

文章编号:1000-8055(2012)03-0674-08

三维造型对高负荷跨声风扇静子的影响分析

徐朋飞, 刘宝杰, 赵 斌

(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防科技重点实验室, 北京 100191)

摘 要: 以负荷系数高达 0.42 的跨声风扇进口级为背景, 利用三维数值模拟手段, 研究了叶片三维气动造型技术对高负荷跨声风扇静子气动性能的影响, 并深入地分析了其影响机理. 结果表明: 由于激波在静子叶根有垂直于轮毂端壁的趋势, 因此前掠造型对于激波/端壁附面层所主导的静子角区分离的控制效果并不明显; 相比之下, 正弯静子通过加入叶片力使得角区中的低速流体向叶中发生径向迁移, 显著地改善了静子的性能; 而复合弯掠进一步提高了静子的性能, 说明单纯使用前掠造型收效不佳, 需要配合正弯造型才能达到最佳效果.

关 键 词: 掠形; 弯形; 静子; 跨声风扇; 高负荷

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Analysis of three-dimensional blading influence on highly loaded transonic fan stator

XU Peng-fei, LIU Bao-jie, ZHAO Bin

(National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engines,
School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics,
Beijing 100191, China)

Abstract: Under the background of highly loaded transonic inlet fan stage, which produces loading coefficient of 0.42, three-dimensional (3-D) blading influence on transonic stator aerodynamic performance was analyzed as well as its mechanism with numerical simulation technology. The result indicates that the forward sweep is not effective to control the corner separation conducted by shock/endwall boundary layer interaction because of the trend that the shock always tends to remain perpendicular to the endwall. Positive bow modifies the stator performance obviously through adding the blade force to migrate the low-speed corner fluid toward to mid-span. Sweep/bow composition improves the stator performance further, illustrating that the benefit from pure forward sweep is limited and forward sweep can attain optimum effect when combining the positive bow.

Key words: sweep; bow; stator; transonic fan; highly loaded

随着当前跨声风扇气动负荷水平的不断提高, 其静子根部的流动工作状态也由传统的亚声逐渐变为跨声. 例如, HTFC (high through flow compressor) 计划中的基准转子其负荷系数 ($\psi = \Delta H_t / U_{tip}^2$) 为 0.32^[1], 其静子根部进口马赫数约

为 1.0^[2]; 而 J285 跨声单级风扇的上述该值分别为 0.34 和 0.972^[3]; 麻省理工学院所设计的吸附式跨声风扇, 上述设计值更是分别达到了 0.76, 和 1.5^[4]; 而在传统设计体系下, 静子根部进口马赫数不超过 0.8.

收稿日期: 2011-04-18; 修订日期: 2011-07-04

作者简介: 徐朋飞 (1971—), 男, 辽宁宽甸人, 博士生, 主要从事压气机设计研究.

进口马赫数的提高给静子根部的气动设计带来了相当大的难度,其使得静子根部出现了贯穿通道的正激波,在激波/附面层作用下,角区分离使得静子根部容易发生过早失速,因此静子根部是设计高负荷跨声风扇的难点之一。

当前包括掠形和弯形在内的叶片三维气动造型技术,被广泛地应用在了轴流压气机设计中. Tweedt D L^[6], Sasaki T^[6], Gallimore S L^[7], Gummer V^[8]和 Friedrichs J 等人^[9],以及国内的北京航空航天大学的冯秀莲等^[10]、哈尔滨工业大学的宋彦萍等^[11]在这方面做了大量的研究工作. 其研究表明:在亚声条件下,叶片三维造型通过改善端壁区的流动进而可以有效地提高静子的气动性能,尤其是可用工作范围;而在 HTFC 计划和另外一个高负荷单级试验件中, Wennerstrom A J^[2]就利用前掠较好地解决了静子根部进口超声下的设计问题,但相比于亚声条件,在跨声条件下对静子三维气动造型技术的研究显然较为匮乏。

本文对级负荷系数超过 0.4 的跨声风扇静子进行了设计,并利用数值模拟手段进行了验证,重点分析了叶片三维气动造型对跨声静子和风扇整体气动性能的影响,以及其机理。

1 基本几何、气动设计参数

本文用课题组内的通流设计程序对某跨声风扇进口级进行了设计. 表 1 为该风扇进口级的基

表 1 风扇进口级设计参数

Table 1 Fan stage design parameter

设计参数	设计值
叶尖切线速度/($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$)	480
设计级压比	2.40
设计物理流量/($\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$)	120
转子进口轴向马赫数	0.6
静子出口轴向马赫数	0.5
等熵效率目标/%	>86
裕度目标/%	>12
负荷系数	0.42
转子进口轮毂比	0.35
静子出口轮毂比	0.52
叶片数(转子/静子)	22/45
展弦比(转子/静子)	1.32/1.88

