

考虑顶隙的压气机单转子内三维跨音速 粘性流场结构的数值模拟

清华大学 郭延虎* 王保国 沈孟育

【摘要】 借助于考虑叶片顶部间隙的压气机转子内跨音速湍流流场的三维数值解, 得到了该转子流场中的复杂涡系与波系结构。给出了叶片表面及轮毂面上的壁面流型, 分析并揭示了转子叶道内的马蹄涡、通道涡、角涡、尾涡等复杂涡系及其与激波的相互干涉; 特别是, 分析并揭示了转子叶道内顶隙射流的特点, 得到了顶隙附近激波与泄漏流动的干涉形态及泄漏流动的发展, 并着重给出了其与激波的干涉形态。

主题词: 流场 跨音速流动 泄漏 压气机 数值模拟

分类号: V211.45

1 引言

在低展弦比、低轮毂/叶尖半径比轴流压气机跨音速流场中, 激波形状常常是三维的, 并且存在着激波与粘性涡系的相互作用。对于不带围带的压气机转子, 叶片顶部与机匣面之间有一定间隙。在叶片表面两侧压力差的驱动下, 叶片压力面的流体绕过叶尖流向叶片吸力面。这一泄漏流动在机匣面的约束下, 通过叶片顶部间隙形成射流, 射流方向受叶道内主流与机匣边界层的共同影响。对于跨音速流动, 激波的出现对复杂的叶片顶隙内泄漏流动影响很大。顶隙泄漏流动及其与激波的相互干涉对决定叶尖流场的形态起着关键作用。正确理解流场中的复杂粘性流动结构及其与激波的相互干涉, 特别是叶顶间隙附近的流动结构, 对进一步提高压气机转子的效率将提供有益的帮助。采用隐式矢通量分裂格式, 配合 Gauss-Seidel 线松弛迭代^[1, 2], 得到了考虑叶片顶隙的压气机转子内三维跨音速湍流流场的一个数值解^[3]。综合这一计算流场^[3]与实验^[4]及文献[5]的计算结果对比, 说明计算与实验符合程度是令人满意的, 而且计算反映出了实验流动的三维形态以及顶隙泄漏流的影响。本文对文献[3]得到的计算流场作了仔细分析, 较细致地研究压气机转子叶片通道, 特别是顶隙中的复杂流动形态。

2 支配方程、求解方法及流场结构分析

支配方程采用三维可压缩雷诺平均 N-S 方程, 并用 Baldwin-Lomax 代数湍流模型^[6]进行封闭。方程建立在固结于以常角速度 ω 转动的动叶轮上的柱坐标系上。求解方法采用有限体积隐式时间推进法^[1, 2], 其中无粘通量项采用 Steger-Warming 的矢通量分裂技术^[7]离散, 粘性通量项采用二阶中心差分离散, 每个时间步内离散方程的求解采用 Gauss-Seidel 线

松弛迭代。

选取西德宇航院(DFVLR)的单级压气机转子内跨音速流场作为算例^[4]。该转子总压比为 1.51, 转速为 20260 r/min, 质量流量为 17.3 kg/s; 该转子有 28 个叶片, 叶片前缘顶部直径为 339 mm, 叶尖相对马赫数大约为 1.4 左右。计算网格采用 128X70X66 的 H 型网格, 其中叶顶间隙区径向分布 4 个网格点。计算结果与实验^[4]及文献[5]的计算结果对比详见作者的博士论文^[3], 本文着重分析计算流场的流动形态, 特别是顶隙中的复杂流动形态。

2.1 壁面流型分析

通过分析极限流线图象, 可以得到压气机转子壁面附近的流动形态。

从图 1 可看出, 叶片吸力面上存在激波与边界层的干涉。在压气机转子上半叶道中通道激波很强, 轴向动量损失使得壁面边界层流动方向明显折转, 流向机匣面。激波一边层干涉在吸力面上诱发形成一个分离泡, 分离线为 A_1A_2 , 再附线为 A_3A_4 。 S_1A_7 为发自叶片前缘附近的分离线, 是开式分离。可以看到分离线 S_1A_7 一直延伸到 90% 叶高处, 反映了通道涡沿流动方向发展变大的过程。由于离心力的作用, 转子通道中只存在一个大的通道涡。由于逆压梯度的影响, 叶片吸力面尾缘处边界层在几乎整个叶高范围内产生分离。分离线 S_3A_8 和再附线 N_2A_9 构成一个分离泡, 分离泡沿径向向机匣面运动, 并在接近机匣面时脱离叶片表面形成低速流区。这一流动结构与文献[8]计算得到的另一跨音速压气机转子叶片吸力面近尾缘处流型在拓扑结构上是一致的。

