

带肋尾缘开缝模型内的非定常冷却性能研究

王茜, 何坤, 晏鑫

(西安交通大学能源与动力工程学院, 710049, 西安)

摘要: 采用 DDES(delayed detached eddy simulation)非定常数值求解方法,研究了燃气轮机叶片带肋尾缘开缝模型内非定常流动及气膜冷却特性,分析了 3 种吹风比(0.2, 0.8, 1.25)对尾缘开缝模型冷却效率的影响,对比了有、无肋板时尾缘开缝模型内的流动和冷却性能,并利用已有的尾缘开缝流量系数和开缝壁面冷却效率实验数据,验证了非定常数值求解方法的有效性和精度。研究表明:采用 DDES 非定常求解方法可以较好地捕捉尾缘开缝区域的旋涡脱落和涡系运动规律,计算得到的流量系数、壁面冷却效率与实验测量值吻合良好;流量系数随吹风比的增加而增加,且小吹风比时流量系数增加幅度更明显;相对于无肋板结构,尾缘开缝区域采用肋板结构时流量系数整体下降 5%左右,冷却效率整体上有所提高;对于无肋板和带肋板两种开缝模型,吹风比对绝热壁面冷却效率影响都很大。当吹风比从 0.2 增加到 0.8 时,冷却效率显著增加;当吹风比增至 1.25 时,大尺度的旋涡脱落导致冷热气流动强烈掺混,冷却效率反而下降。吹风比为 1.25 时,带肋板结构的开缝模型相比于不带肋板的开缝模型冷却效率的下降程度减小。

关键词: 燃气轮机;尾缘开缝;冷却;肋板;吹风比

中图分类号: TK421 **文献标志码:** A

DOI: 10.7652/xjtuxb202009014 **文章编号:** 0253-987X(2020)09-0128-08



OSID 码

Investigation of Unsteady Cooling Performance in a Trailing Edge Cutback Model with Land Extensions

WANG Xi, HE Kun, YAN Xin

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

Abstract: The transient DDES (delayed detached eddy simulation) methods were adopted to investigate the unsteady fluid flow and film cooling performance in a gas turbine blade with trailing edge cutback and land extensions. The film cooling effectiveness on trailing edge cutback was studied under three different blowing ratios ($M=0.2, 0.8, 1.25$). The flow and cooling effects in a trailing edge cutback model with land extensions were compared to that without lands. The reliability and accuracy of the transient numerical methods were validated with the existing experimental data with respect to the discharge coefficients in slot and the cooling effectiveness on cutback surface. The results show that the DDES methods are able to provide reliable predictions for the vortex shedding in trailing edge cutback region and capture the developments of vortices effectively. The computational results of discharge coefficients and cooling effectiveness are in good agreement with the experimental data. The discharge coefficient increases with the blowing ratio, and this increment is more notable at lower blowing ratios. For

收稿日期: 2020-01-04。 作者简介: 王茜(1997—),女,硕士生;何坤(通信作者),女,副教授。 基金项目: 陕西省自然科学基金资助项目(2018JQ5109)。

网络出版时间: 2020-06-02

网络出版地址: <http://kns.cnki.net/kcms/detail/61.1069.T.20200602.0953.002.html>

the trailing edge model with land extensions, the discharge coefficients are decreased by about 5% and the overall film cooling effectiveness is increased, in contrast to that without land extension configuration. The blowing ratio has a pronounced effect on the film cooling effectiveness of trailing edge cutback whether with or without land extensions. As the blowing ratio increases from 0.2 to 0.8, the film cooling effectiveness on trailing edge cutback is significantly increased. However, if the blowing ratio is further increased to 1.25, the film cooling effectiveness on trailing edge cutback decreases, which can be attributed to the large scale vortex shedding downstream the slot and hence intensifies the mixing of cooling film and main flow. With land extensions, the film cooling effectiveness on trailing edge cutback at $M=1.25$ drops to a smaller extent compared with the cases without land extensions.

Keywords: gas turbine; trailing edge cutback; cooling; land extension; blowing ratio

为了提高热循环效率,现代燃气轮机透平进口工质的温度越来越高,远远超出当前合金材料的耐热极限。为解决这一矛盾,需要对叶片采取冷却措施,将叶片表面温度控制在材料的许用温度之下,延长叶片使用寿命。出于气动性能的考虑,叶片尾缘一般设计得很薄,容易烧蚀,因此尾缘区域对冷却性能的要求更高。通常采用开缝结构对尾缘进行冷却保护,即在尾缘压力面去除部分材料形成狭缝,冷气从狭缝喷出对叶片表面进行冷却。为提高尾缘部位的结构强度,往往还在开缝区域布置若干排肋柱和肋板。图1给出了带有开缝结构的燃气轮机叶片示意图。

