

文章编号: 1000-8055(2007)12-2018-07

内冷涡轮叶栅三维气热耦合数值模拟

苏生^{1,2}, 刘建军¹, 安柏涛¹

- (1. 中国科学院工程热物理研究所, 北京 100080;
2. 中国科学院研究生院, 北京 100080)

摘要: 为了研究涡轮动叶的内部冷却技术, 对采用绝热边界的实心叶片、采用气热耦合的实心叶片和采用气热耦合的空冷叶片进行了研究. 发现叶片导热对叶片温度场的影响相当显著; 具有带肋蛇形通道和涡流矩阵肋片的内冷结构能使叶片温度大幅下降, 但叶片表面温度分布不均匀性增大, 换热系数沿叶片表面呈不规则分布.

关键词: 航空、航天推进系统; 三维涡轮叶栅; 带肋蛇形通道; 涡流矩阵肋片; 气热耦合
中图分类号: V231.1 **文献标识码:** A

Numerical simulation of conjugate heat transfer for an internally cooled 3-D turbine blade

SU Sheng^{1,2}, LIU Jianjun¹, AN Baotao¹

- (1. Institute of Engineering Thermophysics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080, China;
2. Graduate University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080, China)

Abstract: To study the internal cooling technology of turbine blade, three types of blades, i. e. non-cooled blade using adiabatic boundary condition, non-cooled blade using conjugate heat transfer method, and air-cooled blade using conjugate heat transfer method, were studied. The results show that heat conductivity of the blade has a significant influence on blade temperature distribution; the structure of rib-roughened cooling and latticework cooling makes the blade temperature drop markedly. However, this leads to increased non-uniformity of blade temperature distribution and irregular heat transfer coefficient distribution on the blade surface.

Key words: aerospace propulsion system; 3-D turbine blade; rib-roughened serpentine passage; latticework passage; conjugate heat transfer

随着涡轮进口燃气温度的不断提高, 使用具有复合冷却结构的复杂空冷叶片已成为一种趋势. 叶片冷却结构形式可以分为外部冷却和内部冷却. 外部冷却主要是气膜冷却; 内部冷却主要是冲击冷却和对流冷却, 其中最具代表性的结构是带肋片的蛇形通道和涡流矩阵肋片通道. 内部蛇

形通道结构比较简单, 对其展开的研究已经相当深入: 试验研究了其中的传热特性和流动情况及其影响因素^[1-3], 总结出了在有限的计算条件下对带肋通道进行较为准确的模拟的一些准则^[4]. 涡流矩阵肋片通道结构比较复杂, 但是在强化换热及加强叶片结构强度等方面具有巨大的潜力^[5-7].

收稿日期: 2006-11-22; 修订日期: 2007-04-03

基金项目: 国家 863 计划(2002AA503010; 2004AA503010)

作者简介: 苏生(1981-), 男, 四川省仁寿人, 博士生, 主要从事叶轮机械气动热力学的研究.

数值模拟是对空冷叶片进行优化的一个重要手段,其目的是得到叶栅中准确的温度场及流场信息.其有效方法是对叶栅中固体和流体进行气-热耦合(Conjugate heat transfer)计算,目前这已成为国内外学者研究的一个热点.无论是采用自编软件对涡轮三维叶栅^[8]、带内冷结构的叶片^[9]的气热耦合数值模拟,还是采用商业软件对叶片进行的多场耦合计算^[10],都表明采用气热耦合方法计算得到的结果更合理.

本文首先对不同热边界条件下的涡轮叶栅进行了数值模拟,研究了采用气热耦合方法的必要性;然后对具有内部蛇形通道及涡流矩阵通道等复杂内冷结构的三维涡轮叶栅进行了气热耦合的数值模拟,分析了叶栅中的流动及换热特性.

1 计算方案

分别对实心叶片和含有内冷结构的空心叶片进行三维数值模拟.图 1 是不含内冷结构的实心叶片几何模型,图 2 是含有内冷结构的空心叶片几何模型.

