

吹风比和唇板厚度对叶片尾缘气膜冷却的影响研究

房一博¹, 牛夕莹², 姜玉廷¹, 林洪飞²

(1. 哈尔滨工程大学 动力与能源工程学院, 黑龙江 哈尔滨 150001;
2. 中国船舶集团有限公司第七〇三研究所, 黑龙江 哈尔滨 150078)

摘要:为了探究吹风比、唇板厚度对叶片尾缘半劈缝冷却结构气膜冷却特性的影响,采用数值模拟方法对比唇板厚度为4,5和3 mm,吹风比 B_f 为0.5,0.8,1.0和1.5条件下叶片尾缘后台阶上的气膜冷却效率。结果表明:在吹风比 B_f 为0.5时,叶片尾缘后台阶上产生的回流区大,冷气向展向扩散范围广,冷气在近劈缝一端向展向覆盖的较好,由于吹风比小,冷气流速慢,动量小,在后台阶远端燃气与冷气掺混量大,导致冷气冷却能力降低;在大吹风比下($B_f=1.5$),冷气流速快,冷气从劈缝射出集中覆盖在劈缝下游处,而肋下游冷气覆盖效果差。唇板厚度影响着唇板出口处形成的回流区,增大唇板厚度将导致半劈缝出口气流分离所产生的涡强度变大,促进燃气与冷气的掺混,降低冷却效率,薄唇板会使尾缘气膜冷却效率显著提高。

关键词:冷却涡轮叶片;吹风比;唇板厚度;尾缘劈缝;气膜冷却效率

中图分类号:TK221 文献标识码:A DOI:10.16146/j.cnki.rndlge.2021.12.004

[引用本文格式]房一博,牛夕莹,姜玉廷,等.吹风比和唇板厚度对叶片尾缘气膜冷却的影响研究[J].热能动力工程,2021,36(12):24-30. FANG Yi-bo, NIU Xi-ying, JIANG Yu-ting, et al. Research on influence of blowing ratio and lip thickness on film cooling of blade trailing edge[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2021, 36(12): 24-30.

Research on Influence of Blowing Ratio and Lip Thickness on Film Cooling of Blade Trailing Edge

FANG Yi-bo¹, NIU Xi-ying², JIANG Yu-ting¹, LIN Hong-fei²

(1. College of Power and Energy Engineering, Harbin Engineering University, Harbin, China, Post Code: 150001;
2. No. 703 Research Institute of CSSC, Harbin, China, Post Code: 150078)

Abstract: In order to explore the influence of blowing ratio and lip thickness on the gas film cooling characteristics of the blade trailing edge semi-slit cooling structure, a numerical simulation method was used to compare gas film cooling efficiencies on the rear step of the blade trailing edge under the conditions of the lip thicknesses of 3 mm, 4 mm and 5 mm and the blowing ratios of 0.5, 0.8, 1.0 and 1.5. The results show that when the blowing ratio is 0.5, the backflow area generated on the rear step is large, the cold air diffuses widely in the spanwise direction, and the cold air covers well in the spanwise direction at the end near the split. Due to small blowing ratio, slow cold air flow rate and small momentum, the mixing amount of gas and cold air at the far end of the rear step is large, leading to the reduction of the cooling capacity of the cold air. At a large blowing ratio of 1.5, the cold air flow rate becomes faster, the cold air shot from the slits will be concentrated on the downstream of the slits, while the coverage effect of the cold air on the downstream of the ribs is poor. The thickness of the lip affects the recirculation zone formed at

收稿日期:2021-04-20; 修订日期:2021-08-30

基金项目:国家自然科学基金(52071107);空气动力学国家重点实验室基金(SKLA-20190203)

Fund-supported Project: National Natural Science Foundation of China (52071107); Foundation of State Key Laboratory of Aerodynamics (SKLA-20190203)

作者简介:房一博(1996-),男,吉林四平人,哈尔滨工程大学硕士研究生.

