

气膜孔位置对突肩叶尖气膜冷却效率的影响

成锋娜¹, 常海萍¹, 张镜洋², 田兴江¹, 杜治能³

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 南京航空航天大学 航天学院, 南京 210016;

3. 中国航空发动机集团有限公司 沈阳发动机研究所, 沈阳 110015)

摘 要: 采用标准 $k-\epsilon$ 两方程模型求解雷诺平均 Navier-Stokes 方程组,研究了气膜孔位置对突肩叶尖间隙泄漏流场、气膜冷却效率和表面传热系数的影响,共模拟了 3 种气膜孔排布方式:中弧线气膜孔、吸力侧气膜孔、前缘气膜孔,考虑了间隙高度(t)和吹风比(M)的影响。研究表明:在冷气流量相同的情况下气膜孔位置对突肩叶尖气膜冷却效率影响很大,中弧线气膜冷却突肩叶尖在中弧线到压力侧突肩区域有较好的气膜覆盖;吸力侧气膜冷却突肩叶尖在中弦处的吸力侧突肩到中弧线区域和尾缘区域有较好的气膜覆盖;前缘气膜孔突肩叶尖在整个叶尖表面都有较好的气膜覆盖。间隙高度对不同突肩叶尖的影响不同。吹风比增大时前缘气膜孔突肩叶尖的气膜冷却效率增幅远大于其余两种排布方式。

关 键 词: 突肩叶尖; 气膜孔位置; 气膜冷却效率; 间隙高度; 吹风比

中图分类号: V231.1 **文献标志码:** A

Effect of film hole location on film-cooling effectiveness of squealer tip

CHENG Fengna¹, CHANG Haiping¹, ZHANG Jingyang²,
TIAN Xingjiang¹, DU Zhineng³

(1. College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. College of Astronautics,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

3. Shenyang Engine Research Institute,

Aero Engine (Group) Corporation of China, Shenyang 110015, China)

Abstract: The effects of film hole location on squealer tip leakage flow field, film-cooling effectiveness and surface heat transfer coefficient were studied by solving the Reynolds averaged Navier-Stokes equations using standard two equation $k-\epsilon$ model. Three film hole location configurations: camber line film holes, suction side film holes, leading edge film holes were simulated. The effects of tip clearance height (t) and blowing ratio (M) were also considered. The results showed that the film hole location affected the film-cooling effectiveness of squealer tip greatly under the same cooling flow rate. The camber line film cooling squealer tip had better film coverage on the region between the camber line and the pressure side squealer. The suction side film cooling squealer tip had better film coverage on the given

收稿日期: 2016-01-05
基金项目: 国家自然科学基金(51406085); 江苏省研究生培养创新工程(KYLX_0306); 中央高校基本科研业务费专项资金
作者简介: 成锋娜(1988—),女,博士生,主要从事航空发动机高温部件冷却技术研究。

引用格式: 成锋娜,常海萍,张镜洋,等. 气膜孔位置对突肩叶尖气膜冷却效率的影响[J]. 航空动力学报,2017,32(8):1844-1852.
CHENG Fengna, CHANG Haiping, ZHANG Jingyang, et al. Effect of film hole location on film-cooling effectiveness of squealer tip[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(8): 1844-1852.

middle chord region between the suction side squealer and the camber line, as well as on the trailing edge region. The leading edge film cooling squealer tip had better film coverage on all the tip surface. The tip clearance height had different effects on different squealer tips. The tip film-cooling effectiveness of the leading edge film cooling squealer tip increased greatly when the blowing ratio increased if compared with the other two kinds of cooling squealer tips.

Key words: squealer tip; film hole location; film-cooling effectiveness; tip clearance height; blowing ratio

高压涡轮中的动叶顶部和机匣之间存在一定的间隙高度,部分主流气体会在压力面和吸力面压差作用下流过间隙,这部分气体称为间隙泄漏流。间隙泄漏流不仅会增大涡轮损失^[1],还会使叶尖表面承受过高的热负荷而遭受破坏。突肩叶尖作为一种减小叶尖间隙泄漏流动损失和叶片表面传热系数的有效方式,在高压涡轮中得到了广泛应用,是学者们的重点研究对象^[2-3];此外,在叶尖表面布置气膜孔对其进行保护也是最常用的叶尖冷却手段^[4]。

长期以来,国外许多学者对带气膜冷却的突肩叶尖进行了大量研究。Kwak 等人^[5]对比研究了中弧线气膜冷却对平顶叶尖和突肩叶尖换热特性的影响,实验结果表明吹风比增大时叶尖表面传热系数降低,气膜冷却效率增大,带气膜冷却的突肩叶尖的换热特性优于带气膜冷却的平顶叶尖。Mhetras 等人^[6-7]实验测量了两种不同气膜孔形式下突肩叶尖及其附近区域的气膜冷却效率,结果表明气膜孔形状、位置以及吹风比对叶尖气膜冷却效率的影响很大。Gao 等人^[8]的研究表明突肩叶尖表面气膜冷却效率分布随着主流进气角度的改变而变化。Yang 等人^[9]的研究表明在突肩叶尖凹槽表面中弧线和吸力侧布置两排气膜孔比仅在中弧线布置气膜孔的叶尖冷却效果好。Naik 等人^[10]的数值计算显示部分突肩叶尖的气膜冷却效率在尾缘处较大,前缘处较小,且部分冷气会冲击到机匣表面。

