

DOI:10.16356/j.1005-2615.2016.03.005

双层涡轮叶片异形冷却单元内换热特性实验研究

屠泽灿¹ 毛军逵^{1,2} 苏云亮³ 郭文³

(1. 南京航空航天大学能源与动力学院, 江苏省航空动力系统重点实验室, 南京, 210016;

2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京, 100191; 3. 中国航空工业集团公司中国燃气涡轮研究院, 成都, 610500)

摘要:基于实际加工成型的双层涡轮导向器叶片内部特征, 模化出操场形和椭圆形截面冷却结构。针对其内部应用的冲击/气膜复合冷却形式, 实验研究了冲击靶面的换热特性, 重点分析了通道截面形状不同时, 进口 Re 数、气膜出流以及冲击孔和气膜孔的相对位置对冲击靶面换热特性的影响。研究中发现通道内部局部 Nu 数呈中心对称的波浪形分布, 并且气膜孔壁面上游的换热效果整体低于下游, 只有在靠近气膜孔中心局部区域的换热系数较高。随着进气 Re 数增加, 换热效果逐步增强。实验数据表明, 截面形状不同的冷却通道的换热特性规律不同。对于操场跑道形冷却通道, 冲击孔和气膜孔顺排时冷却效果较好; 而椭圆形冷却通道中, 冲击孔和气膜孔错排时冷却效果较好。

关键词:推进系统; 冲击射流; 气膜冷却; 换热特性; 异形单元

中图分类号: V231.1; TK124

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2016)03-0326-08

Experimental Study on Heat Transfer Coefficient of Typical Irregular Cooling Configuration in Double-Deck Turbine Guide Vane

Tu Zecan¹, Mao Junkui^{1,2}, Su Yunliang³, Guo Wen³

(1. College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics,

Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System, Nanjing, 210016, China;

2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing, 100191, China;

3. China Gas Turbine Establishment, Aviation Industry Corporation of China, Chengdu, 610500, China)

Abstract: Cooling structures with playground and oval section are concluded according to the real internal geometry of double-decker turbine guide vane. Experiments are carried out to investigate heat transfer coefficient of hybrid cooling configuration applied in those cooling structures. The influences of coolant Reynolds number, outflow of the film cooling, relative position of impingement holes and film holes on heat transfer characteristics are analyzed in details. There exist periodic peaks and troughs of local heat transfer coefficient due to the impingement. The heat transfer upstream is weakened because of the coolant suction of film outflow, while it can also result in some heat transfer enhancement in the very near region around film hole. It is also found that the performance of hybrid cooling structure increases with the increasing of inlet Reynolds number. Experimental results show that the cooling configuration af-

基金项目: 航空推进技术验证计划资助项目。

收稿日期: 2015-03-09; **修订日期:** 2015-08-16

通信作者: 毛军逵, 男, 教授, 博士生导师, E-mail: mjke@nuaa.edu.cn。

引用格式: 屠泽灿, 毛军逵, 苏云亮, 等. 双层涡轮叶片异形冷却单元内换热特性实验研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2016, 48(3): 326-333. Tu Zecan, Mao Junkui, Su Yunliang, et al. Experimental study on heat transfer coefficient of typical irregular cooling configuration in double-deck turbine guide vane[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2016, 48(3): 326-333.

fects heat transfer coefficient greatly and the rules are complicated. For the cooling configuration with playground section, higher cooling performance can be achieved when film holes are arrayed with jet holes sequentially. In the cases of oval section, higher cooling performance is gotten when the impingement holes and the film holes are staggered.

Key words: propulsion system; jet impingement; film cooling; heat transfer; irregular cooling configuration

随着现代航空发动机性能指标不断提升,一方面涡轮前温度越来越高,另一方面涡轮叶片等高温部件的许用冷却空气量却不断减小。同时压气机增压比指标提高,冷却空气的温度也随之提高,导致冷却空气的冷却潜力下降^[1]。因此高效冷却技术是目前和未来高性能航空发动机稳定和安全工作的重要保障之一,这在高压涡轮导向器中尤为突出。

从20世纪60年代气膜冷却概念的提出,到各类复合冷却的应用,涡轮导向器叶片可承受的最高燃气温度已经超过了1 800 K。目前典型的航空涡扇发动机涡轮导向器叶片,一般会在前缘采用气膜喷淋冷却、弦中区采用冲击/气膜复合冷却、尾缘区应用扰流柱和劈缝出流的冷却方案^[1-4]。