从图 2 可看出, 在轮毂面叶片前缘附近存在分离鞍点 S_1 。由于转子离心力的作用, 叶片压力面上从鞍点 S_1 发出的分离线沿流动方向向叶道中间延伸, 这与涡轮静叶片^[3]压力面上流动结构不同。

图 3 示出了轮毂面上的流动图象。与涡轮静叶片类似, 在叶片前缘附近存在一

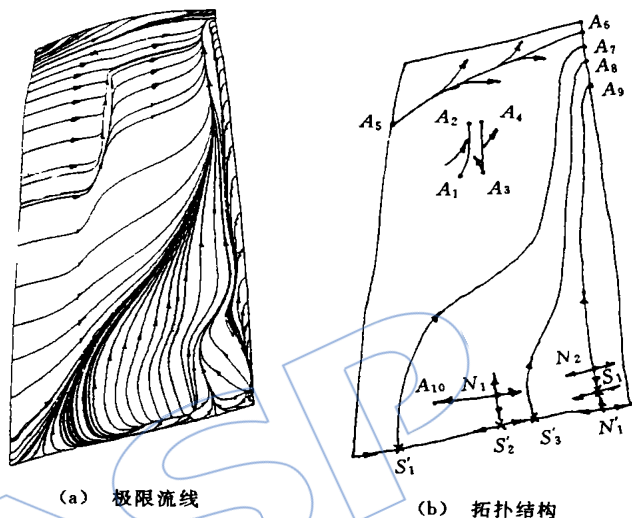


图 1 叶片吸力面上极限流线及其拓扑图象

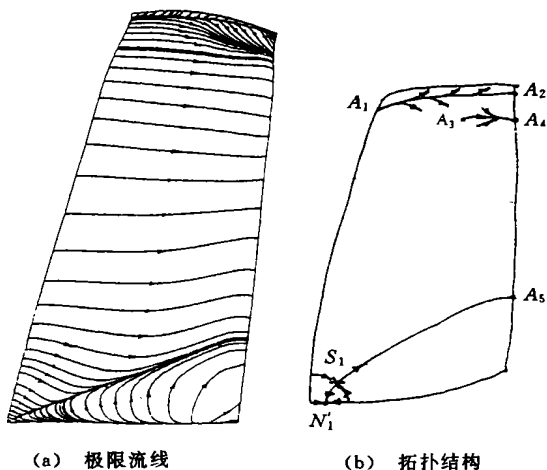
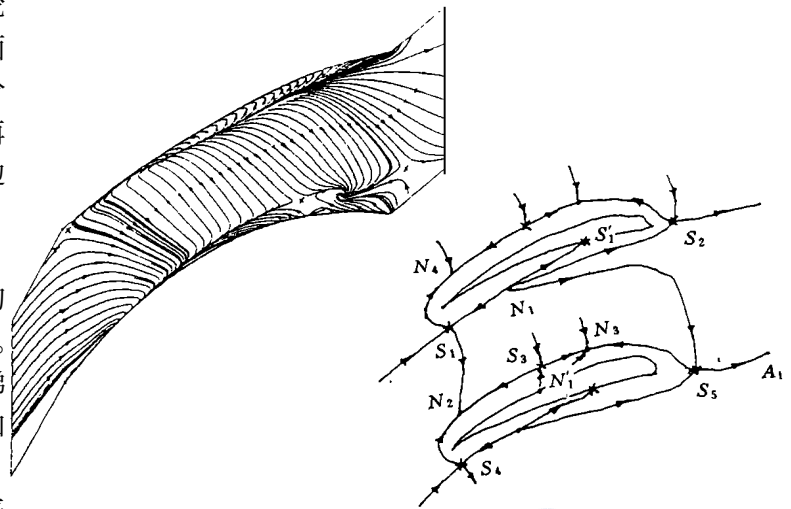


