

文章编号: 100028055(2010)062125206

旋转对带斜肋和双排孔通道孔流量系数影响

张 魏¹, 李广超^{1, 2}, 彭大维¹, 王成军¹, 项 松¹

(1. 沈阳航空工业学院 动力与能源工程学院

辽宁省数字化工艺仿真与试验技术重点实验室, 沈阳 110136)

(2. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 为了获得工作叶片内部通道布置斜肋情况下的气膜孔流量系数, 利用商业软件对带斜肋和双排气膜孔出流的旋转矩形通道内的流场进行了数值模拟。通道入口雷诺数为 60 000, 罗斯贝数为 0, 0.11, 0.22, 气膜孔总出流比 0.22。通道静止时, 计算结果与实验数据符合较好, 左侧孔和右侧孔的流量系数差别不大。通道顺时针旋转时, 两个孔的平均流量系数增加 90% 左右, 左侧孔流量系数是右侧孔流量系数的 4~5 倍。通道逆时针旋转时, 两个孔的平均流量系数减小 10% 左右, 左侧孔和右侧孔流量系数基本相同。

关 键 词: 航空发动机; 涡轮叶片; 气膜孔; 流量系数; 数值模拟

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

Influence of rotation on discharge coefficients of two rows of film holes in channel with rib turbulators

ZHANG Wei¹, LI Guangchao^{1, 2}, PENG Dawei¹,
WANG Chengjun¹, XIANG Song¹

(1. Liaoning Key Laboratory of Digital Technology Simulation and Test Technique,
School of Aero Dynamics and Energy Engineering,
Shenyang Institute of Aeronautical Engineering, Shenyang 110136, China;

2. School of Power and Energy,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: In order to understand the bleed performance of the film hole on the internal tunnel within the blade, the influence of the rotation on the discharge coefficients of film holes in rectangular channel with both rib roughened wall and two rows of film hole suction was studied by numerical simulation at Reynolds number 60 000, rotation number 0, 0.11 and 0.22, and suction ratio of 0.22. The numerical results agreed well with the experimental data in the stationary passages. The averaged discharge coefficients of the two holes increase by 90% in the clockwise rotating channel and decrease by 10% in the counter-clockwise channel. The discharge coefficients of the left holes are 4~5 times the right holes in the event of clockwise rotation. The discharge coefficients of the left holes and the right holes differ little in the event of counter-clockwise rotation.

Key words: aircraft engine; turbine blade; film hole; discharge coefficient; numerical simulation

收稿日期: 20090505; 修订日期: 20091223

作者简介: 张魏(1980-), 女, 陕西榆林人, 讲师, 硕士, 主要从事航空发动机传热冷却研究。

航空发动机涡轮入口温度的提高要求对叶片进行有效冷却. 采用气膜冷却技术对工作叶片进行冷却时, 冷气从叶片底部流入内部冷气通道, 再从气膜孔喷出覆盖在叶片表面, 达到冷却目的. 通道内部通常布置扰流斜肋, 和直肋相比, 斜肋不仅起强化换热作用^[12], 而且会改变冷气进入气膜孔的流动结构从而改变气膜孔的流量系数. 工作叶片旋转受到的科氏力和离心力使通道内的流场变得更加复杂, 必然导致气膜孔流量系数变化. 国内外有关带肋通道的研究主要集中在换热和流阻特性^[36], 有关内冷通道中气膜孔流量系数的研究较少. Gritsch 研究了通道内部横流对气膜孔流量系数的影响^[7]. Bunker 研究了孔两侧压比和内流马赫数对气膜孔流量系数的影响^[8]. 裘云研究了肋在不同安装角下的单排气膜孔的流量系数沿着流动方向的变化^[9], 获得的结论是随着肋角度增加, 流量系数增大. 倪萌利用数值模拟方法获得了肋角度对气膜孔流量系数影响机理^[10], 肋诱导的气膜孔附近的二次流动是影响气膜孔流量系数的主要原因, 直肋和斜肋对通道内的流动影响有显著差别. 在工作叶片上, 涡轮的转动对通道内的流场会产生显著影响, 针对旋转效应, 李广超研究了带直肋和气膜孔的通道中孔的流量系数^[11]. 根据文献[10], 带直肋与带斜肋的通道内流场明显不同. 并且相邻斜肋之间的两个孔的旋转半径不同, 所以旋转效应对带斜肋通道的气膜孔流量系数影响更为复杂. 将旋转效应和斜肋效应结合起来研究, 获得旋转状态下气膜孔流量系数, 可以为涡轮工作叶片冷却结构设计提供重要参考依据. 测量旋转状态下孔的流量非常难, 数值模拟恰好弥补了这方面不足. 基于此, 本文对带斜肋和双排气膜孔通道内的流动特性进行了数值模拟研究.

