

文章编号:1000-8055(2011)01-0078-07

单腔内冷涡轮的气热耦合数值仿真

王 强¹, 郭兆元², 周 驰³, 冯国泰³ 王仲奇³

- (1. 中北大学 机电工程学院, 太原 030051;
2. 中国船舶重工集团公司 第 705 研究所, 西安 710075;
3. 哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 哈尔滨 150001)

摘 要: 将所开发的 HIT-3D 气热耦合求解器应用于某低压涡轮的数值仿真中, 对该涡轮设计简单的内冷结构, 比较了不同湍流、转捩模型对叶片温度场预测的影响, 初步验证了所开发的耦合求解器的应用能力。由于目前涡轮的冷却结构复杂, 数值计算量比较大, 为此发展了一种气热耦合与工程设计相结合的方法, 以该涡轮为算例初步验证了该方法, 并初步模拟了粗糙内壁面对叶片热负荷的影响。计算表明: 在层流、转捩流动区域, 采用全湍流模型预测的温度要比采用转捩模型的高, 同时所发展的气热耦合与工程方法是可行的, 可以极大地减少设计中的计算量。

关 键 词: 涡轮; 冷却系统; 气热耦合; 转捩流动; 工程设计

中图分类号: V211.6

文献标识码: A

Coupled heat transfer simulations of an air-cooled turbine with single cooling channel

WANG Qiang¹, GUO Zhao-yuan², ZHOU Chi³,
FENG Guo-tai³, WANG Zhong-qi³

- (1. School of Mechatronics Engineering,
North University of China, Taiyuan 030051, China;
2. The 705th Research Institute,
China Shipbuilding Industry Corporation, Xi'an 710075, China;
3. School of Energy Science and Engineering,
Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: The developed coupled solver HIT-3D was applied to the coupled heat transfer simulations of an air-cooled turbine with single cooling channel. Different turbulence and transition models were utilized. The numerical results validated the ability of the developed solver in the engineering simulation. Then a method combining the coupled heat transfer and engineering design techniques was developed to reduce the computational loads of simulations of turbines with complex cooling systems. With the same test case mentioned above, such method was validated, and the influences of rough inner wall on the blade thermal load were investigated. The results show that the transition model predicts lower vane thermal load than the full turbulence models at the transition zones on the vane surface, and that the developed method can greatly reduce the computational load during the turbine design.

Key words: turbine; cooling system; coupled heat transfer; transition flow; engineering design

收稿日期:2009-12-02; 修订日期:2010-03-08

基金项目:国家自然科学基金(50476028, 50576017)

作者简介:王强(1982—), 男, 山西高平人, 讲师, 博士, 研究方向为发动机气动热力学、气冷涡轮多场耦合仿真。

为了提高发动机的推力与热循环效率,就必须提高涡轮前燃气温度,目前该温度已经超过了2000 K,远高于目前叶片材料可以正常运行的承受极限,因此必须对涡轮进行有效的冷却。

气热耦合(CHT)技术已经成为涡轮冷却系统设计的重要工具,目前已有研究人员在该领域做了大量的卓有成效的工作。Bohn 等^[1]将气热耦合技术应用于内冷叶片计算,以 NASA(美国航空航天局) Lewis 研究中心 Hylton 等^[2]实验研究的 Mark II 与 C3X 叶片作为算例,计算所得壁面静温与实验值吻合得相当好。Kusterer 与 Bohn 等^[3], Heidmann 等^[4]又将该技术应用于气膜冷却的涡轮叶片中,对流场中的流动与传热状况进行了详细的分析。

由于高压涡轮的工作环境最为恶劣,其叶片内部的冷却结构也最复杂,多采用综合的冷却方式以达到最好的冷却效果,确保涡轮工作的可靠性。在高压涡轮内部,为了增大对流换热效果,往往对冷却通道内壁作粗糙处理,如增加不同形式的肋、增加扰流柱等,这就造成了叶片冷却系统结构的复杂化,相应地,在数值计算中,若生成与实际情况完全一致的几何实体,这一方面给实体生成造成了极大的不便,另一方面也为网格的划分带来了困难。此外,由于冷却系统内部的流动极为复杂,这种情况下,采用数值方法求解该区域内部流动、传热情况时,计算的收敛性也值得探讨。因此采用数值方法分析高压涡轮冷却系统的流动与传热特性是比较困难的^[5]。在工程上,对冷却系统的设计一般采用经验公式来估算,首先进行简化的一维流动计算,估算出内腔壁局部的雷诺数、摩擦因数、表面传热系数等参数,然后再以一定的系数或者依据经验公式对其进行修正,这种方法具有计算速度快的优点,但是由于方法的局限性,这种方法的估算的精度是比较低的。

