

涡轮导叶 W 型孔全气膜冷却效率实验研究 *

付仲议^{1,2}, 朱惠人³, 姜 茹³, 程李坚³

- (1. 中国航发湖南动力机械研究所, 湖南 株洲 412002;
2. 中国航发湖南动力机械研究所 中小型航空发动机叶轮机械湖南省重点实验室, 湖南 株洲 412002;
3. 西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072)

摘 要: 为了研究涡轮导叶 W 型孔全气膜冷却效率的分布规律, 使用热色液晶测量了在流量比为 5.5%, 8.4% 和 12.5%, 主流湍流度为 1%, 9% 和 15% 下 W 型孔全气膜涡轮导叶的气膜冷却效率, 并与相同工况下的圆柱型孔全气膜叶片的冷却效率结果进行了对比。结果表明: 在低湍流度下, 流量比变化对 W 型孔叶片不同区域冷却效率的影响规律不同; 而在高湍流度下, 流量比增大使 W 型孔叶片的冷却效率整体升高; 在研究的所有流量比下, W 型孔叶片的冷却效率均随着湍流度的升高而降低; 与圆柱型孔叶片相比, 在中低湍流度下, W 型孔的冷气壁面贴附性和展向覆盖效果更好, W 型孔叶片的冷却效率具有明显优势, 然而在高湍流度下由于 W 型孔的冷气速度低且分布分散, 易在高湍流度影响下耗散, W 型孔叶片的冷却效率优势较小, 甚至在高湍流度大流量比下, 圆柱型孔叶片的面平均冷却效率比 W 型孔叶片高 15% 左右。

关键词: 涡轮导叶; 主流湍流度; 流量比; 气膜冷却效率; 液晶

中图分类号: V231.3 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2021) 09-2028-10

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 200137

Experimental Study of Full Coverage Film Cooling Effectiveness of Turbine Guide Vane with W-Shaped Holes

FU Zhong-yi^{1,2}, ZHU Hui-ren³, JIANG Ru³, CHENG Li-jian³

- (1. AECC Hunan Aviation Powerplant Research Institute, Zhuzhou 412002, China;
2. Hunan Key Laboratory of Turbomachinery on Medium and Small Aero-Engine, AECC Hunan Aviation Powerplant Research Institute, Zhuzhou 412002, China;
3. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: In order to study the full coverage film cooling effectiveness of the turbine guide vane with W-shaped holes, the film cooling effectiveness of a three-dimensional turbine guide vane with W-shaped holes was measured using transient liquid crystal technique. The flow rate ratios are 5.5%, 8.4% and 12.5%, and the mainstream turbulence intensities are 1%, 9% and 15%. In addition, the results were compared with those of the cylindrical hole full coverage film cooling vane under the same conditions. The results show that at low turbulence intensity condition, the effects of the flow rate ratio on the film cooling effectiveness are different in different regions of the W-shaped hole vane. At high turbulence intensity condition, the increase of flow rate ratio generally increases the film cooling effectiveness of the W-shaped hole vane. At all the mass flow rate ratio conditions stud-

* 收稿日期: 2020-03-17; 修订日期: 2020-07-13。

基金项目: 国家重点基础研究发展规划资助项目 (2013CB035702)。

通讯作者: 付仲议, 工程师, 博士, 研究领域为航空发动机涡轮结构和冷却设计。

引用格式: 付仲议, 朱惠人, 姜 茹, 等. 涡轮导叶 W 型孔全气膜冷却效率实验研究[J]. 推进技术, 2021, 42(9):2028-2037. (FU Zhong-yi, ZHU Hui-ren, JIANG Ru, et al. Experimental Study of Full Coverage Film Cooling Effectiveness of Turbine Guide Vane with W-Shaped Holes[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(9):2028-2037.)

ied in this paper, the film cooling effectiveness of the W-shaped hole vane decreases with increasing the turbulence intensity. Compared with the cylindrical hole vane, at low and middle turbulence intensities, the coolant from the W-shaped holes has a better attachment and spanwise coverage to the vane surface, which makes the W-shaped hole vane have more advantage in film cooling effectiveness. However, at high turbulence intensity condition, the coolant from the W-shaped hole is more dispersive and has lower speed, so the coolant is easy to dissipate dramatically, which reduces the advantage of W-shaped hole vane. Even more, the area-averaged film cooling effectiveness of the cylindrical hole vane is about 15 % higher than that of the W-shaped hole vane at high turbulence intensity and high flow rate ratio condition.

Key words: Turbine guide vane; Mainstream turbulence intensity; Flow rate ratio; Film cooling effectiveness; Liquid crystal

1 引言

对于现代航空发动机,需要采用包括气膜冷却在内的多种冷却技术保护涡轮叶片免受高温燃气的侵蚀。早期对气膜冷却技术的研究多集中于圆柱型气膜孔,Goldstein等^[1]最早地研究了圆柱型气膜孔的冷却特性。Sen等^[2]和Schmidt等^[3]研究了不同吹风比和动量比下单排气膜孔后冷却特性分布。Baldauf等^[4]在平板上使用热成像技术研究了一排圆柱孔下游在不同吹风比下的冷却效率,研究表明,流向倾角为30°的圆柱型气膜孔最佳吹风比为0.6左右。Andrei等^[5]在涡轮叶片上使用传质的方法测量了圆柱型孔全气膜叶片的冷却效率分布。张宗卫等^[6]使用热色液晶研究了圆柱型孔全气膜叶片冷却特性的分布。付仲议等^[7]使用热色液晶技术研究了在高主流湍流度下,冷气密度比对全气膜叶片冷却特性的影响。

虽然圆柱型气膜孔的提出与应用显著提高了涡轮叶片的冷却效果,但圆柱型孔仍然存在大吹风比和大流向倾角等不利条件下冷却效果较差的弊端。因此,研究者们提出了异型气膜孔来改善气膜冷却效果。Goldstein等^[8]研究发现扩张型孔可提高气膜孔的最佳吹风比,并且改善气膜冷却效果。Yuen等^[9]对比研究了有复合角的圆柱型孔和扇形孔的气膜冷却特性,结果表明在保证吹风比一定的情况下,扇形孔的气膜冷却效率更高。Issakhanian等^[10]使用较为先进的磁共振测速技术测量了冷气的速度和涡流分布,研究了不同后倾扇形孔结构对冷气射流高度和反转涡对的影响。Fu等^[11]在平板上对W型气膜孔的气膜冷却特性进行了研究,并且与簸箕型孔进行对比,发现在气膜孔的近下游区域W型孔具有更高的冷却效率。Saumweber等^[12-13]分析了湍流度对圆柱型孔和扇形气膜孔的影响,发现主流湍流度对

