

# 风扇前缘曲线前掠程度对风扇性能的影响

周敏, 王如根

(空军工程大学 工程学院, 陕西 西安 710038)

**摘要:**根据风扇前缘曲线的相对前掠概念,将其应用于NASA67风扇叶片的改型,通过数值模拟研究了三种不同前缘曲线掠弯程度对叶片通道内气流流动的影响,计算结果表明。前掠叶片的等熵效率高于一掠叶片;前掠叶片的稳定工作裕度及流量范围比无掠叶片有很大提高,并随着前掠程度的增大而增大;前掠叶片的增压比低于无掠叶片,且增压比随前掠程度的增大而降低。

**关键词:**前掠叶片;等熵效率;稳定性;增压比

**中图分类号:**V23 **文献标识码:**A **文章编号:**1009-3516(2005)01-0011-03

最近的研究表明,前掠叶片在提高风扇性能、减少叶片尖部激波损失和二次流在叶尖区的堆积等方面有很好的效果<sup>[1-3]</sup>。风扇转子前缘曲线相对掠形的改变,实质上是使叶片通道内的气流流动重新建立起径向平衡,从而影响通道内气流的流动特性。对于前掠叶片,叶尖部分首先接触到气流并对气流增压做功,提高叶尖气流的压力,这对风扇建立径向压力平衡有利<sup>[1]</sup>,同时这还有利于改善叶尖区域附面层的堆积<sup>[1-2]</sup>,两方面的作用均使风扇性能得到改善。本文通过改变叶片前缘曲线的前掠程度,用数值模拟方法探讨叶片前缘曲线不同前掠程度对风扇性能的影响。

## 1 数值计算方法与前掠叶片构型

计算使用的支配风扇转子三维粘性流场 N-S 方程的守恒形式为  $\int_V \frac{\partial q}{\partial t} dV + \int_{\Omega_s} \mathbf{F}(\mathbf{W} \cdot d\mathbf{A}) + \int_{\Omega_s} p d\mathbf{G} - \int_{\Omega_s} \mathbf{B} dV = 0$ 。式中:  $\mathbf{q} = [\rho, r\rho C_\varphi, \rho C_z, \rho C_r, \rho E]^T$ ;  $\mathbf{F} = [\rho, r\rho C_\varphi, \rho C_z, \rho C_r, \rho H]^T$ ;  $d\mathbf{G} = [0, r dA_\varphi, dA_z, dA_r, 0]^T$ ;  $\mathbf{B} = [0, rF_\varphi, F_z, (\rho C_\varphi^2 + P)/r, \rho\omega F_\varphi]^T$ ;  $V$  为体积分区域;  $\Omega_s$  为面积分区域;  $A$  是控制体表面积;  $H$  是总焓;  $E$  是内能;  $C$  为绝对速度;  $F$  为粘性体积力;  $\rho$  为密度;  $\omega$  为转速;  $\varphi, z, r$  分别表示切向、轴向和径向分量。

本文所用损失模型为工程上广泛应用的 Baldwin-Lomax 混合长度代数模型和 Prandtl 混合长度模型。Baldwin-Lomax 应用于壁面剪切层,混合长度模型应用于尾迹区。

控制方程中的空间项采用有限体积中心离散方法,时间项则采用 4 阶显式龙格-库塔格式离散,并采用当地时间步长和三重网格技术加速收敛。计算网格为  $36 \times 59 \times 36$  的 H 型网格,共有网格点 82 140 个。

本文以 NASA67 单转子风扇叶片为原型对其进行改型,分别得到 3 种不同掠弯程度的前掠叶片,图 1 显示了无掠叶片和 3 种前掠叶片的子午面几何构型,其中 3 种前掠叶片上半部分的前缘曲线在子午面上投影的前掠角度分别为  $4.75^\circ$ 、 $9.4^\circ$  和  $13.8^\circ$ 。NASA67 单转子风扇叶片的设计参数为转速 16 043 r/min,叶尖速度 429 m/s,转子的入口轮毂轮毂比

