

不同叶片尾缘结构冷却效率的试验研究

贺宜红¹ 杨卫华² 孙瑞嘉¹ 李 维¹

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

摘要:为了研究不同叶片尾缘结构对冷却效果的影响规律,设计了3种尾缘结构,并搭建了试验台,采用红外热像仪对叶片尾缘的绝热壁温进行测量。研究表明:(1)3种尾缘结构的冷却效率沿壁面的分布有很大差异,针对试验件 I,冷却效率存在最大值,且最大值出现的位置随着吹风比的增加而逐渐远离气膜出口;(2)试验件 II 和 III 的冷却效率沿壁面均呈现逐渐降低的趋势,但降低的规律二者又不相同;(3)在相同壁面位置,试验件 III 的冷却效率最高,试验件 I 的冷却效率最低,因此可以认为,试验件 III 所示的尾缘结构更有利于对叶片尾缘的冷却。

关键词:涡轮叶片; 叶片尾缘; 气膜冷却; 冷却效率

中图分类号:V231.1 **文献标识码:**A **文章编号:**1005-2615(2012)01-0008-06

Experimental Study on Film Cooling Effectiveness of Turbine Blade Trailing Edges

He Yihong¹, Yang Weihua², Sun Ruijia¹, Li Wei¹

(1. China Aviation Powerplant Research Institute, Zhuzhou, 412002, China;

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

Abstract: In order to study the film cooling effectiveness of blade trailing edge, three kinds of trailing edges are designed, and the experimental system is built. The adiabatic cooling effectiveness of trailing edges is studied by infrared cameras. The experimental result shows that the cooling effectiveness of the three kinds of trailing edges are different. There is a max film cooling effectiveness value of the test piece I, and the point where the maximum comes is moving away from the exit when the blowing ratio increases. The film cooling effectiveness of test pieces II and III both gradually decrease along the surface of trailing edge. At the same point of the surface of trailing edge, the cooling effectiveness of test piece III is better than those of other two test pieces. Therefore the configuration of test piece III is suitable for the design of turbine blade trailing edge.

Key words: turbine blade; trailing edge; film cooling; cooling effectiveness

随着对燃气涡轮发动机的可靠性和高效性的追求,现在高性能航空燃气发动机涡轮前燃气温度已经高达2 000 K。提高涡轮前燃气温度已成为提高燃气涡轮发动机性能的重要技术途径,但是涡轮前温度提高,给发动机工作带来一系列严重的问题,对发动机热端部件的高温机械强度和热稳定性技术指标和使用寿命提出了挑战。叶片尾缘截面积

较小,热沉滞强,平均温度最高,最容易出现叶片断裂事故。因此寻找高效可靠的方法对叶片尾缘进行有效的冷却对航空发动机安全稳定地工作有着重要的意义。

针对叶片尾缘的冷却,多年来国内外的许多学者开展了研究工作。文献[1]对叶片尾缘斜劈缝下游的气膜冷却效率进行了研究,认为尾缘唇厚对尾

缘气膜冷却影响很大,而主、次流密度比以及尾缘劈缝的间隔大小对斜劈缝气膜冷却的影响较小。文献[2]研究发现,尾缘唇厚和劈缝间隔之比是尾缘半劈缝结构气膜冷却的一个关键参数,文献[3]设计了两种尾缘结构:一种是无尾缘劈缝;另一种是尾缘半劈缝结构,分别采用PIV技术和数值模拟方法对这两种结构的气动特性进行了分析。文献[4]等人对一排尺寸比例增大的亚声速叶栅研究了不同切回长度的尾缘劈缝处的气流流量表现,结果表明,压力侧面尾缘带切回长度的叶片比不带切回长度的叶片产生的气动损失要小,而且尾缘区的纵向肋长度对气动损失的影响很小。文献[5,6]采用数值模拟的方法研究了在实际发动机工作条件下叶片尾缘斜劈缝处的流动和传热。模拟发现,当尾缘唇厚 t 和劈缝间隔 s 之比为0.9时,在尾缘处会有周期性涡流脱落,这种涡流脱落导致了当尾缘唇厚 t 和劈缝间隔 s 之比大于0.9时劈缝处对流换热快速下降。文献[7]系统研究了5种不同尾缘半劈缝结构的压力系数、流量系数、冷却效率和换热系数,从影响尾缘劈缝冷却效果的多个因素入手,通过每次只改变一个参数的方式得到叶片尾缘劈缝的气膜冷却气膜覆盖区域的气膜冷却效果和换热系数的变化情况,总结出压力系数、流量系数、气膜冷却和换热系数之间的关系。文献[8]研究了3种扰流柱形状对叶片尾缘对流换热系数的影响规律。文献[9]用热色液晶测温法测量了涡轮叶片尾缘带隔板的复合通道温度场,讨论了两通道间隔板的3种不同开孔结构对换热的影响。综上所述,国内外的学者对涡轮叶片尾缘的流动与传热特性进行了较为详细的研究,本文在此基础上设计了3种尾缘结构,并对其对绝热冷却效果进行了试验研究,所得结果对叶片尾缘的设计有一定的参考价值。

