

文章编号:1674-8190(2013)04-443-07

大弯角串列叶栅间隙效应数值研究

魏巍, 刘波, 李俊

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘要: 为了将串列叶栅更好地应用于高负荷核心压气机后面级, 通过直列叶栅的方法, 引入高度倾斜的附面层来流条件, 对采用串列叶栅作为核心压气机后面级的静子进行变间隙数值模拟研究。比较低展弦比串列叶栅不同间隙、不同附面层来流条件的叶栅整体性能、尖部载荷及叶尖泄漏涡的发展情况。结果表明: 随着间隙增大, 叶尖区域堵塞加强, 损失加大; 倾斜附面层来流, 低叶展总压损失得到明显改善; 小间隙时叶尖产生两个间隙泄漏涡, 前叶泄漏涡在叶栅通道中部消失, 后叶泄漏涡在近前缘产生; 随着间隙增大, 泄漏涡绕卷起始点后移。

关键词: 轴流压气机; 高压压气机; 大弯角静子; 串列叶栅; 间隙效应

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Numerical Study on the Clearance Effects of a High-turning Tandem Cascade

Wei Wei, Liu Bo, Li Jun

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

Abstract: In order to improve the application of tandem cascade, to make it better apply to high load core compressor, the rear stages' clearance effects of high pressure compressor with tandem stator are captured. A redesign of a high-turning tandem cascade is studied in the manner of linear cascade with different clearance sizes. The cascade performances, tip loading and the development trajectory of leakage vortex are compared with collateral inlet boundary layer and skewed inlet boundary layer. The results show that the tip region blockage is burdened and total pressure loss is sharpened with the clearance increasing. With the skewed inlet boundary layer, the pressure loss is decreased clearly at the low span. Two leakage vortexes are captured near the tip region with 2% span clearance. The front blade's leakage vortex vanishes in the passage, and the second leakage vortex emerges near the leading edge of rear blade. With the clearance increasing, the roll-up point moves downstream.

Key words: axial compressor; high pressure compressor; high-turning stator; tandem cascade; clearance effects

0 引言

叶尖间隙流动是影响叶轮机械高效运转的重要方面之一。由于叶片吸、压力面尖部区域压力不同, 而产生由压力面向吸力面流动的间隙泄漏流。

J. D. Denton^[1]指出在不考虑循环效率影响因素的前提下, 间隙泄漏流的损失几乎占到总损失的1/3。在压气机中, 间隙流动会降低叶片载荷, 产生通道堵塞, 并对部分压气机的整体稳定工作范围产生较大影响^[2], 因而一直是叶轮机械领域的研究热点。

串列叶栅是一种高负荷叶栅, 可以有效地控制叶片附面层的生长, 推迟流动分离的产生, 因其具有大折转角和小总压损失的特点而备受国内外研究人员关注^[3-5]。近年来, 串列叶栅的研究主要集

收稿日期: 2012-11-26; 修回日期: 2012-12-19

基金项目: 国家自然科学基金(51236006)

通信作者: 魏巍, nwtu@163.com

中于高负荷串列转子^[6-7]及大弯角串列静子^[8-10], 静子主要针对高临界来流马赫数工况,多应用于风扇静叶根部。串列叶栅也应用于高压压气机末级静子,由于后面级或末级静子对径向间隙十分敏感,极易影响整个燃气涡轮发动机的整体性能。J. C. Burge^[11]曾指出,合理地控制核心压气机后面级的径向间隙,可能在稳定裕度、气动效率、燃油消耗率及最终的产品竞争上产生重大收益。

近年来,国外对静叶间隙开展了很多研究,部分直接进行压气机静叶间隙的定常与非定常数值和试验研究^[12-13],也有部分采用直列叶栅探索间隙尺寸效应及尖部细节流动的影响^[14]。国内利用直列叶栅研究间隙效应,更多采用动端壁来形成倾斜附面层进口以模拟转子间隙流动^[15-16]。对带有倾斜附面层来流的静子多采用整级三维计算,若模拟高压压气机后面级或出口级的敏感间隙效应,则面临庞大的三维计算量,工程实用性降低。

