

吹风比和肋板对叶片尾缘开缝气膜冷却特性的影响

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: 为了阐明吹风比和肋板对燃气透平叶片尾缘开缝区域气膜冷却性能的影响,采用延迟-分离涡模拟方法求解了尾缘开缝模型的流量系数、非定常流场结构和气膜冷却效率,采用实验数据考核了延迟-分离涡模拟方法对流量系数和气膜冷却效率预测的有效性,获得了使尾缘开缝壁面气膜冷却效率最佳吹风比。结果表明:流量系数随吹风比增加而增大,但吹风比大于0.65后,流量系数几乎不受吹风比影响;在吹风比0.20~0.65范围内,尾缘开缝壁面气膜冷却效率随吹风比增加而增加;在吹风比0.80~1.25范围内,冷热气掺混剧烈,冷却效率略微下降;肋板结构增加了冷气通道的阻塞效应,并限制了开缝区域冷气旋涡的发展,导致展向涡提前扭曲、变形和分解;相对于无肋板结构,带肋尾缘开缝结构的流量系数下降了约5%,气膜冷却性能提升了约10.8%。开缝下游的旋涡脱落和冷热气流间的掺混是影响开缝壁面冷却效率的主要原因,综合考虑冷气消耗和气膜冷却效率,无肋板时最佳吹风比为0.65,带肋板时最佳吹风比为0.5。

关键词: 航空发动机;尾缘开缝;肋板;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/xjtuxb202405010 **文章编号:** 0253-987X(2024)05-0099-12

Effects of Blowing Ratio and Land Extension on Blade Trailing Edge Cutback Film Cooling Effectiveness

HE Kun, WANG Xi, YAN Xin

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

Abstract: To investigate the effects of blowing ratio and land extensions on the film cooling performance of a gas turbine blade trailing edge cutback, the delayed-detached eddy simulation (DDES) is utilized to compute the discharge coefficient, transient flow structures, and film cooling effectiveness of a trailing edge cutback model, and the experimental data is adopted to validate the reliability of DDES for the discharge coefficient and film cooling effectiveness predictions. As a result, the study determined the optimum blowing ratio for ensuring the film cooling effect at the trailing edge cutback. The findings show that the discharge coefficient rises in correspondence with an increase in the blowing ratio. However, once the blowing ratio surpasses 0.65, its impact on the discharge coefficient diminishes significantly. For the blowing ratio ranging from 0.20 to 0.65, the film cooling effectiveness at the trailing edge cutback improves with an increase in the blowing ratio. As the blowing ratio increases from 0.80 to 1.25, interactions between the coolant and hot mainstream are intensified, resulting in a slight reduction in

the cooling effect. The existence of land extensions amplifies the blockage of cooling slot and inhibits the development of coolant vortices in the trailing edge cutback region, leading to premature twisting, distortion, and fragmentation of the transverse vortex system. Compared to the trailing edge cutback without land extensions, the discharge coefficient for the configuration with land extensions decreases by about 5% while the film cooling effectiveness increases by about 10.8%. The vortex shedding downstream the cooling slot and interactions between coolant and hot mainstream are the main reasons affecting the cooling effect at the trailing edge cutback. Considering both coolant consumption and film cooling effectiveness, the optimal blowing ratio for the trailing edge cutback without land extensions is identified as 0.65. Contrastingly, for the trailing edge cutback with land extensions, the preferred blowing ratio stands at 0.5.

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

燃气透平进口温度的提升可有效提升航空发动机系统的循环效率。当前,先进战斗机的燃气透平进口温度超过 $1\,700\text{ }^{\circ}\text{C}$, 远超叶片材料的耐热极限,对叶片的热设计提出了巨大挑战^[1]。燃气透平尾缘是航空发动机叶片设计中的重点关注对象;从气动设计角度,叶片尾缘应设计得足够薄以减小流动损失;但从热设计角度,叶片尾缘应设计得足够厚,以便布置合适的冷却通道对其进行热防护^[2]。两者间的矛盾导致先进战机中尾缘开缝结构应用广泛。如图 1^[3]所示,通过在尾缘压力面侧切除一部分材料,可以让尾缘狭缝的冷气喷出直接覆盖在下游开缝壁面。但由于切除了部分材料,导致尾缘强度减弱,因此通常在开缝壁面和尾缘狭缝区域额外布置肋板结构以加强材料的强度性能。然而,肋板结构的存在会对开缝下游冷气覆盖特性产生扰动,对尾缘区域的气膜冷却性能产生不同程度的影响^[4]。因此,揭示不同吹风比条件下肋板结构对开缝下游区域冷热气流掺混和非定常冷却特性的影响机理对于提升航空发动机透平叶片安全高效运行具有重要的工程实用价值。

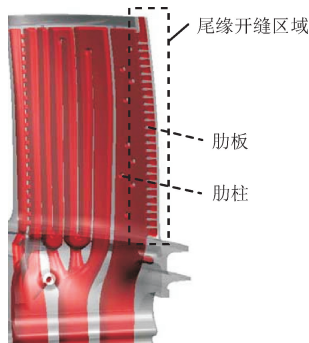


图1 燃气透平尾缘开缝叶片的冷却通道^[3]

Fig. 1 Schematic view of cooling channels in gas turbine blade with trailing edge cutback^[3]

针对带肋尾缘开缝区域的非定常流动和冷却性能,研究者开展了较多的实验研究。Horbach 等^[5]采用实验方法研究了不同压力侧边缘形状下带肋尾缘开缝区域的气膜冷却性能,结果表明:压力侧边缘几何结构对开缝下游壁面的气膜冷却效率影响显著,肋板结构可以小幅提高冷却效率。Chen 等^[6]采用粒子图像测速(PIV)方法测量了带肋尾缘开缝区域的流场结构,发现肋板两侧存在脱落的反向涡对。Ames 等^[7]和 Fiala 等^[8]采用实验方法测量了有、无肋板条件下尾缘开缝叶片在不同主流马赫数(Re)和湍流强度下的气热性能,研究表明:与无肋板尾缘开缝叶片相比,带肋尾缘开缝叶片的气动损失降低、开缝壁面传热系数升高、冷却效率略微下降。Barigozzi 等^[9]和 Abdeh 等^[10]开展实验研究了冷气射流条件、主流马赫数(Ma)、冷气来流湍流度和上游边界层流态对带肋尾缘开缝区域的气热性能的影响,研究表明:开缝下游冷热气流的掺混和流场结构受冷气射流条件影响显著,但湍流度和边界层流态对壁面冷却性能影响较小。Benson 等^[11]采用核磁共振测速仪测量了带肋尾缘开缝下游的流场分布和壁面冷却效率,研究表明:不同肋板形状对开缝壁面的气膜冷却性能影响显著,但当吹风比超过 1.4 后,继续增加吹风比对开缝壁面的气膜冷却性能改善有限。叶林等^[12]研究了带直肋、V 型肋条的带肋尾缘开缝壁面的气膜冷却性能,结果表明:在相同的 V 型肋条宽度下,非扩张形开缝壁面的气膜冷却性能优于扩张形开缝壁面。在数值研究方面,Holloway 等^[13-14]基于实验结果,发现定常雷诺平均方法(RANS)计算得到的尾缘开缝壁面冷却性能与实验值偏差较大,而非定常雷诺平均方法(URANS)计算结果与实验值吻合较好,并指出非定常旋涡脱落是导致大吹风比时开缝壁面冷却效率下降的主要原因。

