

文章编号: 1000-8055(2000) 04-0337-05

掠弯叶片前缘曲线同流场结构的关联

邢秀清¹, 周 盛², 赵晓路¹

〔1. 中国科学院 工程热物理研究所, 北京 100080;
2. 北京航空航天大学 407 教研室, 北京 100083〕

摘要: 在全三维反问题还不成熟的条件下, 由二维反问题和三维正问题组成的准三维设计体系中, 叶片的前缘是由给定的积迭轴和基元叶型特征决定, 具有任意性, 难于对其加以控制。因此本文试图把掠弯叶片的前缘空间曲线作为设计自由度, 增加到设计体系中, 实现设计中前缘空间曲线同流场结构的关联, 利用前缘形状控制流场中的激波结构和二次流的迁移, 改善流场结构。并以一个高负荷跨音单级风扇的气动设计为例, 对这一改进进行了验证。

关键词: 叶片; 流场; 激波结构

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

1 引言

超跨音风扇的主要特征是三维性、存在较强的激波。激波的存在, 一方面有利于气流的增压, 同时激波、激波/附面层相互作用常常诱发流动的分离, 引起损失的增加。

近年来, 掠弯空气动力学的研究表明掠弯叶片能改善流场中的激波结构和二次流的流动, 从而提高风扇/压气机的性能。IHPTET 计划风扇/压气机的第一阶段研究重点就放在利用掠弯空气动力学提高风扇/压气机的性能上, 并出现了一系列用于掠弯研究的转子^[1]。1986 年 Tweedt 就静叶的端壁掠对压气机性能的影响进行了实验研究。研究表明压气机静叶端壁区的前掠有利于减小端壁区的损失^[2]。1996 年 GE 公司在航空和航天技术周刊上, 披露该公司的前掠叶片的实验结果, 与现役军用发动机的径向风扇相比, 高速、小展弦比、前掠风扇的抗进口流动畸变的能力更强, 大约高 80%, 在失速裕度方面至少比最优的径向风扇高几个百分点。文章还说, GE 公司对一双级前掠风扇进行了实验, 估计在不增加流量的前提下, 前掠风扇能够使发动机的推重比增加 10% 左右^[3]。1998 年 Hah 对 3 个不同掠形的转子(前掠、

后掠和传统无掠转子) 进行了对比分析, 数值分析和实验结果都表明, 前掠转子的峰值效率最高, 失速裕度最大, 比传统无掠转子的失速裕度高 30%。而后掠转子的峰值效率同传统无掠转子的峰值效率持平, 但失速裕度比传统无掠转子的失速裕度低 40%^[4]。

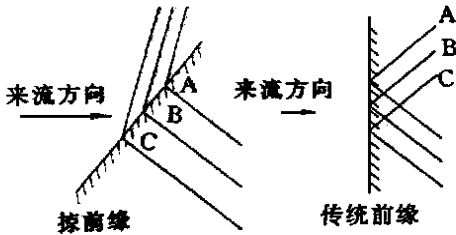


图 1 叶片前缘掠形对马赫波的影响

而掠弯叶片能够提高跨音风扇性能的原因是叶片前缘的掠形可以用来分散马赫波的分布, 使它们不再相交和相互加强, 如图 1 所示。从叶片前缘处气流速度的分解和合成图(图 2)可以看出, 只要选择合适的前缘掠形角就可以获得较低水平的法向马赫数, 降低激波强度, 减小激波、激波/附面层相互作用带来的损失。与此同时, 叶片前缘处的气流受到一个沿前缘的诱导分速度的作用。这

个诱导速度可以用于诱导低能团的迁移,改善叶片根、尖区域低能团的聚集状态^[5]。

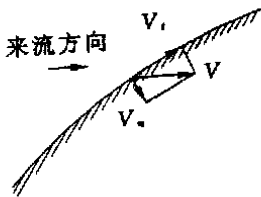


图2 叶片前缘速度分解图

目前,工程中广泛应用的设计体系是通流加叶片造型的准三维设计体系。三维叶片的生成是由各种造型方法生成二维叶型,给定积迭轴,积迭而成三维叶片。最常用的积迭轴是将各个截面叶型的重心线放在一条径向线或接近径向线的直线上。这种积迭轴的优点是叶片的强度易于得到保证,但这种积迭方法使得叶片的前缘曲线的空间形状由积迭轴和各个截面的叶型特征决定,具有任意性。对于掠弯叶片来说,不宜于实现前缘曲线控制激波结构和二次流流动的作用。

