

文章编号:1000-8055(2016)09-2065-08

doi:10.13224/j.cnki.jasp.2016.09.003

涡轮转子叶片异型气膜孔冷却数值研究

朱兴丹¹, 张靖周¹, 谭晓茗¹, 郭文², 苏云亮²

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016;

2. 中国航空工业集团公司 中国燃气涡轮研究院 成都, 610500)

摘 要: 采用数值模拟的方法,研究了发动机工作条件下涡轮转子叶片压力面异型气膜孔的冷却特性,分析了吹风比和旋转雷诺数对气膜冷却的影响。结果表明:旋转条件下,气膜射流受离心力和哥氏力作用朝叶尖方向发生偏转,射流涡结构发生改变;随着旋转雷诺数增大,气膜射流向叶尖的偏转量逐渐增加,展向冷却均匀性提高,展向平均冷却效率略有提升;同一转速下扇形孔和收敛缝型孔能有效抑制气膜分离,展向平均冷却效率沿下游单调变化,随吹风比增加而升高,吹风比越小气膜射流向叶尖偏转越明显;旋转条件下,扇形孔与收敛缝型孔射流较圆孔射流仍有明显的冷却优势。

关 键 词: 涡轮转子叶片; 异型孔; 气膜冷却; 吹风比; 旋转雷诺数

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Numerical investigation of shaped-hole film cooling on turbine rotor blade

ZHU Xing-dan¹, ZHANG Jing-zhou¹, TAN Xiao-ming¹,
GUO Wen², SU Yun-liang²

(1. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,

College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. China Gas Turbine Establishment,

Aviation Industry Corporation of China, Chengdu 610500, China)

Abstract: Numerical simulations were conducted to investigate the shaped-hole film cooling on the pressure side of a turbine rotor under engine operating conditions, including the effects of blowing ratio and rotational Reynolds number. Results showed that the film jet was deflected towards the blade tip subjecting to the combined influences of centrifugal force and Coriolis force under rotational conditions, due to the change of the film vortex structure. The film jet was deflected towards the blade tip more sharply with the increase of rotational Reynolds number. The laterally-average cooling effectiveness slightly improved owing to more uniform film coverage. In the same rotational speed, the fan-shaped hole and console hole enabled to effectively restrain the film separation with high blowing ratios compared with the cylindrical hole. The laterally-average cooling effectiveness monotonously decreased downstream and increased with the blowing ratio. Besides, the film jet bent to the tip more notably with a small blowing ratio. As a result, the fan-shaped hole and console hole still have a pronounced advantage over the cylindrical hole under rotational conditions.

收稿日期: 2015-01-07

基金项目: 国家自然科学基金(U1508212); 江苏省研究生培养创新工程(KYLX_0307); 中央高校基本科研业务费专项资金; 航空科学基金(2015ZB52019)

作者简介: 朱兴丹(1989-),男,江苏海门人,博士生,主要从事航空发动机热端部件冷却技术研究。

Key words: turbine rotor blade; shaped-hole; film cooling; blowing ratio; rotational Reynolds number

气膜冷却因其高效的冷却特性已经成为先进航空发动机高温部件的主要冷却措施之一^[1]. 传统的圆孔气膜射流喷吹进入主流后与主流发生卷吸和掺混,生成的旋涡带动高温主流侵入气膜射流下方. 为了抑制反向旋转卵形涡对的不利影响,国内外研究人员开展了大量的研究工作^[2-8],其中形状气膜孔概念(shaped-hole)的提出和应用^[9]最为引人注目,通过诱导逆-卵形涡对控制气膜射流与近壁主流的相互作用,降低气膜射流法向穿透动量,增强气膜射流贴壁流动动量,从而改善气膜冷却效果.

关于气膜冷却的研究多数是在静止状态下进行,而旋转效应会影响气膜与主流之间的掺混过程,导致气膜冷却的流动和换热特征有别于静止状态. 目前已有一些针对叶栅通道旋转涡轮叶片的气膜冷却研究,但是由于旋转研究的固有难度,实验研究都是在低速条件下进行. Dring, Takeishi 等^[10-11]较早针对低转速涡轮叶片气膜冷却进行研究. Ahn 等^[12-13]采用(PSP)技术先后测量了旋转对带两排或三排径向斜孔涡轮叶片前缘气膜冷却效率的影响. 结果表明不同的旋转速度显著改变了前缘气膜出流轨迹,前缘平均气膜冷却效率随转速的升高而增大. Yang 等^[14]采用数值模拟的方法进一步验证了该实验结果. 国内,李国庆等^[15]对1.5级的低速涡轮旋转气膜冷却进行了研究,发现吹风比增大导致压力面气膜覆盖和冷却效率单调递增,而吸力面呈现抛物状分布,高转速和小吹风比会引起更大的气膜轨迹偏转. 陶智等^[16-18]针对旋转状态下平板以及涡轮叶片的气膜冷却效率及传热系数进行了相关实验研究. 此外,杨晓军、杨彬等^[19-20]分别采用数值模拟的方法研究了压力面及吸力面的不同曲率对旋转气膜冷却的影响.

