

涡轮级内湍流度影响的非定常数值模拟^{*}

董素艳, 刘松龄, 朱惠人

(西北工业大学 航空动力与热力工程系, 陕西 西安 710072)

摘 要: 通过求解二维雷诺平均 Navier-Stokes 方程, 数值模拟了不同进口湍流度下的涡轮级中的非定常流场及温度场。结果表明, 增大湍流度对叶栅通道内时均压力分布影响很小, 但是对涡轮级中的温度分布会产生很大影响。当涡轮进口有热斑存在时, 增大湍流度将会使热斑中的热流体温度扩散更快, 从而叶栅通道中的温度场分布趋向均匀, 同时动叶压力面侧与吸力面侧的时均温度差别减小, 沿动叶弦长方向上的温度分布也更平缓。

关键词: 涡轮叶栅; 非定常流; 热斑; 湍流度; 数值仿真

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2002) 01-0040-05

Numerical simulation on unsteady flow with turbulence intensity effects in a turbine stage

DONG Su-yan, LIU Song-ling, ZHU Hui-ren

(Dept. of Aeroengine Engineering Northwestern Polytechnical Univ., Xi'an 710072, China)

Abstract: A two-dimensional Navier-Stokes equation was solved to predict unsteady flow and temperature fields with different turbulence intensity in a turbine stage. It was found that turbulence intensity had significant effects on the temperature distribution but the pressure distribution was not so. When hot streak was introduced in the turbine's inlet, high turbulence intensity would make the temperature of hot gas dissipate more quickly, and the temperature distribution tend to be more uniform. The temperature discrepancy between suction surface and pressure surface of rotor would be decreased, and the temperature profile along the chord become more even.

Key words: Turbine cascade; Unsteady flow; Hot streak; Turbulence; Numerical simulation

1 引 言

高性能、结构紧凑是当今航空发动机发展的趋势,随着叶轮机机械叶排间的轴向间隙的减小,叶排间的干扰也变得更加严重。实验研究表明,涡轮中的流动具有相当强的非稳态特性,造成这种情况的原因之一就是由于动静叶排间的干扰,使流场周期性地发生变化。引起涡轮中非稳态流动的另一个原因是进口参数的不均匀,特别是沿周向的不均匀,通常燃烧室出口燃气温度分布是不均匀的,局部的最高温度可以达到最低温度的两倍左右,这种局部的高温气流被称为“热斑”(Hot Streak)。当燃烧室出口热斑进入涡轮级后,涡轮流场中的非定常现象愈发严重,由于动静叶排间的相对运动,冷热气流在动叶排内产生迁移,热

气流往往堆积在动叶压力面上产生局部过热区,使其承受着巨大的热负荷。准确地理解这种现象的机理,深入研究存在热斑时的流场和温度场的特征以及各种参数的影响趋势,将非常有助于涡轮叶片的热分析,更合理地确定冷却方案,改善涡轮叶片的温度分布,从而提高涡轮的可靠性和寿命。国外从 20 世纪 80 年代开始对热斑现象进行了一些实验研究^[1,2], Rai^[3], Ni^[4] 和 Dorney^[5,6] 等人在这一方面做了大量的数值模拟工作,至今这方面的工作还在继续。国内对热斑的研究才开始。虽有涡轮前后温度分布的研究^[7],但是关于湍流度对热斑效应的影响还未见到有文献发表。本文的工作就是通过求解二维非定常 N-S 方程研究涡轮级中来流不同湍流度对涡轮级的非定常影响。

^{*} 收稿日期: 2000-11-13; 修订日期: 2001-01-20。

作者简介: 董素艳 (1974—), 男, 博士, 研究领域为涡轮流场及温度场的定常与非定常数值模拟。

2 算例和计算结果的讨论

本文数值模拟求解的是二维非定常雷诺平均 N-S 方程, 采用 RNGk- ϵ 湍流模型及标准的壁面函数。计算采用二阶迎风显式时间推进格式。叶排间的相干边界采用滑移面技术处理^[8]。