1 数值计算

1.1 数值计算方法

在旋转条件下, 通道内的流体速度分布非常不均匀, 会出现局部高速区, 所以按照可压缩流体进行求解. 采用两方程 Standard k ϵ 湍流模型, 近壁面采用增强壁面函数处理, 该湍流模型在文献[11]中获得的计算值与实验数据吻合较好. 控制方程求解采用 Fluent 分离隐式稳态求解器进行, 对于可压缩流体, 求解的方程中包括能量方程. 速度和压力的耦合采用 SIMPLE (semi-implicit method for pressure-linked equations) 算法处理, 各参数的离散采用二阶精度迎风格式. 解收敛的

判断标准是残差开始波动, 这样的计算需要 1 500 步左右, 收敛时残差波动范围小于 5×10^{-6} . 计算域入口给定质量流量, 湍流度和水力直径, 湍流度为 1%. 出口给出压力值.

1.2 物理模型及网格生成

图 1 给出了本文计算模型简图, 通道宽高比为 $w/B/h = 2.5 B/1$, 通道入口到旋转轴的距离与通道水利直径比为 $20 B/1$, 肋间距和肋高比为 $10 B/1$, 气膜孔布置在相邻两根肋的正中间, 气膜孔直径与肋高比为 $9 B/10$. 该计算域模型中肋与主流流动方向成 60° 夹角. 每对孔的入口中心连线和肋平行. 关于孔位的定义如下: 沿着流动方向看时, 位于左边的孔叫左侧孔, 位于右边的孔叫右侧孔, 所有的左侧孔形成第 1 排孔, 所有的右侧孔形成第 2 排孔, 顺着流动方向, 孔的编号为 1, 2, ..., 9. 图 1 给出了通道顺时针旋转方向, 相反的方向为逆时针方向.

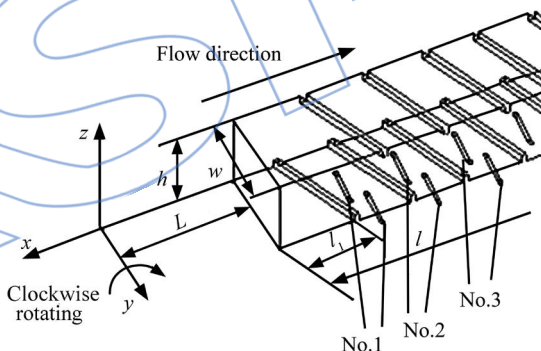


图 1 带肋和气膜孔内冷通道结构

Fig. 1 Structure of internal cooling passage with ribs roughened and film holes

计算网格采用 Fluent 软件的前置网格处理器 Gambit 生成. 对孔内和孔入口区域通道壁面网格进行了局部加密. 沿着流动方向, 按照肋的布局将通道分成 11 个单元, 每个单元分别生成非结构网格, 整个计算域网格总数为 110 万左右.

1.3 参数定义及计算工况

通道入口雷诺数 Re 、气膜孔总出流比 r_s 、流量系数 C_d 和罗斯贝数 Ro 的定义在文献[11]中有详细说明, 这里不再重述. 规定通道顺时针旋转为正转向, 罗斯贝数为正; 通道逆时针旋转为负转向, 罗斯贝数为负. 本文计算工况如下, $Re = 60000$, $r_s = 0.22$, Ro 为 $0.22, 0.11, 0, -0.11, -0.22$.

