

突肩叶尖开槽对叶尖间隙流动和冷却特性的影响*

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, 江苏 南京 210016;

2. 南京航空航天大学 航天学院, 江苏 南京 210016;

3. 中国航空 沈阳发动机研究所, 辽宁 沈阳 110015)

摘要: 为了分析不同叶尖形式下的间隙泄漏流动, 采用标准 $k-\varepsilon$ 两方程模型求解雷诺平均 N-S 方程组的数值方法, 研究了突肩叶尖开槽对叶尖流动和冷却特性的影响, 气膜孔位置、机匣相对运动和吹风比也在考虑范围之内, 详细分析了间隙泄漏流场、泄漏流量、泄漏损失以及叶尖气膜冷却效率。研究表明: 突肩叶尖前缘和尾缘开槽均会使间隙泄漏流量增大, 且随着开槽长度的增加而增大。压力侧尾缘开槽会使间隙泄漏损失增大, 叶尖气膜冷却效率略微降低; 吸力侧尾缘开槽会使得部分泄漏流从开槽处流出间隙, 抑制泄漏流与主流之间的掺混, 从而减小泄漏损失, 并且会使叶尖气膜冷却效率增大; 吸力侧前缘开槽对间隙泄漏损失和叶尖气膜冷却效率没有明显影响, 但是从前缘进入凹槽内的泄漏流会改变叶尖表面气膜冷却效率的分布。吹风比增大时叶尖结构对叶尖气膜冷却效率的影响减小。机匣相对运动会减小叶尖间隙泄漏流量、泄漏损失和叶尖气膜冷却效率, 但是突肩开槽的影响规律不变。

关键词: 突肩开槽; 机匣相对运动; 吹风比; 间隙泄漏损失; 气膜冷却效率

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2018) 01-0125-09

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2018.01.014

Effects of Squealer Tip Cutbacks on Tip Leakage Flow and Film-Cooling Characteristics

CHENG Feng-na¹, CHANG Hai-ping¹, ZHANG Jing-yang², TIAN Xing-jiang¹, DU Zhi-neng³

(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. AECC Shenyang Engine Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: In order to analyze the leakage flow of different tip configurations, standard two-equation $k-\varepsilon$ model was adopted to study the effect of squealer tip cutbacks on tip leakage flow and film cooling characteristics by solving the Reynolds-averaged N-S equations. The film hole location, casing relative motion and blowing ratio were also taken into account. The tip leakage flow field, leakage flow rate, leakage loss and tip film-cooling effectiveness were analyzed in detail. The results show that squealer tip leading and trailing edge cutbacks can increase the tip leakage flow rate, which increases with the increase of the cutback length. The pressure side trailing edge cutback will increase the tip leakage loss, but decrease the tip film-cooling effectiveness. The suction side trailing edge cutback will make part of the leakage flow slip out at the cutback location and suppress the mixing between the tip leakage flow and mainstream, then decrease the tip leakage loss. In addition, the tip film-cooling effectiveness at the trailing edge will increase. The addition of the suction side leading edge cutback has tiny influence on the tip leakage loss and tip film-cooling effectiveness, but the leakage flow enter the cavity from

* 收稿日期: 2016-09-09; 修订日期: 2016-11-01。

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, 女, 博士生, 研究领域为航空发动机高温部件冷却技术。E-mail: cfn1218@163.com

the leading edge will change the tip film-cooling effectiveness distribution. The effects of tip geometries on the tip film-cooling effectiveness decrease when the blowing ratio increases. The casing relative motion reduces the tip leakage mass flow rate, leakage loss and the tip film-cooling effectiveness, but the effect of the squealer cut-backs is the same.

Key words: Squealer cutback; Casing relative motion; Blowing ratio; Tip leakage loss; Film-cooling effectiveness

1 引言

航空发动机涡轮动叶与机匣之间通常会留有1%~2%叶高的间隙来防止两者之间的摩擦,被称为叶尖间隙。主流气体流过涡轮的过程中在叶片压力侧和吸力侧压差作用下流过叶尖间隙,这些流体不仅会造成泄漏损失^[1],还会在叶尖表面形成过高的热负荷,引起严重的腐蚀和氧化,因此对叶尖形状进行改进并设计叶尖冷却是涡轮叶片研究的关键。

突肩叶尖不仅可以允许更小的间隙高度,而且可以形成迷宫封严,这些均会使进入间隙内的泄漏流量减小,进而使得间隙泄漏损失和换热量减小,因此在工程上得到了广泛的应用。突肩叶尖的许多结构因素均对其性能有影响,比如突肩的位置^[2~5]、高度^[6,7]、长度^[8]、角度^[9,10]等。许多研究表明,相比吸力侧突肩和压力侧突肩等其他形式,全突肩叶尖在减小泄漏流量、泄漏损失和叶尖换热系数方面具有综合优势。因此,近些年一些学者在突肩叶尖上进行局部的改变,使其流动和换热性能更好。Nasir^[11]试验测量了两种突肩高度的全突肩叶尖和四种部分突肩的换热特性,结果显示突肩高度增加会减小叶尖换热系数,部分突肩叶尖虽然会局部改变叶尖换热系数分布,但是整体影响较小。Mhetras^[12]用实验研究了突肩叶尖压力侧尾缘开槽对叶尖气膜冷却效率的影响,气膜孔位于压力侧突肩外侧以及叶尖表面中弧线以及吸力侧,结果显示开槽后尾缘处的气膜冷却效率更大。Naik^[13]通过实验研究了突肩叶尖压力侧前缘和尾缘开槽后的叶尖传热和冷却特性,结果也表明尾缘处的气膜冷却效率增大。成锋娜^[14]研究了突肩叶尖吸力侧开槽对叶尖间隙泄漏损失和换热特性的影响,发现吸力侧开槽可以有效减小间隙泄漏损失。

