

肋板倾角和形状对尾缘开缝区域 非定常冷却性能的影响

王瑞琴, 何坤, 晏鑫

(西安交通大学能源与动力工程学院, 710049, 西安)

摘要: 针对燃气透平叶片带肋板的尾缘开缝模型,采用延迟分离涡模拟非定常数值求解方法,研究了3种肋板倾角(10° , 12.5° , 15°)、4种肋板形状(直肋板,直-直型扩张肋,直-直型收缩肋,直-拱型收缩肋)条件下尾缘开缝区域的流动性能与冷却效果,分析了肋板几何参数对尾缘开缝区域流场结构和气膜冷却性能的影响。计算结果表明:对于带肋板的尾缘开缝结构,开缝壁面的展向平均冷却效率在肋板末端会因为冷气难以向肋板正后方扩散而出现突降,且突降幅度随着肋板倾角的增大而增大;增大肋板倾角会降低开缝壁面的整体冷却性能,当肋板倾角从 10° 增大至 15° 时,开缝壁面展向平均冷却效率的最低值从0.66降至0.6,下降了约9.1%;在4种肋板形状下,直-直型扩张肋在肋板间的开缝壁面上拥有最佳的冷却性能,在肋板下游的开缝壁面上表现最差,直-拱型收缩肋在这两段区域内的表现正好与之相反;直-拱型收缩肋条件下开缝壁面上展向平均冷却效率的最低值为0.675,相比直-直型扩张肋提升了约15%。

关键词: 尾缘开缝;肋板参数;冷却效率;流场结构;延迟分离涡模拟

中图分类号: TK474.7 **文献标志码:** A

DOI: 10.7652/xjtuxb202312008 **文章编号:** 0253-987X(2023)12-0080-10

Effects of Land Angle and Shape on Unsteady Cooling Performance in Trailing Edge Cutback Region

WANG Ruiqin, HE Kun, YAN Xin

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

Abstract: Using the DDES (delayed-detached eddy simulation) unsteady numerical method, the flow and film cooling performance in the gas turbine blade trailing edge cutback region with land extensions were investigated at three land angles (10° , 12.5° , and 15°) and four land shapes (straight land, straight-straight expanding land, straight-straight contracting land, and straight-arch contracting land). The effects of geometrical parameters of land extensions on the flow structures and film cooling performance in the cutback region were analyzed. The results show that the laterally-averaged film cooling effectiveness on the cutback surface is decreased abruptly at the end of lands for the trailing edge cutback with land extensions, due to the lack of coolant right behind the lands, and such decreasing is increased with the land angle. The overall film cooling effect on the cutback surface is decreased as the land angle increases. In particular, as the land angle is increased from 10° to 15° , the lowest laterally-averaged film cooling effectiveness on

the cutback surface is decreased by 9.1%, from 0.66 to 0.6. Among the four studied land shapes, the straight-straight expanding land has the best film cooling effect on the cutback between adjacent lands, but the poorest effect on the cutback downstream of the lands while the straight-arch contracting lands show the opposite trend in these two regions. The lowest laterally-averaged film cooling effectiveness on the cutback with straight-arch contracting lands is 0.675, about 15% higher than that of the straight-straight expanding land configuration.

Keywords: trailing edge cutback; land parameters; cooling effectiveness; flow structures; delayed-detached eddy simulation

为了提高透平的热循环效率并追求更大功率的输出,现代燃气透平的进口温度在逐年提升,远远超过了当前叶片材料的熔点。出于气动性能的考虑,燃气透平的尾缘通常设计得很薄。在高热负荷、热应力的作用下,尾缘部分容易发生烧蚀,因此需要有效的冷却方式对尾缘进行保护。由于尾缘尺寸的限制,在尾缘处很难布置传统的气膜孔冷却结构来对尾缘进行冷却,因此尾缘开缝冷却结构在现代燃气透平中得到了广泛应用。文献[1]中叶片压力面靠近尾缘的区域被去除了部分材料,从而形成槽缝供冷气从内部流出。为了提高槽缝内的对流换热性能以及尾缘开缝区域的强度,通常还在槽缝内布置多排肋柱并在开缝区域布置肋板结构。

国内外已开展了许多关于透平叶片尾缘开缝区域流动和冷却特性的研究。Talsim 等^[2]对尾缘开缝结构几何参数和冷气主流密度比对尾缘开缝区域冷却特性的影响开展了一系列实验研究,发现唇厚对尾缘开缝区域的冷却效果影响最为显著,而冷气主流密度比对冷却效率的影响较小。Martini 等^[3]用实验方法研究了不同吹风比和肋柱结构下尾缘开缝结构的冷却和传热特性。Horbach 等^[4]用实验方法研究了唇厚、唇形、肋柱形状和肋板结构对尾缘开缝区域冷却性能的影响,结果表明,采用肋板结构可以提升开缝壁面的冷却效率,且壁面的冷却效率随唇厚的增大而降低。Murata 等^[5]利用红外热成像技术,测量了有肋板情况下 4 种不同形状开缝壁面上的气膜冷却效率,与配置加强肋的开缝壁面相比,有凹坑开缝壁面上的冷却效率更高。Benson 等^[6-7]使用磁共振成像技术测量了开缝区域的流场结构,Ling 等针对不同肋板锥角的实验研究表明,肋板锥角对尾缘开缝壁面附近及肋板顶部的流场结构均有较大影响,且开缝壁面的冷却效率随肋板锥角的增加而降低^[8]。Wong 等^[9-10]对带肋板的尾缘开缝结构的冷却特性开展了实验研究,与直肋板相比,锥形肋板结构的整体冷却效果更好。魏建生等^[11]采用