2 结果与分析

流量系数大小代表了冷气从内冷通道通过气膜孔喷入主流的流动损失,其值越大,相同冷气流量需要的压差越小.对流量系数估计过高,会造成冷却量不足,起不到保护叶片作用;对流量系数估计偏低,又会造成冷气浪费.所以,对涡轮工作叶片气膜孔的流量系数作出准确估计,具有非常重要的工程应用意义.气膜孔流动损失包括孔入口局部损失,孔内流动损失以及孔出口局部损失,入口损失主要与通道结构和通道内流动状态有关,本文将利用孔入口附近的流场对流量系数进行分析.

2.1 静止条件下计算结果与实验数据对比

由于在旋转条件下测量气膜孔流量系数非常困难,在公开的文献中无法找到相关的实验数据,所以只将静止条件下的数值模拟结果与文献[12]中的实验数据进行了对比验证.如图 2 所示,其中横坐标为沿着流动方向气膜孔对编号.数值模拟和实验数据吻合很好,流量系数值基本在 0.7 左右,沿着主流流动方向,流量系数没有显著变化.数值模拟结果比实验数据略高,两者最大差别为 8%.

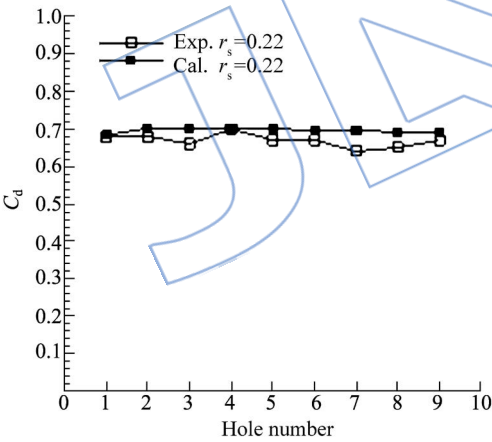


图 2 计算结果和实验数据对比

Fig. 2 Comparison of computation and experimental data

2.1.2 旋转条件下两个气膜孔平均流量系数结果

图 3 给出了通道在不同转速下每对气膜孔的平均流量系数.通道顺时针旋转时(气膜孔在压力面),每对气膜孔的平均流量系数比通道无旋转时的流量系数高,随着罗施贝数增加,流量系数显著增大,最大增幅为 90%.这是由于流体受到的科氏力由上壁面指向带气膜孔的下壁面,并且随着罗施贝数增加,科氏力增大.在气膜孔位置,科氏

力对流体进入气膜孔起到促进作用.在 $Ro = 0.22$ 时,由于转速较高,流体受到的离心力使通道入口段的流体明显产生流向通道出口段趋势,使流体不易在通道入口段的气膜孔流出,导致沿着流动方向,流量系数逐渐增加.

从图 3 可以看出,通道逆时针旋转时(气膜孔在吸力面),流量系数比通道无旋转时的流量系数小 10% 左右,这说明逆时针旋转时,科氏力起到阻碍流体进入气膜孔的作用,但影响较小.

从图 3 还可以看出,沿着流动方向,罗施贝数 $Ro = 0.11$ 时,流量系数的变化规律是前 3 排逐渐增加,第 4 排减小,随后流量系数的变化不大,但是在 $Ro = 0.22$ 时,流量系数沿气膜孔的排布逐渐增加.

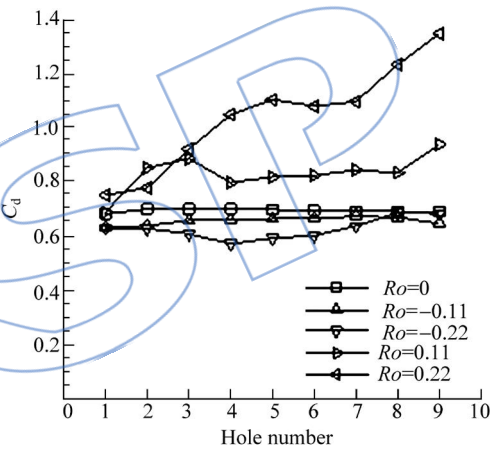


图 3 旋转对流量系数的影响

Fig. 3 Effect of rotation number on discharge coefficient

当 $Ro = 0.11$ 时,由上壁面指向带气膜孔下壁面的科氏力造成流量系数的增加,同时科氏力会显著改变通道内流体流动方向.从流体的流动方向可以看出,流体进入左侧孔时比较流畅,流动损失就小,流体进入右侧孔时转角较大,流动损失就大.在通道的入口段,流动状态是逐渐发展的,但是科氏力已经起作用,导致通道入口段的气膜孔流量系数先逐渐增加(详见 2.4 节).当主流通道内的流动趋于稳定时,就表现出流量系数沿着主流流动方向基本不变的规律.