国内也有许多学者对突肩叶尖的气膜冷却进行了研究。李军等人^[11]研究表明吹风比为 1 时突肩叶尖的气膜冷却效率最高,在动静干涉下突肩叶尖间隙泄漏流动和气膜冷却具有高度非定常特征。章大海等人^[12]计算结果显示带气膜冷却的突肩叶尖相比平顶叶尖和平顶开槽气膜孔结构具有较高的冷却效率和较低的表面传热系数。杜昆等人^[13]研究表明动叶与机匣间的相对运动能够增强突肩叶尖前缘处气膜冷却效果,但离心力和哥氏力对突肩叶尖的气膜冷却效果影响有限。

综上可知国内外关于突肩叶尖气膜冷却的研究很多,但是涉及到气膜孔位置的文献很少,且大部分研究均未考虑叶片背压的影响而将每个气膜孔吹风比设置为统一量,这在实际情况很难做到。本文以 GE-E³ 第 1 级动叶叶型为对象,对比研究凹槽底面中弧线气膜孔、吸力侧气膜孔和前缘气膜孔 3 种不同的气膜冷却位置以及间隙高度和吹风比对叶尖换热特性的影响,3 种气膜孔位置的气膜孔总数均相同且所有气膜孔共用一个次流腔。

1 物理模型和冷却结构

1.1 计算模型

本文的计算模型为以 GE-E³ 高压涡轮第 1 级动叶叶顶型线为基础形成的直叶片,叶片轴向弦长为 28.7 mm,叶高为 41 mm,展弦比为 1.4,叶片间距为 30.5 mm,突肩厚度为 0.67 mm,突肩高度为 1.7 mm,参数及工况均来自文献[14],计算域采用具有周期性边界的单个叶片。计算选取了 0.5, 1, 1.5 mm 3 种间隙高度,分别占叶片高度(h)的 1.2%, 2.4% 和 3.6%。计算域进口和出口段分别为叶片轴向弦长的 1 倍和 1.5 倍。由于间隙泄漏流动的影响范围在叶片的上半部分^[15],端壁对其影响较小,因此计算域仅选取叶片上部的 0.57 倍叶高,并且把底面设为对称边界,Zhou^[16]也采用了相同的处理方式。气膜孔长度即凹槽底面沿着叶高方向的厚度,为 2.5 mm,这与 Kwak 等人^[5]实验所采用的厚度相对应。所有气膜孔共用 1 个次流腔,次流腔壁面厚度与突肩厚度一致,次流腔的高度为 3 mm,超过了气膜孔的突缩效应对次流腔的影响范围。数值计算模型如图 1 所示。

图 2 为研究的 4 种突肩叶尖结构: case 1 为无气膜冷却突肩叶尖; case 2 为中弧线气膜冷却突肩叶尖,是目前高压涡轮中最常用的气膜孔布置方式; case 3 为吸力侧气膜冷却突肩叶尖, Mhetras 等人^[6]研究表明在突肩叶尖吸力侧布置

气膜孔在高吹风比下具有良好的气膜冷却覆盖效果;case 4 为前缘气膜冷却突肩叶尖,是根据突肩叶尖凹槽表面压力系数分布排列的气膜孔。气膜孔直径为 $d=0.4\text{ mm}$,气膜孔之间的距离为 $5d$,每种气膜孔总数均为 13 个。

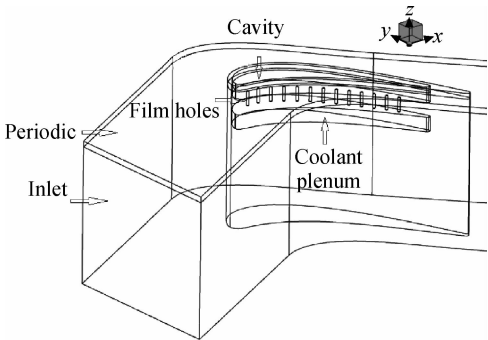


图 1 计算模型
Fig. 1 Computational model

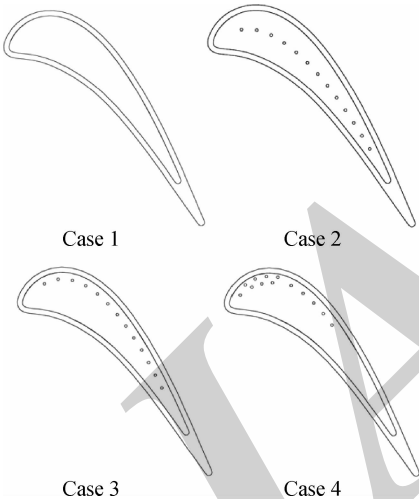


图 2 4 种突肩叶尖示意图
Fig. 2 Schematic of four kinds of squealer tip

1.2 网格划分

采用 ICEM 对流体域进行网格划分,靠近壁面处进行加密以满足增强壁面处理要求。无气膜冷却网格如图 3,带气膜冷却网格如图 4,气膜孔采用 O 型剖分并加密,气膜孔之间的网格也进行了加密,叶片表面 Y^+ 平均值为 2.16。间隙高度 $t=0.5\text{ mm}$ 时,间隙内叶高方向网格数为 30,凹槽内叶高方向网格数为 80。网格独立性实验表明:无气膜冷却时,网格总数达到 130 万以后叶尖表面传热系数变化很小;带气膜冷却时,网格总数达到 810 万后叶尖表面气膜冷却效率变化很小,因此所有叶尖形式均采用以上方法划分。

