

文章编号: 1000-8055(2008)02-0215-06

气动参数对前缘气膜冷却效率影响的实验

李广超, 朱惠人, 廖乃冰, 许都纯
(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 针对叶片前缘结构特点, 建立了前缘气膜冷却实验台, 实验模型由带气膜孔的半圆柱面和平板组成. 密度比为 1 和 1.5, 动量比变化范围为 0.5~4, 湍流度为 0.4% 和 8%. 结果表明, 随着动量比的增加, 冷却效率减小. 在低动量比下, 湍流度的提高使径向平均冷却效率降低. 随着动量比的增加, 湍流度对径向平均冷却效率的影响减弱. 低动量比下, 密度比的增加使径向平均冷却效率减小; 高动量比下, 密度比的增加使径向平均冷却效率增大.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 涡轮叶片; 气膜冷却; 冷却效率; 实验

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

Influence of aerodynamic parameters on film cooling effectiveness on the vane leading edge

LI Guangchao, ZHU Huiren, LIAO Naibing, XU Duchen
(School of Power and Energy,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Film cooling effectiveness on the leading edge with one row of holes is studied experimentally. The model was a blunt body with a half cylinder leading edge and two flat plates. One row of holes was located at the place 2 hole pitches from the stagnation line. Foreign gas injection was used to obtain a density of approximately 1.5. High turbulence intensity was produced by a passive grid. Momentum ratios varied from 0.5 to 4. The result indicates that film cooling effectiveness decreases with increasing momentum ratio. Spanwise averaged film cooling effectiveness is reduced by high mainstream turbulence intensity with momentum ratio of 0.5 and the mainstream turbulence effect is diminished with increased momentum ratio. Film cooling effectiveness along the film cooling hole is significantly reduced by high mainstream turbulence level. Spanwise averaged film cooling effectiveness decreases in the case of low momentum flux ratio and spanwise averaged film cooling effectiveness increase in the case of high momentum flux ratio because of foreign gas injection.

Key words: aerospace propulsion system; turbine blade; film cooling;
film cooling effectiveness; experiment

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

收稿日期: 2007-01-05; 修订日期: 2007-03-27

作者简介: 李广超(1979)男, 辽宁铁岭人, 博士生, 主要从事航空发动机热端部件传热与冷却技术的研究.

气膜冷却情况下的换热系数和冷却效率, 这些文献中二次流和主流密度比都为 1, 获得的结论是二次流流量和湍流度的增加都使冷却效率减小, 使换热系数增加, 而密度比对气膜冷却的影响在公开发表的文章中却不多见. 由于实际发动机中冷气和燃气密度比大于 1, 所以研究密度比对气膜冷却特性的影响能够使实验结果更加贴近发动机内的真实情况. 文献[5]利用理论分析和实验测量都证实了利用异性气体来模拟密度比的正确性. 本文采用二氧化碳作为二次流气体, 获得的密度比大约为 1.5. 由于从发动机燃烧室流出的燃气湍流度非常高, 高的湍流度会强化主流和二次流的掺混, 所以研究主流湍流度变化对冷却特性的影响非常重要. 本文详细地测量了在不同的主流湍流度、二次流和主流密度比以及动量比下, 叶片前缘有 1 排气膜孔的冷却效率.

