

文章编号:1000-8055(2009)10-2338-06

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

冯秀莲, 金东海, 桂幸民

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 运用 NUMECA 对某内外涵组合压气机进行数值模拟, 为了减小内涵静子表面流动分离, 提高其气动性能, 在对其设计改型过程中, 先后采用了直叶片、根部后掠和根部后掠尖部前掠三种叶型, 数值模拟结果表明, 弯掠叶型能减弱根尖部低能流体的堆积, 抑制端壁角区的气流分离, 使根尖部流动得到改善, 从而提高其整体性能。此外, 还考察了稠度对叶栅气动性能的影响, 结果表明, 合理的稠度选择, 可以改善叶栅的流场结构, 降低叶栅二次流损失。

关 键 词: 静子; 弯掠叶型; 稠度; 流动分离; 数值模拟

中图分类号: V231

文献标识码: A

Numerical simulation of the aerodynamics performance of swept and curved blade on the compressor stator

FENG Xiu-lian, JIN Dong-hai, GUI Xing-min

(School of Jet Propulsion,

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

Abstract: NUMECA commercial software was used to simulate some axial-centrifugal compressor with bypass. In order to induce the flow separation on the surface of the core stator, three kinds of blades were used in the design course, i. e. straight blade, backward swept at foot and both backward swept at foot and forward swept at tip, respectively. The results show that, the swept and curved blade can reduce the pile of the low energy flow at corner, and restrain the flow separation, improving the flow at the corner and enhancing the overall performance of the blade. The paper also made some computation about the solidity influence on the cascade aerodynamics. The results show that, reasonable solidity can change the flow field structure, and reduce the secondary loss of the cascade.

Key words: stator; swept and curved blade; solidity; flow separation; numerical simulation

叶轮机的三维流动特点主要体现在二次流动的存在^[1]。所谓二次流是指与主流不一致的流动。在叶轮机设计中,总是希望流体按照设计的流线在不同的基元级通道中流动。但端壁区域的流动情况非常复杂,发生的损失一般占流体机械整体损失的 30%~50%。端壁区域低能流体的聚积、

端壁二次流、端壁泄漏、叶片前缘分离和叶片吸力面/轮毂角区后,部分分离流动向叶展中部的扩展、端壁流与主流的干涉耦合等多种端壁效应不仅造成了流体机械的效率低下,而且会在流动产生分离时使端壁—叶尖区域首先发生旋转失速。研究表明,弯掠叶片造型作为一种流动优化设计

收稿日期:2008-10-13; 修订日期:2009-01-07

基金项目:国家自然科学基金(50136010, 50076001)

作者简介:冯秀莲(1983-),女,山西阳泉人,硕士生,研究方向为叶轮机械气体动力学。

形叶片的叶型弯角基本相同,弯曲程度略微小于直叶片.在叶尖截面,三种叶型的进气角和叶型弯角基本相同,根部后掠尖部前掠叶型的弦长最长,前两者的弦长基本相同.

2 网格生成

首先在 NUMECA 软件包下的 AUTOGRID 模块中自动生成网格,为保证网格质量,此静子采用 O 型网格,网格数为 17(周向) $\times$ 33(展向) $\times$ 173(流向),为准确地捕捉边界层的流动,保证计算的可信度,在固壁面第一层网格节点处,根据所选取的湍流模型,严格保证 y^+ 的取值范围.图 4 中所示分别是机匣处、轮毂处和叶片吸、压力面的 y^+ 值,可以看出 y^+ 基本满足要求.

