

利用上游沙丘形斜坡增强气膜冷却

张盛昌¹, 张靖周^{1,2}, 谭晓茗¹

(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. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191)

摘 要: 在平板上开设单排气膜孔,并通过红外测温法,实验研究了四个典型吹风比(0.5、1.0、1.5 和 2.0)下圆柱形气膜孔(CH)安置上游沙丘形斜坡(SDR)的绝热气膜冷却效率,并与平直楔形斜坡(SWR)进行了对比,同时结合数值模拟对不同形状的上游斜坡作用机制进行了剖析。研究结果表明:相比 SWR,SDR 可以诱导出特有的反肾形涡对,因而在强化气膜冷却方面更具优势。在小吹风比下(吹风比为 0.5),SWR 和 SDR 可以分别提高特定区域(孔下游 15 倍孔径范围内)的面积平均气膜冷却效率达 26%和 75%左右,在高吹风比下(吹风比为 1.5),两者的相对提高幅度分别高达 100%和 150%左右。

关 键 词: 气膜冷却; 沙丘形斜坡; 绝热气膜冷却效率; 红外测温法; 反肾形涡
中图分类号: V231.1 **文献标志码:** A

Film cooling enhancement by using upstream sand-dune-shaped ramp

ZHANG Shengchang¹, ZHANG Jingzhou^{1,2}, TAN Xiaoming¹

(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. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China)

Abstract: Abstract: Single-row film holes were drilled on flat plates, and experimental tests were performed to investigate the cylindrical-hole (CH) film cooling in the presence of upstream sand-dune-shaped ramp (SDR) under four typical blowing ratios of 0.5, 1.0, 1.5 and 2.0 using infrared thermometry method. A straight-wedge-shaped ramp (SWR) was adopted for the comparison. At the same time, numerical simulations were also performed to illustrate different roles of respective upstream ramps on the film cooling enhancement. Results showed that the presence of the upstream sand-dune-shaped ramp helped to generate an additional pair of anti-kidney vortices. As a consequence, the SDR provided a more favorable film cooling enhancement than the SWR. Under a small blowing ratio of 0.5, the area-averaged adiabatic film cooling effectiveness in a specific zone (within 15 times of the hole diameter downstream of the film hole) increased about 26% by SWR and 75% by SDR, with respect to the baseline cylindrical-hole situation. Under a high blowing ratio of 1.5, the area-averaged adiabatic film cooling effectiveness could be increased up to 100% and 150%, respectively, by using SWR and SDR.

收稿日期:2019-11-12
基金项目:国家自然科学基金(U1508212); 国家科技重大专项(2017-III-0011-0037)
作者简介:张盛昌(1994—),男,博士生,研究方向为航空发动机热端部件的强化冷却。

引用格式:张盛昌,张靖周,谭晓茗. 利用上游沙丘形斜坡增强气膜冷却[J]. 航空动力学报,2020,35(5):973-982. ZHANG Shengchang,ZHANG Jingzhou,TAN Xiaoming. Film cooling enhancement by using upstream sand-dune-shaped ramp [J]. Journal of Aerospace Power,2020,35(5):973-982.

Key words: film cooling; sand-dune-shaped ramp; adiabatic film cooling effectiveness; infrared thermometry method; anti-kidney vortices

为了满足高推质比航空发动机的技术发展需求,涡轮前进口温度持续提升,导致热端部件的热防护技术难度不断加剧。气膜冷却作为一种高效的冷却方式,对于热端部件热防护效果的提高具有重要的贡献,由于气膜冷却所用冷却空气是从压气机抽取的,过量的压缩空气消耗必然导致发动机性能的下降,因此需要进一步优化和创新气膜冷却结构以实现更优的冷却性能。

国内外研究人员针对气膜冷却开展了大量的研究,在气膜冷却强化方面的一个引人瞩目的进展是成型孔的应用^[1],它能够有效抑制气膜射流与主流相互作用所形成的肾形涡,从而改善气膜冷却效率。近 10 年来,除了对常规的扇形气膜孔开展深化和优化研究之外^[2-6],国内外学者对新型成型孔强化气膜冷却机理和作用开展了不懈的探究,譬如哑铃或豆粒形^[7]、分叉形^[8]、月牙形^[9]、猫耳形^[10]、凹槽形^[11]、收敛缝形等^[12-13]。在发展新型气膜孔结构的同时,利用气膜孔上游斜坡强化气膜冷却也引起关注^[14-15],这种表面处理方式可利用热障涂层喷涂制备而成,因而对冷却结构成型工艺和强度影响很小。Chen 等^[16]和 Rallabandi 等^[17]对平直楔形斜坡的高度、角度和相对位置等影响因素进行了系统研究,上游斜坡的存在使得近壁主流发生偏转进而削弱了主流对气膜孔下游冷却射流的影响,能够有效地改善气膜冷却效率,但同时也引起附加的气动损失。为了减少上游斜坡对气动性能的影响,Abdala 等^[18-19]提出了曲率斜坡的结构形式,相对于常规斜坡可以获得更好的展向气膜覆盖和较低的表面传热系

数;Hammami 等^[20]提出了一种多面锥体形的上游斜坡结构,Zheng 等^[21]提出了非连续斜坡结构形式,通过数值模拟研究指出上述斜坡结构可以获得更好的冷却和气动性能;Zhang 等^[22]数值研究了上游斜坡展向高度分布对于矩形孔气膜冷却的影响,研究表明当斜坡两侧高度大于中央高度时,展向非等高斜坡可以诱导出显著的反-肾形涡流动结构,改善气膜冷却效果。值得关注的是,Zhou 和 Hu^[23-24]基于“沙丘”减阻流动机理提出了“沙丘”型斜坡概念并结合圆形孔气膜冷却进行了流动和传热的实验研究,结果表明在气膜孔前面布置沙丘形斜坡能有效扩展气膜覆盖面积和削弱气膜分离。

沙丘型斜坡是一种具有良好气动外形的新型的结构形式,目前对其内在作用机制以及影响规律的研究尚不充分。鉴此,本文通过实验在三个典型吹风比下对上游沙丘型斜坡(sand-dune-shaped ramp, SDR)和平直楔形斜坡(straight-wedge-shaped ramp, SWR)进行了冷却效率对比研究,并结合数值模拟方法对不同形状的上游斜坡作用机制进行了深入剖析。

