# 涡轮叶片尾缘凹坑/凸起结构气膜冷却特性研究\*

## 张 玲,史梦颖,原 峥,洪文鹏

(东北电力大学 能源与动力工程学院, 吉林 吉林 132012)

摘 要:为探究吸力面凹坑和凸起结构对涡轮叶片尾缘气膜冷却特性的影响,在吹风比M=1.1时 (雷诺数Re=2.5×10<sup>5</sup>),采用数值模拟方法,通过在叶片尾缘吸力面上加入凹坑或凸起,对涡轮叶片尾缘 的冷却性能和流动机理进行了详细分析。结果表明:与原始结构相比,叶片尾缘凹坑和凸起结构提高了 劈缝出口下游远距离端X/H>6(H为劈缝宽度,为4.8mm)区域气膜冷却效率,对下游的X/H<6区域气 膜冷却效率影响较小;三种叶片尾缘结构,沿着流向方向会产生由二维展向涡到发卡涡,再到流向涡的 变化过程,凹坑和凸起结构通过抑制流体的扰动,改变流体流动情况,提高了劈缝出口下游远距离端气 膜冷却效率。

关键词:涡轮;叶片;气膜冷却;吹风比;数值模拟;凹坑-凸起结构 中图分类号:TK47 文献标识码:A 文章编号:1001-4055 (2020) 02-0372-10 DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 190233

## Film Cooling Characteristic on Trailing Edge Cutback of Gas Turbine Airfoils with Dimple/Protrusion Structure

ZHANG Ling, SHI Meng-ying, YUAN Zheng, HONG Wen-peng

(College of Energy Resource and Mechanical Engineering, Northeast Electric Power University, Jilin 132012, China)

**Abstract:** In order to investigate the effects of the dimple and protrusion structures of suction surface on film cooling characteristics of turbine blade trailing edge, the cooling performance and flow mechanism of turbine blade trailing edge were analyzed in detail by numerical simulation method when the blowing ratio M=1.1 ( $Re=2.5\times10^5$ ). The results show that, compared with the original one, the dimple and protrusion structure on trailing edge can improve the film cooling efficiency in the region of X/H > 6 (the split width of H is 4.8mm) downstream of the split outlet , while have little effect on the film cooling efficiency in the region of X/H > 6 (the split width of K/H < 6 downstream. Along the direction of flow, these three kinds of trailing edge structures will produce a process from two-dimensional spread vortices to hairpin vortices, then to flow vortices. By restraining fluid disturbance and changing the fluid flow, the dimple and protrusion structures can improve the film cooling efficiency at the far downstream of the split outlet.

Key words: Turbine; Blade; Film cooling; Blowing ratio; Numerical simulation; Dimple-protrusion structure

\* 收稿日期: 2019-04-17;修订日期: 2019-05-22。

基金项目:国家自然科学基金(51576036)。

引用格式:张 玲,史梦颖,原 峥,等. 涡轮叶片尾缘凹坑/凸起结构气膜冷却特性研究[J]. 推进技术, 2020, 41(2):372–381. (ZHANG Ling, SHI Meng-ying, YUAN Zheng, et al. Film Cooling Characteristic on Trailing Edge Cutback of Gas Turbine Airfoils with Dimple/Protrusion Structure[J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(2):372–381.)