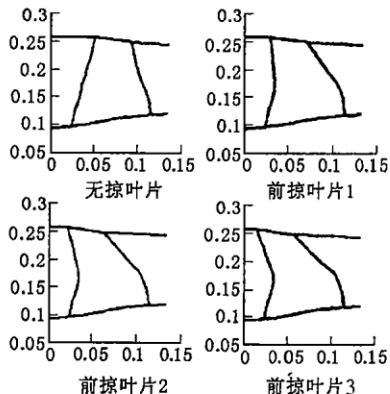


图1 四种叶片子午面几何构型

收稿日期:2004-06-21

作者简介:周敏(1981-),男,安徽安庆人,硕士生,主要从事发动机气动热力理论与工程应用研究;  
王如根(1962-),男,浙江绍兴人,教授,主要从事发动机气动热力理论与工程应用研究。

0.375, 轴向进气, 设计流量为 33.5 kg/s, 整个转子共有 22 个叶片<sup>[4]</sup>。3 种前掠叶片采用与 NASA67 风扇叶片相同的设计转速和叶尖切向速度。

## 2 计算结果及分析

本文对四种转子在 100% 设计转速下的工作特性线进行了数值模拟, 见图 2、图 3。

由图 2 可知: 4 种叶片中无掠叶片的效率最低。当压气机流量较大时前掠角较大的叶片效率最高, 而在流量较小时前掠角较小的叶片效率最高。在一定的流量变化范围内, 3 种前掠叶片的等熵效率变化随流量变化较小, 对于压气机共同工作点的选取和改善压气机偏离设计点工作时的性能十分有利。

由图 3 可知: 无掠叶片的增压比始终比前掠叶片高。对于前掠叶片, 在小流量情况下前掠角越小增压比越高; 但在大流量情况下, 叶片前掠角对增压比影响相对较小。同时, 通过图 2 和图 3 还可以看出随着叶片前掠角的增大, 保持压气机正常工作的流量范围越大。4 种叶片在设计转速下稳定工作的流量范围分别为: 无掠叶片(35.2 kg/s ~ 33.1 kg/s); 前掠叶片 1(35.25 kg/s ~ 32.7 kg/s); 前掠叶片 2(35.25 kg/s ~ 32.5 kg/s); 前掠叶片 3(35.3 kg/s ~ 32.1 kg/s)。

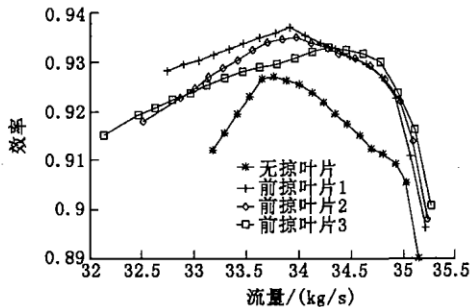


图 2 四种叶片的流量-效率图

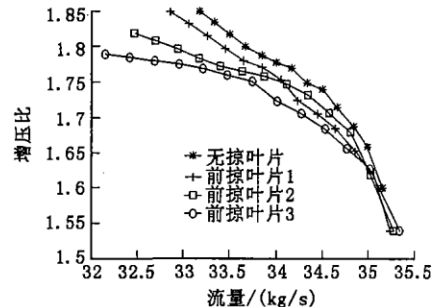


图 3 四种叶片的流量-增压比图

本文在计算中通过保持转速和进口条件不变并不断增大压气机出口反压的方法, 对该单级压气机工作

叶片的喘振工作点进行了数值模拟。定义转子工作叶片的稳定工作裕度为  $\left( \frac{\pi_{C,s}/W_{acor,s}}{\pi_{C,o}/W_{acor,o}} - 1 \right) \times 100\%$ 。

