

文章编号: 1000-8055(2003)04-0558-05

涡轮叶栅冷气掺混数值模拟方法

王松涛, 颜培刚, 孙玺森, 韩万金, 王仲奇
(哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 黑龙江 哈尔滨 150001)

摘要: 采用具有三阶精度 TVD 性质的有限差分格式、自由型曲面网格生成技术以及分区网格算法, 对某型涡轮叶栅进行了任意数目冷气孔的薄膜冷却全三维 N-S 方程数值求解, 较为详细的阐述了冷气掺混流场中卵型涡的发展规律。结果表明, 本文所开发的求解系统能够较好的实现任意分区的流场求解, 对涡轮叶栅中冷气喷射流场的描述是合理的。

关键词: 航空、航天推进系统; 自由型曲面; 涡轮; 冷气掺混; 卵型涡; 射流
中图分类号: V 231.3 **文献标识码:** A

Numerical Method for Coolant Mixing in Turbine Cascade Flow Field

WANG Song-tao, YAN Pei-gang, SUN Xi-miao
HAN Wan-jin, WANG Zhong-qi
(Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: Three-dimensional N-S equation is discretized by a finite difference scheme with three-order TVD property. Arbitrarily-curved surface generation technique and multi-block method are employed to simulate the film-cooling flow field in a turbine cascade with arbitrary numbers of coolant holes. The development of counter-rotating vortices in coolant mixing flow field is expounded, including its origination, disappearing and the distribution of temperature near coolant trajectory. The result shows that the solver with domains arbitrarily decomposed developed in this paper can simulate the flow field well, and the description of coolant jet flow field in the turbine cascade is reasonable.

Key words: aerospace propulsion system; arbitrarily-curved surface; turbine; coolant mixing; counter-rotating vortices; jet

1 引言

提高燃气涡轮热效率主要的途径之一就是大幅度增加涡轮的进口温度。尽管高温金属材料技术和绝热层覆盖技术已经获得了巨大的进步, 但是随着涡轮进口温度的不断提高, 涡轮叶片的高

温冷却技术变得越来越迫切。薄膜冷却技术是当前最有效的冷却技术之一。在薄膜冷却当中, 冷却空气从位于叶片表面高温区域的若干排冷气孔喷出, 在叶片表面与高温气体之间形成一层低温气体保护膜, 从而使叶片表面不会直接暴露在高温气体之下。冷却涡轮的设计者的目标就是用最少

收稿日期: 2002-09-16; 修订日期: 2002-12-23

基金项目: 国家科技部973资助项目(G1999022307); 哈尔滨工业大学校基金资助项目(HIT200076)

作者简介: 王松涛(1971-), 男, 黑龙江海林人, 哈尔滨工业大学能源科学与工程学院副教授, 博士, 主要从事叶轮机流场数值模拟研究

量的冷却空气来获得最佳的冷却效果。冷却性能的影响因素很多, 包括冷却孔的几何形状、排列方式、喷射角、喷射率、密度温度比、主流湍流度以及可压缩性等等^[1], 因此开发高效的计算方法对于研究冷气掺混问题是非常必要的。

目前对冷气掺混进行数值模拟的研究方法主要有以下几种: 利用掺混模型, 在掺混区内考虑冷气的影响; 冷气孔区与主流区采用不同疏密的网格分区计算; 根据守恒定律, 在冷气喷射出口施加射流边界条件以及求解多组分方程等等。最完备的数值分析方法是进行内外流场(包括叶片槽道、金属叶片冷却内通道)的三维粘性和金属叶片本体的三维温度场一体化计算^[2~6]。由于这种方法所需的计算机资源是巨大的, 需要在叶片本体、叶片槽道、冷却通道和缝隙中布置大量网格点, 因此广泛采用疏密相间的非结构化网格来进行计算^[7, 8]。本文作者采用结构化网格和自由型曲面生成技术, 在叶栅流道中进行任意区域疏密划分, 在分区交接面处构造 Riemann 问题来实现任意间断的参数传递, 利用自由型曲面方法实现叶型表面以任意方式排列的开孔方案, 从而可以比较准确地描述冷却气流喷入主流的细节过程。本文暂不考虑冷气腔及叶片壁面热传导的计算。