图 2 叶片压力面上极限流线及其拓扑图象

个分离鞍点 S_1 , 这反映了来流在轮毂面叶片前缘附近产生马蹄涡结构。 $\overline{S_1 N_4}$ 和 $\overline{S_1 N_2}$ 分别为马蹄涡的吸、压力面分支在轮毂面的分离线。另外, 轮毂面上在近吸力面侧存在一条分离线, 压力面侧存在一条再附线。这表明: 叶道内端壁边界层从压力面流向吸力面, 并在吸力面附近产生分离, 卷起形成通道涡, 通道涡的旋向与叶轮旋转方向相反。值得注意的是: 由于逆压梯度的影响, 这两条分离线和再附线明显离开叶片表面, 在分离线与叶片吸力面所夹区域以及再附线与叶片压力面所夹区域中, 流动在大半叶道中呈现反向流动, 这反映了轮毂面角隅附近的流动堵塞。结合叶片吸、压力面的流型分析, 可以看出, 在轮毂面的吸、压力面角隅分别存在一个与通道涡旋向相反的角涡。



(a) 极限流线

(b) 拓扑结构

图 3 轮毂面上极限流线及其拓扑图象

2.2 叶道内流动分析

图 4 分别给出 $Z = -0.07C$, $0.625C$ 和 $1.07C$ 共 3 个拟 S_3 截面上的相对马赫数分布, 其中 C 为轮毂面叶片轴向弦长, Z 为拟 S_3 面与轮毂面交线的轴向座标, $Z = 0$ 和 $Z = 1.0C$ 分别表示过叶片前、后缘的拟 S_3 面。 $Z = -0.07C$ 截面距叶片前缘很近, 从图中可看出相对马赫数受叶片的影响, 在叶片前方变小, 从而造成相对马赫数沿周向分布不均匀。马赫数沿叶高方向逐渐增大, 在机匣上达到 1.2, 这反映了机匣面与轮毂面相对运动的影响。马赫数沿径向和周向的变化, 表明了来流的三维性。

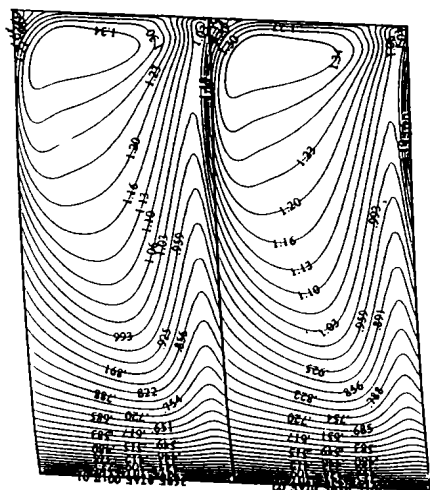
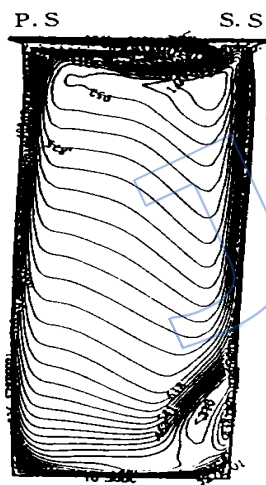
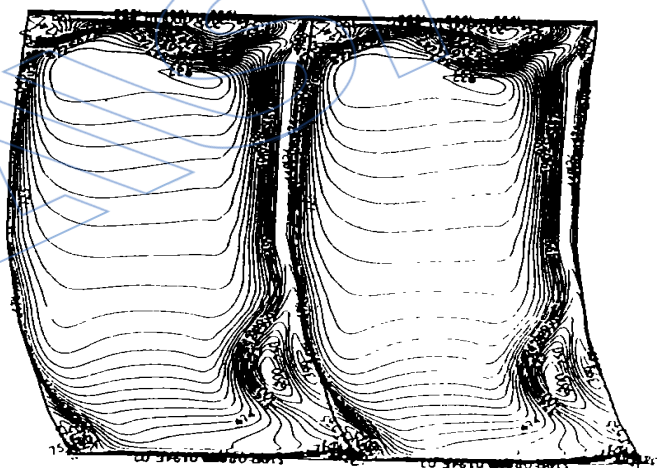
进入叶道后, 在叶道中间存在一道激波, 沿流动方向激波面从叶片压力面侧运动至叶片吸力面侧, 而且激波起始位置的径向座标不断升高, 这反映了空间激波面的三维性。到 62.5% 叶片弦长的拟 S_3 截面, 激波已经消失, 仅在叶道上部近叶片吸力面侧存在局部超音速区。叶片吸力面侧近轮毂处出现了两个低速流区, 它们对应着叶片吸力面边界层在叶根产生分离, 将低能流体团带入主流区。另外还可以看出, 在机匣面附近存在有低速流区。这一低速流区沿流动方向从叶片压力面侧流向吸力面侧, 反映了激波与顶隙泄漏流动的相互干涉。

