

文章编号:1000-8055(2012)12-2648-07

抑涡孔气膜冷却的大涡模拟

吴 宏, 杨 庆

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院

航空发动机气动热力国家级重点实验室, 北京 100191)

摘 要: 采用大涡模拟研究抑涡孔气膜冷却的流动和换热机理. 通过与相同工况下圆孔气膜冷却流场的湍流结构进行比较分析, 得出辅孔射流与主孔射流之间的干涉作用, 并探索大尺度湍流结构影响气膜冷却效率的物理机制. 结果表明: ①辅孔射流抑制主孔射流形成的反转涡对的尺寸和强度, 并为主孔射流的卷吸提供冷气补充; ②由于上游辅孔出流冷气的保护作用以及对主孔出口尾缘低压区的冷气补充作用, 主孔射流在气膜孔出口处温度没有急剧升高; ③由于辅孔射流的干涉作用, 主孔射流并未形成完整的发卡涡结构, 而是无规律的近壁条带结构, 减少了冷气和主流的掺混, 并使冷气更好覆盖和冷却壁面.

关 键 词: 抑涡孔; 气膜冷却; 大涡模拟; 反转涡对; 湍流结构

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

Large eddy simulation of anti-vortex film cooling

WU Hong, YANG Qing

(National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine Aero-thermodynamics,
School of Energy and Power Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Large eddy simulation was used to investigate the fluid flow and heat transfer mechanism of anti-vortex film cooling. The interaction between the main hole and the side holes was obtained, and the mechanism that turbulence structures affected film cooling effectiveness was analyzed by comparing with standard round hole case for the same blowing rate. It is found that the presence of side hole jets decrease the size and strength of the counter-rotating vortex pair of the main hole jet, and supply coolant for its entrainment. The temperature of the main hole jet does not rise sharply at the exit of the main hole because the side hole jets supply to the low-pressure area behind the exit of the main hole. Due to the side hole jets' effect, the main hole jet does not form whole hairpin structures but near-wall streaks, decreasing its mixing with the main hot stream and enabling the coolant to cover and cool down the wall better.

Key words: anti-vortex hole; film cooling; large eddy simulation;
counter-rotating vortex pair; turbulence structure

气膜冷却作为航空发动机涡轮叶片的主要冷却方式, 其冷却效率的提高对航空发动机性能和

效率的提升至关重要^[1]. 国内外学者为了深入理解气膜冷却的物理机制开展的大量的研究工作发

收稿日期: 2012-06-19

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20121218.0859.201212.2648_002.html

基金项目: 国家自然科学基金(50976008)

作者简介: 吴宏(1971—), 男, 福建浦城人, 副教授, 博士, 主要从事涡轮叶片冷却研究.

现^[2-5],气膜冷却的主要物理过程是冷气射入主流(jet in cross-flow, JICF)并与主流相互掺混流动的过程,该过程中产生的马蹄涡、反转涡对(counter-rotating vortex pair, CVP)、垂直尾迹涡和剪切层涡等湍流结构决定了主流和冷气的掺混,从而影响气膜冷却效率。其中,CVP是影响主流和冷气掺混的主要湍流结构,CVP将高温主流卷吸到冷气的底部,加剧了两者的掺混,并且使得冷气抬升脱离壁面,从而进一步降低气膜冷却效率。

如何抑制甚至消除CVP成为提高气膜冷却性能的关键,改变气膜孔几何结构是有效方法之一^[6]。国内外学者在传统圆形气膜孔的基础上提出了很多新型几何结构的气膜孔,如扇形孔、前倾孔以及带突片的气膜孔等等^[7]。这些新型气膜孔都在一定程度上提高了气膜冷却效率,但却因加工工艺的局限性或带来气动损失等不利因素而难以在实际工程上应用。有学者最新提出了一种新的气膜孔型——抑涡孔^[8],就是在原有圆形气膜孔的周围布置2个辅助孔。辅孔形成的CVP与主孔CVP方向相反,其相互作用减弱了CVP强度,从而减少了冷气和主流的掺混,提高了气膜冷却效率。并且抑涡孔都是圆形孔,便于加工,有广阔的工程应用前景。