2 网格生成方法

2.1 二维自由型曲面的数学描述

记 P_{ij} 为叶型型值点位置矢量, 曲面的双参数取为 u 和 v , 曲面描述采用孔斯双三次参数样条曲面模型, 其分片表达式为:

$$P_{i,j}(u,v) = A \cdot B \cdot C$$
$$A = [F_0(s) \ F_1(s) \ G_0(s) \ G_1(s)]$$
$$B = \begin{bmatrix} P_{i,j} & P_{i,j+1} & P_{v,i,j} & P_{v,i,j+1} \\ P_{i+1,j} & P_{i+1,j+1} & P_{v,i+1,j} & P_{v,i+1,j+1} \\ P_{u,i,j} & P_{u,i,j+1} & P_{uv,i,j} & P_{uv,i,j+1} \\ P_{u,i+1,j} & P_{u,i+1,j+1} & P_{uv,i+1,j} & P_{uv,i+1,j+1} \end{bmatrix}$$
$$C = \begin{bmatrix} F_0(t) \\ F_1(t) \\ G_0(t) \\ G_1(t) \end{bmatrix}$$
$$i = u_i \leq u \leq u_{i+1} = i + 1$$
$$j = v_j \leq v \leq v_{j+1} = j + 1 \tag{1}$$

式中 $s = u - i, t = v - j$ 以及 $F_0(s), F_1(s), G_0(s), G_1$

(s) 为三次埃尔米特基, $P_{i,j}$ 为叶型型值点位置矢量, $P_{u,i,j}$ 与 $P_{v,i,j}$ 分别为 u 向和 v 向切矢, $P_{uv,i,j}$ 为二阶混合偏导矢, 详细定义见文献[9]。切矢与混合偏导矢可由位置矢量按 m 连续方程:

$$\Delta_i P_{i-1} + 2(\Delta_{i-1} + \Delta_i) P_i + \Delta_{i-1} P_{i+1} = 3 \left(\Delta_i \frac{\Delta P_{i-1}}{\Delta_{i-1}} + \Delta_{i-1} \frac{\Delta P_i}{\Delta_i} \right)$$
$$i = 1, 2, \dots, n - 1 \tag{2}$$

加上光顺性边界条件技术^[10]求得。上式中 P_i 为型值点位置矢量, Δ_i 沿 u 向时, P_i 为 u 向切矢; Δ_i 为沿 v 向时, 则 P_i 为 v 向切矢。若 P_i 为型值点 u 向切矢, Δ_i 沿 v 向时, 则 P_i 为混合偏导矢。

在叶片表面选择要开设冷气孔的区域, 将其描述为上述曲面模型, 在该曲面上即可完成冷气孔的几何布局, 从而形成一多连通区域的曲面。

2.2 网格求解

由于本文方法主要应用于叶片三维曲面, 所以给各截面型值点呈矩形分布, 二维参数取为近似弧长参数的累加弦长参数, 故近似认为参数曲面的双参数域 $D: u_1 \leq u \leq u_2; v_1 \leq v \leq v_2$ 内两族等参数线正交, 故在其上进行二维网格划分, 即分别在

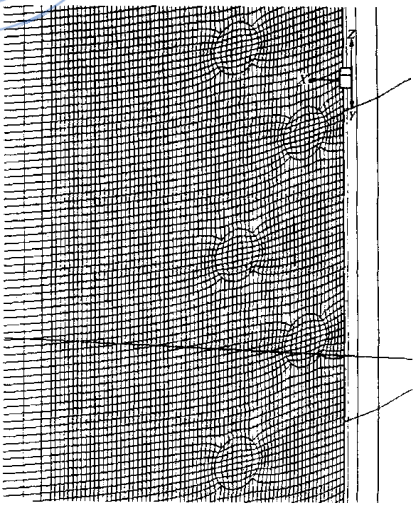


图1 叶片壁面冷气孔网格

Fig 1 Grid topology of coolant hole on blade surface
各孔内和余下的多连通区内以二维参数 u, v 为物理域求解二维 Poisson 方程, 将得到的曲面网格点反算回绝对坐标下, 作为三维问题的边界条件, 求解三维 Poisson 方程, 得到冷气喷射孔区域的三维贴体网格, 将其嵌套入叶栅流场三维贴体网格中, 最终得到疏密相间的网格结构。图1为吸力面壁面网格, 图2为 S1 流面网格结构。

