

DOI: 10.7652/xjtub201406020

出流比及旋转数对回转通道流动换热的影响

赵曙¹, 朱惠人¹, 郭涛¹, 张丽¹, 周志翔²

(1. 西北工业大学动力与能源学院, 710072, 西安; 2. 中国航空动力机械研究所, 412002, 湖南株洲)

摘要: 为深入了解涡轮动叶内通道在旋转状态下的换热分布以及出口流量变化对通道壁面换热的影响, 采用数值模拟方法研究了旋转带肋回转通道的流动特性, 揭示了旋转数、出口流量分配比例对内通道换热的影响机理。计算模型包含3个通道和2个转弯段, 通道进口雷诺数为17 000, 旋转数为0~0.09, 3种工况下出口1、2、3与入口的质量流量比分别为27%、49%、24%(三个出口均有出流), 27%、0%、73%(出口2不出流), 27%、73%、0%(出口3不出流)。结果表明: 静止内通道的出流比变化仅对第3通道的沿程压力系数 C_p 和前、后缘面努赛尔数 Nu 分布有影响; 旋转内通道的出流比变化会影响 C_p 的大小, 旋转哥氏力使通道前、后缘面的 Nu 分布不同; 离心力使径向出流通道的 C_p 随旋转数的增加而缓慢增大, 径向入流通道的 C_p 随旋转数增大而迅速减小; 肋扰流涡使沿程展向平均 Nu 沿流向呈多波峰状分布; 转弯回流涡使得转弯下游通道的 Nu 不对称分布。

关键词: 带肋通道; 出流比; 旋转数; 对流传热; 数值计算

中图分类号: V231.1 **文献标志码:** A **文章编号:** 0253-987X(2014)06-0117-05

Effects of Flow Distribution Ratio and Rotation Number on Flow and Heat Transfer of Rotating Internal Cooling Channels

ZHAO Shu¹, ZHU Huiren¹, GUO Tao¹, ZHANG Li¹, ZHOU Zhixiang²

(1. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. China Aviation Power Machinery Research Institute, Zhuzhou, Hunan 412002, China)

Abstract: Numerical simulation is employed to study a rotation cooling channel model with 90° ribs. The purpose of the study is to reveal the influence mechanism of the rotation number and discharge ratio on internal cooling channel heat transfer characteristics and to understand the heat transfer distribution of internal channel in rotor blades. The model contains 3 passages and 2 turn areas. The inlet Reynolds number and rotating number in passages are 17 000 and 0 to 0.09. The outlet mass flow rate discharge ratios in three passages are 27% 49% 24%, 27% 0% 73%, and 27% 73% 0%, respectively. The results show that only the pressure coefficient and Nu distribution in the third channel are affected by the discharge ratio in the static channel, and the pressure coefficient and Nu distribution are obviously changed in the rotation channel, and that the pressure coefficient increases along radial outflow and decreases along radial inflow due to centrifugal force. The lateral average of Nu distributes in a multiple-peak form as the result of secondary flow induced by rib turbulators. The distribution of Nu in the downstream channel of turning area gets asymmetric due to turning eddy.

Keywords: ribbed channel; discharge ratio; rotation number; convective heat transfer; numerical simulation

收稿日期: 2013-12-20。 作者简介: 赵曙(1984—),男,博士生;朱惠人(通信作者),男,教授。 基金项目: 国家重点基础研究发展计划资助项目(2013CB035702)。

网络出版时间: 2014-04-16

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/61.1069.T.20140416.1749.011.html>

现代航空发动机燃气温度已远高于涡轮叶片的耐热温度,必须采取有效的内、外部冷却技术使涡轮叶片安全稳定的工作。带肋和出流孔是涡轮叶片中常用的冷却结构,冷却空气沿叶片内通道流动时,肋的扰流使流体发生边界层脱离而形成强度不同的漩涡,强化了空气与壁面的换热,冷却空气由出口流出带走多余热量或在叶片表面形成气膜覆盖,保护叶片不被外部高温燃气破坏,这种组合冷却形式提高了冷却空气的利用率。

