外环冷气对涡轮转子叶尖气热特性的影响

黎斯良,黄康才,史家伟,薛伟鹏
(中国航发四川燃气涡轮研究院,成都 610500)

摘 要:采用CFD仿真方法,研究了典型涡轮发动机外环冷气(包括转子前封严冷气、机匣冷气)对涡轮转子叶尖间隙流场的影响。结果表明:转子前封严冷气通过掺混入外环壁面低温边界层,阻碍压力侧的高温气体侵入叶尖间隙,从而降低叶尖弦向前20%左右的表面热负荷;机匣冷气掺混入外环壁面低温边界层会使局部边界层分离,导致高温主流掺混入边界层,特定位置的机匣冷气还会压制相对低温气流进入叶尖间隙,最终导致主流高温气体侵入叶尖间隙,增加叶尖表面热负荷;2种冷气同时作用时,其在叶尖间隙的流动影响会相互干涉,导致高温气体侵入部分叶尖间隙,增大叶尖局部表面热负荷。冷气的加入会增加转子出口的总压损失,其中机匣冷气导致的相对损失增幅最大,为7.03%。外环冷气对叶尖间隙流动具有显著影响,开展涡轮转子的冷却设计时不应被忽略。

关键词:航空发动机;涡轮叶片;外环冷气;机匣冷气;叶尖间隙;间隙流
中图分类号:V231.3 **文献标识码**:A **文章编号**:1672-2620(2026)02-0052-11
DOI:10.3724/j.GTER.20260004

Aerodynamic and thermal influence of casing coolant on turbine blade tip

LI Siliang, HUANG Kangcai, SHI Jiawei, XUE Weipeng
(AECC Sichuan Gas Turbine Establishment, Chengdu 610500, China)

Abstract: Using CFD simulation methods, the effects of rotor front sealing cooling air and casing cooling air on the tip clearance flow field of a typical turbine engine were investigated. The results show that by mixing into the low-temperature boundary layer of the outer ring wall, the rotor front sealing cooling air hinders the intrusion of high-temperature gas from the pressure side into the tip clearance, to decrease the surface heat load by approximately 20% along the chordwise direction of the blade tip. The injection of casing cooling air into the low-temperature boundary layer of the outer ring wall causes local boundary layer separation, leading to the mixing of high-temperature mainstream gas into the boundary layer. At specific positions, the casing jet also suppresses the relatively low-temperature gas into the tip clearance, ultimately resulting in the intrusion of high-temperature gas into the tip clearance and increasing the surface heat load of the blade tip. When both cooling airs are applied simultaneously, their effects within the tip clearance interfere with each other, leading to the intrusion of high-temperature gas into part of the tip clearance and increasing the local surface heat load at the blade tip. The addition of cooling air increases the total pressure loss at the outlet, with the relative loss caused by casing cooling air being the highest at 7.03%. The impact of the outer ring cooling air on the flow within the tip clearance is significant, and the influence of the outer ring cooling air should not be neglected when designing the cooling system for turbine rotors.

Key words: aero-engine; turbine blade; outer ring cooling air; casing cooling air; tip clearance; clearance flow

收稿日期:2024-10-15
基金项目:国家级科研项目
作者简介:黎斯良(1999−),男,广西横州人,硕士研究生,研究方向为航空宇航推进理论与工程。
引用格式:黎斯良,黄康才,史家伟,等. 外环冷气对涡轮转子叶尖气热特性的影响[J]. 燃气涡轮试验与研究,2026,39(2):52−62. LI Siliang,HUANG Kangcai,SHI Jiawei,et al. Aerodynamic and thermal influence of casing coolant on turbine blade tip[J]. Gas Turbine Experiment and Research,2026,39(2):52−62.

0 引言

航空发动机涡轮部件叶尖间隙会诱发叶尖泄漏流,由于泄漏流不参与做功,进而造成气动效率损失,该类损失通常称为泄漏损失[1-3]。BOOTH等[4]通过试验数据分析,发现泄漏损失占二次流损失的比例可高达1/3。由于间隙内的气流存在分离和再附,气体在叶尖表面的再附会导致其表面的传热系数增大[5],加之当前涡轮前主流温度已远超叶片材料的耐受极限,因此叶尖表面会承受高热负荷,成为叶片上最易发生过热、氧化[6]的部位。DUNN等[7-8]基于涡轮试验的研究表明,叶尖的热负荷可以达到叶身表面前缘驻点的水平。因此,研究叶尖间隙中的流动、合理设计叶尖造型及冷却结构,对提高叶片寿命和维持涡轮效率具有重要意义。

为减小叶尖泄漏引起的损失,常用的改进方法有2种。第1种方法是改变叶尖造型,如采用凹槽叶尖、翼梢小翼、带冠叶尖结构。研究证明,相比于平顶叶尖,上述叶尖造型可以减小间隙泄漏流量,降低叶尖泄漏损失,同时改善叶尖表面的换热情况[9-13]。凹槽叶尖是目前广泛应用的结构。从结构角度看,凹槽容易设计和制造,且可以减少叶尖与机匣的接触磨损;从气动角度看,其有效叶尖间隙更小,转子效率更高;从传热角度看,其能减少叶尖总体的热负荷,使高热负荷区只集中于肩壁[14]。因此,现代高压涡轮转子叶尖普遍采用凹槽结构。

第2种方法是采用冷却射流[15-20]。通过在外环机匣或叶片表面开孔或开缝,从压气机级引入低温高压空气并从孔缝排出,可以减小有效叶尖间隙高度,阻碍高温主流侵入叶尖间隙,同时能使低温气体覆盖叶尖表面,降低叶尖热负荷。BEHR等[21]通过试验测得,采用机匣喷气的方法可以减小间隙泄漏涡和上通道涡尺寸,其阻塞叶尖间隙流的作用会增大涡轮效率,而其减小转子扭矩的作用会降低涡轮效率,这两种效果的影响程度可通过喷气参数进行调节。因此,采用适当的喷气位置、角度、流量,可以提高涡轮效率。牛茂升和臧述升[22-24]基于数值仿真,进一步分析了单排机匣射流的位置、流量、切向喷气角对涡轮间隙流动的影响机理。周治华[25]分析了冷气缝的冷气压比、缝宽和喷射角度对凹槽叶尖转子的叶尖及机匣的传热影响。

