

文章编号: 100028055(2009) 082180208

某高负荷前掠双级风扇设计与掠形机理研究

杨晶晶, 单 鹏
(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 介绍了某高负荷双级前掠风扇的设计方法和设计结果. 为改善风扇性能, 采用了转子叶尖和静子叶根适度前掠的设计方法. 在此设计基础上对前掠和后掠两个单级的三维数值解进行对比研究, 认为前掠、后掠所得风扇效率的差别很小, 转子通道在三维相对运动中不存在旋向相反的流动形态; 前掠明显提高失速裕度的主要原因是转子通道激波曲面按其自身结构的需要而展向发展, 它的展向构形和流向平衡位置不完全随叶片前缘形状改变, 因此前掠增大了激波与前缘的相对距离.

关 键 词: 叶轮机; 气动设计; 掠形风扇; 失速裕度

中图分类号: V235 **文献标识码:** A

Design of a high2loading two2stage forward swept fan and investigation on the swept2blading mechanism

YANG Jing2jing, SHAN Peng
(School of Jet Propulsion,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The design method and the result of a two2stage high2loading forward2swept fan were presented. The design strategies of both rotor tip and stator hub forward2swepts were applied to improve the stage efficiency and stall margin. With this design, 3D steady viscous computational fluid dynamics (CFD) technique was used to discuss the influences of forward and backward2swept rotors on the first2stage fan performance and their reasons. Two facts are found. Firstly, the swept forward and backward blade passages cause almost the same stage2efficiencies, and there exist no contrarily rotated swirling phenomena in the 3D relative velocity fields. Secondly, the reason why the forward2swept blade can significantly increase the stall margin is that the rotorps passage shock wave tends to develop from near hub to tip according to its own intrinsic rule of developing spanwise. Both the spanwise structure and the streamwise location of the curved passage shock don't vary thoroughly with the forward or backward of the blade leading edge. So the relative distance between the shock and the leading edge increases.

Key words: turbo machinery; aerodynamic design; swept2fan; stall margin

随着发动机推质比的不断提高, 对风扇性能的要求也越来越高, 不断提高的风扇单位流量、级负荷、级效率和失速裕度是过去 40 余年以来叶轮机发展的重要趋势. 跨声速风扇的主要特征是存在着较强的转子通道正激波, 它一方面有利于气流的加功增压, 同时也引起很大的激波损失、激波

附面层干扰损失和通道流量的下降. 上世纪 50) 80 年代, 受外流中掠形机翼理论成功降低机翼激波阻力的启发, 人们开始将气动后掠概念应用到压气机叶片. 90 年代, 认识了叶轮机流动径向平衡的本质要求恰对应于转子叶片的前掠造型. 经过几十年的探索, 在小展弦比下掠形叶片这一设计自由度已经逐渐应用到现代高负荷风扇的设计中^[123]. RR 公司, GE 公司已在大型商用发动机上装备了低负荷单级复合前掠风扇, 国内 90 年代出现了增压比 21 2 的单级后掠实验风扇 AT S2^[4], 增压比 21 3 的第 1 级后掠、第 2 级前掠的实验风扇 J285^[5], 和探索性设计完成的双级前掠风扇. 目前国内尚无实用中的掠形风扇部件.

本文设计的中型发动机双级前掠风扇(见表 1 和图 1), 采取了转子叶尖和静子叶根适度前掠的思想, 一方面可以降低叶片前缘法向马赫数以减小激波损失, 另一方面可以提高风扇的失速裕度.

表 1 双级风扇设计参数
Table 1 Two stage fan design parameters

设计参数	数值
换算流量/(kg/s)	611 33
总增压比	21 957
转子叶尖切线速度/(m/s)	456 0
转子叶尖相对马赫数	11 66
第 1 级单位环面流量/(kg/s# m ²)	215 95
第 2 级单位环面流量/(kg/s# m ²)	325 25

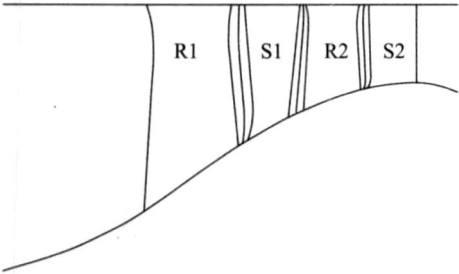


图 1 双级风扇流道

Fig. 1 Two stage forward swept fan flow path

1 风扇设计方法

本文采取在巡航点设计, 在海平面检验的设计方法. 通过一维总体设计确定风扇流道和主要

设计参数, 用 $S_{2,m}$ 流面准三元流线曲率法通流反问题, 和任意中弧线叶型叶片造型法迭代生成叶片, 最后进行三维流场分析. 反问题与三维正问题之间反复迭代优化.

