

文章编号: 1000-8055(2000)01-

风扇转子前缘曲线相对掠对性能的影响

邢秀清 单 鹏 周 盛

(北京航空航天大学 发动机气动热力学国家重点实验室, 北京 100083)

摘要: 本文从叶片前缘曲线掠的形式入手, 采用适合叶轮机械内三维流动特点的相对掠概念, 把叶片前缘曲线相对掠应用到设计中, 探讨叶片前缘曲线相对掠(包括相对前掠、相对无掠和相对后掠)对通道激波的方位、强度的影响, 以及由此造成的对风扇性能的影响, 并进行了数值模拟, 从得到的结果可以看出转子前缘曲线对风扇/压气机的性能影响非常明显, 并对设计在气动方面的优化有一定的指导作用。

关键词: 风扇; 转子; 叶片; 三维流动; 激波
中图分类号: V 231. 3 **文献标识码:** A

1 引 言

对于战斗机用涡扇发动机来说, 现今的技术已可望将总增压比高于 4.0 的风扇设计为两级结构。此类跨音级的级增压比均大于 2.0, 叶尖激波损失以及激波和附面层相互作用引起的损失成为风扇转子损失的主要来源。因此如何在利用激波对气流增压的同时降低激波强度、减小激波损失, 成为设计中的关键技术。

对转子前缘掠的研究表明, 利用前缘曲线的掠能够调整激波结构。在跨音轴流压气机掠空气动力学这一研究领域中, 国外做了大量研究工作。Neubert 在 1990 年给出了一种小展弦比、后掠风扇的设计^[1], 目的是通过消除激波, 减小损失, 提高风扇效率。1991 年 Rabe 报告了该转子的实验结果^[2], 结果表明转子内存在前缘激波和通道激波, 径向质量平均效率低于无掠转子。1990 年 Wennerstrom 等给出了 HTFC 跨音级^[3]的流场分析, 其设计思想是保留但适度削弱激波, 在减小激波损失的同时, 利用激波对气流增压加功作用, 减小气流的转角, 避免分离从而减小损失。取得的实验结果接近预期目的。国外对前掠转子也进行了研究, 并取得了初步的试验结果^[4]。

我国也开展了对单级高负荷后掠转子跨音风

扇的研究, 取得了很好的设计结果, 并已初见试验结果^[5]。作者在该项目的设计过程中, 对叶片前缘曲线掠进行了一定的探讨。把传统的 $r-z$ 二维平面内的掠概念拓展到三维, 以适用于以三维效应为特点的叶轮机械内的流动^[6]。本文以此为基础, 探讨前缘曲线相对掠对转子通道内三维激波的影响, 以及对风扇性能的影响。

2 前缘曲线相对掠的定义

机翼的后掠主要表现为一个“关于翼剖面与来流相对运动的二维图象沿翼展方向的叠加”的准三维问题, 可以称为三维空间中的均匀平行流问题, 如图 1 所示。因此机翼的后掠就以平面后掠角度 α_i 给出, 非常清晰明了。然而叶轮机械中的情形却复杂的多。

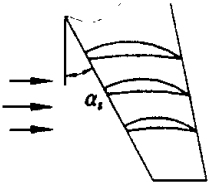


图 1 机翼的二维后掠

叶轮机的三维流动本质决定了其流动的复杂性。目前叶轮机械通常采用子午面上叶片投影的

收稿日期: 1999- 01- 08; 修订日期: 1999- 04- 27

基金项目: 航空科学基金资助项目

作者简介: 邢秀清(1971-), 女, 北京航空航天大学发动机气动热力学国家重点实验室, 博士研究生

掠角来定义叶片的掠,如图 2 所示。简单的把子

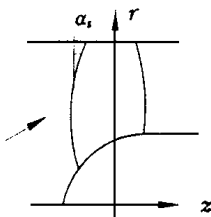


图 2 叶轮机中叶片的子午后掠

午面上前缘曲线与径向线的夹角定义为前缘曲线的掠角,也是一个二维的定义。这对叶轮机内流动来说是应该拓展的,因为它不能正确反映叶轮机内的三维相对运动。文献[6]给出了一种适合轴流叶轮机内相对流动的前缘曲线相对掠角的定义方法,并对 Wennerstrom 设计的 HTFC 和本组设计的 ATS-2 的前缘曲线相对掠角沿径向分布进行了分析。本文采用文献[6]所述方法,定义前缘曲线相对掠角并进行研究。