目前针对旋转状态下涡轮叶片异型孔气膜冷却的研究还比较少见. 本文将对真实发动机工作条件下涡轮转子叶片压力面异型气膜孔冷却开展数值研究,着重研究不同吹风比及旋转雷诺数对气膜冷却特性的影响.

1 计算模型及方法

1.1 计算模型

基于涡轮叶栅的周期性特征,本文只选取单个叶栅通道采用周期性边界进行计算. 如图1(a)

所示,本文计算采用简化的平行叶栅,叶片型面坐标取自某型航空发动机高压涡轮转子叶片中截面. 其中坐标定义如下: x 轴表示涡轮旋转轴, y 轴表示涡轮周向, z 轴表示涡轮叶片径向. 叶片高度 $H=50$ mm,叶根处对应旋转半径为 320 mm,叶尖处对应旋转半径为 370 mm. 详细的叶栅参数见图1(b),其中叶片弦长 $C=41.8$ mm,轴向弦长 $C_x=36.8$ mm,安装角 $\alpha=61.7^\circ$,绝对进气角 $\beta=18^\circ$,栅距 $P=30.6$ mm.

叶片压力面开设单排气膜孔,气膜孔出口中心位置距离叶片前缘驻点的轴向距离对应31.4%叶片轴向弦长,如图1(b)中所示. 本文计算包含3种气膜孔形状,即圆形气膜孔、扇形孔和收敛缝型孔,详细的气膜孔结构参数见图2(图中上为俯视图,下为主视图). 其中,气膜孔直径 $d=0.4$ mm,气膜孔中心轴线与气膜孔出口中心处的相切面的夹角 $\theta=30^\circ$,扇形孔的展向扩张角 $\gamma=14^\circ$. 气膜孔间距为 $3d$,靠近叶根(叶尖)处的气膜孔距叶根(叶尖)距离为 $4d$,沿叶高方向共分布40个气膜孔,如图3所示.