1 实验装置及数据处理方法

1.1 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 L 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. 前缘与滞止线 2 倍气膜孔直径位置开有 1 排 7 个气膜孔, 气膜孔的径向角 α (壁面法线和孔轴线的夹角) 为 65° , 气膜孔与主流方向呈 90° 角, 孔间距 p (相邻两个气膜孔轴线的距离) 与气膜孔直径 d 的比为 3. 圆柱面厚度 t 与气膜孔直径的比为 3. 前缘柱面直径 D 与气膜孔直径的比为 10. 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. 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. 详细的风洞系统如图 2 所示, 主流来流速度用探针测量, 大约为 10 m/s, 二次流流量用浮子流量计测量. 在前缘滞止线上游 240 mm 的位置安装了湍流发生栅格, 栅格由 6 mm $\times$ 6 mm 的铝条制成, 网格大小为 20 mm $\times$ 20 mm. 湍流度用热线风速仪测量, 热线响应频率为 2 000. 测量结果表明, 不安装湍流发生栅格时, 在前缘位置的湍流度大约为 0.4%, 安装湍流发生栅格时, 在前缘位置的湍流度大约为 8%. 二次流用二氧化碳产生大约为 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. 测量冷却效率时, 二次流加热, 即测量的冷却效率实际上是加热效率.

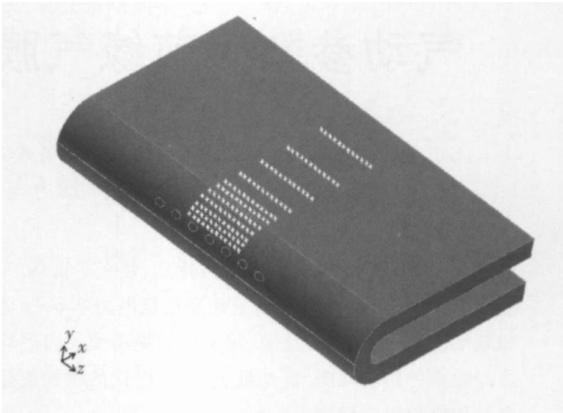


图 1 带气膜孔的前缘实验件简图
Fig. 1 Sketch of the leading edge with film holes

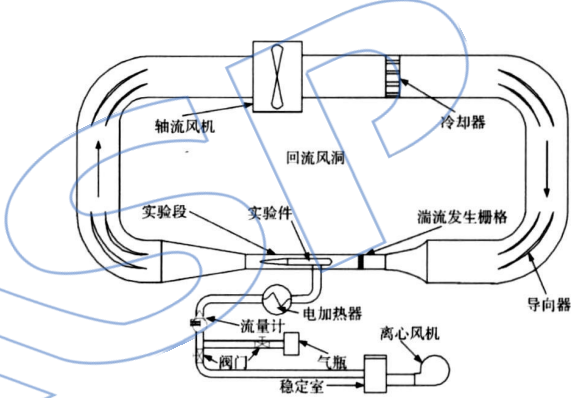


图 2 风洞系统简图
Fig. 2 Sketch of wind tunnel system

1.2 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, 壁面绝热时为壁面温度. 严格意义上壁面在实验中很难达到绝热条件, 故可将公式(1)等价转化为下式进行测量计算

$$\eta = \frac{t_w - t_\infty}{t_c - t_\infty} + \frac{q_r - q_c}{h(t_c - t_\infty)} \tag{2}$$
式中 q_r 为底板测量表面由于热辐射所造成热损失, q_c 为通过底板所造成热传导损失. q_r 和 q_c 均可按传热学基本原理进行测量计算.

换热系数的定义为

$$h = \frac{q_h}{t_w - t_{aw}} \tag{3}$$
式中 q_h 为对流换热热量.
动量比定义为 $I = \rho_{uc} u_c^2 / \rho_u u^2$, 密度比定义为 $dr = \rho_c / \rho$, 吹风比定义为 $br = \rho_{uc} u_c / \rho_u u$, 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, μ 为空气的运动粘性系数. 坐标原点位于气膜孔的中心, x 为气膜孔下游方向向曲面距离, 实验结果处理成冷却效率随 x/d 的变化. 本文的实验工况如表 1 所示. 冷却效率的不确定度为 10%.