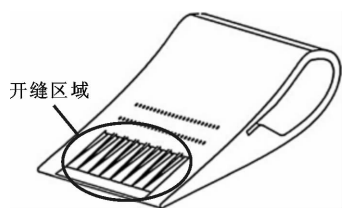


图1 带有开缝结构的燃气轮机叶片示意图^[1]

目前,国内外已开展了较多针对叶片尾缘冷却结构和性能的研究。Becchi等采用实验方法研究了吹风比、肋柱、肋板以及气膜孔的布置对尾缘开缝区域冷却性能的影响,发现吹风比在0.75~0.9区间时,冷却流与主流混合最为强烈^[2]。Horbach等采用实验方法研究了唇厚、唇形、肋柱形状以及肋板的布置对开缝区域冷却和传热性能的影响,发现采用肋板结构可以小幅提高冷却效率^[3-4]。Uzol等利用液晶热像(LCT)技术和粒子图像测速技术研究了圆柱和椭圆肋柱对尾缘开缝区传热和流动的影响^[5]。Ling等采用磁共振成像技术对带肋板开缝区域的冷却特性进行了研究,发现冷却效率与肋板沿流向的锥角有很大关系^[6]。Gao等采用DES非定常数值方法研究了吹风比、唇厚、唇形对尾缘开缝区域气

膜冷却效率的影响,发现相比于定常RANS求解,DES非定常方法能大大提高开缝区域流场求解的精确度^[7]。王瑞琴等采用数值方法研究了尾缘开缝区域在不同肋柱结构和吹风比下的流动及冷却传热特性^[8]。高炎等采用DES非定常数值方法研究了不同吹风比下尾缘区域的流场结构^[9-10]。Barigozzi等对带气膜孔的尾缘开缝模型进行了实验研究,发现开缝下游旋涡的形状和旋转方向与冷却射流速度有关^[11]。Martini等采用实验和数值方法研究了吹风比、肋柱结构对尾缘开缝冷却性能的影响^[12-14]。Taslim等研究了冷却流和主流密度比,开缝高度、宽度、唇厚等对开缝区域冷却性能的影响,发现开缝高度和唇厚对冷却效率影响很大^[15]。Ravelli等采用数值方法研究了气膜孔对尾缘开缝区域冷却传热性能的影响^[16]。Xie等采用数值方法研究了带肋板和不带肋板两种结构下尾缘开缝区的冷却和传热性能,发现采用肋板可提高开缝壁面冷却效率,但肋板表面冷却效率较低^[17]。Schobeiri等研究发现,当冷却流和主流速比等于1时,尾缘射流混合损失最小^[18]。黄春光等利用数值方法研究了改变尾缘射流出口处上下唇板构型对冷却和传热的影响,发现适当抬高下唇板可以增强传热^[19]。魏建生等通过实验测量了直肋和倒斜角肋两种肋板结构下的冷却效率和换热系数,发现采用倒斜角肋时冷却和换热性能都优于直肋结构^[20]。Khalil等采用LES方法研究了开缝区的冷却传热性能,结果表明LES能够对尾缘开缝流动做出很好地预测^[21]。

如上所述,尾缘开缝区域的流动具有高度非定常性^[2,6,11],涡系结构十分复杂,因此对冷热气掺混机理进行深入研究十分必要。本文在Horbach等实验研究^[3]的基础上,采用DDES非定常数值求解方法开展进一步研究。DDES模型是一种RANS/

LES混合模型,它通过引入延迟函数,解决了DES模型对网格敏感的问题,保证在近壁区域采用RANS进行计算,避免了DES模型可能出现的不合理的应力损耗问题,计算结果更为可靠。本文选择DDES数值方法,在3种吹风比($M=0.2,0.8,1.25$)条件下研究比较了不带肋板和带肋板两种结构尾缘开缝区域的流量系数和冷却效率,并与文献中已有的实验数据^[3]进行了比对,验证了数值方法的有效性。

1 计算模型和数值方法

本文所采用的尾缘开缝计算模型依照 Horbach 等的实验模型^[3]建立,如图2所示,其中 t 为唇厚, H 为开缝高度。图3给出了不带肋板和带肋板两种结构的具体示意图。图2和图3中的详细尺寸见表1。图3a是不带肋板的结构,在开缝出口之前交错布置了5排圆柱形肋柱,相邻两排的3个肋柱之间各自构成等边三角形;图3b是带肋板的结构,在保持肋柱结构不变的基础上增加了肋板,相邻肋板的间距为相邻两行肋柱间距的3倍。以主流流向作为 x 方向,展向作为 z 方向。定义开缝出口在 x 方向的坐标为0,以 x/H 表示开缝出口下游壁面在 x 方向上的位置。

