

## 基于热色液晶的异型气膜孔气膜分布特征的可视化实验

吴阿赛<sup>1</sup>, 朱惠人<sup>1</sup>, 刘存良<sup>1</sup>, 贺宜红<sup>2</sup>, 卢聪明<sup>2</sup>, 张聪笑<sup>1</sup>

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072;

2. 中国航空工业集团公司 中国航空动力机械研究所, 湖南 株洲 412002)

**摘 要:**通过在气膜孔下游不同位置设置涂有热色液晶的黑色尼龙网,根据尼龙网上的彩色无量纲温度轮廓,对圆柱孔、水滴孔和簸箕孔在吹风比为0.5,1,2下的气膜分布状况进行可视化实验研究.结果表明:气膜孔沿主流流向的扩张会降低出流平均动量,较小程度地减弱了肾形对涡强度,使气膜的覆盖范围和气膜厚度都有所增大;展向扩张使出流平均动量降低的同时使其具有展向速度分量,明显降低了肾形对涡强度,显著增大气膜覆盖范围、降低气膜厚度,增强气膜的贴壁性;吹风比增大使气膜脱离壁面的趋势增强,降低气膜覆盖范围;排孔的相邻孔的出流会相互影响,有利于将气膜压向壁面,相比单孔来讲排孔的冷却效果和气膜覆盖效果更好.

**关 键 词:**气膜分布特征;异型气膜孔;可视化;热色液晶;气膜冷却

**中图分类号:** V213.3

**文献标志码:** A

## Visualization experiment on film distribution characteristics of shaped film holes based on thermochromic liquid crystal

WU A-sai<sup>1</sup>, ZHU Hui-ren<sup>1</sup>, LIU Cun-liang<sup>1</sup>,  
HE Yi-hong<sup>2</sup>, LU Cong-ming<sup>2</sup>, ZHANG Cong-xiao<sup>1</sup>

(1. School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. China Aviation Powerplant Research Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China)

**Abstract:** Black nylon net coated with thermochromic liquid crystal was set at different locations downstream the film holes. The film distribution of cylindrical hole, water-drop hole and fan-shaped hole were visualized according to the colorful dimensionless temperature images on the nylon net under three blowing ratios of 0.5, 1 and 2. Results show that the stream-wise expansion of film hole weakens the exit mean momentum and intensity of kidney eddies slightly, so the coverage area and thickness of film are increased. The lateral expansion greatly improves the film coverage area and attachment performance by decreasing the intensity of the kidney eddies, exit mean momentum and film thickness and increasing the velocity in the spanwise direction. High blowing ratios make the film lift off the wall and decrease the film coverage area. In addition, the interaction of jets issued from adjacent holes of film holes row has the effects of pressing the film towards the surface, making the cooling and coverage performance of film holes row better than that of an individual film hole.

**收稿日期:**2013-09-05

**基金项目:**国家自然科学基金(51306152);航空科学基金(2014ZB53023)

**作者简介:**吴阿赛(1988—),男,河南郑州人,硕士生,主要从事航空发动机热端部件冷却技术研究.

**Key words:** film distribution characteristics; shaped film hole; visualization; thermochromic liquid crystal; film cooling

提高航空发动机整体性能的主要途径之一是提高涡轮前燃气温度,这意味着叶片工作环境的恶化.若不对叶片表面进行冷却保护,就会对其机械完整性造成损害.气膜冷却是现阶段广泛应用于叶片冷却的关键技术,它通过在叶片表面上开各种形式的小孔,使冷气从小孔中喷出并在 Coanda 效应和主流压力的作用下,沿壁面流向下游形成一层温度较低的冷气薄膜,以阻隔高温燃气和壁面的接触并带走部分高温燃气对壁面的辐射热量,对壁面形成保护作用.

随着在叶片上加工非圆柱孔的技术趋于成熟,对异型气膜孔的研究逐渐增多.国内外关于异型气膜孔的研究主要集中在孔型<sup>[1-7]</sup>、密度比<sup>[8-10]</sup>、湍流度<sup>[11-12]</sup>、孔入口速度比<sup>[13]</sup>等对冷却效率、传热系数比和流量系数等的影响以及异型气膜孔的冷却机理研究<sup>[14-15]</sup>.这些研究表明不同形状的异型气膜孔的气膜冷却效果差异很大,但大多优于相同流动参数下的圆柱孔<sup>[16]</sup>.为了了解不同孔型的气膜分布特征的异同、加深对异型气膜孔提高冷却效率的机理的认识,需进一步对异型气膜孔的气膜分布结构进行研究.关于气膜分布结构的可视化研究,梁俊宇等<sup>[17]</sup>利用二维粒子图像测速技术(PIV)对平板直冷却气膜孔和弯曲气膜孔下游湍流场的流动结构进行了研究,得到了展向中心截面和下游4个横截面上流场的烟雾显

示照片. Mee 等<sup>[18]</sup>利用窄带液晶测得叶片前缘气膜孔模型下游不同横截面的无量纲温度轮廓,研究了气膜孔在叶片前缘的位置和二次流流量对气膜轨迹和气膜分布情况的影响. Sargison 等<sup>[19]</sup>利用与 Mee 等<sup>[18]</sup>相同的流动可视化方法,研究了平板收缩扩张气膜孔的气膜分布特征,并通过水滴/干冰烟雾法对研究结果进行了验证. Ganzert 等<sup>[20]</sup>用油迹法研究了带有复合角的异型气膜孔的气膜轨迹.本文采用基于热色液晶的温度可视化方法,对异型气膜孔(包括圆柱孔、水滴孔和簸箕孔,以下统称气膜孔)的气膜分布特征进行实验研究.水滴孔是在圆柱孔的基础上将孔出口沿主流流向进行扩张,簸箕孔除了有沿主流流向的扩张外还有沿展向的扩张,簸箕孔和水滴孔的流向扩张长度相同.根据不同流动参数下气膜孔下游不同位置的反映气膜分布特征的无量纲温度轮廓,对比圆柱孔和水滴孔、水滴孔和簸箕孔的气膜分布特征,分析流向扩张和展向扩张对气膜分布特征的影响,为深入研究气膜孔冷却机理、改进和设计气膜孔打下基础.