2 设计特点和结果

风扇流道采用等外径, 低进口轮毂比的设计. 首先等外径可以充分利用高切线速度以提高后面级的加功能力, 减小叶型弯角, 避免分离损失剧增; 其次较低的轮毂比减小了进口相对马赫数, 从而有更高的效率. 两级转子采取了叶尖前缘适度相对前掠, 以减小法向马赫数降低前缘激波强度. 转子尾缘则采用适度后掠以保证叶片积叠轴为直线或接近直线, 来满足结构强度的要求. 两个静子均采用前缘根部相对前掠的构形以减小法向高马赫数降低流动损失.

在设计点采用有前缘斜激波和通道正激波两道激波的转子波系结构, 激波不贯穿全叶展. 为提高失速裕度, 在通流设计中采取了提高第 1 级增压比到 11 93 的设计措施.

通流设计的第 1 级转子进口叶根相对马赫数为 01 68, 叶尖为 11 67; 第 2 级为叶根 01 92, 叶尖 11 321 三维 CFD(computational fluid dynamics) 分析结果显示上述 4 个值分别为 01 6, 11 6, 01 9 和 11 28, 与通流结果基本相似. 注意到第 2 级转子进口基本上为全叶展超音, 认为这是由所取的较小风扇直径所导致的, 这也增加了双级风扇的设计难度. 其对性能的影响还有待实验探索.

两级均采取了沿径向等增压比的设计. 由于根部和尖部的损失较大, 所以沿叶片展向增加了根部和尖部的加功量. 转子叶片内部各站加功量的给定原则是, 保证从前缘到 3/4 弦长处静压梯度尽可能线性, 而从 3/4 弦长到尾缘处则有较小的静压梯度. 通流设计的全级静压沿各流线的分布见图 21

各叶片的攻角先由设计经验选定, 落后角则由一种改进的卡特公式^[6]得到, 取文献[7] 的内部脱轨角建议, 即在叶片槽道完全覆盖的地方较小, 在尾缘脱轨角沿弦长的变化率大致和中弧线角的变化率相当. 经过三维流场分析之后, 再对这些值进行适当的调整. 最终设计的流道如图 1 所示.

图 3 和图 4 给出了双级风扇设计点三维流场分析结果, 图 3 为全级根、中、尖等马赫数线分布. 可见, 转子叶尖区为前缘斜激波和通道正激波的双激波系结构, 在全级叶根处没有激波. 但第 2 级

