

用气膜冷却来防止热斑引起的涡轮叶片过热^{*}

刘高文, 刘松龄

(西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072)

摘 要: 为了防止燃烧室出口热斑引起涡轮叶片过热, 通过求解二维非定常 N-S 方程研究了热斑对高压涡轮一级叶片型面压力和温度的非定常影响, 并对气膜冷却这种热防护方法进行了尝试。计算结果与公开发表的实验数据基本吻合。结果显示热斑的存在对涡轮级型面压力影响微小, 但是会导致动叶型面特别是压力面的温度显著升高并随时间大幅波动。在动叶压力面根区引入气膜冷却对型面压力和热斑在涡轮级内的运动影响不大, 但可以有效地阻隔高温热斑与压力面的直接接触, 并显著降低壁温和减小温度随时间波动的幅度。

关键词: 涡轮叶片; 热斑⁺; 非定常流; 薄膜冷却; 数值仿真

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055(2005)06-0485-04

Using film cooling to keep the turbine blades from overheat induced by hot streaks

LU Gao-wen, LU Song-ling

(School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical Univ., Xi'an 710072, China)

Abstract To prevent the turbine blades from overheat induced by combustor hot streaks, two-dimensional unsteady Navier-Stokes simulations were performed on a typical high-pressure turbine stage to study the effects of hot streaks on the airfoils surface pressure and temperature. Such measure as film cooling was tried to protect the turbine blades from overheat caused by hot streaks. Numerical results are consistent well with the available experimental data in open literature. The results show that the existence of hot streaks have little effect on the blades surface pressure, but will lead to time-averaged surface temperature increase on rotor blades especially on pressure surface and augmentation of temperature unsteadiness. Injecting coolants at the gill region on rotor pressure surface have small influence on the blade surface pressure and the migration of hot streaks in turbine stage, but can prevent the hot spots from direct impact on pressure surface to decrease the time-averaged and the fluctuation of surface temperature.

Key words Turbine blade; Hot streak⁺; Unsteady; Film cooling; Numerical simulation

1 引 言

实验数据表明发动机燃烧室出口的燃气温度沿径向和周向分布都存在着很大的不均性, 这主要是由于燃烧室中燃烧的不均匀和流动的不均匀以及壁面附近引入冷却气流等因素引起的。局部的高温气流被称为热斑, 热斑中的燃气温度可以高达到主流温度的两倍。实验研究和数值模拟^[1~4]都显示热斑对涡

轮级的流场影响不大, 但是对温度场特别是第一级动叶有显著影响, 热气流容易堆积在动叶压力面上产生局部过热。文献[5~7]也在计算中发现热斑会造成动叶型面的过热, 尤其以压力面更为严重。Domey等^[8]用气膜冷却的方法来缓和热斑的不利影响, 作者在没有气膜孔及其供气腔的计算模型中, 通过改变型面上的局部边界条件来模拟动叶压力面上开设两到三排气膜孔的情况, 结果显示气膜冷却对压力面过

^{*} 收稿日期: 2004-12-16 修订日期: 2005-02-24

基金项目: 航空科学基金资助项目(01C53013)。

作者简介: 刘高文(1974—), 男, 博士, 副教授, 研究领域为发动机热端部件流动与换热及先进冷却技术。

热有明显的缓和作用。本文针对动叶压力面过热问题,通过在压力面侧区附近开设一排气膜孔来防护热斑的不利影响,计算模型包括了气膜孔和供气腔。

2 数值方法

在移动域上二维非定常雷诺平均 N-S 方程为

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \mathbf{W} dV + \oint_{\partial\Omega} [\mathbf{E} dS_x + \mathbf{F} dS_y] = \oint_{\partial\Omega} \mathbf{J} dV$$