## 1 实验装置与实验方法

### 1.1 实验装置

实验在如图1所示的实验系统中完成.主流

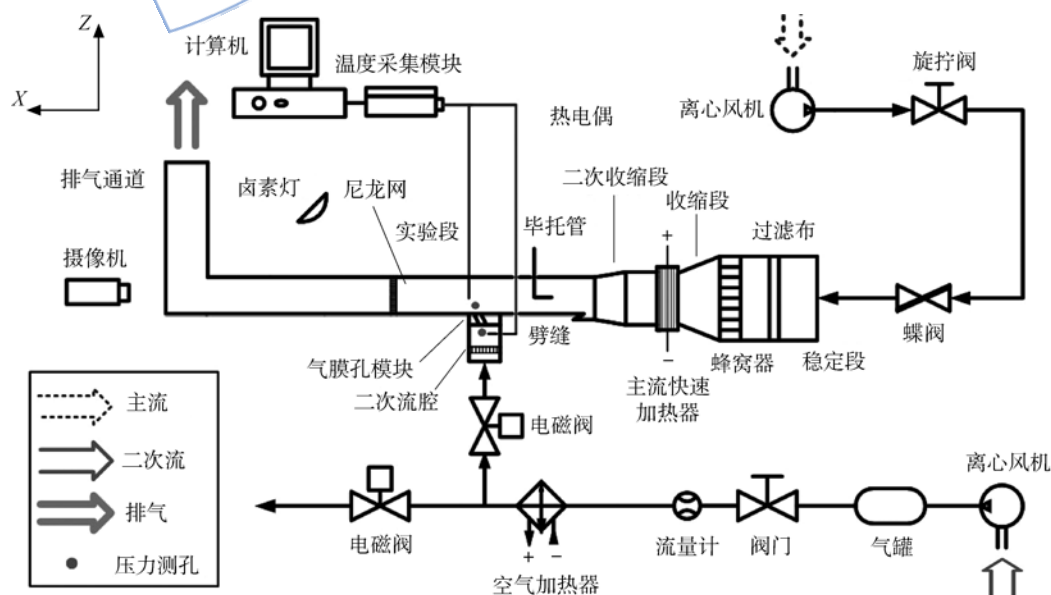


图1 实验系统示意图

Fig. 1 Schematic diagram of experimental system

通过离心风机、旋拧阀和蝶阀进入稳定段,经过过滤布、蜂窝器,然后通过收缩段、主流快速加热器和二次收缩段进入实验段.实验段入口设置有劈缝,用于消除主流快速加热器对主流边界层带来的影响.二次流经过离心风机、气罐、阀门、流量计、空气加热器、二次流腔和气膜孔模块进入实验段.二次流腔内设有蜂窝器对腔内气体整流,使通过气膜孔模块各孔的气流流量相同.

气膜孔模块上的孔排由3个气膜孔构成,孔间距  $P=2.5D$ ,  $D$  为气膜孔圆柱段直径.以圆柱孔为比较基准.水滴孔相对于圆柱孔只有流向扩张,簸箕孔既有流向扩张也有展向扩张.圆柱孔直径以及水滴孔和簸箕孔的圆柱段直径相同,均为  $D=20\text{ mm}$ .各气膜孔的几何参数示于图2中.

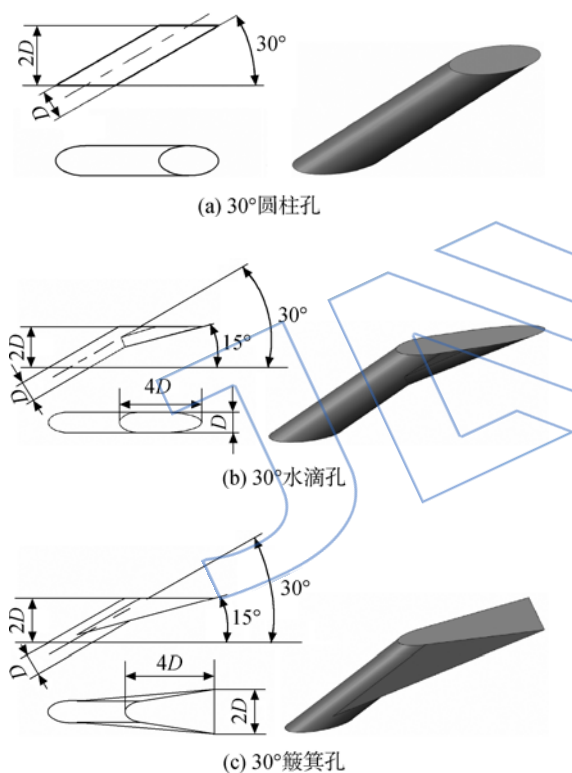


图2 各气膜孔的几何参数

Fig. 2 Geometrical parameters of different film holes

## 1.2 实验方法

在气膜孔出口下游的实验段通道内设置与主流流向(正  $X$  向)垂直的喷有黑漆的尼龙网,如图1所示,其大小与通道横截面相同.尼龙网上喷涂有热色液晶,其变色温度范围为  $36\sim 56\text{ }^{\circ}\text{C}$ .为尽量降低尼龙网对流场的影响又使其有足够的分辨率显示液晶成像,尼龙网格子宽度选为  $2\text{ mm}$ ,如图3所示.尼龙网由有机玻璃框架张紧,插入气膜