本文以某低压涡轮叶型为例,设置简单的单腔内冷结构,采用所开发的 HIT-3D 气热耦合求解器对其进行气热耦合数值模拟,初步验证了该求解器的工程应用能力,然后发展了一种气热耦合与工程设计相结合的方法,以模拟复杂冷却系统的影响,采用该方法对该冷却结构进行的气热耦合计算验证了本文所开发的方法,并初步估计粗糙壁面对提高冷却效果的影响。

1 数值方法

1.1 控制方程及求解方法

任意曲线坐标系下无量纲形式的 Navier-

Stokes(N-S)方程为

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{E}}{\partial \xi} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial \eta} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial \zeta} = \frac{\mathbf{f}_1}{r} + \frac{1}{Re} \left(\frac{\mathbf{f}_2}{r} + \frac{\partial \mathbf{Q}}{\partial \xi} + \frac{\partial \mathbf{R}}{\partial \eta} + \frac{\partial \mathbf{S}}{\partial \zeta} \right) \quad (1)$$

其中 $\mathbf{U} = \mathbf{J} \cdot [\rho \quad \rho u \quad \rho v \quad \rho w \quad e]^T$ 为守恒形式的变量, $\mathbf{J}$ 为雅可比行列式,通量 $\mathbf{E}, \mathbf{F}, \mathbf{G}$ 与其他变量的形式参见文献[6]。在固体区域,控制方程(1)转化为 Fourier 方程。

在计算中,N-S 方程组与 Fourier 方程分别求解。采用时间二阶精度的 Crank-Nicolson(C-N)格式,N-S 方程组可以化作以下的形式

$$\left[\mathbf{I} + \tau \phi \left(\frac{\partial \mathbf{A}^n}{\partial \xi} + \frac{\partial \mathbf{B}^n}{\partial \eta} + \frac{\partial \mathbf{C}^n}{\partial \zeta} \right) \right] \Delta \mathbf{U}^n = - \tau \left(\frac{\partial \mathbf{E}}{\partial \xi} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial \eta} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial \zeta} - \mathbf{H} \right)^n \quad (2)$$

$$\tilde{\mathbf{U}}^{n+1} = \tilde{\mathbf{U}}^n + \Delta \tilde{\mathbf{U}}^n$$

其中 $\mathbf{A}, \mathbf{B}, \mathbf{C}$ 分别为通量 $\mathbf{E}, \mathbf{F}, \mathbf{G}$ 的雅可比矩阵, $\mathbf{H}$ 为扩散项。上式中左边项为隐式部分,右边为显式部分。采用隐式近似因式分解法求解隐式部分,同时对雅可比矩阵进行对角线化,并对其采用矢通量分裂方法^[7],这样可以提高求解效率,保证计算稳定性。显式部分包括对流项与扩散项。对流项采用具有 Godunov 性质^[8]的三阶 total variation diminishing(TVD)格式^[5]离散,由此得到网格交界面上的通量,并构造 Riemann 问题,考虑到计算的稳定性,采用了近似黎曼算子法^[9]。对流项的离散采用了中心差分格式。

流场程序的湍流模型为采用修正的混合长度(modified mixing length, MML)的 Baldwin-Lomax(B-L)代数湍流模型,转换模型为 Abu-Ghar-mam Shaw(AGS)代数转换模型,为了方便求解附面层动量厚度雷诺数,采用了文献[10]所说的方法来求解附面层动量厚度。

