离散格式 Jameson 中心差分,采用多重网格法提升计算收敛速度。

3.2 串列静子周向相对位置对流场的影响

串列静子周向相对位置 P 采用串列静子根部搭接处的最小栅距 t 与串列静子根部进出口栅距 s 的比值来表示,即 $P=t/s$ 。分别求解了 P 值为 0.6, 0.7,0.8 3 个方案在 1.0 倍和 0.8 倍换算转速时风扇末级的流场,后续选取各转速下的设计点(最高效率点)流场进行分析。

图 8 为 1.0 倍换算转速设计点 50% 相对叶高 S1 流面熵值云图。可以看到,随着周向相对位置增大,串列静子后排叶片主流区出口的熵增显著减小,在周向相对位置增加至 0.7 后,周向相对位置的变化对主流区熵增的影响逐渐减弱;上游尾迹在后排叶片出口气流掺混越发均匀,同时受到前后排叶片间隙带来的冲刷强度增加的影响,后排叶片叶背总压损失明显降低,损失逐渐推迟至尾缘。

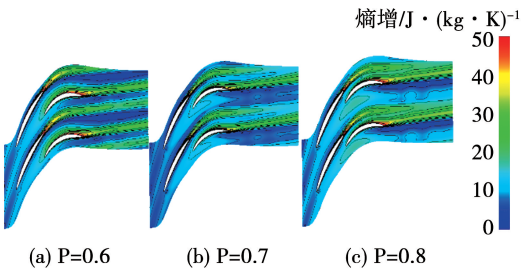


图 8 50%叶高 S1 流面熵增云图
Fig.8 Nephogram of entropy production on S1 stream surface in 50% blade height

图 9 为 1.0 倍换算转速设计点子午面马赫数云图。由图 9 可知,随着周向相对位置的增大,损失较低的主流区域面积增大,后排串列静子叶片处的流通能力增强,导致进口来流马赫数增大,根部的马赫数随之增加,对后排叶片根部气流分离起到一定抑制作用。

综上,当串列静子的周向相对位置较大时,前排叶片叶盆侧的气流会通过后排静子叶背冲刷,实现推迟后排叶片分离的目的,从而降低流场损失。当周向位置不小于 0.7 时,根部流场优化效果相近。

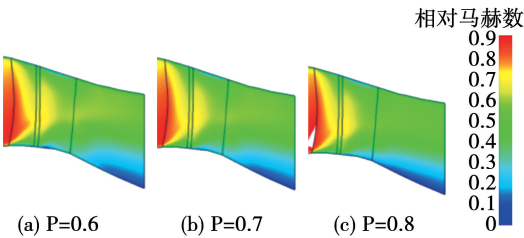


图 9 子午面相对马赫数云图

Fig.9 Nephogram of relative Mach number on meridian plane

图 10 为 1.0 倍换算转速设计点出口 S2 流面熵增云图。由图 10 可知,前后排叶片尾迹所产生的尾迹损失均较为明显,同时由于串联静子根部负荷较重,流路下压导致马赫数损失较大。但随着周向相对位置增加,气流尾迹的掺混程度增强,出口场中部及以下相对叶高下的马赫数损失显著降低。3 个周向相对位置的总压恢复系数分别为 0.903,0.938,0.939。可见,当周向相对位置增加至 0.7 附近后,周向间隙的增加对总压恢复系数影响较小。

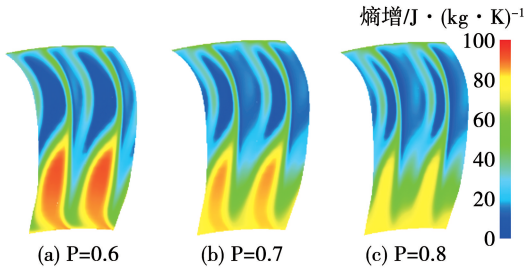


图 10 出口 S2 流面熵增云图

Fig. 10 Nephogram of entropy production on S2 stream surface at outlet

图 11 为 1.0 倍换算转速设计点出口 S2 流面相对气流角云图。由图 11 可知,当周向相对位置较小时,S2 流面根部的相对出口气流角欠转现象明显;而随周向相对位置增加,根部气流欠转的情况有所缓解,但根部以上到中部以下范围的气流欠偏角显现出增大的迹象。