孔出口所在的通道壁面上的槽中进行固定.在通道壁面的不同位置共开有3个槽,尼龙网可以插入不同的槽中,以显示气膜孔出口下游不同位置的横截面上的液晶成像,实验时只有一个槽中插有尼龙网.通道壁面上的插槽的位置示意于图4,3个插槽距气膜孔出口距离分别为  $2.5D$ ,  $10D$ ,  $25D$ .

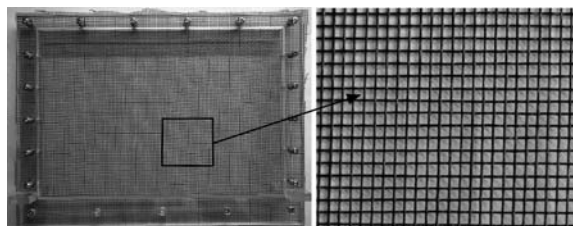


图3 尼龙网(宽度为  $2\text{ mm}$ )

Fig. 3 Nylon net ( $2\text{ mm}$  in width)

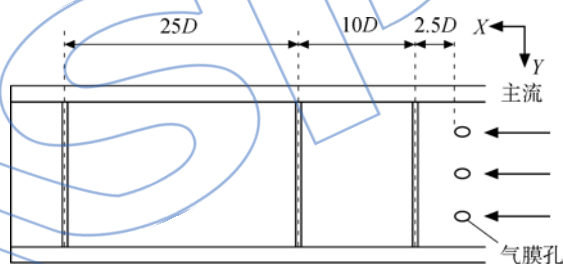


图4 实验段通道壁面上的插槽的位置

Fig. 4 Locations of slots on wall of experimental tunnel

本实验中用于固定尼龙网的有机玻璃框架沿通道高度方向( $Z$ 向)的长度为  $7D$ ,根据文献[19],框架对气膜孔出口所在壁面附近的流场不会有明显的影响.尼龙网的比热容和导热系数非常小,气流的温度场稳定后,尼龙网上的温度分布就是其所在通道的横截面的气流温度分布.

实验时,主流流量保持一定,变化二次流流量调节吹风比.主流和二次流温度由主流快速加热器和空气加热器调节.将光源置于采光窗口外合适的位置并固定,等实验段通道中的流场和温度场稳定后,尼龙网上便会显示出反映温度场的图像,如图5所示.通过安装在实验段通道末端正对尼龙网的摄像机,如图1中所示,记录液晶图像,据此分析研究不同气膜孔的气膜分布特征.

液晶显色和温度的对应关系通过标定得到.具体标定过程参见文献[21].需注意的是,标定模块应当置于与尼龙网相同的位置,并且标定的光照条件与实验时的光照条件必须保持完全一致.

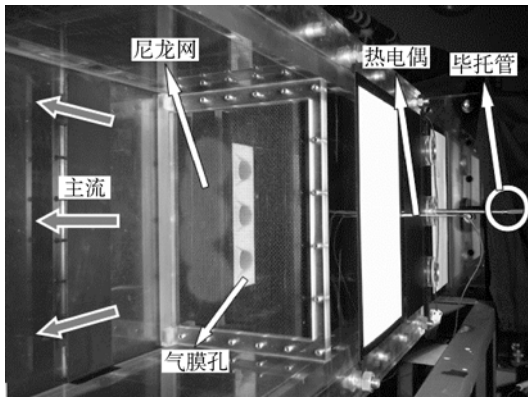


图5 实验段通道气膜孔下游的尼龙网显色照片  
Fig. 5 Photograph of contours on nylon net in experimental tunnel downstream of film holes

## 2 实验结果与分析

### 2.1 实验工况

实验在主流雷诺数  $Re_d = \rho_g U_g D / \mu_g = 11\,000$  的条件下进行,其中  $\rho_g, U_g, \mu_g$  分别为主流密度、主流速度和主流的动力黏度。吹风比是研究气膜冷却主要的相似准则数,其定义为  $M = \rho_c U_c / \rho_g U_g$ ,其中  $\rho_c$  为二次流密度,  $U_c$  为气膜孔入口截面上的平均速度。本实验测量了圆柱孔、水滴孔、簸箕孔在  $M=0.5, 1, 2$  三种吹风比下的气膜分布状况。

调节主流快速加热器和空气加热器,使主流和二次流温度分别保持在  $36^\circ\text{C}$  和  $60^\circ\text{C}$ 。定义无量纲温度

$$\eta = \frac{T_g - T_m}{T_g - T_c} \quad (1)$$

其中  $T_g, T_c, T_m$  分别为主流温度、二次流温度和尼龙网的温度。本实验中的热色液晶变色范围为  $36\sim 56^\circ\text{C}$ ,根据标定时标定模块的变色过程,当热色液晶温度为  $37.5^\circ\text{C}$  时,其颜色才由黑色变为与黑色有明显区别的褐色,即图5中所示的液晶图像的轮廓边缘为尼龙网上温度为  $37.5^\circ\text{C}$  的等温线。由式(1),最外层轮廓的无量纲温度为  $0.0625$ ,即最外层轮廓的无量纲温度接近主流温度。这说明在所设定的工况下,尼龙网上的最外层轮廓所包围的液晶显色区域就是尼龙网所在位置的气膜的分布区域。