扇形孔出口附近冷气扩散的影响更大。

为了获得更加真实的实验数据,部分对异型气膜孔的研究是在涡轮叶片模型上进行的。付仲议等^[14]测量了涡轮导叶上簸箕型孔的冷却特性分布。姚春意等^[15]研究了主流湍流度对单排W型气膜孔的气膜冷却特性的影响。Colban等^[16]研究了涡轮叶片压力面和吸力面布置单排或多排扇形气膜孔的气膜冷却效率。Guo等^[17]研究了全气膜叶片叶身扇形气膜孔的冷却特性。

在已公开的文献中,还没有对涡轮叶片W型孔全气膜冷却效率的研究。本文将研究W型孔全气膜叶片在不同湍流度和流量比下的气膜冷却效率分布特性,与圆柱型孔全气膜导叶的实验结果进行对比,分析W型孔叶片和圆柱型孔叶片全气膜冷却效率对湍流度和流量比变化的敏感性,为W型气膜孔的工程应用提供研究基础。

2 实验装置及方法

本文所使用的实验系统与文献[7]相似,实验系统结构简图如图1所示,具体介绍参考文献[7]。

在本文的实验中,叶栅上游的湍流格栅为可移动拆卸式,通过移动和拆卸湍流格栅调整叶栅进口的主流湍流度。如图2(a)所示,湍流格栅距离涡轮叶片前缘223mm和312mm位置时,叶栅进口主流湍流度分别为15%和9%,在无格栅条件下,湍流度为1%。实验段如图2(b)所示,叶栅通道两侧分别模拟叶片压力面和吸力面的曲面,叶片中截面弦长为95mm,叶高为90mm。

图3为实验叶片叶型示意图,实验叶片是由某型真实弯扭涡轮导叶放大得到的三维叶片模型,上端壁处叶尖弦长较短,且与下端壁处叶根弦线之间的扭转角为2.9°。图4为气膜实验叶片照片和气膜孔分布示意图,共有两个冷气腔为气膜孔供气,其中前

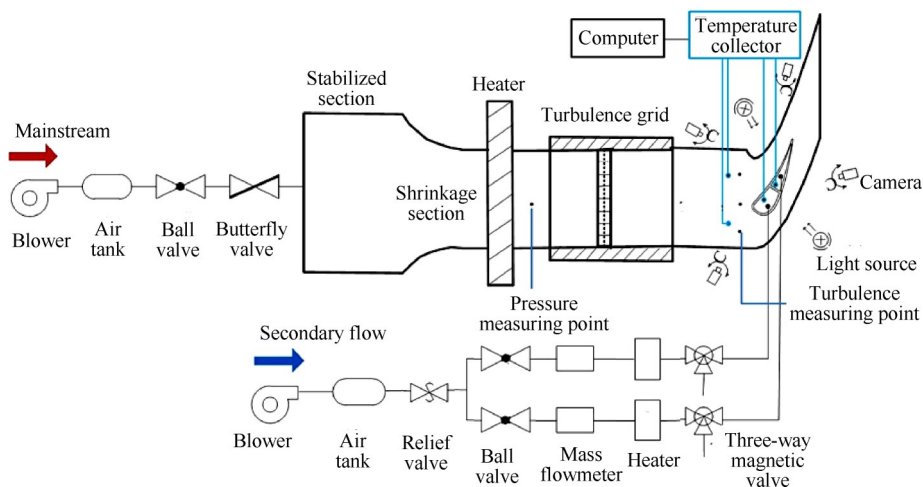


Fig. 1 Schematic diagram of the wind tunnel^[7]

腔为孔排 1~14 供气,其余气膜孔由后腔供气。图 5 为气膜孔位的展开示意图,横坐标为叶片当地弧长与叶片中截面弦长的比值(S/C), $S/C<0$, $S/C=0$ 和 $S/C>0$ 位置分别为叶片压力面、前缘驻点和吸力面, $H/C=0$ 为叶片中截面位置。W 型孔全气膜涡轮导叶实验件共有 18 排气膜孔。吸力面孔排 1,2 和压力面孔排 12,14,15,17 和 18 为 W 型气膜孔,前缘孔排 4~11 为水滴孔。孔排 3 和 13 以及前缘气膜孔在叶根方向有与叶片表面 45° 的倾角。图 6 为水滴孔和 W 型孔的结构示意图。前缘水滴孔在主流流向上与叶片表面夹角为 90° ,而在叶高方向有偏向叶根的 45° 夹角。W 型气膜孔在流向和展向上均有扩张,并且有一个 W 形的出口,在气膜孔出口两侧设计有两个导流槽将冷气向展向引流扩张。表 1 为气膜孔的结构参数。

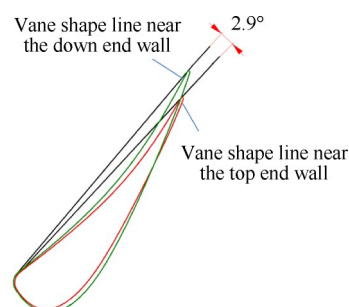


Fig. 3 Schematic diagram of the test vane shape



(a) W-shaped hole vane picture

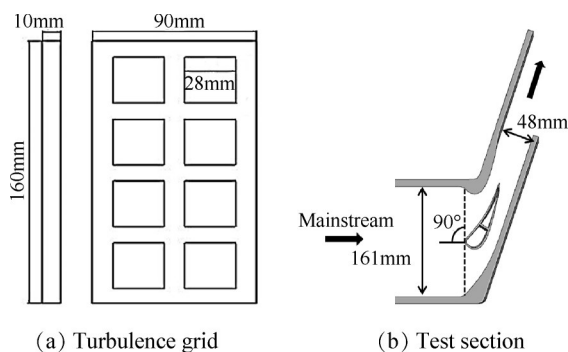


Fig. 2 Schematic diagrams of turbulence grid and test section^[7] (mm)