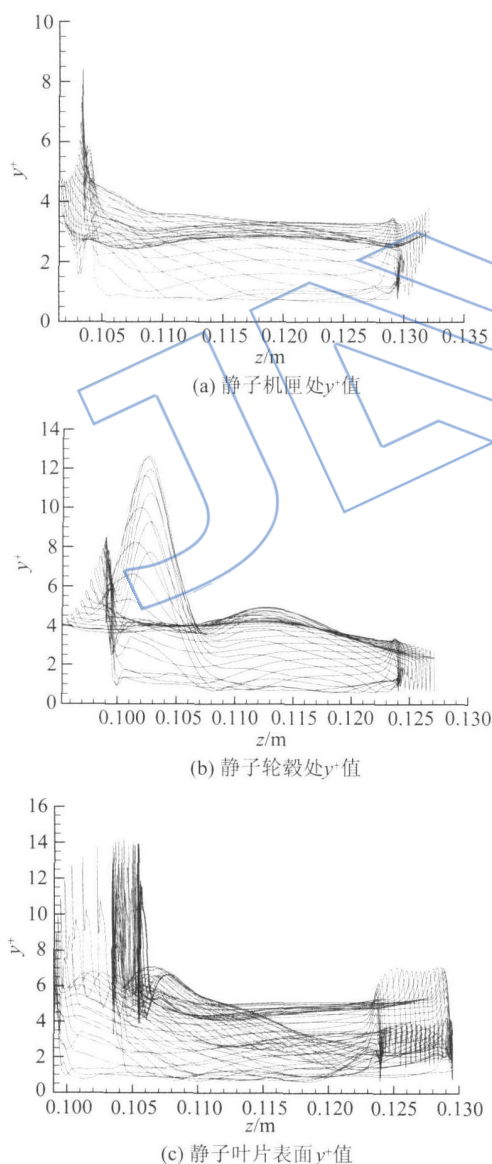


图4 静子叶栅固壁面 y^+ 值

Fig 4 y^+ on the solid surface of the stator cascade

3 计算模型和边界条件

本算例所选取的工质为实际气体,即使用变比热计算,计入温度的影响;湍流模型为 Spalart-Allmaras 模型,数值计算方法是中心差分格式.进口给定总温、总压,出口给定轮毂半径处的静压,其他径向压力由径向平衡方程插值得得;固壁面采用绝热无滑移条件.

4 计算结果分析

如图 5 所示为压缩系统设计转速变工况条件下静子特性对比.本文是对某内外涵组合压气机进行联合设计,由于增压级导叶进口 Ma 高,气动弯角大,采用了弯掠静子叶片设计,计算结果表明,掠形叶片在全部工况下均具有高的总压恢复系数,说明掠形叶片的特性明显优于本设计的直叶片,其中根部后掠尖部前掠叶型特性最佳.图中流量在设计过程中进行了满足设计要求的调整.流量的变化会产生损失的变化,但攻角特性的改善在变工况条件下,体现得十分明显.本文在以下对比中,仅对近设计点(图 5 中显著标出点)特性进行对比.

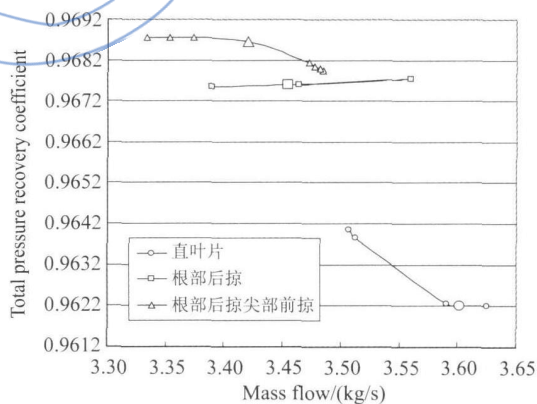
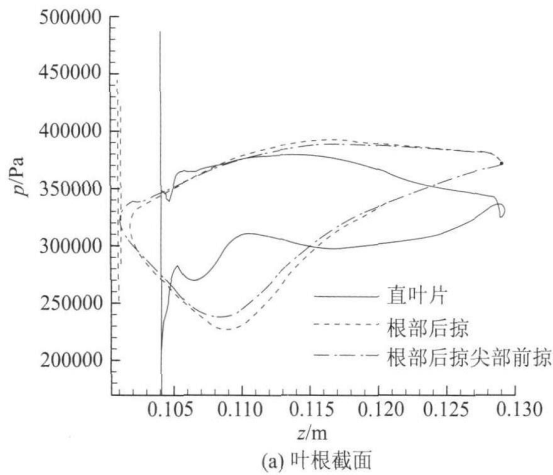