1 实验过程简介

1.1 实验系统和模型

实验系统示意图如图 1 所示,主要包括主流供气系统、次流供气系统、测试系统和数据采集系统四部分组成。其中,主流由单螺杆压气机供给,并通过可控硅整流器(silicon controlled rectifier, SCR)控制电加热器功率将其加热至给定温度,随

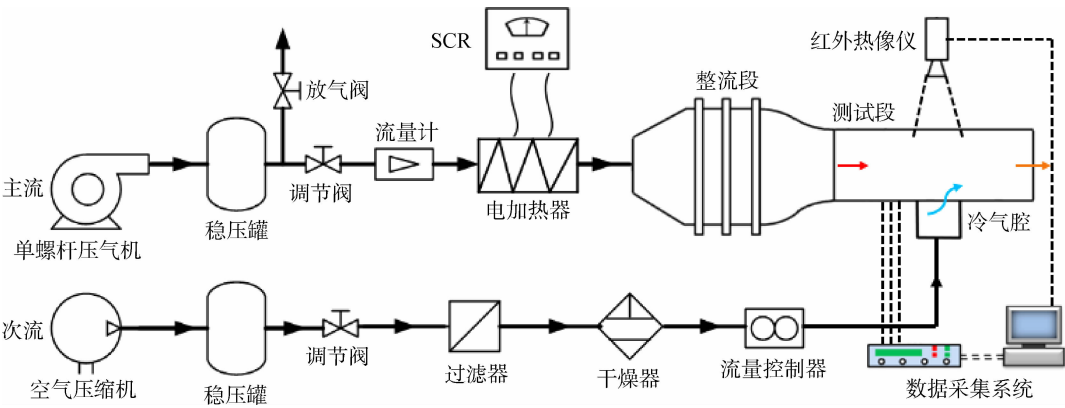


图 1 实验系统示意图

Fig. 1 Schematic diagram of experimental facility

后进入整流段和测试段。测试段横截面积为 150 mm×120 mm,在前端开有便于测量主流温度的测温孔,并开设红外测温窗口。次流由空气压缩机供给,并使用过滤器和干燥器将其清洁干燥,随后通过质量流量控制器调节流量后进入冷气腔,冷气腔壁面同样开有测温孔,冷气通过布置于气膜板上的单排气膜孔进入测试段。

如图 2(a)所示,气膜板采用有机玻璃材料制备,在气膜板上布置单排共 7 个圆柱形气膜孔(CH),孔径 $D=4\text{ mm}$,孔轴线与板面形成的流向夹角(α)为 35° ,板厚为 $2.25D$,使得气膜孔长径比 $L/D=4$,气膜孔中心位于距气膜板前端 $15D$ 位置,相邻孔间距 $P=3D$ 。坐标原点位于孔中心位置, X 、 Y 、 Z 向依次表示流向、展向和法向。沙丘型斜坡如图 2(b)所示,其高度(H_d)为 2 mm,即 $0.5D$;宽度(W)为 11.4 mm,略小于相邻孔间距;沙丘前缘至顶点的前体长度(L_f)为 5.4 mm,位于中央截面的坡体长度(L_m)为 1.8 mm,两侧分叉围绕气膜孔的尾腿长度(L_b)为 7.2 mm,气膜孔出口中心距离中央坡底(L_1)为 4.0 mm;作为对比的平直楔形斜坡如图 2(c)所示,它的高度与沙丘斜坡相同,长度为沙丘斜坡前体长度(L_f),气膜孔出口中心距离坡底长度(L_2)为沙丘斜坡 L_m 与 L_1 之和,即 5.8 mm。最终,气膜冷却结构设计到三

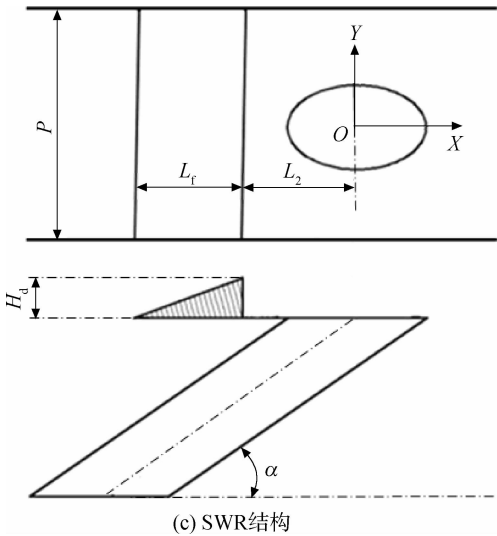


图 2 气膜冷却结构示意图

Fig. 2 Schematic of film cooling configuration

种:简单圆柱孔结构(CH),圆柱孔上游引入直楔形斜坡结构(CH-SWR)和圆柱孔上游安置沙丘形斜坡结构(CH-SDR)。

1.2 实验参数和测试

实验中,通过调节进气阀门使主流入口流量为 0.45 kg/s,对应的入口速度为 25 m/s,通过控制电加热器功率使得主流入口温度为 358 K。次流温度由热电偶测量得到,约为 306 K,次流入口流量由吹风比 M 决定,并通过质量流量控制器调至对应流量大小。本文选择四个典型吹风比作为研究对象,分别为 0.5、1.0、1.5 和 2.0。

$$M = \frac{\rho_c u_c}{\rho_\infty u_\infty} \tag{1}$$

式中 ρ_∞ 和 u_∞ 分别为主流的密度和入口平均速度, ρ_c 和 u_c 分别为次流的密度和平均速度。

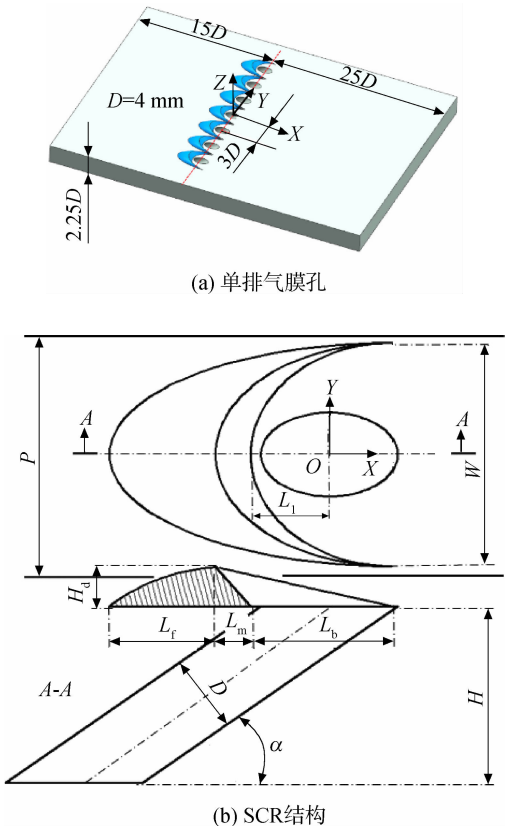
局部绝热气膜冷却效率定义为

$$\eta_{ad,t} = \frac{T_\infty - T_{aw}}{T_\infty - T_c} \tag{2}$$

式中 T_∞ 和 T_c 分别表示主流和次流的入口温度, T_{aw} 表示绝热壁温。虽然本文所用气膜板材料的导热率较低,但仍存在微弱的导热效应,为此采用 Ethridge 等提出的修正法^[25]对实际测量的气膜冷却效率进行修正,即