国内外学者对带肋及出流内通道冷却技术开展了广泛研究^[1-11]。在带出流内通道冷却技术研究中,一方面集中于侧向出流的尾缘通道的冷却机理研究,主要研究不同阻塞比、肋排布、肋角度及通道截面宽高比等几何参数^[1-4]对尾缘通道的流动损失及壁面换热的影响,还研究了雷诺数、旋转数、旋转偏角等气动参数^[5-8]对侧向出流尾缘通道壁面换热系数的影响;另一方面集中于内通道前后缘面有气膜孔出流的冷却机理研究,主要针对气膜孔、肋角度、肋与气膜孔相对位置等几何参数及雷诺数、出流比等气动参数^[9-11]对带肋和气膜出流的内通道冷却的影响。

以上研究者多以侧向出流的楔形尾缘单通道进行研究,流动进口一般为矩形充分发展进口条件,并没有考虑到实际叶片回转通道结构多段通道的连接关系,尾缘通道进口条件与实际情况不同,没能反映出真实尾缘通道流动特征。本文选取了动叶完整内通道模型研究,保证了各段通道的截面形状和相互连接关系,为各段通道提供了与真实情况相同的进口条件,通过数值模拟研究了不同出流比及旋转数对内通道流场分布及壁面 Nu 的影响,为转子叶片回转通道设计提供了数据参考。

1 数值计算模型

1.1 物理模型

典型涡轮动叶截面形状如图1所示^[5],叶片前缘有气膜覆盖冷却,中弦内部有通道肋扰流强化冷却,尾缘有射流吸热冷却。叶片外部的燃气将热量传给叶片时,由叶片表面的气膜覆盖隔热和内部冷气吸热实现了降低叶片的工作温度。转子叶片绕轴由压力面向吸力面方向旋转时,压力面侧的内通道壁面称为后缘面,吸力面侧的内通道壁面称为前缘面。

本文采用的涡轮动叶内通道模型如图2所示,包含了2个梯形截面的径向出流通道和1个矩形截面的径向入流通道,且每个通道壁面上有交错横肋,

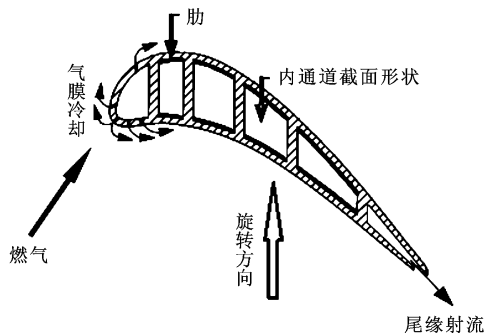


图1 典型叶片内通道截面

2个转弯段将3个通道连接构成回转通道;入口位于第1通道底部、出口1、2位于回转通道顶部,出口3位于第3通道侧壁,入口水力直径 $d=11.2\text{ mm}$,肋宽 $e=0.107d$,肋间距与肋宽比 $p/e=12.58$,文中 x 、 y 、 z 轴分别表示通道的宽度、厚度、高度方向;通道模型绕 x 轴旋转,旋转半径为 R ,旋转半径与水力直径比 $R/d=46.4$ 。

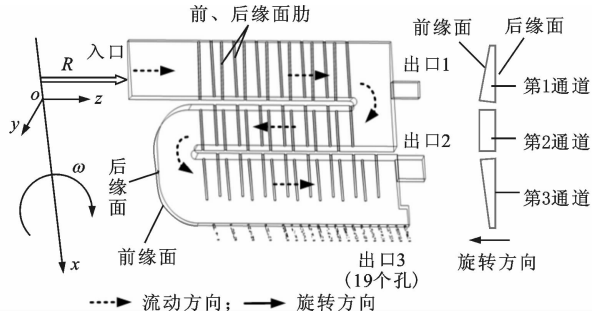


图2 数值模拟几何模型

1.2 计算网格及边界条件

本文采用ICEM 13.0生成的计算网格局部示意如图3所示。考虑到模型的截面形状、肋高尺寸、通道与出口交接面积的变化,对流体域划分使用了非结构混合网格生成方法;由于旋转可能会影响到壁面附近的流场变化,因此加密划分壁面附近的网格;肋周围的流动情况比较复杂,因此采用密度核加划分肋附近区域的网格;考虑了壁面换热及壁面处理函数,在内通道的壁面上添加有10层边界层,并保证壁面函数使用条件($Y^+ < 1$);经网格无关性分析后,选取计算网格总数约为 9.45×10^6 。

