

文章编号:1000-8055(2012)08-1841-07

前掠对高负荷风扇转子叶尖间隙效应的影响

王 雷, 刘 波, 赵鹏程
(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 以高负荷两级风扇第一级前掠转子为研究对象, 数值模拟了设计转速下多种不同间隙下的特性曲线以评估其性能对间隙的敏感性. 结果表明: 前掠转子能够显著降低气动性能对叶尖间隙的敏感度, 且并不存在工程意义上的最优间隙. 这种特性在存在强叶尖泄漏流的大叶尖间隙和近失速工况时更为明显. 通过与一个气动性能等效的常规转子进行叶尖区域详细的流场结构对比, 对前掠改善间隙敏感度, 调整展向气流分布及影响转子叶尖泄漏流动的内在机理做出了解释.

关 键 词: 高负荷; 前掠; 泄漏流; 叶尖间隙; 敏感度

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Numerical investigation of effect of forward sweep on tip clearance flows in highly loaded fan rotor

WANG Lei, LIU Bo, ZHAO Peng-cheng

(School of Power and Energy,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: A modern highly-loaded forward swept transonic fan rotor flow field was investigated numerically at multiple rotor tip clearance levels to obtain clearance sensitivities with respect to flow, efficiency and stall margin. Compared with a conventional radial leading edge profile that had aerodynamic equivalent manner, the forward swept rotor blades show significant reduction in clearance sensitivity. The benefits are more pronounced for the configuration with stronger tip clearance flows. No optimum clearance size for the present forward swept rotor is indicated. Detailed comparisons of tip clearance flow structures were used to explain the flow mechanisms responsible for the reduction in tip sensitivity and blockage with forward sweep.

Key words: highly loaded; forward sweep; leakage flow; tip clearance; sensitivity

涡扇发动机中风扇、压气机、涡轮的转子叶片顶部和机匣之间都存在着间隙, 其大小会在不同工作状态中发生变化. 叶尖间隙发生变化的主要原因为受各种载荷的影响. 其中, 机械载荷引起发动机机匣的弯曲和椭圆变形, 转子陀螺力矩可使局部间隙变小. 温度和过渡状态转速变化对叶尖间隙也有很大影响. 因此在结构设计中必须留有较大的初始装配间隙, 避免叶片在正常工作状态

下与机匣碰撞.

若要满足未来推进系统的需要, 压缩系统的气动性能必须对叶尖间隙变化不敏感. 然而当前许多的高通流能力, 低展弦比设计中, 风扇的气动性能和稳定性强烈依赖于叶尖间隙的大小. 因此最佳工作间隙的选取和泄漏流的影响机理一向是研究的热点. Peacock^[1]认为存在一个最佳间隙使得二次流影响和转子与壁面相对运动产生的泄漏

收稿日期: 2011-09-02

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20120830.1200.201208.1841_023.html

基金项目: 国家自然科学基金(50976093)

作者简介: 王雷(1985—), 湖南株洲人, 博士生, 主要研究方向为压气机叶型设计优化.

流影响相互平衡,然而其研究仅限于低速压气机中. Adamczyk 等^[2]发现无叶尖间隙时会导致流量范围增大,同时前缘处的较小叶尖间隙对增大稳定工作范围至关重要. Wennerstrom^[3]对一低展弦比的高通流风扇进行了 3 种不同间隙大小的研究,发现了最佳间隙的存在并使得效率提升了 0.7%. 测量的展向参数分布表明效率的改善主要体现在叶尖区域. Copenhaver 等^[4]对一适度后掠的跨声转子在不同间隙下进行了数值模拟,结果表明:此后掠转子对叶尖间隙敏感性强烈,但并没有提及掠型设计对叶尖泄漏的影响. 近年来国内刘宝杰课题组在低速大尺度实验台上借助三维离子图像测速仪测量技术,真实重构了转子尖部泄漏涡产生、发展、失稳、破碎的演化过程,使叶轮机界对叶尖区域复杂流动结构的认识提升至新的高度^[5-6]. 屠宝锋^[7]等对三级常规跨声风扇的间隙效应研究发现最佳间隙的存在. 季路成等^[8]也通过对通用,罗罗和普惠掠叶片专利的总结,对掠形影响失速裕度机理赋予了新的认识.

