

## 跨音速流动中涡轮动叶叶顶的气膜冷却特性分析

张博伦<sup>1</sup>, 夏军<sup>1\*</sup>, 胡其高<sup>2</sup>, 朱惠人<sup>3</sup>

(1. 国防科技大学空天科学学院, 湖南长沙 410073; 2. 国防科技大学军政基础教育学院, 湖南长沙 410073;

3. 西北工业大学动力与能源学院, 陕西西安 710129)

**摘要:** 为了掌握跨音速流动中涡轮动叶叶顶气膜冷却特性, 采用压敏漆测试技术来研究叶顶间隙高度和质量流量比对叶顶气膜冷却特性的影响规律。研究表明: 在小质量流量比条件下, 增加叶顶间隙高度能够有效改善叶顶中弦区域的气膜覆盖, 然而当质量流量较大时, 叶顶间隙高度变化对叶顶中弦区域的气膜冷却效率分布影响并不明显; 在小叶顶间隙高度条件下, 随着质量流量比增加, 叶顶中弦区域冷气覆盖效果逐渐变差, 在大叶顶间隙高度条件下, 仅当质量流量比从 0.1% + 0.05% 增加到 0.14% + 0.07% 时, 叶顶中弦区域的冷气覆盖效果才有所改善。

**关键词:** 动叶叶顶; 跨音速流动; 叶顶间隙高度; 质量流量比; 气膜冷却

**中图分类号:** V231.1 **文献标志码:** A **文章编号:** 1001-2486(2024)02-153-09

## Film cooling characteristics analysis of turbine blade tip in transonic flow

ZHANG Bolun<sup>1</sup>, XIA Jun<sup>1\*</sup>, HU Qigao<sup>2</sup>, ZHU Hui ren<sup>3</sup>

(1. College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;

2. College of Basic Education, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;

3. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China)

**Abstract:** To grasp the film cooling characteristics of the turbine blade tip in transonic flow, the pressure sensitive paint technique was used to experimentally obtain the effects of the tip clearance gap and mass flow ratio on the film cooling performance of the blade tip. The results indicate that, under conditions of low mass flow ratio, increasing the tip clearance height effectively enhances the film coverage in the mid-chord region of the blade tip. However, when the mass flow ratio is high, changes in the tip clearance height have an insignificant effect on the distribution of film cooling efficiency in this region. Under conditions of small tip clearance heights, the cooling coverage in the mid-chord region deteriorates gradually as the mass flow ratio increases. In contrast, with larger tip clearance heights, an improvement in cooling coverage is only observed when the mass flow ratio increases from 0.1% + 0.05% to 0.14% + 0.07%.

**Keywords:** blade tip; transonic flow; tip clearance gap; mass flow ratio; film cooling

根据燃气涡轮发动机的热力学机理, 增加涡轮前进口燃气温度能够有效提高发动机的热效率和输出动力。目前一些先进航空发动机涡轮前进口温度已经超过了材料的耐温极限。无冠涡轮动叶转动时, 机匣和叶顶之间的间隙可以避免两者发生摩擦。压力梯度的存在必然会在机匣和叶顶之间的间隙形成高速泄漏流<sup>[1-2]</sup> 直接冲刷涡轮动叶顶部, 致使叶顶的热负荷增加。因此, 必须采用有效的冷却技术对叶顶进行保护。

最初, Mayle 等<sup>[3]</sup> 在低速条件下研究了平面叶顶的换热特性, 研究指出了泄漏流在叶顶间隙

中形成的原因。随后在 Bindon 等<sup>[4]</sup> 的研究中发现间隙泄漏流的再附着效应会造成平面叶顶近压力面侧形成一个高换热区域。Newton 等<sup>[5]</sup> 发现泄漏流的再附着效应使得凹槽叶顶压力面侧肩壁附近换热增加。Key 等<sup>[6]</sup> 研究了平面叶顶和凹槽叶顶的流动特性, 结果表明, 较平面叶顶结构, 凹槽叶顶能够减少叶顶间隙泄漏流。而且, 凹槽叶顶上总体换热系数小于平面叶顶<sup>[7]</sup>。

随着叶顶冷却技术逐渐发展, 气膜冷却<sup>[8-10]</sup> 作为一种外部冷却方式在叶顶上得到了广泛的应用。近年来, 国内外针对叶片顶部气膜冷却特性

收稿日期: 2022-01-12

基金项目: 国家部委基金资助项目 (ZZKY-JJ-21-01); 青年自主创新科学基金资助项目 (ZK2023-039)

第一作者: 张博伦 (1993—), 男, 陕西西安人, 讲师, 博士, E-mail: zhangbl\_nudt@qq.com

\*通信作者: 夏军 (1979—), 男, 安徽庐江人, 教授, 博士, 硕士生导师, E-mail: putian9988@163.com

进行了大量的研究。

叶顶间隙高度和质量流量比是决定叶顶气冷效果的两大重要因素。Jeong 等<sup>[11]</sup>的研究中发现冷气在离开平面叶顶会出现脱离壁面的情况,这使得叶顶的气膜冷却效率偏低;随着密度比和吹风比同时增加,叶顶的气膜冷却效率逐渐增加。Newton 等<sup>[12]</sup>研究了低速流动中二次流与主流吹风比对叶顶气膜冷却效率的影响,研究发现,增加吹风比从 0.74 到 0.99 会造成叶顶的气冷效果变差。然而, Kwak 等<sup>[13]</sup>的研究中指出增加吹风比使得叶顶的气膜冷却特性改善。Li 等<sup>[14]</sup>的研究中发现,增加叶顶间隙高度会引起叶栅通道内的气动损失增加,然而,随着叶顶凹槽深度增加,凹槽涡变小,气动损失降低,气冷效果改善。Christophel 等<sup>[15]</sup>通过实验研究了叶片压力面侧近叶顶区域处出流的冷气对叶顶气膜冷却特性的影响,研究发现,随着叶顶间隙高度减小,叶顶上的气膜冷却效率逐渐增加,增加冷气与主流吹风比会引起叶顶上的换热系数增加。Wang 等<sup>[16]</sup>研究了叶顶间隙高度对间隙泄漏流的影响。Sakaoglu 等<sup>[17-18]</sup>研究发现当叶顶压力面设置气膜孔条件下,叶顶上的气膜冷却效率最高。韩昌等<sup>[19]</sup>的研究中发现,对于平面叶顶冷气离开气膜孔后会被间隙泄漏流从叶顶吸力面侧带出间隙,对于凹槽叶顶部分冷气离开气膜孔后汇集在叶顶尾缘区域。

