

文章编号:1000-8055(2013)05-1066-08

高负荷小型压气机大弯角串列静子特性

魏 巍, 刘 波, 曹志远, 王 雷
(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 针对某小型压气机高负荷轴流级大弯角静子, 采用串列叶片技术进行了改型设计. 串列静子三维造型引入适度正弯以获得前后叶片的最佳相对位置. 通过全三维定常数值模拟得到了原型与串列改型在设计转速下不同工况点的气动性能. 结果表明: 串列改型静子削弱了原型静子尖部流动分离, 级等熵效率提高近 3.5%, 串列前叶几乎承担了全工况内绝大部分攻角变化, 稳定裕度提升 2%; 改型后的静子可以更为均匀地分配前后叶片的载荷, 有利于叶片附面层流动的控制.

关 键 词: 附面层控制; 轴流压气机; 串列叶片; 大弯角静子; 高负荷叶片

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Characteristics of high-turning tandem stator in highly loaded small compressor

WEI Wei, LIU Bo, CAO Zhi-yuan, WANG Lei

(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: A redesigned high-turning stator was studied in a highly loaded small compressor with tandem blades. During three dimensional (3-D) stacking of the tandem stator, the appropriate positive bow was adopted to achieve the best relative location between the front and rear blades. Performance curves of the original and redesigned stages were obtained by 3-D steady numerical simulations at different conditions under the design speed. The results show that separation of the original stator near the casing has been weakened. The adiabatic efficiency increases by 3.5% approximately at the design point; the front blade withstands main variations of stator's incidence, and the stability margin also increases by 2%. The redesigned tandem stator can distribute the high-turning blade loading along the axial chord more uniformly, so it is beneficial for the flow control of the blade boundary layer.

Key words: boundary layer controlling; axial compressor; tandem blade; high-turning stator; highly loaded blade

现代高性能航空发动机要求压缩系统具有高压比、高效率、高稳定裕度和更少的级数, 这就要求不断提高压气机的负荷, 增大转子的叶尖速度, 采用更低的展弦比^[1]等. 对于小型压气机而言, 这将加大间隙、公差、雷诺数以及端壁附面层的影

响^[2]; 不断提高转子的负荷也将使静子的设计难度增加, 其中之一即是在静子根部高临界来流马赫数以及端壁附近更大的气流折转角时叶型的设计问题. 因此, 高负荷大弯角静子的设计与研究对于高性能压气机的发展具有重要意义.

收稿日期: 2012-05-30

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130508.0949.201305.1066_014.html

基金项目: 国家自然科学基金(51236006)

作者简介: 魏巍(1987—), 男, 重庆万州人, 硕士生, 主要从事叶轮机械气动热力学研究.

串联叶片是一种常见的高负荷叶片,具有气流转折角大、总压损失小、工作范围宽等优点^[3].它主要是通过前后叶片之间的缝隙作用,使附面层在后排叶片上重新发展,能够允许更大的叶片载荷,而不会引入更高的流动损失.因此串联叶片常被作为一种解决高负荷大弯角叶型设计的有效方法.

国外对串联静子的研究主要起始于 20 世纪 60 年代,Railly 等人^[4],Hopwood^[5]分别在低速和高速风洞中对串联叶片的叶型弯角、相对位置进行了研究;70 年代在美国国家航空航天局(NASA)的支持下普惠(PW)公司对串联叶型在静子^[6]和转子^[7]中的应用进行了很多试验研究,也开发过二维不可压势流程序^[8]对串联叶型参数的影响进行细致数值探索.后续 Wu,Saha 和 Roy 等人^[9-11]用双圆弧叶型、可控扩散叶型在亚声速叶栅上做了大量的基础研究工作,并取得了一定的成果.吴国钊^[3]在众多研究者的成果基础上对串联叶型的二维设计方法、影响因素等作了详尽的归纳和分析.

近年来,Hoeger 等人^[12],Müller 等人^[13],LI 等人^[14]分别对高临界马赫数($Ma=0.89$)及超声速($Ma=1.25$)来流下大弯角串联静子叶型的特点进行了探索研究.众多研究结果表明串联叶片对于控制附面层分离具有较好的效果.然而,尽管对串联叶栅的研究已经很多,但二维叶栅的试验和计算结果,并没有考虑高负荷压气机中内部流动的复杂性,也更难以直接应用端壁附近的流动.因此,串联叶片需要在三维环境中检验其性能;对于小型跨声速高负荷级,由于其自身的低雷诺数、厚端壁附面层等因素的影响,串联静子的应用需要进一步的认识.