之前关于间隙敏感性的研究大多为常规或后掠设计的风扇/压气机,而现代风扇设计大多采用叶尖适度前掠来提升失速裕度和抗畸变能力^[9]. 尽管叶片弯、掠三维造型技术已普遍应用于军/民

用风扇设计中并有成功范例^[10-12],但弯、掠对叶尖泄漏流的影响尚未完全研究清楚. 前掠叶型的气动性能对间隙的敏感度是否像普通常规叶型那样显著. 本文基于数值模拟结果,以本课题组设计的某超高负荷两级风扇第一级前掠转子为研究对象,试图探讨不同工作间隙对主要气动指标的影响,进一步完善该转子的设计参数,并对前掠设计影响转子叶尖泄漏流的内在机理做出解释.

1 研究对象

本文的研究对象是课题组自行设计的高负荷两级风扇的第一级转子. 为直观比较叶尖前掠对泄漏流的影响,本文选用初始设计中的相同几何参数的常规转子进行对比,其子午流道见图 1. 由于设计进口相对马赫数接近 2 (见表 1),通流设计时叶尖处的设计压比达到了 2.8,且载荷系数超过 0.6,为典型的失速首先发生在叶尖区域的尖部受限型转子. 需指出的是,由于前掠的引入改变了展向气流的分布导致更多的气流向叶尖集聚^[12-14]. 为了以一种气动等效的形式评估掠影响,将常规叶型的叶尖安装角减小 2° ,尖部截面以下叶展安装角增大 2° ,以维持整个叶展与前掠相同的攻角分布和基本相同的设计点流量.

表 1 前掠转子几何参数和设计点性能参数

Table 1 Design parameters of forward swept rotor

压比	平均载荷系数	等熵效率/%	叶尖相对马赫数	设计流量/(kg/s)	展弦比	叶尖速度/(m/s)	前掠角/($^\circ$)
2.3	0.45	88	1.95	130.5	1.51	527	12

2 数值方案

计算借助商用软件 NUMECA Fine/Turbo 模块,求解相对坐标系下守恒形式的三维 N-S (Navier-Stokes) 方程,控制方程的对流项采用二阶对称 TVD (total variation diminishing) 迎风格式,以较为准确的模拟叶尖流场,采用四阶显式龙格库塔时间推进以获得定常解. 之前针对该风扇转子的网格无依赖性验证表明,当网格节点数超过 60 万时,计算结果和网格密度已基本无关. 叶片通道中采用了 O4H 型网格,在参考了 Gupta^[15]对精确模拟间隙内复杂流场所必须的叶尖网格拓扑和网格密度后将间隙内总网格数调整为 5 万,并采用了蝶形网格. 主流通道中沿流向,展向和周向的网格节点数分别为 220, 73, 41 万. 主流区总的网格节点数约 66 万,湍流模型使用一方程 S-A