当 $Ro = 0.22$ 时,转速较高,科氏力较大,由上壁面指向下壁面方向的科氏力对增加流量系数的作用非常明显,入口段效应更长,所以流量系数增加较明显.

2.1.3 左侧孔和右侧孔流量系数对比分析

图 4 给出了左侧孔与右侧孔流量系数比值,

该值代表了通过两个孔流量差别。通道静止时, 左侧孔和右侧孔流量系数比值基本为 1, 说明肋的导流作用对两个孔的流量系数影响基本相同。

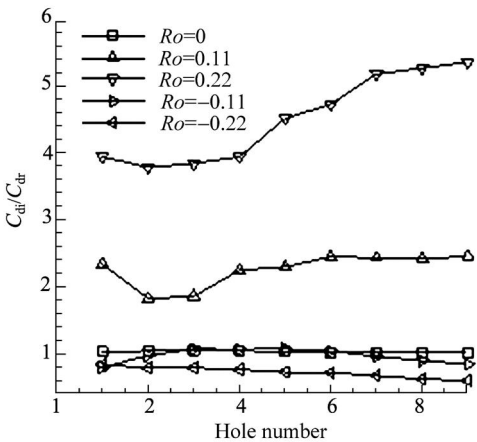


图 4 左侧孔和右侧孔在不同旋转条件下流量系数对比

Fig. 4 Comparison of discharge coefficients of left hole and right hole in case of different rotation numbers

从图 4 还可以看出, 通道顺时针旋转时, 比值大于 1, 说明左侧孔比右侧孔的流量高, 这意味着由同一个带斜肋通道给工作叶片压力面的两排孔供气时, 每排孔的流量差别较大。从图上还可以看出, 随着罗斯贝数增加, 比值迅速增大。沿着流动方向, 旋转半径逐渐增大, 科氏力作用增强, 流体更有利于进入左侧孔, 导致左侧孔与右侧孔流量系数比值增加。对比文献[11]可以看出, 当通道布置斜肋时, 两个孔的流量系数差别明显大于布置直肋时两个孔的流量系数差别。这是由于斜肋诱导的二次流动起到了增加左侧孔流量系数的作用。

通道逆时针旋转时, 比值略小于 1, 在罗斯贝数为- 0. 11 时, 两者比值大约为 1, 在罗斯贝数为- 0. 22 时, 比值大约为 0. 8, 这意味着由带斜肋的通道给工作叶片吸力面的两排孔供气时, 两排孔的流量差别不大。沿着流动方向, 比值变化也比较小。对比文献[11]可以看出, 当通道内布置斜肋和直肋时, 两个孔流量系数差别都不大。这是由于逆时针旋转产生的科氏力对流体进入气膜孔的阻碍作用强于肋的导流促进作用。

从图 4 中可以看出, 当 $Ro=0.11$ 时流量系数比在前 4 排呈现先减小后增大的变化趋势, 这说明科氏力对前 3 排孔中的右侧孔流量系数的促进作用更明显。在超过 4 排后流量系数比变化不

大, 这和图 3 中流量系数变化的原因类似, 由于转速较低, 通道内流动的入口效应(前 4 排孔)影响较大, 流量系数比的变化比较复杂, 而从第 5 排开始, 主流通道内的流动趋于稳定, 流量系数比的变化基本不变。

2.1.4 左侧孔和右侧孔内流场对比分析

图 5~ 图 7 为第 5 对气膜孔在不同旋转方向下垂直于来流方向的速度矢量图。从图 5 可以看出, 通道静止时, 流体基本是垂直进入两个气膜孔的, 两个孔附近的流动没有显著差别, 斜肋诱导的二次流作用较弱, 这恰好给出了静止通道中左右两个气膜孔的流量系数没有显著的差别原因。

