

文章编号: 1000-8055(2008)05-0882-07

跨声压气机缝式处理机匣非定常模拟研究

祝剑虹, 朴英, 周建兴, 岂兴明
(清华大学 航天航空学院, 北京 100084)

摘 要: 在 Rotor37 单级跨声压气机上进行了斜缝、带气室斜缝和半圆斜缝处理机匣下的压气机全三维非定常数值模拟。结果表明, 缝式处理机匣的扩稳与其对泄漏流的影响和利用压差进行泄漏涡抽吸密切相关, 在足够导通能力下, 所利用的压差越大, 抽吸能力越强, 扩稳效果越明显。气室可通过改善斜缝输运条件来提高压气机裕度, 而叶片角向斜缝则能通过增大斜缝进出口压差来进一步提高抽吸能力, 但同时也带来了压比和效率的损失。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 压气机; 机匣处理; 数值模拟; 失速

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Unsteady numerical simulation on transonic compressor with screwed slots casing treatment

ZHU Jian hong, PIAO Ying, Zhou Jian xing, Qi Xing ming
(School of Aerospace, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

Abstract: This paper performs time-accurate 3D unsteady numerical simulations on Rotor37 with cases of screwed slots, slots with cell, and semicircle slots respectively in order to improve casing treatment and acquire lower mass flow at near stall condition. The presented results show that the stall margin increment of slots is closely related to their effects on the leakage flow and their ability to suck the leakage vortex under the help of differential pressure at blade tip. If enough transfer ability is available, the higher the pressure head is, the more powerful the suction will be, and more significant increase will be gained in near surge flow stability. The cell on the top of slots can improve the condition of translation with an effect to expand stall margin. And screwed slots angular to the blade can make use of more pressure head between its inlet and outlet to enhance suction; however, non-negligible decreases in efficiency are also observed in this situation.

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

处理机匣作为一种有效的压缩系统稳定性的被动控制手段已经被采用了近 40 年, 处理机匣的形式有周向槽、轴向槽、蜂窝、斜缝和带隔板斜缝等等。当具体应用到某一型号时首先根据整机性能确立处理机匣的应用转子和工况, 再进一步确定需要进行机匣处理的级(如果压缩系统是多级

的话), 最后加入机匣处理进行压气机整机或者发动机整机试验, 整个过程一般都采取试验的方法。由于处理机匣更改非常容易、效果良好、技术风险小, 所以得到了非常广泛的应用, 现役的 CF-56 系列, A JF-31Φ, RB211, F110 等发动机都采用了各种形式的处理机匣。

收稿日期: 2007-05-23; 修订日期: 2007-08-06

作者简介: 祝剑虹(1979-), 男, 四川乐山人, 博士生, 主要从事航空动力系统稳定性研究。

然而, 处理机匣所处的位置和结构都比较复杂, 难以安置合适的传感器以探测内部流场, 尽管采用丝线束纱、水流动模拟、热线探测等技术, 但人们还是难以准确描述其内部复杂的流动, 尤其是其中的非定常现象, 所以长期以来大都采用出口流场的整体参数来推测^[3]. 当计算流体力学 CFD 出现后, 人们开始对流场的细节有了更深入的了解. 除了周向槽处理机匣外, 其余的处理机匣均属于非轴对称结构, 存在本质上的非定常现象, 所以都需要采用非定常模拟手段进行分析. 本文即是利用非定常 CFD 手段研究处理机匣和主流的相互作用, 进而研究影响斜缝机匣扩稳的因素.

1 压气机与处理机匣结构

本文用 Rotor 37 作为模拟对象, 它是 NASA 上世纪 70 年代设计的 4 个高压压气机进口级之一, 设计压比 2. 106, 设计转速 17 188 r/min, 顶隙 0. 035 6 cm, 设计流量 20. 84 kg/s, 36 个叶片, 其详细设计参数和性能实验结果可见于文献[4-5]. 1993 年美国机械工程师学会 (ASME) 将其作为 CFD 代码的算例以评估数值计算程序的预测能力, 并在 1994 年 ASME 年会上公布了试验数据和测试结果.