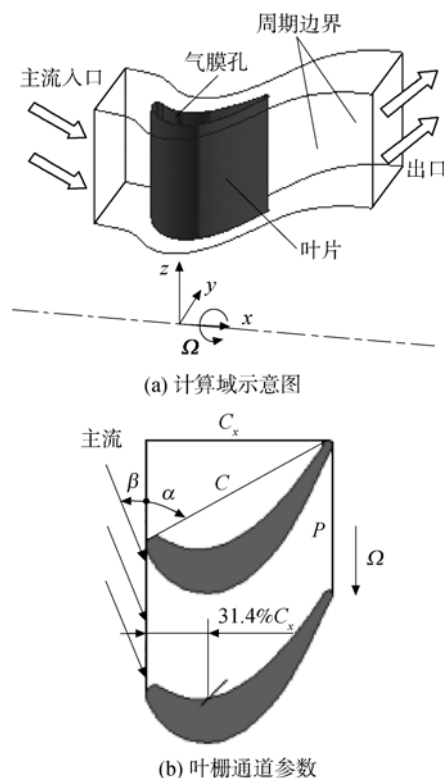


图1 计算模型

Fig. 1 Computational model

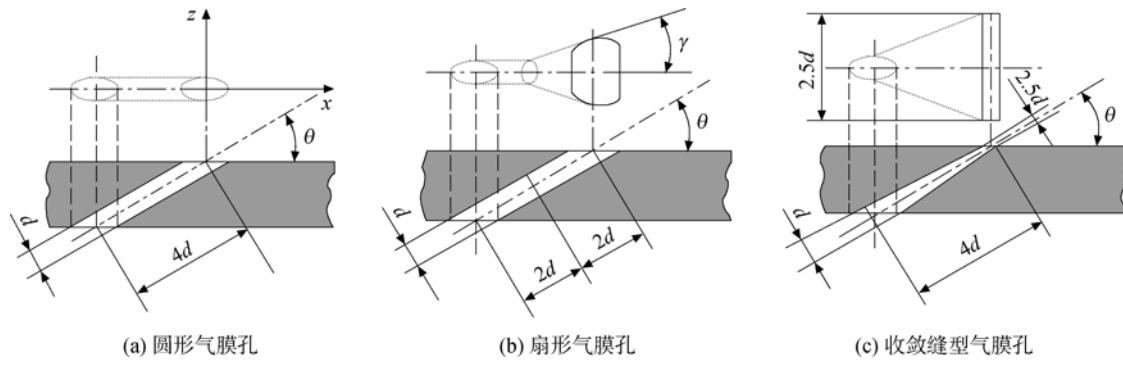


图 2 气膜孔结构参数

Fig. 2 Structural parameters of film holes

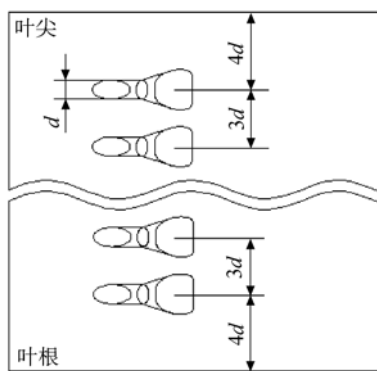


图 3 气膜孔位置分布

Fig. 3 Film hole position distribution

1.2 网格划分

考虑到气膜孔结构的不规则性,整个计算域采用混合网格,气膜孔及气膜孔附近流动区域采用非结构网格进行划分,其余部分采用结构化网格进行划分.叶片表面划分了附面层进行加密来模拟边界层流动(如图 4 所示),保证贴壁处 $y^+ < 1$. 经网格独立性试验,整体网格量约为 674 万时,气膜孔下游的展向平均绝热气膜冷效基本不再变化.

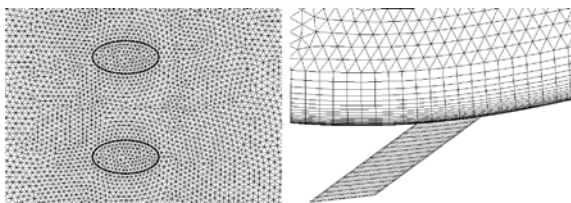


图 4 圆形气膜孔附近局部网格示意图

Fig. 4 Mesh sketch in the vicinity of cylindrical hole

1.3 边界条件和计算方法

使用 CFD 软件进行稳态求解,主次流设为可压缩理想气体.主流入口设为压力入口,绝对进口总压为 1.55 MPa,总温为 1946 K;次流入口设为

质量流量入口,根据吹风比及主流流量进行调节,且保证每个气膜孔的进口流量相同,总温为 775 K;混合气体出口设为压力出口,出口静压为 0.857 MPa.叶栅通道两侧面设为周期性边界条件,如图 1(a)所示,所有壁面均绝热,采用无滑移的速度条件.湍流模型选取 realizable $k-\epsilon$ 双方程湍流模型^[21-22],采用文献[12]中的实验模型在吹风比 $M=0.5$,转速为 2550 r/min 的实验工况下进行数值模拟,并和实验数据进行比较.图 5 显示的是叶片前缘表面气膜冷却效率(η)的数值模拟和实验结果的对比,可以看出使用 realizable $k-\epsilon$ 双方程湍流模型的计算结果与实验测量结果分布情况基本吻合,压力面上沿展向平均冷却效率(η_{av})的数值模拟结果较实验结果偏低,吸力面上则略微偏高,如图 6 所示.离散格式均为 2 阶迎风格式,解收敛的标准是各项残差精度均小于 10^{-4} .

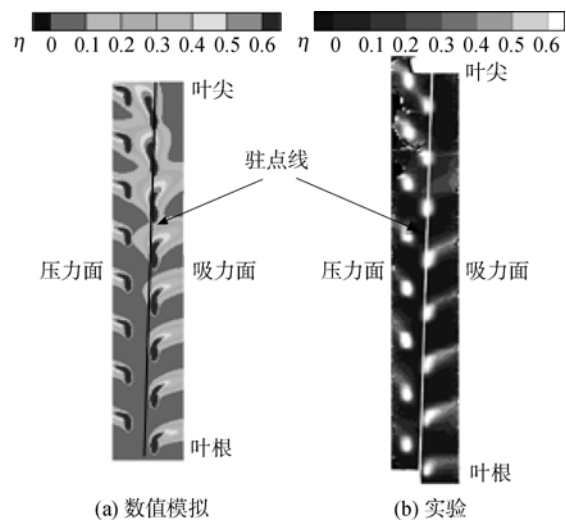


图 5 数值模拟和实验结果对比

Fig. 5 Comparison of numerical simulation and experimental results

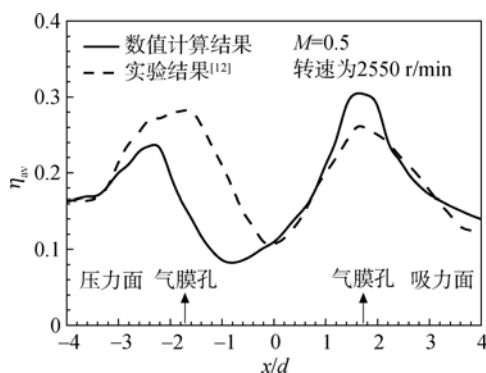


图6 展向平均冷却效率分布对比

Fig. 6 Comparison of laterally-average cooling effectiveness

1.4 参数定义

为了模拟叶片的旋转效应,引入一个跟涡轮叶片一同以角速度 Ω 旋转的坐标系. 由于该旋转坐标系为非惯性坐标系,必须考虑惯性力的做功,包括离心力 $-\Omega \cdot (\Omega \cdot r)$ 和哥氏力 $-2\Omega \cdot v_r$, 其中 r 为流体微团的矢径, v_r 为相对速度.