通讯作者:张 玲,博士,教授,研究领域为流体机械内流的数值与实验。E-mail: zhangling\_2009@qq.com

### 1 引 言

为保护航空发动机涡轮叶片免受高温伤害,气 膜冷却技术作为一种有效的冷却方式被广泛应用到 涡轮叶片冷却中。气膜冷却技术由国外的 Wieghardt<sup>[1]</sup>提出,最初是为了解决机翼受冻问题,之 后被逐渐应用于燃烧室和涡轮叶片冷却等方面,涡 轮叶片尾缘由于厚度薄、空间小、内冷空间狭小等特 点,成为气膜冷却中的难点。涡轮叶片尾缘有多种 冷却结构,如扰流柱结合劈缝、肋排结合劈缝以及扰 流柱结合肋等多种结构,而肋又分为直肋、斜肋和楔 形肋等结构。在涡轮叶片尾缘气膜冷却的研究中, 其实验探究最早。Martini等<sup>[2]</sup>对不同吹风比劈缝结 合肋排或扰流柱(五排和六排)的尾缘结构进行了实 验,实验结果表明叶片尾缘的不同结构和压力面的 唇厚对劈缝下游的气膜冷却有显著的影响。孙瑞嘉 等[3]设计了气膜孔出流楔形肋、狭缝出流无肋、狭缝 出流直肋三种尾缘结构并进行实验,得出狭缝出流 直肋实验件对流换热系数最大,狭缝出流无肋次之, 三种尾缘结构换热系数均随主流雷诺数的增大而增 大的结果。朱惠人等[4]搭建试验台,得到唇厚、缝高、 肋宽等不同类型的涡轮叶片尾缘气膜的冷却效率分 布情况。由于人们追求更加方便快捷的计算方法, 计算机和模拟软件得到快速的发展,数值模拟逐渐 应用到叶片尾缘气膜冷却的计算中来。Schneider 等[5]用大涡模拟的方法对肋排结合劈缝的叶片尾缘 进行了研究。Effendy等<sup>[6]</sup>用分离涡模拟方法对三种 不同吹风比下(M=0.5, M=0.8, M=1.1), 肋排结合劈缝 结构的涡轮叶片尾缘进行了数值模拟,并与稳定和 非稳定的RANS模拟进行了对比。结果发现:在吹风 比M=0.5时,分离涡模拟方法模拟的气膜冷却效率能 与实验结果较好地吻合,而RANS和URANS大大超 出预期的结果,减小唇厚有助于提高气膜冷却效率。 贾静等[7]运用数值模拟方法分析叉排圆柱形扰流柱 的涡轮叶片尾缘冷却特性。结果表明:扰流柱的加 入对增强换热的效果较为明显。

以上对涡轮叶片尾缘的实验和数值模拟探究, 多针对传统的冷却结构,这些结构在劈缝出口下游 远距离端的冷却效果不太理想。为得到更好的冷却 结构,一种新型的冷却结构——凹坑结构开始在气 膜冷却中得到应用。在气膜冷却中,对凹坑结构的 探究,采用气流冲击凹坑排的方法,分析不同雷诺 数、不同排列情况下凹坑结构的换热特性以及压力 损失特性<sup>[8-10]</sup>。之后又设计了凹坑和扰流柱复合的 矩形冷却通道,文献[11-12]将凹坑和扰流柱复合的 计算结果与平面结构进行对比,分析了雷诺数、通道 长宽比的影响,讨论了复合结构的换热特性。文献 [13-14]运用实验和数值模拟的方法,分析了带有凹 坑结构的U型冷却通道的流动和传热特性,通过改变 安装角度和出流位置选取最优结构,并讨论了努塞 尔数和摩擦性能。文献[15-17]将凹坑和扰流柱复 合结构应用于叶片尾缘的内冷通道中,探究不同排 列方式和不同凹坑和扰流柱尺寸下的叶片尾缘内冷 通道的换热特性和流动情况。

上述文献多是对冷却通道内凹坑结构进行的探 究,凹坑结构可以增强换热,改变流体流动情况。本 文在扰流柱结合劈缝结构的原始叶片尾缘基础上, 在吸力面上加入凹坑或凸起结构,增大吸力面粗糙 程度、改变流体流动状态,进而达到提高气膜冷却效 率的目的,之后探究气膜冷却效果和流体流动机理。

## 2 计算模型及方法

#### 2.1 物理模型及边界条件

图 1 为叶片尾缘原始结构和扰流柱结合劈缝结构示意图,叶片尾缘原始结构形状及尺寸与文献[2] 中 Martini实验相同,主流高温气体从主流流域流入, 冷流体从冷流体流域流入,冷流体与高温主流经过 扰流柱区域后与高温主流在L<sub>3</sub>区域混合,形成叶片 尾缘气膜冷却。表1给出了叶片尾缘三种结构的主 要尺寸,其中主流进口宽52.5mm,劈缝宽H=4.8mm, 压力面厚度t/H=1,扰流柱直径D=4.8mm,扰流柱实度 S/D=2.5,扰流柱每排相距S=10.4mm,每列相距S<sub>x</sub>= 12mm,α为吸力面的倾斜角度。

