

能源与动力学院

023系

(第5册)

10

目录

序号	姓名	职称	单位	论文题目	刊物、会议名称	年、卷、期	类别
1	周超 常海萍 崔德平 毛军逵	硕士生 正高 军代表 副高	023 023 320厂 023	斜劈缝涡轮导向叶片尾缘出流 气体流动特性数值分析	航空动力学报	2006.21.2	
2	周超 常海萍 崔德平 毛军逵	硕士生 正高 军代表 副高	023 023 320厂 023	涡轮叶片尾缘斜劈缝气膜冷却 数值模拟	南京航空航天大学学报	2006.38.5	
3	夏婕 常海萍	博士生 正高	023 023	离心力场下多孔介质中热驱动 换热的实验	航空动力学报	2006.21.3	
4	夏婕 常海萍	博士生 正高	023 023	离心力场下多孔介质的不同孔 隙率对热驱动换热影响的研究	航空动力学报	2006.21.6	
5	夏婕 常海萍	博士生 正高	023 023	不同旋转条件下多孔介质中自 然对流的稳定性分析	中国科技大学学报	2006.36.6	
6	夏婕 常海萍	博士生 正高	023 023	重力场下细微循环通道内热驱 动换热的数值模拟	华南理工大学学报	2006.34.10	
7	张镜洋 常海萍 徐磊 高候峰	博士生 正高 博士生 博士生	023 023 023 023	稀疏气膜冷气侧局部换热特性 实验	航空动力学报	2006.21.5	
8	徐磊 常海萍 常国强	博士生 正高 博士生	023 023 023	叶片弦中区内部气膜孔局部换 热特性实验	航空动力学报	2006.21.2	
9	徐磊 常海萍 常国强 张镜洋	博士生 正高 博士生 博士生	023 023 023 023	叶片内部气膜孔附近壁面局部 换热特性	推进技术	2006.27.3	
10	徐磊 常海萍 毛军逵	博士生 正高 副高	023 023 023	涡轮叶片内“冲击—气膜出流 ”局部换热特性数值模拟	南京航空航天大学学报	2006.38.2	
11	徐磊 常海萍 常国强	博士生 正高 博士生	023 023 023	Local Internal Impingement Heat Transfer Near a 90 Deg Row of Film Cooling Holes:Part 2-Effect of Jet Row Position	ASME Turbo Expo 2006	2006	
12	徐磊 常海萍 张镜洋	博士生 正高 博士生	023 023 023	Local Internal Impingement Heat Transfer Near a 30 and 90 Deg Row of Film Cooling Holes:Part 1-Effect of Flow	ASME Turbo Expo 2006	2006	
13	徐磊 常海萍 潘金栋	博士生 正高 硕士生	023 023 023	旋转条件下带气膜出流的受限 空间内冲击换热研究	中国工程热物理学会 传热传质学会议	2006	

目录

序号	姓名	职称	单位	论文题目	刊物、会议名称	年、卷、期	类别
14	刘勇 张军 徐益谦	副高	023 东南大学 东南大学	超临界水葡萄糖制氢中的多元 气液相平衡	热能动力工程	2006.21.5	
15	邵茂敏 颜应文 刘勇 赵坚行	硕士生 中级 副高 正高	023 023 023 023	模型加力室大涡轮模拟的并行 计算	航空动力学报	2006.21.3	
16	邵茂敏 刘勇 颜应文 赵坚行	硕士生 副高 中级 正高	023 023 023 023	模型加力燃烧室燃烧流场的并 行计算	工程热物理学报	2006.27 增刊2	
17	侯宽新 刘勇 赵坚行	硕士生 副高 正高	023 023 023	基于详细反应机理的航空发动 机燃烧室燃烧流场计算	中国工程热物理学会 燃烧学学术会议	2006	
18	颜应文 赵坚行 张靖周 刘勇	中级 正高 正高 副高	023 023 023 023	燃烧室两相流场亚网格燃烧模 型的研究	力学学报	2006.38.6	
19	颜应文 赵坚行 张靖周 刘勇	中级 正高 正高 副高	023 023 023 023	环形燃烧室两相喷雾燃烧的大 涡模拟	航空动力学报	2006.21.5	
20	颜应文 马力伟 赵坚行	中级 本科生 正高	023 外单位 023	模型燃烧室内瞬态紊流的大涡 模拟	力学季刊	2006.27.1	
21	蔡文祥 赵坚行 张靖周	博士生 正高 正高	023 023 023	环形燃烧室内气相燃烧及两相 流动计算	工程热物理学报	2006.27. 增刊2	
22	蔡文祥 胡好生 赵坚行	博士生 博士生 正高	023 023 023	涡流器燃烧室头部两相反应流 数值模拟	航空动力学报	2006.21.5	
23	蔡文祥 赵坚行 张靖周	博士生 正高 正高	023 023 023	二阶矩-EBU模型用于两相反 应流场的数值模拟	南京航空航天大学学 报	2006.38.5	
24	蔡文祥 赵坚行	博士生 正高	023 023	双头部燃烧室两相燃烧流场数 值研究	中国工程热物理学会 燃烧学学术会议	2006	
25	党新宪 赵坚行 吉洪湖	博士生 正高 正高	023 023 023	主燃孔对双旋流器燃烧室流场 的影响	中国工程热物理学会 燃烧学学术会议	2006	
26	郭晓东 赵坚行	硕士生 正高	023 023	直接数值模拟与大涡模拟后台 阶紊流流动	中国工程热物理学会 燃烧学学术会议	2006	

目录

序号	姓名	职称	单位	论文题目	刊物、会议名称	年、卷、期	类别
27	范育新 王家骅 李建中 张义宁	副高 正高 中级 博士生	023 023 023 023	脉冲爆震发动机的蒸发助爆器 试验	航空动力学报	2006.21.2	
28	范育新 王家骅 李建中 张义宁	副高 正高 中级 博士生	023 023 023 023	脉冲爆震发动机扩焰器试验研 究	推进技术	2006.27.2	
29	范育新 王家骅 曹梦源	副高 正高 学生	023 023 023	模拟冲压进气条件对PDE推力 测量影响	中国工程热物理学会 燃烧学学术会议	2006	
30	戈雯 韩启祥	硕士生 副高	023 023	绕射激波触发爆震波的研究	中国工程热物理学会 会议	2006	
31	韩德祥 韩启祥	硕士生 副高	023 023	旋转阀脉冲爆震发动机协调工 作研究	中国工程热物理学会 燃烧学学术会议	2006	
32	郭文 吉洪湖 蔡毅 江和甫 刘玉芳	博士生 正高 外单位 外单位 外单位	023 023 外单位 外单位 外单位	高压涡轮动叶内部冷却结构的 改进设计	南京航空航天大学学 报	2006.38.4	
33	纪周剑 吉洪湖	博士生 正高	023 023	旋转状态下蓖齿-蜂窝结构封 严特性研究	工程热物理学报	2006.27. 增刊1	
34	罗明东 吉洪湖 黄伟 蔡旭 张勃 高潮	博士生 正高 博士生 硕士生 中级 副高	023 023 023 023 023 023	无加力涡扇发动机二元喷管的 红外辐射特性试验	航空动力学报	2006.21.4	
35	陈炎 吉洪湖 胡娅萍 刘军 高潮	硕士生 正高 博士生 学生 副高	023 023 023 023 023	致密微孔壁绝热冷却效果研究	工程热物理学报	2006.27. 增刊2	
36	袁艳平 吉洪湖 宋保银 王健 王琴	博士后 正高 正高 中级 中级	023 023 一院 外单位 外单位	Influence Factors of Heat Transfer of Unattached Rectangular Underground Engineering Envelope	Journal of Shanghai Jiaotong University	2006.11.4	
37	袁艳平 吉洪湖 杜雁霞 高久好	博士后 正高 中级 中级	023 023 外单位 外单位	侧墙对中等半径比同心旋转圆 柱间Taylor-Couette流的影响— I层流涡	润滑与密封	2006.36.8	