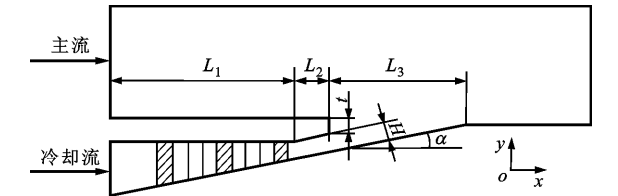
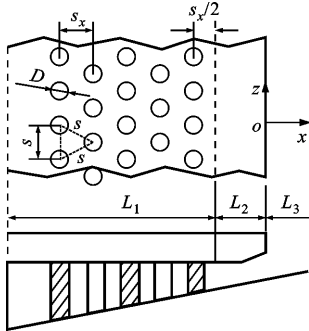


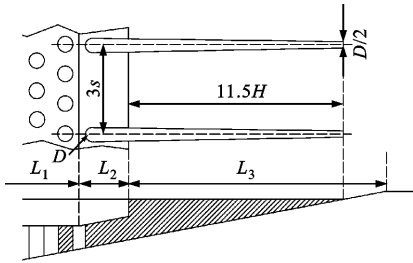
图2 数值计算模型

表1 计算模型主要几何尺寸

H/mm	t/mm	L_1/mm	L_2/mm	L_3/mm	$\alpha/(\text{^\circ})$	D/mm	s/mm	s_x/mm
4	4	58	12	60	10	4	10	8.66



(a)不带肋板



(b)带肋板

图3 开缝区结构示意图

图4给出了尾缘开缝模型的数值计算网格,本文利用商用软件 ANSYS-ICEM 生成结构化网格。为提高网格质量,所有壁面处均采用了O网格,近壁面第一层网格尺寸取 0.001 mm ,以保证 $y^+<1$ 。

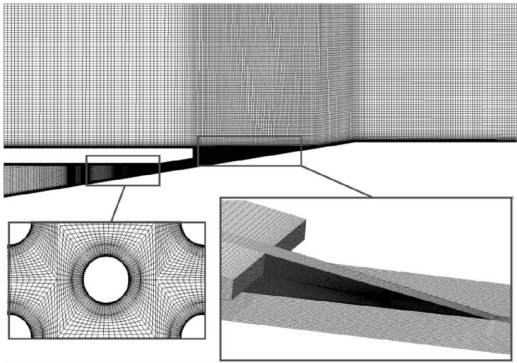


图4 数值计算网格

计算边界条件如图5所示,与文献^[3]实验保持一致。工质选择理想气体。高温主流速度为 57 m/s ,总温为 500 K ,湍流度为 7% ,湍流长度为 0.01 m 。冷却流速度分别设为 $1.87,7.48,11.70\text{ m/s}$,依次对应 $M=0.2,0.8,1.25$ 的工况,总温设为 239 K ,湍流度为 5% 。出口压力设为 105 kPa 。肋柱、肋板均设为恒定壁温条件,给定 325 K 。计算域顶部采用对称边界,底部设为绝热边界,两侧设为周期性边界条件。

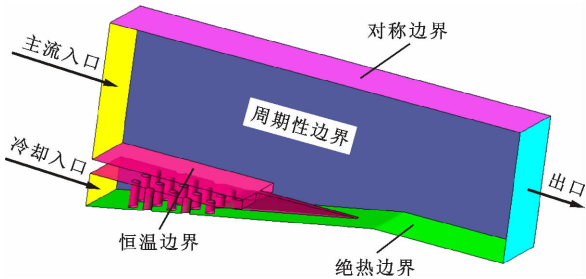


图5 计算边界条件

定常计算采用 $k-\omega$ 湍流模型,采用二阶离散精度,均方根残差下降到 10^{-5} 以下时计算收敛。DDES非定常计算以定常计算结果作为初场,时间步长设

为 10^{-5} s, 每个步长设置 20 次内部迭代次数。时均结果采用最后 500 步计算的平均值。

吹风比定义为

$$M = \rho_c u_c / \rho_{bg} u_{bg} \quad (1)$$

式中: ρ_{bg} 、 u_{bg} 分别为主流入口密度、速度; ρ_c 、 u_c 分别为冷却流入口密度、速度。

绝热壁面冷却效率定义为

$$\eta_{aw} = (T_{hg} - T_{aw}) / (T_{hg} - T_c) \quad (2)$$

式中: T_{hg} 表示高温主流温度; T_{aw} 表示绝热壁面温度; T_c 表示冷却流温度。

流量系数定义为

$$C_D = \frac{m_{c, real}}{m_{c, ideal}} = m_{c, real} / (p_{1t} (p_2 / p_{1t})^{(\kappa+1)/2\kappa})$$

$$A_{slot} (2\kappa / ((\kappa-1)RT_{1t}) ((p_{1t}/p_2)^{(\kappa-1)/\kappa} - 1))^{1/2} \quad (3)$$

式中: $m_{c, real}$ 、 $m_{c, ideal}$ 分别表示冷却流的实际和理想质量流量; p_{1t} 、 T_{1t} 表示冷却流进口总压和总温; p_2 为开缝出口处冷却流静压; κ 表示空气的比热容比, 取为 1.4; A_{slot} 为开缝出口总面积; R 表示理想气体常数。