Fourier 方程采用中心差分离散,求解则采用 Douglas-Rachford 交替方向隐式格式^[11]。

流场与叶片温度场之间的耦合方法为直接耦合方法^[12]。

1.2 气热耦合及工程设计结合方法

本文采用的气热耦合与工程设计相结合的方法原理如下:首先采用简单的冷却结构(如单腔内冷结构,假设固壁光滑)进行气热耦合计算,得到冷却腔内壁的平均表面传热系数之后,然后对该表面传热系数进行修正,以模拟复杂结构对内壁

传热的影响.

$$q = \bar{h}(T_w - T_c) \quad (3)$$

如公式(3)所示, q 表示热流密度, $\bar{h}$ 表示平均的表面传热系数, T 表示温度, 下标 w 表示壁面处, 而下标 c 表示冷却腔主流区位置. 采用粗糙壁面后, 平均的表面传热系数必然会增大, 而且在流动的不同区域, 其增大的程度也不相同, 出于验证方法的可行性考虑, 假设冷却腔壁附近各处表面传热系数增大的程度相同, 在本文的研究中, 假设平均表面传热系数提高 20%. 得到修正之后的表面传热系数之后, 就可以进行相应的气热耦合数值模拟而预测修正之后的叶片热负荷.

由于冷气的导热系数很低, 在单腔冷却结构里, 冷气流动相对简单, 温度梯度大的区域主要集中在冷却腔壁附近的附面层里, 而可以认为采用粗糙壁面后, 冷却腔主流区冷气温度变化不大, 并将其变化幅度忽略, 即前后两种情况 T_c 不变.

结合公式(3)与如下的公式(4):

$$q = \lambda_s \frac{T_s - T_w}{\Delta n_s} \quad (4)$$

其中 λ 表示导热系数, Δn 表示计算单元到流固交界面距离, 下标 s 表示固体叶片区域, 可以得到

$$\bar{h}(T_w - T_c) = \lambda_s \frac{T_s - T_w}{\Delta n_s} \quad (5)$$

除了壁温 T_w 之外, 其他参数均已知或可以直接求得, 这样就可以通过迭代计算壁面温度.

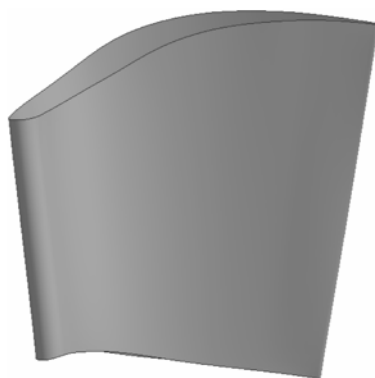
2 算例及计算网格

选用的算例为某型燃气轮机的低压涡轮导叶(图1), 该导叶的实际运行无量纲参数: 入口总温为 0.88, 总压为 1.20, 背压为 0.88, 入口角 $\alpha = 0^\circ$, $\beta = 23.15^\circ$. 其中 $\alpha = \arctan(v/u)$, $\beta = \arctan(w/u)$, u, v 与 w 分别为绝对速度在轴向、径向与周向的三个分量.

采用单腔内冷的方式进行冷却, 冷空气流过该腔, 但是不与主流燃气掺混, 冷空气在冷却腔中的运行无量纲参数: 入口总温为 0.39, 入口总压为 1.51, 背压为 1.13, 进气方向为垂直进气.

采用结构化网格对计算域进行离散. 为了保证网格的正交性, 对于涡轮流道区域采用 H-O-H 型网格离散, 对于冷却腔采用 H-O 型网格离散; 对涡轮叶片采用 O-H 型网格离散. 网格拓扑结构示意图如图2所示.