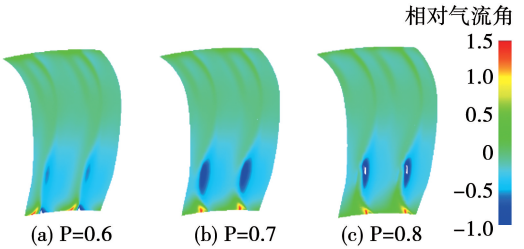


图 11 出口 S2 流面相对气流角云图

Fig. 11 Nephogram of relative air flow angle on S2 stream surface at outlet

综合以上分析,周向相对位置选取 0.7 时,总压损失较低,而出口气流角的径向变化范围较小,较为均匀。

为了更清晰地分析周向相对位置变化对流场的影响,选取设计状态下的两个不同周向相对位置的叶表流场进行对比。图 12 与图 13 给出了 1.0 倍换算转速设计点 P=0.6 和 0.7 时串联静子的吸力面和压力面叶表马赫数与流线分布。图中可见,串联静子前后排叶片根部均存在低速区,串联静子后排叶片根部附近受逆压梯度的影响形成 1 个旋转的分离点,并沿着叶高扩展,这是造成串联静子根部总压损失与气流欠偏角较大的主要原因。而从流线走向看,周向相对位置较大的串联静子前排叶片的吸力面与压力面低马赫数区范围相对较小,但周向相对位置较小方案已出现小范围的角区分离。在周向相对位置较大时,前后叶片间的小缝隙使流场加速,推迟了串联静子后排叶片的分离,并有效抑制了低速区的扩展。图 14 为 1.0 倍换算转速设计点串联静子叶表吸力面熵增云图。可以清楚地看到,当周向相对位置较大时,后排叶片根部的高熵增区范围有所减小。

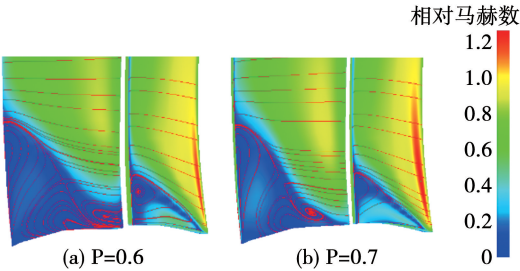


图 12 吸力面相对马赫数与流线分布

Fig. 12 Relative Mach number and streamline at suction side

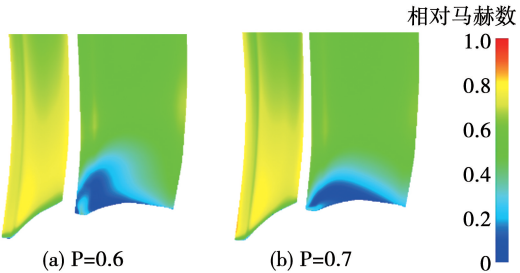


图 13 压力面相对马赫数分布

Fig. 13 Relative Mach number at pressure side

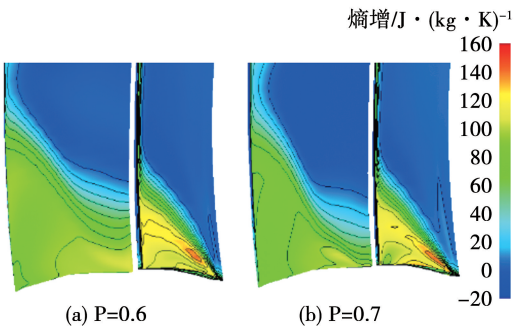


图 14 叶表吸力面熵增云图

Fig. 14 Nephogram of entropy production at suction side

0.8 倍换算转速设计点状态下出口 S2 流面总压分布云图如图 15 所示。由图 15 可知,周向相对位置的变化对子午面总压分布的影响规律虽与 1.0 倍换算转速设计点相同,但随着周向相对位置的增大,根部的总压损失有所减小,径向总压损失较高的范围减小。这是由于非设计换算转速下风扇进口流量减小,马赫数降低,相同的叶片弯角有更强的气流折转能力,使总压损失降低。