随着现代加工工艺特别是铸造技术的发展,使得在涡轮叶片壁面内部直接构建冷却结构成为可能,进而出现了各种类型的双层冷却涡轮导向器叶片,如在叶片壁面内铸造出若干连通或隔绝的腔室,并在腔室内应用冲击冷却或冲击/气膜复合冷却。国内外对于这种叶片双层冷却结构已经开展了相关研究。Vander等^[5]指出双层叶片冷却结构可以利用更少的冷却气体得到比其他冷却方式更好的冷却效果。Cho等^[6]对这种冲击/气膜复合双层冷却结构(冷却通道截面为矩形)换热特性进行了研究,其冲击间距与冲击孔的直径比变化范围为0.33~10,结果表明,冲击/气膜复合冷却的冲击靶面换热系数要比纯冲击冷却高45%~55%,约为气膜冷却的3~4倍。毛军逵等^[7]针对双层涡轮导向器叶片壁面内相互隔绝的冷却腔结构(矩形截面的受限空间),开展了受限小空间内冲击/气膜复合冷却换热特性研究。研究发现在双层冷却结构所形成的小尺度受限空间中,冲击射流会形成稳定的旋流结构,并能够有效提高综合冷却效果。在此基础上,Junkui Mao等^[8]进行了双层涡轮导向器叶片冷却结构的平壁模型综合冷效实验,研究结果表明复合冷却效果随着吹风比的增大逐步增强,并且存在最佳的冲击间距 H/d 范围以及冲击孔和气膜孔间距与冲击孔直径之比 P/d 范围,使得复合冷

却效果最佳。王开等^[9]也针对类似结构,重点分析了冲击孔和气膜孔组合形式的影响,指出存在一个最佳的组合冷却形式使冷却效果最好。呼艳丽^[10]同样研究了双层高压涡轮高效冷却叶片内冷通道中流动和换热特性,并对目前工程设计中计算气膜冷却效率和叶片内流特性的方法进行了改进。王克菲等^[11]针对带有侧向出流的冲击/气膜复合冷却结构开展了换热特性实验,研究结果表明沿侧向出流方向冲击靶面的努赛尔数逐渐减小,并且随着侧向出流比的增加,靶面的平均努赛尔数也在减小。

以上关于双层叶片冷却结构的研究都是针对矩形截面,而从叶片强度和结构设计角度出发,规则矩形截面的冷却结构会存在较明显的应力集中现象,使得实际工作中这些垂直角度位置容易出现裂纹,对叶片安全工作带来不利影响。同时从制造和加工工艺来看,铸造过程中也很难保证这些双层冷却结构为非常规则的矩形形式。因此应用非矩形的双层冷却结构,一方面可以减少加工中的残余应力,有效降低工作中可能存在的热应力;另一方面可以减少铸造等加工难度,有效降低加工成本。但是尚未有针对这种异形双层冷却结构内部流动和换热特性开展系统的分析。

国内外学者曾就叶片曲率型面对冷却结构换热特性带来的影响开展过研究。如Fenot等^[12]针对叶片内部冷却冲击,研究了冷却冲击曲面靶板的换热特性,研究结果表明,曲面冲击冷却的总体换热效果不如平板,但是曲面板冲击滞止区附近的局部Nu数存在一定程度的强化。Terekhov等^[13]以叶片前缘的冲击冷却结构为对象,开展了半球形腔内冲击冷却换热特性研究,发现半球形腔内的壁面附近会形成Taylor-Gortler涡,改变腔内的气体流动结构,进而对腔内的换热特性规律造成显著影响。吴宏等^[14]针对涡轮叶片前腔的冲击/气膜流动和换热特性进行了研究,研究表明叶片前缘冲击流动产生的涡团对内表面换热效果具有强化作用。刘钊等^[15]研究了射流孔径对叶片前缘曲面结构冲击冷却流动和换热的影响,指出大射流孔径可以有

效提高冲击冷却的换热量,减小冲击热应力。刘海勇等^[16]针对叶片前缘附近梯形内冷通道的放大模型,开展了冲击冷却实验研究,得到了射流角度、横流和射流雷诺数对靶面换热特性的影响规律,并发现较低位置射流对靶板面具有较强的冲击作用,而较高位置射流未对靶面形成冲击。这些研究表明冲击/气膜复合冷却中,冷却结构尤其是冷却通道的截面形状会给冷却介质的流动和冷却效果带来显著影响,并且不同结构的影响规律各不相同,需要对这些不同的冷却结构开展针对性的研究。

综上所述,目前国内外关于双层叶片的冷却结构研究中大多数仍为简化的规则矩形截面。少数关于非矩形截面冷却结构的研究中,冷却腔的尺寸相对较大(常是冲击孔直径的5倍以上),并且主要集中在叶片前缘的冲击/气膜复合冷却结构。因此本文针对异形截面(椭圆形和操场形)的双层叶片冷却结构换热特性开展细致研究,能加深人们对双层叶片内部空气流动和换热机理的认知,为双层叶片内部冷却结构进一步优化提供基础数据,具有重要的科学研究意义和工程应用价值。

1 研究模型及实验系统

1.1 研究模型和实验件设计

根据目前实际成型的双层涡轮叶片内部冷却结构,进行适当的简化,得到了如图1所示的基本研究模型,其中冲击和气膜孔直径均为 d ,内部冷却通道宽度 $L_1=10d$,冲击间距 $L_2=4d$,冲击孔排间距 $L_3=5d$,冲击孔垂直入射,气膜孔出流角度 $\alpha=60^\circ$ 。

