

前缘冷却结构对高压涡轮导叶流动和换热的影响

殷林林, 陈云, 宋伟, 张勇

(中国航发沈阳发动机研究所, 辽宁 沈阳 110015)

摘要: 为获得前缘冷却结构对高压涡轮导叶流动和换热的影响, 采用三维数值模拟的方法, 研究前缘不同气膜孔直径及冷气腔隔板结构时高压涡轮导叶的流动换热特性。结果表明: 前缘气膜孔孔径增大使冷气量增加, 但需要综合考虑冷却供气腔沿程压力损失, 否则容易造成前缘区域气膜逆流裕度减小和冷气出流困难; 冷气腔间的隔板位置及结构对冷气腔沿程压力分布产生影响, 局部打开隔板或隔板开孔可有效减小冷气沿程压力损失, 提高前缘区域的逆流裕度; 导叶前缘的冲击孔及绕流柱会对气膜孔逆流裕度和冷气量造成影响, 在高压涡轮导叶前缘区域的冷却结构布局设计时应综合考虑。

关键词: 冷气出流; 冷却结构; 数值仿真; 流动换热

中图分类号: TK221

文献标识码: A

DOI: 10.16146/j.cnki.rndlgc.2024.08.004

[引用本文格式] 殷林林, 陈云, 宋伟, 等. 前缘冷却结构对高压涡轮导叶流动和换热的影响[J]. 热能动力工程, 2024, 39(8): 30-40. YIN Linlin, CHEN Yun, SONG Wei, et al. Influence of cooling structures at the leading edge on flow and heat transfer characteristics of a high pressure turbine guide vane[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2024, 39(8): 30-40.

Influence of Cooling Structures at the Leading Edge on Flow and Heat Transfer Characteristics of a High Pressure Turbine Guide Vane

YIN Linlin, CHEN Yun, SONG Wei, ZHANG Yong

(AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang, China, Post Code: 110015)

Abstract: To obtain the influence of the cooling structure at the leading edge on flow and heat transfer characteristics of a high pressure turbine guide vane, a three-dimensional numerical simulation method was used to study the flow and heat transfer characteristics of high pressure turbine guide vane with different film hole diameters and cold air chamber partition structures at the leading edge. The research results indicate that an increase in the aperture of the leading edge gas film hole leads to an increase in the amount of cold air, but it is necessary to comprehensively consider the pressure loss along the cooling supply chamber, otherwise it may lead to a decrease in the margin of the leading edge gas film countercurrent and difficulties in cold air outflow. The position and structure of the partition between the cold air chambers will have an impact on the pressure distribution along the cold air chamber. By partially opening the partition or opening holes in the partition, the pressure loss along the cold air chamber can be effectively reduced, and the countercurrent margin in the leading edge area can be improved. The impact holes and flow columns at the leading edge of the guide vanes can have an impact on the countercurrent margin and cold air mass rate of the gas film hole, and it should be comprehensively considered in design of the cooling structure in the leading edge area of high pressure turbine guide vanes.

Key words: cold air outflow, cooling structure, numerical simulation, flow and heat transfer

收稿日期: 2023-11-22; 修订日期: 2024-01-10

基金项目: 装备预研“十四五”应用创新项目(630010104-1)

Fund-supported Project: Equipment Pre-research "14th Five Year Plan" Application Innovation Project (630010104-1)

作者简介: 殷林林(1985-), 女, 中国航发沈阳发动机研究所高级工程师。

引 言

随着涡轮前温度的不断攀升,在使用新材料的基础上高压涡轮叶片冷却结构愈发复杂,对冷却结构的布局优化提出新的挑战。对于处在高温、高压、高负荷的燃气环境的高压涡轮叶片而言,研究的重点是如何有效利用冷却气体,合理处理冷气与主流的相互掺混损失。耦合涡轮叶片冷却结构设计、流动换热分析与燃气主流三维流场的多物理场分析及优化对改善气冷叶片流动和换热特性,提高涡轮效率具有重要的工程价值和意义。

文献[1-5]在气冷涡轮冷却结构设计方面开展了大量研究,主要聚焦于涡轮叶片冷却结构对冷却效果的影响,冷气参数及主流雷诺数等性能参数对涡轮叶片冷却性能的实验与数值研究。倪萌等人^[6]基于航空发动机涡轮叶片的放大模型,通过实验研究了气膜孔与肋的相对位置以及通道截面形状对气膜孔出流流量系数的影响;徐永发等人^[7]开展了带前缘对吹孔涡轮导向叶片气膜冷却特性实验,获得涡轮导向叶片气膜冷却特性;郭亮亮等人^[8]在叶片冲击冷却的靶面引入不同的肋、凸起和凹坑,改变叶片的内部结构,采用耦合传热数值研究了不同内部结构对叶片综合冷却性能的影响;席雷等人^[9]采用类似叶片的前缘结构代替实际叶片形式,数值研究了蒸汽射流阵列冲击冷却的流动与换热;陈欣楠等人^[10]采用流热固耦合方法数值研究了冲击孔偏置结构对叶片前缘和吸力面气膜冷却性能的影响;李守祚等人^[11]采用数值仿真方法研究了无冲击冷却结构、冲击挡板结构及冲击套筒 3 种具有不同内部冲击结构的高压涡轮导叶的气动及传热影响;刘润洲等人^[12]采用数值解耦的方法定量分析了双层壁平板冷却结构的综合冷效,获得吹风比、冷气覆盖等与综合冷效的关系;吴伟龙等人^[13]数值研究了静止和 3 种旋转速度下不同扰流柱结构的叶片尾缘的内部流动,揭示带扰流柱尾缘通道冷气流动特性;刘正等人^[14]对燃气透平叶片 3 种出气边冷却结构中的流动换热性能进行了比较分析;姚世传等人^[15]对叶片尾缘区域冷气喷射气动换热性能进行研究。

上述学者的研究对象多集中在叶片前缘或者尾缘的局部冷却结构。

气热耦合计算方法广泛应用于气冷涡轮的传热与气动性能评估,但多数研究针对冷却结构简化模型、内部冷却结构的肋、气膜孔开孔方向等几何特征,对发动机实际叶片前缘区域的耦合气动及换热的分析较少。本文针对某高温、高压、高负荷涡轮导向叶片前缘结构,通过改变前缘气膜孔尺寸、冷气腔隔板结构,数值研究 4 种不同叶片前缘结构方案,探究前缘冷却结构变化对流动换热性能的影响。

