

前缘双层壁结构的涡轮静叶冷却性能和压力损失特性研究

李世涵, 张超才, 张垚垣, 李志刚, 李军
(西安交通大学叶轮机械研究所, 710049, 西安)

摘要: 针对双层壁冷却结构在燃气涡轮高曲率静叶前缘区域的应用效果不佳和流动机理不明晰的问题, 基于全覆盖气膜冷却的 GE-E³ 静叶建立了前缘双层壁结构(LEDWS)静叶模型, 研究双层壁结构对静叶流动及冷却压力损失特性的影响。采用 Fluent 流热耦合方法, 在 3.0%、4.0%、5.0% 的前缘冷气质量流量比下对比研究了两种静叶的冷却和压损性能, 并通过流线图剖析流动机理; 针对 LEDWS 静叶, 研究了上述性能在 6 个吹风比下的变化趋势。结果表明: 试验工况(质量流量为 4.0%)下, 相比 GE-E³ 静叶, LEDWS 静叶的冷气压损提高了 50.6%, 但叶栅总压损失仅提高 0.7%, 前缘区域综合冷效可以达到 0.81, 提高了 20.9%; 双层壁结构的冲击特征引起冷气动量大幅下降, 同时冷气流动角度变化也导致气膜孔入口更大的堵塞涡, 因此冷气压损提高, 进而又引起吹风比下降, 导致大部分区域冷气抬升角度减小, 前缘下游冷气出流易受上游冷气形成的湍流卷吸而脱离壁面, 但吹风比的下降会加快上游冷气的湍流耗散从而减弱卷吸效应, 最终造成气膜冷效提高, 结合增强的内部换热, LEDWS 静叶的综合冷效提高; LEDWS 静叶前缘综合冷却随吹风比增加而递增, 最终稳定在 0.84 左右。

关键词: 燃气涡轮; 静叶前缘; 双层壁结构; 流动机理; 总压损失; 冷却性能

中图分类号: TK14 **文献标志码:** A

DOI: 10.7652/xjtuxb202604019 **文章编号:** 0253-987X(2026)04-0227-12

Investigations on the Cooling Performance and Pressure Loss Characteristics of Turbine Vane with the Leading Edge Double-Wall Structure

LI Shihan, ZHANG Chaocai, ZHANG Kaiyuan, LI Zhigang, LI Jun
(Institute of Turbomachinery, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: To address the limited application effectiveness and unclear flow mechanisms of double-wall cooling structures in the high-curvature leading-edge region of gas turbine vanes, a turbine vane model incorporating a leading-edge double-wall structure (LEDWS) was established based on the GE-E³ vane with full-coverage film cooling. The influence of the double-wall configuration on the flow and cooling pressure loss characteristics of the vane was investigated. Using the fluid-thermal coupling method in Fluent, the cooling performance and pressure loss were comparatively analyzed at leading-edge coolant mass flow ratios of 3.0%, 4.0%, and 5.0%, and the flow mechanisms were examined through streamline patterns. For the LEDWS vane, the variation trends of the aforementioned performance were further studied under six blowing ratios. Results show that under the experimental condition (4.0% mass flow ratio), compared with the GE-E³

vane, the coolant pressure loss of the LEDWS vane increases by 50.6%, while the cascade total pressure loss increases by only 0.7%. The overall cooling effectiveness in the leading-edge region reaches 0.81, representing a 20.9% improvement. The impingement characteristics of the double-wall structure lead to a significant reduction in coolant momentum, while the change in coolant flow direction causes stronger inlet blockage vortices at film holes, thereby increasing coolant pressure loss. This increase in pressure loss subsequently reduces the blowing ratio, which decreases the coolant lift-off angle in most regions. Downstream of the leading edge, the ejected coolant tends to detach from the wall due to turbulent entrainment induced by upstream coolant structures. However, the reduced blowing ratio accelerates the turbulent dissipation of upstream coolant, weakening the entrainment effect. This ultimately enhances film cooling effectiveness. Combined with improved internal heat transfer, the overall cooling effectiveness of the LEDWS vane is increased. Moreover, the overall cooling effectiveness at the leading edge of the LEDWS vane increases with the blowing ratio and eventually stabilizes around 0.84.

Keywords: gas turbine; vane leading edge; double-wall structure; flow mechanism; total pressure loss; cooling effectiveness

提高燃气涡轮进口温度是增大热效率和输出功的重要措施之一,为避免部件的高温烧蚀和热腐蚀,亟需更先进的冷却技术^[1]。双层壁结构作为近年来最有潜力的冷却技术,其冷却效率可以达到70%~90%^[2],能够有效保护高温部件,具有巨大的应用价值。

双层壁结构研究最先和最广泛的在平板模型上开展。Liu等研究了双层壁结构整体冷却性能,结果表明双层壁结构的冷却效率比单气膜或冲击冷却高出30%以上^[3]。Murray等通过一种解耦共轭方法研究了5个几何参数对气热和热机械性能的影响^[4]。孔满昭等应用瞬态液晶测量技术对双层壁结构的内壁面进行了换热系数测量,结果表明内壁面换热系数随着冲击距离减小而增大^[5]。Nakamata等的研究表明,孔排布和扰流柱密度是影响冷却的重要参数^[6]。针对双层壁内部冷却结构,Song等利用增材制造了一种立方体晶格结构,相比基准双层壁结构有效提高了冷却性能^[7]。相关研究表明,曲面对气膜冷效影响较大,但几乎不影响内部传热^[8-9]。

由于复杂流场造成的高热负荷和曲率相对较高,所以双层壁结构首先应用在燃烧室筒壁。Wassell等研究发现,相比传统燃烧室,采用双层壁结构可以降低70%的冷气用量^[10]。Shreger等试验研究了双层壁结构燃烧室掺混孔周围气膜孔排布对冷却性能的影响,结果表明向心和离心排布相比封闭孔更有效地冷却了周围区域^[11]。Jackowski等数值研究了双层壁结构燃烧室的共轭传热,发现综合冷效随冲击距离降低而升高,但在吹风比为2.0时达到饱和^[12]。Li等研究同样表明,综合冷效随冷

气质量流量比的增加递增^[13]。

随着制造技术的不断提高,双层壁结构开始在叶片上应用,但多数研究关注叶片整体性能,对前缘区域没有详细分析。Ngetich等测量了双层壁结构全覆盖气膜冷却动叶的气膜冷效,发现高孔隙率叶片表现出更好的流动分布,且始终表现最好^[14]。宋伟分区域对涡轮静叶进行了双层壁结构设计,叶片中截面综合冷效在设计指标下可达到0.818^[15]。Zhang等的试验结果表明,质量流量比为8.32%时,双层壁结构的表面平均气膜冷效大于0.4^[16]。栾永先等的计算和试验结果表明,设计的双层壁结构静叶温降值可以达到燃气入口温度的40%以上^[17]。

静叶前缘区域正对进口来流,具有最高的热负荷,且曲率较大,平板双层壁结构在此布置困难,因此该区域的双层壁结构应用和研究得到许多学者重视。Chen等提出的多级冲击结构,可以在设计工况下提高前缘平均冷效6.46%,有效降低了壁面温度^[18]。Tang等数值研究了曲率半径对简化前缘双层壁模型的冷却性能的影响,结果表明曲率半径较大的双层壁结构具有更大的 Nu 和流动阻力^[19]。Song等的试验研究表明,非均匀孔径设计的前缘双层壁结构具有较低的热损失风险^[20]。

涡轮静叶前缘承受高热负荷,高冷却效率的双层壁结构对其具有巨大的应用价值,而当前国内外关于前缘双层壁结构的研究并不充分,且大多采用简化的前缘结构,但实际中的前缘结构在周向和展向是不对称的,因此实际流动机理不够明晰,同时前缘高曲率的特征也使得双层壁不易布置,应用效果