1 试验系统及试验件

1.1 试验系统

本试验系统由气源、主气流管道上的槽道流量计、电加热器、二次气流管道、涡街流量计、稳压箱、试验段以及阀门等组成,其中热电偶、槽道流量计、涡街流量计的采集均通过数据采集系统完成,详见图1。

空气由气源进入空气总管道后分成两股,其中一股进入主气流管道,由槽道流量计测量出流量后进入电加热器,通过电加热器的加热,使主流的温度升高到试验所需温度,然后进入稳压箱中,在稳压箱的出口处设有一层致密的金属滤网,由稳压箱出来的平稳气流进入到试验段;另外一股流经二

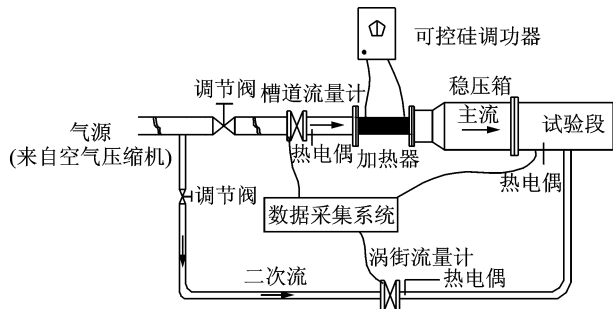
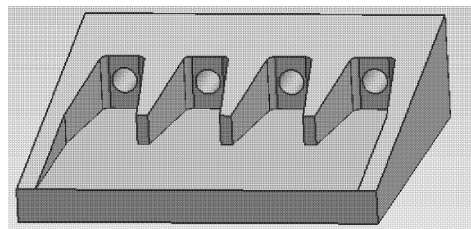


图1 试验系统示意图

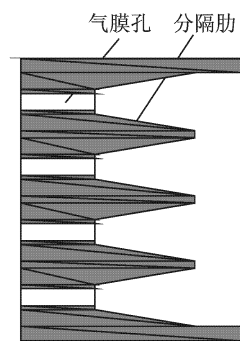
次流管道成为二次流,由位于二次流管道上涡街流量计测量出流量,然后流入试验段。

1.2 试验件及试验段

为了分析比较所设计的3种尾缘结构的绝热冷却效果,选用有机玻璃设计加工了I、II和III 3种尾缘结构试验件,如图2~4所示。试验件的几何尺寸均为原型尺寸的8倍,其中模型I尾缘的冷却气流由直径为 D 的气膜孔流出,而试验件II和III的冷却气流均由高度为 D 的气膜狭缝流出。文中为了便于分析比较,气膜孔直径和狭缝高度均用 D 代替。



(a) 模型三维示意图

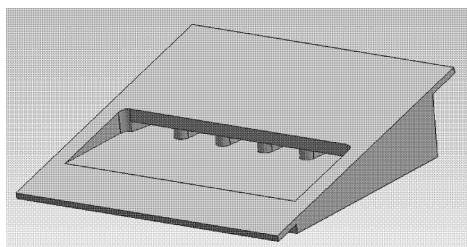


(b) 剖视图

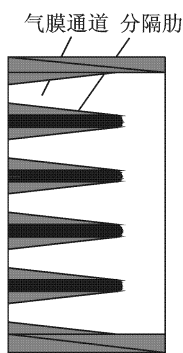
图2 试验件I模型

试验段如图5所示,主要包括冷侧外壳、基板、试验件以及热侧外壳组成。试验件通过螺栓固定在基板上。基板位于热侧外壳和冷侧外壳之间,三者通过螺栓固定起来。

试验过程中,各种流量计的精度均为1级,温度测量采用T型热电偶,其精度为 $\pm 0.1^\circ\text{C}$,试验件的加工精度为 $\pm 0.1\text{mm}$,根据式(1,2)采用误差传递公式计算得到的试验误差小于 $\pm 8\%$ 。

