

冷却涡轮定常/非定常流场的内外耦合快速计算方法

田 勇^{1,2,4}, 季路成³, 邵卫卫^{1,2}, 肖云汉^{1,2}

(1. 中国科学院工程热物理研究所 先进能源动力重点实验室, 北京 100190;

2. 中国科学院能源动力研究中心, 江苏 连云港 222069;

3. 北京理工大学宇航学院, 北京 100081;

4. 中国科学院大学物理学院, 北京 100049)

摘 要: 通过源项传递的方法将计算叶片内部流动与冷却的流体网络法与计算叶片外部冷却的源项模拟法耦合起来并嵌入到叶片外部三维气动计算程序中, 实现了整个冷却涡轮叶片流热环境的快速模拟。基于此方法编写了计算机程序 CTUCP。首先将程序应用到涡轮静叶栅 C3X 的定常冷却计算中, 并与 CFX 的计算结果进行了对比, 结果表明: CTUCP 计算稳定、计算速度要快一个数量级以上, 并且对叶片表面前缘之外区域的温度分布总体趋势预测基本相符。然后将程序应用到 C3X 脉动冷却的计算中, 计算了两种冷气进气脉动幅度下叶片的冷气与壁温脉动特点。

关 键 词: 涡轮冷却; 源项模拟; 流体网络; 脉动冷却; 耦合计算

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Quick calculation method of internal/external conjugation for steady/unsteady flow field in cooled turbine

TIAN Yong^{1,2,4}, JI Lu-cheng³, SHAO Wei-wei^{1,2}, XIAO Yun-han^{1,2}

(1. Key Laboratory of Advanced Energy and Power,

Institute of Engineering Thermophysics,

Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;

2. Research Center for Clean Energy and Power,

Chinese Academy of Sciences, Lianyungang Jiangsu 222069, China;

3. School of Aerospace Engineering,

Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;

4. School of Physics, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: A source transfer method, which is used to couple the flow network calculation of blade internal flow and source simulation of blade external cooling, was embedded into a 3D aero code, which is usually used to calculate blade external flow, then a quick simulation of a whole cooled blade was carried out. A computer program called CTUCP was developed based on this method. CTUCP was first used to calculate the steady cooling of the turbine vane cascade C3X, and the result was compared with the result of CFX, proving that

收稿日期: 2014-03-31

基金项目: 自然科学基金(51176012, 51376023)

作者简介: 田勇(1985—), 男, 湖北崇阳人, 博士生, 研究方向为叶轮机械气动热力学。

通讯作者: 季路成(1970—), 男, 山东蓬莱人, 教授、博士生导师, 博士, 研究方向为航空发动机能源动力、叶轮机械气动热力学和计算流体力学。E-mail: jilc@bit.edu.cn

CTUCP can calculate stably, faster by one order of magnitude, and give close prediction of the blade wall temperature distribution trend except at the leading edge. Next, CTUCP is used to calculate pulsed cooling of C3X, obtaining the characteristic of the coolant and wall temperature under two different pulse amplitudes.

Key words: turbine cooling; source simulation; flow network; pulsed cooling; conjugate calculation

现代冷却涡轮叶片内外流路几何与流动复杂,其设计一直是热端部件典型难题.实际上,目前尤其国内,冷却涡轮设计过程仍然是叶片气动外形设计与传热、冷却设计解耦迭代为主,并未实现完全意义的三维设计,全三维网格 CFD 因网格数与计算量庞大而难以用于日常工程反复迭代设计.另一方面,随着涡轮前温度提高、涡轮负荷提高、工况变化越频繁、寿命及可靠性要求越高,涡轮冷却的非定常属性也难以再忽略,必须在工程设计中考虑涡轮瞬态冷却特性,全网格非定常流场计算量更大却是瓶颈制约.这两大因素决定着,发展定常/非定常流场的快速模拟方法始终是冷却涡轮技术的重大且适切的需求.

为满足上述急需,以下两类方法可供借鉴:一类是针对考虑气膜冷却气流的叶片外部通道流动模拟方法.在这类方法中,冷却气流参数以源项方式纳入流动控制方程,宏观地考察冷气流量、动量、能量输入影响. Turner 等^[1]和 Tartinville 等^[2]研究认为,源项法虽然无法捕获孔附近及下游的详细流动结构,但是却能准确预测由气膜冷却导致的整体流动及性能的变化.另一类方法则针对叶片内部流动与传热.当前湍流模型与转捩模型的发展状况并不理想,对冷却孔施加大量计算网格所模拟出的流动注定难以准确.鉴于此,对内冷通道流动进行适当简化反而很有价值.流体网络法就是这样的方法.国外很早开展了此方面工作,美国国家航空航天局(NASA)开发了著名的流体网络程序 GFSSP^[3-7],但主要用于火箭发动机涡轮泵、管道、轴承的计算.国内吴丁毅、陆海鹰等^[8-9]较早的开展了发动机空气系统的稳态流体网络法研究.陶智、侯升平等^[10-13]针对航空发动机复杂空气系统开展了非稳态及流固耦合流体网络方法的研究.可以说这类方法已较为成熟.

鉴于上述,将叶片通道流场模拟的源项法与叶片内部冷却通道流场的流体网络法相结合,将能实现冷却涡轮定常/非定常流场的快速耦合模拟.为此,本文开展了相关研究探索.

1 基于源项传递的快速耦合计算方法

一般来说,源项模拟方法的关键在于合理地给定源项的位置和强度(包括流量、温度、速度矢量等).强度的指定通常都是直接手工给定,但是由于通常一个气膜孔就是一个源项,而实践中已知的往往只是多排气膜孔的供气腔的进气参数,对各个气膜孔的进气参数却无法得知,一般只能是采用均匀推算的方式;此外,手工施加的源项也只能考虑到源项对外部流场的影响,却无法反过来考虑外部流场对源项的影响.所以手工给定源项强度的准确度较低、也不灵活.