实验方法测量了直肋和倾斜角肋结构下开缝下游的冷却效率,相比直肋结构,倒斜角肋结构下的气膜冷却效率分布更为均匀。黄春光等^[12]采用 SST $k-\omega$ 模型研究了尾缘射流出口处上下唇板构型对流动的影响,抬升下部唇板会增大气动损失。王瑞琴等^[13]采用 SST $\gamma-Re_\theta$ 转捩模型研究了无肋板和带肋板尾缘开缝叶片的流动传热性能,肋板结构可有效降低总压损失;Schneider 等^[14-15]在文献[3]的实验基础上用大涡模拟(LES)方法解析了尾缘开缝区域的相干涡结构。Ravelli 等^[16-17]比较了包括 LES、非定常雷诺平均纳维-斯托克斯方程(URANS)、尺度自适应模拟(SAS)和改进延迟分离涡模拟(IDDES)在内的各种非定常数值方法在预测叶片尾缘开缝区流动方面的求解精度,结果表明,相比 RANS/URANS 方法,SAS、LES 和 IDDES 的精度更高。姚世传等^[18]采用 SAS 方法研究了叶片尾缘劈缝射流尾迹中的相干结构,尾缘上、下板的主导脱落涡均为卡门涡。Martini 等^[19-23]采用分离涡模拟(DES)方法研究了吹风比、肋柱结构和唇厚等参数对尾缘开缝区域气膜冷却性能的影响,DES 数值结果与实验数据吻合良好。王茜等^[24]采用延迟分离涡模拟(DDES)方法研究了不同吹风比下无肋板和带肋板结构尾缘开缝区域的冷却性能,发现 DDES 方法在预测尾缘开缝流动上有很高的精度。Wang 等^[25]采用 DDES 方法研究了不同吹风比和肋柱结构下带肋板尾缘开缝模型的冷却性能,与无肋板结构进行了对比,气膜在开缝壁面上展向覆盖的均匀性主要与肋柱结构有关,采用肋板结构可有效提升开缝壁面的整体冷却性能。

如上所述,目前针对带肋板尾缘开缝区域流动与冷却特性的研究仍然以实验为主,数值研究相对较少,尤其缺乏针对肋板几何参数的相关数值研究。为了贴近工程实际,深入了解肋板几何参数对尾缘开缝区域流动与冷却特性的影响,本文针对燃气透平叶片带肋板的尾缘开缝模型,采用 DDES 非定常

数值求解方法,研究了 3 种肋板倾角和 4 种肋板形状条件下带肋板尾缘开缝区域的流动与冷却性能,获得了肋板倾角和形状对尾缘开缝区域流动与冷却性能的影响规律。

1 计算模型和数值方法

本文所采用的尾缘开缝结构基于文献 [3] 的实验,不同的是,在开缝区域($x>0$)另外布置了肋板结构以研究肋板倾角和形状对开缝区域冷却性能的影响,如图 1 所示。图 1 中,流向为 x 方向,展向为 z 方向, t 为唇厚, θ 为肋板倾角。图 2 给出了本文所研究的 4 种肋板形状, R 为肋板前端的半径,这 4 种肋板的倾角均为 10° 。为便于肋板形状的设计,与图 1 相比,图 2 中肋板在开缝区的配置,是在保证槽缝出口面积不变的情况下(肋板前端直径扩大为图 1 的两倍),扩大了相邻肋板间的间距,4 种肋板形状 A 为直肋板、B 为直-直型扩张肋、C 为直-直型收缩肋、D 为直-拱型收缩肋,它们的区别体现在肋板的后半段。本文采用的尾缘开缝结构的主要尺寸如表 1 所示。

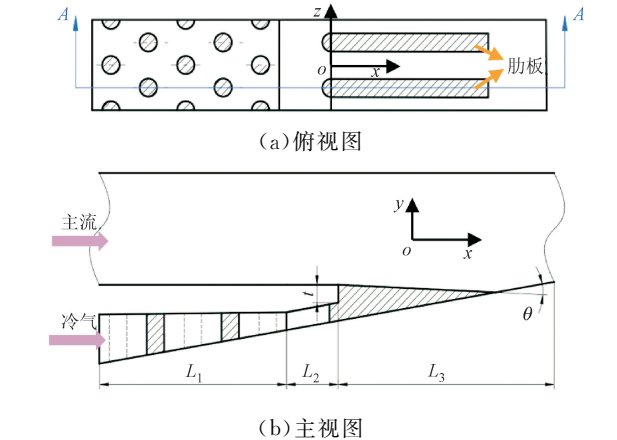


图 1 尾缘开缝结构
Fig. 1 Trailing edge cutback configuration

本文的计算网格和边界条件设定如图 3 所示。网格由 ANSYS ICEM CFD 生成,在壁面附近采用 O 型网格,在肋板附近采用 Y 型网格。近壁面第一层网格距离为 0.001 mm,开缝区域的平均 $x^+ \approx 31$ 、 $y^+ \approx 0.13$ 、平均 $z^+ \approx 31$,满足 LES 解析的要求。计算边界条件与实验保持一致,工质采用理想空气。主流进口总温为 500 K,速度为 56 m/s,湍流度为 7%,湍流长度为 0.01 m。冷气进口总温为 293 K,速度为 6 m/s,湍流度为 5%,湍流长度为 0.001 5 m。 L_2 区域下壁面和 L_3 区域壁面(开缝壁面)设定为绝热边界,

