

文章编号: 1000-8055(2004)06-0855-05

热斑在1- 1/2级涡轮内的非定常 迁移数值模拟

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: 对典型的1- 1/2级高压涡轮叶栅, 通过求解二维非定常N-S方程研究了燃烧室出口热斑对涡轮一级动叶和二级导叶流场和温度场的非定常影响。计算表明热斑的存在对涡轮级型面时均压力的影响微小, 但是会显著地增大一级动叶和二级导叶型面压力随时间波动的幅度。计算印证了热斑会导致涡轮一级动叶压力面严重过热的结论, 并显示在二级导叶上会出现与一级动叶类似的压力面过热现象。

关键词: 航空、航天推进系统; 涡轮; 热斑; 非定常; 数值模拟

中图分类号: V 231. 1

文献标识码: A

Numerical Simulation of Unsteady Hot Streak Migration in a 1- 1/2 Stage Turbine

L U Gao-wen, L U Song-ling

(College of Propulsion and Energy, Northwestern Polytechnical University,
Xi'an 710072, China)

Abstract: Two-dimensional unsteady Navier-Stokes simulations were applied to the cascades of the typical first-stage turbine blade and second-stage guide vane to study the effects of combustor hot streaks on the flow and temperature fields. The predicted results show that the existence of hot streak has small impacts on the time-averaged static pressure around the turbine blade airfoils, but will increase the unsteadiness of static pressure around the first-stage rotor blades and second-stage guide vanes. The simulations verify the facts of the blade pressure surface overheating induced by the hot streaks, and there is similarly effect on the increase of the guide vane pressure surface temperature.

Key words: aerospace propulsion system; turbine; hot streak; unsteady;
numerical simulation

在航空发动机的燃烧室出口, 燃气温度沿径向和周向分布都存在着很大的不均性, 这种温度的不均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(Hot Streak), 热斑中的燃气温度可以高达到主流温度的两倍。实验研究显示热斑现象对第一级动叶和随后几级涡轮叶片的壁温有显著的影响, 热气流往往堆积在

收稿日期: 2003- 11- 25; 修订日期: 2004- 04- 05

基金项目: 航空科学基金资助项目(01C53013)

作者简介: 刘高文(1974-), 男, 四川广安人, 西北工业大学动力与能源学院副教授, 博士, 主要从事涡轮叶栅中流动与换热的实验研究与数值模拟, 发动机热端部件先进冷却技术研究

动叶压力面上产生局部过热。准确地理解这种现象的机理,将非常有助于涡轮叶片的热分析和冷却设计。国外从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。国内对热斑问题的研究起步较晚,董素艳^[7,8]在数值模拟方面作了一些工作,但主要是研究只有两排叶片的单级叶栅中的热斑现象,对于热斑在随后几级叶栅中的流动与传热规律,目前尚不太清楚。本文的工作就是针对有三排叶片的1-1/2级涡轮叶栅,通过求解二维非定常N-S方程来研究热斑对第一级动叶和第二级导叶的流场和温度场的非定常影响。

1 数值方法

在移动域上二维非定常雷诺平均N-S方程可表示为:

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

积分域为 Ω , $\partial\Omega$ 为域的边界。这里:

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

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

其中: 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 (renormalization group) $k-\epsilon$ 湍流模型和双层近壁处理。

1.1 计算网格

本文的计算模型采用美国联合技术中心(UTRC)的大尺寸旋转涡轮叶栅(LSRR)的第1-1/2级实验涡轮叶片, 一导、一动和二导的叶片数分别为22·28·28, 一导与一动间的排间距为50%平均轴向弦长, 一动与二导间的排间距为67%平均轴向弦长。对该实验设备的描述详见^[1]。计算中将叶片数简化为28·28·28, 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, 各排叶栅的网格单元数分别为9273, 9350和10541。



图1 LSRR 1-1/2级涡轮叶栅计算网格

Fig 1 Computational grid for the 1-1/2 stage LSRR turbine

1.2 边界条件的处理

1.2.1 进出口边界条件

对亚音速来流, 在上游边界上指定三个量, 即: 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:

$$\rho_{hs} = \frac{\rho_{\infty}}{m}, \quad u_{hs} = \frac{u_{\infty}}{\sqrt{m}}, \quad v_{hs} = \frac{v_{\infty}}{\sqrt{m}}$$

$$M_{hs} = M_{\infty}, \quad a_{hs} = \frac{a_{\infty}}{\sqrt{m}}$$

上述参数中下标 hs 代表热斑。

对亚音速出口气流, 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。

1.2.2 壁面边界条件

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。

1.2.3 周期性边界条件

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。

1.2.4 非定常叶排相干边界条件的处理

非定常多排计算中, 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。

2 算例和计算结果讨论

叶型采用L SRR 实验涡轮的中截面型面坐标, 计算工况为一导入入口轴向来流速度 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 RPM, 中截面的线速度为29.445 m/s。来流总压101325 Pa, 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96850 Pa。热斑位置位于一导叶栅通道进口中央和正对叶片前缘, 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。

