

气膜孔布局对前缘气膜冷却效率影响的实验^{*}

李广超, 朱惠人, 白江涛, 许都纯

(西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072)

摘 要: 针对叶片前缘结构的特点, 建立了前缘气膜冷却实验台, 实验模型由半圆柱面和两个平板组成, 在距离滞止线 2倍气膜孔直径距离位置布置了 1排气膜孔。主流在前缘的湍流度为 8%, 二次流和主流密度比为 1.5, 动量比变化范围为 0.5~4。分析了在不同动量比下气膜孔间距和径向角变化对径向平均气膜冷却效率的影响。径向角分别为 0°, 45°, 65°, 孔间距与孔径的比分别为 2, 3, 4。研究表明, 随着孔间距的增加, 径向平均冷却效率逐渐降低。径向角对径向平均冷却效率的影响非常复杂。

关键词: 涡轮叶片, 叶片前缘⁺, 薄膜冷却, 冷却效率, 实验

中图分类号: V231.1 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2008) 02-0153-05

Experimental investigation of film cooling effectiveness on leading edge with various geometries

LI Guang-chao, ZHU Hui-ren, BAI Jiang-tao, XU Du-chun

(School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical Univ., Xi'an 710072, China)

Abstract Film cooling effectiveness on leading edge with one row of holes were measured. The model was blunt body with a half cylinder leading edge and two flat plates. One row of holes was located at 2 hole diameters from the stagnation line. Foreign gas injection was used to obtain a density ratio of approximately 1.5. High turbulence intensity was produced by a passive grid. The ratio of hole pitch to hole diameter is 2, 3, 4, respectively. Radial angle is 0°, 45°, 65°, respectively. The effect of hole pitch and radial angles on film cooling effectiveness was studied. The results indicate that film cooling effectiveness decreased with increasing hole pitch on both leading edge and flat plate. Radial angle has sophisticated influence on the film cooling effectiveness. Film cooling effectiveness decreases with increasing radial angle in the case of low momentum flux ratio ($I = 0.5$) and film cooling effectiveness varies weakly in the case of other momentum flux ratios on the half cylinder leading edge. Film cooling effectiveness decreases with increasing radial angle on the flat plate in the case of all the momentum flux ratios.

Key words Turbine blade; Leading edge⁺; Film cooling; Cooling effectiveness; Experimentation

1 引 言

在现代高性能航空发动机中, 为了提高发动机的热效率, 涡轮入口温度已经远高于叶片材料的熔点, 因此必须采用有效的冷却措施对叶片进行冷却。特别是导向叶片前缘区域, 由于直接受到燃烧室高温燃气的冲击, 工作环境更为恶劣。对叶片前缘多采用内部冲击强化对流换热和外部气膜冷却相结合的冷却方式。国内外针对前缘的气膜冷却研究很多, 文献

[1~4]研究了前缘有两排孔的气膜冷却情况下的换热系数和冷却效率, 这些文献都是针对一种实验模型来研究不同的二次流流量下换热系数和冷却效率的分布。文献[5]研究了湍流参数对椭圆柱面和圆柱面的换热影响。文献[6]虽然研究了孔排布局对冷却效率的影响, 但是气膜孔本身的几何参数并没有变化。在同一排气膜孔上, 不同的气膜孔几何布局会显著地改变气膜孔内尤其是孔出口处的流动从而影响冷却效率的分布和大小。所以, 研究气膜孔布局对冷

^{*} 收稿日期: 2007-01-08 修订日期: 2007-07-17。

作者简介: 李广超 (1979—), 男, 博士生, 研究领域为航空发动机热端部件传热与冷却技术。

E-mail: ligc706@yahoo.com.cn

却效率的影响非常重要。由于真实的发动机中二次流与主流的密度比并不是 1, 主流的湍流度也较高, 本文在研究气膜孔布局对冷却效率影响时, 二次流采用二氧化碳来实现 1.5 的密度比。文献 [7] 利用理论分析和实验测量证实了利用异性气体来模拟密度比的正确性。在实验模型上游放入方形栅格来产生较高的湍流度。本文详细地测量了气膜孔布局对有一排气膜孔叶片前缘的冷却效率。