叶尖区域由于流动情况复杂很难冷却,而在其表面布置气膜孔是目前最有效的外冷手段,气膜孔位置是影响其效果的重要因素受到了学者们的重视。Kwak^[15]的研究表明突肩叶尖的中弧线气膜孔流出的冷气会流向压力侧突肩,且随着吹风比的增

加叶尖气膜冷却效率增大。Mhetras^[12,16]实验结果显示在压力侧突肩外侧布置气膜孔能对压力侧突肩形成有效气膜覆盖,而叶尖顶部的气膜孔位置需要靠近吸力侧突肩才能对凹槽底面形成更好的保护。Yang^[17]研究了气膜孔排布方式对叶尖气膜冷却效率的影响,结果表明在靠近吸力侧和中弧线布置气膜孔可以使得叶尖气膜冷却效率增加。成锋娜^[18]研究发现前缘气膜孔能够获得更好的叶尖气膜冷却效率。

以上提到的文献对部分突肩叶尖的研究主要针对的是压力侧开槽,且气膜孔大部分分布在中弧线上。本文以GE-E³涡轮叶片为对象,采用了一种前缘气膜孔布置方式,对比研究了在压力侧尾缘开槽、吸力侧尾缘开槽以及吸力侧前缘和尾缘均开槽3种方式的部分突肩对叶尖间隙泄漏流动换热特性的影响,此外,吹风比和机匣相对运动的影响也纳入了考虑。

2 物理模型和计算方法

2.1 物理模型

物理模型来自GE-E³高压涡轮第一级动叶,是由叶尖形状拉伸成的直叶片,具体参数自文献[19]。叶片的弦长(C)38.2mm,轴向弦长(C_x)28.7mm,突肩宽度(W)0.67mm,突肩高度(H)1.7mm,叶片高度(span)41mm,周期(pitch)30.5mm。

图1为计算域示意图,仅包含一个叶片,前后面设置为周期面,进口和出口段分别包含1倍 C_x 和1.5倍 C_x ,选取间隙高度(l)1mm,与叶片高度之比 $l=2.4\%$ span。计算域高度占叶片高度的57%,下表面设置为对称面,这是因为泄漏流的影响仅出现在间隙附近^[20],且计算叶尖总压损失系数需要去掉中跨处的叶型损失,其他学者也采用这种方法^[21]。气膜孔直径 d (0.4mm),气膜孔长度(l)1mm,这是在工程中应用最广泛的气膜孔参数值。13个气膜孔共用一个与凹槽内表面型线一致的次流腔,次流腔高度为3mm。

图2给出了本文研究的5种突肩叶尖结构:a-type和b-type为全突肩叶尖,c-type压力侧尾缘开槽

突肩叶尖, d-type 为吸力侧尾缘开槽突肩叶尖, e-type 为吸力侧前缘和尾缘开槽突肩叶尖, 其中 a-type 的气膜孔位于中弧线上, 而 b-type, c-type, d-type, e-type 在前缘有 2 排气膜孔, 中弧线有 1 排气膜孔。所有叶尖结构均包括 13 个气膜孔, 中弧线气膜孔之间的距离为 $5d$; 前缘气膜孔分为两部分, 一部分为前缘吸力侧突肩附近的 2 排气膜孔, 气膜之间距离为 $2.5d$, 另一部分为中弦处的 1 排气膜孔, 气膜孔之间的距离为 $5d$ 。表 1 为开槽参数, 其中 Leading edge 代表叶片前缘, Trailing edge 代表叶片尾缘。

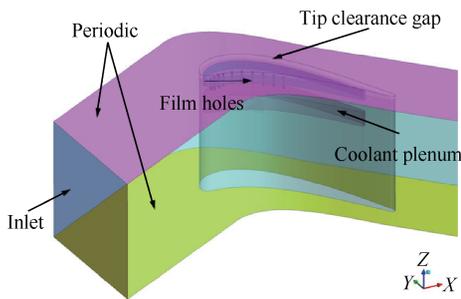


Fig. 1 Computational model

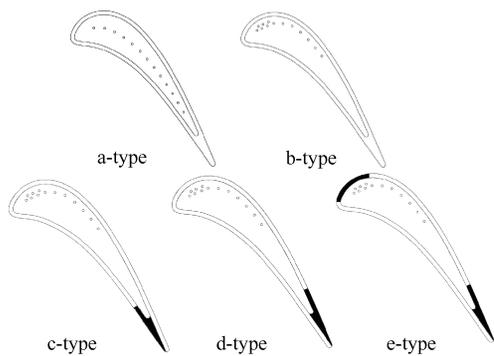


Fig. 2 Geometry of the cutbacks on squealer tip

Table 1 Cutback locations

Cutback	Beginning	Ending
PS trailing cutback	80% C_x , SS	Trailing edge
SS leading cutback	85% C_x	Trailing edge
SS trailing cutback	Leading edge	20% C_x

