

涡轮叶片全表面换热特性试验研究

王 瑞^{1,2}, 王 璐^{1,2}, 杨卫华²

(1. 中国航发湖南动力机械研究所, 湖南株洲 412002; 2. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘要:气冷叶片表面对流换热系数对气冷叶片设计至关重要。为了研究气冷叶片表面对流换热特性, 设计了典型气膜冷却叶片, 采用试验与数值计算相结合的方法对气冷涡轮叶片表面流动换热特性进行了对比研究, 获得了叶片表面温度场及叶栅通道内部流场分布特征。结果表明: 叶片表面的换热受叶栅流道结构的影响较大。在叶片前缘滞止点以及主流加速剧烈的位置换热较强, 加入气膜孔可以局部增强叶片表面的对流换热, 但却没有改变叶片全表面换热的变化趋势。

关键词: 涡轮叶片; 气膜冷却; 对流换热; 数值模拟; 叶栅通道; 气膜孔; 航空发动机

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2019.04.008

Study on Full Surface Heat Transfer Characteristics Test of Turbine Blade

WANG Rui^{1,2}, WANG Lu^{1,2}, YANG Wei-hua²

(1. AECC Hunan Powerplant Research Institute, Zhuzhou Hunan 412002, China;

2. College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The convective heat transfer coefficient on the surface of air-cooled blade is very important to the design of air-cooled blade. In order to study the convective heat transfer characteristics on the surface of film cooling blade, a typical film cooling blade was designed. The flow and heat transfer characteristics on the surface of air-cooled turbine blade were compared and studied by means of test and numerical calculation. The temperature field on the blade surface and the distribution characteristics of the flow field were obtained in the cascade channel. The results show that the heat transfer of the blade surface is affected by the structure of the cascade channel. The heat transfer is stronger at the stagnation point of the front edge of the blade and at the position where the mainstream acceleration is intense. The convective heat transfer on the blade surface can be locally enhanced by adding the film hole, but it does not change the changing trend of the full surface heat transfer of the blade.

Key words: turbine blade; film cooling; convective heat transfer; numerical simulation; cascade channel; film hole; aeroengine

0 引言

随着航空发动机性能的不断提高, 涡轮前燃气温度愈来愈高, 能否对涡轮叶片进行有效冷却已成为制约涡轮叶片寿命及稳定工作的关键。20 世纪 70 年代, 研究人员开始对涡轮叶片的气膜冷却特性进行研究^[1-3], 重点研究了吹风比、密度比、曲率等对气膜冷却效率的影响。Nealy 等^[4]研究了 2 种静叶在改变马赫数、雷诺数、湍流强度等参数下全表面的温度分布; Zhang 等^[5]采用压敏涂层 (Pressure Sensitive Paint, PSP) 测量技术, 获得了带有气膜孔的涡轮叶片压力面的冷却效率分布云图; Drost 等^[6]采用瞬态液晶测量技术,

获得了带有气膜孔的叶片表面的换热系数和冷却效率 2 维分布云图; 孙兆文等^[7]通过热电偶测量技术对全气膜覆盖的涡轮叶片表面进行了传热试验研究; 朱彦伟等^[8]采用 5 种湍流模型及 2 种壁面函数, 计算了 NASA-Mark II 导向叶片全表面换热并与试验数据进行对比。上述研究表明某些湍流模型的计算值只是在某个区域较为理想, 还不能找到在整个叶片表面计算结果与试验数据较为接近的湍流模型。白江涛等^[9]采用瞬态液晶技术测量了涡轮叶片全表面的换热系数和冷却效率, 发现气膜孔下游的换热系数和冷却效率都较高, 受叶栅通道涡的影响, 吸力面气膜覆盖

收稿日期: 2018-04-09 基金项目: 国家自然科学基金 (51276088) 资助

作者简介: 王瑞 (1987), 男, 高级工程师, 从事航空发动机热端部件热防护技术研究工作; E-mail: yangwh@nuaa.edu.cn

引用格式: 王瑞, 王璐, 杨卫华. 涡轮叶片全表面换热特性试验研究[J]. 航空发动机, 2019, 45(4): 42-46. WANG Rui, WANG Lu, YANG Weihua. Study on full surface heat transfer characteristics test of turbine blade[J]. Aeroengine, 2019, 45(4): 42-46.