表 1 气动参数测量范围

Table1 Aerodynamic parameter of test

dr		$Tu/\%$		I			
1.0	1.5	0.4	8	0.5	1	2	4

2 实验结果和分析

冷却效率所反映的是二次流从气膜孔喷出后在壁面贴附的情况. 其值越高, 贴附情况越好. 航空发动机涡轮叶片前缘通常是半圆, 该结构特点决定了在前缘滞止线附近气膜孔和主流方向的夹角必须要大些, 通常为 90° , 这就导致了二次流从气膜孔喷出后在壁面的贴附情况较差, 冷气不能得到充分利用, 同时, 由于主流的冲击作用, 主流边界层非常薄, 二次流很容易穿透边界层进入主流核心区而减弱二次流的冷却效果, 所以对叶片前缘区进行冷却时, 必须详细地设计几何结构和冷气量才能达到较好的冷却效果.

2.1 动量比对冷却效率的影响

2.1.1 动量比对径向平均冷却效率的影响

动量比的大小代表了二次流穿透主流边界层的能力, 其值越大, 穿透能力越强. 进入主流核心区的冷气越多, 冷气的利用率就越小. 由于前缘气膜孔的内外压比较小(大约为 1.05), 主流燃气很容易倒灌入气膜孔内. 避免燃气倒灌的主要途径是提供偏大的二次流流量, 这又导致了前缘位置的动量比较大, 造成冷气浪费, 所以研究动量比变化对冷却效率的影响对于工程设计非常重要.

从图 3 可以看出, 随着动量比的增加, 在相同的 x/d 位置, 径向平均冷却效率基本呈下降的趋势. 这是由于前缘位置的主流边界层非常薄, 随着动量比的增加, 二次流穿透边界层进入主流核心区的流量增加, 使在壁面附近的冷气量减小, 文献 [6] 研究了涡轮叶片型面不同区域喷出量(进入主流核心区的流量)随吹风比的变化, 得到的结论是, 在前缘位置, 喷出比要明显地高于其它区域, 也就是说, 前缘位置的冷气量越大, 冷气利用率越低.

在前缘柱面上, 动量比为 0.5 和 1 时, 沿着孔

下游方向, 径向平均冷却效率逐渐下降, 这是由于二次流从气膜孔喷出后贴附在壁面上的流量较大, 随着向下游的流动, 在壁面附近的二次流逐渐地被主流稀释, 冷气温逐渐上升; 动量比为 2 和 4 时, 沿着孔下游方向, 径向平均冷却效率先增加, 后减少, 最大值发生在 $x/d=3$ 位置, 这是由于二次流从气膜孔喷出后, 冲进主流核心区的流量较大, 进入主流核心区的流量会发生再附着流动, 在再附着点上游, 由于二次流向径向的扩散使径向平均冷却效率表现出上升的趋势.

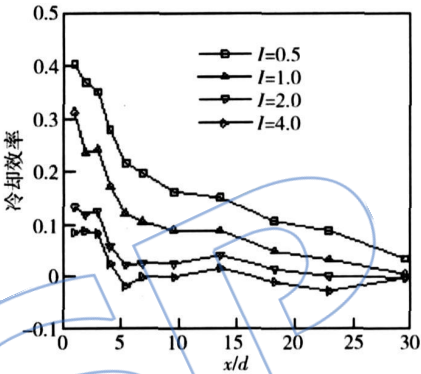


图 3 横向平均气膜冷却效率分布
($p/d=3$, 径向角 = 65° , $Tu=0.4\%$)

Fig. 3 Spanwise averaged cooling effectiveness distribution

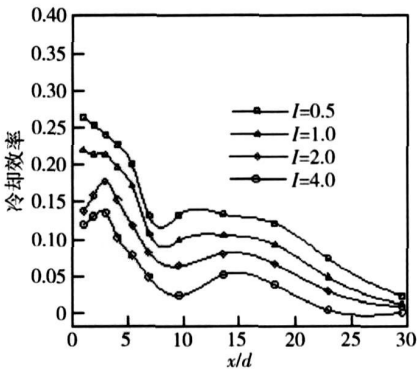


图 4 孔中心下游气膜冷却效率分布
($dr=1.0$, $Tu=0.4\%$)