(Spalart-Allmaras) 模型. 为保证湍流模型在计算中的有效性,严格控制第一层壁面网格距离,使其

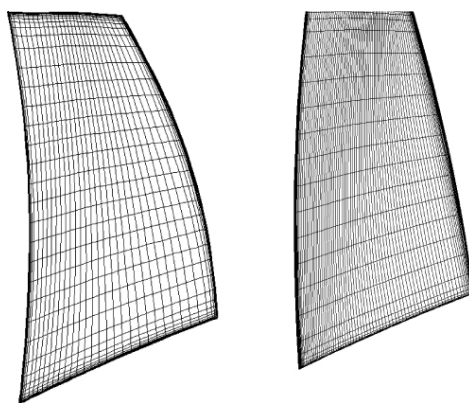


图 1 前掠和常规转子的子午轮廓图

Fig. 1 Comparison of rotor planforms of the forward swept and radial rotors

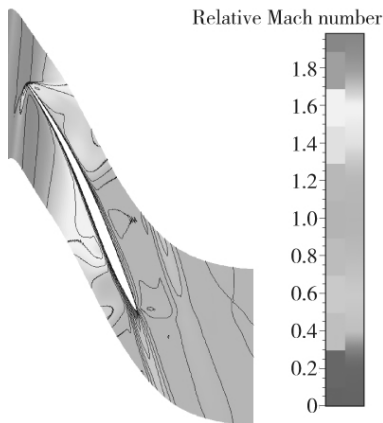


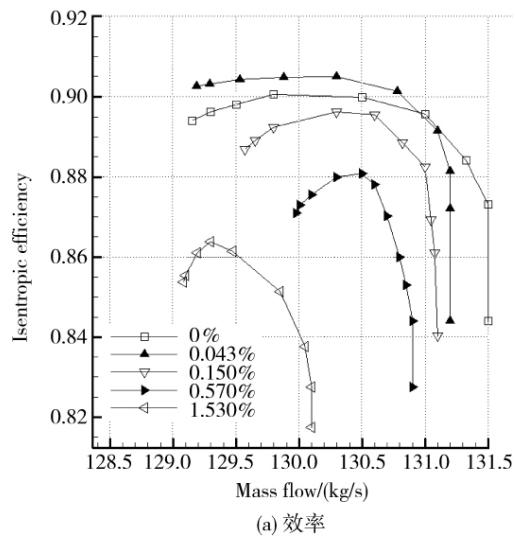
图2 前掠转子设计点95%叶展相对马赫数云图

Fig. 2 Relative Mach contours at 95% span at design point of forward swept rotor

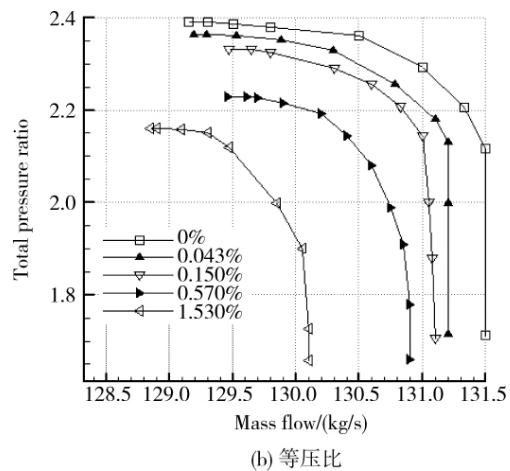
满足 $y^+ \leq 5$ 的要求. 进口边界给定总温, 总压和气流角度出口边界给定平均半径处的静压, 按径向平衡方程计算出压力沿叶高分布.

3 计算结果和分析

为分析在真实工作环境下的间隙水平, 选择5组较为典型间隙值, 分别为0%, 0.1, 0.35, 1.3, 3.5 mm, (间隙与叶尖弦长比分别是0, 0.043%, 0.15%, 0.57%, 1.53%, 其中0.57%为设计值). 图3~图6分别为前掠转子和常规转子在不同间隙下的效率和压比图, 各条特性线上的最小流量点均为最后一个数值收敛点. 由图3和图4可见, 当间隙减小后, 特性线上各工况点的流量, 压比和效率有一定幅度提升, 但当间隙为0.043%时, 在此时的峰值效率点和近失速点的等熵效率比无间隙时略微升高, 表明该间隙值为理论上的“性能最优间隙”. 根据 Wennerstrom^[3] 的理论, 当处于最优间隙时, 泄漏流能起到稳定尖部流动的正作用. 如进一步增大间隙, 将会产生过大的泄漏量, 如进一步减小间隙, 则泄漏流中没有足够的能量来平衡二次流影响. 然而由图所见, 该前掠转子的最佳间隙非常小, 当风扇工作在如此小的间隙时, 过渡状态的转速变化造成的间隙变小将会引发叶片与机匣摩擦振动等结构问题, 影响发动机的安全运转, 在工程中很难实现. 因此可近似认为该转子的压比和效率随着间隙的增大而单调减小, 不存在工程意义上的最优间隙. 由于该前掠转子采用任意造型设计, 且经过多轮优化, 在设计点处叶尖通道激波诱导的附面层分离损失已基本消除 (见图2), 泄漏流对流动维稳的正效应得不到体现, 这应该是该转子不存在工程意义上最优间隙的原因.



