

文章编号: 1000-8055(2000) 03-0274-04

叶栅内冷气射流场结构的数值模拟

王松涛 冯国泰 王仲奇

(哈尔滨工业大学 241 教研室, 黑龙江 哈尔滨 150001)

摘要: 采用具有 TVD 性质的三阶精度 Godunov 格式对涡轮叶栅背弧表面进行了冷气喷射的数值模拟。射流由冷气孔喷出后在空间的发展过程中逐渐形成典型的卵形涡对, 在压力场的作用下射流被压弯并逐渐向背弧表面靠拢。射流在出口附近具有刚体的特性, 并在射流前方形成了鞍点及马蹄涡。同时本文还验证了大冷气喷射速率条件下, 卵形涡消失于主流而非边界层内的结论。

关键词: 叶栅; 流场; 数值模拟

自由词: 冷气喷射; 卵形涡

中图分类号: V 231.3

文献标识码: A

1 前言

随着涡轮入口温度的提高, 涡轮冷却技术研究的重要性越来越为人们所重视。如何合理地选择冷却方案以获得最佳的冷却效果是冷却技术研究的目的所在。冷气射流场的结构、射流场与主流场以及射流场之间的相互作用是影响冷却效果及气动效率的主要因素。国内外在这一领域里相继开展了一些实验研究^[1~4], 给出了冷气掺混的基本过程及流场的基本结构。在 90 年代初期, 国外的学者就开始了通过求解 N-S 方程进行冷气喷射流场数值模拟的研究工作, 希望通过数值模拟这一手段对冷气掺混的机理进行深入的研究。Garg 和 Gaugler 采用 B-L 模型对实际涡轮考虑冷气掺混的情况进行了计算, 但该方法没有计及冷气腔的计算^[5,6]。Doney 和 Davis 分别对二维及三维涡轮的冷却进行了计算^[7], 但由于所采用网格技术上的缺陷, 使该计算未能很好的模拟出冷气孔周围的流场。Dochul 采用了网格分区算法详细研究冷气喷射下叶栅的流场特性^[8]。Leylek 和 Zerkle 进行了考虑气腔的冷气模拟^[9]。本文则将通过求解三维 N-S 方程, 对气冷涡轮叶栅流场结构尤其是冷气射流中卵形涡的发展过程进行分析。

2 数值方法及网格构造

差分格式采用具有 TVD 性质的三阶精度 Godunov 格式^[10], 湍流模型为 B-L 模型。为了能较好地描述叶栅内的流动, 角区内混合长度及湍流粘性系数的求解采用文献[11]的处理方法。在喷射孔区内湍流粘性系数的给定采用尾迹区模型的确定方法。

实际涡轮中冷气喷射孔的直径在 1 mm 左右, 为了能较好地描述出喷射孔周围的流场, 就需在喷射孔及孔区范围内布置较多的网格点, 另外在冷气所流经的区域, 尤其是掺混剧烈的区域内, 也需要布置较多的网格以详细描述这种掺混过程。因此在冷气喷射孔下游若干个孔距范围内, 同样需要布置较多的网格点, 细网格区的大小视冷气喷射的动量比而定。在上述网格区域以外, 可以采用较粗的网格, 以减少由于网格点过多造成求解效率的过渡下降。

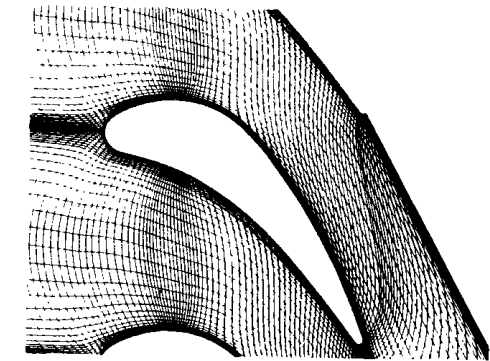
在构造叶栅冷气掺混的结构化网格时, 就需要考虑冷气喷射流场对网格的上述要求, 以避免网格点数过于庞大的问题。因此若采用结构化网格求解冷气掺混流场时, 掺混区内细网格与主流区粗网格相结合的分块网格结构, 是较为适宜的一种计算网格。