本文以某小型涡轴发动机轴流部分为研究载体,对轴流级大弯角静子叶片进行了串联改型设计,在削弱原始静子叶片吸力面分离的同时,进一步认识串联静子流动特性,对于高负荷级低展弦比串联静子的设计具有一定参考意义.

1 串联静子设计

1.1 跨声速级参数

本文小型轴流压气机来源于某型涡轴发动机轴流部分,转子采用小展弦比设计,对应级负荷系数为 0.528.图 1 为本文压气机转子与几个典型压气机转子^[2]设计点时叶尖速度与多变效率的关联对比(图中 1 ft=0.3048 m),本文转子在较高的

级负荷下保持了高效率的工作.

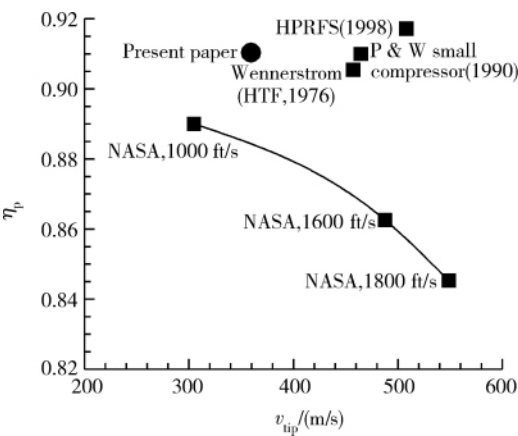


图 1 转子叶尖转速与多变效率
Fig. 1 Tip speed and polytropic efficiency of rotor

表 1 为原型静子与串联改型静子的基本几何参数.原型与改型后面均带有一排支板.串联改型中子午流道保持不变.为降低静子尖部扩散因子,改善静子根部气流与前排转子、后排支板的气流匹配,分别对原始静子的弦长做了适度的调整.图 2 即为原型与串联改型的子午视图对比.

表 1 静子几何参数
Table 1 Geometrical parameters of stator

参数	原始 静子	串联静子	
		前叶	后叶
叶片高度 h/mm	24.7	24.7	24.7
中部弦长 l/mm	36.68	19.0	20.9
中部安装角 $\kappa/(\text{^\circ})$	-20.82	-32.8	-9.92
展弦比 τ	0.673	1.26	1.15
轮毂	2.32	1.21	1.33
稠度 σ	机匣	1.63	0.91
			1.02

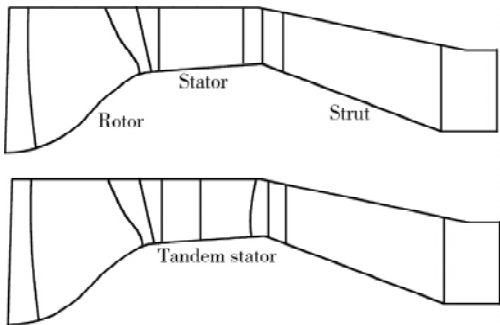


图 2 原型与串联改型的子午视图
Fig. 2 Meridional flowpaths of original and redesigned stages

1.2 串列静子设计

图 3 为串列叶型的几何结构示意图,几个相关参数的定义如下:

$$\varphi_{fa} = \kappa_{11} - \kappa_{12}$$

$$\varphi_{ra} = \kappa_{21} - \kappa_{22}$$

$$R_c = \varphi_{ra} / \varphi_{fa}$$

$$O_a = \Delta X / \Delta X_{fa}$$

$$P_p = t / S$$

其中 κ 为叶型的进出口几何角, ξ 为叶型安装角, ΔX 为轴向距离, S 为节距, 下标 fa 及 ra 分别代表前、后叶型。串列叶型的生成主要通过轴向重叠度 (O_a)、节向比例 (P_p)、弯度比 (R_c) 及弦长比 L_{ra}/L_{fa} 等参数来确定。与 Hoeger 等人^[12] 的叶型参数定义有所不同, 本文轴向重叠度参考来流前面叶片的轴向尺寸进行无量纲化, 这有助于在保持前面叶片几何不变的情况下研究后叶与前叶的匹配关系。其余参数, 如弯度比、弦长比及前叶弦长等可以用来控制整体轴向弦长的尺度。本文的串列截面叶型都保持相同的弦长比例; 叶片的前后载荷分布通过弯度比、安装角的调节来完成。