如图 1 所示,实验过程中共有四台 CCD 录像机对叶片表面热色液晶的变色过程进行记录。由于涡轮叶片表面具有一定曲率,因此得到的实验结果也为三维视角下的分布云图,不利于对实验结果进行定量分析,因此需要将叶片曲面上实验结果展开。图 7

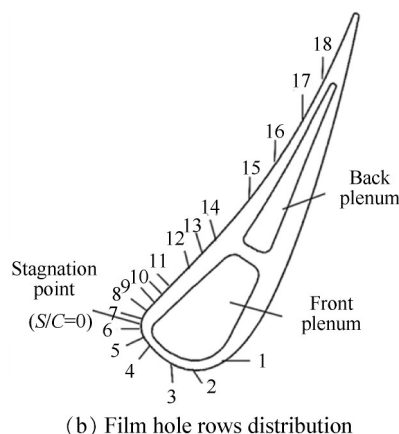


Fig. 4 W-shaped hole vane picture and the film hole rows distribution

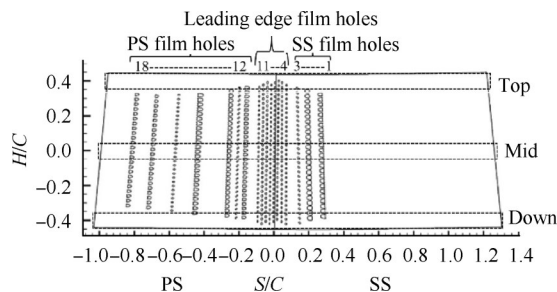


Fig. 5 Unfolded picture of the film hole positions on the W-shaped hole vane

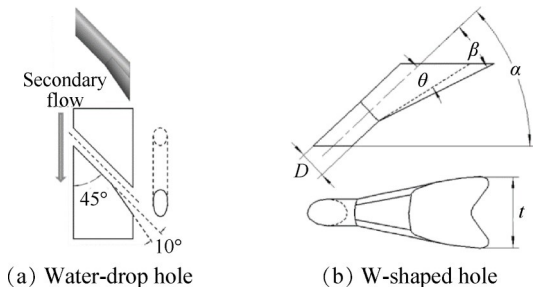


Fig. 6 Configurations of the water-drop hole and W-shaped hole (°)

Table 1 Geometry parameters of the film holes

Hole number	D/mm	$\alpha/(^{\circ})$	$\beta/(^{\circ})$	$\theta/(^{\circ})$	t/mm
1	0.85	40	16	10	2.25
2	1.00	50	16	10	2.25
3	0.85	60	—	—	—
4	0.70	90	10	—	—
5	0.85	90	10	—	—
6	0.85	90	10	—	—
7	0.85	90	10	—	—
8	0.70	90	10	—	—
9	0.85	90	10	—	—
10	0.85	90	10	—	—
11	0.70	90	10	—	—
12	0.70	45	18	14	1.66
13	0.70	40	—	—	—
14	0.85	40	8	4	2.20
15	0.85	40	12	10	2.04
16	0.85	40	—	—	—
17	0.85	40	12	6	1.86
18	0.85	35	12	6	1.82

为实验叶片吸力面表面位置标定和实验结果展开示意图。本文使用棋盘格标定法对涡轮叶片表面各个区域的位置进行标定,在标定时将印有棋盘格图案的标定纸覆盖在叶片表面。将棋盘格图案的每个内部黑白角点作为目标点,对带有曲率的叶片表面不

同位置进行标定。并且使用 Matlab 软件将三维实验结果展开为二维平面云图。

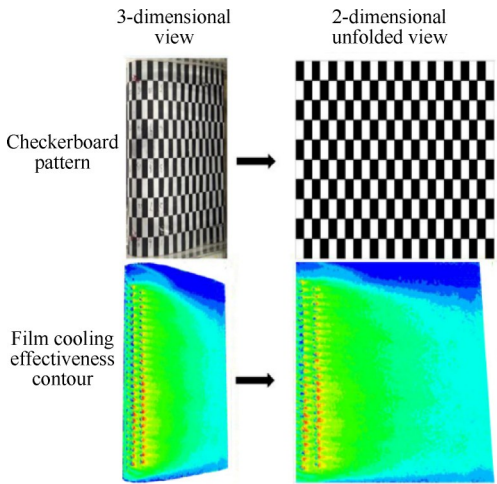


Fig. 7 Sketch of coordinate transformation of the film cooling effectiveness results (suction side)

基于叶片中截面弦长,叶栅主流进口雷诺数 Re 的定义为

$$Re = \frac{\rho_g U_g C}{\mu_g} \quad (1)$$

式中 ρ_g 和 U_g 分别为主流密度和速度, C 为叶片中截面弦长。

主流湍流度的定义为

$$Tu = v' / \bar{v} \quad (2)$$

式中 v' 为主流湍流脉动速度, $\bar{v}$ 为主流的时均速度,湍流度大小反映了通道内气流受扰动的剧烈程度。

二次流与主流质量流量比 R_m 定义为

$$R_m = \frac{m_{e1} + m_{e2}}{m_g} \quad (3)$$

式中 m_{e1} 和 m_{e2} 分别为前腔和后腔的质量流量, m_g 为单个叶栅通道的主流质量流量。

本文实验中主流雷诺数为 1.2×10^5 ,主流湍流度分别为 1%, 9% 和 15%,总冷气流量比和前后腔冷气分配情况如表 2 所示。其中,流量比 8.4% 和湍流度 9% 为该型涡轮导叶的设计工况。由于主流和冷气之间的温度差别较小,因此冷气与主流的密度比接近于 1。

本文使用热色液晶测量叶片的温度,原理和方法详见文献[18–19]。绝热气膜冷却效率定义为

$$\eta = \frac{T_g - T_{aw}}{T_g - T_c} \quad (4)$$

式中 T_{aw} 为绝热壁温, T_c 为二次流温度。

Table 2 Coolant flow rate ratio conditions

$R_m/\%$	$(m_{c1}/m_g)/\%$	$(m_{c2}/m_g)/\%$
5.5	4.0	1.5
8.4	6.0	2.4
12.5	9.0	3.5