3 前缘曲线相对掠对风扇性能的影响

以单级高负荷后掠转子风扇 ATS-2 为原型,对其前缘曲线进行改型,分别做出相对无掠和相对前掠方案,并对相对后掠和改型的相对无掠和相对前掠方案分别进行了转子流场的数值模拟。

3 种方案中设计参数均为转速 21500 r/min,叶尖切线速度 495.32 m/s,设计空气流量为 25 kg/s,转子各站加功规律和加功量相同,转子稠度调整至基本相同。计算采用求解三维 Navier-Stokes 方程的方法,计算域中网格节点数为 46875 个^[7]。3 种情况下,计算均只对单转子进行,计算域相同,进口总温、总压相同,出口反压相同,计算中没有考虑叶尖间隙的影响。前缘曲线相对掠的 3 种情况下风扇的流道和叶片的子午投影如图 3。3 种情况下风扇前缘曲线的相对掠角如图 4,图中纵坐标为风扇半径,横坐标为相对掠角。图 4 可见,3 个转子叶根部分掠角均为相对前掠,叶尖部分分别为相对后掠、相对无掠和相对前掠。

图 5 为三维 Navier-Stokes 解的结果,其中图 5(a)~(c)分别为相对后掠、相对无掠和相对前掠风扇转子 S_2 流面近吸力面的等马赫数线。计算得到的转子性能如表 1 所示。

从图 5 可以看出,前缘曲线的变动对通道激波的方位和强度影响都比较大。随着前缘曲线从相对后掠到相对无掠再到相对前掠的变动,通道激波尤其是叶尖部分的激波也随之从后向前倾斜,但倾斜程度不如前缘曲线相对掠变化的程度大;激波沿径向向叶根延伸程度以相对无掠为最大,相对后掠次之,相对前掠为最小;叶尖激波强度和激波后的分离区也按从相对无掠到相对后掠