$$\eta_{ad} = \frac{\eta_{meas} - \eta_0}{1 - \eta_0} \tag{3}$$

式中 η_{meas} 为实际测量得到的冷却效率, η_0 表示由气膜板材料导热所引起的冷却效率偏差,通过测量无气膜孔的气膜板温度得到。在本实验中约为 0.04~0.07。



主流温度 T_{∞} 和次流温度 T_c 均由 K 型热电偶测量得到,测试误差为 $\pm 0.5\text{ K}$ 。气膜板壁面温度由红外热像仪测量得到,对应不确定度为 $\pm 1\text{ K}$ 。根据误差传递理论^[26]得到实际测量的气膜冷却效率 η_{meas} 的不确定度约为 6.3% ;对于绝热气膜冷却效率,不确定度约为 7.5% 。

2 数值模拟简介

2.1 计算模型和边界条件

按照实验模型建立数值计算模型,针对单排气膜冷却结构的周期性特征,选择展向一倍孔间距的区域作为计算域,如图 3 所示,计算域由主流通道、气膜孔和冷气容腔组成。主流通道长宽高为 $50D \times 3D \times 15D$,气膜孔中心位于主流通道进口下游 $15D$ 位置。

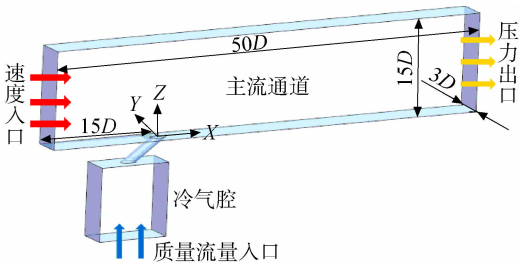


图 3 计算域示意图

Fig. 3 Schematic of computation domain

主流入口定义为速度入口,并设置为充分发展速度剖面,即

$$\frac{u}{u_{\infty}} = \left(\frac{Z}{\delta} \right)^{1/7} \quad (4)$$

其中 δ 取自 Zhou 和 Hu^[23] 的实验测量值,为 $1.4D$; u_{∞} 为主流核心区速度,取为 25 m/s ,主流湍流强度设置为 1.5% ,温度为 380 K 。

冷流入口设置为质量流量进口,入口流量由吹风比 M 决定,入口温度为 300 K 。主流通道出口定义为压力出口,出口压力为一个标准大气压,主流通道两侧定义为周期性边界条件。固体壁面设置为绝热、无滑移边界。

采用总压损失系数 $(\Psi)^{[27]}$ 评估三种气膜冷却结构的气动损失大小,其定义为

$$\Psi = \frac{p_{\text{ref}}^* - p_{\text{out}}^*}{p_{\infty, \text{in}}^* - p_{\text{out}}^*},$$

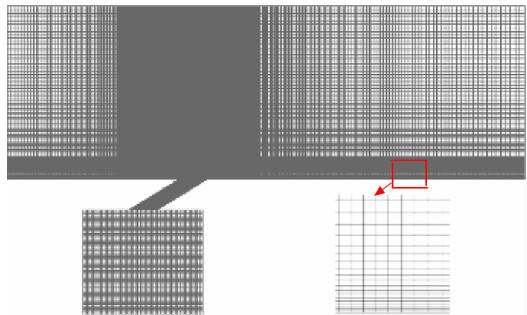
$$p_{\text{ref}}^* = \frac{\dot{m}_{\infty}}{\dot{m}_{\infty} + \dot{m}_c} p_{\infty, \text{in}}^* + \frac{\dot{m}_c}{\dot{m}_{\infty} + \dot{m}_c} p_{c, \text{in}}^* \quad (5)$$

式中 $\dot{m}_{\infty}$ 和 $\dot{m}_c$ 为主、次流的质量流量;所有压力值均采用质量加权平均方法,其中 $p_{\infty, \text{in}}^*$ 和 $p_{c, \text{in}}^*$ 为

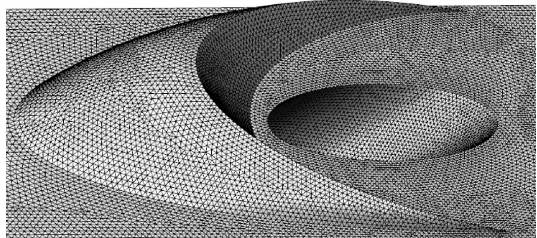
主、次流入口总压, p_{out}^* 和 p_{out} 分别为主流出口总压和静压。由于该定义式考虑了冷气注入所引入的总压,用其评估气膜冷却中的气动损失情况较为合理。

2.2 计算方法

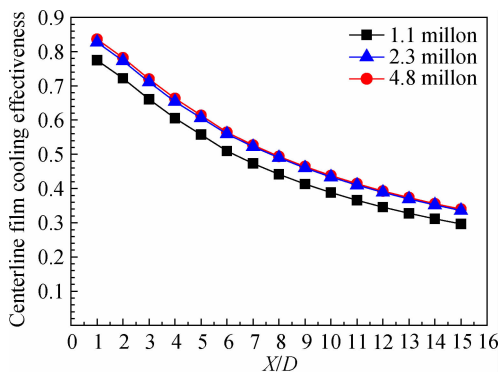
使用商用软件 GAMBIT 进行网格划分。由于几何形状的原因,计算域不能采用全结构网格划分,因此将计算域分为多个子区域;在沙丘形斜坡附近采用非结构网格,其余区域采用结构网格,如图 4 所示。为了满足增强型壁面函数对近壁区域网格的要求,在壁面附近设置边界层网格,使第一层网格高度满足 $Z^+ < 1$ 。最终的网格数目通过网格独立性实验确定,发现网格数目增加到 230 万时,网格数目的增加对结果影响不大,因此本文所用网格在 230 万左右。