二次流与主流的吹风比定义为

$$M = \frac{\rho_c u_c}{\rho_\infty u_\infty} = \frac{\dot{m}_c / A_c}{\dot{m}_\infty / A_\infty} \quad (1)$$

式中 ρ_∞, ρ_c 分别为主流、二次流的密度; u_∞, u_c 分别为主流、二次流的平均速度; $\dot{m}_\infty, \dot{m}_c$ 分别为主流、二次流的质量流量; A_∞, A_c 分别为主流、二次流通道的横截面积. 由于扇形孔和收敛缝型孔的横截面积沿通道变化,因此有关冷气部分均采用气膜孔入口处的参数定义,这样可以保证在相同吹风比下,各种气膜孔型具有相同的冷气质量流量.

绝热气膜冷却效率定义为

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

式中 T_∞, T_c 分别表示主流和二次流的入口总温; T_{aw} 表示绝热壁温.

流体无量纲温度定义为

$$\Theta = \frac{T_f - T_c}{T_\infty - T_c} \quad (3)$$

式中 T_f 为流体温度.

旋转雷诺数定义为

$$Re_\Omega = \frac{\Omega r_m^2}{\nu} \quad (4)$$

式中 r_m 为叶片中截面旋转半径, ν 为主流流体的运动黏度.

2 计算结果与分析

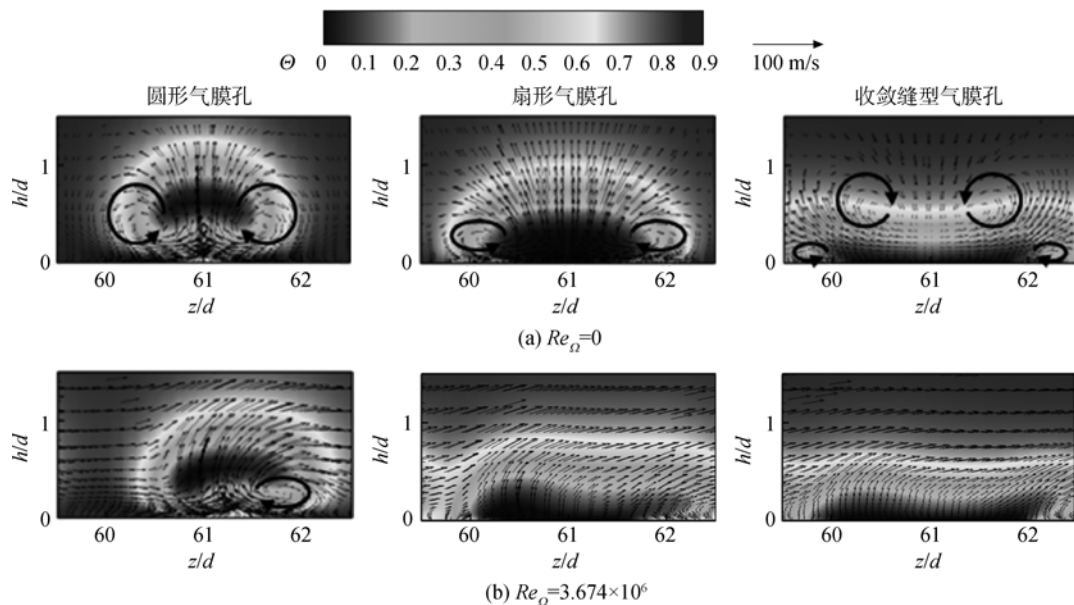
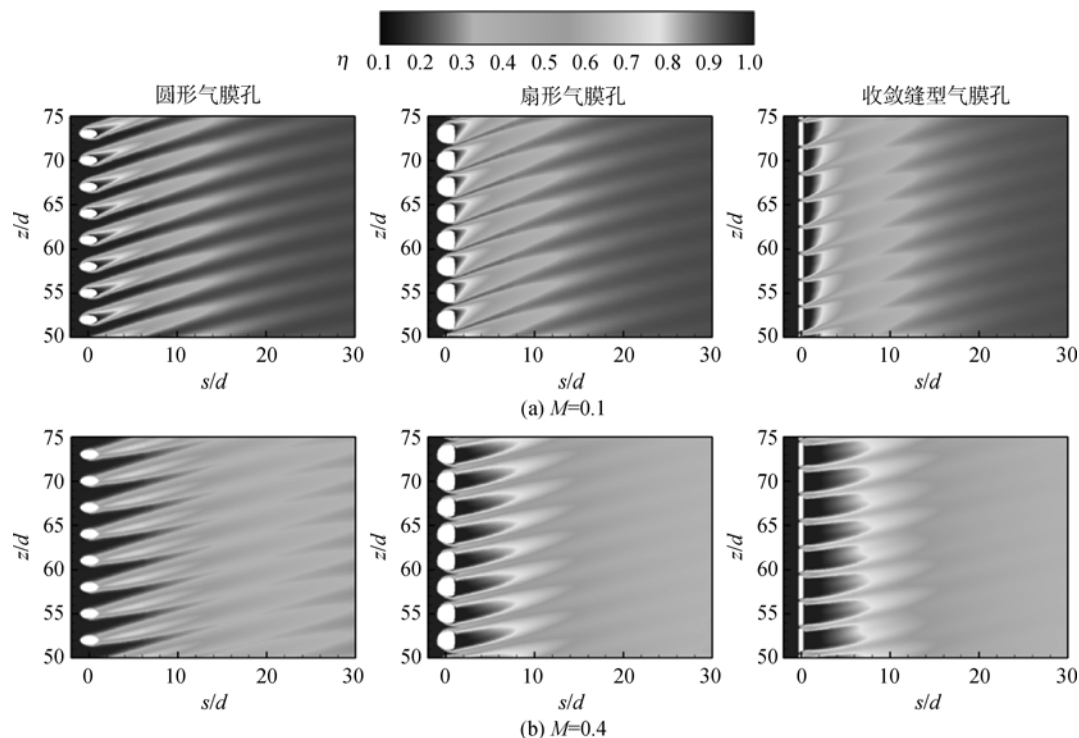
2.1 静止与旋转气膜流动的差异