在涡轮冷却设计中,除叶片外,端壁表面冷却、轴向缝隙封严等均需要引入冷却气流[26-27],这会导致叶尖间隙的二次流结构更加复杂,叶尖表面可能出现非预期的高热负荷区域,进而影响叶片使用寿命。然而,现有研究中考虑实际涡轮冷却结构的叶尖间隙流动研究较少。为此,本文基于某涡喷发动机高压涡轮级三维流动模型,研究转子前封严冷气和机匣冷气2种典型涡轮发动机外环冷气对转子叶尖流动结构及气热特性的影响。

1 涡轮模型设计

高压涡轮导向器和转子模型如图1所示,该涡轮为中等反力度涡轮。导向器仅用于获得接近实际的转子进口条件,导叶表面布置有气膜孔,其位置及冷气条件在各算例中保持不变;转子叶片采用凹槽叶尖,叶尖间隙高度约为1%叶高,叶身布置有气膜孔,叶尖布置有4个除尘孔,保留叶片内腔以模拟叶身气膜出流。转子前封严冷气进口位于导向器与转子过渡段的外环轴向中部。

为提高计算效率,对外环冷气腔作如下简化:保持冷气孔总面积不变,按图2所示在外环壁面布置30个直径相同的冷气孔,冷气孔位置不变。冷气孔仅

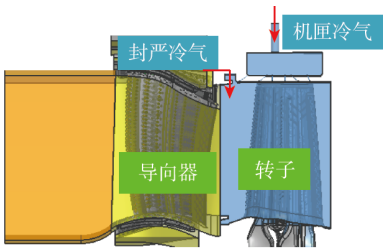


图1 涡轮级模型

Fig.1 Turbine stage model

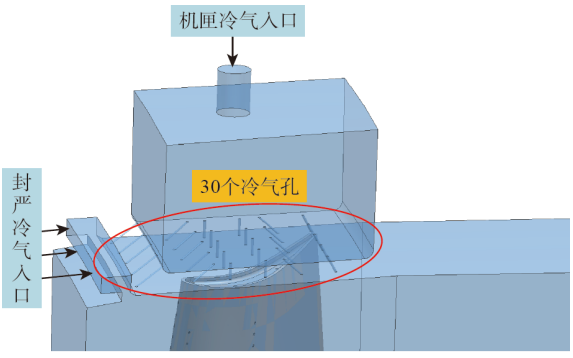


图2 机匣模型

Fig.2 Casing model

保留轴向平面角度,冷气腔简化为立方体。

数值求解采用ANSYS CFX软件,通过求解三维雷诺时均N-S方程得到流场结果。根据与涡轮转子叶尖相关的仿真研究[28-30],采用SST k-ω模型能获得总体上最接近试验测量值的叶尖间隙流场结果,故湍流模型选择SST k-ω模型,转捩模型为Gamma-θ方程。根据该涡轮某试验状态得出计算边界条件:导向器进口平均马赫数为0.1,给定径向非均匀分布的总温、总压,出口设置为静压出口;冷气进口设置为流量入口,总温为导向器进口总温的40%;导向器区域与转子区域的外环机匣壁面给定为绝对静止,转子区域给定转动,机匣冷气孔与转子的相对位置保持不变以得到准非定常结果,转静交界面采用混合平均法传递流场参数。

基于研究的2种外环冷气,按冷气采用与否设置4个方案算例(表1),并将算例1作为基准。无机匣冷气的模型去除了外环冷气腔和冷气孔。

表1 算例设置

Table 1 Case setting

冷气类型	算例1	算例2	算例3	算例4
转子前封严冷气	×	√	×	√
机匣冷气	×	×	√	√

采用基于主流与冷气温度之差的无量纲化的绝热壁面温度(简称无量纲温度θ)表征叶片壁面的冷却程度,其定义如下:

$$\theta = \frac{T_{\mathrm{m}} - T}{T_{\mathrm{m}} - T_{\mathrm{cool}}} \tag{1}$$

式中:T为绝热壁面温度;T_{m}为主流进口平均温度;T_{cool}为冷气进口温度。

为评估冷气加入相对算例1导致的气流总压变化,定义当地总压损失系数为

$$C_{p,\mathrm{t}} = \frac{p_{\mathrm{t,in}} - p_{\mathrm{t}}}{p_{\mathrm{t,in}}} \tag{2}$$

式中:p_{t}为当地气流总压;$p_{\mathrm{t,in}}$为转子入口气流平均总压。

2 叶尖间隙流动机理与气热影响分析

2.1 带叶身冷气转子叶尖流动机理

算例1(只采用叶身冷气)的叶尖绝热壁面温度分布如图3所示,图中1~4为4个除尘孔位置编号。依据图中用黑色实线标出的肩壁边曲线,以叶尖前缘为起点、尾缘为终点,将弧长无量纲化得到弧向位置,提取压力侧和吸力侧的肩壁边的无量纲温度,将纵轴刻度反转使曲线的高低与温度的高低对应,从而得到图4。将图中温度曲线的极值点称为陡变点,并分别用蓝色框线和红色框线标示低温陡变点和高温陡变点。则图中标注的5个典型陡变点(陡变点1与2条曲线起点重合,陡变点2位于压力侧,陡变点3、4、5位于吸力侧)在一定程度上反映了叶尖间隙的气流温度分布特征,分析其产生机理能反映叶身气膜

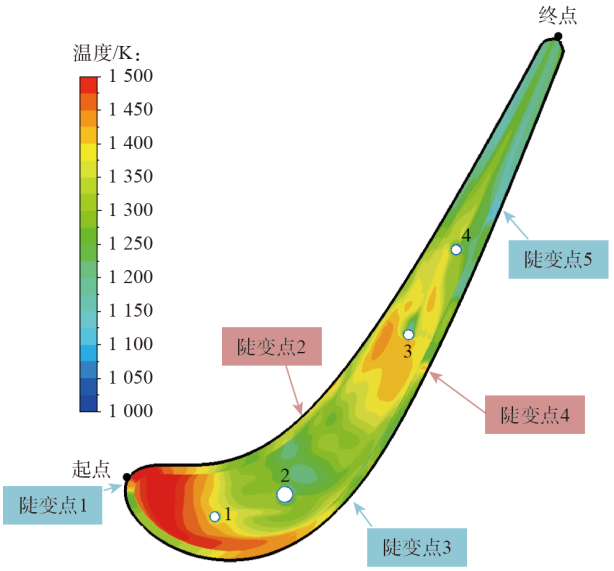


图3 叶尖绝热壁面温度(算例1)

