

冲击孔位置对涡轮叶片冲击/气膜复合冷却特性影响的实验研究

程想^{1,2}, 丁侯中^{1,2}, 万红牛^{1,2}, 冀文涛^{1,2}, 陶文铨^{1,2}

(1. 西安交通大学热流科学与工程教育部重点实验室, 710049, 西安;

2. 西安交通大学能源与动力工程学院, 710049, 西安)

摘要: 为研究冲击孔位置对空冷涡轮叶片冲击/气膜复合冷却特性的影响,选择4种具有不同冷却结构的涡轮叶片开展了综合换热实验。实验叶片由低导热系数的树脂材料制成,分别为仅有气膜冷却结构的叶片0、具有正向冲击孔的叶片1、具有偏置冲击孔的叶片2以及具有交错偏置冲击孔的叶片3。使用红外热像仪拍摄得到实验叶片表面温度分布。实验结果表明,涡轮叶片综合换热特性由内部冷却和外部冷却共同决定。在吹风比较大时,射流冲击强化了冷却剂和叶片内壁面之间的换热,导致具有冲击冷却结构的叶片1、2、3相对于叶片0综合冷却效率提升了3.1%~6.7%。其中,因为冲击孔偏置,叶片2和3的冲击强化换热区域相对独立于叶片表面气膜覆盖区域,所以叶片2和3的综合冷却效率分布更为均匀,且大于叶片1。叶片0仅有气膜冷却结构,紧邻气膜孔出流位置冷却剂动能较大,在气膜孔出口下游冷却剂再贴壁形成热防护,使得距离气膜孔较远的区域冷却效率升高。在吹风比较小时:仅有正向冲击的叶片1相对于叶片0的综合冷却效率有所提高;由于偏置冲击消耗了更多了冷却剂动能,叶片2和3的综合冷却效率相对于叶片0明显降低,当吹风比为0.2时,二者分别下降了6.7%和11.6%。

关键词: 涡轮叶片;冲击孔位置;冲击/气膜复合冷却;综合冷却效率

中图分类号: V231.1 **文献标志码:** A

DOI: 10.7652/xjtuxb202312006 **文章编号:** 0253-987X(2023)12-0059-13

Experimental Investigation on Effects of the Impingement Hole Position on Impingement/Film Cooling Characteristics of Turbine Vanes

CHENG Xiang^{1,2}, DING Yuzhong^{1,2}, WAN Hongniu^{1,2}, JI Wentao^{1,2}, TAO Wenquan^{1,2}

(1. Key Laboratory of Thermo-Fluid Science and Engineering of MOE, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;

2. School of Energy and Power Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: To investigate the effects of impingement hole position on the impingement/film cooling characteristics of the air-cooled turbine vanes, four vanes with different cooling structures were selected for the conjugate heat transfer experiments. Made of resin materials with low thermal conductivity, the test vanes include one with typical film cooling but without jets (vane 0), one with typical impingement/film cooling and centerline normal jets (vane 1), one with impingement/film cooling and offset jets (vane 2), and one with impingement/film cooling and staggered offset jets (vane 3). During the experiment, the temperature distribution outside the test vanes was obtained by an infrared thermal imager. The experimental results indicate that the heat

transfer characteristics of turbine vanes are influenced by both internal and external cooling. When the blowing ratio was higher, the heat transfer between the coolant and the inner surface of the vane was enhanced by jet impingement, increasing the integrated cooling effectiveness of vanes 1, 2 and 3 by 3.1%—6.7%, compared with vane 0. Among them, due to the impingement hole offset, the jet impingement enhanced region of vanes 2 and 3 was relatively independent of the gas film coverage region. Thus, the distribution of the integrated cooling effectiveness of vanes 2 and 3 was more even and such effectiveness was greater than that of vane 1. Vane 0 only has the film cooling structure, so the kinetic energy of the coolant immediately downstream the film hole was larger. The coolant reattached far downstream the injection, resulting in the reduction of heat transfer levels. However, when the blowing ratio was relatively low, only the integrated cooling effectiveness of vane 1 was improved, compared with vane 0. Because the offset impingement consumed more coolant kinetic energy, the integrated cooling effectiveness of vanes 2 and 3 was significantly reduced when compared with vane 0. At a blowing ratio of 0.2, it decreased by 6.7% and 11.6%, respectively.

Keywords: turbine vane; impingement hole position; impingement/film cooling; integrated cooling effectiveness

随着航空发动机推重比越来越高,涡轮前端温度也变得越来越,远远超过了涡轮叶片材料所能允许的最高温度^[1-3]。为了保证航空发动机的安全稳定运行,亟须开发高效稳定的涡轮叶片冷却技术^[4]。目前,涡轮叶片冷却技术主要包括内部冷却技术和外部冷却技术^[4]。内部冷却技术主要包括强制对流、射流冲击、凹坑以及扰流肋冷却等,外部冷却技术主要指气膜冷却^[3]。在这些冷却技术中,内部强制对流冷却、射流冲击冷却以及外部气膜冷却是涡轮静叶前缘冷却腔常用的冷却方式^[5-7]。

研究人员针对气膜冷却和冲击冷却分别进行了大量研究。朱惠人等^[8-11]实验研究了在尾迹影响下扇形气膜孔的气膜冷却特性,实验分析了质量流量比和尾迹斯特劳哈尔数对气膜冷却效率的影响,结果表明,尾迹的存在与否会显著改变气膜冷却效率的分布,且该影响在涡轮叶片前缘、压力面、吸力面有所不同。张子寒等^[12]采用平板简化模型,数值研究了气膜孔出口处凹坑对气膜冷却特性的影响。结果表明,相对于基础的圆柱形气膜孔,在气膜孔出口处布置凹坑可以提高气膜冷却效率,尤其是在紧邻气膜孔的下游,造型凹坑破坏了肾型涡的发展,气膜冷却效率最高可以提升200%。朱惠人等^[13]采用压力敏感漆技术和瞬态热色液晶技术分别测量了具有前缘反向倾斜扇形气膜孔叶片的气膜冷却效率和换热系数。实验结果表明,密度比和质量流量比对叶片表面气膜冷却效率和换热系数有显著的影响,但是对于压力面和吸力面的影响趋势有所不同。除了

对于气膜冷却的研究外,研究人员也对冲击冷却技术进行了相应的研究。Rao等^[14]通过数值模拟和实验探究研究了冲击靶面W型微型肋对于冲击冷却特性的影响。结果表明,W型微型肋在雷诺数等于30 000的情况下最高可以提高冲击靶面的平均换热系数9.6%,并且所造成的流阻的增加可以忽略不计。Shevchenko等^[15]通过数值模拟研究了涡轮叶片尾缘冷却槽道内遮蔽肋的影响。结果表明,遮蔽肋有效减弱了冲击孔出口处横流的影响。Wu等^[16]采用数值简化模型,研究了涡轮动叶前缘旋流喷嘴和冲击喷嘴不同的4种排布方式对前缘冷却特性的影响。结果表明,同时具有旋流喷嘴和冲击喷嘴的前缘冷却结构与单一的旋流喷嘴或者冲击喷嘴冷却有很大的不同。其中,交错排布的旋流喷嘴和冲击喷嘴可以有效地强化换热,并且可以减少冲击喷嘴连续布置带来的低换热区。然而,以上文献都是单独地针对气膜冷却^[8-13]或者冲击冷却^[14-16]开展,相关研究虽然可以揭示对应冷却结构的冷却机理,但是现有的实际涡轮叶片往往采用多种冷却结构复合的冷却方式,不同的冷却结构之间存在相互的影响。因此,针对单一的冷却结构开展的研究并不能完全反映出实际复合冷却结构的冷却机理。

针对复合冷却结构,研究人员也开展了相关的研究。Fawzy等^[17]研究了布置在不同位置的锥形渐缩喷嘴对于涡轮动叶前缘冲击/气膜复合冷却特性的影响。根据数值模拟的结果,分析了喷嘴雷诺数和温度比对于冷却特性的影响。结果表明,在正