 
 Table 1
 Various parameters of film cooling in trailing edge cutback

| $L_1/\mathrm{mm}$ | $L_2/\mathrm{mm}$ | $L_3/\mathrm{mm}$ | S/mm | $S_x/mm$ | t/mm | <i>H</i> /mm | D/mm | $\alpha/(\circ)$ |
|-------------------|-------------------|-------------------|------|----------|------|--------------|------|------------------|
| 52                | 14.4              | 60                | 10.4 | 12       | 4.8  | 4.8          | 4.8  | 10               |

图 2 为叶片尾缘凹坑和凸起结构,凹坑和凸起结构 构物理模型与图 1 原始结构相同,只是在吸力面上加 入凹坑和凸起,其凹坑和凸起结构排列方式相同,在 吸力面上分成两排成叉排排列,每列相距 *S*<sub>1</sub>=12mm, 每排相距 *S*<sub>2</sub>=5.2mm,直径 *D*<sub>1</sub>=4.8mm,厚度 *h*=1mm。

边界条件的选择应尽可能与实验相符。本文叶 片尾缘原始结构、凹坑和凸起结构的边界条件与文 献[18]中 Martini模拟边界条件相同,且都与实验条



Fig. 1 Physical model





(a) Three-dimensional model of trailing edge dimple and protrusion structure



Fig. 2 Trailing edge dimple and protrusion structure

件相符合。表2为本文数值模拟条件,其中主流与冷流体采用速度入口,主流进口速度为 $u_{hg}$ =56m/s(雷诺数Re=2.5×10<sup>5</sup>),冷流体进口速度为5m/s~13m/s,壁面 $L_2, L_3$ 为绝热壁面边界条件,其它固体壁面为恒壁温边界条件。

| Table 2 | Numerical | test | conditions |
|---------|-----------|------|------------|
|         |           |      |            |

| Item                   | Mainstream | Coolant flow |
|------------------------|------------|--------------|
| Velocity/(m/s)         | 56         | 5-13         |
| Temperature/K          | 500        | 293          |
| Turbulence Intensity/% | 7          | 5            |
| Length scale/mm        | 10         | 1.5          |

## 2.2 网格的划分

网格的划分是模拟计算的关键,增大网格数量, 可以提高计算结果的准确性,但网格数量越多要求 的计算内存就越大,因此需选用合适的网格数量进 行数值模拟计算。基于以上两点采用Icem软件对叶 片尾缘结构进行网格划分时,采用六面体结构化网 格,并对壁面网格进行加密。图3为本文模拟所用网 格图,叶片尾缘原始结构网格共分为59个block, 4205250个网格,为了使网格更加均匀,扰流柱部分 使用O-block划分。叶片尾缘凹坑和凸起结构与原 始结构网格的划分大体相同,只是凹坑和凸起部分 采用O-block划分,以提高网格质量。

本文中吹风比定义为

$$M = \frac{\rho_{\rm e} u_{\rm c}}{\rho_{\rm hg} u_{\rm hg}} \tag{1}$$

式中 $\rho_{e}$ 为冷却气体进口密度,kg/m<sup>3</sup>; $u_{e}$ 为冷却气体进口密度,kg/m<sup>3</sup>; $u_{b}$ 为冷却气体进口速度,m/s; $\rho_{hg}$ 为主流进口密度,kg/m<sup>3</sup>; $u_{hg}$ 为主

流进口速度,m/s。

主流雷诺数定义为

$$Re = \frac{\rho_{\rm hg} u_{\rm hg} \left( L_0 + L_1 + L_2 \right)}{\mu_{\rm hg}}$$
(2)

式中 $\rho_{hg}$ 为主流进口密度,kg/m<sup>3</sup>; $u_{hg}$ 为主流进口 速度,m/s; $L_0$ 为文献[2]中Martini实验数据,mm; $L_1$ 和  $L_2$ 为表1模拟数据,mm; $\mu_{hg}$ 为主流粘性系数,N·s/m<sup>2</sup>。

绝热气膜冷却效率定义为

$$\eta = \frac{T_{\rm hg} - T_{\rm aw}}{T_{\rm hg} - T_{\rm c}} \tag{3}$$

式中 T<sub>hg</sub>为主流进口温度,K;T<sub>o</sub>为冷却气体喉部 出口温度,K;T<sub>aw</sub>为绝热材料壁面的温度,K。

