

导叶冷却对涡轮级性能影响的数值研究

钟易成¹, 张村元¹, 徐伟祖², 潘尚能³

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 南京普国科技有限公司 技术部, 南京 210016;

3. 中国航空工业集团公司 中国航空动力机械研究所, 湖南 株洲 412002)

摘 要: 针对某高压燃气三维扭转涡轮导叶全叶身冷气射流进行了数值模拟, 详细分析了在设计转速下改变冷气流量对叶片气动性能、冷却效率和叶栅通道损失的影响; 对比分析了在冷气流量相同的条件下, 改变转速对涡轮级性能影响。结果表明: 不同冷气流量对导叶冷却孔附近区域的静压影响较为明显, 而对下游转子的型面静压影响不大; 导叶冷气射流对叶栅通道内主流气流角影响较小; 冷气流量占主流流量由 2.50% 增加至 6.25%, 叶片绝热壁温降幅达 11.19%, 导叶叶栅通道总压损失和能量损失分别增加了 12.95% 和 12.01%, 而涡轮级功率和级效率分别降低了 2.39% 和 1.51%。

关 键 词: 冷气射流; 气动性能; 冷却效率; 涡轮级性能; 总压损失; 能量损失

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Numerical study guide vane coolant on performance of turbine stage

ZHONG Yi-cheng¹, ZHANG Cun-yuan¹,

XU Wei-zu², PAN Shang-neng³

(1. College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Technical Department,
the Limited Company of Nanjing Pugu Technology, Nanjing 210016, China;

3. Chinese Aviation Powerplant Research Institution,
Aviation Industry Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China)

Abstract: Numerical simulation on a three-dimensional twisty high-pressure gas turbine guide vane with the whole body coolant injection was conducted. Detailed analysis of different coolant injection rate affect the blade aerodynamic performance, cooling efficiency and cascade channel loss was performed at the condition of design speed. Comparative analysis was made to learn the influence of changed rotational speed on the performance of turbine stage at the same coolant injection rate. The results show: different coolant injection rate affect static pressure near holes area more obviously, while the impact on the downstream of rotor surface static pressure is very little. Guide vane coolant injection has less influence on the mainstream flow angle in the cascade channel. Coolant injection rate increased from 2.50% of main flow rate to 6.25%, the adiabatic temperature of the blade surface dropped by 11.19%, total pressure loss and energy loss of guide vane's cascade channel increased 12.95% and 12.01% respectively, while the turbine stage's power and efficiency dropped by 2.39% and 1.51% respectively.

收稿日期: 2013-02-27

作者简介: 钟易成(1970—), 男, 四川邻水人, 副教授, 博士, 主要从事航空宇航推进理论与工程研究。

通信作者: 张村元(1987—), 男, 江西吉安人, 硕士生, 研究方向为叶轮机械气体动力学。

Key words: coolant injection; aerodynamic performance; cooling efficiency; turbine stage performance; total pressure loss; energy loss

当代航空燃气涡轮发动机要求高压涡轮用最小的冷却代价保证其安全可靠,即用最少的冷气量最大限度地提高涡轮冷却效率和减小冷气掺混损失.因此,冷却涡轮设计已成为综合提高热端部件及发动机的气动热力与安全性能最重要的关键技术之一.与非冷却涡轮相比,冷却气体流量增加导致冷却涡轮级功率和级效率降低,其中高压涡轮冷气量大,降温要求高,影响特别明显.

目前公开的文献资料综合研究三维扭转涡轮全叶身冷气喷射对型面气动性能参数、壁面冷却效率、叶栅通道损失和涡轮级性能较少.国内外学者针对高压冷却涡轮单方面开展了相关试验和数值研究,其中 Bradley 等^[1]、Johnson 等^[2]和 GAO 等^[3]采用试验和数值方法研究了冷气射流对叶片型面气动参数和气膜冷却效率的影响;随着计算流体动力学(CFD)和计算机技术的发展,数值计算方法越来越重要,Heidmann 等^[4]、王松涛等^[5]、卫刚等^[6]及侯伟涛等^[7]采用数值方法研究了冷气射流对叶栅通道流场结构的影响;而张漫等^[8]、姚玉等^[9]、陈浮等^[10]和张发生等^[11]侧重研究冷气射流对叶栅通道损失的影响,许开富等^[12]在不同经验损失模型和数值模拟两方面共同分析了冷气掺混形式对涡轮气动性能的影响.

为了更加高效地对轴流涡轮进行冷却方案设计,就必须更加深入地对冷却涡轮叶栅流场进行研究探索,定量定性地了解各参数变化对涡轮气动性能的影响,为高性能冷却涡轮设计提供理论参考.

本文以某高压燃气涡轮导叶为研究对象,采用冷却涡轮导叶与转子联合计算.在设计转速下详细分析了冷气流量占主流流量 2.50%, 3.25%, 4.00%, 4.75%, 5.50% 和 6.25% 共 6 组不同冷气射流对涡轮叶片气动参数、壁面冷却效率和叶栅通道损失的影响.在冷气流量相同的条件下,对比分析了 3 种不同转速对涡轮级整体性能影响.本文 CFD 计算采用网格预处理技术^[13-15]可获得壁面加密的高质量六面体网格,保证了计算的可靠性.

1 计算模型

本文的研究对象为某高压燃气涡轮第 1 级三维扭转导叶.如图 1 所示为冷却涡轮导叶总共有 7 排冷气孔,其中,前缘开设 3 排冷气孔,压力面开设 2 排冷气孔,吸力面开设 1 排冷气孔,尾缘采

用压力面半开孔射流方式.图 2 为冷却涡轮 S_1 流面开孔位置示意图,冷气射流方向由 2 个参数确定,射流方向与流向曲线切向的夹角为 β ,射流方向与径向曲线切向的夹角为 α .