积分域为 Ω , $\partial\Omega$ 为域的边界。其中

$$\mathbf{W} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho e \end{bmatrix}, \quad \mathbf{E} = \begin{bmatrix} \rho u - \rho u_g \\ \rho u^2 + P - \rho u u_g \\ \rho u v - \rho u v_g \\ (\rho e + P)u - \rho e u_g \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{F} = \begin{bmatrix} \rho v - \rho v_g \\ \rho u v - \rho u v_g \\ \rho v^2 + P - \rho v v_g \\ (\rho e + P)v - \rho e v_g \end{bmatrix}$$

式中 u 和 v 是流体的绝对速度, u_g 和 v_g 是网格移动速度,对静叶排, $u_g = 0$, $v_g = 0$, R 为粘性项。

计算采用显式二阶迎风有限体积时间推进格式,湍流模型采用 RNG k - ϵ 湍流模型和双层近壁处理。

2.1 计算网格

本文的计算模型为美国联合技术中心 (UTRC) 的大尺寸旋转涡轮叶栅 (LSRR) 的第一级实验涡轮叶片,一导和一动的叶片数为 22/28,一导与一动间的排间距为 50% 平均轴向弦长。对该实验设备的描述详见文献 [1]。计算中将叶片数简化为 28/28,即一级导叶的叶型和栅距都缩小 22/28 倍,这种简化对计算结果会有微小的影响^[3]。计算网格采用非结构四边形网格,壁面附近采用边界层型贴体网格,近壁第一层网格的 y^+ 为 1 左右。如图 1 所示,模型中包括了在动叶压力面侧区设置的一排气膜孔及其供气腔。

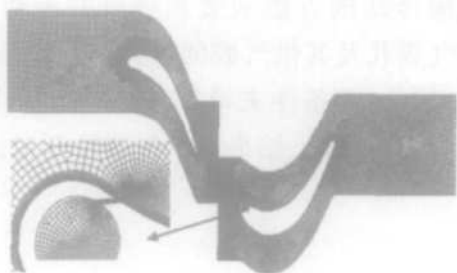


Fig 1 Computational grid for the LSRR turbine stage with film cooling

2.2 边界条件的处理

进出口边界:对亚声速来流,在上游边界上指定三个量:来流总压、总温及一个进口气流角,第四个量静压由计算域内外插得到。对湍流,边界上的 k 和 ϵ 是通过给定紊流度和紊流尺度来确定的。对来流有热斑的情况,热斑中的参数定义为:静压、总压与周围流体一致,假设热斑的温度为周围流体的 m 倍, $m = T_{hs}/T_{\infty}$,则热斑中的参数为: $\rho_{hs} = \rho_{\infty}/m$, $u_{hs} = u_{\infty}\sqrt{m}$, $v_{hs} = v_{\infty}\sqrt{m}$, $M_{hs} = M_{\infty}$, $a_{hs} = a_{\infty}\sqrt{m}$,上述参数中下标 hs 代表热斑。对亚声速出口气流,只需指定一个出口边界上的静压 p ,其它量由计算域内外插得到。

壁面边界:对不可渗透壁面,相对法向速度分量为零,相对切向速度为零,并假设壁面是绝热的。

周期性边界:由于转子与静子叶片数相同,各排栅距相同,仅采用简单的周期性技术处理。

非定常叶排相干边界:由于叶排间位置的相对移动,使每排叶栅的交界面上的参数随时间不断变化,进而使得流场呈现周期性的变化规律。本文对该界面的处理采用插值方法,即各排的叶栅网格分别深入到对应的另一排网格中,重叠一个网格单元,在两排叶片的相互移动的过程中,由某一时刻叶排位置的相对变化,得到网格单元间的对应关系,根据这种网格在空间上的对应关系插值得到边界上的参数。

3 算例和计算结果讨论

叶型采用 LSRR 实验涡轮的中截面型面坐标,计算工况为一导入口轴向来流速度 C_x 与一动切向速度 U 之比近似为 $C_x/U = 0.78$ 。一动的转速为 410 r/min,中截面的线速度为 29.445 m/s。来流总压 101.325 kPa,总温 300 K,进口气流角 0° ,紊流度 1%,紊流尺度取为栅距的 7%,出口静压 98.150 kPa。热斑位于一导叶栅通道进口中央,温度分布形状为一正弦曲线,范围占一导叶栅进口边界的三分之一,最高温度位于热斑中心,温度值为主流温度的 2.0 倍。气膜孔供气腔进口处的冷气总压为 101.325 kPa,总温为 260 K。

