

旋转状态下涡轮叶片复合冷却结构

朱兴丹, 张靖周, 谭晓茗

(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)

摘 要: 采用三维流固耦合换热计算研究了旋转状态下涡轮叶片冷却结构的复合冷却性能,讨论了辐射换热和转速对综合冷却效果的影响.结果表明:结构 1 叶根处出现局部高温区,低冷却效率范围大,叶片整体温度分布不均匀;结构 2 通过更合理的气膜流量分配提高了前缘附近冷却效率,降低了叶片表面最高温度;结构 3 采用内部蛇形通道使吸力面冷却效率显著提高,叶片整体冷却效率分布较为均匀;考虑壁面辐射换热时叶片表面温度升高,当表面发射率为 1 时局部温升超过 50 K,壁面辐射换热的影响不能被忽略;压力面综合冷却效率随转速增大而升高,3 种结构的局部冷却效率最高分别能提升 15.6%、13.4% 和 16.4%,吸力面上除弦中区冷却效率随转速升高有所降低外,其余位置冷却效率变化不大.

关 键 词: 涡轮叶片; 复合冷却; 辐射换热; 旋转; 流固耦合

中图分类号: V231.1 **文献标志码:** A

Composite cooling structure on rotating turbine blade

ZHU Xing-dan, ZHANG Jing-zhou, TAN Xiao-ming

(Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,
College of Energy and Power Engineering,

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

Abstract: Composite cooling performance of a rotating turbine blade cooling structure was investigated through heat transfer simulation with three-dimensional fluid-solid coupling, and the effects of radiation heat transfer and rotational speed on overall cooling effectiveness were discussed. Results showed that a local high-temperature area around the blade hub and hence a large scope of low cooling effectiveness occurred, leading to a nonuniform distribution of overall temperature for blade structure 1. The cooling effectiveness adjacent to the leading edge was improved, lessening the low effectiveness area as a result of more reasonable film flow distribution of blade structure 2. The cooling effectiveness on blade suction side was markedly enhanced through internal serpentine passages and a uniform distribution of integral cooling effectiveness was obtained for blade structure 3. The blade temperature increased with a regional temperature increment over 50 K for the surface emissivity of 1, while the effect of radiation heat transfer can't be ignored. The overall cooling effectiveness on pressure side improved with the augmentation of rotational speed, resulting in a highest regional increase percentage of 15.6%, 13.4% and 16.4% for the three structures, respectively. Nevertheless, the cooling effectiveness on suction side produced little change

收稿日期: 2015-07-24
基金项目: 中央高校基本科研业务费专项资金;江苏省研究生培养创新工程(KYLX_0307);
航空科学基金(2015ZB52019)

作者简介: 朱兴丹(1989—),男,博士生,主要从事航空发动机热端部件冷却技术研究.

引用格式: 朱兴丹,张靖周,谭晓茗. 旋转状态下涡轮叶片复合冷却结构[J]. 航空动力学报,2017,32(3):584-591. ZHU Xingdan, ZHANG Jingzhou, TAN Xiaoming. Composite cooling structure on rotating turbine blade[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(3): 584-591.

except a reduction at mid-chord region with the increase of rotational speed.

Key words: turbine blade; composite cooling; radiation heat transfer; rotation; fluid-solid coupling

涡轮叶片冷却一直是航空发动机热防护的一个关键问题.关于涡轮叶片的内部强化传热以及外部气膜冷却已经有了一系列研究成果^[1-3].目前,航空发动机涡轮叶片主要采用内冷-外冷的复合冷却结构以达到有效降低叶片温度的目的.针对叶片前缘主要采用冲击-气膜冷却方式,如 Dyson 等^[4]测量了不同气膜孔间距的前缘综合冷却效率,Deng 等^[5]以及 Andrei 等^[6]分别测量了前缘表面传热系数.针对叶片尾缘,Horbach 等^[7]以及 Martini 等^[8]对扰流柱-劈缝结构的冷却性能进行了详细研究,Barigozzi 等^[9]在尾缘压力侧增开气膜孔进行冷却保护,徐虹艳等^[10]研究了 3 种尾缘旋流冷却结构的强化换热机理.叶片弦中区主要采用内部带肋蛇形通道加外部气膜冷却,研究人员对此进行了相关研究^[11-13],近年来集合冲击、对流和气膜冷却的多段式双层壁复合冷却结构成为研究热点问题之一^[14-16].

Bunker^[17]认为,通过精细优化分配冷却气流量、发展新型冷却方式及高效冷却结构等仍然能够进一步改善热端部件的冷却效果.对于复杂的涡轮叶片冷却结构,运用三维流固耦合换热计算已成为主要的分析方法,并得到广泛应用^[18-21],但是针对旋转状态下完整叶片的复合冷却研究还比较缺乏.本文针对某涡轮转子叶片设计了 3 种不同的复合冷却结构,通过流固耦合计算分析旋转状态下复合冷却结构的综合冷却性能,同时讨论了辐射换热和转速对综合冷却效果的影响.