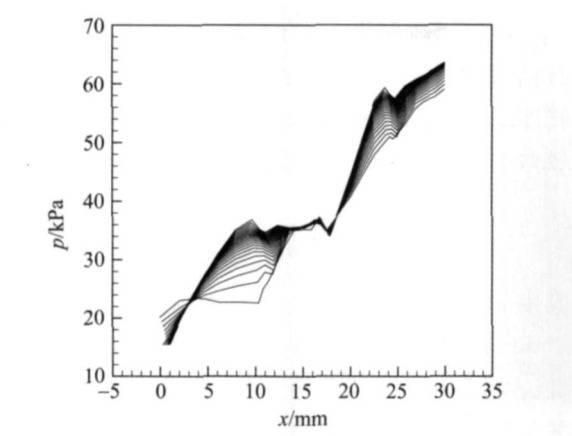


图 2 全级静压沿各流线的分布

Fig. 2 Two stages' static pressures along streamlines

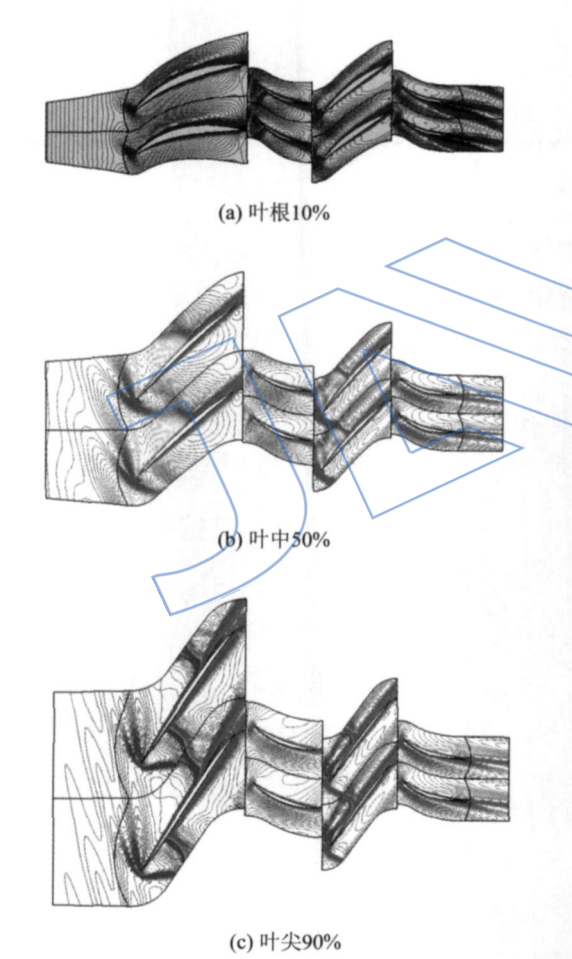


图 3 等马赫数线分布

Fig. 3 Contours of Mach numbers at the hub, half-span and tip of the two stages

静子的根部出现了分离. 其原因是, 为使第 2 级转子激波不贯穿全叶展而降低了它的轮毂, 这就使转子出口绝对气流角加大而导致静子弯角过大. 图 4 是双级风扇转子吸力面, 静子压力面的静压

等值线分布. 由图可见, 转子通道内由叶根到叶尖激波面向后倾斜, 在外壁处与壁面垂直, 静子通道内无激波.

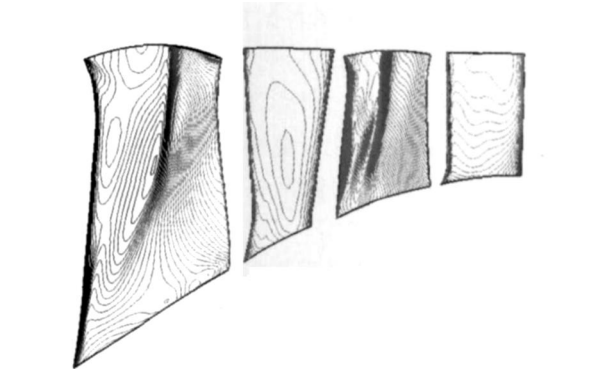


图 4 转子吸力面和静子压力面的静压等值线

Fig. 4 Contours of static pressures on the suction surface of rotors and the pressure surface of stators

三维分析得到的双级前掠风扇在设计转速下的特性线见图 5. 设计点流量为 601.44 kg/s , 压比 2.96, 效率 0.86, 喘振裕度 91.8%. 同时结果表明该双级风扇的高效率工作区域比较宽广.

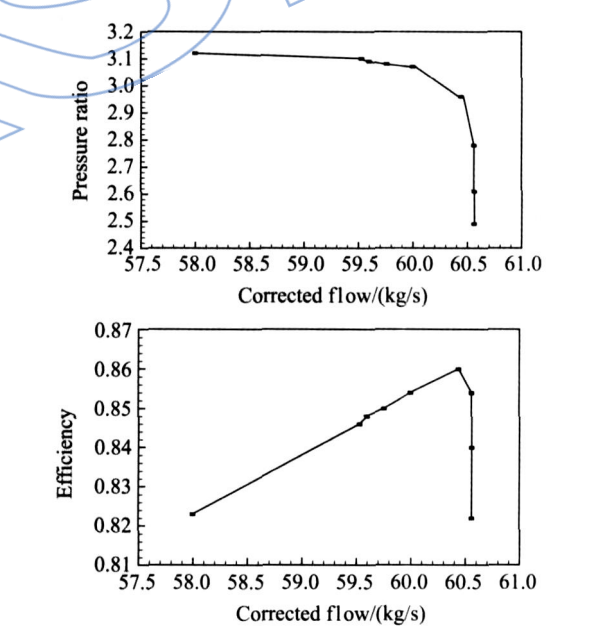


图 5 双级风扇 100% 转速特性线

Fig. 5 Two-stage fan performance at 100% speed

3 前、后掠转子的性能与其机理分析

为比较转子前掠和后掠对风扇性能的影响及其机理, 本文在所设计的双级风扇最终流道的基础上, 专门设计了一对第 1 级的前掠风扇与后掠

风扇, 该两个风扇方案的子午面投影见图 6 在设计中, 首先经过对前掠风扇前缘曲线的改型而得到相应的后掠风扇. 同时保证了两个风扇级的流道, 转子叶尖稠度, 转子各站加功规律和加功量均相同, 并采用同一个静子. 然后分别对两个单级风扇的全级进行了三维黏性 CFD 数值分析, 方法同前. 重要的不同点是在计算中加了转子叶尖间隙, 取为叶高的 0.18%, 间隙网格数为 9@13@161+17@13@65.