虽然有许多人在研究三维反问题,试图实现符合给定流场结构的三维叶片形状。例如 Demeulenaere 1996 年提出一种“渗透壁”理论^[6],把叶片表面设想为一种有质量通过的可渗透壁面,当反问题给定叶片表面参数分布(一般是给定表面静压分布),如果当前叶片的实际表面参数分布与给定的参数分布不一致,则当前叶片表面有质量流量穿过,通过符合“渗透壁面”情况的边界条件,可计算出不为零的法向速度,对叶片表面的几何形状进行修改。按照实际流动情况,叶片表面应该没有质量通过,那么在渗透壁面与新叶片之间仍要满足质量守恒定律,即可得到下一次迭代计算所需的叶片几何值。因为边界成了运动的边界,空气动力学基本方程组也应做相应的修改,在空气动力学基本方程中融入边界的固态运动,使得在求解流场的同时解出边界的节点速度。在这种完全的三维反问题的设计方法中,叶片表面静压的给定显得十分重要。但迄今为止全三维反问题还不成熟,因此,现有设计体系在叶片造型方法上,应该改进,以满足超跨音风扇/压气机叶片设计,尤其是掠弯叶片设计的需要。本文试图对现有设计体系进行改进,使风扇叶片在设计中就同流场结构关联起来,充分利用掠形叶片对流场结构的改善作用,提高风扇性能。

2 对设计体系的改进

掠弯空气动力学的实质就是通过控制叶片的前缘形状来控制激波结构和激波强度,以及低能团的迁移,从而影响激波/附面层的相互作用,减小激波带来的损失和激波/附面层、激波/二次流相互作用带来的损失。现有设计体系中,叶片是在二维叶型的基础上进行积迭而成的,最常见的积迭方法是把叶型的重心放在一条径向线或接近径向的直线上。这样给定积迭轴生成叶片的方法,积迭轴以及叶型特征决定了前、尾缘的形状。而超跨音风扇中,掠弯空气动力学中前缘曲线的重要作用要求前缘形状可调,通过前缘形状来控制激波结构和二次流等叶片通道中的流动结构,这靠传统的积迭方式是无法实现的。

因此本文在二维反问题中,以叶片的三维前缘曲线为积迭轴,把前缘曲线形状作为一个自由度加到设计体系中,实现对前缘曲线的控制。通过控制前缘曲线形状来控制风扇/压气机内部流动结构,在利用激波对气流增压加功的同时控制其引起的损失和激波/附面层、激波/二次流相互作用引起的损失。

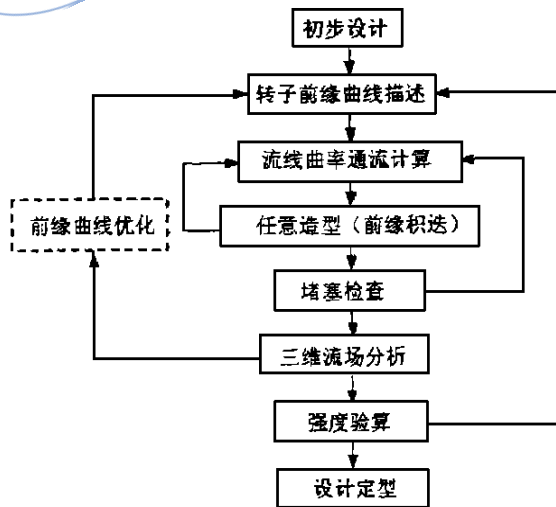


图3 设计流程图

把前缘曲线作为设计自由度增加到设计体系后,传统的二维反问题加三维正问题的设计体系向三维设计体系迈进了一步。具体设计过程的流程图如图3所示。

3 算例、数值结果分析及讨论

本文以某高负荷跨音单级风扇为基准设计,用本文改进的设计体系,设计了3种不同前缘形

状的转子, 分别命名为 3c 转子、4c 转子和 5c 转子, 它们的子午形状如图 4 所示。以它们为例, 用数值模拟的方法, 对本文改进的设计体系的实用性进行验证。该风扇设计的主要参数如下: 质量流量为 25 kg/s , 叶片数为 14, 叶尖切线速度为 495 m/s , 展弦比为 0.78, 级增压比为 2.3, 平均稠度为 1.8, 叶尖直径为 0.44 m 。

对 3 个转子的流场结构进行了数值分析, 数值模拟的控制方程为雷诺平均的 N-S 方程, 网格为简单的 H 型网格, 单排叶片计算用网格数为轴向 78, 轴向和径向均为 25。求解方法为有限体积, 四步 Runge-Kutta 法, 时间推进求解。湍流模型采用 B-L 模型^[7]。