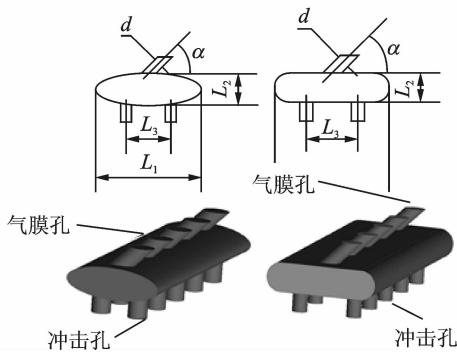


图1 涡轮叶片内部冷却结构示意图

Fig. 1 Schematic of hybrid cooling configuration

本文研究的实验件中冲击孔和气膜孔在展向上的相对位置有顺排和错排两种,如图2所示。

为了充分体现多排冲击和气膜之间的相互影响,实验件展向方向上设计了9列气膜孔,相邻气

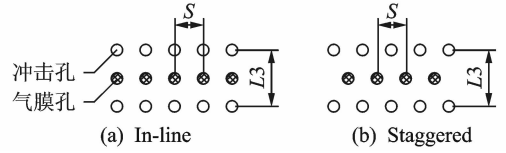
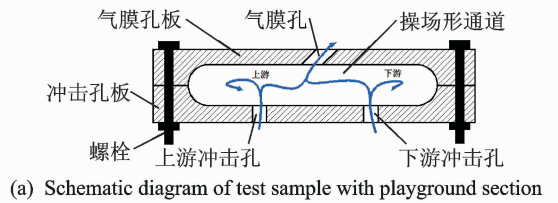


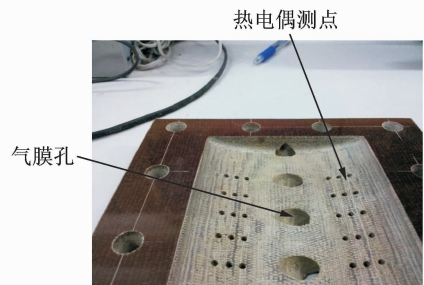
图2 冲击孔和气膜孔相对位置示意图

Fig. 2 Schematic of relative location among impingement holes and film holes

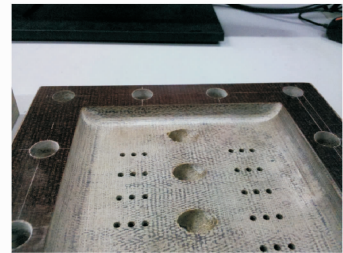
膜孔以及冲击孔的展向距离 S 都为 $2.5d$ 。由于实际叶片中冲击孔和气膜孔直径都比较小($0.4\sim 0.6\text{ mm}$),因此研究中利用相似原理将实验件放大了20倍。整个实验件由气膜孔板和冲击孔板两部分组成,利用螺栓紧固安装,并通过在气膜孔板和冲击孔板上加工出的槽道,共同形成椭圆和操场形的冲击/气膜复合冷却结构,其中冲击孔根据其相对于气膜孔相对位置的不同分为上游冲击孔和下游冲击孔,如图3(a)所示,图3(b,c)为实际加工出的气膜孔板。



(a) Schematic diagram of test sample with playground section



(b) Photograph of target flat in the case of playground section



(c) Photograph of target flat in the case of oval section

图3 实验件安装示意图及照片

Fig. 3 Installation instruction and photos of test piece

考虑到本文研究的重点是冲击/气膜冷却结构的内换热特性,实验中采用了传统的热膜法。即将康铜膜(厚度为 0.015 mm ,温度系数为 $50\times 10^{-6}/^\circ\text{C}$,电阻率为 $0.48\ \Omega\cdot\text{mm}^2/\text{m}(20^\circ\text{C})$)^[17]黏贴在冲击靶板上,该热膜具有电阻值高、发热均匀

等优点,在各种换热特性实验中得到了广泛应用。为了保证通电后发热均匀,实验中将加热膜裁剪为尺寸相同的两个矩形(加热膜尺寸 $252\text{ mm}\times 30\text{ mm}$),在气膜孔两侧各贴一条加热膜。为了实现等热流加热,两加热膜之间用铜片焊接串联起来,两加热膜的另外一侧分别用铜片焊接,并确保电流通路上加热膜的横截面积保持一致,最后接入可控硅来提供稳定加热的电流,如图4所示。

