

带球窝结构的尾缘开缝壁面气膜冷却特性研究

何坤, 王茜, 晏鑫

(西安交通大学能源与动力工程学院, 710049, 西安)

摘要: 为提升燃气透平叶片尾缘开缝区域的气膜冷却性能,将多排球窝结构应用于尾缘冷却通道下游开缝壁面,以增加近壁面区域的冷气覆盖。采用非定常延迟-分离涡模拟方法,研究了有、无球窝结构下尾缘开缝壁面的气膜冷却性能,获得了4种吹风比、3种球窝高径比以及2种球窝结构(球形球窝和泪滴形球窝)条件下尾缘开缝壁面的气膜冷却性能和流量系数,并利用已有实验数据考核了数值方法的有效性,阐明了球窝结构减小冷热气流掺混、改善尾缘开缝区域气膜冷却性能的作用机制。结果表明:球窝结构有利于冷气向壁面附近聚集,使得冷气不易被主流卷起,减小了冷热气流掺混,有效增加了开缝壁面沿流向的气膜覆盖面积;相对于光滑尾缘开缝模型(无球窝结构),带球形球窝结构的尾缘开缝模型流量系数增大了4.8%~6%,平均气膜冷却效率提高了4.6%~19%;吹风比越大,球窝结构对冷气的吸附作用越显著,带球窝结构的尾缘开缝壁面平均气膜冷却效率越高;球窝高径比越大,尾缘开缝壁面的气膜冷却效率越高且分布越均匀。泪滴形球窝可有效解决球形球窝内壁前缘冷却不足问题,相对于带球形球窝结构的尾缘开缝,带泪滴形球窝结构的尾缘开缝壁面的冷却效率提高了8.2%,流量系数提高了1.1%。

关键词: 航空发动机;尾缘开缝;球窝;气膜冷却;流量系数;延迟-分离涡模拟

中图分类号: TK47 **文献标志码:** A

DOI: 10.7652/xjtuxb202412003 **文章编号:** 0253-987X(2024)12-0022-12

Research on Film Cooling Characteristics of Trailing Edge Cutback with Dimples

HE Kun, WANG Xi, YAN Xin

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

Abstract: To enhance the film cooling performance of the trailing edge cutback region in a gas turbine blade, multiple arrays of dimples are applied to the downstream cutback of the cooling slot to improve the coolant coverage near the wall. Using the delayed-detached eddy simulation method, the film cooling performance of the trailing edge cutback with/without dimples is investigated. The film cooling performance and flow coefficient of the trailing edge cutback are obtained under four blowing ratios, three dimple height-to-diameter ratios, and two dimple structures (spherical dimples and teardrop-shaped dimples). The effectiveness of the numerical method is verified using existing experimental data, elucidating the mechanism by which the dimple structure reduces the mixing of hot and cold airflows and improves the film cooling performance in the trailing edge cutback region. The results indicate that the dimple structure

promotes the accumulation of cool air near the wall surface, preventing it from being easily entrained by the mainstream flow, thereby reducing the mixing of hot and cold airflows and effectively increasing the film coverage area along the cutback in the downstream direction. Compared to the smooth trailing edge cutback model (without dimple structure), the flow coefficient of the trailing edge cutback model with spherical dimples increases by 4.8% to 6%, and the average film cooling efficiency increases by 4.6% to 19%. With increasing blowing ratio, the adsorption effect of the dimple structure on cool air becomes more significant, leading to higher average film cooling efficiency on the trailing edge cutback with a dimple structure. A higher dimple height-to-diameter ratio results in increased and more uniform film cooling efficiency on the trailing edge cutback. The teardrop-shaped dimples effectively address the issue of insufficient cooling at the leading edge of the spherical dimples; compared to the trailing edge cutback model with spherical dimples, the cooling efficiency of the trailing edge cutback with teardrop-shaped dimples increases by 8.2%, and the flow coefficient improves by 1.1%.

Keywords: aero-engine; trailing edge cutback; dimple; film cooling; discharge coefficient; delayed-detached eddy simulation

航空发动机透平前几级叶片的工作温度超过材料的熔点,需要有效的冷却措施来保护热端部件不受到高温热应力的损坏^[1-2]。叶片尾缘区域承受较高热负荷^[3],由于气动设计的要求,尾缘厚度通常较薄^[4-5]。尾缘开缝是高性能航空发动机高压透平叶片中常用结构,通过在开缝区域布置冷却通道以对尾缘附近区域进行气膜冷却^[6]。在冷却通道中,通常布置多排肋柱结构以增强开缝结构的强度^[6]。冷气经过肋柱扰流后,在开缝下游壁面附近受主流影响快速抬升,减弱了尾缘开缝壁面的冷却效果^[7]。因此,研究者提出了较多的措施,以减小冷热气流掺混,改善尾缘开缝区域的气膜冷却覆盖水平。

在早期的研究中,研究者通过采用合理的肋柱结构和布置以提升尾缘开缝区域的气膜冷却性能。Metzger 等^[8]研究了冷气通道肋柱的排列型式(顺排和叉排)对开缝区域传热性能影响,发现肋柱叉排条件下比肋柱顺排更有利于冷却通道内换热,且开缝下游的冷气覆盖沿展向更为均匀。Jaswal 等^[9]则对带不同形状肋柱的尾缘开缝区域流动换热特性进行了实验研究,发现肋柱几何形状对开缝区域的传热性能和流动阻力有显著影响。Martini 等^[10]采用实验方法研究了扰流肋柱形状对尾缘开缝区域气膜冷却和传热性能的影响,研究表明,圆柱形肋柱叉排排列有利于冷气沿展向均匀分布。Liang 等^[11]研究了圆柱形肋柱和泪滴形肋柱对尾缘开缝结构流动传热性能的影响,研究表明,沿流向布置的泪滴形肋柱可以大幅降低开缝区域的流动阻力,且传热性能

较高。

另外一些研究者针对不同压力侧唇缘形状下的尾缘开缝区域气膜冷却性能开展了研究。Horbach 等^[12]采用实验方法研究了压力侧唇缘几何尺寸对尾缘开缝区域气膜冷却的影响,研究表明,唇缘厚度对开缝下游漩涡结构和壁面冷却效率分布具有显著影响。文献[13-15]采用分离涡模拟(DES)方法和实验研究了不同唇缘厚度开缝下游流场结构和气膜冷却效率分布,发现唇缘尺寸对开缝下游漩涡脱落和湍流涡发展具有显著影响,随着唇缘增厚,开缝下游壁面的后部气膜冷却性能下降。王茜^[16]采用延迟-分离涡模拟(DDES)方法研究了不同唇缘形状和唇厚条件下带肋尾缘开缝结构的气膜冷却性能,发现唇缘形状对开缝流量系数几乎无影响,但会影响到开缝下游的漩涡尺寸,从而影响到开缝下游壁面的冷却效率。

还有一些学者研究了肋板形状对尾缘开缝区域的气膜冷却性能和通流能力的影响。Horbach 等^[17]针对带肋尾缘开缝区域的气膜冷却性能开展了实验研究,发现开缝区域存在肋板结构时,开缝下游壁面的冷却效率小幅提升。Benson 等^[18]采用实验研究了带肋尾缘开缝区域的流场结构和气膜冷却效率,发现开缝区域肋板形状对壁面气膜冷却性能影响较大。叶林等^[19]的研究发现,在相同的 V 形肋条宽度下,非扩张形开缝壁面比扩张形开缝壁面的气膜冷却性能更高。文献[20-23]分析了来流条件、肋板倾角、肋板形状对带肋尾缘开缝下游区域流量