收稿日期: 1999-08-12; 修订日期: 1999-10-30

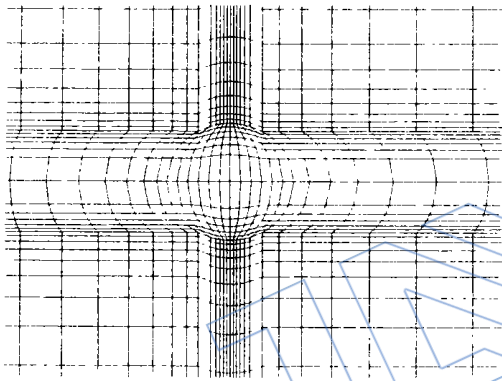
基金项目: 教育部博士点基金资助项目(97021305)

作者简介: 王松涛(1971-), 男, 哈尔滨工业大学 241 教研室讲师, 博士

本文仅对具有中等转折角的环形叶栅单孔冷气喷射流场进行了数值模拟。因此在网格构造中采用了整体 H 型网格。图 1 为本文所采用的网格及叶片几何构型。



(a) S₁ 流面



(b) 背弧表面

图 1 冷气孔周围局部网格

由于本文没有对冷气腔内部进行计算, 因此需在喷射孔区内给定边界条件。其中该区域内速度值的确定可采用如下两种方式: 一是假设给定冷气的总温、总压, 并由冷气孔与壁面交接面上中心点的静压值确定该位置上的马赫数, 然后按一维管流计算方法及 Blasius 速度分布律确定冷气孔表面上的速度分布值; 二是直接在冷气孔表面上给出某种速度分布规律。

边界条件: 进口总温为 288 K, 总压为 1.06×10^5 Pa, 出口背压为 1.01×10^5 Pa, 进口为轴向进气。计算中选取的孔径 $D_h = 2.0$ mm, 为了较清楚地观察到喷射气流的发展过程, 本算例中给定冷气沿吸力面法向喷射, 冷气喷射速度的峰值与主流相同。孔心位于中径处距叶栅前缘 25% 轴向弦长的位置上。孔区内的网格点数为 13×13 , 最终计算的总网格点数为 $96 \times 41 \times 71$ 。

3 射流场结构分析

图 2 给出了冷气孔中间 S₁ 流面的流线。可以看出喷射气流在离开冷气孔不远处, 在压力场及主流速度场的作用下, 射流被逐渐弯曲并被压向壁面, 同时在喷射孔后方可以看到, 射流后方形成了一个较大的旋涡。由于本算例重点在于分析射流在大曲率条件下的发展过程, 因此射流速度较高, 尽管如此, 射流对压力面的流动仍没有多大的影响。

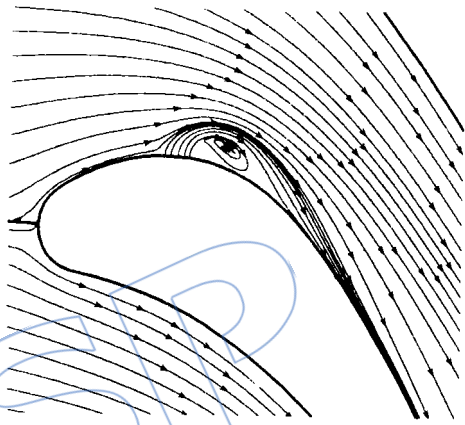
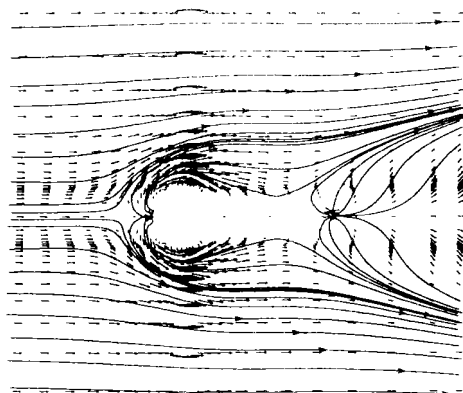
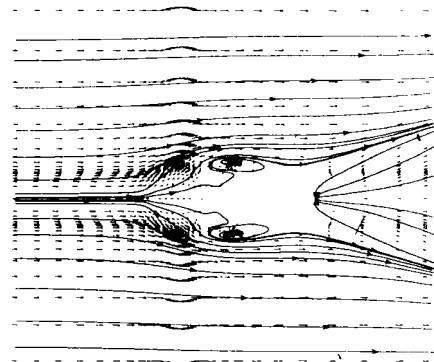