叶型采用 UTRC 第一级涡轮叶高中截面处的型面, 叶排间距约为 15% 的叶片弦长, 通过调整叶型尺寸对叶排通道数进行了简化, 使通道比为 1:1。数值网格采用三角形非结构网格, 静、动叶栅中的网格单元数分别为 5 810, 5 082。

来流速度与动叶转速比 $C_x/U \approx 0.78$, 在来流湍流度分别为 0.5%, 10% 的两种情况, 分别模拟了来流均匀及有热斑时的非定常流场及温度场。这里来流热斑温度的分布形状近似为一正弦曲线, 热斑的范围约为导叶栅距的 1/3, 热斑中心最高温度 $T_{hs}/T_\infty = 1.5$, 主流温度为 $T_\infty = 300$ K。

首先计算了来流均匀的情况, 图 1 是不同湍流度下叶片表面时均压力系数分布与实验结果^[1]的比较 (图中 NH 代表来流均匀, HL 代表热斑中心正对导叶前缘, HM 代表热斑中心位于通道中间)。由图可见, 有无热斑得到的压力分布都非常接近, 说明当来流热斑中的总压和静压与周围气体相同时, 热斑的存在不会对压力分布造成重大的影响。图中叶片表面压力系数的时间平均值与实验符合良好, 只是在动叶吸力面尾缘附近, 计算值与实验值有些偏差。

本文中压力系数定义为

$$C_p = (p - p^*) / \left[\frac{1}{2} \rho_{\text{inlet}} U^2 \right],$$

p 是当地静压, p^* 是来流总压, ρ_{inlet} 是来流密度, U 是动叶排移动速度。轴向的坐标零点对于导叶前缘点的横坐标, 周向的坐标零点对于导叶尾缘点的纵坐标。这里需说明的是对来流有热斑的情况, 来流密度取的是无热斑时的值。从所得的压力分布可以看出, 湍流度对叶栅通道内的流场影响很小。在叶排的转动过程中, 叶栅通道内的流场是随时变化的, 但是湍流度几乎不影响叶栅通道中的时均压力分布。图 2, 3 分别是导叶网格出口边界上 (约位于叶排间隙中间位置) 时均气流角 α 与时均气流速度的分布。从图中可见这些参数沿周向分布十分不均匀, 在导叶的尾迹区内有非常剧烈的变化。并且不同湍流度对应的分布非常接近, 说明了湍流度对叶栅通道内流场没有大的影响。