通讯作者:姜玉廷(1987-),男,吉林辽源人,哈尔滨工程大学副教授.

the outlet of the slice lip. Increasing the thickness of the slice lip will increase the strength of the vortex generated by the separation of the air flow at semi-slit outlet, promote the mixing of gas and cold air, and reduce the cooling efficiency. The thin lip will improve the cooling efficiency of gas film at the trailing edge significantly.

Key words: air-cooled turbine blade, blowing ratio, lip thickness, trailing edge slit, gas film cooling efficiency

引言

目前,燃气轮机涡轮前燃气的温度已经远远超过叶片材料的耐热极限,涡轮叶片冷却极为重要^[1]。因为涡轮叶片尾缘较薄且空间狭小,冷却结构布置难度大,所以直肋和扰流柱常作为涡轮叶片尾缘的冷却结构^[2]。气膜冷却是一种常用的冷却方式^[3-5]。叶片尾缘部位换热能力强,叶片很容易烧坏^[6-7];在叶片尾缘压力面切掉一部分,形成尾缘后台阶结构,在后台阶上可以有效地进行气膜冷却,这样不仅可以减少叶片尾缘气动损失,同时还可以满足气动设计和冷却技术发展要求^[8]。过度供气会降低涡轮内部冷却气体的使用率,供气不足会降低气膜冷却效率,如何在叶片尾缘进行高效的冷却是国内外学者们一直研究的问题。

叶片尾缘不同的几何结构、吹风比、开缝厚度、壁厚以及冷气与燃气掺混程度都会对冷却效率产生影响^[9-13]。Taslim 等人^[14]对尾缘半劈缝结构的下游气膜冷却效率进行了一系列对比实验,研究了不同的唇板厚度、半劈缝间隔、冷气入射角度对绝热气膜冷却效率的影响,结果表明,唇板的厚度对绝热气膜冷却效率影响较大。随着唇板厚度增大,气膜冷却效率反而降低。在相同的吹风比下,冷气与燃气的密度比对其绝热冷却效率的影响最小。Martini 等人^[15]的研究发现,唇板厚度小的尾缘其气膜冷却效率高,尾缘上气膜冷却的衰减主要取决于唇板厚度。Ames 等人^[16]对尾缘开缝结构进行了实验研究,研究了带有多排圆柱型肋柱的尾缘劈缝结构叶片内的流动和换热特性。Choi^[17]采用了瞬态热色液晶传热测量技术对带有两种进气结构的尾缘半劈缝进行了实验研究,分析对比了吹风比、主流雷诺数等对绝热气膜效率与对流传热系数分布的影响。孙瑞嘉等人^[18]采用红外热成像技术研究了 3 种尾缘

半劈缝结构的对流传热特性,研究表明,不同肋柱的对流传热系数分布规律有很大差别。李延斌^[19]研究了不同形状扰流柱对尾缘气膜冷却效率的影响。上述研究中很少涉及尾缘半劈缝结构后台阶尾部气膜冷却效率分布特性。本文将进一步研究直肋和尾缘半劈缝复合结构条件下后台阶上气膜冷却效率以及该区域的流场分布情况,期待进一步改善尾缘的气膜冷却效果。

1 数值模拟方法

1.1 物理模型

涡轮叶片尾缘劈缝和肋具有对称性,因此可以从叶片截取一个周期部分作为计算模型^[20],计算域长 70.9 mm,高 32 mm,宽 16 mm。倾斜角度为 10°,唇板厚度为 D ($D=4$ mm),缝高为 D ,缝宽为 $2D$,模型结构如图 1 所示。

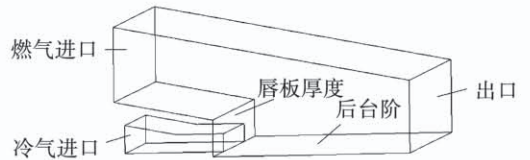


图 1 计算模型结构

Fig. 1 Computational model structure

1.2 参数定义

保持主流燃气的速度和温度不变,冷气的温度不变,通过改变冷气的速度来改变吹风比的大小,吹风比的定义为:

$$B_r = \frac{\rho_1 v_1}{\rho_2 v_2} \quad (1)$$

式中: ρ_1, v_1 —冷气的密度和流速; ρ_2, v_2 —燃气的密度和流速。

气膜冷却效率反映示冷气阻隔高温燃气对壁面加热效果。气膜冷却效率值越大,表明冷气在壁面上贴附的效果越好,对壁面的保护效果越好。气膜

冷却效率 η 为:

$$\eta = \frac{T_h - T_{aw}}{T_h - T_c} \quad (2)$$

式中: T_h 、 T_{aw} 、 T_c 一燃气、壁面、冷气的温度。

1.3 计算方法及边界条件

采用 CFX 软件进行数值模拟,并且采用 SST $k-\omega$ 湍流模型,文献[21-22]在分析涡轮叶片尾缘流动换热特性时,用 SST $k-\omega$ 模型计算出的结果与实验误差仅为 0.4%。

设置主流燃气进口速度为 10 m/s,温度为 350 K,根据吹风比设置冷气进口速度,温度设为 300 K,壁面条件设为绝热无滑移壁面,出口为压力出口,压力为 1 个标准大气压。

采用结构化网格对涡轮叶片尾缘的流动换热特性进行计算,并在后台阶处网格加密处理,第一层网格高度 0.001 mm,保证全域 $y^+ < 1$,网格划分如图 2 所示。

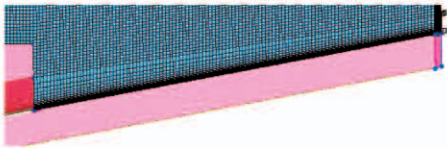


图 2 网格划分
Fig.2 Mesh division

图 3 为网格无关性验证,计算了唇板厚度为 4 mm 时劈缝中心气膜冷却效率 η 沿着流向分布情况。由图可见,网格数为 120 万和 200 万时,劈缝中心气膜冷却效率 η 之间误差不超过 1.5%,因此网格数选定为 120 万。

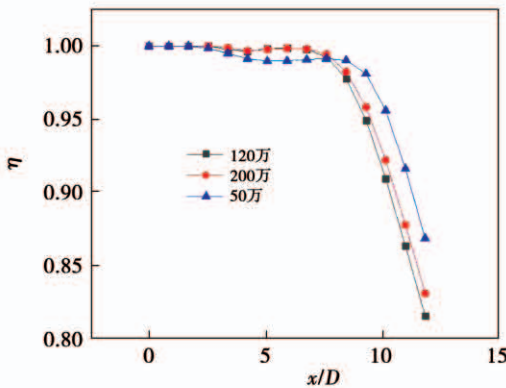


图 3 网格无关性验证
Fig.3 Mesh independence verification

2 结果分析

2.1 吹风比对尾缘气膜冷却的影响

选取唇板厚度为 4 mm 时,4 种吹风比 $B_r = 0.5, 0.8, 1.0$ 和 1.5 下叶片尾缘劈缝后台阶冷却效率云图和冷气流线图进行对比。在吹风比 B_r 变化时,后台阶处所产生的回流区也会发生明显变化,如图 4 所示。吹风比越小,后台阶上产生的回流区越大,冷气向展向扩散越剧烈,冷气在近劈缝一端向展向覆盖越好。这是由于当吹风比变大,冷气流速变快,冷气从劈缝射出集中覆盖在劈缝下游处,而肋下游冷气覆盖效果差,当冷气沿着流向流动一段距离后,慢慢向展向扩散。

