

DOI: 10.7652/xjtuxb201801008

高主流湍流度下倾斜角对圆柱孔气膜冷却特性影响的实验研究

刘存良, 谢刚, 朱惠人

(西北工业大学动力与能源学院, 710072, 西安)

摘要: 为了研究高湍流度下圆柱孔流向倾斜角对气膜冷却特性的影响,在主流湍流度为 11.82% 的工况下,采用瞬态热色液晶测量技术对倾斜角为 30°、60° 的气膜孔冷却特性进行了研究,并与低湍流度工况下的结果进行对比。实验结果表明:气膜孔倾斜角增大会导致气膜冷却效率下降;主流湍流度增大会提高上游冷却效率,降低下游冷却效率,冷却效率展向分布更加均匀。吹风比的增加导致各倾斜角气膜孔换热系数比显著增加,在小吹风比条件下,换热系数比沿流向时降低,而大吹风比条件下换热系数比呈现先上升后下降的分布;气膜孔倾斜角增大会在整体上强化壁面对流换热强度,主流湍流度增加导致换热系数比明显减小。随着吹风比的增加,下游区域的主流湍流度导致两种倾斜角气膜孔的冷却效率和换热系数比差距增大,在上游区域主流湍流度的影响较为复杂。

关键词: 气膜冷却;主流湍流度;倾斜角;冷却效率;换热系数比

中图分类号: V231.3 **文献标志码:** A **文章编号:** 0253-987X(2018)01-0047-07

Experimental Research on the Effect of Hole-Inclined Angle on the Film Cooling Characteristics under High Mainstream Turbulence Intensity

LIU Cunliang, XIE Gang, ZHU Hui ren

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

Abstract: To study the influence of inclined angle on the film cooling characteristics under high mainstream turbulence intensity, cylindrical holes with inclined angles 30° and 60° were studied using the transient liquid crystal measurement technique under high mainstream turbulence intensity (11.82%), and the result was compared with the result under low mainstream turbulence intensity. The results indicate that the film cooling effectiveness decreases with the increase of inclined angle. With the increase of mainstream turbulence intensity, the film cooling effectiveness increases in upstream region and decreases in downstream region, and in addition, the film cooling effectiveness distributes more uniform in the lateral direction. With the increase of blowing ratio, the heat transfer ratio is enhanced obviously for all cylindrical holes. At small blowing ratio, the heat transfer coefficient ratio decreases gradually along the flowing direction. And the heat transfer coefficient ratio has an undulation feature at large blowing ratios. The increase of the inclined angle leads to an enhancement of heat transfer intensity at the same blowing ratio. But the increase of the mainstream turbulence intensity may result in lower heat

收稿日期: 2017-06-02。 作者简介: 刘存良(1983—)男,教授,博士生导师。 基金项目: 国家自然科学基金资助项目(51776173);陕西省自然科学基金基础研究计划资助项目(2017JM5044);中央高校基本科研业务费专项资金资助项目(3102017gx06006)。

网络出版时间: 2017-11-06

网络出版地址: <http://kns.cnki.net/kcms/detail/61.1069.T.20171106.1409.012.html>

transfer intensity at the same blowing ratio. With the increase of blowing ratio, the mainstream turbulence intensity-induced differences of the film cooling parameters between two kinds of inclined-angle holes grow under two mainstream turbulence intensities in downstream region, while the influence of mainstream turbulence intensity is more complex in upstream region.

Keywords: film cooling; mainstream turbulence intensity; inclined angle; cooling effectiveness; heat transfer coefficient ratio

现代航空发动机要求更高的推重比,要求发动机具有更高的热效率,提高涡轮入口燃气温度是提高发动机热效率的重要方式,目前涡轮入口温度已远远超过叶片材料正常工作范围内,有效的冷却技术必不可少,气膜冷却就是关键冷却技术。涡轮叶片气膜孔研究最早、应用最广的是圆柱形孔,圆柱孔气膜冷却特性受密度比^[1]、吹风比^[2]、动量比^[3]、主流马赫数^[4]等流动参数和孔间距^[5]、多孔孔^[6]等结构参数的影响。