对叶片前缘滞止区交错布置的锥形喷嘴布置方案具有最好的冷却特性,可以最有效地为叶片前缘高温滞止区提供热防护。刘钊等^[18-20]研究了涡轮动叶前缘冲击/气膜复合冷却和前缘旋流冲击/气膜复合冷却的冷却特性的区别。研究表明,在文中所有的计算工况下,由于旋流冲击形成的涡基本占据了整个前缘冷却腔室,有利于冷却剂和内壁面之间的换热,因此旋流冲击/气膜复合冷却的综合冷却性能要好于冲击/气膜复合冷却,整体平均综合冷却效率提高了 6% 以上。陈欣楠等^[21]通过数值模拟的方式探究了涡轮叶片冲击孔偏离中心线的距离对叶片前缘和吸力面的冷却特性的影响。研究表明,不同的偏置距离对于前缘和吸力面的冷却特性的影响是不一样的。对于叶片吸力面,冲击孔布置位置距离吸力面气膜孔越近,则吸力面气膜覆盖效果越好;对于叶片前缘,偏置距离最大时取得了最好的冷却效果,其平均综合冷却效率提高了 26.78%。邓清华等^[22]探究了不同位置的气膜孔的抽吸作用对内壁面射流冲击冷却特性的影响机制。根据数值模拟结果,由于气膜孔的抽吸作用,导致了气膜孔附近的换热增强,冲击靶面下游的换热强度有所下降。刘润洲等^[23-24]采用数值解耦的方法,探究了不同的模型边界条件下所对应的综合冷却特性。根据模拟结果,分析了内壁面冷却、气膜孔内冷却以及外表面冷气覆盖对于涡轮叶片简化模型冲击/复合冷却特性的影响。研究表明,对于简化后的平板双层壁结构,内部冷却的影响始终占据主导地位,并且随着吹风比的增大,这一主导作用越发明显。Luan

等^[25]构建了涡轮动叶前缘的简化模型,通过实验和数值模拟的方式研究了在有无脊状肋情况下,正向射流冲击,偏置射流冲击和交错射流冲击对冲击/气膜复合冷却特性的影响。结果表明,偏置射流具有更好的冷却效果,并且使得冷却效率分布更为均匀,布置在冲击靶面上的脊状肋可以在冷却腔室内产生低速再循环,提高了冷却剂分布的均匀性。通过对以上研究的分析发现,绝大多数的是以简化模型作为研究对象^[17, 21-25],相关的结果与实际叶型叶片存在一定的区别。少有的以实际叶型叶片作为研究对象的^[18-20],也均是以数值模拟作为主要研究手段,相关的数值模拟结果仍然需要进一步的实验验证与实验数据的支撑。

为了更好地优化涡轮静叶冲击/气膜复合冷却的冷却结构设计和冷却气量的分配,本文以实际涡轮叶片叶型为基准,设计了具有不同冷却结构的实验叶片,通过综合换热实验,分析了吹风比和冲击孔位置对涡轮叶片前缘冷却腔冲击/气膜复合冷却特性的影响。实验数据可以为涡轮静叶前缘冷却腔冷却结构设计提供理论支持和数据支撑,并可为涡轮静叶冷却气量的分配提供参考。

1 实验系统及实验方案

1.1 实验系统

本文实验是在西安交通大学涡轮叶片综合换热实验系统上进行的,实验系统如图 1 所示。该实验系统能提供的主流最大气量为 $87.6\text{ m}^3 \cdot \text{min}^{-1}$ (标准立方米),最高温度为 500 K,实验系统最大压力为 0.7 MPa。

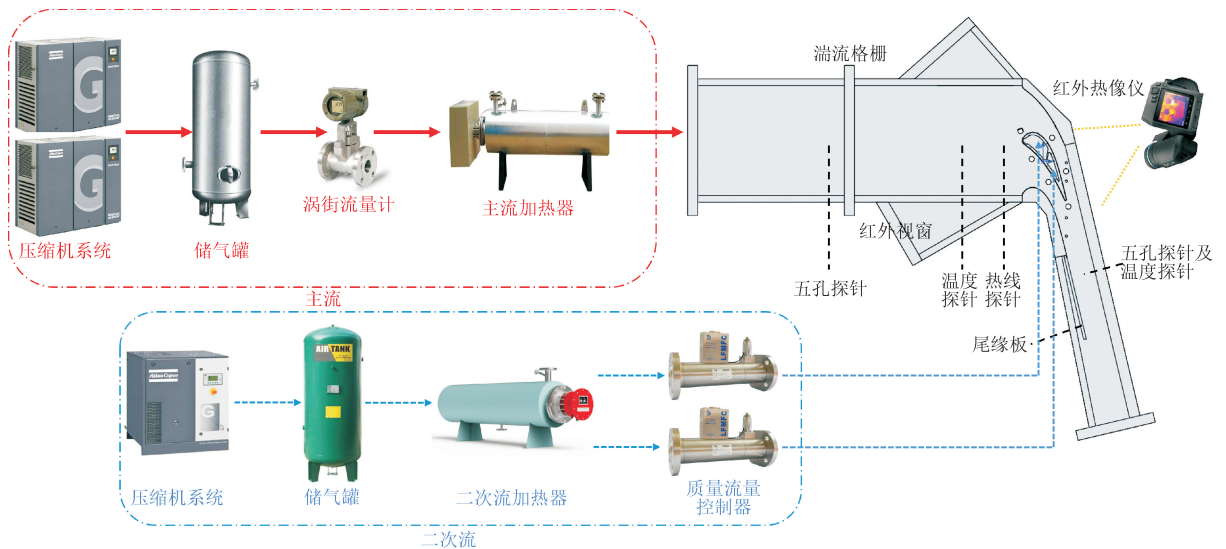


图 1 综合换热实验系统
Fig. 1 Schematic diagram of experimental system

该实验系统主要包括3部分,分别是主流系统、二次流系统和线性叶栅。其中,主流气体和二次流气体(即冷却剂)为不同温度的空气。

主流系统由两台压缩机作为气源,经由压缩机流出的气体依次流入储气罐、涡街流量计(精度为 $\pm 1\%$)以及主流加热器后进入线性叶栅。二次流系统由一台压缩机来提供冷却气,流出压缩机后的二次流依次流经储气罐、二次流加热器后,由质量流量控制器(精度为 $\pm 1\%$)控制进入实验叶片冷却腔的冷却气量。实验系统共设计了两路二次流系统,但是由于本文实验叶片只有前部冷却腔,所以本文实验过程中只使用了一路。

线性叶栅主要由一个实验叶片和两个完整的流道组成。为了保证实验的周期性,实验叶片两侧的实验段壁面分别加工成了叶片压力面和吸力面的形状。同时,在线性叶栅出口处布置了可以转动的尾缘板,用来微调周期性。线性叶栅进口处和出口处

分别布置了五孔探针和温度探针(精度为 $\pm 0.1\%$),用来测试线性叶栅进出口流速、总压、静压以及温度。由于本文实验叶片的冷却结构布置在压力面上,所以使用红外热像仪(FLIR T630sc,精度为 $\pm 2\%$)通过压力面侧红外视窗对实验叶片表面温度进行拍摄。实验过程中,红外热像仪垂直于红外视窗进行拍摄。

实验结束后的气体由线性叶栅流出后,依次流经消音器和冷却塔,然后排入大气环境中。

1.2 实验叶片

实验叶片叶型来自于实际涡轮叶片中截面叶型,并经过了一定比例的放大。所有的实验叶片均由低导热系数的树脂材料3D打印制成。实验叶片如图2所示。本文共设计了4种实验叶片,编号分别为叶片0~3。所有的叶片的冷却结构均布置在叶片压力面。实验过程中,冷却剂由叶顶进入冷却腔并全部由气膜孔流出。