Fig.3 Blade tip adiabatic wall temperature (case 1)

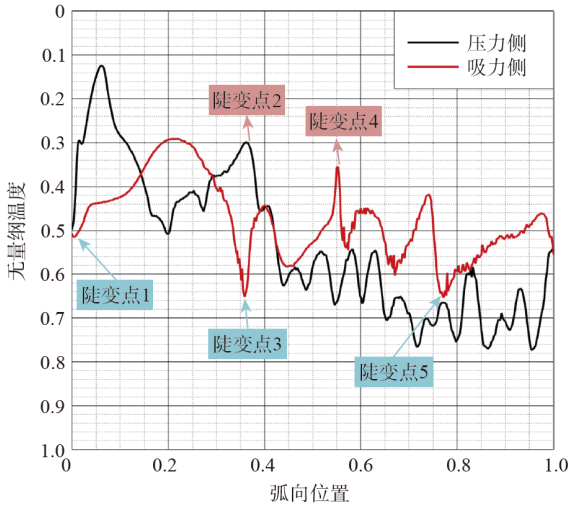


图4 肩壁边无量纲温度(算例1)

Fig.4 Squealer dimensionless temperature (case 1)

在叶尖上的流动机理。5个陡变点在肩壁曲线上的位置如图3中所示。

图4中弧向位置0.4后的肩壁主要受叶身气膜覆盖,气膜与高温主流交替再附于肩壁壁面导致温度剧烈变化。从弧向位置0.4前的间隙侵入的高温气流则进入凹槽内,导致叶尖前部壁面存在高热负荷区。图5标注了陡变点在叶尖肩壁上的空间位置以及叶尖间隙入口截面的温度分布。

图6为叶尖间隙流线温度分布。可以看出,从压力侧进入叶尖间隙的气体来自主流和叶身气膜;从吸力侧进入间隙的低温气体为上端壁边界层的低动能气体,其源于导向器口边界具有较低总温的近壁面气体。

5个典型陡变点的生成机理分别为:陡变点1为叶身气膜在径向压力梯度作用下沿叶片表面进入叶尖前部间隙导致的叶尖肩壁表面低温,其临近的压力侧肩壁高温为主流侵入叶尖间隙导致;陡变点2为高温主流从压力侧侵入叶尖间隙并再附于肩壁导致;陡变点3、5为除尘孔出流的冷气再附于吸力侧肩壁上而形成的温度低点,陡变点4为压力侧侵入的高温气体再附于吸力侧肩壁上形成的温度高点,如图7中吸力侧来流所示。

2.2　非叶身冷气对叶尖间隙的气热影响

图8为压力侧肩壁的无量纲温度分布。可以看出,弧向位置0.4前的肩壁绝热壁面温度随工况存在明显变化——加入冷气后叶尖前部肩壁绝热壁面温度在一定程度上有所降低,而弧向位置0.4后的绝热壁面温度基本无变化。

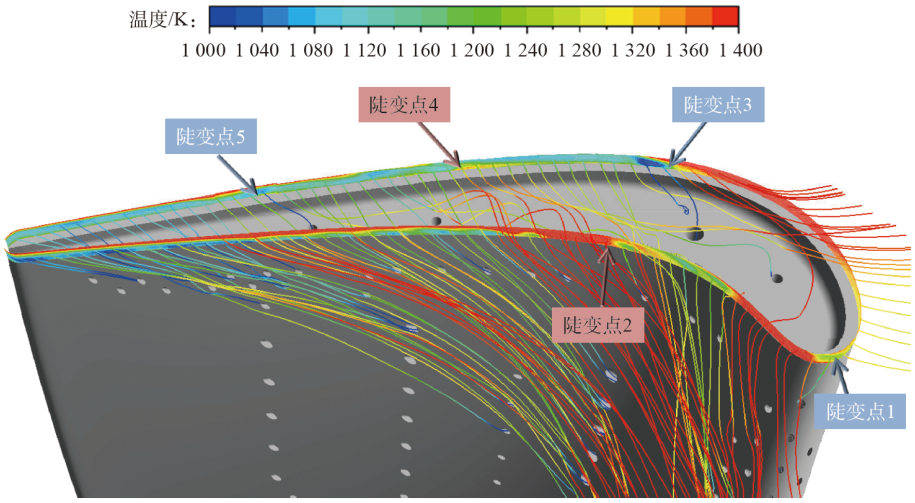
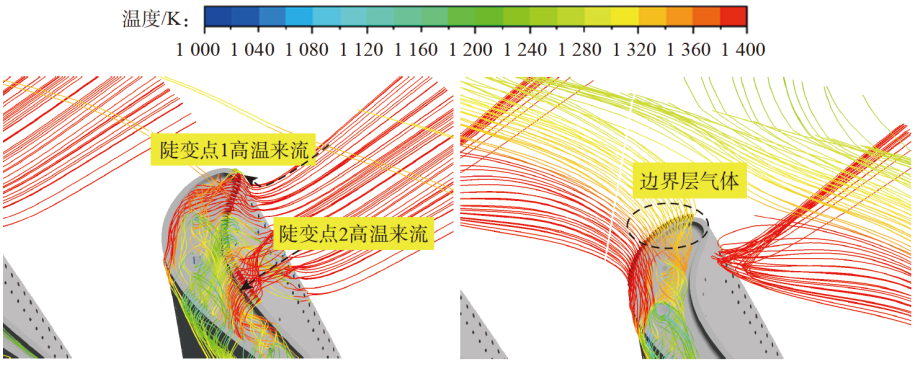


图5　叶尖间隙温度分布(算例1)

Fig.5　Tip clearance temperature distribution (case 1)



(a) 压力侧　　(b) 吸力侧

图6　叶尖间隙流线温度分布(算例1)

Fig.6　Tip clearance streamline temperature distribution (case 1)

