

冷气孔流量对叶尖泄漏流动影响的研究

姜锦涛¹, 贾惟², 杨晓军³, 孔庆国¹

(1. 中国民航大学 中欧航空工程师学院, 天津 300300; 2. 中国民航大学 安全科学与工程学院, 天津 300300;
3. 中国民航大学 航空工程学院, 天津 300300)

摘要:为研究冷气孔流量对涡轮叶尖泄漏流动的作用,采用数值模拟方法对比分析冷气流量比在0.05%~3%之间的三维流场和总压损失情况。结果表明:叶尖冷气可以有效地减小泄漏量和叶尖泄漏流动带来的总压损失,泄漏量下降达80%,总压损失峰值下降达38.2%;随着流量比的增加,叶尖冷气对叶尖主流泄漏流动的抑制效果不断增强,由主流带来的泄漏量不断减小;叶尖冷气也带来了新的总压损失,整体总压损失随着流量比的增加不断增大。叶尖冷气对叶尖泄漏的抑制模式分为3种:流量比在0.05%~0.1%之间,以降低主流泄漏流的能量减弱泄漏流动;流量比在1.25%~3%之间,以在叶尖区域形成完整的气膜屏障抑制主流泄漏流动,流量比在0.1%~1.25%之间,上述两种模式同时存在;流量比为1.25%时,冷气在叶尖区域形成一道完整的气膜屏障,阻碍主流流体形成泄漏流。

关键词:涡轮;叶尖泄漏;冷气流量;数值模拟;抑制模式

中图分类号:V232.4 文献标识码:A DOI:10.16146/j.cnki.rndlgc.2023.01.008

[引用本文格式]姜锦涛,贾惟,杨晓军,等.冷气孔流量对叶尖泄漏流动影响的研究[J].热能动力工程,2023,38(1):63-70. JIANG Jin-tao, JIA Wei, YANG Xiao-jun, et al. Study on the effect of flow rate of cooling air hole on blade tip leakage flow[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2023, 38(1): 63-70.

Study on the Effect of Flow Rate of Cooling Air Hole on Blade Tip Leakage Flow

JIANG Jin-tao¹, JIA Wei², YANG Xiao-jun³, KONG Qing-guo¹

(1. Sino-European Institute of Aviation Engineering, Civil Aviation University of China, Tianjin, China, Post Code: 300300;
2. College of Safety Science and Engineering, Civil Aviation University of China, Tianjin, China, Post Code: 300300;
3. College of Aeronautical Engineering, Civil Aviation University of China, Tianjin, China, Post Code: 300300)

Abstract: In order to study the effect of the flow rate of the cooling air hole on the leakage flow of the turbine blade tip, a numerical simulation method was used to compare and analyze the three-dimensional flow field and total pressure loss under the cooling air flow ratio between 0.05% and 3%. The results show that the tip cooling air can effectively reduce the leakage quality and the total pressure loss caused by the tip leakage flow, the leakage quality is reduced by 80%, and the peak value of total pressure loss is reduced by 38.2%; with the increase of the flow ratio, the inhibition effect of the blade tip cooling air on the leakage flow of the blade tip mainstream is continuously enhanced, and the amount of leakage caused by the mainstream continues to decrease. At the same time, tip cooling air also brings new total pressure loss and the overall total pressure loss increases with the increase of flow ratio continually. There are three inhibition modes of tip cooling air on tip leakage, such as by reducing the energy of the mainstream leakage flow to weaken the leakage flow under cooling air flow ratio between 0.05% and 0.1%, by forming a

收稿日期:2021-10-18; 修订日期:2021-12-22

基金项目:中央高校基本科研业务费中国民航大学专项(3122019169)

Fund-supported Project: Fundamental Research Funds for the Central Universities(3122019169)

作者简介:姜锦涛(1995-),男,中欧航空工程师学院硕士研究生。

通讯作者:贾惟(1986-),男,中国民航大学副研究员。

complete air film barrier in the tip area to inhibit the mainstream leakage flow under cooling air flow ratio between 1.25% and 3% and the above two exist at the same time under cooling air flow ratio between 0.1% and 1.25%. When the cooling air flow ratio is 1.25%, the cooling air forms a complete air film barrier in the blade tip area, which prevents the mainstream fluid from forming leakage flow.

