

文章编号: 1000-8055(2008)02-0361-06

驻室式处理机匣——内部流动 及扩稳机理的数值研究

蒋永松, 王咏梅, 杜 辉, 郭 捷
(沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015)

摘 要: 通过定常模拟的方法, 研究了驻室式处理机匣对高负荷、高马赫数孤立转子性能的影响。结果表明: 相同的处理机匣结构在不同的转速下取得的效果存在较大差异, 在设计转速时, 处理机匣并没有使风扇转子的失速裕度得到改善, 并且效率下降约 2.8%; 在非设计转速时, 处理机匣扩稳作用得到充分体现, 转子稳定性得到较大程度的加强, 并且没有导致转子性能的下降。通过对处理机匣内部流场的详细分析, 揭示了驻室式处理机匣的扩稳机理。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 处理机匣; 轴流压气机; 数值模拟

中图分类号: V 231.3; TK 474.8+1

文献标识码: A

Plenum chamber casing treatment——numerical research of internal flow and mechanism of stall margin improvements

JIANG Yong song, WANG Yong mei, DU Hui, GUO Jie
(Shenyang Aeroengine Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: The influence of plenum chamber casing treatment on the performance of high loaded and high speed fan rotor was analyzed through steady simulation. The results indicate that the performance of the same casing treatment differs greatly under different rotational speeds. At the design speed, the casing treatment fails to improve the stall margin of fan rotor, and the efficiency declines by 2.8%. at non design speed, it enhances significantly the stability of the rotor, without impairment of the rotor performance. The in depth analysis of the flow field in the casing treatment reveals the inherent mechanism of stall margin improvements by the plenum chamber casing treatment.

Key words: aerospace propulsion system; casing treatment; axial compressor; numerical simulation

至从上世纪 70 年代 Koch 在附面层抽吸试验中偶然发现处理机匣可作为风扇/压气机扩稳的一个重要手段以来^[1], 人们一直对处理机匣的形式和扩稳机理进行着不间断的研究。早期对处理机匣的研究主要通过试验的方法进行, 随着 CFD 技术的不断发展和完善, 运用全三维粘流计

算程序对具有复杂几何结构的风扇/压气机进行性能预估已成为可能, 越来越多的学者开始运用数值模拟手段来探索不同形式处理机匣的作用效果和扩稳机理。Rabe 和 Hah^[2]用数值模拟的方法研究了两种不同尺寸的周向槽对压气机失速裕度的影响, 认为周向槽的扩稳机理主要在于处理槽

收稿日期: 2007-01-15; 修订日期: 2007-04-09

作者简介: 蒋永松(1981-), 男, 贵州遵义人, 助理工程师, 主要从事压气机气动设计及叶轮机 CFD 研究。E-mail: yongsong.jiang@gmail.com; 电话: 024-24281522

改变了压力面前缘处的气流分布,并且可以用前缘攻角的减少量来衡量处理槽的有效程度,同时指出位于前缘的周向槽比位于尾缘的槽更有效. Wilke 和 Kau^[3] 在一高压压气机的前面级上也研究了周向槽对性能的影响,在对比两种不同长宽比处理槽结构的扩稳作用时发现,小长宽比的槽对增加压气机级的失速裕度更有利,他们同时采用类似“混合平面”的方法研究了单个轴向槽和转子通道的耦合流动,由于在处理槽与转子通道间使用了周向平均处理,因此在计算中并没有获得较好的结果. 对于周向槽式的处理机匣,可采用定常计算来认识其作用机理,但对于轴向槽等形式的处理机匣,由于固有的非轴对称性,则必须运用非定常计算手段才能捕捉到处理槽与叶片槽道之间的真实流动细节. 对具有非轴对称的处理机匣结构,人们已开始进行广泛的非定常研究工作^[4-6],但在实际工程运用中,受进度要求、计算资源等条件的限制,要开展非定常研究工作通常是很困难的. 在此前提下,本文采用类似非定常计算的处理方法,只求流场的定常解,研究驻室式处理机匣对孤立转子性能的影响.

