

文章编号: 1000-8055 (2004) 02-0196-05

肋角度对流量系数影响的 数值模拟研究

倪 萌¹, 朱惠人², 裘 云², 刘松龄²

(1 香港大学 机械工程系, 香港 ;

2 西北工业大学 航空动力与热力工程系 陕西 西安 710072)

摘要: 利用有限体积法对三维不可压缩的 N-S 方程进行离散, 对同时带肋和气膜孔出流的内流冷却通道在 45°, 60°, 90°, 120° 肋的结构下进行了数值模拟。网格划分采用非结构化网格, 湍流 Realizable $k-\epsilon$ 模型, 近壁处湍流采用壁面函数, 采用 SIMPLE 算法求解速度与压力的耦合。计算获得了同时带肋和气膜孔出流的内流冷却通道在不同肋角度时的三维流场分布和气膜孔的流量系数值。结果表明同时带肋和气膜孔出流的通道流场结构比较复杂, 肋在通道中诱发的二次流改变了气体在进入气膜孔时偏转角度, 从而影响了流量系数值。通道中气膜孔的流量系数值随肋角度的增大而呈增大的趋势。计算结果与实验结果进行了比较, 两者规律符合良好。

关键词: 航空、航天推进系统; 肋; 气膜孔; 内流冷却; 数值模拟; 流量系数; 涡轮叶片

中图分类号: V 231.1

文献标识码: A

Numerical Investigation of Influence of Rib Orientation on Discharge Coefficients

NI Meng¹, ZHU Hui-ren², QIU Yun Ding², LIU Song-ling²

(1 University of Hong Kong, Hong Kong China;

2 Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Numerical simulation was conducted to investigate the flow field of internal cooling passages with both rib-roughened walls and film hole suction and discharge coefficients of film holes, with rib angles 45°, 60°, 90°, 120° respectively. A finite volume method with unstructured meshes was used to solve the three dimensional incompressible Navier-Stokes equations. The realizable $k-\epsilon$ turbulence model was used and standard wall function was used for near wall treatment. The coupling of velocity and pressure was performed using the SIMPLE algorithm. The numerical results show that the flow field of internal passages with both rib-roughened walls and film hole suction was complex, secondary flow produced by ribs changed the angles of the flow near the hole inlet and the hole axis, thus affected discharge coefficients. Discharge coefficients increase with the increase of rib angles. The calculated discharge coefficients are in good agreement with the experimental data.

Key words: aerospace propulsion system; rib; film hole; internal cooling;
numerical simulation; discharge coefficients; turbine blade

收稿日期: 2003-05-08; **修订日期:** 2003-10-21

作者简介: 倪萌 (1977-), 男, 四川彭山县人, 香港大学机械工程系硕士研究生, 主要从事氢能技术研究

航空发动机涡轮前总温的不断提高要求对涡轮叶片进行有效的冷却。目前使用的基本冷却技术主要有气膜冷却, 冲击冷却, 肋壁强化换热冷却, 扰流柱强化换热冷却等。冷气通常从叶片下部流入叶片中部的供气通道, 然后从气膜孔喷出覆盖在叶片表面, 有效的对叶片进行冷却。为了进一步提高冷却效果, 供气通道往往布置了粗糙肋, 以此来增大扰动, 强化内部换热。采用这样的结构必须详细了解通道内的流场分布和肋对气膜孔出流量或流量系数的影响规律, 这样才能合理的配置肋, 在强化内部换热的同时满足外部气膜冷却对冷气量的要求。目前, 国内外对带肋通道的流场研究比较多: Stephens M A 等人研究了一侧带 90 肋的通道的流场特性和换热系数分布^[1]; Yong-Jun Jang 等用雷诺应力湍流模型研究了带 45 肋的旋转通道流场分布和壁面换热系数分布^[2]; Tong-M in L iu 等研究了带 90 肋的通道流场分布和壁面换热系数分布^[3]。而对于通道内同时带肋和气膜孔出流的情况只有 Chantebup D 研究过^[4], 他研究的是带 45 肋和气膜孔出流的 U 型通道的流场分布, 强调的是肋和气膜孔出流对通道流场的影响。对于同时带肋和气膜孔出流的通道中肋角度对通道流场的影响和对气膜孔出流的影响则只在西北工业大学传热与空气动力实验室进行了研究^[5]。而这方面的数值模拟则还没有人进行研究。本文对同时带肋和气膜孔出流的内流冷却通道在不同肋角度和不同出流比时进行了数值模拟, 分析了肋角度对通道流场的影响, 整理出了计算的流量系数值, 并和实验结果进行了对比。数值计算所得到的气膜孔流量系数值与实验数据符合良好。计算结果揭示了带肋和气膜孔出流的通道内复杂的流场特征和肋角度对流量系

