

文章编号: 1000-8055(2010)04-0723-06

旋转状态下气膜偏转特性的实验

邓宏武, 马 铭, 罗 翔

(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科技重点实验室, 北京 100191)

摘 要: 基于一个平板叶片模型对旋转状态下气膜冷却轨迹的偏转规律进行了研究, 提出采用一个主流径向压力梯度与冷气所受惯性力之比的无量纲数 Φ 来评价气膜的偏转规律, 并通过实验手段验证了这一理论, 得出了此无量纲数与气膜偏转角度的关系。实验利用热色液晶测温技术对叶片表面的二维温度场进行测量, 并采用无线旋转拍照系统对旋转坐标系中的图像信号加以采集。实验结果表明气膜沿径向偏转角度随 Φ 增大而减小。

关 键 词: 气膜冷却; 旋转; 平板叶片; 热色液晶; 主流径向压力梯度

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

Film deflection measurements of a rotating film cooling model

DENG Hong-wu, MA Ming, LUO Xiang

(National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engines,
School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics,
Beijing 100191, China)

Abstract: An experimental study was performed to investigate the deflection of film trajectory on a flat blade model under the rotating operating conditions. The moving trajectory of film was mainly governed by the inertial force and radial pressure gradient in the blade passage. A new dimensionless parameter Φ , which is related to the ratio of the above two forces to determine the radial deflective angle of the film trajectory, was demonstrated in the present study. The steady-state thermochromic liquid crystal (TLC) technique was employed for flow visualization, and all the signals from the rotating reference frame were collected and transmitted to the stationary receiver via a wireless launcher, which was fixed in the rotation laboratory bench. The experimental results demonstrate that the spanwise deflection of film trajectory decrease with the increase of Φ values.

Key words: film cooling; rotation; flat blade; thermochromic liquid crystal;
mainstream radial pressure gradient

随着现代航空发动机性能的不不断提高, 发动机高温部件的工作环境不断恶化。为了有效降低涡轮叶片的热负荷, 气膜冷却技术广泛地应用于燃气轮机中。自从 Goldstein^[1] 于 1971 年对气膜冷却技术的评述开始至今, 已经出现了大量的相

关研究。Han 等人^[2] 详细地总结了近年来所取得的众多研究成果。目前国内外大多数研究局限于静止、稳态、不可压等条件, 而对于旋转状态下气膜冷却特性的研究成果则非常少见。Akella 等^[3] 研究了在旋转矩形通道中由旋转效应引起的哥氏

收稿日期: 2009-04-05; 修订日期: 2009-06-15

作者简介: 新世纪优秀人才支持计划

作者简介: 邓宏武(1981-), 男, 陕西咸阳人, 副教授, 博士, 主要从事旋转换热, 发动机热防护研究。

力、离心力及浮升力对叶片换热的影响,表明旋转效应将影响压力分布. Epstein^[4]实验研究了旋转对叶片冲击冷却换热特性的影响. 国内,杨彬^[5],赵振明^[6]等分别采用数值模拟和实验研究的方法对旋转状态下气膜冷却的流动换热特性进行了研究,得到了叶片压力面与吸力面上的强化换热区域在离心力与哥氏力的综合作用下,随着旋转数增加的变化规律.

众所周知,旋转会对气膜冷却的流场以及气膜出流后的轨迹偏转产生明显的影响,然而,在已有的关于旋转气膜冷却特性的研究成果当中,有关这一问题的研究还很少. 为此,本文将通过对气膜冷却机理的分析,提出一个新的评价气膜偏转规律的无量纲参数 Φ ,并采用实验验证了 Φ 对气膜偏转角度的影响规律.

1 理论分析

在旋转坐标系下,冷气在叶片内冷通道中主要受离心力,哥氏力,主流径向压力梯度和黏性力的影响^[7]. 由于在静止坐标系与旋转坐标系之间的转换时,产生了离心力,哥氏力两个惯性力,本文把这两项放在一起考虑,统称为惯性力项. 同时,由于本文主要研究气膜的径向偏转,气膜径向速度可以忽略,所以在半径方向忽略黏性力的影响.