2.2 网格划分

图 3 为计算采用的网格, 均为结构化网格, 间隙内在叶高方向的网格总数为 35, 凹槽内沿叶高方向网格总数为 40。叶片各表面和机匣附近的网格进行了加密, 符合增强壁面处理的要求。

此外, 为了排除网格数目对计算结果的影响, 进行了网格独立性试验, 结果表明网格总数达到 280 万以后计算结果基本不变, 如图 4 所示。

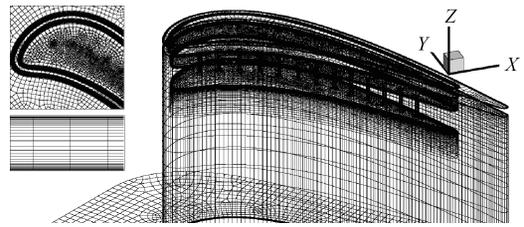


Fig. 3 Computational mesh

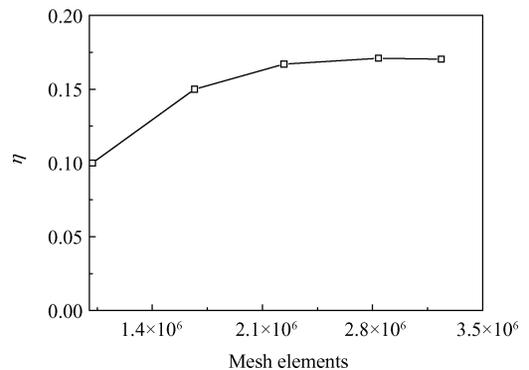


Fig. 4 Grid dependency study

2.3 计算方法及边界条件

采用本文的数值模拟采用 ANSYS FLUENT 的控制体积法和标准 $k-\epsilon$ 两方程模型求解可压缩 Reynolds-Averaged N-S 方程组。求解器采用基于压力的稳态求解器, 压力速度耦合为 SIMPLEC 和二次迎风。收敛判据的残差设置为 10^{-5} 。边界条件^[19]给定进口绝对总压 303.3kPa, 进口气流角 32.01° , 进口绝对总温 683K, 出口静压 122.7kPa, 吹风比为 0.5, 1, 1.5, 2, 叶片表面为无滑移绝热壁面, 不考虑机匣相对运动时叶片与机匣均设为静止, 考虑机匣相对运动时将机匣设置为运动而叶片设置为静止, 转动速度为 8450r/min, 这是因为 Yang^[22]对机匣转动叶片静止和机匣静止叶片转动进行了对比研究, 结果表明两者结果基本一致, 因此可以用机匣相对运动研究旋转的影响。

为了验证数值计算方法的准确性, 将文献[7]中的实验进行了数值模拟, 即叶片模型放大 3 倍且采用实验中的流动参数和间隙高度。图 5 和图 6 为计算结果与实验结果的对比, 从图中可以看出两者基本一致证明上述计算方法可靠。

2.4 参数定义

总压损失系数

$$C_{pt-total} = \frac{(p_{in-ref}^* - p^*)}{(p_{in-ref}^* - p_{out})} \quad (1)$$

式中 p_{in-ref}^* 为参考总压, p^* 为当地的总压, p_{out} 为叶栅出口静压。对于有气膜冷却的突肩叶尖而言,

次流的压力损失也必须考虑在内,因此参考压力 $p_{in_ref}^*$ 定义为

$$p_{in_ref}^* = \frac{m_m \cdot p_{in}^* + m_c \cdot p_{in_c}^*}{m_m + m_c} \quad (2)$$

式中 m_m 为主流的质量流量, m_c 为次流的质量流量, p_{in}^* 为主流进口总压, $p_{in_c}^*$ 为次流进口总压。

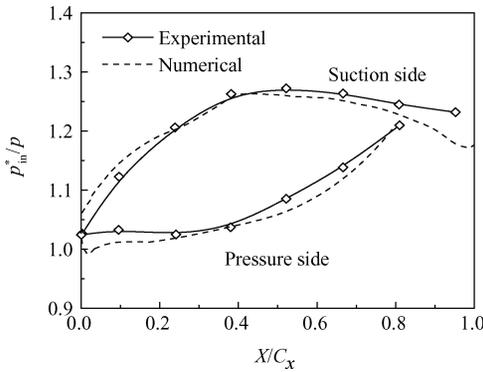


Fig. 5 p_{in}^*/p distribution along the blade 97%span ($t=1.97mm$)

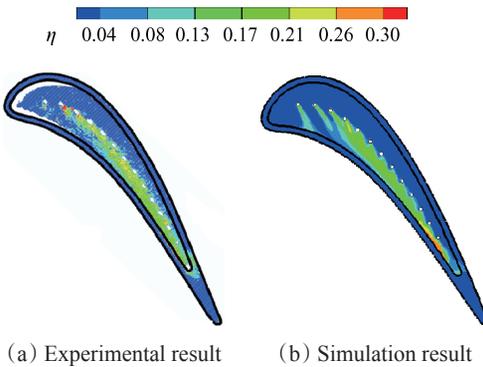


Fig. 6 Film-cooling effectiveness distribution of squealer tip ($t=1.97mm, M=1$)