数的影响机理。
1 数值计算
1. 1 湍流模型

文中采用了 Realizable $k-\epsilon$ 模型, 该模型是在标准 $k-\epsilon$ 模型和 RNG $k-\epsilon$ 模型的基础上从 1995 年以后发展起来的。它从两个方面改进了传统的 $k-\epsilon$ 模型: 其一, 对于湍流粘性系数计算公式中的系数项, 作变量处理; 其二, 湍流耗散方程是从均方涡流脉动的精确输运方程推导而来。Realizable $k-\epsilon$ 模型在计算旋转的各向同性剪切流, 包括射流和混合层的自由流, 通道流动, 以及强压力梯度, 回流, 分离流以及有复杂的二次流的流动等的计算中具有较强的优势。并且求解精度也显著提高^[6]。壁面 近采用壁面函数法进行处理。

1. 2 物理模型及网格生成

分别计算了带 45°, 60°, 90 和 120 肋及气膜孔出流的方形通道结构的流场。图 1 给出了带 90° 肋和气膜孔出流的通道结构简图, 上下表面分别布置 15 根肋, 它们之间的相对位置为错排。在下表面每两根肋间的正中心布置一气膜孔, 共有 14 个, 气膜孔出口通向收集腔。通道宽高比为 $W/H = 1.0$, 宽 $W = 0.14\text{ m}$, 肋高宽比为 1, 肋中心间距为 0.14 m , 孔直径 $D = 0.014\text{ m}$, 孔长径比为 4.0。考虑到孔内流动会比较复杂, 对气膜孔网格进行了加密。整个通道和孔以及下面腔体的计算域网格数为 90 万左右。

1. 3 边界条件及计算工况

对每种角度的肋的结构都采用实验工况作为计算工况, 以比较不同角度的肋对气膜孔流量系数的影响的实验值和计算值的差别。计算域的进

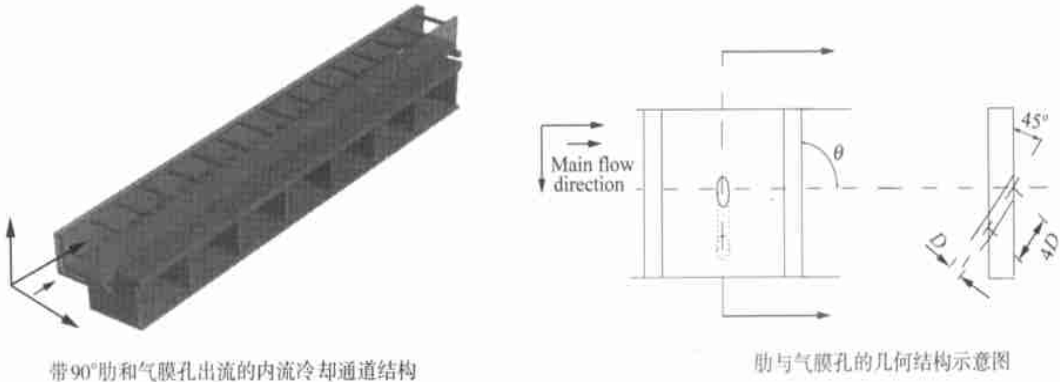


图 1 带肋和气膜孔的内流冷却通道物理结构

Fig 1 Structure of Internal passage with ribs and film holes

口给定进口质量流量,出口给定实验出口静压值,紊流动能 k 、耗散率 ϵ 的初始值都取默认值 1。壁面采用标准壁面函数。

1.4 数值计算方法

本文 N-S 紊流时均方程的求解采用 FLUENT 5 的分离隐式稳态求解器,压力修正方法采用 SIMPLE 算法,各参数的离散采用二阶精度的迎风格式。压力修正方程、连续方程、动量方程、 k - ϵ 方程都实施亚松弛,松弛因子在计算过程中逐步调整,解收敛的判断标准是相对残差小于 1×10^{-5} 。