(a) 效率



(b) 等压比

图3 前掠转子在不同间隙下的效率和压比特性曲线

Fig. 3 Performance curves at different clearance levels of forward swept rotor

图5给出了前掠和常规转子的峰值效率和峰值压比对叶尖间隙敏感性的对比, 由于该高负荷风扇的峰值压比一般出现在近失速点处, 因此用峰值压比表征转子的最大负荷水平. 由图5可见, 前掠转子峰值效率和峰值压比的间隙敏感度曲线的斜率明显都低于常规转子. 当间隙从0%增大到1.53%时, 前掠转子的峰值效率仅下降3.69%, 而常规转子在相同增幅中峰值效率下降了6.07%, 峰值压比也具有相同的趋势. 可以认为该前掠转子的气动性能对工程中常用的间隙值并不敏感. 因此对于本算例这种尖部受限型转子, 前掠能够显著提高给定叶尖间隙下的最大负荷并改善峰值性能对叶尖间隙的敏感度.

图6给出了设计间隙0.57%下前掠和常规转子静压系数沿展向分布. 静压系数表征载荷, 其

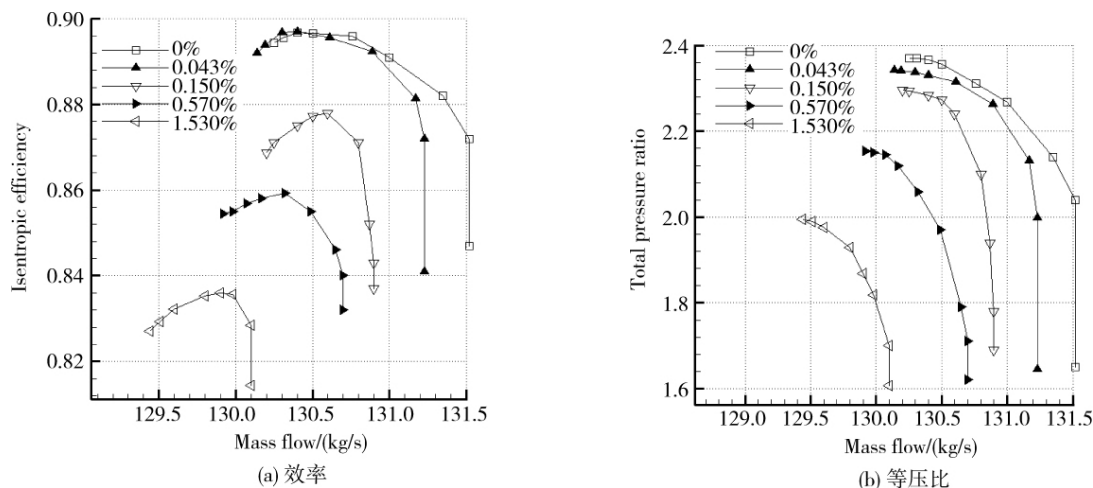


图 4 常规转子在不同间隙下的效率和压比特性曲线

Fig. 4 Performance curves at different clearance levels of radial rotor

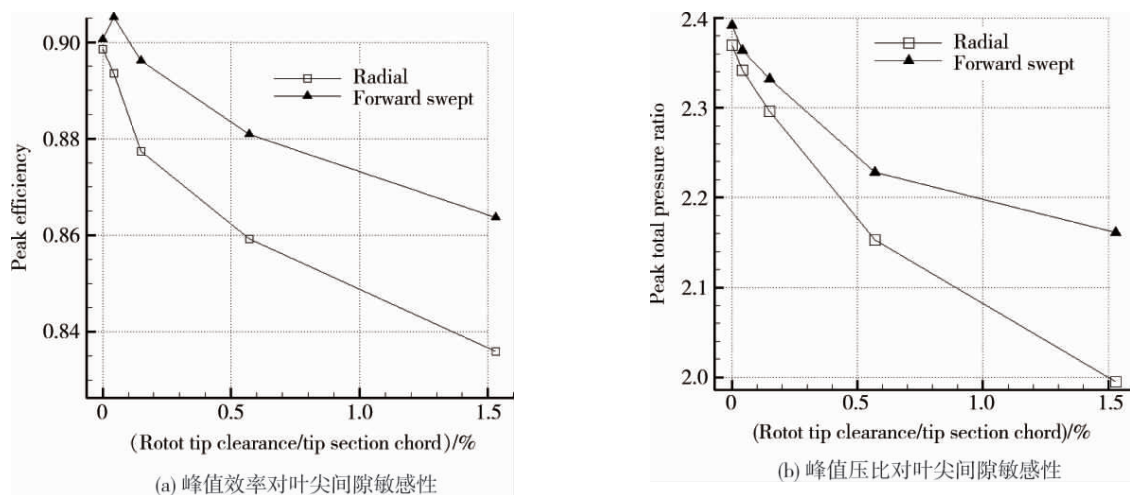


图 5 峰值效率和峰值压比对叶尖间隙敏感性的对比

Fig. 5 Comparison of tip clearance sensitivities for peak efficiency and peak total pressure ratio