气膜孔流向倾斜角因工作位置不同而有所不同,文献[7]研究了流向倾斜角对单个圆柱孔冷却特性的影响,研究表明圆柱孔流向倾斜角变化对气膜冷却特性有明显影响。航空发动机中涡轮进口主流湍流度较高,文献[8-9]表明,主流湍流度12%比较接近涡轮导叶进口主流湍流度,而很多气膜冷却实验的湍流度在1%左右。研究表明,主流湍流度对气膜冷却特性有较大影响,文献[10]表明在低动量比下,湍流度的提高会降低前缘的径向平均冷却效率,而动量比增加,湍流度对冷却效率的影响逐渐降低;主流湍流度对导向叶片气膜冷却的研究表明主流湍流度在一定范围内增加会改善气膜冷却效果^[11],而继续增大主流湍流度则会恶化气膜冷却效果。以往的研究分别针对气膜孔倾斜角与主流湍流度进行,但是在接近实际发动机工况的高主流湍流度下倾斜角变化对气膜冷却的影响也有必要研究,因此本实验采用瞬态液晶测量技术,在高主流湍流度下研究不同倾斜角圆柱孔气膜冷却特性,并与低湍流度实验结果进行对比,从而丰富相关研究内容。

1 实验装置与测试方法

1.1 实验装置

实验系统分为主流系统和二次流系统两部分,主流系统组成有离心风机、稳压腔、过滤器、蜂窝器、收缩段、主流快速加热装置、稳定段、实验段等部件,气流通过旋拧阀和蝶阀后进入实验风洞;二次流由罗茨风机驱动,经过气罐、阀门、流量计、空气加热器、二次流腔后穿过气膜孔进入实验段。实验系统

如图1所示。

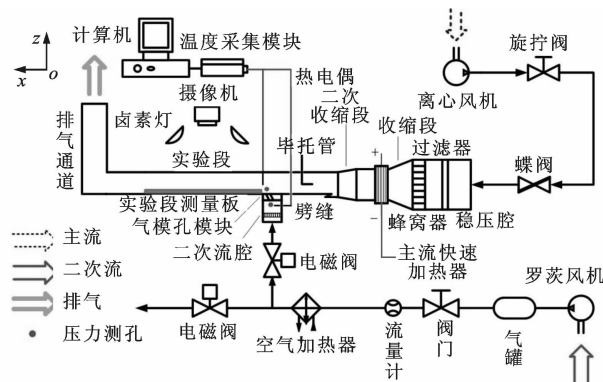


图1 实验系统

圆柱气膜孔轴线与壁面夹角为 30° 、 60° ,这两种角度在气膜冷却研究中比较有代表性^[7],同时能在有限的实验量下说明倾斜角的影响。气膜孔结构如图2所示, D 为圆柱孔直径。实验段由气膜孔部件和测量板组成,单排7孔结构组成了气膜孔部件,孔中心距为2.5倍气膜孔直径,以中间孔对称分布,实验段材料为有机玻璃,气膜孔位置以及测量区域位置如图3所示。湍流发生器安装在主流通道实验段入口和二次收缩段出口之间,主流湍流度通过热线风速仪测量。

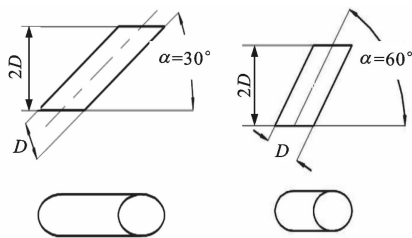


图2 气膜孔结构示意图

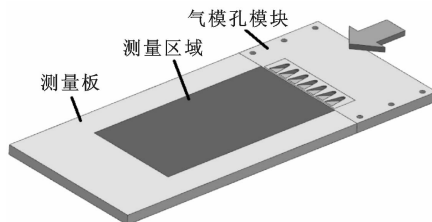


图3 实验段示意图

1.2 测量方法

实验基于瞬态导热理论的窄带热色液晶测量技术进行,文献[12-13]的瞬态传热测量理论是本文换热特性实验中测量气膜冷却效率以及换热系数的理论依据和实验方法。瞬态传热测量是在流场达到稳定,但温度场未稳定的情况下通过测出测量区域表面温度以及气流温度的变化过程得到测量区域全表面的冷却效率 $\eta = (T_{aw} - T_g) / (T_c - T_g)$ 和换热系数 $h = q / (T_{aw} - T_s)$,其中 T_g 、 T_c 、 T_{aw} 和 T_s 为主流温度、二次流温度、绝热壁温和壁面温度。

实验时需要在相同主流条件下测量有气膜结构的换热系数 h 和无气膜结构时的换热系数 h_0 ,采用换热系数比 h/h_0 来表征射流影响壁面换热效果。实验温度采集模块将热电偶测量采集得到的温度数据记录保存在计算机中,实现对主流和二次流温度的监测记录。彩色摄像机用来记录实验测量区域温度变化。