### 2.2 实验结果

实验结果示于图6~图8,图中的无量纲温度——颜色标尺是将标定模块的颜色变化过程与

温度数据一一对应,并将温度数据按式(1)无量纲化后得到的。

图6为  $M=0.5$  时,3种气膜孔的气膜轨迹。

由图6(a)可见,在气膜孔下游距气膜孔出口  $2.5D$  处,圆柱孔和水滴孔的气膜形状相似但圆柱孔的射流轮廓比水滴孔的射流轮廓小,说明圆柱孔的出流更集中,水滴孔的流向扩张结构降低了射流的平均动量。圆柱孔和水滴孔的气膜都是不连续的:中间孔的出流和两侧孔的出流没有连接在一起,使孔间的壁面暴露在主流中;圆柱孔相邻射流间没有被气膜覆盖的壁面宽度为  $D$ ,水滴孔相邻射流间没有被气膜覆盖的壁面宽度为  $0.5D$ 。圆柱孔气膜厚度为  $0.6D$ ,水滴孔气膜厚度为  $0.9D$ 。圆柱孔和水滴孔的气膜分布状况说明,水滴孔的流向扩张结构使气膜孔出口射流动量降低、扩散程度增大,增加了气膜展向(Y向)覆盖范围,但同时也增大了气膜厚度。

簸箕孔的气膜是连续的,对壁面的覆盖情况远好于水滴孔和圆柱孔,只是相邻射流连接处的气膜还比较薄。簸箕孔的气膜厚度比圆柱孔和水滴孔的气膜厚度都小,大约为  $0.5D$ 。说明簸箕孔的展向扩张段使射流具有了展向的分速度,增大了气膜的展向覆盖范围,降低了气膜厚度。

图6(b)为  $M=0.5$  时,气膜孔下游距气膜孔出口  $10D$  处的气膜分布状况。相比  $X=2.5D$  处的气膜分布,  $X=10D$  处3种气膜孔的气膜厚度均增加,圆柱孔和水滴孔气膜厚度为  $D$ ,簸箕孔气膜厚度为  $0.9D$ 。说明气膜向下游发展的过程中与主流不断掺混、向主流中扩散。圆柱孔的3股射流仍然是分立的,但由于气膜的扩散,展向覆盖范围比  $X=2.5D$  处的覆盖范围大,相邻射流间未被气膜覆盖的壁面宽度由  $D$  减小到  $0.5D$ 。水滴孔的气膜则成为连续的气膜。簸箕孔的气膜均匀性比  $X=2.5D$  处的均匀性好。

图6(c)为  $M=0.5$  时,气膜孔下游距气膜孔出口  $25D$  处的气膜分布状况。  $X=25D$  处3种气膜孔的气膜核心区由  $X=2.5D$  处的深蓝色变为颜色很淡的绿色,说明气膜孔下游距气膜孔较远的地方,气膜核心区无量纲温度明显降低,气膜温度接近主流温度,气膜冷却效果微弱。这是气膜与主流相互掺混、热量扩散的结果。

图7为  $M=1$  时,3种气膜孔的气膜轨迹。与  $M=0.5$  时的气膜分布相比,吹风比增大以后,3种气膜孔产生的气膜厚度均明显增大,这是二次流流量增大的结果。