Fig. 4 Cooling effectiveness distribution along film cooling hole centerline

在 $x/d=10$ 的位置, 径向平均冷却效率出现了最小值, 这是由于在半圆柱面和平板相接位置附近发生边界层分离, 二次流在壁面的贴附效果很差. 对圆管附近的流动研究已表明, 从滞止线转过 80° 时就已经发生了边界层分离. 在 $x/d=14$ 的位置, 分离流动消失, 径向平均冷却效率有所回

升. 在 $x/d > 14$ 的位置, 二次流逐渐地被主流稀释使径向平均冷却效率下降. 在 $x/d = 30$ 的位置, 径向平均冷却效率接近 0, 这个位置应该理解为前缘单排孔气膜孔冷却时冷气达到的最远距离.

2.1.2 动量比对孔中心线冷却效率的影响

对比图 3 和图 4 可以看出, 孔中心线的冷却效率分布规律和径向平均冷却效率分布规律类似, 在数值上, 动量比为 0.5 时, 孔中心线的冷却效率明显地大于平均冷却效率, 这是由于此时冷气主要在孔中心线随着主流向前流动, 向径向扩散的冷气较少. 随着动量比的增加, 孔中心线的冷却效率降低的速度要大于径向平均冷却效率降低的速度. 当动量比为 4 时, 孔中心线的冷却效率已经低于径向平均冷却效率.

2.2 密度比对冷却效率的影响

2.2.1 密度比对平均冷却效率的影响

在实际的发动机中, 冷却工质和主流燃气相

比, 压力高, 温度低, 这就造成了冷却工质的密度高于燃气的密度. 如图 5 所示, 在低动量比下, 密度比的增加使径向平均冷却效率减少; 在高动量比下, 密度比的增加使径向平均冷却效率增加. 这是由于径向平均冷却效率不仅受到二次流在壁面的帖服情况影响, 同时也受到二次流向径向扩散情况的影响. 低动量比下, 二次流的速度非常低, 此时二次流在主流中向径向的扩散效果对径向平均冷却效率的影响显著, 密度比小的二次流扩散能力较强, 二次流在径向的覆盖范围更广, 所以径向平均冷却效率较高. 高动量比下, 冷气在壁面的帖服受速度比的影响显著, 密度大的二次流气体速度小, 此时二次流在壁面的帖服效果要好, 导致径向平均冷却效率较高.

2.2.2 密度比对孔中心线冷却效率的影响

如图 6 所示, 在低湍流度下, 密度比的变化对孔中心线的冷却效率影响较小, 在高湍流度下, 密度比的增加使冷却效率略有减小.