文中设计了三种缝式机匣结构, 缝与轴向的垂直面夹角 64°, 向旋转方向倾斜了 45°, 槽宽大致与叶尖最大厚度相当为 0. 2 cm, 开槽轴向长度 3 cm, 覆盖约 50% 叶片前沿的弦长, 斜槽为半径 3. 9 cm 的圆槽, 参数和位置见图 1. 为使计算简化, 设计了 288 个槽, 这样用区域缩放法时叶片数与斜缝数的比值约化为 1: 8. 斜缝顶部开有截面积 0. 825 cm² 的气室, 气室与斜缝相通, 而斜缝与主流路相通. 计算了光壁机匣 (Case0) 和三种处理机匣: 带气室的斜缝 (Case1), 不带气室的半截斜缝 (Case2), 不带气室的半圆型斜缝 (Case3).

2 数值方法

数值计算采用 Euranus 求解相对坐标系下的三维雷诺平均 N-S 方程, Spalart-Allmaras 一方程湍流模型, Jameson 有限体积中心差分格式和显式四阶 Runge-Kutta 法时间推进, 辅以重网格、局部时间步长和残差光顺等手段加速收敛. 非定常计算用类似转静子滑移面的 Domain Scaling 方法传递信息, 且在滑移面使用完全非匹配算法, 隐式双时间步法下设定 30 个物理时间步长, 每物理时间步下设定 40 个虚拟时间步.

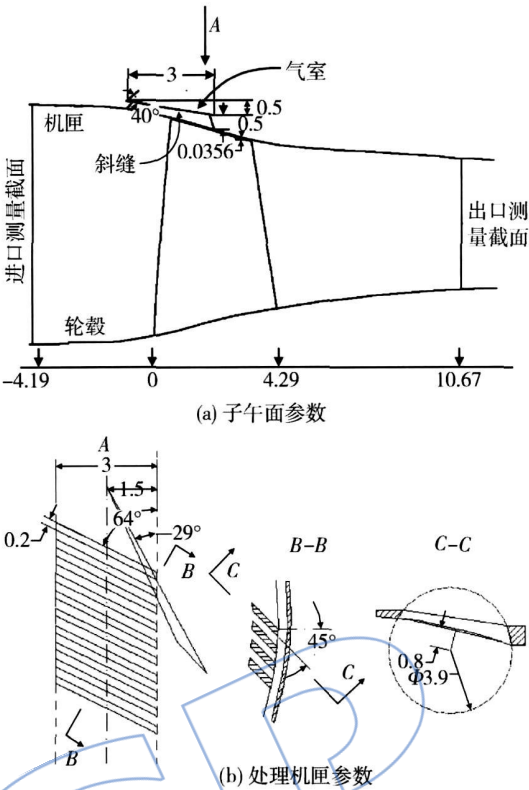


图 1 Rotor37 子午面及处理机匣 (单位: cm)
Fig. 1 Meridian plane and casing treatment of rotor37 (Unit: cm)

图 2 给出了各种处理机匣计算网格示意图, 主流路由 HOH 网格, 叶顶间隙的 H 型网格分成上下两层, 上层在对应处理机匣位置截出一段, 该截出段与下层和上层前后块的界面均设为动静交界面, 与斜缝网格块底部用完全非匹配连接; 间隙下层与主流路, 斜缝与气室也用完全非匹配连接, 其余的均为连接结构, 采用了蝶形网格以提高半圆型斜缝的网格质量^[6-7]. 整个计算网格数分别为 57 万, 74 万, 66 万和 69 万.

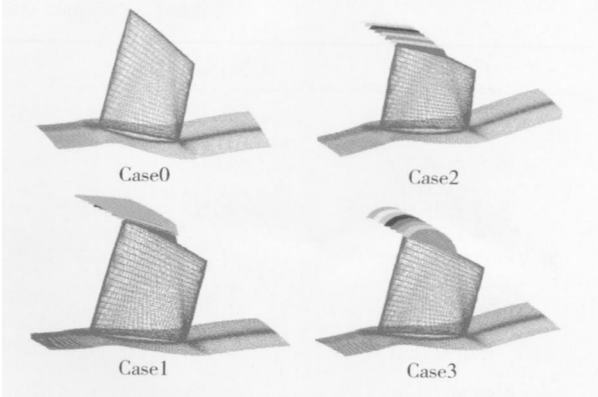


图 2 Rotor37 机匣处理网格结构示意图
Fig. 2 Grids of Rotor37 with casing treatment

边界条件: 轴向进气为均布的总温总压, 出口

给定轮毂处静压, 其余压力按简单径向平衡方程给定; 轮毂和叶片给定固壁绝热转速条件, 主通道、间隙和处理槽左右均为周期性边界, 机匣为绝热、固壁、无滑移条件.