从图 6 可以看出, 通道顺时针旋转时, 科氏力使进入左侧孔的流体转角比进入右侧孔的流体转角小, 在科氏力作用下, 流体有利于进入左侧孔。在右侧孔入口附近, 流体的速度较高, 而且流体进入气膜孔的转角大于 90° , 这导致进入右侧孔的流体非常少, 而在右侧孔内形成了一个漩涡流动, 使孔内流动损失增加, 这都是左侧孔流量系数明显大于右侧孔流量系数的原因。而且可以推算出, 转速越高, 上述流场特征越明显, 两个孔的流量系数差别必然越大。

从图 7 可以看出, 通道逆时针旋转时, 科氏力对孔附近流动状态没有明显影响, 流体基本垂直进入气膜孔, 和通道静止时孔附近的流动状态接

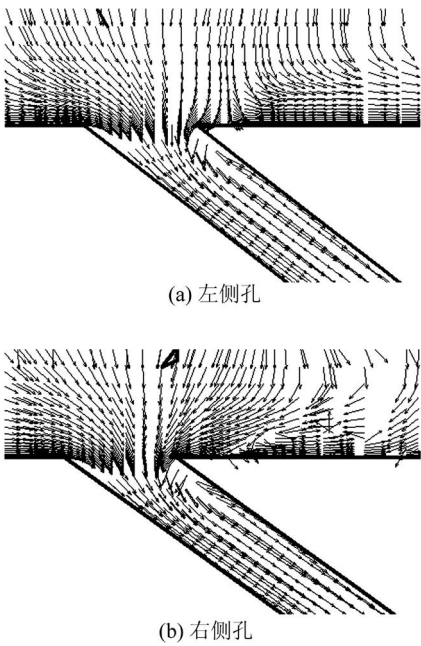


图 5 通道静止时气膜孔附近流场

Fig. 5 Vector near the holes in case of $Ro=0$

近,这也说明了通道静止和逆时针旋转时,左侧孔和右侧孔流量系数不会有显著差别.

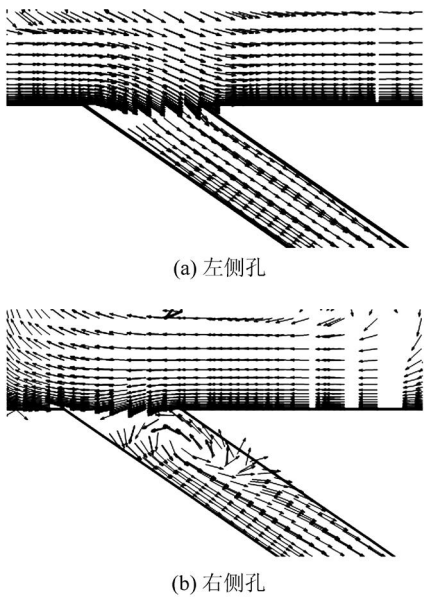


图 6 通道顺时针旋转时气膜孔附近流场
Fig. 6 Vectors near the holes in case of $Ro = 0.11$

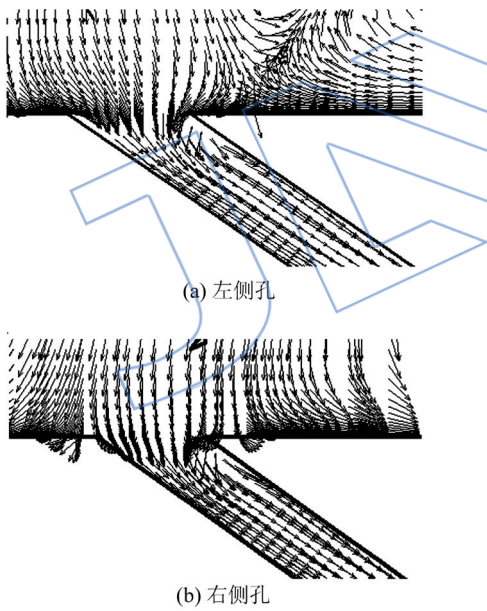


图 7 通道逆时针旋转时气膜孔附近流场
Fig. 7 Vectors near the holes in case of $Ro = -0.11$

3 结 论

本文首先对静止条件下带肋内冷通道中的气膜孔流量系数的数值模拟结果和实验数据进行了对比,两者吻合较好.在此基础上,通过数值模拟研究了旋转条件下气膜孔流量系数的变化规律,获得的主要结论如下:

1) 通道顺时针旋转时(气膜孔在叶片压力

面),流量系数增加 90%左右;通道逆时针旋转时(气膜孔在吸力面),流量系数减小约 10%.