定义为

$$C_p = \Delta p_s / p_{t1,rel} - p_{s1} \quad (1)$$

其中 Δp_s 为转子进出口的静压升, $p_{t1,rel}$ 为进口总压, p_{s1} 为进口静压. 由于前掠改变了展向气流的分布, 导致更多的气流向叶尖集聚, 致使叶尖处的流量和气流速度相对增大, 叶尖总压也相应提升, 进而叶尖处的静压系数即载荷也有所降低. 由于该转子为尖部受限型, 叶尖载荷的减小对稳定工作范围是有益的. 由于基准转子在设计点处不存在明显的分离区 (见图 2), 因此推测前掠的引入而导致的叶尖载荷降低主要是缓解了泄漏流的阻塞作用.

为证实这一推测, 图 7 和图 8 分别给出了近失速点处前掠和常规风扇在 0.57% 和 1.53% 间隙下间隙内的轴向速度云图. 不难发现: 常规转子

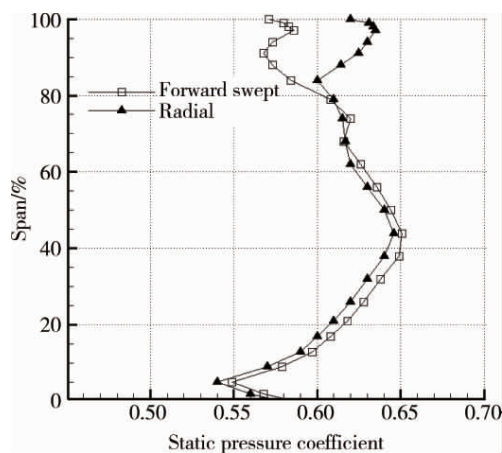


图 6 0.57% 间隙下静压系数沿展向分布对比

Fig. 6 Comparison of static pressure coefficient distributions at 0.57% tip clearance/chord

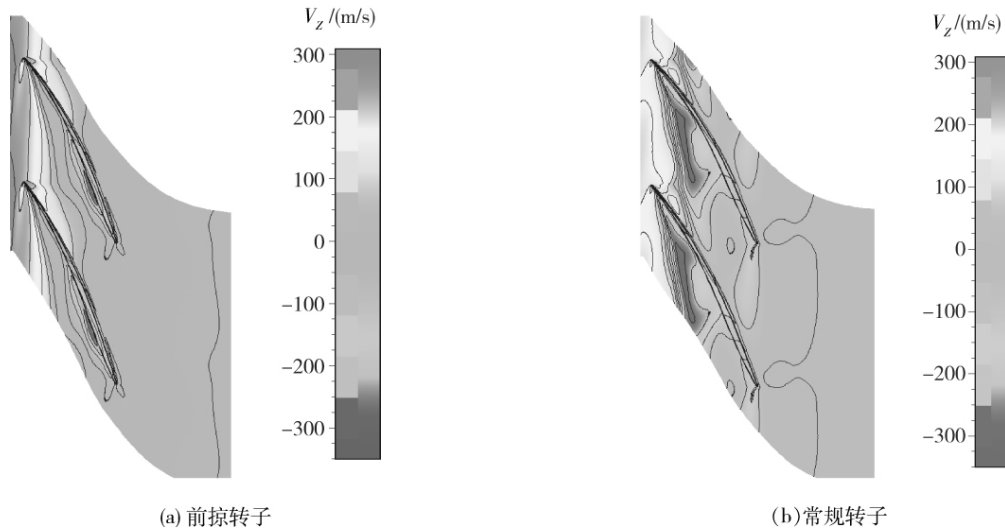


图 7 0.57%间隙下近失速点前掠和常规转子间隙中轴向速度云图

Fig. 7 Comparison of axial velocity contours at mid-clearance gap for forward swept and radial rotors at 0.57% tip clearance/chord

