

文章编号: 1000-8055(2004)01-0148-05

侧壁有出流孔的通道流场数值模拟

蔡卫军, 宋晓伟, 刘松龄, 刘高文

(西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072)

摘要: 用商业 CFD 软件 (Fluent 6.0) 对简化后的涡轮叶片冷气通道进行数值模拟, 着重研究出流孔上、下游各通道截面内的流动规律。结果表明: 出流孔的抽吸作用, 使得通道有孔一侧的气流速度相对较高。孔上游通道内的气流, 沿主流方向逐渐加速; 流经出流孔后, 通道内的流速急剧下降, 甚至会出现局部低速区。计算结果与实验测量结果符合很好, 表明可以利用成熟的 CFD 商业软件研究该类流动现象。

关键词: 航空、航天推进系统; 冷气通道; 涡轮叶片; 抽吸作用; 数值模拟

中图分类号: V 231.1

文献标识码: A

Numerical Investigation of Flow Fields in the Channel with Ejection through the Holes on the Wall

CAI Wei-jun, SONG Xiao-wei, LIU Song-ling, LIU Gao-wen

(Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The commercial software (Fluent 6.0) has been used to simulate the flow behaviors in the cooling channel of turbine blade. Particular attention has been paid to the upstream and downstream regions of the holes. Important aspects of the study include: flow undergoes a strong acceleration and a subsequent rapid deceleration during passing hole. The presence of the holes will reduce mass flux of the channel and even cause a low speed region. The present results show good consistent with the experimental data, so the mature commercial software can be employed to study such complex physical phenomena.

Key words: aerospace propulsion system; cooling channel; turbine blade; suction; numerical simulation

在高性能发动机中, 采用冷却技术能够有效地保护其热端部件。国外在气膜冷却方面已作了较多研究^[1, 3, 4], 对气膜孔形状、方位、长径比的选择等方面已有较全面的认识^[2]。但对孔上、下游以及孔内气流的流动规律仍处于探索阶段^[3~5], 有关涡轮冷气通道的流动规律尚未见文献发表。国内对气膜冷却技术的研究也有一定基础^[6], 但关于冷气通道的研究几乎是空白。如图 1 所示, 冷气腔内的气体, 经冲击孔流入冷气通道, 然后从气膜

孔流出, 在叶片表面形成保护气膜, 避免了高温燃气直接与其接触。由此可见, 冷气通道的流动特性直接影响着气膜孔内的冷气流动规律, 进而影响气膜冷却效果。本文对侧壁开孔的冷气通道进行详细的数值模拟, 并将其与实验测量结果进行比较, 以期能够深入了解冷气通道内的流动特性。

1 计算模型

实验测量时将涡轮叶片的冷气通道简化成一

收稿日期: 2003-04-02; 修订日期: 2003-09-16

作者简介: 蔡卫军(1976-), 男, 江苏姜堰人, 西北工业大学动力与能源学院博士生, 主要从事传热、传质与计算流体力学研究

矩形直通道,在其侧壁上错排开设 4 个出流孔(如图 2)。通过改变出流孔以及主通道的进气方式,分别研究气流的流入、流出对冷气通道流动特性的影响。沿流动方向在孔 3 上、下游分别等距设有 3 个测量截面,各孔的相对位置、测量截面位置以及实验坐标方向见图 4。通道截面的尺寸为: $L_y=63.5\text{ mm}$, $L_z=185.0\text{ mm}$,相邻两孔 X 向的间距为 $L_x=160.0\text{ mm}$,出流孔直径为 40 mm ;集气腔出口为一直径为 80 mm ,长度为 200 mm 的塑料圆管。工况参数的定义:通道平均雷诺数 $Re_c=\rho V_c d_c/\mu$ 和速比 $V_r=V_j/V_c$ 。其中, V_c 表示通道平均速度(由通道进、出口流量计算得到),特征长度 d_c 取通道水力直径,参数 V_j 为 4 个出流孔的平均速度。给定一组工况参数 Re_c 和 V_r ,就可以推算出主通道进、出口的流量。通过改变雷诺数 Re_c 和速比 V_r ,用五孔探针不同工况下的通道流场