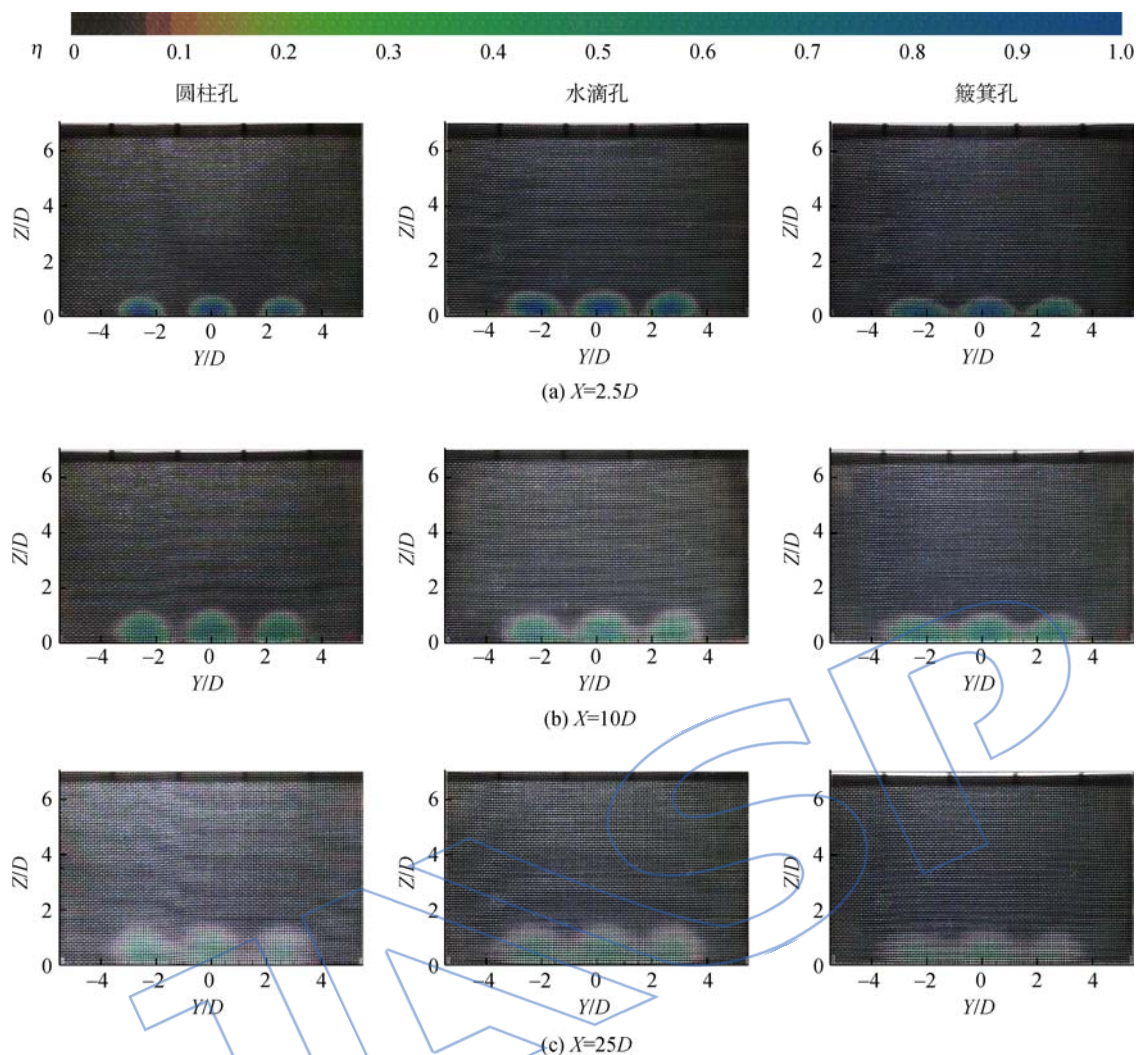
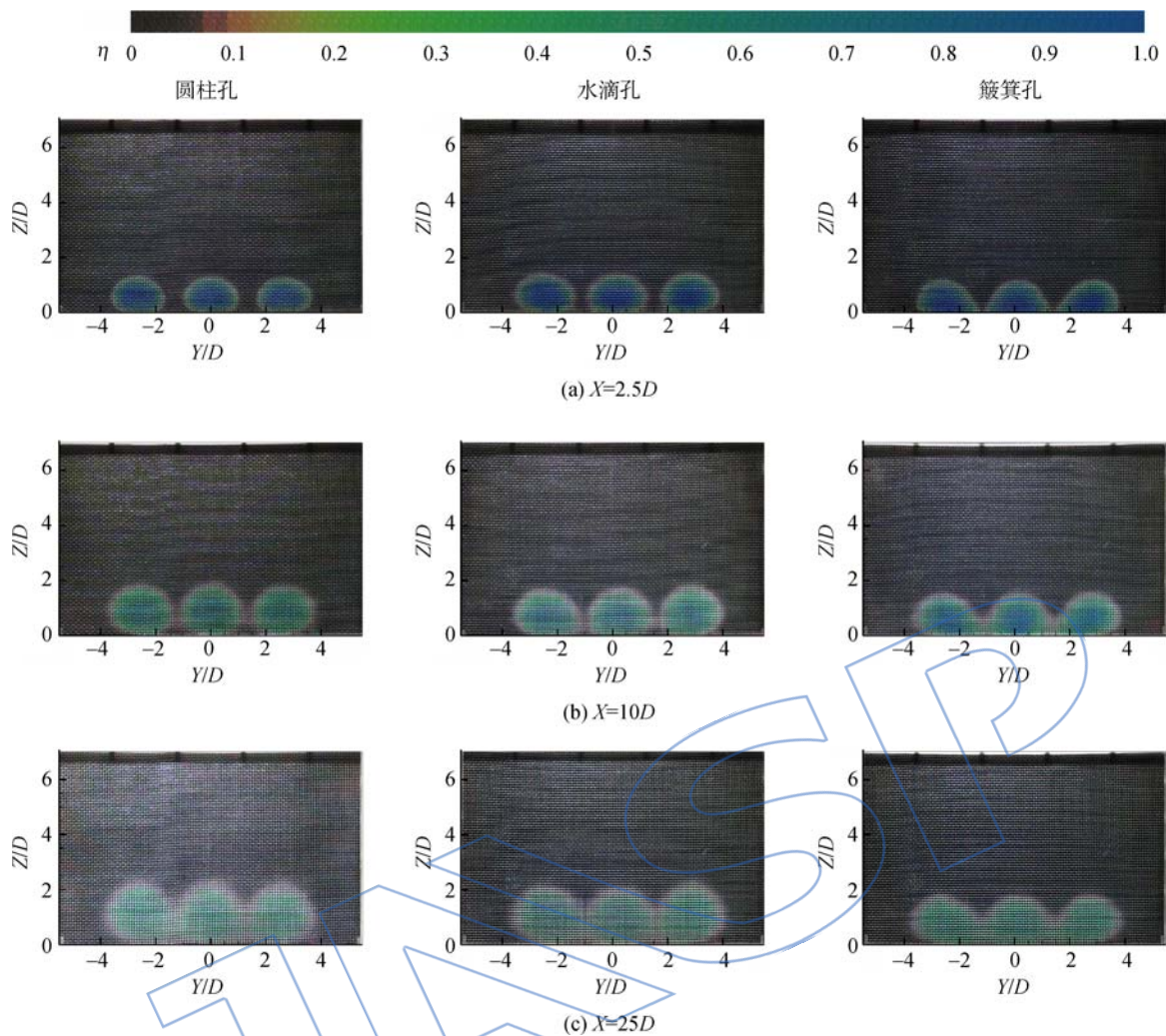
图6  $M=0.5$  时, 3种气膜孔的气膜轨迹Fig. 6 Trajectories of jets from three film holes when  $M=0.5$ 