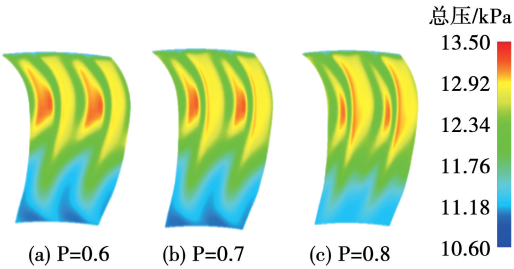


图 15 出口 S2 流面总压分布云图

Fig. 15 Nephogram of total pressure on S2 stream surface at outlet

综上分析,串联静子相对周向位置 $P = 0.7$ 时,1.0 倍和 0.8 倍设计状态的流场总压损失较小,出口气流角更均匀。

3.3 串联静子轴向相对位置对流场的影响

轴向相对位置 O 定义为串联静子前、后叶片的轴向总长度与串联静子前后叶排交叠的轴向长度的比值。负值表示后排静子前缘位于前排静子尾缘之前,即两叶排有轴向交叠;正值表示后排静子前缘位于前排静子尾缘之后,即两叶排无轴向交叠。选取 $O = 0.1, 0.065, 0$ 和 -0.06 的 4 个方案进行对比分析。

图 16 为各轴向相对位置下 1.0 倍换算转速设计点 50% 相对叶高处叶表静压分布。从图可知,当轴向相对位置减小至轴向重叠后,前叶片的压力面静压在接近尾缘时大幅降低,后叶片叶背的静压显

著提高。这是因为前排静子叶盆侧的气流对后排静子的冲刷强度随轴向相对位置减小而增强,从而推迟了后排静子叶背气流的分离,减小了静压损失,提升了后叶片的静压。但由于后叶片的前缘过于接近前叶片的尾缘,从而导致前叶片压力面尾缘处的静压损失增大,从而使静压降低,即轴向相对位置减小,前叶片静压损失增加,而后叶片流场有所改善。