叶尖泄漏损失是指由于间隙的存在造成的额外总压损失,需要在叶尖附近总损失的基础上减去叶型损失

$$C_{pt-tip} = C_{pt-total} - C_{pt-profile} \quad (3)$$

式中 $C_{pt-profile}$ 是指叶片半叶高处的总压损失系数。压力系数

$$C_p = \frac{p_{in}^* - p}{p_{in}^* - p_{out}} \quad (4)$$

式中 p 为当地静压。

吹风比

$$M = \frac{\rho_c V_c}{\rho_\infty V_\infty} \quad (5)$$

式中 ρ_c 、 V_c 为次流进口的密度和速度, ρ_∞ 、 V_∞ 为主流进口的密度和速度。

气膜冷却效率

$$\eta = \frac{T_{aw} - T_\infty}{T_c - T_\infty} \quad (6)$$

式中 T_{aw} 为绝热壁面温度, T_∞ 为主流进口温度, T_c 为次流进口温度。

3 计算结果及分析

3.1 气膜孔位置对叶尖气膜冷却效率的影响

图7为吹风比 $M=1$ 时,2种气膜孔排布方式下的叶尖气膜冷却效率。从图中可以看出中弧线气膜冷却突肩叶尖(a-type)在中弧线和压力侧突肩之间有较好的气膜冷却效率,前缘气膜冷却突肩叶尖(b-type)在整个凹槽底面有较好的气膜冷却效率,这是因为前缘处的两排气膜孔会对整个前缘形成了良好的气膜覆盖,而中弦处的气膜孔对中弦和尾缘均有气膜保护。此外,b-type相比a-type在吸力侧突肩上表面从前缘开始就有较好的气膜冷却效率,这是因为气膜孔在前缘时流出间隙的位置也会向前移动。

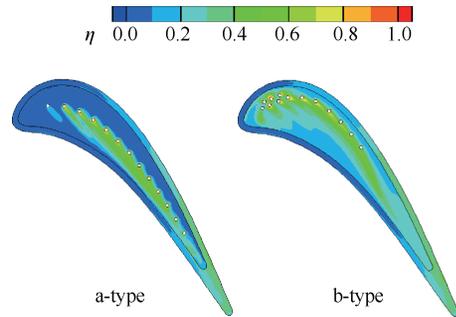


Fig. 7 Film-cooling effectiveness of squealer tip with various film hole locations

3.2 不同叶尖结构对叶尖流动换热特性的影响

图8为吹风比 $M=1$ 时,c-type,d-type和e-type 3种叶尖结构的间隙泄漏流场。从图中可以看出在突肩不同位置开槽会使得叶尖局部流场发生变化。压力侧尾缘开槽(图8(a))后,更多的流体($c1$ 流线)从开槽处进入间隙,此外,开槽的起始位置会有很小一部分冷气覆盖,这是因为凹槽内流体的流通面积突然增大,其余的泄漏流体和冷气分布基本没有变化。吸力侧尾缘开槽以(图8(b))后,部分泄漏流体($c2$ 流线)会直接从开槽处流出间隙而不与主流掺混,减小了与主流发生掺混的泄漏流量,此外部分冷气在泄漏流的作用下对开槽位置也有较好的气膜覆盖。吸力侧前缘开槽以(图8(c))后,更多的泄漏流体从开槽处进入凹槽($c3$ 流线),泄漏流流出间隙开始与主流发生掺混的位置也向后移动,此外冷气只受到向着尾缘和压力侧突肩泄漏流的作用,在叶片前缘部分区域不再气膜覆盖。

图9为吹风比 $M=1$ 时,5种不同叶尖结构的相对泄漏流量 $m_{leak/main}$ (间隙泄漏流量与主流流量之比)。从图中可以看出 a-type 和 b-type 的泄漏流量相差不大,即可以认为气膜孔位置对间隙泄漏流量几乎没有影响。b-type、c-type、d-type 和 e-type 的泄漏流量逐渐增加,即可以认为开槽的长度越大泄漏流量越大,这是因为突肩开槽改变了其附近区域流体的驱动压力差和流动面积。