Key words: turbine, tip leakage, cooling air flow rate, numerical simulation, inhibition mode

引 言

在航空发动机涡轮叶片进行高速转动的情况下,为了防止叶片与机匣之间发生摩擦,需在叶片的叶尖和机匣之间留有一定的间隙。叶尖区域间隙两侧的主流会在压差的作用下从压力面一侧流向吸力面一侧,在吸力面附近间隙出口处,叶尖泄漏流与主流发生掺混并卷起形成泄漏涡。叶尖间隙的存在会减小叶尖区域气流做功引起通道中的流动堵塞;产生叶尖泄漏流使整体损失增大导致下游叶片排进口气流角分布不均匀^[1]。文献[2-4]的实验研究表明,相对间隙增大1%,涡轮的效率会减小1.5%,叶尖间隙泄漏流造成的气动损失约占涡轮气动损失的30%,甚至更多。

关于叶尖泄漏流动的控制形式主要分为两种:主动控制和被动控制。主动控制主要包括叶顶喷气和机匣喷气;被动控制主要包括:凹槽叶顶、叶尖小翼、肋条叶顶及蜂窝叶顶等各种不规则的叶尖结构。近几年关于两种方式相互结合共同抑制叶尖泄漏流动的研究越来越多。

Rains^[5]于1954年最早通过实验和理论结合的方式开始了叶尖间隙泄漏流动方面的研究,认为泄漏流从叶尖间隙流出后与通道内的主流相互作用形成泄漏涡,并提出可以以简单的方式评估由于叶尖泄漏引起的总压损失;Denton^[2]于1993年详细研究了叶轮机械内部的流动损失机理,并给出关于各类损失的计算方式。

关于主动控制方法,牛茂升等人^[6]采用数值模拟方法研究了机匣喷气量对涡轮间隙流动控制的影响;周治华等人^[7]研究了叶尖不同位置喷气对涡轮间隙泄漏流动的影响。关于被动控制方法,杨佃亮等人^[8-9]分别研究了含有凸肩结构的4种不同叶尖形状对涡轮动叶顶部流动和传热的影响,除此之外还研究了不同叶顶间隙高度下叶尖凹槽结构对气动性能及叶尖传热的影响;付云峰与孟睿等人^[10-11]研究了蜂窝叶尖对涡轮叶栅顶部间隙泄漏流动的影响。

Krishnababu 等人^[12]通过研究发现,在低速叶栅环境下,凹槽叶尖结构可使叶尖泄漏量减小8%,明显降低了总压损失系数的大小;邹正平等人^[13]利用实验和数值模拟方法,对叶尖凹槽内部漩涡相互作用机理和叶顶流动换热与泄漏流能量再分布等问题进行了详细的研究。关于主动和被动控制方式相结合的方法,王宇凡等人^[14]研究了叶顶冷气喷射位置和喷射流量对高压涡轮凹槽叶顶间隙泄漏流动控制的影响;Sakaoglu 等人^[15]研究了冷气孔的位置、直径及数量对涡轮叶尖泄漏流动和传热的影响。

本文在上述研究的基础上,通过构建不同冷气流量比(冷气流量与主流的比值)的物理模型,从总压损失、流场参数及泄漏量等角度分析冷气流量比对于叶尖泄漏流动的影响。

1 计算模型以及方法

1.1 计算模型

以GE-E3高压涡轮第一级转子叶片为研究对象,参照文献[15-17],截取90%叶高处叶型参数构建三维几何模型。叶片流道两侧采用周期性设置,叶顶间隙大小为1.5%倍叶高,凹槽深度为3%倍叶高,冷气孔直径为5mm,冷气孔数量为8个,分别位于叶片中弧线10%~80%相对位置处。叶片几何参数如表1所示,计算域参数如图1所示。

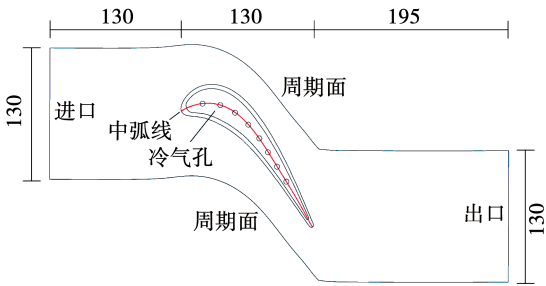


图1 计算域模型(mm)

Fig. 1 Computational domain model(mm)

分别计算了冷气流量比在0.05%~3%之间的情况,并以无间隙模型(NT)、平顶模型(T1)及凹槽

模型(B3)为对照进行对比分析。其中,无间隙、平顶、凹槽模型与含冷气模型几何参数相同。含冷气模型按照冷气流量的变化依次简称为 0.05H,0.06H,0.07H,0.08H,0.09H,0.1H,0.2H,0.3H,0.4H,0.5H,0.75H,1H,1.25H,1.5H,1.75H,2H,2.25H,2.5H,2.75H 及 3H,字母 H 前数字代表模型冷气流量占主流流量的百分比。

表 1 涡轮叶片几何参数

Tab.1 Geometric parameters of turbine blade

参数	数值
进口安装角/(°)	29.7
轴向弦长/mm	130
弦长/mm	175
展弦比	0.79
叶片高度/mm	152.4

1.2 计算方法

使用 Numeca/Autogrid5 模块对构建的模型进行结构化网格的划分,为提高网格质量和计算的精确性,凹槽和冷气孔内部均采用 OH 型网格;同时,对壁面网格进行加密处理,增长率小于 1.2;沿叶高方向叶顶间隙内网格节点数为 29,凹槽内网格节点数为 39;网格总数约为 860 万,第 1 层网格尺度为 1×10^{-3} mm,以满足壁面 $y^+ < 1$ 。图 2 为计算所用网格示意图。