1.3 计算方法及边界条件

本文的数值模拟采用商用软件 Fluent,求解

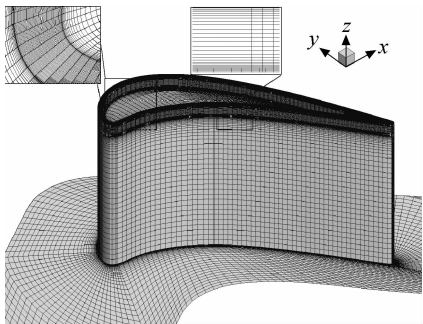


图 3 无气膜冷却的计算网格
Fig. 3 Computational mesh without film cooling

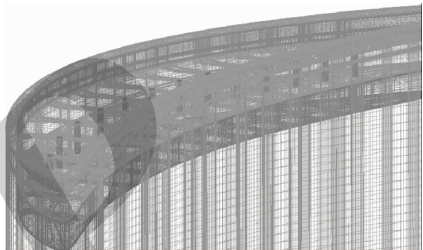


图 4 带气膜冷却的计算网格
Fig. 4 Computational mesh with film cooling

定可压缩 Reynolds-averaged Navier-Stokes 方程。湍流模型选择标准 $k-\epsilon$ 模型和增强壁面函数,压力-速度耦合采用 SIMPLEC (semi-implicit method for pressure linked equations consistent) 算法,离散化插值方法选择 2 次迎风;收敛判据设置为残差小于 10^{-3} ,计算域内的进出口流量差小于 0.001%。图 5 为采用与文献[17]所做实验相同的模型和边界条件计算得到的无气膜冷却突肩叶尖表面传热系数与实验结果的对比。图 6 为计算得到的带气膜冷却突肩叶尖气膜冷却效率与文献[5]实验结果的对比。可以看出计算结果与实验结果之间吻合较好,验证了计算方法的可靠性。

主流边界条件给定进口总温、总压、气流角和

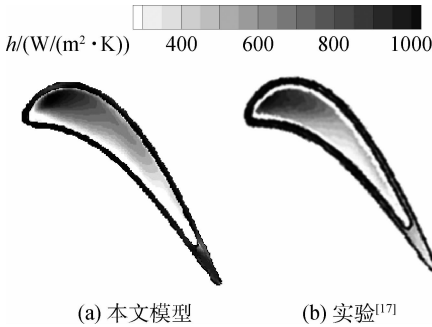


图 5 间隙高度为 1.97 mm 情况下突肩叶尖表面传热系数
Fig. 5 Surface heat transfer coefficient of squealer tip for tip clearance height of 1.97 mm

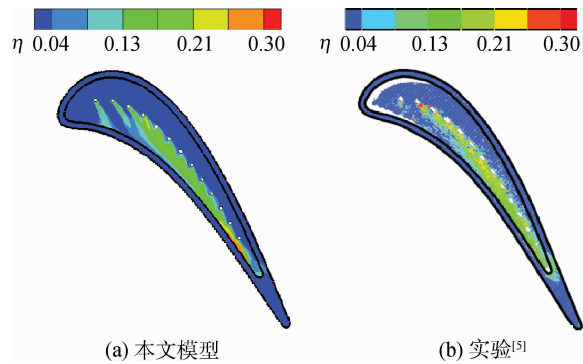


图 6 间隙高度为 1.97 mm 情况下突肩叶尖气膜冷却效率($M=1.0$)

Fig. 6 Film-cooling effectiveness distribution of squealer tip for tip clearance height of 1.97 mm ($M=1.0$)

出口静压,次流边界条件给定进口质量流量和温度,具体的值如表 1 所示,也出自文献[11]。计算气膜冷却效率时壁面设为绝热无滑移壁面,计算表面传热系数时壁面设为的等温壁面。不考虑机匣与叶片之间的相对运动,机匣与叶片均设为静止,这是由于 Krishnababu 等人^[18]的研究显示机匣转动作用对不同叶尖形式间隙泄漏流动换热特性的影响规律一致,故其可以忽略。

表 1 边界条件^[11]

Table 1 Boundary conditions^[11]

参数	数值
进口总压/kPa	344.74
进口总温/K	709
出口静压/kPa	153.22
进出口压比	2.5
进口气流角/(°)	32.01
壁面温度/K	496.3
吹风比	0.5,1.0,1.5,2.0

1.4 参数定义

压力系数

$$C_p = \frac{p_{in}^* - p}{p_{in}^* - p_{out}} \tag{1}$$

式中 p 为当地静压, p_{in}^* 为进口总压, p_{out} 为出口静压。

吹风比

$$M = \frac{\rho_c V_c}{\rho_\infty V_\infty} \tag{2}$$

式中 ρ_c, V_c 为冷气的密度和速度; ρ_∞, V_∞ 为主流热气的密度和速度,即叶栅进口气体的密度和速度。

气膜冷却效率

$$\eta = \frac{T_\infty - T_{aw}}{T_\infty - T_c} \tag{3}$$

式中 T_∞ 为主流热气温度,即叶栅进口气体温度, T_{aw} 为绝热壁温, T_c 为冷气进口温度。

表面传热系数

$$h = q / (T_w - T_{aw}) \tag{4}$$

式中 q 为壁面热流密度, T_w 为壁面温度。

2 计算结果及分析

2.1 无气膜冷却突肩叶尖间隙泄漏流动换热特性

图 7 为间隙高度 $t/H=2.4\%$ 时无气膜冷却突肩叶尖间隙泄漏三维流线图。从图中可以看出泄漏流进入间隙的位置不同则流动情况不同,故按照泄漏流进入间隙的位置不同将其分成了 3 个区域: A (吸力侧前缘区)、B (压力侧前缘区)、C (压力侧中弦和尾缘区)。