(a) 计算域网格划分



(b) 斜坡附近网格分布



(c) 孔中心线气膜冷却效率

图 4 网格划分和独立性验证

Fig. 4 Computational grids and sensitivity test

采用商用软件 Fluent-CFD 分离隐式求解器进行稳态求解。根据已有的研究^[28-30],realizable $k-\epsilon$ 两方程湍流模型在预测气膜冷却方面的精度较好,因此,本文选择 realizable $k-\epsilon$ 湍流模型来封闭湍流应力项,并用增强型壁面函数对近壁流动进行处理。采用 SIMPLEC 压力修正算法,各物理量的离散精度为二阶。计算收敛的准则为各项残差均小于 10^{-5} 。

3 结果及分析

3.1 绝热气膜冷却效率

图 5 和图 6 分别为 $M=0.5$ 和 $M=1.0$ 时平板壁面上局部绝热气膜冷却效率分布的实验和数值模拟结果。

在小吹风比下,由于气膜出流向主流的法向穿透能力弱,常规圆柱形气膜孔能够在气膜孔下游中心线附近形成较好的覆盖延伸,但是在展向上的气膜覆盖却无法实现,如图 5(a)所示;在气膜孔上游安置平直楔形斜坡,见图 5(b),气膜孔附近的气膜冷却效率及其在展向的均匀性均得到了有效改善,但也注意到,在气膜孔中心线上的气膜射流向下游的延伸流动能力相较常规圆柱形气膜孔有所下降;对比平直楔形斜坡,采用沙丘形上游斜坡,气膜孔下游展向上的气膜覆盖得到了进一步增强,特别是沿流向的气膜射流仍具有较强的延伸能力,如图 5(c)所示。

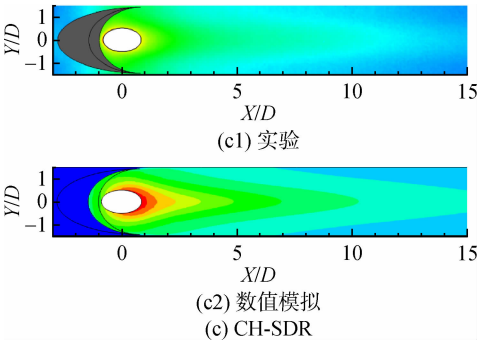
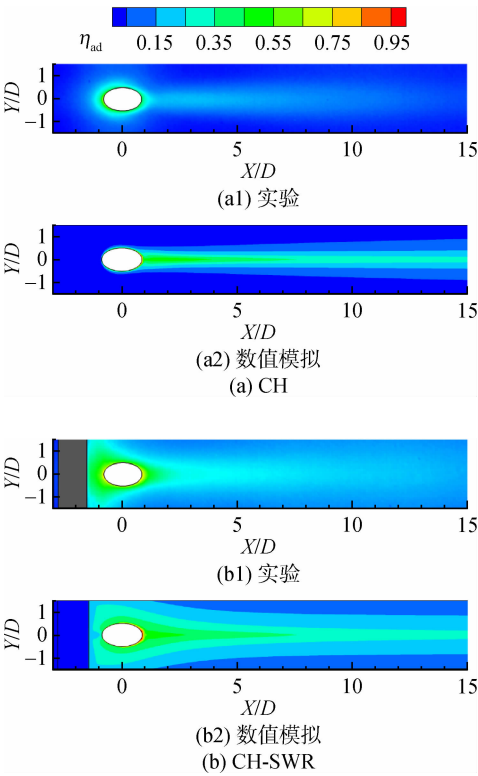


图 5 平板壁面绝热气膜冷却效率分布($M=0.5$)
Fig. 5 Local adiabatic film cooling effectiveness on the protected surface ($M=0.5$)

随着吹风比的提高,由于射流喷吹的动量增加,常规圆柱形气膜孔在高吹风比下向主流的强穿透导致其冷却效果相对小吹风比($M=0.5$)有所下降,如图 6(a)所示。此时在气膜孔上游设置斜坡显示出更为显著的改善气膜冷却作用效果,如图 6(b)和图 6(c)所示,其主要特征体现在,上游斜坡不仅使得气膜孔下游的展向气膜覆盖得到有效改善,而且在气膜孔下游中心线附近的流向延展能力也得到一定程度的增强,特别是采用沙丘形上游斜坡。

上游斜坡有利于改善局部气膜冷却效率在展向的均匀性,尤其是在平直楔形斜坡尾缘和沙丘形斜坡围绕的气膜孔周围,局部绝热气膜冷却效



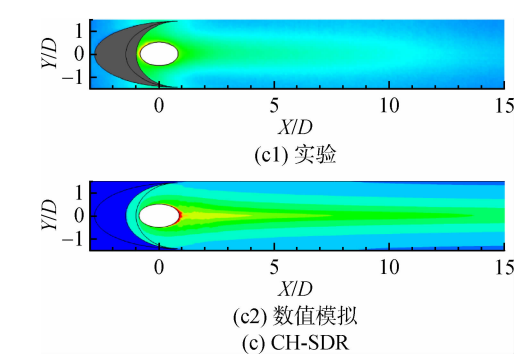


图 6 平板壁面绝热气膜冷却效率分布($M=1.0$)

Fig. 6 Local adiabatic film cooling effectiveness on the protected surface ($M=1.0$)

率很高,显然这是冷却空气在临近气膜孔周围驻留增强的结果。同时,从实验测试和数值模拟的对比来看,两者所反映出的气膜绝热冷却效率分布特征是一致的,但是由于实验模型中存在特定的平板内部导热效应,无法完全保证其“壁面绝热”的热边界条件要求,因此实验测试获得的气膜绝热冷却效率分布在展向上的差异没有数值模拟结果明显,且在数值上与数值模拟结果存在一定的偏差。图 7 显示了存在上游沙丘型斜坡时气膜孔下游展向平均绝热冷却效率($\eta_{ad,l-av}$)的实验和数值模拟结果的对比,可见,实验测试值普遍小于数值模拟值,大部分偏差在 10% 以内。