在网格生成的过程中, 采用截断后的 Blasius



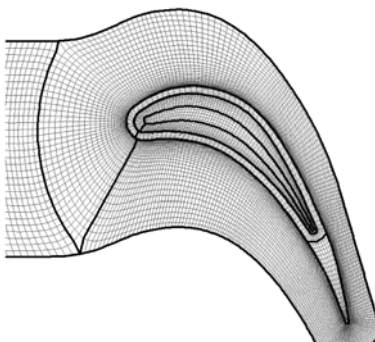
(a) 叶片正视图



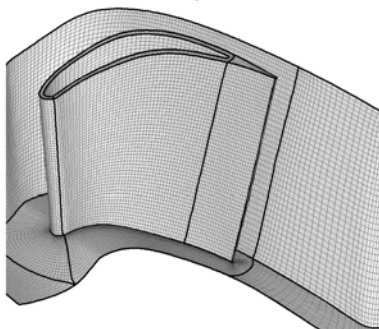
(b) 采用单冷却腔冷却方案的叶片

图1 叶片几何形状

Fig. 1 Vane geometry



(a) S_1 面网格



(b) 流场及叶片三维网格示意

图2 计算网格

Fig. 2 Computational grids

方程的解来估算壁面附近第一层网格到壁面的距离,该公式如下:

$$y_{\text{wall}} = 6 \left(\frac{V_{\text{ref}}}{\nu} \right)^{-0.875} \left(\frac{L_{\text{ref}}}{2} \right)^{0.125} y^+ \quad (6)$$

其中 V_{ref} 为参考速度,按照入口来流的速度给定, L_{ref} 为参考长度,按照叶片弦长给定. 设置 y^+ 为 5.0,由此得到壁面第一层网格的尺寸.

3 气热耦合数值模拟

本节的计算共有两部分:首先是绝热计算,忽略叶片与主流之间的传热,采用 B-L 代数湍流模型封闭时均化的 N-S 方程组;其次是气热耦合计

算,计算域共有三块,分别为涡轮流道区域、固体叶片区域以及冷却腔流动区域,在计算中,对涡轮流道区域分别采用 B-L 代数湍流模型以及 B-L & AGS 转捩模型,对冷却腔内流动则只采用 B-L 代数湍流模型,而忽略转捩的影响. 图 3 给出了中径处截面处的马赫数分布,其中图 3(a)为绝热计算结果,图 3(b)为气热耦合,涡轮流道区域采用 B-L 模型的结果,而图 3(c)为气热耦合,涡轮流道采用 B-L & AGS 模型的结果. 从图 3 中可以看出,绝热计算与采用不同模型的耦合计算结果十分接近,这说明采用两种不同的计算后,流道中的流动变化很小.

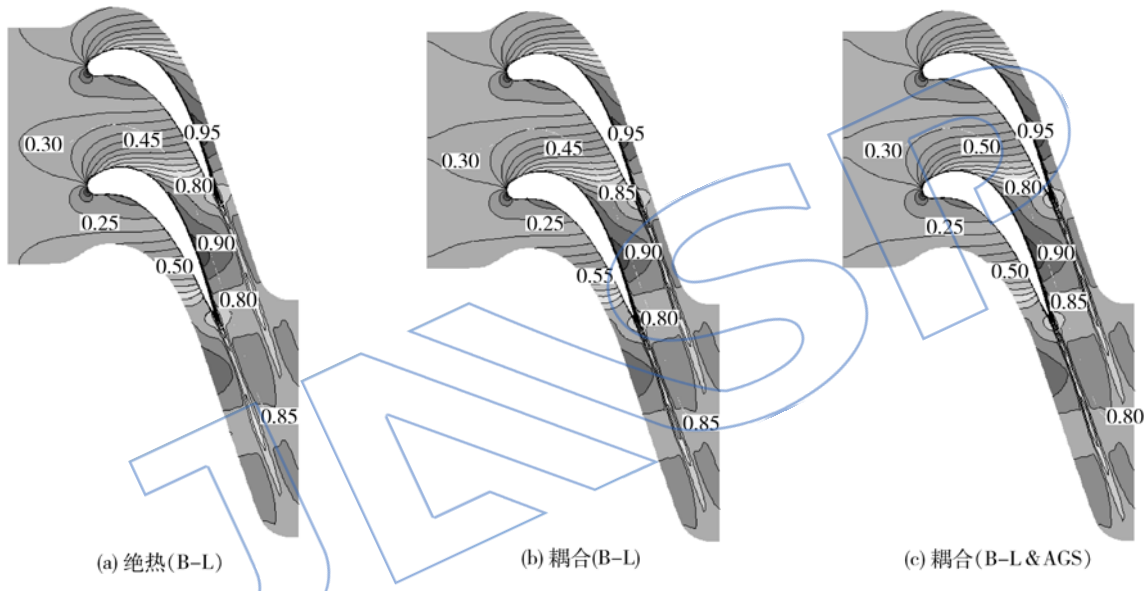


图 3 中径处截面马赫数分布 ($Ma: 0.05 \sim 0.95, \Delta Ma = 0.05$)