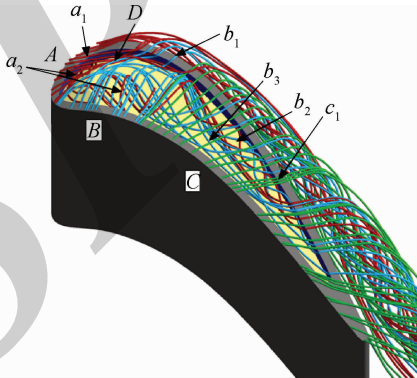


图 7 无气膜冷却突肩叶尖泄漏流场

Fig. 7 Leakage flow field of squealer tip without film-cooling

从 A 区进入间隙的泄漏流(红色)一部分冲击凹槽底面区域 D 和吸力侧突肩内表面后从其前缘处流出间隙,即图中 a_1 所代表的流线;另一部分冲击凹槽底面和吸力侧突肩内表面后回流至叶片最前端后又与凹槽内的流体掺混形成靠近压力侧突肩的旋涡,此旋涡冲击中弦处吸力侧突肩内表面后沿着吸力侧突肩流向尾缘,最后翻越吸力侧突肩尾缘流出间隙,即图中 a_2 所代表的流线。

从 B 区进入间隙的泄漏流(蓝色)同样有一部分冲击凹槽底面区域 D 和吸力侧突肩内表面后从其前缘处流出间隙,即图中 b_1 所代表的流线,但是它的冲击位置和流出间隙的位置相比 a_1 均靠后;另一部分冲击凹槽底面和吸力侧突肩内表面后与凹槽内的流体掺混形成靠近吸力侧突肩的旋涡,此旋涡冲击中弦处吸力侧突肩内表面后也分为两部分流动,若冲击的位置相对靠后则会与 a_2 一起组成旋涡沿着吸力侧突肩流向尾缘,即

图中 b_2 所代表的流线,若冲击的位置靠相对靠前则会流向压力侧突肩后沿着压力侧突肩流向尾缘,即图中 b_3 所代表的流线,最后两部分流体都翻越吸力侧突肩尾缘流出间隙。

从 C 区进入间隙的泄漏流(绿色)未进入凹槽,它直接从间隙内穿过后从吸力侧突肩上方流出间隙,即图中 c_1 所代表的流线。

流出间隙的泄漏流均会与主流掺混形成泄漏涡,泄漏涡形成于吸力侧突肩前缘处,从前缘到尾缘逐渐增强。

图 8 为间隙高度 $t/H=2.4\%$ 时无气膜冷却突肩叶尖压力系数分布,压力系数大的区域背压较低,压力系数小的区域背压较高。从图中可以看出凹槽底面前缘处压力系数梯度较大,从压力侧突肩到吸力侧突肩压力系数大幅减小;叶片中弦和尾缘部分压力系数梯度明显减小很多,但是靠近吸力侧突肩的压力系数仍略大于靠近压力侧突肩的压力系数。这是因为进入凹槽内的泄漏流会冲击前缘靠近吸力侧突肩区域形成旋涡,且在吸力侧突肩附近也有流线 a_2 和 b_2 形成的旋涡。叶片表面压力系数直接关系到气膜孔出流处的背压,因此对气膜冷却效率的分布意义重大。

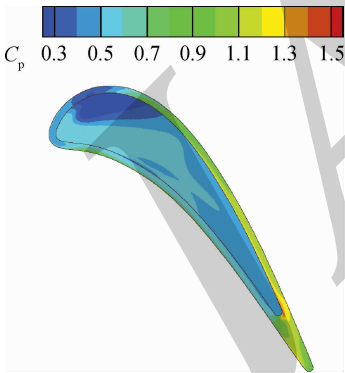


图 8 无气膜冷却突肩叶尖压力系数
Fig. 8 Pressure coefficient of squealer tip without film-cooling

图 9 为间隙高度 $t/H=2.4\%$, $M=1.0$ 时,无气膜冷却突肩叶尖表面传热系数,从图中可以看出凹槽底面前缘处受到泄漏流冲击的区域表面传热系数较大;其余底面区域表面传热系数均较小,但是吸力侧相比压力侧表面传热系数均较大,这也是因为吸力侧突肩附近也有流线 a_2 和 b_2 形成的旋涡。此外,高温高速的泄漏流分离和再附着的突肩表面传热系数较大。

2.2 带气膜冷却突肩叶尖间隙泄漏流场

图 10 为间隙高度 $t/H=2.4\%$, $M=1.0$ 时,

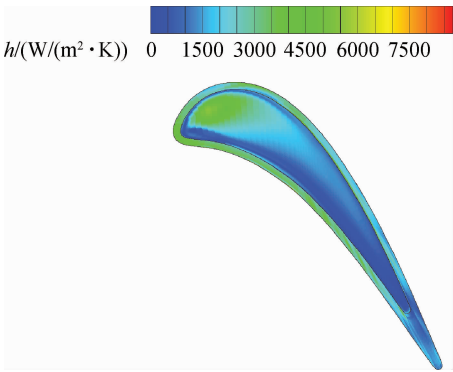


图 9 无气膜冷却突肩叶尖表面传热系数
Fig. 9 Surface heat transfer coefficient of squealer tip without film-cooling