本几何、气动设计参数. 所有几何设计参数都在常规设计参数范围内,不会带来结构设计等问题. 考虑到与高压压气机的结构匹配对风扇出口半径的限制,本文所设计的流道并没有采用等外径设计,而考虑到风扇在部分转速下的匹配,本文采用了带进口导叶 IGV(inlet guide vane)的设计形式,如图 1 所示. 这个流道虽然在高负荷风扇设计中具有一定的代表性,但只是用于本文设计参数的研究,很多细节并不是优化的。

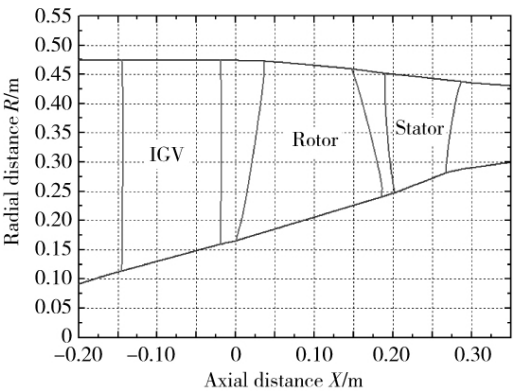


图 1 子午流道及各排叶片位置

Fig. 1 Flow path and layout of blade rows

图 2 为本文风扇与现役以及部分高负荷风扇试验件性能的对比,可以看到:本文所设计的风扇负荷系数高达 0.42,负荷水平相比于 HTFC 计划中的基准转子高出约 30%,且等熵效率不低于 92%,并具有 12% 以上的失速裕度,这使得该风扇进口级的气动设计非常具有挑战性。

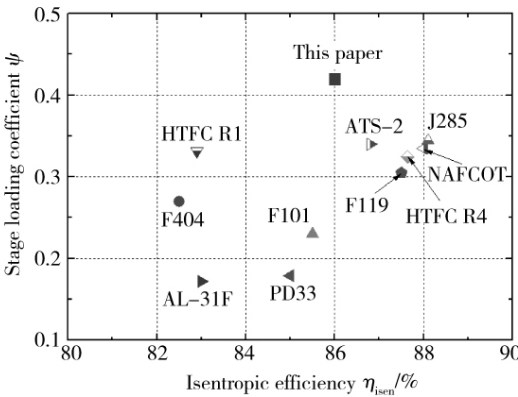


图 2 高负荷风扇性能对比

Fig. 2 Aerodynamic performance comparison of highly loaded fans

在基准静子(不进行三维气动造型)的基础上,本文还设计了另外两个掠形静子、两个弯形静子和一个复合弯掠静子,分别记为 swept stator

1, swept stator 2, bowed stator 1, bowed stator 2 和 3-D(three-dimensional) stator, 来考察叶片三维气动造型技术对跨声静子气动性能的影响。

本文对于弯掠的定义是以弦线方向为基准, 规定叶型基元沿弦线方向平移为掠, 沿垂直于弦线的方向移动为弯(或者倾), 如图 3 所示。在考量叶片不同叶高截面的弯掠量时, 为了方便工程应用, 本文并不是以当前截面的弦长为无量纲基准, 而是以叶片的平均叶高来计算无量纲弯掠量的, 即

$$S = \Delta S / H_{\text{blade}} \quad (1)$$

$$B = \Delta B / H_{\text{blade}} \quad (2)$$

其中 H_{blade} 为叶片叶高, S 和 ΔS 分别为掠向平移量和无量纲掠形量, B 和 ΔB 分别为弯向平移量和无量纲弯形量。图 4 给出了总共 6 个静子无量纲弯掠量的展向分布对比。