因。Martini 等^[15-16]率先采用分离涡模拟(DES)非定常方法对尾缘开缝壁面的冷却性能进行研究,研究表明:相对于 RANS 和 URANS 方法,DES 非定常计算结果与实验值更为吻合,并能辨析尾缘开缝区域复杂旋涡结构的时空演化特征。随后,Krueckels 等^[17]采用 DES 非定常方法研究了实际运行工况下尾缘开缝区域的气膜冷却性能。Effendy 团队^[18-21]、高炎等^[22]采用 DES 非定常方法研究了开缝几何尺寸、射流条件对尾缘开缝壁面气膜冷却性能和旋涡结构的影响机制,发现冷气射流条件对开缝下游冷热气流掺混具有显著影响,唇型和肋柱布置方式对旋涡的生成和发展影响显著。Naqavi 等^[23]采用大涡模拟(LES)方法对吹风比为 0.3~2.3 时的开缝射流流动结构进行了研究,发现在吹风比小于 1 时尾迹区流动类似于卡门涡街,壁面冷却效率与吹风比呈正相关;吹风比大于 1 时流场中出现明显的 Kelvin-Helmholtz(K-H)不稳定性,产生滚筒状旋涡,对壁面流动和近壁传热影响较大,壁面冷却效率与吹风比呈负相关。Ivanova 等^[24]采用 LES 和延迟脱体涡模拟(IDDES)方法对带肋尾缘开缝叶片的非定常气膜冷却性能进行了研究,数值结果与实验结果吻合较好,结果表明:增加网格数对 LES 求解精度提升显著,但对 IDDES 方法预测精度提升有限。王瑞琴等^[25-26]采用 RANS 和延迟分离涡模拟(DDES)方法对带肋尾缘开缝下游区域的冷却性能进行了研究,分析了来流条件、肋板倾角、形状对流量系数、气膜冷却效率分布的影响规律,结果表明:直-拱形收缩肋冷却性能优于直-直形扩张肋,但肋板形状对开缝流量系数几乎无影响。

燃气透平叶片尾缘开缝区域的流动具有强烈的三维非定常特性,流场结构十分复杂,虽然国内外学者对叶片尾缘开缝区域的冷却性能开展了大量的实验研究和数值研究,但针对带肋板尾缘开缝的研究以实验为主,特别是肋板结构对开缝区域的流动结构和冷却性能的影响机理方面仍不明确。本文基于公开发表的实验数据,采用非定常 DDES 求解方法,研究不同吹风比条件下带肋板尾缘开缝区域的非定常气膜冷却性能,通过对比有、无肋板时尾缘开缝区域的非定常流动结构,揭示吹风比和肋板结构对开缝区域冷热气流掺混和流场结构时空演化特性的影响机理。

1 计算模型及方法

1.1 计算模型

与 Horbach 等^[5]的叶片尾缘开缝冷却特性实验一致,本文建立的尾缘开缝结构计算域如图 2 所

示。其中: L_1 区域包含 5 排肋柱, L_2 区域的末端为开缝出口位置, L_3 区域为开缝下游壁面区域, H 为开缝高度, α 为开缝倾角。图 3 给出了无肋板和带肋板两种尾缘开缝结构的几何参数示意图。图中, D 为肋板前缘直径, s 为相邻肋板节距。与 Horbach 等^[5]的实验一致,两种结构的扰流肋柱布置方式相同。带肋尾缘开缝结构在肋柱下游 L_2 、 L_3 区域增加肋板,肋板间距是肋柱间距的 3 倍。定义主流流向为 x 方向,肋柱高度方向为 y 方向,垂直纸面的展向为 z 方向。 x 方向的零点于开缝出口位置,即 L_2 区域的末端。肋板末端位置为 $x/H = 11.5$ 。计算模型的几何尺寸见表 1, $\alpha = 10^\circ$ 。图 4 给出了无肋板和带肋板两种尾缘开缝结构的计算模型,计算域在 z 方向的宽度为 $3s$ (见图 3)。

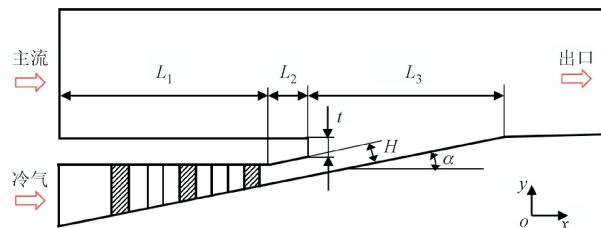


图 2 尾缘开缝区域计算域

Fig. 2 Computational region for the trailing edge cutback

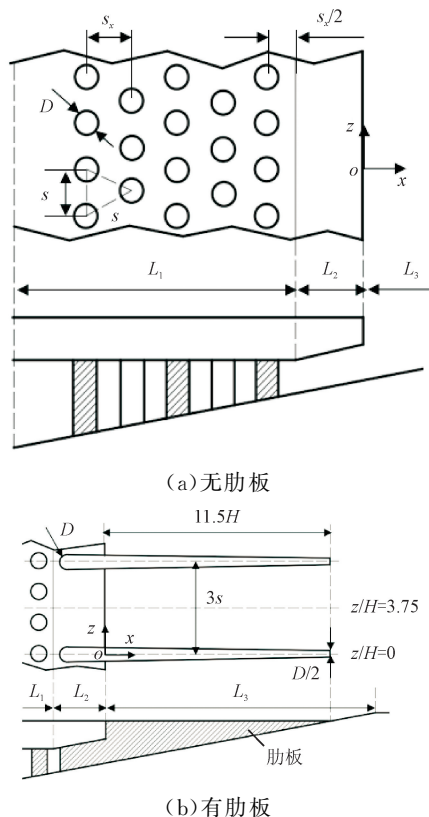


图 3 开缝区域肋柱和肋板的几何参数

Fig. 3 Geometrical parameters for pin-fins and land extensions in cutback region

表 1 计算模型的几何尺寸

Table 1 Geometrical dimension for the computational model
(单位:mm)

