

文章编号: 1000-8055(2007)02-0298-07

跨声速压气机机匣处理的数值研究

陈海昕, 黄旭东, 符 松
(清华大学 航天航空学院, 北京 100084)

摘 要: 介绍了所开发的压气机内流场三维 N-S 方程计算程序. 在利用典型算例验证了计算程序的描述能力和精度的基础之上, 对带有顶隙和机匣处理的跨声速压气机内的流动进行了三维数值模拟. 研究了环向槽机匣处理方式, 比较了不同开槽方式下, 机匣处理对顶隙泄漏流和压气机性能的影响.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 跨声速压气机; 顶隙泄漏流; 机匣处理; 环向槽

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

CFD study on casing treatment in a transonic compressor

CHEN Hai-xin, HUANG Xu-dong, FU Song

(School of Aerospace, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

Abstract: This paper introduces an in-house developed 3D N-S solver specialized for the flow field study in compressors. Based on a typical sample calculated for the validation of the code, a 3D simulation of the flow in a transonic compressor with tip gap and casing treatment is performed. The numerical study focuses on the casing treatment with circumferential grooves. The comparison of the influences on the compressor performance of variant groove configurations is carried out.

Key words: aerospace propulsion system; transonic compressor; tip leakage flow; casing treatment; circumferential grooves

现代航空发动机设计中, 趋向于采用更少的压气机级数以减轻重量和结构的复杂程度, 这就要求每一级承受更大的气动载荷. 在轴流压气机中, 转子和机匣之间总存在一个顶隙. 当压气机在高载荷下工作时, 由于叶片压力面和吸力面之间的巨大压差以及叶尖和机匣壁面对气流的粘性作用, 气流会穿过顶隙并卷起所谓的“顶隙泄漏涡”. 这样的涡不仅会影响压气机的效率, 同时也是压气机失速和喘振的重要诱因. 随着压气机背压的提高, 通道激波会逐渐增强, 使得顶隙泄漏涡在通过时与其发生的相互作用也更加强烈. 人们观察

到, 当压气机背压提高到一定程度时, 激波会导致顶隙泄漏涡的破碎, 在通道内形成一个低速回流区, 并最终导致压气机的流道阻塞和失稳.

为了扩展压气机的稳定工作区间, 确保足够的失速和喘振裕度, 人们曾设计过各种类型的机匣处理^[1,2]. 尽管这些机匣处理技术已经应用了近 40 年, 但对其作用机理了解的还很不透彻. 这方面的实验研究非常困难, 因而 CFD 以其自身特点和优势, 在相关研究中起到了重要的作用. 但 CFD 研究也面临很多的困难. 为了模拟处于相对运动中的压气机和机匣处理所产生的包含有激

收稿日期: 2006-01-05; 修订日期: 2006-04-21

基金项目: 国家自然科学基金资助项目 (10477012)

作者简介: 陈海昕 (1974-), 男, 陕西宝鸡人, 清华大学航天航空学院副教授. 主要从事计算流体力学研究.

波、边界层、旋涡及其相互作用的复杂流场,计算程序必须有足够的精度和鲁棒性。

首先,数值方法需要能够捕捉流动的细微结构,由于研究的主要目的之一就是预测机匣处理对压气机的效率和喘振裕度的影响,因此尤其要能够表现近失速状态的复杂流动结构。其次考虑到压气机流动中的大逆压梯度和分离流的特点,湍流模式也是一个关键问题。第三,含机匣处理的压气机流场几何结构可能非常复杂。机匣处理的沟槽和顶隙中需要足够密的网格以捕捉重要的流动结构,而主流通道内则不可能也没必要采用那么密的网格。因此,必须采用能与上述特点相适应的网格技术。

由于上述的这些困难,对于压气机机匣处理方面的数值模拟研究还不多见。Wilke^[1]对环向和轴向开槽的机匣处理方式进行了定常的计算,并分析了顶隙泄漏流与机匣沟槽之间的相互作用。Hathaway^[2]提出了“自循环”机匣处理的概念,并利用 CFD 讨论了其优点。Yang^[3]等人采用一种守恒的混合元方法对“自循环”机匣处理进行了非定常计算。所有的这些工作都使我们对压气机中的流动结构和各种物理现象有了更进一步的认识。从这些工作来看,CFD 不仅能够应用于对流场的模拟和分析,也能够为新的机匣处理方式的设计提供基础。

