

屈伟,冯和英,王俊娇,等.临界攻角下锯齿尾缘压气机叶片气动特性[J].湖南科技大学学报(自然科学版),2022,37(2): 88-94. doi:10.13582/j.cnki.1672-9102.2022.02.013

QU W, FENG H Y, WANG J J, et al. Aerodynamic Characteristics of Serrated Trailing Edge Compressor Blades Under Critical Angle of Attack [J]. Journal of Hunan University of Science and Technology (Natural Science Edition), 2022,37(2): 88-94. doi: 10.13582/j.cnki.1672-9102.2022.02.013

# 临界攻角下锯齿尾缘压气机叶片气动特性

屈伟,冯和英\*,王俊娇,杨成浩

(湖南科技大学 机械设备健康维护湖南省重点实验室,湖南 湘潭 411201)

**摘要:**基于 Smagorinsky 亚格子应力模型的大涡模拟,研究不同攻角下某型压气机叶栅的性能变化规律,获得临界攻角.分析临界攻角下不同齿高比(1.0~2.0)的锯齿尾缘叶片的气动特性及锯齿结构抑制流动分离的物理机理.研究表明:当攻角增至临界攻角时,叶栅的升压、扩压能力达到最大值,但此时伴随着流动分离、涡脱落等复杂流动现象,导致流动损失增加;锯齿尾缘结构能够改善叶片吸力面的流动分离,从而有效地减少吸力面边界层的厚度,延缓叶片失速,并能在不影响压气机增压能力的情况下降低损失;综合考虑流动损失及增压、扩压能力,齿高比在 1.2 左右时锯齿叶片的性能最佳;相较于基准叶片,最佳锯齿叶片的扩压能力基本相同,但是至少可以减少 28.1% 的流动损失,并提高 1.2% 的增压能力.

**关键词:**临界攻角;锯齿尾缘;增压比;流动损失;压气机

中图分类号:V211 文献标志码:A 文章编号:1672-9102(2022)02-0088-07

## Aerodynamic Characteristics of Serrated Trailing Edge Compressor Blades Under Critical Angle of Attack

QU Wei, FENG Heying, WANG Junjiao, YANG Chenghao

(Hunan Provincial Key Laboratory of Mechanical Equipment Health Maintenance, Hunan University of Science and Technology, Xiangtan 411201, China)

**Abstract:** Based on Smagorinsky lattice stress model of large eddy simulation, the different performance of a compressor cascade under the angle of attack change law is studied, and the critical angle of attack is obtained. The blade aerodynamic characteristics and sawtooth structure of separation flow mechanism under different gear ratio (1.0~2.0) blade trailing edge is analyzed. The study shows that when the angle of attack reaches the critical angle of attack, cascade reaches the maximum pressure diffusion ability. However, at the moment with the complex flow separation and vortex shedding flow phenomena, it has led to an increased flow loss. Serrated blades can improve flow separation on suction surface, effectively reduce the thickness of suction surface boundary layer, delay the blade stall, and reduce the losses without affecting the compressor's supercharging capacity. Considering the flow loss and the increased pressure and pressure expansion ability, the sawtooth blade with the tooth height ratio of about 1.2 has the best performance. Compared with the reference blade, the optimal saw blade has the same pressure-expansion ability, but at least the flow loss can be reduced by 28.1% and the boost capacity can be increased by 1.2%.

**Keywords:** critical angle of attack; serrated trailing edge; pressure ratio; flow loss; compressor

收稿日期:2020-02-26

基金项目:国家自然科学基金资助项目(51875194)

\*通信作者,E-mail:fengheyings@hnust.edu.cn

飞机在高空飞行时,压气机叶片的边界层气流受到强逆压梯度和低雷诺数的共同作用,其吸力面气流会出现较强的分离,这将对发动机的性能、稳定性等造成一系列负面影响.尤其当压气机的转速一定时,如果由于某种原因使得压气机的流量减少,导致气流攻角上升,当攻角增至临界攻角附近时,气流会发生严重分离.因此,研究变攻角下叶片性能的变化规律及临界攻角下叶片边界层气流分离的抑制措施,是减小压气机内部流动损失、提高压气机性能的关键.