参数	H	t	L_1	L_2	L_3	D	s	s_x
数值	4	4	58	12	60	4	10	8.66

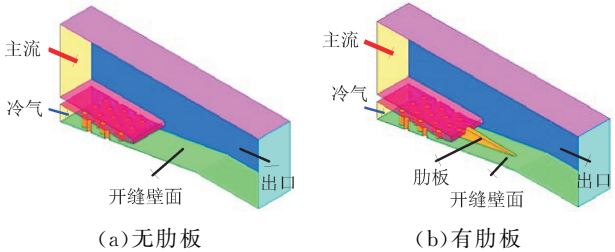
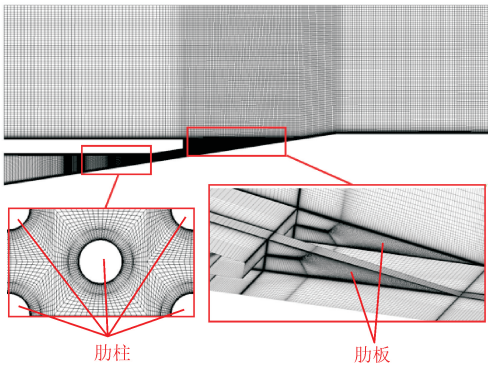
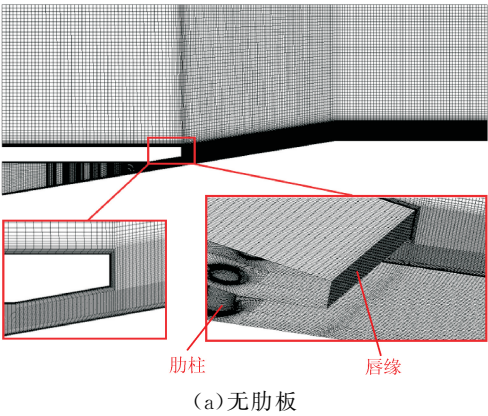


图 4 计算模型示意图

Fig. 4 Schematic view of the computational models

1.2 计算网格

无肋板和带肋板尾缘开缝结构的计算网格如图 5 所示。采用网格生成软件 ANSYS ICEMCFD 生成多块结构化网格,在壁面处采用 O 网格,以提高网格质量,提升计算精度。靠近壁面的第 1 层网格距离壁面 0.001 mm,膨胀比取 1.1,以保证 $y^+ < 1$ 。



(b)带肋板

图 5 计算网格示意图

Fig. 5 Schematic view of the computational meshes

1.3 计算边界条件

计算边界条件与 Horbach 的实验条件^[5]一致。

工质为理想气体(空气),主流和冷气入口均为速度边界条件,给定总温、流速、湍流强度和湍流长度。冷气速度根据吹风比确定,本文研究的吹风比范围为 0.20~1.25,对应的速度为 1.87~11.70 m/s;出口为压力边界条件,给定平均静压 105 000 Pa。计算域上边界为对称边界。与实验^[5]一致,在数值计算中开缝壁面设置为绝热边界,肋柱、肋板以及叶片压力侧表面均设为恒温边界,即 325 K。表 2 给出了吹风比为 0.8 时的计算边界条件。

表 2 数值计算的边界条件

Table 2 Boundary conditions for the numerical simulations

参数	主流	冷气
吹风比		0.8
入口总温/K	500	293
流速/(m·s ⁻¹)	57.00	7.45
湍流强度/%	7	5
湍流长度/m	0.010 0	0.001 5

1.4 参数定义

吹风比(M)的定义为

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

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

$$C_D = \frac{m_{c,real}}{m_{c,ideal}} = \frac{m_{c,real}}{p_{1t} (p_2/p_{1t})^{\frac{\kappa-1}{2\kappa}} A_{slot} \sqrt{2\kappa/(\kappa-1)RT_{1t} [(p_{1t}/p_2)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1]}}$$

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

式中: $m_{c,real}$ 为冷气实际质量流量; $m_{c,ideal}$ 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 (η_{aw}) 定义为

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

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

三维流场旋涡结构采用 Q 准则数进行表征, Q 准则数的定义为

$$Q = 0.25(I^2 - S^2) \quad (4)$$

式中: I 为涡量; S 为应变率。

1.5 湍流模型考核

采用求解器 ANSYS CFX 进行数值计算。定常计算时,若质量方程、动量方程和能量方程的均方根残差小于 10^{-5} 且监测点流场参数稳定,认为计算收敛。以定常计算的结果作为初场开展非定常数值计算,基于作者前期研究结果^[26],非定常计算时间步长取 10^{-5} s,内迭代步数设置为 20,以保证每个外迭代步求解方程的均方根残差低于 1×10^{-6} 。在非定常计算中,当计算了 1 500 个外迭代步(物理时间步,约 3 个流动周期)后监测量进入稳定状态,选取之后的 1 个流动周期进行时间平均,分析计算结果。选择 3 种常用湍流模型(标准 $k-\omega$ 模型、标准 $k-\epsilon$ 模型和 SST $k-\omega$ 模型)以及 DDES 模型计算尾缘开缝结构的冷却性能。

表 3 给出了吹风比为 0.20 和 1.25 时,不同湍流模型计算得到的无肋板尾缘开缝结构的流量系数(C_D)。在两种吹风下,标准 $k-\epsilon$ 模型计算得到的流量系数与实验值有较大偏差,SST $k-\omega$ 模型在大吹风比下对流量系数的预测较为准确,但小吹风比下有 8% 的误差。标准 $k-\omega$ 湍流模型以及 DDES 模型对流量系数的计算结果均与实验值吻合良好。

表 3 采用不同数值方法计算的流量系数
Table 3 Predicted discharge coefficients with different numerical methods

M	流量系数				实验值 ^[5]
	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 DDES 模型	
0.20	0.51	0.70	0.56	0.50	0.52
1.25	0.64	0.74	0.65	0.66	0.64

图 6 给出了不同湍流模型计算的开缝壁面展向平均气膜冷却效率分布曲线。可以看出,3 种湍流模型定常计算结果相近,但与实验结果^[5]差别较大,尤其在 $x/H > 4$ 区域计算值明显高于实验值。标准 $k-\omega$ 模型非定常计算得到的平均气膜冷却效率在 $M=0.20, 1.25$ 时与实验值偏差分别为 23.2%、3.8%。DDES 模型在 2 种吹风比下对开缝壁面气膜冷却效率的预测值与实验值偏差分别为 11.8%、1.3%。可见,DDES 模型在低吹风比、高吹风比工况下均对尾缘开缝区的流场结构和气膜冷却特性具有较高的辨析能力。因此,最终选择 DDES 方法对尾缘开缝区域的非定常冷却性能进行计算研究(其初场为标准 $k-\omega$ 湍流模型计算结果)。

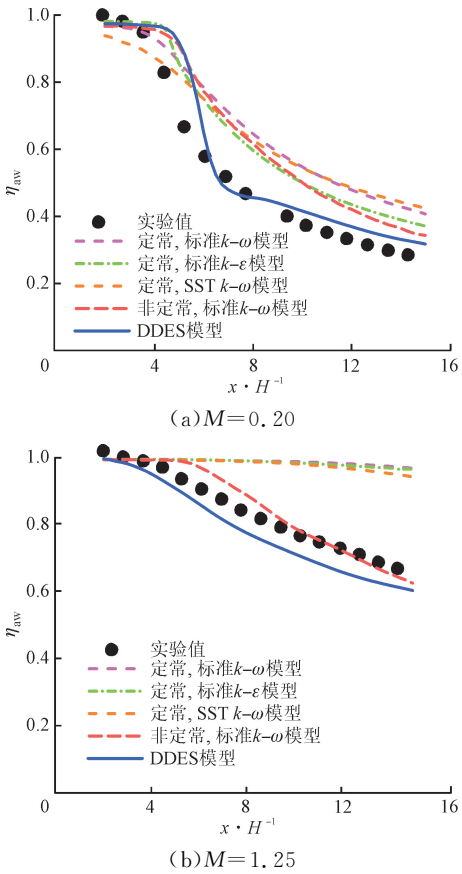


图 6 不同数值方法计算的冷却效率
Fig. 6 Predicted film cooling effectiveness with different numerical methods