为了减小实验误差,对于单个工况,使用不同的 T_g 和 T_c 进行了6次实验,并将多次实验的数据进行联立求解,从而保证实验结果的可靠性。

本文实验中,热电偶误差 $\Delta T_1=\pm 0.2^\circ\text{C}$,液晶误差 $\Delta T_2=\pm 0.2^\circ\text{C}$,时间误差 $\Delta t=\pm 0.1\text{s}$,叶片材料物性参数测量误差 $\Delta(\rho c\lambda)0.5=\pm 20$ 。参考文献[20]的方法,计算得出本实验中在冷却效率 $\eta=0.1$ 时约为15%,在冷却效率 $\eta=0.7$ 时约为3%。

3 结果与讨论

在对涡轮叶片叶身气膜冷却效率进行分析的过程中,将实验获得的气膜冷却结果云图分为三个区域进行讨论:叶尖区域、中截面区域和叶根区域。这三个区域的位置如图5所示。每个区域在叶高方向的高度大约为整个叶高的10%左右,各区域的具体坐标如表3所示。

Table 3 Ranges of different vane regions

Item	Top region	Mid region	Down region
H/C	(0.37, 0.46)	(-0.045, 0.045)	(-0.46, -0.37)
S/C	(-0.96, 1.22)	(-0.98, 1.27)	(-1.00, 1.29)

3.1 W型孔全气膜叶片冷却效率结果

3.1.1 低湍流度下流量比对冷却效率的影响

图8为低湍流度下的W型孔全气膜叶片实验结果。图9为叶片各区域冷却效率展向平均结果。在叶尖区域,如图9(a)所示,压力面叶尖的冷却效率随着流量比增大而升高,而吸力面叶尖的变化规律与压力面相反。图10为文献[21]中实验获得的叶栅涡流分布。在叶片压力面,由于大流量比下的冷气射流速度升高,有更多冷气扩散到靠近壁面的主流内,并且在压力面通道涡的影响下随主流向叶尖流动,冷却效率升高。在吸力面叶尖大流量比下,具有径向偏角的前缘气膜孔和吸力面孔排3的冷气在叶根方向的速度分量较大,冷气向叶根方向流动,留存在叶尖的冷气量减少,冷却效率降低。同时吸力面的通道涡使叶尖的冷气向叶身流动,在大流量比下,更多的冷气进入主流并向吸力面中截面流动,对吸力面叶尖的冷气覆盖没有增益作用。

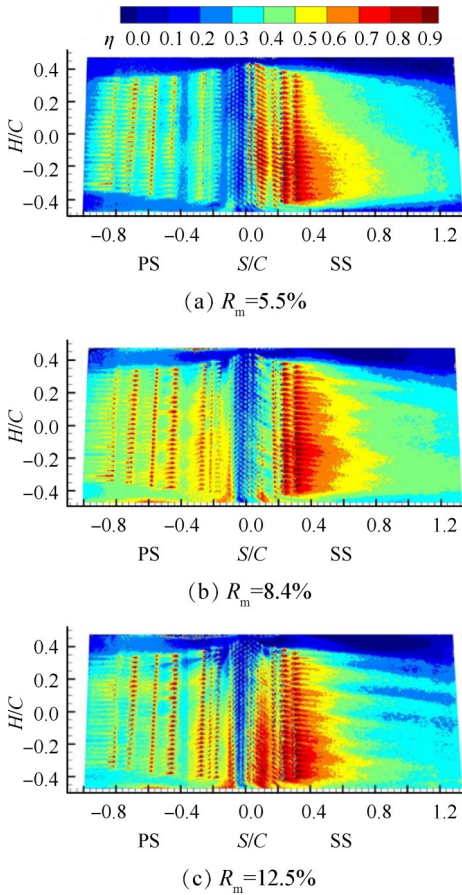


Fig. 8 Film cooling effectiveness distributions at different mass flow rate ratios, $Tu=1\%$

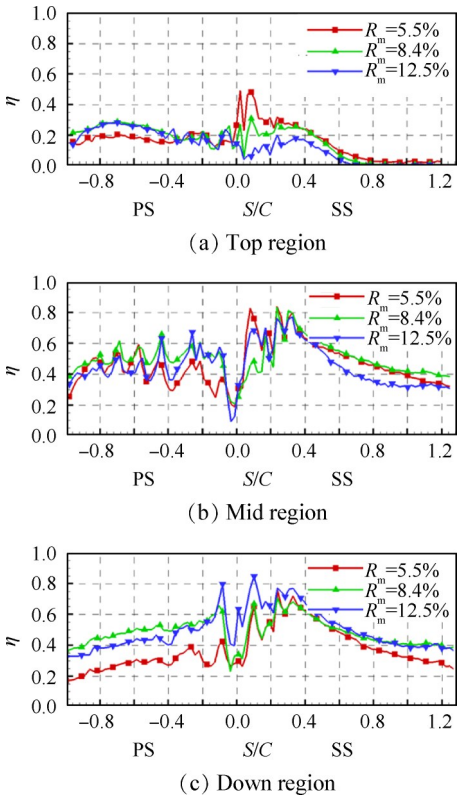
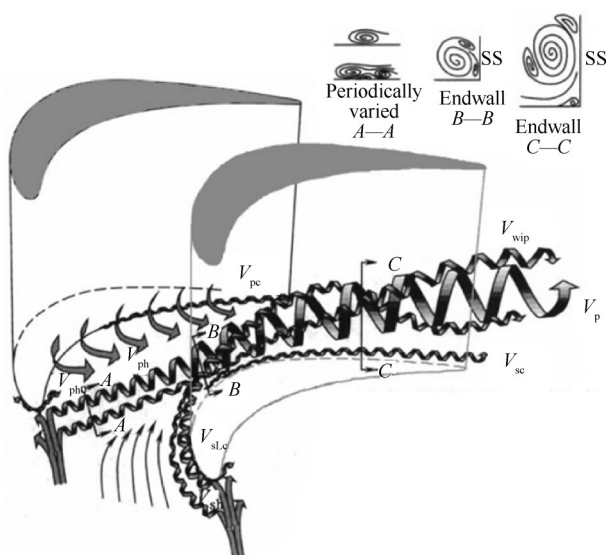