根据流体力学分析^[8],冷气所受合力 F 是冷气密度 ρ_c ,通道高 L ,动力黏性系数 μ ,冷气的周向速度 U_m ,气膜孔中心与旋转轴的距离 R ,冷气出射速度 U_c ,角速度 ω ,叶片间通道内叶尖与叶根间的压力差 Δp 的函数. 即

$$F = f(\rho_c, L, \mu, \omega, U_m, R, U_c, \Delta p) \quad (1)$$

其中

$$U_m = (\omega \times R - U_c) \quad (2)$$

由布金汉 π 定理^[9]可知,上述参数可组成 6 个无量纲参数,分别为

$$\Pi_1 = \frac{\Delta p}{\rho_c U_m^2} \quad (3)$$

$$\Pi_2 = \frac{\mu}{\rho_c U_m L} = \frac{1}{Re} \quad (4)$$

$$\Pi_3 = \frac{L\omega}{U_m} \quad (5)$$

$$\Pi_4 = \frac{R}{L} \quad (6)$$

$$\Pi_5 = \frac{F}{\rho_c U_m^2 L^2} \quad (7)$$

$$\Pi_6 = \frac{U_c}{U_m} \quad (8)$$

将 Π_1 与 Π_2 相乘得到一个新的无量纲参数,并定义为 Φ ,即

$$\Phi = \Pi_1 \times \Pi_2 = \frac{\Delta p}{\rho_c U_m^2} \times \frac{R}{L} = \frac{\Delta p/L}{\rho_c U_m^2/R} \quad (9)$$

该无量纲参数 Φ 代表着主流径向压力梯度对冷气的作用与冷气所受到的惯性力之比. 由于涡轮叶片中的流动符合简单径向平衡方程的假设条件, Δp 由简单径向平衡方程算出,即

$$\frac{\partial p}{\partial r} = \frac{\rho U^2}{r} \quad (10)$$

$$\Delta p = \int \frac{\rho U^2}{r} dr \quad (11)$$

式中 U 为主流周向速度, ρ 为主流密度, L_1 和 L_2 分别是叶栅通道叶根到旋转轴和叶尖到旋转轴的距离. 因此,通过分析 Φ 与气膜偏转角度的关系可以得到叶片通道内径向压力梯度与冷气所受到的惯性力对气膜偏转的影响.

2 实验设备及方法

实验是在北京航空航天大学航空发动机气动热力科技重点实验室的旋转气膜实验台上进行的,该旋转实验台的结构示意图见图 1. 如图 1 所示,整个实验台主要由供气系统、旋转信号采集系统、动力系统和旋转实验段四部分组成,有关实验台的详细信息可参见参考文献[6].

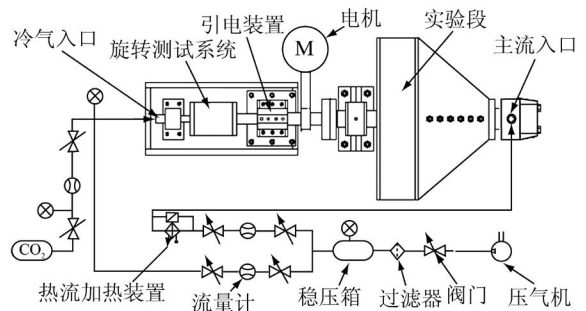


图1 旋转实验台示意图

Fig.1 Schematic view of rotating test rig

由于本文主要研究无量纲数 Φ 对气膜偏转轨迹的影响,实验特采用平板叶片模型,以避免壁面曲率等因素的干扰,图 2 为实验模型的三维效果图. 实验件采用夹布胶木材料加工而成,其导热系数约为 $0.3 \text{ W/(m} \cdot \text{K)}$. 如图 3 所示,气膜孔位置位于通道正中央,直径 $D = 4 \text{ mm}$,流向倾角为 $\phi = 30^\circ$.