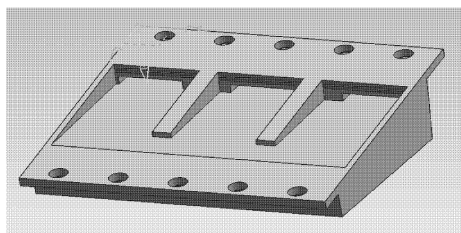


(a) 三维示意图

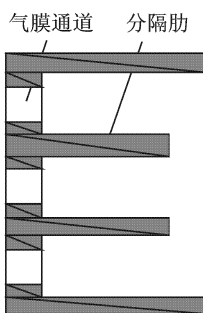


(b) 剖视图

图3 试验件 II 结构



(a) 三维示意图



(b) 剖视图

图4 试验件 III 结构

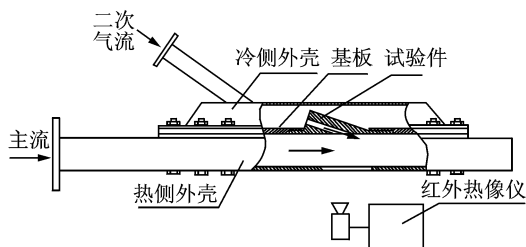


图5 试验段示意图

2 试验数据处理方法及试验过程

主流与二次冷却气流的吹风比定义为

$$M = \frac{\rho_c u_c}{\rho_\infty u_\infty} \quad (1)$$

式中: ρ_∞, u_∞ 分别为主流密度和流速; ρ_c, u_c 分别为舌片出口处冷却气流的密度与流速。

气膜冷却效率定义为

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

式中: T_∞ 为主流温度; T_{aw} 为尾缘表面绝热温度; T_c 为二次冷却气流温度。

由于采用红外热像仪测量壁面温度,因此要对红外热像仪的测量结果进行修正。为此,在做试验前首先在气膜孔板的冷侧中间位置沿流向安装 3 对镍铬-镍硅热电偶,在气膜孔板热侧喷上黑漆。随后打开主流阀门通上主流,依次将主流的温度加热到 40, 50, 60, 70, 80, 90 和 100 °C。每加热到一个温度,待稳定后用计算机进行采集各点的温度,同时用红外热像仪测量相应位置的温度。测量完毕后采用最小二乘法将热电偶的测量值与红外热像仪的测量值进行拟合,结果如下

$$t' = -29.02488 + 1.99986 \times t - 0.00629 \times t^2 \quad (3)$$

式中: t 表示试验时红外热像仪所测壁温值; t' 表示校正后的壁温值。

3 试验结果及分析

3.1 冷却效率沿尾缘的分布规律及吹风比的影响规律分析

图 6 示出了不同吹风比下试验件 I 的绝热冷却效率沿叶片尾缘的分布。图中横坐标 x 表示叶片尾缘表面距气膜孔出口的距离,在气膜出口处 $x=0$; D 为气膜孔的直径。可以看出,在相同吹风比下,冷却效率随沿着叶片尾缘呈现先增加后降低的趋势,即在同一吹风比下存在一最大值 η_{max} ,在尾缘气膜出口附近冷却效率逐渐升高,达到最大值 η_{max} 后冷却效率沿壁面急剧降低。 η_{max} 随着吹风比的增大而逐渐远离气膜出口。主要原因是:对于试验件 I,冷却空气由细小的气膜孔射流而出,在气膜出口附近尾缘表面不能形成紧贴壁面的气膜层。同时,在气膜出口下方尾缘壁面上存在一回转涡,会对高温主流产生卷吸作用而加剧高温主流对壁面的加热。以上两种情况使得此区域壁温较高,冷却效率较小。但随着流动距离的增加,冷却空气的射