1.6 网格无关性考核

为分析网格数对计算结果的影响,对带肋尾缘开缝结构分别生成了 3 套网格,网格数为 3.3×10^6 (网格 A)、 6.7×10^6 (网格 B)、 13.4×10^6 (网格 C)。增加网格时,在 x, y, z 3 个方向上进行等比例加密,使网格疏密均匀过渡。图 7 给出了吹风比为 0.8 时不同网格数下采用 DDES 方法计算的开缝壁面时均展向

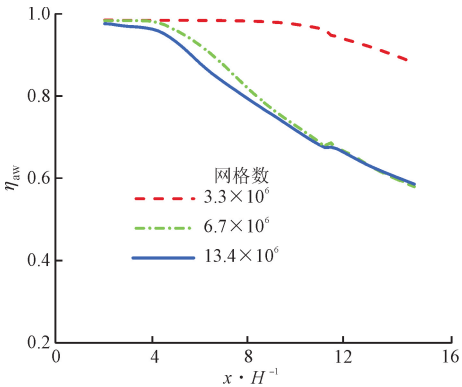


图 7 $M=0.80$ 时不同网格数计算的带肋开缝壁面气膜冷却效率
Fig. 7 Predicted laterally-averaged film cooling effectiveness on landed cutback with different mesh numbers when $M=0.80$

平均冷却效率曲线。可以看出,网格 B、C 的平均冷却效率相差仅为 2.6%。可见,在网格 B 基础上继续增加网格数对计算结果的影响不大。因此,带肋尾缘开缝结构选择网格数 6.7×10^6 (网格 B) 完成后续计算。

2 计算结果与分析

2.1 无肋板时的流动和冷却性能

图 8 给出了不同吹风比下采用标准 $k-\omega$ 湍流模型进行定常求解和采用 DDES 方法进行非定常求解所获得的流量系数和开缝壁面平均气膜冷却效率,并与 Horbach 等^[5]的实验结果进行了对比。可以看出,DDES 方法在不同吹风比下预测的流量系数以及气膜冷却效率均与实验值吻合良好,说明 DDES 非定常求解方法对尾缘开缝下游的流动和冷却性能预测具有较高精度。

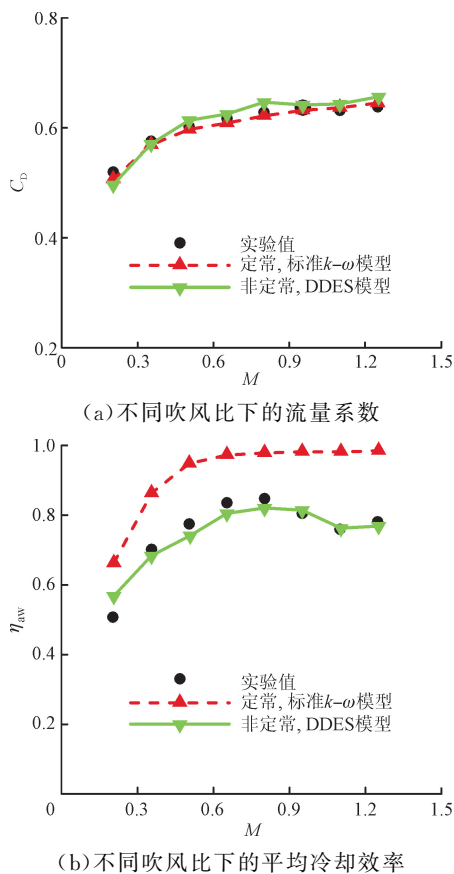


图 8 计算得到的流量系数和冷却效率与实验值对比
Fig. 8 Comparison between the predicted discharge coefficient and film cooling effectiveness and experimental data

由图 8(a)可以看出,随着吹风比增加,流量系数逐渐增大,但增长趋势逐渐趋于平缓;当吹风比大于 0.8 后,流量系数基本稳定在 0.64 附近;小吹风比下的流量系数较小,说明冷气受到的通流阻力很大。这是因为狭缝中的肋柱以及壁面剪切作用阻碍

了冷气的流动。小吹风比时冷气流速较小,肋柱的阻塞作用更为显著;增大吹风比,流速随之增加,通流能力变强。在吹风比大于 0.5 之后,流量系数变化很小,吹风比对冷气通道内的通流特性影响不大。

由图 8(b)可以看出:在小吹风比下,开缝壁面平均气膜冷却效率随吹风比增加而显著增大,冷气量对冷却效率影响很大;但吹风比大于 0.8 之后,冷却效率不增反降,这是因为冷气流速增加,冷热气掺混作用更剧烈,此时流场中非定常效应起主要作用。在吹风比为 1.25 时,气膜冷却效率又有回升趋势,这是大量冷气将壁面附近的高温气流进行吹离的结果。综合来看, $M=0.8$ 时气膜冷却效率最高,达到 0.82;但 $M=0.65$ 时冷气消耗量更少,平均气膜冷却效率为 0.81,此时是最佳的冷却工况。

图 9 给出了不同吹风比条件下无肋板尾缘开缝结构的旋涡结构图。可以看出,随吹风比增加,旋涡结构变得更复杂;当吹风比非常小($M=0.20, 0.35$)时,开缝下游流场中以主流侧脱落涡为主,冷气侧涡主要存在于压力侧唇缘尾迹区,向下游发展的距离很短。这主要是因为冷气量过少,冷气涡在主流大尺度涡以及壁面的抑制下快速耗散。主流侧涡呈现出展向 Brown-Roshko 涡(以下称 B-R 涡)形态,在向下游发展的过程中,逐渐分解破碎,进而耗散。在吹风比达到 0.35 之后,流场中流向涡增多,在 B-R 涡之间相互连接,形成典型的涡辫结构,这种涡辫结构诱使 B-R 涡发生变形,并提前发生破碎,流场结构更为复杂。当吹风比增加到 0.50、0.65 时,冷气侧涡显著增多,主流侧旋涡明显受到冷气涡的挤压作用,但主流涡在流场中仍然占主导作用。冷气动量的增加使得冷气能够发展到更靠下游的位置,有利于下游壁面的冷却。