1 计算模型及方法

1.1 计算模型

采用文献[22]中的叶型作为本文计算模型,选取单个叶栅通道进行计算,如图 1 所示. x 轴表示涡轮旋转轴, y 轴表示涡轮叶片周向, z 轴表示涡轮叶片径向.叶片高度 $h=70\text{ mm}$,叶根和叶尖处对应旋转半径分别为 320 mm 和 390 mm .详细的涡轮叶栅几何参数见文献[22].

本文设计了 3 种不同的叶片冷却结构,图 2 是这 3 种冷却结构及其内部冷气流路示意图.结构 1 采用 3 通道(11-20-23)进气,前缘布置 3 排气膜孔(1-2-10),压力面布置 4 排气膜孔(6-7-8-9),

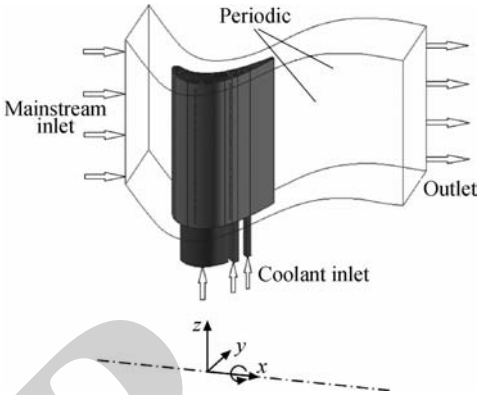


图 1 计算域示意图^[22]

Fig. 1 Schematic of computational field^[22]

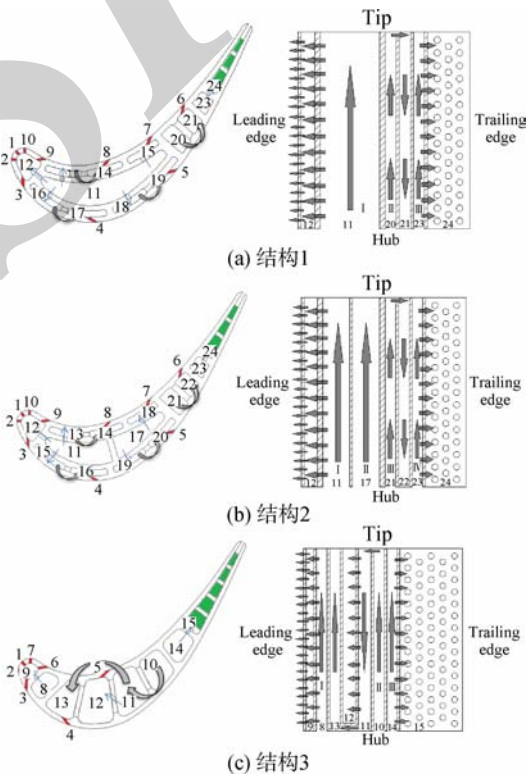


图 2 内部冷却结构及冷气流路

Fig. 2 Internal cooling structures and coolant path

吸力面布置 3 排气膜孔(3-4-5),进入前缘腔 12 冷气对前缘进行冲击冷却后由气膜孔流出,弦中区设计若干受限窄腔,冷气冲击窄腔壁面经折流后从气膜孔流出,叶片尾缘冷却通道内布置 3 排圆柱形扰流柱增强内部对流换热,出口采用全劈缝结构.结构 2 与结构 1 的区别是在冷气进气腔

11 中添加一块隔板,冷气的进气方式变成了 4 通道进气. 结构 3 采用 3 通道(8-10-14) 进气,通道 8 冷气对叶片前缘进行冲击冷却后从前缘腔的 5 排气膜孔流出,通道 10 冷气经顶部折流进入通道 11,部分冷气通过冲击孔进入通道 12 后从气膜孔排 5 流出,其余冷气经底部折流进入通道 13 后从气膜孔排 4 流出,尾缘采取 5 排圆柱形扰流柱全劈缝结构. 3 种结构的前缘 3 排气膜孔沿壁面法向布置,压力面和吸力面气膜孔倾角均为 30° . 气膜孔直径 $d_i=0.4\text{ mm}$,孔间距 $l_i=2.55d_i$;冲击孔直径 $d_s=0.6\text{ mm}$,孔间距 $l_s=3d_i$;扰流柱直径 $d_p=2.3\text{ mm}$,展向间距 $l_p=2d_p$.