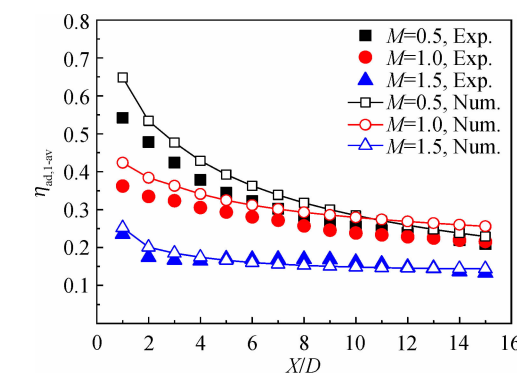


图 7 展向平均绝热气膜冷却效率实验和计算值对比 (CH-SDR)

Fig. 7 Comparison of laterally-averaged adiabatic film cooling effectiveness between experimental and numerical results for CH-SDR

图 8 为不同吹风比下展向平均绝热气膜冷却效率沿流向的分布的实验结果,图 9 为不同吹风比下圆柱形气膜孔在有/无上游斜坡时特定区域的面积平均绝热气膜冷却效率的对比,此处指定的区域为气膜孔出口至流向 $X/D=15$ 的位置。对比两种斜坡形状,无论在小吹风比还是大吹风

比下,沙丘形斜坡均呈现出更优的气膜冷却效率改善作用。从图 9 还可以看出,在高吹风比下 ($M=1.5$),上游斜坡可以显著提高气膜冷却效率,平直楔形和沙丘形斜坡可以分别提高区域平均绝热气膜冷却效率($\eta_{ad,s-av}$)达 100% 和 150% 左

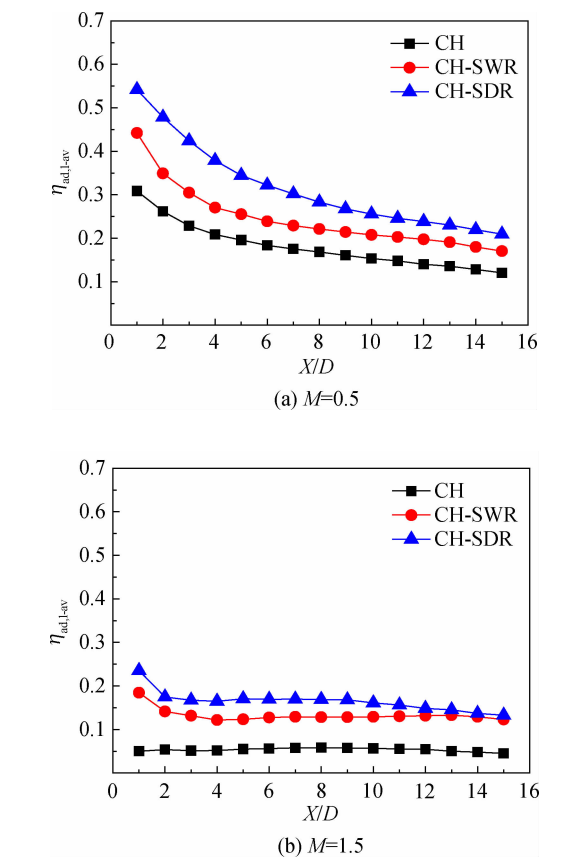


图 8 展向平均绝热气膜冷却效率分布实验结果

Fig. 8 Tested laterally-averaged adiabatic film cooling effectiveness along stream-wise direction

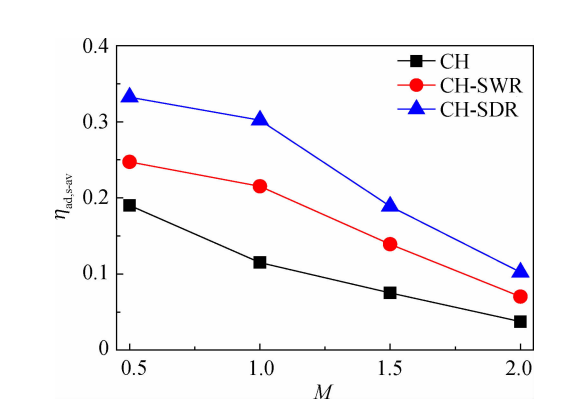


图 9 面积平均绝热气膜冷却效率实验结果 ($X/D=0\sim15$)

Fig. 9 Tested area-averaged adiabatic film cooling effectiveness ($X/D=0\sim15$)

右;而在小吹风比下($M=1.5$),两者的相对提高幅度分别为 26%和 75%左右。但是,采用上游斜坡,在高吹风比的气膜绝热冷却效率的绝对数值依然较低。

3.2 流场特征分析

为了揭示沙丘型斜坡对气膜冷却的作用机制,本节从 $M=1$ 的数值模拟结果中提取其主要的流场特征加以分析。图 10 显示了采用无量纲温度 $\Theta=(T-T_c)/(T_\infty-T)$ 渲染的气膜孔出口附近流线分布,图 11 显示了邻近壁面($Z/D=0.125$)截面上的相对静压分布。

对于圆柱形孔,冷气射流与主流相互作用后

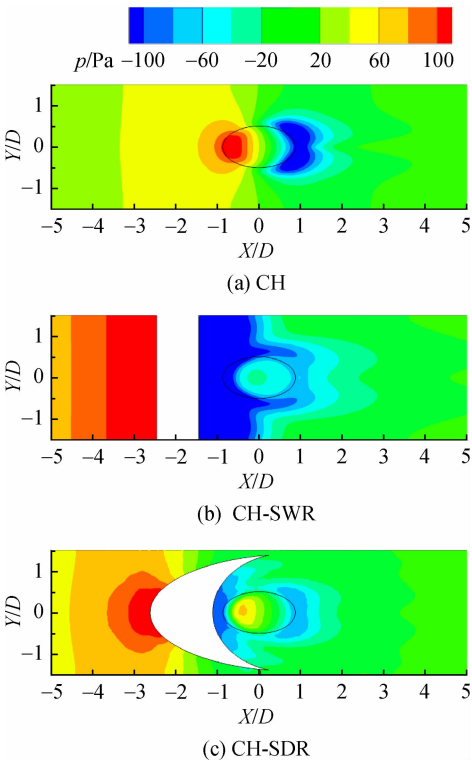
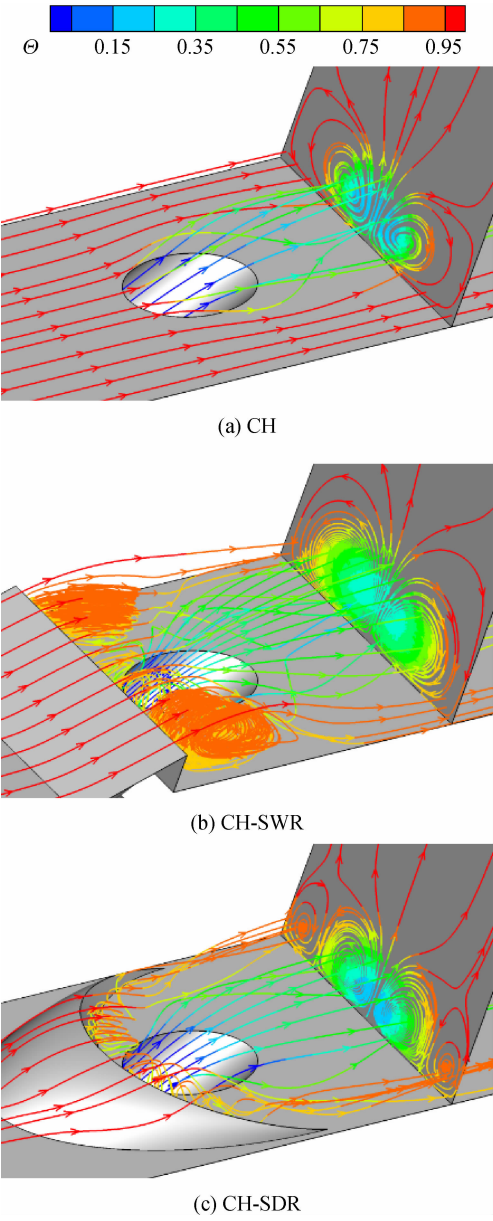


