

涡轮叶片前缘气膜冷却换热实验

谭晓茗¹, 朱兴丹¹, 郭文², 张靖周¹, 王永明²,
潘炳华², 苏云亮², 刘松²

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院

江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016;

2. 中国航空工业集团公司 中国燃气涡轮研究院, 成都 610500)

摘 要: 针对某型涡轮叶片放大模型的前缘冷却结构气膜冷却效果开展了细致的实验研究, 利用红外热像仪测量了叶片表面的温度场分布, 分析了前缘的气膜孔倾角、吹风比、主流雷诺数等参数对绝热冷却效率和压力损失的影响。实验中前缘的 3 排气膜孔倾角变化范围是 $35^{\circ} \sim 90^{\circ}$, 主流雷诺数变化范围是 $76\,112 \sim 142\,624$, 吹风比变化范围是 $0.44 \sim 2.64$ 。结果表明: 气膜孔倾角越小, 前缘驻点附近的气膜覆盖效果越好; 气膜孔倾角为 45° 的叶片压力损失系数最小, 气膜孔倾角为 75° 的叶片压力损失系数最大; 主流雷诺数增大, 绝热冷却效率下降, 压力损失系数增加; 吹风比增大到 1.32 时, 绝热冷却效率达到最大, 吹风比再增大绝热冷却效率反而下降。

关键词: 涡轮叶片; 气膜冷却; 气膜孔倾角; 红外热像仪; 压力损失系数

中图分类号: V232.4

文献标志码: A

Heat transfer experiment on film cooling of turbine blade leading edge

TAN Xiao-ming¹, ZHU Xing-dan¹, GUO Wen², ZHANG Jing-zhou¹,
WANG Yong-ming², PANG Bing-hua², SU Yun-liang², LIU Song²

(1. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,
College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. China Gas Turbine Establishment,

Aviation Industry Corporation of China, Chengdu 610500, China)

Abstract: Detailed experimental study on film cooling effect of one enlarged model of turbine blade leading edge cooling structure was carried out. The surface temperature distribution of blade was captured by the infrared radiation camera. The influence of adiabatic cooling efficiency and pressure loss were analyzed by different film angles of leading edge, blow ratios, main flow Reynolds numbers. In the experiment, the range of three-row film angle on leading edge was 35° to 90° ; the range of main flow Reynolds number was $76\,112 \sim 142\,624$, and the range of blow ratio was $0.44 \sim 2.64$. The results show that: the film cooling on the stagnation region of leading edge is getting better with the decrease of film angle; the pressure loss coefficient is lowest with film angle of 45° and highest with film angle of 75° ; with increase of main flow Reynolds number, the adiabatic cooling efficiency decreases, and the pressure loss coefficient increases; the adiabatic cooling efficiency reaches to the maximum when blow ratio increases to 1.32 and then decreases when blow ratio keeps increasing.

Key words: turbine blade; film cooling; film angle; infrared radiation camera; pressure loss coefficient

随着现代航空燃气涡轮发动机整体性能的不不断提升以及推质比的提高,涡轮前进口温度越来越高,使得涡轮部件的热负荷大幅增加。涡轮叶片前缘是热负荷最严重的区域,直接面对高温燃气来流冲击,受各种因素的影响,其传热和流动极为复杂,一直是研究者们关注的焦点和难点^[1-4]。在涡轮叶片前缘,广泛采用的强化冷却方式是射流冲击+气膜的复合冷却方式。用于航空燃气涡轮发动机叶片上的气膜冷却的结构比一般平壁气膜冷却要复杂得多,主要是因为气膜孔出口结构多为单排或多排不连续小孔,出口下游的流场为三维气膜冷却的流场;而且由于叶片型面曲率半径(或壁面气流的压力梯度)对气膜冷却有着重要影响,因此如何有效组织前缘区气膜冷却结构、提高冷却效率对涡轮叶片前缘气膜冷却设计具有重要意义。Koc 等^[5]对 5 种不同曲率半径的表面气膜冷却与平板表面气膜冷却效果进行了数值模拟,分析了孔型、曲率半径与吹风比等参数对气膜冷却效率的影响,发现最佳的气膜冷却效果是几个参数的协调统一;国内的曾军等^[6]利用 CFX 软件对涡轮叶片的冷却效率进行了数值模拟,研究结论为叶片冷却工程设计提供了参考。本课题组在叶片气膜冷却方面也开展了相关的研究工作^[7-8];分别对叶片前缘、弦中气膜冷却开展了数值模拟,分析了出流孔型对气膜冷却效果的影响^[9]。DONG 等^[10]用共轭计算方法模拟了“shower-head”型叶片前缘的气膜冷却。在实验研究方面,York 等^[11-12]针对一种实验模型研究了前缘有两排气膜孔排布在不同的二次流流量下的传热