图10为吹风比 $M=1$ 时,5种不同叶尖结构的相

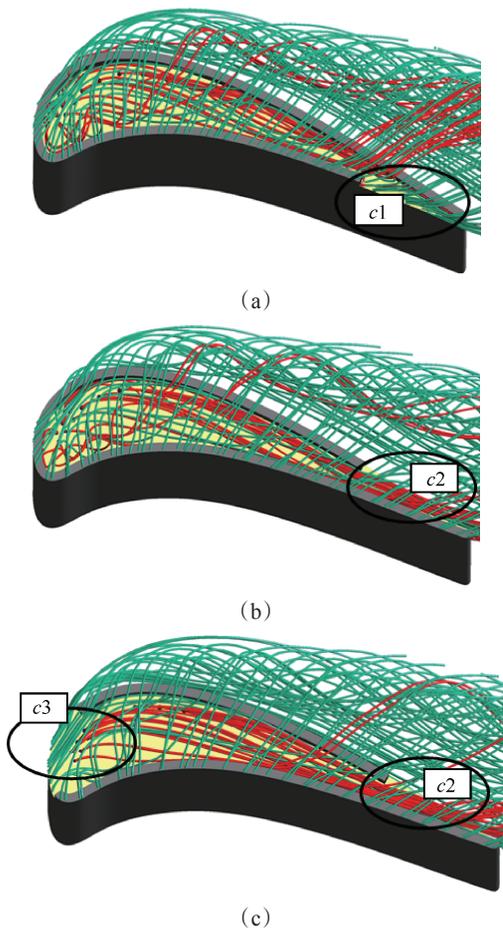


Fig. 8 Tip leakage flow field of different squealer tips

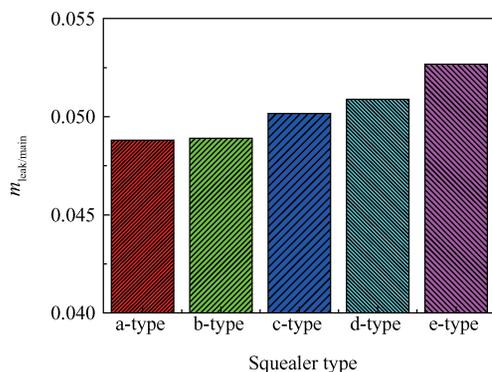


Fig. 9 Tip leakage mass flow rate over different tip geometries

对泄漏损失。从图中可以看出气膜孔分布方式对间隙泄漏损失影响不大,故 a-type 和 b-type 的间隙泄漏损失值基本一致,这是因为这两种叶尖结构下的间隙泄漏流量及其流动形态基本不变。此外,还可以看出突肩叶尖开槽对间隙泄漏损失影响很大,其中 c-type 的间隙泄漏损失最大,这是因为压力侧尾缘开槽会增加间隙泄漏流量,进而增加泄漏涡的强度;e-type 的间隙泄漏损失最小,d-type 和 e-type 的间隙泄漏损失相差不大,这是因为在吸力侧尾缘开槽后虽然会增加间隙泄漏流量,但还会抑制开槽附近的泄漏流体与主流的掺混,使得泄漏涡的强度减小,而在吸力侧前缘开槽会进一步增加间隙泄漏流量,而对泄漏涡几乎没有影响。

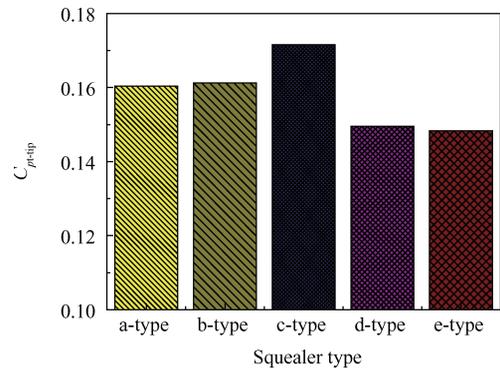


Fig. 10 Tip leakage flow loss of different tip geometries

图11为吹风比 $M=1$ 时,c-type、d-type 和 e-type 3种叶尖结构下的叶尖气膜冷却效率分布。从图中可以看出相比全突肩叶尖(图7(b-type)),压力侧尾缘开槽对叶尖气膜冷却效率分布几乎没有影响,仅在开槽处起始位置有部分气膜冷却效率;在吸力侧尾缘开槽后叶尖前缘和尾缘的气膜冷却效率增大,且在开槽处也有很好的气膜覆盖;在吸力侧前缘和尾缘开槽后叶尖前缘的气膜覆盖消失,但是中弦处和尾缘的气膜冷却效率增大,且在尾缘开槽处也有较好的气膜覆盖。

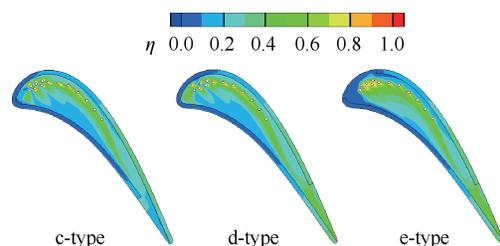


Fig. 11 Tip film-cooling effectiveness of different tip geometries

图12为吹风比 $M=1$ 时,5种不同叶尖结构下的叶尖平均气膜冷却效率。从图中可以看出气膜孔分

布方式对叶尖气膜冷却效率影响很大, b-type 比 a-type 的叶尖平均气膜冷却效率大很多。此外, 还可以看出突肩叶尖开槽对叶尖平均气膜冷却效率影响较小, 相比全突肩叶尖(b-type), 压力侧尾缘开槽(c-type)会使得叶尖平均气膜冷却效率减小, 吸力侧尾缘开槽(d-type)会使得叶尖平均气膜冷却效率增大, 吸力侧前缘和尾缘开槽(e-type)会使得叶尖平均气膜冷却效率进一步增大, 但是其分布均匀性降低。

