

文章编号:1000-8055(2012)03-0657-09

周向总压畸变进气下叶片前掠对转子稳定性的影响

史亚锋, 吴 虎, 黄 健, 杨金广
(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 以跨声速压气机 NASA 转子 11 为原型进行前掠改进, 对得到的前掠转子与原型转子内流场进行了定常数值模拟, 结果表明: 在设计转速下前掠转子的性能有所提高, 尤其是近失速流量有明显的降低. 在周向总压畸变进气条件下, 对转子 11 和前掠转子进行了非定常数值模拟, 两者的性能较均匀进气条件下都出现了不同程度的下降, 但前掠转子的近失速流量仍明显低于转子 11, 这是因为转子 11 叶尖区域处气流较前掠转子更易堵塞.

关 键 词: 前掠转子; 周向总压畸变进气; 静压差; 叶尖; 失速
中图分类号: V231.3 **文献标志码:** A

Effect of forward swept blade on rotor stability under inlet circumferential total pressure distortion

SHI Ya-feng, WU Hu, HUANG Jian, YANG Jin-guang
(School of Power and Energy,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: A forward swept rotor was produced on the basis of transonic compressor NASA rotor 11 original geometry. The steady flow fields of this forward swept rotor and rotor 11 have been numerically simulated under design rotation speed, which shows that the performance of forward swept rotor especially the stall margin has been improved. The unsteady simulation of the flow fields of forward swept rotor and rotor 11 indicates that the inlet circumferential total pressure distortion has caused the deterioration of performance. However the forward swept rotor has lower mass flow near stall point compared with the original rotor 11 under the inlet circumferential pressure distortion, because the flow field near the blade tip region benefits from the forward swept rotor.

Key words: forward swept rotor; circumferential total pressure distortion inlet; static pressure difference; blade tip; stall

自从后掠空气动力学在高速机翼上获得成功以来, 航空发动机界众多学者已进行了大量的掠型叶片技术的开发和研究工作. 北京航空航天大学桂幸民等人在简要回顾后掠风扇和后掠桨扇发展背景的前提下, 提出了进行跨声风扇弯掠叶

片气动设计所应追加的工程准则^[1]. Wadia 等人的实验和计算结果表明前掠动叶无论效率还是失速裕度都优于后掠动叶, 并且减轻了激波与附面层的相互作用^[2]. Sasaki 等人发现前掠和正弯叶片能够推迟角区失速并减弱端壁二次流动^[3].

收稿日期: 2011-05-02; 修订日期: 2011-06-30

作者简介: 史亚锋(1979—), 男, 河南洛阳人, 博士生, 主要从事叶轮机械内气体动力学研究.

Denton 和 Xu 对一跨声风扇进行了掠弯改型并进行了数值模拟,计算结果证实前掠对失速裕度的改善最为显著^[4]. McNulty 等人的研究表明前掠在改善效率和失速裕度的同时对叶顶间隙的流动也有一定的改善^[5]. Corsini 和 Rispoli 对一亚声速风扇转子进行前掠改型,并在设计点与非设计点工况下进行了数值模拟,结果表明前掠转子能够延迟失速的发生^[6]. 北京航空航天大学的邢秀清等人从叶片前缘曲线相对掠的形式入手,对相对前掠、相对无掠和相对后掠转子进行了数值模拟,结果表明设计转速时前掠转子的效率最高^[7]. 哈工大的毛明明等人对一压气机动叶进行前掠与正弯联合三维设计,使得级最大效率提高 3%,失速裕度提高了 40%,同时压比有所增加^[8]. 中国科学院工程热物理研究所的季路成回顾了掠的历史发展,对掠机理进行了探讨,给出了掠问题的另类认识:掠仅是叶片设计的一个自由度,其通过叶片基元负荷全工况范围内的展向匹配影响轴流压气机的失速裕度^[9].

上述众多学者对于掠弯叶片的研究工作均是基于均匀来流的假设进行的,在实际进口来流不均匀情况下,这样的研究会呈现出一定的局限性. 设计者们普遍认为,无论是民用还是军用轴流压气机系统,当其进口存在不均匀来流时,必将严重降低其性能,尤其是稳定工作范围. 特别是随着新一代飞机的机敏性进一步提高和飞行包线范围的扩大,其推进系统进口品质更加恶化,尤其表现为进口总压畸变程度的增加,从而引起了发动机性能和稳定裕度的显著下降^[10-12]. 进口总压畸变可分为周向总压畸变、径向总压畸变及周向、径向混合畸变,其中以周向总压畸变最为常见,其对压气机的危害也更严重,研究者们对进气畸变的研究也多集中于此类畸变^[13-16].

基于上述原因,本文在周向总压畸变进气条件下,对跨声速轴流压气机原型转子与前掠转子进行了数值模拟,并在一个非定常周期内不同时刻对原型转子与前掠转子的流场进行了对比分析,结果表明前掠转子的抗进口周向总压畸变能力较无掠转子更强.

1 NASA 转子 11 参数

本文选择 NASA 转子 11 作为研究原型是因为文献^[16]有关于它的详细的几何和试验数据. 表 1 列出了该压气机转子基本的几何参数和气动设计参数.