进行详细测量。本文的实验/计算工况: $Re_c=1\times 10^5$, $V_r=3.0$ 。

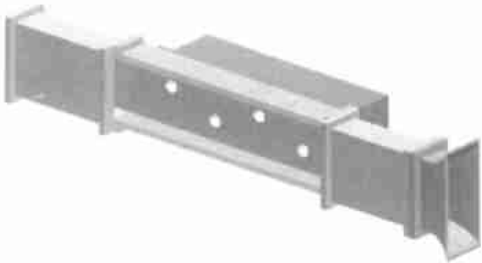


图 2 实验段结构示意图

Fig 2 Schematic model of test configuration

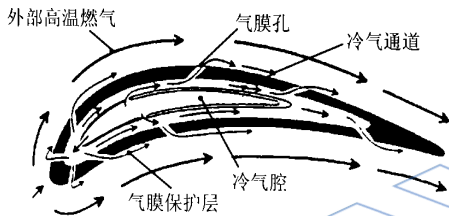


图 1 涡轮导向叶片的冷气通道结构

Fig 1 Flow configuration inside and around a film-cooled nozzle guide

图 3 交界面处的网格局部加密

Fig 3 Grid details near the interface

本文用商业软件 FLUENT 6.0 对上述实验模型进行数值模拟。求解三维定常不可压雷诺平均 N-S 方程,采用 (SST) $k-\omega$ 湍流模型,对流项

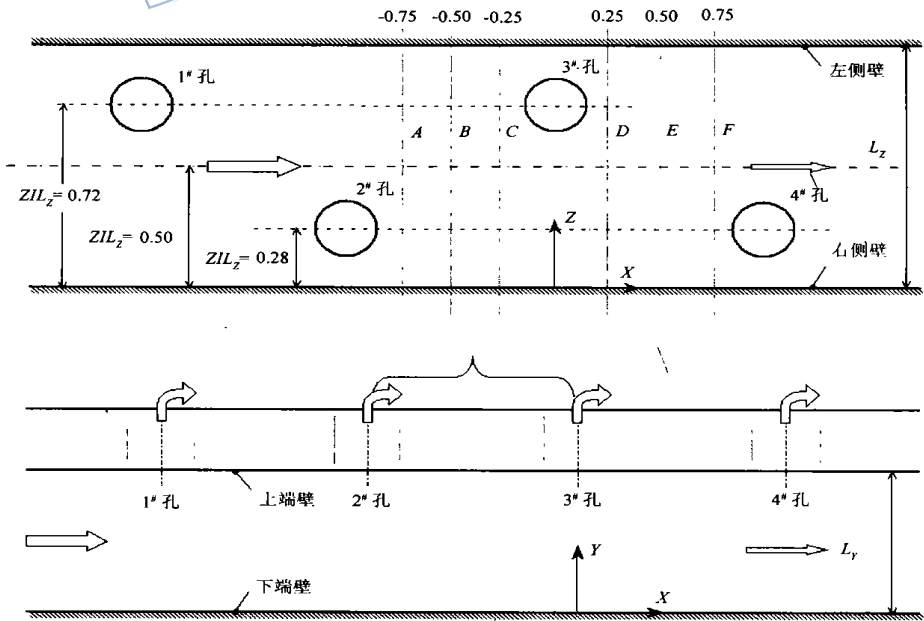


图 4 实验坐标以及相关截面的定义

Fig 4 Schematic view of hole arrangements and coordinate

采用二阶迎风差分格式进行离散。为更准确地捕捉出流孔附近的一些流动特征,在出流孔与主通道、集气腔之间采用交界面方法^[7]处理,并对局部区域进行加密(见图 3)。计算过程中所采用的边界条件为:主通道进口给定流量,主通道出口以及集气腔出口采用 outflow 边界条件(集气腔出口圆管的长度,保证其出口截面处气流已充分发展。该边界条件也可选取为 pressure outlet^[7])。计算区域内的网格节点数约为 9×10^5 。

2 计算结果与分析

2.1 通道内 Y-Z 截面速度分布

图 5 为垂直于主流方向 A、B、C、D、E、F 6 个截面上的全速度云图和该截面内的速度矢量投影。为研究上、下游各孔排对通道流场的影响,图中用虚线标出各出流孔的相应位置。为便于阐述通道内的流动特征,图 4 中定义了通道的左、右侧壁以及上、下端壁。