本文提出计算思路是:通过叶片内部流体网络的计算提供准确的源项强度,通过源项处外部流场的计算反过来又给内部流体网络提供更准确的边界条件.将这个反复的迭代过程称为基于源项传递的快速耦合计算方法.

具体实施方法如下:

将内冷流体网络计算得到的固壁换热量作为固壁热源项传递给计算程序 3DTURBO,将内冷流体网络程序 UFNAP(unsteady flow network analysis program)计算得到的气膜孔出口冷气的流量、动量和能量作为固壁的质量、动量和能量源项传递给 3DTURBO,再由 3DTURBO 将这些源项纳入外部流体域开始三维计算,将计算得到的新的绝热壁温分布,传递给内部流体网络作为部分元件的壁温条件,将计算得到的孔出口的压力分布作为流体网络出口节点的背压,开始新一轮的内部流体网络计算,再以源项的形式回传给 3DTURBO.重复以上过程,便实现了基于源项传递的耦合计算.具体过程如图 1 所示.

根据以上思路首先编写了外部气动计算程序 3DTURBO 与内部流体网络计算程序 UFNAP,然后通过编写接口组成程序 CTUCP(cooled turbine unsteady computation program).

3DTURBO 是团队自主开发的一个速度快、精度较高的叶轮机械三维气动计算程序.它采用

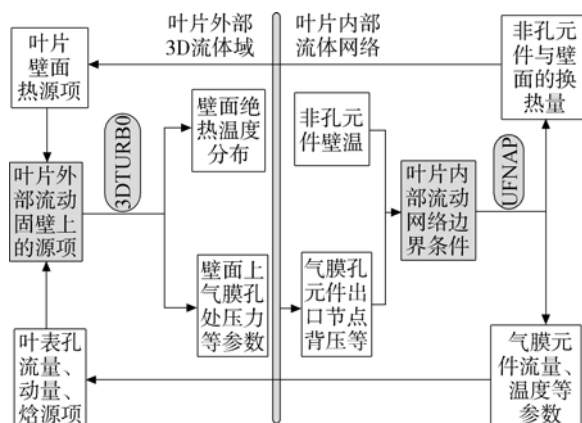


图1 耦合计算方法示意图

Fig. 1 Sketch of conjugate calculation method

有限体积法、简单 H 型网格、Denton 代数湍流模型, Denton 的 Scree 离散格式以及双时间步法. 文献[14]对其作了详细介绍. 伊卫林、李伟伟等[15-17]对其开展了充分的数值校验工作. 此外, 编写了子程序 Turbofilm 将气膜孔的流动参数转换成 3DTURBO 可以直接计算的通量(即源项)就实现了气膜冷却的快速计算.

UFNAP 是团队近期开发的一个非定常流体网络计算程序. UFNAP 将复杂的三维流动结构离散成由若干个一维流动元件组成的网络拓扑结构, 对每个流动元件采用一维的经验关系式计算其流动与传热, 然后全网联立求解, 便可求得网络每个元件的流量与换热量以及每个节点(相邻元件的连接点)的温度、压力等参数. 其主要控制方程如下:

连续方程

$$\sum_{j=1}^{B_N(i)} G_{ij} = G_s$$

其中 $B_N(i)$ 表示节点 i 处分支的数目, G_{ij} 表示由节点 i 流向节点 j 的这一分支的流量(反向则为负), G_s 表示节点 i 处的质量源(汇)强度.

动量方程

$$K_{ar} \frac{dG_{ij}}{dt} = (K_m - K_f) G_{ij}^2 + p_i - p_j + F_c$$

其中 p_i 和 p_j 分别代表 ij 分支上 i 节点和 j 节点的压力; $K_{ar} = \frac{L}{A}$, 代表元件长度与截面积之比;

$K_m = \frac{1}{A} \left[\frac{1}{\rho_i A_i} - \frac{1}{\rho_j A_j} \right]$, 代表元件进出口动量变化系数, A 代表分支平均截面积, ρ 代表节点密度; K_f 是分支流阻系数, 逆流时取负值; $F_c = \bar{\rho} \omega^2 \frac{r_j^2 - r_i^2}{2}$, 代表分支所受离心力, ω 代表分支转

速, r 代表节点处的旋转半径.

能量方程

$$h_i \sum_{j=1}^{B_N(i)} \max(-G_{ij}, 0) - \sum_{j=1}^{B_N(i)} [\max(-G_{ij}, 0) h_j] = \sum_{j=1}^{B_N(i)} \left[\frac{\max(-G_{ij}, 0)}{-G_{ij}} \cdot \left(\frac{p_i - p_j - K_f G_{ij}^2}{\bar{\rho}} + K_h A_s \Delta T \right) \right]$$

其中 h 代表节点处的焓值, K_h 代表分支传热系数, A_s 代表分支换热面积, ΔT 代表传热温差.

连续方程采用流量残差压力修正方法迭代求解, 动量方程时间项采用 1 阶隐身欧拉离散后采用牛顿迭代法求解, 能量方程可直接矩阵求解. 每个时间步内有 3 层迭代: 最里层动量方程迭代(流阻系数与流量的相互迭代修正), 中间层连续方程迭代(压力修正迭代), 最外层能量方程迭代(主要是热物性的修正). 每个时间步内包含若干次能量方程迭代, 每次能量方程迭代内部又包含若干次连续方程迭代, 每次连续方程迭代包含若干次动量方程迭代. 最后直到三大方程均达到收敛标准.

2 定常冷却快速模拟

以涡轮静叶栅 C3X 为计算模型. C3X 是通用汽车公司设计的高压涡轮导叶, Hylton, Turner 等[18-20]对这一导叶组成的平面叶栅做了一系列关于气动和传热的实验. 但由于实验模型内部除了 3 个气膜冷气腔外还有 10 个径向冷气孔, 所以固体域的三维导热非常明显, 而 CTUCP 目前尚未开发二维和三维导热程序, 因此不适合直接计算 C3X 完整模型. 为了初步检验当前 CTCUP 的性能, 本文 CTUCP 将只计算 C3X 绝热壁气膜冷却模型, 即不考虑径向孔, 而且将 3 个供气腔和所有气膜孔壁面都设置为绝热壁. 计算结果不与实验直接对比, 而是与 CFX 计算结果对比.