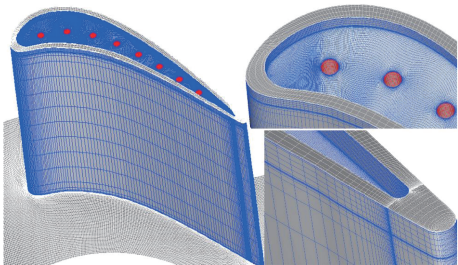


图 2 网格示意图

Fig.2 Schematic diagram of grid

使用 Ansys/CFX 软件进行三维数值模拟,通过求解直角坐标系下的三维定常粘性可压缩雷诺平均 N-S 方程获得流场数据。Krishnababu 等人^[12]的研究表明,在研究分离流动和传热方面,SST 湍流模型的结果与实验结果更加吻合,故选取 SST 湍流模型,采用二阶离散化插值方法,以迭代求解残差小于 10^{-5} 为收敛判据。

1.3 计算方法验证

使用和文献[16]相同的实验模型,相同的边界条件。得出不同进口气流攻角(α)下,叶片中截面处静压系数 C_{ps} 的分布情况,如图 3 所示。可以看出,数值模拟结果与实验结果吻合较好,验证了计算方法的可靠性。

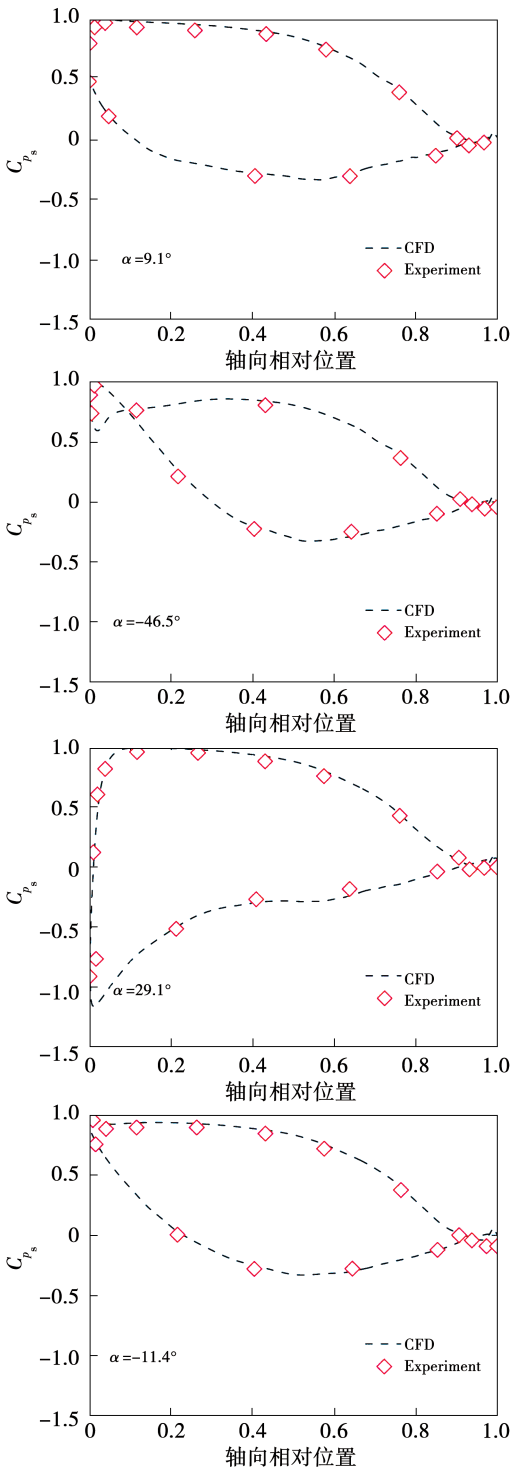


图 3 CFD 结果与实验结果对比

Fig.3 Comparison of CFD results and experimental results

以 1H 模型为对象开展网格无关性验证,表 2 为网格无关性验证的结果,从总压损失系数 C_{p_t} 的情况可以看出,当总网格数大于 860 万之后,总压损失系数的相对变化量约为 0.05%,可以认为网格数量对计算结果的影响无关。

表 2 网格无关性验证

Tab.2 Grid independence verification

网格数/ 10^4	$C_{p_t}/10^{-3}$	相对变化量/%
950	95.87	0.05
860	95.82	0.22
550	95.61	0.83
450	94.82	0

1.4 边界条件以及参数定义

涡轮叶片进口边界给定总压、静温及气流方向,出口边界给定静压,冷气孔进口边界给定静温、质量流量及气流方向,详细参数如表 3 所示。壁面设定为绝热条件,不考虑传热的影响。

表 3 计算域边界条件

Tab.3 Boundary conditions of computational domain

参数	数值
叶片进口总压/kPa	145.91
叶片出口静压/kPa	101.325
叶片进口静温/K	288
冷气孔进口静温/K	288
叶片进口气流角/(°)	29.7
冷气孔进口气流角/(°)	0
湍流强度/%	5