Fig. 3 Mach number distribution at 50% span ($Ma: 0.05 \sim 0.95, \Delta Ma = 0.05$)

图 4 给出了中径的型面压力分布,其中: p 表示静压, p_0^* 表示涡轮入口总压, x 表示沿着计算点至叶片前缘的轴向距离, c 则表示叶片的轴向弦长. 可以看出在绝热计算以及采用不同模型的耦合计算的压力分布是很接近的,由于压力在附面层内可以认为是不变的,因此可以认为在这三种情况下数值计算预测的附面层内的压力分布差异很小. 由压力分布可以看出叶片表面压力最高的区域,即流动滞止区域,位于叶片前缘偏向压力面一侧,这是由进口气流存在一定的负攻角引起的,在整个压力面,压力在前缘附近先下降,然后再缓慢升高,这是因为在压力面前缘,叶片表面外凸内凹,使得当地流动先加速再减速;在压力面 $x/c = 0.3$ 之后,由于流动的加速,压力缓慢下降.

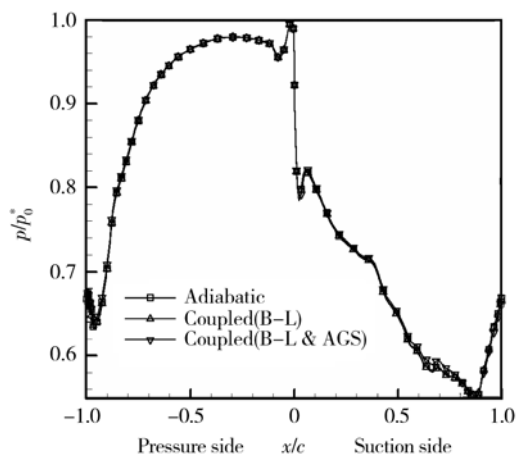


图 4 中径处型面压力分布

Fig. 4 Profile pressure distribution at 50% span

由于负攻角的存在,在吸力面前缘附近,流动也存在急剧加速与减速的现象,这导致该区域的压力首先急剧下降,然后再升高,在吸力面 $x/c=0.1$ 之后,由于流动的加速,压力逐渐下降,比较压力面与吸力面压力下降的程度可以得出吸力面处流体的加速程度要高于压力面。

尽管附面层的流动差异较小,但是由于绝热与耦合计算两种计算方法的不同,在叶片表面的温度分布必然存在较大的差异;此外,由于在低压涡轮叶片表面一般存在较大范围的层流转捩区域,在耦合计算中,是否考虑转捩影响,预测的叶片表面温度也会存在差异.图5给出了中径处的型面温度分布,其中 T_0^* 表示进口的总温.可以看出采用耦合计算预测的叶片表面静温要远低于绝热计算预测的结果,而后者与滞止温度很接近.由于耦合计算的物理模型更符合实际情况,因此可以认为采用耦合计算的结果是更贴近于实际情况的,这也说明了采用气热耦合计算的必要性.在压力面 x/c 小于 0.70 以及吸力面 x/c 小于 0.5 的区域内,转捩模型预测的温度均要低于采用全湍流模型的结果,而其他区域两者的结果比较接近,这说明在该区域的附面层内存在层流、转捩流动现象.结合图6壁面附近间歇因子分布,可以看出由于前缘附近附面层内流动以层流为主,在压力面前缘之后的区域,由于流动的加速,该区域附近附面层流动保持层流状态,直到接近尾缘区域,由于流道扩张,为膨胀流动,此时附面层内流动由层流过渡到湍流状态,而在吸力面前缘区域之后,由于叶片壁面曲率的变化,流动逐渐变为湍流状态。