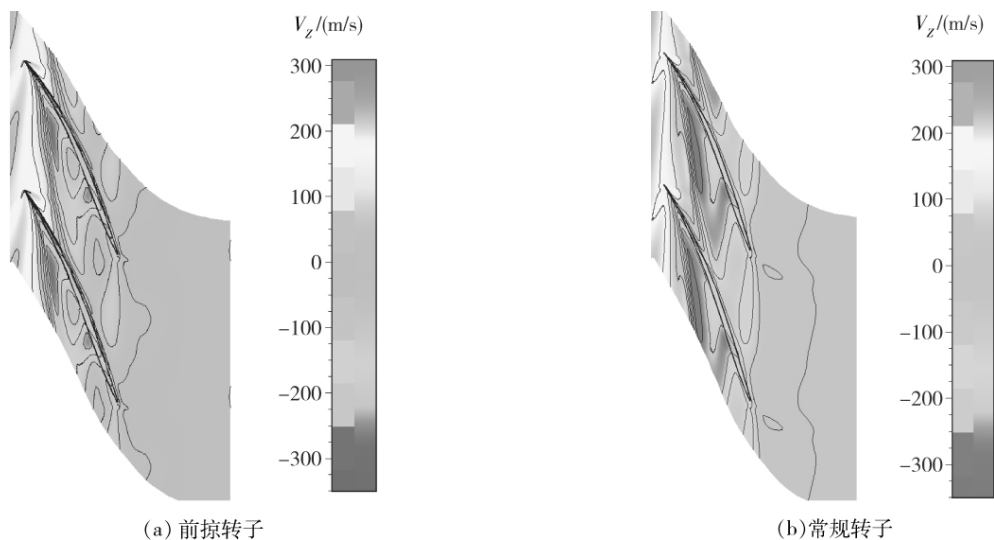


图 8 1.53%间隙下近失速点前掠和常规转子间隙中轴向速度云图

Fig. 8 Comparison of axial velocity contours at mid-clearance gap for radial and forward swept rotors at 1.53% tip clearance/chord

在两种间隙下的叶尖回流均较大. 相比常规风扇, 前掠具有较小的回流区, 泄漏涡轨迹也相对较浅, 且叶尖阻塞在两种间隙下的敏感度较低, 使叶尖泄漏涡造成的阻塞相比常规转子显著降低. 这是由于前掠使得气流向叶尖集聚, 尖部气流具有较高的相对动量, 与泄漏流掺混后增加了泄漏流的流向速度. 对于高负荷, 大安装角的叶尖截面而言, 流向动量的增加使叶尖泄漏涡造成的负轴向速度分量和回流区相对减小, 这也是图 6 中前掠转子叶尖静压系数较低的根本原因.

为更为直观的比较前掠对叶尖阻塞的降低程

度, 参考 Khalid 等^[16]的方法, 分别定义叶尖阻塞参数(tip leakage blockage)和叶尖载荷参数(tip loading)两个无量纲参数来表征叶尖泄漏流阻塞和叶尖气动载荷, 其定义式见文献^[16]. 图 9 给出了 0.57% 和 1.53% 间隙下前掠和常规转子在近失速点的阻塞参数和载荷参数间的关系对比, 并附上 Khalid 在一系列不同几何尺寸压气机下的计算数据作为参考. 由图 9 可见, 叶尖堵塞随着负荷参数增加而增加呈近似线性分布, 且负荷参数存在一个极限值, 这也与 Khalid^[16]的推论相符. 在 0.57% 间隙下, 虽然已处于较大负荷的近失速