其余壁面(包括肋板表面)设定为等温边界,温度为 380 K。计算域两侧设置为周期性边界,顶部设为对称边界,出口平均静压设置为 105 kPa。

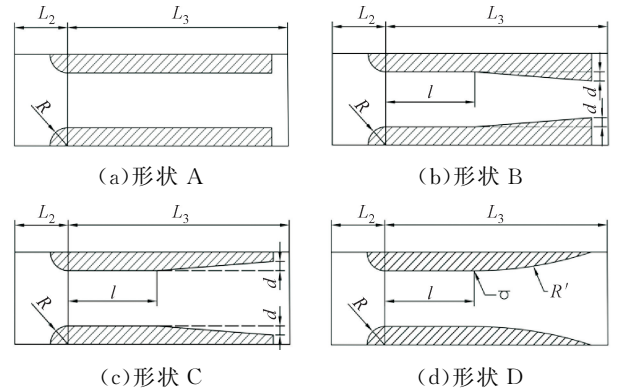


图 2 肋板形状示意图
Fig. 2 Schematic diagram of four land shapes

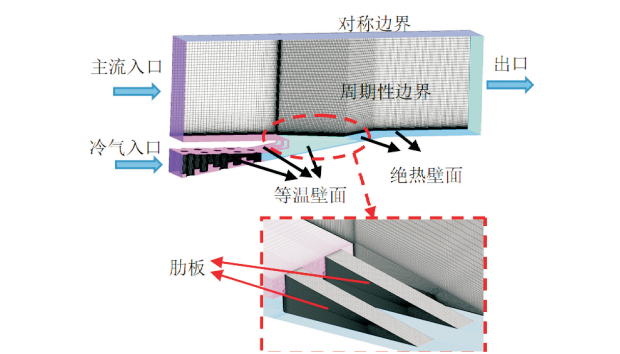


图 3 计算网格和边界条件
Fig. 3 Computational meshes and boundary conditions

表 1 尾缘开缝结构的主要尺寸
Table 1 Geometrical dimensions of the trailing edge cutback

参数	数值
t/mm	4.8
L_1/mm	52
L_2/mm	14.4
L_3/mm	60
l/mm	24
R/mm	2.4, 4.8
R'/mm	105.16
$\theta/^\circ$	10, 12.5, 15

本文开缝壁面的绝热冷却效率定义为

$$\eta_{\text{aw}} = (T_{\text{hg}} - T_{\text{aw}})/(T_{\text{hg}} - T_{\text{c}}) \quad (1)$$

式中: T_{hg} 为主流进口总温; T_{c} 为槽缝出口位置 ($x/H = 0$) 的冷气温度; T_{aw} 为绝热壁面的静温。

槽缝的流量系数定义为

$$C_D = \frac{m_{c,real}}{m_{c,ideal}} = m_{c,real} \cdot$$
$$\left[P_{tc} \left(\frac{P_3}{P_{tc}} \right)^{\frac{\gamma+1}{2\gamma}} A_{slot} \sqrt{\frac{2\gamma}{(\gamma-1)RT_{tc}} \left[\left(\frac{P_{tc}}{P_3} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right]} \right]^{-1}$$

(2)

式中： $m_{c,real}$ 为冷气的实际质量流量； $m_{c,ideal}$ 为冷气的理想质量流量； P_{tc} 为冷气进口总压； T_{tc} 为冷气进口总温； P_3 为槽缝出口静压； γ 为比热容比； R 为气体常数； A_{slot} 为槽缝出口面积。

本文基于 ANSYS CFX 11.0 商用软件,采用 DDES 非定常计算方法来计算带肋板尾缘开缝区域的流动与冷却性能,空间与时间离散均采用二阶精度,非定常计算的初场取自 SST $k-\omega$ 模型的定常计算结果,非定常计算的物理时间步设置为 $12.5\ \mu\text{s}$,内迭代次数设置为 15~20 步,保证内迭代结束后的均方根残差低于 1×10^{-6} 。计算 1 300 个物理时间步后流动进入稳定状态,选取之后的 500 个时间步作为一个时均周期。

2 计算结果分析

2.1 网格密度对结果影响的分析

本文采用 x 、 y 、 z 方向上等比例加密和网格节点总数分别为 210、420、840 万的 3 种网格,对无肋板尾缘开缝壁面的冷却效率 η_{aw} 进行了计算,并与实验结果^[3]进行了对比。图 4、图 5 分别给出了网格密度对定常计算、非定常计算下开缝壁面展向平均冷却效率的影响。

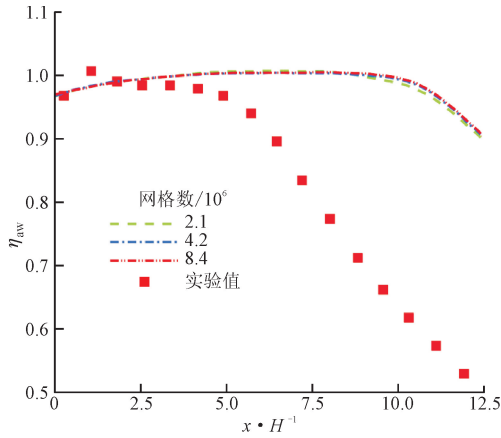


图 4 不同网格密度下定常计算所得壁面展向平均冷却效率
Fig. 4 Laterally-averaged film cooling effectiveness on cutback surface of steady simulations with various mesh densities

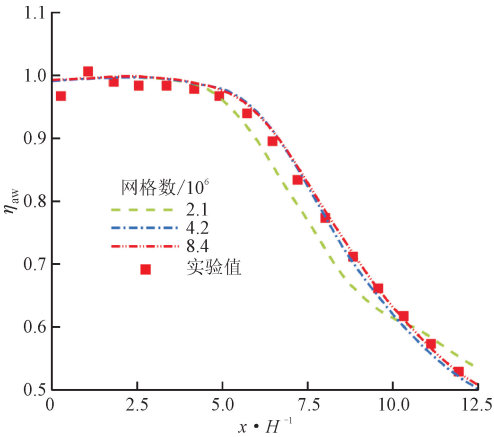


图 5 不同网格密度下非定常计算所得壁面展向平均冷却效率
Fig. 5 Laterally-averaged film cooling effectiveness on cutback surface of unsteady simulations with various mesh densities

由图 5 可知,420、840 万的网格定常计算所得数值结果基本一致,但都与实验数据相差较大,这是因尾缘开缝区域的流动具有强烈的非定常效应,仅靠定常计算无法获得真实的流动特征。由图 6 可知,当网格数达到 420 万时,非定常计算结果与实验结果吻合良好,因此本文最终选取了 420 万的网格。

