

主流偏角对单排圆柱型气膜孔冷却特性的影响

聂建豪, 朱惠人

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 数值模拟研究了主流偏角对单排圆柱型气膜孔冷却特性的影响,在气膜孔中心间距相等的计算条件下,在吹风比为1.0时,计算结果与主流和气膜孔都无偏角、主流无偏角而气膜孔有45°偏角这两种流动情况做了对比。结果显示:相对于主流和气膜孔都无偏角时,主流有45°偏角而气膜孔无偏角时气膜平均冷却效率更大,分布更均匀;相比于主流无偏角而气膜孔有45°偏角时,在气膜孔附近处,主流有45°偏角而气膜孔无偏角时气膜平均冷却效率更小,在远离气膜孔的下游位置处,气膜平均冷却效率更大。另外在吹风比为0.5和1.5条件下进行了数值模拟,结果也显示3种流动情况气膜冷却效率分布存在明显差距,有必要对主流偏角对单排气膜孔冷却特性的影响做进一步的实验和数值研究。

关 键 词: 涡轮叶片; 气膜冷却; 冷却特性; 主流偏角; 雷诺时均

中图分类号: V232.4

文献标志码: A

Effect of main flow orientation angle on cooling characteristics of single row of cylindrical film cooling holes

NIE Jian-hao, ZHU Hui-ren

(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The effect of main flow orientation angle on the film cooling characteristics of single row of cylindrical film cooling holes was numerically studied. With the same distance between the centers of film cooling holes when the blowing ratio was 1.0, results were compared with two other reference flow configurations of single row of cooling holes. Main flow orientation angle was 0 degree and the hole compound angle was 0 degree in one reference configuration, while main flow orientation angle was 0 degree and the hole compound angle was 45 degree in the other reference configuration. The results show that compared with the reference configuration with 0 degree main flow orientation angle and 0 degree hole compound angle, the film cooling effectiveness of the configuration with 45 degree orientation angle is more uniform and its average cooling effectiveness is higher; compared with the reference configuration with 45 degree compound angle, the average cooling effectiveness of the configuration with 45 degree orientation angle is lower in the region near the holes but higher in the region far away from the holes. Numerical simulations were also conducted when blowing ratios were 0.5 and 1.5. It is found that the distributions of film cooling effectiveness in the three flow configurations are obviously different from each other. So it is necessary to further investigate numerically and experimentally the effect of main flow orientation angle on the film cooling.

Key words: turbine blade; film cooling; cooling characteristics;
main flow orientation angle; Reynolds averaged

当代高性能航空发动机的热效率和功率在不断提高,这使得涡轮前进口温度不断提高,已达 2200 K 以上,而航空发动机高温部件耐温极限低于这温度,因此需要采用气膜冷却等相应冷却技术对高温部件表面进行保护。当采用气膜冷却时,冷气从压气机末端抽出,从燃烧室以及涡轮叶片表面上的离散孔喷出,在这些高温表面形成一层气膜,阻隔主流燃气接触表面。

影响气膜冷却特性的因素有很多,大致可以分为以下几类:主流参数,如主流燃气边界层厚度、主流燃气湍流度以及主流燃气雷诺数等;二次流与主流参数的比,如吹风比、动量比、压比以及密度比;气膜孔形状及几何参数,如气膜孔长径比、气膜孔孔型等。在过去几十年中,针对上述各种影响因素已进行了大量的实验与数值研究。

在主流参数影响方面的研究有:Reiss 等研究了自由发展以及完全湍流的边界层以及主流雷诺数对叶片吸力面气膜冷却的影响^[1];Ou 等研究了不同主流湍流度对叶片前缘气膜冷却的影响^[2];Saumweber 等研究了主流(速度或马赫数、湍流度、积分长度尺寸和周期性不稳定尾流)对圆柱孔和扇形孔气膜冷却性能的影响^[3]。在二次流与主流参数的比方面的研究有:Ethridge 等研究了密度比对叶片吸力面气膜冷却效率的影响^[4];Yuen 等研究了动力比对复合角气膜孔的冷却效率和传热系数的影响^[5];LIU, Mhereas、邓宏武等研究了吹风比对气膜孔冷却特性的影响^[6-8]。在气膜孔形状及几何参数的研究有:邓宏武等对新型异形气膜孔进行了相应的研究^[8];Lu 等研究了气膜孔角度和形状对叶片前缘喷淋气膜冷却的影响^[9];Jung 等研究了复合角气膜孔的冷却特性^[10]。

Gritsch, Lampard 等研究了主流偏角对气膜孔流量系数的影响^[11-12],但是目前有关主流偏角对气膜冷却特性影响的研究相对较少,而这种现象在实际工作的燃气轮机中处处可见,例如在燃烧室中为了强化燃烧,采用涡旋喷射供气,使燃烧后燃气流动方向并不是单纯地从上游沿燃烧室轴向直接流向下流,而是旋转流向下流,因而燃气在局部区域的流动方向与燃烧室轴向方向不一致;又如在涡轮叶栅通道中,叶片压力面与吸力面压力不同而产生通道涡,在局部区域(如叶片表面接近端壁的区域以及靠近叶尖的区域)燃气的流动