由于部分气流从孔 3 流出,使得其上游各通

道截面内(A、B、C)的气流速度要高于下游截面。同时出流孔的抽吸作用,导致通道下端壁附近的气流速度要明显低于上端壁——该抽吸作用可从截面内 Y 方向速度分量的变化得以体现。孔 3 的抽吸作用,使其上游各截面(A、B、C)存在一局部高速区(与孔 3 位置相对应),且沿通道主流方向,该区域内气流加速流动;而截面 C 内气流则明显向孔 3 聚集。该流动特征在孔 4 上游各截面(D、E、F)的相应区域也同样得以体现。出流孔下游截面内的气流仍受其抽吸作用的影响——截面 D 正对孔 3 的区域内,通道上端壁附近的气流仍有较大的 y 向速度分量;同样在截面 A 内,上游孔 2 的抽吸作用仍很明显。沿通道主流方向,出流孔对其下游各截面的影响逐渐减弱(孔 3 下游的 D、E、F 截面,以及孔 2 下游的 A、B、C 截面)。

图 6 为实验结果,可以看出孔上、下游各截面内的速度变化特征与计算结果相一致。截面 C、F 上端壁附近的局部高速区,以及截面 D、E、F 内下端壁附近的低速区位置也与计算结果相符合。

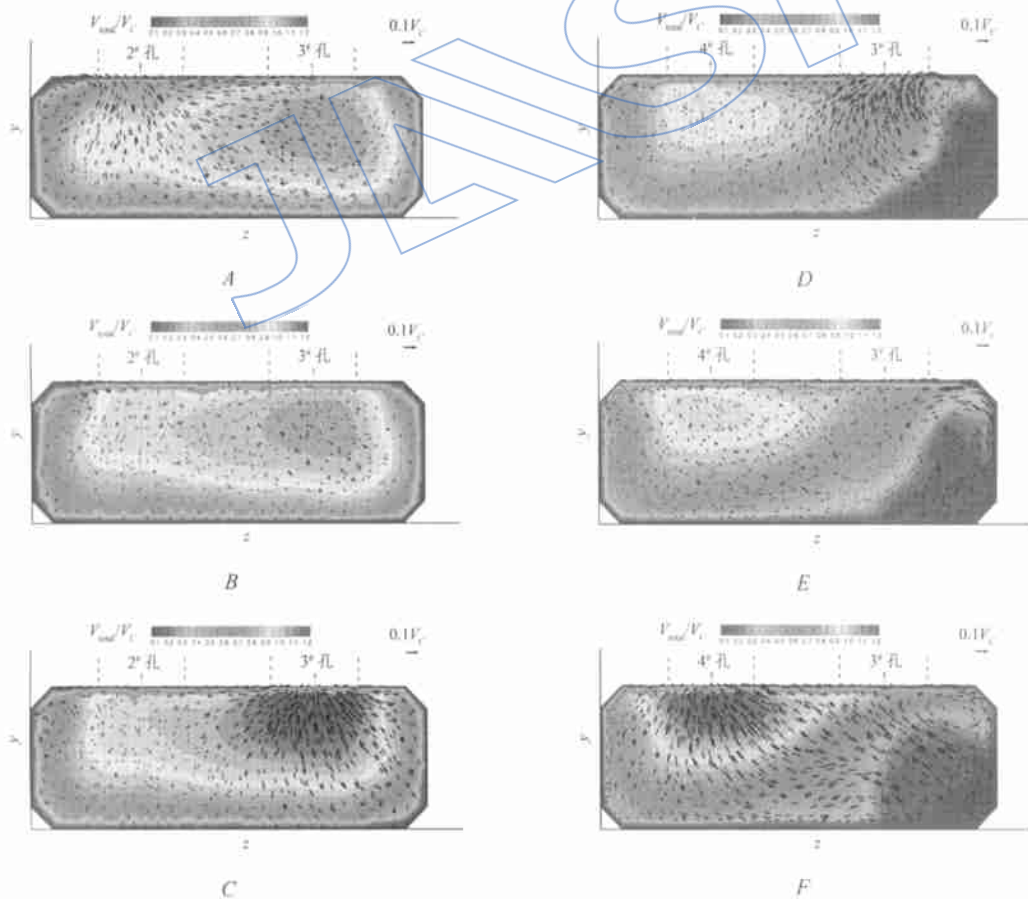


图 5 截面 Y-Z 内的速度云图及矢量分布(计算结果)

Fig 5 Velocity contours and vector projections in Y-Z planes (Cal)