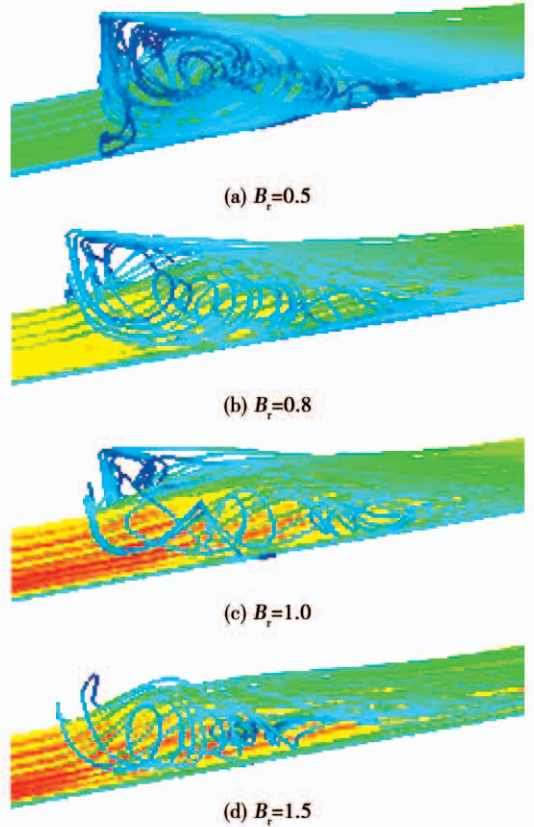


图 4 唇板厚度 4 mm 时冷气流线图
Fig.4 Streamlined diagrams of cold air with the lip thickness of 4 mm

通过图 5 和图 6 可知,在 4 种不同吹风比下,劈缝下游处气膜冷却效率 η 差距很小。当 $B_r = 0.5$ 时,在远离劈缝出口处, η 沿着流向开始减小。吹风比小,冷气动量小,在远离劈缝出口时,燃气与冷气

开始逐渐掺混, η 开始减小。而在肋中心下游处随着吹风比变大, 流速加快、动量变大, 在近劈缝出口端冷气向展向扩散量小, 在远离劈缝出口后冷气会慢慢向展向覆盖, 因此在大吹风比下 ($B_r = 1.5$) 肋中心气膜冷却效率 η 会沿着流向逐渐缓慢增大。而小吹风比 ($B_r = 0.5, 0.8$) 时截然相反, 气膜冷却效率 η 会沿着流向逐渐减小。在吹风比 $B_r = 1.0$ 时, 气膜冷却效率 η 会沿着流向先减小后增大。

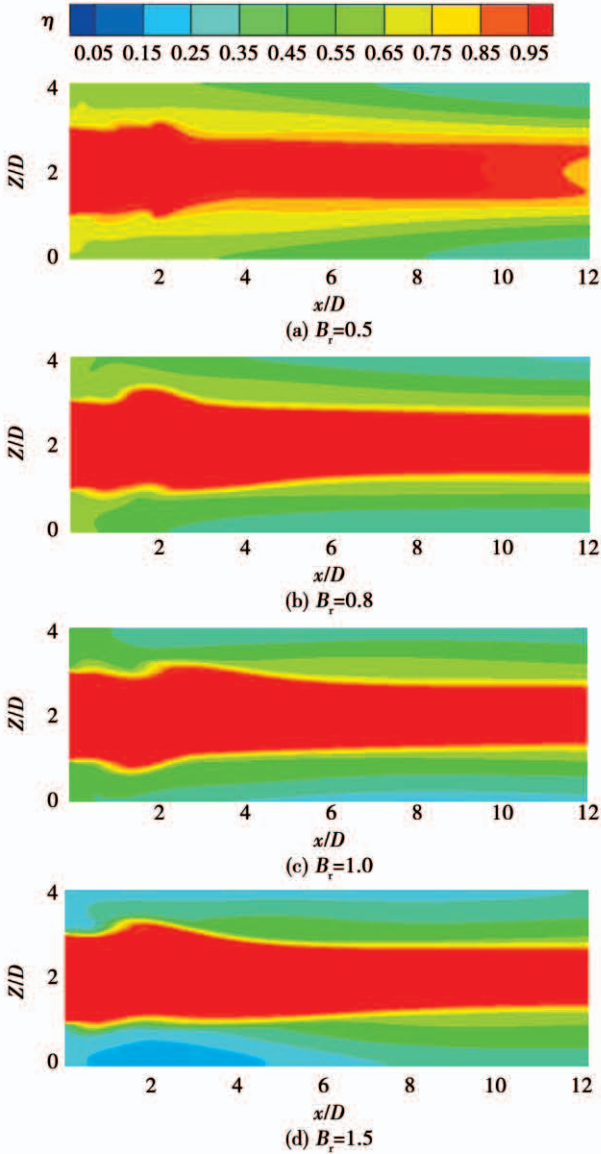


图 5 唇板厚度 4 mm 时不同吹风比的气膜冷却效率
Fig. 5 Film cooling efficiencies with the lip thickness of 4 mm under different blowing ratios