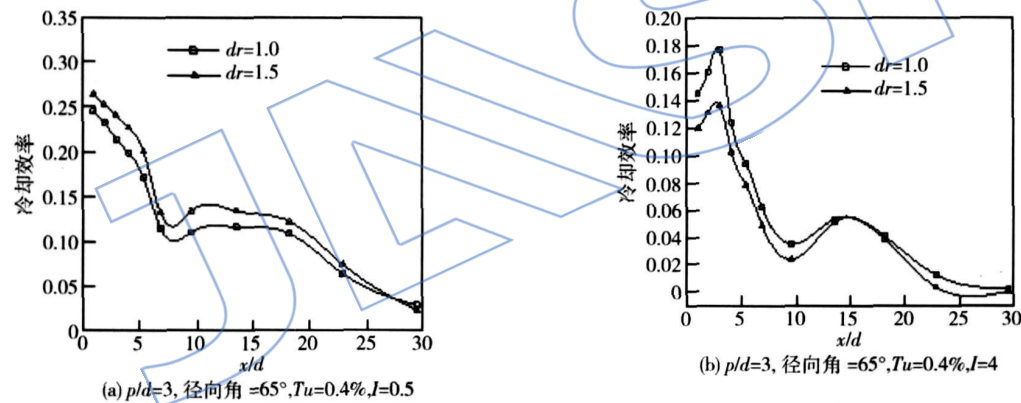


图 5 密度比对横向平均气膜冷却效率的影响

Fig. 5 Effect of density ratio on spanwise averaged cooling effectiveness

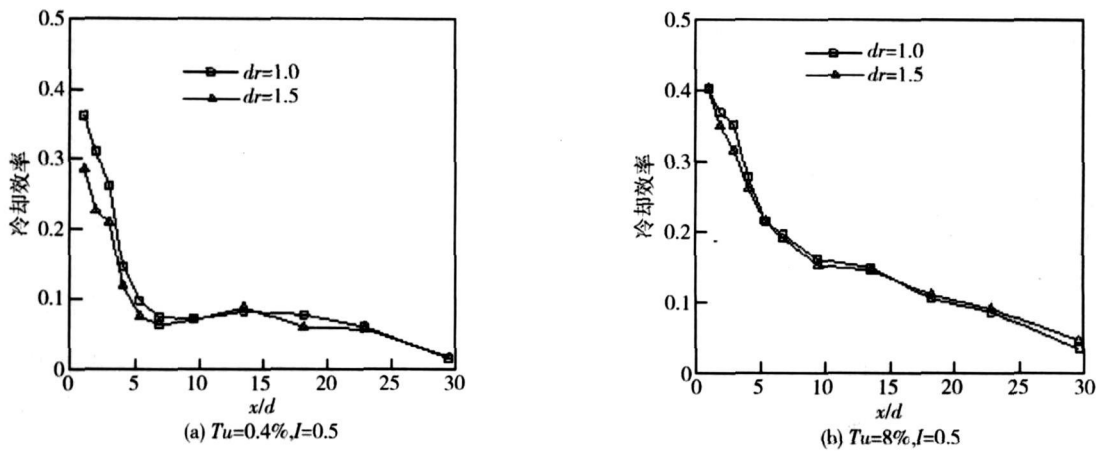


图 6 密度比对孔中心下游气膜冷却效率的影响

Fig. 6 Effect of density ratio on cooling effectiveness along film cooling hole

2.3 湍流度对冷却效率的影响

2.3.1 湍流度对径向平均冷却效率的影响

如图 7(a) 所示, 动量比为 0.5 时, 湍流度增加使径向平均冷却效率降低, 这是由于高湍流度下, 主流和二次流的掺混加剧, 二次流更容易被稀释. 随着动量比增加, 湍流度对径向平均冷却效率的影响逐渐减少. 图 7(b) 给出了动量比为 2 时, 湍流度对径向平均冷却效率的影响, 在半圆柱和平板相接的位置的下游($6 < x/d < 10$), 湍流度的增加使径向平均冷却效率有所减少, 在前缘和平板后部, 两者非常接近, 这是由于随着动量比的增加, 壁面附近的湍流度受主流和二次流掺混影响加剧, 主流来流湍流度对壁面附近的湍流度影响减弱.