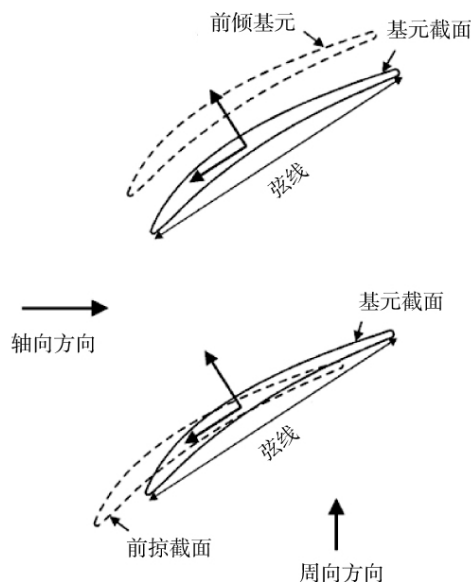


图 3 叶片弯掠造型的定义

Fig. 3 Definition of sweep and bow blading

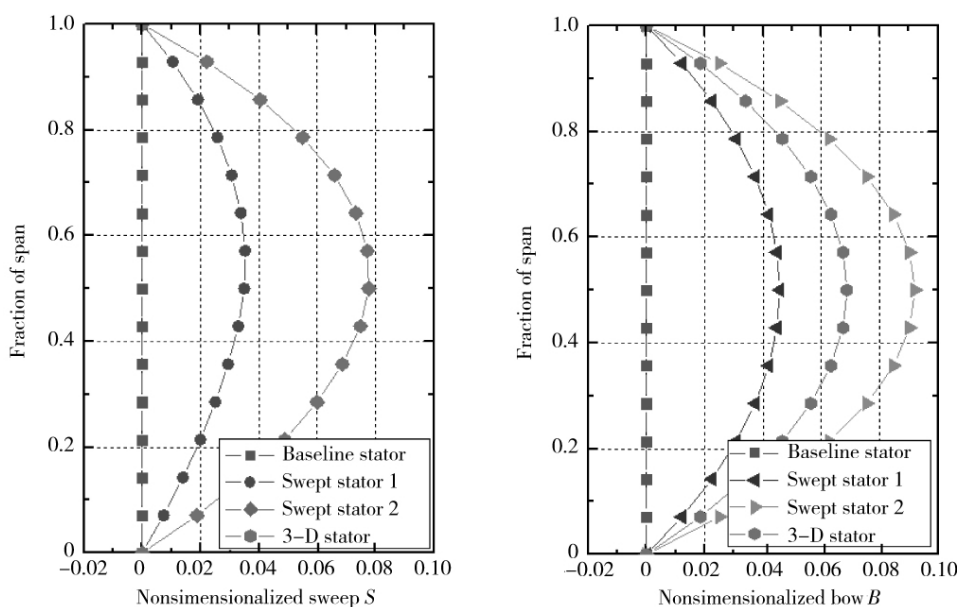


图 4 各叶片无量纲弯掠量的展向分布

Fig. 4 Span-wise distribution of non-dimensional sweep and bow value for stators

2 数值计算方法

本文数值模拟计算采用的是从英国剑桥大学引进的新版本 Denton 程序, 程序对湍流的处理采用混合长度模型, 计算使用简单 H 型网格, 而叶尖间隙则进行削尖处理。相比于旧版本程序, 新版本的 Denton 程序在混合长度限制值和壁面摩擦应力上进行了改进, 大大提高了准确性, 并且仍然保留了快速求解的特点, 非常适合叶轮机械的设计分析。通过校验后的程序可以较好地模拟叶

轮机械内的复杂流场。

图 5 给出了 Rotor 67 的典型校验结果, 结果表明程序的计算精度能够满足本文对于高负荷风扇设计优化和分析的需求。近些年在本课题组的不断完善下, 该程序不但能够对常规风扇/压气机/涡轮进行计算, 而且能够用于大小叶片轴流压气机, 以及离心/组合压气机的计算, 并经过多个轴流、离心和组合压气机试验结果的校验, 已用于多个型号压气机的设计。

图 6 为风扇进口级的计算网格, 本文计算所用

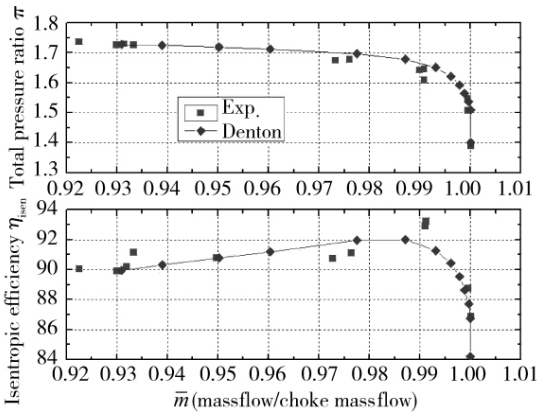


图 5 Rotor 67 的计算与试验特性
Fig. 5 Calculated and experimental characteristic of Rotor 67