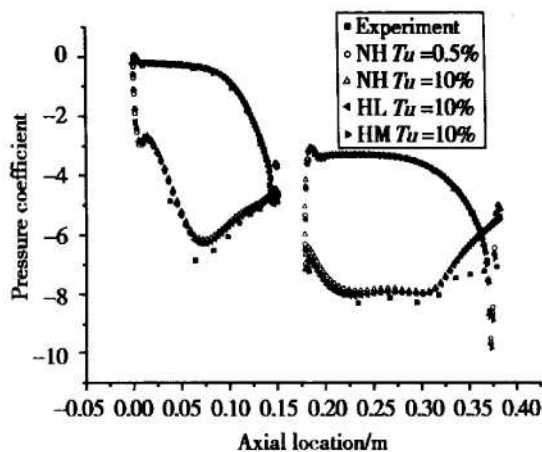


Fig. 1 Time averaged pressure coefficient profiles on the blade

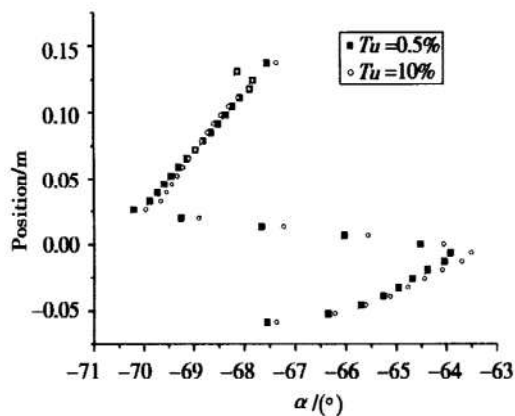


Fig. 2 Time averaged flow angle profiles in the mid of gap

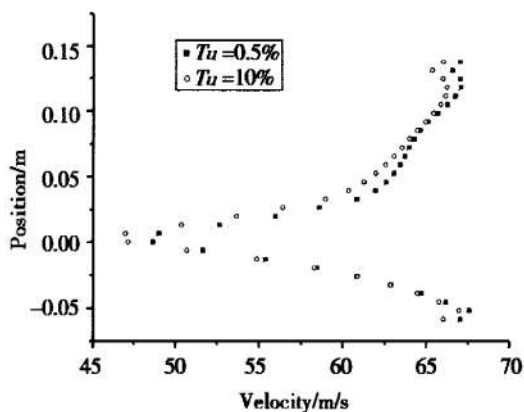


Fig. 3 Time averaged flow velocity profiles in the mid of gap

在来流有热斑的情况下, 模拟了热斑中心正对导叶前缘及位于通道中间两种位置时, 对叶栅通道压力分布的影响。计算发现, 热斑的加入影响非定常瞬时的压力场分布, 但是对叶片表面时均压力的影响很

小。来流有热斑时的叶片表面时均压力系数分布如图 1 所示。在导叶出口处, 气流角变化很小, 但是气流速度的分布却随热斑位置的不同有很大变化。

图 4 是湍流度为 0.5%、热斑位于叶栅通道中时, 某一瞬时叶栅通道中的温度分布。在来流湍流度为 10% 的情况下, 热斑正对导叶前缘和位于叶栅通道中时叶栅通道一个周期中四个时刻 (a), (b), (c), (d) 的静温分布如图 5, 6 所示。图中的等值线为等间距划分, 温度范围为 300 K~450 K。在这两个图中, 由于进口热斑的加入, 使整个涡轮级中的温度分布发生很大变化, 静叶栅中的温度分布相对简单, 但动叶栅中温度分布变得非常复杂, 可观察到热气流在动叶栅中有向压力面迁移的现象, 并形成 V 形的等值线分布。与 0.5% 湍流度下的温度分布图 4 相比, 热斑