用文献[3]所定义的轴流叶轮机前缘曲线相对掠角的分析方法对前掠和后掠转子的前缘曲线相对掠角沿径向分布进行了分析, 见图 7 可见, 尽管子午面图 6 上的掠形并不明显, 但在气流的相对运动中转子前掠已达到了较大的约 38°, 并在约 70% 叶展以上前掠角呈线性增加. 经验指出此前掠造型的叶片可以满足强度的要求. 相应的几乎同样子午面掠形的后掠转子其相对掠角仅为约- 22°. 这说明应重视把握三维空间相对运动中叶片的真实掠角从而评价气动与强度设计效果.

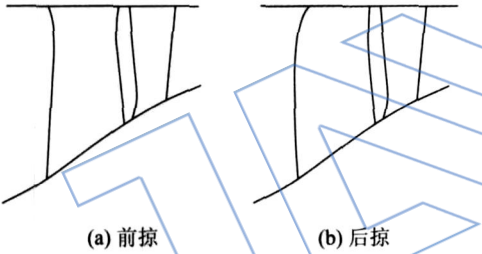


图 6 对比用单级前掠、后掠风扇的流道
Fig. 6 Forward and backward comparison fans' flow-path

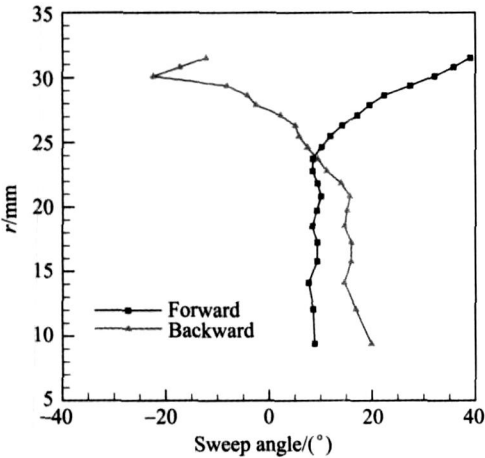


图 7 前掠与后掠转子前缘曲线掠角分布
Fig. 7 Swept angle distributions of two rotor leading edge curves

表 2 给出了两个单级方案的设计点性能三维数值解的对比. 计算中通过改变背压来得到相同转速下的不同工作点, 背压提高到计算不能稳定收敛时的工作点取为失速点. 失速裕度计算式为

$$SM = \left[\frac{P_s^* / P^*}{m_s / m} - 1 \right] @100\%$$

其中 P_s^* 和 m_s 分别为失速点的压比和质量流量, P^* 和 m 分别为设计点的压比和质量流量. 可以看到, 在总体性能上, 设计点压比相同的情况下, 后掠的流量比前掠的大了 1%, 效率高了一个百分点, 而前掠的失速裕度却较后掠的有了很大提高.

表 2 级设计点性能

Table 2 Single stagesp performance at design point

	流量/(kg/ s)	压比	效率	喘振裕度/ %
前掠	591.76	11.84	0.865	10.25
后掠	601.41	11.841	0.871	7.32

又对两个单级方案的 100% 转速特性线进行了数值模拟, 见图 8. 同样可以看到前掠的流量特性整体较后掠的小, 同时前掠的效率低些、增压比高些, 但前掠的喘振裕度则明显大于后掠 3 个百分点.

那么, 引起设计界极大兴趣的是, 前掠单级为什么会有明显大于后掠的失速裕度? 两者的效率是否有区别? 本文下面用 CFD 数值实验进行研

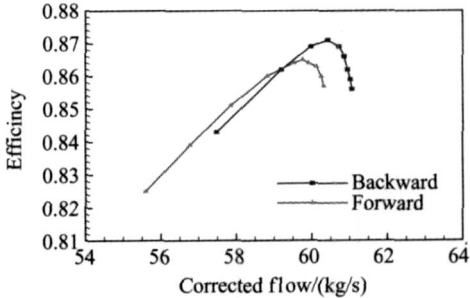
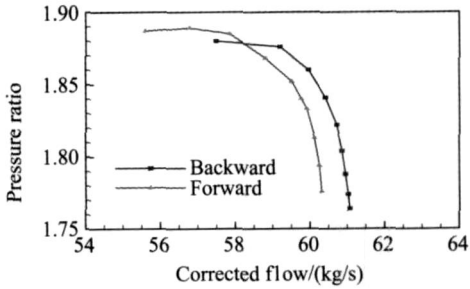