2.1 校验基准——CFX 模拟设置

此方法是最传统的方法, 因为复杂且极其耗时, 因而一方面作为本文提出的快速计算方法的反衬, 一方面又作为计算结果精度的对比基准.

所谓全三维网格计算就是冷气供气腔以及气膜孔计算域均采用三维网格进行完整模拟.

图 2 展示了采用软件 ICEM 对整个计算域划分的分块结构化网格, 总网格数 1200 万. 为了保证气膜孔内的网格质量, 其内外周围均采用了 O 拓扑; 所有近壁面都进行了足够加密并保证 Y^+ 在 1 左右以保证尽可能准确地模拟边界层内的流

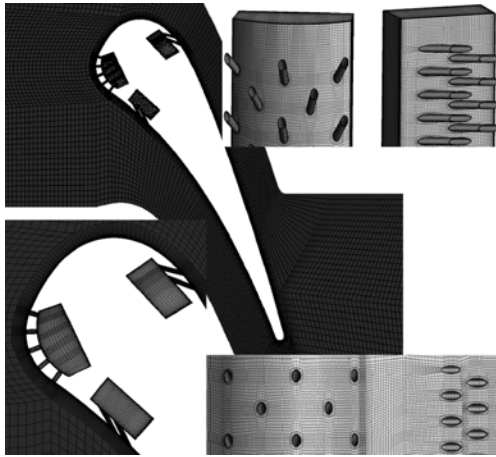


图 2 CFX 全三维计算网格示意图

Fig. 2 Sketch of CFX full-3D calculation mesh

动并满足 shear stress transport(SST)湍流模型的需求。

采用 CFX 计算,实验工况和边界条件设置分别如表 1 和表 2。

计算采用团队建设的曙光天潮 TC4000L 高性能计算平台,利用 4 个节点 32 线程,占据 20G 左右内存,耗时 48h 计算收敛。

表 1 实验工况

Table 1 Operation conditions for experiment

参数	数值
燃气进口总压/Pa	305810
燃气进口总温/K	701
进口马赫数	0.18
出口马赫数	0.75
进口雷诺数(基于真实弦长)/ 10^6	0.62
出口雷诺数(基于真实弦长)/ 10^6	2.01
进口平均湍流强度/%	6.5
平均壁温与燃气进口总温的比值	0.75

表 2 C3X 全气膜冷却冷气工况

Table 2 Operation conditions of coolant in C3X full-film cooling

工况参数	前缘 气膜冷却	压力面 气膜冷却	吸力面 气膜冷却
冷气进口总压与 燃气进口总压之比	1.019	1.102	1.100
冷气进口总温与 燃气进口总温之比	0.75	0.68	0.65
冷气流量/(kg/s)	0.005	0.012	0.017

2.2 CTUCP 源项传递耦合计算方法设置

外部流动网格生成. 由于叶片外部流动采用三维黏性气动程序 3DTURBO 计算,因此需要生成网格. 3DTURBO 计算域采用 H 型网格,因此适合采用如图 3 所示的通道形式的计算域,即分别以相邻两个叶片所夹的通道为计算域,周期面仅设置在前缘上游和尾缘下游,中间部分直接以一个叶片的吸力面和另一个叶片的压力面为固壁边界. 对本算例,展向、周向和轴向网格数分别为 150,63 和 163,网格总数为 154 万. 近壁网格、近前缘和近尾缘处均进行了必要的加密,且保持了网格膨胀比在 1.2 左右。

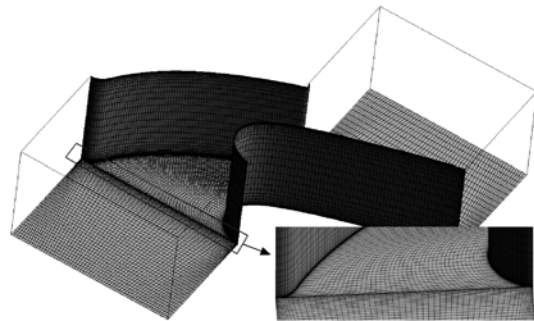


图 3 通道形式计算域与相应 H 型网格示意图

Fig. 3 Skethc of passage-type computation domain and H-type mesh

冷却气流体网络设置. 由于叶片内部流动与传热采用流体网络法计算,因此需要建立相应的流体网络模型. 图 4 表示 C3X 绝热壁气膜冷却源

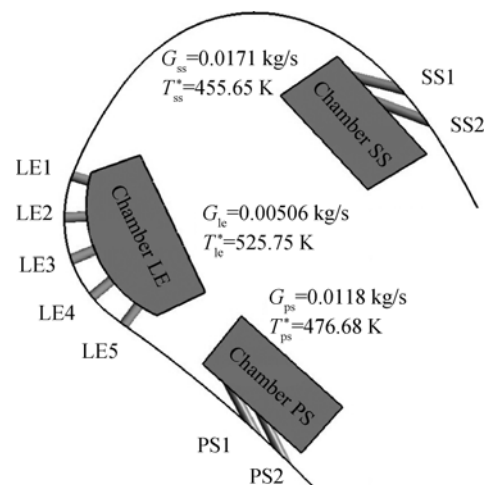


图 4 C3X 叶片绝热壁气膜冷却源项耦合模拟流量分布

Fig. 4 Mass flow distribution for conjugation source simulation of C3X vanes film cooling with adiabatic wall