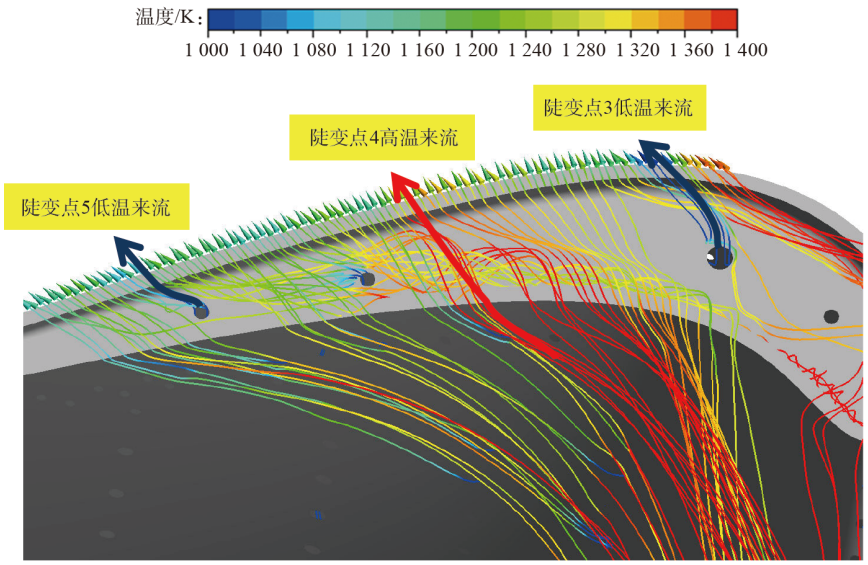


图7 吸力侧流线(算例1)

Fig.7 Streamline on suction side (case 1)

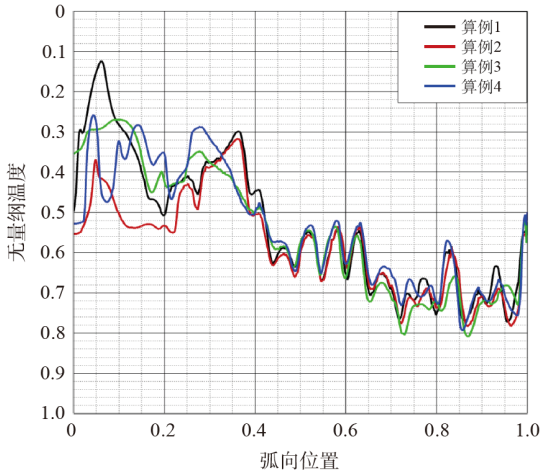


图8 压力侧肩壁无量纲温度

Fig.8 Pressure side squealer dimensionless temperature

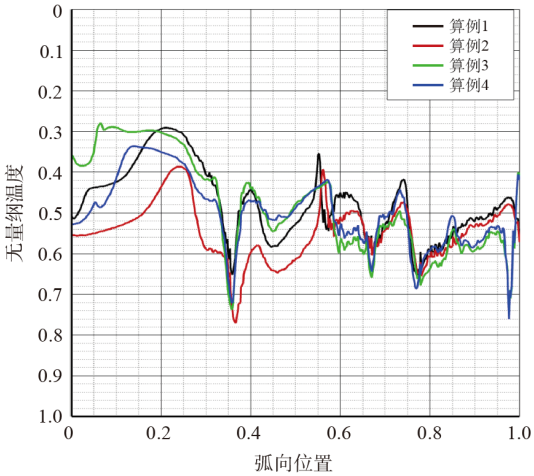


图9 吸力侧肩壁无量纲温度

Fig.9 Suction side squealer dimensionless temperature

图9为吸力侧肩壁的无量纲温度分布。可以看出,吸力侧肩壁各处的无量纲温度均有不同程度的变化,且弧向位置0.6前的区别最明显。无量纲温度反映:前部(弧向位置0~0.2)的肩壁绝热温度在采用机匣冷气(算例3)时升高,在加入转子前封严冷气(算例2)时下降。尾部附近的低温(算例3、4)是因为该处有机匣冷气冲击肩壁,泄漏流动未发生显著变化。

综上,2种冷气对叶尖肩壁温度的改变主要集中于压力侧前部和吸力侧前中部,故下文对叶尖尾部的温度变化不作详细分析,仅就不同冷气方案对叶尖前中部间隙区域的影响进行分析。

2.2.1 转子前封严冷气的气热影响

图10、图11为算例2的叶尖前中部流线温度分布。可以看出,与算例1的显著区别在于,算例2的叶尖前部有明显的相对低温气体流出叶尖汇入主流,该气体在压力侧肩壁上再附,使对应的肩壁表面绝热温度降低。图中出现叶尖流动的原因在于,转子前封严冷气掺混入上端壁边界层。如图11所示,封严冷气出流方向相对主流方向为负攻角,增强了边界层气体负攻角方向的动量,使从吸力侧进入的气体可以克服压差从压力侧流出(蓝线),阻碍高温主流进入凹槽。受阻碍的主流会进入上通道涡,然后进入相邻叶片的吸力侧叶尖间隙(红线),导致吸力

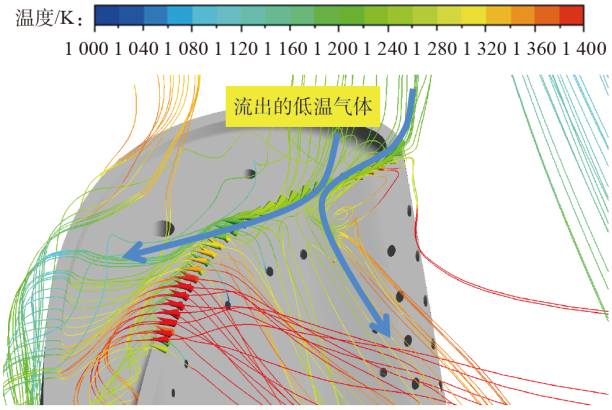


图10 压力侧流线(算例2)
Fig.10 Pressure side streamline (case 2)