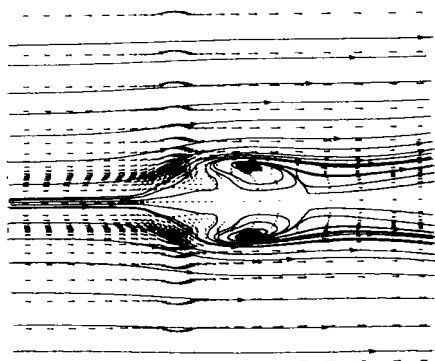
图 2 S₁ 流面冷气孔周围流线

图 3 给出了沿周向不同 S₂ 流面上, 喷孔及其周围的速度矢量及流线。由图 3(a) 可以看出, 在射流的作用下, 主流在吸力面上于射流前方形成了一个鞍点, 并对应存在着马蹄涡的两条分离线。这一现象说明射流对主流的阻滞作用, 与固体的作用有相似之处。随着所取截面逐渐远离吸力面, 可以看到喷口后方逐渐出现了一对卵形涡, 这说明卵形涡并不是在整个喷射射流中, 自始至终地保持着, 而是在射流离开喷口一段距离后才出现的, 由图 3(b) 可以看出, 在距吸力面 0.0047 栅距截面上开始出现卵形涡。图 3(c) 和图 3(d) 显示出, 随着截面远离吸力面, 卵形涡的位置也逐渐后移。这说明射流在主流的带动下向下游偏转, 这与 S₁ 流面显示的结果是一样的。在距吸力面 0.0116 栅距截面上, 已看不到卵形涡的存在, 结合图 2 可知, 射流被主流弯曲后, 很快移向吸力面, 因此在冷气孔下游, 射流达不到该截面所在的位置, 故而, 在此截面上看不到卵形涡的存在。

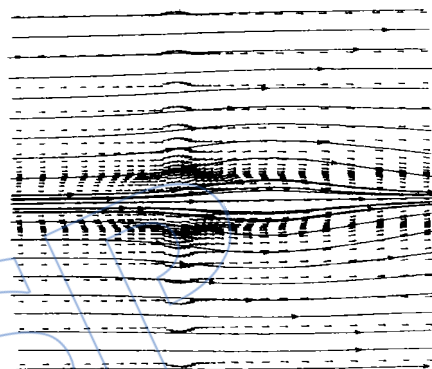
图 4 给出了卵形涡的流向发展过程。在距孔心 6 个直径的弧长位置处, 可以看到卵形涡已发展起来, 但这时尺度相对较小。从图 4(c) 与图 4(d) 中, 可以看到, 随着沿流向的发展, 卵形涡的尺

(a) 距吸力面 4.2×10^{-4} 栅距

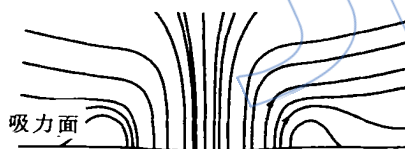
(b) 距吸力面 0.00447 栅距



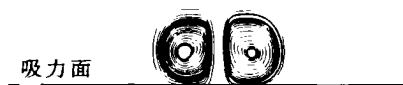
(c) 距吸力面 0.00648 栅距



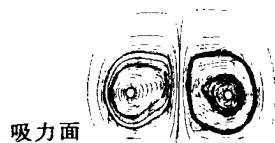
(d) 距吸力面 0.0116 栅距

图 3 周向不同 S_2 流面喷孔及其周围的速度矢量及流线

(a) 喷射孔中间



(b) 距孔心 6 个直径弧长



(c) 距孔心 10 个直径弧长



(d) 距孔心 12 个直径弧长



(e) 距孔心 15 个直径弧长

图 4 卵形涡流向发展过程

度在不断加大,同时涡核的位置也相对较为远离壁面。在卵形涡发展的后期,其强度减弱得很快,在距孔心 15 个直径的弧长位置处,卵形涡已耗散掉,其形状不再保持。上述卵形涡的发展过程与文献[8]所描述的基本一致。