国内外学者对抑涡孔气膜冷却进行了平板实验和相应的数值计算^[9-10],得到了气膜冷却效率。但是数值计算均采用雷诺平均Navier-Stokes方程(Reynolds averaged Navier-Stokes, RANS)的计算方法,对于抑涡孔提高气膜冷却效率的作用机理也仅仅是建立在宏观分析的基础上,而未对流场中影响壁面换热的湍流结构进行细致分析。大涡模拟(large eddy simulation, LES)虽然不能达到直接数值模拟(direct numerical simulation, DNS)的计算精度,但可以分辨对流动和换热起主导作用的大尺度湍流结构,并且相比于DNS计算量大大减少,是研究气膜冷却机理的有效工具。本文采用大涡模拟研究了简化模型下圆孔和抑涡孔的气膜冷却流场,分析大尺度湍流结构对流动和换热的影响,得出了抑涡孔提高气膜冷却效率的作用机理,为抑涡孔几何结构的进一步优化提供理论依据。

1 物理模型

参考刘晓红^[10]的经典平板气膜冷却实验模型,选取圆孔和抑涡孔气膜冷却的物理模型如图

1所示,用平板表面近似模拟发动机涡轮叶片中段的气膜冷却表面, X 方向为气体流动方向, Y 方向为展向, Z 方向为气膜冷却表面的垂直方向。高温主流沿 X 方向进入主流通道,冷却气体沿 Y 方向进入冷气腔,经气膜孔流出后与主流掺混从出口流出。

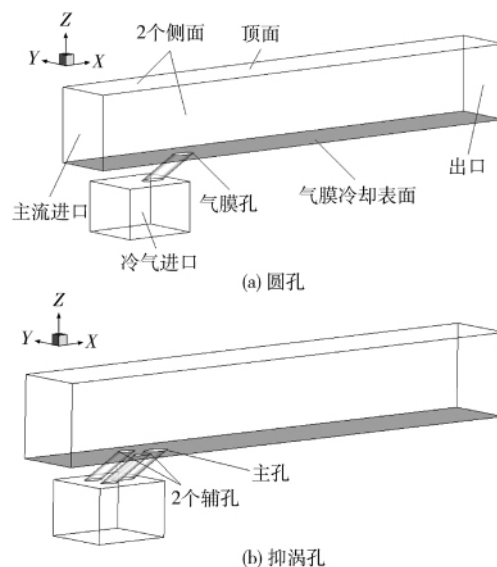


图1 圆孔和抑涡孔气膜冷却计算的物理模型

Fig. 1 Physical models for computation of round and anti-vortex holes

圆孔气膜冷却模型中气膜孔的直径 $D=4$ mm,与底面夹角为 30° ,气膜孔长度为 $3.5D$ 。气膜孔中心与主流进口和出口的距离分别为 $10D$ 和 $30D$,与两个侧面的距离为 $5D$,与顶面的距离是 $6D$ 。冷气腔在 X,Y,Z 三个方向上的长度分别为 $6D,10D$ 和 $4D$ 。

抑涡孔气膜冷却几何模型的尺寸与圆孔相同,只是在圆形气膜孔后面加了两个平行的辅助圆孔,几何结构如图2(a)所示。辅孔直径 $d=0.75D$,主孔和辅孔的展向间距 $P=0.875D$,流向间距 $B=D$ 。这种平行式抑涡孔是由交叉式抑涡孔(如图2(b))改进而来,因为交叉式抑涡孔加工有一定的难度,并且辅孔存在展向倾角,使得辅孔出流冷气在下游对主孔冷气的干涉和保护作用减弱。而平行式抑涡孔克服了以上缺点,更具研究价值。

采用网格生成软件ICEM划分块结构化六面体网格,气膜孔内采用O型网格,垂直气膜冷却表面方向以及气膜孔周围进行网格加密,保证近壁面第1个计算单元的 y^+ 小于1。经网格无关