冷气流量比定义为所有冷气孔冷气流量的总和与主流流量的比值:

$$R_m = \frac{\dot{m}_{cool}}{\dot{m}_{main}} \tag{1}$$

总压损失系数定义为:

$$C_{p_t} = \frac{p_1^* - p^*}{p_2^* - p_2} \tag{2}$$

静压损失系数定义为:

$$C_{p_s} = \frac{p - p_2}{p_1^* - p_2} \tag{3}$$

式中: p_1^* —叶片进口总压; p_2^* —叶片出口总压; p_2 —叶片出口静压; p —当地静压; p^* —当地总压。

叶尖总泄漏量是通过吸力面上方叶尖出口叶顶到机匣位置处进行积分得到:

$$\dot{m}_{tip} = \iint \rho V_n dl dh \tag{4}$$

式中: ρ —吸力面上方叶尖出口位置处某个网格节点处的气流密度; V_n —此处速度在此网格法向上的分量; dl —此网格沿吸力面弧线方向上的长度; dh —此网格沿叶高方向上的长度; h —叶顶间隙; l —吸力面弧长。

泄漏率定义为单位面积上的泄漏量:

$$LFR = \frac{\int \rho V_n dh}{h} \tag{5}$$

吸力面弧线某位置处,沿叶高方向从叶顶到机匣之间所有网格上的泄漏量总和与所有网格面积微元总和的比值即为泄漏率。

2 结果分析

2.1 总压损失系数

图 4 为不同流量比条件下的计算模型在距离尾缘出口 50% 轴向弦长位置处的总压损失系数和对比本文构建的 T1 模型的总压损失系数相对变化情况。从图中可以看出:在叶顶加入冷气后,总压损失系数明显减小;相比较于 T1 模型,总压损失系数最大降低 38.2%,下降至 0.0799,略高于 NT 模型的总压损失系数;冷气流量比在 0.05% ~ 0.1% 之间时,总压损失系数基本保持不变,相对变化量维持在 37% 左右;冷气流量比在 0.1% ~ 3% 之间,总压损失系数随冷气流量比增加呈现递增趋势;当冷气流量比为 3% 时,接近于 T1 模型的总压损失系数,相对变化量仅为 6.7%。