出了叶片区后, 在 $Z = 1.07C$ 截面上, 可以看到叶片下游有很强的尾迹区。在叶道下半部, 尾迹区内仍嵌入有从叶片吸力面上脱落的两个涡。同时在叶片尾缘下游的轮毂面上有流动分离产生, 在机匣面附近产生低速度区。

2.3 叶片顶部附近流动结构分析

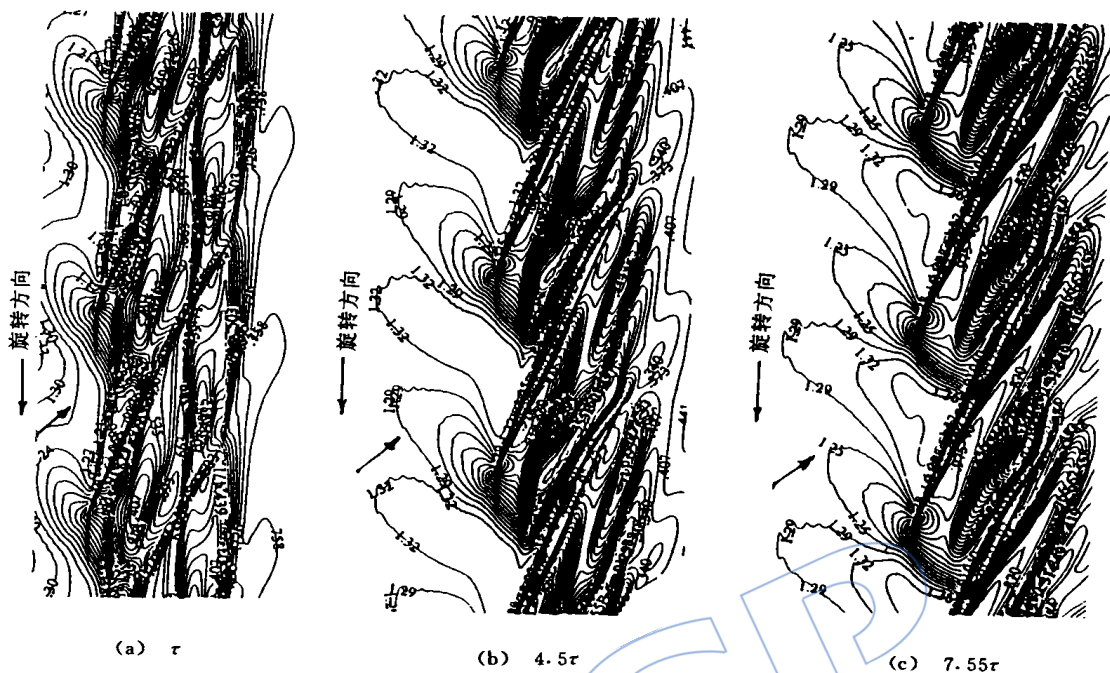
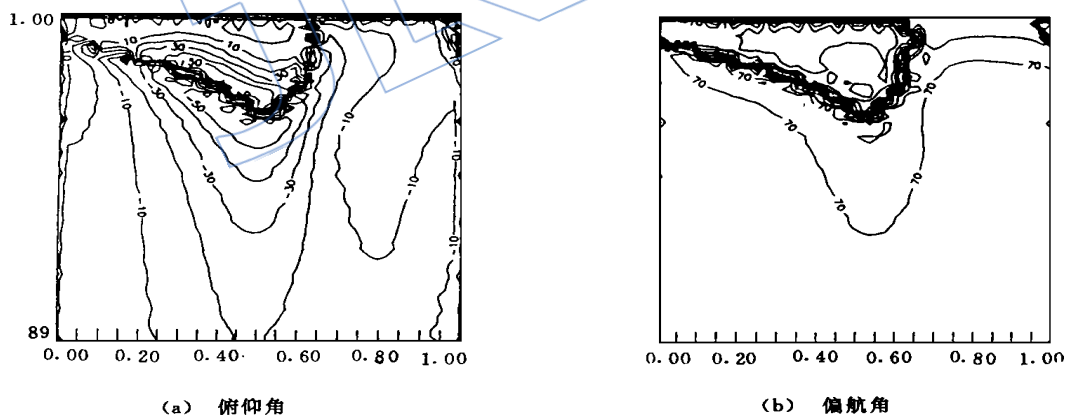
图 5(a) ~ (c) 分别给出了叶片顶部附近 3 个拟 S_1 回转面上的相对马赫数分布。这 3 个回