1.3 误差分析

测温误差 ΔT 、时间测量误差 Δt 和测量平板物性参数误差 $\Delta(\rho c \lambda)^{1/2}$ 是瞬态传热测量需要考虑的主要误差。在本实验中热电偶以及液晶的 $\Delta T = \pm 0.2^\circ\text{C}$, $\Delta t = \pm 0.1\text{ s}$, $\Delta(\rho c \lambda)^{1/2} = \pm 20$ 。文献[14]对瞬态传热测量误差进行了分析,求得冷却效率测量结果的相对误差约为 8%,表面换热系数结果的相对误差约为 6%。

2 实验结果及分析

2.1 实验工况

本文实验主流湍流度根据实验量以及工况代表性确定为两种参数,实验中主流湍流度 T_u 为 0.81%、11.82%,主流温度 $T_g = 310\text{ K}$,二次流温度 $T_c = 333\text{ K}$ 。实验在不同吹风比 M 下研究 2 种倾斜角圆柱孔的气膜冷却特性。实验过程中主流雷诺数 Re_d 保持不变,即 $Re_d = \rho_g U_g D / \mu_g = 10\ 000$, μ_g 为主流黏性系数,吹风比定义为

$$M = \rho_c U_c / \rho_g U_g \quad (1)$$

式中: U_g 、 ρ_g 、 U_c 、 ρ_c 分别为主流速度、主流密度、气膜孔入口面积平均速度和二次流密度。

2.2 冷却效率分布结果与讨论

本文的云图展示了以中间孔为中心、一个孔间距范围内的相关参数变化。 $M=0.5$ 时气膜冷却效率分布云图如图 4 所示,图 4 中不同倾斜角气膜孔在两种湍流度下的冷却效率分布规律基本一致:靠近气膜孔的上游区域冷却效率较高,沿流向冷却效

率逐渐下降;孔中心线处冷却效率较高,而孔间区域冷却效率相对较低,这种现象在上游区域十分明显。由图 4 可知:在各主流湍流度下,气膜孔倾斜角增大均导致孔间低冷却效率区域增大,同时射流流向的覆盖距离变短;主流湍流度增大,两种倾斜角气膜孔的射流流向覆盖距离均较短,在下游区域冷却效率的展向分布趋于一致,同时在上游区域射流的展向覆盖范围增大,孔间低冷却效率区域减小,孔间冷却效率有所上升,倾斜角 30° 气膜孔表现的更加明显。

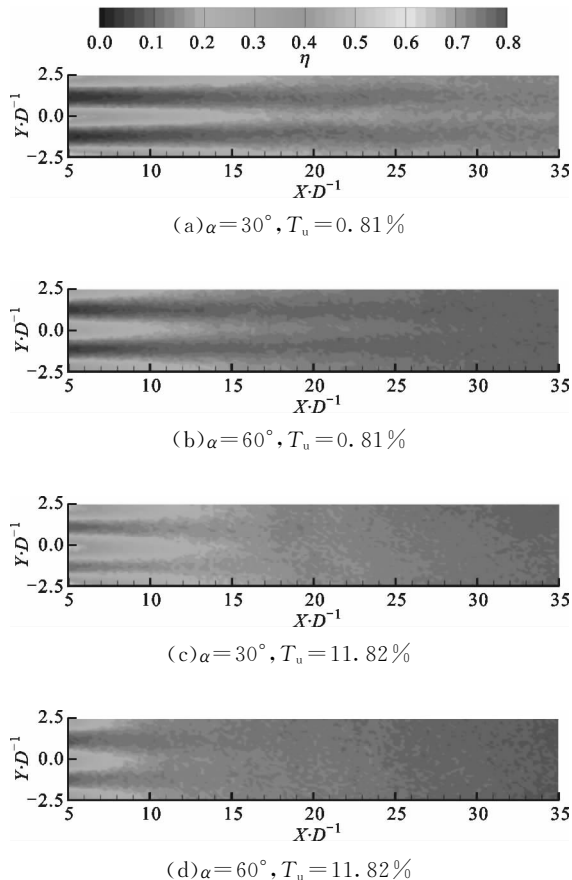


图 4 $M=0.5$ 时气膜冷却效率分布云图

利用数值方法得到各工况下气膜孔下游截面的无量纲温度云图和速度矢量图,结果如图 5 所示。本文使用的数值方法与文献[15]相同,无量纲温度 $\Theta = (T - T_g) / (T_c - T_g)$,其中 T 为流场温度。由图 5 可知:在相同倾斜角下,主流湍流度增加导致气膜孔下游对涡强度减弱,射流出流后贴壁性更好,气膜展向覆盖范围也有所增加;气膜孔倾斜角增大导致射流出流后 Z 向速度增加,射流有被抬离壁面的趋势,贴壁性变差,同时射流与主流的掺混加剧,降低冷却效果。