图7(a)是叶片静止时气膜孔出口下游 $2d$ 处壁面法向截面速度矢量图. 图中横坐标 z/d 表示径向距离与气膜孔直径之比,叶根处为0, $z/d=61$ 为气膜孔中心位置,下同;纵坐标 h/d 表示壁面法向高度与气膜孔直径之比,壁面处为0.3. 气膜孔的气膜射流在出口下游的温度和速度矢量都沿气膜孔中心线呈对称分布. 圆孔射流喷吹进入主流后在下游形成一对反向旋转的卵形涡;扇形孔同样在下游形成一对反向旋转的涡,由于扇形孔出口的展向扩张,和圆孔射流相比,射流核心区变大,展向覆盖面积广,涡对偏离气膜孔中心线向两侧外扩,射流更加贴附壁面,涡对得到有效抑制;收敛缝型孔则形成了一对逆旋转的涡,有效避免了对主流的两侧卷吸,同时在气膜孔两侧贴壁处形成一对反向旋转的小涡,气膜沿展向均匀覆盖,更加贴附壁面.

图7(b)是叶片转速为 $10\,000\text{ r/min}$ ($Re_\Omega = 3.674 \times 10^6$) 时,气膜孔出口下游 $2d$ 处壁面法向截面相对速度矢量图. 叶片旋转时,流体受离心力和哥氏力综合作用具有指向叶尖方向的速度分量,因此相对速度矢量整体朝叶尖方向发生了展向偏转,而速度矢量的变化造成了射流涡结构的变化. 圆孔射流左侧涡旋转方向与上游流体径向速度分量方向相反,受其影响气膜孔左侧已观察不到明显的涡结构,而右侧依然有完整的涡结构存在,气膜射流偏离气膜孔中心线沿叶尖方向发生了约 $0.5d$ 的位移;扇形孔射流在旋转状态下的涡结构已不再像静止时完整显现,气膜射流由于旋转作用向叶尖径向偏移,射流趋于扁平状,增大了气膜展向覆盖面积;收敛缝型孔射流在旋转条件下同样发生了偏转,此时观察不到完整的涡结构,气膜展向覆盖面积最大.

2.2 吹风比对气膜冷却的影响

图8是叶片转速为 $10\,000\text{ r/min}$ ($Re_\Omega = 3.674 \times 10^6$) 时,不同吹风比下叶片压力面叶中附近局部冷却效率分布云图. 图中横坐标 s/d 表示气膜孔下游沿压力面弧长与圆形气膜孔直径之比,气膜孔出口中心位置 s/d 为0,下同. 如上所述,由于气膜射流在旋转条件下的偏转效应冷却效率分布同样发生了相应的偏转现象. 小吹风比 ($M=0.1$) 时,气膜射流动量低,气膜贴壁性较好,

图7 气膜孔出口下游 $2d$ 处壁面法向截面速度矢量($M=0.6$)Fig. 7 Velocity vector in the normal plane to blade wall with a distance of $2d$ downstream film hole exit ($M=0.6$)图8 不同吹风比下气膜冷却效率分布云图($Re_{\Omega}=3.674 \times 10^6$)Fig. 8 Film cooling effectiveness distribution with different blowing ratios ($Re_{\Omega}=3.674 \times 10^6$)

3种气膜孔在靠近气膜出口的地方冷却效率都较高,但是气膜向下游延伸能力不足,沿程覆盖面积小,扇形孔和收敛缝型孔气膜沿展向分布更为均匀.当吹风比增大到0.4时,气膜出流的流向动量增大,向下游延伸的能力增强,气膜在叶片压力面的覆盖范围增大.同时观察到圆孔射流在孔出口附近区域的冷却效率降低,而扇形孔和收敛缝型

孔出口处冷却效率却得到了极大的提高,气膜展向覆盖更加均匀.比较相同转速下不同吹风比下的冷却效率分布还可以发现小吹风比下气膜射流向叶尖的偏转量更大,主要是因为吹风比小,气膜射流动量低,哥氏力小,而离心力大小不变,此时旋转占主导作用,从而使得小吹风比时气膜射流向叶尖的偏转更明显,这与文献[15]的结论一致.

