

冷气喷注对导叶端壁冷却特性影响

董 奇¹, 邱长波¹, 余 强¹, 曹 俊¹, 张志国², 杨卫华³

(1. 中国航发湖南动力机械研究所, 湖南 株洲 412002;

2. 中国国际工程咨询有限公司, 北京 100048;

3. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 为了研究涡轮导叶端壁前缘冷气射流结构对端壁气膜冷却特性的影响规律, 设计了 4 种射流结构形式, 采用试验和数值仿真相结合的方法研究了冷气射流几何参数和气动参数对导叶端壁绝热壁温的影响, 得到以下结论: 端壁低温区域呈现出“曲边三角形”特征, 沿着叶栅通道中气流的流动方向, 低温区急剧减小, 且向着叶片吸力面剧烈偏转, 最终在叶片吸力面尾缘处消失; 端壁前缘冷气射流存在最佳结构, 即当冷气出流面积比为 0.072, 射流孔面积比为 2.0 时, 端壁绝热冷却效率达到最大值 0.325; 射流比对端壁绝热冷却效率有较大的影响, 随着射流比的增大, 绝热冷却效率逐渐增大, 同时端壁最大绝热冷却效率出现的位置向着压力面发生偏移; 在靠近端壁前缘区域内, 温比对绝热冷却效率的影响甚微, 变化幅度小于 0.01, 但在远离前缘的端壁区域内, 绝热冷却效率随着温比增加而增大, 最大增幅约为 0.03。

关 键 词: 涡轮叶片; 端壁; 气膜冷却; 绝热壁温; 绝热冷却效率

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Effect of cooling stream injection on cooling characteristics of guide blade endwall

DONG Qi¹, QIU Changbo¹, YU Qiang¹, CAO Jun¹, ZHANG Zhiguo², YANG Weihua³

(1. Hunan Aviation Powerplant Research Institute,

Aero Engine Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China;

2. China International Engineering Consulting Corporation, Beijing 100048, China;

3. College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In order to study the effect law of the cooling jet structure at the leading edge of turbine guide blade endwall on the film cooling characteristics at endwall, four jet structures were designed. The effect of cooling jet geometric and aerodynamic parameters on the adiabatic wall temperature at the endwall was studied by a method of combining test and numerical simulation to obtain the following conclusions: the low-temperature region of the endwall presents a “curved triangle” feature, namely, along the air flow direction in the cascade channel, the low-temperature region decreases sharply and deflects substantially toward the blade suction surface, and finally disappears at the trailing edge of the blade suction surface, while an optimal cooling jet structure exists at the leading edge of the endwall, that is, when the cooling air outflow area ratio is 0.072 and the jet orifice area ratio is 2.0, the maximum adiabatic cooling efficiency at the endwall can reach 0.325; the jet ratio has a great influence on the adiabatic

收稿日期: 2022-10-21

作者简介: 董奇(1983—), 女, 高级工程师, 硕士, 主要从事航空发动机涡轮叶片及空气系统传热特性研究。

通信作者: 杨卫华(1972—), 男, 教授、博士生导师, 博士, 主要从事航空航天器先进热防护技术研究。E-mail: Yangwh@nuaa.edu.cn

引用格式: 董奇, 邱长波, 余强, 等. 冷气喷注对导叶端壁冷却特性影响[J]. 航空动力学报, 2023, 38(8): 1946-1955. DONG Qi, QIU Changbo, YU Qiang, et al. Effect of cooling stream injection on cooling characteristics of guide blade endwall[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(8): 1946-1955.

cooling efficiency of the endwall. With the increase of the jet ratio, the adiabatic cooling efficiency at the endwall gradually increases, while the position where the maximum adiabatic cooling efficiency at the endwall occurs shifts toward the pressure surface. Within the area near the leading edge of the endwall, the temperature ratio has little effect on the adiabatic cooling efficiency, and the change range is less than 0.01, but within the area away from the leading edge, the adiabatic cooling efficiency increases with the increase of the temperature ratio, and the maximum increase is about 0.03.

Keywords: turbine blade; endwall; film cooling; adiabatic wall temperature; adiabatic cooling efficiency

随着航空发动机性能的不断提高,一方面用于燃烧的空气愈来愈多,燃烧室出口温度不断提高,另一方面用于冷却的空气量逐渐减少,且冷却潜力亦逐渐降低,使得燃气涡轮一级导向叶片端壁处的工作环境愈加恶劣,且端壁处伴随着复杂的二次流结构使得端壁处的换热也得以增强,端壁处温度升高^[1-2],因此对燃气涡轮导向叶片端壁进行有效的冷却显得尤为重要^[3-4]。

Blair^[5]最早研究了上游槽缝射流对端壁流动与传热的影响,发现槽缝射流可以对端壁进行冷却,并且端壁传热与冷却特性受到马蹄涡的影响。Han等^[6]对真实低压涡轮导叶50%叶高进行了试验研究,在叶片前缘上游端壁上开设了槽缝,通过油流可视化检测壁面的流线,并通过红外热像技术测量温度分布。得出结论:间隙质量流量从1%增加到2%时,二次流和端壁换热发生明显变化。垂直于主流方向的槽缝喷射放大了二次流,特别是马蹄形涡,而切向泄漏喷射使该涡系显著减小。对于高槽缝质量流量,端壁处的边界层流动受到强烈影响。Song等^[7]使用 $k-\omega$ 湍流模型研究了槽缝射流角对端壁传热的影响,得到减小槽缝射流角可以提升端壁冷却效率,并增强与端壁的传热,计算结果与文献[8]的试验结论相一致。Lynch等^[9]通过试验研究了上游槽缝的位置,质量流量以及槽宽对端壁换热以及冷却特性的影响,得到了以下结论:减小槽缝到叶片前缘的距离虽然端壁温度分布较为一致,但是可以减小与主流的相互掺混距离;提升次流的质量流量比和减小槽宽可以提升次流的动量,可以减小叶栅二次流的影响,提升冷却效率。Thrift等^[10]通过试验方法研究了燃烧室与涡轮导叶之间槽缝与主流来流方向角度以及槽缝距离叶片前缘轴向距离对平面端壁流场以及冷却特性的影响。发现当槽缝射流角度为 45° 对端壁的冷却效果要远大于 90° 的情况;减小槽缝与叶片前缘的距离也可以提升端壁的冷却特性。张杰、祝培源等^[11-12]通过数值计算