借助Fluent 13.0进行三维稳态数值模拟研究,流体为理想气体,选取realizable $k-\epsilon$ 湍流模型及增强壁面函数。计算边界条件分别为质量流量进口条件,3个出口设定不同压力条件来调整流量分配比例,给定无滑移壁面条件并确定相应的湍流脉动能和耗散率,壁面热流密度为 2 kW/m^2 。对雷诺时均湍流微分控制方程的求解采用压力分离隐式稳态

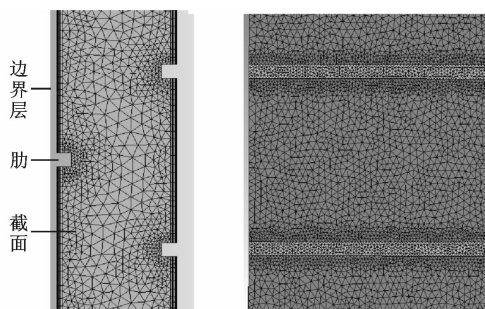


图3 计算模型局部网格

求解器,并采用 SIMPLE 压力速度耦合方法求解各参数。压力修正方程、连续方程、动量方程、 k 和 ϵ 方程均采用亚松弛因子,求解收敛的判断标准为相对残差小于 10^{-5} 。

1.3 参数定义及计算工况

本文研究中的主要参数有:雷诺数 $Re = \rho v_1 d / \mu$, 旋转数 $r_o = \omega d / v_1$, 沿程压力系数 $C_p = 2(P_i - P_1) / (\rho v_1^2)$, 壁面换热系数 $h = q_w / (t_i - t_m)$, 壁面努赛尔数 $Nu = hd / \lambda$ 。其中: ρ 、 v_1 、 d 分别为通道入口的密度、速度和水力直径; μ 为动力黏度; ω 为旋转角速度; λ 为理想气体导热系数; q_w 为表面热流密度; t_i 、 t_m 为通道沿程壁面节点温度和主流温度; P_i 、 P_1 为测点截面上静压和通道入口静压。

研究工况为实际叶片工作的气动条件, Re 为 17 000, 旋转数、出流比包含了实际叶片工作的旋转和流量分配条件: r_o 分别为 0、0.03、0.06、0.09, 3 种工况下出口 1、2、3 与入口的质量流量比 D_r 分别为 27%、49%、24% (3 个出口均有出流); 27%、0%、73% (出口 2 不出流); 27%、73%、0% (出口 3 不出流)。

2 流动结果与分析

2.1 静止回转通道速度场

带肋内通道的流场分布如图 4 所示。在 Re 为 17 000, 3 个出口均有出流的回转通道内流体沿流向受通道截面变化、肋扰流、转弯及出口分流的影响, 会在各段通道内形成不同的速度场分布。径向出流第 1 通道的高速区域沿流向逐渐向靠近转弯隔墙侧偏移, 这是由于左侧梯形窄边肋的扰动流阻较大, 右侧梯形宽边和转弯段导向作用会使主流沿径向逐渐往转弯侧偏移; 径向入流第 2 通道和径向出流第 3 通道均受转弯效应影响, 使下游通道远离转弯段流速增大, 并在下游通道靠近转弯段侧形成低速回流涡, 且第 3 通道内低速涡区域较大, 转弯分离作用沿流向逐渐减弱; 同时, 在第 1、2 转弯段的上游顶部会形成低速回流涡, 下游分离形成抬升冲击和