本文针对串列叶栅在高压压气机后面级的应用,将低展弦比、大间隙叶展比静子,采用直列叶栅的方法,结合倾斜附面层来流进行数值的近似间隙效应研究,并探索串列静子间隙泄漏流的发展情况,对于串列叶栅应用于先进高负荷核心压气机后面级具有一定参考意义。

1 研究对象及方案设计

1.1 研究对象

串列叶栅及可控扩散叶型常用于高压压气机核心级的设计。核心压气机出口级静子要求较高,除稳定正常工作、气动性能好外,还对出口速度、方向等有所限制,以利于后面燃烧室的正常工作,因此常选用大弯角高载荷叶型。本文在某叶型弯角达到 65° 的高载荷第二代可控扩散叶型(CDA)^[17]的基础上,采用串列叶栅技术,对该叶型进行串列改型设计。通过调整轴向重叠度(AO)、节向比例(PP)、弯度比(CR)、前后弦长比等参数,保证整体叶型的进口几何角、出口几何角、整体弦长等参数不变,整体中弧线趋势尽可能匹配达到最佳。串列的单个叶型采用两段圆弧作为中弧线,并叠加双三次标准厚度分布生成。可控扩散叶型及串列叶型的叶栅参数如表1所示。

表1 叶栅几何参数

Table 1 Geometrical data of cascades

参数	可控扩散叶型叶栅	串列叶栅	
		前叶	后叶
弦长/($l \cdot \text{mm}^{-1}$)	127.14	64.2	64.2
进口几何角($\kappa_{11}, \kappa_{11}, \kappa_{21}/^\circ$)	-56.0	-56.0	-30.56
出口几何角($\kappa_{22}, \kappa_{12}, \kappa_{22}/^\circ$)	9.0	-25.56	9.0
稠度(σ)	1.668	0.842	0.842
展弦比(z)	1.0	1.98	1.98
展向高度/($h \cdot \text{mm}^{-1}$)	127.14	127.14	127.14
轴向重叠度(AO)		0	
节向比例(PP)		0.9	
弯度比(CR)		1.3	

叶型的整体几何示意图如图1所示。图中: κ 为进、出口几何角; φ 为叶型弯角; ξ 为安装角;下标FA为前叶,RA为后叶;数字下标的第一个位置1、2表示前、后叶,第二个位置1、2表示进、出口,如 κ_{22} 表示后叶出口几何角。

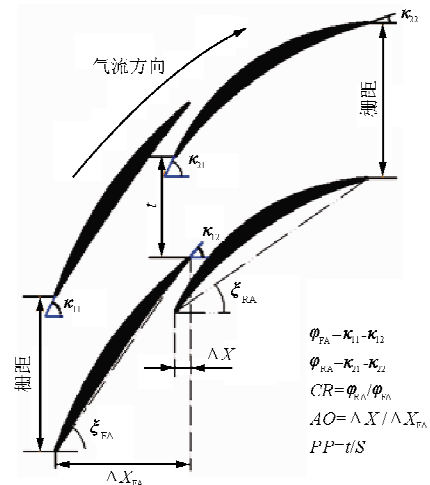


图1 串列叶型几何示意图

Fig. 1 Geometrical schematic diagram of tandem airfoil

1.2 间隙方案及进口附面层模型

静子间隙流动十分复杂,受到间隙形态、逆压梯度、来流条件及端壁运动状态等因素的综合影响^[18]。高压压气机静子进口状态,是气流在多级压气机内不断被加功增压发展而来,需要多级三维计算才能准确模拟,工程量巨大。基于直列叶栅方法,对串列叶栅应用于高压压气机后面级静子的间隙流动进行近似数值模拟。

一般的风扇或低压压气机间隙都在 $0.5\% \sim$

1%的径向尺寸量级,但由于高压压气机后面级径向尺寸小,间隙比例可能会高达 6%;大间隙比例下使得尖部流动极其复杂混乱,尺寸效应强,因而很容易影响整个发动机的性能。对于间隙设置,本文采用悬臂式静子进行考虑,选择无间隙、2%、6%叶展间隙尺寸(Tip Clearance,简称 TC),以考察间隙尺寸对串列叶栅内流动的影响。