图 7 为后台阶展向平均气膜冷却效率分布图, 可以看出, 平均气膜冷却效率先是有小段的增长, 再

开始下降, 吹风比越小, 下降幅度越明显。在 $x/D < 10$ 时, 吹风比越小, 展向平均气膜冷却效率越高, 在 $x/D > 10$ 时, 情况开始反转。

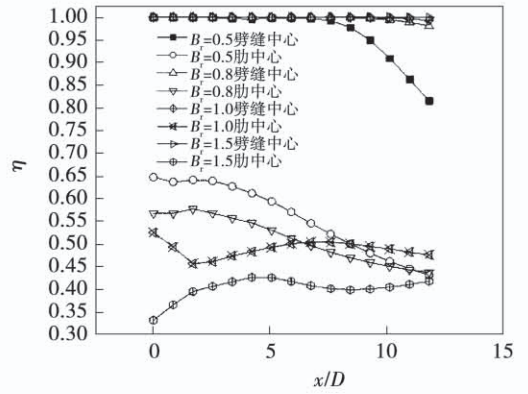


图 6 唇板厚度 4 mm 时劈缝和肋中心气膜冷却效率
Fig. 6 Film cooling efficiencies of the slit and rib center with the lip thickness of 4 mm

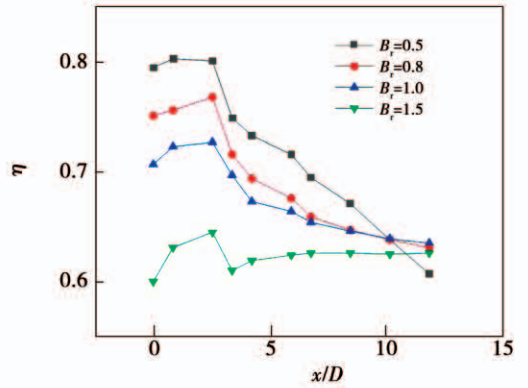


图 7 唇板厚度 4 mm 时展向平均气膜冷却效率
Fig. 7 Average film cooling efficiency in spanwise direction with the lip thickness of 4 mm

在吹风比较小时 ($B_r = 0.5$), 后台阶平均气膜冷却效率在距离劈缝出口近处值较大, 但沿着流向减小迅速, 下降幅度大。而在大吹风比 ($B_r = 1.5$) 时, 后台阶平均气膜冷却效率在距离劈缝出口近处值较小, 沿着流向变化较小。而 $B_r = 0.8$ 和 1.0 时介于两者之间。因此, 在选择吹风比时需要考虑后台阶的长度。

2.2 唇板厚度对尾缘后台阶冷却的影响

图 8 和图 9 为唇板厚度 4, 5 和 3 mm 情况下后台阶气膜冷却效率云图和流线图。

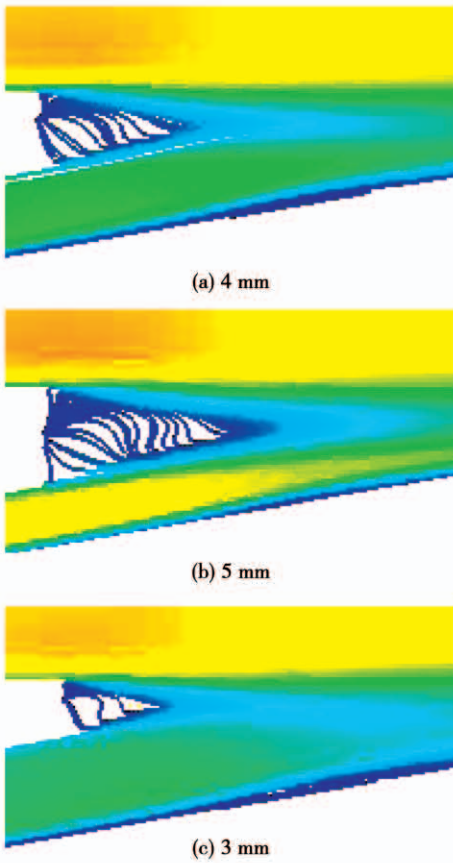


图8 不同唇板厚度时冷气和燃气流线图
Fig.8 Streamlined diagrams of cold air and gas with different lip thicknesses