胡骏<sup>[1]</sup>在叶栅特性研究中发现,当攻角超过某个临界值时,由于叶栅吸力面的气流分离,气流转折角、静压升系数均不再随着攻角的增大而增大;康剑雄等<sup>[2]</sup>研究了失速点工况下某离心压气机叶片失速,得出了相同的结论,攻角超过临界攻角(失速攻角)即意味着压气机升压能力的终结;杨燕丽等<sup>[3]</sup>研究了二维扩压叶栅的尾缘涡脱落情况,研究发现,非定常条件下的流动分离主要表现为尾缘涡脱落,大攻角时流场中同时出现叶片吸力面涡脱落和尾缘涡脱落现象;赵龙等<sup>[4]</sup>分析了二维叶栅的涡结构及流场波动频率的变化规律,得出在近失速工况下,吸力面气流会出现大尺度的流动分离,且流场频率会下降.以上研究表明<sup>[1-4]</sup>:叶栅的静压升系数会随着攻角的上升而增大,临界攻角时达到最大值,此时叶片吸力面的流动分离严重、流动损失较大、涡脱落剧烈.柳晓丹等<sup>[5]</sup>则通过数值仿真研究了叶栅尾缘脱落涡与来流攻角的关系,结果显示,较大攻角下,吸力面的分离涡与下游的尾缘脱落涡相互影响,引起了较大的升力脉动,使得辐射噪声增强;Chong 等<sup>[6-9]</sup>通过大量的实验和数值仿真对锯齿尾缘叶片的边界层及尾缘附近流场进行了详细的分析和测量,发现锯齿尾缘结构可以抑制叶片边界层分离、降低流动损失、改善尾缘结构;杨景茹等<sup>[10]</sup>以压气机叶片为对象,研究了不同相对齿高比的锯齿结构对叶片气动特性的影响,发现锯齿尾缘能延迟边界层分离,也能改变非定常涡结构和涡脱落频率;武威<sup>[11]</sup>在研究压气机气动性能时,发现锯齿叶片可以抑制叶片表面分离涡的演变,从而降低流动亏损;张学迅等<sup>[12]</sup>研究了在翼型尾缘嵌入锯齿薄片时翼型气动性能的变化规律,研究发现,嵌入齿高比  $h/\lambda = 1$  和  $1.5$  的锯齿结构翼型在工作攻角范围内的综合气动性能要优于原翼型,中等攻角下的锯齿尾缘结构没有改变吸力面前缘的流场,但影响了气动性能,小攻角下,降低了尾迹区展向涡的相关性,降低了噪声.

通过上述的文献分析可知:虽然对叶栅随着攻角变化的流动状态和产生机理以及锯齿结构抑制在大攻角状态的非定常流动有一定研究,但研究不够详细.例如,压气机的核心指标应同时考虑稳定性、流动损失及增压比,还应该明确在确切的飞行状态下,这样更加具有实际意义.对于锯齿结构是如何影响压气机叶片的性能及流动机理还有待更加深入的研究.基于以上分析,本文以 NACA65 系列压气机叶型为基准叶型,研究气流攻角为  $5^\circ \sim 20^\circ$  时叶栅的性能变化规律,分析临界攻角状态下叶型的非定常流动特性,研究锯齿结构对流动分离的抑制作用及其机理,并以叶片增压能力、流动损失大小为目标,探索最优锯齿结构参数.

## 1 物理模型及数值计算方法

### 1.1 物理模型

以 NACA651210 叶型<sup>[3]</sup>为基准叶型,图 1 是压气机叶栅示意图.叶栅参数见图 2.所研究的来流攻角(下称攻角)是通过改变来流方向获得不同的攻角.

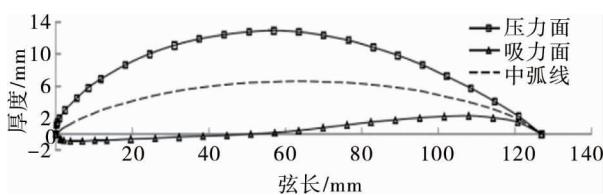


图 1 NACA651210 叶栅

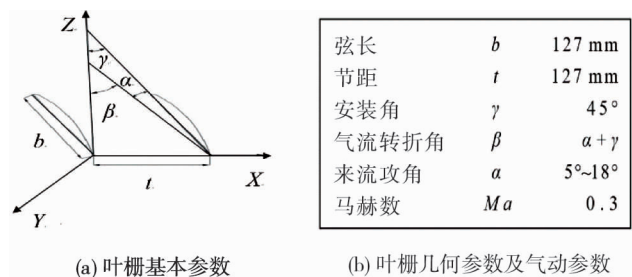


图 2 叶栅参数

计算中假设飞行高度为 10 km,即飞行马赫数  $Ma = 0.3$ <sup>[13]</sup>,雷诺数定义为<sup>[14]</sup>

$$Re = \rho v b / \mu.$$

式中: $\rho$  为空气密度; $v$  为飞行速度; $b$  为弦长; $\mu$  为空气运动黏度.

