

文章编号: 1673-3193(2024)01-0050-08

考虑进口温度畸变的涡轮级非定常流动数值仿真

闫文鑫, 王强, 谢金耀, 徐涛

(中北大学 能源与动力工程学院, 山西 太原 030051)

摘要: 为更好地预测涡轮级非定常流动特征, 以准确分析进口温度畸变对下游叶排产生的影响。本文基于有限差分法开发了多级涡轮非定常流动数值求解器, 通过试验数据验证其准确性和可行性, 利用该求解器针对进口温度畸变进行了单级涡轮非定常流动数值仿真。以某单级高压涡轮作为研究对象, 改变进口总温分布条件, 设计了在进口总温均匀分布、总温沿径向不均匀分布和涡轮进口存在热斑3种方案下, 进口温度畸变对马赫数、叶片热负荷等因素产生的影响, 以及高温气流迁移路径的变化规律。结果显示, 进口温度畸变对单级涡轮内部流场的影响不大, 进口温度径向不均匀分布会导致导叶径向上部分出现带状高温区域, 在60%叶高处的导叶前缘温度最高。这种现象会因热斑的存在而加剧, 在同一周期内进口温度畸变不会造成导叶表面最高温值的大幅度变化。主流气体在涡轮流道作加速运动, 热斑由椭圆形逐渐变窄, 温度降低, 在导叶尾缘与脱落涡相互作用, 气体受挤压边缘呈现锯齿状。动静交接面后, 在动叶前缘和动叶压力面热负荷较为显著, 并且在同一周期内进口温度畸变会使动叶表面的最高温值在一定范围内变化, 在涡轮流道内进口温度畸变不会使高温气流在径向方向上的发生较大的偏移。

关键词: 温度畸变; 径向分布不均匀; 热斑; 非定常流动; 单级涡轮

中图分类号: TK401

文献标识码: A

doi: 10.3969/j.issn.1673-3193.2024.01.007

引用格式: 闫文鑫, 王强, 谢金耀, 等. 考虑进口温度畸变的涡轮级非定常流动数值仿真[J]. 中北大学学报(自然科学版), 2024, 45(1): 50-57.

YAN Wenxin, WANG Qiang, XIE Jinyao, et al. Numerical simulation of unsteady flow in turbine stage considering inlet temperature distortion [J]. Journal of North University of China (Natural Science Edition), 2024, 45(1): 50-57.

Numerical Simulation of Unsteady Flow in Turbine Stage Considering Inlet Temperature Distortion

YAN Wenxin, WANG Qiang, XIE Jinyao, XU Tao

(School of Energy and Power Engineering, North University of China, Taiyuan 030051, China)

Abstract: In order to better predict the characteristics of the turbine stage non-constant flow and analyse the influence of inlet temperature aberration on the downstream lobe discharge. Taking a single stage high pressure turbine as the research object, the distribution conditions of total inlet temperature are changed, and the influence of inlet temperature distortion on Mach number, blade heat load and other factors, as well as the change law of high-temperature air migration path are designed under three schemes: uniform inlet temperature distribution, radial non-uniform inlet temperature distribution and hot spots at turbine inlet. The results show that the inlet temperature aberration has little effect on the internal flow field of the single-stage turbine, the radial uneven distribution of the inlet temperature will lead to the appearance

收稿日期: 2023-06-05

基金项目: 国防科技重点实验室基金资助项目(JCKYS2019603C003)

作者简介: 闫文鑫(1997-), 男, 硕士生, 主要从事涡轮叶片的数值仿真研究。

通信作者: 王强(1982-), 男, 副教授, 博士, 主要从事气冷涡轮气热耦合研究。E-mail: qwang@nuc.edu.cn.

of a band-shaped high temperature region in the middle and upper part of the radial direction of the guide vane, and the highest temperature is found in the leading edge of the guide vane at the high point of 60% of the vane, and this phenomenon will be aggravated by the existence of the hot streak, and the inlet temperature aberration will not cause a large-scale change of the highest temperature value of the surface of the guide vane in the same cycle. The main stream gas is accelerated by an elliptical heat spot in the turbine flow path. As the mainstream gas accelerates in the turbine flow path, the heat spot gradually narrows from elliptical shape and the temperature decreases. After the trailing edge of the guide blade interacts with the shedding vortex, the squeezed edge of the gas presents a zigzag shape. After the static and dynamic interface surface, the heat load is more significant at the leading edge of the moving blade and the pressure surface of the moving blade. The inlet temperature distortion will not cause the high temperature air flow to deviate greatly in the radial direction.