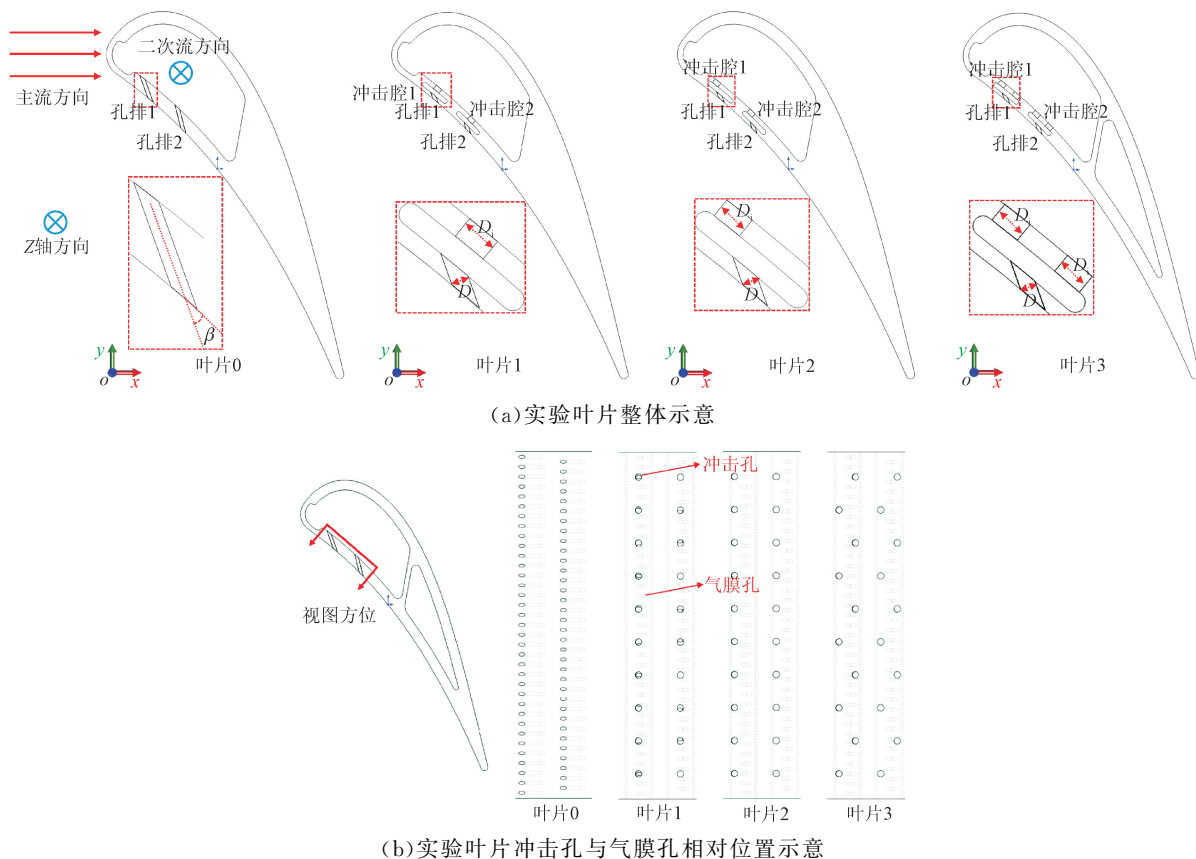


图2 4种实验叶片及叶片冲击孔、气膜孔相对位置

Fig. 2 Four test vanes and relative position of impingement hole and film hole

叶片0为仅具有气膜冷却结构的参考叶片,共布置有两排气膜孔,气膜孔孔型均为基础圆柱孔型。气膜孔中轴线与叶型切线之间的夹角(β)为 30° ,且所有的气膜孔都平行于XOY平面布置。气膜孔直径(D)

为1.0 mm,孔排1气膜孔数量为35,孔排2气膜孔数量为34。叶片1~3的气膜孔孔型、直径、数量以及布置位置均与叶片0相同。叶片1为具有正向冲击孔的冲击/气膜复合冷却结构的叶片,孔排1和2都对

应一个独立的冲击腔,分别为冲击腔 1 和冲击腔 2。冲击腔和冷却腔由垂直于叶片内壁面的冲击孔联接,冲击孔正对气膜孔进口。无论冲击腔 1 还是 2,所对应的冲击孔直径(D_1)都是 2.0 mm,数量均为 10。叶片 2 为具有偏置冲击孔的冲击/气膜复合冷却结构的叶片。相对于叶片 1,叶片 2 的冲击孔向气膜孔进口的上游移动,所移动的偏置距离为 2.5 mm。除此之外,冲击孔直径和数量与叶片 1 均保持一致。叶片 3 为具有交错偏置冲击孔的冲击/气膜复合冷却结构的叶片,相对于叶片 2,每一个独立冲击腔所对应的冲击孔的直径和数量都不变,但是冲击孔沿展向交错排布。10 个冲击孔中,5 个位于气膜孔进口的上游,5 个位于气膜孔进口的下游,其向上下游移动的偏置距离相对于叶片 1 均为 2.5 mm。气膜孔和冲击孔的相对位置差异旨在研究不同射流冲击孔和气膜孔布置结构对叶片综合冷却效果的影响。

实验开始之前,在实验叶片待测区域喷涂辐射率已知的哑光黑漆,以提高红外热像仪拍摄温度场的精度。实验结束之后,使用图像处理软件对拍摄所得到的温度图像进行处理。

1.3 参数计算

对不同的实验叶片,改变吹风比进行实验。吹风比的定义为

$$M = \frac{\rho_c U_c}{\rho_g U_g} \quad (1)$$

式中: ρ_c 和 ρ_g 分别表示二次流和主流的密度; U_c 和 U_g 分别表示二次流和主流的流速。

线性叶栅进口雷诺数(Re_{in})定义如下

$$Re_{in} = \frac{\rho_g U_g L}{\mu_g} \quad (2)$$

式中: L 表示叶片弦长; μ_g 表示进口主流气体的黏度。

在本文研究中,使用综合冷却效率(η)来描述叶片综合换热特性。综合冷却效率定义如下

$$\eta = \frac{T_g - T_w}{T_g - T_c} \quad (3)$$

式中: T_g 、 T_w 、 T_c 分别表示主流温度、实验叶片表面温度、二次流温度。

根据综合冷却效率计算式和文献 [26] 中提出的相对不确定度计算式,线性叶栅进口雷诺数以及综合冷却效率的相对不确定度计算式如下

$$u_{rel}(Re_{in}) = \sqrt{\frac{u^2(\rho_g)}{(\rho_g)^2} + \frac{u^2(U_g)}{(U_g)^2} + \frac{u^2(\mu_g)}{(\mu_g)^2}} \quad (4)$$

$$u_{rel}(\eta) = \sqrt{\frac{u^2(T_g) + u^2(T_w)}{(T_g - T_w)^2} + \frac{u^2(T_g) + u^2(T_c)}{(T_g - T_c)^2}} \quad (5)$$

式中: $u(\rho_g)$ 、 $u(U_g)$ 、 $u(\mu_g)$ 、 $u(T_g)$ 、 $u(T_c)$ 、 $u(T_w)$ 分别表示主流气体密度、主流气体流速、主流气体黏度、主流气体温度、二次流气体温度以及实验叶片外表面温度的标准不确定度。

通过计算可知,线性叶栅进口雷诺数和综合冷却效率的相对不确定度分别为 2.32%、4.19%。

1.4 红外热像仪的校准

实验开始之前,对红外热像仪进行了校准,校准方法与文献 [7,27] 中的方法一致。使用加热膜对校准板加热,校准板上喷涂与实验叶片相同的哑光黑漆,同时使用红外热像仪和高精度 T 型热电偶测量相同位置处的温度,使用 T 型热电偶测得的温度来校准红外热像仪。校准过程中改变加热膜的功率,获得不同温度下的校准数据,进而拟合得到校准曲线。校准曲线如图 3 所示,后续的实验数据处理均以此校准曲线为基准。

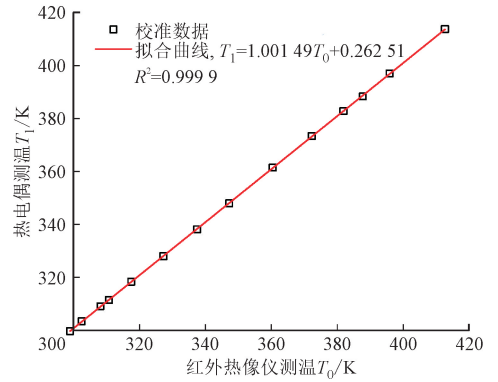


图 3 红外热像仪校准曲线

Fig. 3 The calibration of infrared thermal imager

1.5 实验工况

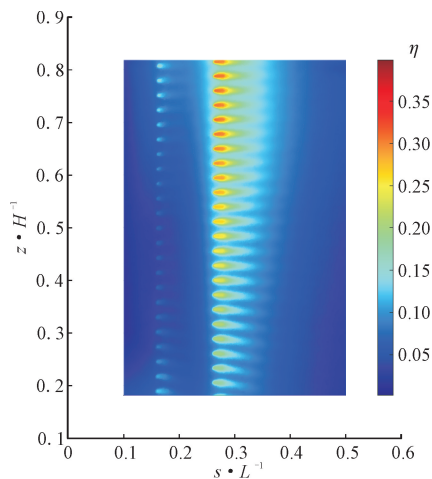
实验过程中,改变二次流质量流量进行综合换热实验。具体的实验参数如下:工况 1~4 分别对应叶片 0~3,各工况下的线性叶栅进口处主流静压 p_g 、 T_g 、 Re_{in} 、 T_c 、 M 分别均为 47.2 kPa、323.5 K、 2.3×10^5 、296.7 K、0.2~1.8。虽然本文的实验工况相对于实际发动机工况存在一定的差距,但是相关的实验数据可以为涡轮叶片冷却结构的设计提供一定的理论支持与数据支撑,并可以用于验证数值模拟结果的准确度。