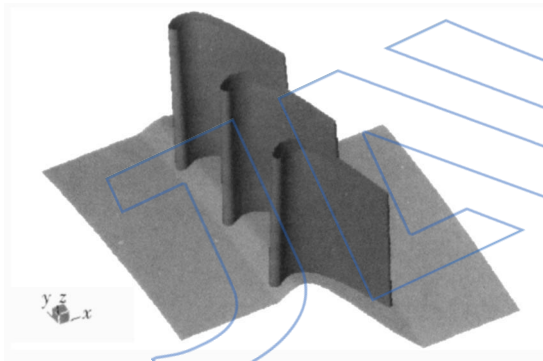


图 1 不含冷却结构的涡轮叶片
Fig. 1 Nonr cooled blade

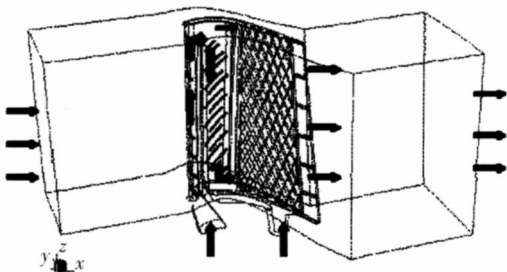


图 2 内冷结构及流路示意图
Fig. 2 Cooled blade and the route of fluid flow

在含有内冷结构的叶片中,冷却结构沿冷气流向可分为带肋蛇形通道和涡流矩阵通道两部分.蛇形通道在两个拐角处都是与涡流矩阵通道连通的,涡流矩阵通道左边有一条自叶根至叶尖

的缝隙.两股冷气分别由前、后缘叶根进入叶片.前缘冷气进入蛇形通道之后,通过两个拐角处进入涡流矩阵通道左边的缝隙,并由此流入涡流矩阵通道之中;后缘冷气的入口在涡流矩阵肋片与叶根的交接面处,冷气直接注入涡流矩阵肋片结构中.所有冷气最终由叶片尾缘劈缝流出,并掺混在主流之中.

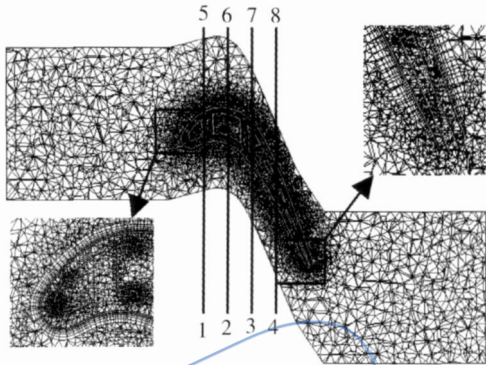


图 3 计算网格及截面交线示意图
Fig. 3 Computational mesh and the line locations

采用商业软件 CFX5 进行建模和数值求解.计算程序采用有限体积法及全隐式方法求解三维定常粘性 N-S 方程.数值模拟中选用高雷诺数 $k-\epsilon$ 湍流模型加壁面函数法.计算域整体采用非结构网格,在叶片表面采用膨胀边界网格.计算选用二阶精度计算格式,计算残差收敛到 1×10^{-5} .边界条件在进口(主流及冷气)给定气体质量流量、温度、流向及湍流度,并假定进口参数均匀分布,出口给定静压力.在空冷叶片计算中,冷气流量为主流的 1.37%,冷气温度为主流的 37.39%.气热耦合计算中,叶片材料假定是 44% 镍钢合金.图 3 是带内冷结构叶片的计算网格.为了对叶片温度做定量分析,沿轴向切了 4 个截面,其与压力面的交线分别为 1, 2, 3 和 4,与吸力面交线分别为 5, 6, 7 和 8,具体位置如图 3 所示.

2 计算结果及分析

2.1 实心叶片耦合计算的影响

本文给出的各叶片示意图中,对于压力面,左边为前缘,右边为尾缘;对于吸力面,左边为尾缘,右边为前缘;各参数定义如下: T_0 为绝热计算的进口总温, $\bar{h}$ 为相对叶高, b 为叶片轴向弦长.