温度的扩散非常明显。增大湍流度使等值线在导叶出口处就已经扩展出较大的范围, 并且在叶栅通道中的分布更加均匀。

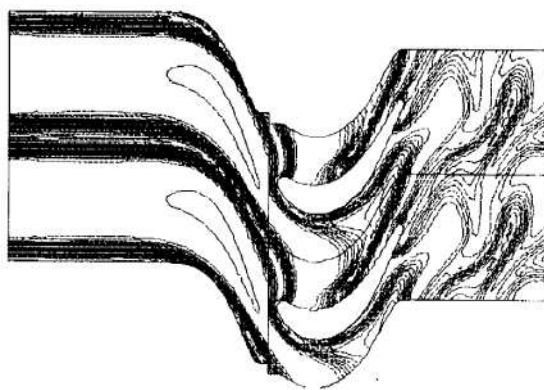


Fig. 4 Temperature contour, 0.5% turbulence intensity, HM

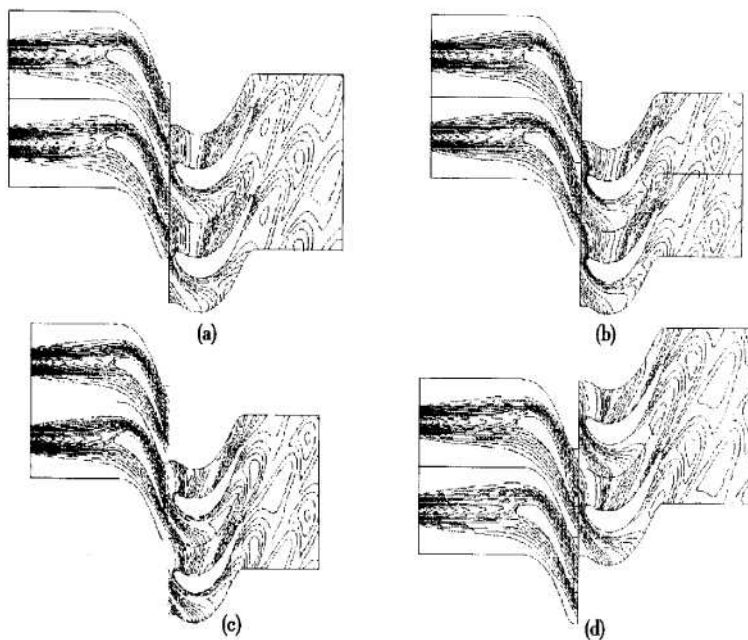


Fig. 5 Unsteady temperature contours in a period, 10% turbulence intensity, HL

图 7, 8 分别是湍流度为 10% 时, 热斑正对导叶前缘和位于通道中间时叶片表面静温在一个周期内的脉动分布。由图可见, 在静叶排内温度的波动很小, 动叶表面的温度则有剧烈的变化。在不同瞬时, 由于热气流在动叶排中迁移会撞击到动叶表面的不同位置, 在撞击区产生局部高温区, 因而整个叶片呈现非常不均匀的温度分布, 并随时间剧烈变化。在其它条件相同, 湍流度为 0.5% 时, 动叶表面温度脉动幅度在 300 K~390 K 之间。相对于 0.5% 湍流度时的脉动温度分布, 高湍流度下的温度脉动幅度显著降低。当然在不同湍流度下, 叶片表面温度的大小还受导叶

前进口段长度的影响, 如果进口段取的较长, 在高湍流度下加在进口边界上的不均匀燃气温度在进入导叶通道之前就已经充分扩散, 叶片表面所能达到的峰值温度也就从而降低。

在湍流度为 10% 的情况下, 热斑分别正对导叶前缘及位于通道中间时叶片表面时均温度分布如图 9 所示 (图中 PS, SS 分别代表叶片压力面和吸力面)。当热斑位于叶栅通道中时, 只有接近压力面尾缘侧的一小部分导叶表面的温度有所上升, 热斑的影响大部分局限在导叶叶栅通道中间。整个动叶表面温度因为受到热斑的强烈影响, 温度明显高于导