区域收缩,压力面覆盖区域扩张,吸力面换热系数分布受气流分离和通道涡的影响。

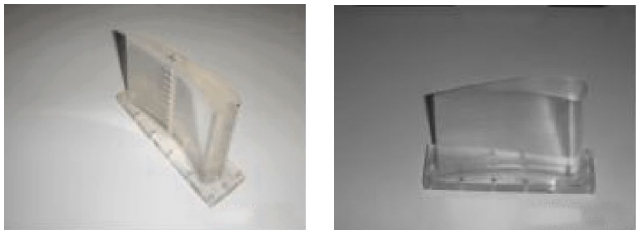
以某型涡轮叶片为模型,采用试验方法分别对该型叶片有、无气膜孔结构时的流场与温度场进行测量,分析了流动与换热特性。研究结果对深入认识涡轮叶片气膜冷却结构的流动与换热特性具有一定意义,对涡轮叶片气膜冷却结构的设计具有一定的参考价值。

1 试验件及试验段

离子图像测速技术(Particle Image Velocimetry, PIV)流场测量系统以及传热试验系统已在文献[9-10]有详细说明,本文不再赘述。

1.1 试验件

试验件分为有气膜孔和无气膜孔 2 种类型,均采用有机玻璃加工,如图 1 所示。有气膜孔的叶片试验件,其气膜孔位于叶片的前缘及中弦位置,前缘气膜孔直径为 1.5 mm,孔间距为 6 mm,开孔角度为 49°;压力面中弦气膜孔直径为 1.8 mm,孔间距为 6 mm,开孔角度为 23°。在叶片表面粘贴有厚度为 0.01 mm 的鍍铜膜,通电后在叶片表面获得均匀热流。为了使叶片表面发射率尽量接近于 1,在叶片加热膜表面喷涂 1 层黑色油漆。叶片几何参数见表 1。



(a) 有气膜孔叶片 (b) 无气膜孔叶片

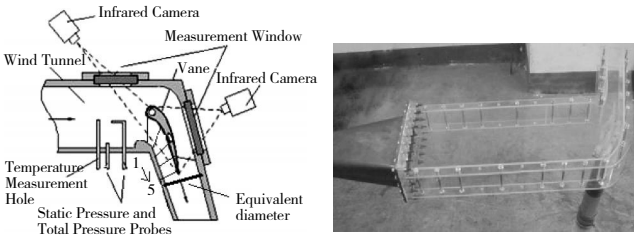
图 1 试验件 2 种类型

1.2 试验段

试验段包括传热特性试验段和 PIV 流场测量试验段,2 种试验段的几何尺寸和几何结构完全相同,均包括 2 个完整的叶栅通道和 1 个叶片。

如图 2 所示。试验段主流入口截面长 180 mm,宽 67.5 mm。为了便于 PIV 流场测量,试验段的外壳均采用透明有机玻璃。在传热试验段通道侧壁上设置装有 2 块红外玻璃的测量窗口,用于采用红外热像仪直接

读取叶片吸力面和压力面的温度。



(a) 传热特性试验段 (b) PIV 流场测量试验段

图 2 试验段

由于影响红外热像仪测量精度的因素较多^[11],为了保证测量精度,在试验开始前需对红外热像仪的测量结果进行标定。具体方法为:

(1)在加热膜中心线沿主流方向每隔 5 mm 布置 1 个 T 型热电偶,共布置 4 个;(2)将主流温度由常温逐渐加热到 70 ℃,每升温 5 ℃,待稳定后分别用热电偶和红外热像仪读取热电偶相应位置的温度;(3)将热电偶和红外热像仪的测量数据进行对比,采用最小二乘法拟合,得到红外热像仪测量数据的校正值。