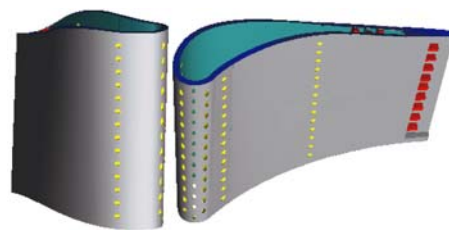


图 1 冷却涡轮导叶

Fig. 1 Cooling turbine guide vane

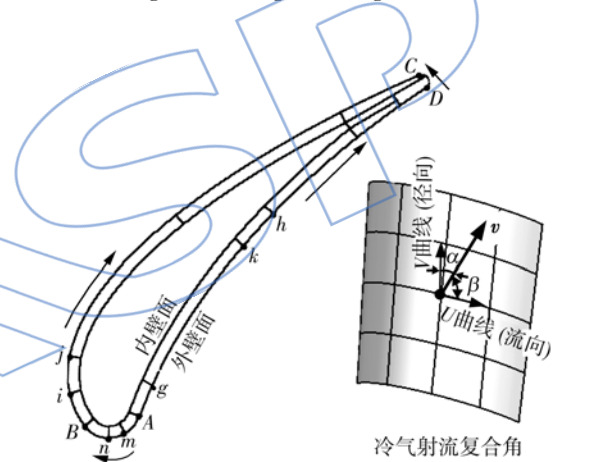


图 2 冷却涡轮 S_1 流面开孔位置

Fig. 2 Holes position of cooling turbine S_1 surface

冷气孔排布置参数见表 1,前缘弧长比例 $U=0.20, 0.55, 0.80$ 位置分别对应弧段 $\widehat{Am}$, $\widehat{mn}$, $\widehat{nB}$; 叶背弧长比例 $U=0.15$ 处即弧段 $\widehat{ij}$; 叶盆弧长比例 $U=0.05, 0.65$ 位置分别对应弧段 $\widehat{Ag}$ 和 $\widehat{kh}$.

表 1 冷气孔排布置参数

Table 1 Cooling holes layout parameters

弧段	弧长比例	孔径/mm	$\alpha/(^\circ)$	$\beta/(^\circ)$	孔数
前缘 $\widehat{AB}$	0.20	0.5	30	90	12
	0.55	0.5	45	90	13
	0.80	0.5	30	90	12
叶背 $\widehat{BC}$	0.15	0.6	90	45	14
	0.05	0.6	90	30	14
叶盆 $\widehat{AD}$	0.65	0.6	90	45	14

尾缘射流采用压力面半开孔方式,矩形射流通道,底部和顶部通道相对轮毂高度和机匣的距离均为 0.8 mm,矩形通道 10 个,均匀布置,缝宽、缝高和缝深分别为 0.45,1.4,3.2 mm.

2 数值计算方法

2.1 网格划分及边界条件

高质量的网格有利于提高软件 CFX 计算的精度、速度和收敛性. 涡轮网格划分如图 3 所示,导叶网格单元总数约为 96 万,近壁面的第 1 层网格单元高度小于 0.1 mm. 叶片头部区域 5 排冷气孔与叶片和冷气腔体连通,叶盆中间附近冷气孔的圆柱面为冷气流量进口,尾缘冷气射流采用扰流柱,增强了出流冷气的湍动能. 冷气出口附面层区域是冷气射流的主要影响区域,其网格是根据壁面网格映射而成,该区域边界面法向参数变化较平缓,故该交接面可设为 interface 边界.

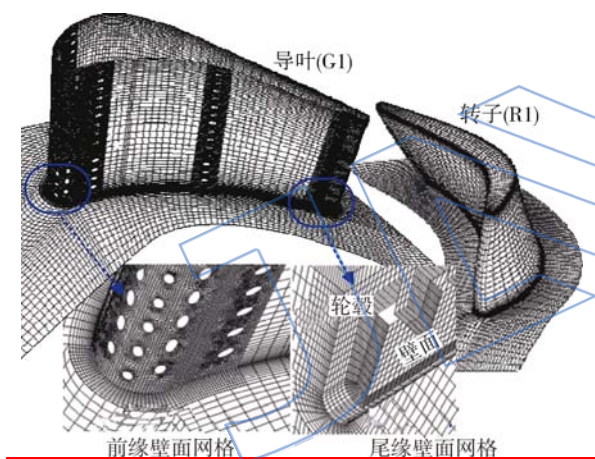


图3 涡轮网格划分

Fig. 3 Meshing of turbine

冷气腔体和尾缘冷气通道网格如图 4 所示,圆柱形冷却孔网格划分采用六面体非结构网格,单个冷气孔截面网格单元总数为 120,尾缘矩形通道采用结构化网格. 按上述方法生成的网格单元, Gambit 软件网格质量评估分析表明其倾斜角因子最大不超过 0.85,表明导叶计算网格质量较高. 转子叶栅通道 S_1 流面采用 H-O-J 型拓扑结构,网格单元总数为 29.65 万. Turbo Grid 软件网格质量信息显示:面最小角度为 17.08° ,最大角度为 162.23° ,表明转子计算网格质量较高.

计算域边界条件:导叶进口总温为 1600 K,总压为 1.4 MPa;转子出口静压为 620 kPa,设计转速为 38000 r/min;固体表面为绝热壁面,采用

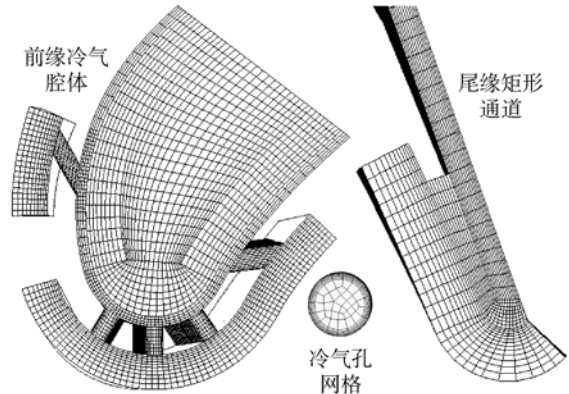


图4 冷气腔体和尾缘冷气通道网格分块

Fig. 4 Grid block of cooling air cavity and cooling air channel of trailing edge

无滑移速度条件,叶栅通道两侧为旋转周期边界;冷气射流为流量进口,冷气总温为 700 K. 冷气掺混温差较大采用变比热计算,可以提高数值模拟计算精度.