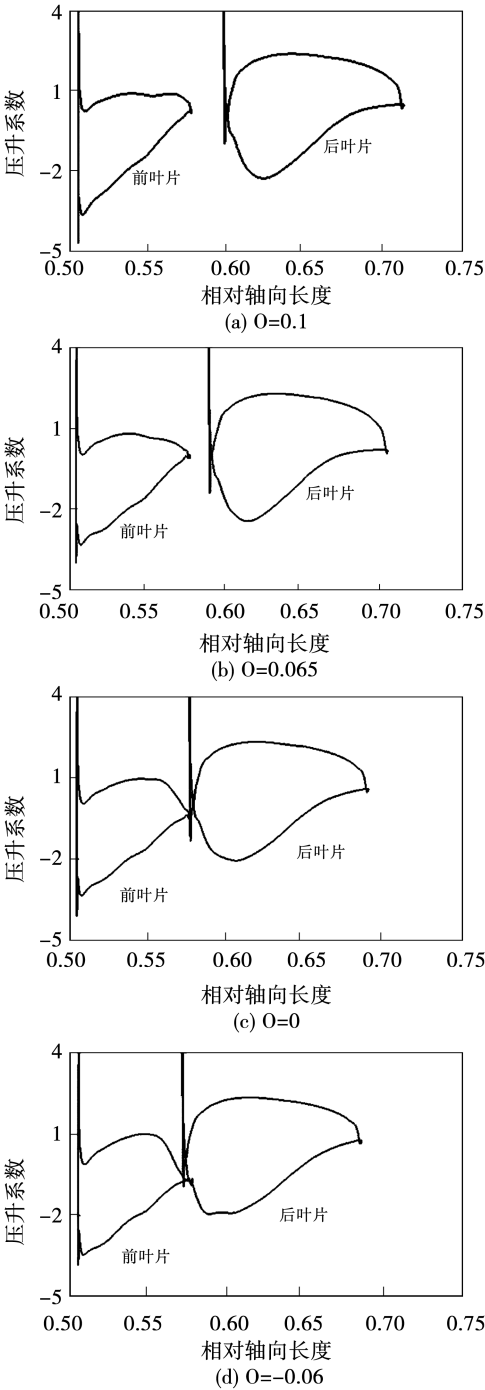


图 16 50% 相对叶高处叶表压升系数分布图

Fig. 16 Static pressure rise coefficient of blade surface in 50% relative blade height

图 17 为 1.0 倍换算转速设计点出口 S2 流面马赫数云图。可以看出,随着轴向相对位置的减小,尾迹掺混逐渐均匀,在 $0 < O < 0.065$ 范围内,尾迹低速区与主流区基本融合,根部马赫数有所提升。轴向相对位置的减小使位于前、后叶片中间的气流加速,降低了后排叶片的马赫数损失,推迟了气流分离。

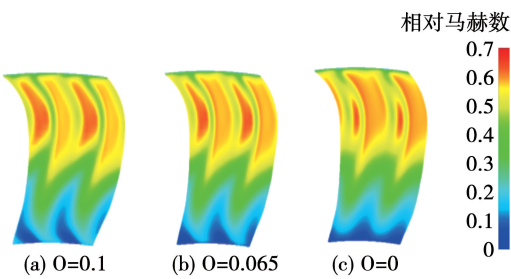


图 17 出口 S2 流面马赫数云图

Fig. 17 Nephogram of Mach number on S2 stream surface at outlet

1.0 倍换算转速设计点出口 S2 流面相对气流角云图如图 18 所示。可以发现,随着轴向相对位置的减小,根部气流明显出现欠转现象。流路下压使得叶尖流场始终较好,而根部流路的扩张导致气流分离。当叶片整体稠度随着轴向相对位置的减小而降低,叶片根部流场明显恶化。

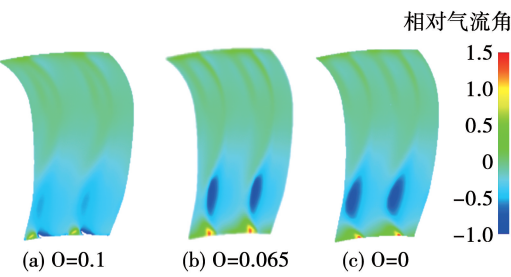


图 18 出口 S2 流面相对气流角云图

Fig. 18 Nephogram of relative air flow angle on S2 stream surface at outlet

0.8 倍换算转速设计点的轴向相对位置变化对流场的影响规律基本与 1.0 倍换算转速时相同,轴向相对位置减小至零后,串联静子前排叶片尾缘处的增压能力降低,而后排叶片的增压能力提升。