Key words: temperature distortion; non-uniform radial distribution; hot streak; unsteady flow; single-stage turbine

航空发动机的研制越来越重视结构的紧凑性及气动性能的效率性,造成叶排间的轴向间隙越来越小,致使叶排间的相互干扰更加严重。由于燃烧室内不均匀掺混使得涡轮进口沿径向与周向分布不均匀,导致燃烧室出口流场与温度都不均匀。涡轮进口局部形成的最高温度可以达到主流温度的两倍左右,这种局部的高温气流被称为热斑。当热斑进入涡轮级后,涡轮级中的非定常流动变得更加严重。动静叶排间的相对运动使冷热气流在涡轮叶栅流道内迁移,导致叶片在特定位置出现局部高温区域,增加了叶片自身的热负荷。因此,深入研究涡轮进口温度畸变对掌握涡轮级非定常流场和温度场的特征变化以及预测各种参数的变化趋势有一定意义,对于通过优化叶型的设计来改善涡轮叶片的温度分布可提供参考,从而提高涡轮叶片的可靠性和使用寿命^[1-5]。

学者们从20世纪80年代开始就对热斑现象进行研究。Butler等^[6]和Shang等^[7]通过实验以及理论研究,得出进口热斑的存在不会对涡轮导叶流场产生影响,导叶叶栅的流场只与涡轮进口压力分布有关联。在涡轮进口条件为非均匀总压时,导叶通道内的流场形态才会发生变化,而非均匀的进口总温分布并不会改变导叶通道内的流场。热斑流体进入涡轮转子后主要向叶片压力面迁移,而进入转子中的其他较低温流体主要向叶片吸力面迁移,且迁移至叶片压力面上的热斑流体还具有较强的展向运动趋势。热斑流体在涡轮转子中的迁移行为直接加重了动叶压力面上的热负荷。

学者们还针对涡轮进口热斑迁移特性进行了相关研究^[8-17]。研究发现:进口热斑的引入虽然

在涡轮轮毂和机匣处极大地减轻了叶片热负荷,但会在叶片压力面上增加热负荷。涡轮端壁处的热负荷基本不会因为进口热斑时序位置的变化产生影响。叶片压力面的热负荷受热斑时序效应的影响较小,而对叶片吸力面上的热负荷影响较大。当进口热斑正对导叶前缘时,吸力面的热负荷高于无进口热斑工况的热负荷,而进口热斑正对导叶槽道中心时,吸力面的热负荷却低于无进口热斑工况的热负荷。高压涡轮进口热斑是高温燃气的集中区域,特别是在涡轮级环境下,受压力梯度和复杂二次流的影响,热斑的迁移具有显著的非定常特征。因此,无论是动叶和导叶都可能遭受强热负荷。在热斑效应的研究中,热分布及热防护成为设计人员更为关注的问题^[18]。

本文对高压涡轮采用非定常数值计算,边界条件的设置以及动静交接面之间数据的交换方式较符合物理过程,能够较好地预测涡轮级的流动特征,对下游叶排可以进行准确地分析。

1 数值方法

1.1 计算方法

任意曲线坐标系下的RANS控制方程为

$$\frac{\partial \tilde{U}}{\partial t} + \frac{\partial \tilde{E}}{\partial \xi} + \frac{\partial \tilde{F}}{\partial \eta} + \frac{\partial \tilde{G}}{\partial \zeta} = \frac{1}{\text{Re}} \left(\tilde{S} + \frac{\partial \tilde{E}_v}{\partial \xi} + \frac{\partial \tilde{F}_v}{\partial \eta} + \frac{\partial \tilde{G}_v}{\partial \zeta} \right) \quad (1)$$

采用AUSM+-up格式的差分格式离散对流项,附加了minmod限制器来保证求解的稳定性与收敛性,限制器的变量依旧使用原始变量,其

差分格式的精度达到了三阶,粘性项部分采用中心差分格式进行离散,差分格式的精度为二阶。

采用 $q-\omega$ 低雷诺数两方程湍流模型封闭RANS方程组,使用LU-SGS隐式求解方法求解离散后的代数方程组,非定常计算采用双时间步法进行。在计算中采用了局部时间步长技术与预处理技术实现加速迭代。多级计算方法,即转静交接面采用滑移网格法求解,通过滑移面法进行转静交接面数据的传递^[19-21]。

1.2 数值方法验证

本文选择一个单级高压涡轮作为研究对象,其中涡轮的导叶和动叶数量分别为36和64。为了减少计算量,在程序计算中将导叶和动叶的数量比值简化为1:2,且保持动叶数目不变,故将导叶数目调整为32。表1为单级高压涡轮叶片的几何参数^[22]。

表1 涡轮叶片的几何参数

Tab. 1 Geometric parameters of turbine blades

参数	导叶/mm	动叶/mm
平均直径	469.9	469.9
叶高	38.1	38.1
轴向弦长	38.1	34.29
前缘半径	2.54	1.905
后缘半径	6.35	6.35

计算网格采用ICEM划分H-O-H型的多块结构化的六面体网格,对计算域交界叶片的边界层网格进行了加密,近壁面第一层网格的无量纲 y^+ 距离小于3。导叶和动叶的计算网格数分别为 5.83×10^5 和 3.45×10^5 。计算域网格如图1所示。