图 8 前掠与后掠单级的 100% 转速特性对比
Fig. 8 Comparison of the single stagesp performance at 100% speed

究. 首先设想, 是小展弦比下向相对来流方向掠出的前掠前缘尖部激波 曲面向下折转了波后的气流, 经与叶尖漏流二次流的相互作用, 诱导出了转子尖部附近的通道涡系的旋转方向的变化, 而导致了尖部附近流场形态的强烈变化, 从而使尖部效率和失速裕度都得到较大的提高. 因此, 在 CFD 流场解中按图 9 所示分别截出前掠、后掠转子的各 8 个相对运动流场的横截面, 观察其上的相对速度流线的系列衍变 (图 10). 可以看出:

- 1 前掠与后掠叶片通道中的旋涡的旋转方向相同;
- ° 仅是前掠时相似旋涡发生的位置更靠近下游;
- » 前掠的相似旋涡在其发生截面 A 上的旋涡

强度 $I = \frac{Q}{\rho} \frac{dA}{dV}$ 更大. 因此分析结果可表述为:

在转子叶尖稠度相等, 叶尖间隙为实用值, 前缘曲线的前掠角比后掠角大一倍, 前掠前缘激波曲面的平均掠角比后掠的小很多^[3], 两者的通道正激波曲面的平均掠角值相当 (参见图 7 和文献[3]) 的条件下, 前、后掠转子通道流场的二次流动形态相同, 或说前掠和后掠转子通道在三维相对运动中并不存在着旋向相反的流态, 但前掠的旋涡强度 I 明显大. 本文认为大的旋涡强度应是前掠单级效率降低一些 (图 8) 的主要原因.

既然流态相同, 那么是何原因提高了前掠的失速裕度? 图 11 和图 12 分别为两个转子在设计点 (100% 级背压) 和近失速点 (112% 级背压) 时的吸力面静压分布. 可以看到, 两个转子的通道正激波的强度、吸力面掠度和浸入叶展的深度都相当. 仔细观察还可得出, 不论转子的前缘曲线形状如何, 其通道激波的掠倾斜方式和激波的展向构形, 都是基本相似的. 可理解为从根部附近产生激波曲面以后, 激波就有其自己内在的向尖部发展的原因, 而与叶片向上游或是下游掠出之间并无十分紧密的联系. 本文认为这可能与跨声速叶轮机中沿展向跨越通道激波的一种跨声速径向平衡有关, 这还需要做进一步的模型化研究. 另一方面, 前掠转子的激波流向位置比后掠转子的更加靠后. 由以上, 简单说前掠转子应该比后掠转子更晚达到失速状态. 但在两者激波位置随背压增大而前移的过程中, 它们对于背压的响应性移动的速率将是失速早与晚的另一个重要影响因素. 因此还需考察该响应.

图 13 和图 14 分别为这两工作点上两个转子

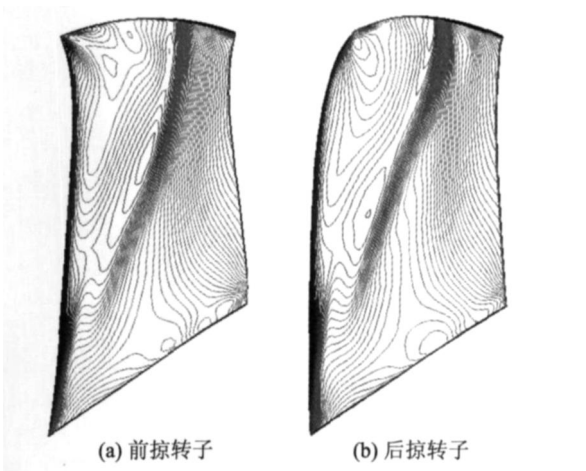


图 11 设计点吸力面静压等值线
Fig. 11 Contours of static pressure on the forward and backward rotor sp suction surfaces at the design point