解验证,并在计算资源满足的情况下尽量提高网格质量和密度,圆孔和抑涡孔气膜冷却物理模型的整个计算域六面体网格节点总数分别为 401 万和 456 万。

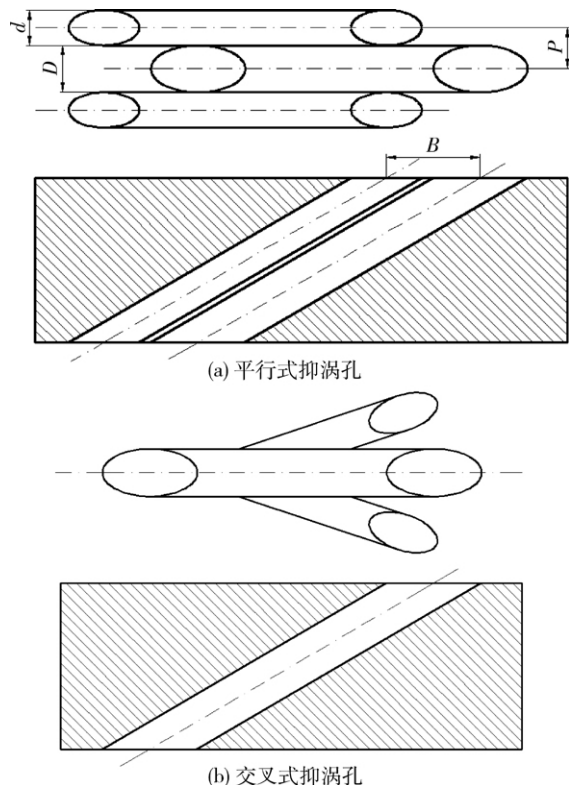


图 2 两种抑涡孔几何结构

Fig. 2 Geometry of two kinds of anti-vortex hole

2 计算方法

2.1 控制方程

本文模拟工况为低速低温情况,而非模拟计算真实发动机工况下气膜冷却流场特性,因而采用三维、瞬态、不可压缩流动的 Navier-Stokes 方程,空间滤波后的控制方程为

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial \rho \bar{u}_i}{\partial x_i} = 0 \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho \bar{u}_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \bar{u}_i \bar{u}_j) = \\ \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\mu \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} \right) - \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} - \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \end{aligned} \quad (2)$$

式中 τ_{ij} 为隐式滤波产生的亚格子尺度湍流关联项——亚网格应力张量,定义为

$$\tau_{ij} = \rho \bar{u}_i \bar{u}_j - \rho \bar{u}_i \cdot \bar{u}_j \quad (3)$$

τ_{ij} 用动态亚格子模型 Smagorinsky-Lilly 进行

模化^[11-13]。

2.2 数值计算方法

采用商用计算流体动力学软件 FLUENT 进行计算,首先用 RNG (renormalization group) $k-\epsilon$ 模型进行稳态模拟,选择标准壁面函数对近壁面进行处理,基于有限体积法求解控制方程,选取二阶迎风差分格式,流体-速度耦合基于 SIMPLE (semi-implicit method for pressure linked equation) 算法。然后将计算得到的稳态流场作为 LES 计算的初始值,这样可以大大减少 LES 的计算时间。采用 LES 的 Smagorinsky-Lilly 模型,时间差分格式为二阶迎风隐式格式,在高性能并行计算平台上进行运算。

2.3 定解条件

本文主要研究内容是在圆孔和抑涡孔主孔射流参数完全一致的情况下,对 2 种孔型的气膜冷却流场结构和换热规律进行对比分析,所以选取相同的主流进口参数及冷气出口参数。给定垂直主流进口的均匀速度 $U_0 = 13.8 \text{ m/s}$,冷气从气膜孔流出的速度 U_c ,主流和冷气进口温度分别为 $T_0 = 318 \text{ K}$ 和 $T_c = 300 \text{ K}$ 。对流动和换热起决定作用的特征参数吹风比 M 和雷诺数 Re 定义如下:

$$M = \rho_c U_c / \rho_0 U_0 \quad (4)$$

$$Re = D U_c / \nu \quad (5)$$

式中 ρ_0 和 ρ_c 分别代表主流和冷气的密度,计算选取 $M = 0.7$, $Re = 2461.2$ 。2 个侧壁面设为周期性边界条件,顶面设为自由滑移边界条件,出口为压力出口边界条件,其余边界设为绝热无滑移壁面。时间步长为 10^{-6} s ,收敛标准为最大残差值小于 10^{-6} ,计算总时间为 10 个流通周期(一个流通周期定义为 $40D/U_c$),经历 5 个流通周期后开始做统计平均。

