

叶片掠对跨声转子进口流动的影响

昌 皓¹, 朱 芳², 金东海¹, 桂幸民¹

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院

航空发动机数值仿真研究中心, 北京 100191;

2. 上海电气电站集团 上海汽轮机有限公司, 上海 201199)

摘 要: 选择 NASA Rotor 37 跨声转子作为原型叶片,在叶片 90%展高以上通过移动叶型基元的弦向位置构造叶尖掠特征,共有包括原型转子、2 个前掠转子和 2 个后掠转子等 5 种不同叶型几何的算例. 利用数值模拟软件计算得到 5 种转子的总体特性并获得三维流场. 结果表明:叶尖前掠减小了叶片尖部进口的平均攻角,而后掠则使攻角增大. 引入周向平均无黏动量方程,计算出由周向平均所产生的周向不均匀源项及径向平衡方程的各项数值,并对比其在 5 个转子进口的分布规律及其与攻角变化之间的关联. 通过改变进口的流动平衡,叶尖前掠使轴向速度增大、周向速度减小,进而使得攻角减小;后掠则在叶尖起到了相反的效应. 采用这种准三维方法研究了叶片掠对叶片进口流场的影响.

关 键 词: 掠; 周向不均匀; 径向平衡; 跨声转子; 攻角变化; 准三维

中图分类号: V231.3 **文献标志码:** A

Effect of blade sweep on inlet flow in transonic compressor rotors

CHANG Hao¹, ZHU Fang², JIN Dong-hai¹, GUI Xing-min¹

(1. Aero-engine Simulation Research Center,

School of Energy and Power Engineering,

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

2. Shanghai Turbine Company Limited,

Shanghai Electric Power Generation Group, Shanghai 201199, China)

Abstract: NASA Rotor 37 was selected as a baseline blade. Sweep features at tip regions were formed by moving the airfoil sections above the 90% span along the chordwise direction. There were five cases including the baseline rotor, two forward rotor and backward sweep rotors in total. A numerical simulation softwave was used to simulate the five rotors and obtain the overall characteristics and three-dimensional (3-D) flow fields. The results indicated that the tip forward sweep resulted in a decrease of inlet averaged incidence, while the backward sweep caused the reverse consequence. A circumferentially averaged method was introduced to provide the circumferential fluctuation terms as well as values in the inviscid momentum equation. The distributions of the circumferential fluctuation terms in the radial inviscid momentum equation at the blade inlet were calculated for comparison between the five cases, and were analysed for incidence variation. Forward sweep at tip regions resulted in the increase of axial velocity and reduction of circumferential velocity, further reducing the incidence due to the change of flow equilibrium at blade inlet, while backward sweep

caused an inverse effect in the same region. The effect of blade sweep on flow fields at blade inlet was studied from the quasi-3-D perspective.

Key words: sweep; circumferential fluctuation; radial equilibrium; transonic rotor; incidence variation; quasi-3-D

随着航空发动机的发展,风扇/压气机的设计需求朝着高负荷、高通流、高效率 and 足够的稳定裕度的方向发展,掠叶片技术在跨声风扇/压气机设计中的有效应用可以满足以上的性能需求. Wennerstrom 等在“高通流压气机(HTFC)”项目中首先将掠叶片技术引入到高负荷跨声风扇的设计中^[1-2]. Hah 和 Wennerstrom 最先研究后掠风扇的作用机理并且提出了运用掠叶片技术控制三维通道激波的概念^[3]. 基于这一设计思想并得益于三维数值模拟技术的进步,在 20 世纪 90 年代设计了一系列的掠转子并进行了实验研究^[4-8],结果表明前掠是能够同时提高效率和稳定裕度的唯一的有效方法,后掠则会明显地导致稳定裕度的不足. Wadia 等^[7]将前掠的优势归结为激波/边界层干扰减小使风扇尖部负荷降低,诱发前缘向吸力面产生端弯以及叶片边界层展向迁移所引发的低能流动在尖部累积较小. Hah 等^[6]则进一步认为前掠的几何特征使叶尖区通道激波更加被吞入,保证了稳定裕度的扩展. Denton 和 Xu^[9-10]的数值模拟结果表明,前掠能够降低叶片前部的负荷、减弱激波强度和提高稳定裕度,而后掠则有利于实现更高的通流流量. 除了对激波的控制以外,有研究者认为掠所诱导的效应还包括对二次流的影响和径向参数的再分布. Gümmer 等^[11]研究了掠和反角在轴流压气机静子中的作用,结果表明前掠和正的反角能够减弱端壁区的损失,增大稳定工作范围. McNulty 等^[12]在对亚声前掠转子的研究中发现了径向流动的重新分布,即前掠能够使叶片的叶尖区通过更多的流量.

在近些年的一些文献中,由叶片掠所诱发的叶片前缘攻角改变的现象逐渐被发现并加以研究. 在 Gallimore 等^[13]的数值模拟结果中掠和反角(dihedral)都能够改变亚声压气机的进口攻角. Ramakrishna 和 Govardhan^[14]通过对某亚声压气机的研究明确指出前掠能够导致攻角的减小,认为攻角的改变是导致流量变化的重要因素. Vad 等^[15]通过对众多掠叶片研究文献的总结,认为前掠改变了进口流场,使轴向速度增加从而减小了攻角.

文献[16-17]中进行了掠对攻角变化影响的

相关研究. 通过几个高负荷、高通流风扇的设计与分析,发现由掠叶片引发的攻角改变与叶片前缘进口流动平衡的改变密切相关. 但是,以往针对掠叶片的研究多为流动现象的定性分析而几乎没有对机理的定量解释,特别在风扇/压气机的设计问题中,攻角的选取是非常重要的设计参数,攻角的改变会显著影响压气机的气动性能,在设计工具中量化由掠所引发的攻角改变可以减少对于设计经验的依赖. 文献[16-17]中一系列工作正是从这一角度出发,量化研究叶片掠对叶片进口流动平衡的影响,从而将这一影响纳入到压气机设计体系中.

GUI Xingmin 将周向平均这一降维方法引入到对低速掠叶栅流动的分析中^[18],对掠所诱导的进口周向不均匀性的改变进行了数值研究,结果表明叶片掠会导致叶片进口径向平衡的变化进而改变周向不均匀特性. 在本文研究中也同样引入了这种分析方法,研究跨声掠转子的叶片进口径向平衡和周向不均匀性的改变,分析攻角的变化机理.