在大吹风比工况下(M 为 0.80~1.25),冷气量的增加将主流向远离壁面的方向推动,主流脱落涡沿着几乎平行于壁面的方向向下游发展。吹风比的增大使得冷气侧旋涡强度增大,冷热气流掺混更为剧烈,旋涡尺度增加,在 y 方向腾起的高度更大,流场结构更加复杂。流场中旋涡强度增加主要体现在流向涡数量及尺度的增加,当流向涡尺度增大时,展向 B-R 涡保持完整性的难度更大。流向涡与 B-R 涡在相互作用中形成发夹涡结构,如图 10 中 $M=1.10$ 和 $M=1.25$ 的工况所示,发夹涡结构的形成将进一步将冷气带离壁面,不利于冷却效率的提升。开缝壁面的气膜冷却效率受到冷气量增加带来的正效应和流场结构变复杂带来的负效应的综合影响。

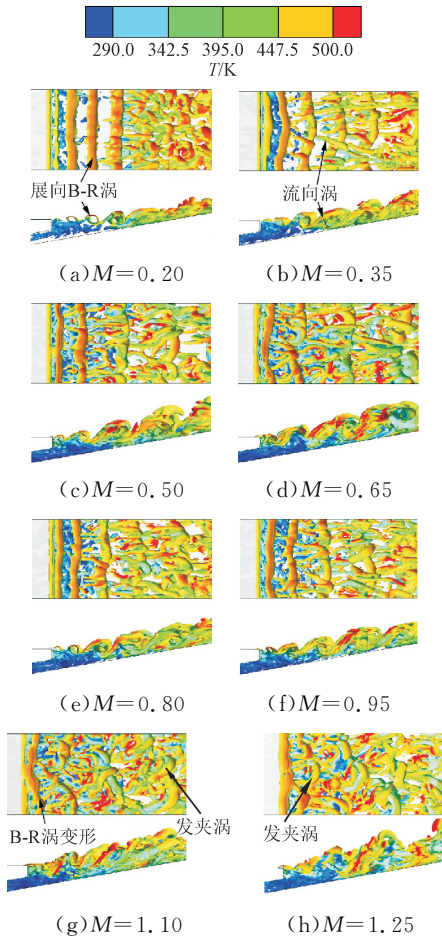


图 9 $Q=8.5\times10^6\text{ s}^{-2}$ 时不同吹风比下无肋板尾缘开缝区域的涡核图

Fig. 9 Vortex core regions in the trailing edge cutback without land extensions at different blowing ratios when $Q=8.5\times10^6\text{ s}^{-2}$

图 10 给出了不同吹风比时开缝壁面上气膜冷却效率分布。可以看出,当 $M=0.20$ 时,由于冷气量较小,冷气在开缝壁面覆盖的距离较短,在 $x/H>5$ 区域气膜冷却效率迅速下降;随着吹风比的增大,冷气覆盖距离增加,同时冷却效率沿展向的不均匀性有所增加, $M=0.50\sim1.25$ 的冷却效率瞬时分布在 $x/H>5$ 区域呈现高度的不均匀性,壁面上冷气膜遭到破坏,导致该区域冷却效率下降; $M=0.65$ 的壁面高冷却效率区域最长,一直延伸到 $x/H=7$ 位置,且下游区域的时均冷却效率大于 0.4,冷却效果最好,与图 8(b)一致。

在 0.20~0.50 的吹风比下,时均冷却效率在 $x/H=15$ 的位置出现明显的低效率区($\eta_{aw}<0.4$),这是由于冷气量不足。当吹风比增加到 0.65 时,该处没有出现低效率区,可以认为冷气足够覆盖到壁面最下游。当 $M>0.65$ 时,壁面平均气膜冷却效率

分布基本稳定,这与图 8(b)中的规律一致。

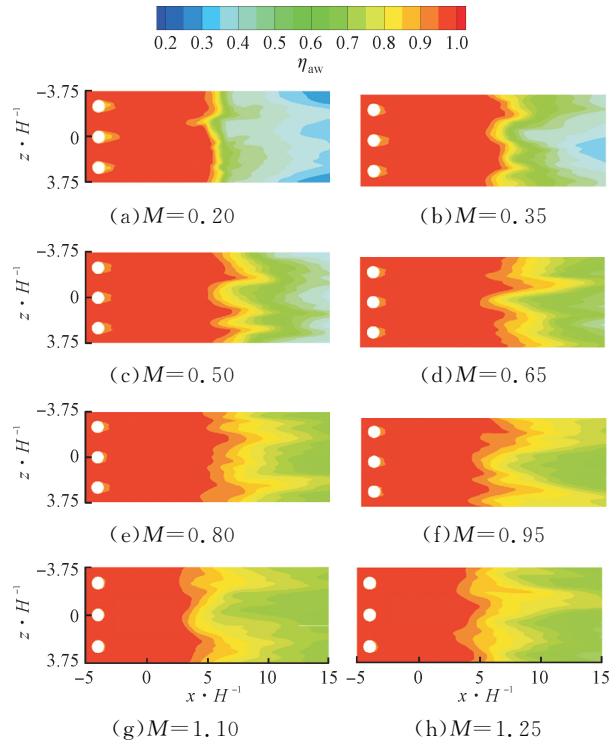


图 10 不同吹风比下无肋板尾缘开缝壁面的气膜冷却效率

Fig. 10 Film cooling effectiveness on trailing edge cutback without land extensions at different blowing ratios

图 11 给出了 4 种吹风比下 $z/H=0$ 截面(肋柱正下游,位置见图 3(b))和 $z/H=3.75$ 截面(肋柱中间下游,位置见图 3(b))上的温度分布。可以看出,由于肋柱对冷气流具有阻塞作用,肋柱正下游

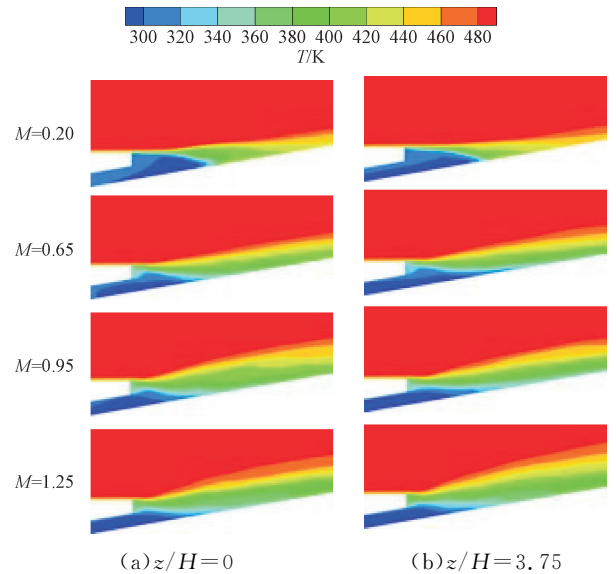


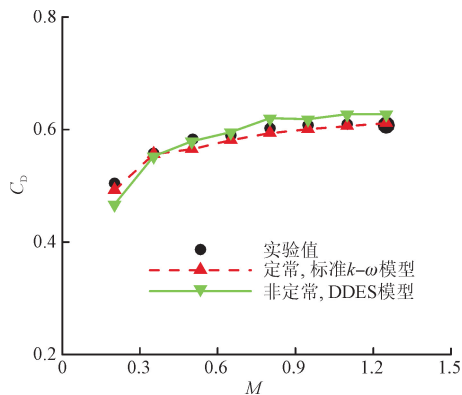
图 11 无肋板开缝结构 $z/H=0,3.75$ 截面温度分布

Fig. 11 Temperature contours on $z/H=0$ and $z/H=3.75$ cutplanes for the trailing edge cutback without land extensions