系数和冷却效率;国内朱惠人等^[13-14]采用放大模型模拟叶片前驻点附近区域,利用大尺寸低速线性叶栅风洞进行实验,研究了开孔位置、吹风比等参数对气膜冷却特性的影响。Ekkad 等^[15]利用红外热像仪开展了气膜冷却下的温度场捕捉实验获得成功,随后,Lu 等^[16]利用这一技术对简化的圆形叶片前缘区异型气膜孔冷却开展了实验研究,获得了不同气膜孔倾角和形状对前缘冷却效果的影响。

作者在文献跟踪中发现关于叶片前缘的实验研究结果较少,而且大部分都是简化模型。因此本文针对某型发动机涡轮叶片前缘冷却结构放大模型开展研究,利用红外热像仪对前缘气膜冷却效果进行细致的测量与分析,以获得前缘气膜冷却效果的影响规律。

1 实验系统与实验件

1.1 实验系统

实验系统示意图如图 1 所示,组成部件主要有气源、主流管道、电加热器、二次流管道、流量计(槽道流量计、涡街流量计)、稳压箱、实验段、硅整流电源以及阀门等。空气由气源进入空气总管道后分成两股,其中一股进入主流管道,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实验所需温度 80℃,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实验段;另外一股流经二次流管道成为二次流,

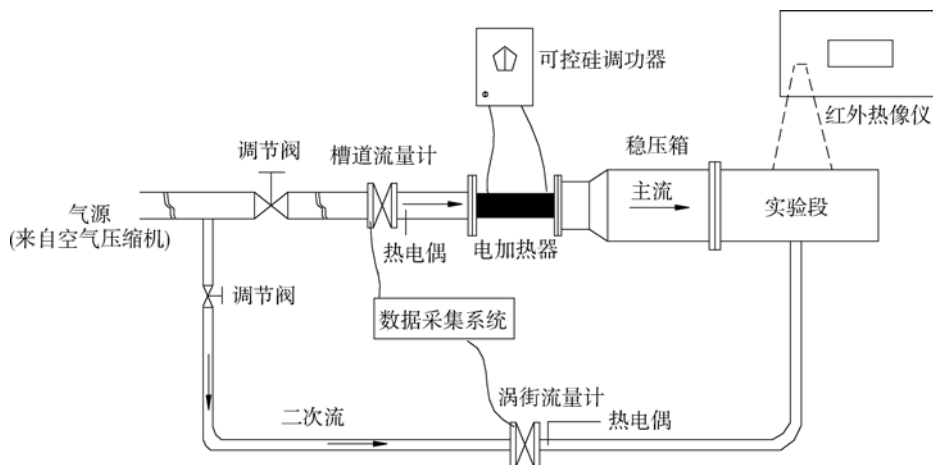


图 1 实验系统示意图

Fig. 1 Scheme of experimental system

由位于二次流管道上的涡街流量计测量出流量,然后流入实验段。

实验测量示意图如图2所示,实验段包括主流通道和一个叶片,叶片上开有5排气膜孔,3排在前缘,一排在压力面,一排在吸力面,每排气膜孔数为18~20个;实验件主流入口截面的尺寸(长×宽)为180 mm×160 mm。本实验采用红外热像仪来拍摄叶片表面的温度场,故在实验通道两侧壁面上开有红外玻璃测量窗,来对前缘和压力面、吸力面分别进行拍摄,以全方位观测到气膜出流。实验开始前,在叶片表面埋设4个热电偶用来对红外热像仪进行标定,标定好以后用红外热像仪进行实验测量。实验管道进气端和出气端分别安装有总压探针、静压探针、热电偶测点以测量进、出气的压力和温度。

1.2 实验件

为了能够更为清晰地显示涡轮叶片的气膜覆

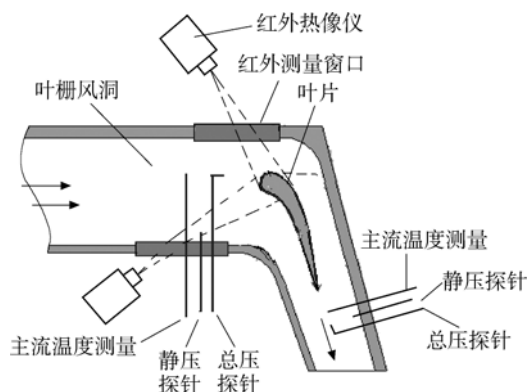


图2 实验测量示意图

Fig. 2 Scheme of experimental measurements

盖效果,将原型叶片的几何尺寸放大5倍,如图3所示,叶片采用有机玻璃制造。在叶片的前缘、压力面和吸力面加工有气膜孔,其中在叶片前缘气膜孔排为3排,压力面、吸力面各1排。气膜孔的具体位置布局如图4所示,图中以叶高方向为Z