2 实验装置及数据处理方法

2.1 实验装置

本文采用半圆柱面模拟叶片的前缘 (图 1), 圆柱直径 D 为 75 mm, 半圆柱后面连接长度为 500 mm 的平板。为了减少流动损失, 尾部连接长轴为 1 000 mm, 短轴为 75 mm 的椭圆柱面。与滞止线 2 倍气膜孔直径的位置开有 1 排 7 个气膜孔, 几何参数定义如图 2 所示, 径向角为孔轴线和壁面法线之间的夹角, 径向指气膜孔轴线与来流速度的夹角为 90° , 孔间距为相邻两个气膜孔轴线的空间距离。详细的几何测量参数如表 1 所示。气膜孔与主流方向夹角为 90° 。圆柱面厚度 t 与气膜孔直径比为 3。前缘柱面直径 D 与气膜孔直径比为 10, 气膜孔的位置设计成可以拆卸的, 以便测量不同的气膜孔布局参数对冷却效率的

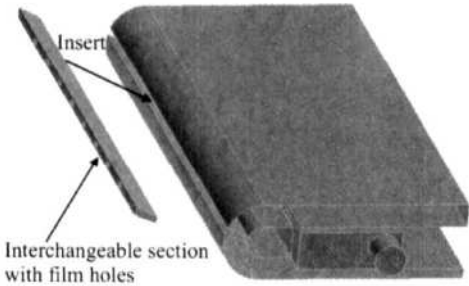


Fig. 1 Sketch of leading edge with interchangeable section

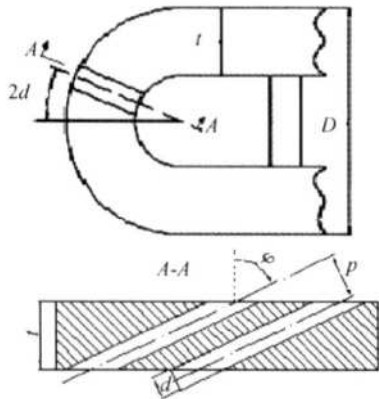


Fig. 2 Definition of hole geometry

影响。实验件用有机玻璃制成。在气膜孔下游贴有 4 条厚度为 0.04 mm 的钢带, 每条钢带长 490 mm, 宽 60 mm, 每两条钢带间有 2 mm 的间距, 保证相邻的两条钢带只在端部连接。热电偶布置在钢带下面, 共 11 排, 每排 12 个, 用来测量实验件表面温度, 热电偶的位置如图 3 所示。详细的风洞系统如图 4 所示, 主流来流速度用探针测量, 为 10 m/s 在前缘滞止线上游 240 mm 位置放置了方形栅格来产生较高的主流湍流度, 栅格由 6 mm × 6 mm 的铝条制成, 网格大小为 20 mm × 20 mm, 湍流度用热线测量, 热线响应频率为 2000 在前缘滞止线处的湍流度大约为 8%。二次流用二氧化碳实现 1.5 的密度比, 二氧化碳用 6 个并联的气瓶供气, 根据前缘压力分布计算出气膜孔处的主流当地速度, 根据当地速度计算出在不同的动量比下 7 个气膜孔需要的二次流流量, 流量用浮子流量计测量。二次流加热, 即测量的冷却效率实际上是加热效率。

Table 1 Geometry parameters of test model

P/d	2	3	4
Radial angle	0°	45°	65°

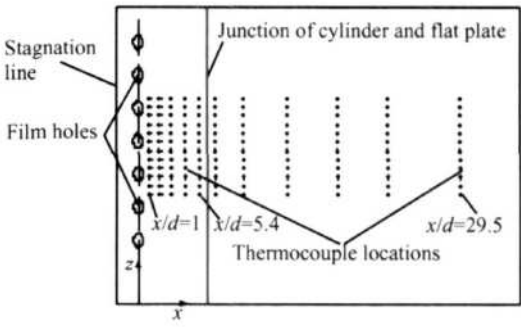


Fig. 3 Distribution of thermocouples on the surface

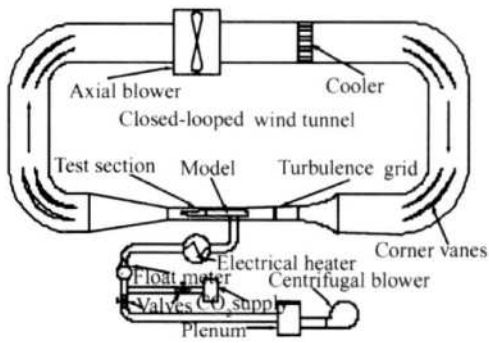


Fig. 4 Sketch of tunnel system

2.2 数据处理方法

冷却效率的定义为

$$\eta = (T_g - T_{aw}) / (T_g - T_c) \tag{1}$$

式中 T_g 为主流温度, T_c 为二次流的温度, T_{aw} 为主流和二次流的掺混温度, 也称作绝热壁温, 在具体测量时, 将式 (1) 等价转化为下式进行测量计算

$$\eta = \frac{t_w - T_\infty}{t_c - t_\infty} + \frac{q_r - q_c}{h(t_c - t_\infty)} \quad (2)$$