直列叶栅均匀进口气流一般被认为近似指数型附面层分布,为了考虑倾斜附面层对流场的影响,在叶栅进口选择一个高度倾斜的进口速度分布,如图 2 所示, V 为自由来流速度。

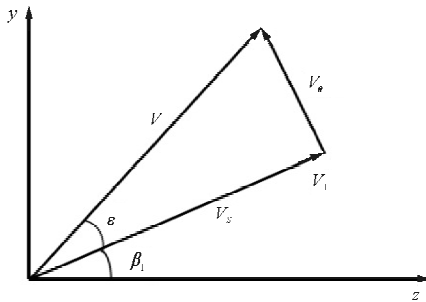


图 2 倾斜附面层来流速度示意图

Fig. 2 Schematic diagram of the skewed inlet boundary layer velocity vectors

该分布被 J. D. Ruyck 等^[19]证实为典型的静子根部进口速度分布,如公式(1)和公式(2)所示。

$$\frac{V_s}{V_1} = 1 - B \cdot \left(1 - \frac{x}{\delta}\right)^n \quad (1)$$

$$\frac{V_\theta}{V_1} = (1 - B) \cdot \tan\epsilon_w \cdot \left(1 - \frac{x}{\delta}\right)^n \quad (2)$$

式中: V_s 、 V_θ 分别为流道内流向及栅距方向(节距方向)的速度; V_1 为自由来流速度; B 为附面层参数; ϵ_w 为壁面倾斜角; δ 为附面层厚度。

依据 V. M. Lei 等^[20]对附面层厚度值计算的推荐,选择 10%展向尺寸;附面层参数 B 值为 0.3,对应指数 n 取 3;壁面倾斜角度取 30° ,具体参数曲线如图 3 所示。图中: V_s/V_1 为流向速度比; V_θ/V_1 为节向速度比; x/δ 为附面层叶展; ϵ 为倾斜角。值得注意的是该分布为近似附面层分布,忽视了粘性底层的影响;分布在壁面的速度不准确为零,但由于只是进口分布,三维计算中随着流场的发展会逐渐衰减至满足流场固壁边界条件。

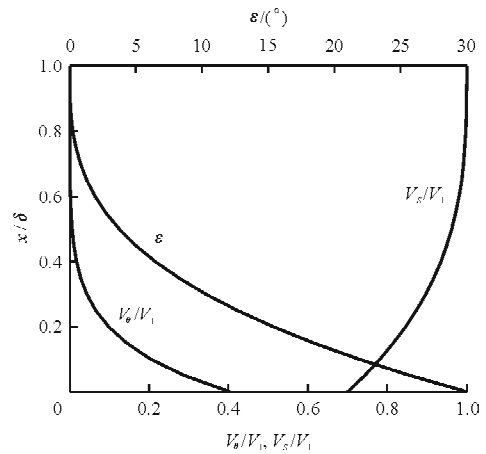


图 3 3D 进口附面层速度分量

Fig. 3 Velocity components of 3D inlet boundary layer

2 数值计算方法

数值计算采用商业 NUMECA 软件包中的 Euranus 求解器,该软件是针对旋转机械三维计算而发展起来的数值模拟软件,被广泛应用于工程领域的研究。全三维求解相对坐标系下定常 Navier-Stokes 雷诺平均方程,湍流模型选取为低雷诺数 Spalart-Allmaras(S-A)一方程模型,空间离散采用 Jameson 有限体积中心差分格式,时间推进采用四阶显式 Runge-Kutta 法。求解计算中采用多重网格技术、当地时间步、残差光顺等技术进行流场计算加速收敛。