流速度逐渐减小,多股射流逐渐相互融合,在尾缘表面形成冷却气膜层,且气膜层随着流动距离的增加而愈加稳定均匀,对高温主流的阻隔则愈来愈好,尾缘壁面温度逐渐降低,冷却效率逐渐升高。但随着流动距离的继续增加,在主流的强烈扰动作用下,气膜层与主流掺混加剧,气膜层逐渐被破坏,贴附于壁面的气膜层温度逐渐升高,使得尾缘壁面的温度也逐渐升高,冷却效率逐渐降低。还可以明显看出,虽然冷却效率沿尾缘的变化规律基本相同,但在不同吹风比下冷却效率沿尾缘壁面的变化规律有所不同。以 $x/D=5$ 为分界面,冷却效率沿壁面出现两个变化规律完全不同的区域。在 $x/D<5$ 的区域,在壁面相同位置,冷却效率随着吹风比的减小而逐渐增大。当吹风比 M 小于 0.7 后,冷却效率又随吹风比的减小而减小,这说明在 $x/D<5$ 的区域存在一最佳吹风比 M_{opt} , 在本试验的吹风比参数内, M_{opt} 约为 0.7。在 $x/D>5$ 的区域,冷却效率随吹风比的增大而增大。

图 7 示出了试验件 II 冷却效率随吹风比的变化规律。与试验件 I 相比,其冷却效率的变化规律较为简单,在相同的壁面位置,冷却效率随着吹风比的增大而逐渐升高,但这种升高的趋势在吹风比 $M<1.0$ 时较为明显,而当 $M>1.0$ 后冷却效率随吹风比的增加变化不大。原因主要是,随着吹风比

的增大,由气膜狭缝流出的冷却气流速度逐渐升高,在流出气膜狭缝后冷却气流掺混逐渐加强,并在主流的压迫下能够在尾缘壁面形成稳定的气膜层,且这层气膜层随着冷却气流速度的升高愈来愈稳定,从而更为有效地阻隔高温主流对尾缘壁面的对流换热,使得冷却效率逐渐升高,但当吹风比超过 1 后,壁面稳定的冷却气膜层已经不再随吹风比的升高发生较为明显的变化,因此冷却效率随吹风比变化的幅度不大。同时还可以看出,冷却效率沿尾缘呈现逐渐减小的趋势,但在 $x/D<6$ 的区域,冷却效率减小的幅度不大,但当 $x/D>6$ 后,冷却效率急剧降低。这是由于在 $x/D<6$ 的区域,尾缘表面的冷却气膜层较为稳定,主流与气膜层的掺混不大,而当 $x/D>6$ 后,由于气膜层的流速逐渐降低,气膜层的动量减小,而主流对气膜层的掺混拖拽逐渐增强,破坏了气膜层的稳定,从而使得壁面温度急剧升高,冷却效率急剧降低。

图 8 示出了试验件 III 的冷却效率随吹风比的变化规律。与试验件 II 相同,在相同的壁面位置冷却效率随吹风比的增大而升高。但与试验件 II 所不同的是,当吹风比大于 1 后,冷却效率随吹风比的变化还有较为明显的变化。同时还可以看出,冷却效率沿叶片尾缘呈现较为快速的下降。原因主要是:试验件 III 的尾缘处有多条肋,这些肋与高温主