上述的研究都是在低压比低流速下对叶顶进行研究的,然而,真实航空发动机涡轮叶片是处于跨音速流动中,叶顶间隙内存在的边界层干涉以及激波使叶顶壁面上的边界层发生了明显改变,引起高速流动和低速流动状态中,叶顶区域的换

热有明显的差异<sup>[20]</sup>。Zhang 等<sup>[21-22]</sup>和 Yao 等<sup>[23]</sup>系统研究了跨音速条件下带横向缝孔和梯形缝孔无冠涡轮叶顶气膜冷却特性,研究发现两种叶顶均可以获得优秀的气膜性能。Zhou 等<sup>[24]</sup>的研究指出,平面叶顶和凹槽叶顶在质量流量比为 0.52% 时均可以获得较好的冷气覆盖效果。Ma 等<sup>[25]</sup>的研究指出,跨音速条件下泄漏流和冷气之间有一个较强的作用。Saul 等<sup>[26]</sup>的实验研究指出,跨音速流动中凹槽叶顶上的气膜冷却效率随着冷气流量增加而增加。O'Dowd 等<sup>[27]</sup>的研究发现叶顶的气冷效果在小叶顶间隙高度条件下优势更加明显。

本文使用压敏漆 (pressure sensitive paint, PSP) 测试技术<sup>[28-29]</sup>,实验研究了叶顶间隙高度对叶顶气膜冷却特性的影响以及质量流量比对叶顶气膜冷却特性的影响。

### 1 实验系统

#### 1.1 跨音速涡轮叶栅风洞系统

跨音速涡轮叶栅风洞系统如图 1 所示,主要包含冷气供给和主流供给系统。其中主流供给系统主要通过压气机对大气空气加压,然后通过高压气罐进行存贮,为了让主流进入实验段后压力稳定,需要对高压气罐中的空气进行两级调压,主流的质量流量是通过涡街流量计获取,从而实现主流入口雷诺数评估。在主流进入实验段前,会进入风洞系统的收缩段和稳定段,这也是起到稳定主流流场的作用。主流供给系统的下游还布有一个高精度电动蝶阀用以改变主流系统的流阻,从而实现马赫数和雷诺数单独调节的目的。冷气

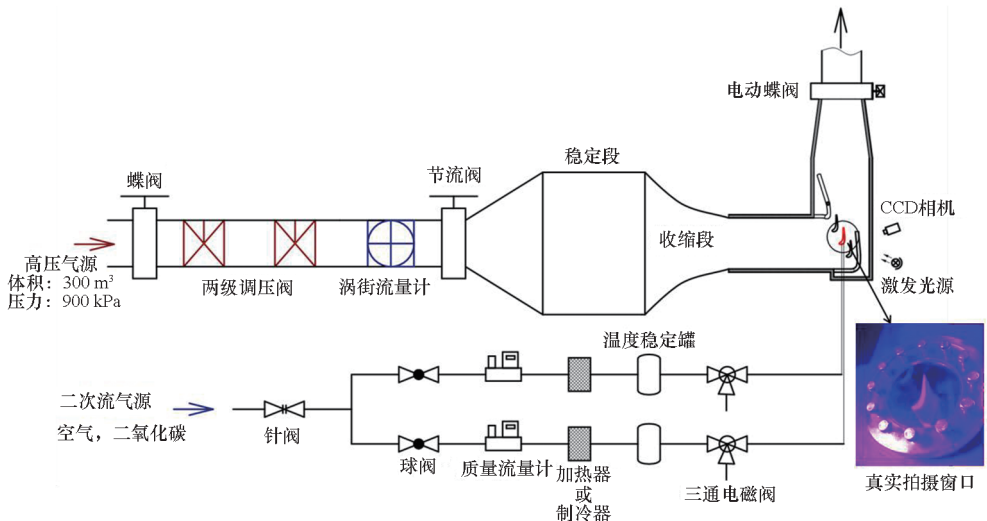


图 1 跨音速涡轮叶栅风洞系统

Fig. 1 Transonic turbine cascade wind tunnel system

供给系统主要有两个功能,一是提供空气二次流,二是提供异性气体二次流。空气二次流是通过空压机供给,异性气体二次流是通过串联高压气瓶供给,冷气供应系统中的流量计是为了精准控制冷气的流量,从而实现不同质量流量比的单独调节。冷气供给系统会分为两路分别为叶顶前缘气膜孔和叶顶尾缘气膜孔提供二次流。冷却系统中的加热器(预冷器)主要是为了减小实验过程总主流和二次流温差,从而实现较高的测量精度。压敏漆测试技术被用来完成涡轮叶顶的气膜冷却效率,激发光源用来激发压敏漆涂料,电荷耦合器件(charge coupled device, CCD)相机用来捕捉叶顶的光强,进而通过后处理将其转化为气膜冷却效率。

跨音速风洞系统实验段如图2所示,实验通道中包含一个测量叶片和两个周期叶片,主要是为了消除非周期气动波动对实验结果的影响,实验段两侧分别设置有缝结构,主要是为了减少侧壁边界层影响叶栅通道内主流状态。栅前的三个总压传感器和栅后的六个静压传感器用来求得栅后马赫数分布,栅前还布置有三个湍流度和温度传感器。表1中详细给出了实验模型和边界条件。

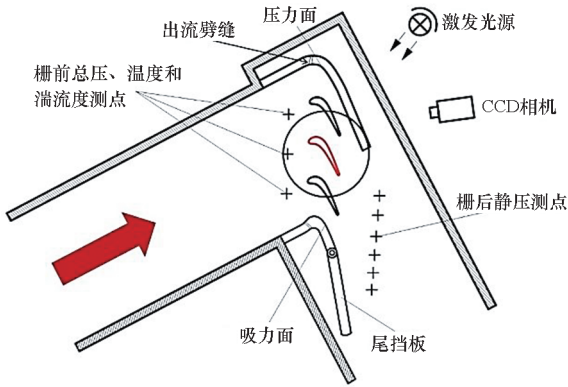


图2 跨音速风洞系统实验段

Fig. 2 Test section of transonic wind tunnel system

表1 实验模型和边界条件

Tab. 1 Experimental test model and boundary condition

参数	值
弦长	28 mm
叶高	72 mm
周期	37 mm
进气角	58°
出气角	14°
进口总压	161 kPa
进口温度	297 K
进口马赫数	0.45
出口马赫数	1.06