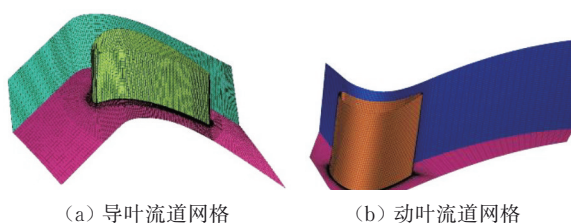
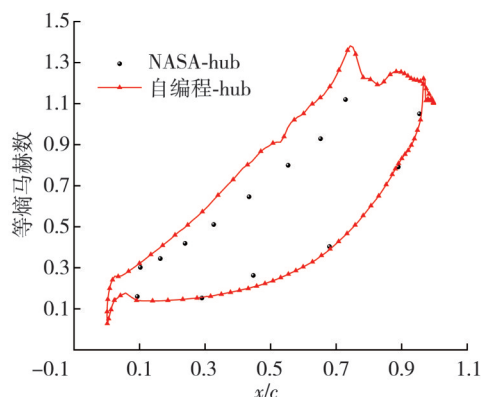


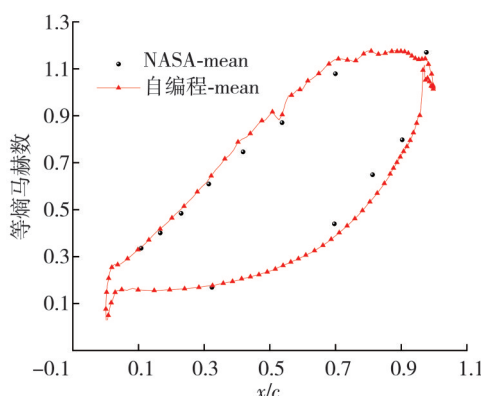
图1 计算域网格

Fig. 1 Calculation domain grid

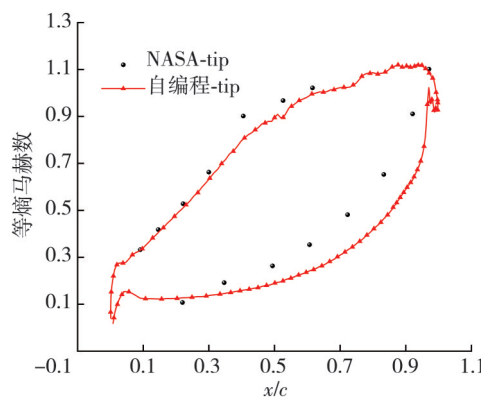
通过自编程序计算得到的等熵马赫数与NASA实验^[23]中透平级冷态实验算例的Hub、Mean和Tip作对比,如图2所示。可以看出,在导叶中径处的计算结果与实验值吻合得比较好,最大偏差不超过5%。在根部与顶部有些偏差,这主要是由于无法知道来流实际附面层厚度作为计算的进口条件所带来的影响,以及选取计算结果的位置与实验测得的位置有一定的偏差造成的^[23]。通过与实验数据对比,可以验证程序的可行性。



(a) Hub



(b) Mean



(c) Tip

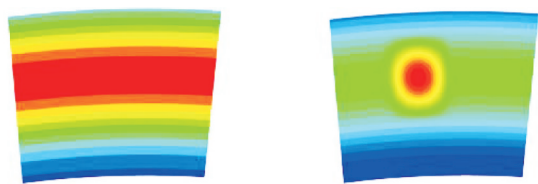
图2 导叶表面等熵马赫数分布曲线

Fig. 2 Isentropic Mach number distribution curve on guide vane surface

2 数值仿真与结果分析

2.1 计算方案

本文分别针对进口总温均匀分布(方案I)、总温沿径向不均匀分布(方案II)和涡轮进口存在热斑(方案III)3种分布方式展开研究,后两种方案的总温分布如图3所示。



(a) 总温沿径向不均匀分布 (b) 涡轮进口存在热斑

图3 涡轮进口的温度分布

Fig. 3 Temperature distribution at turbine inlet

前两种方案的平均总温相等, 而第3种方案在总温沿径向不均匀分布(方案II)的基础上添加了热斑。方案II中, 总温在径向方向上按正弦曲线分布, 60%叶高处温度最高, 总温值向两端壁逐渐减小, 在叶根端壁处温度最低。涡轮进口存在热斑, 按照热斑数与导叶通道数1:1进行分配, 最高温度在60%叶高处。热斑在径向方向上长度约占进口径向高度的1/3, 形状为椭圆形, 总温值由热斑核心向四周温度逐渐减小, 热斑内总温分布也为正弦分布, 其最高温度是周围环境温度的1.3倍, 是最低温的1.8倍。

设置动叶转过两个通道为一个周期, 每个周期划分为30个物理时间步长。通过计算得到物理时间步长为 7.7342×10^{-6} s。为了便于对比分析进口温度畸变带来的影响, 除了进口温度分布不同, 3种方案进口都是轴向进气, 总压和进口气流角均一致, 给定出口静压, 表2为不同方案涡轮设计运行条件。