本文主要数值研究了顶隙泄漏涡的卷起和演化过程,并初步探讨了环向槽机匣处理对压气机效率和喘振裕度等的影响。

1 问题描述

NASA Rotor 37 是一种高压比跨声速压气机转子。由于具有大量的总体性能和流动结构的实验测量数据,Rotor 37 常被作为数值计算的算例^[4,5,6]。其参数如表 1 所示。

表 1 Rotor 37 参数
Table1 Parameter of Rotor 37

参数	参数值
叶片数	36
等效转速/(r/min)	17 188.7
叶尖/轮毂直径/m	0.507 4/0.357 6
顶隙/mm	0.356
设计压比	2.106
设计质量流量/(kg/s)	20.19

为了验证程序模拟机匣处理的能力,我们在原来光滑的机匣上,沿环向布置 7 条槽,如图 1 所示。这些槽从叶尖的前缘到尾缘,沿轴向均匀布置。每条槽的宽度为叶尖弦长的 10%,深度为当地机匣半径的 2%。

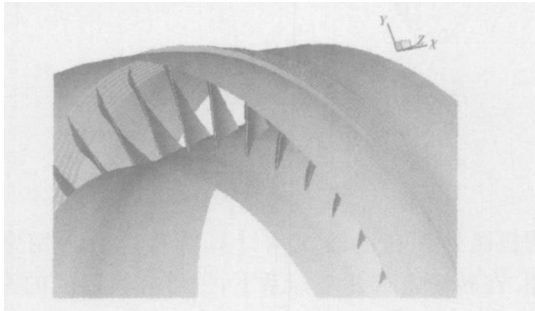


图 1 带环向槽机匣处理的 Rotor 37
Fig. 1 Rotor 37 with circumferential grooves

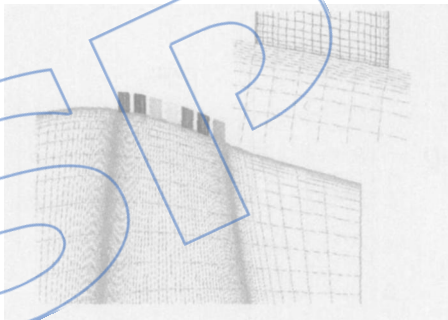


图 2 网格之间的搭接
Fig. 2 Patch of grid blocks

2 网格生成

本文计算采用了分块的 H-H 结构网格。各块网格通过他们的公共面进行搭接。为了兼顾效率和精度,本文采用了准点对点的搭接方式:只有某一些网格线在公共面是对应连接的,如图 2 所示。这种搭接方式允许在界面两侧有不同的网格密度。通过在计算中采用面积加权重构的方法^[7]处理网格块界面的对流通量,保证各块之间信息交换的守恒性。从图 3 的压力等值线图可以看到,在分块网格的界面两侧,等值线连续光滑。证明本文所使用的网格搭接技术是成功的。

计算所采用的通道网格数为 132×60×60,每一条槽的网格数为 30×25×60,均为 H-H 型网格。

3 数值方法

3.1 控制方程

采用随转子转动的笛卡儿坐标系,包括周向

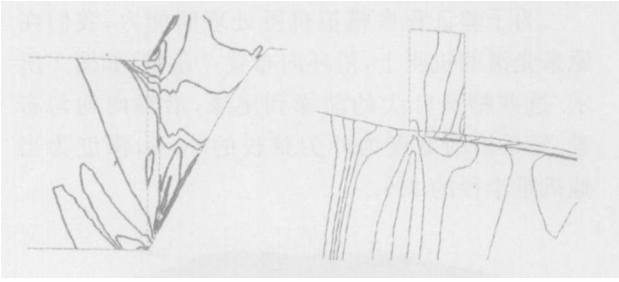


图 3 分块网格界面两侧的压力等值线

Fig.3 Pressure contours on both sides of grid interface

槽机匣处理在内的流动计算都可以转为定常问题.在转动笛卡儿坐标系下,三维守恒形式的雷诺平均方程为

$$\frac{\partial Q}{\partial t} = \frac{\partial F_i}{\partial x_i} + \frac{1}{Re} D + S = 0$$