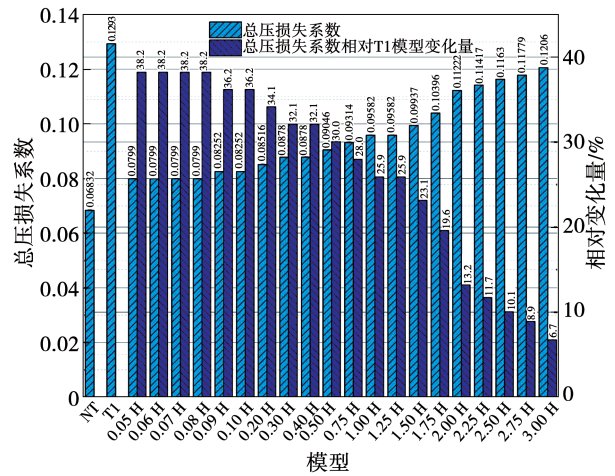


图 4 不同冷气流量比条件总压损失系数

Fig.4 Total pressure loss coefficient under different cooling air flow ratios

2.2 流场参数

图 5 为叶顶三维流线的分布情况。从 B3 模型叶顶三维流线情况可以看出,在叶尖区域吸力面一侧和压力面一侧均有主流流进凹槽内部。

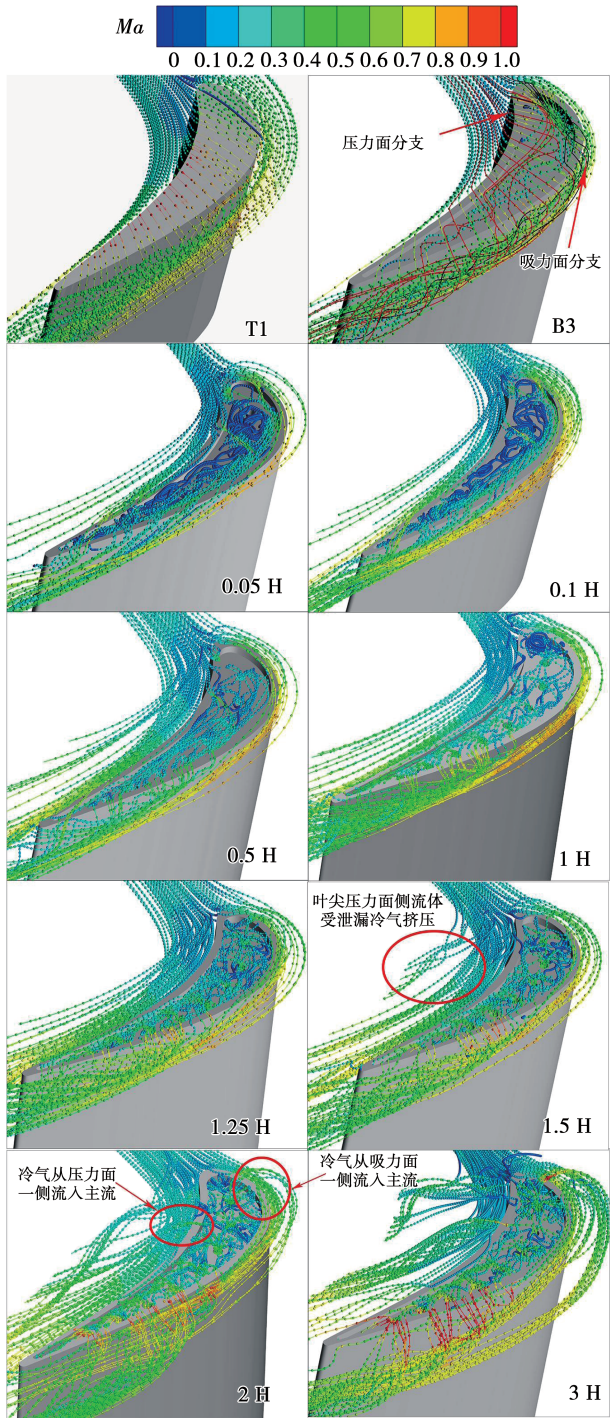


图 5 不同冷气流量比条件叶顶流线分布
Fig.5 Distribution of blade tip streamlines under different cooling air flow ratios

图 6 为各模型轴向各位置涡量的分布情况。可

以看出,流入凹槽内的两股气流相互作用分别形成了正漩涡和反漩涡(根据右手定则,正对来流方向,逆时针为正,顺时针为负);对比 0.05H,0.1H 和 B3 模型叶顶三维流线情况,0.05H 和 0.1H 模型凹槽内的流体流速明显降低,这是因为入射冷气流量较低,出射速度较低,冷气与流入凹槽内部的主流混合之后发生作用,降低了泄漏流的能量,进而减弱泄漏流从吸力面一侧流出后形成的泄漏涡强度,从而降低了总压损失,这一点从图 6 中 0.05H 和 0.1H 模型的涡量分布情况也可以看得出来;0.05H 和 0.1H 模型凹槽内冷气孔位置附近涡量分布比较复杂,这是冷气与流入凹槽内部的泄漏流相互作用的结果。

结合 1.5H,2H 和 3H 模型叶顶三维流线和涡量分布情况可以看出,喷射出来的冷气流充满了整个凹槽内部,在叶尖区域形成了一道完整且强有力的气膜屏障,进而阻碍叶顶区域主流流体在压差作用下形成泄漏流;但是从流线的分布情况也可以看出,由于喷射出来的冷气流能量较强,有一部分冷气越过凹槽肩壁直接流向主流区域,在压力面一侧和吸力面一侧与主流碰撞之后向下反转,分别形成泄漏冷气正漩涡和泄漏冷气反漩涡;此外,泄漏冷气反漩涡在向下游流动的过程中,不断吸收来自叶尖的泄漏流,从而使叶尖泄漏涡的面积增大,增加损失;此种情况下,泄漏流全部由冷气组成。

图 7 为附面层流体受挤压模型图。由于泄漏冷气的作用,上端壁附面层流体受到周向的挤压,相比较于其它的模型,1.5H,2H 和 3H 模型上端壁马蹄涡的径向长度明显增大,强度增加,进一步增大总压损失。

由图 6 对比 0.5H,1H 和其它含冷气孔模型叶顶三维流线的分布情况可以看出:有少量的流体从主流区域流入凹槽内部与冷气发生相互作用;相比较于低流量比的 0.05H、0.1H 模型和高流量比的 1.5H、2H、3H 模型,0.5H 和 1H 模型处于低流量和高流量的过渡阶段,在此阶段内冷气对叶尖泄漏流的抑制模式从以减弱泄漏流的能量向形成完整的气膜屏障转变;相比较于低流量情况,由于 0.05H 和

0.1H 模型的冷气孔喷射出来的冷气速度相对较高,其对泄漏流能量的减弱作用降低,对泄漏流的阻碍作用增强,与泄漏流发生作用,二者掺混之后携带的能量相对较高,从而使得泄漏流强度增加,总压损失增大,这一点从图 6 涡量分布中二者泄漏涡面积增大的现象也可以看出。