图7(a)为气膜孔下游  $X=2.5D$  处的气膜分布状况. 圆柱孔和水滴孔的气膜形状仍然相似. 圆柱孔比水滴孔的射流集中, 因此圆柱孔的射流轮廓更小, 圆柱孔的气膜厚度为  $1.1D$ , 水滴孔的气膜厚度为  $1.3D$ . 圆柱孔和水滴孔的3股射流都没有连接在一起. 圆柱孔相邻射流间暴露在主流中的壁面宽度为  $1.5D$ , 水滴孔相邻射流间暴露在主流中的壁面宽度为  $0.75D$ , 两者较  $M=0.5$  时增大, 说明吹风比增大后圆柱孔和水滴孔的气膜贴壁性变差, 但都能够贴附在壁面上.

簸箕孔的气膜基本覆盖了孔间的壁面, 但与  $M=0.5$  时的气膜分布明显不同.  $M=1$  时, 簸箕孔的中间孔的射流轮廓与两侧孔的射流轮廓的形状不同: 中间孔的射流轮廓是对称的, 两侧孔的射流轮廓各自是不对称的形状. 这说明在  $M=1$  下簸箕孔的相邻出流之间有了明显的干涉作用. 两侧的孔为中间孔提供了对称边界条件, 因此中间

孔的射流轮廓是对称的几何形状. 圆柱孔和水滴孔的3股射流轮廓的形状、大小相同, 说明在  $M=1$  下, 圆柱孔和水滴孔几乎不存在孔间干涉作用. 簸箕孔产生的气膜干涉现象远比圆柱孔和水滴孔明显, 而且簸箕孔的射流轮廓与圆柱孔和水滴孔的射流轮廓形状差异很大, 说明相对于圆柱孔: 流向扩张对气膜形状影响较小, 而展向扩张明显改变了气膜形状. 展向扩张使出流具有展向速度, 相邻射流之间的距离减小, 增强了射流之间的相互影响, 造成气膜轮廓形状较圆柱孔有较大不同.

图7(b)为气膜孔下游  $X=10D$  处的气膜分布状况. 簸箕孔的气膜对壁面完全形成了连续的覆盖. 圆柱孔和水滴孔的气膜形状和大小接近, 3股射流没有形成连续的气膜覆盖, 但由于水滴孔射流平均动量小, 气膜对壁面的覆盖情况好于圆柱孔. 圆柱孔相邻射流间暴露在主流中的壁面宽度为  $1.5D$ , 水滴孔相邻射流间暴露在主流中的壁

图7  $M=1$ 时,3种气膜孔的气膜轨迹Fig. 7 Trajectories of jets from three film holes when  $M=1$ 

面宽度为  $0.5D$ .

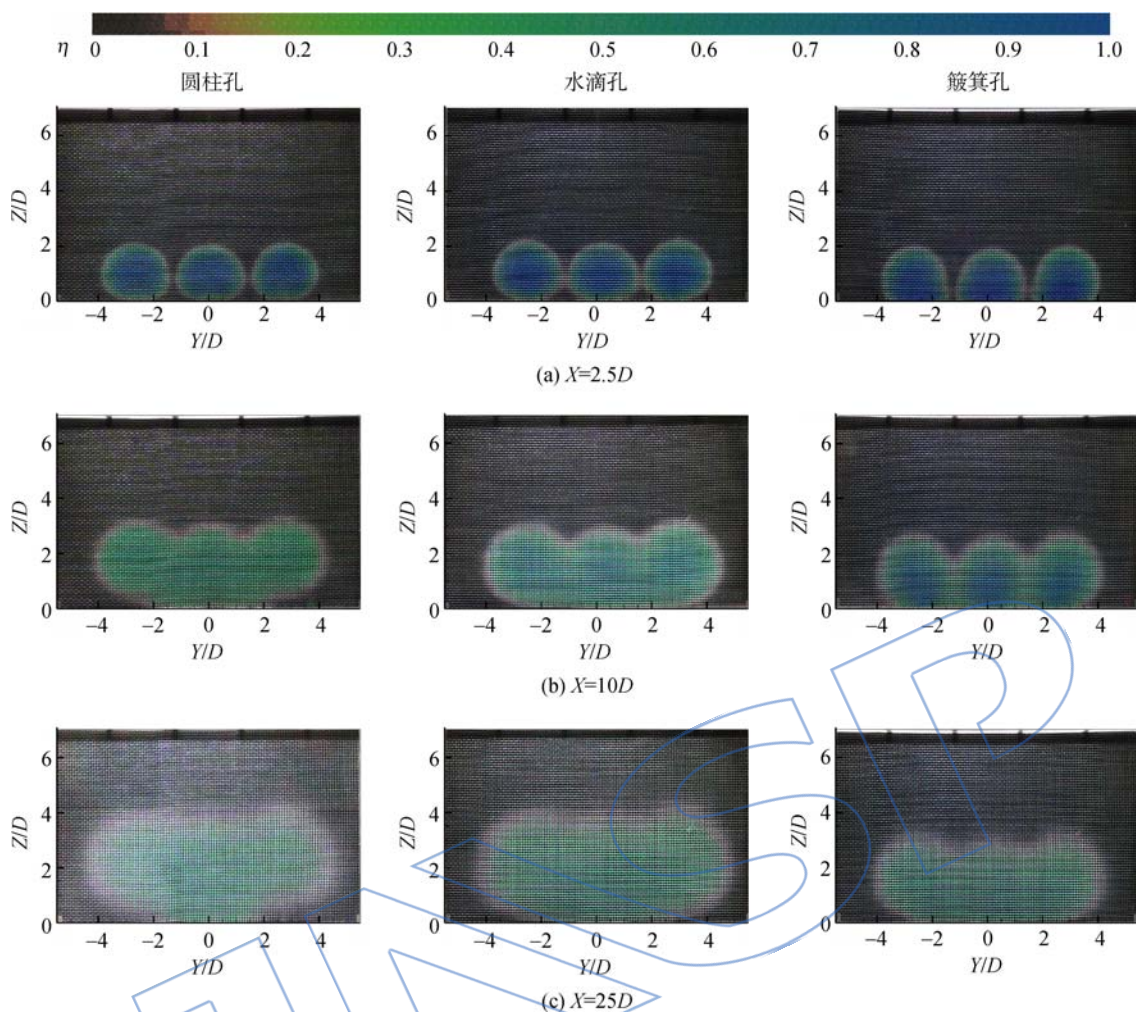
图7(c)为气膜孔下游  $X=25D$  处的气膜分布状况.簸箕孔对壁面形成了连续的气膜覆盖.相比  $X=10D$  处,圆柱孔和水滴孔的3股射流相互连接了起来,但相邻射流之间的壁面并没有被气膜核心区覆盖,只是与气膜的外部轮廓接触.说明主流被肾形对涡卷向壁面,气膜冷却效果较差.