2 1 流场结果

为便于对比, 本文对没有热斑, 即来流均匀的情况进行了计算, 图2为L SRR 的1- 1/2级涡轮叶片型面压力系数分布, 图3为对应的有进口热斑情况下的型面压力系数分布。本文的压力系数

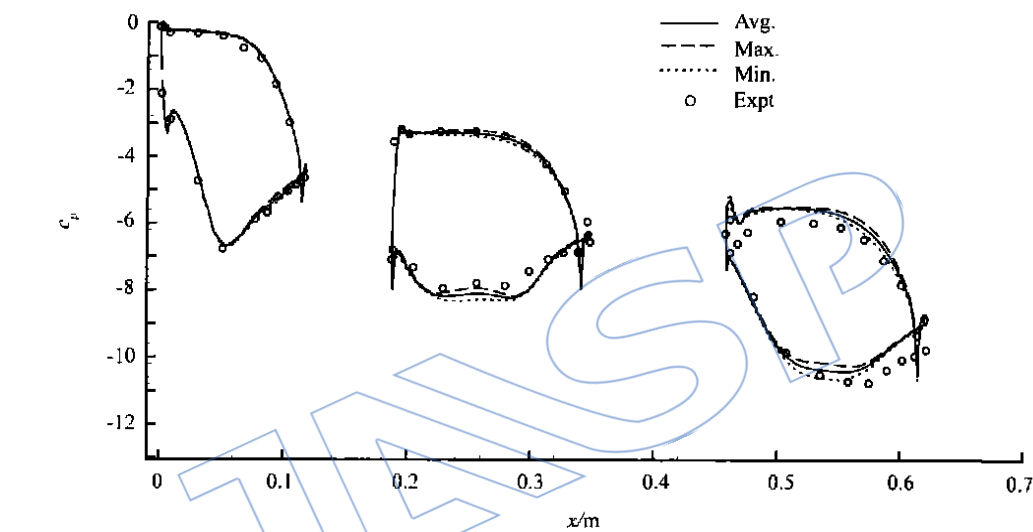


图2 来流均匀时一导、一动和二导的时间平均、最大和最小型面压力系数分布
Fig 2 Time-averaged, maximum and minimum pressure coefficient distributions, without hot streak

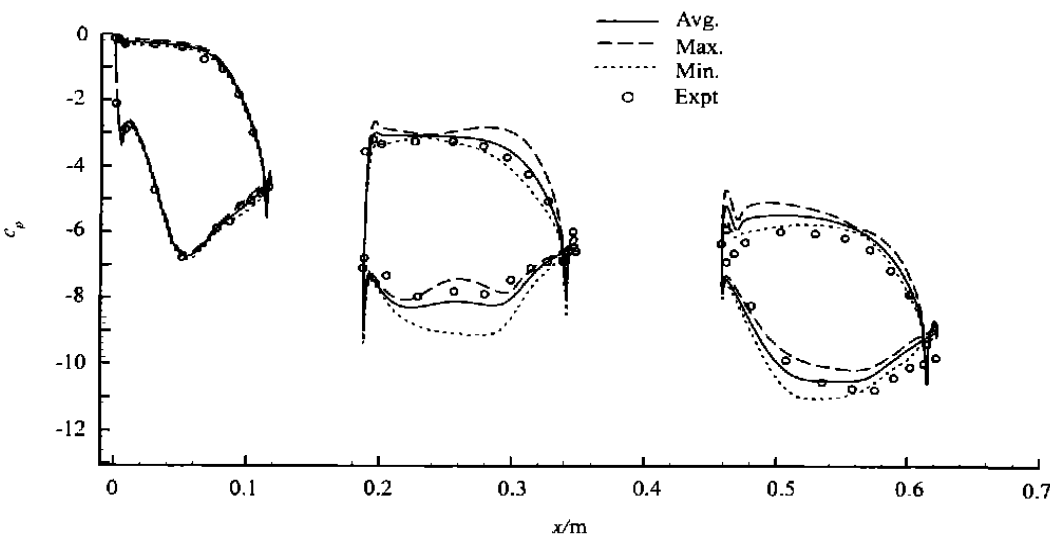


图3 有热斑时一导、一动和二导的时间平均、最大和最小型面压力系数分布
Fig 3 Time-averaged, maximum and minimum pressure coefficient distributions, with hot streak