#### 2.3 数值方法验证

数值方法的验证是基于涡轮叶片尾缘原始结构,计算采用三种湍流模型(定常SST  $k-\omega$ 模型、Realizable  $k-\varepsilon$ 模型和非定常基于SST  $k-\omega$ 模型的DES方法),并将计算结果与实验结果进行对比,选取合适的湍流模型。图4是计算所得展向平均气膜冷却效 率图。由图可以看出三种湍流模型下,基于SST  $k-\omega$ 模型的DES方法计算得到的展向平均气膜冷却效率 在吹风比M=0.5及1.1时模拟结果与实验结果吻合较 好。在M=0.8时气膜冷却效率只在4<X/H<6,X/H>9.5 时稍稍超出实验结果,而其它两种湍流模型的计算 结果与实验数据相差甚远。由计算结果分析可知, 基于 SST *k*-ω模型的 DES 方法对本文所用涡轮叶片 尾缘结构的数值模拟结果与实验结果吻合较好,所 以选取基于 SST *k*-ω模型的 DES 方法进行数值模拟 计算。

本文数值模拟计算时采用基于压力-速度耦合 的 SIMPLEC 算法, 在求解控制方程时使用有限体积 法,湍流项离散格式取二阶迎风差分格式,此种差分 格式采用向后差分方法,考虑了流体的流动方向,使 离散方程系数α<sub>x</sub>和α<sub>w</sub>>0,因而在任何条件下都不会 引起解的振荡。DES湍流模型在近壁面采用计算比 较简单的模型,在距离壁面较远处采用大涡模拟,这 样既保证了计算的精度,又减少了计算的内存,简化 了计算。本文所用基于SST k-ω模型的DES方法,在 近壁面采用SST k-ω模型,在距离壁面较远处采用大 涡模拟,因此在近壁面的处理中使y<sup>+</sup><1。鉴于参考文 献[18-20]的非定常计算,本文非定常DES计算方法 是以定常计算结果作为计算的初场,时间步长采用 1.25×10<sup>-5</sup>s,每一步设置20次迭代进行计算,计算 5000步即 6.25×10<sup>-2</sup>s 使流场达到稳定后, 取 2000步作 为一个周期来获得 DES 的时均结果。



(a) Original structure

re (c) Protrusion structure Fig. 3 Computational grids



Fig.4 Comparison of numerical with experimental data

### 3 结果与讨论

#### 3.1 气膜冷却特性分析

气膜冷却效率 η<sub>aw</sub>是表征气膜冷却特性的参数, 图 5 是涡轮叶片尾缘原始结构与凹坑和凸起结构展 向平均气膜冷却效率随 X/H 的变化曲线。由图可以 看出,叶片尾缘凹坑和凸起结构提高了 X/H>6 区域处 气膜冷却效率,且随着 X/H 的增大气膜冷却效率差值 逐渐增大, X/H=12.5 时差值达到最大为 7.5%,对 X/H <6 区域 η<sub>aw</sub> 的改变几乎没有影响。表明叶片尾缘凹 坑和凸起结构只影响劈缝出口下游远距离端气膜冷 却效率,对近下游区域影响较小。图中叶片尾缘凹 坑和凸起结构的气膜冷却效率曲线几乎重合,表明 这两种结构对叶片尾缘气膜冷却效率影响程度相 同。综上所述,叶片尾缘凹坑和凸起结构可以改善 劈缝出口下游远距离端气膜冷却情况,有效保护 叶片。



effectiveness

图 6 为叶片尾缘 L<sub>3</sub>区域时均气膜冷却效率云图, 可以看出三种情况下的等气膜冷却效率线呈波浪型 分布,且波浪有三个凸起,凹坑和凸起结构在 X 方向 凸起的高度大于原始结构。对于原始结构,气膜冷 却效率在 Y方向上两端 η<sub>aw</sub>高于中间区域气膜冷却效 率,而凹坑和凸起结构的此种情况减弱,且凹坑和凸 起结构的波浪形状相似,即 Y方向的 η<sub>aw</sub>值相近。与 图 6(a)相比图 6(b)和(c)在 X/H>6 区域的等气膜冷 却效率线向流向方向推移,即气膜冷却效率整体得 到提高,这与图 5 曲线图中气膜冷却效率的提高 相符。