综上,折中考虑轴向相对位置对气流折转能力和后排叶片角区分离的影响,选取轴向相对位置 $O=0.065$ 的设计方案。

3.4 串联静子扇形叶栅的试验验证

为验证串联静子不同的周向相对位置变化对气动性能的影响,开展了串联静子扇形叶栅吹风油流试验。图 19 与图 20 为串联静子叶栅前、后叶片油流试验的吸力面流动结构图。由图 19 可以发现,串联静子叶栅前排静叶吸力面流动状态良好,仅在吸力面靠近轮毂侧角区存在小范围角区分离,说明周向相对位置不同对前排串联叶片影响较小。由图 20 可知,在不同周向相对位置下的串联静子叶栅后排叶片在叶顶的低能流体均存在向叶中迁移的现象。当 $P=0.6$ 时,低能流体在近叶中尾缘处与压力面的回流交汇形成气流分离;当 $P=0.7$ 时,受串联叶片间隙产生的流场加速影响,分离螺旋点消失,气流分离有效减弱并推迟。后排叶片的吸力面根部也存在较大分离现象,根部的低能流体在叶片力的作用下向叶中移动,并在 10% 叶高附近形成 1 个分离螺旋点。下半叶高分离范围随着周向相对位置的增大而减小,吸力面的流动状态逐渐变好,下角区分离范围逐渐减小。

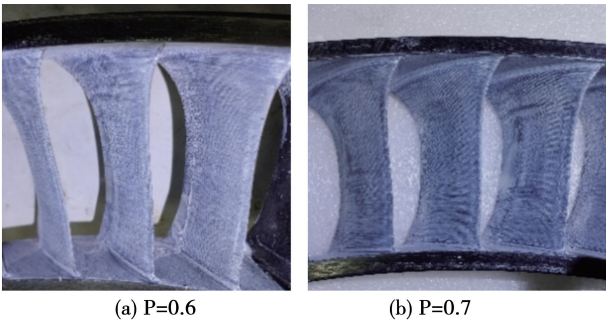


图 19 串联静子叶栅前叶片流动结构

Fig. 19 Flow structure of the front stator of sector-shaped tandem cascade

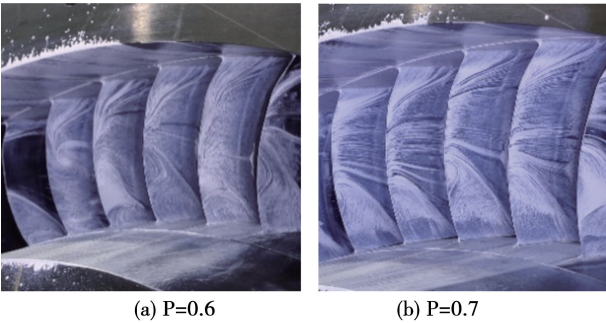


图 20 串联静子叶栅后叶片流动结构

Fig. 20 Flow structure of the rear stator of sector-shaped tandem cascade

图 21 与图 22 为 $P=0.6$ 与 $P=0.7$ 状态下前、后叶片的三维仿真叶表流动结构。可以看出,串列静子前排叶片流动状态明显优于后排叶片,前排叶片吸力面流动结构除轮毂附近存在小范围角区分离,其他位置的流动状态良好。三维仿真结果显示, $P=0.7$ 状态下的角区分离相比较弱。串列静子后排叶片在周向相对位置较大时流动状态较好, $P=0.7$ 状态下轮毂处的分离明显推迟,气流分离范围有所减小。试验结果表明,后排叶片叶尖附近的低能流体向叶中移动的趋势明显。

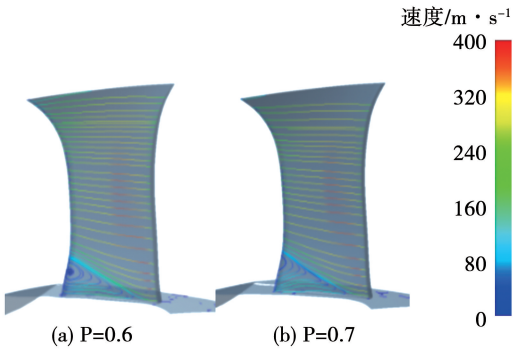


图 21 串列静子叶栅前叶片三维仿真流动结构
Fig. 21 3D simulation of flow structure of the front stator of sector-shaped tandem cascade