1 物理模型

本文以某高负荷高压涡轮导叶为研究对象,具体参数如表 1 所示,该导叶为多腔双层壁冷却结构,如图 1 所示。其中,前 3 腔为内环供气,共布置了 18 排气膜孔,1 腔包含 K5~K14 共 10 排气膜孔,2 腔包含 K3,K4,K15 和 K16 共 4 排气膜孔,3 腔包含 K1,K2,K17 和 K18 共 4 排气膜孔,每排沿叶高布置 21 个气膜孔,实现了气膜孔在叶片前缘、喷背侧区域的全覆盖。

表 1 导叶参数

Tab. 1 Guide vane parameters

参 数	数 值
中截面弦长/mm	83
稠度	1.22
安装角/(°)	35
进出口总静压比	1.77

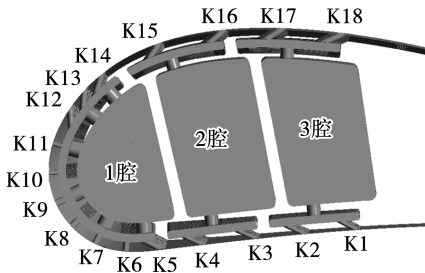


图 1 多腔双层壁冷却结构示意图

Fig. 1 Schematic diagram of cooling structure with multi-chamber and dual-layer wall

对 4 种不同气膜孔直径、隔板结构方案进行气

热性能研究分析,不同前缘结构如图 2 所示。可以看到,叶身外型面及气膜孔分布基本一致。4 种方案主要差异在于:方案 1 的 1 腔气膜孔直径为 0.45 mm,方案 2、方案 3 和方案 4 的 1 腔气膜孔直径为 0.55 mm;方案 1 和方案 2 除气膜孔直径不同外其他结构均相同;方案 3 在方案 2 的基础上局部打开 1,2 腔隔板,剩余隔板高度约占总高度 45%;方案 4 在方案 2 的基础上在 1,2 腔隔板开 4 处通孔,开孔范围为 60% 以下径向高度,通孔间隔 10 mm,孔径 3 mm。

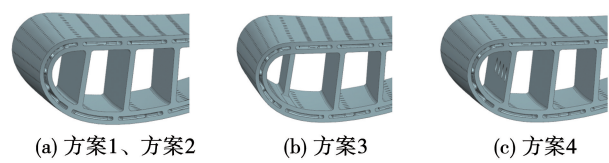


图 2 不同前缘结构示意图

Fig.2 Schematic diagrams of different leading edge structures

2 数值方法

2.1 计算模型及数值方法

本文主要研究前缘冷却结构对高压涡轮导叶流动换热的影响,因此只构建了前 3 腔、内环供气腔、主流区域的计算模型,计算模型如图 3 所示。

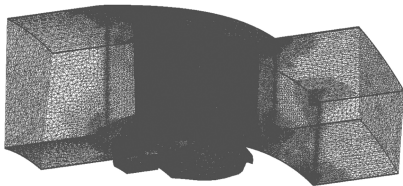


图 3 计算模型示意图

Fig.3 Schematic diagram of computational model

采用 ANSYS Fluent meshing 软件生成非结构化四面体网格,针对网格数为 5 000 万、7 000 万、9 000 万和 11 000 万的 4 套网格进行网格无关性验证,当网格数从 9 000 万增加到 11 000 万时,气膜孔冷气量及温度场计算结果基本一致,最终选择的网格数为 9 000 万。固体壁面设置边界层棱柱网格,第 1 层网格厚度为 0.001 mm,共 21 层, Y^+ 不大于 1。

设计工况如下,涡轮主通道燃气雷诺数约为 2×10^6 ,进口温度约为 1 800 K,冷气与主流的温度比约为 0.4,冷气与主流的压比为 1.04。数值仿真采用周期性边界条件,燃气进口给定总温总压分布,出口给定平均静压,燃气主流区域进口总压与出口静压之比为 1.77,冷气进口给定总压及温度边界条件,叶身及冷却结构壁面采用固体绝热壁面,工质为燃气,求解器为 CFX,湍流模型为 SST-Gama Theta 转捩模型。

2.2 数值验证

NASA 的 Turner 和 Hylton 等人^[16]对带有前缘气膜冷却的 C3X 高压涡轮叶片进行了传热和气动实验分析,本文选用该叶型及试验结果验证数值模拟方法,C3X 叶片计算模型如图 4 所示,数值模拟结果如图 5 所示。图 5 中横坐标为叶片前缘驻点到尾缘的相对轴向位置,纵坐标为无量纲压力 p/p_0 ($p_0 = 207\ 332.7\text{ Pa}$),无量纲温度 T/T_0 ($T_0 = 689\text{ K}$),无量纲传热系数 H/H_0 ($H_0 = 1\ 135\text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$)。由图 5 可见,叶片表面无量纲压力、温度、传热系数分布的数值仿真结果与试验结果吻合较好,验证了数值仿真方法的准确性。

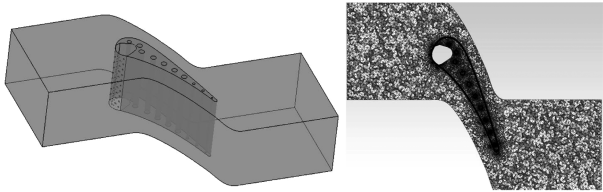
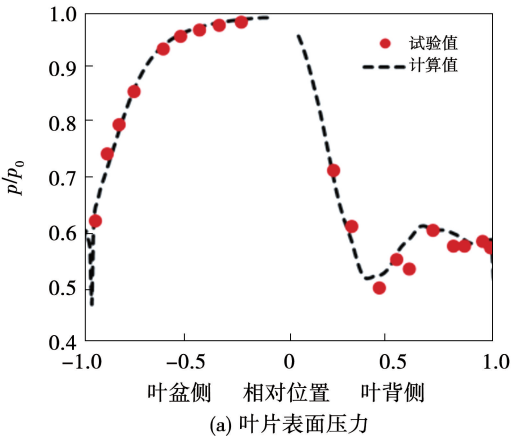