图3给出了叶顶的结构示意图。压力面型线(Pline)和吸力面侧型线(Sline)是通过将肩壁内型线偏置0.3 mm得到。四个圆柱孔(孔1、孔2、孔3和孔4)组成了叶顶的气冷结构。全凹槽叶顶的槽深和肩壁宽度分别为0.82 mm和0.6 mm,叶顶上的孔4的孔径为1.1 mm,其余气膜孔的孔径为1 mm。

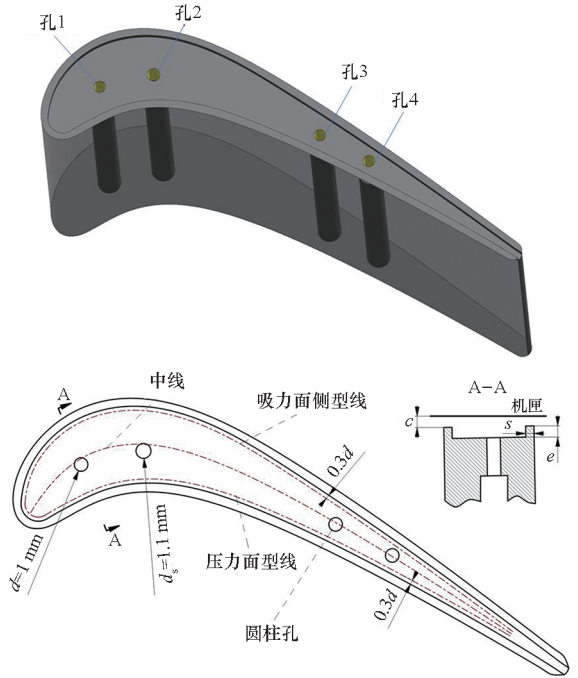


图3 叶顶结构

Fig. 3 Blade tip structure

本实验选择的两个叶顶间隙高度分别为0.5 mm和1 mm。通常采用叶顶间隙高度和叶片高度的比值来表示叶顶间隙高度,因此文中叶顶间隙高度0.5 mm和1 mm对应的比值形式分别是指0.7%和1.5%。上游的气膜孔和下游的气膜孔分两路完成冷气供给。

### 1.2 参数定义

主流雷诺数表示如下:

$$Re = \frac{m_g C}{\mu_g A_g} \quad (1)$$

式中,下标g为主流,A为面积,C为轴向弦长, $\mu$ 为动力黏度,m为流量。实验雷诺数约为368 000。

冷气质量流量和主流质量流量的比值 $M_{FR}$ 可以表示如下:

$$M_{FR1} = \frac{m_{c1}}{m_g} \quad (2)$$

$$M_{FR2} = \frac{m_{c2}}{m_g} \quad (3)$$

其中,下标 c1 为前缘腔冷气,下标 c2 为尾缘腔冷气。

实验流量比工况为: 0.105%、0.21%、0.255% 和 0.315%。

气膜冷却效率定义如下:

$$\eta = \frac{T_f - T_{aw}}{T_f - T_c} \quad (4)$$

式中,  $T_f$ 、 $T_{aw}$  和  $T_c$  分别表示主流恢复温度、绝热壁温、冷气温度。

主流的密度  $\rho_g$  和冷气的密度  $\rho_c$  比值可表示为:

$$DR = \frac{\rho_c}{\rho_g} \quad (5)$$

本文中冷气为  $CO_2$ , 这么做的目的主要是为了模拟真实条件下 1.5 左右的冷气与燃气密度比值。

### 1.3 压敏漆测试技术

压敏漆测试技术基于传热传质类比原理<sup>[28]</sup>, 完成浓度和气膜冷却冷效率相互转化, 具体如下:

$$\eta = \frac{T_f - T_{aw}}{T_f - T_c} = \frac{N_g - N_w}{N_g - N_c} \quad (6)$$

式中,下标 w 为气膜掺混态,  $N$  为浓度。如果冷却射流中不包含氧气, 则气膜冷却效率可以表示为:

$$\eta = 1 - \frac{N_{O_2,fg}}{N_{O_2,g}} = 1 - \frac{1}{\left[ 1 + \left( \frac{P_{O_2,g}/P_{O_2,R}}{P_{O_2,fg}/P_{O_2,R}} - 1 \right) \frac{W_{fg}}{W_g} \right]} \quad (7)$$

式中,下标 R 是参考,下标 fg 为掺混层流体,  $P$  为氧分压,  $W$  为摩尔质量。

氧分压和光强的关联式为:

$$\frac{I_R - I_B}{I - I_B} = A(T) + B(T) \frac{P_{O_2}}{P_{O_2,R}} \quad (8)$$

式中,下标 B 是黑暗条件,  $I$  为光强。基于实验标定结果可以得到式(8)中的两个求解系数, 标定结果如图 4 所示。

实验测量步骤在图 5 中给出, 第一步, 捕捉激发光源、主流、空气冷却系统全开状态下的光强; 第二步, 捕捉激发光源、主流、异性气体冷却系统全开状态下的光强; 第三步, 捕捉激发光源打开状态下的光强; 第四步, 捕捉黑暗状态下的光强。

