

肋角度对气膜冷却特性的影响

骆剑霞, 朱惠人, 刘存良, 贾广森

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 在光滑二次流通道的基础上, 分析对比了两种带肋通道(135°肋和 45°肋)对气膜冷却特性的影响. 采用瞬态液晶测试技术获得了气膜孔下游表面传热系数比与气膜冷却效率分布. 使用 Fluent 软件 RANS 数值方法对相应结构进行了数值模拟, 并使用了 realizable $k-\epsilon$ 湍流模型. 光滑二次流通道模型中, 气膜孔内流线呈螺旋状分布, 导致较大的孔内速度分离与流动损失. 冷气射流分成两部分, 其中一股形成一对偏斜的对转涡. 135°肋结构中, 二次流通道上部分的旋转涡为顺时针方向, 使得气流易于流入气膜孔, 气膜孔内流线呈直线分布. 45°肋结构中, 二次流通道上部分旋转涡为逆时针方向, 增强了气膜孔内旋转涡. 45°肋结构中冷气流入气膜孔之后的流动结构与光滑二次流通道结构相似. 135°肋结构气膜冷却效率最大而表面传热系数比最低.

关键词: 横流; 气膜孔; 流动结构; 对转涡; 气膜冷却效率; 表面传热系数比

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Effect of rib orientation on film cooling performance

LUO Jian-xia, ZHU Hui-ren, LIU Cun-liang, JIA Guang-sen

(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Based on the smooth secondary flow crossflow channel case, two ribbed channels (135° ribs and 45° ribs) were compared to find out the orientation effect on film cooling performances. The heat transfer coefficient ratio and local film cooling effectiveness were measured by a transient liquid crystal technique. Reynolds averaged Navier Stokes (RANS) simulations with realizable $k-\epsilon$ turbulence model and enhanced wall treatment were performed using a commercial code Fluent. In the smooth secondary flow channel case, a helical motion of secondary flow was observed in the film hole, and this motion induced strong velocity separation and flow loss. The cooling air jet was divided into two parts, one consisting of a pair of skewed vortices. In the 135° ribs case, the vortex in the upper half region of the secondary flow channel rotates clockwise, inducing the coolant much easier to flow into the film hole, and straight stream lines in film hole are observed in this case. In the 45° ribs case, the vortex close to the film hole rotates counter clockwise, which enhances the vortices in the film hole. Flowing into the film hole, the flow structure of the coolant in the 45° ribs case is similar with the smooth crossflow channel case. The highest film cooling effectiveness and lowest heat transfer coefficient ratio is observed in the 135° ribs case.

Key words: crossflow; film hole; flow structure; vortices;
film cooling effectiveness; surface heat transfer coefficient ratio

收稿日期: 2014-01-18

基金项目: 国家重点基础研究发展计划(2013CB035702); 国家自然科学基金(51306152)

作者简介: 骆剑霞(1987-)女, 江苏南通人, 博士生, 主要从事航空宇航科学与技术、传热传质与热结构方面的研究.

航空发动机性能要求持续提高,使得涡轮前温度不断上升,因而必须采用更高效、更先进的涡轮叶片冷却技术.大多数涡轮叶片冷却方式均为对流冷却与气膜冷却综合作用.一直以来,关于对流冷却和气膜冷却各自有着大量的研究成果,但是关于内外冷却方式之间相互影响的研究比较少.因此,必须掌握内外冷却方式之间的相互影响机理,从而对不同内外冷却方式进行协调优化,提出新型高效的涡轮叶片冷却方式.

在对流冷却范畴,肋是最普遍使用的冷却方式.在叶片内冷通道表面布置扰流肋,增大换热面积,并且增强气流扰动,提高了流体与叶片内壁面的换热.文献[1-3]给出了通道纵横比、肋高与通道当量直径之比、肋间距与肋高度比、肋形状等对带肋内冷通道换热的影响.ZHANG等[4]针对肋的几何参数提出了一种优化办法.Jasone等[5]实验测量了某涡轮叶片的综合冷却效率,结果表明在内冷通道表面布置直肋使得叶片整体冷却效率增加 50%.Elfer等[6]使用粒子图像测速仪(PIV)测量技术分析了带 45°斜肋 U 型通道内部的流动结构,结果显示肋结构引起了复杂的二次旋流.

气膜孔抽吸作用会改变通道内部的流动与换热特性.Chanteloup等[7-9]分析了上下表面交错排列的 45°斜肋与出流孔共同作用下 U 型通道内部的流动和换热.气膜孔的存在明显改变了通道内部的流动结构,尤其是通道内部二次流,在无出流情况下,呈对称分布,而有出流时,则是非对称的.气膜孔的存在使得气膜孔附近换热增强,增加了气膜孔所在壁面的换热,但是对非出流孔所在壁面影响不大.神家锐[10]指出气膜孔抽吸作用使得孔下游内部壁面换热增强,最佳抽吸比为 3.47~4.83.Ekkad等[11]研究结果表明气膜孔出流对通道内部整体平均换热影响较小.