锯齿结构叶片如图3所示.对叶栅进行几何建模,以NACA651210叶型生成基准叶片,采用对基准叶片( $h/\lambda=0$ )进行内切的方式获得如图3a所示的锯齿结构叶片.固定相对齿宽 $\lambda/b=0.12$ ,改变相对齿高比 $h/\lambda$ 得到图3b中不同相对齿高比( $h/\lambda=1.0, 1.2, 1.4, 1.6, 1.8, 2.0$ )的锯齿叶片,其中齿宽 $\lambda$ 为两个相邻齿尖的距离, $h$ 为锯齿的齿高.

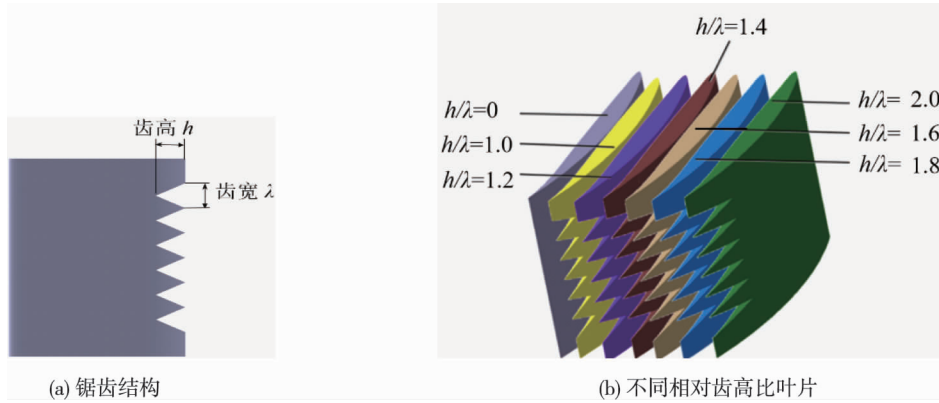


图3 锯齿结构叶片

### 1.2 数值模型及参数设置

二维叶栅的计算域和网格划分如图4所示.根据已有的研究,计算域的入口到叶片前缘的距离为1倍弦长,计算域的出口到叶片尾缘的距离为3倍弦长,可有效模拟展向涡的发展过程<sup>[15]</sup>.采用商业软件ANSYS进行网格划分,为了得到高质量网格,采用混合网格分块处理.同时,为了细致捕捉锯齿尾缘结构处的微小流场变化及分析锯齿对叶片边界层的影响,对叶片的近壁附近和叶片锯齿尾缘区域都采用了网格加密.由图4中的叶栅尾缘边界层放大图可以看出:在叶栅的近壁处设置了15层边界层,靠近壁处的第1层边界层网格厚度约为 $5 \times 10^{-3}$  mm,并严格控制近壁处的叶片表面 $Y^+$ 值(垂向坐标用黏性尺度归一值) $\leq 1$ ,保证叶栅数值模型的网格计算精度.

对基准叶片及锯齿叶片进行与叶栅类似的计算域处理,并同样让近壁处的叶片表面 $Y^+$ 值 $\leq 1$ .三维叶片的计算域及网格划分如图5所示,为便于观察,对锯齿叶片前缘部分(区域I)和尾缘部分(区域II)的网格划分进行了局部放大.

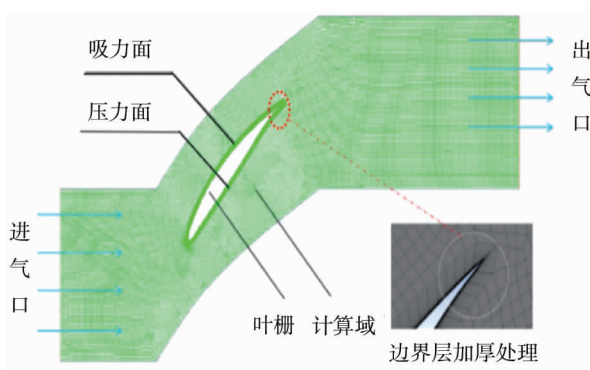


图4 叶栅网格划分

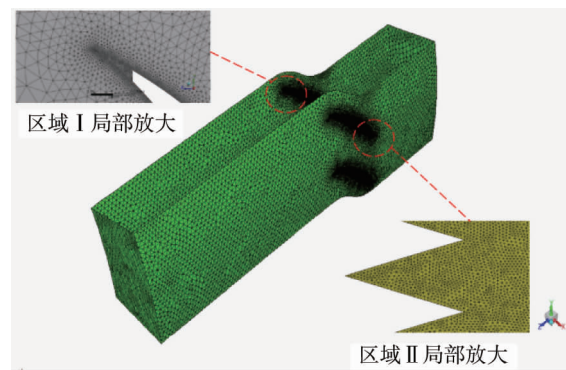


图5 锯齿叶片网格划分

计算中,定常数值模拟采用 $k-\omega$ 模型的SST形式,这有利于预测叶片流动分离、捕捉壁面压力及剪切应力分布.非定常数值模拟采用大涡模拟方法(LES),能够精确地捕捉锯齿细微结构附近的湍流流场及流动分离的详细信息.求解器基于压力模型和绝对速度计算公式,进口设定为速度进口,出口设置为压力出口,上下为周期性边界设置.