系数、气膜冷却效率的影响,发现直-拱形收缩肋板比直-直形扩张肋板的气膜冷却性能更好,但肋板形状对流量系数影响十分微弱。

近年来,研究者提出了在开缝下游增加凸起或凹坑以增强开缝下游区域气膜冷却性能的思路。Ye 等^[24]采用数值方法研究了不同 V 形肋柱形状对开缝区域气膜冷却性能的影响。文献[25-26]研究了球窝形状对开缝区域气膜冷却和传热性能的影响,研究发现,合理的球窝结构可使开缝壁面传热性能提升 20%~60%。虽然研究者通过在开缝壁面上布置凸起或凹坑结构提升了气膜冷却性能,但较少有研究者关注球窝结构对开缝区域冷热气流掺混和气膜覆盖的影响机理。因此,本文基于公开发表的实验数据,采用 DDES 非定常求解方法,研究不同的吹风比条件下球窝结构对开缝区域冷热气流掺混和气膜冷却性能的影响机制,通过对比光滑开缝壁面和两种球窝型式的开缝壁面附近的非定常流动结构及气膜冷却性能,揭示不同球窝结构对开缝区域流场结构时空演化特性的影响。

1 计算模型及方法

1.1 计算模型

研究的对象来源于文献[17]的燃气透平叶片尾缘开缝实验模型,尾缘开缝模型计算域如图 1 所示。 L_1 区域为冷气通道宽度,包含 5 排肋柱以增加开缝区域的强度, L_2 区域为开缝出口区域宽度, L_3 区域为冷气通道下游开缝壁面宽度,为研究的目标区域,需要利用上游的冷气对该区域进行冷却。

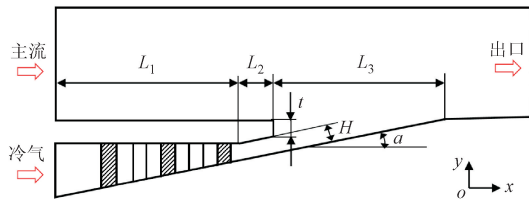


图 1 尾缘开缝模型计算域

Fig. 1 Computational region for the trailing edge cutback model

图 2 给出了 L_1 、 L_2 区域的几何参数。为研究方便,定义 x 、 y 、 z 方向如图中所示, x/H 表示某流向位置到开缝出口的相对距离。图中各几何参数的尺寸数据如下: $H = 4 \text{ mm}$, $t = 4 \text{ mm}$, $L_1 = 58 \text{ mm}$, $L_2 = 12 \text{ mm}$, $L_3 = 60 \text{ mm}$, $\alpha = 10^\circ$, $D = 4 \text{ mm}$, $s = 10 \text{ mm}$, $s_x = 8.66 \text{ mm}$ 。

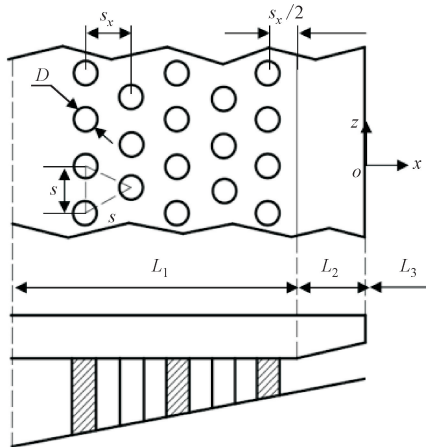


图 2 开缝区域肋柱的几何参数

Fig. 2 Geometrical parameters for pin-fins in cutback region

图 3 给出了带球窝结构的尾缘开缝计算模型和几何参数,在开缝下游壁面上沿流向布置 7 排交错排列的球窝。球窝结构的尺寸如下: $s_1 = 9.48 \text{ mm}$, $s_2 = 10 \text{ mm}$, $H = 4 \text{ mm}$, $D_0 = 8 \text{ mm}$, $\delta = 1.6 \text{ mm}$ 。唇厚比 $t/H = 1$,球窝直径 D_0 取开缝出口高度的 2 倍,球形球窝的高径比 $\delta/D_0 = 0.2$ 。泪滴形球窝沿展向和流向的间距与圆形球窝保持一致,其前缘内壁与开缝壁面夹角为 16° 。

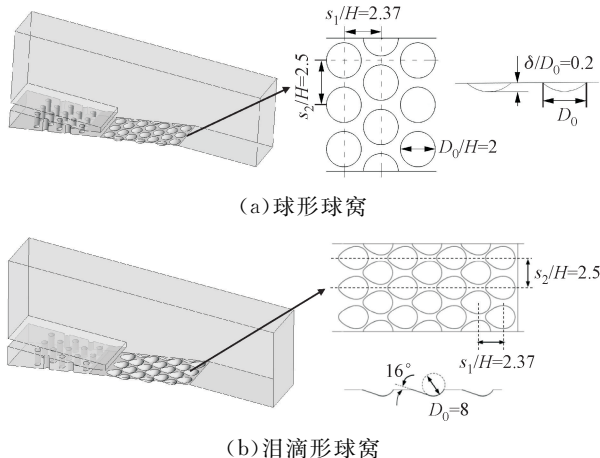


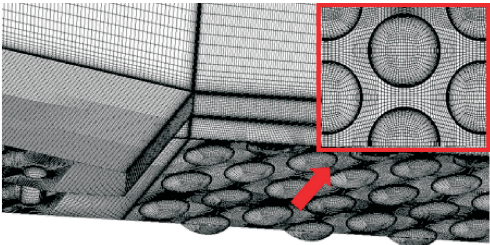
图 3 尾缘开缝计算模型和几何参数

Fig. 3 Schematic view of the computational models

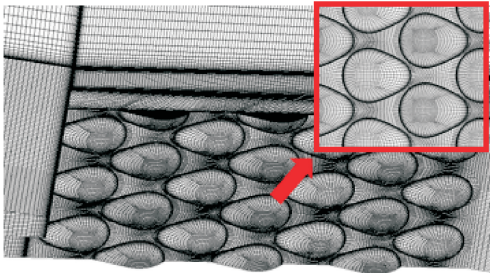
1.2 计算网格

带球形球窝和泪滴形球窝结构的尾缘开缝区域计算网格如图 4 所示。计算网格 ANSYS ICEMCFD 为多块结构化网格,在壁面处和球窝区域均采用 O 网格以提高网格生成质量,网格生成过程中,设置靠近壁面的第 1 层网格距离为 0.001 mm ,膨胀比为

1.1,以保证计算中 $y^+ < 1$ 。



(a)球形球窝



(b)泪滴形球窝

图 4 计算网格示意图

Fig. 4 Schematic view of the computational meshes

1.3 计算边界条件

数值计算的边界条件与文献[17]中燃气透平叶片尾缘开缝实验保持一致:工质为理想空气,主流和冷气入口均给定流速、总温、湍流强度和湍流长度,其中冷气速度根据吹风比确定。出口给定平均静压为 105 000 Pa,计算域上边界为对称边界,开缝壁面为绝热边界,肋柱及压力侧表面为恒温边界(325 K),具体参数如表 1 所示。

表 1 数值计算的边界条件

Table 1 Boundary conditions for the numerical simulations

参数	数值				
	主流	冷气			
吹风比	0.2	0.65	0.8	1.25	
入口总温/K	500	293	293	293	293
流速/(m·s ⁻¹)	57	1.87	6.1	7.48	11.7
湍流强度/%	7	5	5	5	5
湍流长度/m	0.01	0.001 5	0.001 5	0.001 5	0.001 5

1.4 参数定义

吹风比 M 定义为

$$M = \rho_c u_c / \rho_{hg} u_{hg} = m_c / (A_{slot} \rho_{hg} u_{hg}) \tag{1}$$

式中: ρ_c 为冷气密度; ρ_{hg} 为主流密度; u_c 为冷气速度; u_{hg} 为主流速度; m_c 为冷气质量流量; A_{slot} 为开缝出口面积。