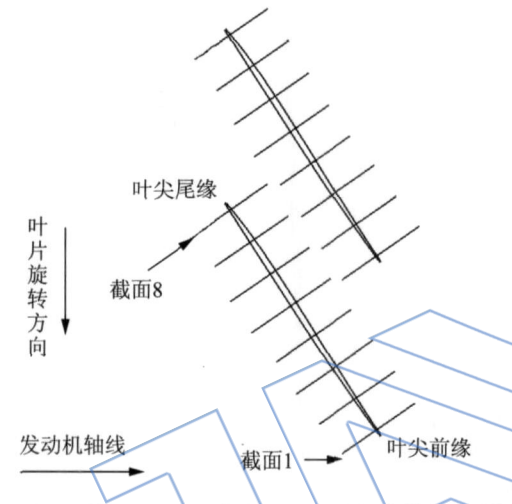


图 9 转子叶片通道的 8 个相对运动横截平面
Fig. 9 8 relative cross-sectional planes in the rotor passage

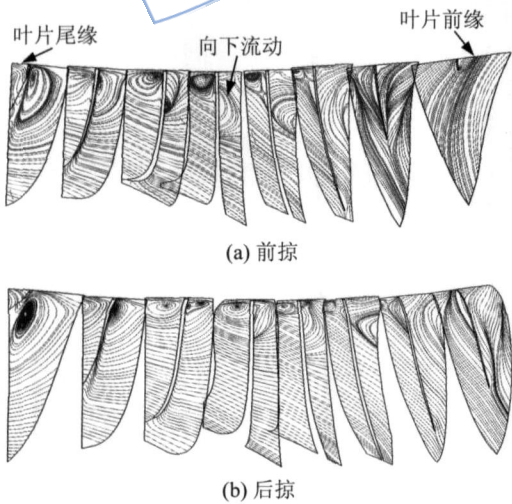


图 10 前掠、后掠转子的相对运动流场的各 8 个横截面上的相对速度流线的系列衍变
Fig. 10 Forward and backward rotor passages' 8 relative cross-sectional planes with the relative velocity streamlines

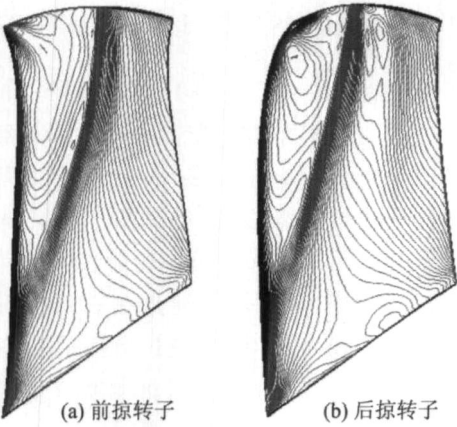
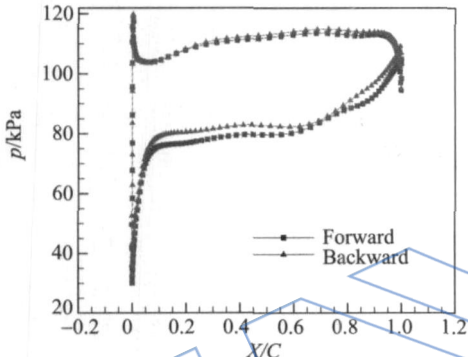
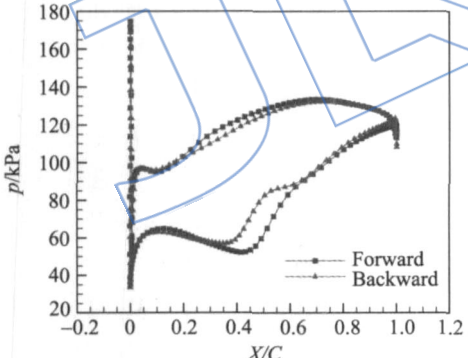


图 12 近失速点吸力面静压等值线

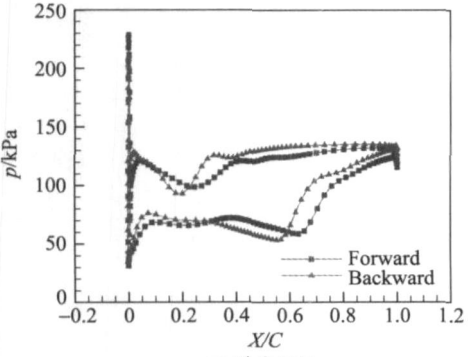
Fig. 12 Contours of static pressure on the forward and backward rotors' suction surfaces at near stall point