在叶片通道内部布置扰流肋,通道内部产生二次旋流,改变了气膜孔入口气流流动结构,从而影响了气膜冷却特性.Gunter等[12]发现在孔入口处布置导向肋使得气膜展向覆盖更宽,局部气膜冷却效率最大能提高 83%,而平均气膜冷却效率能提高 60%.Harald等[13]研究了带 45°斜肋和气膜孔的内冷通道外表面流动与换热特性.增大冷气横流雷诺数,展向平均表面传热系数比随之减小,但是平均气膜冷却效率变化不大.45°斜肋的存在提高了展向平均表面传热系数比,却降低了展向平均气膜冷却效率.陆犇等[14]也指出肋的存在使得气膜孔下游表面传热系数比增大.文献

[15-16]表明内冷通道结构对外部气膜孔流量系数也有一定的影响.

CFD 数值模拟近年来被广泛应用于叶片冷却研究领域.Silieti等[17]使用 5 种湍流模型,即 standard $k-\epsilon$, RNG (renormalization group) $k-\epsilon$, realizable $k-\epsilon$, standard $k-\omega$, SST (shear stress transport) $k-\omega$ 模拟了一个圆柱气膜孔模型,结果表明 realizable $k-\epsilon$ 湍流模型计算结果与实验结果最为吻合.Liu等[18]得出了相似的研究结论.文献[19]模拟内部肋位置对外部气膜冷却特性影响时也采用了 realizable $k-\epsilon$ 湍流模型.

本文在光滑二次流通道的基础上,分析对比了 135°肋和 45°肋结构对气膜冷却特性的影响.采用瞬态液晶测试技术获得了气膜孔下游表面传热系数比与气膜冷却效率分布.并使用 realizable $k-\epsilon$ 湍流模型对相应结构进行了数值模拟,详细分析了内部流动机理.

1 研究方法

1.1 实验系统

整体实验系统如图 1 所示.主流由离心风机提供,经过稳压储气罐、阀门后,进入实验台稳定段,然后流经收缩段 A 后均匀地进入快速加热器,从而能够在快速加热器内得到均匀一致的加热.快速加热器之后还有一段收缩段 B,以确保均匀稳定的主流流入实验测量段(宽为 220 mm,高为 80 mm).在实验测量段入口处的测量板一侧有一刃状劈缝,用以消除快速加热器对主流边界层带来的影响.在气膜孔中心上游 140 mm 处测得主流湍流度小于 1%.

气膜孔直径 D 为 10 mm,气膜孔长径比 L/D 为 3,气膜孔孔间距 P/D 为 4,气膜孔流向倾角 α 为 30°.

二次流仍由离心风机提供,经稳压储气罐、流量计后进入二次流加热器,继而流入二次流通道.二次流流量由通道前后两个孔板流量计控制.二次流通道截面尺寸为 70 mm × 70 mm.两种带肋通道中,二次流通道上下表面肋交错排列.肋角度 β 定义如图 2 所示,气膜孔位于两肋中间.肋高 h 和肋宽 e 均为 4 mm,肋间距 p/e 为 10.

所有实验件均由有机玻璃加工而成.

实验条件:主流进口平均速度 U_g 约为 17 m/s,基于气膜孔直径的进口雷诺数 $Re_d = 10000$,主流温度 T_g 约为 300 K.通过调节二次流进出口流量来控制流入气膜孔的流量,使其满足