和试验相结合的方法研究了矩形槽缝质量流量和槽缝宽度对端壁传热特性的影响,研究表明,减小槽缝宽度和增大质量流量可以增强换热水平,使端壁温度场更加均匀。Cardwell等^[13-14]通过试验研究了燃烧室与导叶级间槽缝的槽宽、质量流量比、表面粗糙度以及涡轮导叶之间不平齐对端壁冷却特性的影响,得到以下结论:减小槽宽可以增大槽缝射流动量,增大气膜在展向的覆盖,增加槽缝出流的质量流量对端壁压力面的冷却影响较小。白波、刘璐萱等^[15-16]研究导叶端壁上游台阶结构对端壁气动与传热特性的影响,研究表明,上游台阶结构高度差较小时,可以提升端壁气膜的冷却效果;而台阶结构高度差较大时,端壁冷效会降低。

综上所述,目前国内外学者对叶片端壁的冷却进行了广泛的研究,取得了大量有益的成果。本文在前人研究的基础上,针对某新型航空发动机叶片端壁前缘气冷气射流结构,采用试验研究和数值仿真相结合的方法,研究了射流结构参数和气动参数对叶片端壁冷却效率的影响。本文研究结果对端壁冷却结构的设计提供了有益参考。

1 试验系统及试验段

1.1 试验系统

试验系统如图1所示,主要包括主流管路和次流管路。主流管路主要包括压气机、稳压罐、孔板流量计、加热器等装置;次流管路包括压气机、稳压罐、制冷系统、换热器、流量计等装置。来自高压压气机的主流气体经过稳压罐后流经孔板流量计(精度为 ± 1.5 级),通过调节阀的作用使主流达到所需要流量,随后流经一功率为380 kW的电加热器,使进入试验段的主流温度升高至试验所需温度。次流冷气采用 $5\text{ m}^3/\text{min}$ 的压气机供气,通过稳压罐和干燥机后进入冷气温度控制系统,使得冷气温度维持在试验所需温度,并通过高精度超声波流量计(精度为1级)测量冷

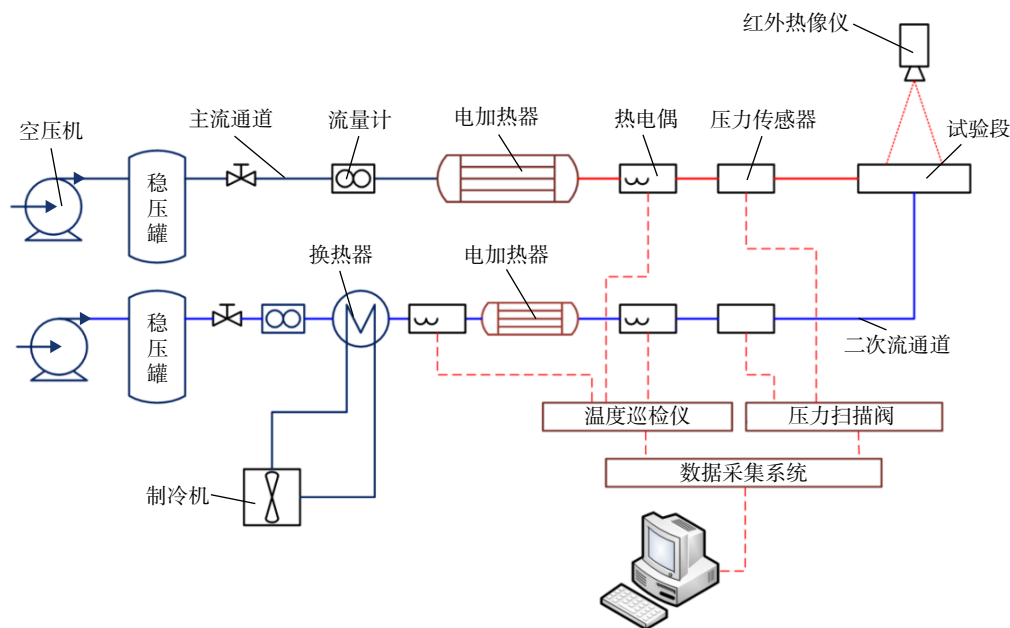


图 1 试验系统示意图

Fig. 1 Schematic of test system

气流量, 然后进入试验段。所有的温度、压力、流量数据均由数据采集系统集中实时测量。

1.2 试验件及试验段

图 2 和图 3 示出了前缘冷气射流结构试验段几何结构。由图可知, 冷气射流结构主要有冷气集腔、射流孔 I 和 II、射流孔 II 出流缝槽, 以及出流舌片等组成。两排射流孔径均为 d , 叉排布置, 两排射流孔径向间距为 Δh , 同一排相邻两射流孔圆心角为 β , 射流孔 II 出流缝槽高度为 H , 舌片长度为 a , 舌片距离叶片端壁前缘的径向距离为 h_1 , 射流孔 I 中心距叶片端壁前缘的径向距离为 h_2 , 射流孔 I 出口距离端壁轴向距离为 b 。来自冷气

集腔的冷却空气通过射流孔 I 和 II 在叶片端壁形成冷却气膜, 对端壁进行气膜冷却。涡轮叶片和端壁采用低导热系数的胶木板一体加工而成(如图 4 所示), 端壁厚度为 20 mm。采用 FAST M200 中波红外热像仪(波长 $1.5 \sim 5 \mu\text{m}$, 精度为 $\pm 1\%$)测量端壁表面温度。为了保证红外测量的准确性, 在叶片及端壁表面喷涂耐高温亚光黑漆, 使得表面的发射率保持为 0.98。在端壁底部粘贴了 5 只热电阻用于测量端壁底部的温度。试验过程中发现, 5 只热电阻测量的温度与周围环境温度相差不超过 1°C , 说明胶木板绝热良好, 红外热像仪测得的端壁表面温度即为绝热壁温。