(a) 叶根10%



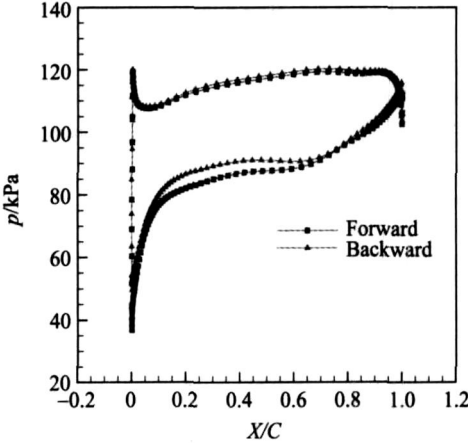
(b) 叶中50%



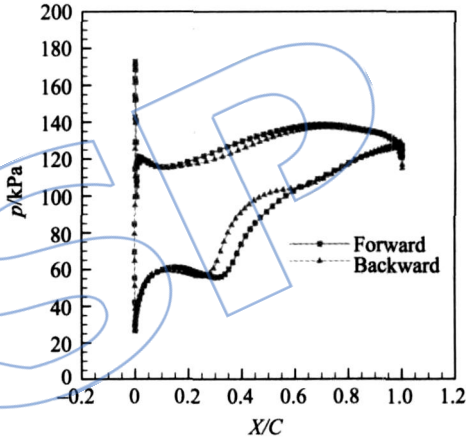
(c) 叶尖95%

图 13 设计点前、后掠转子叶片表面静压分布对比

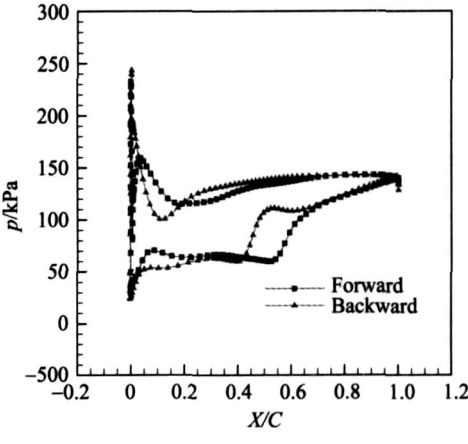
Fig. 13 Comparison of forward and backward rotor surface static-pressure distributions at the design point



(a) 叶根10%



(b) 叶中50%



(c) 叶尖95%

图 14 近失速点前、后掠转子叶片表面静压分布对比

Fig. 14 Comparison of forward and backward rotor surface static-pressure distributions at near stall point

根、中、尖截面的叶片表面静压分布。图 15 进一步为两个转子叶中截面上吸力面激波位置距叶片前缘的相对距离对于背压 p 的变化响应曲线, 共含

各 5 个 100% 转速下的工作点. 从这 3 张图可以观察出, ¹ 在各背压下, 前掠通道中激波距离叶片前缘的位置总是比后掠的靠后; ^o 无论前、后掠叶片, 随背压的提高, 各截面的激波均不断向前移动, 直到某截面的激波先被推出叶片通道而引起失速; [»] 当背压的增量 Δp 相同时, 前掠和后掠通道的激波向前移动的相对距离是大致相同的, 体现在图 16 中两根曲线的间隔基本保持不变.

70 年代, 美国空军和 GE 公司合作进行了一系列风扇转子的设计与试验研究, 其中最典型的是常规设计的基准风扇转子 R4, 后掠转子 R8 和前掠转子 R9, Wadia 等人对这几个转子的流场进行了分析^[2], 图 15 为这三个转子在峰值效率点上的吸力面静压等值线的对比(图中静压单位: 英磅/平方英寸), 从图中同样也可以观察到前掠转子的通道激波较后掠转子的更加远离前缘, 但形成这种普遍的激波曲面结构的一般性原因至今尚无文献给出分析. 综上本文认为, 前掠转子的通道激波是按前述跨声速径向平衡的自身结构的内在需要而展向发展, 激波的展向构形和流向平衡位置并不完全随叶片前缘的前掠、后掠而改变, 导致前掠转子中激波较后掠转子的明显远离叶片的前缘, 并且随背压的增加它以与后掠转子通道激波同样的速率前移, 因而前掠通道的失速裕度明显加大.