流量系数 C_D 表示冷气流道的通流能力,定义为

$$C_D = \frac{m_{c,r}}{m_{c,i}} = m_{c,r} \cdot$$

$$\left(p_{1t} \left(\frac{p_2}{p_{1t}} \right)^{(\kappa+1)/2\kappa} A_{slot} \sqrt{\frac{2\kappa}{(\kappa-1)RT_{1t}}} \left[\left(\frac{p_{1t}}{p_2} \right)^{(\kappa-1)/\kappa} - 1 \right] \right)^{-1} \tag{2}$$

式中: $m_{c,r}$ 为冷气实际质量流量; $m_{c,i}$ 为冷气理想质量流量; κ 为空气比热容比; R 为理想气体常数; T_{1t} 为冷气入口总温; p_{1t} 为冷气入口总压, p_2 为开缝出口静压。

尾缘开缝结构的绝热壁面冷却效率定义为

$$\eta_{aw} = (T_{hg} - T_w) / (T_{hg} - T_c) \tag{3}$$

式中: T_{hg} 为主流温度; T_c 为冷气温度; T_w 为开缝壁面的当地温度。

三维流场漩涡结构采用 Q 准则数进行表征, Q 准则数定义为

$$Q = 0.25(I^2 - S^2) \tag{4}$$

式中: I 为涡量; S 为应变率。

1.5 湍流模型考核

计算采用 ANSYS CFX 进行 DDES 非定常数值求解。基于前期对本尾缘开缝结构的非定常求解时间步影响的研究^[26],非定常计算的时间步长取为 1.25×10^{-6} s,内迭代设置为 18 步。在 DDES 计算求解过程中,设置若干监测点分析求解的收敛情况,计算发现,当迭代进行 8 000 个物理时间步(外迭代步)后,各监测量进入稳定的振荡状态。随后选取稳定计算之后的 1 000 个物理时间步的计算结果进行时间平均,获得时均计算结果。

计算前对湍流模型和数值方法的有效性进行了考核,选择定常标准 $k-\omega$ 模型、定常标准 $k-\epsilon$ 模型、定常 SST $k-\omega$ 模型、非定常 $k-\omega$ 模型以及非定常 DDES 模型对尾缘开缝结构的冷却性能进行对比计算。

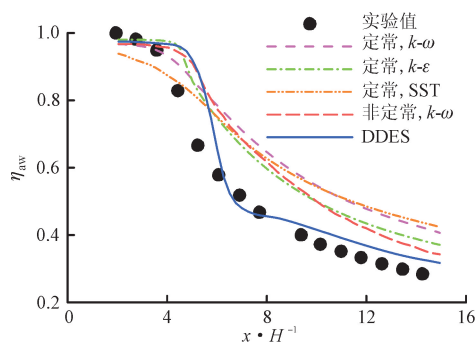
表 2 给出了吹风比为 0.2、1.25 时不同模型计算得到的尾缘开缝流量系数 C_D 。在两种吹风比条件下,相对于其他模型,定常 $k-\omega$ 湍流模型、非定常 $k-\omega$ 湍流模型、DDES 非定常模型的计算结果与实验测得的开缝流量系数吻合较好。

表 2 采用不同数值方法计算的流量系数

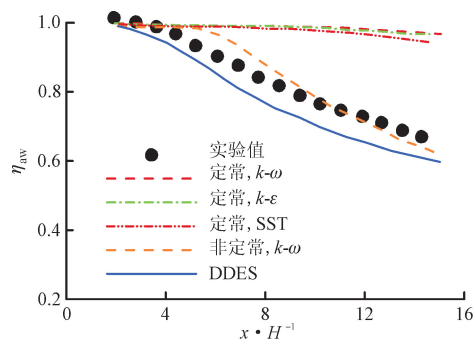
Table 2 Predicted discharge coefficients with different numerical methods

M	流量系数					实验 ^[17]
	定常 $k-\omega$	定常 $k-\epsilon$	定常 SST $k-\omega$	非定常 $k-\omega$	非定常 DDES	
0.2	0.51	0.70	0.56	0.51	0.50	0.52
1.25	0.64	0.74	0.65	0.64	0.66	0.64

图 5 给出了两种吹风比条件下,不同湍流模型计算得到的尾缘开缝壁面展向平均气膜冷却效率。总体而言,相对于其他模型,DDES 模型在高、低吹风比条件下计算得到的开缝壁面气膜冷却效率均与实验值吻合良好,具有较高的精度,因此最终选择 DDES 方法对尾缘开缝区域的气膜冷却性能进行计算分析。



(a) $M=0.2$



(b) $M=1.25$

图 5 不同数值方法计算的开缝壁面的横向平均冷却效率

Fig. 5 Predicted laterally-averaged film cooling effectiveness on cutback surface with different numerical methods

1.6 网格无关性考核

网格疏密对计算结果的精度具有重要影响,为分析网格数对计算结果的影响,通过等比例调整 x 、 y 、 z 方向的节点数,生成了 3 套不同疏密的网格,网格数分别为 172 万、348 万和 680 万。图 6 给出了采用 3 套网格计算得到的带球形球窝结构的尾缘开缝壁面气膜冷却效率沿流向分布曲线。由图 6 可知:由于 172 万的网格数较少,计算的冷却效率偏高;当计算网格从 348 万增加到 680 万时,气膜冷却效率相差仅为 4.2%。

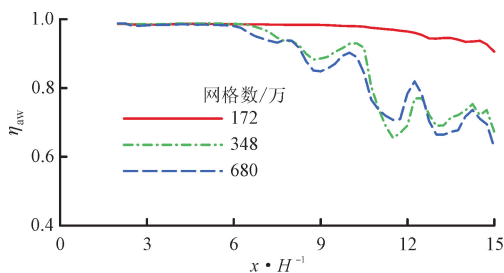
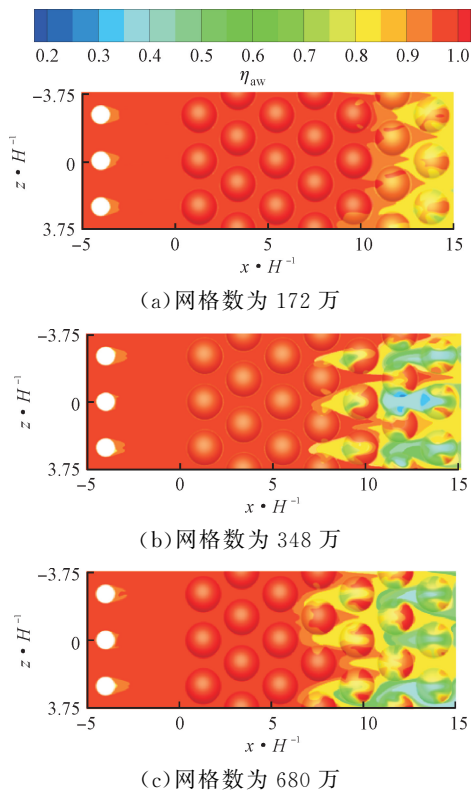


图 6 不同网格数计算的开缝壁面横向平均气膜冷却效率 ($M=0.8$)

Fig. 6 Predicted laterally-averaged film cooling effectiveness on cutback with different mesh numbers ($M=0.8$)

图 7 给出了 3 套网格计算得到的开缝壁面时均气膜冷却效率分布云图。由图 7 可知,348 万、680 万网格计算得到的冷却效率分布十分接近,计算网格由 348 万继续增加对计算结果的影响较小,因此本文选择 348 万网格进行带球窝结构的尾缘开缝模型气膜冷却性能计算分析。