网格拓扑结构采用 IGG/Autogrid 生成。单排叶片均采用 O4H 型网格,串列叶栅两排叶片由两个 O4H 型网格自动衔接而成。间隙网格采用蝶形网格生成,为了准确模拟间隙的影响,其展向网格分布 21 个结点。考虑三维流动的粘性影响,并结合 Spalart-Allmaras 湍流模型的适用范围,确定第一层网格尺度为 2×10^6 。具体的串列叶栅网格沿轴向、栅距和叶展方向的网格节点数为 $183 \times 85 \times 61$,总网格数目为 1 174 802。串列叶栅三维计算网格如图 4 所示。计算时进口边界条件给定总温、总压及速度比展向分布;总温、总压换算至标准大气状况,分别给定 288.15 K 及 101 325.0 Pa,进口设计马赫数为 0.6,主流气流攻角为 -2.0° 。出口边界条件给定静压,通过对背压的调节调整进口马赫数的大小。固壁给定无滑移和绝热边界条件。所有三维计算都在保证残差、流量、总压恢复

系数均不再变化时结束。

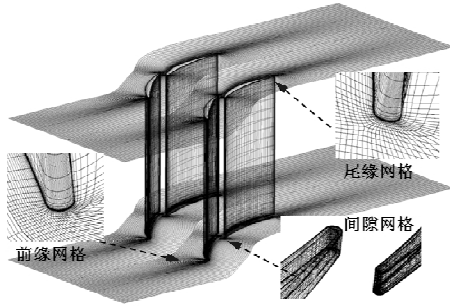


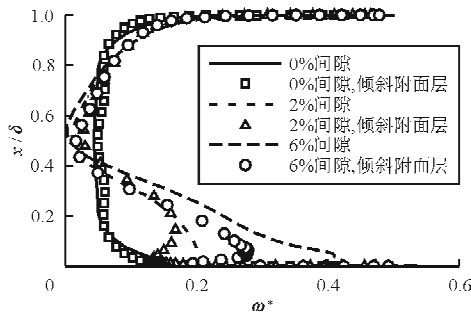
图4 串列叶栅三维计算网格

Fig. 4 3D computation grid of tandem cascade

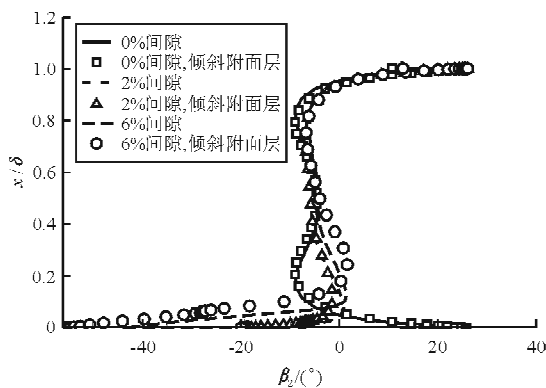
3 计算结果及分析

3.1 展向性能分析

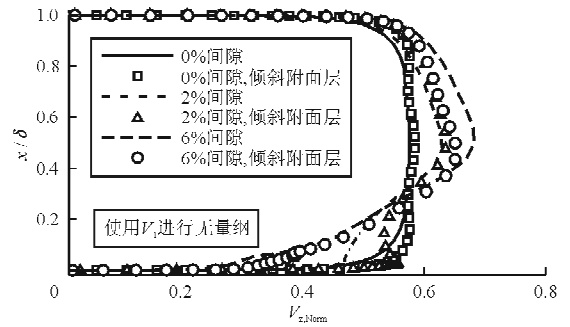
串列叶栅无间隙、2%、6%叶展间隙，均匀进口附面层与倾斜进口附面层时出口的总压损失系数、出口气流角、出口轴向速度分布如图5所示，出口位置取为距离叶片尾缘10%弦长处， ω^* 为总压损失，无量纲； β_2 为出口气流角， $V_{z, Norm}$ 为无量纲轴向速度。本文采用无量纲轴向速度来表示堵塞量的大小，图中的参数分布均为节向质量平均后的结果。



(a) 展向总压损失分布



(b) 展向出口气流角分布



(c) 展向出口轴向速度分布

图5 串列叶栅节向质量平均参数

Fig. 5 Pitch mass averaged exit flow parameters of tandem cascades

从图5可以看出：无间隙时，展向参数均表现出经典的参数分布，叶栅整体性能较好；进口倾斜附面层时，近端壁总压损失降低，叶展中部损失稍许增加，出口气流角的区别相差不大，但由轴向速度分布可知，近端壁总压损失的降低主要在于端壁区域堵塞的缓解。