表 1 NASA 转子 11 主要设计参数
Table 1 Rotor geometry and design parameters

参数	数值
设计流量/(kg/s)	29.48
总压比	1.601
转速/(r/min)	16 100
等熵效率	0.896
叶片数	44
进口轮毂比	0.5
总温比	1.16
叶型	多圆弧叶型
叶尖轮缘速度/(m/s)	425

2 计算和实验压气机转子性能对比

计算网格由上游静止网格块和下游转动网格块两部分构成,如图 1 所示.

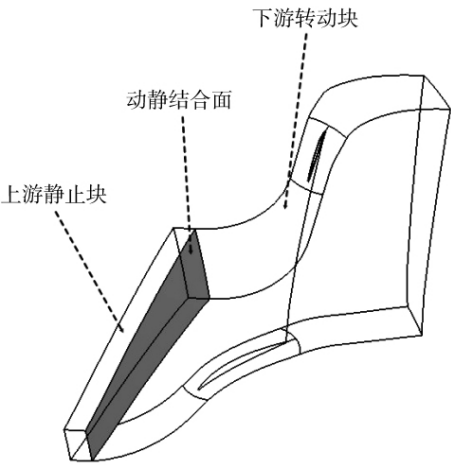


图 1 计算网格块划分示意图

Fig. 1 Computation grid blocks

稳态进气周向总压畸变谱给定于上游静止网格块的入口处,上游静止网格块是由下游转动网格块向前延伸而成,这样可以保证结合面两侧有相同的周向面积.

数值计算采用了 NUMECA FINE 软件包的 Euranus 求解器. 计算采用全通道定常计算方法,利用 Jameson 有限体积格式并结合 Spalart-Allmaras 湍流模型对相对坐标系下的三维雷诺平均 Navier-Stokes 方程进行求解,采用显式四阶 Runge-Kutta 法时间推进以获得定常解,同时加

入了二阶和四阶人工黏性项以消除数值计算过程中的伪数值振荡,为提高计算效率还采用了多重网格法、局部时间步长和残差光顺等加速收敛措施.计算的总网格数量为 2 321 946,网格朝固体壁面方向进行加密,离开固体壁面的第一层网格的无量纲化距离 Y^+ 限制在 30 以内.由于总体网格数量的限制,计算网格密度对附面层内的流动细节的捕获有一定影响,但对于分析压气机转子内流场流动结构,是可以满足精度要求.

上游静止网格块与下游转子块交界面采用了“冻结转子法”,该方法用定常计算能较准确的将周向畸变、尾迹等非定常效应通过交界面传递下去.

周向总压畸变强度定义

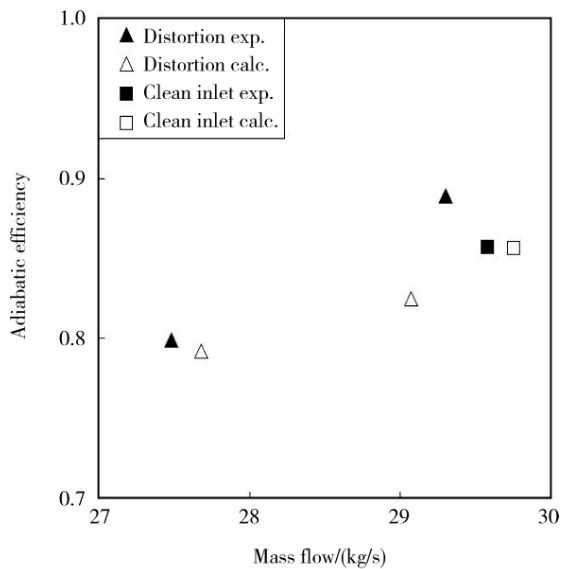
$$p_{t(cdi)} = \frac{p_{t,max} - p_{t,min}}{p_{t,max}}$$

其中 $p_{t,max}$ 为进口最大总压, $p_{t,min}$ 为进口最小总压.

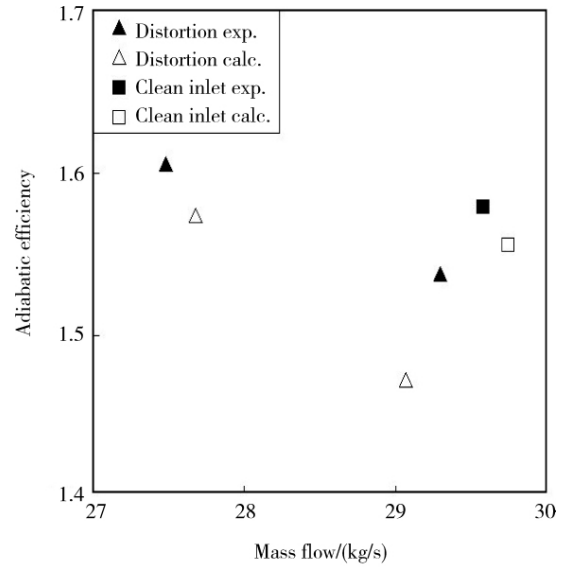
图 2 为 100%设计转速下均匀进气条件下压气机转子在近峰值效率工况点的特性和进气 90°周向总压畸变条件下的大流量工况点和近失稳工况点计算与实验特性对比,其中,进口周向总压畸变强度为 12%.

图 3 为周向总压畸变进气条件下大流量工况点时转子进口无量纲化总压 $\{[(p_t - p_{t,max})/p_{t,max}] \times 100\}$ 分布计算与实验数据对比.