1.2 网格划分

由于涡轮叶片表面布置的多排气膜孔以及内部冲击孔及扰流柱等结构的存在,叶片整体冷却结构比较复杂,因此整个计算域采用非结构化网格进行网格划分. 近壁面第 1 层网格的 y^+ 控制在 $30\sim 200$ 之间,满足所选湍流模型的要求. 图 3 为叶片结构 2 表面展向平均温度 T_{av} 分布随网格数目的变化,图中 PS 表示压力面,SS 表示吸力面, C_x 表示轴向弦长. 当网格总数 N 从 7.98×10^6 增加到 9.37×10^6 时,叶片表面展向平均温度的变化已经很小,因此采用 $N=7.98\times 10^6$ 进行计算. 保证 3 个模型的网格密度基本相等,3 个模型的计算网格总数介于 $7.5\times 10^6\sim 8.0\times 10^6$ 之间.

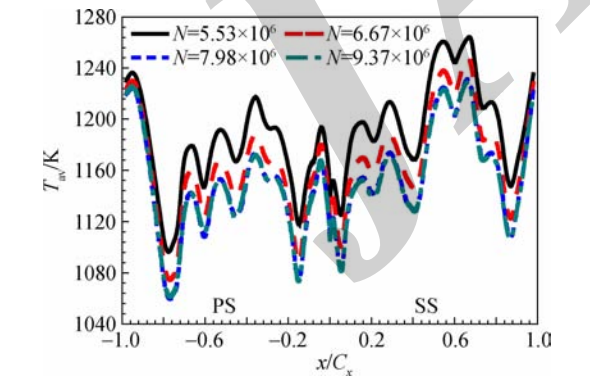


图 3 网格数目对结构 2 展向平均温度影响
Fig. 3 Effect of grid number on laterally averaged temperature of structure 2

1.3 计算方法和边界条件

采用 Fluent 软件进行涡轮叶片流固耦合的稳态求解. 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. 流体旋转时会诱导产生附加的惯性力,高速旋转下的惯性力主要包括离心力 $-\Omega\times(\Omega\times r)$ 和哥氏力

$-2\Omega\times v_r$,其中 r 为流体微团的矢径, v_r 为相对速度. 计算时选用 realizable $k-\epsilon$ 双方程湍流模型及非平衡壁面函数^[22],选取美国国家航空航天局(NASA)的 C3X 叶片 4413 号试验工况^[23]进行模拟验证. 图 4 是数值计算结果与试验结果的对比,其中纵坐标为叶片表面温度 T_w 与主流温度 T_g 的比值. 可以看出,数值计算得到的叶片表面温度分布与试验结果变化趋势一致,数值模拟较试验结果偏高,平均偏差在 10% 左右,可能是由于试验过程中不可避免地会产生热损失,而数值模拟没有考虑热损失导致温度要高于试验值.

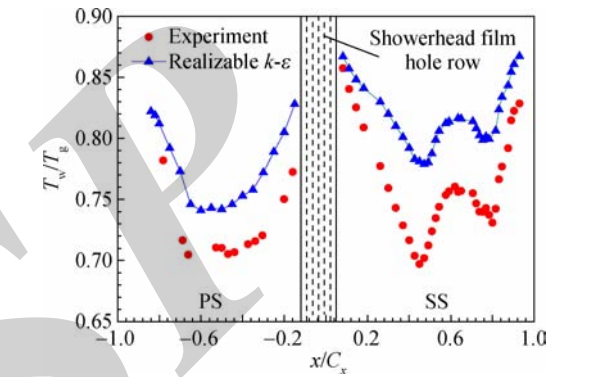


图 4 数值计算与试验结果对比
Fig. 4 Comparison between numerical and experimental results

计算时边界条件设置如下:主流入口为压力进口,绝对进气角 $\beta=17^\circ$,燃气总温为 1946 K ;次流入口为质量流量入口,各模型的冷气总流量为 0.0658 kg/s ,温度为 775 K ,各通道的冷气入口流量分配见表 1;混合气体出口为压力出口;主流通道两侧面采用周期性边界条件,叶片转速 n 的范围为 $10000\sim 13000\text{ r/min}$. 由于主次流的马赫数大于 0.3 ,因此设为可压缩理想气体,叶片材料选用美国材料与试验协会 (ASTM) 标准的 DD6 单晶,该材料的比热容(单位: $\text{J}/(\text{kg}\cdot\text{K})$)随温度的变化关系为

$$c_p = 8205.95 - 23.59T + 0.027T^2 - 1.34 \times 10^{-5}T^3 + 2.5 \times 10^{-9}T^4 \quad (1)$$

表 1 冷气入口流量
Table 1 Coolant inlet mass flow rate

Structure number	Mass flow rate/(kg/s)			
	Inlet I	Inlet II	Inlet III	Inlet IV
Structure 1	0.039 48	0.006 58	0.019 74	
Structure 2	0.032 9	0.006 58	0.006 58	0.019 74
Structure 3	0.019 74	0.023 03	0.023 03	

导热系数(单位: $W/(m \cdot K)$)随温度的变化关系为

$$\lambda = 843.15 - 2.54T + 0.003T^2 - 1.45 \times 10^{-6} T^3 + 2.71 \times 10^{-10} T^4 \quad (2)$$