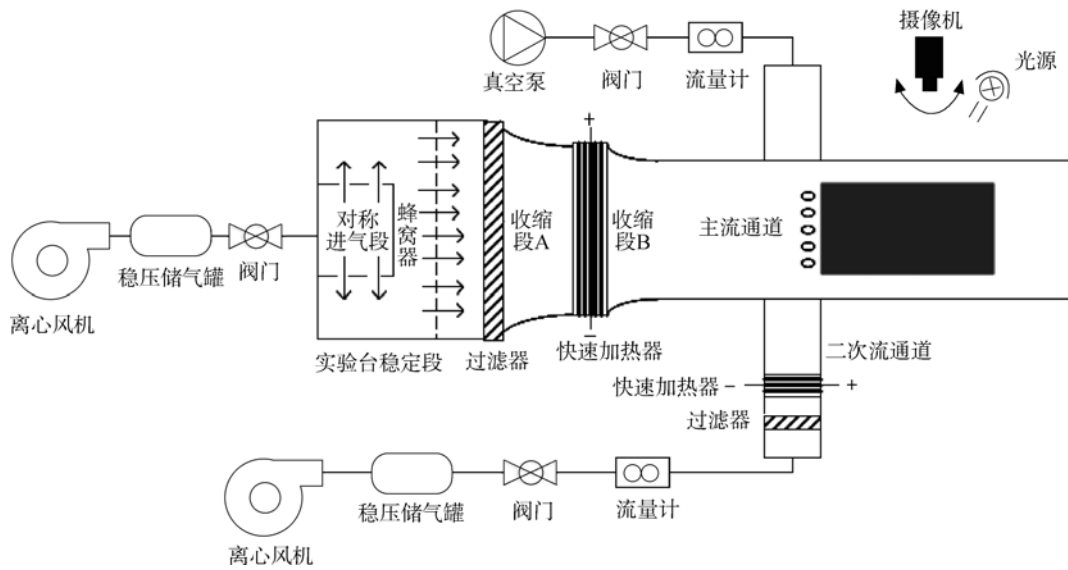


图 1 实验系统示意图

Fig. 1 Schematic of experimental system

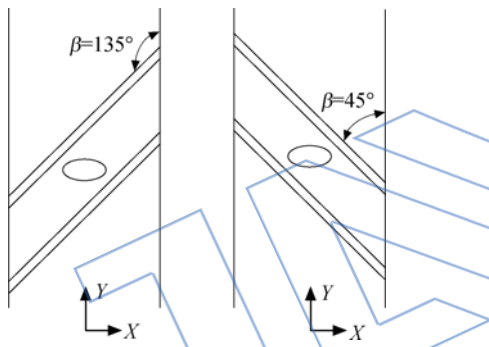


图 2 肋角度定义

Fig. 2 Definition of rib orientations

1.3 数值模拟

本文研究采用 ANSYS-Fluent 软件进行数值模拟,控制方程采用三维可压缩流体时均雷诺方程,采用了 realizable $k-\epsilon$ 湍流模型和增强壁面函数.

数值模拟研究计算模型与实验基本一致,分为二次通道、气膜孔和主流通道 3 个部分.为了减少计算网格,数值计算模型中只包括一个气膜孔,主流通道两侧设置为周期性边界条件,设定二次流进出口流量来控制进入气膜孔的流量.图 3 给出了带 135° 肋二次通道计算模型.

吹风比的要求.二次通道进口平均速度 U_c 约为 23 m/s ,基于二次通道水力直径的进口雷诺数 $Re_{th} = 100\,000$,二次流温度 T_c 约为 320 K .本实验中气膜孔吹风比为 0.5 .

坐标轴原点定义为气膜孔出口中心, X 轴为主流通道中的流动方向, Y 轴为二次通道中的流动方向, Z 轴为高度方向.

1.2 测量方法及误差分析

实验使用摄像机拍摄气膜孔下游壁面窄带液晶变色过程,从而计算出气膜孔下游壁面温度,通过多次测量求解出表面传热系数和气膜冷却效率.文献[20]分析了使用瞬态液晶同时测量表面传热系数和气膜冷却效率实验中的不确定度,参考文中研究方法,计算得出本实验中气膜冷却效率的不确定度为 $6.15\% \sim 10.00\%$,表面传热系数比的不确定度为 $5.00\% \sim 7.14\%$.

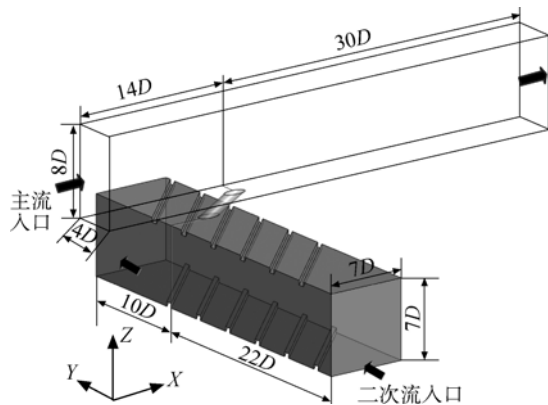


图 3 135° 肋结构计算模型

Fig. 3 Computational model of 135° ribs case

各计算模型均采用了结构化网格,网格尺度从壁面逐步增长,并且在壁面处设有多层边界层网格.为了验证网格无关性,对光滑二次通道模型划分了 3 种网格(网格 A、网格 B、网格 C).图 4

给出了网格 C 局部网格分布. 网格 A、网格 B、网格 C 的网格数分别为 3.2×10^6 , 5.9×10^6 和 7.9×10^6 . 结果显示网格 B 计算所得速度场与温度场分布与网格 C 基本一致. 以网格 C 为基础, 得到了其他模型的计算网格. 所有网格计算所得 Y^+ 均小于 1. 计算模型边界条件设置与实验一致.