图 4 为周向总压畸变进气下大流量工况点时转子出口 10%,55%与 90%叶展处总压计算与实验数据对比.



(a) 绝热效率

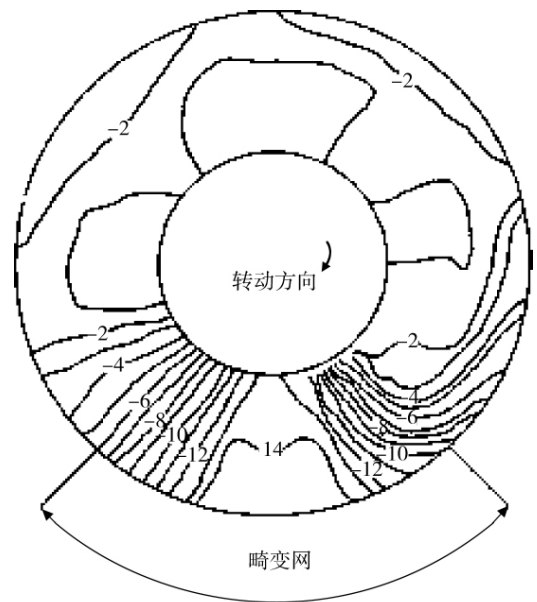


(b) 总压比

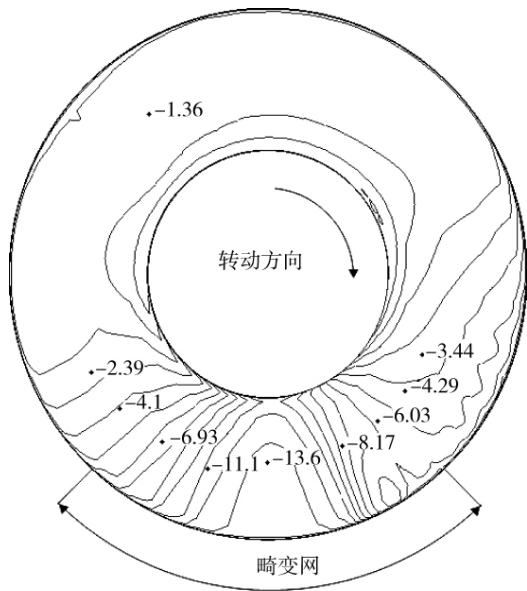
图 2 均匀进气与周向总压畸变进气条件下转子 11 特性

Fig. 2 Rotor 11 performance under the clean inlet and circumferential total pressure distortion inlet

从图 2~图 4 可以看出计算结果与实验数据有一定的差别,这可能是由于计算资源的限制,每个通道的网格点数较少,同时压气机转子内流场流动结构非常复杂,尤其是在进口非均匀进气时具有强烈的非定常性,而实验数据采用稳态测量探针获取,并且计算的几何和实际的几何存在一定的差异(计算略去了阻尼台).但计算结果与实

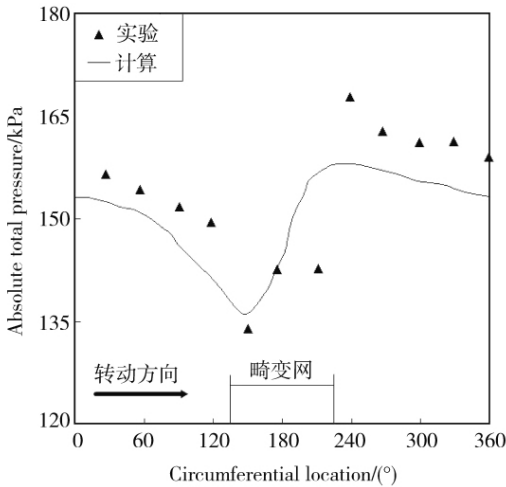


(a) 实验数据

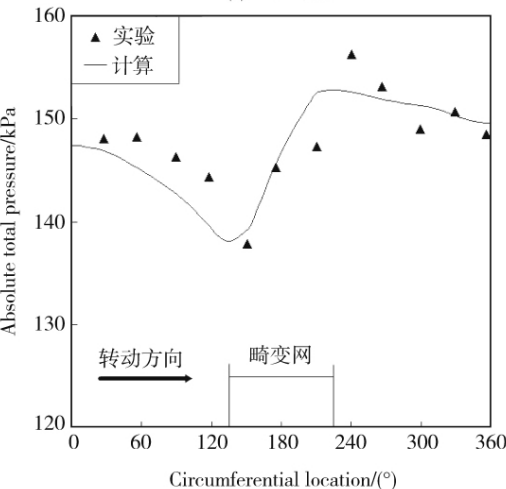


(b) 计算数据

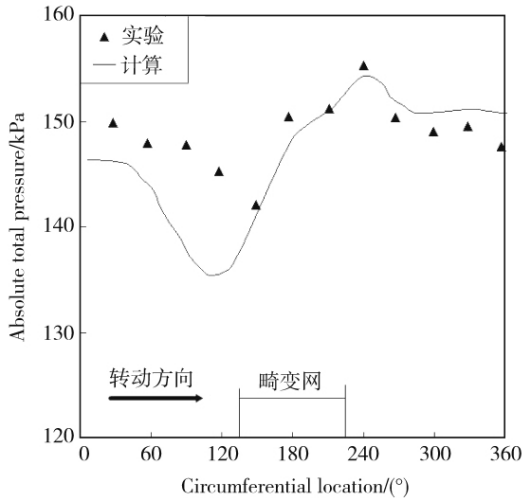
图 3 转子进口无量纲化总压分布实验数据与计算对比
Fig. 3 Nondimensional total pressure comparison between the computation and experiment at the rotor inlet