2 结果与讨论

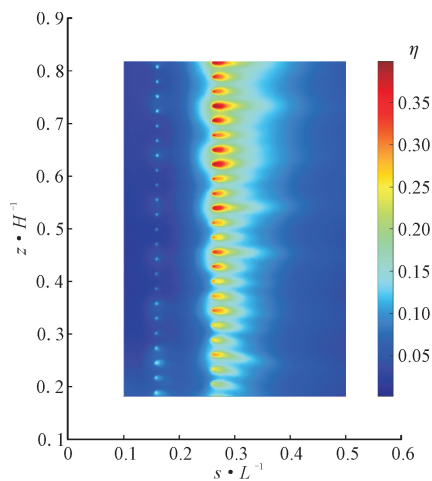
2.1 综合冷却效率分布

图 4 和图 5 分别给出了吹风比为 0.2 和 1.4 时,4 种实验叶片表面综合冷却效率的分布。图中:横坐标 $s \cdot L^{-1}$ 表示叶片型线上的无量纲位置, s 表示实验叶片上局部测点沿叶型型线距离前缘驻点的弧

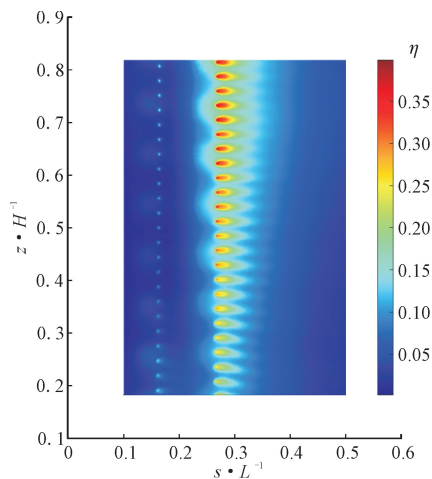
长, L 表示叶片弦长, 当 $s \cdot L^{-1} = 0$ 时, 对应前缘驻点; 纵坐标 $z \cdot H^{-1}$ 表示叶片展向上的无量纲位置, z 表示实验叶片上局部测点距离叶根的展向高度, H 表示叶高, 当 $z \cdot H^{-1} = 0.5$ 时, 对应叶片中截面。受限于红外视窗的尺寸, 实验过程中并不能完全拍摄整个叶片压力面展向的温度分布情况, 因此本文的有效测试范围是横坐标 $s \cdot L^{-1} = 0.09 \sim 0.51$ 和纵坐标 $z \cdot H^{-1} = 0.18 \sim 0.82$ 。



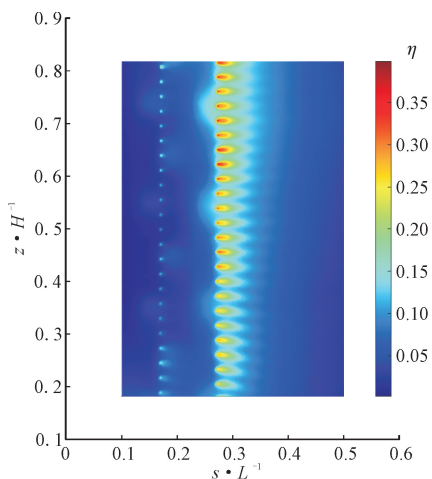
(a) 叶片 0



(b) 叶片 1



(c) 叶片 2



(d) 叶片 3

图 4 吹风比为 0.2 时实验叶片表面综合冷却效率分布
Fig. 4 Integrated cooling effectiveness distribution at $M=0.2$

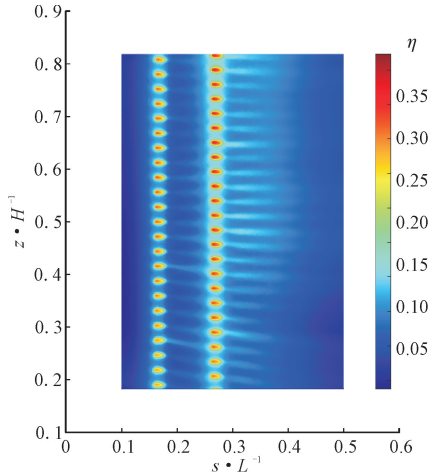
如图 4 所示, 在吹风比较小 ($M=0.2$) 时, 4 种实验叶片整体冷却效果都比较差, 尤其是在孔排 1 区域, 仅有很少量的冷却剂从孔排 1 的气膜孔流出, 导致气膜孔排 1 区域冷却效果极差, 综合冷却效率很低, 这是由于叶身表面静压分布的不同所导致的。文献 [7] 中报道了与本文实验叶片叶型相同的叶片外表面静压分布, 从前缘驻点沿压力面向压力面尾缘发展, 叶身表面静压逐渐减小。也就是说, 孔排 1 附近的叶片表面静压大于孔排 2 附近的叶片表面静压, 这也表明孔排 1 附近的实验叶片冷却腔内的冷却剂压力与叶片表面静压之间的压差小于孔排 2 附近的压差, 所以孔排 2 附近的冷却剂流出受到的阻碍较小。在吹风比等于 0.2 时, 冷却剂质量流量本身较小, 所以大部分冷却剂从阻碍较小的孔排 2 流出, 并对孔排 2 附近壁面形成了好于孔排 1 附近的热防护。根据图 4 可知, 在孔排 2 区域, 虽然整体上综合冷却效率大于孔排 1 区域, 但是由于吹风比较小, 冷却效率分布仍然不均匀, 沿叶片展向由叶顶至叶根, 4 种实验叶片的综合冷却效率逐渐降低。这是因为随着冷却剂由叶顶向叶根流动, 冷却剂不断和实验叶片内壁面进行流动换热, 冷却剂温度逐渐上升, 并且由于气膜孔的抽吸作用, 冷却剂流量也不断下降, 这就导致了冷却剂流向下游的冷却剂品质和流量都有所降低^[7]。所以, 综合冷却效率沿叶顶向叶根逐渐减小。虽然冷却结构不同, 但是整体冷却效率分布的规律是类似的。

对于 4 种实验叶片, 由于冷却结构的不同, 虽然整体冷却效率的分布有相似的地方, 但是在细节处仍然有很大的区别。对于叶片 0, 如图 4(a) 所示, 由于仅有气膜冷却结构, 所以冷却效果较好的区域集

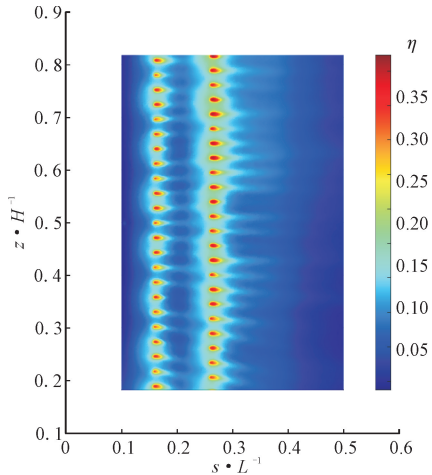
中在气膜孔出口的下游,在气膜孔出口的上游,则冷却效果较差。对于具有冲击/气膜复合冷却结构的叶片 1~3,由于冲击冷却结构的存在,在气膜孔出口的上下游区域,都出现了局部冷却效果较好的区域。对于叶片 1,如图 4(b)所示,由于冲击孔正对着气膜孔进口进行冲击,所以沿着冷却剂流动的方向,出现了冷却效率的局部峰值,每一个局部峰值出现的位置都对应着冲击孔所在的位置。这是因为冷却剂直接冲击在冲击腔靶面上,冲击换热提高了局部换热系数,所以在冲击靶面位置出现了综合冷却效率的局部峰值。对于叶片 2,如图 4(c)所示,由于冲击孔的位置向气膜孔进口的上游移动,所以叶片表面综合冷却效率局部峰值出现的位置也向上游移动。因此,冲击换热所导致的冷却效率局部峰值区域与气膜孔下游气膜覆盖区域相对独立。对于叶片 3,如图 4(d)所示,由于冲击孔交错排布,所以气膜孔出口上游局部峰值的数量少于叶片 2,但是在气膜孔出口的下游,由于叶片 3 在该区域也有冲击孔的布置,所以叶片 3 的气膜孔出口的上下游都有局部峰值的出现。但是,由于出口下游的局部峰值和气膜覆盖区域重合,所以气膜孔出口下游的局部峰值不明显。