目录

序号	姓名	职称	单位	论文题目	刊物、会议名称	年、卷、期	类别
38	袁艳平 吉洪湖 高久好 杜雁霞	博士后 正高 中级 中级	023 023 外单位 外单位	Taylor-Couette流与旋转圆柱间 流体膜润滑与密封	润滑与密封	2006.36.9	
39	袁艳平 吉洪湖 杜雁霞 徐亮	博士后 正高 中级 初级	023 023 外单位 外单位	Couette-Taylor-Poiseuille流的 数值模拟	润滑与密封	2006.36.3	
40	蔡旭 吉洪湖	硕士生 正高	023 023	对流-辐射板对热喷流红外辐 射的影响研究	中国航空学会第六届 动力年会	2006	
41	黄伟 吉洪湖	博士生 正高	023 023	二元喷管喷口修形对喷管红外 光谱辐射特性影响实验	中国航空学会第六届 动力年会	2006	
42	施小娟 吉洪湖	硕士生 正高	023 023	无人机及其排气系统的流场和 3-5 μm波段红外特性数值模 拟	中国航空学会第六届 动力年会	2006	
43	曹广州 吉洪湖	硕士生 正高	023 023	几种多孔介质模型对刷式封严 泄漏特性的数值模拟	中国航空学会第六届 动力年会	2006	
44	史珂 吉洪湖	硕士生 正高	023 023	涡流管制冷在航空发动机上应 用的实验探索	中国航空学会第六届 动力年会	2006	
45	吉洪湖	正高	023	“传热学”课程双语教学的实 践与思考	南京航空航天大学学 报	2006.8.1	
46	张义宁 王家骅 范育新 李建中 张靖周	博士生 正高 副高 中级 正高	023 023 023 023 023	供油时间改变对脉冲爆震发动 机工作特性的影响	航空动力学报	2006.21.4	
47	张义宁 王家骅 张靖周	博士生 正高 正高	023 023 023	多循环吸气式脉冲爆震发动机 推力直接测量	推进技术	2006.27.5	
48	张义宁 王家骅 张靖周	博士生 正高 正高	023 023 023	两相多循环爆震波特性研究	航空动力学报	2006.21.5	
49	张义宁 王家骅 张靖周	博士生 正高 正高	023 023 023	频率30~50Hz两相脉冲爆震 发动机研究	航空学报	2006.27.6	
50	张义宁 王家骅 刘鸿 张靖周	博士生 正高 中级 正高	023 023 外单位 023	汽油/空气两相脉冲爆震发动 机触发爆震的研究	航空动力学报	2006.21.4	
51	张义宁 王家骅 张靖周 陈兵	博士生 正高 正高 硕士生	023 023 023 023	脉冲爆震火箭发动机关键技术 和样机研究	南京航空航天大学学 报	2006.38.5	

目录

序号	姓名	职称	单位	论文题目	刊物、会议名称	年、卷、期	类别
52	张义宁 王家骅 张靖周	博士生 正高 正高	023 023 023	脉冲爆震发动机地面启动研究	中国工程热物理学会 燃烧学学术会议	2006	
53	张义宁 王家骅 张靖周	博士生 正高 正高	023 023 023	两相多循环爆震波特性研究	中国力学学会爆炸力 学会议	2006	
54	李建中 王家骅 范育新 张义宁 张靖周	中级 正高 副高 博士生 正高	023 023 023 023 023	气动阀式脉冲爆震发动机部分 充填机理研究	航空动力学报	2006.21.1	
55	李建中 王家骅 范育新 张义宁 张靖周	中级 正高 副高 博士生 正高	023 023 023 023 023	脉冲爆震发动机试验室消声系 统研究	南京航空航天大学学 报	2006.38.5	
56	李建中 王家骅	中级 正高	023 023	三管气动阀式脉冲爆震发动机 共用尾喷管研究	第十二届全国激波与 激波管学术会议论文 集	2006	
57	李建中 王家骅 范育新 张义宁 张靖周	中级 正高 副高 博士生 正高	023 023 023 023 023	煤油/空气PDE激波反射起爆 研究	中国工程热物理学会 燃烧学学术会议论文 集	2006	

文章编号: 1000-8055(2006)02-0268-07

斜劈缝涡轮导向叶片尾缘出流气体 流动特性数值分析

周超¹, 常海萍¹, 崔德平², 毛军逵¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016;

2. 中国人民解放军驻320军事代表室, 江西 南昌 330024)

摘要: 通过RNG $k-\epsilon$ 湍流模型求解可压流的N-S方程, 研究燃气轮机涡轮导向叶片尾缘劈缝出流冷气的流动情况。对斜劈缝涡轮叶片的尾缘部分建立了二维模型, 根据航空发动机工况设置边界条件并进行数值模拟。研究表明, 由于外流和叶片叶盆尾缘厚度的影响, 叶盆尾缘端部形成局部回流, 叶片尾缘劈缝气体流出后受压力梯度的影响先抬起与叶背面分离, 在流过一段距离后由于跨音速流膨胀波的作用, 冷气流再次附着在叶背尾缘上。文章讨论了涡轮叶片叶盆不同尾缘厚度、倾斜角度、几何造型对尾缘劈缝处流体流动特性的影响, 对比了不考虑外流流动影响时尾缘劈缝处流动情况的影响。

关键词: 航空、航天推进系统; 尾缘; 冷却; 数值模拟; 跨音速; 涡轮叶片

中图分类号: TK124; V231.1

文献标识码: A

Numerical Investigation of the Cooling Flow Downstream of a Turbine Guide Vane Trailing Edge Slot

ZHOU Chao¹, CHANG Hai-ping¹, CUI De-ping², MAO Jun-kui¹

(1. College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2 Military Deputy in 320, Nanchang 330024, China)

Abstract: In order to investigate the flow characteristics of cooling flow downstream of a turbine guide vane trailing edge slot, numerical methods of RNG $k-\epsilon$ turbulent model were solved. Two-dimensional model for numerical study was established and boundary conditions were set based on operation conditions. The results show a reversed-flow region is formed at the tip of the pressure side due to the influence of the outside hot combustion gas and the pressure side tip thickness. The pressure gradient makes the coolant flow exit from the trailing edge slot first separates from the trailing edge cut-back, and then affected by the expansion wave, the coolant gas re-attaches the cut-back of the trailing edge after passing a certain distance. This article discusses the influencing factors on the flow of pressure side tip thickness, pressure side angle and the geometric shape of pressure side tip. This article also makes a comparison between considering the combustion gas outside and the case that the flow of combustion gas is not taken into account.