#### 3.2 温度分析

图 7 为三种叶片尾缘结构子午面(Z/H=0.25)温 度云图。图中三种情况的最低温度都是 300 K,且等 温线总体变化趋势相同。可以看到图 7(b)和(c)与 图 7(a)相比温度>320K的等温线整体向下游推移,其 中 320K等温线由 X/H=4.8 处推移到 X/H=5.5 处,壁面 最高温度由 380K下降到 360K,表明叶片尾缘凹坑和 凸起结构使壁面附近流体温度降低。对于 Y 轴温度 变化范围,原始结构膨胀到 Y/H=-0.3 处,而凹坑和凸 起结构仅仅膨胀到了 Y/H=-0.5 处。因此,叶片尾缘 凹坑和凸起结构减小了流体混合的扰动区域,且凹 坑和凸起结构温度云图的等温线较原始结构密集, 即凹坑和凸起增大了 Y 方向的温度梯度。

图 8 是叶片凹坑和凸起尾缘结构 X/H=0.21, X/H= 4.17, X/H=8.33, X/H=12.5 处 ZY 截面时均温度比(T/ T<sub>hg</sub>)云图。可以看到三种情况下, Z方向上温度比线 呈波浪型分布,且比原始结构的波浪分布更多, 扰动 更大。与原始结构相比,尾缘凹坑和凸起结构 Y方向 的温度比梯度更大,这是因为三种情况最高温度比 相同, 而尾缘凹坑和凸起结构的壁面温度比更低。 对于尾缘凹坑和凸起两种结构,其温度比分布大体 相同, 在 Z 轴的扰动范围上, X/H 分别为 0.21, 4.17, 8.33, 12.5 时, 最高扰动 Y/H 分别达到-2.8, -1.6, -0.4, 0.5 处, 都比原始结构的最高扰动范围缩小了 0.2H。 这表明尾缘凹坑和凸起结构在降低壁面附近流体温 度的同时, 也能整体减小冷流体温度的扩张范围, 即 减少了冷流体与高温主流的热交换, 降低了冷流体





温度。由图可以看出凹坑结构与凸起结构对比温度 变化较小,在图7中也能得到相同的结论。因此,叶 片尾缘凹坑和凸起结构虽然几何结构不同,但对叶 片尾缘流体温度的改变几乎相同。

#### 3.3 流动机理分析

涡是流体流动中的一种典型现象,在流体流动的研究中经常被提及,但没有严格定义,涡判据是判断涡是否存在的主要方法。1988年Hunt提出了Q判据,认为流体的变形可以用速度梯度张量  $\partial u_i / \partial x_j$ 来表示,其可分为两部分:对称应变张量和反对称涡张量。

对称应变张量和反对称涡张量分别为

$$S = \frac{1}{2} \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_i} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right)$$
(4)

$$\Omega = \frac{1}{2} \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right)$$
(5)

若某一区域的涡张量贡献率大于应变率张量就 存在涡。由此得出 Q 判据

$$Q = \frac{1}{2} \left( \left\| \Omega \right\|^2 - \left\| S \right\|^2 \right) = -\frac{1}{2} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \frac{\partial u_j}{\partial x_i}$$
(6)