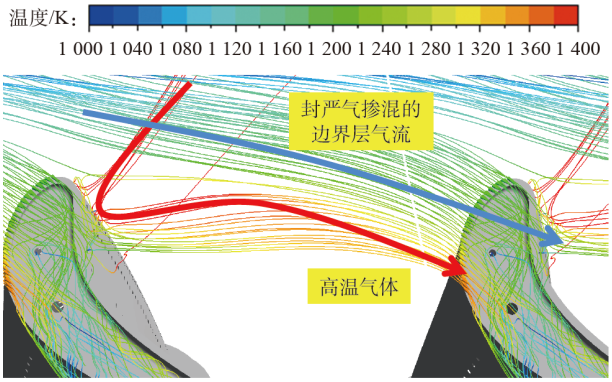


图11 吸力侧流线(算例2)
Fig.11 Suction side streamline (case 2)

侧肩壁存在相对高温。

综上,转子前封严冷气降低了端壁边界层气流的温度并阻碍高温主流侵入前部的叶尖间隙,使相对低温气体覆盖了叶尖前部包括肩壁在内的壁面。因为没有主流侵入间隙,叶尖前部肩壁的温度显著下降,凹槽内前20%壁面热负荷降低。

2.2.2 机匣冷气的气热影响

图12为算例3的叶尖间隙入口流线及温度分布。与算例1相比,算例3吸力侧进入的气流温度升高并再附于压力侧肩壁,即机匣冷气改变了边界层气流的动能和温度。因此,压力侧和吸力侧的弧向位置0~0.2肩壁绝热壁面温度均升高,叶尖前部热负荷增大。

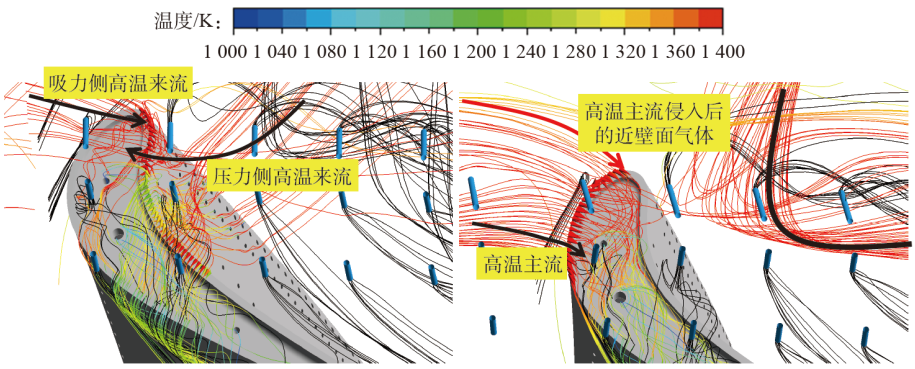
如图13所示,吸力侧和压力侧肩壁绝热壁温升高。原因在于,第1排机匣射流吹离了部分边界层气体,使主流气体进入边界层,提高了叶尖前部间隙进入气流的温度并改变了流动结构。

机匣射流对压力侧进入间隙的流动具有压制作用,如图14所示。压制区域1的射流压制了叶尖前部间隙侵入压力侧的高温主流,使温度高峰降低(图15中的"压制1");压制区域2的射流压制了陡变点2前进入间隙的相对低温气体,扩展了高温气流侵入间隙的空间,导致陡变点2弧向位置提前(图15中的"压制2")。

2.2.3 同时采用2种冷气的气热影响

算例4压力侧叶尖间隙流线及温度分布如图16所示。对比算例3,加入转子前封严冷气使边界层气体温度降低,降低了前部肩壁绝热壁温;但吸力侧前部的机匣射流压制了低温气体(压制区域3)流向压力侧肩壁,导致仍有高温主流从压力侧侵入叶尖间隙。因此,图8对应的温度曲线弧向位置0~0.2只有部分肩壁温度降低。另外,相比于算例3,机匣射流的压制1和压制2效果基本不变。

相比于算例2,压制区域3导致图9中吸力侧肩壁



(a) 压力侧　　(b) 吸力侧

图12 叶尖间隙流线(算例3)
Fig.12 Tip clearance streamline (case 3)

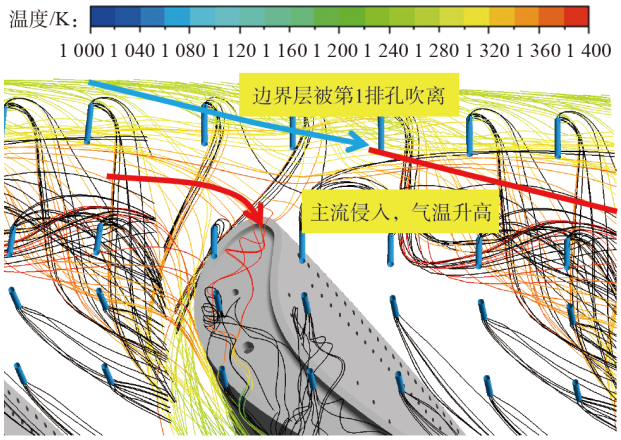


图13 近上端壁气流(算例3)

Fig.13 Stream near shroud (case 3)