压敏漆测试结果的相对不确定度如表 2 所示, 具体评估方法见文献[30]。压敏漆测试方法的不确定度最小为 0.16%, 最大为 26.87%。

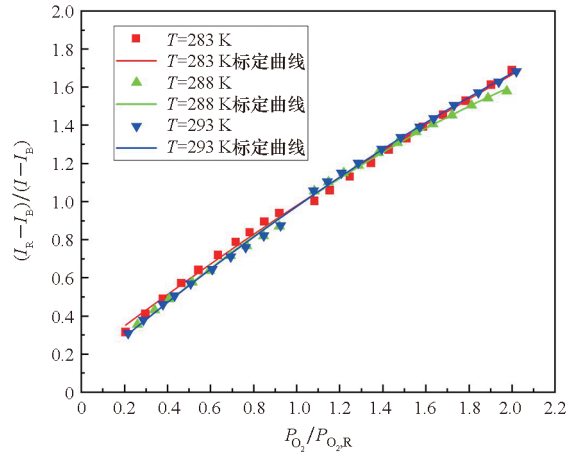


图 4 实验标定

Fig. 4 Experiment calibration

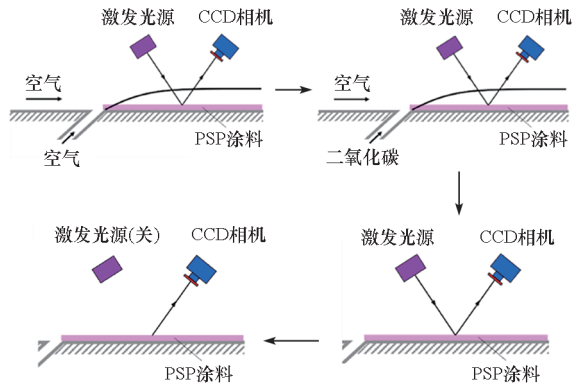


图 5 压敏漆测试技术实验步骤

Fig. 5 Experiment procedure of the pressure sensitive paint measurement

表 2 不同气膜冷却效率下的不确定度

Tab. 1 Uncertainty under different film cooling effectiveness condition

$\eta$	0.05	0.1	0.3	0.5	0.7	0.89
$(\Delta\eta/\eta)/\%$	26.87	12.73	3.20	1.41	0.61	0.16

## 2 结果与讨论

### 2.1 叶顶间隙高度对叶顶气膜冷却特性的影响

图 6 中给出叶顶气膜冷却效率分布。叶顶间隙高度  $c$  为 0.7% 和 1.5%, 在质量流量比小于等于 0.17% + 0.085% 时, 增加叶顶间隙高度可以提高中弦处的二次流保护效果, 然而最大流量比条件下, 叶顶间隙高度变化对叶顶中弦区域的气膜冷却效率分布影响并不明显。由于叶顶间隙高度为 0.7% 时, 泄漏流的压覆作用较弱, 二次流不会贴覆前缘处, 大叶顶间隙条件下气冷效果有所



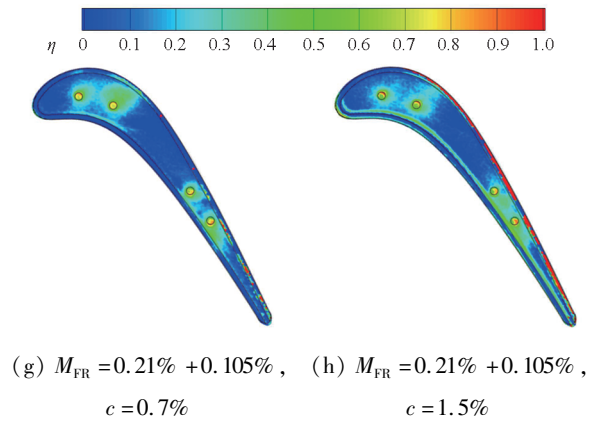
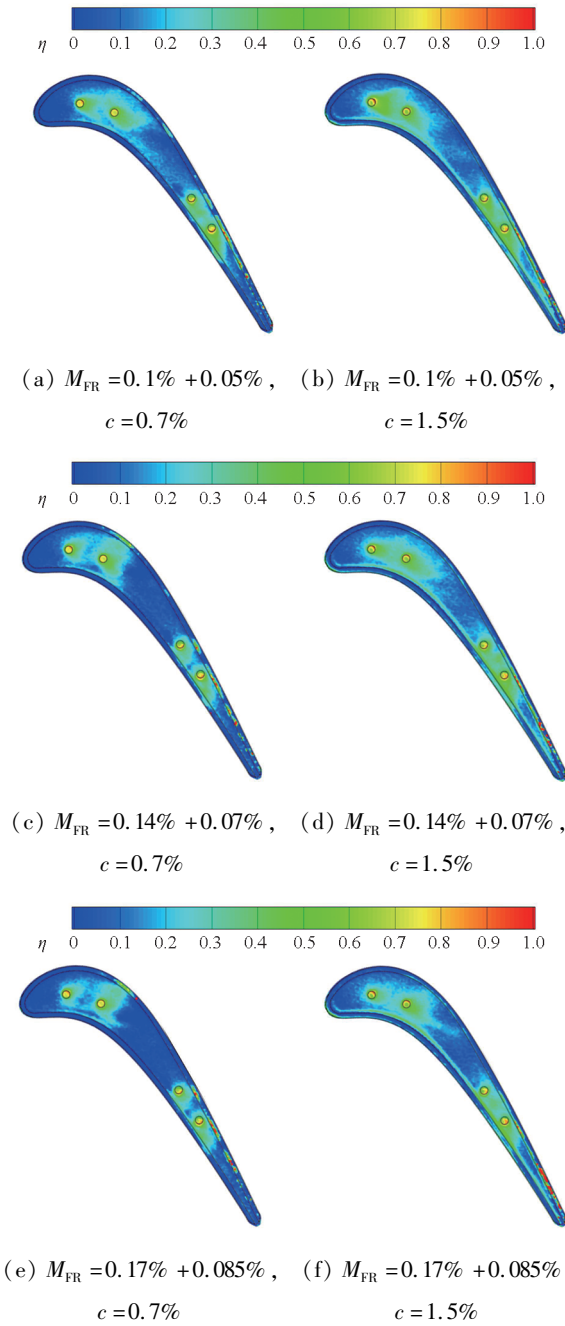