图 4 C3X 叶片计算模型示意图

Fig.4 Schematic diagram of C3X blade calculation model



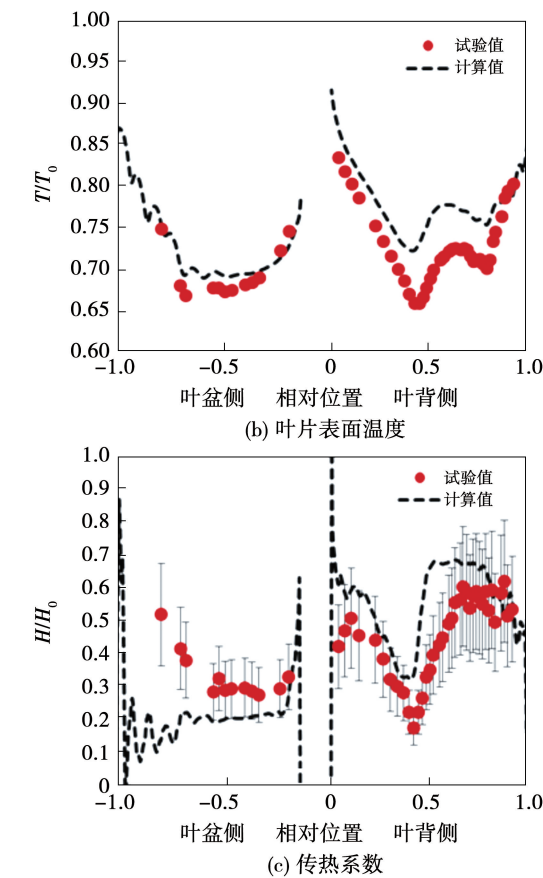


图 5 C3X 叶片计算结果与试验结果对比

Fig.5 Comparison of calculation results and experimental results of C3X blade

3 结果及分析

针对设计工况下高压涡轮导叶 4 种前缘冷却结构的冷气量、气膜孔逆流裕度、流场、沿程静压分布及能量损失系数进行对比分析,研究结构不同带来的流动和换热的影响,然后改变冷气与主流的压比为 1.03,1.04,1.05,分析冷气供气压力改变对冷气量及能量损失系数的影响。

3.1 不同前缘结构对冷气量的影响

设计工况下方案 1 ~ 方案 4 各腔总冷气量分布如图 6 所示。对比方案 1 ~ 方案 4,在气膜孔孔径增大时 1 腔冷气量增大,隔板结构改变也带来 1 腔冷气量的继续增大。对比方案 3、方案 4 发现,部分打开 1,2 腔隔板比在隔板开 4 孔带来 1 腔冷气量的增加更加明显。方案 1、方案 2 的 2 腔冷气量基本没变化,方案 3、方案 4 的 2 腔冷气量略有减小。方案

1 ~ 方案 4 的 3 腔冷气量基本一致,即 1 腔气膜孔直径增大及隔板结构改变没有对第 3 腔冷气在气膜孔处出流流动产生影响。总冷气量变化趋势与 1 腔冷气量变化趋势保持一致,1 腔气膜孔孔径增大 0.1 mm,在相同的供气压力作用下,冷气量增大 12.9%,部分打开隔板冷气量增幅为 5.8%,开 4 孔冷气量增幅为 4.4%。

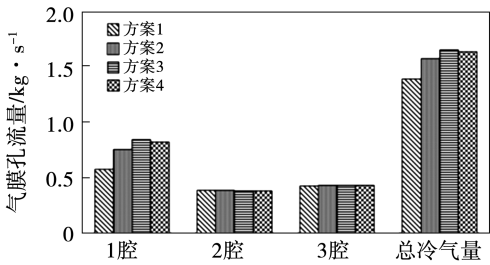


图 6 各腔气膜孔流量分布

Fig.6 Flow rate distribution of gas film hole in each chamber

图 7 给出了设计工况下 K1 ~ K18 排气膜孔的冷气量分布。从图中可以看出,对于方案 1 ~ 方案 4,2 腔背侧 (K15, K16)、3 腔 (K1, K2, K17, K18) 各排气膜孔流量基本一样,没有受到 1 腔气膜孔孔径及隔板结构变化的影响。分析 2 腔叶盆侧气膜孔 (K3, K4) 流量可以发现,1 腔气膜孔孔径变化 (方案 1、方案 2) 不会影响 2 腔叶盆侧气膜孔流量,1,2 腔隔板结构的改变 (方案 3、方案 4) 使 2 腔叶盆侧气膜孔流量略有减小。从 K5 ~ K14 的 1 腔气膜孔流量分布可知,1 腔气膜孔直径增大,气膜孔流量增大;隔板结构改变使气膜孔流量增加, K5 ~ K7 气膜孔流量最小,结构改变对 K10, K11 的气膜孔流量影响较小。

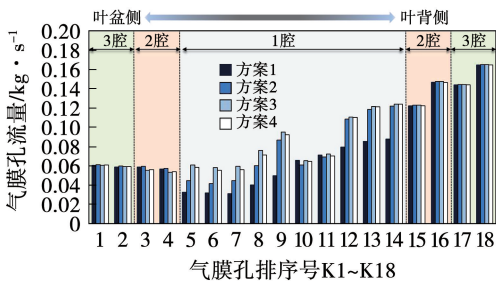


图 7 气膜孔流量分布

Fig.7 Flow rate distribution of gas film hole

对气膜孔流量最小的 K6,K7 排气膜孔进行详细分析,图 8 给出了设计工况下方案 1~方案 4 的 K6 排从根部到尖部各气膜孔流量。方案 1 沿叶根到叶尖方向各气膜孔的冷气量变化幅度较小,方案 3、方案 4 冷气量增大且沿半径方向有一定波动,靠近叶根区域稍小于叶尖。方案 2 在靠近叶根第 1~第 4 孔冷气量明显下降,特别是根部 1 孔,腔第 7~第 21 孔范围内冷气量增大到接近方案 3、方案 4 并高于方案 1。

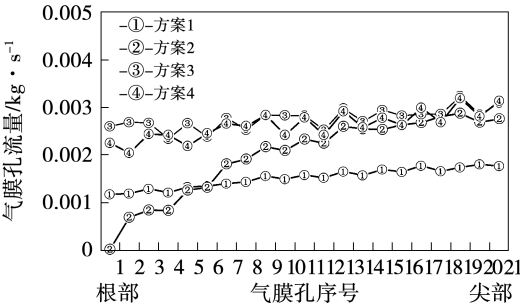


图 8 K6 排气膜孔冷气流量分布

Fig. 8 Cold air flow rate distribution of K6 gas film hole

图 9 给出了设计工况下方案 1~方案 4 K7 排从根部到尖部各气膜孔流量沿半径方向的分布。K7 排气膜孔冷气量出现了明显的流量波动,呈现流量一高一低锯齿状分布,但方案 1 气膜孔流量波动幅度明显小于其他 3 种方案。方案 2 K7 排气膜孔在靠近叶根区域与 K6 排气膜孔相似,出现流量减小的趋势,沿叶根到叶尖方向,与方案 3、方案 4 各孔流量偏差逐渐减小。