方向与涡轮叶栅的轴向方向不一致。朱惠人等研究了端壁效应对光叶片换热的影响^[13]。张扬等研究了端壁气膜冷却^[14]。

如果以航空发动机轴向为基准方向,归纳上述两个例子可以看出,燃气的流动方向在部件表面上的投影并不总是与航空发动机轴向在部件表面的投影方向相一致,而是存在一个偏角,如图 1 所示。

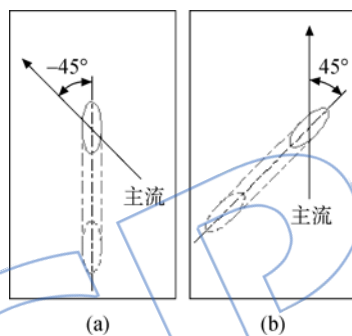


图1 单孔气膜流动

Fig.1 Flow of single film cooling hole

目前有关气膜冷却特性的研究大都是在该偏角为 0° 的条件下进行的,多数相关文献研究的是气膜孔轴向在部件表面投影与航空发动机轴向在部件表面上的投影存在夹角的情况(文献中一般称为复合角)。但是这两种情况不是完全等价的,因此从满足实际应用的角度出发,有必要开展主流偏角对部件表面气膜冷却特性影响规律的影响。

在单孔气膜的情况下,相对于航空发动机轴向在部件表面的投影方向,主流有偏角而气膜孔无偏角时主流与二次流的作用机理与主流无偏角而气膜孔有偏角时的作用机理是相同的。如图 1 所示,在几何结构上,这两种情况是完全相似的,因此只要气动条件一样,就是完全等价的,但是必须注意,从工程应用角度讲,这两种情况下气膜冷却效率 η 沿部件轴向在冷却表面上的投影方向分布规律不同,如图 2 所示。有关这种情况本文不再进行详细地讨论。

如图 3 所示,对于单排圆柱型气膜孔布局而言,主流有偏角而气膜孔无偏角时(图 3(a))主流与二次流的相互作用机理可能与主流无偏角而气膜孔有偏角时(图 3(c))的情况不同,主要原因是这两种情况下气膜孔的布局已经不再具有相似性,不过在气膜孔间距较大的情况下,气膜孔之间

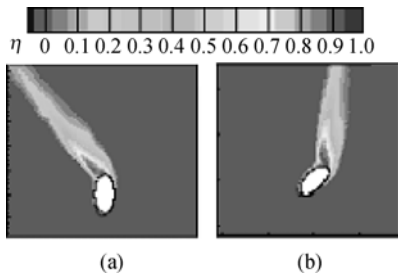


图 2 单孔气膜冷却效率

Fig. 2 Film cooling effectiveness of single film cooling hole

的影响很小,上述两种情况就与单个气膜孔的情况类似.本文重点研究孔间距较小时气膜孔无偏角而主流有偏角时单排圆柱型气膜孔主流与二次流相互作用机理以及气膜冷却特性,同时与主流和气膜孔都无偏角时、主流无偏角而气膜孔有偏角时的流动情况进行比较.

1 数值计算方法

1.1 几何参数及参数定义

1.1.1 几何模型

本文通过数值模拟研究了主流有偏角而气膜孔无偏角时单排圆柱型气膜孔(简称气膜孔)冷却特性,其结果与主流和气膜孔都无偏角时、主流无偏角而气膜孔有偏角时这两种流动情况进行对比.主流有偏角而气膜孔无偏角时的流动情况如图 3(a)所示,主流偏角 θ 为 45° ,气膜孔偏角 β 为 0° ;主流和气膜孔都无偏角时的流动情况如图 3(b)所示, $\theta=0^\circ$, $\beta=0^\circ$;主流无偏角而气膜孔有偏角时的流动情况如图 3(c)所示, $\theta=0^\circ$, $\beta=45^\circ$.图 3 中,A 表示部件轴向在冷却壁面上的投影方向;B 表示主流流动方向; L_1 为截面至气膜孔中心的距离;1,2,3 为 3 个截面的标号.

数值计算具体物理模型如图 3 和图 4 所示,主流有偏角而气膜孔无偏角时物理模型包括主流腔和气膜孔两部分.上述 3 种流动情况采用的气膜孔直径 D 为 4 mm,入射角 α 为 30° ,气膜孔长径比为 5,气膜孔高度为 $2.5D$,相邻孔孔中心之间间距 L 为 $2D$.

1.1.2 参数定义

1) 吹风比 M

$$M = \frac{\rho_c V_c}{\rho_g V_g} \quad (1)$$

式中 ρ_c 为冷气密度; V_c 为气膜孔出口冷气平均速度; ρ_g 为主流密度; V_g 为主流绝对速度.