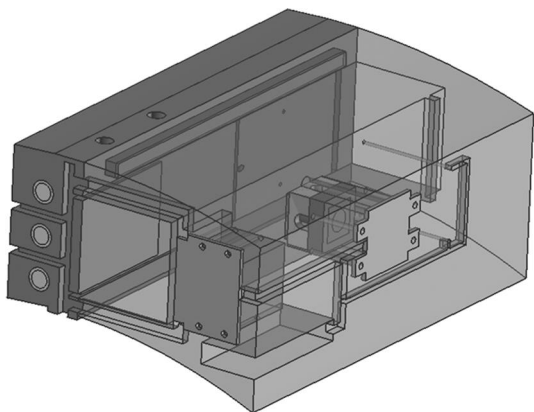


图 2 平板叶片实验件三维效果图

Fig.2 Three-dimensional view of test model

为得到气膜孔下游测试表面的气膜冷却轨迹,在测试表面上平整贴有碳浆加热膜,并均匀喷有 SPN/ R60C20W 宽带热色液晶 (TLC),该液晶理论显色范围为 60 ℃至 80 ℃,利用叶片表面的颜色分布就能得知气膜的偏转轨迹.整个测试区域为气膜孔下游 70 mm ×88 mm 的矩形.实验件表面从内至外依次为夹布胶木、石棉板、加热膜和液晶(见图 3).其中,石棉板的作用是用来进一步隔绝热流的向内传导,有利于维持冷气温度和凸显液晶颜色变化.通过调节加热膜的两极电压,

可以使液晶达到最佳显色状态,从而记录下气膜偏转图片进行后处理.实验中坐标系的选取如下: x 轴沿主流方向, y 轴垂直测试表面, z 轴沿叶片模型展向,且正方向指向高半径处;原点定位于气膜孔出口.

在主流通道中,测试表面之前加装了整流栅格,根据风洞设计理论^[10-11],这样做可以有效疏导主流流场以达到均匀分布,并加快涡团衰减.蜂窝器由微通道毛细钢管组成,外径为 $D_{out} = 2\text{ mm}$,内径 $D_{in} = 1.6\text{ mm}$,其长度与外径之比为 18;阻尼网由钢丝网加工而成,并根据需要调整丝网层数以调节其疏密程度(见图 4),使气流速度分布更趋均匀.

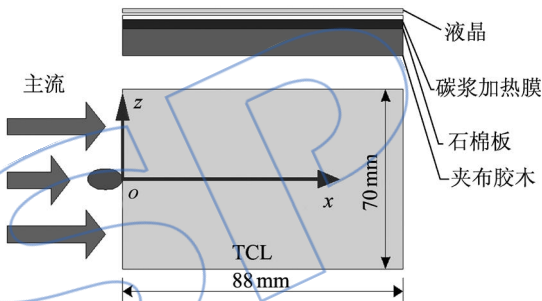


图 3 测试区域尺寸与组成

Fig.3 Size and composition of the test range

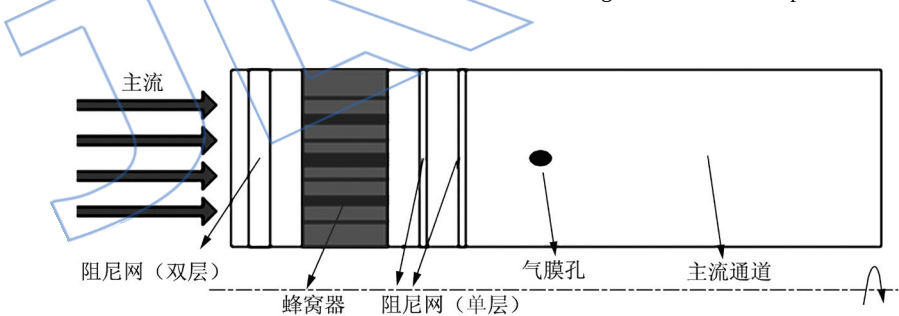


图 4 主流通道整流装置布置示意图

Fig.4 Arrangement of the honeycomb in mainstream flow channel

由于本实验模型测试表面模拟平板叶型,因此通过改变模型旋转方向可分别模拟叶片吸力面和压力面上的气膜冷却现象.在得到不同工况下的气膜出流图片之后,通过后处理程序便可计算得到测试表面上气膜偏转轨迹的二维灰度场分布.