定义为:

$$C_p = \frac{P - P^*}{(1/2) \rho_{\text{inlet}} U^2}$$

其中: 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。图中给出了各排叶栅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, 图中还给出了相应的实验结果^[1], 注意实验数据是在没有热斑的情况下获得的。

来流均匀时, 如图2所示, 可以看出一级导叶的时间平均压力系数与实验结果符合得非常好, 型面压力随时间的波动除吸力面后部外都非常微小, 这主要是叶片间距较大, 动叶转动对上游叶片的影响不明显。一级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, 由于自身转动和上游尾迹的影响, 压力随时间的波动较一级导叶明显, 特别是在吸力面中部。二级导叶的时间平均压力系数则在压力面和吸力面上的分布都与实验结果有一定差距, 这可能是由于数值模拟中没有考虑三维流动的影响。由于受动叶转动和尾迹的综合影响, 二级导叶的压力系数随时间的波动幅度也比较大。

热斑存在时, 如图3所示, 可以看到型面时均压力系数分布相对于来流均匀时没有多大的变化, 但是从最大和最小的压力系数包罗线来看, 热斑对型面压力随时间波动的影响很明显。当热斑通过一级导向叶栅时, 由于热斑是从通道中央流过的, 因此对一导型面的压力波动影响很小。热斑进入动叶栅后, 由于叶片的转动, 热斑冲击到动叶型面上, 并被移动着的叶片撕裂打断, 从而热斑不连续地流过动叶型面, 使得型面上的压力系数随时间的波动幅度很大, 尤其以吸力面中部和压力面中后部较为显著。这种间断的热斑进入二级导叶后, 使二导型面上的压力系数随时间波动也较大, 其中前缘压力面和吸力面中部的压力波动相对较大。

2.2 温度场结果

当有来流热斑存在时, 某一时刻涡轮级内的温度场分布如图4所示, 可以看到热斑通过第一级导向叶栅通道时, 受叶片的影响相对较小。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。热斑进入一级动叶叶栅时, 叶片的移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, 由于吸力边一侧的气流速度相对较快, 使得温度等值线呈“V”型分

布。这些不连续的热斑块与一动尾迹一起进入到第二级导向叶栅, 二者的相互掺混使得热斑破裂为更小的块, 同时热斑核心温度也因与主流掺混而进一步降低, 这样二级导向叶栅通道中就存在着数目众多且很不均匀的热斑块, 有的还连接在了一起, 温度场图形非常复杂, 这些都会对二导叶片型面表面温度产生重要影响。

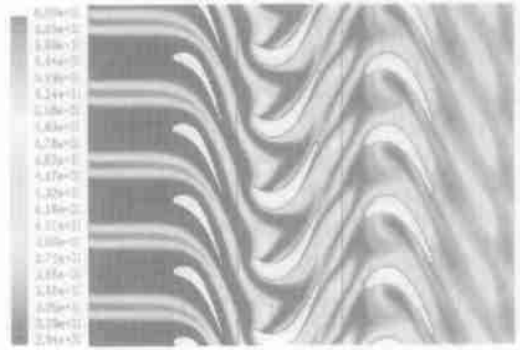


图4 有热斑时涡轮级中的温度场云图
(某一时刻)

Fig 4 Instantaneous temperature contours for the
1- 1/2 stage turbine w ith inlet hot streak

为定量分析热斑的影响, 引入温度系数 $C_T = T/T_\infty$, 其中 T 为气流静温, T_∞ 为来流的主流温度。图5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。

从图5可以看出, 一级导叶壁面温度系数的时间平均值和最大、最小值都保持1.0左右, 随时间的波动很微小, 基本不受热斑的影响。但是对于一级动叶和二级导叶, 热斑对叶片温度的影响作用非常明显。对一级动叶, 压力面的时间平均温度系数较吸力面高, 这主要是由于热斑中的热气流速度较周围气流速度大, 热气流相对于动叶的攻角大, 周围冷气流相对对于动叶的攻角小, 这样热气流就将向压力面迁移, 冷气流向吸力面迁移^[2], 从而压力面的时间平均温度系数较吸力面要高。从温度系数随时间的波动情况来看, 可以看到一级动叶型面上的温度系数随时间的波动幅度非常大, 其中叶片前缘区的波动较尾缘区大, 吸力面的波动较压力面大。二级导叶的温度系数分布特点与一级动叶非常相似, 吸力面的温度随时间波动较压力面大, 叶片前缘区的波动较尾缘区大, 压力面的时间平均温度系数仍然较吸力面高。与一级动叶比较起来, 二级导叶的温度系数随时间的波动要小得多, 但是时间平均温度系数并不比一级