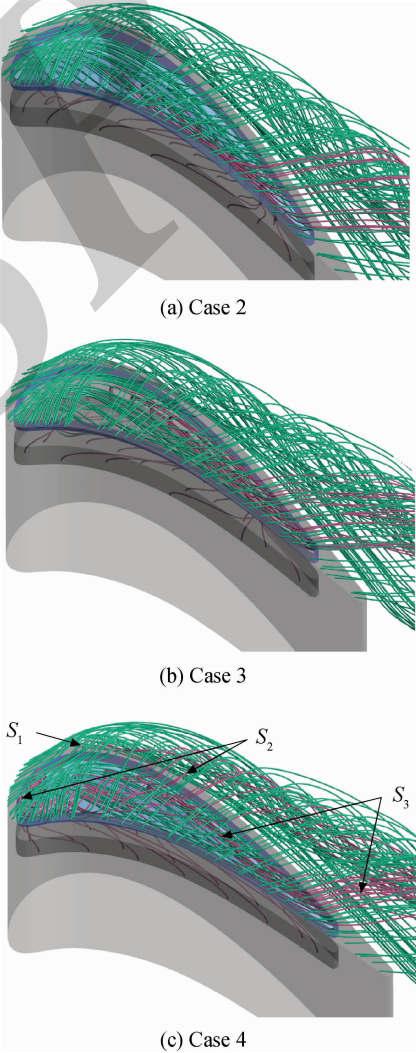


图 10 不同气膜孔位置突肩叶尖间隙泄漏流场
Fig. 10 Leakage flow field of squealer tip with various film hole locations

3 种气膜孔布置方式下叶尖间隙泄漏三维流线图。从图中可以看出在突肩叶尖气膜冷却覆盖范围主要受到凹槽内泄漏流体的影响。气膜孔布置

在中弧线线时(图 10(case 2)),凹槽内的泄漏流会使冷却流体流向压力侧突肩,到达压力侧突肩后再从尾缘处流出间隙,因为其主要受到图 7 中 b_3 流线的作用。冷却流体的覆盖范围主要为中弧线到压力侧突肩区域。

气膜孔布置在吸力侧时(图 10(case 3)),凹槽内的泄漏流会使冷却流体流向吸力侧突肩,随后沿着吸力侧突肩向尾缘移动后流出间隙,因为其受到图 7 中 $a_2, b_2,$ 和 b_3 流线的作用。冷却流体的覆盖范围主要为中弦处的吸力侧突肩到中弧线区域和尾缘区域。

气膜孔布置在前缘处时(图 10(case 4)),不同位置的冷却流体与泄漏流的作用不同,前缘处冷却流体的流动分为两部分:一部分冷却流体随泄漏流从吸力侧前缘流出间隙,即图中 S_1 所代表的流线,因为其受到图 7 中 a_1 和 b_1 流线的作用,另部分从前缘处流向压力侧突肩后卷入凹槽内的旋涡一起流向吸力侧突肩的中弦处后流出间隙,即图中 S_2 所代表的流线,因为其受到图 7 中 a_2 和 b_1 流线的共同作用。中弦处之后的冷却流体流动情况与吸力侧前缘突肩叶尖一致,即沿着吸力侧突肩向尾缘移动后流出间隙,即图中 S_3 所代表的流线,因为其受到图 7 中 a_2, b_2 和 b_3 流线的作用。冷却流体的覆盖范围主要为凹槽底面的全部。

2.3 带气膜冷却突肩叶尖换热特性

图 11 为间隙高度 $t/H=2.4\%$, $M=1.0$ 时,3 种气膜孔布置方式下叶尖气膜冷却效率分布。从图中可以看出气膜孔位置对叶尖气膜冷却效果的影响很大。整体来看,中弧线气膜孔在凹槽底面中后部压力侧有较高的气膜冷却效率;吸力侧气膜孔在凹槽底面中部吸力侧和后部有较高的气膜冷却效率;前缘处气膜孔在整个凹槽和突肩表面均有较高的气膜冷却效率。

局部来看,中弧线气膜孔突肩叶尖的第 1 个气膜孔没有冷却流体流出,这是因为其出口处正好是泄漏流在凹槽表面的冲击区域,背压较大,流量系数较小,导致次流更加倾向于从后半部分的气膜孔流出;其余气膜孔的下游区域均有较高的气膜冷却效率,这是因为冷却气体在这些区域形成了保护膜。同样地,吸力侧气膜孔突肩叶尖的前 2 个气膜孔同样没有冷却流体流出,第 3 个气膜孔的出流量也较小,其余气膜孔的下游区域均有较高的气膜冷却效率。前缘处气膜孔突肩叶尖气膜孔出口处均形成了气膜覆盖,第 1 个气膜孔

的冷却流体覆盖了凹槽底面的前缘部分,这是因为冷却流体的流动如图 10 中的 S_2 所示;第 2,3,4 个气膜孔在吸力侧突肩附近形成了气膜保护,这是因为冷却流体的流动如图 10 中的 S_1 所示,其余气膜孔的下游区域均有较高的气膜冷却效率,且两排气膜孔的覆盖相互补充,这是因为冷却流体的流动如图 10 中的 S_3 所示。