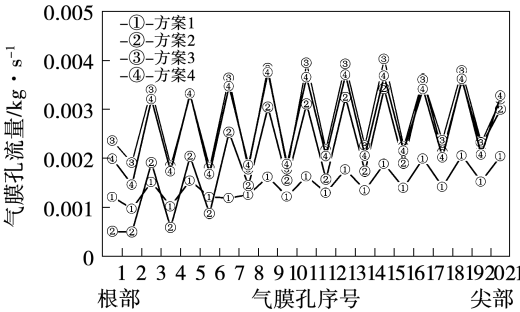


图 9 K7 排气膜孔冷气流量分布

Fig. 9 Cold air flow rate distribution of K7 gas film hole

3.2 不同前缘结构对逆流裕度的影响

为详细分析气膜孔 K6,K7 排气膜孔出流情况,采用气膜逆流裕度衡量气膜孔冷气侧与燃气侧压力的变化,逆流裕度一定程度上反映了气膜孔冷气出流的阻力,保证一定的逆流裕度,即可保证冷气从冷气腔经由气膜孔进入主流燃气的压力,从而保证气膜孔处燃气不倒灌,确保气膜冷却效果。逆流裕度 M_c 为:

$$M_c = \frac{P_{s,c} - P_{s,g}}{P_{s,g}} \times 100\% \quad (1)$$

式中: $P_{s,c}$ —气膜孔冷气侧静压, Pa; $P_{s,g}$ —气膜孔燃气侧静压, Pa。

图 10、图 11 分别给出了设计工况下方案 1~方案 4 K6 和 K7 排气膜孔从根部到尖部气膜逆流裕度。

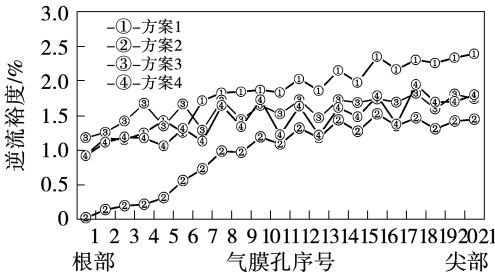


图 10 K6 排气膜孔逆流裕度

Fig. 10 Countercurrent margin of K6 gas film hole

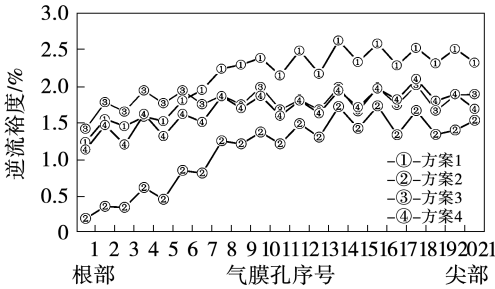


图 11 K7 排气膜孔逆流裕度

Fig. 11 Countercurrent margin of K7 gas film hole

从图中可以看出,方案 2 气膜孔 K6,K7 排气膜逆流裕度比方案 3、方案 4 小,特别是在根部 1~10 气膜孔处,越靠近根部气膜逆流裕度越小。单纯气膜孔直径增大,使叶根区域气膜孔流量及逆流裕度减小,1,2 腔隔板的局部打开及开孔结构改善了这

一状况。方案 1、方案 3、方案 4 K6,K7 排气膜孔逆流裕度约为 1.0~2.5,方案 1 叶中及以上区域气膜孔逆流裕度较大,根部略低,在冷气结构设计时应充分考虑高压涡轮导叶前缘根部气膜孔的出流情况,保证足够的逆流裕度,防止燃气倒灌。

3.3 不同前缘结构对壁温的影响

图 12 给出设计工况下方案 1~方案 4 叶盆、叶背壁面无量纲温度及 $T=850\text{ K}$ 的等温面。其中,温度采用无量纲温度 T' 表示(T' 为温度与最低温的温度差占最大温差的比)。K6 和 K7 排气膜孔正对前缘滞止区,在气流的强作用下,冷气分别向叶盆侧、叶背侧流动,由于正对来流高温燃气,且无气膜覆盖,在叶片 60% 叶高以上截面前缘形成高温区。在叶背、叶盆侧其他排气膜孔冷气出流顺畅,在前缘 K5~K7 排气膜孔冷气出流被主流强吹扫,出流流量较小,气膜覆盖较差,这与前面气膜孔流量分析结果一致。

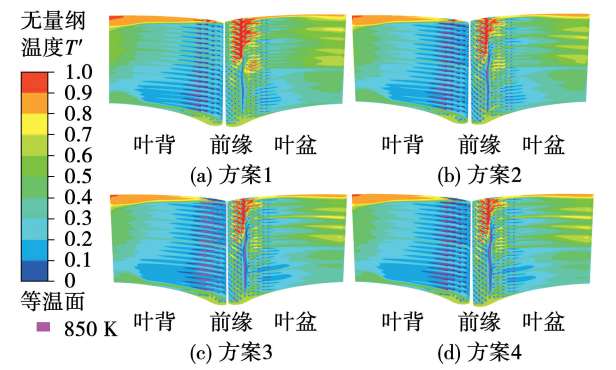


图 12 叶片表面温度分布
Fig. 12 Blade surface temperature distributions

3.4 不同前缘结构对流场的影响

设计工况下方案 1~方案 4 各腔流动结构如图 13~图 16 所示。对比方案 1 和方案 2 各腔的流动结构,其中,1 腔流体进入冷气通道后存在一个较大的压力变化,方案 1 在 1 腔内压力变化较均匀且压力较高,方案 2 在 1 腔的中下部总压明显下降,2、3 腔流动结构基本一致。对比方案 3 和方案 4 各腔流动结构,1 腔内流体总压变化明显减小,且 2 腔流体对 1 腔进行了填充,1、2 腔压力达到新的平衡,3 腔流动结构基本一致。