2 结果分析

本文是对实验研究的延续,因此有必要对实验部分简要介绍。实验中出流比定义为所有气膜孔流出的总质量流量与进入内流通道的总质量流量之比:

$$SR = \frac{\sum Q_i}{Q_t}$$

式中 Q_i 为通道中各气膜孔的流量, $i = 1, 2, \dots, 14$, Q_t 为流入内流通道的总流量。流量系数是气

膜孔的实际流量与理论流量之比, 定义为:

$$C_d = \frac{\dot{m}}{\dot{m}_0} = \frac{p_{tc} \left(\frac{p_m}{p_{tc}} \right)^{\frac{\kappa-1}{2\kappa}} \sqrt{\frac{2\kappa}{(\kappa-1)RT_{tc}} \left[\left(\frac{p_m}{p_{tc}} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right]}}{\frac{\pi D}{4}}$$

其中: $\dot{m}$ 为通过每两个气膜孔的实际质量流量; 分母为考虑到流体的可压缩性时的理论流量, p_m 为腔内的静压, 取腔内一点的静压值, p_{tc} 为内流通道内的总压, T_{tc} 为内流通道内的总温。总压在相应的气膜孔上游的内流通道的中心线处测量。总压采用当地动压与测量静压相加得到。本文计算的流量系数所用公式与实验完全一致, 因实验中腔内静压是以一点之值代表, 计算中给定的是腔出口平均静压, 与实验值有大约 1%~2% 的偏差, 这将在后面讨论。本文计算结果如图 2~图 4, 计算工况分别为雷诺数 $Re = 80000$, 总出流比 SR 为 0.3。图 2 分别是带 45°、60°、90°、120 肋和气膜孔出流的通道的第三个气膜孔单元的壁面粒子示踪图。图 3 则分别为通过该单元的气膜孔中心线并且垂直于来流方向的剖面的速度矢量图, 由速度矢量图和壁面粒子示踪图可见, 被吸进孔里