通过图8可知,当唇板厚度发生变化时,唇板出口处形成的回流区也发生明显变化。当唇板变厚时,回流区强度变强,当唇板厚度减小时,回流区强度逐渐变弱并且有逐渐消失的趋势。从劈缝下游的流线图可以看到,唇板处的涡并没有对劈缝出口流线产生太大的影响。因此,唇板厚度并不会影响劈缝出口的气膜冷却效果。结合图9和10来看,3种唇板厚度结构的尾缘劈缝气膜冷却效率分布规律基本相似。就劈缝下游而言,气膜冷却效率 η 沿着流向逐渐减小,但是在 $x/D > 9$ 时,气膜冷却效率分布开始有明显区别,唇板越厚,气膜冷却效率越低。这是因为随着唇板厚度的增加,唇板处产生的回流区强度增强,燃气与冷气掺混时剪切作用变弱,湍流度变小,冷气不利于贴附壁面,气膜冷却效率降低;就肋下游而言,沿着流向气膜冷却效率也是逐渐减小,并且唇板厚度对肋下游气膜冷却效率影响很大,唇

板厚度每增加1 mm,气膜冷却效率 η 大约降低10%。由于唇板厚度增大,导致半劈缝出口产生的涡强度增大,从而促进了燃气与冷气的掺混,降低了冷气的冷却效果。

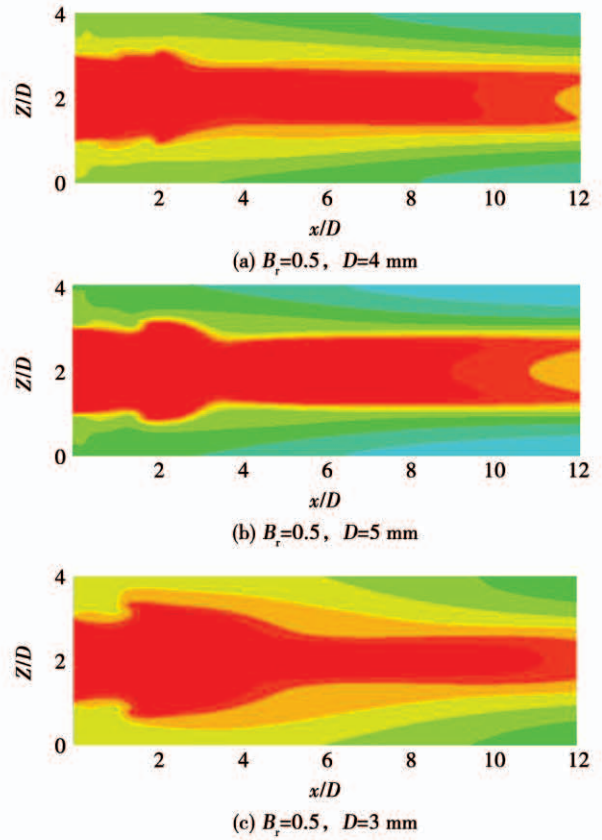


图9 吹风比0.5时,不同唇板厚度气膜冷却效率分布
Fig.9 Film cooling efficiency distributions with different lip thicknesses when B_r is 0.5

