

冷气掺混对高压涡轮气动性能影响的数值研究

张村元¹, 刘冬华¹, 潘尚能¹, 罗建桥¹, 钟易成²

(1. 中国航空发动机集团有限公司 湖南动力机械研究所, 湖南 株洲 412002;

2. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 采用数值方法研究了冷气掺混对高压涡轮气动性能和叶栅通道内部二次流动结构的影响, 计算结果表明: 冷气流量增加, 冷却高压涡轮导叶和转子型面总载荷降低, 导叶进、出口马赫数均减小, 转子出口相对马赫数在径向 0~0.55 区域增大而在径向 0.55~1.0 区域减小, 导叶进、出口气流角受冷气流量的变化影响较小, 冷气流量由压气机进口流量的 4.83% 增加至 14.49%, 转子进口相对气流角在径向 0.05~0.95 区域增大而出口相对气流角在径向 0.6~1.0 区域减小, 导叶绝热壁面冷却效率先升高后降低而转子绝热壁面冷却效率提高了 19.33%。轮毂和机匣封严气呈束状进入转子叶栅通道且腔内封严气流动受旋转轮盘抽吸效应影响较大。

关 键 词: 冷气掺混; 气动性能; 二次流动; 绝热壁面冷却效率; 抽吸效应

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Numerical study on influence of coolant injection on the aerodynamic performance of high pressure turbine

ZHANG Cun-yuan¹, LIU Dong-hua¹, PAN Shang-neng¹,
LUO Jian-qiao¹, ZHONG Yi-cheng²

(1. Hunan Aviation Powerplant Research Institution, Aero Engine (Group)

Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China;

2. College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of
Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Influence of coolant injection on the aerodynamic performance of high pressure turbine and secondary flow structure in cascade channel were numerically simulated. The results indicate that cooling high-pressure turbine vane and rotor load decreased, vane inlet and outlet Mach number decreased, rotor outlet relative Mach number increased in the radial region from 0 to 0.55, but decreased in the radial region from 0.55 to 1.0 with the increase of cooling air mass flow. Vane inlet and outlet flow angle was less affected by cooling air mass flow change. Cooling air mass flow increased from 4.83% to 14.49% of compressor inlet mass flow, rotor inlet relative flow angle increased in the radial region from 0.05 to 0.95, but outlet relative flow angle decreased in the radial region from 0.6 to 1.0; adiabatic wall cooling efficiency of vane first increased and then decreased while adiabatic wall cooling efficiency of rotor gradually improved by 19.33%. Hub and case sealing gas entered into the rotor cascade channel in bundles, with cavity sealing gas flow was greater affected by the pump effect of rotating wall.

收稿日期: 2015-06-14

作者简介: 张村元(1987—), 男, 工程师, 硕士, 主要从事涡轮设计与研究工作。

引用格式: 张村元, 刘冬华, 潘尚能, 等. 冷气掺混对高压涡轮气动性能影响的数值研究[J]. 航空动力学报, 2017, 32(4): 990-1000.
ZHANG Cunyuan, LIU Donghua, PAN Shangneng, et al. Numerical study on influence of coolant injection on the aerodynamic performance of high pressure turbine[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(4): 990-1000.

Key words: coolant injection; aerodynamic performance; secondary flow; adiabatic wall cooling efficiency; pump effect

航空燃气涡轮发动机性能的提高在很大程度上取决于其循环参数,也就是提高压气机压比和涡轮进口总温。目前,国外先进高功质比的涡轴/涡桨发动机涡轮前温度达到了 1800 K 以上,涡轮进口温度远超过材料的允许工作温度,为保证叶片安全运行要采取相应的冷却措施^[1]。

气膜冷却技术作为一种高效的冷却措施被广泛地应用于涡轮叶片上,冷却空气通过冷却孔或槽缝流出形成冷气膜防止高温燃气损坏叶片,但冷却空气与燃气主流相互掺混会增加涡轮气动损失、降低涡轮效率和引起叶片温度场不均匀性等问题。因此,冷却高压涡轮气动性能的研究对提高发动机总体性能和可靠性较为关键。从近年公开发表的文献而言,采用试验方法研究冷气掺混对高压涡轮气动性能影响资料较少,国内外许多学者多是针对单列叶片某一冷却结构^[2-9]进行的研究。依据国内现有试验设备,综合研究冷却高压涡轮气动性能不仅难度大、筹备周期长,而且投入的经费多,效果不一定显著。

随着计算流体力学(CFD)和计算机技术的发展,数值仿真技术越突显重要。王松涛等人^[10]、张漫等人^[11]、张惠等人^[12]、侯伟涛等人^[13]、李文等人^[14]和钟易成等人^[15]采用数值方法研究了涡轮叶片(导叶或转子)某一冷却结构形式冷气射流对叶栅流场和气动性能的影响;周杨等人^[16]和张晶辉等人^[17]侧重研究了高压涡轮转静子交接处封严腔中气体对涡轮内部流动结构及气动性能的影响;而赵晓路等人^[18]和曾军等人^[19]采用简化模型(源项技术和槽缝射流)模拟冷气射流,研究了冷气掺混对涡轮二次流动结构和气动性能的影响。

燃气高压涡轮处于恶劣工作环境下,所需冷气量大,冷气与主流掺混致使流动复杂。为了更加深入清楚地认识冷气掺混对涡轮内部流动结构的影响,本文以某燃气高压涡轮为研究对象,开展了冷却导叶、冷却转子和封严腔体耦合计算。在设计膨胀比下详细对比分析了总冷气流量变化对涡轮型面静压、进出口气流角、叶栅通道马赫数和绝热壁面冷却效率的影响。通过对涡轮叶栅通道内部二次流动结构的分析,揭示了冷气掺混流动机理,为自主优化设计高性能冷却高压涡轮奠定技术基础。

1 研究对象与数值方法

1.1 研究对象

如图 1 所示为某燃气高压涡轮冷气流路,高压导叶冷却空气从燃烧室的内环引气,冷却空气分两部分:一部分进入导叶腔体冲击冷却后从叶身冷却孔排入燃气通道,另一部分作为机匣封严气;高压转子冷却空气从燃烧室外环引气,一部分冷气经过高压导叶与转子轮盘前挡板轴向间隙排入主流道,另一部分冷气进入高压转子内腔冷却后经叶尖槽和尾缘针劈缝孔排入燃气通道。

如图 2 所示为冷却高压涡轮模型,高压导叶总共开设 6 排冷却孔,其中前缘、叶盆和叶背各 2 排冷却孔,尾缘采用压力面边劈缝射流形式;高压转子叶尖槽有 2 处引气孔,尾缘采用针劈缝射流形式。

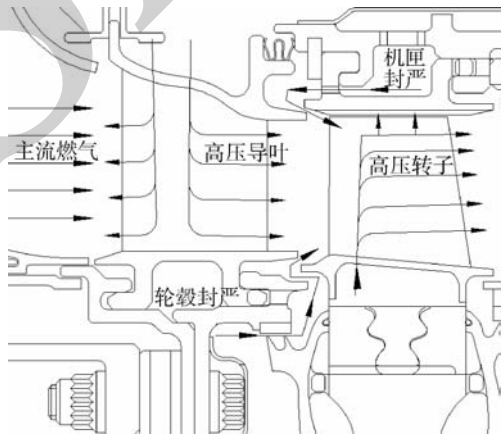


图 1 高压涡轮冷气流路

Fig. 1 Cooling air flow path of high pressure turbine

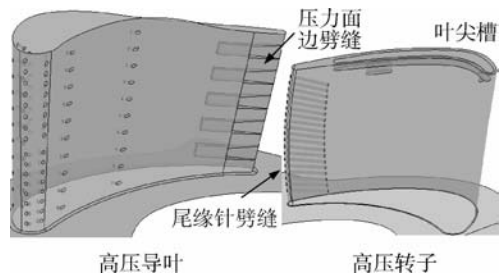


图 2 冷却高压涡轮模型

Fig. 2 Cooling high pressure turbine model

1.2 计算域、网格划分与边界条件

计算域如图 3 所示,主流进口位于导叶上游 1.16 倍弦长处,来流攻角为 0°,主流出口位于转

子下游 0.51 倍弦长处,转静交界面为导叶缘板出口平面,轮毂和机匣封严腔建模按发动机高压涡轮实际几何尺寸.