表2 不同方案涡轮设计运行条件

Tab. 2 Turbine design operating conditions for different scenarios

方案	进口总温/K	进口总压/Pa	转速/($r \cdot \min^{-1}$)	出口背压/Pa
方案 I	均匀分布(288.2)	101 300	8 081	22 000
方案 II	径向分布不均匀(238.2~328.2)	101 300	8 081	22 000
方案 III	热斑(238.3~438.1)	101 300	8 081	22 000

2.2 流场马赫数的变化

叶栅出口马赫数特性是叶栅气动特性的重要组成部分。在特定情况下, 流场马赫数会导致气动损失成为叶型损失的主要来源之一。

图4显示了3种方案导叶出口径向马赫数分布情况, 其最大偏差低于1%。可见, 涡轮进口温度的变化以及热斑的引入对导叶出口马赫数的影响不大。

在整个导叶出口区域, 轮毂、机匣端壁部分的出口马赫数最小, 而中径部分的出口马赫数大多接近1。图5和图6分别给出了3种方案下高压

导叶和动叶流道在60%叶高处的马赫数云图。通过对比可以看出, 涡轮进口温度的径向不均匀分布以及热斑的存在对单级涡轮流场马赫数分布的影响很小, 即涡轮进口温度的变化对单级涡轮内部流场的影响不显著。

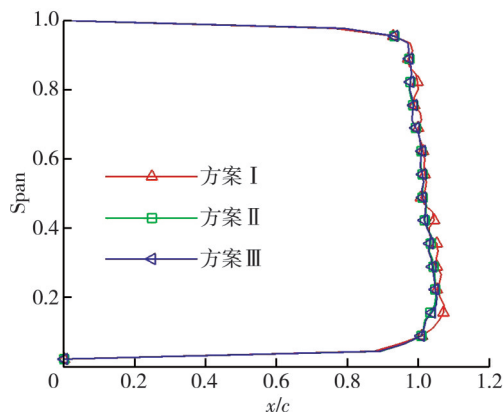


图4 导叶出口处马赫数径向分布

Fig. 4 Radial distribution of Mach number at the outlet of the guide vane

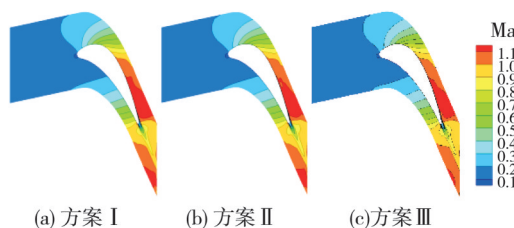


图5 导叶流道马赫数分布

Fig. 5 Mach number distribution of the guide vane flow path

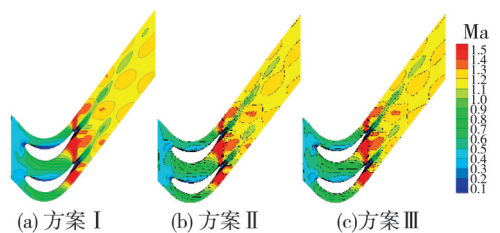


图6 动叶流道马赫数分布

Fig. 6 Mach number distribution in the moving vane flow path

2.3 高压涡轮叶片热负荷影响

图7展示了不同时刻, 60%叶高的3种方案温度对比结果。可以看出, 导叶前缘处温度最高, 而在60%叶高处的温度分布趋势则相似, 从前缘到尾缘处温度逐渐降低, 在尾缘处温度存在动荡, 归因于局部的分离涡流流动。

由图8可知, 在方案I中, 导叶压力面温度在径向分布上比较均匀, 最高温集中在导叶前缘部分, 最高温为0.86。方案II中, 60%叶高处温

度最高,达到了1.00,并且沿两端壁逐渐降低。在方案Ⅲ中,60%叶高处的带状高温区拓宽,并且叶片热负荷加剧。方案Ⅲ的最高温比方案Ⅱ高0.02。3种方案中导叶表面最高温在同一周期内基本不变,通过对比3种方案,发现热斑的存在会加剧导叶表面热负荷。