在有间隙时，由于间隙压差的存在，压力面气流会通过间隙向吸力面流动，间隙流动的牵引会拖拽较高叶展气流向间隙流动，形成气流的一个径向分量，打破无间隙时的50%叶展对称分布。由总压损失分布可知，低展弦比下2%叶展间隙已经影响了全叶展的损失分布；出口气流角40%叶展以下才发生较大变化；轴向速度分布同总压损失分布一样，变化反应为全叶展。由于近壁面及尾迹高熵流向低叶展迁移，高叶展二次流增加，损失增大；中部叶展流通能力加大，损失有所降低；40%叶展以下，高损失流汇集，间隙流诱导吸力面产生间隙泄漏涡，并向通道发展，使得低叶展总压损失很大。

随着间隙加大，节向二次流加强，二次流与主流的掺混损失会急剧增加。倾斜附面层对高叶展总压损失影响较小，对低叶展的损失改善明显，这主要源于随流向发展，高叶展近壁面粘性流会衰减进口倾斜附面层的影响；而低叶展由于间隙流存在，倾斜附面层的影响一直传播。倾斜附面层对间隙流动的干扰，增加轴向速度分量。间隙越大低叶展堵塞越严重；而在倾斜进口附面层时，2%叶展间隙40%叶展以下堵塞有明显的改善，6%叶展间隙时堵塞只有少量改善，可见倾斜进口附面层对间隙流的抑制作用存在最佳匹配，大间隙下的强烈节向流动会抑制倾斜附面层的影响。

3.2 低叶展截面载荷分析

定义静压升系数 C_p 如下:

$$C_p = (p - p_1)(p_1^* - p_1) \quad (3)$$

式中: p_1^* 为叶栅进口总压; p_1 为进口静压; p 为近壁面静压。

由于静子叶片载荷由吸、压力面静压差决定, 静压升系数的截面分布可以反映出叶片的载荷大小及分布情况。串列叶栅无间隙、2%、6% 叶展间隙时尖部截面的近壁面压升系数分布如图 6 所示。截面位置取为距离叶尖 2% 叶展高度(包含间隙), 无间隙时取为距离端壁 2% 叶展高度。图中: z/l_c 为相对轴向弦长。

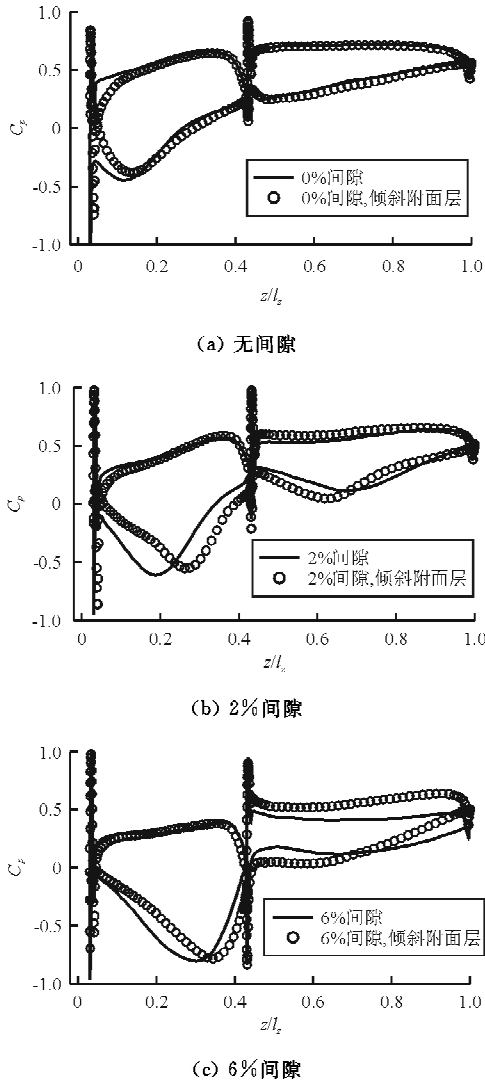


图 6 串列叶栅尖部压升系数分布

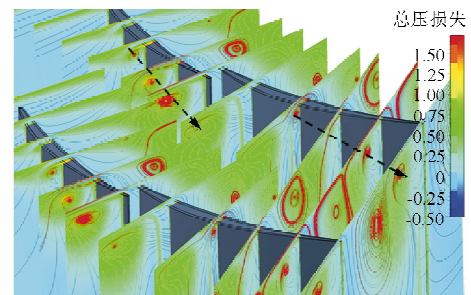
Fig. 6 Tip region pressure coefficient plots of tandem cascades