其中

$$Q = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho w_1 \\ \rho w_2 \\ \rho w_3 \\ \rho E^r \end{bmatrix} \quad F_i = \begin{bmatrix} \rho w_i \\ \rho w_1 w_i + \delta_{i1} p \\ \rho w_2 w_i + \delta_{i2} p \\ \rho w_3 w_i + \delta_{i3} p \\ \rho H^r w_i \end{bmatrix}$$

$$D = \frac{\partial}{\partial x_i} \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{i1} \\ \tau_{i2} \\ \tau_{i3} \\ \tau_{ij} w_j - q_i \mu \end{bmatrix} \quad S = \frac{\partial}{\partial x_i} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \rho \Omega (\Omega x_2 + 2 w_3) \\ \rho \Omega (\Omega x_3 - 2 w_2) \\ 0 \end{bmatrix}$$
$$\tau_{ij} = (\mu + \mu_t) \left(\frac{\partial w_i}{\partial x_j} + \frac{\partial w_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial w_l}{\partial x_l} \right) - \frac{2}{3} \delta_{ij} \rho k Re$$
$$q_i = - \left(\frac{\mu}{Pr_t} + \frac{\mu_t}{Pr_t} \right) \frac{\partial h}{\partial x_i}$$

$E^r = e + k + (w_l w_l - \Omega^2 r^2)/2$ 为转动总能量, $H^r = h + k + (w_l w_l - \Omega^2 r^2)/2$ 为转动总焓.

3.2 湍流模式

本文采用 Mentor 的剪应力输运(SST)两方程模式,并借鉴了 K ω 的 $k\omega$ TNT 模式的一些思想,构成了所谓 $k\omega$ TNT SST 模式.这一改进已在机翼绕流的计算^[7]中被证实对于具有大的分离和激波边界层相互作用的流动有良好的表现能力.同时,改进后的模式保持了低雷诺数模式的特性,不需要采用壁函数.

3.3 空间离散

本文所采用的程序基于有限体积方法架构,对流项的空间离散采用 Roe 的 FDS 格式.采用三

阶迎风偏置的 MUSCL 插值保证了空间格式具有二阶精度.光滑连续可导的 Albada 限制器被用于抑制高阶数值振荡.这一格式被证明具有较低的数值粘性,因而在边界层中有良好的表现.为保证稳定性和鲁棒性,必要时采用了 Radspiel-Swanson 型的熵修正. k 和 ω 的模型方程采用二阶迎风格式进行空间离散.

3.4 时间推进

本文采用时间推进法逼近定常流场.对 NS 方程和湍流模型方程都采用 LU-SGS 隐式格式进行时间推进.

4 结果与分析

4.1 光滑机匣

为了验证数值方法、湍流模式和网格的正确和有效性,本文首先对 Rotor 37 具有实验结果的光滑机匣构型(记为 SW)进行了计算.计算结果与实验符合的较好.

计算得到的阻塞流量为 20.924 kg/s,实验结果为 20.93 kg/s.图 4 和图 5 分别给出了绝热效

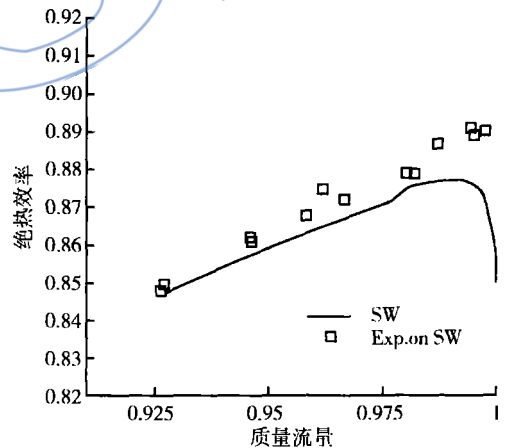


图 4 绝热效率曲线

Fig.4 Adiabatic efficiency

率曲线和总压比曲线,总体上与实验值基本吻合.但计算得到最大效率值偏低,失速流量略偏高.前者是数值研究中普遍存在的问题,后者可以归结为目前的湍流模式水平尚不能准确地模拟失速过程.本文的计算曲线终止于某个高背压时的点.如图 6 所示,本文在计算中不断升高背压,直至到达某一临界状态质量流率无法稳定,持续下降.此时即判断流动已处于失速状态.这是当前数值计算研究判断失速点时较多采用的办法^[5,6].计算发现这种处理对于失速流量的预测偏高,但本文认