图5 不同工况下静子特性对比

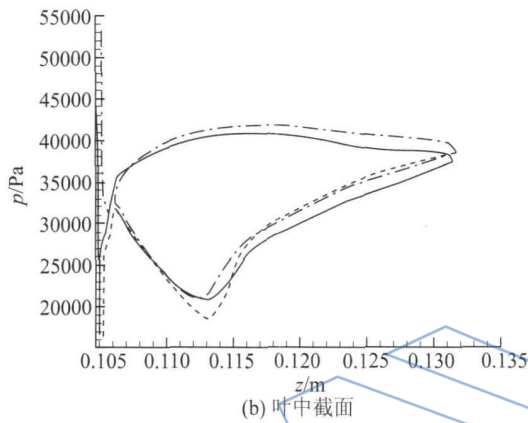
Fig 5 Performance of the stator under different work conditions

4.1 叶片表面静压分布对比

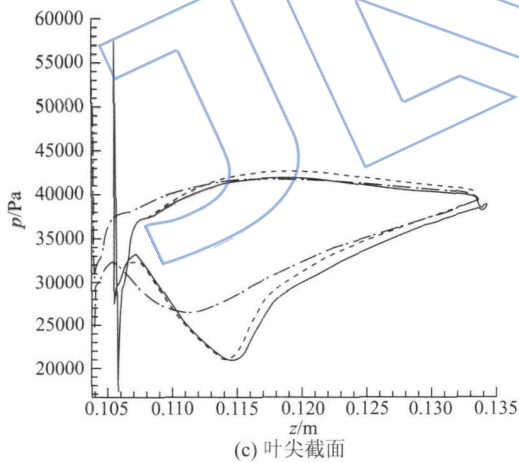
图 6 所示为三种叶型在根、中、尖三个截面的表面静压分布图,在叶根截面,三种叶型均成正攻角分布;对于直叶片,在大约 30% 弦长处,吸力面表面静压发生了突变,也就意味着存在流动分离,从其速度矢量分布图中可以直接看出,如图 7 所示,在吸力面存在一个很大的低速回流区;而两种带掠叶型则较好地抑制了流动分离的发生,使流场得到了优化,并且从图中可以看出,气流在吸力面减速扩压的过程中,代表根部后掠尖部前掠叶



(a) 叶根截面



(b) 叶中截面



(c) 叶尖截面

图 6 不同截面表面静压分布图

Fig. 6 Sketch of the static pressure on the surface at different spans

型的曲线斜率最小,这就意味着气流在该叶型吸力面上的流动最为平稳;在叶中截面,三种叶型均成负攻角分布,其中根部后掠尖部前掠叶型吸、压力面静压差最小,并且气流在其吸力面上减速扩压过程最为平缓;在叶尖截面,根部后掠尖部前掠的叶型成零攻角分布,而其他两种叶型则成负攻角分布,并且根部后掠尖部前掠叶型的表面静压差最小,气流在其吸力面上减速扩压过程也最为平缓,