2) 气膜冷却效率 η

忽略通过固体壁面导热热量,气膜冷却效率可以定义为

$$\eta = \frac{T_g - T_{aw}}{T_g - T_c} \quad (2)$$

式中 T_{aw} 为绝热壁面上的表面温度,在数值模拟中,可以将壁面设为绝热壁面得出绝热温度; T_g 为主流温度; T_c 为冷气温度.

1.2 计算模型与边界条件

计算模型如图 4 所示,主流有偏角而气膜孔无偏角时主流腔高度为 $12.5D$,长度为 $31.25D$,主流有偏角而气膜孔无偏角时、主流和气膜孔都无偏角时两种流动情况计算模型相同,如图 5 所示,厚度为 $2D$.主流无偏角而气膜孔有偏角时计算模型如图 6 所示,主流腔高度和长度与另外两种流动情况一样,计算模型厚度为 $2D$.3 种流动情况边界条件包含了冷气速度入口、主流燃气入口和一个压力出口条件.3 种流动情况计算模型中垂直于 Y 轴的两个面设为平移周期面,其余的面设为绝热壁面.3 种流动情况冷气速度为 10.0468 m/s ,温度为 300 K ,方向为 Z 轴正向,主

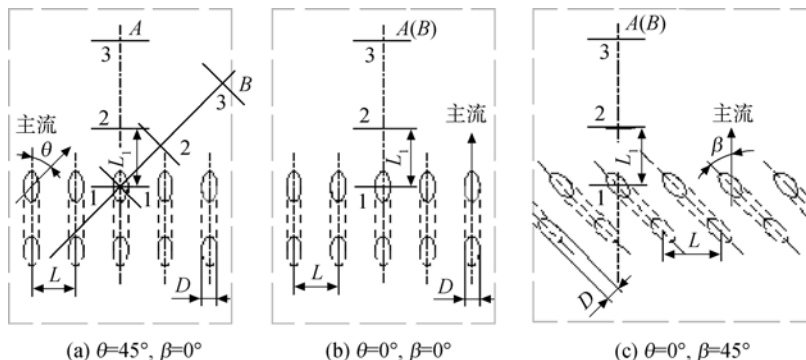


图 3 单排气膜孔流动示意图

Fig. 3 Schematic of flow of single row of film cooling holes

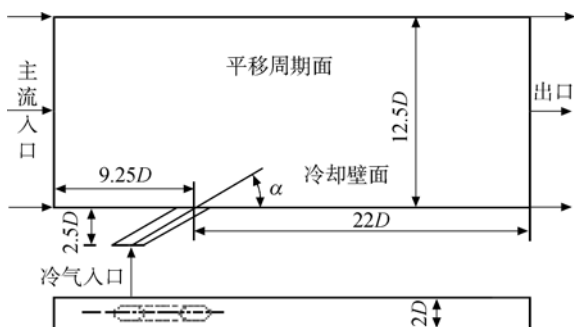
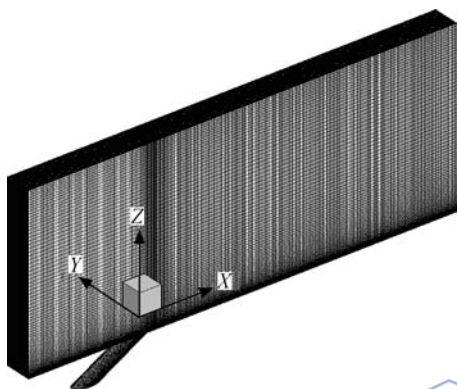
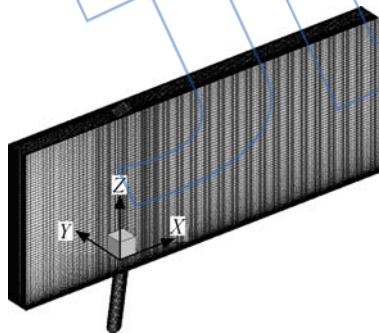


图4 计算区域示意图

Fig. 4 Schematic of the computational domain

图5 网格示意图 ($\theta=45^\circ, \beta=0^\circ; \theta=0^\circ, \beta=0^\circ$)Fig. 5 Schematic of mesh ($\theta=45^\circ, \beta=0^\circ; \theta=0^\circ, \beta=0^\circ$)图6 网格示意图 ($\theta=0^\circ, \beta=45^\circ$)Fig. 6 Schematic of mesh ($\theta=0^\circ, \beta=45^\circ$)

流温度为 340 K, 主流绝对速度为 20 m/s, 其中主流有偏角而气膜孔无偏角时 $\theta=45^\circ, \beta=0^\circ$, 压力出口都设为 1.01 MPa。

本文数值计算中采用了结构化网格。图 5 为主流有偏角而气膜孔无偏角时、主流和气膜孔都无偏角时的网格示意图, 图 6 为主流无偏角而气膜孔有偏角时的网格示意图。通过数值计算, 发现计算网格数在 200 万以上时, 不同数目的网格计算出的气膜平均冷却效率相对误差小于 1%, 所以认为网格数在 200 万以上时的网格计算结果与