Key words: aerospace propulsion system; trailing edge; cooling; numerical simulation; transonic; turbine vane

收稿日期: 2005-04-30; 修订日期: 2005-08-30

作者简介: 周超(1981-), 男, 江苏无锡人, 南京航空航天大学能源与动力学院硕士生, 主要从事涡轮叶片冷却的研究

从气动的角度考虑, 涡轮叶片的尾缘是越薄越好, 但是这个要求使得制造和冷却上都产生很大的困难, 在实际应用中, 通常是削去叶盆尾缘的一部分构成一个台阶以获得更薄的尾缘^[1]。图1、图2中涡轮叶片就采用了该冷却方式, 冷却气流从叶片尾缘劈缝流出, 在叶背面暴露部分形成了类似气膜冷却的冷却方式。

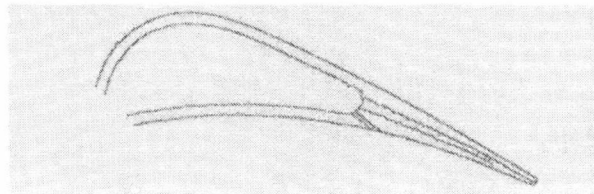


图1 涡轮叶片叶形

Fig 1 Contour of a turbine blade

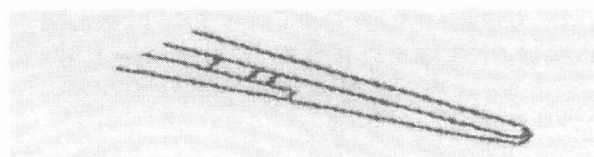


图2 尾缘劈缝区域局部放大

Fig 2 Detail of the trailing edge

对涡轮叶片斜劈缝尾缘的研究, 国内外较多学者注重于尾缘几何形状的对下游流动的影响^[2,3], 考虑尾缘劈缝出流冷气流动的研究相对较少, 相关研究也在跨音速外流情况下进行的流场显现实验研究^[4], 或采用雷诺数相似的方法在放大的模型上进行定量的数值和实验研究^[1,5]。

Taslim M E 等^[5]通过低速实验, 研究了尾缘劈缝出口几何尺寸对尾缘劈缝流动换热特性的影响, 其研究表明, 叶盆尾缘的厚度影响较大。

本文通过 RNG $k-\epsilon$ 湍流模型求解可压流的 N-S 方程, 研究了跨音速情况下, 涡轮叶片尾缘劈缝出流气体流动特征, 并讨论了叶盆尾缘的厚度及几何形状影响, 同时对比了有无外流的情况。

1 物理模型及网格生成

研究对象为某型涡轮叶片尾缘劈缝处流体流动情况, 对其建立图3物理模型, 其中黑色剖面线部分为固体域, 上部固体域代表涡轮叶片中叶盆面尾缘部分, 下部固体域代表涡轮叶片叶背面的尾缘部分, θ 为叶片叶盆尾缘倾角, H 为叶盆尾缘端部厚度, d 为尾缘劈缝宽度。网格实验和初步分析中取 $\theta = 0$, $H = 0.8 \text{ mm}$, $d = 0.7 \text{ mm}$, 划分结构化网格如图4(a)所示。两固体域间为尾缘劈缝出

流的冷却气体, 边界条件使用质量进口; 外流均使用的压力远场边界条件。

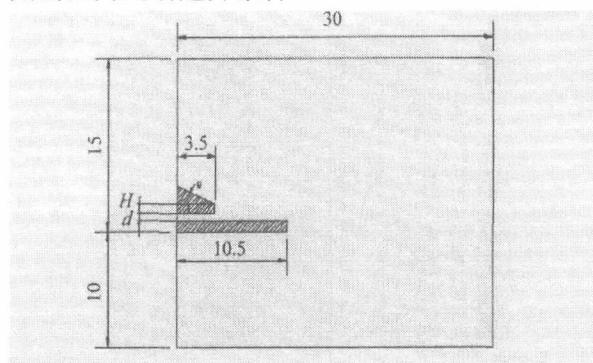


图3 物理模型

Fig 3 Physics model

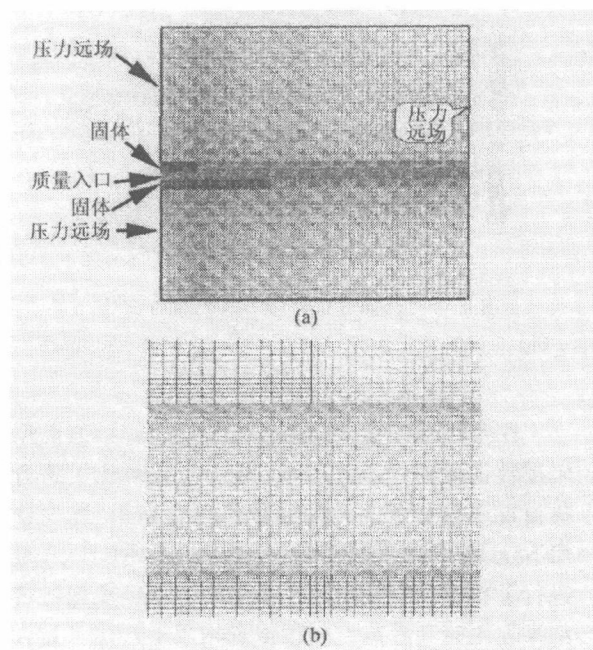


图4 网格及边界条件(a)和局部网格加密(b)

Fig 4 Mesh and boundary Conditions (a) and details of intensity of grids (b)

在叶盆和叶背的近壁面进行了边界层处理, 对网格进行了加密, 如图4(b)所示。在主流和冷却气体的混合区域也对网格进行了加密。

2 紊流模型

对该问题进行定常数值模拟研究, 由于外流 $Ma > 1$, 主控制方程为可压流雷诺平均 N-S 方程, 考察相关文献[4, 5]对各计算模型收敛性、适用性等方面的研究, 考察了 RNG $k-\epsilon$ 湍流模型和 SA 湍流模型^[8], 通过比较图5(a)和(b)给出的采用 RNG $k-\epsilon$ 模型、SA 模型两种不同模型进行数

值模拟得到马赫分布,可以看出两种模型计算所得速度场分布相似。

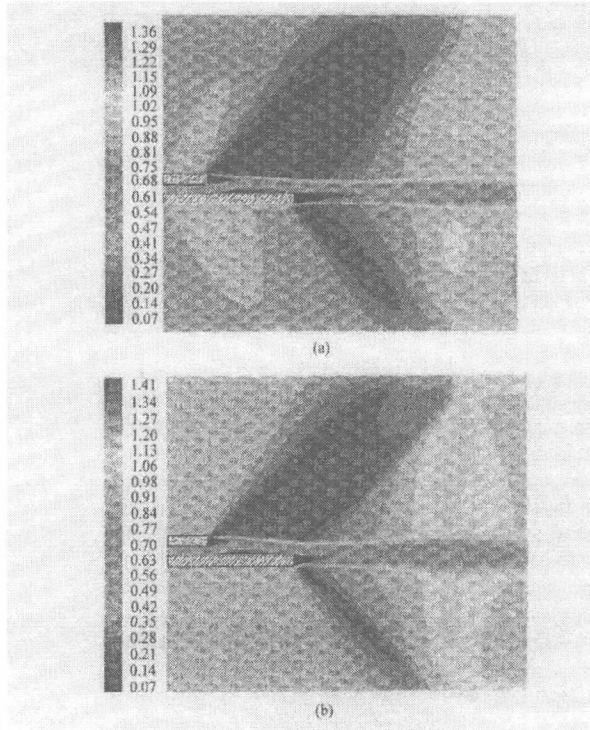


图5 $k-\epsilon$ 马赫分布(a)和 SA 马赫分布(b)

Fig 5 Mach distribution of $k-\epsilon$ model (a) and mach distribution of SA model (b)

在考察两方程 $k-\epsilon$ 模型在气膜冷却数值模拟实用性的研究中, Holloway 等^[9]研究对比了跨音速情况下两方程 $k-\epsilon$ 模型和其实验结果,发现使用 Standard $k-\epsilon$ (SKE) 和 realized $k-\epsilon$ (RKE) 模型进行分析, 所得结果不是很理想, SKE 模型所得结果在主流和冷流发生掺混剪切层上产生了过大的湍流度, RKE 的结果也发现存在有类似的问题, 而 Renormalization group $k-\epsilon$ (RNG $k-\epsilon$) 模型可以得出较为理想的计算结果, 因此本文选择了 RNG $k-\epsilon$ 模型作为计算模型。

在尾缘劈缝近壁处采用了壁面函数进行处理。通过 Ferguson 等^[10]的研究可知, 在对气膜冷却问题进行数值模拟时, 对近壁面的处理采用两层模型可以得到更好的结果, 因此, 本文研究中采用了两层模型。