从图 6 可以看出: 无间隙时, 进口倾斜附面层会降低串列前叶的载荷, 且主要集中于叶片前缘位置, 而对后叶的载荷影响很小。表明倾斜进口附面层在无间隙时沿流向影响距离较小, 并很快随端壁附面层的发展而衰减掉。而在有间隙时, 倾斜附面层的影响传播至整个轴向弦长位置, 且主要影响吸力面压力分布。这是因为叶片壁面的影响减小, 倾斜附面层影响同间隙泄漏流一起沿流向发展, 但由于尖部间隙泄漏流“喷射”作用, 附面层影响无法通过间隙传播至压力面; 随着间隙的增大, 节向二次流更为严重, 且后叶的载荷设计本身就小, 压差小, 6% 间隙下后叶增压能力降到了最低; 而倾斜附面层作用下增加了轴向速度分量, 增加了载荷。值得注意的是, 倾斜附面层均使前叶吸力面最大载荷位置后移, 而使后叶最大载荷位置前移。

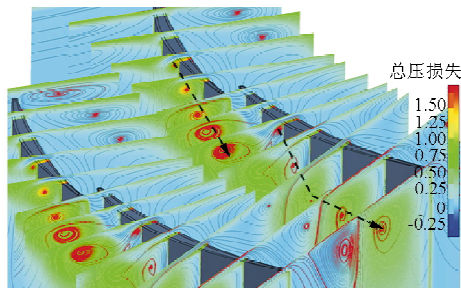
不同间隙下, 尖部载荷变化很大。随着间隙增大, 前叶的最大载荷位置后移, 后叶也呈同样趋势, 这主要与间隙泄漏涡的形成有关。就串列前叶而言, 由于高压力的压力面气流不断向吸力面流动, 间隙的增大使得压力面增压能力降低, 吸力面增压能力提高, 整体载荷上升。均匀进口附面层时, 串列后叶的载荷随着间隙增加而不断降低; 而在倾斜进口附面层时, 后叶最大载荷位置不断变化, 整体载荷变化不大。

3.3 间隙泄漏流及发展分析

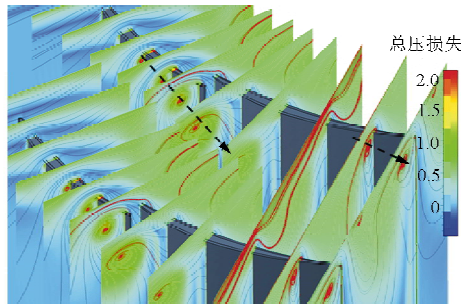
2%、6% 间隙时, 不同进口附面层下的串列叶栅尖部区域的切面总压损失云图及流线图如图 7 所示。叶栅切面近似垂直前后叶片中弧线分布, 共计 11 个, 图中虚线为叶尖泄漏涡发展方向。



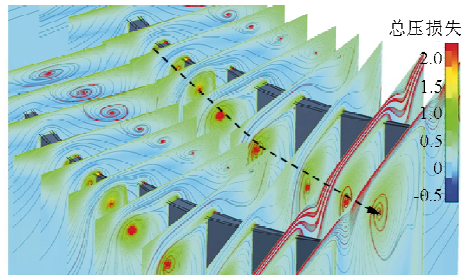
(a) 2% 间隙



(b) 2%间隙, 倾斜附面层进口



(c) 6%间隙



(d) 6%间隙, 倾斜附面层进口

图7 叶尖切面总压损失云图及流线图

Fig. 7 Total pressure contour plots and streamlines on various slices of cascades