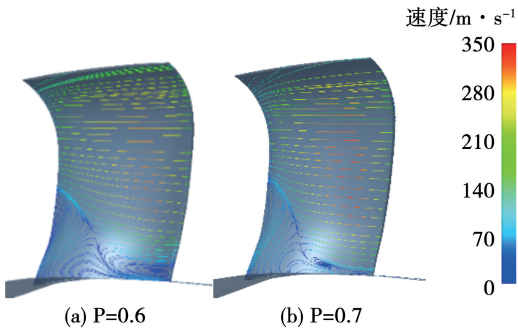


图 22 串列静子叶栅后叶片三维仿真流动结构
Fig. 22 3D simulation of flow structure of the rear stator of sector-shaped tandem cascade

串列静子扇形叶栅试验与三维仿真结果对比分析表明,三维仿真结果能够较为准确地描述串列静子叶表流动结构,当 $P=0.7$ 时串列静子的前、后叶排叶表流动结构优于 $P=0.6$ 时,气流分离范围较小。

3.5 串列静子对风扇末级特性影响

选取 $P=0.7, O=0.065$ 的串列静子方案开展

了风扇末级静子特性计算,与原始静子方案的特性线对比如图 23 所示。由图可知,采用串列静子方案后,经计算在 1.0 倍换算转速时的喘振裕度提升了 4.7%,设计点效率提升了 1.4%;在 0.8 倍换算转速时的喘振裕度提升了 8.6%,最高效率点的效率提升了 3.2%。在 1.0 倍和 0.8 倍换算转速工况下,风扇末级的喘振裕度与效率均有所提高,且在 0.8 倍换算转速时性能提升更为显著。

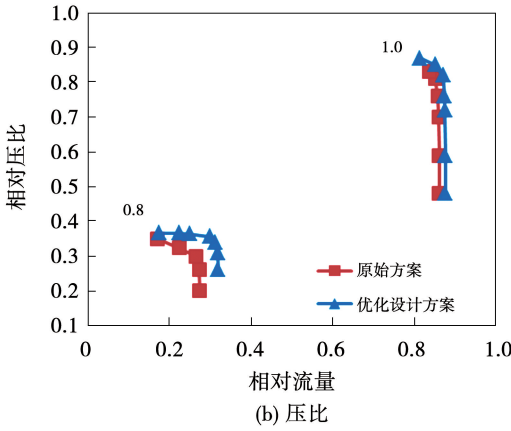
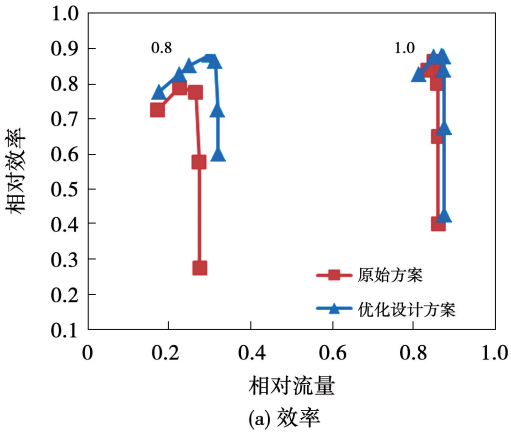


图 23 风扇特性线
Fig. 23 Characteristic lines of high-load fan

4 结 论

为了改善高负荷风扇末级静子气流折转大、角区分离严重等问题,开展串列静子方案设计,并研究了串列两排叶片的周向相对位置和轴向相对位置对串列静子气动性能和流场结构的影响,最终给出了较优的串列静子方案,并获得了风扇末级气动特性。得到以下结论:

(1) 对于具有下压子午特征的串列静子,周向相对位置增大会有效推迟后排叶片根部涡的生成,

降低流动损失。综合考虑周向相对位置对流动损失、马赫数和出口气流角等因素的影响,认为 $P = 0.7$ 时串列静子具有更好的气动性能。

(2) 对于具有下压子午特征的串列静子,轴向相对位置适当减小会有效减弱气流根部分离,但轴向相对位置减小过多会降低串列静子前排叶片的静压升,使流动损失增大。综合考虑轴向相对位置对总压损失、气流折转以及下压流路带来的气流径向分布不均与端壁流动问题,分析认为, $O = 0.065$ 时串列静子具有较优的综合气动性能。