图8为  $M=2$  时,3种气膜孔的气膜轨迹.相比  $M=1$  时3种气膜孔的气膜轨迹, $M=2$  时3种气膜孔形成的气膜厚度进一步增大,而且出现了一些与  $M=1$  时明显不同的特征.这是二次流量增大、射流动量增大的结果.

图8(a)为气膜孔下游距气膜孔出口  $2.5D$  处的3种气膜分布状况.3种气膜孔都没有形成连续的气膜.圆柱孔和水滴孔的射流轮廓近似圆形,与壁面的接触面积较小,且接触部分是靠近射流轮廓无量纲温度较低的部分,气膜有脱离壁面的

趋势,这是吹风比增大使气膜孔出口二次流动量增大造成的.簸箕孔的射流轮廓形状近似扇形,气膜在展向的覆盖范围最大,且壁面被射流的核心区覆盖,说明簸箕孔气膜贴壁性和冷却效果远好于圆柱孔和水滴孔.展向扩张使气膜覆盖范围增大,有利于气膜贴壁,这验证了文献[15]中展向扩张能够降低肾形对涡的强度的结论.对比图6(a)、图7(a)和图8(a)簸箕孔下游  $X=2.5D$  处的气膜分布可见,吹风比增大导致气膜的展向覆盖范围减小,这是气膜孔出口二次流动量增大导致射流的穿透性增强的结果.

图8(b)为气膜孔下游距气膜孔出口  $10D$  处的3种气膜分布状况.由于射流向主流扩散,3种气膜孔都形成了连续的气膜.圆柱孔的两侧射流明显被抬离了壁面,水滴孔的两侧射流脱离壁面的程度弱于圆柱孔;圆柱孔气膜展向覆盖范围( $Y$ 向)为  $-2D \sim 2D$ ,水滴孔气膜展向覆盖范围( $Y$

图8  $M=2$  时,3种气膜孔的气膜轨迹Fig.8 Trajectories of jets from three film holes when  $M=2$ 

向)为 $-2.2D \sim 2.2D$ ,说明气膜孔沿主流流向的扩张降低了肾形对涡的强度,有利于气膜的贴壁和覆盖范围的增加.圆柱孔和水滴孔中间射流没有像两侧射流那样被抬离壁面,说明相邻射流之间的干涉作用有助于将气膜压在壁面上.簸箕孔的气膜展向覆盖范围为 $-3.5D \sim 3.5D$ ,比圆柱孔和水滴孔的气膜覆盖范围大得多,且簸箕孔气膜核心区无量纲温度比圆柱孔和水滴孔气膜核心区无量纲温度高,气膜冷却效果最好,说明簸箕孔的展向扩张显著减弱了肾形对涡的强度,使簸箕孔的气膜与主流的掺混程度在3种气膜孔中最弱,显著改善气膜覆盖效果.

图8(c)为气膜孔下游距气膜孔出口 $25D$ 处的气膜分布状况.与 $X=2.5D$ 和 $X=10D$ 处的气膜相比,3种气膜孔的气膜继续向主流扩散导致气膜厚度进一步增加、无量纲温度进一步下降,气膜分布更均匀.簸箕孔的气膜厚度最小.

### 3 结 论

本文通过将热色液晶喷涂在黑色尼龙网上,并将尼龙网置于气膜孔下游垂直于流向的不同截面上,分析比较了圆柱孔、水滴孔、簸箕孔在吹风比为 $0.5, 1, 2$ 下的气膜分布特征,研究了流向扩张结构和展向扩张结构对气膜贴壁性和覆盖范围的影响.结论如下:

1) 采用本文所述的温度分布可视化技术能够直观显示气膜孔下游不同位置横截面上详细的气膜分布特征.综合不同位置横截面上的气膜形状,可以定性了解气膜孔的气膜轨迹.

2) 比较圆柱孔和水滴孔看出,流向扩张降低了气膜孔出口射流平均动量和射流集中程度,对气膜的贴壁性和覆盖范围的改善都很小,较小程度地降低了肾形对涡强度.只有在大吹风比下距气膜孔出口较远的距离,才能看出射流轮廓形状的改变.