在红外热像仪标定过程中,由于红外热像仪对压力面和吸力面的拍摄角度和距离有差异,所以需分别对压力面和吸力面的红外测量温度进行标定。结果分别为

吸力面 $t=1.05t_0+2.75$
压力面 $t=1.36t_0-5.8$

式中: t_0 和 t 分别为红外热像仪校正前、后的温度,℃。

2 参数定义

(1)吹风比

$$M=(\rho_2 u_2)/(\rho_\infty u_\infty) \quad (1)$$

式中: ρ_2 、 u_2 分别为次流的密度和速度; ρ_∞ 、 u_∞ 分别为主流的密度和速度。

(2)叶片表面绝热冷却效率

$$\eta=(T_\infty-T_{aw})/(T_\infty-T_2) \quad (2)$$

式中: T_∞ 和 T_2 分别为主、次流温度; T_{aw} 为绝热壁温。

(3)无气膜冷却叶片表面对流换热系数

$$h_{nf}=(q-q_r-q_c)/(T_w-T_\infty) \quad (3)$$

(4)有气膜冷却叶片表面对流换热系数

$$h_{wf}=(q-q_r-q_c)/(T_w-T_\infty) \quad (4)$$

式中: $q=(UI)/A$ 为电加热热流密度,其中 U 为加热膜两端电压, I 为加热膜电流强度, A 为加热膜面积; q_r 为热辐射损失; q_c 为通过叶片导热损失; T_w 为无气膜

冷却叶片表面温度。

(5)主流雷诺数 Re

$$Re = u \cdot d / \nu \quad (5)$$

式中: d 为叶栅通道出口当量直径; u 、 ν 分别为叶栅通道出口处主流速度和运动黏度。

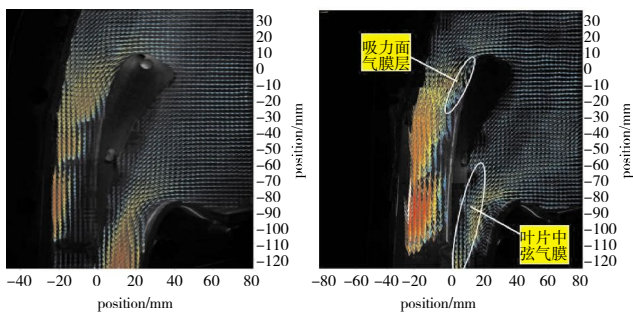
3 试验过程

本文利用 PIV 方法测量叶栅内部流场特征,采用红外热像技术测量叶片表面温度分布特征。文献[9]详细介绍了 PIV 技术测量叶栅通道中流场的方法,文献[11~15]亦详细介绍了红外热像技术测量叶片表面绝热冷却效率和对流换热系数的方法,对此本文不再赘述。

4 结果分析

4.1 流场与温度场分析

有、无冷却气流时涡轮叶片沿流向中间截面的流场分布如图3所示。从图中可见,有冷却气膜时的叶片外部流场与无气膜时的流场结构有一定的差异。具体表现在:无冷却气膜时时,在叶片压力面中弦附近贴近壁面处形成速度梯度变化很大的边界层,愈靠近叶片中弦壁面,流动速度愈小,在壁面处流动速度为零。而有气膜冷却时,由于在叶片中弦开有1排气膜孔,冷却气流经由气膜孔流出后破坏了壁面附近的边界层,从而在壁面形成流速较大的气膜层;在吸力面前缘附近,由于主流扰流叶片位于吸力面前缘,使得流体在此区域呈现与壁面分离的趋势,而当吸力面前缘有气膜冷却时,由气膜孔流出的流体在主流的压迫作用下使吸力面前缘壁面形成稳定且流速较大的气膜层,降低了流体在吸力面前缘附近分离的趋势。



(a) 无气膜流场分布

(b) 有气膜流场分布

图3 涡轮叶片中心截面流场分布

无气膜冷却时通道涡沿叶栅的演变如图4所示。从图中可见,通道涡沿流向经历了1个从无到有,从

弱到强的演变过程。在叶栅的入口位置(截面1),整个叶栅通道中没有通道涡的形成,随后沿流向在靠近叶片端部出现通道涡,且沿着流动方向一方面通道涡的强度和尺度逐渐增大,另一方面通道涡也不断向流动内部移动。