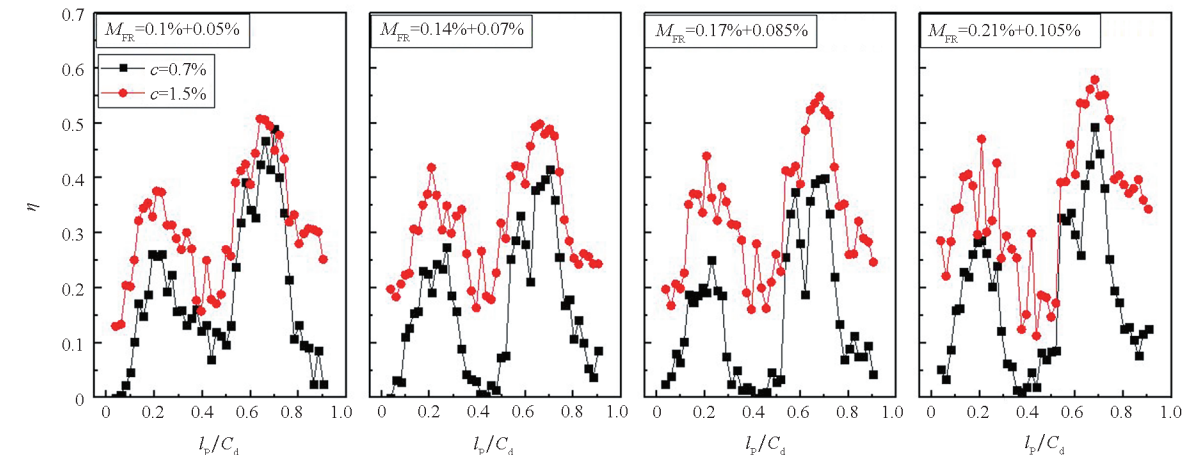
图6 叶顶气膜冷却效率分布

Fig.6 Film cooling effectiveness distribution on blade tip

改善。随着叶顶间隙高度从0.7%增加到1.5%，圆柱孔1和孔2附近的气膜覆盖面积变大，同时当地气膜冷却效率提高，但是在质量流量比为0.21% + 0.105%时，圆柱孔1和孔2附近区域的气冷效果变差。在叶顶间隙高度为0.7%时，圆柱孔3和孔4之间会形成一个低气膜冷却效率区域，随着叶顶间隙高度增加，该低气膜冷却效率消失，而且更多从圆柱孔3和孔4出流的冷气向叶顶尾缘区域流动，使得叶顶尾缘区域的气膜冷却效率明显提高。

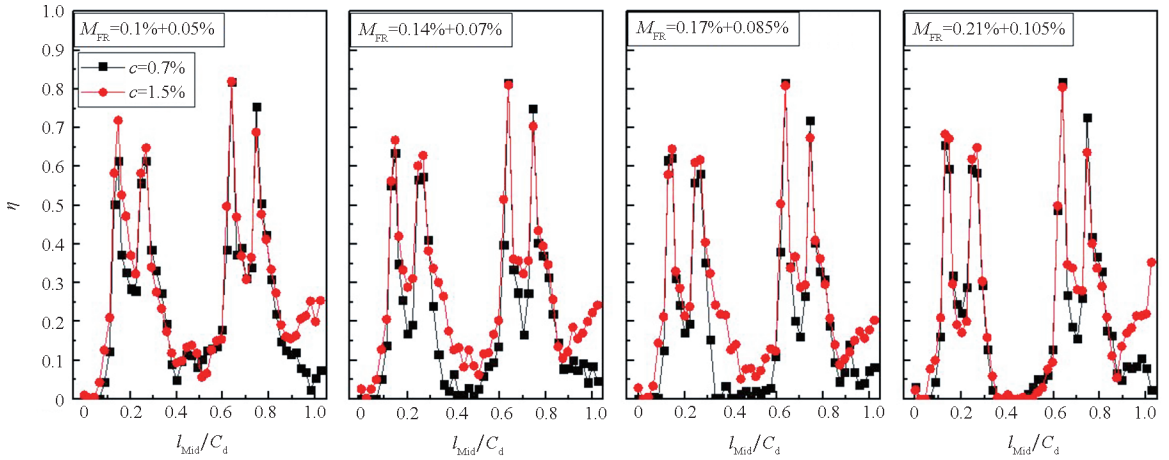
图7给出了叶顶间隙高度对叶顶气膜冷却效率的影响。 $l$ 表示弧长， $C_d$ 为叶片弦长。

图7(a)给出了叶顶 Pline 上的气膜冷却效率分布，四种质量流量比条件下，增加叶顶间隙高度从0.7%到1.5%会使得整个 Pline 上的气膜冷却效率提高，质量流量比最大时，叶顶间隙高度增加使得尾缘区域 Pline 上的气膜冷却效率提高最为明显。质量流量比适中时，增加叶顶间隙高度使得叶顶中弦区域 Pline 上的提高幅度要明显高于

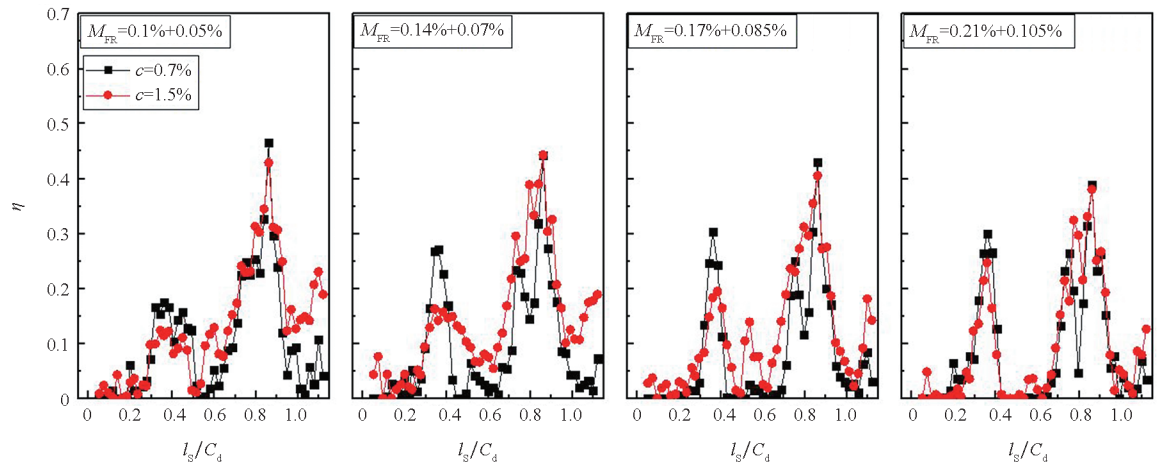


(a) 压力面侧型线

(a) Pline



(b) 中线  
(b) Midline



(c) 吸力面侧型线  
(c) Sline

图 7 叶顶间隙高度对叶顶气膜冷却效率的影响

Fig. 7 Effects of the tip clearance height on the blade tip film cooling effectiveness

质量流量比为 0.1% + 0.05% 和 0.21% + 0.105% 时,这是因为当质量流量比过小时,冷气动量较小,尽管强泄漏流可以使更多的冷气压覆在叶顶壁面附近区域,但是速度较小的二次流也更容易被主流和压力面侧角涡快速耗散掉。当质量流量比过大时,冷气动量大,只有少部分冷气被压回壁面并流向叶顶压力面侧肩部。