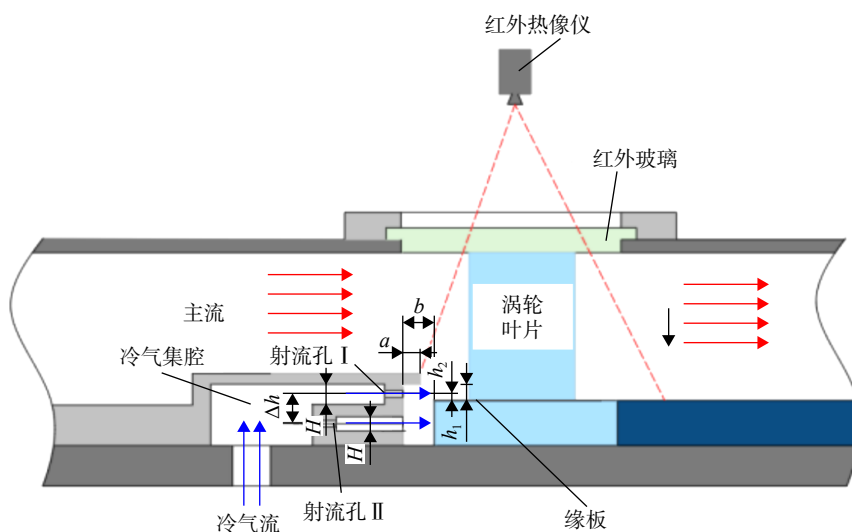


图 2 试验段示意图

Fig. 2 Schematic of test section

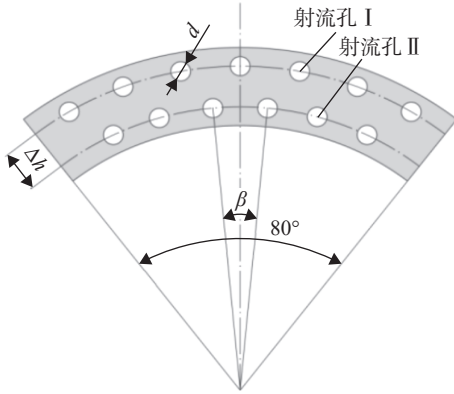


图 3 射流孔结构示意图

Fig. 3 Schematic of injection holes



图 4 叶片及端壁结构照片

Fig. 4 Photo of guide blades and endwall

试验过程中,采用红外热像仪测量壁面温度时会受到物体的发射率、窗口的透射率,以及周围环境等因素的影响^[17],为准确获得端壁表面的绝热壁温,需要对红外热像仪测量结果进行标定。本文根据文献 [18] 给出的 FAST M200 中波红外热像仪的标定方法,得到相应的标定公式为:

$$t_2 = 1.089t_1 - 1.398 \quad (1)$$

式中 t_2 为红外热像仪修正后的温度,即端壁的真实温度, t_1 为红外热像仪测得的温度。

2 试验参数的处理

射流孔面积比:射流孔 I 的总面积与射流孔 II 的总面积比

$$K_{ah} = \frac{A_{h1}}{A_{h2}} \quad (2)$$

式中 A_{h1} 和 A_{h2} 分别为射流 I 和射流孔 II 的总面积。

冷气出流面积比

$$K_a = \frac{A_{ht}}{A_1} = \frac{A_{h1} + A_{h2}}{4A_1} \quad (3)$$

式中 A_1 为叶片前缘气膜狭缝的出流面积,即舌片与端壁间的环形面积, A_{ht} 为射流孔 I 和 II 的总面积,即 $A_{ht} = A_{h1} + A_{h2}$ 。

温比 K_t

$$K_t = \frac{t_\infty}{t_c} \quad (4)$$

式中 t_∞ 为主流的热力学温度, t_c 为冷气射流的热力学温度。

射流比 K_m

$$K_m = \frac{m_c}{m_\infty} \quad (5)$$

式中 m_c 是通过两排射流孔的冷气质量流量, m_∞ 是主流的质量流量。

进口雷诺数 Re

$$Re = \frac{\rho u l}{\mu} \quad (6)$$

式中 ρ 、 u 、 l 、 μ 分别为进口气流密度、速度、主流进口的水力直径和进口气流动力黏度。

为了描述前缘冷气射流对叶片端壁的气膜冷却效果,定义气膜冷却绝热冷却效率为

$$\eta = \frac{t_\infty - t_{aw}}{t_\infty - t_c} \quad (7)$$

式中 t_∞ 是主流进口的温度, t_c 是冷气射流入口的温度, t_{aw} 是端壁的绝热壁温。

根据上述定义的诸试验参数,确定了本文的研究参数见表 1 所示。

表 1 试验工况列表

Table 1 Table of test conditions

试验类型	b/d	h/d	K_a	K_{ah}	K_m	K_t	$Re/10^5$
流量比影响	5	4	0.09	1.65	0.012	1.25	1.2
					0.015		
					0.018		
					0.02		
温比影响	5	4	0.09	1.65	0.015	1.15	1.2
						1.25	
						1.35	
射流结构影响	5	4	0.072	2.0	0.015	1.25	1.2
			0.09	1.65			
			0.11	1.71			
			0.13	1.58			

根据误差传递原理^[17]对试验结果进行了不确定性分析。用于测量主流和冷气射流的 K 型热电偶测量精度为 $\pm 0.1^\circ\text{C}$, 红外热像仪测量精度为 $\pm 1\%$, 主流孔板流量计精度为 1.5 级, 超声波流量计精度为 1 级, 根据误差传递理论可以得到绝

热冷效的绝对误差为 3.1%, 将得到的绝对误差除以试验得到的绝热冷却效率平均值, 得到本试验的相对误差为相对误差 10.3%。

3 数值仿真

为了从流动换热机理上分析冷气射流对叶片端壁冷却特性的影响规律, 采用商用 Fluent 软件对试验内容进行了数值仿真。由于研究对象结构复杂, 且存在多重复杂弯曲型面, 模型计算网格采用非结构化网格, 并在壁面附近进行网格加密, 网格数量为 402 万, 如图 5 所示。湍流模型采用剪切应力传输模型(shear stress transfer, SST), 即 SST $k-\omega$ 模型, 边界条件与试验条件完全一致。图 6 示出了仿真结果与试验结果的比较, 可以看出两者的最大相对误差不超过 16%, 说明数值仿真方法和结果是真实可靠的, 能够真实反应试验过程中的流动换热特征。