### 1.3 网格无关性验证

合适的网格数对数值计算的精准性及计算时间的影响重大,尤其是叶片的近壁区域、尾缘锯齿结构附近、尾迹区域等需要进行边界层网格加密处理的部分,其网格数量占整个计算网格的10%.

所研究的锯齿叶片  $h/\lambda = 1.0$ , 分别采用 120 万、220 万、320 万网格进行数值计算, 结果如表 1 所示. 由表 1 可知: 当网格数为 220 万时, 计算得到的叶片阻力系数  $C_d$  的数值与网格数为 320 万时计算的数值非常接近, 相差约为 0.2%. 因此, 220 万网格能满足计算精度要求. 对其他叶片进行类似网格无关性验证, 最后确定基准叶片采用 210 万网格, 其余锯齿叶片采用 240 万网格.

表 1 网格无关性验证

网格数/( $\times 10^4$ )	第一层网格厚度/mm	$C_d$
120	$5 \times 10^{-3}$	0.048 8
220	$5 \times 10^{-3}$	0.049 2
320	$5 \times 10^{-3}$	0.049 1

#### 1.4 数值模拟方法验证

为了验证数值模型及参数设置的正确性, 图 6 对比了总压损失系数的数值计算结果和实验结果. 图 6 中的实验结果来源于文献[16]中杭州汽轮动力集团有限公司及通用电气(中国)有限公司的 NACA65 系列压气机叶型实验. 为了更加贴合本文研究的高空低雷诺数的工况条件, 选取同量级雷诺数的湍流模型实验数据进行对比, 确保对应的叶栅边界层特性基本相同. 由图 6 可以看出: 数值预测结果与实验结果吻合较好, 说明所采用的数值模型及其参数设置是准确可行的.

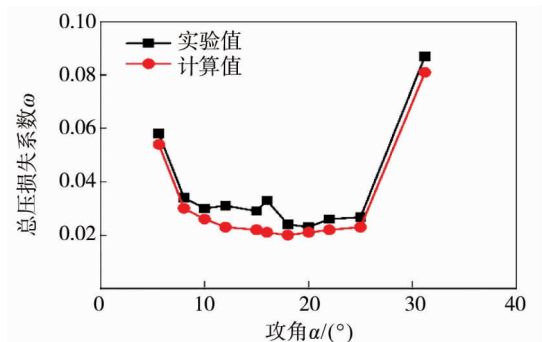


图 6 NACA651210 叶型总压损失系数计算值与实验值对比

## 2 计算结果及分析

### 2.1 压气机叶栅气动特性分析

为了详细分析攻角对压气机性能的影响, 选取 7 种不同的正攻角工况进行计算分析, 攻角  $\alpha$  分别为  $5^\circ$ ,  $10^\circ$ ,  $12^\circ$ ,  $14^\circ$ ,  $16^\circ$ ,  $18^\circ$ ,  $20^\circ$ . 对于几何参数一定的扩压叶栅, 在给定的进气条件下, 转速  $W$  决定了基元级轮缘功的大小, 气流转折角  $\beta$  ( $\beta = \beta_1 - \beta_2$ ,  $\beta_1$  为进气角,  $\beta_2$  为出气角) 决定了转速值, 因此,  $\beta$  可以刻画气流在叶栅通道中的扩压能力<sup>[11]</sup>.

静压升系数  $C_p$  可以刻画叶栅的升压能力, 其定义为

$$C_p = 2(p_1 - p_2) / \rho_1 v_1^2.$$

式中:  $p_1$  为进气口气体静压;  $p_2$  为出气口气体静压;  $\rho_1$  为进气口气体密度;  $v_1$  为进气口气体速度<sup>[4]</sup>.

由文献[1]可知: 可以采用气流转折角  $\beta$  和静压升系数  $C_p$  描述压气机的增压比. 增压过程中扩压叶栅的损失大小则可以使用总压损失系数  $\omega$  表示:

$$\omega = (p_1^* - p_2^*) / (p_1^* - p_1).$$

式中:  $p_1^*$  为气体进口总压;  $p_2^*$  为气体出口总压<sup>[11]</sup>.