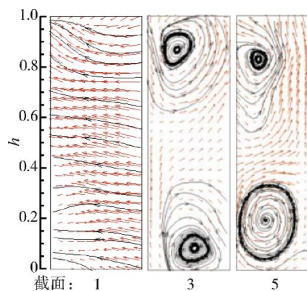


图4 无气膜冷却时叶栅通道涡分布

无气膜冷却时叶片表面温度分布如图5所示。从图中所见,由于主流在叶片驻点位置处边界层厚度最薄,主流与叶片驻点位置对流换热系数最大,使得叶片前缘驻点位置温度最低,随后,沿叶片压力面和吸力面流动方向,气流在叶片表面边界层逐渐增厚,对流换热系数逐渐降低,使得叶片表面温度逐渐升高,这种趋势不随着叶栅主流 Re 的变化而变化。

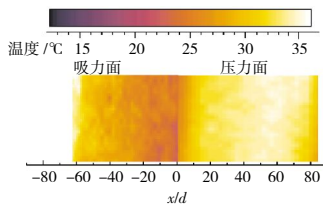
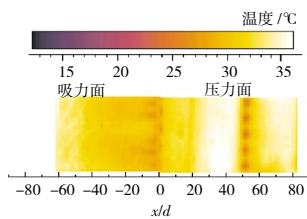
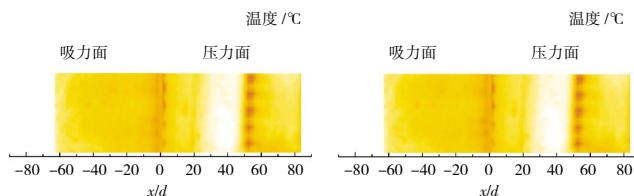


图5 无气膜冷却叶片表面温度分布

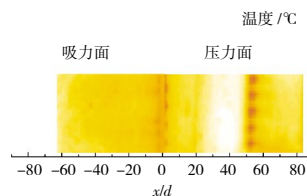
有气膜冷却时,不同吹风比对应的叶片表面温度分布如图6所示。从图中所见,在叶片的前缘区域,由于冷却气膜的存在使得此处的温度较低。对于吸力面,叶片表面温度沿叶片流向逐渐升高;对于压力面,叶片前缘在中弦气膜孔区域,叶片表面温度先逐渐升高,随后又逐渐降低,在气膜孔附近区域最低,在气膜孔下游区域,叶片表面温度逐渐升高。



(a) $M=0.8$



(b) $M=1.3$



(c) $M=1.8$

图6 有气膜冷却时不同吹风比的叶片表面温度分布

4.2 气膜冷却效率

叶栅 Re 对叶片表面绝热冷却效率的影响如图7所示。从图中所见,不同吹风比时,叶栅 Re 的变化对吸力面冷却效率的影响较小,这主要是因为叶片的

吸力面,由前缘气膜孔喷出的冷却气膜层在前缘区域就已经被主流卷吸而与主流完全掺混,对吸力面没有形成气膜冷却效果,因此主流 Re 对冷却效率影响不大。对压力面而言,主流 Re 对冷却效率有一定的影响,即在叶片压力面中弦附近区域,冷却效率随着 Re 的增大而降低,但在压力面前缘及尾缘区域, Re 对冷却效率基本没有影响。同时明显可见,冷却效率沿叶片表面变化很大。由于在叶片吸力面前缘有1排气膜孔,使得冷却效率沿吸力面呈逐渐降低的趋势。在叶片的压力面,由于气膜孔位于中弦区域,因此在压力面前缘区域冷却效率急剧降低,在接近中弦处气膜孔区域时,冷却效率又逐渐升高,在叶片出口区域最大,随后沿压力面又逐渐降低。