如图 5 所示,吹风比增大($M=1.4$)时,由于冷却剂流量变大,实验叶片综合冷却效率得到了很大的提升。并且,由于冷却气量充足,沿冷却剂由叶顶向叶根流动,没有再出现综合冷却效率逐渐降低的情况。对于叶片 0,如图 5(a)所示,吹风比由 0.2 增大到 1.4 之后,孔排 1 和孔排 2 附近区域的综合冷却效率都得到了明显提升,但是孔排 2 的出流效果仍然好于孔排 1。对于叶片 1,如图 5(b)所示,其综合冷却效率分布相对于叶片 0 得到明显提升,并且分布更为均匀。这是因为冲击冷却强化了实验叶片内部的换热,充分发挥了冷却剂的冷却性能。尤其是在气膜孔出口的上下游区域,由于刚好是冲击靶面所在的位置,所以冷却效率的提升尤为明显。对于叶片 2,如图 5(c)所示,其表面综合冷却效率的分布变得更加均匀,尤其是在气膜孔出口的上游,综合冷却效率相对于叶片 1 而言,变得更为均匀且提升明显。这是因为冲击靶面所在的位置位于气膜孔进口的上游,所以冲击强化换热的区域与气膜孔出口下游区域基本不重合,使得叶片表面不同的区域都得到了较好地热防护。对于叶片 3,如图 5(d)所示,其表面综合冷却效率的分布均匀程度好于叶片 1,但是不如叶片 2,由于叶片 3 的冲击孔交错偏置分布,所以在气膜孔出口的上游和下游,都出现了冷却效率的局部峰

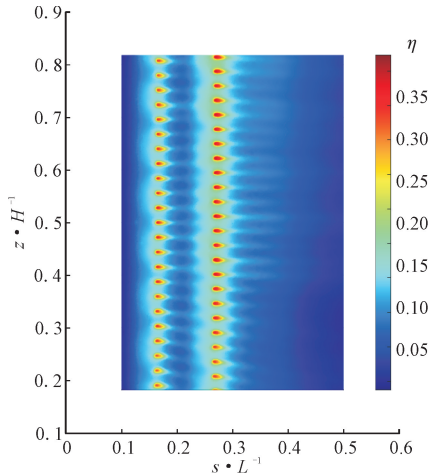
值。对于 4 种不同的实验叶片,叶片 2 的综合冷却效率分布最为均匀,气膜孔出口的上游也得到了相对最好的热防护,这也导致在两排气膜孔之间的区域,叶片 2 的热防护效果也是最好的。随着冷却剂从气膜孔流出后向下游不断发展,在 $(s \cdot L^{-1}) > 0.4$ 之后,由于冷却剂和主流之间不断地掺混,冷却剂冷却性能逐步耗散,导致这一区域冷却效率变低。



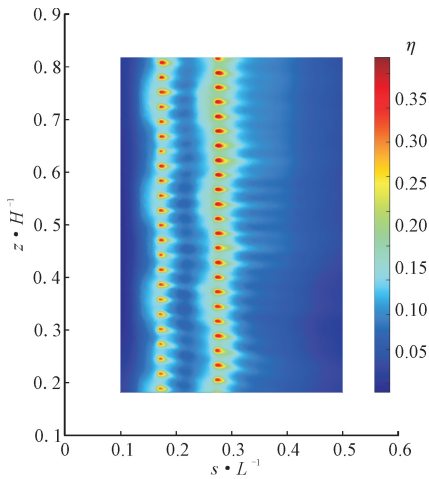
(a) 叶片 0



(b) 叶片 1



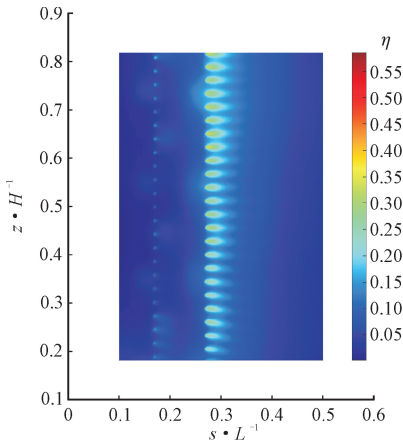
(c) 叶片 2



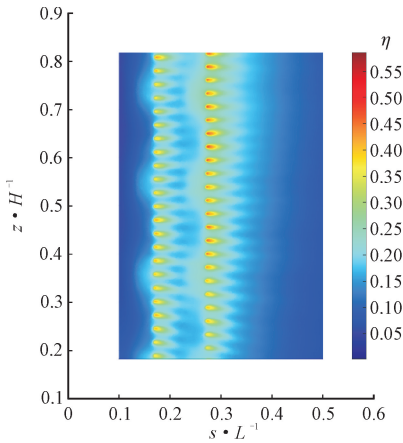
(d)叶片 3

图 5 吹风比为 1.4 时实验叶片表面综合冷却效率分布
Fig. 5 Integrated cooling effectiveness distribution at $M=1.4$

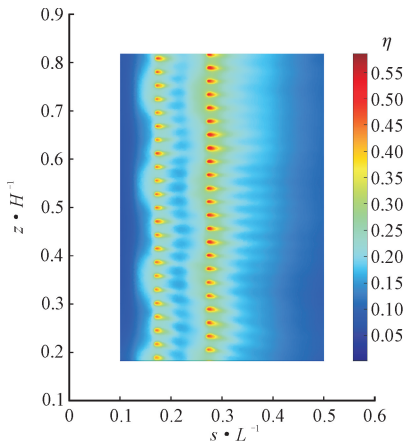
吹风比是影响叶片综合冷却效率的重要因素之一,本文以叶片 3 为例,分析了吹风比对于叶片表面综合冷却效率影响。叶片 3 在不同吹风比下的综合冷却效率分布如图 6 所示。



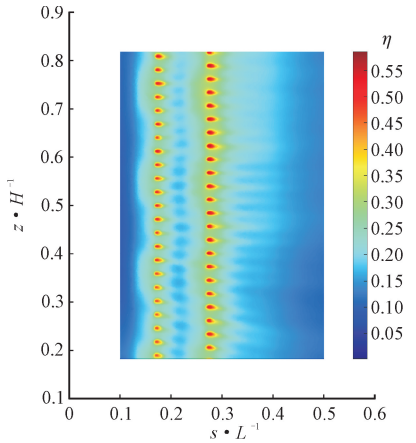
(a) $M=0.2$



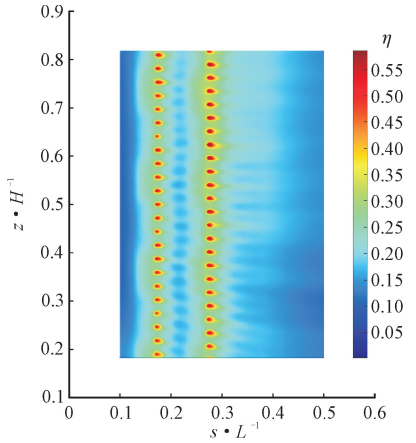
(b) $M=0.6$



(c) $M=1.0$



(d) $M=1.4$



(e) $M=1.8$

图 6 叶片 3 在不同吹风比下的表面综合冷却效率分布
Fig. 6 Integrated cooling effectiveness distribution of vane 3 under different M