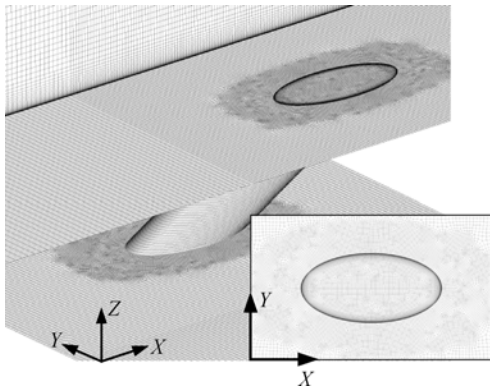


图 4 网格 C 局部网格
Fig. 4 Local meshes of grid C

2 结果与分析

2.1 光滑二次流通道气膜孔流动特性分析

图 5 给出了光滑二次流通道模型中气膜孔内流线分布. 在横流的作用下气膜孔入口气流具有较强的 Y 向速度分量, 部分气流会冲击到 +Y 侧气膜孔壁面后向下流动而无法流入气膜孔, 这在一定程度上造成气膜孔入口面积相对减小, 进口堵塞. 流入气膜孔的气流同样具有强烈的 Y 向速度分量, 在气膜孔出流抽吸作用下, 该部分气流在孔内流动时会不断冲击气膜孔壁面, 迫使其改变速度方向, 直至流出气膜孔. 因而可以看到, 气膜孔内流线呈螺旋状分布. 在此过程中, 由于速度多次改变, 流动损失较大. 在气膜孔出口, 气流分成

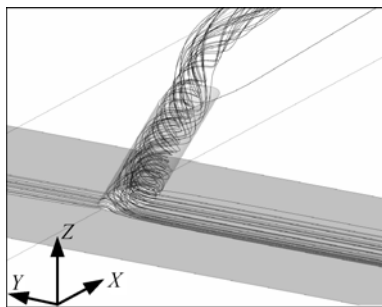


图 5 光滑二次流通道气膜孔内流线
Fig. 5 Streamlines in film hole of the smooth secondary flow channel case

两股, 其中一股仍然具有横流方向速度分量, 流动方向偏向 +Y 侧. 另外一股气流量很小, 流动过程中紧贴壁面.

图 6 给出了光滑二次流通道模型中气膜孔出口下游 $X/D=2.5$ 与 $X/D=25$ 截面处温度云图与速度矢量图. 图中无量纲温度 $\theta = (T_g - T) / (T_g - T_c)$, 其中 T 为局部气流温度.

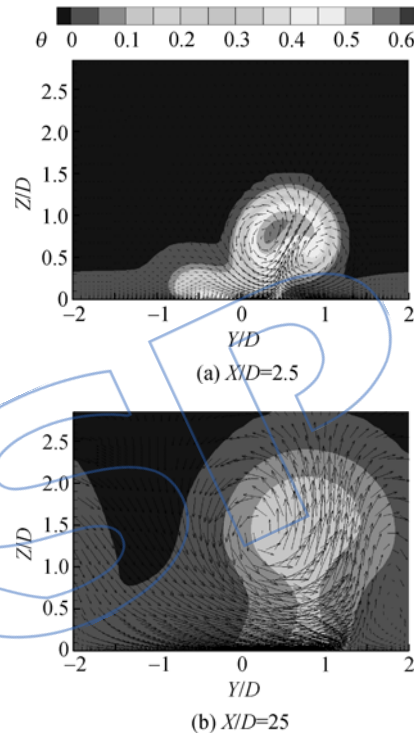


图 6 气膜孔出口下游 $X/D=2.5$ 和 25 截面上温度云图及速度矢量图

Fig. 6 Temperature counter and velocity vector chart on planes $X/D=2.5$ and 25 downstream of film hole exit

气膜孔出流中偏向 +Y 侧的一股气流与主流作用形成一对偏斜的对转涡. 由于该股气流 Z 向速度分量较大, 对转涡距离壁面较远, 对转涡强度较大. 该对转涡作用会将主流卷入旋涡下方, 增强了主流与冷气的掺混作用. 另一方面, 该对转涡中心相距较近, 旋转涡之间相互影响产生感应升力, 冷气逐渐向上偏移, 气膜脱离壁面.

2.2 肋角度对流动特性的影响

通道内部带肋, 使得二次流通道内部发生强烈的二次旋流, 如图 7 所示(图中 U_1 为局部速度).

在 135° 肋二次流通道中, 通道上部分旋转涡顺时针方向旋转, 与气膜孔倾斜方向相近, 使得气流较易流入气膜孔内, 因而该模型中气膜孔内流线主要为直线分布(如图 8 所示). 横流的影响被

削弱,孔内速度分离及流动损失相应降低.

在 45°肋二次流通道中,通道上部分旋转涡逆时针方向旋转,这与气膜孔倾斜方向相反.气膜孔右侧速度较大,而气膜孔进口左侧气流向下流出,这使得进入气膜孔的气流主要集中在气膜孔的右侧.气膜孔右侧气流进气角为钝角且流速较大,这增强了气流对孔上游侧壁面的冲击作用.在 45°肋结构中,气膜孔内螺旋状的流线分布比光滑二次流通道中更为紧密,所以该结构中孔内速度分离更为严重,流动损失更大.