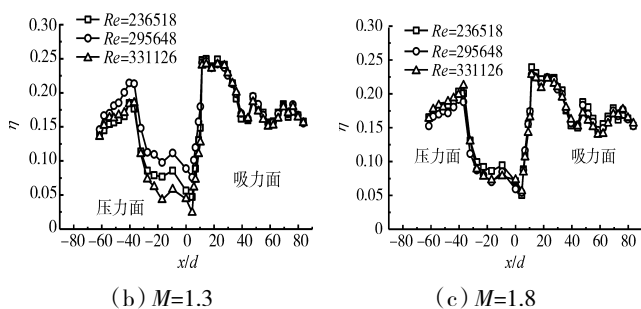


图7 叶栅不同吹风比时 Re 对冷却效率的影响

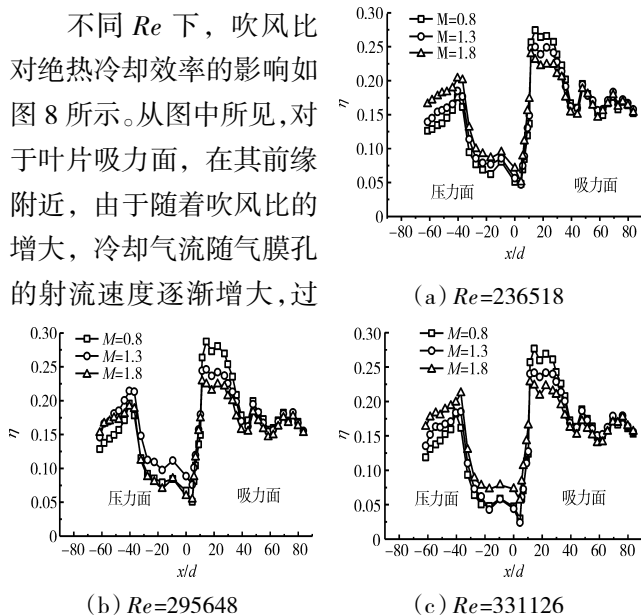


图8 不同 Re 时吹风比对叶片表面冷却效率的影响

大的射流速度使冷却气流直接进入高温主流中,并与之掺混,使吸力面前缘附近不能形成稳定的气膜层,从而使冷却效率随吹风比的增加而降低,在吸力面前缘以外的区域,吹风比对冷却效率基本没有影响。在叶片的压力面,由于其前缘附近没有气膜孔,使得此区域贴近叶片壁面的气流温度较高。随着吹风比的增大,吸力面前缘气膜孔射出的冷却气流与主流掺混愈加剧烈,流经压力面前缘附近的贴近壁面的主流温度随吹风比的增大而愈来愈低,压力面前缘区域冷却效率随吹风比的增大而提高。在压力面中弦区域,由于此处的气膜孔与主流成一定的倾斜角度,由此气膜孔射出的冷却气流更易在壁面形成贴壁气膜层,且随着吹风比的增加,气膜层愈加均匀,使得气膜冷却效率随吹风比的增加而升高。

4.3 对流换热系数

不同吹风比下主流 Re 对叶片表面对流换热系数的影响如图9所示。从图中所见,在吸力面和压力面, Re 对叶片表面对流换热系数的影响不同,主要表现在:在吸力面,对流换热系数随 Re 的减小而增大,当 $Re=331126$ 时,其对流换热系数高于其他2种主流 Re 下的对流换热系数,当 $Re=295648$ 和 236518 时,对流换热系数相差不大;在压力面,对流换热系数随 Re 的增加而增大,特别是在压力面前半部, Re 的增加强化了主流与边界层的掺混,打乱了压力面边界层,使得压力面前半部表面对流换热系数随 Re 的增大而显著升高,而在压力面尾缘区域,由于边界层在压力面后半部已经趋于稳定,主流 Re 的进一步增加对边界层的破坏作用减弱,使得叶片压力面尾缘区域对流换热系数随 Re 的增加而略显增大。