Fig. 9 Spanwise average film cooling effectiveness at different mass flow rate ratios, $Tu=1\%$

Fig. 10 Sketch of vortex system in cascade channel^[21]

在叶片的中截面区域,压力面和吸力面的冷却效率均随着流量比的增大先升高后降低,这是由于在大流量比下冷气射流速度提高,出现脱离壁面的现象。有一点值得注意的是,吸力面冷气覆盖区域在大流量比下沿流向呈较为明显的条带状分布。这是由于吸力面气膜孔的冷气出流后,在展向上受到了上游带有径向偏角的孔排3和前缘气膜孔冷气射流的扰动,而且在大流量比下冷气射流所形成的反转对涡更强,涡流影响的范围更大,相邻气膜孔的冷气射流之间相互影响,增加了气膜冷气流动的不稳定性,造成冷气分布不均匀。

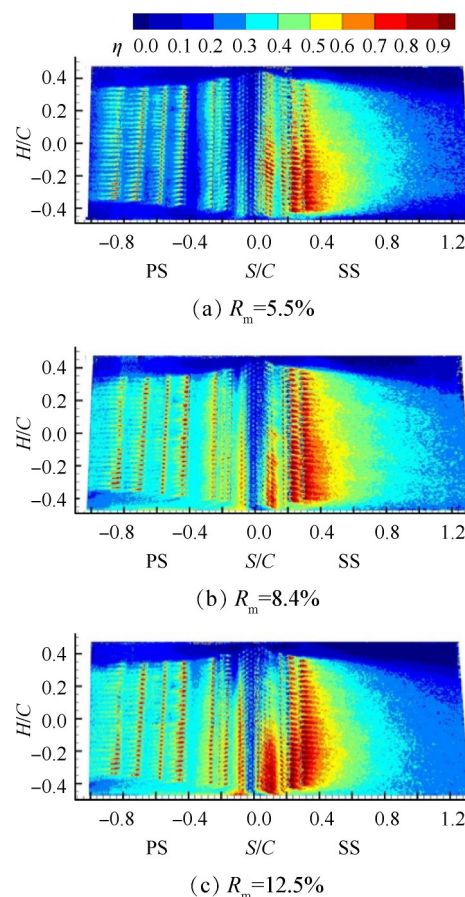
在叶片的叶根,从图8的冷却效率分布云图可以看到,在中高流量比下,由于大量冷气在有径向偏角的气膜孔作用下向叶根聚集,叶根的低冷却效率区消失。在吸力面和前缘区域,叶根的展向平均冷却效率随着流量比增大而升高,这是由于流量比增大更多的冷气流向叶根。而在压力面叶根,冷却效率随着流量比先升高后降低,大流量比下压力面气膜孔冷气脱离壁面的现象也对叶根冷却效率的分布产生了影响。

3.1.2 高端流度下流量比对冷却效率的影响

图11为高主流湍流度不同流量比下W型孔全气膜叶片冷却效率分布云图。图12为相应的展向平均结果。从冷却效率云图可以看出,随着冷气流量比的增大,叶片表面气膜覆盖区域变大,冷却效率整体升高。从图12(a)中可以看到,在叶尖区域,冷却效率受流量比增大的影响趋势与低端流度工况相似。而在叶片压力面的中截面和叶根区域,中高流量比工况下的冷却效率较为接近,小流量比的冷却效率

整体比中高流量比低0.2左右。

图12(b)中,在叶片吸力面中截面区域,大流量比下的冷却效率沿流下降更快,吸力面后半段的冷却效率在大流量比下低于中流量比。这是因为大流量比下冷气射流速度更高,出流后与主流相互作用产生的反转对涡结构更大,虽然在气膜孔出口附近大流量比的有效冷气量更多,但是更大的涡结构使冷气更容易在高端流度的影响下与主流掺混,使冷气耗散加快,冷却效率加速降低。由于高端流度增强了冷气射流与主流的掺混,冷气耗散加剧,湍流度升高使叶片表面的冷却效率整体降低。从图11(c)中可以看出,高端流度使冷气向主流扩散加剧的同时,也增强了其展向扩散能力,大流量比下叶片吸力面冷却效率沿流向的条带状分布消失,冷气分布更加均匀。在叶根区域,大流量比的冷却效率更高。

Fig. 11 Film cooling effectiveness distributions at different mass flow rate ratios, $Tu=15\%$

3.2 W型孔与圆柱型孔全气膜叶片冷却效率对比

图13为低端流度中流量比下圆柱型孔和W型孔全气膜叶片的冷却效率云图。圆柱型孔叶片的气膜

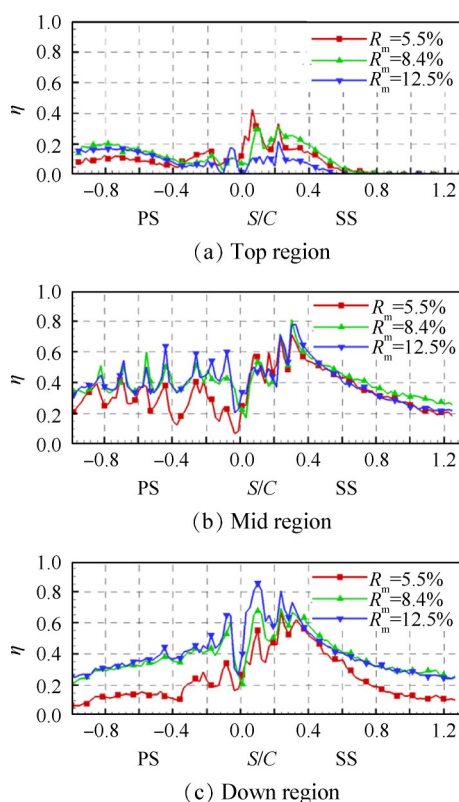


Fig. 12 Spanwise average film cooling effectiveness at different mass flow rate ratios, $Tu=15\%$