1 数值研究方法

该转子叶尖切线速度 510 m/s,叶尖相对马赫数 1.7,展弦比 0.9,进口轮毂比 0.4. 处理机匣结构如图 1 所示,处理机匣特征参数见图 2,处理槽前后段安装角之比 $\gamma_1 : \gamma_2$ 为 3 : 2,处理槽前段开度 $M/(N + M) = 0.6$ (其中 M, N 分别为槽孔宽度和金属厚度),后段开度 $M/(N + M) = 0.573$,前后段倾斜角 λ 均为 45° .

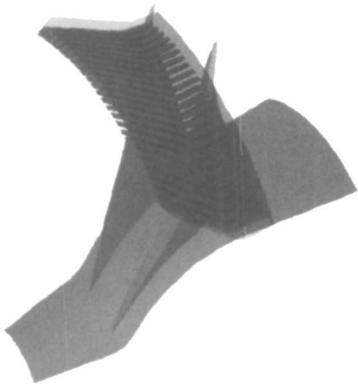


图 1 处理机匣结构

Fig. 1 Structure of casing treatment

为便于求解处理机匣与叶片通道之间的耦合流动,故采用类似非定常计算的处理方法,为保证

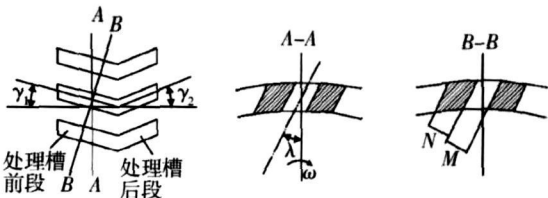


图 2 处理机匣几何参数

Fig. 2 Casing treatment parameters

处理槽通道和叶片通道具有相同的周向尺寸,需要对处理槽数与叶片数进行约化,由于转子叶片数为 17,故将处理槽数由 203 改为 204,即在构造一个叶片通道网格的同时,构筑 12 个处理槽网格. 并将处理机匣直接置于转子通道上部,与转子在特定的位置关系下求定常解,而在交接面处则按照流场周期性直接进行参数传递.

计算中采用分块网格技术(见图 3). 为便于气流参数的传递,通过特殊处理,将 12 个处理槽恰当地置于叶片通道网格之上进行连接,同样的处理方法运用于处理槽上方的驻室. 转子叶尖间隙为 0.4% 叶尖弦长,在间隙中部将网格分成两部分,并在两部分之间形成动/静交接面,外层与处理机匣网格形成静止部分.

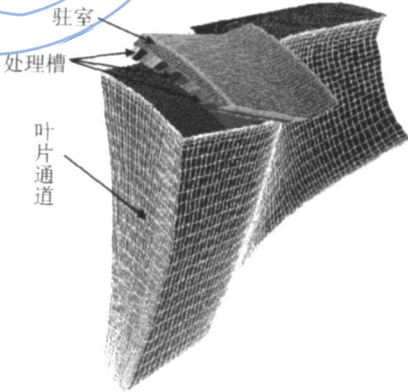


图 3 计算网格

Fig. 3 Computational grids

商业求解器 NUMECA/EURSNUS 用于本文的数值模拟,以理想气体作为工质,计算基于雷诺平均的 N-S 方程,并使用 Spalart-Allmaras 模型封闭雷诺应力项. 采用经典的四步 Runge-Kutta 法进行时间推进,空间上则采用 Jameson 中心差分格式,计算过程中使用了当地时间步长和多重网格的加速收敛技术. 为考察处理机匣在设计转速和非设计转速下对风扇转子性能的影响,本文计算了当 $\bar{n} = 1.0$ 和 $\bar{n} = 0.75$ 时风扇转子的特性.