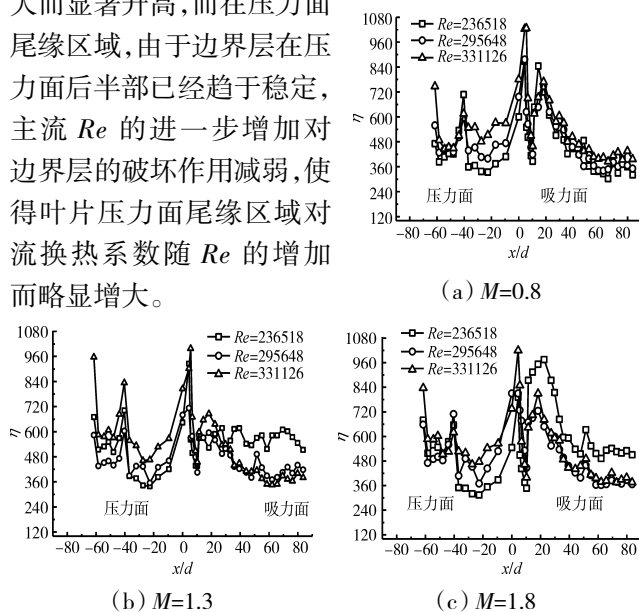


图9 不同吹风比时主流 Re 对叶片对流换热系数影响

不同 Re 下吹风比对气膜冷却对流换热系数的影响如图10所示。从图中所见,在叶片前缘区域,随

着吹风比的增大,气膜出流在壁面形成的气膜层与壁面间的扰动也逐渐增强,使得气膜层与叶片壁面间的对流换热增强,对流换热系数在叶片前缘区域随着吹风比的增加而增大。当 Re 较小时($Re=236518$),叶片吸力面对流换热系数呈现随吹风比的增大而增大的趋势。在压力面前缘至中弦气膜孔区域,吹风比的对流换热系数影响不大,但在中弦气膜孔下游区域,对流换热系数则随吹风比的增加而增大。当 Re 较大时($Re=295648, 331126$),在吸力面吹风比的对流换热系数的影响不大;但在压力面,其前缘与中弦气膜孔间,吹风比的对流换热系数影响不大,但在气膜孔下游区域,对流换热系数随吹风比的增加而增大。

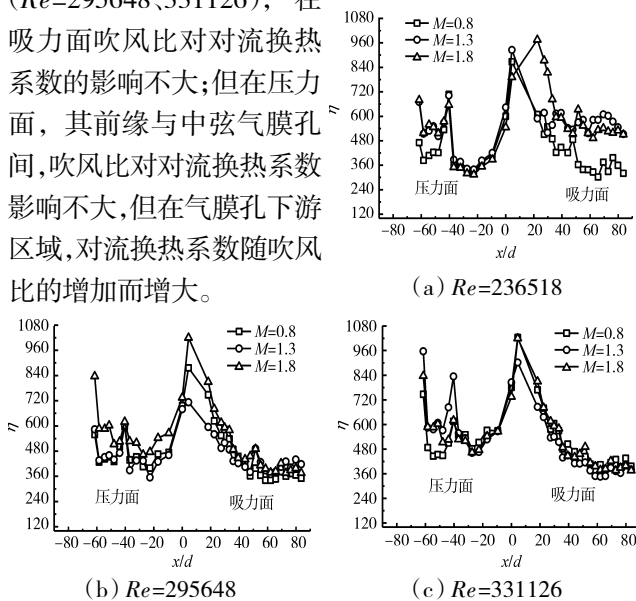


图10 不同 Re 吹风比对流换热系数的影响

5 结论

(1)在无气膜的叶片表面,叶片前缘滞止点和前缘靠近吸力面的位置是叶片表面换热较强的2个位置。换热系数整体变化规律在吸力面是由大变小,在压力面则是先减小后增大。

(2)在有气膜的叶片表面,气膜增加了叶片表面流体的扰动,所以气膜存在的地方换热均增强。但是没有影响到叶片表面整体的变化趋势。

(3)在不同吹风比下,吸力面的换热没有明显变化,而在压力面则随着吹风比的增大换热也相应增强。

参考文献:

- [1] Je C H, Sandip D, Srinath V, et al. Gas turbine heat transfer and cooling technology[R]. New York: Taylor & Francis, 2000.
- [2] Goldstein R J. Film cooling following injection through inclined circular tubes[R]. NASA/CR-1969-73612.
- [3] Ito S, Goldstein R J, Eckert E R G. Film cooling of a gas turbine blade [J]. Journal of Engineering for Power, 1977, 100(3): 476-481.
- [4] Nealy D A, Mihelc M S, Hylton L D, et al. Measurements of heat transfer distribution over the surfaces of highly loaded turbine nozzle guide vanes [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1984, 106(1): 149-158.
- [5] Zhang L, Yin J, Moon H K. The effect of compound angle on nozzle pressure side film cooling[R]. ASME 2009-GT-59141.
- [6] Drost U, Bolcs A. Investigation of detailed film cooling effectiveness and heat transfer distributions on a gas turbine airfoil [R]. ASME 1998-GT-020.
- [7] 孙兆文, 朱惠人, 周雷声, 等. 涡轮叶片表面全气膜冷却传热试验研究[J]. 汽轮机技术, 2008, 50(2): 109-112.
- [8] SUN Zhaowen, ZHU Hui ren, ZHOU Leisheng, et al. Full coverage film cooling and heat transfer investigation of turbine blade surface [J]. Turbine Technology, 2008, 50(2): 109-112. (in Chinese)
- [9] 朱彦伟, 朱惠人. 湍流模型对叶片表面换热计算的影响[J]. 航空动力学报, 2007, 22(10): 1652-1657.
- [10] ZHU Yanwei, ZHU Hui ren. Influences of turbulence models on heat transfer of guide vane surface [J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(10): 1652-1657. (in Chinese)
- [11] 杨卫华, 王立, 宋双文, 等. 冲击及分散冷却流场结构 PIV 测量[J]. 航空动力学报, 2010, 25(3): 483-487.
- [12] YANG Weihua, WANG Li, SONG Shuangwen, et al. PIV measurement of flow field for impingement-effusion cooling [J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(3): 483-487. (in Chinese)
- [13] 杨卫华, 王梅娟, 丁有红, 等. 冲击 + 同向对流 + 气膜冷却效果的试验[J]. 航空动力学报, 2010, 25(4): 729-734.
- [14] YANG Weihua, WANG Meijuan, DING Youhong, et al. Experimental study of cooling effectiveness of impingement/cocurrent convection/film cooling[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(4): 729-734. (in Chinese)
- [15] Yang W H, Liu X, Li G H. Experimental investigation on heat transfer characteristics of film cooling using parallel-inlet holes[J]. International Journal of Thermal Science, 2012, 60(1): 32-40.
- [16] 刘慧芳, 杨立. 红外热像仪的最大测温误差分析[J]. 热科学与技术, 2002, 1(2): 169-172.
- [17] LIU Huikai, YANG Li. Error analysis of temperature measurement using infrared thermography [J]. Journal of Thermal Science and Technology, 2002, 1(2): 169-172. (in Chinese)
- [18] 孙丽, 宦克为, 邸旭, 等. 距离对红外热像仪测温精度的影响及校正方法研究[J]. 长春理工大学学报, 2008, 31(1): 33-35.
- [19] SUN Li, HUAN Kewei, DI Xu, et al. Research on the influence upon accuracy of IR thermal temperature measuring in distance and correction method[J]. Journal of Changchun University of Science and Technology, 2008, 31(1): 33-35. (in Chinese)
- [20] 郭帮辉, 黄剑波, 王志, 等. 目标距离和视场角度变化对红外热像仪测量精度影响的理论分析[J]. 长春理工大学学报, 2011, 34(3): 17-19.
- [21] GUO Banghui, HUANG Jianbo, WANG Zhi, et al. Analysis of effects on the precision of temperature measurement using infrared thermal imaging system with the change of object distance and field [J]. Journal of Changchun University of Science and Technology, 2011, 34(3): 17-19. (in Chinese)
- [22] Yang W H, Shi X X, Zhang J Z. Experimental investigation on film cooling characteristics of ellipse-shaped tab [J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2017, 81: 277-290.

(编辑: 贺红井)