本节分别采用绝热方法与耦合方法对采用单腔内冷结构的导叶流动以及叶片表面的换热情况进行了数值模拟,计算表明,采用绝热计算与耦合计算两种方法得出的流道中流动情况差异很小,叶片表面的压力分布十分接近,但是这两种方法预测的叶片表面温度分布存在巨大的差异,这就说明了采用耦合计算的必要性.同时对耦合计算分别采用了两种不同的模型:B-L代数湍流模型以及 B-L&AGS 转捩模型,结果表明,涡轮叶片表面存在较大范围的层流、转捩区域,采用全湍流的计算不能够预测附面层内的流态变化,预测的叶片表面温度在层流、转捩区域要高于采用转捩模型的计算结果,而在湍流流动区域,这两种模型预测的结果差异比较小。

此外,从型面温度分布可以看出,若不加冷却,叶片的前缘以及整个压力面的温度较高,这必

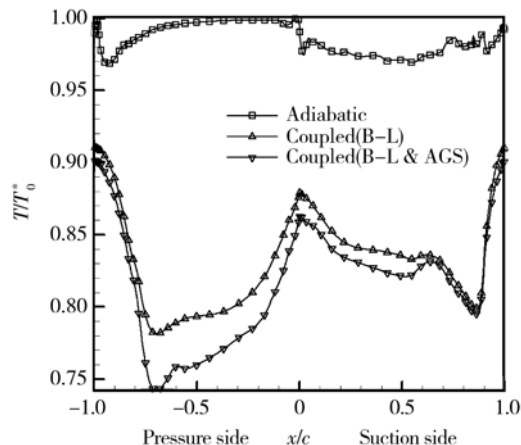


图5 中径处型面温度分布

Fig. 5 Profile temperature distribution at 50% span

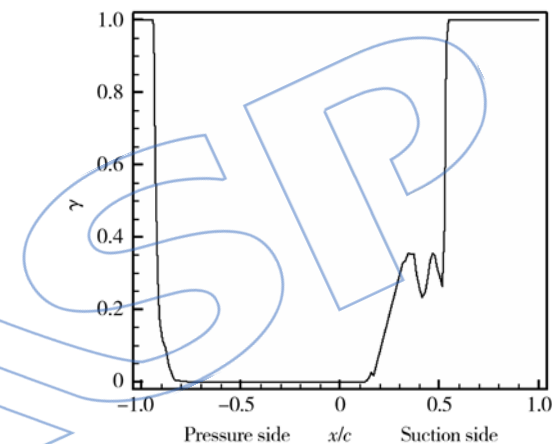


图6 叶片表面间歇因子分布

Fig. 6 Intermittency distribution on the vane surface

然会影响到叶片的运行寿命;采用单腔冷却结构后,整个叶片表面的温度降低,而温度较高的区域则集中在叶片的前缘以及尾缘,其中尾缘的温度最高。

4 采用气热耦合与工程结合方法的数值模拟

4.1 方法验证

为了验证本文所发展方法的可行性,采用的算例为上节中的低压涡轮叶型,流动工况保持一致,也采用相同的计算网格.涡轮流道区域采用 B-L 代数湍流模型,并加入 AGS 模型以模拟流动中的转捩现象;而在冷却腔内域则采用了 B-L 代数湍流模型.首先进行包含冷却腔内流动的全气热耦合计算,收敛之后,得到冷却腔壁的平均的表面传热系数分布以及冷却腔内气流核心区的冷气温度,然后进行气热耦合方法与工程方法相结合

的数值模拟,再对这两种计算的结果进行比较,以验证该方法的可行性。

图7和图8则给出了中径处型面压力与型面温度分布,对比表明,在叶片表面绝大部分区域,采用两种不同的方法预测的相同位置处的型面压力与温度吻合得相当好。这说明采用气热耦合与工程结合方法对附面层区域的流动以及传热预测基本上与采用全气热耦合(full CHT)方法的结果一致。

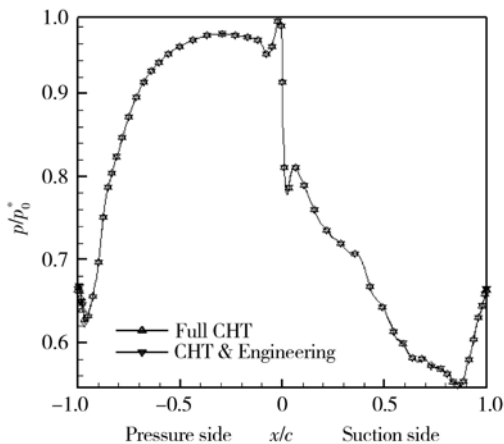


图7 中径处型面压力分布(方法验证)