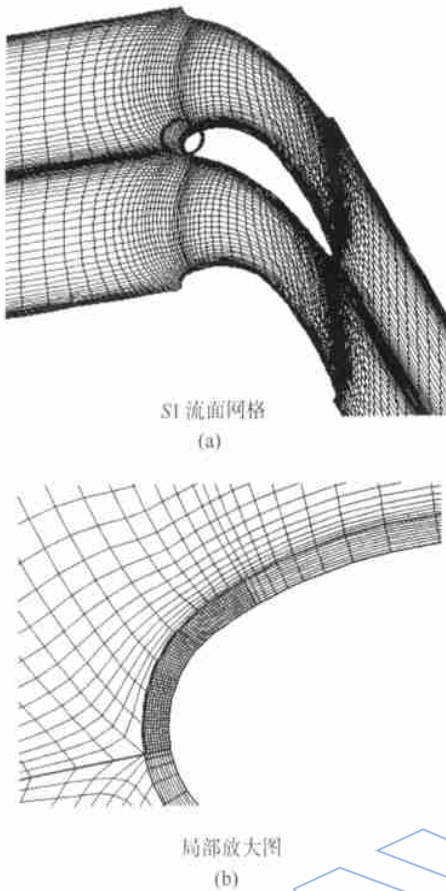


图2 S1流面网格

Fig. 2 Grid topology on S1 stream surface

3 计算方法

3.1 控制方程

时间平均的无量纲化任意曲线坐标系下的 N-S 方程为:

$$\frac{\partial \tilde{U}}{\partial t} + \frac{\partial \tilde{E}}{\partial \xi} + \frac{\partial \tilde{F}}{\partial \eta} + \frac{\partial \tilde{G}}{\partial \zeta} = \frac{1}{r} (\tilde{f}_1 + \tilde{f}_2) + \frac{\partial \tilde{Q}}{\partial \xi} + \frac{\partial \tilde{R}}{\partial \eta} + \frac{\partial \tilde{S}}{\partial \zeta} \quad (3)$$

式中: $\tilde{E}, \tilde{F}, \tilde{G}$ 为无粘通量, $\tilde{Q}, \tilde{R}, \tilde{S}$ 为粘性通量, $\tilde{f}_1, \tilde{f}_2$ 为源项, 具体表达式见文献[11]。

本文采用具有 TVD 性质的三阶精度隐式 Godunov 有限差分格式^[11]对方程进行离散, 即利用 TVD 格式求得每个网格边界上的数值通量, 并以相邻网格边界上的数值通量构造 Riemann 问题, 采用 Roe 的近似 Riemann 求解方法求得此问题的解析解, 该解即为最后用于空间差分计算的数值通量, 这样构造具有三阶精度的 Godunov 格式。本文将其应用于柱坐标系下叶栅三维粘性流场的计算中, 开发了可计算任意区域的计算模

块, 即对流场中的所有区域任意分割, 将所有子区作为子模块, 施加不同的边界条件后调入核心模块进行计算, 从而实现了对于具有任意数目冷气孔的叶栅流场进行三维 N-S 方程求解。湍流模型采用 B-L 代数模型, 考虑到冷气掺混问题, 在冷气喷射区引入射流模型对该模型进行了修正。

3.2 边界条件

进口给定总温、总压和进气角, 对于亚音进口来流利用左波方程作为补充边界条件。超音出口边界由内点外插得到, 亚音出口给定背压, 同时补充特征和波特征方程。叶片固壁给定无滑移边界条件, 叶片进出口延长段给定周期性边界条件。由于本文暂不考虑冷气腔的计算, 因此需要在喷射孔区内给定边界条件。要保证边界条件适用, 文献[4, 10, 12]已有不同的提法, 本文给定冷气进口总温、流量和喷射角, 出口给定背压。具体方程为:

$$\rho_c U_c / \rho_\infty U_\infty = M \quad (4)$$

$$\frac{k}{k-1} \frac{p_c}{\rho_c} + \frac{1}{2} U_c^2 = \frac{k}{k-1} R T_c^* \quad (5)$$