回流涡。

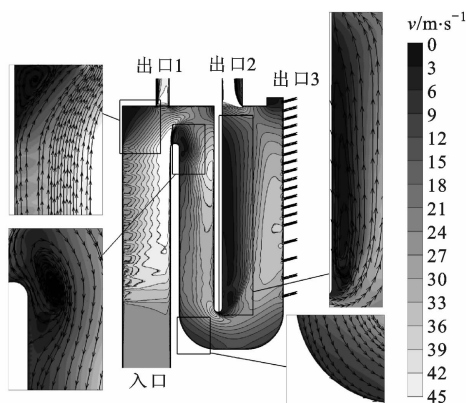


图4 内通道厚度中截面流线图

2.2 旋转数对压力系数结果的影响

图 5 为回转通道的沿程压力系数 C_p 分布, 图中 l/d 表示沿流向距入口的距离与入口水力直径之比。在 Re 为 17 000, 3 个出口均有出流的静止通道, C_p 主要受通道形状、肋分布、出口分流的影响, 使 C_p 沿流向逐渐降低。第 1 通道的 C_p 沿流向迅速降低, 受肋的周期扰流作用最强, 流动损失最大; 第 2 通道的 C_p 沿流向略有降低, 肋的周期扰流作用减弱, 流动损失相对较小; 第 3 通道的 C_p 沿流向略有回升, 沿程分流作用使流动损失逐渐减小; 第 1、2 转弯段 C_p 沿流向先降低后回升。相同工况的旋转回转通道 C_p 还受到旋转离心力、哥氏力的影响, 使第 1 通道的 C_p 随 r_o 的增加沿程降低幅度逐渐减小, 第 2 通道 C_p 随 r_o 的增加沿程降低幅度迅速增大, 第 3 通道 C_p 随 r_o 的增加沿程增加幅度逐渐增大, 第 1 转弯段 C_p 随 r_o 的增加而增大, 第 2 转弯段 C_p 随 r_o 的增加而减小。

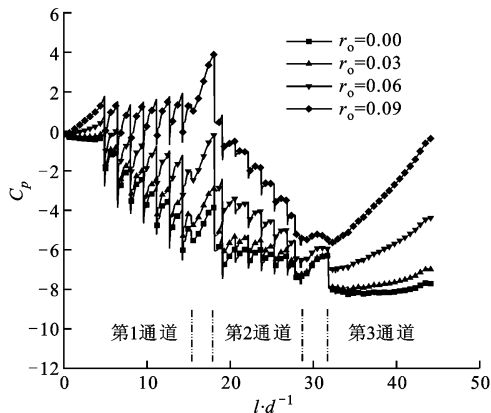


图5 沿程压力系数分布

通道内的主流受肋扰流发生分离, 在肋上游区域形成冲向壁面的二次流涡使壁面附近流速增大, 而在肋下游再附着形成的低速回流涡使肋后壁面附近流

速沿流向逐渐增加,从而形成两肋间的 C_p 逐渐上升的趋势,沿流向的 C_p 呈多波峰状分布;出口 1 的分流作用使第 1 转弯段流动损失减小, C_p 逐渐增加,第 2 转弯段流动损失相对较小,沿程 C_p 略有增加;出口 3 沿流向的分流作用使第 3 通道 C_p 缓慢增大。

2.3 出流比对压力系数的影响

由图 6 可知,在 Re 为 17 000、 r_o 为 0 和 0.09 时,3 种出流比 D_r 下静止通道的 C_p 较小,出口 2、3 的流量变化使第 3 通道 C_p 沿流向差异逐渐增大。3 个出口均出流时沿程阻力最小,出口 2 不出流时沿程阻力最大,流体沿侧向出口 3 的 19 个小孔排出时,沿程分流损失和突缩回流涡使流向压力逐渐增大。3 种 D_r 下旋转通道的 C_p 较大,旋转作用影响径向通道的流场变化,3 个出口均出流时 C_p 最小,沿程的流动损失最大,出口 2 不出流时 C_p 最大,沿程的流动损失最小,出流比变化对通道流动损失的影响比静止时更为明显。