最终选择在近壁处采用两层壁面函数法的 RNG $k-\epsilon$ 模型为计算模型, 各参数的离散采用二阶精度迎风格式。全文结果收敛的均采用以下标准:

- (1) 流场、压力场、温度场和理论相吻合;
- (2) 叶背面最高温度波动小于 0.2 K;

(3) 残差小于 10^{-4} 。

RNG $k-\epsilon$ 湍流模型控制方程如下^[6]:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\alpha_k \mu_{eff} \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) - \rho \overline{u_i u_j} \frac{\partial u_i}{\partial x_i} - \rho \epsilon - 2 \rho \epsilon \frac{k}{a^2}$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \epsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho \epsilon u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\alpha_\epsilon \mu_{eff} \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right) - C_{1\epsilon} \frac{\epsilon}{k} \left(\rho \overline{u_i u_j} \frac{\partial u_i}{\partial x_i} \right) - C_{2\epsilon} \rho \frac{\epsilon^2}{k} - R_\epsilon$$

其中:

$$R_\epsilon = \frac{C_u \rho \eta (1 - \eta/\eta_b) \epsilon^2}{1 + \beta \eta} k, \quad \eta = \frac{Sk}{\epsilon},$$

$$\eta_b = 4.38, \quad \beta = 0.012$$

C_{e1}, C_{e2} 为常数; $\alpha_k, \alpha_\epsilon$ 为 k 和 ϵ 对应 Prandtl 数的倒数, 根据 RNG 理论进行推倒, 可得出 $C_{e1} = 1.42$, $C_{e2} = 1.68$, 在高雷诺数情况下 $\alpha_k = \alpha_\epsilon \approx 1.393$; a 为当地声速, $a = \sqrt{\gamma R T}$ 。

3 网格实验

在选定边界条件下选取 8 组不同数目的网格

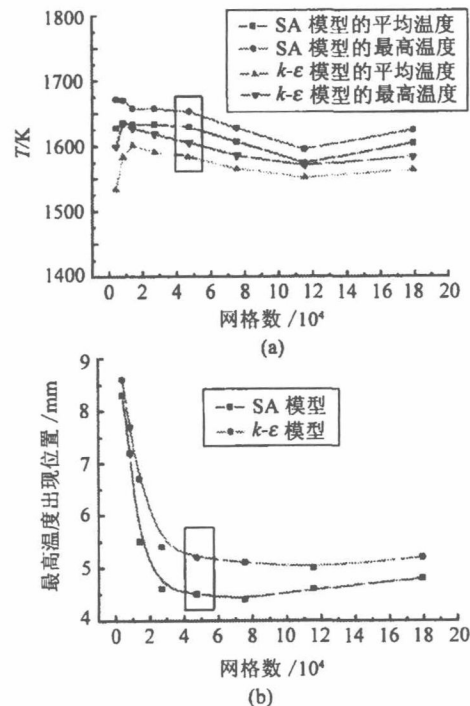


图6 温度随网格数变化(a)和最高温度位置随网格数变化(b)

Fig 6 Temperature vs mesh size (a) and the location of highest temperature vs mesh size (b)

进行网格试验。选取叶背尾缘的平均温度、最高温度以及最高温度所在位置为控制参数, 得到图6(a)和(b)网格实验结果。

在图6(a)中, 网格密度较小的时候, RNG $k-\epsilon$ 湍流模型和 SA 湍流模型计算所得叶盆尾缘最高温度和平均温度随着网格数的增加变化较大, 图6(b)中最高温度出现的位置也在网格数量较少时变化较大。当网格数达到 Case 4 水平后, 再增加网格数, 所得到的结果变化很小, 本文速度分布分析和进一步分析所采用算例的网格划分均以 Case 5 的网格数为基准。

4 计算结果及分析

4.1 速度分布分析

图7给出速度分布图, 该速度场有如下特点: 跨音速外流在涡轮叶片叶背处形成一道膨胀波, 叶盆尾缘处形成两道膨胀波, 膨胀波的产生和位置与理论以及相关实验^[4]所得到的结果相吻合。

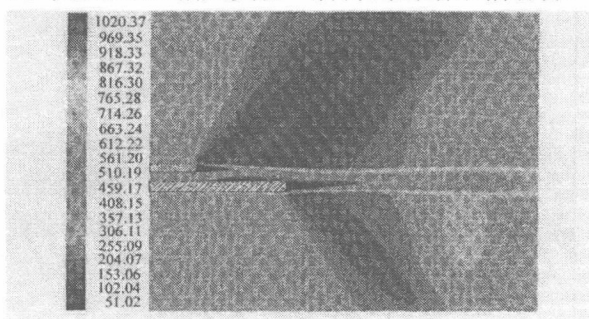


图7 速度分布图

Fig 7 Velocity distribution

从图8给出的速度分布局部放大图中可以更清楚的看出尾缘劈缝出流冷气先抬起与叶背分离, 流过一段距离后再次附着在叶背面上这样的流动特征。

图9给出了叶盆尾缘端部A区速度矢量图, 在A区, 外部高速燃气和尾缘劈缝出流冷气在流经叶盆尾缘端部时形成了类似后台阶的流动, 两股流动形成了上下两个明显的回流区。

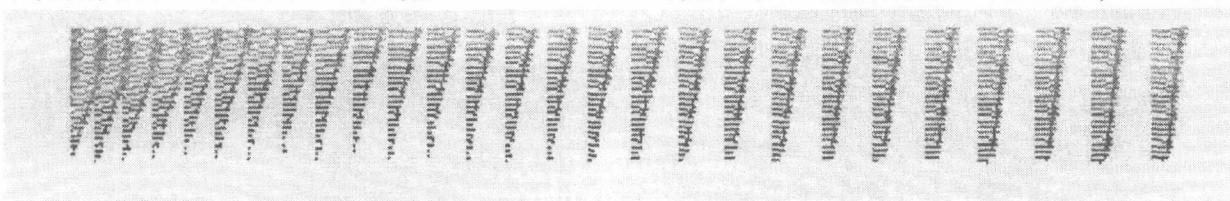


图11 B区速度矢量图

Fig 11 Detail view of velocity vector in region B

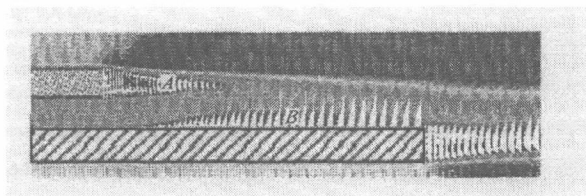


图8 局部速度矢量图

Fig 8 Velocity vector in the vicinity of the trailing edge slot

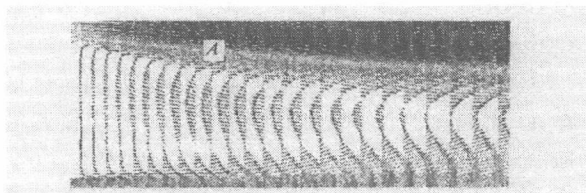


图9 A区速度矢量图

Fig 9 Detail view of velocity vector in region A

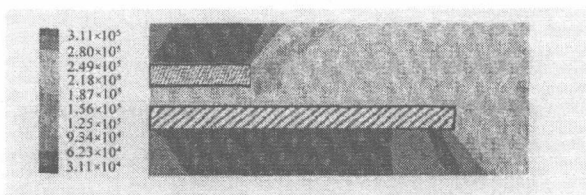


图10 局部静压分布图

Fig 10 Distribution of static pressure

在图10中给出的压力局部分布图中可以看出回流区内压力较低, 从而形成压力梯度, 出流冷气向压力梯度的方向偏转, 同时与叶背面分离。

图11给出了B区速度矢量图, 通过该图研究冷却气体出流后在压力梯度影响下的流动情况, 流体叶背面上形成较大的速度梯度, 并在局部产生了回流区, 这样, 尾缘劈缝出流冷却气体的与叶背面分离。这种类似于气膜冷却中气膜与被冷却面分离的情况使得冷却效果变差, 对应的叶背尾缘的部分温度会上升。