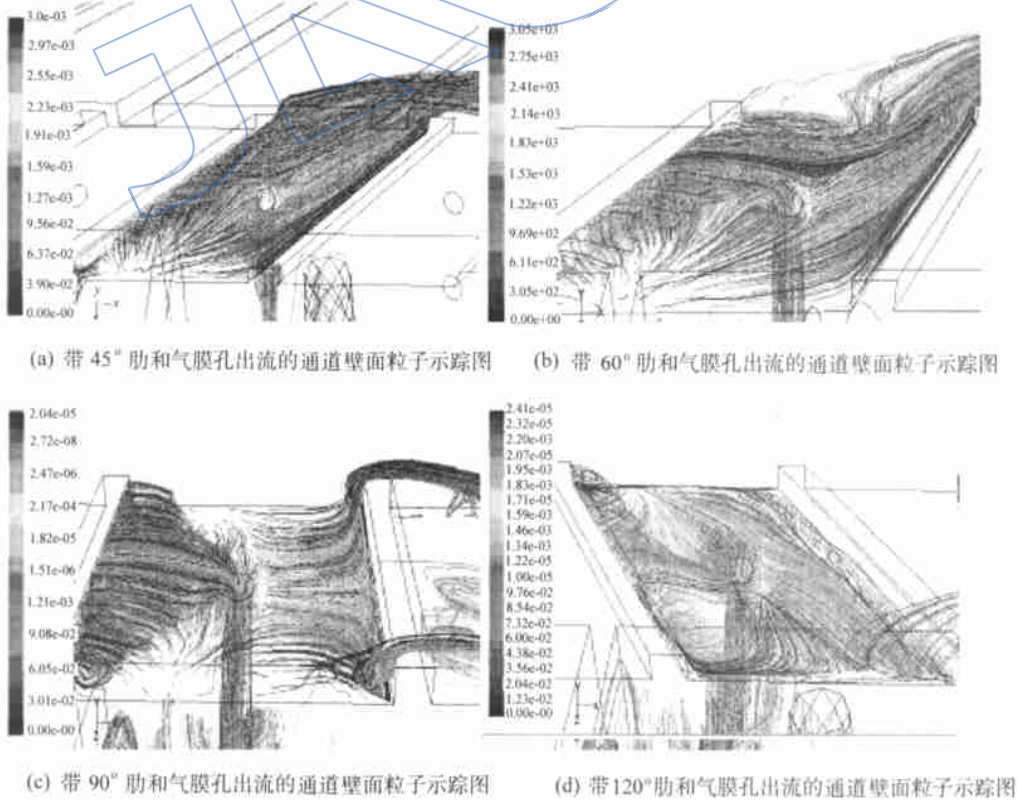


图 2 不同肋角度的通道中第三个气膜孔单元的壁面粒子示踪图

Fig 2 Flow visualization by tracking particle trajectory near wall with various rib orientation