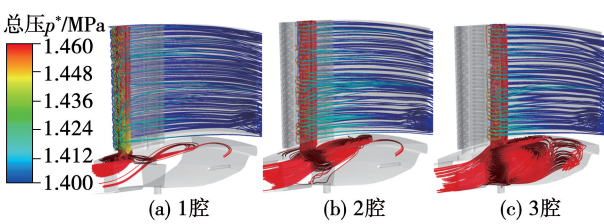


图 13 方案 1 各腔流动结构

Fig. 13 Flow structures in each chamber in scheme 1

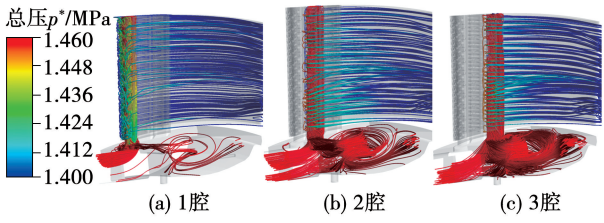


图 14 方案 2 各腔流动结构

Fig. 14 Flow structures in each chamber in scheme 2

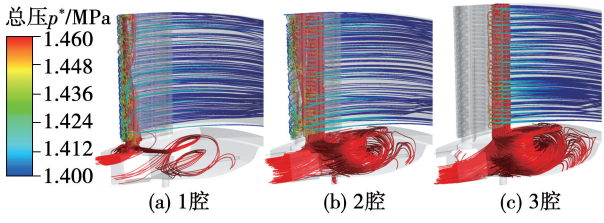


图 15 方案 3 各腔流动结构

Fig. 15 Flow structures in each chamber in scheme 3

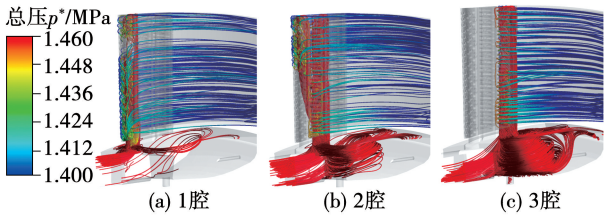


图 16 方案 4 各腔流动结构

Fig. 16 Flow structures in each chamber in scheme 4

图 17~图 20 分别给出了设计工况下方案 1~方案 4 1 腔冷气速度、进口冷气量和速度、沿程静压、冷气供气腔进口到 1 腔进口的总、静压压差分布。如图所示,对比方案 1 和方案 2,方案 2 1 腔气膜孔直径增大,1 腔冷气量增加,供气腔进口截面几何结构相同,进气流速由 79 m/s 增加到 108 m/s,从冷气供气腔进口到 1 腔进口总压损失由 34 kPa 增加到 58 kPa,静压损失由 216 kPa 增加到 408 kPa。方案 3 和方案 4 在方案 2 的基础上局部打开 1、2 腔

隔板和开 4 处通孔,1 腔冷气流量进一步增加,但是由于 1 腔进口面积增大和开孔形成的 2 腔对 1 腔的流量补充,在 1 腔进口没有形成冷气流速的急剧增大,跟方案 1 相比反而有所下降,相应的由冷气腔进口到 1 腔进口的总压损失和静压损失并没有增加,由于方案 3 的 1、2 腔进口合并,该处的压力损失明显减小。上述分析表明,冷气沿程速度突增带来较大的压力损失,从而改变了冷气腔内的压力分布,影响了气膜孔出流的压力梯度,即气膜孔逆流裕度减小,造成气膜孔出流困难。在冷却设计过程中应综合考虑气膜孔、冲击孔、冷气腔进口等关键位置的流动细节,避免出现局部结构不合理形成的流动压力损失,保证足够的逆流裕度。

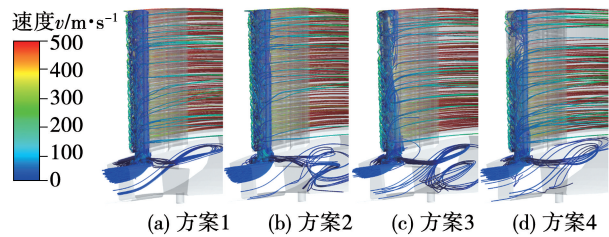


图 17 1 腔冷气速度分布

Fig. 17 Cold air flow velocity distributions in chamber 1

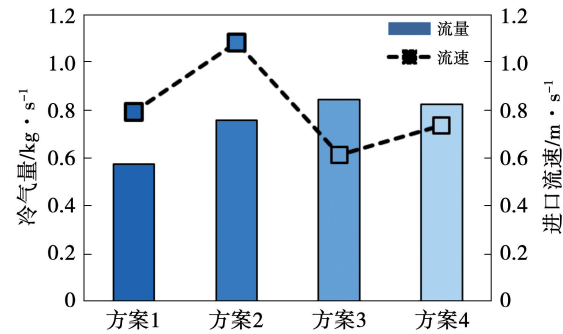


图 18 1 腔进口冷气流、流速分布

Fig. 18 Cold air flow and velocity distribution at inlet of chamber 1

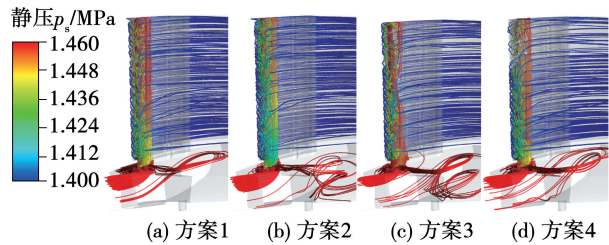


图 19 1 腔冷气沿程静压分布

Fig. 19 Static pressure distributions of cold air along chamber 1

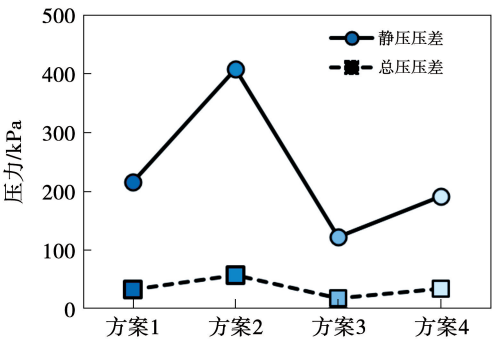


图 20 冷气供气腔进口到 1 腔进口总、静压压差分布

Fig. 20 Total and static pressure difference distribution from the inlet of cold air supply chamber to the inlet of chamber 1

3.5 不同前缘结构对沿程静压的影响

为了更加清晰地获得冷气在冷气腔、冲击孔结构中的流动细节,截取流场中截面 A、截面 B 的流动换热细节进行分析如图 21 所示。

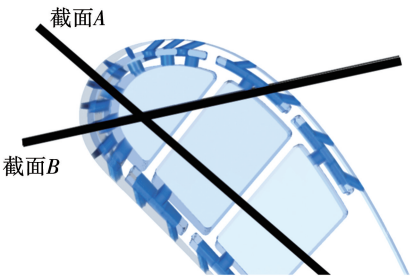


图 21 截面 A、截面 B 示意图

Fig. 21 Schematic diagram of cross sections A and B

图 22、图 23 分别给出了设计工况下截面 A 速度云图和静压云图。从图中可以看出,方案 2 相比其他 3 个方案,1 腔进口速度较大,静压明显下降,1 腔气膜孔直径增大,气膜孔出流损失减小,1 腔总冷气流增加,进口处流速增加,静压下降,而且静压变化从 1 腔进口一直向叶尖方向延伸,改变了 1 腔内冷气的流动,静压下降造成叶片根部气膜逆流裕度下降,该区域气膜孔冷气流减小,解释了前面方案 2 根部气流不畅的原因。方案 3 和方案 4 由于 1、2 腔局部打开和开孔,对该区域流通能力进行补偿,没有明显造成 1 腔根部速度提升和静压下降,而在 1 腔内静压有所提升,降低了由于 1 腔气膜孔孔径增大、流量增大带来的流动损失,解决了根部气流不畅的问题。