图 4 和图 5 分别给出了不含有内冷结构叶片的壁面绝热方法(Adiabatic)和气热耦合方法计算(Conjugate)得到的叶片表面温度分布.在绝热计算的结果中,叶片压力面的温度普遍高于吸力

面的温度,最高温度出现在压力面前缘;整个叶片沿流向的最低温度出现在压力面尾缘附近,吸力面中部也有一个温度较低的区域,这两个位置对应于叶片槽道收缩段的结束位置,即气流速度最大位置,反映出了主流流动所产生的效果。

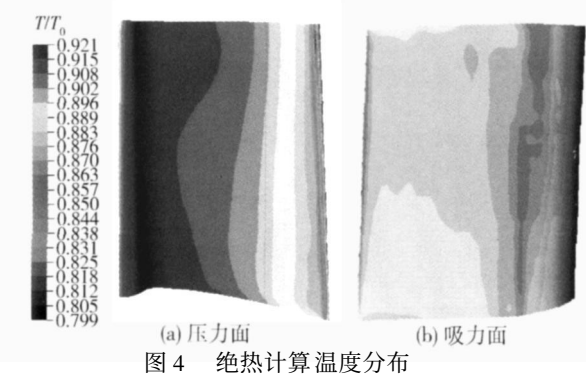


图 4 绝热计算温度分布

Fig. 4 Temperature distribution in adiabatic computation

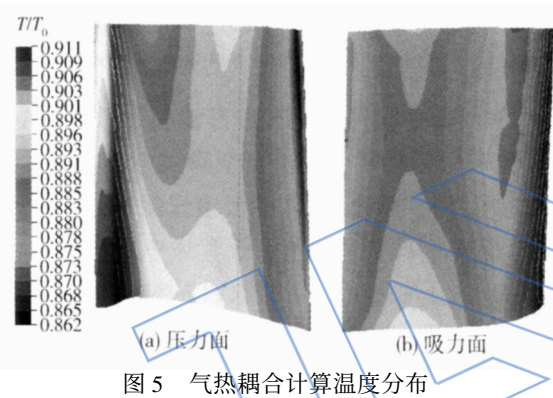


图 5 气热耦合计算温度分布

Fig. 5 Temperature distribution in conjugate computation

采用气热耦合方法之后,叶片最高温度由 0.921 倍 T_0 下降到了 0.911 倍 T_0 ,最低温度由 0.799 倍 T_0 上升到了 0.862 倍 T_0 。图 6 是叶片沿各截面交线的温度分布。与绝热计算结果相比,采用耦合方法之后,压力面温度有较大幅度下降,吸力面温度有所上升,最终结果是压力面与吸力面在沿轴向对应位置上的温差大大降低了;另外,温度沿径向的分布曲线更加光滑,最高、最低温度峰值之间范围明显减小。对两种情况中叶片压力面与吸力面的表面温度做面积平均得出,耦合情况下平均温差为 0.005 倍 T_0 ,而绝热情况下平均温差为 0.022 倍 T_0 ,下降了 77%。可见,叶片导热的影响是相当显著的。

图 7 是半叶高处叶片表面温度和压力系数分布。压力系数定义为 $C_p = \frac{p - \bar{p}_{ref}}{\bar{p}_0 - \bar{p}_{ref}}$,其中, p 为当

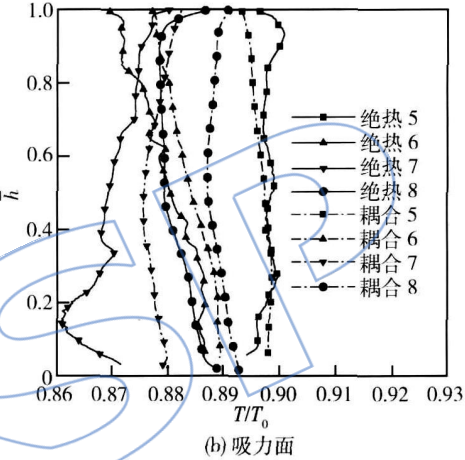
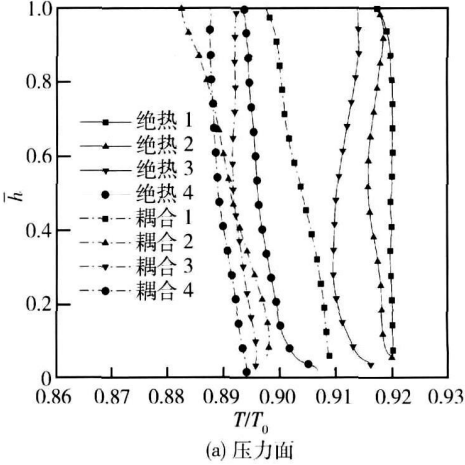