2.2 湍流模型

采用商业 CFX 软件求解守恒形 Navier-Stokes(N-S)方程获得叶栅通道内部流场;数值离散格式为有限体积法,空间离散格式为高分辨率格式,时间离散格式为 1 阶差分欧拉格式;解的收敛标准是各项残差精度均小于 10^{-6} . 层流黏度由 Sutherland 公式求出,湍流模型采用 SST (shear stress transport) $k-\omega$ 模型.

气膜冷却绝热效率

$$\bar{\eta} = (T_{aw} - T_{t\infty}) / (T_{tc} - T_{t\infty}) \quad (1)$$

式中 T_{aw} 表示绝热壁面总温, $T_{t\infty}$ 表示主流进口总温, T_{tc} 表示冷气进口总温.

总压损失系数为叶栅进、出口总压差与出口静压差之比.

导叶总压损失系数

$$Y_{ns} = (p_{t\infty} - p_{t1}) / (p_{t1} - p_{s1}) \quad (2)$$

式中 p_{s1} 表示导叶出口气流静压, p_{t1} 表示导叶出口总压, $p_{t\infty}$ 表示主流进口总压.

叶栅冷气掺混的能量损失计算应综合考虑主流和冷气的温度、质量变化,因此能量损失系数定义为

$$\xi = 1 - \frac{[1 - (p_{s1}/p_{t1})^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}] \cdot (Q_m T_{t\infty} + Q_{mc} T_{tc})}{Q_m T_{t\infty} \cdot [1 - (p_{s1}/p_{t\infty})^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}] + Q_{mc} T_{tc} \cdot [1 - (p_{s1}/p_{tc})^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}]} \quad (3)$$

式中 κ 表示等熵指数, Q_m 表示主流流量, Q_{mc} 表示冷气流量, p_{tc} 表示冷气进口总压.

3 结果分析

3.1 叶片载荷分布

图5显示了在设计转速下,不同冷气流量射流对导叶不同叶高截面静压分布曲线.在轴向相对弦长 $0 \sim 0.1$ 范围内,与前腔室连通的5排冷气孔喷射出的冷气对冷气孔附近的型面静压影响较小,而叶背轴向相对弦长 0.3 附近的冷气孔排喷射出的冷气对型面静压的影响比在叶盆轴向相对弦长 0.6 附近的明显.由于叶栅通道为顺压力梯度,前缘区域静压降低相对较小,而叶盆侧的静压降低幅度比叶背侧的小,叶背侧冷气孔喷射出的冷气对主流的穿透能力相对较强,不能被主流瞬间压迫贴附壁面流动,致使冷气孔附近区域静压

波动幅度较大.

冷气流量增加,导叶前缘、叶盆和叶背的冷气孔附近静压波动幅度较小,而尾缘喷射出的冷气对轴向弦长 $0.9 \sim 1.0$ 区域静压影响较明显.主要由于尾缘采用压力面半开孔射流方式,喷射出的冷气吹除了尾缘区域低能流体,靠近尾缘压力侧型面静压变化较大,冷气流量增加,附近的静压波动越明显.

冷却涡轮导叶喷射出不同流量的冷气对下游转子型面静压分布影响较小,如图6所示;从局部放大图可以看出:在设计转速下,随着冷却涡轮导叶的冷气流量增加,转子压力面和吸力面静压分布曲线包含的面积略有减小.