2 计算结果与分析

2.1 涡轮叶片内部冷却结构的影响

图 5 是转速为 11000 r/min 时 3 种不同冷却结构的涡轮叶片表面温度分布,图中数字 1, 3, ..., 21 表示相应的等温线序号,后文同. 当叶片旋转时,结构 1 中进入通道 11 的冷气受到指向压力面的哥氏力作用向压力面积聚,导致各气膜孔排出流量差别较大. 压力面第 7 排气膜孔出流流量较大,因此第 6 和第 7 排气膜孔附近区域温度较低,冷却效果较好. 而在前缘至第 8 排气膜孔之间靠近叶根的地方出现了相对的高温,局部达到了 1300 K 以上,一方面是由于第 7 排气膜孔出流流量过大导致前缘及弦中区其余气膜孔排出流量不足,另一方面旋转时的强离心力作用使得冷气向叶尖方向积聚,导致靠近叶根的气膜孔出

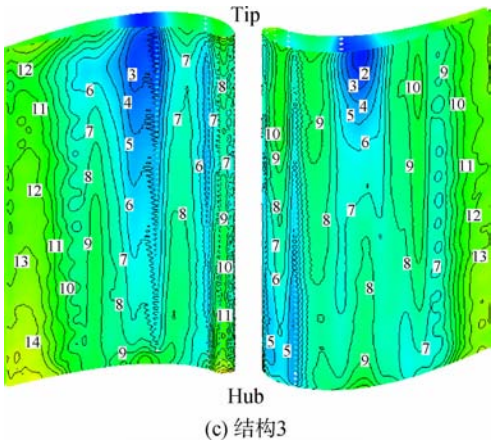


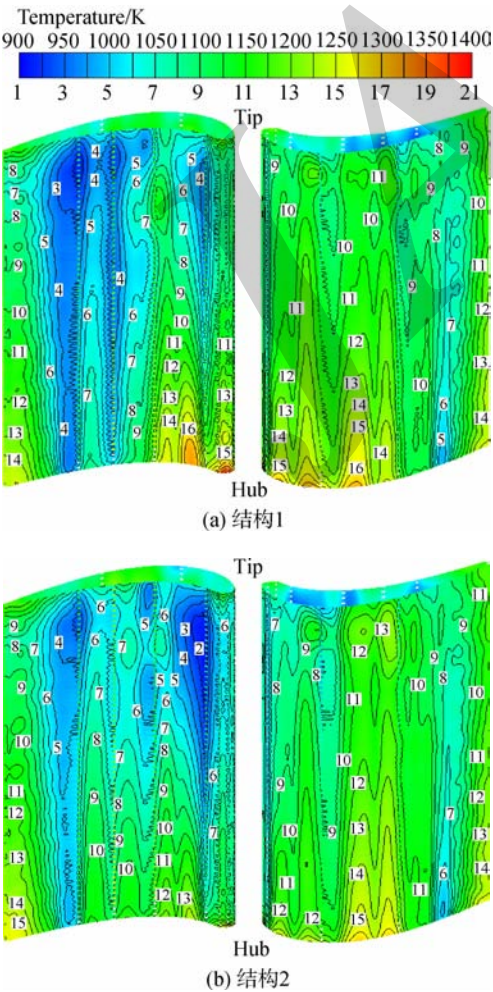
图 5 叶片表面温度分布($n=11000\text{ r/min}$)
Fig. 5 Temperature distribution on blade surface ($n=11000\text{ r/min}$)

流严重不足,因此该处局部温度较高. 由于吸力面气膜出流流量比压力面少,因此吸力面未出现局部过冷区域,整体温度高于压力面,在弦中区靠近叶根处温度同样偏高. 结构 2 改为 4 通道进气方式后,第 7 排气膜孔出流流量得到了合理控制,增加了前缘气膜出流流量,各气膜孔排出流量分配更为合理,此时叶片前缘和压力面靠近叶根处温度明显降低,局部高温区消失,吸力面除第 5 排气膜孔附近温度略有升高外,其余位置的温度都得到了一定程度的降低. 和前两者相比,结构 3 的表面温度分布较为均匀,最高温度下降到 1250 K 以下,特别是吸力面温度明显下降. 结构 3 弦中区采用内部蛇形通道后,冷气在蛇形通道中流动时所受哥氏力方向发生变化,这样能够同时强化冷气同压力侧以及吸力侧内壁面的对流换热,结合外壁面的气膜覆盖对叶片表面起到更为有效的冷却保护作用.