项耦合模拟的供气关系示意图,图中 LE 表示前缘,PS 表示压力面,SS 表示吸力面,Chamber LE 表示前缘冷气腔(No. 1),Chamber PS 表示压力面冷气腔(No. 50),Chamber SS 表示吸力面冷气腔(No. 98),LE1 表示气膜孔列(No. 2~No. 11),LE2 表示气膜孔列(No. 12~No. 20),LE3 表示气膜孔列(No. 21~No. 30),LE4 表示气膜孔列(No. 31~No. 39),LE5 表示气膜孔列(No. 40~No. 49),PS1 表示气膜孔列(No. 51~No. 74),PS2 表示气膜孔列(No. 75~No. 97),SS1 表示气膜孔列(No. 99~No. 121),SS2 表示气膜孔列(No. 122~No. 145). 图 5 是对应的流体网络结构. 其主要思想是:每个供气腔作为一个进气节点,每个气膜孔出口作为一个出气节点,每个气膜孔就是一个连接供气腔和气膜孔出口的元件,这个元件是一种孔口压损元件,其压损有经验关系式可查询. 本文暂不考虑孔元件的壁面导热,而是假设其导热始终为零. 供气腔最为一个节点,意味着整个供气腔的所有参数都被假定是均匀的,即零维处理. 3 个供气腔及其对应的气膜孔出口实际上对应了 3 套独立的流体网络,尽管在与外部流动相互作用时会有相互干涉.

该计算在个人计算机上进行即可,占用内存不到 1G,耗时约 12h 即达到收敛.

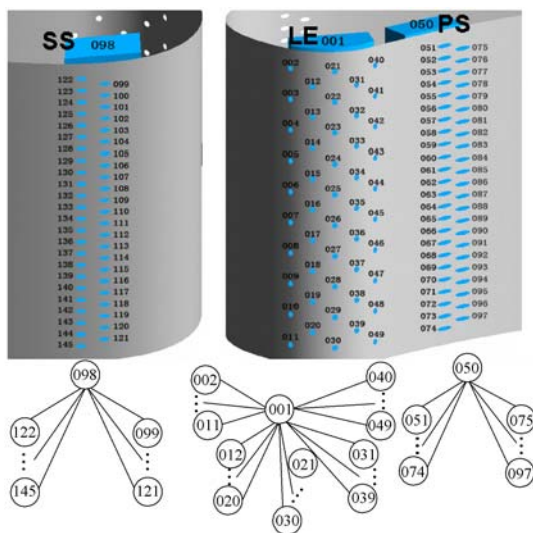


图 5 C3X 全气膜流体网络模型示意图

Fig. 5 Sketch of flow network model of C3X full-film cooling

2.3 计算结果

图 6 是计算得到的静温与进口总温之比 (T_w), 图 6(a) 中黑点表示源项施加位置, 后文同.

图 6(b) 中 CFX 的计算结果中可以清晰得看出气膜射流的轨迹与冷却有效度分布. 前缘气膜的冷却有效度非常差, 因此 C3X 若重新设计冷却, 有必要增大前缘区域的冷气量.

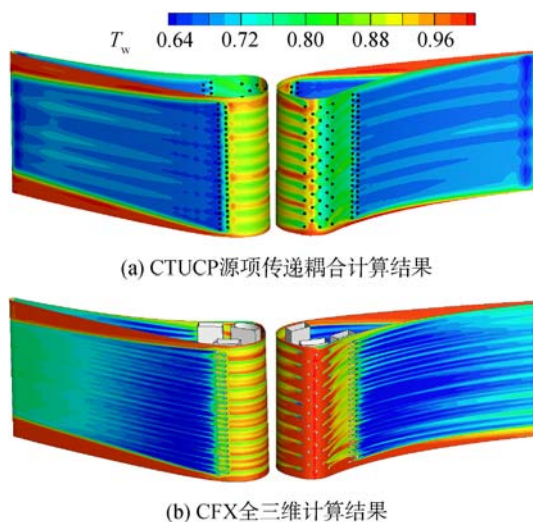


图 6 叶片表面温度分布

Fig. 6 Distribution of blade surface temperature

对比看来, 源项耦合模拟与 CFX 全三维计算对吸力面和压力面上温度分布的定性预测还是比较接近. 两者主要差别在于: 一方面, 源项耦合模拟无法捕获清晰的射流轨迹, 一方面, 源项耦合模拟对前缘的预测非常差, 严重高估前缘区域的冷却效果. 这主要还是归结于湍流模型的差异与源项模拟的局限性. 今后的工作重点将是: 一方面改进 CTUCP 的湍流模型, 另一方面改进源项模拟中源项在单元内的分布方式, 使它更接近孔出口的实际流动.

3 脉动冷却快速模拟

仍然采用上一章的计算模型——全气膜冷却绝热壁的 C3X 涡轮静叶栅. 作为脉动冷却的一种, 选用冷气腔进气脉动作为研究对象. 未来将扩展至主流燃气道进气脉动以及主流-冷气腔联合脉动的情况.

3.1 脉动设置

为了保证可对比性, 需控制脉动的流量时均值与不脉动时的流量值保持一致, 因此最易于操作的脉动的函数就是正弦函数了. 3 个冷气腔均采用如下函数形式的脉动:

$$G = G_0 + A \sin \left[2\pi \frac{t}{T} + \varphi \right]$$

其中 G_0 表示不脉动时的流量值, A 表示脉动幅度, t 表示当前时间, T 表示脉动周期(后文及图同), φ 表示初始相位。

假设 CTUCP 程序中对叶栅通道的非定常计算时间步长为 Δt , 为研究脉动特点, 本文设置前缘、压力面和吸力面 3 处均以 $50\Delta t$ 为脉动周期同步脉动, 计算了不脉动(工况 0), 脉动幅度为 20%(工况 1)和 50%(工况 2)3 种情况。

3.2 计算结果

从图 7 可见, 约 10 个脉动周期后, 非定常计算结果才稳定, 即形成稳定的周期。图 8 叶片轴向力 F_x 收敛史规律类似, 收敛后形成稳定的脉动。

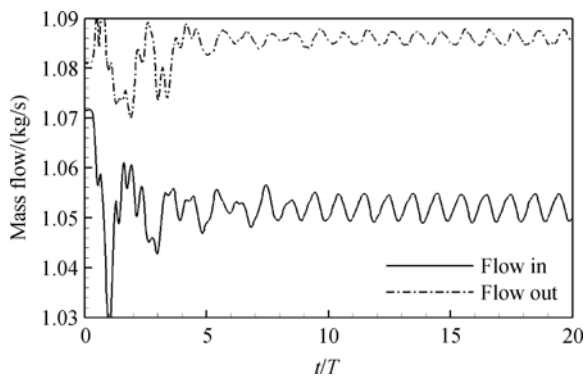


图 7 工况 1 进出口流量随时间的变化

Fig. 7 Variation of inlet and outlet mass flow with time in operation condition 1