1 算例设置

1.1 原型转子

本文选择 NASA Rotor 37 作为基准模型,通过调整某些基元的弦向位置形成前掠或后掠叶片. NASA Rotor 37 是 NASA Lewis 研究中心设计的跨声转子,被广泛用于 CFD 计算流体动力学程序的校验工作. 总体性能参数和细节测试可参阅文献[19-20]. 图 1 所示为 NASA Rotor 37 跨声转子的子午面视图. 该转子有 36 片叶片,轮毂比为 0.7,展弦比为 1.19,叶尖稠度为 1.29,转动状态下的叶尖间隙为 0.356 mm(0.45%展高). 设计点总压比为 2.106,绝热效率为 0.877,流量为 20.19 kg/s. 堵点测试得到的流量为 20.93 kg/s. 设计转速为 17188 r/min,叶尖切线速度为 454 m/s.

1.2 数值模拟方法

数值模拟采用基于雷诺平均 Navier-Stokes 方程的有限体积法求解软件 Numeca FINE/Turbo. 网格生成选择 IGG (interactive geometry

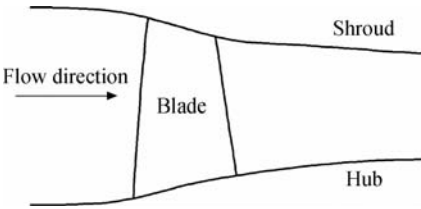


图 1 NASA Rotor 37 子午面视图

Fig. 1 Meridian plane view of NASA Rotor 37

modeling and grid generation system) 生成的多块结构化网格,叶片通道选用 O 型网格,通道进出口选用 H 型网格,网格节点总数约 108 万.其中叶尖间隙采用蝶形网格划分,径向分配了 13 个网格点.在固体壁面对网格进行加密以保证 $y^+ < 5$. 计算选用 Spalart-Allmaras 一方程湍流模型,在进口边界给定总温、总压和流动方向,出口边界给定采用简单径向平衡关系确定的静压分布,所有的固壁边界均为绝热无滑移条件.

1.3 掠的定义

本文中,叶片“掠”的定义方式选择了 Denton 和 Xu^[9] 以及 Ramakrishna 和 Govardhan^[14] 所采用的弦向掠的定义,即通过沿弦长方向移动叶片基元构造叶片掠的几何特征. Denton 和 Xu 认为采用这种定义方式不会引入展向的叶片力. 构造了 2 种叶尖前掠和 2 种叶尖后掠的叶型,即总计对 5 种叶型进行数值模拟计算与分析比较.

如图 2 所示,共有 20°前掠、10°前掠、原型、10°后掠与 20°后掠等 5 个转子叶片,这些叶片只在 90% 以上的展高存在叶型基元位置的差异,90% 以下展高的叶型几何与积叠完全相同.

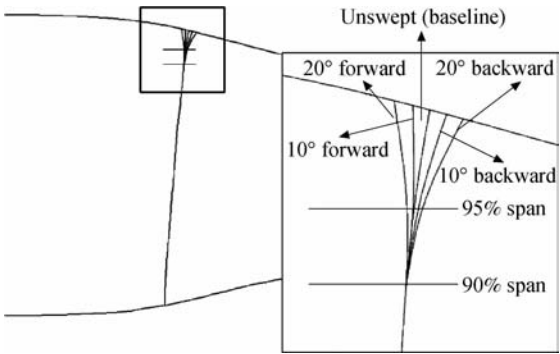


图 2 5 个转子掠形的子午面示意图

Fig. 2 Sweep configurations of the five rotors in meridional plane

2 周向平均无黏动量方程

适用于叶轮机械的相对柱坐标系下的周向平

均无黏动量方程可表达为

$$\begin{cases} \overline{\overline{w_r}} \frac{\partial \overline{\overline{w_r}}}{\partial r} + \overline{\overline{w_x}} \frac{\partial \overline{\overline{w_r}}}{\partial x} = \frac{1}{r} (\overline{\overline{w_u}} + \omega r)^2 - \\ \frac{1}{b\bar{\rho}} \cdot \frac{\partial (b\bar{p})}{\partial r} + P_r + F_{br} \\ \overline{\overline{w_r}} \frac{\partial \overline{\overline{w_u}}}{\partial r} + \overline{\overline{w_x}} \frac{\partial \overline{\overline{w_u}}}{\partial x} = -\frac{\overline{\overline{w_r}} \overline{\overline{w_u}}}{r} - 2\omega \overline{\overline{w_r}} + \\ P_u + F_{bu} \\ \overline{\overline{w_r}} \frac{\partial \overline{\overline{w_x}}}{\partial r} + \overline{\overline{w_x}} \frac{\partial \overline{\overline{w_x}}}{\partial x} = -\frac{1}{b\bar{\rho}} \cdot \frac{\partial (b\bar{p})}{\partial x} + P_x + F_{bx} \end{cases} \quad (1)$$

式中上标单划线与双划线分别代表通道平均与密度平均; w 代表相对速度; r, u, x 分别代表径向、周向和轴向坐标; p 为静压; ρ 为密度; ω 为转速; b 为堵塞系数,其在非叶片区等于 1.0; F_b 为叶片力源项,具体表达式可参见文献[18]; P 即为周向不均匀源项,其 3 个分量的表达式为

$$\begin{cases} P_r = -\frac{1}{rb\bar{\rho}} \left[\frac{\partial}{\partial r} (rb\bar{\rho} \overline{\overline{w_r'' w_r''}}) + \frac{\partial}{\partial x} (rb\bar{\rho} \overline{\overline{w_r'' w_x''}}) - \right. \\ \left. b\bar{\rho} \overline{\overline{w_u'' w_u''}} \right] \\ P_u = -\frac{1}{rb\bar{\rho}} \left[\frac{\partial}{\partial r} (rb\bar{\rho} \overline{\overline{w_r'' w_u''}}) + \frac{\partial}{\partial x} (rb\bar{\rho} \overline{\overline{w_u'' w_x''}}) + \right. \\ \left. b\bar{\rho} \overline{\overline{w_r'' w_u''}} \right] \\ P_x = -\frac{1}{rb\bar{\rho}} \left[\frac{\partial}{\partial r} (rb\bar{\rho} \overline{\overline{w_r'' w_x''}}) + \frac{\partial}{\partial x} (rb\bar{\rho} \overline{\overline{w_x'' w_x''}}) \right] \end{cases} \quad (2)$$

式中上标“ $''$ ”代表密度平均的周向脉动量. 对径向动量方程引入流线曲率和全导数,替换相关量并考虑到进口处叶片力为零,可得到物理意义明晰的表达式

$$\frac{\partial \bar{p}}{\rho \partial r} = \frac{\overline{v_u^2}}{r} + \frac{\overline{w_m^2}}{\rho_m} \cos \sigma - \overline{w_m} \sin \sigma \frac{d \overline{w_m}}{dm} + P_r \quad (3)$$

式中 v 代表绝对速度,下标 m 代表子午流动方向, ρ_m 为当地流线曲率半径, σ 为子午面坡角即流线与轴向的夹角.