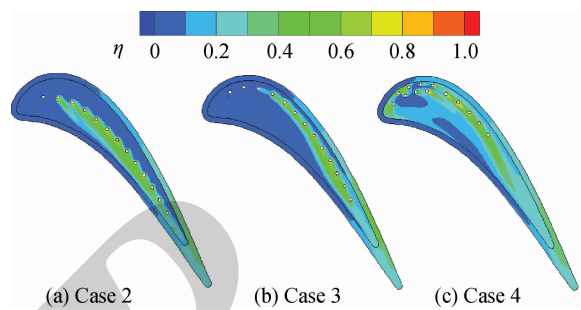


图 11 不同气膜孔位置突肩叶尖气膜冷却效率
Fig. 11 Film-cooling effectiveness of squealer tip with various film hole locations

图 12 为间隙高度 $t/H=2.4\%$, $M=1.0$ 时,3 种气膜孔布置方式下叶尖的表面传热系数,从图中可以看出高气膜冷却效率区域(气膜孔下游)的表面传热系数均较小,但是整体来看叶尖的表面传热系数还是凹槽底面前缘处较大,其余底面区域表面传热系数均较小,分布几乎没有改变,因此以后的分析中只对气膜冷却效率进行分析。

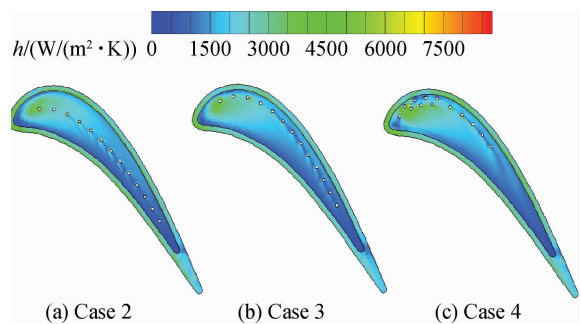


图 12 不同气膜孔位置突肩叶尖表面传热系数
Fig. 12 Surface heat transfer coefficient of squealer tip with various film hole locations

2.4 间隙高度对带气膜冷却突肩叶尖气膜冷却效率的影响

图 13 为吹风比 $M=1.0$ 时,间隙高度对不同气膜孔位置突肩叶尖平均气膜冷却效率的影响。图 14 为不同间隙高度下叶尖表面气膜冷却效率分布。从图中可以看出前缘气膜冷却突肩叶尖 case 4 的平均气膜冷却效率在所有间隙高度下均远大于其他两种气膜孔位置,这是因为前缘气膜

孔突肩叶尖在整个凹槽表面均有较好的气膜覆盖效果,特别是在前缘处;吸力侧气膜冷却突肩叶尖 case 3 的平均气膜冷却效率在间隙高度 $t/H=1.2\%$ 时大于中弧线气膜冷却突肩叶尖 case 2,在

间隙高度 $t/H=2.4\%$ 和 $t/H=3.6\%$ 时略小于 case 2,这是因为间隙较小时凹槽内的泄漏流在吸力侧突肩处形成的旋涡更加倾向于流向压力侧突肩,即泄漏流中形成图 7 中的 b_3 流线,而大间隙下更倾向于形成 b_2 流线。

Case 3 和 case 4 在间隙高度 $t/H=2.4\%$ 和 $t/H=3.6\%$ 的平均气膜冷却效率几乎一致,这是因为在这个范围内增大间隙高度时凹槽内的泄漏流流动路径相同,因此对冷却气流的作用相同;case 2 在所有间隙高度下的叶尖平均气膜冷却效率相差不大,这是因为不同间隙高度下泄漏流都使得冷却气体从中弧线流向了压力侧突肩,覆盖范围基本一致。

2.5 吹风比对带气膜冷却突肩叶尖气膜冷却效率的影响

图 15 为间隙高度 $t/H=2.4\%$ 时,吹风比对不同气膜孔位置突肩叶尖平均气膜冷却效率的影响。图 16 为不同吹风比下叶尖表面气膜冷却效率分布。从图中可以看出吹风比 $M=0.5$ 时所有气膜孔分布方式下叶尖平均气膜冷却效率基本一致,但是当吹风比继续增大时前缘气膜冷却突肩叶尖 case 4 的平均气膜冷却效率增幅远大于中弧线气膜冷却突肩叶尖 case 2 和吸力侧气膜冷却突肩叶尖 case 3,后两者的增加幅度基本保持一致。这是因为吹风比 $M=0.5$ 时,所有排布方式下叶尖前缘处的背压均大于次流腔压力,不仅气膜孔均没有明显的气膜出流,部分主流燃气还会在高背压的作用下倒灌进入次流腔;而在叶尖表面中后部气膜的覆盖面积基本相同,且背压越小的位置气膜覆盖越好。当吹风比增大时,case 4 在前缘吸力侧高背压区域气膜孔数量较多,流量系数较大,气膜孔有明显出流,因此气膜覆盖更好,且

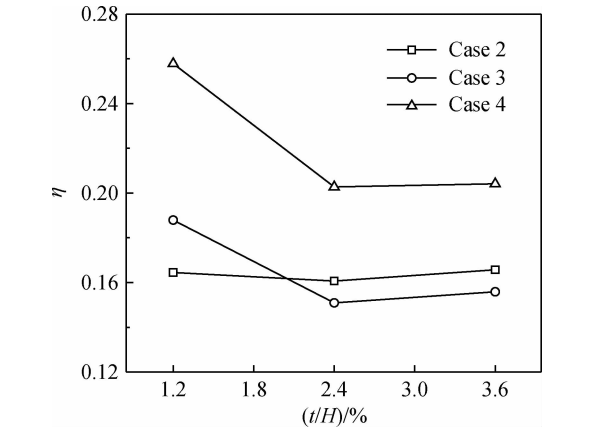


图 13 突肩叶尖平均气膜冷却效率随间隙高度的变化
Fig. 13 Average film-cooling effectiveness of squealer tip varying with different tip clearance heights