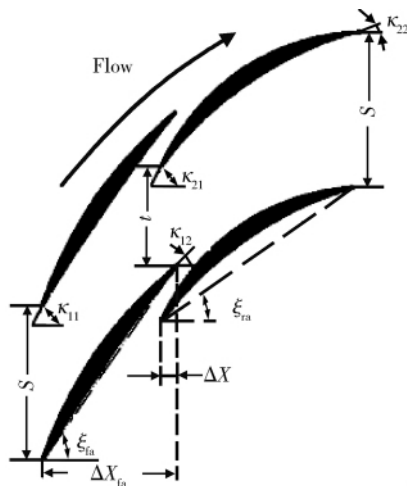


图 3 串列叶型几何结构示意图

Fig. 3 Geometric illustration of tandem airfoils

改型设计中, 针对静子上游不同来流马赫数采用不同的叶型。静子叶型的构成主要有两种: 一种为吸、压力面均为两段圆弧构成的 4 段圆弧叶型, 应用于静子根部高亚声速、大折转角工况; 另一种叶型的中弧线采用两段圆弧, 厚度分布采用双三次标准厚度分布^[15], 是应用于亚声速、大弯角条件下静子中部至尖部的叶型。两种叶型中弧线挠度及最大厚度位置可调。叶型设计中考虑在不同的工况下与转子出口气流速度及气流角的匹

配, 采用不同的中弧线挠度位置及厚度分布规律, 并选择适当的 O_a 、 P_p 参数控制叶型相对位置, 选择弯度比 R_c 控制前后叶型的载荷分配比例, 选择弦长比控制叶型轴向长度及载荷分布, 以使静子的整体性能达到最优。

串列静子三维积迭中, 为有效控制原型静子叶片尖部分离, 并调整最佳前、后叶相对位置, 对串列静子叶排进行了适度正弯处理。对于弯曲静子叶片, 由于叶片与气流的相互作用力沿径向的分量不为 0, 可以控制径向的压力梯度, 减小端壁的负荷, 降低二次流损失^[16]。图 4 给出了串列静子前后叶片与原始静子叶片积迭线相对位置 (SRL) 的展向分布。本文采用的叶片正弯处理量仍然较小, 图中横坐标的数量级可以清楚地说明串列静子对附面层的流动控制起主导作用。

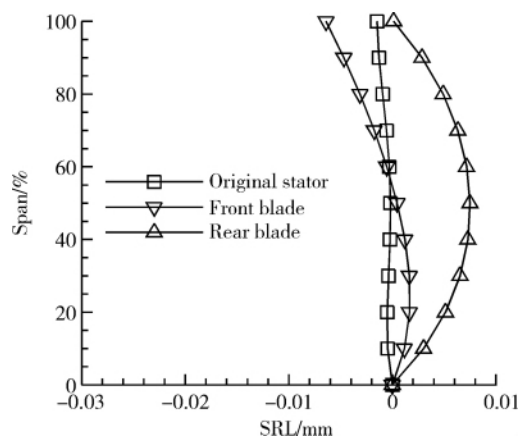


图 4 原型与改型静子积迭线分布

Fig. 4 Stacking lines of original and redesigned stators

2 数值计算方法

采用商业软件 NUMECA 中的 Euranus 求解器进行三维流场求解。计算采用 Jameson 有限体积中心差分格式, 结合低雷诺数 Spalart-Allmaras (S-A) 湍流模型, 对相对坐标系下的三维定常雷诺时均 Navier-Stokes 方程进行 4 阶 Runge-Kutta 的时间推进求解。克朗数 (CFL) 取为 3.0, 动静子交界面采用周向守恒连接方式, 保证动量、质量、能量严格守恒。为提高计算效率, 采用了多重网格法、当地时间步长、隐式残差光顺等技术进行流场加速收敛。

空间离散网格采用 IGG/Auto Grid 模块生成, O4H 型网格。依据 S-A 湍流模型的适用范围, 选择转子、静子和支板的第一层网格尺度分别为

2×10^{-6} , 2×10^{-6} , 4×10^{-6} m. 转子、静子叶片均带间隙计算, 间隙取值近似为叶展高度的 1%. 为准确模拟间隙区域流动, 间隙区沿径向分布 17 个节点; 采用“蝶型网格”生成, 以获得正交性良好的网格. 串列叶片三维网格由两个 O4H 型网格块自动衔接而成, 因此串列叶片的网格结点数一般比单叶片的网格结点多. 图 5 给出了本文采用的两种三维计算网格.