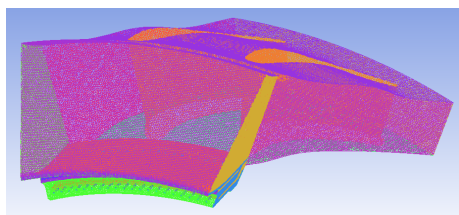


图 5 计算网格划分

Fig. 5 Simulation domain grid

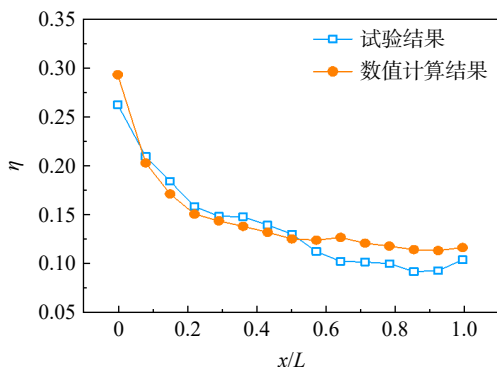


图 6 数值仿真结果与试验结果比较

Fig. 6 Comparison between simulation results and test results

4 试验结果及分析

4.1 射流对端壁温度场及流场影响分析

图 7 和图 8 分别示出了有冷气喷注时叶片端壁绝热壁温试验结果和端壁流场的数值仿真结果, 图 9 为文献 [19] 给出的叶栅通道涡系结构。由图 7 可以看出, 端壁温度场的低温区主要在 AB-

CDEA 所围成的区域内, 但在此区域内, ABEA 区域和 BCDEB 区域有着显著的差异, 具体而言, BCDEB 区域为叶栅通道端壁前缘与叶片前缘之间的区域, 在此区域内, 前缘冷气射流均匀分布于端壁表面(如图 8 所示), 形成了均匀的冷却气膜层, 壁面温度呈现均匀的低温区。ABEA 区域为叶栅通道中的低温区, 呈现出典型的“曲边三角形”特征, 在此区域内, 沿着叶栅通道的流向, 低温区急剧减小, 且向着叶片吸力面剧烈偏转, 最终在叶片吸力面尾缘处消失。造成这一现象的原因主要是: 在叶栅通道中存在着由压力面指向吸力面的横向压力梯度(图 8 和图 9 所示), 在其作用下, 端壁表面的低温膜层沿着叶栅通道的流向不断向吸力面汇集, 同时发源于端壁叶片前缘的马蹄涡在叶栅通道中不断卷吸端壁表面的低温气膜, 进而发展成通道涡^[19-20], 并由压力面向吸力面运动(如图 9), 造成端壁表面的低温气膜不断被卷吸入通道涡中, 表现为端壁低温区不断向吸力面偏移, 最终在叶栅通道吸力面尾缘处消失。

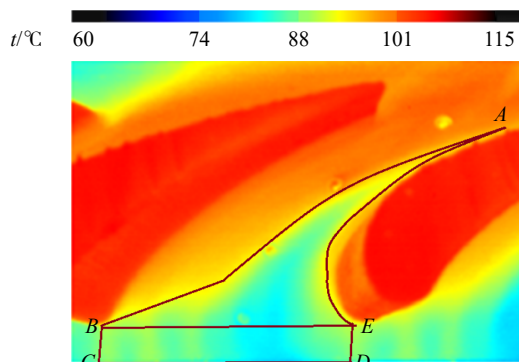


图 7 端壁绝热温度场的试验结果

Fig. 7 Experimental result of adiabatic temperature field of endwall

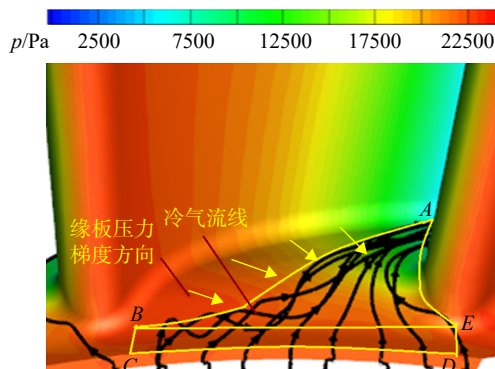


图 8 端壁流场数值仿真结果

Fig. 8 Numerical simulation result of flow field of the endwall

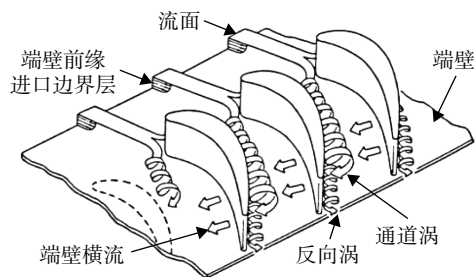


图9 叶栅通道中的涡系结构

Fig. 9 Vortex structure in cascade passage

4.2 射流孔几何参数对叶片端壁冷却特性影响

图10示出了叶片端壁前缘冷气射流结构流场示意图,图11示出了冷气射流流场分布数值仿真结果。可以看出,冷气分别从射流孔I和射流孔II流出,形成了射流I和射流II,其中射流II流经出流缝槽,并在缝槽尾部发生90°偏转,然后在舌片与端壁间与射流I交汇,形成作用于叶片端壁的冷气射流。同时由图11可以看出,射流II发生90°偏转后速度方向垂直于射流I的速度方向,相当于对射流I施加了一个沿叶高方向的外力,使冷气射流I发生抬升,从而增大了冷气射流对端壁的作用面积和作用距离,提高了端壁的绝热冷却效率。