图 11 $Z/D=0.125$ 平面上相对静压分布
Fig. 11 Static pressure contours on $Z/D=0.125$ plane

产生一对明显的肾形涡,诱导主流入侵至射流底部,如图 10(a)所示;缘于主流和射流的相干作用,在气膜孔前缘形成压力升,同时在气膜孔尾缘形成负的静压区,如图 11(a)所示。在圆柱形孔上游引入平直楔形斜坡(CH-SWR),见图 10(b)和图 11(b),近壁主流绕掠斜坡被抬升,在紧邻斜坡的下游诱导产生低静压的回流区,该低静压回流区对冷气射流具有一定的卷吸作用,扩展了气膜在横向的覆盖面积;但是在远离气膜孔的下游,主导气膜冷却的涡对仍然是肾形涡。在圆柱形孔上游安置沙丘型斜坡(CH-SDR),见图 10(c)和图 11(c),相对于平直楔形斜坡,沙丘形斜坡对于主流具有良好的气动型面,因而主流绕掠沙丘形斜坡的分离流动可以得到有效的削弱,值得关注的—个显著特征是在气膜孔下游肾形涡对的两侧形成与相邻肾形涡对旋转方向相逆的涡对,由于背风面形成的局部低压区,气膜射流前缘的部分冷却介质被卷吸驻留于气膜孔前缘周围,与掠过沙丘形斜坡的主流形成螺旋状掺混并沿着沙丘斜坡的两脊发展,进行生成与肾形涡旋转方向相逆的反肾形涡对。