图 7(b) 中给出了叶顶 Midline 上的气膜冷却效率分布,增加叶顶间隙高度能有效提高孔 1 和孔 2 之间以及孔 3 和孔 4 之间 Midline 上的气膜冷却效率,但是在质量流量比为 0.21% + 0.105% 时,孔 1 和孔 2 之间 Midline 上的气膜冷却效率随叶顶间隙高度增加而减小,这是因为在叶顶间隙高度为 0.7% 时,间隙内泄漏流强度较弱,此时高动量冷气可以穿透泄漏流与机匣发生碰撞,致使一部分冷气重新贴附叶顶壁面,增加了当地的气膜冷却效率,在叶顶间隙高度为 1.5% 时,冷气无

法穿透强泄漏流,就被泄漏流从叶顶的吸力面侧带出间隙。仅在质量流量比为 0.14% + 0.07% 和 0.17% + 0.085% 时,叶顶中弦区域 Midline 上的气膜冷却效率随叶顶间隙高度增加有一个较为明显的提高,在质量流量比最大或者最小时,叶顶中弦区域 Midline 上的气膜冷却效率几乎不变。造成这种现象的主要原因是大间隙高度可以保证泄漏流强度,从而让更多的二次流压覆在壁面周围处,改善冷气的覆盖面积和当地的气膜冷却效率。但是在质量流量比为 0.21% + 0.105% 时,圆柱孔 1 和孔 2 出流的冷气法向动量过大,且较为集中,冷气无法有效向四周扩散。四种质量流量比条件下,尾缘区域 Midline 上的气膜冷却效率随叶顶间隙高度增加均出现明显提高。

图 7(c) 中给出了叶顶 Sline 上的气膜冷却效率分布,增加叶顶间隙高度会使得  $0.3 < I_S/C_d < 0.4$  区域内 Sline 上的气膜冷却效率减小。随着

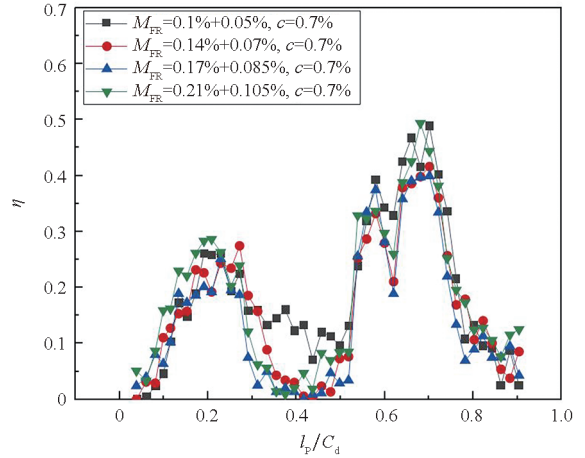
叶顶间隙高度从0.7%增加到1.5%,叶顶尾缘区域处 Sline 上的气膜冷却效率提高,特别是小质量流量比条件下。间隙高度增加也会提高孔3和孔4之间 Sline 上的气膜冷却效率。在质量流量比小于0.21% + 0.105%时,叶顶间隙高度越大中弦区域 Sline 上的气膜冷却效率越高。

### 2.2 质量流量比对叶顶气膜冷却特性的影响

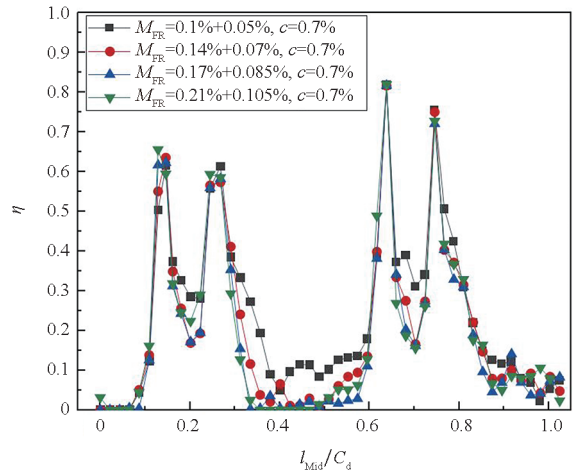
从图6叶顶气膜冷却效率分布可以看出,在叶顶间隙高度为0.7%条件下,随着质量流量比增加,叶顶中弦区域冷气覆盖效果逐渐变差,这是因为冷气与主流质量流量比增加,冷气动量变大,在小叶顶间隙高度条件下,泄漏流较弱无法将孔1和孔2出流的冷气有效压回壁面附近区域,大量的冷气直接被泄漏流带出叶顶间隙。在大质量流量比条件下,孔3和孔4之间会形成一个低气膜冷却效率区域。在叶顶间隙高度为1.5%条件下,增加质量流量比从0.1% + 0.05%到0.14% + 0.07%使得叶顶中弦区域的冷气覆盖效果改善,然而当质量流量比大于等于0.14% + 0.07%时,随着质量流量比增加,叶顶中弦区域冷气覆盖效果逐渐变差,质量流量比越大这种现象越明显。这是因为大叶顶间隙高度条件下,泄漏流较强,当质量流量比为0.1% + 0.05%时冷气动量较小,强泄漏流可以使更多冷气压回叶顶壁面,所以质量流量比最小时孔1和孔2附近区域的气膜冷却效率要稍高于其他几种质量流量比,当从孔1和孔2出流的冷气向叶顶中弦区域扩散时,由于冷气动量较小,容易被强泄漏流耗散掉;大质量流量比条件下,由于较大速度的二次流在离开气膜孔后,泄漏流会迅速将其吹离壁面,质量流量比越大,这种现象越明显,致使叶顶中弦区域气膜冷却效率降低。

图8中给出了小叶顶间隙高度条件下质量流量比对气膜冷却效率的影响。叶顶中弦区域以及下游孔间处的气膜冷却效率在质量流量比为0.1% + 0.05%时最高,这是因为低动量冷气更易被泄漏流压回叶顶壁面附近区域。然而在孔1和孔2下游区域处 Sline 上的气膜冷却效率要明显低于其他几种流量比。叶顶尾缘处的气冷效果受冷气流量影响不大。四种质量流量比条件下,在气膜孔处叶顶 Midline 上的气膜冷却效率沿前缘到尾缘方向都会先迅速增加然后迅速减小,改变质量流量比对气膜孔附近 Midline 上的气膜冷却效率影响较小。当质量流量比大于等于0.14% + 0.07%,叶顶中弦区域 Midline 上的气膜冷却效率几乎为0,这也说明从孔1和孔2出流的冷气没有扩散到该区域。增加冷气流量会使得孔3和孔4