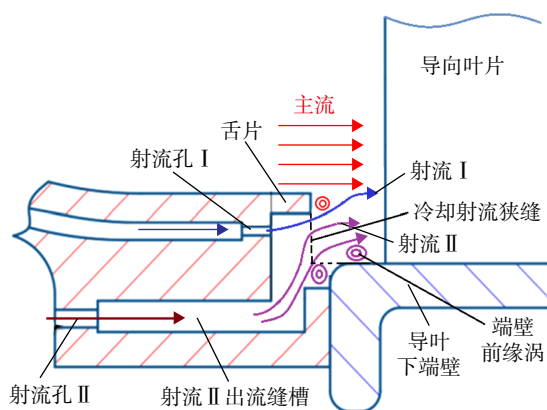


图10 冷气射流流场示意图

Fig. 10 Schematic diagram of cooling jet

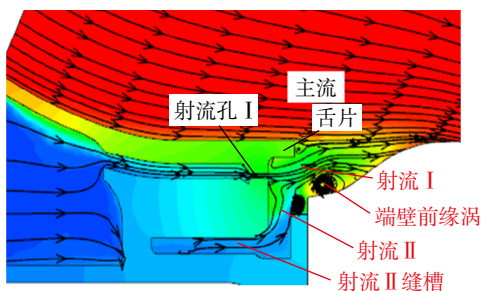
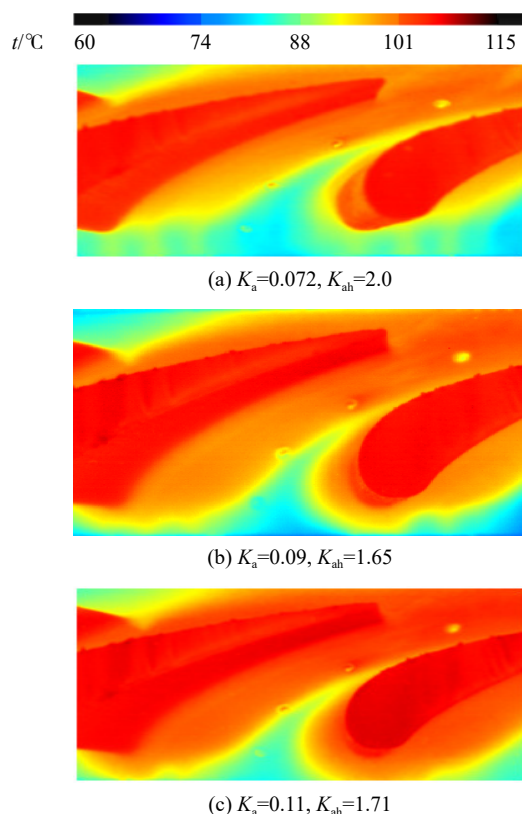


图11 冷气射流数值仿真结果

Fig. 11 Numerical simulation result of cooling jet

图12示出了4种冷气射流结构对应的端壁绝热壁温的红外测量结果。可以看出,相较于其他3种射流结构, $K_a=0.072$ 和 $K_{ah}=2.0$ 对应的叶片端壁具有最大的低温区(如图12(a)所示),而 $K_a=0.13$ 和 $K_{ah}=1.58$ 对应的端壁具有最小的低温区(如图12(d)所示),其他两种射流结构所对应的端壁绝热壁温介于两者之间(如图12(b)和图12(c)所示)。分析原因主要是:相较于其他几种结构, $K_a=0.072$ 和 $K_{ah}=2.0$ 的射流结构对应的射流孔面积最小,且射流孔I的出流面积是射流孔II的2倍,因此射流I具有最大的射流动量,同时射流II对射流I施加的径向作用力较小,使射流I能够发生最佳的径向抬升,从而增大了在端壁处气膜覆盖面积,形成了最大的低温区。随着 K_a 由0.072增大到0.13,射流孔出流面积逐渐增大,在相同的冷气流量下,射流I和射流II的动量逐渐降低,叶栅通道中的端壁横流更加易于造成冷气射流的偏转(如图8所示),同时通道涡更加易于卷吸低温气膜层。而 K_{ah} 由2.0降低到1.58,说明射流II的流量逐渐增大,对射流I的径向作用力逐渐增大,使得射流I的径向抬升增大,造成与叶栅主流掺混加剧,减弱了端壁处的气膜覆盖效果,使得端壁区域的低温区逐渐减小。



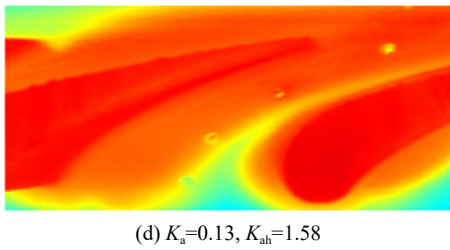
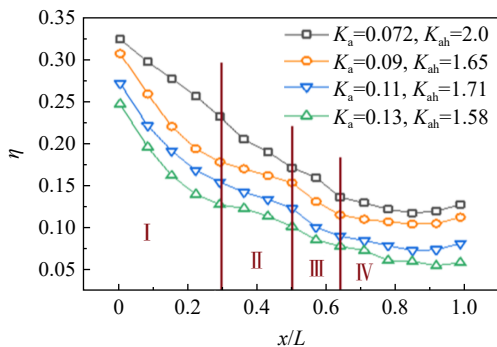


图12 不同射流结构时端壁绝热壁温分布

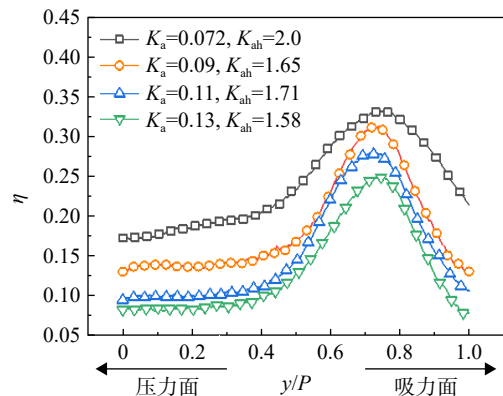
Fig. 12 Adiabatic wall temperature distributions of endwall with different jet structures