孔排布方式与W型孔叶片一致,前缘为与水滴孔圆柱段参数相同的圆柱型孔,叶身气膜孔也为圆柱型孔且尺寸参数与同位置的W型孔的圆柱段相同。

从图13中可以看到,两个叶片的气膜冷却效率分布趋势是相似的,不同的是W型孔叶片单个气膜孔后的高冷却效率区更宽,且气膜孔出口附近的高冷却效率区域也更大。而圆柱型气膜孔后的冷气射流轨迹更加细长。

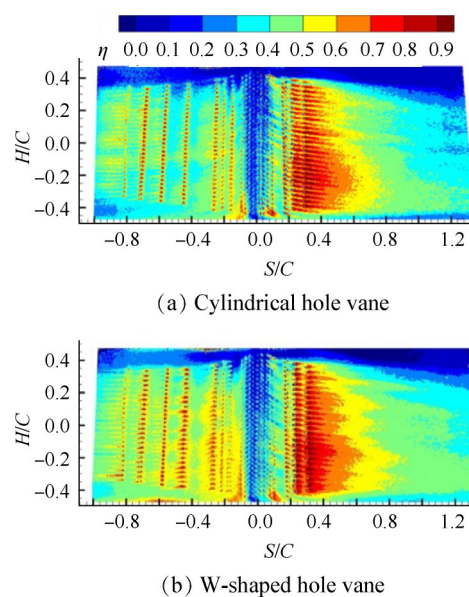


Fig. 13 Film cooling effectiveness contours of the W-shaped hole vane and cylindrical hole vane, $R_m=8.4\%$, $Tu=1\%$

图14为在不同湍流度和流量比下,圆柱型孔和W型孔全气膜叶片叶尖的冷却效率展向平均结果。左侧一列为低湍流度工况,右侧一列为高湍流度工况。从图14(a)可以看出在低湍流度小流量比下,压力面中下游圆柱型孔的冷却效率更高,而在前缘和吸力面区域W型孔的冷却效率更高。这是因为压力面叶尖中下游区域的冷气主要来自于压力面孔排的冷气在主通道涡的作用下向叶尖扩散,W型气膜孔的冷气出流后对壁面的贴附效果较好,能够进入主流并随通道涡向叶尖扩散的冷气较少。而在前缘和吸力面,冷气主要来源于靠近叶尖的气膜孔冷气出流后留存在叶尖区域,前缘水滴孔可以降低冷气射流向下的分速度,使更多的冷气留在叶尖。在大

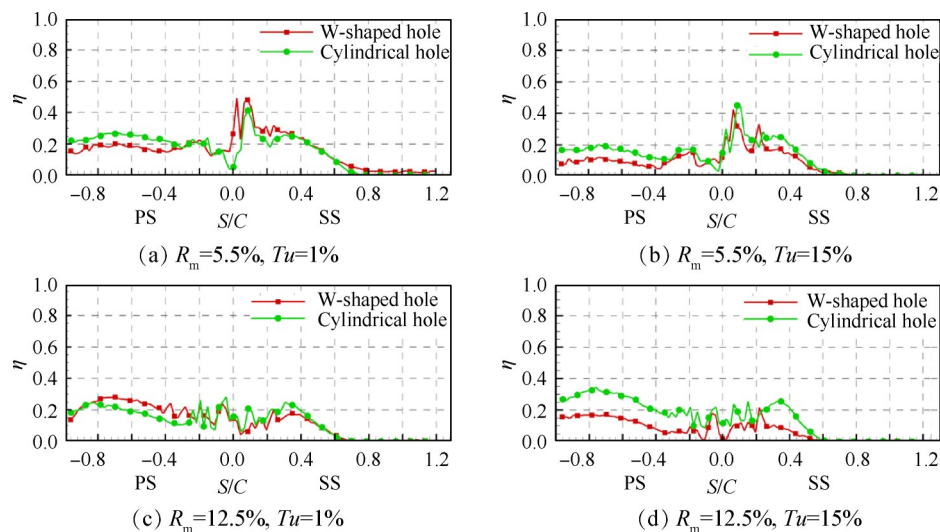


Fig. 14 Spanwise average film cooling effectiveness in the top region of W-shaped hole vane and cylindrical hole vane

流量比工况,压力面中下游区域 W 型孔的冷却效率较高。这是因为大流量比工况的冷气易脱离壁面, W 型气膜孔的扩张段可以降低冷气射流垂直于壁面的法向速度,并增大其展向速度,使冷气更好地贴附在叶片表面。在高湍流度工况, W 型孔叶片的冷却效率均低于圆柱型孔,这是由于扩张型气膜孔使冷气流速降低且覆盖更为分散,在高湍流度的影响下,流速低且分散的冷气更易与主流进行掺混,造成冷气耗散加剧,冷却效率较低。

图 15 为圆柱型孔和 W 型孔全气膜叶片中截面区域冷却效率展向平均结果。从图 15(c)中可以看出,在低湍流度大流量比下, W 型孔叶片的中截面区域的冷却效率整体上高于圆柱型孔叶片。文献[11]中通过对平板上的 W 型气膜孔的研究发现, W 型气膜孔内的部分冷气沿 W 型孔出口两侧的导流槽流动,使其展向速度增大,并降低冷却射流的法向速度,从而在大流量比下使冷气更好地贴附壁面。在小流量比工况的压力面,气膜孔邻近区域 W 型孔叶片的冷却效率较高,但是冷却效率沿流向降低较快,以至于在距离气膜孔较远的位置低于圆柱型孔叶片。在高湍流度工况, W 型气膜孔对冷却效率的提升效果较弱,仅在大流量比下气膜孔邻近区域冷却效率较高。这是由于高湍流度使冷气与主流之间的掺混更加剧烈,与圆柱型孔叶片相比, W 型孔叶片表面速度较低且更分散的冷气对高湍流度更加敏感,冷气耗散更加剧烈,使 W 型孔的冷却效率降低更快。

图 16 为圆柱型孔和 W 型孔叶片叶根的展向平均冷却效率结果。在低湍流度工况, W 型孔叶片叶根的冷却效率整体高于圆柱型孔叶片。而在高

湍流度工况,仅在气膜孔近下游区域 W 型孔叶片的冷却效率较高,这同样是因为 W 型孔的冷气受湍流度升高的影响更大,耗散更快,在气膜孔的远下游区域, W 型孔叶片的冷却效率均低于圆柱型孔叶片。