3 计算结果及分析

3.1 气膜冷却效率

衡量气膜冷却效果的参数——气膜冷却效率的定义为

$$\eta = \frac{T_0 - T_{aw}}{T_0 - T_c} \quad (6)$$

式中 T_{aw} 为绝热壁温,即为气膜冷却表面温度。

为验证本文计算方法的准确性,针对 Sinha^[14] 的圆孔平板实验模型进行了大涡模拟。Sinha 的平板实验采用了精确布置的热电偶测温方法,其实验数据被大量气膜冷却研究者作为权

威结果引用参考. 由吹风比 $M=0.78$ 时计算和实验的中心线气膜冷却效率对比图(图 3)可以看出, 本文的计算结果与文献实验结果符合很好, 表明本文的计算方法在模拟气膜冷却问题时有较高的精度.

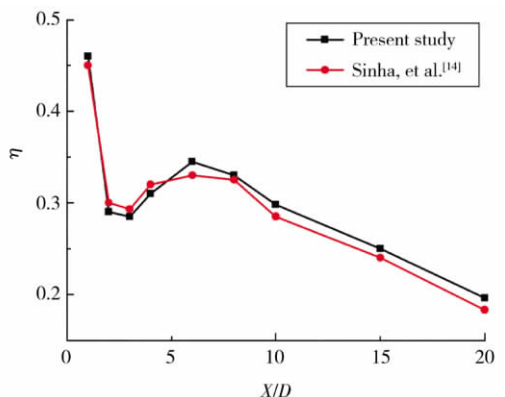


图 3 本文计算的中心线气膜冷却效率与实验的对比图

Fig. 3 Comparison of centerline film cooling effectiveness between calculation and experimental

在冷气流量相同的情况下, 圆孔和抑涡孔展向平均气膜冷却效率如图 4 所示, 抑涡孔气膜冷却效率大大优于圆孔.

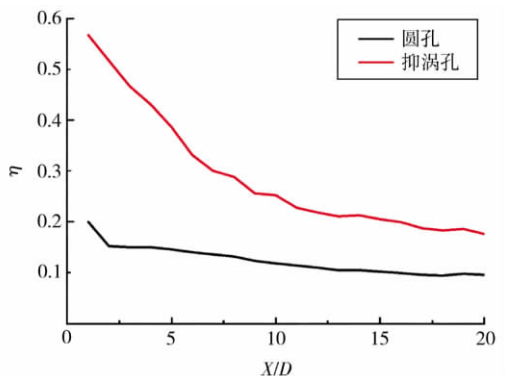


图 4 圆孔和抑涡孔展向平均气膜冷却效率

Fig. 4 Spanwise averaged film cooling effectiveness of round and anti-vortex holes

图 5 为吹风比相同时圆孔和抑涡孔时间平均气膜冷却效率云图, 在抑涡孔主孔出流条件与圆孔相同的条件下, 辅孔的存在使得抑涡孔气膜冷却效率在展向和流向均大幅提高. 由图 6 可以看出两种孔型中心线上气膜冷却效率对比情况及其沿流向发展趋势.