$$p_c = p_b, \quad u_c = U_c \cos \alpha$$

$$w_c = U_c \sin \alpha, \quad v_c = U_c \cos \gamma \quad (6)$$

其中, ρ_c 和 ρ_∞ 分别为冷气出口和主流进口的密度, U_c 和 U_∞ 分别为冷气出口和主流进口的全速度, 冷气总温假定为引流处总温, 且忽略冷气总温损失, 背压 p_c 由冷气孔出口中心点处的流场内压力 p_b 迭代求解, 定义 M 为喷射率, α 和 γ 分别为叶片壁面处冷气射流与流向和展向的夹角。

4 分区技术

图3示意地给出了两个分区边界及两个区中相互交叠的网格。下面具体给出分区边界上信息传递的处理方法。图中1区中的虚线网格为2区的网格在1区中的交叠部分, 交叠网格内的气动参数值通过如下方法确定: 以2区在1区内的交叠网格为例说明, 由交叠网格 $(N+1)$ 在1区中的几何位置确定出位于该网格附近的1区内的网格单元, 他们分别为如下三个网格单元 (L) , $(L-1)$ $(L+1)$, 并由这些单元的气动参数及交叠网格的几何位置构造 Riemann 问题, 令网格单元上的气动参数以 $-$ 表示, 则网格单元 $(N-1)$ 上 Riemann 问题的初始条件为: $U_{N+1}^L = U_{L-1}$, $U_{N+1}^R = U_{L+1}$ 。通过此 Riemann 问题求出该交叠网格上的气动参数值。同样求出 $N+2$ 点的气动参数值, 最后在单元边界 AB 构造边界数值通量。由于 Godunov 方

法本身的特点, 本分区处理方法可以有效地处理来自任意方向上的间断, 从而保证了分

鞍点则位置变化不大。在上述过程中卵形涡的强度逐渐减弱。卵形涡形成后, 冷气被强烈地卷吸起

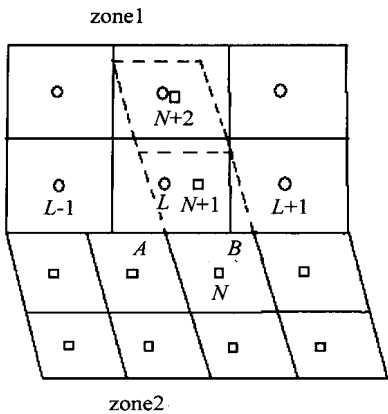


图3 分区网格参数传递示意图

Fig 3 Description of parameter transformation at the interface

区计算中信息传递的准确性, 同时可以保证差分格式在分区边界上的求解精度。

5 算例分析

本文计算所采用的叶栅数据来自哈工大低速直叶栅冷气喷射试验。计算区域数值网格采用主流区粗网格与叶片周围冷气喷射区细网格相结合的结构化网格结构。粗网格点数为 $101 \times 41 \times 41$, 细网格冷气孔区为 $91 \times 11 \times 681$, 单个孔区内的网格点数为 9×9 , 两排孔交错排列, 开设的位置位于叶栅吸力面距离前缘约10%弦长处。冷气孔数目为: 第一排25, 第二排24, 孔径 $D_h = 1.8 \text{ mm}$ 。本文算例给定叶栅进口总温288 K, 总压 $1.07 \times 10^5 \text{ Pa}$, 出口背压 $0.97 \times 10^5 \text{ Pa}$, 进口为轴向进气, 固壁表面为无滑移边界条件。冷气总温给定叶栅进口总温的0.8倍。冷气喷射速率 $M = 1.0$, 喷射角度 $\alpha = 90^\circ$, $\gamma = 90^\circ$, TT 为叶栅截距。

由图4、5可以清楚地看到50%叶高后排孔冷气从冷气孔喷出后卵形涡沿流向和周向的发展过程。图6描述了 $S2$ 流面单个孔上方的流线及速度矢量在距吸力面壁面沿周向不同距离的截面。分析图6可以看到在紧靠壁面附近, 冷气柱对主流的滞止作用非常明显。由于冷气喷射角度与主流垂直, 冷气柱前形成一鞍点, 主流气体绕过冷气柱向下游发展, 在冷气上方形成一对强烈的卵形涡, 并在其后的低压回流区形成另一鞍点。远离壁面, 冷气迅速被主流压弯, 冷气喷射角度与主流的夹角逐渐减小, 前鞍点和卵形涡同时移向下游, 后