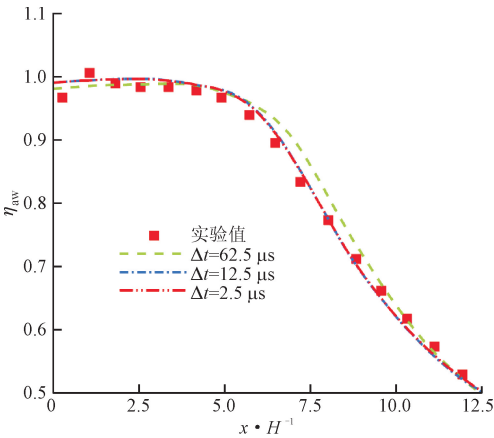


图 6 非定常时间步对开缝壁面展向平均冷却效率的影响
Fig. 6 Effect of physical time step on the laterally-averaged film cooling effectiveness on cutback surface

2.2 非定常时间步敏感性验证

基于选定的计算网格,本文采用了 3 个不同的非定常物理时间步 $\Delta t = 62.5, 12.5, 2.5\ \mu\text{s}$ 进行了相应的非定常计算。图 6 给出了非定常时间步对开缝壁面展向平均冷却效率的影响。由图 6 可知,非定常时间步为 $12.5, 2.5\ \mu\text{s}$ 时的数值结果基本一致,相比 $\Delta t = 62.5\ \mu\text{s}$ 与实验结果吻合更好,因此本文最终采用的非定常物理时间步为 $12.5\ \mu\text{s}$ 。

2.3 数值方法验证

图 7 给出了 3 种不同的非定常计算方法(应力混合涡模拟(SBES)、DES、DDES)下无肋板尾缘开缝壁面的展向平均冷却效率分布,图 8 给出了对应的开缝壁面时均冷却效率分布云图。由图 7 可知:DES、DDES 方法在预测冷却效率沿流向的分布规律上要优于 SBES 方法;当 $x/H > 8.4$ 时,SBES 的数值结果与实验数据的偏差随着流向距离的增加逐渐增大,当 $x/H > 10.6$ 时,SBES 方法明显过高预测了壁面的冷却效率。与 DES 方法相比,DDES 方法预测的开缝壁面冷却效率与实验结果吻合更好,尤其是就冷却效率的展向均匀性而言,DDES 预测的时均冷却效率分布云图在展向上分布更加均匀,更接近实验结果,因此本文最终采用 DDES 方法进行带肋板尾缘开缝结构的数值计算。

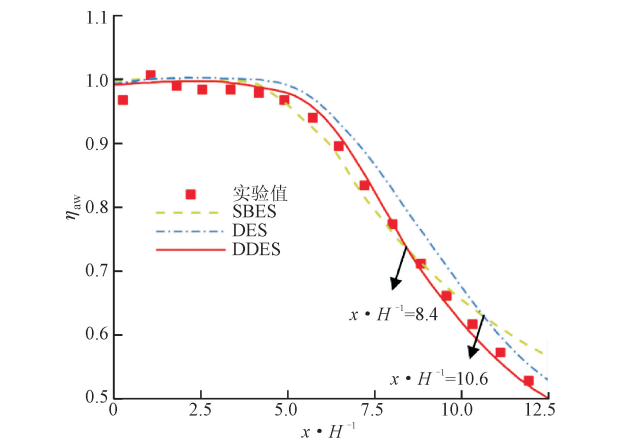


图 7 不同非定常数值方法下开缝壁面展向平均冷却效率分布
Fig. 7 Laterally-averaged film cooling effectiveness on cutback surface with various unsteady numerical methods

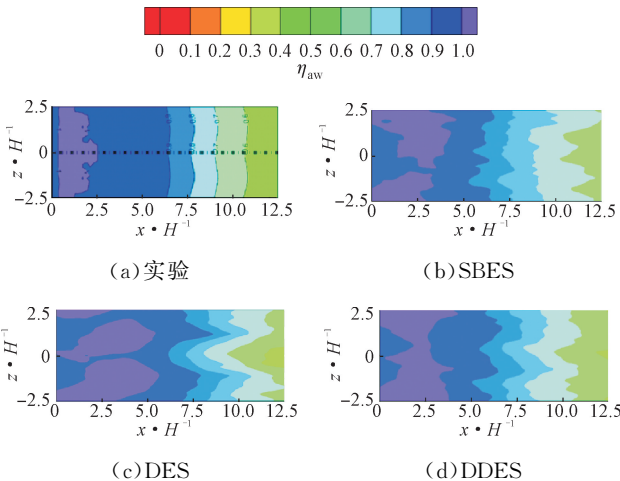


图 8 不同非定常数值方法下开缝壁面时均冷却效率
Fig. 8 Time-averaged film cooling effectiveness on cutback surface with various unsteady numerical methods

2.4 肋板倾角对开缝区域流动和冷却性能的影响

图 9 给出了 3 种肋板倾角下尾缘开缝壁面的展向平均冷却效率分布,图 10 给出了 3 种肋板倾角下尾缘开缝壁面的时均冷却效率分布云图。由图 9 可知,在 3 种肋板倾角条件下,开缝壁面的展向平均冷却效率在肋板末端均出现了突然的下降。这主要是因为冷气流槽缝后,沿相邻肋板之间的通道向下游流动,由于肋板的整流作用,冷气难以向肋板正后方扩散,在肋板正后方的冷气量较少,肋板末端附近的开缝壁面难以被有效冷却,故壁面展向平均冷却效率在肋板末端位置出现了突降。由图 10 可以看出,肋板正后方壁面的冷却效率明显低于肋板间通道下游壁面的冷却效率。

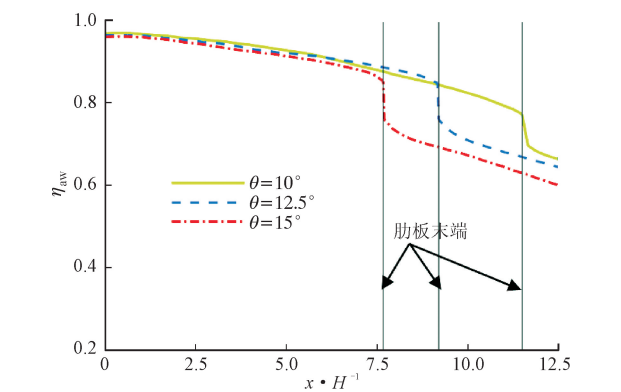


图 9 肋板倾角对开缝壁面展向平均冷却效率的影响
Fig. 9 Effect of land angle on the laterally-averaged film cooling effectiveness on cutback surface