高质量的网格有利于提高数值计算的精度、速度和收敛性.冷却涡轮网格划分采用网格预处理技术^[20-22],封严腔网格划分采用商业 ANSYS-ICEM 软件划分,冷却高压涡轮网格参见图 4,局部区域网格参见图 5,近壁面第 1 层网格单元高度为 0.01 mm,冷却孔均采用 O-block 分块方式.

冷却高压涡轮导叶和转子网格总数分别为 102.33 万和 118.95 万,机匣和轮毂封严腔体网格总数分别为 11.77 万和 18.23 万,封严腔出口与转子沿流向交界面网格匹配如图 6 所示.

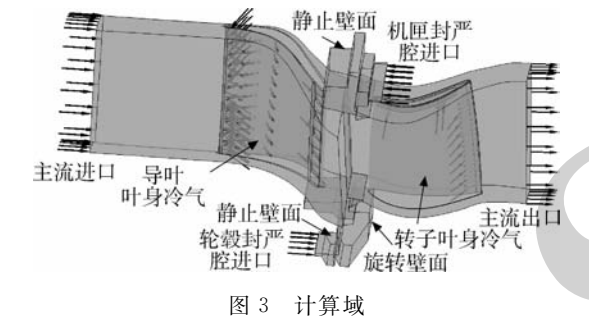


图 3 计算域

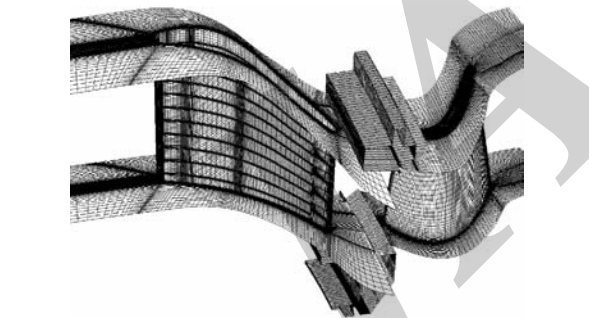


图 4 冷却高压涡轮网格

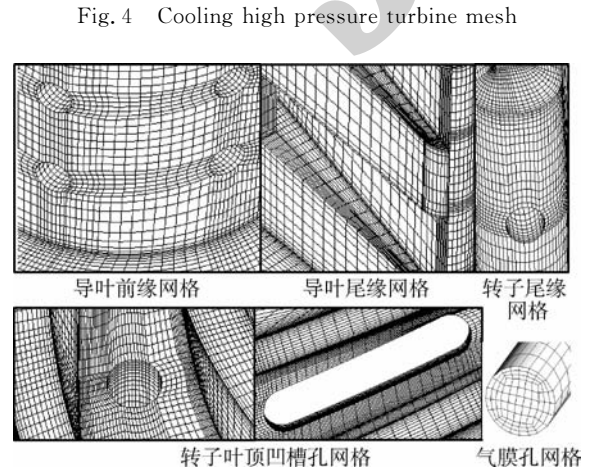


图 5 局部区域网格

Fig. 5 Turbine part mesh

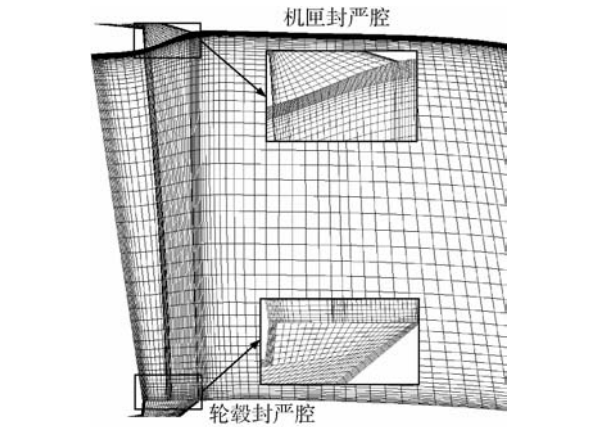


图 6 封严腔匹配网格

Fig. 6 Matched mesh of cavity

导叶、转子和封严腔周期边界为旋转周期边界,机匣封严腔壁面均为静止壁面,轮毂封严腔靠近导叶侧的壁面为静止壁面而靠近转子侧的壁面为旋转壁面.

涡轮进口边界条件给定总压和总温,冷气进口给定质量流量和总温,涡轮出口给定静压平均值.表 1 所示为冷气分配比例,冷气流量为占压气机进口流量($\dot{m}$)的百分比,其中 no cooling 为无冷气射流工况.

表 1 冷气流量分配比例				
Table 1 Proportion of cooling air mass flow				
计算模型	冷气流量分配比例/%			
	导叶	动叶	机匣封严	轮毂封严
No cooling	0	0	0	0
4.83% $\dot{m}$	2.75	1.29	0.36	0.43
9.66% $\dot{m}$	5.50	2.58	0.73	0.85
14.49% $\dot{m}$	8.25	3.87	1.10	1.27

1.3 湍流模型

采用商业 ANSYS-CFX 软件求解守恒形 Navier-Stokes(N-S)方程,数值方法采用时间推进的有限体积法,空间离散采用 2 阶迎风格式,时间离散采用 2 阶后差欧拉格式,使用多重网格技术加速收敛;解的收敛标准是各项残差精度均小于 10^{-6} .湍流模型选用切应力输运(shear stress transport),转捩模型为 $\gamma-\theta$ 模型.

压力系数

$$C_{ps}=(p_s-p_{s2})/(p_{t\infty}-p_{s2}) \tag{1}$$

绝热壁面冷却效率

$$\bar{\eta}=(T_{aw}-T_{t\infty})/(T_{tc}-T_{t\infty}) \tag{2}$$

式中 T_{aw} 绝热壁面总温, $T_{t\infty}$ 主流总温, T_{tc} 冷气总温, p_s 当地静压, p_{s2} 主流出口平均静压, $p_{t\infty}$ 主流进口总压.