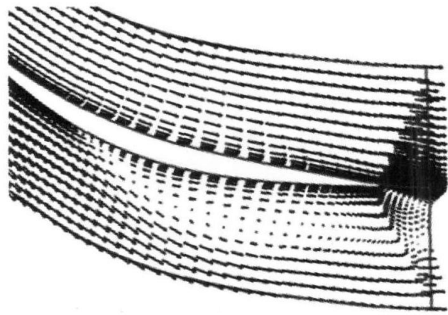


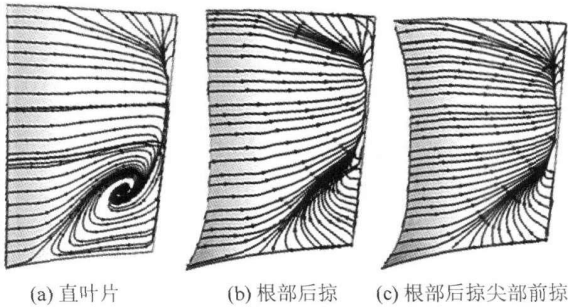
图 7 直叶片叶根截面速度矢量图

Fig. 7 Sketch of the velocity vector at the 5 % span of the straight blade

这将达到减弱端壁低能流体的堆积,抑制端壁角区的气流分离,降低端壁附近二次流损失,使尖部流动得到改善,从而提高叶型的整体性能的目的。

4.2 叶片吸力面极限流线对比

图 8 所示为三种叶型吸力面表面的极限流线对比。如图 8(a)所示,直叶片根部流体有明显的径向迁移,并最终形成了一个很大的分离涡;而两种掠形叶则都抑制了分离涡的产生,并在一定程度上削弱了根部气流沿展向的分离,从而从整体上改善了气流沿整个叶高的流动。两种掠形叶片相比,根部后掠尖部前掠叶型抑制流体流动分离的能力更强一点,使流动分离所占的叶高比例有所减小。



(a) 直叶片 (b) 根部后掠 (c) 根部后掠尖部前掠

图 8 三种叶型吸力面表面极限流线图

Fig. 8 Stream lines of suction surface

4.3 总压恢复系数沿展向分布对比

从图 9 中可以看出,直叶片在从叶根到 45 % 叶高范围内,总压恢复系数很低,这是由于低能流体的分离,造成了较大的分离损失;根部后掠叶型明显改进了叶片根部特性,但在中径处,损失有所增加,总压恢复系数比直叶片还有所降低,原因在于弯掠叶型,能使叶片表面的静压重新分布,形成新的逆压梯度,加强了端壁附近低能流体向动量较高的中径区域迁移的能力,从而减弱了吸力面角区低能流体的堆积,具有延缓或抑制角区分离和减小端壁损失的作用,但同时也增加中径附

近的损失;根部后掠尖部前掠的叶型,不仅提高了根部的气动性能,而且中径区域的特性也比直叶片有所提高;但是在叶尖区域的特性有所降低.因此,叶片弯掠方案的选择要综合考虑端壁和中径区域损失的增减情况,在保证叶中特性的同时,来提高根尖区域的特性.

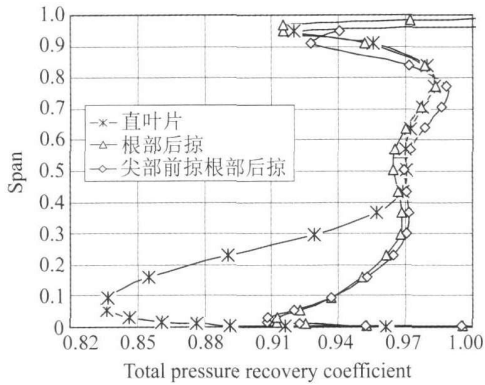


图 9 总压恢复系数沿展向分布特性对比
Fig. 9 Characteristic of total pressure recovery coefficient along span

4.4 稠度对叶栅气动性能的影响

在影响叶栅二次流的因素中,长度项是一个重要的方面,即展弦比和叶栅稠度.叶栅稠度不仅影响叶片的气动负荷,而且还与强度、结构等因素和指标有关.合理的稠度选择,可以改善叶栅的流场结构,降低叶栅二次流损失.

本文在考察叶型对叶栅气动性能的影响时,也考察了稠度这一因素对叶栅气功性能的影响.以根部后掠尖部前掠的叶型为例,先后采用了不同的叶栅稠度对其进行计算,叶片数分别为 74, 70, 66, 62, 58, 56.从图 10 中可以看出,当叶片数为 58 片时,叶栅的气功性能最佳.在叶片数从 74 到 58 的减少过程中,叶片总压恢复系数越来越高,即叶栅特性随稠度的减小呈上升趋势;但当叶片稠度继续减小时,叶栅气功性能也开始有所下降.这是因为当稠度太大时,叶栅的掺混损失较大,当稠度较小时,叶栅的通道损失又比较严重,所以存在一个最佳稠度,使叶栅的气动性能最佳.