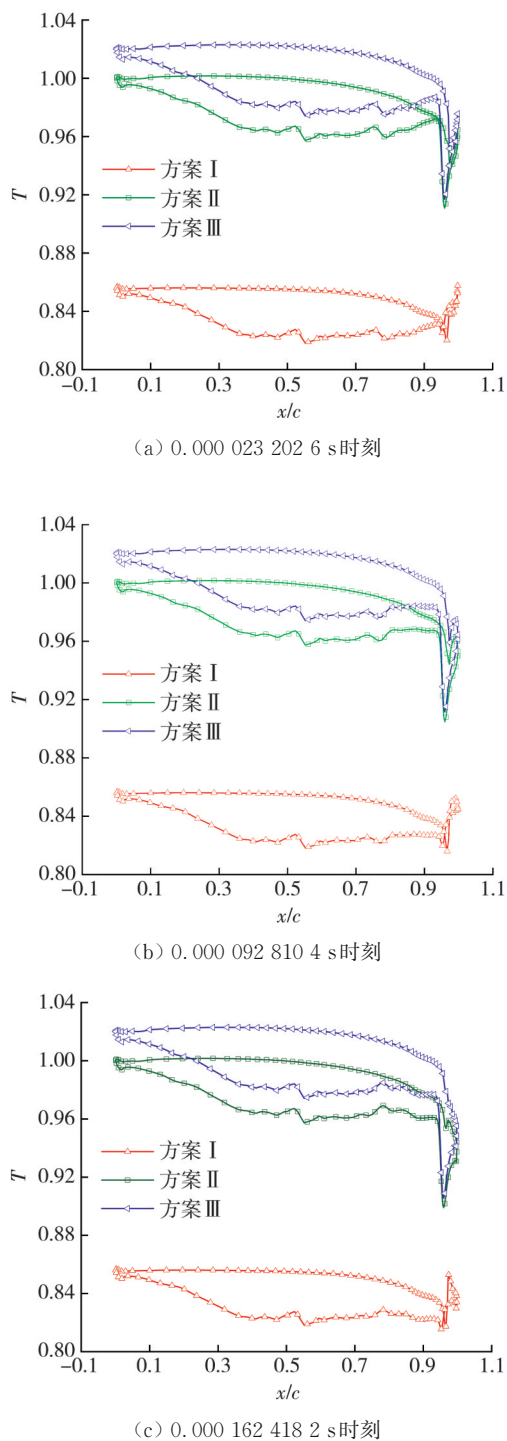


图7 不同时刻导叶在60%叶高温度对比

Fig. 7 Comparison of guide leaf temperatures at 60% leaf height at different moments

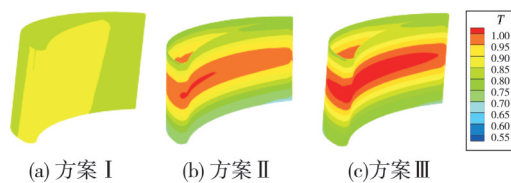


图8 导叶表面温度分布

Fig. 8 Temperature distribution on the surface of the guide vane

当高温气流从导叶前缘分离后,由于加速与压缩的作用,压力面相对于吸力面温度较高。在不同时刻,3种方案下导叶吸力面的温度分布都有所改变,这主要是由于气流流过导叶时在导叶吸力面形成的马蹄涡引起的。马蹄涡的增长与推移对涡轮导叶的吸力面产生影响,致使随着时间的变化,温度有所改变。不同时刻下方案I温度在前缘和尾缘处较高,且在尾缘靠近机匣处随时间变化,较高温沿着叶片中径有所迁移,如图9所示。方案II与方案III在此区域没有这种现象,而在径向与给定的温度初始条件(见图3)保持一致。分析表明,即使在径向温度分布不均匀且存在热斑的情况下,高温气流通过导叶流道时仍然不会在径向上发生迁移。这主要是因为惯性力和压力梯度之间的平衡使得气流在径向上保持相对稳定。

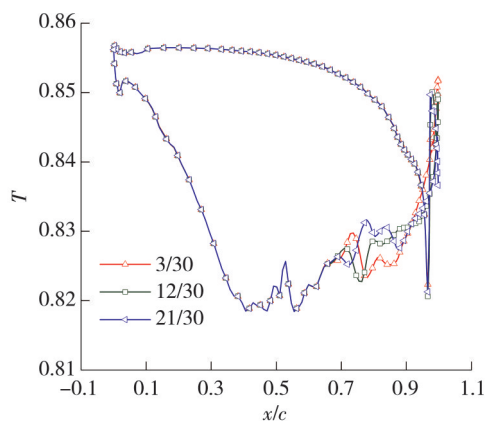


图9 不同时刻,方案I导叶在90%叶高的温度分布
Fig. 9 Temperature distribution of 90% leaf height of guide vane for scheme I at different moments

轴向气流穿过导叶流道后,在高压动叶入口处被旋转的动叶截断,进入动叶流道。在动叶前缘处,高低温气流受导叶尾缘速度方向的影响而分离,高温气流主要向压力面聚集,而低温气流逐渐向吸力面聚集。通过对比图10中方案II与方案I,可知受高温气流影响,在动叶前缘以及压力面附近的热负荷比较显著。相比于方案II,方案III热负荷分布范围更大。