不佳。本文基于全覆盖气膜冷却的 GE-E³ 涡轮静叶,将前缘区域(本文指前腔区域)改进为双层壁结构,在 3 个典型冷气质量流量比下,采用流热耦合方法研究两种结构的冷却效果以及压力损失性能,并揭示引起变化的流动机理,同时开展 6 个吹风比下前缘双层壁结构静叶性能的变化规律研究,旨在为双层壁结构在涡轮静叶前缘的应用提供一定参考。

1 计算模型和数值方法

1.1 计算模型

采用 GE-E³ 高压涡轮第一级静叶作为研究对象,叶型主要参数见表 1,型线及流道形状参考文献[21]。建立了全覆盖气膜冷却的 GE-E³ 模型(为了便于研究,将吸力侧成型孔简化为圆柱孔),如图 1 所示。冷却结构由前、后腔室同时供气,前腔气膜孔包括前缘 7 排喷淋孔(f3~f9)、压力侧 2 排复合角孔(f10~f11)和吸力侧 2 排轴向孔(f1~f2),后腔气膜孔包括压力侧 1 排复合角孔(f12)、1 排轴向孔(f13)及尾缘劈缝,叶片壁厚约为 1.7 mm。

表 1 GE-E³ 静叶叶型参数

Table 1 Geometrical parameters of GE-E³ vane

参数	数值
全周静叶数	46
中叶展弦长 C/mm	63.82
中叶展轴向弦长 C_a/mm	33.78
前缘点叶高 H_{le}/mm	55.11
尾缘点叶高 H_{te}/mm	40.00

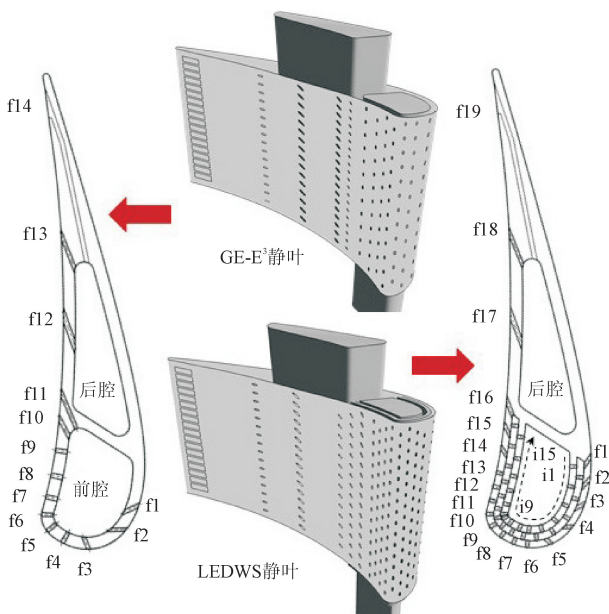


图 1 GE-E³ 和 LEDWS 静叶模型和冷却结构

Fig.1 Model and cooling configuration of GE-E³ and LEDWS vane

前缘双层壁结构(LEDWS)的涡轮静叶也在图 1 中展示,f6~f13 为喷淋孔、f14~f16 为复合角孔、f1~f5 为轴向孔,此外还包括 15 排冲击孔(i1~i15)及 15 排扰流柱。根据气膜孔孔型及位置不同,前缘区域可分为 3 个子区域:喷淋孔区域、前缘压力侧及前缘吸力侧。参考文献[19],3 个子区域均采用叉排布局的双层壁结构,其示意图及参数见图 2 和表 2。

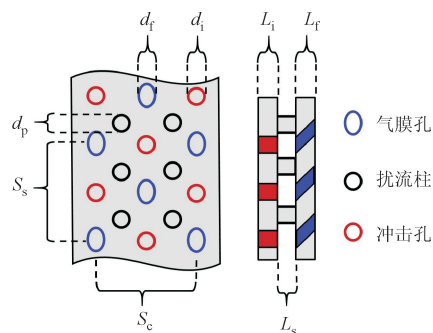


图 2 双层壁结构示意图

Fig.2 Schematic diagram of double-wall structure

表 2 双层壁结构参数

Table 2 Geometrical parameters of double-wall structure

参数	数值/mm	参数	数值/mm
L_f	1.0	d_i	0.5
L_i	1.0	d_p	0.5
L_s	1.0	S_s	3.4
d_f	0.5	S_c	4.0, 6.0

1.2 边界条件及数值方法

计算域和边界条件见图 3。采用单叶片流道,边界条件参考文献[21]试验,流、固交界面设置为热耦合壁面,其余壁面设置为绝热无滑移壁面。冷气腔采用质量流量入口,流量根据试验中给定冷气总压进行初次计算得出,前腔冷气与主流质量流量比为 4.0%,并另选取 3.0%、5.0%的质量流量比进行变工况计算,后腔冷气与主流质量流量比为 4.6%。为避免回流,主流入口和出口分别延伸 1.5 倍和

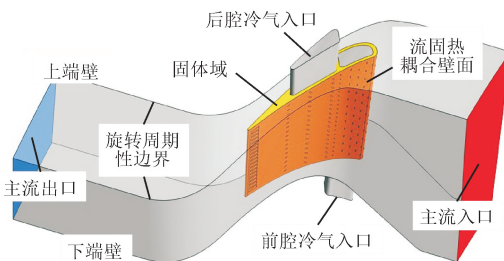


图 3 计算域及边界条件

Fig.3 Computational domains and boundary conditions

2.5 倍的叶片轴向弦长。前、后冷气腔入口分别延伸 20 mm 和 15 mm。计算中流体域材料采用理想气体,热导率及比热容符合分子动力学理论,黏度符合 Sutherland 公式,固体域材料和试验保持一致为 410 不锈钢。表 3 给出了具体的计算边界条件。

表 3 计算边界条件

Table 3 Computational boundary conditions

位置	参数	数值
主流入口	总温 $T_{t,inlet}/K$	709
	总压 $p_{t,inlet}/kPa$	344.74
	湍动度/%	10
	湍流尺度/mm	7.5
主流出口	静压 $p_{s,outlet}/kPa$	211.50
冷气入口	总温 $T_{t,c}/K$	339
	前腔质量流量比/%	3,4,5,
	后腔质量流量比/%	6,7,8
	湍动度/%	5

为衡量冷气流量、冷气出流状态、冷气自流入壁面至流出壁面的压力损失和叶栅通道总压损失,定义冷气与主流质量流量比 M_{mfr} 、吹风比 $M^{[22]}$ 、冷气压力损失系数 Δp_c 和叶栅总压损失系数 $p_{loss}^{[23]}$

$$M_{mfr} = \frac{m_c}{m_g} \quad (1)$$

$$M = \frac{\rho_{out} v_{out}}{\rho_{\infty} v_{\infty}} \quad (2)$$

$$\Delta p_c = \frac{p_{in} - p_{out}}{p_{t,in}} \quad (3)$$

$$p_{loss} = \frac{p_{t,inlet} - p_t}{p_{t,inlet}} \quad (4)$$

式中: m_c 为冷气流量; m_g 为主流流量; ρ_{out} 、 v_{out} 为气膜孔出口冷气密度和速度; ρ_{∞} 、 v_{∞} 为主流入口密度和速度; p_{in} 和 $p_{t,in}$ 为气膜孔或冲击孔的入口静压和总压; p_{out} 为气膜孔出口静压; p_t 为当地总压。

为了衡量冷却和对流换热性能,定义气膜冷效 η 、综合冷效 $\Phi^{[9]}$ 和努塞尔数 $Nu^{[22]}$

$$\eta = \frac{T_{\infty} - T_{aw}}{T_{\infty} - T_c} \quad (5)$$

$$\Phi = \frac{T_{\infty} - T_w}{T_{\infty} - T_c} \quad (6)$$

$$Nu = \frac{h_{wt} d}{\lambda_c} = \frac{q_{wt}}{T_{wt} - T_c} \frac{d}{\lambda_c} \quad (7)$$