图 12 对比了气膜孔上游安置平直楔形斜坡和沙丘形斜坡时,气膜孔下游流向截面上的流向

图 10 气膜孔附近局部流线图
Fig. 10 Local streamlines in vicinity of film hole

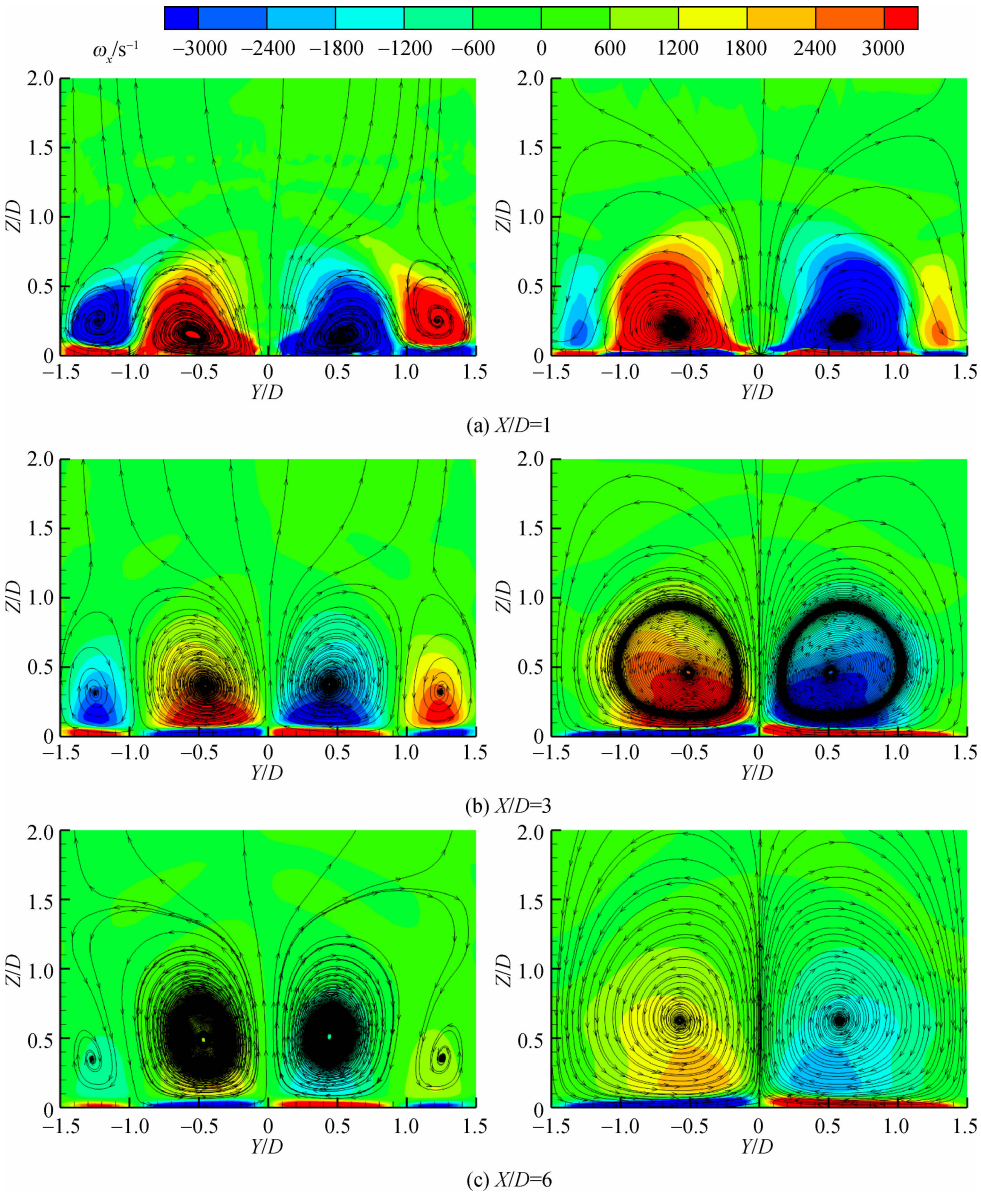


图 12 流向截面上的涡量和流线分布

Fig. 12 Vorticity contours and streamlines on streamwise planes

(X 向) 涡量(ω_x)和流线分布。相对于平直楔形斜坡,沙丘形斜坡能够诱导出反肾形涡对,它的出现有利于抑制肾形涡的发展,从气膜冷却强化的机制出发,有益于气膜冷却效率的改善。

图 13 所示为邻近壁面($Z/D=0.125$)截面上的流线和无量纲温度分布。对于常规圆柱形孔,当主流经过气膜孔出口位置时,冷气喷射射流类似于绕流柱体作用,迫使主流向两侧偏转,同时其迎风侧直接承受主流的撞击而与之发生掺混并被裹挟向下游流动,如图 13(a)所示;当在气膜孔上游设置斜坡时,主流掠过上游斜坡发生偏转以及在其背风侧诱导出的特定流动结构,使得气膜孔前缘的出流得以改善,促进了冷却气流在气膜孔周围驻留及其展向流动覆盖能力,如图 13(b)和

图 13(c)所示。对比平直楔形斜坡和沙丘形斜坡,前者在气膜孔出口展向上的射流横向流动能力更强,这是由于其可以在气膜孔前缘诱导出更低的静压区;但是,后者在流向上的气膜覆盖能力更强,其原因在于沙丘形斜坡可以诱导出特有的反肾形涡对。

气膜冷却应用中,剪切和掺混是造成流动损失的两大主要因素。图 14 展示了三种气膜冷却结构的总压损失系数随吹风比的变化规律。显然,所有结构对应的总压损失系数均随吹风比的增加而显著增加,这是由于冷气射流动量的增加加剧了主、次流之间的剪切和掺混损失造成的。其中,简单圆柱孔结构(CH)的总压损失系数在四种吹风比情况下均为最低。在圆柱形孔上游引入

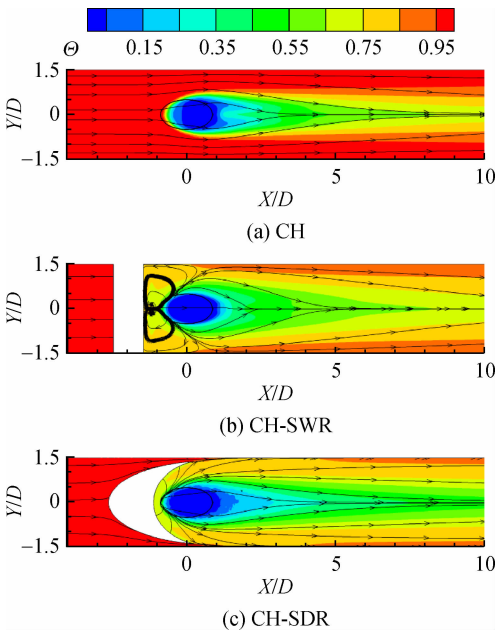


图 13 $Z=0.125D$ 平面上无量纲温度和流线分布
Fig. 13 Dimensionless temperature contours and streamlines on $Z=0.125D$ plane

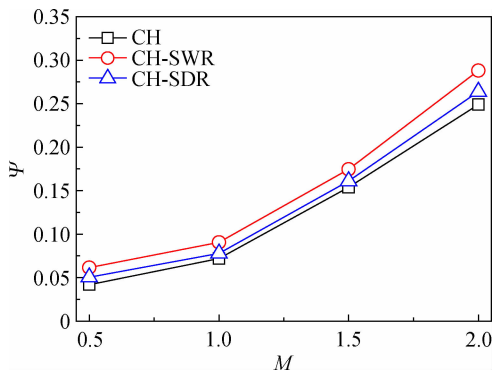


图 14 总压损失系数
Fig. 14 Total pressure loss coefficient

平直楔形斜坡(CH-SWR)时,由于楔形斜坡诱导主流产生分离流动并在斜坡下游形成具有较强卷吸能力的驻涡,使得在斜坡下游的流动掺混损失较强,因而该结构的总压损失系数较简单圆柱形孔结构有较大的提高。在圆柱形孔上游安置沙丘型斜坡(CH-SDR)时,由于沙丘型斜坡在气动外形方面相比直楔形斜坡更具优势,其诱导的流动分离较弱,引起的掺混损失较小,因此其总压损失系数相对简单圆柱孔结构仅略有增加。

4 结 论

本文实验研究了在三个典型吹风比下圆柱形气膜孔安置上游沙丘形斜坡和平直楔形斜坡的绝热气膜冷却效率,并结合数值模拟对不同形状的

上游斜坡作用机制进行了剖析。主要结论如下:

1) 主流掠过上游斜坡发生偏转以及在其背风侧诱导出的特定流动结构,对比平直楔形斜坡和沙丘形斜坡,前者在气膜孔出口展向上的射流横向流动能力更强,这是由于其可以在气膜孔前缘诱导更低的静压区;但是,后者在流向上的气膜覆盖能力更强,其原因在于沙丘形斜坡可以诱导出特有的反肾形涡对。

2) 在气膜孔上游安置平直楔形斜坡,气膜孔附近的气膜冷却效率及其在展向的均匀性均得到了有效改善,但在气膜孔中心线上的气膜射流向下游的延伸流动能力相较常规圆柱形气膜孔却有所下降;采用沙丘形上游斜坡,气膜孔下游展向上的气膜覆盖得到了进一步增强,特别是沿流向的气膜射流仍具有较强的延伸能力。

3) 在高吹风比下($M=1.5$),平直楔形和沙丘形斜坡可以分别提高特定区域($X/D=0$ 和 15)的面积平均绝热气膜冷却效率达 100% 和 150% 左右;而在小吹风比下($M=0.5$),两者的相对提高幅度分别为 26% 和 75% 左右。但是,采用上游斜坡,在高吹风比下的气膜绝热冷却效率的绝对数值依然较低。

参考文献:

[1] BUNKER R. S. A review of turbine shaped film cooling technology[J]. Journal of Heat Transfer, 2005, 127(4): 441-453.

