

文章编号:1000-8055(2011)07-1452-06

吹风比对旋转涡轮叶片气膜冷却的影响

邓宏武¹, 肖 俊¹, 李国庆¹, 薛 航²

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院

航空发动机气动热力国家级重点实验室, 北京 100191;

2. 中国航空技术进出口总公司 民机市场部, 北京 100101)

摘 要: 对 1.5 级涡轮叶片在旋转状态下不同吹风比时的气膜冷却特性进行了实验研究. 实验中基于动叶弦长的涡轮进口主流雷诺数为 1.6451×10^5 , 冷却工质采用二氧化碳, 对应主流射流密度比为 1.57, 实验涡轮转速为 475 r/min, 对应旋转数为 1.901, 吹风比为 0.5~2.0. 采用稳态液晶方法测温. 结果表明: ①压力面上, 随吹风比的增大, 气膜冷却效率升高, 气膜覆盖区域增大, 气膜轨迹的偏转程度减弱; ②吸力面上, 随吹风比的增大, 气膜冷却效率先上升后下降, 气膜覆盖区域亦先增加后减少, 气膜轨迹的偏转程度不明显; ③射流流动的曲率半径影响气膜对壁面的附着.

关 键 词: 气膜冷却; 旋转; 吹风比; 冷却效率; 涡轮叶片; 曲率半径

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Influence of blowing ratio on film cooling of rotating turbine blade

DENG Hong-wu¹, XIAO Jun¹, LI Guo-qing¹, XUE Hang²

(1. National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine Aero-thermodynamics, School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. Market Department of China National Aero-Technology Import and Export Corporation, Beijing 100101, China)

Abstract: Experimental investigations were carried out to study the rotating film cooling characteristics at different blowing ratios in a 1.5-turbine stage. The mainstream Reynolds number Re_g is 1.6451×10^5 in the experiment. CO_2 acts as a coolant with mainstream jet density ratio of 1.57. Turbine speed is 475 r/min, and the rotation number is 1.901. The blowing ratio varies from 0.5 to 2.0. By using steady-state liquid crystal method, the results show that: (1) On pressure side, the film cooling efficiency and the film coverage increase, the deflection angle of film trajectory decreases with the increasing blowing ratio. (2) On suction side, the film cooling efficiency and the film coverage first increase and then decrease, the film trajectory has no obvious deflection angle with the increasing blowing ratio. (3) The curvature radius of jet flow affects the adhesion of film on the wall.

Key words: film cooling; rotation; blowing ratio; cooling efficiency; turbine blade; curvature radius

收稿日期: 2010-07-02; 修订日期: 2010-11-02

作者简介: 邓宏武(1973—), 男, 陕西咸阳人, 副教授, 博士, 主要从事航空发动机热端部件冷却系统研究.

衡量航空发动机性能指标之一的涡轮进口温度提高很快,所以对航空发动机冷却技术研究的意义非常重大,气膜冷却是一种比较先进的冷却技术,已经广泛应用于航空发动机叶片冷却中.已公开发表的文献,主要围绕静止平板、静止涡轮叶片、模拟旋转方面的研究,旋转状态的研究较少. Takeishi 等^[1]在低速静止叶栅上进行了气膜冷却实验. Teng 等^[2]运用瞬态液晶技术对燃气涡轮叶片吸力面的冷却效果和射流温度分别进行了测量. Katotani, Goldstein^[3]研究了主流湍流强度为 0.3%~20.6%、湍流尺度为 0.06~0.33 情况下射流与主流混合后的气膜冷却有效温比. 向安定、朱惠人等^[4]对压力面和吸力面各有多排气膜孔冷却的涡轮工作叶片表面进行了单排孔流量系数的实验研究. 杨晓军等^[5-6]在旋转外换热实验台上,

对转速、吹风比、温度比、主流雷诺数、密度比等参数对平板气膜掺混过程的作用规律进行了系统的实验研究. 为了更清楚地认识真实涡轮旋转状态下的气膜冷却特性,本文重点研究了吹风比对气膜冷却特性的影响,并比较分析了真实涡轮旋转状态下吹风比对压力面和吸力面的气膜冷却特性的影响规律.