式中: T_{∞} 为主流进口温度; T_c 为冷气进口温度; T_{aw} 为绝热壁面温度; T_w 为耦合传热壁面温度; h_{wt} 、 q_{wt}

为耦合传热靶面的传热系数和热流密度; d 为以冲击孔孔径为参考的特征长度; λ_c 为冷气的热导率; T_{wt} 为靶面温度。

由于采用试验工况,外壁面传热系数较低,同时采用了导热系数较高的不锈钢固体材料,所以 Bi 数相对发动机典型值略低,不再进行详细叙述。

1.3 网格及湍流模型验证

采用 Fluent Meshing 对计算域进行多面体非结构化网格的划分,为避免插值误差,同时对流体域和固体域进行共享拓扑网格划分,如图 4 所示。对气膜孔及尾缘劈缝进行了局部尺寸加密,壁面边界层设置为 20 层,第一层高度设置为 $1 \mu m$,该高度下壁面无量纲距离 y^+ 最大为 2.15,平均值为 0.25,小于 1,满足湍流模型的计算要求。边界层类型选为 last ratio,其可以设置第一层网格高度及过渡比(最后一层与主流网格高度之比)。通过调整边界层数和主流网格尺寸,保证边界层膨胀比处于合理范围内,本文设置过渡比为 0.3,保证边界层和主流网格的光滑过渡。同时,为确保流体域和固体域网格间的光滑过渡,在固体域壁面上设置 5 层边界层,第一层高度为 $2 \mu m$,过渡比同样设置为 0.3。相较于同一叶片的数值研究,本文所采用的网格数量为 18×10^6 ,接近 Wang 等^[24]所采用的 18.235×10^6 ,略大于 Zhang 等^[25]所采用的 13.58×10^6 ,可认为满足网格无关性要求。在相同的尺寸设置下,前缘双层壁结构静叶的网格数量为 30.23×10^6 。

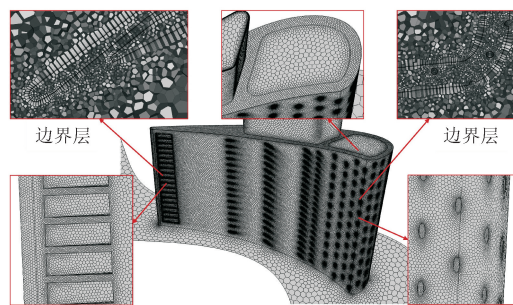
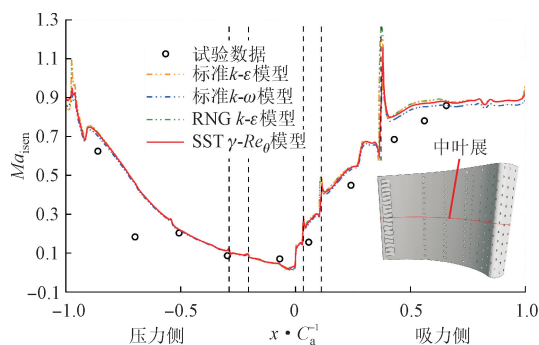


图 4 计算域网格

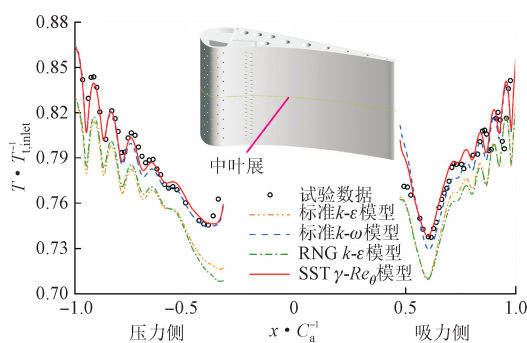
Fig. 4 Grid of computational domains

GE-E³ 静叶中叶展处等熵马赫数 Ma_{isen} 在不同湍流模型下的预测结果和试验结果对比如图 5(a) 所示,其中标准 $k-\epsilon$ 、RNG $k-\epsilon$ 模型设置 $30 < y^+ < 100$,标准 $k-\omega$ 、SST $\gamma-Re_\theta$ 模型设置 $y^+ \leq 1$,可以看出,预测数据与试验数据均较为接近。由于试验数据^[21]中并没有给出叶片表面的温度分布,所以多数学者^[22,24]选择采用 C3X 静叶^[26]代替,进行温度相

关的验证,本文同样采用此叶片进行验证,结果如图5(b)所示。可以看出,SST γ - Re_{θ} 模型在大多数区域与试验更为吻合,因此使用此湍流模型进行后续计算。图5中竖虚线代表气膜孔位置。



(a)GE-E³ 静叶中叶展处 Ma_{isen} 对比



(b)C3X 静叶中叶展处温比对比

图5 GE-E³ 静叶中叶展处 Ma_{isen} 的试验和数值预测结果对比及C3X 静叶中叶展处温比的试验和数值预测结果对比

Fig. 5 Comparison of experimental and numerical prediction results at the mid-blade section of the GE-E³ vane, and comparison of experimental and numerical prediction results at the mid-blade section of the C3X vane

2 结果与讨论

2.1 冷却及传热性能对比分析

图6给出了GE-E³静叶和LEDWS静叶的外壁面绝热气膜冷效的分布云图。由图可知,试验工况($M_{mfr}=4\%$)下,LEDWS静叶前缘冷气的覆盖效果显著优于GE-E³静叶前缘。两者滞止线气膜孔排冷气流状态类似,中叶展区域滞止线正对气膜孔,冷气流向两侧,上、下端壁附近,滞止线向吸力侧偏移,冷气流大多流向压力侧且受主流压制减弱而抬升角度增大,覆盖效果下降,不同的是LEDWS静叶的吹风比减小(后续分析得到)使得冷气贴壁性能提高,气膜孔出口的覆盖效果较好。对于GE-E³静叶,

受压力侧与吸力侧的压力梯度影响,压力侧冷气出流后脱离壁面趋势较强,但随着动量耗散后重新贴壁,下游冷气覆盖效果较好,LEDWS静叶由于吹风比减小,冷气覆盖区域以气膜孔出口为主,对下游作用不强。吸力侧由于主流降压加速状态剧烈,两者的情况类似,冷气均受主流的强压作用而贴壁流动,同时轴向流动趋势较强。由于LEDWS静叶在吸力侧布置了更多气膜孔,冷气覆盖面广,因此下游冷效得到显著提高。 $M_{mfr}=3\%$ 时,前缘滞止线附近气膜孔出现冷气堵塞或主流入侵的情况,吸力侧主流的裹挟和前腔从下端壁供气的特征使得两者的吸力侧和下端壁附近气膜孔首先开始恢复出流。 $M_{mfr}=5\%$ 时,GE-E³静叶气膜孔吹风比显著提高,两者的喷淋孔和前缘压力侧冷气抬升脱离壁面的趋势增强,由于冷气腔进口附近压力较高,下端壁附近冷气脱离壁面的情况更加明显。LEDWS静叶的气膜孔吹风比相对GE-E³静叶仍然较低,因而虽然冷气抬升造成气膜孔出口高冷效区消失,但冷气动量耗散快,重新贴壁的趋势较好,整体上看冷气覆盖的均匀性反而有所提高。

图7给出了两种静叶的外壁面综合冷效分布云图。由图可知,在试验工况($M_{mfr}=4\%$)下,LEDWS静叶前缘区域的综合冷效显著提高,由于径向喷淋孔入口及周围冲击孔等结构远离上端壁,上端壁附近的冷效提升较低,这种情况在 $M_{mfr}=3\%$ 时较为明显。 M_{mfr} 提高到 5% 时,GE-E³静叶的综合冷效分布与试验工况时大体相同,而LEDWS静叶前缘区域的综合冷效则有较小提升。根据前面的分析可知,下端壁附近气膜冷效在低流量下较高,而在高流量下较低,造成综合冷效也呈现类似的趋势。