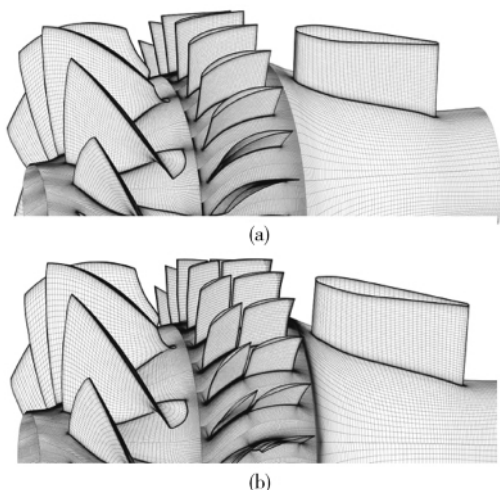


图5 三维计算网格

Fig. 5 3-D computational grids

计算边界条件为进口轴向进气, 进口总温为 288.15 K, 总压为 101325.0 Pa, 动叶给定转速, 计算域出口给定平均静压; 通过逐步提高出口背压向失速点推进, 数值发散前最后一个工况点对应近失速工况.

本文对原型压气机进行了网格校检, 选择了 140 万、170 万、210 万网格来验证网格总数对该压气机流场计算的影响. 图 6 给出了计算域出口

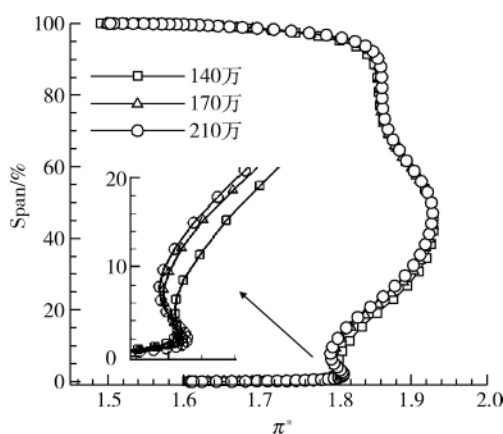


图6 总压比沿展向分布

Fig. 6 Span-wise distributions of total pressure ratio

在不同网格总数下总压比(π^*)沿展向的分布情况. 由图可知 170 万与 210 万网格下总压比沿展向已经相差不大, 在考虑计算耗时与流场精度的前提下选择了 170 万网格作为本文的计算网格. 串列静子的网格数近似为 90 万, 故带串列静子的整体网格数目约为 200 万.

3 计算结果及分析

3.1 级总体性能分析

本文对原型压气机及串列改型后压气机进行了设计转速下的全三维多工况数值模拟, 图 7 给出了设计转速下原型与改型的总压比、等熵效率(η^*)随质量流量的变化. 图中质量流量(m)经原型压气机堵塞质量流量(m_{chock})无量纲化, 图中标号“A”, “B”, “C”, “D”分别表示改型压气机堵塞工况、设计工况、最高效率工况、近失速工况. 具有与原始压气机设计点相同背压的工况, 本文认为是串列改型后压气机的设计点.

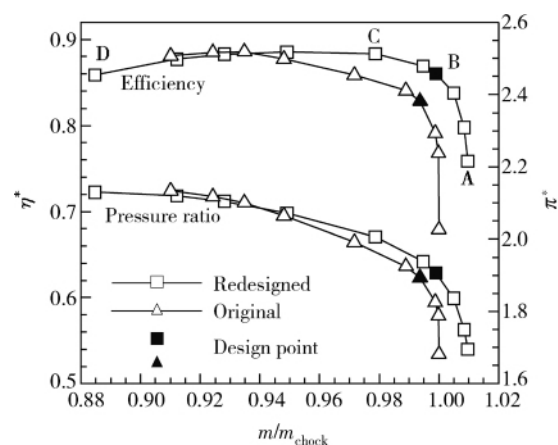


图7 原型与改型的特性线

Fig. 7 Performance curves of original and redesigned stages

由图 7 可知, 静子串列改型后的压气机无论是总压比、等熵效率特性线, 还是稳定工作范围, 都优于原型压气机. 串列改型后, 压气机质量流量比原型稍许增加, 堵塞工况点最大增加量为原型的 0.9%, 显然原型静子的堵塞得到改善, 质量流量才会增加. 由堵塞工况至最高效率点之间, 总压比比原型略有增加, 质量流量增加量逐渐减小, 而该段等熵效率增加明显, 因此, 改型后整级的出口总温是下降的, 级负荷是降低的. 在设计点, 改型等熵效率高出原型近 3.5%, 过低的等熵效率预示着静子存在较大气流损失, 而串列静子较好地

控制了气流流动,并减小了损失。

静子改型后最高效率点至近失速点之间,改型后的总压比、等熵效率优势逐渐减小并最终略低于原型。对比整个特性曲线,静子改型后最高效率点前移,但整体的稳定工作范围比原型更宽。由综合稳定裕度(M_s)的定义知,改型后的压气机比原型高 2%。

$$M_s = 1.0 - \left[\left(\frac{\pi_{\text{design}}^*}{\pi_{\text{surge}}^*} \right) \cdot \left(\frac{m_{\text{surge}}}{m_{\text{design}}} \right) \right]$$