综合研究速度分布图和速度矢量图中回流区大小和出流冷气分离的情况, 涡轮叶片尾缘劈缝出流冷气呈先抬起后再附的流动特点, 其原因是

外部燃气和尾缘劈缝冷气的流动在叶盆尾缘端部产生了回流区,回流区内压力低于尾缘劈缝出流冷气压力形成压力梯度,冷却气体流出尾缘劈缝后立刻受到压力梯度的作用,流动方向朝着压力梯度的方向偏转直到回流区的末端,因此从图8中可以看到回流区右端端点处正好对应出流冷气和叶背面分离抬起最高处;出流冷气在随后向下游流动的过程中,由于外部高速燃气膨胀波的作用,再次附着在叶背面上。

4.2 叶盆尾缘厚度的影响

尾缘劈缝出流冷气的抬起是因为有回流区的存在,而回流区的产生则是由于有一定厚度的叶盆尾缘,下面仅改变叶盆尾缘厚度,使 $H = 0\text{ mm}$ 和 $H = 1.6\text{ mm}$,把这两种情况与 $H = 0.8\text{ mm}$ 时的情况进行对比,研究叶盆尾缘厚度的影响。首先研究 $H = 0\text{ mm}$ 时的情况,图12(a)和(b)给出了当叶盆尾缘厚度为零时,速度分布及其局部放大图。

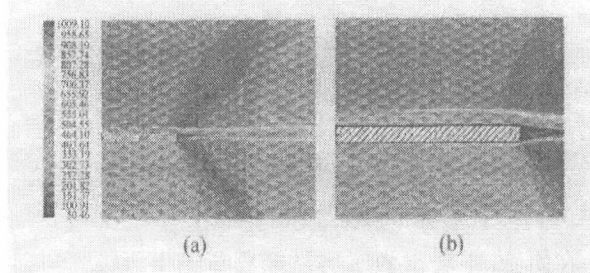


图12 $H = 0\text{ mm}$ 速度分布(a)和 $H = 0\text{ mm}$ 速度分布局部放大(b)

Fig 12 Velocity distribution while $H = 0\text{ mm}$ (a) and detail view of velocity distribution while $H = 0\text{ mm}$ (b)

由于叶盆尾缘厚度为零,外流在叶盆尾缘处无法形成膨胀波,因此叶盆侧两道膨胀波变为一道膨胀波;外部燃气和尾缘劈缝出流冷气在叶盆尾缘端部处也因为叶盆尾缘厚度为零而无法形成回流区,从而没有了压力梯度,尾缘劈缝出流冷气也没有与叶背面分离,而是一直贴着叶背面流动。

图13给出了当叶盆尾缘厚度增大到 $H = 1.6\text{ mm}$ 时,叶盆尾缘端部局部的速度分布放大图,图14和图15为图13对应的A区和B区速度矢量图。

当叶盆尾缘厚度增大到 1.6 mm 时,回流区的大小和尾缘劈缝冷气流后抬起的高度均远大于叶盆尾缘厚度为 0.8 mm 时的情况,冷气受回流区压力梯度的影响更大,抬起也更高,在图15中可以看到,冷气与叶背面分离的B区形成较强的回

流,同时冷气与叶背尾缘的再附点也远超出叶背尾缘端点。

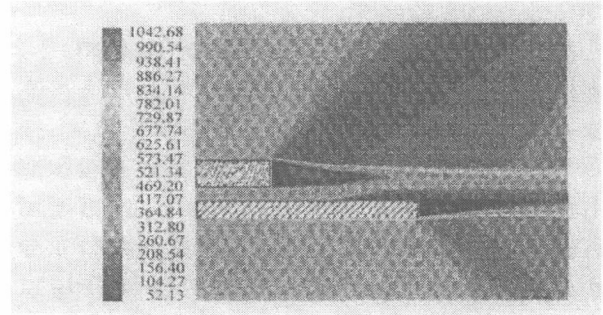


图13 $H = 1.6$ 速度分布

Fig 13 Velocity distribution while $H = 1.6\text{ mm}$

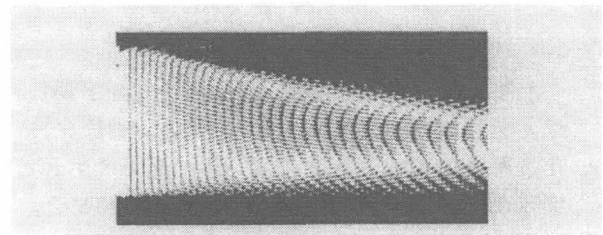


图14 A区局部速度矢量图

Fig 14 Detail view of velocity vector in area A

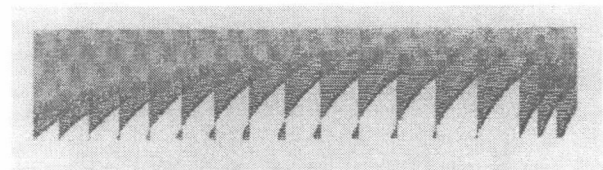


图15 B区局部速度矢量图

Fig 15 Detail view of velocity vector in area B

通过以上对比分析可知,外部燃气和尾缘劈缝冷气在流经涡轮叶片叶盆尾缘时因为尾缘存在一定厚度而形成回流区,叶盆尾缘越厚,形成的回流区越大。由于回流区内压力较低,回流区越大,出流冷气受到压力梯度作用就越明显,与叶背分离后抬起越高,在与叶背分离的B区中,回流区越大,回流的现象也越明显,同时冷气与叶背面的再附点向后移动。

4.3 叶盆尾缘倾斜角的影响

在图13中取 $H = 0.8\text{ mm}$, $d = 0.7\text{ mm}$,改变 θ 角,研究尾缘倾角变化对流动尾缘劈缝出流的影响。取 $\tan \theta = 4/35$, $\tan \theta = 16/35$ 和上面 $\theta = 0$ 的情况进行对比分析。

图16和图17给出了叶盆尾缘倾角 $\tan \theta = 4/35$ 和 $\tan \theta = 16/35$ 时尾缘劈缝处局部速度分布。

结合图8, 对这三张图进行分析发现, 尾缘劈缝流体出流后没有因为叶片叶盆倾斜角的变化而发生根本性的变化, 在叶盆尾缘倾角逐渐增大过程中, 叶盆尾缘端部回流区大小几乎没有发生变化, 对应压力梯度情况也基本没有变化, 尾缘劈缝出流冷气在流出后与叶背尾缘先分离后再附, 分离和再附的位置也没有变化。

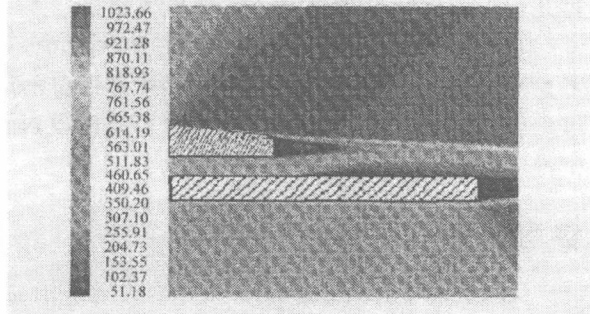


图16 $\tan \theta = 4/35$ 速度分布
Fig 16 Velocity distribution while $\tan \theta = 4/35$