计算得到的流场结构图如图 5~图 8 所示, 其中图(a), 图(b)和图(c)分别为转子 3c, 转子 4c 和转子 5c 的流场结构图。图 5 和图 6 中的等马赫线标准一样, 从图 5 近吸力面的等马赫数图中可以看出, 转子 3c 通道中的激波向叶根的延伸程度最大, 叶尖区激波前 Ma 数最高, 激波后的分离区最大; 而转子 5c 通道中激波向叶根的延伸程度最小, 到叶中区已经基本上不存在激波, 叶尖区激波前 Ma 数最低, 激波后的分离区基本看不到。在叶中区, 转子 4c 通道中的激波强度最大, 叶尖区激波后有分离区存在。

从图 6 近压力面的等马赫数图中可以看出, 转子 4c 通道中的激波在叶中的强度最大, 转子 3c

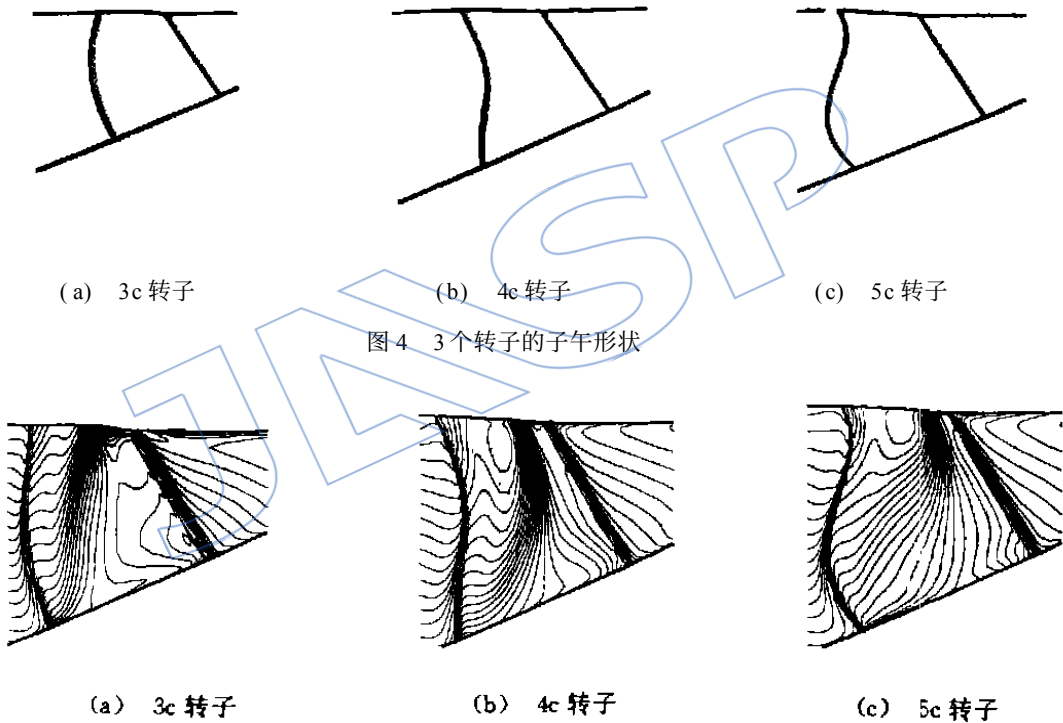


图 4 3 个转子的子午形状

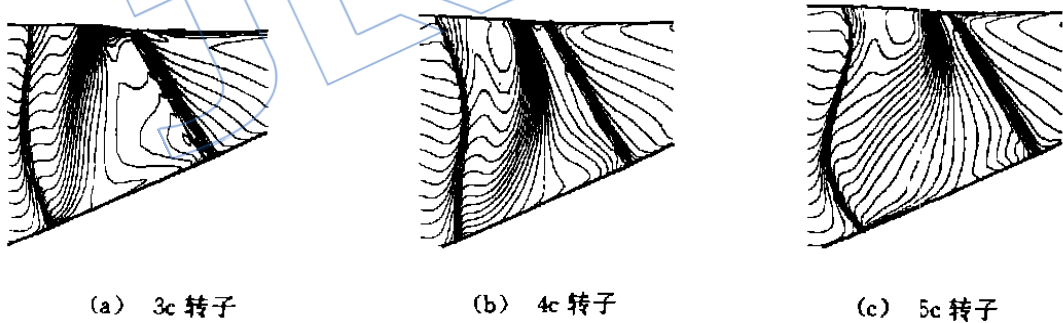


图 5 近吸力面的等马赫数分布图