2 计算结果分析

2.1 设计转速特性

从数值模拟的角度看, 在设计转速时处理机匣并没有使转子性能得到改善. 从图 4 可以看出, 加处理机匣后, 失速点压比比实壁机匣下降 5.4%, 流量却增加了 3.9%, 最大效率下降 2.8%, 同时近堵点处的流量也下降 0.7%.

2.2 非设计转速特性

与设计转速情况相反, 在叶尖加装处理机匣后, 非设计转速下风扇转子的裕度得到大幅度提升. 与实壁机匣相比, 风扇失速点压比增幅达 10.1%, 失速点流量下降 17.3%, 而效率却仅仅在最大效率点附近下降 0.6%, 同时并没有出现堵点工况流量下降的现象. 这说明该处理机匣结构对于增加中、低转速下风扇转子的裕度是极为有效的, 并且在裕度提升的同时, 并没有造成较大的效率亏损.

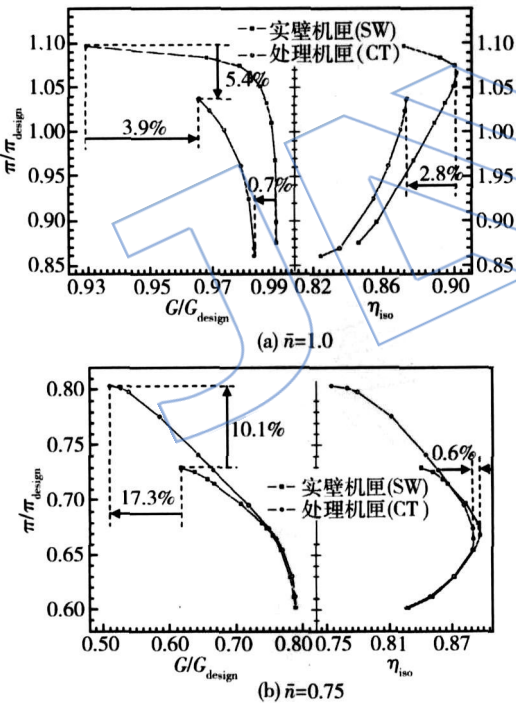


图 4 实壁机匣与处理机匣计算特性对比
Fig. 4 Comparison of computational characteristic with smooth wall and casing treatment

2.3 风扇/压气机失速

在现代高负荷跨音速风扇/压气机中, 通常认为转子叶尖泄漏流及其泄漏涡与转子通道激波之间的相互作用是影响失速裕度的主要原因. 当压比较低时, 转子叶尖泄漏流被组织得很好, 能够与

主流充分混合, 得到能量补充, 并能顺利通过具有较强逆压梯度的通道激波; 随着压比升高, 通道激波前移, 叶片前缘吸力面和压力面静压差增大, 从而使得卷起的叶尖泄漏流强度增加, 泄漏流与主流的混合段变短, 致使泄漏流不能得到足够的能量补充, 具有较低能量的泄漏涡开始在激波后建立滞止区, 当达到特定工况时, 通常在通道激波达到叶尖前缘时, 叶尖泄漏涡受到激波的强烈干扰, 泄漏涡发生破裂, 滞止区不断扩展, 最终导致叶片通道的大面积堵塞, 随即发生风扇/压气机的不稳定工况——失速.

2.4 处理机匣内部流动现象及其扩稳机理

图 5 为动/静交接面处近失速点转子叶尖径向速度分布. 图 6 示出了近失速点附近处理机匣轴向切片上的流线分布. 设计转速($\bar{n}=1.0$)和非设计转速($\bar{n}=0.75$)处理机匣内部流场的细节是很不同的. 在 plane III 即处理槽前、后槽转接段前, 亦即近叶尖前缘位置处, 设计转速时, 由处理机匣注入叶片槽道内的气流明显比非设计转速少, 并且这部分气流由驻室流入处理槽时与处理槽开口方向具有较大的夹角, 从而在处理槽内生成较多的气流循环区, 这无疑将增大气流流经处理机匣的损失, 这也是造成设计转速时效率大幅度下降的主要原因之一. 非设计转速时, 在 plane IV 位置处, 叶片压力面附近大部分槽道区域内已经有气流以较大速度进入处理机匣内; 设计转速时, 这部分进入处理机匣的气流比较少, 强度较弱, 同时可以发现, 在此处进入处理机匣的少部分气流沿周向又重新流入叶片槽道, 并且由驻室流入处理槽时与其夹角较小. 到达 plane V 位置时, 非设计转速时, 已经只有由叶片槽道流入处理机匣的大量气流, 而在设计转速时仍然是两部分气流共存, 只是此时流入叶片槽道的气流比流出的薄弱些.