2 计算结果

2.1 网格无关性验证

通过在 x 、 y 、 z 三个方向上等比例加密, 对不带肋板和带肋板两种结构分别划分了 3 套网格。不带肋板时, 划分的网格数分别为 25×10^5 、 50×10^5 、 100×10^5 ; 带肋板时, 网格数分别为 33×10^5 、 67×10^5 、 134×10^5 。图 6 给出了吹风比为 0.8 时, 采用不同网格数计算得到的开缝下游绝热壁面展向平均冷却

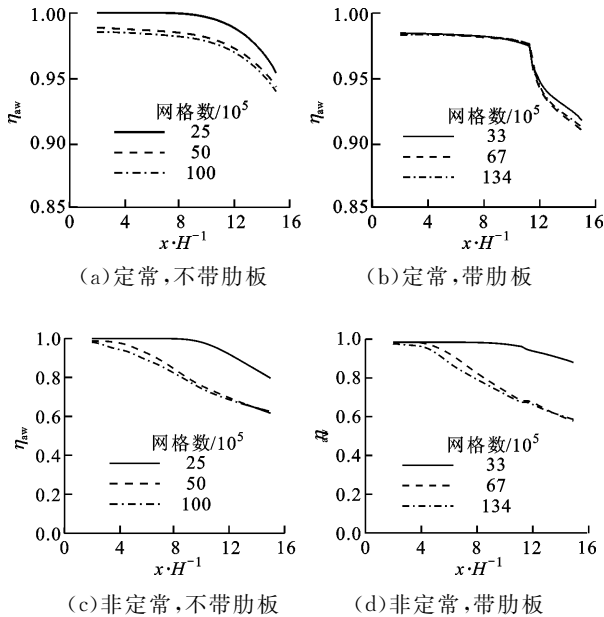


图 6 不同网格数下的绝热壁面展向平均冷却效率

效率。

从图 6 可以看出: 定常冷却效率在 $x/H > 10$ 后明显下降, 非定常冷却效率在 $x/H > 4$ 后就开始快速降低, 且下降幅度更大; 不带肋板时, 50×10^5 和 100×10^5 两套网格的冷却效率曲线十分接近, 最终选择 50×10^5 的网格; 带肋板时, 67×10^5 和 134×10^5 两套网格的计算结果相近, 最终选择 67×10^5 的网格。图 7 是带肋板、 $M=1.25$ 时 DDES 非定常计算监测点处的温度收敛曲线, 3 个监测点设在开缝出口附近, 具体位置如图中所示。

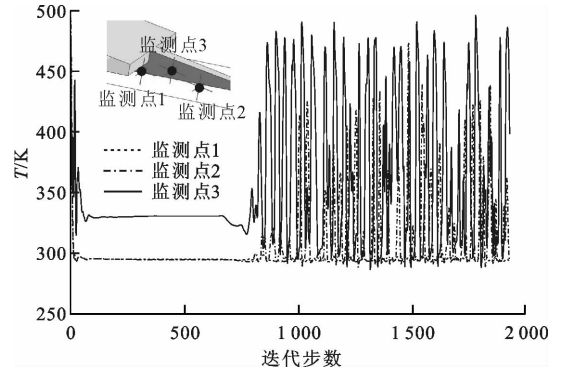


图 7 非定常计算监测点处的温度收敛曲线

2.2 数值方法验证

本文对 $k-\omega$ 、 $k-\epsilon$ 和 SST 三种湍流模型进行了比较, 图 8 给出了在不带肋板、 $M=1.25$ 时, 定常计算以及 DDES 非定常计算得到的绝热壁面展向平均气膜冷却效率与实验值^[3]的对比。由图可以看出, 采用 3 种湍流模型进行定常计算得到的冷却效率在 $x/H > 4$ 之后均远高于实验值。这是因为定常方法不能捕捉到冷热气之间复杂的掺混过程。根据文献 [7, 12, 14] 中的研究, 采用 URANS 方法可以提高冷却效率计算精度, 但结果仍高于实验值。DES 方法相比于 URANS 计算精度更高。本文采用的 DDES 方法是对 DES 的改进。由图 8 可见, DDES 计算结果与实验值吻合良好, 说明该模型对尾缘开缝流动的预测是可靠的。

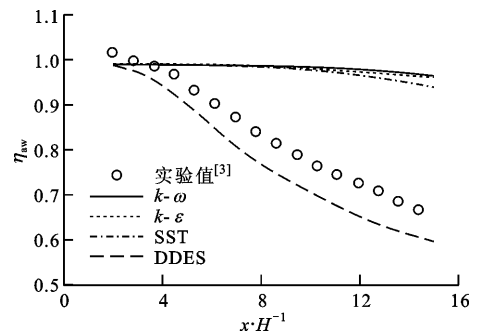


图 8 不同湍流模型下的展向平均冷却效率

表 2 给出了采用 3 种湍流模型计算得到的流量系数与实验值的对比。 $k-\omega$ 和 SST 模型对流量系数的计算结果与实验值吻合得很好, $k-\epsilon$ 模型计算结果比实验值偏大约 16%。最终选择 $k-\omega$ 模型进行定常计算,再以定常结果作为初场进行 DDES 非定常计算。