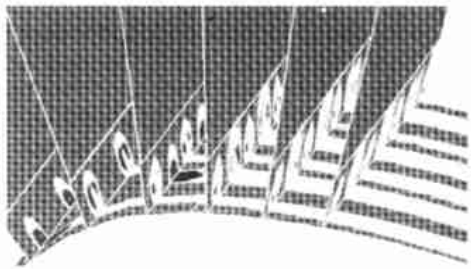


图4 卵形涡沿流向不同截面三维温度分布图
Fig 4 Temperature on section s along streamwise direction

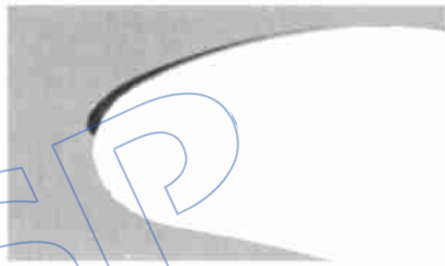


图5 $S1$ 流面等温图
Fig 5 Temperature on $S1$ surface at mid-span

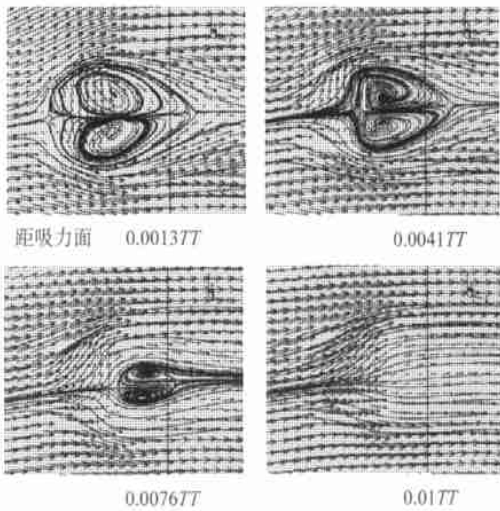


图6 $S2$ 流面速度矢量及流线图
Fig 6 Velocity vectors and stream traces on $S2$ stream surface

来, 形成两股冷气柱, 向远离壁面的方向沿下游延伸。在向下游运动的过程中, 冷气射流的温度逐渐升高, 冷气流与周围高温气体的温度差逐渐地趋于平衡, 冷却效果逐渐下降, 直至消失。本算例中鞍点和卵形涡在大约1.5个孔径的地方消失, 冷