实验件的冲击靶面上,冲击孔轴线投影位置(即冲击滞止点)及每两排冲击孔之间都设置了测点,具体测点分布示意图如图4所示。图中特征线Line 1~3位于气膜孔下游,到气膜孔中心线的距离分别为 $1.2S, 1S, 0.8S$, Line 4~6位于气膜孔上游,到气膜孔中心线的距离分别为 $0.8S, 1S, 1.2S$,每条Line上相邻测点的距离为 $0.5S$ 。同时为了测量散热损失,在冲击靶板的外壁面还设置了4个热电偶,通过冲击靶板内外侧的温差和靶板导热系数来得到散热损失。热电偶由冲击靶板背面引入温度测试孔,安装时使热电偶头部和冲击靶板壁面齐平,利用双面胶将加热膜和热电偶紧密接触。同时还在热电偶测点局部区域涂抹导热硅脂,进一步确保热电偶准确感应加热膜的局部温度。

1.2 实验系统和实验工况

实验系统如图5所示,冷却气体由压机提供,通过储气罐稳压和整流段整流后进入冲击孔,形成冲击射流,然后经气膜孔流出。按照某叶片工作条件,依据 Re 相似理论,确定实验具体工况如下:冷却气体进口雷诺数 Re (以冷气进口管道尺寸为特征尺寸)为 $2\ 000, 4\ 000$ 和 $6\ 000$ 。

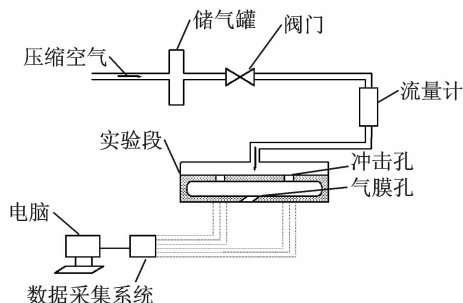


图5 实验系统示意图

Fig. 5 Diagram of experimental system

1.3 实验数据处理

实验采用冲击靶面(即气膜孔所在壁面)局部努塞尔数 Nu 和平均努塞尔数 Nu_{avg} 来衡量该受限小空间内换热特性,局部 Nu 数定义为

$$Nu = \frac{(Q - Q_{loss})D}{(T_w - T_{in})\lambda_{air}} \quad (1)$$

$$Q_{loss} = Q_{con} + Q_{rad} \quad (2)$$

$$Q_{con} = \lambda A (T_w - T_w') / \delta \quad (3)$$

$$Q_{rad} = \varepsilon \sigma A (T_w^4 - T_b^4) \quad (4)$$

式中: Q 为电加热功率; Q_{loss} 为散热损失; Q_{con} 为气膜孔所在板的导热损失; Q_{rad} 为加热膜的辐射损失; D 为冲击孔直径; ε 为黑体常数; A 为加热膜加热面积; δ 为气膜板的厚度; T_w 为气膜板内表面温度; T_w' 为气膜板外表面温度; T_b 为冲击孔进口气流温度; λ_{air} 为进口温度下气流的导热系数; λ 为气膜板导热系数。Line 1~6上的平均 Nu_{avg} 数即对应特征线上局部 Nu 数的平均值。实验测试中的误差主要是温度的测量温差,本实验所采用的铠装热电偶的测量精度为 $\pm 0.75\%T$,根据误差传递公式算出努塞尔数 Nu 的相对不确定度为 1.3% 。

2 实验结果及分析

2.1 冲击靶面的基本换热特性

首先选取了截面形状为操场形,进口 Re 数为 $2\ 000$,冲击孔和气膜孔错排时,气膜孔下游Line 2和上游Line 5上局部 Nu 数的分布来说明冲击靶面的基本换热特性规律,如图6中所示, X 方向坐