(a) 10%叶展



(b) 55%叶展



(c) 90%叶展

图 4 转子出口不同展向位置总压分布
实验数据与计算对比

Fig. 4 Rotor outlet total pressure comparison between the computation and experiment at 10%, 55% span and 90% span

验数据在趋势上大致吻合,这表明本文采用把网格块划分为上游静止块和下游转动块的这种计算方法能够比较准确的模拟周向总压畸变进气条件下压气机转子内流场流动结构.

3 前掠转子的取得

以转子 11 为原型,给定掠角 δ 为 15° ,沿不同叶展位置处的轴向位移为: $df = (r - r_h)\delta$, r, r_h 分别为不同叶展位置处和轮毂处的半径,这样可得到前掠转子.

原型转子 11 与前掠转子叶片几何外形对比如图 5 所示.

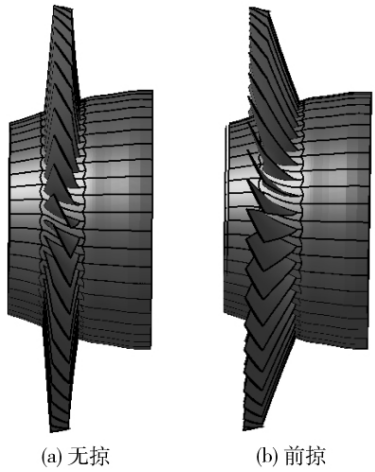


图 5 转子 11 与前掠转子叶片几何外形图

Fig. 5 Rotor11 and forward swept rotor geometry

4 均匀进气条件下无掠、前掠转子性能对比

前掠转子与转子 11 的计算域完全一致。

两者均采用单通道定常计算,计算网格为 H-O-H 型结构化网格,网格总数量为 506 193。进口总压为 101 325 Pa,总温为 288 K,进口绝对气流角为 0° ,转子转速为设计转速为 16 100 r/min。

通过改变出口背压获得转子效率压比对比图 6。从图中可以看出,前掠转子的效率、压比与失速裕度均较无掠转子 11 有所改善,其中失速裕度改善的尤为明显。

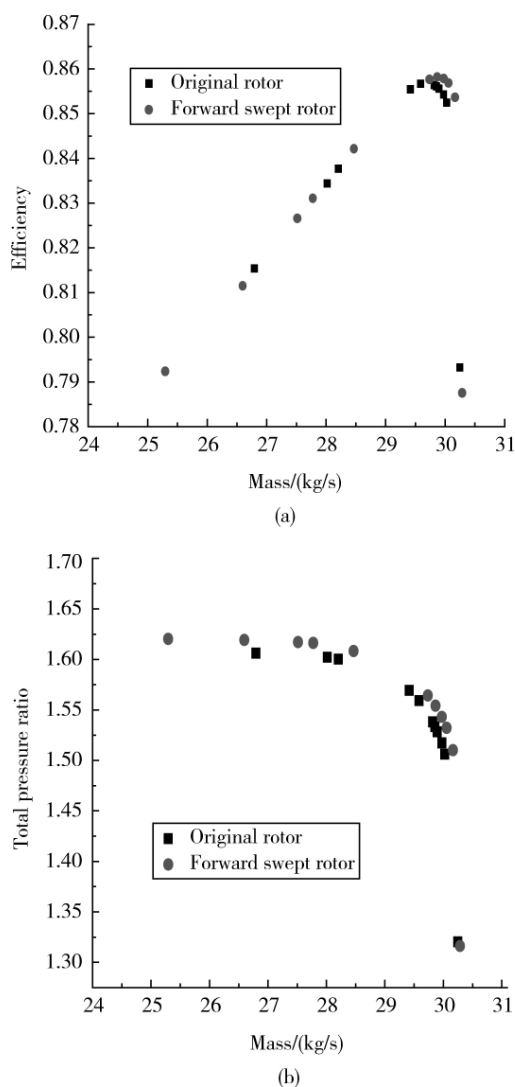


图6 转子 11 与前掠转子特性图

Fig. 6 Rotor 11 and forward swept rotor performance

5 周向总压畸变进气条件下无掠、前掠转子性能对比及机理分析

利用全通道定常计算方法,对进气周向压力

畸变条件下的压气机转子内流场进行了定常模拟分析,揭示出了进气周向总压畸变对压气机转子内流场流动结构一些影响规律。但是,在捕捉流场细节方面,由于计算网格数量的限制,对于深入认识进气畸变对轴流压气机转子性能和稳定性影响机理有一些力不从心;对此,进气畸变响应的数值计算还有另外一种方法,即采用多畸变区非定常计算(将进口单一的大畸变区分成若干小的畸变区)。Hah 等^[17]将一个 180° 周向压力畸变区分分为 8 个子压力畸变区,采用计算 16 个叶片通道中的 2 个叶片通道的方法研究了进气周向压力畸变对 1 台低展弦比高性能风扇转子性能的影响,非常准确的捕捉到了进气周向压力畸变造成的叶片通道激波和叶片表面压力的非定常脉动。Hall 等^[18]也采用将一个大的进气周向压力畸变区分分为 4 个小的周向压力畸变区的方法计算了周向压力畸变进气对跨声速风扇转子的影响(只模拟总共 24 个叶片通道中的 6 个叶片通道),取得了非常好的计算效果。因此, Hall 指出,采用多畸变区计算方案可以应用周期性边界条件,只需计算若干叶片通道,这就能够大大增加每个叶片通道的计算网格数量,更有利于捕捉流场细节。