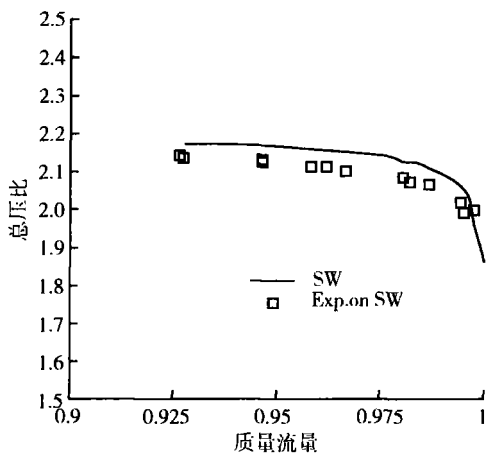


图 5 总压比曲线

Fig. 5 Total pressure ratio

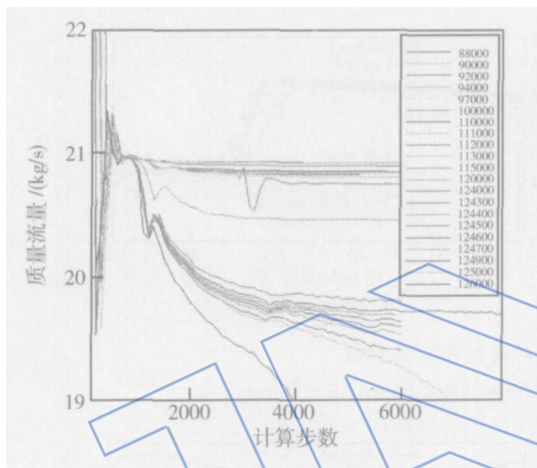


图 6 质量流率的收敛曲线

Fig. 6 Convergence history of mass flow

为这种对失速流量预测值的偏差是具有一致性的,因此相对结果仍可以作为判断机匣处理对失速点影响的依据。

图 7 比较了质量流率为 98 %阻塞流率时的计算和实验结果^[5].这里给出了 50 %叶高处的马赫数等值线图 and 95 %叶高处的轴向速度等值线图。

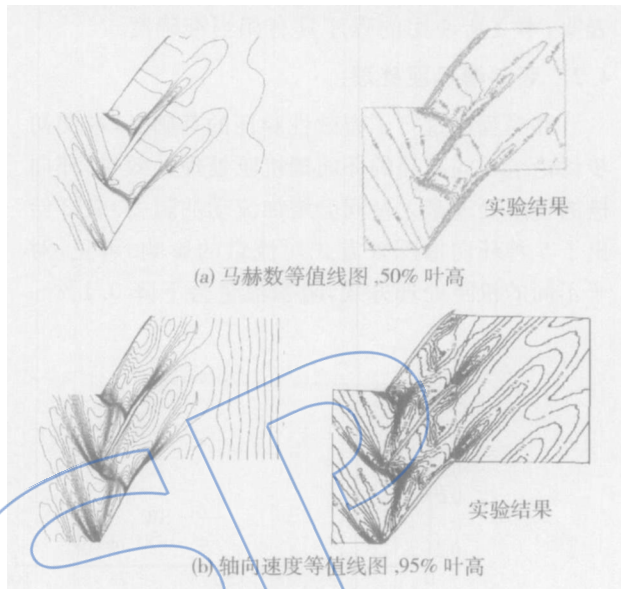


图 7 通道中的流场

Fig. 7 Flow images in passage

在 50 %叶高截面上,流场的主要结构为基本附着于叶片前缘的弓形激波;而在 95 %叶高截面上顶隙泄漏涡和激波的相互作用使流场变得十分复杂.本文的计算结果与实验结果基本吻合,很好地再现了流场中的主要结构。