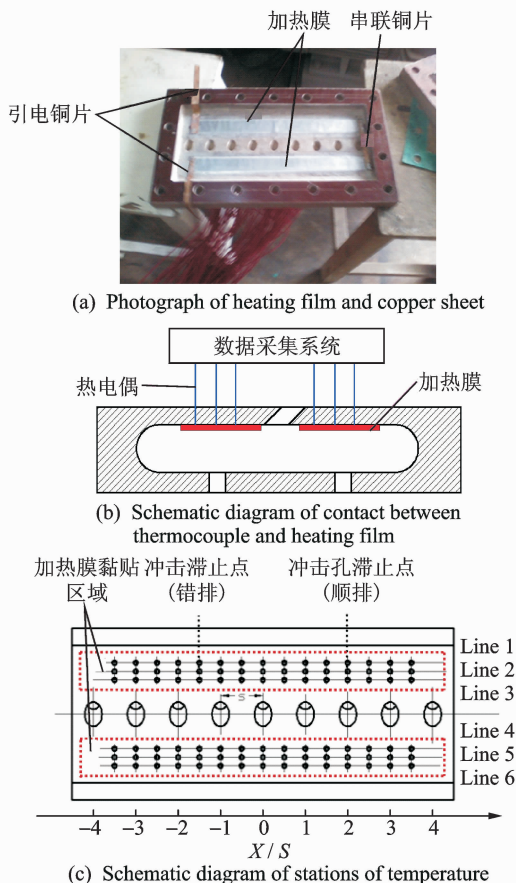


图4 温度测点及加热膜位置示意图

Fig. 4 Locations of thermocouples and heated foils

标用冲击孔间距 S 进行了量纲一化,图中用虚线标示出了冲击孔轴心在冲击靶面上的投影位置,即冲击滞止点。

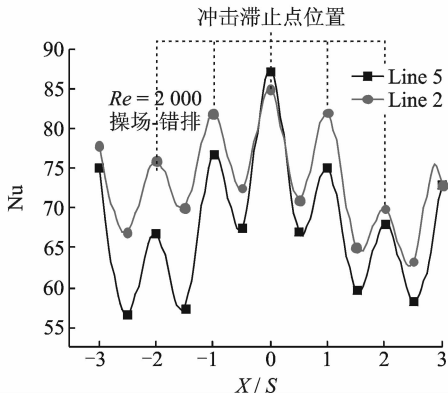


图6 冲击靶面 Line 2 和 Line 5 上的 Nu 数分布
Fig. 6 Distribution of Nu on Line 2 and Line 5

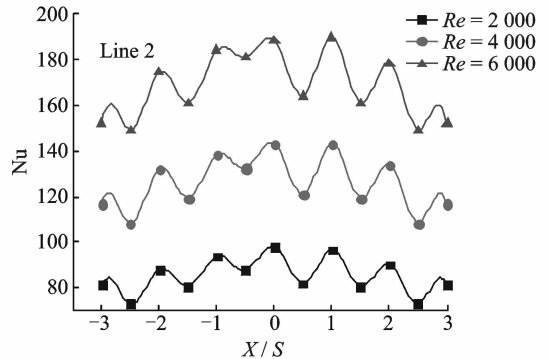
从图6中可以看到, Line 2 和 Line 5 上 Nu 数都呈波浪形分布,正对冲击孔区域的(即冲击滞止区)Nu 数要比每两排冲击孔之间区域的 Nu 数高,这是因为冲击点的热边界层很薄,冲击射流产生的强烈动量交换使得冲击滞止点附近强化换热效果突出^[18]。此外, Line 2 和 Line 5 上局部 Nu 数呈中心对称分布,中间的局部 Nu 数最高,往两边逐渐减小。这是由于气流在两端受壁面的影响,气流运动受到阻碍,强迫对流效果减弱,所以换热效果降低。

从图6中还可以看出, Line 2 和 Line 5 对应的两条曲线在数值上存在较明显的差异,从整体上看, Line 2 上的局部 Nu 数高于 Line 5。这是由于当冲击孔和气膜孔流向间距较小时,冲击孔产生的射流会受到气膜抽吸的影响,部分冷却空气没有冲击到靶面就被抽吸并离开冷却通道,导致冲击射流带来的局部强化换热效果减弱。Hollworth 等^[19]在针对矩形通道内冲击/气膜复合冷却的研究中,也指出气膜出流会影响冲击射流的换热效果,并且气膜孔和冲击孔间距越小,该抽吸影响越突出。本文研究中气膜孔和冲击孔之间的距离较小(仅为 $2.5d$),并且气膜孔存在一定的出流角度,在动压出气的增强作用下,气膜抽吸对上游冲击射流的影响更明显,因此图6中显示气膜孔上游区域中 Line 5 测量线上局部 Nu 数较小。

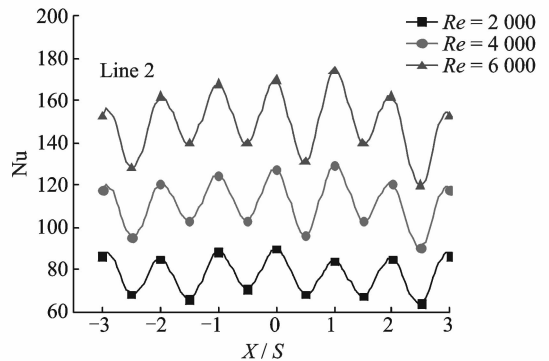
2.2 通道截面形状不同时 Re 数的影响

图7给出了通道截面形状分别为操场形和椭圆形,冲击孔和气膜孔顺排时, Line 2 上局部 Nu 数随进口 Re 数的变化规律。从图7可见,对于操

场形和椭圆形冷却结构,当进口 Re 数增大后,无论是冲击滞止换热强化区还是冲击孔之间的弱换热区,冲击靶面的 Nu 都会随之增大,当进口 Re 数从 2 000 变为 6 000 时,操场形和椭圆形通道 Line 2 上的平均 Nu_{avg} 数分别增加了 97.6% 和 91.8%。这是由于进口 Re 数增大,参与换热的冷却空气增加,导致局部换热效果的增强。同时从图中还可以看出, Re 数增加不会改变冲击靶面上呈现的波浪状换热特性规律。