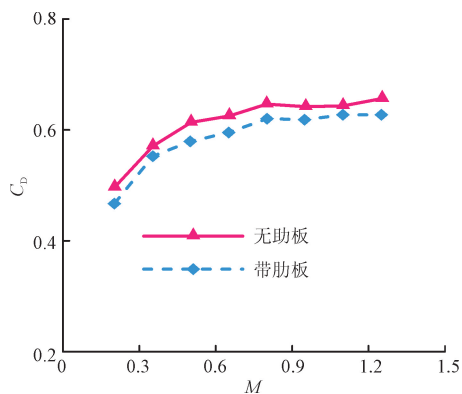
与肋柱中间下游的温度分布略有不同。尤其是 $M=1.25$ 的工况,旋涡在 y 方向卷起的高度明显变低。对 $M=0.65, 0.95$ 的工况,冷气在 x 方向覆盖的距离变短。随吹风比增加,旋涡尺度增加,时均分布中冷热气流掺混区域显著增大。在 4 种吹风比下, $M=0.20$ 时的冷气覆盖距离最短; $M=0.65$ 时冷气覆盖距离最远; $M=1.25$ 时虽然冷气量很大,但冷气与主流剧烈掺混,很大一部分冷气被带离开缝壁面,冷却效率反而不高。

2.2 带肋板时的流动和冷却性能

图 12 给出了不同吹风比下计算得到的带肋板尾缘开缝模型的流量系数,并与实验值和无肋板尾缘开缝模型计算结果进行了对比。可以看出, DDES 非定常计算结果在 0.20 的吹风比下计算得到的流量系数低于实验值^[5],偏差约为 7.1%,其他吹风比下计算值与实验值偏差均小于 5%。流量系数随吹风比增大有增加趋势,但 $M=0.65$ 之后变化很小(缓慢增加)。带肋板结构的流量系数低于无肋板结构约 5%,这是因为肋板结构增大了冷气通道中的通流阻力。



(a)带肋板结构的流量系数



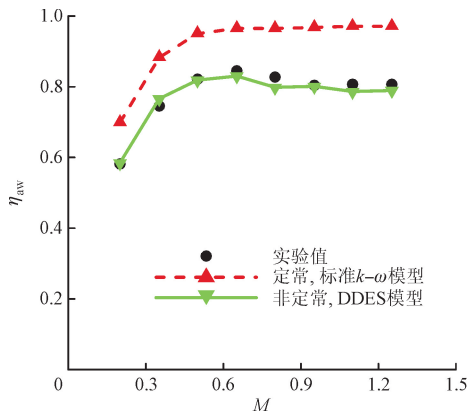
(b)带肋板和无肋板结构的流量系数对比

图 12 带肋板尾缘开缝结构的流量系数

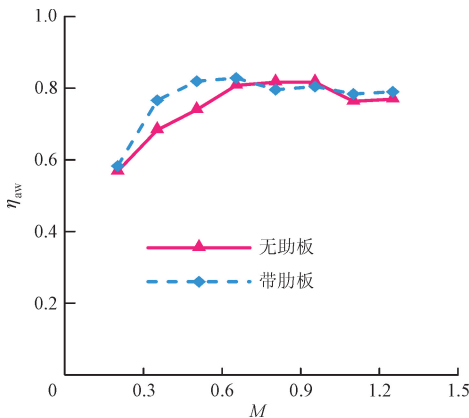
Fig. 12 Discharge coefficients for the trailing edge cutback with land extensions

图 13 给出了带肋板尾缘开缝结构的平均冷却效率。从图 13(a)可看出,在不同吹风比下, DDES 非定常计算结果与实验值吻合良好,证明 DDES 方法对带肋尾缘开缝区域流动的预测具有较高精度。当吹风比从 0.20 增加到 0.50 时,冷却效率迅速提高,此时冷气量对冷却效率起主要作用,但继续增加吹风比对冷却效率影响很小。带肋板结构减小了开缝下游冷气流道的宽度,因此可节省冷气。8 种吹风比下,冷却效率最高的是 $M=0.65$ 工况,平均冷却效率 0.83。但考虑到节约冷气量, $M=0.50$ 的冷气已经足够,其平均冷却效率可达 0.82。

图 13(b)对比了带肋板和无肋板尾缘开缝壁面上的平均冷却效率。可以看出,带肋板结构对于壁面冷却性能略有提升,尤其在 $M=0.35$ 和 $M=0.50$ 的吹风比下,冷却效率分别提高 12.1% 和 10.8%。在其他吹风比下,带肋板尾缘开缝壁面的冷却效率与无肋板结构相近或略有提高。由此可见,安装肋板能够在不降低气膜冷却效率的同时增强叶片尾缘的结构强度,并且,安装肋板后, $M=0.50$ 时的气膜冷却性能与无肋板时 $M=0.65$ 时的气膜冷却性能相同,亦即要达到相同的冷却效果,带肋板结构需要的冷气量更少。



(a)8 种吹风比下的面平均冷却效率



(b)带肋板和无肋板结构平均冷却效率对比

图 13 带肋板尾缘开缝结构的开缝壁面平均冷却效率

Fig. 13 Area-averaged film cooling effectiveness on the trailing edge cutback with land extensions

图 14 是不同吹风比下 DDES 模型计算得到的开缝下游展向平均冷却效率曲线。对比无肋板和带肋板结构的冷却效率曲线能够发现,在 $x/H=2\sim6$ 区域,无肋板结构的冷却效率有明显下降,而带肋板结构效率维持在较高水平,说明肋板的导流作用能够使开缝出口附近的冷气流动更加稳定,抑制冷气中旋涡的产生,尤其是肋板结构能够显著抑制小吹风比下冷却效率的下降幅度,使得小吹风比下冷却效率有较大幅度的提高。