3.3 吹风比对叶尖气膜冷却效率的影响

图 13 为不同叶尖结构在 4 种吹风比下的叶尖气膜冷却效率分布, 图 14 为不同叶尖结构的叶尖平均

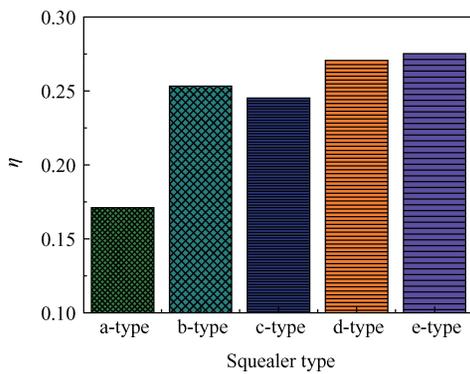


Fig. 12 Average film-cooling effectiveness of squaler tip

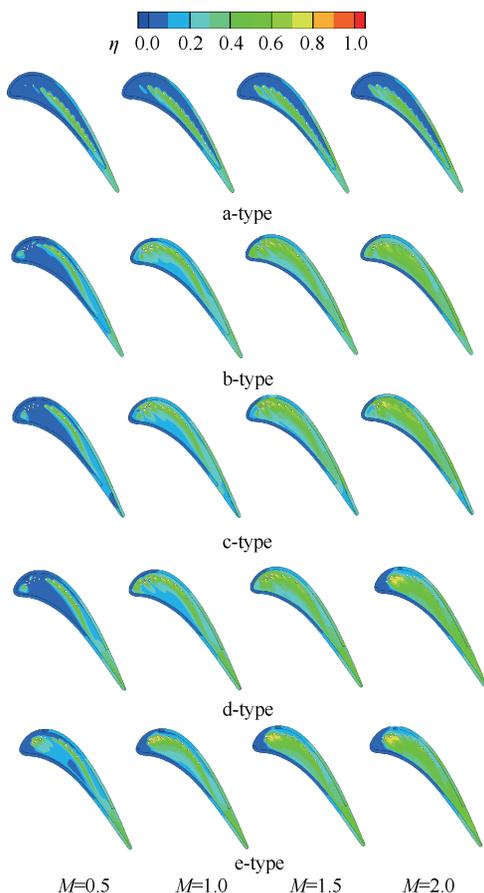


Fig. 13 Tip film-cooling effectiveness with different blowing ratios

气膜冷却效率分布。从图中可以看出随着吹风比的增加叶尖平均气膜冷却效率逐渐增大, 但是 a-type 的增加幅度远小于其余 4 种叶尖结构, 这是因为气膜孔位置是影响叶尖气膜冷却效率的主要因素。b-type, c-type, d-type, e-type 的叶尖平均气膜冷却效率之间的差距随着吹风比的增加逐渐减小, $M=0.5, 1$ 时 e-type 的叶尖平均气膜冷却效率最大, 这是因为小吹风比下吸力侧前缘开槽会使得叶尖前缘处的气膜冷却效率大于其他结构的叶尖; $M=1.5, 2$ 时 d-type 的叶尖平均气膜冷却效率最大, 这是因为在大吹风比下吸力侧尾缘开槽会使得叶尖尾缘处的气膜冷却效率大于 b-type 和 c-type, 叶尖前缘处的气膜冷却效率大于 e-type。此外, 还可以看出随着吹风比的增加叶尖结构对叶尖气膜冷却效率的影响逐渐减小。

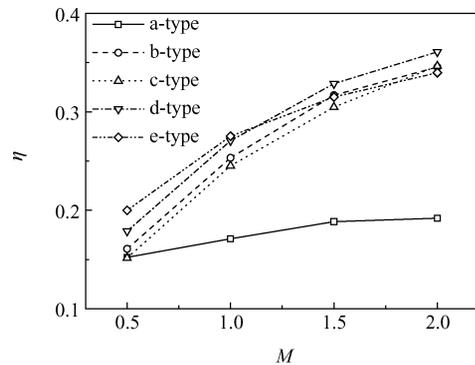


Fig. 14 Average tip film-cooling effectiveness with different blowing ratios

3.4 机匣相对运动的影响

图 15 为吹风比 $M=1$ 时, 5 种不同叶尖结构在机匣静止和运动条件下的相对泄漏流量。从图中可以看出 5 种突肩形式下机匣相对运动均会使叶尖间隙泄漏流量减小, 但是其规律仍相同, 即 a-type 和 b-type 的泄漏流量相差不大, b-type, c-type, d-type 和 e-type 的泄漏流量逐渐增加。

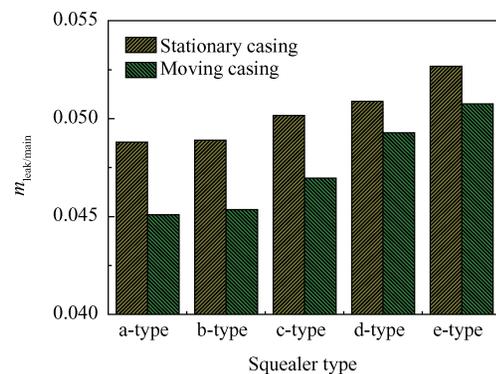


Fig. 15 Tip leakage mass flow rate over different tip geometries with stationary casing and moving casing