网格数无关, 正式计算时采用网格数为 220 万左右的网格。

在数值计算中, 湍流模型的选择很重要, 刘存良等将气膜冷却数值模拟结果与实验数据做过对比, 发现 realizable $k-\epsilon$ 湍流模型加增强壁面函数的计算结果与实验数据不仅在变化趋势上符合得很好^[15], 在数值上相差也不大, 所以本文也采用 realizable $k-\epsilon$ 湍流模型和增强壁面函数。

本文采用软件 ANSYS FLUENT 12.1, 控制方程为雷诺时均 N-S 方程, 求解器使用隐式求解器, 压力采用 2 阶格式进行离散, 动量、湍流动能、湍流耗散率和能量方程采用 2 阶迎风格式进行离散, 压力速度耦合方法采用 SIMPLE (semi-implicit method for pressure linked equations) 压力修正方法。

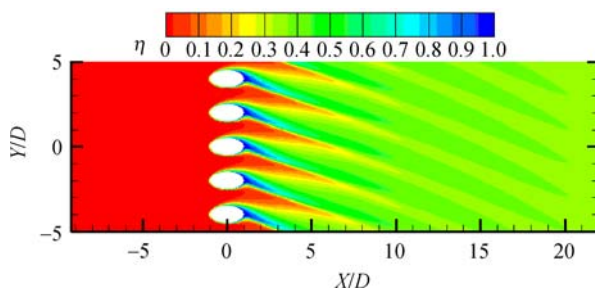
2 计算结果与分析

2.1 计算结果

本文研究 3 种流动情况的气膜冷却特性, 而气膜冷却特性目前普遍采用气膜冷却效率 η 表示, 气膜冷却效率的决定因素有雷诺数、普朗特数、吹风比和几何参数等等, 本文研究在吹风比 $M=1.0$ 时 3 种流动情况的气膜冷却效率。

比较图 7 和图 8 可以发现, 主流有偏角而气膜孔无偏角时的气膜冷却效率分布更均匀, 气膜冷却效率更大。比较图 7 和图 9 可以发现, 主流有偏角而气膜孔无偏角时在气膜孔附近处气膜覆盖效果差。

为了定量比较 3 种流动情况气膜冷却效率, 分析了沿 X 轴正向气膜平均冷却效率 η_{ave} , 如图 10 所示。从图 10 可以明显看出, 主流有偏角而气膜孔无偏角时的气膜平均冷却效率大于主流和气膜孔都无偏角时的气膜孔平均冷却效率, 而对比于主流无偏角而气膜孔有偏角时的流动情况, 主

图7 气膜冷却效率 ($\theta=45^\circ, \beta=0^\circ$)Fig. 7 Film cooling effectiveness ($\theta=45^\circ, \beta=0^\circ$)

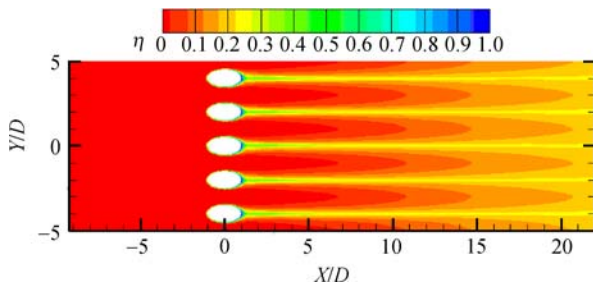
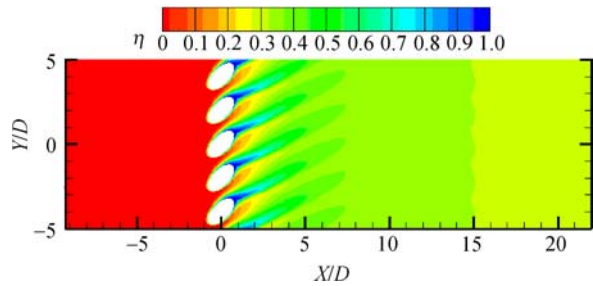
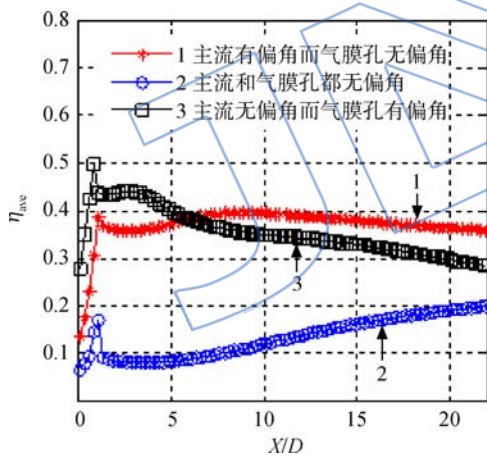
图 8 气膜冷却效率($\theta=0^\circ, \beta=0^\circ$)Fig. 8 Film cooling effectiveness ($\theta=0^\circ, \beta=0^\circ$)图 9 气膜冷却效率($\theta=0^\circ, \beta=45^\circ$)Fig. 9 Film cooling effectiveness ($\theta=0^\circ, \beta=45^\circ$)