1 实验设施

1.1 实验台概要

实验在北京航空航天大学航空发动机气动热力国家级重点实验室的低速、大尺寸 1.5 级涡轮叶片全环气膜冷却实验台完成. 实验台结构如图 1 所示.

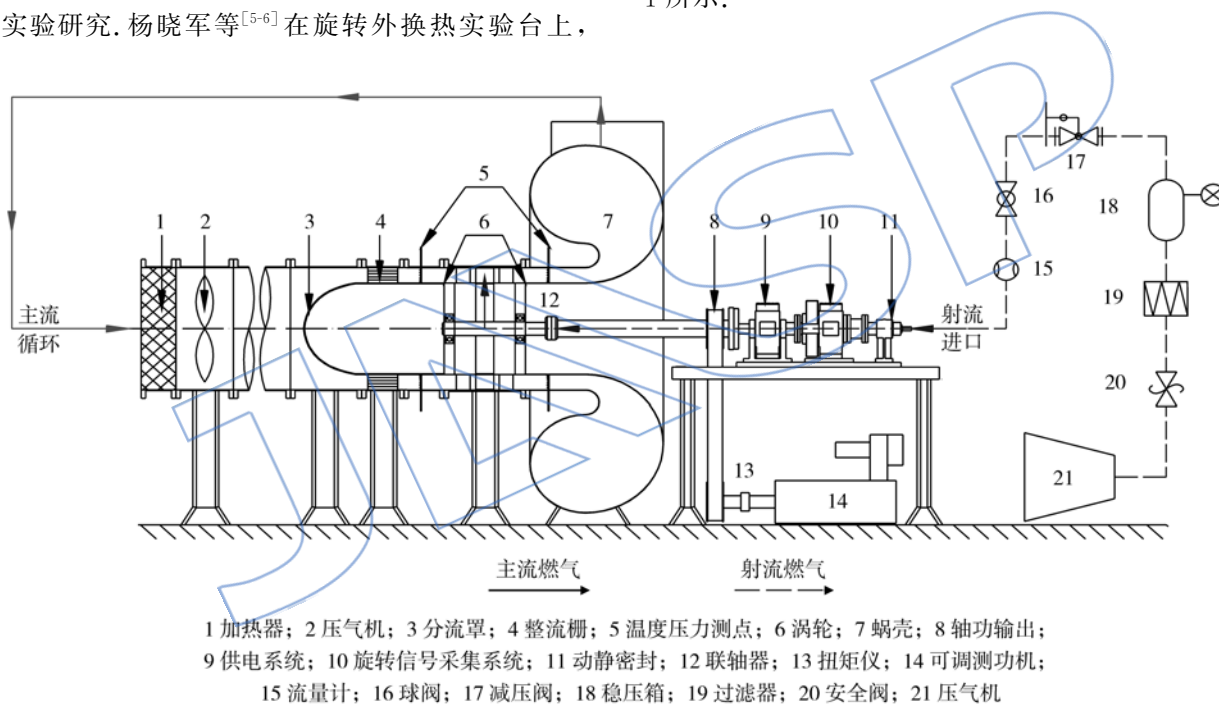


图1 实验台结构原理图

Fig. 1 Schematic of the experimental facility

实验台主流气路为循环闭式结构. 主流气体先经过加热器后依次通过压气机、分流罩、整流栅,最后进入实验段. 实验段由进口导叶、动叶和出口静叶组成,每级均匀布置 18 个叶片. 实验段总长为 470 mm,轮毂直径为 600 mm,机匣直径为 800 mm. 压气机出来的气体推动涡轮转子做功,涡轮输出的轴功由可调测功机吸收,以达到恒定转速. 图 1 中温度压力测点处周向均布 8 个温度和压力测点,用来测量主流的温度、压力和速度. 实验段涡轮转子上安装由环氧树脂做成的测试叶片,并采用空心结构,高度为 99 mm,弦长为