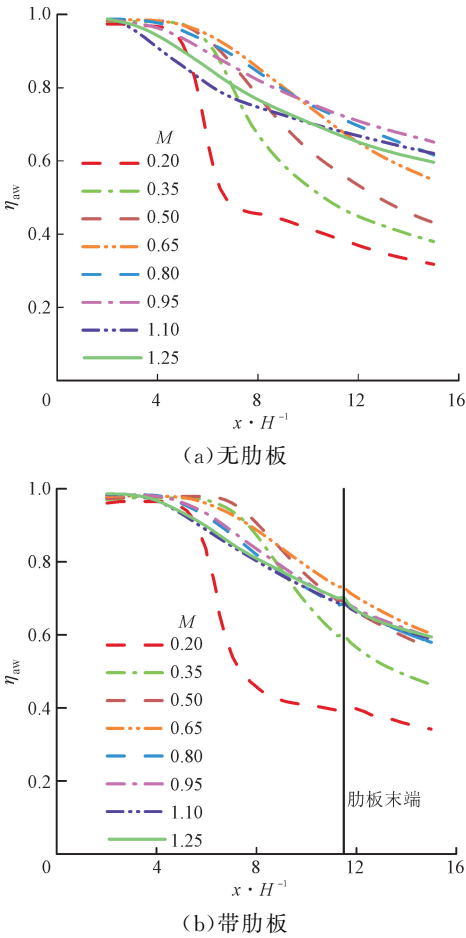


图 14 不同吹风比时开缝壁面展向平均气膜冷却效率
Fig. 14 Laterally-averaged film cooling effectiveness on the trailing edge cutback at different blowing ratios

图 15 给出了不同吹风比下带肋板尾缘开缝结构的涡系结构。整体上,带肋板尾缘开缝结构的旋涡结构与无肋板尾缘开缝结构相似,但由于存在肋板结构,展向 B-R 涡从中间被“切断”。同时,由于肋板对流动的阻塞作用和对旋涡的限制作用,肋板附近流速较小,旋涡尺寸较小,远离肋板的位置流速较大,旋涡尺寸大,展向涡因此发生扭曲,展向涡的发展受到肋板的限制,冷气中的旋涡同时受肋板和开缝壁面的限制。尤其在 0.35~0.65 的吹风比下,

冷气中的旋涡尺寸和数量比无肋板结构时明显减小,冷气流动更稳定。此外,由于肋板的作用,展向 B-R 涡提前发生扭曲、变形和分解。在 $M=0.50$ 条件下,开缝出口附近已经出现明显的展向涡变形,而无肋板结构在吹风比达到 0.80 时才出现明显的展向涡变形。当吹风比达到 0.95 后,流场中 B-R 涡很快发展为发卡涡结构,旋涡卷起高度更大。

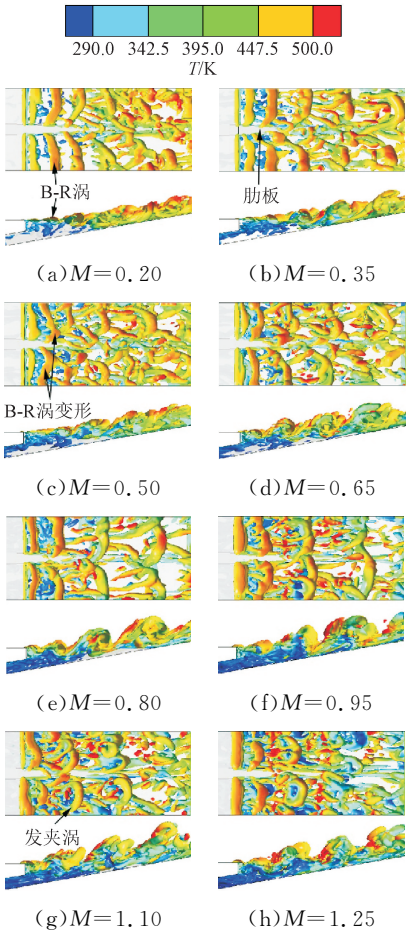


图 15 $Q=8.5\times10^6\text{ s}^{-2}$ 时不同吹风比时带肋板开缝结构涡核图

Fig. 15 Vortex core regions in the trailing edge cutback region with land extensions at different blowing ratios when $Q=8.5\times10^6\text{ s}^{-2}$

图 16 是带肋板尾缘开缝壁面上的冷却效率分布云图。与无肋板冷却效率分布相比(见图 10),由于肋板的存在,冷却效率在展向的不均匀度略有增加,但靠近肋板的位置冷却效率较高。 $M=0.50$ 和 $M=0.65$ 是冷却效果最高的两个工况,冷气几乎可以完全覆盖整个开缝壁面,高冷却效率区面积较大。吹风比增加到 0.8 以上时,由于冷热气流掺混加剧,旋涡尺度增大,主流提前作用到壁面上,高冷却效率区域反而缩小。

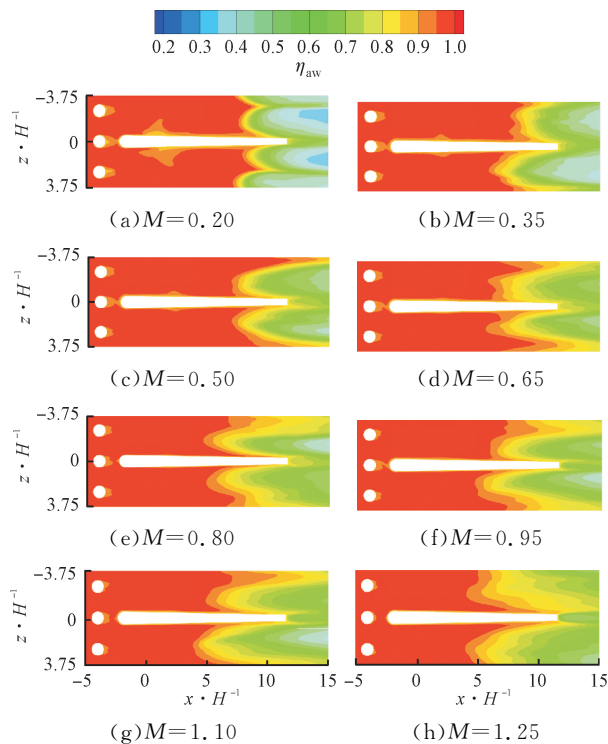


图 16 不同吹风比下带肋板尾缘开缝壁面的气膜冷却效率
Fig. 16 Film cooling effectiveness on the trailing edge cutback with land extensions at different blowing ratios

图 17 给出了带肋板结构在 4 种吹风比 ($M=0.20$, 0.65 , 0.95 和 1.25) 条件下 $z/H=0$ (肋柱正下游, 见图 3(b)) 和 $z/H=3.75$ (肋柱中间的下流, 见图 3(b)) 截面上的温度分布云图。可以看出, 在 $z/H=3.75$ 截面, $M=0.65$ 时的冷气覆盖距离比其他吹风比工况更长, 相比于无肋板结构也有明显提高。结合

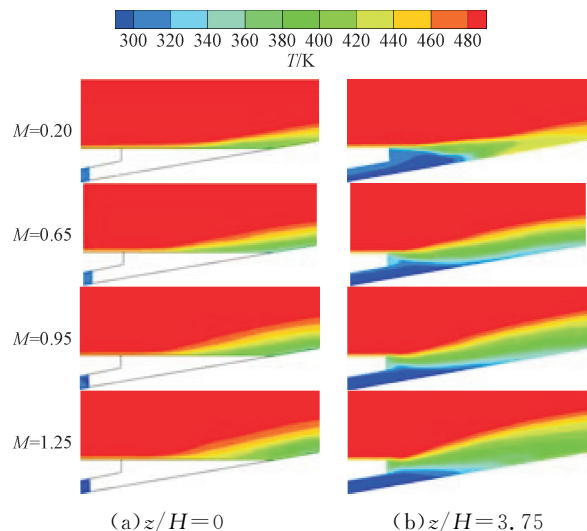


图 17 带肋板结构 $z/H=0, 3.75$ 截面的温度分布
Fig. 17 Temperature contours on $z/H=0$ and $z/H=3.75$ cutplanes for the trailing edge cutback with land extensions