图 10 沿 X 方向的气膜平均冷却效率

Fig. 10 Average film cooling effectiveness
in X direction

流无偏角而气膜孔有偏角时的气膜平均冷却效率在气膜孔附近比它小,而在远离气膜孔处比它大。

2.2 结果分析

2.2.1 沿 A 方向分析

为了分析主流有偏角而气膜孔无偏角时单排圆柱型气膜孔的冷却特性,并与另外两种流动情况进行对比,沿部件轴向在冷却壁面的投影方向进行分析,如图 3 中 A 方向所示,分析了 3 个截

面上的温度和速度矢量分布情况,其中温度云图温度单位为 K,而且所有的温度云图温度标尺一致.以中心为 $X/D=0, Y/D=0$ 的气膜孔为分析对象。

将图 11(a)与图 11(b)对比可以发现:主流有偏角而气膜孔无偏角时,在气膜孔附近处 $L_1/D=2.5$ 位置处相邻冷气射流已经干涉在一起,这可以阻隔射流上面的主流流体接触冷却壁面,而且可以发现发卡涡已经崩溃成单涡了,单涡对冷气射流的抬升作用没有发卡涡强,所以更多的冷气贴近冷却壁面,使冷却壁面附近温度更低,气膜平均冷却效率更大,而且可以发现主流有偏角而气膜孔无偏角时的单涡贴近壁面,它与壁面的相互作用可以削弱单涡,所以可以发现在 $L_1/D=4.5$ 处,主流有偏角而气膜孔无偏角时单涡基本消失,这使主流和冷气的掺混作用减弱,冷气壁面附近的温度升高缓慢,在 $L_1/D=12.5$ 就不存在涡,冷气和主流燃气的掺混作用很弱,壁面附近流体温升缓慢,即气膜平均冷却效率变化缓慢.在 $L_1/D=2.5$ 处主流和气膜孔都无偏角时冷气射流之间的干涉作用很弱,对主流燃气的阻隔作用弱,而且存在发卡涡,一方面它将主流夹带到冷却壁面附近;另一方面它对冷气射流有很强的抬升作用,使更多的冷气远离壁面,它的综合作用使冷却壁面附近流体的温度升高.在 $L_1/D=4.5, 12.5$ 处,主流和气膜孔都无偏角时,发卡涡依然存在,使冷气和主流燃气继续掺混,而且可以看出发卡涡中心远离壁面,冷气射流核心也远离壁面,冷却效果很差.所以主流有偏角而气膜孔无偏角的气膜平均冷却效率始终大于主流和气膜孔都无偏角时的情形。

从图 11(a)、图 11(c)温度云图以及图 7 和图 9 可以发现在 $L_1/D=2.5$ 处主流有偏角而气膜孔无偏角时相邻冷气射流在贴近壁面处位置对主流流体的阻隔作用明显没有主流无偏角而气膜孔有偏角时强,这使有更多主流气体从气膜孔之间位置直接进入到气膜孔下游冷却壁面处,使这一区域冷却壁面平均温度更高,即气膜平均冷却效率更小.虽然这两种流动情况在靠近气膜孔处 $L_1/D=2.5$ 位置都存在单涡,而主流有偏角而气膜孔无偏角的单涡更贴近冷却壁面,一方面单涡使贴近壁面处的主流流体与冷气射流不断掺混,使该处的流体温度降低,气膜平均冷却效率升高;另一方面单涡与壁面的相互作用使单涡削弱,所以在 $L_1/D=4.5$ 处以及其下游位置单涡基本消失,冷