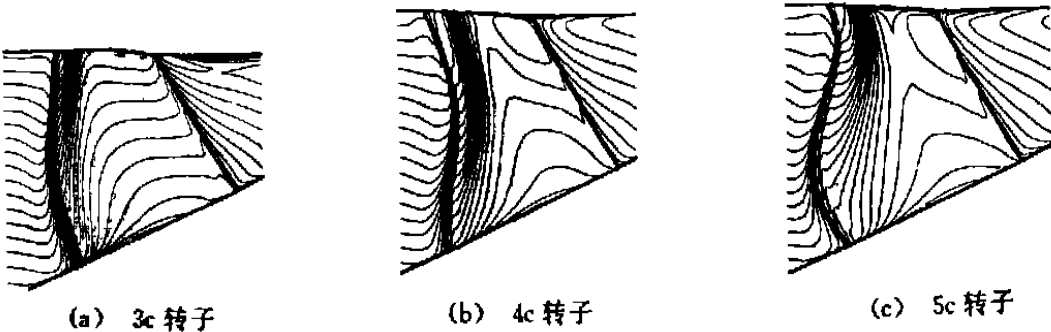


图 6 近压力面的等马赫数分布图

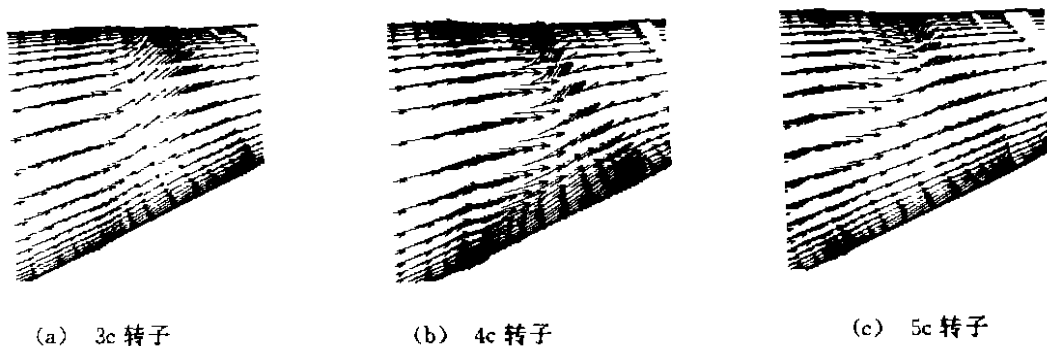


图 7 近吸力面的速度矢量分布图

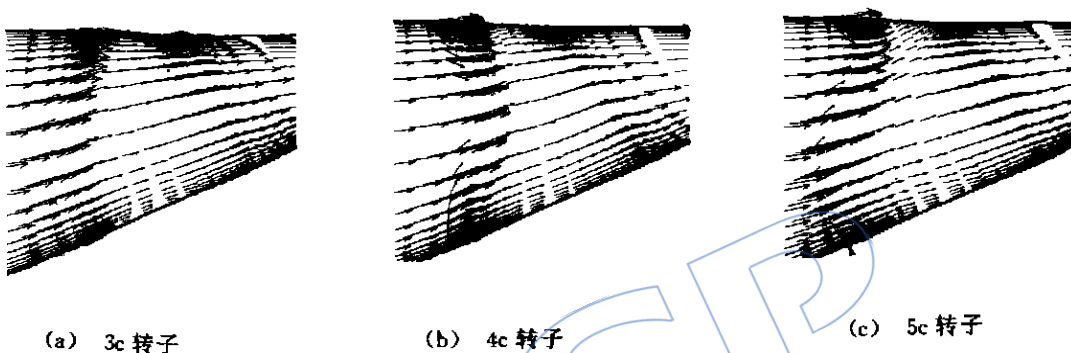


图 8 近压力面的速度矢量分布图

通道中的激波强度居中, 转子 5c 中的激波在叶中强度最小。同时, 无论吸力面等马赫数图还是压力面等马赫数图中, 都可以看出转子 4c 和转子 5c 叶尖处的激波均比转子 3c 叶尖的激波位置靠后, 可以预见转子 4c 和转子 5c 的失速裕度将比转子 3c 的失速裕度大。

由此可以看出不同掠形式的前缘曲线对激波结构的不同影响作用。尖部后掠, 对叶尖的流动不利, 易于造成叶尖的大尺度分离; 而叶尖前掠, 对叶中区域的流动不利; 中部后掠尖部前掠的复合掠形式, 对叶中和叶尖的流动均有利, 从改善激波结构方面来说, 是一种较好的掠形式。