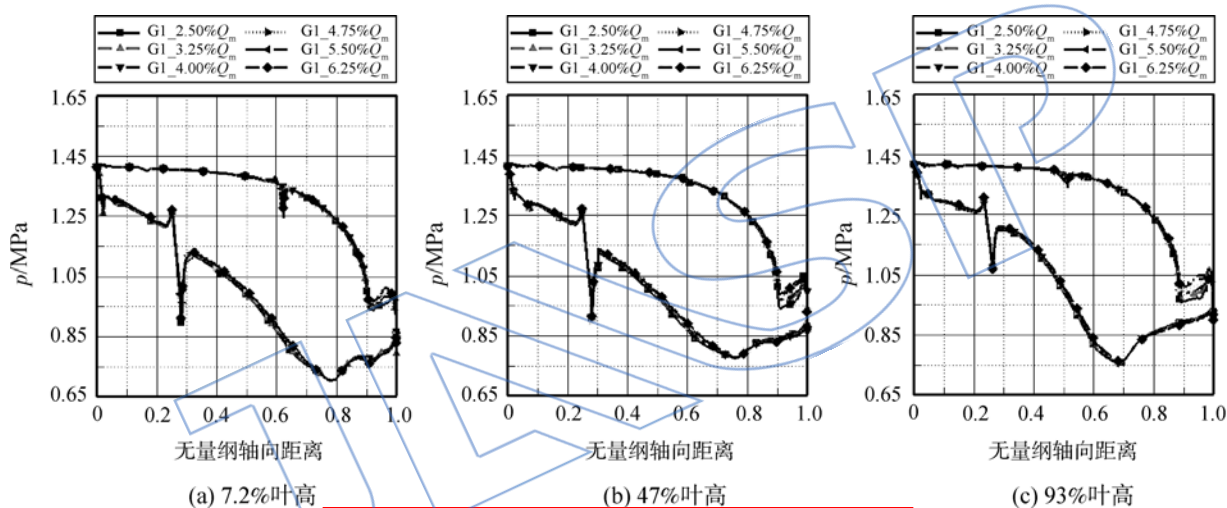


图5 导叶静压分布曲线

Fig. 5 Guide vane static pressure distribution curve

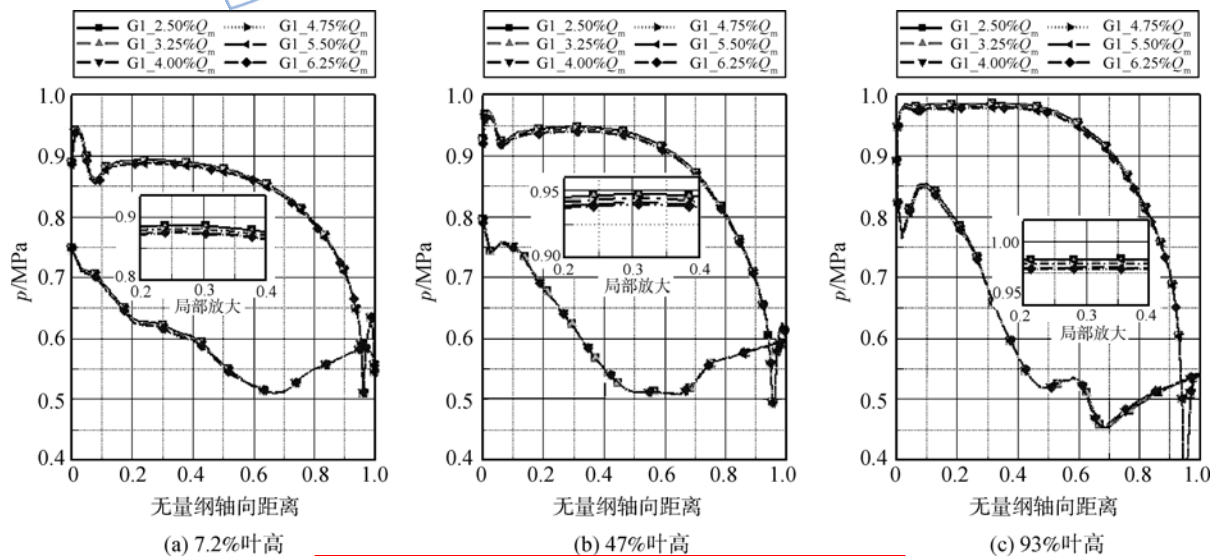


图6 转子静压分布曲线

Fig. 6 Rotor static pressure distribution curve

3.2 冷却效率

本文采用冷气流量与主流流量的比值 ϵ 来调节气膜冷却效果,图7为不同 ϵ 与相应冷气进口总压 p_{t0} 的关系曲线.由图可知:冷气流量增加,冷气进口总压也随之增大,其中前缘(QY) ϵ 由 1.75% 增加至 3.00%,进口总压增大了 0.89%;压力面中间附近(YZ) ϵ 由 0.25% 增加至 1.50%,进口总压增大了 5.28%;尾缘(WY) ϵ 由 0.75% 增加至 1.50%,冷气进口总压增大了 12%.

冷气流量一定,改变转速对上游导叶冷气进口总压的影响较小,由于叶栅通道呈收敛形且导

叶出口马赫数为亚声速,转速改变,导叶出口背压也随之改变,通道内气流得到完全膨胀,导叶型面静压变化较小,因此冷气进口总压变化不大.

导叶绝热壁温 T 随 ϵ 变化关系曲线如图8所示,在转速一定的条件下冷气流量增加,导叶绝热壁温相应地减小; ϵ 由 2.50% 增至 4.75%,叶片绝热壁温降低了 9.54%,当 ϵ 由 4.75% 增至 6.25%,导叶绝热壁温降幅约为 1.65%.