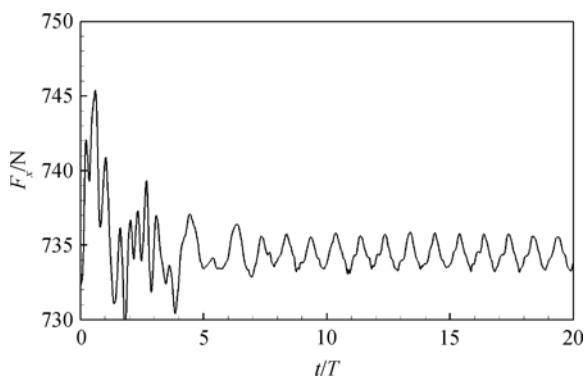


图 8 工况 1 叶片轴向力随时间的变化

Fig. 8 Variation of blade axial force with time in operation condition 1

图 9~图 10 表示的是工况 0 与工况 1 前缘各气膜孔分支流量随时间的变化。可以看到, 工况 0 虽然无脉动, 但是结果却一直有很轻微的波动, 这完全是非定常计算本身导致的, 因为注意到定常计算结果收敛历史最后是完全没有波动的。所以在后面的非定常计算里, 要注意, 这样微小的波

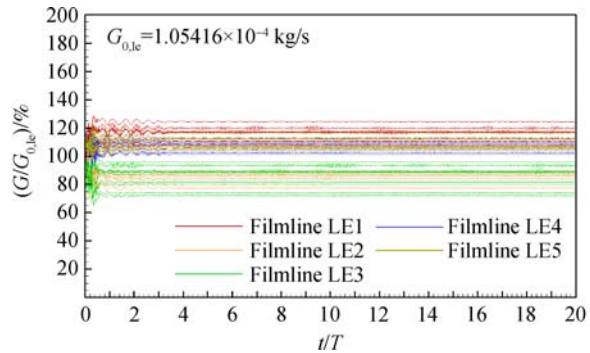


图 9 前缘各气膜孔分支流量随时间的变化(工况 0)

Fig. 9 Variation of mass flow of each film hole branch at leading edge with time (operation condition 0)

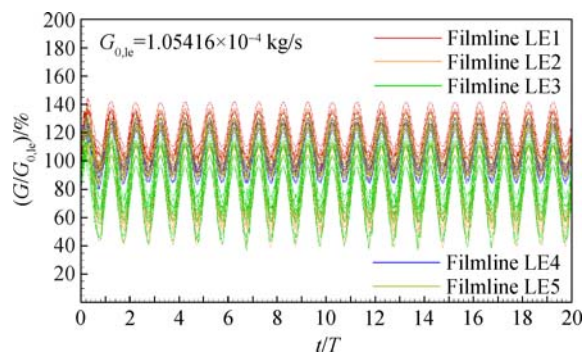


图 10 前缘各气膜孔分支流量随时间的变化(工况 1)

Fig. 10 Variation of mass flow of each film hole branch at leading edge with time (operation condition 1)

动将被视作是非定常计算误差。工况 0 下, 前缘各孔的流量分布范围大致是 $(72\% \sim 125\%) G_{0,le}$, 这里 $G_{0,le}$ 表示将前缘冷气腔流量均摊到每个孔的流量, 因此各孔所处空间位置不同而导致的流量差异——空间差异幅度为 $-28\% \sim 25\%$ 。而对于工况 1, 如果猜测各孔流量随时间的脉动仅仅是简单地在各孔无脉动流量的基础上波动 20% 的话, 那么最后整个前缘气膜孔流量分布范围应该是 $72 \times (1 - 20\%) G_{0,le} \sim 125 \times (1 + 20\%) G_{0,le}$, 即 $57.6\% G_{0,le} \sim 150\% G_{0,le}$, 故整体分布幅度(指定区域各孔流量因时间脉动和空间分布形成的总差异)为 $-42.4\% \sim 50\%$ 。但是从图 10 看来实际分布范围却是 $40\% G_{0,le} \sim 140\% G_{0,le}$ (即整体分布幅度为 $-60\% \sim 40\%$)。可见, 前缘冷气腔进口流量的脉动幅度并不是一致地分配到每个气膜孔, 低流量孔的脉动幅度会明显大于冷气腔进口流量脉动幅度, 高流量孔的脉动幅度会略小于冷气腔进口流量脉动幅度。这是危险的, 因为流量低的孔脉

动幅度反而更大,这就会更接近负流量而引起燃气倒灌。

同样分析吸力面和压力面气膜冷却孔发现如下规律:压力面空间差异幅度为 $-7\%\sim 5\%$,比前缘处小得多,这是因为不管前缘还是压力面,整个径向的压力差别其实差不多,前缘孔的流量小些,所以对相同的径向压力分布就更敏感。如果猜测流量随时间的脉动仅仅是简单的在各气膜孔无脉动流量的基础上波动 20% 的话,那么整体分布幅度为 $-25.6\%\sim 26\%$,与实际计算结果($-25\%\sim 26\%$)非常接近。可见,压力面冷气腔进口流量的脉动基本一致地传递给了压力面每个气膜孔。吸力面空间差异幅度为 $-5\%\sim 5\%$,也比前缘小得多。同时发现其实径向各孔流量差别不大,而两排之间的流量差别却显著,这主要归因于两孔排处叶表压力沿表面向尾缘方向衰减非常快。如果猜测流量随时间的脉动仅仅是简单的在各气膜孔无脉动流量的基础上波动 20% 的话,那么整体分布幅度为 $-24\%\sim 26\%$,与实际计算结果($-26\%\sim 26\%$)也非常接近。可见,吸力面每个孔出口流量的脉动幅度与吸力面冷气腔进口流量脉动幅度相等,这与压力面的特点是一样的。