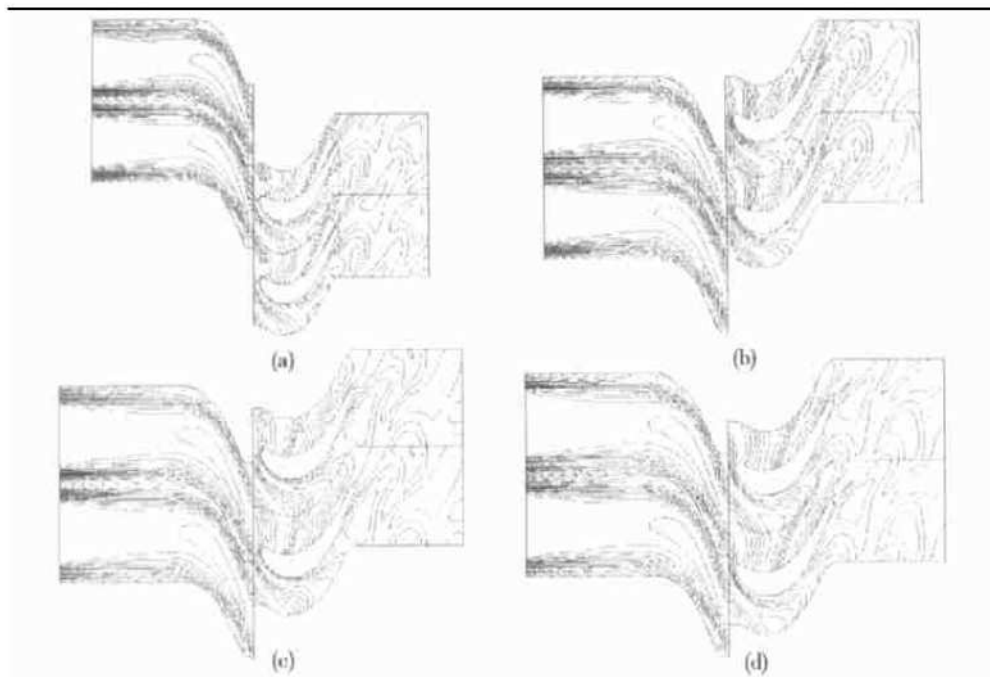


Fig. 6 Unsteady temperature contours in a period, 10% turbulence intensity, HM

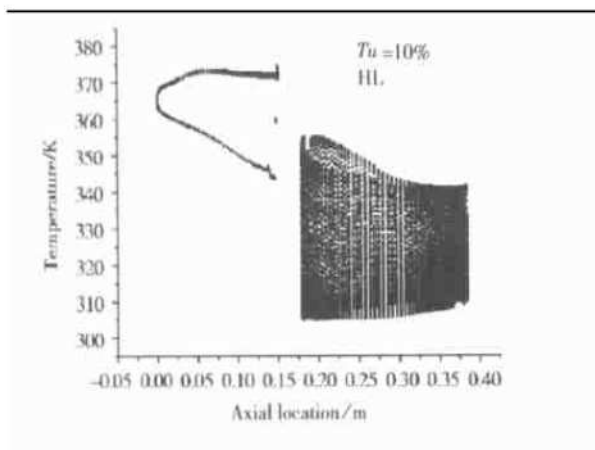


Fig. 7 Unsteady temperature envelope on the blade

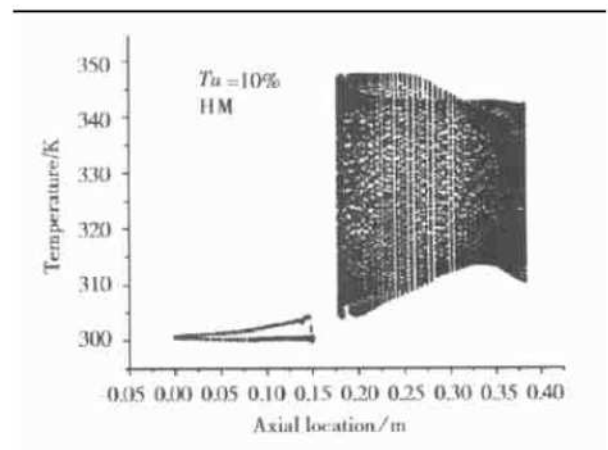


Fig. 8 Unsteady temperature envelope on the blade

叶, 压力面的温升更大。当热斑正对导叶前缘时, 热斑中的高温气流紧贴叶片表面, 使导叶温度明显上升, 远远高于动叶的时均温度。另外由于静叶环量的作用, 热气流在接近导叶时会向吸力面偏转, 使导叶吸力面的温度高于压力面的温度。

图 10 是热斑正对导叶前缘时不同湍流度下叶片表面时均温度分布。比较而言, 高湍流度下的导叶表面温度要小于低湍流度时的表面温度。在导叶通道内的气流加速过程中, 高温气流的核心区会更接近壁面, 同时因为高湍流度会造成高温与低温气流更剧烈的扩散, 使热斑核心区的温度不断降低。整个导叶表面温度较低时湍流度明显下降, 同时导叶吸力面温度沿轴向上升的幅度减小。但是动叶表面的时均温度