3) 比较水滴孔和簸箕孔看出,展向扩张能够明显减弱肾形对涡强度、改变射流轮廓的形状,对气膜的贴壁性和覆盖范围的改善非常显著。即使在大吹风比下,簸箕孔产生的气膜也能很好地贴附和覆盖壁面。

4) 展向扩张能够增强相邻射流的干涉作用。流向扩张对相邻射流之间的干涉影响很小,只有在大吹风比下离气膜孔出口较远的地方才能显现。干涉作用有利于气膜贴壁。由于相邻射流的干涉作用,排孔的气膜分布特征与单孔的气膜分布特征不同,因此研究气膜冷却时应采用排孔。

## 参考文献:

- [1] 朱惠人,许都纯,刘松龄,等. 气膜孔形状对流量系数影响的实验研究[J]. 推进技术,1988,19(1):42-45.  
ZHU Huiren, XU Duchun, LIU Songling, et al. The experimental investigation in the effects of film cooling holes shape on discharge coefficient[J]. Journal of Propulsion Technology, 1988, 19(1): 42-45. (in Chinese)
- [2] 朱惠人,许都纯,刘松龄. 气膜孔形状对排孔下游冷却效率的影响[J]. 航空学报,2002,23(1):75-78.  
ZHU Huiren, XU Duchun, LIU Songling. Effects of hole shape on film cooling effectiveness[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2002, 23(1): 75-78. (in Chinese)
- [3] LIU Cunliang, ZHU Huiren, BAI Jiangtao, et al. Film cooling performance of converging slot holes with different exit-entry area ratio[R]. ASME Paper 2009-GT-59002, 2009.
- [4] BAI Jiangtao, ZHU Huiren, LIU Cunliang. Film cooling characteristic of double-fan shaped film cooling holes[R]. ASME Paper 2009-GT-59318, 2009.
- [5] LIU Cunliang, ZHU Huiren, BAI Jiangtao, et al. Film cooling performance of waist-shaped slot holes[R]. ASME Paper 2010-GT-22237, 2010.
- [6] LIU Cunliang, ZHU Huiren, BAI Jiangtao, et al. Experimental and numerical investigation on the film cooling of waist-shaped slot holes comparing with converging slot holes[J]. Journal of Turbomachinery, 2012, 134(1): 011021. 1-011021. 11.
- [7] LIU Cunliang, ZHU Huiren, BAI Jiangtao, et al. Experimental research on the thermal performance of converging slot holes with different divergence angles[J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2009, 33(5): 808-817.
- [8] Liu K, Yang S F, Han J C. Influence of coolant density on turbine blade film-cooling with axial shaped holes[R]. ASME Paper 2012-HT-58144, 2012.
- [9] Liu K, Yang S F, Han J C. Influence of coolant density on turbine blade film-cooling with compound-angle shaped holes[R]. ASME Paper 2012-HT-69117, 2012.
- [10] Wright L M, McClain S T, Clemenson M D. Effect of density ratio on flat plate film cooling with shaped holes using PSP[R]. ASME Paper 2010-GT-23053, 2010.
- [11] Wright L M, McClain S T, Clemenson M D. PIV investigation of the effect of freestream turbulence intensity on film cooling from fan-shaped holes[R]. ASME Paper 2011-GT-46127, 2011.
- [12] Saumweber C, Schulz A. Free-stream effects on the cooling performance of cylindrical and fan-shaped cooling holes[J]. Journal of Turbomachinery, 2012, 134(6): 061007. 1-061007. 12.
- [13] Porter J S, Henderson A D, Walker G J. Influence of inlet velocity ratio on the outlet uniformity of a fan-shaped film cooling hole[R]. ASME Paper 2009-GT-59581, 2009.
- [14] 刘存良,朱惠人,白江涛. 收缩-扩张形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)
- [15] Hyams D G, Lylek J H. A detailed analysis of film cooling physics: Part III - streamwise injection with shaped holes[R]. ASME Paper 97-GT-271, 1997.
- [16] Bunker R S. A review of shaped hole turbine film cooling technology[J]. Journal of Heat Transfer, 2005, 127(4): 441-453.
- [17] 梁俊宇,孟宝宝,康顺,等. 平板气膜冷却孔下游湍流场的实验研究[J]. 动力工程学报, 2012, 32(6): 435-439.  
LIANG Junyu, MENG Baobao, KANG Shun, et al. Experimental study of the turbulent flow downstream of film cooling holes on a flat plate[J]. Journal of Chinese Society of Power Engineering, 2012, 32(6): 435-439. (in Chinese)
- [18] Mee D J, Ireland P T, Bather S. Measurement of the temperature field downstream of simulated leading-edge film-cooling holes[J]. Experiments in Fluids, 1999, 27(3): 273-283.
- [19] Sargison J E, Oldfield M L G, Guo S M. Flow visualization of the external flow from a converging slot-hole film-cooling geometry[J]. Experiments in Fluids, 2005, 38(3): 304-318.
- [20] Ganzert W, Hildebrandt T, Fottner L. Systematic experimental and numerical investigations on the aerothermodynamics of a film cooled turbine cascade with variation of the cooling hole shape: Part 1 experimental approach[R]. ASME Paper 2000-GT-295, 2000.
- [21] 刘存良. 新型高效气膜孔冷却特性研究[D]. 西安:西北工业大学, 2009.  
LIU Cunliang. Research on the film cooling characteristics of high-performance shaped film holes[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2009. (in Chinese)