(a) 网格数为 172 万

(b) 网格数为 348 万

(c) 网格数为 680 万

图 7 不同网格数计算的开缝壁面时均冷却效率分布
Fig. 7 Time-averaged film cooling effectiveness on cutback with different mesh numbers

2 计算结果与分析

2.1 吹风比对球窝尾缘开缝结构冷却性能的影响

图 8 给出了不同吹风比条件下,带球形球窝结

构的尾缘开缝壁面气膜冷却效率与光滑尾缘开缝壁面气膜冷却效率分布曲线的对比,可知球窝壁面上的气膜冷却效率曲线呈波浪形下降。当吹风比为 0.2 时,在 $x/H < 5.5$ 区域,球窝壁面冷却效率低于光滑壁面,但在 $x/H > 5.5$ 区域,球窝壁面冷却效率更高。当吹风比为 0.65 时,球窝壁面冷却效率曲线在 $x/H > 6$ 区域波浪形下降,开始下降的位置比光滑开缝壁面靠后,且气膜冷却效率曲线基本保持在光滑壁面曲线之上。当吹风比为 0.8 时,2 种壁面的气膜冷却效率曲线在 $x/H < 6$ 的区域基本重合,之后球窝壁面效率保持在更高水平。当吹风比为 1.25 时,光滑开缝壁面的气膜冷却效率曲线在 $x/H > 2$ 区域逐渐下降,而球窝壁面效率一直到 $x/H = 6$ 位置还未出现明显下降,在 $x/H > 6$ 区域下降的幅度也比光滑壁面小得多。由此可见,相对于光滑开缝壁面,球窝结构对于气膜冷却性能的提升是有利的,尤其在较大的吹风比条件下,能够大幅提高开缝壁面的气膜冷却效率。观察气膜冷却效率分布曲线的波浪形状发现,波峰位置均出现在球窝内壁尾缘一侧,而球窝前缘内壁则对应于气膜冷却效率分布曲线波谷位置。

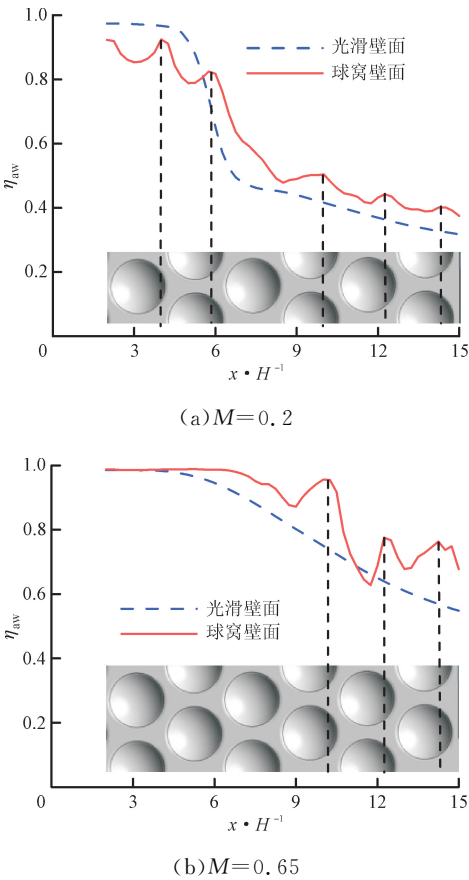


图 8 4 种吹风比下开缝壁面横向平均气膜冷却效率
Fig. 8 Laterally-averaged film cooling effectiveness on the cutback at four blowing ratios

图 9 给出了 4 种吹风比条件下,光滑开缝壁面和带球形球窝结构的开缝壁面上的气膜冷却效率分布云图。吹风比为 0.2 时,冷气覆盖从球窝起始位置开始发生变化,由于球窝带来的扰动,冷气在展向分布变得不均匀。吹风比提高到 0.65 及以上时,冷气覆盖的流向距离大幅增加。当吹风比增大到 1.25 时,球窝壁面的冷气能够覆盖到 $x/H = 9$ 附近,而光滑壁面的气膜冷却效率从 $x/H = 5$ 就开始显著下降。这是因为球窝结构相当于一个个独立的冷气贮藏室,当吹风比较大时,冷气可以较稳定地汇集在球窝里,这部分冷气不容易被卷起,确保球窝内(近壁面区域)的冷却效果。

不同吹风比时的流量系数和开缝区域的冷却效率如图 10 所示。由图 10(a)可知,采用球窝壁面时,流量系数相较于光滑壁面有所提高,当吹风比 M 为 0.2、0.65、0.8、1.25 时,流量系数分别提高了 20.5%、4.8%、7.4%、6.8%。由此可知,球形球窝结构的应用,会对尾缘开缝上游的冷却通道内的流

动特性产生影响,更有利于冷气通流。图 10(b)对比了球窝壁面和光滑壁面在 $x/H=2\sim15$ 区域的平均气膜冷却效率,在不同的吹风比下,球窝壁面的气膜冷却效率均高于光滑壁面。

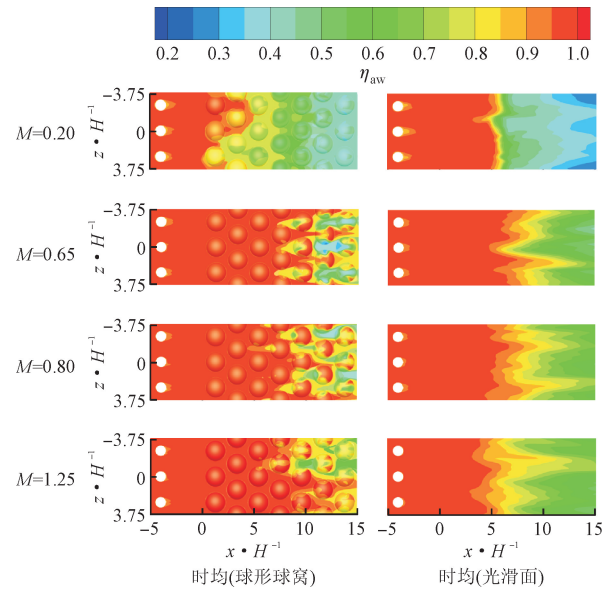
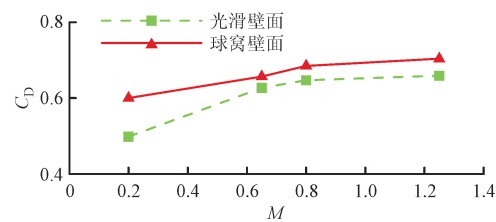
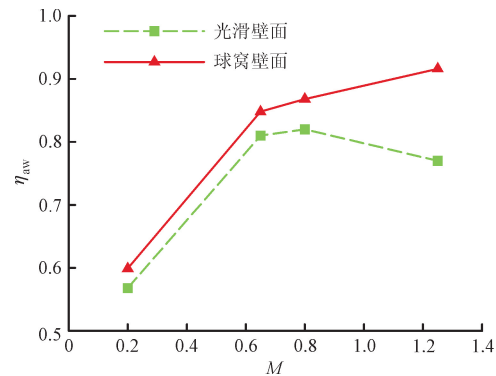


图 9 4 种吹风比下开缝壁面气膜冷却效率分布
Fig. 9 Film cooling effectiveness contours on the cutback at four blowing ratios



(a) 4 种吹风比下的冷却通道流量系数



(b) 球窝壁面和光滑壁面平均冷却效率

图 10 不同吹风比时的流量系数和开缝区域的冷却效率
Fig. 10 Discharge coefficients and area-averaged film cooling effectiveness in the trailing edge cutback region at different blowing ratios