与单排静叶尖部流动^[14]有所不同,在2%叶展间隙时,串列叶栅尖部由于间隙流动产生了两个间隙泄漏涡。前叶泄漏涡在近30%弦长吸力面位置产生,在前叶尾缘切面位置达到最大,并随着流向很快减弱消失,这主要源于间隙流道(前叶与后叶之间形成的收敛型间隙,如图1所示)加速高能流体的作用。串列叶栅前后叶之间的间隙一般设计成收敛型,以便气流在间隙流道内部进行加速并形成“喷射”,加速的高能流体会抑制前叶尾迹的扩散,并由于相互掺混提高低能流体的速度。由于间隙流道高能流体的作用,后叶近前缘由压力面向吸力面的间隙流会被减弱,泄漏涡逆时针旋转(逆向看)的能量来源会被降低,因而前叶泄漏涡会很

快消失。随着流向发展,前后叶之间间隙流道的影响越来越弱,后叶间隙流逐渐占据主导地位,泄漏涡在后叶第三个切面位置产生,并随着流向一直发展壮大。

2%叶展间隙倾斜附面层来流下,前叶泄漏涡起始于同一切面,但后者距离壁面更近,由此可知泄漏涡产生位置靠后;而在后叶泄漏涡起始位置明显提前,这与图6(b)中所示最大载荷位置移动吻合很好。前叶泄漏涡发展至后叶片第三个切面后才消失,主要在于倾斜附面层加大了后叶前缘的压差,即加大了间隙的泄漏流动,延长了前叶泄漏涡的发展路径。随着后叶靠尾缘,由于载荷的降低,压差减小,间隙流减弱,泄漏涡向通道内发展。

6%叶展间隙时,前、后叶尖部均产生了两个间隙泄漏涡,但泄漏涡产生位置靠后。大间隙时,由压力面向吸力面的间隙流“喷射”效果会减弱,流速会降低;但由于间隙加大,通过的质量流量会增加,节向二次流实际上增强,这必然会降低低叶展区域的轴向速度,增大通道堵塞。倾斜附面层时,后叶增压能力很小,间隙压差很小,在图7(d)中已经未发现后叶间隙泄漏涡的存在;前叶间隙泄漏涡不断发展并逐渐形成通道涡,占据很大叶展。

小间隙时间隙泄漏涡引起的损失占较大部分,其中前叶的间隙泄漏损失比后叶要大;而在大间隙时,由于节向间隙的“喷射”效应降低,间隙泄漏涡产生位置向尾缘移动,且强度明显减弱,间隙泄漏涡发展形成的损失核心减弱,损失增加的主要原因变为节向二次流的增强所引起的大量间隙流与主流的掺混损失。

4 结论

(1) 低展弦比串列叶栅性能对间隙尺寸变化敏感。带间隙会恶化两个近端壁的流动,由于低能流体向低叶展迁移,中部总压损失得到降低。随着间隙增大,低叶展堵塞加强,损失加重。

(2) 倾斜附面层对高叶展影响较小,对低叶展2%间隙的轴向堵塞改善明显。大间隙时由于强烈的节向二次流,倾斜附面层的发展也会受到抑制。

(3) 随着间隙增大,叶尖位置串列前、后叶的最大载荷位置后移,而倾斜附面层使得前叶最大载荷位置后移,后叶最大载荷位置前移,这与尖部泄漏涡产生位置有关。

(4) 2%叶展间隙时,串列叶栅尖部会产生两个间隙泄漏涡,前叶泄漏涡会在前、后叶衔接切面位置之后很快消失,而倾斜附面层来流会延长前叶泄漏涡的发展路径。随着间隙增大,泄漏涡起始位置后移。大间隙(6%叶展间隙)时,后叶泄漏涡消失。