图 15 发现, 肋板结构对于冷气涡的形成具有一定的限制作用。因此, 在大吹风比时, 冷气被卷起的量相对无肋板结构有所减少, 对壁面冷却有利。在 $z/H=0$ 截面, 随着冷热气流向下流发展, 旋涡出现在肋板上方。随着吹风比增大, 旋涡尺度增大, 冷热气流的掺混层厚度增加。

3 结 论

本文基于公开发表的实验数据, 采用 DDES 非定常求解方法, 研究了吹风比和肋板对燃气透平叶片尾缘开缝结构的流动和气膜冷却性能的影响规律, 主要结论如下。

(1) DDES 计算得到的有、无肋板时尾缘开缝结构的流量系数和平均气膜冷却效率均与实验值相吻合。流量系数计算值与实验值间的最大偏差为 7.1% ($M=0.20$, 带肋板), 冷却效率最大偏差为 11.8% ($M=0.20$, 无肋板), 其他工况下数值结果与实验值间的偏差均小于 5% 。

(2) 对于无肋板尾缘开缝结构, 吹风比增加, 流量系数增加, 在 $M=0.20\sim0.65$ 范围内, 冷却效率随吹风比增加而增加; 在 $M=0.80\sim1.25$ 范围内, 冷却效率有所下降。 $M=0.65$ 为最佳冷却工况, 壁面上 $x/H=2\sim15$ 区段的平均冷却效率为 0.81 。吹风比低于 0.65 时冷气量不足以覆盖整个壁面, 高于 0.65 时冷热气掺混剧烈, 冷却效率反而下降。

(3) 肋板对流场的影响体现在 3 个方面: 一是肋板增加了冷气通道的阻塞效应, 使流量系数整体降低 5% ; 二是由于肋板的存在, 开缝下游的冷气通流面积减小, 局部吹风比略有增加; 三是在肋板和壁面的双重限制下, 冷气中旋涡发展受到了抑制, 带肋板时贴近壁面的冷气膜稳定性更好。总体上, 带肋板结构有利于增强冷却、减小冷气消耗量。

(4) 开缝下游的旋涡脱落和冷热气流间的剧烈掺混是影响开缝壁面冷却效率的直接原因。无肋板时最佳吹风比是 $M=0.65$ (平均冷却效率 0.81), 带肋板时最佳吹风比为 $M=0.50$ (平均冷却效率 0.82)。总之, 吹风比 $M=0.50\sim0.80$ 是较理想的冷却选择区间。

参考文献:

- [1] HAN J C, DATTA S, EKKAD S. Gas turbine heat transfer and cooling technology [M]. 2nd ed. Boca Raton, FL: 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] 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, 2013: GT2013-94174.
- [4] 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.
- [5] 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.
- [6] CHEN Yude, MATALANIS C G, EATON J K. High resolution PIV measurements around a model turbine blade trailing edge film-cooling breakout [J]. *Experiments in Fluids*, 2008, 44(2): 199-209.
- [7] AMES F E, FIALA N J, JOHNSON J D. Gill slot trailing edge heat transfer: effects of blowing rate, Reynolds number, and external turbulence on heat transfer and film cooling effectiveness [C]//ASME Turbo Expo 2007: Power for Land, Sea, and Air. New York, USA: ASME, 2007: 351-362.
- [8] FIALA N J, JASWAL I, AMES F E. Letterbox trailing edge heat transfer: effects of blowing rate, Reynolds number, and external turbulence on heat transfer and film cooling effectiveness [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2010, 132(1): 011017.
- [9] 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.
- [10] ABDEH H, BARIGOZZI G. A parametric investigation of vane pressure side cutback film cooling by dual luminophor PSP [J]. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 2018, 69: 106-116.
- [11] 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.
- [12] 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.
- [13] HOLLOWAY D S, LEYLEK J H, BUCK F A. Pressure-side bleed film cooling: part I steady framework for experimental and computational results [C]//ASME Turbo Expo 2002: Power for Land, Sea, and Air. New York, USA: ASME, 2002: 835-843.
- [14] HOLLOWAY D S, LEYLEK J H, BUCK F A. Pressure-side bleed film cooling: part II unsteady framework for experimental and computational results [C]//ASME Turbo Expo 2002: Power for Land, Sea, and Air. New York, USA: ASME, 2002: 845-853.
- [15] MARTINI P, SCHULZ A, WHITNEY C F, et al. Experimental and numerical investigation of trailing edge film cooling downstream of a slot with internal rib arrays [J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers; Part A Journal of Power and Energy*, 2003, 217(4): 393-401.
- [16] MARTINI P, SCHULZ A. Experimental and numerical investigation of trailing edge film cooling by circular coolant wall jets ejected from a slot with internal rib arrays [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2004, 126 (2): 229-236.
- [17] KRUECKELS J, GRITSCH M, SCHNIEDER M. Design considerations and validation of trailing edge pressure side bleed cooling [C]//ASME Turbo Expo 2009: Power for Land, Sea, and Air. New York, USA: ASME, 2009: 63-70.
- [18] EFFENDY M, YAO Yufeng, YAO Jun, et al. DES study of blade trailing edge cutback cooling performance with various lip thicknesses [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2016, 99: 434-445.
- [19] YAO Yufeng, EFFENDY W, YAO Jun. Comparison study of turbine blade with trailing-edge cutback coolant ejection designs [C]//51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Reston, VA, USA: AIAA, 2013: AIAA 2013-548.
- [20] EFFENDY M, YAO Yufeng, YAO Jun, et al. Detached eddy simulation of blade trailing-edge cutback cooling performance at various ejection slot angles [J]. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 2019, 80: 108487.
- [21] EFFENDY M, YAO Yufeng, SUGATI D, et al. Numerical study of pin-fin cooling on gas turbine blades [J]. *AIP*

- Conference Proceedings, 2019, 2114(1): 060022.
- [22] 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.
- [23] NAQAVI I Z, TUCKER P G, LIU Yan. Large-eddy simulation of the interaction of wall jets with external stream [J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2014, 50: 431-444.
- [24] IVANOVA E, LEDEZMA G, WANG Guanghua, et al. Experimental and numerical investigations of the heat transfer and flow field in a trailing edge cooling geometry: part 2 LES and hybrid RANS/LES study [C]//ASME Turbo Expo 2015: Turbine Technical Conference and Exposition. New York, USA: ASME, 2015: V05BT12A041.
- [25] 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, 183.
- 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, 183.
- [26] 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.

(编辑 亢列梅)