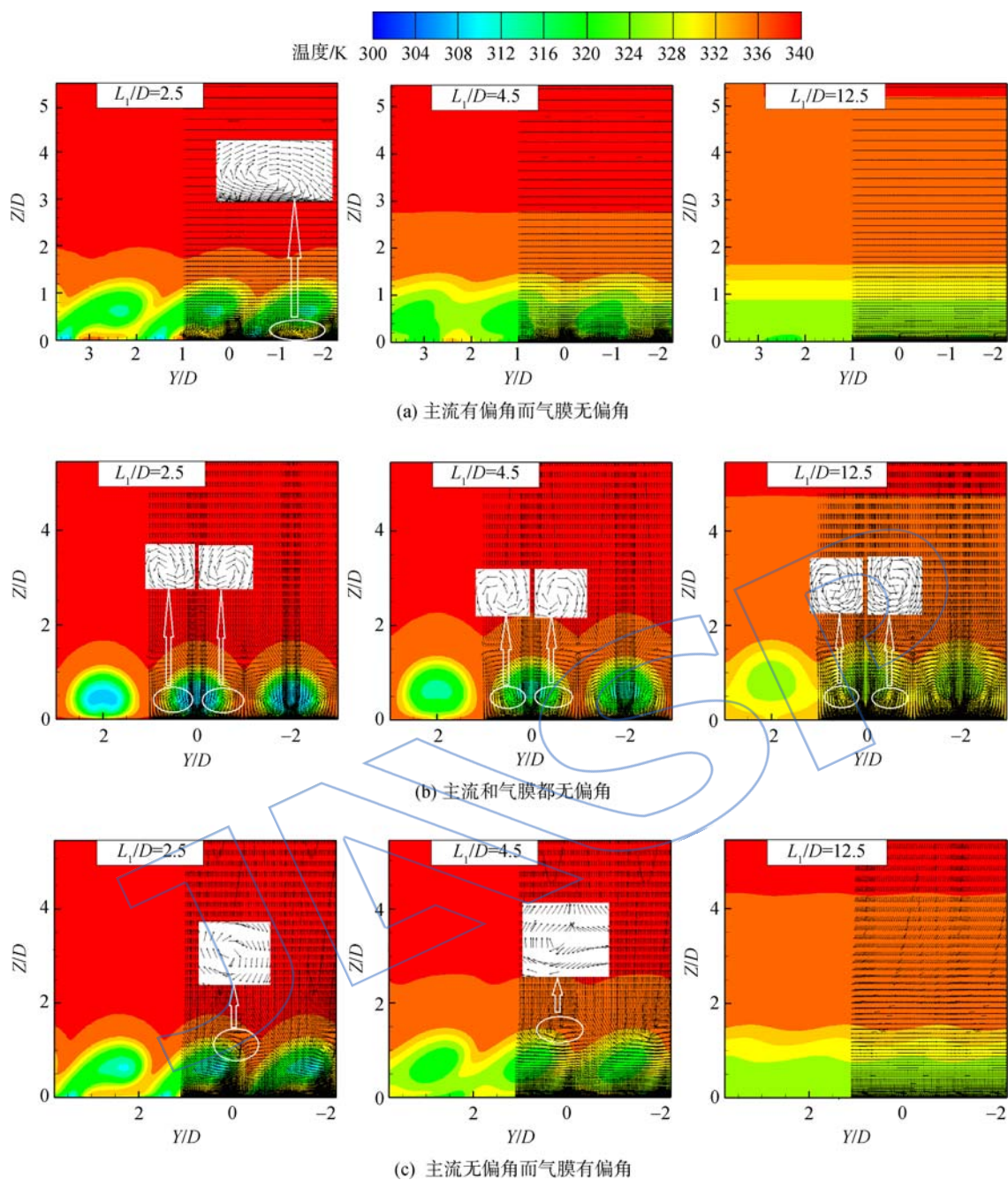


图 11 沿 A 方向 3 个截面温度和速度矢量分布

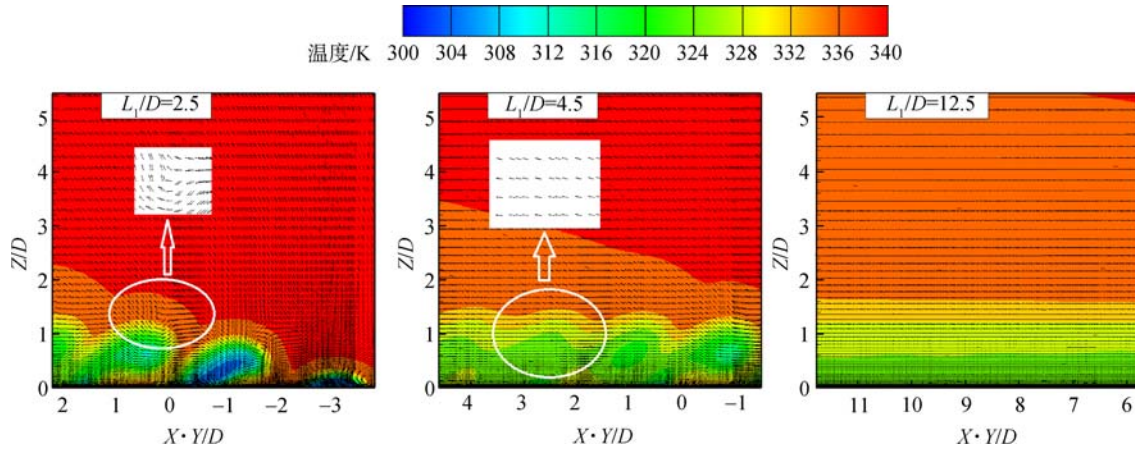
Fig. 11 Temperature and velocity vector distribution of three cross sections in A direction

气和主流的掺混作用削弱,冷却壁面附近的流体温度变化缓慢,即气膜平均冷却效率变化缓慢;而主流无偏角而气膜孔有偏角时单涡远离壁面,壁面对它的作用很弱,单涡消失很慢,在 $L_1/D=4.5$ 处单涡依旧存在,主流和冷气的掺混作用较强,使冷气壁面附近的温度在不断上升,即气膜平均冷却效率更快降低。所以主流有偏角而气膜孔无偏角时气膜平均冷却效率在气膜孔附近位置处比主流无偏角而气膜孔有偏角时更小,而在下游位置将更大。