转面距机匣面距离依次为 τ , 4.5τ 和 7.55τ 。从图 5(a) 中可以看到: 来流绕过前缘时, 马赫数增加到比 1.24 略大一点, 然后经过前期压缩, 到达激波面。这里激波面为斜激波, 从叶片前缘伸向叶片吸力面。注意到在激波前近叶片吸力面处存在一个低马赫数区, 这对应着顶隙泄漏流动的影响, 反映了泄漏流动引起的低速度区即使通过沿叶片吸力面流动加速也仍不能明显提高速度。在这一低速度区域中, 马赫数沿流动方向变化明显小于外面高速流动区域。这一低速流动区域与激波面相交, 使得激波面在相互干涉点发生分叉, 在激波后, 马赫数很快下降至 0.407 以下。在正激波下游的马赫数要小于 0.407, 就要求激波上游来流马赫数必须为 6 左右(如果按理想气体处理时)。这说明激波后的这一低速度流动区域并不是由于来流通过激波减速形成的, 而是由于顶隙流动将叶面边界层分离产生的低速流体团带入叶道内产生的。

(a) $z = -0.07c$ (b) $z = 0.625c$ (c) $z = 1.07c$ 图 4 不同轴向位置拟 S_3 截面上的相对马赫数分布

从图 5(b) 可以看出激波前方与叶片前缘之间区域马赫数基本不变, 这反映了泄漏流动的减速作用与叶片吸力面前缘的加速作用大小相当。马赫数 1.32 的等值线在激波前方叶片吸力面附近的尖突反映了泄漏流动与激波的干涉。激波后低速核心的马赫数为 0.355, 这也是由于激波与泄漏流动共同作用的结果。在距机匣面 7.55 处回转面上, 激波前方为吸力面上的加速区, 泄漏流动的影响很小; 在激波后, 低速度流区已移至叶片吸力面尾缘。这说明顶隙泄漏对距机匣面 7.55 以远的回转面上叶片通道内的流动影响不大。

图 6 与图 7 分别给出了 $Z = 0.25c$ 和 $0.625c$ 两个轴向位置拟 S_3 面上的流动方向角的等

图 5 叶尖附近 3 个拟 S_1 回转面上的相对马赫数分布图 6 $Z = 0.25C$ 处拟 S_3 截面上的流动方向角分布

值线图。横座标表示距吸力面的周向距离与栅距之比；纵座标表示距轮毂面的展向距离与叶道高度之比。可以看出俯仰角等值线与偏航角等值线基本保持同一形状，从而可以推断在此压气机转子的跨音速流场中，顶隙泄漏流动并未卷起形成一个孤立 Rankine 涡，而是很快与主流掺混，产生强剪切和流动分离。另可看出，强剪切区沿主流方向移动的同时向叶片压力面移动，并在叶道中间断裂脱落下部分强剪切区。

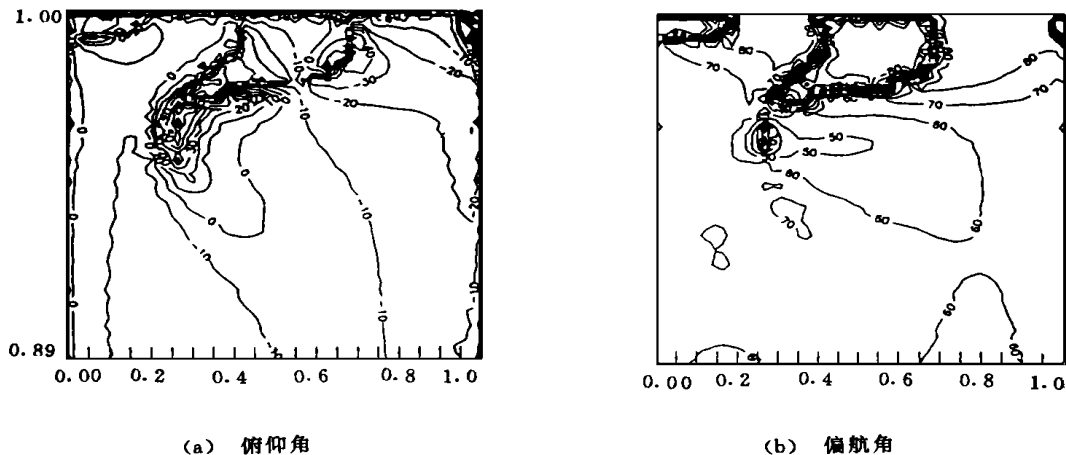


图 7 $Z = 0.625C$ 处拟 S_3 截面上的流动方向角分布

3 结 论

(1) 给出叶片吸、压力面以及轮毂面上的壁面流型, 分析并揭示了转子叶道中存在马蹄涡、通道涡、角涡、尾涡等复杂涡系及其与激波的相互干涉。(2) 得出了激波的三维曲面形状。(3) 分析并揭示了转子叶道内顶隙射流的特点, 并着重给出了其与激波的干涉形态。