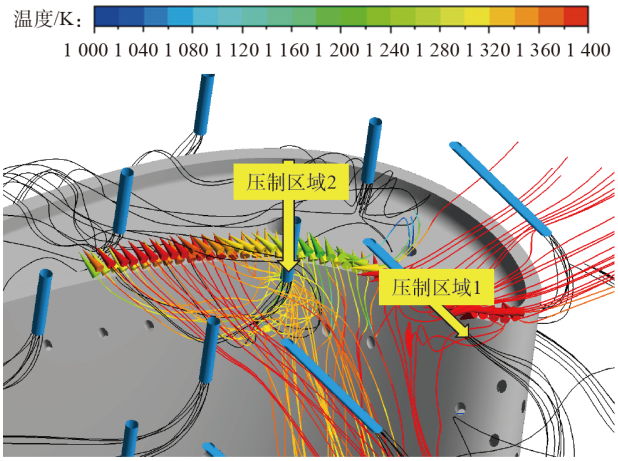


图14 受射流压制的相对低温气体

Fig.14 Relatively low-temperature gas suppressed by jet

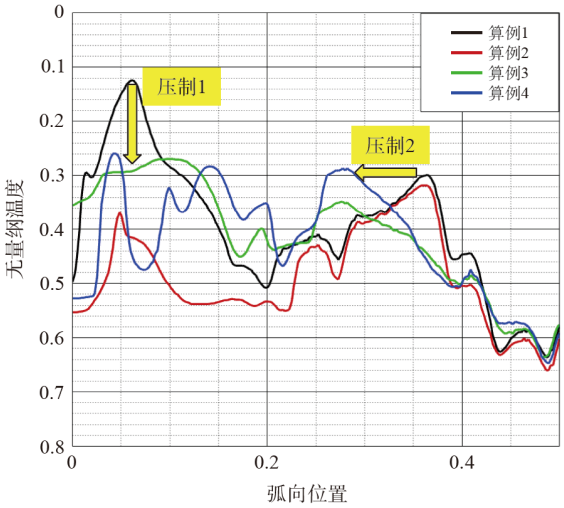


图15 机匣射流压制效果

Fig.15 Casing jet suppression effect

处于高温的原因如图17所示。射流压制了通过上通道涡传递的低温气体，使高温主流掺混入上通道涡，最终升高了吸力侧肩壁绝热壁温。

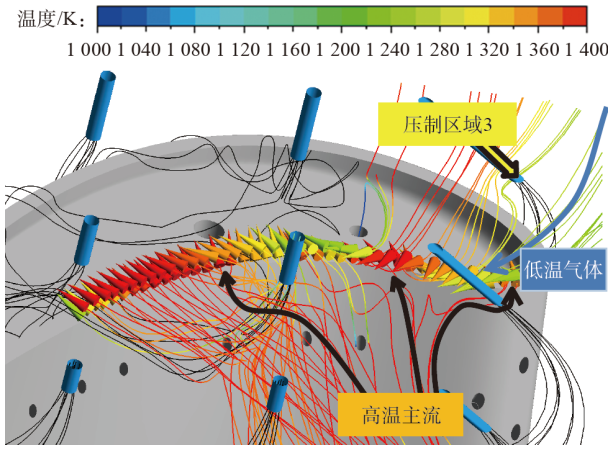


图16 压力侧流线(算例4)

Fig.16 Pressure side streamline (case 4)

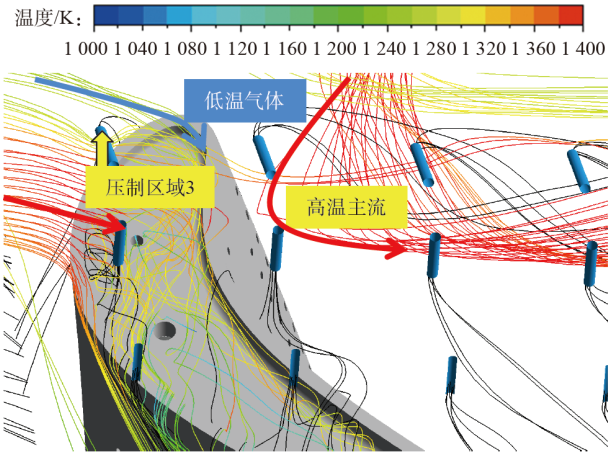


图17 吸力侧流线(算例4)

Fig.17 Suction side streamline (case 4)

综上，采用2种冷气降低了部分叶尖间隙的气流温度，但仍有高温主流侵入前部间隙。

2.2.4 4个算例的叶尖温度分布对比

为得出在采用叶身冷气条件下，转子前封严冷气和机匣冷气对叶尖表面绝热壁面温度的影响，统计得到4个算例的叶尖表面无量纲温度，如图18所示。无量纲温度超过0.5的绝热壁面温度已低于叶片的使用温度，不需要考虑其热负荷问题，故将显示上限设为0.5，以忽略冷却程度足够高的表面。

由图18结合前文的流动机理可以得出：

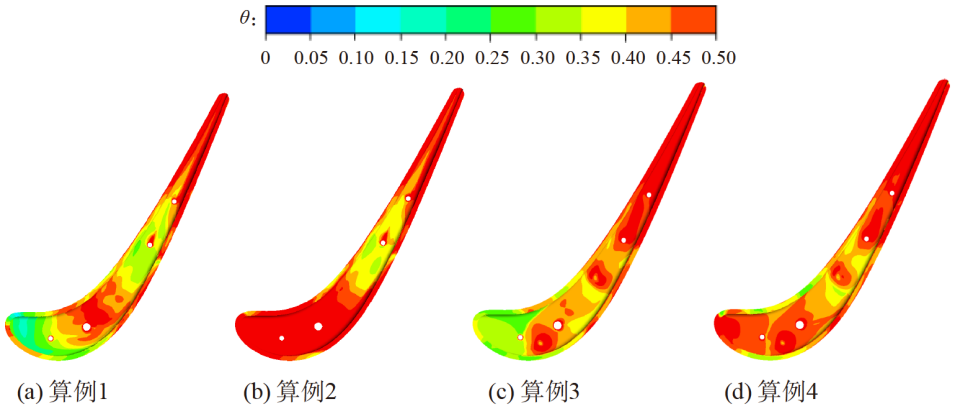


图18 叶尖无量纲温度分布

Fig.18 Dimensionless temperature distribution at blade tips

(1) 算例1表明,叶身气膜冷气对叶尖弧向前部和中后部覆盖效果较差,只有2号除尘孔附近和尾部的壁面有充足的低温气体覆盖。

(2) 算例2中,转子前封严冷气掺混入边界层,以负攻角流入叶尖前部间隙,覆盖了叶尖前20%的表面,有效降低了叶尖前部壁面热负荷。

(3) 算例3显示,机匣射流对叶尖的覆盖程度与气膜孔和叶尖的相对位置有关,仅叶尖局部表面得到冷气覆盖。射流孔位置会导致高温气体侵入叶尖前部间隙,肩壁无量纲温度降低,叶尖前部壁面热负荷相比算例1的有所升高。

(4) 算例4同时采用转子前封严冷气和机匣冷气,但低温气体未完全覆盖叶尖前部表面,叶尖前中部肩壁的降温效果次于算例2的,而叶尖中部和尾部表面的无量纲温度分布与算例3的相近。

综上,转子前封严冷气对叶尖前部表面的降温效果显著,对中后部基本无影响;特定位置的机匣冷气能使叶尖前部的局部热负荷降低,但使肩壁热负荷升高,对中后部的温度分布亦为局部影响;2种冷气同时使用会相互干涉,导致新的叶尖肩壁绝热温度分布。