图 8、图 9 分别为改型静子特性线上标示工况的前叶攻角及后叶攻角沿展向分布,所取数据为周向质量平均的结果。由图可知,在整个工况范围,前叶攻角变化巨大,最大攻角差别可达到 25° ,而后叶变化较小;全工况负荷的变化很大程度上由前叶承担。尖部近机匣区域攻角较大,主要原因是进口气流角已经低于 -60° ,在保证尾缘吸力面分离尽可能小的情况下选择了适度正攻角。前叶与后叶之间的缝隙称为间隙流道(如图 3),由于间隙流道及前叶压力面对出口气流角的约束,后叶攻角没有发生太大变化,这有利于串联静子在设计转速下非设计点性能的改善,因而在最高效率点前移的情况下还能够保持高稳定裕度。

3.2 静子流场分析

图 10 给出了设计点时原型与串联改型总压比(π^*)、等熵效率(η^*)、出口气流角(α_2)沿叶高的展向分布,图中气动参数数据均为周向质量平均的结果,Original, Tandem 分别表示原型和串联改型。由图可知,总压比沿整个叶展具有不同程度的提高,范围大致为 $0 \sim 0.07$;同一叶展下等熵效率提高 $0\% \sim 4\%$;80%叶展以下出口气流角更加接近于轴向方向;高叶展区域由于进口气流角过小,要在静子端壁区域实现 60° 以上的气流折转