换热系数的定义为

$$h = \frac{q_h}{t_w - t_{aw}} \quad (3)$$

式中 q_h 为对流换热量, q_r 是底板测量表面由于热辐射所造成热损失, q_c 是通过底板所造成的热传导损失, t_w 为壁面温度。 q_r 和 q_c 均可按传热学基本原理进行测量计算。测量换热系数时, 刚带加热, 主流和二次流保持相同的温度, 此时主流的温度 (二次流温度) 即为绝热壁温, 根据加热量和测量的壁面温度可以计算换热系数。

动量比定义为 $I = \rho_c u_c^2 / \rho u^2$, 密度比定义为 $r = \rho_c / \rho$ 其中 ρ 为主流密度, ρ_c 为二次流密度, u 为主流当地速度, u_c 为气膜孔内平均速度, 坐标原点位于气膜孔的中心, x 为气膜孔下游方向曲面距离。在处理数据时, 将径向 10 个测点的冷却效率值做算术平均处理, 即

$$\eta = \frac{1}{10} \sum_{i=1}^{10} \eta_i \quad (4)$$

式中 i 为每排热电偶沿着径向的编号。冷却效率的不确定度为 10%。

3 实验结果与讨论

3.1 孔间距对冷却效率的影响

气膜孔间距的变化实际上是改变了单位面积的开孔率。相同动量比下, 孔间距的增加使单位面积上获得的冷气减少, 这会显著地影响冷气在壁面的覆盖面积, 同时, 孔间距的变化会改变二次流的横向相对扩散范围, 这也会改变冷却效率的大小和分布。所以研究孔间距变化对冷却效率的影响, 使冷气更加有效地覆盖在壁面上, 对于工程设计具有非常重要的意义。

3.1.1 柱面上的冷却效率

从图 5 可以看出, 动量比为 0.5 时, 在相同的 x/d 位置, 随着孔间距的增加, 冷却效率显著地减小。这是由于小动量比时, 二次流的流量少, 径向扩散范围有限, 二次流无法覆盖到整个壁面上, 随着孔间距的增加, 二次流的覆盖面积与整个需要冷却的壁面面