124.3 mm. 测试叶片内部开有冷气腔,并且用导热系数为 $0.012 \text{ W}/(\text{m} \cdot \text{K})$ 的阿斯本绝热材料把叶片外表面和冷气腔隔开,起着良好的隔热作用. 压力面和吸力面的气膜孔都开在测试叶片展向中部,气膜孔直径 D 为 4 mm,气膜孔圆心旋转半径为 350 mm. 压力面的气膜出流方向与测试叶片外表面切线方向所成的射流角为 28° ,如图 2 所示;吸力面的气膜出流方向与测试叶片外表面切线方向所成的射流角为 36° ,如图 3 所示. 该实验用稳态液晶测温方法来测量叶片表面绝热壁温,所用液晶是量程为 $30 \sim 50^\circ \text{C}$ 的宽幅液晶.

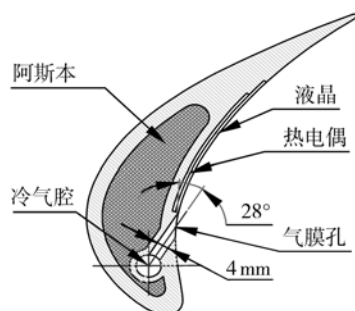


图2 压力面实验叶片

Fig. 2 Experimental blade on pressure side

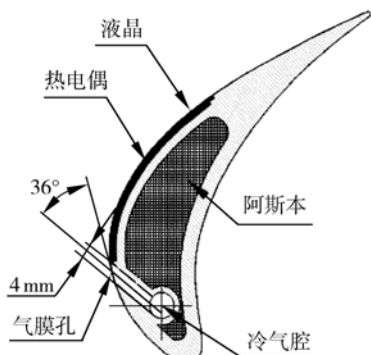


图3 吸力面实验叶片

Fig. 3 Experimental blade on suction side

1.2 实验参数

定义实验中主要涉及的无量纲参数. 主流雷诺数 $Re_g = \rho_g v_g l / \mu$, 旋转数 $R_t = \Omega r / v_g$, 吹风比 $M = \rho_c v_c / \rho_g v_g$, 其中 l 为涡轮动叶弦长, μ 为动力黏度, Ω 为涡轮动叶旋转角速度, ρ 和 v 分别为密度和速度, 下标 g 和 c 分别表示主流参数和射流参数. 实验中主流雷诺数 $Re_g = 1.6451 \times 10^5$, 实验涡轮转速为 475 r/min, 对应旋转数 $R_t = 1.901$, 吹风比 $M = 0.5 \sim 2.0$, 冷却工质采用 CO_2 . 定义气膜冷却效率 $\eta = (T_{aw} - T_c) / (T_g - T_c)$, 其中 T_g 为主流温度, T_c 为射流温度, T_{aw} 为气膜冷却情况下的绝热壁温, 在数值上等于气膜冷却情况下壁面附近气流的恢复温度, 绝热壁温场由 CCD (charge coupled device) 相机拍摄得到. 根据所选择的液晶量程确定主流温度 $T_g = 313\text{ K}$, 射流温度 $T_c = 303\text{ K}$.