2 结果分析

2.1 叶片静压分布

导叶静压分布曲线如图 7 所示,数据表明,冷却导叶冷却孔和尾缘边劈缝喷射出的冷气对射流

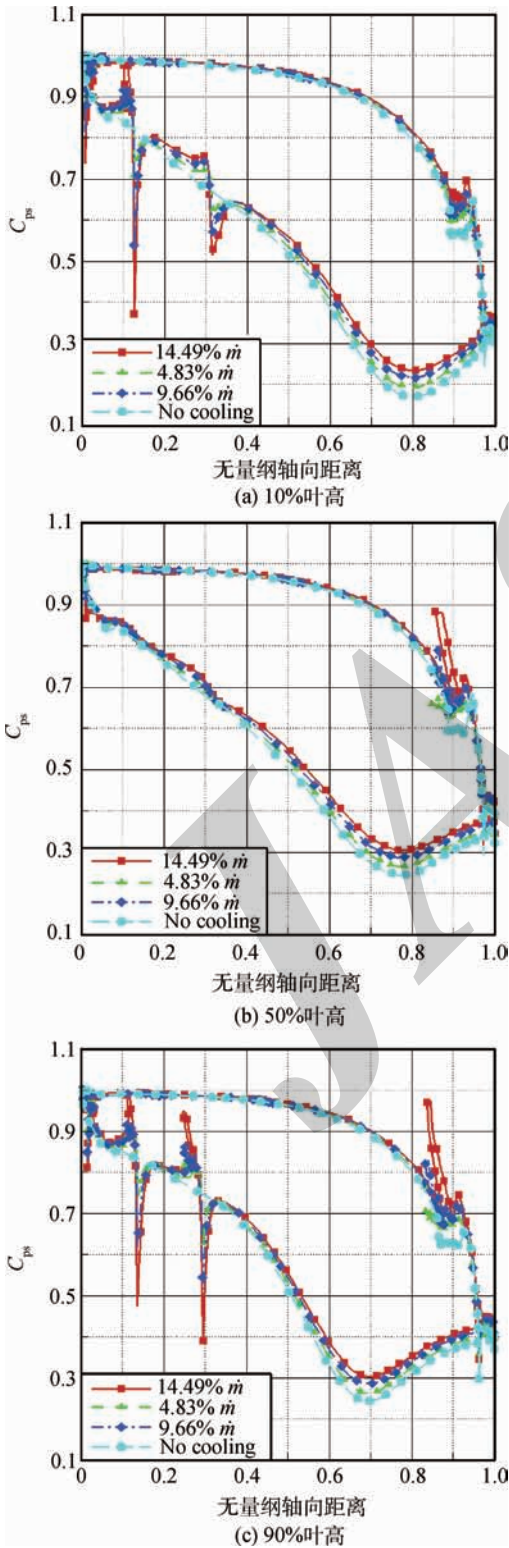


图 7 导叶静压分布曲线

Fig. 7 Curves of vane static pressure distribution

区域的型面静压影响较为明显,而对其余未开设冷却孔区域的静压影响较小.喷射出的冷气对主流的阻滞作用,射流前静压升高,射流后静压降低;随着冷气喷射量的增加,冷却孔附近区域静压波动幅度也增大.

冷却导叶吸力面的冷却孔排喷射出的冷气对型面静压的影响比压力面的要明显.这主要由于吸力面侧近壁面的主流静压相比压力面侧的要低,冷却孔喷射出的冷气更容易穿透近壁面主流致使此区域的静压波动幅度较大.

随着冷气射流量增加,导叶吸力面的型面静压上升幅度大于压力面侧的,且尾缘边劈缝区域静压升高,冷却导叶型面总载荷降低.由于导叶为亚声速叶型,相比无冷气射流而言,受冷气掺混影响,燃气主流在叶栅通道内不能顺畅膨胀加速致使导叶型面总载荷有所降低.

图 8 所示为转子静压分布曲线,冷却转子在叶尖凹槽和尾缘区域开设冷却孔.相比无冷气射流模型而言,转子尾缘针劈缝射流对尾缘区域静压影响较小,冷却导叶叶栅通道内喷射出的冷气对下游转子吸力面靠近前缘区域的型面静压影响较为明显,转子型面总载荷有所降低.随着冷气射流量增加,转子吸力面侧在轴向 0~0.7 区域静压升高,而 90% 叶高截面在轴向 0.7~0.9 区域(见图 8(c) I 所示)静压降低;在转子出口背压一定条件下,燃气主流在导叶叶栅通道中与冷气掺混致使转子进口总压降低,燃气主流在转子叶栅通道中膨胀加速有所削弱致使转子型面总载荷降低;产生图 8(c) I 中现象是由于转子叶尖泄漏流与机匣封严气在靠近叶尖区域与近壁面燃气主流相互叠加掺混致使此区域的型面静压低于无冷气射流模型.

2.2 马赫数变化

图 9 所示为导叶进、出口马赫数沿径向变化趋势曲线.导叶前缘冷气喷射对叶栅通道进口马赫数沿径向分布影响较小,随着冷气射流量增加,导叶进口马赫数减小;而导叶尾缘边劈缝射流对出口马赫数影响较大,出口马赫数在径向 0.05~0.95 区域出现了较大幅度波动且随着冷气流量增加而有所减小.这主要由于冷却导叶喷射出的冷气对主流的阻滞作用致使进口马赫数有所降低,导叶前缘冷却孔喷射出的冷气穿透主流能力较弱且被主流压迫贴附在壁面附面层中流动,对进口马赫数径向分布影响较小;而尾缘边劈缝矩形槽喷射出的冷气与主流掺混且同上游冷气膜相互叠加致

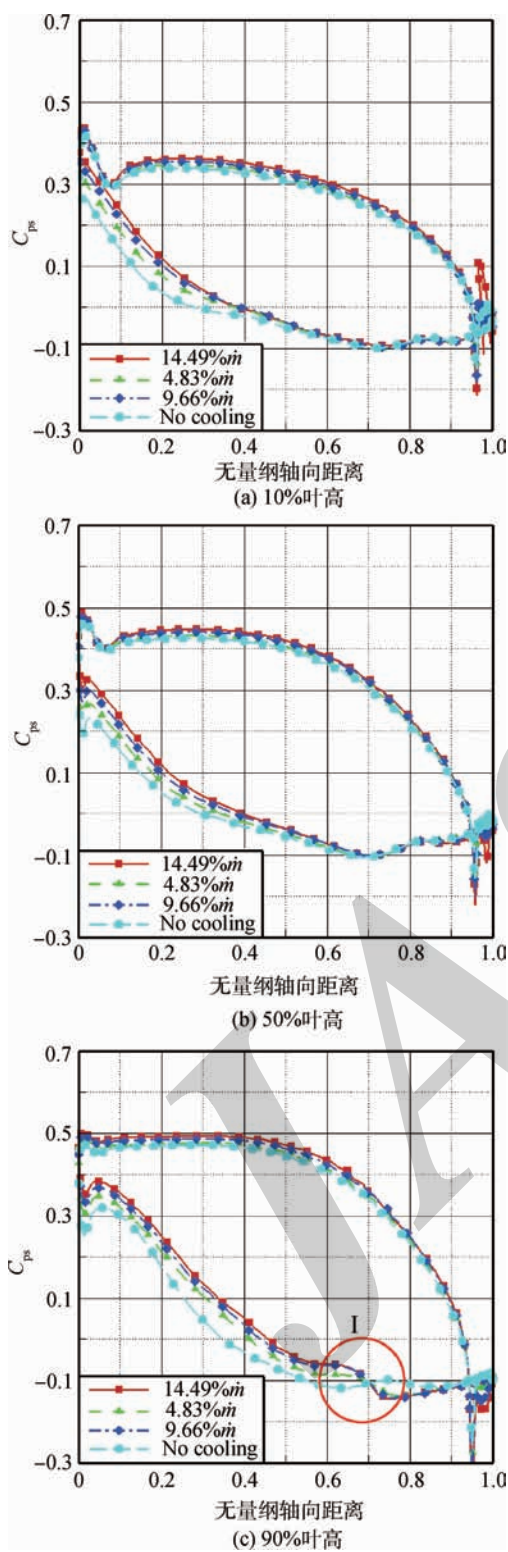


图 8 转子静压分布曲线

Fig. 8 Curves of rotor static pressure distribution

使尾迹影响区域较大,导叶劈缝槽之间叶型气动型面完好致使出口马赫数沿着径向有所波动。

转子进、出口相对马赫数沿径向变化趋势曲线如图 10 所示。数据表明:转子进口相对马赫数在径向 0.05~0.95 区域分布趋势与上游导叶出口马赫数变化趋势差异较小,而靠近轮毂和机匣