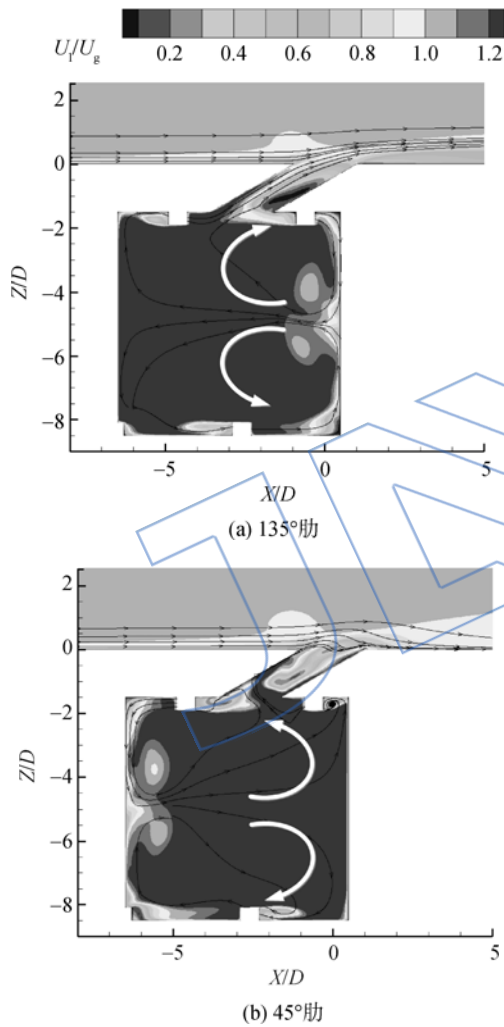
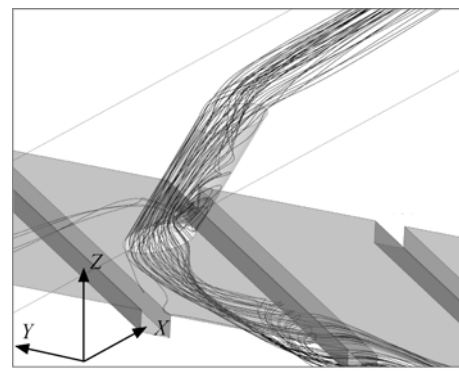


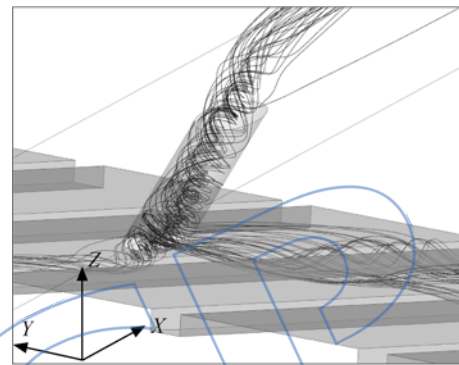
图 7 通道中截面无量纲速度及流线图
Fig. 7 Dimensionless velocity and streamlines chart on plane in the middle of channel

图 9 给出了两种带肋结构中气膜孔下游 $X/D=2.5$ 截面处温度云图与速度矢量图.

在 135°肋结构中,横流的作用被削弱,气膜孔出流与主流相互影响形成一对对转涡,这与光滑横流结构中掺混结构有明显区别.该结构中对转涡基本位于气膜孔中心下游位置,没有偏向



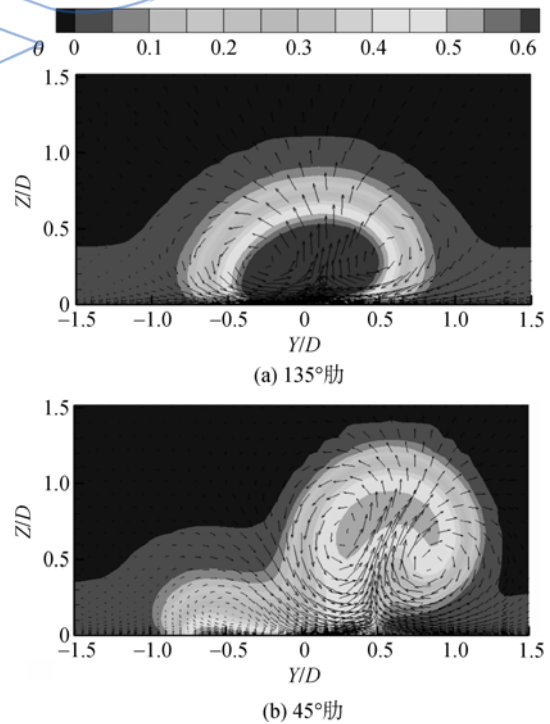
(a) 135°肋



(b) 45°肋

图 8 带肋结构气膜孔内流线图

Fig. 8 Streamlines chart in film hole with ribs cases



(a) 135°肋

(b) 45°肋

图 9 带肋结构气膜孔下游 $X/D=2.5$ 截面处温度云图及速度矢量图

Fig. 9 Temperature counter and velocity vector chart on plane $X/D=2.5$ downstream of film hole with ribs cases

+Y侧. 只是构成对转涡的两个旋涡强度略有差别,+Y侧旋涡比-Y侧略微大一些. 该结构中,冷气射流与主流的掺混作用相对较弱,对转涡中心气流温度与气膜孔射流温度较为接近,无量纲温度 Θ 较大.