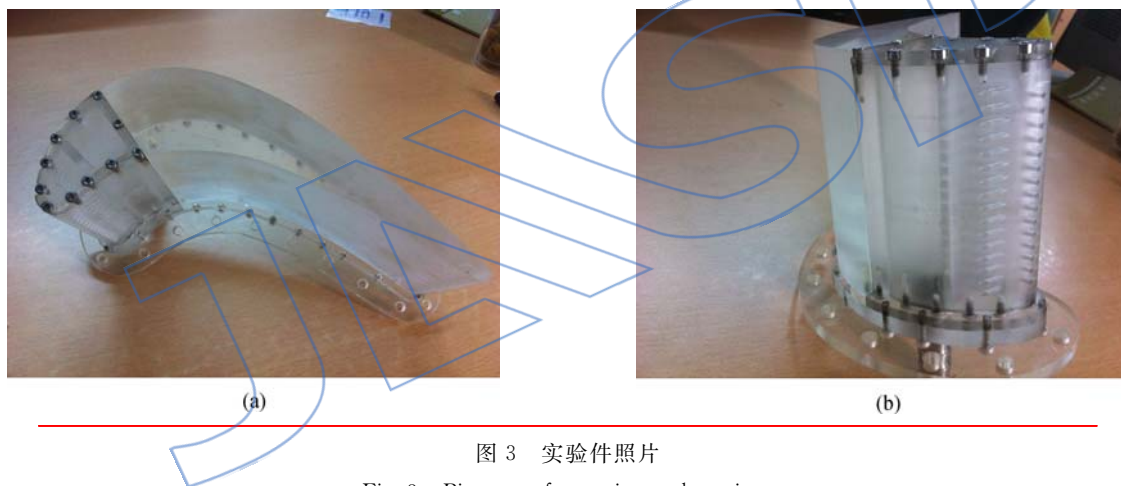


图3 实验件照片

Fig. 3 Pictures of experimental sections

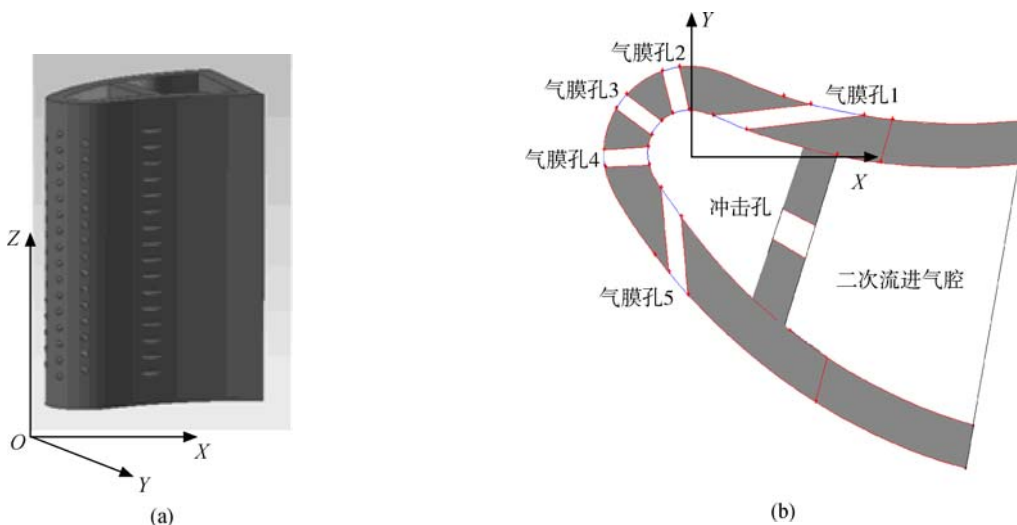


图4 气膜孔布局示意图

Fig. 4 Scheme of film holes arrangement

方向. 气膜孔直径为 $d_1 = 2.0 \text{ mm}$, 孔间距为 $P_1 = 5.1 \text{ mm}$; 冲击孔直径为 $d_2 = 3.0 \text{ mm}$, 孔间距为 $P_2 = 6.0 \text{ mm}$. 不同气膜孔倾角的实验件是指前缘 3 排气膜孔倾角在 XOY 平面角度不变, 在 YOZ 平面的变化为以 Z 轴正向为基准顺时针方向转 $35^\circ \sim 90^\circ$.