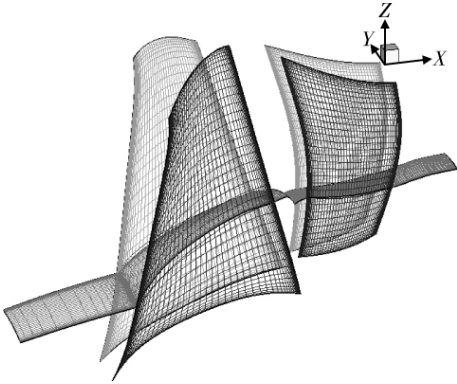


图 6 Denton 程序计算所用的网格
Fig. 6 Computational mesh of Denton-code

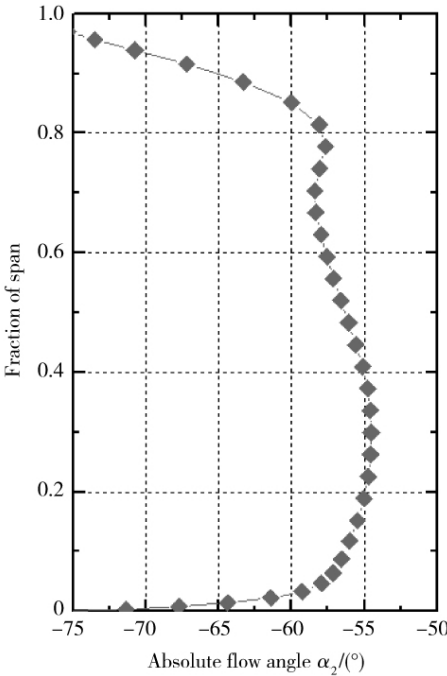
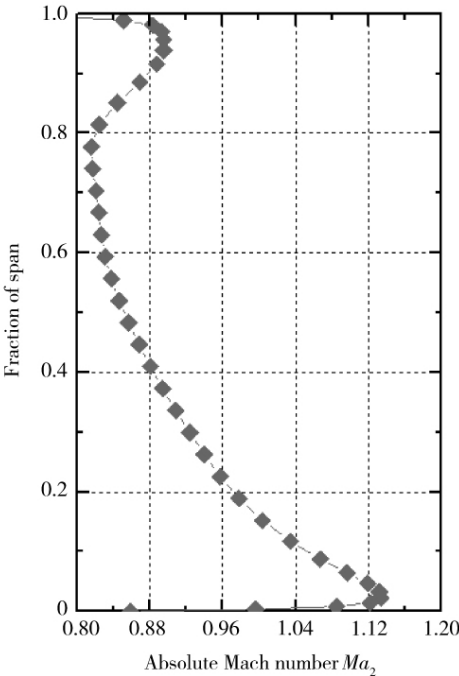


图 7 设计点时, 静子进口马赫数和气流角的展向分布
Fig. 7 Span-wise distribution of stator inlet absolute mach number and flow angle at design condition

的转、静子网格数分别为 $37 \times 130 \times 39, 37 \times 140 \times 39$ (周向 $\times$ 流向 $\times$ 展向), 为了避免激波在掺混面上反射对计算结果的影响, 本文计算时不含进口导叶, 而是用给定计算进口预旋分布的办法来模拟导叶的作用。

3 对级特性的影响

本文所研究的风扇进口级其负荷系数 ψ 为 0.42, 如此高的负荷水平给静子的根部设计带来了很大的难度, 因此本文在转子根部引入了 25° 的反预旋, 以降低静子根部的气动设计难度, 图 7 给出了设计点状态下, 静子进口绝对马赫数 Ma_2 和气流角 α_2 的展向分布. 可以看到: 即使在引入了相当程度的反预旋后, 静子根部 Ma_2 依然超过了 1.1, 而 α_2 也偏离轴向约 60° 。

图 8 和图 9 分别给出了采用不同静子后, 风扇进口的压比和效率特性对比. 可以看到: 静子设计对整个风扇进口级的特性有非常明显的影响, 这是因为在本文所研究的负荷条件下静子根部激波附面层作用所导致的角区分离, 已经成为制约风扇整级性能限制因素, 因此风扇进口级的压比、效率以及流量裕度在很大程度上都取决于静子的性能. 采用上述 6 个静子的风扇进口级的综合裕度 S_m (stall margin) 分别为 5.2%, 6.7%, 8.2%, 8.1%, 9.3% 和 11.3%. 其中 S_m 的计算公式为

$$S_m = \left(\frac{\pi_{\text{stall}}}{\pi_{\text{design}}} \cdot \frac{M_{\text{design}}}{M_{\text{stall}}} - 1 \right) \times 100\% \quad (3)$$