Fig. 7 Profile pressure distribution at 50% span (validation of the new method)

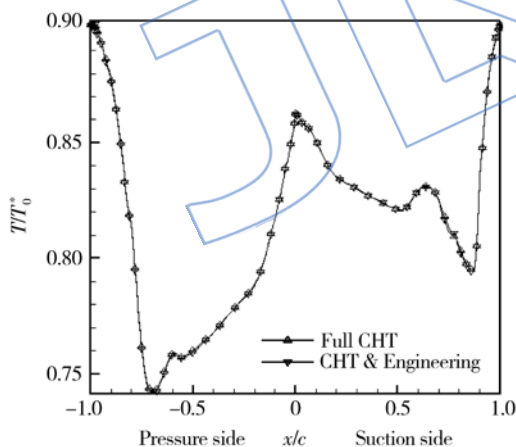


图8 中径处型面温度分布(方法验证)

Fig. 8 Profile temperature distribution at 50% span (validation of the new method)

本节比较了全气热耦合方法以及气热耦合和工程结合的方法所预测的叶片型面压力和型面温度分布,对比表明,采用这两种方法得到的上述参数的分布吻合得很好,这说明采用气热耦合和工程结合方法进行数值模拟是可行的。

4.2 方法在涡轮冷却设计中的应用

这一节采用气热耦合和工程结合的方法对上

文中所采用的低压涡轮叶型进行数值模拟。为了模拟粗糙冷却壁面的效果,对全气热耦合计算中得到的壁面平均表面传热系数进行修正,不失为一般性,将该系数扩大0.2倍,同时由于采用的冷却方式为单腔冷却,认为冷却腔内流动核心区的流体温度变化不大,采用相同的流动核心区流体温度进行计算。

以中径处截面为研究对象进行分析,下面给出了该截面处的型面压力和型面温度分布。

图9和图10分别给出了中径截面处的型面压力以及型面温度分布。可以看出,考虑到冷却腔壁的粗糙效应之后,型面压力分布变化不大,但是型面温度有较大的变化:与光滑壁面的结果相比,冷却腔壁的对流换热效应增强,由此导致叶片表面温度下降,这与粗糙壁面的影响是吻合的。

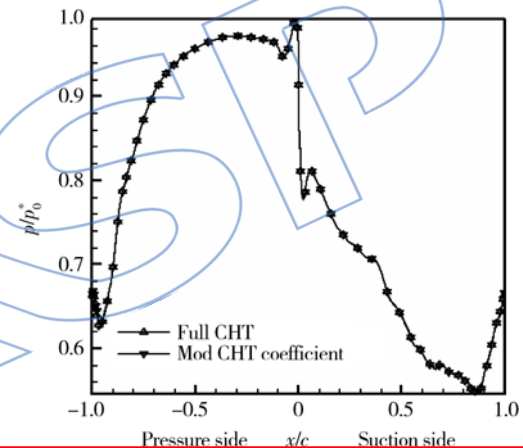


图9 中径处型面压力分布(方法应用)

Fig. 9 Profile pressure distribution at 50% span (application of the new method)

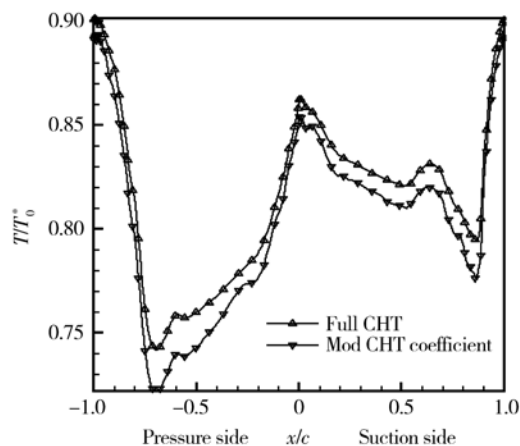


图10 中径处型面温度分布(方法应用)

Fig. 10 Profile temperature distribution at 50% span (application of the new method)

值得一提的是,由于没有进行冷却腔内的流动计算,采用本方法可以极大地减少设计过程中的计算量,这是本方法的一个优点.此外,本方法在应用过程中,假设冷却腔流动核心区的温度变化不大,该假设在冷却腔内流动情况不是很复杂时候是适用的,但是当冷却系统结构很复杂时,该温度必然会有较大的差异,此时就需要对该温度进行适当的修正了.