1.3 数据处理方法

吹风比的定义为

$$M = \frac{\rho_c u_c}{\rho_g u_g} \quad (1)$$

其中 ρ_c 为二次流密度, u_c 为二次流速度, ρ_g 为主流密度, u_g 为主流速度.

叶片表面的绝热冷却效率为

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

其中 T_g 为进气温度, T_{aw} 为绝热壁温, T_c 为二次流温度.

叶栅进口雷诺数定义为

$$Re_{in} = \frac{d_g \rho_g u_g}{\mu_g} \quad (3)$$

其中 $d_g = \frac{4A}{L}$ 为主流进气端水力直径, A 为进气端口面积, L 为进气端口周长.

压力损失系数定义为

$$C_p = \frac{p_g - p_s}{\frac{1}{2} \rho_g u_g^2} \quad (4)$$

式中 p_g 为叶栅进口气流平均总压, p_s 为出口气流静压, $\frac{1}{2} \rho_g u_g^2$ 为叶栅进口气流平均动压.

2 实验结果与分析

2.1 吹风比影响

选取气膜孔在叶高方向成 90° 的叶片模型进行实验, 主流雷诺数 $Re = 102853$, 调整二次流流量, 吹风比 M 从 0.44 逐步增加至 2.64. 图 5 所示为叶片表面的绝热冷却效率 η 的分布, 图中横坐标 X/C 为测点位置与叶片弦长的比值. 从图 5 中可以看出, 沿着叶片弦长方向绝热冷却效率呈现先上升后下降的趋势, 这是由于气膜沿弦长方向逐步叠加, 所以绝热冷却效率提高, 但是随着冷气逐步被热气流加热, 冷却能力下降, 所以又出现了绝热冷却效率下降的现象. 图 5(a) 为叶片吸力面的绝热冷却效率分布. 吹风比从 0.44 增加到 1.32, 叶片吸力面的绝热冷却效率逐渐增大; 当吹

风比再增大, 叶片绝热冷却效率开始下降, 尤其是靠近前缘附近, 绝热冷却效率较低. 这一规律可以从图 6 中的温度分布看出. 当吹风比为 0.44 时, 前缘冲击驻点正对着的那排气膜孔几乎没有冷气流流出, 随着吹风比增大, 前缘气膜覆盖效果逐渐增强, 当吹风比增大到 1.32 以后, 随着冷气流量的增大, 前缘气膜直接冲入主流的流量越来越多, 因此, 覆盖效果变差, 绝热冷却效率下降. 图 5(b) 为叶片压力面的绝热冷却效率分布, 整体上看和叶片吸力面的分布趋势相似.