角难度很大,本文串联静子也未能实现。

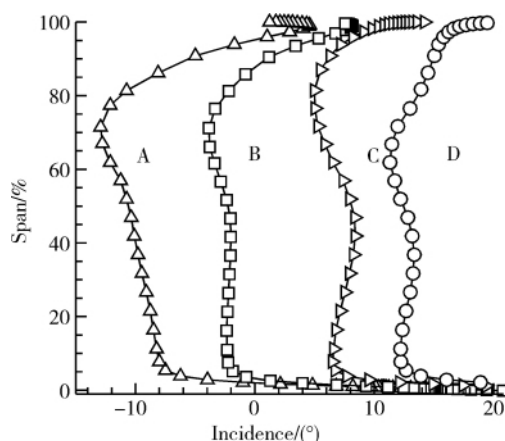


图 8 前叶攻角沿展向分布

Fig. 8 Span-wise distributions of attack angle of front blade

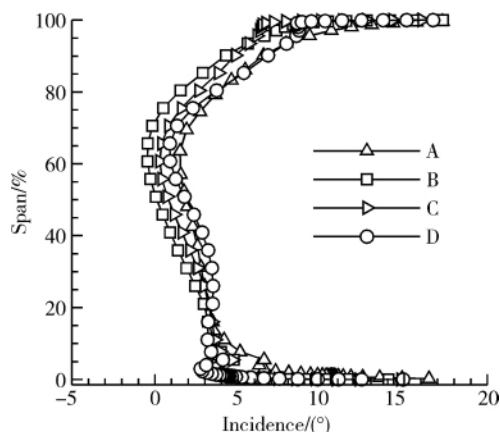


图 9 后叶攻角沿展向分布

Fig. 9 Span-wise distributions of attack angle of rear blade

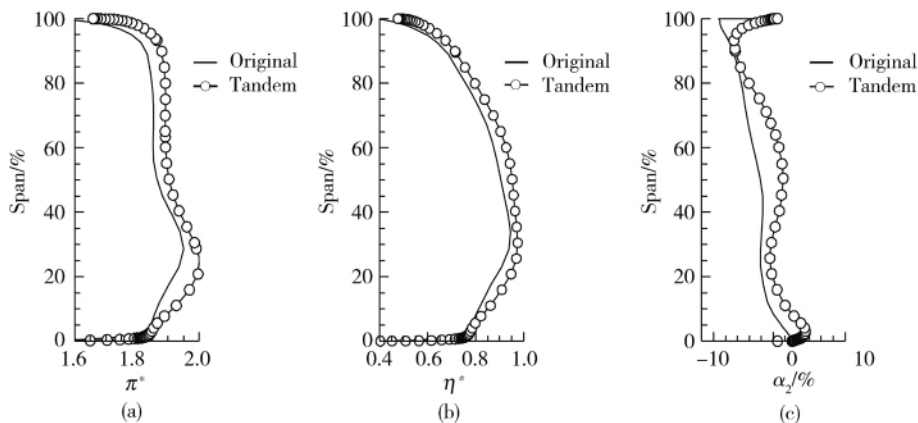


图 10 设计点级性能参数沿展向分布

Fig. 10 Span-wise distributions of stage performance parameters at design point

图 11 为设计点原型静子与改型静子 S_3 面熵增等值线图,图 11(a)为原型,图 11(b)为改型。 S_3 面距离静子尾缘 5% 弦长距离,视图方向为由出口至进口,图中数值高于 $40 \text{ J}/(\text{kg} \cdot \text{K})$ 的区域以云图显示。由图可知,高熵流多汇聚于高叶展区域。原型静子 S_3 面高熵流很强,并占据很大流道截面,会形成尖部区域的严重堵塞。改型静子降低了叶尖区域高熵流的强度,并抑制了其向通道内的扩散,流道堵塞降低;这也是改型压气机质量流量增大的主要原因。图中虚线标示即为串列前叶尾迹在 S_3 面的位置,显然前、后叶尾迹发展较好,并没有如原型静子一样存在强烈高熵流,并向低叶展扩散。

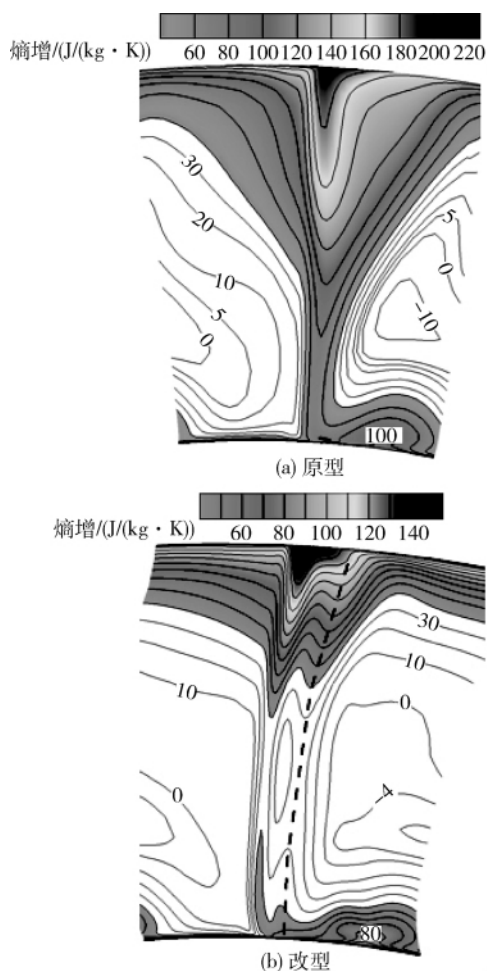


图 11 设计点静子 S_3 面熵增等值线图
Fig. 11 Entropy contours of S_3 surfaces for stators at design point

原型静子尖部高熵流汇集,主要还是气流分离产生的。图 12、图 13 给出了 95% 叶展位置原型与串列改型静子的静压和流线。由图可知,原型静子吸力面在近 50% 弦长位置就已经开始产生气

流,大分离会增加气流的损失,降低叶型的增压能力,造成气流的堵塞。静子串列改型后, S_1 面流线规则,极大地削弱了吸力面的气流分离,避免过量的低能流体在尾缘出口区域堆积,该截面流道的静压升高。