3 计算结果与分析

3.1 数值计算结果校核

首先对 NASA Rotor 37 原型转子进行数值模拟计算(CFD),得到了总压比特性曲线和绝热效率特性曲线,其中对流量进行了无量纲处理,参考值采用实验测得的堵点流量,如图 3 所示. 实验测试得到的堵点流量为 (20.93 ± 0.14) kg/s, 本文数值模拟计算的堵点流量为 20.83 kg/s,其结

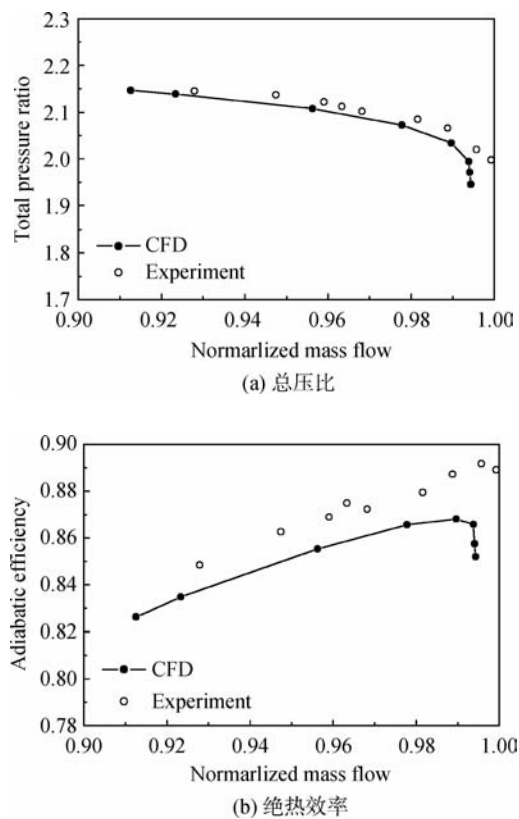


图 3 数值模拟与实验结果的对比

Fig. 3 Comparison between numerical simulation and experimental results

果处于实验结果的误差带以内,可见数值模拟预测的堵点流量是可以采信的. 计算得到的总压比特性曲线较实验结果偏低,但比较接近;计算得到的绝热效率则在全流量范围内比实验结果低 2.3% 左右. 增加网格密度后,堵点流量基本不变,峰值效率的变化小于 0.02%,认为目前所采用的网格满足网格无关性要求. 综合其他与本文采用相同数值模拟软件的文献[21-22],本文的结果与之相似,压比特性预测较好而对绝热效率的预测结果偏低.

目前 CFD 软件的模拟精度主要受限于湍流黏性效应及对激波的捕获精度,本文的研究对象为叶片进口前的流动,此时上下端壁边界层尚未增厚,主流区流动基本受无黏动量方程的控制而黏性的影响较弱,且该区域跨声区仅存在强度较弱的外伸激波,基本没有流动损失,所以本文所采用的数值模拟工具能够满足精度要求.

采用同样的网格与数值模拟方法,计算获得了其余 4 个跨声掠转子的总压比特性曲线,并将之与原型转子对比,如图 4 所示. 这 5 个转子在堵点的流量差别很小,总压比特性曲线也几乎重合在一起;随着流量的减小,前掠叶片显示出一些细

微差异,其压比增大的趋势相比于原型直叶片和后掠叶片变缓,且在小流量状态下,前掠角度越大其压比增长越缓慢. 总体上,由于各转子间叶型差异较小,在特性线上的增压比区别并不十分明显.

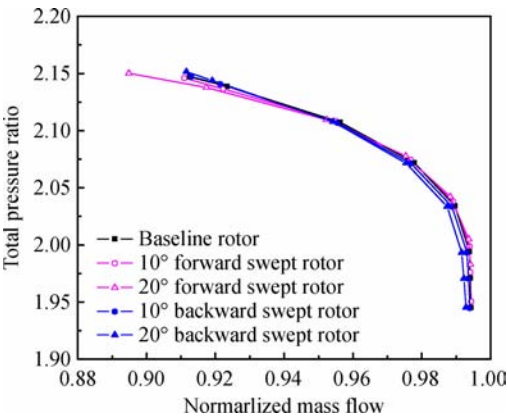


图 4 总压比特性曲线

Fig. 4 Curves of total pressure ratio characteristics

3.2 攻角变化

各转子的平均相对气流角随流量变化的关系如图 5 所示,本文中平均相对气流角定义为相对流动方向与轴线间的夹角. 气流角的数值是由子午面上叶片前距离前缘线 0.7% 弦长处的流场参数经周向平均处理后计算得到的,由于叶片各截面的进口金属角均不变,因此进口相对气流角的变化就可以代表平均攻角的变化.

从图 5 可以看到,对于不同的转子,其 5% 展高的平均相对气流角(即攻角)几乎是相同的,这一区域受到叶尖掠的影响非常小. 在 90% 展高和 95% 展高处,与原型直叶片相比较,前掠叶片会致使攻角减小,而后掠会使攻角增大,并且在相同的流量下,叶片掠的特征越强烈,攻角的差异就越大. 对于压气机特别是对于跨声转子,叶尖部的前掠是有利的,在小流量状态下,更大的攻角会导致压气机更易失速. 本文结果与 Ramakrishna 等^[14]的结果是一致的. 注意到图 5(c)和图 5(d),在 95% 展高处随着流量的减小,攻角增大的趋势变得更加剧烈.