图16为吹风比 $M=1$ 时,5种不同叶尖结构在机匣静止和运动条件下的间隙泄漏损失。从图中可以看出5种突肩形式下机匣相对运动均会使叶尖间隙泄漏损失减小,但是其规律仍相同,a-type和b-type的间隙泄漏损失值基本一致,突肩开槽对间隙泄漏损失的影响仍较大,其中c-type的间隙泄漏损失相比全突肩叶尖明显增大,d-type和e-type的间隙泄漏损失基本一致且小于全突肩叶尖。

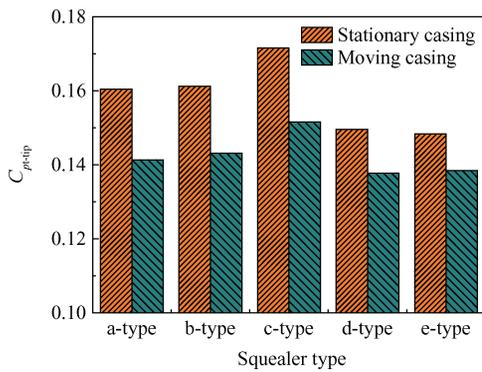


Fig. 16 Tip leakage flow loss of different tip geometries with stationary casing and moving casing

图17和图18分别为吹风比 $M=1$ 时,b-type,c-type,d-type和e-type 4种不同叶尖结构在机匣静止和运动条件下的叶尖气膜冷却效率分布。从图中可以看出增加机匣相对运动后叶尖中弦处压力侧的气膜覆盖消失,整体值降低,且突肩尾缘开槽的影响不变,即压力侧尾缘开槽处的气膜冷却效率变化不大,吸力侧尾缘开槽处的气膜冷却效率增大,吸力侧前缘开槽处的气膜覆盖消失。

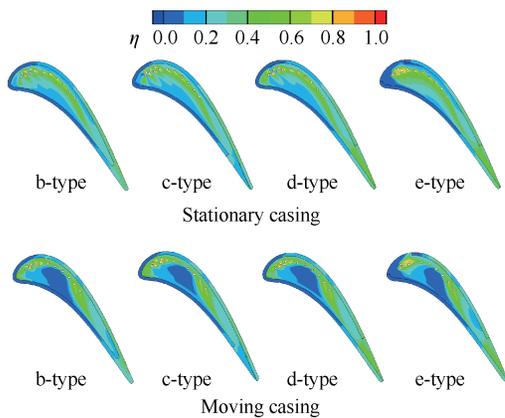


Fig. 17 Tip film-cooling effectiveness of different tip geometries with stationary casing and moving casing

图19为 $30\%C_x$ 截面压力系数分布和流线。从图中可以看出机匣相对运动使机匣附近靠近吸力侧突

肩附近形成一个刮擦涡,压缩凹槽内的漩涡,进而阻塞间隙泄漏流,使其泄漏流量减小;相对运动的剪切力还会使吸力侧突肩外的泄漏涡尺寸也明显减小,故泄漏损失减小。

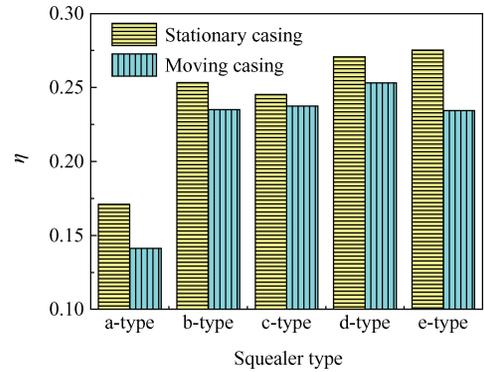


Fig. 18 Average film-cooling effectiveness of squeealer tip with stationary casing and moving casing

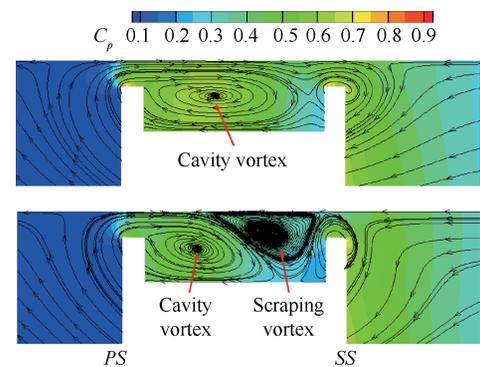


Fig. 19 Pressure coefficient distribution and streamlines at $30\%C_x$ of squeealer tip with stationary casing and moving casing

本文提出了一种改进的叶尖形式 f-type,即在c-type的基础上改变前缘气膜孔的位置,如图20所示。图21为f-type在机匣相对运动条件下,两种不同间隙高度的叶尖气膜冷却效率分布,从图中可以看出这种叶尖形式可以在旋转条件下获得更好的叶尖气膜冷却效率。

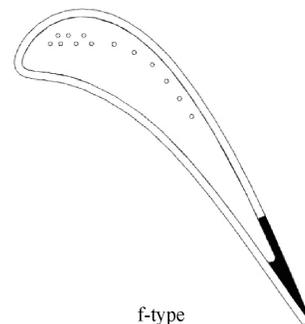


Fig. 20 Computational model of f-type

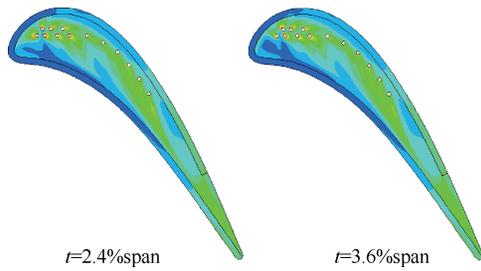


Fig. 21 Tip film-cooling effectiveness of f-type at different tip clearances with moving casing