3 计算结果与分析

首先从出口低背压(压气机堵塞)开始计算, 逐步将步长减小到 200 Pa 以逼近失稳点. 失稳判断准则为: 随着迭代次数的增加, 压气机的流量和效率不断减小^[6]. 计算时间与网格中完全非匹配连接面的数量密切相关, 完成单个工况点的非定常计算最多需要 16 h(Case1), 全部计算在 4 台双核 2.8 G 的 PC 上共用时约 900 h.

3.1 转子性能

图 3 给出了压气机在各种机匣壁下的转子特性, 横坐标是以各种机匣的堵塞流量(表 1)为基准归一化后的无量纲流量. 计算所得光壁机匣压比与试验吻合得很好, 而最高效率偏差 3% 左右, 说明了数值模拟的准确性. 此外, 可能由于处理槽

数目众多, 当计算由定常进入非定常时流量效率压比等总体参数波动非常小, 40 步内收敛迅速, 主流总体参数变化不大.

从图 3 可以看出, 无气室处理机匣(Case2)并没有降低压气机的近失稳点流量, 相反在大流量时效率和压比都出现了明显降低. 带气室的处理机匣(Case1)近失稳点流量降低了约 2%, 峰值效率相对光壁计算值下降了不到 2%, 设计点效率只下降了 1%, 并且随着流量的降低, 效率损失还在减小, 当流量低于 92.5% 后最大压比还升高了 0.05, 从叶尖的静压分布可以发现叶片的载荷有后移的趋势, 由于处理机匣只覆盖了 50% 的叶尖弦长, 叶型后沿的做功能力反而得到了增强, 弥补了前沿做功能力的下降. 扩稳效果最明显的半圆斜缝机匣(Case3)在大流量时效率损失与 Case2 相当, 随着流量的降低, 损失略有所扩大, 其最低流量比光壁计算值降低了 7%, 但相对其它处理机匣而言其效率和压比损失都是最高的. 表 1 给出了各种机匣壁下的计算结果, 其中稳定裕度按

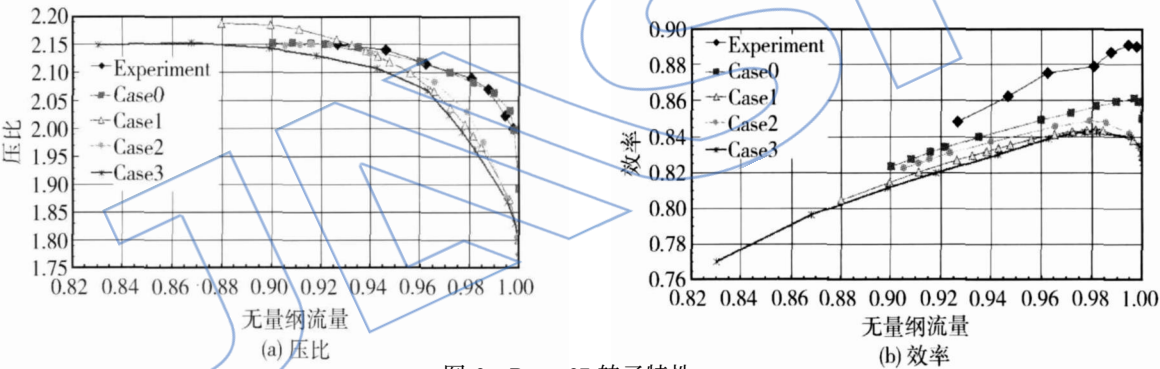


图 3 Rotor37 转子特性
Fig.3 Rotor 37 rotor performance

表 1 各种机匣的计算裕度

Table 1 Compute stall margin under various cases					
机 匣	光壁(实验)	Case0	Case1	Case2	Case3
参考流量/(kg/ s)	20 19	20. 19	20 19	20 19	20 19
参考点效率	0 876	0 849	0 843	0 846	0 842
参考点压比	2 11	2 10	2 03	2 07	2 02
近失稳点流量/(kg/ s)	19 36	18. 91	18 27	18 85	17 24
近失稳点效率	0 847	0 825	0 805	0 822	0 770
近失稳点压比	2 15	2 16	2 19	2 15	2 15
堵塞流量/(kg/ s)	20 93	20. 96	20 76	20 82	20 77
裕度/ %	14 08	9 82	18 74	11 35	24 58
裕度增量/ %		0 00	8 92	1 53	14 76