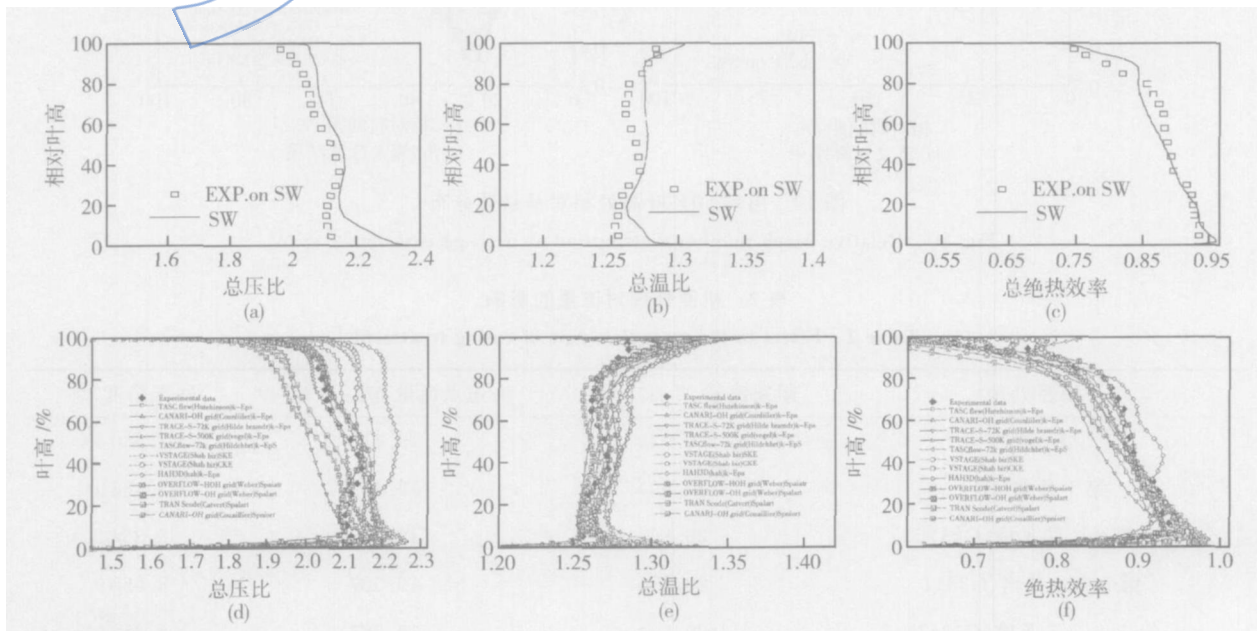


图 8 出口环向平均的总压比、总温比和绝热效率

Fig. 8 Pitch-wise averaged parameters compared with literature results

图 8~图 10 进一步定量比较了质量流率为 98 %阻塞流率时的计算和实验结果^[5]. 从总体上讲,本文的计算结果与实验值符合得较好,在流场的不同位置都能较准确地得到各关键物理量的分布,与其他不同的研究者得到的较为散乱的计算结果相比较,本文的计算结果是较佳的. 这些结果表明,本文所使用的程序具有相当准确度.

4.2 环向槽机匣处理

在对程序进行了有效性验证的基础上,本文初步讨论了不同布局的环向槽机匣处理的效果. 环向槽的机匣处理毫无疑问会增加流动的阻力. 表 2 给出了 5 种环向槽配置方式对流量的影响. 可见,对于不同的机匣处理方式,阻塞流量会下降 0.1 %~

0.47 %. 一般而言,开槽越多阻塞流量也下降越多. 另外,从计算结果可以看出,似乎第 2 条槽对于流量的影响较为明显. 即,在 15 %~25 %弦长位置的环向槽对于流动阻力的增加最为明显.