通过在不同反压下的多次数值模拟, 可得四种叶片在设计转速下的稳定工作裕度为: 无掠叶片是 11%; 前掠叶片 1 是 17%; 前掠叶片 2 是 24%; 前掠叶片 3 是 29%。可以看出, 无掠叶片稳定工作裕度最小, 叶片前掠角越大, 稳定工作裕度越大, 显然通过叶片前掠可以大大改善压气机的稳定工作裕度。

综上所述, 压气机工作叶片前缘采用前掠设计后, 可以较大提高跨音速压气机的等熵效率和压气机稳定工作裕度, 但相同工作转速下的级增压比有所下降。造成上述结果的主要原因是:

1) 相比于无掠叶片, 在相同转速工作条件下, 叶片前缘前掠的跨音速压气机叶片尖部的激波损失可显著减小。而且, 前掠角越大, 激波损失越小。图 4 给出了 4 种叶片在反压为 103 558 Pa 时距压力面 10% 叶距的子午面等马赫数图。由图 4 可以清楚地看出, 随叶片前掠角增大, 激波强度明显减弱, 同时由于激波有增压的作用, 因此前掠叶片的增压比随叶片前掠角增大而减少。

2) 跨音速风扇/压气机中端壁区通道激波的径向形状一般垂直于机匣, 这就迫使前掠转子中的通道激波在叶尖区后移。随着通道激波在叶片通道内的后移, 进口气流角、激波强度以及激波与附面层的相互作用都减弱, 从而使气动损失变小, 提高了气动效率。

3) 如图 5 所示, 前掠叶片改变了二次流的方向, 进而改变了移向叶尖并在叶尖积聚的低能团数量, 使前掠转子中移向叶尖的低能团减少, 在叶尖处附面层的堆积也相应减少, 激波与附面层的相互作用变弱, 使流动损失减小。同时, 由于低能团在叶尖造成的堵塞变小, 使前掠叶片稳定工作裕度增加。

4) 相对于无掠叶片, 前掠叶片叶尖部分先接触到气流, 叶尖部分首先实现对气流的增压做功, 提高了叶尖部分气流的压力, 减少了气流从叶根向叶尖的径向流动, 从而改善了叶片通道激波前气流压力的径向平衡, 由图 6 中 4 种叶片的子午面等压图可以看出, 随着前缘曲线前掠程度的增大, 通道激波前的气流压力值是逐渐增大的, 同时也使得叶片径向压力平衡变好<sup>[5]</sup>, 因此对性能改善也就越大。