本文也采用了多畸变区的非定常计算方案:将一个 180° 周向总压畸变区分分为 11 个子畸变区,每个子畸变区包含 4 个叶片通道,进口总压畸变谱如图 7,畸变强度给定为 0.12,与全通道计算给定的强度相同。

非定常计算采用了双时间方法,以定常计算结果作为初场。

为了做前掠转子和原型转子在进口总压畸变下的性能对比,两者的计算域网格划分完全相同,与全通道定常计算网格块划分方法一样,计算域网格也都划分为上游静止块和下游旋转块两部分,保证了动/静结合面的上、下游具有相同的周向面积,满足非定常计算采用的区域缩放法的动/静结合面数据传递要求,所以非定常计算采用区域缩放法。

4 个通道网格总数为 840 076,一个周期设定 20 个物理时间步。

前掠、无掠转子在总压畸变进气下的大流量工况点和近失稳工况点效率压比如图 8。从图中可以看出,尽管两种转子的性能较无畸变时都有明显降低,但前掠转子近失稳工况点流量较原型无掠转子 11 仍要小的多,相应的稳定工作范围较无掠转子 11 要大的多。

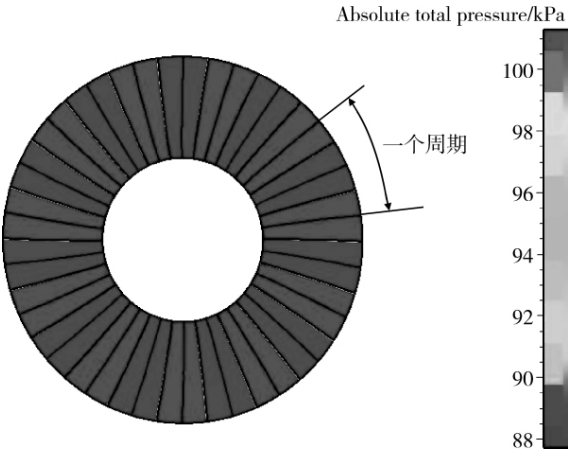


图 7 进口总压畸变周向分布

Fig. 7 Inlet total pressure circumferential distribution

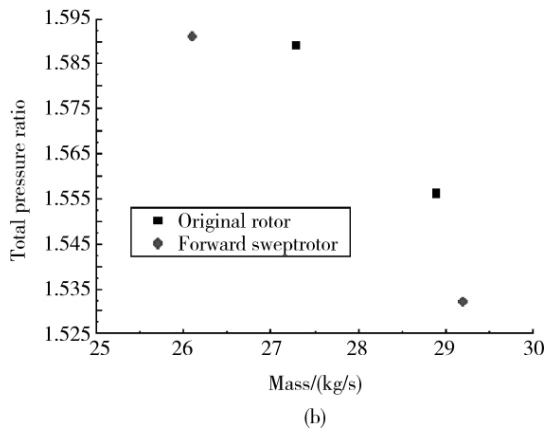
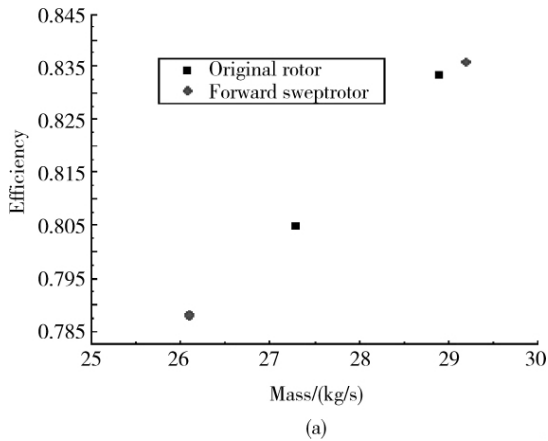
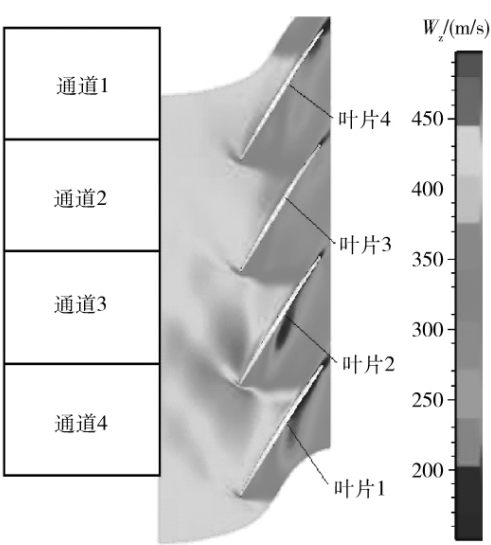
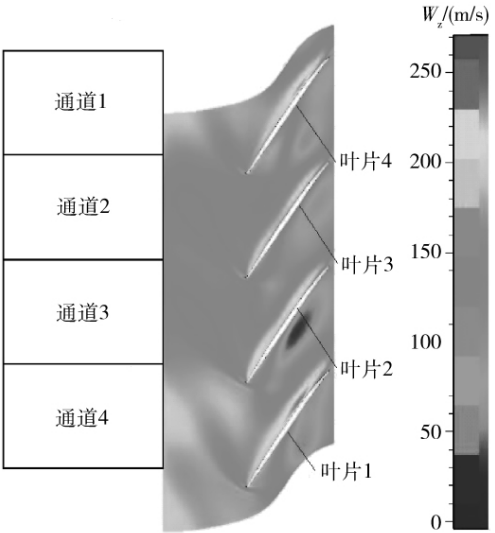