(1) 式等换算转速定义. 这里假设加入处理机匣后对发动机共同工作线没有影响, 因而取光壁压气机设计工况点的物理流量作为衡量稳定裕度的参考点, 也就是选择光壁机匣压气机工作线与等转速线的交点作为参考点.

$$SW = \left\{ \left[\left(\frac{\pi}{W_{a,c}} \right)_1 - \left(\frac{\pi}{W_{a,c}} \right)_0 \right] \left/ \left(\frac{\pi}{W_{a,c}} \right)_0 \right\} \times 100\% \quad (1)$$

其中 SW 为稳定裕度, π 为压比, $W_{a,c}$ 为换算流量^[2].

3.2 跨声压气机失稳机理

大量研究表明, 跨声压气机在高转速工况下失速的重要原因是叶尖泄漏涡的破裂^[8-9]. 图 4 给出了 Rotor37 在 100% 转速下的叶尖流线, 气体在吸/压力面压差的作用下从叶尖前沿开始翻转到邻近通道与主流发生掺混碰撞, 相互间有激烈的动量交换, 形成一个旋转并顺着主流流动的涡, 涡在向出口流动的过程中不断有新的后沿弦长泄漏流加入, 得以不断地补充能量, 但随着叶片弦长的增长, 泄漏流的动力源——吸压力面的压差在不断减小(图 5), 尤其是经过通道的 λ 形激波后(图 5 的 40% 弦长位置), 吸力面的压力迅速提高, 进入第 III 区, 从而导致新泄流能量的降低, 补充进泄漏涡的能量不足以弥补涡与主流相互作用导致的损失. 在低背压低工况时泄漏涡仅能流出主通道, 当背压升高到一定程度就会导致涡被堵塞, 从而使涡心能量过低而破裂. 叶片尾沿吸压力面压差减小泄漏流能量降低的另一个结果就是后沿泄漏涡不能再形成新的涡, 只能在近壁附面层和转子转动的双重作用下作近似周向的流动^[10]. 从涡破裂的位置来看主要集中在叶尖弦长的前半部分, 因此设计的处理斜缝主要覆盖叶片弦长的前 50%.

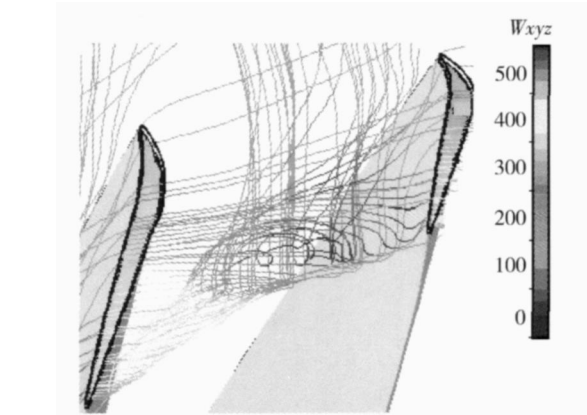


图 4 光壁机匣近失稳点叶尖流线分布
Fig. 4 Tip streamlines of smooth casing near stall

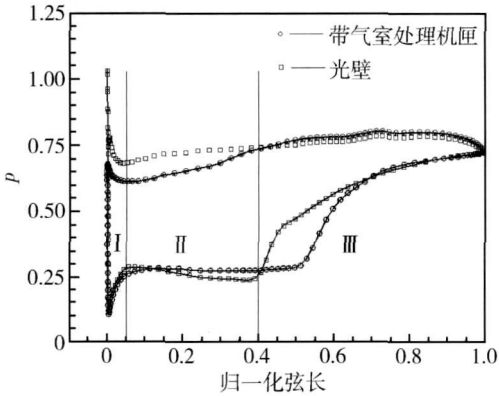


图 5 叶尖静压分布
Fig. 5 Static pressure at the blade tip

3.3 带气室处理机匣

图 6 示出了光壁机匣 90% 流量时近失稳点 99% 叶高处的等马赫数分布, 前一叶片前沿顶隙形成的泄漏涡在穿过 λ 形激波后, 在下一叶片压力面前沿形成一个低速流动区, 从而导致整个叶尖通道堵塞, 进气攻角增大, 进而形成叶尖失速.