3.2 平均速度矢量图

气膜孔射流和主流相互作用产生的主要相干

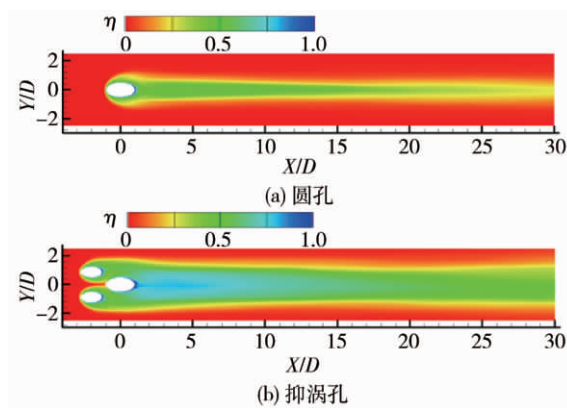


图 5 圆孔和抑涡孔时间平均气膜冷却效率云图

Fig. 5 Mean film cooling effectiveness contours of round and anti-vortex holes

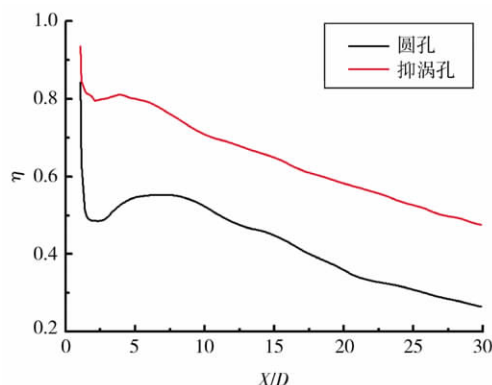


图 6 圆孔和抑涡孔中心线气膜冷却效率对比图

Fig. 6 Centerline film cooling effectiveness of round and anti-vortex holes

结构是反转涡对, CVP 是由射流进入主流时垂直动量的差异而产生的, 它导致冷气和主流发生强烈掺混, 降低气膜冷却效率. 图 7 为圆孔和抑涡孔 $5D$ 位置流向横截面无量纲平均温度云图及平均速度矢量图, 由于 CVP 及温度场的对称性, 仅截取半截面以清晰显示 CVP 结构. 图中无量纲温度值 $\theta = (T - T_c) / (T_0 - T_c)$, T 代表流体温度, θ 等于 0 和 1 分别代表流体温度与冷气进口温度和主流进口温度相同. 由图 7(a) 中典型的 CVP 结构可知, CVP 的两侧卷吸主流进入射流尾迹区, 冷气和主流的剧烈掺混使得冷气温度升高; CVP 将主流卷吸至冷气底部并将气膜孔中心线上的冷气带离壁面, 减弱了冷气对壁面的覆盖. CVP 的两种作用都导致气膜冷却效率降低, 因而削弱 CVP 的不利影响有利于提高气膜冷却效率. 所以在抑涡孔结构设计中, 根据主孔 CVP 的尺寸, 将主孔

和辅孔的展向间距设为 $0.875D$, 这样辅孔冷气出流方向与主孔 CVP 卷吸方向相反, 阻碍其卷吸作用, 从而减少主流和冷气的掺混, 提高对壁面的冷却效果.

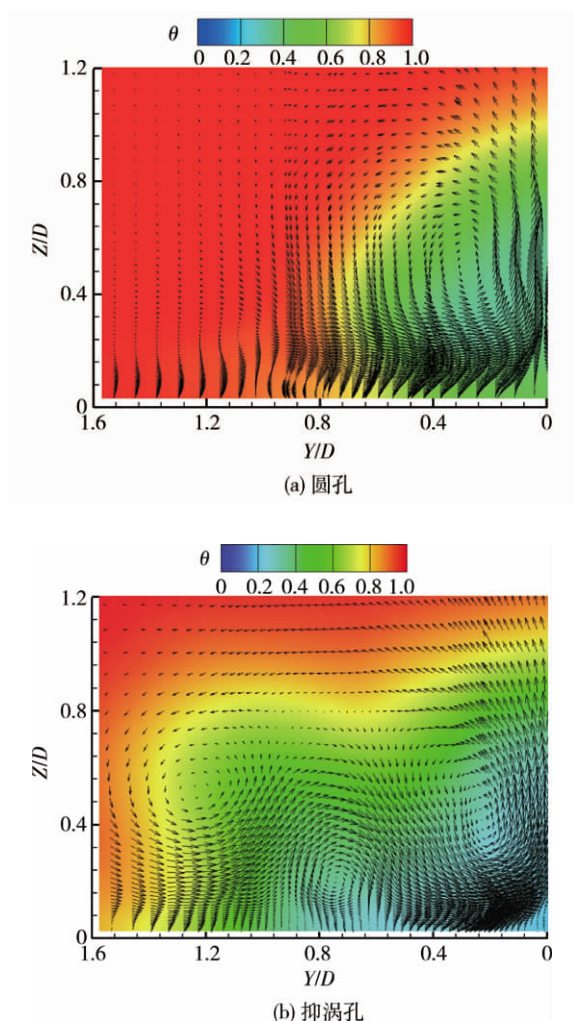


图 7 $X/D=5$ 处圆孔和抑涡孔流向截面平均温度云图和平均速度矢量图

Fig. 7 Mean temperature contours and distributions of velocity vectors of round and anti-vortex holes in $X/D=5$