从图 7 和图 8 可以看到, 不同形式的前缘形状, 对附面层中低能团迁移的影响不同。转子 3c 中叶尖部分后掠, 无论吸力面还是压力面, 低能团均向叶尖迁移, 使叶尖的流动状况恶化, 对超跨音风扇/压气机来说, 是最不利的; 转子 4c 中从压力面来看, 激波位于近前缘处, 叶片根部后掠, 根部区域的低能团向叶中迁移, 叶尖前掠, 尖部的低能团也向叶中迁移, 致使叶中流动状态恶化。而在吸力面, 激波位于近尾缘处, 过激波后, 低能团均向叶尖聚集, 导致尖部流动状态的恶化; 对于转子 5c, 近压力面上, 过激波低能团向叶尖偏移, 但未聚集。从近吸力面来看, 叶中后掠, 使中部的低能

团向叶尖迁移, 叶尖部分又前掠, 使尖部区域的低能团向叶中迁移, 正好压住由叶中向叶尖迁移的低能团, 不至于造成低能团在叶尖的堆积, 使流动更顺畅。从诱导低能团的流动方面来说, 是一种较为理想的流动模式。

因此可以得到如下结论: 前缘曲线同流场结构是紧密相关的; 中部后掠、尖部前掠的复合掠叶片, 对改善激波结构和低能团的迁移, 提高风扇性能, 是一种较好的掠形式。

本文通过对设计体系的改进, 实现了超跨音风扇设计中叶片前缘空间曲线同流场结构的关联。前缘曲线作为设计自由度增加到设计体系中后, 如何寻找给定条件下使风扇性能达到最优的前缘曲线形状, 成为主要问题。作者在文献[8]中对此问题进行了探讨, 提出用数值最优化的方法, 寻求给定条件下, 使风扇性能达到最优的前缘空间曲线形状的方法, 将其命名为掠弯气动数值最优化。同时采用前缘曲线做积迭轴带来的叶片强度问题, 作为优化的一个约束条件, 在设计中非常方便地得到满足。并用实例验证了掠弯气动数值最优化方法的实用性。

4 结 论

(1) 本文通过对现有准三维设计体系的改进

将前缘曲线作为一个设计自由度, 引入到设计体系中, 实现了设计中前缘曲线同流场结构的关联, 使掠弯叶片控制流场结构、提高风扇性能的优势得以充分发挥。

(2)通过 3 个不同掠形转子流场结构的对比, 可以看出前缘曲线形状同激波结构和二次流等流场结构的密切关系, 验证了本文改进的设计体系的实用性。

(3)从算例对比结果可以看出, 前缘曲线在叶中后掠、叶尖前掠的复合掠叶片, 对应的流场结构更加合理。

参考文献:

[1] IHPDET. Air Dominance Through Propulsion Superiority- Ten Years of Progress[R]. Oct. , 1997

[2] 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

[3] Stanle W K. General Electric Tests Forward Swept Fan Technology[J]. Aviation Week & Space Technology, Sept 23, 1996

[4] 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 Paper 98- GT- 561, 1998

[5] 邢秀清. 跨音风扇掠弯气动数值最优化: [博士学位论文] [D]. 北京航空航天大学, 1999

[6] Demeulenaere A, Van Den Braembussche R. Three Dimensional Inverse Method For Turbo-Machinery Blading Design[R]. ASME Paper 96- GT- 39, 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] Xing Xiuqing, Zhou Sheng. Aerodynamic Numerical Optimization of Rotor Leading Edge of Transonic Fans [R]. First Interational Conference on Engineering Thermophysics, Beijing, Aug. 18- 21, 1999

(责任编辑 杨再荣)

Relationship between Sweep Leading Edges
and the Flow Field Structure in Transonic Fans

XING Xiu-qing¹, ZHOU Sheng², ZHAO Xiao-lu¹

[1. Institute of Engineering Thermophysics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080, China;]
[2. 4th Dept. , Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China]

Abstract: An improved design method of transonic fan is presented. In order to control shock structure, migration of the low momentum fluid, and therefore to improve the performance of the transonic fan, the leading edges of sweep blades are considered as design freedoms in this method. Three high loaded transonic fans with low-aspect-ratio were used to prove the practicability of this method. The numerical study of the three transonic fans demonstrates the effect of the sweep leading edge on the flow field structure.

Key words: blades; flow fields; shock wave structure