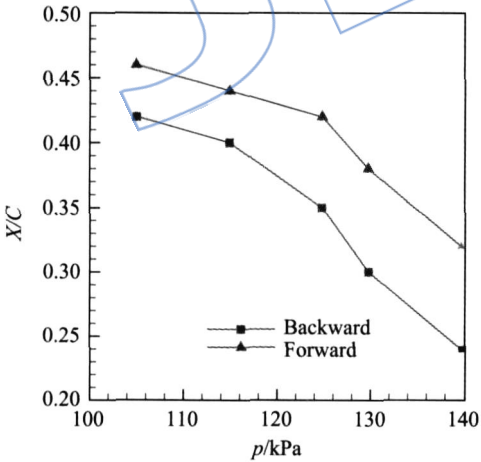
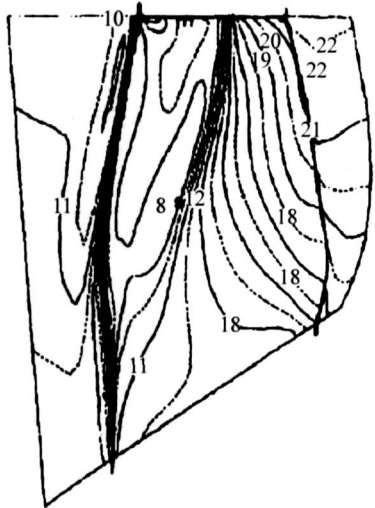


图 15 前、后掠转子叶中 50% 截面上吸力面激波距叶片前缘的相对距离对级背压 p 变化的响应

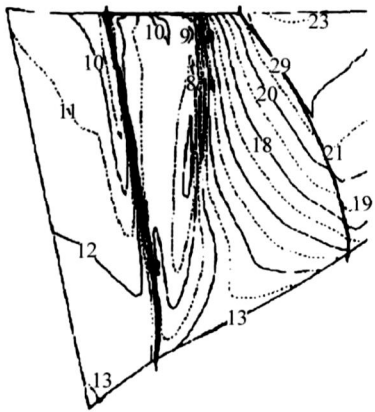
Fig. 15 Distance between shock surface and the leading edge at 50% blade span of both forward and backward rotors vs the stage back pressure p



(a) Rotor 4



(b) Rotor 8



(c) Rotor 9

图 16 文献[2]的峰值效率点吸力面静压等值线对比图

Fig. 16 Comparison of the calculated contours of static pressure on the suction surface at design speed near peak efficiency for unswept Rotor 4, aft-swept Rotor 8, and forward-swept Rotor 9, quoted from Reference [2]

4 结 论

1) 三维分析结果看, 本文设计的双级前掠风扇在设计点增压比 21.96 时, 效率为 01.86, 失速裕度为 91.8%, 同时该风扇具有较宽广的高效率区. 这也为进行掠形机理研究提供了良好的基础.

2) 前掠和后掠转子通道在三维相对运动中并不存在着旋向相反的流动形态, 但前掠的旋涡强度 I 明显大. 认为大的旋涡强度应是前掠单级效率降低一些的主要原因.

3) 本文认为前掠转子能够很明显地提高风扇失速裕度的主要原因是, 前掠转子的通道激波按其自身结构的内在需要而展向发展, 激波的展向构形和流向平衡位置并不完全随叶片前缘前、后掠而改变, 从而前掠前缘与通道激波之间的距离加大, 并且随背压的增加它以与后掠转子通道激波同样的速率前移, 从而导致前掠通道的失速裕度必然明显加大.

参考文献:

[1] Wennerstrom A J. Low aspect ratio axial flow compressor: why and what it means[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1989, 111(4): 352365

[2] Wadia A R, Szucs P N, Crall D W. Inner workings of aerodynamic sweep[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1998, 120: 672682

[3] 单鹏. 超跨音轴流压气机前缘掠弯的运动学问题[D]. 北京: 北京航空航天大学, 1996

SHAN Peng. Kinematic problems of leading edge supersonic sweep2 bend in supersonic and transonic axial compressors[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1996 (in Chinese)

[4] 单鹏, 桂幸民. 单级后掠风扇 AT22 设计与实验研究最终报告[R]. 北京: 北京航空航天大学, GF2A0041935, 2000

SHAN Peng, GUI Xingmin. Final report for the design and experiment study of a high loading single stage model fan AT22 with a backward swept rotor[R]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, GF2A0041935, 2000 (in Chinese)

[5] 周亚峰, 胡国容. 某风扇试验件的性能计算与分析[J]. 航空发动机, 2004, 10(4): 102131

ZHOU Yafeng, HU Guorong. Performance calculation and analysis of a fan rig[J]. Aeroengine, 2004, 10(4): 102131 (in Chinese)

[6] Messenger H E, Kenned E E. Two2stage2fan 1, aerodynamic and mechanical design[R]. NASA CR2120859, 1972

[7] Wennerstrom A J. Design of highly loaded axial2flow fans and compressors[M]. Vermont, U. S. A. : Edwards Brothers Incorporated, 2000