2 结果分析

2.1 吹风比对压力面的影响

图4给出了旋转数 $R_t = 1.901$ 时压力面上温度随吹风比的变化云图, 图中 S 为气膜孔下游沿叶片表面距离气膜孔的流向长度, H 为展向长

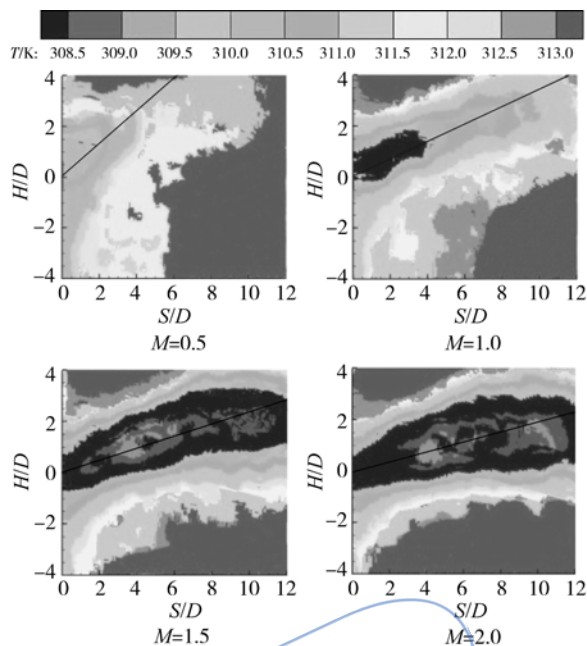


图4 压力面上温度随吹风比的变化云图

Fig. 4 Temperature distributions with blowing ratio on pressure side

度, D 为气膜孔直径. 由图4可以明显看出: 在相同旋转数下, 气膜覆盖区域随吹风比的增大而增大, 与 Gao 等^[7-8] 给出的结论相同; 气膜轨迹的偏转程度随吹风比的增大而减小. 图4中, $M = 0.5$ 时气膜覆盖长度为 $2D$, $M = 1.0$ 时为 $9D$ 左右, $M = 1.5, 2.0$ 时均超过了 $12D$. 同时还可以明显看出, 随吹风比的增大, 气膜覆盖宽度也增大, 从 $M = 0.5$ 时不到 $2D$ 增加到 $M = 2.0$ 时的近 $6D$. 定义 k 为温度云图中气膜轨迹偏转线 (黑色斜线) 的斜率, 表征气膜覆盖区域中心线偏离水平流线方向的程度, 即气膜轨迹的偏转程度, 且沿此斜线 $2D$ 区域纵向气膜冷却效率最高. 表1给出了气膜轨迹的偏转程度随吹风比的变化规律. 在旋转状态下, 压力面受到沿径向向外的离心浮升力 ($\rho \beta \Delta T \Omega \times \Omega \times r$) 和向内的哥氏力 ($-2\rho \Omega \times V$) 作用. 气膜轨迹的偏转程度受射流速度、离心浮升力、哥氏力三者的共同作用. 吹风比增加时射流速度增加, 同时向内的哥氏力也增加, 在三者的共同作用下, 气膜轨迹的偏转程度随吹风比的增加而减小.

表1 压力面上 k 随吹风比的变化规律Table 1 Variation of k with blowing ratio on pressure side

M	0.5	1.0	1.5	2.0
k	0.67	0.342	0.233	0.187

图5给出了旋转数 $R_t=1.901$ 时沿气膜轨迹偏转线2D区域平均后的气膜冷却效率随吹风比的变化曲线。压力面上, $M=0.5$ 时气膜冷却效率均小于0.4, $M=1.0$ 时也只有沿流向2.5D区域气膜冷却效率达到0.4, $M=1.5, 2.0$ 时气膜冷却效率大于0.4的区域沿流向均超过10D。 $M=2.0$ 时平均气膜冷却效率比 $M=1.5$ 时增加了13.5%, 比 $M=1.0$ 时增加93.4%, 比 $M=0.5$ 时增加267%。可见, 压力面的气膜冷却效率随吹风比的增加而增加。该结论与文献[9]中给出的结论一致。同时从图中可以看出, 当 $M>1.5$ 时, 气膜冷却效率随 S/D 的增加先减小后增加, 当 $S/D>8$ 时, 气膜冷却效率随 S/D 的增加而减小。