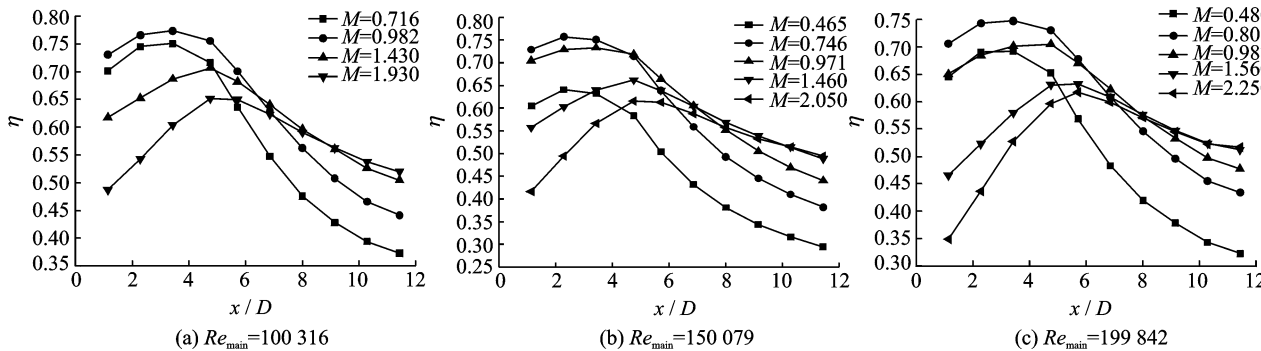


图 6 试验件 I 冷却效率沿尾缘分布

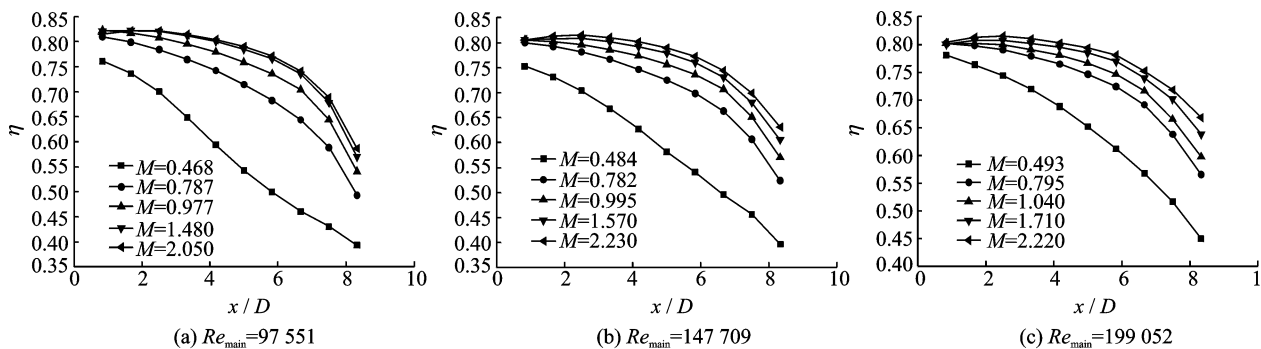


图 7 试验件 II 冷却效率沿尾缘分布

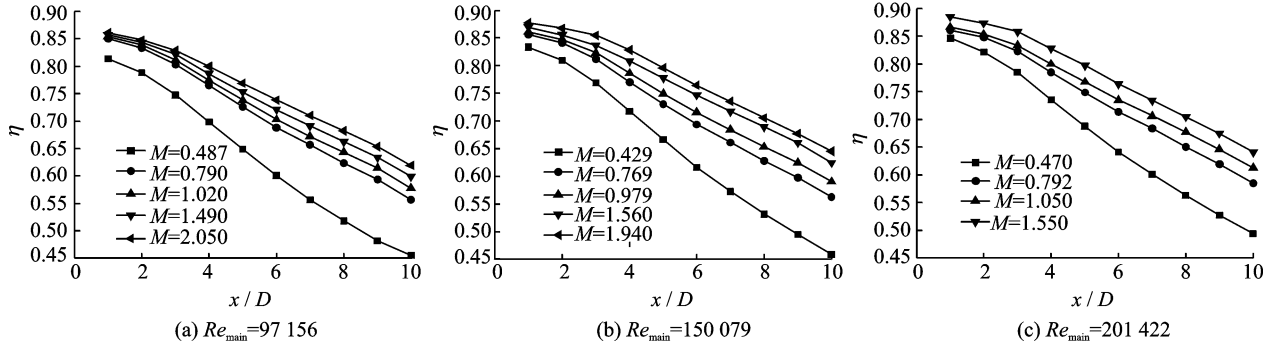


图8 试验件Ⅲ冷却效率沿尾缘分布

流直接接触产生对流换热,从而将高温主流的热量传递到尾缘壁面,使得尾缘壁面的温度升高较快,从而冷却效率降低也较大。

3.2 不同结构冷却效果的比较

图9示出了3种主流 Re 数下,3种尾缘结构冷却效率的比较。可以看出,这3种尾缘结构的冷却

效率沿尾缘壁面的变化规律不同。对于试验件Ⅰ,冷却效率是先增加后减小,存在最大值;而对试验件Ⅱ,冷却效率沿壁面开始呈现较为平缓的下降,在 $x/D > 6$ 后冷却效率才急剧下降;而对于试验件Ⅲ,冷却效率沿尾缘壁面均呈现较为平缓的降低。造成上述现象的原因已经在3.1节进行了详细的