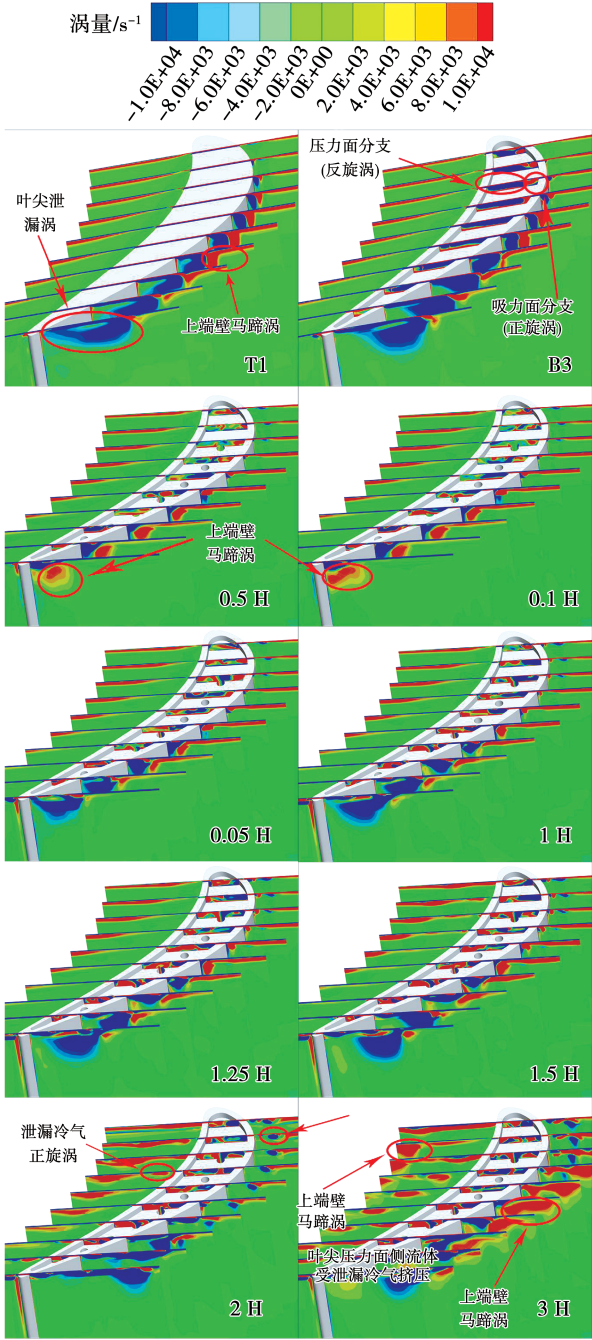


图 6 不同冷气流量比条件涡量分布

Fig. 6 Distribution of vorticity under different cooling air flow ratios

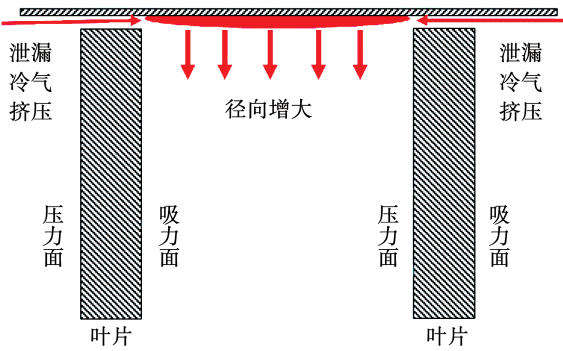


图 7 上端壁附面层流体受挤压模型图

Fig. 7 Model diagram of squeezed fluid on the boundary layer of the upper end wall

2.3 泄漏量和泄漏率

图 8 为叶尖泄漏量与主流流量的比值及其泄漏量对比于 T1 模型的相对变化情况。流量比在 0.05% ~ 0.1% 之间,冷气对叶尖泄漏量的控制效果最佳,总泄漏量占主流流量的比值最低为 0.42%,相比较于 T1 模型最高叶尖泄漏量下降达 80%;在流量比大于 0.1% 之后,随着冷气流量的不断增加,叶尖区域泄漏量不断增大;在冷气流量比为 1.25% 之前,泄漏量大于从冷气孔喷射出来的冷气流量,说明此时叶顶区域有一部分主流从压力面一侧在压差的作用下流向吸力面一侧,组成了泄漏流的一部分,此时的冷气流没有从压力面一侧流出,完整的气膜屏障未形成,这与图 5 叶顶三维流线分布和图 6 涡量分布得到的结论相符合。在冷气流量比为 1.25% 之后,泄漏量小于从冷气孔喷射出来的冷气流量,说明在此时有一部分冷气从压力面一侧流出,强有力的气膜屏障已经形成,阻碍了叶顶区域主流在压差的作用下向吸力面一侧流动形成泄漏流,这同样和上述叶顶三维流线和涡量分布得出的结论相符合。在冷气流量比为 1.25% 时,泄漏量等于冷气流量,说明在此冷气流量比条件下冷气开始在叶尖区域形成一道完整的气膜屏障。

在冷气流量比为 0.1% 之前,泄漏量基本保持不变,且总泄漏量远大于冷气流量,说明此时叶顶区域来自压力面一侧的泄漏流构成了整个泄漏的主要部分,并且随着冷气流量比的增大,其对总泄漏量的影响不大;冷气流量比在 0.1% ~ 1.25% 之间,总泄