式中॥॥表示张量的二范数。若Q>0,就表明有



Fig. 8 Contours of time averaged temperature at ZY section surface

涡出现,反之涡将不存在。Q实际表示单位质量、单 位空间时均流涡旋具有的能量。

湍流结构是由涡旋识别准则 $q = 0.5(\omega_2 - s_2)$ 的 等面呈现的,图9是三种叶片尾缘结构Q=2.0×10<sup>5</sup>的 等面,这些等面由平均温度着色,温度值分别从最低 值 300K 到最高值 500K。根据三维涡等值面云图,能 够直观地看出湍流流场中存在着大量无序的漩涡结 构,也可以分辨出较为典型的叶片尾缘流场涡的变 化趋势。由图可知,三种结构下涡的分布情况基本 相同,都是沿着流向方向涡的半径逐渐增大,在流动 的最初阶段,在劈缝出口台阶处产生二维展向涡,随 着涡向下游的旋进,涡核半径逐渐增大,此时受到高 温主流的扰动,出现向X轴正向的凸起,在向下游的 流动过程中凸起高度逐渐增大发展为发卡涡,发卡 涡继续向下游运动,涡头变大涡腿伸长,在发卡涡的 涡头部分形成局部剪切层,剪切层失稳后涡头破碎, 在主流的作用下,涡管被拉伸成近似的流向涡。在 此过程中涡携带的能量逐渐减少,涡等值面等效直 径逐渐增大,涡由大涡到小涡到更小的涡直至能量 耗散。由图可以看出,三种结构随着流向方向上涡 的脱落,流体在L,壁面上剧烈的扰动,且沿流向方向 扰动逐渐增强,但在展向方向即X方向上的变化较 小。图9(a)原始结构中流体的扰动较大,表明冷流 体和高温主流剧烈掺混,使流体温度升高,气膜冷却 效率降低。与原始结构相比叶片尾缘凹坑和凸起结 构在流向方向上产生小规模波动,且在Y方向上的扰 动较小,提高了L,表面的气膜冷却效率,这一结论与 图5和图6所得的定量结果一致。因此,叶片尾缘凹 坑和凸起结构抑制了流体的扰动,减弱了冷流体与 高温主流的混合,很好地解释了叶片尾缘凹坑和凸 起结构在远距离端气膜冷却效率的升高。观察图9 (b)与9(c)可知,图9(b)中的发卡涡的波动较图9(c) 中小,而流向涡反而增大。这表明凹坑结构产生的 扰动在当前位置处发生,而凸起结构的扰动则向下 游迁移,在下游增大流体的扰动。

图 10 为吸力面的 Q 准则云图,图中-3>X/H> -13.83为扰流柱区域,0>X/H>-3为L<sub>2</sub>区域,2.67>X/H> 0 为凹坑和凸起区域。由图可知三种结构流体流过 扰流柱向下方流动时扰动逐渐减弱,温度逐渐升高。 图 10(b)与(c)中流体的扰动剧烈程度整体大于图 10 (a),所以凹坑和凸起结构不仅能提高其所在位置下 游(X/H>2.67)流体的扰动,而且增强上游扰流柱的扰 动能力,图 10(b)与10(c)的扰动程度基本相同,表明 凹坑和凸起结构能增强扰流柱扰动进而增加换热,



但两种情况的影响程度一致。原始结构在 X/H>4.2 时温度开始升高,凹坑和凸起结构则向后推移到 X/H >5.6区域,且后两种结构的扰动较原始结构剧烈。将 图 10 与图 9 对比分析可知,吸力面凹坑和凸起结构 能增强壁面附近流体扰动,减弱距壁面较远处流体 的扰动即冷流体与高温主流的掺混。与原始结构相 比,吸力面凹坑和凸起结构在 X/H<5.6区域虽近壁面 区域流体扰动增强,但此时冷热流体掺混较下游弱, 大量的冷流体覆盖在壁面,气膜冷却效率并没有改 变,在 X/H>5.6区域相对于原始结构凹坑和凸起结构 减小了流体的扰动,冷热流体掺混降低,进而提高气 膜冷却效率,如图 5、图 6 所示。

为了更好地研究叶片尾缘流体流动情况,图11 分析了三种结构子午面流向方向(X方向)的 u/u<sub>hg</sub>时 均速度比分布云图。可以看到三种情况下速度比为 1的等速度比线在 6>X/H>4 区域成倾斜状,表明高温



Fig. 10 Contours of *Q* standard cloud at suction surface

主流越接近劈缝其速度越小,这是由于高温主流此时 离开叶片压力面,增加了一个Y轴负方向流动速度,降 低了X方向速度。叶片尾缘凹坑和凸起结构0.9>u/u<sub>b</sub>> 0.6 的等速度比线向 X 轴正向移动,表明壁面附近流体速度增大,冷流体能更好地覆盖吸力面。与原始结构相比,叶片尾缘凹坑和凸起结构劈缝出口冷流速度增大且呈椭圆形分布。凹坑结构 u/u<sub>hg</sub>=0.6 的等速度比线延伸到了吸力面,这是由于此处流体流向凹坑结构使凹坑结构附近的流体速度得到整体提升。凸起结构 u/u<sub>hg</sub>=0.6 的等速度比线在壁面处出现,这是因为流体绕过凸起结构向凸起后方流动,增大了后方流体 X 方向速度。