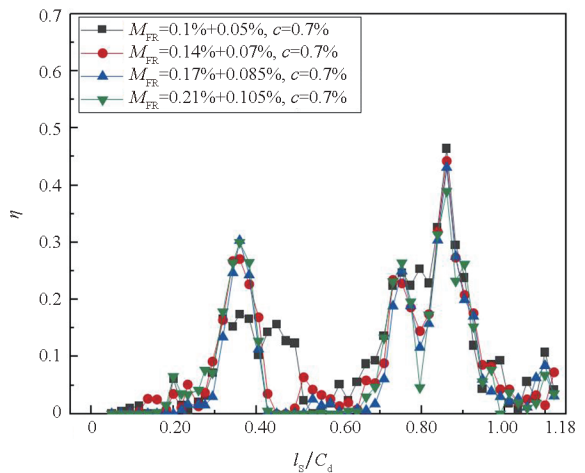
之间区域 Sline 上气膜冷却效率减小。近尾缘区域处所有型线上的气冷效果均处于一个较低的水平。



(a) 压力面侧型线  
(a) Pline



(b) 中线  
(b) Midline



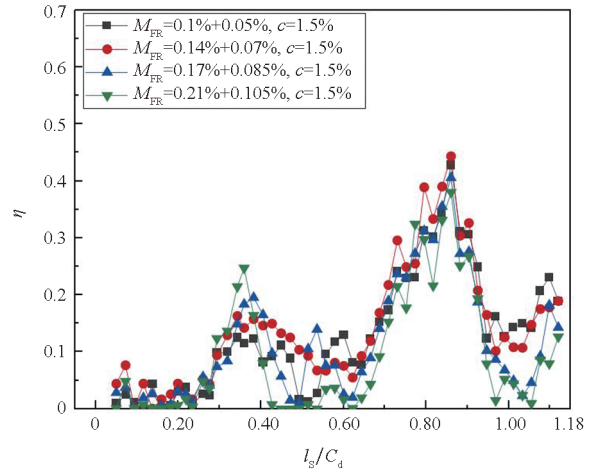
(c) 吸力面侧型线  
(c) Sline

图8 小叶顶间隙高度条件下质量流量比对叶顶气膜冷却效率的影响

Fig. 8 Influence of the mass flow ratio on the film cooling effectiveness of the blade tip at the small tip clearance height



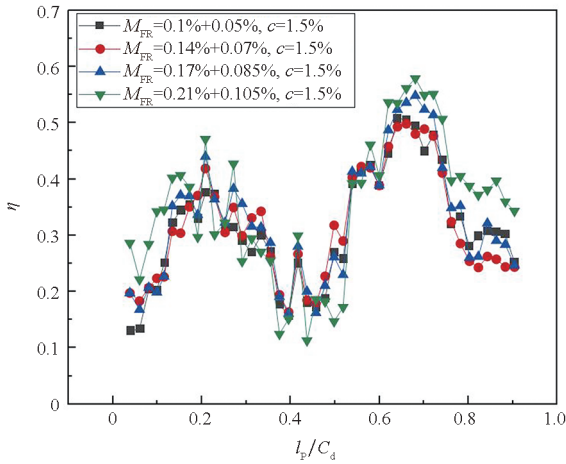
图 9 中给出了大叶顶间隙高度条件下质量流量比对气膜冷却效率的影响。在近叶顶前缘区以及尾缘区域 Pline 上的气膜冷却效率在质量流量比最大时气膜冷却效率最高,然而由于孔 1 和孔 2 冷气动量较大,冷气不易向叶顶中弦区域扩散致使  $0.35 < l_p/C_d < 0.55$  区域内质量流量比最大时 Pline 上的气膜冷却效率最低。孔 1 和孔 2 中间区域 Midline 上的气膜冷却效率随着质量流量比增加而减小。质量流量比最大时,叶顶中弦区域 Midline 上的气膜冷却效率接近于 0,明显低于其他三种质量流量比条件。当叶顶间隙较大时,叶顶下游空间区域和尾缘中心线处的气膜冷却效果受流量比变化影响较小。流量比最大时,仅在孔 1 和孔 2 下游区域 Sline 上的气膜冷却效率高于其他三种质量流量比条件,在其他区域 Sline 上的气膜冷却效率是最低的。



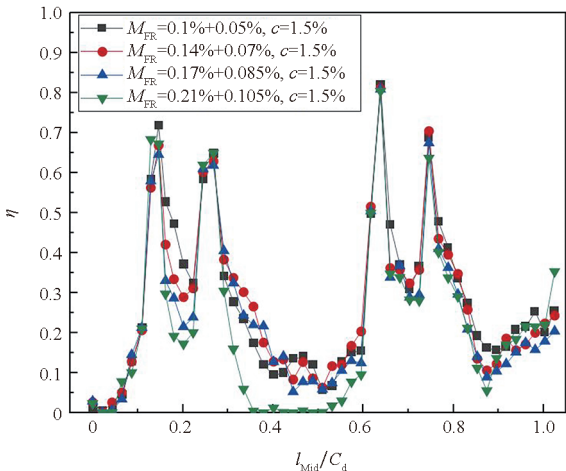
(c) 吸力面侧型线  
(c) Sline

图 9 大叶顶间隙高度条件下质量流量比对叶顶气膜冷却效率的影响

Fig.9 Influence of the mass flow ratio on the film cooling effectiveness of the blade tip at the large tip clearance height



(a) 压力面侧型线  
(a) Pline



(b) 中线  
(b) Midline

### 3 结论

本文研究了涡轮叶顶流动换热特性,探究了叶顶间隙高度和质量流量比对叶顶气冷效果的影响规律,主要结论如下:

1) 在质量流量比为 0.14% + 0.07% 和 0.17% + 0.085% 时,叶顶中弦区域中线上的气膜冷却效率随叶顶间隙高度增加有一个较为明显的提高。

2) 在所有质量流量比条件下,随着叶顶间隙高度增加,圆柱孔 3 和孔 4 之间的低气膜冷却效率区域消失,而且更多从圆柱孔 3 和孔 4 出流的冷气向叶顶尾缘区域流动,使得叶顶尾缘区域的气膜冷却效率明显提高。

3) 在小叶顶间隙高度条件下,随着质量流量比增加,叶顶中弦区域冷气覆盖效果逐渐变差,在大叶顶间隙高度条件下,仅当质量流量比从 0.1% + 0.05% 增加到 0.14% + 0.07% 时,叶顶中弦区域的冷气覆盖效果改善。

### 参考文献 (References)

[1] BUNKER R S. A review of turbine blade tip heat transfer[J]. Annals of the New York Academy of Sciences, 2001, 934: 64 - 79.