3.1 热斑在涡轮级中的运动与传热

首先对没有气膜冷却的情况进行了计算,图 2 为 LSRR 的涡轮级叶片型面压力系数分布。压力系数定义为: $C_p = (p - p^*) / \left(\frac{1}{2} \rho_{inlet} U^2 \right)$,式中 p 为当地静压, p^* 为来流总压, ρ_{inlet} 为来流密度, U 为动叶排移动线速度。图中给出了导叶和动叶在一个周期内的

时间平均值, 以及最大值和最小值的包罗线。由最大、最小值包罗线之间的差距可以看出型面各点压力在一个周期内随时间波动的幅度。图中还给出了压力系数在一个周期内的时间平均值实验结果^[1], 数据是在没有热斑的情况下获得的。

热斑存在时, 如图 2 所示, 可以看出导叶的时间平均压力系数与没有热斑时的实验结果符合很好, 型面压力随时间的波动除吸力面后部外都比较小。动叶的时均压力系数除吸力面稍微偏低外, 总体上与实验结果符合良好。由于热斑、导叶尾迹和叶排转动的综合影响, 动叶型面上的压力系数随时间的波动幅度较大, 尤其以吸力面中部和压力面中后部较为显著。以上数据说明热斑的存在对涡轮级的时均应力场影响不大, 但是会明显的增大型面压力随时间的波动, 特别是动叶的波动幅度。

某时刻涡轮级内的温度场云图分布如图 3 所示, 可以看到热斑通过导向叶栅通道时, 热斑的宽度由于受流道收缩的影响逐渐变窄, 热斑核心区的温度也因与主流的掺混而逐渐地降低。热斑进入动叶栅时, 叶片的转动使热斑被切断成一些不连续的热斑块, 部分沿压力面向下游运动, 部分沿吸力面向下游运动。由于热斑贴附在型面上, 使得吸力面和压力面附近的气流温度很高。

图 4 给出了型面温度系数在一个周期内的时间平均值和最大、最小值包罗线, 以及文献 [2] 的实验数据。其中温度系数 $C_T = (T - T_\infty) / (T_L - T_\infty)$, T 为气流静温, T_∞ 为来流的主流温度, T_L 为动叶前缘的时均气流温度。可以看出导叶壁面温度系数的时间平均值和最大、最小值都保持 0 左右, 基本不受热斑的影响。但是对于动叶, 热斑的影响明显。其中压力面的时间平均温度系数比前缘区和吸力面都高, 温度系数最大值出现在压力面后缘区附近。这主要是由于热斑中的热气流速度较周围冷气流速度大, 热气流相

对于动叶的攻角大, 这样热气流就将向压力面迁移, 冷气流向吸力面迁移^[2]。从温度系数最大、最小值之间的差距来看, 可以看到温度系数随时间的波动幅度很大, 其中叶片前缘区的波动较尾缘区大。这主要是由冲击到动叶型面上的热斑被移动着的叶片撕裂打断, 热斑不连续地流过动叶型面, 使得型面温度随时间的波动幅度很大。

文献 [2] 的实验数据也显示动叶压力面的温度系数比前缘区和吸力面都高, 与计算结果相比, 二者在分布规律上是一致的, 但是在数值上还有些差异, 体现在数值结果较实验结果低, 尤以压力面的差距较大。这主要是文献 [2] 的实验采用了传质与传热类比的方法, 用二氧化碳来模拟热斑, 通过在型面上打孔采样二氧化碳的浓度来得到该处壁面气流的温度。这种方法的最大问题是孔的直径相对较大, 所得数据不是壁面上的, 而是边界层内积分的结果, 因此实验数据比真实值偏高^[4]。另一方面, 本文是二维计算, 相对于真实的三维情况也有些差距。