图 12 是三种结构叶片尾缘子午面 Y方向时均速 度分布云图。与原始结构相比叶片尾缘凹坑和凸起 结构在劈缝出口下游 Y轴正向速度变小,所以此处的 X 轴 正向速度增大。三种结构在 Y/H=-3.2~-0.7 区域都存在 Y轴负向速度区域,在 Y/H=-3.2处等速度 线向流向方向弯曲,且尾缘凹坑和凸起结构弯曲的 程度更大。可以发现凹坑和凸起结构在 X/H<9.2区 域 Y方向整体速度降低,X/H>9.2区域壁面处 Y方向 速度减小,而远离壁面处存在一段速度增大区域,即 V≥7m/s的速度区域。壁面附近 Y方向速度的降低能 使流体更好地贴壁流动,而远离壁面处速度的增大 是由于凹坑与凸起结构改变了流体的流动状态,因 此叶片尾缘凹坑和凸起结构是通过改变流体的流动 情况来提高冷却效果的。





Fig. 12 Contours of time averaged Y velocity at meridian surface

## 4 结 论

本文在吹风比 M=1.1 时(主流雷诺数 Re=2.5× 10<sup>5</sup>),对涡轮叶片尾缘原始、凹坑、凸起三种结构进行 数值模拟,得到三种结构下的气膜冷却效率和温度 场分布,并对其流动情况进行分析,得到以下结论:

(1)三种情况气膜冷却效率曲线在L<sub>3</sub>区域成波浪型分布,与原始结构相比叶片尾缘凹坑和凸起结构 在*X/H>*6区域的等气膜冷却效率线向流向方向推移, 即凹坑和凸起结构提高了劈缝出口远下游*X/H>*6区 域气膜冷却效率,而对近下游*X/H*<6区域几乎没有 影响。

(2)叶片尾缘凹凸结构抑制了流体的扰动,减弱 了冷流体与高温主流的混合,进而抑制冷流体与高 温主流的热交换,缩小了壁面附近流体温度和冷流 体扩张范围,增大了Y方向的温度梯度。

(3)涡轮叶片尾缘三种情况沿流向方向,会产生 由二维展向涡到发卡涡,再到流向涡的变化过程,涡 携带的能量逐渐降低,涡等值面等效直径逐渐增大。 与原始结构相比,凹坑和凸起结构增强壁面附近流 体扰动,减弱距壁面较远处流体的扰动即冷流体与 高温主流的掺混,增大壁面附近流体流向速度,降低 Y方向速度,凹坑结构产生的扰动在当前位置处发 生,而凸起结构的扰动则向下游迁移,但两种结构都 抑制了流体的扰动,减弱了冷流体与高温主流的混 合,改变了流体的流动情况,这是劈缝出口远下游端 气膜冷却效率提高的原因。

本文仅探究吹风比 M=1.1 时(主流雷诺数 Re= 2.5×10<sup>5</sup>)的一种叶片尾缘吸力面凹坑和凸起结构,下 一步将在不同吹风比下多种排列方式、凹坑或凸起 厚度以及排列间距情况下,对叶片尾缘气膜冷却特 性进行研究。

致 谢:感谢国家自然科学基金资助。

#### 参考文献

- [1] Wieghardt K. Hot-Air Discharge for Deicing[M]. Wright Field: Air Materiel Command, 1946:1-44.
- Martini P, Schulz A, Bauer H J. Film Cooling Effectiveness and Heat Transfer on the Trailing Edge Cutback of Gas Turbine Airfoils with Various Internal Cooling Designs [J]. Journal of Turbomachinery, 2005, 128(1); 87-96.
- [3] 孙瑞嘉,杨卫华,贺宜红,等.不同叶片尾缘结构对 流换热特性实验[J].推进技术,2011,32(4):485-

490. (SUN Rui-jia, YANG Wei-hua, HE Yi-hong, et al. Experimental Investigation on the Film Cooling Characteristics of Turbine Blade Trailing Edge Cutback [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2011, 32(4): 485-490.)