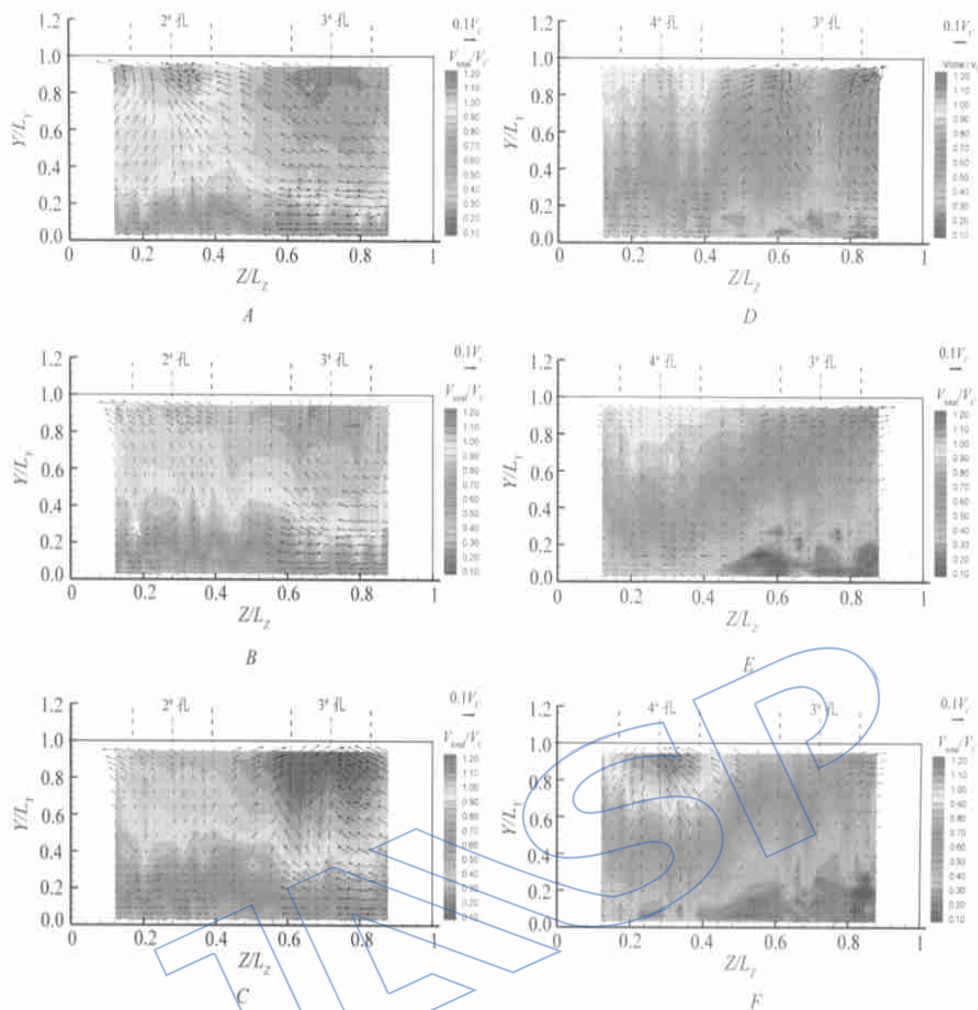


图 6 截面 Y- Z 内的速度云图及矢量分布 (实验结果)
Fig. 6 Velocity Contours and Vector Projections in Y- Z Planes (Exp.)

但在孔下游截面局部低速区内, 由于此时的气流速度较低, 通道内可能出现回流区, 常规条件下得出的探针校验曲线已不再适用, 故导致低速区内的测量结果与计算结果有差异。

2.2 通道内 X - Y 截面速度分布

图 7(a) 和 (b) 为 X - Y 截面内的速度矢量分布。各截面的具体位置为: 截面 $Z/L_z = 0.28$ 经过孔 2、4 中心, 而截面 $Z/L_z = 0.72$ 则经过孔 3 中心。

由于该工况下的速比 V_r 较大, 由矢量图 7(a) 可看出, 出流孔的抽吸作用, 使得有孔一侧的通道上端壁附近, 其气流速度要明显大于通道下端壁; 而孔后通道截面内的气流速度急剧减小, 因而通道截面上、下端壁附近的速度梯度在出流孔前、后有明显变化。由文献[8]可知, 利用抽吸原理可去除动量边界层中的低速部分, 进而减小边界层厚度, 增强该壁面处的换热效果。