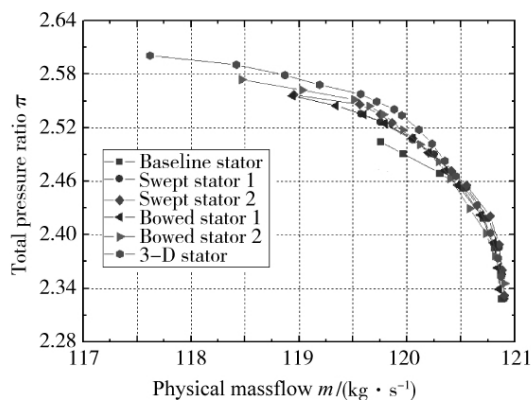


图 8 采用不同静子后, 风扇级压比特性对比

Fig. 8 Total pressure ratio characteristic comparison of fan stage with different stators

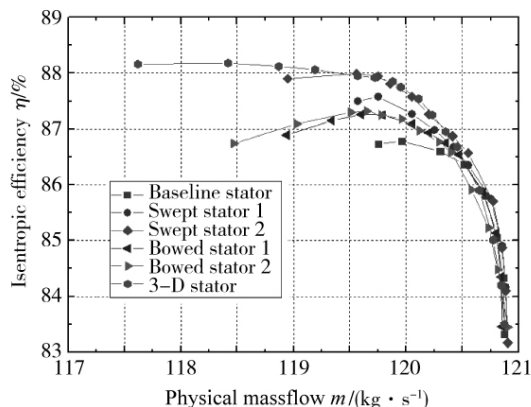


图 9 采用不同静子后, 风扇级效率特性对比

Fig. 9 Isentropic efficiency characteristic comparison of fan stage with different stators

为了更好地比较静子特性, 图 10 给出了流量平均所得的不同静子的熵损失特性对比, 其中熵损失系数 ζ_s 的定义为

$$\zeta_s = \frac{T_3 \cdot \Delta S_{\text{entropy}}}{h_2^* - h_2} \quad (2)$$

其中 T_3 为静子出口静温, $\Delta S_{\text{entropy}}$ 为气流在静子中的熵增, h_2^* 和 h_2 分别为静子进口处的总焓和静焓, 以上参数均为流量平均后的参数. 从中可以看到静子在经过三维气动造型后, 其损失系数的最小值并没有发生明显的改变, 但整个损失系数曲线变得更为平缓, 即静子的可用攻角范围变宽了.

由以上论述可知, 在当前负荷条件下, 静子将成为决定风扇性能水平的关键, 如果不采用任何三维气动造型, 静子会过早失速, 而弯掠三维气动

造型可以十分有效地改善静子的可用工作范围, 从而提高风扇进口级的综合裕度. 本文以下将具体分析其流动机理.

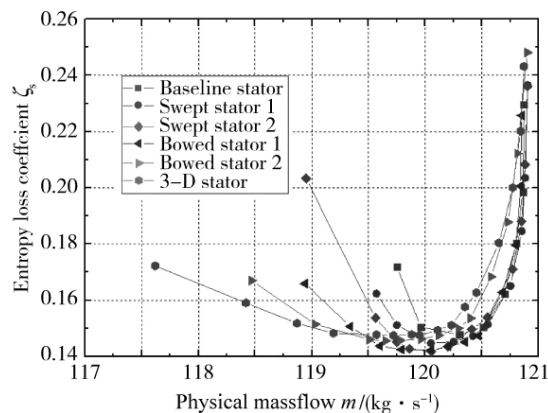


图 10 不同静子的熵损失特性对比

Fig. 10 Entropy loss characteristic comparison of different stators

4 影响机理分析

通过大量的研究和分析, 对于亚声静子三维气动造型的影响机理, 人们普遍认为: 静子根部前掠改变了通道的周向压力梯度, 进而改善了根部端壁区的通道二次流动; 静子正弯是通过叶片给气流加入一个沿径向的叶片力, 进而减轻了端壁角区低速流体的堆积.