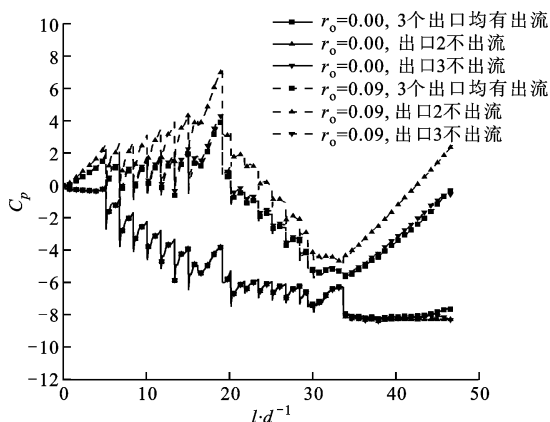


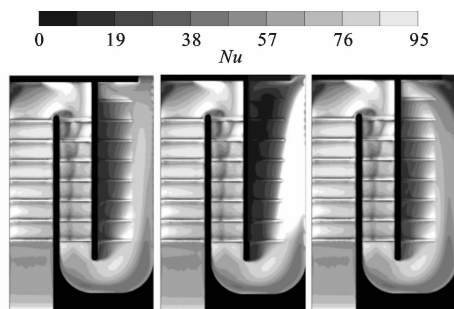
图 6 沿程压力系数分布

3 换热结果与分析

3.1 出流比对换热系数的影响

如图 7 所示,在 Re 为 17 000、 r_o 为 0.00 时,不同 D_r 下回转通道后缘面的第 1、2 通道及转弯段 Nu 分布相同,而第 3 通道的 Nu 分布明显不同,这是由于出流比变化仅影响第 3 通道内速度场的分布,从而改变了壁面 Nu 分布。截面形状和转弯段的导向作用使第 1 通道的 Nu 分布不对称,沿流向 Nu 较高的区域逐渐靠近转弯段。转弯分离作用使第 2、3 通道的 Nu 分布不对称,远离转弯下游 Nu 较高,靠近转弯下游 Nu 较低,沿主流方向 Nu 分布逐渐均匀。转弯效应在转弯段的上游顶部形成低速回流涡,同时在转弯下游形成射流冲击,导致转弯顶部出现了低 Nu 区域和转弯下游侧壁的高 Nu 区

域。出口 1 的分流作用使出口附近壁面流速增加,增大了壁面的 Nu 。第 3 通道壁面 Nu 主要受出口 2、3 流量分配比的影响,当出口 2、3 均出流时 Nu 不均性沿流向逐渐减弱,回流涡引起的低 Nu 区域相对较小,沿流向换热趋于均匀;出口 2 不出流时 Nu 较高区域明显向通道右侧偏移,使左侧低速回流涡引起的低 Nu 区域沿流向逐渐增大,沿流向 Nu 不均性增加;出口 3 不出流时 Nu 较高区域明显向内侧偏移,使转弯回流涡引起的 Nu 较低区域减小,并在通道右侧顶部出现低 Nu 区域,沿流向肋的扰流也强化了壁面换热,沿流向 Nu 不均性降低。

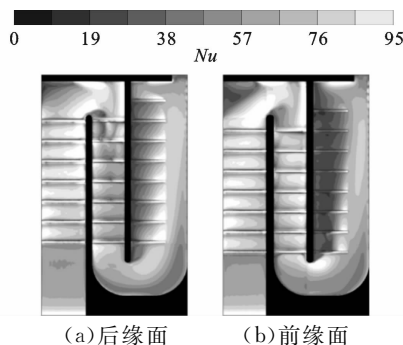


(a) 3 个出口均有出流 (b) 出口 2 不出流 (c) 出口 3 不出流

图 7 不同出流比下后缘面的 Nu 分布

3.2 旋转数对换热系数的影响

图 8 是在 Re 为 17 000、 D_r 为 27%、49%、24%、 r_o 为 0.09 时,回转通道前后壁面的 Nu 分布。旋转使第 1、3 通道后缘面的 Nu 明显增大,使第 2 通道后缘面 Nu 减小,增大幅度比减小幅度明显;前缘面的 Nu 变化与后缘面的相反;旋转对第 1、2 转弯段前后缘面 Nu 影响较小,这是由于旋转哥氏力将截面中心流体推向哥氏力指向的壁面,从而提高了指向壁面的 Nu 。



(a) 后缘面 (b) 前缘面

图 8 旋转内通道壁面 Nu 分布

如图 9 所示,肋的周期扰流作用使 Nu 沿流向呈多波峰状分布,沿流向两肋间的高换热逐渐靠近肋的背风面,在肋间沿流向 Nu 逐渐降低,这是主流分离再附着产生的涡对壁面 Nu 的影响所致。图 9a

中第1、3通道后缘面 Nu 沿流向随 r_o 增加而增大,第3通道的增幅明显;图9b中第2通道前缘面 Nu 随 r_o 增加而增大。由于流向截面的二次流涡偏移方向与流动方向有关,故对径向出流通道后缘面增强的幅度比前缘面减弱的幅度大,而对径向入流通道前缘面增强的幅度比后缘面减弱的幅度大。