图 7 为气流转折角  $\beta$  和静压升系数  $C_p$  随攻角  $\alpha$  的变化趋势. 由图 7 可知: 当攻角  $\alpha \leq 18^\circ$  时, 压气机的增压能力随着攻角的增大而增大; 当攻角  $\alpha \geq 18^\circ$  时, 压气机的增压能力随着攻角的增大而减小. 即攻角为  $18^\circ$  时, NACA651210 叶型的增压能力最大, 所以该叶型在计算工况下的临界攻角约为  $18^\circ$ . 由文献[1-2]可知: 叶片攻角大于临界攻角时, 吸力面会发生严重流动分离导致叶栅失速, 从而降低压气机的增压能力, 与图 7 相符.

图 8 为总压损失系数  $\omega$  随攻角  $\alpha$  的变化规律. 由图 8 可知: 当攻角较大时 ( $\alpha \geq 10^\circ$ ), 总压损失系数  $\omega$  随着攻角的增加而增大; 当叶片攻角接近临界攻角时 ( $\alpha = 15^\circ$ ), 总压损失系数  $\omega$  随着攻角的增大而急剧增大 (曲线斜率增大). 因此, 采取有效措施抑制临界攻角状态下叶栅吸力面的气流分离, 延缓失速, 降低流动损失, 同时又不影响压气机的增压能力, 对高空飞行中的航空发动机性能及稳定性有着积极作用.

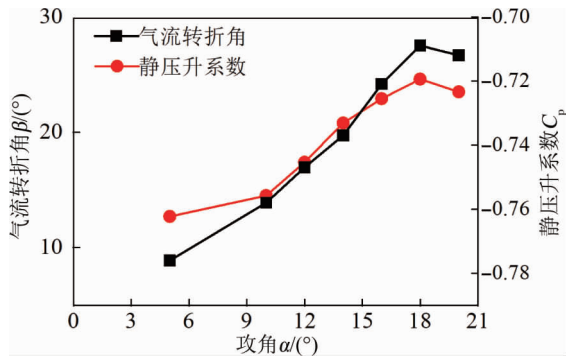


图7 叶栅静压升系数、气流转折角随攻角变化

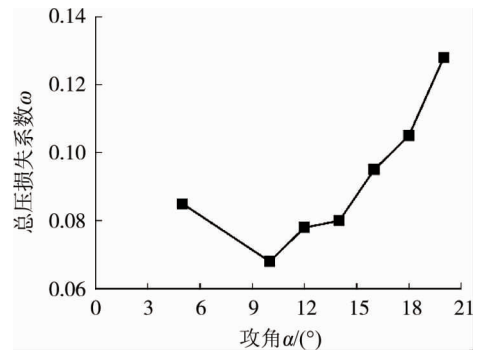


图8 总压损失系数随攻角的变化

### 2.2 临界攻角下锯齿尾缘叶片气动特性分析

由前面的分析可知:临界攻角下,压气机的增压能力最大,但叶片附面层的气流分离会降低其气动性能及稳定性.因此,有必要探索锯齿尾缘叶片对压气机气动性能的影响.

图9为不同齿高比锯齿尾缘叶片下总压损失系数 $\omega$ 及静压升系数 $C_p$ 的变化规律.由图9可知:与基准叶型( $h/\lambda=0$ )相比,所有的锯齿结构叶片都可以显著降低总压损失,尤其是当齿高比 $h/\lambda=1.2$ 的叶片,其总压损失系数 $\omega$ 最小,较基准叶片降低了28.1%.但不是所有的锯齿结构叶片都能提升压气机的静压升系数,只有 $h/\lambda=1.2$ 和 $h/\lambda=1.6$ 的锯齿叶片的静压升系数高于基准叶片,其余锯齿叶片的增压能力反而低于基准叶片,其中,又以 $h/\lambda=1.2$ 的锯齿叶片增压能力最大,其静压升系数较基准叶片仅提升了1.2%.

为了更好地研究临界攻角下锯齿结构对叶片性能的影响,气流转折角 $\beta$ 表示气流在叶片通道的扩压能力的大小,气流转折角随齿高比的变化如图10所示.由图10可知:锯齿尾缘叶片的扩压能力均小于基准叶片,但是当 $h/\lambda=1.2$ 时锯齿叶片的扩压能力与基准叶片相差1%左右,基本可以忽略不计.