图13示出了射流比 $K_m=0.015$ 时,4种射流结构对应的端壁平均绝热冷效试验结果。图中横坐标 x 为缘板中心沿流线方向测量位置距缘板前缘的距离, L 为缘板中心沿流线方向的长度。可以看出,4种射流结构的端壁平均绝热冷却效率均沿着端壁流向(x/L 增大的方向)呈现逐渐减小的趋势,但不同的射流结构所对应的变化规律也有差异,具体而言,当射流结构的 $K_a=0.072$ 和 $K_{ah}=2.0$ 时,冷气射流对端壁的覆盖效果最优,无论沿着端壁展向,还是端壁流向,均对应着最大的低温区(图12(a)),使得端壁的平均绝热冷却效率最大,同时,平均绝热冷却效率沿着流向的变化主要分为两个区域,即在 $0 < x/L \leq 0.65$ 的区域,冷却效率随着 x/L 的增加由最大值0.325快速降低到0.15;而当 $0.65 < x/L \leq 1$ 时,平均绝热冷却效率随着 x/L 的增加基本保持在0.125~0.15之间。对于其他3种射流结构,平均绝热冷却效率沿流向分成I、II、III和IV等4个区域:在区域I,即 $0 < x/L \leq 0.3$ 的区域,平均绝热冷却效率随着 x/L 的增加由0.31、0.275和0.25快速减小到0.17、0.125和0.11;在区域II,即 $0.3 < x/L \leq 0.5$ 的区域,平均绝热冷却效率随着 x/L 的增加呈现平缓下降的趋势;在区

图13 射流结构对端壁平均绝热冷却效率影响($K_m=0.015$)Fig. 13 Effect of jet structures on average adiabatic cooling efficiency of endwall ($K_m=0.015$)

域III,即 $0.5 < x/L \leq 0.65$ 的区域,平均绝热冷却效率随着 x/L 的增加呈现快速下降的趋势;在区域IV,即 $0.65 < x/L \leq 1.0$ 的区域,平均绝热冷却效率随着 x/L 的增加基本保持不变。同时可以发现,对于射流结构 $K_a=0.13$ 和 $K_{ah}=1.58$ 时,冷气射流对端壁的冷气覆盖最差,对应着面积最小的低温区(图12(d)),使得平均绝热冷却效率最小。

图14示出了当 $K_m=0.015$ 时,距端壁前缘0.25倍端壁轴向长度($x/L=0.25$)截面处的周向绝热冷效分布。图中横坐标 y 为叶栅通道缘板测量截面处测点距离压力面的展向距离, P 为叶栅通道中测量截面处缘板的展向长度。可以看出,不同射流结构对应的周向绝热冷效变化基本一致,即在叶栅通道中,距离叶片压力面 $y/P < 0.4$ 的端壁区域,气膜覆盖基本保持不变,冷却效率随着 y/P 的增加略有增大;在 $0.4 < y/P < 0.7$ 的端壁区域,随着 y/P 的增加,气膜覆盖效果显著增强,对应的绝热冷却效率急剧增大,在 $y/P=0.7$ 处达到最大值;当 $0.7 < y/P < 1.0$ 的端壁区域,气膜覆盖显著减弱,绝热冷却效率随着 y/P 的增大急剧降低。分析原因主要是:如前所述,在叶栅通道中端壁横流和通道涡的双重作用下,端壁冷却气膜一方面由压力面向吸力面移动,另一方面冷却气膜被通道涡卷吸,造成气膜层在靠近压力面区域覆盖减弱,在靠近吸力面区域气膜覆盖增强,使得绝热冷却效率在靠近吸力面存在一个最大值。

图14 射流结构对端壁展向绝热冷效影响
($x/L=0.25, K_m=0.015$)Fig. 14 Effect of jet structures on spanwise adiabatic cooling efficiency of end wall ($x/L=0.25, K_m=0.015$)

综合上述分析表明,对于本文的4种冷气射流结构, $K_a=0.072, K_{ah}=2.0$ 是最佳的结构形式。

4.3 射流比对导叶端壁冷却特性影响

图15示出了 $K_a=0.09, K_{ah}=1.65$ 时,不同射流

比对应的端壁绝热壁温的红外测量结果。可以看出,不同射流比对应的端壁绝热壁温分布特征基本一致,即在端壁前缘区域呈现出覆盖整个前缘的低温区,沿着叶栅通道流动方向,端壁低温区逐渐收缩,并向吸力面发生偏转,在端壁吸力面尾缘区域,低温区逐渐消失,呈现出所谓的“曲边三角形”。同时也可以看出,随着射流比的增加,冷气射流在端壁处形成了更为均匀的气膜层,端壁低温区的覆盖面积逐渐增大,特别是在端壁前缘区域,气膜覆盖更为均匀,由此导致了在叶栅通道中的端壁低温区也逐渐扩大。

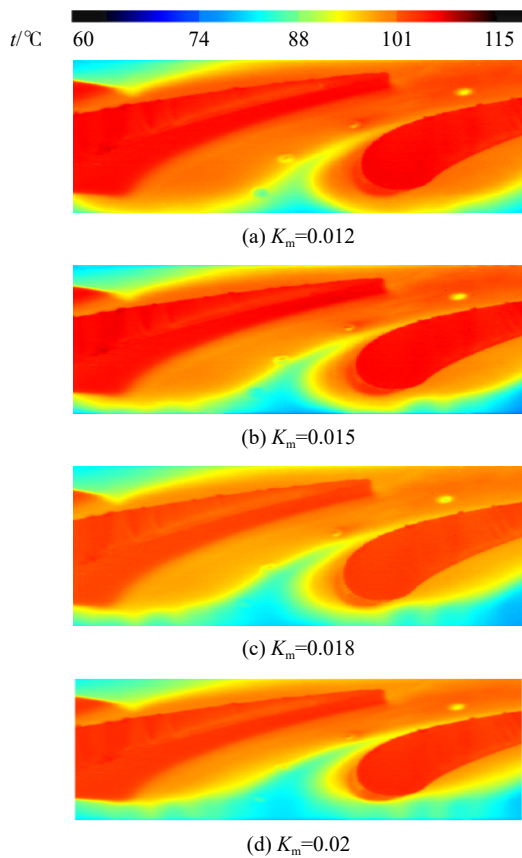


图 15 射流比对应的端壁绝热壁温 ($K_a=0.09$, $K_{ah}=1.65$)