当 M 为 0.2、0.65、0.8、1.25 时,球窝壁面的平均冷却效率相对于光滑壁面分别提高了 5.5%、4.7%、5.9%、18.9%。 M 为 1.25 时,球窝壁面的气膜冷却效率并没有像光滑壁面一样下降,而是继续保持上升趋势,这说明球形球窝结构可有效消除大吹风比时冷热气掺混加剧带来的负面影响。

球窝壁面和光滑壁面尾缘开缝流场漩涡结构如图 11 所示,可知随着吹风比增大,漩涡结构逐渐复杂。在 $M=0.65, 0.8$ 时,流场中出现较明显的涡瓣结构; $M=1.25$ 时,横向涡破碎位置提前,与流向涡构成类似于发夹涡的复杂流场结构。在不同吹风比下,冷气在球窝内部漩涡数量较少,说明球窝内流动相对稳定,球窝壁面的冷气涡数量明显比光滑壁面更少,漩涡尺寸更小。由此可知,球窝内汇集了一部分冷气,这部分冷气的流动是相对稳定的,外侧壁面上与主流发生掺混的冷气量变少,球窝开缝壁面相对于光滑开缝壁面的冷却效果更好。

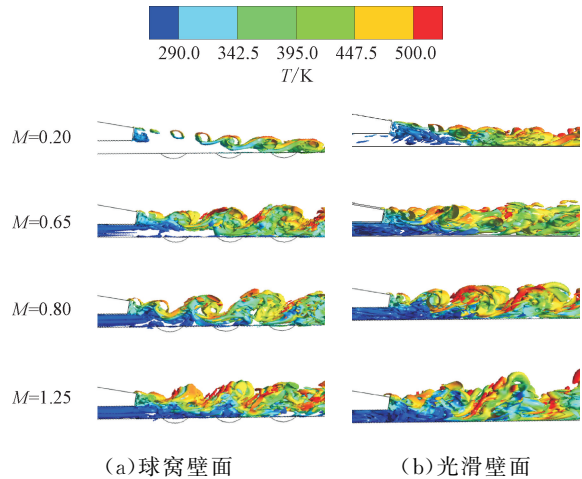


图 11 球窝壁面和光滑壁面尾缘开缝流场漩涡结构
($Q=8.5\times10^6\text{ s}^{-2}$)
Fig. 11 Vortex structures in the trailing edge cutback regions with spherical dimples and smooth wall surface ($Q=8.5\times10^6\text{ s}^{-2}$)

图 12 给出了开缝区域 $z/H=3.75$ 截面上的时均温度分布。在壁面温度开始提升的下游区域,球窝内的温度仍保持在较低水平,说明球窝结构起到冷气贮存的作用,提高了开缝下游壁面的冷却保护效果。

图 13 给出了 $z/H=0$ 截面上的时均温度分布。大吹风比下,冷气向肋柱下游横向偏转更明显,使该截面的冷气量增加,冷气层厚度较大,在 $M=0.8, 1.25$ 时具有较好的冷却效果。

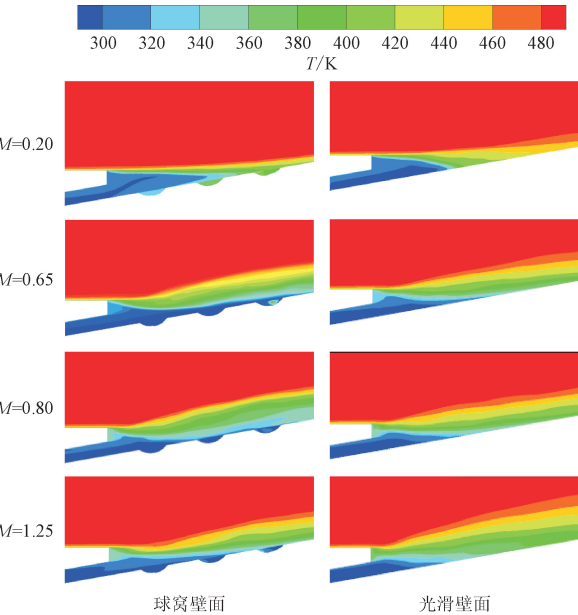


图 12 $z/H=3.75$ 截面温度分布

Fig. 12 Temperature contours on $z/H=3.75$ cutplane

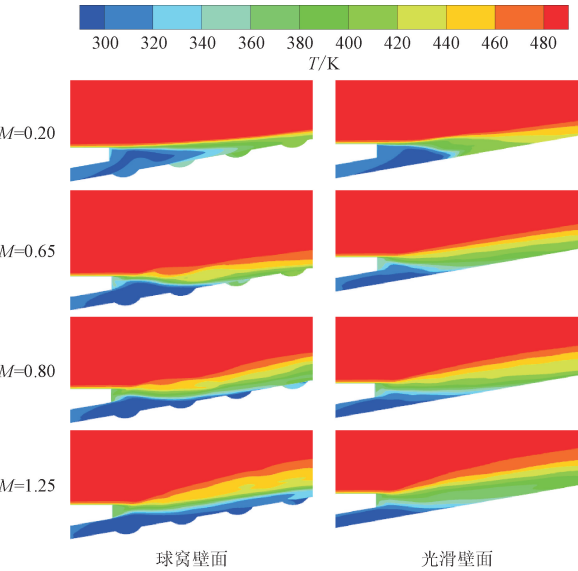
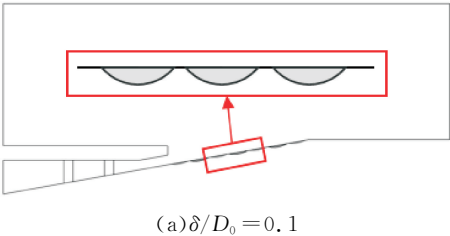


图 13 $z/H=0$ 截面温度分布

Fig. 13 Temperature contours on $z/H=0$ cutplane

2.2 高径比对球窝尾缘开缝结构冷却性能的影响

本节主要研究球形球窝深度对开缝壁面气膜冷却性能的影响。图 14 给出了 3 种不同高度的球窝模型,球窝高径比 $\delta/D_0=0.1,0.2,0.3$,吹风比为 0.65。



(a) $\delta/D_0=0.1$

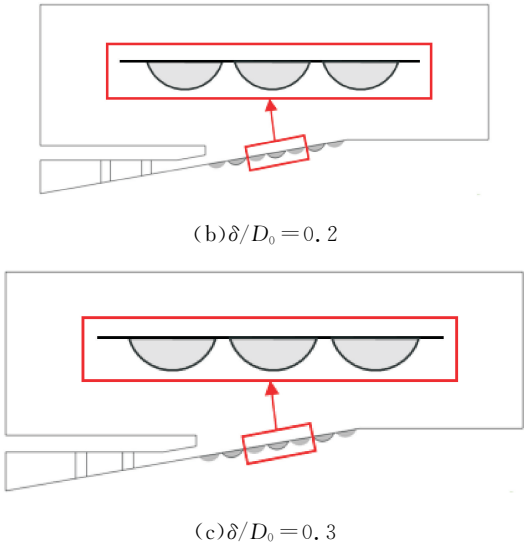


图 14 不同高径比的球窝模型

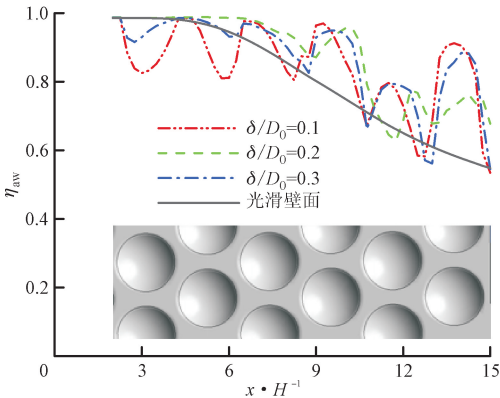
Fig. 14 Dimple models with different height-to-diameter ratios