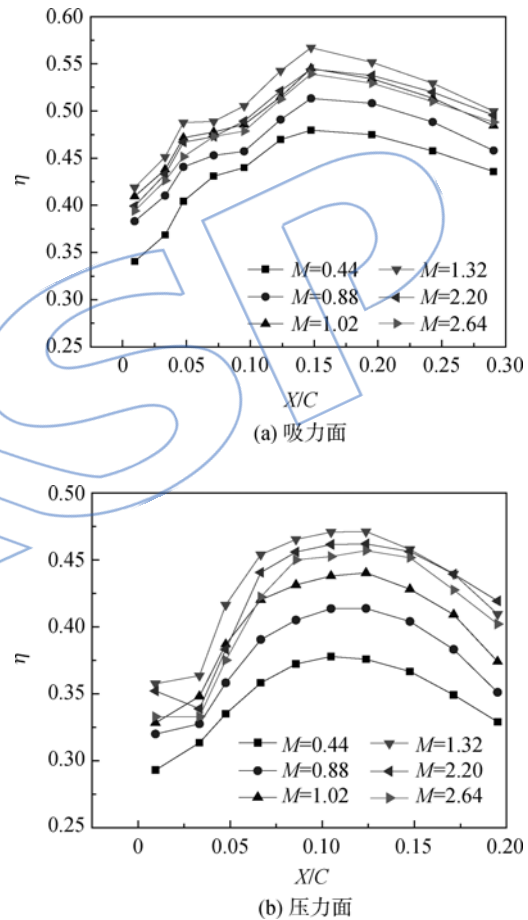


图 5 叶片表面绝热冷却效率分布

Fig. 5 Distribution of adiabatic cooling efficiency of blade surface

2.2 气膜孔倾角影响

保持实验条件一致, 即在主流雷诺数 $Re = 102853$, 吹风比 $M = 1.32$ 的条件下对叶片前缘不同气膜孔倾角 α 的实验件分别开展研究. 图 7 所示为 $\alpha = 35^\circ, 40^\circ, 45^\circ, 60^\circ, 75^\circ, 90^\circ$ 时的叶片吸力面温度分布. 图 8 所示为叶片吸力面绝热冷却效率分布. 可以看出, 在靠近前缘驻点区约 $X/C < 0.15$ 范围内, 随着气膜孔倾角的变小, 气膜覆盖

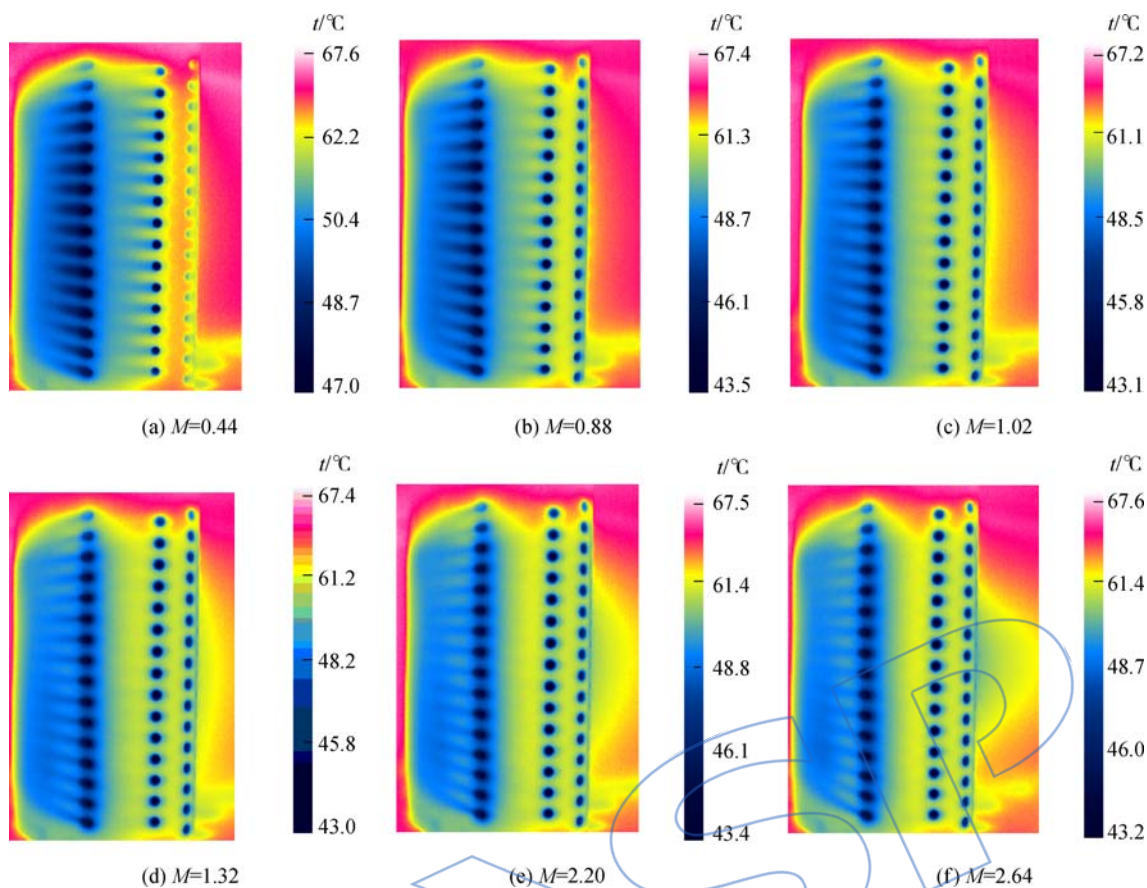


图6 不同吹风比下叶片吸力面温度分布

Fig. 6 Distribution of temperature of blade suction surface on different blow ratios