图 7(b) 为实验结果, 通道上、下端壁以及出流孔上、下游截面内的速度变化都与计算结果相符合。但在通道下游截面内的下端壁附近, 气流速度较低, 有可能出现分离现象, 实验测量结果稍偏高。

3 结 论

本文对侧壁有出流孔的冷气通道, 进行了较为详细的数值模拟, 重点研究孔的错排布置对通道流动规律的影响, 结果表明:

- (1) 出流孔的抽吸作用, 使得通道各截面间的流动规律有显著差异。沿通道主流方向, 孔上游各截面内的气流加速流动; 而出流孔对其下游流场的影响相对较小。通道内有孔一侧壁面附近的气流速度要高于其下端壁。
- (2) 出流孔的抽吸作用将导致通道上、下端壁附近的速度梯度有显著变化, 进而影响边界层

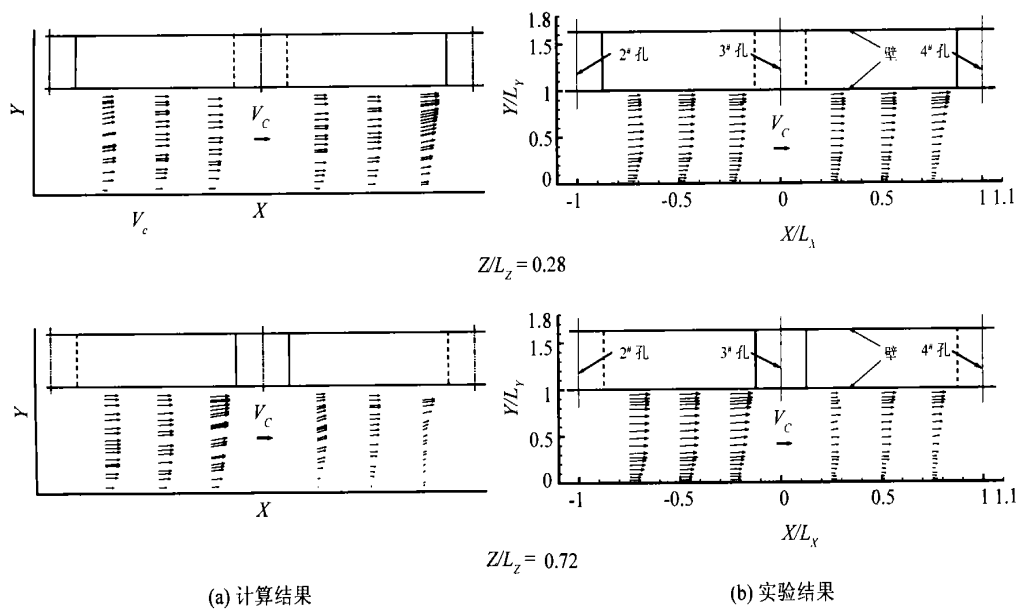


图 7 截面 $X - Y$ 内速度矢量的比较
Fig 7 Velocity profiles in $X - Y$ planes

厚度, 改变其壁面处的换热特性。

5 致 谢

本项目的实验部分受 Rolls-Royce 公司资助, 作者感谢同意发表此文。

参考文献

[1] Kaszeta R W, Simon T W. Measurement of Eddy Diffusivity of Momentum in Film Cooling Flows with Streamwise Injection[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2000, 122: 178-183

[2] Hay N, Lampard D. Discharge Coefficient of Turbine Cooling Holes: A Review [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1998, 120: 314- 319

[3] Burd S W, Simon T W. The Influence of Coolant Supply Geometry on Film Coolant Exit Flow and Surface Adiabatic Effectiveness[R]. Heat Transfer Laboratory University of Minnesota, U SA: 1998

[4] Walters D K, Leylek J H. A Detailed Analysis of Film Cooling Physics Part I Streamwise Injection with Cylindrical Holes [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2000, 122: 102-112

[5] Roy S, Tamamidis P. Numerical Investigation of the Blade Cooling Effect Generated by Multiple Incompressible Jets [R]. ASME Fluids Engineering Division Summer Meeting, Washington D C: 1998: 21- 25

[6] 徐红洲 气膜冷却的实验研究[D]. 西安: 西北工业大学, 1996

[7] FLUENT 6.0 Documentation[M]. Fluent Inc 2001

[8] Byerley A R, Jones T V. Internal Cooling Passage Heat Transfer Near the Entrance to a Film Cooling Hole: Experimental and Computational Results[J]. ASME 92- GT - 241