图 6 是 3 种不同冷却结构的叶片表面展向平均综合冷却效率(η_{av})变化曲线. 叶片的综合冷却效率定义为

$$\eta = \frac{T_{\infty} - T_w}{T_{\infty} - T_c} \quad (3)$$

式中 T_{∞} 为主流进口总温; T_c 为次流进口总温; T_w 为叶片经冷却后的表面温度,求展向平均综合冷却效率时 T_w 相应取展向平均温度. 从图中可以看出,结构 1 压力面上 $0.5 < x/C_x < 0.9$ 范围内的综合冷却效率较高,局部达到了 0.8 以上,该范围内的冷却效率要高于结构 2 和结构 3,而前缘附近及吸力面弦中的部分区域冷却效率值偏低,最低在 0.64 左右. 整体来看,结构 1 压力面冷却效率要好于吸力面,局部冷却效率差值大,低冷



却效率范围较大,叶片的整体冷却不均匀. 结构 2 通过更为合理的气膜出流分配,显著提高了前缘两侧 $x/C_x < 0.4$ 范围内的冷却效率,大大缩小了低冷区的范围,但同时吸力面上 $0.5 < x/C_x < 0.8$ 范围内的冷却效率略有降低,可能是由于进入窄通道 18 的冷气流不足削弱了对通道壁面的冲击对流换热强度. 相比之下,结构 3 内部采用蛇形通道后使得吸力面的冷却效率显著提高,整体冷却效率分布更为均匀. 由于结构 3 的尾缘内部通道采用 5 排扰流柱进行冷却,比结构 1 和结构 2 多了两排,尾缘冷却通道更长,因此尾缘冷却效率略低于结构 1 和结构 2.

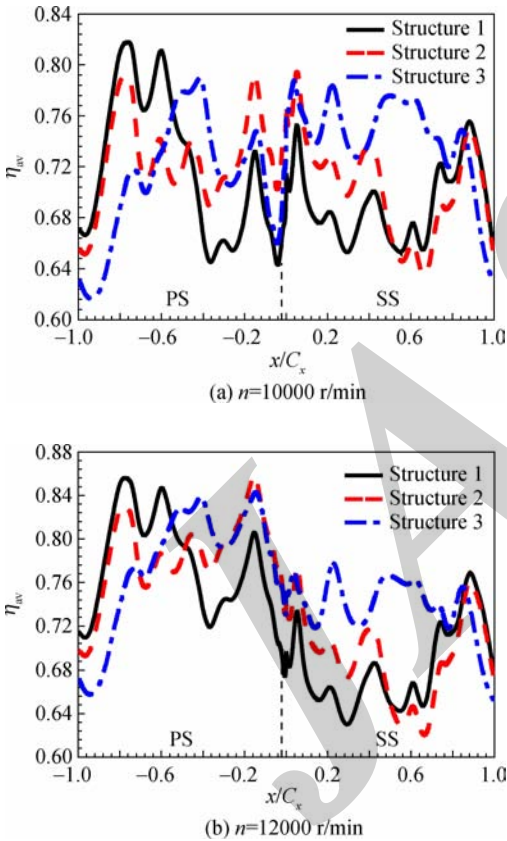


图 6 不同冷却结构的展向平均综合冷却效率
Fig. 6 Laterally averaged overall cooling effectiveness of different cooling structures

2.2 涡轮叶片表面辐射的影响

高温下叶片壁面辐射换热的影响逐渐凸显,因此有必要考虑壁面辐射换热对叶片综合冷却效果的影响. 本文采用离散坐标(DO)辐射模型模拟叶片表面的辐射换热,忽略空气辐射的影响. 图 7 是转速为 11000 r/min、叶片表面发射率 $\epsilon=1$ 时 3 种不同冷却结构的涡轮叶片表面温度分布. 对比图 5 可以发现,考虑叶片壁面辐射换热后 3 种冷