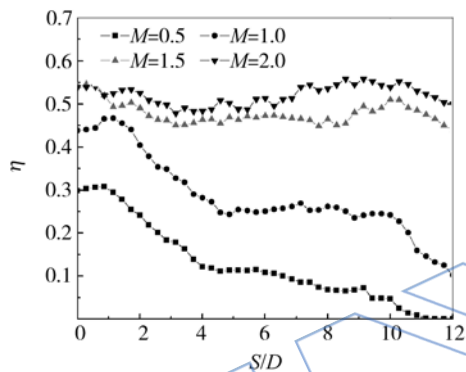


图5 压力面上气膜冷却效率随吹风比的变化曲线
Fig. 5 Variation curves of film cooling efficiency with blowing ratio on pressure side

2.2 吹风比对吸力面的影响

图6给出了旋转数 $R_t=1.901$ 时吸力面温度随吹风比的变化云图。在相同旋转数下, 气膜覆盖区域随吹风比的增大先增大后减小, 存在一个最优吹风比, 没有出现明显的气膜轨迹偏转。图6中, $M=0.5$ 时气膜覆盖长度为2.5D左右, $M=1.0$ 时达到5D, $M=1.5$ 时为3.8D。

图7给出了相同旋转数下沿气膜轨迹偏转线2D区域平均后的气膜冷却效率随吹风比的变化曲线。吸力面上, $M=0.5$ 时沿流向1.7D区域气膜冷却效率大于0.3, $M=1.0, 1.2$ 时气膜冷却效率大于0.3的区域沿流向达到2.5D, $M=1.5$ 时降到1.8D左右。整体来看, $M=1.0, 1.2$ 时气膜冷却效率曲线位于 $M=0.5, 1.5$ 时曲线的上端; $M=2.0$ 时平均气膜冷却效率比 $M=1.5$ 时增加了4.76%, 比 $M=1.0$ 时增加8.20%, 比 $M=0.5$ 时增加16.6%。可以得出吸力面的气膜冷却效率随吹风比的增大先增大后减小, Schwarz等[10]也

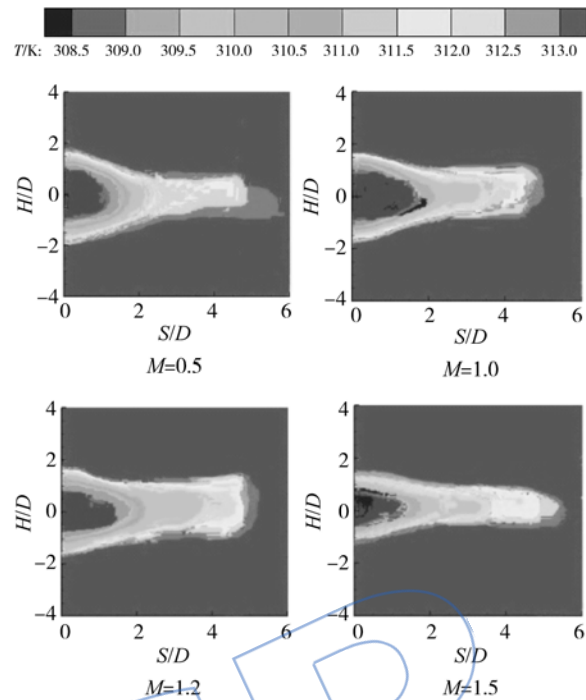


图6 吸力面上温度随吹风比的变化云图
Fig. 6 Temperature distributions with blowing ratio on suction side

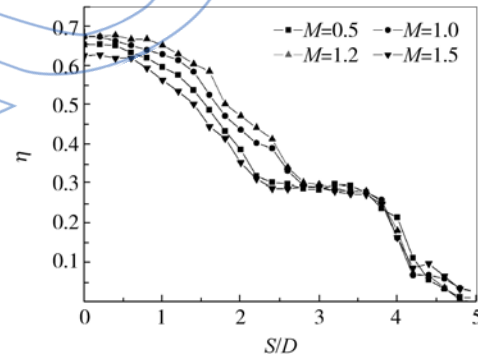


图7 吸力面上气膜冷却效率随吹风比的变化曲线
Fig. 7 Variation curves of film cooling efficiency with blowing ratio on suction side