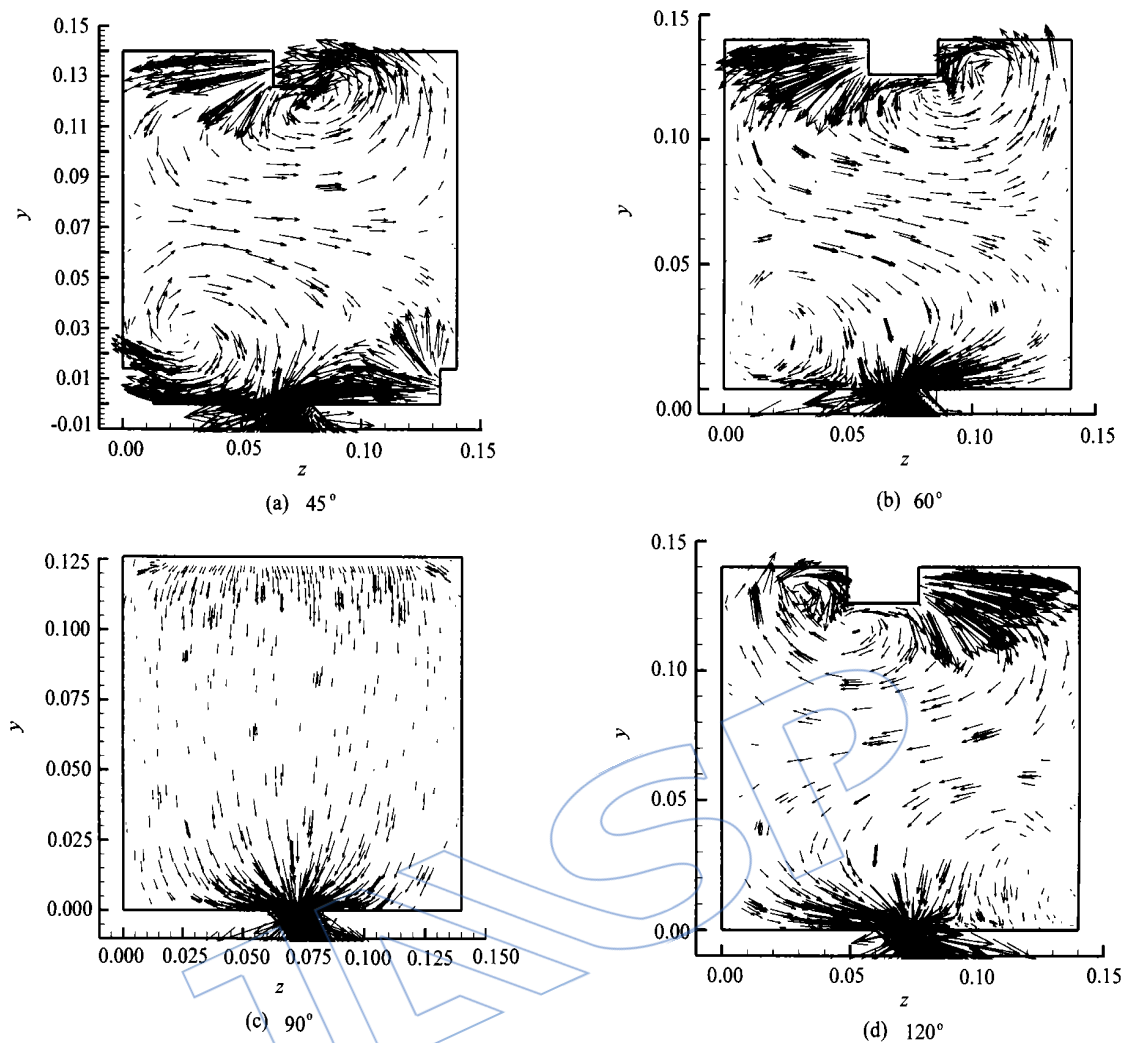


图 3 不同肋角度情况下过第三个气膜孔中心线且垂直于来流的截面的速度矢量图

Fig 3 Velocity vector of the plane vertical to mainstream

的主要是离壁面较近的流体，因此气膜孔的出流特性在很大程度上取决于离壁面较近的流动状况。在肋角为 45 的通道，由于肋的作用在通道里形成了两个不同于主流方向的两个旋涡。上面一个逆时针涡，下面一个顺时针涡，并且由于气膜孔的出流作用，两个涡的大小不一样。通道下部的顺时针旋涡在出流作用下明显小于上部的逆时针旋涡，并且在壁面附近，二次流的方向与气膜孔轴线夹角比较大，气流进入孔时需要偏转较大的角度，损失较大。60 的肋也会在通道上方产生一个逆时针旋涡，在下面产生一个顺时针旋涡，而且下面的顺时针旋涡强度和几何尺寸明显小于 45 肋所产生的旋涡。因此二次流的强度要小于 45 肋所产生的二次流。在肋角为锐角的情况下，二次流的方向与气膜孔轴线的夹角是比较大的。因此和 45 肋相比，气流进入孔时偏转的角度就要相对小些，损失也小些，导致流量系数的上升。

90 的肋与来流方向垂直，在通道里没有产生明显的旋涡。流体主要从垂直于肋的方向进入孔中，肋在通道中对气膜孔起到了一个导流的作用，损失小于 45 和 60 角的肋。因此流量系数在相同工况下比 45 和 60 肋的通道要稍高。由于 120 肋的作用，通道上方产生了一个逆时针旋涡，通道下部产生了一个顺时针旋涡。在气膜孔入口处，由于逆时针涡的作用，气体进入气膜孔时其速度矢量方向与气膜孔轴线夹角比较一致，只需要偏转较小的角度就能进入气膜孔。流动损失和前面所有角度的肋相比都小，因此流量系数相对较高。因而在冷却设计时，可以利用肋所产生二次流来提高流量系数，这对于工程应用是很有意义的。

图 4 是实验值和计算值的对比，实验数据来自文献 [5]，纵坐标为流量系数值，横坐标为沿流动方向气膜孔的编号，实验中每个收集腔收集的是 2 个气膜孔流出的流量，沿流向分布总共有