导叶绝热壁面冷却效率与极限流线云图如图9所示.由图可知导叶前缘冷却效果较差,冷气孔排及冷气孔之间存在着气膜冷却死区.随着冷气

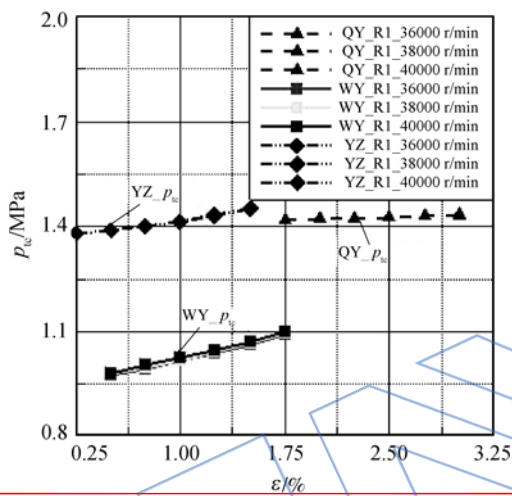


图7 ϵ 与冷气进口总压关系

Fig. 7 Relationship between ϵ and p_{t0} of cooling air inlet

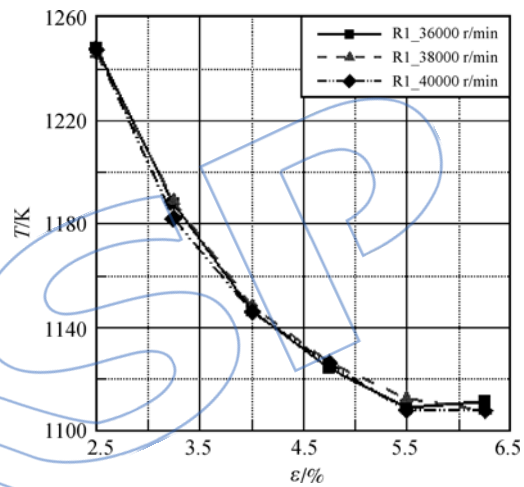


图8 导叶绝热壁温与 ϵ 关系

Fig. 8 Relationship between adiabatic temperature of guide vane surface and ϵ

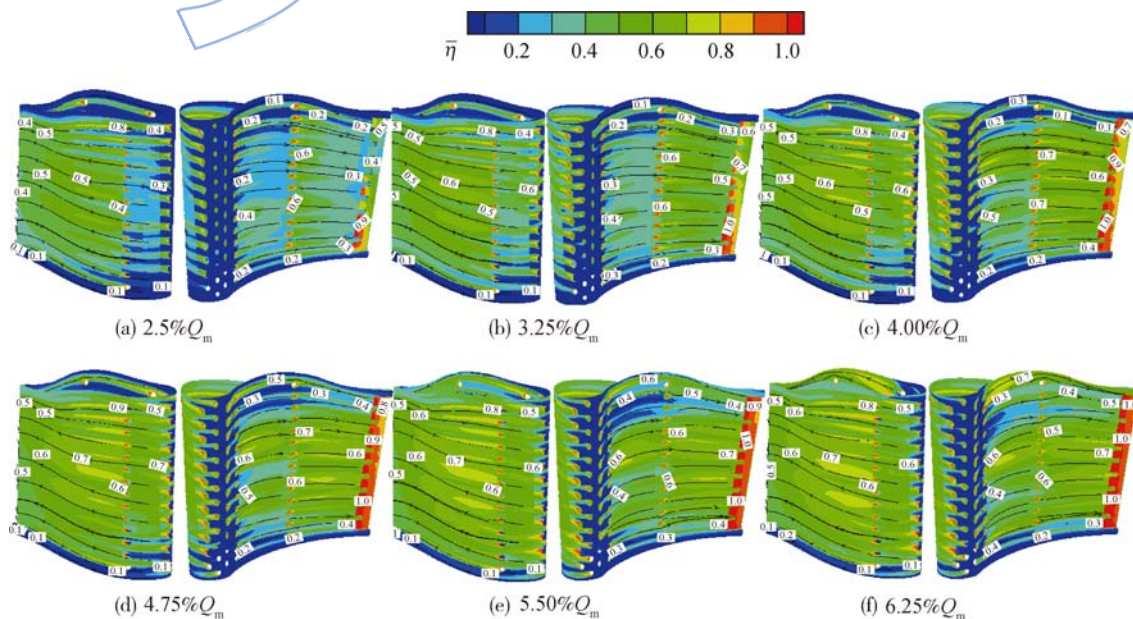


图9 导叶表面绝热冷却效率与极限流线云图

Fig. 9 Contour of adiabatic cooling efficiency of guide vane surface and limit streamline

流量增加,滞止线附近的两排冷气孔有冷气射流,冷气被主流压迫向叶盆和叶背两侧流动,冷气孔排间冷却效果有所改善.由于冷气流量增加,前腔室供应的冷气能够从滞止线附近的冷气孔喷射出穿透主流,但喷射出的冷气被高温主流瞬间压迫向叶片两侧流动,致使滞止线附近区域无冷气覆盖,冷却效果较差.

导叶吸力面冷却效果比压力面的冷却效果较好.由于前缘靠近吸力面两排冷气孔和吸力面的冷气孔排喷射出的冷气较好地贴附在壁面流动,且前缘两排冷气孔为叉排布置,弥补了冷气孔之间无冷气覆盖的缺陷,冷气流均匀地贴附在壁面,气膜冷却效果较好.

吸力面靠近轮毂区域存在无冷气膜覆盖的狭长区域,冷气流量增加,轮毂附近无冷气贴附区域减小.由于冷气流量增加,前腔体供应的冷气对主流的穿透能力增强,前缘滞止线附近靠近轮毂的冷气孔喷射出的冷气被主流压迫向吸力面流动,冷气向下游流动径向面积拓宽,改善了靠近轮毂区域冷却效果.

压力面前缘至中间区域气膜覆盖效果较差,靠近轮毂和机匣附近区域,冷气孔之间出现了无冷气膜覆盖的狭长区域.主要原因是:冷气孔距轮毂和机匣有一定的间距,冷气不能覆盖但冷气向下游发展径向流动面积变宽,下游靠近轮毂和机匣区域有气膜贴附.冷气流量增加,前缘靠近压力侧冷气孔有冷气射流,改善了压力面气膜冷却效果,但在叶高 65%~70% 区域冷却效率仍较低.由于导叶压力面曲率变化较大,气动截面沿着径向渐扩且端壁有着 S 型的轮廓线,前缘喷射出的冷气向下游发展径向流动面积拓宽程度有限,致使冷气孔下游出现了无冷气覆盖的狭长区域.

压力面中间至尾缘区域在叶高 3%~96% 区域冷却效果较好.当 ϵ 低于 4.75%,靠近轮毂和机匣区域都存在无冷气覆盖的狭长区域;冷气流量增加,机匣区域被气膜覆盖,而轮毂区域仍存在狭长的气膜冷却死区.产生此现象原因:压力面前缘附近冷气孔排和压力面中间区域冷气孔排喷射出的冷气互相叠加在一起,致使叶中至尾缘区域在叶高 3%~96% 范围内冷气分布均匀;导叶中间段机匣型面渐缩,上游的冷气集聚汇拢致使机匣区域均有气膜贴附.

尾缘区域采用压力面半开孔射流方式,从图 9 中可知:随着冷气流量的增加,尾缘矩形冷气通道出口沿着径向方向冷却效果逐渐改善.主要

由于压力侧的冷气贴附壁面向下游发展与尾缘冷气孔喷射出的冷气叠加在一起致使尾缘区域冷却效果较好.

3.3 气流角变化

在设计状态点下,通过改变导叶的冷气流量,数值计算获取叶栅通道主流气流角(以下简称气流角)变化.图 10 为导叶叶栅通道内气流角的变化,总冷气流量的变化对气流角的影响很小,主流垂直导叶进口截面在流向 0.45 附近即前缘区域气流发生偏转,流向 0.45~0.55 范围气流角偏转较大,而在流向 0.55 附近气流角随着冷气流量的增加而发生较小的波动,流向 0.6~1.0 范围气流角波动幅度不大,至出口截面气流角偏转了 69.64°.

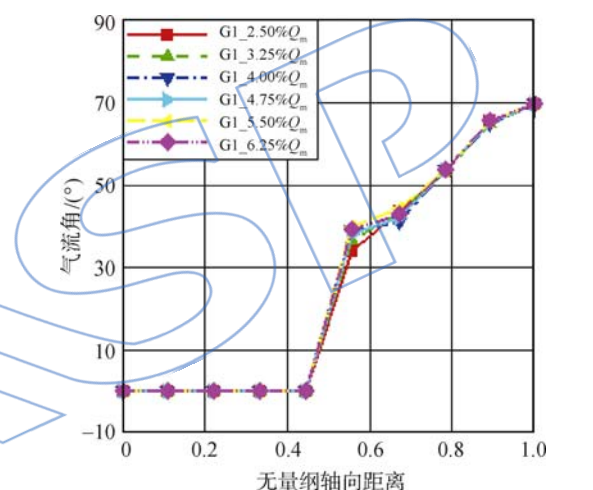


图 10 导叶叶栅通道内气流角变化

Fig. 10 Changes of flow angles in guide vane channel

导叶前缘进口气流角沿径向变化如图 11 所示,前缘不同冷气流量对进口气流角有一定的影响.气流角在靠近机匣和轮毂区域变化较大,而在径向 0.1~0.9 范围内气流角呈上下波动,平均振幅为 1°.随着冷气流量增加,在相同叶高位置的气流角平均增大 5.1%.

主流正对着冷气孔出口处气流角波动大,而在冷气孔间隔区域气流角波动小,因而前缘进口气流角沿径向发生了一定程度的波动.