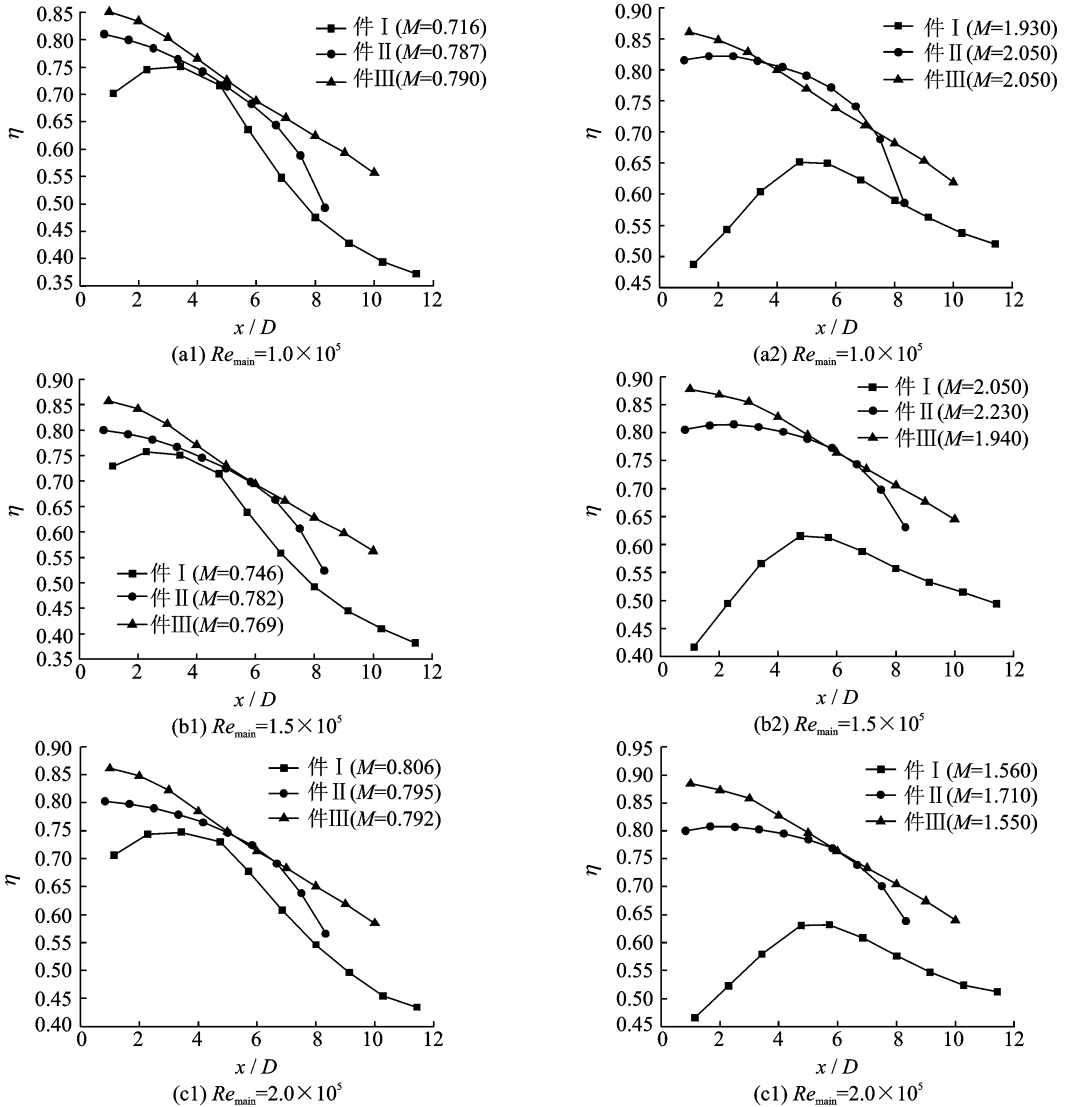


图9 3种尾缘结构冷却效率比较

分析,在此不再赘述。同时也可以明显看出,在相同的吹风比下,在相同的壁面位置,试验件Ⅲ的冷却效率最高,试验件Ⅰ的冷却效率最低。而对于试验件Ⅱ,在 $x/D < 4$ 的区域冷却效率要明显低于试验件Ⅲ,在 $4 < x/D < 7$ 的区域试验件Ⅱ的冷却效率与试验件Ⅲ的冷却效率相差不多,当 $x/D > 7$ 时,试验件Ⅱ的冷却效率又明显低于试验件Ⅲ,但不管何种情况下,试验件Ⅱ和Ⅲ的冷却效率均远远大于试验件Ⅰ,这种情况随着吹风比的增大而愈加明显。这说明,对于试验件Ⅰ、Ⅱ和Ⅲ而言,试验件Ⅲ的尾缘结构要明显好于其他两种,最差的就是试验件Ⅰ。因此在设计尾缘结构时,要尽量选用试验件Ⅲ的尾缘结构而避免采用试验件Ⅰ的尾缘结构。