4 结 论

本通过数值计算探索了突肩开槽对叶尖流动和冷却特性的影响,得到以下结论:

(1)突肩形式相同时,气膜孔位于前缘和中弦处吸力侧的叶尖气膜冷却效率在研究的吹风比内均大于气膜孔位于中弧线上的叶尖气膜冷却效率。吹风比 $M=2$ 时叶尖平均气膜冷却效率增幅达到 80%。

(2)相比全突肩叶尖,气膜孔位置相同时,压力侧尾缘开槽会使间隙泄漏流量和泄漏损失均增大,且在一定程度上降低叶尖气膜冷却效率;吸力侧尾缘开槽会使间隙泄漏流量增大,但减小泄漏流与主流的掺混,从而降低间隙泄漏损失,且能增加叶尖气膜冷却效率;在吸力侧前缘和尾缘均开槽会使间隙泄漏流量相比吸力侧尾缘开槽叶尖进一步增大,但是在降低间隙泄漏损失和增加叶尖气膜冷却效率方面没有明显的提高。

(3)随着吹风比的增加叶尖平均气膜冷却效率逐渐增大,但 a-type 的增加幅度远小于其余 4 种叶尖结构,且叶尖结构对气膜冷却效率的影响逐渐减小。吹风比从 $M=0.5$ 增加到 $M=2$ 时 d-type 的增幅达到了 102%。

(4)机匣相对运动会减小叶尖间隙泄漏流量、泄漏损失和叶尖气膜冷却效率,但是突肩开槽的影响规律不变。

参考文献:

- [1] Denton J D. Loss Mechanisms in Turbomachines [R]. ASME 93-GT-435.
- [2] Azad G M S, Han J C, Bunker R S, et al. Effect of Squealer Geometry Arrangement on a Gas Turbine Blade Tip Heat Transfer[J]. *Journal of Heat Transfer*, 2002, 124(3): 452-459.
- [3] Azad G M S, Han J C, Boyle R J. Heat Transfer and Flow on the Squealer Tip of a Gas Turbine Blade [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2000, 122(4): 725-732.
- [4] Kwak J S, Han J C. Heat Transfer Coefficients on the Squealer Tip and Near-Tip Regions of a Gas Turbine Blade with Single or Double Squealer [J]. *Journal of Heat Transfer*, 2003, 125(4): 778-787.
- [5] Krishnababu S K, Newton P J, Lock G D, et al. Aero-Thermal Investigation of Tip Leakage Flow in Axial Flow Turbines Part I:Effect of Tip Geometry and Tip Clearance Gap [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2007, 131(1): 727-738.
- [6] 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(4): 1039-1051.
- [7] 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(2): 5651-5663.
- [8] El-Gabry L. Numerical Modeling of Heat Transfer and Pressure Losses for an Uncooled Gas Turbine Blade Tip Effect of Tip Clearance and Tip Geometry [J]. *Journal of Thermal Science & Engineering*, 2007, 1(2).
- [9] Prakash C, Lee C P, Cherry D G, et al. Analysis of Some Improved Blade Tip Concepts [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2006, 128(7): 639-642.
- [10] 高杰,郑群. 叶顶凹槽形态对动叶气动性能的影响 [J]. *航空学报*, 2013, 34(2): 218-226.
- [11] Nasir H, Ekkad S V, Kontrovitz D M, et al. Effect of Tip Gap and Squealer Geometry on Detailed Heat Transfer Measurements Over a High Pressure Turbine Rotor Blade Tip [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2004, 126(2): 221-228.
- [12] Mhetras S, Narzary D, Gao Z H, et al. Effect of Cutback Squealer and Cavity Depth on Film-Cooling Effectiveness on a Gas Turbine Blade Tip [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2008, 130(2): 111-120.
- [13] 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.
- [14] 成锋娜,常海萍,张镜洋,等. 突肩叶尖吸力侧开槽对叶尖间隙流动换热特性的影响 [J]. *推进技术*, 2016, 37(8): 1543-1550. (CHENG Feng-na, CHANG Hai-ping, ZHANG Jing-yang, et al. Effects of Squealer Tip Suction Side Cutback on Tip Leakage Flow and

- Heat Transfer Characteristics [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2016, 37(8): 1543–1550.)
- [15] 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.
- [16] 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.
- [17] 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.
- [18] 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.
- [19] Timko L P. Energy Efficient Engine High Pressure Turbine Component Test Performance Report [R]. *NASA CR-168289*, 1984.
- [20] 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.
- [21] Zhou C. The Tip Leakage Flow of an Unshrouded High Pressure Turbine Blade with Tip Cooling [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2011, 133(4).
- [22] Yang D L, Yu X, Feng Z. Investigation of Leakage Flow and Heat Transfer in a Gas Turbine Blade Tip with Emphasis on the Effect of Rotation [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2010, 132(4).

(编辑:张荣莉)