表 2 不同湍流模型计算得到的流量系数

C_D			
$k-\omega$	$k-\epsilon$	SST	实验 ^[3]
0.64	0.74	0.65	0.64

2.3 计算结果分析

图 9 给出了两种开缝结构在 3 种吹风比下的流量系数。对于不带肋板和带肋板两种开缝结构,定常和 DDES 非定常计算得到的流量系数都能较好地与实验值^[3]吻合,且定常结果的精度比非定常结果高,说明对于流量系数,定常计算已经完全足够。增大吹风比时,流量系数增大,且小吹风比下流量系数增加幅度更大。相较于不带肋板的结构,带肋板时流量系数整体上约有 5% 的下降,这是因为肋板增加了冷却流通道内流动的阻塞作用。

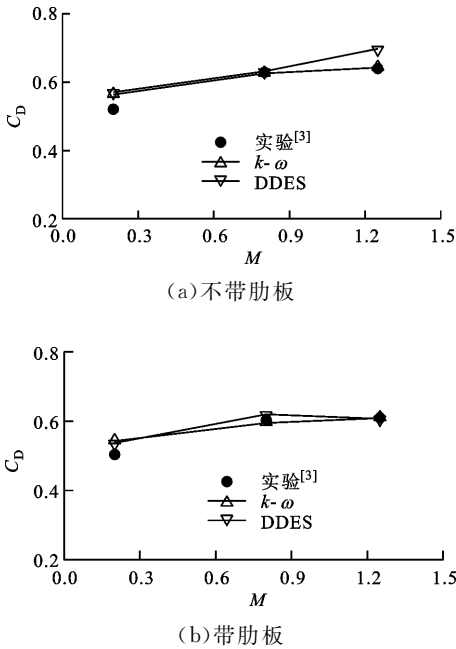


图 9 两种开缝结构在 3 种吹风比下的流量系数

本文采用 Q 准则进行旋涡识别。图 10 给出了 DDES 计算获得的带肋板、 $M=0.8$ 时开缝下游的三维旋涡结构。由图可见,开缝下游存在复杂的周期性旋涡脱落。这是由于在开缝出口处,冷热气之间存在较大的速度差,在剪切作用下引发 K-H 不稳定

性。旋涡脱落导致冷热气强烈掺混。这种掺混一方面加强了冷热气之间的热传导,提高了冷却流的温度,另一方面会直接把高温主流卷吸到壁面附近,导致叶片表面温度升高。在距离开缝出口一小段距离后,绝热壁面上的冷却气膜完整性遭到破坏,冷却效率沿流向迅速下降。

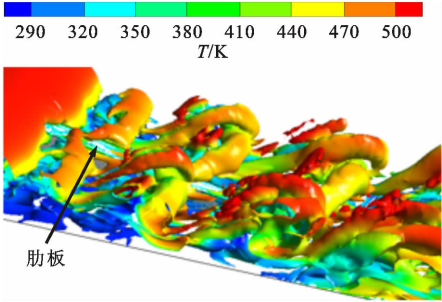


图 10 开缝出口下游三维旋涡结构图($Q=5\ 400\ s^{-2}$)

图 11 给出了带肋板、 $M=0.8$ 时不同时刻涡系结构的变化发展情况,涡系中同时存在展向涡和流向涡,展向涡一定程度上受到肋板的限制。在 t_0 时刻唇缘处出现主流产生的尾迹涡,在 $t_0+0.000\ 1\ s$ 可以看到旋涡从唇缘脱落,随后在向下游运动的同时不断与冷气产生的涡之间发生掺混。

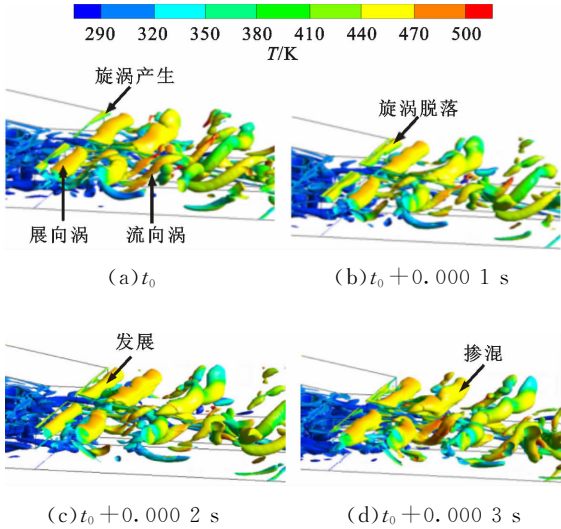
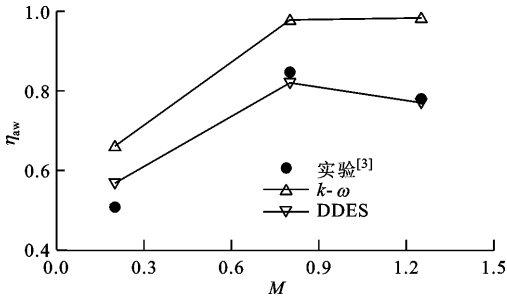