2.3 出口总压损失分析

考虑到加入冷气通常会造成气动损失,影响出口流场,特分析转子前封严冷气和机匣冷气2种冷气对出口总压的影响。

图19为4个算例的转子出口总压损失径向分布。对比算例1发现:转子前封严冷气对泄漏涡引起的总压损失无显著影响(算例2),而机匣冷气会增大泄漏总压损失(算例3、4);加入冷气会导致通道涡位置沿

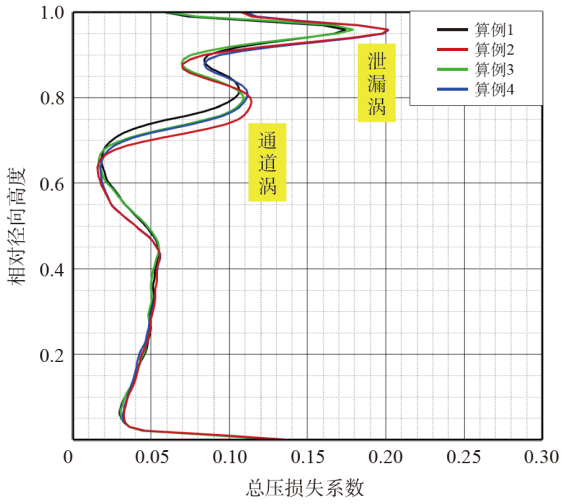


图19 出口总压损失径向分布

Fig.19 Total pressure loss radial distribution in outlet

径向向叶根偏移(算例2、3),且该偏移效应可叠加(算例4)。

表2为转子出口的总压损失系数。相比于算例1的出口总压损失,转子前封严冷气(算例2)导致总压损失提高1.72%;机匣冷气(算例3)导致总压损失提高7.03%;而同时采用2种冷气(算例4)的损失只比单冷气的损失相加值低0.16%。为此,可认为2种冷

表2 出口总压损失

Table 2 Total pressure loss in outlet

名称	总压损失	相比算例1损失/%
算例1	0.064 0	–
算例2	0.065 1	1.72
算例3	0.068 5	7.03
算例4	0.069 5	8.59

气对出口总压的影响相对独立。

结合加入2种冷气后叶尖间隙的流动结构变化可以得出:加入外环封严冷气和机匣冷气后,其径向动量均会导致通道涡沿径向向叶根偏移,但只有机匣冷气会导致泄漏涡损失明显增大,使用封严冷气对总压损失影响较小。

3 结论

在叶身冷气条件不变的前提下,研究了涡轮转子外环封严冷气和机匣冷气对转子叶尖间隙区域流场的影响,主要结论如下:

(1) 转子前封严冷气掺混入上端壁边界层,能有效降低转子叶尖前部间隙入口的气流温度,使低温气体覆盖叶尖中前部表面并阻碍压力侧的高温气体进入叶尖间隙,降低叶尖弦向前20%表面的热负荷。

(2) 研究设置的特定机匣冷气射流位置及冷气条件会影响上端壁边界层的稳定性,促使边界层分离,使高温主流侵入叶尖间隙,导致叶尖间隙入口气温升高,增加叶尖表面热负荷。对机匣冷气的进一步研究应考虑转动导致的叶尖与射流孔相对位置变化,以及射流的方向和动量等变量影响。

(3) 加入外环冷气会显著改变叶尖间隙的流场结构,导致叶尖间隙内温度分布显著改变。开展涡轮转子的叶尖冷却设计时,不应忽略外环冷气对叶尖间隙流动的影响。

参考文献:

[1] 喻 雷. 涡轮叶尖间隙流动与换热研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2013.
YU Lei. Research on tip leakage flow and heat transfer in turbine blade[D]. Nanjing:Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2013. (in Chinese)

[2] 谷雪花,郝晟淳,张东海,等. 叶尖间隙对涡轮性能影响的试验研究[J]. 航空发动机,2020,46(4):78-81.
GU Xuehua,HAO Shengchun,ZHANG Donghai,et al. Experimental study on influence of tip clearance on turbine performance[J]. Aeroengine,2020,46(4):78-81. (in Chinese)

[3] 徐 丹,张 清,霍 枫,等. 某型发动机高压涡轮叶尖间隙变化规律及影响分析[J]. 沈阳航空航天大学学报,2022,39(1):24-28.
XU Dan,ZHANG Qing,HUO Feng,et al. Change of high-pressure turbine clearance for an aeroengine and its effects[J]. Journal of Shenyang Aerospace University,2022,39(1):24-28. (in Chinese)

[4] BOOTH T C,DODGE P R,HEPWORTH H K. Rotor-tip leakage: part 1: basic methodology[J]. Journal of Engineering for Power,1982,104(1):104:154-161.

[5] METZGER D E,RUED K. The influence of turbine clearance gap leakage on passage velocity and heat transfer near blade tips: part I: sink flow effects on blade pressure side[J]. Journal of Turbomachinery,1989,111(3):284-292.

[6] METZGER D,RUED K,CHYU M. Influence of clearance leakage on turbine heat transfer at and near blade tips, summary of recent results[R]. AIAA 1989-0327,1989.

[7] DUNN M G,RAE W J,HOLT J L. Measurement and analysis of heat flux data in a turbine stage, part I: description of experimental apparatus and data analysis [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power,1984,106(1):229-233.

[8] DUNN M G,RAE W J,HOLT J L. Measurement and analysis of heat flux data in a turbine stage, part II: discussion of results and comparison with predictions [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power,1984,106(1):234-240.