图 8 周向总压畸变进气下转子 11 与前掠转子特性
Fig. 8 Rotor 11 and forward swept rotor performance under the inlet total pressure circumferential distortion

给定通道出口中径处背压为 106 kPa,进口总压在畸变区、未畸变区分别为 89 144,101 300 Pa,总温为 288 K,轴向进气,设计转速,转子 11 在一



(a) 周向相对速度云图



(b) 轴向相对速度云图

图 9 转子叶尖截面处周向、轴向相对速度
Fig. 9 Relative pitchwise and axial velocity at the tip section

个稳定非定常周期中 $(4/20)T$ 时叶尖截面处的周向相对速度云图与轴向相对速度云图见图 9,其中,通道 2、通道 3 为低总压畸变区。

从图 9(a)中可以看出,叶片上游周向相对速度在通道 3 与 4 交界面有最大值,在通道 1 与 2 交界面有最小值,这是因为畸变区的总压畸变会导致静压畸变,在通道 2,3 及其下游区域形成低静压区,周向压力梯度会使叶片上游来流方向发生偏转,产生周向侧流。在转子叶片扫入畸变区,对应图中叶片 4 所在位置,此时侧流的方向与转动方向相同,所以周向相对速度最小,当转子叶片扫出畸变区,对应图中叶片 2 所处位置,此时侧流

的方向与转子转动方向相反,周向相对速度最大,所以叶片2的负荷最重,叶盆与叶背之间的静压差最大。

从图9(b)中可以看出,畸变区通道2,3的下游产生了一个轴向速度亏损区,轴向速度明显减小。由于叶片2所处位置叶尖截面压力面、吸力面静压差最大,上游来流的轴向速度又最小,所以静压差造成的叶尖泄漏流与上游来流之间的相互作用面与均匀进气条件下相比会更靠近转子前缘,叶尖间隙泄漏涡更易在畸变低压区后造成堵塞(对应于图中叶片2与叶片3之间的通道区域),引起失速,造成周向总压畸变进气条件下失速流量的上升。

图10、图11为前掠转子与转子11在相同的进出口条件下达到稳定时,一个非定常周期内(4/20) T 、(9/20) T 、(14/20) T 与(19/20) T 时的叶尖

静压差对比和叶片2吸力面极限流线对比图,其中,(4/20) T 时刻对应叶片2扫出低压畸变区,(9/20) T 时刻对应叶片2处于稳定区中心位置,(14/20) T 时刻对应叶片2扫入畸变区,(19/20) T 时刻对应叶片2处于畸变区中心位置。

从图10中可以看出,两种转子在(4/20) T 时叶尖前缘部分压力面、吸力面静压差最大,此时叶片2正从畸变低压区扫出;在(14/20) T 时静压差最小,对应于叶片2从未畸变区正扫入畸变低压区;这验证了前面分析的由畸变引起的周向侧流造成叶片在一个周期不同时刻负荷不同的正确性;在(9/20) T 、(19/20) T 时,叶片2分别处于未畸变区中心区域、畸变区中心区域,上游来流相对均匀,此时的叶片2叶尖处静压差介于(4/20) T 与(14/20) T 时之间;在4个不同时刻,前掠转子叶尖前缘部分的静压差均明显低于转子11。