$M=1.0$ 时气膜冷却效率分布云图如图 6 所示。由图 6 可知,各倾斜角气膜孔上游区域的冷却

效率相比于 $M=0.5$ 时有所下降。这是由于吹风比增大,射流集中性比较好,展向覆盖效果下降,孔间低冷却效率区域增大。主流湍流度相同时,气膜孔倾斜角增大产生的现象与 $M=0.5$ 工况下类似,但是孔间低冷却效率区域进一步扩大,其中小湍流度 60° 气膜孔附近区域基本没有气膜覆盖,说明射流动量增大后在上游区域的贴附性变差。主流湍流度增加后,两种倾斜角气膜孔上游冷却效率有明显的提高,气膜的展向覆盖范围增加,孔间低冷却效率区域有明显的减小。

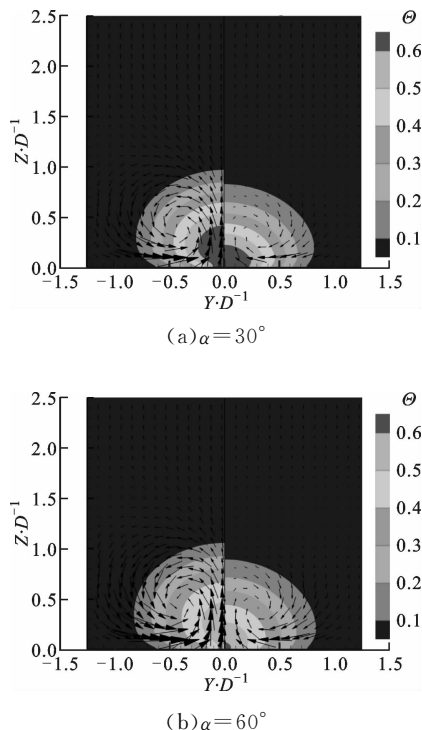


图5 $M=0.5$ 时气膜孔出口下游 $X/D=5$ 截面上温度云图和速度矢量图

$M=2.0$ 时气膜冷却效率分布云图如图7所示。由图7可知:各倾斜角气膜孔冷却效率分布明显表现出上游区域低,下游区域高,说明吹风比进一步增大后射流动量增加,射流出流后脱离壁面,气膜孔附近冷却效率为最小值;相比于小吹风比工况,大吹风比下冷气量增加使得下游区域的冷却效率有所增加。在相同主流湍流度下,气膜孔倾斜角增大导致射流出流后完全脱离壁面,上游冷却效率降到最小值,但是大倾角下低冷却效率区域流向距离较短。主流湍流度增加后,上游区域小吹风比工况下冷却效率没有明显提高,而下游区域的冷却效率有明显的下降,倾斜角 60° 气膜孔表现的更加明显,这是由于在上游区域吹风比增大后射流集中性较好,主流对二次流的作用有限,但是在下游区域射流再附着