(a) Playground section



(b) Oval section

图7 Re 数对冲击靶面换热特性的影响

Fig. 7 Influences of Re number on heat transfer coefficient

2.3 冲击孔和气膜孔相对位置的影响

图8分别给出了通道截面形状为椭圆形和操场形,进口 Re 数为 4 000,冲击孔和气膜孔相对位置分别为错排和顺排时, Line 2 上 Nu 数的分布规律。由图8(a)可以看出,对于椭圆形通道,冲击孔和气膜孔错排时,冲击靶面能够获得更好的换热效果。其原因是冲击孔和气膜孔错排时,冷却气体经冲击孔到达靶面后,并没有很快从气膜孔流出,而是形成“跨流”(Cross flow)^[20],对冲击孔和气膜孔之间的区域进一步冷却,所以冷却效果较好。

图8(b)中显示,对于操场形通道,冲击孔和气膜孔顺排时,冲击靶面的换热效果较好,这与椭圆形截面通道呈现的研究结果刚好相反。为了更加

清晰地分析这一变化规律,图 9 给出了操场形截面冷却结构的内部流线分布图。从图中可以看出,在两侧圆弧壁面的影响下,在狭小腔体内形成稳定的漩涡,并对腔内的冷却气体流动结构产生明显的影响。这种旋流会对通道内部的流动施加扰动,提高冲击靶板(即气膜孔板)的换热效果^[21]。当冲击孔与气膜孔顺排时,由于气膜孔的抽吸作用^[22],在旋流扰动基础上还叠加了气膜孔气流偏转和局部加速作用,使得强化换热效果更加突出。因此从图 8 (b)中发现冲击孔和气膜孔顺排时,冲击靶面的换热效果较好。

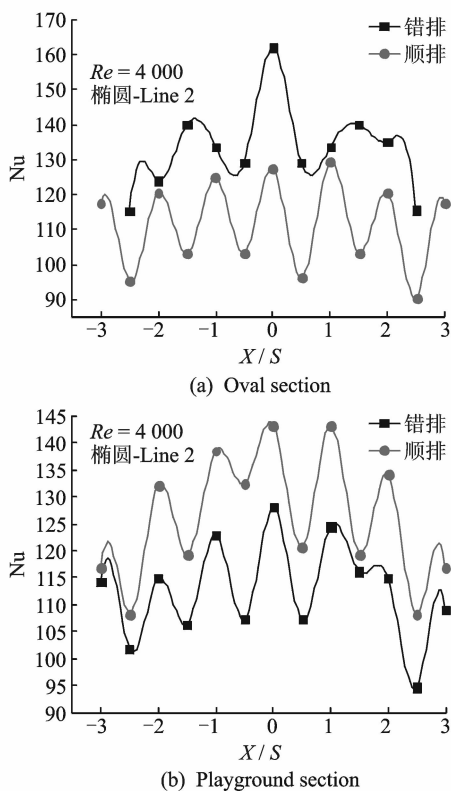


图 8 冲击孔和气膜孔相对位置对冲击靶面换热特性的影响

Fig. 8 Influences of relative location between impingement holes and film holes on heat transfer coefficient

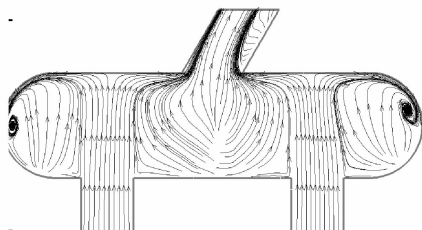


图 9 操场形通道中截面的流线图

Fig. 9 Streamline picture of middle section of playground channel

2.4 通道截面形状的影响

为了进一步分析通道截面形状带来的影响,图 10 给出了冲击孔和气膜孔分别为顺排和错排,进口 Re 数为 2 000,通道截面形状分别是操场形和椭圆形时,位于气膜孔下游 Line 2 上局部 Nu 数的分部规律。由图中可以看出,当冲击孔和气膜孔顺排时,操场形通道的整体换热效果要高于椭圆形,而当冲击孔和气膜孔错排时,椭圆形通道能够获得更好的换热效果。