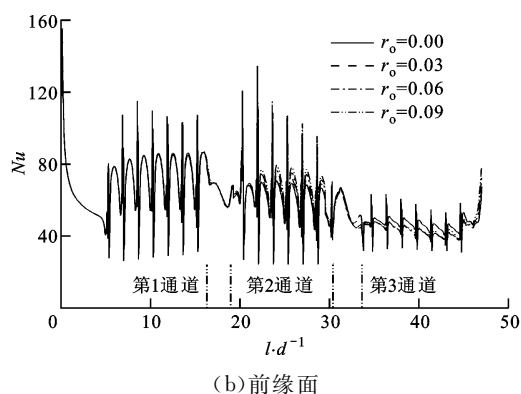
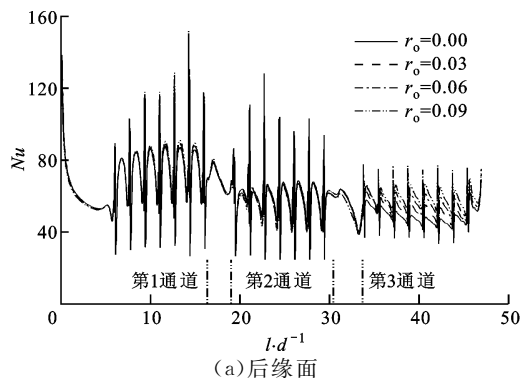


图9 不同旋转数下沿程展向平均 Nu 分布

4 结 论

本文研究了出流比和旋转数对叶片回转通道模型流动换热的影响规律,在 Re 为 17 000、3 种 D_r 和 4 个 r_o 工况下,采用三维数值模拟方法研究了带肋完整通道的流动换热规律,得出以下结论。

(1) 回转通道的多段连接关系对流场、换热的影响非常明显,单通道研究中是不能发现的。

(2) 出口流量分配比仅影响静止第3通道压力系数,沿程差异略有增加;出口流量分配比影响旋转通道压力系数,出口2不出流时沿程损失最小,3个出口均出流时沿程损失最大。

(3) 静止情况第1通道压力系数降低最快,流动损失最大,且流动损失沿流向逐渐减小;旋转情况第1、3通道沿程压力系数逐渐增加,第2通道沿程压力系数迅速降低。

(4) 出口流量变化对第3通道努赛尔数分布影响

较大,出口2不出流使第3通道侧向形成极高换热区,不利于前、后缘面努赛尔数的均匀分布;旋转作用使第3通道前、后缘面的努赛尔数分布差别较大。

(5) 径向出流后缘面努赛尔数随旋转数增加而增大,径向入流后缘面努赛尔数随旋转数增加而减小,后缘面沿流向努赛尔数的增加幅度变大,而前缘面情况反之;沿程展向平均努赛尔数呈多波峰状分布,沿流向展向努赛尔数逐渐减小。

参考文献:

- [1] TASLIM M E, HUANG X. Experimental/numerical investigation on the effects of trailing-edge cooling hole blockage on heat transfer in a trailing-edge cooling channel [C]// Proceedings of the ASME Turbo Expo 2013. Norcross, GA, USA: American Society of Mechanical Engineers, 2013: 49-63.
- [2] KAN Rui, YANG Li, REN Jing, et al. Effect of rib configuration and lateral ejection on a high aspect ratio trailing edge channel [C]// Proceedings of the ASME Turbo Expo 2013. Norcross, GA, USA: American Society of Mechanical Engineers, 2013: 18-28.
- [3] WRIGHT L M, GOHARDANI A S. Effect of coolant ejection in rectangular and trapezoidal trailing edge cooling passages [C]// Proceedings of the ASME Turbo Expo 2008. Norcross, GA, USA: American Society of Mechanical Engineers, 2008: 399-408.
- [4] ARMELLINI A, OLETTI F, ARTS T, et al. Aero-thermal investigation of a rib-roughened trailing edge channel with crossing-jets: part II heat transfer analysis [C]// Proceedings of the ASME Turbo Expo 2008. Norcross, GA, USA: American Society of Mechanical Engineers, 2008: 663-673.
- [5] LIU Yaohsien, HUH M, WRIGHT L M, et al. Heat transfer in trailing edge, wedge shaped cooling channels with slot ejection under high rotation numbers [C]// Proceedings of the ASME Turbo Expo 2008. Norcross, GA, USA: American Society of Mechanical Engineers, 2008: 311-320.
- [6] QIU Lu, DENG Hongwu, TAO Zhi. Effect of channel orientation in a rotating smooth wedge-shaped cooling channel with lateral ejection [C]// Proceedings of the ASME Turbo Expo 2013. Norcross, GA, USA: American Society of Mechanical Engineers, 2013: 25-37.
- [7] BONANNI L, CARAASCI C, FACCHINI B, et al. Experimental survey on heat transfer in a trailing edge

(下转第138页)