图8为LEDWS静叶的靶面 Nu 云图。可以看出,以冲击孔正对滞止点为中心出现圆形的高传热区,并且传热强度向外围呈现递减的趋势,受冲击腔室内冷气横流的影响,喷淋孔附近靶面的传热强度最高。当 M_{mfr} 由 3% 到 4% 时,传热强度提高幅度最高;当 M_{mfr} 由 4% 到 5% 时,传热强度提高幅度较小。这是由于 $M_{mfr}=4\%$ 时高传热区域已经靠近周围的扰流柱, $M_{mfr}=5\%$ 时高传热区域局限于向扰流柱之间的区域扩展,造成提高幅度不大。由图可清晰看出,上端壁与附近冲击孔及气膜孔入口距离较远,因而导热强度很低,造成此处的综合冷效较低(对应图7)。

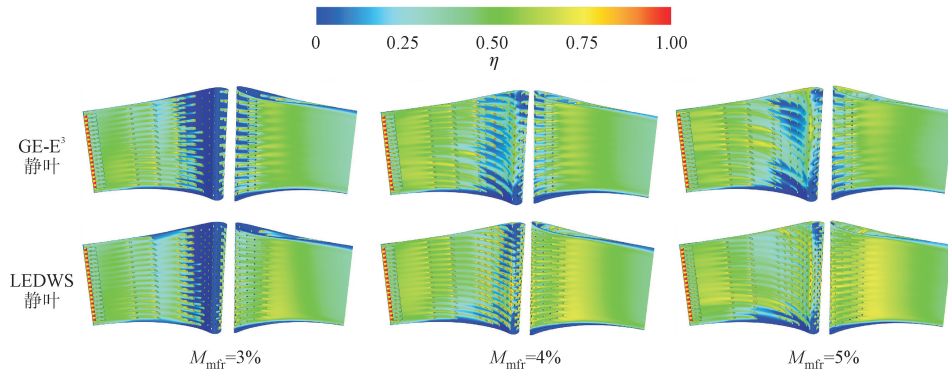


图 6 外壁面绝热气膜冷效云图

Fig. 6 Adiabatic film cooling effectiveness contours distribution on the outer wall of turbine vane

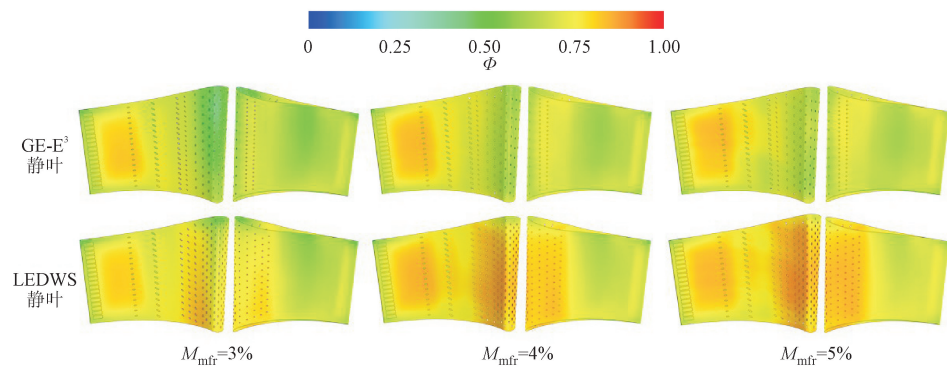


图 7 外壁面综合冷却有效度云图

Fig. 7 Overall cooling effectiveness contours distribution on the outer wall of turbine vane

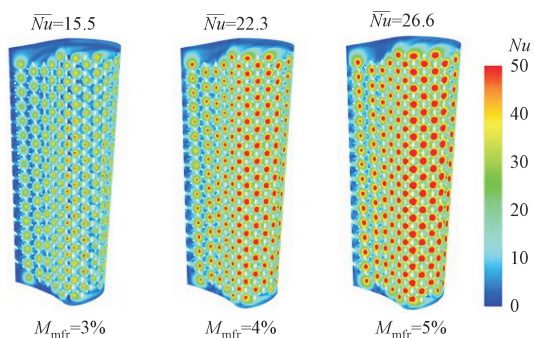
图 8 LEDWS 静叶靶面 Nu 云图Fig. 8 Nu contours distribution on the target surface of LEDWS vane

图 9 给出了 3 种 M_{mfr} 下两种静叶整体和前缘区域的面积平均综合冷效和气膜冷效对比。考虑到双层壁结构的冷效应包含内部冲击和扰流的效果,因此具体分析时的前缘区域不包含压力侧和吸力侧的最后一排气膜孔出口。试验工况下,前缘区域改进为双层壁结构后的气膜冷效由 0.32 提高到了 0.45,相对提升了 40.6%,综合冷效由 0.67 提升到

了 0.81,相对提升了 20.9%,气膜冷效所占综合冷效的比重由 47.8% 提升到了 55.6%。由于冷气在下游的累积效应,叶片的气膜冷效要高于前缘区域,GE-E³ 静叶的综合冷效也高于前缘区域,由于双层壁结构效果较为显著,LEDWS 静叶的综合冷效则低于前缘区域。当 M_{mfr} 由 3% 提高到 4% 时,各区域的综合冷效和气膜冷效均有显著提升,同时此过程

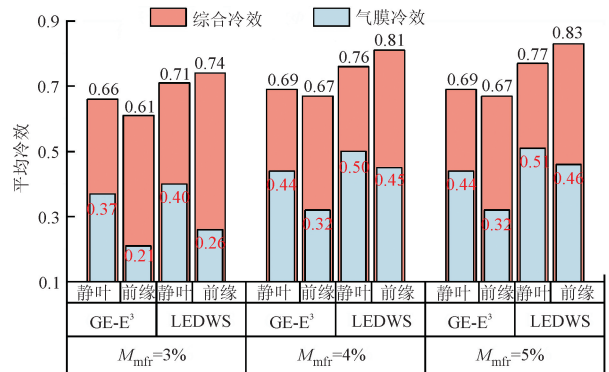


图 9 静叶及前缘区域面积平均冷效对比

Fig. 9 Comparison of averaged cooling effectiveness on the vane and leading edge area

中气膜冷效的占比增大说明气膜冷效对综合冷效增长的贡献更高;当 M_{mfr} 由 4% 提高到 5% 时,GE-E³ 静叶各区域的冷效基本不变。总体来说,3 种 M_{mfr} 下,LEDWS 静叶各区域无论在气膜冷效还是综合冷效均优于 GE-E³ 静叶。

2.2 内外流动机理及压力损失性能对比分析

图 10 为前缘各气膜孔排出口的面积平均吹风比分布,为便于对照,LEDWS 静叶的气膜孔排序从压力侧指向吸力侧,GE-E³ 静叶气膜孔排的序号是根据其位置(周向坐标)对 LEDWS 插值得到。试验工况下,3~13 号气膜孔排的范围,LEDWS 静叶的气膜孔排吹风比均较低,其中 7 号气膜孔排(前缘滞止线附近)吹风比达到最低值,两种结构在此处吹风比的差值也达到最大,因此该范围内 LEDWS 静叶的冷气贴壁性能更好,该范围之外两种结构的吹风比相近,冷气出流情况相似。相比喷淋孔,前缘压力侧和吸力侧气膜孔排的吹风比均比较大,吸力侧气膜孔排的吹风比甚至可以达到压力侧的两倍以上,这是由于吸力侧主流流速高,带动之下冷气的流速也较高,但同时冷气受压制作用也较强,冷气贴壁性能反而更好。 M_{mfr} 为 3% 时,由于滞止线附近气膜孔排发生堵塞和主流入侵,吹风比减小至接近 0,随后向两侧逐渐增大,气膜孔排恢复出流。