45°肋结构中,气膜孔内流线呈现螺旋状,气膜孔冷气射流分成两部分,其中一部分形成一对偏斜的对转涡,而另一小部分气流紧贴壁面流动,这种流动结构与光滑二次流通道模型中基本一致. 但是在45°肋结构中,孔内螺旋状流动强度略强,使得冷气射流与主流掺混作用更大,因而该结构中,偏斜对转涡中心气流无量纲温度 Θ 比光滑二次流通道结构中略低.

2.3 气膜冷却效率对比分析

图10是实验测量所得光滑二次流通道和两种带肋模型时的气膜冷却效率 η 云图. 对于光滑二次流通道,气膜冷却效率分布呈现出:高气膜冷却效率区域向+Y侧偏移,沿流动方向气膜冷却效率迅速下降. 这是因为大部分气膜孔出口气流的流动方向偏向+Y侧,向下游流动过程中,强烈的偏斜对转涡作用,使得主流与冷气快速掺混而气膜冷却效率迅速下降. 135°肋结构下,气膜冷却效率分布主要特征为:气膜孔中心气膜冷却效率高,两侧低,沿流动方向气膜冷却效率下降较为缓慢. 这是由于该工况下,冷气射流无横流方向分量,射流沿气膜孔中心向下游流动;而且射流穿透

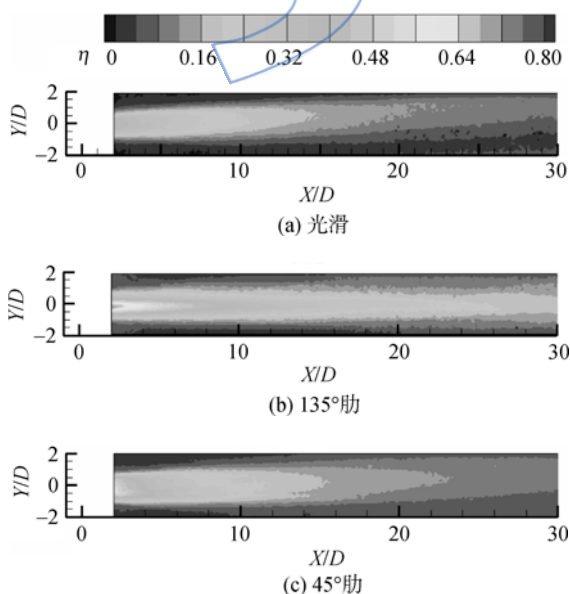


图10 实验测量所得气膜冷却效率分布云图
Fig. 10 Film cooling effectiveness distribution counter measured in experiment

性弱,喷出后在主流作用下很快地贴附在壁面上,因而气膜冷却效率较高. 45°肋结构下,气膜冷却效率分布特点与光滑二次流通道相似,不同的是45°肋结构下气膜在展向的覆盖范围比光滑二次流通道大. 这是由于45°肋结构下强烈的孔内二次流增强了冷气射流的展向速度,可以覆盖更宽的区域.

从展向平均气膜冷却效率曲线(如图11)可以看出,光滑二次流通道展向平均气膜冷却效率最低. 135°肋结构展向平均气膜冷却效率最高,与光滑二次流通道结构相比增加了约50%. 45°肋结构下,由于更宽的展向覆盖,其展向平均气膜冷却效率与光滑二次流通道结构相比提高了约20%.

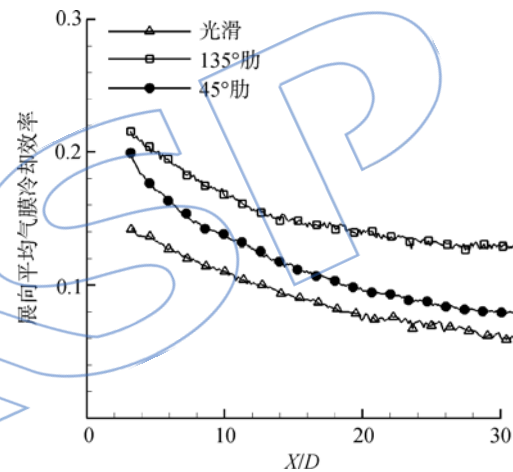


图11 实验测量所得展向平均气膜冷却效率曲线
Fig. 11 Lateral average film cooling effectiveness curves measured in experiment