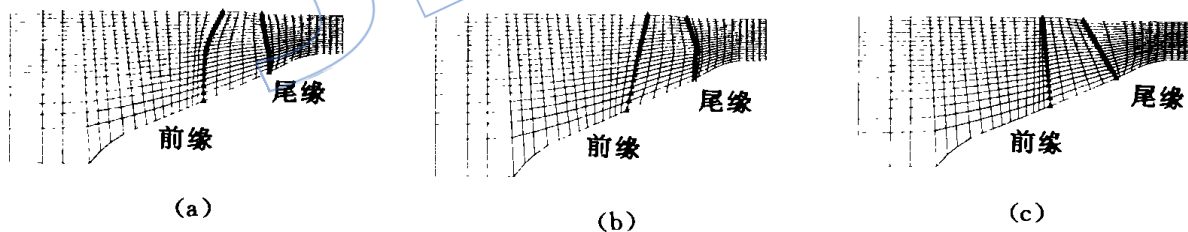


图 3 3 种不同相对掠形式的风扇子午流道图

(a) 前缘曲线相对后掠; (b) 前缘曲线相对无掠; (c) 前缘曲线相对前掠

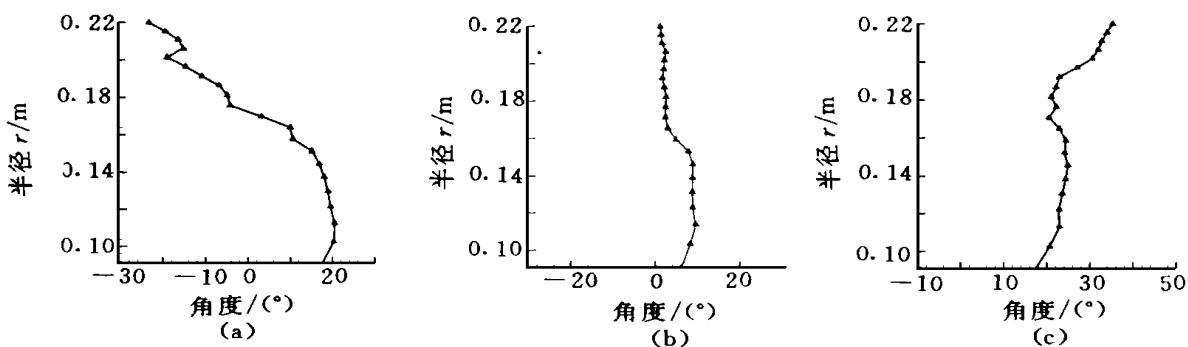


图 4 3 种不同相对掠形式的风扇转子前缘曲线相对掠角分布

(a) 前缘曲线相对后掠; (b) 前缘曲线相对无掠; (c) 前缘曲线相对前掠

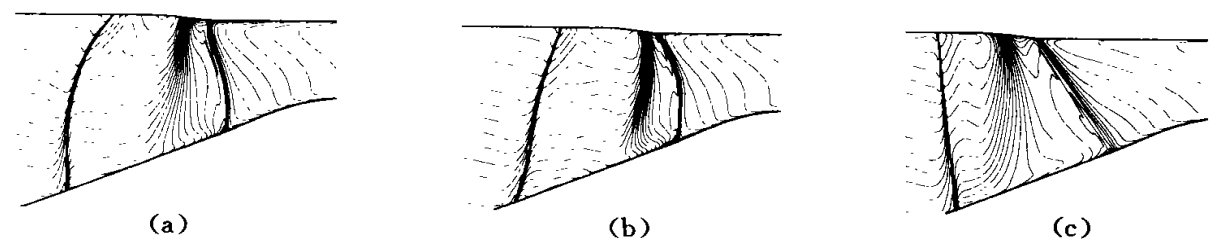


图 5 三维 Navier- Stokes 解转子 S_2 流面近吸力面的等马赫数
(a) 前缘曲线相对后掠; (b) 前缘曲线相对无掠; (c) 前缘曲线相对前掠

表 1 3 种方案转子性能计算结果

	相对后掠转子	相对无掠转子	相对前掠转子
转子效率	91.04%	89.98%	93.02%
转子压比	2.343	2.3396	2.4036

再到相对前掠的顺序依次减弱。

前缘曲线相对掠形状的改变, 表面是几何形状的改变, 而实质上是使得叶片内流动重新建立起径向平衡, 从而影响激波在通道内的方位和强度。从流动机理来看, 对相对前掠叶片, 叶尖部分的气流首先接触到叶片, 在叶尖首先实现对气流的增压加功, 使得叶尖压力高于叶根压力。一方面, 对叶轮机建立径向平衡有利; 同时, 在保持叶尖稠度基本不变的情况下, 叶片尾缘处气流首先在叶尖部分流出叶片通道, 对叶尖部分附面层的堆积会有所改善。这一点在计算结果中得到了验证。在这方面相对前掠叶片优于相对无掠和相对后掠叶片, 但叶尖相对前掠程度受叶片强度和颤振的限制。

本文还对 3 个转子 100% 转速下的工作特性线进行了数值模拟。图 6~8 给出了三维粘性计算

热效率为最高, 无掠高于后掠。图 7 可以看出, 相同质量流量下, 无掠的压比为最高, 后掠次之, 前掠最低。图 8 可以看出, 压比相同的情况下, 前掠的绝热效率为最高, 后掠次之, 而无掠为最低。

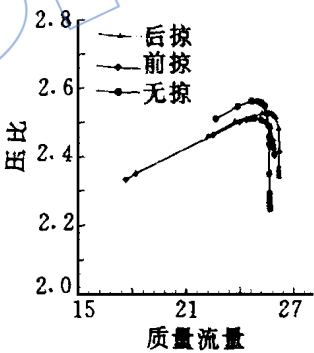


图 7 质量—压比图

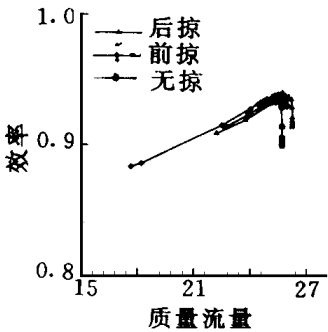


图 6 质量—绝热效率图

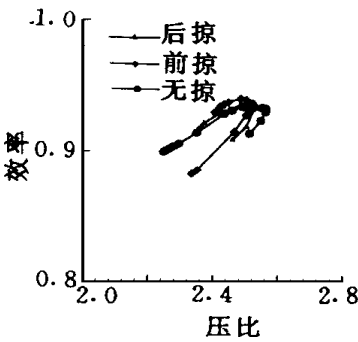


图 8 压比—效率绝热图

结果。从图 6 可以看出, 质量流量相同的情况下, 风扇的峰值效率以前掠转子为最高, 后掠次之, 无掠最低; 而整个特性线的左半支以前掠转子的绝

图 5 表明前掠转子中的激波向叶根延伸最小, 而且叶尖的激波强度也最弱, 因此前掠转子的激波损失以及叶尖激波附面层相互作用引起的分离损失也最小, 绝热效率最高; 同时跨音风扇的设