本次实验采用二氧化碳作为冷却工质,以凸显热空气主流流场中各作用力对冷气出流的控制作用.实验中,主流流量为 $\dot{m} = 0.111\text{ kg/s}$,主流雷诺数 $Re = 4343.7$,吹风比 M 为 1.0,转速变化范围为 0~800 r/min.表 1 给出了无量纲准则数定义,表 2 为主流流量为 0.111 kg/s 时各转速所

对应的旋转数.

表 1 无量纲准则数定义

Table 1 Definition of dimensionless parameters

准则数	定义
主流雷诺数 Re	$Re = (\rho U_0 D) / \mu$
吹风比 M	$M = (\rho_c U_c) / (\rho U_0)$
旋转数 R_t	$R_t = (\omega D) / U_0$
ρ —密度; μ —动力黏性系数; ω —旋转角速度; D —气膜孔直径; U —速度 下标:0—主流参数; c—冷气参数	

表 2 主流流量 0.111 kg/s 时各转速所对应的旋转数

Table 2 Rotation numbers at $\dot{m} = 0.111 \text{ kg/s}$

转速/ (r/min)	旋转数 R_t	转速/ (r/min)	旋转数 R_t
0	0	500	0.0102
100	0.0020	600	0.0122
200	0.0041	700	0.0142
300	0.0061	800	0.0163
400	0.0081		

3 实验结果与分析

图 5 给出了 $Re = 4343.7, M = 1.0$ 时压力面上的气膜偏转轨迹色度场云图液晶测试实验结果, hue 表示色度, 实验件逆时针旋转. 从该图可

以明显看出, 在 $\omega < 200 \text{ r/min}$ ($R_t = 0.0041, \Phi = 5.744$) 范围内气膜覆盖轨迹未发生明显径向偏转, 此时 $\Phi > 5$, 叶片通道内的径向压力梯度占主导作用, 抑制了气膜的偏转; 随着转速逐渐增大, Φ 随之减小, 冷气所受惯性力渐渐占据主导作用, 冷气出流在惯性力的作用下逐渐向高半径位置发生偏转, 导致气膜覆盖轨迹相应上移, 并在 $\omega = 800 \text{ r/min}$ ($R_t = 0.0163, \Phi = 0.870$) 时达到最大.

图 6 为 $Re = 4343.7, M = 1.0$ 时吸力面上的气膜偏转轨迹云图, 实验件顺时针旋转. 同图 5 所示, 压力面上气膜轨迹覆盖情况相同, 在转速高于 $\omega = 200 \text{ r/min}$ ($R_t = 0.0041, \Phi = 5.744$) 之后, Φ 下降的很快, 表明惯性力的作用迅速加强, 冷气出流开始明显向高半径位置偏移; 此外, 相同转速情况下吸力面与压力面上气膜轨迹在偏转程度上的差别并不明显.