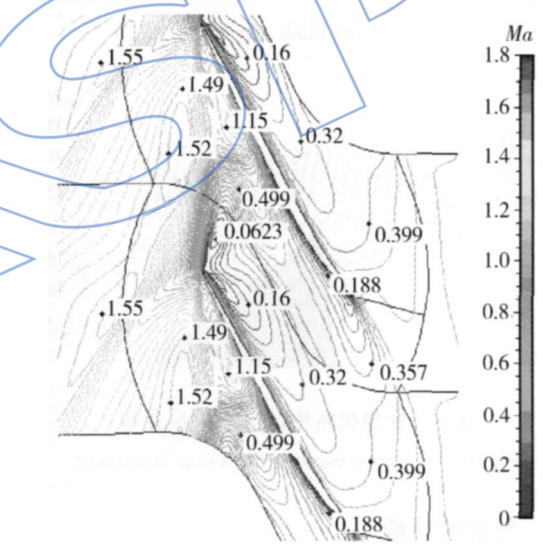


图 6 光壁机匣叶尖相对马赫数分布
Fig. 6 Relative Mach number of smooth case at blade tip

图 7 显示带气室处理机匣 90% 流量附近 99% 叶高处 $t=0$ 时刻相对马赫数分布, 可见 λ 激波强度有所减弱, 位置向下游移动, 最低相对马赫数提高到了 0.156. 图 8 显示了斜缝和气室的抽吸过程, 来自叶顶压力面的气体在进入斜缝后加速流向气室和斜缝在吸力面的出口, 在遇到主流背压后开始减速并沿途注入主流, 而处于最上游位置的斜缝出口则由于气体沿途的静压损失而速度降为零, 对扩稳没有太大的贡献. 斜缝一方面导通了叶尖间隙上方, 降低了吸/压力面的压差

(图 5), 减小了泄漏流的速度, 降低泄漏涡强度, 另一方面通过利用吸/压力面的压差对泄漏流破裂区进行抽吸从而缓解了堵塞.

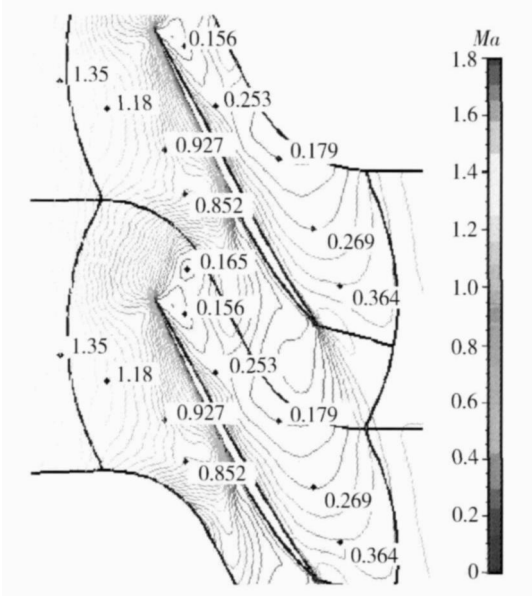


图 7 带气室处理机匣叶尖相对马赫数分布
Fig. 7 Relative Mach of casing treatment with cell at blade tip

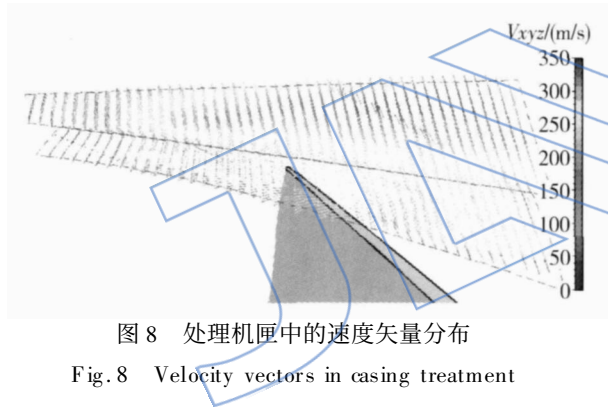


图 8 处理机匣中的速度矢量分布
Fig. 8 Velocity vectors in casing treatment

3.4 气室的功能

对于航空发动机而言, 处理机匣外形受到发动机直径的约束, 因为发动机直径对于动力装置的外阻力而言是个非常重要的指标, 参考以往设

计, 这里限制了气室最大外径, 为了对比说明气室作用, Case2 仅在 Case1 基础上去掉了气室, 在此仅作对比定性说明问题. 本文将斜缝抽吸过程分成三步, 第一步是从斜缝在叶片压力面和激波后的进口利用主流和缝内压差吸入气体, 第二步沿斜缝逆主流方向进行输运, 第三步利用缝内和主流压差重新将气体注入主流.