由于本文所给的冷气喷射速率较大,因此卵形涡出现的位置较为靠后,同时,保持的距离也相对较长。大喷射速率与小喷射速率条件下,卵形涡耗散的位置是不同的。当冷气喷射速率较低时,射流很容易被主流压向壁面,一般说来在这种条件

下, 卵形涡会被主流很容易地压向壁面, 从而消失在附面层内。但当冷气喷射速率较高时, 射流相对不易被弯曲, 这种情况下, 卵形涡一般是耗散于附面层附近的主流中, 本文的情况属于后者, 因此卵形涡耗散点的位置相对较为远离壁面。

4 结束语

借助于数值模拟的手段对叶栅背弧表面的冷气射流场的结构进行了分析, 描述了射流场中卵形涡的典型发展过程。(1) 在射流孔附近射流具有刚体的特性, 来流与射流相遇时在射流根部会形成鞍点及两个马蹄涡。(2) 射流中卵形涡的形成是在其与主流相互作用一段距离后产生的, 该生成位置与射流的速度又密切关系, 若喷射速度较大其生成位置则相对靠后。(3) 大冷气喷射速率条件下, 射流的穿透能力相对较强, 且不易被弯曲, 因此卵形涡的消散位置就相对远离叶片表面, 在本文的喷射条件下, 卵形涡消失于流场主流中而非附面层内。

参 考 文 献

1 Goldstein R J, Chen H P. Film Cooling on a Gas Turbine Blade Near the End Wall[J]. ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1985, 107: 117- 122

2 Wilfer G, Fottner L. The Aerodynamic Mixing Effect of Discrete Cooling Jets With Mainstream Flow on a Highly Loaded Turbine Blade[R]. ASME, 1994: 94- GT- 235

3 罗明俊, 刘存禄. 跨音速高温涡轮复合式气冷导向叶片设计: 冷却效果试验及分析研究[R]. 中国航空学会第三届叶轮机学术讨论会, CSAA PT- 86- 53, 1986

4 罗明俊, 刘存禄. 跨音速高温涡轮复合式气冷涡轮叶片的实验研究[J]. 航空动力学报, 1989(4): 351- 356

5 Garg V K, Gaugler R E. Heat Transfer in Film Cooled Turbine Blade[R]. 1993, ASME Paper 93- GT- 81

6 Garg V K, Gaugler R E. Prediction of Film Cooling on Gas Turbine Airfoils[R]. 1994, A SME Paper 94- GT- 16

7 Dorney D J, Davis R L. Numerical Simulation of Turbine Hot Spot Alleviation Using Film Cooling[J]. AIAA Journal of Propulsion and Power, 1993, 9(3): 329- 336

8 Dochul C. A Navier-Stokes Analysis of Film Cooling in a Turbine Blade[R]. 1993, AIAA- 93- 0158

9 Leylek J H, Zerkle R D. Discrete-Jet Film Cooling: A Comparison of Computational Result with Experiment[R]. 1993, ASME 93- GT- 207

10 王松涛, 袁宁, 王仲奇, 冯国泰. 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]. 工程热物理论, 1999, 20(3): 299- 303

11 王松涛. 叶轮机三维粘性流场数值方法与弯叶栅内涡系结构的研究: [博士学位论文][D]. 哈尔滨工业大学, 1999

(责任编辑 杨再荣)

Numerical Simulation of Coolant Jet Structure in Turbine Cascade

Wang Songtao, Feng Guotai, Wang Zhongqi

(School of Energy Science and Engineering, Harbin Institute of Technology
Harbin 150001, China)

Abstract: The structure of coolant jet from suction surface of turbine cascade was simulated with N-S solver. Governing equation was discreted with third order Godunov scheme which has TVD property. The kidney shape vortex was generated gradually during the mixing process between coolant jet and main flow. The coolant jet bent to suction surface gradually due to the pressure gradient from pressure surface to suction surface. The dimension of kidney shape vortex increased while its strength decreased gradually during coolant jet development. A saddle point and horse shoe vortex were formed in the front of the hole because of the rigid body character of coolant jet near the hole. It is also testified that the kidney shape vortex disappeared in main flow instead of boundary surface under the condition of large coolant jet velocity.

Key words: cascades; flow fields; numerical simulation