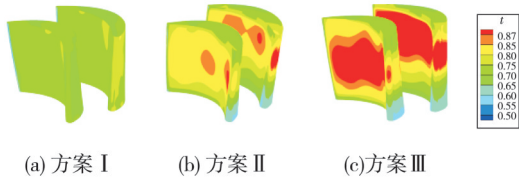


图 10 动叶表面温度分布

Fig. 10 Temperature distribution on the surface of the moving vane

由图 11 动叶表面温度分布可知, 在一个周期内方案 I 最高温范围为 0.78~0.84, 方案 II 最高温范围为 0.88~0.92, 方案 III 最高温范围为 0.93~0.97, 故方案 III 的最高温比方案 II 高 0.05。

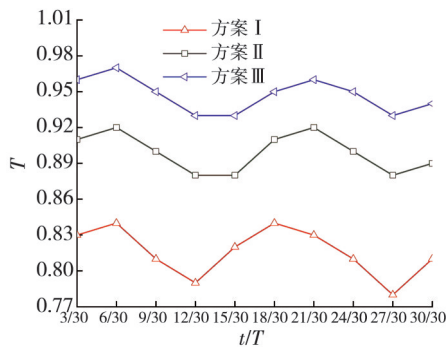


图 11 涡轮动叶表面不同时刻最高温

Fig. 11 The maximum temperature of turbine moving blade surface at different moments

2.4 涡轮级非定常流动数值分析

为研究涡轮级环境下热斑迁移的非定常流动特征, 选取 60% 叶高 S1 截面 3 个等分时刻进行分析。图 12 为速度三角形示意图, 其中, c 为气流绝对速度, w 为气流相对速度, u 为圆周速度。通过图 12 可知, 热斑的的迁移路径发生变化, 在下游区域向圆周速度方向移动。高温气流向压力面迁移, 低温气流向吸力面迁移, 导致动叶压力面与吸力面温差较大, 高温气流在动叶通道中迅速衰减。

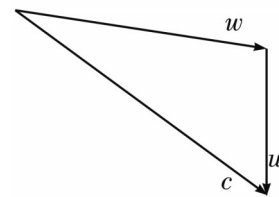


图 12 速度三角形示意图

Fig. 12 Velocity triangle diagram

图 13 展示了不同时刻 60% 叶高叶栅流道温度分布, 气体在涡轮内加速运动, 温度迅速降低, 在涡轮导叶进口, 经过主流加速后, 热斑呈椭圆形, 并逐渐变窄, 在导叶尾缘与脱落涡相互作用, 气体受挤压边缘呈现锯齿状。

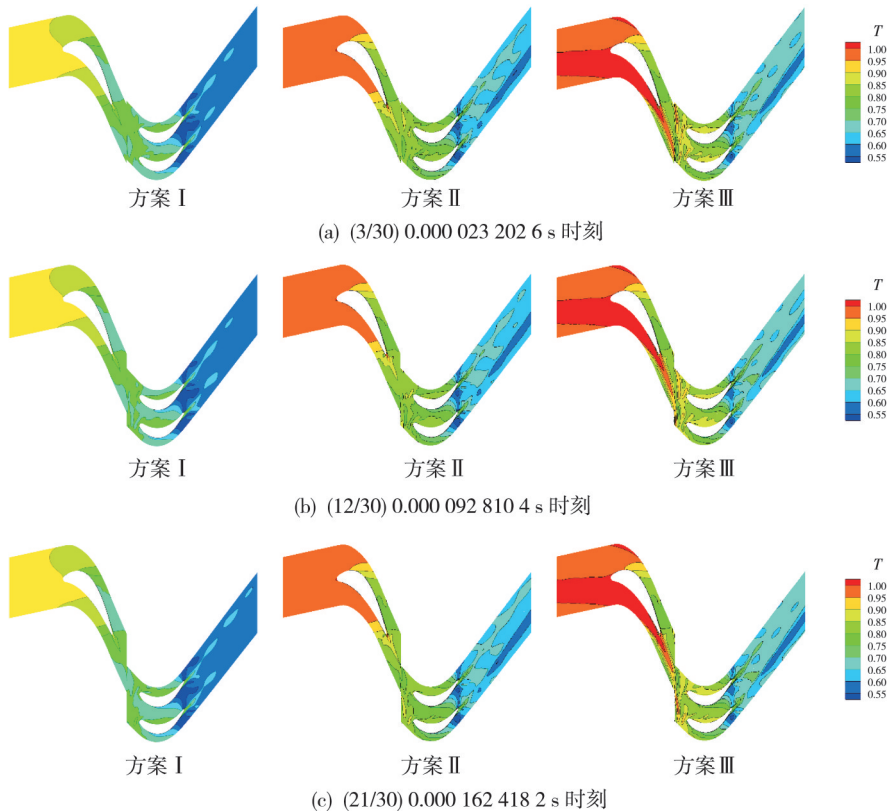


图 13 不同时刻 60% 叶高叶栅流道温度分布

Fig. 13 Temperature distribution of 60% of the blade height in the flow path of the grille at different moments