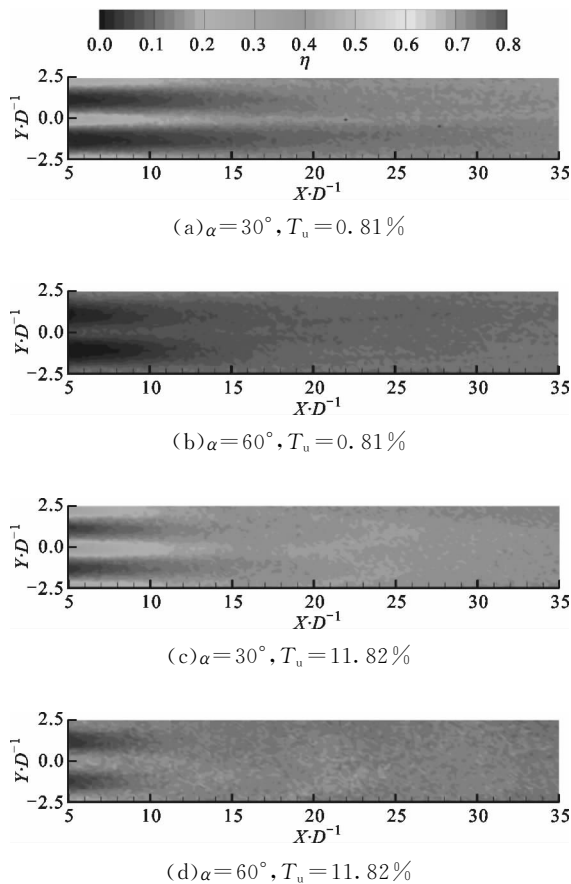


图6 $M=1.0$ 时气膜冷却效率分布云图

导致射流分散,主流湍流度增加导致主流与射流掺混的加剧,冷能耗散增多,冷却效率减小。

3个吹风比下展向平均气膜冷却效率如图8所示。由图8可知,气膜冷却效率展向平均分布规律与前面云图的分析基本一致,吹风比增大导致上游区域冷却效率减小,下游区域冷却效率增加。 $M=0.5$ 时气膜孔倾斜角增大均导致冷却效率的降低,湍流度增加对 30° 孔的冷却效率影响较大,上游区域冷却效率明显增加,下游区域的明显减小。 $M=1.0$ 时大湍流度下倾斜角增大会减小冷却效率,但是在小湍流度下大倾斜角孔冷却效率在 $X/D=10 \sim 25$ 区域高于小倾斜角孔,这与射流脱离再附着壁面有关,主流湍流度增加对两种倾斜角孔的冷却效率都有明显的影响,上游区域冷却效率明显增加。 $M=2.0$ 时各个工况气膜孔下游区域冷却效率相比小吹风比均有提高,但仍然处于较低的值;倾斜角对冷却效率的影响与 $M=1.0$ 时一致,而且小湍流度下大倾斜角孔的射流脱离再附着现象在区域 $X/D=5$ 之后更加明显;在孔的倾斜角相同时,主流湍流度增加对气膜孔附近冷却效率影响较小,在下游区域主流湍流度增加明显减小了冷却效率,其中

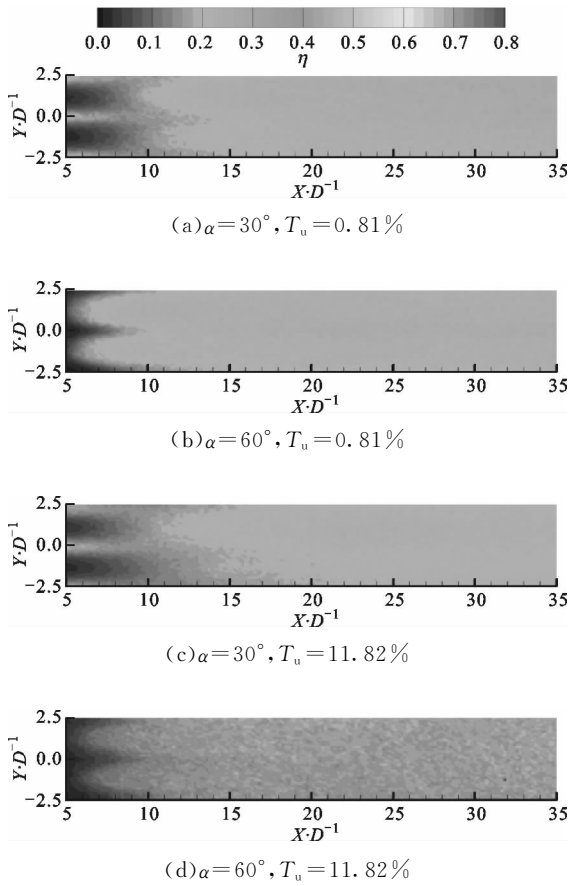


图 7 $M=2.0$ 时气膜冷却效率分布云图

60°孔下降幅度更大,这是湍流度增加导致射流出流产生的对涡减弱,射流集中性变差,在下游区域射流耗散较快,同时倾斜角增大也会加剧这种现象。

2.3 换热系数比分布结果与讨论

由于各吹风比下换热系数比规律有相似之处,本节仅选取吹风比为 0.5、2.0 两种工况下的换热系数比进行主流湍流度和倾斜角影响分析。

$M=0.5$ 时换热系数比分布云图如图 9 所示。不同倾斜角气膜孔在两种湍流度下的换热系数比分布均表现为上游高、下游低的现象,在相同主流湍流度下,大倾斜角气膜孔上游区域的换热系数比明显高于小倾斜角,换热系数比有小于 1 的情况出现。图 5 中速度矢量图表明对涡结构导致孔中心线处流场有沿 Z 正向的速度,这会减小壁面附近速度梯度,增加边界层厚度,降低换热强度,在一定程度上抵消射流扰动产生的增强换热效果,因此出现换热系数比小于 1 的情况,并且在大湍流度小吹风比下更加明显。