在图 7(b) 中, 抑涡孔主孔和辅孔射流形成的 CVP 清晰可见, 主孔 CVP 尺寸较圆孔射流 CVP 尺寸减小. 辅孔 CVP 靠近主孔一侧的涡卷由于主孔 CVP 的卷吸而明显减小且更贴近壁面. 辅孔出流冷气为主孔 CVP 卷吸提供了冷气补充, 减少了主流和冷气的掺混, 使得冷气更好地贴附壁面, 从而提高了气膜冷却效率. 而远离主孔一侧的辅孔 CVP 涡卷虽卷吸主流与冷气掺混, 但其与冷气核心区距离较远, 且辅孔 CVP 的强度较弱, 卷吸能力小, 因而并未导致主流和冷气大范围的能量交

换, 使得冷气能够保持较低的温度向下游发展.

3.3 湍流结构

用 Q 等值面^[15] 识别流场中的湍流结构, 定义为

$$Q = \frac{1}{2}(\Omega_{ij}\Omega_{ij} - S_{ij}S_{ij}) \quad (7)$$

式中

$$\Omega_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} - \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right)$$

$$S_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right)$$

图 8 给出用 $Q/(U_c/D)^2=1$ 等值面识别的圆孔和抑涡孔气膜冷却流场湍流结构, 并用无量纲温度 θ 着色.

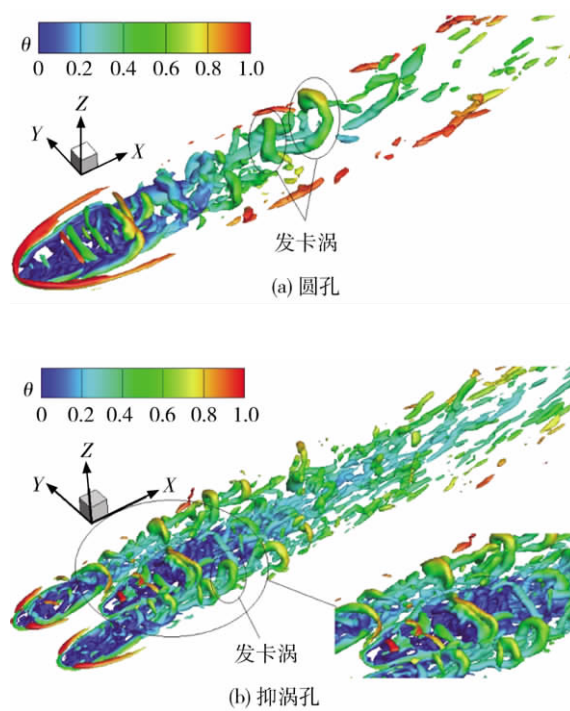


图 8 圆孔和抑涡孔气膜冷却流场温度着色的湍流结构

Fig. 8 Turbulence structure colored by non-dimensional temperature of round and anti-vortex holes

图 8(a) 中, 气膜孔出口前缘形成马蹄涡, 马蹄涡是主流在近壁区受到逆压梯度而产生的. 因为冷气射流对主流起到阻挡作用. 气膜冷却的主要湍流结构是发卡涡^[16-18], 发卡涡是由主流与射流相互作用过程中产生的不同方向的涡量相互连接组成的, 对主流和冷气的掺混以及气膜冷却效率有着直接的影响. 发卡涡的头部主要由主流和射流在水平交