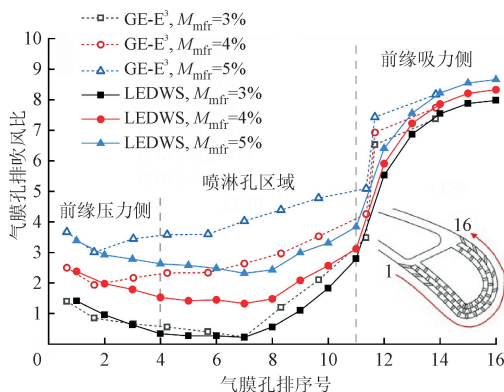


图 10 前缘气膜孔排吹风比分布

Fig. 10 M distribution of film hole rows of leading edge area

图 11 为前缘滞止线气膜孔排各气膜孔出口的吹风比分布。LEDWS 静叶的吹风比显著低于 GE-E³ 静叶。由于前缘从下端壁供气,因此 GE-E³ 静叶的气膜孔吹风比向上端壁方向呈下降趋势,而 LEDWS 静叶在冷气冲击靶面后,压力有所损失,上、下端壁附近气膜孔吹风比相差不明显。当 M_{mfr} 为 4% 和 5% 时,LEDWS 静叶最上方气膜孔的吹风比存在跃升,原因将在图 12 的流动分析中给

出。在前缘压力侧和吸力侧,由于冷气受主流压制作用不强,从下端壁至上端壁冷气的吹风比降低较为明显。

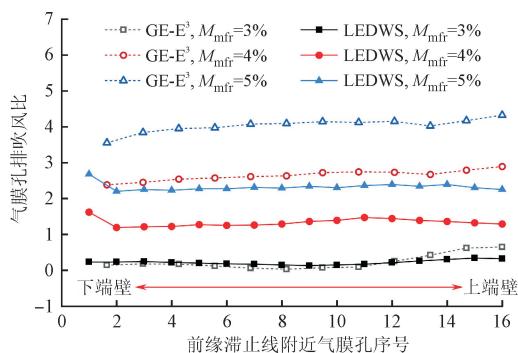


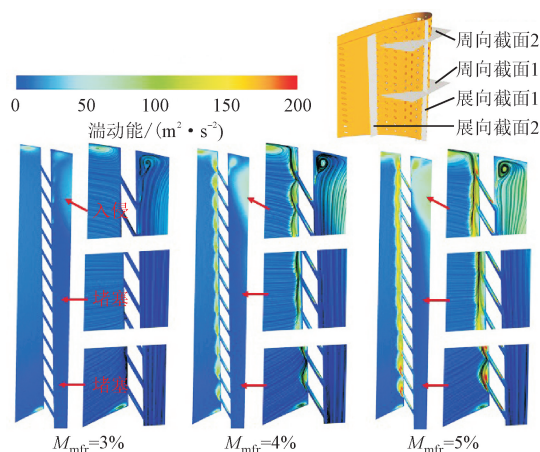
图 11 前缘滞止线气膜孔吹风比分布

Fig. 11 M distribution of film holes near the leading edge stagnation line

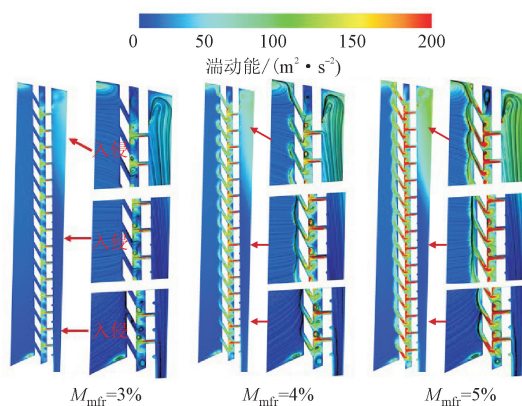
为了分析冷气流动的内在机理,在前缘选取了 4 个截面进行分析,如图 12~14 所示。展向截面 1 经过滞止线气膜孔排,展向截面 2 经过 GE-E³ 静叶 f11 气膜孔排和 LEDWS 静叶 f16 气膜孔排,两者在此处位置接近但冷气覆盖差异较大。考虑到中叶展和上、下端壁附近的冷气流动不同,选取两个周向截面进行分析,其中周向截面 1 经过 LEDWS 静叶 f12 气膜孔排自上端壁起第 9 个气膜孔(简称为 f12-9,后文均简称为此形式)、f10-10、f8-10 这 3 个气膜孔出口,周向截面 2 经过 f12-2、f10-3、f8-3 这 3 个气膜孔出口,两个周向截面在 GE-E³ 静叶上位置不变。

图 12 为 GE-E³ 静叶和 LEDWS 静叶在展向截面 1 上的流动情况。 $M_{\text{mfr}} = 4\%$ 时,中叶展区域冷气抬升角度小于上、下端壁附近区域,证实了图 6 中关于滞止线的分析。主流对叶片的冲击引起上端壁附近出现大规模的回流涡,最上方的气膜孔冷气被卷吸向上端壁方向流动,对应图 8 前缘上端壁附近的冷效分布。由于 LEDWS 静叶最上方气膜孔距离上端壁更近,出流状态下冷气受上端壁回流区卷吸作用更强,流速增加,因而吹风比发生跃升,对应图 11。 $M_{\text{mfr}} = 3\%$ 时,对于 GE-E³ 静叶,主流在上端壁附近入侵至冷气腔内,而在中叶展和下端壁附近,主流则在入侵气膜孔后短距离内回流,这也说明了下端壁附近冷气压力大,抵抗主流入侵程度较强,而冷气吹风比的降低造成 LEDWS 静叶主流在整个展向范围内均可入侵气膜孔至冲击腔室内。 $M_{\text{mfr}} = 5\%$ 时,本应增大的上、下端壁附近冷气抬升角度却有所下降,这与滞止线的变化有关,将在周向截面上

进行分析。对于 LEDWS 静叶,冷气冲击靶面后需偏转很大角度进入气膜孔,导致冷气易冲击气膜孔入口下壁面,从而堵塞下侧冷气的流入,大的偏转角也引起气膜孔入口上壁面处出现比 GE-E³ 静叶更大的堵塞涡,引起冷气流动均匀性下降,同时 LEDWS 静叶的气膜孔长径比较小,冷气流动不均匀性可以延伸到气膜孔出口。



(a)GE-E³ 静叶

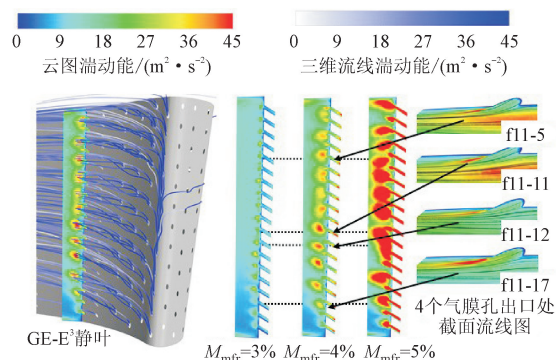


(b)LEDWS 静叶

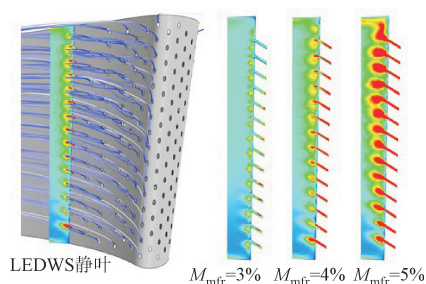
图 12 两种结构在展向截面 1 的湍动能云图和二维流线图
Fig. 12 Kinetic energy contours and 2D streamline of the spanwise cross-sections 1 of the two structures