图 6 叶片表面与各截面交线上温度沿展向的分布

Fig. 6 Temperature distribution on the lines

地静压, $\bar{p}_{ref}$ 为出口平均静压, $\bar{p}_0$ 为进口平均总压。在采用耦合方法前后,温度差异相当大,静压的分布基本没有改变。

图 8 给出了位于叶栅出口后 5% 轴向弦长处的绝对气流角及温度的周向平均值沿叶高的分布。可以看出,采用绝热壁面进行计算得到的气流角整体偏高,偏差在 1° 左右,其沿叶高的分布规律与耦合情况下基本一致;采用气热耦合方法计算得到的出口气流温度有少量增大,增大范围在 1% 倍 T_0 左右,其沿叶高的分布规律与绝热情况下基本一致。

对比采用绝热边界与气热耦合两种方法所得结果发现:在数值计算中是否考虑叶片导热,对叶片表面温度的计算有很大影响,对叶片出口绝对气流角也有一定的影响,而对叶片负荷及主流温度的影响则很小。在对于具有复杂内冷结构叶片的研究中,其目的是体现出各种结构所带来的冷却效果,需要准确模拟出叶片及气流中的温度场,所以选用气热耦合方法计算。

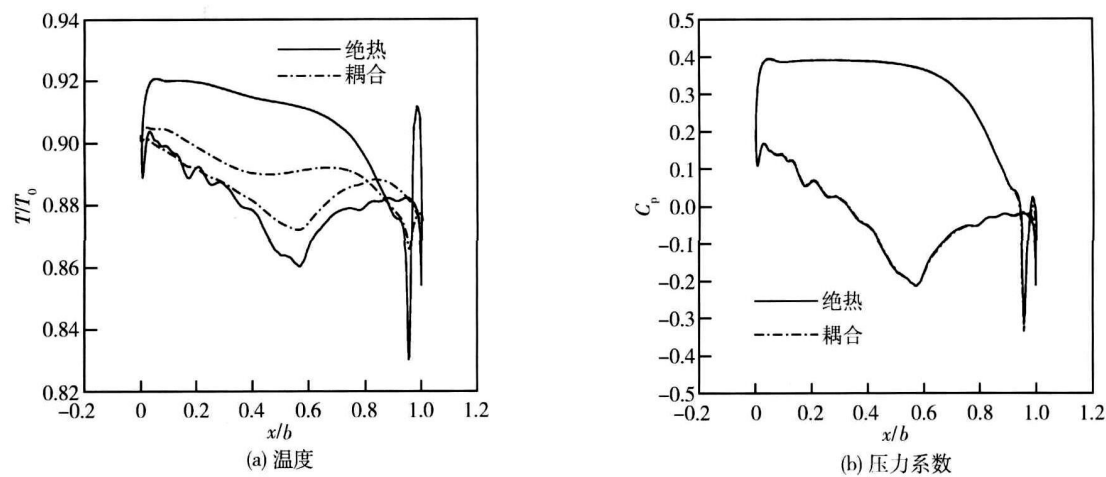


图 7 半叶高处叶片表面参数沿轴向的分布

Fig. 7 Temperature and pressure ratio distributions on blade surface at mid span

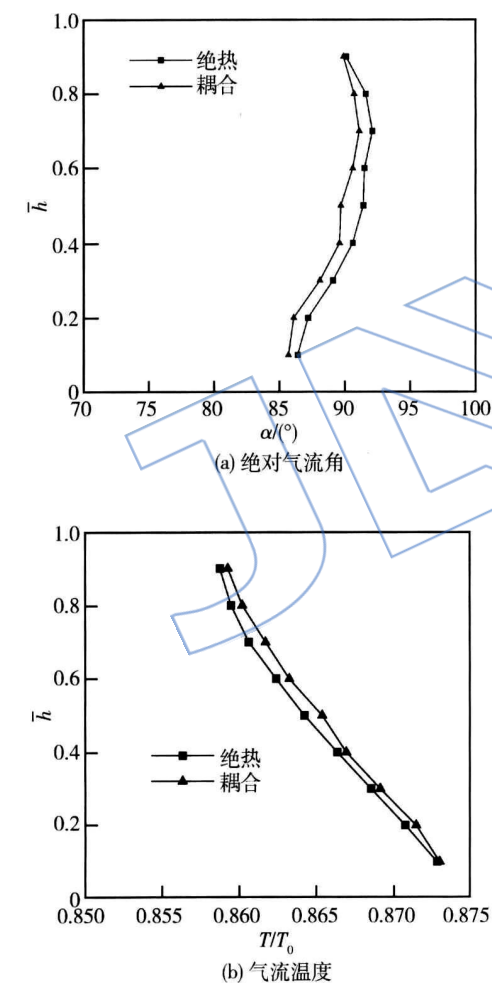


图 8 出口 5% 轴向弦长处各参数沿展向的分布