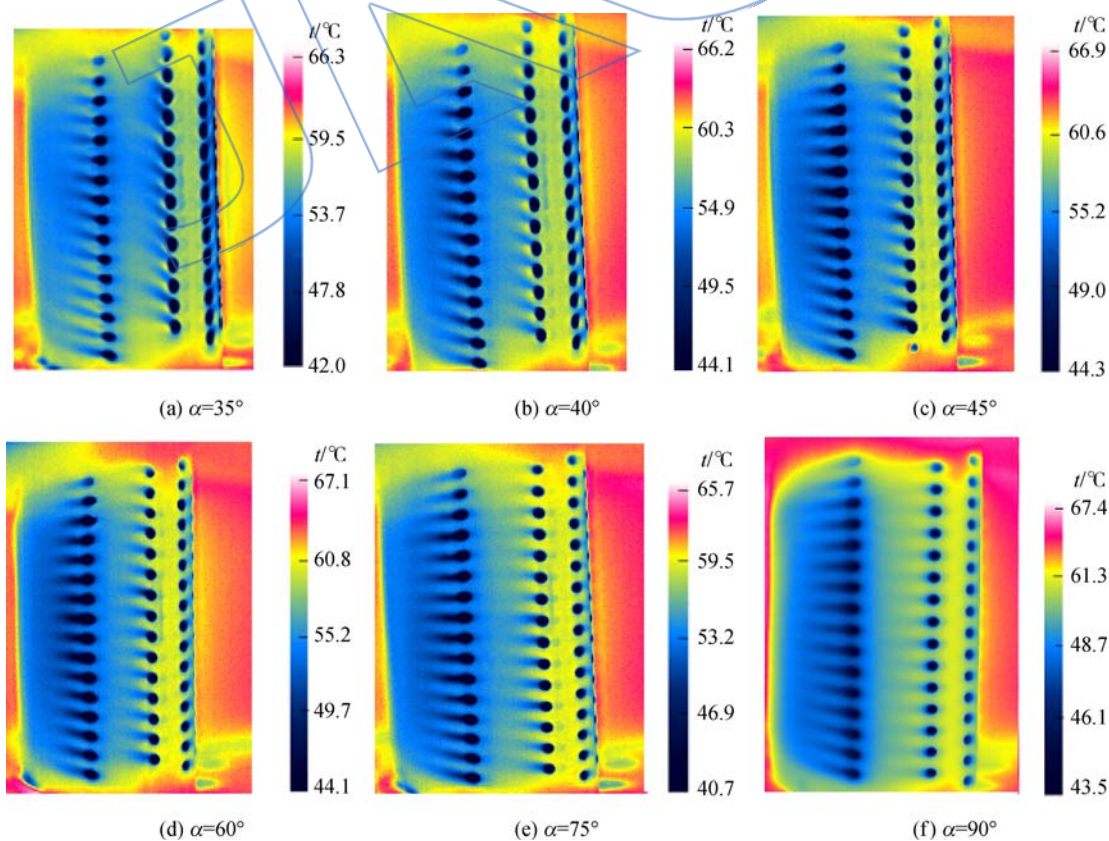


图7 不同气膜孔倾角下叶片吸力面温度分布

Fig. 7 Distribution of temperature of blade suction surface on different film angles

效果好,绝热冷却效率逐步增大;在 $X/C > 0.15$ 范围,随着气膜孔倾角的变大,在吹风比 $M=1.32$ 下,会有部分气流直接冲入主流,所以最前缘处的气膜覆盖效果差,而沿着叶片气膜在主流压迫下重新附着在叶片上,所以绝热冷却效率又提高。

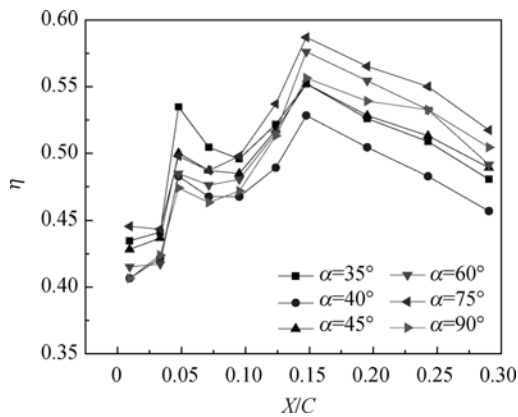


图 8 $M=1.32$ 时叶片吸力面绝热冷却效率分布
Fig. 8 Distribution of adiabatic cooling efficiency of blade suction surface ($M=1.32$)

图 9 所示为前缘的气膜孔倾角不同时在主流雷诺数 $Re=102853$ 时叶片压力损失系数比较. 从图中可以看出,在不同吹风比下,气膜孔倾角 $\alpha=45^\circ$ 时叶片的压力损失系数最小,气膜孔倾角 $\alpha=75^\circ$ 时叶片的压力损失系数最大. 随着吹风比增大,叶片的压力损失系数也随之增大。