图11~图12表示工况0和工况1的全局气膜孔流量分布曲线在计算中任意截取的一个脉动周期内的6个时间点的对比,图中 t_0 为初始时间。工况0,没有脉动,各时间点全局气膜孔流量分布曲线理所当然地完全重合。工况1的3个冷气腔都同步同幅度地脉动,周期之始和周期之终曲线也刚好重合,证明了周期的稳定性。同时前缘节点11~30(刚好是LE2和LE3这两排)是明显的负流量“高危点”,这在设计中要高度关注。

图13是中展壁温分布在一个脉动周期内的

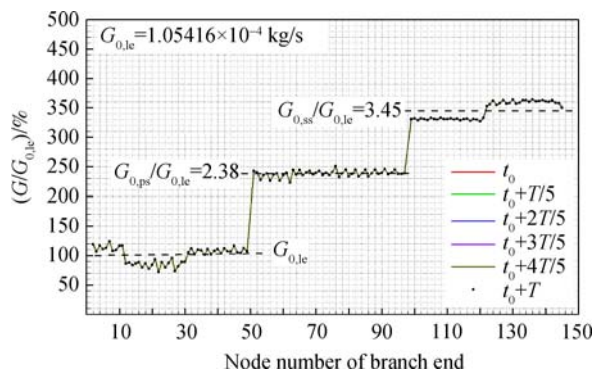


图11 一个周期内各气膜孔的流量对比(工况0)

Fig. 11 Comparison of mass flow in each hole during one period (operation condition 0)

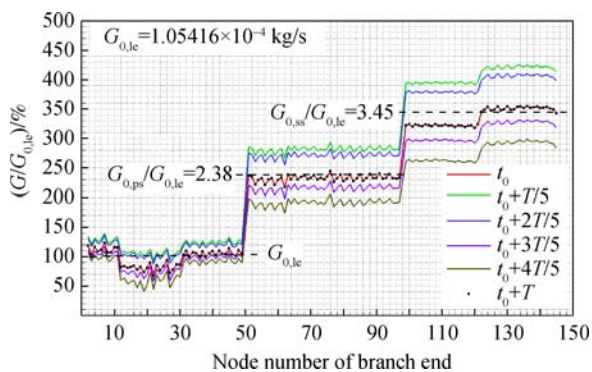


图12 一个周期内各气膜孔的流量对比(工况1)

Fig. 12 Comparison of mass flow in each hole during one period (operation condition 1)

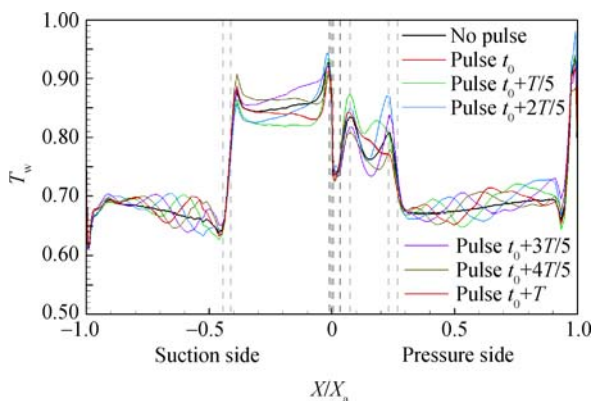


图13 中展壁温分布在一个脉动周期内的变化(工况1)

Fig. 13 Variation of midspan wall temperature during one pulse period (operation condition 1)

变化,图中竖直虚线表示气膜孔排位置,后文同。从脉动包络线可以看出:在冷气腔流量脉动幅度为 20% 时,中展大部分位置壁温的脉动幅度在 $3\%\sim 5\%$,绝对值约为 21 K 。只有在压力面气膜孔排PS1附近,温度最大相对脉动幅度达到 6% 左右,说明此处的脉动与来自上游的前缘的脉动进行了较强的叠加。另一个非常值得注意的现象是,在靠近尾缘,尤其是吸力面尾缘附近($X/X_a = -0.85\sim 1$, X_a 为叶片轴向长度)几乎没有温度脉动,说明冷气在尾缘处变得比较稳定。展示了上述周期内叶片表面温度变化。随着冷气流量的脉动喷出,吸力面和压力面壁温云图呈向下游运动的波浪式发展。但是图中很难看出前缘的壁温变化,只有在制作成动画后才可以清晰发现。可见当前脉动幅度对前缘壁温的影响并不大。

图14展示了上述周期内叶片表面温度变化。前缘的壁温变化似乎肉眼难以分辨,但是在制作成动画后可以清晰地感受到。而吸力面和压力面

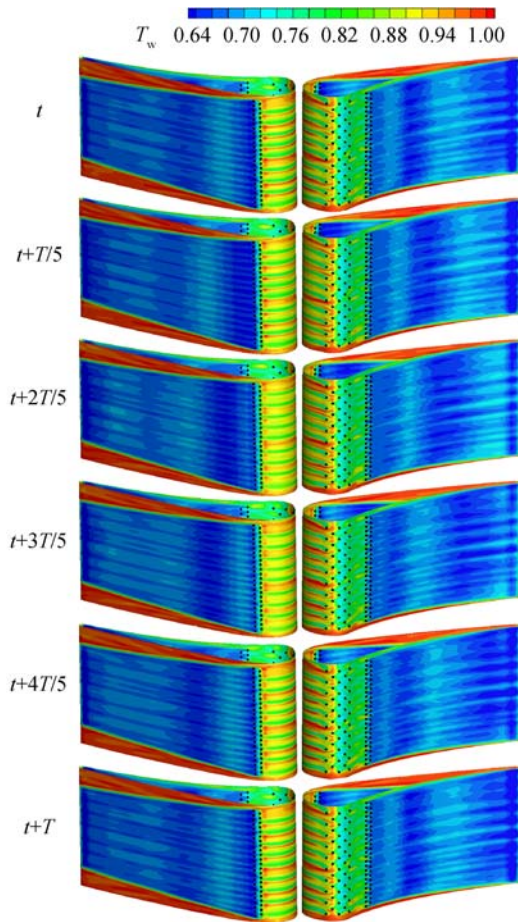


图 14 一个周期内叶片表面温度的变化(工况 1)