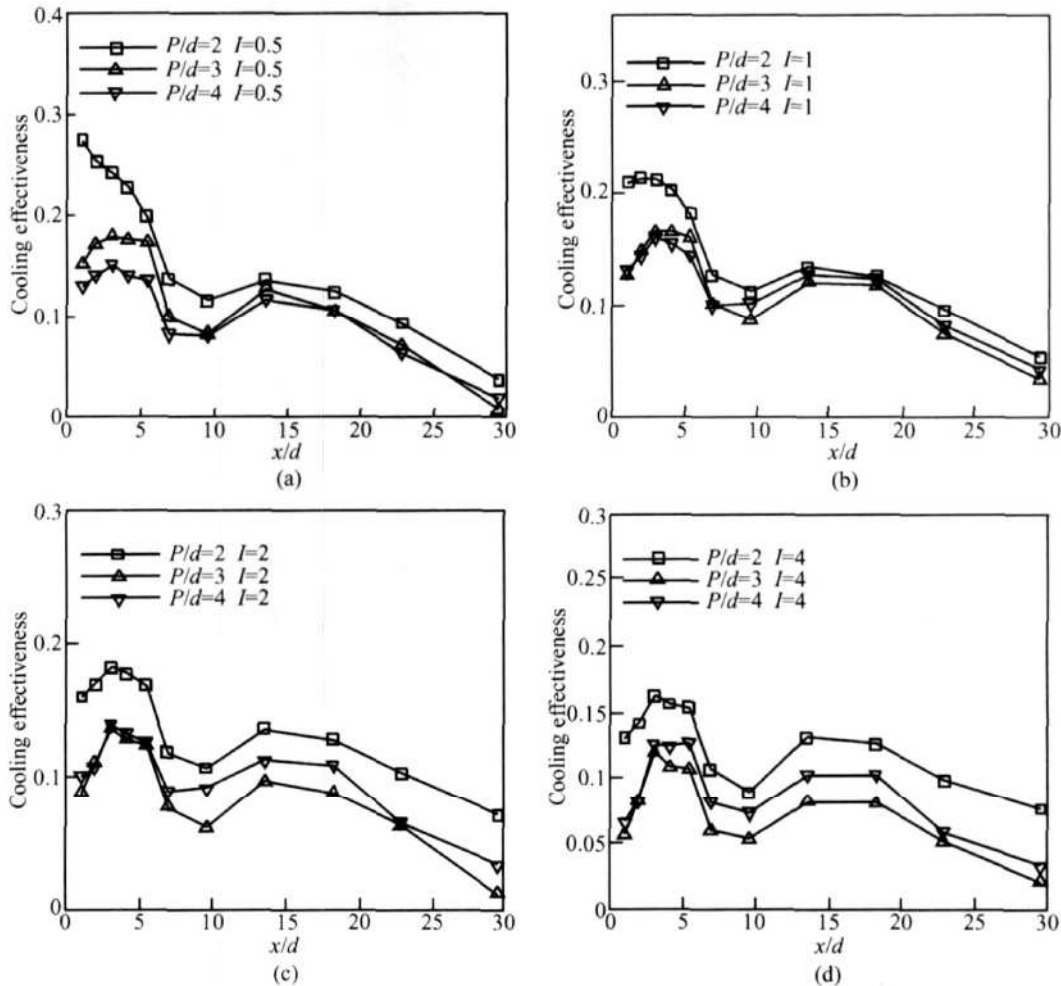


Fig 5 Effect of hole pitch on film cooling effectiveness

积比值减小,所以表现出随着孔间距的增加,径向平均冷却效率减少。同时也可以看出,动量比为 0.5 时, $P/d=2$ 的冷却效率沿着孔下游方向是递减的,而孔间距为 3 和 4 时的冷却效率在 $1 < x/d < 3$ 的范围是逐渐升高,而后略有下降。这是由于 P/d 为 2 时,从相邻气膜孔喷出的两股二次流在孔下游附近很快汇合,从实验结果看,在本文测量的 $x/d=1$ 的位置,两股气流已经汇合,随着向下游的流动,二次流逐渐地被主流稀释,冷却效率下降。 P/d 为 3 和 4 时,从相邻气膜孔喷出的气流由于孔间距较大而在孔下游较远位置汇合,从实验数据看,汇合点大约在 $x/d=3$ 的位置。从 $x/d=1$ 到 $x/d=3$ 的位置,二次流的径向扩散使在壁面的覆盖范围逐渐增加,所以平均冷却效率逐渐增加。在 $x/d > 3$ 的位置,二次流逐渐被主流稀释而表现出冷却效率减小。

动量比为 1, 2, 4 时, P/d 为 3 和 4 的冷却效率比较接近,而 P/d 为 2 的冷却效率要高一些。这是由于 P/d 为 2 时冷气不仅在壁面的有效覆盖面积大,而且覆盖层也较厚,较厚的冷气层会有效地使主流和二次流隔离。 P/d 为 3 和 4 时,需要覆盖的壁面面积增加,所以冷却效率降低。从实验数据可以看出, P/d 为 3 和 4 时的冷却效率上升段是一致的,这说明 P/d 为 3 和 4 时,从相邻两个气膜孔喷出的气流汇合点基本是同一个位置。

3.1.2 平板上的冷却效率 ($x/d > 5.8$)

在平板上,孔间距对冷却效率的影响和在柱面上对冷却效率的影响类似,不同的是, P/d 从 3 增加到 4 冷却效率有所减小。这是由于在平板上,二次流和主流的掺混已经趋于平缓,冷却效率的大小主要与冷气量和需要冷却的壁面面积有关,孔间距的增加只是增加了需要冷却的壁面面积,即单位面积上的冷气量减少,所以冷却效率随着孔间距的增加而减小。

从图 5 还可以看出,在前缘柱面和平板相交位置的下游 ($6 < x/d < 10$),冷却效率存在一个波谷区。这是因为在该区域边界层发生了分离,使冷气不能很好地帖服在壁面上,所以冷却效率较低。当 $x/d > 14$ 时,分离流动消失,冷气开始在壁面附近和主流发生掺混,所以冷却效率逐渐降低。