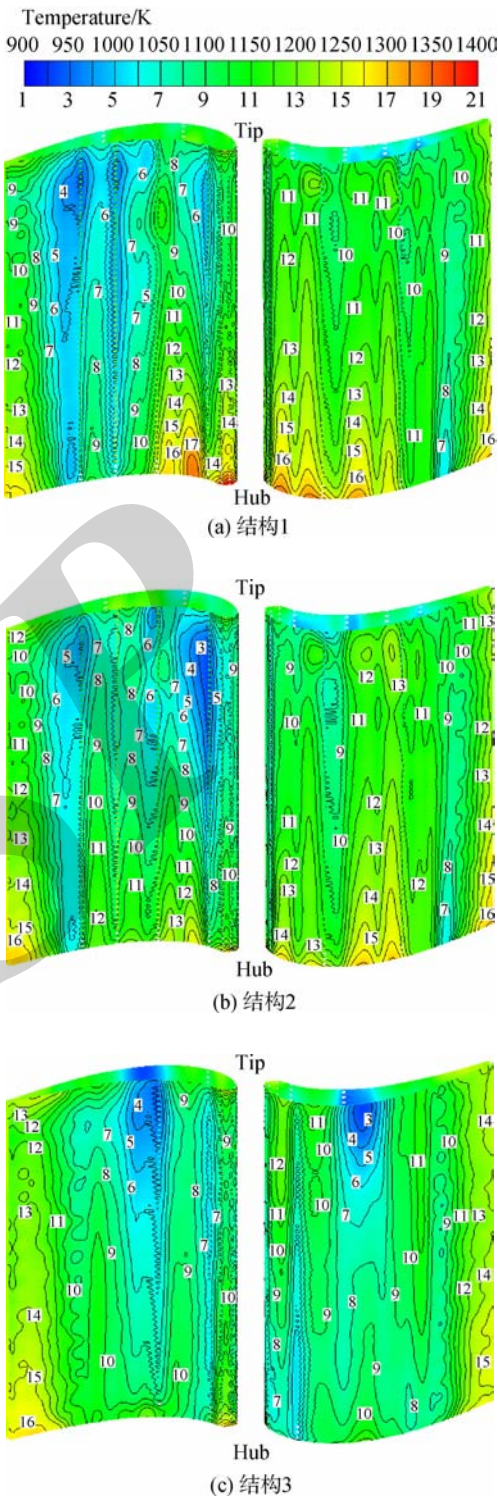


图 7 叶片表面温度分布($n=11\,000\text{ r/min}$, $\epsilon=1$)
Fig. 7 Temperature distribution on blade surface ($n=11\,000\text{ r/min}$, $\epsilon=1$)

却结构的叶片表面整体温度分布趋势与无辐射换热时相同,具体的温度值较无辐射时有不同程度的升高. 图 8 是转速为 11000 r/min 时,有/无辐射换热条件下叶片表面平均温度变化量 ΔT_{av} 分布. 有/无辐射换热时叶片表面温度变化量定义为

$$\Delta T = T_{\epsilon} - T_{\epsilon=0} \tag{4}$$

式中 $T_{\epsilon=0}$ 为无辐射时的叶片表面温度, T_{ϵ} 为考虑辐射换热后的叶片表面温度. 考虑辐射换热后结构 1 和结构 2 的表面温度变化相似. 当叶片表面发射率为 0.5 时, 在前缘靠近吸力侧的地方最高温升达到 28 K, 吸力面上一半轴向弦长位置温升最低, 整体平均温升达到 16 K 左右. 当叶片表面发射率为 1 时, 局部最高温升达到 51 K, 同样在吸力面上一半轴向弦长位置温升最低, 此时平均温升达到 28 K 左右. 结构 3 的局部最高温升与前两者大致相同, 最低温升达 15 K, 因此结构 3 的整体温升要高于前两种冷却结构, 表面发射率为 0.5 时平均温升达到 19 K 左右, 表面发射率为 1 时平均温升达到 31 K 左右. 可以看出, 壁面辐射换热会造成叶片表面温度有不同程度的升高, 表面发射率越高, 壁面辐射换热的影响也越大. 因此在进行叶片综合冷却研究过程中分析叶片表面温度时不能忽略壁面辐射换热的影响, 采用低发射率涂层是涡轮叶片热防护的有效手段之一.

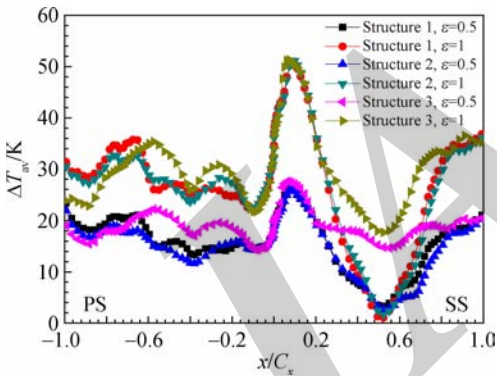


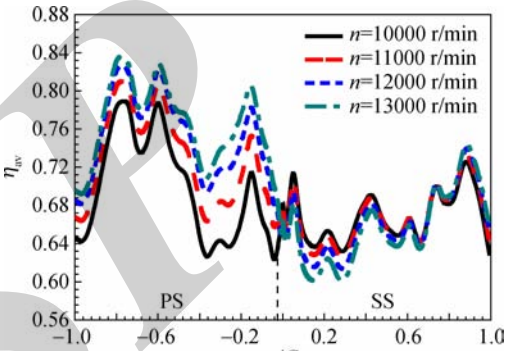
图 8 有/无辐射换热时叶片表面平均温度变化量
($n=11\,000\text{ r/min}$)

Fig. 8 Averaged temperature variation on blade surface with/without radiation heat transfer
($n=11\,000\text{ r/min}$)