图 15 给出了采用 3 种球窝高径比的开缝壁面的时均气膜冷却效率。由图 15(a)可知,当球窝高径比 $\delta/D_0=0.1$ 时,横向平均气膜冷却效率波动幅度很大,且在上游区域气膜冷却效率偏低。当球窝高径比为 0.2、0.3 时,横向平均气膜冷却效率曲线在上游区域分布接近,但在 $x/H>12$ 区域,高径比为 0.3 的开缝壁面气膜冷却效率更高。3 种球窝结构的气膜冷却效率曲线波峰波谷位置略有差别,当高径比为 0.1 时,波峰位置靠近球窝前缘内壁,波谷位置位于相邻两排球窝的交界处。当高径比为 0.3 时,波峰位置大致在球窝底部中央,波谷同样位于两排球窝交界处。但高径比为 0.2 时,波峰位置则靠近球窝内壁尾缘,波谷位于球窝内壁前缘。

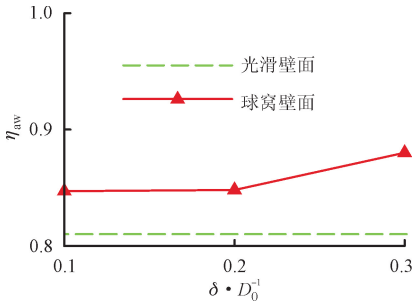
由图 15(b)可知,采用 3 种高径比时,球窝壁面的气膜冷却效率分别为 0.85、0.85、0.88,均高于光滑壁面面积平均气膜冷却效率 $\eta_{aw}=0.81$ 。相对于光滑壁面,球窝壁面提高气膜冷却效率主要体现在 $x/H>9$ 的区域,球窝结构有利于延长冷气在壁面沿流向的覆盖距离。高径比 $\delta/D_0=0.3$ 时,气膜冷却效率相对于光滑壁面提高较多,因为更深的球窝能够容纳(贮存)更多的冷气。

吹风比 $M=0.65$ 条件下,不同球窝高径比时的流量系数如图 16 所示,球窝高径比增加时,流量系数略增。当高径比从 0.1 增加到 0.3 时,流量系数从 0.65 增加到 0.661,仅提高 1.7%。在 3 种高径比工况下,与图 10(a)一致,采用球窝壁面时开缝结构冷却通道的流量系数均高于采用光滑壁面时的流

量系数。3 种高径比条件下球窝壁面的气膜冷却效率分布图如图 17 所示,高气膜冷却效率区能够覆盖到 $x/H=7$ 附近。当球窝高径比改变时,球窝内的气膜冷却效率变化较为显著,高径比为 0.1 时球窝内冷却效果最差,高径比 0.2 时上游部分球窝内冷却最好, $x/H>7$ 之后球窝内效率明显下降,高径比 0.3 时球窝内效率整体较高,在下游段也保持了较高水平,球窝内冷气分布整体更加均匀。



(a)不同球窝高径比时的横向平均冷却效率沿流向分布



(b)开缝壁面的面积平均冷却效率

图 15 不同高径比时开缝壁面冷却效率

Fig. 15 Film cooling effectiveness on cutbacks different height-to-diameter ratios

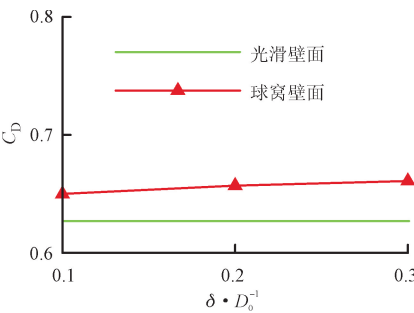


图 16 不同球窝高径比时的冷气通道的流量系数

Fig. 16 Discharge coefficients through cooling slot at different height-to-diameter ratios

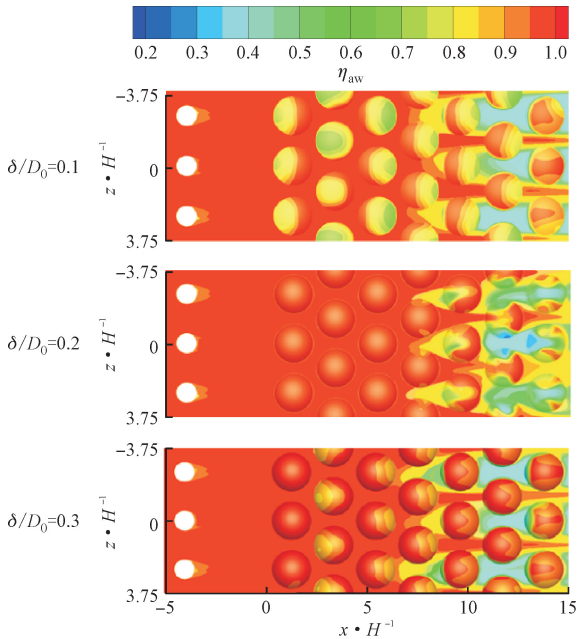


图 17 开缝壁面冷却效率分布

Fig. 17 Laterally-averaged film cooling effectiveness on the trailing edge cutback at different blowing ratios

图 18 给出了 $z/H=0, 3.75$ 截面上的温度分布。高径比为 0.2 时,下游区域球窝内的气膜冷却效果较差;高径比为 0.3 时,由于球窝内冷气容量大,下游区域仍能保持较好的冷却效果。高径比越大,越有利于冷气向下游区段分布。

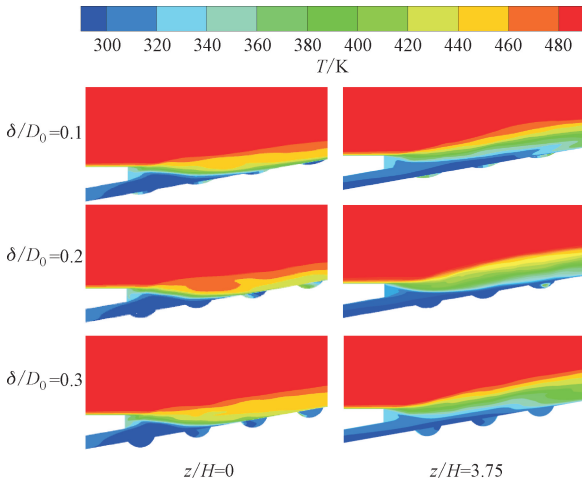


图 18 不同球窝高径比时截面温度时均值

Fig. 18 Time-averaged temperature contours on cutplanes at different height-to-diameter ratios

2.3 不同球窝结构的尾缘开缝结构冷却性能对比
相比于光滑开缝壁面,带球形球窝结构的开缝壁面虽然可以起到汇聚冷气、有效提高开缝壁面气

膜冷却性能,但球形球窝内的冷气分布仍不均匀,特别是下游区域内球形球窝前缘边缘处的冷却性能较差。本节针对该问题,对球形球窝形状进行改进,探索应用泪滴形球窝进一步提升尾缘开缝壁面的气膜冷却性能,计算中冷气吹风比固定为 0.65。

图 19 对比了带泪滴形球窝结构的开缝壁面、带球形球窝结构的开缝壁面、光滑壁面 3 种尾缘开缝模型的横向平均气膜冷却效率分布。球形球窝壁面的气膜冷却效率相比于光滑壁面的气膜冷却效率有一定程度的提高,而泪滴形球窝壁面的气膜冷却效率相比于球形球窝壁面的气膜冷却效率又有进一步地提高。此外,泪滴形球窝壁面的横向平均气膜冷却效率的波动幅度显著减小,并且在球形球窝横向平均气膜冷却效率曲线原本是波谷的位置,其气膜冷却效率得到了有效改善,说明采用泪滴形球窝结构可显著提升开缝壁面的气膜冷却性能。