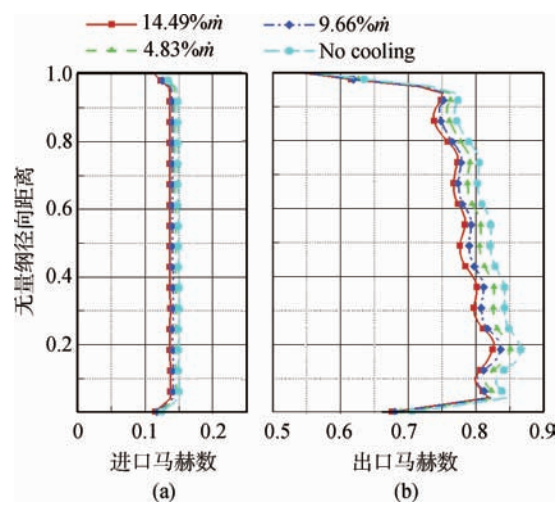


图 9 导叶进、出口马赫数

Fig. 9 Vane inlet and outlet Mach numbers

区域转子进口相对马赫数有所降低,这主要受轮毂、机匣封严气影响所致;转子尾缘针劈缝射流对出口相对马赫数在径向 0~0.55 区域影响较小且此区域马赫数随冷气流量增加而有所增大;而在径向 0.55~1.0 区域的主流受到泄漏涡、叶尖凹槽和机匣封严冷气叠加的影响,相对马赫数波动幅度较大且随冷气流量增加而减小。

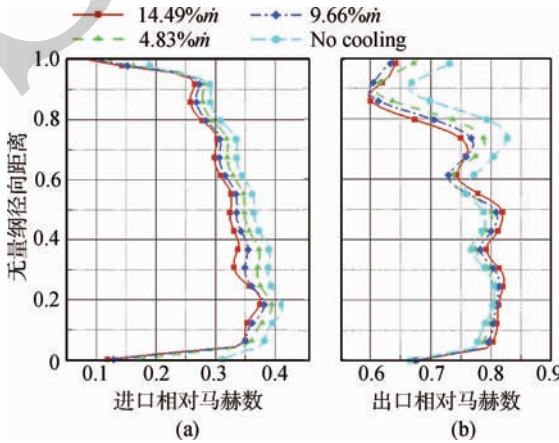


图 10 转子进、出口相对马赫数

Fig. 10 Rotor inlet and outlet relative Mach number

如图 11 所示为导叶叶栅通道马赫数云图,图中显示了主流在叶栅通道不同截面位置马赫数发展变化情况,与无冷气射流导叶相比,随着冷气流量增加,导叶前缘进口截面较高马赫数区域面积减小且滞止线附近区域较低马赫数区域面积增加,进口主流平均马赫数有所降低,这由于前缘冷却孔喷射出的冷气对来流的阻滞作用致使进口主流动能降低;冷却孔喷射出的冷气与主流相互掺混向下游发展,在靠近导叶叶背中间截面可清楚