图 17 为圆柱型孔和 W 型孔叶片的全表面平均冷却效率结果。在中低湍流度下, W 型孔叶片的面平均冷却效率更高。而在高湍流度下, W 型孔叶片的面平均冷却效率接近或低于圆柱型孔叶片。这是由于叶片表面的冷却效率主要受两方面因素影响:一方面是冷气射流对叶片表面的贴附性与展向覆盖效果;另一方面是冷气射流抵抗耗散的能力。在中低湍流度工况, W 型孔叶片面平均冷却效率均高于圆柱型孔叶片,这是因为中低湍流度下冷气与主流的掺混较弱,冷气出流后能较稳定地随主流向下游流动,冷却效率主要受冷气对叶片表面的贴附性和展向覆盖效果影响, W 型气膜孔的扩张段降低了冷气射流的法向速度并增大了其展向速度,增强了冷气对壁面的贴附性和展向覆盖效果。但是在高湍流度工况,冷气与主流的掺混较为剧烈,冷气射流抵抗耗散的能力更加重要, W 型气膜孔的冷气与主流的相对速度更低且分布更加分散,对湍流度升高更加敏感,容易在高湍流度的影响下耗散加剧, W 型气膜孔的优势减小,仅在气膜孔出口附近具有更高的冷却效率。尤其是在大流量比下圆柱型孔冷气射流较为集中,冷气速度高,在高湍流度下不易与主流掺混耗散,面平均冷却效率比 W 型孔叶片高 15% 左右。综合来看, W 型气膜孔在中低湍流度下的中流量比工况,具有最好的冷却效率结果。

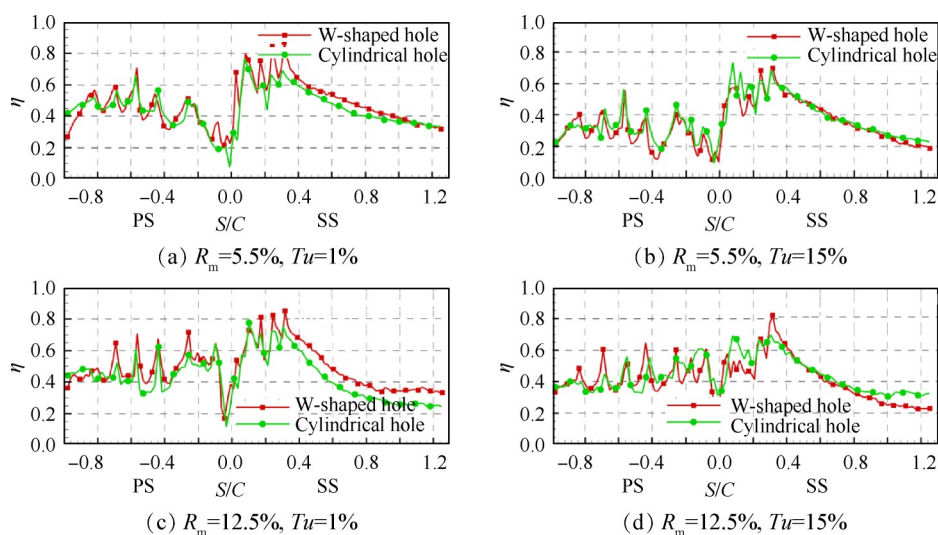


Fig. 15 Spanwise average film cooling effectiveness in the mid region of W-shaped hole vane and cylindrical hole vane

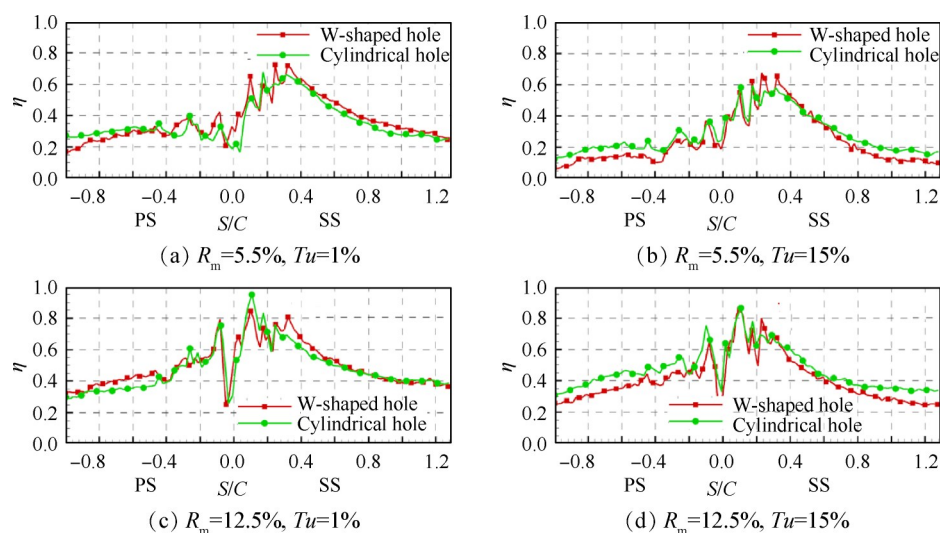


Fig. 16 Spanwise average film cooling effectiveness in the down region of W-shaped hole vane and cylindrical hole vane

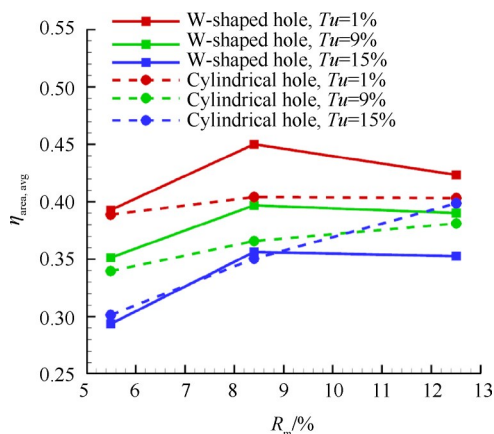


Fig. 17 Area average film cooling effectiveness of W-shaped hole vane and cylindrical hole vane

4 结 论

本文研究了W型孔全气膜涡轮导叶在不同湍流度和流量比下的气膜冷却效率分布特性,并与相同工况下圆柱型孔全气膜叶片的冷却效率结果进行了对比。主要结论如下:

(1)在不同湍流度下,流量比对W型孔叶片冷却效率的影响规律不同。低湍流度下,流量比增大使压力面叶尖的冷却效率升高,而吸力面叶尖的降低,中截面区域和压力面叶根的冷却效率先升高后降低;高湍流度下,流量比增大使叶片大部分区域的冷却效率升高。

(2)湍流度升高使冷气与主流的掺混增强,冷气的耗散更为剧烈,在本文研究的所有流量比下,高湍流度均使W型孔叶片的冷却效率降低。

(3)与圆柱型孔相比,在中低湍流度工况,W型

孔增强了冷气对壁面的贴附性和展向覆盖效果,W型孔叶片中截面区域的冷却效率整体高于圆柱型孔叶片的。

(4)在高湍流度工况,W型气膜孔的冷气速度更低且分布更加分散,易在高湍流度的影响下耗散,仅在气膜孔出口附近具有更高的冷却效率,尤其是在大流量比下,圆柱型孔叶片的面平均冷却效率比W型孔叶片高15%左右。

致 谢:感谢国家重点基础研究发展规划资助项目的资助。

参考文献

- [1] Goldstein R J, Eckert E R G, Ramsey J W. Film Cooling with Injection Through Holes: Adiabatic Wall Temperatures Downstream of a Circular Hole[J]. *Journal of Engineering for Power*, 1968, 90(4): 384-393.
- [2] Sen B, Schmidt D L, Bogard D G. Film Cooling with Compound Angle Holes: Heat Transfer[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1996, 118(4): 800-806.
- [3] Schmidt D L, Sen B, Bogard D G. Film Cooling with Compound Angle Holes: Adiabatic Effectiveness [J]. *Journal of Turbomachinery*, 1996, 118(4): 807-813.
- [4] Baldauf S, Scheurlen M, Schulz A, et al. Correlation of Film-Cooling Effectiveness from Thermographic Measurements at Enginelike Conditions[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2002, 124(3): 686-698.
- [5] Andrei L, Facchini B, Cacioli G, et al. Performance Improvement of a Heavy Duty Gt: Adiabatic Effectiveness Measurements on First Stage Vanes in Representative Engine Conditions[R]. *ASME GT 2014-26894*.
- [6] 张宗卫, 朱惠人, 刘 聪, 等. 全气膜冷却叶片表面换热系数和冷却效率研究[J]. *西安交通大学学报*,

- 2012, 33(7): 103-107.
- [7] 付仲议, 朱惠人, 姜 茹, 等. 高主流湍流度下密度比对涡轮导叶全气膜冷却特性的影响[J]. 推进技术, 2019, 40(7): 1585-1593. (FU Zhong-yi, ZHU Hui-ren, JIANG Ru, et al. Effects of Density Ratio on Full Film Cooling Characteristics of Turbine Guide Vane with High Mainstream Turbulence [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(7): 1585-1593.)
- [8] Goldstein R J, Eckert E R G, Burggraf F. Effects of Hole Geometry and Density on Three-Dimensional Film Cooling [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2015, 17(5): 595-607.
- [9] Yuen C H N, Martinez-Botas R F, Whitelaw J H. Film Cooling Effectiveness Downstream of Compound and Fan-Shaped Holes[R]. *ASME GT* 2001-0131.
- [10] Issakhanian E, Elkins C J, Eaton J K. Pitfalls of Fan-Shaped Hole Design: Insights from Experimental Measurement of In-Hole Flow Through MRV[R]. *ASME GT* 2017-63679.
- [11] FU Zhong-yi, ZHU Hui-ren, LIU Cun-liang, et al. Investigation of the Influence of Inclination Angle and Diffusion Angle on the Film Cooling Performance of Chevron Shaped Hole[J]. *Journal of Thermal Science*, 2018, 27: 580-591.
- [12] Saumweber C, Schulz A, Wittig S. Free-Stream Turbulence Effects on Film Cooling with Shaped Holes [R]. *ASME GT* 2002-30170.
- [13] Saumweber Christian, Schulz Achmed. Free-Stream Effects on the Cooling Performance of Cylindrical and Fan-Shaped Cooling Holes [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2012, 134(6).
- [14] 付仲议, 朱惠人, 刘 聪, 等. 涡轮导叶压力面簸箕形气膜孔冷却特性实验研究[J]. 推进技术, 2016, 37(12): 2303-2311. (FU Zhong-yi, ZHU Hui-ren, LIU Cong, et al. Experimental Study of Film Cooling Characteristics for Dust-Pan Shaped Holes on Pressure Side in a Turbine Guide Vane[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2016, 37(12): 2303-2311.)
- [15] 姚春意, 朱惠人, 付仲议, 等. 主流湍流度对涡轮导叶吸力面 W 型气膜孔冷却效率影响的实验研究[J]. 推进技术, 2019, 40(12): 1361-1370. (YAO Chun-yi, ZHU Hui-ren, FU Zhong-yi, et al. Experimental Investigation for Effects of Mainstream Turbulence on Film Cooling Effectiveness of W-Shaped Film Hole on Suction Side of a Turbine Guide Vane[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(12): 1361-1370.)
- [16] Colban W, Thole K A, Haendler M. Experimental and Computational Comparisons of Fan-Shaped Film Cooling on a Turbine Vane Surface[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2007, 129(1): 23-31.
- [17] Guo S M, Lai C C, Jone T V, et al. The Application of Thin-Film Technology to Measure Turbine-Vane Heat Transfer and Effectiveness in a Film-Cooled, Engine-Simulated Environment[J]. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 1998, 19: 594-600.
- [18] Ireland P T, Jones T V. Liquid Crystal Measurements of Heat Transfer and Surface Shear Stress[J]. *Measurement Science and Technology*, 2000, 11(7).
- [19] Bai J T, Zhu H R, Liu C L. Film Cooling Characteristic of Double-Fan-Shaped Film Cooling Holes [R]. *ASME GT* 2009-59318.
- [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.
- [21] Wang H P, Olson S J, Goldstein R J, et al. Flow Visualization in a Linear Turbine Cascade of High Performance Turbine Blades [J]. *Journal of Turbomachinery*, 1997, 119(1): 1-8.

(编辑:张 贺)