图 24 给出了设计工况下截面 B 的静压云图。截面 B 通过 K7 排气膜孔、冲击孔,从图中可以看

出,方案 2 在根部区域冷气侧到燃气侧的压力梯度非常小,方案 1、方案 3、方案 4 压力梯度大于方案 2,为气膜孔冷气出流创造了更加有利的条件。

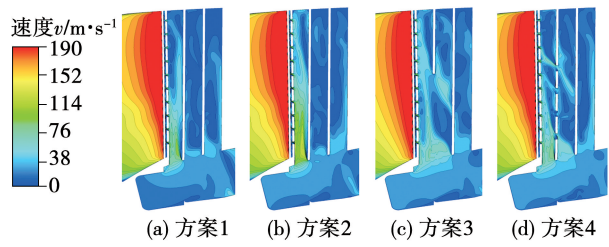


图 22 截面 A 速度云图

Fig. 22 Velocity nephograms of cross section A

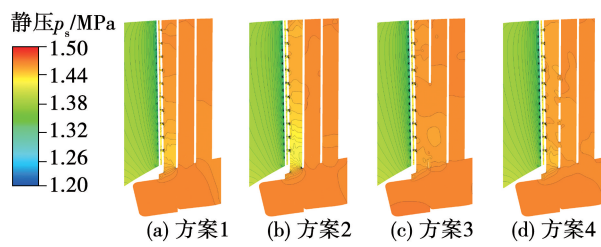


图 23 截面 A 静压云图

Fig. 23 Static pressure nephograms of cross section A

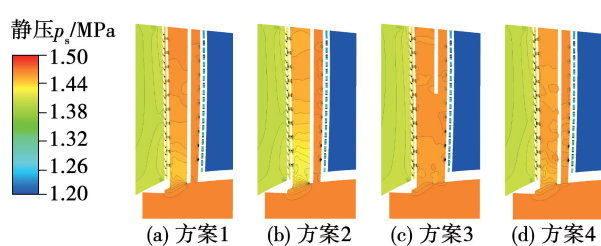


图 24 截面 B 静压云图

Fig. 24 Static pressure nephograms of cross section B

图 25 给出了设计工况下从燃气侧、夹层腔到冷气侧不同位置的静压沿叶高分布。其中,位置 1 为冷气侧冲击孔前位置,位置 2 为冲击孔后气膜孔前夹层腔的位置,位置 3 为燃气侧气膜孔出口位置。从图中位置 3 的压力曲线可以看出,各方案燃气侧的压力分布基本一致。

从位置 1 的压力曲线可以看出,在冷气进口压力一样的前提下,方案 1 在位置 1 的根部存在较大的静压降,沿叶高呈现静压差减小的趋势,在位置 2 的静压基本与位置 1 的静压保持相同的变化趋势,但是位置 2 静压存在规律性的突然增大,这是受冲击孔气流的影响,该现象在其他 3 个方案中同样存在,但方案 1 在夹层腔内(位置 2)静压最高,静压波

动也最小,给气膜孔出流提供了稳定的、足够的压力梯度,就解释了前面方案 1 的气膜孔冷气流更均匀和逆流裕度大的原因。

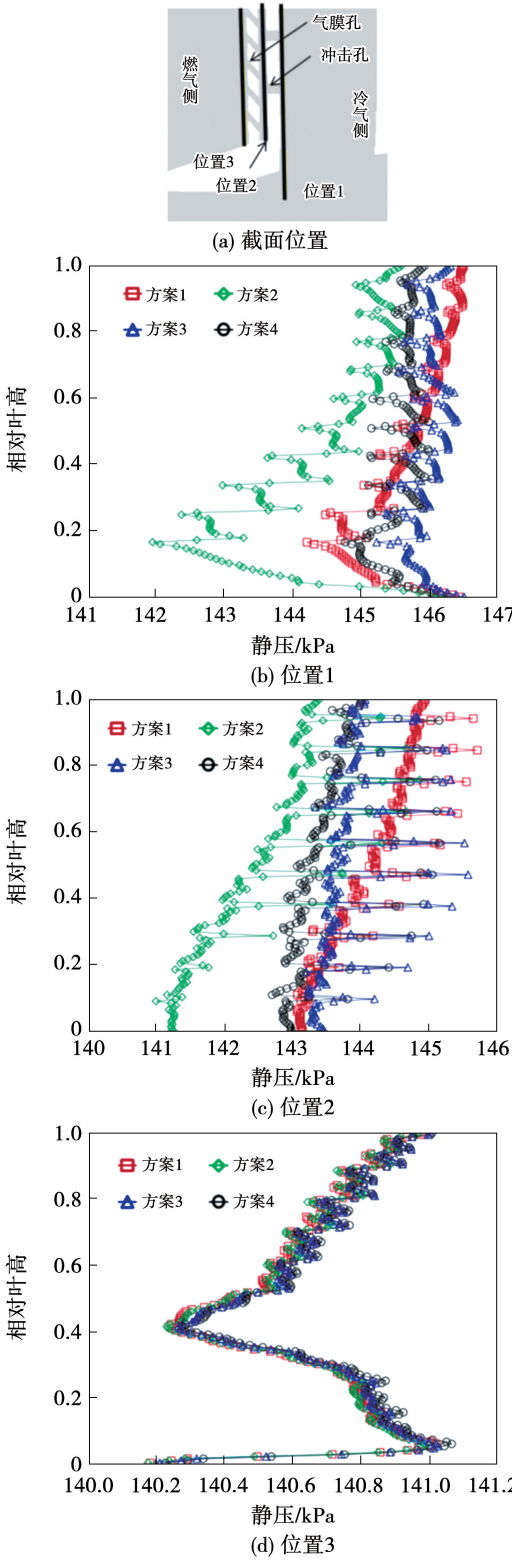


图 25 不同位置的静压分布

Fig. 25 Static pressure distribution at different positions

方案 2 从冷气进口到位置 1 处存在较大静压损失,特别是在根部到叶中区域,从而造成叶片根部位置 2 处与位置 3 处的静压压差非常小,即气膜孔前、后静压驱动的压力差非常小,造成冷气在根部出流困难。

方案 3 和方案 4 具有相似的静压分布规律,位置 1 处的静压从叶根到叶尖呈现相似的变化规律,根部没有出现静压损失增加的现象,位置 2 处从叶根到叶尖的静压损失逐渐减小,从位置 2 到位置 3 即气膜孔前后压差存在足够压力梯度,相对来说方案 3 的静压损失更小一些,但方案 4 根部在位置 1 的压力损失稍大。