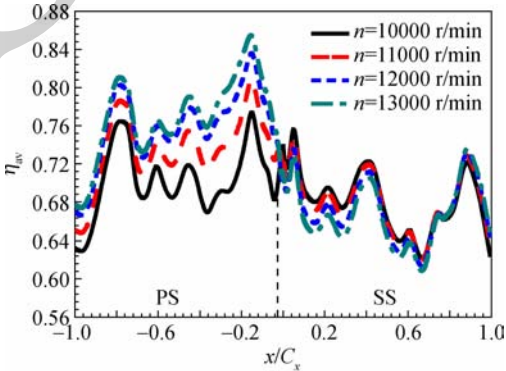
2.3 涡轮叶片转速的影响

鉴于辐射换热对叶片表面温度分布有重要影响, 因此在讨论转速对叶片冷却效果的影响时考虑了辐射换热的综合作用. 图 9 是表面发射率为 1 时不同转速下 3 种冷却结构的展向平均综合冷却效率分布. 从图中可以看到, 3 种冷却结构的压力面冷却效率均随转速的增加而升高, 整体提高幅度逐渐减小. 随着转速的增大, 结构 1 压力面上 $x/C_x < 0.4$ 范围内冷却效率提升最为显著, 局部最高能提升 15.6%, 往下游冷却效率提升幅度减

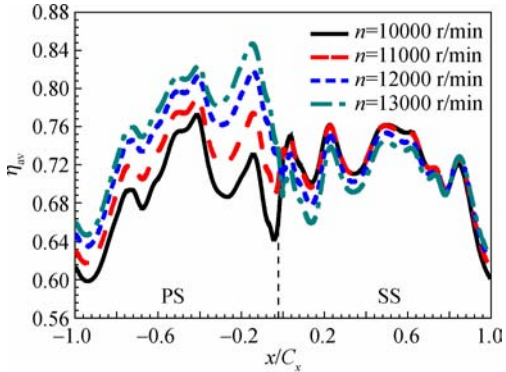
小. 结构 2 压力面冷却效率同样在 $x/C_x < 0.4$ 范围内提升幅度较大, 局部最高能提高 13.4%, 往下游冷却效率随转速变化量逐渐减小. 结构 3 压力面冷却效率随转速增加最高提升了 16.4%, 往下游转速对冷却效率的影响减弱, 最多只能提升 11%. 和压力面相比, 转速变化对吸力面冷却效率的影响不是很大, 除了局部个别位置冷却效率随转速增加略有降低外, 吸力面其余位置的冷却效率变化很小. 根据速度三角形可知, 随着转速的增加, 主流在叶片前缘的滞止点位置逐渐从压力侧往吸力侧偏移. 如图 10 所示, 随着滞止点位置的



(a) 结构1



(b) 结构2



(c) 结构3

图 9 转速对展向平均综合冷却效率的影响($\epsilon=1$)
Fig. 9 Effect of rotational speed on laterally averaged overall cooling effectiveness ($\epsilon=1$)

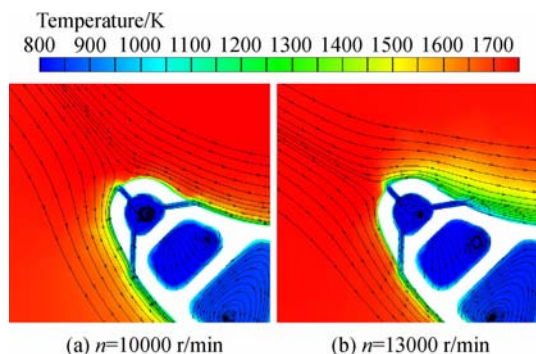


图10 滞止点随转速的偏移

Fig. 10 Deflection of stagnation point with rotational speed

变化,前缘第1排气膜出流方向由吸力侧往压力侧变化。当转速为10000 r/min时,第1排气膜出流向吸力侧偏转,当转速升高到13000 r/min时变成向压力侧偏转,同时转速增加使得前缘腔压力侧两排气膜孔出流流量增加,因此压力面上 $x/C_x < 0.4$ 范围内气膜覆盖量增加,冷却效率提升显著,往下游主要是依靠增大的哥氏力作用强化了压力侧的内部对流换热使得冷却效率有所提升。而对于吸力面,增大的哥氏力反而削弱了冷气和吸力侧内壁面的对流换热作用,因此冷却效率略有降低。

3 结论

1) 结构1旋转时前缘、压力面及吸力面各排气膜孔出流流量分配不均,出现局部温度较低和较高区域,低冷却效率范围较大;结构2通过改变进气方式,各排气膜孔出流流量分配更为合理,压力面局部高温区消失,前缘两侧 $x/C_x < 0.4$ 范围内的冷却效率提高,缩小了低冷区的范围;结构3采用内部蛇形通道冷却结构使得吸力面冷却效率显著提高,整体冷却效果最均匀;

2) 当表面发射率从0.5提高到1时,结构1和结构2的表面平均温升从16 K提高到了28 K左右,结构3表面平均温升从19 K提高到了31 K左右,叶片前缘靠近吸力侧的地方温升最明显,局部温升超过50 K,因此不能忽略壁面辐射换热对叶片综合冷却性能的影响;

3) 随着转速的增加,叶片前缘压力侧气膜出流流量增加,压力面沿程综合冷却效率提高,3种模型冷却效率局部最高分别能提升15.6%,13.4%和16.4%;而转速变化对吸力面冷却效率影响较小,除弦中区某些位置冷却效率随转速升高有所降低外,其余位置冷却效率变化不大。