计思想是减小激波损失的同时利用激波对气流的增压作用,所以激波还担任着对气流增压的职责,前掠转子表现出高效率的同时,表现出较低的增压比,而表 1 中前掠转子的相对高的增压比是由于设计点的选取造成的。无掠转子的激波向叶根延伸最多,激波强度也最大,因此表现出 3 个转子中最高的增压比,而峰值效率最低;后掠转子居中的激波强度和向叶根的延伸程度使得它表现出居中的增压比和居中的峰值效率。

3 个转子失速裕度的区别也非常明显。计算中通过改变背压值来得到相同转速下的不同工作点,把背压升高到计算不能得到稳定解时的工作点定为近失速点。失速裕度的计算采用如下公式:

$$SM = \left[\frac{\pi^*_s / \pi^*}{m_s / m} - 1 \right] \times 100\%$$

其中, π^*_s 和 m_s 分别为失速点的压比和质量流量, π^* 和 m 分别为设计点的压比和质量流量。计算得到的 3 个转子的失速裕度(SM)分别为:前掠转子为 36%,无掠转子为 18%,后掠转子为 16%。

计算结果的绝对数值也许与实验结果有差别,但 3 个转子之间的对比关系是成立的。由此可以得到结论:前掠转子的失速裕度比无掠和后掠转子的失速裕度大,而后掠和无掠转子的失速裕度基本持平。

4 对比分析

造成上述结果的原因是它们的作用机理不同。第一,端壁效应对通道波的径向形状影响不同,如图 9 所示;第二是前缘形状对低能流团向叶

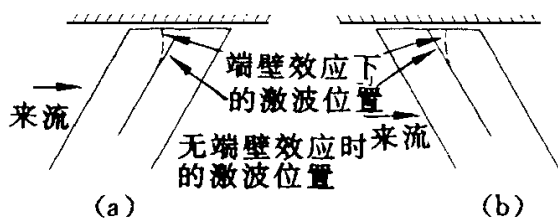


图 9 压气机机匣端壁对激波结构的影响示意图
(a) 后掠转子; (b) 前掠转子

尖区的迁移和聚集影响不同。具体地说,首先,跨音风扇/压气机中端壁区通道波的径向形状为垂直于机匣,这就迫使后掠转子中的通道激波在叶尖前移。随着通道波在叶片通道内的前移,进口气流角、激波强度和激波附面层的相互作用都增强,导致气动损失较大和失速裕度较差;而前掠转子通道激波在叶尖转向垂直于机匣,会使激波在叶

尖区后移,激波附面层的相互作用减弱。另一方面的原因是叶片掠的方向影响移向叶尖并积聚在叶尖区的低能团的数量。前掠转子中气流首先在叶尖流出叶片通道,改善叶尖区的流动状况,移向并聚集在叶尖的低能团最少,激波附面层的相互作用很弱,从而使得总的气动效率较高,低能团在叶尖造成的堵塞很小,叶尖流动在近失速工况下仍然保持平稳,因此失速裕度较大;而后掠的情况正好相反,除了通道激波在叶尖前移造成的气动损失和失速裕度较差外,低能团的积聚和由此造成的气动堵塞都很大,也使得气动损失很大,失速裕度较差。

文献[9]中也作了类似于本文的工作,对 3 个转子(前掠、传统无掠和后掠转子)进行了对比研究,前掠和后掠转子均是在传统无掠转子的基础上设计得到的,如图 10 所示。得到的结论是前掠转子的峰值效率最高,有明显较大的失速裕度,失速裕度比传统无掠转子高 30%,这一点与本文的结论相同;关于无掠和后掠转子的峰值效率和失速裕度文献[9]的结论与本文的结论有些差别,文献[9]的结论是后掠转子的峰值效率与传统无掠转子的峰值效率基本相同,但失速裕度明显较小,且后掠转子的失速裕度比传统无掠转子的失速裕度低 40%。而本文中的 3 个转子(前掠、无掠和后掠转子)中前掠和无掠转子是在后掠转子的基础上设计的,得到的结论是前掠峰值效率最高,失速裕度最大;而后掠转子的峰值效率居中,失速裕度与传统无掠转子基本持平。