[2] COLLOPY H, LIGRANI P M, XU H Z, et al. Effects of pressure side film cooling hole placement and condition on adiabatic film cooling effectiveness characteristics of a transonic turbine blade tip[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2022, 199: 123462.



- [3] MAYLE R E, METZGER D E. Heat transfer at the tip of an unshrouded turbine blade [C]// Proceedings of the 7th International Conference, 1982.
- [4] BINDON J P. The measurement and formation of tip clearance loss[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1989, 111(3): 257 - 263.
- [5] NEWTON P J, LOCK G D, KRISHNABABU S K, et al. Heat transfer and aerodynamics of turbine blade tips in a linear cascade [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2006, 128(2): 300 - 309.
- [6] KEY N L, ARTS T. Comparison of turbine tip leakage flow for flat tip and squealer tip geometries at high-speed conditions[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2006, 128(2): 213 - 220.
- [7] KWAK J S, HAN J C. Heat-transfer coefficients of a turbine blade-tip and near-tip regions[J]. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2003, 17(3): 297 - 303.
- [8] ZHANG B L, ZHU H R, YAO C Y, et al. Investigation on aerothermal performance of a rib-slot scheme on the multi-cavity tip of a gas turbine blade[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2021, 176: 121408.
- [9] ZHANG B L, ZHU H R, YAO C Y, et al. Experimental study on film cooling and heat transfer characteristics of a twisted vane with staggered counter-inclined film-hole and laid-back-shaped-hole[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2021, 176: 121377.
- [10] HUANG Y, ZHANG J Z, WANG C H. Multi-objective optimization of round-to-slot film cooling holes on a flat surface[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2020, 100: 105737.
- [11] JEONG J Y, KIM W, KWAK J S, et al. Heat transfer coefficient and film cooling effectiveness on the partial cavity tip of a gas turbine blade[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2019, 141(7): 071007.
- [12] NEWTON P J, LOCK G D, KRISHNABABU S K, et al. Aero-thermal investigation of tip leakage flow in axial flow turbines: part III: tip cooling [C]//Proceedings of ASME 52nd International Gas Turbine and Aerospace Congress, 2007.
- [13] KWAK J S, HAN J C. Heat transfer coefficients and film-cooling effectiveness on a gas turbine blade tip[J]. *Journal of Heat Transfer*, 2003, 125(3): 494 - 502.
- [14] LI C X, XIANG J C, SONG L M, et al. An aerothermal analysis of the effects of tip gap height and cavity depth of a gas turbine blade [J]. *International Journal of Thermal Sciences*, 2020, 158: 106521.
- [15] CHRISTOPHEL J R, THOLE K A, AND CUNHA F J. Cooling the tip of a turbine blade using pressure side holes, part I: adiabatic effectiveness measurements [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2005, 127: 270 - 277.
- [16] WANG T Y, XUAN Y M, HAN X S. The effects of tip gap variation on transonic turbine blade tip leakage flow based on VLES approach [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2021, 111: 106542.
- [17] SAKAOGLU S, KAHVECI H S. Effect of cavity depth on thermal performance of a cooled blade tip under rotation[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2019, 143: 118561.
- [18] SAKAOGLU S, KAHVECI H S. Effect of turbine blade tip cooling configuration on tip leakage flow and heat transfer[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2020, 142(2): 021008.
- [19] 韩昌, 任静, 蒋洪德. 多参数对叶顶气膜冷却的影响[J]. *工程热物理学报*, 2012, 33(9): 1501 - 1504.
- HAN C, REN J, JIANG H D. Multi-parameter influence on film cooling of blade tip [J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2012, 33(9): 1501 - 1504. (in Chinese)
- [20] WHEELER A P S, ATKINS N R, HE L. Turbine blade tip heat transfer in low speed and high speed flows[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2011, 133(4): 041025.
- [21] ZHANG B L, ZHU H R, YAO C Y, et al. Investigation on film cooling and aerodynamic performance of blade tip with tangential jet cooling scheme at transonic flow[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2021, 118: 107067.
- [22] ZHANG B L, YAO C Y, ZHU H R, et al. Experimental study on film cooling performance of a turbine blade tip with a trapezoidal slot cooling scheme in transonic flow using PSP technique [J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2022, 130: 110513.
- [23] YAO C Y, XIA J, ZHANG B L, et al. Investigation of the film-cooling and flow characteristics of trapezoidal slot scheme on the blade tip with partial pressure side squealer in transonic flow[J]. *International Journal of Thermal Sciences*, 2022, 179: 107583.
- [24] ZHOU C. Thermal performance of transonic cooled tips in a turbine cascade[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2015, 31(5): 1268 - 1280.
- [25] MA H, ZHANG Q, HE L, et al. Cooling injection effect on a transonic squealer tip: part I: experimental heat transfer results and CFD validation[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2017, 139(5): 052506.
- [26] SAUL A J, IRELAND P T, COULL J D, et al. An experimental investigation of adiabatic film cooling effectiveness and heat transfer coefficient on a transonic squealer tip[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2019, 141(9): 091005.
- [27] O'DOWD D O, ZHANG Q, HE L, et al. Aerothermal performance of a cooled winglet at engine representative Mach and Reynolds numbers [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2013, 135(1): 011041.
- [28] HAN J C, RALLABANDI A P. Turbine blade film cooling using psp technique [J]. *Frontiers in Heat and Mass Transfer*, 2010, 1: 013001.
- [29] CHEN D W, ZHU H R, LIU C L, et al. Combined effects of unsteady wake and free-stream turbulence on turbine blade film cooling with laid-back fan-shaped holes using PSP technique [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2019, 133: 382 - 392.
- [30] COLEMAN H W, STEELE W G. Experimentation, validation, and uncertainty analysis for engineers[M]. New York: John Wiley & Sons, Inc., 2018.