3.2 有气膜冷却时热斑在涡轮级中的运动与传热

为了防范热斑带来的动叶压力面过热, 在动叶压力面后缘区引入一排气膜孔。有气膜冷却时型面压力系数分布如图 5 所示, 可以看出引入气膜冷却对涡轮内的流场影响微小, 除孔出口附近区域外, 型面其它区域的压力系数都保持不变。冷气喷射使孔出口上游附近区域的压力微弱升高, 孔出口下游附近区域的压力降低。

有气膜冷却时某时刻涡轮级内的温度场云图分布如图 6(a) 所示, 与图 3 的结果相比可以看出, 引入气膜冷却后涡轮级内的温度分布图案基本保持不变, 说明气膜冷却对热斑在涡轮级内的运动影响微小。但是从气膜孔下游压力面近壁区的气流温度来看, 如图 6(b) 所示, 可以看到低温冷气射流从孔内出来之后就很好的覆盖在壁面上, 将高温热斑与压力面隔离, 使得近壁区的气流温度显著降低, 这种冷却降

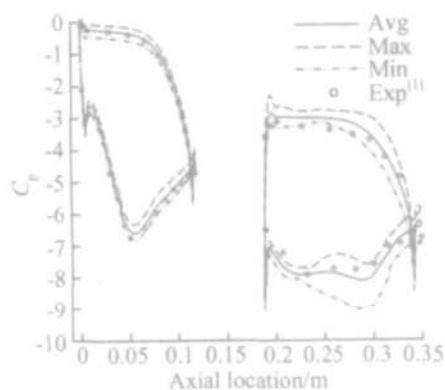


Fig. 2 Time-averaged, maximum and minimum pressure coefficient distributions, with hot streaks

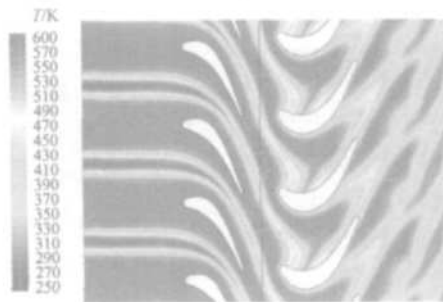


Fig. 3 Instantaneous temperature contours for the turbine stage with hot streaks

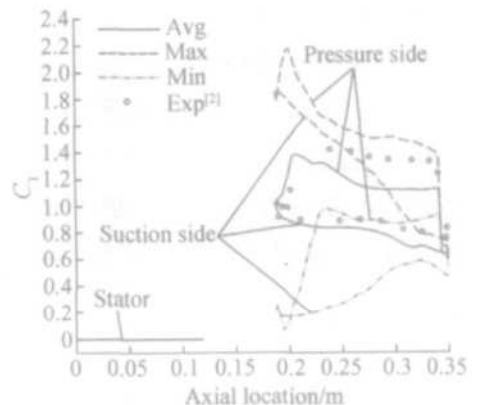


Fig. 4 Time-averaged, maximum and minimum temperature coefficient distributions, with hot streak

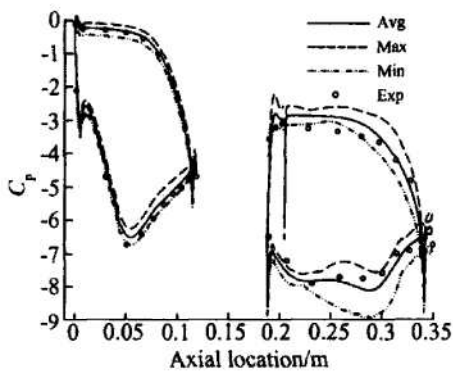


Fig 5 Pressure coefficient distributions with film cooling on rotor pressure surface