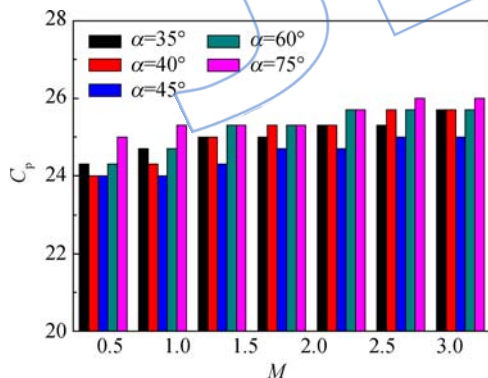
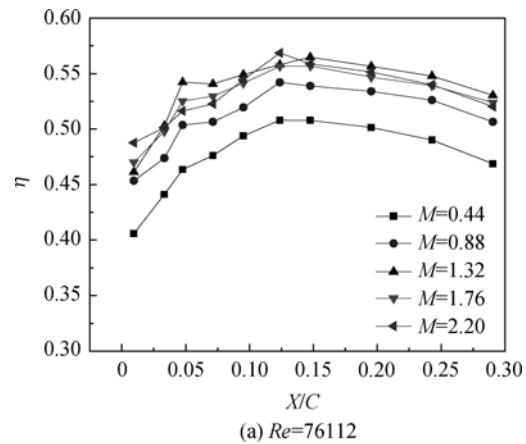


图 9 不同气膜孔倾角下压力损失系数比较 ($Re=102853$)
Fig. 9 Comparison of pressure loss coefficients on different film angles ($Re=102853$)

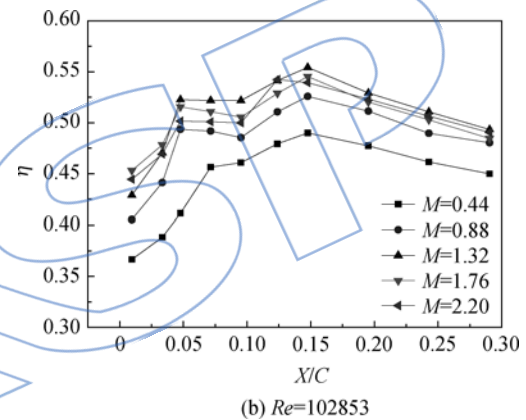
2.3 主流雷诺数影响

图 10 所示为气膜孔倾角为 45° 时,主流雷诺数改变,不同吹风比下叶片吸力面的绝热冷却效率分布. 比较 3 幅图片可以看出,随着主流雷诺数的增大,叶片吸力面的绝热冷却效率呈现下降的

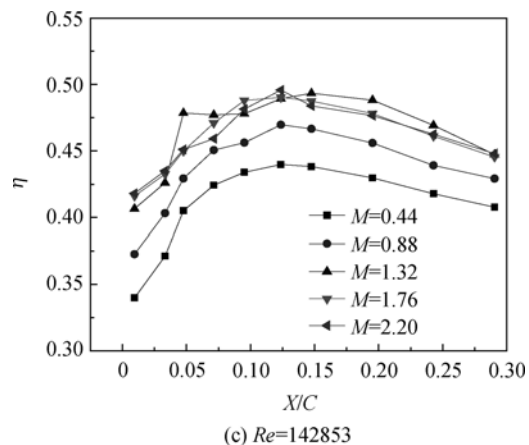
趋势. 吹风比从 0.44 增加到 1.32 时,绝热冷却效果逐渐增强,但是随着吹风比再增大,反而出现了下降趋势。



(a) $Re=76112$



(b) $Re=102853$



(c) $Re=142853$

图 10 不同吹风比下叶片吸力面绝热冷却效率分布
Fig. 10 Distribution of adiabatic cooling efficiency of blade suction surface on different blow ratios

3 结 论

利用红外热像仪对某一叶片放大模型开展了实验研究,测量了叶片表面的温度场分布,分析了

前缘的气膜孔倾角、吹风比、主流雷诺数等参数对绝热冷却效率和压力损失的影响,研究结果表明:

1) 沿着叶片弦长方向绝热冷却效率呈现先上升后下降的趋势,随着吹风比增大,绝热冷却效率升高,但是存在一个最佳吹风比,二次流流量过大反而会造成气膜冷却效果降低。

2) 在同一实验条件下,在靠近前缘驻点区约 $X/C < 0.15$ 范围内,气膜孔倾角越小,气膜覆盖效果越好,绝热冷却效率也越高。

3) 不同吹风比下,气膜孔倾角 $\alpha = 45^\circ$ 时叶片的压力损失系数最小,气膜孔倾角 $\alpha = 75^\circ$ 时叶片的压力损失系数最大。随着吹风比增大,叶片的压力损失系数也随之增大。