Fig. 14 Variation of blade surface temperature during one period (operation condition 1)

壁温的周期波浪式脉动非常清晰。

大幅脉动工况(工况 3)中,冷气腔进口流量脉动幅度为 50%。类似于前面的分析方法,如果冷气腔的流量脉动均匀传递到各孔的话,前缘孔的流量脉动幅度应当为 $-64\% \sim 87.5\%$,而实际计算结果却是 $-99\% \sim 70\%$ 。可见,低流量孔的负方向脉动幅度被放大更严重,已经濒临负流量。

不过吸力面和压力面的脉动幅度变化规律与工况 0 类似,整体脉动幅度完全等同于空间脉动幅度与随时间脉动幅度的叠加。

此外,从图 15 看到,在如此大幅度脉动下,周期内某些时间段吸力面一排内各孔之间的流量差别会非常显著,即气膜孔排内各孔展向分布极不均匀:中展附近的孔的流量比近两侧端壁的孔的流量要小得多(小近 50%)。

图 16 中展壁温分布变化表明,在当前冷气腔进口流量脉动幅度 50% 的情况下,壁温的脉动幅度可达 $10\% \sim 15\%$ 。而且在除了吸力面头部外的其余位置,包络线整体高于无脉动的情况,这说

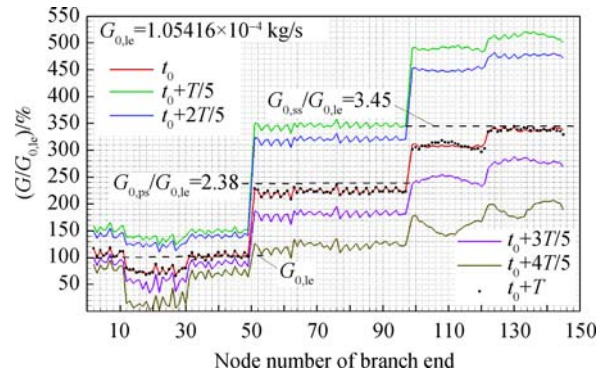


图 15 一个周期内各气膜孔的流量对比(工况 3)

Fig. 15 Comparison of mass flow in each film hole during one period (operation condition 3)

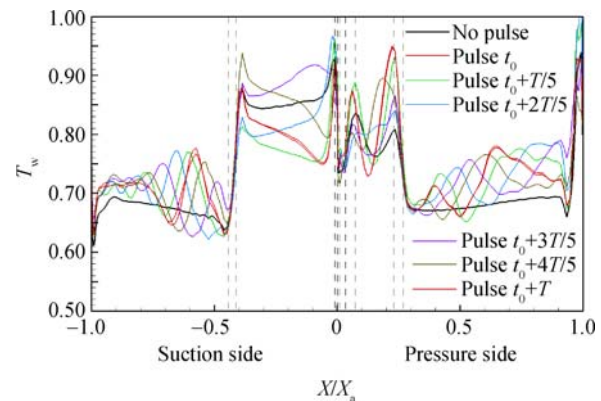


图 16 中展壁温在一个脉动周期内的变化(工况 3)

Fig. 16 Variation of midspan wall temperature during one pulse period (operation condition 3)

明:冷气腔进口流量脉动尽管没有改变冷气量的周期平均值,但是却大大降低了冷却有效度的周期平均值。

图 17 表明,相比于工况 1,吸力面和压力面壁温云图呈向下游运动的波浪式发展剧烈得多。低流量间隔产生的“高温浪”越发明显,这将严重影响叶片的寿命。

此外,笔者曾采用 CFX 对图 2 所示的全三维结构进行了相同脉动下的非定常计算,不考虑网格生成所花费的精力,光计算就在曙光天潮 TC4000L 高性能计算平台上利用 4 个节点 32 线程耗时近一周才完成约 20 个非定常周期的计算。而以上的 CTUCP 脉动计算,每个算例只需在个人计算机上历时不到两天即可完成。CFX 的结果尽管因为网格精细而能获得清晰的冷气射流轨迹,但是考虑到湍流模型、转捩以及网格质量等多种复杂因素,整体计算结果并不一定比 CTUCP 的计算结果准确(尽管没有实验结果可对比),最

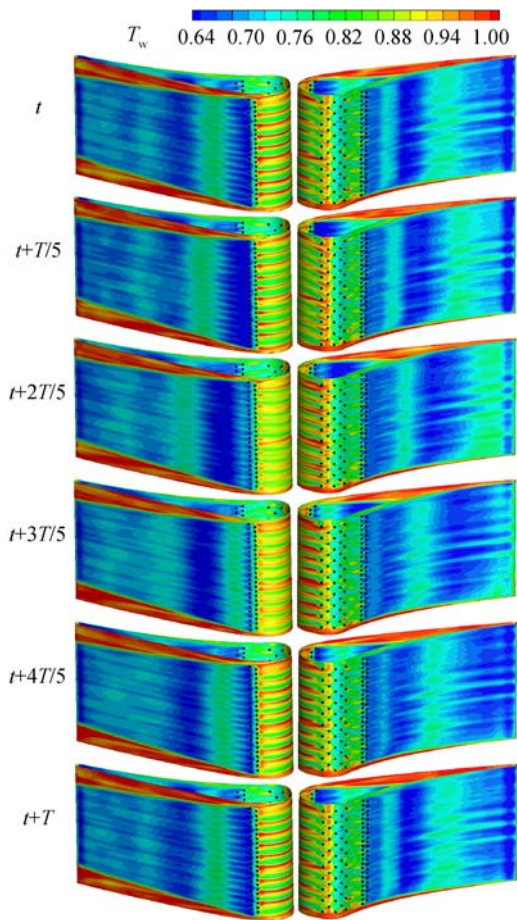


图 17 一个周期内叶片表面温度的变化(工况 3)