参考文献:

- [1] Han J C, Wright L M. Enhanced internal cooling of turbine blades and vanes[R]. Morgantown: National Energy Technology Laboratory, 2007.
- [2] Bogard D G, Thole K A. Gas turbine film cooling[J]. Journal of Propulsion and Power, 2006, 22(2): 249-270.
- [3] Bunker R S. A review of shaped hole turbine film cooling technology[J]. Journal of Heat Transfer, 2005, 127(4): 441-453.
- [4] Dyson T E, Bogard D G, Piggush J D, et al. Overall effectiveness for a film cooled turbine blade leading edge with varying hole pitch[J]. Journal of Turbomachinery, 2013, 135(3): 031011. 1-031011. 8.
- [5] Deng H W, Gu Z P, Zhu J Q, et al. Experiments of impingement heat transfer with film extraction flow on the leading edge of rotating blades[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2012, 55(21/22): 5425-5435.
- [6] Andrei L, Carcasci C, Soghe R D, et al. Heat transfer measurements in a leading edge geometry with racetrack holes and film cooling extraction[J]. Journal of Turbomachinery, 2013, 135(3): 031020. 1-031020. 9.
- [7] 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. 1-041006. 9.
- [8] Martini P, Schulz A, Bauer H J. 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.
- [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. 1-051037. 10.
- [10] 徐虹艳, 张靖周, 谭晓茗. 涡轮叶片尾缘内冷通道旋流冷却特性[J]. 航空动力学报, 2014, 29(1): 59-66.
XU Hongyan, ZHANG Jingzhou, TAN Xiaoming. Vortex cooling performance in internal cooling channel of turbine blade trailing edge[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(1): 59-66. (in Chinese)
- [11] 郭涛, 朱惠人, 许都纯. 带90°肋和双排出流孔通道换热特性的实验[J]. 航空动力学报, 2010, 25(10): 2249-2254.
GUO Tao, ZHU Hui ren, XU Duchun. Heat transfer investigation of the channels with 90° rib turbulators and double-row bleed holes[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(10): 2249-2254. (in Chinese)
- [12] 李春林, 朱惠人, 白江涛, 等. 带肋横流通道中气膜孔位置对气膜冷却特性的影响[J]. 航空动力学报, 2012, 27(6): 1340-1346.
LI Chunlin, ZHU Hui ren, BAI Jiangtao, et al. Effect of film cooling hole entrance position on film cooling characters in the cross-flow passage with ribs[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(6): 1340-1346. (in Chinese)

[13] Cukurel B, Selcan C, Arts T. Film cooling extraction effects on the aero-thermal characteristics of rib roughened cooling channel flow [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2013, 135(2): 021016. 1-021016. 12.

[14] Nakamata C, Mimura F, Mastushita M, et al. Local cooling effectiveness distribution of an integrated impingement and pin fin cooling configuration[R]. *ASME Paper GT2007-27020*, 2007.

[15] Funazaki K, BinSalleh H. Extensive studies on internal and external heat transfer characteristics of integrated impingement cooling structure for HP turbines[R]. *ASME Paper GT2008-50202*, 2008.

[16] 李鑫, 毛军逵, 王小平, 等. 双层壳型涡轮叶片中冲击旋流换热增益效果试验[J]. *推进技术*, 2010, 31(3): 325-330.

LI Xin, MAO Junkui, WANG Xiaoping, et al. Experiments on heat transfer enhancement with vortex in a double-decker jet/film cooling structure[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2010, 31(3): 325-330. (in Chinese)

[17] Bunker R S. Gas turbine heat transfer: ten remaining hot gas path challenges[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2007, 129(2): 193-201.

[18] 董平. 航空发动机气冷涡轮叶片的气热耦合数值模拟研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2009.

DONG Ping. Research on conjugate heat transfer simulation of aero turbine engine air-cooled vane[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2009. (in Chinese)

[19] Mangani L, Cerutti M, Maritano M, et al. Conjugate heat transfer analysis of NASA C3X film cooled vane with an object-oriented CFD code [R]. *ASME Paper GT2010-23458*, 2010.

[20] Ni R H, Humber W, Fan G, et al. Conjugate heat transfer analysis of a film-cooled turbine vane[R]. *ASME Paper GT2011-45920*, 2011.

[21] 王利平. 涡轮叶片冷却结构传热性能的数值研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011.

WANG Liping. Numerical investigation on heat transfer of blade with cooling structure[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011. (in Chinese)

[22] 朱兴丹, 谭晓著, 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)

[23] Turner E R, Wilson M D, Hylton L D, and et al. Analytical and experimental evaluation of surface heat transfer distributions with leading edge showerhead film cooling [R]. *NASA-CR-174827*, 1985.

(编辑: 王碧珩)