工况,但由于间隙较小,泄漏流造成的阻塞效应并不明显,因此前掠设计后阻塞参数的减小也较为有限,仅降低 4.3%。而在 1.53% 间隙近失速工况下,泄漏流造成的阻塞显著增加,此时相比常规转子,前掠使得叶尖阻塞参数降低 13%,影响非常明显。

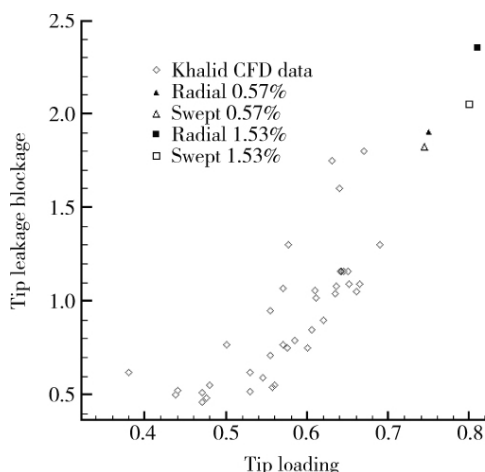
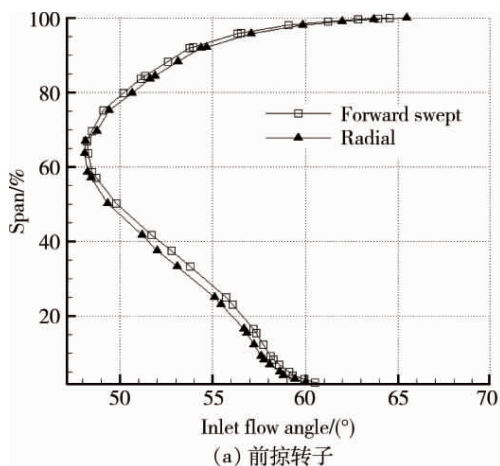


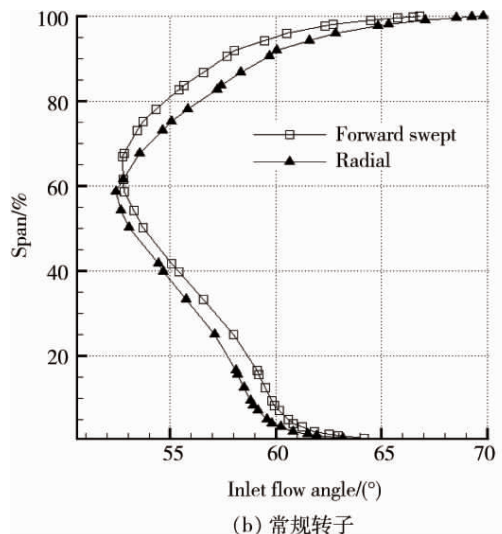
图 9 两种间隙下载荷参数和阻塞参数关系

Fig. 9 Comparison of flow blockage parameter and tip loading parameter

另外不可忽视的一点是转子叶尖阻塞也会对下游静子的性能产生影响。如转子工作在较大叶尖间隙下,泄漏流导致的叶尖处阻塞比预期设计值高,将会对下游静子的匹配性能产生影响。图 10 分别给出了级环境下前掠和常规转子在 1.53% 这一较大间隙下的静子进口气流角分布,对比分别在设计点和近失速点下进行。两个转子的下游静子几何参数完全相同,均采用可控扩散造型设计。如图所示,在此间隙下,常规转子由于强烈的泄漏流阻塞效应,叶尖速度较低,使得下游



(a) 前掠转子



(b) 常规转子

图 10 1.53% 间隙下设计点、近失速点前掠和常规转子的静子进口气流角沿展向分布

Fig. 10 Comparison of inlet flow angle distributions for radial and forward swept rotors at 1.53% tip clearance/chord

静子尖部气流角和攻角相比设计值较大,而在 75% 叶展以下相比设计值较小。当采用尖部前掠时,前掠对展向气流的重新分布使得叶尖处气流角有所降低,相比常规转子分布更接近设计值。在近失速点下,由于负荷和阻塞效应更大,前掠对下游静子气流角的影响也更为突出,叶尖泄漏流的影响范围扩大至 60% 叶展,最大气流角偏差可达到 3° 。因此,从上下游匹配角度来考虑,使用前掠设计的优势也是显而易见的。