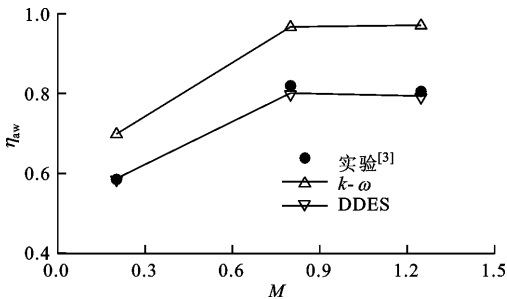
图 11 不同时刻涡系结构的发展($Q=2.4\times10^7\ s^{-2}$)

图 12 给出了不带肋板和带肋板两种结构在 3 种吹风比下的绝热壁面平均气膜冷却效率与实验值^[3]的对比。这里是对绝热壁面上 $2\leq x/H\leq15$ 的这一区域进行平均,平均时不包括肋板表面。从图中可以看出,定常计算得到的冷却效率明显高于实验值,而 DDES 非定常计算结果与实验值吻合良好。吹风比对开缝下游壁面冷却效率有显著影响。当吹风比从 0.2 提高到 0.8 时,由于冷气量增加,冷

却效率大大提高;当吹风比增加到 1.25 时,冷却效率反而略有下降。相比于不带肋板的开缝结构,带肋板开缝结构在 $M=0.2$ 时冷却效率提升约 18%, $M=0.8$ 时冷却效率略有下降, $M=1.25$ 时冷却效率提升 4%。



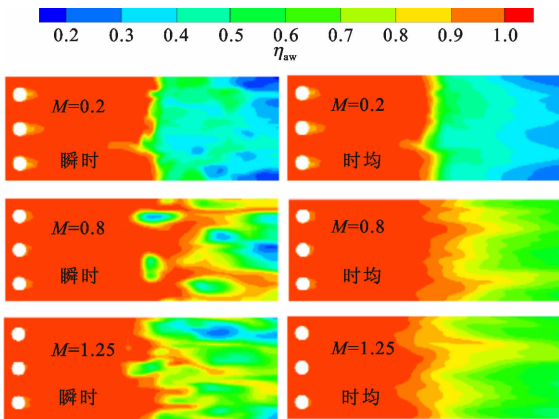
(a)不带肋板



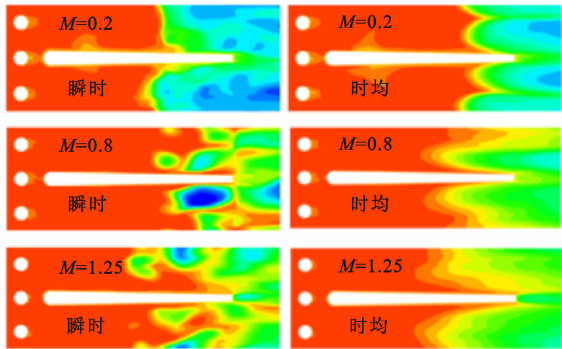
(b)带肋板

图 12 绝热壁面平均气膜冷却效率

图 13 给出了不同吹风比下的绝热壁面冷却效率分布云图。由图 13a 可见:不带肋板、 $M=0.2$ 时,冷却效率沿展向分布较为均匀,但高冷却效率区域($\eta_{aw}>0.9$)面积较小,即冷气沿流向达到的距离较短,因此壁面整体平均冷却效率较小;当吹风比增加时,冷气沿流向所能达到的距离增加,同时冷气沿展向分布的不均匀度增大,说明高吹风比时肋柱对流动的影响更为显著。在 3 种吹风比中, $M=0.8$ 时高冷却效率区域最大,冷却效果最好。