图 13 给出了两者在展向截面 2 的湍动能云图和 GE-E³ 静叶 4 个气膜孔出口处的周向流线图及两种静叶前缘压力侧的冷气三维流线图。对于 GE-E³ 静叶, $M_{mfr} = 4\%$ 时, f11 排气膜孔出口附近存在高湍流区,且湍流强度从中叶展向两侧下降,分析三维流线图,发现高湍流区是上游冷气脱离壁面后的流动涡系引起,强度分布趋势是前缘冷气在上、下端壁附近抬升角度大,与主流作用湍流耗散强烈且受惯性易偏离高湍流区导致的。从 4 个气膜孔出口的

周向二维流线图可以看出,气膜孔出口接近高湍流区时,冷气易被卷吸而抬升角度增大(如图 13(a)中 f11-11 孔出口截面流线所示),进而气膜覆盖性能下降,而距离较远时,冷气则具有良好的覆盖性能(f11-12),上端壁区域的高湍流区强度较低,冷气抬升角度并不大(f11-5),在下端壁区域,由于冷气吹风比较高,所以抬升角度相对也较大(f11-17)。 $M_{mfr} = 5\%$ 时,则转变为 f11-11 孔距离高湍流区较远而冷气覆盖效果较好。对于 LEDWS 静叶, $M_{mfr} = 4\%$ 时, f16 排气膜孔出口附近湍流区强度较低,因此冷气均为贴壁流动,相对来说,湍流区强度从下端壁向上端壁递增,这是前缘冷气耗散快,该处湍流强度主要受上游邻近冷气的影响,而上游邻近冷气从下端壁向上端壁吹风比递减,湍流耗散程度递减。 $M_{mfr} = 5\%$ 时前缘吹风比较低,湍流区趋势相同。



(a)GE-E³ 静叶



(b)LEDWS 静叶

图 13 两种结构在展向截面 2 的湍动能云图和流线图
Fig. 13 Kinetic energy contours and streamline of the spanwise cross-sections 2 of the two structures

图 14 给出了中叶展处和上端壁附近的周向截面湍动能云图和二维流线图。从图 14(a)可以看出,两种静叶前缘滞止线均正对气膜孔,与图 8 中的分析相同;受叶片压力侧和吸力侧的压力梯度影响,吸力侧主流降压加速更加显著,对冷气的压制作用

更强因而冷气贴壁性能最佳,而压力侧和滞止线附近冷气受压制较小而出现抬升后因动量耗散重新贴壁的波浪形轨迹。由于吹风比的减小,所以LEDWS静叶前缘压力侧气膜孔出口湍动能显著低于 E^3 静叶。LEDWS静叶前缘靶面附近的湍动能强度高于其它区域,对应图8中 Nu 的分布。图14(b)为周向截面2,可以看出,随着吹风比的提高,滞止线变得逐渐正对气膜孔出口,主流对冷气的压制增强,这解释了图6中滞止线附近的上端壁气膜孔在冷气流量增加的情况下贴壁性能反而提高的现象。在压力侧和吸力侧,周向截面2上的表现与周向截面1基本相同。

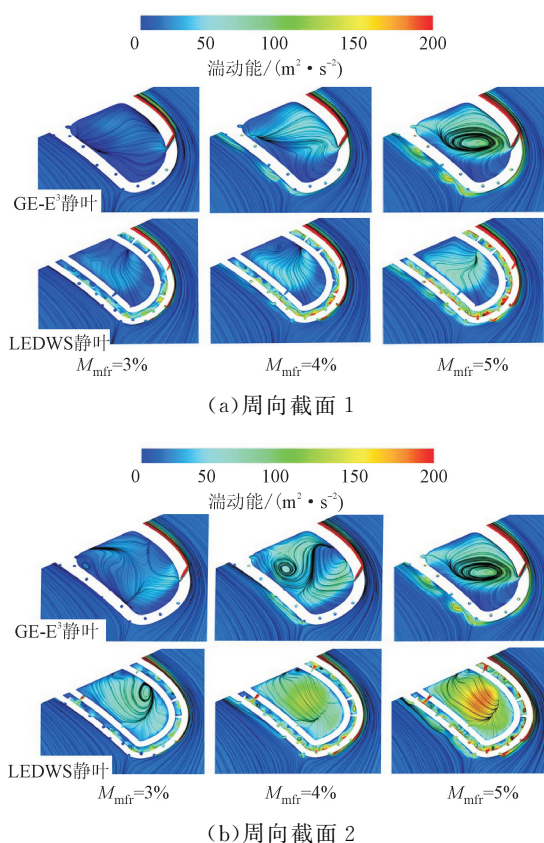


图14 两种结构前缘周向截面湍动能云图和二维流线图
Fig. 14 Kinetic energy contours and 2D streamline of the leading edge circumferential cross-sections of the two structures

为了评估结构改变对冷气压力损失以及叶栅通道总压损失的影响,图15给出了两者相关性能分布。由图可知,LEDWS静叶的冷气压力损失普遍高于 $GE-E^3$ 静叶,随着冷气量的增多,两者的损失系数逐渐提高,且差距也在逐步增大,试验工况下,LEDWS静叶相对 $GE-E^3$ 静叶增长达到50.6%,这

有效解释了LEDWS静叶气膜孔出口吹风比较低现象。对于叶栅总压损失系数,LEDWS静叶同样高于 $GE-E^3$ 静叶且两者均随冷气量的增多而提高,但LEDWS静叶相对 $GE-E^3$ 静叶仅增加0.7%,因此可在一定程度上认为前缘结构的改变对叶栅总压损失影响不大。

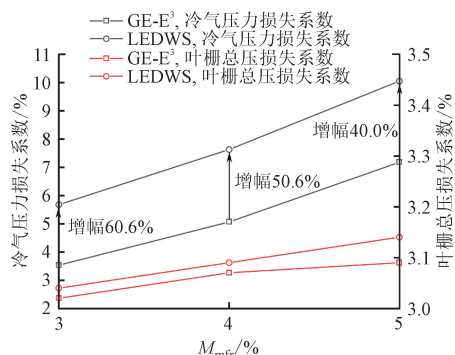


图15 两种结构冷气压力损失系数及叶栅总压损失系数
Fig. 15 Coolant pressure loss coefficient and cascade total pressure loss coefficient of two structures

2.3 前缘双层壁结构静叶吹风比变工况性能分析

吹风比对气膜冷效的影响较大^[9],因此本文在先前3个冷气质量流量(分别对应 $M=2.1, 3.1, 3.9$)的基础上,为实现前缘区域吹风比的等差变化,添加了3个冷气质量流量,开展6种冷气质量流量比下LEDWS结构静叶在不同吹风比下的特性研究。

图16给出了6种吹风比下静叶外壁面气膜冷效分布云图。可以看出,随着吹风比的继续增加,气膜孔出口冷气动量不断提高。抬升角度增大,开始出现脱壁趋势,在惯性的作用下喷淋孔冷气开始在压力侧近上端壁附近堆积。相应地,压力侧下端壁附近冷气分布变得稀薄。吸力侧喷淋孔冷气抬升角度的增加导致出口附近冷气变得稀薄,同时冷气流动角度开始偏向上端壁,在吸力侧下游,冷气重新贴壁,气膜冷却有效度显著提高。由于吸力侧中弦长处主流对冷气压制作用更强,因此冷气抬升角度变小,气膜孔出口附近出现高冷效区。

6种吹风比下的靶面 $\overline{Nu}$ 见表4。可以看出,靶面 $\overline{Nu}$ 随吹风比增加递增,但增幅有所降低,这是由于吹风比增大后冷气对靶面的冲击作用增强,冲击滞止点周围的高传热区逐步扩张,但当扩张到扰流柱附近时受到阻力,所能扩张的范围缩小。