4) 随着主流雷诺数的增大,叶片绝热冷却效率呈现下降的趋势。

参考文献:

- [1] Najjar Y S H, Alghamdi A S, Al-Beiruty M H. Comparative performance of combined gas turbine systems under three different blade cooling schemes[J]. Applied Thermal Engineering, 2004, 24(13): 1919-1934.
- [2] Cho H H, Rhee D H. Effects of hole arrangement on local heat/mass transfer for impingement/effusion cooling with small hole spacing[R]. ASME Paper 2004-GT-53685, 2004.
- [3] Lu Y P, Ekkad S V, Bunker R S. Trench film cooling: effect of trench downstream edge and hole spacing[R]. ASME Paper GT2008-50606, 2008.
- [4] 郭文, 吉洪湖, 蔡毅, 等. 复合式气冷涡轮导叶冷却设计与试验[J]. 航空动力学报, 2005, 20(3): 456-459.
GUO Wen, JI Honghu, CAI Yi, et al. Design and experimental research of compound air-cooled turbine guide vane [J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(3): 456-459. (in Chinese)
- [5] Koc I, Parmaksizoglu C, Cakan M. Numerical investigation of film cooling effectiveness on the curved surface[J]. Energy Conversion and Management, 2006, 47(9/10): 1231-1246.
- [6] 曾军, 王彬, 康勇. 气膜冷却涡轮导向叶片流场数值模拟[J]. 燃气涡轮实验与研究, 2006, 19(4): 16-19.
ZENG Jun, WANG Bin, KANG Yong. Numerical simulation of flow field in a turbine stator with film cooling[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2006, 19(4): 16-19. (in Chinese)
- [7] 朱延鑫, 谭晓茗, 郭文, 等. 叶片前缘复合冷却结构的影响分析[J]. 工程热物理学报, 2013, 34(5): 938-942.
ZHU Yanxin, TAN Xiaoming, GUO Wen, et al. Impact of the blade leading edge composite cooling structure [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2013, 34(5): 938-942. (in Chinese)
- [8] 朱延鑫, 谭晓茗, 郭文, 等. 出流孔型对平板气膜冷却影响机理的研究[J]. 推进技术, 2013, 34(4): 499-505.
ZHU Yanxin, TAN Xiaoming, GUO Wen, et al. Numerical simulation on effects of different film cooling holes on plate [J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(4): 499-505. (in Chinese)
- [9] YAO Yu, ZHANG Jingzhou, WANG Liping. Film cooling on a gas turbine blade suction side with converging slot-hole [J]. International Journal of Thermal Sciences, 2013, 65: 267-279.
- [10] DONG Ping, WANG Qiang, GUO Zhaoyuan, et al. Conjugate calculation of gas turbine vanes cooled with leading edge films [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2009, 22(2): 145-152.
- [11] York W D, Leylek J H. Leading edge film cooling physics: Part I: adiabatic effectiveness [R]. ASME Paper 2002-GT-30167, 2002.
- [12] York W D, Leylek J H. Leading-edge film cooling physics: Part II: heat transfer coefficients [R]. ASME Paper 2002-GT-30167, 2002.
- [13] 朱惠人, 向安定, 许都纯, 等. 涡轮叶片表面气膜冷却效率的实验研究[J]. 推进技术, 2003, 24(6): 528-531.
ZHU Huiren, XIANG Anding, XU Duchun, et al. An experimental investigation of film cooling effectiveness on the surface of turbine blade [J]. Journal of Propulsion Technology, 2003, 24(6): 528-531. (in Chinese)
- [14] 李广超, 朱惠人, 白江涛, 等. 气膜孔布局对前缘气膜冷却效率影响的实验[J]. 推进技术, 2008, 29(2): 153-157.
LI Guangchao, ZHU Huiren, BAI Jiangtao, et al. Experimental investigation on film cooling effectiveness on leading edge with various geometries [J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(2): 153-157. (in Chinese)
- [15] Ekkad S V, Ou S, Rivir R B. A transient infrared thermography method for simultaneous film cooling effectiveness and heat transfer coefficient measurements from a single test [J]. Journal of Turbomachinery, 2004, 126(4): 597-603.
- [16] Lu P Y, Allison D, Ekkad S V. Turbine blade showerhead film cooling: influence of hole angle and shaping [J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2007, 28(5): 922-931.