另外,由于叶片弯掠使叶栅稠度发生变化,若不同的叶型取相同的叶片数,其稠度并不相同.因此,在对不同的叶型进行对比时,必须考虑稠度对其气功特性的影响.本文对直叶片和根部后掠尖部前掠两种叶型,在分别保证其根、中、尖稠度相同的前提下,对其特性进行了对比计算.

从图 11 中可以看出,在分别保证两种叶型

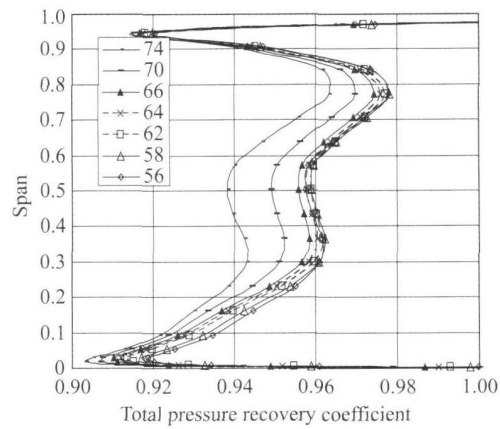
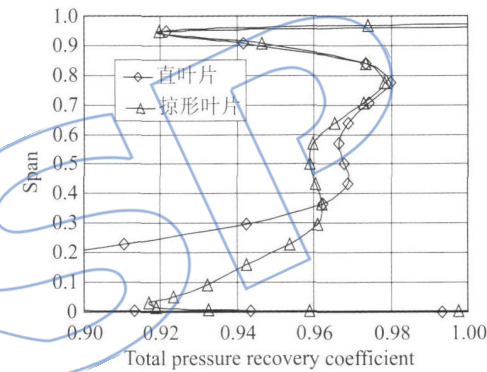
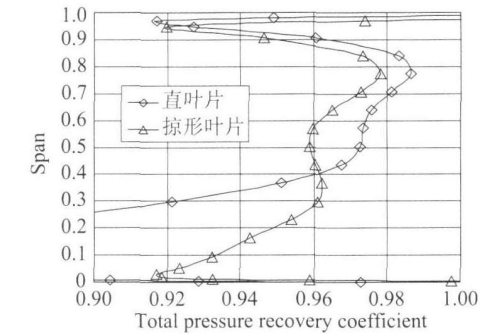


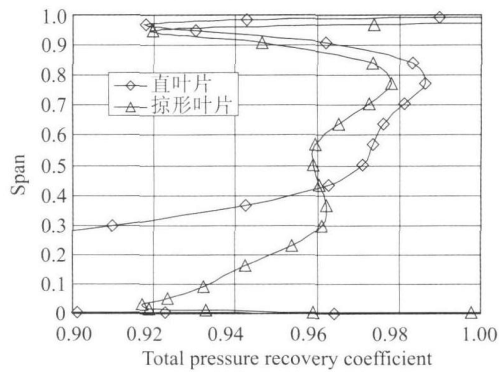
图 10 不同稠度叶栅总压恢复系数沿展向分布
Fig. 10 Characteristic of total pressure recovery coefficient along span with different solidity



(a) 等根部稠度特性对比



(b) 等中部稠度特性对比



(c) 等尖部稠度特性对比

图 11 不同叶高等稠度特性对比
Fig. 11 Characteristic contrast of different blades with the same solidity at different spans

根、中、尖稠度相同时,根部后掠尖部前掠的叶型能明显改善叶片根尖部特性,叶中区域的气动特性比直叶片有所降低.但从平均总压恢复系数来看,在等根部稠度时,直叶片为 0.9597,掠形叶片为 0.9671,比直叶片提高了 0.0074;在等中部稠度时,直叶片为 0.9592,掠形叶片为 0.9671,比直叶片提高了 0.0081;在等尖部稠度时,直叶片为 0.9595,掠形叶片为 0.9671,比直叶片提高了 0.0076.结果表明,等稠度下,根部后掠尖部前掠的叶型能有效抑制端壁二次流,提高叶栅气动性能.