地看出冷气射流产生的卵形旋涡,见图 11(a1~a4),冷气射流量增加,卵形旋涡核心逐渐穿透主流脱离壁面,冷却效果降低。

导叶尾缘出口截面主流马赫数等值线梯度变化较大且呈连续波状分布如图 11 中 b1~b4 所示,尾缘出口根部区域低马赫数主流影响区域面

积大于尖部区域,随着冷气射流量增加,尾缘出口低马赫数主流呈絮状分布且面积减小,这由尾缘边劈缝和机匣 S 型轮廓气动外形特征所决定。

图 12 所示为转子叶栅通道相对马赫数云图,随着冷气射流量增加,转子进口截面靠近机匣和叶背区域的主流相对马赫数有所降低,由于进口

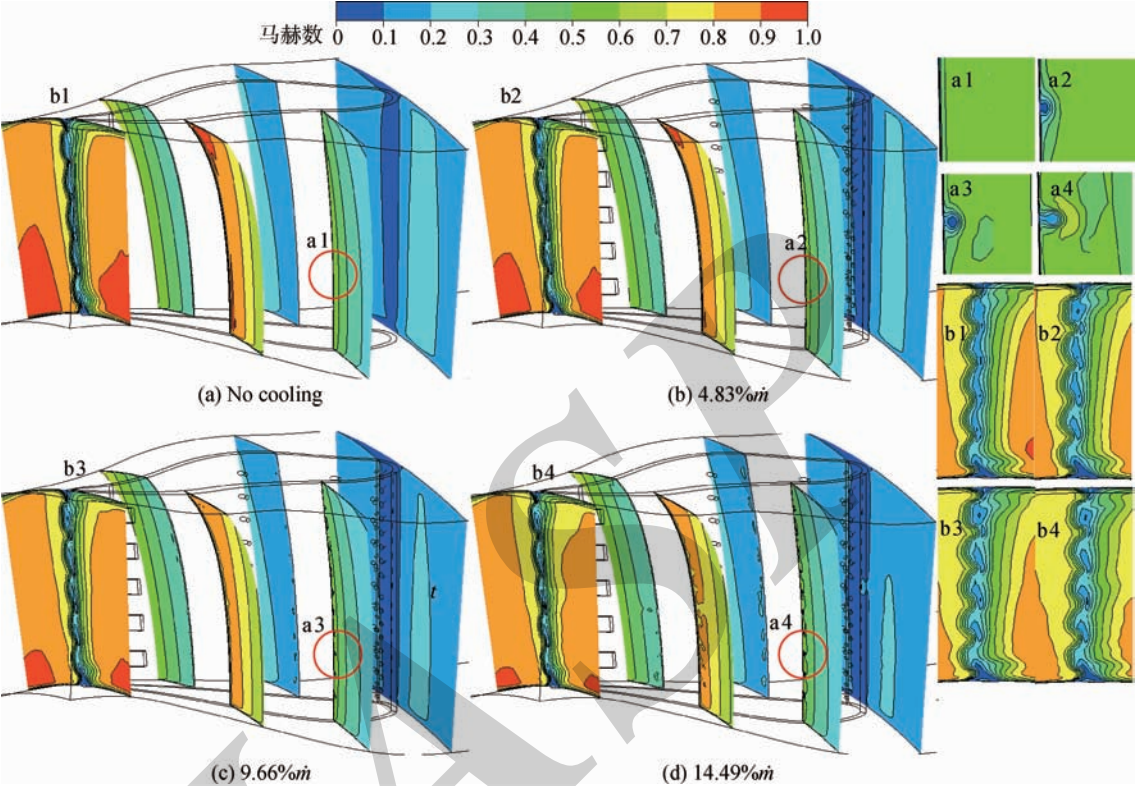


图 11 导叶叶栅通道马赫数云图

Fig. 11 Mach number contours of vane cascade channel

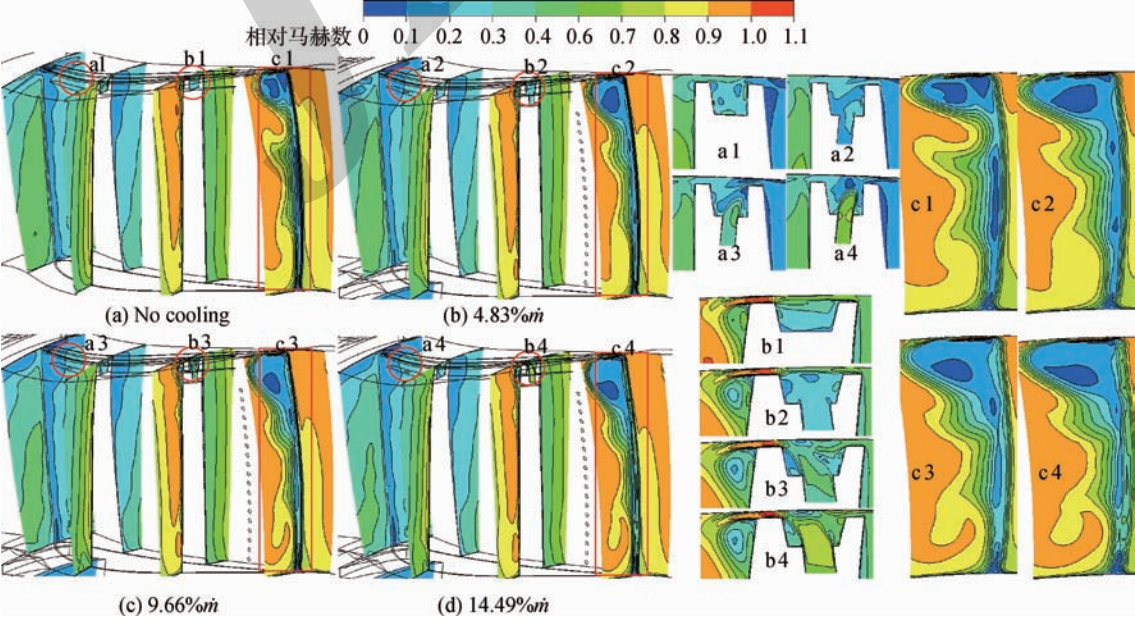


图 12 转子叶栅通道相对马赫数云图

Fig. 12 Relative Mach number contours of rotor cascade channel

主流受到机匣和轮毂封严气影响,与低动能封严气掺混后主流动能有所削弱;叶顶凹槽靠近前缘区域从压力面向吸力面泄漏量不明显而在叶中至尾缘区域泄漏较为明显,且在吸力面侧有泄漏涡,见图 12 中 a1~a4 和 b1~b4 所示,冷气量增加,叶顶凹槽射流孔喷射出的冷气动能也随之增大,喷射出的冷气占据了叶顶凹槽部分空间能减小泄漏量,但叶尖吸力面侧的泄漏涡强度有所增大,由于从叶尖的泄漏主流和喷射出的冷气叠加致使叶尖吸力面侧的泄漏涡增强,从图 12 中 c1~c4 可知尾缘出口截面泄漏涡影响区域增大.随着冷气量增加,转子尾迹低能主流有所减小,由于转子尾缘采用针劈缝射流,喷射出的冷气吹除了尾缘区域低能主流.

2.3 气流角变化

图 13 和图 14 所示分别为导叶进、出口气流角和转子进、出口相对气流角沿径向分布,来流垂直导叶进口截面,在设计膨胀比下,高压涡轮总冷气流量的变化对导叶进、出口气流角影响较小而对转子进、出口相对气流角沿着径向分布影响较为明显.

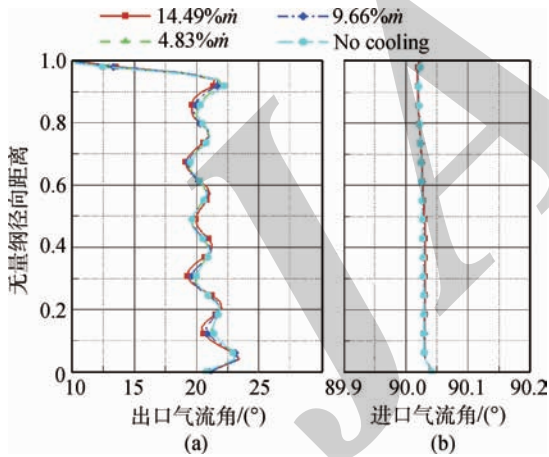


图 13 导叶进、出口气流角
Fig. 13 Vane inlet and outlet flow angles

数据表明:随着冷气量增加,导叶进、出口气流角沿着径向分布基本都叠加在一起;导叶进口气流角在径向近似呈直线分布而出口气流角受导叶尾缘边劈缝几何型面的影响,出口气流角沿径均呈波状分布.主流进入转子叶栅通道后,进口气流角在径向分布产生了一定的差异,径向 0.05~0.95 区域进口气流角随冷气量增加而增大,而靠近轮毂和机匣区域主流受到封严气的干扰致使进口气流角减小.转子出口相对气流角在径向 0~0.6 区域受总冷气量的影响较小,而在径向 0.6~

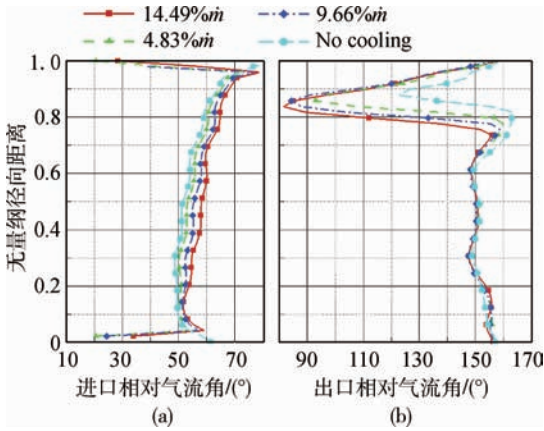


图 14 转子进、出口相对气流角
Fig. 14 Rotor inlet and outlet relative flow angles

1.0 区域出口相对气流角变化幅度较大且随着总冷气量增加而减小,这主要由于转子出口主流受到叶栅通道内泄漏涡的影响致使相对气流角变化大,与上文图 12(c1~c4)相互吻合.

2.4 冷却效率

高压涡轮绝热壁面冷却效率(η)见表 2 所示,数据表明:非冷却涡轮(no cooling 计算模型)导叶和转子绝热壁面冷却效率最低,总冷气量增加至 14.49% $\dot{m}$,转子的绝热壁面冷却效率逐渐提升至 0.389,相对于 4.83% $\dot{m}$ 工况,冷却效率提高了 19.33%,而导叶的绝热壁面冷却效率先升高而后降低,在 9.66% $\dot{m}$ 工况下绝热壁面冷却效率达到 0.430.