由图 9 可知,小湍流度气膜孔下游孔中心线换热系数比明显低于孔间区域,主流湍流度增大后气膜孔下游换热系数比展向较为均匀,孔中心线处没

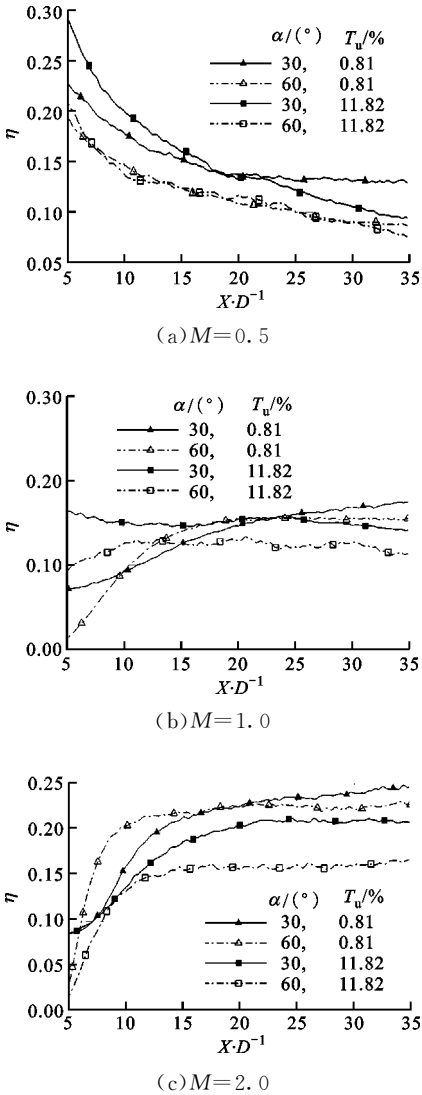
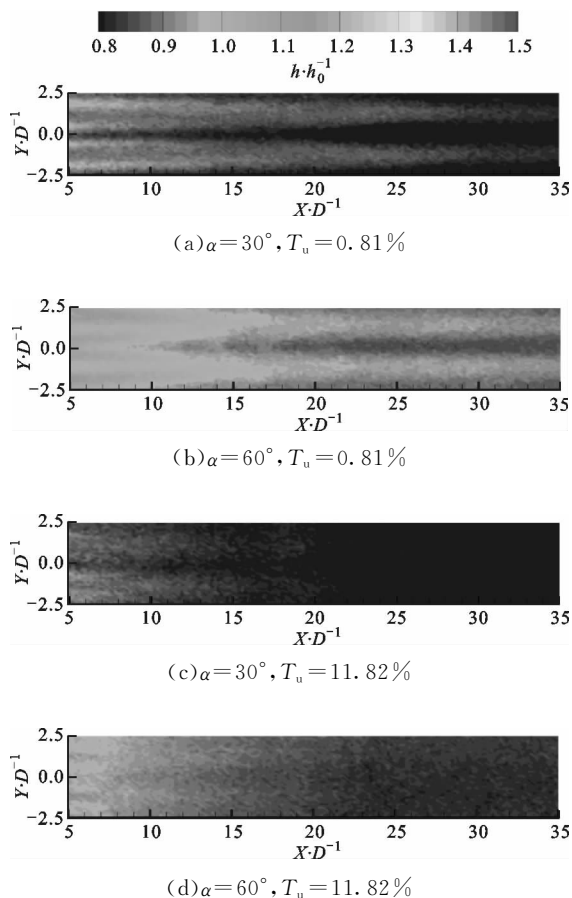
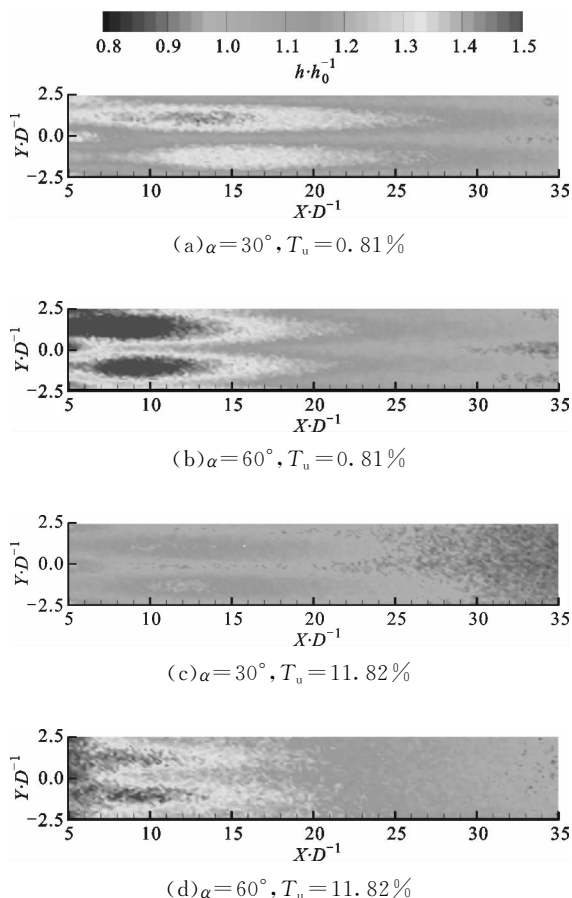