从图13(b)和13(c)可以看出,经过转静交接面后,气流会受到圆周速度的影响。

图14(a)为 x 、 y 坐标点位置以及温度无量纲值,可见热斑在导叶流道迁移路径中温度一直降低。图14(b)为涡轮流道子午面热斑迁移路径,可知涡轮流道内热斑在径向方向上的迁移路径基本没有发生偏移。

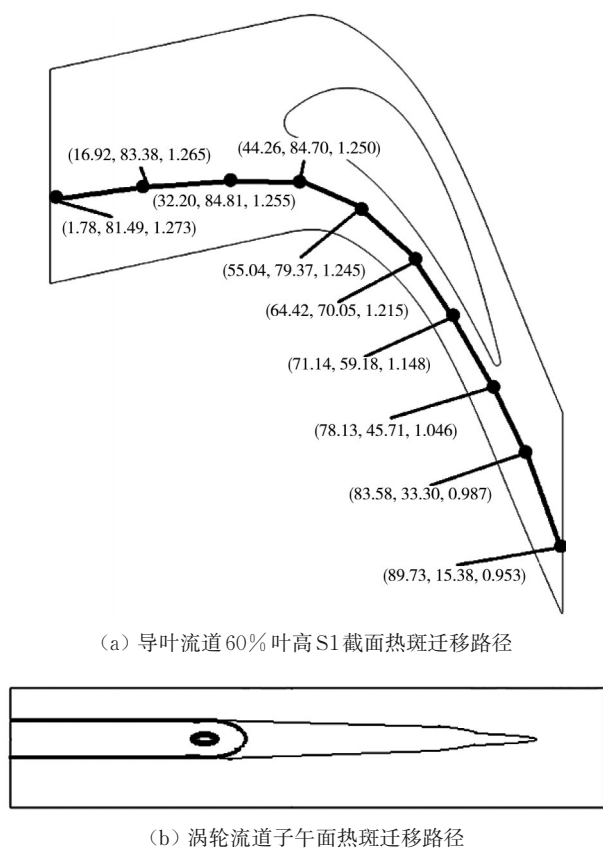


图14 方案Ⅲ热斑迁移路径

Fig. 14 Hot spot migration path of scheme Ⅲ

3 结论

本文通过多级涡轮非定常流动数值求解器对进口温度畸变进行数值仿真,得出如下结论。

1) 基于有限差分法编写的求解器可用于单级高压涡轮的仿真计算,通过导叶表面等熵马赫数与实验数据的对比可以验证求解器的可行性,可以为涡轮叶片冷却结构的设计与优化提供参考。

2) 进口温度畸变对单级高压涡轮的气动性能影响较小,但会造成导叶径向中上部分相对集中的带状高温区域。同时,存在热斑时会加剧这种现象,温度分布在径向与周向上变化不大,导叶表面热负荷分布相对稳定。高温气流经过动静交

接面后会加剧下游处动叶表面的热负荷,主要聚集在动叶前缘与压力面附近。

3) 涡轮进口存在热斑,比总温沿径向不均匀分布最高温在导叶上高0.02,在动叶上高0.05,在一个周期内导叶最高温基本不变,而在动叶表面最高温会出现波动,波动范围在0.06以内。

参考文献:

- [1] MIKI K, MODER J, LIOU M S. Computational study of combustor-turbine interaction[J]. Journal of Propulsion and Power, 2018, 34(6): 1-13.
- [2] MANSOURI Z, BELAMADI R. The influence of inlet swirl intensity and hot-streak on aerodynamics and thermal characteristics of a high pressure turbine vane[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2021, 34(11): 66-78.
- [3] MANSOURI Z. Unsteady simulation of flow and heat transfer in a transonic turbine stage under non-uniform inlet conditions[J]. International Communications in Heat and Mass Transfer, 2021, 129: 105660.
- [4] 李军, 栗智宇, 李志刚, 等. 燃烧室和涡轮相互作用下高压涡轮级气热性能研究进展[J]. 航空学报, 2021, 42(3): 142-167.
LI Jun, LI Zhiyu, LI Zhigang, et al. Aerothermal performance of high pressure turbine stage with combustor-turbine interactions: Review[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(3): 024111. (in Chinese)
- [5] 郑前钢, 张宏维, 张海波. 考虑燃烧室出口温度分布的航空发动机部件级模型[J]. 推进技术, 2023, 44: 1-21.
ZHENG Qiangang, ZHANG Hongwei, ZHANG Haibo. Aero-engine component level model considering combustion chamber outlet temperature distribution [J]. Journal of Propulsion Technology, 2023, 44: 1-21. (in Chinese)
- [6] BUTLER T L, SHARMA O P, JOSLYN H D, et al. Redistribution of an inlet temperature distortion in an axial flow turbine stage[J]. Journal of Propulsion and Power, 1989, 5(1): 64-71.
- [7] SHANG T, GUENETTE G R, EPSTEIN A H, et al. The influence of inlet temperature distortion on rotor heat transfer in a transonic turbine [C]//AIAA Paper, 1995: 3042.
- [8] 董平, 郭兆元, 王强, 等. 进口温度不均匀对气冷涡轮叶片传热的影响[J]. 工程热物理学报, 2010, 31(7): 1109-1112.
DONG Ping, GUO Zhaoyuan, WANG Qiang, et al. Effects of non-uniform inlet temperature distribution on air cooled gas turbine vane [J]. Journal of Engineering