由图 6 可以看出,随着吹风比的增大,实验叶片表面综合冷却效率逐渐上升,并且分布更为均匀。尤其是吹风比由 0.2 增大到 1.0 时,综合冷却效率提升最为明显。根据前文的分析可知,叶片 3 在气膜孔出口的上游区域存在局部峰值,这也导致气膜

孔出口上游的综合冷却效率分布不够均匀,但是随着吹风比的增大,该区域的均匀程度有所提高,尤其是吹风比增大到 1.8 时,气膜孔上游局部峰值区域扩大,相邻的局部峰值之间连接在了一起,均匀程度提高。这是因为随着吹风比的增大,冷却剂流量变大,射流冲击的动能变大,使得冲击靶面上的冲击换热强化区域变大,因此相邻冲击孔对应的强化换热区域扩大并互相连接,使叶片表面的综合冷却效率分布变得更为均匀。在 $(s \cdot L^{-1}) > 0.4$ 范围内:吹风比较小($M=0.2, 0.6, 1.0$)时,该区域冷却效率下降明显;吹风比较大($M=1.4, 1.8$)时,相应区域的综合冷却效率变大。这是因为吹风比较大时,冷却剂流量较大,在经过了和主流之间不断地掺混后,越大的吹风比越能在 $(s \cdot L^{-1}) > 0.4$ 的范围内保持冷却性能,提供较好地热防护。和前文分析一致,无论吹风比如何变化,孔排 2 区域的综合冷却效率整体上大于孔排 1 区域,且高冷却效率覆盖的区域更多也更为均匀。

2.2 展向平均综合冷却效率的分布

为了更为直观地分析实验叶片表面综合冷却效率沿叶型上无量纲位置的分布,图 7 给出了展向平均综合冷却效率(η_{ave})沿叶型无量纲位置的变化。

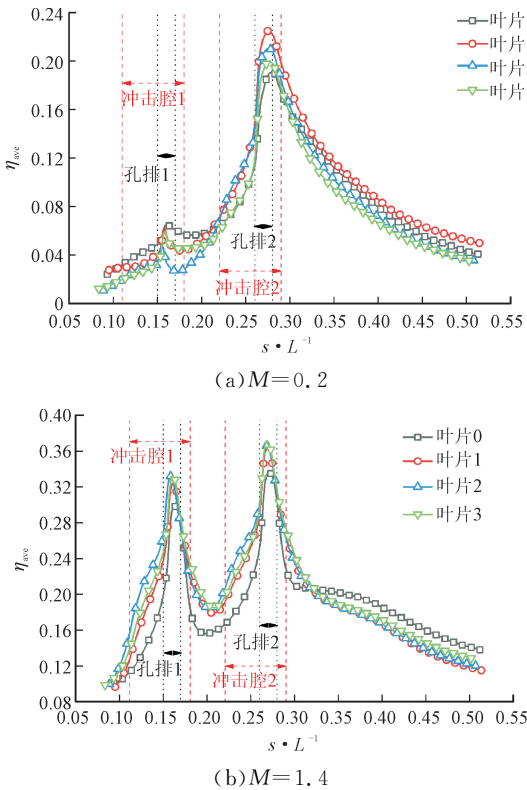


图 7 不同吹风比下展向平均综合冷却效率分布
Fig. 7 The spanwise-averaged integrated cooling effectiveness distribution at different blowing ratios

如图 7(a)所示,在吹风比等于 0.2 时,实验叶片冷却效率整体较低,在孔排 1 区域,也就是孔排 1 对应的气膜孔出口处,虽然也出现了展向平均综合冷却效率的峰值,但是该峰值相较于孔排 2 极小。在孔排 1 气膜孔出口的下游区域($0.17 < (s \cdot L^{-1}) < 0.20$),叶片 0 的展向平均综合冷却效率最高,叶片 2 的展向平均综合冷却效率最低,这是因为叶片 2 的所有冲击孔都位于气膜孔进口的上游,冷却剂在孔排 1 气膜孔流出受到的阻力最大,所以在该区域,叶片 2 的展向平均综合冷却效率最小。在孔排 2 气膜孔出口的上游区域($0.22 < (s \cdot L^{-1}) < 0.26$),叶片 2 的展向平均综合冷却效率最大,这是因为该区域位于冲击腔 2 所对应的范围内,且叶片 2 的冲击孔刚好正对该区域进行冲击换热,所以该区域叶片 2 的展向平均综合冷却效率最大。对图 7(a)整体分析可知,在该吹风比下,叶片 0 和 1 的冷却效率要高于叶片 2 和 3。

如图 7(b)所示,在吹风比等于 1.4 时,实验叶片冷却效率得到了很大的提升。虽然相较于气膜孔排 2 处的冷却效率峰值,孔排 1 处的冷却效率峰值仍然偏低,但是两排气膜孔之间峰值的差距已经较图 7(a)减小 15% 左右。在冲击腔 1 和 2 的上游区域($0.11 < (s \cdot L^{-1}) < 0.15$ 和 $0.22 < (s \cdot L^{-1}) < 0.26$),叶片 2 的展向平均综合冷却效率最大,这是因为这两个区域均对应着冲击靶面位置,由于冲击强化换热,所以相应区域的展向平均综合冷却效率提高。在两排气膜孔之间($0.17 < (s \cdot L^{-1}) < 0.26$),由于叶片 0 仅有气膜冷却结构,没有冲击腔的存在,导致冷却剂和叶片之间的换热量减少,所以该区域叶片 0 的展向平均综合冷却效率最小。在孔排 2 气膜孔出口的下游区域($0.31 < (s \cdot L^{-1}) < 0.52$),叶片 0 的展向平均综合冷却效率要大于叶片 1~3,并且只有叶片 0 出现了展向平均综合冷却效率先减小再增大的变化趋势。这是因为叶片 0 仅有气膜冷却结构,对冷却剂出流的阻碍较小,所以在气膜孔流出的冷却剂动能较大,在紧邻气膜孔的下游,部分冷却剂脱离壁面。随着冷却剂和主流的掺混,冷却剂动能减小,部分冷却剂又重新贴附于壁面形成热防护,使得冷却效率升高。由于叶片 1~3 对冷却剂出流的阻碍要大于叶片 0,所以在气膜孔流出后脱壁的冷却剂流量减少,因此在孔排 2 气膜孔出口的下游区域($0.31 < (s \cdot L^{-1}) < 0.52$),叶片 0 的展向平均综合冷却效率要大于叶片 1~3。

图 8 为叶片 3 在不同吹风比下,展向平均综合冷却效率随无量纲位置的变化。

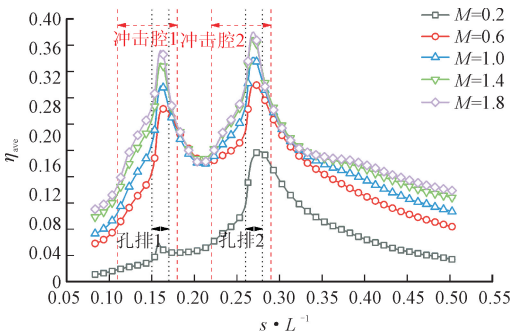


图 8 叶片 3 不同吹风比下展向平均综合冷却效率分布
Fig. 8 The spanwise-averaged integrated cooling effectiveness distribution at different blowing ratios of vane 3

如图 8 所示,叶片展向平均综合冷却效率随吹风比的增大而增大。每一个吹风比工况下,在孔排 1~2 气膜孔出口处都形成了冷却效率峰值,且孔排 2 对应的峰值均大于孔排 1。但是,随着吹风比的增大,两个峰值之间的差距越来越小。在叶片 3 气膜孔进口上游冲击靶面附近的位置($0.11 < (s \cdot L^{-1}) < 0.14$ 和 $0.22 < (s \cdot L^{-1}) < 0.25$),随着吹风比的增大,展向平均综合冷却效率的增大较为明显。在叶片 3 气膜孔进口下游冲击靶面附近的位置($0.155 < (s \cdot L^{-1}) < 0.175$ 和 $0.265 < (s \cdot L^{-1}) < 0.285$),随着吹风比的变化,除吹风比由 0.2 增大到 0.6 之外,不同吹风比工况下的展向平均综合冷却效率近似且互相靠近。这是因为在气膜孔进口上游冲击靶面附近,冲击强化换热区域与气膜孔下游气膜覆盖区域不重合,所以随着吹风比的增大,冷却剂动能增大,使得冲击换热得到了强化,展向平均综合冷却效率随之增大。在气膜孔进口下游冲击靶面附近,冲击强化换热区域与气膜孔出口区域以及气膜覆盖区域基本重合,所以在这一区域,冷却效果较好。当吹风比达到 0.6 时,这一区域的展向平均综合冷却效率已经基本达到峰值,而当吹风比进一步增大,该区域的展向平均综合冷却效率变化不大。在孔排 2 气膜孔出口的下游,随着吹风比的变化,展向平均综合冷却效率的变化趋势有所不同。对于吹风比为 0.2、0.6、1.0 的情况,展向平均综合冷却效率向下游逐渐下降,下降速率变化缓慢。对于吹风比为 1.4、1.8 的情况,展向平均综合冷却效率先是快速下降,然后下降速率在 $(s \cdot L^{-1}) = 0.33$ 附近快速地减小。