图 8 展向平均气膜冷却效率

有出现明显低换热系数比区域,在相同倾斜角下主流湍流度增大导致换热系数比的下降。图 5 中小湍流度时射流出流形成了明显的对涡结构,对涡的冲击结构增强了孔间换热强度,但是在湍流度工况下气膜孔下游对涡强度明显减弱,孔间没有明显的高换热系数比区域,换热系数比展向分布更加均匀。

$M=2.0$ 时换热系数比分布云图如图 10 所示。由图 10 可知, $M=2.0$ 时换热系数比明显高于 $M=0.5$ 时,同时换热系数比分布规律与 $M=0.5$ 时有明显不同。在各工况下气膜孔下游孔间区域均有高换热系数比区域,这主要是射流脱离壁面后再附着导致的,同时大倾斜角下射流再附着位置比小倾斜角提前,这与冷却效率的分析一致。 $M=2.0$ 时倾斜角和主流湍流度的影响与 $M=0.5$ 时一致。

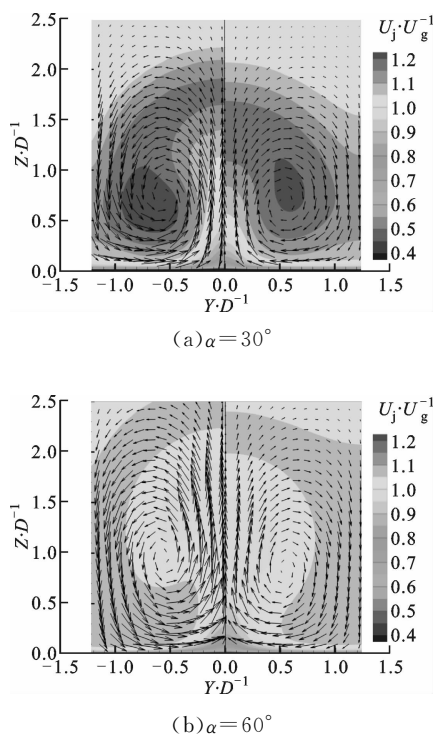
$M=2.0$ 时各个倾斜角气膜孔在不同主流湍流

图9 $M=0.5$ 时换热系数比分布云图图10 $M=2.0$ 时换热系数比分布云图

度时下游 $X/D=10$ 处归一化速度云图和速度矢量图如图 11 所示,其中归一化速度中 U_g 为主流来流速度, U_j 为截面的流场速度。结合图 5、图 11 中速度矢量分布可知,倾斜角 30° 气膜孔射流形成的对涡强度小于 60° 气膜孔的, $M=2.0$ 时更加明显,下游对涡结构在孔间 $Y/D=\pm 1$ 附近产生的冲击效应更加明显,降低边界层厚度,强化换热。

主流湍流度增加会降低换热系数比,这主要有 2 个原因:高主流湍流度下射流降低气膜孔下游壁面附近的湍流度^[13],降低换热效果,而小湍流的情况正好相反;湍流度增加会明显减小对涡强度,降低对涡在孔间区域的冲击效应,同时壁面附近的速度梯度减小,降低换热强度。但是,大吹风比下湍流度增加对减弱对涡结构作用有限,因此孔间换热系数比仍然较高。

各吹风比下展向平均换热系数比如图 12 所示。由图 12 可知:小吹风比下换热系数比沿流向呈下降趋势,湍流度相同时气膜孔倾斜角增大导致换热系数比明显增大;湍流度增大减小整体换热系数比,而 60° 气膜孔换热系数比下降的更加明显。吹风比增大到 2.0 后换热系数比有明显的增大,且沿流向均出