表 2 绝热壁面冷却效率
Table 2 Adiabatic wall cooling efficiency

计算模型	η	
	导叶	转子
No cooling	0.048	0.198
4.83% $\dot{m}$	0.412	0.326
9.66% $\dot{m}$	0.430	0.359
14.49% $\dot{m}$	0.382	0.389

如图 15 所示为导叶绝热壁面冷却效率和极限流线云图,非冷却涡轮导叶高温区域主要分布在前缘和压力面 20%~90% 径向区域且叶片表面极限流线分布均匀,这主要由燃烧室出口燃气主流品质所决定,燃气主流总温周向分布均匀且径向呈“C”型分布即靠近机匣和轮毂区域总温低而中间主流区域总温较高.

冷却导叶在冷气膜覆盖下,壁面高温区域

面积减小而壁面极限流线分布受冷气射流的影响较大;随着冷气量增加,压力面侧的极限流线向叶中区域靠拢,导叶吸力面的壁面冷却效率高于压力面侧,前缘冷却孔之间和滞止线区域无冷气膜覆盖,冷却效率较低;当高压涡轮总冷气量由 $4.83\% \dot{m}$ 增加至 $9.66\% \dot{m}$,导叶压力面靠近机匣和前缘区域壁面冷气膜覆盖较均匀,壁面冷却效果较好;而当总冷气量为 $14.49\% \dot{m}$ 时,导叶前缘区域以及压力面靠近机匣区域冷气膜覆盖较少且吸力面冷却孔之间存在狭长无冷气膜覆盖区域,导叶壁面冷却效率有所降低。

转子绝热壁面冷却效率和极限流线如图 16 所示。非冷却涡轮转子高温区域主要集中在压力面前缘至叶中区域,叶片压力面极限流线分布较为均匀而在吸力面尾缘尖部区域受泄漏涡的影响极限流线分布紊乱;随着总冷气量增加,转子压力面高温区域面积逐渐减小、叶尖凹槽和吸力面冷却效率升高且在靠近尾缘尖部区域极限流线更加紊乱;这主要由于冷却涡轮总冷气量增加,导叶出口主流与冷气掺混后总温降低即转子进口迎面主流总温降低,这改善了转子高温工作环境,且受机匣、轮毂封严冷气和叶顶凹槽冷气的作用转子吸力面冷却效率有所提高。

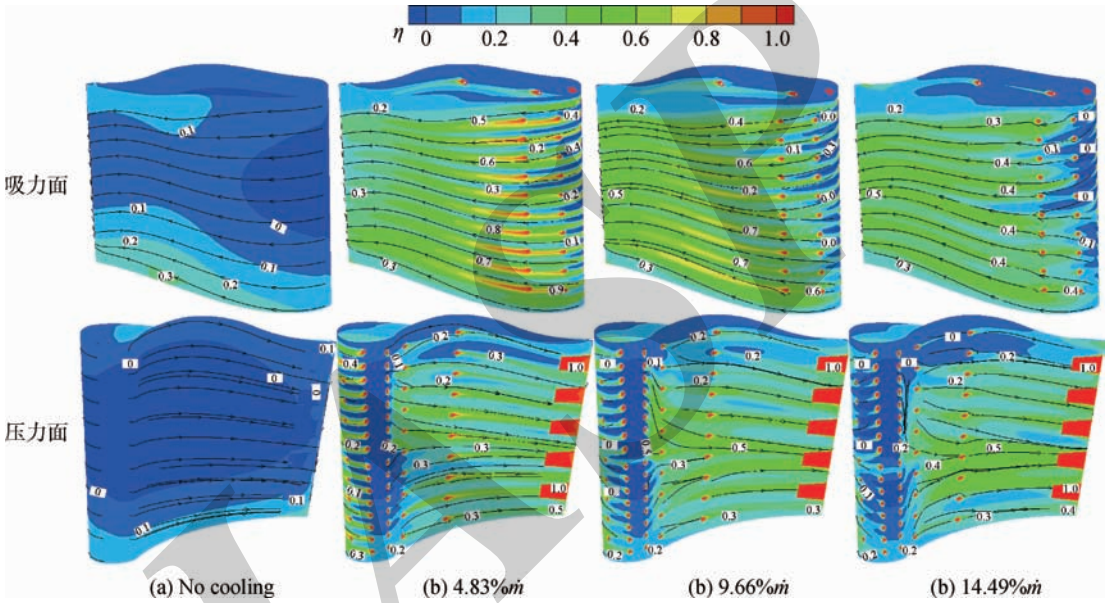


图 15 导叶绝热壁面冷却效率和极限流线云图

Fig. 15 Vane adiabatic wall cooling efficiency and limited streamlines

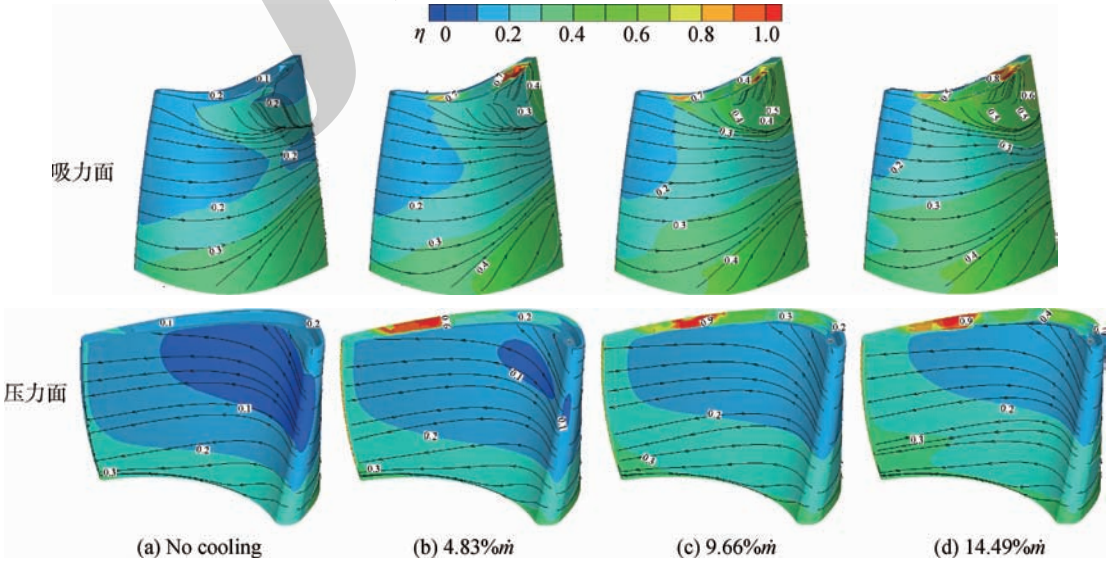


图 16 转子绝热壁面冷却效率和极限流线云图

Fig. 16 Rotor adiabatic wall cooling efficiency and limited streamlines

2.5 封严气对主流的影响

如图 17 所示为封严气流动结构和转子压力系数分布云图,图中显示了在不同总冷气流量下封严气体进入转子叶栅通道后流动情况,轮毂和机匣封严气不能均匀地从封严腔体进入转子叶栅通道而是呈束状进入. 轮毂封严气先附着在轮毂面上,进入叶栅通道后在径向被主流逐渐抬升朝叶中方向流动,而在周向受主流横向压力梯度影响朝吸力面侧流动,这对转子前缘下缘板和尾缘根部区域有一定的冷却效果;机匣封严气进入转子叶栅通道后在径向被压低朝叶中方向流动,在

周向受转子叶片搅动作用直接朝吸力面侧流动,在叶中至尾缘区域与叶尖泄漏涡相互掺混对吸力面 80%叶高以上区域流动影响较大;随着总冷气量增加,轮毂和机匣封严气在叶栅通道中的旋涡强度也随之增强.