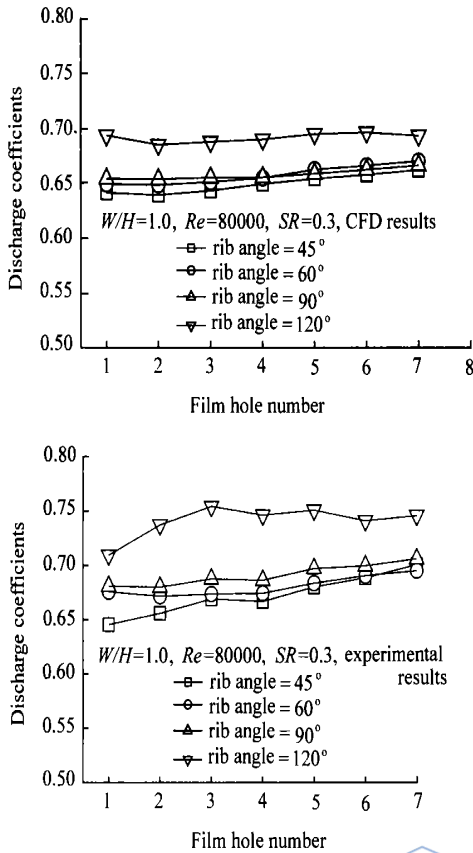


图 4 计算结果与实验结果的对比

(W/H = 1.0, Re = 80000, SR = 0.3)

Fig. 4 Comparison of CFD and experimental results

14 个 7 对气膜孔。计算结果得到了与实验很吻合的规律, 即随着肋角度的增大, 气膜孔的流量系数增大。由于实验中测量的是以腔内一点的静压来代表腔内的平均静压, 而计算中出口条件如果完全和实验一致, 只给定一点的静压值, 将会受腔内网格较稀的影响而引起较大波动, 故出口条件是给定的腔出口静压值, 此值由腔内静压值近似代替, 故计算中的腔出口静压要高于实验中腔出口静压, 腔内静压要比实验中的腔内静压值高约 1%~2%, 故导致计算所得流量系数值略小于实验值。如果边界条件的给定和实验值更加趋于一致, 将会减小计算值和实验值的差别, 说明数值计算在涡轮叶片内流冷却通道结构设计中有重要的实际应用价值。

3 结 论

(1) 通过求解三维不可压 N-S 方程, 得到了同时带肋和气膜孔出流的内流冷却通道在不同肋角度时的流量系数值, 计算值和实验值规律符合良好。如果计算加以改进, 将进一步提高计算精度, 表明通过数值计算可以较为准确地得出内流冷却通道气膜孔的流量系数值。

(2) 数值模拟结果表明同时带肋和气膜孔出流的通道流动特性很复杂, 具有很强的三维性。肋诱发出的二次流对通道流场分布有很大影响, 二次流在孔入口处与孔轴线夹角的不同而改变了气体进入孔时的入口损失, 从而改变了流量系数。其中 45 肋在通道中诱发的上下两个反向旋涡, 在通道下部指向与孔轴线相反, 偏转较大, 损失较高, 相应流量系数较低。随着肋角度的增大, 与孔轴线方向逐渐趋于一致, 损失较小, 相应的流量系数较大。

参考文献

- [1] Stephens M A, Shih T F P, Civinskas K C. Computation of Flow and Heat Transfer in a Rectangular Channel with Ribs [R]. AIAA-95-0180, 33rd Aerospace Sciences Meetings and Exhibit
- [2] Yong-Jun Jang, Hann-Ching Chen, Je-Chin Han. Flow and Heat Transfer in a Rotating Square Channel with 45 Deg Angled Ribs by Reynolds Stress Turbulence Model [J]. Journal of Turbomachinery, 2001, 123 (1): 124-132
- [3] Tong-Miin Liou, Meng-Yu Chen, Meng-Hsiun Tsai. Fluid Flow and Heat Transfer in a Rotating Two-Pass Square Duct with in-Line 90-Deg Ribs [J]. Journal of Turbomachinery, 2002, 124 (4): 260-268
- [4] Chantebup D, Bolcs A. Flow Characteristics in Two-Leg Internal Coolant Passages of Gas Turbine Airfoils With Film-Cooling Hole Ejection [J]. Journal of Turbomachinery, 2002, 124 (7): 499-507
- [5] 裘云, 朱惠人, 倪萌, 刘松龄. 带肋壁与出流孔内流通道中肋角度对流量系数的影响 [J]. 航空动力学报, 2003, 18 (2): 235-238
- [6] FLUENT User's Guide [M]. Fluent Inc., Lebanon, NH, 1999