Fig. 15 Adiabatic wall temperature of endwall corresponding to different jet ratio ($K_a=0.09$, $K_{ah}=1.65$)

图 16 示出了不同射流比时端壁横向平均绝热效率沿程变化的试验结果。可以看出,虽然射流比不同,但端壁横向平均绝热冷效变化趋势基本一致,即沿着端壁流动方向,平均绝热冷却效率分成四个区域,其变化规律与图 13 所示基本相同,同时可以明显看出,随着射流比的增大,射流动量增加,对端壁的有效气膜覆盖区域亦随之增大,使得端壁低温区域增加(如图 15 所示),平均绝热冷却效率亦随之增大。

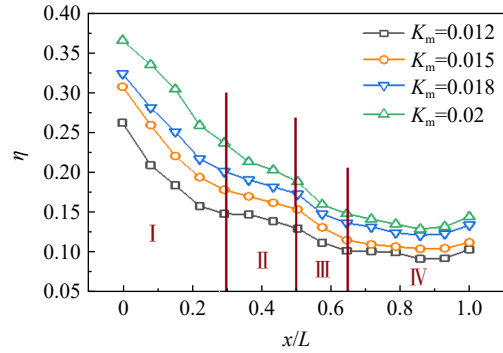


图 16 射流比对端壁展向平均绝热冷却效率影响

Fig. 16 Effect of jet ratio on average spanwise adiabatic cooling efficiency of endwall

图 17 示出了不同射流比时, $x/L=0.25$ 截面处端壁展向绝热冷效分布的试验结果。可以看出,随着射流比的增加,展向绝热冷却效率逐渐增大;同时也可以看出,不同射流比的展向绝热冷效变化趋势基本一致,即由压力面向吸力面,绝热冷却效率均呈现出先增大后减小的趋势,这种趋势与图 14 完全一致。但绝热冷却效率的最大值出现的位置随着射流比的不同而发生了偏移,即随着射流比的增加,展向绝热冷却效率的最大值向着压力面发生偏移:当射流比 $K_m=0.012$ 时,对应的最大绝热冷效位置为在 $y/P=0.77$ 附近,当 $K_m=0.015$ 时,对应的最大绝热冷效位置为在 $y/P=0.75$ 附近, $K_m=0.018$ 时,对应的最大绝热冷效位置为在 $y/P=0.72$ 附近, $K_m=0.02$ 时,对应的最大绝热冷效位置在 $y/P=0.7$ 附近。分析原因主要是:随着射流比的增加,冷气射流动量增大,削弱了叶栅通道中的通道涡及马蹄涡对冷却气膜的卷吸作用,使得绝热冷却效率的最大值出现的位置随着射流比的增大而向着压力面发生偏移。

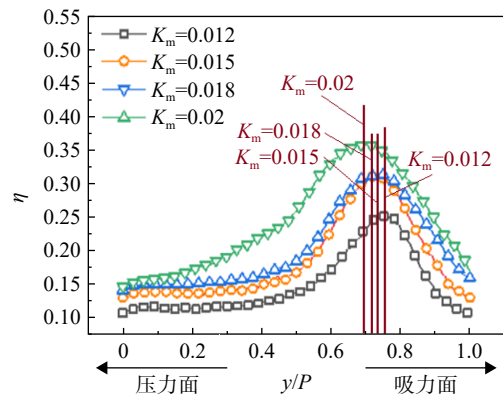


图 17 射流比对端壁展向绝热冷效影响

($x/L=0.25$, $K_a=0.09$, $K_{ah}=1.65$)

Fig. 17 Effect of jet ratio on spanwise adiabatic cooling efficiency of endwall ($x/L=0.25$, $K_a=0.09$, $K_{ah}=1.65$)

4.4 温比对导叶端壁冷却特性的影响

图18示出了不同温比时端壁横向平均绝热冷效沿程分布试验结果。可以看出,与图13和图6相类似,绝热冷却效率的沿程分布分为4个区域,其变化特征亦与图13和图16相同,在此不再赘述。同时可以清晰发现,在区域I,即 $0 < x/L < 0.3$,温比 K_t 的变化对绝热冷却效率的大小影响不大,原因主要是在端壁的起始区域,冷气射流在端壁起始区域覆盖较好,绝热冷却效率基本保持较高的数值;在区域II、III和IV,即 $0.3 < x/L < 1.0$ 区域内,随着温比 K_t 的增加,在叶栅通道中主流温度不变的情况下,冷气射流温度逐渐降低,使得贴近端壁处掺混气流的温度亦随之降低,引起端壁绝热壁温逐渐降低,绝热冷却效率呈现逐渐增大的趋势,最大增幅可达0.03。

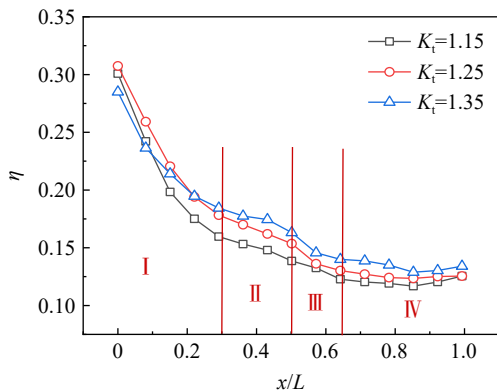


图18 温比对端壁平均绝热冷效影响($K_a=0.09$, $K_{ah}=1.65$)

Fig. 18 Effect of temperature ratios on average adiabatic cooling efficiency of the endwall ($K_a=0.09$, $K_{ah}=1.65$)

5 结 论

通过上述分析可以得到如下结论:

1) 在叶栅端壁区域,低温区域呈现出“曲边三角形”特征,在此区域内,沿着叶栅通道中气流的流动方向,低温区急剧减小,且向着叶片吸力面剧烈偏转,最终在叶片吸力面尾缘处消失。

2) 端壁前缘冷气射流存在最佳结构,即 $K_a=0.072$, $K_{ah}=2.0$ 的射流结构,对应于此结构,端壁最大的绝热冷却效率可达0.325,最小的绝热冷效也超过了0.15。