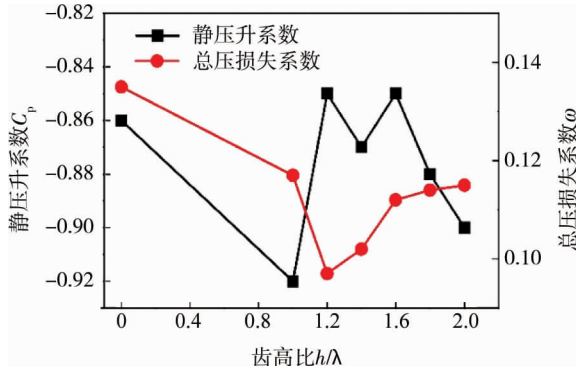


图9 静压升系数、总压损失系数随齿高比的变化

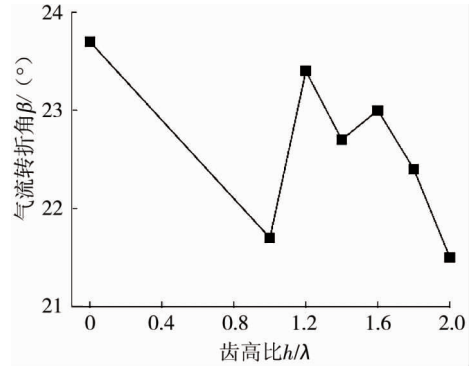


图10 气流转折角随齿高比的变化

文献[6-11]的研究指出:锯齿尾缘结构可以抑制叶片边界层的分离、降低流动损失,图9和图10的研究结果与此相符,但研究的锯齿尾缘叶片在增压、扩压能力方面,存在最优锯齿结构.综合考虑叶片的增压、扩压能力和降低损失的能力,齿高比 $h/\lambda$ 接近1.2时的锯齿叶片性能最佳.下面将对分析基准叶片( $h/\lambda=0$ )和最优锯齿叶片( $h/\lambda=1.2$ )边界层附近及尾迹区域的流场特性,以便分析锯齿尾缘结构叶片的气动性能及其抑制流动分离的物理机制.

### 2.3 最优锯齿结构叶片性能分析

图11为锯齿结构附近的速度场.由图11可以清晰看到:压力面气流通过锯齿结构间的空隙流动到吸力面,由于吸力面和压力面的气流混合,可以有效地降低吸力面边界层受到的逆压梯度,消除尾缘处的边界层分离,提高压气机的稳定性.另外,气物流过锯齿结构根部会形成一对反旋涡,这个和全帆等<sup>[17]</sup>关于锯齿结构可能存在对流的猜想一致.

临界攻角下,基准叶片( $h/\lambda=0$ )和最优锯齿叶片( $h/\lambda=1.2$ )边界层分离点到叶栅前缘的轴向位置 $X_s$ ,边界层再附到叶栅前缘点的轴向位置 $X_r$ ,分离点的边界层动量厚度 $\theta_1$ 、再附点边界层动量厚度 $\theta_2$ 以及

它们的差  $\theta_2 - \theta_1$  衡量了流动分离区的损失大小.边界层动量厚度如表 2 所示.由表 2 可以看出: $h/\lambda = 1.2$  的锯齿叶片分离点的起始位置相对于  $h/\lambda = 0$  的基准叶片向前缘位置挪动了约 2% 的弦长,再附点位置也相应提前了约 4% 的弦长.锯齿结构对叶片吸力面分离位置及再附位置的改变,将扩大叶片湍流边界层范围,增强叶片的稳定性<sup>[18]</sup>.由表 2 还可以看出:锯齿叶片其分离点边界层动量厚度、再附点边界层动量厚度及分离区的流动损失都明显小于基准叶片.

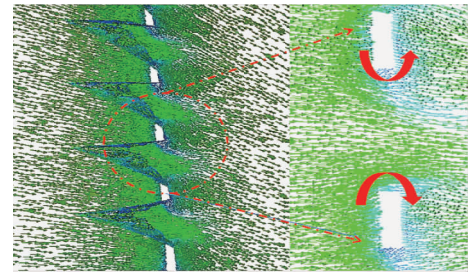


图 11 锯齿附近平均速度场流线分布

表 2 边界层分离位置动量厚度

$h/\lambda$	$X_s/b$	$X_r/b$	$\theta_1$	$\theta_2 - \theta_1$
0	61%	82%	0.179	2.768
1.2	59%	78%	0.102	2.514

图 12 为临界攻角下基准叶片 ( $h/\lambda = 0$ ) 和最优锯齿叶片 ( $h/\lambda = 1.2$ ) 的某截面的脱落涡云图.由图 12 可以看出:图 12b 中的锯齿叶片吸力面的脱落涡明显少于图 12a 中的基准叶片,且锯齿叶片的边界层厚度明显薄于基准叶片.由边界层理论特性<sup>[17]</sup>(边界层越薄越不容易发生分离)可知,锯齿叶片可以延迟边界层分离从而延缓叶片失速,这和文献[10]所述结论一致.由图 12 还可以看出:临界攻角下,基准叶片的脱落涡已经造成了流道阻塞,同样工况下锯齿叶片的流道通畅、尾迹均匀.因此,锯齿尾缘叶片能够防止脱落涡阻塞流道、减少叶片流动损失.文献[5]也在攻角  $20^\circ$  的工况下得到了类似的图像及结论.