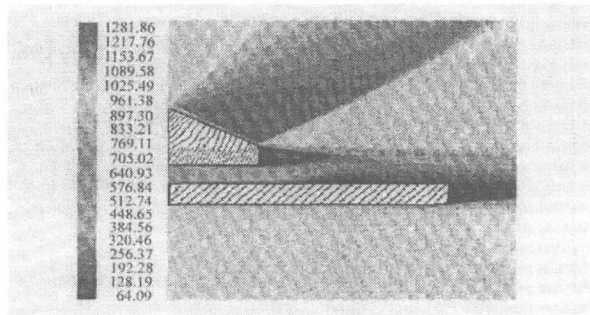


图17 $\tan \theta = 16/35$ 速度分布
Fig 17 Velocity distribution while $\tan \theta = 16/35$

通过以上对比分析可以得出, 叶盆尾缘倾斜角对尾缘劈缝处流动特性基本没有影响。

4.4 叶盆尾缘几何形状的影响

叶盆尾缘的几何尺寸对尾缘劈缝处的流场的影响在上文中已经进行了详细的讨论, 下面讨论尾缘端部几何形状不同时对尾缘劈缝处流动特性的影响。

图18和图19分别给出了叶片叶盆尾缘厚度 $H = 0.8 \text{ mm}$ 时, 取半圆和等边三角形不同几何形状尾缘端部时的尾缘劈缝流体流动特性。

对比图8, 发现上两图中尾缘劈缝处流体流动情况和图8所示情况十分相似, 通过上文的分析可知产生这种流动情况的主要原因是由于尾缘存在厚度, 尾缘厚度的大小对流动情况的影响很大, 通过对比可知叶盆尾缘端部的几何形状对流动基本没有影响。

图20给出了叶盆尾缘为斜劈时, 叶盆尾缘劈缝处流体流动情况。

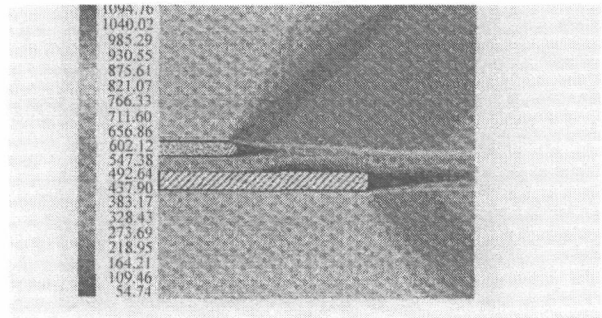


图18 叶盆尾缘为半圆时的速度分布图
Fig 18 Velocity distribution while the pressure side's tip is round

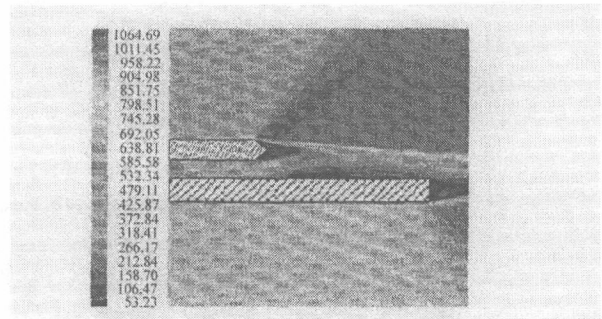


图19 叶盆尾缘为等边三角形时的速度分布图
Fig 19 Velocity distribution while the pressure side's tip is triangular

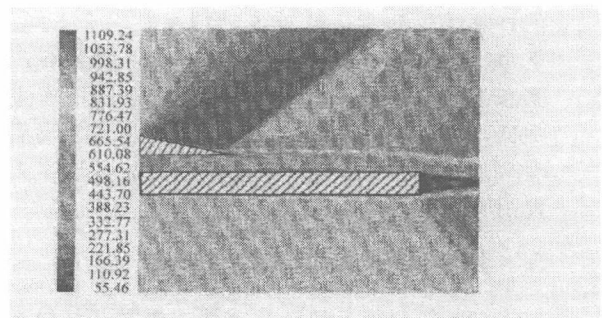


图20 叶盆尾缘为斜劈的速度分布图
Fig 20 Velocity distribution while the pressure side's tip is sharp

此时情况与图12中尾缘端部厚度为零时的情况相似, 通过图20与图12的比较, 能进一步得出叶片叶盆尾缘厚度对流动的重要影响, 当尾缘厚度为零时, 出流冷气没有表现出先分离后再附的流动特性。

4.5 不考虑外流的情况

图21和图22给出了当不考虑外流速度, 只考

虑背压时斜劈缝涡轮叶片尾缘出流冷气出流后的流动情况。

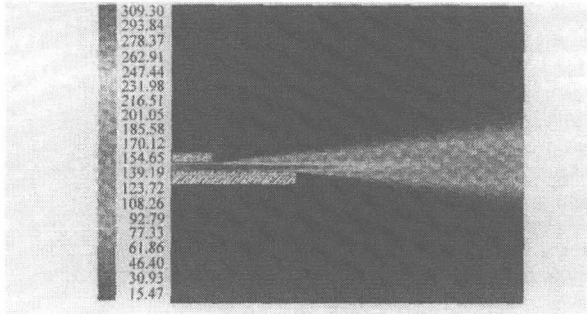


图21 不考虑外流的速度分布

Fig 21 Velocity distribution without combustion gas

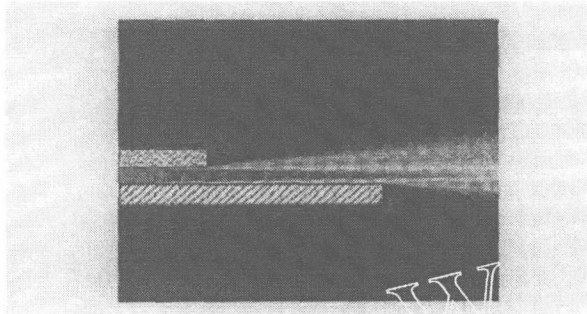


图22 速度局部放大

Fig 22 Detail view of velocity distribution

对比图8, 不考虑外流速度只考虑背压所得的计算结果和考虑外流流动情况是完全不同的。不考虑外部燃气流动时, 叶盆尾缘两侧没有产生膨胀波, 叶盆尾缘端部即使有厚度也不能产生回流区, 因此没有压力梯度, 尾缘劈缝冷气流后未受到压力梯度的作用, 其流动也没有呈现出先抬起后再附的现象。

5 结 论

(1) 斜劈缝涡轮叶片尾缘出流冷却气体在外部燃气的影响下呈先分离后再附的流动, 其原因是由于叶盆尾缘存在一定厚度, 产生了类似后台阶的作用, 使外流和出流冷气在流经叶盆尾缘端部时形成了回流区, 由于回流区内压力相对较低从而形成压力梯度, 出流冷气的方向运动朝着压力梯度的方向偏转同时与叶背面分离, 出流冷气在随后向下游流动的过程中, 由于叶盆侧燃气的膨胀波的作用, 冷气再附到叶背上。

(2) 当叶盆尾缘厚度对尾缘劈缝处流动情况有着很大的影响。当叶盆尾缘厚度为零时, 由于无法产生回流区而没有压力梯度的作用, 尾缘劈缝

出流冷气不会表现出与叶背先分离后再附的流动特征, 而是一直贴着叶背流动; 当尾缘厚度增大时, 回流区增大, 出流冷气与叶背面分离抬起得越高, 再附点也越靠后。

(3) 叶盆尾缘倾斜角对叶片尾缘劈缝处流动情况的影响很小。

(4) 当叶盆尾缘厚度一定时, 叶盆尾缘端部得几何形状对尾缘劈缝处流动影响不大。

(5) 外流对出流冷气的流动有很大影响, 只考虑出流冷气的背压不考虑外流的流速所得出尾缘劈缝出流冷气的流动情况和考虑外流所得到的情况有很大差别。

参考文献:

- [1] Martini P, Schulz A, Bauer H J, et al Detached Eddy Simulation of Film Cooling Performance on the Trailing Edge Cut-Back of Gas Turbine Airfoils[R]. *ASME Paper GT 2005- 68084*, 2005.
- [2] Hugo D Pasinato I, Kyle D Squires, Ramendra P. Roy Measurements and Modeling of the Flow and Heat Transfer in a Contoured Vane-Endwall Passage [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2004, 47: 5685~5702.
- [3] Vijay K Garg, Ali A Ameri Two-Equation Turbulence Models for Prediction of Heat Transfer on a Transonic Turbine Blade [J]. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 2001, 22: 593~602.
- [4] Raffel M, Kost F. Investigation of Aerodynamic Effects of Coolant Ejection at the Trailing Edge of a Turbine Blade Model by PIV and Pressure Measurements Experiments in Fluids [J]. 1998, 24: 447~461.
- [5] Tasim H E, Spring S D, Mehmman B P. An Experimental Investigation of Film Cooling Effectiveness for Slots of Various Exit Geometries [R]. *ASME Paper 90- 2266*, 1990.
- [6] Speziale C G, Thangam S. Analysis of an RNG Based Turbulence Model for Separated Flows [J]. *Int J Engng Sci*, 1992, 10: 1379~1388.
- [7] 陶文铨. 数值传热学(第二版) [M]. 西安: 西安交通大学出版社, 2001.
- [8] Spalart P, Allmaras S A. One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows [R]. *Technical Report AIAA - 92- 0439*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992.
- [9] Holloway D S, Lylek J H, Buck F A. Pressure Side Bleed Film Cooling: Part I - Steady Framework For Experimental and Computational Results [R]. *ASME GT - 2002 - 30471*, 2002.
- [10] Ferguson J D, Walters D K, Lylek J H. Performance of Turbulence Models and Near-Wall Treatments in Discrete Jet Film Cooling Simulations [R]. *ASME Paper No 98- GT- 438*, 1998.

涡轮叶片尾缘斜劈缝气膜冷却数值模拟

周超¹ 常海萍¹ 崔德平² 毛军逵¹

(1. 南京航空航天大学能源与动力学院, 南京, 210016; 2. 中国人民解放军驻320军事代表室, 南昌, 330024)

摘要: 采用数值模拟的方法, 研究了涡轮叶片尾缘斜劈缝气膜冷却的流场特性, 及其对叶背面尾缘温度分布的影响。研究了冷流喷射角为 0° 时, 叶盆尾缘厚度 H 、叶盆尾缘倾斜角 θ 、冷气通道宽度 d 以及吹风比等因素对斜劈缝气膜冷却的影响。研究表明: 尾缘劈缝冷气流后呈先抬起后再附的流动特征, 对应叶背面温度呈先升高后降低的分布特点, 其最高温度出现在冷气出口下游约 $5H$ 处; 在冷气流量一定的情况下, 叶盆尾缘的厚度和尾缘劈缝宽度对斜劈缝气膜冷却效果有着较大的影响, 叶盆尾缘厚度越薄、冷气通道宽度 d 越小, 气膜冷却效果越好; 吹风比越大, 气膜冷却效果越好; 叶盆尾缘倾斜角 θ 对气膜冷却效果的影响很小。

关键词: 涡轮叶片; 气膜冷却; 尾缘; 数值模拟

中图分类号: TK124

文献标识码: A

文章编号: 1005-2615(2006)05-0583-07

Numerical Simulation for Heat Transfer Properties at Trailing Edge of Gas Turbine Airfoils

Zhou Chao¹, Chang Hai ping¹, Cui De ping², Mao Junkui¹

(1. College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China;

2 Military Deputy in 320, PLA, Nanchang, 330024, China)

Abstract: Numerical methods are used to investigate the film cooling effect of turbine guide vane's trailing edge. The flow distribution in the vicinity of the trailing edge slot and the temperature of the trailing edge cut-back are studied. The influence factors of pressure side lip thickness H , pressure side angle θ , the width between the pressure and the suction sides, and blowing ratio are discussed when the inject angle of coolant gas is 0° . Results show that: (1) the coolant flow of the trailing edge slot first is separated from the trailing edge cut-back, then reattaches it again. Correspondingly, the temperature of the trailing edge cut-back first rises up then goes down, the highest temperature locals at about $5H$ downstream of the trailing edge slot; (2) at a certain mass flow rate, the thickness of the pressure side lip and the distance between two lips are two important factors. The thinner lip and the smaller distance lead to better film cooling effect, and the film cooling effect is not sensitive to the pressure side angle θ . (3) when the blowing ratio rises, the film cooling effect is enhanced.

Key words: turbine vane; film cooling; trailing edge; numerical simulation

引言

为了获得更好的气动性能, 航空发动机涡轮导

向叶片常采用斜劈缝尾缘^[1,2], 尾缘劈缝出流气体在叶背面上形成气膜以对叶背面冷却。

但涡轮一级导向叶片长期在恶劣工况下工作, 因此即使采用气膜冷却, 还是容易发生高温腐蚀。

收稿日期: 2005-11-20; 修订日期: 2006-02-20

作者简介: 周超, 男, 硕士研究生, 1981年1月生; 常海萍(联系人), 女, 教授, 博士生导师, E-mail: chppe@nuaa.edu.cn。



这大大影响了航空发动机的性能。

1992年, Taslim 等^[3]对斜劈缝气膜冷却进行了大量的低速实验研究, 通过对有效温比的研究, 得出结论: 叶盆尾缘唇厚对斜劈缝气膜冷却效果具有十分重要的影响, 唇厚越厚, 冷却效果越差; 在吹风比一定的情况下, 主流冷流密度比以及尾缘劈缝的间隔大小对斜劈缝气膜冷却的影响较小。P. M Martini^[4,5]等人对几何尺寸为真实情况5倍的叶片尾缘模型进行了大量的实验研究和数值模拟, 重点分析了尾缘针肋通道对尾缘劈缝气膜冷却的影响。到目前为止, 只有 Holloway 等人进行了跨声速情况下涡轮叶片尾缘气膜冷却的实验和数值模拟研究^[6,7], 该实验近似于半壁射流的情况, 主流流速一定, 为 $0.7Ma$, 没有膨胀波, 冷流在吹风比较大时超过了声速。德国 Karlsruhe 大学通过大量气膜冷却实验研究发现^[8], 主流在亚声速范围内变化时, 吹风比的作用是主要的, 主流马赫数的变化影响很小。

文献^[6,7,9]研究表明, 数值模拟可以取得比较接近实验的结果。本文根据实际工况, 通过数值模拟的方法分析了主流跨声速情况下, 单个叶片尾缘的气膜冷却情况。在数值模拟中考虑了叶盆和叶背两侧主流的影响, 以及叶盆尾缘导热的影响, 分析了涡轮叶片尾缘劈缝处流体换热特性及叶背面温度分布。

1 计算物理模型及边界条件

根据某型斜劈缝涡轮叶片尾缘部分几何尺寸建立图1物理模型, 研究尾缘劈缝处流体换热特性。

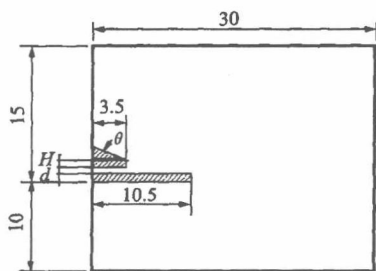


图1 基本模型

边界条件设置如下: 其中黑色剖面线部分为固体域, 上部固体域代表叶盆面尾缘部分, θ 为叶盆尾缘倾角, H 为叶盆尾缘端部厚度; 下部固体域代表叶背面尾缘部分, 固体域左端面采用绝热边界条件, 其他面耦合计算; d 为尾缘劈缝宽度; 两固体域间为尾缘劈缝出流的冷却气体, 使用流量进口条件进行计算; 主流使用的压力远场边界条件, 其方向垂直于边界, 冷流和主流之间的夹角为 0° 。