气射流消失的位置则较远,如图7,图下标号表示

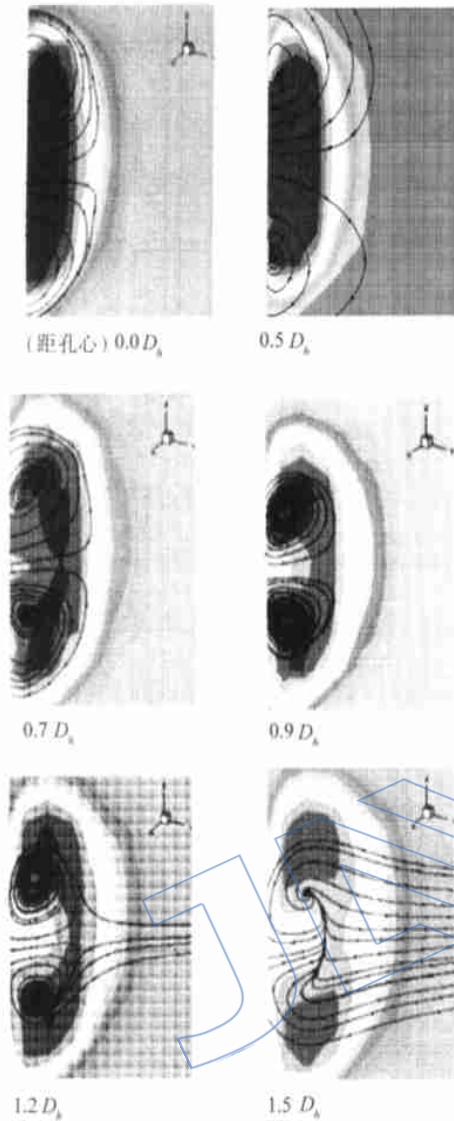


图7 S3流面等温、流线图

Fig 7 Temperature and stream traces on S3 section

沿流向距离孔心的长度。本文揭示的冷气喷射拓扑结构与文献 [10, 13] 给出的基本相同。结果表明,本文所开发的算法能够较为详细地描述冷气掺混的全过程。

6 结 论

(1) 采用结构化网格结构,采取任意分区、疏密结合的方式,大大节省了计算机资源,并且可以有效地进行冷气射流细微流场的数值模拟。

(2) 应用自由型曲面技术,将叶片表面冷气孔开设区域生成一曲面,在该曲面上生成的冷气孔网格具有良好的正交性,而且可以方便地进行冷气孔的各种开设方案。

(3) 本文算例在各分区交接面上构造 Riemann 问题来处理不同区域之间气动参数的传递,可以较好地处理来自任意方向上的任意间断。

(4) 本文算例选择 $M = 1.0$ 和 $\alpha = 90^\circ$, 可以清楚地看到冷气射流喷入主流的过程中卵型涡发展的拓扑结构,即在壁面附近,冷气流对主流阻碍作用明显,卵型涡出现在冷气孔上方,强度很大,冷气流前后方各出现一鞍点。沿远离壁面方向,卵型涡强度减小,并和前鞍点共同移向下游。喷射速率和喷射角不同,卵型涡消失的位置也不同。由此可以认为,本文作者开发的求解系统可以较细致、准确地研究冷气喷射流场结构。

参考文献

- [1] Lakehal D, Theodoridis G S, Rodi W. Three-Dimensional Flow and Heat Transfer Calculations Film Cooling at the Leading Edge of a Symmetrical Turbine Blade Model [J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2001, 22: 113-122
- [2] Bohn D. Prediction of the Film-Cooling Effectiveness in Gas Turbine Blade Using a Numerical Model for the Coupled Simulation of Fluid Flow and Diabatic Walls [A]. Proceeding of the 12th International Symposium on Air Breathing Engines [C]. 1995, pp: 1150-1159
- [3] Bohn D, Kusterer K. 3D Numerical Simulation of the Flow Through a Turbine Blade Cascade with Cooling Injection at the Leading Edge [R]. ASME Paper 96-GT-150, 1996
- [4] Haselhouse A, Vigel T. Numerical Simulation of Turbine Blade Cooling with Respect to Blade Heat Conduction and Inlet Temperature Profiles [R]. AIAA Paper 95-3041, 1995
- [5] Kao K H, Liu M S. On the Application of Chimera/Unstructured Hybrid Grids for Conjugate Heat Transfer [R]. ASME Paper 96-GT-165, 1996
- [6] 赵晓路. 冷气掺混对高压涡轮叶、转子流场结构影响的数值分析 [A]. 中国工程热物理学会第十届年会论文集 [C]. 青岛: 2002
- [7] Steinthorson E, Ameri A A, Rigby L D. Simulation of Turbine Cooling Flow Using Multiblock-Multigrid Scheme [R]. AIAA-96-0621
- [8] James D Heidmann, David L Rigby, Ali A Ameri. A Three-Dimensional Coupled Internal/External Simulation of a Film-Cooled Turbine Vane [R]. ASME 99 GT-186
- [9] 施法中. 计算机辅助几何设计与非均匀有理B样条 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1994
- [10] 苏步青, 刘鼎元. 计算几何 [M]. 上海: 上海科学技术出版社, 1981
- [11] 王松涛. 叶轮机三维粘性流场数值方法与弯叶片内涡系结构的研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 1999
- [12] Subrata Roy. Numerical Investigation of the Blade Cooling Effect Generated by Multiple Jets Issuing at an Angle Into an Incompressible Horizontal Cross Flow [R]. ASME Fluids Engineering Division Summer Meeting, 1998
- [13] James E Mayhew, James W Baughn, Aaron R Byerley. The Effect of Freestream Turbulence on Film Cooling Heat Transfer Coefficient [R]. ASME GT-2002-30173