进行机匣处理的主要目的在于提高压气机的喘振裕度. 但由表 2,和图 11、图 12 可见只有 G1-7 和 G1357 两种机匣处理使压气机喘振裕度有了一定程度的提高,而 G1、G23、G234 三种机匣处理并没有达到预期的效果. 前缘 1~3 号槽都会使压气机的喘振裕度有所下降,而后缘 4~7 号槽的加入则可以使压气机的喘振裕度有明显的提高. 同时图 13 显示,以前缘槽(1~3 号槽)为主的机匣处理方式都会使压气机的效率略有下降,最大

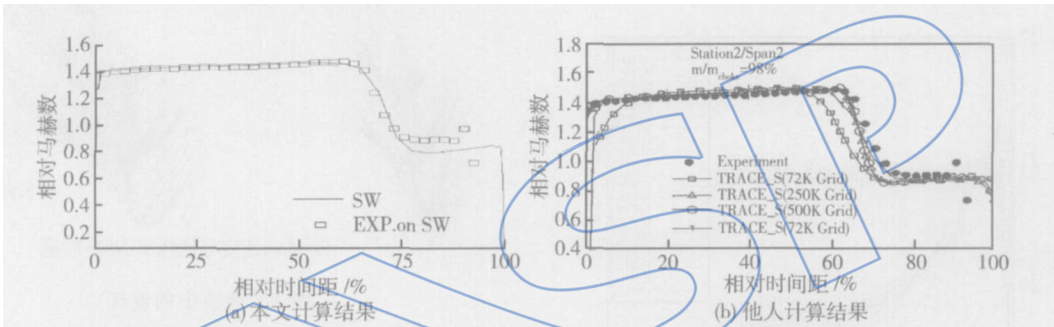


图 9 通道中 20 %弦长,50 %叶高处相对马赫数
Fig. 9 Relative Mach number distribution at 20 % chord , 50 % span

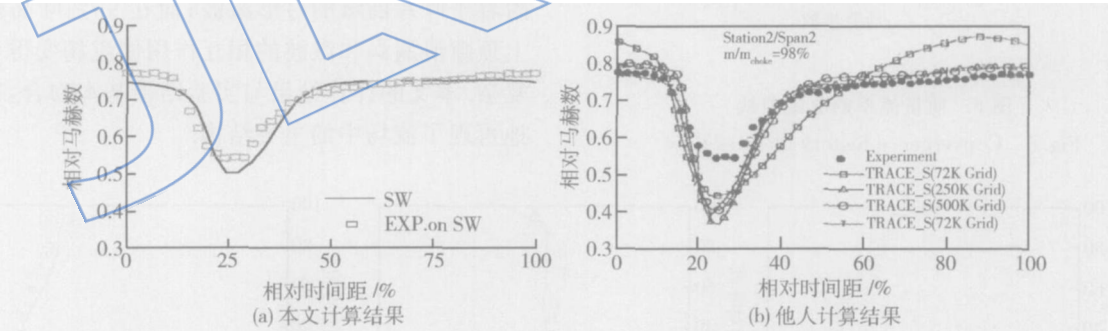


图 10 出口 50 %叶高处相对马赫数分布
Fig. 10 Relative Mach number distribution at passage exit , 50 % span

表 2 机匣处理对流量的影响

机匣处理	阻塞流量 $M_{choke}/$ (kg/ s)	失速点流量 $M_{stall}/$ (kg/ s)	喘振裕度/ %
无(SW)	20.924	19.415	3.540 4
第 1 条槽(G1)	20.904	19.435	3.488 9
第 2、3 两条槽(G23)	20.867	19.372	3.334 2
第 2、3、4 条槽(G234)	20.874	19.387	3.650 9
第 1、3、5、7 条槽(G1357)	20.894	19.263	4.312 0
7 条槽(G1-7)	20.847	19.046	4.869 8