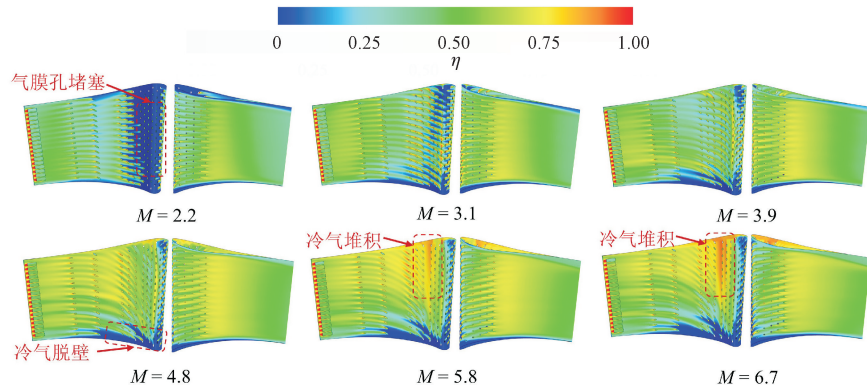


图 16 LEDWS 静叶在 6 种吹风比下外壁面绝热气膜冷效云图

Fig. 16 Adiabatic film cooling effectiveness contours distribution on the outer wall of LEDWS vane at 6 blowing ratios

表 4 LEDWS 静叶在 6 种吹风比下靶面 $\overline{Nu}$ Table 4 Target surface $\overline{Nu}$ of LEDWS vane at 6 blowing ratios

吹风比 M	靶面 $\overline{Nu}$	吹风比 M	靶面 $\overline{Nu}$
2.2	15.52	4.8	30.91
3.1	22.25	5.8	34.40
3.9	26.63	6.7	37.84

图 17 为 6 种吹风比下叶片及前缘区域综合冷效和气膜冷效的变化。由图可知,整个叶片表面综合冷效和气膜冷效均呈先上升后下降的趋势,综合冷效在 $M=4.8, 5.8$ 时达到峰值 0.79,气膜冷效在 $M=5.8$ 时达到峰值 0.56。前缘区域表面综合冷效呈先上升后稳定的趋势,在 $M=4.8$ 后稳定在 0.84 附近,而气膜冷效呈先上升后下降的趋势,同样在 $M=5.8$ 时达到峰值 0.49。结合图 16 可知,随吹风比的增加,冷气在下游区域的重新贴壁及前缘压力

侧近上端壁区域的堆积都使得各自区域内气膜冷效显著提升,而前缘近下端壁区域及吸力侧上游的冷气脱壁现象又使得气膜冷效下降。综合之下,叶片和前缘区域的气膜冷效在 $M=5.8$ 时达到最高值。由于仅在前缘区域布置双层壁结构,气膜冷效对整个叶片的贡献占比较大,因此叶片综合冷效变化趋势与气膜冷效相近。在前缘区域,气膜冷效的贡献占比降低,由于固体导热和冷气腔对流换热的共同作用,所以综合冷效在 0.84 附近饱和。

图 18 为冷气压力损失系数和叶栅总压损失系数随吹风比的变化。可知,两种损失系数均随吹风比增加几乎呈线性增加趋势,但前者曲线斜率略有增大,后者曲线斜率略有减小。冷气压力损失系数由 5.67% 增加到 19.50%,叶栅总压损失由 3.04% 增加到 3.26%。可见,前缘吹风比的增加对叶片的气动性能影响较小,但会引起冷气较大的压力损失。

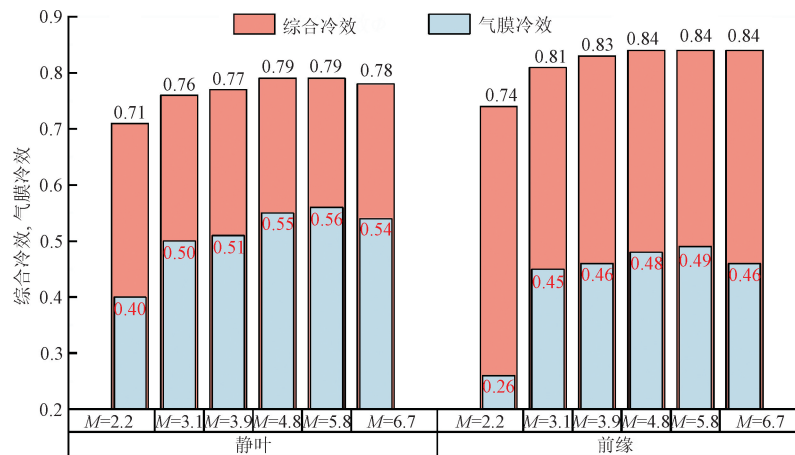


图 17 LEDWS 静叶在 6 种吹风比下叶片及前缘区域综合冷效和气膜冷效

Fig. 17 Overall cooling effectiveness and film cooling effectiveness on the vane and leading edge area of LEDWS vane at 6 blowing ratios

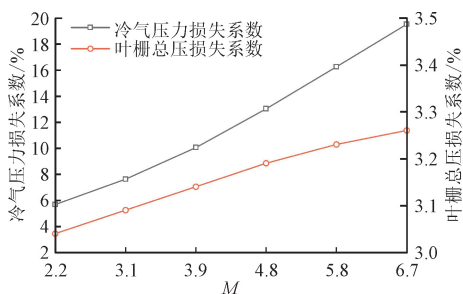


图 18 LEDWS 静叶冷气压力损失系数和叶栅总压损失系数随吹风比的变化

Fig. 18 Coolant pressure loss coefficient and cascade total pressure loss coefficient of LEDWS vane changing with blowing ratios

3 结 论

本文针对双层壁结构在高曲率静叶前缘区域的应用效果不佳和机理研究不充分的问题,对 GE-E³ 高压涡轮静叶前缘进行双层壁结构设计,并在 3 种冷气质量流量比下进行了冷效和压损方面的对比分析,同时研究了前缘双层壁结构静叶性能随吹风比的变化规律,得到如下结论。

(1) 双层壁结构会引起前缘冷气压损的极大增加,相比 GE-E³ 静叶增加了 50.6%。这是由于双层壁结构存在冷气冲击靶面以及气膜孔入口堵塞涡规模较大等特征,但叶栅总压损失仅增加 0.7%,影响较小。LEDWS 静叶冷气压损的增加使得前缘区域气膜孔吹风比普遍低于 GE-E³ 静叶,因而冷气贴壁性能提升,气膜冷效有所提高,在试验工况下增加了 40.6%,同时在内部换热的共同增强下,综合冷效相对提高了 20.9%,达到 0.81。随着冷气量由 $M_{\text{mfr}} = 3\%$ 的气膜孔堵塞状态到 $M_{\text{mfr}} = 4\%$ 的气膜孔恢复出流,气膜冷效和综合冷效均得到显著提升,其中气膜冷效对综合冷效的贡献占比更高。冷气量继续提高时,仅 LEDWS 静叶冷效提升,且增幅减小。

(2) 对于外部流动,两种静叶在吸力侧相似,受压力梯度和主流降压加速影响,冷气被带动的同时也受到强压制作用,吹风比和贴壁性能均最高。在滞止线附近和压力侧,流动则随流量波动明显,冷气量小时均易发生主流入侵和堵塞,冷气量大时 GE-E³ 静叶的气膜孔吹风比急剧增大,冷气抬升角度增大而贴壁性能下降,而 LEDWS 静叶的气膜孔吹风比则增幅较小,且动量增加适当使得覆盖性能有所提升。从展向上看,两者滞止线附近流动状态相似,中叶展区域滞止线正对气膜孔,上、下端壁附近滞止线偏向吸力侧,但冷气量增加时偏移量减小。前缘

压力侧下游冷气的出流易受上游冷气脱壁后形成的流动涡系卷吸而贴壁性能下降,GE-E³ 静叶的湍流涡系分布不与气膜孔对应,所以冷气出流状态变化大,而 LEDWS 静叶由于冷气动量低,涡系湍流强度低,冷气贴壁性能较好。