5 结 论

本文以某低压涡轮叶型为例,对其设计简单的内冷结构,然后分别进行了绝热以及采用不同模型的气热耦合计算,并在计算中采用不同的湍流、转捩模型,验证了所开发的气热耦合求解器 HIT-3D 的工程应用能力;为了模拟减少复杂冷却结构的计算量,发展了一种气热耦合与工程设计相结合的方法,并对其进行了验证与应用,得出结论如下:

1) 采用绝热计算与耦合计算两种方法得出的流道中流动情况差异很小,叶片表面的压力分布十分接近,但是这两种方法预测的叶片表面温度分布存在巨大的差异,这就说明了采用耦合计算的必要性;

2) 涡轮叶片表面存在较大范围的层流、转捩区域,采用全湍流的计算不能够预测附面层内的流态变化,预测的叶片表面温度在层流、转捩区域要高于采用转捩模型的计算结果,而在湍流流动区域,这两种模型预测的结果差异比较小;

3) 所开发的气热耦合求解器已经具备了工程应用能力;

4) 本文所发展的气热耦合与工程结合的方法是可行的,并且该方法可以极大地减少设计过程中的工作量.

参考文献:

- [1] Bohn D, Heuer T. Conjugate flow and heat transfer calculations of a high-pressure turbine nozzle guide vane[R]. AIAA-2001-3304, 2001.
- [2] Hylton L D, Milheer M S, Turner E R, et al. Analytical and experimental evaluation of the heat transfer distribution over the surface of turbine vanes[R]. NASA-CR-168015, 1983.
- [3] Kusterer K, Bohn D, Sugimoto T, et al. Conjugate calculations for a film-cooled blade under different operating conditions[R]. ASME-GT2004-53719, 2004.
- [4] Heidmann J D, Kassab A J, Divo E A, et al. Conjugate heat transfer effects on a realistic film-cooled turbine vane[R]. ASME-GT2003-38553, 2003.
- [5] 郭文, 吉洪湖, 蔡毅, 等. 高压涡轮导叶内冷通道流动特性计算分析[J]. 航空动力学报, 2005, 20(5): 831-835.
GUO Wen, JI Honghu, CAI Yi, et al. Computational analysis of the HP turbine nozzle guide vane internal flow characteristics[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(5): 831-835. (in Chinese)
- [6] 王松涛. 叶轮机三维黏性流场数值方法与弯叶栅内涡系结构的研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 1999.
WANG Songtao. Numerical method of 3D viscous flow field in turbomachinery and study of vortex structure in bowed blade cascade [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 1999. (in Chinese)
- [7] Pulliam T H, Chaussee D S. A diagonal form of an implicit approximate factorization algorithm[J]. Journal of Computational Physics, 1981, 39(2): 347-363.
- [8] Godunov S K. A finite difference method for the numerical computation of discontinuous solutions of the equations of fluid dynamics [J]. Matematischeskii Sbornik, 1959, 47: 271-306.
- [9] Smith L H. The radial equilibrium equation of turbomachinery[J]. ASME Journal of Engineering and Power, 1966, 88(1): 1-22.
- [10] 朱自强. 应用计算流体力学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1998: 134.
- [11] 李荣华, 冯果忱. 微分方程数值解法[M]. 北京: 高等教育出版社, 1995: 330-332.
- [12] Han Z X, Dennis B H. Simultaneous prediction of external flow-field and temperature in internally cooled 3-D turbine blade material[R]. ASME GT2000-253, 2000.

[1] Bohn D, Heuer T. Conjugate flow and heat transfer calcu-