对于本文所研究的根部具有跨声流动特性的静子, 其与亚声静子最大的不同在于其根部存在贯穿通道的正激波, 相比于亚声条件, 此时激波所主导的端壁流角区动起主要作用. 与亚声条件相类似的是, 角区中的低速流体同样来自于轮毂端壁附面层在周向压力梯度下的过转堆积. 但在跨声条件下, 激波与端壁附面层的作用大大增加激波后端壁附面层的厚度, 因此跨声静子角区内低速流体的堆积较亚声条件下更为剧烈.

通常认为, 在来流超声时对叶片进行前掠可以降低来流的法向马赫数, 进而减弱激波强度. 而 Denton J D 等人^[12]认为, 激波总有垂直于端壁的趋势 (如图 11 所示), 因此即使在跨声静子根部进行前掠, 上述趋势依然会使得轮毂端壁附近的激波正对来流, 因此根部前掠无法显著地减弱激波与轮毂端壁附面层的相互作用.

图 12 为峰值效率点时, 各静子出口处单位面积流量 ρV_x 的云图分布对比 (云图左侧为压力面 PS, 云图右侧为吸力面 SS, 下同). 从中可以看到:

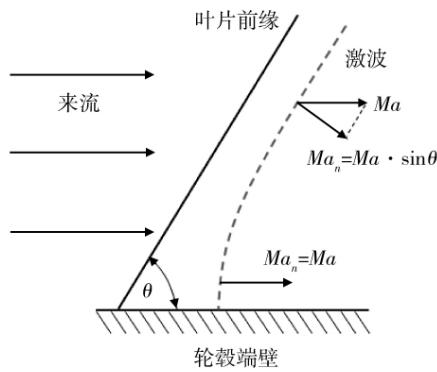


图 11 跨声前掠静子近根部流动示意图
Fig. 11 Near hub flow illustration of forward swept transonic stator

在基准静子叶根吸力面角区内堆积着大量的低速流体,这是导致基准静子可用工作范围较小的主要原因;而由于激波总有垂直于轮毂端壁的趋势,因此两个前掠静子(swept stator 1, swept stator 2)没有有效地消除角区内低速流体的堆积,结合

图 10 静子的熵损失特性也可以发现,静子根部前掠没有明显地改善其可用工作范围;而通过对静子进行正弯(Bowed stator 1, Bowed stator 2),角区内的低速流体在叶片力的作用下沿径向向叶中迁移,可以看到叶片吸力面附面层的均匀性较基准静子明显提高,因此其正弯静子的可用工作范围也更大;最后,复合弯掠静子(3-D stator)吸力面附面层较正弯静子 Bowed stator 2 进一步变薄,其所表现出来的特性有了进一步提高,可见单纯地对静子进行前掠的效果并不是十分理想,但如果结合正弯,则前掠能够发挥更好的作用。

图 13 为峰值效率点时,各静子出口处的总压损失系数 ω 的云图分布对比。与单位面积流量 ρV_x 的云图分布相对应,可以看到静子的损失主要集中在叶片吸力面近轮毂的角区内,而基准静子、swept stator 1, swept stator 2 近机匣的端壁角区内也有明显的损失,而对静子进行正弯后,近机匣端壁角区内的损失得到了明显的改善。

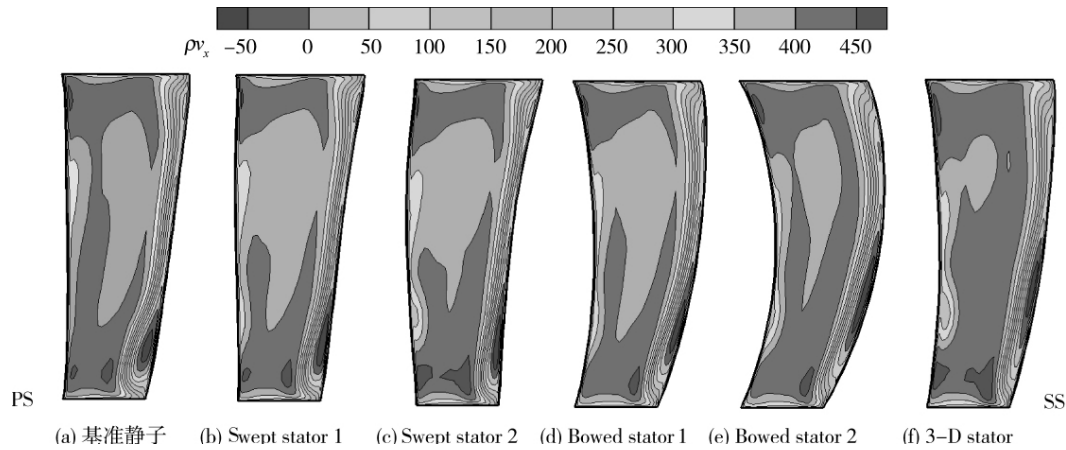


图 12 峰值效率点时,静子出口处单位面积流量 ρV_x 的云图分布对比
Fig. 12 Comparison of unit area mass flow ρV_x contour at stator outlet section at peak point