图 7 为处理机匣内部流场特性, 图中画出了近失速点驻室下端面附近的速度矢量分布和某处理槽下端面附近的径向速度分布, 同时画出了经处理槽后段发出的流线示意图. 可以看到, 在非设计转速时, 经处理槽吸入的气流能经过驻室以与叶片弦向相同的方向向处理机匣的前缘流动, 而在设计转速时, 这部分气流则被限制在近叶片前缘附近, 而且气流由处理槽进入驻室后经历了一段周向的流动过程(在这过程中将有部分气流重新流入叶片通道内), 气流到达相邻叶片时再沿叶片弦向方向流动到叶片前缘.

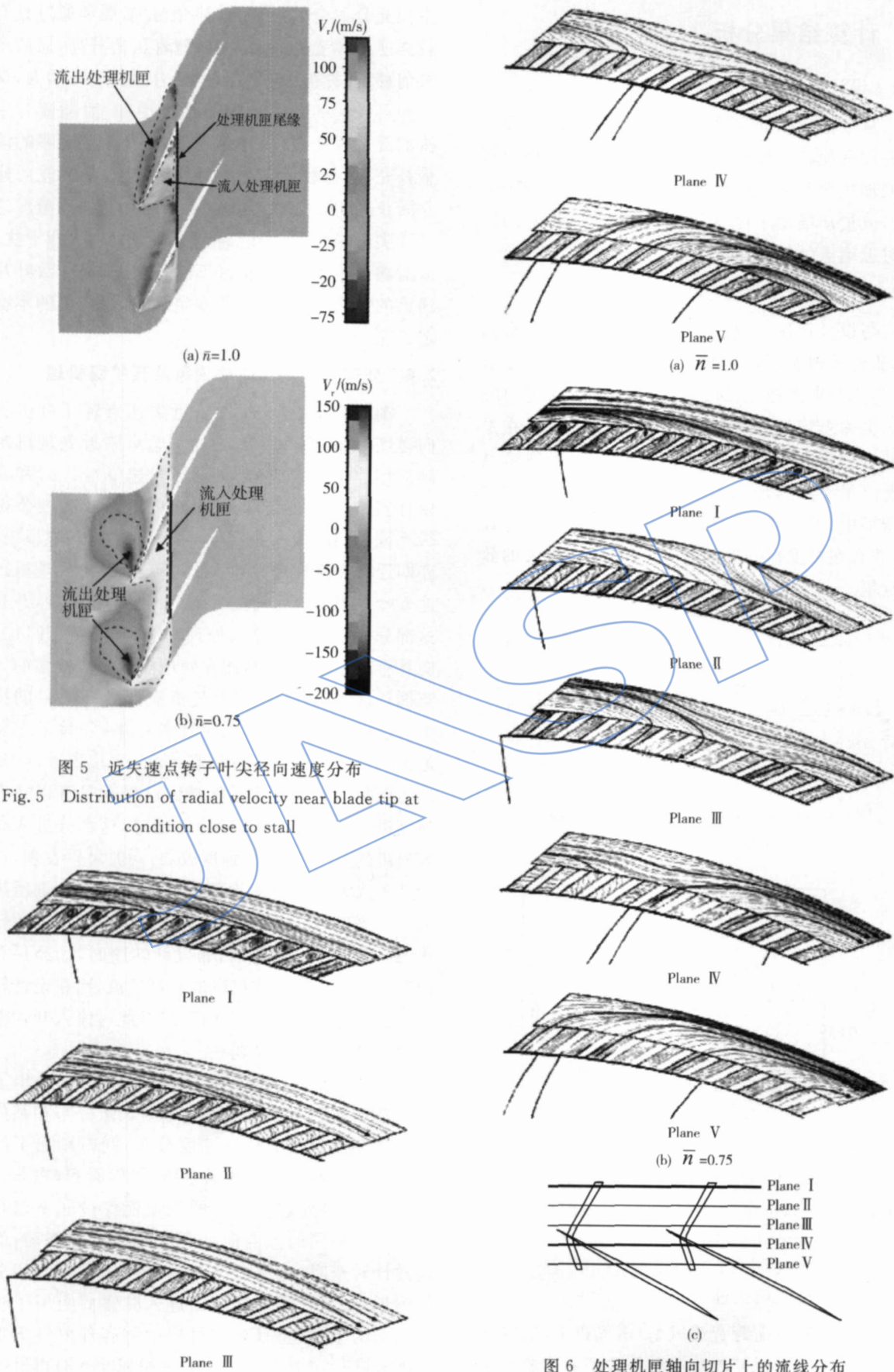


图 6 处理机匣轴向切片上的流线分布
Fig. 6 Streamlines on axial cut plane of casing treatment

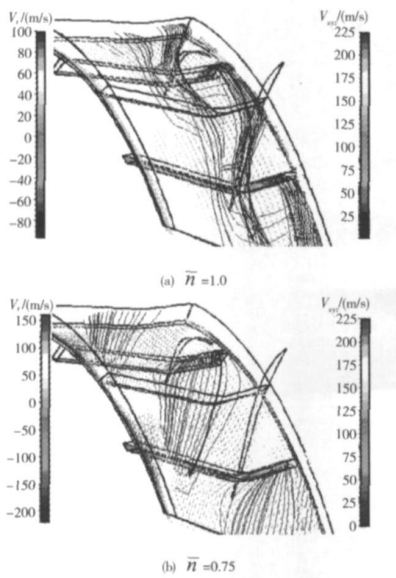


图 7 处理机匣内部流场结构

Fig. 7 Flow structure in casing treatment

图 8 给出了转子叶尖轴向速度云图,同时也给出了相对马赫数等值线分布,为便于考察处理机匣对气流堵塞的影响,图中只显示了轴向速度小于零(反映气流堵塞)的部分.可以看出,气流的堵塞通常发生在激波后,这主要是由于叶尖泄漏流受激波的强扰动造成的.在近相同工况下,处理机匣对气流堵塞的消除是很明显的,处理机匣使叶片通道内的流动条件得到了较大改善.