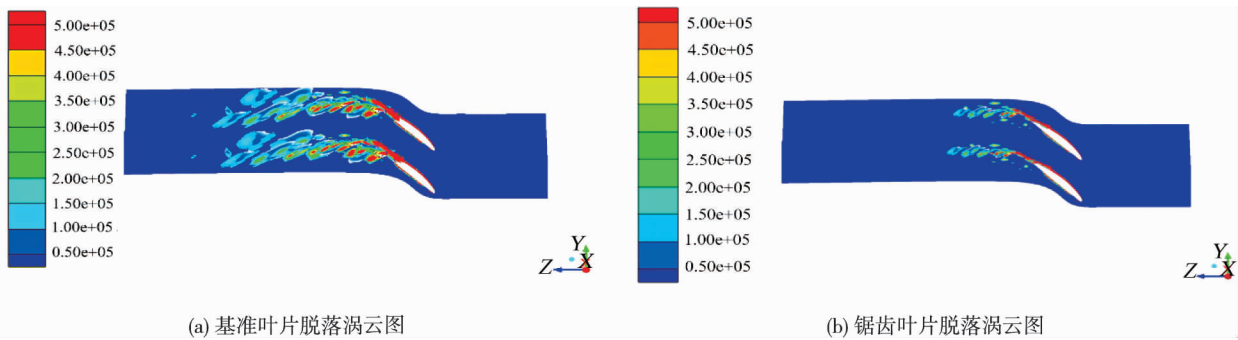


图 12 叶片涡脱落云图

为了进一步展现锯齿结构是如何改变脱落涡的演变过程,图 13 对比了  $h/\lambda = 1.2$  的最优锯齿叶片和  $h/\lambda = 0$  的基准叶片的三维展向涡的变化过程.由图 13 可以看出:基准叶片的展向尾涡具有较大的相关尺寸,而锯齿叶片的展向尾涡被截成了很多段,从而降低了展向相关性.这是因为叶片尾缘处的锯齿结构将连续的类卡门涡街的脱落涡破碎成小涡,破碎的小涡由于能量小更容易被耗散,导致尾迹掺混均匀,因而不会阻塞流道,有利于流动损失的减少.文献[19]同样提及了锯齿尾缘结构能促进展向大涡破碎成为小涡,与尾迹掺混从而降低速度亏损.

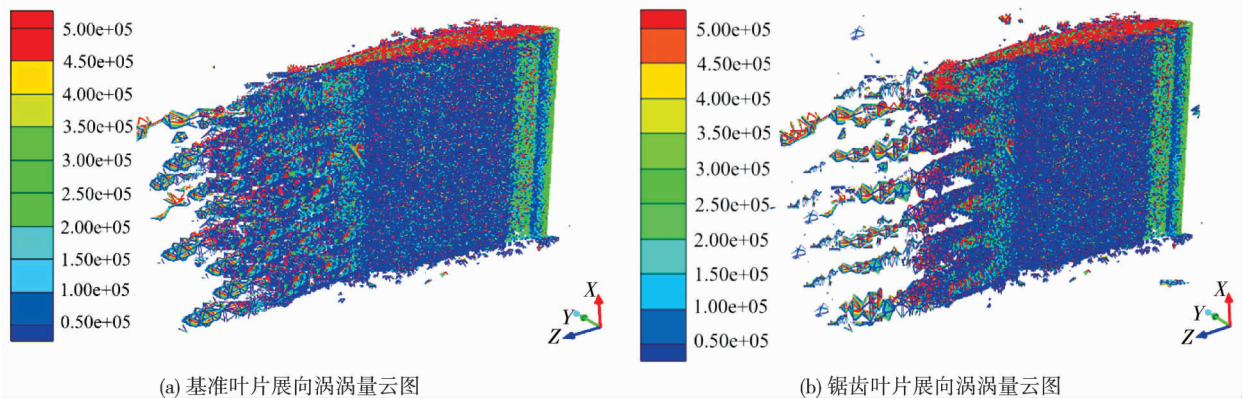


图 13 叶片展向涡量云图

另外,根据 Powell 的涡声理论,涡是流体运动的肌腱,也是流体发声的源泉,没有涡就没有气动噪声源<sup>[20]</sup>.因此,控制流体的涡就控制了涡本身的发声,也控制了它诱导物体发声的能力.从这个意义上讲,锯齿结构也有助于降低涡脱落引起的噪声.文献[19]也提出锯齿结构有利于抑制涡脱落引起的单音峰值噪声.