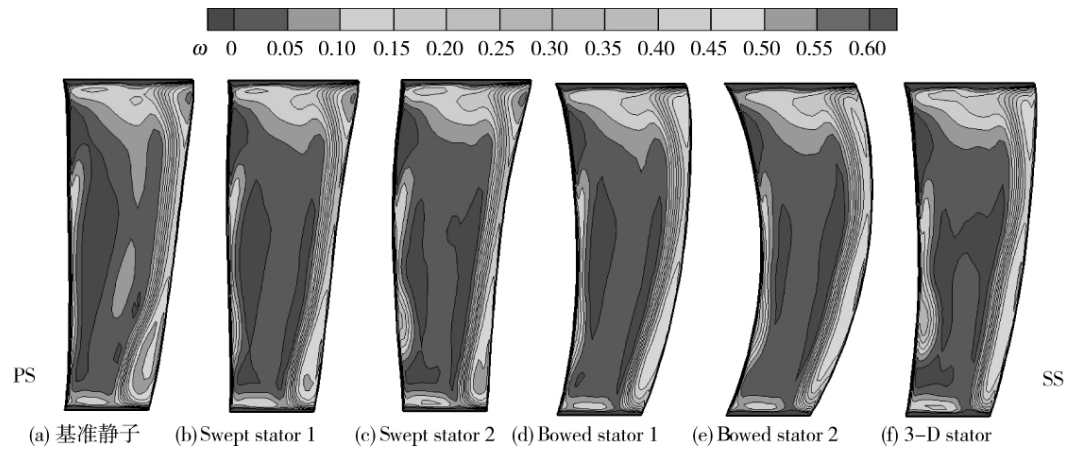


图 13 峰值效率点时,静子出口处总压损失系数 ω 的云图分布对比
Fig. 13 Comparison of total pressure loss coefficient ω contour at stator outlet section at peak point

为了更好地比较跨声静子三维气动造型的效果,图 14 给出了近失速点时,各静子根部截面(约为 10% 近轮毂的叶高截面)的马赫数云图对比。可以看到:在本文的设计条件下,静子根部存在着非常明显的正激波,而基准静子根部会过早地发

生严重的角区失速,根部通道的堵塞又使得激波被过度地外推,攻角也明显增大;而前掠静子在一定程度上改善了角区的流动,但效果不如正弯静子;在对静子进行复合弯掠后,静子角区流动状态达到最优。