图 9 和图 10 为叶尖泄漏流的发展情况.在设计转速时,对比图 9(a) 和图 9(b) 可以看出,带处理机匣的叶尖泄漏涡变细,但仍能向下游发展;对于实壁机匣,在近失速点,由于受到逆压力梯度的驱动和脱口激波的强烈干扰,叶尖泄漏流的流动形式已发生变化,由叶尖中部发出的泄漏流沿着激波线绕过相邻叶片前缘向下游流动,这便是不稳定工况的先兆,但从叶尖前缘发出的泄漏涡仍能向下游发展.在非设计转速时,处理机匣对于叶尖泄漏流的抑制作用更为明显,从图 10(a) 和图 10(b) 可以看到,叶尖泄漏流到达近处理机匣尾缘时便消失了,这说明处理机匣的有效抽吸作用抑制了泄漏流的发展;对于这个转速下实壁机匣近失速点的叶尖泄漏流流谱,可以清楚地看到涡的破裂现象.同时还可以看出,叶尖泄漏流总是沿着相邻叶片排的压力面向下游流动,随着状态的升高,从叶尖前缘发出的泄漏流轨迹与叶片之间的夹角不断增大,这是由于随着转子压比升高,叶尖负荷不断前移,致使在前缘吸力面和压力面之间的压力差增

大,受其驱使,泄漏流向周向的运动更为强烈,这也反映出泄漏流对通道的堵塞作用.