界面上的剪切产生,发卡涡头部的卷吸作用使得主流和冷气掺混,提高了冷气温度,降低了冷气对壁面的冷却效果;发卡涡的水平腿部与对转涡对相关,它卷吸主流进入射流尾迹区,并抬升冷气脱离壁面,增强了主流和壁面的换热,降低了气膜冷却效率;发卡涡的垂直腿部是由主流边界层内的展向涡量被射流卷吸而重新定位到垂直壁面方向形成的,它将发卡涡头部和水平腿部连接到一起。发卡涡结构导致主流和冷气的剧烈掺混,提高了冷气温度,大大降低了气膜冷却性能。

由图 8(a)无量纲温度着色的湍流结构可以看出,射流温度在气膜孔出口位置急剧升高,这是由于射流进入主流而被主流包裹,冷热流体间的大温差产生强烈的能量交换;且冷气出流存在一定倾角,气膜孔出口尾缘区域形成低压区导致大量主流进入冷气底部,将冷气抬升,壁面与主流接触温度急剧升高。通过气膜孔中心截面的瞬态温度场(图 9(a))可以非常清晰地看到,流向 $2.5D$ 之后,进入冷气底部的主流与冷气掺混,温度降低,冷却效率小幅升高,这个过程与图 6 所示中心线气膜冷却效率大幅降低之后升高的现象相对应。因此在抑涡孔设计时将辅孔放置于主孔上游,

掺混,冷气温度升高,气膜冷却效率持续降低。随着射流不断地侧向扩散和垂直穿透作用持续减弱,发卡涡的尺寸增大但强度不断减弱。当主流和射流掺混到一定程度后,发卡涡破碎为无规律的近壁条带结构,冷气和主流的掺混程度降低,气膜冷却效率下降趋缓。

图 8(b)中,由于辅孔射流在上游对主流的阻挡和抬升作用,主孔前缘没有形成马蹄涡。同样由于辅孔出流冷气的保护作用,主孔射流温度在气膜孔出口位置并未急剧升高。由图 9(b)可见,辅孔出流冷气补充到主孔出口尾缘低压区,冷气保持了一个较低的温度贴附于壁面向下游输送。辅孔射流形成的发卡涡靠近主孔一侧的水平腿部逐渐破碎消失,因为这部分冷气被卷吸进入主孔射流尾迹。主孔射流并未形成完整的发卡涡结构,而是较为混乱的近壁条带结构,相比于发卡涡,这些近壁条带结构导致的冷气和主流的掺混减少,并且更好地贴附在壁面上,从而提供更好的冷却效果。

4 结 论

本文用大涡模拟研究了抑涡孔气膜冷却湍流场,通过与相同工况下圆孔气膜冷却流场湍流结构进行比较分析,得出辅孔射流与主孔射流间的干涉作用,并探索了大尺度湍流结构影响气膜冷却效率的物理机制,主要结论如下:

- 1) 抑涡孔辅孔射流抑制了主孔射流形成的反转涡对的尺寸和强度,并为主孔射流的卷吸提供冷气补充,因此减少了主流和冷气的掺混,同时削弱了主孔反转涡对的卷吸对冷气的抬升作用。
- 2) 由于上游辅孔射流的保护作用,以及辅孔出流对主孔出口尾缘低压区的冷气补充作用,主孔射流在气膜孔出口处没有与主流发生大面积强烈掺混,使冷气保持较低温度向下游发展。
- 3) 由于辅孔射流的干涉作用,主孔射流并未形成完整的发卡涡结构,而是无规律的近壁条带结构,减少了冷气和主流的掺混,并使冷气更好覆盖和冷却壁面,从而提升了气膜冷却效率。

参考文献:

- [1] 韩介勤,杜达,艾卡德. 燃气轮机传热和冷却技术[M]. 程代京,谢永慧,译. 西安:西安交通大学出版社,2005.
- [2] Le Brocq P V, Launder B E, Priddin C H. Discrete hole injection as a means of transpiration cooling: an experimental study [R]. London: Imperial College, Rep. HTS/71/37, 1971.
- [3] Ramsey J W, Goldstein R J. Interaction of a heated jet with