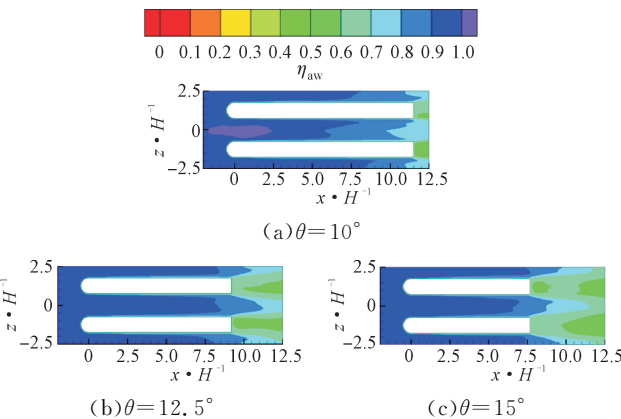


图 10 肋板倾角对开缝壁面时均冷却效率的影响
Fig. 10 Effect of land angle on the time-averaged film cooling effectiveness on cutback surface

由图 9、图 10 可以看出,在所研究的肋板倾角 $10^{\circ} \sim 15^{\circ}$ 范围内,肋板倾角对肋板间的开缝壁面冷却效率影响较小,但对肋板下游的开缝壁面冷却效率影响较大。随着肋板倾角的增大,肋板下游的开缝壁面冷却效率有一定程度的降低,且展向平均冷

却效率在肋板末端的突降幅度也随之增大。当肋板倾角从 10° 增大至 15° 时,开缝壁面展向平均冷却效率的最低值($x/H=12.5$)从 0.66 降至 0.6,降低了约 9.1%,但此数值依然高于无肋板结构时壁面冷却效率的最低值 0.5。因此,在开缝区域布置肋板结构不仅可以增加该区域的结构强度,也能够有效提升开缝壁面的整体冷却性能。

图 11 给出了 3 种肋板倾角下尾缘开缝区域的涡结构,图中采用 Q 准则识别涡结构,并采用温度对涡结构进行着色,给出了开缝壁面的温度瞬态分布云图和用灰色面表示的肋板末端位置。由图 11 可知,冷气从槽缝出口流出后,在肋板间的通道内与主流进行掺混。由于肋板的分隔作用,肋板间区域内的涡尺寸明显小于肋板下游的涡尺寸。从流向上看,涡尺寸的增大在肋板末端位置附近最为显著,且随着肋板倾角的增大,肋板末端位置涡尺寸的增大程度越明显,这也是图 9、图 10 中肋板末端位置开缝壁面冷却效率的突降幅度随肋板倾角的增大而增大的原因。整体来看,随着肋板倾角的增加,肋板下游的涡尺寸增大,冷气和主流的掺混变得更为剧烈,主流更多地被带到开缝壁面附近,从而降低了开缝壁面上的冷却效率。

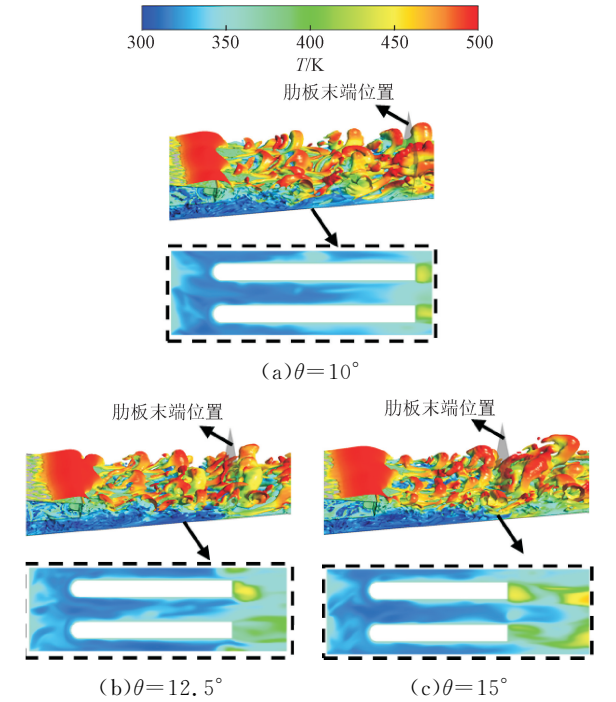


图 11 肋板倾角对开缝区域涡结构的影响($Q=1\times 10^5\text{ s}^{-2}$)
Fig. 11 Effect of land angle on the vortex structures in cutback region ($Q=1\times 10^5\text{ s}^{-2}$)

图 12 给出了 $\theta=10^\circ$ 、 $\theta=15^\circ$ 条件下近肋板截面 ($z/H=0.5$) 的温度瞬态分布云图,图中相邻时间的

间隔 ($t_{i+1}-t_i$) 为 $625\text{ }\mu\text{s}$ 。随着冷气和主流向下游流动,二者之间的掺混逐渐增强,更多的冷气被卷吸到主流之中,覆盖在壁面上的冷气气膜逐渐遭到破坏。特别是在肋板末端,由于通流面积的突增,冷气与主流的掺混不再受限于由肋板分隔出的空间,冷气气膜在此处迅速遭到破坏。由图 12 可知,肋板间区域的冷气气膜完整性在 $\theta=10^\circ$ 、 $\theta=15^\circ$ 条件下相当,因此二者在该段区域的冷却效率差别很小。