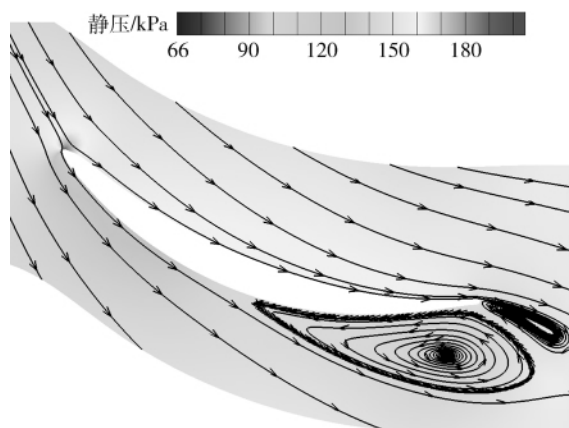


图 12 原型静子 95% 叶展的静压和流线

Fig. 12 Static pressure and streamlines of original stator at 95% span

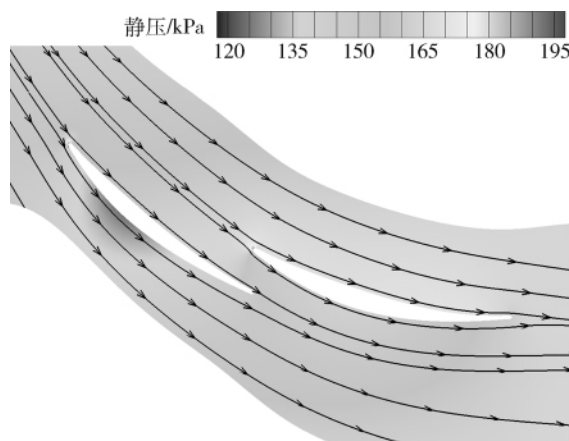


图 13 串列静子 95% 叶展的静压和流线

Fig. 13 Static pressure and streamlines of tandem stator at 95% span

图 14 为设计点时,原始静子与串列改型静子不同叶展等熵马赫数分布。静子的载荷由吸、压力面静压差决定,等熵马赫数包络线也一定程度反映叶型载荷的变化。

对于 5% 叶展位置,高进口来流马赫数,原静子吸、压力面 30% 轴向弦长前均出现马赫数突降,通道内出现激波。通道内的激波不仅会产生激波损失,还会造成静子根部气流堵塞。由于压力面近前缘出现加速,在 5% 轴向弦长前静压会降低,近前缘载荷会降低,这主要是由原叶型前缘形状

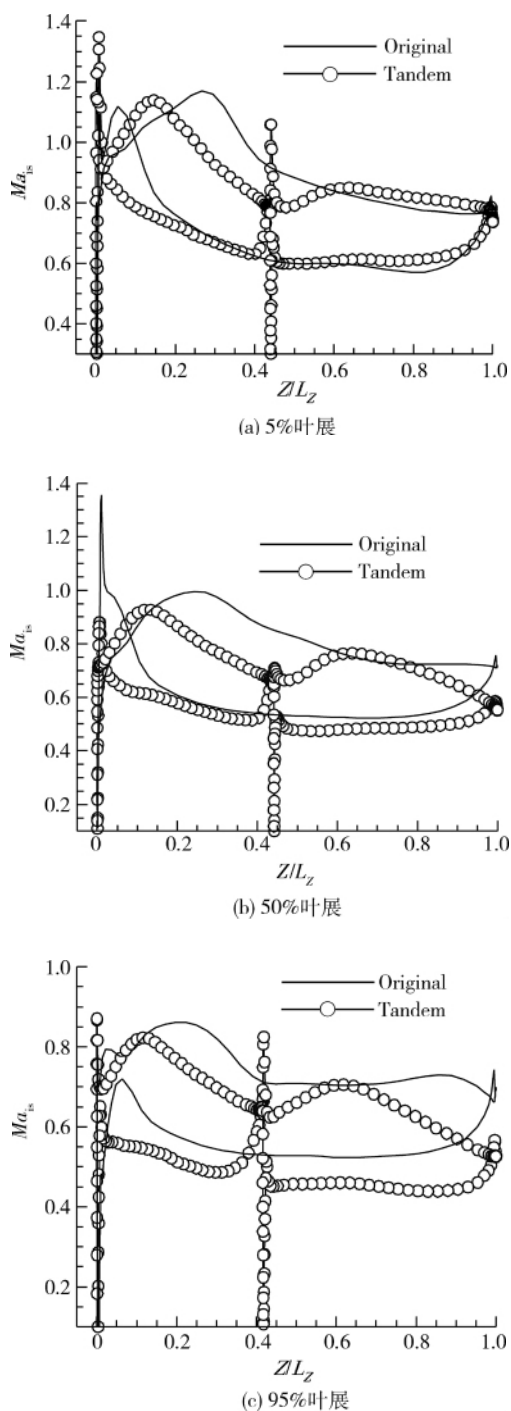


图14 不同叶展等熵马赫数分布

Fig. 14 Isentropic Mach number distributions of various spans

决定。原静子采用大圆头前缘设计,以适应更宽广的攻角范围;在高来流马赫数时,吸力面前缘会出现较大弦长的加速,形成低压区。串列改型后静子前叶压力面没有明显加速,通道内激波消失;40%轴向弦长前载荷有所降低,出口等熵马赫数持平。

对于50%叶展,在8%轴向弦长前,压力面等熵马赫数高于吸力面,这不利于叶型的加载,其原

因依然是压力面存在较大弦长的持续加速,产生低压区。一般而言,吸力面靠尾缘等熵马赫数 Ma_{is} 呈较大坡度分布说明叶型具有一定的载荷裕度;而平坦分布表明分离即将发生^[17]。显然,原型85%轴向弦长后分离已经产生。串列改型后,前半轴向弦长载荷有所降低,后半轴向弦长载荷有所增加,整体载荷更加均匀;近尾缘的分离消失,叶型增压能力提高;越低的出口等熵马赫数获得的静压升高。