3.2 径向角对冷却效率的影响

叶片前缘结构特点为凸面,气流的加速度大,并且边界层很薄,二次流从气膜孔喷出后容易穿透边界层,使冷气喷入主流核心区而减弱冷却效果。为了使冷气更好地覆盖在壁面上,气膜孔通常和法线方向有

个夹角,以减小二次流在壁面法向方向的动量。由于孔间距定义为相邻两个气膜孔轴线的垂直距离,这就导致了在相同的孔间距下,径向角的增加不但减小了法向动量(增加了径向动量)使二次流更好地覆盖在壁面上,而且还增加了相邻两个气膜孔在壁面上的距离使需要覆盖的壁面面积增加。也就是说,径向角的增加一方面有使冷却效率增加的趋势,另一方面有使冷却效率减小的趋势。

3.2.1 柱面上的冷却效率

从图 6 可以看出,当动量比为 0.5 时,随着径角 α 的增加,冷却效率有所减小。这是由于无论在何种径向角下,小动量比 ($I=0.5$) 都能使冷气较好的帖服在壁面上,冷气都会得到充分的利用,而在相同的孔间距下,径向角的增加使需要冷却的壁面面积增加,所以,冷却效率随着径向角的增加而减小。动量比为 1, 2, 4 时,径向角为 0° 的冷却效率都低于径向角为 45° 和 65° 的冷却效率。这是由于前缘的边界层非常薄,径向角为 0° 时,壁面法线方向的动量较大使冷气很容易穿透边界层进入主流核心区,冷气得不到有效的利用,所以冷却效率较低。

不同的径向角下,冷却效率沿着孔下游方向的分布有所不同。如图 6(a) 所示,动量比为 0.5 时,径向角为 0° 的气膜冷却效率沿着流动方向是逐渐降低的,这是因为相邻两个气膜孔在壁面的距离较小,二次流从不同的气膜孔喷出后很快汇合,而汇合后和冷气的掺混使冷气温度逐渐升高,冷却效率逐渐降低。径向角为 45° 和 65° 时,冷却效率在孔下游存在一个明显的上升段,这是因为二次流从不同的气膜孔喷出后汇合点向着孔下游方向推移,从气膜孔到汇合点,由于冷气覆盖的壁面面积逐渐增加而使冷却效率逐渐升高。

动量比为 1, 2 和 4 时,在 3 种径向角下,冷却效率在孔下游附近都存在一个上升段,这是由于此时从气膜孔喷出的二次流动量本身非常大,径向角的增加并不能消除二次流穿透边界层进入主流核心区而后再附着在壁面上的流动过程。在再附着点的上游,冷却效率会逐渐升高,在再附着点的下游,冷却效率逐渐降低。

3.2.2 平板上的冷却效率

随着径向角的增加,冷却效率逐渐降低。这是由于在平板上的二次流和主流的掺混已经趋于平稳,径向角的增加实际上增加了相邻两个气膜孔在壁面上的距离,使需要冷却的面积增加,而冷气量又是一定