至于 50% 展高处,不同转子间的攻角已显示出较微小的差异,考虑到 90% 展高以下叶片几何完全相同,可见叶片掠不仅在当地展高对攻角大小产生影响,而且会通过径向平衡影响到其他展向区域. 此外,在小流量状态下,不同掠叶片间攻角的差异比大流量下更大,如在 95% 展高处,堵点处 20° 前掠叶片与 20° 后掠叶片的攻角差异约

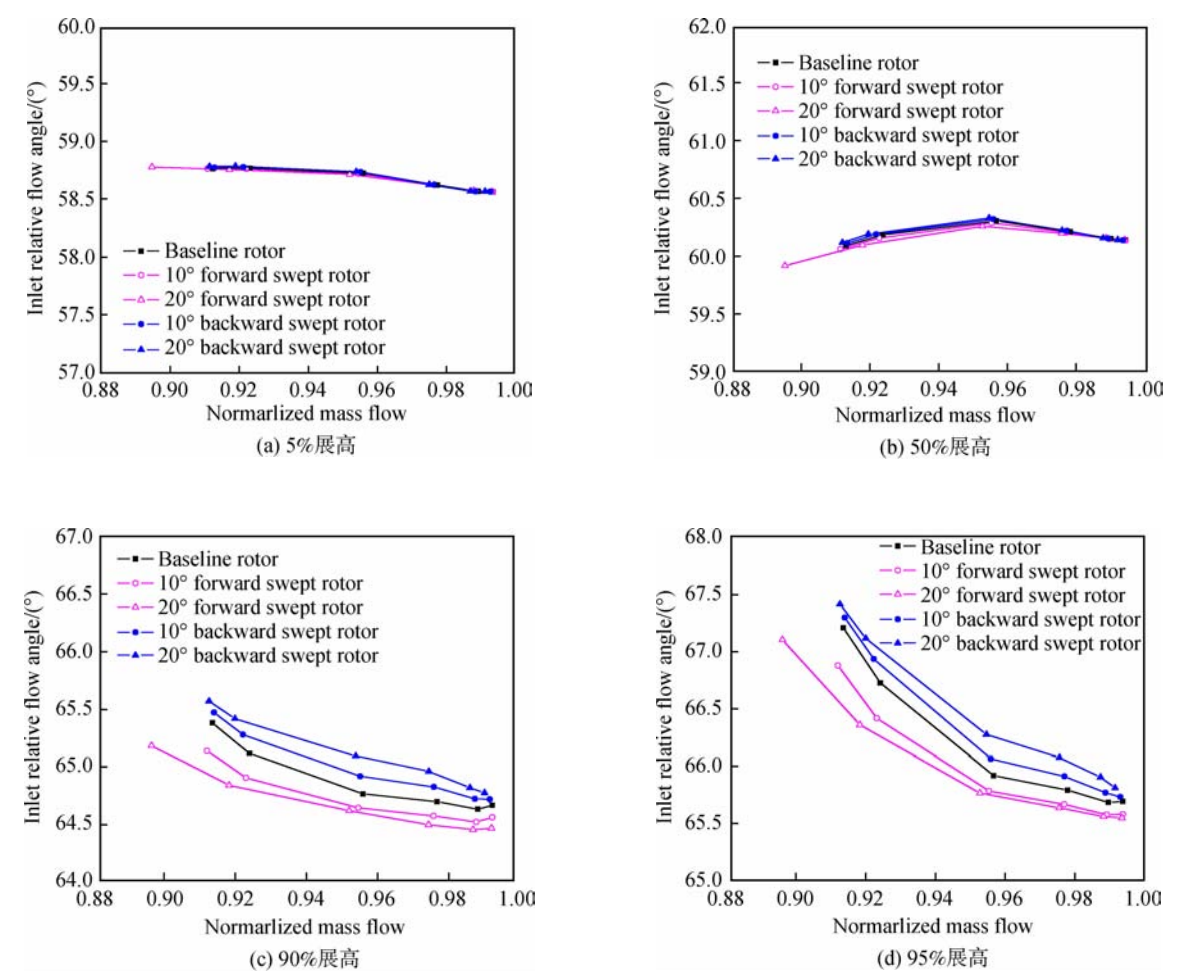


图 5 5%,50%,90%,95%展高进口相对气流角对比

Fig. 5 Comparison of the inlet relative flow angles at 5%, 50%, 90%, 95% span

为 0.5° ,而在小流量下,这一差异增大到了 1° 以上.这可以解释前文提到的在小流量状态下,前掠叶片压比增长趋势变缓的原因,因为其攻角增长的趋势减缓,由攻角特性可知其压比增长也必然减缓.这一现象同样可在文献[7,12]中观察到,这与叶尖的攻角变化是直接相关的.在前掠叶片中,攻角增加的趋势是要弱于直叶片和后掠叶片的,这导致了叶尖区域的低负荷特征.另一方面,随着流量的减小,不同掠叶片之间攻角的差异是被放大的,这意味着掠效应在小流量状态下会更加明显.

3.3 周向不均匀性效应

如前文所述,当对无黏动量方程施加周向平均算子后,叶片力和周向不均匀源项会随之出现,叶片力项代表了叶片内部周向压力梯度并且仅在叶片区存在,周向不均匀项代表了周向上的空间脉动特征,虽然此项是由于周向平均的数学处理所产生的,但却有着明确的物理意义.在目前几乎所有的降维方法中,无论是设计方法还是分析方

法,都采取进口区域轴对称流动的假设条件,在这种假设下代表了空间脉动本质的周向不均匀性的影响被忽略.在叶片具有了掠的特征后,对进口的周向不均匀性是否形成了显著的影响,这种周向不均匀性是否会对流动起到显著的作用,正是本文所着重分析的内容.

如式(2)所示,周向不均匀源项在相对柱坐标系下有 3 个分量:轴向分量、径向分量和周向分量.利用数值模拟得到的三维流场,通过通道平均和密度加权平均的计算后,每一个分量的值都可被计算得到,峰值效率点(无量纲流量约为 0.99)的叶片进口的周向不均匀源项数值的展向分布如图 6 所示.数据点的轴向位置与前述攻角数据的轴向位置相同.总体上,除叶尖区域之外,周向不均匀源项的分布趋势特征与掠角的变化是一致的.周向不均匀源项的径向分量 P_r 在某种程度上起着离心力的作用,其值为正说明方向与离心力相同.在 80%以上的展高区域, 20° 后掠叶片的进口 P_r 值最大, 20° 前掠最小,原型直叶片居中;

周向分量 P_u 和轴向分量 P_x , 其展向分布规律与掠角的变化趋势也是一致的, 呈现出了明显的规律性. 不同算例间的差异至少在 60% 展高就已经出现, 而由于叶尖间隙流的原因, 在 95% 展高至 100% 展高轴向和周向分量的分布规律与 95% 以下相反. 叶片掠的特征改变了进口的径向压力平衡关系, 诱发了展向参数的重新分布, 进一步改变了轴向和周向的平衡关系.