(a)不带肋板

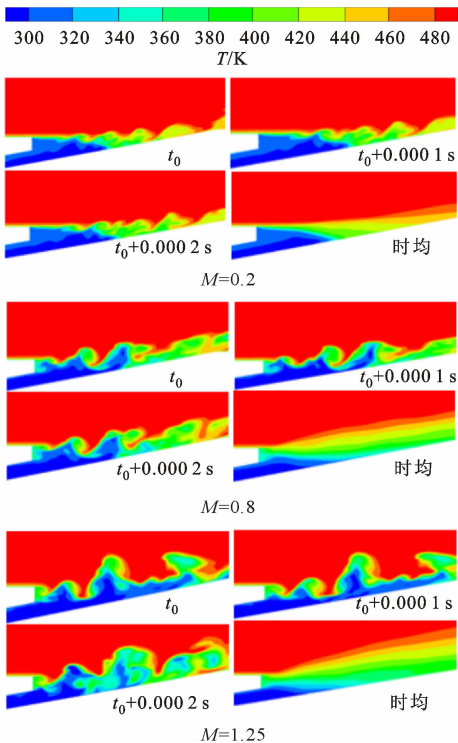


(b)带肋板

图 13 绝热壁面冷却效率分布云图

从图 13b 可以看出:相比于不带肋板的结构,带肋板时冷气沿展向分布的不均匀度更大;吹风比为 0.2 时,高冷却效率区面积比不带肋板时更大,说明冷气沿流向达到的距离增加。这可以理解为由于肋板的存在,开缝出口有效面积减小,冷气被限制在更狭窄的空间内,使得局部吹风比增大,因此冷却效率明显提高。增大吹风比时,温度分布沿展向的不均匀度更加显著。

图 14 给出了开缝出口下游 $z=0$ 截面的温度分布云图,包括不同时刻的瞬时温度分布以及对最后 500 个时间步进行平均的时均温度分布。不带肋板时, $z=0$ 截面为最后一排相邻肋柱的中间位置,带肋板时为相邻肋板的中间位置。从 t_0 时刻到 $t_0+0.000\ 2\text{ s}$,冷却流与主流在向下游流动的同时不断



(a)不带肋板

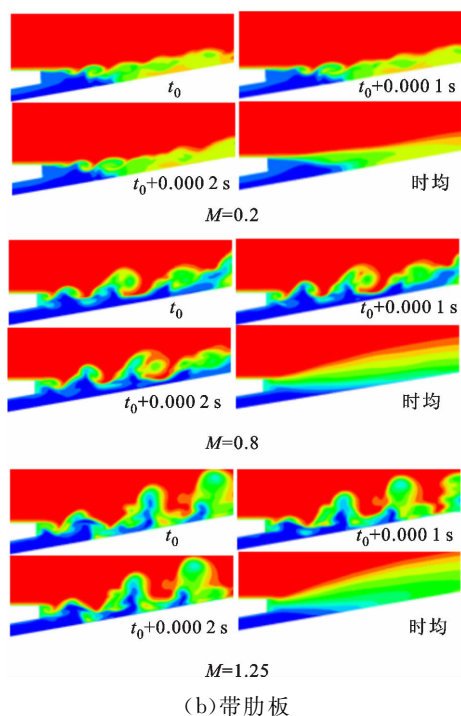


图14 开缝出口下游 $z=0$ 截面温度分布云图

发生掺混、卷吸,冷气不能很好地覆盖在壁面上,使壁面温度升高,冷却效率下降;随着吹风比增大,旋涡脱落更为剧烈,旋涡尺度变得更大。因此,虽然增加吹风比使得冷却气体的量增多,但强烈的掺混破坏了冷气膜在壁面上的完整性,所以在1.25的吹风比下冷却效率相比于吹风比为0.8时反而略有下降。

对于带肋板的开缝结构,旋涡沿展向的发展在一定程度上被肋板限制,因此旋涡高度会略有增加。从图14b可见:吹风比为0.2时旋涡尺度较小,冷热气混合还不明显,由于肋板的存在,通道更狭窄,冷气更集中,相比于无肋板时开缝下游壁面的气膜冷却效率显著提高;吹风比为0.8时,旋涡脱落变得显著,涡系结构更加复杂,导致壁面冷却效率略微降低;当继续增大吹风比,旋涡尺度会在展向受到肋板的抑制,所以带肋板尾缘开缝壁面的冷却效率相对不带肋板时又会提高一些。

3 结 论

本文采用DDES非定常数值计算方法研究了3种吹风比($M=0.2, 0.8, 1.25$)条件下燃气轮机叶片尾缘开缝区域的流动和冷却性能,分析了开缝下游肋板结构对尾缘区域流场结构和气膜冷却效率的影响,并利用已有实验数据^[3]对数值方法的有效性进行了验证,主要结论如下。

(1)采用定常 $k-\omega$ 湍流模型能获得较为准确的

流量系数,但计算得到的气膜冷却效率显著高于实验值。DDES非定常数值求解方法能较好地预测尾缘开缝区域的非定常流动结构和气膜冷却特性。

(2)对于不带肋板和带肋板两种结构,流量系数都随着吹风比的增加而增加,并且小吹风比时流量系数增加更为明显。相比于不带肋板的开缝结构,带肋板时开缝通道内的流量系数整体下降约5%。

(3)吹风比对开缝下游壁面气膜冷却效率影响很大。对于不带肋板和带肋板两种开缝结构:当吹风比从0.2增加到0.8时,由于冷气量的加大,气膜冷却效率大幅提升;当吹风比继续增加到1.25时,由于开缝出口处旋涡脱落的影响,冷热气强烈掺混,使得冷却效率略有下降。