Fig. 17 Variation of blade surface temperature during one period (operation condition 3)

关键的是,CTUCP 因为处理单元直接面向气膜孔,因此后处理极为方便,非常有利于进行冷气脉动的分析。

4 结 论

通过源项传递的方法将计算叶片内部流动与冷却的流体网络法与计算叶片外部冷却的源项模拟法耦合起来并嵌入到叶片外部三维气动计算程序中,实现了整个涡轮叶片的流热环境快速模拟。基于此编写了一个可用于冷却涡轮非定常计算的程序 CTUCP。

计算表明,CTUCP 具有良好的稳定性,相比于全三维网格计算的资源消耗要小得多,速度因而更快。对壁温的预测方面与 CFX 相比定性符合较好,定量上的明显差异在今后的工作中通过湍流模型以及源项处理方式的改进来缩小。

通过 CTUCP 开展全气膜冷却绝热壁的 C3X 冷气腔进气脉动的研究,发现源项传递的耦合计算方法在大大节省计算资源,提高非定常冷却计算速度的同时能在其精度范围内能为非定常冷却

研究获得一些有意义的结论:例如 C3X 算例前缘各排孔的展向各孔之间流量差别较大,且前缘本身冷气量小,所以前缘发生倒灌的可能性非常大。因此在设计中应该增大前缘的冷气量。此外,冷气腔进口的脉动在下游部分气膜孔处会引起更大的脉动幅度,这是在冷却裕度设计中应该重点关注的问题。

参考文献:

- [1] Turner M G, Vitt P H, Topp D A, et al. Multistage simulations of the GE90 turbine[R]. NASA/CR-1999-209311, 1999.
- [2] Tartinville B, Hirsch C. Modelling of film cooling for turbine blade design[R]. ASME Paper GT2008-50316, 2008.
- [3] Majumdar A K, VanHooser K P. A general fluid system simulation program to model secondary flows in turbomachinery[R]. AIAA 95-2969, 1995.
- [4] Majumdar A K. Mathematical modeling of free convective flows for evaluating propellant conditioning concepts[R]. AIAA 96-3117, 1996.
- [5] Richards D R, Vonderwell D J. Flow network analyses of cryogenic hydrogen propellant storage and feed systems[R]. AIAA 97-3223, 1997.
- [6] Majumdar A, Schallhorn P. Unstructured finite volume computational thermo-fluid dynamics method for multi-disciplinary analysis and design optimization[R]. AIAA 98-4810, 1998.
- [7] Majumdar A K, Bailey J W, Schallhorn P A, et al. A generalized fluid system simulation program to model flow distribution in fluid networks[R]. NASA/CR-1998-207793, 1998.
- [8] 吴丁毅. 内流系统的网络计算法[J]. 航空学报, 1996, 17(6): 653-657.
WU Dingyi. Network technique of internal system[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1996, 17(6): 653-657. (in Chinese)
- [9] 陆海鹰, 杨燕生, 王鸣. 航空发动机空气系统特性的数值模拟[J]. 航空发动机, 1997, 23(1): 6-13.
- [10] 陶智, 侯升平, 韩树军, 等. 流体网络法在发动机空气冷却系统设计中的应用[J]. 航空动力学报, 2009, 24(1): 1-6.
TAO Zhi, HOU Shengping, HAN Shujun, et al. Study on application of fluid network into the design of air system in engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(1): 1-6. (in Chinese)
- [11] 侯升平, 陶智, 韩树军, 等. 流固网络一体化模拟方法探索及应用[J]. 航空动力学报, 2010, 25(3): 509-514.
HOU Shengping, TAO Zhi, HAN Shujun, et al. Simulation approach to the fluid-thermal network and the application[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(3): 509-514. (in Chinese)
- [12] 侯升平, 陶智, 韩树军, 等. 非稳态流体网络方法在发动机空气冷却系统中的应用[J]. 航空动力学报, 2009, 24(3):

- 494-498.
- HOU Shengping, TAO Zhi, HAN Shujun, et al. Application of unsteady fluid network to air cooling system in engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(3): 494-498. (in Chinese)
- [13] 侯升平, 陶智, 韩树军, 等. 非稳态流体网络模拟新方法及其应用[J]. 航空动力学报, 2009, 24(6): 1253-1257.
- HOU Shengping, TAO Zhi, HAN Shujun, et al. New simulation approach to the unsteady fluid network and the application[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(6): 1253-1257. (in Chinese)
- [14] 王宝臣. 热痕/涡轮叶排相互作用的并行计算程序开发与数值研究[D]. 北京: 中国科学院, 2008.
- WANG Baochen. Parallel computing program development and numerical study on hot streak/turbine blades interaction[D]. Beijing: Chinese Academy of Sciences, 2008. (in Chinese)
- [15] Li W W, Tian Y, Yi W L, et al. Study on adjoint-based optimization method for multi-stage turbomachinery [J]. Journal of Thermal Science, 2011, 20(5): 398-405.
- [16] Yi W L, Ji L C, Tian Y, et al. An aerodynamic design and numerical investigation of transonic centrifugal compressor stage[J]. Journal of Thermal Science, 2011, 20(3): 211-217.
- [17] Yi W L, Ji L C, Xiao Y H. Unsteady numerical simulation of hot streak/blades interaction and film cooling[J]. Journal of Thermal Science, 2010, 19(5): 402-409.
- [18] Hylton L D, Milhec M S, Turner E R, et al. Analytical and experimental evaluation of the heat transfer distribution over the surfaces of turbine vanes[R]. NASA-CR-168015, 1983.
- [19] Hylton L D, Nirmalan V, Sultanian B K, et al. The effects of leading edge and downstream film cooling on turbine vane heat transfer[R]. NASA-CR-182133, 1988.
- [20] 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, 1985.

(编辑: 王碧琚)