图 26 给出了 1 腔前缘冷却结构示意图。K6 排气膜孔与扰流柱在叶高方向交替排布,K7 排气膜孔与冲击孔在叶高方向交替排布,结合图 25 的静压分布可知,扰流柱、冲击孔会造成气流的强扰动,在冲击孔进口(位置 1)静压出现降低,在夹层腔内冷气突然折转冲击壁面,位置 2 的静压会出现沿叶高周期性规律性的突增,在冷气腔内压力较低时该结构带来的位置 2 静压分布影响更大,气流在冷气腔、冲击孔、夹层腔、扰流柱间进行着复杂的三维流动,它们之间的相对位置、结构尺寸都会对冷气流动产生影响,因此在冷却结构设计中也需重点关注。

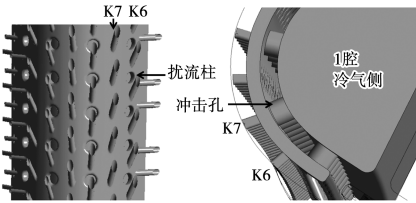


图 26 1 腔前缘冷却结构示意图

Fig. 26 Schematic diagram of cooling structure at the leading edge of chamber 1

3.6 冷气与主流压比对导叶能量损失的影响

采用能量损失系数评估冷气与主流压力比对 4 种前缘冷却结构方案涡轮导叶的流动损失的影响。能量损失系数 ζ_c 为:

$$\zeta_c = 1 - \frac{\left[1 - \left(\frac{p_2}{p_2^*}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right] \left(1 + \frac{W_c}{W_1} \frac{T_c^*}{T_1^*}\right)}{1 - \left(\frac{p_2}{p_1^*}\right)^{\frac{k-1}{k}} + \frac{W_c}{W_1} \frac{T_c^*}{T_1^*} \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_c^*}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]} \quad (2)$$

式中: T_1^* —燃气进口总温, K; p_1^* —燃气进口总压, Pa; W_1 —燃气主流进口流量, kg/s; p_2, p_2^* —导叶出口静压、总压, Pa; k —导叶出口温度对应的气体比热比; W_c —冷气腔进口流量, kg/s; T_c^* —冷气腔进口总温, K; p_c^* —冷气腔进口总压, Pa。

图 27 给出了设计工况下 4 种前缘冷却结构方案的高压涡轮能量损失系数和单个叶片冷气量分布。在冷气与主流压比为 1.04 的条件下,方案 1、方案 2、方案 3 冷气量逐渐增大,相应的能量损失系数也增大;但方案 4 比方案 3 的冷气量略小,能量损失系数明显减小,方案 4 比方案 2 的冷气量增大但能量损失减小。

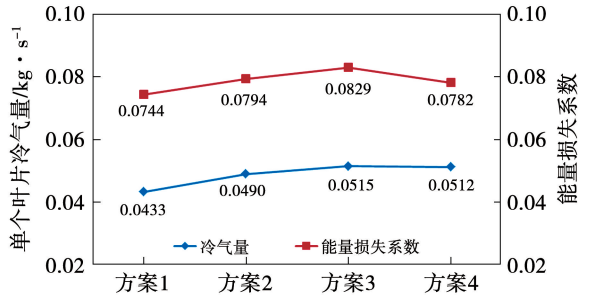


图 27 不同前缘冷却结构的能量损失系数与冷气量分布

Fig. 27 Energy loss coefficients and cold air flow rate distribution of different leading edge cooling structures

图 28 给出了冷气与主流压比为 1.03, 1.05 与设计工况下冷气与主流压比 1.04 3 个状态下高压涡轮导叶能量损失系数与冷气量分布。对于方案 1,随着冷气与主流压比增大,冷气量逐渐增大,能量损失先减小后增大,在设计压比 1.04 后,能量损失较小且随着压力增大,损失基本不再变化;对于方案 2、方案 3、方案 4,随着冷气与主流压力比增大,冷气量逐渐增大,能量损失系数先增大后减小,在设计压比 1.04 时损失最大;对于同一冷却结构,冷气量随冷气与主流压比增大而增大,但能量损失系数先增大后减小,并非单调变化。

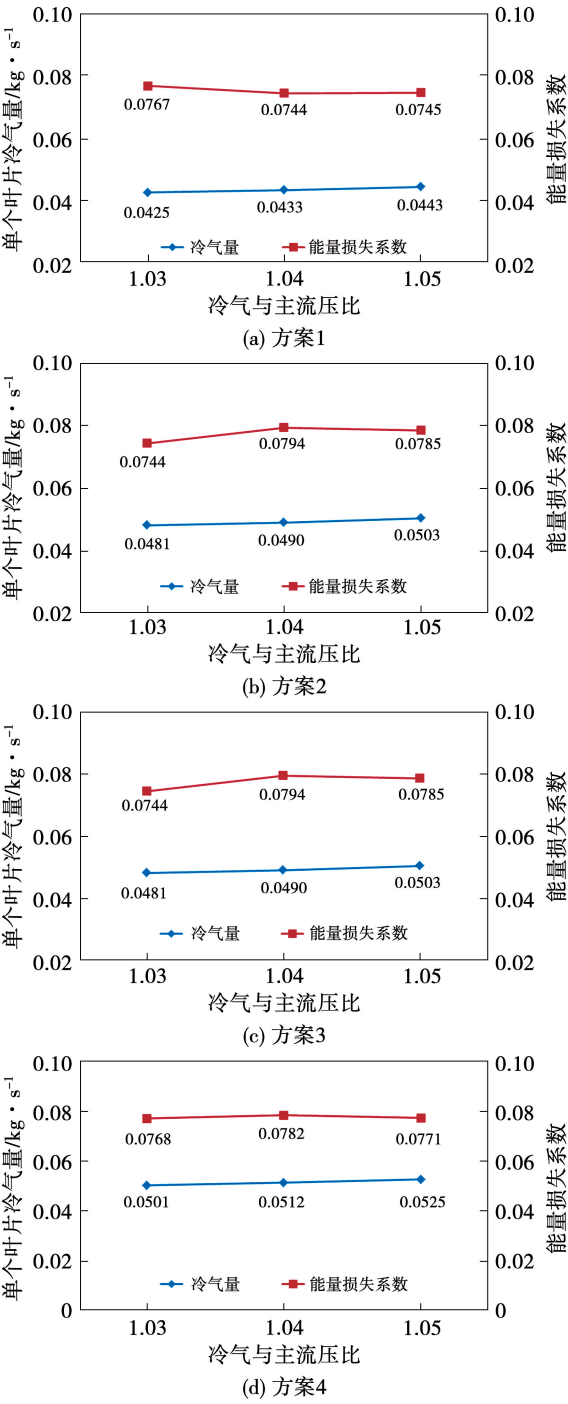


图 28 不同冷气与主流压比下能量损失系数与冷气流分布

Fig. 28 Energy loss coefficients and cold air flow rate distributions under different cold air and mainstream pressure ratios