(4)相对于不带肋板的开缝结构,带肋板的开缝结构在 $M=0.2$ 和 $M=1.25$ 时开缝下游壁面的气膜冷却效率明显提升,但在 $M=0.8$ 时带肋板的开缝下游壁面气膜冷却效率与不带肋板的开缝结构相近。

参考文献:

- [1] RAVELLI S, BARIGOZZI G. Stress-blended eddy simulation of coherent unsteadiness in pressure side film cooling applied to a first stage turbine vane [J]. *Journal of Heat Transfer*, 2018, 140(9): 092201.
- [2] BECCHI R, FACCHINI B, PICCHI A, et al. Film cooling adiabatic effectiveness measurements of pressure side trailing edge cooling configurations [J]. *Propulsion and Power Research*, 2015, 4(4): 190-201.
- [3] 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.
- [4] HORBACH T, SCHULZ A, BAUER H J, et al. Trailing edge film cooling of gas turbine airfoils: effects of ejection lip geometry on film cooling effectiveness and heat transfer [J]. *Journal of Heat Transfer*, 2010, 132(8): 849-865.
- [5] UZOL O, CAMCI C. Heat transfer, pressure loss and flow field measurements downstream of staggered two-row circular and elliptical pin fin arrays [J]. *Journal of Heat Transfer*, 2005, 127(5): 458-471.
- [6] LING J, ELKINS C J, EATON J K. The effect of land taper angle on trailing edge slot film cooling [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2015, 137(7): 071003.
- [7] GAO Y, YAN X, LI J, 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.
- [8] 王瑞琴, 高炎, 晏鑫, 等. 燃气透平尾缘开缝区冷却性能的非定常研究 [J]. *西安交通大学学报*, 2017, 51(12): 98-103.
- WANG Ruiqin, GAO Yan, YAN Xin, et al. Unsteady investigations on cooling performance of a gas turbine trailing edge cut-back [J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2017, 51(12): 98-103.
- [9] 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 cut-back in gas turbine blade [J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2016, 50(3): 29-37.
- [10] 高炎, 晏鑫, 李军. 尾缘开缝透平叶片内流动传热特性研究 [J]. *西安交通大学学报*, 2018, 52(10): 31-40.
- GAO Yan, YAN Xin, LI Jun. Investigation on characteristics of flow and heat transfer in a turbine blade with trailing-edge cutback [J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2018, 52(10): 31-40.
- [11] BARIGOZZI G, ARMELLINI A, MUCIGNAT C, et al. Experimental investigation of the effects of blowing conditions and Mach number on the unsteady behavior of coolant ejection through a trailing edge cutback [J]. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 2012, 37: 37-50.
- [12] 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.
- [13] MARTINI P, SCHULZ A, BAUER H J, et al. 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.
- [14] MARTINI P, SCHULZ A, BAUER H J, et al. Detached eddy simulation of film cooling performance on the trailing edge cutback of gas turbine airfoils [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2006, 128(2): 292-299.
- [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] RAVELLI S, BARIGOZZI G. Adiabatic and conjugate simulations on the flow field in a gas turbine vane with pressure side film cooling and trailing edge cutback [J]. *Journal of Power and Energy*, 2014, 228(6): 657-673.
- [17] XIE Y H, YE D T, SHEN Z Y. Numerical study on film cooling and convective heat transfer characteristics in the cutback region of turbine blade trailing edge [J]. *Thermal Science*, 2016, 20: S643-S649.
- [18] SCHOBELI M T, PAPPU K. Optimization of trailing edge ejection mixing losses: a theoretical and experimental study [J]. *Journal of Fluids Engineering*, 1999, 121(1): 118-125.
- [19] 黄春光, 姚世传, 谢海军. 透平叶片尾缘冷却结构唇板构型对流动和传热的影响 [J]. *热能动力工程*, 2019, 34(6): 47-52.
- HUANG Chunguang, YAO Shichuan, XIE Haijun. Effect of the lip configuration of cutback on the flow and heat transfer at turbine blade trailing edge [J]. *Journal of Engineering for Thermal Energy and Power*, 2019, 34(6): 47-52.
- [20] 魏建生, 朱惠人, 张丽, 等. 涡轮叶片尾缘劈缝气膜冷却特性实验研究 [J]. *工程热物理学报*, 2016, 37(9): 1988-1993.
- WEI Jiansheng, ZHU Hui ren, ZHANG Li, et al. Experimental investigation on the film cooling characteristics of turbine blade trailing edge cutback [J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2016, 37(9): 1988-1993.
- [21] KHALIL A, KAYED H, HANAFI A, et al. Numerical predictions of three-dimensional unsteady turbulent film-cooling for trailing edge of gas-turbine blade using large eddy simulation [J]. *Journal of Energy Resources Technology*, 2019, 141(4): 042206.

(编辑 荆树蓉)