图11 $M=2.0$ 时气膜孔出口下游 $X/D=10$ 截面上的速度云图和速度矢量图

现先上升后下降的现象,上升的原因是射流流出后脱离壁面再附着导致的,大倾斜角射流再附着位置明显靠近气膜孔,在上游区域大倾斜角气膜孔的换热系数比有明显的增加,这与换热系数比云图分析是一致的;主流湍流度增大后,换热系数比有明显的下降,30°气膜孔下降更加明显,而60°气膜孔在上游位置有明显的下降,而下游区域的换热系数比很接近。

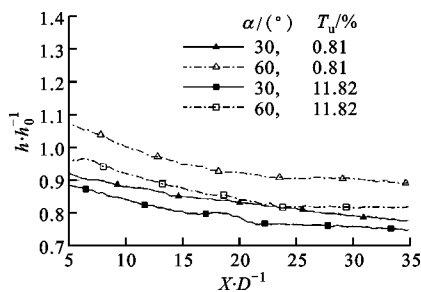
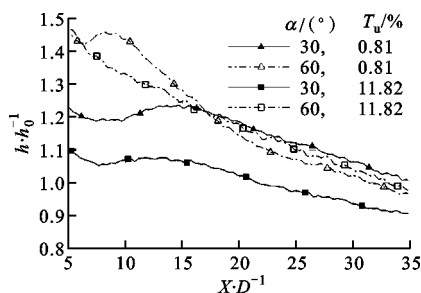
(a) $M=0.5$ (b) $M=2.0$

图12 展向平均换热系数比

3 结论

本文采用基于瞬态导热理论的热色液晶测量技术,获取了不同主流湍流度下圆柱气膜孔的冷却效率云图和换热系数比云图,研究了主流湍流度和圆柱孔倾斜角对气膜冷却特性的影响,主要结论如下。

(1)吹风比提高会使气膜孔附近冷却效率下降,而下游区域的冷却效率会提高。气膜孔倾斜角增大会降低整体气膜冷却效率;主流湍流度增大会提高上游冷却效率,减小下游冷却效率,同时冷却效率展向分布更加均匀。随着吹风比提高,主流湍流度对小倾斜角气膜孔下游冷却效率的影响变小,对大倾斜角气膜孔下游影响增大。

(2)吹风比增加会提高换热系数比,小吹风比下各工况的换热系数比分布均呈现上游高,下游低,大吹风比下由于射流脱离再附着导致换热系数比呈现先上升后下降的现象。气膜孔倾斜角增大会在整体上强化壁面对流换热,主流湍流度增加会明显减小换热系数比。随着吹风比的提高,主流湍流度对小倾

斜角气膜孔换热系数比的影响变大,对大倾斜角气膜孔的影响则相反。

(3)通过分析可以看出,倾斜角增大会减小气膜孔冷却效果;小吹风比下湍流度增加会显著减小射流对涡强度,改善气膜孔附近冷却效果。

参考文献:

- [1] BALDAUF S, SCHEURLIN M, SCHULZ A, et al. Correlation of film cooling effectiveness from thermographic measurements at engine-like conditions [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2002, 124(4): 686-698.
- [2] SINHA A K, BOGARD D G, Crawford M E. Film-cooling effectiveness downstream of a single row of holes with variable density ratio [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1991, 113(3): 441-449.
- [3] KOHLI A, BOGARD D G. Turbulent transport in film cooling flows [J]. ASME Journal of Heat Transfer, 2005, 127(5): 513-520.
- [4] GRITSCH M, SCHULZ A, WITTIG S. Adiabatic wall effectiveness measurements of film-cooling holes with expanded exits [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1998, 120(3): 549-556.
- [5] BURD S W, KASZETA R W, SIMON T W. Measurements in film cooling flows: hole L/D and turbulence intensity effects [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1998, 120: 791-798.
- [6] LIGRANI P M, WIGLE J M, CIRIELLO S, et al. Film cooling from holes with compound angle orientations: part I Results downstream of two staggered rows of holes with 3D span wise spacing [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1994, 116(2): 242-252.
- [7] YUE C H N, MARTINE-BOTAS R F. Film cooling characteristics of single round hole at various stream wise angle in a crossflow: part I Effectiveness [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2003, 46(2): 221-235.
- [8] AMES F E. Aspects of vane film cooling with high turbulence: part I Heat transfer [J]. Journal of Turbomachinery, 1998, 120(4): 768-776.
- [9] AMES F E. Aspects of vane film cooling with high turbulence: part II Adiabatic effectiveness [J]. Journal of Turbomachinery, 1998, 120(4): 777-784.
- [10] 李广超, 朱惠人, 廖乃冰, 等. 气动参数对前缘气膜冷却效率影响的实验 [J]. 航空动力学报, 2008, 23(2): 215-220.

(下转第60页)