这是因为随着吹风比的增大,从气膜孔流出的冷却剂动能增大,虽然没有和绝热气膜冷却一样出现明显的气膜先脱壁再贴附的现象,但是随着主流和冷却剂之间的掺混,冷却剂逐步耗散,部分冷却剂重新向壁面流动,减小了展向平均综合冷却效率下降的速率。

2.3 整体平均综合冷却效率的分布

表 1 为不同实验叶片在吹风比分别为 0.2 和 1.4 时的整体平均综合冷却效率 η_{ove} 。

表 1 整体平均综合冷却效率分布

Table 1 The overall-averaged integrated cooling effectiveness distribution

M	η_{ove}			
	叶片 0	叶片 1	叶片 2	叶片 3
0.2	0.079 150	0.085 929	0.073 854	0.070 006
1.4	0.186 338	0.192 086	0.198 526	0.198 816

在吹风比等于 0.2 时,相对于叶片 0,仅有叶片 1 的整体平均综合冷却效率提高了 8.6%,而叶片 2 和 3 相对于叶片 0 的整体平均综合冷却效率有所下降,分别下降了 6.7%和 11.6%。这是因为在吹风比较小,冷却剂流量和动能较小,对于冲击孔偏置的叶片 2 和 3,冷却剂流出气膜孔受到的阻碍大于仅有气膜冷却结构的叶片 0,所以此时的冲击/气膜复合冷却结构并没有起到强化叶片热防护的作用,反而耗散了冷却剂的动能。对于叶片 1,由于冲击孔正对气膜孔入口,冷却剂由冲击孔流出完成冲击冷却之后,可以直接流入气膜孔,形成气膜冷却的防护,其对冷却剂动能的耗散较小。所以,在吹风比较小的情况下,仅有具有正向冲击的冲击/气膜复合冷却结构的叶片 1 强化了热防护效果。在吹风比等于 1.4 的时候,叶片 1~3 的整体平均综合冷却效率相较于叶片 0 都有所提高,分别提高了 3.1%、6.5%、6.7%。其中,叶片 1 对整体平均综合冷却效率的提升最小,叶片 2 和 3 对整体平均综合冷却效率的提升幅度基本一致。这是因为相对于叶片 1,叶片 2 和 3 的冲击孔偏置,冷却剂在冲击孔流出后先是进行冲击冷却换热,然后在冲击腔内流动,最后从气膜孔流出。在这一过程中,冷却剂的冷却性能得以充分发挥。并且,冲击孔偏置使得冲击腔室内形成的冲击射流典型涡强度较大,尺度较广,有利于促进冷却剂和靶面之间的对流换热^[18,21]。对于叶片 1,其具有正向冲击孔结构,冲击孔正对着气膜孔进口位置,虽然在展向上与气膜孔进口并不完全重合,但是冷却剂由冲击孔流入冲击腔进行冲击冷却

之后,冷却剂在冲击腔内的流动时间较短,冷却剂和冲击腔壁面之间的换热时间不足。并且,冲击孔冲击强化换热区域与气膜孔出口及气膜覆盖区域重合,无法最大程度发挥冷却剂冷却性能。

图 9 为叶片 3 的整体平均综合冷却效率随吹风比的变化。

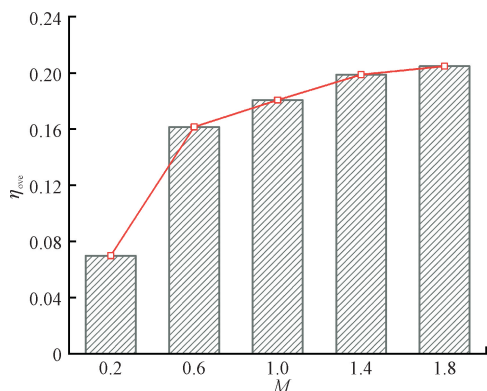


图 9 叶片 3 整体平均综合冷却效率随吹风比的变化

Fig. 9 The variation of overall-averaged integrated cooling effectiveness of vane 3 with M

如图 9 所示,整体平均综合冷却效率随吹风比的增大而逐步增大,随着吹风比由 0.2 增大到 1.8,冷却效率增大了 192.6%。但是,整体平均综合冷却效率的增大速率有明显的变化。当吹风比由 0.2 增大到 1.0 时,冷却效率以较大的增大速率增大了 158.2%;当吹风比由 1.0 增大到 1.8 时,冷却效率以较小的速率增大了 34.4%。这是由内部强制对流冷却、射流冲击冷却、外部气膜冷却以及实验叶片本身导热的共同作用造成的。早前的研究表明,对于绝热气膜冷却效率,在主流流量不变的情况下,存在吹风比的临界值,在吹风比没有达到这一临界值之前,绝热气膜冷却效率随着吹风比的增大而增大,而当吹风比超过这一临界值之后,随着吹风比的进一步增大,绝热气膜冷却效率会因为冷却剂的脱壁而减小^[28]。对于内部强制对流冷却,随着吹风比的持续增大,冷却剂可以带走更多的壁面热量,降低实验叶片内壁面的温度,又因为实验叶片本身的热传导,所以实验叶片外表面温度也随之下降。在吹风比由 0.2 增大到 1.0 的过程中,绝热气膜冷却效率尚未达到临界值,所以绝热气膜冷却效率和内部冷却效率共同增大,导致了这一吹风比范围内整体平均综合冷却效率增大速率较大。在吹风比由 1.0 增大到 1.8 的过程中,绝热气膜冷却效率下降,而内部冷却效率持续增大,在绝热气膜冷却和内部冷却的

共同作用下,整体平均综合冷却效率虽然继续增大,但是增大速率减小。这与文献 [7] 中的报道是一致的。

3 结 论

本文以实际涡轮叶片中截面叶型为基准,设计了 4 种具有不同冷却结构的实验叶片(分别为仅有气膜冷却结构的叶片 0、具有正向冲击孔的叶片 1、具有偏置冲击孔的叶片 2 以及具有交错偏置冲击孔的叶片 3),并对不同的实验叶片进行了综合换热实验,根据实验结果,分析了吹风比和冲击孔位置对冲击/气膜复合冷却特性的影响。本文主要结论如下。

(1)对于 4 种不同冷却结构的实验叶片,由于孔排 2 处的叶片表面静压小于孔排 1,所以在本文所有的实验工况下,孔排 2 附近区域的综合冷却效率整体大于孔排 1 区域。

(2)在吹风比较小的情况下,冲击孔偏置并不能有效强化叶片冷却效果。在吹风比等于 0.2 时,只有叶片 1 的冷却效果好于叶片 0,其综合冷却效率增大了 8.6%,而叶片 2 和 3 由于偏置冲击消耗了过多的冷却剂动能,导致综合冷却效率分别下降了 6.7%和 11.6%。并且,在吹风比较小的情况下,冷却效率沿冷却剂由叶顶向叶根流动的方向逐渐降低。

(3)在吹风比较大的情况下,冲击孔偏置可以有效地强化叶片冷却效果。在吹风比等于 1.4 时,叶片 1~3 相对于叶片 0 的冷却效率分别增大了 3.1%、6.5%、6.7%。叶片 2 和 3 由于偏置冲击,冷却剂在叶片内部流动的流程变长,并且在冲击腔内形成了范围更广、强度更大的冲击射流典型涡,强化了叶片冷却效果。

(4)随着吹风比的增大,叶片综合冷却效率也随之增大,但是由于绝热气膜冷却和内部冷却不同的变化趋势,当吹风比由 0.2 增大到 1.0 时,冷却效率增大了 158.2%,当吹风比由 1.0 增大到 1.8 时,冷却效率仅增大了 34.4%。

参考文献:

- [1] BOHN D E, BECKER V J, KUSTERER K A, et al. 3-D internal flow and conjugate calculations of a convective cooled turbine blade with serpentine-shaped and ribbed channels [C]//ASME 1999 International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exhibition. New York, NY, USA: ASME, 1999: V003T01A062.