从图 3 和表 1 可以看出, 取消气室后的处理机匣基本失去了扩稳作用, 抽吸流量从 0. 417 kg/s (2. 2% 总流量) 减少到 0. 216 4 kg/s. 叶栅通道中间 S2 流面(未示出)上的相对总压显示泄漏涡破裂后没有得到有效的吸除. 图 9 和图 10 示出了 Case2 和 Case1 位于叶尖前沿的同一位置斜缝在 90% 流量附近 $t = 0$ 时刻截面的静压分布, 可见无气室时斜缝进口的内部静压升高, 与主流叶顶压差减小, 缝的抽吸能力减弱, 其余斜缝在各个时刻都有相似现象. 图 9 显示在缝与叶顶相叠位置有明显的逆主流方向的压力突降, 这种突降越靠近叶尖前沿越明显, 说明在该位置流动阻力较大, 存在堵塞现象. 一方面它影响了抽吸过程的第二步, 减弱了对涡破裂区的抽吸; 另一方面该位置的堵塞不利于斜缝减小吸压力面的压差, 不利于减小泄漏涡强度. 若能改善上方的流动条件就可能提高斜缝的抽吸能力, 同时降低叶尖泄漏涡强度, 增加了上方气室的 Case1 证实了这种推断. 此外, 对气室内气体的分析还发现其周向流动有明显的周期性加速现象, 这与环形处理机匣槽内的周期性加速过程类似. 加速区域总是处于叶尖即将转过的位置, 相应的静压降低, 从而使相对坐标系下的斜缝顶部压力也呈现周期性变化, 这和叶顶静压的周期性变化相吻合, 二者共同作用形成了斜缝内压力的动态变化过程. 本文中的气室是通过改善缝顶流动条件来扩大稳定裕度的, 文献[1]中提到的背腔谐振效应增稳还需进一步研究.

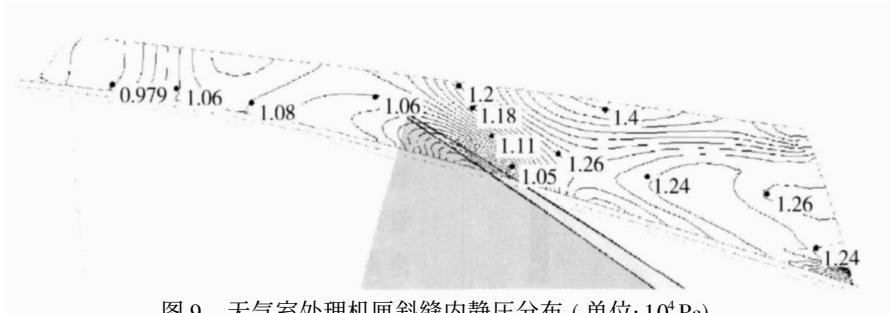


图 9 无气室处理机匣斜缝内静压分布 (单位: 10^4 Pa)
Fig. 9 Static pressure in slot of casing treatment without cell (Unit: 10^4 Pa)

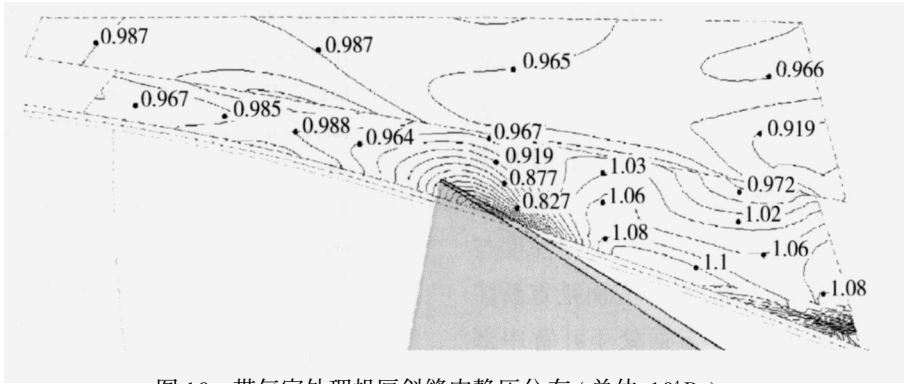


图 10 带气室处理机匣斜缝内静压分布 (单位: 10^4 Pa)

Fig. 10 Static pressure in slot of casing treatment with cell (Unit: 10^4 Pa)

尽管气室解决了抽吸过程第二步的瓶颈问题, 但气体在气室内周向输运掺混, 引入了一定的掺混损失, 从而减小某些处于较高压力进口的斜缝背压, 在一定程度上没有充分利用压差进行抽吸.