4 结 论

通过上升对3种结构的叶片尾缘冷却效果分析,得出如下结论:

(1) 对于试验件Ⅰ所示的尾缘结构,在相同吹风比下冷却效率沿壁面存在一最大值 η_{\max} ,此值随着吹风比的增加而逐渐远离气膜出口;冷却效率随吹风比的变化规律在不同的尾缘壁面有不同的规律。当 $x/D < 5$ 时,吹风比存在一最佳吹风比 $M_{\text{opt}} \approx 0.7$;当吹风比在大于 M_{opt} 的范围内变化时,随着吹风比的减小冷却效率增大;当吹风比在小于 M_{opt} 的范围内变化时,冷却效率随着吹风比的减小而减小;当 $x/D > 5$ 时,冷却效率均随着吹风比的增大而增大。

(2) 对于试验件Ⅱ和Ⅲ,冷却效率均随着吹风比的增大而逐渐升高,但当吹风比超过1后,试验件Ⅱ的冷却效率随吹风比的变化不甚明显。对于试验件Ⅱ,当 $x/D < 6$ 时,冷却效率沿壁面呈现较为平缓的降低;当 $x/D > 6$ 时,冷却效率沿壁面急剧降低;对于试验件Ⅲ,冷却效率沿壁面一直呈现较为平缓的降低。

(3) 试验件Ⅲ的冷却效果要明显好于其他两种试验件。

参考文献:

[1] Taslim M E, Spring S D, Mehlman B P. Experimental investigation of film cooling effectiveness for slots of various exits geometries[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 1992, 6(2): 302-307.

[2] Sivasegaram S, Whitelaw J H. Film cooling slots: the importance of lip thickness and injection angle [J]. Journal of Mechanical Engineering Science, 1969, 11(1): 22-27.

[3] Uzol O, Camci C. Aerodynamic loss characteristics of a turbine blade with trailing edge coolant ejection: Part 2—External aerodynamics, total pressure losses, and predictions[J]. Journal of Turbomachinery, 2001, 123(2): 249-257.

[4] Uzol O, Camci C, Glezer B. Aerodynamic loss characteristics of a turbine blade with trailing edge coolant ejection: Part 1—Effect of cutback length, spanwise rib spacing, free-stream Reynolds number, and chordwise rib length on discharge coefficients [J]. Journal of Turbomachinery, 2001, 123(2): 238-248.

[5] Holloway D S, Leylek J H, Buck F A. Pressure side bleed film cooling: Part 2—Unsteady framework for experimental and computational results[R]. American Society of Mechanical Engineers, GT-2002-30472, 2002.

[6] Holloway D S, Leylek J H, Buck F A. Pressure side bleed film cooling: Part 1—Steady framework for experimental and computational results[R]. American Society of Mechanical Engineers, GT-2002-30471, 2002.

[7] 王掩刚, 梅运焕, 刘波. 计算涡轮叶片尾缘对开缝喷气的数值方法[J]. 推进技术, 2002, 23(4): 315-317. Wang Yangang, Mei Yunhuan, Liu Bo. Numerical approach for turbine blade with trailing edge ejection [J]. Journal of Propulsion Technology, 2002, 23(4): 315-317.

[8] 宋双文, 胡好生, 杨卫华, 等. 扰流柱对叶片尾缘对流换热特性的影响[J]. 航空动力学报, 2007, 22(10): 1604-1608. Song Shuangwen, Hu Haosheng, Yang Weihua, et al. Influence of pin fin on the convective heat transfer characteristics of turbine blade trailing edge [J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(10): 1604-1608.

[9] 周志强, 朱惠人. 涡轮叶片尾缘半劈缝冷却结构压力系数的实验研究[J]. 机械设计与制造, 2005(8): 116-118. Zhou Zhiqiang, Zhu Huiren. Pressure coefficient measurements of turbine blade trailing edge slots [J]. Machinery Design & Manufacture, 2005(8): 116-118.