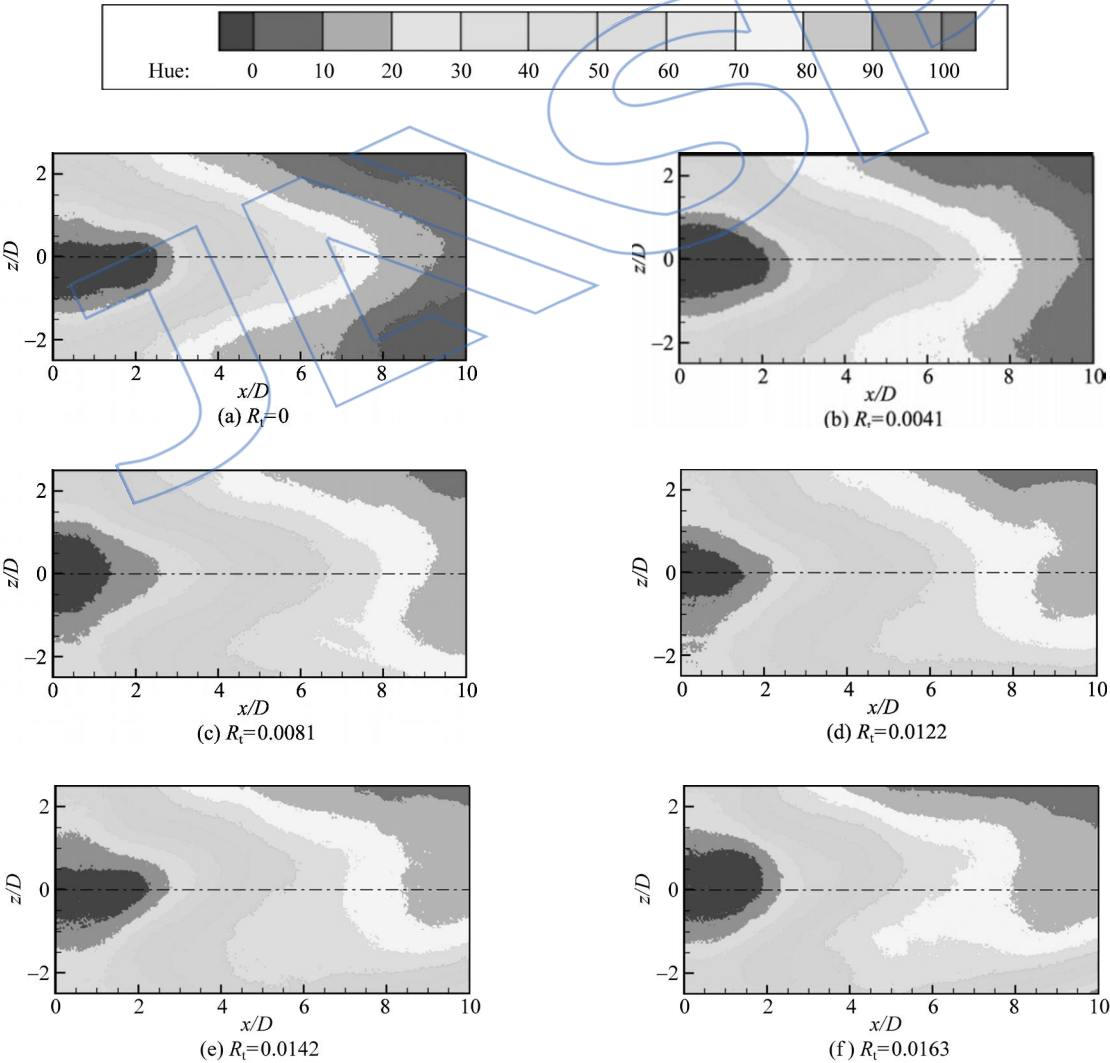


图 5 $Re = 4343.7, M = 1.0$ 时压力面气膜轨迹实验结果

Fig. 5 Film trajectory on pressure surface at $Re = 4343.7$ and $M = 1.0$

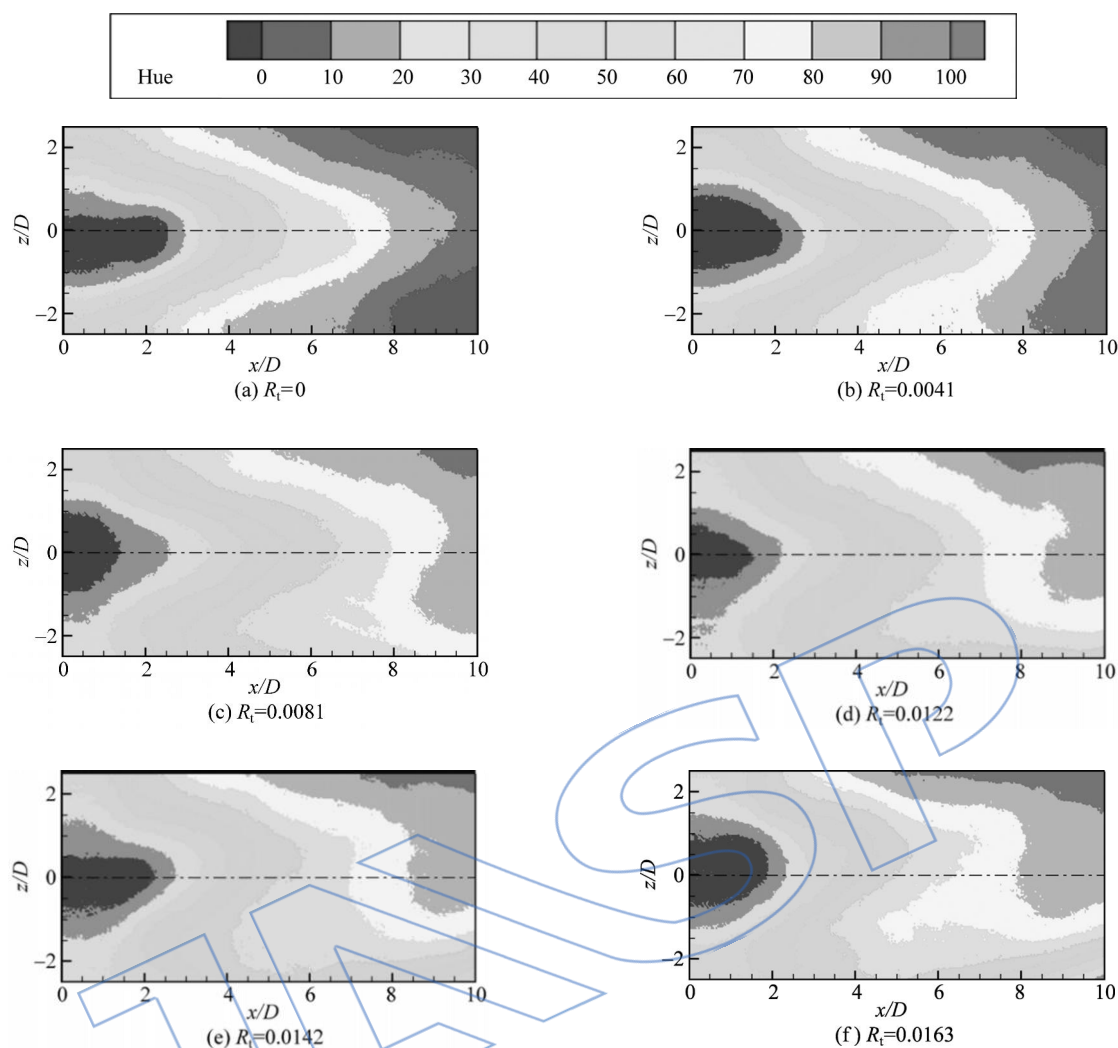


图 6 $Re=4343.7$, $M=1.0$ 时吸力面气膜轨迹实验结果

Fig. 6 Film trajectory on suction surface at $Re=4343.7$ and $M=1.0$

图 7 给出了气膜偏转角度 θ 随 Φ 值的变化规律. 偏转角通过程序进行像素数字计算得出. 表 3 列出了主流流量 0.111 kg/s 时各转速所对应的 Φ

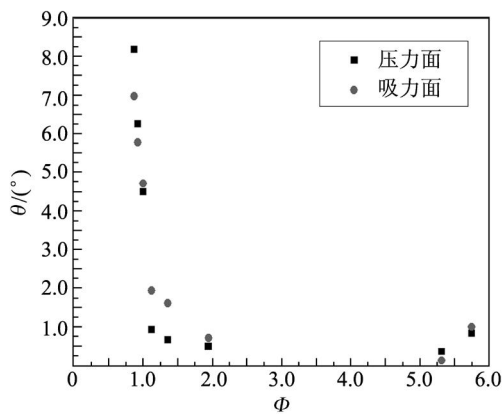


图 7 不同 Φ 下压力面和吸力面气膜偏转角度 θ 的分布

Fig. 7 Distribution of the radial deflective angles of film trajectory for different values of Φ