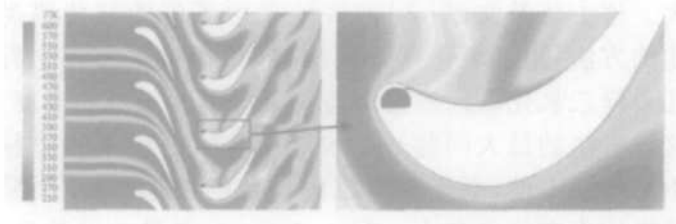


Fig 6 Instantaneous temperature contours for the turbine stage with film cooling on rotor pressure surface

温效果一直持续到压力面后部。在远离孔出口的下流区域,由于冷气射流与热斑逐渐掺混,温度升高,气膜覆盖和冷却的效果逐渐减弱。

涡轮级型面温度系数分布如图 7 所示,与图 4 的结果相比可以看出,动叶压力面的温度系数时均值在经过气膜孔之后急剧下降,随后由于气膜与热斑和主流的掺混作用气流温度逐渐升高,不过整个压力面的温度都大大低于前缘区和吸力面,并且在气膜孔出口下游附近的温度系数小于 0 表明此处壁面的温度低于主流温度。从压力面的温度系数最大最小值包络线可以看出,气膜孔出口处的温度基本不随时间波动,维持在冷气流的进口温度左右。随后温度随时间的波动幅度逐渐增大,直至压力面中后部,并保持在中等的一个波动幅度。总的说来压力面的温度随时间波动幅度明显小于吸力面,并大大小于没有气膜冷却时的情况。另外,导叶整个型面和动叶前缘区与吸力面的温度系数时均值和最大最小值都基本保持不变,这些区域的壁面温度不受气膜冷却的影响。

4 结 论

(1)型面压力计算结果与实验结果符合良好,型面温度计算结果与实验结果在分布规律上一致,在数值上有一定差异。

(2)热斑的存在对涡轮级型面时均压力影响微

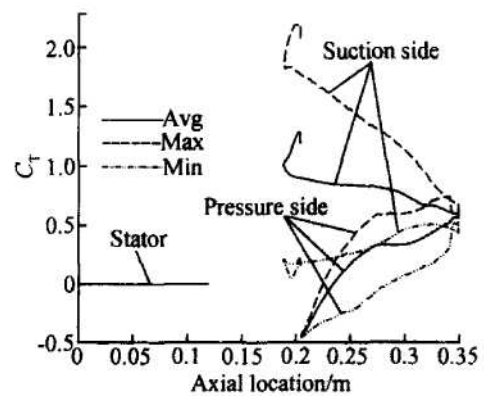


Fig 7 Temperature coefficient distributions with film cooling on rotor pressure surface

小,但是会导致动叶型面特别是压力面的温度显著升高并随时间大幅波动。

(3)在动叶压力面颧区引入气膜冷却对型面压力和热斑在涡轮级内的运动影响微小,并可以有效地阻隔高温热斑与压力面的直接接触,从而达到显著降低壁温和减小温度随时间波动幅度的冷却效果。

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]. *AAA Journal of Propulsion and Power*, 1989, 5: 64~71.
- [3] Takahashi R, Ni R H. Unsteady Euler analysis of the redistribution of an inlet temperature distortion in a turbine [R]. *AAA* 90-2262.
- [4] Domey 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.
- [5] 董素艳,刘松龄,朱惠人. 进口热斑对涡轮级影响的非定常数值模拟 [J]. *航空动力学报*, 2001, 16(3).
- [6] 董素艳,刘松龄,朱惠人. 涡轮级内端流度影响的非定常数值模拟 [J]. *推进技术*, 2002, 23(1). (DONG Su-yan, LU Song-ling, ZHU Hui-ren. Numerical simulation on unsteady flow with turbulence intensity effects in a turbine stage [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2002, 23(1).)
- [7] 刘高文,刘松龄. 热斑在 1-1/2 级涡轮内的非定常迁移数值模拟 [J]. *航空动力学报*, 2004, 19(6).
- [8] Domey D J, Davis R L. Numerical simulation of turbine "hot spot" alleviation using film cooling [R]. *AAA* 92-3309.

(编辑: 梅 瑛)