Fig. 8 Absolute flow angle and temperature distributions in the spanwise direction at outlet

2.2 具有内冷结构的流动及冷却特性

图 9 和图 10 是内冷叶片(Cooled)的表面温度场。图 11 是 90% 叶高处的流动及温度分布情

况。与通过耦合方法计算实心叶片得到的结果相比,最高温度下降了 0.122 倍 T_0 , 温差范围增大。整个叶片存在两部分高温区: 前缘冷气通道即蛇形通道前半段的靠近叶尖部分和尾缘的中部以上部分。相比之下,也存在两个低温区: 叶根尾缘部分和蛇形通道后半段中的靠近叶尖部分。

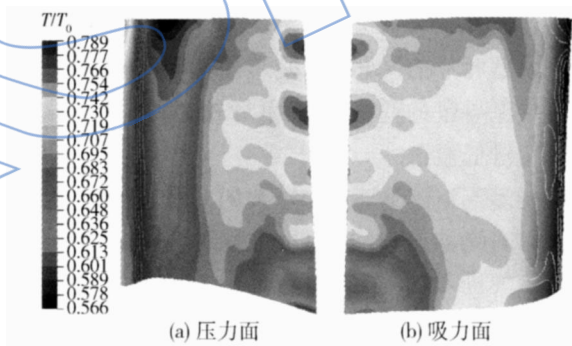


图 9 内冷叶片外表面温度分布

Fig. 9 Temperature distribution on outer surface

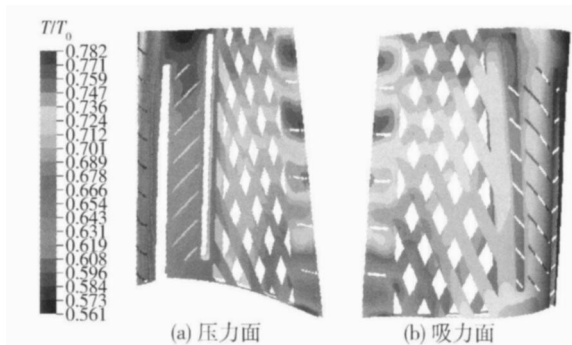


图 10 内冷叶片内表面温度分布

Fig. 10 Temperature distribution on inner surface

高、低温区的出现可以通过分析冷气的流动情况来解释。叶片的高速旋转使得冷气受到科氏力、旋转浮升力等的综合作用,再加上肋片的扰流

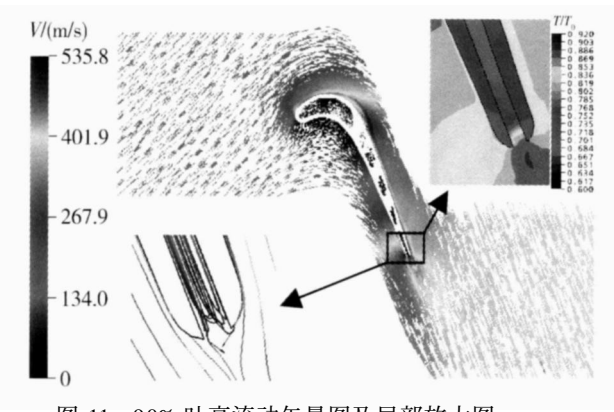


图 11 90% 叶高流动矢量图及局部放大图
(左下为流线图; 右上为温度分布)