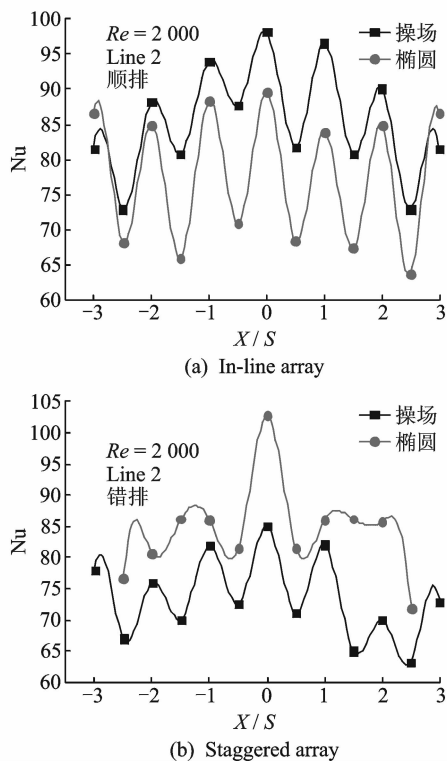


图 10 通道截面形状对冲击靶面换热特性的影响

Fig. 10 Influences of cooling configuration on heat transfer coefficient

由以上结果可以发现,冲击孔和气膜孔相对位置不同时,通道截面形状对冲击靶面的局部换热效果影响也不同,两者之间呈现出相互交织的特性。为了进一步分析这些因素的影响,图 11 给出了进口 Re 数分别为 2 000 和 4 000 时,通道截面形状、冲击孔和气膜孔相对位置两个因素排列组合情况下,Line 2 和 Line 5 上平均 Nu_{avg} 数的变化规律。由图中可以看出,在进口 Re 数相同的情况下,通道截面为椭圆形,冲击孔和气膜孔之间为错排时,冲击靶面的换热效果最佳。

3 结 论

本文对不同截面形状的双层涡轮叶片冷却单

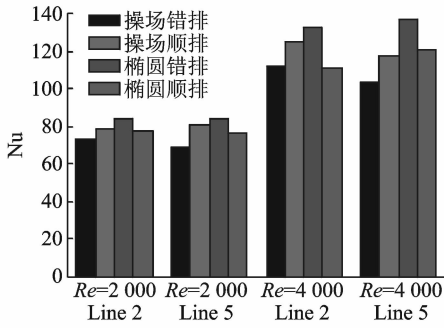


图 11 各因素对平均 Nu_{avg} 数的综合影响

Fig. 11 Average heat transfer coefficient affected by different parameters

元的换热特性进行了研究,通过对实验数据进行分析,得到以下结论:

(1) 异形冷却结构通道内,冲击靶面上的局部 Nu 数呈中心对称的波浪形分布,并且气膜孔上游的局部强化换热整体要低于下游,只有在靠近通道中心区域气膜孔上游的局部强化换热效果略高于下游。

(2) 随着进口 Re 数的增加,无论是操场形还是椭圆形冷却结构,冲击靶面换热效果都会加强,并且波浪状的局部 Nu 数分布规律基本保持不变。

(3) 截面形状不同的通道换热特性规律不同,通道截面形状、冲击孔和气膜孔相对位置对冲击靶面换热特性的影响呈现交织的特性。对于操场形通道,冲击孔和气膜孔顺排时冷却效果较好;对于椭圆形冷却通道,冲击孔和气膜孔错排时冷却效果较好。

(4) 在进口 Re 数相同的情况下,通道截面为椭圆形,冲击孔和气膜孔之间为错排时,冲击靶面的换热效果最佳。

参考文献:

[1] Han Jechin, Dutta S, Ekkad S V. 燃气轮机传热和冷却技术[M]. 西安:西安交通大学出版社,2005:1-16.
Han Jechin, Dutta S, Ekkad S V. Gas turbine heat transfer and cooling technology[M]. Xi'an: Xi'an Jiaotong University Press,2005:1-16.

[2] 贺宜红,杨卫华,孙瑞嘉,等. 不同叶片尾缘结构冷却效率的实验研究[J]. 南京航空航天大学学报,2012,44(1):8-13.
He Yihong, Yang Weihua, Sun Ruijia, et al. Experimental study on film cooling effectiveness of turbine blade trailing edges[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2012, 44(1): 8-

13.

[3] 张靖周,周君辉,刘春丽,等. 内冷通道横流对气膜冷却效率的影响[J]. 南京航空航天大学学报,2014,46(4):509-516.
Zhang Jingzhou, Zhou Junhui, Liu Chunli, et al. Effect of internal crossflow in coolant channel on adiabatic film cooling effectiveness[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2014, 46(4):509-516.

[4] 徐磊,常海萍,毛军逵,等. 涡轮叶片内“冲击-气膜出流”局部换热特性数值模拟[J]. 南京航空航天大学学报,2006,38(2):148-152.
Xu Lei, Chang Haiping, Mao Junkui, et al. Local heat transfer characteristics in "impingement-film" cooling style about inner side of gas turbine blade[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2006, 38(2):148-152.

[5] Vander S L, Gnaedig G, Kreitmeier F. Advanced turbine systems-studies and conceptual design[C]// FE/EE Advanced Turbine Systems Conference. Morgantown, West Virginia: [s. n.], 1993:3-5.

[6] Cho H H, Goldstein R J. Effect of hole arrangements on impingement/effusion cooling[C]// Proc 3rd KSME-JSME Thermal Engineering Conf. Tokyo: Japan Society of Mechanical Engineers, 1996: 71-76.

[7] 毛军逵,郭文,常海萍,等. 小空间内冲击、气膜复合冷却换热特性实验[J]. 航空动力学报,2007,22(3):352-359.
Mao Junkui, Guo Wen, Chang Haiping, et al. Experimental investigation of the local heat transfer of impinging cooling with outflow film in closed small space[J]. Journal of Aerospace Power, 2007,22(3): 352-359.