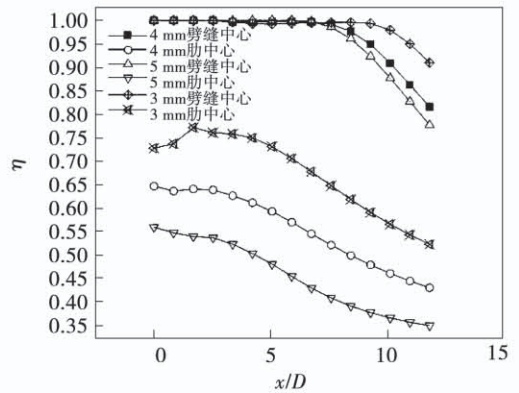


图10 吹风比0.5时,不同唇板厚度的劈缝和肋中心气膜冷却效率分布
Fig.10 Film cooling efficiency distributions of slit and rib center with different lip thicknesses when B_r is 0.5

由图 11 可知,3 种不同唇板厚度展向平均气膜冷却效率分布规律相似。也可以看出,唇板厚度对展向平均气膜冷却效率的影响,唇板厚度对后台阶气膜效率影响较大,薄唇板尾缘气膜冷却效率显著提高。

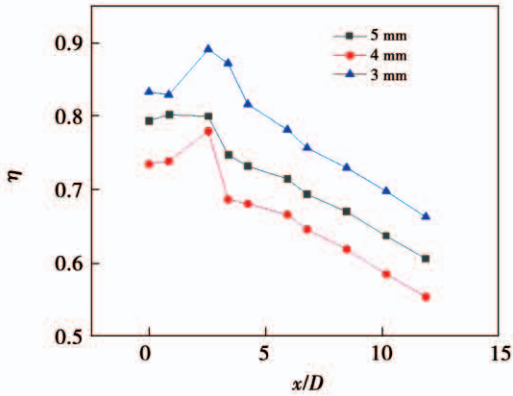


图 11 吹风比 0.5 时,不同唇板厚度的展向平均气膜冷却效率分布

Fig. 11 Spanwise average film cooling efficiency distributions with different lip thicknesses when B_1 is 0.5

3 结论

(1) 吹风比越小,后台阶上产生的回流区越大,冷气向展向扩散越剧烈,冷气在近劈缝一端向展向覆盖的越好;由于吹风比小,流速慢,动量小,在后台阶远端燃气与冷气掺混量大,导致冷气冷却能力降低;吹风比越大,冷气流速越快,冷气从劈缝射出,集中覆盖在劈缝下游处,而肋下游冷气覆盖效果差。

(2) 唇板厚度影响着唇板出口处形成的回流区,增大唇板厚度将导致半劈缝出口气流分离所产生的涡强度变大,促进燃气与冷气的掺混,降低冷却效率。唇板厚度对尾缘劈缝结构有很大的影响,薄唇板会使尾缘气膜冷却效率显著提高。

参考文献:

[1] 朱惠人,张丽,郭涛,等. 高温透平叶片的传热与冷却[M]. 西安:西安交通大学出版社,2018.
ZHU Hui-ren, ZHANG Li, GUO Tao, et al. Heat transfer and cooling of high temperature turbine blades[M]. Xi'an: Xi'an Jiaotong University Press, 2018.

[2] HAN J C, DUTTA S, EKKAD S. Gas turbines heat transfer and

cooling technology[M]. US: CRC Press, Taylor & Francis, 2012.

[3] 楚武利,刘前智,胡春波. 航空叶片机原理[M]. 西安:西北工业大学出版社,2009.
CHU Wu-li, LIU Qian-zhi, HU Chun-bo. The principle of aviation blade machine[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2009.

[4] 林汝谋. 工业燃气轮机发展的关键技术[J]. 热力发电, 1999(1): 26-28.
LIN Ru-mou. Key technologies for the development of industrial gas turbines[J]. Thermal Power Generation, 1999(1): 26-28.

[5] 曹玉璋. 航空发动机传热学[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2005.
CAO Yu-zhang. Aeroengine heat transfer[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2005.

[6] TELISINGHE J C, IRELAND P T, JONES T V, et al. Comparative study between a cut-back and conventional trailing edge film cooling system[C]// ASME Turbo Expo 2006: Power for Land, Sea, and Air, 2006.

[7] FITT A D, OCKENDON J R, JONES T V. Aerodynamics of slot-film cooling-theory and experiment[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1985, 160: 15-27.