指出, 在吸力面和平面上, 增大吹风比即增加射流流量在一定范围内有利于提高冷却效果, 但是超出该范围后, 增大吹风比反而降低冷却效果。即在 $M=1.0, 1.2$ 时周围存在一个最优吹风比。与压力面相比, 吸力面的流动比较复杂, 并且受附加力与叶片通道里的反转涡对[11]共同影响, 气膜太短, 不易产生较明显的气膜轨迹偏转。这与 Dring 等人[12]给出的结论一致。

2.3 气膜附着性分析

压力面上气膜有效覆盖区域可以达到气膜下游沿流向10D以上区域, 而吸力面上有效覆盖区

域最多为沿流向 3.5 D. 叶片间通道内压力梯度的方向是从压力面指向吸力面^[13], 并且由该压力梯度为流体提供向心力, 即离心力 $f = \rho_c v_c^2 / R$, R 为射流流动的曲率半径, 以下简称曲率半径. f 由主流气体参数和涡轮旋转速度决定, 故当主流气体参数和涡轮旋转速度一定时, 可以认为 f 是一个定值. 压力面上, 当吹风比增大时, v_c^2 也增大, 故曲率半径 R 也增大. 压力面为凹面, 当曲率半径 R 增大时, 流体更容易附着在壁面, 从而气膜冷却效率随吹风比的增大而升高. 吸力面则不相同, 表面形状为凸面. 当吹风比较小时, 曲率半径 R 比较小, 能较好地附着在叶片表面, 故随吹风比的增加气膜冷却效率和气膜覆盖区域增加; 但是当吹风比大于某一值时, 曲率半径 R 就会大于吸力面壁面的曲率半径, 反而不利于气膜的附着, 故气膜冷却效率随吹风比的增大先增大后降低. 同时, 压力面上, 压力沿流向下, 流动处于顺压梯度下, 流体速度会增加, 流动会比较稳定, 因此压力面不会出现流动分离现象. 但是吸力面^[13]流体流动情况完全不同, 压力沿流向先下降后升高, 在升高阶段会形成逆压梯度, 逆压梯度导致射流会与壁面分离, 从而也导致了吸力面的气膜覆盖区域较短, 气膜冷却效率较差.

3 误差分析

在实验过程中, 由于仪器仪表和人为操作等原因将会不可避免地引入误差, 为了明确实验精度, 需对实验结果进行误差分析. 直接测定的参数精度如表 2 所示.

表 2 直接测定的参数精度

Table 2 Precision of direct measurement parameters

参数	测量方法	精度
主流温度/K	T 型热电偶	±0.2
射流温度/K	T 型热电偶	±0.2
壁面温度/K	液晶	±0.1
主流流量/(m ³ /h)	均速管流量计	±20
射流流量/(m ³ /h)	转子流量计	±0.06
转速/(r/min)	转速功率测试仪	±0.1
气膜孔直径 D/m	卡尺	±0.0001

设间接测量量 y 是直接测量量 $x_1, x_2, x_3, \dots, x_n$ 的函数, 即 $y = F(x_1, x_2, x_3, \dots, x_n)$, 得到

间接测量量的相对误差为

$$\frac{\Delta y}{y} = \sqrt{\sum_{i=1}^n \left(\frac{x_i}{y} \frac{\partial y}{\partial x_i} \frac{\Delta x_i}{x_i} \right)^2} = \sqrt{\sum_{i=1}^n \left(\frac{\partial y}{\partial x_i} \frac{\Delta x_i}{y} \right)^2}$$

由间接测量量相对误差公式可得到各间接测量的参数精度如表 3 所示.