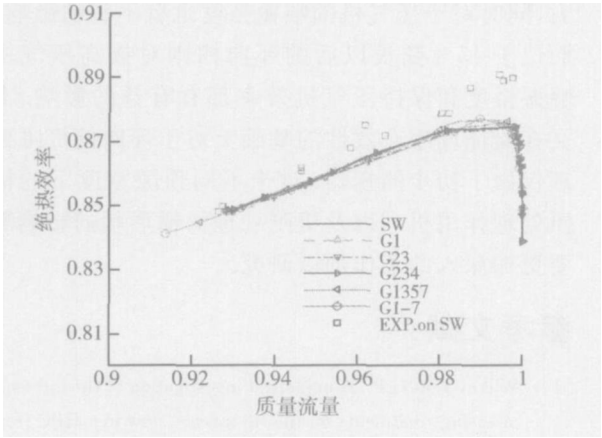


图 11 绝热效率
Fig. 11 Adiabatic efficiency

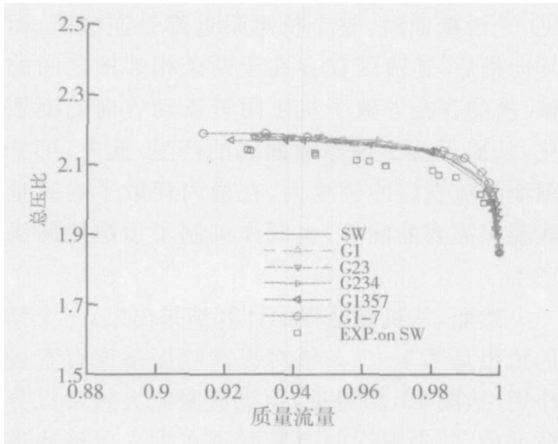


图 12 总压比
Fig. 12 Total pressure ratio

下降幅度约为 0.24 %;而后缘槽(4~7 号槽),尤其是位于 45 %~55 %弦长位置的 4 号槽的存在可以消除这种不良影响,使压气机最大效率基本与无机匣处理的情形相近.

从图 14 可见,位于叶尖前缘附近的第一条槽位置过于靠前,从而对顶隙泄漏涡的影响很小.而从图 15(a)可见,对于 G1-7 的机匣处理方式,尽管在背压很高,接近失速的时候,也没有明显的顶隙泄漏涡产生.分别画出光滑壁面和有有机匣处理时吸力面附近的速度矢量图——图 15(b),(c)可