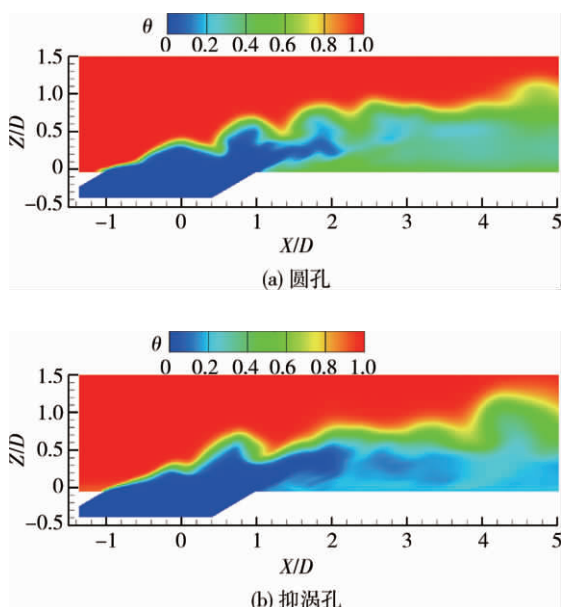


图9 圆孔和抑涡孔中心截面的瞬态无量纲温度云图

Fig. 9 Instantaneous non-dimensional temperature contours in the centerplane of round and anti-vortex holes

这样辅孔出流冷气会对主孔射流起到保护作用,并且为低压区提供冷气补充。在圆孔射流尾迹区,发卡涡形成并向下游发展,导致主流和冷气不断

- a deflecting stream[J]. Journal of Heat Transfer, 1971, 93(4): 365-372.
- [4] Fric T F. Structure in the near field of the transverse jet [D]. California: California Institute of Technology, 1990.
- [5] Rozati A, Tafti D K. Large-eddy simulations of leading edge film cooling: analysis of flow structures, effectiveness, and heat transfer coefficient[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2008, 29(1): 1-17.
- [6] Goldstein R J, Eckert E R G. Effects of hole geometry and density on three-dimensional film cooling[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 1974, 17(5): 595-607.
- [7] Ronald S B. A review of shaped hole turbine film cooling technology[J]. Journal of Heat Transfer, 2005, 127(4): 441-453.
- [8] Heidmann J D, Ekkad S V. A novel anti-vortex turbine film-cooling hole concept[R]. ASME Paper GT-2007-27528, 2007.
- [9] Dhungel A, Lu Y P, Phillips W, et al. Film cooling from a row of holes supplemented with anti-vortex holes[R]. ASME Paper GT2007-27419, 2007.
- [10] 刘晓红, 陶智, 罗翔. 小孔辅助结构影响气膜冷却效果的实验[J]. 航空动力学报, 2011, 26(12): 2710-2715.
LIU Xiaohong, TAO Zhi, LUO Xiang. Experimental investigation on effect of small auxiliary holes on film cooling effectiveness[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(12): 2710-2715. (in Chinese)
- [11] Smagorinsky J. General circulation experiments with the primitive equations: I the basic equations [J]. Monitor Weather Review, 1963, 91(3): 99-164.
- [12] Germano M. Turbulence: the filtering approach[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1992, 238: 325-336.
- [13] Lilly D K. A proposed modification of the Germano sub-grid-scale closure method[J]. Physics of Fluids A, 1992, 4(3): 633-635.
- [14] Sinha A K, Bogard D G, Crawford M E. Film cooling effectiveness downstream of a single row of holes with variable density ratio[J]. Journal of Turbomachinery, 1991, 113(3): 442-449.
- [15] Dubief Y, Delcayre F. On coherent-vortex identification in turbulence[J]. Journal of Turbulence, 2000, 1(11): 1-22.
- [16] Tyagi M, Acharya S. Large eddy simulation of film cooling flow from an inclined cylindrical jet[J]. Journal of Turbomachinery, 2003, 125(4): 734-742.
- [17] 刘宁, 孙纪宁. 旋转状态气膜换热机理的数值研究[J]. 航空动力学报, 2011, 26(4): 836-841.
LIU Ning, SUN Jining. Numerical simulation of heat transfer physics of cooling under rotating conditions[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(4): 836-841. (in Chinese)
- [18] 刘宁. 旋转状态气膜冷却流动与换热机理的大涡模拟研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2010.
LIU Ning. Study on fluid flow and heat transfer of film cooling in rotating frame with large eddy simulation[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010. (in Chinese)