参考文献

- [1] Denton J D. Loss mechanisms in turbomachines[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1993, 115(4): 622-623.
- [2] Inoue M, Furukawa M. Physics of tip clearance flow in Turbomachinery[C]. ASME 2002-FEDSM-31184, 2002.
- [3] Bammert K, Beelte H. Investigations of an axial flow compressor with tandem cascades[J]. *Journal of Engineering for Power*, 1980(102): 971-977.
- [4] Saha U K, Roy B. Experimental investigations on tandem compressor cascade performance at low speeds[J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 1997, 14(3): 263-276.
- [5] 周正贵, 吴国钊. 串列叶栅尾迹特性的实验研究[J]. *南京航空航天大学学报*, 1994, 26(4): 555-559. Zhou Zhenggui, Wu Guochuan. The characteristics of wake behind tandem cascades[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*, 1994, 26(4): 555-559. (in Chinese)
- [6] 赵斌, 刘宝杰. 跨声串列转子及前后排叶片匹配特性分析[J]. *航空学报*, 2011, 32(6): 978-987. Zhao Bin, Liu Baojie. Analysis of transonic tandem rotor and matching characteristic of forward and aft blades[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2011, 32(6): 978-987. (in Chinese)
- [7] McGlumphy J, Ng W F, Wellborn S R. 3D numerical investigation of tandem airfoils for a core compressor rotor[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2010, 132(3): 031009-1-031009-10.
- [8] Hoeger M, Baier R D. High turning compressor tandem cascade for high subsonic flow, part 1: aerodynamic design [C]. AIAA-2011-5601, 2011.
- [9] Müller L, Kozulovic D, Wulff D. High turning compressor tandem cascade for high subsonic flow, part 2: numerical and experimental investigations[C]. AIAA-2011-5602, 2011.
- [10] Qiushi L, Hong W, Sheng Z. Application of tandem cascade to design of fan stator with supersonic inflow[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2010, 23(1): 9-14.
- [11] Burge J C. Gas turbine compressors mid and aft stage radial clearance control[C]. AIAA-2004-3416, 2004.
- [12] Erik Johann, T T, Vogeler K, et al. Effects of 3D aerofoil tip clearance variation on a 4-stage low speed compressor [C]. ASME GT-2006-90902, 2006.
- [13] Hwang Y, Kang S H. Numerical study on unsteadiness of tip clearance flow induced by downstream stator row in axial compressor[C]. ASME GT-2010-23024, 2010.
- [14] Williams R, Gregory Smith D, He L, et al. Experiments and computations on large tip clearance effects in a linear cascade[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2008, 132(2): 021018-1-021018-10.
- [15] 周正贵, 吴国钊, 阮立群. 采用平面叶栅模拟压气机叶尖间隙流[J]. *航空学报*, 2002, 23(1): 69-71. Zhou Zhenggui, Wu Guochuan, Ruan Liqun. Experimental investigation of compressor rotor tip leakage flow by using a linear cascade[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2002, 23(1): 69-71. (in Chinese)
- [16] 吴艳辉, 楚武利, 刘志伟. 移动壁对压气机叶栅间隙流动的影响[J]. *航空动力学报*, 2006, 21(1): 112-118. Wu Yanhui, Chu Wuli, Liu Zhiwei. Influence of moving end-wall on tip clearance flow in an axial-flow compressor cascade[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2006, 21(1): 112-118. (in Chinese)
- [17] Hobson G V. Effect of Reynolds number on separation bubbles on controlled-diffusion compressor blades in cascade [R]. ADA422090, 2007.
- [18] 左志涛, 朱阳历, 张冬阳, 等. 静叶轮毂间隙对高压压气机气动性能的影响[J]. *推进技术*, 2011, 32(3): 329-338. Zuo Zhitao, Zhu Yangli, Zhang Dongyang, et al. Numerical investigation of the stator hub gap effects on aerodynamic performance of a high-pressure compressor[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2011, 32(3): 329-338. (in Chinese)
- [19] Ruyck J D, Hirsch C, Kool P. An axial compressor endwall boundary layer calculation method [C]. ASME 78-GT-81, 1978.
- [20] Lei V M, Spakovszky Z S, Greitzer E M. A criterion for axial compressor hubcorner stall[J]. *Journal of Turbomachinery*, ASME, 2008, 130(3): 031006-1-031006-10.

作者简介:

魏 巍(1987—),男,硕士研究生。主要研究方向:叶轮机械气动热力学。

刘 波(1960—),男,教授,博导。主要研究方向:高性能压气机设计、推进系统气动热力学。

李 俊(1989—),男,硕士研究生。主要研究方向:叶轮机械气动热力学。

(编辑:张杰)