[2] LEE K D, KIM K Y. Surrogate based optimization of a laidback fan-shaped hole for film-cooling[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2011, 32(1): 226-238.

[3] SAUMWEBER C, SCHULZ A. Effect of geometry variations on the cooling performance of fan-shaped cooling holes[J]. Journal of Turbomachinery, 2012, 134(6): 061008. 1-061008. 16.

[4] 吴阿赛,朱惠人,刘存良,等. 基于热色液晶的异型气膜孔气膜分布特征的可视化实验[J]. 航空动力学报, 2015, 30(2): 376-383.

WU Asai, ZHU Huiren, LIU Cunliang, et al. Visualization experiment on film distribution characteristics of shaped film holes based on thermochromic liquid crystal[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(2): 376-383. (in Chinese)

[5] WANG C H, ZHANG J Z, FENG H K, et al. Large eddy simulation of film cooling flow from a fan-shaped hole[J]. Applied Thermal Engineering, 2018, 129: 855-870.

[6] HUANG Y, ZHANG J Z, WANG C H, et al. Multi-objective optimization of laidback fan-shaped film cooling hole on turbine vane suction surface[J]. Heat and Mass Transfer, 2019, 55(4): 1181-1194.

- [7] LIU J S, TAPIA L A, CRITES D C, et al. Enhanced film cooling effectiveness with new shaped holes[R]. ASME Paper GT2010-22774, 2010.
- [8] 吴宏, 孟恒辉, 陶智, 等. 抑涡孔结构对气膜冷却效率的影响[J]. 航空动力学报, 2010, 25(10): 2238-2243.
WU Hong, MENG Henghui, TAO Zhi, et al. Numerical investigation on the effect of different anti-veortex hole configurations on film cooling effectiveness[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(10): 2238-2243. (in Chinese)
- [9] DAI P, LIN F. Numerical study on film cooling effectiveness from shaped and crescent holes[J]. Heat and Mass Transfer, 2011, 47(2): 147-154.
- [10] KUSTERER K, TEKIN N, BOHN D, et al. Experimental and numerical investigations of the NEKOMIMI film cooling technology[R]. ASME Paper GT2012-68400, 2012.
- [11] KALGHAGI P, ACHARYA S. Improved film cooling effectiveness with a round film cooling hole embedded in a contoured crater[J]. Journal of Turbomachinery, 2015, 137(10): 101006. 1-101006. 10.
- [12] LIU C L, ZHU H R, BAI J T, et al. Film cooling performance of converging-slot holes with different exit-entry area ratios[J]. Journal of Turbomachinery, 2011, 133(1): 011020. 1-011020. 11.
- [13] YAO Y, ZHANG J Z, TAN X M. Numerical study of film cooling from converging slot-hole on a gas turbine blade suction side[J]. International Communications in Heat and Mass Transfer, 2014, 52(2): 61-72.
- [14] SHIN I P, NA S. Enhancing the effectiveness of film cooling[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(4): 531-539.
- [15] 何立明, 蒋永见, 康强, 等. 利用上游斜坡改善气膜冷却效率的数值研究[J]. 推进技术, 2009, 30(1): 9-13.
HE Liming, JIANG Yongjian, KANG Qiang, et al. Numerical investigation on improving film cooling effectiveness with an upstream ramp[J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 30(1): 9-13. (in Chinese)
- [16] CHEN S P, CHYU M K, SHIH T I P. Effects of upstream ramp on the performance of film cooling[J]. International Journal of Thermal Science, 2011, 50(6): 1085-1094.
- [17] RALLABANDI A P, GRIZZLE J, HAN J C. Effect of upstream step on flat plate film cooling effectiveness using PSP[J]. Journal of Turbomachinery, 2011, 133(4): 041024. 1-041024. 8.
- [18] ABDALA A M, ELWEKEEL F N. An influence of novel upstream steps on film cooling performance[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2016, 93: 86-96.
- [19] ABDALA A M, ELWEKEEL F N, HUANG D G. Film cooling effectiveness and flow structures for novel upstream step[J]. Applied Thermal Engineering, 2016, 105: 397-410.
- [20] HAMMAMI Z, DELLIL Z A, NEMDILI F, et al. Improving adiabatic film-cooling effectiveness by using an upstream pyramid[J]. Computational Thermal Sciences, 2016, 8(2): 135-146.
- [21] ZHENG D R, WANG X J, ZHANG F, et al. Numerical investigation on the effects of the divided steps on film cooling performance[J]. Applied Thermal Engineering, 2017, 124: 652-662.
- [22] ZHANG F, WANG X, LI J. The effects of upstream steps with unevenly spanwise distributed height on rectangular hole film cooling performance[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2016, 102: 1209-1221.
- [23] ZHOU W, HU H. Improvements of film cooling effectiveness by using Barchan dune shaped ramps[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2016, 103: 443-456.
- [24] ZHOU W, HU H. A novel sand-dune-inspired design for improved film cooling performance[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2017, 110: 908-920.
- [25] ETHRIDGE M I, CUTBIRTH J M, BOGARD D G. Scaling of performance for varying density ratio coolants on an airfoil with strong curvature and pressure gradient effects[J]. Journal of Turbomachinery, 2001, 123(2): 231-237.
- [26] KLINE S J, MCCLINTOCK F A. Describing uncertainties in single-sample experiments[J]. Mechanical Engineering, 1953, 75(1): 3-8.
- [27] LIU J J, LIN X C, ZHANG X D, AN B T. Investigation on cooling effectiveness and aerodynamic loss of a turbine cascade with film cooling[J]. Journal of Thermal Science, 2016, 25(1): 50-59.
- [28] HARRISON K, BOGARD D. Comparison of RANS turbulence models for prediction of film cooling performance[R]. ASME Paper GT2008-50366, 2008.
- [29] SILIETI M, KASSAB A J, DIVO E. Film cooling effectiveness: comparison of adiabatic and conjugate heat transfer CFD models[J]. International Journal of Thermal Science, 2009, 48(12): 2237-2248.
- [30] ZHANG J Z, ZHU X D, HUANG Y, et al. Investigation on film cooling performance from a row of round-to-slot holes on flat plate[J]. International Journal of Thermal Science, 2017, 118: 207-225.

(编辑: 张 雪)