3.5 半圆斜缝流动特点

为进一步扩大抽吸能力, 设计了带叶片角向的半圆斜缝处理机匣 (Case3), 数值模拟结果显示失稳流量进一步降低 (图 3 和表 1), 但压比和效率都出现了明显的降低. 图 11 示出了半圆斜缝处理机匣 90% 流量附近 99% 叶高截面 $t=0$ 时刻的相对马赫数分布, 主流 λ 激波位置比带气室的更往后移动, 接近垂直于吸力面, 强度也更低, 叶尖前沿附近的泄漏涡破裂区完全消失, 但同时在叶片尾沿形成了占据约 50% 通道宽度的叶背分离堵塞区.

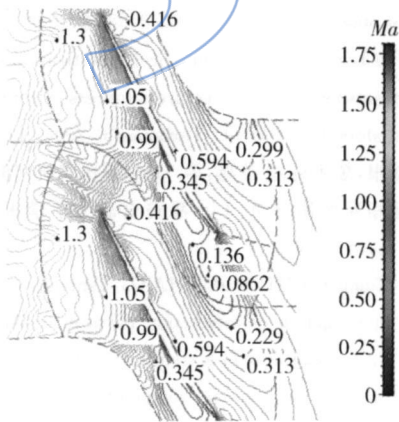


图 11 半圆处理机匣叶尖相对马赫数分布

Fig. 11 Relative Mach of casing treatment with semicircle slots

图 12 示出一个转子通过周期 T 内 4 个不同时刻某一斜缝内的流动情况. 由于采用了叶片角向的设置, 缝与通道激波几乎垂直, 充分利用了激波前后的压差, 使得抽吸能力更大. 文献[11-12]

都采用非定常的方法对轴向斜缝进行了详细的研究, 且文献[12]与本文都采用了同一压气机, 在处理斜缝的设计上除了叶片角外其余参数都比较接近, 具有一定的可比性, 其近失稳流量达到了 0.87 左右, 而本文则进一步降低到了 0.83, 说明了这种斜缝叶片角向安装对提高稳定裕度是有帮助的. 但同时抽吸的气体越多, 压比和效率也必然越低, 所以压气机的增压能力和效率都比文献[12]低.

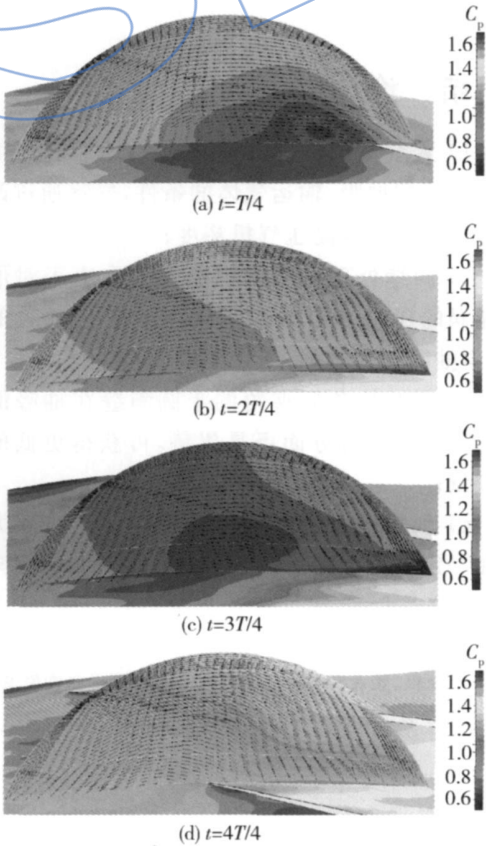


图 12 半圆处理机匣内速度分布

Fig. 12 Static pressure in semicircle slot of casing treatment

强烈的抽吸和相应的出口形状使得重新注入主流速度较大, 且与主流方向相反, 降低了叶尖的主流速度, 为尾沿的叶背分离建立了条件. S_2 流面(未示出)显示, 处理机匣下方叶尖前沿的原主流泄漏涡破裂区流速增加, 堵塞消失, 一旦离开斜缝尾沿, 叶背分离区迅速增大, 其叶展方向深度与原来破裂区深度相当. 究其原因, 一方面是重新注入时逆向参混损失过大, 另一方面处于叶背中部的已加压气体被过度抽吸, 造成斜缝尾沿主流空虚, 不能为下游注入足够动量. 带此处理机匣的压气机在接近失稳点时观察到了尾沿叶背分离区已扩大到整个流道宽度, 形成了新的失稳源.