### 3 结论

1) 攻角对压气机叶栅的气流转折角、压升系数、流动损失影响重大,且存在压升系数最大的临界攻角状态.当气流攻角大于临界攻角时,压气机的增压能力迅速下降,流动分离严重,流动损失增大.

2) 临界攻角下,锯齿尾缘叶片可以改变边界层的分离点,降低分离区的动量厚度,减小分离区的流动损失,减少叶片附面层的厚度,从而抑制吸力面边界层分离,延缓叶片失速.

3) 锯齿结构可以促进压力面到吸力面气流的混合,可以减少脱落涡和消除尾缘处的边界层分离,将沿锯齿方向的展向尺寸大涡破碎成小涡,促进小涡演变成湍流脉动,避免脱落涡阻塞流道,使叶片尾迹更加均匀,从而减少流动损失.

4) 综合增压、扩压能力和流动损失大小,齿高比  $h/\lambda = 1.2$  的锯齿叶片性能最佳.对比基准叶片,  $h/\lambda = 1.2$  的锯齿叶片可以降低 28.1% 的流动损失,并提高 1.2% 的增压能力.

### 参考文献:

- [1] 胡骏.航空压气机气动稳定性分析方法[M].北京:国防工业出版社,2015.
- [2] 康剑雄,黄国平,朱俊强,等.离心压气机自循环机匣处理扩稳机理分析[J].航空学报,2014,35(12):3264-3272.
- [3] 杨燕丽,杨爱玲,董锐,等.安装角对压气机叶栅气动噪声特性的影响[J].航空学报,2012,33(4):588-596.
- [4] 赵龙,耿少娟,张宏武.压气机二维动叶栅流场非定常流场的大涡模拟[J].航空动力学报,2015(1):248-256.
- [5] 柳晓丹,杨爱玲,戴韧,等.不同攻角下压气机叶栅涡流噪声辐射特性的研究[J].动力工程学报,2011,31(7):513-517.
- [6] Chong T P, Vathylakis A. On the aeroacoustic and flow structures developed on a flat plate with a serrated sawtooth trailing edge[J]. Journal of Sound and Vibration, 2015, 354(10):65-90.
- [7] León C A, Ragni D, Pröbsting S, et al. Flow topology and acoustic emissions of trailing edge serrations at incidence[J]. Experiments in Fluids, 2016, 57(5):1-17.
- [8] León C A, Merino-Martínez R, Ragni D, et al. Boundary layer characterization and acoustic measurements of flow-aligned trailing edge serrations[J]. Experiments in Fluids, 2016, 57(12):182.
- [9] Avallone F, Pröbsting S, Ragni D. Three-dimensional flow field over a trailing-edge serration and implications on broadband noise[J]. Physics of Fluids, 2016, 28(11):117101.
- [10] Yang J R, Yang A L, Chen E Y, et al. Numerical research on aerodynamic characteristics and flow fields of airfoil with serrated trailing edge[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(4):900-908.
- [11] 武威.锯齿尾缘叶片的气动性能研究[D].南京:南京航空航天大学,2016.
- [12] 张学迅,赵晓路,徐建中.锯齿尾缘对翼型气动性能影响的数值模拟研究[J].工程热物理学报,2013,34(5):870-873.
- [13] 赵运生,胡骏,屠宝锋,等.雷诺数对大涵道比涡扇发动机性能的影响仿真[J].中国机械工程,2013,24(21):2867-2871.
- [14] 董素荣,刘卓学,刘瑞林.离心压气机增效扩稳技术研究及高海拔应用[J].装备环境工程,2017,4(10):19-25.
- [15] Wang L, Qiao W, Ji L, et al. Turbomachinery tonal noise study based on flow-field/acoustic-field hybrid model[J]. Acta Aeronautica Et Astronautica Sinica, 2014, 35(9):2481-2490.
- [16] 冯俊玮,陈晶,刘艳艳,等.NACA65系列压气机叶型的数值模拟与实验比较[J].节能,2017,36(4):20-23.
- [17] 仝帆,乔渭阳,纪良,等.尾缘锯齿降低叶栅噪声的数值模拟[J].航空动力学报,2016,31(4):894-902.
- [18] 仝帆,乔渭阳,王良锋,等.仿生学翼型尾缘锯齿降噪机理[J].航空学报,2015,36(9):2911-2922.
- [19] 贺艳文,李学军,冯和英,等.锯齿尾缘对叶片尾迹特性的影响[J].机械工程与自动化,2019,212(1):15-17.
- [20] Choi W S, Choi Y, Hong S Y, et al. Turbulence-induced noise of a submerged cylinder using a permeable FW-H method[J]. International Journal of Naval Architecture and Ocean Engineering, 2016, 8(3):235-242.