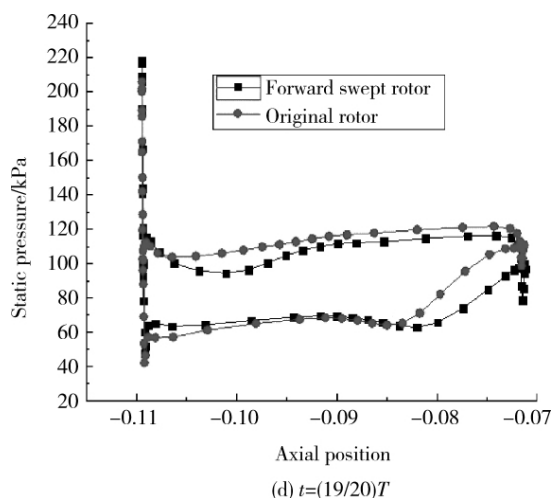
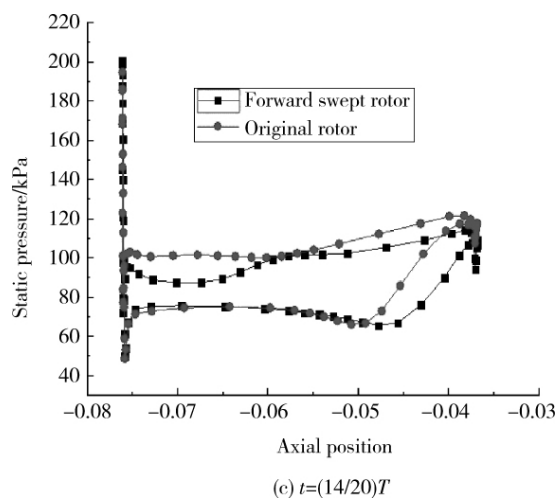
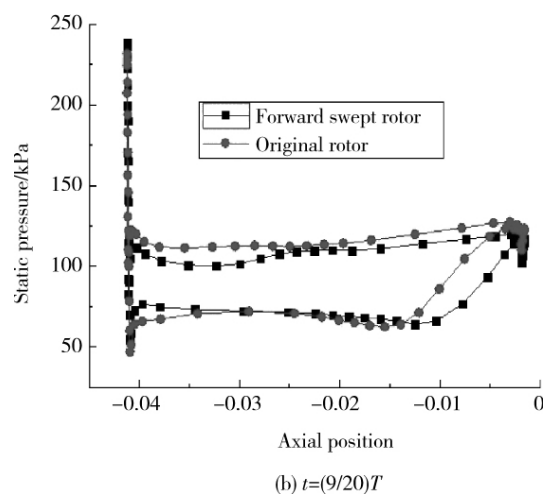
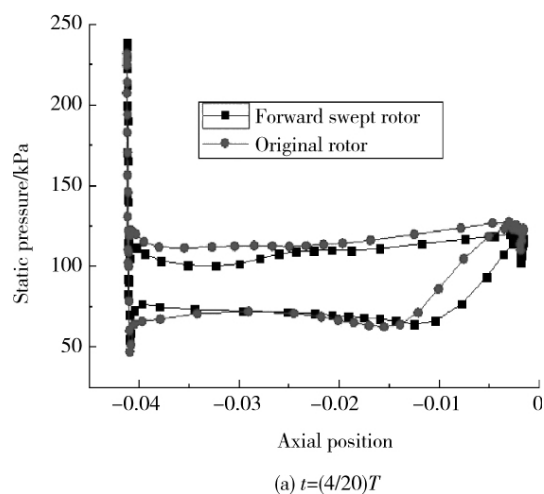


图10 前掠转子与转子11叶尖截面静压差不同时刻对比

Fig. 10 Static pressure difference comparison between rotor 11 and forward swept rotor

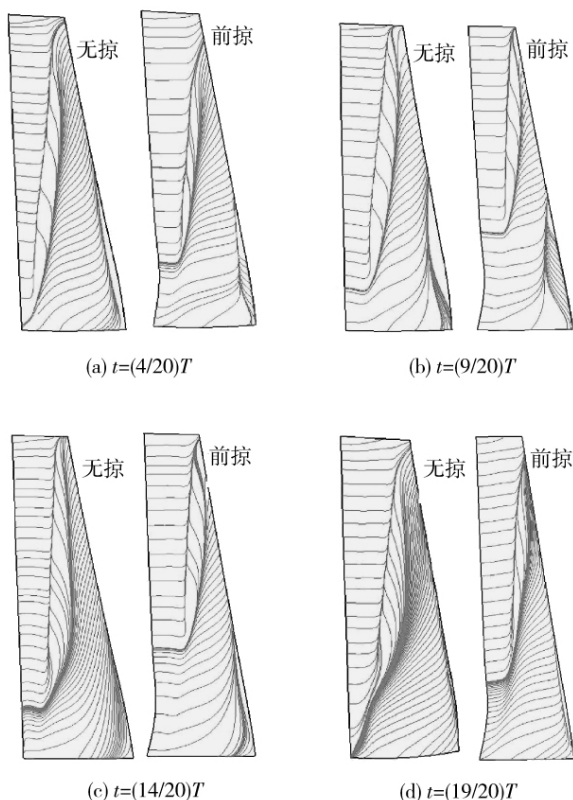


图 11 前掠转子与转子 11 叶片吸力面极限流线对比
Fig. 11 Suction side streamline comparison between rotor 11 and forward swept rotor

从图 11 中可以看出,前掠转子和转子 11 的叶片吸力面极限流线都有向叶尖偏移的趋势,这是因为附面层内的低能流体由于叶片旋转产生的离心力作用会向叶尖迁移。在 4 个不同时刻,源于前掠转子叶片前缘的吸力面附面层内流体都能顺利通过叶片通道,而源于转子 11 叶片前缘的吸力面附面层内流体只在 $(4/20)T$, $(19/20)T$ 时能通过叶片通道,而在其他时刻在叶尖尾缘附近流向叶尖间隙,从而使低能流体在叶尖间隙处积聚起来。在 $(4/20)T$, $(19/20)T$ 时,前掠转子叶尖区域的流通能力也远胜无掠转子 11,这可以从图 11(a) 和图 11(d) 中看出,源于转子 11 叶片前缘的吸力面极限流线与叶片尾缘的交点基本在叶尖处,这说明附面层内的低能流体只能够勉强通过叶片通道,而前掠转子的吸力面极限流线与叶片尾缘的交汇点在大约 85% 叶展处,距离叶尖尚远。