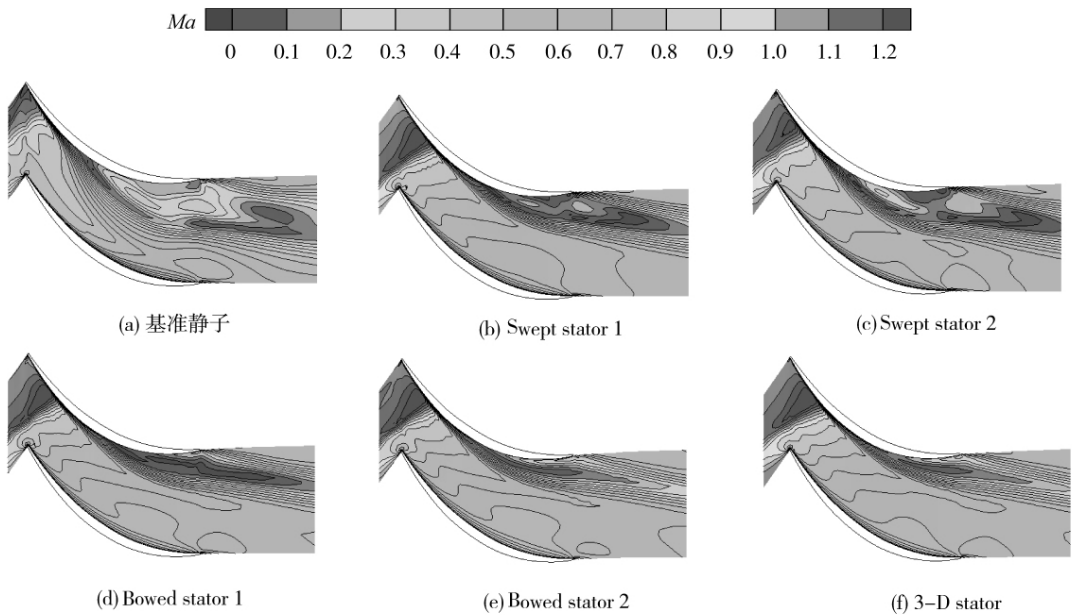


图 14 近失速点状态下,各静子根部马赫数云图对比

Fig. 14 Mach number contour comparison of stators hub section at near stall point

5 结 论

本文以负荷系数 0.42 的跨声风扇进口级为背景,先后设计了 6 个静子,并利用数值模拟手段重点分析跨声条件下叶片三维气动造型技术对静子性能的影响及其机理,并得到了以下结论:

- 1) 对于负荷系数 0.42 的跨声风扇进口级,在根部进入了 25°反预旋时,其静子根部进口马赫数仍超过了 1.1,进口气流角超过 60°,但采用三维气动造型技术仍能完成该静子的设计。
- 2) 相比于亚声条件,跨声静子根部的角区分离主要由激波/端壁附面层的相互作用所主导,由于激波总有垂直于轮毂端壁的趋势,因此在跨声条件下单纯利用前掠造型控制静子角区分离的效果并不十分理想,前掠造型需要与正弯造型同时使用才能发挥最佳效果。
- 3) 相比于前掠静子,正弯静子在跨声条件下通过向角区内的低速流体加入径向力,使得静子吸力面附面层更加均匀,有效地改善了静子的损失特性,拓宽了其可用工作范围。

参考文献:

[1] Law C H, Wadia A R. Low aspect ratio transonic rotors: part1-baseline design and performance[J]. ASME Journal of Turbomachinery,1993,115(2):218-225.

[2] Wennerstrom A J. Highly loaded axial flow compressor: history and current developments[J]. ASME Journal of Turbomachinery,1990,112(4):567-578.

[3] 陈葆实,胡国荣,魏玉冰,等. 高马赫数、高负荷单级风扇设计和试验研究[J]. 航空发动机,2000(3):28-35. CHEN Baoshi, HU Guorong, WEI Yubing, et al. Design and test research of highly loaded, highly Mach single-stage fan[J]. Aero-Engine,2000(3):28-35. (in Chinese)

[4] Merchant A A, Kerrebrock J L, Adamczyk J J, et al. Experimental investigation of a high pressure ratio aspirated fan stage[J]. ASME Journal of Turbomachinery,2005,127(1):43-51.

[5] Tweedt D L, Okiishi T H, Hathaway M D. Stator endwall leading-edge sweep and hub shroud influence on compressor performance[R]. ASME Paper 86-GT-197,1986.

[6] Sasski T, Breugelmans F. Comparison of sweep and dihedral effects on compressor cascade performance[J]. ASME Journal of Turbomachinery,1998,120(3):454-463.

[7] Gallimore S J, John J B, Nicholas A C, et al. The use of

- sweep and dihedral in multistage axial flow compressor blading Part I: university research and method development[R]. ASME Paper GT-2002-30328, 2002.
- [8] Gummer V, Wenger U, Kau H P. Using sweep and dihedral to control three-dimensional flow in transonic stators of axial flow compressors[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2006, 128(1): 357-366.
- [9] Friedrichs J, Baumgart S, Kosyna G, et al. Effect of stator design on stator boundary layer flow in highly loaded single-stage axial-flow low-speed compressor [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2001, 123(3): 483-489.
- [10] 冯秀莲, 金东海, 桂幸民. 叶片弯掠对压气机静子叶片气动性能影响的三维数值模拟[J]. 航空动力学报, 2009, 24(10): 2338-2343.
- FENG Xiulian, JIN Donghai, GUI Xingmin. Numerical simulation of the aerodynamics performance of swept and curved blade on the compressor stator[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(10): 2338-2343. (in Chinese)
- [11] Song Y P, Chen F, Yang J, et al. A numerical investigation of boundary layer suction in compound lean compressor cascade[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2001, 123: 40-48.
- [12] Denton J D, Xu L. The effect of lean and sweep on transonic fan performance [R]. ASME Paper GT-2002-30327, 2002.