网格实验和初步分析中取 $\theta = 0^\circ$, $H = 0.8$ mm, $d = 0.7$ mm。

图2给出了网格划分情况, 该模型使用 GAMBIT 划分了结构化网格, 在对近壁面加密了计算网格。同时为更好地处理主流和冷流的掺混问题, 对两者剪切层区域的网格进行了加密, 并通过网格实验验证计算网格的合理性, 最终选择网格数 47 250 的结构化网格进行计算分析, 本文进一步分析算例所采用的网格划分也以此为基准。

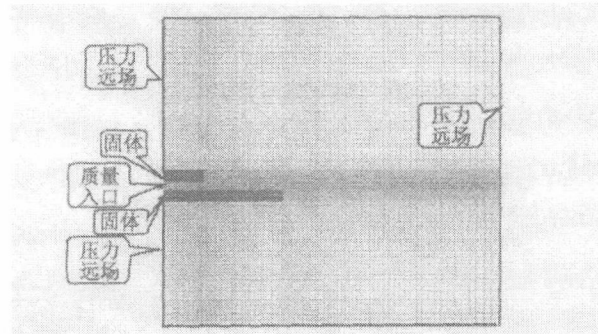


图2 网格及边界条件

2 紊流模型

依据文献[9, 10]对各计算模型收敛性、适用性等方面的研究可知, $k-\epsilon$ ^[11]湍流模型和 SA 湍流模型^[12]是两种较好的用于模拟透平中跨声速流体流动换热情况的湍流模型。

在考察 $k-\epsilon$ 型在气膜冷却数值模拟实用性的研究中, Holloway 等^[6]研究对比了跨声速情况下 $k-\epsilon$ 模型和其实验结果, 发现使用 standard $k-\epsilon$ (SKE) 和 realized $k-\epsilon$ (RKE) 模型进行分析, 所得结果不是很理想, 所得结果在主流和冷流发生掺混剪切层上产生了过大的湍流度, 而 RNG $k-\epsilon$ 模型可以得出较为理想的计算结果, 因此本文选择了 RNG $k-\epsilon$ 模型作为计算模型。

通过 Ferguson 等^[13]的研究可知, 在对气膜冷却问题进行数值模拟时, 对近壁面的处理采用两层模型可以得到更好的结果, 因此本文研究中采用了两层模型。

一方程 SA 模型在计算速度上具有优势, 目前又广泛应用于透平流体流动换热计算, 因此本文在进行湍流模型的选择时, 也对其进行了研究。

对比图3, 4中两种湍流模型的数值模拟结果可以看出, 两种模型计算所得静温分布、流场分布相似。外流在尾缘端部处产生膨胀波, 尾缘劈缝出流冷气流经的区域温度较低, 冷气在叶背尾缘上先抬起后再附。

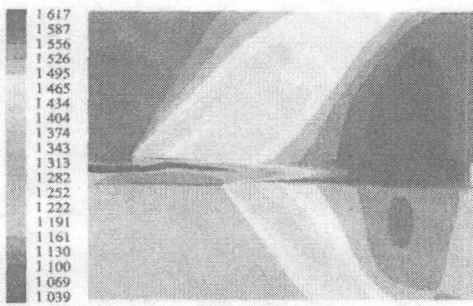


图 3 k-ε 静温分布

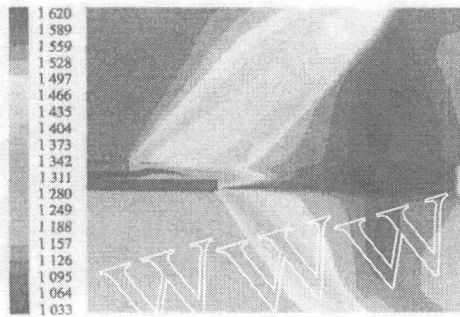


图 4 SA 静温分布

综合考察使用两种模型计算得到的压力场、速度场,发现两种紊流模型计算所得结果相似,但是由于在尾缘端部及出口端存在回流区,一方程的 SA 模型虽然有计算速度的优势,但和二方程的 RNG k-ε 模型相比,不是那么适用于计算有回流的情况^[14];同时, RNG k-ε 模型更适用于计算掺混的情况。

通过对文献的分析和对该问题湍流模型的研究,最终选择在近壁处采用两层壁面函数法的 RNG k-ε 模型为计算模型,各参数的离散采用二阶精度迎风格式。全文结果的收敛均采用以下标准: (1)叶背面最高温度波动小于 0.2 K; (2)残差小于 10⁻⁴。

具体的 RNG k-ε 湍流模型控制方程请参见文献^[11], 本文不再描述。

3 计算结果及分析

文中计算采用商用软件 FLUENT 5.5, 耦合求解各方程。首先分析在主流和冷气温度、流速、吹风比一定条件下,叶片尾缘温度分布特性及尾缘几何参数的影响。以下给出计算工况:

主流马赫数: 1.16; 冷气马赫数: 0.498; 静温比(主流/冷气): 1.44; 吹风比(主流/冷气): 0.398;

吹风比 $M = \frac{\rho_c V_c}{\rho_h V_h}$, 其中 ρ_c 为冷气的密度, V_c 为冷气的速度, ρ_h 为热流的密度, V_h 为热流的速度。

3.1 温度特性分析

图 5 给出了用以上工况计算所得速度分布, 结合图 6 静温分布可以看出尾缘劈缝冷气流后先抬起与壁面分离。冷气流经的区域温度较低, 但是冷气在流出尾缘劈缝一段距离后与叶背面尾缘分离, 这样的气膜分离使得叶背面局部冷却效果变差; 冷气在向下游流动的过程中, 由于受膨胀波的作用, 再次附着在叶背尾缘上。

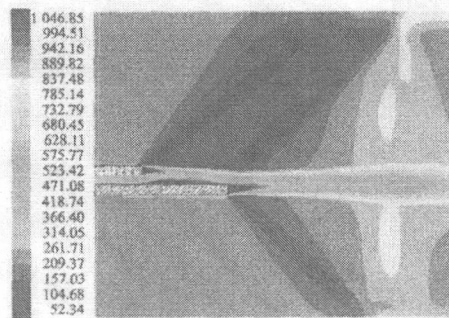


图 5 速度分布

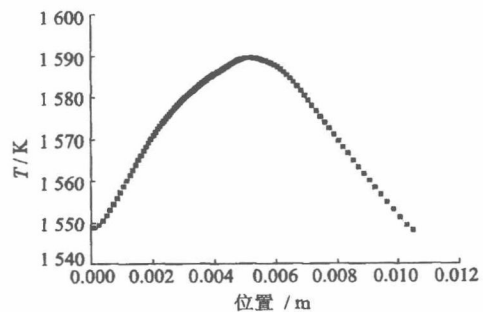


图 6 叶背尾缘温度分布

冷气先抬起后再附的速度分布使得叶背尾缘温度分布呈先上升后下降的分布特点。图 6 给出了叶背尾缘冷气侧的温度分布, 图中横坐标零点对应冷流流量入口边界, 10.5 mm 处对应叶背尾缘端部, 在流量入口下游 5.2 mm 处到有一最高温度 1 590 K, 随后由于冷气再次附着在叶背面上, 叶背面温度下降。

图 7 给出了叶片尾缘速度分布局部放大图, 图中可以更清楚地看出尾缘劈缝出流冷气先抬起与叶背分离, 流过一段距离后再次附着在叶背面上这样的流动特征。

在叶盆尾缘端部 A 区, 外部高速燃气和尾缘