在图 6(d) 中, 本文定义了一个表征周向压力脉动的参数 D_p , 其定义如下

$$D_p = \overline{(p')^2} / (\bar{p})^2 \tag{4}$$

图 6(d) 的结果表明, 相比原型直叶片, 除叶尖区域外, 前掠使得进口流场的空间压力不均匀特征更加明显, 而后掠叶片显示出正好相反的效果, 这与前掠、后掠的空间几何特征是密切相关的. 前掠叶片伸入至上游更远的位置, 对前缘以前的流场影响更为显著. 但是在叶尖区 (95% 展高以

上) D_p 的分布规律则恰好相反, 说明后掠转子叶尖流场的周向压力不均匀特征更强烈.

图 7 展示了叶尖间隙内轴向速度云图的对比, 同样标明了叶尖的叶型几何供参考, 深色区域代表轴向速度为负即与主流速度相反. 对于叶尖泄漏流, McNulty 等^[12]认为它们的共同特征是存在着这种逆向流动, 产生这种流动是叶尖较大的安装角和较高压差共同作用的结果. 3 种转子叶尖泄漏流的差别可以明显分辨出来: 前掠转子叶片的逆向流动区域较小, 而后掠转子叶片的逆向流动区域则稍大, 这是因为前掠叶片中叶尖通过了更多的具有较高相对总压的流量, 提高了主流方向的动量大小, 进而减小了逆向流动区域的面积. 可以注意到在后掠转子中逆向流动的区域已经侵入了叶片前缘再往前的位置, 而前掠叶片则不存在这一现象. 后掠对叶尖前缘区域的影响会直接影响周向不均匀性, 同时也会影响到叶尖区

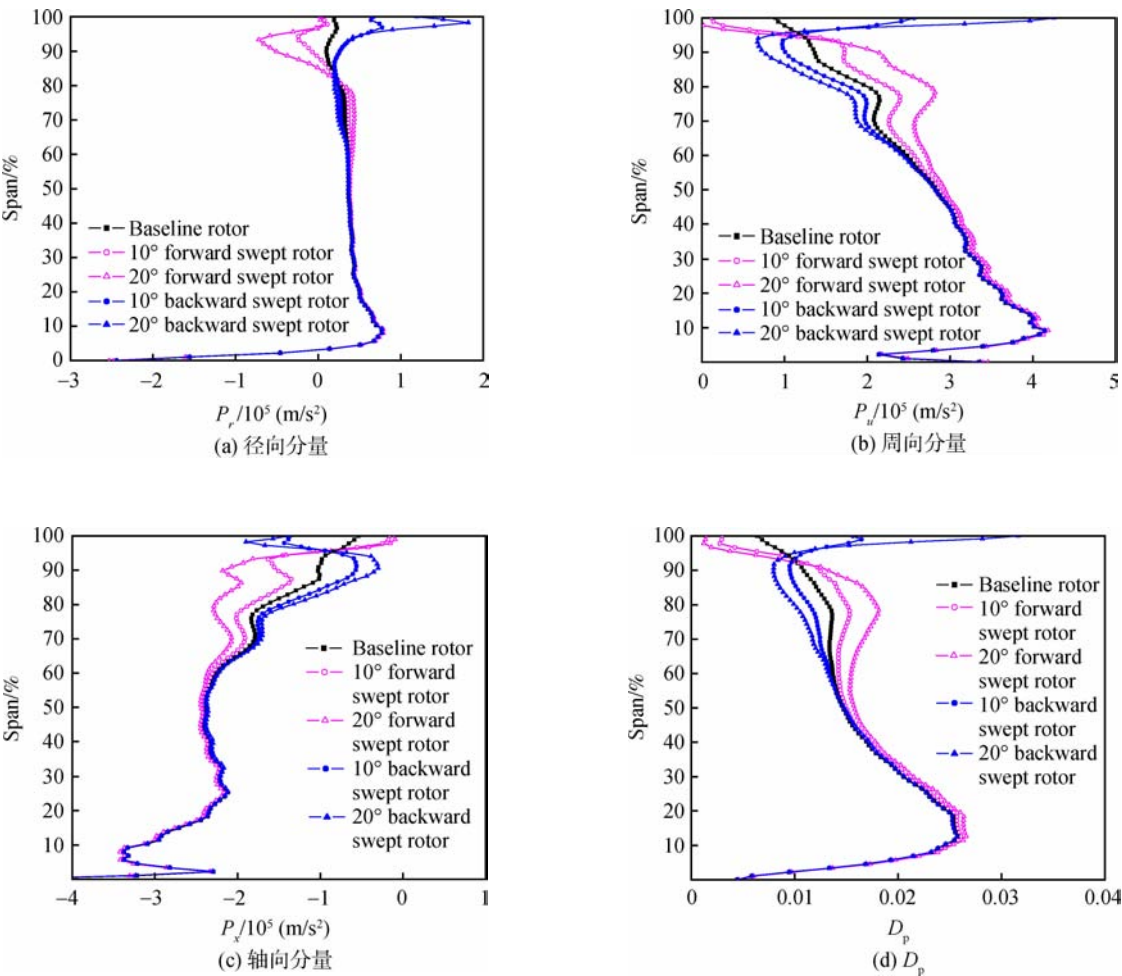


图 6 周向不均匀源项的径向、周向和轴向分量和 D_p 的展向分布对比

Fig. 6 Comparison of the spanwise distribution of the circumferential fluctuation terms in the radial, circumferential and axial directions and D_p

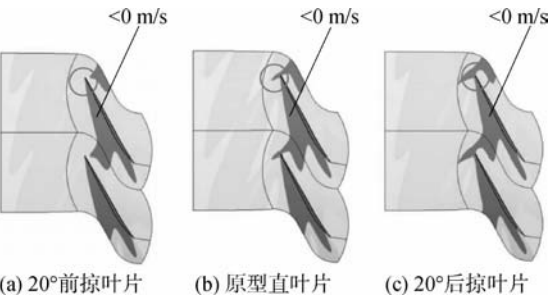


图 7 叶尖间隙中部 S_1 面轴向速度云图对比
Fig. 7 Comparison of the axial velocity contours on S_1 surface at mid-clearance gap