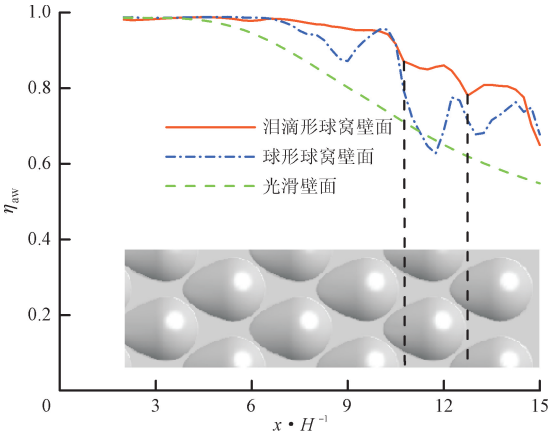


图 19 不同开缝壁面的横向平均气膜冷却效率
Fig. 19 Laterally-averaged film cooling effectiveness on different trailing edge cutbacks

$M=0.65$ 时,光滑开缝壁面的冷却通道流量系数为 0.627,采用球形球窝结构时,流量系数提高到 0.657,提高了 4.8%。泪滴形球窝结构会进一步提高了流量系数,由 0.657 增加到 0.664,增幅为 1.1%,相对光滑壁面提高了 5.9%。由此可知,冷气进入球窝的量越多,越有利于上游通道内的冷气通流,流量系数越高。

图 20 给出了 3 种不同结构的尾缘开缝壁面的气膜冷却效率分布云图。泪滴形球窝壁面的冷气覆盖距离最远,能够达到 $x/H=10$ 的位置,相比于球形球窝,泪滴形球窝内的气膜冷却效率分布更加均匀。在 $x/H=2\sim15$ 区域,光滑壁面的平均冷却效率为 0.81,球形球窝壁面的平均冷却效率为 0.85,提高了 4.9%;

泪滴形球窝壁面的平均效率为 0.92,相比光滑壁面提高了 13.6%,相比球形球窝壁面提高了 8.2%。

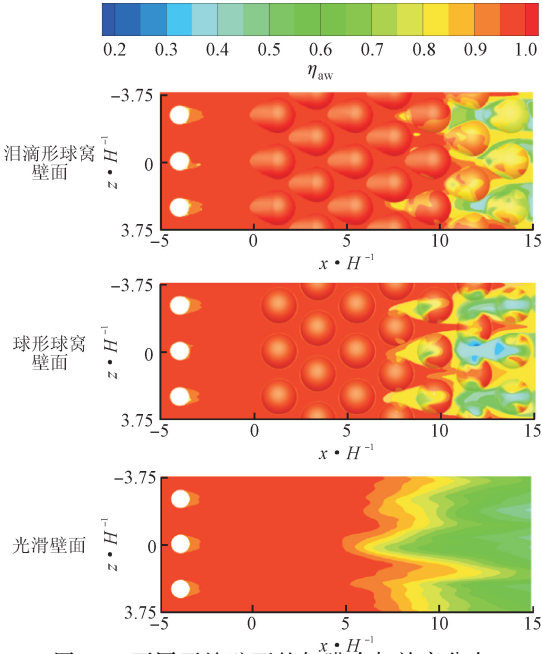


图 20 不同开缝壁面的气膜冷却效率分布
Fig. 20 Film cooling effectiveness contours on different cutbacks

图 21 给出了 3 种不同结构的尾缘开缝壁面附近的漩涡结构图,可知球窝结构会影响冷气流动,进而对漩涡结构产生一定程度的影响。光滑壁面上冷气涡数量最多,展向涡在开缝唇缘附近呈现 B-R 涡形态,随后迅速扭曲、分解,涡系变得细碎复杂,冷却效果迅速变差。在球形球窝壁面附近的流场中,展向涡保持 B-R 涡形态的距离更长一些,流场结构相对更加规整。采用泪滴形球窝时,漩涡在唇缘附近未形成完整的 B-R 涡,因为此时更多的冷气进入球窝内部,与主流掺混形成大尺度涡的冷气量减少,漩涡尺寸相对较小。采用球窝壁面时,冷气涡数量相比于光滑壁面更少。

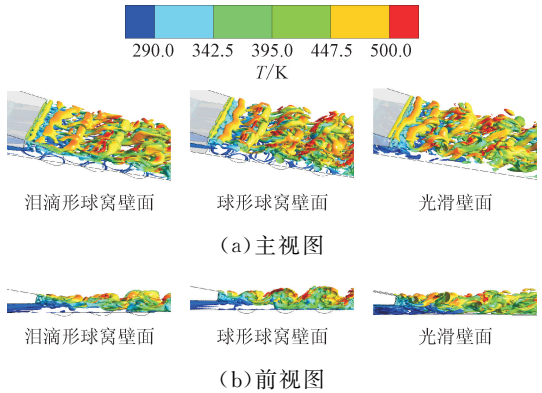


图 21 不同开缝壁面的漩涡结构($Q=8.5\times10^6\text{ s}^{-2}$)
Fig. 21 Vortex structures in different cutback regions ($Q=8.5\times10^6\text{ s}^{-2}$)

3种不同结构的尾缘开缝模型在 $z/H=0, 3.75$ 截面上的温度分布云图如图22所示。相比于光滑壁面,球窝内温度能保持在较低水平,在下游区域,球形球窝内温度出现提升,温度分布变得不均匀,而泪滴形球窝能较好地解决这个问题。相比球形球窝,泪滴形球窝内的冷气更多、球窝内温度更均匀、温度更低,冷气覆盖距离增加,整体冷却效果更好。

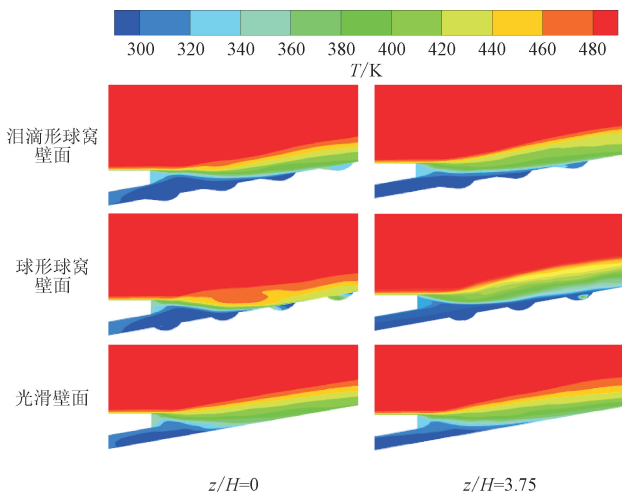


图22 不同尾缘开缝结构的截面温度时均值

Fig. 22 Time-averaged temperature contours on cutplanes for different trailing edge cutbacks

3 结 论

本文采用DDES非定常求解方法,对比研究了有、无球窝结构下尾缘开缝壁面的气膜冷却性能,分析了吹风比、球窝高径比和球窝结构对燃气透平尾缘开缝结构的气膜冷却性能和流量系数,并利用已有实验数据考核了数值方法的有效性,阐明了球形球窝和泪滴形球窝结构在减小冷热气流掺混、改善尾缘开缝区域气膜冷却性能的作用机制。主要结论如下。

(1)采用球形球窝开缝壁面时,冷气通道的流量系数相比于光滑壁面提高了4.8%~20.5%。冷气向球窝结构的内部汇聚,球窝内冷气不易与高温主流发生掺混,开缝壁面的平均气膜冷却效率提高。