2.4 表面传热系数对比分析

图12是光滑二次流通道和两种带肋模型的表面传热系数比(h_f/h_0)分布云图, h_f 是有气膜覆盖时壁面表面传热系数, h_0 是无气膜覆盖时壁面表面传热系数. 由于旋转涡在射流两侧的孔间区域可以形成类似于冲击的流动结构,这种流动结构可以减薄冲击区的边界层厚度,显著增强对流换热强度,从而形成强换热区. 因而强换热区基本位于旋转涡的正下方. 根据之前的分析可知,光滑二次流通道与45°肋结构流动结构比较接近,因而表面传热系数比分布也比较相似. 在偏斜对转涡的作用下,高换热区域向+Y侧偏斜. 135°肋结构中,对转涡基本对称分布,因而表面传热系数比分布呈现为:中心线区域的表面传热系数比较低,而射流两侧区域的表面传热系数比较高. 而且在该结构下,对转涡强度较弱,因而高换热区表面传

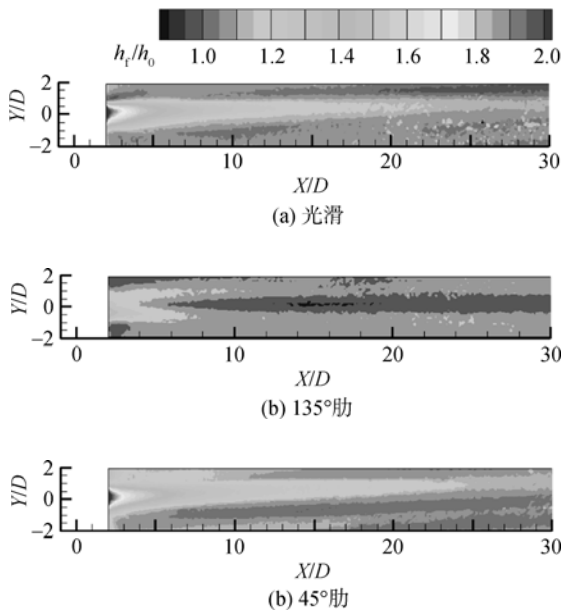


图 12 实验测量所得表面传热系数比分布云图
Fig. 12 Surface heat transfer coefficient ratio distribution counter measured in experiment

热系数比另外两种结构低。

从展向平均表面传热系数比分布曲线(如图 13)可以看出,135°肋结构展向平均表面传热系数比最低. 45°肋结构展向平均表面传热系数比最高,而光滑二次流通道结构比 45°肋结构略低. 与 135°肋结构相比,45°肋结构展向平均表面传热系数比提高了约 18%.

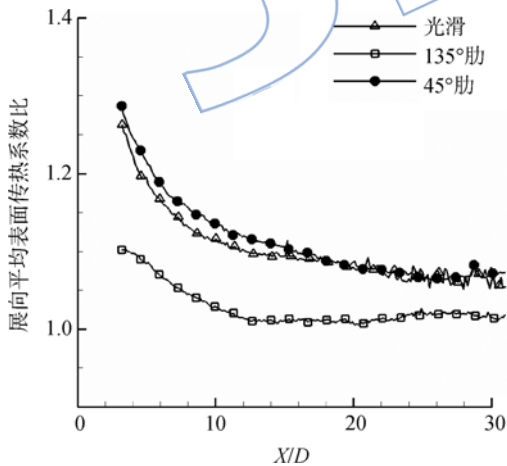


图 13 实验测量所得展向平均表面传热系数比曲线
Fig. 13 Lateral average surface heat transfer coefficient ratio curves measured in experiment

3 结 论

本文实验和数值模拟分析了不同内部肋角度对气膜冷却特性的影响. 通过以上分析,可以总结

如下结论:

1) 光滑二次流通道模型中,由于横流的作用使得孔内流线呈螺旋状分布,导致较大的孔内速度分离与流动损失. 冷气射流分成两部分,其中一股形成一对偏斜的对转涡. 在该对转涡的作用下,气膜孔下游气膜冷却效率与表面传热系数比均相应偏斜. 主流与射流掺混作用较强,气膜使得冷气扩散较快,冷却效率迅速降低. 另一方面却增强了表面传热系数比.

2) 135°肋结构中,二次流通道上部分旋转涡为顺时针方向,使得气流易于流入气膜孔,孔内流线呈直线分布,削弱了横流的影响. 冷气出口射流与主流相互作用,在气膜孔中心下游形成一对对转涡.

3) 45°肋结构中,二次流通道上部分旋转涡为逆时针方向,这增强了气膜孔内旋转涡. 气膜孔内流线与出口射流结构与光滑横流结构中相似,表面传热系数比与气膜冷却效率分布也较为相似.

4) 3 种结构对比,135°肋结构气膜冷却效率最大而表面传热系数比最低.