D_p 值的分布,这解释了后掠叶片叶尖区进口处 D_p 值更大的原因。在靠近轮毂的区域, D_p 值都比叶中区要小,这是由于边界层黏性作用导致的,同样地,前掠叶片叶尖区域 D_p 值小是由较小的逆流区面积和边界层黏性作用所共同导致的。

3.4 进口流动的径向平衡

同 3.3 节类似,利用数值模拟得到的三维流

场数据,计算得到了经周向平均的叶片进口区域式(3)中各项的数值,如图 8 所示。计算点的轴向位置与 3.3 节相同。图中各项的数值均进行了无量纲处理并用符号替代,其中 GPR 项代表 $\partial \bar{p} / (\bar{\rho} \partial r)$, 其物理意义为径向的压力梯度,表征了流体径向的受力大小; CMR 项代表 $(\overline{w_m}^2 \cos \sigma) / r_m$, 其物理意义为流体在子午面上的平均流动方向偏转所引发的离心力的径向分量; DMR 项代表 $-\overline{w_m} \sin \sigma (d \overline{w_m} / dm)$, 其物理意义为流体在子午面上的平均流动加速度所引发的离心力的径向分量; P_r 即为上节讨论的周向不均匀源项的径向分量; $\overline{v_u}^2 / r$ 表征由周向流动而引发的离心力,本文中进口边界的来流方向为轴向,在叶片前缘此项的数值相比其余各项非常小,故省略之而未列出。叶片前缘前的流动受黏性影响较弱,从周向平均的角度来看,其流动就是受到以上各项的控制进而得以平衡的。

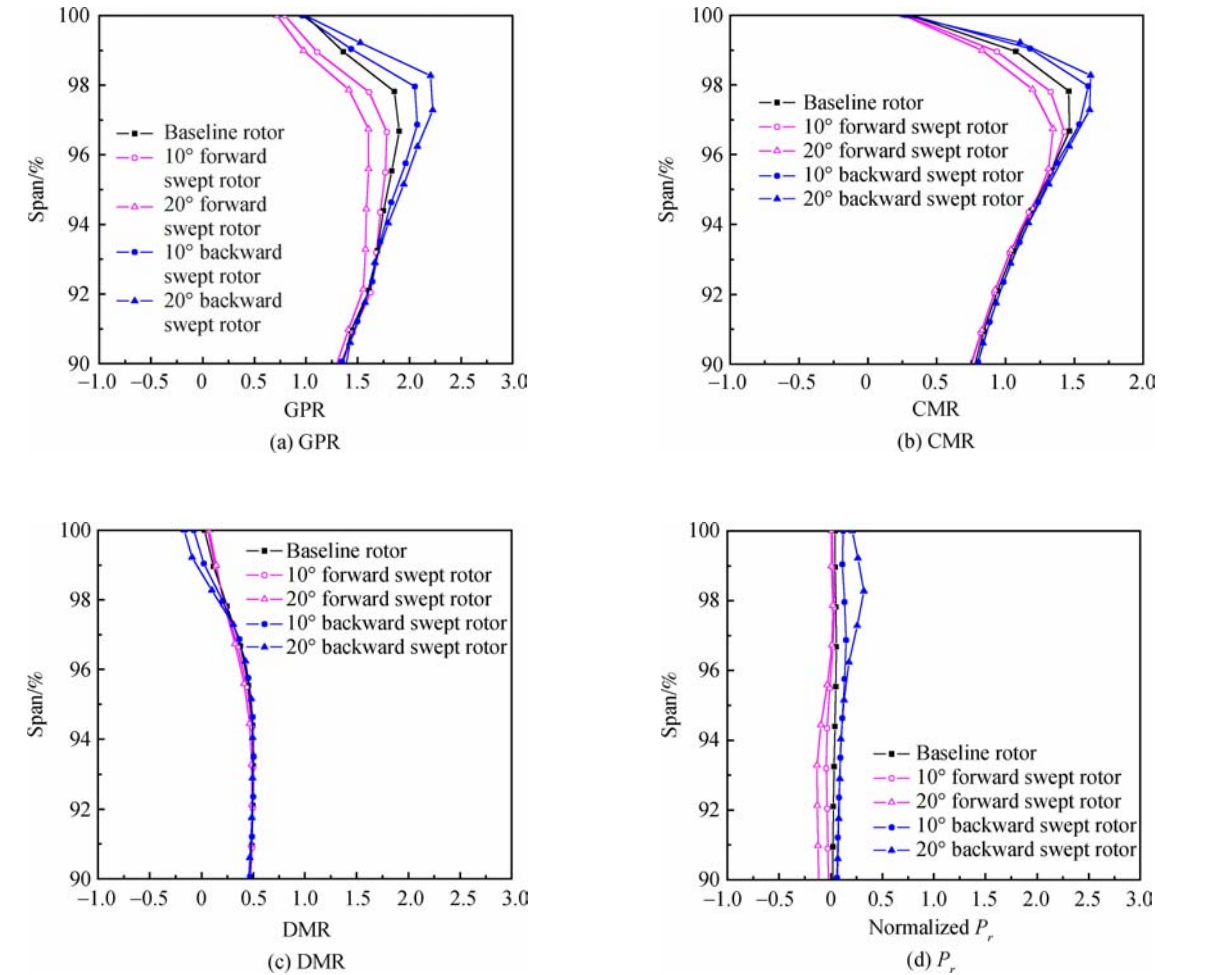


图 8 式(3)中各项数值的展向分布
Fig. 8 Spanwise distributions of each term in Eq. (3)