Fig. 11 Velocity vectors at 90% span
(Left bottom one shows streamlines,
right top one shows temperature contours)

作用,使得通道中的实际流动非常复杂。

对于蛇形通道,冷气对前缘进行冷却之后,在叶尖处发生流向转变,而叶尖前缘处由于几何结构的原因导致冷气流动比较弱,成为冷却的死角,于是出现了叶尖前缘的高温区。在 U 形拐角之后,冷气对壁面形成冲击冷却,另外,由实心叶片的耦合计算结果可知,由主流引起的受热最严重的区域是叶片前缘根部,蛇形通道后半段的叶尖处由主流导致的受热程度相对较轻,于是在此处形成相对低温区。

在涡流矩阵通道中,复杂的几何结构使冷气沿各向的流动比较均匀,叶片得到了较好的冷却。后缘冷气进入叶片之后,与部分由前缘来的冷气掺混在一起,在矩阵肋片的导引下,从尾缘流出,其冷却区域集中在叶根,形成了叶根尾缘的相对低温区,这能使传统的叶片在尾缘叶根处受到严重烧蚀的情况得以改善。

冷气流过涡流矩阵通道时,由于矩阵肋片的宽度较大,导致冷气难以进入其下游出口处每两个矩阵通道之间的区域,而且尾缘劈缝中的轴向平行肋片阻碍了冷气的径向流动,使得局部地方的冷气无法平衡外部主流压力,产生燃气流进叶片的情况,从而导致了尾缘劈缝中高温区的出现。

图 12 对比了在实心叶片耦合计算、内冷叶片耦合计算中,叶片表面温度在图 3 所示各位置处沿叶高的分布情况。结果显示,加入冷却结构之后,叶片表面温度大幅度下降,但沿轴向及径向分布的不均匀性增大,且温差范围增大。另外,分别对内冷叶片压力面与吸力面主流一侧的表面温度做面积平均,与实心叶片通过耦合方法得到的结果相比,压力面的平均温度由 0.891 倍 T_0 下降

到 0.682 倍 T_0 ,吸力面的平均温度由 0.886 倍 T_0 下降到 0.711 倍 T_0 。可见冷却效果相当显著,而且冷气对压力面的冷却效果要好于吸力面。

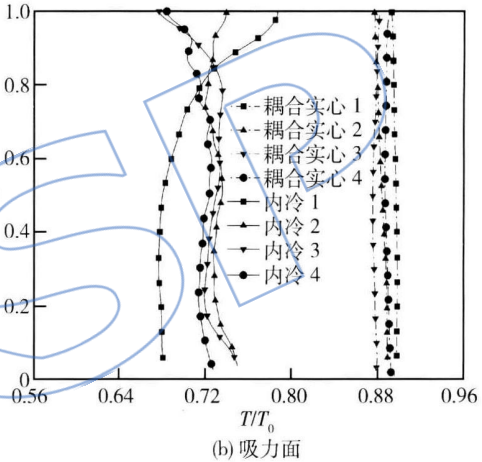
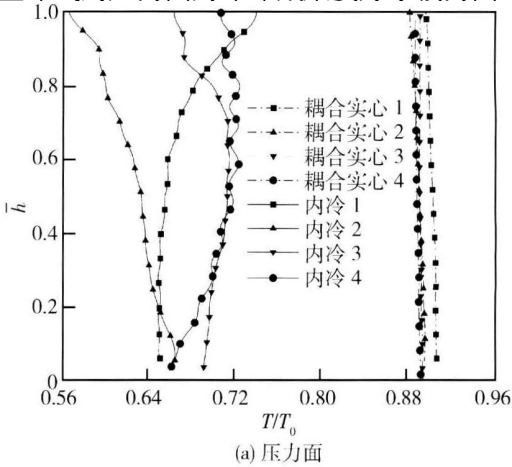