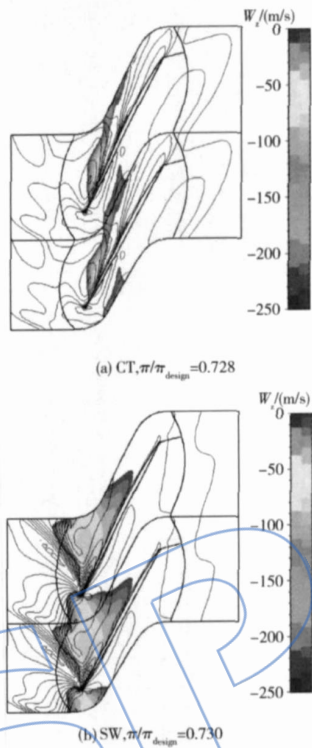


图 8 叶尖相对马赫数和轴向速度分布($n=0.75$)
Fig. 8 Distribution of relative mach number and axial velocity near blade tip($n=0.75$)

对于带有轴向槽结构的处理机匣的扩稳机理通常可以描述为:受叶尖中后部较高压力的驱动,气流经处理槽后段流入槽内,在处理槽前后压力差的驱动下向槽前端流动,然后以较高的速度重新注入主流,从而形成回流,在回流过程中发生的动量交换以及重新分配是处理机匣扩稳的主要原因,从叶尖中后部吸入气流有利于消除气流在叶片表面的分离及其所产生的堵塞,而从叶尖前缘以较高的速度和能量重新注入主流则有助于减小进口攻角,抑制和削弱泄漏流,减少失速团的产生,从而提高失速裕度.

通常认为,若通过驻室来连通处理槽,失速裕度将会有更进一步的改善,然而就本文的特例来说,在设计转速时,由于周向压力梯度较轴向压力梯度更大,于处理槽尾缘吸入的气流并不能通过驻室完全达到叶尖前缘,而在向处理槽前缘流动的过程中又不断将这部分气流沿周向重新注入主流;与设计转速不同,在非设计转速近失速工况时,处理槽尾缘能将更多气流吸入(大幅度减少气流的堵塞),并通过驻室将大部分气流运送至叶尖前缘,然后这些高能气流以较大的速度注入叶片

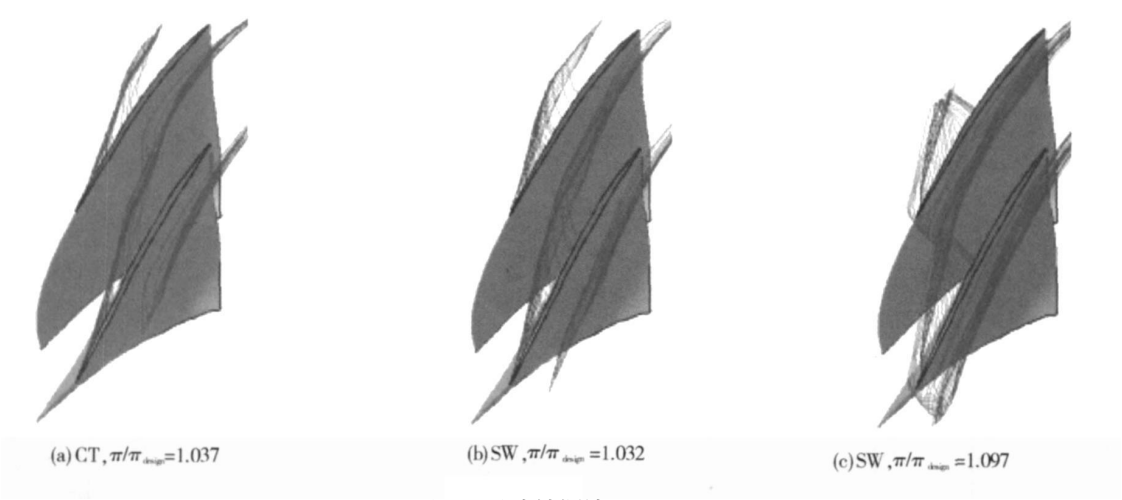


图 9 叶尖泄漏流($\bar{n}=1.0$)
Fig. 9 Tip leakage flow ($\bar{n}=1.0$)