参考文献:

[1] Taslim M E, Li T, Spring S D. Measurements of heat transfer coefficients and friction factors in passages rib-roughened on all wall[J]. Journal of Turbomachinery, 1998, 120(3): 564-570.

[2] Han J C. Heat transfer and friction in rectangular channels with rib turbulators[J]. Journal of Heat Transfer, 1988, 110(2): 321-328.

[3] Han J C. Heat transfer and friction in channels with two opposite rib-roughened wall[J]. Journal of Heat Transfer, 1984, 106(4): 774-781.

[4] ZHANG Hong, WANG Jianhua, WU Xiangyu, et al. A simplified approach to design transverse ribs which array alternately in rectangular channel [R]. ASME Paper GT2010-22562, 2010.

[5] Jasone D, David G B, Gustavo A L, et al. Experimental measurements and computational predictions for an internally cooled simulated turbine vane with 90 degree rib turbulators[R]. ASME Paper GT2010-23004, 2010.

[6] Elfer M, Schrol L M, Förster W. PIV measurement of secondary flow in a rotating two-pass cooling system with an improved sequencer technique[R]. ASME Paper GT2010-23510, 2010.

[7] Chanteloup D, Böls A. Experimental investigation of heat transfer in two-pass coolant passages with ribs and film cooling hole ejection[R]. ASME Paper IDETC/CIE2002-34443, 2002.

- [8] Chanteloup D, Bölcs A. Flow effect on the bend region heat transfer distribution of 2-pass internal coolant passages of gas turbine airfoils; influence of film cooling extraction [R]. ASME Paper GT2003-38702, 2003.
- [9] Chanteloup D, Bölcs A. Flow characteristics in two-leg internal coolant passages of gas turbine airfoils with film-cooling hole ejection [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2002, 124(3): 499-507.
- [10] 神家锐. 收敛通道内气膜孔及其与矩形肋复合的强化传热 [J]. *工程热物理学报*, 1992, 13(2): 185-190.
SHEN Jiarui. Heat transfer enhancement in a converging passage using film cooling holes and combination of ribs with holes [J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 1992, 13(2): 185-190. (in Chinese)
- [11] Ekkad S V, Hung Y, Han J C. Detailed heat transfer distributions in two-pass square channels with rib turbulators and bleed holes [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 1998, 41(23): 3781-3791.
- [12] Gunter W, Stefan W. Influence of internal flow on film cooling effectiveness [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2000, 122(2): 327-333.
- [13] Harald P K, Bernhard W, Jens V W, et al. An experimental and numerical investigation of the effect of cooling channel crossflow on film cooling performance [R]. ASME Paper GT2007-27102, 2007.
- [14] 陆彝, 姜培学. 带肋气膜冷却平板的数值模拟研究 [J]. *工程热物理学报*, 2005, 26(5): 844-846.
LU Ben, JIANG Peixue. Numerical investigation of the heat transfer for a film cooled flat plate [J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2005, 26(5): 844-846. (in Chinese)
- [15] 倪萌, 朱惠人, 裘云, 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): 196-200.
NI Meng, ZHU Hui ren, QIU Yun, et al. Numerical investigation of influence of rib orientation on discharge coefficient [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2004, 19(2): 196-200. (in Chinese)
- [16] 毛军逵, 胡博, 苏云亮, 等. 气膜内冷通道高度对气膜孔流量系数的影响 [J]. *航空动力学报*, 2011, 26(3): 543-550.
MAO Junkui, HU Bo, SU Yunliang, et al. Experimental study of the discharge coefficient of film outflow varying with the internal cooling channel's height [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2011, 26(3): 543-550. (in Chinese)
- [17] Silieti M, Divo E, Kassab A J. Numerical investigation of adiabatic and conjugate film cooling effectiveness on a single cylindrical film-cooling hole [R]. ASME Paper International Mechanical Engineering Congress and Exposition, IMECE 2004-62196, 2004.
- [18] Liu C L, Zhu H R, Bai J T. Effect of turbulent Prandtl number on the computation of film-cooling effectiveness [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2008, 51(25): 6208-6218.
- [19] 李春林, 朱惠人, 白江涛, 等. 带肋二次流通道中气膜孔位置对气膜冷却特性的影响 [J]. *航空动力学报*, 2012, 27(6): 1340-1346.
LI Chunlin, ZHU Hui ren, BAI Jiantao, et al. Effect of film cooling hole entrance position on film cooling characteristics in the cross-flow passage with ribs [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2012, 27(6): 1340-1346. (in Chinese)
- [20] 白江涛, 朱惠人, 刘存良. 双参数传热实验的液晶瞬态测量不确定度分析 [J]. *航空动力学报*, 2009, 24(9): 1945-1951.
BAI Jiangtao, ZHU Hui ren, LIU Cunliang. Analysis of uncertainties in two-parameter transient heat transfer measurements with liquid crystal [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2009, 24(9): 1945-1951. (in Chinese)