参 考 文 献

- 1 黄东涛, 沈孟育, 张耀科. 隐式通量分裂线松弛迭代法求解平面叶栅无粘绕流问题. 航空动力学报, 1989, 4(4): 319– 324
- 2 郭延虎, 刘秋生, 王保国, 沈孟育. 隐式多重网格法求解叶轮机械三维跨声速湍流场. 空气动力学学报, 1995, 13(4): 468 – 473
- 3 郭延虎. 跨音速叶轮机械中三维粘性流动结构的数值研究: [博士论文]. 清华大学, 1996
- 4 Dunker R J, et al. Experimental Study of the Flow Field within a Transonic Axial Compressor Rotor by Laser Velocimetry and Comparison with Through- Flow Calculations. ASME Paper 77- GT- 28, 1977
- 5 Dawes W N. A Numerical Study of the 3D Flowfield in a Transonic Compressor Rotor with a Modeling of the Tip Clearance Flow. AGARD- CP- 401, 1987
- 6 Baldwin B S, Lomax H. Thin Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows. AIAA Paper 78 – 257, 1978
- 7 Steger J L, Warming R F. Flux Vector Splitting of the Inviscid Gasdynamics Equations with Application to Finite Difference Methods. Journal of Computational Physics, 1981, 40(2): 263– 293
- 8 Arnone A. Viscous Analysis of Three- Dimensional Rotor Flow Using a Multigrid Method. Journal of Turbomachinery, 1994, 116: 435– 445

(责任编辑 魏星禄)

NUMERICAL SIMULATION OF 3D TRANSONIC VISCOUS FLOW STRUCTURE INSIDE A COMPRESSOR ROTOR WITH CONSIDERATION OF TIP CLEARANCE

Guo Yanhu, Wang Baoguo, Shen Mengyu

(Dept. of Engineering Mechanics, Tsinghua University, Beijing 100084)

ABSTRACT

A 3D numerical solution of transonic turbulent flowfield inside a compressor rotor is analyzed with a consideration of blade tip clearance. The complex vortex system structure and shock wave system structure inside this rotor is obtained. Wall flow patterns on the blade surface and hub surface are found out. The complex vortex system structure, such as horseshoe vortex, passage vortex, corner vortex and trailing vortex, and the interaction with shock wave system are researched. Especially, the character of the tip clearance flow inside the rotor passage is revealed, and the interaction between shock wave and tip clearance flow near blade tip and the evolution of tip clearance flow are considered.

Key Words Compressors Flow fields Transonic flow Leakage
Numerical simulation

APPLICATION OF A MULTI- DIMENSIONAL FLUX FUNCTION TO ANALYSIS OF PLANE TRANSONIC CASCADE FLOW

Yao Shilei, Wang Baoguo, Shen Mengyu

(Dept. of Engineering Mechanics, Tsinghua University, Beijing 100084)

ABSTRACT

In two- or three- dimensional flow fields, it is difficult to determine the direction of wave propagation in cascades due to complexity of transonic flow. Now a grid- independent approximate Riemann solver is applied to numerical simulation of two- dimensional transonic cascade flow by the Euler or Navier- Stokes equations. Fluxes on grid faces are obtained via wave decomposition, assuming that information propagates in the velocity difference directions, rather than in the grid- normal directions as in a standard grid- aligned solver. Second- order computations with the grid- independent flux function are used to analyze two typical examples of transonic cascades. The results indicate that the grid- independent model suppresses entropy production over the cascade surface due to either computational diffusion or grid viscosity, and resolves shock and shear waves in transonic flow of cascades much better.

Key Words Multidimensional analysis Plane cascades Transonic flow

AN EXPERIMENTAL INVESTIGATION ON TREATMENT OF COMPRESSOR CASING WITH SKEW GROOVES

Zhu Junqiang, Zhao Yi, Liu Zhiwei

(7th Dept. Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072)

ABSTRACT

Five kinds of skew grooved cases with different geometric parameters were designed and tested on a rig of single stage axial- flow compressor. The detailed