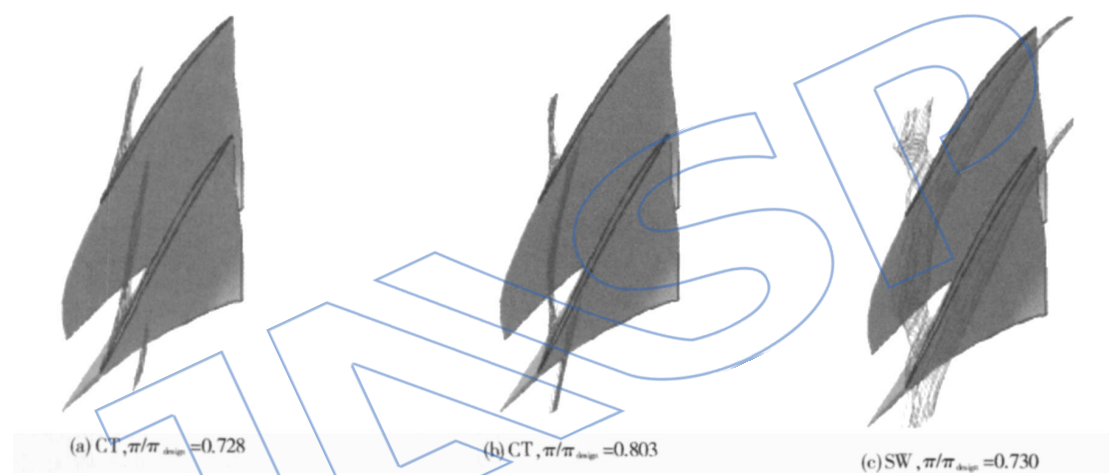


图 10 叶尖泄漏流($\bar{n}=0.75$)
Fig. 10 Tip leakage flow ($\bar{n}=0.75$)

主流通道,从而抑制甚至破坏叶尖泄漏涡,以此形成增加失速裕度的有效机制.

3 结 论

本文在叶片通道与处理机匣之间进行计算网格的特殊处理,通过定常计算的方法,研究了驻室式处理机匣对高马赫数、高负荷孤立转子性能的影响,并揭示了处理机匣的扩稳机理.结果表明,相同的处理机匣结构在设计转速时并没有取得扩稳效果,而在非设计转速时则大大增加了风扇转子的失速裕度.所以,如何取得性能的最好折中,是今后处理机匣设计必须考虑的问题.

参考文献:

[1] Koch C C. Experimental evaluation of outer case blowing or bleeding of single stage axial flow compressor[R].

NASA CR-54592, 1970.
[2] Rabe D C, Hah C. Application of casing circumferential grooves for improved stall margin in a transonic axial compressor[R]. ASME Paper GT-2002-30641.
[3] Wilke I, Kau H P. A numerical investigation of the influence of casing treatments on the tip leakage flow in a HPC front stage[R]. ASME Paper GT-2002-30642.
[4] Wilke I, Kau H P. A numerical investigation of the flow mechanisms in a HPC front stage with axial slots[R]. ASME Paper GT2003-38481.
[5] Yang H, Nuernberger D, Nicke E, et al. Numerical investigation of casing treatment mechanisms with a conservative mixed-cell approach [R]. ASME Paper GT2003-38483.
[6] Madden D S, West M A. Effects of inlet distortion on the stability of an advanced military sweep fan stage with casing treatment[R]. ASME Paper GT2005-68693.