2) 通道静止和逆时针旋转时,左侧孔和右侧孔的流量系数差别较小.通道顺时针旋转时,左侧孔流量系数是右侧孔流量系数的 4~5 倍.

3) 罗斯贝数越大,旋转作用对流量系数的影响越明显.在相同转速下,旋转对压力面气膜孔的流量系数影响更大.

参考文献:

[1] 李广超,朱惠人,郭涛.带60°肋和气膜孔矩形通道换热研究[J].航空动力学报,2006,21(6):992-1000.
LI Guangchao, ZHU Hui ren, GUO Tao. Heat transfer in the rectangular passage with 60 degree ribs and film holes [J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(6): 992-1000. (in Chinese)

[2] 张魏,金文.带交错叉排肋的矩形通道流场和壁面换热特性的数值模拟[J].汽轮机技术,2007,49(5):362-365.
ZHANG Wei, JIN Wen. Prediction of flow and heat transfer in rectangular passages with 60 degree rib turbulators arranged crossly on the opposite walls [J]. Turbine Technology, 2007, 49(5): 362-365. (in Chinese)

[3] Eashwar S, Dimitris E N, Sumanta A. Heat/mass transfer in rotating, smooth, high aspect ratio (4 B 1) coolant channels with curved walls in 90° and 45° orientation [R]. ASME GT 2008-50247, 2008.

[4] Han J C. Heat transfer and friction in channel with two opposite rib roughed walls [J]. ASME Journal of Heat Transfer, 1998, 120(4): 314-319.

[5] Amano R S, Lucci J M, Guntur K. Numerical study of the thermal development in a rotating cooling passage [R]. AIAA 2008-1172, 2008.

[6] AlQahtani M, Jang Y J, Chen H C, et al. Prediction of flow and heat transfer in rotating two-pass rectangular channels with 45 degree rib turbulators [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2002, 124(2): 242(9 pages).

[7] Gritsch M, Saumweber C. Effect of internal coolant cross flow orientation on the discharge coefficient of shaped film cooling holes [J]. Journal of Turbomachinery, 2000, 122: 146-152.

[8] Bunker S, Bailey C. Film cooling discharge coefficient measurements in a turbulated passage with internal crossflow [J]. Journal of Turbomachinery, 2001(10): 774-780.

[9] 裴云,朱惠人,倪萌,等.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): 233-238.
QIU Yun, ZHU Hui ren, NI Meng, et al. Influence of rib orientation on discharge coefficients [J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(2): 233-238. (in Chinese)

[10] 倪萌,朱惠人,裴云,等.肋角度对流量系数影响的数值模拟研究[J].航空动力学报,2004,19(2): 192-200.

NI Meng, ZHU Hui ren, QIU Yun, et al. Numerical simulation of influence of rib orientaion on discharge coefficients [J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(2): 1962200. (in Chinese)

[11] 李广超, 朱惠人, 郭涛. 旋转对内冷通道气膜孔流量系数影响的研究[J]. 推进技术, 2006, 27(5): 3942398.

LI Guangchao, ZHU Hui ren, GU O Tao. Investigation of discharge coefficients of film holes in rotating rectangular channel with 90deg rib turbulators[J]. Journal of Propulsion Technique, 2006, 27(5): 3942398. (in Chinese)

[12] 李广超. 带肋及溢流孔的矩形通道流阻和换热的研究 [D]. 西安: 西北工业大学, 2003.

LI Guangchao. Investigation of flow resistance and heat transfer in the internal cooling passage with ribs and film holes [D]. Xpan: Northwestern Polychnical University, 2003. (in Chinese)