2.2.2 沿 B 方向进行分析

上面已经沿部件轴向在冷却壁面的投影方向(A方向)进行了分析,而下面将沿主流流动方向(B方向)进行分析,以 $X=0, Y=0$ 处的气膜孔位研究对象。

图 12 是主流有偏角而气膜孔无偏角时沿主流流动方向(B方向)3个截面上的温度和速度矢量分布情况。而至于主流和气膜孔都无偏角时和主流无偏角而气膜孔有偏角时部件轴向在冷却壁面上的投影方向(A方向)与主流流动方向(B方

图 12 沿 B 方向 3 个截面温度和速度矢量分布 ($\theta=45^\circ, \beta=0^\circ$)Fig. 12 Temperature and velocity vector distribution of three cross sections in B direction ($\theta=45^\circ, \beta=0^\circ$)

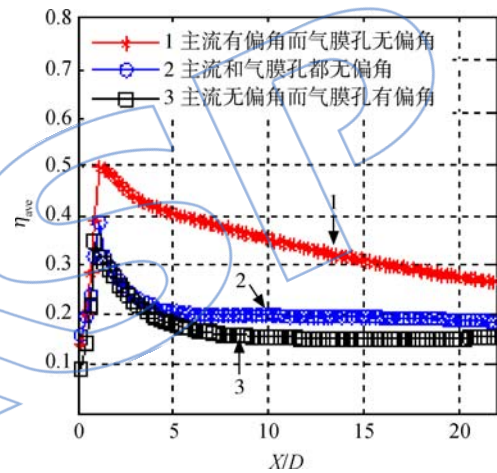
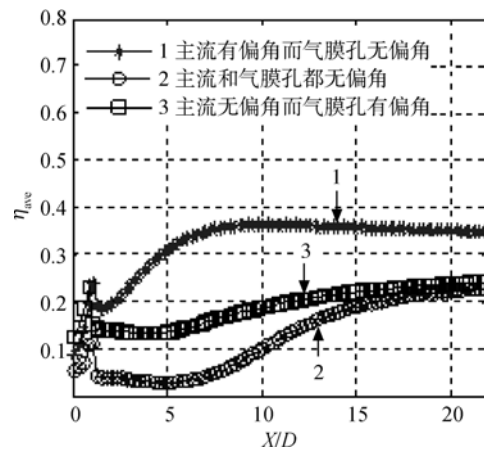
向是一致的. 所以主流和气膜孔都无偏角时沿主流流动的 3 个截面上的温度和速度矢量图如图 11(b)所示, 主流无偏角而气膜孔有偏角时沿主流流动的 3 个截面上的温度和速度矢量图如图 11(c)所示. 图中 XY 为垂直于 B 方向的方向, 其零点在 $X=0, Y=0$ 处.

对比图 12 和图 11(b)可以看出, 相比于主流和气膜孔都无偏角时, 沿主流流动方向, 主流有偏角而气膜孔无偏角时的发卡涡很快消失, 在横向上主流和冷气的掺混作用减弱, 更少的燃气进入到冷却壁面附近, 所以冷却壁面附近气体的温度升高更慢, 气膜冷却效率更高.

对比图 12 和图 11(c)再结合图 7 和图 9 可以看出, 相对于主流无偏角而气膜孔时, 沿主流流动方向上, 主流有偏角而气膜孔无偏角时的发卡涡在 $L_1/D=4.5$ 处就基本消失, 在横向上主流和冷气的掺混作用减弱, 更少的燃气进入到冷却壁面附近, 冷却壁面附近气体温度更低, 气膜冷却效率更高.

2.2.3 $M=0.5, 1.5$ 下气膜冷却效果

数值计算中除了研究了吹风比 $M=1.0$ 时气膜平均冷却效果, 同时也研究了吹风比 $M=0.5$ 和 1.5 时这 3 种气膜冷却效果, 图 13 和 14 分别展示了这两个吹风比下沿 X 方向的气膜平均冷却效率, 限于计算机运算能力, 本文数值模拟采用是雷诺时均 N-S 方程, 只能从涡结构这个层面对气膜冷却进行解释, 而无法从涡的产生机制这类更基础的层次进行解释(需要采用大涡模拟或直接模拟法). 比较图 10、图 13 和图 14 可知, 如果吹风比发生改变时, 对应于图 11 和图 12 的涡结构将发生改变, 从而会影响气膜冷却效果.