值. 当 Φ 值小于 1 ($\omega > 600\text{ r/min}$) 时, θ 明显增大, 此时惯性力的作用强于径向压力梯度的作用, 致使气膜上偏的幅度增大. 当 Φ 较大 ($\omega < 300\text{ r/min}$) 时, 由于径向压力梯度的作用明显大于惯性力对气膜的作用, 所以气膜偏转幅度较小. 值得注意的是, 在图 7 中 $\Phi=5.744$ ($\omega=100\text{ r/min}$) 时, 压力面与吸力面的偏转角度 θ 都比 $\Phi=5.312$ ($\omega=200\text{ r/min}$) 时要大, 此现象的原因有待于进一步的研究.

表 3 主流流量 0.111 kg/s 时各转速所对应的 Φ

Table 3 Values of Φ at $\dot{m}=0.111\text{ kg/s}$

转速/ (r/min)	Φ	转速/ (r/min)	Φ
100	5.744	500	1.121
200	5.312	600	0.997
300	1.942	700	0.921
400	1.353	800	0.870

4 结 论

本文通过理论分析和推导,提供了一个用以评价气膜偏转规律的无量纲数 Φ ,并通过实验方法验证了:

1) 受惯性力与叶片内冷通道内主流的径向压力梯度的综合作用,随着旋转数的增大,压力面与吸力面上的气膜轨迹向高半径位置发生偏转,在相同旋转数情况下吸力面与压力面上气膜轨迹在偏转程度上的差别并不明显。

2) 定义叶片通道内主流径向压力梯度与气膜所受惯性力之比为无量纲数 Φ ,当 Φ 值小于 1 时,气膜径向偏转角度明显增大。当 Φ 较大时,气膜偏转幅度较小。

致谢:

感谢新世纪优秀人才支持计划对本研究的支持。

参考文献:

- [1] Goldstein R J. Advances in heat transfer: Vol. 7 - Film cooling[M]. New York and London: Academic Press, 1971:321.
- [2] Han J C, Dutta S, Ekkad S V, et al. Gas turbine heat transfer and cooling technology[M]. New York: Taylor & Francis, 2000:129-243.
- [3] Akella K V, Han J C. Jet impingement cooling in rotating two-pass rectangular channels with smooth walls[R]. AIAA-97-2488, 1997.
- [4] Epstein A H, Kerrebrock J L, Koo J J. Rotational effects on impingement cooling[M]. Hemisphere Publ. Corp., 1987:86-102.
- [5] 杨彬,徐国强,丁水汀,等. 旋转状态下气膜冷却特性的数值研究[J]. 航空学报, 2008, 29(2):274-279.
YANG Bin, XU Guoqiang, DING Shuiting, et al. Numerical study of film cooling characteristics on a rotating turbine blade model[J]. Acta Aeronautica et Astronautica, 2008, 29(2):274-279. (in Chinese)
- [6] 赵振明,吴宏伟,丁水汀,等. 旋转状态下气膜冷却换热系数的实验[J]. 推进技术, 2008, 29(6):662-669.
ZHAO Zhenming, WU Hongwei, DING Shuiting, et al. Experiment of heat transfer coefficients of film cooling over a rotating blade[J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(6):662-669. (in Chinese)
- [7] XU Guoqiang, YANG Bin, TAO Zhi, et al. Theoretical analysis of rotating film cooling mechanism: Part II—A new dimensionless parameter to describe the coolant deflection phenomenon near the pressure surface[C]// The 12th International Symposium on Transport Phenomena and Dynamics of Rotating Machinery. Honolulu, Hawaii: [s. n.], February 17-22, 2008.
- [8] Ng T Y, Luo S C, Lim T T, et al. On the relation between centrifugal force and radial pressure gradient in flow inside curved and S-shaped ducts[J]. Physics of Fluids, 2008, 055109:1-15.
- [9] 吴持恭. 水力学[M]. 北京:高等教育出版社, 2004.
- [10] 刘政崇. 风洞结构设计[M]. 北京:中国宇航出版社, 2005.
- [11] 伍荣林,王振宇. 风洞设计原理[M]. 北京:北京航空学院出版社, 1985.