5 结 论

通过对三种不同叶型所进行的数值模拟及对比,进一步认识了掠形叶片对压气机叶栅流场和气动性能的影响,得出以下结论:

1) 与直叶片相比,两种掠形叶片都能使叶栅通道内压力梯度重新分布,不同程度地延缓了端壁边界层低能流流体的堆积和分离,抑制二次流的发展,降低端部的损失,从而达到提高叶片气动性能的目的.两种掠形叶片相比,根部后掠尖部前掠叶型优化流场的效果更佳.

2) 等根、中、尖稠度时,与直叶片相比,采用掠形叶片造型技术时,叶片总的气动损失有所降低,但是叶片中部的损失有所提高.因此要综合考虑叶片端壁和中部的损失,使叶片总的气动水平最佳.

3) 合理的稠度选择,可以改善叶栅的流场结构,计算结果表明,存在一个最佳稠度,使叶片的气动性能最好.

参考文献:

- [1] 彭泽琰,刘刚.航空燃气轮机原理[M].北京:国防工业出版社,2000.
- [2] 桂幸民,周拜豪.压缩系统跨音进口级弯掠叶片空气动力学概述[J].航空动力学报,1995,10(4):407-411.
GUI Xingmin, ZHOU Baihao. A summary of lean-sweep aerodynamics in transonic-inlet stages for compression system[J]. Journal of Aerospace Power, 1995, 10(4):407-411. (in Chinese)
- [3] Wennerstorm A J. Highly loaded axial flow compressors: history and current developments[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1990, 112(4):567-578.
- [4] Kandebo S W. General electric tests forward swept fan technology[J]. Aviation Week and Space Technology, 1996, 144(9):23-25.
- [5] Gummer V, Wenger U, Kau H P. Using sweep and dihedral to control three-dimensional flow in transonic stators of axial compressors[J]. Journal of Turbomachinery, 2001, 123(1):40-48.
- [6] 宋彦萍,刘振德,赵桂杰,等.弯掠叶片对压气机叶栅端壁流动的控制作用[J].推进技术,2004,25(4):338-342.
SONG Yanping, LIU Zhende, ZHAO Guijie, et al. Effect of blade sweeping-curving on the end flow field of compressor cascade[J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(4):338-342. (in Chinese)
- [7] 陈浮,赵桂杰,宋彦萍,等.叶片弯掠对压气机端壁流动的影响[J].工程热物理学报,2004,25(2):211-215.
CHEN Fu, ZHAO Guijie, SONG Yanping, et al. Influences of swept and curved blade on the flow near the compressor cascade endwall[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2004, 25(2):211-215. (in Chinese)
- [8] 钟兢军,王苇,苏杰先,等.稠度对弯叶片压气机叶栅特性的影响[J].航空动力学报,1997,12(2):163-168.
ZHONG Jingjun, WANG Wei, SU Jiexian, et al. Effects of solidity on characteristics of compressor cascade with curved-blade[J]. Journal of Aerospace Power, 1997, 12(2):163-168. (in Chinese)
- [9] 单鹏,桂幸民,周盛,等.高负荷后掠风扇设计若干基本问题[J].工程热物理学报,1999,20(5):576-580.
SHAN Peng, GUI Xingmin, ZHOU Sheng, et al. Fundamental considerations on high loading backward swept fan design[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 1999, 20(5):576-580. (in Chinese)
- [10] 蔡娜,钟芳源.弯掠动叶扩大稳定工作范围的实验研究[J].航空动力学报,1996,11(3):229-233.
CAI Na, ZHONG Fangyuan. An experiment on enlarging steady working range of skewed-swept rotating blades[J]. Journal of Aerospace Power, 1996, 11(3):229-233. (in Chinese)