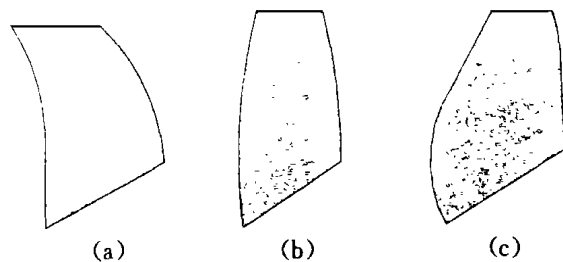


图 10 文献[5]中的 3 个转子形状
(a) 前掠转子; (b) 常规无掠转子; (c) 后掠转子

关于无掠和后掠转子的不同结论,本文认为一个主要原因是文献[9]中的后掠转子类似于文献[1, 2]所介绍的尖部大后掠跨音级中的转子,试图消除激波,达到无激波流动,从而减小损失,已被实验证明是失败的,并未实现设计要求的压比和效率,因此文献[9]的结论中后掠转子无论在峰值效率还是失速裕度上,均小于无掠转子;而本文

中所用的后掠转子是适度后掠, 在减小激波强度, 降低激波以及激波附面层相互作用引起的损失的同时, 利用激波对气流的增压作用, 设计结果非常成功, 并得到了实验的初步证明^[5]。

由此可以看出, 跨音风扇前缘曲线对风扇性能和特性的影响是非常明显的。

5 结 论

从三维粘性计算结果可得到如下几点结论:

(1) 设计转速时, 风扇的峰值效率以前掠转子为最高, 后掠转子次之, 无掠转子最低。

(2) 设计转速时, 无掠转子的压比为最高, 后掠转子次之, 前掠转子最低。

(3) 压比相同的情况下, 前掠转子的绝热效率为最高, 后掠转子次之, 而无掠转子为最低。

究其原因有两点, 一是不同形式的掠在端壁效应改变通道激波的径向形状方面不同, 激波和激波附面层相互作用造成的损失不同, 对风扇/压气机的性能影响不同; 二是不同形式的掠对低能团向叶尖区的迁移影响不同, 使得激波附面层的相互作用程度不同, 叶尖区的堵塞程度不同, 得到的气动损失和失速裕度方面的结果也不同。

另外, 从本文同文献[9]的对比分析中可以看出, 转子前缘曲线不同程度的掠, 得到的结论也会不同, 由此可以看到, 转子前缘曲线对风扇性能的影响是非常明显的。本文在接下来的工作中还会

对转子前缘曲线进行气动数值最优化, 以寻求给定条件下, 最优的前级掠曲线, 对风扇/压气机的设计体系将起到很重要的改进和完善作用。

参 考 文 献

- 1 Neubert R J, Hobbs D E, Weingold H D. Application of Sweep to Improve the Efficiency of a Transonic Fan. Part I —Design [R]. AIAA 90- 1915, 1990
- 2 Rabe D, Hoying D, Koff S. Application of Sweep to Improve the Efficiency of a Transonic Fan, Part II —Performance and Laser Test Results[R]. AIAA 91- 2544
- 3 Hah C, Wennerstrom A J. Three Dimensional Flow Fields Inside a Transonic Compressor with Swept Blades [C]. ASME 90- GT- 359, 1990
- 4 Stanle W K. General Electric Tests Forward Swept Fan Technology[J]. Aviation Week & Space Technology, Sept 23, 1996
- 5 李玲. 轴流压气机机匣处理的数值模拟与实验研究: [博士学位论文][D]. 北京航空航天大学, 1998
- 6 单鹏. 超跨音轴流压气机前缘掠弯的运动学问题: [博士学位论文][D]. 北京航空航天大学, 1996
- 7 季路成. 叶轮机械转子/静子交互作用机理探索: [博士学位论文][D]. 北京航空航天大学, 1998
- 8 邢秀清, 单鹏, 周盛. 跨音风扇前缘曲线相对掠对性能的影响 [C]. 杭州: 工程热物理学会热机气动热力学, 1998
- 9 Hah C, Puterbaugh S L, Wadia A R. Control of Shock Structure and Second Flow Field inside Transonic Compressor Rotors through Aerodynamic Sweep [C]. ASME 98- GT- 561

(责任编辑 杨再荣)

Effects of Swept Leading Edge on Performance of Fans

Xing Siuqing, Shan Peng, Zhou Sheng

(4th Dept Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract According to the definition of the three-dimensional swept leading edge, a comparison was made between three different swept transonic rotors to study how different leading edges affect the position and intensity of shock waves, and consequently the performance of fans. Numerical analyses of their flow fields were done, and the results were compared with the study of Hah, C. (1998). The analyses indicate that the aerodynamic sweep can be used to control the shock structure not only at the mid-span but also near the casing by the end-wall effect, and has a different effect on the radial migration of low momentum fluid to the blade tip region. It can be concluded that the rotor leading edge shapes have a significant influence on the shock waves and the performance of fans.

Key words fans; rotors; blades; three-dimensional flow; shock waves