漏量的增加值小于冷气流量的增加值,说明随着冷气流量比的不断增加,可以有效减小叶顶区域主流带来的泄漏量的,在这一流量比区间内冷气流的速度不断增大,冷气流与泄漏流的掺混作用增强,引起来自主流的泄漏量减小,虽然冷气流量比不断增加,但整体泄漏量呈现减小的趋势;冷气流量比大于 1.25%,冷气流量的增加值大于总泄漏流量的增加值,说明此时从压力面一侧流出的冷气流量越来越多,因为随着冷气流量的不断增大,从冷气孔喷射出来的冷气能量不断增大,向压力面一侧流动的能力不断增强,从而使流向压力面一侧的泄漏流量不断增加。

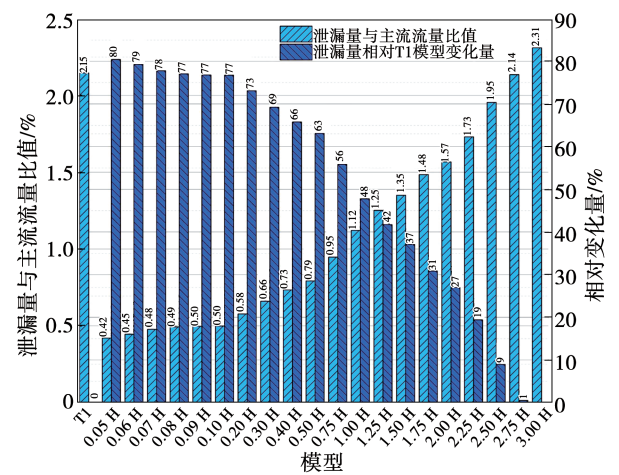


图 8 不同冷气流量比条件泄漏量

Fig.8 Leakage amount under different cooling air flow ratios

图 9 为泄漏率沿着吸力面侧弧线相对位置的分布情况。可以看出,在吸力面 20% 相对弧长位置之前,0.05H,0.1H,0.5H 模型的泄漏率为负值,这与图 5 呈现的叶顶三维流线情况相对应。在这些流量比条件下,由于冷气流的速度较小,冷气流对泄漏流的阻碍作用较弱,所以在叶顶区域有一部分流体从吸力面一侧流入凹槽内,从而造成泄漏率为负值。

1H,1.25H,1.5H,2H,3H 模型在 13% 吸力面弧长相对位置处,泄漏率均有峰值存在,这是高速高能冷气流向吸力面一侧流出造成的,这和涡量分布图、叶顶三维流线图呈现的现象相一致。在这些流量条件下,高能量的冷气流阻碍了前缘位置处吸力

面一侧主流流向凹槽内部,且冷气流向主流区域流动,造成此位置泄漏率出现峰值,随着流量比的增加峰值增大;所有含冷气孔的模型相比较于 T1 和 B3 模型,在 20% ~ 40% 吸力面弧线相对位置范围内泄漏率均有显著的降低,基本为零;在 45% 吸力面弧线相对位置附近时泄漏率均出现峰值,这是因为,此叶片为后加载类型,在此位置处凹槽内的流体开始向吸力面一侧流出,造成此处泄漏率增大;在 60% ~ 95% 相对吸力面弧长位置之间,泄漏率的波动幅度较大。整体来看,对于所有含冷气孔的模型,随着冷气流量的不断增大,各位置泄漏率呈现增大的趋势。

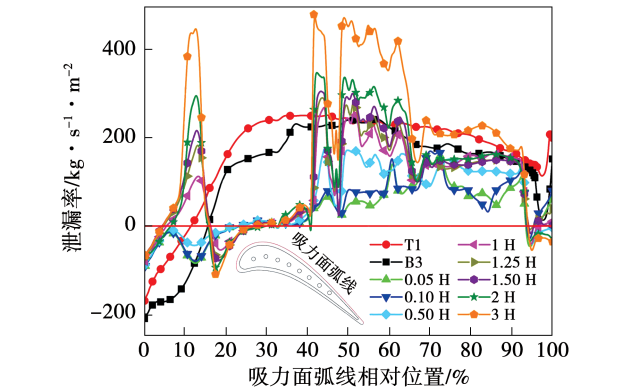


图 9 不同冷气流量比条件泄漏率

Fig.9 Leakage rate under different cooling air flow ratios

3 结 论

针对无间隙、平顶、凹槽和含冷气叶顶结构进行了数值模拟分析,研究了冷气流量比对于叶尖泄漏流动的作用情况,得出结论:

- (1) 叶顶喷气可以有效地降低由于叶尖泄漏带来的总压损失和泄漏量,相比较平顶结构,含冷气叶顶总压损失最大可降低 38.2%,泄漏量最大可降低 80%。
- (2) 随着冷气流量比的增大,冷气对叶尖泄漏流的抑制作用不断增强,主流带来的泄漏量不断减小。
- (3) 冷气在抑制叶尖泄漏流动的同时,其自身也带来了新的泄漏和总压损失,随着冷气流量的增加,总泄漏量不断增大,总压损失也不断增大。

(4) 叶顶喷气对叶尖泄漏流的抑制模式有 3 种:通过减小叶尖泄漏流的能量起到降低总压损失的小流量抑制模式;通过在叶尖区域形成一道完整的气膜屏障阻碍叶尖泄漏流的大流量抑制模式;处于两种模式过渡阶段的中流量模式。

(5) 在 1.25% 冷气流量比时,冷气在叶顶区域形成一道完整的气膜屏障,阻碍主流流体形成泄漏流。

参考文献:

[1] 綦 蕾. 涡轮端区非定常相互作用机理及流动控制技术探讨 [D]. 北京:北京航空航天大学,2010.