尾缘出口气流角沿径向的变化如图 12 所示,由图可知:冷气流量的变化对尾缘出口气流角的影响较小;径向截面一定,冷气流量增加,气流角波动幅度约 0.5%.产生此现象的主要原因:尾缘射流采用压力面半开孔方式,矩形冷气通道出口至尾部有一段平坦的区域面,且为顺压力梯度射流,致使喷射出的冷气对径向 0.1~0.9 范围内气

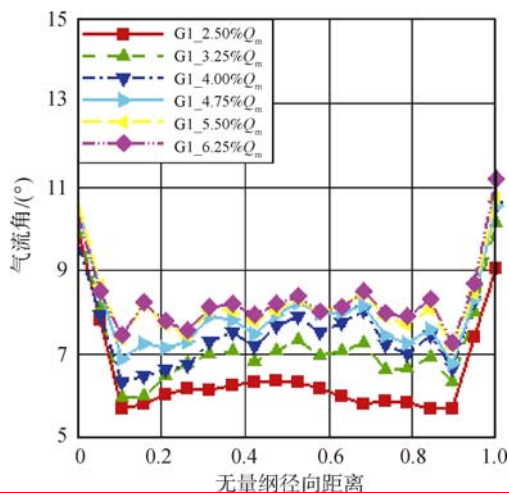


图 11 导叶前缘进口气流角径向变化

Fig. 11 Radial changes of flow angles in guide vane leading edge

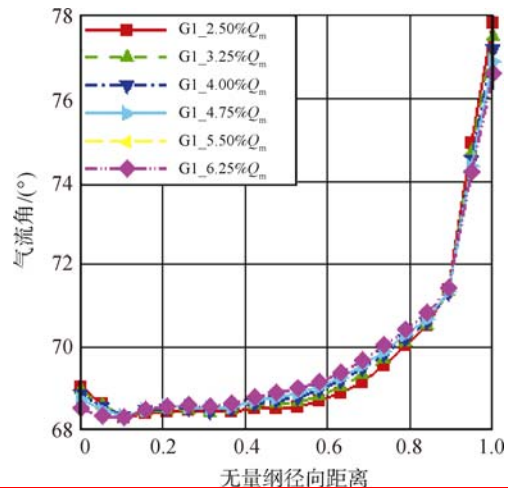


图 13 转子前缘进口气流角径向变化

Fig. 13 Radial changes of flow angles in rotor leading edge

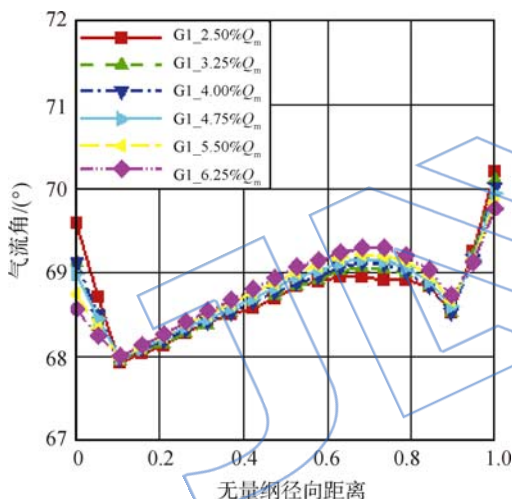


图 12 导叶尾缘出口气流角径向变化

Fig. 12 Radial changes of flow angles in guide vane trailing edge

流角影响较小;而在靠近轮毂和机匣区域为完整的尾缘型面,尾部产生尾迹涡对此区域气流角影响较明显。

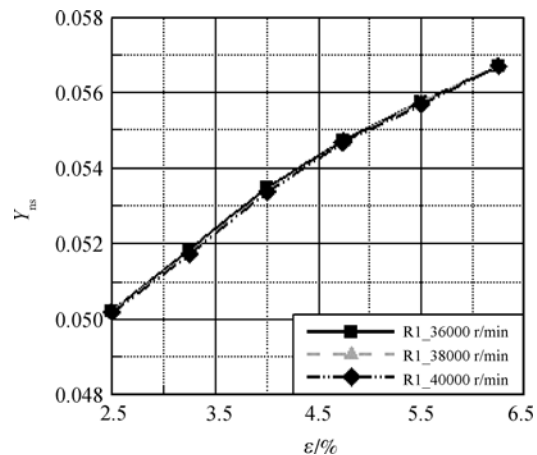
图 13 为转子前缘进口气流角沿径向的变化,可以看出上游冷却涡轮导叶喷射出的冷气对下游转子进口气流角影响较小;冷气流量增加,转子前缘进口气流角沿径向基本上都重叠在一起。

总之,导叶冷气射流对叶栅通道流内气流角影响较小。前缘冷气流量增大,在径向 0.1~0.9 范围内气流角平均增大 5.1%;尾缘压力面半开孔流量增加,出口气流角波动幅度约 0.5%;导叶冷气射流对下游转子前缘进口气流角影响较小。

3.4 损失系数

冷却涡轮导叶总压损失系数 Y_{ts} 、能量损失系数 ξ 与 ϵ 变化关系曲线分别如图 14 和图 15 所示。随着 ϵ 增加,导叶叶栅通道的总压损失和能量损失也增加。导叶的冷气流量一定而转子转速增加,上游叶栅通道的总压损失变化幅度约为 0.08%,而能量损失增大约 0.385%。

ϵ 每增加 0.75%,总压损失和能量损失分别平均增大 2.47% 和 2.30%。冷气流量一定,导叶叶栅通道的总压损失比能量损失偏大约 27.84%。主要由于总压损失计算公式没有考虑冷气流量的影响,而能量损失考虑了主流和冷气的温度及流量变化,且冷气与主流掺混导叶出口总压有所减小,而叶栅出口截面主流的平均动压头变化较小,

图 14 导叶总压损失系数与 ϵ 的关系Fig. 14 Relationship between guide vane total pressure loss coefficient and ϵ

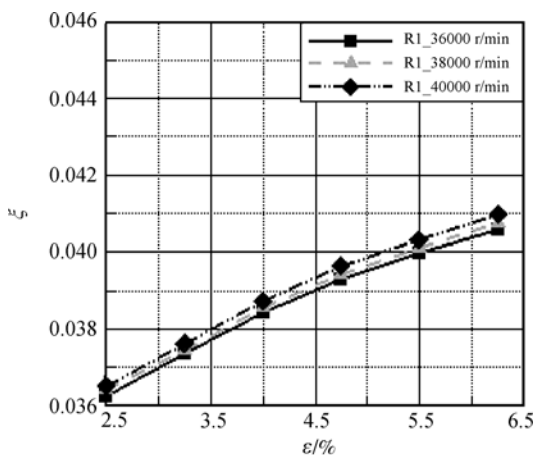
图15 导叶能量损失系数与 ϵ 的关系

Fig. 15 Relationship between guide vane energy loss coefficient and ϵ

因此总压损失比能量损失偏大.