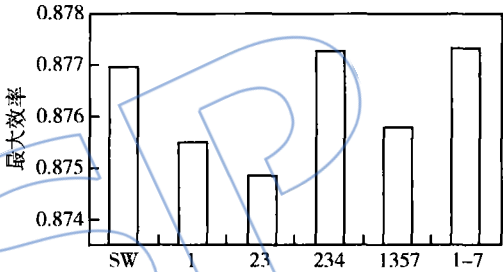


图 13 不同机匣处理下的最大效率
Fig. 13 Maximum efficiency with different casing treatment

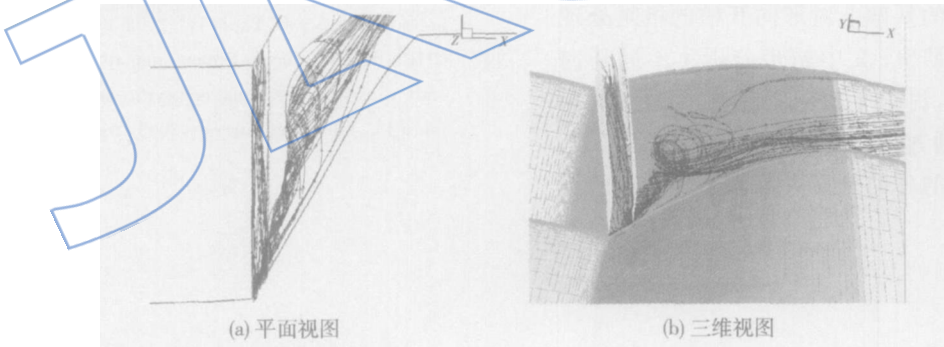


图 14 G1 机匣处理对顶隙泄漏涡的影响
Fig. 14 Streamlines of blade tip vortex

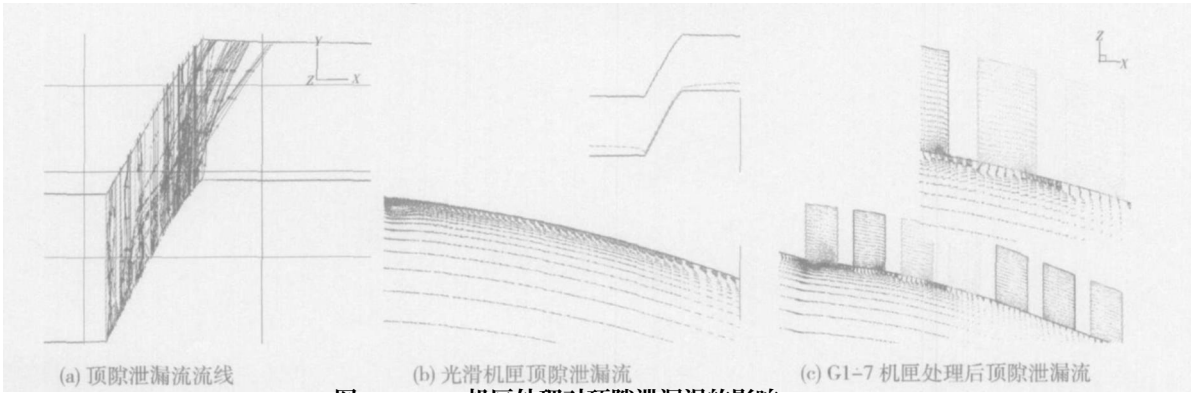


图 15 G1-7 机匣处理对顶隙泄漏涡的影响
Fig. 15 Effects to the tip leakage flow of G1-7

见:光滑壁面时,整个机匣附近都是逆流区;而有环向槽后,逆流区仅存在于两条相邻槽之间的区域.槽的存在导致了机匣附近流动方向的剧烈变化,从而干扰了顶隙泄漏涡的产生.此外,部分顶隙泄漏流直接冲进槽内,在槽内耗散了卷起顶隙泄漏涡需要的能量,也同样抑制了顶隙泄漏涡的产生.

然而,从机匣处理的计算结果出发,一个简单的猜想是第5~7条槽对提高喘振裕度有直接的作用.从图15(a)可见,顶隙泄漏流大致可以分为两部分:叶尖附近的泄漏射流在进入主流通道后会迅速卷成顶隙泄漏涡,这部分射流包括自叶尖起大约40%的弦长,处在 $G1 \sim G3$ 的影响范围内;后半部分的射流不会卷入叶尖顶隙泄漏涡中,而会卷出第二个涡系,这部分射流处于 $G4 \sim G7$ 的影响范围之内. $G1 \sim G3$ 位置上各种机匣处理的无效结果似乎说明了叶尖前缘顶隙泄漏涡并非Rotor 37失速的主要原因,叶片后半部分的泄漏射流也许在该型压气机的失速中扮演了更为重要的角色.进一步的工作将对上述猜测进行验证.

5 总 结

本文以Rotor 37为研究对象,在充分验证程序有效性和精度的基础上对环向开槽的机匣处理方式进行了数值研究.文中初步分析了不同环向开槽方式的效果,讨论了机匣处理对于顶隙泄漏涡的抑制作用.通过本文的研究发现,位于15%~25%弦长位置的环向槽会对流动产生较大的阻

力,同时对于压气机的喘振裕度也有不利的影响;而位于45%弦长以后的环向槽则对提高压气机喘振裕度和保持压气机效率都有有益的影响.本文在验证程序有效性的基础上对于环向槽机匣处理仅做了初步的探讨,对于不同顶隙宽度下的机匣处理作用机理以及机匣处理沟槽形状的影响需要更加深入的工作加以研究.

参考文献:

- [1] Wilke, 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, 2002.
- [2] Hathaway M. Self-recirculating casing treatment concept for enhanced compressor performance[R]. ASME paper GT-2002-30368, 2002.
- [3] Yang H, Nuernberger D, Nieke E, et al. Numerical investigation of casing treatment mechanisms with a conservative mixed-cell approach[R]. ASME Paper GT-2003-38483, 2003.
- [4] Suder L L. Experimental and computational investigation of the tip clearance flow in a transonic axial compressor rotor[R]. NASA TM 106711.
- [5] Dunham J. CFD validation for propulsion system components[R]. AGARD-AR-355.
- [6] 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.
- [7] CHEN Haixin. Navier-Stokes simulations for transport aircraft wing-body combinations with deployed high-lift systems[J]. Journal of Aircraft, 2003, 5:883-890.