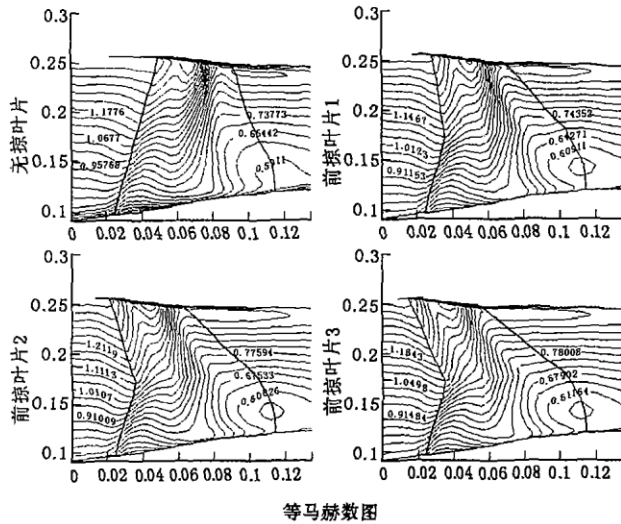


图 4 四种叶片子午面的等马赫数图

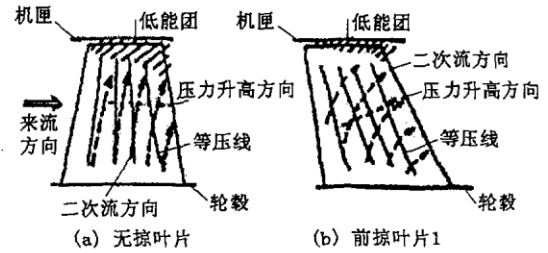


图 5 叶片前缘曲线对二次流和低能团的影响

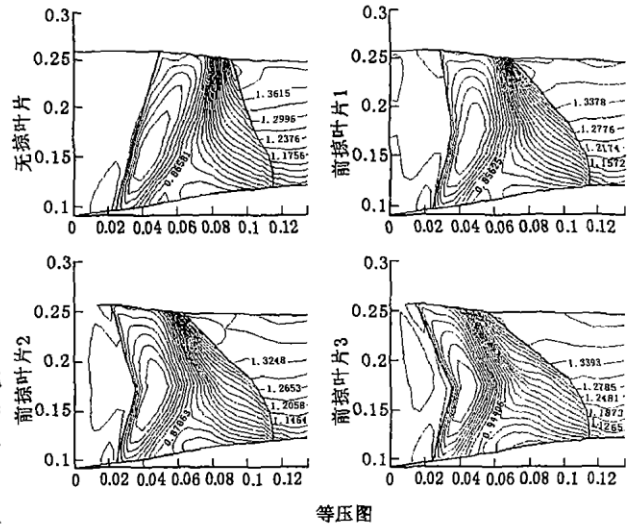


图 6 四种叶片子午面的等压图

### 3 结论

1) 在整个流量范围内,前掠叶片效率始终高于无掠叶片;小流量时,风扇效率随前缘曲线前掠程度的增大而降低;大流量时,风扇效率随前缘曲线前掠程度的增大而增大。

2) 在整个流量范围内,前掠叶片增压比始终低于无掠叶片;前掠叶片通道激波随前缘曲线前掠程度的增大而减弱,增压比随前缘曲线前掠程度增大而降低。

3) 前掠叶片的稳定工作裕度及流量范围比无掠叶片有很大提高,而且随着前掠程度的增大,稳定工作裕度和流量范围都随之增大。

叶片前缘曲线前掠可明显改善风扇叶片的气动性能,但由于叶片叶尖相对前掠受叶片强度和颤振等多因素限制,因此叶片前掠程度需要从多方面考虑进行最优化设计,使其在给定条件下发挥最佳气动性能。

#### 参考文献:

[1] 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,1998.  
 [2] 邢秀清,周 盛,赵晓路. 掠弯叶片前缘曲线同流场结构的关联[J]. 航空动力学报,2000,15(4):337-341.  
 [3] Hah C, Puterbaugh S L, Wadia A R. Control of Shock Structure and Second Flow Field Inside Transonic Compressor Rotors through Aerodynamic Sweep[R]. ASME 98-GT-561.  
 [4] Anthony J Strazisar, Jerry R Wood. Laser Anemometer Measurements in A Transonic Axial-Flow Fan Rotor[R]. NASA-TP-2879.  
 [5] 程邦勤,王 旭,陶增元. 进气总压畸变对某型涡扇发动机性能的影响[J]. 空军工程大学学报(自然科学版),5(4):4-7.

(编辑:姚树峰)

## Effect of Sweep Degree of Leading Edge on Performance of Fans

ZHOU Min, WANG Ru-gen

(The Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an, Shaanxi 710038, China)

**Abstract:** According to the conception of the forward sweep leading edge, this paper puts the design of forward sweep leading edge into the blade of NASA67 rotor. The Navier - Stokes equations, Baldwin - Lomax algebraic turbulence model, finite volume method and Runge - Kutta time stepping schemes are used in analyzing the effect on the performance of blade by the different forward degree of leading edge. The rather extensive computed results give three preliminary conclusions: (1) the efficiency of the forward sweep blade is higher than that of non-sweep blade; (2) the forward sweep blade can remarkably improve the stability and the scope of flux, and the influences are increasing with the increase of the forward sweep degree; (3) the pressure ratio of the forward sweep blade is lower than that of the non-sweep blade, and the pressure ratio is decreased with the increase of the forward sweep degree.

**Key words:** forward sweep blade; isentropic efficiency; stability; pressure ratio