3.5 涡轮级性能

冷却涡轮导叶、转子进口流量与 ϵ 的变化关系曲线分别如图16(a)和图16(b)所示,其中纵坐标变量为相应工况下冷却涡轮进口流量 q_{mc} 与非冷却涡轮进口流量 q_m 的比值.冷气流量一定,转速由36000 r/min增至40000 r/min,导叶和转子进口流量分别平均减小了0.157%和0.177%.由图16(a)可知导叶进口流量与 ϵ 成线性负相关变化, ϵ 在2.50%~4.00%范围内,冷却导叶进口流量比非冷却涡轮导叶进口流量要大; ϵ 在4.00%~6.25%范围内,冷却导叶进口流量比非冷却涡轮导叶进口流量小.

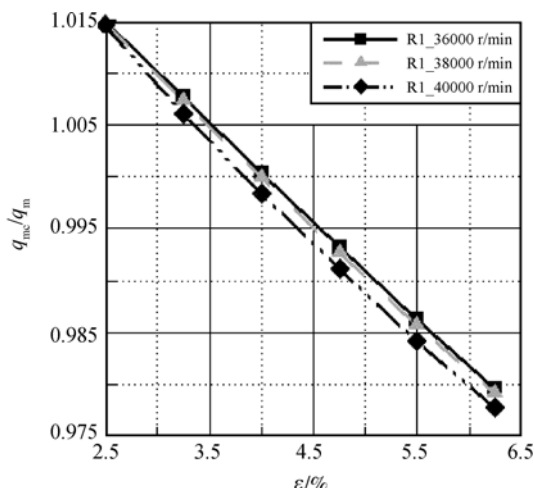
由图16(b)可知转子进口流量随 ϵ 的增加而缓慢地增大,比非冷却涡轮转子进口流量要大. $\epsilon < 4.00\%$,导叶喷射出的冷气占据叶栅通道体积小于尾缘半开孔所切除的叶片体积,因此导叶进口流量增加.冷气流量比导叶叶栅通道进口流量变化量要大,致使转子进口流量比非冷却涡轮转子进口流量要大.

叶片冷却后,涡轮级效率的计算方法要进行相应的修正,实际涡轮级效率^[16]为

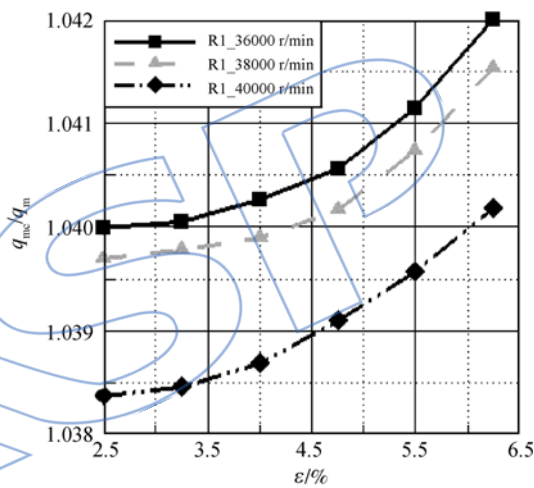
$$\eta_t = \frac{(1 - \epsilon)(T_{t\infty} - T_{t2}) + \epsilon(T_{tc} - T_{t2})}{[(1 - \epsilon)T_{t\infty} + \epsilon T_{tc}][1 - (p_{t2}/p_{t\infty})^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}]} \quad (4)$$

式中 p_{t2} , T_{t2} 分别为转子叶栅出口总压与总温.

涡轮级功率、级效率与 ϵ 的变化关系分别如图17和图18所示,其中纵坐标变量为相应工况下冷却涡轮级功率 L_{tc} 与非冷却涡轮级功率 L_t 的比值.



(a) 导叶



(b) 转子

图16 导叶、转子进口流量与 ϵ 的关系

Fig. 16 Relationship between inlet injection rate of guide vane and rotor and ϵ

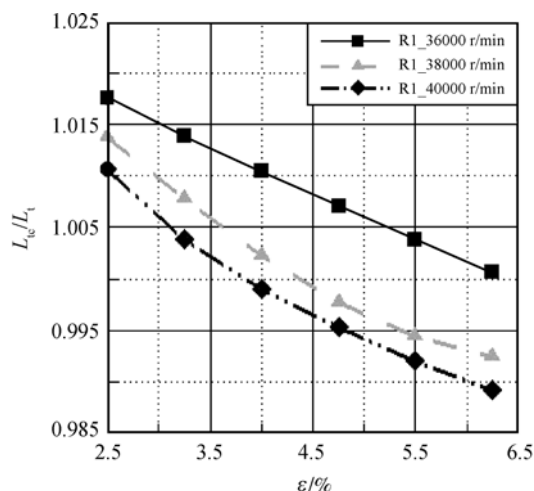
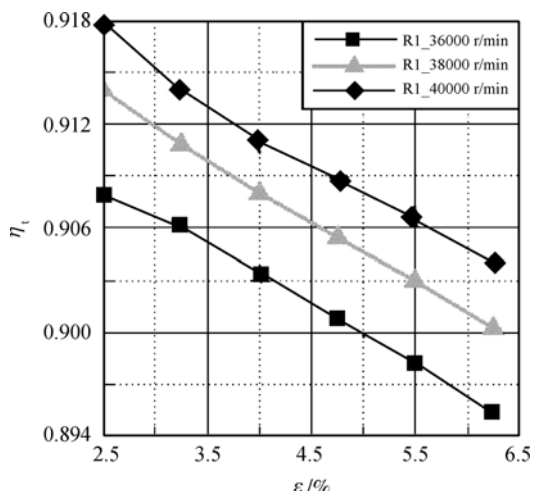
图17 涡轮级功率与 ϵ 变化关系