图 8 给出了 90%展高以上各项的数值大小的展向分布,分布特征与 3.3 节的周向不均匀源项一样具有很强的规律性,即与掠形的差异相关. 90%展高以下叶型相同,不同掠叶片之间的数值差异较小,故未列出. 由图可知,叶尖区域不同的掠形改变了叶片进口的径向压力梯度即流体的径向受力大小. 从 90%展高直至叶尖,叶型是渐变的,90%展高附近其差异很小,对应到图中 90%展高附近各掠叶片的进口径向压力梯度也较为接近,说明压力梯度的改变是与掠形变化直接相关的. 注意到在某个特定展高处,例如 97%展高处,不同转子间 DMR 项与 P_r 项的差异均小于 CMR 项的差异,也就是表明压力梯度的改变主要与曲率项的改变相平衡. 进一步分析,径向压力梯度数值为正,表示流体的受力方向从叶尖指向叶根,叶片前掠使流体受力减小,意味着流体从叶根向叶尖迁移的趋势增强;另一方面,CMR 项的减小,意味着子午平均流动向内偏转的趋势减弱,增大了流体向叶尖迁移的趋势. 径向压力梯度的改变,意味着前掠叶片在叶片进口使更多的流体流向叶尖,这印证了序言中提到的文献[12]的结论,流量的提高势必增加进口的轴向速度,即进口压力平衡的改变直接导致了进口轴向速度的变化,叶尖前掠使尖部区域轴向速度增大,在相同周向速度的情况下则减小了攻角,后掠叶片则正好与之相反. 进口径向压力梯度的改变在一定程度上影响了周向不均匀性,通过径向与周向内在的关联,改变了周向的受力情况,诱导周向速度的变化.

3.5 攻角变化与流动平衡

在 S_2 流面引入流线曲率和全导数的定义,应用到周向动量方程并忽略叶片力项,可以得到

$$\frac{\overline{w_x}}{r} \cdot \frac{d(\overline{v_u}r)}{dx} = P_u \tag{5}$$

图 9 给出了由三维流场数据计算得到的叶片进口周向不均匀源项 P_u 和 $d(\overline{v_u}r)/dx$ 的展向分布. 为了分析式(5)中各项幅值的相对大小,以原型直叶片的相应值作为参考值,对 P_u 和 $d(\overline{v_u}r)/dx$ 的展向数值做了无量纲处理. 观察到在图9(a)中,在 90%展向位置 20°前掠叶片的 P_u 值约为原型直叶片的 1.6 倍,20°后掠的叶片的 P_u 值则约为原型直叶片的 0.5 倍;而在图 9(b)中,在相同的展向高度位置 $d(\overline{v_u}r)/dx$ 的数值分别变成了 1.2 和 0.8,因此由式(5)可知,前掠叶片中的进口轴向速度要比同样展向位置处的原型直叶片大,而后掠叶片的进口轴向速度则比原型直叶片要

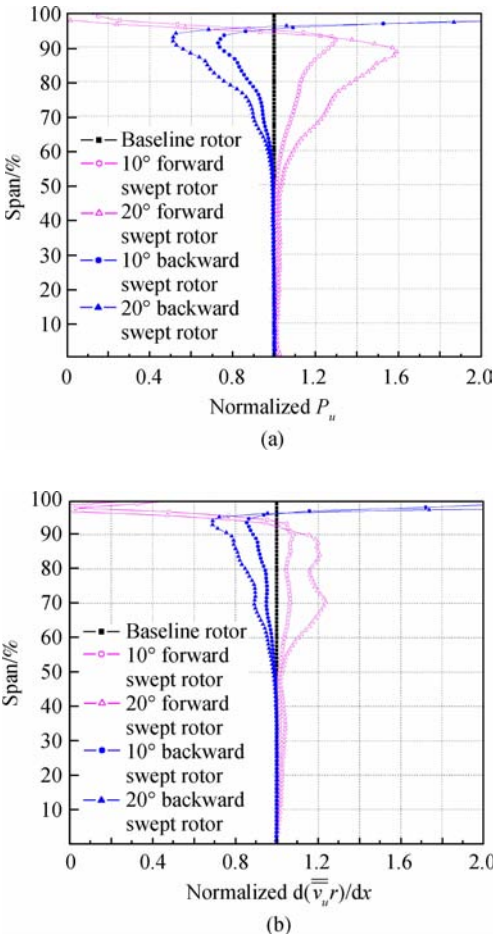


图 9 无量纲周向不均匀源项周向分量的展向分布对比
Fig. 9 Comparison of the normalized circumferential fluctuation spanwise distribution in the circumferential direction

小,这同样印证了 3.4 节的结论.

进一步分析,对于确定的进口流动条件,无论原型直叶片或是掠叶片,均可假设在绝对坐标系下,远前方的周向速度 v_u 为一个确定常值,对于本文中的进口无预旋的边界条件,叶片远前方 v_u 等于零. 那么在同一半径处,前掠叶片的 $d(\overline{v_u}r)/dx$ 比后掠叶片大意味着前掠叶片进口前周向速度 v_u 的增大趋势比后掠叶片显著,并且前掠角度越大这一趋势也就越显著. 所以在远前方 v_u 即 w_u 一致的条件下,从远前方至叶片前缘,周向速度的变化趋势可由图 10 定性说明. 为使问题简化,可以将周向速度合理地假设为线性分布的形式,因此在图 10 的相对坐标系下,前掠叶片前缘处的平均周向速度的绝对值小于后掠叶片. 综合叶片前缘处轴向速度与周向速度的变化规律,前掠会诱发较小的周向速度和较大的轴向速度,两个速度分量的变化趋势对攻角变化趋势的影响是一致的,并且掠的角度越大,掠的特征越显著,这

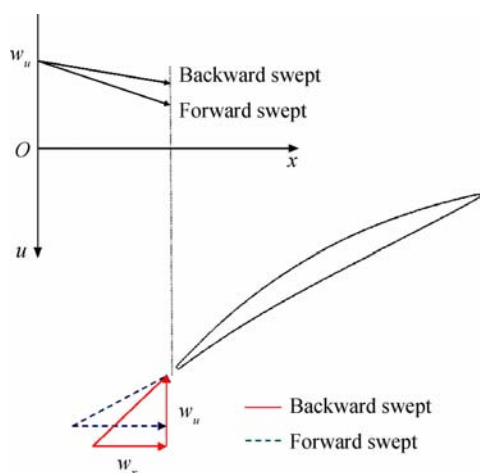


图 10 前掠和后掠转子攻角变化示意图

Fig. 10 Schematic of the incidence variation of the forward and backward swept rotors

种对攻角变化的影响就越大. 由本小节分析可见, 叶片掠对进口周向不均匀性即平衡方程产生了影响, 这种影响会直接导致进口流动参数的变化, 改变叶片进口攻角.