4 结 论

本文以数值模拟为手段,对 5 种典型间隙的某高负荷前掠跨声转子和具有气动等效性的常规转子进行了设计转速下的定常三维数值模拟。通过特性参数的对比和叶尖流场结构的分析可以得出以下结论:

- 1) 前掠转子对工程设计范围内的间隙值并不敏感,从无间隙至 0.57% 叶尖弦长间隙时,峰值效率仅下降 2%,大大低于常规转子的间隙敏感度。
- 2) 该前掠转子的最优间隙不在工程实际可用的间隙范围内,其原因为叶尖流场结构良好,不存在明显的激波后附面层分离,泄漏流稳定流动的正影响得不到体现。
- 3) 在两种典型间隙下,前掠转子的间隙内流场结构较为相似,泄漏涡造成的低速区较小,泄漏涡轨迹也相对较浅。而常规转子在两种间隙下间

隙内流场差别较大,从而揭示了前掠改善间隙敏感度的流动机理.

参考文献:

- [1] Peacock R E. A review of turbomachinery tip gap effects part 2: rotating machinery [J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 1983, 4(1): 3-16
- [2] Adamczyk J J, Celestina M L, Greitzer E M. The role of tip clearance in high-speed fan stall [J]. Journal of Turbomachinery, 1993, 115(1): 28-39.
- [3] Wennerstrom A J. Experimental study of a high-through-flow transonic axial compressor stage [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1984, 106(3): 552-560.
- [4] Copenhaver W W, Mayhew E R, Hah C, et al. The effect of tip clearance on a swept transonic compressor rotor [J]. Journal of Turbomachinery, 1996, 118(2): 230-239.
- [5] Liu B J, Yu X J, Yuan H J, et al. Application of SPIV in turbomachinery [J]. Experiments in Fluids, 2006, 40(4): 621-642.
- [6] Yu X J, Liu B J, Jiang H K. Characteristics of the tip leakage vortex in a low-speed axial compressor [J]. AIAA Journal, 2009, 45(4): 870-878.
- [7] 屠宝锋, 胡骏. 跨声速风扇转子叶尖间隙效应的数值研究 [J]. 南京航空航天大学学报, 2006, 38(5): 567-571. TU Baofeng, HU Jun. Numerical research of tip-clearance effects of rotor of transonic fan [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2006, 38(5): 567-571. (in Chinese)
- [8] 季路成, 陈江, 林峰. 轴流压气机设计中掠的另类认识 [J]. 工程热物理学报, 2005, 26(4): 567-571. JI Lucheng, CHEN Jiang, LIN Feng. A different understanding on sweep [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2005, 26(4): 567-571. (in Chinese)
- [9] Braun M, Seume J R. Forward sweep in a four-stage high-speed axial compressor [R]. ASME Paper GT-2006-90218, 2006.
- [10] Wadia A R, Szucs P N, Crall D W, et al. Forward swept rotor studies in multistage fans with inlet distortion [R]. ASME Paper GT-2002-30326, 2002.
- [11] Wadia A R, James F D. F110-GE-132: enhanced power through low-risk derivative technology [J]. Journal of Turbomachinery, 2001, 123(3): 544-551.
- [12] Passrucker H, Engber M. The effect of forward sweep in a transonic compressor rotor [J]. Proc. Instn. Mech. Engrs. Part A: J. Power and Energy, 2003, 217(4): 357-365.
- [13] McNulty G S, Deckers J J, Beacher B F. The impact of forward swept rotors on tip-limited low-speed axial compressors [J]. Journal of Turbomachinery, 2004, 125(4): 445-454.
- [14] Wadia A R, Szucs P N, Crall D W. Inner workings of aerodynamic sweep [J]. Journal of Turbomachinery, 1998, 120(4): 671-682.
- [15] Gupta A, Khalid S A, McNulty G S, et al. Prediction of low speed compressor rotor flofiields with large tip clearances [R]. ASME Paper GT-2003-38637, 2003.
- [16] Khalid S A, Khalsa A S, Waitz I A, et al. Endwall blockage in axial compressors [J]. Journal of Turbomachinery, 1999, 122(3): 733-741.