图9是叶片转速为10 000 r/min ($Re_\Omega = 3.674 \times 10^6$)时,3种气膜孔压力面展向平均冷却效率随吹风比的变化关系.对于圆孔,小吹风比时气膜射流贴壁性较好,气膜冷却效率沿程单调递减.当吹风比逐渐增大时,圆孔气膜射流穿透主流与壁面发生分离,靠近气膜出口区域展向平均冷却效率降低,然后气膜射流又在下游壁面再附,使得下游展向平均冷却效率随吹风比增大逐渐升高,并且吹风比越大射流在下游的再附位置距离气膜孔越远.扇形孔和收敛缝型孔的展向平均冷却效率在任何吹风比下都呈现单调递减的趋势,并且随吹风比的增大逐渐升高,说明在旋转条件下扇形孔和收敛缝型孔仍能有效抑制气膜出流在大吹风比下的分离,提升压力面的冷却效率.

2.3 旋转雷诺数对气膜冷却的影响

图10是 $M=0.3$ 时不同旋转雷诺数下叶片压力面叶中附近局部冷却效率分布云图.相同吹风比下,随着转速的增加,3种气膜孔射流向叶尖的偏转量均逐渐增大.这是因为哥氏力与角速度成正比,而离心力与角速度的平方成正比,在相同的转速变化下离心力的增加量要大于哥氏力,因此转速增加气膜射流向叶尖的偏转越厉害.同时,气膜偏转减小了射流之间的实际间距,这样有利于缩减孔间未冷却区域,气膜向下游的覆盖面积有所增加,展向均匀性更好.不同转速下扇形孔和收敛缝型孔沿展向气膜覆盖较圆孔更为均匀,整体冷却效率也要明显高于圆孔,尤其是在气膜孔出口附近区域远优于圆孔.

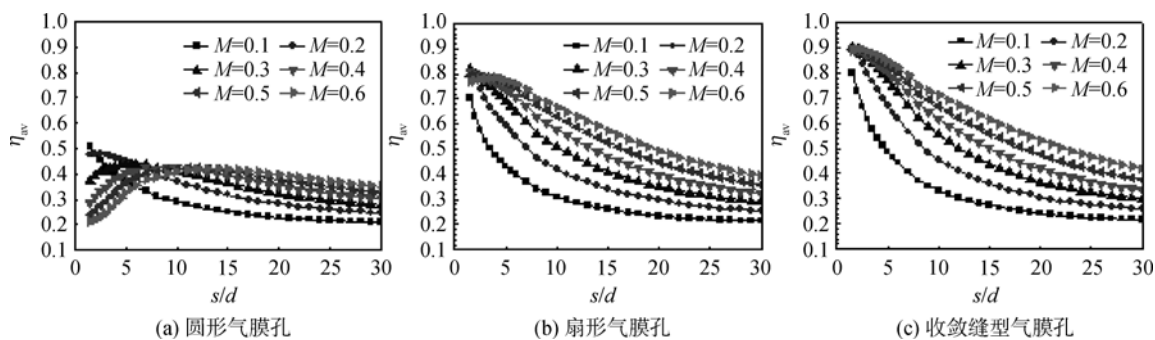


图9 吹风比对展向平均冷却效率的影响 ($Re_\Omega = 3.674 \times 10^6$)

Fig. 9 Effect of blowing ratio on laterally-average cooling effectiveness ($Re_\Omega = 3.674 \times 10^6$)