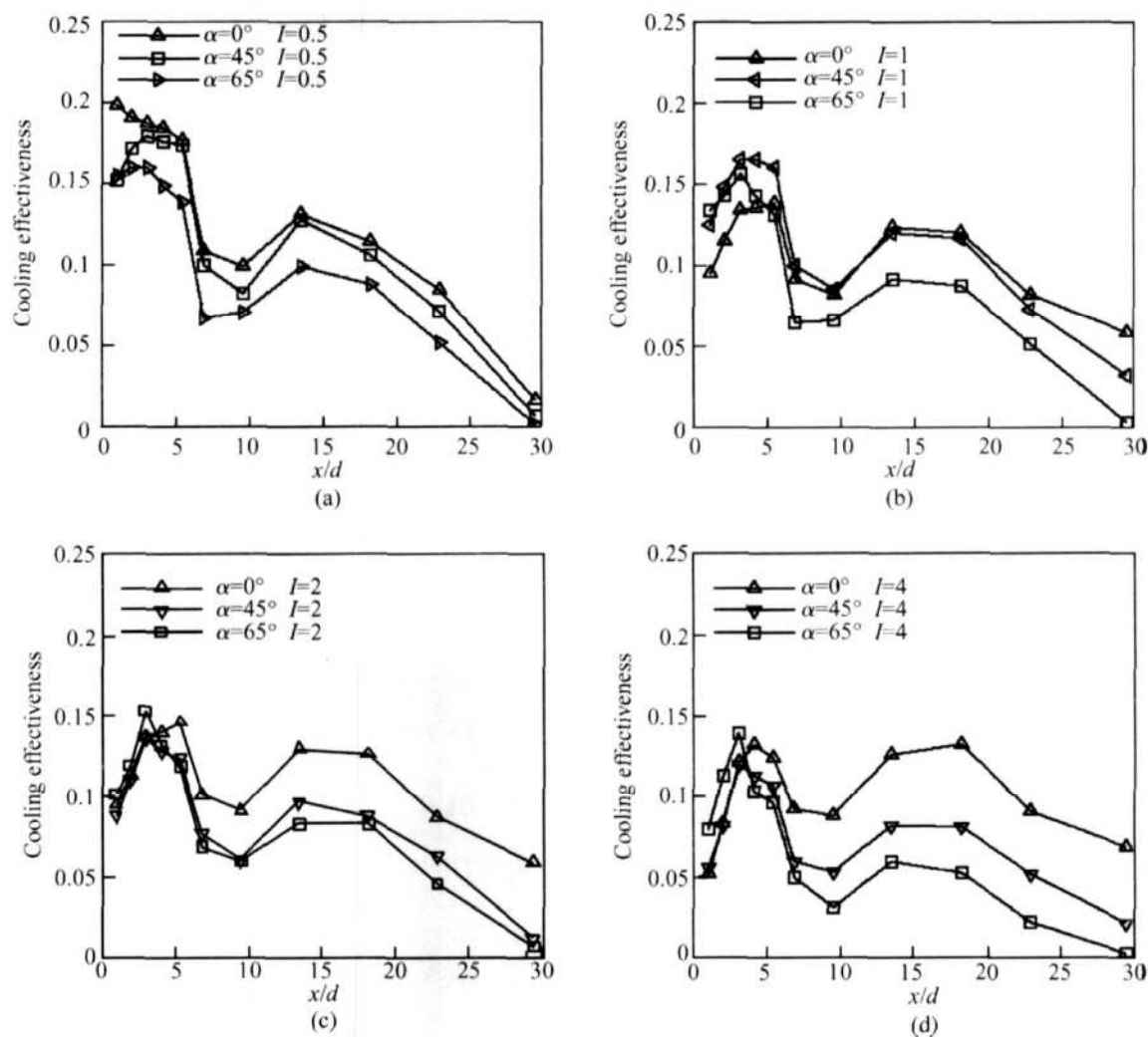


Fig 6 Effect of radial angle on film cooling effectiveness

的,这就使单位面积上获得的冷气减小,所以冷却效率降低。

4 结 论

本文通过实验研究了带单排气膜孔叶片前缘的气膜冷却效率,重点分析了孔间距和径向角变化对冷却效率的影响,得到的结论如下:

(1)在相同的 x/d 位置,随着孔间距的增加,冷却效率逐渐降低。

(2)在前缘柱面上,径向角对冷却效率的影响非常复杂。

(3)平板上相同的 x/d 位置,随着径向角的增加,冷却效率逐渐降低。

致 谢: 本项研究在 Rolls-Royce 公司资助下完成,在此表示感谢。

参考文献:

[1] Mehendale A B, Han J C. Influence of high mainstream turbulence on leading edge film cooling heat transfer [R]. ASME 90-GT-9.

[2] Ou S, Rivier R B. Leading edge film cooling heat transfer with high free stream turbulence using a transient liquid crystal image method [J]. *Journal of Heat and Fluid Flow*, 2001, 22: 614~623.

[3] York William D, Leylek James H. Leading-edge film-cooling physics Part I: Adiabatic effectiveness [R]. ASME 2002-GT-30166.

[4] York William D, Leylek James H. Leading-edge film-cooling physics Part II: Heat transfer coefficients [R]. ASME 2002-GT-30167.

[5] Van G J, Simoneau R J, Chen C Y. Influence of turbulence parameters: Reynolds number and body shape on stagnation-region heat transfer [J]. *Journal of Heat Transfer*, 1995, 117: 597~603.

[6] 朱惠人, 许都纯, 郭 涛, 等. 孔排布局对叶片前缘气膜冷却的影响 [J]. *航空学报*, 2000, 21(5).

[7] Jones T V. Theory for the use of foreign gas in simulating film cooling [J]. *Journal of Heat and Fluid Flow*, 1999, 20: 349~354.