- Thermophysics, 2010, 31(7): 1109-1112. (in Chinese)
- [9] 丰镇平, 王志多, 刘兆方. 燃气透平进口热斑迁移及其影响机制研究进展[J]. 中国电机工程学报, 2014, 34(29): 5120-5130.
- FENG Zhengping, WANG Zhiduo, LIU Zhaofang. Review on research of hot streak migration mechanisms in gas turbine stage [J]. Proceedings of the CSEE, 2014, 34(29): 5120-5130. (in Chinese)
- [10] 朱大顺, 纪国法, 程卫琴. 多级离心泵级间导叶影响的 CFD 模拟[J]. 中北大学学报(自然科学版), 2017, 38(3): 322-326.
- ZHU Dashun, JI Guofa, CHENG Weiqin. Effect of multi stage centrifugal pump on the guide vane based on CFD simulation [J]. Journal of North University of China (Natural Science Edition), 2017, 38(3): 322-326. (in Chinese)
- [11] 张世博. 涡轮导叶弯曲对进口热斑效应的影响研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2019.
- [12] 李钰洁, 刘永葆, 余又红, 等. 进口热斑在气冷涡轮动叶流道内迁移特性分析[J]. 海军工程大学学报, 2020, 32(3): 76-81.
- LI Yujie, LIU Yongbao, YU Youhong, et al. Analysis of migration characteristic of inlet hotstreak in high pressure cooling turbine blade passage [J]. Journal of Naval University of Engineering, 2020, 32(3): 76-81. (in Chinese)
- [13] 张筠松, 刘永葆, 李钰洁, 等. 存在热斑旋流时变几何导叶弯曲对涡轮级气热特性的影响[J]. 西安交通大学学报, 2021, 55(2): 172-180.
- ZHANG Yunsong, LIU Yongbao, LI Yujie, et al. Effects of bowed variable geometry guide vane on aerothermal performance of turbine stage with hot streak and swirl [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2021, 55(2): 172-180. (in Chinese)
- [14] 程新毓, 迟重然, 臧述升. 时间倾斜算法模拟涡轮热斑输运的精确性验证[J]. 热能动力工程, 2021, 36(1): 38-48.
- CHENG Xinyu, CHI Zhongran, ZANG Shushen. Validation of time inclined method for the numerical prediction of hot streaks migration [J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2021, 36(1): 38-48. (in Chinese)
- [15] ZAKARIA M, RIYADH B. The influence of inlet swirl intensity and hotstreak on aerodynamics and thermal characteristics of a high pressure turbine vane [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2021, 34(11): 66-78.
- [16] ZHU J, XIANG X, HU X, et al. Effects of tip clearance height on hot-streak migration in high subsonic micro turbine [J]. Case Studies in Thermal Engineering, 2023, 42: 102703.
- [17] 张瑞峰, 张伟昊, 刘长青, 等. 热斑分布方式对气冷双级涡轮气热性能影响研究[J]. 工程热物理学报, 2023, 44(3): 617-622.
- ZHANG Ruifeng, ZHANG Weihao, LIU Changqing, et al. Effect of hot streak distribution on the aerothermodynamic performance of two-stage aircooled gas turbine [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2023, 44(3): 617-622. (in Chinese)
- [18] 杨兵. 涡轮内部非定常特性研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2015.
- [19] 徐涛. 燃气轮机旋转部件内部流动数值仿真研究[D]. 太原: 中北大学, 2022.
- [20] 王强. 提高气冷涡轮气热耦合计算精度方法的研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2009.
- [21] 王松涛, 袁宁, 王仲奇, 等. 具有 TVD 性质的三阶精度 GODUNOV 格式在粘性流场计算中的应用[J]. 工程热物理学报, 1999(3): 299-303.
- WANG Songtao, YUAN Ning, WANG Zhongqi, et al. Application of third order GODUNOV scheme with TVD p-property to viscous flow field [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 1999(3): 299-303. (in Chinese)
- [22] MOFFITT T P, SZANCA E M, WHI-TNEY W J, et al. Design and cold-air test of single-stage uncooled turbine with high work output [R/OL]. (1980-06-01) [2023-01-17]. <https://ntrs.nasa.gov/citations/19800016842>.
- [23] 袁宁, 张振家, 王松涛, 等. 三维粘性流数值计算在多级透平中的应用[J]. 推进技术, 1999(5): 57-61.
- YUAN Ning, ZHANG Zhenjia, WANG Songtao, et al. Viscous three dimensional flow solvers used in multistage turbine [J]. Journal of Propulsion Technology, 1999(5): 57-61.