QI Lei. Discussion on unsteady interaction mechanism and flow control technology in turbine end zone [D]. Beijing: Beihang University,2010.

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

[3] 查小晖. 涡轮叶尖间隙流动及控制技术研究 [D]. 哈尔滨:哈尔滨工程大学,2014.

ZHA Xiao-hui. Research on turbine tip clearance flow and control technology [D]. Harbin: Harbin Engineering University,2014.

[4] SCHAUB U W, VLASIC E, MOUSTAPHA S H. Effect of tip clearance on the performance of a highly loaded turbine stage [R]. AGARD – CP – 537,1993.

[5] RAINS D A. Tip clearance flows in axial flow compressors and pumps [D]. California: California Institute of Technology,1954.

[6] 牛茂升,臧述升. 机匣喷气量对涡轮间隙流动控制的影响 [J]. 燃气轮机技术,2009 (3) :40 – 45.

NIU Mao-sheng, ZANG Shu-sheng. Effects of casing air injection massflow rates on controlling tip clearance flow in axial turbines [J]. Gas Turbine Technology,2009 (3) :40 – 45.

[7] 周治华,陈绍文,兰云鹤,等. 叶尖不同位置喷气对涡轮间隙泄漏流动的影响 [J]. 推进技术,2016,37 (5) :879 – 885.

ZHOU Zhi-hua, CHEN Shao-wen, LAN Yun-he, et al. Effects of tip injection in different locations on clearance leakage flow of turbine [J]. Propulsion Technology,2016,37 (5) :879 – 885.

[8] 杨佃亮,丰镇平. 叶尖形状对动叶尖部流动和传热的影响研究 [J]. 西安交通大学学报,2008 (5) :537 – 541.

YANG Dian-liang, FENG Zhen-ping. Effect of squealer geometry arrangements on tip leakage flow and heat transfer for turbine blade [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University,2008 (5) :537 – 541.

[9] 杨佃亮,丰镇平. 叶尖凹槽对燃气透平动叶气动性能及叶尖传热的影响 [J]. 西安交通大学学报,2008 (7) :838 – 842.

YANG Dian-liang, FENG Zhen-ping. Effects of squealer tip on blade aerodynamic performance and tip heat transfer in gas turbine [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University,2008 (7) :838 – 842.

[10] 付云峰. 蜂窝叶尖对高负荷涡轮叶栅顶部泄漏流动影响机制研究 [D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2015.

FU Yun-feng. Research on the influence mechanism of honeycomb blade tip on top leakage flow of highly-load turbine cascade [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology,2015.

[11] 孟 睿. 变参数蜂窝叶尖对涡轮叶栅顶部间隙泄漏流动的影响 [D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2018.

MENG Rui. The effect of variable parameter honeycomb blade tip on the top clearance leakage flow of turbine cascade [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology,2018.

[12] KRISHNABABU S K, NEWTON P J, DAWES W N, et al. Aero-thermal investigations of tip leakage flow in axial flow turbines-part I :effect of tip geometry and tip clearance gap [J]. Journal of Turbomachinery,2009,131 (1) :55 – 68.

[13] 邹正平,姚李超,轩笠铭,等. 涡轮转子凹槽叶尖泄漏流动气动热力特征 [J]. 推进技术,2020,41 (9) :1975 – 1987.

ZOU Zheng-ping, YAO Li-chao, XUAN Li-ming, et al. Aero-thermodynamic characteristics of tip leakage flow in turbine rotor with squealer tip [J]. Propulsion Technology, 2020, 41 (9) :1975 – 1987.

[14] 王宇凡,张伟昊,邹正平,等. 凹槽叶顶冷气射流对涡轮叶尖泄漏流动的影响 [J]. 工程热物理学报,2021,42 (3) :619 – 625.

WANG Yu-fan, ZHANG Wei-hao, ZOU Zheng-ping, et al. Effects of cooling jet in the cavity on tip-leakage flow in the turbine [J]. Journal of Engineering Thermophysics,2021,42 (3) :619 – 625.

[15] 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) :1 – 26.

[16] MCVETTA A B, GIEL P W, WELCH G E. Aerodynamic investigation of incidence angle effects in a large scale transonic turbine cascade [C] //48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit,2012.

[17] LEACH K P. Energy efficient engine high-pressure turbine component rig performance test report [R]. NASA Technical Reports Server,1983.

(丛 敏 编辑)