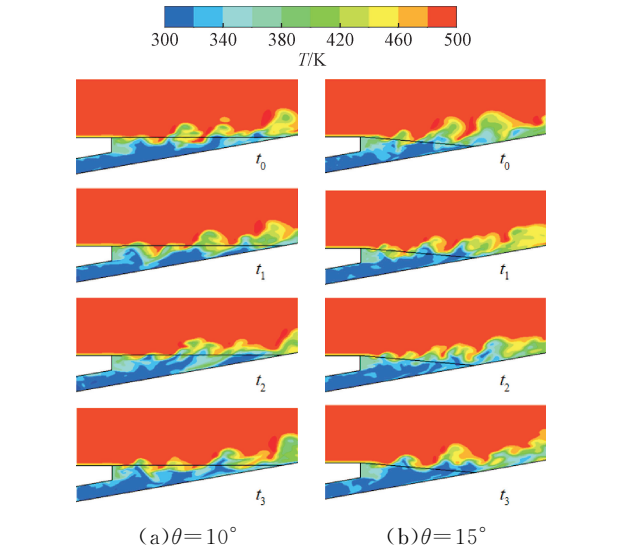


图 12 近肋板截面 ($z/H=0.5$) 温度瞬态分布云图
Fig. 12 Instantaneous temperature distributions on the near-land cutplane ($z/H=0.5$)

图 13 给出了 3 种肋板倾角下槽缝的流量系数,可知 3 种肋板倾角条件下流量系数均约为 0.459,流量系数几乎不受肋板倾角的影响。这是因为当冷气进口条件与槽缝出口面积一定时,流量系数主要取决于槽缝出口的静压,即流量系数主要受冷气进口至槽缝出口这段区域几何布置的影响,与开缝区域 ($x/H>0$) 的几何布置无关。

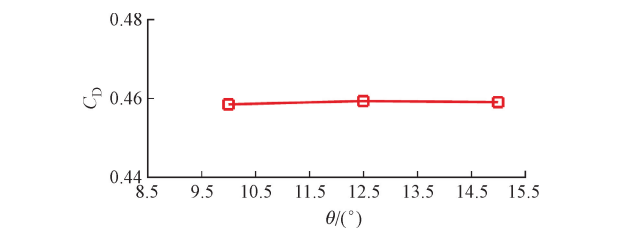


图 13 肋板倾角对流量系数的影响
Fig. 13 Effect of land angle on the discharge coefficient

2.5 肋板形状对开缝区域流动和冷却性能的影响
图 14 给出了 4 种肋板形状下尾缘开缝壁面的展向平均冷却效率分布。由图 14 可知,在肋板形状

A、B、C 下,开缝壁面的展向平均冷却效率在肋板末端均出现了突然的下降,而形状 D 未观察到突降现象。这主要是因为形状 D 的肋板后半段是由弧线过渡至末端,在肋板末端附近不存在通流面积的突然变化,因此形状 D 条件下开缝壁面上的冷却效率沿流向未出现突降。

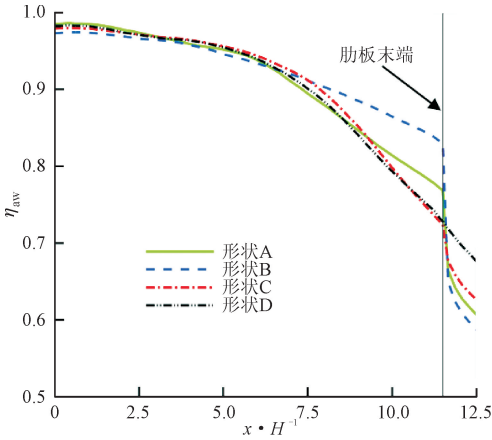


图 14 肋板形状对开缝壁面展向平均冷却效率的影响
Fig. 14 Effect of land shape on the laterally-averaged film cooling effectiveness on cutback surface

图 15 给出了 4 种肋板形状下尾缘开缝壁面的时均冷却效率分布云图,表 2 给出了 4 种肋板形状下开缝壁面的面平均冷却效率分布。在 4 种肋板形状条件下,开缝壁面前半段的冷却效率均处于很高的水平(在 $0 < x/H < 5$ 时都大于 0.9),在 $x/H > 7$ 之后下降明显。由图 15、表 2 可知,肋板间开缝壁面上 ($0 < x/H < 11.5$) 的时均冷却性能在形状 B 条件下最好,在形状 D 条件下最差。在 $0 < x/H < 11.5$ 范围内,形状 B 的时均冷却效率比形状 D 提高了约 4.17%,最低展向平均冷却效率比形状 D 提升了约 13.5%。与之相反,肋板下游开缝壁面上 ($11.5 < x/H < 12.5$) 的时均冷却性能在形状 D 条件下最好,在形状 B 条件下最差。在 $11.5 < x/H < 12.5$ 范围内,形状 D 的时均冷却效率比形状 B 提高了约 13.2%,最低展向平均冷却效率 0.679 比形状 B 提升了约 15%。这主要是因为形状 D 弧线收缩的设计使得冷气流至肋板末端时已在展向实现了较为均匀的覆盖。

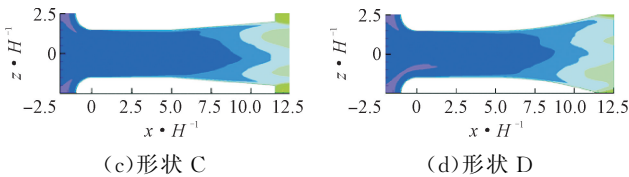
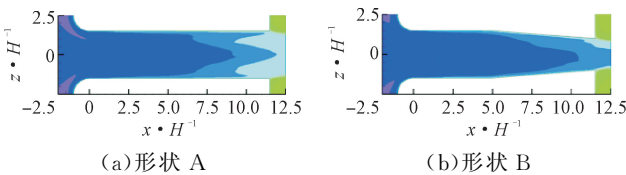
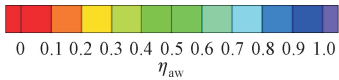


图 15 肋板形状对开缝壁面时均冷却效率的影响
Fig. 15 Effect of land shape on the time-averaged film cooling effectiveness on cutback surface

表 2 4 种肋板形状下开缝壁面的面平均冷却效率

Table 2 Area-averaged film cooling effectiveness of cutback surface under four land shapes