图 12 叶片表面与各截面交线上温度沿展向的分布
Fig. 12 Temperature spanwise distribution on the lines

图 13 是不同叶高截面上的叶片温度云图,图中显示,叶尖前缘的温度梯度最大,叶尖尾缘和叶根尾缘次之,其他地方受热比较均匀。图 14 给出了内冷通道壁面上的换热系数(HTC)云图。 HTC 值在矩阵通道中靠近尾缘的局部区域很高,最低值出现在蛇形通道中靠近叶尖前缘的拐角处和蛇形通道后半段靠近叶根区域,整个叶片内冷壁面上的 HTC 分布很不规则,没有明显的规律可循。这种分布与当地几何结构、冷气流动等因素有关。



图 13 不同叶高处的叶片温度
Fig. 13 Blade temperature at different height

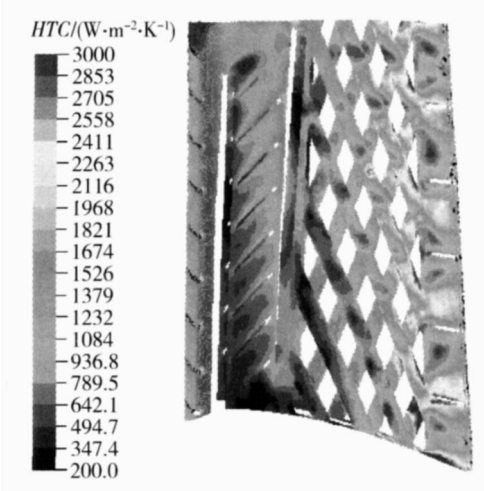


图 14 内壁面换热系数

Fig. 14 HTC distribution on inner surface

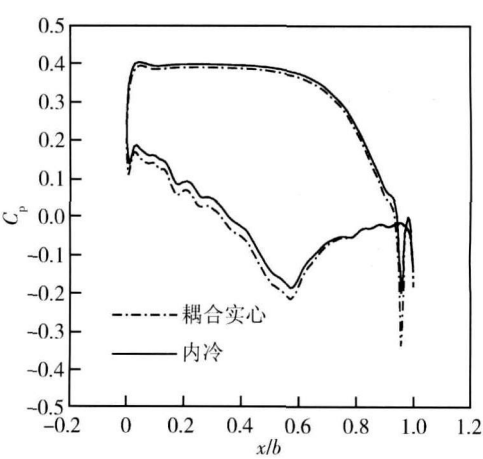
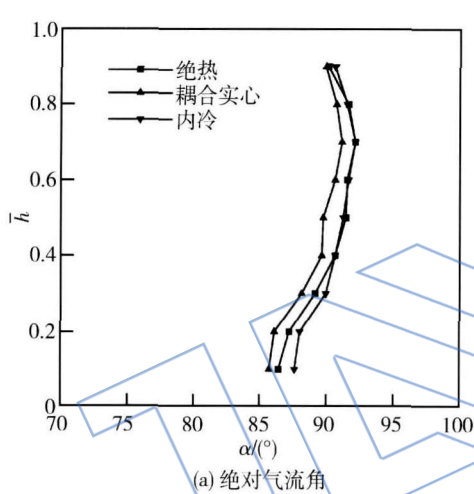
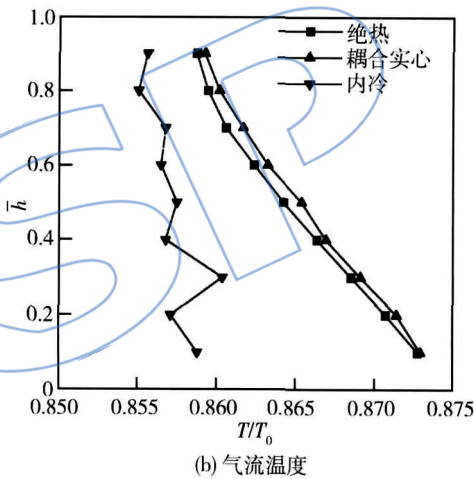