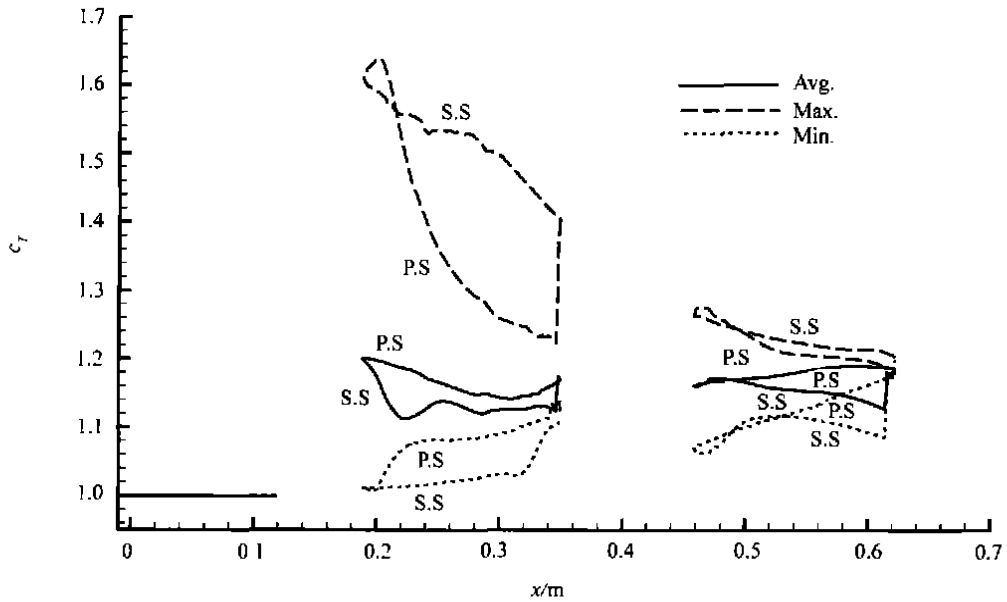


图5 有热斑时一导、一动和二导的时间平均、最大和最小温度系数分布

Fig 5 Time-averaged, maximum and minimum temperature coefficient distributions, with hot streak

动叶小,在总体上还要稍高于一级动叶。可见热斑对二级导叶壁温的影响是不可忽略的。

4 结 论

本文对LSRR 的1- 1/2级涡轮叶栅,通过求解二维非定常N-S 方程研究了热斑对涡轮一级动叶和二级导叶流场和温度场的非定常影响,主要结论为:

- (1) 燃烧室出口热斑的存在对涡轮一级动叶和二级导叶的时均压力影响微小,但是型面压力随时间波动的幅度会因热斑的存在而明显增大。
- (2) 前人的实验和计算表明燃烧室出口热斑会导致涡轮一级动叶壁面温度大幅波动和压力面严重过热,本文的计算映证了前人的结论,并进一步表明在二级导叶上会出现与一级动叶类似的压力面过热现象。

参考文献

[1] Dring R P, Joslyn H D, Hardin L W, Wagner J H. Turbine Rotor-Stator Interaction[J]. *ASME Journal of Engineering for Power*, 1982, 104: 729- 742

[2] Butler T L, Shama O P, Joshy H D, Dring R P. Redistribution of an Inlet Temperature Distortion in an Axial Flow Turbine Stage [J]. *AIAA 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, Niri H. Unsteady Euler Analysis of the Redistribution of an Inlet Temperature Distortion in a Turbine [R]. *AIAA* 90- 2262

[5] Dorney D J. Numerical Investigation of Hot Streak Temperature Ratio Scaling Effects[R]. *AIAA* 96- 0619

[6] 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

[7] 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): 242- 248

DONG Su-yan, LIU Song-ling, ZHU hui-ren. Unsteady Numerical Simulation on the Effects of Hot Streak Phenomena on Turbine Stage. *Journal of Aerospace Power*, 2001, 16(3): 242- 248

[8] 董素艳, 刘松龄, 朱惠人. 轮级进口温度分布不均匀时流场和温度场的非定常数值模拟[J]. *西北工业大学学报*, 2001, 19(3): 345- 348