3) 射流比对端壁绝热冷却效率有较大的影响,随着射流比的增大,一方面使得端壁绝热冷却效率逐渐增大,另一方面使得端壁最大绝热冷却效率出现的位置向着压力面发生偏移,由端壁

$y/P=0.77$ 偏移到了0.7。

4) 温比对端壁的绝热冷却效率有一定的影响,在 $0 < x/L < 0.3$ 的区域内,温比对绝热冷却效率的影响甚微,变化幅度小于0.01,但在 $0.3 < x/L < 1.0$ 区域内,绝热冷却效率随着温比的增加,最大增幅约为0.03。

参考文献:

- [1] 李国强, 岳彭, 朱凯迪, 等. 冷气掺混对涡轮叶栅气动性能影响试验研究[J]. 热能动力工程, 2019, 34(1): 17-22.
LI Guoqiang, YUE Peng, ZHU Kaidi, et al. Study on aerodynamic performance of turbine cascade with cooling-air ejection[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2019, 34(1): 17-22. (in Chinese)
- [2] 刘昊, 刘亮亮, 沈昕, 等. 透平叶栅端部二次流流动损失机制研究[J]. 热力透平, 2018, 47(4): 252-257.
LIU Hao, LIU Liangliang, SHEN Xin, et al. Investigation on the loss mechanism of secondary flow in turbine cascade endwall[J]. Thermal Turbine, 2018, 47(4): 252-257. (in Chinese)
- [3] THOLE K A, KNOST D G. Heat transfer and film-cooling for the endwall of a first stage turbine vane[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2005, 48(25/26): 5255-5269.
- [4] THRIFT A A, THOLE K A, HADA S. Effects of an axisymmetric contoured endwall on a nozzle guide vane: adiabatic effectiveness measurements[J]. Journal of Turbomachinery, 2011, 133(4): 041007.1-041007.10.
- [5] BLAIR M F. An experimental study of heat transfer and film cooling on large-scale turbine endwalls[J]. Journal of Heat Transfer, 1974, 96(4): 524-531.
- [6] HAN C, CHI Z, REN J, et al. Optimal arrangement of combined-hole for improving film cooling effectiveness[J]. Journal of Thermal Science and Engineering Applications, 2015, 7(1): 011010.1-011010.13.
- [7] SONG L, ZHU P, LI J, et al. Effect of purge flow on endwall flow and heat transfer characteristics of a gas turbine blade[J]. Applied Thermal Engineering, 2017, 110: 504-520.
- [8] 姚韵嘉, 祝培源, 陈云, 等. 间隙位置对叶片端壁气膜冷却性能影响的实验研究[J]. 工程热物理学报, 2019, 40(10): 2327-2333.
YAO Yunjia, ZHU Peiyuan, CHEN Yun, et al. Experimental study on the effect of the location of slot jet on film cooling performance of endwall[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2019, 40(10): 2327-2333. (in Chinese)
- [9] LYNCH S P, THOLE K A. The effect of combustor-turbine interface gap leakage on the endwall heat transfer for a nozzle guide vane [J]. Journal of Turbomachinery, 2008, 130(4): 041019.1-041019.10.
- [10] THRIFT A A, THOLE K A, HADA S. Effects of orientation and position of the combustor-turbine interface on the cooling of a vane endwall[J]. Journal of Turbomachinery, 2012, 134(6): 061019.1-061019.10.
- [11] 张杰, 刘存良, 张丽, 等. 槽缝射流和泄漏间隙对轴对称涡轮端壁换热特性的影响[J]. 推进技术, 2022, 43(4): 200-208.
ZHANG Jie, LIU Cunliang, ZHANG Li, et al. Effects of slot injection and leakage gap on heat transfer characteristics of an axisymmetric turbine endwall[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(4): 200-208. (in Chinese)
- [12] 祝培源, 陶志, 姚韵嘉, 等. 槽缝射流对环形叶栅端壁气膜

- 冷却性能影响的实验研究[J]. 西安交通大学学报, 2019, 53(11): 63-70.
- ZHU Peiyuan, TAO Zhi, YAO Yunjia, et al. Experimental study on the effect of purge flow on film cooling performance of an annular cascade endwall[J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2019, 53(11): 63-70. (in Chinese)
- [13] CARDWELL N D, SUNDARAM N, THOLE K A. The effects of varying the combustor-turbine gap[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2007, 129(4): 756-764.
- [14] CARDWELL N D, SUNDARAM N, THOLE K A. Effect of mid-passage gap, endwall misalignment, and roughness on endwall film-cooling[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2006, 128(1): 62-70.
- [15] 白波, 李志刚, 李军. 上游台阶结构对跨声速透平叶栅端壁气膜冷却性能的影响[J]. 西安交通大学学报, 2020, 54(5): 1-8.
- BAI Bo, LI Zhigang, LI Jun. Investigation on the effect of upstream step geometry on endwall film cooling characteristics of a transonic turbine cascade[J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2020, 54(5): 1-8. (in Chinese)
- [16] 刘璐萱, 李志刚, 李军. 进口端壁不重合对跨声速透平叶栅端壁流动和传热特性影响的研究[J]. 西安交通大学学报, 2018, 52(11): 37-44.
- LIU Luxuan, LI Zhigang, LI Jun. Investigations on the effect of misalignment of inlet endwall on the endwall secondary flow field and heat transfer characteristics in a transonic turbine cascade[J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2018, 52(11): 37-44. (in Chinese)
- [17] YANG Weihua, SHI Xiaoxiang, ZHANG Jingzhou. Experimental investigation on film cooling characteristics of ellipse-shaped tab[J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2017, 81: 277-290.
- [18] LI Yang, LIU Tao, TAO Jianjun, et al. Heat transfer characteristics in a narrow confined channel with discrete impingement cooling[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2022, 35(4): 220-229.
- [19] LANGSTON L S. Crossflows in a turbine cascade passage[J]. *Journal of Engineering for Power*, 1980, 102(4): 866-847.
- [20] SHARMA O P, BUTLER T L. Predictions of endwall losses and secondary flows in axial flow turbine cascades[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1987, 109(2): 229-236.

(编辑: 张 雪)