- [4]朱惠人,原和朋,周志强,等.几何结构对后台阶缝 隙气膜冷却效率的影响[J].推进技术,2006,27(4): 312-315. (ZHU Hui-ren, YUAN He-peng, ZHOU Zhi-qiang, et al. Effect of Geometry of Back-Step Slots on Film Cooling[J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(4): 312-315.)
- [5] Schneider H, Terzi D V, Bauer H J. Turbulent Heat Transfer and Large Coherent Structures in Trailing-Edge Cutback Film Cooling[J]. Flow Turbulence and Combustion, 2012, 88(1-2): 101-120.
- [6] Effendy M, Yao Y, Yao J, et al. Predicting Film Cooling Performance of Trailing-Edge Cutback Turbine Blades by Detached-Eddy Simulation [C]. National Harbor: Aerospace Sciences Meeting, 2013.
- [7] 贾 静,王曦娟,王 凯.涡轮叶片尾缘扰流柱对换 热效果的影响[J].汽轮机技术,2008,50(3):220-222.
- [8] Cheng L J, Xu W J, Zhu H R, et al. Investigation of Heat Transfer and Pressure Field of Jet Impingement of the Side of a Dimpled Surface [C]. Charlotte: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, 2017.
- [9] Guo Z Q, Zheng M, Liu Y, et al. Investigations of Single Jet Impinging on Plates with Circular Dimples[C]. Charlotte: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, 2017.
- [10] Shen Z Y, Jing Q, Xie Y H. Thermal Performance of Miniscale Heat Sink with Jet Impingement and Dimple/ Protrusion Structure [J]. Journal of Heat Transfer, 2017, 139(5): 1-7.
- [11] Choi E Y, Choi Y D , Lee W S, et al. Heat Transfer Augmentation Using a Rib-Dimple Compound Cooling Technique [J]. Applied Thermal Engineering, 2013, 51 (1-2): 435-441.
- [12] Zhou W W, Hu H, Rao Y, et al. An Experimental Investigation on the Flow Characteristics over [C]. Chicago: APS Division of Fluid Dynamics Meeting, 2014.
- [13] Shen Z, Qu H, Zhang D, et al. Effect of Bleed Hole on Flow and Heat Transfer Performance of U-Shaped Channel with Dimple Structure [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2013, 66(11): 10-22.
- [14] Xie Y, Shi D, Shen Z. Experimental and Numerical Investigation of Heat Transfer and Friction Performance for

Turbine Blade Tip Cap with Combined Pin-Fin-Dimple/ Protrusion Structure [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2017, 104: 1120-1134.

- [15] Luo L, Wang C, Wang L, et al. Heat Transfer and Friction Factor in a Dimple-Pin Fin Wedge Duct with Various Dimple Depth and Converging Angle[J]. International Journal of Numerical Methods for Heat and Fluid Flow, 2016, 26(6): 1954-1974.
- [16] Rao Y, Wan C Y, Xie Y H. An Experimental and Numerical Study of Flow and Heat Transfer in Channels with Pin Fin-Dimple Combined Arrays of Different Configurations[J]. Journal of Heat Transfer, 2012, 134(12): 1-11.
- [17] Meena M G, Anandakrishnan A, Kavumcheril M A, et al. Numerical Study on Heat Transfer and Fluid Flow in Pin Fin-Dimple Channels with Fillet on Dimple [C].

New Delhi: ASME Gas Turbines and Power: Gas Turbine India Conference, 2014.

- [18] Martini P, Schulz A, Bauer H J, et al. Detached Eddy Simulation of Film Cooling Performance on the Trailing Edge Cutback of Gas Turbine Airfoils[J]. Journal of Turbomachinery, 2005, 127(2): 292-299.
- [19] Schulz A, Martini P. Experimental and Numerical Investigation of Trailing Edge Film Cooling by Circular Coolant Wall Jets Ejected from a Slot with Internal Rib Arrays (2003-GT-38157) [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A: Journal of Power and Energy, 2003, 217: 393-401.
- [20] Effendy M, Yao Y F, Yao J, et al. DES Study of Blade Trailing Edge Cutback Cooling Performance with Various Lip Thicknesses [J]. Applied Thermal Engineering, 2016, 99: 434-445.

(编辑:梅 瑛)