如图 18 所示为机匣和轮毂封严腔周向平均马赫数与流线分布云图. 在不同总冷气量条件下,机匣、轮毂封严腔内冷气的周向平均马赫数分布和涡核结构差异较大. 在封严冷气量较小情况下,轮毂封严气紧贴静止壁面流动且在腔体中间直角弯和出口区域出现涡核结构. 随着封严冷气量增

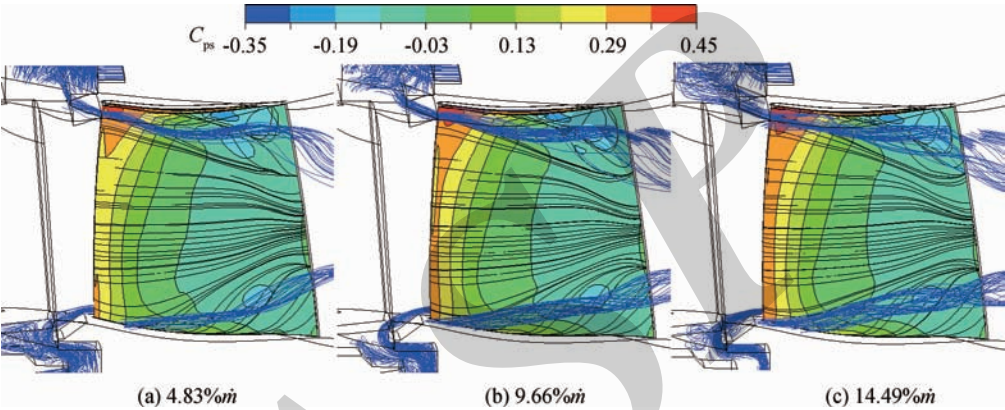


图 17 封严气流动结构与转子压力系数分布云图
Fig. 17 Flow structure of cavity sealing cooling air and rotor pressure coefficient contours

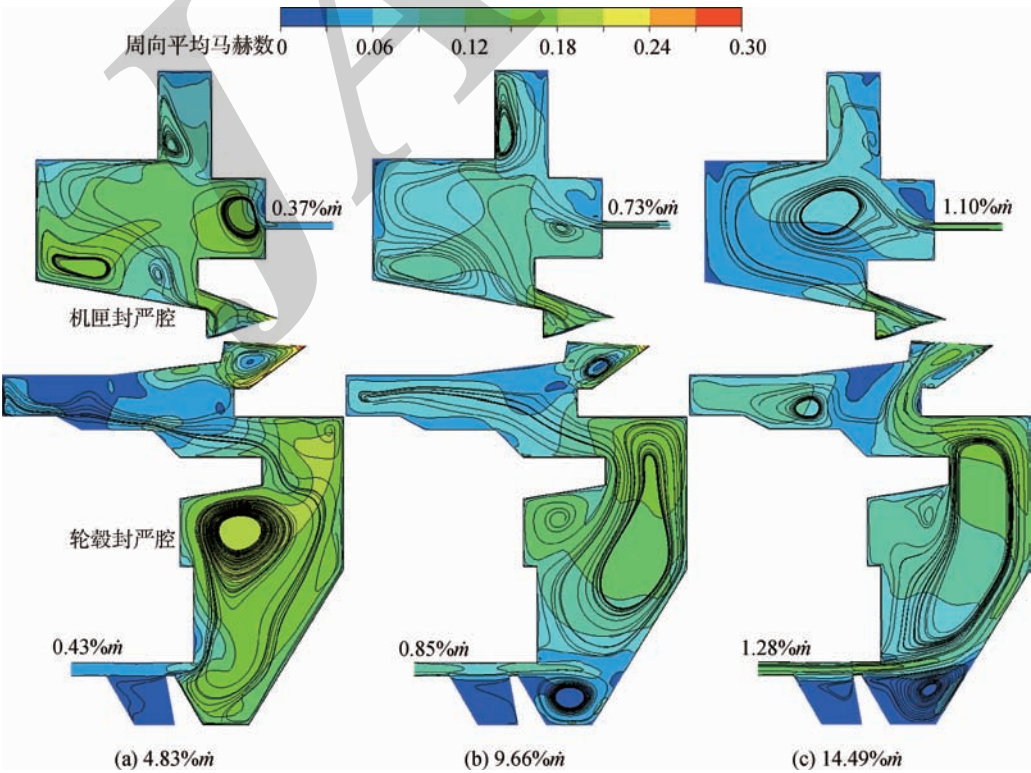


图 18 机匣和轮毂封严腔周向平均马赫数与流线分布
Fig. 18 Circumferential averaged Mach number and streamlines of case and hub cavity

加,轮毂封严腔内冷气周向平均马赫数分布梯度降低且封严气以较高的动能冲向旋转轮盘,涡核结构移至轮毂盘腔中间.产生此现象是由于轮毂封严气受到旋转轮盘离心力的作用向外流动,若封严冷气流量小于旋转轮盘抽吸流量,静止壁面附近封严气就会向动盘流动以补充抽吸所需流量致使形成涡核且封严气周向平均马赫数增大;若封严气流量大于动盘抽吸流量时,静止壁面附近气体则会被动盘抽吸影响循环流动形成多个涡核.从图18中可看出在篦齿、盘腔中部和“发卡弯”处出现涡核.

机匣封严腔壁面均为静止壁面,从图18中可以看出:在封严冷气流较小情况下,机匣封严气以较小的动能进入腔体,机匣封严腔内冷气受转子旋转抽吸作用的影响对腔内冷气扰动较大,冷气周向平均马赫数分布值增大且在腔内直角区域出现多个涡核;随着封严冷气流增加,封严冷气进入腔体的动能较大这足以克服转子旋转抽吸作用的影响,冷气周向平均马赫数分布值有所降低,涡核数减少而涡核尺度增大且移向封严腔体中间,腔内封严冷气流动顺畅.

3 结 论

本文以某燃气高压涡轮为研究对象,开展了冷却导叶、冷却转子和封严腔体耦合计算.在设计膨胀比下详细分析了冷气掺混对高压涡轮气动性能和叶栅通道内部二次流动结构的影响,得到如下主要结论:

1) 冷气流增加,冷却高压涡轮导叶和转子吸力面的型面静压上升幅度大于压力面侧的,导叶和转子型面总载荷均降低;导叶进、出口马赫数减小,转子进口相对马赫数在径向0.05~0.95区域分布趋势与上游导叶出口马赫数变化差异较小而靠近轮毂和机匣区域受封严气影响进口相对马赫数降低,转子出口相对马赫数在径向0~0.55区域增大而在径向0.55~1.00区域减小.

2) 冷却导叶进、出口气流角受冷气流量的变化影响较小.冷气流由 $4.83\% \dot{m}$ 增加至 $14.49\% \dot{m}$,转子进口相对气流角在径向0.05~0.95区域增大而出口相对气流角在径向0.6~1.0区域减小.导叶的绝热壁面冷却效率先升高后降低而转子的绝热壁面冷却效率逐渐提高了19.33%.