[8] 周志强. 涡轮叶片尾缘半劈缝气膜冷却实验研究[D]. 西安:西北工业大学,2005.
ZHOU Zhi-qiang. Experimental study on semi-slit film cooling of turbine blade trailing edge[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2005.

[9] 朱惠人,原和朋,周志强,等. 几何结构对后台阶缝隙气膜冷却效率的影响[J]. 推进技术, 2006, 27(4): 312-315.
ZHU Hui-ren, YUAN He-peng, ZHOU Zhi-qiang, et al. The influence of geometrical structure on the film cooling efficiency of the rear step gap[J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(4): 312-315.

[10] 原和朋,朱惠人,孔满招,等. 几何结构对后台阶三维缝隙换热影响的研究[J]. 热科学与技术, 2006, 5(1): 17-21.
YUAN He-peng, ZHU Hui-ren, KONG Man-zhao, et al. Research on the influence of geometrical structure on the heat transfer of the three-dimensional gap of the back step[J]. Thermal Science and Technology, 2006, 5(1): 17-21.

[11] 朱惠人,原和朋,周志强,等. 气动参数对后台阶三维缝隙气膜冷却效率的影响[J]. 航空动力学报, 2006, 21(2): 315-319.
ZHU Hui-ren, YUAN He-peng, ZHOU Zhi-qiang, et al. The effect of aerodynamic parameters on the cooling efficiency of the three-dimensional gap air film of the back step[J]. Journal of Aeronautics and Dynamics, 2006, 21(2): 315-319.

[12] 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 study on the cooling performance of the slit structure at the trailing edge of a gas turbine blade[J]. Xi'an: Journal of Xi'an Jiaotong University, 2016, 50(3): 29-37.
- [13] 李广超, 彭宁建, 张 魏, 等. 壁厚对气膜冷却效率影响数值模拟[J]. 热力发电, 2017, 46(9): 59-64.
- LI Guang-chao, PENG Ning-jian, ZHANG Wei, et al. Numerical simulation of the influence of wall thickness on film cooling efficiency[J]. Thermal Power Generation, 2017, 46(9): 59-64.
- [14] TASILIM M E, SPRING S D, MEHIMAN 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.
- [15] MARTINI P, SCHULZ A, BAUER H J. Film cooling effectiveness and heat transfer on the trailing edge cut-back of gas turbine airfoils with various internal cooling designs[J]. Journal of Turbomachinery, 2014, 128(1): 87-96.
- [16] 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, 2007.
- [17] CHOI J. An experimental investigation of turbine blade heat transfer and turbine blade trailing edge cooling[D]. Texas: Texas A & M University, 2004.
- [18] 孙瑞嘉, 杨卫华, 贺宜红, 等. 不同叶片尾缘结构对流换热特性实验[J]. 推进技术, 2011(4): 485-490.
- SUN Rui-jia, YANG Wei-hua, HE Yi-hong, et al. Experiments on convective heat transfer characteristics of different blade trailing edge structures[J]. Propulsion Technology, 2011(4): 485-490.
- [19] 李廷斌. 不同结构扰流柱对叶片尾缘气膜冷却的影响[D]. 南京航空航天大学, 2006.
- LI Ting-bin. The influence of different structure of the spoiler column on the film cooling of the blade trailing edge[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006.
- [20] HOLLOWAY D S, LEYLEK J H, BUCK F A. Pressure side bleed film cooling (part 2): unsteady framework for experimental and computational results [C]// Proceedings of ASME Turbo Expo 2002: Power for Land, Sea and Air. Amsterdam: ASME, 2002: 835-843.
- [21] ARMELLINI A, CASARSA L, MUCIGNAT C. Flow field analysis inside a gas turbine trailing edge cooling channel under static and rotating conditions [J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2011, 32: 1147-1159.
- [22] ANDREINI A, BIANCHINI C, ARMELLINI A, et al. Flow field analysis of a trailing edge internal cooling channel [R]. ASME GT2011-45724.

(姜雪梅 编辑)