图 15 半叶高处压力系数沿轴向的分布

Fig. 15 Pressure ratio distribution at mid span



(a) 绝对气流角



(b) 气流温度

图 16 出口 5% 轴向弦长处各参数沿展向的分布

Fig. 16 Flow angle and temperature spanwise distributions at outlet

图 15 和图 16 分别展示了引入内部冷却结构前后,叶片负荷、出口绝对气流角及出口气流温度的变化。经过冷却之后:压力面、吸力面压力都有所上升,但叶片负荷基本不变;出口绝对气流角分布与绝热情况下的结果比较一致,但叶根处的值偏大,这是由于冷气在叶根尾缘处较为集中所致;由于冷气与主流的掺混作用,出口气流温度有所下降。

3 结 论

对某涡轮动叶进行了不同方案的数值计算,分析了采用气热耦合方法对叶片温度场进行计算的必要性,并对带内冷结构的涡轮动叶栅进行了气热耦合计算。结果显示:

(1) 采用气热耦合方法与否:对叶片表面温度场有很大影响,对叶栅出口气流角有一定的影

响,而对叶片负荷的影响则很小。

(2) 引入内冷结构之后,叶片整体温度大幅度下降,但是温度分布的不均匀性增大;叶尖前缘的内部顶角和涡流矩阵肋片较大的肋宽会引起叶片局部高温区;由靠近尾缘处注入叶片的冷气能改善叶根尾缘的受热状况。

(3) 内冷流道壁面上的换热系数及温度分布都很不规则,没有明显的规律可循,说明对具有复杂内冷结构的叶片,以给定壁面换热系数或温度分布作为边界条件进行叶片温度场计算,其结果的可靠性不会很高。

参考文献:

[1] Liou T M, Hwang Y S, Li Y C. Flowfield and pressure measurements in a rotating two-pass duct with staggered rounded ribbed skewed 45° to the flow[R]. ASME Turbo Expo, GT2004-53173.

- [2] Hwang J J. Heat transfer friction characteristic comparison in rectangular ducts with slit and solid ribs mounted on one wall[J]. ASME Journal of Heat Transfer, 1998, 120(3): 709-716.
- [3] 邓宏武, 张伟, 陶智. 旋转状态下带肋 U 形通道内换热的实验研究[J]. 推进技术, 2000, 21(1): 26-29.
- DENG Hongwu, ZHANG Wei, TAO Zhi. Experimental Investigation on heat transfer within a rotating ribbed serpentine passage[J]. Journal of Propulsion Technology, 2000, 21(1): 26-29.
- [4] Magi A, Montomoli F, Adami P, et al. Experimental and numerical investigation of stationary ribbed ducts[R]. ASME Turbo Expo 2004, GT2004-53180.
- [5] Gillespie D R H, Ireland P T, Dailey G M. Detailed flow and heat transfer coefficient measurements in a model of an internal cooling geometry employing orthogonal intersecting channels [R]. ASME Turbo Expo 2000, 2000 GT-653.
- [6] Bunker R S. Latticework (vortex) cooling effectiveness Part 1: Stationary channel experiments [R]. ASME Turbo Expo 2004, GT2004-54157.
- [7] Acharya S, Zhou F G, Lagrone J, et al. Latticework (vortex) cooling effectiveness Part 2: Rotating channel experiments [R]. ASME Turbo Expo 2004, GT2004-53983.
- [8] 李海滨, 冯国泰, 王松涛, 等. 涡轮三维叶栅的气热耦合数值模拟[J]. 工程热物理学报, 2003, 24(5): 770-772.
- LI Haibin, FENG Guotai, WANG Songtao, et al. Numerical simulation method of aerodynamics thermodynamics coupling in 3-D turbine cascade [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2003, 24(5): 770-772.
- [9] Kusterer K, Sugimoto T, Bohn D, et al. Conjugate calculations for a film-cooled blade under different operating conditions [R]. ASME Turbo Expo 2004, GT2004-53719.
- [10] Han Z X, Dennis B H, Dulikravich G S. Simultaneous prediction of external flow field and temperature in internally cooled 3-D turbine blade material [R]. ASME Turbo Expo 2000, 2000 GT-253.