[9] 杨佃亮,丰镇平. 凹槽对动叶顶部流动和换热的影响[J]. 工程热物理学报,2007,28(6):936-938.
YANG Dianliang,FENG Zhenping. Study on tip leakage flow and heat transfer for a squealer tip blade [J]. Journal of Engineering Thermophysics,2007,28(6):936-938. (in Chinese)

[10] 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 Zhengping,YAO Lichao,XUAN Liming,et al. Aero-thermodynamic characteristics of tip leakage flow in turbine rotor with squealer tip[J]. Journal of Propulsion Technology,2020,41(9):1975-1987. (in Chinese)

[11] 邹正平,轩笠铭,付 超. 涡轮动叶凹槽叶尖流动传热机理及建模研究进展[J]. 航空动力学报,2022,37(11):2560-2573.
ZOU Zhengping,XUAN Liming,FU Chao. Progress on mechanism of flow and heat transfer and modeling of turbine blade squealer tip[J]. Journal of Aerospace Power,2022,37(11):2560-2573. (in Chinese)

[12] 杜金霖,邹正平,黄 霖,等. 计及机匣相对运动的涡

轮叶片叶顶凹槽流动研究[J]. 实验流体力学,2021,35(2):22−35.
DU Jinlin,ZOU Zhengping,HUANG Lin,et al. Experimental and numerical study of squealer tip flow field considering relative casing motion[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics,2021,35(2):22−35. (in Chinese)

[13] 马永军. 叶尖肋条和叶尖小翼对涡轮转子性能的影响[D]. 南京:南京航空航天大学,2012.
MA Yongjun. The effect of tip baffle and tip winglet on the efficiency of turbine rotor[D]. Nanjing:Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2012. (in Chinese)

[14] CHYU M K,MOON H K,METZGER D E. Heat transfer in the tip region of grooved turbine blades[J]. Journal of Turbomachinery,1989,111(2):131−138.

[15] HAMIK M,WILLINGER R. An innovative passive tip-leakage control method for axial turbines:linear cascade wind tunnel results[R]. ASME GT2008-50086,2008.

[16] 杨　磊. 叶顶冷却射流对涡轮叶尖流动换热的影响研究[D]. 天津:中国民航大学,2020.
YANG Lei. Study on the influence of tip coolant injection on turbine blade tip flow and heat transfer[D]. Tianjin:Civil Aviation University of China,2020. (in Chinese)

[17] 轩笠铭,邹正平,赵　强,等. 叶顶喷气对凹槽叶尖气动性能的影响[J]. 航空动力学报,2022,37(5):1030−1041.
XUAN Liming,ZOU Zhengping,ZHAO Qiang,et al. Effect of tip injection on aerodynamic performance of squealer tip[J]. Journal of Aerospace Power,2022,37(5):1030−1041. (in Chinese)

[18] 孟庆鹤,李伟航,陈绍文,等. 扫频式射流对涡轮叶栅间隙泄漏流动影响的数值研究[J]. 推进技术,2020,41(6):1250−1257.
MENG Qinghe,LI Weihang,CHEN Shaowen,et al. Numerical study for effects of sweeping jets on tip clearance flow in a turbine cascade[J]. Journal of Propulsion Technology,2020,41(6):1250−1257. (in Chinese)

[19] 练智博,杜雪霏,许　斌,等. 斜切式叶顶形状下非均等流量射流对叶顶间隙泄漏流动的影响[J]. 动力工程学报,2023,43(8):992−999.
LIAN Zhibo,DU Xuefei,XU Bin,et al. Influence of non-uniform flow jet on tip clearance leakage flow under oblique blade tip shape[J]. Journal of Chinese Society of Power Engineering,2023,43(8):992−999. (in Chinese)

[20] 毛昭辉. 机匣喷气对涡轮叶顶泄漏流影响的数值研究[D]. 吉林 吉林:东北电力大学,2020.
MAO Zhaohui. Numerical study on the influence of casing air injection on the leakage flow at the top of turbine blade[D]. Jilin:Northeast Electric Power University,2020. (in Chinese)

[21] BEHR T,KALFAS A I,ABHARI R S. Control of rotor tip leakage through cooling injection from the casing in a high-work turbine: experimental investigation[R]. ASME GT2007-27269,2007.

[22] 牛茂升,臧述升. 机匣喷气位置对涡轮间隙流动控制的影响[J]. 推进技术,2009,30(5):594−598.
NIU Maosheng,ZANG Shusheng. Effects of casing air injection position on controlling tip clearance flow in axial turbines[J]. Journal of Propulsion Technology,2009,30(5):594−598. (in Chinese)

[23] 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,2009,22(3):40−45.
NIU Maosheng,ZANG Shusheng. Effects of casing air injection massflow rates on controlling tip clearance flow in axial turbines[J]. Gas Turbine Technology,2009,22(3):40−45. (in Chinese)

[24] 牛茂升,臧述升. 机匣切向喷气角对涡轮动叶间隙流动的影响[J]. 热能动力工程,2010,25(3):254−258.
NIU Maosheng,ZANG Shusheng. Influence of the casing tangential air-injection angles on the turbine blade tip clearance flow[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power,2010,25(3):254−258. (in Chinese)

[25] 周治华. 涡轮叶尖泄漏流动控制及传热特性研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2019.
ZHOU Zhihua. Investigations on tip leakage flow control and heat transfer characteristics of turbine[D]. Harbin:Harbin Institute of Technology,2019. (in Chinese)

[26] 李广超,曹喜峰,凌　旭,等. 涡轮叶顶间隙密封冷却综合特性评估方法[J]. 沈阳航空航天大学学报,2014,31(4):1−5.
LI Guangchao,CAO Xifeng,LING Xu,et al. Evaluating method of integrated sealing and cooling performances on the blade tip gap[J]. Journal of Shenyang Aerospace University,2014,31(4):1−5. (in Chinese)

[27] 徐希亮. 冷却涡轮优化设计技术研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工程大学,2016.
XU Xiliang. Research on optimization design technology of cooled turbine[D]. Harbin:Harbin Engineering

University,2016. (in Chinese)

[28] TIKHONOV A S,SHVYREV A A,SAMOKHVALOV N Y. Turbine split rings thermal design using conjugate numerical simulation[R]. ASME TBTS2013-2003, 2013.

[29] 魏佐君,乔渭阳,段文华,等. 刮削作用对涡轮转子机匣通道涡形成的影响[J]. 航空动力学报,2018,33(7):1695−1704.
WEI Zuojun,QIAO Weiyang,DUAN Wenhua,et al. Influence of scrapping effect on formation of casing passage vortex in turbine rotor[J]. Journal of Aerospace Power,2018,33(7):1695−1704. (in Chinese)

[30] 赵 刚,竺晓程,何 磊,等. 机匣附面层对涡轮转子叶顶流动及换热的影响[J]. 上海交通大学学报,2014,48(9):1279−1285.
ZHAO Gang,ZHU Xiaosheng,HE Lei,et al. Effects of turbine casing boundary layer on the flow field and heat transfer at tip region of turbine blade[J]. Journal of Shanghai Jiao Tong University,2014,48(9):1279−1285. (in Chinese)