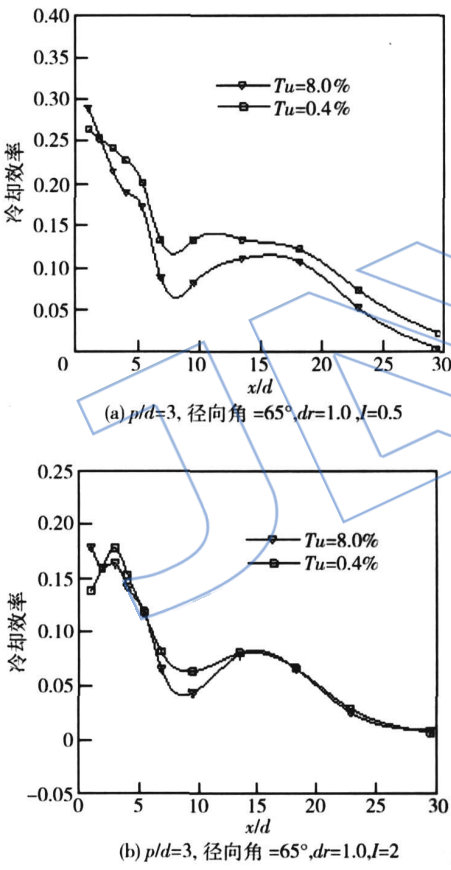


图 7 湍流度对横向平均气膜冷却效率的影响
Fig. 7 Effect of turbulence on spanwise averaged cooling effectiveness

2.3.2 湍流度对孔中心线冷却效率的影响

从图 8 上可以看出, 湍流度的增加使冷却效率明显地降低. 这是由于湍流度的增加强化了二次流和主流的掺混, 使二次流更容易被主流所稀

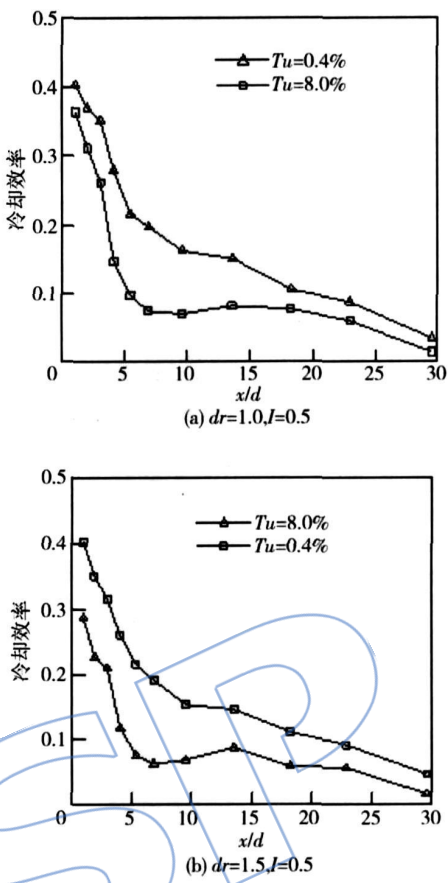


图 8 湍流度对孔下游气膜冷却效率的影响
Fig. 8 Effect of turbulence on cooling effectiveness along film cooling hole

释. 而且较高的主流湍流度也强化了二次流的径向扩散, 使二次流更多地从孔中心线向径向扩散, 导致孔中心线上的冷气减少, 所以高湍流度时孔下游的冷却效率明显地降低.

3 结 论

本文测量了主流湍流度、二次流和主流密度比、动量比对前缘气膜冷却效率的影响, 得到的主要结论如下:

- (1) 动量比的增加使径向平均冷却效率和孔中心线的冷却效率都减小.
- (2) 湍流度的增加使径向平均冷却效率和孔中心线的冷却效率都减小, 孔中心线的冷却效率减小的尤其明显.
- (3) 低动量比下, 密度比的增加使径向平均冷却效率增加, 高动量比下, 密度比的增加使径向平均冷却效率减小. 密度比对孔中心线的冷却效率影响较小.

致谢: 本项研究在 Rolls-Royce 公司资助下

完成,作者在此表示感谢.

参考文献:

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

[2] Ou S, Rivir 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(6):614-623.

[3] William D Y, Leylek J H. Leading-edge filnr cooling physics: Part F Adiabatic effectiveness[R]. GT 2002 30166.

[4] William D Y, Leylek J H. Leading-edge filnr cooling physics: Part F Heat transfer coefficients[R]. GT- 2002 30167.

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

[6] 向安定, 刘松龄, 朱惠人. 涡轮叶片型面气膜冷却效率的计算模型[J]. 推进技术, 2004, 25(4): 303-306.

XIANG Anding, LIU Songling, ZHU Huiren. A new model for film cooling effectiveness computation on blade surface in a turbine cascade[J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(4): 303-306.