(2)在 $M=0.2, 0.65, 0.8, 1.25$ 时,球形球窝壁面的平均气膜冷却效率相比于光滑壁面分别提高了5.5%、4.7%、5.9%、19.0%。吹风比越大,球窝壁面的气膜冷却效率越高。

(3)在球形球窝高径比为0.1、0.2、0.3时,球窝壁面的平均冷却效率相比于光滑壁面分别提高了4.6%、4.7%、8.6%。 $\delta/D_0=0.1$ 时,球窝内冷却效率波动幅度较大。 $\delta/D_0=0.3$ 时,球窝内容纳的冷

气量更多,气膜冷却效率更高,且分布更均匀。

(4)泪滴形球窝能够有效解决球形球窝在内壁前缘区域冷气覆盖较差的问题,泪滴形球窝内冷气分布更加均匀,壁面平均气膜冷却效率相比于球形球窝壁面提高了8.2%,相比于光滑壁面提高了13.6%。采用泪滴形球窝时,流量系数相比于球形球窝提高了1.1%。

参考文献:

- [1] HAN J C, DUTTA S, EKKAD S. Gas turbine heat transfer and cooling technology [M]. 2nd ed. Boca Raton, USA: CRC Press, 2013.
- [2] ZARETSKY E V, LITT J S, HENDRICKS R C, et al. Determination of turbine blade life from engine field data [J]. Journal of Propulsion and Power, 2012, 28(6): 1156-1167.
- [3] 曾军, 乔渭阳, 孙大伟, 等. 带尾缘劈缝冷气喷射的涡轮叶栅性能实验及计算 [J]. 推进技术, 2008, 29(6): 710-715.
ZENG Jun, QIAO Weiyang, SUN Dawei, et al. Numerical simulation and experiment for turbine cascade with trailing edge coolant injection [J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(6): 710-715.
- [4] BUNKER R S. Turbine heat transfer and cooling: an overview [C]//ASME Turbo Expo 2013: Power for Land, Sea and Air. New York, USA: ASME, 2008: 710-715.
- [5] GURRAM N, IRELAND P T, WONG T H, et al. Study of film cooling in the trailing edge region of a turbine rotor blade in high speed flow using pressure sensitive paint [C]//ASME Turbo Expo 2016: Turbo-machinery Technical Conference and Exposition. New York, USA: ASME, 2016: V05CT19A023.
- [6] YANG Zifeng, JOHNSON M, POSADA N, et al. Film cooling on the geometrically modified trailing edge model of gas turbine blade [J]. Journal of Turbomachinery, 2019, 141(9): 091012.
- [7] BARIGOZZI G, PERDICHIZZI A, RAVELLI S. Pressure side and cutback trailing edge film cooling in a linear nozzle vane cascade at different Mach numbers [J]. Journal of Turbomachinery, 2012, 134(5): 051037.
- [8] METZGER D E, BERRY R A, BRONSON J P. Developing heat transfer in rectangular ducts with staggered arrays of short pin fins [J]. Journal of Heat Transfer, 1982, 104(4): 700-706.
- [9] JASWAL I, AMES F E. Heat transfer and pressure drop measurements in constant and converging section

- pin and diamond pedestal arrays [J]. *Journal of Thermal Science and Engineering Applications*, 2009, 1(1): 011006.
- [10] MARTINI P, SCHULZ A, BAUER H J. Film cooling effectiveness and heat transfer on the trailing edge cutback of gas turbine airfoils with various internal cooling designs [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2006, 128(1): 196-205.
- [11] LIANG Ce, RAO Yu, LUO Jiahao, et al. Experimental and numerical study of turbulent flow and heat transfer in a wedge-shaped channel with guiding pin Fins for turbine blade trailing edge cooling [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2021, 178: 121590.
- [12] HORBACH T, SCHULZ A, BAUER H J. Trailing edge film cooling of gas turbine airfoils: effects of ejection lip geometry on film cooling effectiveness and heat transfer [J]. *Heat Transfer Research*, 2010, 41(8): 849-865.
- [13] GAO Yan, YAN Xin, LI Jun, et al. Investigations into film cooling and unsteady flow characteristics in a blade trailing-edge cutback region [J]. *Journal of Mechanical Science and Technology*, 2018, 32(10): 5015-5029.
- [14] 高炎, 晏鑫, 李军. 燃气透平叶片尾缘开缝结构冷却性能的数值研究 [J]. *西安交通大学学报*, 2016, 50(3): 29-37.
GAO Yan, YAN Xin, LI Jun. Numerical investigations on the cooling performance of trailing edge cutback in gas turbine blade [J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2016, 50(3): 29-37.
- [15] TASLIM M E, SPRING S D, MEHLMAN B P. Experimental investigation of film cooling effectiveness for slots of various exit geometries [J]. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 1992, 6(2): 302-307.
- [16] 王茜. 燃气透平叶片尾缘开缝区域非定常冷却性能的研究 [D]. 西安: 西安交通大学, 2022.
- [17] HORBACH T, SCHULZ A, BAUER H J. Trailing edge film cooling of gas turbine airfoils: external cooling performance of various internal pin fin configurations [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2011, 133(4): 041006.
- [18] BENSON M J, ELKINS C J, YAPA S D, et al. Effects of varying Reynolds number, blowing ratio, and internal geometry on trailing edge cutback film cooling [J]. *Experiments in Fluids*, 2012, 52(6): 1415-1430.
- [19] 叶林, 刘存良, 杨寓全, 等. V 肋对尾缘劈缝气膜冷却特性的影响 [J]. *航空学报*, 2021, 42(6): 206-217.
YE Lin, LIU Cunliang, YANG Yuquan, et al. Effect of V-shaped ribs on film cooling characteristics of Trailing-edge cutback [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2021, 42(6): 206-217.
- [20] 王茜, 何坤, 晏鑫. 带肋尾缘开缝模型内的非定常冷却性能研究 [J]. *西安交通大学学报*, 2020, 54(9): 128-135.
WANG Xi, HE Kun, YAN Xin. Investigation of unsteady cooling performance in a trailing edge cutback model with land extensions [J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2020, 54(9): 128-135.
- [21] 王瑞琴, 晏鑫, 何坤. 带肋板尾缘开缝叶片内的流动传热性能研究 [J]. *西安交通大学学报*, 2020, 54(1): 150-161.
WANG Ruiqin, YAN Xin, HE Kun. Investigations of flow and heat transfer performance in a blade with trailing-edge cutback and lands [J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2020, 54(1): 150-161.
- [22] 王瑞琴, 何坤, 晏鑫. 肋板倾角和形状对尾缘开缝区域非定常冷却性能的影响 [J]. *西安交通大学学报*, 2023, 57(12): 80-89.
WANG Ruiqin, HE Kun, YAN Xin. Effects of land angle and shape on unsteady cooling performance in trailing edge cutback region [J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2023, 57(12): 80-89.
- [23] 王瑞琴. 燃气透平叶片带肋尾缘开缝区域内非定常冷却特性的研究 [D]. 西安: 西安交通大学, 2023.
- [24] YE Lin, LIU Cunliang, LIU Haiyong, et al. Numerical study on the effects of V-shaped rib angle on film cooling performance for turbine blade trailing edge [C]//ASME Turbo Expo 2018: Turbomachinery Technical Conference and Exposition. New York, USA: ASME, 2018: V05AT12A002.
- [25] MURATA A, NISHIDA S, SAITO H, et al. Effects of surface geometry on film cooling performance at airfoil trailing edge [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2012, 134(5): 051033.
- [26] NISHIDA S, MURATA A, SAITO H, et al. Effects of shape and arrangement of dimples on film cooling performance over cutback surface at airfoil trailing edge [C]//ASME Turbo Expo 2013: Turbine Technical Conference and Exposition. New York, USA: ASME, 2013: V03BT13A054.

(编辑 赵炜)