开缝壁面 范围	η_{aw}			
	形状 A	形状 B	形状 C	形状 D
$0 < x/H < 11.5$	0.911 40	0.931 14	0.906 13	0.893 87
$11.5 < x/H < 12.5$	0.631 49	0.615 50	0.650 51	0.696 75
$0 < x/H < 12.5$	0.875 48	0.887 68	0.874 94	0.871 52

图 16 给出了 4 种肋板形状下尾缘开缝区域的涡结构,同样采用温度对涡结构进行着色。在 $0 < x/H < 11.5$ 区域内(灰色平面之前),随着流体向下游游动,形状 A、B 条件下的涡尺寸沿流向变化不大,而形状 C、D 的涡尺寸沿流向有较为明显的增加,这主要是因为肋板的后半段 ($5 < x/H < 11.5$),形状 C、D 的形状设计使得通流面积在该段区域逐渐增加,冷气与主流掺混的空间限制逐渐减少,因此漩涡尺寸在该区域逐渐增大,冷气与主流的掺混逐渐增强,因此在肋板上游区域内形状 C、D 的整体冷却效率低于形状 A、B,在肋板末端附近,形状 C 的涡高度略高于形状 D。这主要是因为形状 D 的肋板是弧线收缩,而形状 C 的肋板是直线收缩,

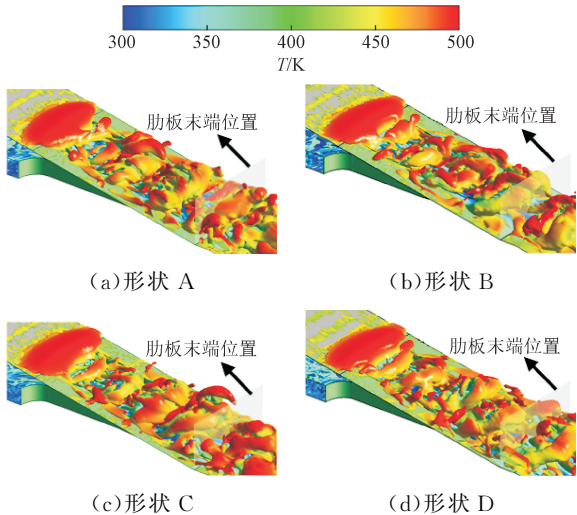


图 16 肋板形状对开缝区域涡结构的影响($Q=1 \times 10^5 \text{ s}^{-2}$)
Fig. 16 Effect of land shape on the vortex structures in cutback region ($Q=1 \times 10^5 \text{ s}^{-2}$)

从流动的角度看,直线设计对流体的阻力更大,因此形状 C 的涡高度要略高于形状 D,这也导致形状 C 在肋板末端的冷却效率略低于形状 D。

图 17 给出了 4 种肋板形状下 $z/H=0$ 截面的时均温度分布云图。冷气在向下游流动时,由于受到高温主流的侵蚀,覆盖在开缝壁面上的冷气气膜厚度逐渐减小,因此开缝壁面上的冷却效率沿流向逐渐下降。图 17 中 L_c 定义为开缝壁面中线($z/H=0$)上的冷气气膜覆盖距离,形状 A、B、C、D 条件下 L_c 分别为 $12.073H$ 、 $12.178H$ 、 $9.870H$ 、 $10.713H$ 。相比形状 A、B,形状 C、D 条件下开缝壁面中线上的冷气气膜覆盖距离明显更短,因此形状 C、D 在肋板间开缝壁面上相对冷却效率相对更低,形状 D 条件下开缝壁面中线上的冷气气膜覆盖距离比形状 B 缩短了约 12%。

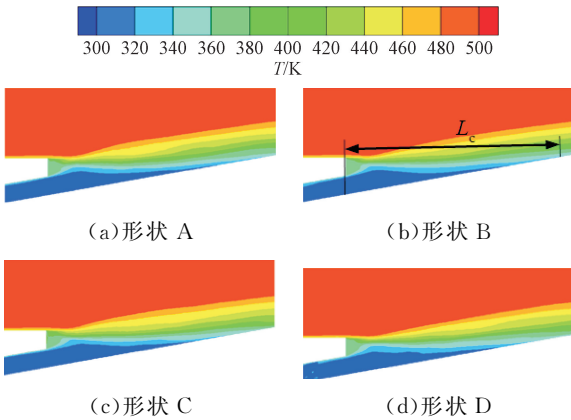


图 17 $z/H=0$ 截面时均温度分布云图
Fig. 17 Time-averaged temperature distributions on the cut-plane ($z/H=0$)

图 18 给出了 4 种肋板形状下尾缘开缝区域的时均流场结构。由图 18 可知,当 $0 < x/H < 5$ 时这 4 种肋板形状一致,这 4 种肋板形状条件下 $x/H=5$ 处的时均流场也基本相同。当流体继续向下流至 $x/H=8.25$ 时,相比通流面积更大的形状 C、D,形状 A、B 在该位置处的流动受到一定限制,因此在肋板顶部位置形成了两个相反的漩涡。在 $x/H=11.5$ 处,相比形状 C、D,形状 A、B 的流线在展向的均匀性较差,这主要是因为形状 A、B 的通流面积在该处有更大幅度的突增。肋板末端位置通流面积的突增幅度越大该处的流线弯曲越明显,肋板下游开缝壁面上冷却效率展向分布的均匀性也越差。

形状 A、B、C、D 槽缝的流量系数分别为 0.459 7、0.459 7、0.459 8、0.459 7,流量系数与肋板形状无关,是因为流量系数主要受冷气进口至槽缝出口这