在当前所使用的所有 S_{2m} 流线曲率法或周向平均正问题分析方法中, 几乎无一例外地采用了叶片进口周向流动均匀的假设. 对于传统三维几何特征不强的叶片, 这种假设可认为是合理的; 但当叶片有了较强的掠或倾等三维特征后, 进口的径向平衡就会受到较大的影响, 这时采用叶片进口周向流动均匀假设就不能正确模拟出进口展向流动参数的变化, 从而不能正确反映出对压气机性能有重要影响的攻角特性. 本文揭示了叶片掠对进口周向不均匀性的影响规律, 从而有利于后续针对降维方法发展叶片进口流动模型的工作.

4 结 论

本文引入周向平均无黏动量方程并利用三维数值模拟的结果计算得到进口径向平衡方程各项和周向不均匀源项的分布, 通过对 5 个施加不同掠特征的转子算例的对比, 对叶片攻角变化和进口流动压力平衡进行了分析, 得到研究结论如下:

1) 在相同条件下, 对比原型直叶片, 前掠导致攻角的减小而后掠使攻角增加, 并且叶片负荷的改变正是由这种由掠诱发的攻角变化所直接影响的.

2) 掠的影响不仅存在于有叶型位置变化的位置, 而且会通过径向平衡影响展向的一定范围. 此外, 掠对攻角的影响在小流量状态下更为显著, 表现为随着流量的降低, 掠叶片与直叶片之间的

攻角差异逐渐被放大.

3) 由掠叶片的几何特征所决定, 叶片前掠会使进口的周向脉动更加剧烈, 而后掠的作用正好相反.

4) 叶片掠影响了叶片进口的平衡方程并致使展向流动参数重新分布, 进而改变周向不均匀源项的特征, 这一特征的改变直接影响了进口攻角的改变.

参考文献:

- [1] Wennerstrom A J, Frost G R. Design of a 1500 ft/sec, transonic, high-through-flow, single-stage axial-flow compressor with low hub/tip ratio[R]. Air Force Aero Propulsion Laboratory AFAPL-TR-76-59, 1976.
- [2] Wennerstrom A J, Derose R D, Law C W. Investigation of a 1500 ft/sec, transonic, high-through-flow, single-stage axial-flow compressor with low hub/tip ratio[R]. AFAPL-TR-76-92, 1976.
- [3] Hah C, Wennerstrom A J. Three-dimensional flowfields inside a transonic compressor with swept blades[R]. ASME Paper 90 GT-359, 1990.
- [4] Copenhaver W W, Hah C, Puterbaugh S L. Three-dimensional flow phenomena in a transonic, high-through-flow, axial-flow compressor stage[J]. Journal of Turbomachinery, 1993, 115(2): 240-248.
- [5] Puterbaugh S L, Copenhaver W W, Hah C, et al. A three-dimensional shock loss model applied to an aft-swept, transonic compressor rotor[J]. Journal of Turbomachinery, 1997, 119(3): 452-459.
- [6] Hah C, Puterbaugh S L, Wadia A R. Control of shock structure and secondary flow field inside transonic compressor rotors through aerodynamic sweep[R]. ASME Paper 98-GT-561, 1998.
- [7] Wadia A R, Szucs P N, Crall D W. Inner workings of aerodynamic sweep[J]. Journal of Turbomachinery, 1998, 120(4): 671-682.
- [8] 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.
- [9] Denton J D, Xu L. The effects of lean and sweep on transonic fan performance[R]. ASME Paper GT-2002-30327, 2002.
- [10] Denton J D, Xu L. The exploitation of three-dimensional flow in turbomachinery design[J]. Journal of Mechanical Engineering Science, 1998, 213(2): 125-137.
- [11] Gümmer V, Wenger U, Kau H P. Using sweep and dihedral to control three-dimensional flow in transonic stators of axial compressor[J]. Journal of Turbomachinery, 2001, 123(1): 40-48.
- [12] McNulty G S, Decker J J, Beacher B F, et al. The impact of forward swept rotors on tip clearance flows in subsonic

axial compressors[J]. Journal of Turbomachinery, 2004, 126(4):445-454.

[13] Gallimore S J, Bolger J J, Cumpsty N A, et al. The use of sweep and dihedral in multistage axial flow compressor blading; Part I university research and methods development [J]. Journal of Turbomachinery, 2002, 124(4):521-532.

[14] Ramakrishna P V, Govardhan M. Numerical study of the stagger angle effects in forward swept axial compressor rotor passages[R]. ASME Paper GT2010-23160, 2010.

[15] Vad J, Kwedikha A A, Horváth C, et al. Aerodynamic effects of forward blade skew in axial flow rotors of controlled vortex design[J]. Journal of Power and Energy, 2007, 221(7):1011-1023.

[16] JIN Hailiang, JIN Donghai, ZHU Fang, et al. Design of a highly loaded transonic two-stage fan using swept and bowed blading[R]. ASME Paper GT2011-45988, 2011.

[17] ZHU Fang, JIN Donghai, GUI Xingmin. Corner flow control in high through-flow axial commercial fan/booster using blade 3-D optimization[J]. Journal of Thermal Science, 2012, 21(1):32-41.

[18] GUI Xingmin, ZHU Fang, WAN Ke, et al. Effects of inlet circumferential fluctuation on the sweep aerodynamic performance of axial fans/compressors[J]. Journal of Thermal Science, 2013, 22(5):383-394.

[19] Reid L, Moore R. Design and overall performance of four highly-loaded, high-speed inlet stages for an advanced high-pressure-ratio core compressor[R]. NASA TP 1337, 1978.

[20] Moore R D, Reid L. Performance of single-stage axial flow transonic compressor with rotor and stator aspect-ratios of 1.19 and 1.26 respectively, and with a design pressure ratio of 2.05[R]. NASA TP 1659, 1980.

[21] 姜斌, 郑群, 王松涛, 等. 跨声速风扇的弯、掠三维设计研究[J]. 航空动力学报, 2012, 27(8):1815-1825.

JIANG Bin, ZHENG Qun, WANG Songtao, et al. Research on three-dimensional design of bowed and swept blade of transonic fan[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(8):1815-1825. (in Chinese)

[22] 胡加国, 王如根, 李少伟, 等. 跨声速轴流压气机径向涡现象与失稳机理[J]. 航空动力学报, 2014, 29(9):2239-2246.

HU Jiaguo, WANG Rugen, LI Shaowei, et al. Radial vortex phenomenon and instability mechanism of transonic axial-flow compressor[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(9):2239-2246. (in Chinese)

(编辑:陈 越)