3) 轮毂和机匣封严气呈束状进入转子叶栅通道.若封严气流量小于旋转壁面抽吸流量,腔内封严气会循环流动补充抽吸量形成涡核且封严气

周向平均马赫数增大;若封严气流量大于旋转壁面抽吸流量,封严气进入腔体的动能较大,足以克服转子旋转抽吸作用的影响,冷气周向平均马赫数降低,涡核数减少而涡核影响范围增大.

参考文献:

- [1] 韩介勤,杜达,艾卡德,著.燃气轮机传热和冷却技术[M].程代京,谢永慧,译.西安:西安交通大学出版社,2005.
- [2] 陈浮,冯国泰.气冷涡轮叶栅流场结构的试验研究[J].哈尔滨工业大学学报,1999,31(1):32-34.
CHEN Fu, FENG Guotai. Experimental study on flow field structure for cooled turbine cascade[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 1999, 31(1): 32-34. (in Chinese)
- [3] 陈浮,杨科,宋鄢萍,等.大转角反弯叶栅气膜冷却实验研究[J].航空动力学报,2004,19(2):219-223.
CHEN Fu, YANG Ke, SONG Yanping, et al. An experimental study of cooling film in negatively bowed cascade with large turning angle[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(2): 219-223. (in Chinese)
- [4] Aminossadat S M, Mee D J. An experimental study on aerodynamic performance of turbine nozzle guide vanes with trailing-edge span-wise ejection[J]. Journal of Turbomachinery, 2013, 135(5): 031002. 1-031002. 12.
- [5] Cutbirth J M, Bogard D G. Evaluation of pressure side film cooling with flow and thermal field measurement; Part I showerhead effects[J]. Journal of Turbomachinery, 2002, 124(4): 670-667.
- [6] 张玲,董海瑞,牟雪峰,等.不同安装角下透平静压气膜冷却流动特性的试验研究[J].动力工程学报,2012,32(12): 941-946.
ZHANG Ling, DONG Hairui, MOU Xuefeng, et al. Experimental study on film cooling flow characteristics over turbine stator blade at different setting angles[J]. Journal of Chinese Society of Power Engineering, 2012, 32(12): 941-946. (in Chinese)
- [7] 张洪,王建华,张清波.透平叶片顶部间隙流动特性的试验和数值研究[J].实验流体力学,2012,26(3):56-60.
ZHANG Hong, WANG Jianhua, ZHANG Qingbo. Experimental and numerical investigation on turbine blade tip leakage flow characteristics[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2012, 26(3): 56-60. (in Chinese)
- [8] 韩昌,任静,蒋洪德.多参数对叶顶气膜冷却的影响[J].工程热物理学报,2012,33(9):1501-1504.
HAN Chang, REN Jing, JIANG Hongde. Multi-parameter influence on film cooling of blade tip[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2012, 33(9): 1501-1504. (in Chinese)
- [9] 唐晓娣,刘火星,邹正平.涡轮轮毂封严冷气对主流影响实验研究[J].燃气轮机试验与研究,2008,21(4):16-21.
TANG Xiaodi, LIU Huoxing, ZOU Zhengping. Experiments on the effects of wheel space coolant injection on the main flow in turbine cascade[J]. Gas Turbine Experiment and

- Research, 2008, 21(4): 16-21. (in Chinese)
- [10] 王松涛, 冯国泰, 王仲奇. 叶栅内冷气射流场结构的数值模拟[J]. 航空动力学报, 2000, 15(3): 274-277.
WANG Songtao, FENG Guotai, WANG Zhongqi. Numerical simulation of coolant jet structure in turbine cascade [J]. Journal of Aerospace Power, 2000, 15(3): 274-277. (in Chinese)
- [11] 张漫, 乔渭阳, 曾军, 等. 考虑冷气掺混的涡轮气动性能数值研究[J]. 航空学报, 2006, 27(6): 998-1004.
ZHANG Man, QIAO Weiyang, ZENG Jun, et al. Numerical simulation of the aerodynamic performance of turbine with coolant injection[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2006, 27(6): 998-1004. (in Chinese)
- [12] 张惠, 王会社, 徐建中, 等. 1+1/2 对转涡轮高压动叶气膜冷却数值研究[J]. 工程热物理学报, 2008, 29(3): 385-389.
ZHANG Hui, WANG Huishe, XU Jianzhong, et al. Numerical prediction of film cooling on the high pressure rotor of a 1+1/2 counter rotating turbine stage at design and off-design conditions [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2008, 29(3): 385-389. (in Chinese)
- [13] 侯伟涛, 乔渭阳, 罗华玲. 二次流对气冷涡轮叶栅流场的影响[J]. 推进技术, 2010, 31(4): 439-443.
HOU Weitao, QIAO Weiyang, LUO Hualing. Effect of the secondary flow on the film cooling turbine cascade [J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(4): 439-443. (in Chinese)
- [14] 李文, 董平, 陈海生, 等. 叶顶射流对涡轮流场及气动性能影响[J]. 工程热物理学报, 2011, 32(10): 1665-1668.
LI Wen, DONG Ping, CHEN Haisheng, et al. Effects of tips injection on turbine flow field and aerodynamic performance [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2011, 32(10): 1665-1668. (in Chinese)
- [15] 钟易成, 张村元, 徐伟祖, 等. 导叶冷却对涡轮级性能影响的数值研究[J]. 航空动力学报, 2014, 29(4): 907-916.
ZHONG Yicheng, ZHANG Cunyuan, XU Weizu, et al. Numerical study guide van coolant on performance of turbine stage [J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(4): 907-916. (in Chinese)
- [16] 周杨, 牛为民, 邹正平, 等. 轮毂封严气体对高压涡轮二次流动的影响[J]. 推进技术, 2006, 27(6): 515-520.
ZHOU Yang, NIU Weimin, ZOU Zhengping, et al. Effects of coolant injection from rim seals on secondary flow in a high-pressure turbine [J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(6): 512-520. (in Chinese)
- [17] 张晶辉, 马宏伟. 涡轮盘腔轴向封严流动的数值研究[J]. 航空动力学报, 2014, 29(4): 927-934.
ZHANG Jinghui, MA Hongwei. Numerical investigation of axial seal flow in turbine cavity [J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(4): 927-934. (in Chinese)
- [18] 赵晓路, 李唯, 罗建桥. 冷气掺混对高压涡轮流场结构影响的数值分析[J]. 工程热物理学报, 2002, 23(5): 557-560.
ZHAO Xiaolu, LI Wei, LUO Jianqiao. Numerical analysis of a high pressure turbine flow field considering the effect of cooling air mixing [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2002, 23(5): 557-560. (in Chinese)
- [19] 曾军, 王彬, 卿雄杰. 某双级高压涡轮全三维计算[J]. 航空动力学报, 2012, 27(11): 2553-2561.
ZENG Jun, WANG Bin, QING Xiongjie. Three-dimensional analysis of two-stage high pressure turbine [J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(11): 2553-2561. (in Chinese)
- [20] 孟军强. 基于 NURBS 的涡轮叶片造型技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2007.
MENG Junqiang. Investigation of turbine blade modeling technique based on NURBS [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007. (in Chinese)
- [21] 徐伟祖. 叶轮机 CFD 网格预处理研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2008.
XU Weizu. Research on pre-processor of CFD grid about impeller [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008. (in Chinese)
- [22] 刘飞. 涡轮冷却叶片 CFD 网格生成[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.
LIE Fei. Cooling turbine blade CFD grid generation [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)

(编辑: 陈 越)