4 结 论

(1) 前缘气膜孔孔径增大使冷气流增加,但需要综合考虑冷却供气腔沿程压力损失,否则容易造成前缘区域气膜逆流裕度减小和冷气出流困难。

(2) 冷气腔间的隔板位置及结构对冷气腔沿程压力分布产生影响,通过局部打开隔板或隔板开孔可以有效减小冷气的沿程压力损失,提高前缘区域的逆流裕度,改善冷气出流。

(3) 冲击孔及扰流柱对气膜孔冷气流沿径向分布产生影响,在冷却设计时应综合考虑。

(4) 相同的冷气与主流压比条件下前缘冷却结构的变化带来冷气流的变化,前缘气膜孔孔径小的方案能量损失系数最小;对于同一冷却结构随着冷气与主流压比增大,冷气流增大,但能量损失系数先增大后减小。

参考文献:

[1] SEN B, SCHMIDT D L, BOGARD D G. Film cooling with compound angle holes: Heat transfer [J]. Journal of Turbomachinery, 1996, 118(4): 800 – 806.

[2] DYSON T E, BOGARD D G, PIGGUSH J D, et al. Overall effectiveness for a film cooled turbine blade leading edge with varying hole pitch [J]. Journal of Turbomachinery, 2013, 135(3): 031011.

[3] 刘 钊, 贾 哲, 张志欣, 等. 透平动叶前缘冲击 – 气膜复合冷却与旋流 – 气膜复合冷却的热流耦合对比研究[J]. 西安交通大学学报, 2021, 55(4): 116 – 125.

LIU Zhao, JIA Zhe, ZHANG Zhixin, et al. A comparative study on conjugate heat transfer of impingement-film composite cooling and swirl-film composite cooling on leading edge of a turbine blade [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2021, 55(4): 116 – 125.

[4] KUSTERER K, LIN G, SUGIMOTO T, et al. Novel gas turbine blade leading edge cooling configuration using advanced double swirl chambers[R]. ASME GT 2015 – 42400, Canada: ASME Turbo Expo, 2015.

[5] SARKAR S, BABU H. Large eddy simulation on the interactions of wake and film-cooling near a leading edge [J]. Journal of Turbomachinery, 2014, 137(1): 011005.

[6] 倪 萌, 朱惠人, 裴 云, 等. 气膜孔与肋的相对位置及通道截面形状对气膜孔流量系数的影响[J]. 燃气轮机技术, 2005, 18(1): 52 – 56.

NI Meng, ZHU Hui ren, QIU Yun, et al. Effects of relative position of film hole to rib turbulators and passage geometry on film hole discharge coefficient [J]. Gas Turbine Technology, 2005, 18(1): 52 – 56.

[7] 徐永发, 李广超, 何洪斌, 等. 带前缘对吹孔涡轮导向叶片气膜冷却特性实验[J]. 热能动力工程, 2022, 37(9): 22 – 30.

XU Yongfa, LI Guangchao, HE Hongbin, et al. Experiment on film cooling performance of turbine guide vane with leading edge counter-inclined structure [J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2022, 37(9): 22 – 30.

[8] 郭亮亮,朱惠人,王铭睿,等. 涡轮叶片内部冷却结构流动换热特性的数值研究[J]. 推进技术,2022,43(12):161-174.
GUO Liangliang,ZHU Hui ren,WANG Mingrui,et al. Numerical study on flow and heat transfer characteristics of internal cooling configurations of turbine vane [J]. Journal of Propulsion Technology,2022,43(12):161-174.

[9] 席雷,高建民,徐亮,等. 涡轮叶片前缘阵列冲击冷却流动及传热特性数值研究[J]. 工程热物理学报,2021,42(2):430-437.
XI Lei,GAO Jianmin,XU Liang,et al. Numerical study on flow and heat transfer characteristics of jet array impingement cooling in turbine blade leading edge [J]. Journal of Engineering Thermophysics,2021,42(2):430-437.

[10] 陈欣楠,李志刚,李军. 冲击孔偏置对静叶前缘和吸力面冷却性能的影响[J]. 西安交通大学学报,2022,56(4):50-61.
CHEN Xinnan,LI Zhigang,LI Jun. Effect of impingement offset structure on the performance of leading edge composite cooling and suction surface film cooling [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University,2022,56(4):50-61.

[11] 李守祚,罗磊,王松涛. 内部冲击构型对气冷涡轮气热耦合计算影响的对比研究[J]. 工程热物理学报,2023,44(3):634-640.
LI Shouzuo,LUO Lei,WANG Songtao. Study on the influence of internal impingement configuration on conjugate heat transfer calculation of air-cooled turbines [J]. Journal of Engineering Thermophysics,2023,44(3):634-640.

[12] 刘润洲,李海旺,由儒全,等. 基于双层壁冷却结构的综合冷效数值解耦研究[J]. 航空动力学报,2024,39(5):20220372.
LIU Runzhou,LI Haiwang,YOU Ruquan,et al. Numerical decoupling of overall cooling effectiveness based on double-wall cooling structure [J]. Journal of Aerospace Power,2024,39(5):20220372.

[13] 吴伟龙,徐华昭,王建华. 涡轮叶片带扰流柱尾缘通道冷气流动的数值分析[J]. 推进技术,2021,42(1):163-172.
WU Weilong,XU Huazhao,WANG Jianhua. Numerical investigation of pin-fin influences on cooling air flow characteristics in turbine blade trailing edge region [J]. Journal of Propulsion Technology,2021,42(1):163-172.

[14] 刘正,陈榴,戴韧. 燃气透平叶片3种出气边冷却结构中流动与传热性能的比较[J]. 热能动力工程,2016,31(11):32-37.
LIU Zheng,CHEN Liu,DAI Ren. Comparison of the flow and heat transfer performance of three types of trailing edge cooling structure in blades of a gas turbine [J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power,2016,31(11):32-37.

[15] 姚世传,施臻臻,刘正,等. 叶片尾缘冷气喷射气动与传热性能分析[J]. 热能动力工程,2018,33(5):47-54.
YAO Shichuan,SHI Liuliu,LIU Zheng,et al. Analysis of aerodynamic and heat transfer performance of the blade trailing edge-ejection [J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power,2018,33(5):47-54.

[16] TURNER E R,WILSON M D,HYLTON L D,et al. Analytical and experimental evaluation of surface heat transfer distributions with leading edge showerhead film cooling [R]. NASA-CR-174827.

(王治红 编辑)