图 13 沿 X 方向的气膜平均冷却效率 ($M=0.5$)Fig. 13 Average film cooling effectiveness in X direction ($M=0.5$)图 14 沿 X 方向的气膜平均冷却效率 ($M=1.5$)Fig. 14 Average film cooling effectiveness in X direction ($M=1.5$)

3 结 论

本文通过数值模拟研究了主流偏角对单排圆柱型气膜孔冷却特性的影响,结果与主流和气膜孔都无偏角时、主流无偏角而气膜孔有偏角时这两种流动情况进行了比较,它们相邻气膜孔中心距离一致。结果显示:在 $M=1.0$ 时,相比于主流和气膜都无偏角时,主流有偏角而气膜孔无偏角时气膜冷却效率分布更均匀,气膜平均冷却效率更大;相比于主流无偏角而气膜孔有偏角,在气膜孔附近处,主流有偏角而气膜孔无偏角时气膜平均冷却效率更小,而在远离气膜孔下游位置处,主流有偏角而气膜孔无偏角时气膜平均冷却效率更大。在 $M=0.5$ 和 1.5 时,主流偏角对单排气膜孔冷却特性的影响与另外两种流动情况有很大差别。

从本文可以看出,主流偏角对单个气膜孔冷却特性的影响可以完全参考现有的单个复合角气膜孔冷却特性的研究资料,但是主流偏角对单排圆柱型气膜孔冷却特性的影响不能完全参考现有的单排复合角气膜孔冷却特性的研究资料,需要专门对主流偏角对单排圆柱型气膜孔冷却特性的影响进行实验和更详细的数值模拟研究。

参考文献:

- [1] Reiss H, Bolcs A. The influence of the boundary layer state and Reynolds number on film cooling and heat transfer on a cooled nozzle guide vane[R]. ASME Paper 2000-GT-0205, 2000.
- [2] Ou S, Rivir R, Soechting F, et al. Transient liquid crystal measurement of leading edge cooling effectiveness and heat transfer with high free stream turbulence[R]. ASME Paper 2000-GT-0245, 2000.
- [3] Saumweber C, Schulz A. Free-stream effects on the cooling performance of cylindrical and fan-shape cooling holes[R]. ASME Paper GT2008-51030, 2008.
- [4] Ethridge M I, Cutbirth J M, Bogard D G. Scaling of performance for varying density ratio coolants on a airfoil with strong curvature and pressure gradient effects[R]. ASME Paper 2000-GT-0239, 2000.
- [5] Yuen C H N, Martinez-Botas R F, Whitelaw J H. Film cooling effectiveness downstream of compound and fan-shape holes[R]. ASME Paper 2001-GT-0131, 2001.
- [6] LIU Cunliang, ZHU Huiren, BAI Jiangtao, et al. Film cooling performance of converging-slot holes with different exit-entry area ratios[R]. ASME Paper GT2009-59002, 2009.
- [7] Mhetras S, Han J C, Rudolph R. Film-cooling effectiveness from shaped film cooling holes for a gas turbine blade[R]. ASME Paper GT2008-50916, 2008.
- [8] 邓宏武, 肖俊, 李国庆, 等. 吹风比对旋转涡轮叶片气膜冷却的影响[J]. 航空动力学报, 2011, 26(7): 1452-1457.
DENG Hongwu, XIAO Jun, LI Guoqing, et al. Influence of blowing ratio on film cooling of rotating turbine blade[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(7): 1452-1457. (in Chinese)
- [9] Lu Y P, Allison D, Ekkad S V. Influence of hole angle and shaping on leading edge showhead film cooling[R]. ASME Paper GT2006-0245, 2006.
- [10] Jung I S, Lee J S, Ligrani P M. Effects of bulk pulsations on film cooling with compound angle holes: heat transfer for coefficient ratio and flux ratio[R]. ASME Paper 2001-GT-0129, 2001.
- [11] Gritsch M, Schulz A, Wittig S. Effect of crossflows on the discharge coefficient of film cooling holes with varying angles of inclination and orientation[R]. ASME Paper 2001-GT-0134, 2001.
- [12] Lampard H N D, Benmansour S. Effect of crossflows on the discharge coefficient of film cooling holes[R]. Journal of Engineering for Power, 1983, 105(2): 243-248.
- [13] 朱惠人, 许都纯, 郭涛, 等. 来流湍流度及端壁效应对涡轮叶片上对流换热的影响[J]. 航空动力学报, 1999, 14(3): 255-259.
ZHU Huiren, XU Duchun, GUO Tao, et al. Influences of mainstream of turbulence and end-wall effect on convective heat transfer of turbine blade[J]. Journal of Aerospace Power, 1999, 14(3): 255-259. (in Chinese)
- [14] 张扬, 齐士博, 袁新. 涡轮流场影响端壁气膜冷却的实验研究[J]. 工程热物理学报, 2011, 32(6): 941-944.
ZHANG Yang, QI Shibo, YUAN Xin. Experimental investigation on the turbine blade platform film cooling effected by the flow field[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2011, 32(6): 941-944. (in Chinese)
- [15] 刘存良, 朱惠人, 白江涛. 收缩-扩张气膜孔提高气膜冷却效率的机理研究[J]. 航空动力学报, 2008, 23(4): 598-604.
LIU Cunliang, ZHU Huiren, BAI Jiangtao. Study on the physics of film-cooling effectiveness enhancement by the converging-expanding hole[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(4): 598-604. (in Chinese)