- [2] BOYCE M P. Gas turbine engineering handbook [M]. 4th ed. Oxford, UK: Butterworth-Heinemann, 2011.
- [3] NOURIN F N, AMANO R S. Review of gas turbine internal cooling improvement technology [J]. Journal of Energy Resources Technology, 2021, 143(8): 080801.
- [4] UNNIKRISHNAN U, YANG V. A review of cooling technologies for high temperature rotating components in gas turbine [J]. Propulsion and Power Research, 2022, 11(3): 293-310.
- [5] NATHAN M L, DYSON T E, BOGARD D G, et al. Adiabatic and overall effectiveness for the showerhead film cooling of a turbine vane [J]. Journal of Turbomachinery, 2014, 136(3): 031005.
- [6] ZHANG Runsheng, LUO Chenfeng, ZHOU Leping, et al. Impingement/film cooling of C3X vane with double-wall cooling structure using air/mist mixture [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2022, 188: 122594.
- [7] CHENG Xiang, LI Zhaoren, WAN Hongniu, et al. Effect of mass flow ratios on the conjugate heat transfer of a metal turbine vane at medium temperature [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2023, 209: 124096.
- [8] 李继宸, 朱惠人, 陈大为, 等. 尾迹影响下有复合角扇形孔涡轮叶片表面的气膜冷却效率实验研究 [J]. 西安交通大学学报, 2019, 53(9): 167-175.
LI Jichen, ZHU Huiren, CHEN Dawei, et al. Experimental study on film cooling effectiveness of the turbine blade with compound-angled fan-shaped holes under wake influence [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2019, 53(9): 167-175.
- [9] 陈大为, 朱惠人, 李华太, 等. 尾迹对涡轮动叶全表面气膜冷却效率的影响 [J]. 航空学报, 2019, 40(3): 101-109.
CHEN Dawei, ZHU Huiren, LI Huatai, et al. Effect of unsteady wake on full coverage film cooling effectiveness for a turbine blade [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(3): 101-109.
- [10] 陈大为, 朱惠人, 李华太, 等. 基于压力敏感漆技术的尾迹对涡轮动叶前缘气膜冷却影响研究 [J]. 推进技术, 2019, 40(4): 858-865.
CHEN Dawei, ZHU Huiren, LI Huatai, et al. Effects of unsteady wake on leading edge film cooling of turbine blade using pressure sensitive paint technique [J]. Journal of Propulsion Technology, 2019, 40(4): 858-865.
- [11] 陈大为, 朱惠人, 李华太, 等. 基于热色液晶技术的尾迹对涡轮动叶表面换热系数影响研究 [J]. 推进技术, 2019, 40(3): 653-659.
CHEN Dawei, ZHU Huiren, LI Huatai, et al. Effects of unsteady wake on heat transfer distribution of turbine blade using thermochromic liquid crystal technique [J]. Journal of Propulsion Technology, 2019, 40(3): 653-659.
- [12] 张子寒, 何坤, 晏鑫. 带造型凹坑孔的平板气膜冷却特性研究 [J]. 西安交通大学学报, 2020, 54(7): 84-93.
ZHANG Zihan, HE Kun, YAN Xin. Investigation on the film cooling efficiency on a plain surface with hole embedded in contoured crater [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2020, 54(7): 84-93.
- [13] ZHANG Bolun, ZHU Huiren, YAO Chunyi, et al. Experimental study on film cooling and heat transfer characteristics of a twisted vane with staggered counter-inclined film-hole and laid-back-shaped-hole [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2021, 176: 121377.
- [14] RAO Yu, CHEN Peng, WAN Chaoyi. Experimental and numerical investigation of impingement heat transfer on the surface with micro W-shaped ribs [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2016, 93: 683-694.
- [15] SHEVCHENKO I, ROGALEV A, OSIPOV S. Numerical investigation of thermohydraulic processes in the cooling channels of the nozzle vane of a high-temperature gas turbine [C]//2018 International Multi-Conference on Industrial Engineering and Modern Technologies (FarEastCon). Piscataway, NJ, USA: IEEE, 2018: 1-4.
- [16] WU Fan, LI Liang, WANG Jiefeng, et al. Numerical investigations on flow and heat transfer of swirl and impingement composite cooling structures of turbine blade leading edge [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2019, 144: 118625.
- [17] FAWZY H, ZHENG Qun, JIANG Yuting, et al. Conjugate heat transfer of impingement cooling using conical nozzles with different schemes in a film-cooled blade leading-edge [J]. Applied Thermal Engineering, 2020, 177: 115491.
- [18] 刘钊, 贾哲, 张志欣, 等. 透平动叶前缘冲击-气膜复合冷却与旋流-气膜复合冷却的热流耦合对比研究 [J]. 西安交通大学学报, 2021, 55(4): 116-125.
LIU Zhao, JIA Zhe, ZHANG Zhixin, et al. A comparative study on conjugate heat transfer of impingement-film composite cooling and swirl-film composite cooling on leading edge of a turbine blade [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2021, 55(4): 116-125.

- [19] LIU Zhao, LI Feng, ZHANG Zhixin, et al. Conjugate heat transfer predictions on combined impingement and film cooling of a blade leading edge model [J]. *Heat Transfer Engineering*, 2021, 42(16): 1363-1380.
- [20] LI Feng, WANG Haifeng, LIU Zhao, et al. Comparisons of blade tip phantom cooling effectiveness for two tip structures with three tip clearances [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2022, 202: 117868.
- [21] 陈欣楠, 李志刚, 李军. 冲击孔偏置对静叶前缘和吸力面冷却性能的影响 [J]. *西安交通大学学报*, 2022, 56(4): 50-61.
CHEN Xinnan, LI Zhigang, LI Jun. Effect of impingement offset structure on the performance of leading edge composite cooling and suction surface film cooling [J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2022, 56(4): 50-61.
- [22] 邓清华, 王辉辉, 何伟, 等. 气膜抽吸与叶片前缘内部壁面射流的作用机制 [J]. *西安交通大学学报*, 2022, 56(10): 160-169.
DENG Qinghua, WANG Huihui, HE Wei, et al. Mechanism of action between film suction and wall jet in leading edge of blades [J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2022, 56(10): 160-169.
- [23] 刘润洲, 李海旺, 由儒全, 等. 基于双层壁冷却结构的综合冷效数值解耦研究 [J/OL]. *航空动力学报*: 1-9 [2023-04-01]. <https://doi.org/10.13224/j.cnki.jasp.20220372>.
- [24] LIU Runzhou, LI Haiwang, YOU Ruquan, et al. Numerical decoupling of overall cooling effectiveness based on double-wall cooling structure [J/OL]. *Journal of Aerospace Power*: 1-9 [2023-04-01]. <https://doi.org/10.13224/j.cnki.jasp.20220372>.
- [25] LIU Runzhou, LI Haiwang, YOU Ruquan, et al. Conjugate heat transfer study of various cooling structures and sensitivity analysis of overall cooling effectiveness [J]. *Scientific Reports*, 2022, 12(1): 19271.
- [26] LUAN Yong, RAO Yu, YAN Hongjie. Experimental and numerical study of swirl impingement cooling for turbine blade leading edge with internal ridged wall and film extraction holes [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2023, 201(Part 2): 123633.
- [27] COLEMAN H W, STEELE W G. Engineering application of experimental uncertainty analysis [J]. *AIAA Journal*, 1995, 33(10): 1888-1896.
- [28] ZHANG Weixin, LI Feng, JIA Zhe, et al. Experimental study on performance verification test of optimized film cooling holes in a linear cascade [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2022, 212: 118574.
- [29] 付仲议. 涡轮叶片 W 型孔换热和气膜冷却特性研究 [D]. 西安: 西北工业大学, 2019.

(编辑 陶晴)