在95%叶展位置,原型等熵马赫数分布更进一步反映了图12中的吸力面气流分离。原型静子尖部区域大分离造成40%轴向弦长后等熵马赫数不变,失去了叶型增压能力;叶型载荷也降低。改型后的串列静子,等熵马赫数分布饱满,前、后叶片轴向弦长位置的载荷具有不同程度的提高,改变了原型静子“前加载”的载荷加载方式,使得载荷分布更为均匀,避免载荷过于集中于前面弦长位置而产生流动分离。对比原型静子,由不同截面的等熵马赫数分布可知,改型后的静子极大地减弱了设计点时原型静子的吸力面分离,提高了中部叶展至尖部叶展的增压能力,具有更高的静压升。

4 结 论

本文以某小型涡轴发动机高负荷轴流部分为研究对象,对其大弯角静子进行了串列改型研究。在改型前后三维数值模拟的基础上对原型和串列静子的特性进行了分析,研究结果表明:

- 1) 采用串列静子有效减弱了原低展弦比、大弯角静子近机匣区域的气流分离,改善了靠机匣区域的流动堵塞,提高了压比和效率。
- 2) 串列静子在全工况内,前叶几乎承担了所有的攻角变化,后叶由于间隙流道及前叶压力面对气流的约束,攻角变化很小,这是稳定裕度增加的主要原因。
- 3) 串列静子可以更为均匀地分布载荷沿轴向弦长的变化,避免载荷过于集中(如本文中的前加载)而产生气流分离。

参考文献:

- [1] 陈矛章. 风扇/压气机技术发展对今后工作的建议[J]. 航空动力学报, 2002, 17(1): 1-15.
CHEN Maozhang. Development of fan/compressor techniques and suggestions on further researches[J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(1): 1-15. (in Chinese)
- [2] Tyner T M, Sullivan J P. Design and performance of a

- small, high speed axial compressor [R]. AIAA-90-1911, 1990.
- [3] 吴国钊. 串列叶栅理论[M]. 北京:国防工业出版社, 1996.
- [4] Raily J W, El Sarha M E. An investigation of the flow through tandem cascades[J]. Proceedings of Institute of Mechanical Engineers, 1965, 180(10): 66-73.
- [5] Hopwood D J. Tandem/slotted cascade tests for high deflection stators[R]. Derby, UK: Rolls-Royce Ltd., Compressor Department Report, RCR90117, 1967.
- [6] Burger G D, Keenan M J. Single-stage experimental evaluation of highly-loaded high-Mach-number compressor stages; Part 3 data and performance tandem rotor[R]. NASA-CR-72772, 1971.
- [7] Brent J A, Clemmons D R. Single-stage experimental evaluation of tandem-airfoil rotor and stator blading for compressors: Part VIII final report [R]. NASA CR-134713, 1974.
- [8] 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.
- [9] Wu G, Zhang B, Guo B. Experimental investigation of tandem blade cascade with double circular arc-profile[R]. ASME Paper 85-IGT-94, 1985.
- [10] Saha U K, Roy B. Experimental investigation on tandem compressor cascade performance at low speeds[J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 1997, 14(3): 263-276.
- [11] 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.
- [12] Hoeger M, Baier R D. High turning compressor tandem cascade for high subsonic flow; Part 1 aerodynamic design [R]. AIAA 2011-5601, 2011.
- [13] Müller L, Kožulović D, Wulff D. High turning compressor tandem cascade for high subsonic flow; Part 2 numerical and experimental investigations [R]. AIAA 2011-5602, 2011.
- [14] LI Qishi, WU Hong, ZHOU Sheng. Application of tandem cascade to design of fan stator with supersonic inflow [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2010, 23(1): 9-14.
- [15] Forst G R, Hearsey R M, Wennerstrom A J. A computer program for the specification of axial compressor airfoils [R]. Ohio, US: Aerospace Research Laboratories, Wright-Patterson Air Force Base, ARL72-0171, 1972.
- [16] 冯国泰, 王松涛, 顾中华, 等. 弯扭掠三维叶片综合流型与流场结构优化的设计思想及应用: 弯扭掠叶片设计体系与设计思想研究之二[J]. 航空发动机, 2002(4): 5-11. FDNG Guotai, WANG Songtao, GU Zhonghua, et al. Design concept and application of integrated flow pattern of bowed, twisted and swept blade and optimized flow field structure[J]. Aeroengine, 2002(4): 5-11. (in Chinese)
- [17] Roy B, Puranam S V, Mulmule A S. Aerodynamic design of a part-span tandem bladed rotor for low speed axial compressor/fan[R]. AIAA 2009-3964, 2009.