通过图 10、图 11 前掠转子与转子 11 的对比,可以看出在一个周期内的不同时刻,前掠转子叶尖截面前缘部分压力面、吸力面静压差均低于转子 11,所以,由压差产生的叶尖间隙泄漏流较弱,同时前掠转子叶片吸力面附面层内的低能流

体都能顺利通过叶片通道,不会在叶尖间隙产生积聚,这两方面的原因使得前掠转子叶尖区域的流动大为改善,不容易产生堵塞,从而使得前掠转子在周向总压畸变进气下的失速裕度较原型转子 11 有较大提高。

6 结 论

1) 均匀进气条件下前掠转子的效率、压比和失速裕度较原型转子均有所改善,失速裕度的改善尤为明显。

2) 周向总压畸变进气条件下前掠转子与原型转子失速裕度较均匀进气下均有所下降,但前掠转子的稳定工作范围较原型转子要大。这是因为在相同的总压畸变强度、进出口边界条件与网格划分下,一个稳定的非定常周期内的不同时刻,气流在前掠转子叶尖区域的流通能力较原型转子都有明显改善,前掠转子相比原型转子拥有更强的抗进口周向总压畸变能力。

参考文献:

- [1] 桂幸民,周拜豪. 压缩系统跨声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)
- [2] Wadia A R, Szucs P N, Crall D W. Inner workings of aerodynamic sweep[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1998, 120(4): 671-682.
- [3] Sasaki T, Breugelmans F. Comparison of sweep and dihedral effects on compressor cascade performance [R]. ASME Journal of Turbomachinery, 1998, 120(3): 454-463.
- [4] Denton J D, Xu L. The effects of lean and sweep on transonic fan performance [R]. ASME Paper GT 2002-30327, 2002.
- [5] McNulty G S, Decker J J, Beacher B F. The impact of forward swept rotors on tip-limited low-speed axial compressors[R]. ASME Paper GT 2003-38837, 2003.
- [6] Corsini A, Rispoli F. The role of forward sweep in subsonic axial fan rotor aerodynamics at design and off-design operating conditions[R]. ASME Paper GT 2003-38671, 2003.
- [7] 邢秀清,单鹏,周盛. 风扇转子前缘曲线相对掠对性能的影响[J]. 航空动力学报, 2000, 15(1): 39-43.
XING Siuqing, SHAN Peng, ZHOU Sheng. Effects of swept leading edge on performance of fans[J]. Journal of Aerospace Power, 2000, 15(1): 39-43. (in Chinese)
- [8] 毛明明,宋彦萍,王仲奇. 跨声轴流压气机动叶的三维弯掠设计研究[J]. 动力工程, 2008, 28(1): 58-62.
MAO Mingming, SONG Yanping, WANG Zhongqi. Re-

- search on design of swept and bowed rotor in a transonic axial flow compressor[J]. Journal of Power Engineering, 2008, 28(1): 58-62. (in Chinese)
- [9] Lucheng J, Jiang C, Feng L. Review and understanding on sweep in axial compressor design[R]. ASME Paper GT 2005-68473, 2005.
- [10] Mazzawy R S. Modeling and analysis of the TF30-P-3 Compressor system with inlet pressure distortion [R]. NASA CR-134996, 1976.
- [11] Debogdan C E. Effect of a 180 extent inlet pressure distortion on the internal flow conditions of a TF30-P-3 engine [R]. NASA TM X-3267, 1975.
- [12] Marshall J G. Prediction of low engine order inlet distortion driven response in a low aspect ratio fan[R]. ASME Paper 2000 GT-0374.
- [13] 郑宁, 邹正平, 徐力平. 风扇进气畸变三维非定常数值模拟技术研究[J]. 航空动力学报, 2007, 23(1): 60-65.
ZHENG Ning, ZOU Zhengping, XU Liping. 3-D unsteady numerical simulation of fan/compressor with inlet distortion[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 23(1): 60-65. (in Chinese)
- [14] 黄健, 吴虎, 张晓东, 等. 轴流压气机对周向总压畸变非常响应的数值模拟[J]. 航空动力学报, 2008, 23(9): 1701-1706.
HUANG Jian, WU Hu, ZHANG Xiaodong, et al. Numerical investigation of the response of axial flow compressor to circumferential total pressure distortion[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(9): 1701-1706. (in Chinese)
- [15] 孙鹏, 冯国泰. 某小型风扇内进口总压畸变引起流动损失分析[J]. 航空动力学报, 2007, 22(2): 245-250.
SUN Peng, FENG Guotai. Analysis of flow loss induced by inlet total pressure distortion in a small fan[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(2): 245-250. (in Chinese)
- [16] Sanger N L. Performance of a 1.57-pressure-ratio transonic fan stage with a screen-induced 90° circumferential inlet flow distortion[R]. NASA TN-D8163, 1975.
- [17] Hah C, Rabe D C, Sullivan T J, et al. Effects of inlet distortion on the flow field in a transonic compressor rotor [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1998, 120(2): 233-246.
- [18] Hall E J, Topp D A, Heigegger N J, et al. Endwall treatment inlet flow distortion analysis final report[R]. NASA CR-195468, 1996.