表 3 间接测量的参数精度

Table 3 Precision of indirect measurement parameters

参数	精度/%
吹风比 M	±(5.12~10.75)
旋转数 R_r	±(0.87~1.76)
主流雷诺数 Re_g	±(2.11~2.14)
气膜冷却效率 η	±(3.24~13.0)

4 结论

1) 压力面上, 在相同旋转数下, 气膜覆盖区域随吹风比的增大而增大, 气膜轨迹的偏转程度随吹风比的增大而减小, 气膜冷却效率随吹风比的增加而增加, 当 $M > 1.5$ 时, 气膜冷却效率随 S/D 的增加先减小后增加. 吸力面上, 在相同旋转数下, 气膜覆盖区域随吹风比的增大先增大后减小, 没有出现明显的气膜轨迹偏转. 气膜冷却效率随吹风比的增大先增大后减小, 在 $M = 1.0, 1.2$ 周围存在一个最优吹风比.

2) 造成压力面和吸力面上变化规律不同的原因是: ①压力面的气膜轨迹偏转主要受旋转附加力和射流速度的影响, 吸力面除受以上两个因素的影响外, 还受叶片通道内反转涡对的影响比较大, 从而导致吸力面无明显的气膜轨迹偏转现象. ②射流流动的曲率半径影响着气膜的附着性, 从而决定了压力面的气膜冷却效率随吹风比的变化规律; 吸力面的变化规律受射流流动的曲率半径和吸力面逆压梯度的共同影响.

参考文献:

- [1] Takeishi K, Aoki S, Sato T, et al. Film cooling on a gas turbine rotor blade[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1992, 114(4): 828-834.
- [2] Teng S Y, Sohn D K, Han J Q. Unsteady wake effect on film temperature and effectiveness distributions for a gas turbine blade[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2000, 122(2): 340-347.
- [3] Katotani K, Goldstein R J. On the nature of jet entering a turbulent flow Part B: film cooling performance[J]. Jour-

- nal of Engineering for Power, 1979, 101(3): 459-465.
- [4] 向安定, 朱惠人, 刘松龄, 等. 涡轮工作叶片型面气膜孔流量系数的实验研究[J]. 航空动力学报, 2003, 18(4): 507-511.
- XIANG Anding, ZHU Hui ren, LIU Songling, et al. Discharge coefficient measurements of film cooling holes on blade surface in a turbine cascade[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(4): 507-511. (in Chinese)
- [5] 杨晓军. 旋转状态下气膜出流沿曲面与主流掺混机理的研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2007.
- YANG Xiaojun. Study on the film cooling over the curved walls under rotating frame[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007. (in Chinese)
- [6] 杨晓军, 陶智, 丁水汀, 等. 旋转对气膜冷却覆盖区域的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2007, 33(12): 1383-1386.
- YANG Xiaojun, TAO Zhi, DING Shuiting, et al. Rotation effects on the film covering area[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 33(12): 1383-1386. (in Chinese)
- [7] Gao Z H, Narzary P N, Han J Q. Film-cooling on a gas turbine blade pressure side or suction side with compound angle shaped holes[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2009, 131(1): 011019(11 pages).
- [8] Gao Z H, Narzary P Z, Han J Q. Film cooling on a gas turbine blade pressure side or suction side with axial shaped holes[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2008, 51(9-10): 2139-2152.
- [9] Bayraktar S, Yilmaz T. Two-dimensional numerical investigation of film cooling by a cool jet injected at various angles for different blowing ratios[J]. Journal of Mechanical Engineering Science, 2008, 222(7): 1215-1224.
- [10] Schwarz S G, Goldstein R J, Eckert E R G. The influence of curvature on film cooling performance[J]. Journal of Turbomachinery, 1991, 113(3): 472-478.
- [11] Aunapu N V, Volino R J, Flack K A, et al. Secondary flow measurements in a turbine passage with endwall flow modification[J]. Journal of Turbomachinery, 2000, 122(4): 651-657.
- [12] Dring R P, Blair M F, Joslyn H D. An experimental investigation of film cooling on a turbine rotor blade[R]. ASME Paper 79-GT-32, 1979.
- [13] 曹玉璋. 航空发动机传热学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005.