段区域几何布置的影响,与开缝区域几何无关。

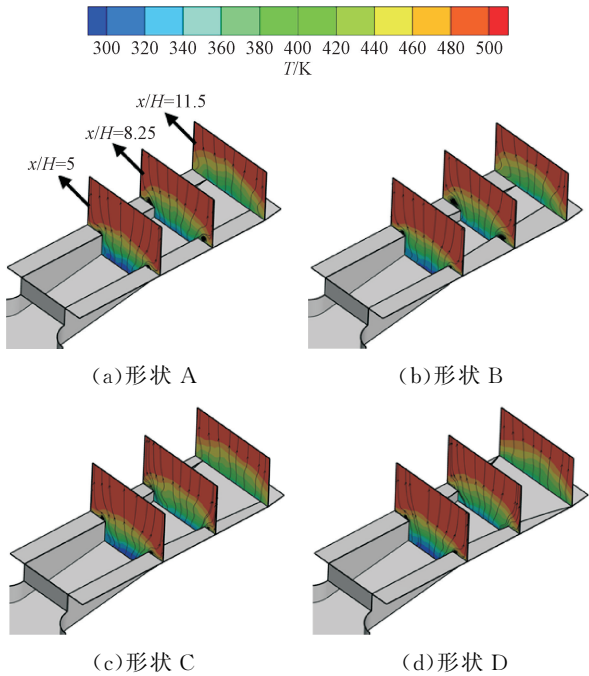


图 18 肋板形状对开缝区域时均流场结构的影响
Fig. 18 Effect of land shape on the time-averaged flow structures in cutback region

3 结 论

本文采用 DDES 非定常计算方法,研究了 3 种肋板倾角、4 种肋板形状条件下带肋板尾缘开缝区域的流动与冷却性能,分析了肋板倾角和形状对尾缘开缝区域流场结构和气膜冷却特性的影响。得到如下主要结论。

(1)与 SBES 方法相比,DES 和 DDES 方法在预测尾缘开缝区域的非定常冷却性能方面具有更高的精度。SBES 在 $x/H > 10.6$ 之后明显过高预测了开缝壁面的冷却效率。与 DES 方法相比,DDES 的数值结果与实验数据吻合更好,更适用于研究尾缘开缝区域的流动与冷却特性。

(2)对于带肋板的尾缘开缝结构,开缝壁面的展向平均冷却效率在肋板末端会因为冷气难以向肋板正后方扩散而出现突降。随着肋板倾角的增大,开缝区域的涡尺寸也随之增大,冷气和主流的掺混变得更为剧烈,有更多的高温主流被带到开缝壁面附近,从而降低了开缝壁面的整体冷却性能。当肋板倾角 θ 从 10° 增大至 15° 时,开缝壁面展向平均冷却效率的最低值($x/H=12.5$)从 0.66 降至 0.6,下降了约 9.1%,但此数值依然高于无肋板结构时壁面冷却效率的最低值 0.5。槽缝的流量系数几乎不受

肋板倾角的影响。

(3)在4种肋板形状下,开缝壁面的冷却效率在 $0 < x/H < 5$ 时都大于0.9,而在 $x/H > 7$ 之后下降明显。总的来看,在肋板间的开缝壁面上($0 < x/H < 11.5$),直-直型扩张肋拥有最佳的时均冷却性能,而直-拱型收缩肋的冷却性能则最差。与之相反,在肋板下游的开缝壁面上($11.5 < x/H < 12.5$),直-直型扩张肋的冷却性能最差,直-拱型收缩肋的冷却性能最好。直-拱型收缩肋在开缝壁面上展向平均冷却效率的最低值($x/H = 12.5$)为0.675,比直-直型扩张肋的最低值(0.587)提升了约15%。槽缝的流量系数与肋板形状无关。

参考文献:

- [1] 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.
- [2] TASLIM N 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.
- [3] 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.
- [4] 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.
- [5] 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.
- [6] BENSON M J, ELKINS C J, EATON J K. Measurements of 3D velocity and scalar field for a film-cooled airfoil trailing edge [J]. *Experiments in Fluids*, 2011, 51(2): 443-455.
- [7] LING J, YAPA S D, BENSON M J, et al. Three-dimensional velocity and scalar field measurements of an airfoil trailing edge with slot film cooling: the effect of an internal structure in the slot [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2013, 135(3): 031018.
- [8] 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.
- [9] WONG T H, IRELAND P T, SELF K P. Film cooling effectiveness downstream of trailing edge slots including cutback surface protuberances [J]. *International Journal of Turbomachinery, Propulsion and Power*, 2016, 1(1): 4.
- [10] 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: Turbomachinery Technical Conference and Exposition. New York, NY, USA: ASME, 2016: V05CT19A023.
- [11] 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.
- [12] 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, 59.
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, 59.
- [13] 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.
- [14] SCHNEIDER H, VON TERZI D, BAUER H J. Large-eddy simulations of trailing-edge cutback film cooling at low blowing ratio [J]. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 2010, 31(5): 767-775.
- [15] SCHNEIDER H, VON TERZI D, BAUER H J. Turbulent heat transfer and large coherent structures in trailing-edge cutback film cooling [J]. *Flow Turbulence and Combustion*, 2012, 88(1): 101-120.
- [16] RAVELLI S, BARIGOZZI G. Application of unsteady computational fluid dynamics methods to trailing edge cutback film cooling [J]. *Journal of Turbomachinery*,

- 2014, 136(12): 121006.
- [17] 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: LES and hybrid RANS/LES study [C]// ASME Turbo Expo 2015: Turbine Technical Conference and Exposition. New York, NY, USA: ASME, 2015: V05BT12A041.
- [18] 姚世传, 施璠璠, 陈榴, 等. 叶片尾缘劈缝射流尾迹相干结构数值研究 [J]. 热能动力工程, 2018, 33(10): 35-43.
- YAO Shichuan, SHI Liuliu, CHEN Liu, et al. Numerical studies on coherent structures in the wake of blade trailing edge cutback jet [J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2018, 33(10): 35-43.
- [19] 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.
- [20] EFFENDY M, YAO Y F, YAO J, et al. DES study of blade trailing edge cutback cooling performance with various lip thicknesses [J]. Applied Thermal Engineering, 2016, 99: 434-445.
- [21] EFFENDY M, YAO Y F, YAO J, 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.
- [22] 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.
- [23] 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.
- [24] 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.
- [25] WANG Ruiqin, YAN Xin. Delayed-detached eddy simulations of film cooling effect on trailing edge cutback with land extensions [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2021, 143(11): 111004.

(编辑 赵炜)