[8] Mao Junkui, Liu Zhenxiong, Guo Wen, et al. Experimental studies on cooling effectiveness of the double-decker air jet impingement with film outflow[R]. ASME Paper GT2007-27299, 2007.

[9] 王开,徐国强,孙纪宁,等. 冲击与气膜的组合形式对冷却效果的影响[J]. 北京航空航天大学学报,2008,34(7):751-754.
Wang Kai, Xu Guoqiang, Sun Jining, et al. Effect of combined impingement cooling and film cooling on hybrid cooling effectiveness[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 34(7): 751-754.

- [10] 呼艳丽. 高效涡轮铸冷工作叶片冷却设计[D]. 成都:电子科技大学,2010.
Hu Yanli. The design of the cast-cooling turbine blade with high efficiency[D]. Chengdu:University of Electronic Science and Technology of China,2010.
- [11] 王克菲,朱惠人,张斌,等. 带气膜孔出流和侧向出流的冲击换热实验[J]. 航空动力学报,2010,25(5):1011-1017.
Wang Kefei, Zhu Hui ren, Zhang Bin, et al. Experiment of impingement heat transfer with film holes bleeding and side bleeding[J]. Journal of Aerospace Power, 2010,25(5):1011-1017.
- [12] Fenot M, Dorignac E, Vullierme J J. An experimental study on hot round jets impinging a concave surface[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2008,29(4):945-956.
- [13] Terekhov V I, Kalinina S V, Mshvidobadze Y M, et al. Impingement of an impact jet onto a spherical cavity-flow structure and heat transfer[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2009, 52(11/12):2498-2506.
- [14] 吴宏,刘裕盛,徐国强,等. 带气膜出流叶片前腔内表面冲击换热数值模拟[J]. 北京航空航天大学学报,2011,37(10):1191-1195.
Wu Hong, Liu Yusheng, Xu Guoqiang, et al. Numerical investigation of impingement and heat transfer on inner surface of airfoil former cavity with film holes[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2011,37(10):1191-1195.
- [15] 刘钊,丰镇平,宋立明,等. 实际叶片前缘冲击冷却流动和换热的数值研究[J]. 西安交通大学学报,2011,45(1):5-9.
Liu Zhao, Feng Zhenping, Song Liming, et al. Numerical study and flow and heat transfer of impingement cooling on leading edge of actual turbine blade [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2011,45(1):5-9.
- [16] 刘海涌,刘存良,武文明,等. 斜射流梯形腔内靶面的冲击冷却换热特性实验研究[J]. 推进技术,2014,35(3):384-391.
Liu Haiyong, Liu Cunliang, Wu Wenming, et al. Experimental investigation on heat transfer characteristics on target wall in a trapezoid duct with incline impingement jets[J]. Journal of Propulsion Technology. 2014,35(3):384-391.
- [17] 张泽远. 半封闭通道内冲击射流换热特性和流量系数的实验研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2006.
Zhang Zeyuan. Experiment study of convective heat transfer and discharge coefficient of jet impingement inside semi-confined channel[D]. Nanjing:Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2006.
- [18] 谷振鹏,邓宏武,陶智,等. 旋转状态下叶片前缘复合换热实验[J]. 北京航空航天大学学报,2011,37(11):1404-1409.
Gu Zhenpeng, Deng Hongwu, Tao Zhi, et al. Experiments of combined heat transfer in leading of blades at rotating state[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(11):1404-1409.
- [19] Hollworth B R, Dagan L. Arrays of impingement jets with spent fluid removal through vent holes on the target surface. Part I: Average heat transfer [J]. Journal of Engineering for Power, 1980, 102: 994-999.
- [20] 徐国强,谢毅,丁水汀,等. “冲击-气膜”复合式结构冷却效果数值研究[J]. 热科学与技术,2009,8(1):1-7.
Xu Guoqiang, Xie Yi, Ding Shuiting, et al. Numerical simulation on cooling effectiveness of combined impingement and cooling[J]. Journal of Thermal Science and Technology, 2009,8(1):1-7.
- [21] 李鑫,毛军逵,王小平,等. 双层壳型涡轮叶片中冲击旋流换热增益效果实验[J]. 推进技术,2010,31(3):325-330.
Li Xin, Mao Junkui, Wang Xiaoping, et al. Experiments on heat transfer enhancement with vortex in a double-decker jet/film cooling structure[J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(3): 325-330.
- [22] 陶智,吴宏,蔡毅,等. 气膜出流对叶片各内表面换热系数的影响[J]. 航空动力学报,1997,12(4):413-415.
Tao Zhi, Wu Hong, Cai Yi, et al. Effects of film cooling on internal heat transfer coefficients of blades [J]. Journal of Aerospace Power,1997,12(4):413-415.