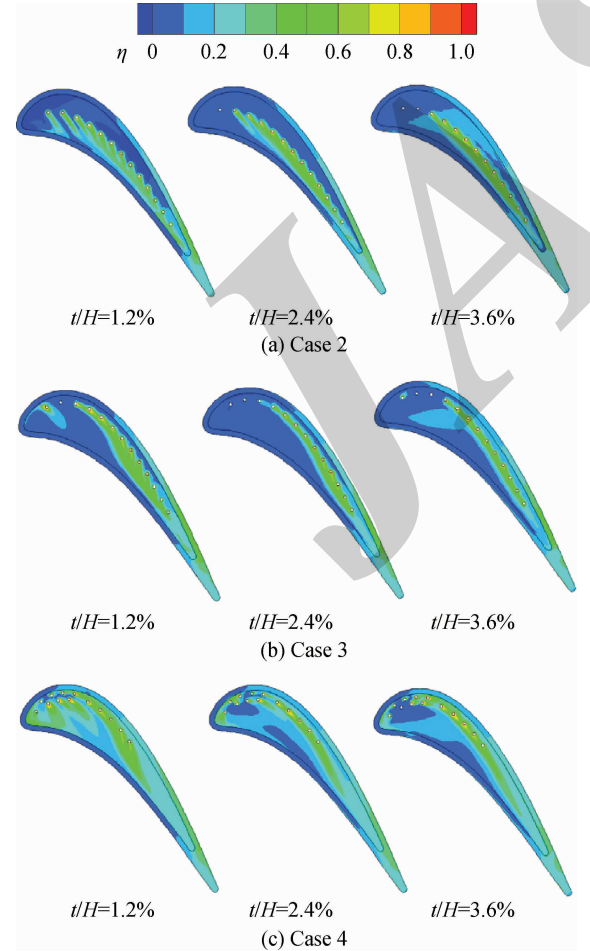


图 14 不同间隙高度下突肩叶尖气膜冷却效率分布
Fig. 14 Film-cooling effectiveness distribution of squealer tip with different tip clearance heights

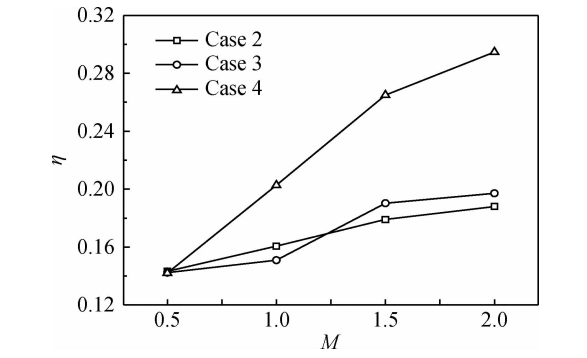


图 15 突肩叶尖平均气膜冷却效率随吹风比的变化
Fig. 15 Average film-cooling effectiveness of squealer tip varying with different blowing ratios

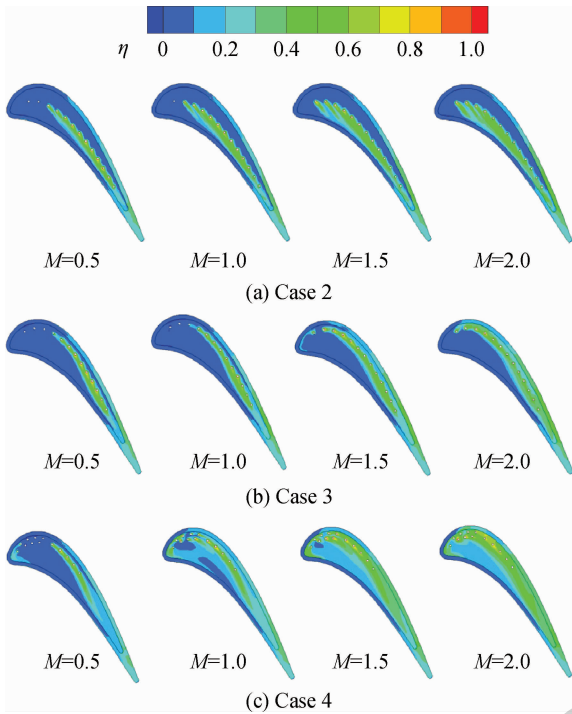


图 16 不同吹风比下突肩叶尖气膜冷却效率分布
Fig. 16 Film-cooling effectiveness distribution of squealer tip with different blowing ratios

吹风比越大效果越明显;而在叶片表面中后部由于两排气膜孔的相互补充效果,气膜冷却效率也大于 case 2 和 case 3。

3 结 论

本文通过数值模拟的方法研究了气膜孔位置对突肩叶尖气膜冷却效率的影响,详细分析了无气膜冷却突肩叶尖和不同气膜孔位置突肩叶尖的间隙泄漏流场、气膜冷却效率和表面传热系数,探索了间隙高度及吹风比对叶尖气膜冷却效率的影响,得到以下结论:

- 1) 从不同位置进入间隙的泄漏流流动情况也不同,特别是前缘处的泄漏流对冷却气体的流动影响很大。
- 2) 受凹槽内泄漏流影响,不同气膜孔位置突肩叶尖的气膜冷却效率不同:中弧线气膜冷却突肩叶尖在中弧线到压力侧突肩区域有较好的气膜覆盖;吸力侧气膜冷却突肩叶尖在中弦处的吸力侧突肩到中弧线区域和尾缘有较好的气膜覆盖;前缘气膜孔突肩叶尖在整个叶尖表面都有较好的气膜覆盖。
- 3) 间隙高度对泄漏流量影响很大,因此其在凹槽内的流动路径也会改变,进而影响冷却气体的流动,因此间隙高度对不同气膜孔突肩叶尖的

影响不同。
4) 吹风比增大时前缘气膜孔突肩叶尖的气膜冷却效率增幅远大于其余两种排布方式,后两者的增幅几乎一致。

参考文献:

[1] DENTON J D. Loss mechanisms in turbomachines[J]. Journal of Turbomachinery,1993,115(4):621-656.

[2] 钟芳盼,周超,周凯. 跨声速涡轮中两种叶片叶尖泄漏流的气动性能[J]. 航空动力学报,2013,28(10):2316-2325. ZHONG Fangpan,ZHOU Chao,ZHOU Kai. Aerodynamic performance of tip leakage flow of two different blade tips in transonic turbine[J]. Journal of Aerospace Power,2013,28(10):2316-2325. (in Chinese)

[3] 成锋娜,常海萍,张镜洋,等. 突肩叶尖尾缘开槽对间隙流动换热特性的影响[J]. 航空动力学报,2016,31(2):383-390. CHENG Fengna,CHANG Haiping,ZHANG Jingyang, et al. Tip leakage flow and heat transfer characteristics with effect of trailing edge cutback on squealer tip[J]. Journal of Aerospace Power,2016,31(2):383-390. (in Chinese)

[4] NARZARY D,LIU K,HAN J C,et al. Turbine blade tip film-cooling and heat transfer measurements at high blowing ratios [R]. ASME Paper GT2014-25793,2014.

[5] KWAK J S,HAN J C. Heat transfer coefficients and film cooling effectiveness on the squealer tip of a gas turbine blade[J]. Journal of Turbomachinery,2003,125(4):648-656.

[6] MHETRAS S,YANG H T,GAO Z H,et al. Film-cooling effectiveness on squealer cavity and rim walls of gas-turbine blade tip[J]. Journal of Propulsion and Power,2006,22(4):889-899.

[7] MHETRAS S,YANG H T,GAO Z H,et al. Effect of cut-back squealer and cavity depth on film-cooling effectiveness on a gas turbine blade tip[J]. Journal of Turbomachinery,2008,130(2):111-120.

[8] GAO Z H,SHANTANU N,MHETRAS S,et al. Effect of inlet flow angle on gas turbine blade tip film cooling[J]. Journal of Turbomachinery,2009,131(3):031005. 1-031005. 12.

[9] YANG H T,CHEN H C,HAN J C. Film-cooling prediction on turbine blade tip with various film hole configurations[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer,2006,20(3):558-568.

[10] NAIK S,GEORGAKIS C,HOFER T,et al. Heat transfer and film cooling of blade tips and endwalls[J]. Journal of Turbomachinery,2012,134(4):74-89.

[11] 李军,王金山,蒋勇,等. 凹槽状动叶顶部非定常气膜冷却性能的研究[J]. 西安交通大学学报,2010,44(5):5-10. LI Jun,WANG Jinshan,JIANG Yong, et al. Investigations of unsteady film cooling performance on rotor squealer tip [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University,2010,44(5):5-10. (in Chinese)

[12] 章大海,孙卓辉,王秋旺. 不同叶顶结构对燃气透平动叶顶部气膜冷却性能的影响[J]. 燃气轮机技术,2010,23(3):26-31.

ZHANG Dahai, SUN Zhuohui, WANG Qiuwang. The influence of different tip configurations on film cooling performance of gas turbine blade tip[J]. Gas Turbine Technology, 2010, 23(3): 26-31. (in Chinese)

[13] 杜昆, 宋立明, 李军. 凹槽状叶顶涡轮叶片传热特性的数值研究[J]. 推进技术, 2014, 35(5): 618-623.

DU Kun, SONG Liming, LI Jun. Numerical investigations on heat transfer characteristics of turbine blade with squealer tip[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(5): 618-623. (in Chinese)

[14] TIMKO L P. Energy efficient engine high pressure turbine component test performance report[R]. NASA CR-168289, 1984.

[15] LEE S W, KIM S U. Tip gap height effects on the aerodynamic performance of a cavity squealer tip in a turbine cascade in comparison with plane tip results: Part 1 tip gap flow structure[J]. Experiments in Fluids, 2010, 49(3): 1039-1051.

[16] ZHOU Chao. The tip leakage flow of an unshrouded high pressure turbine blade with tip cooling[J]. Journal of Turbomachinery, 2011, 133(4): 041028. 1-041028. 12

[17] KWAK J S, HAN J C. Effects of rim location, rim height, and tip clearance on the tip and near tip region heat transfer of a gas turbine blade[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2004, 47(26): 5651-5663.

[18] KRISHNABABU S K, DAWES W N, HODSON H P. Aero-thermal investigation of tip leakage flow in axial flow turbines part2: effect of relative casting moving [R]. ASME Paper GT-2007-27957, 2007.

(编辑: 陈 越)