Fig. 17 Relationship between turbine stage's power and ϵ

图18 涡轮级效率与 ϵ 变化关系Fig. 18 Relationship between turbine stage's efficiency and ϵ

涡轮级功率、级效率与 ϵ 成负相关趋势,当 ϵ 由2.50%增至6.25%,涡轮级功率和级效率分别降低了2.39%和1.51%。由于冷气流量增加,叶栅通道的总压损失和能量损失都增加,致使熵增加、涡轮级功率和级效率都有一定程度的减小。

冷气流量一定,改变转速对涡轮级功率和级效率均有影响,其中由设计转速由36000 r/min增至40000 r/min时,涡轮级功率、级效率分别平均增加了1.42%和0.92%。

4 结论

本文以某高压燃气涡轮导叶为研究对象,采用冷却涡轮导叶与转子联合计算。在设计转速下详细分析了不同冷气流量对涡轮性能参数、绝热壁面冷却效率和叶栅通道损失的影响。冷气流量相同下,对比分析了不同转速对涡轮级性能的影响。得到如下主要结论:

1) 冷却涡轮导叶喷射出不同流量的冷气对下游转子型面载荷影响较小。

2) 冷气流量增加,叶片绝热壁温减小。 ϵ 由2.50%增加至4.75%,叶片绝热壁温降低了9.54%,而 ϵ 由4.75%增大到6.25%,叶片绝热壁温只降低了1.65%。

3) 导叶冷气射流对叶栅通道流内主流气流角影响较小。前缘冷气流量增大,在径向0.1~0.9范围内气流角平均增大5.1%;尾缘压力面半开孔射流量增加,出口气流角波动幅度约为0.5%;导叶冷气射流对下游转子前缘进口气流角影响较小。

4) 冷气流量增大,导叶叶栅通道的总压损失和能量损失也增加。冷气流量一定,改变转速,上游叶栅通道的总压损失波动幅度约为0.08%,能量损失增大约为0.385%。

5) 冷气流量增大,涡轮级功率和效率均下降。 ϵ 由2.50%增加至6.25%,涡轮级功率和级效率分别降低了2.39%和1.51%;冷气流量一定,转速由36000 r/min增加至40000 r/min,涡轮级功率和效率分别增加了1.42%和0.92%。

参考文献:

- [1] Bradley A, Najafabadi H N, Karlsson M, et al. Towards efficient CFD-simulations of engine like turbine guide vane film cooling[R]. AIAA-2011-708, 2011.
- [2] Johnson C J J, King P I, Clark J P, et al. Conjugate heat transfer assessment of a 3-D vane with film cooling and comparison to experiments[R]. AIAA-2011-5818, 2011.
- [3] GAO Zhihong, Narzary D P, Mhetras S, et al. Full coverage film cooling for a turbine blade with axial shaped holes [R]. AIAA-2007-4031, 2007.
- [4] Heidmann J D, Rigby D L, Ameri A A. A three dimensional coupled internal/external simulation of a film cooled turbine vane[R]. NASA/TM, 1999-209078, 1999.
- [5] 王松涛, 颜培刚, 孙玺森, 等. 涡轮叶栅冷气掺混数值模拟方法[J]. 航空动力学报, 2003, 18(4): 558-562.
WANG Songtao, YAN Peigang, SUN Ximiao, et al. Numerical method for coolant mixing in turbine cascade flow field[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(4): 558-562. (in Chinese)
- [6] 卫刚, 王松涛, 周山, 等. 气冷涡轮级流场的数值模拟方法与试验验证[J]. 航空动力学报, 2012, 27(3): 651-656.
WEI Gang, WANG Songtao, ZHOU Shan, et al. Flow field numerical simulation method and experimentation validation of air cooling turbine stage[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(3): 651-656. (in Chinese)
- [7] 侯伟涛, 乔渭阳, 罗华玲. 二次流动对气冷涡轮叶栅流场的影响[J]. 推进技术, 2010, 31(4): 438-443.
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): 438-443. (in Chinese)
- [8] 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): 999-1004.
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): 999-1004. (in Chinese)
- [9] 姚玉, 张靖周, 何飞, 等. 涡轮叶片吸力面上收敛缝形孔气膜冷却对叶栅气动损失的影响[J]. 航空学报, 2010, 31(7): 1312-1317.
YAO Yu, ZHANG Jingzhou, HE Fei, et al. Numerical in-

- vestigation on aerodynamic loss of turbine cascade with converging slot hole film cooling at suction surface[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica* 2010, 31(7): 1312-1317. (in Chinese)
- [10] 陈浮, 杨科, 王松涛, 等. 叶片前缘喷气对大转角涡轮平面叶栅气动性能的影响[J]. *推进技术*, 2004, 25(2): 126-129.
- CHEN Fu, YANG Ke, WANG Songtao, et al. Influence of cooling air injection from leading edge on the aerodynamic performance of rectangular turbine cascade with large turning angle[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2004, 25(2): 126-129. (in Chinese)
- [11] 张发生, 戴韧. 冷却气膜射流对涡轮叶栅气动性能的影响[J]. *工程热物理学报*, 2011, 32(12): 2022-2025.
- ZHANG Fasheng, DAI Ren. Impact of cooling film jets on the aerodynamic performance of turbine guide vanes[J]. *Journal of Engineering Thermo Physics*, 2011, 32(12): 2022-2025. (in Chinese)
- [12] 许开富, 乔渭阳, 伊进宝, 等. 航空燃气涡轮冷气掺混流动损失的数值研究[J]. *航空学报*, 2006, 27(2): 182-186.
- XU Kaifu, QIAO Weiyang, YI Jinbao, et al. Study on the flow loss on turbine blade with coolant ejection[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2006, 27(2): 182-186. (in Chinese)
- [13] 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)
- [14] 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)
- [15] 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)
- [16] 葛绍岩, 刘登瀛, 徐靖中, 等. 气膜冷却[M]. 北京: 科学出版社, 1985.