(3) 随着吹风比增加,冷气动量增加,在前缘上端壁附近的堆积和叶片下游的累积使得对应区域冷效得到显著提升,但前缘下端壁附近和吸力侧上游冷气的抬升又会引起对应区域冷效下降。综合之下,LEDWS 静叶气膜冷效约在 $M = 5.8$ 时达到峰值。由于仅在前缘区域布置双层壁结构,气膜冷效对整个叶片的综合冷效贡献较大,因此叶片综合冷效变化趋势与气膜冷效基本一致,而前缘区域内受冲击冷却影响,在 $M = 4.8$ 后综合冷效稳定在 0.84 附近。冷气压力损失和叶栅总压损失系数随吹风比增加近线性增加,但叶栅总压损失系数变化较小。

参考文献:

- [1] BUNKER R S. Evolution of turbine cooling [C]// ASME Turbo Expo 2017: Turbomachinery Technical Conference and Exposition. New York, NY, USA: ASME, 2017: V001T51A001.
- [2] 孙昌林. 层板冷却结构内部流阻与换热特性研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2001.
- [3] LIU Xuebin, ZHANG Chao, SONG Liming, et al. Influence of Biot number and geometric parameters on the overall cooling effectiveness of double wall structure with pins [J]. Applied Thermal Engineering, 2021, 198: 117439.
- [4] MURRAY A V, IRELAND P T, RAWLINSON A J. An integrated conjugate computational approach for evaluating the aerothermal and thermomechanical performance of double-wall effusion cooled systems [C]// ASME Turbo Expo 2017: Turbomachinery Technical Conference and Exposition. New York, NY, USA: ASME, 2017: V05BT22A015.
- [5] 孔满昭, 朱惠人, 原和朋. 应用瞬态液晶测量技术研究层板内部换热特性 [J]. 航空动力学报, 2009, 24(2): 340-346.
KONG Manzhao, ZHU Huiren, YUAN Hepeng. Research on heat transfer characteristic of lamilloy internal surfaces using transient liquid crystal technique [J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(2): 340-346.
- [6] NAKAMATA C, OKITA Y, MATSUNO S, et al. Spatial arrangement dependance of cooling performance of an integrated impingement and pin fin cooling configuration [C]// ASME Turbo Expo 2005: Power for Land, Sea, and Air. New York, NY, USA: ASME,

- 2005; 385-395.
- [7] SONG H S, PARK H S, KIM T, et al. Cooling effectiveness of additive-manufactured internal structure within a double wall cooling system [C]//ASME Turbo Expo 2023; Turbomachinery Technical Conference and Exposition. New York, NY, USA; ASME, 2023; V07BT13A006.
- [8] 黄鑫, 浦健, 王建华, 等. 曲面对层板/热障涂层耦合结构冷却特性的影响 [J]. 工程热物理学报, 2023, 44(7): 1800-1807.
- HUANG Xin, PU Jian, WANG Jianhua, et al. Effects of wall curvature on cooling characteristics of a laminated cooling configuration coupled by thermal barrier coatings [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2023, 44(7): 1800-1807.
- [9] 张垚垣, 栗智宇, 李志刚, 等. 曲面双层壁结构的内外复合流动及综合冷却特性数值研究 [J]. 西安交通大学学报, 2025, 59(2): 50-60.
- ZHANG Kaiyuan, LI Zhiyu, LI Zhigang, et al. Numerical investigation of internal and external flow interaction and overall cooling characteristics of curvature double-wall structures [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2025, 59(2): 50-60.
- [10] WASSELL A B, BHANGU J K. The development and application of improved combustor wall cooling techniques [C]//ASME 1980 International Gas Turbine Conference and Products Show. New York, NY, USA; ASME, 1980; V01AT01A066.
- [11] SHRAGER A C, THOLE K A, MONGILLO D. Effects of effusion cooling pattern near the dilution hole for a double-walled combustor liner: part 1 overall effectiveness measurements [C]//ASME Turbo Expo 2018; Turbomachinery Technical Conference and Exposition. New York, NY, USA; ASME, 2018; V05CT17A011.
- [12] JACKOWSKI T, ELFNER M, BAUER H J. Numerical investigation of conjugate heat transfer in an effusion and impingement cooled combustor wall [C]//ASME Turbo Expo 2020; Turbomachinery Technical Conference and Exposition. New York, NY, USA; ASME, 2020; V07AT11A009.
- [13] LI Wen, TAN Xiaoming, HUANG Xiaofeng, et al. Application of double-wall cooling structure in the integrated strut flame stabilizer [J]. Thermal Science and Engineering Progress, 2022, 36: 101526.
- [14] NGETICH G C, IRELAND P T, ROMERO E. Study of film cooling effectiveness on a double-walled effusion-cooled turbine blade in a high-speed flow using pressure sensitive paint [C]//ASME Turbo Expo 2019; Turbomachinery Technical Conference and Exposition. New York, NY, USA; ASME, 2019; V05BT19A008.
- [15] 宋伟. 全双层壁燃气涡轮导向叶片数值及实验研究[D]. 合肥: 中国科学技术大学, 2024.
- [16] ZHANG Jie, LIU Cunliang, XU Weijiang, et al. Experimental investigation of full-coverage film cooling characteristic of single/double-wall cooling vane [J]. Thermal Science and Engineering Progress, 2024, 47: 102261.
- [17] 栾永先, 沈跃. 层板冷却导向叶片设计及试验验证 [J]. 航空发动机, 2021, 47(6): 20-25.
- LUAN Yongxian, SHEN Yue. Design and test validation for laminated cooling turbine vane [J]. Aeroengine, 2021, 47(6): 20-25.
- [18] CHEN Xinnan, BAI Bo, XIA Yongbo, et al. Effect of stage-impingement on the composite cooling performance of turbine vane leading edge utilizing in-wall channel [J]. Aerospace Science and Technology, 2026, 168(Part C): 110967.
- [19] TANG Zhonghao, LI Lei, LI Honglin, et al. Effect of curvature radius on leading edge cooling performance of double wall turbine blade [J]. International Journal of Thermal Sciences, 2025, 210: 109621.
- [20] SONG Wei, YAO Ran, WANG Jianhua, et al. Transient film outflow performances of laminated cooling configurations in leading edges of turbine vane [J]. Applied Thermal Engineering, 2023, 233: 121209.
- [21] TIMKO L P. Energy efficient engine high pressure turbine component test performance report: NASA-CR-168289 [R]. Houston, TX, USA; NASA, 1984.
- [22] 陈欣楠, 李志刚, 李军, 等. 二次冲击对静叶前缘冷却性能影响的对比研究 [J]. 西安交通大学学报, 2023, 57(5): 34-45.
- CHEN Xinnan, LI Zhigang, LI Jun, et al. A comparative study on the effect of second-impingement on the cooling performance of vane leading edge [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2023, 57(5): 34-45.
- [23] YAN Xin. Very large eddy simulation of aero-thermal performance in squealer tip gap [J]. Journal of Turbomachinery, 2022, 144(6): 061003.
- [24] WANG Zhiduo, WANG Dian, WANG Zhihao, et al. Heat transfer analyses of film-cooled HP turbine vane considering effects of swirl and hot streak [J]. Applied Thermal Engineering, 2018, 142: 815-829.
- [25] ZHANG S, DING S, QIU T, et al. Numerical investigation on aerothermal performances of film cooled high pressure turbine vane under inlet non-uniformities [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2025, 237: 126398.
- [26] HYLTON L D, NIRMALAN V, SULTANIAN B K, et al. The effects of leading edge and downstream film cooling on turbine vane heat transfer: NASA-CR-182133 [R]. Houston, TX, USA; NASA, 1988.

(编辑 陶晴)