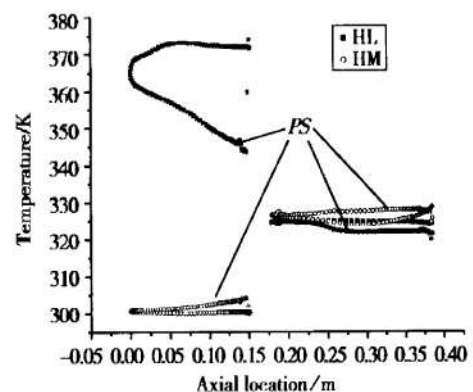


Fig. 9 Time averaged temperature Profiles on the blade

受湍流度的影响相对于导叶要小得多。湍流度的增大使压力面与吸力面的时均温度差别更小,沿轴线的分布更平缓。

图 11 是热斑位于叶栅通道中时不同湍流度下叶

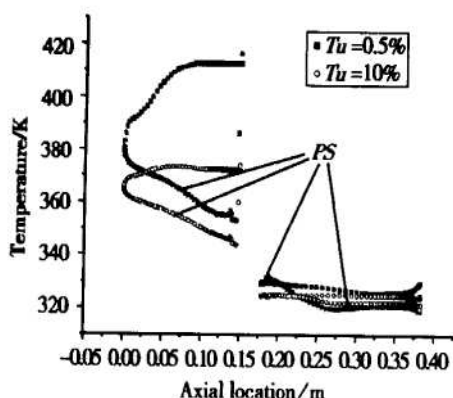


Fig. 10 Time averaged temperature profiles on the blade with different turbulence intensity

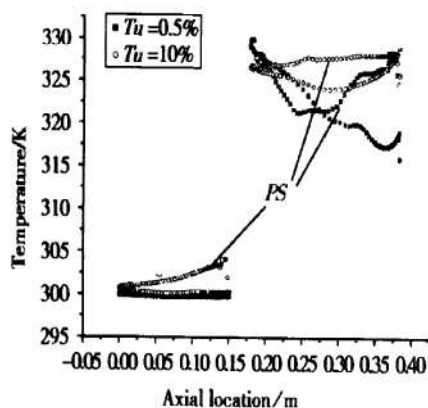


Fig. 11 Time averaged temperature profiles on the blade with different turbulence intensity

片表面时均温度分布。与低湍流度中导叶温度不受热斑影响的情况不同,高湍流度下导叶压力面的温度会受热斑影响,有一定的上升。这是湍流度增大使热斑的温度扩散加剧的结果。增大湍流度使动叶表面的温度分布曲线变得更平缓,并且大部分叶片表面的时均温度要高于低湍流度时的温度。

3 结 论

(1) 湍流度的变化不影响叶栅通道内的压力分布,不改变静叶出口的气流角及出流速度。

(2) 增大湍流度时,叶栅通道内的温度扩散加剧,使得动叶表面温度分布更均匀。压力面与吸力面的温度差别变小,并且温度场的非定常脉动幅度显著降低。

(3) 热斑位于叶栅通道中时,在小湍流度的情况下,热斑对导叶温度没有影响。增大湍流度后,热斑中的热气流向导叶表面扩散加剧,将首先提高导叶压力面侧近尾缘处的温度。

(4) 热斑正对导叶前缘时,增大湍流度会使冷热气流掺混更剧烈,使热斑中的高温气流温度很快扩散,降低导叶表面温度。

参考文献:

- [1] Dring R P, Joslyn H D, Hardin L W, et al. Turbine rotor-stator interaction[J]. *ASME Journal of Engineering for Power* 1982, (104): 729~742.
- [2] 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): 64~71.
- [3] Rai M M, Dring R P, Navier-stokes analysis of the redistribution of inlet temperature distortions in a turbine[R]. *AIAA* 87-2146.
- [4] Takahashi R K, Ni R H, Unsteady euler analysis of the redistribution of an inlet temperature distortion in a turbine[R]. *AIAA* 90-2262.
- [5] Dorney D J, Gundy-Burlet K L, Sondak, D L, A survey of hot streak experiments and simulations[J]. *International Journal of Turbo and Jet Engines*, 1999, (16): 1~15.
- [6] Dorney D, Davis R, Edwards D. Unsteady analysis of hot streak migration in a turbine stage[R]. *AIAA* 90-2354.
- [7] 张洪滨,李光中.某型发动机涡轮前后温度分布的研究[J]. *推进技术*, 1997, 18(5).
- [8] 董素艳,刘松龄,朱惠人.二维涡轮级的定常/非定常数值模拟[J]. *推进技术*, 2001, 22(5).

(编辑:盛汉泉)