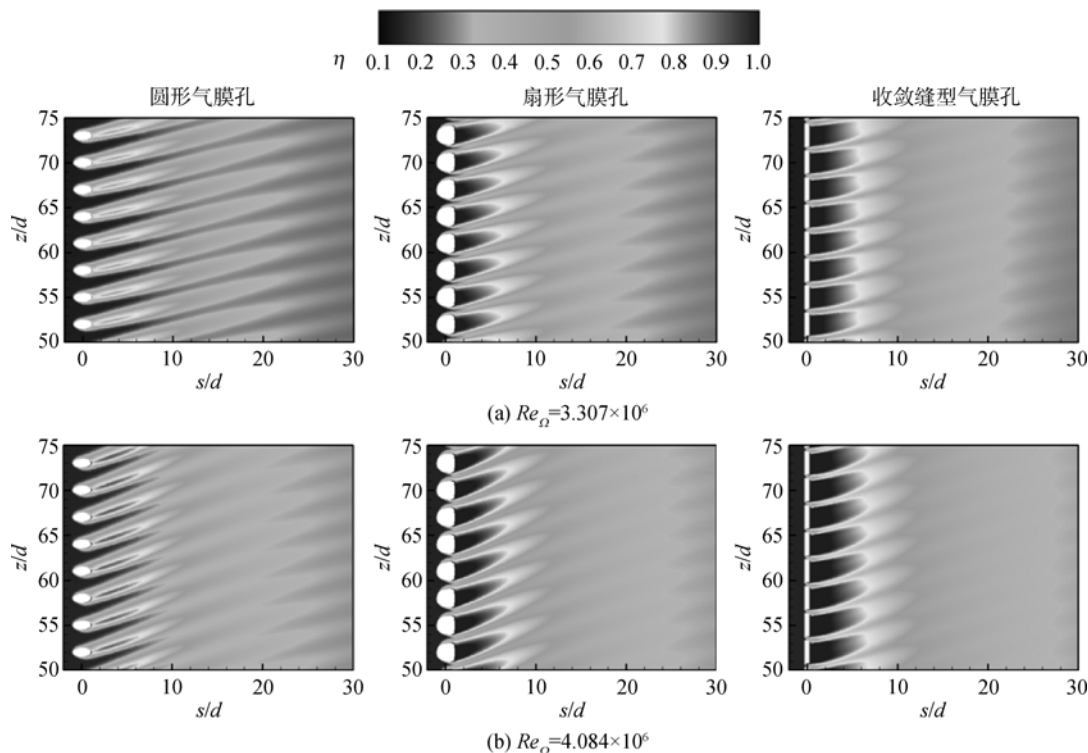


图10 不同旋转雷诺数下气膜冷却效率分布云图 ($M=0.3$)

Fig. 10 Film cooling effectiveness distribution with different rotational Reynolds numbers ($M=0.3$)

图 11 是 $M=0.3$ 时, 3 种气膜孔压力面展向平均冷却效率随旋转雷诺数的变化关系。从图中可以看出, 不同旋转雷诺数下扇形孔和收敛缝型孔的沿程展向平均冷却效率均要高于圆孔, 特别是在 $s/d < 10$ 范围内最为显著, 其中收敛缝型孔的展向平均冷却效率最高。随着旋转雷诺数的增加, 压力面沿程平均冷却效率略有升高。由上可知, 当吹风比保持一致时, 转速升高气膜偏转量增大, 倾斜气膜缩减了孔间冷却死区, 增强了气膜在展向的覆盖能力, 从而一定程度上改善了冷却效果。

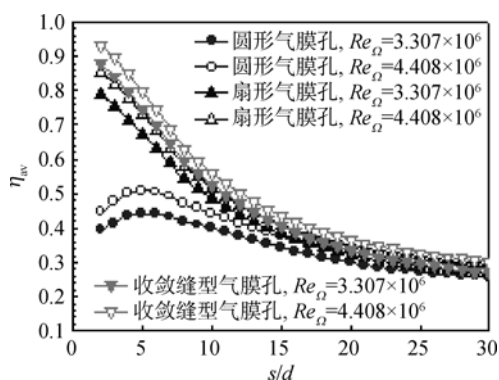


图 11 旋转雷诺数对展向平均冷却效率的影响
($M=0.3$)

Fig. 11 Effect of rotational Reynolds number on
laterally-average cooling effectiveness
($M=0.3$)

3 结 论

1) 叶片静止时, 气膜射流沿气膜孔中心线呈对称分布, 圆孔射流在法向截面上产生反向旋转的卵形涡对, 扇形孔和收敛缝型孔生成的涡对得到有效抑制, 使得射流更加贴附壁面。

2) 叶片旋转时, 流体受离心力和哥氏力作用具有指向叶尖方向的速度分量, 造成射流涡结构的变化, 气膜射流朝叶尖方向发生径向偏转。

3) 同一转速下, 圆孔射流随吹风比的增大逐渐产生分离, 气膜出口冷却效率骤降, 扇形孔和收敛缝型孔能有效抑制高吹风比下气膜分离, 展向平均冷却效率沿下游单调变化, 随吹风比增加而升高, 小吹风比时气膜射流向叶尖偏转最显著。

4) 随着旋转雷诺数增大, 气膜射流向叶尖的偏转量逐渐增加, 减小了射流的实际间距, 有利于缩减孔间未冷却面积, 展向平均冷却效率随转速增加略有升高。

5) 旋转条件下, 扇形孔与收敛缝型孔射流较圆孔射流仍有较好的冷却优势。

参考文献:

- [1] Han J C, Dutta S, Ekkad S V. Gas turbine heat transfer and cooling technology[M]. New York: Taylor and Francis, 2000.
- [2] Gritsch M, Colban W, Schar H, et al. Effect of hole geometry on the thermal performance of fan-shaped film cooling holes[J]. Journal of Turbomachinery, 2005, 127(4): 718-725.
- [3] 朱惠人, 许都纯, 刘松龄, 等. 簸箕形排孔气膜冷却实验研究[J]. 航空学报, 1997, 18(5): 535-538.
ZHU Hui ren, XU Du chun, LIU Song ling, et al. Film cooling experimental investigation of a row of dust-pan shaped holes[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1997, 18(5): 535-538. (in Chinese)
- [4] 姚玉, 张靖周, 周楠. Console 形气膜孔改善冷却效率的数值研究[J]. 航空动力学报, 2008, 23(10): 1772-1777.
YAO Yu, ZHANG Jingzhou, ZHOU Nan. Numerical investigation on improvement of film cooling effectiveness with console hole[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(10): 1772-1777. (in Chinese)
- [5] 刘存良, 朱惠人, 白江涛. 收缩-扩张形气膜孔提高气膜冷却效率的机理研究[J]. 航空动力学报, 2008, 23(4): 598-604.
LIU Cunliang, ZHU Hui ren, BAI Jiangtao. Study on the physics of film-cooling effectiveness enhancement by the converging-expanding hole[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(4): 598-604. (in Chinese)
- [6] Okita Y, Nishiura M. Film effectiveness performance of an arrowhead-shaped film-cooling hole geometry[J]. Journal of Turbomachinery, 2006, 129(2): 331-339.
- [7] Kusterer K, Bohn D, Sugimoto T, et al. Highest-efficient film cooling by improved NEKOMIMI film cooling holes: Part 2 hot gas flow conditions[R]. ASME Paper GT2013-95042, 2013.
- [8] Yang C F, Zhang J Z. Experimental investigation on film cooling characteristics from a row of holes with ridge-shaped tabs[J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2012, 37(2): 113-120.
- [9] Bunker R S. A review of shaped hole turbine film cooling technology[J]. Journal of Heat Transfer, 2005, 127(4): 441-453.
- [10] Dring R P, Blair M F, Joslyn H D. An experimental investigation of film cooling on a turbine rotor blade[J]. Journal of Engineering for Power, 1980, 102(1): 81-87.
- [11] Takeishi K, Aoki S, Sato T, et al. Film cooling on a gas turbine rotor blade[J]. Journal of Turbomachinery, 1992, 114(4): 828-834.
- [12] Ahn J, Schobeiri M T, Han J C, et al. Film cooling effectiveness on the leading edge region of a rotating turbine blade with two rows of film cooling holes using pressure

- sensitive paint[J]. *Journal of Heat Transfer*, 2006, 128(9):879-888.
- [13] Ahn J, Schobeiri M T, Han J C, et al. Effect of rotation on leading edge region film cooling of a gas turbine blade with three rows of film cooling holes[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2007, 50(1/2):15-25.
- [14] Yang H T, Chen H C, Han J C, et al. Numerical prediction of film cooling and heat transfer on the leading edge of a rotor blade with two rows holes in a 1-1/2 turbine stage at and off design conditions[R]. *ASME Paper GT-2005-68355*, 2005.
- [15] Li G Q, Zhu J Q, Deng H W, et al. Experimental investigation of rotating film cooling performance in a low speed 1.5-stage turbine[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2013, 61(1):18-27.
- [16] Tao Z, Yang X J, Ding S T, et al. Experimental study of rotation effect on film cooling over the flat wall with a single hole[J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2008, 32(5):1081-1089.
- [17] Tao Z, Zhao Z M, Ding S T, et al. Heat transfer coefficients of film cooling on a rotating turbine blade model: Part I effect of blowing ratio[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2009, 131(4):041005. 1-041005. 12.
- [18] Tao Z, Li G Q, Deng H W, et al. Film cooling performance in a low-speed 1.5-stage turbine: effects of blowing ratio and rotation[J]. *Journal of Enhanced Heat Transfer*, 2011, 18(5):419-432.
- [19] 杨晓军, 陶智, 丁水汀, 等. 旋转状态下曲率对气膜冷却影响的分析[J]. *航空学报*, 2007, 28(3):540-544.
- YANG Xiaojun, TAO Zhi, DING Shuiting, et al. Analysis of curvature effects on the film cooling under the rotation frame[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2007, 28(3):540-544. (in Chinese)
- [20] 杨彬, 徐国强, 孟恒辉, 等. 曲率对旋转态气膜冷却效率影响的数值模拟[J]. *北京航空航天大学学报*, 2009, 35(4):398-402.
- YANG Bin, XU Guoqiang, MENG Henghui, et al. Numerical simulation of film cooling effectiveness on rotating curvature models[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2009, 35(4):398-402. (in Chinese)
- [21] 朱兴丹, 谭晓茗, 郭文, 等. 高压涡轮转子叶片内部气流组织方式研究[J]. *航空学报*, 2014, 35(12):3273-3282.
- ZHU Xingdan, TAN Xiaoming, GUO Wen, et al. Investigation of airflow allocation inside high pressure turbine rotor blade[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2014, 35(12):3273-3282. (in Chinese)
- [22] Zhang C Z, Hassan I. Simulation of a louver cooling scheme on a rotating turbine blade[J]. *International Journal of Numerical Methods for Heat and Fluid Flow*. 2012, 22(5):622-640.

(编辑:叶青)