(3) 串列静子可有效提高风扇末级内效率,拓宽失速边界。在 1.0 相对转速时的喘振裕度提升了 4.7% ,设计点效率提升了 1.4% ;在 0.8 相对转速时的喘振裕度提升了 8.6% ,最高效率点的效率提升了 3.2% 。

参考文献:

[1] SAHA U K, ROY B. High deflection linear tandem compressor cascade under variable camber operation [R]. ISABE 97-7101, Chattanooga, USA, 1997.

[2] ROY B, SAHA U K. Experimental analysis of controlled diffusion compressor cascades with single and tandem airfoils [R]. ASME Paper 95-C-TP-41, New York, USA, 1995.

[3] ROY B, SAHA U K. On the application of variable camber blading in axial flow fans and compressors [R]. ASME Paper 96-TA-58, USA, 1996.

[4] HOEGER M, BAIER R D. High turning compressor tandem cascade for high subsonic flow, part 1: aerodynamic design [R]. AIAA 2011 - 5601, USA, 2011.

[5] MÜLLER L, KOZULOVIC D, WULFF D. High turning compressor tandem cascade for high subsonic flow, part 2: numerical and experimental investigations [R]. AIAA 2011 - 5602, USA, 2011.

[6] FALLA G C. Numerical investigation of the flow in tandem compressor cascades [D]. Vienna: Vienna University of Technology, 2005.

[7] RAILLY J W. An investigation of the flow through tandem cascades [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, 1965, 180: 66 - 73.

[8] SANGER N L. Analytical study of the effects of geometric changes on the flow characteristics of tandem-bladed compressor stators [R]. MASA TN-D-6264, 1971.

[9] 陶源, 于贤君, 刘宝杰. 跨声串列静子叶片匹配特性分析及优化 [J]. 航空动力学报, 2012, 27(10): 2278 - 2286.

TAO Yuan, YU Xian-jun, LIU Bao-jie. Analysis of matching characteristic of transonic tandem stator airfoil and its optimization [J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(10): 2278 - 2286.

[10] 周正贵, 吴国钊. 串列叶栅尾迹特性的实验研究 [J]. 南京航空航天大学学报, 1994, 26(4): 555 - 559.

ZHOU Zheng-gui, WU Guo-chuan. The characteristics of wake behind tandem cascades [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 1994, 26(4): 555 - 559.

[11] 王掩刚, 魏峡, 陈为雄. 大弯角串列叶型优化设计与数值分析 [J]. 推进技术, 2014, 35(11): 1469 - 1474.

WANG Yan-gang, WEI Lai, CHEN Wei-xiong. Optimization and numerical simulation of high-turning tandem cascade [J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(11): 1469 - 1474.

[12] 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 Hong-hui, GE Ning, HOU Min-jie, 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.

[13] 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 Shu-jun, HOU An-ping, LI Jian-xiong, et al. Effects of percent pitch on performance of high load tandem cascade [J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(5): 1193 - 1203.

[14] 魏巍, 刘波, 曹志远, 等. 高负荷小型压气机大弯角串列静子特性 [J]. 航空动力学报, 2013, 28(5): 1066 - 1073.

WEI Wei, LIU Bo, CAO Zhi-yuan, et al. Characteristics of high-turning tandem stator in highly loaded small compressor [J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(5): 1066 - 1073.

[15] 刘晓嘉, 宁方飞. 某型串列静子的三维气动数值优化设计 [J]. 航空动力学报, 2010, 25(3): 577 - 581.

LIU Xiao-jia, NING Fang-fei. Numerical optimization of aerodynamics of some 3D tandem stators [J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(3): 577 - 581.

(刘颖 编辑)