除此之外还观察到斜缝尾沿刚好越过叶顶时缝进口的静压力并不是最低, 直到 $T/12$ 后尾沿扫过吸力面附近的激波后高压区后才达到最低, 又再经过约 $T/12$ 主流高压对斜缝的影响才体现出来, 说明隙缝在与主流的作用过程中存在一定的相位滞后, 这个滞后将主流的周向不均信息沿逆旋转方向传递, 缝进口在叶片压力面大量抽吸后进入吸力面时还来不及释放, 因而对缝进口位置的主流压力变化响应滞后, 这种滞后削弱了斜缝的抽吸作用.

4 结 论

- 1) 无气室的斜缝处理槽需要足够的高度以建立良好的抽吸、输运气体的条件, 气室通过改善此输运条件来提高压气机裕度;
- 2) 斜缝处理机匣的扩稳能力取决于对形成泄漏涡的压差的影响和利用压差进行抽吸的能力, 但抽吸能力越强, 压比和效率损失越大;
- 3) 带叶片角向夹角的半圆斜缝在抽吸能力和内部流动阻力方面更具优势, 可获得更低的失稳流量;
- 4) 斜缝槽非定常扫掠叶顶时与主流压力间存在一定的相位滞后, 从而削弱了缝的抽吸作用.

参考文献:

[1] 卢新根, 楚武利. 轴流压气机机匣处理研究进展及评述 [J]. 力学进展, 2006, 36(2): 222-223.

[2] 刘大响, 叶培梁, 胡俊, 等. 航空燃气涡轮发动机稳定性设计与评定技术[M]. 北京: 航空工业出版社, 2004.

[3] Baily E E. Effects of grooved casing treatment on the flow range capability of a single stage axial flow compressor [R]. NASA TM X-2459, 1972.

[4] Dunham J. CFD validation for propulsion system component [R]. AGARD AR 355, 1998.

[5] Lenneth L. Experimental and computational investigation of the tip clearance flow in a transonic axial compressor rotor [R]. NASA TM 106711, 1989.

[6] 王永明, 胡骏, 屠宝锋, 等. 带处理机匣的跨声速风扇非定常数值模拟 [J]. 南京航空航天大学学报, 2006, 38(5): 540-544.

WANG Yongming, HU Jun, TU Baofeng, et al. Unsteady numerical simulation of transonic fan with casing treatment [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2006, 38(5): 540-544.

[7] 袁巍, 周盛, 陆亚钧. 压气机间隙流与处理机匣作用的三维数值分析 [J]. 北京航空航天大学学报, 2004, 30(9): 886-887.

YUAN Wei, ZHOU Sheng, LU Yajun. 3D numerical analysis for the effect between tip clearance and casing treatment in turbomachinery [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics & Astronautics, 2004, 30(9): 886-887.

[8] Furukawa M, Inoue M, Saiki K, et al. The role of tip leakage vortex breakdown in compressor rotor aerodynamics [R]. ASME Paper 98 GT-239.

[9] Hofman W, Ballmann J. Tip clearance vortex development and shock vortex interaction in a transonic axial compressor rotor [R]. AIAA Paper 2002-0083.

[10] Wike L, Kau H P. A numerical investigation of the influence of casing treatments on the tip leakage flow in a HPC front stage [R]. ASME 002 GT-30642, 2002.

[11] Wike I, Kau H P. A numerical investigation of the flow mechanisms in a high pressure compressor front stage with axial slots [J]. ASME J. Turbomach, 2004, 126: 339-349.

[12] 卢新根, 楚武利, 张燕峰, 等. 跨音速压气机间隙流与处理机匣相互作用分析 [J]. 西安交通大学学报, 2006, 40(11): 1357-1360.

LU Xinggen, CHU Wuli, ZHANG Yanfeng, et al. Numerical investigation of interaction between casing treatment and tip leakage flow in a transonic compressor rotor [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2006, 40(11): 1357-1360.